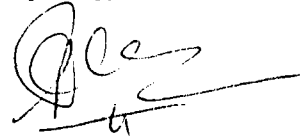


На правах рукописи



Буй Куанг Ли



**МЕТОДИКА ИДЕНТИФИКАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЁГКОГО
САМОЛЁТА ДЛЯ МОНИТОРИНГА ПРИРОДНЫХ И ТЕХНОГЕННЫХ
КАТАСТРОФ**

Специальность 05.07.09

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

12 ФЕВ 2009

Москва – 2008

Работа выполнена на кафедре «Системный анализ и управление» Московского авиационного института (государственного технического университета).

Научный руководитель: Доктор технических наук, профессор,
Баранов Вячеслав Николаевич.

Официальные оппоненты: Доктор технических наук, профессор,
Дивеев Асхат Ибрагимович.
Кандидат технических наук, доцент,
Чернышев Андрей Валерьевич.

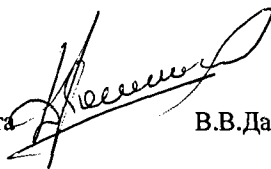
Ведущая организация: ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина».

Защита диссертации состоится «26» февраля 2009 г. в _____ часов на заседании диссертационного совета Д.212.125.12 Московского авиационного института (государственного технического университета) по адресу: 125993, Москва, А-80, ГСП, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Московского авиационного института (государственного технического университета).

Автореферат разослан «23» января 2009 г.

Ученый секретарь диссертационного совета



В.В.Дарнопых

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТА

Актуальность темы диссертации

В настоящее время большое внимание уделяется созданию легких самолетов, предназначенных для решения различных задач мониторинга природных и техногенных катастроф. Эта проблема является особенно важной для Республики Вьетнам, где большие территории заняты тропическими лесами, подверженными пожарам, наводнениям и другим стихийным явлениям. Важным этапом создания такого самолета являются его летные испытания, одной из задач которых является уточнение его аэродинамических характеристик. Предлагается методика теоретических и экспериментальных исследований для отработки вопросов аэродинамики, динамики полета и управления движением легкого самолета.

Объект диссертационного исследования – легкий самолет, предназначенный для мониторинга природных и техногенных катастроф.

Предмет исследования – комплексная методика обработки результатов летных испытаний легкого самолета.

Цель работы – выявление основных характеристик легкого самолета.

Задачи работы, решаемые для достижения поставленной цели:

1. Формирование математических моделей движения легкого самолета и атмосферных возмущений и их адаптация применительно к решению задач оптимальной статистической обработки информации.

2. Создание методики обработки переходных процессов возмущенного короткопериодического движения самолета.

3. Создание методики обработки информации на основе моделей факторного эксперимента.

4. Разработка модифицированных алгоритмов статистической обработки информации в виде обобщенных фильтров Калмана.

5. Решение задачи формирования режимов полета легкого самолета при летных испытаниях.

Методы исследования

В диссертационной работе основу исследований составляют теория вероятностей и случайных процессов, включая методы формирующих фильтров, методы оптимальной статистической обработки информации, современная теория оптимального управления летательными аппаратами, динамика полета и вычислительная математика пакета MATLAB.

Научная новизна результатов диссертационной работы состоит в следующем:

1. Предложено методическое обеспечение в виде комплекса математических моделей, адаптированных к задачам обработки результатов летных испытаний легкого самолета и организации этих испытаний.

2. Предложено комплексное решение задачи определения основных характеристик легкого самолета на основе двухэтапной процедуры обработки информации, включающей предварительный анализ переходных процессов и использование метода наименьших квадратов с последующей итоговой обработкой информации с помощью модифицированного фильтра Калмана.

3. Разработан безитерационный алгоритм формирования заданных режимов полета легкого самолета при летных испытаниях.

Практическая значимость результатов работы

1. Предложенные в диссертационной работе математические модели, методы, алгоритмы и программно-математическое обеспечение позволяют оперативно решать задачи идентификации аэродинамических характеристик легкого самолета в процессе послеполетного анализа.

2. Полученные научные результаты имеют методическую направленность и позволяют сократить время и повысить достоверность результатов обработки информации при летных испытаниях легкого самолета.

3. Разработанный алгоритм формирования заданных режимов полета может быть использован непосредственно при летных испытаниях самолета, а так же применен при мониторинге районов возможных природных и техногенных катастроф.

4. Отдельные результаты работы могут быть использованы в процессе проектирования и разработки легкого самолета и его систем.

Достоверность результатов, полученных в диссертационной работе, подтверждается корректным использованием математических моделей движения самолета, методов статистической обработки информации и теории оптимального управления летательными аппаратами, а также проведенным в значительном объеме математическим моделированием процессов оптимальной обработки результатов измерений и процессов управления с получением непротиворечивых результатов.

Основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту

1. Методическое обеспечение, предназначенное для решения задач идентификации характеристик самолета, включающее математические модели движения легкого самолета и атмосферных возмущений, адаптированные к данным задачам.

2. Методика комплексной обработки информации, основанная на предварительном анализе переходных процессов, использовании метода наименьших квадратов для непосредственной обработки результатов измерений, и итоговой обработке информации с помощью модифицированного фильтра Калмана.

3. Алгоритм оптимального управления самолетом при летных испытаниях, основанный на прямом решении оптимизационной задачи.

4. Результаты численного тестирования разработанного в среде MATLAB программно-математического обеспечения, реализующего предложенные алгоритмы оптимальной статистической обработки информации и формирования режимов полета легкого самолета при летных испытаниях.

Апробация работы и публикации

Результаты диссертационной работы докладывались на 12-й и 13-й Международной конференции «Системный анализ и управление». Крым, Евпатория, 2007 и 2008, а так же на научном семинаре кафедры 604 Московского авиационного института (государственного технического университета).

Результаты работы опубликованы в 5-ых печатных изданиях, в том числе в 2-х изданиях из перечня, рекомендованного ВАК-ом Минобрнауки России.

Объем и структура работы

Диссертационная работа состоит из введения, 3 глав, заключения по работе, списка литературы и приложения. Работа содержит 141 страниц, 52 рисунков.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность задачи создания эффективной методики организации и обработки результатов летных испытаний легкого самолета, определяются объект и предмет научных исследований, формулируется решаемая в диссертационной работе научно-техническая задача, кратко характеризуется содержание работы, определяется научная новизна полученных автором результатов и приводятся основные результаты, выносимые на защиту.

В первой главе диссертационной работы представлены материалы по формированию математических моделей движения легкого самолета, предназначенных для использования в алгоритмах оптимальной статистической обработки результатов летных испытаний, а так же при выборе режимов полета самолета при проведении летных испытаний.

Исходная математическая модель возмущенного движения самолета может быть представлена в следующей форме:

$$\begin{aligned} \frac{dV_K}{dt} &= \frac{1}{m} (P \cos \alpha \cos \beta - C_{x_0} \frac{\rho V^2}{2} S - G \sin \Theta); \\ mV_K \frac{d\Theta}{dt} &= (P \sin \alpha + C_{y_0}^\alpha \frac{\rho V^2}{2} S) \cos \gamma_a + (P \cos \alpha \sin \beta - C_{x_0}^\beta \frac{\rho V^2}{2} S) \sin \gamma_a - G \cos \Theta; \\ -mV_K \cos \Theta \frac{d\Psi}{dt} &= (P \sin \alpha + C_{y_0}^\alpha \frac{\rho V^2}{2} S) \sin \gamma_a - (P \cos \alpha \sin \beta - C_{x_0}^\beta \frac{\rho V^2}{2} S) \cos \gamma_a; \\ I_x \frac{d\omega_x}{dt} + \omega_y \omega_z (I_z - I_y) &= M_x; \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} + \omega_z \omega_x (I_x - I_z) &= M_y; \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x \omega_y (I_y - I_x) &= M_z; \\ \frac{d\psi}{dt} &= \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma); \\ \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma); \\ \frac{dL}{dt} &= V_K \cos \Theta \cos \Psi; \\ \frac{dy}{dt} &= V_K \sin \Theta; \\ \frac{dz}{dt} &= -V_K \cos \Theta \sin \Psi; \\ \sin \Theta &= \cos \alpha \cos \beta \sin \vartheta - (\sin \alpha \sin \beta \cos \gamma + \sin \beta \sin \gamma) \cos \vartheta; \\ \sin \Psi \cos \Theta &= \cos \alpha \cos \beta \sin \psi \cos \vartheta + \sin \alpha \cos \beta (\cos \psi \sin \gamma + \cos \gamma \sin \psi \sin \vartheta) - \\ &- \sin \beta (\cos \psi \cos \gamma - \sin \gamma \sin \vartheta \sin \psi); \end{aligned} \tag{1.1}$$

$$\sin \gamma_a \cos \Theta = \cos \alpha \sin \beta \sin \vartheta - (\sin \alpha \sin \beta \cos \gamma - \cos \beta \sin \gamma) \cos \vartheta,$$

где

m, G – масса и вес самолета соответственно;

V_K, V – земная и воздушная скорость;

L, z – продольная и боковая дальность полета;

y – высота полета;

P – тяга двигателя;

Θ – угол наклона траектории к горизонту;

Ψ, ψ – угол пути и рыскания;

α, β – углы атаки и скольжения;

ϑ – угол тангажа;

γ – угол крена;

γ_a – скоростной угол крена;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости;

I_x, I_y, I_z – моменты инерции;

M_x, M_y, M_z – моменты сил;

C_{x_a} – коэффициент аэродинамической продольной силы;

$C_{y_a}^\alpha, C_{z_a}^\beta$ – частные производные коэффициентов аэродинамической нормальной и поперечной силы по углу атаки и скольжения соответственно;

В качестве одного из основных атмосферных возмущений рассматривается ветер. Вектор скорости ветра характеризуется тремя проекциями на оси земной системы координат $\vec{W}(W_x, W_y, W_z)$. Наличие ветра приводит к необходимости рассмотрения воздушной скорости и соответственно угла скольжения и дополнительного угла атаки - $\Delta\alpha_W$.

Воздушная скорость определяется следующим образом:

$$V = \left[V_{w_x}^2 + V_{w_y}^2 + V_{w_z}^2 \right]^{\frac{1}{2}}, \quad (1.2)$$

где

$$V_{w_x} = V \cdot \cos \Theta + W_x;$$

$$V_{w_y} = V \cdot \sin \Theta + W_y;$$

$$V_{w_z} = V \cdot \cos \Theta \cdot \sin \Psi + W_z.$$

Угол скольжения и дополнительный угол атаки могут быть найдены по следующим приближенным соотношениям:

$$\Delta\alpha_W = \arccos \frac{V_B^2 + V_K^2 - W_x^2 \cos^2 \Psi - W_y^2}{2V_B V_K};$$

$$\beta = \arccos \frac{V_G^2 + V_K^2 \cos^2 \Theta - W_x^2 - W_z^2}{2V_G V_K \cos \Theta}, \quad (1.3)$$

где

$$V_B = \left(V_{w_x}^2 + V_{w_y}^2 + V_K^2 \cos^2 \Theta \sin^2 \Psi \right)^{\frac{1}{2}};$$

$$V_G = \left(V_{w_x}^2 + V_{w_z}^2 \right)^{\frac{1}{2}}.$$

Исходные уравнения используются при моделировании возмущенного движения самолета. Уравнения движения, полученные на основе линеаризации,

используются при формировании алгоритмов идентификации аэродинамических характеристик легкого самолета.

Проводится анализ математических моделей атмосферных возмущений, учет которых необходим при проведении летных испытаний и последующей обработке результатов этих испытаний. В качестве исходных математических моделей атмосферных возмущений (ветра и вариаций плотности атмосферы) предлагается использовать их канонические разложения.

Для дальнейшего практического использования моделей возмущений применяются формирующие фильтры различной степени сложности.

Даются рекомендации по применению сформированных математических моделей самолета и возмущений при решении задач обработки информации и статистического моделирования процессов управляемого движения самолета при летных испытаниях.

Во второй главе предлагается двухэтапная схема решения задачи определения характеристик легкого самолета на основе предварительной обработки переходных процессов и использования метода наименьших квадратов с последующей итоговой обработкой информации с помощью фильтра Калмана.

1. Математическая модель движения самолета для решения задач идентификации.

В качестве математической модели рассматривались дифференциальные уравнения возмущенного «плоского» движения самолета с учетом ветровых воздействий, наиболее существенно влияющих на легкий самолет:

$$\begin{aligned} \frac{dV_k}{dt} &= \frac{1}{m} \left(P \cdot \cos \alpha - C_{x_s} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S - G \cdot \sin \Theta \right); \\ m V_k \frac{d\Theta}{dt} &= \left(P \cdot \sin \alpha + C_{y_s}^\alpha \cdot \alpha_w \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \right) - G \cos \Theta; \\ \frac{dL}{dt} &= V_k \cdot \cos \Theta; \\ \frac{dy}{dt} &= V_k \cdot \sin \Theta; \\ \frac{d\rho}{dt} &= - \frac{\beta_p}{V_k \cdot \sin \Theta} \cdot \rho; \\ \frac{d\omega_z}{dt} &= \frac{M_z^\delta \cdot \delta + M_z^\alpha \cdot \alpha_w + M_z^{\omega_z} \cdot \omega_z}{I_z}; \\ \frac{d\beta}{dt} &= \omega_z; \\ \alpha &= \beta - \Theta. \end{aligned} \tag{2.1}$$

Необходимо отметить, что исследовалось «плоское» движение самолета для возможности наиболее четкой и простой организации летного эксперимента.

2. Предварительное определение коэффициентов аэродинамических моментов статической устойчивости и демпфирования m_z^α , $m_z^{\omega_z}$ на основе анализа переходных процессов.

Предварительное определение коэффициентов m_z^a , m_z^{ω} осуществляется на основе исследования переходных процессов с использованием линеаризованной модели продольного движения самолета.

$$\begin{aligned} \frac{d\Delta V_K}{dt} + a_{00}\Delta V_K + a_{02}\Delta\alpha + a_{03}\Delta\Theta &= -a_{03}\Delta\delta + a_{05}X_s; \\ a_{10}\Delta V_K + \frac{d^2\Delta\theta}{dt^2} + a_{11}\frac{d\Delta\theta}{dt} + a_{12}\frac{d\Delta\alpha}{dt} + a_{12}\Delta\alpha &= -a_{13}\frac{d\Delta\delta}{dt} - a_{11}\Delta\delta + a_{15}M_w; \\ a_{20}\Delta V_K + a_{22}\Delta\alpha + a_{24}\Delta\Theta - \frac{d\Delta\Theta}{dt} &= -a_{23}\Delta\delta + a_{25}Y_s; \\ -\Delta\theta + \Delta\alpha + \Delta\Theta &= 0, \end{aligned} \quad (2.2)$$

где a_k - динамические коэффициенты.

На основе модели (2.2) может быть получено уравнение, описывающее переходный процесс по углу атаки:

$$\Delta\ddot{\alpha} + a_{11}\Delta\dot{\alpha} + a_{12}\Delta\alpha = a_{13}\Delta\delta, \quad (2.3)$$

Где a_{11} , a_{12} динамические коэффициенты, определяемые формулами:

$$a_{11} = -\frac{M_z^{\omega z}}{I_z} = -\frac{m_z^{\omega z} \cdot q \cdot S \cdot b_A \cdot b_A}{I_z \cdot V}; \quad a_{12} = -\frac{M_z^{\alpha}}{I_z} = -\frac{57,3 \cdot m_z^{\alpha} \cdot q \cdot S \cdot b_A}{I_z}. \quad (2.4)$$

При этом величина периода колебаний T и логарифмического декремента затуханий ξ связаны с динамическими коэффициентами следующими соотношениями:

$$T = \frac{1}{\sqrt{a_{12}}}; \quad \xi = \frac{a_{11}}{2 \cdot \sqrt{a_{12}}}. \quad (2.5)$$

Величины T и ξ могут быть определены на основе анализа переходного процесса, причем величина T определяется непосредственно, а логарифмический декремент затухания по формуле:

$$\xi = \frac{1}{n} \cdot \ln \frac{\alpha(t_0)}{\alpha(t_n)}, \quad (2.6)$$

где n - число колебаний, $\alpha(t_0)$, $\alpha(t_n)$ - значения угла атаки в моменты времени t_0 , t_n .

Таким образом, определение m_z^a , m_z^{ω} осуществляется в следующей последовательности: на основе анализа переходного процесса определяются величина T и по формуле (2.6) величина ξ . Далее с использованием выражений (2.5) находятся динамические коэффициенты a_{11} , a_{12} и окончательно из соотношений (2.4) определяются m_z^a , m_z^{ω} .

В качестве иллюстрации были проведены расчеты применительно к гипотетическому малоразмерному самолету со следующими аэродинамическими характеристиками:

$$\begin{aligned} C_{y_v}^a &= 0,08; \quad C_{z_z}^a = 0,03; \\ m_z^a &= -0,48; \quad m_z^{\omega} = -0,4; \quad m_z^{\delta} = -0,72. \end{aligned}$$

На рис.2.1 показано изменение $\alpha(t)$ по времени при угле отклонения руля высоты $\delta = -10^\circ$.

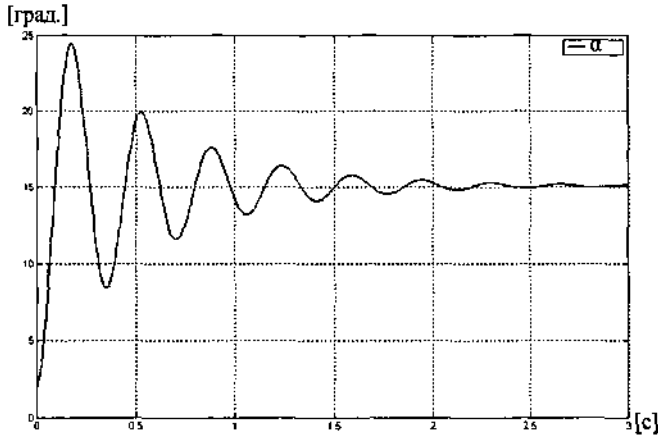


Рис.2.1. График изменения $\alpha(t)$ при угле отклонения руля высоты $\delta = -10^\circ$

Анализ переходного процесса (рис.2.1) дает следующие результаты:

$$\begin{aligned}
 f_{гн} &= 2,8; \\
 \omega &= 2\pi f = 17,58(\text{рад}/\text{с}); \\
 a_{12} &= \omega^2 = 309,18; \\
 -\frac{m_z^\alpha \cdot q \cdot S \cdot b_A}{I_z} &= 309,18; \\
 m_z^\alpha &= -\frac{309,18 \cdot I_z}{q \cdot S \cdot b_A} = -0,472; \\
 \alpha_0 &= 24,05^\circ; \\
 \alpha_4 &= 17,66^\circ; \\
 \xi &= \frac{1}{4} \cdot \ln\left(\frac{\alpha_4}{\alpha_0}\right) = 0,077; \\
 a_{11} &= 2 \cdot \xi \cdot \sqrt{a_{12}} = 2,71; \\
 m_z^{\alpha'} &= -\frac{a_{11} \cdot I_z \cdot V}{q \cdot S \cdot b_A^2} = -0,413.
 \end{aligned}$$

Необходимо отметить, что угол атаки непосредственно не измеряется, а может быть определен расчетным путем на основе обработки данных инерциальных измерителей. Однако в этом случае удается найти угол между вектором \vec{V}_K и продольной осью самолета, отличающийся от угла атаки на некоторую величину, обусловленную наличием ветра. В связи с этим дополнительно выполнялись расчеты коэффициентов m_z^α и $m_z^{\alpha'}$ с учетом возмущающего воздействия ветра. При этом использовалась процедура метода статистических испытаний (дисперсия скорости ветра принималась равной $1,5[m^2/c^2]$). Результаты расчетов выборочных математических ожиданий и среднеквадратических отклонений по 30 реализациям оказались следующими.

$$\begin{aligned}\bar{m}_z^{-\alpha} &= \frac{1}{30} \cdot \sum_{i=1}^{30} m_z^\alpha(i) = -0,473 \\ \bar{m}_z^{-\alpha_z} &= \frac{1}{30} \cdot \sum_{i=1}^{30} m_z^{\alpha_z}(i) = -0,412 \\ S_{m_z^\alpha} &= \sqrt{\frac{1}{29} \sum_{i=1}^{30} (m_z^\alpha(i) - \bar{m}_z^{-\alpha})^2} = 0,00031 \\ S_{m_z^{\alpha_z}} &= \sqrt{\frac{1}{29} \sum_{i=1}^{30} (m_z^{\alpha_z}(i) - \bar{m}_z^{-\alpha_z})^2} = 0,0011\end{aligned}$$

Таким образом, предлагаемое предварительное определение коэффициентов m_z^α и $m_z^{\alpha_z}$ может быть выполнено с достаточной степенью точности.

3. Предварительное определение аэродинамических коэффициентов C_{x_α} , $C_{y_\alpha}^\alpha$.

Предварительные оценки C_{x_α} , $C_{y_\alpha}^\alpha$ получаются на основе обработки показаний акселерометров с помощью метода наименьших квадратов. Вектор измерений Z имеет вид:

$$Z = \begin{bmatrix} n_x \\ n_y \end{bmatrix}, \quad (2.7)$$

где

$$\begin{aligned}n_x &= \frac{P}{G} + (-C_{x_\alpha} \cos \alpha + C_{y_\alpha}^\alpha \sin \alpha) \frac{\rho V^2 S}{2 G}; \\ n_y &= (C_{x_\alpha} \sin \alpha + C_{y_\alpha}^\alpha \cos \alpha) \frac{\rho V^2 S}{2 G}.\end{aligned}$$

Для возможности использования аналитической реализации метода наименьших квадратов производится линеаризация уравнения измерений:

$$\Delta Z = \Delta h \cdot \Delta X + \nu, \quad (2.8)$$

или в развернутом виде:

$$\begin{aligned}\Delta Z &= \begin{bmatrix} \Delta n_x \\ \Delta n_y \end{bmatrix}; \Delta h = \begin{bmatrix} h_{11} & h_{12} \\ h_{21} & h_{22} \end{bmatrix}; \Delta X = \begin{bmatrix} \Delta C_{x_\alpha} \\ \Delta C_{y_\alpha}^\alpha \end{bmatrix}; \\ h_{11} &= \frac{\partial n_x}{\partial C_{x_\alpha}} = -\cos \alpha \frac{\rho V^2 S}{2 G}; h_{12} = \frac{\partial n_x}{\partial C_{y_\alpha}^\alpha} = \alpha \sin \alpha \frac{\rho V^2 S}{2 G}; \\ h_{21} &= \frac{\partial n_y}{\partial C_{x_\alpha}} = \sin \alpha \frac{\rho V^2 S}{2 G}; h_{22} = \frac{\partial n_y}{\partial C_{y_\alpha}^\alpha} = \alpha \cos \alpha \frac{\rho V^2 S}{2 G},\end{aligned} \quad (2.9)$$

где величины h_{11}, \dots, h_{22} играют роль базисных функций, ν - вектор белых шумов.

Оценки ΔC_{x_α} и $\Delta C_{y_\alpha}^\alpha$ получаются в соответствии с процедурой метода наименьших квадратов:

$$\Delta X = (\Delta h^T \cdot \Delta h)^{-1} \cdot \Delta h^T \cdot \Delta Z,$$

где $(\Delta h^T \cdot \Delta h)$ - дисперсионная матрица.

На основе проведенных расчетов установлено, что погрешность получаемых оценок ΔC_{x_α} , $\Delta C_{y_\alpha}^\alpha$ составляет порядка 5%. Это связано очевидно с неточностью знания базисных функций, зависящих от угла атаки.

Полученные предварительные оценки для C_{x_α} , $C_{y_\alpha}^\alpha$, m_z^α и $m_z^{\alpha_z}$ далее используются для итоговой обработки информации с помощью фильтра Калмана.

4. Итоговое уточнение оценок на основе фильтра Калмана.

Итоговое уточнение оценок осуществляется с использованием фильтра Калмана. С этой целью необходимо произвести линеаризацию системы уравнений движения (2.1)

$$\frac{dX}{dt} = f(X, t), \quad (2.10)$$

где $f_1 = dV/dt$; $f_2 = d\Theta/dt$; $f_3 = dL/dt$; $f_4 = dy/dt$; $f_5 = d\rho/dt$; $f_6 = d\omega_z/dt$; $f_7 = d\vartheta/dt$.

Расширенный вектор состояния оцениваемой динамической системы имеет следующий вид:

$$x = X - X_{\text{ном}} = [\Delta V \ \Delta\Theta \ \Delta L \ \Delta y \ \Delta\rho \ \Delta\omega_z \ \Delta\vartheta \ \Delta m_z^a \ \Delta m_z^{a*} \ \Delta C_{x_s} \ \Delta C_{y_s}^a]^T. \quad (2.11)$$

При этом для Δm_z^a , Δm_z^{a*} , ΔC_{x_s} , $\Delta C_{y_s}^a$ используются уравнения формальных формирующих фильтров:

$$d\Delta m_z^a/dt = 0; \quad d\Delta m_z^{a*}/dt = 0; \quad d\Delta C_{x_s}/dt = 0; \quad d\Delta C_{y_s}^a/dt = 0. \quad (2.12)$$

В итоге получаем линеаризованную динамическую модель системы:

$$\frac{dx}{dt} = F(f) \cdot x + Bu, \quad (2.13)$$

где

B - матрица (11×11) с отличным от нуля элементом $b_{66} = m_z^{a*} \frac{\rho V^2 S}{2 m}$;

u - вектор управления с отличным от нуля элементом $u_6 = \delta_b$.

Матрица коэффициентов линеаризации F имеет следующий вид:

$$F(x) = \begin{pmatrix} f_{11} & f_{12} & 0 & 0 & f_{15} & 0 & 0 & 0 & 0 & f_{1,10} & 0 \\ f_{21} & f_{22} & 0 & 0 & f_{25} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & f_{2,11} \\ f_{31} & f_{32} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ f_{41} & f_{42} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ f_{51} & f_{52} & 0 & 0 & f_{55} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ f_{61} & 0 & 0 & 0 & f_{65} & f_{66} & 0 & f_{68} & f_{69} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & f_{76} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (2.14)$$

где

$$f_{1,1} = df_1/dV; \quad f_{1,2} = df_1/d\Theta; \quad \dots \quad f_{1,9} = df_1/dm_z^{a*}; \quad f_{1,10} = df_1/dC_{x_s}; \quad f_{1,11} = df_1/dC_{y_s}^a; \quad (2.15)$$

Предполагается, что в качестве измерительных устройств используются датчик GPS, барометрический датчик давления, акселерометры и датчик угловой скорости, т.е. вектор измерений Z имеет следующий вид:

$$Z = \begin{pmatrix} Z_1 = L \\ Z_2 = y \\ Z_3 = n_x \\ Z_4 = n_y \\ Z_5 = \omega_z \end{pmatrix} \quad (2.16)$$

На основе линеаризации уравнений (2.16) получаем линейную модель измерений:

$$Z(t) = h(t) \cdot x(t) + v(t), \quad (2.17)$$

Матрица коэффициентов линеаризации имеет следующий вид:

$$h(t) = \begin{pmatrix} 0 & 0 & h_{13} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & h_{24} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ h_{31} & 0 & 0 & 0 & h_{35} & 0 & 0 & 0 & 0 & h_{3,10} & 0 & 0 \\ h_{41} & 0 & 0 & 0 & h_{45} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & h_{4,11} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & h_{56} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (2.18)$$

где

$$h_{13} = \frac{\partial Z_1}{\partial L} = 1; \quad h_{24} = \frac{\partial Z_2}{\partial y} = 1;$$

$$h_{31} = \frac{\partial Z_3}{\partial V}; \quad h_{35} = \frac{\partial Z_3}{\partial \rho}; \quad h_{3,10} = \frac{\partial Z_3}{\partial C_{x_a}};$$

$$h_{41} = \frac{\partial Z_4}{\partial V}; \quad h_{45} = \frac{\partial Z_4}{\partial \rho}; \quad h_{4,11} = \frac{\partial Z_4}{\partial C_{y_a}^\alpha};$$

$$h_{56} = \frac{\partial Z_5}{\partial \omega_z} = 1.$$

Оптимальные статистические оценки для вектора состояния динамической системы (2.13) при использовании измерений (2.17) получаются на основе решения уравнений фильтра Калмана:

$$\frac{d \hat{x}(t/t)}{dt} = F(t) \hat{x}(t/t) + k(t) \left[Z(t) - h(t) \hat{x}(t/t) \right]; \quad (2.19)$$

$$\frac{dP(t)}{dt} = F(t)P(t) + P(t)^T F(t)^T - P(t)h(t)^T R^{-1}(t)h(t)P(t),$$

где

$$k(t) = P(t)h^T(t)R^{-1}(t);$$

$$P(t) = E[\tilde{x}(t/t)\tilde{x}(t/t)^T]. \text{ - ковариационная матрица ошибок оценок.}$$

При рассмотрении динамической системы в виде конечно-разностных уравнений, используемых при численном интегрировании уравнений движения применяется дискретная форма фильтра Калмана.

В том случае рассматривалась наблюдаемая динамическая система вида:

$$x_{n+1} = \Phi x_n;$$

$$Z_n = h x_n + v_n,$$

где

$$\Phi = I + F \cdot \Delta t.$$

Уравнение фильтрации рассматривались в следующем виде:

$$\hat{x}_{n/n} = \Phi \hat{x}_{n-1/n-1} + P_{n/n} h^T R^{-1} [Z_n - h \Phi \hat{x}_{n-1/n-1}];$$

$$P_{n/n} = \Phi P_{n-1/n-1} \Phi^T;$$

$$(2.20)$$

$$P_{n/n} = [P_{n/n-1}^{-1} + h^T R^{-1} h]^{-1} = P_{n/n-1} - P_{n/n-1} h^T [h P_{n/n-1} h^T + R]^{-1} h P_{n/n-1}.$$

С использованием фильтра Калмана осуществлялась итоговая обработка информации с целью уточнения оценок аэродинамических характеристик легкого самолета.

В качестве исследуемого режима полета легкого самолета был выбран режим набора высоты при ступенчатом отклонении руля высоты. Интенсивность белых шумов измерений характеризуется диагональной матрицей R , в которой:

$$\text{Diag } R = [0,25 \quad 1 \cdot 10^{-4} \quad 10^{-4} \quad 10^{-3}].$$

При моделировании процесса обработки информации принималось следующее начальное значение ковариационной матрицы ошибок оценок:

$$\text{Diag } P_0 = [1 \quad 0,3 \cdot 10^{-3} \quad 4 \quad 9 \quad 0,01 \quad 0,1 \cdot 10^{-3} \quad 0,3 \cdot 10^{-3} \quad 0,25 \cdot 10^{-2} \quad 0,25 \cdot 10^{-2} \quad 0,25 \cdot 10^{-2} \quad 0,25 \cdot 10^{-2}].$$

Остальные элементы матрицы P_0 полагаются равными нулю.

Результаты моделирования в виде ошибок оценок e_x и их дисперсий D_x показаны на рис.2.2.

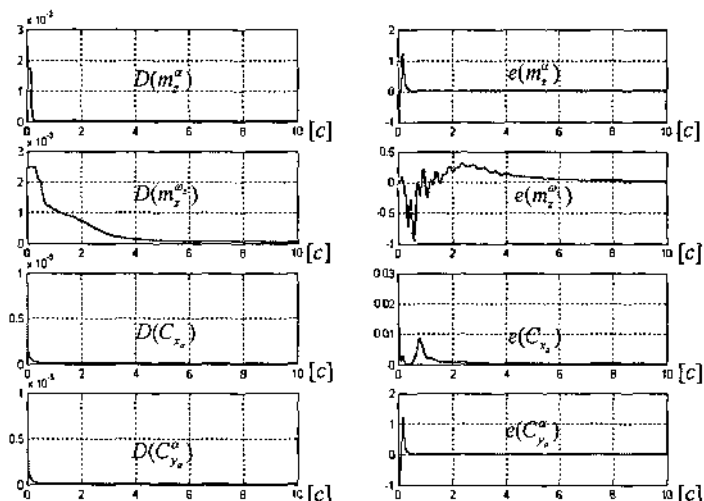


Рис.2.2. Результаты моделирования процесса оптимальной обработки информации с помощью фильтра Калмана

Анализ представленных результатов моделирования показывает, что фильтр Калмана позволяет получить итоговые оценки характеристик легкого самолета m_x^a , m_y^a , C_x^a , C_y^a с высокой степенью точности.

В третьей главе диссертационной работы рассматриваются вопросы реализации требуемых при испытаниях траекторий полета малоразмерного самолета на основе формирования алгоритмов оптимального управления, позволяющих решать данную задачу.

1. Решение задачи режимов полета на основе принципа минимума Понтрягина

При решении поставленной задачи ограничимся рассмотрением лишь уравнений движения центра масс самолета, т.е. будем считать, что система угловой стабилизации работает идеально. При таком допущении можно в качестве компонент вектора управления принять угол атаки и скоростной угол крена.

Математическая модель движения самолета представлена в форме (1.1).

Критерий оптимальности представляется в виде следующего оптимизирующего функционала:

$$J = R = [(L_0 - L)^2 + (y_0 - y)^2 + (z_0 - z)^2]^{\frac{1}{2}}, \quad (3.1)$$

где L_0, y_0, z_0 - координаты самолета, соответствующие заданной программной траектории полета L, y, z - координаты самолета на возмущенной траектории реального полета.

Для решения поставленной задачи воспользуемся условиями оптимальности управления в форме принципа минимума. С этой целью составим гамильтониан системы:

$$H = \lambda^T f = \lambda_1 \frac{dV}{dt} + \lambda_2 \frac{d\Theta}{dt} + \lambda_3 \frac{d\Psi}{dt} + \lambda_4 \frac{dL}{dt} + \lambda_5 \frac{dy}{dt} + \lambda_6 \frac{dz}{dt}, \quad (3.2)$$

где $\lambda^T = \lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_6$ - сопряженный вектор.

Учитывая, что величина угла атаки на практике не превышает величину порядка 20° , можно положить $P \sin \alpha = P\alpha$, $P \cos \alpha = P$. Кроме того, при формировании алгоритмов управления не будем рассматривать угол скольжения, который в дальнейшем будет учитываться при проверке полученных алгоритмов на основе моделирования процесса управления самолетом с учетом атмосферных возмущений, в частности, ветра.

Выделим в выражении (3.3) слагаемые, содержащие управление

$$H(\alpha, \gamma_a) = \lambda_2 \frac{1}{mV_K} \left(P\alpha + C_{y_a}^\alpha \frac{\rho V^2}{2} S \right) \cos \gamma_a - \lambda_3 \frac{1}{mV_K \cos \Theta} \left(P\alpha + C_{y_a}^\alpha \frac{\rho V^2}{2} S \right) \sin \gamma_a \quad (3.3)$$

Структура оптимального управления определяется из условия минимума гамильтониана:

$$u = \arg \min_{\tilde{u}} H(X, \lambda, \tilde{u}), \quad (3.4)$$

где X - фазовый вектор размерности (6×1) , \tilde{u} - произвольное управление.

Нетрудно видеть, что угол атаки входит в выражение (3.3) линейно, причем $\left(P + C_{y_a}^\alpha \frac{\rho V^2}{2} S \right) \neq 0$ т.е. особое управление отсутствует. Таким образом, оптимальное значение угла атаки оказывается равным его предельно допустимому значению.

Для определения оптимального значения угла крена рассмотрим часть гамильтониана, непосредственно используемую для нахождения оптимального значения угла γ_a

$$\Delta H(\gamma_a) = \lambda_2 \cos \gamma_a - \frac{\lambda_3}{\cos \Theta} \sin \gamma_a. \quad (3.5)$$

Введем обозначения

$$A_1 = \lambda_2, B_1 = -\frac{\lambda_3}{\cos \Theta}. \quad (3.6)$$

Из условия минимума выражения (3.5) по γ_a определяется структура оптимального управления $\gamma_{a_{opt}}$. В этом случае фактически осуществляется минимизация скалярного произведения вектора $\bar{L}(A_1, B_1)$ и вектора-орты $\bar{i}(\cos \gamma_a, \sin \gamma_a)$.

$$\gamma_{\text{опт}} = \begin{cases} -\frac{\pi}{2} \text{sign}(B_1), & A_1 = 0; \\ -\pi \text{sign}(B_1) + \arctg\left(\frac{B_1}{A_1}\right), & A_1 > 0; \\ \arctg\left(\frac{B_1}{A_1}\right), & A_1 < 0. \end{cases} \quad (3.7)$$

Для окончательного определения оптимального управления необходимо знание сопряженного вектора. В этом случае приходится решать двухточечную краевую задачу для системы уравнений характеристик

$$\begin{aligned} X' &= \frac{\partial H}{\partial \lambda}, & X(t_0) &- \text{задано} \\ \lambda' &= -\frac{\partial H}{\partial X}, & \lambda(t_f) &= \frac{\partial J(t_f)}{\partial X} \end{aligned} \quad (3.8)$$

Известно, что решение двухточечной краевой задачи сопряжено с определенными вычислительными трудностями и требует реализации некоторого итерационного вычислительного процесса. В связи с этим далее рассматривается прямое решение задачи формирования оптимального управления, позволяющее получить безитерационный алгоритм управления. При этом используются теоретические результаты, полученные на основе принципа минимума.

2. *Прямое решение задачи оптимизации управления (безитерационный алгоритм управления)*

В соответствии с полученными теоретическими результатами по выявлению структуры оптимального управления угол атаки принимается предельно допустимым. Угол крена будем определять, исходя из условия минимума оптимизирующего функционала (3.1), несмотря на то, что угол крена непосредственно в выражении (3.1) не входит.

В связи с этим рассматривается следующая задача, эквивалентная исходной задаче оптимизации управления:

$$\begin{aligned} \min_{\gamma_a} R &= R_0 + \int_{t_0}^{t_f} \min \dot{R}(t) dt = R_0 + \dot{R}_0(t_f - t_0) + \int_{t_0}^{t_f} \int_{\gamma_a} \min \ddot{R}(\tau, t) d\tau dt; \\ \gamma_{\text{опт}} &= \arg \min_{\gamma_a} \left(\frac{d^2 R(t, \gamma_a)}{dt^2} \right). \end{aligned} \quad (3.9)$$

Использование второй производной позволяет получить соотношения, содержащие непосредственно угол крена и в конечном итоге определить $\gamma_{\text{опт}}$.

С этой целью составим выражения для $R'_i(t)$ и $R''_i(t)$, в которых в целях сокращения записи зависимость от времени не указывается:

$$R' = \frac{\Delta L \Delta \dot{L} + \Delta y \Delta \dot{y}' + \Delta z \Delta \dot{z}'}{R}, \quad (3.10)$$

где

$$\begin{aligned} \Delta L &= (L_* - L), \Delta y = (y_* - y), \Delta z = (z_* - z); \\ \Delta \dot{L}' &= (\dot{L}_* - \dot{L}'), \Delta \dot{y}' = (\dot{y}_* - \dot{y}'), \Delta \dot{z}' = (\dot{z}_* - \dot{z}'); \\ R' &= \frac{R(\Delta L^2 + \Delta \dot{L}' \Delta L + \Delta y^2 + \Delta y' \Delta y + \Delta z^2 + \Delta z' \Delta z) - R'(\Delta L \Delta \dot{L}' + \Delta y \Delta \dot{y}' + \Delta z \Delta \dot{z}')}{R^2}, \end{aligned} \quad (3.11)$$

где

$$\Delta L' = (L'_x - L'_y), \Delta y' = (y'_x - y'_y), \Delta z' = (z'_x - z'_y).$$

В выражении (3.11) от угла крена будет зависеть только часть этого выражения, содержащая вторые производные $\Delta L'$, $\Delta y'$, $\Delta z'$. Эту часть в целях упрощения дальнейших выкладок будем рассматривать отдельно, обозначив следующим образом

$$R'(\gamma_a) = \Delta L \Delta L' + \Delta y \Delta y' + \Delta z \Delta z' \quad (3.12)$$

В этом случае условие оптимальности (3.9) можно записать в виде

$$\gamma_{opt} = \arg \min_{\gamma} (R'_y) \quad (3.13)$$

Используя кинематические уравнения для L' , y' , z' из (1.1), получим:

$$\begin{aligned} L' &= V_K' \cos \Theta \cos \Psi - (V_K \Theta' \sin \Theta \cos \Psi + V_K \Psi' \sin \Theta \cos \Theta) \\ y' &= V_K' \sin \Theta + \Theta' V_K \cos \Theta \\ z' &= -V_K' \cos \Theta \sin \Psi + (V_K \Theta' \sin \Theta \sin \Psi - V_K \Psi' \cos \Theta \cos \Theta) \end{aligned} \quad (3.14)$$

Используя динамические уравнения системы (1.1) для V' , Θ' , Ψ' и подставляя их в (3.14), можно получить выражения для L' , y' , z' , содержащие угол крена в явном виде:

$$\begin{aligned} R'(\gamma_a) &= \cos \gamma_a (\Delta L \sin \Theta \cos \Psi - \Delta y \cos \Theta - \Delta z \sin \Theta \sin \Psi) \\ &\quad - \sin \gamma_a (\Delta L \sin \Psi + \Delta z \cos \Psi) \end{aligned} \quad (3.15)$$

Введем, как и ранее, следующие обозначения

$$\begin{aligned} A_2 &= (\Delta L \sin \Theta \cos \Psi - \Delta y \cos \Theta - \Delta z \sin \Theta \sin \Psi) \\ B_2 &= -(\Delta L \sin \Psi + \Delta z \cos \Psi) \end{aligned} \quad (3.16)$$

Тогда выражение (3.16) может быть представлено в виде, аналогичном (3.5), (3.6), т.е. можно рассматривать в виде скалярного произведения векторов $\bar{L}(A_2, B_2)$ и $\bar{l}(\cos \gamma, \sin \gamma)$. Поэтому структура оптимального управления будет аналогичной (3.7).

Таким образом, прямое решение задачи оптимизации управления имеет следующий вид:

$$\gamma_{opt} = \begin{cases} -\frac{\pi}{2} \text{sign}(B_2), A_2 = 0; \\ -\pi \text{sign}(B_2) + \arctg\left(\frac{B_2}{A_2}\right), A_2 > 0; \\ \arctg\left(\frac{B_2}{A_2}\right), A_2 < 0. \end{cases} \quad (3.17)$$

где

$$\begin{aligned} A_2 &= (L_x - L_y) \sin \Theta \cos \Psi - (y_x - y_y) \cos \Theta - (z_x - z_y) \sin \Theta \sin \Psi \\ B_2 &= -(L_x - L_y) \sin \Psi - (z_x - z_y) \cos \Psi \end{aligned} \quad (3.18)$$

Выражения (3.17), (3.18), как нетрудно видеть, фактически соответствуют решению задачи синтеза оптимального управления, формируемому на основе знания лишь фазовых координат. При этом, как показывают результаты расчетов, связанных с реализацией алгоритмов (3.7) и (3.17), численные значения выражений для (3.6) и (3.18) оказываются одинаковыми.

С динамической точки зрения алгоритм (3.17) обеспечивает максимальное значение проекции вектора подъемной силы на вектор $\bar{R}(t)$, что фактически приводит к решению (3.9).

Необходимо также отметить, что техническая реализация алгоритма (3.17) не вызывает существенных трудностей.

3. Результаты моделирования безитерационного алгоритма управления

С целью проверки предложенного алгоритма управления (3.17) проводилось моделирование процесса управляемого полета самолета в условиях воздействия случайных возмущений. Рассматривались следующие три группы возмущений, обычно используемые в подобных задачах:

- атмосферные возмущения в виде вариаций плотности атмосферы и ветра;
- случайные отклонения от расчетных значений начальных условий полета самолета;
- отклонения массово-инерционных и аэродинамических характеристик самолета от расчетных значений.

Вариации плотности атмосферы учитывались в следующем виде:

$$\rho = \rho_{ст}(1 + \overline{\Delta\rho}), \quad (3.19)$$

где $\rho_{ст}$ значение плотности, соответствующее стандартной атмосфере;

$\overline{\Delta\rho} = \frac{\Delta\rho}{\rho_{ст}}$ относительное отклонение плотности от стандартного значения.

При моделировании возмущенного движения самолета использовались исходные уравнения движения (1.1). Результаты моделирования, характеризующие отклонения возмущенной траектории от номинальной при использовании алгоритма управления (3.17), показаны на рис.3.1.

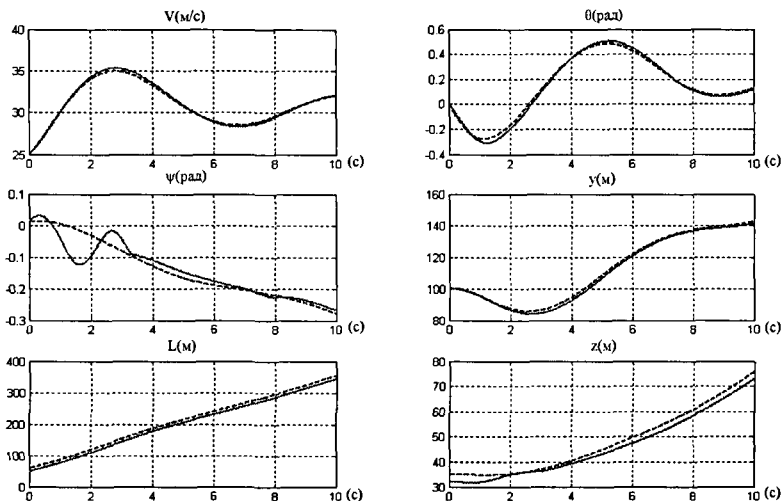


Рис.3.1. Результаты моделирования процесса управляемого полета самолета в условиях возмущений

————— - полет по номинальной траектории.
 - полет по возмущенной траектории с использованием алгоритма управления (3.17).

Как следует из анализа полученных результатов, алгоритм прямого решения обеспечивает реализацию номинального полета самолета с высокой степенью точности.

Для проверки соответствия полученного на основе прямого решения алгоритма управления алгоритму оптимального управления было проведено дополнительное теоретическое исследование, связанное с решением двухточечной краевой задачи для системы уравнений характеристик.

4. Решение краевой задачи для канонической системы уравнений характеристик

Учитывая, что гамильтониан не зависит от дальности полета и бокового отклонения, а также пренебрегая зависимостью плотности атмосферы от высоты, можно считать что

$$\frac{d\lambda_4}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial L} = 0, \quad \frac{d\lambda_5}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial y} = 0, \quad \frac{d\lambda_6}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial z} = 0. \quad (3.20)$$

т.е. $\lambda_4 = C_4, \lambda_5 = C_5, \lambda_6 = C_6$ (3.21)

где C_4, C_5, C_6 – константы, подлежащие определению.

Кроме того, в рассматриваемой задаче время окончания процесса управления не фиксировано, поэтому гамильтониан равен нулю, что позволяет выразить одну из сопряженных переменных, например первую, через остальные сопряженные переменные:

$$\lambda_1 = -\frac{1}{\frac{dV_K}{dt}} \cdot \left(\lambda_2 \cdot \frac{d\Theta}{dt} + \lambda_3 \cdot \frac{d\Psi}{dt} + C_4 \cdot \frac{dL}{dt} + C_5 \cdot \frac{dy}{dt} + C_6 \cdot \frac{dz}{dt} \right) \quad (3.22)$$

Таким образом, система уравнений характеристик имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} \frac{dV_K}{dt} &= \frac{1}{m} \left(P \cos \alpha - C_{x_s} \frac{\rho V^2}{2} S - G \sin \Theta \right); \\ mV_K \frac{d\Theta}{dt} &= \left(P \sin \alpha + C_{y_s} \alpha \frac{\rho V^2}{2} S \right) \cos \gamma_a - G \cos \Theta; \\ -mV_K \cos \Theta \frac{d\Psi}{dt} &= \left(P \sin \alpha + C_{y_s} \alpha \frac{\rho V^2}{2} S \right) \sin \gamma_a; \\ \frac{dL}{dt} &= V_K \cos \Theta \cos \Psi; \\ \frac{dy}{dt} &= V_K \sin \Theta; \\ \frac{dz}{dt} &= -V_K \cos \Theta \sin \Psi; \\ \frac{d\lambda_2}{dt} &= -\lambda_1 \cdot \frac{\partial}{\partial \Theta} \left(\frac{dV_K}{dt} \right) - \lambda_2 \cdot \frac{\partial}{\partial \Theta} \left(\frac{d\Theta}{dt} \right) - \lambda_3 \cdot \frac{\partial}{\partial \Theta} \left(\frac{d\Psi}{dt} \right) - C_4 \cdot \frac{\partial}{\partial \Theta} \left(\frac{dL}{dt} \right) - C_5 \cdot \frac{\partial}{\partial \Theta} \left(\frac{dy}{dt} \right) - C_6 \cdot \frac{\partial}{\partial \Theta} \left(\frac{dz}{dt} \right); \\ \frac{d\lambda_3}{dt} &= -C_4 \cdot \frac{\partial}{\partial \Psi} \left(\frac{dL}{dt} \right) - C_6 \cdot \frac{\partial}{\partial \Psi} \left(\frac{dz}{dt} \right), \end{aligned} \quad (3.23)$$

где

$$\frac{\partial}{\partial \Theta} \left(\frac{dV_K}{dt} \right) = \ddot{V}_{K,\Theta} = -g \cdot \Theta \cdot \cos \Theta;$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial \Theta} \left(\frac{d\Theta}{dt} \right) &= \ddot{\Theta}_{r\Theta} = \frac{g \cdot \Theta' \cdot \sin \Theta}{V_K}; \\ \frac{\partial}{\partial \Theta} \left(\frac{d\Psi}{dt} \right) &= \ddot{\Psi}_{r\Theta} = -\frac{\Theta' \cdot \sin \Theta}{m \cdot V_K \cdot \cos^2 \Theta} \left(P \cdot \sin \alpha + C_{y_a}^{\alpha} \cdot \alpha \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \right) \cdot \sin \gamma_a; \\ \frac{\partial}{\partial \Theta} \left(\frac{dL}{dt} \right) &= \ddot{L}_{r\Theta} = -V_K \cdot \Theta' \cdot \sin \Theta \cdot \cos \Psi; \\ \frac{\partial}{\partial \Theta} \left(\frac{dy}{dt} \right) &= \ddot{y}_{r\Theta} = V_K \cdot \Theta' \cdot \cos \Theta; \\ \frac{\partial}{\partial \Theta} \left(\frac{dz}{dt} \right) &= \ddot{z}_{r\Theta} = V_K \cdot \Theta' \cdot \sin \Theta \cdot \sin \Psi; \\ \frac{\partial}{\partial \Psi} \left(\frac{dL}{dt} \right) &= \ddot{L}_{r\Psi} = -V_K \cdot \cos \Theta \cdot \Psi' \cdot \sin \Psi; \\ \frac{\partial}{\partial \Psi} \left(\frac{dz}{dt} \right) &= \ddot{z}_{r\Psi} = -V_K \cdot \cos \Theta \cdot \Psi' \cdot \cos \Psi. \end{aligned}$$

5. Сравнительный анализ алгоритмов управления

Для сравнительного анализа прямого решения задачи оптимизации управления и решения, получаемого в соответствии с принципом минимума, были выполнены следующие сравнительные расчеты в соответствии с блок – схемой (рис.3.2):

1) Прямое решение задачи оптимизации управления в соответствии с алгоритмом (3.17).

На рис.3.4 в виде сплошной линии показано изменения величины расстояния между текущим положением самолета и заданной точкой на номинальной траектории при реализации алгоритма управления (3.17).

При расчетах использовались следующие граничные условия:

$$V_K(t_0) = 50(\text{м/с})$$

$$\Theta(t_0) = 1(\text{град.})$$

$$\Psi(t_0) = 2(\text{град.})$$

$$L(t_0) = 50(\text{м})$$

$$y(t_0) = 100(\text{м})$$

$$z(t_0) = 32(\text{м})$$

$$L(t_f) = 150(\text{м})$$

$$y(t_f) = 200(\text{м})$$

$$z(t_f) = 132(\text{м})$$

t_0 - начальный момент времени.

t_f - конечный момент времени.

2) Нахождение оптимального управления на основе решения двухточечной краевой задачи для системы уравнений характеристик (3.23), причем «начальные» значения сопряженных переменных λ_2 , λ_3 принимались равными:

$$\lambda_2 = (\Delta L \cdot \sin \Theta \cdot \cos \Psi - \Delta y \cdot \cos \Theta - \Delta z \cdot \sin \Theta \cdot \sin \Psi);$$

$$\lambda_3 = -\cos \Theta (\Delta L \cdot \sin \Psi + \Delta z \cdot \cos \Psi).$$



Рис. 3.2. Блок-схема решения оптимизационных задач управления

Сопряженные переменные в виде постоянных величин C_4 , C_5 , C_6 находились методом деформируемого многогранника. Для приведенных исходных данных величины C_4 , C_5 , C_6 оказались равными: $C_4 = 0.23092$, $C_5 = 0.066427$, $C_6 = -0.060789$.

На рис.3.3 показано изменение ключевых сопряженных переменных λ_2 и λ_3 .

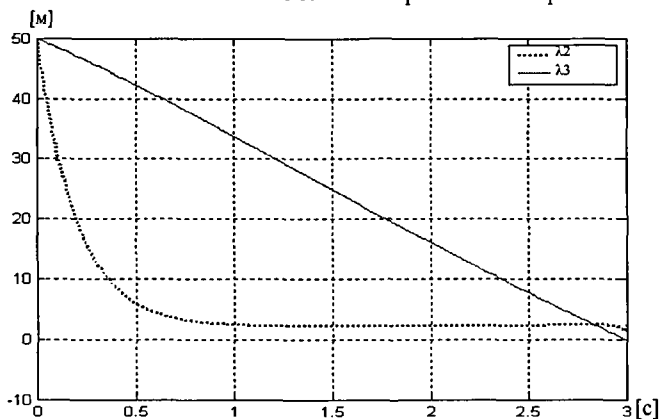


Рис.3.3. Изменение сопряженных переменных при решении краевой задачи

На рис.3.4 в виде пунктирной линии показано изменение величины расстояния между самолетом и выбранной точкой на номинальной траектории при управлении, получаемом на основе решения двухточечной краевой задачи.

Как видно из рис.3.4 прямое решение достаточно хорошо совпадает с решением, получаемым на основе принципа минимума.

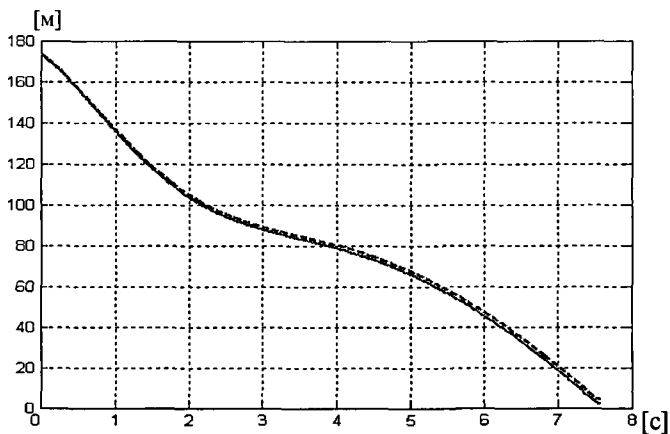


Рис.3.4. Изменение расстояния между самолетом и фиксированной точкой на номинальной траектории (сплошная линия соответствует прямому решению задачи оптимизации управления, пунктирная - решению на основе принципа минимума)

ВЫВОДЫ ПО РАБОТЕ

В диссертационной работе осуществлено формирование математических моделей движения легкого самолета, которые могут быть рекомендованы к использованию в алгоритмах оптимальной статистической обработки результатов летных испытаний, а также при синтезе алгоритмов оптимального управления и при выборе режимов полета самолета при испытаниях. На основе проведенного анализа математических моделей атмосферных возмущений даны рекомендации по построению их формирующих фильтров, применяемых при решении задач обработки информации и статистического моделирования процессов управляемого движения самолета при летных испытаниях.

Проведен анализ существующих методов статистической обработки информации, получаемой при летных испытаниях легкого самолета. В качестве основного алгоритма предложено использовать модифицированный фильтр Калмана. Разработана двухэтапная процедура обработки информации на основе предварительного анализа переходных процессов и использования метода наименьших квадратов с последующей итоговой обработкой информации с помощью фильтра Калмана. На основе проведенного моделирования процесса обработки информации установлено, что предложенные методики и алгоритмы обеспечивают получение характеристик легкого самолета с высокой степенью точности.

Разработан алгоритм оптимального управления самолетом при его летных испытаниях, основанный на прямом решении оптимизационной задачи. На основе проведенного математического моделирования установлено, что предложенный алгоритм оптимального управления позволяет обеспечить необходимые точностные характеристики реализации траектории полета самолета при летных испытаниях. Предложенный алгоритм оптимального управления помимо использования при летных испытаниях самолета может быть применен при мониторинге районов возможных природных и техногенных катастроф. Проведен сравнительный анализ и математическое моделирование процессов управления самолетом при использовании прямого решения и решения, полученного на основе принципа минимума, которое показало практическую близость получаемых результатов.

В целом выполненные в диссертационной работе исследования позволяют оперативно решать задачи идентификации аэродинамических характеристик легкого самолета в процессе послеполетного анализа. Полученные научные результаты имеют методическую направленность и позволяют сократить время и повысить достоверность результатов обработки информации при летных испытаниях легкого самолета. Отдельные результаты работы могут быть использованы в процессе проектирования и разработки легкого самолета и его систем.

СПИСОК ОСНОВНЫХ ПУБЛИКАЦИЙ

1. Буй Куанг Ли, Баранов В.Н. Комплексная методика определения движения и характеристик легкого самолета. Труды 12-й Международной конференции «Системный анализ и управление». Крым, Евпатория, 2007. - с. 56-57.
2. Буй Куанг Ли. Методика определения аэродинамических характеристик легкого самолета на основе результатов летных испытаний. Труды 12-й Международной конференции «Системный анализ и управление». Крым, Евпатория, 2007. - с. 57-58.
3. Буй Куанг Ли, Баранов В.Н. Алгоритм оптимального управления легким самолетом при летных испытаниях. Труды 13-й Международной конференции «Системный анализ и управление». Крым, Евпатория, 2008. – с. 112.
4. Буй Куанг Ли, Баранов В.Н. Оптимальное управление легким самолетом при летных испытаниях. «Вестник МАИ», № 4, 2008. - с. 62-66.
5. Буй Куанг Ли, Баранов В.Н. Прямое решение задачи оптимизации управления пространственным движением атмосферных летательных аппаратов. Труды Института системного анализа Российской Академии Наук. Динамика неоднородных систем». -М: КомКнига, 2007, Том 31(2). - с. 7-13.