

На правах рукописи



АЛЬХАФ М. Надер

**РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОГО
ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ ДВИЖЕНИЯ И
ХАРАКТЕРИСТИК АППАРАТОВ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ТИПА
ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ**

Специальности

- 05.07.09- Динамика, баллистика и управление движением летательных аппаратов.
- 05.07.07- Контроль и испытания летательных аппаратов и их систем.

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва – 2005

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

Научный руководитель: Заслуженный деятель науки РФ,
доктор технических наук, профессор
Лысенко Лев Николаевич

Официальные оппоненты: Доктор технических наук, профессор
Бетанов Владимир Вадимович

Доктор технических наук, профессор
Горбатенко Станислав Алексеевич

Ведущая организация: Балтийский государственный технический
университет „Военмех”.

Защита состоится «_____» _____ 2005 г. В _____ часов
на заседании диссертационного совета в Московском государственном тех-
ническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу:
105005, г. Москва, 2-ая Бауманская, д. 5.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана.

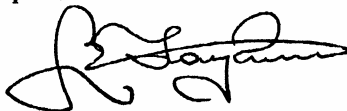
Автореферат разослан «_____» _____ 2005 г.

Ваш отзыв в 1-м экземпляре, заверенный гербовой печатью, просьба
направлять по адресу:

105005, г. Москва, 2-ая Бауманская, 5, МГТУ им. Н.Э. Баумана.
диссертационный совет ДС.212.008.01

Ученый секретарь диссертационного совета

д.т. н. профессор



Калугин В.Т.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Летные испытания являются завершающим, наиболее ответственным этапом экспериментальной отработки летательных аппаратов (ЛА). В процессе летных испытаний (ЛИ) проверяется правильность функционирования отдельных систем и всего ЛА в целом, исследуется его работоспособность, раскрываются и устраняются наиболее вероятные причины возможных отказов или неисправностей.

При решении этих задач возникает ряд трудностей, связанных с тем, что статистический материал, полученный в процессе летных испытаний вследствие проведения ограниченного количества экспериментов и измерений в условиях их осуществления невелик по объему и неоднороден по составу.

Указанные обстоятельства ограничивают возможность определения вероятностных характеристик испытуемых объектов классическими статистическими методами и требуют разработки комбинированных методов, учитывающих априорную информацию, накопленную в процессе предшествующих испытаний и теоретических расчетов.

Достоверность этой априорной информации зависит от точности принятой при исследованиях математической модели. Получить же точное математическое описание только теоретическим путем из-за большой технической сложности современных ЛА весьма сложно. Поэтому на протяжении всего процесса экспериментальной отработки отдельных элементов, систем и ЛА в целом проводятся исследования по уточнению его математической модели. Это особенно важно при отработке функционирования систем ЛА в динамически сложных режимах движения.

В частности, к числу актуальных проблем динамики полета вращающихся относительно продольной оси ЛА относится предотвращение негативного влияния возникновения резонансных режимов движения, либо (значительно реже) целенаправленное использование этого явления для организации определенного вида углового движения (в частности, «лунного движения»).

Круг рассматриваемого типа ЛА весьма широк и варьируется от поражающих элементов касетных боевых частей до вращающихся «скоростных» головных частей (ГЧ) баллистических ракет.

К этому же типу ЛА относятся и многие артиллерийские управляемые и корректируемые снаряды.

Малая асимметрия формы, реально всегда присутствующая из-за технологических погрешностей изготовления аппарата, а также вызываемая обгаром теплозащитного покрытия, уносом его массы при высоких скоростях движения ГЧ в атмосфере, сопровождаемая появляющейся малой асимметрией в распределении массы, вызывают в совокупности появление малых дополнительных моментов, обуславливающих изменение положения оси динамического равновесия по сравнению с положением оси, соответствующим идеальной конструкции.

Поэтому проблема повышения достоверности оценивания характеристик ЛА и/или параметров движения по результатам летных испытаний является **актуальной**.

Содержание задач анализа определяется интересами оценки адекватности расчетных математических моделей и реализуемых вычислительных схем, в частности, схем рекуррентного оценивания, реальным условиям и предполагает всестороннее исследование рациональных моделей и алгоритмов определения характеристик состояния ЛА с учетом внешних условий полета, а также последующее оценивание ЛТХ по результатам ЛИ.

Цель и задачи диссертационной работы. Цель работы заключается в повышении достоверности и сокращении сроков отработки алгоритмического обеспечения процедур оценивания и идентификации параметров состояния и характеристик ЛА методом калмановской фильтрации на этапе летных испытаний при движении в атмосфере с априори неопределенными параметрами.

Для достижения поставленной цели необходимо было решить следующую совокупность частных задач:

1. Осуществить разработку адекватной математической модели движения ЛА, структура уравнений которой должна исключать возможность вырождения решения за счет появления особых точек (деления на ноль или стремления к бесконечности соответствующих тригонометрических функций).
2. Разработать методику синтеза алгоритмов и процедур моделирования влияния факторов внешней среды и формирования ошибок измерений с заданными свойствами.
3. Проанализировать возможные пути применения рекуррентных методов при разработке алгоритмов идентификации параметров и оценивании характеристик движения ЛА.
4. Разработать конкретные алгоритмы реализации вычислительных процедур рекуррентной фильтрации для оценивания движения ЛА в динамически сложных условиях, в частности в условиях прогнозируемого возникновения явления параметрического резонанса.
5. Выполнить тестирование созданного программно-алгоритмического обеспечения на гипотетических примерах, близких по характеру реальным условиям летного эксперимента.

Методы исследования. В диссертационной работе основу исследования составляют теория случайных процессов, методы теории линейных систем, дифференциальных уравнений, теории вероятностей, теории статистического оценивания и идентификации, а также баллистика летательных аппаратов.

Научная новизна диссертации усматривается в следующем:

1. Предложены способ и алгоритм решения частных задач оценивания траекторных параметров при использовании исходных нелинейных моделей движения на основе рекуррентных квазилинейных методов оценивания.

2. Получены алгоритмы и процедуры идентификация отдельных аэродинамических характеристик ЛА по измерениям движения на баллистических участках траектории при использовании уравнений фильтра Калмана.
3. Синтезированы алгоритмы идентификации на основе фильтра Калмана, предполагающие использование процедуры последовательной обработки измерительной информации, исключающей необходимость вычисления обратной матрицы при использовании Cholesky факторизации.
4. Предложены способ, критерии выявления и алгоритм модифицированного фильтра Калмана для оценивания параметров движения вращающихся ЛА, обладающих малой асимметрией их форм, при возникновении динамически сложных режимов движения (возникновении параметрического резонанса).

Практическая значимость работы. Предложенные в диссертационной работе модели, методы, процедуры и алгоритмы иллюстрируют возможные пути решения задачи идентификации параметров состояния и характеристик ЛА, особенно при возможном возникновении динамически сложных режимов движения.

Отдельные результаты работы могут быть использованы в процесс проектирования и разработки ЛА баллистического типа.

Ориентированные на методическую направленность, полученные результаты позволяют сократить время и повысить достоверность обработки результатов измерений на стадии послеполетного анализа.

Основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту

1. Методика синтеза алгоритмов и процедур моделирования влияния факторов внешней среды и формирования ошибок измерений параметров движения ЛА баллистического типа в процессе проведения летных испытаний.
2. Математическая модель движения ЛА на нисходящем атмосферном участке траектории, исключающая возможность вырождения решения и удовлетворяющая требованиям по адекватности.
3. Алгоритмы реализации рекуррентных методов обработки информации на этапе послеполетного анализа, предназначенные для идентификации и оценивания параметров движения и основных характеристик ЛА баллистического типа.
4. Результаты численного тестирования разработанного программно-алгоритмического обеспечения.

Апробация работы. Основные положения и результаты диссертационной работы были доложены и обсуждены на трех научно-технических конференциях:

- Научных чтениях по авиации, посвященных памяти Н.Е. Жуковского (Москва, 2003 г.);
- XXVIII Академических чтений по космонавтике (Москва, 2004 г.);
- Международной молодежной научной конференции “XXX Гагаринские чтения” (Москва, 2004 г.).

Они неоднократно рассматривались также на научных семинарах кафедры Баллистики и аэродинамики МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Публикации. Основное содержание работы отражено в трех опубликованных статьях.

Структура и объем диссертации. Работа состоит из введения, четырех глав, заключения, приложений, содержащих листинги разработанных программ, и списка литературы. Объем работы составляет 161 страниц. Работа содержит 36 рисунка и 7 таблиц.

Содержание работы. Во введении обоснована актуальность темы, сформулированы цель и задачи исследования, выбраны методы исследования, отмечена научная новизна и практическая значимость работы, приведены основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту, а также сведения об апробации результатов исследования.

В первой главе дается описание исходных предпосылок разработки методов анализа ЛТХ по результатам измерений параметров движения аппаратов баллистического типа в летном эксперименте. В жизненном цикле ЛА важную роль играют этапы наземной и летной отработки. При этом общая характеристика задач экспериментальной баллистики при проведении летных испытаний может быть декомпозирована на четыре этапа:

1. Задачи определения параметров движения и уточнения параметров математической модели (задачи идентификации).
2. Задачи оценки ЛТХ ЛА, точностных характеристик результатов решения задач первого типа, а также наземных и бортовых измерительных средств навигационного обеспечения.
3. Задачи расчета данных для планирования работы наземных служб, участвующих в управлении и контроле полета ЛА.
4. Задачи для обеспечения условий целевого применения ЛА.

Для решения задач анализа ЛТХ на этапе ЛИ привлекаются данные траекторных, телеметрических, аэрометеорологических и наземных измерений характеристик состояния и геофизических условий целевого применения ЛА. Для получения исходной информации о движении ЛА обычно используются результаты бортовых и внешнетраекторных измерений (ВТИ). Основным требованием, предъявляемым к информационно-измерительному комплексу, является требование высокой точности измерений и возможность их проведения на протяжении всего мерного интервала полета.

Выполнение задач ЛИ во многом зависит от состояния методического обеспечения анализа ЛТХ ЛА в единичном эксперименте, так как результаты единичных экспериментов являются исходными данными, используемыми в методиках опытно-теоретического оценивания результатов испытаний в целом. Данный класс задач можно условно разделить на три группы (см. рис.1).

Решение задач первой группы не вызывает принципиальных трудностей, кроме, вычислительных. Вторая и третья группы известны как задачи параметрической идентификации или оценивания.

Облик методического обеспечения анализа характеристик ЛА в единичном эксперименте формируется, главным образом, под влиянием косвенного характера и наличия погрешностей измерений характеристик состояния и условий применения ЛА.

В практических задачах полагается, что система “ЛА – реальные условия целевого применения” характеризуется заданным перечнем ЛТХ x_j , $j=1...n$, которые связаны с измеряемыми характеристиками состояния и условиями применения ЛА p, p_k , $k=1...l$, функциональной зависимостью: $f_i(x, p) = 0$, $i=1, ..., m$, Функцию распределения, соответствующую x , обозначим F_x . Тогда: $R(\hat{x}) = M[(x(z) - x)^2] = \int_{R^m} (x(z) - x)^2 dF_x(z)$ (1)

Функция $R(\hat{x})$ называется функцией риска оценки $\hat{x}$. Для несмещенной оценки функция риска есть не что иное, как ее дисперсия.

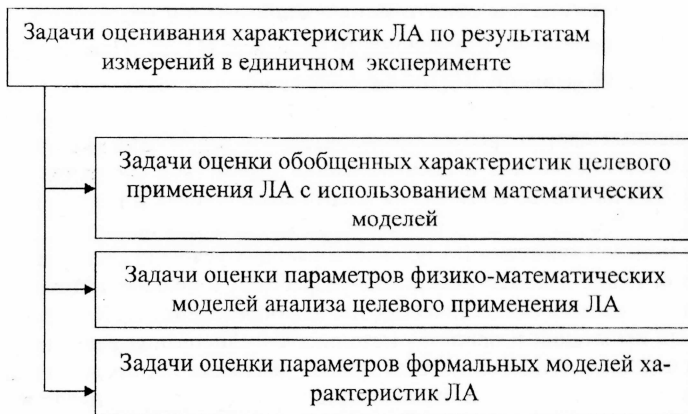


Рис. 1.

Однако, применение указанной неотрицательной функции параметра x в качестве критерия эффективности оценивания не представляется возможным в силу несравнимости оценок.

В то же время существует несколько способов преодоления трудностей, обусловленных несравнимостью функций риска.

Наиболее распространенные из них связаны с применением байесовского и минимаксного подходов. Менее распространенным, но не менее эффективным, является подход, базирующийся на получении оценок с ограниченной функцией риска.

Другой, не менее важной, чем выбор критерия оценивания, является проблема регуляризации рассматриваемых задач, относящихся по своей природе к числу некорректных. Привлечение априорной информации об оцениваемых ЛТХ в рамках байесовского подхода позволяет, в какой то степени решить соответствующую проблему. Вместе с тем, принятие упрощенных предположений в части вида и параметров закона распределения характеристик ЛА могут оказаться неадекватными реальным условиям решения задачи. Это, в свою очередь, приведет к получению недостоверного результата из-за неконтролируемого значимого систематического смещения оценок относительно неизвестных истинных значений.

При замене функциональной зависимости $f_i(x, p) = 0, \quad i = 1, \dots, m$ операторной формой:

$$F\mathbf{x} \cong \mathbf{Z} \quad (2)$$

где $F = F(x_j, p_i)$, $F \in \Phi_{m,n}$ - непрерывный оператор, $\mathbf{Z} = Z(p_i)$ - m мерный вектор, нетрудно показать, что техника отыскания решения (2) всегда может быть сведена к итеративной процедуре типа

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{x}_k + \mathbf{H}_k^{-1} \mathbf{q}_k \quad (3)$$

в которой (например для общего метода минимизации Ньютона) $\mathbf{x}_k$ - решение задачи на k -ом шаге итерационного процесса; $\mathbf{H}_k, \mathbf{q}_k$ - гессиан и антиградиент целевой функции $R(\mathbf{x})$ на k -ом шаге.

Наличие проблем обусловленности матриц F и H , как для линейных, так и для нелинейных систем требует предварительной разработки моделирующих алгоритмов оценивания и идентификации параметров состояния и характеристик ЛА на основе применения идентификационных и рекуррентных процедур, составляющих основу современных методов для принятых к рассмотрению моделей движения ЛА, удовлетворяющих условию адекватности.

Во второй главе изложен результаты разработки и анализа математических моделей движения баллистических ЛА для определения ЛТХ по результатам летных испытаний и принятая методика моделирования влияния факторов внешней среды. Математическая модель движения ЛА представляется в виде некоторых уравнений и ограничений, характеризующих представления о динамических свойствах объектов наблюдения и определяющих взаимосвязь их координат в различные моменты времени.

В результате получена модель движения рассматриваемого типа ЛА, имеющего асимметрии в распределении массы (отклонения центра масс и угловых осей инерции относительно своих номинальных положений). Движение ЛА рассматривается в инерциальной системе координат, $ox_иy_из_и$ начало которой расположено в центре Земли, при следующих допущениях: Земля является сферическим не вращающимся телом; атмосфера стандартная; аэродинамические силы действуют в плоскости пространственного угла атаки.

Динамические уравнения движения центра масс ЛА записываются в проекциях на оси связанной системы координат:

$$V_x = \omega_z V_y - \omega_y V_z - \omega_x \rho_y \omega_y - \omega_x \rho_z \omega_z - \frac{g}{r} (A_{11} x_n + A_{12} y_n + A_{13} z_n) - \frac{qsc_x}{m}$$

$$V_y = \omega_x V_z - \omega_z V_x + \omega_x \rho_y \omega_x - (\omega_y \rho_z - \omega_z \rho_y) \omega_z - \frac{g}{r} (A_{21} x_n + A_{22} y_n + A_{23} z_n) + \frac{qsc_y}{m} \quad (4)$$

$$V_z = \omega_y V_x - \omega_x V_y + (\omega_y \rho_z - \omega_z \rho_y) \omega_y + \omega_x \rho_z \omega_x - \frac{g}{r} (A_{31} x_n + A_{32} y_n + A_{33} z_n) + \frac{qsc_z}{m}$$

где введены следующие обозначения:

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции угловой скорости на оси связанной системы координат,

$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}$ – скорость ЛА, s – площадь Миделя, m – масса, q – скоростной напор, $r = \sqrt{x_n^2 + y_n^2 + z_n^2}$ – расстояние от центра Земли до центра масс ЛА, ρ_y, ρ_z – смещение центра масс ЛА относительно номинальных связанных осей.

Уравнения вращательного движения ЛА в проекциях на оси связанной системы координат:

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z - I_{xy} (\dot{\omega}_y - \omega_x \omega_z) - I_{xz} (\dot{\omega}_z + \omega_x \omega_y) + I_{yz} (\omega_x^2 - \omega_y^2) &= M_x; \\ I_y \dot{\omega}_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z - I_{xy} (\dot{\omega}_y - \omega_x \omega_z) + I_{xz} (\omega_x^2 - \omega_z^2) - I_{yz} (\dot{\omega}_z - \omega_x \omega_y) &= M_y; \end{aligned} \quad (5)$$

$$I_z \dot{\omega}_z + (I_x - I_y) \omega_x \omega_y - I_{xz} (\dot{\omega}_x - \omega_y \omega_z) - I_{yz} (\dot{\omega}_y + \omega_x \omega_z) + I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) = M_z,$$

где: I_x, I_y, I_z – главные центральные моменты инерции; I_{xy}, I_{yz}, I_{zx} – центробежные моменты инерции, определяемые относительно координатных плоскостей; M_x, M_y, M_z – проекции момента аэродинамических сил и дополнительные моменты, обусловленные боковым смещением центра масс и несовпадением главных осей инерции ЛА относительно связанных осей.

Уравнения (5) удобно преобразовать к виду:

$$\dot{\omega}_x = \frac{1}{I_x} [M_x + I_{xy} D + I_{xz} \Phi] ; \quad \dot{\omega}_y = D ; \quad \dot{\omega}_z = \Phi . \quad (6)$$

$$\text{где: } D = k + d\Phi, \quad k = \frac{M_y + fM_x}{I_y - fI_{yx}}, \quad f = \frac{I_{xy}}{I_x}, \quad m_0 = \frac{I_{zx}}{I_x}$$

$$\Phi = \frac{M_z + M_y d + (m_0 + fd)M_x}{I_z - m_0 I_{xz} - d(I_{yz} + fI_{xz})}, \quad d = \frac{I_{zy} + fI_{zx}}{I_y - fI_{yx}},$$

Дифференциальные кинематические уравнения движения центра масс можно записать в следующей матричной форме:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_n & \dot{y}_n & \dot{z}_n \end{bmatrix}^T [A^*] \begin{bmatrix} V_x & V_y & V_z \end{bmatrix}^T \quad (7)$$

где V_x, V_y, V_z – компоненты вектора скорости ЛА в проекциях на оси связанной системы координат; $A^*(t)$ матрица преобразования $V(t)$ к инерциальной СК.

Кинематические уравнения вращательного движения относительно центра масс ЛА с угловой скоростью ω , заданного в осях неподвижного базиса

(инерциальной системы координат), выраженные в кватернионной форме, представим в виде:

$$\frac{d}{dt} \lambda(t) = \frac{1}{2} \omega_{\bullet}(t) \circ \lambda(t) \quad (8)$$

где $\lambda(t)$ - вектор параметров Родрига-Гамильтона, знак « $\circ$ » означает операцию кватернионного умножения.

В качестве параметров внешней среды рассматриваются составляющие скорости ветра, плотность и температура. Выполнен анализ учета влияния атмосферы на движение ЛА. Одним из видов представлений случайных атмосферных возмущений может служить метод формирующих фильтров. В результате получаем пять дифференциальных уравнений, описывающих формирующие фильтры физических параметров атмосферы. Для температуры и плотности дифференциальные уравнения имеют идентичный вид; они отличаются только значениями коэффициентов:

$$\begin{aligned} \frac{d\varphi(h)}{dh} &= -\frac{a_0}{a_1} \varphi(h) + \frac{b_0}{b_1} v; & \frac{dw_t}{dh} &= -\frac{1}{L} w_t + \frac{2\sigma_w}{\sqrt{L}} v; \\ \frac{dw_1}{dh} &= -c_1 w_1 - c_2 w_n + k_3(b - c_1)v; & \frac{dw_n}{dh} &= w_1 + k_3 v \end{aligned} \quad (9)$$

В результате имеем дифференциальные уравнения, содержащие в правой части белый шум. На ЭВМ аналог белого шума в виде дискретного процесса $v_g(h)$ моделируется в виде ступенчатой функции с помощью некоррелированных псевдослучайных чисел v_i . При исследовании в рамках корреляционной теории принимается, что случайные числа v_i распределены нормально и имеют нулевое математическое ожидание и единичную дисперсию.

В третьей главе предложен способ и алгоритм решения задач оценивания траекторных параметров при использовании исходных нелинейных моделей движения на основе рекуррентных квазилинейных методов оценивания. После получения данных моделирования движения ЛА и моделирования внешних возмущений находится решение задачи оценивания (фильтрации) вектора состояния системы и параметров, как ЛА, так и внешней среды. При применении схемы рекуррентной оценки траекторных параметров их уточнение производится после поступления каждого нового k -го отсчета с выхода первичной обработки.

В данной работе метод калмановской фильтрации предполагается использовать, как для оценки вектора состояния, так и для идентификации параметров ЛА. На каждом шаге (периоде) идентификации комбинация фильтра Калмана для системы и схемы линейной аппроксимации используется при обработке данных летных испытаний. По полученным оценкам параметров состояния аэродинамические коэффициенты идентифицируются методом итераций с использованием фильтра Калмана для системы параметров, либо градиентного метода. Как следует из полученной математической модели движения, уравнения состояния системы являются существенно нелинейны-

ми, удовлетворяющими следующей структуре уравнений в векторной форме общего вида

$$\frac{d}{dt} \mathbf{x}(t) = \varphi(\mathbf{x}(t), t) + \mathbf{w}(t) \quad (10)$$

Уравнения измерения представляют собой также нелинейную функцию фазового состояния

$$\mathbf{z}(t) = \zeta(\mathbf{x}(t), t) + \mathbf{v}(t) \quad (11)$$

где $\mathbf{z}(t)$ - m -мерный вектор измерения, $\mathbf{x}(t)$ - n - мерный вектор состояния, $\mathbf{w}(t)$ - шум процесса, $\mathbf{v}(t)$ - шум измерений.

Учтем, однако, что каноническая схема калмановской фильтрации не может быть напрямую применена к системе уравнений, адекватно описывающих движение ЛА, из-за их нелинейности. Поэтому необходимым шагом при использовании канонической схемы метода фильтра Калмана должна быть линеаризация исходной математической модели системы.

Применение квазилинейной дискретной вычислительной схемы фильтра Калмана

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}_{k+1/k} &= \lambda(\hat{\mathbf{x}}_{k/k}, k) \\ \hat{\mathbf{x}}_{k+1/k+1} &= \hat{\mathbf{x}}_{k+1/k} + \mathbf{K}_{k+1} [\mathbf{z}_{k+1} - \zeta(\hat{\mathbf{x}}_{k/k}, k+1)] \\ \mathbf{K}_{k+1} &= \mathbf{P}_{k+1/k} \cdot \mathbf{H}_{k+1}^T (\mathbf{H}_{k+1} \mathbf{P}_{k+1/k} \mathbf{H}_{k+1}^T + \mathbf{R}_{k+1})^{-1} \\ \mathbf{P}_{k+1/k+1} &= (\mathbf{E} - \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1}) \mathbf{P}_{k+1/k} \\ \mathbf{P}_{k+1/k} &= \mathbf{F}_k \mathbf{P}_{k/k} \mathbf{F}_k^T + \mathbf{Q}_k, \end{aligned} \quad (12)$$

где $\mathbf{Q}(k)$ и $\mathbf{R}(k+1)$ - ковариационные матрицы случайных векторов $\mathbf{w}(t_k)$, $\mathbf{v}(t_{k+1})$, требует линеаризации исходной модели на основе соответствующего степенного разложения. При выборе схемы линеаризации приходится выбирать либо вариант, связанный с линеаризацией в окрестности опорного (номинального) движения, либо в окрестности предшествующего оцененного вектора состояния, полученного на предыдущем такте работы фильтра.

$$\mathbf{F}_k = \left. \frac{\partial \varphi(\mathbf{x}_k, k)}{\partial \mathbf{x}_k} \right|_{\mathbf{x}_k = \hat{\mathbf{x}}_{k/k}}, \quad \mathbf{H}_{k+1} = \left. \frac{\partial \zeta(\mathbf{x}_{k+1}, k+1)}{\partial \mathbf{x}_{k+1}} \right|_{\mathbf{x}_{k+1} = \hat{\mathbf{x}}_{k+1/k}} \quad (13)$$

При решении уравнений ФК необходимо, как известно, вычислять обратную матрицу $(\mathbf{H}_{k+1} \mathbf{P}_{k+1/k} \mathbf{H}_{k+1}^T + \mathbf{R}_{k+1})^{-1}$, что с учетом структуры полученной модели и принятого к реализации алгоритма оказывается непростой задачей. В связи с этим, в рамках разработанного подхода предлагается использовать процедуру последовательной обработки, исключающей необходимость вычисления обратной матрицы.

Окончательное выражение уравнений ФК при использовании Cholesky факторизации может быть представлено как:

$$\hat{\mathbf{x}}_{0,k+1/k+1} = \hat{\mathbf{x}}_{k+1/k} = \varphi(\hat{\mathbf{x}}_{m,k/k}, k)$$

$$\begin{aligned}
\hat{\mathbf{x}}_{i,k+1/k+1} &= \hat{\mathbf{x}}_{i-1,k+1/k+1} + \mathbf{K}_{i,k+1} [\mathbf{z}_{i,k+1}^* - \mathbf{h}_{i,k+1} \hat{\mathbf{x}}_{i-1,k+1/k+1}] \\
\mathbf{K}_{i,k+1} &= \mathbf{P}_{i-1,k+1/k+1} \mathbf{h}_{i,k+1}^T / (\mathbf{h}_{i,k+1} \mathbf{P}_{i-1,k+1/k+1} \mathbf{h}_{i,k+1}^T + 1) \\
\mathbf{P}_{i,k+1/k+1} &= (\mathbf{E} - \mathbf{K}_{i,k+1} \mathbf{h}_{i,k+1}) \mathbf{P}_{i-1,k+1/k+1} \\
\mathbf{P}_{0,k+1/k} &= \mathbf{P}_{k+1/k} = \mathbf{F}_k \mathbf{P}_{m,k/k} \mathbf{F}_k^T + \mathbf{Q}_k
\end{aligned} \tag{14}$$

где $\mathbf{z}_k^* = \mathbf{h}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k^*$, $\mathbf{h}_k = \mathbf{R}_k^{-1/2} \mathbf{H}_k$, $\mathbf{v}_k^* = \mathbf{R}_k^{-1/2} \mathbf{v}_k$, $\text{Var}[\mathbf{v}_{i,k}^*] = 1$;

Тогда блок – схема алгоритма, отвечающего описанному подходу, приобретает вид, показанный на рис.2.

Алгоритм и процедура идентификация отдельных аэродинамических характеристик ЛА по измерениям движения на баллистических участках траектории при использовании уравнений фильтра Калмана в результате сведены к следующей схеме. Предположим, что постоянный на данном шаге идентификации параметр системы удовлетворяет векторно-матричному уравнению:

$$\mathbf{z}(t_k) = \Phi(t_k) \Theta + \mathbf{e}(t_k), \tag{15}$$

где $\mathbf{e}(t_k)$ – суммарная случайная ошибка моделирования, косвенно учитывающая, к тому же, ошибки измерений параметров, выступающих в качестве аргументов. Элементы матрицы Φ вычисляются по формуле:

$$\Phi(i, j) = \left(\frac{\partial y_i}{\partial \Theta_j} \right)_{\mathbf{x}(t_k), \mathbf{y}(t_k)} \tag{16}$$

Тогда вектор параметров $\Theta(t_k)$ итерационно определяется по следующим зависимостям:

$$\begin{aligned}
\theta_{j+1}(k+1) &= \theta_j(k+1) + \mathbf{K}(k+1) [\mathbf{z}(k+1) - \Phi(k+1) \theta_j(k+1)] \\
\mathbf{k}(k+1) &= \mathbf{p}(k) \Phi^T(k+1) [\Phi(k+1) \mathbf{p}(k) \Phi^T(k+1) + \mathbf{R}(k+1)]^{-1} \\
\mathbf{P}(k+1) &= [\mathbf{E} - \mathbf{K}(k+1) \Phi(k+1)] \mathbf{p}(k)
\end{aligned} \tag{17}$$

Затем вычисляется функция штрафа и сравнивается с ε_1 $\frac{\Theta_{j+1}^k - \Theta_j^k}{\Theta_j^k} < \varepsilon_1$

В рассматриваемом варианте решения компоненты вектора измерений представим как:

$$\begin{aligned}
z_1 &= \omega_x + v_1, & z_2 &= \omega_y + v_2, & z_3 &= \omega_z + v_3, \\
z_4 &= n_x + v_4, & z_5 &= n_y + v_5, & z_6 &= n_z + v_6,
\end{aligned} \tag{18}$$

а вектор идентификации: $\theta = [c_x, c_y, c_z, m_x, m_y, m_z]$.

При 13-мерном векторе параметров движения и 6- мерном векторе идентифицируемых параметров система уравнений в вариациях в виде 78 дифференциальных уравнений решается численно совместно с дифференциальными уравнениями движения ЛА на интервале времени Δt .

Четвертая глава посвящена вопросам формирования процедур и выработке критерия выявления параметров движения вращающихся ЛА, обладающих малой асимметрией их форм, при возникновении динамические сложных режимов движения (возникновении параметрического резонанса).

Единственно возможным средством решения соответствующей задачи служит разработка эффективных алгоритмов обработки измерительной информации, получаемой в процессе ЛИ.

Предварительно отметим, что эффект резонансного возрастания углов атаки и скольжения проявляется при определенном соотношении частоты колебаний ЛА относительно экваториальной оси и частоты его вращения вокруг продольной оси.

Следовательно, в структуре оцениваемых фильтром параметров движения, помимо обычно определяемых в процессе ЛИ составляющих векторов линейной и угловой скорости, а также кинематических параметров движения, должны присутствовать балансирующие значения указанных углов.

Другими словами, вектор оцениваемых переменных, получаемых на выходе фильтра Калмана в условиях прогнозируемого возникновения явления параметрического резонанса, должен предположительно иметь следующий вид:

$$\mathbf{x}(t) = [\hat{V}_x, \hat{V}_y, \hat{V}_z, \hat{x}_a, \hat{y}_a, \hat{z}_a, \hat{\omega}_x, \hat{\omega}_y, \hat{\omega}_z, \hat{\lambda}_0^*, \hat{\lambda}_1^*, \hat{\lambda}_2^*, \hat{\lambda}_3^*, \dots, \hat{\lambda}_n^*]^T, \quad (19)$$

где $\lambda_i^* (i = 0, 1, 2, 3, \dots, n)$ - компоненты расширенного вектора состояния, подлежащие оцениванию, включая значения $\alpha(t)$ и $\beta(t)$.

Выражение (19) в совокупности с типом рассматриваемого движения ЛА, характеризующего его угловым вращением относительно продольной оси и большими возможными значениями угла тангажа ($\psi(t)$), качественно определяют структуру исходной нелинейной, нестационарной математической модели движения, которую следует использовать при синтезе фильтра.

Во-первых, она должна иметь необходимое число уравнений, удовлетворяющих условию «замыкания» системы, во-вторых, структура уравнений должна исключать возможность вырождения решения за счет появления особых точек. Наконец, динамические уравнения движения центра масс в ней должны быть записаны в связанной СК, что определяется требованием однозначного задания ориентации асимметрий.

Для решения уравнений фильтра (12) с учетом структуры матриц (13) необходимо иметь значения оценки $\hat{\mathbf{x}}(0|0)$ и ковариационной матрицы $\mathbf{P}(0|0)$.

Однако, никаких гарантий по сходимости фильтра, тем более при отсутствии прямых измерений углов атаки и скольжения и невозможности, таким образом, формирования «невязок», дано быть не может. Более того, наличие резонансного возрастания $\hat{\alpha}(t)$ и $\hat{\beta}(t)$, «почувствованного» фильтром, со всей очевидностью спровоцирует увеличение колебательности процесса и ухудшение его сходимости. То же самое (хотя и в существенно меньшей степени) будет относиться и к процедурам оценивания (в смысле фильтрации) параметров Родрига-Гамильтона.

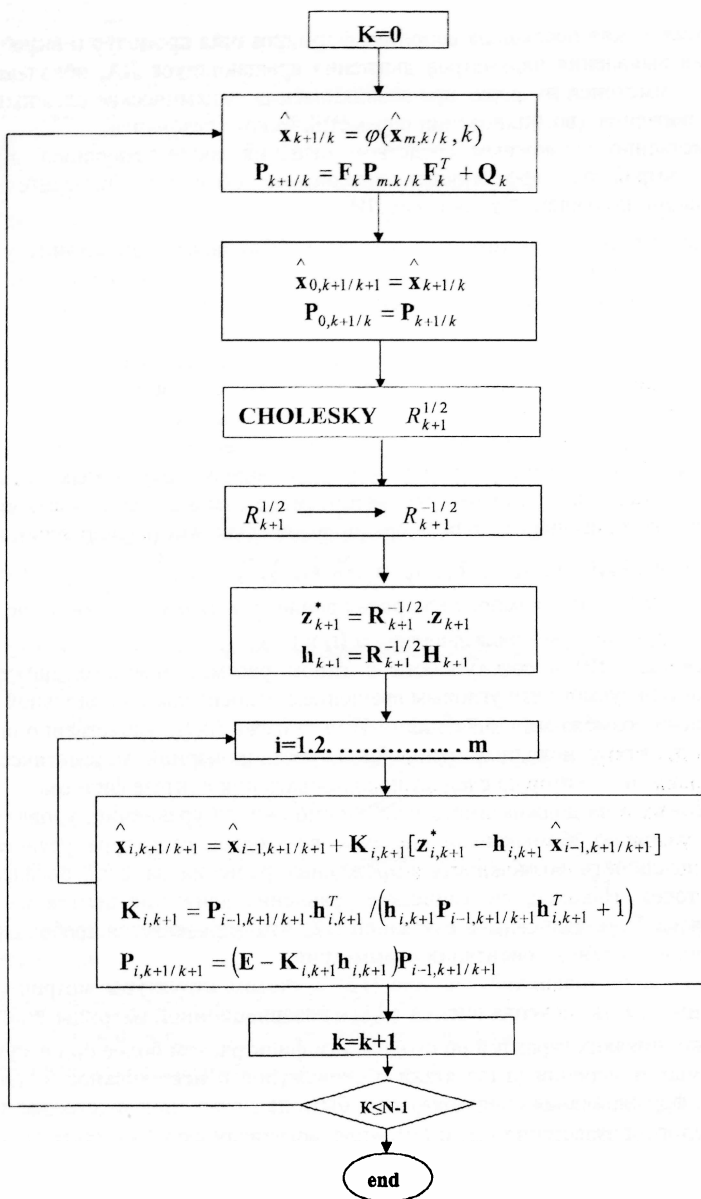


Рис.2.

Поэтому, возвращаясь к выражению (19), определяющему размерность расширенного вектора состояния (как минимум, $n=15$), оцениваемого по схеме фильтрации, следует сделать вывод о бесперспективности такого подхода.

Для того, чтобы сформулировать сколь-нибудь обоснованные рекомендации по целесообразной размерности вектора фильтруемых переменных в рамках постановки рассматриваемой задачи, необходимо конкретизировать состав вектора измеряемых переменных $z(t)$. Если предположить, что используется вариант бортовых измерителей (три акселерометра и три датчика угловой скорости, установленных по осям связанной системы координат), однократно комплексированный данными ВТИ, формирующих начальные условия, идеальным было бы ограничить размерность вектора оцениваемых переменных девятью параметрами ($n=9$), либо, в крайнем случае, тринадцатью, добавив к вектору практически прямых измерений $[V_x, V_y, V_z, x_u, y_u, z_u, \omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ параметры Родрига-Гамильтона.

При этом, однако, остается вопрос об определении достоверных оценок углов атаки и скольжения. Имея в виду предварительно полученные результаты, они могут быть найдены при комплексном использовании модифицированного фильтра Калмана с идентификационным алгоритмом, минимизирующим функцию штрафа в результате применения итерационной вычислительной процедуры. Имея в виду, что режим работы идентификационного алгоритма в определенном смысле эквивалентен процедурам рекуррентной обработки результатов измерений, сводящимся к схеме фильтра Калмана, имеется возможность построения комплексного алгоритма оценивания и идентификации в единой структуре модифицированного фильтра. Вычислительные затраты времени здесь не играют существенной роли, поскольку речь идет о стадии послеполетного анализа.

Результаты численного тестирования разработанного программно-алгоритмического обеспечения осуществлены в работы на примере некоторого гипотетического ЛА со следующими значениями конструктивных параметров и для следующих начальных параметров движения:

$V_0 = 3300$ [м/с]; $\theta_0 = -40,13$ [град]; $h_0 = 30$ [км]; $m = 200$ [кг]; $S = 0,1963$ [м²]; $L = 1,176$ [м]; $I_x = 3,75$ [кг·м²]; $I_z = 16,95$ [кг·м²]; $\alpha_0 = 0.0$ [град].

В качестве иллюстрации на рис.3,4 показаны, соответственно, кривые изменения во времени V_y и ω_y , при движении по номинальной траектории, а на рис. 5,6 их значения, полученные при использовании фильтра Калмана.

После оценивания вектора состояния переходим к идентификации аэродинамических характеристик ЛА. При использовании алгоритма (17), итерационный процесс успешно завершился. На рис.7. показан характер кривой изменения C_x в функции числа Маха, а также точные значения, и значения процедур идентификации при погрешности измерения 1% и 10%.

На рис. 8. показан характер кривой изменения C_x в функции числа Маха, точные значения, а также идентифицируемые значения при погрешности измерения 1% и турбулентном изменении температуры и плотности воздуха.

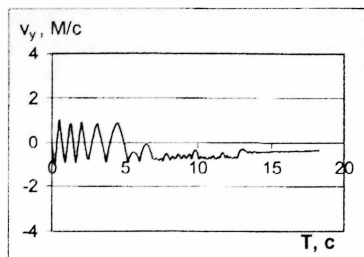


Рис. 3.

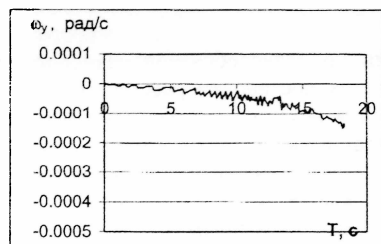


Рис. 4.

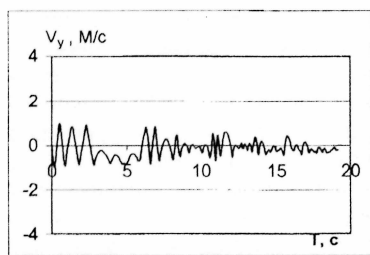


Рис. 5.

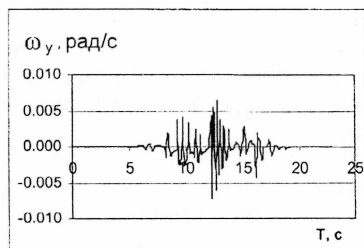


Рис. 6.

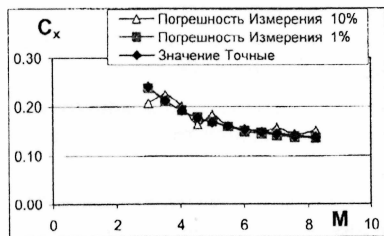


Рис. 7.

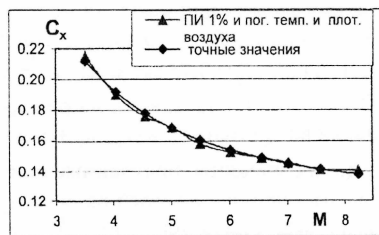


Рис. 8.

Как следует из результатов выполненных расчетов созданный программный комплекс, является работоспособным и удовлетворяет предъявляемым требованиям по точности.

Основные результаты работы

На основании выполненного диссертационного исследования, носящего квалификационной характер, представляется возможным заключить, что на его основе решена актуальная научно-техническая задача создания методики модельной отработки программно-алгоритмического обеспечения для оценивания движения и характеристик аппаратов баллистического типа по результатам летных испытаний на стадии послеполетного анализа.

Методика ориентирована на возможность отработки и определения эффективности создаваемого программно- алгоритмического обеспечения применительно к реализации единичного эксперимента (без накопления статистики по множеству реализаций) с использованием опытно-теоретического метода оценивания основных ЛТХ ЛА.

Особенностью предлагаемого подхода к разработке идентификационных алгоритмов универсального характера является комплексное использование рекуррентных модифицированных процедур оценивания-идентификации колмановского типа в сочетании с процедурами поиска экстремума градиентного типа.

Иллюстрация работоспособности и эффективности предлагаемого подхода осуществлена применительно к наиболее динамически сложным режимам движения аппаратов баллистического типа, допускающих вращение относительно оси крена, полет с большими углами тангажа и рыскания, возникновение явлений параметрического резонанса.

Решение поставленной задачи потребовало создания:

- программно-алгоритмического обеспечения для моделирования факторов возмущенного состояния внешней среды с заданными статистическими свойствами на базе методов «формирующих фильтров»;
- программно-алгоритмического обеспечения для моделирования процесса измерений параметров движения ЛА в условиях действия шумов;
- математических моделей движения ЛА в динамически сложных режимах со структурой, исключающей возможность вырождения решения за счет появления особых точек;
- программно-алгоритмического обеспечения для оценивания по результатам измерений компонентов вектора состояния баллистического ЛА, удовлетворяющего исходной нелинейной системе состояния, не содержащего процедур обращения матриц;
- идентификационных алгоритмов и реализующих их программ для 13 - мерного вектора параметров движения и 6 – мерного вектора идентифицируемых АДХ при использовании систем дифференциальных уравнений в вариациях 78 порядка, численно решаемых совместно с системой дифференциальных уравнений движения ЛА;

- локально-сплайновых моделей, используемых при решении задач интерполяции табличных значений идентифицируемых характеристик на стадии послеполетного анализа.

На основе анализа результатов численного тестирования разработанных алгоритмов применительно к параметрам движения гипотетического ЛА показана работоспособность созданного программного продукта, причем получено, что при погрешностях измерений стандартных параметров движения, не превосходящих 10% от их номинала, погрешности идентификации рассмотренных в работе характеристик ЛА, не превосходят 15%.

Основные публикации, отражающие содержание диссертации.

1. Альхаф М. Надер. Разработка моделирующих алгоритмов идентификации параметров состояния и характеристик летательных аппаратов методом калмановской фильтрации на этапе летных испытаний // Научный вестник МГТУ ГА. Аэромеханика и прочность. – 2004.- № 72(1).- С. 79-86.
2. Лысенко Л.Н., Альхаф М. Надер. Модифицированный фильтр Калмана для оценивания движения боеприпасов в условиях прогнозируемого возникновения явления параметрического резонанса // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук (РАРАН). - 2004.- №1(38).- С.13-21.
3. Альхаф М. Надер. Алгоритмическое обеспечение процедур оценивания и идентификации характеристик спускаемого аппарата на этапе летных испытаний // Вестник МГТУ. Машиностроение. - 2004. - № 4.- С. 27-41.
4. Альхаф М. Надер. Разработка математических моделей для алгоритмов идентификации параметров состояния ЛА по результатам летных экспериментов // Труды научных чтений по авиации, посвященных памяти Н.Е. Жуковского. - М., 2003.- С.18.
5. Альхаф М. Надер. О комплексировании измерений при проведении летных испытаний // Труды XXVIII Академических чтений по космонавтике. - М., 2004.- С.297.
6. Альхаф М. Надер. Идентификация аэродинамических характеристик спускаемого аппарата по результатам летных испытаний // Труды XXX Гагаринских чтений: Международная молодежная научная конференция. - М., 2004.- Т.6.- С.113.