

## Д.Е. ОХОЦИМСКИЙ И ЕГО РОЛЬ В СОЗДАНИИ СИСТЕМ ПАССИВНОЙ ОРИЕНТАЦИИ СПУТНИКОВ

© *В.А. Сарычев*

### 1. История вопроса

Обеспечение и поддержание заданной ориентации искусственных спутников Земли представляет собой одну из важнейших задач управления их движением. Определенная ориентация требуется как для коррекции траектории, так и для успешного выполнения своих функций спутниками связи, метеорологическими и навигационными спутниками, для проведения в космосе многих научных исследований. В зависимости от поставленных задач ориентация искусственных спутников может осуществляться активными или пассивными методами.

Для активных методов ориентации обязательно наличие на спутнике датчиков ориентации и исполнительных элементов, обеспечивающих управляющие моменты и поддерживающих заданную ориентацию спутника на орбите. Активные системы ориентации применяются, если необходимо обеспечить высокую точность ориентации, противодействовать большим возмущающим моментам, совершать сложные программные повороты спутника. Активные системы ориентации требуют для своего функционирования постоянного расхода энергии или рабочего вещества.

Для проектов спутников без сложных программных маневров, с очень большим временем активного существования и точностью ориентации 1–5° более предпочтительно применение пассивных методов. Работа пассивных систем ориентации спутников основана на использовании свойств гравитационного и магнитного полей, эффекта сопротивления атмосферы и светового давления, гироскопических свойств вращающихся тел. Важное свойст-

во пассивных систем ориентации спутников заключаются в том, что они не требуют датчиков ориентации и исполнительных элементов и могут функционировать продолжительное время, не расходуя энергию и топливо.

Работы по пассивным системам ориентации спутников и космических аппаратов в Советском Союзе начались с совещания 14 февраля 1954г., которое организовал М.В. Келдыш. На это совещание были приглашены С.П. Королев, П.Л. Капица, Л.И. Седов, С.Э. Хайкин, И.А. Кибель, Д.Е. Охоцимский, Т.М. Энеев, В.А. Егоров, В.А. Сарычев, М.К. Тихонравов, Г.Ю. Максимов, И.М. Яцунский. На совещании обсуждались примерные сроки и технические вопросы запуска первого искусственного спутника Земли, научные проблемы, которые предполагалось решить с помощью аппаратуры на искусственных спутниках. Кроме состава научных экспериментов обсуждался также вопрос об ориентации спутника: запускать ли неориентированный спутник или следует разрабатывать достаточно долго функционирующую систему ориентации.

Большой интерес вызвала идея П.Л. Капицы рассмотреть возможность обеспечения длительной ориентации спутника на центр Земли аналогично Луне, которая все время одной и той же стороной обращена к Земле. По-видимому, первым дал объяснение этому эффекту во вращательном движении Луны Ньютон.

Идея, высказанная П.Л. Капицей, заинтересовала Д.Е. Охоцимского, который к исследованию проблемы создания систем ориентации искусственных спутников привлек энтузиастов – сотрудников институтов АН и предприятий промышленности. В Отделении прикладной математики (ОПМ) по инициативе Дмитрия Евгеньевича был организован научный семинар (руководитель – А.Ю. Ишлинский), в работе которого приняли активное участие Д.Е. Охоцимский, В.В. Белецкий, В.А. Сарычев, Ю.В. Зонов, В.М. Вахнин, Б.В. Раушенбах, Е.Н. Токарь, Д.А. Князев, А.И. Лурье, М.К. Тихонравов, Г.Ю. Максимов, О.В. Гурко и др. Результаты обсуждения требований к точности ориентации спутников при проведении планируемых научных и технологических экспериментов на орбите, содержание докладов и проведенных участниками семинара исследований нашли отражение в итоговом отчете ОПМ «Предварительное исследование проблемы создания ориентированного спутника Земли»[1].

Основное внимание в отчете [1] было уделено пассивной гравитационной системе ориентации спутника. Рассмотрены различные конструктивные схемы системы ориентации, исследована возможность использования для ориентации наряду с гравитационным моментом и аэродинамического мо-

мента, проанализированы методы гашения начальной угловой скорости после отделения спутника от ракеты-носителя (СПУ – система предварительного успокоения). Менее подробно рассмотрены проблемы создания активной одноосной ориентации спутника Земли на Солнце и системы астроориентации спутников и космических аппаратов.

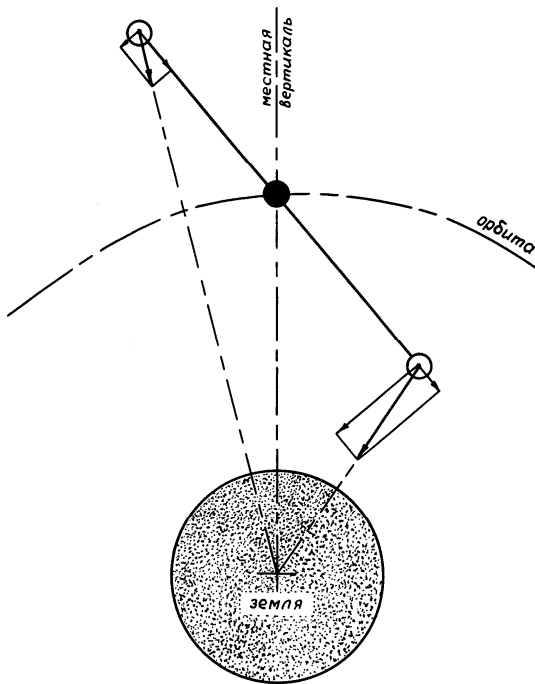
Теоретические исследования по пассивным системам ориентации спутников в основном были сосредоточены в Отделении прикладной математики. Однако при реализации этих систем на практике возникла необходимость подключения и других институтов АН и промышленных предприятий. При активном участии Д.Е. Охоцимского была создана кооперация, в которую, кроме Отделения прикладной математики, входили коллектив Л.В. Соколова (П.П. Клобуков, А.В. Михайлов, В.Н. Зигунов, Н.Г. Новоселова, В.Л. Солунин и др.), КБ «Южное» (В.И. Драновский, Ю.Д. Салтыков, В.С. Гладилин, В.М. Мишин, А.П. Алпатов, В.Г. Васильев, В.С. Хорошилов, Э.П. Яскевич и др.), Институт автоматики и телемеханики АН СССР (Б.Н. Петров, В.Ю. Рутковский, Ю.П. Портнов-Соколов, С.Д. Земляков, В.И. Попов и др.), коллектив Г.Н. Толстоусова (Ю.В. Мартынов, В.И. Боевкин, Ю.Г. Гуревич, Г.И. Ладынин и др.). Независимо от этой группы спутники с гравитационными системами ориентации разрабатывались также в НПО прикладной механики им. М.Ф. Решетнева (г. Красноярск).

Далее будут рассмотрены некоторые результаты проведенных в Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН исследований по теории систем пассивной ориентации спутников. В этих исследованиях принимали участие сотрудники Института Д.Е. Охоцимский, В.А. Сарычев, В.В. Белецкий, Ю.В. Зонов, В.М. Вахнин, Ю.А. Садов, В.В. Сазонов, С.А. Мирер, М.Ю. Овчинников, В.А. Златоустов, А.П. Маркеев, М.М. Комаров, А.Л. Петров, Е.Ю. Зуева, О.О. Галактионова, В.В. Сидоренко, А.П. Торжевский, В.В. Голубков, И.Г. Хацкевич, Е.Л. Старостин, А.В. Грушевский, аспиранты ИПМ, МФТИ и МГУ В.И. Пеньков, С.А. Гутник, Н.И. Яковлев, А.Д. Герман, К.В. Луканин, Т.А. Шиповских, С.П. Кузьмин, С.Г. Зыков, М.Е. Сидорюк, А.В. Исаков, С.А. Одинцова, Н.В. Мельник, И.П. Полянская, А.Д. Тетерин, И.В. Янковский, А.Г. Сокольский, А.А. Воронин, а также сотрудники других институтов и предприятий промышленности.

## **2. Гравитационные системы ориентации спутников**

**2.1. Общие идеи.** Из систем, использующих свойства внешней среды, наибольшее распространение получили гравитационные системы ориента-

ции спутников. Принцип ориентации в этих системах легко понять на примере гантели (две равные массы, соединенные жестким невесомым стержнем), центр масс которой движется по круговой орбите (рис. 1).



**Рис.1.** Гантель на круговой орбите.

Различие сил притяжения конечных масс гантели Землей приводит к появлению гравитационного момента, стремящего совместить ось гантели с направлением радиуса-вектора, соединяющего центры масс Земли и спутника. Это положение равновесия является устойчивым (случай Луны, имеющей форму слегка вытянутой дыни). Существует и неустойчивое положение равновесия, когда ось гантели совпадает с направлением касательной к орбите. Ясно, что величина управляющего гравитационного момента зависит от размеров спутника.

Спутник с неравными главными центральными моментами инерции имеет на круговой орбите четыре устойчивых положения равновесия, соответствующих совпадению наибольшей оси эллипсоида инерции спутника с радиусом-вектором и наименьшей оси с нормалью к плоскости орбиты [2].

При отсутствии возмущающих моментов и соответствующем выборе начальных условий спутник на круговой орбите будет сохранять неизменную ориентацию в орбитальной системе координат  $OXYZ$ , оси которой образованы касательной к орбите ( $OX$ ), нормалью к плоскости орбиты ( $OY$ ) и радиусом-вектором ( $OZ$ ), а начало системы координат совпадает с центром масс спутника.

При практической реализации гравитационных систем ориентации спутников необходимо решить три основные задачи. Первая задача, связанная с переориентированием эллипсоида инерции спутника, увеличением его моментов инерции, а, следовательно, и увеличением восстанавливающих гравитационных моментов, решается с помощью длинных полых стержней с грузами на концах, присоединенных к корпусу спутника. Стержни формируются из тонкой металлической ленты, подвергшейся специальной термообработке. Вес погонного метра полого стержня составляет около 20 г.

Вторая задача связана с необходимостью демпфирования собственных колебаний спутника. Демпфирование может быть полностью пассивным, полупассивным и активным. Примеры механизмов демпфирования приведены ниже.

Третья задача связана с неоднозначностью положения устойчивого равновесия спутника на орбите. Если спутник после демпфирования собственных колебаний должен занять заданное устойчивое равновесное положение (одно из четырех существующих), а углы и (или) угловые скорости спутника после отделения от ракеты-носителя слишком велики, то их необходимо уменьшить с помощью системы предварительного успокоения до величин, гарантированно обеспечивающих выход спутника в нужное положение равновесия. Другое решение этой задачи заключается в том, чтобы успокоить спутник в любом устойчивом равновесном положении и уже после успокоения перевести его программным переворотом в рабочее положение равновесия.

**2.2. Спутник с полостью, заполненной вязкой жидкостью.** При отсутствии внутреннего рассеивания спутник, в зависимости от величины начальной кинетической энергии, будет колебаться или совершать вращательное движение в орбитальной системе координат. Введение диссипативных сил превращает устойчивые положения относительного равновесия в асимптотически устойчивые. Простейшая схема, позволяющая ввести диссипативные силы, может быть представлена в виде тора, заполненного вязкой жидкостью и установленного на внешней поверхности спутника. Коле-

бания спутника приводят к перемещению вязкой жидкости относительно корпуса спутника и рассеиванию (в виде тепла) энергии его колебательного движения. Основной недостаток этой схемы демпфирования заключается в том, что для сравнительно быстрого рассеивания энергии момент инерции жидкости должен быть сравним с характерным моментом инерции спутника.

**2.3. Схема системы спутник-стабилизатор Д.Е. Охочимского.** Требование сравнимости моментов инерции спутника и вязкой жидкости для достаточно эффективного демпфирования собственных колебаний гравитационно устойчивого спутника приводит к чрезмерно большому весу демпфирующего устройства. В 1956 г. Д.Е. Охочимский предложил [1, 3] более эффективную схему гравитационной системы ориентации спутника (рис.2). К телу спутника с помощью сферического шарнира  $P$  присоединено второе тело, которое назовем стабилизатором. Стабилизатор выполнен в виде двух одинаковых по длине, жестко скрепленных друг с другом полых стержней с равными грузами на концах. Системы координат  $O_1x_1y_1z_1$  и  $O_2x_2y_2z_2$  образованы главными центральными осями инерции соответственно спутника и стабилизатора. Положение стабилизатора относительно тела спутника фиксируется центрирующими пружинами.

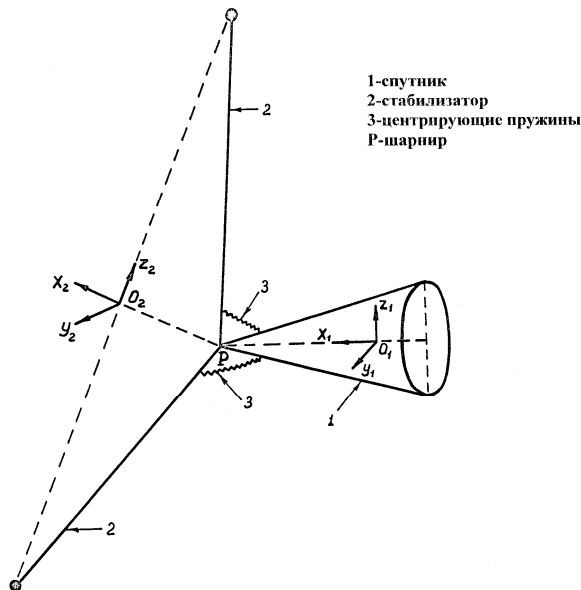


Рис.2. Схема системы спутник-стабилизатор Д.Е. Охочимского.

Параметры стабилизатора (длина стержней, величины концевых масс, угол раствора между стержнями) выбираются таким образом, чтобы при жестком закреплении стабилизатора относительно спутника система спутник-стабилизатор была гравитационно устойчивой. В положении устойчивого равновесия системы стержни стабилизатора расположены в плоскости орбиты,  $O_1x_1||O_2x_2$ ,  $O_1y_1||O_2y_2$ ,  $O_1z_1||O_2z_2$ . Нежесткое фиксирование взаимного положения спутника и стабилизатора осуществлено с помощью упругой связи, что позволяет ввести в систему демпфирующие члены, используя относительную подвижность обоих тел. Практическая реализация демпфирования в системе спутник-стабилизатор возможна, например, с помощью магнитного демпфера, действие которого основано на использовании токов Фуко, жидкостного демпфера и др.

Моменты инерции стабилизатора пропорциональны квадрату длины стержней, а максимальный размер стержней определяется лишь требованиями достаточной жесткости конструкции. Поэтому необходимое для удовлетворительного переходного процесса соотношение между моментами инерции спутника и стабилизатора легко обеспечивается с помощью малых масс на концах стержней за счет увеличения их длины.

Предложенная Д.Е. Охоцимским схема системы спутник-стабилизатор является достаточно простой и в то же время общей, так как она решает поставленную задачу ориентации при любых параметрах спутника. Вес стабилизатора, обеспечивающего оптимальные по быстродействию и точности ориентации параметры системы, составляет около 3% от веса спутника.

Следует отметить, что на круговой орбите простейшими решениями исследуемой системы спутник-стабилизатор являются положения равновесия (стационарные решения) в орбитальной системе координат. На эллиптической орбите эти положения равновесия переходят в периодические решения (эксцентриситетные колебания).

Далее для определения колебаний спутника или стабилизатора в орбитальной системе координат будем использовать аналог самолетных углов – углы тангажа  $\alpha$  (колебания в плоскости орбиты), рыскания  $\beta$  (колебания вокруг радиуса-вектора) и крена  $\gamma$  (колебания вокруг касательной к орбите).

Детальное теоретическое исследование динамики системы спутник-стабилизатор было проведено в [4, 5]. Так в [4] выведены общие нелинейные уравнения движения системы спутник-стабилизатор, получены необходимые и достаточные условия асимптотической устойчивости простейшего (нулевого) решения системы на круговой орбите, определены амплитуды эксцентриситетных колебаний спутника и стабилизатора, обусловленные

влиянием эллиптичности орбиты, исследованы переходные процессы системы. Следует отметить, что при подготовке Д.Е. Охоцимским отчета [1] несколько пробных расчетов затухания собственных колебаний системы спутник-стабилизатор на аналоговой модели провела Г.Н. Герман, а позже Д.А. Князев на основе выполненного им подробного численного исследования переходных процессов определил оптимальные по быстрдействию параметры стабилизатора.

При движении системы спутник-стабилизатор на орбитах с высотой, меньшей 600 км, необходимо учитывать влияние атмосферы [5]. На круговой орбите учет сопротивления атмосферы приводит к увеличению частот собственных колебаний системы. Второй эффект воздействия сопротивления атмосферы на колебания системы связан с увлечением атмосферы вращающейся Земли и зависит от наклона и высоты орбиты и положения центров давления спутника и стабилизатора. Как показывают расчеты, максимальная амплитуда вынужденных колебаний, возникающих вследствие вращения атмосферы, не превышает нескольких градусов и убывает с высотой. Частота вынужденных колебаний совпадает с частотой обращения центра масс системы по орбите.

В описанной выше принципиальной схеме гравитационной системы ориентации наиболее сложным элементом в изготовлении является трехступенный подвес, при помощи которого стабилизатор присоединяется к корпусу спутника. Сложность связана с относительной малостью гравитационного момента, действующего на систему. Выяснилось, что для удовлетворительных по длительности переходных процессов в системе восстанавливающие моменты упругих сил в подвесе должны быть сравнимы по величине с гравитационным моментом. Это означает, что трехступенный подвес представляет собой весьма деликатную и сложную конструкцию.

М.В. Келдыш, знавший об этой проблеме, направил Д.Е. Охоцимского и В.А. Сарычева в ЦАГИ для консультаций с профессором Г.М. Мусинянцем – известным специалистом по конструкции прецизионных подвесов в аэродинамических трубах. После некоторого обдумывания проблемы и изготовления простейшей модели одноступенного подвеса Г.М. Мусинянец на второй встрече сказал: подвес с одной и двумя степенями свободы изготовить можно; подвес с тремя степенями свободы и нужными характеристиками изготовить из современных материалов нельзя. Что нам оставалось делать? Пришлось для решения этой чисто технической проблемы попытаться использовать информацию о свойствах уравнений движения системы спутник-стабилизатор.



При выводе уравнений движения системы с трехстепенным подвесом выяснилось, что малые колебания системы по тангажу не зависят от углов рыскания и крена, в то время как колебания системы по рысканию и крену взаимосвязаны и не зависят от угла тангажа. Интуитивно ясно, что вследствие связи между колебаниями по рысканию и крену достаточно ввести демпфирование по углу тангажа и, например, по углу рыскания. При этом собственные колебания системы по крену должны затухнуть вследствие динамической связи с колебаниями по рысканию. Отсюда сразу же следует рекомендация по упрощению конструкции подвеса. Можно выполнить подвес с двумя степенями свободы, запретив, например, колебания стабилизатора относительно корпуса спутника по крену.

Возможно также реализовать конструкцию гравитационной системы ориентации с помощью одностепенного подвеса. Для этого необходимо избавиться от симметричности схемы гравитационной системы ориентации, приводящей к независимости колебаний в плоскости орбиты от углов рыскания и крена и, следовательно, к требованию демпфирования колебаний, по крайней мере, по двум каналам.

Подробно задача упрощения конструкции подвеса и анализ динамики системы спутник-стабилизатор были рассмотрены в статьях [6-10]. В [6] предложены простейшие схемы системы спутник-стабилизатор с двухстепенным и одностепенным подвесами, исследована асимптотическая устойчивость тривиального положения равновесия системы, определены амплитуды эксцентриситетных колебаний. Общая схема гравитационной системы спутник-стабилизатор с одностепенным подвесом исследована в [7], где определены оптимальные по быстродействию (максимум степени устойчивости) параметры системы, доказана возможность компенсации возмущенного воздействия эллиптичности орбиты при сохранении асимптотической устойчивости положения равновесия спутника в орбитальной системе координат. Степень устойчивости представляет собой расстояние самого правого корня характеристического уравнения линеаризованной системы уравнений движения от мнимой оси. Аналогичные проблемы были рассмотрены также и для других типов конструкции системы спутник-стабилизатор. В [8] исследовалась динамика системы с двумя стержнями, каждый из которых соединен со спутником одностепенным подвесом, в [9] исследовалась система спутник-стабилизатор с двухстепенным подвесом. В [10] была рассмотрена гравитационная система ориентации спутников с одностепенным демпфером поступательного типа в виде демпфирующей пружины с массой на свободном конце. Проведенные в [7-10] исследования динамики про-

пространственных колебаний системы спутник-стабилизатор и определение оптимальных по быстродействию параметров возможны лишь с использованием численных методов.

Динамика движения двух соединенных шарниром тел в плоскости круговой орбиты исследовалась в статьях [11-14]. Были рассмотрены плоские колебания системы двух тел, соединенных идеальным цилиндрическим шарниром [11]. Определены все положения равновесия системы в орбитальной системе координат. Получены достаточные условия устойчивости положений равновесия при наличии не только плоских, но и пространственных возмущений. В [12] был проведен общий анализ характеристического уравнения четвертого порядка, определяющий колебания системы спутник-стабилизатор в плоскости круговой орбиты, и предложен алгоритм, позволяющий определить максимальную степень устойчивости в зависимости от параметров системы. Подробно рассмотрена задача, когда центры масс спутника и стабилизатора совпадают с шарниром. Показано, что максимальная степень устойчивости реализуется, когда все четыре корня характеристического уравнения системы действительны и равны между собой. Схема с разнесенными центрами масс спутника и стабилизатора была рассмотрена при упрощающих предположениях [13] и в общем виде [14]. Оказалось, что переход к общей схеме системы спутник-стабилизатор не увеличивает степени устойчивости. Интересен также факт, что максимум степени устойчивости достигается не в изолированных точках пространства параметров, а на некотором его подпространстве.

Существующие на круговой орбите положения равновесия системы спутник-стабилизатор на эллиптической орбите переходят в периодические (эксцентриситетные) колебания в плоскости орбиты. Задача определения и минимизации амплитуды эксцентриситетных колебаний спутника была, по-видимому, впервые рассмотрена в [4]. Используя геометрический подход, удалось получить некоторые общие оценки для величины амплитуды спутника. Отметим также интересную работу [15], в которой показано, что при обобщении схемы подвеса [4] можно обеспечить компенсацию эксцентриситетных колебаний спутника при сохранении асимптотической устойчивости системы спутник-стабилизатор.

Задача определения всех пространственных положений равновесия системы двух соединенных сферическим шарниром тел на круговой орбите в общем виде до сих пор не решена. Более простая задача о пространственных положениях равновесия системы двух осесимметричных тел детально исследована в [16].

В исследованной нами механической системе спутник-стабилизатор с одностепенным подвесом (система имеет четыре степени свободы) было введено лишь одноканальное демпфирование, пропорциональное угловой скорости стабилизатора относительно спутника, которое, тем не менее, обеспечило асимптотическую устойчивость по всем четырем угловым переменным системы. Этот и подобные примеры теории гравитационных систем ориентации спутников привели к появлению многочисленных исследований асимптотической устойчивости систем с «частичной диссипацией».

**2.4. Гравитационные системы ориентации с магнитным сферическим демпфером.** Значительное число работ посвящено анализу динамики гравитационной системы ориентации спутников с магнитным сферическим демпфером. Типичная конструкция такой системы состоит из собственно спутника и жестко прикрепленного к нему выдвижного ленточного стержня с грузом на конце. Величина груза и длина стержня выбираются так, чтобы обеспечить оптимальные динамические характеристики системы на орбите.

Для демпфирования собственных колебаний спутника используется магнитный демпфер, установленный на свободном конце гравитационного стержня и состоящий из двух концентрических сфер, разделенных слоем вязкой жидкости (рис.3). Внутренняя сфера содержит линейный магнит и шесть подковообразных магнитов, расположенных на ее поверхности. Внешняя сфера изнутри облицована висмутом – веществом с наиболее сильно выраженными диамагнитными свойствами. Центрирование внутренней сферы во внешней сфере обеспечивается отталкивающим действием

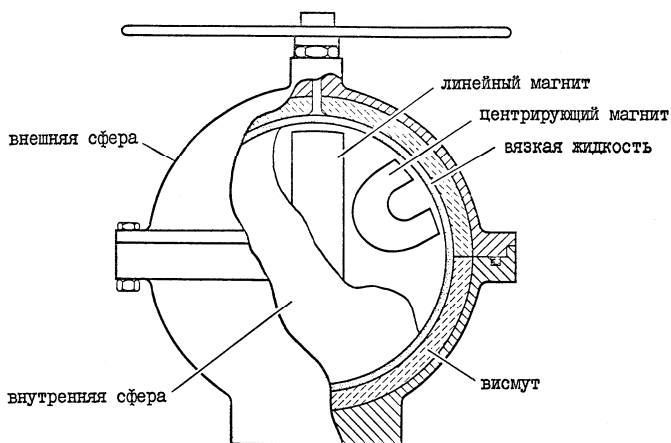


Рис.3. Конструкция магнитного сферического демпфера.

подковообразных магнитов от слоя висмута. Линейный магнит на внутренней сфере, взаимодействуя с магнитным полем Земли, приводит к относительному перемещению внутренней и внешней сфер. Рассеивание энергии вращательного движения спутника осуществляется за счет потерь на вязкое трение в жидкости и за счет токов Фуко, наводимых магнитным полем линейного магнита внутренней сферы в металлической оболочке внешней сферы при их относительном перемещении [17]. Теоретические основы динамики гравитационных систем ориентации спутников с магнитным демпфером изложены в цикле работ Ю.А. Садова [18-22]. Сравнительно простые по конструкции и функционированию на орбите надежные гравитационно-ориентированные спутники с магнитным сферическим демпфером получили наибольшее распространение в космической технике.

## 2.5. Гравитационные системы ориентации с гиродемпфированием.

Существует широкий класс гравитационных систем ориентации спутников с гиродемпфированием. В этих системах для демпфирования собственных колебаний спутника и обеспечения дополнительных восстанавливающих моментов используются двухстепенные гироскопы, соединенные с корпусом спутника при помощи вязко-упругого подвеса. Колебания спутника вызывают прецессию роторов гироскопов, связанных с демпфирующим устройством, что, в свою очередь, приводит к рассеиванию энергии колебаний системы.

Наиболее часто встречающиеся в приложениях конструкции спутника с гиродемпфером, выполненные по схеме  $V$ -крен или  $V$ -рыскание, были рассмотрены в [23]. Пусть  $Oxyz$ –система координат, связанная с корпусом спутника, оси  $Ox$ ,  $Oy$ ,  $Oz$ –главные центральные оси инерции системы спутник-гироскопы в ее равновесном положении на круговой орбите,  $O$ –центр масс системы. В схеме  $V$ -крен оси прецессии обоих гироскопов параллельны оси  $Ox$ , плоскость прецессии гироскопов параллельна плоскости  $Oyz$ . В положении равновесия системы оси вращения гироскопов расположены в плоскостях, параллельных плоскости  $Oyz$ , симметрично относительно плоскости  $Oxy$ . В схеме  $V$ -рыскание оси прецессии обоих гироскопов параллельны оси  $Oz$ , плоскость прецессии гироскопов параллельна плоскости  $Oxy$ . В равновесном положении системы оси вращения гироскопов расположены в плоскостях, параллельных плоскости  $Oxy$ , симметрично относительно плоскости  $Oyz$ .

В статье [24] выведены общие уравнения движения спутника с двумя гироскопами. Получены условия существования положений равновесия системы спутник-гироскопы на круговой орбите, исследована устойчивость

простейшего положения равновесия, определены значения параметров, обеспечивающих оптимальное быстродействие системы. Более общее исследование динамики гравитационной системы ориентации спутника с гиродемпфированием проведено в [25], где в рамках прецессионной теории гироскопов выведены уравнения движения системы с произвольным числом гироскопов. Подробно исследована схема системы с двумя гироскопами, доказано существование асимптотически устойчивой равновесной ориентации системы с одним гироскопом. Численно определены оптимальные по быстродействию параметры для трех типов системы: спутник с двумя одинаковыми гироскопами, спутник с одним гироскопом, спутник с двумя различными гироскопами. Аналитически определены эксцентриситетные колебания системы спутник-гироскопы, обусловленные влиянием эллиптичности орбиты.

**2.6. Гравитационные системы ориентации с гистерезисным демпфированием.** В системах гравитационной ориентации подобного типа демпфирование собственных колебаний осуществляется установкой на спутнике нескольких гистерезисных стержней. При движении спутника с гистерезисными стержнями в геомагнитном поле рассеивается энергия его вращательного движения на этапе вывода на номинальный режим ориентации и демпфируются возмущения спутника, возникающие во время полета на орбите.

При изучении вращательного движения спутников, происходящего под влиянием гистерезисных потерь, возникает проблема выбора модели гистерезиса. Модель должна не только отражать основные свойства гистерезиса, но и быть достаточно простой, чтобы полученные с ее помощью результаты были обозримы. В [26] предложена модель гистерезиса, допускающая наглядную механическую интерпретацию. Эта модель позволяет исследовать поведение намагниченного материала в произвольном переменном магнитном поле. Входные параметры модели связаны простыми соотношениями с основными физическими характеристиками материала.

В [27] проведено исследование малых колебаний трехосного гравитационно-ориентированного спутника с тремя одинаковыми взаимно ортогональными гистерезисными стержнями в плоскости круговой полярной орбиты, а в [28] рассмотрен случай пространственных колебаний, когда один из гистерезисных стержней направлен вдоль оси максимального момента инерции спутника.

Задача о движении спутника с гистерезисными стержнями на круговой

орбите с произвольным наклоном решена в [29]. Исследовано периодическое установившееся движение спутника. Показано, что для уменьшения амплитуды этого движения на спутнике необходимо установить три одинаковых взаимно ортогональных стержня. В пространстве параметров задачи выделены области асимптотически устойчивого движения, определена оптимальная ориентация стержней, обеспечивающая максимальное быстродействие системы ориентации.

Результаты проведенных исследований динамики спутников с гистерезисным демпфированием были применены при решении задачи выбора параметров трехосной гравитационной системы ориентации для наноспутника REFLECTOR [30] и при разработке простейших пассивных и полупассивных методов ориентации малых спутников [31].

### 2.7. Примеры спутников с гравитационной системой ориентации.

В этом разделе будут кратко рассмотрены осуществленные проекты некоторых наиболее известных спутников с гравитационными системами ориентации.

**Спутники СССР.** Рассмотрим систему гравитационной ориентации ИСЗ «Ореол-3» [32], на котором установлена аппаратура для проведения экспериментов в советско-французском проекте «Аркад-3». Спутник «Ореол-3» выполнен на базе советских автоматических универсальных орбитальных станций (АУОС) с трехосной гравитационной системой ориентации, выведен 21.09.1981 на орбиту с параметрами  $h_a=2012,4$  км,  $h_p=408,3$  км,  $i=82,5^\circ$ . Вес научного оборудования 250 кг. Схема спутника представлена на рис.4. Длина гравитационного стержня составляет 17 м, на свободном конце стержня установлен магнитный демпфер, масса которого 2,2 кг. Скорость выдвижения стержня 0,07 м/с.

Ориентация спутника по тангажу и крену осуществляется гравитационным моментом, ориентация по рысканию обеспечивается вращающимся с постоянной угловой скоростью маховиком, вектор кинетического момента которого при идеальной ориентации спутника направлен по нормали к плоскости орбиты.

После отделения от ракеты-носителя угловая скорость вращения спутника может достигать величины 0,05 %/с. На первом этапе начальная угловая скорость демпфируется магнитным демпфером, выдвинутым на расстояние 0,6 м от корпуса спутника. На втором этапе выбирается зависящий от показаний датчиков ориентации момент выдвижения гравитационного стержня на полную длину, в результате чего спутник попадает в область влияния

гравитационного режима ориентации. И, наконец, на третьем этапе собственные колебания спутника в орбитальной системе координат убывают под действием магнитного демпфера, и спутник выходит на расчетный режим трехосной гравитационной ориентации. Если все-таки спутник попадет в нерасчетное положение равновесия, то можно осуществить его переворот на  $180^\circ$  в плоскости орбиты с помощью маховика. Отклонения спутника по тангажу, рысканию и крену в орбитальной системе координат были не более  $15^\circ$  во все время полета. Точность ориентации определялась, в основном, солнечным нагревом длинных стержней в конструкции спутника и эллиптичностью орбиты.

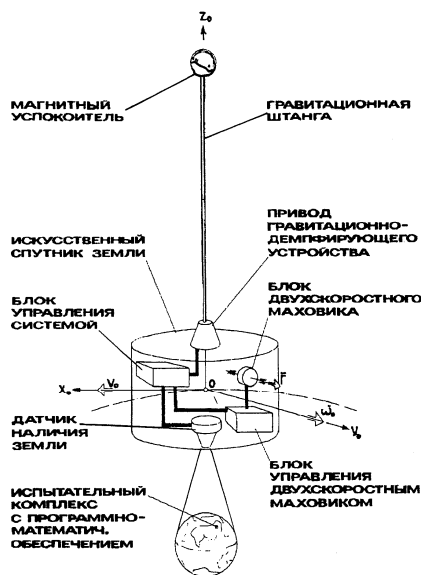


Рис.4. Схема спутника «Ореол-3».

На некоторых спутниках, движущихся по орбитам с достаточно большим наклоном, однозначность гравитационной ориентации обеспечивается промежуточной ориентацией по геомагнитному полю. Для этого на спутнике устанавливается электромагнит, который включается после отделения спутника от ракеты-носителя на орбите. Демпфирующее устройство при наличии значительного восстанавливающего магнитного момента ориентирует спутник по вектору напряженности геомагнитного поля. В окрестности полюса, где направления местной вертикали и вектора напряженности магнитного поля Земли близки, выдвигается гравитационный стержень,

выключается электромагнит и спутник начинает колебаться относительно направления местной вертикали.

Если длину гравитационного стержня можно изменять по команде с Земли, то существует простой и эффективный способ переворота спутника на  $180^\circ$  в плоскости орбиты, не зависящий от наклона орбиты. Осуществление переворота спутника связано с достаточно быстрым уменьшением длины гравитационного стержня на определенную величину. Тогда вследствие малости гравитационного момента приближенно сохраняется момент количества движения ( $J_0\omega_0 = J_1\omega_1$ ) и спутник будет вращаться в плоскости орбиты с угловой скоростью  $\omega_1 = \frac{J_0}{J_1}\omega_0$ . Зная начальный момент инерции

спутника  $J_0$ , угловую скорость движения центра масс спутника по орбите  $\omega_0$ , момент инерции после уменьшения длины стержня  $J_1$ , можно легко определить угловую скорость движения спутника  $\omega_1$  и момент времени, когда спутник повернется в плоскости орбиты на  $180^\circ$ . Программный поворот спутника будет осуществлен, если в этот момент выдвинуть стержень до начальной длины.

В СССР на базе унифицированной платформы АУОС было запущено много спутников с гравитационной системой ориентации. Среди них спутники «Интеркосмос-15», «Интеркосмос-17-21» [33] (спутник «Интеркосмос-20» представлен на рис.5), многие спутники серии «Космос».

В НПО прикладной механики им. М.Ф. Решетнева были разработаны спутники с гравитационной ориентацией [34] для международной космической системы спасения «КОСПАС»-SARSAT, используемой при определении местоположения терпящих бедствие судов, самолетов, групп людей. Разрабатывать такую систему начали в 1977г. специалисты СССР, США, Франции и Канады. Первые вошедшие в систему спутники «Космос-1383» и NOAA-8 были выведены на орбиту в 1982г. и 1983г. соответственно. В случае аварии судна включается установленный на судне аварийный радиобуй, непрерывно передающий радиосигналы, которые через ИСЗ системы спасения ретранслируются на наземный пункт приема и передачи информации. По данным измерений с наземных пунктов в центре спасения определяют координаты места катастрофы и передают их специальным службам для организации поиска и спасения. К настоящему времени 33 страны входят в число стран-участниц системы «КОСПАС»-SARSAT. Летные испытания системы спасения были проведены на спутниках «Космос-1383», «Космос-1447», «Космос-1574». В дальнейшем российские спутники системы «КОСПАС» получили название «Надежда».



Российский спутник системы «КОСПАС» с одноосной гравитационной ориентацией имеет следующие характеристики: масса спутника около 850 кг; гравитационный стержень длиной 12 м с магнитным демпфером на свободном конце. Выход спутника на номинальный режим гравитационной ориентации осуществляется с помощью промежуточной ориентации по геомагнитному полю и выдвижения гравитационного стержня на полную длину в окрестности магнитного полюса Земли. Высота околокруговой орбиты 1000 км, наклонение орбиты 83°. Угол отклонения оси симметрии ИСЗ от местной вертикали не превышает 5°. Типичные российский и американский спутники системы «КОСПАС»–SARSAT представлены на рис.6. В 2009г. в систему спасения вошли также спутники «Стерх-1» и «Стерх-2».

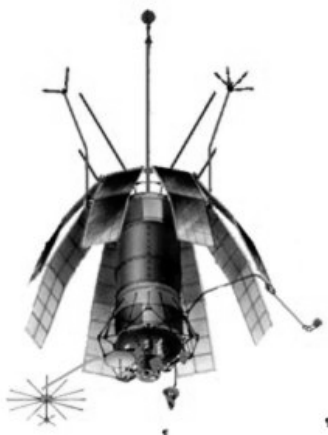


Рис.5. Спутник «Интеркосмос-20».



Рис.6. Спутники системы спасения «Надежда» и NOAA-8.

**Спутники GEOS** (Geodetic Earth Orbiting Satellites) были задуманы как часть национальной геодезической спутниковой программы США [35]. Гравитационная система ориентации спутников GEOS состоит из выдвигающегося с помощью электродвигателя стержня с магнитным демпфером на конце (рис.7).

Процесс приведения спутника в гравитационно устойчивое (рабочее) положение равновесия сводится к торможению начальной угловой скорости примерно в 3 об/мин до орбитальной угловой скорости, ожиданию необходимой ориентации продольной оси спутника, выдвижению гравитационно-го стержня, демпфированию собственных колебаний. Спутник GEOS-1 был

выведен в 1965г. на орбиту с параметрами  $h_a=2280$  км,  $h_p=1110$  км,  $i=59,4^\circ$ . Длина гравитационного стержня 15,2 м, масса демфера 3,2 кг, вес спутника 175,4 кг. Спутник после выведения на орбиту застабилизировался в нерасчетном положении равновесия. Восстановление нормальной ориентации было осуществлено поворотом спутника в плоскости орбиты на  $180^\circ$  программным изменением длины гравитационного стержня. Численное моделирование поведения спутника на реальной орбите показало, что отклонение продольной оси спутника от местной вертикали было не более  $7,5^\circ$ .

Были выведены на орбиту еще два геодезических спутника GEOS-2 и GEOS-3. Характеристики гравитационной системы ориентации и конструкция спутников GEOS -2 и GEOS-3 и спутника GEOS-1 близки.

**Спутники RAE** (Radio Astronomy Explorer) предназначены для проведения радиоастрономических исследований в космическом пространстве [36]. Спутник RAE-1 был выведен в 1968г. на орбиту с параметрами  $h_a=5860$  км,  $h_p=5850$  км,  $i=120,8^\circ$ . Масса спутника 190 кг. На спутнике RAE-1 (рис.8) установлены две V-образные антенны, образованные стержнями

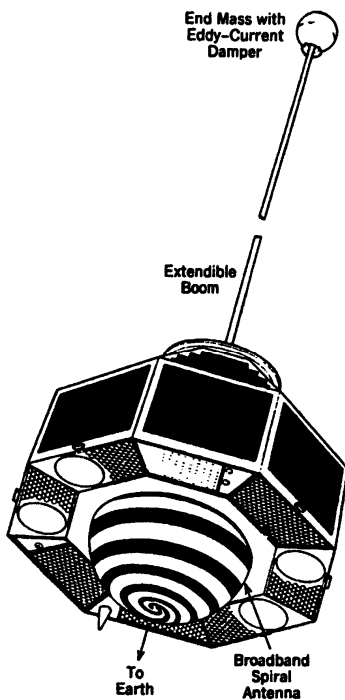


Рис.7. Спутник GEOS.

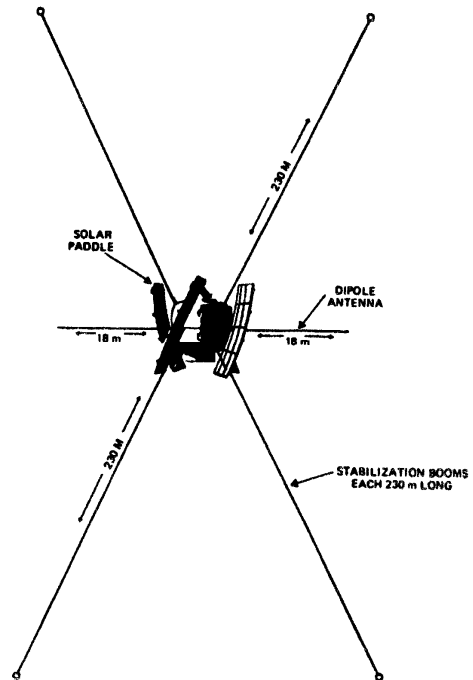


Рис.8. Спутник RAE-1.

длиной 230 м, демпфирующий стержень длиной 96 м и четыре жестко скрепленные со спутником панели солнечных батарей. На спутнике были проведены динамические эксперименты, когда изменялась длина антенн (гравитационных стержней), возмущалось вращательное движение спутника, изменялась конфигурация спутника, выключалась система демпфирования, проводился переворот спутника в плоскости орбиты на  $180^\circ$ .

В 1973 г. был запущен на круговую орбиту высотой 1100 км вокруг Луны спутник RAE-2, конструкция которого подобна конструкции RAE-1. Запуск спутника RAE-2 на окололунную орбиту обусловлен желанием использовать Луну в качестве экрана от паразитных радиозумов Земли. Спутник RAE-2 был предназначен для исследования следующих типов радиоизлучений: галактическое и внегалактическое излучения; низкочастотные радиоизлучения во время вспышек на Солнце; спорадические вспышки радиоизлучений от Юпитера; радиоизлучение магнитосферы Земли; дискретные космические источники радиосигналов.

Спутники RAE конструктивно наиболее близки к системе спутник-стабилизатор, предложенной Д.Е. Охоцимским.

**Спутник EOLE** с одноосной гравитационной системой ориентации (рис.9) разработан французским Национальным центром по исследованию космоса (CNES) и запущен на орбиту  $h_a=906$  км,  $h_p=677$  км,  $i=50^\circ$  в 1971 г. На конце гравитационного стержня установлен груз 3 кг, демпфирование собственных колебаний спутника осуществлялось магнитными гистерезисными стержнями [37].

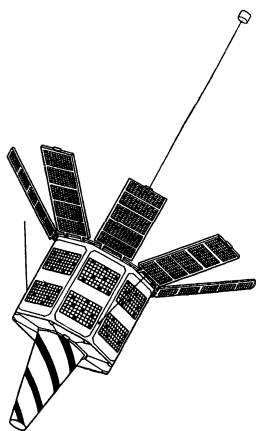


Рис.9. Спутник EOLE.

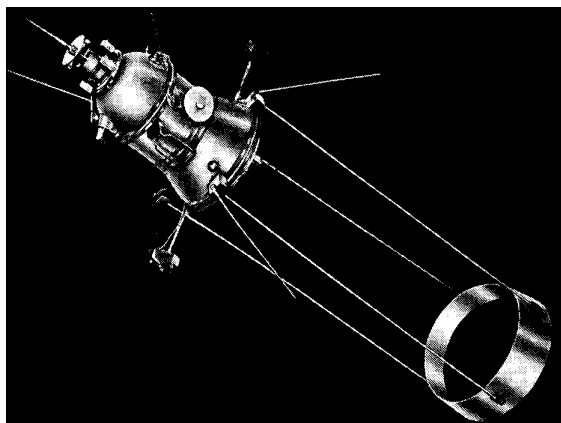


Рис.10. Спутник «Космос-149» с аэродинамической системой ориентации.

Основной задачей спутника EOLE является сбор и ретрансляция в Центр управления информации от датчиков давления и температуры, которые установлены на шарах-зондах (несколько сот), циркулирующих на высоте  $\sim 12$  км в южном полушарии Земли. При этом определяются положения шаров-зондов, что позволяет по их перемещению изучать скорость и направление ветров. В конечном счете, проводимые исследования должны способствовать созданию планетарной модели циркуляции атмосферы, более глубокому пониманию метеорологических процессов и повышению надежности синоптических прогнозов.

### 3. Аэродинамические системы ориентации спутников

На круговых и слабоэллиптических орбитах в диапазоне высот от 250 км до 600 км для ориентации спутника по набегающему потоку, направление которого мало отличается от направления касательной к орбите, можно использовать аэродинамические моменты.

21 марта 1967г. в Советском Союзе был запущен на орбиту с параметрами  $h_a=297$  км,  $h_p=248$  км,  $i=48,4^\circ$  спутник «Космос-149» с аэродинамической системой ориентации. Общий вид спутника представлен на рис.10.

Система ориентации состоит из специального аэродинамического стабилизатора и гиросдемпфера. Аэродинамический стабилизатор выполнен из тонкой жести в виде боковой поверхности усеченного конуса и установлен на четырех длинных ( $\sim 4$  м) полых стержнях, соединенных с корпусом спутника. Аэродинамический стабилизатор приводит к появлению восстанавливающих моментов по тангажу и рысканию, стремящихся совместить продольную ось спутника с направлением набегающего потока воздуха. Гиросдемпфер (два двухстепенных интегрирующих гироскопа, установленных в спутнике по схеме  $V$  - рыскание) обеспечивает демпфирование собственных колебаний спутника и устойчивость по рысканию и крену равновесной ориентации спутника в орбитальной системе координат. Таким образом, устойчивость спутника «Космос-149» обеспечивается аэродинамическим моментом по тангажу, объединенным действием аэродинамического и гироскопического моментов по рысканию и гироскопическим моментом по крену.

16 января 1970г. на орбиту с параметрами  $h_a=342$  км,  $h_p=240$  км,  $i=48,5^\circ$  был запущен «Космос-320»—второй спутник с аэродинамической системой ориентации. Конструкция этого спутника аналогична конструкции спутника «Космос-149».

Общие вопросы динамики спутников с аэродинамической системой ориентации рассмотрены в статьях [23, 38-40]. В [23] выведены нелинейные

уравнения движения системы спутник–два гироскопа, на которую действуют гравитационный и аэродинамический моменты. Для схем  $V$  - крен и  $V$  - рыскание, а также для обобщенной схемы расположения гироскопов (в положении равновесия оси роторов гироскопов симметричны относительно нормали к плоскости орбиты, плоскость осей роторов составляет произвольный угол с касательной к орбите) получены достаточные условия устойчивости равновесного положения спутника.

Более подробный анализ динамики спутника с аэродинамической системой ориентации для схемы  $V$  - рыскание, реализованной на спутниках «Космос-149» и «Космос-320», проведен в [38]. Учет эффекта увлечения атмосферы вращающейся Землей приводит к тому, что положение равновесия системы спутник-гироскопы переходит в периодическое решение, имеющее вид

$$\alpha = \varepsilon^2 A_\alpha, \quad \beta = \varepsilon A_\beta, \quad \gamma = \varepsilon A_\gamma, \quad (1)$$

где  $\varepsilon = \Omega/\omega_0$ ,  $\Omega$  – угловая скорость вращения Земли,  $A_\alpha$ ,  $A_\beta$ ,  $A_\gamma$  – периодические функции аргумента широты. Для спутника с большим восстанавливающим аэродинамическим моментом при  $i=48,4^\circ$  в диапазоне высот от 250 км до 600 км амплитуды колебаний по крену и рысканию равны  $2,7^\circ$ , амплитуда колебаний по тангажу очень мала.

На эллиптической орбите вынужденное периодическое решение имеет более сложный вид. В [38] для определения этого решения была разработана полуаналитическая методика. Вынужденное решение искалось в виде рядов Фурье. Расчеты проводились для высот перигея в диапазоне 220–460 км с шагом 2 км при 10 различных значениях эксцентриситета  $e$  ( $0,001 \leq e \leq 0,01$ ). Устойчивость полученного вынужденного решения исследовалась численно методом, аналогичным методу Флоке.

В [38, 39] были определены оптимальные по быстродействию параметры системы спутник-гироскопы в зависимости от величины восстанавливающего аэродинамического момента. В [40] подробно исследовалась динамика спутника с аэродинамической системой ориентации. Демпфирование собственных колебаний спутника осуществляется в результате переманичивания в геомагнитном поле гистерезисных стержней, установленных на его корпусе. Изучены переходные и установившиеся движения спутника. Определено оптимальное по быстродействию и величине амплитуды установившихся движений расположение гистерезисных стержней в спутнике.

#### 4. Спутники, стабилизируемые вращением

Для обеспечения неизменной ориентации некоторой оси спутника в инерциальном пространстве часто применяется система ориентации, использующая гироскопические свойства вращающихся тел. Так, например, известно, что при отсутствии внешних моментов стационарное вращение спутника вокруг осей максимального и минимального моментов инерции устойчиво. При наличии диссипативных моментов устойчивым остается лишь стационарное вращение вокруг оси максимального момента инерции спутника. Внешние моменты, обусловленные гравитационным и магнитным полями Земли, сопротивлением атмосферы, световым давлением и т.д., приводят к медленному нарушению ориентации вращающегося спутника. Для сохранения неизменной ориентации спутника на достаточно большом интервале времени необходимо компенсировать влияние внешних возмущающих моментов с помощью специального активного устройства, которое включается, если отклонение оси вращения спутника от заданного направления превысит допустимую величину.

Следует отметить, что требование совпадения оси вращения с осью максимального момента инерции спутника может быть снято, если в спутник поместить вращающийся с постоянной скоростью ротор, ось которого параллельна оси вращения спутника. При этом ослабляются также и требования к величине угловой скорости спутника. Такие стабилизируемые вращением спутники с ротором называются спутниками двойного вращения (*dual spin satellites*). Системы ориентации вращением удается сделать еще более гибкими, включив в конструкцию спутника токонесущую катушку. Используя взаимодействие магнитного поля катушки с геомагнитным полем, можно не только компенсировать влияние возмущающих моментов, но и управлять величиной угловой скорости и ориентацией оси вращения спутника в пространстве. Число спутников и космических аппаратов, ориентируемых вращением, в настоящее время очень велико.

Теоретические исследования динамики стабилизируемых вращением спутников проведены в работах [25, 41-49]. В [41-43] рассмотрены основные задачи динамики спутников, стабилизируемых вращением. Демпфирующее устройство представляет собой массу на пружине, помещенную в заполненную вязкой жидкостью трубку. Демпфирование осуществляется за счет взаимодействия типа вязкого трения при колебаниях массы в жидкости. При получении большинства результатов влиянием внешних моментов, действующих на спутник, пренебрегалось. Выведены уравнения движения системы спутник-демпфер, получены условия существования и устойчиво-

сти стационарных вращений, определены оптимальные параметры, обеспечивающие максимальную скорость гашения нутационного движения спутника. В случае, когда демпфирующее устройство состоит из нескольких независимых демпферов с одной степенью свободы, слабо влияющих на динамику спутника, оптимальные параметры определялись с помощью гипотезы о резонансной настройке демпферов [43].

Оптимальные параметры спутника, стабилизируемого вращением, определены также для двух следующих демпфирующих устройств: двухстепенный гироскоп, соединенный с корпусом спутника с помощью одностепенного вязкоупругого подвеса (гиродемпфер) [25]; демпфер в виде стержня, соединенного со спутником с помощью одностепенного вязкоупругого подвеса [47].

Динамика спутников двойного вращения [42, 44] была исследована при отсутствии внешних моментов для трех типов расположения демпфера поступательного типа (масса на пружине) в системе спутник-ротор: демпфер на спутнике, демпфер на роторе, демпферы на спутнике и роторе. Исследование асимптотической устойчивости и определение оптимальных параметров для первых двух случаев расположения демпфера аналогично такой же задаче для спутника, стабилизируемого вращением. Расположение демпферов одновременно на спутнике и на роторе приводит к системе дифференциальных уравнений с периодическими коэффициентами; определить условия асимптотической устойчивости в общем виде, как правило, не удастся. Естественное предположение о малости момента инерции демпфера по сравнению с моментами инерции спутника позволяет применить приближенные методы исследования.

В [45, 46] подробно исследована динамика спутника двойного вращения, на котором для демпфирования нутационных колебаний установлен один двухстепенный гироскоп в вязкоупругом подвесе. Аналитически решена задача определения параметров, при которых достигается наискорейшее затухание нутационного движения спутника. Проведено сравнение результатов, полученных с использованием точной теории и в рамках прецессионного приближения.

В [48, 49] было исследовано влияние диссипативного магнитного момента от вихревых токов на вращение спутника относительно центра масс.

## **5. Магнитные системы ориентации спутников**

При проведении экспериментов на орбите, связанных с изучением ионосферы, радиационных поясов Земли, солнечного ветра в магнитосфере и

т. д., может оказаться желательной ориентация спутника по геомагнитному полю. В этом случае проведение научных экспериментов и их интерпретация существенно упрощаются. Простейшая пассивная магнитная система ориентации состоит из достаточно сильного постоянного дипольного магнита, жестко закрепленного вдоль ориентируемой оси спутника. Взаимодействие магнита с магнитным полем Земли приводит к появлению восстанавливающего момента, стремящегося совместить ось постоянного магнита на спутнике с вектором напряженности геомагнитного поля. Магнитные гистерезисные стержни обеспечивают гашение энергии вращательного движения спутника после его отделения от ракеты-носителя и демпфируют возможные случайные возмущения, возникающие во время полета.

На орбиту было выведено довольно много спутников с магнитной системой ориентации. Среди них можно указать спутники TRANSIT, INJUN, TTS, ESRO, OSCAR-8, AZUR, EXOS, MS-T3, «Интеркосмос-14», MAGION, Munin, THC-0.

Работа [31] посвящена общим вопросам динамики спутников с магнитной системой ориентации. В [50] исследованы и численно определены периодические движения спутника с магнитной системой ориентации, движущегося в плоскости полярной орбиты или на орбите с произвольным наклоном, при наличии сферического магнитного демпфера. Исследована асимптотическая устойчивость полученных периодических решений. В [51] проведено исследование движений осесимметричного спутника с магнитной системой ориентации на круговой орбите в окрестности номинальных (периодических) решений.

Полученные теоретические результаты были использованы при разработке пассивной магнитной системы ориентации спутников Munin [52, 53] (выведен на орбиту 21.11.2000 в качестве попутной нагрузки) и первого российского наноспутника THC-0 [54] (выведен на орбиту 28.3.2005 с борта МКС). Собственные колебания обоих спутников демпфируются с помощью гистерезисных стержней.

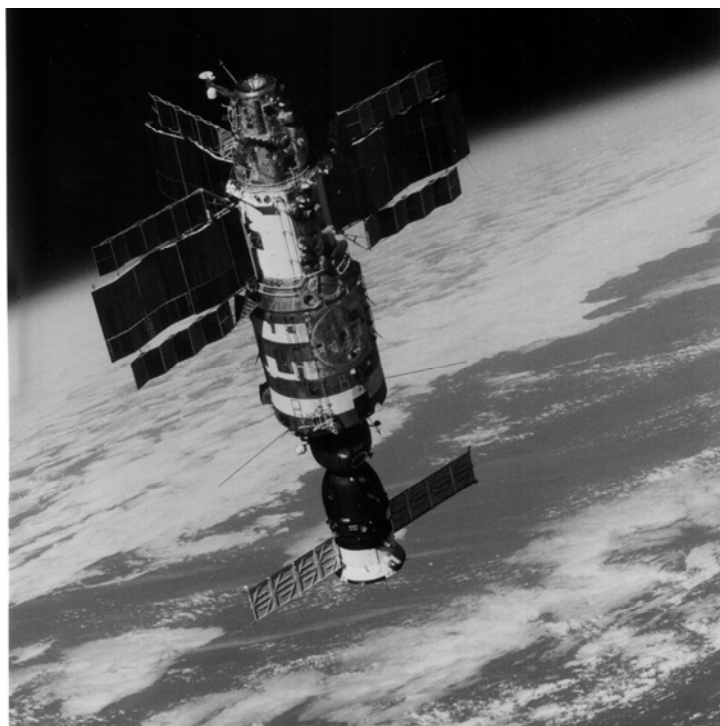
Отметим большую работу, которую проводит с сотрудниками Института, аспирантами и студентами МФТИ М.Ю. Овчинников по разработке пассивных и полупассивных систем ориентации малых искусственных спутников Земли. Среди этих систем можно указать гравитационные и магнитные системы ориентации, а также спутники, ориентируемые вращением.

## **6. Динамика движения орбитальных станций**

С выводом на орбиту тяжелых спутников и орбитальных станций (ОС) идея гравитационной ориентации получила новую реализацию. Тяжелый



спутник имеет достаточно большие моменты инерции и на высотах более 300 км влияние гравитационного момента на движение такого спутника может быть сделано определяющим. При этом отпадает необходимость в использовании выдвижных стержней. Тяжелые спутники обычно имеют гибкую активную систему управления ориентацией, позволяющую привести спутник в нужное равновесное положение с высокой точностью. Это дает возможность обойтись без специальных демпфирующих устройств. Примерами спутников описанного типа, на которых использовался режим гравитационной ориентации, были орбитальные станции «Салют-6» и «Салют-7» (рис.11).



**Рис.11.** Орбитальная станция «Салют-7» в режиме гравитационной ориентации.

Гравитационная ориентация ОС имеет свои особенности. Эти станции представляют собой близкие к динамически осесимметричным конструкции. Станция в режиме гравитационной ориентации располагается так, что ее продольная ось (ось минимального момента инерции) направлена вдоль прямой, соединяющей центры масс Земли и станции. В таком положении

компонента восстанавливающего гравитационного момента, перпендикулярная продольной оси станции, будет достаточно большой, но из-за почти осесимметричной конструкции движение станции вокруг продольной оси может быть вращательным. Тогда имеет смысл говорить лишь об одноосной гравитационной ориентации ОС.

Общая теория движения спутника, близкого к осесимметричному, в режиме гравитационной ориентации изложена в [55-58]. В [55] показано, что при малых начальных ошибках ориентации движение спутника относительно продольной оси представляет собой медленные колебания или медленное вращение, на которые накладываются быстрые колебания с малой амплитудой.

Аналогичное исследование было проведено в случае, когда в качестве порождающего решения выбрано вращение вокруг оси симметрии спутника [56]. Такое движение оказывается удобным в случае, когда необходимо в течение достаточно долгого времени одновременно обеспечить равномерное освещение поверхностей солнечных батарей спутника Солнцем и направить его продольную ось в сторону Земли. Спутник можно привести в ориентированное состояние активной системой управления, которая затем выключается. По истечении некоторого времени диссипативные моменты уменьшат угловую скорость вращения спутника до минимально допустимого значения. В этом случае необходимо вновь раскрутить спутник до нужной угловой скорости. Для достаточно высоких орбит и массивных металлических спутников наиболее существенным диссипативным моментом является момент, создаваемый вихревыми токами, наведенными в оболочке спутника магнитным полем Земли [57].

Влияние восстанавливающего аэродинамического момента на одноосную гравитационную ориентацию искусственного спутника рассмотрено в [58].

Орбитальные станции «Салют-6» и «Салют-7» представляют собой вытянутую почти цилиндрическую конструкцию с тремя пластинами солнечных батарей и большими поперечными моментами инерции. С учетом этого обстоятельства космонавты Г.М. Гречко и Ю.В. Романенко на орбитальном комплексе «Салют-6»–«Союз» предложили проводить пассивный полет станции в режиме одноосной гравитационной ориентации, направив продольную ось станции вдоль местной вертикали. Необходимые начальные условия движения станции для этого режима космонавты получали путем ручного управления с использованием индикатора углового положения – широкоугольного визира (поле зрения  $190^\circ$ , ось визира перпендикулярна

продольной оси станции) и индикатора угловых скоростей. Управляющие моменты создавались реактивными микродвигателями активной системы ориентации станции.

На первом этапе использования режима гравитационной ориентации алгоритм построения начальных условий движения в этом режиме состоял в следующем. Станцию ориентировали в положении, когда ее продольная ось параллельна касательной к орбите так, чтобы изображение Земли было в центре визира. Затем с угловой скоростью  $0,3^\circ/\text{с}$  станцию разворачивали в плоскости орбиты на  $90^\circ$ , т.е. совмещали продольную ось станции с местной вертикалью. После разворота проекцию угловой скорости станции на нормаль к плоскости орбиты уменьшали до орбитальной угловой скорости, проекцию угловой скорости на плоскость орбиты приводили в нуль. Начальные значения, соответствующие режиму гравитационной ориентации станции, контролировались по индикатору угловых скоростей, а требуемая ориентация продольной оси станции – по угловому расстоянию от центра визира до края изображения Земли. В результате станция без расхода топлива сохраняла заданную ориентацию вдоль местной вертикали в течение нескольких суток. Точность ориентации составляла от  $1-3^\circ$  в начале режима до  $10-15^\circ$  в конце.

Теоретические расчеты и непосредственное экспериментальное исследование движения станции в режиме гравитационной ориентации привели к заключению, что кроме неизбежных ошибок в построении начальных условий ориентированного движения существенное возмущающее влияние на этот режим оказывает аэродинамический момент. Этот момент обусловлен аэродинамической асимметрией станции в целом и, в особенности, асимметрией трех больших панелей солнечных батарей, что приводит к медленному вращению станции вокруг продольной оси. Основы теории движения орбитальной станции «Салют-6» в режиме гравитационной ориентации изложены в [59-62].

Таким образом, в режиме гравитационной ориентации обеспечивался практически постоянный круговой обзор из переходного отсека станции через пять его иллюминаторов. Подлетая к интересующему специалистов участку земной поверхности, можно было беспрепятственно вести наблюдения и получать интересные фотографии. Ориентация станции оказалась настолько хорошей, что позволяла делать снимки ночного неба с выдержками до одной минуты, просто плотно прижимая фотоаппарат к иллюминатору.

Микроускорения на станции в режиме гравитационной ориентации

оказались значительно меньше микроускорений в неуправляемом движении. Это позволило получать однородные сплавы и кристаллы в невесомости. Минимизация микроускорений была необходима также для изучения действия невесомости на биологические объекты.

Стабильное положение станции относительно вектора скорости ее движения по орбите обеспечило постоянство баллистического коэффициента, что позволило существенно уточнить прогноз параметров сближения с пилотируемыми и транспортными кораблями. При такой ориентации станции обеспечивался также оптимальный тепловой режим двигательной установки транспортного корабля, обращенной постоянно к Земле и согреваемой ее отраженным излучением. При одной из стыковок и перестыковках корабля «Союз» с одного стыковочного узла на другой гравитационная ориентация обеспечила требуемую ориентацию станции стыковочным узлом к приближающемуся кораблю. Выход в космос В.В. Рюмина для отделения зацепившейся большой антенны радиотелескопа происходил, когда станция также находилась в режиме гравитационной ориентации.

Анализ наблюдений возмущенного вращательного движения станции «Салют-6» позволил Г.М. Гречко разработать более простой и экономичный способ построения гравитационной ориентации [62], который стал штатным для всех последующих экипажей орбитальных станций «Салют-6» и «Салют-7».

В [63] проведен анализ движения орбитальной станции «Салют-7» относительно центра масс на длительных интервалах времени. Цель анализа – показать на экспериментальном материале, что через несколько суток после начала неуправляемого движения с достаточно малой начальной угловой скоростью станция захватывается в режим гравитационной ориентации. Такой захват обусловлен диссипацией энергии различными устройствами станции и при определенных условиях является наиболее вероятным окончанием свободного движения спутников с вытянутым эллипсоидом инерции.

В самопроизвольно установившемся режиме гравитационной ориентации продольная ось станции направлена в сторону Земли и совершает медленные колебания или медленное вращение относительно местной вертикали.

Именно то обстоятельство, что станция находилась в самопроизвольно установившемся режиме гравитационной ориентации, обеспечило весьма благоприятные условия для проведения космонавтом В.А. Джанибековым ручной стыковки со станцией космического корабля «Союз Т-13» 8 июня 1985г. Этой стыковке предшествовал четырехмесячный неуправляемый полет станции в аварийном состоянии [63].

Во время полета орбитальных станций «Салют-6» и «Салют-7» режим гравитационной ориентации использовался достаточно часто. Для проведения некоторых научных экспериментов необходимо знать ориентацию станции в этом режиме более точно. Для этой цели использовалась методика определения реальной ориентации станции по показаниям установленных на борту датчиков ориентации (датчик направления на Солнце, магнитометр и др.). Датчики позволяют измерить в связанной со станцией системе координат компоненты векторов напряженности магнитного поля Земли и положения Солнца. Результаты измерения обрабатываются методом наименьших квадратов с помощью интегрирования уравнений движения орбитальной станции относительно центра масс [64-66]. Разработана методика определения вращательного движения орбитальных станций «Салют-6» и «Салют-7» в режиме медленной закрутки по показаниям бортовых датчиков [67].

Методика определения пассивного вращательного движения орбитальных станций «Салют-6» и «Салют-7» по показаниям, в основном, солнечного и магнитного датчиков основана на универсальных математических моделях и с некоторыми изменениями была использована при решении многих аналогичных задач для орбитальной станции «Мир» [68-71] и Международной космической станции [72-74].

Работы этого раздела выполнены при определяющем участии В.В. Сазонова. Им также проведены совместно с сотрудниками ИПМ и со специалистами промышленных организаций многочисленные исследования по динамике орбитальных станций («Салют -6», «Салют-7», «Мир», МКС) и искусственных спутников «Фотон», позволяющие решить следующие проблемы: определение параметров вращательного движения ОС и спутников по показаниям датчиков ориентации, анализ уровня микроускорений на ОС и спутниках, исследование гравитационной ориентации связки «Мир»–«Шаттл», оценивание тензора инерции ОС «Мир», математическое моделирование эйлеровых разворотов ОС «Мир» гиродинами и др. Изучалась также возможность проведения экспериментов в области микрогравитации на кораблях «Прогресс», находящихся в одном из трех режимах движения: 1) трехосная гравитационная ориентация, 2) гравитационная ориентация вращающегося корабля, 3) закрутка корабля в плоскости орбиты вокруг оси максимального момента инерции. Анализ устойчивости этих трех режимов движения и оценка микрогравитационной обстановки были успешно проанализированы во время полета корабля «Прогресс М1-11».

## 7. Движение спутника - твердого тела на орбите

В этом разделе кратко рассмотрены работы по динамике движения тела около центра масс под действием моментов различной природы. Некоторые простейшие решения (положения равновесия, периодические решения, стационарные вращения и т.д.), полученные в этих исследованиях, могут оказаться весьма полезными в качестве номинальных решений при разработке пассивных систем ориентации спутников.

### 7.1. Движение спутника под действием гравитационного момента.

В [2] выведены уравнения движения спутника в ньютоновом центральном поле сил. На круговой орбите существуют положения равновесия, соответствующие совпадению осей инерции спутника с осями орбитальной системы координат. Можно показать, что таких положений равновесия будет 24. Достаточные условия устойчивости простейшего (нулевого) положения равновесия спутника выполняются в области NPL, где  $1 > \theta_A > \theta_C$ ,  $\theta_A = A/B$ ,  $\theta_C = C/B$ ,  $A, B, C$  – главные центральные моменты инерции спутника (рис.12). В области PQRS (область гироскопической стабилизации) выполняются необходимые условия устойчивости.

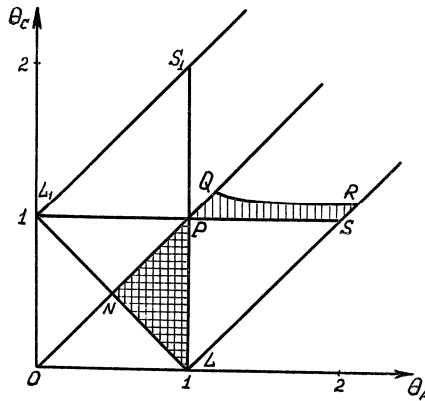


Рис.12. Области устойчивости спутника.

Строгое решение задачи об устойчивости положения равновесия спутника в области PQRS предложено в [75]. Показано, что в зависимости от значений параметров  $\theta_A, \theta_C$  возможна неустойчивость по Ляпунову, формальная устойчивость, устойчивость для большинства начальных данных.

Для осесимметричного спутника, кроме положений равновесия, суще-

ствуют также три следующих типа стационарных вращений в орбитальной системе координат:

- Ось симметрии (ось вращения) спутника перпендикулярна плоскости орбиты (цилиндрическая прецессия).
- Ось симметрии спутника лежит в плоскости, перпендикулярной радиусу-вектору (гиперболоидальная прецессия).
- Ось симметрии лежит в плоскости, перпендикулярной вектору скорости центра масс спутника (коническая прецессия).

Найденные в [2] положения равновесия были использованы при создании пассивных систем ориентации спутника.

Для вытянутых почти осесимметричных спутников иногда удобно использовать в качестве гравитационной ориентации движения, близкие к конической прецессии. Этот режим обобщенной гравитационной ориентации можно использовать для целей длительного функционирования (хранения) спутника на орбите, обеспечения достаточно высокого энергосъема с солнечных батарей, равномерной освещенности и обогрева поверхности спутника солнечными лучами. В режиме обобщенной гравитационной ориентации спутник медленно вращается вокруг продольной оси, направленной приблизительно вдоль местной вертикали [76-78].

Был исследован также режим движения спутника относительно центра масс, называемый двухосной закруткой в плоскости орбиты. В этом режиме спутник, близкий к осесимметричному, вращается вокруг продольной оси, которая, в свою очередь, вращается вокруг нормали к плоскости орбиты. Угловая скорость вокруг продольной оси спутника в несколько раз превышает его орбитальную угловую скорость, отклонение оси симметрии спутника от плоскости орбиты мало. На высоких орбитах режим двухосной закрутки сохраняется продолжительное время, на низких орбитах он разрушается под действием аэродинамического момента [79, 80].

Положения равновесия спутника, существующие на круговой орбите, переходят в периодические колебания (вращения) в плоскости эллиптической орбиты. Достаточно простое нелинейное дифференциальное уравнение второго порядка

$$(1 + e \cos v) \alpha'' - 2e \alpha' \sin v + \mu \sin \alpha \cos \alpha = 2e \sin v, \quad (2)$$

описывающее эти колебания, было получено в [2]. В этом уравнении  $\alpha$  – угол между осями  $Ox$  и  $OX$ ,  $e$  – эксцентриситет орбиты,  $\mu=3(A-C)/B$ ,  $v$  – истинная аномалия, штрихом обозначено дифференцирование по истинной аномалии. Свойства уравнения (2) при малых значениях эксцентриситета

подробно исследовались в [2], где было получено с точностью до  $e^3$  приближенное выражение для одного из  $2\pi$ -периодических решений.

Несмотря на простоту, уравнение (2) привлекло внимание многих исследователей. Ограничиваясь работами нашего Института, отметим в первую очередь статью [81], подготовленную при непосредственном участии Д.Е. Охоцимского. В этой статье были численно исследованы три нечетные  $2\pi$ -периодические решения уравнения (2) при любых значениях параметров  $\mu$  и  $e$  и их устойчивость в линейном приближении. Исследование устойчивости в строгой нелинейной постановке [82] показало, что  $2\pi$ -периодические решения в области устойчивости в линейном приближении действительно устойчивы для почти всех значений параметров  $\mu$ ,  $e$ . Исключительными могут быть лишь значения параметров, при которых либо задача устойчивости не решается в рассматриваемом нелинейном приближении, либо выполняются условия резонанса третьего и четвертого порядков.

Рассмотрим работы [83-85], идейно примыкающие к [81]. Основываясь на теоретических результатах, полученных при малых значениях  $\mu$  и  $e$ , в [83] численными методами были определены все нечетные  $2\pi$ -периодические решения в прямоугольнике  $|\mu| \leq 3$ ,  $0 \leq e < 1$  и их области устойчивости. Получены и проанализированы все порождающие при  $e=0$   $2\pi m/n$ -периодические решения, которые при  $e \ll 1$  переходят в  $2\pi m$ -периодические колебания спутника. Здесь  $m$  и  $n$  – взаимно-простые целые числа. Подробно исследованы все  $4\pi$ - и  $6\pi$ -периодические колебания спутника.

В [84] рассмотрены вращательные периодические решения уравнения (2), в [85] численными методами исследованы несимметричные периодические решения этого уравнения, не обладающие свойством нечетности.

Были рассмотрены также и более сложные задачи движения спутника на эллиптической орбите. Так в [86] исследовались пространственные периодические колебания спутника на эллиптической орбите. Для слабоэллиптических орбит указан класс симметричных периодических решений, совпадающих на круговой орбите с периодическими решениями Ляпунова. С помощью численных расчетов эти решения продолжены в область больших значений эксцентриситета орбиты и амплитуды порождающих решений. В [87] была исследована устойчивость полученных в [81, 83] нечетных периодических движений спутника, близкого к осесимметричному, относительно пространственных возмущений.

Большой цикл работ по исследованию свойств периодических решений уравнения (2) был выполнен А.Д. Брюно с сотрудниками.



Используя выражение для силовой функции с учетом первой степени сжатия планеты, можно получить более сложные уравнения движения спутника [88]. Анализ этих уравнений движения показал, что в случае произвольного расположения орбиты спутника в пространстве существует периодическое решение по углам тангажа, рыскания и крена. Амплитуды решений пропорциональны малому параметру сжатия  $\varepsilon$  (для Земли  $\varepsilon=0.0016$ ).

**7.2. Движение спутника под действием гравитационного и аэродинамического моментов.** Первое предложение по использованию аэродинамических моментов для ориентации искусственных спутников Земли было сделано Д.Е. Охоцимским в 1956г. [1]. Параметры предложенной им системы спутник-стабилизатор (рис.2) можно выбрать таким образом, чтобы и гравитационный, и аэродинамический моменты были стабилизирующими.

В [89-91] проведено общее исследование динамики спутника – твердого тела, движущегося на круговой орбите под действием гравитационного и аэродинамического моментов. В общем случае расположения центра давления аэродинамических сил доказано, что спутник имеет не более 24 равновесных ориентаций в орбитальной системе координат. В частных случаях, когда центр давления расположен на одной из главных центральных осей инерции или в одной из главных центральных плоскостей инерции спутника, определены все положения равновесия, получены как достаточные, так и необходимые условия устойчивости. Подробно исследована эволюция областей устойчивости для каждого из положений равновесия в зависимости от параметров задачи. Определены все бифуркационные значения параметров, при которых происходит качественное изменение вида областей устойчивости.

Режим одноосной аэродинамической ориентации искусственного спутника рассмотрен в [92]. При исследовании учитывался гравитационный и большой восстанавливающий аэродинамический моменты. Основное внимание было уделено колебаниям и вращениям спутника вокруг продольной оси, направленной приближенно по касательной к почти круговой орбите.

В [93-95] рассмотрены интересные для приложений режимы движения осесимметричного [93] и близкого к осесимметричному спутника [94, 95]. В уравнениях движения спутника учитываются гравитационный и восстанавливающий аэродинамический моменты, а также диссипативный момент от вихревых токов, наведенных в оболочке спутника магнитным полем Земли. Исследованы квазистационарные вращения спутника вокруг своей главной центральной оси минимального момента инерции, совершающей малые ко-

лебания относительно нормали к плоскости орбиты. Такой режим, близкий к режиму цилиндрической прецессии, был применен на орбитальной станции «Мир» [70].

С использованием схемы метода усреднения, предложенной Ф.Л. Черноусько, была исследована эволюция вращательного движения спутника под действием гравитационного и аэродинамического моментов. Эллипсоид инерции спутника близок к сфере. Усредненная система имеет второй порядок. Проведено исследование фазового портрета полученной системы при различных значениях входящих в нее параметров [96].

В [97] описан комплекс программ для вычисления главного вектора и главного момента сил аэродинамического сопротивления, действующих на искусственный спутник Земли произвольной формы. Программы составлены в предположении, что молекулы воздуха при столкновении со спутником испытывают абсолютно неупругий удар.

До сих пор при исследовании вращательного движения спутника под действием гравитационного и аэродинамического моментов рассматривался лишь случай консервативного аэродинамического момента. На самом деле, аэродинамический момент для более сложной конфигурации спутника обладает и неконсервативной компонентой. В этом случае условие постоянства функции Гамильтона на круговой орбите не выполняется и приходится при исследовании устойчивости использовать лишь необходимые условия. Можно показать, что при учете неконсервативности аэродинамического момента коэффициенты характеристического уравнения линеаризованной в окрестности положения равновесия спутника системы уравнений движения

$$a_0\lambda^6 + a_1\lambda^5 + a_2\lambda^4 + a_3\lambda^3 + a_4\lambda^2 + a_5\lambda + a_6 = 0 \quad (3)$$

таковы, что всегда  $a_1=0$ . Если при этом  $a_3\neq 0$  и(или)  $a_5\neq 0$ , то исследуемое положение равновесия неустойчиво. Коэффициенты  $a_3, a_5$  зависят от неконсервативной компоненты аэродинамического момента. Добившись выполнения условий  $a_3=a_5=0$ , можно надеяться на выполнение необходимых условий устойчивости. Введение достаточного по величине диссипативного момента позволяет обеспечить асимптотическую устойчивость положения равновесия спутника. Влияние неконсервативной компоненты аэродинамического момента на параметры вращательного движения спутников и орбитальных станций детально исследовалось в [98, 99].

Сила светового давления также может быть использована для ориентации на Солнце космических аппаратов, движущихся достаточно далеко от

Земли и планет. Световое давление Солнца необходимо также учитывать в качестве возмущающего воздействия на динамику ИСЗ, движущегося на высокой орбите. Несколько типичных задач ориентации спутников Земли и космических аппаратов с использованием светового давления рассмотрены в [100–104].

**7.3. Движение спутника под действием гравитационного и постоянного моментов.** Рассмотрим вращательное движение спутника на круговой орбите под действием гравитационного и постоянного в связанной со спутником системе координат моментов. Постоянный момент может быть обусловлен, например, истечением газа из корпуса спутника.

В [105] показано, что систему шести нелинейных уравнений, определяющих положения равновесия спутника в орбитальной системе координат, можно свести к одному алгебраическому уравнению шестого порядка. Предложен метод определения всех положений равновесия спутника с заданными вектором постоянного момента и главными центральными моментами инерции. При достаточно малом модуле вектора постоянного момента существуют 24 изолированных положений равновесия. С ростом величины постоянного момента число положений равновесия убывает до нуля. Приведены примеры численного исследования положений равновесия спутника. Более детальное численное исследование положений равновесия спутника проведено в [106]. Определены области с фиксированным числом положений равновесия и исследована эволюция этих областей в зависимости от трех параметров задачи.

Исследование устойчивости положений равновесия спутника под действием гравитационного и постоянного моментов, также как в случае учета непотенциальной компоненты аэродинамического момента, приводит к характеристическому уравнению (3) с  $a_1=0$ . В [107] устойчивость положений равновесия спутника была исследована при естественном условии  $a_3=a_5=0$ .

Следует отметить, что работы по динамике вращательного движения спутника под действием гравитационного и постоянного моментов начинались при активном участии студента МФТИ М.М. Татевосяна.

**7.4. Движение спутника под действием гравитационного и магнитного моментов.** Взаимодействие спутника с магнитным полем Земли исследовалось впервые Ю.В. Зоновым [108]. Показано, что наиболее существенным является возникновение в металлической оболочке вихревых токов, которые приводят к уменьшению угловой скорости собственного вращения

спутника. Некоторые результаты этой статьи, полученные еще в 1955г., были включены в отчет [1]. Задача определения момента сил, действующих на спутник в магнитном поле, рассмотрена в [109]. Установлено приближенное выражение момента сил для случая малых угловых скоростей спутника и частот изменения магнитного поля.

В [110] рассмотрено движение осесимметричного спутника с установленным вдоль его оси симметрии постоянным магнитом. Основное внимание уделено определению и изучению свойств периодических колебаний спутника относительно вектора напряженности геомагнитного поля. Учтено влияние гравитационного и аэродинамического моментов и влияние эксцентриситета орбиты. Аналогичная задача о периодических движениях спутника в плоскости полярной орбиты с учетом возмущений рассмотрена в [111].

Вращательное движение осесимметричного спутника Земли с постоянным магнитом рассмотрено также в [112]. Предполагается, что магнитный момент велик и уравнения движения содержат большой параметр. С помощью теорем существования периодических решений обыкновенных дифференциальных уравнений с большим параметром исследованы периодические движения оси симметрии спутника, в которых эта ось составляет малый угол с вектором напряженности геомагнитного поля. Такие движения можно использовать для реализации режима одноосной магнитной ориентации спутника.

**7.5. Динамика спутника-гиростата на орбите.** Исследовать динамику спутника с расположенными внутри маховиками, оси вращения которых фиксированы относительно корпуса спутника, важно по двум причинам. С одной стороны, благодаря введению маховиков открывается принципиальная возможность получения новых положений равновесия, интересных для практических приложений. С другой стороны, исследование динамики спутника с маховиками позволяет проанализировать влияние на ориентацию спутника постоянного нескомпенсированного кинетического момента. Спутник с расположенными внутри него статически и динамически уравновешенными маховиками называют гиростатом. Уравнения движения спутника-гиростата на круговой орбите имеют вид [113]

$$\begin{aligned}
 A\dot{p} + (C - B)qr - 3\omega_0^2(C - B)a_{32}a_{33} - \bar{h}_2r + \bar{h}_3q &= 0, \\
 B\dot{q} + (A - C)rp - 3\omega_0^2(A - C)a_{33}a_{31} - \bar{h}_3p + \bar{h}_1r &= 0, \\
 C\dot{r} + (B - A)pq - 3\omega_0^2(B - A)a_{31}a_{32} - \bar{h}_1q + \bar{h}_2p &= 0, \\
 p = (\dot{\alpha} + \omega_0)a_{21} + \dot{\gamma}, \quad q = (\dot{\alpha} + \omega_0)a_{22} + \dot{\beta}\sin\gamma, \quad r = (\dot{\alpha} + \omega_0)a_{23} + \dot{\beta}\cos\gamma.
 \end{aligned}
 \tag{4}$$

Здесь  $p, q, r$  – проекции абсолютной угловой скорости спутника-гиростата на оси  $Ox, Oy, Oz$ ;  $\bar{h}_1, \bar{h}_2, \bar{h}_3$  – проекции вектора гиристатического момента на главные центральные оси инерции спутника-гиростата;  $\omega_0$  – угловая скорость движения центра масс спутника-гиростата по орбите.

Положения равновесия спутника-гиростата в орбитальной системе координат  $\alpha = \alpha_0, \beta = \beta_0, \gamma = \gamma_0$ , где  $\alpha_0, \beta_0, \gamma_0$  – постоянные величины, определяется нелинейной системой уравнений

$$\begin{aligned} &4(Aa_{21}a_{31} + Ba_{22}a_{32} + Ca_{23}a_{33}) + (h_1a_{31} + h_2a_{32} + h_3a_{33}) = 0, \\ &Aa_{11}a_{31} + Ba_{12}a_{32} + Ca_{13}a_{33} = 0, \\ &(Aa_{11}a_{21} + Ba_{12}a_{22} + Ca_{13}a_{23}) + (h_1a_{11} + h_2a_{12} + h_3a_{13}) = 0; \\ &a_{11}^2 + a_{12}^2 + a_{13}^2 = 1, \quad a_{11}a_{21} + a_{12}a_{22} + a_{13}a_{23} = 0, \\ &a_{21}^2 + a_{22}^2 + a_{23}^2 = 1, \quad a_{11}a_{31} + a_{12}a_{32} + a_{13}a_{33} = 0, \\ &a_{31}^2 + a_{32}^2 + a_{33}^2 = 1, \quad a_{21}a_{31} + a_{22}a_{32} + a_{23}a_{33} = 0 \end{aligned} \quad (5)$$

и  $\bar{h}_1 = \omega_0 h_1, \bar{h}_2 = \omega_0 h_2, \bar{h}_3 = \omega_0 h_3$ . Систему (5) девяти уравнений можно свести к более простому случаю [113]:

$$\begin{aligned} &a_{11} = \frac{4(C - B)a_{32}a_{33}}{F}, \quad a_{12} = \frac{4(A - C)a_{33}a_{31}}{F}, \quad a_{13} = \frac{4(B - A)a_{31}a_{32}}{F}, \\ &a_{21} = \frac{4(I_3 - A)a_{31}}{F}, \quad a_{22} = \frac{4(I_3 - B)a_{32}}{F}, \quad a_{23} = \frac{4(I_3 - C)a_{33}}{F}, \quad (6) \\ &16[(B - C)^2 a_{32}^2 a_{33}^2 + (C - A)^2 a_{33}^2 a_{31}^2 + (A - B)^2 a_{31}^2 a_{32}^2] = F^2, \\ &4(B - C)(C - A)(A - B)a_{31}a_{32}a_{33} + [h_1(B - C)a_{32}a_{33} + \\ &+ h_2(C - A)a_{33}a_{31} + h_3(A - B)a_{31}a_{32}]F = 0, \\ &a_{31}^2 + a_{32}^2 + a_{33}^2 = 1. \end{aligned}$$

Здесь  $F = h_1a_{31} + h_2a_{32} + h_3a_{33}, I_3 = Aa_{31}^2 + Ba_{32}^2 + Ca_{33}^2$ . Определив  $a_{31}, a_{32}, a_{33}$  из последних трех уравнений системы (6), можно получить оставшиеся направляющие косинусы из первых шести уравнений.

В [113] была получена система уравнений (6) и доказано, что в общем случае ( $h_1 \neq 0, h_2 \neq 0, h_3 \neq 0$ ) последние три уравнения в (6) можно свести к алгебраическому уравнению 12-го порядка. Отсюда следует, что число изолированных положений равновесия спутника-гиростата в орбитальной системе координат не может превышать 24.

В [114, 115] был рассмотрен частный случай, когда вектор гиростатического момента параллелен одной из главных центральных осей инерции спутника-гиростата ( $h_1 = 0, h_2 \neq 0, h_3 = 0$ ). Аналитически определены все положения равновесия спутника-гиростата, получены достаточные условия устойчивости на основе анализа обобщенного интеграла энергии и необходимые условия устойчивости в результате анализа линеаризованных уравнений движения. Подробно исследована эволюция областей выполнения условий устойчивости положений равновесия в зависимости от параметров задачи. Определены все бифуркационные значения параметров, при которых происходит качественная смена вида областей устойчивости. Аналогичные исследования для более сложного случая ( $h_1 \neq 0, h_2 = 0, h_3 \neq 0$ ) проведены в [116], используя численно-аналитический метод. Положения равновесия осесимметричного спутника-гиростата ( $A \neq B = C$ ) определены в [117].

В [118] рассмотрено движение спутника-гиростата под действием гравитационного и аэродинамического моментов. Центр давления аэродинамических сил расположен на оси  $Ox$ , а вектор гиростатического момента направлен вдоль оси  $Oy$  спутника-гиростата. Определены положения равновесия, получено условие существования единственного устойчивого положения равновесия спутника-гиростата, когда  $Ox \parallel OX, Oy \parallel OY, Oz \parallel OZ$ . Результаты исследования можно применить для обеспечения однозначности трехосной аэродинамической ориентации спутника без проведения сложных маневров по изменению ориентации спутника на орбите или использования активной системы предварительного успокоения. Подобная ситуация характерна, например, для спутников «Космос-149» и «Космос-320» с аэродинамической системой ориентации.

Влияние малой эллиптичности на динамику спутника-гиростата исследовалось в [119], где получены амплитуды эксцентриситетных колебаний по углам тангажа, рыскания и крена. В [120] решена задача определения оптимальных по быстродействию параметров спутника-гиростата с демпфирующим маховиком.

В [113–118] исследованы положения равновесия спутника-гиростата и их устойчивость на круговой орбите. Следует отметить также большой и очень интересный цикл работ по динамике спутника-гиростата [121–128], посвященный изучению периодических движений в следующих случаях: спутник-гиростат на круговой и эллиптической орбитах, спутник-гиростат под действием аэродинамического момента, спутник-гиростат под действием магнитного момента. Во всех рассмотренных случаях учитывалось влияние гравитационного момента, а также предполагалось, что вектор гироста-

тического момента параллелен одной из главных центральных осей инерции, центр давления аэродинамических сил лежит на одной из главных центральных осей инерции, величины гиросtatического, аэродинамического и магнитного моментов велики и это позволяет использовать результаты исследования уравнений движения спутника-гиростата с большим параметром [128].

## **8. Заключение**

Создание и совершенствование пассивных систем ориентации спутников и космических аппаратов потребовало не только большой инженерно-конструкторской работы, но и основательного теоретического исследования принципов построения таких систем. Ниже кратко сформулированы основные вопросы теории, рассматриваемые при проектировании пассивных систем ориентации.

1. Определение наиболее интересных для пассивной ориентации движений спутника – положений равновесия, стационарных вращений, периодических движений. Исследование свойств этих решений во всей области определяющих параметров. Выбор из этих решений номинальных (рабочих) движений.

2. Исследование теоретических возможностей упрощения конструкции системы ориентации. Простейшие способы введения демпфирования.

3. Исследование свойств и устойчивости номинальных движений.

4. Оценка точности ориентации спутника в зависимости от возмущающих моментов и погрешностей изготовления конструкции.

5. Исследование переходных процессов и способы обеспечения однозначности ориентации спутника.

6. Определение оптимальных параметров системы, обеспечивающих максимальную точность ориентации при заданной скорости затухания собственных колебаний.

7. Изучение особенностей движения системы в разных режимах ее работы.

Несмотря на сложность исследуемых систем (большое число степеней свободы, нелинейность многих задач) основные результаты теоретического исследования удается получить аналитически. В ряде случаев, например, при определении оптимальных параметров системы с числом степеней свободы, больше двух, и нахождении периодических движений спутника на эллиптической орбите кроме аналитического исследования потребовался большой объем вычислительных работ.

В заключение хочу еще раз подчеркнуть влияние Д.Е. Охоцимского на работы по пассивным системам ориентации спутников, которыми он всегда интересовался. Основные его идеи, изложенные в отчете [1], последующих статьях и докладах на конгрессах нашли свое отражение в проведенных в Институте прикладной математики исследованиях.

Настоящая статья представляет собой сравнительно краткий обзор проблем, связанных с разработкой пассивных систем ориентации спутников. В обзоре использованы лишь около 50% статей, опубликованных, в основном, в сборниках «Искусственные спутники Земли», журналах «Космические исследования», «Механика твердого тела», *Acta Astronautica*, *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, *Journal of the Astronautical Sciences* со-трудниками и аспирантами Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, а также аспирантами МФТИ и МГУ. В обзоре не удалось достаточно полно отразить результаты некоторых работ В.В. Белецкого, В.В. Сазонова, А.П. Маркеева А.Д. Брюно, В.В. Голубкова, И.Г. Хацкевича и др. Этот недостаток отчасти восполнен в книгах [129-139], где приведена библиография многих российских и зарубежных исследований по тематике этой статьи.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Охоцимский Д.Е., Зонов Ю.В., Токарь Е.Н., Князев Д.А., Лурье А.И., Максимов Г.Ю.* Предварительное исследование проблемы создания ориентированного спутника Земли // Отчет Отделения прикладной математики, 1956, 137 с.
2. *Белецкий В.В.* О либрации спутника // *Искусственные спутники Земли*. - М.: Изд. АН СССР, 1959, №3, с.13-31.
3. *Охоцимский Д.Е., Сарычев В.А.* Система гравитационной стабилизации искусственных спутников // *Искусственные спутники Земли*. - М.: Изд. АН СССР, 1963, №16, с.5-9.
4. *Сарычев В.А.* Исследование динамики системы гравитационной стабилизации // *Искусственные спутники Земли*. - М.: Изд. АН СССР, 1963, №16, с.10-33.
5. *Сарычев В.А.* Влияние сопротивления атмосферы на систему гравитационной стабилизации спутников // *Космич. исслед.*, 1964, т.2, №1, с.23-32.
6. *Сарычев В.А.* Упрощение схемы системы гравитационной стабилизации спутника // *Космич. исслед.*, 1964, т.2, №1, с.33-45.
7. *Пеньков В.И., Сарычев В.А.* Гравитационная система стабилизации спутников с одностепенным шарнирным подвесом // *Космич. исслед.*, 1977, т.15, №4, с.499-510.



8. Сарычев В.А., Яковлев Н.И. Оптимальные по быстродействию параметры спутника с двумя стабилизаторами // Космич. исслед., 1977, т.15, №3, с.352-362.
9. Сарычев В.А., Яковлев Н.И. Динамика системы спутник-стабилизатор с двух-степенным подвесом // Изв. АН СССР. Механика твердого тела, 1978, №6, с.3-12.
10. Сарычев В.А., Пеньков В.И. О быстродействии гравитационной системы стабилизации спутников с демпфирующей пружиной // Космич. исслед., 1977, т.15, №5, с.683-689.
11. Сарычев В.А. Положения относительного равновесия двух тел, соединенных сферическим шарниром, на круговой орбите // Космич. исслед., 1967, т.5, №3, с.360-364.
12. Сарычев В.А., Сазонов В.В. Оптимальные параметры пассивных систем ориентации спутников // Космич. исслед., 1976, т.14, №2, с.198-208.
13. Сарычев В.А., Мирер С.А. Оптимальные параметры гравитационной системы спутник-стабилизатор // Космич. исслед., 1976, т.14, №2, с.209-219.
14. Sarychev V.A., Mirer S.A., Sazonov V.V. Plane oscillations of a gravitational system satellite-stabilizer with maximal speed of response // Acta Astronautica, 1976, v.3, №9-10, p.651-669.
15. Пеньков В.И. Компенсация эксцентриситетных колебаний спутника с гравитационной системой стабилизации // Космич. исслед., 1977, т.15, №3, с.376-383.
16. Сарычев В.А. Положения равновесия системы двух соединенных сферическим шарниром осесимметричных тел на круговой орбите // Космич. исслед., 1999, т.37, №2, с.176-181.
17. Соколов Л.В. Магнитный демпфер для системы гравитационной ориентации // Сб. «Управление в пространстве», т.1. - М.: Наука, 1973, с.174-179.
18. Садов Ю.А. Периодические движения спутника с магнитным демпфером в плоскости круговой орбиты // Космич. исслед., 1969, т.7, №1, с.51-60.
19. Садов Ю.А. Быстрое вращение спутника с магнитным демпфером. 1. Движение демпфера // Космич. исслед., 1970, т.8, №4, с.547-556.
20. Садов Ю.А. Быстрое вращение спутника с магнитным демпфером. 2. Движение вектора кинетического момента в консервативном приближении // Космич. исслед., 1974, т.12, №4, с.518-526.
21. Садов Ю.А. Быстрое вращение спутника с магнитным демпфером. 3. Учет изменений состояния демпфера // Космич. исслед., 1978, т.16, №3, с.345-352.
22. Садов Ю.А. Быстрое вращение спутника с магнитным демпфером. 4. Диссипативная эволюция. Резонансные эффекты // Космич. исслед., 1986, т.24, №4, с.553-563.
23. Сарычев В.А. Условия устойчивости системы гравитационной стабилизации спутников с гиродемпфированием // Astronautica Acta, 1969, v.14, №4, p.299-310.

24. *Сарычев В.А., Луканин К.В., Мирер С.А.* Оптимальные параметры гравитационно-гироскопических систем ориентации спутников // *Космич. исслед.*, 1975, т.13, №3, с.311-321.
25. *Sarychev V.A., Mirer S.A.* The use of gyrodampers in passive satellite attitude control systems // *J. of Astronaut. Sci.*, 1977, v.25, №3, p.179-205.
26. *Сарычев В.А., Пеньков В.И., Овчинников М.Ю.* Математическая модель гистерезиса, основанная на магнитомеханической аналогии // *Математическое моделирование*, 1989, т.1, №4, с.122-133.
27. *Сарычев В.А., Пеньков В.И., Овчинников М.Ю., Герман А.Д.* Движение гравитационно-ориентированного спутника с гистерезисными стержнями в плоскости полярной орбиты // *Космич. исслед.*, 1988, т.26, №5, с.654-668
28. *Сарычев В.А., Пеньков В.И., Овчинников М.Ю., Герман А.Д.* Влияние гистерезисного стержня, установленного вдоль оси наибольшего момента инерции спутника, на его движение в режиме гравитационной ориентации // *Космич. исслед.*, 1989, т.27, №6, с.849-860
29. *Герман А.Д., Овчинников М.Ю., Пеньков В.И., Сарычев В.А.* Нерезонансные движения спутника с гистерезисными стержнями в режиме гравитационной ориентации // *Изв. АН СССР. Механика твердого тела*, 1989, №6, с.3-12.
30. *Овчинников М.Ю., Шаргородский В.Д., Пеньков В.И., Мирер С.А., Герман А.Д., Немучинский Р.Б.* Наноспутник REFLECTOR. Выбор параметров системы ориентации // *Космич. исслед.*, 2007, т.45, №1, с.67-84.
31. *Ovchinnikov M.* Methods to obtain the principal parameters of simple attitude control systems for small satellites // *Acta Astronautica*, 1998, v.43, №11-12, p.597-605.
32. *Zigunov V.N., Novoselova N.G., Sokolov L.V., Solunin V.L., Dranovsky V.I., Saltykov U.D.* Magnetogyrogravitational system of three-axis orbital orientation and stabilization of the AUREOL-3 satellite // *Annales de Geophys.*, 1982, v.38, №5, p.675-682.
33. *Кавелин С.С., Васильев В.Г., Лысенко И.Н., Поллуксов И.М., Петренко Г.В.* Спутник «Интеркосмос-19» // *Сб. «Аппаратура для исследования внешней ионосферы»*. - М.: ИЗМИРАН, 1980, с.7-12.
34. *Зурабов Ю., Макаров Ю.* На орбите спутник - спасатель // *Газета «Правда»*, 06 августа 1982г. См. также: Система КОСПАС (<http://www.tsenki.com/AddInfo/kospas.asp>).
35. *Pisacane V.L., Pardoe P.P., Hook B.J.* Stabilization system analysis and performance of the GEOS-A gravity-gradient satellite (Explorer XXIX) // *J. Spacecraft and Rockets*, 1967, v.4, №12, p.1623-1630.
36. *Blanchard D.L., Davis R.M., Lawlor E.A., Beltracchi L.* Design, simulation and flight performance of the Radio Astronomy Explorer-A satellite // *Proc. of the Symposium on Gravity Gradient Attitude Stabilization*, El Segundo, California, USA, 1968, 22 p.
37. *Huguier P.* Stabilisation par gradient de gravité et amortissement par hysteresis

- magnetique dimensionnement du systeme amortisseur // Proc. of the International Conference on Attitude Changes and Stabilization of Satellites, Paris, France, 1968, p.265-300.
38. Сарычев В.А., Садов Ю.А. Анализ динамики спутника с гироаэродинамической системой ориентации // Сб. «Космическая стрела. Оптические исследования атмосферы». - М.: Наука, 1974, с.71-88.
  39. Сарычев В.А., Мирер С.А., Златоустов В.А. Оптимальные параметры аэрогиророскопической системы ориентации спутников // Космич. исслед., 1984, т.22, №3, с.369-380.
  40. Сарычев В.А., Овчинников М.Ю. Динамика спутника с пассивной аэродинамической системой ориентации // Космич. исслед., 1994, т.32, №6, с.16-33.
  41. Сарычев В.А., Сазонов В.В. Оптимальное демпфирование нутационного движения спутников, стабилизируемых вращением // Celestial Mechanics, 1976, v.13, №3, p.383-405.
  42. Sarychev V.A., Sazonov V.V. Spin-stabilized satellites // J. of Astronaut. Sci., 1976, v.24, №4, p.291-310.
  43. Сарычев В.А., Сазонов В.В. Нутационные демпферы спутников, стабилизируемых вращением // Celestial Mechanics, 1977, v.15, №1, p.75-98.
  44. Сарычев В.А., Сазонов В.В. Нутационные демпферы спутников с двойным вращением // Celestial Mechanics, 1977, v.15, №2, p.225-242.
  45. Сарычев В.А., Мирер С.А., Исаков А.В. Гиродемпфер на спутнике с двойным вращением // Космич. исслед., 1982, т.20, №1, с.30-40.
  46. Sarychev V.A., Mirer S.A., Isakov A.V. Dual-spin satellites with gyro-damping // Acta Astronautica, 1982, v.9, №5, p.285-289.
  47. Мирер С.А., Сарычев В.А. Оптимальные параметры спутника, стабилизируемого вращением, с демпфером маятникового типа // Космич. исслед., 1997, т.35, №6, с.651-658.
  48. Сарычев В.А., Сазонов В.В. Оценка влияния диссипативного магнитного момента от вихревых токов на быстрое вращение спутника // Космич. исслед., 1982, т.20, №2, с.297-300.
  49. Сазонов В.В., Сарычев В.А. Влияние диссипативного магнитного момента на вращение спутника относительно центра масс // Изв. АН СССР. Механика твердого тела, 1983, №2, с.3-12.
  50. Сарычев В.А., Овчинников М.Ю. Магнитная ориентация спутника со сферическим демпфером // Космич. исслед., 1986, т.24, №6, с.803-815.
  51. Овчинников М.Ю. Переходные движения спутника с магнитной системой ориентации в рамках простой модели гистерезиса // Космич. исслед., 2000, т.38, №1, с.78-84.
  52. Ovchinnikov M., Penkov V., Norberg O., Barabash S. Attitude control system for the first Swedish nanosatellite MUNIN // Acta Astronautica, 2000, v.46, №2-6, p.319-326.
  53. Овчинников М.Ю., Пеньков В.И. Пассивная магнитная система ориентации

- наноспутника MUNIN // Космич. исслед., 2002, т.40, №2, с.156-170.
54. *Ovchinnikov M.Yu., Ilyin A.A., Kupriyanova N.V., Penkov V.I., Selivanov A.S.* Attitude dynamics of the first Russian nanosatellite TNS-0 // *Acta Astronautica*, 2007, v.61, №1-6, p.277-285.
  55. *Сарычев В.А., Сазонов В.В.* Гравитационная ориентация вращающегося спутника // Космич. исслед., 1981, т.19, №4, с.499-512.
  56. *Сарычев В.А., Сазонов В.В.* Одноосная гравитационная ориентация искусственных спутников // Космич. исслед., 1981, т.19, №5, с.659-673.
  57. *Сарычев В.А., Сазонов В.В.* Влияние диссипативного магнитного момента на гравитационную ориентацию вращающегося спутника // Космич. исслед., 1982, т.20, №2, с.177-183.
  58. *Сарычев В.А., Сазонов В.В.* Влияние сопротивления атмосферы на одноосную гравитационную ориентацию искусственного спутника // Космич. исслед., 1982, т.20, №5, с.659-673.
  59. *Sarychev V.A., Sazonov V.V.* Gravity-gradient stabilization of large space stations // *Acta Astronautica*, 1981, v.8, №5-6, p.549-573.
  60. *Sarychev V.A., Sazonov V.V.* Gravity-gradient stabilization of the Salyut-Soyuz orbital complex // *Acta Astronautica*, 1984, v.11, №7-8, p.435-447.
  61. *Сарычев В.А., Сазонов В.В.* Влияние аэродинамического момента на режим гравитационной ориентации орбитального комплекса «Салют-6» – «Союз» // Космич. исслед., 1985, т.23, №1, с.63-83.
  62. *Гречко Г.М., Сарычев В.А., Легостаев В.П., Сазонов В.В., Гансвинд И.Н.* Гравитационная ориентация орбитального комплекса «Салют-6» – «Союз» // Космич. исслед., 1985, т.23, №5, с.659-675.
  63. *Sarychev V.A., Belyaev M.Yu., Kuz'min S.P., Sazonov V.V., Tyan T.N.* Investigation of an attitude motion of the Salyut-7 orbital station for long time intervals // *Acta Astronautica*, 1987, v.16, p.165-192.
  64. *Sarychev V.A., Legostaev V.P., Sazonov V.V., Belyaev M.Yu., Gansvind I.N., Tyan T.N.* The passive attitude motion of the orbital stations Salyut-6 and Salyut-7 // *Acta Astronautica*, 1987, v.15, №9, p.635-640.
  65. *Сарычев В.А., Беляев М.Ю., Сазонов В.В., Тянь Т.Н.* Определение движения орбитальных комплексов «Салют-6» и «Салют-7» относительно центра масс в режиме гравитационной ориентации по данным измерений // Космич. исслед., 1985, т.23, №6, с.829-842.
  66. *Сарычев В.А., Сазонов В.В., Беляев М.Ю., Ефимов Н.И., Лапина И.Л., Стажков В.М.* Определение фактического движения орбитального комплекса «Салют-7» – «Космос-1686» относительно центра масс на высокой орбите // Космич. исслед., 1992, т.30, №2, с.147-156.
  67. *Сарычев В.А., Беляев М.Ю., Кузьмин С.П., Сазонов В.В., Тянь Т.Н.* Определение движения орбитальных станций «Салют-6» и «Салют-7» относительно центра масс в режиме медленной закрутки по данным измерений // Космич. исслед., 1988, т.26, №3, с.390-405.

68. Сарычев В.А., Сазонов В.В., Беляев М.Ю., Ефимов Н.И., Лапина И.Л. Определение пассивного вращательного движения орбитальной станции «Мир» по измерениям напряженности геомагнитного поля // Космич. исслед., 1995, т.33, №1, с.12-19.
69. Сазонов В.В., Беляев М.Ю., Ефимов Н.И., Стажков В.М., Лапина И.Л., Банит Ю.Р. Гравитационная ориентация связки *Mir-Shuttle* // Космич. исслед., 1997, т.35, №3, с.263-271.
70. Бабкин Е.В., Беляев М.Ю., Ефимов Н.И., Сазонов В.В., Стажков В.М. Неправляемое вращательное движение орбитальной станции *МИР* // Космич. исслед., 2001, т.39, №1, с.27-42.
71. Бабкин Е.В., Беляев М.Ю., Ефимов Н.И., Сазонов В.В., Стажков В.М. Неправляемое вращательное движение орбитальной станции *МИР* в последние месяцы ее полета // Космич. исслед., 2003, т.41, №3, с.285-294.
72. Ветлов В.И., Новичкова С.М., Сазонов В.В., Матвеев Н.В., Бабкин Е.В. Режим гравитационной ориентации Международной космической станции // Космич. исслед., 2001, т.39, №4, с.436-448.
73. Банит Ю.Р., Беляев М.Ю., Добринская Т.А., Ефимов Н.И., Сазонов В.В., Стажков В.М. Определение тензора инерции Международной космической станции по телеметрической информации // Космич. исслед., 2005, т.43, №2, с.135-146.
74. Завалишин Д.А., Беляев М.Ю., Сазонов В.В. Оценка динамических характеристик Международной космической станции по измерениям микроускорений // Космич. исслед., 2009, т.47, №2, с.193-203.
75. Маркеев А.П., Сокольский А.Г. К задаче об устойчивости относительного равновесия спутника на круговой орбите // Космич. исслед., 1975, т.13, №2, с.139-146.
76. Сазонов В.В., Сидорюк М.Е. Периодические движения спутника относительно центра масс в режиме одноосной гравитационной ориентации // Изв. АН СССР. Механика твердого тела, 1985, №1, с.3-13.
77. Сазонов В.В., Сидорюк М.Е. Периодические движения осесимметричного спутника относительно центра масс под действием гравитационного момента // Изв. АН СССР. Механика твердого тела, 1984, №3, с.6-16.
78. Костенко И.К., Ветлов В.И., Нырклов А.Г., Сарычев В.А., Сазонов В.В. Режим обобщенной гравитационной ориентации на орбитальных комплексах «Салют-6»-«Космос-1267» и «Салют-7» – «Космос-1443» // Космич. исслед., 1986, т.24, №1, с.46-51.
79. Сазонов В.В., Чебуков С.Ю., Кузнецова Е.Ю. Двухосная закрутка спутника в плоскости орбиты // Космич. исслед., 2000, т.38, №3, с.296-306.
80. Ветлов В.И., Новичкова С.М., Сазонов В.В., Чебуков С.Ю. Режим двухосной закрутки спутника в плоскости орбиты // Космич. исслед., 2000, т.38, №6, с.628-638.
81. Златоустов В.А., Охоцимский Д.Е., Сарычев В.А., Торжеский А.П. Исследо-

- вание колебаний спутника в плоскости эллиптической орбиты // Космич. исслед., 1964, т.2, №5, с.657-666.
82. *Zlatoustov V.A., Markeev A.P.* Stability of planar oscillations of a satellite in an elliptic orbit // *Celestial Mechanics*, 1973, v.7, №1, p.31-45.
  83. *Сарычев В.А., Сазонов В.В., Златоустов В.А.* Периодические колебания спутника в плоскости эллиптической орбиты // Космич. исслед., 1977, т.15, №6, с.809-834.
  84. *Сарычев В.А., Сазонов В.В., Златоустов В.А.* Периодические вращения спутника в плоскости эллиптической орбиты // Космич. исслед., 1979, т.17, №2, с.190-207.
  85. *Сарычев В.А., Сазонов В.В., Златоустов В.А.* Несимметричные периодические колебания спутника в плоскости эллиптической орбиты // Космич. исслед., 1980, т.18, №1, с.3-10.
  86. *Сарычев В.А., Сазонов В.В., Мельник Н.В.* Пространственные периодические колебания спутника относительно центра масс // Космич. исслед., 1980, т.18, №5, с.659-677.
  87. *Петров А.Л., Сазонов В.В., Сарычев В.А.* Устойчивость периодических колебаний спутника, близкого к осесимметричному, в плоскости эллиптической орбиты // Изв. АН СССР. Механика твердого тела, 1983, №4, с.41-50.
  88. *Сарычев В.А.* Влияние сжатия Земли на вращательное движение искусственного спутника // Искусственные спутники Земли. - М.: Изд. АН СССР, 1961, №6, с.3-10.
  89. *Sarychev V.A., Mirer S.A.* Relative equilibria of a satellite subjected to gravitational and aerodynamic torques // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2000, v.76, №1, p.55-68.
  90. *Sarychev V.A., Mirer S.A., Degtyarev A.A., Duarte E.K.* Investigation of equilibria of a satellite subjected to gravitational and aerodynamic torques // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2007, v.97, №4, p.267-287.
  91. *Sarychev V.A., Mirer S.A., Degtyarev A.A.* Equilibria of a satellite subjected to gravitational and aerodynamic torques with pressure center in a principal plane of inertia // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2008, v.100, №4, p.301-318.
  92. *Сазонов В.В.* Одноосная аэродинамическая ориентация искусственных спутников // Космич. исслед., 1985, т.23, №4, с.518-529.
  93. *Нейштадт И.А., Сазонов В.В.* Периодические колебания оси симметрии спутника под действием гравитационного и аэродинамического моментов на круговой орбите // Изв. РАН. Механика твердого тела, 2003, №4, с.20-35.
  94. *Бозюков А.Ю., Сазонов В.В.* Об одном способе гравитационной ориентации вращающегося спутника // Космич. исслед., 2006, т.44, №6, с.541-552.
  95. *Бозюков А.Ю., Сазонов В.В.* Исследование эволюции режима закрутки спутника в плоскости орбиты // Космич. исслед., 2007, т.45, №2, с.150-164.
  96. *Кузнецова Е.Ю., Сазонов В.В., Чебуков С.Ю.* Эволюция быстрого вращения

- спутника под действием гравитационного и аэродинамического моментов // Изв. РАН. Механика твердого тела, 2000, №2, с.3-14.
97. Зуева Е.Ю., Комаров М.М., Сазонов В.В. Представление аэродинамического момента в задачах математического моделирования вращательного движения искусственных спутников Земли // Космич. исслед., 1992, т.30, №6, с.771-779.
  98. Сазонов В.В., Петров А.Л. Эволюция режима гравитационной ориентации вращающегося спутника под действием непотенциального аэродинамического момента // Космич. исслед., 1987, т.25, №4, с.508-522.
  99. Сазонов В.В. Об одном механизме потери устойчивости режима гравитационной ориентации спутника // Космич. исслед., 1989, т.27, №6, с.836-848.
  100. Белецкий В.В., Старостин Е.Л. Плоские колебания спутника под действием гравитационного и светового моментов // Космич. исслед., 1990, т.28, №4, с.496-505.
  101. Сидоренко В.В. О вращательном движении космического аппарата с солнечным стабилизатором // Космич. исслед., 1992, т.30, №6, с.780-790.
  102. Сидоренко В.В. Динамика спутника с солнечно-гравитационной системой ориентации // Космич. исслед., 1994, т.32, №1, с.36-48.
  103. Белецкий В.В., Грушевский А.В., Старостин Е.Л. Управление вращением космического аппарата с помощью сил давления солнечного излучения // Изв. РАН. Техническая кибернетика, 1993, №1, с.32-38.
  104. Лихачев В.Н., Сазонов В.В., Ульяшин А.И. Одноосная солнечная ориентация искусственного спутника Земли // Космич. исслед., 2003, т.41, №2, с.174-185.
  105. Сарычев В.А., Гутник С.А. Равновесия спутника под действием гравитационного и постоянного моментов // Космич. исслед., 1994, т.32, №4-5, с.43-50.
  106. Sarychev V.A., Guerman A., Paglione P. Influence of constant torque on equilibria of satellite in circular orbit // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 2003, v.87, №3, p.219-239.
  107. Sarychev V.A., Paglione P., Guerman A.D. Stability of equilibria for a satellite subject to gravitational and constant torques // J. of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, v.31, №2, p.386-394.
  108. Зонов Ю.В. К вопросу о взаимодействии спутника с магнитным полем Земли // Искусственные спутники Земли. - М.: Изд. АН СССР, 1959, №3. с.118-124.
  109. Голубков В.В. Момент сил в магнитном поле // Космич. исслед., 1972, т.10, №1, с.20-39.
  110. Сарычев В.А., Овчинников М.Ю. Движение спутника с постоянным магнитом относительно центра масс // Космич. исслед., 1986, т.24, №4, с.527-543.
  111. Сарычев В.А., Овчинников М.Ю., Герман А.Д. Периодические движения спутника с сильным магнитом в плоскости полярной орбиты с учетом возмущений // Космич. исслед., 1988, т.26, №6, с.830-839.
  112. Сазонов В.В. Одноосная магнитная ориентация искусственных спутников // Изв. АН СССР. Механика твердого тела, 1987, №2, с.27-32.
  113. Сарычев В.А., Гутник С.А. К вопросу о положениях относительного равно-

- весия спутника-гиростата // Космич. исслед., 1984, т.22, №3, с.323-326.
114. *Sarychev V.A., Mirer S.A.* Relative equilibria of a gyrostatt satellite with internal angular momentum along a principal axis // *Acta Astronautica*, 2001, v.49, №11, p.641-644.
  115. *Сарычев В.А., Мирер С.А., Дегтярев А.А.* Динамика спутника-гиростата с одной ненулевой компонентой вектора гиростатического момента // *Космич. исслед.*, 2005, т.43, №4, с.283-294.
  116. *Сарычев В.А., Мирер С.А., Дегтярев А.А.* Динамика спутника-гиростата с вектором гиростатического момента в главной плоскости инерции // *Космич. исслед.*, 2008, т.46, №1, с.61-74.
  117. *Сарычев В.А.* Динамика осесимметричного спутника-гиростата под действием гравитационного момента // *Космич. исслед.*, 2010, т.48, №2, с.192-197.
  118. *Сарычев В.А., Бирюкова М.П., Гутник С.А.* О положениях равновесия спутника-гиростата на круговой орбите // *Космич. исслед.*, 1982, т.20, №6, с.837-847.
  119. *Яковлев Н.И.* Экцентриситетные колебания спутника-гиростата на почти круговой орбите // *Космич. исслед.*, 1977, т.15, №1, с.152-153.
  120. *Яковлев Н.И.* О динамике гравитационно ориентированного спутника-гиростата с демпфирующим маховиком // *Космич. исслед.*, 1977, т.15, №4, с.511-516.
  121. *Сазонов В.В.* Периодические колебания спутника-гиростата относительно центра масс на круговой орбите // *Космич. исслед.*, 1983, т.21, №6, с.838-850.
  122. *Сазонов В.В.* Периодические колебания спутника-гиростата относительно центра масс на эллиптической орбите // *Космич. исслед.*, 1984, т.22, №2, с.147-158.
  123. *Воронин А.А., Сазонов В.В.* Периодические колебания спутника-гиростата с большим собственным кинетическим моментом // *Изв. АН СССР. Механика твердого тела*, 1989, №1, с.3-12.
  124. *Сазонов В.В., Воронин А.А.* Периодические колебания спутника-гиростата относительно центра масс под действием аэродинамического и гравитационного моментов // *Космич. исслед.*, 1988, т.26, №4, с.492-507.
  125. *Воронин А.А.* Задача аэрогироскопической ориентации искусственных спутников Земли // *Космич. исслед.*, 1997, т.35, №4, с.405-413.
  126. *Воронин А.А., Сазонов В.В.* Периодические колебания спутника-гиростата относительно центра масс под действием магнитного и гравитационного моментов // *Космич. исслед.*, 1990, т.28, №1, с.22-34.
  127. *Воронин А.А.* О возможности трехосной магнитогироскопической ориентации искусственных спутников Земли // *Изв. РАН. Механика твердого тела*, 1997, №5, с.3-14.
  128. *Сазонов В.В.* Периодические решения систем обыкновенных дифференциальных уравнений с большим параметром // *ПММ*, 1983, т.47, №5, с.707-719.
  129. *Белецкий В.В.* Движение искусственного спутника относительно центра масс.



- М.: Наука, 1965, 416 с.

130. *Белецкий В.В.* Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле. - М.: Изд-во МГУ, 1975, 308 с.
131. *Белецкий В.В., Хентов А.А.* Вращательное движение намагниченного спутника. - М.: Наука, 1985, 288 с.
132. *Белецкий В.В., Янишин А.М.* Влияние аэродинамических сил на вращательное движение искусственных спутников. - Киев: Наукова думка, 1984, 188 с.
133. *Боевкин В.И., Гуревич Ю.Г., Павлов Ю.Н., Толстоусов Г.Н.* Ориентация искусственных спутников в гравитационных и магнитных полях. - М.: Наука, 1976, 304 с.
134. *Маркеев А.П.* Линейные гамильтоновы системы и некоторые задачи об устойчивости движения спутника относительно центра масс. - М.-Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», Институт компьютерных исследований, 2009, 396 с.
135. *Rauschenbakh B.V., Ovchinnikov M.Yu., McKenna-Lawlor S.* Essential Spaceflight Dynamics and Magnetospherics. - Kluwer Academic Publishers, 2003, 397 p.
136. *Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н.* Управление ориентацией космических аппаратов. - М.: Наука, 1974, 598 с.
137. *Румянцев В.В.* Об устойчивости стационарных движений спутников. - М.: Изд-во ВЦ АН СССР, 1967, 141 с.
138. *Сарычев В.А.* Вопросы ориентации искусственных спутников. Итоги науки и техники. Сер. Исследование космического пространства. - М.: ВИНТИ АН СССР, 1978, т.11, 224 с.
139. *Сарычев В.А., Овчинников М.Ю.* Магнитные системы ориентации искусственных спутников Земли. Итоги науки и техники. Сер. Исследование космического пространства. - М.: ВИНТИ АН СССР, 1985, т.23, 104 с.