
Секция 5**Прикладная небесная механика и управление движением****О ТВОРЧЕСКОМ ВКЛАДЕ Д.Е. ОХОЦИМСКОГО В РАЗВИТИЕ МЕХАНИКИ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА***В.А. Сарычев**(Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН)**sarychev@keldysh.ru*

В докладе кратко излагаются основные научные достижения Д.Е. Охоцимского, полученные им в области ракетодинамики (решение вырожденных задач вариационного исчисления, проектирование ракет и оптимизация их траекторий), механики космического полета (запуски первых ИСЗ, полеты к Луне и планетам солнечной системы, движение КА с малой тягой, задачи входа в атмосферу), разработки и создания пассивных систем ориентации искусственных спутников. Приводятся также личные воспоминания о Д.Е. Охоцимском – учителе, организаторе науки, ученом.

ОБ УСТОЙЧИВОСТИ ПЕРИОДИЧЕСКИХ КОЛЕБАНИЙ СПУТНИКА ОТНОСИТЕЛЬНО ОСИ ЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТЫ ЕГО ЦЕНТРА МАСС*А.П. Маркеев**(Москва, Институт проблем механики РАН)**markeev@ipmnet.ru,**Т.В. Руденко**(Москва, Московский авиационный институт)*

Изучается плоское движение спутника относительно центра масс под действием гравитационных моментов в центральном ньютоновском гравитационном поле. Задача зависит от двух параметров: эксцентриситета орбиты и параметра, характеризующего геометрию масс спутника.

Орбита центра масс считается эллиптической, эксцентриситет произволен. Исследуются нечетные по истинной аномалии периодические колебания спутника около направления, параллельного большой оси орбиты. Период колебаний предполагается равным периоду обращения центра масс спутника по орбите. Задача о существовании таких движений спутника поставлена и решена более сорока лет назад в статье [1]. В этой же статье исследована устойчивость периодических колебаний в первом (линейном) приближении.

В докладе излагаются результаты решения нелинейной задачи об устойчивости упомянутых периодических колебаний спутника. При исследовании используются методы и алгоритмы теории устойчивости гамильтоновых систем. Случаи малого эксцентриситета и почти симметричного спутника исследуются методом Дебри – Хори при помощи компьютерных систем аналитических вычислений. При произвольных значениях параметров используются численные расчеты, опирающиеся на недавно разработанные алгоритмы анализа устойчивости и нелинейных колебаний периодических по времени гамильтоновых систем [2,3].

1. В.А. Златоустов, Д.Е. Охочимский, В.А. Сарычев, А.П. Торжевский. Исследование колебаний спутника в плоскости эллиптической орбиты // Космические исследования. 1964. Т.2. Вып.5. С.657 – 666.

2. А.П. Маркеев. Об одном способе исследования устойчивости положений равновесия гамильтоновых систем // Известия РАН. Механика твердого тела. 2004. №6. С. 3 –12.

3. А.П. Маркеев. Конструктивный алгоритм нормализации периодического гамильтониана // Прикладная математика и механика. 2005. Т.69. Вып. 3. С. 355 – 371.

ОПТИМАЛЬНЫЕ ГРАВИТАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ СПУТНИКОВ

В.А. Сарычев

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

sarychev@keldysh.ru,

Ana Maria Seabra

(Viseu, Portugal, Escola Superior de Tecnologia de Viseu)

Исследуются колебания системы двух тел, соединенных вязкоупругим подвесом в плоскости круговой и эллиптической орбит. В докладе рассмотрены следующие проблемы.

1. История вопроса.
2. Нелинейные уравнения движения системы.
3. Положения равновесия системы на круговой орбите и их устойчивость.
4. Эксцентриситетные колебания.
5. Оптимальные по быстродействию параметры системы.
6. Параметры, обеспечивающие минимум амплитуды эксцентриситетных колебаний.
7. Новые постановки задач.

ОБ ОРБИТАЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ПЛОСКИХ КОЛЕБАНИЙ И ВРАЩЕНИЙ СПУТНИКА НА КРУГОВОЙ ОРБИТЕ

Б.С. Бардин, А.М. Чекин

(Москва, Московский авиационный институт)

bsbardin@yandex.ru

Рассматривается движение спутника относительно центра масс в центральном ньютоновском гравитационном поле на круговой орбите. Спутник представляет собой твердое тело, главные центральные моменты инерции A, B, C , которого связаны соотношением $C=A+B$ (геометрия масс пластинки). Уравнения движения допускают частные решения, отвечающие плоским периодическим движениям спутника, при которых одна из осей эллипсоида инерции перпендикулярна плоскости орбиты центра масс. Плоские периодические движения представляют собой колебания произвольной амплитуды или вращения с произвольной угловой скоростью. В данной работе исследуется орбитальная устойчивость указанных периодических движений спутника. Причем предполагается, что в невозмущенном движении пластинка расположена перпендикулярно плоскости орбиты.

Задача об орбитальной устойчивости плоских движений исследуется в строгой нелинейной постановке. Для всех возможных значений амплитуды колебаний и средней угловой скорости вращений сделаны выводы о формальной устойчивости, устойчивости для большинства начальных условий или неустойчивости. В случаях колебаний малой амплитуды и вращений с большой угловой скоростью удается ввести малый параметр и выполнить исследование аналитически. При произвольных значениях параметров проведен численный анализ. Результаты исследования представлены в виде диаграмм устойчивости.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант 05-01-00386) и Программы Президента Российской Федерации поддержки ведущих научных школ (грант НШ–7944.2006.1).

НЕЛИНЕЙНЫЕ КОЛЕБАНИЯ ГРАВИТАЦИОННО СТАБИЛИЗИРОВАННОГО СПУТНИКА НА ЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТЕ

С.В. Бирюков

*(Москва, Московский педагогический государственный университет)
SVB3@hotmail.ru*

Развитие микро- и наноспутников требует легких и экономичных систем стабилизации положения в пространстве. Большинство современных и перспективных КА предназначено для вывода на околоземную орбиту и должны стабилизироваться в направлении на Землю, для чего иногда используется пассивная гравитационная стабилизация.

Проведен аналитический и численный анализ влияния эксцентриситета орбиты (от минимально возможного ~ 0.001 до 0.3) на амплитуду колебаний симметричной гантели и на переход ее гармонических колебаний в нелинейные колебания (с гистерезисом) и далее в хаотическое вращение. Особое внимание уделено простоте аналитических преобразований и наглядности моделирования, что важно при работе со студентами. Аналитические расчеты проведены в СКА Derive, а численное моделирование и визуальная модель созданы в Model Vision Studium Free.

Для исключения резонансных эксцентриситетных колебаний при больших амплитудах, которые могут возникнуть в процессе выведения КА, предложен легкий (~ 0.01 кг) и экономичный (~ 0.2 Вт) трехосевой стабилизатор положения микроспутника. Он позволяет менее чем за $1/2$ периода перевести медленно вращающийся КА из любого положения в положение около устойчивого равновесия и, используя гравитационный момент, прекратить вращение и колебания.

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ СПУТНИКА
"ФОТОН М-2" ПО ДАННЫМ ИЗМЕРЕНИЙ ЕГО УГЛОВОЙ
СКОРОСТИ И НАПРЯЖЕННОСТИ МАГНИТНОГО ПОЛЯ
ЗЕМЛИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КИНЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ
ДВИЖЕНИЯ**

*В.И. Абрашкин, А.Е. Казакова, Н.Р. Стратилатов
(Самара, ФГУП ГНП РКЦ "ЦСКБ-Прогресс"),
Н.Л. Богдавленский, К.Е. Воронов, Н.Д. Семкин
(Самара, Самарский гос. аэрокосмический университет),
В.А. Панкратов
(Московский гос. технический университет им. Н.Э. Баумана),
В.В. Сазонов
(Институт прикладной математики им.М.В.Келдыша РАН)
sazonov@keldysh.ru*

Выполнена реконструкция вращательного движения спутника "Фотон М-2" по данным бортовых измерений векторов угловой скорости и напряженности магнитного поля Земли (МПЗ). Методика реконструкции основана на кинематических уравнениях вращательного движения твердого тела. В рамках этой методики данные измерений обоих типов, собранные на некотором отрезке времени, обрабатываются совместно. Измерения угловой скорости сглаживаются тригонометрическими полиномами, которые подставляются в кинематические уравнения Пуассона для элементов матрицы перехода от системы координат, связанной со спутником, к орбитальной системе координат. Полученные таким образом уравнения представляют собой кинематическую модель вращательного движения спутника. Решение этих уравнений, аппроксимирующее фактическое движение, находится из условия наилучшего в смысле метода наименьших квадратов согласования данных измерений вектора напряженности МПЗ с его расчетными значениями. Реконструкция выполнена на 7 интервалах времени продолжительностью по 83 мин.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант 05-01-00451).

**PASSIVE MAGNETIC ATTITUDE STABILIZATION OF THE
UNISAT-4 MICROSATELLITE*****F. Santoni, M. Zelli and F. Graziani******(Roma, Italy, Scuola di Ingegneria Aerospaziale, University of Rome "La Sapienza") Filippo.Graziani@uniroma1.it***

UNISAT-4 is the fourth educational microsatellite completely designed built by students and professors of the research group GAUSS (Gruppo di Astrodinamica dell'Università degli Studi "la Sapienza") at Scuola di Ingegneria Aerospaziale of University of Rome "La Sapienza". The spacecraft is stabilized using a passive magnetic attitude stabilization system based on a permanent magnet and an energy dissipation system which consists on magnetic hysteresis rods. The main features of passive magnetic stabilization are simplicity and reliability. However, sizing the system parameters, predicting the in orbit performance and obtainable accuracy of passive magnetic stabilization systems is a very difficult task. The main problem in the system design is accurate modeling of the hysteresis rods magnetization and the evaluation of the rods magnetic parameters, such as apparent permeability and shape factor, which are considerably affected by the rods manufacturing technological process. In this paper the design and ground test of the UNISAT-4 magnetic attitude stabilization system is described. An accurate model of the satellite dynamics have been set up and numerical simulation shows that the satellite stabilizes in about four months.

**АКТИВНАЯ МАГНИТНАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ
НАНОСПУТНИКА ТНС-0*****А.А.Ильин (Москва, НТЦ Реагент),******С. Карпенко, Н.В. Куприянова, М.Ю. Овчинников******(Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН)******ovchinni@keldysh.ru,******Ш. Тайль (Bremen, Germany, ZARM Bremen University)******theil@zarm.uni-bremen.de***

Спутник ТНС-0 разрабатывается ФГУП "РНИИ космического приборостроения" совместно с ИПМ им.М.В.Келдыша РАН и МФТИ при участии ZARM (Бремен, Германия). Для управления угловым движением спутника предполагается использовать активную магнитную систему ориентации. С этой целью на спутнике устанавливается трехосный магнитометр и три токовые катушки. Алгоритм управления ориентацией реализуется по двум «независимым» каналам отклонения оси

спутника от требуемого направления. Для каждого канала, используя принцип максимума Понтрягина, решается задача оптимального управления элементарной одномерной системой. Работоспособность алгоритма подтверждается численным моделированием.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант 06-01-00389), Программы Президента Российской Федерации поддержки ведущих научных школ (грант НШ-2448.2006.1) и Германской службы академических обменов (DAAD).

**ПОСТРОЕНИЕ И АНАЛИЗ ОСОБЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ
СИСТЕМ БЕЗУПОРНЫХ ГИРОДИНОВ МЕТОДОМ
ПРОДОЛЖЕНИЯ ПО ПАРАМЕТРУ**

А.И. Игнатов, А.А. Давыдов
(Москва, ФГУП "ГКНПЦ им. М.В. Хруничева")

general_z@mail.ru

Предложен численный метод построения границы и особых поверхностей области вариации суммарного кинетического момента, создаваемого системой безупорных двухстепенных гироскопов (гиродинов). Приведено описание метода продолжения по параметру, при помощи которого реализовано построение границ и особых поверхностей. С использованием предложенных Е.Н. Токарем идей сформулировано достаточное условие для определения типа особых поверхностей с целью избежания ситуаций возможной потери работоспособности системы гиродинов. В качестве примера рассмотрены две конфигурации системы, состоящие из четырёх и шести гиродинов. Для каждой из этих конфигураций построены области возможных значений кинетического момента, с целью оценки возможности их использования в качестве исполнительных органов системы управления малым космическим аппаратом. Показаны возможности каждой из конфигураций системы при отказе одного из гиродинов.

**ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ
ПРЕЦЕССИИ СПУТНИКА В ОДНОМ ЧАСТНОМ СЛУЧАЕ**

О.В. Холостова
(Москва, Московский авиационный институт)

markeev@ipmnet.ru

Рассматривается движение динамически симметричного спутника — твердого тела относительно центра масс в центральном ньютоновском гравитационном поле на эллиптической орбите произвольного

эксцентриситета. Известно частное движение спутника, когда его ось симметрии перпендикулярна плоскости орбиты, а сам спутник вращается вокруг этой оси с постоянной угловой скоростью (цилиндрическая прецессия). В предположении, что геометрия масс спутника отвечает тонкой пластине, проводится нелинейный анализ устойчивости этого движения.

Показано, что в плоскости параметров задачи — эксцентриситета орбиты e и безразмерной угловой скорости — существует счетное число областей параметрического резонанса, рождающихся на оси $e=0$. Ранее в работе [1] исследованы случаи кратного резонанса при малых значениях эксцентриситета. В данной работе в ограниченной части плоскости параметров рассмотрены случаи кратных и некратных резонансов, численно и аналитически построены границы областей параметрического резонанса для малых и произвольных значений e .

При проведении нелинейного анализа (в областях устойчивости в линейном приближении) выделены случаи резонанса четвертого порядка и нерезонансный случай. Численно построены кривые резонанса четвертого порядка; вдоль каждой кривой проведено исследование устойчивости, указаны участки неустойчивости. В нерезонансном случае рассмотрены устойчивость для большинства (в смысле меры Лебега) начальных условий и формальная устойчивость.

1. А.П. Маркеев. О кратном параметрическом резонансе в системах Гамильтона // ПММ. 2006. Т.70. Вып.2. С.200-220.

ВЫЯВЛЕНИЕ ФИЗИЧЕСКОГО СМЫСЛА ПАРАМЕТРОВ ФУНКЦИИ ВЕЙЕРШТРАССА – МАНДЕЛЬБРОТА ПРИ ОЦЕНКЕ С ПОМОЩЬЮ НЕЕ МИКРОУСКОРЕНИЙ

А.В. Седельников, Д.П. Подлеснова

*(Самарский государственный аэрокосмический университет
им. С.П. Королева) axe_backdraft@inbox.ru*

В работе проведено отождествление параметров действительной части фрактальной функции Вейерштрасса – Манделъброта при тождественно нулевой фазе (ФВМ):

$$\operatorname{Re} W(t) = C(t) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} \frac{1 - \cos b^n t}{b^{(2-D)n}}$$

и физических характеристик условий создания поля микроускорений на борту орбитального КА. Показано, что параметр t является безразмерным временем проведения технологического процесса. Фрактальная размерность D тесно связана с моментом от управляющих ракетных двигателей системы ориентации КА (УРД), а параметр b определяет массовую долю упругих элементов в общей массе КА.

Проведено статистическое сравнение влияния D и b на среднее значение ФВМ по модели [1] и величины момента УРД, погонной массы, длины упругих элементов, а также массы КА при неизменных параметрах упругих элементов на среднее значение квазистатической компоненты микроускорений по модели [2]. Показано их статистическое сходство, в частности, пересечение всех прямых в одной точке – начале координат, т.к. очевидно отсутствие микроускорений при нулевом моменте УРД.

Следующим этапом работы по созданию фрактальной оценки микроускорений с помощью ФВМ является создание схемы подбора параметров функции для эффективной и адекватной оценки микроускорений на этапе проектирования КА до его полета в космос.

1. А.В. Седельников. Фрактальная оценка микроускорений при слабом демпфировании собственных колебаний упругих элементов космического аппарата. Часть 1 // Изв. вузов. Авиационная техника. - № 3. – 2006. – С.1–3.

2. А.А. Авраменко, А.В. Седельников. Моделирование поля остаточной микрогравитации на борту орбитального космического аппарата // Изв. вузов. Авиационная техника. - № 4. – 1996. – С.22–25.

ОБОБЩЕННАЯ ОГРАНИЧЕННАЯ КРУГОВАЯ ЗАДАЧА ТРЕХ ТЕЛ КАК МОДЕЛЬ ДИНАМИКИ ДВОЙНЫХ АСТЕРОИДОВ

В.В.Белецкий

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

beletsky@keldysh.ru

Астрономические исследования последних десятилетий с помощью космических аппаратов привели к революционному скачку в наших знаниях о Вселенной и Солнечной системе. В частности, это относится и к изучению пояса астероидов. Оказалось, например, что у некоторых астероидов имеются собственные спутники, что вызвало интерес к исследованию динамики таких систем. Доклад посвящен анализу относительного движения двойного астероида. Выводятся условия

существования такой системы, т.е. “неразбегаемости” двух астероидов. В дальнейшем считается, что спутник не оказывает существенного влияния на движение основного астероида. Характерной особенностью малых планет является их “неправильная” форма, зачастую весьма далекая от шарообразной, поэтому основной астероид моделируется как гантелевидное прецессирующее твердое тело. Уравнения движения такой системы являются двухпараметрическим обобщением соответствующих уравнений ограниченной круговой задачи трех тел. Показано, что в рассматриваемой системе существуют стационарные движения, в которых малый астероид равноудален от притягивающих центров на концах гантели – аналог треугольных точек либрации. Выводятся условия существования таких движений и проводится детальный анализ их положения относительно гантели. Исследование устойчивости треугольных точек либрации сводится к исследованию характеристического уравнения шестой степени. Выводятся условия устойчивости в случае, когда движение основного астероида близко к плоскому.

**УСТОЙЧИВОСТЬ ТРЕУГОЛЬНЫХ ТОЧЕК ЛИБРАЦИИ В
ОБОБЩЕННОЙ ОГРАНИЧЕННОЙ КРУГОВОЙ
ЗАДАЧЕ ТРЕХ ТЕЛ**

В.В. Белецкий

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

beletsky@keldysh.ru,

А.В. Родников

*(Московский государственный технический университет
им. Н.Э. Баумана) springer@inbox.ru*

Рассматриваются положения равновесия тела малой массы относительно прецессирующей гантели, представляющей собой два жестко связанных сферически гравитирующих тела. Такую систему можно рассматриваться как модель двойного астероида. Изучается устойчивость относительных равновесий с равными расстояниями от малой массы до притягивающих центров, которые, по аналогии с классической ограниченной задачей трех тел, названы треугольными точками либрации. Показано, что характер устойчивости таких точек либрации определяется тремя постоянными параметрами: углом нутации и угловой скоростью прецессии, а также соотношением между массами тел на концах гантели. Выводятся условия устойчивости в линейном приближении, строятся области устойчивости и неустойчивости в пространстве параметров задачи.

**АНАЛИЗ ПРОБЛЕМЫ КОРРЕКЦИИ ОРБИТЫ
СБЛИЖАЮЩЕГОСЯ С ЗЕМЛЕЙ АСТЕРОИДА АРОPHIS*****В.В. Ивашкин, К.А. Стихно******(Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН)******Ivashkin@Keldysh.ru***

В работе дан анализ проблемы предотвращения возможного столкновения с Землей астероида Ароphis. В соответствии с выполненными наблюдениями и полученной на их основе орбитой астероида [1], астероид Ароphis в 2029 г. пролетит на расстоянии ~ 40000 км от центра Земли, причем для этой номинальной траектории не будет столкновения с Землей в течение довольно длительного последующего времени. Однако, могут быть траектории астероида из близкой окрестности номинальной орбиты, на которых будут столкновения с Землей при следующем сближении в 2036г. Это соударение представило бы довольно большую опасность для Земли, если учесть размер и массу астероида, а также скорость и энергию его столкновения с Землей ($\sim 10^3$ мегатонн ТНТ). Отсюда следует важность проблемы предотвращения данного возможного столкновения. В работе исследуется задача коррекции орбиты астероида.

Предложен метод поиска траекторий астероида, близких к номинальной и сталкивающихся с Землей. Построенный алгоритм применен для поиска опасных траекторий, когда параметры номинальной орбиты астероида Ароphis и область ее ошибок соответствуют варианту [1] для комбинированного состава оптических и радарных измерений. Это позволило найти семейство таких траекторий столкновения с Землей в 2036г. Выполнен анализ этого семейства столкновительных орбит астероида, определены и представлены их характеристики.

Исследована задача коррекции опасной орбиты астероида, с целью предотвратить его столкновение с Землей в 2036г. Анализ выполнен для двух стратегий коррекции. Первая - «простая» коррекция опасной траектории, отклоняющая только ее от Земли. Вторая – более сложная, она отклоняет целую «трубку» траекторий вокруг номинальной, с учетом ошибок определения траектории, задаваемых ошибками измерений. Рассмотрена также двухимпульсная коррекция орбиты, она позволяет существенно улучшить качество коррекции. Показано, что коррекцию опасной орбиты астероида желательно провести до сближения в 2029 г. В этом случае импульс скорости коррекции будет существенно меньше, чем для коррекции после этого сближения. Оценены параметры термо-

ядерного и ударно-кинетического воздействий для реализации указанной коррекции [2].

Отмечается комплексный характер проблемы коррекции, необходимость дальнейшего ее анализа. Главное здесь – улучшение точности знания орбиты астероида. В этой связи важной представляется разработка отечественной программы наблюдений за астероидом с помощью Российских обсерваторий (Зеленчукская, Звенигородская, Коуровская, Московская – Мастер, Пулковое, Симеиз, Терскол и др.), а также радиоизмерений. В частности, сближения астероида с Землей в 2013 и 2021 должны дать хорошую информацию для существенного уточнения орбиты. Важно также улучшение знаний физических характеристик астероида – наземными и космическими способами.

1. Э.И. Ягудина, В.А. Шор. Орбита АСЗ (99942) Ароphis = 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. Качественный сравнительный анализ некоторых методов изменения орбиты сближающегося с Землей малого небесного тела // Околосолнечная астрономия XXI века. М.: ГЕОС, 2001. С. 294-304.

О ТРАЕКТОРИИ АСТЕРОИДА 99942 АРОPHIS (2004 MN4), СБЛИЖАЮЩЕГОСЯ С ЗЕМЛЕЙ

А.А. Башаков, Н.П. Путьев, Л.Л. Соколов

*(Санкт-Петербург, Астрономический институт им. В.В. Соболева
СпбГУ) ai@astro.spbu.ru*

Астероид *Arophis* привлек внимание сразу после открытия в 2004 году возможностью катастрофического соударения с Землей в апреле 2029 года. На сегодня установлено, что в апреле 2029 года будет иметь место сближение на расстояние 36-37 тысяч км, а не соударение. Отлична от нуля вероятность соударения в ближайшем будущем, прежде всего в апреле 2036 года. Размеры астероида около 400 метров, поэтому допустить это маловероятное событие нельзя и *Arophis* остается одним из самых опасных.

В настоящей работе рассмотрены различные сценарии динамической эволюции *Arophis* в рамках сегодняшней точности знания его орбиты. Рассеяние при сближении 2029 года ведет к заметной потере точности, а возможное сближение в 2036 году может привести *Arophis* в

область недетерминированного движения. В этой области обнаружено аналитически и построено численно множество орбит соударения с Землей в 2037 и последующие годы. Рассмотрены также результаты малого изменения скорости *Aphos* в различные моменты времени вследствие столкновения с массивным телом.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант 05-02-17408) и Программы Президента Российской Федерации поддержки ведущих научных школ (грант НШ-4929.2006.2).

USE OF SOLAR RADIATION PRESSURE TO MAINTAIN A SPATIAL SATELLITE FORMATION

Anna Guerman (Covilha, Portugal, University of Beira Interior) anna@ubi.pt

Mikhail Ovchinnikov (Moscow, Keldysh Institute for Applied Mathematics, Moscow, Russia) ovchinni@keldysh.ru

Georgi Smirnov (Porto, Portugal, University of Porto) gsmirnov@fc.up.pt

There is currently a great interest for three-dimensional satellite formations due to numerous applications and many projects under development. These studies are motivated by NASA research program in formation flying. In our work, we study the use of the solar radiation pressure to deploy and stabilize a three-dimensional satellite formation. We suppose that the satellites are equipped with solar sails that can be used to create a propulsion force.

We consider two problems:

1. Heliocentric orbit. For this problem, we analyze the possibility to create a tetrahedron satellite formation. We show that such a formation exists and its motion is stabilizable. The diameter of the formation and the stabilization time depend on the properties of the solar sails.

2. High Earth Orbit. The formation consists of four spacecrafts that are supposed to form a tetrahedron along a part of the orbit. The average position of the formation follows 10 Earth radii orbit lying in the ecliptic plane. We show that this formation can be deployed at the point situated at about 60 degrees with respect to the Earth-Sun direction, and can be maintained for the next 120 degrees of the orbit. For a sailcraft with a characteristic acceleration $a=0.01 \text{ mm/s}^2$, the distance between the satellites can achieve 6 - 10 km.

О ДИНАМИКЕ ОРБИТАЛЬНОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ С НЕВЕСОМЫМ ТРОСОМ В ОДНОРОДНОЙ АТМОСФЕРЕ**Ю.А. Садов****(Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН)
sadovya@keldysh.ru**

Рассматривается динамика орбитальной тросовой системы (ОТС) с гибким, невесомым, но имеющим конечное аэродинамическое сопротивление тросом в однородной атмосфере. Такая постановка задачи позволяет выявить основные эффекты, связанные с изгибанием троса под действием сопротивления атмосферы. Если концевые массы сферически симметричны, то в системе имеются три определяющих безразмерных параметра. В зависимости от этих параметров система имеет от одной до пяти равновесных конфигураций: одна горизонтальная, и одна или две пары симметричных относительно горизонтальной оси конфигураций, в которых трос имеет форму параболы. Для почти всех значений параметров все такие конфигурации неустойчивы. Устойчивой в линейном приближении является только одна пара нетривиальных конфигураций на двумерной поверхности в пространстве параметров. Численно изучалась нелокальная динамика системы. В большинстве случаев при движении системы происходит распрямление троса, сопровождающееся его рывком. Исследовались области регулярных (без рывков) движений, построены карты продолжительности регулярных движений в пространстве начальных конфигураций системы при различных значениях параметров.

Работа поддержана РФФИ (грант 04-01-00358) и Программой Президента Российской Федерации поддержки ведущих научных школ (гранты НШ-2003.2003.1 и НШ-2448.2006.1).

О ВОЗМОЖНОСТИ РАЗМЕЩЕНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ В ОКРЕСТНОСТИ ТРЕУГОЛЬНОЙ ТОЧКИ ЛИБРАЦИИ С ПОМОЩЬЮ ТРОСОВЫХ СИСТЕМ**А.А. Буров (Москва, Вычислительный центр им. А.А. Дородницына РАН) aburov@ccas.ru ,****И.И. Косенко (Московский государственный университет сервиса) kosenko@ccas.ru**

В докладе обсуждаются возможности применения двухтросовых систем для размещения космической станции в окрестности треугольной точки либрации. Указывается примыкающая к треугольной точке либрации область, в которой такое размещение оказывается возмож-

ным. Использование тросовых систем для размещения космических станций в окрестности коллинеарных точек либрации изучались Дж. Пирсоном, В.В.Белецким, Е.М.Левиным.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (гранты 05-01-00454 и 06-01-90505-БНТС) и Программы Президента Российской Федерации поддержки ведущих научных школ (грант НШ-6667.2006.1).

УСТОЙЧИВЫЕ ПРОСТРАНСТВЕННЫЕ ОРБИТЫ “ВОКРУГ” КОЛЛИНЕАРНЫХ ТОЧЕК ЛИБРАЦИИ

Б.Б. Крейсман

(Астрокосмический Центр Физического Института РАН)

kreisman@asc.rssi.ru

Для трехмерной ограниченной круговой задачи трех тел разработана методика генерации пространственных периодических решений из периодических орбит плоской задачи. В основу методики положено введенное Пуанкаре понятие периодических решений второго рода.

Плоские орбиты рассматриваются как частный случай пространственных орбит и для них вычисляются матрицы монодромии второго порядка \mathbf{M} (по координате z и скорости v_z). Полуслед s матрицы \mathbf{M} определяет вертикальную устойчивость орбиты. Если $|s| > 1$, то решение неустойчиво. В противном случае преобразование подпространства (z, v_z) в окрестности решения за период сводится к деформации и повороту на угол ϕ , $\cos\phi = s$. В точках, в которых угол ϕ рационально выражается через 2π , $\phi = 2\pi r/q$, r и q - целые, исходное семейство плоских орбит порождает семейство пространственных периодических решений, имеющих в q раз больший период; направления продолжения в подпространстве (z, v_z) определяются матрицей \mathbf{M} . Если $|s| < 1$, то имеем два новых семейства. При резонансе 1:1 ($s=1$) и резонансе 2:1 ($s=-1$) - только одно. Этот метод использован для построения орбит как вокруг притягивающих тел, так и вокруг точек либрации. Как известно, плоские орбиты вокруг коллинеарных точек либрации неустойчивы относительно возмущений, лежащих в общей плоскости движения основных тел. Однако, относительно вертикальных возмущений они оказываются устойчивыми, и на некотором удалении от самих точек либрации имеем даже резонанс 1:1. Развивая полученные семейства, мы получили устойчивые решения как в системе Земля-Луна, так и в системе Солнце-Земля. Конечно, для пространственных орбит понятие “вокруг точки либрации” весьма условно; полученные орбиты можно также считать орбитами вокруг меньшего притягивающего тела.

**О РЕЖИМЕ ВИНТОВОГО ТОРМОЖЕНИЯ ТЕЛА В
СОПРОТИВЛЯЮЩЕЙСЯ СРЕДЕ**

Б.Я. Локшин, Ю.М. Окунев, В.А. Садовничий, В.А. Самсонов
(Москва, Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова)
samson@imec.msu.ru

Обсуждается задача о торможении движения тела неподвижной средой в рамках квадратичного закона сопротивления. Принято, что тело имеет форму, так сказать, «общего положения». Известно, что режим прямолинейного поступательного торможения такого тела невозможен. Рассматривается вопрос о существовании винтового режима торможения и приводятся оценки некоторых его характеристик. Эти оценки полезно иметь в виду при прогнозировании траекторий.

**О ВРАЩАТЕЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ ОСЕСИММЕТРИЧНОГО
АППАРАТА ПРИ НЕУПРАВЛЯЕМОМ СПУСКЕ В АТМОСФЕРЕ**

В.В. Сидоренко
(Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН)
sidorenko@keldysh.ru,
С.А. Скороход

(Москва, Московский физико-технический институт)

В работе рассматривается динамически симметричное твёрдое тело, совершающее неуправляемый спуск в атмосфере планеты. Предполагается, что тело имеет сферическую форму; центр масс тела смещен относительно центра сферы, ограничивающей ее поверхность. Исследование проводится методом осреднения. Уравнения движения записываются в специальных переменных, упрощающих процедуру осреднения. Основное внимание уделяется случаю вращательного движения, близкого к регулярной прецессии с медленно изменяющимися параметрами.

Если пренебречь аэродинамическим демпфированием, то проекция кинетического момента тела на ось динамической симметрии будет интегралом движения. Кроме того, будет сохраняться «в среднем» проекция кинетического момента на направление скорости тела. Принимая это во внимание, можно достаточно подробно проанализировать эволюцию параметров «опорной» прецессии в процессе спуска. Возмущённая система также допускает существование адиабатического инварианта, в выражение которого входит амплитуда нутационных колебаний. Используя данный инвариант, удастся определить изменение амплитуды нутационных колебаний во время движения.

**А.А. ШТЕРНФЕЛЬД И СВЯЗЬ ЕГО ТВОРЧЕСКОГО НАСЛЕДИЯ
С СОВРЕМЕННОЙ КОСМОНАВТИКОЙ****В.В. Ивашкин****(Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН)*****ivashkin@keldysh.ru***

Доклад посвящен исполнившемуся недавно 100-летию со дня рождения одного из пионеров космонавтики – Ари Абрамовича Штернфельда.

В начальной части доклада приведено краткое описание жизненного и творческого пути ученого (1905-1980), посвятившего всю свою жизнь исследованию проблем космонавтики. Дан анализ вклада А.А. Штернфельда в космонавтику. Это, во-первых, *научная популяризация идей космонавтики*, в частности, ознакомление Европы в начале 1930-х годов с пионерскими работами К.Э. Циолковского. Важным стал *научный вклад* ученого, в первую очередь – открытие А. Штернфельдом *биэллиптических траекторий* для спуска с начальной орбиты к центральному небесному телу (1934), для запуска ИСЗ (1954) и для перелета между орбитами (1958). Несомненным достижением ученого, сыгравшим большую роль в распространении знаний о путях освоения космического пространства, стала его *монография «Введение в космонавтику»* (1937). В частности, здесь автором были введены и с тех пор вошли в наш лексикон такие важные термины, как «Космонавтика», «первая космическая скорость». В докладе дан обзор этой монографии, которая стала важнейшей вехой в творчестве ученого. Проанализированы достижения автора в исследовании траекторий космических аппаратов (КА), с которыми связана основная часть научных результатов ученого.

Во второй части доклада анализируется связь творческого наследия А.А. Штернфельда с современной космонавтикой. Показано, что идеи ученого о биэллиптическом перелете органично вошли в теорию космических маневров: для перелетов между компланарными орбитами (как эллиптическими, так и гиперболическими), между некомпланарными орбитами, для случая перелета с ограниченным временем. Показано, что синтез идей А.А. Штернфельда о биэллиптическом перелете и идей Ф.А. Цандера о гравитационном маневре лежит в основе новых интересных решений для ряда важных задач современной практической космонавтики. Это, например, выведение КА на геостационарную орби-

ту (ГСО) и возвращение КА с ГСО к Земле – с использованием гравитационного маневра у Луны, «обходные» перелеты от Земли к Луне и от Луны к Земле – в рамках задачи четырех тел (Земля, Луна, Солнце, КА), «обходной» полет от Земли к Солнцу вне плоскости эклиптики с использованием гравитационного маневра у Юпитера. При новых «обходных» перелетах между Землей и Луной осуществляется захват Луной для перелета Земля-Луна и пассивный, чисто гравитационный отлет с некоторой орбиты спутника Луны для перелета Луна-Земля – в окрестностях коллинеарных точек либрации L_1 и L_2 системы Земля-Луна. В указанных решениях использование гравитации для изменения траектории КА заметно уменьшает расходы топлива на выполнение маневров. Интересно, что уже в своей давней книге «Искусственные спутники Земли» (1956, [1]) А. Штернфельд указал на возможность применения «обходной» схемы для полета на Луну. Отметим также, что в 1930-х годах в РНИИ, на основе объединения результатов Ф.А. Цандера по гравитационным маневрам и межпланетным полетам с результатами А.А. Штернфельда по «непрямым», биэллиптическим перелетам, существовала объективная возможность разработать ряд космических проектов на уровне сегодняшнего дня [2].

На основе проведенного анализа сделан вывод, что, во-первых, А. Штернфельд своей научной и научно-популяризаторской деятельностью внес заметный вклад в становление космонавтики и, во-вторых, его идеи «обходных» перелетов органично вошли как в теорию, так и в практику современной космонавтики.

Исследование выполнено при поддержке РФФИ (гранты 01-01-00133 и 06-01-00531), Программы Президента Российской Федерации поддержки ведущих научных школ (грант НШ-2003.2003.1), а также GMV (Мадрид).

1. А. Штернфельд. Искусственные спутники Земли. М.: ГИТТЛ, 1956. С. 98.

2. В.В. Ивашкин. Ари Штернфельд и космонавтика. // Препринт, Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, 2005, N 20. 32 с.

**ОБ ОПТИМАЛЬНОМ ВЫВЕДЕНИИ ИСКУССТВЕННОГО
СПУТНИКА ЗЕМЛИ С ПОМОЩЬЮ АВИАЦИОННО-
КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ (АКС)**

*Б.Х. Давидсон, В.К. Исаев
(Жуковский, ЦАГИ)
davidson@tsagi.ru*

С помощью принципа максимума Понтрягина изучается новый способ оптимального выведения искусственного спутника Земли многоступенчатыми авиационно-космическими системами (АКС), включающими самолёт-разгонщик и ракету-носитель воздушного старта. Рассматривается сквозная процедура оптимизации всех этапов выведения при наличии ограничений, наложенных на функции фазовых переменных и управлений. В качестве управлений рассматриваются угол атаки летательного аппарата (ЛА) и величина тяги двигательной установки. Получены универсальные условия оптимальности управления для ЛА с различными типами двигателей. Исследованы качественные особенности оптимального управления при движении ракетного аппарата в пустоте. Анализ опирается на использование математических моделей, допускающих аналитическое исследование структуры оптимального управления. Для рассмотренного случая аналитически решена краевая задача и получен синтез оптимального управления на активных участках. Исследованы вычислительные аспекты решения краевой задачи для системы уравнений оптимального движения.

На основе разработанных методов создан компьютерный комплекс формирования оптимальных траекторий АКС и предложены алгоритмы терминального управления, обеспечивающие реализацию этих траекторий в полёте при действии возмущающих факторов.

Построено параметрическое семейство оптимальных траекторий выведения космических аппаратов с помощью авиационно-космической системы. Исследованы траектории оптимального предстартового маневра самолета-разгонщика и выявлено их существенное влияние на оптимальные траектории ракеты-носителя и величину полезной нагрузки, выводимой на орбиту ИСЗ.

Проведен систематический численный анализ оптимальных траекторий выведения космических аппаратов на низкие орбиты ИСЗ для трёх схем выведения, отличающихся структурой управления величиной тяги ракеты-носителя. Определены предпочтительные области для использования различных схем выведения. Исследованы оптимальные

траектории в плоскости оскулирующих параметров (высота перигея - высота апогея).

Дан обзор применения численных методов в механике оптимального полета ЛА и направлений их дальнейшего развития.

1. В.К. Исаев, Б.Х. Давидсон. Принцип максимума Понтрягина и основные направления развития исследований по механике управляемого полета (1959 – 1998 г.г.). Международная конференция, посвященная девяностолетию со дня рождения Л.С.Понтрягина. Тезисы докладов. Оптимальное управление и добавления. – М.: Издательство МГУ, 1998, С. 230 – 231.

2. Б.Х. Давидсон, В.К. Исаев. Исследование оптимальных траекторий авиационно-космических систем (АКС). IX Всероссийский съезд по теоретической и прикладной механике. Аннотации докладов. Т. I, (Нижний Новгород, 22–28 августа 2006): Нижний Новгород, Изд-во Нижегородского государственного университета им. Н.И.Лобачевского, 2006, С. 42– 43.

**ОБ ОПТИМАЛЬНОМ ВЫВЕДЕНИИ КОСМИЧЕСКОГО
АППАРАТА С ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ НА СФЕРУ ЕЕ ВЛИЯНИЯ
ПРИ ВЕРТИКАЛЬНОМ СТАРТЕ**

М.П. Заплетин, Е.В. Заплетина
(Москва, МГУ им. М.В. Ломоносова)
ezaplet@mech.math.msu.su

Рассматривается задача выведения КА с поверхности Луны на сферу ее гравитационного влияния. Старт предполагается вертикальным. Управление выведением осуществляется посредством вектора тяги реактивного двигателя ограниченной тяги. Минимизируется расход топлива необходимый для совершения маневра при ограничении на время или угловую дальность перелета. На исследуемые траектории накладываются ограничения: а) КА не должен пролетать под поверхностью Луны; б) на начальном участке траектории (до некоторой заданной высоты) КА должен лететь вертикально. Данная задача представляет собой задачу оптимального управления с ограничением на фазовые координаты. Задача решается численно методом стрельбы на основе принципа максимума Л.С.Понтрягина для задач с фазовыми ограничениями.

Представлены точные численные решения поставленной задачи при различных значениях параметров. Приведены характерные зависи-

мости фазовых переменных от времени, а также закономерности поведения траекторий при выходе на поверхность Луны и при сходе с нее.

**ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ТРАЕКТОРИЙ
ПЕРЕЛЕТА НА ГЕОПЕРЕХОДНУЮ ОРБИТУ КОСМИЧЕСКОГО
АППАРАТА С ДОПОЛНИТЕЛЬНЫМ ТОПЛИВНЫМ БАКОМ**

И.С. Григорьев
(Москва, Мехмат МГУ)
iliagri@mech.math.msu.su,
И.А. Данилина
(РГТУ-МАТИ)

Рассматривается задача оптимизации пространственных траекторий перелетов КА, оснащенного разгонным блоком. Предполагается, что разгонный блок состоит из двигателя, несущих конструкций и двух топливных баков - основного и дополнительного. Сухая масса баков считается пропорциональной массе находящегося в них топлива, а масса двигателя и несущих конструкций - тяговооруженности. Управление перелетом осуществляется посредством вектора тяги реактивного двигателя. Сброс дополнительного топливного бака (ДТБ) осуществляется после полной выработки топлива и занимает две минуты. В процессе сброса КА осуществляет пассивное движение. Старт КА происходит с низкой круговой орбиты ИСЗ заданного наклона. Требуется за ограниченное время при заданных параметрах двигателя и баков перевести КА на наилучшую геопереходную орбиту (эллиптическую орбиту с линией апсид, лежащей в плоскости экватора, и радиусом апоцентра, равным радиусу геостационара). Минимизируется величина требуемого для дальнейшего выведения на геостационарную орбиту импульса скорости.

Рассматриваемая задача формализуется как задача оптимального управления совокупностью динамических систем. На основе соответствующего принципа максимума её решение сводится к решению краевой задачи. Краевая задача принципа максимума решается численно методом стрельбы. Выделяются два возможных случая сброса ДТБ: на активном и на протяженном пассивном участке. Проводится параметрический анализ полученных решений.

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

**К ЗАДАЧЕ РЕДУКЦИИ В ОБЩЕЙ ТЕОРИИ СИСТЕМ
ГИРОСКОПИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ***Л.К. Кузьмина**(Казань, КГТУ-КАИ)**Lyudmila.Kuzmina@ksu.ru*

Обсуждается общая постановка и решение задачи редукции-декомпозиции исходной модели применительно к особенностям динамики систем стабилизации и ориентации с гироскопическими исполнительными устройствами; с обсуждением и строгим теоретическим обоснованием понятия и свойства приемлемости редуцированных подмоделей («упрощенных уравнений движения» в постановке Д.Р. Меркина). Исходный объект моделируется в рамках Ньютоновой механики как механическая / электромеханическая система, описываемая уравнениями в форме Лагранжа / в обобщенной форме Лагранжа, допускающая введение малого параметра.

Первые строгие математические постановки этой инженерной задачи применительно к общей теории гироскопических систем берут свое начало от работ Д.Р. Меркина (с его постановкой об обосновании элементарной теории быстрых гироскопов); строгие математические постановки и строгие решения на основе методов А.М. Ляпунова применительно к общей динамике механических систем – от работ Н.Г. Четаева; расширение этих постановок применительно к проблеме моделирования и идеализации в механике, с трактовкой этих задач с точки зрения некоторого обобщенного свойства устойчивости по А.М. Ляпунову, содержится в работах П.А. Кузьмина, с изложением единой методологии. Особую значимость приобретает эта задача применительно к динамике систем гироскопической стабилизации и ориентации (нелинейная модель, критический трансцендентный по А.М. Ляпунову случай). Здесь в развитие подхода, опирающегося на методы А.М. Ляпунова, следующего постановкам Н.Г. Четаева и П.А. Кузьмина, принимается соответствующее определение приемлемости редуцированной подмодели (укороченных уравнений по А.М. Ляпунову); определяются условия сведения исходной динамической задачи к редуцированной подзадаче на бесконечном интервале времени. Разрабатывается регулярный алгоритм в процедуре редукции-декомпозиции, устанавливаются условия приемлемости упрощенных уравнений движения и допустимости использования упрощенной прикладной теории. Как приложение решается задача о редукции-

декомпозиции в динамике систем гироскопической стабилизации-ориентации, с разделением подслучаев больших стабилизируемых объектов и малых стабилизируемых объектов (типа малых спутников).

Автор благодарен РФФИ за поддержку работы.

АЛГОРИТМЫ ПОСТРОЕНИЯ ПОИСКОВЫХ ЭФЕМЕРИД АСТЕРОИДОВ

Л.Е. Быкова, Т.Ю. Галушина, А.П. Батурин

(Томск, НИИ прикладной математики и механики Томского государственного университета) le@mail.tomsknet.ru, astrodep@niipmm.tsu.ru

В докладе предлагается методика расчета поисковых эфемерид астероидов для тех случаев, когда не удастся обнаружить объект по расчетной эфемериде, даваемой на основе некоторой номинальной орбиты. Такая ситуация возникает обычно с нумерованными астероидами, когда объект наблюдался непродолжительное время, и неопределенность в оценке параметров его орбиты слишком велика. Одной из главных причин больших ошибок эфемерид является короткая дуга наблюдений и, соответственно, плохая обусловленность задачи оценки начальных параметров движения. Отметим, что по состоянию на 22 сентября 2006 года было известно 348242 астероида, в том числе, 4377 астероидов, сближающихся с Землей (АСЗ), и их продолжают интенсивно открывать. Из общего числа известных астероидов 61% являются пока нумерованными. Доля нумерованных АСЗ еще больше. Данные приведены на основании каталога Е. Боуэлла, доступного по адресу <ftp://ftp.lowell.edu/pub/elgb/astorb.dat>.

Очевидно, что в таких сложных случаях недостаточно вычислять поисковую эфемериду для некоторой номинальной орбиты. Чтобы математическое прогнозирование движения астероида имело практическую ценность, необходимо построение достоверной области возможных движений объекта на требуемом интервале времени. Тогда поисковая эфемерида может быть представлена как проекция области возможных движений на небесную сферу в заданный момент времени.

В работе изложен комплекс алгоритмов, решающих эту задачу, и представлены результаты апробации алгоритмов на примерах как нумерованных, так и нумерованных астероидов. Кроме того, представлена демонстрационная программная система, предназначенная для исследования движения астероидов.

Можно указать, по крайней мере, две актуальные практические проблемы, при решении которых могут быть использованы предлагае-

мые алгоритмы. Это – проблема астероидной опасности и проблема идентификации открываемых астероидов с ранее наблюдавшимися и потерянными объектами.

**ПОЗИЦИОННЫЕ НАБЛЮДЕНИЯ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ
СПУТНИКОВ НА ТЕЛЕСКОПЕ СБГ КОУРОВСКОЙ
АСТРОНОМИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ УРАЛЬСКОГО
ГОСУНИВЕРСИТЕТА**

Г.Т. Кайзер, Д.В. Гламазда

(Екатеринбург, Астрономическая обсерватория Уральского государственного университета)

Galina.Kajzer@usu.ru, Dmitriy.Glamazda@usu.ru

В Коуровской астрономической обсерватории Уральского государственного университета в течение 30 лет на камере СБГ (F=777мм, D=420мм) выполнялись фотографические наблюдения стационарных спутников Земли (ГСС). Получены большие ряды наблюдений для решения фундаментальных и прикладных научно-исследовательских задач [1]. Создано методическое и программное обеспечение обработки наблюдений, отождествления и исследования орбитального движения геосинхронных спутников. С использованием результатов наблюдений проведено исследование долговременной эволюции орбит ГСС на интервалах времени 7 и 11 лет [2], определены либрационные параметры спутников. Путем численного моделирования движения ГСС [3] на 15-летнем временном интервале выявлены слабоустойчивые (относительно воздействия светового давления) орбиты ГСС.

СБГ представляет собой короткофокусный телескоп с четырехосной монтировкой, предназначенный для наблюдений преимущественно ИСЗ. Телескоп имеет оптику системы Шмидта. В качестве светоприемника до 2005 года использовались фотопластинки размером 90x120мм, поле зрения при этом - $6.3^{\circ} \times 8.2^{\circ}$. Исследования телескопа показали, что проникающая сила оптической системы равняется 15^m при наблюдениях звезд и 13^m при наблюдениях ГСС. Ошибка определения положения звезд составляет $0.8''$ - $1.0''$, а геостационарных спутников – $1.0''$ - $2.5''$ [4].

В 2005-2006 годах проведена существенная модернизация СБГ. В качестве приемника излучения установлена ПЗС-камера Alta U32 фирмы Арогее (США), заменены двигатели, установлены датчики углов (энкодеры). ПЗС-камера Alta U32 [5] имеет следующие основные характеристики: размер матрицы - 2184x1472 пикс., размер пиксела – 6.8×6.8 мкм. Максимум чувствительности достигается при длинах волн от

5800Å до 6500Å. Камера установлена в прямом фокусе телескопа, поле зрения при этом составляет 61.2' x 42.5'. Служба времени организована на основе 8-канального GPS приемника Acutime 2000. Для управления работой телескопа и ПЗС-камеры в процессе наблюдений разработана программа SBGControl. При первичной обработке числовых изображений используется программное обеспечение MaxIm DL. Высокоточная астрометрическая обработка числовых изображений небесных объектов выполняется с помощью программы IZMCCD [6].

Обработка снимков звездных полей показала, что ПЗС-снимки имеют удовлетворительные по качеству изображения звезд, проникающая сила телескопа в видимой области спектра - около 17^m . Среднеквадратические ошибки единицы веса, полученные при редукции снимка, не превышают 0.4". Внешние оценки точности определения положений звезд показывают, что для 85% звезд точность определения экваториальных координат не хуже 0.1"–0.3", ощутима кривизна поля снимка. При определении экваториальных координат ГСС среднеквадратические ошибки единицы веса, полученные при редукции снимков классическим методом Тернера, составили 0.1"–0.4". Для внешней оценки точности определения положений ГСС сейчас проводятся дополнительные исследования.

В настоящее время изучается также важный вопрос о наблюдениях астероидов, особенно АСЗ, с помощью СБГ.

1. Ю.З. Вибе, Д.В. Гламазда, Г.Т. Кайзер и др. Каталог экваториальных топоцентрических координат квазистационарных спутников Земли. – Рукопись деп. в ВИНТИ. Екатеринбург, 1997. 54 с.

2. Э.Д. Кузнецов, Г.Т. Кайзер. Численное моделирование долговременной эволюции орбит геосинхронных спутников по фотографическим наблюдениям // Вестник СпбГУ. Сер. 1. 2000. Вып. 2 (N 8). С. 112–123.

3. Т.В. Бордовицына, Н.А. Шарковский и др. Численная модель движения ИСЗ // Наблюд. искусств. небесных тел. М: Астросовет АН СССР. 1988. 84. ч. 1. С. 70 - 74.

4. Г.Т. Кайзер. Оценка точности определения фотографических положений геостационарных спутников и звезд на снимках камеры SBG // Астрономо-геодезические исследования. Екатеринбург: УрГУ. 1994. С. 141–144.

5. http://www.ccd.com/alta_specs.html

6. И.С.Измайлов. Программа IZMCCD // <http://izmccd.puldb.ru/izmccdrus>, 2005.

ЭВОЛЮЦИЯ ОБЛАКА "КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА" ПРИ НАЛИЧИИ СОПРОТИВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЮ

А.С. Зарубкин

(Москва, Московский физико-технический институт)

me21@yandex.ru

С того времени, когда был запущен первый искусственный спутник Земли, число созданных человеком тел на орбите достигло порядка 10000. Только 5% спутников, запущенных на орбиту, функционируют в настоящее время. Остальные спутники уже выполнили свою задачу, и многие из них остаются на околоземной орбите. Кроме того, там же находятся использованные ступени ракет, останки развалившихся аппаратов, вылитое горючее и т.п. Так, тел с размером 1 – 10 см в околоземном пространстве находится свыше 20000, а размером 0.1 – 1 см – около 3.5 миллионов.

В работе исследуется процесс эволюции облака космического мусора на околоземной орбите после распада объекта-источника частиц. При этом получено характерное время существования облака на орбите. Рассматриваются следующие задачи:

- 1) описание движения частиц с учётом силы сопротивления земной атмосферы,
- 2) определение времени, за которое на Землю выпадет половина массы облака.

При решении этих задач делаются следующие предположения:

- 1) влияние земной атмосферы на движение частиц считается слабым (относительное изменение параметров орбиты за один виток $\ll 1$);
- 2) интенсивность разлета осколков не зависит от направления, т.е. обломки разлетаются во все стороны равномерно от разваливающегося спутника и с одинаковыми скоростями V_0 ,
- 3) движение частиц происходит только под действием силы притяжения Земли (как шара радиуса 6378 км) и силы сопротивления земной атмосферы.

Для описания движения используется цилиндрическая система координат, где координаты r и φ описывают движение в плоскости невозмущённой орбиты, а координата z – движение в направлении, перпендикулярном этой плоскости.

1. G. Contopoulos. Problems in Stellar Dynamics // In “Space Mathematics”, Part 1, Amer. Math. Soc., 1966, p.169.

2. S.L. Gorelov, V.A. Zharov and Y.I. Khlopkov, The velocities distribution function for particles in a space "debris" // Proceedings of the 20th Int. Symp., 1996, Beijing, China.

3. П.Е. Эльясберг. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли // М: Наука, 1965.

**РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ КОМПЛЕКСНОЙ ОБРАБОТКИ
НАВИГАЦИОННОЙ И АСТРОНОМИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ
МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

А.Б. Гавриленко, И.В. Меркурьев

(Москва, Московский энергетический институт)

MercuryevIV@mei.ru,

А.Г. Гладыревский, В.Ф. Худов

*(Москва, ФГУП «Московское опытно-конструкторское бюро
«Марс»)*

Практически проверенным и эффективным способом коррекции инерциальной навигационной системы спутника является измерение положения астроориентиров (звезд, Солнца, Земли и планет) с помощью оптико-электронных приборов. Как показала практика космических полетов, астрономические источники первичной навигационной информации, а также методы и средства решения задач навигации и ориентации в космосе, основанные на использовании этой информации, в значительной степени определяют успех выполнения всех задач, которые ставятся перед космическими системами различного назначения.

В докладе рассматриваются результаты разработки алгоритмического и программного обеспечения астронавигационной системы космического аппарата дистанционного зондирования Земли «Монитор-Э» и телекоммуникационного спутника «КазСат». В состав навигационного оборудования космических аппаратов включены звездные и солнечные датчики разработки ФГУП «Московского опытно-конструкторского бюро «Марс», построенные на базе оптико-электронных приборов с зарядовой связью.

В целях повышения точности измерений разработана математическая модель систематических инструментальных погрешностей звездного датчика, учитывающая геометрическую и энергетическую дисторсию оптико-электронного прибора; дискретность структуры элементов фоточувствительной матрицы с размерами элементов, соизмеримыми с размерами изображений навигационных звезд. С использованием разра-

ботанных моделей погрешностей решены задачи стендовых калибровочных предполетных испытаний оптико-электронных приборов, позволяющие определять оценки паспортных параметров датчиков по изображениям звездного образа на прецизионном измерительном стенде.

В докладе обсуждается методика полетной калибровки звездного датчика, позволяющая уточнять паспортные параметры прибора по изображению навигационных звезд. С использованием прецизионной информации об углах между навигационными звездами, содержащейся в бортовом каталоге звездного неба, оцениваются поправки к эквивалентному фокусному расстоянию и масштабу изображения.

Для решения задачи начальной ориентации космического аппарата по измерениям звездных и солнечных датчиков разработано алгоритмическое и программное обеспечение, позволяющее без учета априорных данных об ориентации космического аппарата проводить распознавание звездного образа и оценивать параметры взаимной ориентации приборной системы координат спутника относительно инерциальной. Выработаны требования к вычислительным ресурсам бортового компьютера для решения задачи о начальной ориентации космического аппарата.

В целях повышения точности бортовых систем разработана методика комплексной обработки навигационной и астрономической информации космического аппарата. Решены задачи калибровки постоянных дрейфов блока гироскопов, уточнения взаимной ориентации приборных систем координат звездных датчиков и бортовой оптико-электронной целевой аппаратуры. Приводятся оценки точности бортовых систем, полученные по результатам обработки телеметрии спутников.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант 06-08-01618).

**MICROSATELLITE ATTITUDE DYNAMICS DETERMINATION
USING ADVANCED ATTITUDE SENSORS**

***Domenico Accardo, Giancarlo Rufino and Michele Grassi (Napoli, Italy,
Dipartimento di Scienza e Ingegneria dello Spazio, Università di Napoli
"Federico II"),
michele.grassi@unina.it***

Over the last few years distributed architectures have received increasing attention. Technological feasibility of distributed architectures relies also on the increasing reduction in system mass, size, and power requirements, thanks to the recent evolution of microtechnology. This has led microsatel-

lites to compete with larger satellites. Indeed, a number of scientific and technology demonstration missions based on microsattellites have been already flown by universities and space agencies. Earth remote sensing missions have been proposed and carried out, and particular efforts are being done to fly high-resolution sensors on board microsattellites. NASA is studying the use of micro-engineered systems for interplanetary missions. With NASA "New Millennium" and "X-2000" Programs, coming years will see the development of many 10-kg spacecrafts equipped with micro-devices [1,2]. Satellite close and coordinate flight poses demanding requirements on satellite relative navigation and control. Concerning navigation, operation autonomy can be achieved by the fusion of several sensors' outputs on board the satellite. In this view, the use of MEMS-based (Micro-Electro-Mechanical-Systems) sensors is a promising solution to reduce mass and power requirements, while improving autonomy. Navigation based on the fusion of miniature inertial sensors and high-performance electro-optical sensors has been identified as one of the critical technologies for future space missions [3]. Recently, the Italian Space Agency (ASI) has started a short-term program for the development of a high-technology microsattellite bus standard to be used in small scientific and technology demonstration missions. Main design drivers are: extended use of microtechnology, nanotechnology and COTS (Commercial-Off-The-Shelf) components, and formation flying capabilities. Aiming at the microsattellite realization, in the recent years, ASI has financed several research projects devoted to the development of enabling technologies, such as micro-sensors and micro-actuators. In this framework, the research team at the University of Naples is developing prototypes of advanced attitude sensors based on MEMS units and attitude determination algorithms based on sensor fusion. In particular, a stellar-inertial system, an APS-based micro sun sensor prototype and a laboratory facility for sensor indoor testing and calibration are being studied and developed. In this paper, the stellar-inertial system and the micro sun sensor are described. The stellar-inertial system is based on the integration of MEMS gyros with a star sensor based on CCD or APS. In the integrated system, gyros are used to propagate the system state with a high measurement updating frequency (up to 100 Hz); whilst the star sensor is used as aiding sensor to produce measurements with a frequency of a few Hertz, which are adopted to correct the inertial sensor error drift. Stellar-inertial system performances have been numerically evaluated by attitude error covariance propagation. The micro sun sensor basically consists of an APS photodetector covered by an opaque mask with one or more tiny holes. Incoming sun light projects sun images

onto the focal plane. Sun line orientation is determined by sun image centroiding. Two different mask configurations have been developed. The first one has a single hole, whilst the second one has an array of 100 holes, in order to improve measurement precision by averaging multiple sun images.

1. H.W. Price, X2000 Flight Missions Utilising Common Modular Components
2. D. Collins, Miniature, Low Cost, Highly Autonomous Spacecraft-A Focus on New Millennium, 1995
3. Proceedings of the 2nd Round Table on Micro/Nanotechnology for Space, 1997

МЕТОДЫ ЛАБОРАТОРНОЙ ОТРАБОТКИ ДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ И АЛГОРИТМОВ ОРИЕНТАЦИИ НАНОСПУТНИКОВ

*М.Ю. Овчинников, С.А. Мирер, С.О. Карпенко, А.А. Дегтярев,
С.С. Ткачев, А.С. Середницкий, И.В. Прилепский, Н.В. Куприянова
(Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН)
ovchinni@keldysh.ru*

Представлены методы и способы компьютерной и полунатурной лабораторной отработки динамических моделей, алгоритмов управления и определения фактического углового движения наноспутников с использованием геомагнитного поля. Описывается лабораторный комплекс, содержащий компьютерный блок для предварительного моделирования динамики наноспутников и стенд с имитатором геомагнитного поля и макетом аппарата с системой управления.

Работа выполнена при поддержке Федерального агентства по науке и инновациям (Гос.контракт 02.434.11.7061), РФФИ (грант 06-01-00389), Программы Президента Российской Федерации поддержки научных школ РФ (проект НШ-2448.2006.1), Аналитической ведомственной целевой программы "Развитие научного потенциала высшей школы" Министерства образования и науки РФ (проект 6827).
