

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
Федеральное агентство по образованию
Государственное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
Московский физико-технический институт
(государственный университет)

Кафедра теоретической механики

**П Р И М Е Н Е Н И Е
КОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ
ПРИ ИЗУЧЕНИИ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ МЕХАНИКИ
И ИССЛЕДОВАНИИ ДИНАМИКИ СЛОЖНЫХ МЕХАНИЧЕ-
СКИХ СИСТЕМ**

Учебно-методическое пособие

Составители: М.Ю.Овчинников, А.А. Дегтярев

МОСКВА 2007

УДК 629.78, 531.38

Рецензент

Доктор физико-математических наук

**Применение компьютерных технологий при изучении
теоретической механики и исследовании динамики
сложных механических систем: Учебно-методическое пособие / Сост.: М.Ю. Овчинников, А.А. Дегтярев. — М.: МФТИ, 2007. — 56 с.**

В рамках Инновационной Образовательной Программы «Научные технологии и экономика инноваций» создается учебный процесс, основными задачами которого являются развитие у студентов системного подхода к решению задач исследования движения сложных информационно-механических систем и повышение эффективности учебного процесса при изучении различных разделов теоретической механики и прикладной математики. Определены основные направления и задачи теоретических исследований и приведены примеры решения некоторых из них с применением современных компьютерных технологий. Дано краткое описание лабораторного оборудования для проведения практических работ.

УДК 629.78, 531.38

© Московский физико-технический институт
(государственный университет), 2007

Содержание

стр.

Предисловие

Введение

- 1 Моделирование движения сложных механических систем**
 - 1.1 Уравнения движения твердого тела с закрепленной точкой
 - 1.2 Уравнения движения спутника на круговой орбите
 - 1.3 Уравнения движения тела на струне
 - 1.4 Численное интегрирование уравнений движения
 - 2 Лабораторный стенд для имитации магнитного поля**
 - 3 Технические характеристики устройств, устанавливаемых на макет аппарата**
 - 3.1 Миниатюрные датчики ориентации
 - 3.1.1 Магнитометры
 - 3.1.2 Солнечный датчик
 - 3.1.3 Звездная камера
 - 3.1.4 Волоконно-оптический гироскоп
 - 3.1.5 Интегральный гироскоп на базе iMEMS технологии
 - 3.2 Миниатюрные управляющие элементы
 - 3.2.1 Магнитные катушки
 - 3.2.2 Маховики
 - 3.3 Миниатюрные средства мониторинга окружающего пространства
 - 4 Устройство лабораторного стенда для моделирования работы солнечного датчика**
 - 4.1 Система моделирования солнечного излучения
 - 4.2 Устройство и принцип работы прототипа солнечного датчика
 - 4.3 Алгоритмы определения «центра масс» изображения
 - 4.4 Методы построения калибровочных функций
 - 4.4.1 Полиномиальная аппроксимация
 - 5 Устройство лабораторного стенда для моделирования работы звездной камеры**
 - 5.1 Моделирование звездного неба
 - 5.2 Алгоритмы определения ориентации по снимкам звездного неба
- Заключение**
- Список литературы**

Предисловие

В рамках Центра “Индустриальная математика и задачи экономической эффективности инновационных проектов” (Мероприятие 2.7) и на базе кафедры теоретической механики и кафедры прикладной математики под эгидой и поддержке Инновационной Образовательной Программы «Научоемкие технологии и экономика инноваций» создается учебно-исследовательская Лаборатория “Управление и динамика сложных информационно-механических систем”. Лаборатория оснащается современным оборудованием, предназначенным для проведения математического и полунатурного моделирования движения таких систем. Одновременно ведется разработка учебного курса, включающего в себя теоретическую часть и практическую работу с лабораторным оборудованием. Сочетание изложения теоретического материала и проведение практических занятий, наглядно иллюстрирующих теорию и вырабатывающих навык студентов и аспирантов работать с инженерным оборудованием, позволяет существенно повысить эффективность процесса обучения.

Учебное пособие состоит из двух основных частей. Вначале дается общее описание идей и основных задач инновационной деятельности лаборатории. Во второй части с достаточной детализацией описываются ее основные элементы, приводится описание создаваемого стендового оборудования, его математического и программного обеспечения.

Основная цель пособия – предоставить студентам и аспирантам возможность найти интересную для них тему исследования и выбрать приглянувшуюся область практической деятельности в рамках Лаборатории.

Введение

Основные этапы проектирования и создания любого прибора или комплексного устройства вне зависимости от их сложности и назначения можно кратко описать с помощью схемы представленной на рис. 1



Рис. 1. Основные этапы разработки устройства

Конечно, представленная схема далеко не полная, однако в ней отражены основные задачи, которые требуется решать на этапе разработки и проектирования, когда поверяются используемые идеи и еще есть возможность внести коррективы в замысел и его реализацию.

К сожалению, во многих случаях молодые специалисты хорошо владеют лишь с частью из необходимых навыков. Например, великолепно знают классические методы математического моделирования, но не способны воплотить свои идеи в «железе». Либо прекрасно владеют аппаратурой, но не знакомы с ее математической основой. Реалии современного времени таковы, что на смену узкой направленности и специализации приходит системный комплексный подход, требующий от специалистов одинаково глубоких знаний во всех этапах процесса проектирования.

Основной целью авторов пособия является создание и реализация учебного процесса, который позволит развить у студентов системный подход к решению задач исследования движения сложных механических систем, начиная с постановки задачи (выработки основных идей) и заканчивая изготовлением и тестированием макетных образцов элементов системы и всей системы в целом.

В качестве разрабатываемой системы предлагается рассматривать макет малогабаритного подвижного аппарата, например, наноспутника [1], оснащенного активной магнитной системой ориентации. Подобный выбор обусловлен тем, что подобные аппараты все активнее и активнее «завоевывают» космическое пространство и являются весьма перспективными. Кроме того, создание необходимых условий и стендового оборудования для проведения лабораторных испытаний подобной системы представляется возможным даже в рамках учебной организации.

Конечно термин «макет спутника» не совсем корректен в данной ситуации. На самом деле рассматривается некоторое устройство, подвешенное на длинной струне и взаимодействующее с окружающим магнитным полем. Движение подобной системы кардинально отличается от поведения тела на земной орбите. Однако такой макет оснащен чувствительными и исполнительными элементами, аналогичными применяемым на реальных аппаратах. Используются те же физические принципы, в соответствии с которыми функционирует реальный спутник. Основные идеи алгоритмов идентификации фазового состояния и алгоритмов управления в обоих случаях одинаковые. Так что термин «макет» не так уж и плох, хотя на самом деле придется работать с довольно сложной механической системой, исследование которой может

оказаться намного сложнее, чем исследование движения реального аппарата.

Как было сказано ранее, можно создать все необходимые условия и все необходимое вспомогательное оборудование для проведения исследования движения. Центральное место среди создаваемого лабораторного оборудования занимает имитатор геомагнитного поля, позволяющий создавать однородное магнитное поле и управлять направлением и модулем вектора его напряженности в заданной области пространства. Подобные стенды уже существуют, в частности, в *System Innovation Ltd. (UK)*, *Surrey Satellite Technology Ltd. (UK)*, *Technion (Israel Institute of Technology)*, *Technical University of Berlin (Germany)*.

В магнитное поле, создаваемое имитатором, помещается макет, оснащенный магнитными катушками, используемыми в качестве органов управления. Взаимодействие магнитного момента катушек с вектором напряженности окружающего магнитного поля позволяет создавать механический момент, который можно использовать для управления макетом.

Для создания эффективных алгоритмов управления необходимо в каждый момент времени иметь достоверную информацию о текущем векторе состояния макета спутника. Для этой цели предполагается использовать следующие датчики определения ориентации: магнитометры (измерение вектора напряженности магнитного поля), гироскопы (измерение угловых скоростей и ускорений), звездную и солнечную камеры (определение вектора направления на известные точки пространства). Стоит отметить, что магнитометр и гироскопы являются коммерческими изделиями, и их разработчики (в том числе и зарубежные) могут быть заинтересованы в дополнительных независимых испытаниях своих изделий. Подобное тестирование может быть проведено с использованием создаваемого лабораторного оборудования. Конечно, также существует большое количество различных типов звездных и солнечных датчиков, готовых к использованию. Однако эти устройства имеют довольно высокую стоимость и не оправдывают свое использование в учебных целях. В будущем планируется создание собственных прототипов подобных датчиков с использованием доступной и недорогой элементной базы. Такой подход (создание макетов датчиков, а не использование готовых изделий) кроме финансовой выгоды имеет еще одно и, пожалуй, основное преимущество – вовлечение студентов в процесс разработки «железа», начиная с нулевого уровня (уровня идеи) и заканчивая тестированием готового прототипа. Дополнительно стоит

отметить, что авторы пособия имеют определенный опыт работы с такого вида устройствами.

На первом этапе не предполагается установка звездного и солнечного датчика на макет, так как неотъемлемым условием работы таких устройств является создание дополнительных имитаторов фоновой обстановки, позволяющих проводить полунатурное моделирование звездного неба и солнечного излучения. Предполагается создание двух отдельных лабораторных стендов для исследования основных принципов функционирования датчиков. Первый стенд представляет из себя имитатор звездного неба, совмещенный с прототипом звездной камеры, второй – имитатор солнечного излучения, совмещенный с прототипом солнечного датчика. В дальнейшем предполагается объединение трех стендов (имитатор геомагнитного поля, имитатор звездного неба и имитатор солнечного излучения) в единый лабораторный стенд, позволяющий проводить достоверное моделирование фоновой обстановки и окружающего пространства.

Кроме сенсоров и исполнительных (управляющих) элементов на борт макета предполагается установка «полезной нагрузки», то есть дополнительного лабораторного оборудования и средств исследования окружающего пространства. К такому оборудованию можно отнести, например, компактный оптико-электронный прибор наблюдения.

Что касается средств управления различными устройствами, размещенными на макете, то на первом этапе работ предполагается использование бортового компьютера-коммуникатора, основная задача которого заключается в опросе всех сенсоров и передаче пакета информации по беспроводному интерфейсу (например, каналу *Bluetooth*) на персональный настольный компьютер. На этом компьютере будет производиться обработка полученных данных, вычисление в соответствии с заданными алгоритмами необходимых управляющих команд и последующая их передача на бортовой коммуникатор, который далее выдаст команды на управляющие элементы. В дальнейшем предполагается использование или может быть и собственная разработка прототипов бортовых компьютеров, не нуждающихся в привлечении дополнительных мощностей персональных компьютеров. Стоит отметить, что данное направление работ является новым и представляется интересным, перспективным и, по мнению авторов, крайне необходимым.

Все вышеперечисленные направления работ в основном относятся к инженерному проектированию. Безусловно, и самим по себе они представляют значительный интерес, однако основная цель авторов это ИССЛЕДОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ создаваемых макетов сложных меха-

нических систем с использованием имитаторов внешней среды и фоновой обстановки. Подобные задачи требуют проведения глубоких аналитических исследований и математических проработок. Необходимо создание алгоритмов обработки фильтрации и анализа данных различных сенсоров, разработка и тестирование алгоритмов определения ориентации и управления. Но, прежде всего, перед началом полунатурных испытаний необходимо создать и исследовать адекватную математическую модель движения рассматриваемой механической системы. Стоит сказать, что данная механическая система довольно сложна. Напомним, что макет представляет собой твердое тело, подвешенное на струне и помещенное в однородное магнитное поле, с которым он может взаимодействовать. Задача исследования движения тела на струне сама по себе довольно сложна, а добавление к ней магнитного момента, а может быть и дополнительного внутреннего кинетического момента роторов многократно усложняет задачу. Возможность численного решения задачи в подобной постановке не подлежит сомнению, однако вспомним, что основная цель данных работ это создание учебного процесса и вовлечения в него студентов различных курсов, в том числе и младших, у которых нет достаточного опыта в решении подобных задач. Таким образом, возникает необходимость создания дополнительных методических пособий и организация практических работ, детально описывающих и разъясняющих различные подходы и методы математического и компьютерного моделирования и исследования движения на примере более простых (классических) механических систем. В качестве подобных систем могут рассматриваться твердое тело с закрепленной точкой, твердое тело на круговой орбите и многие другие. На примере таких задач могут быть детально разобраны, объяснены, а главное, наглядно продемонстрированы все ключевые моменты теории, а именно способы ориентации твердого тела, использование динамических и кинематических уравнений движения, различные методы их численного исследования. Тестовые варианты подобных методических работ уже созданы авторами и опробованы в рамках проведения семинарских занятий по теоретической механике и системам компьютерной математике. Созданные компьютерные программы позволяют проводить численное интегрирование уравнений движения при различном выборе начальных условий и различных инерционных параметрах тела. Графические оболочки позволяют наглядно визуализировать различные типы движения и сопоставлять их с классическими аналитическими результатами. Компьютерное моделирование сопровождается текстовыми комментариями и описанием классических аспектов теории.

Стоит отметить, что демонстрация тестовых вариантов методических работ на проводимых авторами семинарах, произвела хорошее впечатление на слушателей, вызвала неподдельный интерес и сделала процесс обучения наглядным и запоминающимся. Таким образом, необходимо обозначить еще одно направление будущих работ. Это создание учебных демонстрационных материалов для проведения лекций и семинаров по таким дисциплинам как теоретическая механика, динамика космического полета, теория устойчивости и многим другим. Развитие данного направления не ограничивается только вышеописанными работами, а может двигаться в любых направлениях, например, исследование малых колебаний консервативных систем, исследование внешнего гармонического воздействия на движение консервативных и диссипативных систем. Стоит сказать, что подобные наработки также имеются. Авторы считают, что внедрение новых подходов, а именно привлечение дополнительных демонстрационных материалов, позволит сделать процесс обучения более динамичным, запоминающимся и, как следствие, более эффективным.

Конечно, компьютерное моделирование движение макета не ограничивается только интегрированием его уравнений движения. Необходимо создание математических моделей всех его датчиков и исполнительных элементов, адекватных моделей окружающего пространства и фоновой обстановки. Например, до создания прототипа звездного датчика, требуется доскональное понимание и исследование всех этапов его работы, а именно, получение изображения звезд, анализ изображения с целью его распознавания, сопоставление распознанных звезд с имеющимся звездным каталогом, получение вектора направления. Подобные работы также могут быть предметом частных учебных пособий и методических работ.

Подведем краткий итог вышесказанного. Представленное учебное пособие представляет собой краткий обзор запланированных работ по исследованию движения сложных механических систем. Кроме того, оно описывает имеющийся у авторов задел в этом направлении. В пособие входят описания работ ранее проводимых авторами и описание работ отечественных и зарубежных исследователей, в которых авторы принимали участие. Все предлагаемые направления исследований, теоретических и практических работ можно структурировать следующим образом:

- **Инженерные (конструкторские) исследования и разработки**
- *Создание имитаторов окружающей среды и фоновой обстановки:*
 - ◆ Имитатор геомагнитного поля
 - ◆ Имитатор звездного неба
 - ◆ Имитатор солнечного излучения
- *Создание макетов аппаратов, включающих в себя:*
 - ◆ Датчики и сенсоры (магнитометр, пьезогироскоп, звездная и солнечная камеры и др.)
 - ◆ Исполнительные элементы (магнитные катушки, роторные системы и др.)
 - ◆ Элементы полезной нагрузки
 - ◆ Бортовой компьютер
 - ◆ Источники питания
 - ◆ Устройства передачи информации
- **Теоретические исследования. Математическое и компьютерное моделирование движения сложных механических систем**
- *Разработка математических моделей*
 - ◆ Вывод и исследование уравнений движения
 - ◆ Разработка математических моделей датчиков и исполнительных элементов
 - ◆ Разработка и исследование алгоритмов определения вектора фазового состояния системы и алгоритмов управления
- *Компьютерное моделирование*
 - ◆ Методы и особенности численного интегрирования уравнений движения
 - ◆ Обработка сигналов датчиков

- ◆ Построение и тестирование алгоритмов определения ориентации и навигации
 - ◆ Построение и тестирование алгоритмов управления
 - ◆ Построение алгоритмов работы бортовых вычислительных систем
- **Методические работы. Практические лабораторные работы и стендовые испытания**
 - Разработка методических и электронных лабораторных и демонстрационных работ по различным направлениям теоретической механики, динамике космического полета, небесной механике и т.д.
 - Практическая работа с макетами окружающей среды и макетами аппаратов
 - Разработка лекционных и семинарских электронных демонстрационных материалов

Решение всех выше изложенных задач позволит создать учебный курс, включающий в себя как теоретические исследования (математическое и компьютерное моделирование, проведение методических и демонстрационных работ), так и практические работы и исследования (создание лабораторных стендов и проведение полунатурных испытаний).

Конечно, в рамках настоящего пособия невозможно детально описать все предлагаемые к решению задачи. Каждый из перечисленных пунктов сам по себе является темой для отдельного пособия, а может быть и для нескольких. Еще раз хочется повторить, что основная цель работы - это обозначение основных направлений исследований и ожидаемых результатов, а также краткое описание основных существующих наработок в данном направлении. Основными темами данного пособия являются:

- Моделирование движения механической системы на примере твердого тела с закрепленной точкой. Описание уравнений движения. Используемые численные методы. Результаты компьютерного моделирования. Уравнения движение более сложным систем (тело под действием магнитного момента, тело под действием внутреннего кинетического момента, тело на струне)

- Описание имитатора геомагнитного поля
- Технические характеристики датчиков и исполнительных элементов, устанавливаемых на макет
- Устройство лабораторного стенда для моделирования работы солнечного датчика
- Устройство лабораторного стенда для моделирования работы звездного датчика.

1. Моделирование движения сложных механических систем

Основные этапы моделирования:

- Создание адекватной математической модели системы (вывод уравнений движения)
- Аналитическое исследование уравнений движения
- Численное исследование уравнений движения (интегрирование)
- Сопоставление аналитических и численных результатов. Уточнение математической модели

В настоящем разделе в общем виде приведены математические модели (уравнения движения) некоторых механических систем. На примере простейшей рассматриваемой системы (твердое тело с закрепленной точкой) продемонстрированы основные этапы и полученные результаты численного исследования движения.

1.1. Уравнения движения твердого тела с закрепленной точкой

Пусть твердое тело совершает движение относительно своей закрепленной точки O . Введем две правые декартовы системы координат с началом в точке O .

$OX_1X_2X_3$ – неподвижная (инерциальная) система координат. Ось OX_3 направлена по истинной вертикали, две другие оси ортогональны ей и друг другу, образуя правую тройку векторов. $Ox_1x_2x_3$ –

связанная с телом система координат; оси Ox_i ($i=1, 2, 3$) суть главные центральные оси инерции тела.

Ориентация системы координат $Ox_1x_2x_3$ относительно неподвижной системы определяется углами Эйлера ψ, θ, φ (рис. 1.1).

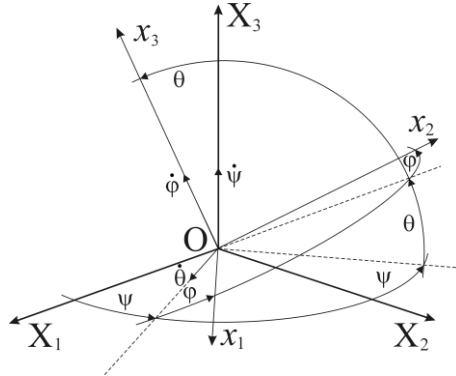


Рис. 1.1. Переход между введенными системами координат

Направляющие косинусы осей Ox_i в инерциальной системе координат

$a_{ij} = \cos(X_i, x_j)$ задаются выражениями

$$\begin{aligned} a_{11} &= \cos \varphi \cos \psi - \cos \theta \sin \psi \sin \varphi, & a_{31} &= \sin \theta \sin \psi, \\ a_{12} &= -\sin \varphi \cos \psi - \cos \theta \sin \psi \cos \varphi, & a_{32} &= \cos \varphi \sin \theta, \\ a_{13} &= \sin \varphi \sin \psi, & a_{33} &= \cos \theta, \end{aligned}$$

(3)

$$\begin{aligned} a_{21} &= \cos \varphi \sin \psi + \cos \theta \cos \psi \sin \varphi, \\ a_{22} &= -\sin \varphi \sin \psi + \cos \theta \cos \psi \cos \varphi, \\ a_{23} &= -\sin \theta \cos \psi, \end{aligned}$$

$$\vec{X} = \begin{pmatrix} X_1 \\ X_2 \\ X_3 \end{pmatrix} = \begin{vmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{vmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{pmatrix} = \mathbf{A} \cdot \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{pmatrix} = \mathbf{A} \cdot \vec{x}.$$

Здесь матрица \mathbf{A} – матрица направляющих косинусов, определяющая переход от системы координат $Ox_1x_2x_3$ к системе $OX_1X_2X_3$.

Кинетический момент тела, относительно неподвижной точки имеет вид $\vec{K}_O = \mathbf{J}\vec{\omega}$, где \mathbf{J} тензор инерции тела (вычисленный в осях, главных для неподвижной точки), $\vec{\omega}$ - абсолютная угловая скорость. Для получения уравнений движения можно использовать теорему об изменении вектора кинетического момента

$$\frac{d\vec{K}_O}{dt} = \vec{M}_O,$$

где \vec{M}_O – главный момент внешних сил относительно неподвижной точки O . Если абсолютную производную вектора кинетического момента выразить через его локальную производную, то получим

$$\frac{\tilde{d}\vec{K}_O}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{K}_O = \vec{M}_O,$$

Уравнения движения тела относительно неподвижной системы координат записываются в форме **динамических уравнений Эйлера**

$$\mathbf{J}\dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times \mathbf{J}\vec{\omega} = \vec{M}_O, \quad (4)$$

Уравнения (4) в проекциях на оси связанной системы координат имеют вид

$$\begin{aligned} A\dot{p} + (C - B)qr &= M_1, \\ B\dot{q} + (A - C)rp &= M_2, \\ C\dot{r} + (B - A)pq &= M_3. \end{aligned} \quad (5)$$

здесь p, q, r проекции абсолютной угловой скорости тела на оси Ox_i , $\mathbf{J} = \text{diag}(A, B, C)$ - тензор инерции тела в связанной системе координат (A, B, C – главные моменты инерции для точки O).

Проекции главного момента внешних сил могут зависеть от положения тела, то есть $M_i = M_i(t, \psi, \theta, \varphi, p, q, r)$. Таким образом, система (5) не является замкнутой. Одним из способов ее замыкания является добавление **кинематического уравнения Эйлера**

$$\vec{\omega} = \vec{\dot{\psi}} + \vec{\dot{\theta}} + \vec{\dot{\varphi}}, \quad (6)$$

которое в проекциях на оси связанной системы координат имеет вид

$$\begin{aligned} p &= \dot{\psi} \sin \theta \sin \varphi + \dot{\theta} \cos \varphi, \\ q &= \dot{\psi} \sin \theta \cos \varphi - \dot{\theta} \sin \varphi, \\ r &= \dot{\psi} \cos \theta + \dot{\varphi}. \end{aligned} \quad (7)$$

1.2. Уравнения движения спутника на круговой орбите

Пусть центр масс спутника, представляющего из себя твердое тело, движется по круговой Кеплеровой орбите. Введем две правые декартовы системы координат с началом в центре масс O спутника (рис. 1.1).

$OX_1X_2X_3$ – орбитальная система координат. Ось OX_3 направлена вдоль радиуса-вектора, соединяющего центры масс Земли и спутника; ось OX_1 направлена вдоль вектора линейной скорости центра масс O ; ось OX_2 направлена по нормали к плоскости орбиты.

$Ox_1x_2x_3$ – связанная со спутником система координат; оси Ox_i ($i = 1, 2, 3$) суть главные центральные оси инерции спутника. Тогда направляющие косинусы осей Ox_i в орбитальной системе координат $a_{ij} = \cos(X_i, x_j)$ задаются выражениями (3).

Уравнения движения спутника относительно центра масс записываются в виде

$$\tilde{\mathbf{J}} \dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times \tilde{\mathbf{J}} \vec{\omega} = \vec{M}_0,$$

где $\tilde{\mathbf{J}}$ тензор инерции тела в главных центральных осях, $\vec{\omega}$ – абсолютная угловая скорость. Эта скорость складывается из относительной угловой скорости, которая может быть представлена в виде (6), и орбитальной (переносной) угловой скорости, коллинеарной второй оси орбитальной системы координат. Проекции абсолютной угловой скорости спутника на оси связанной системы координат имеют вид

$$\begin{aligned} p &= \dot{\psi} \sin \theta \sin \varphi + \dot{\theta} \cos \varphi + \omega_0 a_{21}, \\ q &= \dot{\psi} \sin \theta \cos \varphi - \dot{\theta} \sin \varphi + \omega_0 a_{22}, \\ r &= \dot{\psi} \cos \theta + \dot{\phi} + \omega_0 a_{23}, \end{aligned}$$

где ω_0 – угловая скорость движения центра масс спутника по круговой орбите.

Если на спутник действует только гравитационный момент, то

$$\vec{M}_0 = \vec{M}_{\vec{\omega}} = 3\omega_0 \begin{pmatrix} a_{31} \\ a_{32} \\ a_{33} \end{pmatrix} \times \mathbf{J} \begin{pmatrix} a_{31} \\ a_{32} \\ a_{33} \end{pmatrix}. \quad (8)$$

Гравитационный момент (8) можно использовать для управления спутником. Действительно, поворот спутника приводит к изменению (8).

Если на аппарат установлены магнитные катушки, то создаваемый ими магнитный (дипольный) момент, взаимодействуя с вектором индукции окружающего магнитного поля, создает механический управляющий момент, который имеет вид

$$\vec{M}_{\text{магн}} = \vec{m}_\Sigma \times \vec{B}, \quad (9)$$

где \vec{m}_Σ – суммарный магнитный (дипольный) момент всех катушек, а \vec{B} – вектор индукции магнитного поля.

При рассмотрении задачи о вращательном движении спутника, представляющего собой твердое тело с расположенными внутри него маховиками, вектор полного кинетического момента относительно точки O (относительно центра масс спутника) представляется в виде

$$\vec{K}_o = \hat{J}\vec{\omega} + \vec{K}',$$

где \hat{J} - тензор инерции спутника в главных центральных осях (с учетом моментов инерции всех установленных маховиков), \vec{K}'_o суммарный кинетический момент маховиков (внутренний кинетический момент), который в проекциях на оси связанной системы координат может быть представлен в виде

$$\vec{K}' = \left(\sum_{i=1}^n J_i \alpha_i \dot{\phi}_i, \sum_{i=1}^n J_i \beta_i \dot{\phi}_i, \sum_{i=1}^n J_i \gamma_i \dot{\phi}_i \right),$$

где J_i – осевой момент инерции i -го ротора, а α_i , β_i , γ_i – постоянные направляющие косинусы оси симметрии i -го ротора относительно главных осей инерции гиростата, $\dot{\phi}_i$ – угловая скорость вращения i -го ротора.

Динамические уравнения движения принимают вид

$$\hat{J} \dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times \hat{J} \vec{\omega} + \vec{\omega} \times \vec{K}' + \frac{d\vec{K}'}{dt} = \vec{M}_{\vec{\omega}}.$$

Напомним, что $\frac{d\vec{K}'}{dt}$ – локальная производная вектора \vec{K}' , то есть производная в связанной с телом системе координат. В данном случае, наряду с гравитационным управляющим моментом (8) возникает дополнительный момент

$$\vec{I}_{i \vec{\omega}} = \vec{\omega} \times \vec{K}' + \frac{d\vec{K}'}{dt}, \quad (10)$$

который также можно использовать для управления аппаратом.

1.3. Уравнения движения тела на струне

Рассматривается твёрдое тело массы m , подвешенное на нерастяжимой и безынерционной струне длины l (рис. 1.2). Струна шарнирно прикреплена к неподвижному основанию (точка O_1) и телу (точка O_2). Предполагается, что трение в шарнирах отсутствует. Рассматриваются такие движения, при которых струна всегда натянута, то есть $|O_1O_2|=l$ (фактически, струна заменяется безынерционным абсолютно жёстким стержнем длины l). В дальнейшем считаем струну отрезком прямой, а шарниры – материальными точками, совпадающими с концами струны.

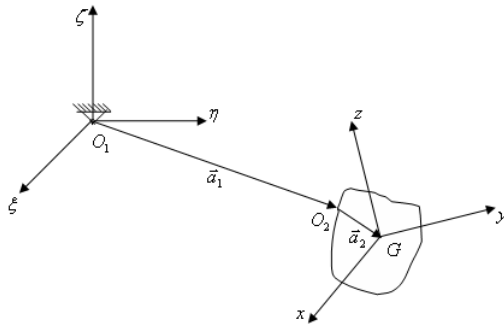


Рис. 1.2: Твёрдое тело на струнном подвесе

Движение тела можно описать с помощью уравнений Лагранжа второго рода [2]. Такие уравнения удобны для аналитических исследований, однако крайне неудобны для численного исследования (интегрирования).

Уравнения движения для рассматриваемой системы можно также записать как совокупность уравнений движения центра масс и движения относительно центра масс. В результате получим

$$\begin{aligned} m\ddot{\vec{r}}_G &= m\vec{g} + T, \\ \frac{d\vec{K}_G}{dt} &= \vec{T} \times \vec{a}_2. \end{aligned} \quad (11)$$

Здесь $\vec{r}_G = \vec{a}_1 + \vec{a}_2$ - радиус-вектор центра масс системы, T - сила натяжения нити, \vec{K}_G - кинетический момент тела относительно центра масс. Использование уравнения связи в виде $\vec{a}_1 \times \vec{T} = 0$ позволяет привести систему (11) к виду

$$\begin{aligned} \vec{a}_1 \times \left[m(\ddot{\vec{a}}_1 + \ddot{\vec{a}}_2) - m\vec{g} \right] &= 0, \\ \frac{d\vec{K}_G}{dt} + \vec{a}_2 \times \left[m(\ddot{\vec{a}}_1 + \ddot{\vec{a}}_2) - m\vec{g} \right] &= 0, \end{aligned} \quad (12)$$

которая является замкнутой системой. Недостатком системы (12) является ее трудоемкая разрешимость относительно старших производных. Другими словами, при использовании такой математической модели при численном интегрировании необходимо численно обращать матрицу коэффициентов, стоящих перед первыми производными.

Еще одним способом записи уравнений движения тела на струнном подвесе, является использование уравнений Лагранжа первого рода (использование неопределенных множителей Лагранжа). В этом случае уравнения движения имеют вид

$$\begin{aligned} m(\ddot{\vec{a}}_1 + \ddot{\vec{a}}_2) - m\vec{g} &= \lambda \vec{a}_1, \\ \frac{d\vec{K}_G}{dt} + \vec{a}_2 \times \left[m(\ddot{\vec{a}}_1 + \ddot{\vec{a}}_2) - m\vec{g} \right] &= 0. \end{aligned}$$

Используя уравнение связи $\vec{a}_1^2 = l^2$ можно определить множитель λ и далее записать данную систему в виде обычных дифференциальных уравнений первого порядка, другими словами привести ее к виду, максимально удобному для численного интегрирования.

1.4. Численное интегрирование уравнений движения

В качестве примера численного исследования уравнений движения приведем выдержки тестовой версии методической работы по исследованию движения твердого тела с закрепленной точкой.

При численном исследовании (интегрировании) уравнений движения твердого тела, вместо кинематических уравнений Эйлера (7) удобно использовать соотношения Пуассона

$$\dot{\vec{\tau}}_i = \vec{\omega} \times \vec{\tau}_i,$$

где $\vec{\tau}_i$ – орты подвижной системы координат, которые в неподвижной системе имеют вид

$$\vec{\tau}_1 = \begin{pmatrix} a_{11} \\ a_{21} \\ a_{31} \end{pmatrix}, \quad \vec{\tau}_2 = \begin{pmatrix} a_{12} \\ a_{22} \\ a_{32} \end{pmatrix}, \quad \vec{\tau}_3 = \begin{pmatrix} a_{13} \\ a_{23} \\ a_{33} \end{pmatrix}; \quad \vec{\tau}_3 = \vec{\tau}_1 \times \vec{\tau}_2$$

В качестве вектора состояния системы удобно выбрать $\{p, q, r, a_{11}, a_{21}, a_{31}, a_{12}, a_{22}, a_{32}\}$. Тогда замкнутая система уравнений движения для численного интегрирования имеет вид

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \mathbf{J}^{-1} \left\{ \begin{pmatrix} M_1 \\ M_2 \\ M_3 \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \times \mathbf{J} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \right\},$$

$$\begin{pmatrix} \dot{a}_{11} \\ \dot{a}_{21} \\ \dot{a}_{31} \end{pmatrix} = \mathbf{A} \bullet \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} a_{11} \\ a_{21} \\ a_{31} \end{pmatrix}, \tag{13}$$

$$\begin{pmatrix} \dot{a}_{12} \\ \dot{a}_{22} \\ \dot{a}_{32} \end{pmatrix} = \mathbf{A} \bullet \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} a_{12} \\ a_{22} \\ a_{32} \end{pmatrix}.$$

Для интегрирования системы (13) дифференциальных уравнений первого порядка используем метод Рунге-Кутты четвертого порядка.

На рис. 1.3 показан графический интерфейс программы численного интегрирования системы (13), позволяющий производить настройку инерционных параметров тела, начальных значений углов ориентации и угловых скоростей, выбирать тип внешнего момента, действующего

шего на тело, а также выбирать параметры визуализации и анимации полученных результатов.



Рис. 1.3. Панели управления программой численного интегрирования

При изменении начальных значений углов ориентации волчок занимает соответствующее положение относительно неподвижной системы координат (происходит вычисление соответствующей матрицы направляющих косинусов). Изменение значений параметров ψ , θ , ϕ приводит к изменению абсолютной угловой скорости согласно (7) и вектор кинетического момента также изменяет свое направление. Все изменения сразу отображаются в окне визуализации, общий вид которого представлен на рис. 1.4 и заполняется вектор начального состояния системы.

При нажатии кнопки **Start** начинается численное интегрирование системы (13) с заданными начальными условиями и временем интегрирования, после чего происходит визуализация (анимация) движения волчка. После завершения динамической визуализации вся траектория движения апекса волчка представляется статически на единичной сфере. На рис. 1.5 приведены примеры классических траекторий волчка Лагранжа, полученных при начальных условиях, показанных в табл. 1.

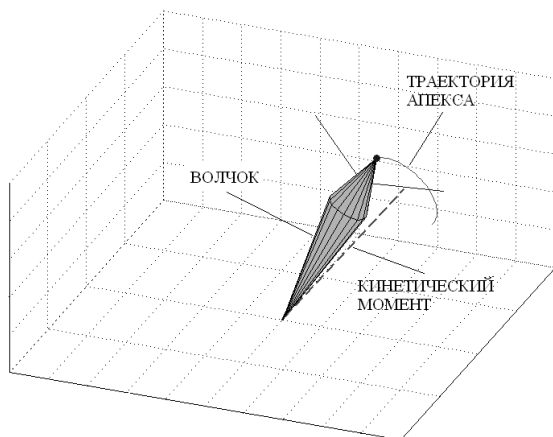


Рис. 1.4. Общий вид окна визуализации

	ψ	θ	ϕ
Угол [°]	0	50	0
Угловая скорость [°/с]	80/110/140	10	900

Табл. 1. Начальные условия численного интегрирования

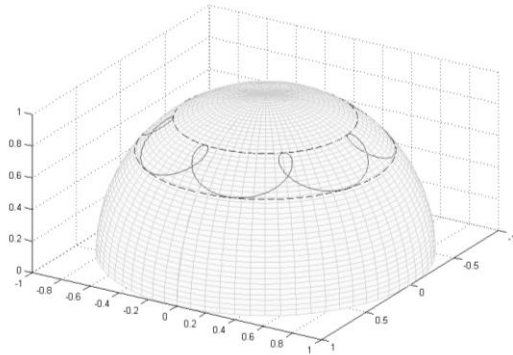
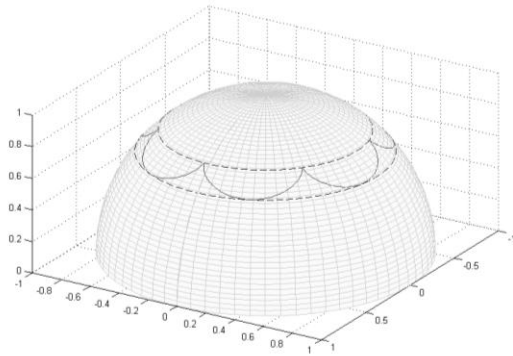
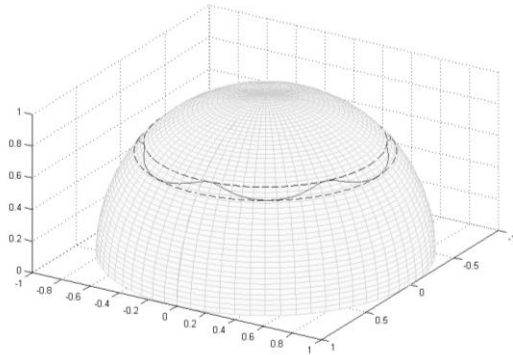


Рис. 1.5: Траектории волчка Лагранжа

2. Лабораторный стенд для имитации магнитного поля

Стенд состоит из имитатора поля и макета спутника. Имитатор поля создает магнитное поле по заранее заданному закону изменения его характеристик (модуля напряженности и направления). Макет спутника содержит в себе элементы, взаимодействующие с магнитным полем. Это могут быть постоянные магниты или магнитные катушки (далее *исполняющие катушки*), ток через которые устанавливается системой управления. Следует подчеркнуть, что системой управления макетом может быть система управления настоящим спутником. Это поможет избежать издержек на создание специализированной системы управления макетом.

Масса и моменты инерции макета предполагаются известными и настраиваемыми в некоторых пределах, но, в общем случае, не совпадающими с параметрами реального спутника, которые могут быть неизвестны на этапе испытаний его системы управления.

Магнитное поле, создаваемое имитатором, должно быть достаточно велико, чтобы превалировать над естественным геомагнитным полем в месте нахождения стенда. Учитывая, что внешнее поле может меняться во время работы стенда, необходимо, чтобы имитирующее поле было хотя бы в несколько раз больше геомагнитного поля. В этом случае можно будет считать геомагнитное поле постоянным, что значительно легче, чем делать поправки на его изменения, которые заранее неизвестны.

Несовпадение центра масс макета и точки подвеса приводит к возникновению момента силы тяжести. Этот момент необходимо учитывать, ибо при имеющихся технологических возможностях его не удастся сделать много меньшим механического момента, действующего со стороны магнитного поля. Таким образом, можно рассматривать макет как тело на подвесе, причем центр масс смещен относительно точки подвеса.

В работе [3] определены все требования, предъявляемые к имитатору геомагнитного поля. Произведена оценка требуемой напряженности и требуемого однородного объема поля. Показано, что самый простой, если не единственно возможный вариант реализации магнитного поля – это использование трех пар катушек с током с взаимно перпендикулярными осями. Из различных возможных конфигураций катушек выбран вариант, представляющий из себя три пары одинаковых

круглых колец. Произведен расчет электрических и энергетических параметров катушек. Выбрана и обоснована схема управления током, позволяющая изменять направление и модуль напряженности поля.

Основным результатом этой работы явилось создание экспериментального образца имитатора магнитного поля, общий вид которого приведен на рисунке 2.1



Рис. 2.1: Экспериментальный образец имитатора геомагнитного поля

На материалы, используемые в предлагаемой конструкции, наложены следующие условия:

- они должны быть немагнитными, чтобы не исказить поле;
- прочными, чтобы выдержать катушки массой до 3 кг на каждую;

- простыми в обработке;
- недорогими и доступными;
- долговечными.

В качестве компромиссного варианта при создании имитатора использовались в основном алюминий и фанера.

Каждая из шести катушек намотана на алюминиевом каркасе. Каркасом служит обруч (тор) внутренним диаметром 1200 мм, в котором уложен провод. Между обмоткой и внутренней поверхностью каркаса находится прокладка из термостойкого материала, предохраняющая обмотку от замыкания на корпус в случае повреждения изоляции. Каждая катушка содержит несколько обмоток, включаемых последовательно. Это сделано для сокращения сроков намотки и повышения надежности. В крайнем случае достаточно исключить из цепи неисправную обмотку и выполнить перерасчет зависимости напряженности создаваемого магнитного поля от тока для поврежденной пары катушек. Катушки являются неразборными компонентами.

Для увеличения жесткости вертикальные катушки крепятся при помощи хомутов в П-образной обойме каждая, сделанной из проката алюминия профиля «уголок». Обойма крепится к массивному фанерному основанию при помощи уголков. Такая конструкция является статически неопределенной, что увеличивает ее жесткость. Использование хомутов позволяет легко извлечь катушку из обоймы в случае необходимости.

Две пары параллельных обоем с катушками устанавливаются перпендикулярно друг другу. В точках касания взаимно перпендикулярные обоймы скрепляются вместе. Это еще больше увеличивает жесткость системы.

Для крепления горизонтальных катушек в раме устанавливаются восемь несущих металлических балок, сделанных из алюминия того же профиля, что и обоймы. Катушки на них фиксируются при помощи хомутов.

На рис. 2.2 приведены фотографии стенда в составе имитатора, состоящего из трех пар квадратных магнитных катушек, и макета, оснащенного датчиками и исполнительными элементами, и подвешенного на струнном подвесе.

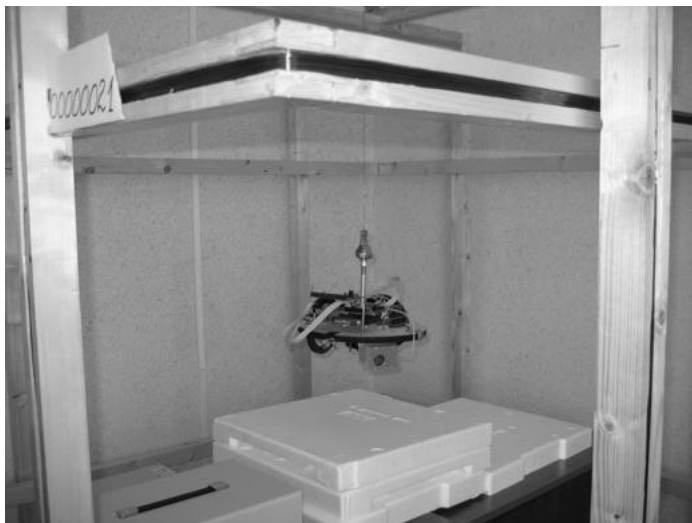


Рис. 2.2: Макет с имитатором геомагнитного поля

3. Технические характеристики датчиков и исполнительных элементов, устанавливаемых на макет спутника

Современные достижения и тенденции будущего развития микро-инженерии и микроэлектроники доказывают, что микро- и нанотехнологии будут играть доминирующую роль при разработке космической техники [4-6]. Разработка микро-акселерометров, микро-гироскопов, микро-магнитометров, электронно-оптических навигационных сенсоров, миниатюрных маховичных систем и магнитных катушек является многообещающим и интересным направлением внедрения новых технологий в космическую технику. Одним из основных требований, предъявляемых к современным космическим аппаратам, является надежная автономная работа их систем навигации. Это требование может быть выполнено путем размещения на борту аппарата датчиков и управляющих элементов различного типа. Современные микро- и нано-технологии позволяют сделать такие системы компактными, обладающими малой массой и низким энергопотреблением. В настоящее

время достижения в этой области позволяют создавать устройства, применимые при создании нано- и пикоспутников (весовые категории от 1 до 10 кг и меньше 1 кг соответственно). Все перечисленные особенности подобных устройств делают их доступными для использования и в учебных целях.

Ниже приведено сравнительное техническое описание некоторых датчиков, исполнительных элементов средств мониторинга окружающего пространства которые используются или будут использоваться при создании макета.

3.1. Миниатюрные датчики ориентации

3.1.1. Магнитометры

Как правило, подобные устройства состоят из трех индукционных сенсоров, измеряющих окружающее магнитное поле в трех взаимно перпендикулярных направлениях и, тем самым, определяют ориентацию и величину вектора напряженности поля.

На рис. 3.2 показан трехосный магнитометр компании *SSTL* (*Small Satellite Technology Ltd*) UK [7]. Более 40 различных типов подобных устройств данной фирмы участвовали в 14 космических миссиях, в частности они были установлены на спутниках UCDMC и TopSat.

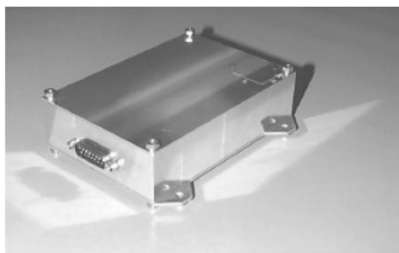


Рис. 3.2. Трехосный индукционный магнитометр (*SSTL*)

Specification

- Sensitivity: -10 to +10 nT
- Range: -60 to +60 mT
- Update Rate: 10 Hz maximum

Environmental

- Random Vibration: 15 g rms
- Operating Temp: -50 to +80 °C

Physical Characteristics

- Dimensions: 130 x 90 x 36 mm
- Mass: 295 g
- Power supply: 8 mA @ -10.5 V
and
14 mA @ +10.5 V

На рис. 3.1 представлен магнитометр производства компании *SunSpace* [8]. Прибор использовался на спутниках *SUNSAT* и *Safir II*. Его особенностью является расположение индукционных сенсоров на штанге.

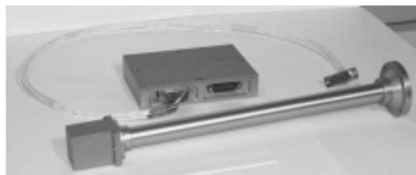


Рис. 3.1. Трехосный индукционный магнитометр (*SunSpace*)



Вычислительный модуль

FUNCTIONAL CHARACTERISTICS

Scale Factor: 12 nT/mV \pm 2%
 Orthogonality: < 60 minutes of arc
 Measurement Range: \pm 60000 nT \pm 2%
 Linearity Error: < 0.2%
 Noise: < 2 nT(RMS)
 Output swing: \pm 5 V

PHYSICAL CHARACTERISTICS

Power supply: \pm 12 V or 18-36 V
 Power Consumption: 0.5 W (for \pm 12 V)
 or 0.7 W (for + 28 V)
 Sensor Type: 12 mm ring core
 Operating temperature: - 30 C to + 70 C
 Survival temperature: - 50 C to + 90 C

MAGNETOMETER HEAD MECHANICS

Length: 357 mm
 Diameter: 57 mm
 Head only: 39 x 34 x 43 mm
 Mass: 250 g (Head & Stand)
 75 g (Head)

Еще одним признанным лидером в производстве магнитометров для малых космических аппаратов является коммерческое подразделение Бременского университета *ZARM-Technik* [9] (Германия). Устройств (рис. 3.3-4), применялись на аппаратах *Rubin-7*, *Flying Laptop*, *KSTB*, *BREM-Cube*.



Рис. 3.3

Standard Measurement Range -64 to +64 μ T
 Scale Factor 100 μ V per nT
 Resolution/Noise < 100 pT @ 1 Hz
 Power Consumption < 1 W @ 30 V
 Power Supply Options 1: \pm 15V
 Options 2: +15 V to +35V
 Temperature Range -40 $^{\circ}$ C to +85 $^{\circ}$ C
 Size 82 x 82 x 31 mm
 Weight 250 grams



Рис. 3.4. Трехосный индукционный магнитометр (*ZARM-Technik*)

Electrical Performance

Field Measurement Range	User selectable: 10 to 250 Measurements/Second
Accuracy	$< \pm 1\%$ of full scale with temperature compensation
Linearity	0.05 % (-100 μ T to +100 μ T)
Sampling-Rate	User selectable: $\pm 130 \mu$ T or $\pm 600 \mu$ T
Power	Voltage: 5 V to 9 V DC
	Current: 21 mA, Standby-Mode: < 1 mA
Interface-Communication	Digital RS232, Baudrate 9600 to 115200 Baud
Temperature Range:	-40 to +85 $^{\circ}$ C
Size	56 mm x 36 mm x 18 mm
Weight	44 grams

3.1.2 Солнечный датчик

Основная задача солнечного датчика - это определение направления на Солнце (азимута и угла места). Датчик используется для определения двухосной ориентации аппарата. Детальное описание принципов функционирования Солнечного датчика будет приведено позднее. На рис. 3.5 представлен двухосный датчик компании *SSTL*, которая с 1998 года ведет разработку подобных устройств. Ее продукция использовалась, например, при полетах спутников *UoSat-3* и *FASAT-Bravo*.



Рис. 3.5. Солнечный датчик (SSTL)

Specification

- Sensors: 2 orthogonal axes
- Sensor Field of View: $\pm 50^\circ$
- Accuracy: 0.5° (3σ)
- Analogue output: 6 x 5 V channels

Environmental

- Random Vibration: 15 g rms
- Operating Temp.: -50°C to $+80^\circ\text{C}$
- Cumulative radiation dose: 20 kRad
- EMC: as per MIL-STD-462

Physical Characteristics

- Dimensions: 95x107x35 mm
- Mounting Interface: Flat
- 4 x M3 clearance holes
- Mass: 0.30 kg
- Power Supply: $\pm 12\text{ V}$

Одна из проблем, которую надо решать при использовании солнечного датчика – это выделение излучения Солнца на фоне Альбедо Земли.

3.1.3. Звездный датчик

Подобные устройства, используя привязку наблюдаемых звезд к известному звездному каталогу, обеспечивают определение трехосной ориентации аппарата. На рис.3.6 и рис.3.7 показаны камеры (Star Tracker) производства компаний *SunSpace* и *Terma*



FUNCTIONAL CHARACTERISTICS

Field of View	18.6° x 12.2°
Single star position accuracy	22 arcsec
Boresight pointing accuracy	15 arcsec
Stellar visible magnitude	<6M _v
Maximum #stars tracked	10
Maximum tracking output rate	>0.5°/sec
Attitude update rate	1 Hz
Sun / Earth exclusion angle	45° / 30°

PHYSICAL CHARACTERISTICS

Mass / Dimensions:

Sensor, Lens & Baffle assembly
1.42 kg / 136 x 136 x 280 mm

Processor unit
1.19 kg / 62 x 116 x 156 mm

Power: < 3 Watt

Operating temperature:
-10 °C to +40 °C

Vibration: 18 g RMS random

Power supply 24 to 32 Volt

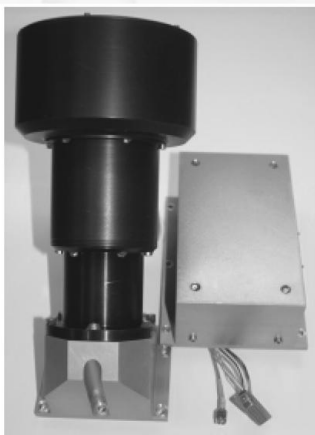


Рис. 3.6. Звездный датчик (*Sun-Space*)

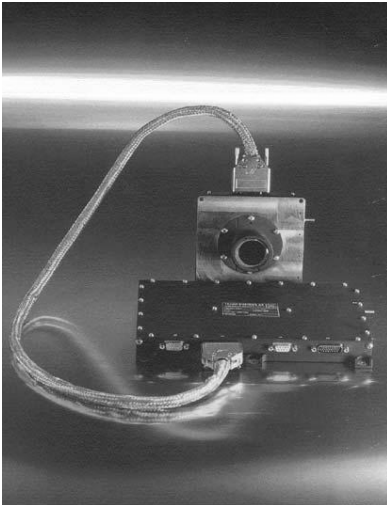


Рис. 3.7. Звездный датчик (*Terma*)

- Field of View
- 22° x 22°
- Accuracy:
- <1 arc-seconds RMS pitch, yaw
 - <5 arc-seconds RMS roll
- Update Rate:
- 4 Hz maximum
- Acquisition Time
- 3 sec typical, 5 sec worst case
- Slew Rate
- 0.5 deg/sec full performance
 - 2.0 deg/s reduced performance
- Operating Temperature
- -40°C to +20°C.
- Dimensions and Mass
- Camera
120 by 120 by 33 mm, 1,000 g
 - Processor
245 by 165 by 29 mm, 1200 g
- Baffle Exclusion Angle, Dimensions and Mass
- 30° Sun Excl.,
Ø234 by 346 mm, 800 g
 - 60° Sun Excl.,
Ø170 by 211 mm, 530 g

Также больших успехов в производстве звездных камер добились специалисты Датского технического университета [10].

3.1.4. Волоконно-оптический гироскоп ВГ951

ВГ951 – это прецизионный датчик вращения прямого преобразования («core-loor»), выполненный по волоконно-оптической технологии, производства компании ФИЗОПТИКА [11]. Его функционирование основано на релятивистском эффекте Саньяка. Датчик содержит волоконно-оптический преобразователь «минимальной конфигурации» и блок электроники, реализующий современные алгоритмы обработки аналоговых сигналов.



Рис. 3.8. Волоконно-оптический гироскоп ВГ951

ВГ951 предназначен для использования в различных областях техники с целью измерения и контроля угловой скорости вращения. Выходное напряжение пропорционально угловой скорости с некоторым масштабным коэффициентом. Датчик весит 700 грамм при габаритах 150мм x 31мм. Питание датчика осуществляется от источника постоянного тока +5 В (0.25А max). Диапазон выходных напряжений ± 3 В.

ВГ951 состоит из двух основных узлов:

- *Волоконно-оптический преобразователь «минимальной конфигурации»* - кольцевой интерферометр, содержащий волоконный контур (катушка), сварные волоконно-оптические ответвители, волоконно-кристаллический поляризатор, пьезокерамический модулятор (ПЗТ) и светодиодный излучательный модуль.
- *Плата обрабатывающей электроники* с интегрированным фотоприемным усилителем на основе скоростного кремниевого фотодиода и широкополосного трансимпедансного усилителя.

Принцип действия датчика основан на зависимости времени распространения света по замкнутому вращающемуся контуру от направления обхода (Georges Sagnac, 1913). В интерферометре излучение делится на два луча равной интенсивности, которые распространяются в контуре в противоположных направлениях, а затем смешиваются и интерферируют. При вращении между волнами возникает разность фаз (фаза Саньяка), которая и является мерой угловой скорости. Коэффициент пропорциональности между угловой скоростью и фазой Саньяка называется оптическим масштабным коэффициентом преобразователя. Его величина определяет диапазон измеряемых угловых скоростей.

3.1.5. Интегральный гироскоп на базе iMEMS технологии

В 2002 году фирма *Analog Devices* [12] впервые в мире приступила к производству интегральных гироскопов на базе технологии iMEMS (integrated Micro Electro Mechanical System) – это единственное на сегодня коммерчески доступное устройство, интегрирующее на одном кремниевом кристалле датчик угловой скорости и электронику, обеспечивающую формирование и предварительную обработку сигнала.

(A Murata?)

Несмотря на меньшую в сравнении с прочими гироскопами точность, микромеханические гироскопы iMEMS обладают целым рядом уникальных достоинств, что делает их незаменимыми для многих применений. Прежде всего – это малые габариты и масса, во много раз меньшие, чем у любого другого гироскопа. Датчики угловой скорости типа ADXRS150 и ADXRS300 выпускаются в миниатюрных корпусах размером 7x7x3 мм с выводами в виде матрицы шариков (BGA), вес такого прибора не превышает 0,5 г. Рекордно низкие массово-габаритные показатели чувствительных элементов, обеспечиваемые микромеханической технологией iMEMS, сочетаются с интеграцией всех необходимых электронных схем обработки сигнала в одной микросхеме. Важнейший для портативных автономных устройств параметр – это энергопотребление. Гироскопы ADXRS150 и ADXRS300 фирмы *Analog Devices* потребляют ток величиной 5 мА при номинальном напряжении питания 5 В. Этот параметр у гироскопов iMEMS сильно отличается в меньшую сторону по сравнению с прочими гироскопами. Низкая стоимость датчиков угловой скорости iMEMS (не превышающая десятков долларов) также ставит их в обособленное положение среди других гироскопов.

Датчик угловой скорости – гироскоп ADXRS представляет собой интегральную микросхему (рис. 3.9); он выполнен на одном кристалле кремния и включает в себя все необходимые электронные схемы формирования сигнала.

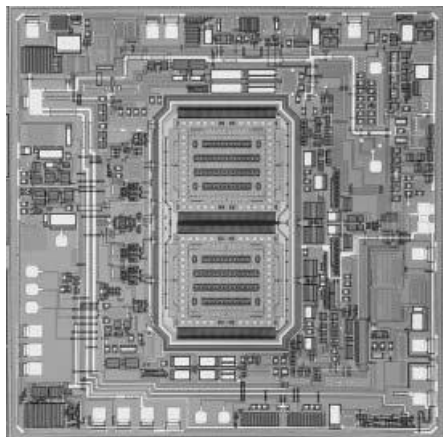


Рис. 3.9. Интегральный гироскоп ADXRS (*Analog Devices*)

Две микромеханические структуры из поликристаллического кремния снабжены специальными возбуждающими рамками, которые с помощью электрического сигнала приводятся в резонанс. Колебания микромеханических элементов имеют достаточно высокую частоту и амплитуду, чтобы при угловом вращении прибора сила Кориолиса, действующая на эти элементы, достигала заметной величины. По краям каждой колеблющейся рамки, перпендикулярно направлению колебаний, расположены подвижные зубцы, которые чередуются с неподвижными зубцами (фиксированными на кремниевую подложку); таким образом, образуется структура, емкость которой меняется в соответствии с величиной силы Кориолиса. Полученный с емкостного датчика высокочастотный сигнал поступает на каскады усиления и демодуляции, в итоге на выходе микросхемы мы получаем сигнал напряжения, пропорциональный угловой скорости. Максимальная детектируемая скорость вращения (то есть динамический диапазон датчика угловой скорости) составляет у гироскопов ADXRS150 и ADXRS300 соответственно $150^\circ/\text{с}$ и $300^\circ/\text{с}$. К сожалению, диапазон измеряемых угловых скоростей не позволяет использовать эти гироскопы в космической технике, но они вполне подходят для лабораторного применения на стендах.

3.2. Миниатюрные управляющие элементы

3.2.1. Магнитные катушки

Для управления угловым движением небольших спутников обычно используется магнитная система ориентации. Катушки создают магнитное поле за счет тока, пропускаемого через их обмотку. Магнитное поле каждой катушки взаимодействует с магнитным полем Земли и создает, таким образом, управляющий механический момент (9). Для управления по всем трем осям катушки помещаются во взаимно перпендикулярных плоскостях.

На рис. 3.10 показана магнитная катушка производства фирмы *ZARM-Technik*, а в табл. 2 приведено описание параметров для некоторых типов выпускаемых устройств.



Рис. 3.10. Магнитная катушка (*ZARM-Technik*)

Type	No. of Coils	Linear Dipole Moment [Am ²]	Saturation Moment [Am ²]	Linear Voltage [V]	Linear Power [W]	Mass [kg]	Length [mm]	Diameter [mm]
MT2-1	1	2.0	2.5	5.0	0.5	0.2	157.5	15
MT5-2-M	2	5.0	> 6.0	5.0	0.77	0.3	240.0	18
MT6-1	1	6.0	> 7.0	5.0	0.25	0.23	325.0	14.5
MT6-2	2	6.0	> 8.0	5.0	0.5	0.3	325.0	14.5

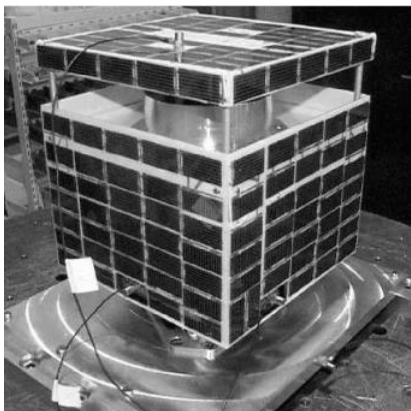
Табл. 2. Основные параметры различных моделей токовых катушек

При проектировании лабораторного макета нами были рассчитаны и созданы экспериментальные образцы магнитных катушек. В работе [13] предлагается общий теоретический материал по расчету токовых катушек, также приведены примеры расчетов реальных катушек,

используемых на макете спутника. Основной целью работы является расчет параметров катушек - количество витков, потребляемая мощность, масса катушки, а также оптимизация данных величин под конкретно поставленные ограничения по массе и энергопотреблению.

Кроме активных магнитных систем ориентации, использующих в качестве исполнительных элементов управляемые токовые катушки, широкое применение имеют также пассивные магнитные системы, оснащенные постоянными магнитами и набором гистерезисных стержней, обеспечивающих демпфирование аппаратов.

Стоит отметить, что авторы имеют значительный опыт в разработке реальных систем, оснащенных активными или пассивными магнитными системами ориентации. На рисунке 3.11 показаны фотографии реальных малых спутников, в разработке которых авторы принимали участие.



Шведский Munin, 2000г,
пассивная магнитная
система ориентации,
6 кг



Российский ТНС-0, 2005г.,
пассивная магнитная система
ориентации 4.5 кг (фото РНИИ
КП)



Российский THC-1,
активная магнитная система ориен-
тации (фото РНИИ КП),
7 кг



Итальянский UniSat-4, 2004г.,
пассивная магнитная система
ориентации, 12 кг

Рис. 3.11. Малые спутники, оснащенные магнитными системами ориентации

3.2.2. Маховики

Вращение маховика (Reaction Wheel), установленного на спутнике, создает дополнительный (внутренний) кинетический момент, направленный вдоль оси вращения прибора. Использование трех маховиков, оси вращения которых расположены во взаимно ортогональных плоскостях, позволяет создать трехосную систему ориентации и управления аппаратом, базирующуюся на идее использования момента (10). Часто маховики интегрированы с гироскопами, которые используются как датчики относительной угловой скорости.

Управляемые маховичные системы нашли широкое практическое применение, в том числе, и на малых космических аппаратах (UoSat-12, Bird и т.д.). На рис. 3.11 и рис. 3.12 показаны маховики производства компаний *SunSpace* и *Bradford Engineering*. Также миниатюрные маховики производятся немецкой компанией *Teldix* [14]

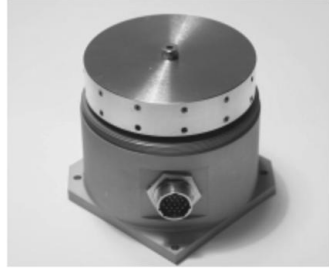


Рис. 3.11. Маховик (*SunSpace*)

FUNCTIONAL CHARACTERISTICS

Reaction Wheel (Hermetically sealed)
 Max wheel torque 50 mNm
 Max wheel momentum 0.65 Nms
 Speed range -4200 to 4200 rpm
 Rotor moment of inertia 1.5 x 10 kg.m
 Current consumption 40 mA / mNm

Gyroscope
 Measurement range 80 deg/s
 Power consumption < 2 W

PHYSICAL CHARACTERISTICS

Reaction wheel
 Mass 1986 g
 Dimensions 118 x 118 x 115 mm
 Gyroscope
 Mass 439 g
 Dimensions 99 x 117 x 31 mm
 Current consumption per axis
 Gyroscope 120 mA
 Reaction wheel (100 rpm) 20 mA
 Reaction wheel (4000 rpm) 120 mA

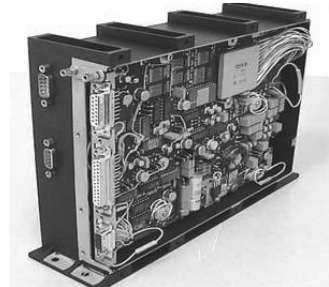


Рис. 3.12. Маховик (*Bradford Engineering*)

Reaction Wheel Model

Angular momentum range 3 ... 7 Nms
 Speed range (both directions) 6000 rpm
 Output torque capability 0.1 Nm
 Dimensions (D x H) 235 x 123 mm
 Mass 3.2 kg
 Power consumption @ 3000 rpm
 • 0.1 Nm torque 73 W
 • Zero torque 16 W

Wheel Drive Electronics

Mass 2.2 kg
 Dimensions (L x W x H):
 81 x 259 x 181 mm
 Power bus voltage 22 ... 55 Vdc
 Design Life 10 years

3.3. Миниатюрные средства мониторинга окружающего пространства

В качестве полезной нагрузки на макет аппарата могут быть установлены различные устройства, проводящие мониторинг окружающего пространства. К таким устройствам можно отнести видеокamеры, работающие в разных диапазонах длин волн (видимом, инфракрасном и т.д.), различные типы спектрометров, радиоаппаратуру и т.д. В частности, на макет аппарата планируется установка компактного гиперспектрометра (рис. 3.13), разработанного специалистами Норвежской фирмы *YaARCo* (Yet another Arctic Research Consultant AS) [15]. Структурная схема устройства и основной принцип его функционирования приведены на рис. 3.14. Отраженный от объекта наблюдения световой поток проходит через систему объективов и попадает на оптическую призму, где раскладывается в спектр и далее фокусируется на фотодетекторе, с которого и происходит снятие спектрального изображения объекта.

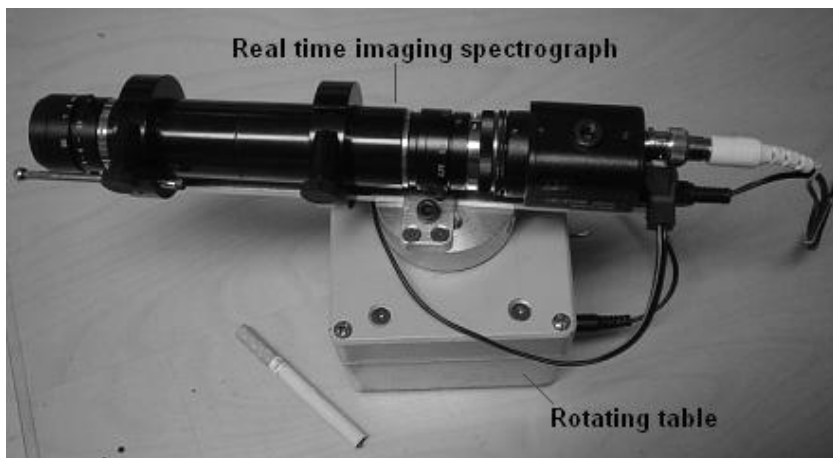


Рис. 3.13. Гиперспектрометр (*Dronespex*)

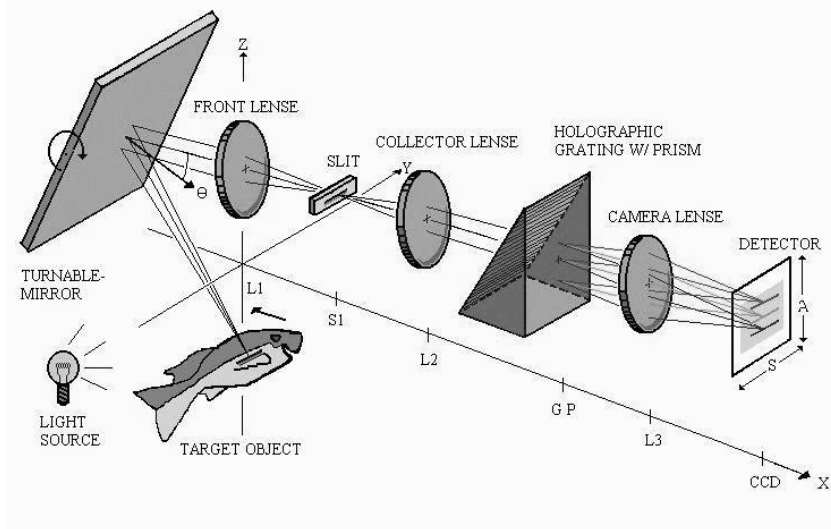


Рис. 3.14. Принцип работы спектральной камеры

4. Устройство лабораторного стенда для моделирования работы солнечного датчика

На рис.4.1 схематически представлено устройство лабораторного стенда, разработанного исследовательской группой Неапольского университета и предназначенного для тестирования и калибровки прототипа солнечного датчика [16, 17]. Условно стенд можно разделить на две основные части. Первая часть – это симулятор солнечного излучения, задача которого - максимально правдоподобное воссоздание реальных условий солнечного излучения. Вторая часть – прототип солнечного датчика, закрепленный на поворотном механизме, имеющем две степени свободы и обеспечивающем микропозиционирование датчика относительно источника Солнца. На рис. 4.2 представлены фотографии основных элементов лабораторного стенда.

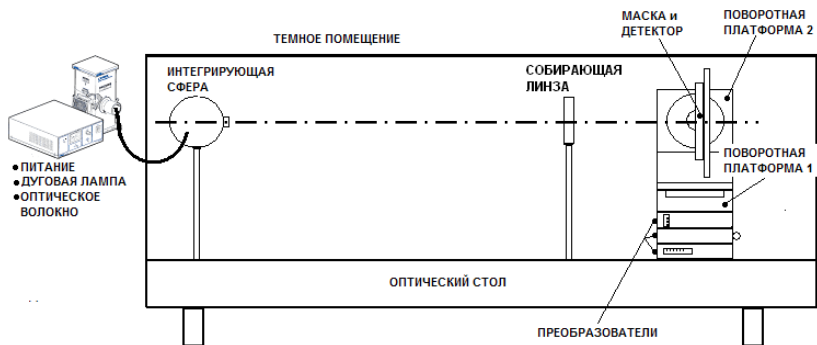


Рис. 4.1. Схема устройства лабораторного стенда

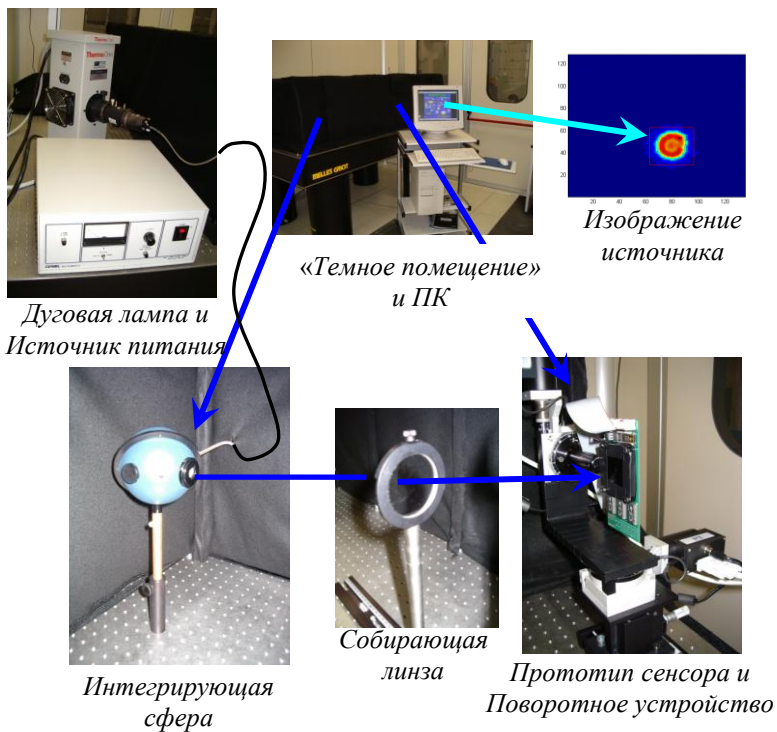


Рис. 4.2. Основные элементы стенда

4.1. Система моделирования солнечного излучения (СМСИ)

Основная задача СМСИ это воссоздание в лабораторных условиях реального солнечного излучения с максимальной точностью. При создании этой системы ставились следующие задачи:

- основная часть спектра излучения источника должна находиться в видимом диапазоне,
- должно симулироваться условие удаленности источника излучения от датчика “на бесконечность”,
- должен симулироваться реальный угловой размер источника (0.52°), наблюдаемый с орбиты Земли.

На рис. 4.3 представлена схема функционирования СМСИ.

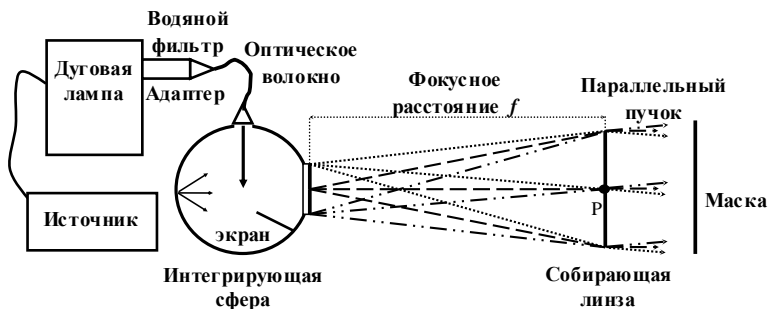


Рис. 4.3. Схема работы СМСИ

В качестве излучателя используется ксеноновая дуговая лампа мощностью 1000 Вт, запитанная от стабилизированного источника, мощность которого 1200 Вт. Излучение лампы воспроизводит спектр Солнца в диапазоне от 250 до 2500 нм с пиком в 290 нм. Лампа находится в специальном кожухе, оснащенном зеркальным отражателем, который собирает весь поток излучения в пучок диаметром 48 мм. Водяной фильтр вырезает участок инфракрасного спектра выше 1200 нм (сенсоры на основе APS не чувствительны к данному типу излучения). Полученный поток излучения через специальный адаптер передается в интегрирующую сферу по кварцевому оптическому волокну диаметром 3.2 мм. В сфере поток излучения подвергается многократным переотра-

жениям так, что на выходе получается поток рассеянного света. Радиус выходного отверстия интегрирующей сферы R равен 6.82 мм. Для симуляции бесконечной удаленности источника используется собирающая линза с фокусным расстоянием $f = 1500$ мм. После прохождения линзы получается практически параллельный пучок, а угловой размер источника может быть вычислен по формуле

$$\theta_s = 2 * \arctg\left(\frac{R}{f}\right) = 0.52^\circ.$$

4.2. Устройство и принцип работы прототипа солнечного датчика

Основная часть прототипа солнечного датчика - это радиационно-устойчивый APS детектор (на базе Ibis 4). Стоит отметить, что миниатюрные электронно-оптические датчики ориентации и навигации на основе APS (Active Pixel Sensor) технологии играют доминирующую роль в связи с их принципиальными особенностями. Чувствительные элементы на основе CMOS-технологии имеют большой ряд преимуществ по сравнению с аналогичными устройствами на основе CCD-технологии. Среди основных достоинств CMOS-сенсоров можно выделить следующие: высокая радиационная устойчивость; низкое энергопотребление; широкий динамический диапазон; малые масса и размер (вся система формирования изображения, включая массив светочувствительных элементов и управляющие схемы, интегрированы на одном кристалле кремния); существует возможность локального считывания данных с некоторых частей всего массива светочувствительных элементов; существует возможность гибкой настройки как всего массива фотодетекторов, так и отдельных групп пикселей [18].

Поверхность фотодетекторов датчика закрыта непрозрачной маской с одним (или несколькими равноудаленными) крошечным отверстием диаметром 0.2 мм, которая существенно ограничивает поступающий на детектор поток солнечного излучения. Прототип датчика закреплен на поворотной платформе, имеющей две степени свободы и обеспечивающей двухосную ориентацию сенсора относительно источника излучения (точнее - относительно оптической оси собирающей линзы). Основные параметры используемого APS детектора приведены в таблице 3. Принцип работы прототипа солнечного датчика представлен на рис. 4.4.

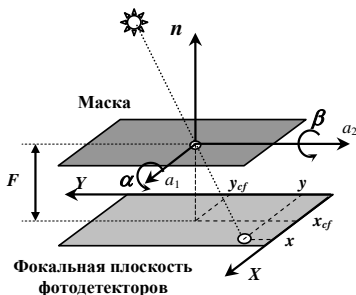


Рис. 4.4. Схема работы солнечного датчика

Параметры	Ibis4
Разрешение	1280 x 1024 pixels
Размер пикселя	7 μm
Потребляемая Мощность	450 mW
$F\eta QE$	35%
ADC	10 bits

Табл. 3. Технические характеристики рассматриваемого сенсора

Солнечный свет, проходя через отверстие в маске, формирует на плоскости фотодетекторов некоторое изображение источника. Положение центра масс изображения дает возможность определить ориентацию прибора относительно направления на источник. Углы ориентации сенсора α и β могут быть определены из простейших геометрических соотношений, согласно формулам

$$\begin{aligned}
 x &= -F \tan \beta + x_{cf}, \\
 y &= -F \frac{\tan \alpha}{\cos \beta} + y_{cf}.
 \end{aligned}
 \tag{14}$$

Здесь (x, y) - положение центра масс изображения в системе координат OXY, связанной с плоскостью фотодетекторов, F – расстояние от маски до плоскости фотодетекторов, (x_{cf}, y_{cf}) - координаты центра масс изображения в случае, когда источник находится в зените (фактически - это расчетные значения проекции центра отверстия маски на плоскость фотодетекторов).

4.3. Алгоритмы определения «центра масс» изображения

Рассмотрены два различных алгоритма поиска координат «центра масс» изображения. Основная идея первого из этих алгоритмов состоит в следующем.

- Загружается растровое изображение источника.
- Вычисляется среднее значение интенсивности пикселей (I_m), находящихся в двух граничных столбцах и строках матрицы размерностью 1024 x 1280 пикселей. Пороговая граница шума определяется как $3 \cdot I_m$.
- Сканируется матрица размерностью 1022x1278. Определяется пиксел, интенсивность которого выше, чем выбранный порог. Далее сканируется область 5 x 5, центром которого является данный пиксел (размеры области могут варьироваться). Если количество пикселей, интенсивность которых больше порогового значения, внутри выбранного окна 5x5 менее 18, то полагается, что это не пятно и сканирование продолжается.
- В случае, когда подходящий пиксел найден, определяется «Интересная Область» (ИО) размером 130 x 130, центром которой он является. ИО приблизительно в 2.5 раз больше, чем размер пятна.
- Определяется новый шумовой порог путем усреднения значений интенсивности пикселей, находящихся в двух граничных строках и столбцах ИО.
- Сканируется область размерностью 128x128 с целью выявления пикселей, интенсивность которых ниже порогового уровня. Если интенсивность пикселя меньше либо равна порогового значения, она устанавливается равной нулю, если больше, то пересчитывается, как «*интенсивность-порог*».
- После того как вся область 128x128 просканирована, координаты ее центра масс вычисляются в системе координат (X,Y) по формулам

$$x_c = \frac{\sum_{i=1}^N x_i I_i}{\sum_{i=1}^N I_i}, \quad y_c = \frac{\sum_{i=1}^N y_i I_i}{\sum_{i=1}^N I_i}, \quad (15)$$

где N – общее количество пикселей в рассматриваемой области x_i – x -координата i -го пикселя, y_i – y -координата i -го, I_i – интенсивность i -го пикселя.

Данный метод имеет ряд недостатков, одним из которых является недостаточная точность определения размеров и расположения окна, в котором вычисляется центр масс источника. Был предложен другой алгоритм поиска центра масс изображения, структурное описание которого представлено на рис. 4.5.

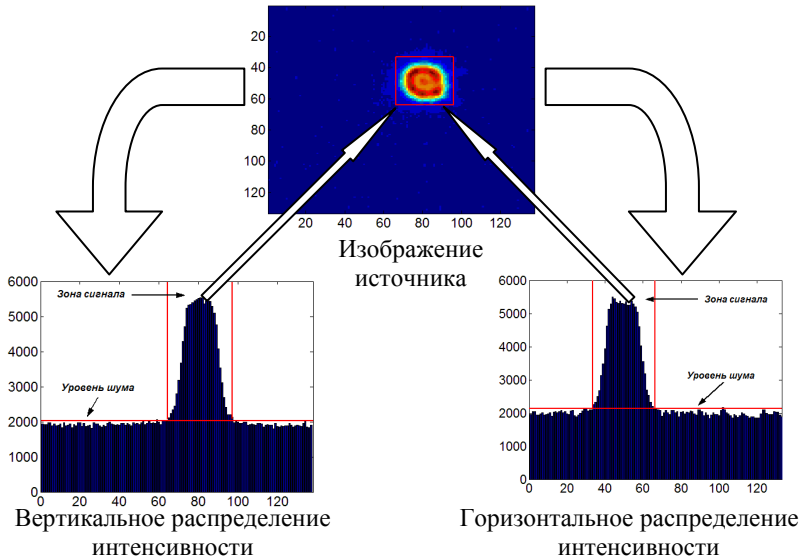


Рис. 4.5. Определение центра масс изображения по функциям распределения интенсивности

Этот метод базируется на анализе функций распределения интенсивности по двум координатам (i -ый элемент функции вертикального распределения это сумма интенсивностей всех пикселей i -го столбца, а j -ый элемент функции горизонтального распределения – сумма интенсивностей всех пикселей j -ой строки). После того, как функции распределения интенсивностей построены, легко определить интегральный уровень шума и найти границы зоны сигнала. Пересечение зон сигналов вертикального и горизонтального распределения интенсивности опре-

деляет в плоскости ОХУ окно, которое жестко привязано к геометрическим особенностям изображения. Далее координаты центр масс пятна вычисляются внутри построенного окна по формулам (15).

4.4. Методы построения калибровочных функций

Простейшим способом определения ориентации сенсора является геометрическая модель (14). Однако точность определения углов ориентации в этом случае довольно низка. Данный подход оперирует с *априори* заданными параметрами и предполагает абсолютную идеальность, как отдельных компонент сенсора, так и их взаимное расположение относительно друг друга (рис. 4.4). Можно выделить ряд факторов, которые объясняют значительные ошибки, возникающие при использовании простой геометрической модели (11):

- расстояние между маской и фокальной плоскостью отлично от номинального (расчетного) значения;
- плоскость маски и фокальная плоскость непараллельны, т.е. x_{cf} и y_{cf} на самом деле не являются координатами центра изображения при нулевой ориентации.

Для повышения точности необходимо разработать методы, которые строят соответствие между координатами центра масс изображения и углами ориентации сенсора $\alpha = f_1(x_c, y_c)$, $\beta = f_2(x_c, y_c)$ и не требуют никаких априорных знаний и предположений о начальных ошибках, требующие компенсации.

Были предложены следующие подходы для построения функций f_1 и f_2 :

- Применение теории нейронных сетей;
- Полиномиальная аппроксимация калибровочных функций (определение порядка аппроксимации и матрицы коэффициентов полинома);
- Построение калибровочной таблицы и линейная (и кубическая интерполяция калибровочных функций).

В качестве примера построения высокоточных калибровочных функций рассмотрим полиномиальную аппроксимацию.

4.4.1. Полиномиальная аппроксимация

Основная идея этого метода – построение функциональной зависимости между углами ориентации и координатами центра масс изображения, т.е. построение функций вида $\alpha = f_1(x, y)$, $\beta = f_2(x, y)$. Функции $f_1(x, y)$, $f_2(x, y)$ могут быть представлены в виде полиномиального разложения Тейлора

$$f_1 = \sum_{k=0}^n \sum_{l=0}^k a_{kl}^1 x^l y^{k-l} = a_{00}^1 + a_{10}^1 y + a_{11}^1 x + a_{20}^1 y^2 + a_{21}^1 xy + a_{22}^1 x^2 + \dots,$$

$$f_2 = \sum_{k=0}^n \sum_{l=0}^k a_{kl}^2 x^l y^{k-l} = a_{00}^2 + a_{10}^2 y + a_{11}^2 x + a_{20}^2 y^2 + a_{21}^2 xy + a_{22}^2 x^2 + \dots,$$

где n – порядок аппроксимации.

Рассматриваемую функциональную зависимость можно записать в векторном виде.

$$\begin{pmatrix} \alpha \\ \beta \end{pmatrix} = \vec{f}(x, y) = \begin{pmatrix} a_{00}^1 & a_{10}^1 & a_{11}^1 & \dots \\ a_{00}^2 & a_{10}^2 & a_{11}^2 & \dots \end{pmatrix} * \begin{pmatrix} 1 \\ y \\ x \\ \vdots \end{pmatrix} = A * \begin{pmatrix} 1 \\ y \\ x \\ \vdots \end{pmatrix}.$$

Для определения матрицы A (матрица коэффициентов полиномов) необходимо решить следующую оптимизационную задачу

$$\min \left[\sum_{x, y=1}^N \left\| \begin{pmatrix} \alpha \\ \beta \end{pmatrix}_{x, y} - \vec{f}(x, y) \right\|^2 \right] =$$

$$= \min_{\{a_{kl}^1\}, \{a_{kl}^2\}} \left\{ \sum_{x, y=1}^N \left[\left(\alpha_{xy} - \sum_{k=0}^n \sum_{l=0}^k a_{kl}^1 x^l y^{k-l} \right)^2 + \left(\beta_{xy} - \sum_{k=0}^n \sum_{l=0}^k a_{kl}^2 x^l y^{k-l} \right)^2 \right] \right\}.$$

5. Устройство лабораторного стенда для моделирования работы звездной камеры

На рис. 5.1 схематически представлено устройство лабораторного стенда, разработанного в Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша для моделирования работы звездной камеры [19].

В состав стенда входят два персональных компьютера и APS-камера. На мониторе одного из компьютеров симулируется картина звездного неба, как бы его видела камера, установленная на спутнике, который движется по орбите. Другой компьютер служит для приема и хранения изображений, поступающих с камеры, в поле зрения которой находится монитор первого компьютер. На текущем этапе разработки алгоритмов сохраняется изображение, поступающее с камеры в один и тот же файл через заданные промежутки времени. Это позволяет сделать непрерывным процесс съема и сохранения информации, поступающей с камеры, и передачу сохраненной информации программе, которая обрабатывает цифровое изображение.

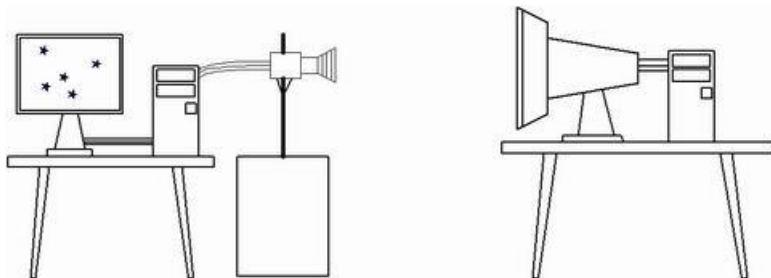


Рис. 5.1. Схема лабораторного стенда для моделирования работы звездной камеры

Для создания стенда потребовалась камера, удовлетворяющая ряду условий. Среди них следует выделить разрешение получаемой картинки и интерфейс для ее связи с компьютером.

На первом этапе использовалась камера Fuga-1000 на основе APS-сенсора. Ее основные характеристики приведены в табл. 4.

Размер пикселя	8 Мкм
Размер матрицы	9.1x9.9 Мм
Заполнение (Fill factor)	70 %
Количество пикселей	1024x1024
Динамический диапазон	>120 дБ
Минимальная освещенность	$<10^{-4}$ Люкс
Спектральный диапазон	400-1000 Нм
Производитель	Fill-Factory

Табл. 4. Основные характеристики APS-камеры Fuga-1000

Камера Fuga-1000 имела LPT-интерфейс. При разрешении 1024x1024 скоростные характеристики LPT-порта не позволяли передать изображение в компьютер с требуемой скоростью, что осложняло работу алгоритмов распознавания для навигации и определения ориентации спутника.

Для сокращения времени пересылки полученного изображения и уменьшения интервала времени между полученными кадрами, камера Fuga-1000 была заменена на веб-камеру фирмы Philips (табл. 5), уступающей по характеристикам матрицы камеры Fuga-1000, но имеющую существенно большую скорость съемки.

Размер пикселя	8 мкм
Размер матрицы	5.08x3.81 мм
Видео разрешение	352 x 288 (CIF)
Разрешение при фотографировании	640 x 480 (VGA)
Минимальная освещенность	< 10 люкс
Максимальная частота кадров (при разрешении 352 x 288)	30 кадров/сек
Потребляемая мощность	0.45 Вт

Табл. 5. Технические характеристики камеры Philips PCVC720K

От коммерческого варианта камеры использовались микросхема с сенсором, электронная “обвязка” и USB кабель. Кроме того, для улучшения качества получаемого изображения и гибкой регулировки диапа-

зона расстояний, на которых можно производить съемку, встроенный объектив был заменен на трансфокатор TV10Z0516 компании *Camware*.

Новый объектив потребовал изготовления другого корпуса. Этот корпус должен иметь компактные размеры, допускать установку на штативе, а в дальнейшем и на макете спутника. Без промежуточных приспособлений он должен обеспечивать установку точного расстояния между трансфокатором и чувствительным элементом камеры. Требуется юстировка матрицы по отношению к оптической оси объектива во избежание погрешностей при измерениях. Корпус и подставка под печатную плату с электроникой были изготовлены специалистами ZARM'a (г.Бремен, Германия) с возможностью варьировать расстояние между матрицей и объективом в зависимости от типа крепления.

5.1. Моделирование звездного неба

Для моделирования звездного неба построена математическая модель движения гравитационно-ориентированного спутника по эллиптической орбите. Положение камеры (направляющий вектор оптической оси) задается относительно связанной со спутником системы координат. Интегрирование уравнений движения спутника в каждый момент времени определяет его положение на орбите и его ориентацию относительно орбитальной системы координат. Таким образом, в каждый момент времени определена ориентация камеры относительно инерциальной системы координат. Использование звездного каталога [20], содержащего в себе информацию о прямом восхождении, склонении и величине всех звезд, позволяет определить их угловое положение в системе координат связанной с камерой. В соответствии с направлением оптической оси и углом поля зрения камеры определяется часть наблюдаемого звездного неба. Эта информация отображается на мониторе технологического компьютера (рис. 5.2) с помощью программного интерфейса для графических устройств *OpenGL*.



Рис.5.2. Отображение участка звездного неба на экране монитора

5.2. Алгоритмы определения ориентации по снимкам звездного неба

Результатом съемки является видео-файл в формате *avi* с заданной частотой кадров. С помощью программы *VirtualDub*, полученный видео-файл преобразуется в последовательность графических файлов формата *bmp*.

Графические файлы являются входными для алгоритма определения углового положения спутника, детально описанного в работе [21]. Основные этапы работы этого алгоритма можно описать следующим образом:

- С помощью алгоритмов, аналогичных описанным в разделе 4.3, определяется положение центров масс всех наблюдаемых звезд относительно системы координат, связанной с изображением (начало системы координат – левый нижний угол изображения).
- Определяется угловое положение распознанных звезд относительно системы координат, связанной с камерой.

- Вычисляются угловые расстояния между наблюдаемыми звездами.
- В соответствии с звездным каталогом проводится идентификация наблюдаемых звезд.
- Определяется направление оптической оси камеры относительно инерциальной и орбитальной системами координат.
- Определяется ориентация спутника относительно орбитальной системы координат.

Заключение

В пособии приведено описание основных направлений деятельности учебно-исследовательской Лаборатории “Управление и динамика сложных информационно-механических систем”, создаваемой в рамках Центра “Индустриальная математика и задачи экономической эффективности инновационных проектов” (Мероприятие 2.7) на базе кафедры теоретической механики и кафедры прикладной математики под эгидой и поддержке Инновационной Образовательной Программы «Научные технологии и экономика инноваций» создается. Представлен краткий обзор запланированных работ по исследованию движения сложных механических систем.

Детально описаны основные элементы создаваемого лабораторного оборудования, а именно, экспериментальный образец имитатора геомагнитного поля, макет аппарата, движение которого исследуется, стенды для моделирования работы солнечного датчика и звездной камеры. Дано описание различных коммерческих устройств и приборов, которыми оснащается макет аппарата.

Приведены математические модели механических систем, исследование движения которых будет проводиться в рамках теоретических работ. Приведены примеры некоторых алгоритмов обработки и фильтрации данных. Описаны тестовые варианты электронных методических работ, посвященных численному исследованию движения механических систем.

В заключении еще раз коротко сформулируем основные задачи и направления практической деятельности и теоретических исследований, которые будут проводиться в рамках деятельности Лаборатории.

- Создание имитаторов окружающей среды и фоновой обстановки
- Создание макетов аппаратов, движение которых исследуется
- Разработка математических моделей исследуемых механических систем
- Компьютерное моделирование движения систем
- Разработка методических и электронных лабораторных и демонстрационных работ по различным направлениям теоретической механики, динамике космического полета, небесной механике и т.д.
- Практическая работа с макетами окружающей среды и макетами аппаратов

Список литературы

1. М.Ю.Овчинников. Сильные мира сего. Компьютерра, 2007, N 15 (683), 37-41 (<http://offline.computerra.ru/2007/683/315829/>)
2. А.Ю. Ишлинский, В.А. Стороженко, М.Е. Темченко. Вращение твердого тела на струне и смежные задачи / М. – Наука, 1991. – 330с.
3. М.Ю.Овчинников, Е.А.Цветков. Проектирование имитатора геомагнитного поля в составе лабораторного стенда для отработки способов управления ориентацией микроспутников. Препринт ИПМ им.М.В.Келдыша РАН, Москва, 2005, N 55, 29с. (http://www.keldysh.ru/papers/2005/prep55/prep2005_55.html)
4. <http://www.mems.ru/>
5. <http://www.microsystems.ru/>
6. Нано- и микро-системная техника. От исследований к разработкам. Сб. статей под ред. П.П.Мальцева. М., изд. «Технофера», 2005, с.
7. <http://www.sstl.co.uk/>
8. <http://www.sunspace.co.za>
9. www.zarm-technik.de
10. <http://www.oersted.dtu.dk/English/research/drc/mi.aspx>
11. <http://www.fizoptika.ru>
12. <http://www.analog.com>
13. И.Е.Зараменских, М.Ю.Овчинников. Расчет токовых катушек для управления макетом спутника в лабораторных условиях. Препринт ИПМ им.М.В.Келдыша РАН, Москва, 2005, N 93, 18с. (http://www.keldysh.ru/papers/2005/prep93/prep2005_93.html)
14. http://www.electronicnote.com/site/aboutus_teldix.htm
15. <http://www.longyearbyen.net/yaarco/>
16. Rufino G., Grassi M., Degtyarev A. Development and Validation of a Modern CMOS Digital Sun Sensor at UNINA. Digest of the 5th International Symposium of the International Academy of Astronautics, Berlin, April 4-8, 2005. IAA-B5-1203, 437-441.
17. Дегтярев А.А., Грасси М., Перротта А., Овчинников М.Ю. Тестирование и калибровка миниатюрного солнечного датчика, разработанного на основе APS-технологии: Препринт ИПМ им.М.В.Келдыша РАН. – М., 2005. – № 94 (http://www.keldysh.ru/papers/2005/prep94/prep2005_94.html)
18. А.М.Овчинников, А.А.Ильин, М.Ю.Овчинников. Принцип работы и устройство активно-пиксельных датчиков. Препринт ИПМ им.

М.В.Келдыша РАН, № 85, 2003г.

(http://www.keldysh.ru/papers/2003/prep85/prep2003_85.html)

19. <ftp://cfa-ftp.harvard.edu/pub/gsc/Catalogs/SAO.sparc>

20. *С.В.Барабаш, И.Ю.Кирюшкин, У.Норберг, М.Ю.Овчинников, В.И.Пеньков.* Методы определения углового движения нано-спутника *Minin*. Препринт ИПМ им.М.В.Келдыша РАН, Москва, 2003, No.25, 24с. (http://www.keldysh.ru/papers/2003/prep25/prep2003_25.pdf)

Учебно-методическое пособие

**П Р И М Е Н Е Н И Е
КОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ
ПРИ ИЗУЧЕНИИ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ МЕХАНИКИ
И ИССЛЕДОВАНИИ ДИНАМИКИ
СЛОЖНЫХ МЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

Составители: *ОВЧИННИКОВ Михаил Юрьевич*
ДЕГТЯРЕВ Александр Александрович

Редактор *В.А. Дружинина* Корректор *О.П. Котова* .
Подписано в печать 11.05.2007. Формат 60 × 84 ¹/₁₆. Бумага офсетная.
Печать офсетная. Усл. печ л. 4,5. Уч.- изд. л. 4,25. **Тираж 300 экз.**

Заказ № ф- .

Государственное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
Московский физико-технический институт (государственный университет)
Отдел автоматизированных издательских систем. «ФИЗТЕХ-ПОЛИГРАФ»
141700, Московская обл., г. Долгопрудный, Институтский пер., 9