

Секция 5

Прикладная небесная механика и управление движением**ВВОДНОЕ СЛОВО.
РАБОТЫ ПО ПРОЕКТУ «ФОБОС-ГРУНТ»**

Э.Л. Аким

(Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН)akim@kiam1.rssi.ru

Проект "Фобос-Грунт" имеет фундаментальное научное значение. Основной его целью является доставка на Землю образцов грунта малого небесного тела - естественного спутника Марса Фобоса. По современным представлениям вещество Фобоса, как и других малых тел Солнечной системы, сохраняет исходный первичный материал протопланетного облака (реликтовое вещество), из которого образовались планеты Солнечной системы. Доставка этого вещества на Землю с целью детальных исследований его состава в лабораторных условиях имеет принципиальное значение для решения одной из фундаментальных проблем естествознания – проблемы происхождения и эволюции Солнечной системы.

Проект был предложен Институтом прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, НПО им. С.А. Лавочкина и НИИПМиЭ МАИ. Он поддержан ИКИ и ГЕОХИ им. Вернадского В.И. РАН.

Проект "Фобос-Грунт" имеет важное научно-техническое значение. Его осуществление позволит решить задачу создания и отработки в нашей стране межпланетного КА нового поколения для научных исследований в дальнем космосе. Этот аппарат разрабатывается на базе современных эффективных технологий с учетом большого опыта, накопленного в стране при полетах к Луне и планетам. Во многих предыдущих отечественных полетах для выведения КА на траекторию полета к Луне и планетам использовались тяжелый носитель ("Протон") и разгонный блок (Д), работающие на химическом топливе. В более ранних полетах успешно использовался носитель среднего класса "Молния" и разгонный блок "Л". Для существенного снижения затрат на реализацию научных проектов ("Фобос-Грунт" и др.) на базе КА нового поколе-

ния найдено техническое решение, позволившее использовать ракету-носитель среднего класса. Космический аппарат, выведенный на орбиту ИСЗ, с помощью своей двигательной установки доразгоняется до необходимой гиперболической скорости отлета от Земли. Один из вариантов проекта предполагает оснащение КА электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ), которая обеспечивает выведение на орбиту Марса максимальной полезной массы.

Проект имеет важное общественно-политическое значение. После 20-летнего перерыва в полетах наших КА к Луне и планетам успешное осуществление такого проекта позволит восстановить авторитет нашей страны в планетных космических исследованиях.

ТОЧЕЧНЫЙ ВЗРЫВ В АТМОСФЕРЕ

Р.К. Казакова

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

kazakova@keldysh.ru

В представленной работе в основу расчетного метода для решения задачи о точечном взрыве в атмосфере была положена с некоторыми изменениями и дополнениями схема, основанная на методе сеток, предложенная М.В.Келдышем в начале 50-х годов. В это же время в Советском Союзе появилась первая отечественная электронная вычислительная машина – БЭСМ, конструкции С.А.Лебедева. Опыт проведения расчетов данной задачи на БЭСМ выявил чрезвычайно высокую эффективность использования ЭВМ для решения задач такого типа, а также перспективность их использования для решения задач, существенно более сложных и трудоемких. Для характеристики производительности машины можно указать на то, что на проведение всей задачи при ее двукратном решении было затрачено около 12-14 часов машинного времени. Проведение всей задачи на «руках» потребовало бы около года работы двух квалифицированных вычислителей.

Расчеты проводились в два этапа. Первый этап был закончен в конце 1954 года, второй – в конце 1955 года. Расчет доведен до перепада давления на ударной волне, равного 1,031 на первом этапе, до 1,005 на втором этапе. В ходе численного расчета этой задачи были выявлены дефекты использованных методов. Выявление причин этих дефектов, нахождение способов их избежать вызвали многолетние исследования, которые привели к тому, что сейчас называют теорией численных методов (разностных схем).

РОБОТОТЕХНИКА ЛУННОЙ БАЗЫ**А.К.Платонов****(Институт прикладной математики им. М.В.Келдыша РАН)**platonov@keldysh.ru

Рассматриваются проблемы создания роботов для использования в составе средств лунной базы (ЛБ). Цель работы - оценить номенклатуру, суммарные весовые и энергетические характеристики лунной робототехники в рамках отечественного и достаточно подробного проекта ЛБ. О современных зарубежных проектах можно найти лишь скудные журналистские сообщения, из которых следует, что в них (и прежде всего - в США) главенствует концепция освоения Луны астронавтами. Ниже рассматривается альтернативная - традиционно отечественная концепция освоения Луны автоматами с минимальным использованием людей-космонавтов.

В связи с этим важно отметить, что во всех серьёзных и полуфантастических отечественных и зарубежных проектах ЛБ **явным и неявным образом предполагается использование роботов**. Необходимость в создании робототехники ЛБ для замены космонавтов роботами там, где это будет необходимо и возможно, достаточно очевидна. Но подробности такого использования, а именно: вопросы спецификации состава и характеристик операций, выполняемых роботами в системе средств лунной базы, особенностей конструкции роботов и их систем управления в лунных условиях и др. практически отсутствуют.

У лунной робототехники есть важная особенность. Обычно под роботом понимается машина, способная функционировать в заранее «недоопределённой» среде *полностью автоматически*. Этому классу машин обычно противопоставляется класс *дистанционно управляемых* машин, не способных функционировать без сигналов оператора. По целому ряду причин (запаздывание сигналов управления, большая длительность ряда операций, априорная неясность обстоятельств функционирования) лунные роботы, скорее всего, будут принадлежать к рассматриваемому в докладе промежуточному классу - *дистанционно управляемых машин с супервизорным управлением*, т.е. машин, способных автоматически выполнять достаточно сложную программу операций, дистанционно задаваемых командами оператора.

Для определения задач и особенностей конструкции роботов ЛБ был использован наиболее подробный в оценках параметров, способов и сроков создания проект крупной промышленной ЛБ [1] (2005 г.). Ана-

лиз его содержания показал, что в состав лунной робототехники помимо обычно упоминаемых видов роботов ЛБ. а именно:

- транспортных и грузоподъемных роботов ЛБ и её космодрома – 7 типов,
- строительных и горнодобывающих роботов-бульдозеров – 7 типов,
- роботов в составе производственных циклов металлургического, топливного и детали-изготовительного заводов – не менее 8 типов,
- роботов научно-исследовательского комплекса – не менее 2 типов,
- роботов энергосистемы – не менее 3 типов
- роботов радиокomплекса – 1 тип

должны входить, также, два совершенно новых вида лунных роботов:

- **ремонтные роботы** – 4 типа (для дистанционного ремонта техники),
- **подвижные зрительные роботы** – 2 типа (для зрительного контроля).

Оценки на ранней стадии проектирования габаритно-массовых свойств лунных машин определены из соображений конструктивного и геометрического подобия луноходов и земных машин по их характерному размеру, в качестве которого принят размер полезной нагрузки. Полученные максимальные оценки характеристик лунной робототехники при обеспечении грузопотока 150 т каждые 4 земных дня (7000 т за 5 лет) и строительства ЛБ с энергосистемой в 400 МВт таковы:

- максимальное число роботов всех типов и их операторов – 75;
- максимальная суммарная масса – 180 т;
- максимальная суммарная установочная мощность – 1000 кВт;
- 8-часовое потребление одного большого робота – 500кВт-ч
- требуемый ресурс (с дистанционным ремонтом) – 50 лет.

Приведенные оценки весовых затрат на создание лунной робототехники и её энергопотребления показывают, что они составляют около 2,5% требуемого весового грузопотока и 2% проектных энергоресурсов ЛБ. Следует отметить, что лунная робототехника с супервизорным управлением требует существенного развития наземного центра управления ЛБ и расширения полосы радиолиний для передачи операторам на Земле текущего цифрового и зрительного состояния каждого из роботов.

Литература

1. Еськов Ю.М. Экологически чистая мировая электроэнергетика и космонавтика в XXI веке. М. (издание автора), отпечатано в ИСЭМ СО РАН, 2005, 144с.

**ОЦЕНКА ВЕРОЯТНОСТИ СБЛИЖЕНИЯ (СТОЛКНОВЕНИЯ)
КОНТРОЛИРУЕМОГО КА С НАБЛЮДАЕМЫМИ
КОСМИЧЕСКИМИ ОБЪЕКТАМИ**

А. И. Козориз (a.i.kozoriz@gmail.com)

В. П. Павлов (bno@mcc.zsa.ru)

(ЦНИИ машиностроения)

В настоящее время в околоземном космическом пространстве скопилось свыше 19 тысяч объектов, наблюдаемых системой контроля космического пространства и по разным оценкам - 70-150 тысяч ненаблюдаемых фрагментов размерами от 1 до 10 см. Несмотря на малую вероятность столкновения таких объектов с управляемым КА, его последствия могут быть катастрофическими из-за больших относительных скоростей сближения. Поэтому прогноз и оценка риска опасных сближений контролируемых КА с космическими объектами (КО) «риска» являются задачами обеспечения безопасности космических полетов и, в частности, долговременного функционирования Международной космической станции (МКС).

Представленная статья описывает созданный на основе разработанных методов и алгоритмов программно-технический комплекс расчета ошибок взаимного сближения и вероятности столкновения КО «риска» с КА по информации, поступающей от Центра контроля космического пространства РФ и зарубежных партнеров.

Сравнение результатов расчета вероятности столкновения КО «риска» с МКС.

Дата Объект	Время (ДМВ) Расстояние в км	Интервал в ч	Вероятность столкновения	
			ЦУП-Х, США	ЦУП ЦНИИ- маш
16.05.2002 23279	21:42:29.154 -0.040	24	$3.90 \cdot 10^{-3}$	$2.50 \cdot 10^{-3}$
30.05.2003 25722	23:54:55.281 -0.013	7	$1.10 \cdot 10^{-4}$	$2.28 \cdot 10^{-3}$
27.08.2008 33246	21:12:48.324 0.063	10	$1.39 \cdot 10^{-2}$	$1.01 \cdot 10^{-2}$

Для оценки надежности результатов расчет вероятности столкновения осуществляется в картинной плоскости и в трехмерном пространстве. В каждом случае интеграл вероятности столкновения вычисляется

в двух вариантах: аппроксимацией области вокруг контролируемого КА (круга или сферы заданного радиуса) элементарными примитивами (квадратами или кубами со стороной 1 м) и аналитически – разложением в ряд функциями $\exp x$. При вычислении ковариационной матрицы ошибок сближения КО «риска» с контролируемым КА применяется метод Монте-Карло.

Получены хорошие совпадения с американскими данными, которые рассчитывались исходя из недоступных российской стороне реальных оценок точности измерений параметров траектории КО «риска».

ПРОБЛЕМА КОРРЕКЦИИ ОРБИТЫ АСТЕРОИДА АРОPHIS

В.В. Ивашкин

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

Ivashkin@Keldysh.ru

К.А. Стихно

(НПО им. С.А. Лавочкина, ФКА, Химки)

stikhno@laspacespace.ru

В соответствии с выполненными наблюдениями астероида Ароphis и определенной на их основе его орбитой [1] этот астероид в 2029 г. пролетит на расстоянии ~ 40 тыс. км от центра Земли. Однако в «трубке» траекторий, определяемой ошибками наблюдений и определения орбиты, существуют его орбиты, которые близки к номинальной орбите и приводят к соударению астероида с Землей при следующем сближении в 2036 г. [2-4]. В работе исследуется задача коррекции орбиты астероида для предотвращения этого столкновения.

Выполнен анализ задачи коррекции опасной орбиты астероида. При этом исследованы разные стратегии коррекции - для случаев импульсных кратковременных или слабых длительных воздействий. Показано, что коррекцию орбиты астероида желательно провести до его сближения с Землей в 2029 г. В этом случае расходы на коррекцию будут существенно меньше, чем при коррекции после этого сближения. Оценены параметры ударно-кинетического, термоядерного и слабого гравитационного воздействий для реализации коррекции орбиты астероида.

Основное внимание в докладе уделено анализу влияния гравитационного воздействия с помощью специального КА малой массы около 1 тонны. Показано, что с помощью такого малого КА, в принципе, мож-

но за приемлемые времена воздействия отклонить астероид от Земли на ~ 1 млн. км.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант 09-01-00710) и Программы поддержки ведущих научных школ (грант НШ 1123.2008.1).

Литература

1. Э.И. Ягудина, В.А. Шор. Орбита АС3 (99942) Apophis = 2004 MN4 из анализа оптических и радарных наблюдений. // Всероссийская конференция «Астероидно-кометная опасность-2005» (АКО-2005), Санкт-Петербург, 3-7 октября 2005 г. Материалы конференции. СПб: ИПА РАН, 2005. С. 355-358.
2. В.В. Ивашкин, К.А. Стихно. О проблеме коррекции орбиты сближающегося с Землей астероида (99942) Apophis. // Доклады Академии Наук, 2008, т. 419, N 5.
3. В.В. Ивашкин, К.А. Стихно. О применении гравитационного воздействия на астероид Apophis для коррекции его орбиты. // Доклады Академии Наук, 2009, т. 424, N 5. С. 621-626.
4. В.В. Ивашкин, К.А. Стихно. О предотвращении возможного столкновения астероида Apophis с Землей // Астрономический Вестник, 2009, т. 43, № 6, с. 502-516.

ВОЗМОЖНЫЕ РЕЗОНАНСНЫЕ ВОЗВРАТЫ АСТЕРОИДА АПОФИС

Л.Л. Соколов

(Санкт-Петербургский госуниверситет)

lsok@astro.spbu.ru

Рассеяние возможных траекторий Апофиса после сближения с Землей в 2029 году ведет к потере точности, а после возможного тесного сближения в апреле 2036 года его траектория может стать недетерминированной. Условия наблюдения Апофиса с Земли неблагоприятны до 2012 года. В результате рассеяния возникает много опасных орбит, включая траектории с соударениями после 2036 года. Эти траектории строятся с помощью интегратора Эверхарта и моделей Солнечной системы DE403, DE405, а также аналитических аппроксимаций. Область допустимых начальных данных транспортируется вдоль траекторий в 2035 год, при этом размеры множества опасных начальных данных увеличиваются на несколько порядков. Получены области, соответствующие

щие возможным соударениям в 2040, 2041, 2042, 2044, 2047, 2051 годах, обсуждается их эволюция со временем. Получено также множество тесных сближений в 2037-2052 годах.

Работа выполнена при финансовой поддержке Программы поддержки ведущих научных школ (грант НШ-1323.2008.2) и Аналитической ведомственной целевой Программы Минобрнауки "Развитие научного потенциала высшей школы" (проект 2.1.1/504).

**О ЗАДАЧЕ ГЛОБАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ИНСПЕКТИРОВАНИЯ
АСТЕРОИДОВ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ
В ОКРЕСТНОСТИ ОРБИТЫ ЗЕМЛИ**

И.С. Григорьев(iliagri@mail.ru),
М.П.Заплетин (zapletin_m@mail.ru).

Механико-математический факультет МГУ им. М.В. Ломоносова

Рассматривается задача оптимизации траекторий инспектирования КА астероидов, выбранных из заданного эфемеридами множества (1436). Движение планет, астероидов и КА происходит в центральном ньютоновском гравитационном поле Солнца. Планеты и астероиды считаются точечными объектами, движущимися по заданным орбитам. Под инспекцией понимается совпадение координат астероида и КА в некоторый момент времени. Управление КА осуществляется вектором тяги реактивного двигателя малой тяги. В задаче присутствуют ограничения на времена старта, продолжительность полета и расход топлива, необходимого для перелета. Старт происходит в некоторый нефиксированный заранее момент времени с орбиты Земли при избытке скорости, не превосходящем заданную величину. После инспектирования КА должен совершить посадку на астероид (совпадение координат и скорости).

В задаче рассматривается два критерия: первый - количество проинспектированных астероидов, второй – расход топлива.

Решение задачи можно разделить на две части:

1. выбор набора астероидов и времени их посещения;
2. решение задачи оптимального управления для построения траектории.

Выбор астероидов осуществлялся на основе разработанной схемы с помощью решения серии задач Ламберта, задач оптимизации характеристической скорости при учете заданных критериев (ограничение на перелет между астероидами по времени и величине импульса).

Затем рассматриваемые задачи представляются как задачи оптимального управления с промежуточными условиями и параметрами. В качестве критерия оптимизации рассматривался интеграл от квадрата вектора ускорения. На основе соответствующего принципа максимума их решение сводится к решению многоточечных краевых задач. Краевые задачи принципа максимума решаются численно методом стрельбы. К основным предпосылкам эффективного численного решения методом стрельбы краевых задач следует отнести, во-первых, выбор эффективной вычислительной схемы метода стрельбы и, во-вторых, выбор согласованного с вычислительной схемой метода стрельбы хорошего начального приближения. Выбор хорошего начального приближения осуществляется с использованием серии вспомогательных оптимизационных задач. При переходе к решению более сложных задач от более простых использовался метод продолжения решения по параметру. Кроме того, использовался метод композиции - решение вспомогательных задач на участках с последующим объединением участков траектории в единую экстремаль.

Удалось построить траекторию посещения 44 промежуточных астероидов.

Данная задача была поставлена на соревнованиях по глобальной оптимизации траекторий (4th Global Trajectory Optimisation Competition) проводимых CNES Франция под эгидой ESA. В соревнованиях участвовало 47 команд из 17 стран, 23-м командам удалось построить траектории, удовлетворяющие ограничениям поставленной задачи. Глобальная оптимизация заключается в выборе наилучшего решения из решений, предложенных командами. Победить в данном соревновании удалось команде МГУ им. М.В. Ломоносова.

Более подробно о соревновании можно узнать на сайтах:

<http://cct.cnes.fr/cct02/gtoc4/index.htm>

<http://www.esa.int/gsp/ACT/mad/op/GTOC/index.htm> .

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ НЕОРИЕНТИРОВАННОГО ДВИЖЕНИЯ
ОРБИТАЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ ПУТЕМ ИХ ДИСТАНЦИОННОГО
ЗОНДИРОВАНИЯ НА ПРОЛЕТНЫХ ТРАЕКТОРИЯХ
КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ-ИНСПЕКТОРАМИ**

Е.П. Минаков

(ЦНИИ РТК, г Санкт-Петербург)

minakov@rtc.ru

Одной из задач инспекции орбитальных объектов (астероидов, метеоров и т.п.) является оценивание их параметров движения. Ее решение в части определения параметров движения центра масс достигается проведением измерений текущих навигационных параметров с использованием наземных средств, их обработкой и уточнением (определением) начальных условий движения.

Решение задачи оценивания параметров движения орбитальных объектов относительно центра масс основано на определении ориентации оси и параметров ее прецессионного вращения, ориентации оси нутационных колебаний и соответствующих параметров путем их видеонаблюдения в течение времени не меньше требуемого с последующей обработкой полученных данных дистанционного зондирования. Значительная удаленность орбитальных объектов от поверхности Земли требует использования для этого космических аппаратов-инспекторов (КАИ), движущихся в период видеонаблюдения на таком расстоянии относительно орбитального объекта в течение указанного времени, при котором обеспечивается идентификация относительного движения на его видеоизображении.

Принципами решения задачи являются сведение определяемых параметров относительного движения и движения центра масс орбитального объекта и КАИ к одному моменту времени и определение параметров относительного движения орбитального объекта по его отображению в картинной плоскости КАИ на этот момент времени. К основным ее этапам можно отнести:

- 1) получение видеоизображения орбитального объекта с борта КАИ за время не меньше требуемого;
- 2) выбор идентификационной точки орбитального объекта;
- 3) определение периодов прецессионных и нутационных вращений;
- 4) определение положения центра масс орбитального объекта;

5) моделирование видеоизображения прецессионного и нутационного вращений орбитального объекта на момент времени в картинной плоскости КАИ;

6) определение параметров прецессионных и нутационных вращений орбитального объекта.

**АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ УВЕЛИЧЕНИЯ ЧИСЛЕННОСТИ ОКОЛОЗЕМНЫХ
КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ ИСКУССТВЕННОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ НА
БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

А.В. Голубек

(Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»)

info@yuzhnoye.com

Вопросы насыщенности околоземного пространства космическими объектами (КО) искусственного происхождения в последние десятилетия приобретают все большую актуальность. Постоянное увеличение численности КО за счёт новых запусков ракет космического назначения (РКН), разрушений КА и верхних степеней РКН, столкновения КО между собой уже приводит к необходимости учёта их воздействия на полёт КА, начиная с участка выведения.

Рассмотрим движение РКН, начиная с момента её выхода из плотных слоёв атмосферы до момента отделения КА. За столь короткий промежуток времени, длительностью не более нескольких часов, РКН движется сквозь область низких высот (до 2000 км), на которой сосредоточено более двух третей зарегистрированных космических объектов техногенного происхождения, столкновение с которыми может иметь критические последствия для выполняемой миссии. Причиной этому являются высокие относительные скорости субъектов возможного столкновения. Но еще большей проблемой техногенного мусора является его свойство «размножаться» за счёт взаимных столкновений между собой, которое может в долгосрочной перспективе привести к невозможности космических полётов.

Доклад посвящен анализу безопасности полёта РКН на околоземную орбиту с точки зрения появления механических конфликтов с орбитальными объектами.

Задача рассмотрена на примере десяти гипотетических окон запуска РКН на солнечно-синхронную орбиту и двух сценариев развития событий:

1. космическая обстановка определяется каталогами NORAD с 08.12.2008 по 13.12.2008;

2. космическая обстановка сценария №1, увеличенная в десять раз.

Получены гистограммы распределения вероятности безопасного выведения по каждому из окон запуска и проведен выбор безопасных окон запуска с точки зрения появления механических конфликтов.

Показано, что увеличение численности каталогизированных КО в десять раз уже приводит к ограничениям, накладываемым на пуск РКН, которые могут привести к его возможному переносу или отмене.

ОБ ЭВОЛЮЦИИ ОРБИТЫ СОЛНЕЧНО-СИНХРОННОГО СПУТНИКА В ХОДЕ НАСТУПАЮЩЕГО 24-ГО ЦИКЛА СОЛНЕЧНОЙ АКТИВНОСТИ

А.Р. Голиков

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

Рассматривается проблема анализа эволюции, задача поддержания устойчивой орбиты солнечно-синхронного спутника (ССО) в верхней атмосфере Земли при различных вариантах прогнозов для 24-го цикла солнечной активности. Используются методики полуаналитической теории THEONA, разработанной автором и эффективно используемой в баллистико-навигационном обеспечении многочисленных проектов и приложений. В докладе приведены аналитические формулы из THEONA для прогнозирования движения спутников в верхней атмосфере Земли, их «специализированные» отличия для ССО.

Кроме оценки эволюции пассивного ИСЗ важное значение имеет работа с поддержанием заданных параметров ССО с помощью двигателей малой тяги, что является одним из популярных ныне направлений космического развития. Такая постановка задачи может быть представлена и для проектов с группами малых спутников (Formation Flying).

Существенное влияние на прогнозирование орбиты оказывают выбор модели атмосферы и предсказания многочисленных центров по прогнозу солнечной активности на будущие 10 лет. В докладе для выражения плотности атмосферы рассмотрены различные модели России (ГОСТы), США, Франции и т.д. Прогнозируемые значения индексов солнечной активности F10.7 и геомагнитной возмущённости Ap (Kp) имеют существенные отличия в различных центрах мира. Наступающий 24-й

солнечный цикл с его возможными разбросами также влияет на выбор схемы поддержания орбиты.

Анализ эволюции ССО осуществляется для различных классов орбит с различными «номинальными» высотами и «поддерживаемыми» значениями местного времени. Приведены примеры сравнения полуаналитических и численных прогнозов. Сделаны выводы по эффективности использования в рассмотренных задачах методов полуаналитической теории THEONA, их точности и быстродействия.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант 09-01-00431) и Программы поддержки ведущих научных школ (грант НШ-1123.2008.1).

**МАНЕВРИРОВАНИЕ С ПОМОЩЬЮ ДУ, ИМЕЮЩЕЙ ПОСТОЯННУЮ
ОГРАНИЧЕННУЮ ТЯГУ**

А.А. Баранов

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

baranov@kiam1.rssi.ru

А.А. Баранов

(МГТУ им. Н.Е. Баумана)

Рассматривается задача перелёта между близкими околокруговыми орбитами с помощью двигателей, тягу которых можно считать постоянной. Протяженность маневров может быть близка к периоду орбиты.

Для переходов (время перелёта не задано) между компланарными орбитами в пространстве a, e (большая полуось, эксцентриситет) определена область существования оптимальных решений с фиксированной ориентацией вектора тяги в орбитальной системе координат. Определена также область существования решений оптимальных в случае, когда ΔV , требуемая для коррекции эксцентриситета, превышает ΔV , необходимую для коррекции большой полуоси. Показано, что решения с фиксированной ориентацией вектора тяги в инерциальной системе координат очень близки оптимальным решениям этого типа. В оставшейся области можно использовать решения, у которых один из маневров на витке выполняется с фиксированной ориентацией вектора тяги в орбитальной, а другой - в инерциальной системах координат. Во всех случаях для определения параметров маневров (их начала и конца) достаточно решить систему из двух уравнений с двумя неизвестными.

Разработан алгоритм определения параметров маневров переходов между некомпланарными орбитами. В этой задаче также предполагается, что в процессе исполнения маневра ориентация вектора тяги фиксирована в орбитальной или инерциальной системе координат. За основу берётся оптимальное импульсное решение, для нахождения параметров которого используется минимизация по одной переменной. Чтобы учесть реальную продолжительность маневров, их параметры уточняются с помощью итерационной процедуры. Рассматриваются особенности решения задач, возникающие в случае многовиткового перелёта.

Обычно для решения задач оптимального продолжительного маневрирования с помощью двигателей постоянной ограниченной тяги использовались достаточно громоздкие численные методы, в которых проводилась минимизация в пространстве многих параметров. Чтобы уйти от таких сложных решений, в практической работе часто используется довольно простая, но не оптимальная схема маневрирования, когда отдельно проводятся маневры в плоскости орбиты и маневры, поворачивающие плоскость орбиты. В настоящей работе рассматриваются компромиссные алгоритмы, которые позволяют находить комбинированные решения, ΔV которых близка к оптимальной, и в тоже время для реализации таких решений требуется довольно простая система управления.

Данные алгоритмы могут быть использованы для расчёта параметров маневров выполняемых с помощью двигателей причаливания и ориентации орбитальными модулями и КА типа «Союз», «Прогресс», а также для расчёта параметров маневров малых КА, выполняющих функцию ДЗЗ, и КА, работающих на ГСО.

ДИСКРЕТНЫЕ МНОЖЕСТВА ПСЕВДОУПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ЗАДАЧ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Ю.П. Улыбышев

(Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева)

Yuri.Ulybyshev@rsce.ru

Для оптимизации траекторий космических аппаратов разработаны методы на основе множеств псевдоимпульсов [1-4]. В их основе лежит дискретизация траекторий на малые сегменты и введение для каждого сегмента дискретного множеств псевдоимпульсов, представляющих пространство возможных направлений вектора тяги. Это позволяет

сформулировать проблему оптимизации в форме задачи линейного программирования высокой размерности. В докладе представлены методы решения более общих задач оптимального управления на основе новой концепции множеств псевдоуправления, которые являются дальнейшим развитием упомянутых методов с использованием псевдоимпульсов. Этот подход также комбинирует алгоритмы линейного программирования высокой размерности с хорошо известной дискретизацией динамики непрерывных систем на малые сегменты и использует дискретные множества псевдоуправления, которые рассматриваются независимо для каждого сегмента. Каждое множество представляет сеточную аппроксимацию допустимого пространства управления. Эти методы связаны со значительным увеличением числа независимых переменных за счет введения искусственных или псевдопеременных. Конечные условия представляются в виде линейного матричного уравнения. Расширение этого матричного уравнения для сумм всех значений псевдоуправлений на каждом сегменте используется для преобразования задачи в форму линейного программирования. Ограничения неравенства во внутренних точках траектории представляются в виде линейного матричного неравенства. Результирующая форма линейного программирования характеризуется матрицами, которые имеют очень высокую размерность, но являются разреженными. Число независимых переменных имеет порядок десятков тысяч. В современном линейном программировании имеются алгоритмы внутренней точки для решения таких проблем. С одной стороны это значительно увеличивает число неизвестных переменных, с другой – позволяет привести задачу оптимального управления непрерывной динамической системой к форме линейного программирования высокой размерности. Предлагаемые методы обеспечивают возможность оптимизации с ограничениями во внутренних точках траектории. В качестве примеров использования предложенных методов рассматривается минимизация пути в линейной системе при нелинейных ограничениях и оптимизация максимальной боковой дальности для траектории спуска. Последний пример является нелинейной задачей оптимального управления и для решения используется итерационный алгоритм, построенный на последовательности задач линейного программирования с уточнением функций влияния вдоль траектории спуска.

Литература

1. Y. Ulybyshev, Continuous thrust orbit transfer optimization using large-scale linear programming // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2007. V.30. №2. , P. 427-436.
2. Ю.П. Улыбышев. Оптимизация многорежимных траекторий сближения с ограничениями // Космические исследования. 2008. Т.46, №2. С. 133-147.
3. Ю.П. Улыбышев. Концепция множеств псевдоимпульсов для оптимизации траекторий космических аппаратов // Полет. 2008. №2. С. 52-60.
4. Y. Ulybyshev, Spacecraft Trajectory Optimization Based on Discrete Sets of Pseudimpulses // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2009. V.32. №4. , P. 1209-1217.

ПОСТРОЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОЙ ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЁТА МЕЖДУ КОАКСИАЛЬНЫМИ ОРБИТАМИ

П. В. Фадеенков

*(Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П.Королева)*

Pavelf74@mail.ru

Рассматривается многоимпульсный перелёт КА между некопланарными коаксиальными орбитами с приложением группы импульсов скорости в апсидальных точках и вектором тяги, перпендикулярным радиус-вектору.

Исходная система уравнений движения в оскулирующих элементах преобразуется к эквивалентной системе, описывающей изменение элементов орбиты на участках траектории, где двигатель включен. Время перелёта не фиксировано, пассивное движение не учитывается. Получено выражение, описывающее постоянство радиуса апоцентра, в котором происходит приложение импульсов скорости. При помощи принципа максимума Понтрягина получен оптимальный закон управления отклонением вектора тяги от плоскости орбиты. Показано, что в геоцентрической инерциальной системе координат все импульсы должны располагаться на одной прямой. Из условия обеспечения монотонного изменения параметров переходных орбит получено выражение для определения величины радиуса апогея переходных орбиты.

Определены аналитические зависимости наклона и затрат характеристической скорости от эксцентриситета. Показано, что выражения для определения затрат характеристической скорости для мно-

гоимпульсного и одноимпульсного манёвров совпадают. Величина отдельных импульсов скорости не влияет на суммарные затраты характеристической скорости.

Полученные результаты могут быть использованы для описания движения космического аппарата с солнечной энергодвигательной установкой. Новизна подхода, используемого при построении траекторий, заключается в применении непрерывных уравнений движения для описания импульсных перелётов.

**МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИИ ВЫВЕДЕНИЯ КА НА ГСО ПРИ
ИСПОЛЬЗОВАНИИ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ**

М.С Константинов

mkonst@bk.ru

Мин Тхейн

minntheino@mail.ru

(Московский авиационный институт)

В настоящее время, выведение КА на геостационарную орбиту - одна из важных проблем современной космонавтики. В настоящей работе анализируется метод оптимизации траектории выведения КА с электроракетной двигательной установкой на геостационарную орбиту. Основные усилия при этом направлены на регуляризацию процесса решения краевой задачи оптимального управления. Применение принципа максимума Понтрягина позволяет свести оптимизационную задачу к краевой задаче для системы обыкновенных дифференциальных уравнений. Решение краевой задачи и составляет основную трудность при использовании подхода принципа максимума (как и многих других не-прямых методов).

Трудности решения таких краевых задач носят принципиальный характер и связаны, в частности, с вопросами существования и неединственности решения систем нелинейных уравнений. Методические сложности связаны с вычислительной неустойчивостью и с ограниченностью области сходимости численных методов решения таких систем. Традиционно для решения задач оптимизации траекторий КА с двигательными установками малой тяги используются различные модификации метода Ньютона. Основной проблемой при использовании этого класса методов (впрочем, и других итерационных методов) является

определение начального приближения, достаточно близкого к оптимальному решению. Практически не разработано универсальных алгоритмов определения начальных значений этих параметров для обеспечения сходимости методов типа Ньютона. Усилия многих исследователей направлены на совершенствование методов в двух направлениях: - в расширении области сходимости итерационных процедур к оптимальному решению; в увеличении скорости сходимости этих процедур. В ряде работ В.Г. Петухова предлагается использовать метод продолжения по параметру. Этот метод позволил автору для многих рассмотренных им задач увеличить и область сходимости (например, в задачах с идеально-регулируемым двигателем оказалось возможным использовать нулевое начальное приближение для неизвестного вектора сопряженных переменных) и добиться высокой скорости сходимости.

Считая методические разработки В.Г. Петухова весьма эффективными, мы полагаем, что целесообразно развивать и другие методические направления. В данной работе анализируется возможность использования гибридного метода, объединяющего метод Левенберга-Марквардта с модифицированным методом Ньютона, для решения нелинейных систем в задачах оптимального управления. Сравняется эффективность этого метода с упомянутым выше методом продолжения по параметру. Приводятся результаты численного анализа траектории выведения КА на ГСО и эффективности использования ЭРДУ для такого космического маневра. Как критерий оптимизации рассматривается или время выполнения космического маневра (оно минимизируется, задача быстродействия), или время работы двигателя (моторное время, оно минимизируется при фиксированном времени выведения).

ОДНОИМПУЛЬСНЫЕ ПЕРЕЛЕТЫ С ОРБИТ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ НА ОРБИТЫ ВОКРУГ ТОЧЕК ЛИБРАЦИИ L_1 ИЛИ L_2

Б.Б. Крейсман

(Астрокосмический Центр Физического института РАН)

kreisman@asc.rssi.ru

Орбиты в окрестности точек либрации L_2 и L_1 привлекательны для многих космических проектов. С точки зрения энергетики наиболее выгодными являются одноимпульсные перелеты с орбит ИСЗ на такие орбиты [1]. Конструирование нужных орбит с помощью периодических

решений круговой ограниченной задачи трех тел позволяет просто и наглядно решить эту задачу.

Простейшими семействами плоских прямых облетающих Землю против часовой стрелки периодических орбит в системе Солнце - Земля являются аналоги семейства прямых круговых орбит невозмущенной задачи. Таких семейств два - **szz1** и **szz2** и они почти взаимно симметричны относительно некоторой оси.

При увеличении апогея орбиты семейств **szz2** и **szz1** теряют сходство с окружностью. Орбиты семейства **szz2** удаляются от Солнца, находящегося справа на расстоянии одной астрономической единицы от начала координат, а орбиты семейства **szz1** наоборот, смещаются в сторону Солнца. Орбиты семейства **szz1** перспективны для перехода с орбиты ИСЗ на орбиту вокруг точки L_1 , а орбиты семейства **szz2** – для перехода на орбиту вокруг точки L_2 .

Пусть высота орбиты ИСЗ в момент пересечения линии Земля - Солнце равна 200 км. Построим орбиту семейства **szz2** со значением радиуса перицентра 6581.34 км. Согласно разработанному нами методу [2] определим что у новой орбиты кроме двух вертикальных пересечений оси X (в точках a_1 и a_2) есть два наклонных (в точке a_3) и малой вариацией скорости в перигее добьемся выполнения условий периодичности. Построенная орбита содержит облет точки L_2 .

Добавляя еще два наклонных пересечения оси X в точке a_4 из этой орбиты получаем орбиту с двумя облетами точки L_2 . Затем строим однопараметрическое семейство таких орбит, лежащих в плоскости эклиптики, и вычисляем для них параметр, определяющий “вертикальную” устойчивость. Оказывается, на трех решениях он равен 1, то есть порождаются семейства пространственных решений с тем же периодом. Одно из этих семейств содержит орбиты, подходящие для космического радиотелескопа проекта “Миллиметрон”. Они симметричны вокруг гиперплоскостей Y и V_z . [3]. Также рассматривается случай точки L_1 и системы Земля - Луна. Предложенные орбиты могут использоваться как начальное приближение при построении реальных орбит.

1. М.Л. Лидов, В.А. Ляхова, Н.М. Тесленко. Одноимпульсный перелет на условно-периодическую орбиту в окрестности точки L_2 системы Земля – Солнце и смежные задачи. Космич. исслед., 1987, том 25, №2. С.163-185.

2. Б.Б. Крейсман. О симметричных периодических решениях плоской ограниченной задачи трех тел. Препринт ФИАН им.П.Н.Лебедева, 1997, №66, 131с.
3. Б.Б. Крейсман. Одноимпульсные перелеты с орбит искусственных спутников на орбиты вокруг точек либрации L_1 или L_2 . Препринт ФИАН им.П.Н.Лебедева, 2009, №15, 32с.

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПОРОЖДАЮЩИХ РЕШЕНИЙ ДЛЯ
КОНСТРУИРОВАНИЯ ПЕРЕЛЕТОВ В ОКРЕСТНОСТЬ КОЛЛИНЕАРНОЙ
ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ**

Батхин А.Б.

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

batkhin@vqi.volsu.ru

Многие космические проекты предполагают выведение аппаратов в окрестность точек либрации. Ближайшими такими точками к Земле являются коллинеарные точки L_1 и L_2 . Рассматривается метод конструирования периодических орбит, соединяющих Землю и одну из точек $L_{1,2}$, которые совершают несколько оборотов вокруг этой точки. В основе метода лежит теория порождающих семейств периодических решений, состоящая в том, что периодическое решение может быть «собрано» из определенной последовательности таких решений, каждое из которых представляет дугу-решение некоторой интегрируемой промежуточной задачи. В работе [1] Hénon'a описал семейства периодических орбит плоской задачи Хилла, которые представляли собой композицию простых орбит: однооборотной спутниковой и либрационной. Семейства таких орбит продолжают до предельных порождающих дуг-решений так называемой промежуточной задачи Энона [2] и обозначаются, соответственно, символами $\{\pm 2\}$ и $\{\pm 1\}$. Найденные Hénon'ом семейства в пределе давали порождающие решения вида $\{+2,+1\}$ (семейство Nb) и $\{+2,+1,+1\}$ (семейство Nf). Была высказана гипотеза о существовании и других семейств периодических орбит задачи Хилла, которые могут быть получены из порождающих решений вида $\{+2,(+1)^n\}$, где показатель n означает повторение дуги n раз. Такие семейства были найдены для $n=3,4$. Общими свойствами обнаруженных семейств и ранее найденных оказались следующие:

- семейства продолжают до орбит, совершающих один оборот вокруг Земли и n оборотов вокруг точки либрации;
- каждое из семейств содержит устойчивые в линейном приближении орбиты;
- орбиты каждого из семейств продолжают в периодические

решения ограниченной задачи трех тел для значения μ , соответствующего случаю Солнце-Земля;

- плоские семейства периодических решений задачи Хилла будут порождающими для пространственных решений.

Следует отметить, что аналогичные орбиты с одно- и двукратным облетом коллинеарной точки либрации были найдены Б.Б. Крейсманом [3] с использованием другой техники.

Литература

1. *M. Hénon*, New families of periodic orbits in Hill's problem of three bodies // *Cel. Mech. Dyn. Astron.* - 2003 - № 85.
2. *А.Б. Батхин, Н.В. Батхина*. Задача Хилла. Волгоградское научное издательство, 2009.
3. *Б.Б. Крейсман*. Одноимпульсные перелеты с орбит искусственных спутников на орбиты вокруг точек либрации L_1 или L_2 , М.: Препринт ФИАН им. П.Н.Лебедева, 2009, №15

ОБ ОПТИМИЗАЦИИ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА СО СФЕРЫ ВЛИЯНИЯ ЛУНЫ НА ЕЁ ПОВЕРХНОСТЬ С УЧЕТОМ ФАЗОВЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ

Е.В. Заплетина (ezapletina@mail.ru),

О.М. Заплетина (omzapletina@gmail.com).

*(Механико-математический факультет МГУ
им. М.В. Ломоносова)*

Рассматривается задача оптимизации мягкой посадки КА со сферы гравитационного влияния Луны на её поверхность. Управление КА осуществляется посредством вектора тяги реактивного двигателя ограниченной тяги. Минимизируется расход топлива, необходимый для совершения маневра, при ограничении на время или угловую дальность перелета. Движение КА рассматривается в центральном ньютоновском гравитационном поле Луны. На исследуемые траектории накладывается ограничение: КА не должен пролетать под поверхностью Луны. Данное ограничение является фазовым. В соответствии с локальным принципом максимума для задач с фазовыми ограничениями, предложенным Дубовицким и Милютиным, необходимо учитывать множитель Лагранжа, соответствующий фазовому ограничению, представляющий

собой некоторую неотрицательную меру. Задача сводится к нескольким краевым задачам, которые решаются численно методом стрельбы.

Представлены точные численные решения поставленной задачи при различных значениях параметров.

**РАВНОВЕСНЫЕ ОРИЕНТАЦИИ И УСТОЙЧИВОСТЬ
ОСЕСИММЕТРИЧНОГО СПУТНИКА-ГИРОСТАТА НА КРУГОВОЙ ОРБИТЕ,
ПОДВЕРЖЕННОГО ДЕЙСТВИЮ ГРАВИТАЦИОННОГО МОМЕНТА**

В. А. Сарычев

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

vas31@rambler.ru

Исследована динамика осесимметричного спутника-гиростата, движущегося в центральном ньютоновом силовом поле на круговой орбите. Определены все положения равновесия спутника-гиростата в орбитальной системе координат, получены достаточные условия устойчивости положений равновесия.

**ОБ ОПТИМАЛЬНОМ ГАШЕНИИ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ СПУТНИКА И
СВОЙСТВЕ ТЕНЗОРА ИНЕРЦИИ ТВЕРДОГО ТЕЛА**

С.А. Мирер

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

mirer@keldysh.ru

Рассматривается задача оптимального гашения угловой скорости спутника - твердого тела. По трем произвольно ориентированным в теле осям установлены устройства, вырабатывающие управляющие моменты, пропорциональные проекциям угловой скорости спутника на эти оси. Подобная система исследовалась в [1], где такой тип демпфирования назван модельным. Для оценки эффективности демпфирования используется, как обычно, величина степени устойчивости линеаризованных уравнений движения. При этом задача сводится к поиску значений параметров системы, при которых действительная часть самого правого корня характеристического уравнения максимальна по модулю. В рамках гипотезы о равенстве корней в оптимальной точке получено аналитическое решение.

В работе доказано одно экстремальное соотношение между элементами тензора инерции произвольного твердого тела. А именно, произведение моментов инерции твердого тела относительно трех взаимно ортогональных осей больше (или равно) произведению главных центральных моментов инерции и максимально при таком выборе

осей, когда три момента становятся равными друг другу. При этом показано, что такой выбор осей всегда возможен. Полученный результат допускает и геометрическую интерпретацию. Пусть имеется трехосный эллипсоид. Тогда всегда можно ввести декартову систему координат с началом в центре эллипсоида таким образом, что точки пересечения координатных осей с эллипсоидом окажутся на одинаковом расстоянии от его центра.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (Гранты 07-01-00040 и 09-01-00431).

1. *К.В. Луканин., В.А. Сарычев.* Модельная задача о быстродействии и точности системы гравитационной стабилизации спутников. Препринт Института прикладной математики АН СССР, 1971, №47.

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ И ТОЧНОСТИ АСТРОИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НА ПОДВИЖНОМ ОСНОВАНИИ

*А.Б.Гавриленко, И.В. Меркурьев,
(Московский энергетический институт
(технический университет))*

MerkuryevIV@mpei.ru,

*А.Г. Гладыревский, Е.Е. Семенов
(ФГУП «Московское опытно-конструкторское бюро «Марс»)*

В докладе рассматриваются задачи разработки астроинерциальной навигационной системы авиационного и космического применения нового поколения, построенной на базе бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) [1], интегрированной с астровизирующим устройством и спутниковой навигационной системой. Основное внимание уделяется обработке первичной измерительной информации датчиков инерциальной и внешней информации, позволяющей повысить точность измерений системы путем аналитической компенсации систематических погрешностей датчиков и фильтрации случайных погрешностей измерений.

Исследована динамика чувствительных элементов БИНС в условиях медленного движения основания системы, реализуемого прецизионным испытательным стендом. Разработанные математические модели погрешностей гироскопов [2] на подвижном основании использованы для решения задачи калибровки параметров моделей, разработки

алгоритмов аналитической компенсации систематических погрешностей измерений.

В докладе приведены результаты стендовых калибровочных и точностных испытаний лазерных, волновых твердотельных и микромеханических гироскопов на подвижном основании. Дан сравнительный анализ систематических и случайных погрешностей гироскопов для различных условий функционирования.

Проведено тестирование многошаговых алгоритмов ориентации БИНС, основанных на кинематическом уравнении для вектора истинного поворота. Определена точность пространственной ориентации приборной системы координат БИНС в зависимости от погрешностей датчиков инерциальной информации. Разработаны алгоритмы коррекции приборного базиса по неподвижным ориентирам, наблюдаемым астросвизирующим устройством. Обсуждается облик испытательного стенда для комплексной отладки бортового программного обеспечения астроинерциальной навигационной системы.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант 09-08-01184-а).

Литература

1. *В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский.* Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. - М.: Наука, 1992. - 280 с.
2. *И.В. Меркурьев, В.В. Подалков.* Динамика волнового твердотельного и микромеханического гироскопов. - М.: Физматлит, 2009. – 218 с.

ВЫСОКОТОЧНАЯ СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ НА ОСНОВЕ ИДЕНТИФИКАЦИИ ЗВЕЗД ПО ИЗОБРАЖЕНИЯМ

Пивторацкая С.В.

(Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ»)

moeimechko@yandex.ru

Персев И.В

(ИТЦ «СканЭкс»)

ipersev@scanex.ru

Рассматривается задача идентификации звезд по входным данным, получаемым с цифровой видеокамеры, описываются этапы ее реализации. Приводятся результаты тестирования созданного модуля идентификации звезд на изображениях, полученных при наземной съемке.

В настоящее время количество запускаемых спутников навигационного, исследовательского, телекоммуникационного, метеорологического, военного назначения составляет около ста аппаратов ежегодно и эта цифра год от года растет [1, 2]. Неотъемлемой частью конструкции каждого из этих спутников является система определения ориентации в космическом пространстве. Она, как правило, включает в себя гироскопические датчики угловых скоростей и датчики углового положения. ИТЦ «СканЭкс» было заявлено о необходимости разработки датчика углового положения, при этом выдвигались следующие требования: высокая точность измерения углового положения спутника, автономность работы датчика и независимость от начальных условий. Предъявленным требованиям удовлетворяет оптический датчик, который определяет ориентацию спутника посредством распознавания участков звездного неба [3]. Его отличительная черта – возможность точного измерения углового положения спутника сразу после включения, причем дополнительных данных для этого не требуется, а начальная ориентация может быть произвольной.

Идентификация звезд по изображениям проходит в три этапа. На начальном этапе используется оригинальная методика выделения объектов [4]. В результате ее применения на изображении определяются области, являющиеся звездами. Среди них в дальнейшем выбирается опорная звезда, относительно которой вычисляются расстояния до соседних областей и их относительное угловое положение. Связка «опорная звезда – соседи» является базовым элементом для созданного метода идентификации звезд. На следующем этапе полученная связка «опорная звезда - соседи» последовательно сравнивается со связками из предварительно сконфигурированного на основе выбранной звездной базы набора. Чтобы обеспечить требуемое качество идентификации звезд, используемая звездная база должна содержать звезды до 7 звездной величины включительно. Результатом этого этапа является присвоение опорной звезде номера из базы, для которого зафиксировано наибольшее число совпадений по расстояниям и углам. Последний этап включает в себя определение ориентации спутника по известным сферическим координатам распознанных звезд.

При решении задачи идентификации звезд важное значение имеет выбор цифровой видеокамеры и оптической системы. Видеокамера должна иметь отличающийся высокой чувствительностью ПЗС-фотоприемник и АЦП с повышенной разрядностью. Она оснащается длиннофокусным светосильным объективом.

В результате проведенной работы создан программный модуль, обеспечивающий идентификацию звезд по изображениям небесного свода. Модуль протестирован на 940 изображениях, полученных при наземной съемке различных участков звездного неба. Тестирование показало, что обеспечивается вероятность идентификации звезд порядка 98%, точность определения текущих координат участка неба – до 10 угловых секунд. Максимально поддерживаемая расчетная скорость вращения спутника при сохранении точности ориентации составляет 0,06-0,07 град./сек.

Литература

1. И. Лисов. Сводная таблица космических запусков, осуществленных в 2008 году. //Новости космонавтики. 2009. №3. С. 30-33.
2. <http://www.ucsus.org/assets/documents/nwgs/>
3. A.R.Eisenman, C.C.Liebe, J.L. Jorgensen, The New Generation of Autonomous Star Trackers, 1997. <http://hdl.handle.net/2014/22609>.
4. Ю.П. Кулябичев, С.В. Пивторацкая. Использование антропометрических характеристик для распознавания лиц в видеопотоке. // Научная сессия МИФИ-2008. – М.: МИФИ. Т. 12. С. 12-13.

АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ И ОРИЕНТАЦИИ МАКЕТОВ НАНОСПУТНИКОВ НА ЛАБОРАТОРНОМ СТЕНДЕ В ZARM

С.П. Трофимов

(Московский физико-технический институт)

sertrofimov@yandex.ru

Д.С. Иванов

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

danielivanov@mail.ru,

Д. Биндель

*(Центр прикладных космических технологий и микрогравитации,
Бремен, Германия)*

bindel@zarm.uni-bremen.de

Для отработки алгоритмов управления движения группы наноспутников спутников в Центре прикладных космических технологий и микрогравитации при Университете города Бремена разработан стенд LuVeX [1]. На настоящий момент создано два макета, передвигающиеся по стеклянному столу благодаря воздушной подушке, приводимые в движение импульсными двигателями на сжатом воздухе. В докладе

представлено описание этого стенда, описана система определения относительного положения и ориентации аппаратов, основанная на математической модели движения макетов и измерениях бортовых датчиков: акселерометра, датчика угловой скорости и наблюдающей веб-камеры.

Основная идея реализованного алгоритма следующая: анализируя снимок главного в группе аппарата, размеры которого известны, по освещенной Солнцем части объекта вычислять расстояние до этого тела и угол между направлением на зависимый аппарат и направлением на источник света. Кроме того, с помощью снимков попутно можно вычислить угол отклонения камеры от центра снимаемого объекта, таким образом, определяя относительную ориентацию аппаратов. Получаемые таким образом параметры движения корректируются измерениями датчика угловой скорости и акселерометра. В работе исследованы границы применимости алгоритма и определены точности определения параметров движения.

1. *Д.С.Иванов, Т.Вальтер, Д.Биндель, М.Ю.Овчинников.* Стенд для отработки алгоритмов управления движением многоэлементных систем/ Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. – М., 2008. – № 56. – 32 с.
(http://www.keldysh.ru/papers/2008/prep56/prep2008_56.html)

**РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ МАЛОГО
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФИЛЬТРА КАЛМАНА**

Д.С. Иванов

(Московский физико-технический институт)

danilivanov@mail.ru,

С.О. Карпенко

(ИТЦ «СканЭкс»),

lemon@scanex.ru

М.Ю. Овчинников

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

ovchinni@keldysh.ru

Рассматривается малый КА, оснащенный следующими датчиками определения ориентации: магнитометр, солнечный датчик и датчик угловой скорости. Построен алгоритм, производящий оценку параметров ориентации в режиме реального времени на основе текущих изме-

рений бортовых датчиков с использованием фильтра Калмана [1]. В качестве параметров ориентации принят кватернион поворота орбитальной системы координат (СК) в связанную с аппаратом СК и вектор угловой скорости связанной СК относительно инерциальной СК. Уделяется особое внимание вопросу настройки, от которой зависят важные характеристики фильтра: время сходимости и точность после сходимости.

В предположении отсутствия корреляции ошибок в знании начальной оценки вектора состояния, число параметров настройки фильтра сводится к двум. Для значений узлов сетки параметров производится моделирование работы фильтра Калмана на борту аппарата с контролем сходимости и точности фильтра. На основании проведённых расчетов выбираются значения параметров настройки фильтра, исходя из оптимального значения соотношения «время сходимости» – «точность».

Рассматриваются также вопросы бортовой уточняющей калибровки датчиков угловой скорости и магнетометра, идентификации аномальных измерений датчиков, определения выхода из строя одного из датчиков.

1. *Д.С. Иванов, М.Ю. Овчинников.* Использование одноосного гироскопа для определения ориентации макета в лабораторных условиях/ Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. – М., 2008. – № 56.32 с. (http://www.keldysh.ru/papers/2008/prep11/prep2008_11.html).

КОСМИЧЕСКАЯ ЛАБОРАТОРИЯ С ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ ОРИЕНТАЦИИ

А.В. Седельников, А.А. Серпухова, С.С. Корунтяева
(Самарский государственный аэрокосмический университет им.
С.П.Королева)

axe_backdraft@inbox.ru

Одним из важнейших требований современной космической лаборатории является уровень микроускорений в зоне размещения технологического оборудования. Для ориентации лаборатории на данном этапе развития космической техники обычно используются жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРД МТ). Они работают в импульсном режиме и создают недопустимо высокий уровень микроускорений, а также возбуждают колебания больших упругих элементов. Оценка микроускорений для конструктивно-компоновочной схемы космической

лаборатории с ЖДР МТ показывает, что момент, создаваемый двигателями, является самым опасным возмущающим фактором [1-3].

Технический прогресс позволяет не только усовершенствовать классические схемы космической техники, но и применять новые конструктивные решения для достижения высоких результатов. Идея использования электроракетного двигателя в КА уже неоднократно высказывалась как российскими, так и зарубежными учеными.

В работе проводится оценка эффективности использования в качестве двигателей ориентации электроракетных двигателей вместо ЖРД МТ. Несомненным преимуществом такой замены является непрерывная ориентация аппарата без импульсных включений двигателей. Это благоприятным образом скажется на микрогравитационной обстановке внутри лаборатории.

Работа была поддержана областным конкурсом «Молодой ученый 2009», а также удостоена лауреатским дипломом первой степени на Всероссийском молодежном форуме с международным участием «Молодежь и научный потенциал XXI века: проблемы и перспективы».

Литература

1. *А.В. Седельников*. Фрактальная оценка микроускорений для слабого демпфирования собственных колебаний упругих элементов космического аппарата. I // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2006. – № 3. – с. 73-75.
2. *А.В. Седельников*. Фрактальная оценка микроускорений для слабого демпфирования собственных колебаний упругих элементов космического аппарата. II // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2007. – № 3. – с. 62-64.
3. *А.В. Седельников, А.А. Серпухова*. Фрактальная модель микроускорений: физический аспект // Изв. СЦ РАН. – 2009. - №5. – с. 54-56.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОТЫ МАГНИТНОЙ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ НАНОСПУТНИКА ТНС-0 №2

Н.В. Куприянова, Д.С. Ролдугин

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

В.И. Пеньков

(Московский авиационный институт)

ovchinni@keldysh.ru

В докладе представлены результаты разработки магнитной системы ориентации и системы определения ориентации наноспутника ТНС-0 №2. Наноспутник ТНС-0 №2 относится к серии наноспутников ТНС-0, разрабатываемой ФГУП "Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения".

На спутнике планируется установить постоянный магнит, гистерезисные стержни и, возможно, токовую катушку. Исследуется угловое движение спутника с описанной системой ориентации в модельном магнитном поле. В качестве датчиков ориентации будут использоваться солнечные датчики и трехосный магнитометр. Для использования в бортовом комплексе выбран локальный метод определения ориентации спутника. Реализованы алгоритмы определения положения центра масс аппарата на орбите и расчета геомагнитного поля и направления на Солнце в инерциальной системе координат. Рассмотрены проблемы взаимного влияния компонент системы ориентации и датчиков ориентации, предложена схема их размещения в теле спутника. Описана методика и результаты лабораторных испытаний гистерезисных стержней.

Работа поддержана ФГУП РНИИ КП и РФФИ (грант 07-01-92001).

**РАСЕИВАНИЕ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ ПО БОКОВОЙ ДАЛЬНОСТИ,
ВЫЗВАННОЕ ПЕРЕХОДНЫМИ РЕЖИМАМИ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ НА
ВЕРХНЕМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ СПУСКА**

Е.В. Баринаева, И.А. Тимбай

(Самарский государственный аэрокосмический университет)

timbai@ssau.ru

Рассматривается неуправляемое движение осесимметричного спускаемого аппарата (СА) относительно центра масс на верхнем участке траектории спуска в атмосферу, когда можно пренебречь изменением скорости центра масс, угла наклона траектории, гравитационным моментом и аэродинамическим демпфированием.

Исследуются переходные режимы углового движения СА под действием восстанавливающего аэродинамического момента, который имеет вид тригармонического ряда по углу атаки. В процессе спуска происходит изменение характера движения: вращательное движение переходит в колебательное, колебательное движение «скачкообразно» переходит в колебательное движение с другими амплитудными характеристиками, меняется тип прецессии. Показано, что в результате возникает рассеивание по боковой дальности спускаемых капсул – откло-

нение от номинальной траектории, обусловленное действием подъемной силы.

Для случая плоского движения проведено исследование с помощью метода фазовой плоскости. Показано, что в зависимости от соотношения коэффициентов аэродинамического момента имеют место несколько типов фазовых портретов системы, отличающиеся количеством колебательных областей от одной до четырех. Для всех возможных сочетаний коэффициентов определены моменты времени, соответствующие переходам между различными областями фазового портрета системы. Для случаев движения, когда при пересечении сепаратрисы фазовая точка может попадать в различные колебательные области, найдены формулы для определения вероятности захвата в ту или иную область. Формулы получены на основании аналитических выражений для интегралов действия, взятых вдоль сепаратрис, разделяющих вращательную и колебательные области фазового портрета системы, выраженные через элементарные функции и эллиптические интегралы первого и второго рода.

НЕКОТОРЫЕ ЗАДАЧИ МЕХАНИКИ РАВНОМЕРНО НАГРУЖЕННОГО КОСМИЧЕСКОГО ЛИФТА

Садов Ю.А., Нуралиева А.Б., Ставицкий А.

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

Рассматриваются некоторые задачи статики и динамики равномерно нагруженного космического лифта (КЛ). В отличие от широко сейчас обсуждаемого минимального варианта нагруженный КЛ, кроме основного несущего троса несет дополнительную нагрузку, повышающую его функциональные и эксплуатационные характеристики. В данном случае предполагается, что эта нагрузка распределена вдоль троса более или менее равномерно. Такая концепция, не претендуя на возможность относительно быстрой и экономичной реализации, позволяет включить в модель системы важные дополнительные элементы и сделать ее более реалистичной.

Дополнительная нагрузка позволяет освободить несущий трос от функции опорного элемента для транспортной системы. Для этого предлагается выполнить КЛ в виде секционированной конструкции из

гиперболоидальных секций, образованных жесткими круговыми кольцами, которые соединены нитями из сверхпрочного материала.

Учет в модели такого лифта дополнительной нагрузки с постоянной по длине линейной плотностью почти не усложняет расчетов статики, но позволяет оценить рациональные параметры такой модели и вносит некоторую специфику в динамические задачи. Рассматриваются задачи колебаний такой системы в модели прямого троса, как в плоскости экватора, так и по нормали к этой плоскости. Найдены области устойчивости таких колебаний, вычислены их частоты. Проведена оценка влияния гравитационных возмущений от Луны и Солнца. Проанализированы некоторые алгоритмы развертывания системы. Изучена задача колебаний в двухмассовой модели КЛ, исследована зависимость характеристик такой модели от параметров.

Работа поддержана РФФИ (грант 07-01-00663) и Программой поддержки ведущих научных школ (грант НШ-1123.2008.1).

**О ДВИЖЕНИИ ПРАВИЛЬНОГО ТЕТРАЭДРА С РОТОРОМ
В ЦЕНТРАЛЬНОМ ПОЛЕ СИЛ**

А.А. Буров

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

aburov@ccas.ru

А.Д. Герман

(Universidade da Beira Interior, Covilhã, Portugal)

anna@ubi.pt

Р.С. Суликашвили

(Тбилисский математический институт им. А. Размадзе, Грузия)

sulik@rmi.acnet.ge

Рассматривается задача об орбитальном движении гиригостата, распределение масс которого допускает группу симметрий правильного тетраэдра. В предположении о малости размеров тела по сравнению с его расстоянием до притягивающего центра выписываются уравнения движения, аналогичные известным уравнениям относительного движения гиригостата на эллиптической орбите в так называемом спутниковом приближении. В случае круговой орбиты с помощью метода Рауса определяются три класса стационарных конфигураций и исследуются условия их устойчивости.

Исследования по динамике тетраэдральных тел получили новый импульс в связи программой НАСА [1-4], предусматривающей запуск на высокоэллиптическую орбиту четырёх одинаковых спутников, образующих правильный тетраэдр. В рамках этой программы предполагается, что правильность тетраэдра будет достигаться с помощью средств активного контроля. В [5-9] были начаты исследования по изучению возможности использования средств активного контроля легковесными тросовыми элементами. Так в [6] было показано существование трёхмерных равновесных конфигураций на круговой орбите, а в [8, 9] для простейшего случая круговой орбиты было установлено, какие из связей, гарантирующих правильность тетраэдра в орбитальном движении, могут быть реализованы тросовыми элементами, а какие – нет.

Работа поддержана РФФИ и Португальским фондом науки и технологии (PCT).

Литература

1. *J. Guzman and C. Schiff*, A preliminary study for a tetrahedron formation: quality factors and visualization // AIAA Paper 2002-4637, 2002.
2. *P. Bainum, Z. Tan*, Tethered Satellite Constellations in Auroral Observation Missions // AIAA Paper 2002-4640, 2002.
3. *P.A. Capó-Lugo, P.M. Bainum*, Digital LQR Control Scheme to Maintain the Separation Distance of the NASA Benchmark Tetrahedron Constellation // AIAA Paper 2006-6014, 2006.
4. *D.C. Clemente, E.M. Atkins*, Optimization of a tetrahedral satellite formation // Journal of Spacecraft and Rockets. 2005. Vol. 42. № 4. pp. 699-710.
5. *A. D. Guerman*, Equilibria of multibody chain in orbit plane // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2003. Vol. 26. № 6. P. 942-948.
6. *A.D. Guerman* Spatial equilibria of multibody chain in a circular orbit // Acta Astronautica. 2006. Vol. 58. № 1. P. 1-14.
7. *A.D. Guerman, G.V. Smirnov, P. Paglione, A.M. Seabra*, Stationary configurations of tetrahedral tethered satellite formation. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2008, Vol.31. № 2. P. 424-428.
8. *A.A. Burov, A.D. Guerman, R.S. Sulikashvili*, Relative equilibria of a tetrahedral structure with rigid and tethered elements // Advances in the Astronautical Sciences. 2008. Vol.129. P. 1665-1674.
9. *A.A. Burov, A.D. Guerman, R.S. Sulikashvili*, Steady motions of a tetrahedral satellite with tethered elements // 6th European Nonlinear oscillations conference. ENOC-2008, Saint Petersburg, Russia, June, 30–July, 4 2008.

О ДИНАМИКЕ ОКОЛОСЕПАРАТРИСНЫХ ВРАЩЕНИЙ ГАНТЕЛЕВИДНОГО СПУТНИКА С ЛЕЕРНОЙ СВЯЗЬЮ**А.В.Родников****(МГТУ им. Н.Э.Баумана)**springer@inbox.ru

Изучаются вращения вокруг центра масс гантелевидного спутника, вызванные движением малой массы по леерной связи, т.е. по тросу, концы которого закреплены на спутнике. Такой космический объект есть некоторое обобщение классической тросовой связки, рассматриваемой, например, в [1]. В предположении, что центр масс рассматриваемой системы движется по круговой орбите с радиусом много большим, чем длина троса, строится модель околосепаратрисных вращений спутника, представляющих собой последовательность полуоборотов гантели в плоскости орбиты, начинающихся и заканчивающихся в окрестности неустойчивого "горизонтального" (касательного к орбите) относительного равновесия. Показывается, что направление очередного полуоборота существенно зависит от движения малой массы по лееру. Для определения этого направления проводится редукция уравнений движения в окрестности горизонтального равновесия. Асимптотические решения редуцированной системы образуют гиперповерхность в фазовом пространстве системы, разделяющую области правых и левых полуоборотов гантели. Для описания околосепаратрисного движения вне окрестности горизонтального равновесия используется редукция другого типа. В частности, удается установить, что если спутник образован равными массами и длина леера достаточно велика, то точки входа и выхода гантели из окрестностей горизонтальных равновесий можно считать симметричными. Сшивая приближенные решения уравнений движения, полученные из редуцированных уравнений на различных участках движения, удается описать относительное движение системы на протяжении нескольких витков по орбите в аналитической форме. В работе развиваются результаты, полученные в [2].

Литература

1. В.В. Белецкий, Е.М. Левин. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990.
2. A.V. Rodnikov. Rotations of a dumbbell equipped with 'the leier constraint'. //Journal of Vibroengineering, 2008, v. 10, i. 4, pp.557-561.

**О НЕКОТОРЫХ ЗАДАЧАХ В ДИНАМИКЕ СИСТЕМ ГИРОСКОПИЧЕСКОЙ
СТАБИЛИЗАЦИИ****Л.К.Кузьмина****(Казанский авиационный институт)****Lyudmila.Kuzmina@ksu.ru**

Предметом работы являются некоторые специальные проблемы, порожденные потребностями задач динамики систем стабилизации и ориентации, содержащих гироскопические исполнительные и управляющие устройства. Центральное место занимает проблема декомпозиции модели для систем такого класса, с обоснованием принципа сведения в общем качественном анализе, с разделением параметров в исходной модели на существенные и несущественные, с разбиении фазовых переменных на разномасштабные по времени группы, с выделением главных степеней свободы (в рамках поставленной динамической задачи, с соответствующей идеализацией физических свойств элементов системы).

С учетом особенностей систем гиростабилизации, СГС, (нелинейность, высокая размерность, многосвязность, подсистемы различной физической природы, критические случаи) в развитие асимптотического подхода, развивающего методы теории устойчивости для решения поставленной нетривиальной проблемы, разрабатываются регулярные приемы для декомпозиции исходных нелинейных систем рассматриваемого класса. Формируется алгоритм, доведенный до инженерного уровня, позволяющий автоматически в исходной модели выделять существенные и несущественные параметры, разделять переменные состояния и каналы стабилизации в нелинейной постановке; с возможностью построения минимальной асимптотической модели, к которой допустимо сведение исходной задачи динамики. Предмет отдельного рассмотрения - задача о быстродействии системы и об оптимальных параметрах. Рассмотрены различные классы моделей СГС.

Автор признателен РФФИ за поддержку работы.

**ПРОГРАММА ОПИСАНИЯ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА В
СЛОЖНЫХ ГРАВИТАЦИОННЫХ ПОЛЯХ****В.В. Куриной,****(Днепропетровский национальный университет, Украина)****kvalera@ua.fm**

К концу XX века в астрономии сложилась ситуация когда существует только одна аналитическая модель движения космических объектов (КО) – плоское перемещение в центральном поле тяготения по законам Кеплера. С другой стороны создано множество численных описаний движения КО, предназначенных для конкретных ситуаций. Появление мощных компьютеров сильно изменило математические методы описания космического движения и обработки данных, получаемых наземными средствами только для специалистов узкого профиля, и мало помогает людям, для которых космос не является их профессией. Поэтому так называемые «специалисты» разработали для «любителей» космоса сложное и не всегда понятное программное обеспечение (ПО). В настоящей работе сделана попытка создания простого ПО для описания космического движения. Для создания такой программы была разработана математическая модель движения малых небесных тел, удовлетворяющая многим требованиям: КО могут быть естественного и антропогенного происхождения, движение происходит в сложных гравитационных полях, пригодность модели для аналитического исследования, возможность адаптации для проведения численных расчётов с заданной точностью и моделирования процессов на компьютере с фиксированной (ограниченной) производительностью.

Работа сосредоточена на описании движения астероида (или техногенных конструкций) в Солнечной системе и выявлении возможности его падения на поверхность планеты. Исследуется падение космических объектов на поверхность Земли, прогнозирование и выбор точки падения, а также методы активного противодействия подобной «космической встрече» либо её отсрочиванию на продолжительный период. В работе рассматривается взаимодействие тела с системой трёх массивных объектов: Земли, Луны и Солнца.
