

На правах рукописи

Игнатов Александр Иванович

**ИССЛЕДОВАНИЕ РЕЖИМОВ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ
ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ
ЭКСПЕРИМЕНТОВ В ОБЛАСТИ МИКРОГРАВИТАЦИИ**

Специальность 01.02.01 – Теоретическая механика

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Москва – 2012

Работа выполнена в ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева»

Научный руководитель: доктор физико-математических наук,
профессор
Сазонов Виктор Васильевич

Официальные оппоненты: доктор физико-математических наук,
профессор
Овчинников Михаил Юрьевич

кандидат технических наук
Тимаков Сергей Николаевич

Ведущая организация: Институт проблем механики
имени А.Ю. Ишлинского РАН

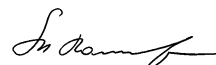
Защита состоится «___» _____ 2012 г. в ___ часов на заседании
Диссертационного совета Д002.024.01 при Институте прикладной
математики имени М.В. Келдыша РАН по адресу: 125047, Москва,
Миусская пл., 4.

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

Автореферат разослан «___» _____ 2012 г.

Ученый секретарь диссертационного совета

доктор физико-математических наук



Т.А. Полилова

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность проблемы. Результаты ряда выполняемых на искусственных спутниках Земли (ИСЗ) экспериментов по физике жидкости, материаловедению, биологии и медицине существенно зависят от микроускорений, действующих на экспериментальные установки. Чтобы такие эксперименты были успешными, микроускорения должны быть малыми. Микроускорения на борту ИСЗ определяются конструкцией спутника и его движением, прежде всего, движением относительно центра масс. Поиск приемлемых вариантов конструкции и режимов движения спутников, предназначенных для исследований в области микрогравитации, приводит к задаче математического моделирования микроускорений.

Цель диссертации состоит в поиске и исследовании режимов вращательного движения ИСЗ, обеспечивающих низкий уровень квазистатических микроускорений. Для надежной реализации такие режимы должны быть управляемыми. Управление предлагается осуществлять электромеханическими исполнительными органами – двигателями-маховиками или гиродинами, поскольку они вносят минимальные возмущения в требуемое движение спутника. В качестве дополнительных условий при поиске режимов с малым уровнем микроускорений рассматриваются условия малости области вариации вектора микроускорения, большого токосъема с солнечных батарей спутника, медленного накопления собственного кинетического момента электромеханическими управляющими устройствами. Исследование проводится с учетом дискретности работы БЦВМ и наличия зон нечувствительности в датчиках системы управления. Кроме задач, в которых объектом исследования является движение спутника, в диссертации рассмотрены задачи выбора конфигурации и анализа динамических возможностей применяемых систем двигателей-маховиков и гиродинов.

Научная новизна результатов диссертации обусловлена спецификой требований, предъявляемых к управляемым движениям спутника и условиям на его борту. Конкретные новые результаты сформулированы ниже в разделе «Основные результаты работы».

Апробация работы. Основные результаты, представленные в работе, докладывались и обсуждались на следующих конференциях и семинарах:

- X Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (Нижний Новгород, 24–30 августа 2011 г.);
- Международная конференция «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках» (Самара, 2–5 сентября 2008 г.);
- XXXI, XXXIII и XXXV Академические чтения по космонавтике (Москва, 2007, 2009 и 2011 гг.);
- V Международный аэрокосмический конгресс «IAC'06» (Москва, 27–31 августа 2006 г.);
- Научно-техническая конференция «Системы управления беспилотными

космическими и атмосферными летательными аппаратами» (Москва, ФГУП МОКБ "Марс", 25–27 октября 2010 г.);

- Молодежная научно-техническая конференция «Аэрокосмическая техника: исследования, разработки, пути решения актуальных проблем» (Москва, ФГУП "ГКНПЦ им. М.В. Хруничева", 2007 и 2010 гг.);
- Семинар по механике космического полета им. В.А. Егорова. Руководители: чл.-корр. РАН В.В. Белецкий, доц. М.П. Заплетин и проф. В.В. Сазонов (Москва, мехмат МГУ, 2008 и 2011 гг.).

Публикации. Всего по теме диссертации опубликовано 11 работ, в том числе 2 в изданиях, рекомендованных ВАК РФ. Список работ приведен в конце автореферата.

Структура и объем диссертации. Работа состоит из введения, пяти глав и двух приложений.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** описан объект исследования – ИСЗ для выполнения экспериментов в области микрогравитации, и сформулирована основная решаемая задача.

В диссертации рассматриваются так называемые квазистатические микроускорения. Частоты таких микроускорений не превышают нескольких тысячных долей герца, их абсолютные величины весьма малы, но именно эти микроускорения наиболее критичны для микрогравитационных исследований. Квазистатические микроускорения на борту низкоорбитального ИСЗ вызываются четырьмя причинами: 1) движением спутника относительно центра масс как твердого тела, 2) градиентом гравитационного поля, 3) аэродинамическим торможением, 4) действием силы, создаваемой органами управления. Если спутник совершает неуправляемое движение или для управления им используется гиросистема – двигатели-маховики или гиродины, то последняя из перечисленных причин исчезает. При таком сужении постановки задачи квазистатическое микроускорение в заданной фиксированной точке борта описывается простой формулой, причем чтобы воспользоваться ею, достаточно знать только орбиту и вращательное движение спутника.

Вывод формулы микроускорения основан на следующем определении. Пусть спутник представляет собой твердое тело, и точка P жестко связана с его корпусом. Микроускорением \mathbf{b} в точке P называется разность между напряженностью гравитационного поля в этой точке и абсолютным ускорением последней. Роль вектора \mathbf{b} в орбитальных экспериментах аналогична роли ускорения свободного падения \mathbf{g} в экспериментах на поверхности Земли. В частности, если в точке P закрепить пробное тело с исчезающе малой массой m_p , то сила реакции, действующая на это тело со стороны ИСЗ, будет равна $-m_p \mathbf{b}$. Приближенная формула для расчета микроускорений имеет вид

$$\mathbf{b} = \mathbf{d} \times \dot{\boldsymbol{\omega}} + (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{d}) \times \boldsymbol{\omega} + \frac{\mu_E}{|\mathbf{r}|^3} \left[\frac{3(\mathbf{d} \cdot \mathbf{r})\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^2} - \mathbf{d} \right] + c\rho_a |\mathbf{v}| \mathbf{v}. \quad (1)$$

Здесь \mathbf{d} – радиус-вектор точки P относительно центра масс спутника – точки O , $\boldsymbol{\omega}$ – абсолютная угловая скорость спутника, точка над буквой означает дифференцирование по времени t , μ_E – гравитационный параметр Земли, \mathbf{r} – геоцентрический радиус-вектор точки O , \mathbf{v} – скорость этой точки относительно поверхности Земли, ρ_a – плотность атмосферы в точке O , c – баллистический коэффициент спутника.

Формула (1) выведена для общего случая без каких-либо частотных ограничений. Однако если спутник имеет большие инерционные характеристики и его вращательное движение рассчитывается как движение твердого тела (такое движение обычно очень медленное), то формула (1) дает именно квазистатическое микроускорение.

Уравнения движения спутника состоят из двух подсистем. Одна подсистема описывает движение его центра масс, другая его движение относительно центра масс (вращательное движение). Подсистема уравнений движения центра масс записывается в гринвичской системе координат относительно компонент векторов \mathbf{r} и \mathbf{v} . Нецентральность гравитационного поля учитывается с точностью до членов порядка (16,16) включительно в разложении гравитационного потенциала Земли в ряд по шаровым функциям. Атмосфера считается вращающейся вместе с Землей, ее плотность рассчитывается согласно модели ГОСТ Р 25645.166-2004. Параметры атмосферы считаются неизменными на каждом исследуемом временном интервале движения спутника.

Подсистема уравнений вращательного движения записана в предположении, что спутник представляет собой гиростат. Чтобы записать ее уравнения, используется система координат $Ox_1x_2x_3$, образованная главными центральными осями инерции спутника. Ниже, если не оговорено особо, координаты точек и компоненты векторов относятся к этой системе координат. Подсистема вращательного движения образована тремя группами уравнений: уравнениями, выражающими теорему об изменении кинетического момента спутника в его движении относительно центра масс, кинематическими уравнениями Пуассона для элементов первых двух строк матрицы перехода от системы координат $Ox_1x_2x_3$ к гринвичской системе координат и уравнениями, описывающими изменение кинетического момента гиросистемы. Уравнения третьей группы зависят от требуемого движения спутника и конкретизированы в последующих главах диссертации.

В уравнениях первой группы учитываются гравитационный и аэродинамический моменты. Аэродинамический момент вычисляется в предположении, что спутник имеет форму прямого кругового цилиндра с двумя прикрепленными к нему одинаковыми прямоугольными пластинами – солнечными батареями. Цилиндр имеет радиус 1.3 м и высоту 5 м, его ось совпадает с осью

Ox_1 . Пластины расположены в плоскости Ox_1x_3 симметрично относительно оси Ox_1 . Стороны пластин параллельны осям Ox_1 и Ox_3 . Батареи жестко прикреплены к корпусу спутника, поскольку их вращение вслед за Солнцем вызвало бы дополнительные микроускорения, не учитываемые формулой (1). Инерционные характеристики спутника: масса 6440 кг, моменты инерции относительно осей Ox_i : $I_1 = 2600 \text{ кгм}^2$, $I_2 = 11100 \text{ кгм}^2$, $I_3 = 10900 \text{ кгм}^2$. Обсуждаемое ниже микроускорение \mathbf{b} рассчитывается по формуле (1) в точке $P = (-1 \text{ м}, 0.7 \text{ м}, 0.5 \text{ м})$. Это – одна из точек, где возможна установка научной аппаратуры. Начальный момент времени $t=0$ соответствует 12:10:34 декретного московского времени 21.09.2007. В этот момент элементы орбиты спутника составляют: высота в апогее 450 км, высота в перигее 400 км, наклонение 63° .

Задача состоит в том, чтобы найти законы управления кинетическим моментом гиросистемы, реализующие требуемые вращательные движения спутника. Качество найденных законов проверяется по нескольким критериям, в том числе по свойствам функции $\mathbf{b}(t)$. В главах 1 и 2 диссертации управления построены в виде уравнений, описывающих изменение суммарного кинетического момента гиросистемы. В главе 3 показано, как такие управления конкретизируются в управления образующими гиросистему четырьмя двигателями-маховиками. В главах 4, 5 рассмотрены задачи выбора конфигурации и анализа возможностей некоторых систем двигателей-маховиков и гиродинов.

В **первой главе** рассматривается движение спутника в различных вариантах режима орбитальной ориентации. Чтобы описать эти варианты введем орбитальную систему координат $OX_1X_2X_3$. Это правая декартова система, оси OX_3 и OX_2 которой направлены соответственно вдоль \mathbf{r} и кинетического момента орбитального движения спутника $\mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}$. Матрицу перехода от системы $Ox_1x_2x_3$ к системе $OX_1X_2X_3$ обозначим соответственно $A = \|a_{ij}\|_{i,j=1}^3$, где a_{ij} – косинус угла между осями OX_i и Ox_j .

Рассмотрены следующие режимы вращательного движения ИСЗ: пассивная гравитационная ориентация, активная орбитальная ориентация, полупассивная гравитационная ориентация.

В режиме *пассивной гравитационной ориентации* собственный кинетический момент гиросистемы равен нулю. Этот режим использовался при проведении экспериментов в области микрогравитации на орбитальных станциях «Салют-6» и «Салют-7», а также на станции «Мир» в начале ее полета. Одна из проблем использования этого режима – выставка начальных условий. Обычно эти условия выставлялись так. Оси строительной системы координат выставлялись по осям орбитальной системы в положении, близком одному из устойчивых положений равновесия эквивалентного твердого тела на круговой орбите, и станции вокруг нормали к плоскости орбиты сообщалась орбитальная угловая скорость. Такие начальные условия содержат заметную ошибку, режим полу-

чался возмущенным и вследствие дестабилизирующего действия аэродинамического момента через несколько суток разрушался.

В диссертации режим пассивной гравитационной ориентации спутника, описанного выше, рассматривается, как некоторое идеальное движение, обладающее наилучшими свойствами для проведения микрогравитационных экспериментов, как точка отсчета на своеобразной шкале возможных движений. Использование этого режима в таком качестве требует, чтобы он существовал в практически неизменном виде длительное время. В диссертации длительность существования режима пассивной гравитационной ориентации обеспечивается специальным построением его начальных условий. Эти начальные условия ищутся из условия минимума функционала

$$\int_0^T \sum_{i=1}^3 (\omega_i - \omega_0 a_{2i})^2 dt, \quad (2)$$

где ω_i – компоненты $\boldsymbol{\omega}$, ω_0 – среднее движение спутника в момент $t = 0$, значение T равно нескольким орбитальным периодам. Минимизация проводится на решениях, в которых оси Ox_1 и Ox_2 близки к осям $(-OX_3)$ и OX_2 соответственно. Механический смысл функционала (2) – в случае круговой орбиты и при отсутствии аэродинамического момента функционал равен нулю (достигает абсолютного минимума) на любом положении равновесия спутника в орбитальной системе координат.

В диссертации показано, что минимали функционала (2) обеспечивают весьма точную гравитационную ориентацию спутника на интервалах времени более недели. Ее медленное разрушение происходит под действием аэродинамического момента. В течение первых 6 суток движения $|\mathbf{b}(t)| < 4 \cdot 10^{-6} \text{ м/с}^2$, а диаметр области вариации вектора $\mathbf{b}(t)$ не превосходит $0.7 \cdot 10^{-6} \text{ м/с}^2$. Если еще учесть, что колебания микроускорения происходят весьма медленно – с орбитальной и удвоенной орбитальной частотами, то в такой ситуации может оказаться эффективным применение специальных платформ, непрерывно ориентирующих какую-либо экспериментальную установку вдоль вектора микроускорения.

В режиме пассивной гравитационной ориентации вращательное движение спутника относительно орбитальной системы координат представляет собой малые колебания относительно некоторого равновесного положения и описывается практически постоянной матрицей $A(t)$. Это равновесное положение задается матрицей A_0 , доставляющей минимум выражению

$$\int_0^{T_{GO}} \|A(t) - A_0\|^2 dt.$$

Здесь $\|\cdot\|$ – норма Фробениуса, T_{GO} – длина интервала времени, на котором рассматривается режим гравитационной ориентации. В диссертации

$T_{GO} = 6$ суток. Отклонения $A(t) - A_0$ не превышают 3° по вектору конечного поворота.

Режимом *активной орбитальной ориентации* в диссертации называется покой спутника в орбитальной системе координат, поддерживаемый системой управления. Активная орбитальная ориентация удобна для проведения космических экспериментов по росту кристаллов, поскольку в ней область вариации вектора $\mathbf{b}(t)$ мала. В диссертации закон управления гиросистемой выбран так, чтобы уравнения вращательного движения спутника допускали установившиеся решения, в которых с высокой точностью ориентация спутника остается постоянной. Главные члены этих уравнений сводятся к уравнениям трех независимых колебательных звеньев второго порядка. Рассмотрены два варианта выбора поддерживаемой постоянной ориентации. В первом варианте оси Ox_1 и Ox_2 точно совпадают с осями $(-OX_3)$ и OX_2 . В этом случае в течение первых 6 суток движения микроускорения остаются практически такими же, как в режиме пассивной гравитационной ориентации, а модуль собственного кинетического момента гиросистемы \mathbf{H} достигает значения $|\mathbf{H}| = 260$ Нмс. Гиросистема, приемлемая по своим техническим параметрам (массе, энергопотреблению и т. п.) для рассматриваемого спутника, не может обеспечить $|\mathbf{H}| > 15$ Нмс, поэтому через несколько часов после начала движения должна произойти ее разгрузка. Разгрузки в диссертации не изучаются, и величина накопленного кинетического момента служит только критерием качества режима.

Во втором варианте поддерживаемая постоянная ориентация задается введенной выше матрицей A_0 . В течение первых 6 суток движения модуль собственного кинетического момента гиросистемы не превосходит 10 Нмс; микроускорения – те же, что и в режиме пассивной гравитационной ориентации. В данном случае использование матрицы A_0 представляет только теоретический интерес. Оно позволяет получить весьма обнадеживающие оценки. В действительности матрица A_0 не является постоянной. Расчет ее изменения в реальном времени довольно сложен, поскольку требует учитывать влияние аэродинамического момента на вращательное движение спутника. Однако в этом нет необходимости.

Поддержание достаточно точной орбитальной ориентации можно обеспечить без накопления кинетического момента гиросистемы. Надо только выбором специального закона управления последней смоделировать гиродемпфер, использовавшийся в гравитационно-гироскопических системах стабилизации спутников¹. Получившийся режим назван в диссертации режимом *полупассивной гравитационной ориентации*. В этом режиме ИСЗ совершает малые колебания в орбитальной системе координат, а собственный кинетический момент гиросистемы остается ограниченным. В диссертации приведен закон

¹ Сазонов В.В. Гравитационная ориентация искусственных спутников с гиродинами. Космические исследования, 1988, т. 26, № 2, с. 315-317.

управления гиросистемой, обеспечивающий практически постоянное значение $|\mathbf{H}| = 10.1 \text{ Нмс}$ и те же значения микроускорения, что и в предыдущих способах орбитальной ориентации.

Поддержание пассивной гравитационной ориентации обеспечивается только действием на спутник гравитационного момента и момента сил инерции, поскольку речь идет о положении покоя во вращающейся системе координат. Знания параметров вращательного движения не требуется (приведение спутника в этот режим не рассматриваем). Реализация режима активной орбитальной ориентации в том виде, в каком он обсуждается в диссертации, требует знания и параметров ориентации спутника, и компонент его абсолютной угловой скорости. Для реализации режима полупассивной гравитационной ориентации достаточно знать только компоненты его угловой скорости. В двух последних режимах возможно сокращение информации о фазовом векторе, используемой для построения законов управления.

Во **второй главе** исследовано движение спутника в режиме одноосной солнечной ориентации. Основным недостатком режимов первой главы является малый энергопотребление с солнечных батарей при неудачном (и преобладающем во времени) положении орбиты спутника относительно Солнца. Поскольку проведение многих космических экспериментов требует больших затрат электроэнергии, для использования режима орбитальной ориентации на борту спутника надо будет иметь аккумуляторную батарею большой емкости (и массы). Эту батарею придется периодически заряжать, переводя спутник в режим солнечной ориентации. В такой ситуации имеет смысл рассмотреть режим солнечной ориентации в качестве одного из рабочих режимов вращательного движения спутника. В этом режиме ось Ox_2 (нормаль к светочувствительной стороне солнечных батарей) направлена на Солнце, абсолютная угловая скорость спутника практически равна нулю. Поворот спутника вокруг оси Ox_2 не фиксирован, поэтому режим является одноосным. Он обеспечивает максимальный приток электроэнергии и малые значения $|\mathbf{b}(t)|$, но диаметр области изменения вектора $\mathbf{b}(t)$ сравним с $\max |\mathbf{b}(t)|$.

Стабилизация режима осуществляется гиросистемой. Рассмотрены два варианта закона управления ее кинетическим моментом. Первый вариант использует информацию от солнечного датчика и датчика вектора угловой скорости. Главные члены уравнений вращательного движения спутника в этом варианте сводятся к двум колебательным звеньям второго порядка и одному звену второго порядка с астатизмом первого порядка. Первый вариант обеспечивает $\max |\mathbf{b}(t)| \approx 4 \cdot 10^{-6} \text{ м/с}^2$, заданную точность ориентации (ось Ox_2 составляет с направлением на Солнце угол менее 3°) и приемлемую длительность переходного процесса. Однако при этом законе гиросистема за первые 6 суток полета накапливает кинетический момент $|\mathbf{H}| = 300 \text{ Нмс}$.

Второй вариант закона управления гиросистемой дополнительно использует информацию о компонентах \mathbf{H} . Он стабилизирует спутник в режиме

одноосной солнечной ориентации и обеспечивает приближенную минимизацию роста полного кинетического момента вращательного движения спутника. Поскольку угловая скорость спутника в ориентированном положении практически равна нулю, этот закон фактически минимизирует рост $|\mathbf{H}|$. Минимизация осуществляется за счет управления углом поворота спутника вокруг оси Ox_2 .

Приведем вывод основных соотношений, лежащих в основе второго варианта закона управления гиросистемой. Кинетический момент спутника в его движении относительно центра масс $\mathbf{K} = (K_1, K_2, K_3)$ изменяется со временем согласно уравнению $\dot{\mathbf{K}} = \mathbf{M}$. Здесь \mathbf{M} – вычисленный относительно центра масс главный момент внешних сил, приложенных к спутнику. Выделим в явном виде гравитационный момент – в данном случае он преобладает – и представим \mathbf{M} следующим образом

$$\mathbf{M} = \frac{3\mu_E}{|\mathbf{r}|^5} (\mathbf{r} \times \hat{I}\mathbf{r}) + \mathbf{M}',$$

где $\hat{I} = \text{diag}(I_1, I_2, I_3)$ – тензор инерции спутника, \mathbf{M}' – аэродинамический и другие моменты. В силу последних соотношений

$$\dot{K} = \frac{\mathbf{K} \cdot \mathbf{M}}{K} = \frac{3\mu_E}{K|\mathbf{r}|^5} [\mathbf{K} \cdot (\mathbf{r} \times \hat{I}\mathbf{r})] + \frac{\mathbf{K} \cdot \mathbf{M}'}{K}, \quad K = |\mathbf{K}|.$$

Будем в каждый момент времени минимизировать выражение $F = \mathbf{K} \cdot (\mathbf{r} \times \hat{I}\mathbf{r})$. Это уменьшит \dot{K} и в ряде случаев даже уменьшит K . Поскольку солнечная ориентация не должна нарушаться, минимизация F возможна только за счет поворота спутника вокруг оси Ox_2 . Пусть φ – угол поворота оси Ox_1 вокруг оси Ox_2 , отсчитываемый от плоскости Ox_1x_3 , причем при $\varphi = 0$ ось Ox_1 составляет острый угол с осью Ox_3 . Тогда $F = F(\varphi)$. Приближенное отслеживание минимума функции $F(\varphi)$ в процессе полета можно реализовать как движение спутника вокруг оси Ox_2 в соответствии с уравнением

$$\ddot{\varphi} + \kappa_1 \dot{\varphi} + \kappa_2 \frac{dF}{d\varphi} = 0, \quad \kappa_j = \text{const} > 0 \quad (j = 1, 2).$$

Изменение φ должно быть быстрым – с характерным временем намного меньше орбитального периода. Выписанное уравнение второго порядка относительно φ реализуется, если к спутнику приложить управляющий момент

$$\mathbf{M}_c = (0, AF_1 - B\omega_2, 0), \quad F_1 = (x_1^2 - x_3^2)K_2 + x_2(x_3K_3 - x_1K_1) = -\frac{1}{I_3 - I_1} \frac{dF}{d\varphi},$$

где A и B – положительные параметры. Этот момент также создается гиросистемой – он суммируется с моментом, обеспечивающим поддержание солнечной ориентации. Математическое моделирование показало, что такой способ

управления всегда обеспечивает требуемую точность ориентации и малый уровень микроускорений ($|\mathbf{b}(t)| < 5.2 \cdot 10^{-6} \text{ м/с}^2$ в первые 6 суток использования режима). Эффективность уменьшения $|\mathbf{H}|$ имеет место только в случае, когда Солнце не пересекает плоскость орбиты спутника и не проходит вблизи ее зенита или надира. В типичных ситуациях накопленный кинетический момент $|\mathbf{H}| < 15 \text{ Нмс}$. Если же Солнце пересекает плоскость орбиты или проходит вблизи зенита (надира), то избежать увеличения $|\mathbf{H}|$ не удастся, хотя оно существенно меньше, чем при использовании первого варианта закона управления.

В **третьей главе** диссертации рассматривается детальная реализация режимов движения спутника, описанных в главах 1 и 2 (кроме режима пассивной гравитационной ориентации). Поддержание режимов обеспечивается гиросистемой, состоящей из четырех одинаковых двигателей-маховиков (ДМ), оси вращения которых расположены параллельно боковым ребрам правильной четырехгранной пирамиды (рис. 1). Углы α и β задают ориентацию пирамиды относительно системы координат $Ox_1x_2x_3$, $\alpha = 80.5^\circ$ – угол между осью k -ого маховика и осью Ox_1 , $\beta = 45.5^\circ$ – угол между проекцией k -ого маховика на плоскость Ox_2x_3 и осью Ox_3 ($k = 1, 2, 3, 4$). Выбор схемы установки ДМ и значений углов рассмотрены в четвертой главе.

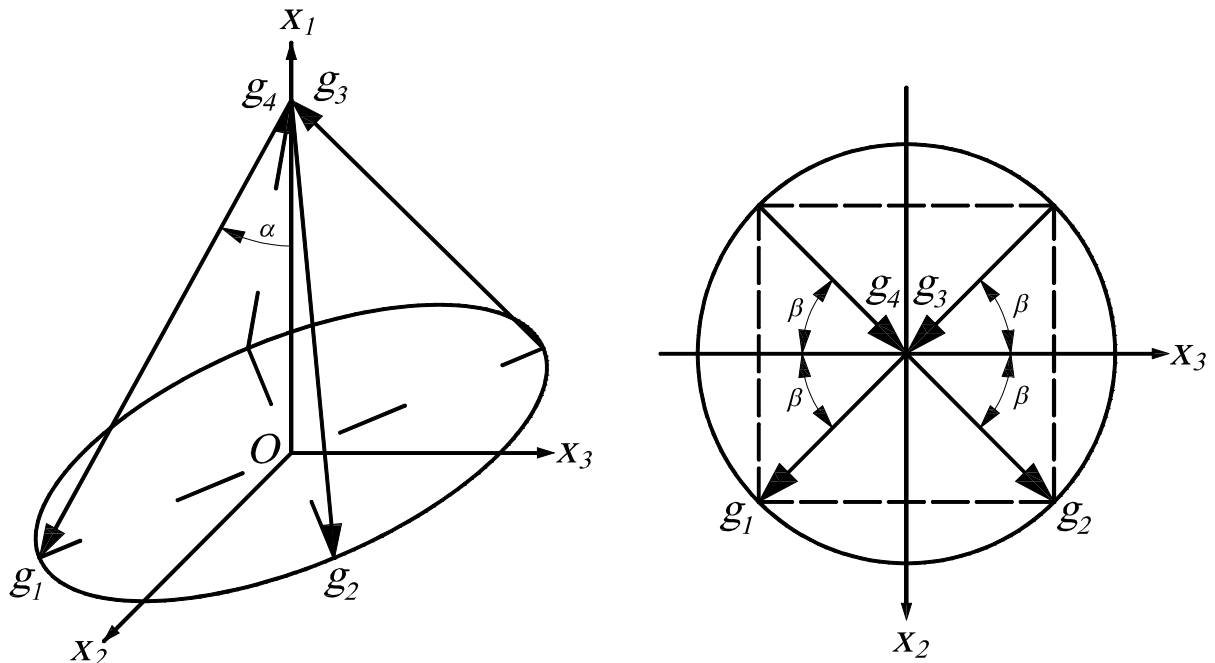


Рис. 1. Схема расположения системы ДМ относительно связанной со спутником системы координат.

Математическая модель гиросистемы выражается уравнениями

$$\mathbf{H} = (H_1, H_2, H_3), \quad H_1 = (G_3 + G_4 - G_1 - G_2) \cos \alpha,$$

$$H_2 = (G_1 + G_2 + G_3 + G_4) \sin \alpha \sin \beta, \quad H_3 = (G_2 + G_4 - G_1 - G_3) \cos \alpha \sin \beta,$$

$$\dot{G}_k = Li_k, \quad T \frac{di_k}{dt} + i_k = \frac{F(t, \sigma_k)}{L} \quad (k=1, 2, 3, 4),$$

$$\sigma_1 = m_2 - m_1 - m_3, \quad \sigma_2 = m_2 + m_3 - m_1, \quad \sigma_3 = m_1 + m_2 - m_3, \quad \sigma_4 = m_1 + m_2 + m_3,$$

$$m_1 = \frac{\dot{H}_1}{4 \cos \alpha}, \quad m_2 = \frac{\dot{H}_2}{4 \sin \alpha \sin \beta}, \quad m_3 = \frac{\dot{H}_3}{4 \sin \alpha \cos \beta}.$$

где G_k – кинетический момент ДМ с номером k , i_k – ток в обмотке этого ДМ, L и T – положительные коэффициенты, $F(\cdot)$ – оператор дискретизации. Управление формируется следующим образом. Задается равномерная временная сетка $t_n = n\tau$ ($n=0, 1, 2, \dots$), $\tau=0.1$ с – такт работы БЦВМ. В узлах сетки в соответствии с законами управления глав 1 и 2 вычисляются величины $\dot{H}_i(t_n)$ ($i=1, 2, 3$); расчет выполняется с учетом зон нечувствительности датчиков ориентации, показания которых используются при формировании закона управления. Затем эти величины по указанным выше формулам пересчитываются в величины $\sigma_k(t_n)$ ($k=1, 2, 3, 4$), и на каждом интервале $t_n < t \leq t_{n+1}$ принимается $F(t, \sigma_k) \equiv \sigma_k(t_n)$. Уравнения гиросистемы интегрируются совместно с уравнениями движения спутника.

Сравнение результатов, полученных с помощью идеализированных моделей глав 1 и 2, и более реалистической модели, приведенной в главе 3, показывает практически их полное совпадение при описании движения спутника. В случае микроускорений ситуация несколько иная. Микроускорения, рассчитанные в рамках реалистической модели, содержат высокочастотные компоненты, которых нет (и не может быть) в расчетах по идеализированной модели. Эти колебания обусловлены дискретностью алгоритма поддержания ориентации. Их амплитуда весьма мала ($\sim 10^{-7}$ м/с²), и они не сказываются на общем уровне микроускорений.

Результаты моделирования показали, что все рассмотренные режимы обеспечивают малый уровень квазистатических микроускорений на спутнике. В этих режимах в середине рабочего отсека микроускорения не превышают $6.0 \cdot 10^{-6}$ м/с². Из результатов моделирования следует также, что достаточно детальный учет функционирования системы управления ориентацией спутника не ухудшает оценки микроускорений, полученные в рамках идеализированной модели, не увеличивает накопление кинетического момента гиросистемы и не ухудшает точность ориентации ИСЗ в режимах одноосной солнечной ориентации.

В **четвертой главе** исследована конфигурация гиросистемы из четырех ДМ, оси вращения которых расположены параллельно боковым ребрам правильной четырехгранной пирамиды. Получены параметрические зависимости для выбора наиболее рационального расположения системы относительно главных центральных осей инерции спутника, обеспечивающего широкие возмож-

ности управления его угловой скоростью. Для рассматриваемого спутника это привело к параметрам, принятым в главе 3, где такая система использовалась для реализации найденных законов управления. Исследованы возможности управления спутником с помощью такой гиросистемы в случае отказа одного из ее маховиков.

В пятой главе рассматривается система двухстепенных силовых гироскопов – гиродинов, предназначенная для управления ориентацией искусственного спутника. Возможные значения ее суммарного кинетического момента образуют в системе координат, жестко связанной со спутником, некоторую ограниченную область P . Вблизи границы этой области и располагающихся внутри нее особых поверхностей управление кинетическим моментом усложнено или неосуществимо. Программный кинетический момент гиродинов, реализующий закон изменения ориентации спутника, должен лежать внутри P и находиться вне окрестности некоторых особых поверхностей, поэтому граница и внутренние особые поверхности должны быть изучены. В диссертации предложен численный метод построения границы области P и её внутренних особых поверхностей, основанный на методе продолжения по параметру. С использованием результатов Е. Н. Токаря² формализованы достаточные условия, позволяющие в ряде случаев определить тип особой поверхности. В качестве примера рассмотрена система из шести гиродинов, для которой построены области вариации вектора собственного кинетического момента и особые поверхности. Показаны возможности системы при отказе одного гиродин.

В заключении приведены основные результаты диссертации.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

Получены оценки квазистатических микроускорений на искусственном спутнике Земли, предназначенном для проведения космических экспериментов в области микрогравитации. Исследованы два режима вращательного движения спутника, поддержание которых обеспечивается электромеханическими исполнительными органами – двигателями-маховиками или гиродинами. Первый режим – трехосная орбитальная ориентация: продольная ось спутника направлена вдоль местной вертикали, солнечные батареи лежат в плоскости орбиты. Изучены различные варианты реализации этого режима, причем один из них – без насыщения гиросистемы. Режим обеспечивает малый уровень квазистатических микроускорений на борту и малую область вариации вектора остаточного микроускорения.

Второй режим – одноосная солнечная ориентация: нормаль к плоскости солнечных батарей спутника неизменно направлена на Солнце, абсолютная угловая скорость спутника практически равна нулю. Рассмотрены два варианта

² Токарь Е.Н. Проблемы управления гиросиловыми стабилизаторами. Космические исследования, 1978, т. 16, № 2, с. 179-187.

закона управления собственным кинетическим моментом гиросистемы. Первый вариант обеспечивает только затухание возмущенного движения спутника в окрестности положения покоя с требуемой скоростью. Второй вариант дополнительно ограничивает рост накапливаемого кинетического момента гиросистемы за счет управления углом поворота спутника вокруг нормали к плоскости солнечных батарей. Оба варианта закона управления поддерживают режим одноосной ориентации с требуемой точностью и обеспечивают малый уровень квазистатических микроускорений на борту.

Исследование обоих режимов проведено с учетом дискретности работы БЦВМ и наличия зон нечувствительности в датчиках системы управления. Решен ряд задач выбора конфигурации и анализа динамических возможностей применяемых систем двигателей-маховиков и гиродинов.

СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ ПО ТЕМЕ ДИССЕРАЦИИ

1. **А.И. Игнатов, В.В. Сазонов. Исследование особых поверхностей систем безупорных гиродинов методом продолжения по параметру. Космические исследования, 2009, т. 47, № 4, стр. 355-362.**
2. **А.И. Игнатов, В.В. Сазонов. Режимы вращательного движения ИСЗ с малым уровнем остаточных микроускорений. Вестник нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского, 2011, №4, часть 5, стр. 2195-2197.**
3. А.И. Игнатов, А.А. Давыдов, В.В. Сазонов. Анализ динамических возможностей систем управления малым космическим аппаратом построенных на базе двигателей-маховиков. Препринт Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, 2005, № 47.
4. А.И. Игнатов, В.В. Сазонов. Построение и анализ особых поверхностей систем безупорных гиродинов методом продолжения по параметру. Препринт Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, 2007, № 27.
5. А.И. Игнатов, А.А. Давыдов. Построение и анализ особых поверхностей систем безупорных гиродинов методом продолжения по параметру. Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXI Академических чтений по космонавтике. Под общей редакцией А.К. Медведевой. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2007.
6. А.И. Игнатов, В.В. Сазонов. Реализация режимов вращательного движения ИСЗ с малым уровнем остаточных микроускорений электромеханическими исполнительными органами. Препринт Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, 2008, № 91.
7. А.И. Игнатов. Режимы вращательного движения ИСЗ с малым уровнем остаточных микроускорений. Труды международной конференции «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках», Самара, Издательство СИЦ РАН, 2008.

8. А.И. Игнатов. Построение и анализ особых поверхностей систем безупорных гиродинов методом продолжения по параметру. Сборник трудов молодежной научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника: исследования, разработки, пути решения актуальных проблем», М.: Компания Спутник+, 2008.
9. А.И. Игнатов, В.В. Сазонов. Оценка остаточных микроускорений на борту ИСЗ в режиме одноосной солнечной ориентации. Препринт Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, 2009, № 65.
10. А.И. Игнатов. Использование электромеханических исполнительных органов для реализации режимов вращательного движения ИСЗ с малым уровнем микроускорений. Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXIII Академических чтений по космонавтике. Под общей редакцией А.К. Медведевой. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2009.
11. А.И. Игнатов. Реализация режимов вращательного движения ИСЗ с малым уровнем микроускорений электромеханическими исполнительными органами. Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXV Академических чтений по космонавтике. Под общей редакцией А.К. Медведевой. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2011.