

Тема УПРАВЛЕНИЕ Исследования в области динамики сложных механических систем, проектирования орбит и построения математических моделей планирования космических экспериментов
Гос. регистрация № 01.20.03 03442

Научный руководитель д.т.н. Р.Р. Назиров

1. Обобщение результатов, полученных в области динамики Альвеновского плазменного протокольца, вращающегося в магнитном поле центрального тела. Установление связи элитных и суперэлитных плазменных протоколов с солитонами Френкеля – Конторовой и Рассела – Кортевега де Фриза.

Получены некоторые новые результаты, связанные с квантованием параметров планетарной Солнечной системы и спутниковых систем. Исследованы общие адиабатические инварианты, включающие орбитальные квантовые числа планет Солнечной системы и квантовые числа, характеризующие их собственное вращение (спин). Получены новые результаты в области квантования параметров, относящихся к спутниковым и к экзопланетным системам (см. таблицу).

Квантовые числа средней окружности пылевого кольца и орбит экзопланет

Фомальгаут, экзопланета и кольцо		HR9799, экзопланеты		
Экзопланета	Кольцо	№ 1	№ 2	№ 3
Наблюдаемый радиус орбиты планеты R (а.е.)	Средний радиус наблюдаемого кольца R (а.е.)	Наблюдаемый радиус орбиты R (а.е.)		
119	167	25	40	65
Орбитальное квантовое число N		Орбитальное квантовое число N		
5	6	3	4	5
Расчетный радиус $R_N = 4.75 N^2$ (а.е.)		Расчетный радиус орбиты $R_N = 2.61 N^2$ (а.е.)		
119	171	23.6	41.5	65

Как видно из этой таблицы, по крайней мере, для двух рассматриваемых экзопланетных систем первый из адиабатических инвариантов (пока единственный, который можно рассчитать, исходя из имеющейся информации) имеет место. Вопрос о репрезентативности этого результата применительно к другим экзопланетным системам остается пока открытым.

г.н.с. д.ф.-м.н. Б.И. Рабинович

2. Исследования динамики полета и управления космических аппаратов с солнечным парусом с изменяемой отражательной способностью. Разработка концепций и алгоритмов управления группировками космических аппаратов при построении и поддержании заданной конфигурации группировок путем использования солнечного паруса с изменяемыми отражательными характеристиками.

В результате проведенного анализа была подтверждена возможность удержания космических аппаратов в окрестности коллинеарных солнечно-земных точек либрации с помощью относительно малого солнечного паруса с управляемыми отражательными характеристиками. Размеры такого паруса сопоставимы с размерами солнечных батарей. Для реализации маневров удержания аппарата на орбите около точки либрации достаточно не требуется специальных разворотов и достаточно поддерживать его ориентацию на Солнце. Последнее условие реализуется наиболее простым образом при стабилизации аппарата вращением с осью вращения, направленной на Солнце. Поворот оси вслед за Солнцем осуществляется с использованием того же солнечного паруса.

в.н.с., к.т.н. Эйсмонт Н.А., Тел. 333-10-78, E-mail: neismont@iki.rssi.ru

3. Разработка способов управления движением космических приборов, состоящих из элементов, размещаемых на нескольких аппаратах.

Разработанный способ базируется на вычислении разности ускорений в точках, где находятся разные элементы приборов, например, зеркало рентгеновского телескопа и его детектор. Управляющие силы парируют эту разность, т.е. сводят ее к нулю. Кроме того, выравниваются начальные скорости аппаратов. Тогда направление от одного аппарата к другому сохраняет свое направление в принятой системе отсчета. Выполненный анализ показал, что для окрестностей солнечно-земных точек либрации применение солнечного паруса с размерами, сопоставимыми с размерами солнечных батарей, позволяет реализовать требуемый закон управления при расстояниях между аппаратами порядка сотен метров. При этом предполагается, что используется парус с управляемыми отражательными характеристиками.

в.н.с., к.т.н. Эйсмонт Н.А., Тел. 333-10-78, E-mail: neismont@iki.rssi.ru

4. Разработка методов управления ориентацией малых космических аппаратов с минимальным составом измерительных и исполнительных элементов, предназначенных для околоземных и межпланетных полетов. Разработка методов управления малыми космическими аппаратами, использующими двигатели малой тяги для решения задач перехода на высокие околоземные орбиты и в межпланетных миссиях, в том числе построение алгоритмов управления ориентацией.

Задача решалась, главным образом для малых космических аппаратов, используемых на околоземных орбитах с высотами вплоть до геостационарных. Предполагалось, эти аппараты снабжены магнитными катушками и маховиками как исполнительными органами управления. Для определения фактической ориентации предполагалось использование солнечных датчиков и магнитометров. Трудность состоит в неполном наборе измерений в тени Земли и при попадании Солнца в зоны пространства, где оно оказывается вне зоны видимости солнечных датчиков. Для преодоления этой трудности предлагается использовать информацию об угловой скорости маховиков как дополнительного параметра, необходимого для определения полного объема параметров ориентации. Изложенная методика планируется к применению для аппарата «Чибиc», который должен быть запущен в 2011 году.

в.н.с., к.т.н. Эйсмонт Н.А., Тел. 333-10-78, E-mail: neismont@iki.rssi.ru

5. Разработка системы программ навигационной поддержки и планирования операций для проекта "Фобос-Грунт" с учетом реализации миссии в режиме взаимодействия с европейским проектом "ЕхоMars" и китайским магнитосферным спутником Марса.

Были разработаны предварительные версии соответствующих математических программ и проведены необходимые исследования по оценке самих возможностей выполнения радиопросвечивания атмосферы Марса с помощью российского и китайского спутников Марса. Эти исследования подтвердили осуществимость планируемых экспериментов и позволили продолжить дальнейшие работы партнеров в части подготовки экспериментов по радиопросвечиванию Марсианской атмосферы.

в.н.с., к.т.н. Эйсмонт Н.А., Тел. 333-10-78, E-mail: neismont@iki.rssi.ru

6. Исследование возможностей и методов управления движением астероидов, а также способов удержания космических аппаратов в окрестности астероидов.

В ходе исследований предложен метод наведения малых астероидов на опасные с точки зрения столкновения с Землей небесные тела. При этом предполагается применение техники гравитационного маневра у Земли. Показано, что при достаточной точности определения параметров астероида-снаряда и небесного тела-цели предлагаемая идея может быть реализуема. Еще одним из условий ее реализуемости является составление достаточно полного каталога малых астероидов, пригодных выполнять роль снаряда.

в.н.с., к.т.н. Эйсмонт Н.А., Тел. 333-10-78, E-mail: neismont@iki.rssi.ru

7. Анализ и построение схем орбитальных группировок для дистанционного зондирования Земли при решении народно-хозяйственных задач. Оптимизация параметров группировок.

На основании проведенных работ выпущен комплект документов, составляющих баллистическую часть проекта создания группировок спутников для решения народно-хозяйственных задач. Показано, что группировка из трех спутников, расположенных на солнечно-синхронной орбите высотой 700 км, позволяет проводить полный ежесуточный мониторинг всей поверхности Земли на широтах, по модулю превышающих 38 градусов.

в.н.с., к.т.н. Эйсмонт Н.А., Тел. 333-10-78, E-mail: neismont@iki.rssi.ru

Кроме того:

Выпущены два варианта баллистической части проекта «Ионозонд» и один вариант проекта «Ионосфера». В этих документах предложены параметры солнечно-синхронных орбит, удовлетворяющих требованиям планируемых экспериментов и техническим ограничениям по возможностям аппаратов.

Проведены исследования и подготовлен доклад по их результатам на Международной конференции SpaceOps 2010 доставки собранной в Космосе информации на Землю способом, альтернативным традиционной радиолинии, а, именно, малым космическим аппаратом, несущим эту информацию к Земле в виде записи на твердотельном носителе информации. Показано, что в случае больших объемов информации этот способ имеет большие преимущества по сравнению с традиционным.

Проведены исследования по методам снижения уровня загрязнения околоземного космического пространства при запусках носителей и при окончании активной работы спутников Земли. Предложены конкретные способы решения этой задачи и даны оценки потерь в массе выводимого полезного груза в случае применения предлагаемых методов. Проведенная работа была представлена как доклад на международной конференции по предотвращению засорения околоземного космического пространства.

в.н.с., к.т.н. Эйсмонт Н.А., Тел. 333-10-78, E-mail: neismont@iki.rssi.ru

8. Предельные фазовые траектории нелинейных систем и их применение в задачах виброзащиты.

Начато исследование предельных фазовых траекторий нелинейных динамических систем. Предельная фазовая траектория системы или подсистемы определяется как траектория, соответствующая максимально возможному необратимому переносу энергии от источника возбуждения или от других частей многомерной системы. Подсистема, движущаяся по предельной фазовой траектории, может рассматриваться как «энергетическая ловушка» или эффективный динамический гаситель по отношению к другим частям системы.

В работах 2010 г. получено явное асимптотическое решение задачи о предельной фазовой траектории осциллятора Дюффинга и осциллятора Дюффинга, соединенного с возбужденным линейным осциллятором, в условиях основного и супергармонического резонансов. Аналитические результаты и численное моделирование продемонстрировали эффективность предложенных нелинейных ловушек для гашения резонансных колебаний возбужденной системы.

2. ГРАНТЫ РФФИ 08-01-00068, 10-01-00698-а, 10-01-08197-з.

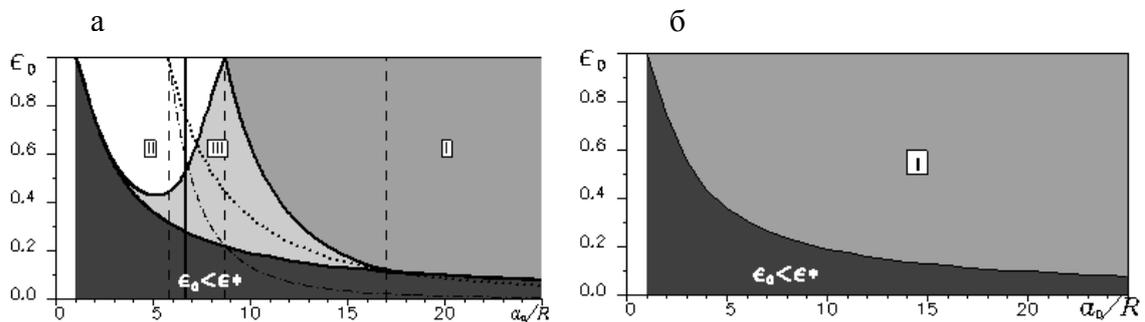
в.н.с., д.ф.-м.н. А. С. Ковалева, a.kovaleva@ru.net

9. Дальнейшее исследование особенностей эволюции орбит ИСЗ и времени их существования при совместном влиянии сжатия центрального тела и гравитационных возмущений со стороны внешних тел.

Исходя из выражения двукратно осредненной возмущающей функции, получено выражение для радиуса d – сферы доминирующего влияния возмущений от сжатия планеты над возмущениями от внешних тел.

Для каждого возмущающего тела величина d_j вычисляется по формуле $d_j = \sqrt[5]{\mu J_2 r_0^2 a_j^3 \varepsilon_j^{3/2} / \mu_j}$, где r_0, μ, J_2 – средний экваториальный радиус, произведение гравитационной постоянной на массу планеты и коэффициент при второй зональной гармонике разложения гравитационного потенциала по полиномам Лежандра, $\mu_j, a_j, \varepsilon_j$ – произведение гравитационной постоянной на массу возмущающего тела и элементы его орбиты. Используя свойство аддитивности независимых малых возмущений, значение радиуса d_Σ для k тел может быть вычислено по формуле $d_\Sigma = 1 / \sqrt[5]{\sum_{j=1}^k 1/d_j^5}$.

В пространстве M^5 с координатами $(a_0/R, \varepsilon_0, i_0, i_{eq0}, \omega_0)$, соответствующими начальным значениям орбитальных элементов спутника планеты, где $\varepsilon_0 = 1 - e_0^2$ – фокальный параметр, при фиксированных начальных значениях i_0, i_{eq0} – наклонения орбиты к плоскости орбиты возмущающего тела и к плоскости экватора планеты, вводятся в рассмотрение многообразия I, II, III на плоскости $(a_0/R, \varepsilon_0)$, где R – средний радиус планеты. Многообразие I включает значения $a_0/R, \varepsilon_0$, при которых эволюция орбиты под влиянием внешнего тела приводит к ее пересечению с поверхностью планеты при любых значениях аргумента перигея ω_0 , измеряемого относительно плоскости орбиты возмущающего тела. Многообразию II принадлежат значения $a_0/R, \varepsilon_0$, при которых орбита не пересекает поверхность планеты при всех возможных значениях ω_0 , а многообразию III – значения $a_0/R, \varepsilon_0$, при которых орбита пересекает или не пересекает поверхность планеты, в зависимости от значения ω_0 .



Многообразия I, II и III, полученные с учетом (а) и без учета (б) сжатия планеты, при $\cos i_0 = 0; \cos i_{eq0} = 0$.

Для двух интегрируемых случаев двукратно осредненной задачи трех тел с учетом сжатия планеты, соответствующих двум значениям наклонения i_{eq0} к плоскости экватора планеты: $\cos^2 i_{eq0} = 0$ и $\cos^2 i_{eq0} = 1$, при одном значении наклонения i_0 к плоскости орбиты возмущающего тела: $\cos^2 i_0 = 0$, найдены выражения для границ, разделяющих многообразия I, II, и III. Эти границы показаны на рисунке (а) для системы Земля – Луна – Солнце – ИСЗ. Вертикальная утолщенная линия соответствует радиусу сферы $d/R = 6.68$ доминирующего влияния возмущений от сжатия Земли над возмущениями от Луны и Солнца. Самой густой тонировкой показана область, $\varepsilon_0 < \varepsilon^*(a_0/R) = 1 - (1 - R/a)^2$, в которой фокусное расстояние перигея $r_\pi = a(1 - \sqrt{1 - \varepsilon_0}) < R$ меньше радиуса планеты.

Отметим, что в отсутствие возмущений, обусловленных сжатием планеты, вся область $1 < a_0/R, \varepsilon^*(a_0/R) < \varepsilon_0 < 1$ при $\cos^2 i_0 = 0$ представляет собой многообразие I (см. рис. б).

10. Дальнейшее исследование особенностей эволюции орбит ИСЗ нового поколения и времени их существования под влиянием прецессии плоскости орбиты Луны.

Ретроспективный анализ эволюции орбит спутников серии ПРОГНОЗ, запущенных 1972-1995, послужил толчком для исследования влияния прецессии орбиты Луны на эволюцию высокоапогейных орбит спутников и время их баллистического существования. Первые результаты были доложены в марте 2004 года на семинаре ИКИ РАН «Механика, Управление, Информатика». С тех пор накоплен большой материал, ожидающий дальнейшего осмысления и увязки с эволюцией долготы восходящего узла орбиты спутника в двукратно осредненной ограниченной задаче трех тел. Работа будет продолжена в 2011 году.

с.н.с., к.ф.-м.н. В.И. Прохоренко, vprokhorenko@mail.ru

11. Баллистическое обеспечение эксперимента Плазма–Ф на Космическом аппарате Спектр-Р (Радиоастрон).

Разработаны алгоритмы определения ориентации с учетом использования возможностей служебных систем аппарата.

Выполнена предварительная работа по предполетной адаптации математического обеспечения, предназначенного для прогноза эволюции орбиты, времени баллистического существования КА (космического аппарата) **Радиоастрон**, навигационных параметров вдоль орбиты и времени прохождения КА через различные области магнитосферы, исходя из задач долговременного и оперативного планирования космического эксперимента **Плазма–Ф**. Работа будет продолжена в 2011 году.

зам. научн. рук. эксперимента д.ф.-м.н. Г.Н. Застенкер, отд. 54
в.н.с., к.т.н. Эйсмонт Н.А., Тел. 333-10-78, E-mail: neismont@iki.rssi.ru

с.н.с., к.ф.-м.н. В.И. Прохоренко vprokhorenko@mail.ru
ведущий специалист Н.П. Беляева, nbelyaeva@rambler.ru

12. Исследование квазипериодичности потенциально опасных тесных сближений с Землёй некоторых астероидов серии NEA.

Актуальность рассматриваемой задачи связана с астероидной опасностью, исходящей со стороны астероидов группы NEA, находящихся на почти круговых орбитах, близких к Земной орбите. Для орбиты рассматриваемого в качестве примера астероида (99942) Апофис характерно малое минимальное расстояние от орбиты Земли в так называемой точке «пересечения орбит». По известным на сегодняшний день орбитальным данным JPL Small-Body Database значение этого минимального орбитального расстояния (MOID) для Апофиса составляет менее радиуса Земли.

Положение точки MOID на орбите Земли однозначно определяет дату ежегодного похождения Земли через эту точку при ее движении вокруг Солнца.

Для определения календарной даты «потенциально опасного» тесного сближения астероида с Землёй остается определить лишь год, в который астероид проходит вблизи точки MOID в ту же дату, что и Земля. А для прогнозирования серии «потенциально опасных» тесных сближений астероида с Землёй ключом является изучение эволюции синодического периода орбиты астероида.

Работа посвящена изучению долговременной эволюции номинальной орбиты астероида Апофис под влиянием как слабых возмущений от внешних тел, так и сильных возмущений, обусловленных сближением астероида с массивными телами, и анализу «потенциально опасных» тесных сближений между астероидом и центром Земли в окрестности точки MOID. Предложен простой алгоритм для прогнозирования «потенциально опасных» тесных сближений между астероидом и центром Земли в окрестности точки MOID, основанный на исследовании синодического периода номинальной орбиты астероида, как функции времени.

В.И. Прохоренко Об анализе тесных сближений двух космических тел на близких почти круговых орбитах // Космич. Исслед. 2010. Т. 48. № 6. С. 541-548

с.н.с., к.ф.-м.н. Прохоренко В.И. vprokhorenko@mail.ru

13. Развитие системы навигационно-информационной поддержки проекта Фобос-грунт на базе систем SPICE и PDS.

1. Согласованы новые исходные навигационные данные для пуска в 2011г.
2. Прделана работа по уточнению характеристик научного оборудования и углов установки приборов на борту КА.
3. Созданы тестово-модельные файлы информационной поддержки в формате системы SPICE для проекта «Фобос-Грунт». Данные файлы (ядра) были созданы для всех типов информации (траектория аппарата, его ориентация, бортовые часы, ядра с системами координат, ядра с описанием приборов). В результате чего, в настоящее время практически любой экспериментатор может воспользоваться данной системой для решения различных ситуационных задач. О чем было сообщено на Первом московском симпозиуме по Солнечной системе.
4. Создан сайт, содержащий информацию о системе SPICE с выходом на сервер, где в открытом доступе содержатся данные информационной поддержки для проекта «Фобос-Грунт» (<http://spice.ikiweb.ru/>). Данный сервер дублируется коллегами в NASA (<ftp://naif.jpl.nasa.gov/pub/naif/PHSRM/>)
5. Проведен тестовый тренировочный класс по обучению экспериментаторов работе с данными SPICE.
6. Проведена большая работа по визуализации данных системы SPICE как с использованием графических программ, так и при помощи своих разработанных графических средств. В результате чего имеем первую версию софта, позволяющего наблюдать взаимное расположение аппарата и тел Солнечной системы на различных этапах миссии.
7. Проведен ситуационный анализ Российско-Китайского эксперимента, который позволил ответить на ряд вопросов, касающихся возможности проведения самого эксперимента.
8. Написан ряд универсальных программ для баллистической и навигационной поддержки проекта «Фобос-Грунт», которые позволяют рассчитывать вектора состояния тел Солнечной системы и аппарата в любой момент времени и оценивать взаимное положение данных объектов в любой удобной системе координат.

Другие проекты:

Проведена работа по расчету составляющих вектора магнитного поля в различных системах координат для проекта «Чибис-М». В результате чего написан софт, позволяющий использовать TLE из базы данных NORAD, для расчета векторов состояния и составляющих магнитного. Модернизована модель IGRF магнитного поля до 2015 года. Проведены некоторые баллистические расчеты для проекта «Ионозонд».

м.н.с. Ледков А.А. отд. 58

14. Организация сотрудничества ИКИ РАН с Национальным институтом космических исследований Бразилии (ИНПЕ) в осуществлении бразильского проекта «Астер» (полет к околоземному тройному астероиду (136617) 1994 CC или (153591) 2001 SN263).

Проведено обсуждение посредством электронной почты и телефонных переговоров возможного участия ИКИ в бразильском проекте Астер. Это обсуждение подтвердило заинтересованность обеих сторон в сотрудничестве. Проведены два совместных совещания по проекту:

– в ИКИ в июле 2010 г. с участием ассоциативного директора ИНПЕ Аролдо Фрага де Кампос Вельу;

– в ИНПЕ в октябре 2010 г. с участием российской делегации представителей ИКИ, КБ ИКИ (г. Таруса) и Исследовательского Центра им. Келдыша (руководитель делегации – зам. Директора ИКИ О. Кораблев).

На совещаниях обсуждались конкретные вопросы участия российской стороны в выработке схемы полета, в создании космического аппарата (КА), в научной программе проекта, в запуске КА и в управлении его полетом, в получении и обработке телеметрической информации.

Опубликована совместная статья о проекте (А.А Суханов, А.Ф. де К. Вельу и др., Космич. исслед., вып. 5, 2010 г.).

15. Проведение теоретических исследований по оптимизации перелетов с малой тягой, включающих облет нескольких планет и малых небесных тел. Разработка математических методов и создание программного обеспечения для нахождения оптимальных траекторий полета к нескольким небесным телам.

Это исследование было заменено другим: разработан эффективный математический метод оптимизации межорбитальных перелетов с электрореактивной (малой) тягой. Работа представлена на Бразильском коллоквиуме по орбитальной динамике (Терезополис, Рио де Жанейро, 29 ноября – 2 декабря 2010г.). Также представлен доклад на Международный симпозиум по динамике космического полета, который состоится в г. Сан Жозе дус Кампус, Бразилия, в 2011 г. Готовится статья для публикации в журнале Космические исследования.

с.н.с., к.ф.-м.н. А. А. Суханов, sukhanov@iki.rssi.ru

16. Продолжение анализа траекторий полета к спутнику Юпитера Европе по проекту «Лаплас» и оценки дозы радиации КА на основе новых требований и ограничений.

Проведен анализ маневрирования КА в сфере действия Юпитера с использованием гравитационных маневров у спутников Каллисто и Ганимед. Найдена траектория полета в сфере действия Юпитера, существенно снижающая дозы радиации КА благодаря относительно небольшому времени полета и малому времени пребывания КА внутри орбиты Ганимеда. Подготовлена статья с рядом соавторов для публикации в журнале *Advances in Space Researches*.

с.н.с., к.ф.-м.н. А. А. Суханов, sukhanov@iki.rssi.ru

17. Анализ перспективных траекторий полета к астероидам и кометам с импульсной и малой тягой в 2015–2025 гг. (инициативное исследование).

Проведен анализ траекторий полета к восьми околоземным астероидам, а также к астероиду главного пояса (45) Евгения с импульсной и малой тягой в 2015–2025 гг. Для анализа были отобраны только двойные и тройные астероиды (т.е. имеющие один или два естественных спутника) как представляющие наибольший интерес для исследования.

Отчетность: рабочие материалы; часть результатов также представлена в статье по проекту Астер в журнале Космические исследования (см. п. 19.14).

с.н.с., к.ф.-м.н. А. А. Суханов, sukhanov@iki.rssi.ru

18. Исследование точности оценивания параметров движения объекта по результатам измерений в задаче автоматического управления подводным спасательным аппаратом.

Разработан способ оценивания точности определения координат реперных знаков, расположенных на неподвижной цели, по результатам их наблюдений с помощью бортового оптического датчика. Точность оценивается при различных предположениях о коррелированности измерений координат каждого из реперных знаков. Были рассмотрены следующие случаи: а) измерения некоррелированы; б) информация о корреляционной матрице отсутствует; в) существуют несколько групп измерений, причем измерения в различных группах некоррелированы, а внутри каждой группы возможна произвольная корреляция, а также задача нахождения наилучшего по точности плана измерений при условии произвольной коррелированности измерений. Получены результаты практических расчетов.

Также рассматривалась модификация предложенного ранее скелетного алгоритма для решения обобщенных (многопараметрических) задач линейного программирования. Алгоритм гарантирует отсутствие почти вырожденных итераций и не требует операций обращения матриц. Скелетный алгоритм разработан для решения оптимальной задачи коррекции и применен для решения L-задачи оптимального планирования эксперимента. L-задача является основой для

эффективного решения часто решаемых на практике MV- и E-задач оптимального планирования эксперимента.

д.ф.-м.н. Бахшиян Б.Ц. bbakhshiyan@gmail.com

19. Оценка точности прогноза координат сближения астероида «Апофис с Землей» в 2029 и 2036 гг.

Проведен анализ существующих астрометрических и радиолокационных наблюдений астероида Апофис. На основе этого анализа приняты характеристики будущих измерений орбиты астероида и ограничения на их проведение. Рассмотрен также предполагаемый запуск КА к астероиду с целью получения высокоточных измерений дальности и радиальной скорости. Исследованы траектории полета к астероиду в 2012–2022 гг.

Получены оценки точности определения положения Апофиса при разных составах как существующих, так и планируемых измерений и при разном числе определяемых параметров. Предполагалось, что используется метод наименьших квадратов, измерения разных типов не коррелированы между собой, а измерения одного типа имеют наиболее неблагоприятную корреляцию для оценки контролируемого параметра. Кроме того ошибки априорных значений элементов орбиты Земли предполагались некоррелированными между собой. Методика получения оценок точности аналогична той, которая использовалась в работе по проекту «Вега».

д.ф.-м.н. Бахшиян Б.Ц. bbakhshiyan@gmail.com

20. Разработка математической модели описывающей поведение локально однородных континуальных сильно охлажденных систем под воздействием энергии тектонических преобразований (применительно к Европе).

Разработаны математические модели описывающие поведение локально однородных сильно охлажденных систем. При аппроксимации механических свойств ледяных структур на поверхности Европы, использовались данные по механическим свойствам воды с учетом тепловых параметров, полученные в соответствии с теорией экстремальных свойств минимальных монокристаллов. Рассматривался процесс возможного дефектообразования в ледяных структурах за счет воздействия энергии тектонических преобразований. В работе использованы приемы математического моделирования ранее применяемые для анализа и прогнозирования течения металла при обработке металлов давлением. Опубликовано статьи, материалы конференций и книга.

д.т.н. Чумаченко Е.Н. mmkaf@miem.edu.ru

21. Математическое моделирование взаимодействия объектов с большой разницей температур. Построение модели для оценки эффективности криоботов.

Осуществлена постановка задачи математического моделирования взаимодействия объектов с большой разницей температур. Показано, что в первом приближении целесообразно использование твердотельного представления при описании механических свойств воды в широком диапазоне пониженных температур. Построена базовая модель для оценки эффективности криоботов. Результаты опубликованы.

д.т.н. Чумаченко Е.Н. mmkaf@miem.edu.ru

22. Исследование имитационной математической модели и анализ гипотез по системам «протаивания» сплошной среды при низких температурах. Построение начальных оценок эффективности криоботов на Европе.

Выполнено исследование имитационной математической модели (в первом приближении) и анализ гипотез по системам «протаивания» сплошной среды при низких температурах. Анализ начальных оценок эффективности криоботов позволил предположить целесообразность их использования на Европе. Намечен новый комплекс исследований. Полученные результаты были опубликованы

23. Разработка математических моделей формоизменения упругопластических деформаций при комплексном и локальном, силовом и температурном воздействии на сплошную среду.

Разработаны математические модели описывающие формоизменение сплошной среды при комплексном или локальном воздействии. Разработанные модели применены при создании алгоритмов и компьютерных программ для анализа формоизменения деформируемого твердого тела. Опубликованы статьи в российских и зарубежных журналах и материалы конференций.

Аксенов С.А., тел. 333-24-33

24. Выполнение расчетов и анализ процессов взаимодействия объектов с большой разницей температур.

Разработаны и реализованы алгоритмы расчета параметров процесса течения металла при локальном последовательном деформировании. Проведено экспериментальное исследование процесса штамповки с обкатыванием. Получены навыки работы с системой твердотельного моделирования SolidWorks, и применены при моделировании зубочелюстных протезов.

Бобер С.А., тел. 333-24-33

25. Выполнение расчетов, связанных с дискретным представлением непрерывных объектов сложных пространственных форм.

Обзор методов получения виртуальной геометрии модели при использовании 3D-сканера и последующего дискретного представления объекта. При разработке программного обеспечения для генерации пространственных сеток использовался метод граничной коррекции. Изучение коммерческих программных пакетов 3D-сканирования и изготовления виртуальной копии изделия, последующей доработки поверхностных моделей (оптимизация поверхностных сеток детали, исправление дефектов модели), подготовки CAD-модели и проведения компьютерного инженерного анализа (CAE) проектируемых изделий методом конечных элементов (МКЭ) при решении статических задач механики сплошной среды. Разработка расчетных моделей в этих программных комплексах. Полученные материалы опубликованы.

Полякова Т.В. , тел.333-24-33

26. Выполнение расчетов и анализ процессов протаивания ледяных структур. Решение одномерных задач Стефана. Анализ неоднородностей возникающих в окрестности криоботов.

Получено численное решение задачи о протаивании ледяных структур в одномерном случае. Разработан алгоритм выполнения расчетов и проведена часть расчетов в пакете MSC Patran/ Nastran. Опубликованы статьи в материалах конференций.

Ерохина О.С. , тел.333-24-33

27. Создание алгоритмов, необходимых для надёжного развёртывания длинного троса в космосе.

Процесс развёртывания троса моделировался путем интегрирования системы уравнений движения тросовой системы, записанной в декартовой системе координат (в нелинейной постановке задачи). Подробно рассмотрены особенности движения тросовой системы на протяжении всего процесса развёртывания. Для реализации развёртывания тросовой системы наиболее трудной является задача обеспечения стабильного протекания начального этапа развёртывания. В частности, при неправильно выбранном соотношении начальной скорости груза и скорости разматывания троса возникает процесс последовательного натяжения и ослабления троса; груз ведет себя, как шарик на резинке, и трос может оборваться или запутаться. Для стабильного и надежного развёртывания троса необходим режим

постоянного натяжения. Моделирование показало, что управлять движением троса можно изменением скорости разворачивания троса в зависимости от величины его натяжения, измеряемого специальным датчиком, установленным на грузе–терминале. Созданы алгоритмы управления скоростью, позволяющие реализовать стабильное разворачивание троса и с амплитудой колебания груза близкой к нулю.

д.т.н. Сидоров И.М., тел.333-14-89

28. Обзор предложений по экспериментам с использованием вращающихся тросовых систем, транспортирующих полезные грузы в межпланетном пространстве.

Ранее был предложен проект использования вращающихся тросовых систем для межпланетных перелетов. Его ключевым положением является предложение о построении группировки космических объектов, которые в совокупности представляют собой постоянно действующую транспортную трассу. В группировку включены орбитальные тросовые системы (ОТС), центр масс которых движется по эллиптическим орбитам, и космические аппараты (КА), выполняющие функции обменных грузов, которые могут выполнять перелет от одной тросовой системы к другой. С их помощью ОТС обмениваются массой и энергией (именно это и объединяет ОТС в группировку).

Если в околоземном пространстве будет создана такая космическая система, то это позволит решать целый комплекс задач, а именно: транспортные задачи, задачи преобразования энергии. В перспективе естественные небесные тела, в частности Луна, могут рассматриваться, как элементы системы. Это открывает возможность использовать энергию движения Луны, как для выполнения транспортных задач, так и для получения энергии на борту КА. При этом проведенные исследования показывают, что конструктивная реализация подобного способа движения может быть осуществлена на основе современных средств космической техники и с использованием разработанных к настоящему времени высокопрочных материалов.

Сделан обзор литературных данных по экспериментам, в которых использовались тросы. Экспериментальные исследования тросовых систем начались в 60-е годы прошлого столетия. Проведено в общей сложности около 30 экспериментов с тросовыми системами; приблизительно половина из них неудачна. Однако стоящие перед космонавтикой задачи (освоение Луны, полеты на Марс) настоятельно требуют развития этого направления.

Очевидно, что реализация такого проекта связана с решением многочисленных технических и технологических проблем, которые целесообразно отрабатывать небольшими экспериментами с небольшой стоимостью. В этой связи необходимо отметить два предложения, одно из которых сделано российскими учеными (Иванов Н.Н., Сидоров И.М. О возможности реализации комплексного эксперимента по разворачиванию тросовой системы на основе использования второй ступени ракеты-носителя «Космос 3М» // Полет, 2003. №11. С28-34), второе – американским (Robert P. Hoyt. The μ TORQUE Momentum-Exchange Tether Experiment. Работа поддерживалась NASA). Оба эксперимента предлагаются, как попутные, на выполнивших свою основную миссию носителях.

д.т.н. Сидоров И.М., тел.333-14-89

29. Математическое моделирование перелёта груза по трассе Земля-Луна с целью определения скоростей вращения тросовых систем вокруг Земли и Луны, а также вокруг собственных центров масс - скоростей, необходимых для реализации контактов транспортируемых грузов.

Фрагментарно было выполнено математическое моделирование тех процессов, которые должны обеспечить транспортировку по трассе полезных грузов (КС) в направлении Земля – Луна. Моделирование проводилось в общем гравитационном поле Земли и Луны. Считалось, что плоскость околоземных орбит – полярная; что Луна движется по круговой орбите вокруг Земли на расстоянии 380000км от ее центра, плоскость круговой орбиты составляет в среднем \mathcal{O} с плоскостью эклиптики. При моделировании трос считался растяжимым. Моделирование проводилось путем интегрирования уравнений движения тросовых систем. Параметры движения выбирались так, чтобы стыковка полезного груза с концевым блоком пращи совершалась без затраты ракетного топлива. Для этого обеспечивалось сопряжение в точках контакта траектории движения блока пращи и груза, а также совпадение в точках контакта вектора скорости груза и вектора скорости концевого блока пращи, т.е. была сделана попытка решить задачу за счет баллистики.

Для ОТС были выбраны параметры околоземных орбит (почти круговой – самой близкой к Земле и второй – высокоапогейной), а также окололунной (круговой). Моделировалась передача груза (500кг) с первой земной орбиты на вторую и отцепление его от второй

Положение и скорость груза, а также все параметры обеих ОТС прослеживались с заданным шагом времени (шагом интегрирования уравнений движения). После отцепления от второй ОТС груз около 2 суток движется по пространственной кривой к Луне в общем гравитационном поле Земли и Луны.

Приведенные выше фрагменты моделирования проводились «по номиналу», лишь с небольшими затратами ракетного топлива при стыковках и перестыковках; об этих затратах здесь не упоминалось: они малы. Остается нерешенной задача перелета груза от Земли к Луне в область стыковочного узла лунной ОТС и в обратном направлении – к околоземной ОТС. Решение этой задачи имеет много вариантов и весьма трудоемко, однако необходимо.

Таким образом, определен вариант системы, который показывает принципиальную возможность циклических перелетов космической станции по трассе Земля – Луна.

д.т.н. Сидоров И.М., тел.333-14-89

30. Способы управления прецизионным сближением и стыковкой контактирующих объектов в космическом пространстве.

Управление прецизионным сближением объектов в космическом пространстве (в частности, груза и концевого блока ОТС) имеет своей целью обеспечить в определенный момент времени совпадение координат и скоростей движения объектов (как по величине, так и по направлению) для реализации их стыковки. Управление предлагается осуществлять с помощью новой схемы с применением алгоритма управления «с моделью» и решением краевой задачи

Пусть центр масс ОТС и обменный груз движутся в одной плоскости по эллипсам с различными параметрами и с разницей в скорости ΔV . Т.к. скорость концевого блока равна сумме скорости центра масс ОТС и окружной скорости концевого блока относительно центра масс ОТС, то если окружная скорость блока пращи совпадает с ΔV , то возможен контакт объекта (груза) с концевым блоком. Для этого необходимо, чтобы в момент контакта центр ОТС находился в заданной точке траектории, по которой движется объект (ОТС) и фаза поворота ОТС также была расчетной. Выведение пращи в точку контакта с заданными условиями может быть реализовано управлением длиной троса. Это управление может изменять орбиту, скорость вращения пращи и длину троса.

Метод решения задачи управления движением в зоне контакта основан на методе управления процессом посадки свободно летающей платформы на посадочное место орбитальной станции. Концевой блок в зоне контакта движется по циклоиде, для которой точка возврата совпадает с точкой контакта.

Подготовлены препринты ИКИ РАН, в настоящее время они находятся в стадии заключительной доработки.

д.т.н. Сидоров И.М., тел.333-14-89

31. Исследования нелинейной динамики сложных систем высокой размерности испытывающих бифуркации на разных уровнях и разработка методов управления сложными процессами в таких системах.

Часто модельные системы реальных физических систем оказываются настолько громоздкими, что не допускают аналитического исследования, прежде всего из-за обилия входящих в них переменных. Как правило, при изучении таких систем часть переменных, мало меняющихся в ходе процесса, полагают постоянными. В результате получается система с меньшим количеством переменных, которая и исследуется. Однако этот подход не всегда применим к моделям реальных систем, в которых понижение размерности приводит к потере причинно-следственных связей. Кроме того, модели описывающие, реальные физические системы, всегда содержат процессы, точные феноменологические описания которых не известны. В этом случае отдельные дифференциальные уравнения модели могут включать в себя функции, полученные на основе аппроксимации экспериментальных данных. В этих условиях исследование таких моделей зачастую сводится к расчетам временных реализаций, потому что методы анализа, разработанные для систем малой размерности, не всегда применимы.

Решению проблем анализа систем высокой размерности были посвящены проводимые исследования. В рамках развиваемого направления были получены следующие результаты:

1. Разработан метод исследования на устойчивость системы большой размерности.
2. Метод реализован на двух моделях размерности 8 и 19. Рассчитаны бифуркационные диаграммы и выявлены предельные значения управляющих параметров, при которых модели способны функционировать в заданных режимах.
3. Применение метода позволило выявить, что исследуемым системам присуще свойство мультистабильности.

Проведенный анализ выявил потенциальные возможности прогноза исследуемых моделей, которые могут быть улучшены путем рекуррентных итераций с экспериментом. Полученные результаты представляет собой важную часть задачи управления системой высокой размерности, решение которой и составляет конечную цель создания модели.

д. ф.-м. н. Е. Д. Суровяткина, т. (495)7440436, selen@iki.rssi.ru