

На правах рукописи



Тое Вэй Тун

**МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРИОРИТЕТНОГО
НАПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА ПО ЗАДАНЫМ
МАРШРУТАМ**

Специальность 05.13.01

Системный анализ, управление и обработка информации

(авиационная и ракетно-космическая техника)(технические науки)

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Москва-2015

Работа выполнена на кафедре "Системы автоматического и интеллектуального управления" Московского авиационного института (национального исследовательского университета) "МАИ".

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор
Зайцев Александр Владимирович

Официальные оппоненты: **Алексеев Владимир Витальевич** – доктор технических наук, профессор ФГБОУ ВО "Тамбовский технический университет", профессор кафедры.
Мышляев Юрий Игоревич – кандидат технических наук, доцент, Калужский филиал ФГБОУ ВО "Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана", доцент.

Ведущая организация: Научно-производственный центр автоматике и приборостроения имени академика Н.А. Пилюгина.

Защита состоится « 15 » сентября 2016 г. в 13:00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.12 ФГБОУ ВО при Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете) "МАИ". По адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4, зал заседания Ученого Совета МАИ.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте ФГБОУ ВО Московского авиационного института (национального исследовательского университета) "МАИ".

Автореферат разослан « » _____ 2016 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.125.12
к.т.н.



Старков А.В.

Актуальность темы диссертации. В настоящее время все больше внимания при эксплуатации воздушных судов (ВС) уделяется вопросам безопасности пассажиров и экипажей. В то же время, следует заметить, что на сегодня до 35 % ошибок летного состава провоцируется эргономическими недостатками средств информации и органов управления, состоянием пультов и обзора из кабины, расположением приборов и конечным предоставлением ими показаний, методами обучения. Не менее 2/3 отказов приборов управления на тренажерах моделируется искаженно. Как отмечает профессор Пономаренко В.А., из всех отказов, имитируемых в воздухе, в 95% случаев отрабатываются лишь действия по ликвидации отказа, а не по его распознаванию. Центральное же звено – принятие решения – фактически не отрабатывается.

Отсюда – очень важные и правильные решения, что наиболее сложные и опасные операции, к которым относится посадка воздушного судна, могут проводиться в автоматическом режиме.

Среди задач, решаемых с помощью автопилотов воздушных судов, важное место занимают вопросы оптимизации и управления по маршрутам движения, особенно, пространственных разворотов.

При движении ВС в автоматическом режиме возможны прерывания (сбои) в функционировании системы управления (СУ ЛА), в первую очередь, бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ). Причины подобных сбоев изложены в работах профессора Рыбникова С.И. Если после прерывания не провести восстановления навигационных параметров, то это может привести к самым непредвиденным последствиям.

В связи с этим в работе сформулирована математическая постановка задачи восстановления вектора кажущейся скорости (ВКС), описана математическая модель задачи оптимизации. Представлена методика, позволяющая на основе использования информации о динамике движения ВС и длительности прерывания работы БЦВМ, моделировать процесс восстановления ВКС. В данной методике реализуется последовательное решение частных задач по восстановлению ВКС: при одиночном сбое - восстановление информации в БЦВМ осуществляется по результатам прямого прогноза; при длительном прерывании - задача прогноза решается как в прямом, так и в обратном направлениях.

Решение описанной задачи и позволило провести разработку логической системы управления полетом воздушного судна, ориентированной на планирование маршрута полета через пункты, информация о которых известна заранее или поступает во время полета.

Разрабатываемая система реализует программное управление. Важным является тот факт, что применение разработанных алгоритмов позволит

бортовому вычислителю осуществлять расчет оптимального, по выбранному критерию, маршрута движения воздушного судна.

Степень проработанности темы исследования. Одним из актуальных направлений применения современных информационных технологий в управлении воздушными судами сегодня является автоматизация расчетов процессов движения и прогнозирования областей достижения, в основе которых лежат современные алгоритмы экстраполяции.

Существующее информационное обеспечение программно-технических средств автоматизации достаточно разнообразно. Это обусловлено разнообразием задач, решаемых автоматизированными информационными системами (АИС) в интересах обеспечения функционирования бортовых систем управления ВС. Тем не менее, несмотря на многообразие видов АИС, их информационное обеспечение не позволяет полностью преодолеть такие недостатки бортовых систем управления как, субъективизм, невысокая достоверность принимаемых решений. Следствием этого является не оптимальное управление траекторией движения ВС.

Поэтому тема данной диссертационной работы, посвященная совершенствованию системы управления движением ВС, а именно, программному управлению, которое строится в ходе полета и прогнозированию его с использованием терминального вектора фазовых координат, является актуальной.

Объектом исследования в настоящей работе является формирование подхода определения рационального, с точки зрения успешного решения задачи, направления движения воздушного судна по допустимым маршрутам.

Предметом исследования являются модели и алгоритмы программного управления движением воздушного судна по допустимым маршрутам.

Целью диссертационной работы является обеспечение требуемого, с точки зрения энергозатрат и вычислительной эффективности, программного управления на интервале движения воздушного судна в условиях возможного прерывания в решении навигационной задачи.

Научная задача, решаемая в диссертационной работе, заключается в разработке модели и алгоритмов программного управления движением воздушного судна в условиях возможного отсутствия навигационных параметров. Причиной подобного временного прерывания в функционировании системы управления могут быть, в частности, так называемые, не градиентные возмущения различной физической природы.

Для достижения сформулированной цели в работе последовательно решения следующие частные научно-технические задачи.

1. Проведен сравнительный анализ подходов к планированию маршрута полета.
2. Проведен анализ существующих методов и подходов к решению задачи восстановления навигационных параметров, в первую очередь, компонент вектора кажущейся скорости.
3. Разработан алгоритм программного управления воздушным судном с учетом фактора восстановления вектора кажущейся скорости.
4. Проведена оценка эффективности применения разработанных моделей и алгоритмов путем имитационного моделирования программы управления в условиях прерывания в получении навигационных параметров.
5. Предложены методические рекомендации по использованию разработанного подхода для оценки и прогноза движения воздушного судна.
6. Сформулированы предложения по повышению качества информационного обеспечения лиц, принимающих решение, для оперативного анализа и управления воздушным судном с использованием разработанной модели на основе метода программного управления.

Научная новизна

1. Проведен анализ особенностей движения воздушных судов по заданным маршрутам, выявлена роль системы программного управления воздушным судном по сложным маршрутам.
2. Разработаны алгоритмы восстановления навигационных параметров и прогноза управляющих воздействии на основе обобщенного квадратичного показателя качества.
3. Представлен подход определения приоритетного направления движения воздушного судна в условиях прерывания в получении навигационных параметров с использованием оценки терминального вектора фазовых координат. Доказано, что точность максимальна для гладких участков полета.
4. Информационное и методическое обеспечение программного управления с идентификацией внешних возмущений позволяет обеспечить необходимую близость возмущенной траектории к номинальной.

Теоретическая и практическая значимость результатов работы.

Теоретическая значимость результатов работы состоит в обосновании возможности формирования программного управления на основе обобщенного квадратичного показателя качества с учетом оценки действующих возмущений.

Практическая значимость исследования определяется тем, что создаваемые, на основе разработанных моделей и алгоритмов, программные средства обеспечивают не только решение задач построения оптимального

маршрута движения ВС, но и, на этапах проектирования и опытной эксплуатации систем управления ВС, позволяют оптимизировать структуру систем информационного обеспечения.

Кроме того, разработанные модели и алгоритмы могут быть интегрированы в существующие управляющие и информационные системы ВС государственной авиации.

Методологические основы и методы исследования. Результаты проведенного исследования получены с применением методов математической статистики, теории управления и математического моделирования, системного анализа.

Моделирование процесса проведено в пакете прикладных программ Matlab и его приложения Simulink, экспериментальные исследования с использованием математических пакетов MathCAD.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Алгоритм прогноза управляющих воздействий на основе полиномиальной аппроксимации.
2. Модель приоритетного определения направления движения воздушного судна по допустимым маршрутам.
3. Методика разработки алгоритма оптимального программного управления на основе обобщенного квадратичного показателя качества с учетом действующих возмущений.
4. Алгоритм оптимального программного управления на основе обобщенного квадратичного показателя качества с учетом действующих возмущений.

Степень достоверности и апробация результатов. Достоверность полученных результатов подтверждается корректным использованием апробированного математического аппарата теории управления, непротиворечивостью результатов моделирования, полученных на основе известных и разработанных моделей и алгоритмов.

Апробация работы.

Результаты проведенных исследований докладывались и получили одобрение на XXXIV Межведомственной научно-технической конференции «Проблемы обеспечения эффективности и устойчивости функционирования сложных технических систем» - Серпухов 2015 г.; V Всероссийской научно-практической конференции «Современное непрерывное образование и инновационное развитие» – Серпухов 2015 г.;

По результатам выполненных исследований опубликовано 11 печатных работ, в том числе 4 в научных изданиях, рекомендуемых ВАК Минобрнауки РФ.

Основные положения диссертационных исследований использованы в НИР кафедры систем автоматического и интеллектуального управления МАИ, реализованы в учебном процессе.

Диссертация состоит из введения, трех глав, заключения, библиографического списка и приложений. Диссертация содержит 130 страниц машинописного текста, 25 рисунка, 5 таблиц, 2 приложений. Библиографический список содержит 82 наименования.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении дается краткая характеристика работы, её актуальность, научная и практическая значимость.

Первая глава посвящена анализу моделей определения приоритетного направления движения воздушных судов по заданным маршрутам и делается вывод о важности разработки системы планирования оптимального маршрута через пункты, информация о которых известна заранее или поступает в ходе полета. В формулируемой задаче координаты пунктов маршрута, а так же требования к времени выполнения задания считаются заданными заранее. В результате анализа был выбран метод ветвей и границ, который положен в основу решения задачи коммивояжера. Метод ветвей и границ – это один из методов организации полного перебора, оптимизирующий его последовательным отсечением множеств маршрутов, заведомо являющихся неоптимальными. Принято считать, что сильной стороной метода ветвей и границ является найденное оптимальное либо субоптимальное решение. В качестве простейшей аналитической формы принятия решений рассматривается функция риска, позволяющая определить следующий пункт в каждой точке облета с помощью выражения:

$$F_j = b_1 \cdot X_j + b_2 \cdot Y_j + b_3 \cdot X_j^2 + b_4 \cdot Y_j^2 + b_5 \cdot X_j \cdot Y_j,$$

где X_j, Y_j - разность между соответствующей координатой j -го пункта и координатой текущего положения летательного аппарата.

В работах профессора Лебедева Г.Н. показано, что при решении многомерных задач оптимизации возможно совместное применение методов ветвей и границ и динамического программирования. На первом этапе задача решается методом динамического программирования. На втором этапе задача решается методом ветвей и границ. Реализация метода позволяет разбить все множество допустимых вариантов на подмножества, то есть получить оценку верхней границы целевой функции.

Принципиальной особенностью является разработка системы планирования оптимального маршрута через пункты, информация о которых известна заранее или поступает в ходе полета. Координаты текущего ППЗ подаются на пункт управления планирования, который проверяет предполагаемый маршрут полета на оптимальность. В случае, если данный маршрут оптимален, управление передается на исполнительные органы, если нет, то строится новый маршрут облета, а на исполнительный уровень подаются координаты очередного ППЗ.

В ходе анализа был рассмотрен алгоритм, который состоит из нескольких блоков (рисунок 1). В первом блоке производится ввод исходных данных для определения координат ППЗ. Во втором блоке осуществляется обработка данных для определения расстояний. В третьем блоке осуществляется расчет маршрута движения.



Рисунок 1. Алгоритм расчёта маршрута движения

В качестве примера был рассмотрен маршрут из девяти точек, который создан на кафедре систем автоматического и интеллектуального управления

МАИ. Данная модель использована в качестве базовой для оценки эффективности разработанных модели и алгоритмов.

Во второй главе решается задача разработки алгоритма прогноза управляющих воздействий.

В начале главы формулируется математическая постановка задачи. Считается, что объект в достаточно общем виде описывается системой линейных дифференциальных уравнений:

$$\dot{Y}(t) = BY[kT] + AU(kT) + CF(kT) \quad (1)$$

Движение объекта осуществляется по алгоритмам, записанным в память БЦВМ. Система управления парирует внешние возмущения и объект движется по траектории с расчетными фазовыми координатами.

Тогда цель исследования можно сформулировать как решение задачи выработки некоторого управления на периоде программного управления в функционировании СУ:

$$u(t_B + \tau) = u^*(q, t_B + \tau), \quad (2)$$

- где u^* - значение прогнозируемого управления;
 $\tau = T_{\text{пр}}$ - интервал программного управления;
 q - совокупность параметров, характеризующих значение u^* , которое обеспечило бы устойчивость и требуемую точность движения.

Выработанное управление u^* должно обеспечить минимизацию следующего критерия качества.

$$J = \int_{t_B}^{t_{B0}} \left\{ Y(t_B + \tau) - Y_{\text{нД}} \frac{[u^*(q, \tau)]}{G} \right\}^2 d\tau. \quad (3)$$

$${}_{t_B} \forall u^* \in U, \forall q \in Q$$

Требуется, чтобы данная задача решалась с учетом выполнения условий требуемой точности ε , которые входят в (3) в качестве ограничения G:

$$\varepsilon < \varepsilon_{\text{доп}},$$

которое определяется эффективностью рулевых органов.

Задача экстраполяции решается в два этапа. На первом этапе получают аппроксимирующий полином, а затем разложением данного полинома в ряд Тейлора получают значения прогнозируемого управляющего воздействия.

Предполагается, что по результатам предыдущих измерений известны дискретные значения сигналов управления, подаваемых на исполнительные органы. Требуется найти полином $P(x)$, который в данных точках принимал бы заданные значения $y_i (i = \overline{0, m})$. Тогда степень полинома не может быть меньше m , и полином $P(x)$ может быть вычислен по интерполяционной формуле Лагранжа.

$$P_n(x) = \sum_{k=0}^n l_k(x) y_k = \sum_{k=0}^n y_k \prod_{i \neq k} \frac{x - x_i}{x^k - x_i} \quad (4)$$

Но при большом значении m использование интерполяционного полинома Лагранжа сопряжено с большими вычислительными затратами. Поэтому необходимо получить такой полином $P(x)$, который, имея степень $n < m$ в точках x_i , принимал бы значения y_i пусть не точно, но по возможности с меньшей ошибкой.

Воспользовавшись методом наименьших квадратов, учитывая что все значения рассматриваемого процесса действительные, были подобраны коэффициенты a_k полинома.

$$P(t) = \sum_{k=0}^n a_k t^k, \quad n < m \quad (5)$$

В матричном виде (5) можно записать

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} \mathbf{p}_0 \\ \mathbf{p}_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \mathbf{p}_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{1} & \mathbf{1} & \mathbf{1} & \dots & \mathbf{1} \\ \mathbf{1} & \mathbf{t}_1 & \mathbf{t}_1^2 & \dots & \mathbf{t}_1^n \\ \cdot & \cdot & \cdot & & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & & \cdot \\ \mathbf{1} & \mathbf{t}_n & \mathbf{t}_n^2 & \dots & \mathbf{t}_n^n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{a}_0 \\ \mathbf{a}_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ \mathbf{a}_n \end{bmatrix} \quad (6)$$

Коэффициенты a_k полинома выбираются при условии, чтобы были выполнены $m+1$ равенства:

$$P(t_i) - u_i = 0, \quad i = \overline{0, m} \quad (7)$$

В данном случае это невозможно, поэтому коэффициенты a_k подобраны так, чтобы сумма квадратов отклонений искомого полинома от данных значений u_i в данных точках была наименьшей. Таким образом, в качестве критерия оптимальности выбрано выражение:

$$J = \sum_{i=0}^m [P(t_i) - u_i]^2 \quad (8)$$

С учетом (5):

$$J = \sum_{i=0}^m \left[\sum_{k=0}^n a_k t_i^k - u_i \right]^2 \quad (9)$$

Из (9) видно, что J – есть полином второй степени от коэффициентов a_k .

Учитывая, что сумма (9) не может быть отрицательной, можно считать существование минимума заранее установленным. Минимум могут давать положительные значения коэффициентов a_k . Следует приравнять нулю частные производные от суммы по всем коэффициенты a_k .

Получена система уравнений:

$$\frac{\partial J}{\partial a_k} = \sum_{i=0}^m [P(t_i) - u_i] t_i^k = 0 \quad (10)$$

Тогда можно записать:

$$\sum_{i=0}^m P(t_i) t_i^l = \sum_{i=0}^m u_i t_i^l, \quad l = \overline{0, m} \quad (11)$$

$$\sum_{k=0}^n a_k \sum_{i=0}^m t_i^{k+l} = \sum_{i=0}^m u_i t_i^l \quad (12)$$

При введении обозначений:

$$b_j = \sum_{i=0}^m t_i^j, \quad j = \overline{0, 2n} \quad (13)$$

$$q_l = \sum_{i=0}^m u_i t_i^l, \quad l = \overline{0, n}$$

Выражение (12) примет вид:

$$\sum_{k=0}^n a_k b_{k+l} = q_l, \quad l = \overline{0, n} \quad (14)$$

Или в матричной форме записи:

$$\mathbf{B} \cdot \mathbf{A} = \mathbf{Q}, \quad (15)$$

где

$$\mathbf{A} = [a_0 \ a_1 \ \dots \ a_n]^T$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{b}_0 & \mathbf{b}_1 & \dots & \mathbf{b}_n \\ \mathbf{b}_1 & \mathbf{b}_2 & \dots & \mathbf{b}_{n+1} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \mathbf{b}_n & \mathbf{b}_{n+1} & \dots & \mathbf{b}_{2n} \end{bmatrix}$$

Исключив \mathbf{A} из (15), было получено выражение для искомого полинома в матричном виде:

$$\mathbf{P} = \mathbf{T}\mathbf{B}^{-1}\mathbf{Q}. \quad (16)$$

Матрица \mathbf{Q} может быть представлена следующим образом:

$$\mathbf{Q} = \mathbf{T}^T \mathbf{U}, \quad (17)$$

где

$$\mathbf{U} = [u_1 \ u_2 \ \dots \ u_n]^T$$

Значения u_p – совокупность управляющих воздействий.

Матрица \mathbf{T}^T имеет размерность $(n+1) \times 1$, где n – порядок искомого полинома;

l – число априорных значений управляющих воздействий.

С учетом (17) полином представлен следующим образом:

$$\mathbf{P} = \mathbf{T}\mathbf{B}^{-1}\mathbf{T}^T \mathbf{U} \quad (18)$$

Проведя подстановку, был сделан вывод, что

$$\mathbf{A} = \mathbf{T}^T \mathbf{B}^{-1} \mathbf{U} \quad (19)$$

Для решения задачи экстраполяции использовано разложение полинома (18) в ряд Тейлора:

$$P(t + \theta) = P(t) + \theta \dot{p}(t) + \frac{\theta^2}{2} \ddot{p}(t) + \dots + \frac{\theta^m p^{(m)}(t)}{m!}, \quad (20)$$

где θ – интервал прогноза.

Выражение для расчета производных от полинома $P(t)$ было представлено:

$$p^{(m)} = \left\{ \sum_{k=0}^n a_k t^k \right\}^{(\mu)}, \mu = \overline{1, n} \quad (21)$$

Для интервала θ :

$$p(t + \theta) = \sum_{k=0}^n \frac{1}{k!} \theta^k p^{(k)}(t) \quad (22)$$

С учетом выражения (22):

$$p(t + \theta) = \sum_{j=0}^n \left\{ \frac{\theta^j}{j!} \left[\sum_{k=0}^n a_k t^k \right]^{(\mu)} \right\} \quad (23)$$

При введении обозначений:

$$G = \begin{bmatrix} p_0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ p_1 & \dot{p}_1 & 0 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ p_m & \dot{p}_m & \ddot{p}_m & \dots & p_m^{(n)} \end{bmatrix};$$

$$\theta = \left[1, \theta, \frac{\theta^2}{2!}, \dots, \frac{\theta^m}{m!} \right]$$

окончательно получено:

$$\mathbf{U}(t) = [\mathbf{G}\theta]^T \mathbf{B}^{-1} \mathbf{T}^T \mathbf{U}[0] \quad (24)$$

Полученное выражение позволяет прогнозировать значения управляющих воздействий, основываясь на априорной информации, получаемой до момента программного управления и тем самым формировать управляющие воздействия на весь период движения ВС.

В третьей главе разработана модель приоритетного определения направления движения воздушного судна по заданным маршрутам на основе алгоритма программного управления.

Из полученных зависимостей можно окончательно записать систему уравнений для нахождения управляющих воздействий на N шагах уравнения для системы любого порядка:

$$\begin{aligned} \frac{\partial J_1}{\partial u[(k-1)T]} = & \sum_{k=0}^{N-i} Y^T [0] \Phi^{(N-k)T} (T) Q \Phi^{N-(k+i)T} (T) H(T) + \\ & + \sum_{k=0}^{N-i} H^T (T) \Phi^{[N-(k+i)]T} (T) Q \Phi^{N-k} (T) Y [0] + \\ & + 2 \sum_{n=0}^{N-\eta} H^T (T) \Phi^{(N-j-\mu)} (T) Q \Phi^{N-(n+\eta)} (T) u[nT] + 2ru[nT], \end{aligned} \quad (26)$$

$$j = \overline{1, N}, \mu = \overline{0, N-j}, \eta = \overline{1, N-j+1}, n = \overline{0, N-1}$$

Данная система уравнений позволяет получить значения управляющих воздействий при известном начальном векторе состояния системы, а также рассчитать величины матриц переходных процессов и весовых коэффициентов.

Предлагаемую методику формирования управляющих воздействий рассмотрим на примере синтеза двухшагового алгоритма. Критерий оптимальности примет следующий вид:

$$J_2 = Y^T [2T] Q Y [2T] + ru^2 [t] + Y^T [T] Q Y [T] + ru^2 [0] \quad (27)$$

Учитывая приведенные выше рекуррентные соотношения, можно его переписать:

$$\begin{aligned} J_2 = & Y^T [0] \Phi^{2T} [T] Q \Phi^2 [T] Y [0] + Y^T [0] \Phi^{2T} [T] Q \Phi [T] H(T) u [0] + \\ & + Y^T [0] \Phi^{2T} [T] Q H(T) u [T] + H^T (T) \Phi^T [T] Q \Phi^2 [T] Y [0] \mu [0] + \\ & + H^T (T) Q \Phi [T] H(T) u [0] \mu [T] + H^T (T) Q H(T) u^2 [T] + ru^2 [T] + \\ & + Y^T [0] \Phi^T [T] Q \Phi [T] Y [0] + Y^T [0] \Phi^T [T] Q H(T) u [0] + \\ & + H^T (T) Q \Phi [T] Y [0] \mu [0] + H^T (T) Q H(T) u^2 [0] + ru^2 [0] \end{aligned} \quad (28)$$

Взяв частные производные по $u[0]$ и $u[T]$, получим:

$$\begin{aligned} \frac{\partial J_2}{\partial u[0]} = & Y^T [0] \Phi^{2T} [T] Q \Phi [T] H [T] + H^T (T) \Phi^T [T] Q \Phi^2 [T] Y [0] + \\ & + 2H^T (T) \Phi^T [T] Q \Phi [T] H (T) u [0] + H^T (T) Q \Phi [T] H (T) u [T] + Y^T [0] \Phi^T [T] Q H [T] + \\ & + H^T (T) Q \Phi [T] Y [0] + 2ru[0] + 2H^T (T) Q H [T] \mu [0] + H^T (T) \Phi^T [T] Q H (T) u [T] \end{aligned} \quad (29)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial J_2}{\partial u[T]} = & Y^T[0]\Phi^{2T}[T]QH[T] + H^T(T)Q\Phi^2[T]Y[0] + \\ & + H^T(T)\Phi^T[T]QH(T)u[0] + 2H(T)QH[T]u[T] + 2ru[T] \end{aligned} \quad (30)$$

Показано, что

$$\begin{aligned} Y^T[0]\Phi^{2T}[T]Q\Phi[T]H[T] &= H^T(T)\Phi^T[T]Q\Phi^2[T]Y[0]; \\ H^T(T)Q\Phi(T)H[T] &= H^T(T)\Phi^T[T]QH[T]; \\ Y^T[0]\Phi^T[T]QH[T] &= H^T(T)Q\Phi[T]Y[0]; \\ Y^T[0]\Phi^{2T}[T]QH[T] &= H^T(T)Q\Phi^2[T]Y[0]; \end{aligned} \quad (31)$$

Приравняв производные нулю и введя некоторые обозначения, получим:

$$\begin{cases} D_1Y[0] + D_2u[0] + D_3u[T] + D_4Y[0] + D_5u[0] + ru[0] = 0 \\ D_6Y[0] + D_3u[0] + D_5u[T] + ru[T] = 0 \end{cases}, \text{ где} \quad (32)$$

$$\begin{aligned} D_1 &= H^T(T)\Phi^T[T]Q\Phi^2[T] \\ D_2 &= H^T(T)\Phi^T[T]Q\Phi[T]H(T) \\ D_3 &= H^T(T)\Phi^T[T]QH[T] \\ D_4 &= H^T(T)Q\Phi[T] \\ D_5 &= H^T(T)QH[T] \\ D_6 &= H^T(T)Q\Phi^{2T}[T] \end{aligned} \quad (33)$$

Выразим из второго уравнения (32) $u[T]$:

$$u[T] = -\{D_4u[0] + D_6Y[0]\}[D_5 + r]^{-1} \quad (34)$$

Решая систему относительно $u[0]$, получим:

$$u[0] = -BY[0], \quad (35)$$

$$\text{где } B = [D_2D_5 + rD_2 - D_3^2 + D_5^2 + 2rD_5 + r^2]^{-1} \times [D_1D_5 + rD_1 - D_3D_6 + D_4D_5 + rD_4] \quad (36)$$

Выражение (35) позволило получить значения управляющих воздействий на возможный интервал программного управления.

Рассмотрен случай, когда требуемое конечное состояние, в которое должен быть переведен объект, известно заранее.

Введен в рассмотрение вектор Y_{TP} , характеризующий конечное состояние объекта.

Тогда критерий оптимальности приобрёл вид:

$$J = \sum_{k=1}^N \{Y[kT] - Y_{TP}\}^T Q(Y[kT] - Y_{TP}) + ru^2[(k-1)T] \quad (37)$$

где Y_{TP} - терминальный член, характеризующий требуемое состояние, в которое должен быть переведен объект.

С учетом идентифицированных возмущений:

$$\begin{aligned} Y[T] &= \Phi(T)Y[0] + H(T)U[0] + \Gamma(T)F[0] \\ Y[2T] &= \Phi^2(T)Y[0] + \Phi(T)H(T)U[0] + \Phi(T)\Gamma(T)F[0] + H(T)U[T] + \\ &\quad + \Gamma(T)F[T] \\ &\quad \cdot \quad \cdot \\ Y[N T] &= \Phi^N(T)Y[0] + \sum_{k=0}^{N-1} \Phi^{N-k-1}(T)H(T)U[kT] + \sum_{k=0}^{N-1} \Phi^{N-k-1}(T)\Gamma(T)F[kT] \end{aligned} \quad (38)$$

Было получено окончательное выражение для системы уравнений формирования управляющих воздействий:

$$\begin{aligned} &\sum_{k=0}^{N-i} Y[0] \Phi^{(N-k)T}(T) Q \Phi^{N-(k+i)}(T) H(T) + \sum_{k=0}^{N-i} H^T(T) \Phi^{[N-(k+i)]T}(T) Q \Phi^{N-k}(T) Y[0] + \\ &\quad i = \overline{1, N} \qquad \qquad \qquad i = \overline{1, N} \\ &+ 2 \sum_{n=0}^{N-\eta} H^T(T) \Phi^{(N-j-\mu)T}(T) Q \Phi^{N-(n+\eta)}(T) H(T) u[nT] + \\ &\quad j = \overline{1, N}, \mu = \overline{0, N-j}, \eta = \overline{1, N-j+1} \\ &+ 2 \sum_{n=0}^{N-\eta} H^T(T) \Phi^{(N-j-\mu)T}(T) Q \Phi^{N-(n+\eta)}(T) \Gamma(T) F(nT) - \\ &\quad j = \overline{1, N}, \mu = \overline{0, N-j}, \eta = \overline{1, N-j+1} \\ &- 2 \sum_{j=N-1}^k H^T(T) \Phi^{[j-k]T}(T) Y_{TP}(T) + 2ru[nT] = 0 \\ &\quad n = \overline{0, N-1} \end{aligned} \quad (39)$$

Алгоритм управления представлен в следующем виде:

$$\mathbf{U} = -\mathbf{A}^{-1}\mathbf{B}, \text{ где} \quad (40)$$

$$B = B_1 Y[0] + B_2 F[nT] - B_3 Y_{TP};$$

$$B_1 = \sum_{k=0}^{N-\eta} H^T(T) \Phi^{[N-(k+i)]T}(T) Q \Phi^{N-k}(T);$$

$$B_2 = \sum_{n=0}^{N-\eta} H^T(T) \Phi^{[N-J+\mu]T}(T) Q \Phi^{N-(n+\eta)}(T) \Gamma(T);$$

$$j = \overline{1, N}, \mu = \overline{0, N-j}, \eta = \overline{1, N-j+1}$$

$$B_3 = \sum_{j=N-1}^k H^T(T) \Phi^{(j-k)T}(T);$$

$$A = \sum_{n=0}^{N-\eta} H^T(T) \Phi^{[N-J+\mu]T}(T) Q \Phi^{N-(n+\eta)}(T) H(T) + r$$

$$j = \overline{1, N}, \mu = \overline{0, N-j}, \eta = \overline{1, N-j+1}$$

Значения матриц \mathbf{B}_1 , \mathbf{B}_2 , \mathbf{B}_3 и \mathbf{A} определяются после расчетов матриц переходных процессов $\mathbf{H}(T)$, качества \mathbf{Q} , возмущений $\mathbf{\Gamma}(T)$ и переходной матрицы $\mathbf{\Phi}(T)$.

Параметры T_0^* и $r^*(T_0^*)$ определяются путем поиска экстремума $r^*(T_0^*)$:

$$\max r^*(T_0^*) = \max f(B_{11}^*, Q, H(T_0), \Phi(T_0))$$

Как видно из выражения (40) матрицы $\mathbf{B}_1 - \mathbf{B}_3$, \mathbf{A} зависят лишь от свойств самого объекта и рассчитываются исходя из значений коэффициентов системы дифференциальных уравнений, описывающих движение объекта. Следовательно, их расчет может быть проведен заранее на этапе проектирования, а необходимые значения записаны в память БЦВМ. В процессе полета решается задача идентификации внешних возмущений. Окончательная процедура выработки управляющих воздействий будет определяться конкретным количеством необходимых управляющих воздействий.

На основе представленных выше зависимостей, формируется математическая модель кинематических характеристик ЦМ ВС в инерциальной системе координат с использованием численных методов интегрирования. Для интегрирования этой системы на ЭВМ проводится дискретизация методом Рунге-Кутты 4-го порядка (рис 2). Шаг интегрирования по времени выбирается равный $h_t = 0.032, \dots, 1 \text{ c}$.

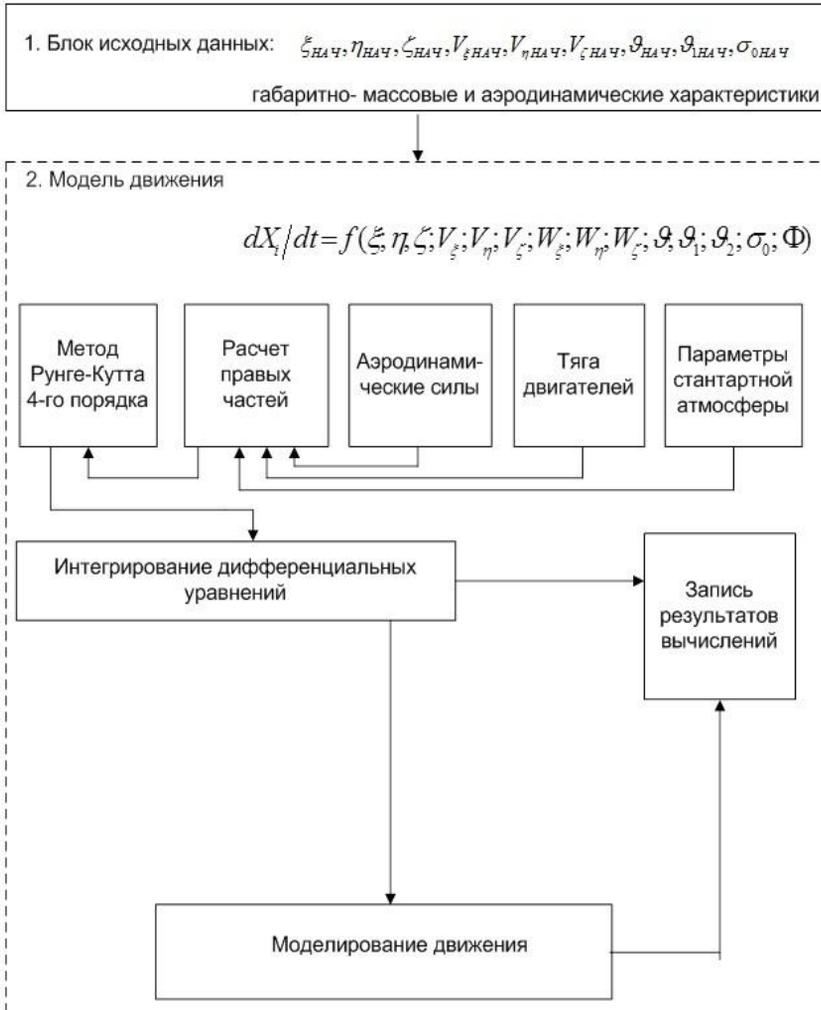


Рисунок.2 Схема моделирования движения ВС

Используя данную информацию в качестве априорной, была исследована модель движения с использованием алгоритма сглаживания. Результаты говорят о том, что система остается устойчивой, и отклонения фазовых координат не превышают допустимых значений.

Рассмотрено движение объекта с учетом внешних возмущений и использованием алгоритма программного управления. Записав систему уравнений в форме Коши, получены значения матриц А, Б и С, рассмотренных ранее:

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -C_{V_z V_z} & -C_{V_z \psi} & 0 & -C_{V_z \delta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -C_{\psi V_z} & -C_{\psi \psi} & 0 & -C_{\psi \delta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{T_{\text{ПП}}^2} & -\frac{2\xi}{T_{\text{ПП}}} \end{bmatrix}; \quad A = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ -\frac{K_{\text{ПП}}}{T_{\text{ПП}}^2} \end{bmatrix}; \quad C = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Тогда матрицы $\Phi(T)$, $H(T)$, $\Gamma(T)$ могут быть представлены следующим образом:

$$\Phi(T) = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -C_{V_z V_z} T & -C_{V_z \psi} T & 0 & -C_{V_z \delta} T & 0 \\ 0 & 0 & 1 & T & 0 & 0 \\ 0 & -C_{\psi V_z} T & -C_{\psi \psi} T & 1 & -C_{\psi \delta} T & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{T}{T_{\text{ПП}}^2} & 1 - \frac{2\xi T}{T_{\text{ПП}}} \end{bmatrix};$$

$$H(T) = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{T^2}{2} \frac{K_{\text{ПП}}}{T_{\text{ПП}}^2} \\ \frac{T_{\text{ПП}} - 2\xi T^2}{T_{\text{ПП}}} \cdot \frac{K_{\text{ПП}}}{T_{\text{ПП}}^2} \end{bmatrix}; \quad \Gamma(T) = \begin{bmatrix} \frac{T^2}{2} & 0 \\ T - \frac{C_{V_z V_z} T^2}{2} & 0 \\ 0 & \frac{T^2}{2} \\ -\frac{C_{\psi V_z} T^2}{2} & T \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

При расчетах было принято:

$$C_{V_z V_z} = 0, \quad C_{\psi V_z} = 0, \quad C_{\psi \psi} = 0.$$

Идентификация внешних возмущений проводилась по описанной выше методике.

На рис. 3 представлена модель рассматриваемой системы.

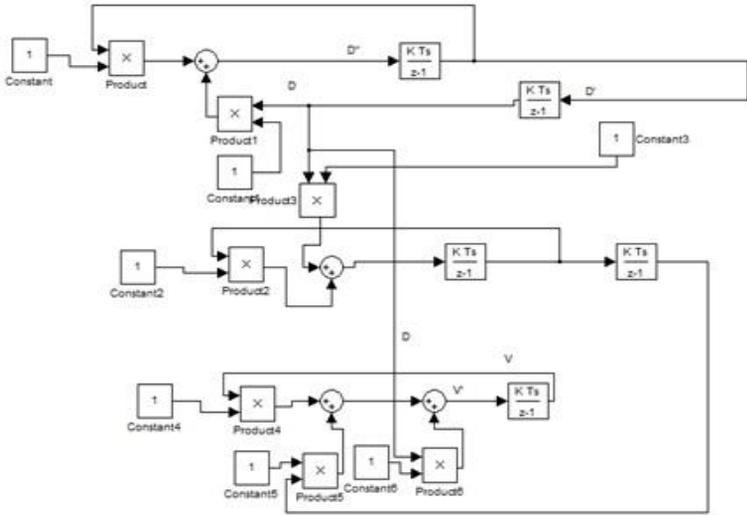
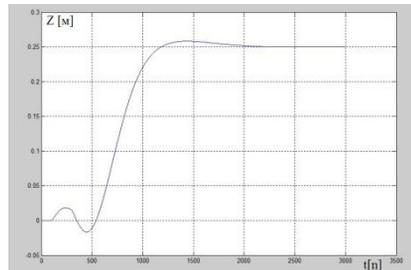
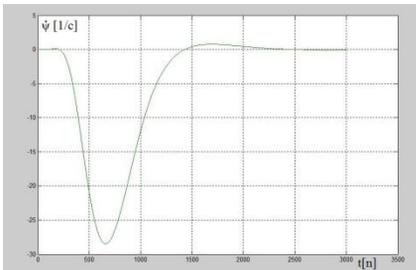
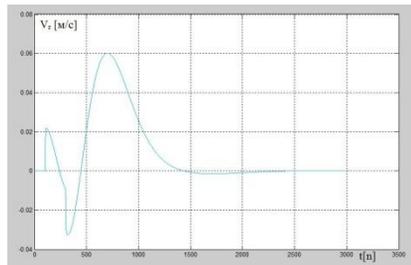
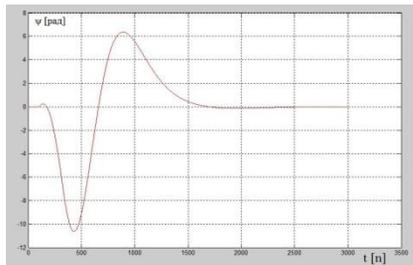


Рис. 3 Модель системы стабилизации ВС

Переходные процессы, характеризующие движение объекта в условиях программного управления и формировании управляющих воздействий при реализации алгоритма оптимального программного управления приведены на рис. 4–7.



Рисунки 4–7. Переходные процессы

Заключение

Проведённые исследования позволяют сделать следующие выводы.

1. В диссертации проанализированы существующие подходы к планированию маршрута полета, разработан алгоритм программного управления воздушным судном, разработана программа, реализующая данный алгоритм, проведена оценка эффективности применения разработанных моделей и алгоритмов, разработаны методические рекомендации по использованию инструмента для оценки и прогноза движения воздушного судна.

2. В работе разработан подход, который реализует программное управление. Разработанные модель и алгоритмы способны рассчитывать оптимальные маршруты в течение очень короткого промежутка времени, так как выполняются в реальном времени в составе программного обеспечения БЦВМ.

3. Разработанные алгоритмы программного управления обладают необходимой робастностью, что исключает влияние нечеткости и неопределенности внешних возмущений и человеческого фактора.

4. Разработка информационного и методического обеспечения программного управления позволяет повысить эффективность функционирования систем и снизить затраты на управление воздушным судном.

5. Разработанные программные средства позволяют пользователю решать конкретные практические задачи, пригодны для практического использования на этапах проектирования и опытной отработки.

6. Реализация результатов исследования направлена на решение текущих и перспективных задач государственной авиации, на совершенствование и развитие систем ранее внедренных в эксплуатацию в комплексе обеспечения движением воздушных судов.

СПИСОК ОПУБЛИКОВАННЫХ ТРУДОВ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

В изданиях, рекомендованных перечнем ВАК:

1. Зайцев А.В., Канушкин С.В., Волков А.В., Тое Вэй Тун «Применение обобщенного квадратичного показателя качества при решении задачи разработки метода терминального программного управления». Труды ФГУП «НПЦАП». Системы и приборы управления. №3, 2014. – М.: ОАО «ИПП «Куна». 87 с., с.51-58.

2. Зайцев А.В., Канушкин С.В., Волков А.В., Тое Вэй Тун «Модель идентификации возмущений движения летательного аппарата». “Экономика и менеджмент систем управления” 2015г, № 4.2(18)- Воронеж.: ООО Издательство "Научная книга", 296с., с.258-264.

3. Зайцев А.В., Канушкин С.В., Волков А.В., Тое Вэй Тун. «Разработка алгоритмов оптимизации систем стабилизации методом

аналитического конструирования агрегированных регуляторов». Известия института инженерной физики. №4, 2015. С. 10-12.

4 Зайцев А.В., Канушкин С.В., Волков А.В., Тое Вэй Тун, «Алгоритм оптимального управления летательного аппарата с учётом влияния внешних возмущений» журнал «Транспортное дело России» №5, (120) (2015).с.158-161.

В других изданиях;

1. Зайцев А.В., С.В. Канушкин, А.А. Янков, Тое Вэй Тун «Разработка алгоритма терминального управления» Информатика, вычислительная техника и управление: Сб. науч. тр. – Вып.5/Под ред. А. В. Князева, Д. А. Ловцова. – М.: ИТМиВТ РАН, 2014. с.251-256.

2. Зайцев А.В., С.В. Канушкин, А.А. Янков, Тое Вэй Тун «Разработка модели реализации терминального управления летательного аппарата с учётом действующих возмущений» Информатика, вычислительная техника и управление: Сб. науч. тр. – Вып. 5/Под ред. А. В. Князева, Д. А. Ловцова. – М.: ИТМиВТ РАН, 2014. с. 163-172.

3. Зайцев А.В, Канушкин С.В., Волков А.В., Тое Вэй Тун. Задача программного управления с обобщенным квадратичным показателем качества. Труды 34 Всероссийской НТК «Проблемы эффективности и безопасности функционирования сложных технических и информационных систем», Серпухов, 2015, Часть 3 , с. 181-185.

4. Тое Вэй Тун. Определение параметров алгоритма управления движением летательного аппарата. Материалы V Всероссийской научно-практической конференции «Современное непрерывное образование и инновационное развитие» // Под редакцией проф. А.Н. Царькова и проф. И.А. Бугакова. – Серпухов: МОУ «ИИФ», 2015. – 966 с., с. 852-854.

5. Тое Вэй Тун . Методика проектирования алгоритма управления движением летательного аппарата. Международный научный журнал «символ науки» №10/2015 issn 2410-700x , 258с., с.145-148.