

## Прикладная небесная механика и управление движением

### FORMATION FLYING: НОВЫЕ ВОПРОСЫ В ОРБИТАЛЬНОЙ ДИНАМИКЕ

*А.Р.Голиков, А.А.Баранов*  
(Институт прикладной математики им. М.В.Келдыша РАН)

В последние годы было предложено использовать в космической деятельности специальные группировки малых недорогих аппаратов, называемые "formation flying" как альтернативу для больших дорогостоящих спутников. Используя специальным образом близко расположенные малые спутники (нано- и меньше), можно получить значительные дополнительные возможности для исследования околоземного космического пространства и проведения мониторинга Земли за счёт обработки как абсолютных, так и относительных измерений. К тому же, новые формирования обладают большой гибкостью и жизнеспособностью. Первые работы, посвящённые formation flying, основывались на хорошо изученных уравнениях Хилла, для которых и проектировались наиболее эффективные конфигурации группировок спутников. Однако решение уравнений Хилла не обеспечивает необходимой точности прогнозирования относительного движения спутников для реальных моделей сил, а также для высокоэксцентрических орбит.

В докладе обсуждаются некоторые аспекты орбитального движения formation flying. Высокое значение имеют методы для обеспечения эффективного проектирования конфигураций подобных группировок, их эволюции, формирования и поддержания. Предлагаются новые подходы, основанные на использовании полуаналитической спутниковой теории THEONA и метода оптимального маневрирования BAGOL, разработанными ранее авторами. При этом осуществлены необходимые доработки, учитывающие специфику задач, связанных с formation flying. Прогнозирование движения спутников на базе THEONA осуществляется методом пошагового (в один или несколько витков) аналитического интегрирования возмущений оскулирующих элементов орбиты и их частных производных. Орбитальные элементы соответствуют точному решению обобщённой задачи двух неподвижных центров, включающей в себя эффекты от второй, третьей и, частично, четвёртой зональных гармоник поля тяготения Земли. Остальные возмущающие факторы (например, нецентральность гравитационного поля – зональные, тессеральные, секториальные гармоники произвольного порядка и степени; атмосферное торможение с реальными динамическими моделями атмосферы Земли; гравитационное влияние Луны и Солнца; световое давление с теньвым эффектом) учитываются в аналитических интегралах с использованием специальных функций (Каулы, Голикова, Якоби). При этом THEONA позволяет прогнозировать движение как пассивных, так и активных космических объектов с учётом их манёвров. Описание относительного движения спутников "chief-deputy" осуществляется с применением получаемой матрицы частных производных от оскулирующих элементов. Метод BAGOL позволяет эффективно решать задачи расчёта параметров оптимальных манёвров при различных постановках: эффективный и равномерно распределённый расход топлива при фиксированном или свободном времени маневрирования, изначальное формирование группировки при одном или более запусках, контроль и поддержание заданной конфигурации, её изменение без риска опасных сближений и т.д.

В докладе представлены некоторые интересные результаты исследований моделирования formation flying. Оцениваются перспективные пути дальнейших работ.

### ГРАВИТАЦИОННЫЙ МАНЕВР В МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПЕРЕЛЕТАХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С МАЛОЙ ТЯГОЙ КАК РАЗРЫВНАЯ ЗАДАЧА ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

*К.И.Уколов, М.С.Константинов*  
(Московский авиационный институт)

Рассматриваемые в работе необходимые условия оптимальности гравитационного маневра были получены с использованием общего метода принципа максимума для двух вариантов постановки задачи. Первый вариант: рассматривается возможность пролета промежуточного небесного тела аппаратом с идеально регулируемым двигателем малой тяги без ограничений на параметры гравитационного маневра, а сам маневр рассматривается как пассивный. Второй вариант отличается от первого варианта тем, что после гравитационного маневра космический аппарат (КА) оказывается в плоскости движения небесного тела, к которому направляется КА (к исследуемому небесному телу) и вся его дальнейшая траектория оказывается принадлежащей этой плоскости.

Второй вариант может рассматриваться как частный случай первого варианта, точнее как вариант с дополнительными условиями типа равенства. Параметры гравитационного маневра для второго варианта связаны соотношением, обеспечивающим принадлежность вектора отлетной скорости от планеты маневра КА плоскости орбиты планеты назначения. Использование этих условий существенно сужает пространство допустимых управлений, и это сужение делает целесообразным рассматривать второй вариант как самостоятельный, а не частный случай первого варианта. Безусловно, первый вариант является более общим и дает возможность получить оптимальное решение с лучшим критерием качества проекта КА.

Неизвестными параметрами краевой задачи, помимо обычных краевых условий планеты старта и планеты назначения, являются сопряженные переменные в момент маневра и угловые параметры гравитационного маневра. Отметим, что введение новых оптимизируемых параметров КА и его программы полета привело к увеличению размерности краевой задачи. Ее решение основано на методе продолжения решения по параметру, который применяется для решения трехточечной краевой задачи. Одна из особенностей построения алгоритма решения задачи заключается в способе учета промежуточных условий оптимальности гравитационного маневра в точке маневра. Оказалось, что существуют функции, позволяющие аналитически описать преобразование скоростей и сопряженных переменных при совершении оптимального гравитационного маневра.

## **О ЗАДАЧЕ СИНТЕЗА ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ОБЪЕКТА И ЕЕ ПРИБЛИЖЕННЫХ РЕШЕНИЯХ**

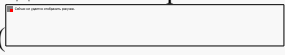
*В.А.Кузьминых, С.В.Бирюков  
(Московский педагогический государственный университет)*

В ряде работ проведено теоретическое исследование задач синтеза оптимального управления механической системой при наличии случайных возмущений. Подобная постановка задачи возникает при определении оптимальной траектории КА. Решение этой задачи предыдущими авторами сведено к решению краевой задачи для уравнения Беллмана. В настоящем докладе постановка указанной задачи оптимального управления усложняется в результате учета ограничения на ориентацию вектора управления. При этом уравнение Беллмана во всей области используемых параметров преобразуется к параболическому квазилинейному виду уравнения с частными производными. Рассматривается пространственная модель движения объекта, описываемая векторным нелинейным дифференциальным уравнением. Осуществляется процедура перехода к линейной системе дифференциальных уравнений относительно векторов корректируемых параметров, управляющего ускорения, а также исполнительной ошибки. Ограничения на ориентацию вектора управляющего ускорения записываются в виде линейной алгебраической системы уравнений. Определяется переменный вектор управляющего ускорения, минимизирующий математическое ожидание заданной функции в конечный момент времени. Для полученной модификации уравнения Беллмана относительно заданной функции выводится приближенное аналитическое решение задачи Коши в случае, когда начальная функция соответствует расстоянию материальной точки либо до точечной цели, либо до фиксированной плоскости в пространстве корректируемых параметров.

Громоздкие матричные преобразования, разложения в ряды, интегрирование в символьном виде, а также графическая трехмерная иллюстрация полученных результатов выполнены с помощью математического пакета DERIVE.

## **ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИЙ ПЕРЕЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА МЕЖДУ ОРБИТАМИ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ**

*С.Ю.Рыжов  
(Московский государственный университет им. М.В.Ломоносова)*

Рассматривается задача оптимизации траекторий перелета КА между круговыми компланарными орбитами искусственного спутника Земли. Управление движением КА осуществляется посредством вектора тяги реактивного двигателя ограниченной тяги. Минимизируется компромиссный функционал "время - затраты массы" () при малой величине начальной тяговооруженности двигателя (порядка 0.0001), что приводит к большому количеству витков и активных участков на оптимальных траекториях. Исследование проведено на основе принципа максимума Понтрягина. Принцип максимума сводит решение задачи оптимального управления к решению краевой задачи для системы нелинейных обыкновенных дифференциальных уравнений десятого порядка. Предложена структура оптимальных траекторий с включением двигателя в окрестностях перигея и апогея, причем сначала все активные участки находятся в окрестности перигея, а затем - все в окрестности апогея. Структура траектории характеризуется числами  $n$ - $m$ , где  $n$  - количество включений двигателя в перигее,  $m$  - в апогее. Разработан метод численного построения экстремалей Понтрягина для такой структуры. При численном решении использовался метод

многоточечной пристрелки. В вектор параметров пристрелки исходной краевой задачи дополнительно включены продолжительности активных и пассивных участков . Для их определения в вектор-функцию невязок включаются условия обращения в ноль функции переключения через каждый промежуток времени  кроме последнего. Такая структура вектора параметров пристрелки позволяет получать хорошее начальное приближение для построения экстремальной траектории структуры  $n$ - $m$ , если известна оптимальная траектория структуры  $n$ - $(m-1)$  или  $(n-1)$ - $m$ . Задача Коши для системы обыкновенных дифференциальных уравнений решается методом Дормана-Принса 8(7) с автоматическим выбором шага, с точностью на шаге . Система алгебраических уравнений метода многоточечной пристрелки решается методом Ньютона с модификацией Федоренко. Использование предложенного метода позволило построить экстремали Понтрягина до структуры 24-19 для широкого набора параметров (тяговооруженность 0.0001-0.003, радиус конечной орбиты 10000 - 42200 км, скорость истечения струи 3.5 – 14.7 км/с). Коэффициент компромисса изменялся до значения  $k = \text{input type="text"}$ , что позволило получить решения задачи близкие по функционалу к задаче на минимизацию затрат массы. Получены траектории, отличающиеся по значению конечной массы от траектории двухимпульсного (гомановского) полета на величину менее 0.1% от начальной массы КА.

## ПОЛОЖЕНИЯ РАВНОВЕСИЯ ЦЕПОЧКИ N ТЕЛ НА КРУГОВОЙ ОРБИТЕ

А.Д.Герман

(Universidade da Beira Interior, Covilha, Portugal)

Рассматриваем положения равновесия системы  $n+1$  материальных точек  $A_0, A_1, \dots, A_n$  с массами  $m_0, m_1, \dots, m_n$  относительно орбитальной системы координат. Точки связаны между собой с помощью  $n$  невесомых жестких стержней  $a_k = A_{k-1}A_k$ ,  $k=1, \dots, n$  и сферических шарниров, образуя  $n$ -звенную цепь. Гравитационное поле Земли предполагается центральным ньютоновым. Центр масс системы  $O$  движется по круговой орбите с угловой скоростью  $\omega_0$ . Некоторые частные случаи этой задачи были изучены ранее, например, в [1] – [3]. Пространственные положения равновесия двойного маятника получены в [1]. В [2] проведено исследование равновесий двойного маятника в плоскости орбиты. Модель  $n$ -звенной цепочки была использована в [3], где были получены все плоские равновесные конфигурации такой системы. В настоящей работе исследуются пространственные положения равновесия системы связанных тел на круговой орбите. Обнаружено, что они могут быть описаны с помощью массовой матрицы  $D$  подобно тому, как это было сделано в [3] для равновесий в плоскости орбиты.

1. V.A.Sarychev. Equilibria of a double pendulum in a circular orbit. *Acta Astronautica*, 1999, 44 (1), pp. 63-65.
2. A.K.Misra. Equilibrium configurations of tethered three-body systems and their stability. *11th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, Santa Barbara, California, 11-15 February 2001, Paper AAS 01-191.
3. A.D.German. Equilibria of an  $n$ -link chain in a circular orbit. *12th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, San Antonio, Texas, 27-30 January 2002, Paper AAS 02-169.

## О ДВИЖЕНИИ ГРУЗА ПО ТРОСУ, ЗАКРЕПЛЕННОМУ НА КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

А.В.Родников

(Московский государственный технический университет им. Н.Э.Баумана)

В работе рассматривается задача о движении груза по инерции и без трения вдоль троса, концы которого закреплены в крайних точках космической станции. Станция представляет собой «гантель» — систему двух материальных точек, соединенных невесомым несжимаемым стержнем. Относительное движение груза изучается в предположении, что внешние силы отсутствуют или силовое поле однородно. Такое движение можно считать невозмущенным, так как характерные размеры станции малы по сравнению с размерами ее орбиты.

В случае, когда перемещения всех трех материальных точек, образующих рассматриваемую механическую систему, происходят в фиксированной плоскости, относительное движение груза полностью определяется интегралами площадей и энергии. Качественный характер такого движения существенно зависит от соотношения между безразмерными параметрами  и , где  $m_1, m_2$  ( $m_2 \geq m_1$ ) — массы, образующие станцию,  $2c$  — длина станции,  $2a$  — длина троса. Так, при  $\mu < \epsilon$  существуют четыре положения относительного равновесия (два устойчивых и два неустойчивых), а при  $\mu \geq$

$e$  — только два (устойчивое и неустойчивое). И в том и в другом случае возможны два типа относительного движения: колебания груза в окрестности одной из масс  $m_1$  или  $m_2$  или его вращение вокруг станции. В случае вращения перелет с одного конца гантели на другой будет безопасен, только если трос натянут, для

чего необходимо выполнение во время движения условия  $\frac{d\gamma}{dt} > 0$ , где коэффициенты  $E, \Delta, B_1$  определяются параметрами системы и фазовой переменной  $\gamma$ , характеризующей положение груза относительно станции, а  $\Omega_0$  — константа интеграла площадей.

Представляет также интерес ситуация, когда трос ослабевает, то есть происходит “сход со связи”. В работе изучается геометрия областей схода со связи в фазовом пространстве  $(\gamma, \dot{\gamma})$  в зависимости от параметров  $e, \mu$  и  $m_3$ , где  $m_3$  — масса груза.

## ФРАКТАЛЬНАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ МИКРОУСКОРЕНИЙ

*А.В.Седельников*

*(Самарский государственный аэрокосмический университет им. С.П.Королева)*

Развивающиеся новые математические дисциплины открывают широкие возможности для моделирования различных процессов и явлений. Так сформировавшаяся в начале XX-го века фрактальная геометрия позволила усовершенствовать математические модели в различных областях от биологии до лингвистики [1]. Идея моделирования поля микроускорений на борту орбитальной космической станции с помощью фракталов рассматривалась авторами в работе [2]. Для этой цели была выбрана фрактальная функция Вейерштрасса-Мандельброта. Сравнение результатов моделирования микроускорений этой функцией с моделью оценки уровня микроускорений на борту космического аппарата «Ника-Т» [3] показало возможность использования функции при моделировании. Сделаны выводы о связи параметров функции и факторов, влияющих на величину микроускорений. Намечены этапы проведения статистических исследований о соответствии случайной величины, описанной функцией Вейерштрасса-Мандельброта, и результатами математического моделирования.

1. Р.М.Кроновер. Фракталы и хаос в динамических системах. - М.: Постмаркет. - 2000. - 352 с.
2. А.В.Седельников, А.В.Бязина, Н.Ю.Антипов. Использование функции Вейерштрасса-Мандельброта для моделирования микроускорений на борту космического аппарата // Управление движением и навигация летательных аппаратов. Сборник научных трудов. - СГАУ. - с. 124 - 128.
3. А.А.Авраменко, А.В. Седельников. Моделирование остаточной микрогравитации на борту орбитального космического аппарата // Изв. вузов Авиационная техника. - 1996. - № 4. - с. 22 - 25.

## НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ ДИНАМИКИ СПУТНИКА С ГРАВИТАЦИОННОЙ ОРИЕНТАЦИЕЙ

*В.А.Сарычев*

*(Институт прикладной математики им. М.В.Келдыша РАН),*

*О.В.Жукова*

*(Universidade da Beira Interior, Covilhã, Portugal)*

Исследуется движение спутника, состоящего из двух тел, соединённых цилиндрическим шарниром, в котором находится демпфер. Выведены уравнения движения для круговой и эллиптической орбит. Для круговой орбиты найдены все положения равновесия. Проведено исследование асимптотической устойчивости положений равновесия системы. Исследовано влияние эллиптичности орбиты на положения равновесия. Определены параметры периодических решений, в которые переходят положения равновесия исследуемой системы двух тел на круговой орбите.

Работа выполнена при поддержке Португальского фонда по науке и технике.

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕНЗОРА ИНЕРЦИИ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ ПО ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

*Ю.Р.Банит, М.Ю.Беляев, Т.А.Добринская, Н.И.Ефимов В.М.Стажков (НПО Энергия),  
В.В.Сазонов*

*(Институт прикладной математики им. М.В.Келдыша РАН)*

Описаны метод и результаты определения тензора инерции Международной космической станции по телеметрической информации о ее движении относительно центра масс и суммарном кинетическом моменте гиринов. Информация о движении станции представляет собой значения кватерниона ориентации в дискретные моменты времени. По этим значениям, относящимся к некоторому временному интервалу, с помощью сплайнов строится аппроксимация фактического движения станции относительно центра масс, которая затем используется в линейной системе дифференциальных уравнений, описывающей изменение на том же интервале суммарного кинетического момента гиринов. Указанная линейная система выражает теорему об изменении полного кинетического момента станции и гиринов и записана с учетом действия на станцию гравитационного и аэродинамического моментов. Решение системы линейно зависит от компонент тензора инерции станции и параметров, характеризующих аэродинамический момент. Оценки этих величин находятся методом наименьших квадратов из условия наилучшей аппроксимации решениями указанной линейной системы телеметрических значений суммарного кинетического момента гиринов. Приведены примеры обработки реальной измерительной ориентации. Погрешность определения диагональных (наиболее значительных) компонент тензора инерции составила в этих примерах 10 - 20 процентов.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ АДАПТИВНОГО НЕЛИНЕЙНОГО ФИЛЬТРА КАЛМАНА СРЕДСТВАМИ SIMULINK**

*А.А.Дегтярев*

*(Московский физико-технический институт)*

Рассматриваются результаты исследования расширенного фильтра Калмана первого порядка с ограниченной памятью (Adaptive Limited Memory Filter) для нелинейных систем. Возможна автоматическая адаптация как ковариационной матрицы шума измерений, так и ковариационной матрицы шума процесса. В зависимости от того, какой шум является доминирующим, определяется необходимость в настройке той или иной матрицы. Показано, что определение и последующее использование реальных значений этих матриц не является оптимальным в смысле величины ошибки между измеряемыми и оцениваемыми данными. Рассматривается возможность определения оптимальных значений ковариационных матриц шумов, при которых ошибка стремится к минимальному значению. Представлены результаты моделирования работы фильтра с помощью средств Simulink в среде MatLab.

Работа выполнена при поддержке Программы DAAD, РФФИ (грант № 00-01-00174) и РАН (грант № 89) в рамках 6-го конкурса молодых учёных и студентов.

## **СОХРАНЕНИЕ ПЕРЕМЕННЫХ ДЕЙСТВИЯ ПРИ КОЛЕБАНИЯХ СПУТНИКА НА ЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТЕ С УЧЕТОМ СИЛ СВЕТОВОГО ДАВЛЕНИЯ**

*И.И.Косенко*

*(Московский государственный университет сервиса)*

Рассматриваются плоские колебания спутника, центр масс которого совершает движение по эллиптической орбите. В динамике вращательного движения учитываются: момент сил светового давления от Солнца и момент гравитационных сил от планеты, моделируемой при помощи гравитирующего центра. Задача формулируется и решается в контексте теории возмущений для гамильтоновых систем.

Невозмущенное движение задается только при помощи момента сил светового давления. Такого эффекта можно добиться, рассматривая вращение динамически симметричного спутника. В силу неаналитичности функции Гамильтона непосредственное применение КАМ-теоремы невозможно. При помощи редукции возмущенной гамильтоновой системы к последовательности симплектических отображений и применения теоремы Мозера об инвариантной кривой доказываются существование инвариантных торов и сохраняемость переменных действия около своих начальных значений. Отсюда, например, следует, что спутник будет сколь угодно долго совершать ограниченные либрации вблизи направления на источник света.

Проведен анализ предельного случая, когда эксцентриситет орбиты равен единице или близок к этому значению. Порядок возмущения при этом считается фиксированным. Тогда оказывается, что переменные действия также сохраняют свои значения на асимптотически больших интервалах времени.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (гранты № 02-01-00196, 00-15-96150) и Министерства образования Российской Федерации (грант № Т00-14.1-746).

## УСЛОВИЯ РАВНОВЕСИЯ И УСТОЙЧИВОСТИ СПУТНИКА С РОТОРОМ И ПОДВЕШЕННЫМ К НЕМУ НА ТРОСЕ ГРУЗОМ НА КРУГОВОЙ ОРБИТЕ

*С.Я.Степанов*

*(Вычислительный центр им. А.А.Дородницына РАН)*

Доказаны специальные симметризованные критерии Сильвестра и Манна знакоопределенности симметричных квадратичных форм. Показано, что суммирование левых частей неравенств в этих критериях по перестановке индексов в некоторых выделенных группах параметров дает новые симметричные критерии. Эти результаты используются для исследования устойчивости относительной равновесной ориентации спутника с ротором и подвешенным на тросе грузом на круговой орбите. Показано, что произвольная ориентация спутника может быть сделана равновесной и устойчивой при специальном выборе внутреннего момента количества движения ротора и точки подвеса груза. Приведены диаграммы областей устойчивости.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 01-01-02001) и Программы Президента РФ поддержки ведущих научных школ (грант № 00-15-96150).

## ЛОКАЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ В ГИРОСИЛОВЫХ СИСТЕМАХ ОРИЕНТАЦИИ

*Н.И.Амелькин*

*(Московский физико-технический институт)*

Для произвольной системы силовых гироскопов с  $N$  степенями свободы, используемой для управления ориентацией КА, исследуется область вариации управляющего момента. Параметры этой области определяют локальные управляющие возможности гиросистемы в зависимости от ее текущего состояния и ограничений на производные по времени от вектора состояний. Рассмотрены три типа ограничений на скорости изменения вектора состояний: ограничения в  $N$ -мерном шаре, ограничения в  $N$ -мерном кубе, ограничения на сумму модулей компонент скорости вектора состояний. Для каждого из указанных ограничений найдены оптимальные алгоритмы формирования управляющего момента, позволяющие создать любое значение управляющего момента из области вариации, и получены достаточные условия локальной управляемости, выполнение которых гарантирует создание гиросистемой требуемой величины управляющего момента независимо от направления в трехмерном пространстве. Достаточные условия управляемости получены в виде неравенств, в которые в качестве множителей входят функции вектора состояний гиросистемы, названные показателями локальной управляемости. Проведен сравнительный анализ различных показателей локальной управляемости. В результате получены двойные неравенства, связывающие различные показатели локальной управляемости.

## ОБ ОДНОЙ ЗАДАЧЕ В ОБЩЕЙ ТЕОРИИ ГИРОСИСТЕМ

*Л.К.Кузьмина*

*(Казанский авиационный институт им.А.Н.Туполева)*

Применительно к проблемам динамики гироскопических систем обсуждается постановка и решение задач о редукации исходной системы и о приемлемости укороченных уравнений динамики («упрощенных уравнений движения») по Д.Р.Меркину). При этом исходная система моделируется в рамках ньютоновой механики как механическая (электромеханическая) система, описываемая уравнениями в форме Лагранжа (в обобщенной форме Лагранжа), содержащими большие и малые параметры. Первая строгая математическая постановка этой инженерной задачи применительно к теории гиросистем идет от работ Д.Р.Меркина (постановка о строгом обосновании прецессионной теории); применительно к общей динамике механических систем – от работ Н.Г.Четаева; некоторое расширение этих постановок применительно к общей проблеме моделирования, с трактовкой этих задач с точки зрения некоторого обобщенного свойства устойчивости по Ляпунову (в определенном смысле), – от работ П.А.Кузьмина, с попытками изложения единой методологии для этого. Особую значимость приобретает эта задача применительно к динамике систем гиростабилизации (критический случай по Ляпунову).

В развитие общего предлагаемого подхода, опирающегося на понятия и методы классической теории устойчивости А.М.Ляпунова, следующего постановкам работ Н.Г.Четаева, П.А.Кузьмина, дается определение приемлемости, с сведением исходной динамической задачи к редуцированной (к  $s$ -задаче) на бесконечном интервале времени. С использованием двух постулатов в качестве базовых строится универсальный алгоритм в процедуре редуцирования, с определением условий приемлемости (в рассматриваемом смысле) «упрощенных уравнений движения». С точки зрения развиваемого метода, вводимые укороченные уравнения являются  $s$ -асимптотическим приближением ( $0 \leq s < r$ ). В качестве

приложения предлагаемого подхода решается задача о приемлемости «упрощенных уравнений движения» в динамике гиросистем. По разработанной схеме строгим математическим путем строятся упрощенные уравнения в случае быстрых гироскопов, которые соответствуют модели элементарной, прикладной, теории гироскопов, с условиями их приемлемости на бесконечном интервале времени (в том числе, в особенном случае нечетного числа степеней свободы, в критическом случае для систем гиросtabilизации).

## **РЕЗУЛЬТАТЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НЕКОТОРЫХ ПАРАМЕТРОВ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА REFLECTOR ПО ВНЕШНЕТРАЕКТОРЫМ ИЗМЕРЕНИЯМ, ВЫПОЛНЕННЫМ С ПОМОЩЬЮ ЛАЗЕРНОГО ТЕЛЕСКОПА**

*Р.Б. Немучинский*  
(Московский физико-технический институт),  
*М.Ю. Овчинников*  
(Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН),  
*Н.Н. Пархоменко*  
(НИИ прецизионного приборостроения),  
*Н.В. Третьякова*  
(Московский физико-технический институт)

Для определения характеристик движения и идентификации космического мусора используются телескопы с лазерной подсветкой. В 2001 году для их калибровки на орбиту был выведен наноспутник REFLECTOR, оснащенный лазерными ретрорефлекторами, с пассивной гравитационной системой ориентации и магнитными гистерезисными демпферами. За спутником ведется наблюдение с наземных станций, объединённых в международную сеть ILRS. В результате обработки внешнетраекторных лазерных измерений наряду с определением параметров орбиты и калибровки телескопов предполагается определить параметры его углового движения. Это позволит, в частности, уточнить методику определения параметров стержней, использованную при разработке системы ориентации наноспутника, и верифицировать модели намагничивания магнитомягких материалов. В результате предварительной обработки данных определяется расстояние от каждого облучаемого ретрорефлектора до картинной плоскости, проходящей через центр масс спутника. Аппарат считается осесимметричным. В течение сеанса наблюдения он подвержен слабому влиянию внешних моментов. Тогда движение представляет собой регулярную прецессию. В данной работе показано, что, имея эти данные, можно определить скорость прецессии, скорость собственного вращения, угол нутации и угол наклона оси прецессии к картинной плоскости. Скорости прецессии и собственного вращения определяются по наиболее интенсивным гармоникам, получаемым в результате преобразования Фурье. Остальные параметры определяются из геометрических соображений. На примерах показаны результаты определения некоторых из названных характеристик.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 00-01-00174), РАН (грант № 89) в рамках 6-го конкурса молодых учёных и студентов, Программы Президента РФ поддержки ведущих научных школ (грант № 00-15-96036) и DAAD (в рамках программы Leonardo Euler).

## **АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ СПУТНИКА ПО ИЗОБРАЖЕНИЯМ ЗВЕЗД**

*И.Ю. Кирюшкин*  
(Московский физико-технический институт)

Предлагается методика обработки изображений звезд, которая может быть положена в основу полностью автоматизированного определения ориентации в квазиреальном масштабе времени непосредственно на борту. В качестве приборов, реализующих такое решение, служат цифровая камера, жестко закрепленная на спутнике, и бортовой компьютер с процессором для вычислений и внешней памятью, в которой хранится звездный каталог. Исходный снимок звездного неба оказывается неизбежно искаженным по причине внешних воздействий, таких как низкая температура, дисторсия, магнитные эффекты. В связи с этим разработано два алгоритма, первый из которых классифицирует звезды при условии, что они различимы на фоне шумов, а второй позволяет идентифицировать звезды на снимке. Задача обобщается на случай, когда помимо звезд на исходном снимке присутствует лимб.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 00-01-00174), РАН (грант № 89) в рамках 6-го конкурса молодых учёных и студентов, Программы Президента РФ поддержки ведущих научных школ (грант № 00-15-96036).

## **ЗАДАЧА ОЦЕНИВАНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ И ОРИЕНТАЦИИ РОБОТОВ НА ОСНОВАНИИ СНИМКОВ ВИДЕОКАМЕРЫ**

*А.А.Ильин (ИПМ им.М.В.Келдыша РАН)*

Одним из новых направлений в области управления спутниками является обеспечение полета группы спутников при сохранении их взаимного расположения друг относительно друга (Formation Flying). Для моделирования подобных алгоритмов управления в ZARM при Университете г. Бремена разрабатывается экспериментальная установка, представляющая собой макетный стол с воздушной подушкой, на котором могут быть размещены несколько управляемых подвижных роботов. Движение роботов предполагается плоским. Для слежения за ними над экспериментальной установкой размещена видеокамера, а на корпусе каждого из роботов установлено в определенном порядке несколько светодиодов. Для разных роботов взаимное расположение светодиодов друг относительно друга различное. В докладе рассматривается задача определения положения и ориентации каждого из них на основании анализа изображений светодиодов на снимках видеокамеры.

Работа выполнена при поддержке Программы DAAD, РФФИ (грант № 00-01-00174) и РАН (грант № 89) в рамках 6-го конкурса молодых учёных и студентов.

## **ТРЕХОСНАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ МИКРОСПУТНИКА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТРЕХ ОРТОГОНАЛЬНЫХ МАГНИТНЫХ КАТУШЕК**

*С.О.Карпенко, В.В.Васильев, А.А.Карандаев  
(Московский государственный технический университет им. Н.Э.Баумана)*

В настоящее время Молодежным космическим центром (МКЦ) МГТУ ведется работа над проектом создания студенческого микроспутника. Целью разработки микроспутника является создание универсальной космической платформы для проведения научных экспериментов в космосе, требующих достаточно точной стабилизации КА по всем трем осям, а также заданной ориентации относительно Земли. Для демонстрации возможностей платформы, в качестве полезной нагрузки на ней будет установлена мультиспектральная камера для съемки земной поверхности в ИК - и видимом спектрах излучения.

В работе представлены:

- алгоритм управления работой магнитной системы стабилизации, позволяющий осуществлять 3-х осную стабилизацию КА с использованием только активной магнитной системы управления;
- результаты проверки алгоритма на устойчивость;
- результаты численного моделирования движения микроспутника вокруг центра масс с учетом работы данного закона управления;
- численный анализ качества работы закона управления в зависимости от соотношений между моментами инерции аппарата, а также от точности работы системы определения ориентации;
- сделаны выводы о возможности использования данного алгоритма для стабилизации микроспутника, проектируемого студентами МКЦ.