

## Секция 5

**Прикладная небесная механика и управление движением****КОНСТРУКТИВНО-АНАЛИТИЧЕСКОЕ РЕШЕНИЕ  
ЭВОЛЮЦИОННОЙ ЗАДАЧИ ХИЛЛА***М.А. Вашковьяк**(Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН)**[vashkovjak@kedysh.ru](mailto:vashkovjak@kedysh.ru)*

Предложено новое аналитическое решение системы дифференциальных уравнений, описывающих вековые и долгопериодические солнечные возмущения средних элементов орбит далеких спутников планет-гигантов. Решение, построенное на основе метода Цейделя, в отличие от ранее известных, приближенно учитывает в вековой части возмущающей функции совокупность слагаемых четвертой степени относительно малого параметра  $m$  – отношения средних движений центральной планеты и спутника. Это дает возможность более точно описать эволюцию спутниковых орбит с большими апоцентрическими расстояниями, которые в процессе эволюции могут превышать половину радиуса сферы Хилла планеты относительно Солнца. К таким относятся орбиты двух наиболее далёких спутников Нептуна N10 Псамафа (Psamathe) и N13 Несо (Neso). Для этих спутников параметр  $m$  составляет 0.152 и 0.165, соответственно. Предложенное решение, в отличие от чисто аналитического, требует проведения для каждого спутника предварительных вычислений. Точнее, оно требует конструирования некоторых простых функций, аппроксимирующих более сложные. Поэтому в названии доклада употреблён нетрадиционный термин «конструктивно-аналитическое». Иллюстрацией применения полученного решения служит его сравнение с результатами численного интегрирования строгих уравнений движения спутников N10 и N13 на интервалах времени  $5 \div 15$  тысяч лет.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований в рамках международного гранта № 07-02-92169-НЦНИ\_a и гранта Научной школы № НШ-6700.2010.1.

**НОВЫЕ СЕМЕЙСТВА ПЕРИОДИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ ЗАДАЧИ ХИЛЛА****А.Б. Батхин****(Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН)****[batkhin@gmail.com](mailto:batkhin@gmail.com)****Н.В. Батхина****(Волжский гуманитарный институт Волгоградского  
госуниверситета)****[batkhina@vqi.volsu.ru](mailto:batkhina@vqi.volsu.ru)**

Задача Хилла является хорошим начальным приближением для описания относительного движения двух тел, движущихся в поле тяготения третьего массивного тела, удаленного на достаточное расстояние. Симметричные орбиты задачи Хилла могут быть продолжены до периодических решений ограниченной задачи трех тел (ОЗТТ) или общей ограниченной задачи. Большая часть известных на сегодняшний день семейств периодических решений задачи Хилла может быть получена из порождающих решений, так называемой, промежуточной задачи Энона. Эти решения состоят из двух групп. В первую группу входят квазиспутниковые эллиптические орбиты (плоские и пространственные), а во вторую – орбиты соударения, состоящие из счетного числа эпициклоидальных дуг (обозначаемых  $\{\pm j\}$ ,  $j$  – натуральное число) и/или эллиптических орбит (обозначаемых  $i, e, B$ ), проходящих через меньшее из двух тяготеющих тел. В работе Перко [1] было доказано существование счетного числа семейств симметричных периодических решений, порождаемых эпициклоидальными дугами  $\{\pm j\}$ . Для  $j=1,2,3$  такие семейства были изучены еще Эноном в [2, 3].

Получены новые семейства периодических решений плоской круговой задачи Хилла, порождаемые эпициклоидальными дугами  $\{\pm j\}$ ,  $j=4, \dots, 10$ . Исследована устойчивость новых семейств в линейном приближении, а также возможность продолжения орбит этих семейств до периодических решений эллиптической задачи Хилла и круговой ОЗТТ. Все найденные новые семейства периодических решений демонстрируют общий характер поведения при продолжении по параметру  $C$  – интегралу Якоби, а именно:

- каждое из семейств имеет лишь небольшой интервал устойчивости;
- каждое из семейств является «изолированным», то есть не взаимодействует с другими семействами периодических решений;

- новые семейства являются пространственно неустойчивыми, но эта “слабая” неустойчивость.

Полученные семейства могут быть использованы для построения орбит многократного сближения КА с небесным телом.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 08-01-00082).

1. *L.Perko*. Families of symmetric periodic solutions of Hill’s problem II: Second species periodic solutions for  $C \ll -1$  // Amer. J. Math. – 1981. – Vol. 104, № 2. – P. 353-397.
2. *M.Hénon*. Numerical exploration of the restricted problem. V. Hill’s case: Periodic orbits and their stability // Astron. & Astrophys. – 1969. – Vol. 1. – P. 223-238.
3. *M.Hénon*. New families of periodic orbits in Hill’s problem of three bodies // Cel. Mech & Dyn. Astr. – 2003. – № 85. – P. 223-246.

#### ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ВЕРТИКАЛЬНЫХ ДВИЖЕНИЙ В КРУГОВОЙ ЗАДАЧЕ СИТНИКОВА

*В.В. Сидоренко*

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

[vsidorenko@list.ru](mailto:vsidorenko@list.ru)

Одно из направлений в современных исследованиях ограниченной задаче трех тел (ОЗТТ) связано с рассмотрением частного ее случая – круговой задачи Ситникова. В этой задаче основные тела имеют равные массы и перемещаются по круговым орбитам относительно барицентра системы, третье тело, имеющее инфинитезимально малую массу, движется вдоль прямой, проходящей через барицентр перпендикулярно к плоскости движения основных тел (такое движение третьего тела в ОЗТТ называют вертикальными). В зависимости от выбранных начальных условий реализуются три типа вертикальных движений: гиперболический уход, параболический уход и периодическое движение, в котором третье тело удаляется от плоскости основных тел и возвращается назад. С помощью численных и аналитических методов установлено, что при увеличении амплитуды наблюдается чередование интервалов устойчивости и неустойчивости периодических движений.

Работа выполнена в рамках Программы поддержки ведущих научных школ (грант № НШ-6700.2010.1).

**РАЗВИТИЕ ЛУННЫХ ТРАЕКТОРИЙ КА****В.В. Ивашкин****(Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН)**[ivashkin@keldysh.ru](mailto:ivashkin@keldysh.ru)

В докладе дан научно-исторический анализ развития основных баллистических характеристик траекторий полета КА к Луне.

В первую очередь сделан анализ энергетических характеристик и путей энергетической оптимизации лунных траекторий: уменьшение константы энергии траектории и увеличение времени полета к Луне от полутора суток для первых Лунников до пяти суток для современных проектов; переход от непрерывного выведения с Земли на траекторию полета к Луне к разрывной схеме выведения с участком пассивного движения по промежуточной орбите; переход от схемы с одним активным участком разгона с промежуточной орбиты на орбиту полета к Луне к схеме с двумя или несколькими активными участками разгона, с введением промежуточных орбит пассивного движения по ним, что позволяет как увеличить массу полезного груза, так и точнее определить движение и реализовать орбиту полета КА к Луне; переход от «прямой» схемы полета между Землей и Луной к «обходной» схеме в рамках задачи четырех тел (Земля, Луна, Солнце, КА) с пассивным захватом Луной при полете к Луне и пассивным освобождением от лунного притяжения при полете к Земле; переход при разгоне от Земли и при торможении у Луны от обычных химических двигателей к более эффективным электрореактивным двигателям с малой тягой и большей скоростью истечения.

Делается анализ совершенствования навигационных характеристик лунных полетов как путем развития и повышения точностей системы наземных измерительных средств, так и формированием бортовых средств навигации и управления.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 09-01-00710) и Программы поддержки ведущих научных научной школы (грант № НШ-6700.2010.1).

**ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИЙ ВЫВЕДЕНИЯ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ  
ОРБИТУ С МАЛОЙ ТЯГОЙ ПРИ ОГРАНИЧЕНИЯХ****Ю.П. Улыбышев****(Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева)**[Yuri.Ulybyshev@rsce.ru](mailto:Yuri.Ulybyshev@rsce.ru)

Представлены приближенные численные методы оптимизации многовитковых некомпланарных траекторий выведения КА с малой тягой на геостационарную орбиту (ГСО). Используется линейное представление производных краевых параметров в окрестности опорной траектории с ее дискретизацией на малые сегменты с введением для каждого их них множеств псевдоимпульсов, представляющих возможные направления вектора тяги. Для решения существенно нелинейной задачи оптимизации выведения на ГСО используется итеративный процесс по уточнению опорной траектории. На каждой итерации решается задача линейного программирования высокой размерности, в которой краевые условия представлены в виде линейного матричного уравнения. Для сумм характеристических скоростей всех псевдоимпульсов используется матричное неравенство. Подобные методы применялись для решения различных задач оптимизации траекторий КА, в т.ч. нелинейных [1-4]. По найденному на каждой итерации решению формируется новая опорная траектория. Критерием сходимости итерационного процесса является близость опорных траекторий на смежных итерациях с точностью до некоторой малой величины. Таким образом, полученный по линеаризованным уравнениям набор маневров КА соответствует опорной траектории. Представлены примеры сравнения с решениями, полученными другими методами и примеры, иллюстрирующие сходимость итерационных процессов. При использовании КА с электро-реактивными двигательными установками на траектории могут накладываться интервальные ограничения. Например, запрет на работу двигателей на участке орбитальной тени (то есть запретные интервалы с фиксированным временем). Кроме того, могут присутствовать интервальные ограничения, связанные с суммарным временем работы двигателей на некоторых подинтервалах, например, предельно допустимое время работы на каждом витке. Подобные ограничения являются плавающими. На примерах показано влияние интервальных ограничений на перераспределение маневров и энергетику оптимального многовиткового межорбитального перелета.

1. Y.Ulybyshev, Continuous Thrust Orbit Transfer Optimization Using Large-Scale Linear Programming // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. - 2007. - Vol. 30, № 2, pp.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 Pseudo-Impulses // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. - 2009. - Vol. 32, № 4, pp.1209-1217.

**МЕТОДИКА ОПТИМИЗАЦИИ МЕЖПЛАНЕТНОЙ ТРАЕКТОРИИ ДЛЯ КА С  
ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ  
ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ГРАВИТАЦИОННЫХ МАНЕВРОВ**

*Д.В. Курочкин*

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

*[dmitry-q86@yandex.ru](mailto:dmitry-q86@yandex.ru)*

Одним из возможных путей снижения затрат на доставку КА к планете назначения является использование электрореактивных двигателей (ЭРД), работающих на принципе ускорения рабочего тела в электростатических или электромагнитных полях. Высокая скорость истечения реактивной струи обеспечивает значительно меньший расход рабочего тела по сравнению с двигателями на химическом топливе. Таким образом, можно доставить к планете назначения больше полезной нагрузки. Однако, за счет малого значения тяги таких двигателей, продолжительность перелетов существенно увеличивается. Другим способом снижения затрат на осуществление межпланетных миссий является использование гравитационного поля массивных тел Солнечной системы. Баллистические схемы перелёта с использованием нескольких гравитационных манёвров позволяют существенно сократить время на осуществление миссии или сократить общий расход рабочего тела. Объединение двух обозначенных способов позволяет существенно повысить эффективность космических миссий за счет снижения стоимости и увеличения массы полезного груза при разумной продолжительности перелета.

Приводится постановка задачи проектно-баллистической оптимизации межпланетных миссий для КА с ЭРДУ. Описывается метод нахождения параметров траекторий, оптимальных по времени, расходу рабочего тела. Представлены результаты моделирования перелетов к Юпитеру при различных исходных данных. Вычисления производились при помощи программного обеспечения, специально разработанного в процессе решения поставленных задач.

#### **ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ НАВЕДЕНИЯ В ЗАДАЧАХ РАСЧЁТА ПРОЕКТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

***А.В. Голубек, И.М. Филиппенко***

***(Государственное предприятие "Конструкторское бюро "Южное" им. М.К. Янгеля")***

***[info@yuzhnoye.com](mailto:info@yuzhnoye.com)***

Одним из актуальных вопросов проектирования вновь создаваемых ракет космического назначения (РКН) с цифровой системой управления является расчёт проектной траектории, обеспечивающий быстрое действие и точность решения целевой задачи. Решением данного вопроса может служить использование методов наведения, позволяющих учесть весь круг ограничений, накладываемых на траекторию полёта РКН, и обеспечить выработку функциональных команд и управляющих программ, гарантирующих достижение требуемой орбиты с заданной точностью и минимальным расходом топлива.

Доклад посвящен краевой задаче расчёта энергетически оптимальной проектной траектории выведения РКН с использованием алгоритмов итеративного наведения, предложенных Чандлером и Смитом. Выполнена постановка задачи и рассмотрено её решение на примере полёта РКН «Циклон-4» на базовые орбиты, в качестве которых использовались:

- переходная к геостационарной орбита с высотами апогея 35980 км и перигея 170 км, наклоном 4,5 град и аргументом широты перигея 359,5 град;
- переходная к солнечно-синхронной орбита с высотами апогея 700 км и перигея 140 км, наклоном 98,1 град.

**ПОЛУАНАЛИТИЧЕСКАЯ ТЕОРИЯ THEONA И ЕЁ ПРИЛОЖЕНИЯ:  
ЭВОЛЮЦИЯ ОРБИТ СПУТНИКОВЫХ ГРУППИРОВОК  
В АТМОСФЕРЕ ЗЕМЛИ**

**А.Р. Голиков**

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

[golikov@keldysh.ru](mailto:golikov@keldysh.ru)

Полуаналитическая теория THEONA, разработанная автором, используется в баллистико-навигационном обеспечении многочисленных проектов. Ее высокая эффективность проявляется в работах с группами спутников со сходными неугловыми орбитальными элементами (большая полуось  $a$ , эксцентриситет  $e$ , наклонение  $i$ ). В отличие от групп близко расположенных космических объектов (Formation Flying или ро-ев космического мусора) спутниковые группировки имеют различные значения угловых элементов.

Рассматривается проблема анализа эволюции орбит спутниковых группировок в верхней атмосфере Земли. Неоднородность земной атмосферы (особенно, её суточные эффекты) могут приводить к разным возмущениям аппаратов в группировке, а следовательно, изменению их относительного положения. В докладе приведены аналитические формулы из THEONA для прогнозирования движения в атмосфере Земли спутниковых группировок различного класса, их «специализированные» отличия.

Приведены примеры анализа эволюции спутниковой группировки в её относительных положениях. 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 научных школ (Грант № НШ-6700.2010.1).

**МЕТОД АНАЛИЗА КОНФЛИКТНОСТИ  
КВАЗИСТАБИЛЬНЫХ МНОЖЕСТВ ОРБИТАЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ**

**Т.В. Лабуткина, В.А. Ларин В.А., В.В. Беликов**

**(Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара)**

[labutkinatv@ukr.net](mailto:labutkinatv@ukr.net)

Когда речь идет о засорении околоземного космоса, имеют в виду неуправляемые орбитальные тела естественного и антропогенного происхождения. Но подход к анализу механических конфликтов в око-



лоземном пространстве на более высоком уровне обобщения требует рассмотрения задачи о засоренности космоса движущимися объектами, к числу которых следует отнести и управляемые орбитальные тела. Таким образом, проблема космического мусора составляет часть более общей проблемы – все возрастающей «засоренности» околоземного космического пространства орбитальными объектами. И со временем (при соответствующем решении задачи исключения космического мусора из околоземного пространства) речь может идти преимущественно о засоренности космоса космическими аппаратами. Поэтому актуальными становятся задачи анализа совокупного движения многоэлементных множеств КА, орбиты которых корректируются (прежде всего – задачи прогноза механических конфликтов - столкновений между элементами этих множеств). Если орбиты КА вследствие корректировки поддерживаются относительно стабильными по ряду параметров, то они образуют множество орбитальных объектов, представляющее собой систему, процессы изменения которой носят характер, близкий к регулярному. При этом ряд квазирегулярных процессов повторяется с периодом, в сотни раз превышающим периоды обращения орбитальных тел. В области высот низкоорбитальных спутниковых систем связи квазистабильные множества орбитальных тел образуют и некорректируемые объекты, так как траектории на этих высотах относительно мало меняются по форме и лишь изменяют свое расположение в пространстве.

Решение задачи анализа конфликтности между элементами множества управляемых орбитальных тел целесообразно в детерминистической постановке. Однако при предполагаемом значительном числе элементов множества КА, для которых реализуется прогноз, решение этой задачи на основе моделирования движения орбитальных тел и анализа текущих расстояний между ними потребует продолжительных вычислений. Для оперативного анализа возможности конфликтных ситуаций между орбитальными телами предложен подход, основанный на моделировании зон, окружающих участки расчетных траекторий орбитальных тел, находящиеся друг от друга на расстоянии, опасном с точки зрения возникновения механических конфликтов. Пару участков траекторий, расположенных на опасном расстоянии друг от друга, предложено называть узлом конфликтов, а сами участки – опасными. Окружающую эти участки траекторий область пространства, в которой могут находиться орбитальные тела, отклонившиеся от опасных участков расчетных траекторий, будем называть опасной зоной или зоной конфликтов. Прогноз конфликтов в этих зонах осуществляется на основе предсказания одновременного движения орбитальных тел в области опасных зон.

**КОСМИЧЕСКИЙ ПАТРУЛЬ: ВАРИАНТЫ СХЕМЫ ОПТИЧЕСКОГО БА-  
РЬЕРА*****Р.З. Ахметшин, Г.Б. Ефимов, Т.М. Энеев******(Институт прикладной математики им. М.В.Келдыша РАН)******[axmetshn@keldysh.ru](mailto:axmetshn@keldysh.ru)***

Рассмотрены различные варианты организации «космического патруля» для обнаружения и каталогизации астероидов, сближающихся с Землей (АСЗ), которые могут представлять для нее потенциальную опасность. В их основе лежит идея создания «оптического барьера» с помощью телескопов на нескольких КА, размещенных на гелиоцентрической орбите.

Исследованы характеристики барьера при размещении КА патруля на орбитах Земли, Венеры и Меркурия, такие, как расстояние до ближней и дальней части области барьера, степень ослабления блеска астероида, площадь области барьера, время, необходимое для ее сканирования. Проанализированы трудности, связанные с формой и положением орбиты АСЗ относительно КА патруля, определением параметров орбиты, взаимным движением астероида и КА, и пути их преодоления.

Приведены примеры условий наблюдения АСЗ при пересечении ими области барьера: угловые положения, скорости, дальности, количество суток, в течение которых они наблюдаются. Проведена оценка количества астероидов, обнаруживаемых ежедневно в области барьера.

Показано, что если проникающая сила телескопов – 22 звездной величины, то оптический барьер позволит обнаруживать астероиды диаметром от 104-322 метров (в зависимости от геометрического альбедо астероида и ближней или дальней части барьера), если патруль размещен на орбите Меркурия, от 108-416 м – для орбиты Венеры, и 165-577 м – для орбиты Земли.

Работа поддержана РФФИ (грант № 09-01-00299) и Программой поддержки ведущих научных школ (грант № НШ-6700.2010.1).

1. *T.M.Eneev, R.Z.Akhmetshin, G.B.Efimov, G.S.Zaslavsky, Space patrol System // Proceedings of the 17th International Symposium on Space Flight Dynamics, - M.: KIAM, 2003, v.1, p. 109-114.*

**ВОЗМОЖНЫЕ СОУДАРЕНИЯ АСТЕРОИДА АПОФИС С ЗЕМЛЕЙ****Л.Л. Соколов****(Санкт-Петербургский госуниверситет)****[lsok@astro.spbu.ru](mailto:lsok@astro.spbu.ru)**

Апофис является одним из самых опасных астероидов, сближающихся с Землей. В результате рассеяния его вероятных траекторий после установленного сближения с Землей в 2029 году и возможного сближения в 2036 году возникает много опасных орбит, включая траектории с соударениями с Землей. Эти траектории строятся на кафедре небесной механики СПбГУ с помощью интегратора Эверхарта и различных моделей Солнечной системы (например, DE405). Нам известно около сотни возможных соударений в текущем столетии, в том числе 12 соударений до 2050 года. Сравнение с результатами, полученными американскими исследователями (Yeomans и др. [http://neo.jpl.nasa.gov/neo/pdc\\_paper.html](http://neo.jpl.nasa.gov/neo/pdc_paper.html)), указавшими четыре соударения до 2050 года, свидетельствует о правильности проводимых вычислений и устойчивости структуры исследуемых соударений. Рассматриваются характеристики областей, соответствующих соударениям.

Работа выполнена при финансовой поддержке Программы поддержки ведущих научных школ (грант № НШ-3290.2010.2) и Аналитической ведомственной целевой программы Минобрнауки "Развитие научного потенциала высшей школы" (проект 2.1.1/504).

**ОСМИЧЕСКИЙ ЛИФТ ДЛЯ ДИНАМИЧЕСКИ СИММЕТРИЧНОГО  
АСТЕРОИДА****А.В.Родников****(Московский государственный технический  
университет им. Н.Э.Баумана)****[springer@inbox.ru](mailto:springer@inbox.ru)**

Известно, что многие малые планеты Солнечной системы имеют весьма причудливую форму и их движение вокруг центра масс отличается от вращения вокруг постоянно ориентированной оси, поэтому реализация на астероиде космического лифта в традиционном понимании едва ли возможна. Тем не менее, если малая планета динамически симметрична и ее движение вокруг центра масс есть регулярная прецессия, космический лифт может быть реализован с помощью троса,

концы которого закреплены на полюсах астероида (то есть в точках пересечения динамической оси симметрии малой планеты с ее поверхностью). При этом КА должен быть размещен на тросе так, чтобы он был неподвижен в системе отсчета, связанной с осями прецессии и собственного вращения астероида. Если гравитационное поле малой планеты может быть представлено как поле двух притягивающих центров, в качестве таких положений относительного равновесия могут быть использованы точки либрации обобщенной ограниченной круговой задачи трех тел [1], однако, возможные равновесия КА на тросе не исчерпываются только этими точками.

Заметим, что в рассматриваемой ситуации КА не зависит над одной точкой астероида, а перемещается вдоль его параллели. Более того, сохраняется возможность движения и в меридиональном направлении, то есть вдоль троса (в этом случае, следуя [2], трос можно назвать леером). В докладе выводятся уравнения движения КА вдоль леера, закрепленного на полюсах малой планеты, указываются условия, при выполнении которых леер остается напряженным, исследуются возможные положения равновесия КА, описываются некоторые движения КА вдоль леера.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 10-01-00406а).

1. В.В.Белецкий. Обобщенная ограниченной круговой задачи трёх тел как модель динамики двойных астероидов. // Космические исследования. 2007. Т.45, № 5, с.435-442.

2. A.V.Rodnikov. On Systems with 'Leier Constraint' in the Central Newtonian Force Field.// <http://lib.physcon.ru/?item=1729>

#### О ЗАДАЧАХ ДИНАМИКИ КОСМИЧЕСКОГО ЛИФТА

*А.Б. Нуралиева*

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

[anna-nuralieva@rambler.ru](mailto:anna-nuralieva@rambler.ru)

Космический лифт представляет собой трос, один конец которого прикреплен к поверхности Земли, а другой простирается за пределы геосинхронной орбиты. Трос удерживается в вертикальном положении центробежной силой вращения Земли. Колебания троса исследуются с помощью непрерывных и дискретных моделей, включая простые механические модели, которые, тем не менее, информативны. Рассмотрим эти модели.

*Одномассовая модель с невесомым тросом* представляет собой невесомый стержень с массой на конце. Модель ввел Белецкий. Она позволяет судить о наличии стационарных положений, периодах колебаний, критических отклонениях, при которых трос не вернется в свое вертикальное положение равновесия. Малые, близкие к линейным, колебания распадаются на колебания в плоскости экватора и колебания в меридиональной плоскости. Период экваториальных колебаний не менее 3,5 суток. Период минимален при длине троса около 60 000 км. Период меридиональных колебаний около суток (23-24 часа). В этой модели изучалось также влияние Луны.

*Модель с весомым прямым тросом в плоскости экватора* позволяет наблюдать свойства нулевой (маятниковой) моды колебаний. Жесткий, профилированный трос, имеющий массу, и балансирующая масса на конце. Период колебаний не менее 3 суток. Период колебаний минимален при длине троса 65 000 км. Критическое отклонение зависит от параметров конструкции и составляет 37 – 65 градусов.

*Двухмассовая модель* образована двумя точечными массами на жестких невесомых стержнях. Одна точка – конечная масса. Другая точечная масса представляет трос и помещена на геосинхронную орбиту. У троса действительно самая широкая часть находится на геосинхронной орбите. Малые колебания, близкие к линейным, представимы как комбинация синфазных и противофазных колебаний. Нулевая мода представлена синфазными колебаниями двух звеньев. Первая мода – противофазными колебаниями. Для синфазных колебаний период не меньше 3-х суток, для противофазных - меньше суток.

*Модель продольных колебаний* отражает, что материал троса довольно растяжимый. Трос может растянуться на 6-13%. Продольные колебания троса не похожи на классические колебания стержня, т.к. сечении троса переменны, а силовое поле неоднородно. При отсутствии внешних возмущений трос лифта, тем не менее, растянут из-за действия гравитационных и центробежных сил. Колебания распространяются достаточно быстро. Время распространения колебаний от одного конца троса до другого порядка часа.

Работа поддержана РФФИ (грант № 10-01-00406) и Программой поддержки ведущих научных школ (грант НШ-6700.2010.1).

**НЕЛИНЕЙНЫЕ КОЛЕБАНИЯ ДИНАМИЧЕСКИ СИММЕТРИЧНОГО  
СПУТНИКА ПРИ РЕЗОНАНСАХ 1:1 И 1:1:1****А.П. Маркеев****(Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН),****[markeev@ipmnet.ru](mailto:markeev@ipmnet.ru)****Т.Н. Чеховская****(Московский авиационный институт)**

На круговой орбите существует такое стационарное движение спутника (относительное равновесие в орбитальной системе координат), при котором ось его динамической симметрии направлена вдоль вектора скорости центра масс. В докладе предполагается, что отношение  $\alpha$  полярного и экваториального моментов инерции равно числу  $4/3$  или близко к нему. В этом случае на круговой орбите реализуется резонанс 1:1, а на слабоэллиптической - резонанс 1:1:1.

В случае круговой орбиты решена задача о существовании, бифуркациях и орбитальной устойчивости периодических движений, рождающихся из его относительного равновесия. Дан также анализ условно-периодических движений приближенной системы, учитывающей члены до четвертой степени включительно в нормализованном гамильтониане. При помощи КАМ-теории рассмотрен вопрос о сохранении этих движений при учете членов пятой и более высоких степеней в разложении функции Гамильтона в ряд в малой окрестности положения равновесия.

В случае орбиты малого эксцентриситета  $e$  подробно исследована нелинейная задача о существовании периодических движений оси симметрии тела с периодом, равным периоду движения его центра масс по орбите. Показано что в плоскости  $(e, \alpha)$  параметров задачи из порождающей резонансной точки  $e = 0, \alpha = 4/3$  исходят три кривых разветвления. При переходе через эти кривые количество периодических движений меняется на 2 или на 4. Для значений параметров, не принадлежащих кривым разветвления, число периодических движений может равняться пяти, семи, одиннадцати или пятнадцати. Исследована устойчивость по Ляпунову всех периодических движений в первом приближении.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 08-01-00363) и Программы поддержки ведущих научных школ (грант № НШ-3797.2010.1).

**О СУЩЕСТВОВАНИИ И УСТОЙЧИВОСТИ ОТНОСИТЕЛЬНЫХ РАВНОВЕСИЙ  
ГИРОСТАТА С РАВНЫМИ МОМЕНТАМИ ИНЕРЦИИ  
НА КРУГОВОЙ ОРБИТЕ**

**А.А. Буров**

*(Вычислительный центр им. А.А. Дородницына РАН, Москва, Россия)*

[aburov@ccas.ru](mailto:aburov@ccas.ru)

**А.Д. Герман**

*(Университет Бейра Интериор, Ковилья, Португалия)*

[anna@ubi.pt](mailto:anna@ubi.pt)

**Р.С. Суликашвили**

*(Математический институт им.А.Д. Размадзе, Тбилиси, Грузия)*

[sulik@imath.acnet.ge](mailto:sulik@imath.acnet.ge)

Рассматривается задача о движении гиростата в центральном поле сил. Предполагается, что главные центральные моменты инерции гиростата равны между собой, а центр масс движется по круговой орбите в плоскости, проходящей через притягивающий центр. Изучается общая задача о существовании его относительных равновесий и достаточных условиях их устойчивости. В качестве примера исследуются относительные равновесия гиростата, распределение масс которого инвариантно под действием группы симметрии тетраэдра.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (Гранты №№ 08-01-00600-а, 10-07-00040-а), Португальского Фонда Науки и Технологии (FCT), португальских программ COMPETE и QREN, а также Европейского Фонда Регионального Развития (FEDER).

**РАВНОВЕСИЯ И ИХ УСТОЙЧИВОСТЬ ДЛЯ ОСЕСИММЕТРИЧНОГО  
СПУТНИКА, ПОДВЕРЖЕННОГО ДЕЙСТВИЮ ГРАВИТАЦИОННОГО,  
АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО И ГИРОСТАТИЧЕСКОГО МОМЕНТОВ**

**В.А. Сарычев**

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

[vas31@rambler.ru](mailto:vas31@rambler.ru)

**С.А. Гутник**

*(Московский физико-технический институт)*

[sergey.gutnik@gmail.com](mailto:sergey.gutnik@gmail.com)

Исследована динамика вращательного движения осесимметричного спутника-гиростата на круговой орбите под действием гравитационного и аэродинамического моментов. В рассмотренной схеме ось ротора перпендикулярна оси симметрии спутника, центр давления

аэродинамических сил лежит на оси симметрии. Определены все положения равновесия спутника-гиростата в орбитальной системе координат, в плоскости параметров системы построены области выполнения достаточных условий устойчивости положений равновесия. Получены условия существования единственного устойчивого положения равновесия спутника-гиростата. Результаты исследования можно применить для упрощения процесса приведения спутников с гравитационными и аэродинамическими системами ориентации в рабочее положение без использования активной системы предварительного успокоения.

**ИССЛЕДОВАНИЕ СВЯЗКИ ТРЕХ АЛГОРИТМОВ МАГНИТНОГО  
УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВОЙ СКОРОСТЬЮ И ОРИЕНТАЦИЕЙ СПУТНИКА,  
СТАБИЛИЗИРУЕМОГО ВРАЩЕНИЕМ**

**М.Ю. Овчинников, В.И. Пеньков, Д.С. Ролдугин**

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

[rolduginds@mail.ru](mailto:rolduginds@mail.ru)

Аналитически исследуется управляемое движение осесимметричного спутника-гироскопа, оснащенного активной магнитной системой ориентации (МСО), которая создает любой, но ограниченный по величине дипольный магнитный момент. Геомагнитное поле аппроксимируется осредненной моделью [1]. Исследуется задача приведения в заданное положение оси симметрии спутника в инерциальном пространстве, которая решается последовательным применением трех следующих алгоритмов [2]: гашение начальной угловой скорости спутника; раскрутка спутника вокруг оси симметрии до заданной угловой скорости; приведение оси симметрии в заданное положение в инерциальном пространстве.

В результате действия алгоритма раскрутки спутник приобретает свойства гироскопа. Это позволяет поворачивать ось вращения, прикладывая механический момент. При его отключении движение оси симметрии прекращается.

Показана возможность ориентации оси симметрии спутника-гироскопа в заданном направлении в инерциальном пространстве при помощи последовательного применения трех предложенных алгоритмов. На первом этапе происходит демпфирование компонент угловой скорости, лежащих в плоскости, перпендикулярной оси симметрии (экваториальной плоскости). В предположении слабого магнитного момента найдена зависимость экваториальной компоненты угловой ско-



рости от времени. На втором этапе происходит раскрутка спутника вокруг оси симметрии. Найдено решение для модельной задачи движения с постоянным механическим моментом. На третьем этапе спутник переориентируется осью симметрии в заданное направление в инерциальном пространстве. Для одного частного заданного направления найдено решение уравнений движения в конечном виде. Показано увеличение быстродействия системы ориентации при росте наклона орбиты. Для общего случая приведен пример численного моделирования.

Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (гранты № 07-01-92001 и № 09-01-00431).

1. *В.В.Белецкий, А.Б.Новогребельский.* Существование устойчивых относительных равновесий искусственного спутника в модельном магнитном поле // *Астрономический журнал.* 1973. Т. 50. № 2. С. 327-335.

2. *А.А.Ильин, М.Ю.Овчинников, В.И.Пеньков.* Алгоритмы магнитной системы ориентации малого спутника, стабилизируемого собственным вращением // М.: Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2005, № 19, 32с.

#### **ОБ УСТОЙЧИВОСТИ ДВИЖЕНИЯ ОПЕРЕННОГО ТЕЛА**

**Ю.М. Окунев, О.Г. Привалова, В.А. Самсонов**

**(Институт механики МГУ)**

[samson@imec.msu.ru](mailto:samson@imec.msu.ru)

Исследуется устойчивость ориентации оси симметрии авторотирующего тела в сопротивляющейся среде на установившемся режиме. Малые колебания оси динамической симметрии относительно положения равновесия в ряде задач описываются дифференциальной системой второго порядка с комплексными переменными. Из коэффициентов характеристического уравнения удастся сформировать три такие комбинации, что в пространстве этих параметров, область устойчивости представляет собой некоторый универсальный геометрический образ, независящий от массовых и геометрических характеристик тела. Таким образом, область устойчивости для указанного класса задач будет одинаковой. Это обстоятельство позволило провести сравнение и анализ устойчивости в некоторых задачах поступательно-вращательного движения оперенного тела в сопротивляющейся среде.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант 08-08-00390, 09-01-00340).

**ИССЛЕДОВАНИЕ ПЛОСКОГО ДВИЖЕНИЯ КА ПОД ВЛИЯНИЕМ  
ГРАВИТАЦИОННОГО И АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО МОМЕНТОВ  
ПРИ СНИЖЕНИИ С КРУГОВЫХ ОРБИТ**

*Л.В. Глухова, И.А. Тимбай*

*(Самарский государственный аэрокосмический университет)*

[bazonchik@gmail.com](mailto:bazonchik@gmail.com), [timbai@ssau.ru](mailto:timbai@ssau.ru)

Рассматривается плоское движение относительно центра масс неуправляемого осесимметричного КА под влиянием гравитационного момента и восстанавливающего аэродинамического момента, который описывается нечётным рядом Фурье по углу атаки с двумя первыми гармониками. Такая зависимость аэродинамического момента от угла атаки характерна для КА сегментально-конической, затуплено-конической форм.

Исследуются случаи, когда в процессе снижения КА с низких круговых орбит происходит изменение характера движения: вращательное движение переходит в колебательное, колебательное движение переходит во вращательное, колебательное движение “скачкообразно” переходит в колебательное движение с другими амплитудными характеристиками.

На основе анализа интеграла действия проводится исследование эволюции фазовых траекторий, вызванной снижением КА с низких круговых орбит вследствие торможения атмосферой. Найдены формулы, позволяющие определить моменты перехода между различными областями фазовой плоскости. 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. Полученные в данной работе формулы позволяют исследовать характер движения без применения численного интегрирования и статистических расчетов.

**СТАТИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ДИССИПАЦИИ НА  
ДВИЖЕНИЕ ВОКРУГ ЦЕНТРА МАСС КАПСУЛЫ ПРИ УПРАВЛЯЕМОМ  
РАЗВЕРТЫВАНИИ КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ**

*Ю.М. Заболотнов, О.Н. Наумов*

*(СГАУ имени С.П.Королева)*

[yumz@yandex.ru](mailto:yumz@yandex.ru), [olegnaumov6386@yandex.ru](mailto:olegnaumov6386@yandex.ru)

В работе рассматривается движение капсулы на упругой связи при разворачивании тросовой системы с целью доставки полезной нагрузки в заданный район земной поверхности. Проводится статистический анализ ее движения относительно центра масс при наличии у капсулы статической и динамической асимметрий. Под статической асимметрией понимается малое отклонение точки крепления троса от оси динамической симметрии спускаемой капсулы. Анализ рассматривается с учетом диссипативных сил и моментов, возникающих при продольных и поперечных колебаниях троса.

Базовый КА и капсула рассматриваются как твердые тела конечных размеров. КА сориентирован по местной вертикали и удерживается в этом положении с помощью собственной системы стабилизации. Капсула осуществляет управляемый спуск на тросе с базового КА по заранее заданному закону.

Программный закон разворачивания реализуется с помощью системы регулирования, работающей по принципу обратной связи. Для организации обратной связи измеряются длина троса и его скорость, и производится их сравнение с заданными программными значениями. Для моделирования вращательного движения капсулы используются классические уравнения Эйлера, записанные в традиционной форме. При моделировании учитывается действие аэродинамического и гравитационного моментов, а также момента от силы упругости троса. Трос состоит из трех весомых участков различной жесткости. Первый участок, имеющий сравнительно малую жесткость, позволяет расширить диапазон возможных скоростей отделения капсулы от КА. Второй участок играет роль демпфера продольных колебаний троса. Третий участок, изготовленный из традиционных материалов, имеет длину много большую, чем длины первых двух участков.

Анализ проводится методом статистических испытаний. Контролируемыми характеристиками движения капсулы являются угол нутации (угол между направлением троса и осью динамической симметрией капсулы) и модуль ее угловой скорости в момент обрезания троса. Исследуется возможность использования демпфера поперечных колебаний в точке крепления троса к капсуле.

**ОПТИМАЛЬНОЕ ПО БЫСТРОДЕЙСТВИЮ ТОРМОЖЕНИЕ ВРАЩЕНИЙ  
НЕСИММЕТРИЧНОГО ТЕЛА В СРЕДЕ С СОПРОТИВЛЕНИЕМ***Л.Д. Акуленко**(Москва, Институт проблем механики РАН)**Я.С. Зинкевич, Д.Д. Лещенко**(Одесская государственная академия строительства  
и архитектуры)*[yaninaz@mail.ru](mailto:yaninaz@mail.ru), [leshchenkodmytro@gmail.com](mailto:leshchenkodmytro@gmail.com)

Исследована задача оптимального по быстродействию торможения вращений динамически несимметричного твердого тела. На твердое тело действует тормозящий момент сил линейного сопротивления среды. Управление вращениями производится с помощью момента сил, ограниченного по модулю. Определены оптимальный закон управления для торможения вращений твердого тела в форме синтеза, время быстродействия (функция Беллмана) и фазовые траектории. Управляемое движение представляет собой движение типа Эйлера-Пуансо с изменяющейся по времени величиной кинетического момента тела.

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ КА, ОБОРУДОВАННОГО ЛАЗЕРНЫМИ РЕ-  
ТРОРЕФЛЕКТОРАМИ***Р.Б. Немучинский**(Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН)*[rioman.nem@gmail.com](mailto:rioman.nem@gmail.com)

Рассматривается КА, оборудованный лазерными ретрорефлекторами. Аппарат подсвечивается лазерным лучом с наземной станции и по времени прохождения луча в обе стороны определяется расстояние до каждого видимого ретрорефлектора. В работе обосновывается возможность определения движения тела относительно центра масс по этим измерениям и описываются результаты численных экспериментов по определению ориентации с помощью метода наименьших квадратов. Исследуются различные модели движения и измерений. Проводится определение параметров движения наноспутника REFLECTOR на основе имеющихся измерений. Приводятся рекомендации по оборудованию КА ретрорефлекторами в целях дальнейшего определения их ориентации по наземным измерениям.

Работа выполнена при поддержке Программы поддержки ведущих научных школ России (грант № НШ-6700.2010.1).

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КА,  
ОСНАЩЁННОГО ДВИГАТЕЛЯМИ-МАХОВИКАМИ,  
ПО ДАННЫМ ТОКА СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ**

**А.А. Давыдов**

**(ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева)**

**[aleksey\\_ad@mail.ru](mailto:aleksey_ad@mail.ru)**

В докладе описана методика определения вращательного движения малого КА по данным измерений тока солнечных батарей. Вращение КА на рассматриваемых участках полёта явилось следствием раскрутки установленных на КА двигателей-маховиков, поэтому в рамках данной методики, наряду с начальными условиями движения, определяются и кинетические моменты двигателей-маховиков.

Для решения поставленной задачи предложена математическая модель, описывающая изменение тока солнечных батарей в зависимости от характера углового движения КА с учётом влияния на это движение кинетического момента двигателей-маховиков. Обработка данных измерений выполнена методом наименьших квадратов. Поиск решения осуществлён в два этапа. Первое приближение найдено методом случайного поиска с обучением, дальнейшее уточнение выполнено методом Левенберга-Марквардта. Было обработано 34 отрезка данных измерений длительностью от 4 до 11 часов. На этих интервалах определены параметры вращательного движения КА и кинетические моменты двигателей-маховиков.

1. *В.А.Сарычев, В.В.Сазонов, М.Ю.Беляев, Н.И.Ефимов.* Повышение точности определения вращательного движения орбитальных станций «Салют-6» и «Салют-7» по данным измерений. *Космические исследования*, 1991, т.29, с. 375 – 389.
2. *В.А.Сарычев, М.Ю.Беляев, В.В.Сазонов, Т.Н.Тян.* Определение движения орбитальных станций «Салют-6» и «Салют-7» относительно центра масс в режиме медленной закрутки по данным измерений. *Космические исследования*. 1988, т. 24, № 3, с.337–344.
3. *Л.А.Растрюгин.* Статистические методы поиска. Москва, Наука, 1968.
4. *В.В.Белецкий, А.М.Яншин.* Влияние аэродинамических сил на вращательное движение искусственных спутников. Киев, Наукова думка, 1984.

**ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМА ТРЁХОСНОЙ МАХОВИЧНОЙ  
СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ**

**М.Ю.Овчинников**

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

[ovchinni@keldysh.ru](mailto:ovchinni@keldysh.ru)

**С.О.Карпенко**

**(ООО ИТЦ «СКАНЭКС»)**

[lemon@scanex.ru](mailto:lemon@scanex.ru)

**С.С.Ткачёв**

**(Московский физико-технический институт)**

[stevens\\_l@mail.ru](mailto:stevens_l@mail.ru)

Работа посвящена аналитическому исследованию алгоритма маховичной системы управления ориентацией малого КА. Основное внимание уделено определению параметров управления, оптимальных по быстродействию, а так же влиянию неточностей установки маховиков на величину ошибок системы управления ориентацией. Исследуется классический алгоритм, где величина управляющего момента пропорциональна рассогласованиям по угловой скорости и положению [1]. Единственным ограничением на коэффициенты пропорциональности (параметры управления) является, по теореме об асимптотической устойчивости, их положительность, что затрудняет их выбор. В работе предложена методика выбора таких параметров управления, которые обеспечивали бы наиболее эффективное управление вблизи требуемого положения. Вторая часть работы посвящена исследованию влияния ошибок установки блока маховиков на точность ориентации. Изучены случаи неточной установки блока маховиков в корпусе аппарата и отклонения осей маховиков от требуемых. Проведены оценки точности по угловой скорости и ориентации.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 09-01-00431), Программы поддержки ведущих научных школ России (грант № НШ-6700.2010.1) и ООО ИТЦ «СКАНЭКС».

1. В.Н.Бранец, И.П.Шмыглевский. Применение кватернионов в задачах ориентации твёрдого тела. - М., Наука, 1973. - 320с.

**ВЛИЯНИЕ ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ИЗГОТОВЛЕНИЯ НА  
ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЙ МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО****ГИРОСКОПА – АКСЕЛЕРОМЕТРА*****И.В. Меркурьев, Е.С. Сбытова,******(Московский энергетический институт******(технический университет))******[MerkuryevIV@mpei.ru](mailto:MerkuryevIV@mpei.ru)******В.М. Соловьев, А.К. Соломатин******(ЗАО «Инерциальные технологии Технокомплекса»)***

В докладе рассматриваются задачи разработки интегрированной бесплатформенной инерциальной навигационной системы на базе микромеханических гироскопов и акселерометров, предназначенной для целей управления и навигации малых спутников. Датчики инерциальной информации изготавливаются по технологиям микроэлектромеханических систем из монокристаллической пластины кремния. Представлены новые математические модели движения чувствительных элементов микромеханического датчика инерциальной информации в виде тонкого упругого кольца с системой торсионов и упругого диска, жестко закрепленного на основании датчика. Принцип функционирования гироскопа основан на эффекте инерции упругих волн колебаний осесимметричного тела. Показано, что по измерениям первой формы упругих колебаний чувствительных элементов определяются две компоненты вектора кажущегося ускорения основания датчика, а также проекция вектора угловой скорости основания на ось чувствительности, перпендикулярной плоскости кольца или упругого диска. В многомодовом приближении исследовано влияние инструментальных погрешностей изготовления чувствительных элементов, анизотропии упругих и диссипативных свойств конструкционного материала, вибраций основания на точностные характеристики микромеханического гироскопа-акселерометра. Приведены результаты обработки стендовых испытаний и предложены меры направленные на повышение точности датчиков инерциальной информации.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 09-08-01184-а).

**РЕАЛИЗАЦИЯ РЕЖИМОВ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ИСЗ С МАЛЫМ  
УРОВНЕМ МИКРОУСКОРЕНИЙ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИМИ  
ИСПОЛНИТЕЛЬНЫМИ ОРГАНАМИ**

**А.И. Игнатов**

**(Москва, ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева)**

**[general\\_z@mail.ru](mailto:general_z@mail.ru)**

Работа посвящена расчету квазистатических (низкочастотных) микроускорений на борту низколетящего ИСЗ, специально предназначенного для исследований в области микрогравитации. Получены оценки квазистатических микроускорений на проектируемом ИСЗ, предназначенном для проведения космических экспериментов в области микрогравитации. Рассматриваются два рабочих режима вращательного движения спутника: трехосная орбитальная ориентация и трехосная гравитационная ориентация. В режиме орбитальной ориентации продольная ось спутника направлена по местной вертикали, а солнечные батареи лежат в плоскости орбиты. В работе показано, что при достаточно малых ошибках в задании начальных условий ориентированного движения спутника может быть реализован режим его трехосной гравитационной ориентации. В этом режиме спутник стабилизируется в положении, близком к орбитальной ориентации, и при этом обеспечивающим минимум возмущений от действия гравитационного момента за счет выбора соответствующих значений углов ориентации спутника относительно орбитальной системы координат. Оба режима поддерживаются системой электромеханических исполнительных органов (гиросистемой). Оценки остаточных микроускорений выполнены с помощью математического моделирования движения спутника относительно центра масс под действием гравитационного и аэродинамического моментов, а также момента, создаваемого гиросистемой. Показано, что все режимы обеспечивают весьма малый уровень квазистатических микроускорений на ИСЗ и при этом обеспечивают весьма малую область вариации вектора остаточного микроускорения.



**ВЛИЯНИЕ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ДЕФОРМАЦИЙ БОЛЬШИХ УПРУГИХ  
ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОЙ  
ЛАБОРАТОРИИ НА ЕЕ ДВИЖЕНИЕ**

**А.В. Седельников**

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

[axe\\_backdraft@inbox.ru](mailto:axe_backdraft@inbox.ru)

При проектировании космической лаборатории для проведения гравитационно-чувствительных экспериментов в космосе одной из важнейших характеристик является поле микроускорений внутри рабочей зоны технологического оборудования лаборатории, где реализуются технологические процессы. Исследования показывают, что наибольший вклад в поле микроускорений вносят возмущения внутреннего характера, главным из которых является работа управляющих ракетных двигателей системы ориентации и управления движением КА (УРД). Проведение технологических процессов между включениями УРД, а также различные конструктивные способы снижения уровня микроускорений позволяют реализовывать ограничения, налагаемые на характеристики поля микроускорений для успешного протекания тех или иных технологических процессов. Однако снижение вклада в общий уровень микроускорений возмущений от УРД ставит для исследователей ряд других актуальных задач. Поскольку существенное уменьшение влияния УРД еще не означает низких значений модуля микроускорений в целом – другие возмущающие факторы могут также нарушать условия микрогравитационного штиля. Поэтому исследований микроускорений, порождаемых работой УРД и, как следствие этой работы, колебаниями больших упругих элементов в постановке для создания надежной оценки микроускорений может оказаться недостаточно.

Во время своего орбитального движения космическая лаборатория периодически подвергается воздействию высоких и низких температур. Помимо колебаний после срабатывания УРД, большие упругие элементы под влиянием существенно неравномерного поля температур практически скачкообразно меняют свою форму, размеры и физические свойства. Это явление сродни своеобразному ударному воздействию, передаваемому на корпус КА. С одной стороны, существенное влияние

температурного градиента на физические свойства требует отдельных исследований масштабов этого влияния на поле микроускорений, порождаемое за счет колебаний больших упругих элементов КА, с другой – ударное воздействие приводит к появлению дополнительных микроускорений, величину которых необходимо оценить. Причем, такой эффект характерен для всех упругих элементов КА, не зависимо от их способностей колебаться. Проекты современных космических лабораторий, таких как «ОКА-Т» предусматривают уровень микроускорений, согласно проектным данным, не выше  $10 \text{ мкм/с}^2$ . В работе исследуется задача оценки микроускорений, создаваемых за счет градиента температур упругими элементами КА.

#### ОБ ОДНОЙ ЗАДАЧЕ В ДИНАМИКЕ МАЛЫХ КА

*Л.К.Кузьмина*

*(Казанский авиационный институт (КГТУ им.А.Н.Туполева – НИУ))*

[Lyudmila.Kuzmina@ksu.ru](mailto:Lyudmila.Kuzmina@ksu.ru)

В работе рассматриваются общие проблемы математического моделирования и анализа сложных механических систем применительно к особенностям задач редукции-идеализации в динамике. На примере систем гироскопической стабилизации обсуждаются некоторые постановки. Главное внимание уделяется концептуальной стороне и методике. В контексте теории сингулярных возмущений развивается методология построения редуцированных-идеализированных моделей и упрощенных уравнений движения. В рамках методов А.М. Ляпунова и Н.Г. Четаева, в развитие работ И.М. Градштейна о непосредственной связи между теоремами А.М. Ляпунова и результатами теории дифференциальных уравнений с малыми параметрами (последние являются прямым следствием теорем А.М. Ляпунова) разрабатывается асимптотический подход, с построением конструктивного алгоритма для задач редукции-декомпозиции (с разделением исходных переменных и параметров системы на существенные и несущественные, с декомпозицией исходной модели, ее динамических свойств и характеристик). Особый интерес в этом направлении представляет декомпозиция по свойству быстрогодействия системы, по свойству оптимальности. При развиваемом единообразном подходе редуцированные модели и приемлемые укороченные уравнения движения конструируются как асимптотические  $s$ -приближения. В качестве приложения развиваемого метода рас-

---

смотрены задачи о приближенных уравнениях в общей теории гироскопических систем (в том числе, в постановке Д.Р. Меркина, П.А. Кузьмина). По разработанной схеме строго построены упрощенные уравнения движения в случае быстрых гироскопов (соответствующие элементарной, прикладной, теории гироскопов). Получено строгое математическое обоснование известных редуцированных моделей, построены новые асимптотические модели, с разделением каналов стабилизации в динамике малых космических аппаратов.

Автор признателен РФФИ за поддержку исследований (грант № 08-08-00093).

---