

Космическая навигация и робототехника

БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТА ЛА В АТМОСФЕРЕ С УЧЕТОМ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ЗНАНИЯ ИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК (вступительное слово)

Л.Н.Лысенко (МГТУ им. Н.Э.Баумана, г.Москва)

Проблемы баллистико-навигационного обеспечения (БНО) полета, получившие достаточно полное освещение на заседании секции в рамках XXVI академических Чтений по космонавтике, касались в основном задач определения орбит космических объектов.

В докладах отмечалось, что исследования навигационных стратегий, методов и алгоритмов решения навигационных задач, нашедшие отражение в многочисленных публикациях, позволяют проанализировать основные пути формирования стратегий космической навигации, определить общие закономерности решения навигационных задач, оптимизировать их распределение между бортовым и наземным сегментами контура управления.

Решению задач БНО атмосферных участков полета в современной литературе уделяется существенно меньшее внимание. Вместе с тем, проблемы, связанные с высокоточным выведением КА на орбиту, посадкой спускаемого аппарата в заданный район поверхности и др., продолжают оставаться актуальными.

В значительной степени сложности баллистического обеспечения полета в атмосфере обусловлены объективно существующей неопределенностью знания предельных отклонений аэродинамических сил и моментов, влияющих, как на «построение» опорного движения, так и на реальный вид возмущающих воздействий, приводящих к отклонениям от номинального программного движения, вне зависимости от типа реализуемых программ (жестких или гибких).

Хотя, в теоретическом отношении задача определения предельных погрешностей задания аэродинамических характеристик ЛА имеет вполне корректное математическое решение, базирующееся на подходах и методах нестационарной аэродинамики, в частности, на квазилинейных аппроксимациях полей термодинамических параметров обтекающего ЛА потока, методика их учета в практических задачах БНО далеко не очевидна.

Причем дело даже не в том, что практически невозможно корректно определить случайные составляющие аэродинамических характеристик, вызываемых нестационарностью обтекания. Фактически точно неизвестны и более или менее достоверные значения предельных случайных погрешностей аэродинамических характеристик, полученных для условий стационарного обтекания.

В этом смысле представляют безусловный интерес предложенные к рассмотрению на настоящих Чтениях доклады по аэродинамической тематике, как дающие основание подойти к обсуждению путей поиска решений в обсуждаемой области.

ОПЫТ МЕЖДУНАРОДНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА В ОБЛАСТИ КОНТРОЛЯ «ЗАСОРЕННОСТИ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА» НЕФУНКЦИОНИРУЮЩИМИ ОБЪЕКТАМИ И ЭЛЕМЕНТАМИ ИХ КОНСТРУКЦИЙ

Н.М.Иванов, Ю.Ф.Коложа (ЦУП-М ЦНИИМаи, г.Королев)

Постоянно возрастающая насыщенность околоземного космического пространства техногенными объектами, являющимися следствием регулярных запусков КА на орбиты ИСЗ, и периодически возникающие ситуации, связанные с появлением в окрестности Земли достаточно крупных естественных небесных тел, создают определенные проблемы, связанные как с ведением космической деятельности, так и с риском возникновения чрезвычайных ситуаций (ЧС) космического характера.

В настоящее время в околоземном космическом пространстве (ОКП) накопилось свыше 3000 тонн техногенного вещества.

Общее количество наблюдаемых в ОКП космических объектов (КО) превышает 9000 (к наблюдаемым относятся КО размером свыше 10...30 см, которые могут быть обнаружены и сопровождаться наземными средствами слежения.) Из общего числа наблюдаемых КО лишь 6% являются функционирующими КА, а остальные входят в состав так называемого космического мусора (КМ). Это - прекратившие работу или вышедшие из строя КА, верхние ступени ракет-носителей (РН) и разгонных блоков, операционные элементы, сопутствующие выводу и функционированию КА, фрагменты разрушения КА и РН на орбите и т.п. Объектов КМ размером 1...10 см в настоящее время находится в околоземном космосе свыше 100 тысяч, а более мелкая фракция КМ содержит уже несколько десятков миллионов объектов.

Особенностью техногенного засорения ОКП является то обстоятельство, что наиболее плотно объекты космического мусора заполняют области рабочих орбит ИСЗ. Тем самым они создают реальную опасность их столкновений с активно функционирующими КА. Следует отметить, что столкновение даже со среднеразмерным неуправляемым КО (диаметром 1...10 см) способно вывести действующий КА из строя.

Другой серьезной проблемой, связанной с техногенным веществом в ОКП, является сход с орбиты так называемых КО повышенного риска.

К этим объектам в первую очередь относятся КА, оборудованные бортовыми ядерными источниками энергии, а также крупногабаритные космические аппараты и конструкции КО большой массы, часть тяжелых фрагментов которых обязательно достигает поверхности Земли при их сходе с орбиты. Разрушение при входе в атмосферу КО риска, а также падение на Землю их несгоревших фрагментов способны вызвать последствия, приносящие вред человеческой жизнедеятельности.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКИХ СВОЙСТВ «ГИБКИХ» ПРОГРАММ ТАНГАЖА ДЛЯ СИНТЕЗА АЛГОРИТМОВ ТЕРМИНАЛЬНОГО НАВЕДЕНИЯ ЛА

С.В.Беневольский (МГТУ им.Н.Э.Баумана, г.Москва)

Наведение по методу терминального наведения на всем активном участке траектории (АУТ) может обеспечить: 1) более полное использование в полете энергетических ресурсов; 2) повышение точности; 3) расширение возможностей оперативного перенацеливания; 4) адаптивность к новым условиям применения и возможным доработкам ЛА.

Существо предлагаемого подхода состоит в том, чтобы разработать математическую модель движения ЛА на АУТ, достаточно простую для того, чтобы можно было получить аналитически основные параметры движения, с которыми связаны важнейшие ограничения при полете в плотных слоях атмосферы, с приемлемой для практических целей точностью отображающую связь параметров программы тангажа с указанными ограничениями.

Математически обосновываются два способа использования такой модели для расчета параметров программы тангажа: 1) непосредственное решение задачи в случаях, когда достигнутая точность окажется приемлемой; 2) получение с помощью указанной модели аналитических выражений для частных производных, связывающих искомые параметры с краевыми условиями.

ОЦЕНИВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПРИ ОТСУТСТВИИ НАДЕЖНОЙ АПРИОРНОЙ ИНФОРМАЦИИ ОБ УСЛОВИЯХ ЭКСПЕРИМЕНТА

И.В.Лысенко (ВА РВСН им. Петра Великого, г.Москва)

Решения задач оценивания параметров моделей движения летательных аппаратов (ЛА) в условиях ненадежных априорных данных для «выделения» множества корректности по А.Н. Тихонову или поиск альтернативных вариантов этим данным связаны с определенными трудностями. Такие задачи названы обобщенными некорректными. При неучёте особенностей постановки и решения указанных задач возможна расходимость вычислительных алгоритмов или сходимость к «ложному» (смещённому) значению оцениваемых параметров, что на практике означает низкую точность получения решения.

В рамках разработанного подхода предлагаются:

- концептуальная математическая модель системы обработки измерительной информации для оценивания параметров моделей движения ЛА;
- математический аппарат синтеза вычислительных процедур решения обобщенных некорректных задач оценивания характеристик ЛА;
- методики оценивания параметров моделей движения ЛА по результатам траекторных и телеметрических данных с учётом возможной обобщенной некорректности задач.

Приводятся результаты экспериментального анализа эффективности предложенных разработок.

УЧЕТ ВЛИЯНИЯ ЯВЛЕНИЯ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО РЕЗОНАНСА ПРИ ДВИЖЕНИИ ЛА В АТМОСФЕРЕ

В.П.Казаковцев (МГТУ им.Н.Э.Баумана, г.Москва)

В настоящее время широко используются летательные аппараты (ЛА), обладающие угловой скоростью вращения относительно продольной оси. К подобным ЛА относятся спускаемые аппараты баллистического

типа, головные части ракет, корректируемые боеприпасы и т.д. В процессе проектирования таких ЛА возникают вопросы, связанные с выбором допусков на величины возникающих при изготовлении асимметрий (бокового смещения центра масс, центробежных моментов инерции, асимметрии формы), или с определением оптимального значения угловой скорости вращения ЛА относительно продольной оси.

В докладе на основании представления углового движения ЛА в комплексной плоскости, разработан аналитический метод, позволяющий на этапе проектирования ЛА оценить влияние, как отдельных видов асимметрий, так и комплекса асимметрий, на возникающие отклонения угловых параметров движения.

Проведен анализ результатов влияния асимметрий на изменение пространственного угла атаки в режиме параметрического резонанса для спускаемого аппарата баллистического типа путем интегрирования системы дифференциальных уравнений и аналитическим методом.

Результаты сравнительного анализа показали, что величины пространственного угла атаки, полученные аналитическим методом, с относительной погрешностью менее десяти процентов совпадают с аналогичными величинами, полученными расчетом по полной математической модели.

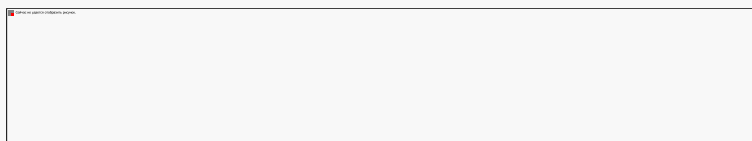
ВРЕМЕННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

Б.С.Скребушевский, А.Н.Фроленко

(ФГУП Научный центр космических информационных систем и технологий наблюдения, г. Москва)

При проектировании космических систем и баллистическом сопровождении отдельных космических аппаратов важное значение отводится временным привязкам на орбитах. В докладе представлены рабочие алгоритмы расчета звездного времени (истинного и среднего) и сравнение результатов полученных расчетов с точными значениями Астрономического ежегодника.

Особенно важен точный учет временных привязок для решения задач определения устойчивости орбитальных группировок на длительных временных интервалах. Векторное дифференциальное уравнение возмущенного движения КА может быть представлено в виде суммы ускорений, обусловленных влиянием гравитационного поля Земли, притяжением внешних тел (Луны, Солнца и крупных планет), тормозящего ускорения атмосферы планеты, сил солнечного давления, сил магнитного поля и работой двигательной установки КА в процессе его активного существования:



Каждое из этих ускорений является функционалом пространственно-временных координат взаимного положения КА исследуемой группировки и поля сил соответствующего возмущающего фактора. Их количественное определение требует точной привязки в системе координат, положение которой известно в любой момент времени. В качестве такой системы координат выбирают обычно абсолютную правую систему прямоугольных координат **OXYZ** с началом в центре Земли, плоскость **OXY** которой совпадает с плоскостью экватора, ось **OX** направлены в точку весеннего равноденствия, ось **OZ** направлена на север по оси вращения Земли. Подобная привязка позволяет обеспечить точное определение истинного значения звездного времени.

ПРАКТИЧЕСКАЯ АЭРОДИНАМИКА МНОГОСТУПЕНЧАТОЙ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ

Г.Г.Мордвинцев (Московский институт теплотехники, г. Москва)

Для проведения проектных расчетов аэрогазодинамических характеристик многоступенчатых ракет обосновывается подход, заключающийся в сочетании численных и приближенных методов. Рассмотрены два примера использования такого подхода: расчет аэродинамических характеристик ракеты с учетом влияния струи двигателя и расчет аэрогазодинамики минометного разделения ступеней.

Обтекание кормовой части ракеты, оснащенной поворотным соплом, при умеренных углах атаки характеризуется образованием местной отрывной области. Методика расчета в этом случае основана на сочетании численного решения стационарных уравнений Эйлера для внешнего течения и пространственного метода разделяющей линии тока для определения осредняющих параметров в области отрыва. При больших углах атаки используется метод установления для уравнений Эйлера, описывающих течение двухкомпонентного газа. Показано существенное различие влияния струи на шарнирный момент сопла при малых ($\alpha \leq 15^\circ$) и больших ($\alpha \geq 25\div 30^\circ$) углах атаки: уменьшение с ростом нерасчетности в первом случае и его увеличение во втором.

Методика расчета аэрогазодинамических характеристик минометного разделения ступеней основана на разбиении процесса разделения на отдельные этапы и использовании для них численных и

приближенных методов. Для расчета начального заполнения отсека газом ПАД и его раскупорки, характеризующихся значительной неравномерностью газодинамических полей, используется численное моделирование. Процесс взаимного движения ступеней, параметры которого существенно зависят от конвективных тепловых потерь, рассчитывается по приближенной методике, основанной на балансовых соотношениях для массы, массы компонентов и энергии смеси газов в выделенных полостях межступенного отсека.

Практическое использование методики позволило выявить ряд особенностей газодинамических процессов при минометном разделении. В частности обнаружен знакопеременный характер нагружения насадков сопла при включении ПАД и показана возможность образования пульсирующего возвратного течения в процессе раскупорки отсека при наличии внешнего течения.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ВНЕШНИМИ ПОЛЯМИ

В.М.Попов (ВАУ им. Н.Е.Жуковского, г. Москва)

На основе метода дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками и единого алгоритма задания формы поверхности летательного аппарата (ЛА) разработаны математическая модель, унифицированные алгоритм и программа численного моделирования квазистационарных процессов взаимодействия ЛА с внешними полями. Построен метод численного решения краевых задач для скалярного однородного уравнения Гельмгольца, являющийся базовым для непосредственного расчета дозвуковых линейных аэродинамических характеристик ЛА и решения задач излучения и рассеяния акустических волн. Для интегралов с сильной особенностью построены квадратурные формулы, учитывающие возможность изменения интенсивности особенности и фазовых сдвигов в пределах панели разбиения, позволяющие повысить точность численного решения.

Разработанные вычислительные алгоритмы и программы для ЭВМ обеспечивают необходимую точность результатов моделирования в интересах сопоставительного анализа аэродинамических компоновок современных и перспективных ЛА. Расхождение полученных результатов с известными точными решениями и данными других авторов не превышают 5...10% при выполнении традиционных для метода дискретных вихрей требований к вихревым схемам.

ПОВЫШЕНИЕ УРОВНЯ АДЕКВАТНОСТИ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ

М.С.Кубланов (МГТУ ГА, г. Москва)

Настоятельной необходимостью для широкого класса летательных аппаратов (ЛА) и, прежде всего, судов гражданской авиации (ГА) является разработка таких математических моделей (ММ), которые, обладая полной универсальностью применения, имели бы высокую степень адекватности данным реальных полетов на любом участке движения, включая движение по взлетно-посадочной полосе (ВПП). При этом с позиции эксплуатационников не должны подвергаться пересмотру характеристики ВС, определенные изготовителем. Главное: необходимость учета разнообразных внешних атмосферных условий, состояние ВПП, различие типов самолетов и способов пилотирования. Для разработки рекомендаций и предложений по летной эксплуатации (ЛЭ) была создана система математического моделирования динамики полета (СММ ДП) ЛА, использующая данные летных испытаний (ЛИ) лишь для идентификации параметров ММ.

Повышение адекватности ММ стало возможным в результате исследований в трех направлениях: пересмотра системы основных принципов разработки ММ, обоснованного выбора критериев адекватности и применения устойчивых методов вычисления.

В первом направлении особенности практических задач ГА потребовали сформировать новую систему принципов, куда вошли дополнительно: принцип конкретизации условий и области применения ММ, а так же принцип опережающей математической строгости и глубины феноменологического описания. Первый из них помогает избежать соблазна построения одной ММ на все случаи жизни, а второй устанавливает приоритет физичности перед статистическим моделированием или упрощениями.

Во втором направлении исследований принято, что оценка адекватности ММ для решения практических задач ГА в достаточной мере обеспечивается только двумя критериями: точности и непротиворечивости. Для наиболее часто встречающегося случая недостаточно исчерпывающей информации разработан эвристический метод идентификации параметров ММ.

В третьем направлении предложен устойчивый вычислительный метод, решающий проблему жесткости общей системы дифференциальных уравнений движения планера и шасси. Этот метод позволяет

получать устойчивые решения во всех случаях движения по ВПП и воспроизводить на ММ такие тонкие реальные эффекты, которые невозможно было получать до сих пор.

С помощью ММ высокой степени адекватности на основе СММ ДП ЛА решен ряд прикладных задач ГА. Среди них: сопровождение ввода в эксплуатацию новых самолетов и расширение ожидаемых условий эксплуатации существующих, определение оптимальных способов пилотирования и расследование летных происшествий.

К ЗАДАЧЕ СИНТЕЗА ШИРОКОПОЛОСНОГО ТРЕХОСНОГО ГИРОСТАБИЛИЗАТОРА

С.А.Черников (МГТУ им. Н.Э.Баумана, г. Москва)

Проблема построения ТГС с широкой полосой пропускания одноосных каналов неразрывно связана с трудностью обеспечения устойчивости ТГС вследствие дестабилизирующего влияния взаимосвязей между каналами, обусловленных, в частности, зависимостью управляющих сигналов гироскопов от углового движения стабилизированной платформы относительно осей, параллельных осям прецессии гироскопов. Ширина полосы пропускания при этом ограничивается условием устойчивости ТГС.

Возможным решением этой задачи является развязка каналов стабилизации путем подключения специальных «развязывающих» элементов.

Предлагается простой способ развязки каналов стабилизации, основанный на аппарате передаточных матриц. Существенным является простая физическая реализуемость механизма развязки и простота технической реализации автономной системы.

ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ СТАБИЛИЗАТОРОВ ДЛЯ ВИДЕОАППАРАТУРЫ

В.Л.Будкин, В.В.Козлов, В.В.Фатеев (МГТУ им. Н.Э.Баумана, г. Москва)

В настоящее время гироскопические стабилизаторы кино съемочной и телевизионной аппаратуры находят большое и все возрастающее применение при съемках фильмов и наблюдениях местности и объектов с различными целями. Наиболее распространены двух- и трехосные стабилизаторы часто с дополнительными следящими рамами, выполненные в виде защитных оболочек.

Рассматриваемые устройства должны быть простыми и надежными в эксплуатации, иметь высокие скорости управления (до нескольких десятков градусов в секунду) и точность стабилизации (десятки и единицы угловых секунд), потреблять мало энергии.

Подвесы гиростабилизаторов должны быть легкими, прочными, обеспечивать значительные углы обзора (от нескольких десятков градусов до полного оборота). Такие устройства применяются для съемок с вертолетов, самолетов (в том числе беспилотных), морских и речных судов, автомобилей, операторских кранов, подвесных канатных дорог и других носителей. Проектирование таких гиростабилизаторов представляет сложную научно-техническую задачу.

В работе представлена серия двух- и трехосных гиростабилизаторов различного назначения, разработанных и изготовленных на кафедре ИУ-2 МГТУ им. Н.Э.Баумана. Проведен сопоставительный анализ кинематических схем, чувствительных элементов, математических моделей, особенностей конструкции. Представлен метод квазиоптимального синтеза таких гиростабилизаторов.

ВЛИЯНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ НА ТОЧНОСТЬ ВИБРАЦИОННЫХ ГИРОСКОПОВ

В.П.Подчерцев (МГТУ им. Н.Э.Баумана, г. Москва)

Вибрационные гироскопы – это одно из наиболее развивающихся направлений современного гироскопостроения во всем мире. Причем, к этому классу чувствительных элементов относится достаточно широкий спектр гироскопических приборов, начиная с динамически настраиваемых гироскопов, твердотельных волновых гироскопов, балочных пьезо-гироскопов и кончая микромеханическими гироскопами.

Широкое применение вибрационных гироскопов в качестве чувствительных элементов навигационных приборов различного назначения, робототехники, автомобилей, бурового оборудования и др. предполагает такой же широкий диапазон эксплуатационных воздействий – линейные и вибрационные перегрузки, угловые скорости и ускорения, температура и давление, магнитные поля и т.д. Это приводит к необходимости учета факторов эксплуатации при выборе, разработке и аттестации вибрационных гироскопов. Механические эксплуатационные воздействия и изменение температуры окружающей среды и

температурные градиенты создают механические напряжения в материале чувствительного элемента и упругих элементах его подвеса, что приводит к их деформациям и изменению собственных частот и соответствующему изменению «нулевых сигналов», масштабных коэффициентов и измерительного диапазона.

В докладе представлены результаты исследований влияния некоторых видов эксплуатационных воздействий на выходные характеристики вибрационных гироскопов и рекомендации по их компенсации.

ОПЫТ РАЗРАБОТКИ МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ГИРОСКОПОВ

А.П.Мезенцев (НИИ ПМ им. академика В.И.Кузнецова)

Рассматриваются два направления развития микромеханических технологий: планарное (металл-сапфир) и глубокого травления кремния применительно к разработке микромеханических гироскопов (ММГ) различной точности и стоимости.

Анализируются технические и эксплуатационные требования к ММГ, результаты математического моделирования, а также данные экспериментальных исследований колебательной системы гироскопа.

Проведен сравнительный анализ используемых технологий по критериям конкурентоспособности различных моделей ММГ.

Даны прогнозные оценки выхода разрабатываемой продукции на рынок.