

Секция 13

**Баллистика, аэродинамика летательных аппаратов
и управление космическими полетами****ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПОЛЁТА ПИЛОТИРУЕМЫХ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И КОМПЛЕКСОВ*****В.А. Соловьёв******РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва******vladimir.soloviev@sfoc.ru***

В настоящее время при оценке эффективности выполнения пилотируемых космических полетов принято руководствоваться следующими критериями, в порядке их приоритета: безопасность экипажа, определяемая как вероятность его возвращения на Землю в удовлетворительном медицинском состоянии, и полнота достижения цели полета, определяемая составом её компонентов, реализованных в ходе полёта, и качеством их реализации.

Основными факторами, от которых зависит достижение высокой эффективности полёта пилотируемых космических аппаратов (ПКА), являются, во-первых, высокие характеристики и надёжность бортовых систем и конструкции ПКА, наряду с выбором рациональной схемы выполнения полёта и, во-вторых, качество эксплуатации ПКА в ходе его функционирования в космическом пространстве.

В число основных задач, решаемых в процессе эксплуатации ПКА, входят:

- управление полётом ПКА, направленное на надёжное достижение его цели с соблюдением высокого уровня безопасности экипажа;

- материально-техническое обеспечение полёта ПКА, длительно функционирующих вне Земли (например, космических станций, в будущем – планетных баз);

- анализ текущих результатов, получаемых в полёте ПКА, и его текущих возможностей, определяемых состоянием и работоспособностью ПКА и его экипажа; эта задача выполняется в ходе полёта с целью установления необходимости и характера корректировки программы полёта.

В докладе освещаются современные методы решения указанных задач, пути их развития и состояние работ по их совершенствованию.

**ВОЗМОЖНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ОНТОЛОГИИ ПРИ ПАРИРОВАНИИ
НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ В ПРОЦЕССЕ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛОТОМ
КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ НА ПРИМЕРЕ ТРАНСПОРТНОГО
ГРУЗОВОГО КОРАБЛЯ «ПРОГРЕСС»**

М.М. Матюшин, Н.В. Мишурова, А.В. Донсков

РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва

matushin@scsc.ru, trigonella@mail.ru, aleksej_ne@mail.ru

С развитием космических систем отмечается неуклонный рост объема информации, которой обменивается борт космического аппарата (КА) и Центр Управления Полетами (ЦУП). Это обуславливается требованием повышения гибкости, а значит и эффективности, управления полетом и подкрепляется прогрессом в развитии средств связи. Вместе с увеличением объема информации, поступающей с борта КА в ЦУП, для обработки и анализа этой информации требуется оперативное использование большего количества знаний.

С возрастанием общего объема знаний, обрабатываемых при управлении полетом, увеличивается и объем знаний, обрабатываемых каждой предметной областью. При этом информационные возможности, имеющиеся в каждой из предметных областей, остаются прежними. Это приводит или к превышению допустимой информационной нагрузки, или к более глубокому сосредоточению на «своей» предметной области за счет снижения внимания к смежным вопросам. В том и другом случае повышается риск нештатных ситуаций (НС).

В докладе рассмотрен подход к компоновке знаний в виде определенных структур, а именно онтологий. Также рассмотрены примеры применения онтологий для парирования НС в процессе управления транспортного грузового корабля (ТГК) «Прогресс».

**АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ОПЫТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ СИСТЕМЫ
ИНФОРМАЦИОННОГО ОБМЕНА ШИРОКОПОЛОСНОЙ
ИНФОРМАЦИЕЙ В НКУ РС МКС**

Д.А. Калашников

РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва

Dmitry.Kalashnikov@sfoc.ru, dm.kalashnikov@mail.ru

Система информационного обмена ШПИ в НКУ РС МКС заменила морально и технически устаревшую систему спутниковой связи «Связка». Сокращение орбитальной группировки СР «Молния» в 2002-2007 годах существенно повлияло на возможность оперативного получения в ЦУП телеметрической и телевизионной информации с технических средств

НКУ, на обмен с бортом в структуре единого цифрового потока (ЕЦП), что влияло на надежность управления не только РС МКС, но и грузовых и пилотируемых кораблей на участке их автономного полета.

Ввод новой системы позволил получать в ЦУП телеметрическую и телевизионную информацию в ходе сеансов связи, реализовать обмен с бортом МКС в структуре ЕЦП с привлечением наземных пунктов, расположенных в Уссурийске и Улан-Удэ. Существенно увеличилось количество переданных на борт радиограмм через российские средства, появилась возможность оперативно получать результаты проводимых на борту РС МКС научных экспериментов.

Однако система имеет и ряд существенных недостатков.

В процессе опытной эксплуатации проводился анализ функционирования элементов системы информационного обмена. По всем неисправностям проводился анализ причин возникновения, принимались меры к устранению или парированию неисправностей, а также на основе анализа разрабатывались методы по минимизации определения неисправного элемента системы.

Основными причинами нарушения функционирования системы являются: технические неисправности аппаратной части, сбои программно-математического обеспечения, неисправности каналов связи, ошибки персонала.

В докладе приводятся статистические данные по всем видам отказов, срокам их устранения, влиянию на выполнение программы полета РС МКС.

**СПОСОБ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С РАСПОЛОЖЕННЫМИ НА НИХ
ЭЛЕМЕНТАМИ КОНСТРУКЦИИ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ
С ГАЗОВЫМИ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ**

Д.А. Калинин, В.С. Ковтун, Д.В. Сысоев
РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва
denis-sysoev@yandex.ru

В состав двигательной установки космического аппарата (КА) «Ямал-100» входят два типа двигателей, использующих общее рабочее тело – электроракетные двигатели (ЭРД), использующие для ускорения электромагнитное поле, и газовые ракетные двигатели (ГД), в которых рабочее тело ускоряется газодинамическим способом. После нескольких лет эксплуатации КА «Ямал-100» из этих двигателей сохранила работоспособность только группа газовых двигателей, которая и использовалась

для всех типов маневров удержания КА на рабочей орбите. Рабочее тело (РТ) двигательной установки является невозобновляемым ресурсом, его запас определяет срок активного существования КА. Поэтому получила актуальность задача повышения эффективности использования РТ в ГД аппарата, уже находящегося на орбите. Одним из возможных путей её решения является увеличение температуры истечения РТ.

Авторами предложен способ терморегулирования элементов конструкции космического аппарата с расположенными на них элементами конструкции двигательной установки с газовыми ракетными двигателями.

Способ заключается в анализе и поддержании с помощью различных нагревателей температур элементов двигательной установки КА в заданных пределах при хранении и подаче РТ в работающие ГД.

Перед маневром на ГД проводится нагрев РТ путем подогрева элементов конструкции КА. Увеличив в процессе работы двигателей температуру РТ в камере с 273 К до 313 К, возможно увеличить скорость истечения в 1,07 раза. Тогда для создания той же тяги, что имела место без подогрева РТ, потребуется расход рабочего тела в 0,93 раза меньше. Иными словами, для проведения КА требуемых маневров только с использованием ГД в течение всего срока активного существования потребуются на 7% меньше рабочего тела. Это позволит увеличить срок активного существования на 10 месяцев.

Техническим результатом применения способа является повышение эффективности работы и надежности двигательных установок с ГД в процессе длительной эксплуатации КА.

Изобретение защищено патентом RU 2 341 417 С2 и использовалось при эксплуатации КА «Ямал-100».

**ВОЗМОЖНОСТИ ОТКРЫТЫХ ПАКЕТОВ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ
СВЕРХЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИКИ**

А.С. Епихин, С.П. Зинкевич, С.В. Стрижак

Московский Государственный технический университет

им. Н.Э.Баумана

andy_e@bk.ru , szinkevich@list.ru, strijhak@yandex.ru

В работе обсуждаются возможности открытых пакетов Blender, Salome, Engrid, OpenFOAM, Paraview для решения задач сверхзвуковой аэродинамики. В качестве тестовых задач рассматривались задачи сверхзвукового обтекания прямого уступа для $M=3$ и острого кругового конуса для $M=4$. Дополнительно был выполнен расчет сверхзвуковой осесим-

метричной недорасширенной струи и расчет обтекания модельного гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) для $M=6$. Геометрия моделей конуса и ГЛА были построена в пакете Blender, расчетная сетка в пакете Engrid. Неструктурированная сетка строилась на базе тетраэдров и призм в пограничном слое. Максимальная сетка включала в себя около 6 миллионов расчетных ячеек.

Для расчета струи использовалась геометрия, соответствующая установке ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН. Для определения начальных параметров потока был выполнен расчет по известным газодинамическим функциям. По результатам расчета обтекания конуса проводилось сравнение с результатами эксперимента в трубе ЦАГИ Т-121, для сверхзвуковой недорасширенной струи с экспериментальными данными шлирен-фотографий.

В работе использовались решатели rhoCentralFoam, dbnsFoam в составе пакета OpenFOAM с моделью турбулентности k-omega SST. Получены значения аэродинамических коэффициентов для различных углов атаки. Визуализация результатов расчета проводилась в пакете Paraview. Расчеты выполнены с использованием вычислительных ресурсов кластеров Web-лаборатории UniHUB (www.unihub.ru).

РЕАЛИЗАЦИЯ WEB-ЛАБОРАТОРИИ UNICFD ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ МЕХАНИКИ СПЛОШНОЙ СРЕДЫ

А.И. Аветисян, М.В. Крапошин, О.И. Самоваров, С.В. Стрижак
ИСП РАН, НИЦ КИ, ИСП РАН, Московский Государственный
технический университет им. Н.Э.Баумана
arut@ispras.ru, os-cfd@yandex.ru,
samov@ispras.ru, strijhak@yandex.ru

Появление в начале 2011 года технологической платформы программы «Университетский кластер» UniHUB (www.unihub.ru) позволило создать полноценную предметно-ориентированную Web-лабораторию решения задач механики сплошной среды - UniCFD.

Работа в Web-лаборатории осуществляется через тонкий клиент, на котором должен быть установлен любой из наиболее распространенных браузеров (в настоящее время поддерживается работа с IE, FireFox, Chrom, Opera), подключенный к Интернет. Вся обработка осуществляется на вычислительных ресурсах программы «Университетский кластер», размещенных в ЦОД ВЦ РАН. В зависимости от выбранного сервиса могут быть задействованы вычислительные кластерные системы, ферма

визуализации с графическими ускорителями, распределенные дисковые хранилища.

В настоящее время Web-лаборатория UniCFD предлагает пользователям возможность выполнения в концепции облачных вычислений следующие открытые пакеты: Salome - препроцессор, OpenFOAM - набор решателей гидрогазодинамики, Paraview - постпроцессор, Dakota - методы оптимизации. В качестве вычислительных ресурсов Web-лаборатории UniCFD используются интегрированные в технологическую платформу программы «Университетский кластер» кластерные системы ИСП РАН и МСЦ РАН. В лаборатории пользователями созданы тематические группы «Аэродинамика», «Турбулентность и Горение», «Оптимизация» и другие. Был выполнен ряд расчетных модельных и научных задач: истечение сверхзвукой недорасширенной струи, обтекание профиля крыла и летательного аппарата, моделирование нестационарного турбулентного пламени, расчет поворотного-регулирующего клапана, распыл струи жидкого топлива, развитие гидродинамической неустойчивости Релея-Тейлора и Релея-Бенара.

На базе Web-лаборатории создан ряд открытых учебных курсов по которым проводятся тренинги для представителей, как университетов, так и промышленных предприятий.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ВИХРЕЙ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ УПРАВЛЯЮЩИХ И СТАБИЛИЗИРУЮЩИХ УСТРОЙСТВ

А.С. Епихин, В.Т. Калугин, П.А. Чернуха
Московский Государственный технический
университет им. Н.Э.Баумана
andy_e@bk.ru, kaluginvt@mail.ru,
polina_ch@mail.ru

Работа посвящена исследованию вихревых воздействий на аэродинамические стабилизирующие поверхности. Были проведены серии тестовых расчетов на модельных задачах, а также осуществлено моделирование обтекания аэродинамических управляющих поверхностей, и их влияние на стабилизирующие органы управления летательного аппарата и грузов на внешней подвеске. Расчет проводился с использованием открытой интегрируемой платформы для численного моделирования задач механики сплошных сред – OpenFOAM.

Тестовыми модельными задачами обтекания являлись: а) цилиндрическое тело, б) правильная треугольная призма. Скорость набегающе-

го потока 20 м/с. В ходе проведения данных расчетов были определены минимальные требования к сетке, получены вихревые структуры обтекания и значения аэродинамических коэффициентов. Результаты расчетов удовлетворительно согласуются с экспериментальными работами.

На основании этих данных был выполнен расчет и проведена оценка возмущающегося воздействия тормозного щитка на киль летательного аппарата. Для снижения динамических нагрузок был предложен вариант тормозного щитка с перфорацией. Проведено сравнение результатов моделирования с экспериментальными данными, получено приемлемое для инженерной практики совпадение результатов.

Также проведено численное моделирование обтекания грузов контейнеров на внешней подвеске летательных аппаратов с применением различных устройств пассивной стабилизации.

АНАЛИЗ ДИНАМИКИ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО СПУСКАЕМОГО АППАРАТА С НАДУВНЫМ ТОРМОЗНЫМ УСТРОЙСТВОМ

В.В. Корянов

Московский Государственный технический университет

им. Н.Э.Баумана

vkoryanov@mail.ru

В работе проводится исследование динамики углового движения космического спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством (НТУ) на завершающем этапе движения космических спускаемых аппаратов (СА) – атмосферным участке. Для решения задачи спуска СА на поверхность планеты требуется применение различного рода тормозных устройств. Преимущество надувных тормозных устройств заключается в возможности их использования на всем атмосферном участке спуска, начиная с гиперзвуковых скоростей и заканчивая дозвуковыми. Для обеспечения пассивной стабилизации СА еще на внеатмосферном участке полета разворачивается НТУ и весь аппарат вместе с НТУ закручивается вокруг продольной оси. В процессе движения в атмосфере планеты СА с НТУ подвергаются значительным аэродинамическим нагрузкам, приводящим к изменению формы нежесткой оболочки НТУ и возникновению текущих асимметрий СА с НТУ.

Наличие возникающих асимметрий приводит к появлению в процессе спуска стабилизированного вращением СА с НТУ различных динамических явлений, таких как колебательно-вращательные резонансы и т.д., изменяющих динамику углового движения СА.

В докладе, среди прочих, можно выделить следующие выводы о проделанной работе:

1. С помощью разработанной математической модели динамики движения, разработанного программного обеспечения, получены результаты численного моделирования динамики углового движения космического спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством.

2. В результате расчетов, показано, что деформация НТУ приводит к изменению величин аэродинамических коэффициентов сил и моментов, а так же к появлению дополнительных малых асимметрий, в виде бокового смещения центра масс, центробежных моментов инерции и асимметрии формы.

3. Полученные результаты моделирования позволяют на этапе проектирования определять требуемую поперечную жесткость конструкции НТУ, обеспечивающую устойчивое движение СА на всей траектории спуска.

Работа выполнена при поддержке ЕС по Седьмой рамочной программе FP7/2007-2013 в рамках Грант-Соглашения № 263255

АНАЛИЗ И ОПТИМИЗАЦИЯ ОТЛЕТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ К МАРСУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЭРДУ

А.И. Стрельцов

РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва

ArthurStreltsov@live.com

На участке отлёта космического аппарата (КА) с электрореактивной двигательной установкой (ЭРДУ) к Марсу решается задача выхода из сферы действия Земли. Для КА с ЭРДУ обычно считается, что участок раскрутки у Земли заканчивается в момент набора КА параболической скорости. В данном анализе рассматривается сценарий, в котором экспедиционный комплекс (ЭК) сначала совершает перелёт с орбиты сборки на орбиту ожидания пилотируемого корабля, где он остаётся до прибытия пилотируемого корабля (ПК), после стыковки с которым снова включает ЭРДУ и переходит на отлётную параболическую траекторию.

Для КА с ЭРДУ обычно считается нежелательным длительное пребывание КА в радиационных поясах Земли. Поэтому время перехода комплекса с начальной низкой околоземной орбиты на орбиту, находящуюся за пределами радиационных поясов – РБО, должно быть минимизировано. Перечисленные особенности предлагаемой схемы отлёта ЭК к Марсу позволяют разбить отлётную траекторию на 4 участка.

Первый участок – перелёт ЭК с начальной низкой околоземной орбиты на РБО, где решается задача выхода комплекса из радиационных поясов Земли за минимальное время.

Второй участок – перелёт ЭК с РБО на орбиту ожидания ПК, параметры которой ПК ограничены возможностями корабля по его выведению на эту орбиту с учётом парирования возможных нештатных ситуаций., за минимально возможное время.

Третий участок – выведение ПК с низкой околоземной орбиты на орбиту стыковки с ЭК по следующей схеме: ПК выводится на низкую круговую опорную орбиту, плоскость которой совпадает с плоскостью орбиты ожидания. При невозможности стыковки ПК должен иметь возможность вернуться к Земле, реализуемую по одноимпульсной схеме, завершающуюся входом спускаемого аппарата корабля в атмосферу Земли.

Четвертый участок – перелёт ЭК с экипажем на борту с орбиты ожидания до выхода из сферы действия Земли за минимальное время.

**МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОПТИМАЛЬНЫХ ПО ЭНЕРГЕТИЧЕСКИМ
ЗАТРАТАМ УСЛОВИЙ БЕЗОПАСНОГО ДЛЯ САМОЛЁТА-НОСИТЕЛЯ
ВОЗДУШНОГО СТАРТА РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

В. С. Бирюков, Ю. В. Бычков, В. В. Марфин, К. В. Савельев
4 ЦНИИ Минобороны России

Bychkov56@mail.ru, Basil@gmail.com, savkv@mail.ru,

Методика учитывает особенности воздушного старта ракеты-носителя (РН) авиационного ракетного комплекса (АРК), связанные с поэтапным использованием разнотипных транспортных средств и пассивного участка полёта РН после её десантирования из самолёта-носителя (СН) с целью предоставления возможности СН удалиться от РН на безопасное расстояние к моменту запуска её двигателей. При этом особенностью составной траектории выведения КА является наличие точки её ветвления, соответствующей моменту десантирования РН из СН, и двух краевых ограничений, связанных соответственно с выведением КА на заданную орбиту и с достижением безопасного расстояния СН от РН на момент её воздушного старта.

Безопасное для СН расстояние от РН в момент её воздушного старта будет определяться относительной скоростью отделения РН от СН и характером маневрирования СН за время пассивного полёта РН. При этом значение безопасного расстояния СН от РН будет определяться прежде всего мощностью возможного взрыва компонентов топлива РН при ава-

рийном запуске её двигателей и прочностью конструкции СН. Мощность взрыва будет определяться особенностями используемых на РН топливных пар, а его воздействие на СН будет зависеть от высоты воздушного старта РН.

Формирование требуемой ветвящейся траекторией полёта ЛА (РН и СН) осуществляется с помощью управления временем полёта ЛА и соответствующими параметрами управления ЛА. Определение оптимальной ветвящейся траектории выведения КА на орбиту при безопасном для СН воздушного старта сведено к решению системы в общем случае трансцендентных уравнений, представляющих собой краевые условия полёта ЛА и условия трансверсальности решаемой оптимизационной задачи в моменты ветвления и на концах траектории полёта ЛА, соответствующих моментам воздушного старта РН, разделения её ступеней и выведения КА на требуемую орбиту. Для решения системы трансцендентных уравнений использован известный метод Ньютона.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРЕДПОЛЁТНОЙ ИНФОРМАЦИИ В ЗАДАЧЕ «БЫСТРОГО» СБЛИЖЕНИЯ КК СОЮЗ-ТМА С МКС

Р.Ф. Муртазин

*РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва
Rafail.Murtazin@rsce.ru*

Рассматривается снижение продолжительности автономного полёта КК до стыковки с МКС. Современные корабли должны стыковаться с МКС при произвольном начальном фазовом угле, поэтому сближение российских КК «Союз-ТМА» и, до недавнего времени, американских Шаттлов с МКС выполняется за полторы – двое суток. Из-за ограниченных возможностей по свободному объёму в КК «Союз-ТМА» задача сокращения времени полёта в КК до стыковки с МКС очень актуальна, т.к. длительное нахождение космонавтов в ограниченном объёме является источником дополнительных нагрузок. В предыдущих работах автора было показано, что существующие возможности КК «Союз-ТМА», МКС и наземного контура управления российского сегмента МКС позволяют перейти к четырёхвитковой схеме сближения. Однако анализ рабочего дня космонавтов в сутки старта показывает, что его длительность находится на пределе разрешённых нормативов и поэтому крайне необходимо продолжать поиски путей, сокращающих продолжительность полёта КК до стыковки. Традиционная схема сближения КК «Союз-ТМА» предполагает вычисление импульсов сближения только после определения фактической орби-

ты выведения. В работе предлагается схема с проведением первых импульсов сближения сразу после выведения КК на опорную орбиту и вычисленных предварительно до старта РН на основе предполётной информации о номинальном выведении КК. По сравнению с рассмотренной четырёхвитковой схемой сближения такой подход позволит дополнительно уменьшить время сближения КК на один виток. Рассмотрены выходы из нештатных ситуаций. Приведены результаты демонстрационных полётов на ГК «Прогресс» с использованием предложенной схемы проведённых в 2012 году. Также предлагаются пути по дальнейшему сокращению длительности полёта и упрощению быстрой схемы сближения

**ФОРМИРОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКЕ
КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ
В РАДИОЛОКАЦИОННОМ ДИАПАЗОНЕ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ
ИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКОЙ СЪЕМКИ**

А.Г. Лобанов

ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

alexlobanov88@gmail.com

В работе рассматривается орбитальная группировка (ОГ) космической системы (КС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), состоящая из космических аппаратов (КА), функционально связанных друг с другом, то есть расположенных на орбитах в соответствии с баллистической структурой и выполняющих единую целевую задачу (реализация концепции formation flying). КС подобного типа при использовании радиолокатора с синтезированной апертурой антенны могут применяться, в частности, для интерферометрической съемки с базой переменной длины.

Известно, что при баллистическом проектировании КС разработчики сталкиваются с задачами, процесс решения которых можно разделить на два этапа: 1) определение, формирование и обоснование структуры КС; 2) поддержание КС в течение срока активного существования. На ОГ КС ДЗЗ радиолокационного наблюдения для проведения интерферометрической съемки накладываются дополнительные жесткие требования: 1) поддержка расстояния между КА в рамках, определенных требованиями к структуре ОГ; 2) поддержка расстояния между КА в соответствии с требованиями, предъявляемыми к базе интерферометра. Минимальные и максимальные расстояния между КА определяются в соответствии с исключением рисков столкновения КА, с одной стороны, и разрушения структуры, с другой. Также известны критические значения базы интер-

ферометра, в рамках которых КС будет получать снимки требуемого качества.

Математическое моделирование относительного движения КА в такой ОГ в первом приближении описывается линеаризованными уравнениями Хилла (уравнениями Клоэсси-Уилтшира). За последние 15 лет на основе решений этих уравнений были предложены различные варианты построения группировок.

В работе проведен анализ существующих вариантов построения ОГ КС ДЗЗ для интерферометрической съемки и выработаны требования к баллистическому построению таких систем.

СТРУКТУРА ОБТЕКАНИЯ РЕШЕТЧАТОГО КРЫЛА ПРИ БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

П.Г. Белокуров

ОАО "Корпорация "МИТ"

talvant@yandex.ru

В работе приведены результаты численного моделирования обтекания конечного решетчатого крыла в широком диапазоне углов атаки.

Решетчатое крыло представлялось бесконечным по длине рамным крылом с ограниченным количеством планов. Это позволило проводить расчет течения путем решения уравнений Эйлера по схеме с распадом разрыва второго порядка в двумерной постановке.

Серия расчетов показала, что по мере увеличения угла атаки структура течения около крыла претерпевает ряд изменений, что сказывается на его аэродинамических характеристиках. Эти изменения вызваны, в частности, ростом числа планов, на которых возникает отрыв и величиной этих отрывных зон. Выявлен эффект возникновения общего для нескольких планов отошедшего скачка уплотнения, при сохранении присоединенных скачков на других планах.

Проведено исследование влияния кривизны крыла на его аэродинамические характеристики.

**ИННОВАЦИОННОЕ РАЗВИТИЕ ПРОЦЕССА ПЛАНИРОВАНИЯ ПОЛЕТА
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПУТЕМ ВНЕДРЕНИЯ СРЕДСТВ
ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННО-АНАЛИТИЧЕСКОЙ
ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ**

Н.А. Молоканова

РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва

Nimfa130@mail.ru

Планирование занимает центральное место в управлении космическими полетами, является неотъемлемой частью этого процесса. План полета формируется на этапе проектирования космических аппаратов и видоизменяется в процессе реализации их жизненного цикла.

Решения, принимаемые в ходе планирования полета, должны быть тщательно продуманы и обоснованы, так как они влияют на функционирование сложных дорогостоящих объектов и на безопасность людей. Тем не менее, на сегодняшний день принятие решений в этой области, как правило, основано на накопленном опыте и интуиции руководителей и персонала. Но современные космические аппараты и инфраструктура по их обслуживанию сложны, их поведение иногда трудно предсказать из-за наличия огромного количества прямых и обратных связей. Человеку бывает трудно справиться с задачей такой размерности.

Проблемы принятия решений занимают все большее место в современной науке. В настоящее время проявляется повышенный интерес к новому классу информационных систем – системы поддержки принятия решений, которые призваны оказывать помощь людям, принимающим решение в сложных для полного и объективного анализа областях деятельности.

Особенность задач принятия решений в том, что для каждой предметной области приходится создавать собственное методическое обеспечение поддержки принятия решений. При этом могут применяться существующие методы с определенной степенью модификации.

В докладе рассматривается возможность применения в автоматизированных системах планирования средств информационно-аналитической поддержки принятия решений в качестве одного из путей совершенствования процесса принятия рациональных и эффективных решений при планировании полетных операций, снижения нагрузки на персонал управления и временных затрат.

**СОСТОЯНИЕ И ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ АВТОМАТИЗАЦИИ ПРИ
РЕШЕНИИ ЗАДАЧ АНАЛИЗА В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ
ТРАНСПОРТНЫХ КОРАБЛЕЙ «СОЮЗ» И «ПРОГРЕСС»**

П.Г. Смирнов, Н.В. Мишурова
РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва
pavel.smirnov@rsce.ru, trigonella@mail.ru

Целью каждого космического полёта является выполнение заданной совокупности задач – научных, технических и т.д., чтобы достичь цели, поставленной перед полётом, необходимо непрерывно осуществлять управление космическим аппаратом, изменяя определённым образом его состояние.

Работа с космическими аппаратами «Союз» и «Прогресс» делится на несколько стадий: подготовка к полёту, выведение, автономный полёт, совместный полёт с МКС и др. На каждой стадии автоматизация, в настоящий момент, находится на разном уровне.

В докладе рассматривается сегодняшнее состояние автоматизации при решении задач анализа, а также основные направления развития.

**ОПТИМИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРИЙ ПРИВЕДЕНИЯ СПУСКАЕМОГО
АППАРАТА В ЗАДАННЫЕ РАЙОНЫ ПОСАДКИ**

С.Ю. Улыбышев
Московский Государственный технический университет
им. Н.Э.Баумана
wardoc5@rambler.ru

В настоящее время, при разработке новых систем аварийного спасения экипажа пилотируемых космических кораблей в случае аварии ракеты-носителя предусматривается приведение возвращаемого аппарата (ВА) в один из априори заданных районов посадки вдоль трассы выведения.

Представлена методика, позволяющая одновременно определять как минимальное количество, так и местоположение районов приведения, а также интервалы времен аварии, с которых осуществляется наведение возвращаемого аппарата в выбранный район. Ее суть состоит в определении области достижимости ВА на основе решения оптимизационной задачи полета на минимальную и максимальную дальность с учетом ограничения максимальной перегрузки на траектории. Считается, что необходимо определить районы приведения при аварии после 30 с полета, поскольку до этого момента приведение осуществляется в заданный

околостартовый район. Путем элементарных графических построений определяются основные характеристики районов такие, как удаленность от точки старта, интервалы времен аварии, с которых осуществляется наведение в выбранный район и общее количество районов приведения. После этого следует провести анализ возможности размещения этих районов в выбранных областях с учетом особенностей рельефа поверхности по трассе выведения. В случае невозможности размещения выбранного района на заданном удалении от точки старта даже с учетом его сдвига вбок от трассы выведения, необходимо перенести его ближе или дальше вдоль трассы и провести заново дальнейшие графические построения. Таким образом, методика дает возможность на этапе проектирования проводить многократные оценочные расчеты по определению характеристик районов приведения, позволяя в первом приближении сформировать их местоположение для последующего численного решения задачи.

**ОПТИМИЗАЦИЯ ЭНЕРГООБМЕННЫХ МАНЕВРОВ
КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ**

В.И.Щербаков

Военно-космическая академия имени А.Ф.Можайского

vka114@mail.ru

В качестве объекта исследования рассматривается малый КА (МКА), соединенный тонким гибким нерастяжимым и невесомым тросом (нитью) с тяжелой орбитальной станцией (ОС). На ОС расположено механическое устройство подачи-выборки троса, устройство депонирования троса, а также механический толкатель для старта МКА с борта ОС с заданными начальными условиями относительного движения.

В исходном состоянии МКА и ОС двигаются по круговой орбите как единое целое. Управление движением привязным МКА после его отделения осуществляется силой натяжения троса. Натяжение троса возникает при «подтормаживании» свободной подачи троса с устройства его депонирования при условии, что МКА удаляется от ОС. Движение МКА рассматривается в орбитальной системе координат, начало которой совпадает с центром масс ОС и совершает невозмущенное движение.

Сформулирована задача оптимального управления МКА по переводу его из начала орбитальной системы координат на поверхность сферы, радиус которой равен длине соединительного троса. В качестве оптимизируемого функционала рассматривается приращение энергopotенциала абсолютного движения МКА. (Энергopotенциал - полная механическая

энергия МКА единичной массы). Знак приращения энергopotенциала (плюс-минус) определяет направленность (вверх-вниз) маневра МКА. Управление МКА программно-параметрическое. Параметры управления – величина и ориентация импульса скорости отделения МКА от ОС. Программа управления – перегрузка от реакции натянутого троса.

Получено аналитическое решение задачи, определено оптимальное управление, а также обоснована технологическая схема маневра: трансверсальное импульсное отделение МКА, пассивное развертывание троса с постоянной величиной перегрузки, обеспечивающей «стягивание» петли реверсного движения МКА в точку излома траектории относительного движения, прекращение подачи троса, попутное маятниковое движение и отрезание троса при прохождении МКА местной вертикали ОС. Процесс устойчив к возмущениям и предполагает достаточно простую систему автоматического управления.

**МИКРОСПУТНИК "ЧИБИС-М": ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ФАЗА
ЭКСПЛУАТАЦИИ**

*Н.А.Ивлев, С.О. Карпенко, Н.А. Эйсмонт, А.А Ледков,
В.Н. Каредин, В.М. Готлиб*

**ООО "СПУТНИК", Институт Космических Исследований
Российской Академии Наук
*ivlev@sputnix.ru, aledkov@list.ru***

Микроспутник "Чибис-М" разработки ИКИ РАН был запущен 25 января 2012 года с борта транспортного корабля "Прогресс".

Основная цель миссии - исследование молний особого типа. Разряд подобных молний идёт не в сторону поверхности Земли, а в открытый космос и сопровождается излучением в рентген и гамма диапазонах.

Для достижения необходимого срока активного существования микроспутника была выбрана орбита высотой 510 км, на которую микроспутник был доставлен с борта МКС с помощью транспортно-грузового корабля "Прогресс".

Для успешного выполнения программы полёта микроспутник "Чибис-М" был оснащён трёхосной маховичной системой ориентации для обеспечения наведения в надир с целью проведения научных экспериментов и для наведения панелей солнечных батарей на Солнце с целью поддержания энергобаланса. В качестве датчиков системы ориентации используются магнитометр, солнечные датчики, датчики угловой скорости. В качестве управляющих органов используются маховики и электро-

магнитные катушки. Блок управления системы ориентации обеспечивает обработку информации, сравнение показаний с модельными значениями магнитного поля и направления на Солнце и выдачу требуемых команд на управляющие органы.

В данной статье рассматриваются проблемы и методы решения проблем ввода в эксплуатацию системы ориентации и стабилизации микроспутника "Чибис-М". Одной из проблем была калибровка магнитометра. Также в полёте была проведена калибровка датчиков угловой скорости.

В данной статье приведены способы решения этих и других проблем с целью обеспечения функционирования микроспутника в требуемом режиме.

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАЛЫХ АСТЕРОИДОВ В КАЧЕСТВЕ «СНАРЯДОВ»
ДЛЯ ОТКЛОНЕНИЯ ТРАЕКТОРИЙ ОПАСНЫХ АСТЕРОИДОВ**

А.А. Ледков, М.Н. Боярский, Н.А. Эйсмонт

*Институт Космических Исследований Российской Академии Наук
aledkov@rssi.ru*

Существуют различные способы изменения орбиты астероидов с целью предотвращения их столкновения с Землей:

- изменение отражательных характеристик поверхности астероида (изменение альбедо);
- применение так называемого гравитационного буксира, когда траектория астероида изменяется за счет гравитационного воздействия со стороны космического аппарата;
- наведение космического аппарата на астероид с последующим столкновением с ним.

Во всех этих случаях изменение параметров орбиты астероида принципиально очень мало и сопоставимо с уровнем погрешности определения параметров орбиты астероида.

В работе предлагается способ, радикально отличающийся от перечисленных выше - изменение орбиты опасного для Земли астероида, путем попадания в него другого, меньшего во много раз по размеру «астероида-снаряда».

**АЛГОРИТМ ДООПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
ПО ТОКОСЪЕМУ С ПАНЕЛЕЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ*****М.Е. Григорьева******Самарский государственный аэрокосмический
университет имени академика С.П.Королева******mashagrigoreva@gmail.com***

В докладе рассматриваются вопросы, связанные с доопределением ориентации космического аппарата (КА) по информации, получаемой с солнечных батарей (СБ). Под доопределением понимается уточнение априорно известной информации об ориентации с определённой степенью точности, т.к. однозначное определение пространственной ориентации КА по измерению одного вектора невозможно.

Главным преимуществом использования данного вида информации является то, что не требуется установка дополнительного оборудования, ведь на любом КА предусмотрен контроль телеметрической информации, поступающей из системы энергопитания, в которую входят СБ.

Результаты предполагается использовать в составе адаптивного алгоритма определения ориентации КА с использованием разнотипной информации, полученной при минимальном составе измерительных средств.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 12-08-31516 мол_а.

**ОЦЕНКА ЭНЕРГЕТИКИ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ ЛА
МЕТОДОМ ИМПУЛЬСА СИЛЫ*****С.Н. Илюхин******Московский Государственный технический университет******им. Н.Э.Баумана******iljukhin.stepan@rambler.ru***

Предметом работы является оценка энергетики управления полётом летательного аппарата (ЛА) на этапах баллистического проектирования методом импульса силы (ИС). На практике такого рода анализ проводится методом экспертных оценок, приблизительные результаты которого потом корректируются на дальнейших этапах проектирования изделия. Метод ИС предлагается использовать с целью сокращения объёма поисковых работ и повышения качества экспертных оценок. Алгоритм оценки методом ИС рассмотрен на примере баллистического проектирования гипотетической зенитной управляемой ракеты (ЗУР).

Энергетические затраты на создание силы тяги могут оцениваться работой, произведенной ей при движении по траектории заданной формы. Но энергетические затраты на управление так оценивать нельзя, так как управляющая сила нормальна к траектории в каждой ее точке. Поэтому данную оценку целесообразно производить не по величине совершаемой работы, а по величине полного импульса действия этой силы за время перемещения тела из начальной точки рассматриваемого участка траектории в конечную точку. Сущность разрабатываемого метода заключается в оценке величины данного импульса при математическом моделировании полёта ЛА. Для упрощения понимания основных принципов принята тривиальная модель полёта ракеты и цели в вертикальной плоскости, в качестве методов наведения – метод «трёх точек» и метод «погони». Для расчётов использован разработанный на кафедре СМ-3 МГТУ им. Н.Э. Баумана программный комплекс «Экспресс». Рассчитанные значения нормальных ускорений позволяют вычислить нормальную силу, интегрирование которой и позволяет получить оценку импульса нормальной силы. Данная величина может быть связана с массовыми и габаритными характеристиками источника питания.

В данном примере представлен математический аппарат и произведены расчёты для нескольких вариантов исходных данных, а также рассмотрены случаи рулевых систем с постоянным и переменным расходом рабочего тела.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ УВЕЛИЧЕНИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ
РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С ЗАТУПЛЕННЫМ ГОЛОВНЫМ ОБТЕКАТЕЛЕМ
ПУТЁМ СНИЖЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОТЕРЬ
НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ ВЫВЕДЕНИЯ**

В.В. Бетанов, А.А. Недогарок

Московский Государственный технический университет

им. Н.Э.Баумана

trinar@bk.ru, vlavab@mail.ru, nk260an@gmail.com

В работе исследованы возможные пути увеличения полезной нагрузки ракеты-носителя «Союз-2» с обтекателем STи снижения аэродинамических потерь характеристической скорости ракеты.

Изучены подходы по снижению аэродинамического сопротивления головного обтекателя ST путём изменения структуры течения перед обтекателем с помощью аэродинамических надстроек.

Разработана методика выбора параметров носовой надстройки в виде аэродинамической иглы с диском для обеспечения заданного режима обтекания головной части ракеты-носителя.

С помощью численных методов проведён расчёт обтекания головной части ракеты с установленной надстройкой. По результатам расчёта выявлено значительное (до 20%) снижение коэффициента лобового сопротивления при установке аэродинамической надстройки.

Проведено моделирование движения ракеты-носителя с аэродинамической надстройкой. По результатам моделирования достигнуто увеличение массы полезной нагрузки, выводимой на целевую орбиту, при установке надстройки.

**ПРИМЕНЕНИЕ ИМИТАТОРА СИГНАЛОВ СПУТНИКОВЫХ
РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ ДЛЯ АПРИОРНОГО АНАЛИЗА
КАЧЕСТВА НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

П.П. Борисов

Самарский государственный аэрокосмический университет

имени академика С.П.Королева

pavelb@excite.co.jp , kramlikh@mail.ru

Для контроля и управления полетом и экспериментами, проводимыми на борту КА в режиме времени, близком к реальному, возникает необходимость в создании системы контроля движения, позволяющей оперативно и автономно решать задачу навигации и определения ориентации.

Основными требованиями, предъявляемыми к навигационному оборудованию космических аппаратов, являются точность определения координат и времени.

При использовании СНС на космических аппаратах (КА) требования к точности позиционирования более строгие, чем предъявляемые к наземному навигационному оборудованию, так как значительно отличаются величины расстояний и скоростей. Из-за этого при конструировании КА возникает необходимость проверки навигационного оборудования в условиях космоса. Одним из способов анализа поведения системы навигации в условиях, приближенных к реальным, является использование имитаторов спутникового сигнала (ИСС).

ИСС позволяет формировать радиочастотный сигнал, эквивалентный полному совмещенному навигационному полю СНС с необходимыми параметрами и поправками на расположение исследуемого навига-

ционного оборудования. В модели учитываются такие факторы, как прогнозируемый диапазон координат и скоростей КА, наблюдаемые НКА, параметры антенны, ионосферные задержки и др.

Таким образом значительно сокращаются время и затраты на испытания и регулировку навигационной аппаратуры. Кроме того, ИСС возможно использовать для анализа наблюдаемости КА.

Возможно моделирование СНС ГЛОНАСС, NAVSTAR GPS, GALLILEO.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 12-08-31516 мол_а.

ОБ УПРАВЛЕНИИ ДВИЖЕНИЯМИ ПЛОСКОГО МАЯТНИКА ПЕРЕМЕННОЙ ДЛИНЫ НА ВРАЩАЮЩЕМСЯ ОСНОВАНИИ

Н.И. Кутырева

Самарский государственный аэрокосмический университет

имени академика С.П.Королева

nataliya.kutyreva@gmail.com

Работа посвящена исследованию плоских произвольно заданных движений механической системы, представляющей собой математический маятник переменной длины на вращающемся основании. Уравнения движения выписаны в форме уравнений Лагранжа 2-го рода. Исследование проводилось на основе второго метода Ляпунова классической теории устойчивости с использованием функции Ляпунова со знакопеременной производной.

В работе составлены уравнения управляемых движений системы, определены программные и стабилизирующие управления, реализующие заданное движение объекта. Для обоснования асимптотической устойчивости полученного движения маятника построена знакоопределенная функция Ляпунова, получена оценка на ее производную.

Актуальность выбранной тематики обуславливается необходимостью разработки методов и способов построения систем программных движений различных объектов, например, робототехнических систем, летательных аппаратов и других транспортных и прочих инженерно-механических систем.

Научная новизна работы состоит в том, что построены аналитически в замкнутой форме программные стабилизирующие активные управления для задачи о реализации неавтономных программных движений маятника. Практическая значимость исследования заключается в возможности их использования при проектировании различных транспортных и инженерно-механических систем.

**О ДВИЖЕНИИ СТРАТИФИЦИРОВАННОЙ ЖИДКОСТИ
В ПОЛОСТИ ПОДВИЖНОГО ТВЁРДОГО ТЕЛА****Ай Мин Вин, А. Н. Темнов.****Московский Государственный технический университет
им. Н.Э.Баумана****ayeminwin84@gmail.com, temnov@m1.sm.bmstu.ru**

Движение твердого тела, имеющего полость, полностью заполненную однородной несжимаемой жидкостью, исследовали многие ученые: Жуковский, Слудский, Хаф, Пуанкаре. Вновь интерес к этой проблеме возник с развитием ракетно-космической техники, о чем свидетельствуют работы, посвящённые движениям твердых тел, имеющих полости, частично заполненные однородной несжимаемой жидкостью.

Дальнейшее освоение космического пространства невозможно без создания орбитальных заправочных станций. Новая американская программа освоения космического пространства планирует доставку криогенного топлива на специально созданные орбитальные заправочные станции. Для всех криогенных жидкостей характерно разнородность плотности и температуры, наблюдаемые во всех режимах хранения и эксплуатации. В результате конвективного перемешивания в резервуаре с криогенной жидкостью образуется слой, в котором имеется значительной градиент плотности и температуры в вертикальном направлении. Такую криогенную жидкость в научной литературе обычно называют стратифицированной жидкостью.

В докладе рассмотрены вопросы взаимодействия криогенной идеальной несжимаемой жидкости и полости подвижного твердого тела, совершающего малые движения.

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ И УПРАВЛЕНИЕ
ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИЕЙ ТРЁХРОТОРНОГО ГИРОСТАТА****А.В. Алексеев, А.Р. Вахитова****Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П.Королева****alexeeff05@mail.ru**

Одной из важных задач механики космического полёта является обеспечение точной пространственной ориентации космического аппарата (КА). Активное управление пространственным движением КА можно осуществлять разными способами: посредством управляющих реактивных двигателей или с помощью массивных маховиков, установленных на борту КА. Первый из указанных способов требует наличия на борту запаса

топлива, второй – лишен этого недостатка, так как маховики (роторы) вращаются внутренними электродвигателями за счет электричества, получаемого от панелей солнечных батарей.

В данной работе исследуется движение вокруг центра масс трёхроторного гиростата, представляющего собой систему четырёх твердых тел: несущего (центрального, основного) и трёх динамически симметричных роторов (маховиков), способных вращаться относительно своих осей симметрии, совпадающих с главными центральными осями инерции всей системы. На основании теоремы об изменении кинетического момента механической системы составляются динамические уравнения движения гиростата без внешних воздействий. Для случая медленного вращения роторов получены приближенные аналитические решения уравнений движения, для чего применялись асимптотические методы Пуанкаре, Ван-дер-Поля и усреднения. Для некоторых случаев движения относительно центра масс гиростата синтезировано управление, которое обеспечивается внутренними моментами.

Работа выполнена при финансовой поддержке федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009 – 2013 годы (соглашение № 14.В37.21.0203).

ВЛИЯНИЕ ЖИДКОГО ТОПЛИВА НА УГЛОВОЕ ДВИЖЕНИЕ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ И СПУТНИКОВ

А.В. Алексеев, И.И. Ахмадуллин, В.С. Красников

Самарский государственный аэрокосмический университет

имени академика С.П.Королева

alexeeff05@mail.ru

Для проведения высокоточных работ и проведения экспериментов на борту космического аппарата необходимо обеспечивать определенные условия: заданное движение центра масс, угловое движение, минимальный вибрационный режим и т. д. Следовательно, необходимо учитывать любые возмущения, возникающие при движении космического аппарата. Одним из таких возмущений является влияние жидкого топлива, расположенного на борту. А именно, из-за наличия свободной поверхности и расхода топлива происходит постоянное изменение инерционно-массовых характеристик, кроме того, циркуляционные движения жидкого топлива могут вызвать гироскопические явления.

На основании теоремы об изменении кинетического момента построена математическая модель движения вокруг центра масс разгонного блока (РБ) с тороидальным баком, целиком заполненным жидким

топливом согласно. Для случая осесимметричного тела получены аналитические решения (зависимости параметров движения от времени) уравнений движения в параметрах Кэли-Клейна.

Кроме того построена модель движения космического аппарата относительно центра масс со сферическим баком, заполненным жидким топливом, при действии гравитационного момента. Для данной модели показаны диссипативные свойства жидкости, и получены точные и приближенные аналитические зависимости параметров движения.

Работа выполнена при финансовой поддержке федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009 – 2013 годы (соглашение № 14.В37.21.0203).

**РАЗРАБОТКА КОМПЛЕКСА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ
СПЕЦИАЛИСТА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ И НАВИГАЦИИ,
УЧАСТВУЮЩЕГО В УПРАВЛЕНИИ ПОЛЁТОМ МЕЖДУНАРОДНОЙ
КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ**

А.А. Бондарь

РКК «Энергия» им. академика С.П. Королёва

alexander.bondar@sfoc.ru

В процессе управления полётом МКС специалист группы обеспечения функционирования системы управления движением и навигации (ГОФ СУДН), как и специалист любой другой группы,

выполняет работу, связанную с переработкой значительного объема информации на различных этапах управления, начиная от подготовки и планирования операций и заканчивая обработкой статистики и подготовкой результатов.

Для повышения эффективности и надежности работы специалиста нашей группой разработаны программные средства, которые используются для выполнения следующих задач:

1. Подготовка прогноза расхода рабочего тела (топлива) на выполнение динамических операций.
2. Вычисления с кватернионами и векторами состояния.
3. Обработка полученных телеметрических данных для ведения статистики.
4. Сравнение данных российского и американского сегментов по ориентации и вектору состояния.
5. Подготовка и обмен данными с международными партнерами.

6. Подготовка формирования задания на обработку и отображение ТМИ в ЦУП, необходимого при смене версий бортового программного обеспечения.

7. Предоставление справочной информации по телеметрическим параметрам и кадрам отображения и взаимосвязи параметров с переменными бортового ПО.

В перспективе планируется разработка дополнительных программных средств с возможностью объединения всех средств в единый программный комплекс – универсальное рабочее место специалиста.

УПРАВЛЕНИЕ СВЕРХЗВУКОВЫМ ОБТЕКАНИЕМ МНОГОБЛОЧНОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ДЛЯ СНИЖЕНИЯ ПИКОВОГО НАГРЕВА

А.С. Кудинов, И.И. Юрченко, И.Н. Каракотин

ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

rockot1@yandex.ru

Представлены способы снижения пиковых тепловых нагрузок на сверхзвуковом участке полета многоблочной ракеты-носителя (РН) с модульной компоновкой. Рассмотрены три группы методов: оптимизация геометрических характеристик обтекателя бокового модуля, оптимизация углов атаки и крена и установка аэродинамической иглы на затупления боковых модулей. Каждый метод призван не допустить формирования сверхзвуковых структур течения, приводящих к пиковому усилению теплового потока к конструкции РН.

Для проведения экспериментальных исследований моделей РН были выбраны гиперзвуковая аэродинамическая труба длительного действия Т-117 и ударная сверхзвуковая аэродинамическая труба УТ-1М ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского».

Показано, что существует критическое отношение расстояния между осью бокового блока и центральным блоком H и радиусом затупления бокового блока R , которое лежит в диапазоне [1.3...1.8]. Если геометрия РН приводит к попаданию в этот диапазон, формируется IV тип интерференции скачков уплотнения перед боковыми блоками, приводящий к пиковому усилению теплового потока на боковом и центральном блоке.

В результате испытаний с малым шагом по углу атаки определен критерий перехода режима отрыва потока перед боковыми модулями от ламинарного к турбулентному при увеличении угла атаки на гиперзвуковом участке траектории. Переход в режиме отрывного течения определялся по теневым фотографиям путем измерения длины отрывной области. Отрывное течение становится турбулентным при угле атаки, превы-

шающим определенное критическое значение, что сопровождается пиковым усилением нагрева РН.

В результате варьирования угла крена при не нулевом угле атаки было получено оптимальное положение наветренной стороны, когда она проходит не между боковыми блоками, а по плоскости боковых блоков. При такой ориентации наветренной стороны площадь пикового нагрева существенно уменьшается.

Для снижения пикового нагрева центрального и бокового блока рассмотрена установка аэродинамической иглы с дисковым наконечником на сферических затуплениях боковых блоков. Установка аэродинамической иглы на обтекателях боковых блоков приводит к изменению структуры взаимодействия ударных волн, благодаря чему вместо опасного IV типа взаимодействия реализуется I тип, которые не приводит к пиковому нагреву обтекателей боковых блоков и центрального блока в точках расщепления. С кромок дискового наконечника иглы сходит косой скачок уплотнения, который падает на центральный блок, взаимодействуя с косым скачком уплотнения от области отрыва потока. Таким образом, вместо IV типа интерференции формируется I тип, для которого характерны относительно низкие тепловые потоки. Игла может применяться, если нет возможности изменить радиус бокового блока на оптимальное значение. Возможен вариант телескопически раскрываемой конструкции аэродинамической иглы.

**РЕЖИМЫ ТЕЧЕНИЯ В ХВОСТОВОЙ ОБЛАСТИ
МНОГОСОПЛОВЫХ КОМПОНОВОК РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ
ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИЗМЕРЕНИЙ В ПОЛЕТЕ**

И.И. Юрченко, И.Н. Каракотин, А.С. Кудинов
ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»
rocket2@yandex.ru

В работе представлены результаты летного эксперимента по определению давления и температуры среды в хвостовой части ракет с многосопловой компоновкой. Телеметрические измерения проводились с помощью датчиков температуры среды, датчиков теплового потока и давления. На основе анализа летных данных разработаны критериальные границы режимов обтекания донного экрана. Получены новые не зарегистрированные в условиях наземных экспериментов эффекты взаимодействия струй с внешним воздушным потоком и между собой.

Выявлены особенности возвратного течения к донному экрану, формирующегося на сверхзвуковом участке полета в силу взаимодействия расширяющихся струй, заключающиеся:

- в более ранней стабилизации донной температуры $T_{од}$ по сравнению со стабилизацией донного давления $P_{од}$;

- в существенном влиянии давления в циркуляционном течении в отрывной зоне на боковой поверхности хвостового отсека ракеты и эффекта перемещения отрывной зоны к носку ракеты на донное давление.

Разработана физическая модель возвратного течения к донному экрану на сверхзвуковом участке полета для компоновок с разнесом сопел D_c , более 1.6:

- от момента максимума скоростного напора воздушного потока, при котором начинается формирование возвратного течения и рост температуры среды на высотах 10-13 км;

- при стабилизации донной температуры среды на уровне $(0.6...0.4)T_{oa}$ - температуры продуктов сгорания и продолжающемся падении донного давления на высотах 18-22 км;

- при стабилизации донного давления на уровне $0.2...0.02 P_d/P_a$, соответствующего режиму запираания донной области на высотах более 36-40 км.

Представлен метод расчета давления в центре донного экрана на всем сверхзвуковом участке полета от начала формирования возвратного течения, в период его развития и в момент запираания донной области.

Показано, что постоянное значение донной температуры, которое устанавливается в полете на высотах 18-22 км и не изменяется до отключения двигателей, является следствием натекания на донный экран возвратного течения, состоящего исключительно из молекул продуктов сгорания пограничного слоя двигателей. Значение температуры среды в центре компоновки зависит от температуры стенки сопла и доли развернувшегося в сторону днища пограничного слоя струй. На периферии донного экрана значение установившейся температуры среды несколько ниже вследствие влияния температуры поверхности донного экрана на температуру газового потока, растекающегося от центра донного экрана к его краям.

СПУСК АППАРАТА В АТМОСФЕРЕ ЗЕМЛИ**А.Г. Топорков****Московский Государственный технический
университет им. Н.Э.Баумана
toporkov.90@mail.ru**

Эксплуатация космических аппаратов (КА), международной космической станции (МКС), запуск автоматических межпланетных станций, всё это прямым образом связано с возвращением на Землю отработавших и вышедших из строя элементов и частей оборудования, продуктов жизнедеятельности космонавтов, а также результатов проведённых экспериментов.

В работе рассматривается возможность разработки универсального программного комплекса для расчёта спуска аппарата в атмосфере планеты. В качестве первого этапа исследуется движение спускаемого аппарата (СА) в атмосфере Земли.

Неориентированный вход СА в атмосферу происходит на высоте 120 км со скоростью 7,5 км/с со скоростью превышающей 11 км/с. В результате аэродинамического торможения СА происходит снижение скорости аппарата с гиперзвуковой при входе в атмосферу (число Маха $M \sim 30$) до дозвуковой ($M \sim 0,1$) в конце спуска. При этом аппарат подвергается воздействию значительным продольной перегрузкеи скоростному напору. Процесс аэродинамического торможения сопровождается существенным аэродинамическим нагревом аппарата, что приводит к уносу массы теплозащиты.

Основные допущения:

- форма Земли - эллипсоид вращения ПЗ-90;
- модель гравитационного поля учитывает вторую зональную гармонику;
- рассматривается пространственное движение СА, а также угловое движение аппарата вокруг центра масс;
- параметры атмосферы вычислены в соответствии с ГОСТ 4401 – 81;
- ветер не учитывается.

Для расчёта траектории движения СА использовались следующие системы координат: геоцентрическая прямоугольная Гринвичская система координат и связанная с аппаратом система координат.

Решение системы нелинейных дифференциальных уравнений было получено методом численного интегрирования, а именно методом Кутты-Мерсона (пятиэтапный метод Рунге-Кутты четвёртого порядка).

ПИЛОТИРУЕМЫЙ ПОЛЕТ К ВЕНЕРЕ***В.Е. Любинский, Д.К. Назарова******Московский Государственный технический
университет им. Н.Э.Баумана******Dinara555800@mail.ru***

Изучение Венеры позволяет лучше понять историю формирования и развития планет земной группы, различие в истории их тектонической активности. Это позволяет провести параллели в будущее, показывая возможные пути эволюции Земли, ее атмосферы и климата.

Венера активно исследовалась советскими и американскими учеными, однако многие вопросы, связанные с динамикой атмосферы, проблемами суперротации, гигантского парникового эффекта, эволюции Венеры остались нерешенными.

На сегодняшний момент не исключается возможность организации пилотируемой экспедиции к планете Венера. Корабли для длительного перелета существуют, это жилые модули орбитальных станций, в которых должно быть размещено все основное оборудование комплекса, обязательно обслуживаемое экипажем, так как возможность профилактики и ремонта со стороны экипажа является основным фактором обеспечения необходимой надежности всего комплекса. Нужно с помощью ракетных блоков вывести такой модуль на межпланетную траекторию, и он достигнет орбиты Венеры также как и автоматические станции. При этом важно, чтобы стоимость проекта была минимальной, безопасность экипажа была максимальной, сроки реализации проекта и риск его нереализации - минимальными. Также желательно, чтобы технические решения проекта можно было бы использовать в других программах.

Критерий безопасности экипажа является главным при принятии концептуальных решений: выбора типа двигательной установки для межпланетного перелета, сценария и схемы полета, количества членов экипажа, ракеты-носителя для доставки элементов экспедиционного комплекса. Остальные технические решения принимаются в зависимости от выбранной концепции.

В работе приводится история исследования Венеры, рассматривается возможность организации пилотируемой экспедиции и предполагаемые проблемы миссии, оценивается траектория межпланетного перелета, при формировании орбиты вокруг Венеры предлагается использовать маневр аэродинамического торможения.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ВСТРЕЧИ С ПОМОЩЬЮ ДУ С МАЛОЙ ТЯГОЙ**А.А. Баранов, А.А.Будянский.****Московский Государственный технический университет****им. Н.Э.Баумана*****andrey_baranov@list.ru, budyago@yandex.ru***

Рассматривается задача встречи на близких околокруговых некомпланарных орбитах. Предполагается. Что число витков перелета и точка встречи заданы. Маневрирование осуществляется на двух интервалах, разделенных несколькими витками. Каждый из интервалов маневрирования в свою очередь состоит из нескольких витков. Отклонения элементов орбит, в том числе отклонение по фазе, достаточно малые, чтобы их можно было скорректировать при заданной продолжительности интервалов маневрирования.

Предложен численно-аналитический алгоритм решения задачи, позволяющий определять параметры маневров, когда при каждом включении двигательной установки одновременно корректируются все элементы орбиты. В основе данного алгоритма лежит аналитическое решение задачи импульсного перехода (время перелета не задано) между близкими некомпланарными орбитами.

**ИДЕНТИФИКАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ НА
ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ И ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ ОРБИТАХ ПО
ОПТИЧЕСКИМ ИЗМЕРЕНИЯМ****В.О. Вихрачев****Московский Государственный технический****университет им. Н.Э.Баумана*****vvo90@yandex.ru***

Для высокоорбитальных космических объектов измерения параметров движения осуществляются сканированием средствами наблюдения заранее заданной области небесной сферы по некоторой выбранной стратегии и обнаружением всех попадающих КО, сигнал от которых имеет энергию, достаточную для восприятия его приемниками средств наблюдения.

Привязка оптических измерений КО требует сопоставления полученных от наблюдателей измерений с орбитальными параметрами объектов, содержащихся в каталоге. В настоящее время за одни сутки могут быть получены измерения более тысячи КО. Количество КО на орбитах геостационарных и высокоэллиптических орбитах, содержащихся в ката-

логе составляет около 5 тысяч. Таким образом, прямое сравнение орбитальных данных КОс измерениями требует нескольких миллионов сопоставлений, что при использовании точной модели прогнозирования привело бы к неприемлемым вычислительным затратам. Поэтому отождествление наблюдаемых КО с КО, содержащимися в каталоге, проводится в несколько этапов.

На первом этапе формируются массивы претендентов КО из каталога, отобранных по наклонению.

На втором этапе сопоставление параметров движения каталогизированных КО и векторов состояния, построенных по сеансам измерений, проводится с использованием при прогнозировании модели невозмущенного кеплеровского движения.

На третьем этапе проводится сопоставление параметров движения каталогизированных КО и векторов состояния, построенных по сеансам измерений, проводится с использованием при прогнозировании адекватной модели движения.

На четвертом этапе осуществляется непосредственное сравнение параметров движения каталогизированного КО с измерениями.

Заключительный пятый этап идентификации осуществляется с целью устранения т.н. «конфликтов», которые могут возникнуть в результате отождествления.

ПОДДЕРЖАНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ОРБИТ КА

А.А. Баранов, Н.В. Чернов

*Московский Государственный технический
университет им. Н.Э.Баумана*

andrey_baranov@list.ru, nikita145@yandex.ru

В работе рассматривается задача поддержания большой полуоси рабочей орбиты КА (a), ее наклонения (i) и эксцентриситета (e) в заданной окрестности $[-\delta a, \delta a]$, $[-\delta i, \delta i]$ и $[0, \delta e]$ их номинальных значений (a_0, i_0, e_0) на заданном интервале времени Δt .

При решении задачи можно выделить три этапа: выбор параметров «рациональной» орбиты, на которой начнет функционировать КА, определение момента выхода параметров рабочей орбиты за заданные ограничения, расчет параметров маневров, возвращающих КА на «рациональную» орбиту. «Рациональной» называется орбита, которая в процессе эволюции максимально долго не выходит за пределы допустимой окрестности номинальной орбиты.

Элементы орбит могут претерпевать вековые, долгопериодические и короткопериодические изменения. Если нет жёстких требований по точности поддержания заданной орбиты, то нет смысла бороться с короткопериодическими возмущениями. Однако их необходимо учитывать при выборе «рациональной» орбиты, чтобы на коротком интервале времени не выйти за верхнюю границу разрешенного диапазона.

На первом этапе повторяющегося цикла осуществляется численное интегрирование уравнений движения КА с подключением функций выхода, контролирующих ограничения по величине большой полуоси, ограничения на величины эксцентриситета и наклона. Определяется амплитуда короткопериодических колебаний этих элементов. Когда какое-нибудь ограничение будет достигнуто, происходит выход из интегрирования. С помощью численно-аналитического метода рассчитываются параметры маневра, выполняемого двигателем малой тяги. При коррекции элемента орбиты, достигшего своего предельного значения, остальные элементы орбиты корректируются пропорционально их суммарному изменению на всем интервале поддержания.

После расчета и моделирования маневров, опять осуществляется численно-аналитический прогноз вновь сформированной орбиты и находится следующий момент выхода параметров рабочей орбиты за границу ограничений. Процесс заканчивается, когда достигается заданное время окончания функционирования КА.

ОЦЕНКА ОДНО - И ДВУХИМПУЛЬСНЫХ МАНЕВРОВ, ИСПОЛНЯЕМЫХ ДВИГАТЕЛЯМИ БОЛЬШОЙ И МАЛОЙ ТЯГИ

А.А.Баранов, М.О. Каратунов

Московский Государственный технический университет

им. Н.Э.Баумана

maksim_karatunov@mail.ru

На сегодняшний день популяция околоземных космических объектов техногенного происхождения оценивается десятками тысяч, в этой связи становится актуальной задача обеспечения безопасности жизнедеятельности КА. Решение данной задачи в первую очередь требует наличие полного и постоянно обновляемого каталога космических объектов. В процессе составления такого каталога возникает проблема идентификации космических объектов по измерениям, полученным при помощи различных средств наблюдения (оптика, радиолокация). Эта проблема усугубляется тем, что помимо пассивных космических объектов существует множество активных КА, которые регулярно маневрируют. Таким

образом, возникает задача оценки и прогноза маневров, исполняемых активными космическими объектами. Оценка маневров близких к импульсным не представляет большой сложности. Для оценки маневров исполняемых двигателями малой тяги в настоящее время используются громоздкие численные методы. Такой подход требует больших вычислительных затрат и мало пригоден для массовых расчётов. В данной работе предлагается оценку маневров большой продолжительности проводить с помощью аналитических и численно-аналитических методов, что позволит значительно ускорить процесс решения поставленной задачи, тем самым делая возможным использование данной методики в технологическом цикле составления и поддержания каталога околоземных космических объектов.
