
**НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ
МОЛОДЫХ СПЕЦИАЛИСТОВ И СТУДЕНТОВ
«АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ ТЕХНОЛОГИИ»
Реутов, 23 мая 2006**

Предисловие к материалам НТК-2006

На Аэрокосмическом факультете (АКФ) МГТУ им. Н.Э. Баумана в Открытом акционерном обществе «Военно-промышленная корпорация «НПО машиностроения» (Реутов) 23.05.2006 состоялась научно-техническая конференция, на которой были представлены доклады молодых специалистов, аспирантов, студентов и их научных руководителей. В работе конференции участвовали 75 человек, в том числе 3 доктора наук и 11 кандидатов наук. С докладами – 40 участников. Среди авторов работ 3 доктора наук, 7 канд. наук. Конференция прошла единым заседанием под председательством декана АКФ, который, открывая конференцию, огласил приветствие ректора МГТУ им Н.Э. Баумана, члена-корреспондента РАН Игоря Борисовича Федорова.

С приветственным словом от ОАО «ВПК «НПО машиностроения» и его генерального конструктора, генерального директора, профессора Герберта Александровича Ефремова выступил заместитель Генерального директора Анатолий Вячеславович Свинцов. Перед участниками конференции выступил также заместитель Генерального директора Юрий Иванович Минаев.

Затем были заслушаны и обсуждены представленные на конференцию научные работы. Руководил работой конференции научный комитет в составе: Р. П. Симоньянц, Б. Г. Попов, Е. И. Журавлёв, А. В. Беляев, А. И. Яковлев, Е. Г. Куранов, Г. Ф. Реш, Г. Г. Плавник, В.Л. Лисицын.

В заключение конференции выступил Е.Г. Куранов. Решением научного комитета ряд представленных на конференции работ публикуются в этом сборнике.

УДК 37:001.89

Р.П. Симоньянц, А.В. Туманов, Э.Д. Суханов,
А.И. Яковлев, В.Л. Лисицын, Ю.В. Солопов

**О ДЕЯТЕЛЬНОСТИ СТУДЕНЧЕСКОЙ
ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ ЛАБОРАТОРИИ
АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ФАКУЛЬТЕТА**

На Аэрокосмическом факультете МГТУ им. Н.Э. Баумана при НПО машиностроения в 2003 году была организована на общественных началах студенческая исследовательская лаборатория (КБ). Деятельность лаборатории направлена на коллективное выполнение студентами факультета актуальных для предприятия задач практического значения. Тематика предложенных специалистами НПО работ охватывает, прежде всего, круг вопросов, связанных с разработкой и созданием на предприятии малых космических аппаратов (МКА). Первый этап коллективной работы студенческой лаборатории факультета АК был завершён в 2004 году серией успешных защит глубоко проработанных дипломных проектов. В числе наиболее активных разработчиков были студенты кафедры СМ-2 Р.С. Чурсин, А.В. Воеводин, С.В. Гайдукевич, М.Ю. Захарова, кафедры ИУ-1 М.К. Баздарев, кафедры Иу-6 И.В. Балашов, которые продолжают свою творческую деятельность на предприятии и после защиты дипломов.

Выполненная студентами работа представлялась на авиакосмическом салоне МАКС-2005 (16-21.08.2005 года), где была удостоена Почетной грамоты. Руководят проектной и исследовательской работой студентов, как преподаватели университета, так и сотрудники предприятия. Среди них авторы этих строк и В.В. Зеленцов, Е.И. Журавлёв, Б.Г. Попов, В.В. Тимофеев, Е.В. Галямова, В.В. Виленский, В.Ф. Матвеев, И.Е. Чифилов, и др. Общее руководство и координацию работ студентов лаборатории осуществляет декан факультета. Необходимо также заметить, что ни в одном подразделении предприятия, ни на одной кафедре университета, куда бы ни обратились студенты, им никогда не отказывают в квалифицированной помощи.

В 2005 году Генеральным конструктором по космическому направлению В.В. Витером и начальником отдела В.В. Виленским перед студенческой лабораторией была поставлена задача разработки имитационной модели малого КА с возможностью расчёта всех параметров движения в реальном масштабе времени. Она должна позволить оперативно анализировать данные телеметрической информации и при необходимости корректировать работу аппаратуры МКА в процессе

экспериментов и эксплуатации. Над решением поставленной задачи на факультете активно трудятся студенты 6 курса кафедры ИУ-1 С.Н. Зайцев, А.В. Никифоров, Р.О. Русаков, 5-го курса А.Р. Самойлин и второкурсник А.Н. Кузнецов. В числе активных разработчиков также студенты кафедры ИУ-6 А.С. Лебедев, В.А. Стешин, студент 4 курса кафедры ИУ-1 П.В. Аверьянов и студент 2-го курса кафедры СМ-2 К.Н. Подсвироров. Некоторые результаты их работы представлены на настоящей Научно-технической конференции.

Практика показывает: чем теснее сотрудничают специалисты подразделений предприятия с факультетом, тем выше эффективность интеллектуального труда студентов, тем охотнее студенты остаются на постоянную работу в этих подразделениях. Примеров такого сотрудничества немало. Активно привлекают к своим работам подразделения, занимающиеся вопросами динамики движения и управления. Из названных выше 4 студентов 6 курса остались после защиты дипломных проектов и продолжили работу в подразделениях трое: А.В. Никифоров, Р.О. Русаков и А.Р. Самойлин. А молодые специалисты, недавние выпускники факультета, например М.К. Баздарев, Р.С. Чурсин, А.В. Воеводин, играют исключительно важную роль связующего звена между студентами и подразделениями.

Студенты и молодые специалисты из числа выпускников факультета чрезвычайно плодотворно ведут научно-технические разработки по актуальной тематике в коллективе, который возглавляет Главный специалист направления, доктор технических наук, профессор В.В. Савельев. В этом научном коллективе идёт напряжённая творческая работа. Цикл глубоко содержательных работ этой научной школы представили на МНТК-2004 выпускники и студенты факультета: А.Г. Трофимов, О.С. Дмитриева, А.В. Власкин, И.В. Качинский, С.Н. Ануфриев и др. Включились в исследовательскую работу студенты С.А. Туркин, И.А. Иванов. Ценные результаты они представят на ВНТК-2007.

Отличных результатов в своих научных разработках систематически добиваются студенты и выпускники факультета, работая в коллективе под руководством И.В. Елизаветина. Здесь также сформировалась научная школа, работы которой регулярно представляются на конференциях «Аэрокосмические технологии». О высоком уровне этих работ свидетельствуют факты защит кандидатских диссертаций выпускниками факультета В.А. Сысенко, Д.В. Сысенко, Э.В. Чемякиным. На конференциях 2004 – 2007 неизменно представляет свои глубокие работы представитель этой школы студент Р.И. Шувалов (именной стипендиат Президента России).

УДК 521.1:629.786/.788

Ю.В.Солопов, А.В. Никифоров, А.В. Туманов

О СТУДЕНЧЕСКОЙ РАЗРАБОТКЕ ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ДВИЖЕНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Изложена постановка общей задачи разработки имитационной модели движения малого космического аппарата, которая решается коллективом студентов Аэрокосмического факультета. Изложена та часть коллективной студенческой работы, в которой разработана логическая модель функционирования бортовой аппаратуры, обеспечивающая диагностику её состояния.

1. Постановка задачи. В НПО машиностроения среди множества проектов и практически решаемых задач значительное место занимают разработки и исследования, связанные с проектированием и изготовлением малых космических аппаратов (МКА). Хорошим примером реализации таких проектов является создание МКА «Бауманец».

Одной из важнейших задач на этапе испытаний и во время эксплуатации КА является непрерывный контроль работы его системы управления, а также анализ эффективности работы всех систем и приборов бортовой аппаратуры. Наблюдение за текущими параметрами движения спутника, показаниями датчиков, результатами выполнения команд и целевых задач осуществляется посредством анализа телеметрической информации.

Существование и правильное функционирование такой модели позволит проводить качественный и глубокий анализ работы приборов бортовой аппаратуры, судить об эффективности законов управления и работы целевой аппаратуры в различных режимах полёта, а также проводить модельные эксперименты по изучению различных нештатных ситуаций. Взаимодействие системы ориентации и стабилизации с внешними системами осуществляется через командно-навигационную систему дистанционного обслуживания космического аппарата.

В то же время рассмотрены и иные варианты приборного состава. Например, использование трёх управляющих маховиков, а не одного, установка датчиков угловых скоростей и т.п.

С учётом особенностей и характеристик приборов была составлена имитационная модель спутника, позволяющая наблюдать характер угловых движений МКА в различных режимах, а также рассчитать

вать необходимые управляющие магнитные моменты катушек, гравитационные моменты, составляющие вектора магнитной индукции МПЗ и все остальные параметры, необходимые для моделирования полёта МКА.

2. Логическая модель работы бортовой аппаратуры. Получаемая при помощи имитационной модели информация должна быть представлена в двух видах: цифровом («сырые» показания) и расшифрованном (приведённом к физическим величинам) для сравнения теоретических расчётов с получаемой телеметрией. Следующим этапом разработки предусматривается выявление соответствий между этими видами информации для автоматизации процесса её обработки.

Составной частью коллективной студенческой разработки стало составление логической модели работы бортовой аппаратуры, обеспечивающей диагностику её состояния. Сущность логической модели заключается в следующем. Количество сеансов связи и их продолжительность зависят от орбиты, расположения и численности наземных измерительных пунктов (НИП). Длительность сеанса связи определяется разностью моментов времени выхода и входа МКА в зону радиовидимости заданного НИПа.

В течение всего времени полёта система телеметрической информации (ТМИ) производит запись параметров состояния бортовых систем в запоминающее устройство. При вхождении спутника в зону радиовидимости, то есть с появлением его над линией местного горизонта, производится передача по радиоканалу наземного пункта управления, как это показано на рис.1. Полагаем, что новые данные ТМ начинают формироваться после выхода МКА из зоны видимости НИПа и накапливаются до следующего входа в зону.



Рис.1

Для того чтобы проводить оценку данных ТМИ, производится баллистический расчёт движения МКА по орбите на весь заданный

период. Таким образом, вычисляя параметры движения спутника с учетом реальных характеристик чувствительных элементов и исполнительных органов МКА, мы сможем анализировать данные, полученные во время сеанса связи.

3. Функция нештатных ситуаций. Во время накопления ТМИ, то есть во время движения МКА вне зоны радиовидимости, есть вероятность наступления нештатной ситуации. Рассматриваются 3 вида нештатных ситуаций: отказ функционирования БУ СОС; отказ выходных каскадов (ток не поступает на ЭМУ); отказ контроллера БУ СОС.

Происходит формирование вероятностной функции и принятие по ней решения на каждом шаге о наступлении или не наступлении нештатной ситуации. Если значение вероятностной функции в какой-то момент времени превышает заданное значение, то нештатная ситуация наступает и определяется её вид (рис.2).

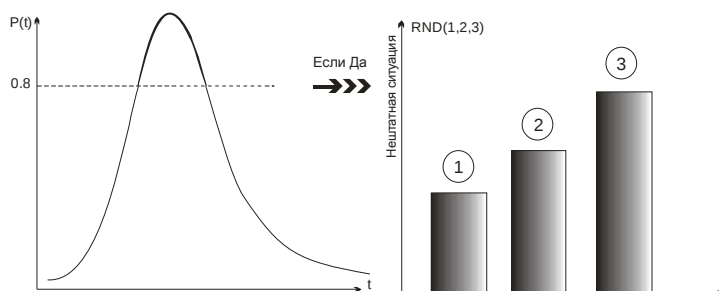


Рис.2

В каждой из перечисленных ситуаций формирование таблицы ТМИ происходит не так, как в случае нормального функционирования СОС МКА. При отказе функционирования БУ СОС формирование телеметрии прекращается. При отказе выходных каскадов вместо нормальных значений характеристик ЭМУ в таблицу ТМИ записываются случайные числа. При отказе контроллера БУ СОС характеристики ЭМУ в таблице ТМИ не изменяются, а принимают какие-то постоянные значения. По результатам сравнения делается вывод о факте наступления нештатной ситуации и определение вида нештатной ситуации в случае наступления.

УДК 629.78

Р.П. Симоньянц, В.Л. Лисицын,
Р.О. Русаков, А.Р. Самойлин, А.С. Лебедев

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ

Рассматривается математическая модель пространственного движения относительно центра масс малого космического аппарата (МКА) как твердого тела с недиагональным тензором инерции. В составе МКА гравитационные штанги, маховики и магнитоприводы. Обсуждаются особенности математической модели, проблемы компьютерной реализации и пути их преодоления.

1. Введение. В рамках коллективной студенческой работы по созданию имитационной модели движения малого космического аппарата (МКА), выполняемой на Аэрокосмическом факультете по заданию специалистов НПО машиностроения, нами разрабатывается компьютерная модель пространственного движения МКА относительно центра масс. При этом предполагается, что на угловую ориентацию КЛА не накладывается никаких ограничений. Цель работы – создание эффективного инструмента для оперативного решения задач анализа динамических режимов и синтеза алгоритмов управления ориентацией и стабилизацией. Рассматриваемый объект по своим характеристикам близок к МКА «Бауманец», но по составу оборудования обладает более широкими возможностями.

Математическая модель пространственного движения центральных осей связанной системы координат $Oxyz$ относительно опорных осей орбитальной системы координат $Ox_0y_0z_0$ составлена в предположении, что объект – твердое тело с асимметричным распределением масс. Полагаем, что в состав бортового оборудования входят: трехкомпонентный магнитометр, измеряющий проекции вектора магнитной индукции $\vec{B}_i$, $i = x, y, z$; электромагнитные устройства (магнитоприводы), создающие по каждой из связанных осей магнитные моменты $\vec{P}_i$, $i = x, y, z$; блок управляющих двигателей-маховиков, кинетические моменты которых равны $|\vec{L}_i| \leq L_{i\max}$, $i = x, y, z$; гравитационное устройство с выдвигными штангами; блок формирования управ-

ляющих команд, включающий в себя бортовую цифровую вычислительную машину (БЦВМ).

Построение на борту опорной системы координат, т.е. определение углов ориентации ϑ, ψ, γ , осуществляется на основе показаний датчиков угловой ориентации, например – трехкомпонентного датчика звезд. Предусматривается и возможность применения датчиков угловой скорости, измеряющих три компоненты вектора $\vec{\omega} = (\vec{\omega}_x, \vec{\omega}_y, \vec{\omega}_z)$.

Управление ориентацией и стабилизация связанных осей $0x_0y_0z_0$ относительно опорных осей $0x_0y_0z_0$ осуществляется надлежащим приложением крутящих моментов $\vec{M}_i^m$, создаваемых названными выше исполнительными органами. Управляющие маховики, парируя внешние возмущающие моменты $\vec{M}_i^e$, накапливают кинетический момент и со временем приходят в состояния насыщения $|\vec{L}_i| = L_{i\max}$, требуя разгрузки – «сброса» кинетического момента. Режим разгрузки реализуется по определенному алгоритму либо приложением разгружающего крутящего момента при помощи электромагнитного устройства, либо за счет создания соответствующего гравитационного момента $\vec{M}_i^g$ при помощи гравитационного устройства и (или) надлежащего разворота связанных осей МКА.

2. Динамика корпуса [1-3]. Запишем вектор кинетического момента МКА $\vec{H}_i$ в виде суммы $\vec{H}_i = \vec{K}_i + \vec{L}_i$ векторов кинетического момента корпуса $\vec{K}_i$ и кинетических моментов трех маховиков $\vec{L}_i$. Тогда динамические уравнения движения связанных осей на основании теоремы об изменении кинетического момента в скалярной форме запишутся так:

$$\dot{K}_i + (K_{i-1} + L_{i-1})\omega_{i+1} + (K_{i+1} + L_{i+1})\omega_{i-1} = M_i^m + M_i^g + M_i^e - \dot{L}_i \quad (1)$$

$$(i = x, y, z).$$

В (1) и везде ниже записью индексов в круглых скобках ($i = x, y, z$) символически обозначено применение правила круговой перестановки: если, например, $i = x$, то $i + 1 = y$, $i - 1 = z$. Кроме того, для удобства записи условимся отождествлять индексы: $x \Leftrightarrow 1$, $y \Leftrightarrow 2$, $z \Leftrightarrow 3$.

Раскроем значения $\vec{K}_i$ через недиагональный тензор инерции МКА J и вектор $\vec{\omega} = (\vec{\omega}_x, \vec{\omega}_y, \vec{\omega}_z)$:

$$K_i = J_i \omega_i - J_{i,i+1} \omega_{i+1} - J_{i,i-1} \omega_{i-1}, \quad (i = x, y, z). \quad (2)$$

В (2) диагональные члены (осевые моменты инерции) обозначены одним индексом $J_{i,j=i} = J_i$.

3. Управление маховиками. Уравнения динамики маховиков запишем в виде

$$\dot{I}_i = I_i^m \dot{\Omega}_i = M_i^m F_i^m - k_i \Omega_i, \quad i = x, y, z, \quad (3)$$

где I_i^m , Ω_i – момент инерции и угловая скорость маховика; k_i – коэффициент вентиляционного момента; F_i^m – закон управления ($|F_i^m| \leq 1$), логика формирования которого здесь не приводится.

4. Управление магнитоприводом. Моменты, создаваемые магнитоприводом, определяются как векторное произведение $\vec{M} = \vec{P} \times \vec{B}$, что в скалярной форме имеет вид:

$$M_i^B = P_{i+1} B_{i-1} - P_{i-1} B_{i+1}, \quad (i = x, y, z). \quad (4)$$

В соответствии с (4) управление вращательными движениями по i -ой оси осуществляется посредством P_{i+1} и P_{i-1} магнитных катушек, установленных по осям $i+1$ и $i-1$. При этом управляющие моменты M_i^B формируются нелинейными управляющими функциями $F_i^{B,i+1}$ и $F_i^{B,i-1}$ отдельно для каждой из катушек. Таким образом, каждая из трех магнитных катушек участвует в формировании управляющих моментов по двум осям. Алгоритмы формирования этих функций здесь не приводятся.

5. Гравитационные моменты. Ориентация связанных осей $Oxyz$ относительно опорных $Ox_0y_0z_0$ однозначно задается матрицей девяти направляющих косинусов $\|a_{ij}\|$, $(i, j = 1, 2, 3)$. Запишем аналитические выражения для гравитационных моментов в функции направляющих косинусов, применив правило круговой перестановки:

$$M_i^g = -3\omega_*^2 \left[(J_{i+1} - J_{i-1}) a_{i+1,2} a_{i-1,2} + (J_{i,i-1} a_{i+1,2} - J_{i,i+1} a_{i-1,2}) a_{i,2} + J_{i+1,i-1} (a_{i+1,2}^2 - a_{i-1,2}^2) \right] \\ (i = 1, 2, 3) \quad (5)$$

ω_* – величина угловой скорости орбитального движения. Для эллиптической орбиты она равна

$$\omega_* = \dot{\nu} = \mu^{\frac{1}{2}} (1 + e \cdot \cos \nu)^2 \cdot [a(1 - e^2)]^{\frac{3}{2}}, \quad (6)$$

где ν – истинная аномалия; a, e – большая полуось и эксцентриситет орбиты; μ – гравитационный параметр Земли.

В случае круговой орбиты $\omega_* = \sqrt{\mu \cdot r^{-3}}$, r – радиус орбиты.

Выдвижные штанги гравитационного устройства допускают реверсивный режим работы. В связи с этим тензор инерции рассматривается как функция времени. При дифференцировании проекций кинетического момента (2) должны учитываться и производные компонент тензора инерции $\dot{J}_{ij}$. А в формулы для гравитационного момента (5) входят переменные значения $J_{ij}(t)$.

6. Возмущающие моменты. Недиagonalность тензора инерции приводит к тому, что при совмещении связанных осей $Ox_{\text{уз}}$ с осями орбитальной системы координат Ox_o, y_o, z_o гравитационные моменты не будут равны нулю. Они обнуляются только тогда, когда связанные оси займут положение устойчивого равновесия, т.е. когда ось максимального момента инерции будет направлена по бинормали, а минимального – по радиус-вектору. Поэтому значения гравитационных возмущающих моментов определяются величинами произведений инерции – недиагональными компонентами тензора инерции $J_{ij}(t)$ ($i \neq j$) и уже содержатся в выражениях (5).

Возмущающие моменты от взаимодействия собственного магнитного момента корпуса МКА и токовых контуров P_i^0 находятся из выражений

$$M_i^0 = P_{i+1}^0 B_{i-1} - P_{i-1}^0 B_{i+1}, \quad (i = x, y, z). \quad (6)$$

Возмущения от прочих факторов внешнего воздействия учитываются задаваемой в (1) величиной $\bar{M}_i^6$. Конкретный вид и значения этой величины могут уточняться на последующих этапах разработки программы.

7. Магнитное поле Земли. Рассматриваемая компьютерная модель включает в себя блок, формирующий значения проекций вектора индукции магнитного поля Земли (МПЗ) на орбитальные оси координат $\bar{B} = (\bar{B}_{xo}, \bar{B}_{yo}, \bar{B}_{zo})$. При этом предусмотрена возможность использования аналитического описания, построенного на разложении магнитного потенциала поля Земли в ряд по сферическим функциям [2].

Точность получаемых значений зависит от количества учитываемых членов ряда. Повышение точности сопряжено с усложнением вычислений. Такой подход целесообразен при решении задач определения ориентации по показаниям магнитометров.

В целях формирования управляющих моментов (4) используются приближенные формулы

$$\begin{aligned} B_{xo} &= B_{\text{э}h} \cdot \cos u \cdot \sin i, \quad B_{yo} = 2B_{\text{э}h} \cdot \sin u \cdot \sin i, \\ B_{zo} &= -B_{\text{э}h} \cdot \cos i, \quad B_{\text{э}h} = B_{zo} \left(1 + \frac{h}{R} \right)^{-3}. \end{aligned} \quad (7)$$

где $B_{\text{э}h}$ – индукция МПЗ на высоте h над поверхностью Земли у её геомагнитного экватора; $B_{zo} = 0.313 \text{ зс}$ – значение $B_{\text{э}h}$ при $h = 0$; u – аргумент широты; i – угол наклона плоскости орбиты к плоскости геомагнитного экватора; R – радиус Земли.

8. Трехвариантная модель кинематики. В рассматриваемой модели для замыкания процесса вычислений используются три варианта кинематических соотношений. Первый вариант основан на применении кинематической схемы трех угловых поворотов в определенной последовательности. Во втором варианте используются кинематические уравнения Пуассона. В третьем варианте уравнения движения записываются в угловых скоростях и кватернионах. Третий вариант обладает явным преимуществом по точности вычислений, особенно в случае движения с произвольно большими угловыми отклонениями связанных осей относительно опорных. Этот вариант лишен особенностей и не является избыточным. Однако в ряде задач удобно использовать традиционные первый второй варианты. Первый, например, дает ясную геометрическую интерпретацию движения, особенно при малых угловых отклонениях.

Полагаем, что трехвариантная модель кинематики углового движения позволит выбрать в каждой конкретной задаче наиболее рациональную схему организации вычислительного процесса. В познавательных целях, например, полезно исследовать влияние диссипации численных методов на потерю точности моделирования из-за нарушения ортонормированности единичных векторов.

8.1.Первый вариант. В первом варианте используются две традиционные схемы угловых поворотов. Одна из них задается последовательностью: $\dot{\psi}_1 \rightarrow \dot{\vartheta}_1 \rightarrow \dot{\gamma}_1$. Определенные таким образом угловые координаты $\vartheta_1, \psi_1, \gamma_1$ называют первой системой углов Эйлера («самолетная система»). Компоненты матрицы направляющих косинусов $A =$

$\|a_{ij}\|$ записываются как функции углов $\vartheta_1, \psi_1, \gamma_1$. Кинематические уравнения, определяющие связь между проекциями вектора $\bar{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ на связанные оси и производными первой системы углов Эйлера, могут быть легко получены из кинематической схемы геометрическими построениями.

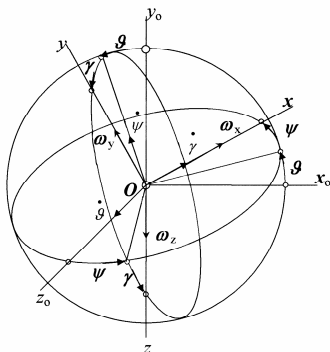


Рис. 1

Аналогично получаются кинематические уравнения для второй системы углов Эйлера («ракетная система»). При этом повороты выполняются в последовательности $\dot{\vartheta}_2 \rightarrow \dot{\psi}_2 \rightarrow \dot{\gamma}_2$ (рис.1). Разрешенные относительно производных углов Эйлера, эти уравнения имеют особенности, затрудняющие решение на ЭЦВМ. Так, для второй системы поворотов:

$$\begin{aligned} \dot{\gamma}_2 &= \omega_x + \operatorname{tg} \psi_2 (\omega_y \sin \gamma_2 + \omega_z \cos \gamma_2), \\ \dot{\psi}_2 &= \omega_y \cos \gamma_2 - \omega_z \sin \gamma_2, \\ \dot{\vartheta}_2 &= \omega_x + (\cos \psi_2)^{-1} (\omega_y \sin \gamma_2 + \omega_z \cos \gamma_2). \end{aligned} \quad (8)$$

При $\psi_2 \ll \pm \frac{\pi}{2}$ легко находим $\varphi(t) = \int \dot{\varphi}(t) dt + \varphi_0$, $\varphi = \vartheta, \psi, \gamma$.

Однако при $\psi_2 = \pm \frac{\pi}{2}$ в знаменателе первого и третьего уравнений системы (8) появляется ноль с вытекающими из этого негативными последствиями для вычислительного процесса. Подобную же особенность имеют кинематические уравнения для первой системы углов Эйлера. Но возникает при равенстве $\pm \pi/2$ не угла курса ψ , а угла тангажа ϑ .

Однако, как показал К.С.Колесников с соавторами [1], в особых точках имеет место не деление на «0», а неопределенность типа «0:0». Её можно раскрыть, получив удобные для расчетов уравнения. В рассматриваемой модели мы предусматриваем применение простой алгоритмической процедуры, которая позволяет устранить вычислительные затруднения при моделировании. Смысл этой процедуры заключается в том, что в процессе вычислений осуществляется непрерывный контроль текущих параметров движения и при достижении ими определенных значений производится переход к другим угловым переменным, соответствующим иной последовательности поворотов.

8.2. Второй вариант. В ряде случаев при расчетах на ЭЦВМ целесообразно использовать уравнения, устанавливающие связь между направляющими косинусами, их производными и проекциями вектора угловой скорости на связанные оси – уравнения Пуассона. Они не имеют тех особенностей, которые встречаются при использовании кинематических уравнений типа (8). Такая возможность предусматривается рассматриваемой моделью.

При использовании уравнений Пуассона от абсолютной угловой скорости $\vec{\omega}$ следует перейти к относительной скорости $\vec{\omega}'$:

$$\omega'_i = \omega_i - \omega^* a_{i3}, \quad i = 1, 2, 3. \quad (9)$$

Из девяти уравнений Пуассона при интегрировании целесообразно использовать только шесть:

$$\dot{a}_{i1} = \omega'_z a_{i2} - \omega'_y a_{i3}, \quad \dot{a}_{i2} = \omega'_x a_{i3} - \omega'_z a_{i1}, \quad i = 1, 2, 3. \quad (10)$$

По рекомендации А.П.Коваленко [2] уравнения (10) для контроля вычислений дополняются соотношениями, отражающими свойства матрицы направляющих косинусов:

$$a_{13} = a_{21} a_{32} - a_{31} a_{22}, \quad a_{23} = a_{31} a_{12} - a_{11} a_{32}, \quad a_{33} = a_{11} a_{22} - a_{21} a_{12}. \quad (11)$$

Кроме того, непрерывно контролируются тривиальные соотношения ортогональности $a_{i1}^2 + a_{i2}^2 + a_{i3}^2 = 1, \quad i = 1, 2, 3$. Ошибки вычислений приводят к нарушению этих уравнений. Чтобы избежать накопления ошибок при интегрировании уравнений, используем процесс ортогонализации Грма-Шмидта [5].

8.3. Третий вариант. Применение параметров Родрига-Гамильтона при решении ряда задач управления ориентацией позволяет существенно повысить точность и скорость счета на ЭЦВМ. Поэтому в рассматриваемой модели была предусмотрена возможность их использования. Параметры Родрига-Гамильтона представляют собой 4 компонента кватерниона – гиперкомплексного числа

$$\lambda = \lambda_0 + \lambda_1 i_1 + \lambda_2 i_2 + \lambda_3 i_3.$$

Свойство нормированности кватерниона выражается условием $\lambda_0^2 + \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2 = 1$. Кинематическое уравнение в кватернионной форме имеет вид [6]:

$$2\dot{\lambda} = \lambda \circ \bar{\omega},$$

Где $\bar{\omega}$ – вектор угловой скорости, $\circ$ – символ кватернионного умножения. В координатной форме это уравнение записывается так:

$$\begin{cases} 2\dot{\lambda}_0 = -\lambda_1\omega_1 - \lambda_2\omega_2 - \lambda_3\omega_3, \\ 2\dot{\lambda}_1 = +\lambda_0\omega_1 - \lambda_3\omega_2 + \lambda_2\omega_3, \\ 2\dot{\lambda}_2 = +\lambda_3\omega_1 + \lambda_0\omega_2 - \lambda_1\omega_3, \\ 2\dot{\lambda}_3 = -\lambda_2\omega_1 + \lambda_1\omega_2 - \lambda_0\omega_3. \end{cases} \quad (12)$$

Интегрируя (12) получаем текущие значения параметров Родрига-Гамильтона: $\lambda_i(t) = \int \dot{\lambda}_i dt + \lambda_i(0)$, $i = 0, 1, 2, 3$. Они могут быть непосредственно использованы при формировании управляющих сигналов. Причем в качестве параметров, характеризующих скорость движения, могут использоваться как компоненты вектора $\bar{\omega} = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$, так и величины $\dot{\lambda} = (\dot{\lambda}_0, \dot{\lambda}_1, \dot{\lambda}_2, \dot{\lambda}_3)$ из (12).

Для функционирования моделирующей программы необходимо иметь информацию о параметрах движения также и в традиционной форме в виде углов и направляющих косинусов. Например, это целесообразно делать при вычислении гравитационных моментов или для поканального формирования законов управления. Связь между компонентами кватерниона и направляющими косинусами a_{ij} записывается в виде:

$$\begin{aligned} a_{11} &= \lambda_0^2 + \lambda_1^2 - \lambda_2^2 - \lambda_3^2, \quad a_{12} = 2(\lambda_1\lambda_2 + \lambda_0\lambda_3), \quad a_{13} = 2(\lambda_1\lambda_3 - \lambda_0\lambda_2), \\ a_{21} &= 2(\lambda_1\lambda_2 - \lambda_0\lambda_3), \quad a_{22} = \lambda_0^2 - \lambda_1^2 + \lambda_2^2 - \lambda_3^2, \quad a_{23} = 2(\lambda_2\lambda_3 + \lambda_0\lambda_1), \\ a_{31} &= 2(\lambda_1\lambda_3 + \lambda_0\lambda_2), \quad a_{32} = 2(\lambda_2\lambda_3 - \lambda_0\lambda_1), \quad a_{33} = \lambda_0^2 - \lambda_1^2 - \lambda_2^2 + \lambda_3^2. \end{aligned} \quad (13)$$

В любом из рассматриваемых вариантов, если по тем или иным причинам возникает необходимость в определении углов ориентации, вновь возникают вычислительные затруднения, связанные с неоднозначностью решений тригонометрических уравнений и делением на ноль. Так, из матрицы направляющих косинусов можно в аналитическом виде выразить искомые углы, например, для второй системы углов Эйлера: $\text{tg} \vartheta_2 = a_{12} / a_{11}$, $\sin \psi_2 = -a_{13}$, $\text{tg} \gamma_2 = a_{23} / a_{33}$. Угол курса определяется однозначно во всём диапазоне $-1 < a_{13} < 1$. Для вычисле-

ния углов тангажа и крена можно применить логическую процедуру, предполагающую непрерывный контроль текущих значений a_{11} , a_{33} и

выбор одного из трех решений: $\vartheta_2 = \frac{\pi}{2} \operatorname{sgn} a_{12}$ если $a_{11} = 0$,

$\vartheta_2 = \arctg(a_{12} / a_{11}) \forall a_{11} > 0$, $\vartheta_2 = \arctg(a_{12} / a_{11}) + \pi \operatorname{sgn} a_{12} \forall a_{11} < 0$. Аналогично вычисляется угол крена.

9. Выводы. Проведенный в работе анализ математической модели пространственного движения МКА рассматриваемого класса позволяет построить рациональную схему вычислительного процесса, обеспечивая достаточную точность решений во всем диапазоне возможных углов ориентации. Исследуемая модель рассматривается как составная часть компьютерной модели, разрабатываемой студентами Аэрокосмического факультета МГТУ им. Н.Э. Баумана под руководством и при участии преподавателей и сотрудников НПО машиностроения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Колесников К.С., Козлов В.И., Кокушкин В.В. Динамика разделения летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1997, 224 с. с ил.
2. Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М., «Машиностроение», 1975, 248 с.
3. Алпатов А.П., Драновский В.И., Салтыков Ю.Д., Хорошилов В.С. Динамика космических аппаратов с магнитными системами управления. – М.: Машиностроение, 1978. – 200 с.
4. Симоньянц Р.П. Космический аппарат как объект управления ориентацией. Учебное пособие. – М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. – 28с.
5. Канатников А.Н., Крищенко А.П. Линейная алгебра: Учеб. Для вузов / Под ред. В.С. Зарубина, А.П. Крищенко. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998. – 336 с.
6. Борисов А.В., Мамаев И.С. Динамика твердого тела. – Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2001, 384 с.

УДК 629.7

Р.С. Чурсин, М.К. Баздарев, И.В. Балашов,
А.В. Воеводин, А.В. Никифоров, Р.О. Русаков

**РАЗРАБОТКА КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ
ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ
ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ**

Проект группы студентов Аэрокосмического факультета МГТУ им. Н.Э.Баумана при НПО машиностроения был представлен на Международном авиационно-космическом салоне «МАКС-2005» и награждён Почётной грамотой. Научные руководители проекта: В.В. Битер, П.А. Широков, Ю.В. Солопов, В.Л. Лисицын, В.В. Виленский – НПО машиностроения, Р.П. Симоньянц, В.В. Зеленцов, Е.И. Журавлёв, А.В. Туманов – МГТУ им. Н.Э. Баумана.

1. Введение. На международном рынке резко возрос спрос на информацию, поступающую с космических аппаратов дистанционного зондирования земли (ДЗЗ) и связи. Рынок ДЗЗ сегодня обеспечивается спутниками со средним разрешением типа Radarsat, SPOT и космическими аппаратами высокого разрешения типа Jconos-1. Сейчас они уже не в полной мере удовлетворяют запросам потребителей информации, особенно в области картографии. Начал формироваться новый рынок, требующий информацию на порядок более высокого качества. Удовлетворять новым требованиям смогут лишь те из производителей, которые обеспечат съёмку из космоса с разрешением 1м в диапазоне РЛС и менее 1м в оптическом диапазоне. При этом требуется осуществлять прецизионную привязку к местности и цифровую обработку информации. На этот рынок ДЗЗ уже устремились фирмы США, Японии, Франции, Индии, Канады и др. стран. Стоимость рынка оценивается сегодня в три миллиарда долларов.

Переход на малые спутники позволяет отказаться от дорогих и тяжелых ракет носителей (РН), значительно снизить цену спутника и стоимость всего проекта. Зависимость между массой выводимого на орбиту аппарата и его ценой хорошо известна. В связи с этим в последние годы в мире появилась ярко выраженная тенденция роста спроса на малые космические аппараты (МКА) дистанционного зондирования земной поверхности и на МКА связи. Консультации о возможности покупки подобных комплексов сегодня ведут многие экономически устойчивые страны мира.

2. Цель и задачи проекта. Основные параметры. Для решения поставленных задач в НПО машиностроения группа студентов Аэрокосмического факультета МГТУ им. Н.Э.Баумана разработала проект космической системы дистанционного зондирования Земли высокого разрешения. Основным элементом проекта является МКА. Конструкция МКА проектируется на базе унифицированной космической платформы, МКА оборудован радиолокационной и оптико-электронной аппаратурой для съемки поверхности Земли с разрешением до одного метра. Комплексный подход выгодно отличает этот проект от аналогичных проектов западных стран. По сравнению с зарубежными аналогами спутник обладает низкой массой (до 100 кг). Отличительной чертой проекта является двухуровневая система наведения целевой аппаратуры. Это позволяет работать в двух режимах: 1. Экономичный режим грубой ориентации. 2. Режим точной ориентации с использованием система перенацеливания блока ДЗЗ.

Управление аппаратом на орбите осуществляется поэтапно: 1. Этап инициализации. Он начинается со времени первого сеанса связи с Землей. 2. В течение первых суток (4 сеанса) выполняется сброс данных телеметрии и закладка на борт команд управления. Контролируются базовые телеметрические параметры: бортовое время, температурные показания датчиков, баланс энергии на борту. Выдаются команды «проверить показания датчиков ориентации», «проверить работу системы электромагнитной стабилизации». 3. Стабилизация по магнитному полю Земли. На борт КА закладываются команды включения солнечных датчиков, магнитометра и алгоритма управления катушками. Контролируется базовый набор телеметрических параметров. Аппарат стабилизируется по магнитному полю Земли. В качестве датчиков ориентации используются солнечный датчик и магнитометр. В качестве исполнительных органов электромагнитные катушки (ЭМС). Длительность этапа - трое суток (12 сеансов). По завершении этапа абсолютная угловая скорость вращения КА в плоскости орбиты должна быть не более 0.002 грд/сек , остальные проекции вектора скорости не более 0.1 грд/сек . Стабилизация обеспечивается основной двигательной установкой (ОДУ). 4. Проверка БЦВМ и проверка ее взаимодействия с бортовым радиотехническим комплексом (БРТК). На борт КА закладываются команды включения БЦВМ и запуска ее процедуры самотестирования. Результаты тестирования хранятся в памяти БРТК и передаются по радиоканалу на Землю. Длительность процедуры - двое суток (8 сеансов). 5. Проверка взаимодействия БЦВМ с датчиками ориентации и ЭМС (2 суток). Выдаются команды переконфигурировать информационные каналы данных с датчиков, а также каналы

управления ЭМС, проверить работу ИК-вертикали; проверить работу терминала ГлобалСтар; проверить работу цифровой камеры. Выполняется проверка этих каналов с использованием БЦВМ. Длительность этапа двое - суток (8 сеансов). 6. Переходный этап. Переключение КА режим штатной работы. Система управления движением (СУД) выполняет основные функции управления ориентацией КА. БРТК обеспечивает связь с наземным пунктом управления КА. 7. Тестирование и раскрутка тангажного маховика. На борт в реальном времени даются команды включения и выключения маховика и его тестирования. Длительность этапа зависит от энергобаланса на борту, но составляет не менее суток (4 сеанса). 8. Ориентация КА (с использованием маховика) в положение, требуемое для раскрытия панелей СБ. 9. Этап штатной работы в режиме грубой ориентации. Раскрытие панелей СБ по штатной циклограмме. Стабилизация осуществляется ОДУ. Основная задача аппарата съемка поверхности цифровой камерой. При незначительных возмущениях аппарат стабилизируется по трем осям с использованием тангажного маховика и ЭМС для его разгрузки. Резервным является алгоритм трехосной стабилизации с использованием только ЭМС. 10. Переход на режим точной ориентации и включение системы перенацеливания блока ДЗЗ.

3. Экономичный режим грубой ориентации. Системы гравитационной стабилизации (СГС) привлекают своей простотой, возможностью функционировать продолжительное время без расходования энергии или рабочего тела, малой массой, низкой стоимостью и высокой надежностью работы в космических условиях. К основным недостаткам СГС можно отнести небольшую точность (несколько градусов) и малую величину стабилизирующих моментов. Для увеличения стабилизирующих моментов к основному телу КА присоединяют гравитационный стабилизатор, состоящий из одной или несколько длинных тонких штанг с грузами на концах.

Гравитационная штанга представляет собой полую тонкостенную трубку, которая образуется из предварительно напряженной ленты бериллиево-бронзового сплава, намотанной на барабан. Штанга крепится к силовой конструкции космического аппарата посредством наконечника. Закрепленная на наконечнике лента проходит через направляющее кольцо и наматывается на барабан. В пазы внутренней полости барабана вставлены пальцы, закрепленные на штоках посредством заклёпок. На резьбу штоков навинчены гайки, закрепленные на кронштейне. К кронштейну привинчена крышка, которая в исходном состоянии закрывает отверстие в панели аппарата. На кронштейне закреплены устройства, поддерживающие направляющее кольцо. В ис-

ходном состоянии гравитационную штангу удерживает пиропатрон. Для лучшего крепления наконечника (и пиропатрона) к бериллиево-бронзовой ленте, свернутой в трубку, используется вкладыш. Под действием гравитационного момента МКА со штангой совершают вибрационные движения относительно местной вертикали. Штанга, представляющая собой упругую конструкцию, совершает дополнительные движения упругих колебаний. Составлена расчетная модель штанги и приближенным методом Ритца определены собственные чистоты её упругих колебаний: $f_1 = 0,2 \text{ гц}$, $f_2 = 1,4 \text{ гц}$, $f_3 = 4,4 \text{ гц}$, $f_4 = 9,6 \text{ гц}$. Применением метода конечного элемента выполнен поверочный расчет напряжений в штанге. Для этой цели была разработана компьютерная программа Visual C++ с применением графической библиотеки OpenGL.

Спроектирована панель солнечных батарей МКА и механизм её раскрытия. Геометрические размеры панели: 700x700 мм. Она имеет трехслойную конструкцию из композиционных материалов. Толщина панели не более 9мм. Нагрузка - фотоэлементы СБ. Максимальная перегрузка при раскрытии 1.5 g. Данная конструкция разработана в НПО машиностроения в процессе проектирования микроспутника «Бауманец». В основу разработки положен принцип базовой платформы и набора модулей полезной нагрузки, что позволяет быстро и недорого доработать спутник в соответствии с требованиями заказчика.

4. Комплексная система перенацеливания блока ДЗЗ и стабилизации космического аппарата включается при переходе к режиму точной ориентации. При создании космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли актуальными задачами являются обеспечение минимального времени переходных процессов при переориентации средств наблюдения и обеспечение высокой точности наведения на заданный объект. Выполнение поставленных требований осложняется нежесткостью конструкции.

В настоящей работе рассмотрен КА с блоком аппаратуры ДЗЗ. При разработке системы стабилизации КА принята схема, основанная на разделении движения корпуса с солнечными батареями и блока ДЗЗ. Корпус с солнечными батареями стабилизируется с заданной точностью, а переориентация средств наблюдения осуществляется путем поворота блока ДЗЗ по крену относительно корпуса с помощью электрического сервопривода. Для компенсации возмущений, передаваемых на корпус аппарата в процессе поворота, используется маховик-компенсатор. Последующая стабилизация КА осуществляется с помощью трехосной маховой системы стабилизации.

Особенностью компоновки изделия обусловлена необходимость разработки её динамической модели как системы взаимодействующих нежестких тел.

Получена математическая модель пространственного движения системы, учитывающая геометрию масс корпуса КА и блока ДЗЗ с учетом упругости конструкции. Модель позволяет исследовать влияние инерционных характеристик поворотной части на быстродействие поворотов, а также влияние характеристик нежесткой конструкции и относительного положения центров масс на точность стабилизации. На основе таких исследований подбираются и уточняются параметры законов управления для обеспечения выполнения требований, поставленных в техническом задании.

5. Система ориентации и стабилизации с электромеханическими и магнитными исполнительными органами. Решена задача синтеза комплексной системы ориентации и стабилизации с электромеханическими (ЭМИО) и магнитными (МИО) исполнительными органами. В качестве ЭМИО используется одноосный маховик-гиродин, ось которого направлена по оси тангажа (перпендикулярно плоскости орбиты). Маховик предварительно раскручен и имеет определенную величину кинетического момента L_0 . Управляющие моменты по тангажу создаются за счет изменения кинетического момента $M = dL / dt$ в пределах $L \in [\min L, \max L]$.

По каналам крена и курса угловая стабилизация осуществляется за счет восстанавливающего действия гироскопических моментов, возникающих в переносном движении маховика. МИО используются, во-первых, для парирования угловых скоростей на начальном участке движения после отделения МКА от носителя. Во-вторых, их используют для сброса накопившегося от действия внешнего возмущающего момента $M_B(t)$ приращения кинетического момента $\Delta L = \int M_B(t)dt$.

Управление пространственной ориентацией МКА с помощью МИО ограничено условием неэффективности магнитопривода вокруг оси, совпадающей с направлением вектора магнитной индукции $\vec{B}$ магнитного поля Земли (МПЗ). Разработана математическая модель, описывающая динамику пространственного движения МКА с рассматриваемой системой управления ориентацией и стабилизации. При этом использовалась дипольная модель МПЗ. Исследовались динамические режимы МКА при различных законах управления.

6. Особенности конструкции проектируемого спутника: - Оригинальная компоновочная схема без традиционных для российских спутников тяжелых герметичных отсеков.- Современная технология

изготовления отсеков и панелей (трёхслойные сотовые панели). - Ярко выраженная модульность конструкции спутников. - Оптимальная технология изготовления, сборки и испытаний. - Надёжная и эффективная, обладающая небольшой массой, пассивная система терморегулирования с тепловыми трубами, создающая оптимальные условия для отвода тепла.

Применение клееных конструкций в летательных аппаратах объясняется рядом их преимуществ по сравнению с обычными клепаными или монолитными конструкциями: - Клееные конструкции обеспечивают высокую прочность при склейке тонких листов. - Частичное или полное устранение концентраторов напряжений повышает выносливость конструкции; в клееных конструкциях усталостные трещины развиваются более медленно. - Гладкая наружная поверхность и отсутствие коробления улучшают аэродинамическое обтекание конструкции. - Упрощение конструкции и уменьшение числа деталей сокращают производственные затраты на проектирование конструкций.

7. Заключение. Комплексный подход выгодно отличает рассматриваемый проект. Отличительные черты проекта – низкая масса (до 100 кг), двухуровневая система наведения целевой аппаратуры, позволяющая работать как в экономичном режиме грубой ориентации, так и в режиме точной ориентации с перенацеливанием блока ДЗЗ.

Проект был представлен на научно-практическом семинаре [1], который проводился 17-18 августа 2005 в рамках Международного авиационно-космического салона «МАКС-2005», и награждён Почётной грамотой Министерства науки и промышленности Московской области.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Материалы научно-практических семинаров «Проблема преемственности поколений в российском высокотехнологическом комплексе, молодежь – стратегический резерв для инновационной экономики», «Проблемы миниатюризации и использование высоких технологий в авиационной и космической технике». Выпуск I. Отв. сост. П.М. Провинцев, В.К. Балтян – М.: МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2005. – с. 149-153.

УДК 629.78.075

В.Л. Лисицын, П.В. Аверьянов

ВЫВЕДЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ДВИГАТЕЛЕМ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГСО

Рассматриваются вопросы формирования траекторий, наведения и навигации космического аппарата (КА) с двигателем малой тяги. Решена частная задача построения траектории доставки полезного груза на геостационарную орбиту.

1. Введение. Формирование схемы наведения и выбор наилучшей траектории – тесно связанные задачи, которые должны решаться одновременно. Основным свойством наилучшего метода наведения должна быть его простота, в то время как наилучшая траектория характеризуется максимальной массой полезной нагрузки при удовлетворительном времени перелета. Эти требования не всегда совместимы и отсюда вытекает неизбежность компромиссных решений.

В технической литературе немало работ, посвященных определению траекторий полета аппаратов с двигателями малой тяги, где используются методы оптимизации [1,2]. С другой стороны проблемам наведения уделено мало внимания.

Задача наведения состоит в переводе КА с заданной орбиты на геостационарную орбиту. Достаточно очевидны сложности, связанные с формированием реализуемой схемы наведения, которая была бы в принципе простой и способной противостоять действующим возмущениям.

2. Математическая модель. При определении траектории выведения КА на ГСО математическая модель движения представляется системой дифференциальных уравнений вида:

$$\begin{aligned}\frac{dp}{du} &= D\sqrt{\frac{p}{\mu}} 2rT, \\ \frac{dk}{du} &= D\sqrt{\frac{p}{\mu}} \left(\left((k + \sin u) \frac{r}{p} + \sin u \right) T - \frac{r}{p} q \operatorname{ctg} i \sin u W \right), \\ \frac{dq}{du} &= D\sqrt{\frac{p}{\mu}} \left(\left((q + \cos u) \frac{r}{p} + \cos u \right) T + \frac{r}{p} k \operatorname{ctg} i \sin u W \right),\end{aligned}$$

$$\frac{di}{du} = D \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{r}{p} \cos u W,$$

$$\frac{dt}{du} = D \left[\sqrt{\frac{p}{\mu}} \left(\frac{\mu}{r^2} - \frac{r}{p} k \operatorname{ctgi} \sin u W \right) \right]^{-1},$$

$$\frac{dG}{du} = -D \frac{P}{J_{y\partial}},$$

где $\mu = 398600.44 \frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$, u – аргумент широты, p – фокальный параметр,

k, q – элементы векторы Лапласа, i – наклонение орбиты, G – масса КА, r – радиус орбиты.

Космический корабль под действием гравитационных сил и малой тяги непрерывно ускоряется. Величина ускорения от тяги, особенно на начальном участке полета, значительно меньше ускорения гравитационного поля Земли. Чтобы работа двигательной установки малой тяги оказала заметное влияние на траекторию полета, требуется значительное время. При длительной работе двигательной установки отклонения режима ее работы от расчетного и ошибки ориентации вектора тяги будут приводить к значительным отклонениям КА от расчетной траектории.

3. Минимизация ошибок, которые будут возникать из-за длительного интегрирования без обратной связи, может быть достигнута за счет использования высокоточной модели движения, рационального метода численного интегрирования и данных, получаемых в результате статистической обработки навигационной информации о местоположении КА с помощью астрономических засечек либо АПСН.

Учитывая вышесказанное и ограничения, накладываемые на траекторию системами ориентации, стабилизации и навигации, была принята следующая схема выведения. Старт производится с круговой орбиты. Далее движение происходит по раскручивающейся спирали с изменением наклона плоскости орбиты.

Управление осуществляется за счет изменения ориентации вектора тяги ДУ. Поскольку он расположен в плоскости местного горизонта, т. е. угол тангажа ϑ равен нулю, то управляющим параметром будет угол рыскания ψ . Зададим закон изменения ψ в виде функции

$$\sin \psi = \cos u \cdot (a + b \cdot \cos^n u),$$

где u – аргумент широты; a, b, n – параметры оптимизации.

При достижении заданной высоты ~ 35700 км двигательная установка отключается. Начинается участок пассивного полета длительностью T_1 [сек]. Затем вновь включается тяга в направлении трансверсали на время T_2 [сек]. Значения T_1 и T_2 выбираются из условия обеспечения выхода КА на геосинхронную орбиту.

Последний участок – полет по геосинхронной орбите с включением тяги в окрестностях узлов орбиты для обеспечения выхода на геостационарную орбиту. Для оптимальной компенсации наклонения необходимо включать возле узлов орбиты двигатели, тяга которых перпендикулярна плоскости орбиты. Интервал времени действия тяги должен быть симметричным относительно моментов времени прохождения узла орбиты.

4. Оценка альтернативных способов. Проведено множество расчётов траектории выведения КА на ГСО при вариации следующих параметров: высота опорной (стартовой) круговой орбиты; начальная масса КА; максимальная масса полезной нагрузки, выводимой на ГСО; удовлетворительное время перелета.

Выбран следующий вариант. Старт производится с круговой орбиты $H \approx 2000$ км и наклонением 62.7° . Тяга двигательной установки равна 436 грамм, удельный импульс 2465 с, стартовая масса КА 19650 кг. Параметры оптимизации имеют следующие значения:

$$\begin{cases} a=0.5, & b=0.5, & n=2 & \text{при } u < 450000^0; \\ a=2, & b=1, & n=2 & \text{при } u \geq 450000^0. \end{cases}$$

Кроме того, в процессе выведения КА после достижения аргументом широты значения $u = 467000^0$ для эффективного расхода топлива используется дросселирование тяги в соответствии со следующим законом:

$$\begin{cases} P=0.436 \cdot 0.8, & a=P \cdot (\cos \psi \cdot m)^{-1} & \text{при } |\sin \psi| < 0.599; \\ P=0.436, & a=P \cdot (m)^{-1} & \text{при } |\sin \psi| \geq 0.599. \end{cases}$$

В таблице 1 представлены конечные данные после выведения КА.

Таблица 1

Конечная масса [кг]	Время выведения на ГСХО [сут]	Время выведения на ГСО [сут]	Расход топлива [кг]	Время работы ДУ [сут]
14453	305	375.2	5200	360.3

5. Выводы. Рассмотрены достаточно простые в реализации методы организации манёвров, обеспечивающих вывод космического аппарата на геостационарную орбиту. Решена частная задача формирования траектории выведения КА на ГСО путем выбора законов управления вектором тяги. Результаты расчетов приведены в таблице 2.

Приложение

<i>Номер витка</i>	<i>Радиус орбиты, [км]</i>	<i>Наклонение, [град]</i>	<i>Масса КА, [кг]</i>	<i>Время выведения, [сут]</i>
0	6369+2016	62.7	19650	0
100	8697	62.1	19517	9.1
200	9048	61.4	19376	18.7
300	9449	60.6	19226	28.9
400	9913	59.8	19065	39.9
500	10457	58.9	18892	51.7
600	11109	57.8	18703	64.6
700	11909	56.6	18495	78.8
800	12926	55.2	18262	94.7
900	14278	53.5	17995	112.9
1000	16206	51.3	17679	134.5
1100	19288	48.2	17284	161.4
1200	25499	43.4	16734	198.9
1250	32511	39.2	16325	226.8
1297	35951	31.0	15824	260.9
1300	36245	30.5	15795	263.3
1347	42191	19.5	15285	305.0
1400	42191	4.9	14659	357.9
1417	42165	0	14453	375.2

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Д.Е. Охоцимский. Механика космических полётов. М, 1962 .
2. П.Е. Эльясберг. Введение в теорию полёта искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965.

УДК 629.78.086

В.Л. Лисицын, М.К. Баздарев

**ПРИНЦИП УПРАВЛЕНИЯ
ТРАЕКТОРИЕЙ ДВИЖЕНИЯ**

Обсуждается проблема управления траекторией движения летательного аппарата. Отмечается, что использование идеи прямых методов решения вариационных задач позволяет уменьшить трудоемкость и время расчета оптимальной опорной траектории.

Управление движением летательного аппарата (ЛА) осуществляется по схеме: цель – программа – обратная связь. В соответствии с этой схемой (рис.1) организационную структуру СУ ЛА представляем в виде трех иерархически соподчиненных уровней. В ней должны проявляться диалектическое единство централизации и автономности, принцип устойчивости и принцип обратной связи.

Первый уровень состоит из локальных регуляторов (ЛР), поддерживающих заданные значения параметров объекта управления. Функционирование этих регуляторов основано на принципе обратной связи (ОС). Требуемые значения параметров определяются системой второго уровня. Задачи системы второго уровня заключаются в отыскании оптимального режима функционирования в соответствии с целью и критерием качества, задаваемые системой третьего уровня.

Программа движения (траектория полета) должна обеспечить выполнение поставленной цели наилучшим образом в соответствии с заданным критерием. Выбирают программу движения, отвлекаясь от некоторых деталей и помех в работе системы. Чтобы парировать действие помех, вводится вторая петля обратной связи, которая корректирует программную траекторию.

Возможны следующие схемы организации второй петли обратной связи: 1 – прогнозирование оставшегося участка траектории полета и выбор потребного управления из условия обеспечения конечных параметров движения; 2 – организация погони управляемого объекта за фазовой точкой, осуществляющей заданное движение.

В первой схеме на основе решения весьма упрощенной вариационной задачи прогнозируется фазовое состояние объекта в конечный момент времени, сравнивается с требуемым состоянием и величина рассогласования используется для вычисления параметров управляющего воздействия. Принятые допущения и действующие внешние воз-

мушения парируются за счет итерационного пересчета параметров управления. Управление по этой схеме называется терминальным или управлением по конечному состоянию.

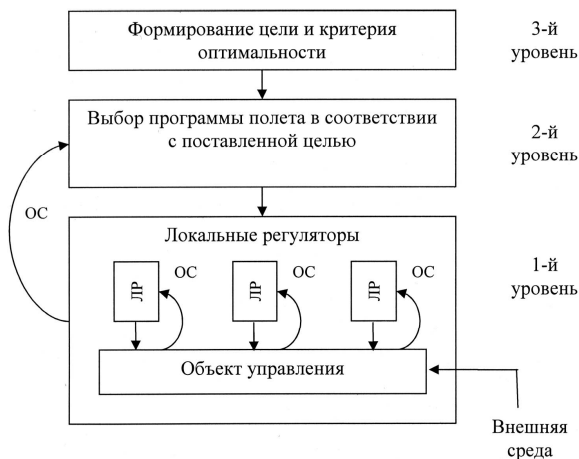


Рис. 1. Схема СУ ЛА

В основе второй схемы лежит задача формирования управляющего воздействия, обеспечивающего движение, приближенное к заданному движению. При этом алгоритм управления организует погоню управляемого объекта за подвижной целью методом скользящих интервалов. Здесь уже нет необходимости в интегрировании сложных нелинейных уравнений, и решение существенно упрощается. Управление по этой схеме называется терминальным управлением, реализующим заданное движение. При разработке алгоритмов управления движением центра масс такого сложного объекта как ГПЛА предпочтение отдается второй схеме.

Описываемый принцип управления призван решать следующие задачи: Приведение ЛА из начальной в конечную точку траектории за минимальное время путем выбора программной траектории движения центра масс. Синтез закона управления движением центра масс ЛА по траектории, близкой к программной.

Подход к управлению основан на задании фазовой траектории с учетом ограничений и граничных условий с последовательным ее дифференцированием и получением функций управления. Этот подход базируется на прямых методах математической теории оптимальных

процессов, которые сводят решение задачи к оптимизации функции от нескольких переменных (конечно-разностный метод Эйлера, метод Рунге-Галеркина, метод Канторовича).

Основными преимуществами прямых методов являются: сравнительная простота учета влияния ограничений на фазовые координаты и управляющие функции; отсутствие необходимости в интегрировании сложных нелинейных уравнений.

Пространственная траектория движения задается с помощью геометрических понятий кривизны траектории в плоскости развертки и искривления плоскости развертки. Следуя идеям прямых методов теории оптимальных процессов, экстремаль представляется в виде совокупности опорных функций-сплайнов вида:

$$x(\tau) = c_0 + c_1 \cdot \tau + \frac{1}{2} \cdot c_2 \cdot \tau^2 + \frac{1}{6} \cdot c_3 \cdot \tau^3,$$

где x – параметры траектории.

Выделение минимизирующей последовательности траекторий осуществляется варьированием точек стыков сплайнов. Каждая реализация отображается в виде траектории движения изображающей точки в фазовом пространстве.

Оптимальной считается траектория, обеспечивающая выполнение граничных условий и ограничений по углу атаки и скоростному напору на протяжении всего времени движения. Выбранная оптимальная траектория в виде уставок полетного задания (моменты переключения сплайнов и граничные условия) вводится в БЦВМ.

Движение, близкое к программному движению, обеспечивается стабилизацией ускорений путем конструирования вектора управления в функции текущего состояния. Возможное неблагоприятное влияние отклонений начальных условий на желаемые динамические свойства системы управления компенсируются созданием особых обратных связей в виде коррекции уставок по начальным условиям.

УДК 539.3

А.Ю. Бушуев, Е.Н. Боголюбова

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБЪЕКТА В ОДНОМЕРНОМ НЕЛИНЕЙНОМ УРАВНЕНИИ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ

Рассматривается численный метод оценки коэффициента теплопроводности в одномерном нелинейном уравнении. Коэффициент теплопроводности, заданный в параметрическом виде, представляется разложением в ряд Тейлора. Задача сводится к идентификации параметров для системы ОДУ. Оценки параметров по результатам эксперимента находят с помощью минимизации квадратичной функции.

1. Введение. При проектировании различных технических объектов в условиях нестационарных тепловых нагрузок, возникает задача идентификации теплофизических характеристик по результатам измерения температуры внутри тела и на границе. Рассматривается численный метод [1] оценки коэффициента теплопроводности λ в одномерном нелинейном уравнении теплопроводности вида

$$\left\{ \begin{array}{l} c(T) \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda(T, p) \frac{\partial T}{\partial x} \right) + f(x, \tau), \quad x \in [0, 1], \\ T(0, x) = T_0(x), \\ q(t) \equiv \lambda(T, p) \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x=0} = \phi_1(t), \\ Q(t) \equiv \lambda(T, p) \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x=1} = \phi_2(t), \end{array} \right. \quad (1)$$

где $\lambda(T, p)$ – коэффициент теплопроводности, заданный в параметрическом виде, p – набор параметров, подлежащих определению, $c(T)$ – коэффициент теплоемкости.

Для решения поставленной задачи представим $\lambda(T, p)$ ее разложением в ряд Тейлора в точке $T = 0$:

$$\lambda(T, p) = \sum_{i=0}^M \lambda_i T^i.$$

Тогда набор параметров будет иметь вид $p = (\lambda_0, \lambda_1, \dots, \lambda_M)$. Оценки параметров по результатам эксперимента будем находить с помощью минимизации квадратичной функции

$$\Phi(p) = \sum_{j,i} \left(T(t_j, x_i) - T_{ji}^* \right)^2, \quad (2)$$

где T_{ji}^* – измерение температуры в точке x_i в момент времени t_j , $T(t_j, x_i)$ – значение сеточной функции в точке x_i в момент времени t_j , которая является решением задачи (1).

Для нахождения сеточной функции $T(t_j, x_i)$ сведем решение нелинейного уравнения теплопроводности к решению задачи Коши для системы обыкновенных дифференциальных уравнений (ОДУ) вида

$$\begin{cases} A(y) \dot{y} = B(y, p), \\ y(0) = y_0. \end{cases} \quad (3)$$

2. Аппроксимация решений. Этот подход используется для сведения задачи оценки параметров p к задаче идентификации параметров для системы ОДУ (3). Для этого зададим сетку на отрезке $[0, 1]$

$$S = \{ \xi_1 = 0 < \xi_2 < \dots < \xi_N = 1 \}$$

и непрерывную кусочно-линейную аппроксимацию решения уравнения (1)

$$T(t, \xi) = \sum_k^N y_k(t) \varphi_k(\xi). \quad (4)$$

В качестве базисных функций выберем кусочно-непрерывные функции (5). Подставим в уравнение (1) аппроксимацию (4), полученное уравнение скалярно умножим на функции φ_j ($j = \overline{1, N}$) и проинтегрируем по ξ . Полученная система ОДУ имеет вид (3), где A является трехдиагональной симметричной положительно-определенной матрицей.

$$\varphi_1(\xi) = \begin{cases} \frac{\xi_2 - \xi}{\xi_2}, & \xi \in [\xi_1, \xi_2], \\ 0, & \text{иначе;} \end{cases}$$

$$\varphi_k(\xi) = \begin{cases} \frac{\xi - \xi_{k-1}}{\xi_k - \xi_{k-1}}, & \xi \in [\xi_{k-1}, \xi_k], \\ \frac{\xi_{k+1} - \xi}{\xi_{k+1} - \xi_k}, & \xi \in [\xi_k, \xi_{k+1}], \\ \overline{}, & k=2, \dots, (N-1) \end{cases}; \quad = 0, \text{ иначе}; \quad (5)$$

$$\varphi_N(\xi) = \begin{cases} \frac{\xi - \xi_{N-1}}{\xi_N - \xi_{N-1}}, & \xi \in [\xi_{N-1}, \xi_N], \\ 0, & \text{иначе.} \end{cases}$$

Для решения полученной системы используем алгоритм первого порядка аппроксимации, основанный на применении неявной схемы Эйлера. Тогда решение на $(j+1)$ шаге находим по формуле

$$y^{j+1} = y^j + \left(A_y z^j - B_y + A_y / h \right)^{-1} (B + h B_t), \quad (6)$$

где z – вектор производных по времени от y ; A_y, B_y – производные по y от A и B соответственно; B_t – производная по времени от B ; h – шаг интегрирования.

3. Минимизация методом сопряженного градиента. Для минимизации $\Phi(p)$ выберем метод сопряженного градиента Флетчера-Ривса [2], согласно которому на каждой итерации оцениваемые параметры изменяются по формуле

$$p_{k+1} = p_k + s_k \left(-\nabla \Phi(p_k) + \frac{\|\nabla \Phi(p_k)\|_e^2}{\|\nabla \Phi(p_{k-1})\|_e^2} d_k \right),$$

где d_k – направление спуска, s_k – шаг.

Алгоритм идентификации коэффициента теплопроводности был проверен на примере, в котором рассматривается процесс нагревания стержня:

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left((2T+1) \frac{\partial T}{\partial x} \right) - 12x^2 - 4t^2 + 2t - 2,$$

$$T(x, 0) = T_0(x) = x^2, \quad \phi_1(t) = 0, \quad \phi_2(t) = 2(2T+1). \quad (7)$$

Поскольку уравнение (7) имеет решение $T(x, t) = x^2 + t^2$, то измерения температуры T_{ji}^* внутри стержня моделировались на ЭВМ с внесением помех. При этом измененная сеточная функция $\bar{T}_{i,j}$ вычислялась следующим образом:

1. При периодической помехе: $\bar{T}_{i,j} = T_{i,j} + X(x)T(t)$, где $X(x)$ – амплитуда помехи, $T(t)$ – некоторая периодическая функция.

2. При случайной помехе: $\bar{T}_{i,j} = T_{i,j} + \varepsilon_{i,j}$, где $\varepsilon_{i,j}$ – случайная величина, распределенная по нормальному закону.

Исследования показали, что задача устойчива относительно погрешностей начальных данных. Кроме того, в процессе минимизации функции $\Phi(p)$ не наблюдалось сходимости к другой точке, что свидетельствует об однозначности решения.

4. Выводы. Таким образом, решена задача оценки коэффициентов функции теплопроводности в конкретной постановке путем её сведения к задаче идентификации параметров для системы ОДУ. Проведена проверка устойчивости и однозначности решения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гусев С.А. Численный метод оценки коэффициентов в одномерном нелинейном уравнении теплопроводности. – Новосибирск, 1985.
2. Д. Химмельблау Прикладное нелинейное программирование. – М: Мир, 1975.

УДК 528.8(15)

Р.И.Шувалов, В.В. Крылова, А.С. Воскобойник,
И.В.Елизаветин, И. К.Краснов

МЕТОДЫ ФИЛЬТРАЦИИ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ИЗОБРАЖЕНИЙ

Фильтрация часто является предварительным этапом перед тематической обработкой данных наблюдений и имеет целью выделение из наблюдаемого сигнала информационной составляющей. Эффективность решения задачи фильтрации существенно зависит от объема имеющейся информации о характеристиках сигнала и шума.

Радиолокационные изображения (РЛИ) содержат спекл-шум. Он обусловлен самой моделью съемки - физической природой отражения электромагнитных волн от земной поверхности. Спекл-шум имеет смешанную модель и его наличие на изображениях приводит к размыванию контуров, потере или ухудшению восприятия мелких деталей рельефа и переходов между яркостными градациями.

Невозможность получения точной модели для рассеянного радиолокационного сигнала снижает эффективность применения методов пространственной фильтрации основанных на теории случайных полей. Поэтому для фильтрации РЛИ наиболее часто применяются локальные методы.

В докладе дан обзор основных подходов к решению задачи фильтрации радиолокационных изображений с учетом специфики спекл-шума. Особое внимание уделено проекционно-сеточным и локально-адаптивным методам пространственной фильтрации изображений.

Основные из излагаемых подходов реализованы на программном уровне. Приведены количественные оценки эффективности фильтрации для рассмотренных методов. Задача фильтрации показана во взаимосвязи с задачами классификации и распознавания образов.

Подробно рассмотрен метод потенциальных функций применительно к решению задачи классификации объектов на РЛИ.

УДК 528.8(15)

Р.И. Шувалов, И.В. Елизаветин

РАСПОЗНАВАНИЕ НЕФТЯНЫХ ПЯТЕН НА МОРСКОЙ ПОВЕРХНОСТИ ПО ДАННЫМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ИЗ КОСМОСА

Предложена методика распознавания нефтяных пятен на фоне морской поверхности по данным космических радиолокаторов с синтезированной апертурой. Разработано программное приложение, являющееся важной составляющей экспертных систем при экологическом мониторинге.

1. Введение. Загрязнение морей и океанов нефтепродуктами имеет негативные экономические и экологические последствия. В связи с развитием нефтедобычи на шельфах морей и увеличением объемов танкерных транспортировок, разливы нефти на море все чаще достигают масштабов чрезвычайных ситуаций. Системы оперативного мониторинга состояния морской поверхности позволяют следить за соблюдением международных соглашений по экологической безопасности и координировать действия различных служб при ликвидации последствий утечек нефтепродуктов.

Радиолокационное зондирование из космоса – это наиболее эффективный метод оперативного мониторинга состояния водной поверхности, так как дает возможность получения информации независимо от погодных условий и времени суток. Радиолокатор с синтезированной апертурой (РСА) обеспечивает высокое пространственное разрешение, что позволяет точно определять положение и границу нефтяного пятна.

Радиолокатор установленный на борту космического аппарата способен покрывать большие территории поверхности Земли за короткое время, предоставляя широкие возможности для глобального мониторинга.

2. Методика распознавания нефтяных пятен. Разлившаяся нефть образует на поверхности воды пленку, которая ведет к подавлению коротких гравитационно-капиллярных волн сантиметрового и частично дециметрового диапазонов. Вследствие этого шероховатость морской поверхности значительно уменьшается и возникает выглаженное пятно – *нефтяной слик*.

При отражении от гладкой поверхности воды подавляющая часть рассеянного сигнала по законам геометрической оптики уходит

прочь от радиолокатора и участок, покрытый пленкой, отображается на радиолокационном изображении (РЛИ) темным тоном.

Методика распознавания нефтяных пятен строится на основе следующих допущений: 1. На входном изображении присутствуют только два вида пикселей (минимальных элементов изображения): фона (однородной морской поверхности) и сликов (нефтяных пятен). 2. Слик – протяженная область с пониженным средним и пониженной дисперсией на входном изображении.

Задачей обработки является задача классификационного разделения пикселей входного изображения на два класса. В соответствии с принятыми допущениями, каждый класс характеризуется индивидуальным набором из двух параметров: математического ожидания и дисперсии по элементам этого класса. Для каждого из двух классов принимается двухпараметрическая статистическая модель – гауссовское распределение вероятностей. Сделав дополнительное предположение об априорных вероятностях появления каждого класса, на основании этих моделей можно проводить классификацию по методу максимального правдоподобия. Но результат такой классификации в большинстве случаев не является пространственно однородным. Поэтому, при принятии решения об отнесении данного пикселя к тому или иному классу, необходимо учитывать информацию о том, какого класса пиксели преобладают в некоторой окрестности данного пикселя.

Принцип принятия классифицирующего решения для каждого пикселя только на основании информации о классах соседних пикселей, составляет основу пространственной фильтрации.

Формальное объединение метода максимального правдоподобия с методом пространственной фильтрации достигается при введении, так называемого, энергетического функционала. Энергетический функционал учитывает не только удаленности образа каждого пикселя от образов классов в пространстве признаков (как по методу максимального правдоподобия), но и степень пространственной однородности формирующегося результата. Таким образом, задача классификации является эквивалентной задаче оптимизации энергетического функционала на множестве всевозможных сортировок элементов входного изображения.

Оптимизация целевого функционала проводится итеративно. На каждой итерации сначала выполняется оптимизирующая классификация при фиксированных параметрах моделей, а затем осуществляется корректировка параметров моделей в соответствии с полученной

классификаций. Критерием окончания итеративного процесса является стабилизация количества представителей одного из классов.

Для начала итеративной классификации, необходимо получить некоторую начальную классификацию (сортировку пикселей на два класса) и оценить значения параметров моделей. Такая начальная классификация осуществляется пороговым методом. Пороговое значение определяется локально для каждого элемента изображения и зависит от статистических характеристик изображения в некоторой окрестности данного элемента.

Для повышения пространственной однородности результата итеративной классификации, предусмотрена возможность пространственной фильтрации, которая не является обязательной. После получения результата классификации (растрового бинарного изображения – маски) производится вычисление суммарной площади нефтяных пятен. Методика обнаружения нефтяного пятна на РЛИ предусматривает последовательное выполнение нескольких этапов. Содержательное описание этих этапов приведено ниже.

3. Адаптивная пороговая классификация. Введем следующие обозначения: $w_{i,j}^S$ – квадратное окно линейного размера S с центром в пикселе (i, j) , $Mw_{i,j}^S$ – среднее арифметическое по окну $w_{i,j}^S$,

$$M_{MIN}(i, j) = \min_{(l,n) \in w_{i,j}^S} Mw_{l,n}^{S_0}, \quad M_{MAX}(i, j) = \max_{(l,n) \in w_{i,j}^S} Mw_{l,n}^{S_0}, \quad (1)$$

$S \gg S_0$, $C \in [0;1]$ – заданный уровень контрастности.

Из сделанных предположений непосредственно следует, что, минимум среднего, вычисляемого внутри малого окна, по большому окну на входном изображении достигается при положении малого окна в области одного из сликов. А максимум этого среднего достигается при положении малого окна в области фона. Это следствие позволяет определять классифицирующий порог, для каждого пикселя входного изображения, используя выражение:

$$T_{i,j} = \begin{cases} \frac{M_{MIN}(i, j) + M_{MAX}(i, j)}{2}, & \frac{M_{MAX}(i, j) - M_{MIN}(i, j)}{M_{MAX}(i, j)} \geq C; \\ M_{MIN}(i, j), & \frac{M_{MAX}(i, j) - M_{MIN}(i, j)}{M_{MAX}(i, j)} < C. \end{cases} \quad (2)$$

Рассмотрим теперь вопрос об определении размера S большого окна $w_{i,j}^S$. Большое окно размером S для вычисления индивидуально порога бинаризации будем называть оценочным. Оптимальным

размером оценочного окна следует считать такой минимальный размер, при котором оно содержит представителей обоих классов. Оценочное окно может располагаться в межсликовой области (окно не содержит сликов), или в области сликов (окно содержит слики). В первом случае, размер S должен соответствовать межсликовому расстоянию, а во втором – характерному размеру слика. Межсликовое расстояние может достигать очень больших значений, а использование большого размера оценочного окна ведет к потере алгоритмом адаптивности. Поэтому, размер оценочного окна полагается равным характерному размеру слика.

В случае расположения оценочного окна в межсликовой области контрастность внутри него является пониженной, что позволяет установить минимальное пороговое значение (сликов внутри оценочного окна нет).

4. Итеративная классификация. Этот этап обработки является основным. В качестве исходных данных используют входное изображение (массив пикселей входного изображения будем далее называть пространством изображения), и результат адаптивной пороговой классификации. Рассмотрим далее основные подходы к осуществлению итеративной классификации.

4.1. Классификация в пространстве признаков. Подавляющее большинство алгоритмов классификации оперирует в так называемом пространстве признаков. Подход, основанный на анализе в пространстве признаков, может быть формализован следующим образом. Входное изображение представляет собой массив пикселей P . Пространство признаков χ имеет размерность d . Каждому пикселю $p \in P$ соответствует вектор признаков $x_p \in \chi$. Пространство признаков χ разбивается на K непересекающихся подпространств, каждое из которых соответствует некоторому классу k и характеризуется набором параметров θ_k (в случае использования параметрических моделей классов).

Полное множество классов описывается массивом параметров $\Theta = \{\theta_1, \dots, \theta_K\}$. Результатом работы классификационного алгоритма является найденный массив параметров Θ и маркировка $\mathbf{f}$ (массив меток), которая указывает для каждого пикселя p принадлежность к определенному классу: $f_p \in \{1, \dots, K\}$.

В качестве параметрической статистической модели класса часто берется гауссовское распределение вероятностей с параметрами $\theta_k = \{\mu_k, \sigma_k\}$, и классификация проводится по методу максимального

правдоподобия. В этом случае по результатам классификации, пиксель p будет отнесен к такой модели f_p , которая имеет наибольшую плотность распределения вероятностей в точке x_p :

$$f_p = \arg \max_k P\{x_p | f_p = k\} P\{k\}, \quad (3)$$

здесь $P\{k\}$ – априорная вероятность наблюдения класса k ,

$P\{x_p | f_p = k\}$ – функция плотности вероятностей, зависящая от вектора признаков x_p , при условии, что x_p принадлежит классу k .

4.2. Классификация с использованием пространства изображения. Классифицирующий алгоритм, оперирующий только в пространстве признаков, в ряде случаев не дает пространственно однородного результата в пространстве изображения. Особенно сильно этот недостаток проявляется при обработке радиолокационных изображений, неотъемлемой частью которых является спекл-шум. Поэтому в процессе классификации необходимо осуществлять контроль получаемого результата на однородность в пространстве изображения. Следовательно, классификацию нужно проводить таким образом, чтобы в пространстве признаков разброс точек внутри каждого класса был минимален, а расстояния между классами максимальны. При этом классы должны быть пространственно однородны в пространстве изображения.

4.3. Классификация с использованием энергетического функционала. Классификация с использованием так называемого энергетического функционала обобщает изложенные выше подходы, позволяет классифицирующему алгоритму работать одновременно в пространстве признаков и пространстве изображения.

Задача классификации сводится к задаче оптимизации целевого функционала. В общем случае, энергетический функционал имеет вид:

$$E(f, \theta) = Q(f, \theta) + \sum_{p, q \in N} V(f_p, f_q). \quad (4)$$

Первое слагаемое представляет собой величину штрафа за удаленности образов пикселей от образов их классов в пространстве признаков.

Второе слагаемое представляет собой сумму штрафов за различные метки у соседних пикселей. Суммирование проводится по всем парам соседних пикселей. Оно отвечает за степень пространственной однородности в окрестности пикселя.

Минимизация энергетического функционала $E(f, \theta)$ проводится итеративно по EM - алгоритму. Первый шаг (Expectation step) со-

стоит в получении наилучшей маркировки f , при фиксированном массиве параметров θ . Второй шаг (Minimization step) состоит в вычислении массива параметров θ , при фиксированной маркировке f .

Подход, основанный на оптимизации энергетического функционала, лежит в основе описываемой методики обработки.

5. Алгоритм итеративной классификации на основе метода энергетического функционала. На каждой итерации выполняются следующие операции: 1. *Вычисление параметров* моделей классов, по результату классификации на предыдущей итерации. 2. *Классификация*. Для каждого «перспективного пикселя» (пиксель входного изображения в 8-окрестности которого имеется, хотя бы один, пиксель противоположного класса считается перспективным): Вычисляются приращения энергетического функционала при инвертировании метки данного пикселя:

$$\Delta E = \alpha * \Delta Q + (1 - \alpha) * \Delta V, \quad (5)$$

$$\Delta Q = \frac{\chi}{\sqrt{2\pi}\sigma_S} e^{-\frac{(I(i,j)-m_S)^2}{2\sigma_S^2}} - \frac{\chi}{\sqrt{2\pi}\sigma_B} e^{-\frac{(I(i,j)-m_B)^2}{2\sigma_B^2}}, \quad (6)$$

$$\chi = \begin{cases} 1, & \text{label}(i, j) = \text{Slick}, \\ -1, & \text{label}(i, j) = \text{Background}, \end{cases} \quad \Delta V = \frac{e^{8-v} - e^v}{e^8 - 1}. \quad (7)$$

Если $\Delta E < 0$, то инвертируем метку данного пикселя, иначе оставляем метку без изменений. Критерий остановки:

$$\frac{\Delta \text{Square}}{\text{Square}} < \varepsilon. \quad (8)$$

Выше использованы обозначения: $I(i, j)$ – значение яркости входного изображения на данном перспективном пикселе (i, j) ; m_S , m_B – средние значения по классам слика и фона; σ_S , σ_B – средне-квадратические отклонения по классам слика и фона; $v \in [0; 8]$ – число пикселей противоположного класса в 8-окрестности данного перспективного пикселя; $\alpha \in [0; 1]$ – весовой коэффициент; Square – количество пикселей с меткой класса *Slick* перед данной итерацией; ΔSquare – количество инвертированных меток на данной итерации; ε – заданная величина стабилизации.

6. Итеративная нелинейная фильтрация. Эта операция имеет целью удалить небольшие группы пикселей, «вклинившихся» среди пикселей с противоположной меткой. Итеративная фильтрация имеет следующий алгоритм:

Шаг 1: устанавливаем малый размер фильтрующего окна. Шаг 2: перемещаем фильтрующее окно по изображению. Если метки пикселей границы окна совпадают между собой и отличны от метки центрального пикселя окна, метки всех пикселей окна устанавливаются тождественными метке граничных пикселей. Шаг 3: увеличиваем размер фильтрующего окна и возвращаемся на шаг 2. Критерием остановки является превышение размером фильтрующего окна заданной величины.

7. Вычисление статистик. После получения маски нефтяных пятен (растрового бинарного изображения) вычисляется общая площадь найденных пятен. Результат обработки (растровое бинарное изображение) представленный во внутреннем формате данных, может быть экспортирован в один из распространенных внешних форматов данных. Например, в графический формат Geo Tiff способный хранить географические координаты элементов изображения.

8. Параметры метода. Описанная методика имеет ряд параметров обработки, часть из которых может варьироваться оператором, для повышения качества получаемого результата. Все параметры обработки сведены в таблице представленной ниже.

Таблица 1.

№	Параметр	Этап	Варьирование оператором	Априорное значение
1	Размер малого окна S_0	Адаптивная пороговая классификация	нет	5
2	Размер оценочного окна S	Адаптивная пороговая классификация	да	700
3	Контрастность	Адаптивная пороговая классификация	да	0.7
4	Весовой коэффициент α	Итеративная классификация	да	0.8
5	Параметр стабилизации ε	Итеративная классификация	нет	0.01
6	Размер малого окна S_0	Итеративная фильтрация	нет	5
7	Размер большого окна S	Итеративная фильтрация	да	15

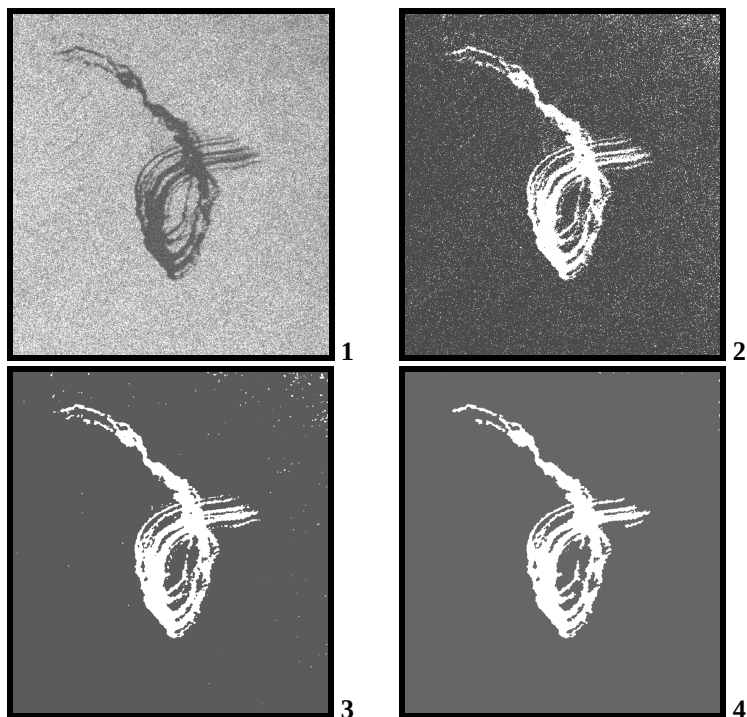


Рис. 2. Пример обработки: 1. Участок входного РЛИ с PCA ENVISAT, содержащий изображение нефтяного пятна; 2. 1-й этап: результат адаптивной пороговой классификации; 3. 2-й этап: результат итеративной классификации; 4. 3-й этап: результат итеративной нелинейной фильтрации.

9. Заключение. Проведенные практические эксперименты с реальными радиолокационными данными (PCA RADARSAT, ENVISAT) показали способность разработанного программного приложения эффективно решать задачи поиска и распознавания нефтяных пятен. Это приложение можно рассматривать как важную составляющую экспертных систем распознавания нефтяных пятен антропогенного происхождения на поверхности морей и океанов по данным PCA при экологическом мониторинге.

УДК 629.78.05:004

Г.А. Щеглов, С.А. Короткий

**ИССЛЕДОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ НЕЗАКРЕПЛЕННОЙ
ДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
ПАКЕТА КОМПЬЮТЕРНОЙ АЛГЕБРЫ**

Исследуются движения летательного аппарата как аэроупругой системы с большими отклонениями от положения равновесия. Задача сводится к рассмотрению незакрепленной колебательной системы с конечным числом степеней свободы, движущейся в среде с сопротивлением на плоскости. С использованием пакета компьютерной алгебры получена система пяти нелинейных дифференциальных уравнений второго порядка.

1. Введение. Современные летательные аппараты, движущиеся в атмосфере, можно классифицировать как аэроупругие системы. Для моделирования их движения в условиях полета необходим совместный расчет аэродинамики и динамики незакрепленной конструкции.

Динамика движения летательного аппарата, как незакрепленной колебательной системы в среде с сопротивлением изучается достаточно давно, но остается актуальной [1]. Проблема в том, что кроме колебаний системы приходится рассматривать еще и движение как жесткого целого. Как правило, эти два движения удастся разделить только при малых отклонениях относительно положения равновесия. В предлагаемой работе исследуется движение такой системы с большими отклонениями от положения равновесия.

2. Расчетная модель. Упругий аппарат рассматриваем как систему N материальных точек с массами m_n ($n = 1, \dots, N$), соединенных между собой абсолютно жесткими невесомыми стержнями. Они связаны между собой шарнирами, содержащими линейные пружины. Работая на кручение, пружины обеспечивают системе необходимую податливость.

Изучается движение летательного аппарата в вертикальной плоскости, т.е. рассматривается задача о движении незакрепленной колебательной системы с конечным числом степеней свободы на плоскости в среде с сопротивлением. Используются системы координат: нормальная $Ox_g y_g$ и связанная $O_1 X Y$. Начало подвижной системы координат O_1 определяется радиусом вектором OO_1 с координатами $\{x, y\}$. Точка O_1 в каждый момент времени совпадает с положением точечной массы m_1 . Угол наклона оси $O_1 X$ к оси Ox_g определяется в

каждый момент времени значением угла α_1 . Деформации пружин – углами $\{\alpha_2, \alpha_3, \alpha_4\}$. Положение системы на плоскости полностью определяется вектором шести координат $q_i = \{x, y, \alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4\}$. Переход к неподвижной системе координат определяется формулами:

$$x_i = \begin{cases} x, i=1 \\ x_{i-1} + l_{i-1} \cdot \cos\left(\sum_{j=1}^{i-1} \alpha_j\right), i \neq 1, \end{cases}$$

$$y_i = \begin{cases} y, i=1 \\ y_{i-1} + l_{i-1} \cdot \sin\left(\sum_{j=1}^{i-1} \alpha_j\right), i \neq 1. \end{cases}$$

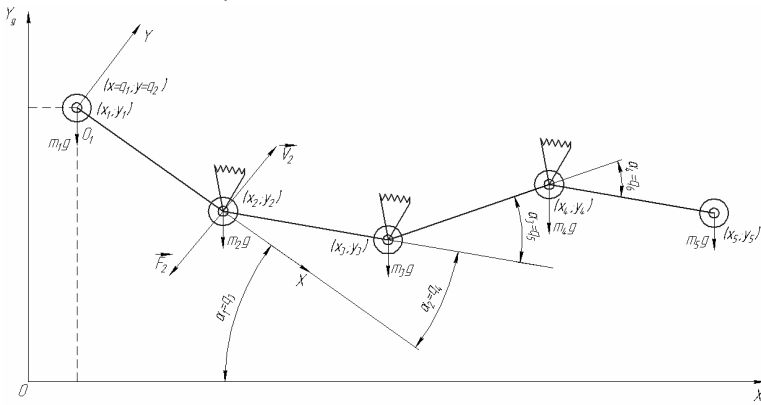


Рис. 1 Расчетная схема незакрепленной дискретной системы на плоскости

Движение рассматриваемой динамической системы описывался уравнениями Лагранжа второго рода:

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_i} + \frac{\partial \Pi}{\partial q_i} = Q_i, \quad i = 1 \dots n, \quad q_i|_{t=0} = q_i^0; \dot{q}_i|_{t=0} = \dot{q}_i; i = 1 \dots 6, ,$$

$$\text{где } T = \frac{1}{2} m_i \left(\left(\frac{dx_i}{dt} \right)^2 + \left(\frac{dy_i}{dt} \right)^2 \right), \quad \Pi = g \sum_{i=1}^5 m_i y_i + \sum_{i=2}^4 \frac{1}{2} c_i \alpha_i^2 \quad \text{и}$$

$$Q_i = \sum_{i=1}^5 \left(F x_i \frac{dx_i}{dq_i} + F y_i \frac{dy_i}{dq_i} \right) - \text{кинетическая, потенциальная энергия и}$$

обобщенные силы системы соответственно. Используемые силы сопротивления в данной модельной задаче имитируют силы гидродинамического сопротивления $F_{x_i} = -kV_{x_i}^2, F_{y_i} = -kV_{y_i}^2$

3. Решение с применением компьютерной алгебры. Традиционный подход к решению таких задач предусматривает линейри-

зацию уравнений движения [1, 2, 3]. В настоящей работе с использованием пакета компьютерной алгебры «Mathematica 5.2» [4] получена система пяти нелинейных дифференциальных уравнений второго порядка. В силу громоздкости выражений сами уравнения не приводятся.

Проводилось численное интегрирование полученной системы уравнений. На рис. 2 представлен в качестве примера график изменения угла α_3 (деформация пружины, закрепленной на массе m_3) для параметров системы $m_1 = m_2 = m_4 = m_5 = 1$, $m_3 = 3$, $c_1 = c_2 = c_3 = c_4 = c_5 = 10$.

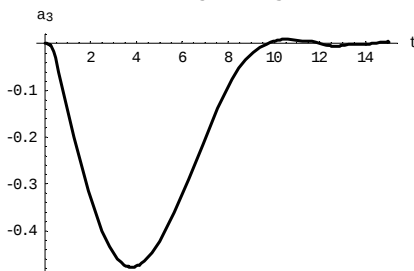


Рис. 2 . Пример результатов расчета

4. Выводы. С помощью пакета компьютерной алгебры в аналитическом виде получена система дифференциальных уравнений движения незакрепленной колебательной системы с конечным числом степеней свободы. Проведено ее численное интегрирование. Полученные результаты планируется использовать для решения связанной задачи гидроупругости ЛА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Попов Б.Г., Клюев Ю.И. Статика и динамика дискретных систем: Учебное пособие по курсу «Динамика конструкций». – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004.
2. Алексеев С.А. Динамика свободных систем материальных точек с упругими безынерционными связями при медленном вращении: Учеб. пособие по курсу «Динамика изделий». – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1984. – 44с.
3. Горшков А.Г., Морозов В.И., Пономарев А.Т., Шклярчук Ф.Н. Аэрогидроупругость конструкций. – М.: Изд-во ФИЗМАТ ЛИТ, 2000. – 592 с.
4. Воробьев Е.М. Введение в систему символьных, графических и численных вычислений "Математика-5". – М.: Изд-во «Диалог-МИФИ», 2005. -368 с.

УДК 624.04

П.С. Носачев, Ю.И. Ключев

**ПРИМЕНЕНИЕ МАТРИЧНЫХ РЯДОВ ДЛЯ
ИССЛЕДОВАНИЯ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ
УПРУГИХ КОНСТРУКЦИЙ КЛА**

Рассматриваются оболочечные и стержневые конструкции КЛА, связанные с жестким телом. Переход от системы с распределенными параметрами к системе с конечным числом степеней свободы осуществляется путем аналитического решения системы дифференциальных уравнений методом Пикара. Интегрирование осуществляется на каждом из расчетных участков независимо от предыдущего, что позволяет избежать операции ортонормирования. Полученное решение преобразуется к виду метода конечных элементов.

Преимуществом предложенного метода является аналитическое получение матрицы жесткости, масс и внутренних узловых сил без априорного задания поля перемещений как в методе конечного элемента. Метод позволяет получать решения с заданной точностью и контролируемой в процессе счета погрешностью. В результате получаем уравнение движения: $M\dot{U} + KU = P(t)$, где U – вектор перемещений в узлах конструкции; M – матрица масс; K – матрица жесткости; $P(t)$ – вектор узловых сил. Интегрирование этого уравнения по времени осуществляется тем же методом, который используется для получения матриц жесткости и масс конструкции, что позволяет решать задачу единым методологическим подходом.

В качестве примера рассматриваются упругие колебания свободно перемещающейся в пространстве ферменной конструкции, состоящей из двух твердых тел, связанных упругими балками. Каждому из твердых тел прикладывается ступенчатая по времени продольная сосредоточенная нагрузка. Приведены результаты расчета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Попов Б.Г., Ключев Ю.И. Статика и динамика дискретных систем: Учебное пособие по курсу «Динамика конструкций». – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004.

УДК 681.3.06

Е.Б. Черстова, М.А. Шатский

**ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ РАСЧЁТА
АЛГОРИТМА АДАПТИВНОЙ СИСТЕМЫ
СТАБИЛИЗАЦИИ В ПРОДОЛЬНОМ КАНАЛЕ
ПРОТИВОКОРАБЕЛЬНОЙ КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ**

Рассматривается задача синтеза системы стабилизации крылатой ракеты в линейной постановке с помощью специализированных программных продуктов.

1. Введение. Современная крылатая ракета (КР) представляет собой сложный нестационарный, нелинейный динамический объект управления, описываемый математической моделью высокого порядка [2,3,5]. Его характеристики существенно изменяются в зависимости от режима полета, что не позволяет создать систему стабилизации КР с постоянными значениями параметров (настройками) автопилота (регулятора).

На начальных стадиях расчета систем стабилизации (ССт) вновь проектируемых летательных аппаратов (ЛА), при их модернизации и доработке, целесообразно автоматизировать с помощью специализированных программных продуктов процесс определения законов изменения настроек автопилота в зависимости от режима полета. Это позволит сократить затраты времени и материальных средств.

2. Постановка задачи и исходные данные. Рассматривается задача синтеза ССт КР в линейной постановке. Исходные данные КР задаются в виде массогабаритных параметров и массивов аэродинамических характеристик. Синтез производится из условия удовлетворения заданным техническим требованиям (ТТ) в области полета КР.

Процедура расчета. При работе с программным комплексом (ПрК) пользователь после ввода исходных данных проводит структурный синтез ССт, заключающийся в выборе структурной схемы из набора типовых, наиболее часто используемых схем. Выбор расчетной схемы определяется динамикой ЛА, методом наведения, задачами, техническими возможностями.

На следующем этапе работы проводится предварительный параметрический синтез ССт, основная цель которого – выбор динамических характеристик рулевого привода. Для этого используется метод стандартных коэффициентов с учетом ряда ограничений, характерных для конкретных типов рулевых приводов.

Параметрический синтез основан на получении настроек параметров автопилота в зависимости от высоты полёта, скорости и массовых характеристик КР, при которых будут удовлетворяться ТТ. Используя получившиеся трехмерные поверхности, получаем функции изменения настроек автопилота.

Программный комплекс позволяет: получать динамические характеристики, передаточные функции и частотные характеристики ЛА для любого режима полета; использовать различные алгоритмы параметрической оптимизации; получать законы изменения настроек автопилота в зависимости от условий полета ЛА; исследовать поведение ССт в различных условиях полета.

На первом шаге оптимизации используется метод стандартных коэффициентов, а затем – методы численной оптимизации, методы теории H^∞ . Помимо этого, может ставиться задача минимизации одного из показателей функционирования системы или заданного функционала.

В одном из способов параметрической оптимизации может быть использована процедура условной оптимизации функции нескольких переменных в следующей постановке:

$$\min_{(k)} \{ f(k) : q_i(k) \leq 0, \quad i = 1, 2, \dots, I \},$$

где в качестве ограничений $q_i(k)$ используются показатели функционирования системы, являющиеся функциями вектора оптимизируемых параметров k размерности n_k ($q_i = p_i - B_i$; p_i – i -я характеристика системы, ограниченная сверху ТТ – предельно допустимыми значениями B_i , например, временем переходного процесса, перерегулированием). Таким образом, ограничения-неравенства, накладываемые на показатели функционирования $q_i(k)$, определяют область допустимых значений параметра k^* в пространстве параметров k . Искомое решение должно принадлежать этой области.

В качестве скалярного критерия $f(k)$ может использоваться один из показателей функционирования системы или константа. В этом случае процедура оптимизации будет остановлена при удовлетворении условий $q_i(k) < 0$, т.е. при получении настроек автопилота при которых ССт удовлетворяет ТТ. Возможно также введение ограничений на величины элементов вектора синтезируемых параметров k :

$$\{ k_i \leq k_{i \max}; k_i \geq k_{i \min} \}.$$

Предлагаемая постановка задачи позволяет использовать стандартные процедуры численной оптимизации, реализованные в математических программных продуктах, например, в ППП Matlab [1],[5].

3. Средства повышения эффективности процесса проектирования. Для сокращения времени и стоимости разработки, повышения ее надежности, необходимо сконцентрировать внимание разработчика на наиболее важных аспектах процесса проектирования за счет рассмотрения большего числа возможных вариантов решения задачи, включения в средства разработки широкого набора инструментов, которые могут потребоваться разработчику в процессе работы.

Программный комплекс (ПрК) должен обладать интуитивно понятным интерфейсом, оперативной справочной системой, иметь возможность легкого подключения дополнительных программных модулей, возможность настройки под конкретного пользователя и конкретную задачу, быть построенным на базе специализированных программных продуктов, с использованием хорошо развитых в настоящее время механизмов взаимосвязи приложений.

4. Выводы. Для иллюстрации работы ПрК был рассчитан тестовый пример синтеза ССТ в продольном канале. Полученные результаты показали эффективность использования ПрК для решения поставленных задач.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Потемкин В.Г. Система Matlab. Справочное пособие. – М.: Диалог – МИФИ, 1997.
2. Лебедев А.А., Карабанов В.А. Динамика систем управления беспилотными ЛА. - М.: Машиностроение, 1965.
3. Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полёта беспилотных ЛА. - М.: Машиностроение, 1973.
4. Топчеев Ю.И., Потемкин В.Г., Иваненко В.Г. Системы стабилизации. – М.: Машиностроение, 1974.
5. MATLAB. The Language of Technical Computing. Application Program Interface Guide. Version 5. – The MathWorks, Inc., 1999.

УДК 629.76

П.А. Ананьев, А.В. Благов

**ПИЛОТИРУЕМЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ
МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ**

*Дано краткое описание и анализ проектного предложения много-
разового возвращаемого космического аппарата для пилоти-
руемых туристических полетов экипажа из шести человек.*

Рассматривается многоразовый возвращаемый космический аппарат (МВА), предназначенный для пилотируемых туристических полетов экипажа из шести человек (4 туриста и 2 пилота). Длительность полета в автономном режиме и в связке с орбитальной станцией не более двух суток. Разработка ведется на основе ряда аналогов, в числе которых транспортная космическая система (ТКС) «Алмаз», КА «Аполлон», «Союз».

Аппарат выводится на орбиту фазирования высотой 200 км и наклоном 52° ракетоносителем «Днепр», затем по эллиптической траектории переходит на рабочую орбиту высотой 350 км. После этапа ближнего наведения аппарат стыкуется с модулем орбитальной станции (ОС).

После окончания этапа совместного полета с ОС аппарат отделяется от станции и выдается тормозной импульс схода с орбиты (система дублирована). Далее отделяется орбитальный отсек и аппарат ориентируется для входа в атмосферу.

После входа в атмосферу (на высоте 80 км от поверхности Земли) начинается этап управляемого полета. На высоте 12,5 км (аппарат движется со скоростью 250 м/с) отстреливается крышка парашютного отсека и с помощью катапульты выбрасывается вытяжной парашют, который в свою очередь выводит тормозной парашют (система дублирована).

После окончания работы тормозного парашюта на высоте 7 км (аппарат движется со скоростью 70 м/с) тормозной парашют вытягивает основную парашютную систему. Каскад из трех парашютов гасит скорость до 15 м/с у поверхности Земли. На высоте 2 м от Земли срабатывают двигатели мягкой посадки, бокового сноса, отстреливаются парашюты и переходной люк на лобовом щите. Переходной люк вытягивает воздушно-магнитную подушку. Воздушно-магнитная подушка разворачивается посредством наполняющего ее газа и гасит остаточ-

ную скорость (до 2 м/с), используя импульсное магнитное поле в момент контакта подушки с Землей.

При срабатывании система аварийного спасения (САС), или в случае неполного раскрытия парашютной системы (возможно также нераскрытие одного из парашютов) сбрасывается агрегатный отсек (входящий в состав МВА). Данная операция возможна только на этапе парашютирования, поскольку агрегатный отсек образует с командным модулем единый теплоизоляционный контур. Основные задачи проектирования – обеспечение безопасности, минимальной стоимости и комфортабельности полета. Безопасность достигается обеспечением максимальной надёжности и простоты работы всех систем. Не используются токсичные материалы. Выбираются зарекомендовавшие себя практикой инженерные решения.

Для достижения минимальной стоимости полетов применяется повторное использование ряда систем и агрегатов. В частности, повторно используются теплозащитные покрытия. По предварительным расчетам ресурс их использования составляет 100 полетов. Многоразовость достигается также повторным использованием СЖО, двигателей схода с орбиты, СУ.

Рентабельность туристических полетов достигается привлечением большого количества клиентов. Полеты будут происходить на высоте порядка 200-350 км от Земли и выше (в зависимости от текущего положения МКС), т.е. в открытом космосе. Именно в этом их привлекательность.

Комфортабельность туристических полетов достигается за счет решения следующих вопросов. Обеспечение минимальных перегрузок. Хорошая осведомленность туристов о фазах полета. Хорошая подготовка туристов. Большие объемы жилых помещений.

КА состоит из двух отсеков: возвращаемый аппарат (ВА) и орбитальный отсек. Орбитальный отсек увеличивает жилой объем и служит как шлюзовая камера (рис.1).

Аэродинамическая схема ВА – сегментально коническая. Балансировочный угол атаки 28° , что обеспечивает качество 0,44. Из соображений обеспечения многоразовости максимального количества узлов и агрегатов КА в состав ВА включен приборно-агрегатный отсек.

Конструктивно ВА также разбит на два отсека – командный и служебный. Отсеки образуют общий контур ВА. Предусмотрена система аварийного спасения САС, которая срабатывает при неполном раскрытии куполов или вообще при нераскрытии одного парашюта из каскада.

Тяговооружённость ВА определяют 4 маршевых ЖРД с тягой по 200 кГ (общая тяга 800 кГ), 6 ЖРД ориентации и стабилизации для управления КА по курсу и тангажу и создания малого импульса на этапе ближнего наведения и стыковки с тягой по 30 кГ. Работают в связке по два (тяга связки 60 кГ). Два выдвигающихся ЖРД для создания противоположного по отношению к направлению действия маршевых двигателей импульса скорости с тягой по 60 кГ (общая тяга 120 кГ). 8 ЖРД ориентации и стабилизации для управления КА по крену с тягой по 60 кГ (тяга связки 120 кГ). Также могут создавать боковую составляющую скорости.

Система дублирована. Работает на двухкомпонентном топливе с вытеснительной системой подачи. Шесть твердотопливных двигателей мягкой посадки гасят вертикальную составляющую скорости до 15 м/с. Шесть твердотопливных двигателей, гасят боковой снос до 6 м/с.

Для обеспечения сохранности теплозащиты перед посадкой на Землю выбрасывается воздушно-магнитная подушка. Использование подушки позволяет погасить оставшуюся после срабатывания ДМП вертикальную скорость ВА и не допустить прямого контакта поверхности лобового щита с Землей.

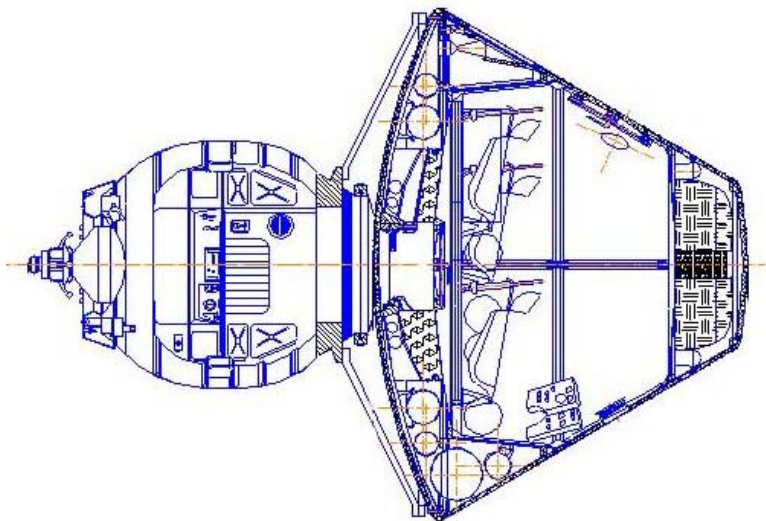


Рис. 1. Конструктивная схема КА

УДК 629.76

В.А. Грибков, Д.Н. Шиян

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ ЭФФЕКТОВ
ДЛЯ СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Параметрические эффекты, в одних случаях приводят к повышению устойчивости системы, в других вызывают дестабилизацию. Например, возможна дестабилизация углового положения космического аппарата, движущегося по эллиптической орбите (режим параметрического резонанса). Оценка параметрических эффектов и возможности их использования для стабилизации КЛА или его элементов составляет основную часть настоящей работы. При этом в качестве базовой системы рассматривается обращенный n -мерный маятник.

Обращенный маятник с n степенями свободы описывается системой обыкновенных дифференциальных уравнений с переменными по времени (периодическими) коэффициентами. Решено несколько тестовых задач. Показано, что одним из простейших и наиболее удобных методов исследования избранного класса задач является метод, предложенный С.В. Челомеем [1]. Выполнена оценка работоспособности и эффективности метода для исследования устойчивости n -мерных плоских маятниковых систем.

Рассмотрено аналитическое решение задачи устойчивости и динамики движения обращенного n -мерного маятника при вертикальном перемещении точки подвеса, и проведена сверка результатов аналитического и численного определения области неустойчивости. Рассмотрены две маятниковые системы. Первая гравитационно-упругий маятник, вторая – симпатические маятники с параметрической связностью.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Челомей С.В. О двух задачах динамической устойчивости колебательных систем, поставленных академиками П.Л. Капицей и В.Н. Челомеем // Изв. АН СССР, МТТ, 1999, № 6, с. 159-166.

УДК 629.78.001.24

П.В. Новиков, Т.Р. Вартанов

ИССЛЕДОВАНИЕ ОТДЕЛЕНИЯ ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ

Разработана математическая модель отделения головного обтекателя (ГО). При разработке были приняты следующие упрощающие предположения: 1. Между створкой ГО и ракетой-носителем (РН) не происходит обмена количеством движения, РН представляется как неподвижная материальная точка в связанной с ним инерциальной системе координат. 2. Задача рассматривается в поле тяготения Земли; момент отделения выбран таким образом, что ускорение сил тяжести совпадает с центростремительным ускорением ЛА на эллиптической траектории, поэтому силы тяжести компенсируются. 3. Все шарниры идеальные; рассматривается кинематика твердых тел. 4. Упрощенно смоделировано обкатывание поверхности шарнира, соединяющего створки и РН. 5. Влиянием возмущений потока от РН и полезной нагрузки под обтекателем на створки пренебрегается. 6. Изменением распределения давления на внутренней поверхности створки в начале разделения пренебрегается.

Математическая модель описывает пространственное движение створок ГО (6 степеней свободы), т.к. угол атаки набегающего потока не равен нулю. Такая постановка необходима для прослеживания безударного отделения. Пара створок ГО после срабатывания пироболтов раскрывается двумя парами пружинных толкателей. Создаваемое усилие равно $F = F_0 - kx$, где F_0 – сила предварительного поджатия, k – жесткость пружины, x – перемещение. Обсуждается постановка задачи определения оптимальных параметров F_0 и k при условии минимизации реакций в шарнирах и безударного отделения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Колесников К.С., Козлов В.И., Кокушкин В.В. Динамика разделения летательных аппаратов. – М: Машиностроение, 1977, 224 с.

УДК 629.78

В.С. Айдин, В.Н. Кострикин

**СТЕНД ИМИТАЦИИ ДВИЖЕНИЯ НОСИТЕЛЯ
КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ В СОСТАВЕ КОМПЛЕКСА
ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ**

Комплекс полунатурного моделирования (КПМ) предназначен для проведения комплексных испытаний методом полунатурного моделирования. Одной из основных задач является имитация движения носителя КР. Применение динамического стенда в составе КПМ позволяет имитировать угловые отклонения приборов относительно центра масс, что позволяет решать задачи выставки приборов и систем на подвижном основании.

Комплекс имитации движения разработан на базе динамического стенда ДС-2 (рис 1.). Установлены датчики углов и угловых скоростей. Опрос датчиков и формирование управляющего сигнала производится на ЭВМ с помощью платы ЦАП/АЦП. Разработано программно-аппаратное обеспечение, решающее поставленные задачи. Созданы приложения – LabViewAO, (приложение для создания управляющего сигнала), C++ AI (приложение, осуществляющее опрос датчиков углов и передачу массива данных по сети по протоколу TCP/IP), LabViewAIO, рабочее приложение, включающее в себя все функции. При разработке комплекса использованы современные средства программирования такие, как LabView 6.5 и Visual C++.

Опыт работы показал, что LabView приложение может использоваться не только для тестирования и отладки стенда, но и после определенной модернизации - в рабочем режиме. Данное программно-аппаратное обеспечение после определенной модернизации также может быть использовано для таких задач, как полунатурное моделирование полета с функционирующей ГСН.

Созданная система протестирована и отлажена. Проведены исследования её характеристик. Проведены испытания прибора ИНС (инерциальной навигационной системы, разработка республики Индия).