

Секция 5

**Прикладная небесная механика и
управление движением****О ТРАЕКТОРИЯХ ПОЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ОТ
ЛУНЫ К ЗЕМЛЕ С ГРАВИТАЦИОННЫМ ОСВОБОЖДЕНИЕМ
ОТ ЛУННОГО ПРИТЯЖЕНИЯ***В.В.Ивашкин**(Институт прикладной математики им. М.В.Келдыша РАН)*

В докладе представлены слабоэнергетические «обходные» траектории полета космического аппарата (КА) от Луны к Земле. Эти траектории получены в рамках ограниченной проблемы четырех тел, для системы Луна-Земля-Солнце-точка. Они используют пассивный полет к Земле от начальной эллиптической орбиты спутника Луны с высоким апоселением и отличаются от обычных траекторий «прямого» полета к Луне, использующих начальную гиперболическую селеноцентрическую орбиту. Представлены результаты «точного» численного и качественного аналитического исследования данных траекторий [1].

Гравитационное возмущение от Земли увеличивает энергию движения КА относительно Луны от ее отрицательного начального значения сначала до нуля для параболы, затем до положительных значений для гиперболического полета от Луны, что приводит к пассивному освобождению движения КА от лунного притяжения в районе коллинеарной залунной точки либрации L_2 . Это позволяет космическому аппарату отлететь далее на большое, до $\sim 1,5 \cdot 10^6$ км, расстояние от Земли. Здесь гравитационное возмущение от Солнца уменьшает перигейное расстояние орбиты КА почти до нуля, и через ~ 100 суток полета КА подлетает к Земле.

Численно построено семейство «обходных» траекторий для полета от Луны на геоцентрическую высоту условного перигея 50 км, чтобы обеспечить вход в атмосферу Земли. При этом рассмотрен начальный старт КА с помощью большой тяги как с низкой, высотой 100 км, орбиты спутника Луны, так и с поверхности Луны. Представлены характеристики таких траекторий, дано их сравнение с обычными «прямыми» перелетами. Показано, что «обходные» траектории по сравнению с обычными перелетами позволяют получить значительную экономию

энергетики отлета от Луны ~ 150 м/с по характеристической скорости. Приведены примеры типичной «обходной» траектории полета от Луны к Земле.

1. В.В. Ивашкин. О траекториях полета точки от Луны к Земле с гравитационным освобождением от Лунного притяжения. // Доклады Академии наук, 2004, том 398, N 3, с. 340-343.

ЭВОЛЮЦИЯ ОРБИТ МАЛЫХ ТЕЛ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ И АСТЕРОИДНАЯ ОПАСНОСТЬ

Р.З. Ахметшин, Г.Б. Ефимов, Т.М. Энеев

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

Проблема миграции малых тел Солнечной системы, астероидов и комет, привлекает настоящее время все большее число исследователей. При анализе процессов формирования Солнечной системы были высказаны предположения о занептунных поясах малых тел [1] и о возможной миграции этих тел из них внутрь Солнечной системы. Еще сорок лет назад в трудах Е.И.Казимирчак-Полонской был показан механизм подобной миграции комет внутрь Солнечной системы благодаря гравитационному взаимодействию с дальними планетами. Сейчас тела занептунного пояса обнаружены, а пути их миграции и внутрь Солнечной системы, и обратно - активно изучаются. Получает подтверждение гипотеза Адамса и Эпика об инородности астероидов Главного пояса и астероидов сближающиеся с Землей. Есть основания предполагать, что они, объединенные в группы Аполлона, Амура и Атона, являются мигрантами из удаленных областей. Астероиды, сближающиеся с Землей, могут быть осколками каменно металлических ядер тел из занептунных поясов, раздробившихся в результате столкновений, а кометы – частями их ледяных оболочек.

Проблема миграции малых тел в область окрестности Земли приобрела в наши дни особую актуальность в связи с обнаружением большого числа малых тел в этой окрестности и опасности, которую они представляют в случае столкновения с Землей. Знание о происхождении этих тел может дать важную информацию о характере их орбит (хотя бы для основной их части) и о возможности их выявления. На базе этой информации была предложена концепция системы космических патрулей для наблюдения и выявления небесных тел, опасность для Земли [2]. Система космического обнаружения позволяет за 5-6 лет выявить значительное число опасных небесных тел с диаметром ~ 100 -200 м, тогда как системы их наблюдения с Земли выявляют тела размером ~ 1 км. Поэтому система космического обнаружения и каталогизации мо-

жет быть следующим шагом по выявлению опасных тел, развивающим современные программы оптического наблюдения их с Земли.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (гранты 04-01-00346 и 03-01-00864) и Государственной программы поддержки ведущих научных школ России (проект НШ-2003.2003.1).

1. Энеев Т. М. О возможной структуре внешних (занаптунных) областей Солнечной системы. Письма в Астрон. журнал. 1980, т.6, N.5, pp.295-303.

2. Энеев Т. М. К вопросу об астероидной опасности. - Компьютерные инструменты в образовании. 2003, N 3 (в честь 80-летия С. С. Лаврова). С.-Петербург.

ПЕРИОДИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОГРАНИЧЕННОЙ ЗАДАЧИ ТРЕХ ТЕЛ

Б.Б. Крейсман

(Астрокосмический Центр Физического Института РАН)

Одним из основных направлений прогресса в радиоастрономии является увеличение базы интерферометрии. С этой целью международный проект «Радиоастрон» предусматривает запуск космического радиотелескопа (КРТ) с диаметром антенны 10 м и создание совместно с глобальной наземной сетью радиотелескопов единой системы наземно-космического интерферометра с возможностями, примерно в 10 раз превышающими возможности наземных интерферометров. Для реализации целей проекта требуется разработать регулярно эволюционирующую под воздействием Луны орбиту с апогеем примерно 350000 км и перигеем примерно 10000 км. Поиск образцов таких орбит предлагается вести среди периодических решений ограниченной задачи трех тел системы Земля-Луна. Для создания достаточно представительного множества семейств таких решений разработаны и реализованы для системы Земля-Луна методики:

- а) построения симметричных периодических решений плоской ограниченной задачи с интенсивным вращением линии апсид,
- б) генерации несимметричных периодических решений плоской ограниченной задачи при движении по полученным семействам симметричных периодических решений,
- в) генерации пространственных периодических решений трехмерной ограниченной задачи при движении по полученным семействам периодических решений плоской задачи.

В основу методик б) и в) положено введенное Пуанкаре понятие периодических решений второго рода. Плоские орбиты рассматрива-

ются как частный случай пространственных орбит и для них вычисляются матрицы монодромии второго порядка \mathbf{M} (по координате z и скорости v_z). Полуслед s матрицы \mathbf{M} определяет вертикальную устойчивость орбиты. Если $|s| > 1$, то решение неустойчиво. В противном случае преобразование подпространства (z, v_z) в окрестности решения за период сводится к деформации и повороту на угол ϕ , $\cos\phi = s$. В точках, в которых угол ϕ рационально выражается через 2π , $\phi = 2\pi r/q$, r и q - целые, исходное семейство плоских орбит порождает семейство пространственных периодических решений, имеющих в q раз больший период. Направление продолжения в подпространстве (z, v_z) определяется матрицей \mathbf{M} . Если $|s| < 1$, то имеем две ветви нового семейства. При резонансе 1:1 ($s=1$) и резонансе 2:1 ($s=-1$) реализуется только одна ветвь. Если плоское решение симметричное, то в моменты времени $t=0$ и $t=T/2$ выполняются условия $y(0)=v_x(0)=y(T/2)=v_x(T/2)=0$. Ветви порождаемых пространственных периодических решений имеют симметрии двух типов. У одной ветви выполняются условия $y(0)=v_x(0)=v_z(0)=y(qT/2)=v_x(qT/2)=v_z(qT/2)=0$, то есть получается продолжение по координате z , у другой - условия $y(0)=v_x(0)=z(0)=y(qT/2)=v_x(qT/2)=z(qT/2)=0$, то есть - продолжение по скорости v_z . При четном q в момент времени $t=qT/4$ один вид симметрии заменяется на другой, то есть имеем двояксимметричные периодические решения.

Применение данной методики к плоским орбитам в системе Земля-Луна с интенсивным вращением линии апсид позволило получить орбиты с наклоном, изменяющимся в диапазоне 15-20 градусов, и регулярно изменяющимся (порядка 120 градусов в год) аргументом перигея и долготой восходящего узла.

НЕЛИНЕЙНАЯ ЭВОЛЮЦИЯ ОРБИТАЛЬНОГО ЭКСЦЕНТРИСИТЕТА СПУТНИКА-БАЛЛОНА

Э.Д.Кузнецов

(Уральский госуниверситет),

Л.Л.Соколов

(Санкт-Петербургский госуниверситет)

Рассмотрена задача о движении сферически-симметричного спутника-баллона по орбите умеренного наклона в окрестности резонанса, вызванного совместным влиянием сжатия Земли и светового давления. Соответствующие значения большой полуоси - около двух радиусов Земли. Для качественного анализа задачи построено аналитическое приближенное решение. Орбитальный эксцентриситет спутника-баллона имеет большие колебания. С помощью численного интегрирования упрощенной системы уравнений движения с полным набором

возмущающих факторов исследованы корректность построенного аналитического решения и свойства траекторий в окрестности сепаратрис седловых точек этого решения. Изучен эффект разрушения сепаратрис, сопровождающийся появлением областей стохастического движения. Размеры этих областей достаточно велики, чтобы принимать их во внимание при запусках спутников-баллонов на орбиты, расположенные в окрестности сепаратрис.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант 02-02-17516) и Государственной программы поддержки ведущих научных школ России (проект НШ-1078.2003.2).

О ЛУННОМ ЛИФТЕ

А.А.Буров

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

Н.Рикар

(Ecole Nationale des Ponts et Chaussees, France)

Рассматривается тросовая система, состоящая из невесомого троса, один из концов которой закреплен на лунной поверхности, и массивной точки, закрепленной на другом конце. Предполагается, что система совершает движение под действием сил притяжения со стороны Луны и Земли. Изучаются относительные равновесия такой системы, исследуются условия их устойчивости. Обсуждается вопрос о возможностях применения такой системы в качестве основы для лунного лифта.

Работа поддержана РФФИ (грант 02-01-00196), Государственной программой поддержки ведущих научных школ России, а также ФЦП Интеграция.

СТАЦИОНАРНЫЕ ДВИЖЕНИЯ СИСТЕМЫ СВЯЗАННЫХ ТЕЛ НА КРУГОВОЙ ОРБИТЕ

А.Д. Герман

(University of Beira Interior, Portugal)

Рассматривается задача о стационарных движениях системы связанных между собой тел на круговой орбите [1]. Основное внимание уделяется исследованию пространственных положений равновесия относительно орбитальной системы координат в центральном гравитационном поле и анализу их устойчивости.

Работа поддержана Португальским фондом науки и технологии.

1. A.D. Guerman. Equilibria of multibody chain in orbit plane. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 26(6), 2004, 942-948.

**БЕЗУДАРНЫЕ ДВИЖЕНИЯ ПО ЛЕЕРУ, ЗАКРЕПЛЕННОМУ НА
МАССИВНОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ***А.В.Родников**(Московский государственный технический университет
им. Н.Э.Баумана)*

Рассматривается задача о движении по инерции и без трения по лееру (от голландского *leier* – верёвка, оба конца которой закреплены), то есть по тросу, закреплённому на концах массивной гантелевидной орбитальной станции, совершающей стационарное движение по круговой геоцентрической орбите. Такая задача возникает, например, когда необходимо переместить некоторый груз или космонавта с одного конца станции на другой, а движение внутри станции по каким-либо причинам затруднено. Считается, что перемещаемая масса достаточно мала и не оказывает существенного влияния на движение станции.

Уравнения движения и условия натянутости троса в такой системе получены в [1], анализ устойчивости положений относительного равновесия груза проведен в [1,2].

При движении вдоль леера возможно ослабевание троса (сход со связи), что в дальнейшем может привести к удару о связь. В работе изучаются такие движения вдоль леера, при которых после схода со связи происходит безударный вход на связь. Исходя из условий, аналогичных приводимым в [3], проводится классификация таких движений и строятся области их существования, как для «горизонтального» так и для «вертикального» положений гантели. В частности, показано, что если гантель ориентирована на притягивающий центр, то при любых допустимых значениях параметров системы существуют периодические движения, включающие в себя участки связного и свободного движения с симметричными точками схода и безударного входа на связь. В случае «горизонтального» стационарного движения гантели, любое движение вдоль леера с несимметричными точками схода и входа на связь приводит к удару о трос. Если же эти точки симметричны, то возможны как периодические движения, так и удары о связь.

Аналогичная задача для классической тросовой системы ставится и решается в [4]. Автор благодарен В.В. Белецкому за внимание к работе, И.И. Косенко и В.В. Сазонову за полезные замечания и обсуждения.

1. Родников А.В. Установившиеся движения гантели с противовесом по круговой орбите. В сб. XXVIII академические чтения по космонавтике, посвященные памяти акад. С.П.Королёва (тезисы докладов), Москва, 2004, с.119.

2. Burov A.A. The Existence and Stability of the Equilibria of Mechanical Systems with Constraints Produced by Large Potential Forces. – J. Appl. Maths Mechs, Vol.67, № 2, pp.193-200, 2003.
3. Иванов А.П. Динамика систем с механическими соударениями. – М.: "Международная программа образования", 1997. - 336 с.
4. Beletskii V.V., Reguläre und chaotische Bewegung starrer Körper. Teubner, Stuttgart, 1995.

ЗАДАЧИ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ВЕРТИКАЛЬНЫМ УЧАСТКОМ ПОЛЕТА

Е.В.Заплетина

(МГУ им. М.В.Ломоносова)

Рассматривается задача оптимизации траектории посадки КА с круговой орбиты искусственного спутника в фиксированную точку поверхности вращающейся планеты без атмосферы при наличии вертикального участка в конце траектории. Управление аппаратом осуществляется посредством вектора тяги реактивного двигателя ограниченной тяги. Минимизируется время маневра (задача быстрогодействия), затраты топлива, необходимого для совершения маневра, и функционал, представляющий компромисс между временем посадки и затратами топлива. Задача исследуется на основе необходимых условий оптимальности принципа максимума для задач оптимального управления переменной структуры. Полученные краевые задачи для соответствующих структур решаются численно методом стрельбы с использованием модифицированного метода Ньютона. В качестве примера решены задачи мягкой посадки в фиксированную точку поверхности Луны в широком диапазоне параметров: высоты начальной орбиты, протяженности вертикального участка, величины начальной тяговооруженности.

ТЕРМИНАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ МНОГОРАЗОВЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ НА ЭТАПЕ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ И ПРИЗЕМЛЕНИЯ

Г.Н.Разорёнов, С.Н. Шевцов

(Военная академия Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого)

Рассматривается вопрос управления движением спускаемого КА на завершающем этапе полета в районе точки приземления. Предполагается, что аппарат снабжен аэродинамическими органами управления и управляется изменением пространственного угла атаки и угла крена. Рассматривается два варианта силовой схемы аппарата – с бортовой двигательной установкой (ДУ) и без неё.

Предложены алгоритмы терминального управления аппаратами рассмотренных типов, синтезированные на основе метода требуемых ускорений, реализующего концепцию управления как решение обратной задачи динамики.

Программы метода требуемых ускорений задаются в классе степенных функций времени, что позволяет сформировать достаточно простые по структуре замкнутые алгоритмы управления, удобные для реализации в бортовой системе управления. Подобные алгоритмы не требуют проведения каких-либо громоздких предварительных расчетов (подготовки данных) перед их применением в конкретных условиях движения. Замкнутость алгоритмов управления обеспечивает компенсацию внутренних и внешних возмущений, действующих на аппарат (возмущения массово-инерционных и аэродинамических характеристик, возмущения параметров атмосферы и др.), непосредственно в контуре программирования движения, чем достигается высокоточная реализация терминальных условий управления.

Применительно к спускаемым аппаратам с бортовой ДУ предложенный алгоритм управления обеспечивает высокую точность приведения спускаемого аппарата в заданную точку приземления с заданной конечной скоростью. Для спускаемых аппаратов без бортовой ДУ алгоритм управления обеспечивает высокую точность попадания в точку приземления при выдерживании заданного направления терминальной скорости.

Предложенные алгоритмы могут быть рекомендованы как для управления многоразовыми КА типа «Шаттл» и «Буран», так и для возвращаемых разгонных блоков космических систем многоразового использования.

ОПТИМИЗАЦИЯ МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ ТРАЕКТОРИЙ ПЕРЕЛЕТА ДВУСТУПЕНЧАТОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

*И.С. Григорьев, И.А. Данилина
(МГУ им. М.В. Ломоносова)*

Решается задача оптимизации траекторий перелетов двухступенчатого КА с опорной (низкой круговой) орбиты искусственного спутника Земли на геостационарную орбиту. На первом этапе перелета управление осуществляется посредством вектора тяги реактивного двигателя ракеты-носителя. После отделения орбитального блока управление осуществляется посредством маршевого двигателя разгонного блока. Максимизируется полезная масса КА при ограниченном времени перелета. Рассматриваемая задача оптимизации формализуется как задача

оптимального управления совокупностью динамических систем и решается на основе принципа максимума [1]. Краевая задача принципа максимума решается численно методом стрельбы.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант 04-01-00346).

1. Григорьев И.С., Григорьев К.Г. Об условиях принципа максимума в задачах оптимального управления совокупностью динамических систем и их применении к решению задач оптимального управления движением космических аппаратов. // Космические исследования. 2003. Т. 41. N 3. С. 307-331.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОЛОЖЕНИЙ РАВНОВЕСИЯ СПУТНИКА, ПОДВЕРЖЕННОГО ДЕЙСТВИЮ ГРАВИТАЦИОННОГО И АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО МОМЕНТОВ

В.А. Сарычев, С.А. Мирер, А.А. Дегтярев

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

Е.К. Дуарте

*(National Institute of Engineering Technology and Innovation,
Lisbon, Portugal)*

Рассматривается движение на круговой орбите спутника под действием гравитационного и аэродинамического моментов. Ранее в [1] показано, что в случае, когда центр давления расположен на главной центральной оси инерции спутника, на круговой орбите существует от 8 до 24-х изолированных положений равновесия; с использованием обобщенного интеграла энергии получены достаточные условия устойчивости каждого из решений. С практической точки зрения большой интерес представляет более детальный анализ устойчивости найденных положений равновесия спутника, определение в пространстве безразмерных параметров системы не только областей, где выполняются достаточные, а и областей, где выполняются необходимые условия устойчивости.

В настоящей работе для каждой из шести групп решений достаточные условия устойчивости записаны в более простом для анализа виде, получены необходимые условия устойчивости. Наличие в задаче симметрии позволяет ограничиться исследованием только трех из шести групп решений. В работе исследована эволюция областей устойчивости в плоскости двух безразмерных моментов инерции спутника при изменении величины аэродинамического момента. Получен аналитический вид всех кривых ограничивающих области устойчивости и найдены все бифуркационные значения безразмерного аэродинамического

момента, при которых области выполнения необходимых и (или) достаточных условий устойчивости изменяют свой качественный вид.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант 03-01-00652) и Португальского Фонда по науке и технике.

1. V.A. Sarychev, S.A. Mirer. Relative equilibria of a satellite subjected to gravitational and aerodynamic torques, *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2000, Vol 76, No. 1, pp. 55-68.

НЕЙРОСЕТЕВОЙ САМООБУЧАЕМЫЙ МЕТОД АДАПТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИМИ ОБЪЕКТАМИ

*А.А.Жданов, А.Е.Устюжанин, М.В.Караваяев
(Институт системного программирования РАН)*

Описывается развиваемый авторами нейросетевой метод "автономного адаптивного управления" (ААУ). Идея метода имеет бионическое начало. Система ААУ представляет собой объединенный распознающе-управляющий комплекс, работающий с эмпирическими, автоматически получаемыми знаниями о функциональных свойствах объекта управления. Знания представлены не традиционными математическими моделями объекта управления, а имеют вид информационных структур, описывающих эмпирически выявленные отношения между различаемыми системой множествами возможных состояний объекта управления, множеством возможных управлений и другими множествами информационных элементов. Достоинства системы ААУ состоят в том, что а) не требуется разработка точной математической модели объекта управления, б) обучение и переобучение управляющей системы осуществляется автоматически непосредственно в процессе управления объектом, что обеспечивает управлению адаптивные свойства. Описываются также возможности внесения в систему ААУ априорной информации в виде нечетких правил. Представлен коммерческий программный инструмент 4GN, специально предназначенный для эффективной разработки практических прикладных систем управления на основе метода ААУ.

МЕТОДЫ ТЕОРИИ УСТОЙЧИВОСТИ В ДИНАМИКЕ СИСТЕМ ГИРОСТАБИЛИЗАЦИИ

Л.К.Кузьмина

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

Исследование связано с общими задачами моделирования и анализа в динамике сложных систем с большими и малыми параметрами и их приложениями к сингулярным системам механики. Работа посвящена специфике проблем математического моделирования для систем стабилизации и ориентации, снабженных гироскопическими исполнительными устройствами. Развивается принцип сведения, решающий задачу математической декомпозиции для таких систем в общем качественном анализе на основе методов А.М.Ляпунова, с построением семейства корректных укороченных подмоделей, с обсуждением критерия приемлемости, с оценкой области допустимых физических параметров системы, с выделением оптимальной (минимальной) модели в рассматриваемом классе изучаемых объектов. Рассмотрены примеры.

МАГНИТНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ НАНОСПУТНИКА ТНС-1

А.А.Ильин, М.Ю.Овчинников, В.И.Пеньков

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

А.С.Селиванов

*(Российский научно-исследовательский институт
космического приборостроения)*

Наноспутник ТНС-1 предназначен для отработки технологии использования малоразмерных аппаратов для дистанционного зондирования Земли. Требуемая ориентация спутника обеспечивается за счет его собственного вращения вокруг оси симметрии. Управление скоростью вращения и ориентацией оси вращения производится токовыми катушками, взаимодействующими с магнитным полем Земли. В докладе рассматриваются алгоритмы управления токовыми катушками. Исследуется влияние гравитационного момента на движение спутника относительно центра масс. Оценивается величина минимального магнитного момента, необходимого для компенсации возмущения, производимого гравитационным моментом, при различных направлениях оси вращения. Анализируется энергопотребление магнитной системы ориентации в зависимости от выбора требуемого направления оси вращения спутника. Приводятся результаты моделирования движения спутника отно-

сительно центра масс при использовании предлагаемых алгоритмов управления.

Работа поддержана РНИИ КП, РФФИ, Минпромнауккой РФ.

СОЛНЕЧНЫЙ ДАТЧИК НА ОСНОВЕ APS ТЕХНОЛОГИИ И ЕГО КАЛИБРОВКА

М. Грасси, А. Пеппола, Г. Руфино
(DISIS-Department of Space Science and Engineering University of Naples "Federico II", Napoli, Italy)
А.А. Дегтярев, М.Ю. Овчинников
(Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН)

Разработка миниатюрных датчиков ориентации является одним из важных и многообещающих направлений при создании автономных систем ориентации и навигации. Использование на борту различных типов детекторов повышает надежность автономной работы аппарата, а внедрение сенсоров на основе микро - и нанотехнологий позволяет создавать системы малой массы и малого энергопотребления. Среди миниатюрных электронно-оптических сенсоров датчики на основе APS (Active Pixel Sensor) технологии занимают доминирующую позицию вследствие всех вышеперечисленных особенностей.

В работе рассматривается прототип солнечного датчика, разработанного в университете Неаполя. Прототип имеет две степени свободы, APS-матрица закрыта непроницаемой маской с одним крошечным отверстием, что позволяет ограничить солнечный световой поток. Положение изображения, формируемое потоком излучения на фокальной плоскости прибора при прохождении через маску, позволяет определять ориентацию сенсора относительно источника излучения. Рассматриваются различные подходы, позволяющие максимально точно определять координаты центра масс изображения на фокальной плоскости. Точность определения ориентации сенсора относительно источника излучения напрямую зависит от качества используемой калибровочной функции и от качества калибровки. Исследуются возможности применения различных методов для калибровки сенсора. Рассматриваются калибровочные функции, построенные с помощью простой геометрической модели; функции, базирующиеся на идеи использования нейронных сетей; функции, полученные с помощью различных методов интерполяции и аппроксимации. Проводится сравнительный анализ тех или

иных алгоритмов калибровки с точки зрения минимизации ошибок при определении ориентации. В ходе проведения экспериментов для сенсора, оснащенного маской с одним отверстием, величина ошибки определения ориентации оказалась менее 0.01 градуса.

В работе также рассматривается возможность использования маски, которая имеет 100 отверстий, для повышения точности определения ориентации.

Работа поддержана Italian Space Agency, Italian Ministry of Science and Technology, Федеральным Агентством по науке и инновациям и Российским фондом фундаментальных исследований.

СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ НАНОСПУТНИКА ТНС-0

Н.В.Купрянова, В.И.Пеньков
(Институт прикладной математики им.М.В.Келдыша РАН)

При использовании новых технологий в рамках проектов миниатюрных спутников требуется их проверка в условиях, максимально приближенных к условиям реального полета. С этой целью в РНИИ космического приборостроения разрабатывается технологический наноспутник ТНС-0. Одной из основных задач этого спутника является проверка надежности функционирования системы передачи служебной информации, основанной на использовании системы спутниковой глобальной связи. Для предотвращения хаотичного вращения в полете ТНС-0 снабжается пассивной магнитной системой ориентации, состоящей из сильного постоянного магнита и набора гистерезисных стержней из магнитомягкого материала. Для контроля ориентации во время полета на спутнике устанавливаются три фотодиода с углом полураствора конуса поля зрения 50° . Оси конусов лежат в плоскости, перпендикулярной оси ориентации спутника, и отстают друг от друга на 120° .

В докладе рассматриваются результаты разработки системы ориентации и результаты моделирования динамики ТНС-0. Основная проблема, которую приходится решать при разработке системы, - это обеспечение эффективной работы демпфера при наличии сильного постоянного магнита и малых размерах самого спутника. При выполнении работы использовались методики расчетов, ранее применявшиеся при разработке системы ориентации наноспутника Munin.

Работа поддержана РНИИ КП, РФФИ, Минпромнаукой РФ.

ЛАБОРАТОРНЫЙ СТЕНД ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИКИ НАНОСПУТНИКОВ В МАГНИТНОМ ПОЛЕ

А.М.Овчинников, А.С.Середницкий
(Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН)
Е.А.Цветков
(Московский физико-технический институт)

В работе рассматривается устройство и способы использования лабораторного стенда для моделирования условий движения спутника на околоземной орбите. При разработке системы управления малого КА целесообразно свести воедино методы математического и компьютерного моделирования с полунатурными испытаниями его макета на стенде.

Стенд представляет собой шесть магнитных катушек (МК), попарно закрепленных в ортогональных плоскостях, и систему управления током через катушки. Система управления состоит из персонального компьютера (ПК) и комплекса устройств сопряжения ПК с МК. Программное обеспечение, по заданному закону регулирующее магнитное поле катушек, выдает сигналы для установления через систему сопряжения значений тока для каждой МК через СОМ-порт (интерфейс RS-232).

Устройство сопряжения состоит из двух плат, которые гальванически развязаны между собой. Первая плата отвечает за информационный обмен с ПК и за управление током на магнитных катушках. Основа данной платы – микроконтроллер ATmega8 фирмы Atmel. Он обрабатывает поступающие команды от ПК и формирует управляющие импульсы для каждой магнитной катушки. Импульсы, которые имеют различную продолжительность, пропорциональную заданной величине тока, управляют мощными полевыми транзисторами, находящимися на второй плате. Для каждой катушки используются по четыре транзистора и по два канала управляющих импульсов. Для каждой МК имеются датчики тока, которые обеспечивают обратную связь катушек с микроконтроллером. Обратная связь по току позволяет более точно задавать значение тока на катушках и делает систему управления устойчивой.

Макет спутника подвешивается на струне в центре области с достаточно однородным магнитным полем. Магнитные исполнительные органы, расположенные на макете, обеспечивают создание управляющих моментов при взаимодействии с магнитным полем МК. Рассматри-

ваются подходы к реализации замкнутого и открытого циклов управления угловым движением макета спутника.

Работа поддержана Минпромнаукой РФ и РФФИ.

СИНТЕЗ АЛГОРИТМОВ ОРБИТАЛЬНОЙ СЪЕМКИ ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕТЫ СКАНИРУЮЩИМ УСТРОЙСТВОМ ВДОЛЬ ЗАДАННОГО НАПРАВЛЕНИЯ

А.В.Балиев, О.С.Майоров, И.В.Москатынцев, С.Ю.Самойлов

В докладе излагается подход к решению задачи съемки поверхности планеты по направлению, близкому к заданной геодезической линии. Предлагаются алгоритмы, позволяющие выполнять съемку вдоль плоской кривой, получаемой в нормальном сечении планетного эллипсоида. Разработана математическая модель процесса съемки. Приводятся результаты имитационного моделирования.

Существующие методы съемки, основанные на управляемом вращении сканирующей системы вокруг трех осей, значительно расширяют возможности КА по наблюдению поверхности планет. Если в традиционных подходах, использующих управление вращением съемочной системы вокруг оси тангажа, наблюдаемое пространство сосредоточено вдоль подспутниковой трассы, то применение трехосного сканирования позволяет выбирать для съемки практически любую область из зоны обзора КА.

Законы движения КА при трехосном сканировании, выбираются из условия оптимизации качества получаемого изображения, например, налагаются ограничения на скорость движения изображения относительно приемников излучения. Однако такой выбор закона вращения КА приводит к отклонению направления кадровой развертки изображения от первоначально заданного направления съемки. Это создает дополнительные трудности или даже делает невозможным размещение в одном снимке протяженных объектов или группы объектов, расположенных вдоль одного направления.

Предлагаемый в докладе подход позволяет проводить съемку вдоль плоских кривых, получающихся в сечении эллипсоида плоскостями, например для сканирования по широте или для сканирования вдоль эллипса центрального сечения.

**СТАТИСТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ МИКРОУСКОРЕНИЙ
ДЛЯ РАЗЛИЧНОГО ДЕМПФИРОВАНИЯ**

*А.В.Седельников, А.В.Бязина
(Самарский государственный аэрокосмический
университет им. С.П.Королева)*

Работа посвящена детальным статистическим исследованиям изменения уровня микроускорений на борту (КА) как случайной величины. Данный этап важен при моделировании микроускорений фрактальной функцией Вейерштрасса-Мандельброта [1,2]. При исследованиях выделены три различные сферы демпфирования:

- пренебрежимо малое демпфирование: $0 \leq \delta \leq 0,01$;
- слабое демпфирование: $0,01 < \delta \leq 0,3$;
- значительное демпфирование: $\delta > 0,3$,

где δ - логарифмический декремент колебаний.

Эквивалентной заменой экспериментальных данных фрактальной функцией Вейерштрасса-Мандельброта по законам статистики можно считать только такую, когда обе случайные величины близки по числовым характеристикам (математическому ожиданию и дисперсии) и подчиняются одному и тому же закону распределения [3].

В результате работы выявлено, что в первом диапазоне изменения логарифмического декремента колебаний микроускорения подчиняются нормальному закону распределения, а при слабом и значительном демпфировании – Гамма-распределению. Результаты получены с помощью интервального метода исследования непрерывной случайной величины путем разделения всего диапазона изменения микроускорений на четыре, восемь и шестнадцать отрезков. Найдено характерное число интервалов для различных частот выбора данных (0,01 с, 0,001 с и т.д.). Сделаны выводы относительно моделирования микроускорений фрактальной функцией Вейерштрасса-Мандельброта [4].

Дальнейшим этапом работы является детальное статистическое исследование функции Вейерштрасса-Мандельброта и формирование четкой схемы подбора параметров функции для оценки уровня микроускорений на этапе проектирования КА, используя данные по моменту от управляющих ракетных двигателей, а также инерционно-массовые характеристики больших упругих элементов КА, прежде всего, панелей солнечных батарей.

1. А.В.Седельников, А.В.Бязина Использование фракталов в математическом моделировании // Сборник научных трудов в Самарском филиале УРАО. – вып. 2-3. – Самара. – 2002. – с. 72 – 85.
 2. А.В.Седельников, А.В.Бязина, Н.Ю.Антипов Использование функции Вейерштрасса-Мандельброта для моделирования микроускорений на борту КА // Сборник научных трудов X Всероссийского научно-технического семинара по управлению движением и навигации ЛА. - Самара. – 2002. – с. 124-128.
 3. А.В.Седельников, А.В.Бязина Исследование законов распределения микроускорений, смоделированных с помощью функции Вейерштрасса-Мандельброта и полученных в результате эксперимента // Современные проблемы механики и прикладной математики. Сборник трудов международной школы-семинара. - Часть 1. - Т2. – Воронеж. - 2004. - с. 450-453.
 4. А.В.Седельников Фрактальная математическая модель микроускорений // XXVII Академические чтения по космонавтике. – Тезисы докладов. – Москва. – 2003. – с. 75-76.
-