

1558508

На правах рукописи

ФАТЕЕВА Светлана Анатольевна

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ И ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ
ДЛЯ ИДЕНТИФИКАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК СПУСКАЕМОГО АППАРАТА
В АТМОСФЕРЕ С АПРИОРИ НЕОПРЕДЕЛЕННЫМИ ПАРАМЕТРАМИ

Специальность 05.07.09 - Динамика, баллистика и управление
движением летательных аппаратов

Автореферат диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва, 1998

Работа выполнена в Московском государственном техническом
университете им. Н.Э. Баумана

Научный руководитель: засл. деятель науки РФ,
засл. изобретатель РФ,
д.т.н., профессор Л.Н. Лысенко

Официальные оппоненты: д.т.н., профессор Б.С. Скребушевский
к.т.н., доцент В.В. Зеленцов

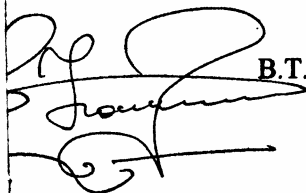
Ведущее предприятие: НПО им. С.А. Лавочкина (г. Химки,
Московская область)

Защита состоится " 25 " июня 1998 г. в 14³⁰ часов на
заседании диссертационного совета ДР.053.02.11 в Московском госу-
дарственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу:
107005, г. Москва, ул. 2-я Бауманская, 5.

в одном экземпляре, заверенный печат-
ью, ул. 2-я Бауманская, 5, МГТУ имени
комиться в библиотеке Московского
университета им. Н.Э. Баумана.

1558508

" июня " 1998 г.



В.Т. Калугин



1558508

Фатеева С.А. Разработка ал

Общая характеристика работы

НА ТОМ
НЕ ВЕРИТЬСЯ

темы. При реализации программы полета автоматических межпланетных станций (АМС) к планетам Солнечной системы принципиальное значение имеет успешное выполнение заключительного этапа экспедиции, который включает в себя вход спускаемого аппарата (СА) в плотные слои атмосферы, движение по траектории снижения и посадку на поверхность планет. Надежность реализации данного этапа во многом определяется не только штатной работой всех систем, но и точностью знания параметров траектории спуска, т. к. реальное движение СА в атмосфере может существенно отличаться от прогнозируемого. Данное отличие возникает за счет действия на СА достаточно большого числа возмущающих факторов, к которым относятся погрешности определения условий входа в атмосферу планет; отклонения параметров среды (плотность, температура, составляющие скорости ветра) и самого СА (аэродинамические, массово-инерционные) от принятых модельных значений. Эти погрешности появляются из-за априорной неопределенности динамических характеристик внешней среды, а также из-за неадекватности используемых в расчетах математических моделей реальному движению СА.

Повышение требований к качеству и оперативности экспресс-анализа процессов движения в атмосфере планет СА АМС приводит к необходимости создания автоматизированной системы обработки телеметрических данных. Центральную роль в данной системе играет баллистико-алгоритмическое обеспечение, основу которого составляют идентификационные алгоритмы, позволяющие по результатам фиксируемых входных и выходных воздействий определять неизвестные параметры динамической системы «внешняя среда - СА». Особенностью алгоритмического обеспечения, обусловленной априорной неопределенностью информации о внешней среде, в которой протекает процесс спуска, является одновременное решение задачи восстановления основных характеристик объекта, траекторных параметров и параметров атмосферы планеты.

Первичной является задача определения вектора состояния в любой момент времени, которая позволяет осуществить: контроль движения центра масс СА и (или) его ориентации, а также, при необходимости, реализацию наведения на приемник аппаратуры передатчика. Так как построить математическую модель движения СА полностью адекватную реальному полету в принципе невозможно, то и определение абсолютно достоверного значения вектора состояния по априорной информации становится проблематичным. Это делает необходимым ориентироваться на использование информации о движении СА, получаемой от информационно-измерительных систем. Поэтому наличие на борту СА минимально необходимого состава измерительных средств является необходимым условием его нормального функционирования. Однако, как известно, результаты измерений подвержены действию методических и инструментальных погрешностей, которые имеют случайный характер. Данное обстоятельство выдвигает задачу их статистической обработки методами оптимального оценивания (фильтрации).

М Г Т У
им. Н. С. Губкина
БИС 02.ЕВН

8058508155

Для решения задачи фильтрации переменных состояния целесообразно использовать рекуррентные методы обработки, требующие запоминания на каждом шаге оценивания относительно небольшого объема данных. В настоящее время наиболее широкое применение нашли линейные методы рекуррентного оценивания.

При совместном оценивании состояния и параметров системы будем полагать, что допустима линеаризация модели исследуемого процесса относительно номинального состояния, кроме этого, допустимо предположение об ее стационарности на интервале идентификации.

В настоящей работе в качестве объекта рассматривается СА сегментально-конической формы. Выбор формы аппарата малого удлинения связан с необходимостью иметь большое сопротивление для его торможения, приемлемое аэродинамическое качество для управления спуском и уменьшения действующих перегрузок, незначительных (за исключением лобового щита) и изменяющихся во времени тепловых нагрузок.

При моделировании реального движения СА наибольшие трудности связаны с точным определением аэродинамического качества, особенно в условиях прохождения с гиперзвуковыми скоростями плотных слоев атмосферы и протекания физико-химических процессов за ударной волной перед СА. На балансировочных углах атаки требуется обеспечить точное определение достаточно малой по величине подъемной (а тем более поперечной) силы при значительной продольной, а, следовательно, и их идентификацию.

Перечисленные проблемы могут иметь решение лишь при совокупном оценивании текущего вектора состояния, идентификации параметров СА, и внешних возмущений. При этом желательно применение одного и того же универсального подхода. Таким подходом может служить теория калмановской фильтрации. Применительно к объектам обсуждаемого типа и особенностям их движения в условиях высокого уровня неустраняемой априорной неопределенности информации о состоянии внешней среды, переход от общетеоретических вопросов к конкретным алгоритмам, в том числе допускающим бортовую инструментовку, представляет собой достаточно сложную научно-техническую задачу, не получившую исчерпывающего обсуждения в ранее выполненных исследованиях других авторов. Изложенное дает основание считать, что тема диссертации, посвященная решению сформулированной задачи, является актуальной, как не решенной ранее и определяемой запросами практики реализации межпланетных полетов.

Научная новизна. Научная новизна предлагаемого подхода заключается в разработке алгоритма идентификации параметров СА и внешней среды на единой базе калмановской фильтрации; в реализации возможности использования в разработанных моделях как элементов матрицы направляющих косинусов, записанной через углы Эйлера, так и параметров Родрига-Гамильтона, являющихся параметрами кватерниона для описания углового движения СА; в записи уравнений динамики возмущенной стохастической в функции высоты полета атмосферы с использованием метода

формирующего фильтра; создании алгоритмов и пакета программ, позволяющих моделировать указанные процессы.

Цель и задачи исследования. Основной целью диссертации является разработка алгоритмов и программного обеспечения процесса идентификации параметров СА при движении в среде с априори неопределенными характеристиками. Сопутствующие задачи, определяющие достижение указанной основной цели формулируются следующим образом:

- исследование «особенностей», возникающих при вычислительной инструментровке математического моделирования движения СА в атмосферах планет и поиск путей их исключения;
- разработка математических моделей возмущающего воздействия факторов внешней среды при решении идентификационных задач;
- тестовая отработка предложенных алгоритмов на модельных задачах, связанных с идентификацией параметров СА и внешней среды при спуске аппарата в атмосфере Марса.

Методы исследования. В работе используются методы теории обыкновенных дифференциальных уравнений, теории фильтрации, линейной алгебры, математической статистики, методы космической баллистики.

При выводе уравнений движения применяются кватернионы. Уравнения возмущенной атмосферы записываются с применением метода формирующего фильтра. Процедура идентификации параметров СА и внешней среды строится на основе применения рекуррентной схемы калмановской фильтрации в качестве универсального алгоритма оценивания вектора состояния и параметров СА.

Практическая ценность. Практическое значение полученных результатов заключается в разработке методического и программного обеспечения экспресс-анализа процессов движения СА в атмосферах планет. Разработанные алгоритмы и программное обеспечение позволяют решать следующие задачи:

- осуществить одновременное оценивание (оптимальное в смысле калмановской фильтрации) вектора состояния и идентификацию параметров СА при движении в атмосфере с априори неопределенными параметрами;
- получить устойчивое решение при моделировании движения СА в рамках задачи идентификации его параметров за счет выбора рациональной структуры модели движения, не допускающей возникновения "особенностей", связанных с вычислительными аспектами появления разрывных функций; шага интегрирования, согласованного с "шагом идентификации"; задания начальных значений ковариационной матрицы шумов измерений, удовлетворяющих требуемой точности моделирования;
- смоделировать процесс турбулизации атмосферы в функции высоты полета.

Предлагаемые алгоритмы и программное обеспечение допускают дальнейшее развитие, как в смысле увеличения числа идентифицируемых параметров, так и в смысле дальнейшего повышения вычислительной эффективности (например, с помощью использования более эффективных алгоритмов численного интегрирования, обращения матриц и т. д.).

Полученные результаты можно использовать при создании программного обеспечения БЦВМ перспективных СА АМС. Они нашли применение при выполнении ряда научно-исследовательских работ, проводимых в рамках программы госбюджетных исследований, а также хозяйственных работ, выполненных по заданиям промышленности: НИР по теме СМ542 "Аэродинамическое проектирование и баллистико-навигационное обеспечение спуска в атмосфере посадочных аппаратов и автоматических станций для исследования планет Солнечной системы", 1995г., НИР "Базис", являющейся составной частью НИР "Моделирование" ("Математическое моделирование движения СА в атмосферах планет с априори неопределенными характеристиками", этап 2,8, 1997г.), проводимой по заказу Российского космического агентства (РКА). Пакеты прикладных программ для ПЭВМ, совместимых с IBM/PC использованы в учебном процессе кафедры Баллистики и аэродинамики МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Достоверность. Достоверность полученных результатов подтверждается:

- 1) использованием строгих математических методов;
- 2) сравнением результатов с имеющимися данными телеметрии, полученными в процессе успешных полетов отечественных марсианских аппаратов;
- 3) численным моделированием, результаты которого хорошо согласуются с ранее полученными отдельными результатами других авторов.

Апробация работы. Результаты работы докладывались на XX Гагаринских чтениях, на Научных чтениях, посвященных творческому наследию Н. Е. Жуковского (к 150-летию со дня рождения) и на XXIII Гагаринских чтениях. Они неоднократно обсуждались на научных семинарах кафедры.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 3 печатных работы.

Содержание работы

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы, включающего 75 наименований и приложения, в которое вынесены листинги программ и результатов, блок-схемы программ всего на 175 стр. машинописного текста.

Предметом первой главы является исследование особенностей математического моделирования движения СА в атмосфере планет при решении идентификационных задач. Во второй главе разрабатываются математические модели идентификационных задач, учитывающих влияние факторов внешней среды. Третья глава посвящена применению рекуррентных методов оценивания при разработке алгоритмов идентификации. В 4 главы рассматриваются вычислительные аспекты реализации алгоритмов идентификации на базе фильтра Калмана.

Корректность исследования пространственного движения СА во многом зависит от выбранной схемы представления соответствующей модели и систем координат, используемых для описания движения. Данное обстоятельство объясняется сложностью достоверного представления сил и моментов, действующих на СА. Рассматриваются следующие способы математического описания движения: каноническая математическая модель движения СА с уравнениями связи углов в виде матриц направляющих косинусов, математическая модель с коррекцией матрицы направляющих

косинусов и изменением ориентации осей базовой системы координат; математическая модель движения СА в кватернионной форме.

При решении идентификационных задач необходимо знать значения углов тангажа, рыскания и крена аппарата. Интегрирование и расчет углов для моделей, описывающих угловое движение СА на основе матриц направляющих косинусов, приводит к вырождению модели при приближении значений угла тангажа к 90° . Это явление, не связанное с реальными физическими ограничениями, обусловливается инструментальными погрешностями накопленной ошибки вычислений. В результате появляется неоднозначность определения углового положения СА, при котором одному и тому же положению аппарата могут быть приписаны разные пары значений углов рыскания и крена.

Использование такого типа моделей в задачах идентификации характеристик СА приводит к разрыву значений функций оцениваемых параметров в точке вырождения (т. е. к появлению «особенности»).

Кроме того, при интегрировании на ЭВМ системы с использованием элементов матрицы направляющих косинусов вследствие наличия накопленной ошибки вычислений оказывается нарушенным правило ортонормированности базиса.

После выявления «особенности» канонической математической модели движения с уравнениями связи углов в виде матрицы направляющих косинусов предлагаются иные способы решения данной задачи: применение метода коррекции матрицы направляющих косинусов и изменение ориентации осей базовой системы координат; применение кватернионов в качестве одного из невырождающихся кинематических параметров.

При использовании изменения ориентации осей происходит скачкообразное изменение значений углов, что недопустимо для решения идентификационных задач. Поэтому данный способ обхода «особенности» не применяется при идентификации параметров СА.

При коррекции матрицы направляющих косинусов с целью ее ортонормированности и исключения «особенности» получаем громоздкий и сложный вычислительный алгоритм, несущий в себе неустранимую существенную ошибку вычислений, что ограничивает практическую применимость метода.

Использование кватернионов дает удобный аппарат линейных преобразований для описания вращательного движения СА. Предлагается применять при решении идентификационных задач параметры Родрига-Гамильтона, являющиеся параметрами кватерниона. Соответствующие параметры выбираются из условия их устойчивости к вырождению и на основании существования однозначной связи между кватернионной матрицей и матрицей направляющих косинусов. Показывается, что при применении параметров Родрига-Гамильтона возникает и сопутствующий эффект, заключающийся в сокращении времени счета. Правда, данное преимущество достигается только в том случае, когда не возникает необходимости обратного пересчета параметров кватерниона к углам Эйлера-Крылова. Учитывая, что шаг идентификации превосходит шаг интегрирования системы, повышение быстродействия оказы-

вается существенным фактором при решении идентификационных задач, особенно при оперативном управлении движением СА.

Приводится каноническая математическая модель движения с уравнениями связи углов в виде матрицы направляющих косинусов и рассматриваются ее «особенности».

При записи математической модели принимаются следующие допущения:

1) СА является твердым телом с медленно меняющимися массово-инерционными и геометрическими характеристиками;

2) вращение планеты относительно ее оси на участке спуска не учитывается;

3) атмосфера планеты принимается в форме действующей модели.

Движение СА рассматривается в инерциальных системах координат, начало которых помещается в центр планеты. Исходные динамические уравнения СА записываются в проекциях на оси декартовой опорной системы координат, с началом, помещенным в номинальный центр масс, направления осей совпадают с направлениями главных осей инерции симметричного СА. Преимуществом связанной системы координат является возможность наиболее простого учета эффектов массово-инерционных асимметрий и асимметрий формы. Кроме того, появляется возможность вести расчет аэродинамических сил и моментов с использованием коэффициентов, полученных для номинального (симметричного по форме) СА без учета смещения центра масс относительно опорной точки и поворота главных осей инерции относительно осей опорной системы координат (без учета статической и динамической неуровненностей). Эффекты аэродинамических асимметрий учитываются в виде дополнительных составляющих сил и моментов, записанных непосредственно в проекциях на оси опорной системы координат.

При выводе динамических уравнений, отнесенных к опорной системе координат, используется энергетический метод.

Выражение кинетической энергии СА, как твердого тела имеет вид

$$T = 0.5mV_0^2 + mV_0(\omega \times \rho) + 0.5I^{(0)}\omega, \quad (1)$$

где m - масса СА;

$I^{(0)}$ - тензор инерции СА относительно особой точки;

ρ - радиус-вектор центра масс относительно опорной точки;

V, ω - соответственно векторы поступательной и вращательной скоростей СА относительно инерциальной системы координат. Индекс "0" обозначает, что параметры относятся к опорной точке.

Используется форма Эйлера-Лагранжа для представления исходных динамических уравнений движения СА, имеющих массово-инерционные асимметрии в виде

$$\frac{d}{dt} \text{grad}_{V_0} T + \text{grad}_{V_0} T = \sum_j F_j, \quad (2)$$

$$\frac{d}{dt} \text{grad}_{\omega} T + \omega \times \text{grad}_{\omega} T + V_0 \times \text{grad}_{V_0} T = \sum_j M_j^0, \quad (3)$$

где $\sum_j F_j$, $\sum_j M_j^0$ - соответственно главный вектор и главный момент внешних сил относительно опорной точки.

Динамическое уравнение углового движения для центральных строительных осей имеет вид

$$\dot{\omega} = -I^{-1} \omega \times I \omega + I^{-1} M^E,$$

$$\text{где } I = \frac{1}{\Delta} \begin{pmatrix} I_y I_z - I_{yz}^2 & I_z I_{xy} + I_{xz} I_{yz} & I_y I_{xz} + I_{xy} I_{yz} \\ I_z I_{xy} + I_{xz} I_{yz} & I_x I_z - I_{xz}^2 & I_x I_{yz} + I_{xz} I_{xy} \\ I_y I_{xz} + I_{xy} I_{yz} & I_x I_{yz} + I_{xz} I_{xy} & I_x I_y - I_{xy}^2 \end{pmatrix},$$

$$\Delta = \det = I_x I_y I_z - I_x I_{yz}^2 - I_y I_{xz}^2 - I_z I_{xy}^2 - 2 I_{xy} I_{xz} I_{yz}$$

При выводе кинематических уравнений вращательного движения используется следующая последовательность поворотов углов Эйлера: первый поворот выполняется на угол рыскания; второй на угол тангажа; третий на угол крена.

Получены выражения поправочных членов, позволяющие сохранять правило ортогональности осей. Показан способ поворота осей. Показано, что обсуждаемый подход приводит к существенному усложнению алгоритма.

Для данной последовательности поворотов выражения для параметров Родрига-Гамильтона записываются в форме

$$\begin{aligned} \lambda_0 &= \cos \frac{\Psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} \cos \frac{\gamma}{2} - \sin \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\Psi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \\ \lambda_1 &= \sin \frac{\gamma}{2} \cos \frac{\Psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} + \sin \frac{\Psi}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \cos \frac{\gamma}{2} \\ \lambda_2 &= \sin \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\vartheta}{2} \cos \frac{\Psi}{2} + \sin \frac{\Psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} \cos \frac{\gamma}{2} \\ \lambda_3 &= \sin \frac{\vartheta}{2} \cos \frac{\Psi}{2} \cos \frac{\gamma}{2} - \sin \frac{\gamma}{2} \sin \frac{\Psi}{2} \cos \frac{\vartheta}{2} \end{aligned} \quad (4)$$

Возможность применения кватернионов вместо элементов матрицы направляющих косинусов определяется однозначной связью между матрицей направляющих косинусов и матрицей ориентации:

$$G = \begin{bmatrix} \lambda_0^2 + \lambda_1^2 - \lambda_2^2 - \lambda_3^2 & 2(\lambda_0 \lambda_3 + \lambda_1 \lambda_2) & 2(-\lambda_0 \lambda_2 + \lambda_1 \lambda_3) \\ 2(-\lambda_0 \lambda_3 + \lambda_1 \lambda_2) & \lambda_0^2 + \lambda_2^2 - \lambda_1^2 - \lambda_3^2 & 2(\lambda_0 \lambda_1 + \lambda_2 \lambda_3) \\ 2(\lambda_0 \lambda_2 + \lambda_1 \lambda_3) & 2(-\lambda_0 \lambda_1 + \lambda_2 \lambda_3) & \lambda_0^2 + \lambda_3^2 - \lambda_1^2 - \lambda_2^2 \end{bmatrix}$$

Кинематические уравнения вращательного движения в кватернионной форме

$$\dot{\Lambda} = 0,5 \omega \Lambda \quad (5)$$

или покомпонентно

$$\begin{bmatrix} \dot{\lambda}_0 \\ \dot{\lambda}_1 \\ \dot{\lambda}_2 \\ \dot{\lambda}_3 \end{bmatrix} = 0.5 \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \lambda_0 \\ \lambda_1 \\ \lambda_2 \\ \lambda_3 \end{bmatrix} = 0.5 \begin{bmatrix} -\omega_x \lambda_1 - \omega_y \lambda_2 - \omega_z \lambda_3 \\ \omega_x \lambda_0 + \omega_z \lambda_2 - \omega_y \lambda_3 \\ \omega_y \lambda_0 - \omega_z \lambda_1 + \omega_x \lambda_3 \\ \omega_z \lambda_0 + \omega_y \lambda_1 - \omega_x \lambda_2 \end{bmatrix} \quad (6)$$

При использовании кватернионов необходимо следить за нормой кватерниона $\Lambda \circ \bar{\Lambda} = \bar{\Lambda} \circ \Lambda = \|\Lambda\| = 1$ - норма кватерниона, где $\bar{\Lambda}$ - сопряженный кватернион (отличается от исходного лишь знаком векторной части).

В результате вычислений происходит уход нормы. Уход нормы нежелателен, т. к. он приводит к переполнению разрядной сетки ЭВМ и в пределе к вырождению решения в 0. Автоматическая коррекция нормы должна осуществляться путем внесения в дифференциальное уравнение дополнительного слагаемого

$$\dot{\Lambda} = \chi(1 - \bar{\Lambda}\Lambda)\Lambda + 0.5\omega\Lambda, \quad (7)$$

где χ - поправочный множитель.

В правые части системы нелинейных дифференциальных уравнений, описывающей движение СА в плотных слоях атмосферы, входят члены, зависящие от параметров атмосферы. В качестве этих параметров фигурируют составляющие вектора скорости ветра, плотность и температура.

При посадках на планеты с мало изученными свойствами атмосферы возникает задача идентификации параметров возмущенной атмосферы. Для решения идентификационных задач выбор метода описания флуктуаций параметров атмосферы обуславливается необходимостью получения уравнений, в виде, структурно соответствующем уравнениям движения СА. Только в этом случае к полученной системе дифференциальных уравнений может быть применена теория калмановской фильтрации. **Указанному требованию отвечает метод формирующих фильтров, который выбран для описания флуктуаций состояния и параметров атмосферы.**

Выводятся дифференциальные уравнения возмущенной атмосферы, особенно-стью которых является их запись в функции высоты полета.

В результате получили 5 дифференциальных уравнений формирующего фильтра, описывающего динамику стохастического состояния турбулентной атмосферы. Для температуры и плотности дифференциальные уравнения имеют идентичный вид; они отличаются только значениями коэффициентов

$$\begin{aligned} \frac{d\phi(h)}{dh} + \frac{a_0}{a_1}\phi(h) &= \frac{b_0}{a_1}v; \\ \frac{dV_t}{dh} + \frac{1}{L}V_t &= \frac{2\sigma_v}{\sqrt{L}}v; \\ \frac{dV_1}{dh} &= -c_1V_1 - c_2V_n + k_3(b - c_1)v; \\ \frac{dV_n}{dh} &= V_1 + k_3v, \end{aligned} \quad (8)$$

где a_0 , b_0 , a_1 - коэффициенты, связывающие флуктуации плотности (температуры) воздуха с белым шумом;

L - масштаб турбулентности; V_t , V_n - продольная и поперечная флуктуирующие составляющие скорости ветра;

σ_v - среднее значение квадрата (дисперсии) любой компоненты скорости турбулентного движения воздуха;

$$c_1 = \frac{2}{L}; \quad c_2 = \frac{1}{L^2}; \quad b = \frac{\sqrt{3}}{3L}; \quad k_3 = \sigma_v \sqrt{\frac{6}{L}}$$

При статистическом описании поля скоростей ветра принимаются следующие стандартные допущения:

1) поле скоростей ветра на определенных участках турбулентной атмосферы является однородным и изотропным;

2) для СА поле скоростей ветра является "замороженным", т. е. не меняется со временем (гипотеза Тейлора).

Указанные исходные предпосылки привели к возможности алгоритмизации исследования влияния возмущенной атмосферы на движение СА. Первым шагом здесь является численное моделирование белого шума. В данной работе применяется следующий алгоритм моделирования белого шума: сначала при помощи алгоритма Парка-Миллера генерируется последовательность равномерно распределенных псевдослучайных чисел (используется готовая программная реализация алгоритма на языке Fortran из библиотеки стандартных подпрограмм Numerical Recipes in Fortran); на втором этапе на основе полученной последовательности псевдослучайных чисел с равномерным распределением методом принятия/отказа Киндермана и Рамажа генерируется последовательность нормально распределенных псевдослучайных чисел.

В связи с тем, что "жесткость" полученных дифференциальных уравнений, описывающих возмущения атмосферы, сильно отличается от уравнений движения СА, рационально проводить моделирование возмущенной атмосферы отдельно от моделирования движения СА с последующей функциональной аппроксимацией рассчитанных значений параметров атмосферы. Такой подход допустим из-за независимости атмосферных возмущений от движения СА.

Согласование результатов и уточнение исходных статистических характеристик атмосферной турбулентности, плотности и температуры планеты Марс осуществляется с использованием экспериментальных данных, полученных при проведении экспедиций посещения указанной планеты.

После получения данных моделирования движения СА и моделирования внешних возмущений переходим к решению задачи оценивания вектора состояния системы и параметров как СА, так и внешней среды.

Рассматривается идентификационный алгоритм, позволяющий по результатам фиксируемых входных и выходных воздействий определить (идентифицировать) неизвестные параметры динамической системы "внешняя среда - СА". Математическая модель движения СА в атмосфере задана.

Входными являются параметры, характеризующие состояние атмосферы и заданная (для управляемых параметров) программная функция управления, которая заранее закладывается на борт. Выходными (измеряемыми) параметрами являются компоненты вектора состояния (например, угловые скорости и перегрузки). Идентифицируемыми (непосредственно неизмеряемыми) переменными выступают значения вектора фазового состояния; элементы матрицы состояния; вектор аэродинамических коэффициентов; изменяющиеся в процессе полета моменты инерции СА.

Согласно классификации и определению в основе идентификационных алгоритмов лежит подход, предполагающий использование настраиваемой модели той или иной структуры, параметры которой могут меняться. Режим работы идентификационного алгоритма, при котором средние потери минимизируются, в определенном смысле эквивалентен процедурам рекуррентной обработки измерений, сводящимся к методу фильтра Калмана. Следовательно, имеется возможность построения единого алгоритма оценивания и идентификации, отвечающего исходной постановке задачи.

На каждом шаге (периоде) идентификации комбинация фильтра Калмана для системы и линейной аппроксимации используется при обработке телеметрических данных (при проведении экспресс-анализа) или данных летных испытаний (при послеполетной обработке данных).

Из множества методов идентификации динамической модели СА при помощи данных летных испытаний наиболее эффективен предлагаемый вариант комплексного использования фильтра Калмана. Он состоит из двух шагов. На первом шаге при помощи фильтра Калмана для системы обрабатываются данные летных испытаний, "загрязненные" моделируемым фазированным шумом. В результате находятся оценки параметров состояния. На втором шаге по полученным оценкам состояния аэродинамические параметры или моменты инерции СА идентифицируются методом итераций с использованием фильтра Калмана для системы параметров, либо градиентного метода.

Структура рассматриваемой задачи в рамках послеполетного анализа, таким образом, предполагает использование при оценке параметров траектории входа в атмосферу аппарата при наличии данных летных испытаний. Эти данные численно моделируются с использованием полученных моделей движения.

Однако теория калмановской фильтрации не может быть непосредственно применена к системе уравнений, описывающих движение входящего в атмосферу СА, из-за их нелинейности. Поэтому необходимым шагом является линеаризация исходной математической модели системы. Линеаризация производится по методу Тейлора в окрестности базового значения (модифицированный фильтр Калмана).

Приводятся аналитические зависимости для вычисления основной матрицы фильтра Калмана, полученной с учетом линеаризации исходных уравнений движения. В программе имеется возможность вычислять основную матрицу как аналитически, так и численно. У этих способов есть как положительные, так и отрицательные стороны. При аналитической форме повышается точность. Но этот подход обладает более высокой трудоемкостью, а также тем недостатком, что если требуется обеспечить

изменение вектора состояния, то придется перекомпилировать программу и заново провести её отладку, что нежелательно, т. к. она теряет свою универсальность.

При построении программы идентификации пользователю предоставляется возможность выбора непрерывной или дискретной формы записей. Необходимость дискретизации возникает из-за использования ЭВМ, являющейся дискретным устройством. Поскольку сама процедура дискретизации известна, для проверки работоспособности фильтра Калмана в нашем случае можно ограничиться исследованием моделей непрерывного типа.

Рассматривается возможность расширения вектора идентифицируемых параметров СА за счет включения в него моментов инерции. Получены аналитические выражения для матриц фильтра Калмана. Замечания приведенные по поводу способа нахождения основной матрицы для параметров состояния аналогичны и для вектора идентифицируемых параметров. Фильтр Калмана применяется и для идентификации возмущений параметров внешней среды, уравнения которых записаны с использованием метода формирующего фильтра.

Численное моделирование процесса оценивания вектора состояния на базе метода калмановской фильтрации включает в себя следующие этапы: интегрирование нелинейных дифференциальных уравнений, описывающих истинную, номинальную (или базовую) траекторию; моделирование измерений, осуществляющееся путем представления их в качестве функций истинного состояния, на которые накладываются смещения (из-за разности во времени при поступлении сигнала и при его обработке) и шум; моделирование реальной траектории, заключающееся в прибавлении к значениям траекторных параметров, полученных при моделировании номинальной (базовой) траектории, случайной ошибки.

Проведенное экспериментальное численное исследование зависимости допустимого шага интегрирования от начальных условий (начальной скорости входа и угла наклона траектории) показало наличие ограничения на шаг сверху и снизу. Верхняя граница обусловлена требованиями устойчивости применяемого алгоритма численного интегрирования системы дифференциальных уравнений, при попадании на верхнюю границу реальный процесс становится колебательным. Наличие ограничения на шаг снизу определяется наличием ошибок округления в процессе численного моделирования. При попадании шага интегрирования на нижнюю границу проявляется явление "зависания" СА (координаты аппарата не изменяются при ненулевой скорости).

Для снятия высокочастотной составляющей шума после интегрирования системы (перед фильтрацией) используется пятиточечная линейная аппроксимация.

Шаг идентификации выбирается из условия применимости вариационных методов для получения переходных матриц, используемых в фильтре Калмана, и возможности получения измерений. В рамках решения поставленной задачи он выбран равным $h_{\text{идент}} = 2 \text{ с}$.

При использовании численных методов расчетов матриц в фильтре Калмана получили увеличение скорости счета до 12%, что является реальным доказательством преимущества численного метода. Для данной модели движения и оценивания

вектора состояния найдены значения ковариационных матриц, позволяющие получить погрешность идентификации не более 15%.

При написании программы предусмотрена возможность увеличения вектора идентифицируемых параметров и идентификация не только аэродинамических коэффициентов, но и моментов инерции СА.

На основе разработанных алгоритмов составлена программа на языке Fortran 77. Вычисления проводились на персональном компьютере с процессором Pentium 75 МГц, оснащенном 24 Мб оперативной памятью в среде операционной системы LINUX 1.2.73 с использованием компилятора GNU Fortran. Результаты расчетов обрабатывались в среде пакета Matlab 4.01, который использовался для построения графиков и сравнения результатов расчетов. Расчет происходит практически в реальном времени.

Тестирование алгоритмов и разработанного пакета программ проводилось на примере посадки спускаемого аппарата в атмосфере Марса. Моделирование движения начинается после отстрела парашюта на высоте 20 км. В качестве основного метода интегрирования принят метод Рунге-Кутты 4-го порядка. Показана необходимость использования методов интегрирования с постоянным шагом для решения данной задачи. Применение фильтра Калмана в качестве единого идентификационного алгоритма позволяет достаточно просто с точки зрения программирования реализовать предложенный метод. Данный результат является приемлемым для решения задачи идентификации при движении СА в плотных слоях атмосферы.

В качестве иллюстраций проведенных численных исследований на рис. 1 приведен график изменения скорости по времени при значении шага интегрирования, близкого к максимальному значению. На рис. 2 приведены данные по численному "зависанию" (интервал 300-400с) аппарата, связанному с малым значением шага интегрирования. На рис. 3 приведен график фильтрации высоты спуска по времени (значения отмечены крестиком) относительно номинальных значений. На рис. 4 приведены данные идентификации $C_x(t)$.

Основные результаты диссертации

1. Разработана математическая модель движения СА, основанная на использовании матрицы направляющих косинусов, записанной через углы Эйлера-Крылова, рассмотрены способы обхода "особенности", сводящейся к вырождению решения при угле тангажа, равного 90° . Для решения возникшей проблемы применен метод коррекции матрицы направляющих косинусов. Получены выражения поправочных членов, позволяющие сохранять правило ортогональности осей. Из-за громозкости полученных выражений метод не рекомендован для практической реализации. В качестве альтернативного способа предлагается осуществить запись уравнений движения с использованием кватернионов.

2. Получена математическая модель движения СА в кватернионной форме. Недостатком применения параметров Родрига-Гамильтона является необходимость корректировки нормы кватерниона. При использовании матрицы ориентации в

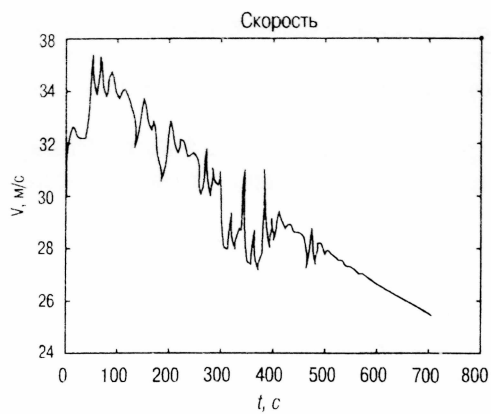


Рис. 1

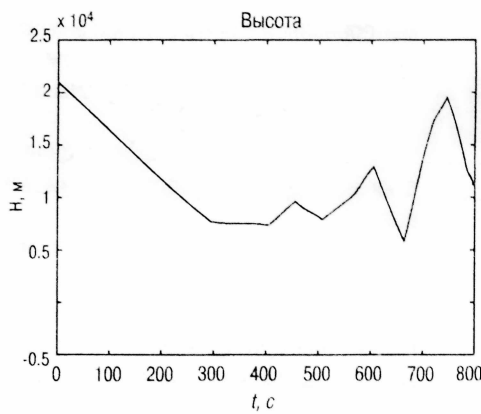


Рис. 2

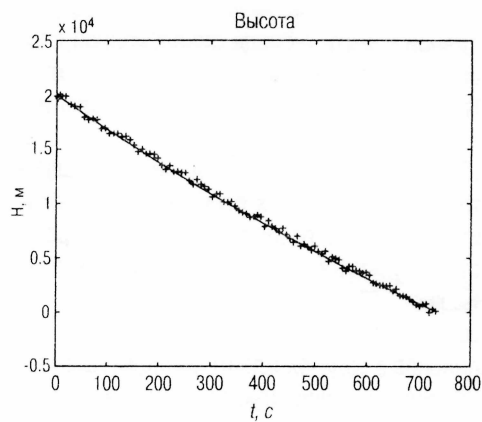


Рис. 3

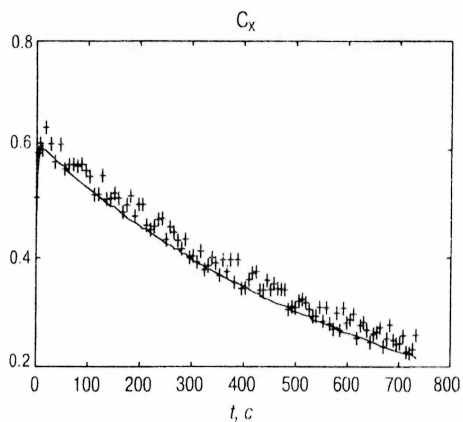


Рис. 4

кватернионной форме получен значительный выигрыш во времени счета (до 10%). Но этот выигрыш в скорости незначителен при дальнейшем пересчете кватернионов в углы, необходимом для обеспечения наглядности полученных результатов (выигрыш до 3-4%).

3. Выведены дифференциальные уравнения формирующего фильтра, описывающие флуктуации термодинамических параметров атмосферы в функции высоты полета.

4. Согласование результатов и уточнение исходных статистических характеристик турбулентности среды, изменений по высоте плотности и температуры атмосферы планеты Марс осуществлено с использованием экспериментальных данных, полученных при проведении экспедиций посещения указанной планеты. Полученные результаты имеют отклонения от принятой инженерной модели "Марс-94" не более 30%.

5. Разработан единый алгоритм оценивания вектора состояния и идентификации параметров СА на базе метода калмановской фильтрации.

6. Установлено, что предпочтительнее производить расчет элементов основных матриц в фильтрах Калмана численно. Аналитический способ обладает повышенной трудоемкостью и полностью исключает возможность практической реализации принципа универсальности программирования.

7. На основе разработанных алгоритмов составлена программа на языке Fortran 77. Вычисления проводились на персональном компьютере с процессором Pentium 75 МГц, оснащенном 24 Мб оперативной памяти в среде операционной системы LINUX 1.2.73 с использованием компилятора GNU Fortran. Результаты расчетов обрабатывались в среде пакета Matlab 4.01. Время счета практически эквивалентно реальному времени.

8. Приведены рекомендации по выбору шага интегрирования, показано влияние значений ковариационных матриц на точность получаемых результатов. Использование фильтра Калмана в качестве единого алгоритма позволило сократить время счета при получении приемлемых по точности результатов. По всем переменным значение погрешности идентификации не превышают 15%.

Основные результаты диссертации опубликованы в следующих работах:

1. Фатеева С. А. О применении кватернионов в задачах идентификации характеристик летательного аппарата. - /Научные чтения, посвященные творческому наследию Н. Е. Жуковского. Тез. докл. - М.: ВВИА им.Н.Е.Жуковского, 1997. - С.8.

2. Фатеева С. А. Разработка алгоритмов идентификации параметров внешней среды при спуске посадочного аппарата в атмосферах планет. - /XXIII Гагаринские чтения. Тез. докл. ч.4 - М.: РГТУ-МАТИ, 1997. - С.73-74.

3. Фатеева С. А. Разработка алгоритмов идентификации параметров спускаемого аппарата в атмосферах планет. - /XX Гагаринские чтения. Тез. докл. - М.: РГТУ-МАТИ, 1994. - С.77.

1338508

Подписано к печати 19.05.98 г. Зак. 93

Тир. 50 объем 1.0 л.л.

Типография МГТУ. 107005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., 5

