

Белоконь Сергей Александрович

**РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ, МЕТОДОВ И
СРЕДСТВ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИКИ, ДИНАМИКИ ПОЛЕТА
И СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ
СВОБОДНОЛЕТАЮЩИХ ДИНАМИЧЕСКИ ПОДОБНЫХ МОДЕЛЕЙ**

05.13.18 «Математическое моделирование, численные методы и комплексы программ»

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Новосибирск – 2018

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном учреждении науки Институт автоматики и электрометрии Сибирского отделения Российской академии наук (ИАиЭ СО РАН)

Научный руководитель: доктор технических наук
Золотухин Юрий Николаевич

Официальные оппоненты: Окольников Виктор Васильевич
доктор технических наук, Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт вычислительных технологий Сибирского отделения Российской академии наук

Юркевич Валерий Дмитриевич
доктор технических наук, Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования Новосибирский государственный технический университет, профессор

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт проблем управления сложными системами Российской академии наук, г. Самара

Защита диссертации состоится «___» _____ 20___ г. в ___ часов на заседании диссертационного совета Д 003.005.01 при Федеральном государственном бюджетном учреждении науки Институт автоматики и электрометрии Сибирского отделения Российской академии наук по адресу: 630090, Новосибирск, проспект Академика Коптюга, 1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ИАиЭ СО РАН.

Автореферат разослан «___» _____ 20___ г.

Ученый секретарь
диссертационного совета
д.ф.–м.н.

Ильичев Л.В.

Общая характеристика работы

Актуальность работы. Исследования в аэродинамических трубах с использованием статических моделей обладают рядом ограничений, связанных с разницей в геометрических размерах модели и полноразмерного аппарата, интерференцией стен тоннеля и удерживающих устройств, «угловатостью» потока в тоннеле, разницей чисел Рейнольдса и т. д.

Применение технологии исследования характеристик летательных аппаратов (ЛА) с использованием свободнолетающих динамически подобных моделей позволяет обойти эти ограничения. Летящие динамически подобные модели (ЛДПМ) используются при разработке новых самолетов с начала сороковых годов XX века. Однако, вследствие несовершенства измерительной аппаратуры, отсутствия инерциальных навигационных систем и малогабаритных силовых установок этот метод длительное время рассматривался только как дополнительный к испытаниям в аэродинамических трубах.

Основными причинами быстрого и широкого внедрения ЛДПМ в процесс проектирования новых летательных аппаратов являются расширение круга задач, недоступных для исследований в аэродинамических трубах, появление микроминиатюрных радиоэлектронных устройств, позволяющих создать совершенный бортовой информационно-измерительный комплекс на моделях относительно небольшого размера, внедрение композиционных материалов и технологий для быстрого изготовления планера, появление размерного ряда поршневых и газотурбинных двигателей с высокой удельной мощностью, пригодных для использования в качестве силовой установки летающих моделей. Традиционные режимы полета, исследуемые с помощью ЛДПМ – сваливание, штопор и вывод из штопора – дополнились режимами пространственного маневрирования с большими перегрузками, изучением особенностей работы систем автоматического управления (САУ), систем активного управления перегрузкой, аэроупругости конструкции и ее влияния на аэродинамические и летно-технические характеристики, исследованием возможностей отклонения вектора тяги.

ЛДПМ — это беспилотные или дистанционно-пилотируемые летательные аппараты, разработка и реализация которых связаны с созданием программно-аппаратных комплексов полунатурного моделирования с полной или частичной имитацией объекта управления, бортового радио-электронного оборудования, органов управления. Стенды имитационного и полунатурного моделирования обеспечивают возможность испытаний объекта и систем управления для оценки влияния различных факторов и возмущающих воздействий, имитирующих условия эксплуатации. Отработка алгоритмов функционирования и аппаратного обеспечения системы управления на имитационном стенде позволяет детально изучить поведение летательного аппарата и системы управления в различных режимах. Стенды полунатурного моделирования разрабатываются и применяются для моделирования систем автоматического управления летательными аппаратами и визуализации полета в различных режимах,

тестирования алгоритмов пилотирования, сопровождающего моделирования летательных аппаратов, в качестве тренажеров пилотов.

При исследовании аэродинамики, динамики полета с использованием технологии ЛДПМ важным фактором становится обеспечение точного выполнения объектом маневров, задаваемых действиями оператора или полетным заданием. Особенностью динамики полета беспилотных летательных аппаратов являются нелинейность, сильная взаимная зависимость продольного и поперечного движения, высокая чувствительность к внешним возмущениям. Кроме того, ограничено доступное пространство для размещения бортового радиоэлектронного оборудования и элементов питания. С другой стороны, вычислительные мощности современных миниатюрных электронных устройств позволяют реализовать более сложные алгоритмы управления. Все это накладывает определенные требования к разрабатываемым для таких аппаратов системам автоматического управления, которые должны обеспечивать безопасное и предсказуемое поведение на всех этапах полета.

Целью диссертационной работы является разработка математических моделей, методов и программно-аппаратных средств исследования аэродинамики, динамики полета и систем автоматического управления свободнолетающих динамически подобных моделей. В соответствии с поставленной целью требовалось решить следующие задачи:

1. исследование методов построения математических моделей ЛА;
2. разработка, создание и исследование модели ЛА традиционной компоновки (летающая лаборатория – ЛЛ);
3. разработка метода управления угловым положением ЛА;
4. разработка метода планирования маршрута полета;
5. создание программно-аппаратной платформы полунатурного моделирования свободно летающих динамически подобных моделей и беспилотных летательных аппаратов (БПЛА).

Научная новизна. Предложена архитектура комплекса полунатурного моделирования, отличительной особенностью которого являются встроенные функции поддержки технологии динамически подобных летающих моделей, а также работа в режимах модельного (для численного моделирования) и реального времени (для тренажера пилотов, программно-аппаратного тестирования).

Разработан метод управления угловым положением летательного аппарата, основанный на расчете потребных моментов вращения, приводящих летательный аппарат в заданное пространственное положение по заданной траектории в пространстве состояний системы.

Для маршрута, заданного последовательностью поворотных пунктов, предложен упрощенный метод расчета плоской траектории, состоящей из ориентированных отрезков прямых, сопряженных спиралью Корню (клотоидами).

Методы исследования. Для решения поставленных задач в работе использованы методы математического моделирования, теории управления, вычислительной математики, а также имитационного и полунатурного моделирования.

Практическая значимость и внедрение результатов. Разработанный программно-аппаратный комплекс использован в работах по исследованию динамически подобных моделей при наземных и летных испытаниях образцов перспективных летательных аппаратов.

Платформа полунатурного моделирования может быть использована при создании новых беспилотных летательных аппаратов, в том числе летающих динамически подобных моделей, а также систем автоматического управления летательными аппаратами.

Программно-аппаратный комплекс может использоваться для предполетных тренировок летчиков- и инженеров-операторов.

Предложенный метод управления угловым положением может применяться при построении элементов систем автоматического управления летательными аппаратами.

Предложенный метод планирования маршрута летательного аппарата может быть использован при создании программного обеспечения наземных пунктов управления полетом.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Архитектура программно-аппаратной платформы поддерживает технологию исследования аэродинамики, динамики полета и функционирования системы управления в режимах модельного и реального времени с использованием динамически подобных летающих моделей.
2. Метод управления угловым положением летательного аппарата, основанный на вычислении потребных вращающих моментов, позволяет привести летательный аппарат к заданной ориентации по заданной траектории в пространстве состояний системы.
3. Метод планирования маршрута движения летательного аппарата на основе применения теории спиралей Корню, позволяет рассчитать гладкую траекторию с учетом требований ограничения перегрузки, а также непрерывного характера ее изменения при маневре.

Апробация работы. Основные результаты работы были изложены и обсуждались на следующих научно-технических конференциях и семинарах:

- VII международная конференция памяти академика А.П. Ершова «Перспективы систем информатики», Новосибирск, 2009 г.
- The IASTED International Conference “Automation, Control, and Information Technology (ACIT 2010)”, Novosibirsk, 2010 г.
- XII международная научно-практическая конференция «Энергетическая безопасность России: новые подходы к развитию угольной промышленности», Кемерово, 2010 г.
- Третья российская конференция с международным участием "Технические и программные средства систем управления, контроля и измерения", Москва, 2012 г.
- The 2013 IFAC International Conference «Intelligent Control and Automation Science», Chengdu, 2013 г.

- XVIII Международная конференция "Проблемы управления и моделирования в сложных системах", Самара, 2016 г.

Публикации. По результатам выполненных в диссертационной работе исследований и разработок опубликовано 13 печатных работ, включая 4 статьи в рекомендованных ВАК журналах.

Личный вклад автора. Все выносимые на защиту положения и результаты диссертационной работы получены и разработаны автором лично или при его непосредственном участии. Автор принимал активное участие в разработке и реализации программно-аппаратной платформы полунатурного моделирования, создании математических моделей летательных аппаратов, элементов системы управления а также проведении модельных и натуральных экспериментов и анализе результатов.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, 3 приложений, и списка цитируемой литературы из 99 наименований и изложена на 110 страницах, включает 19 рисунков и 2 таблицы.

Содержание работы

Во введении обоснована актуальность темы исследования, определены цели и задачи работы, сформулированы научная новизна и практическая значимость полученных результатов, приведены основные положения, выносимые на защиту.

В первой главе представлена разработанная программно-аппаратная платформа полунатурного моделирования, отличительной особенностью которой являются встроенные функции поддержки технологии динамически подобных летающих моделей, а также работа в двух режимах: модельного времени (для численного моделирования) и реального времени (для тренажера пилотов, программно-аппаратного тестирования).

Исследование задачи управления пространственным движением летательного аппарата позволило выявить ряд специфических требований, которым должен удовлетворять моделирующий комплекс:

- на всех этапах моделирования и исследования летательных аппаратов и систем автоматического управления разработчику требуется простой и удобный инструментарий, который позволяет в короткие сроки вносить изменения в модели и проводить анализ результатов (MATLAB/Simulink);
- для упрощения анализа пространственного движения ЛА, реакции ЛА на различные возмущающие воздействия необходимы эффективные средства визуализации;
- для тестирования алгоритмов управления программно-аппаратная платформа должна работать либо с моделью САУ – при имитационном моделировании пространственного движения летательного аппарата, либо с САУ, реализованной в пилотажно-навигационном комплексе летательного аппарата – программно-аппаратном тестировании;
- включение в моделирующий комплекс бортового радиоэлектронного оборудования, исполнительных механизмов, макета наземного пункта

управления позволяет исследовать объект и систему управления до начала летных испытаний, что существенно снижает риск потери натурального образца.

Следовательно, удобной с точки зрения разработки и исследований аэродинамики, динамики полета и систем автоматического управления свободно летающих динамически подобных моделей является архитектура, включающая в себя: *блок моделирования*, предназначенный для построения математической модели объекта и системы управления, а также необходимых датчиков и линий связи; *блок визуализации* трехмерной модели летательного аппарата и закабинной обстановки; *макет наземного пункта управления*, состоящий из рабочего места пилота-оператора (оснащенного органами управления летательным аппаратом) и рабочего места инженера-оператора; *макет объекта управления* (бортовое радио-электронное оборудование, сервоприводы). Подобный подход к построению моделирующего комплекса является дальнейшим развитием предыдущих работ, в частности – автоматизированной системы диспетчерского управления движением поездов Новосибирского метрополитена.

Функциональность и структура программно-аппаратного комплекса естественным образом вытекает из требований технологии оценки аэродинамических и пилотажных характеристик летательных аппаратов с использованием динамически подобных летающих моделей, положенной в основу разработки. Основные возможности, предоставляемые разработанным комплексом:

- построение математических моделей объекта и системы автоматического управления;
- разработка алгоритмов и программ бортового радиоэлектронного оборудования и наземного пункта управления;
- исследование динамики летательного аппарата и визуализация полета;
- тестирование пилотажно-навигационного комплекса и наземного пункта управления;
- организация предполетных тренировок летчика-оператора и инженера-оператора;
- управление беспилотными летательными аппаратами в автоматическом и ручном режимах полета;
- идентификация и корректировка модели по результатам летных испытаний.

На структурной схеме комплекса полунатурного моделирования (рисунок 1) представлены следующие элементы:

- автоматизированное рабочее место (АРМ) моделирования (среда MATLAB/Simulink);
- АРМ визуализации (авиасимулятор FlightGear);
- Макет наземного пункта управления:
 - АРМ инженера;
 - АРМ пилота;
 - Контроллер модема;
 - Эмулятор радиолинии;

- Макет летательного аппарата:
 - Пилотажно-навигационный комплекс;
 - Сервоприводы.

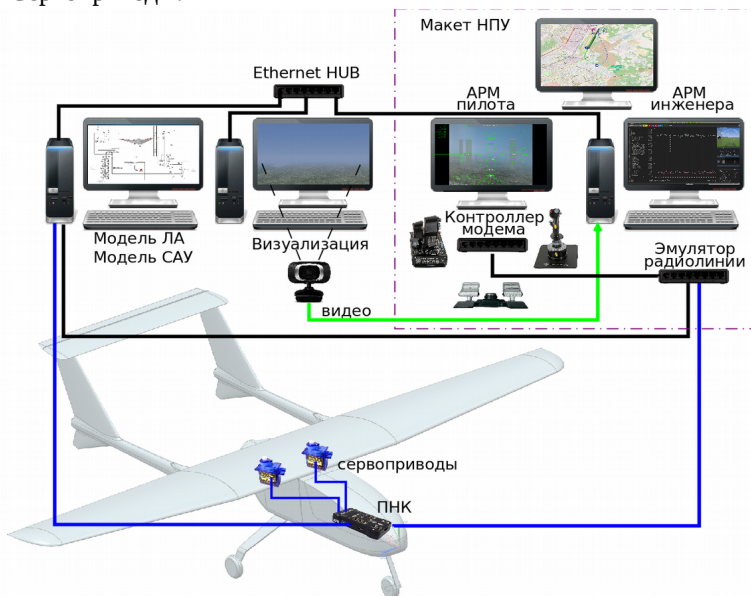


Рисунок 1: Структурная схема комплекса полунатурного моделирования

Синим цветом выделены линии связи, задействованные при программно-аппаратном тестировании, зеленым — видеоканал макета носовой камеры ЛА.

При реализации стенда полунатурного моделирования использовано модульное построение программного обеспечения с изолированными рабочими пространствами как на одном, так и на нескольких компьютерах локальной технологической сети, что позволяет использовать сложные модели летательных аппаратов и систем автоматического управления, требующие значительных вычислительных ресурсов; активировать несколько систем визуализации одновременно (ракурсы и сценарии); имитировать оборудование и линии обмена командной и телеметрической информацией посредством динамически подключаемых программных модулей; реорганизовать рабочие места разработчиков математических моделей и программного обеспечения по мере необходимости.

Математическое описание летательного аппарата (включая модели системы управления, датчиков, исполнительных механизмов, радиолинии) и окружающей среды (силы и моменты реакции опоры, аэродинамических возмущений и т. п.) осуществляется на включенном в состав комплекса АРМ моделирования, который представляет собой одно или несколько рабочих мест, оборудованных средой разработки MATLAB/Simulink с расширениями Aerospace Toolbox и Aerospace Blockset.

Модель системы автоматического управления в типовой конфигурации отделена от модели объекта для более точной имитации реального

программного обеспечения пилотажно-навигационного комплекса, которое (в отличие от MATLAB/Simulink модели ЛА), работает в режиме вычислений с фиксированным шагом на постоянной частоте 100 Гц.

Визуализация трехмерной модели летательного аппарата и закабинной обстановки реализована на основе свободно распространяемого авиасимулятора с открытым исходным кодом FlightGear, который поддерживает режим отображения данных, получаемых от внешней модели динамики полета. Обмен информацией между АРМ моделирования и АРМ визуализации реализован через промежуточную высокоскоростную базу данных Redis с помощью специально разработанных блоков MATLAB/Simulink и сетевого программного адаптера, что позволяет обеспечить одновременный доступ нескольких программ к разделяемым данным и их независимую работу в режиме реального времени.

Наземный пункт управления предназначен для дистанционного управления беспилотными летательными аппаратами и включает АРМ пилота, осуществляющего непосредственное управление самолетом, и АРМ инженера, контролирующего состояние оборудования и параметры полета.

Разработанный комплекс использован в работах по исследованию динамически подобных моделей при наземных и летных испытаниях образцов перспективных летательных аппаратов.

Отличительной особенностью разработанного программно-аппаратного комплекса являются встроенные функции поддержки технологии динамически подобных летающих моделей, в частности, поддержка анализа, сравнения и итерационного уточнения математического описания объекта по результатам летных испытаний, а также реализация метода полунатурного моделирования, позволяющего задействовать как установленный на самолете пилотажно-навигационный комплекс, так и наземный пункт управления для регистрации и отображения телеметрических данных в реальном времени и проверки функционирования системы в целом.

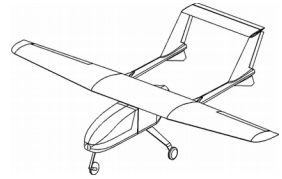
Неотъемлемым элементом стендов полунатурного и имитационного моделирования вне зависимости от их назначения является модель динамики пространственного движения самолета.

Во второй главе приведена разработанная полная нелинейная модель движения технологического летательного аппарата ЛЛ в трёхмерном пространстве и результаты численных экспериментов, демонстрирующих реакцию аппарата на отклонения органов управления при различных скоростях движения и воздействия внешних возмущений.

Основное назначение ЛЛ – тестирование бортового радиоэлектронного оборудования, датчиков, каналов радиуправления и телеметрии ЛДПМ. ЛЛ представляет собой устойчивый и управляемый летательный аппарат (полностью автономный или дистанционно управляемый), риск потери которого минимален. Компоновка ЛЛ выполнена по схеме двухбалочного двухкилевого моноплана с высокорасположенным крылом и П-образным хвостовым оперением. Летательный аппарат оснащен тремя управляющими поверхностями: элеронами, рулем направления, рулем высоты. Силовая установка ЛЛ состоит из электрического двигателя Double AXI 5345/14 HD Gold

Line и двухлопастного воздушного винта диаметром 0,45 м. Общий вид компоновки показан на рисунке 2.

Основные параметры ЛЛ: размах крыла (l) – 2,7 м; площадь крыла (S) – 0,963 м²; масса (m) – 16,14 кг; средняя аэродинамическая хорда (b) – 0,3667 м; моменты инерции: по оси x (I_x) – 3,4 кг·м², по оси y (I_y) – 4,8 кг·м², по оси z (I_z) – 4,2 3,4 кг·м².



Аэродинамические характеристики в Рисунок 2: Общий вид ЛЛ крейсерской конфигурации получены разработчиком ЛА по инженерным методикам с использованием программ X-foil (расчет профильных характеристик), MDV (программа расчета характеристик летательного аппарата на дозвуковых скоростях). Поляра построена при постоянном числе $Re=const$.

Для создания и исследования модели летающей лаборатории ЛЛ использовалась программно-аппаратная платформа, представленная в главе 1 данной работы. Полная динамическая модель воспроизводит движение аппарата в трёхмерном пространстве, включая работу системы управления в продольном и боковом каналах. Эта модель содержит описание аэродинамических характеристик и уравнений движения, уравнения законов регулирования системы управления и средства связи модели с программным пакетом визуализации FlightGear.

Расчет аэродинамических сил и моментов производится по формулам:

$$X = c_{xa} \cdot q \cdot S; \quad Y = c_{ya} \cdot q \cdot S; \quad Z = c_{za} \cdot q \cdot S. \quad (1)$$

$$M_x = m_{xa} \cdot q \cdot S \cdot l; \quad M_y = m_{ya} \cdot q \cdot S \cdot l; \quad M_z = m_{za} \cdot q \cdot S \cdot b_a. \quad (2)$$

Полная нелинейная пространственная модель движения ЛА:

$$\frac{d\alpha}{dt} = \omega_z - \frac{1}{\cos\beta} \left[\left(\frac{a_x}{V} - \omega_y \sin\beta \right) \sin\alpha + \left(\frac{a_y}{V} + \omega_x \sin\beta \right) \cos\alpha \right]; \quad (3)$$

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{a_z}{V} \cos\beta - \left(\frac{a_x}{V} \sin\beta - \omega_y \right) \cos\alpha + \left(\frac{a_y}{V} \sin\beta + \omega_x \right) \sin\alpha;$$

$$\frac{dV}{dt} = a_x \cos\alpha \cos\beta - a_y \sin\alpha \cos\beta + a_z \sin\beta; \quad (4)$$

$$\frac{d\omega_x}{dt} = \frac{M_x}{I_x} - \frac{I_z - I_y}{I_x} \omega_y \omega_z;$$

$$\frac{d\omega_y}{dt} = \frac{M_y}{I_y} - \frac{I_x - I_z}{I_y} \omega_x \omega_z; \quad (5)$$

$$\frac{d\omega_z}{dt} = \frac{M_z}{I_z} - \frac{I_y - I_x}{I_z} \omega_x \omega_y;$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \tan\theta (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma);$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos\theta} (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma); \quad (6)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma;$$

$$\frac{dH}{dt} = \frac{dY_g}{dt} = V [\cos \alpha \cos \beta \sin \theta - \sin \alpha \cos \beta \cos \theta \cos \gamma - \sin \beta \cos \theta \sin \gamma];$$

$$\frac{dX_g}{dt} = V [\cos \alpha \cos \beta \cos \theta \cos \psi + \sin \alpha \cos \beta (\sin \theta \cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \psi) + \sin \beta (\sin \theta \sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \sin \psi)]; \quad (7)$$

$$\frac{dZ_g}{dt} = -V [\cos \alpha \cos \beta \cos \theta \sin \psi + \sin \alpha \cos \beta (\sin \theta \cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \cos \psi) + \sin \beta (\sin \theta \sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \cos \psi)].$$

$$a_x = g(n_x - \sin \theta);$$

$$a_y = g(n_y - \cos \theta \cos \gamma);$$

$$a_z = g(n_z + \cos \theta \sin \gamma). \quad (8)$$

В уравнениях (1) - (8): α , β – углы атаки и скольжения; ω_x , ω_y , ω_z – угловые скорости относительно осей связанной системы координат; θ , γ , ψ – углы тангажа, крена, рыскания; V – воздушная скорость; H – высота полета; X_g , Y_g , Z_g – координаты полета в земной нормальной системе координат; C_{x_a} , C_{y_a} , C_{z_a} – коэффициенты аэродинамических сил в скоростной системе координат; m_{x_a} , m_{y_a} , m_{z_a} – коэффициенты аэродинамических моментов в скоростной системе координат; I_x , I_y , I_z – моменты инерции относительно осей связанной системы координат; m – масса самолета; l , b_a – размах крыла и длина средней аэродинамической хорды; S – площадь крыла; $q = (\rho \cdot V^2)/2$ – скоростной напор; ρ – плотность воздуха на высоте полета; a_x , a_y , a_z – ускорения вдоль осей связанной системы координат; n_x , n_y , n_z – перегрузки вдоль осей связанной системы координат; g – ускорение свободного падения.

Структурная схема модели в системе MATLAB/Simulink приведена на рисунке 3.

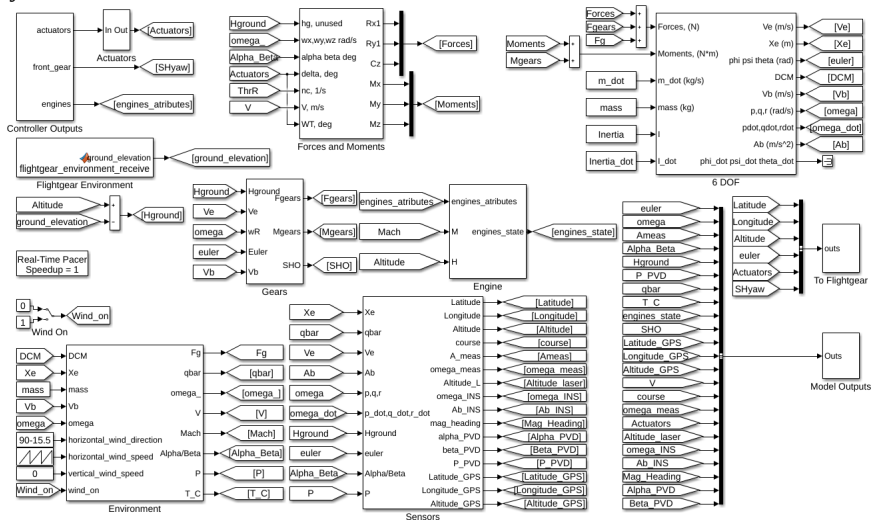


Рисунок 3: Модель ЛЛ в среде MATLAB/Simulink

Итерационное уточнение математической модели по результатам летных экспериментов посредством процедуры сопровождающего моделирования позволяет достичь заметно большей точности описания объекта, чем при использовании данных, полученных только в аэродинамической трубе или расчетными методами. В качестве примера на рисунках 4-7 приведены графики сравнения модельных (красный цвет) и полетных (синий цвет) данных.

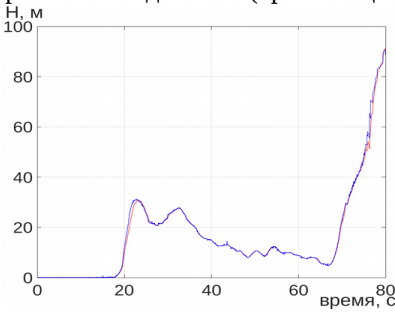


Рисунок 4: Высота полета

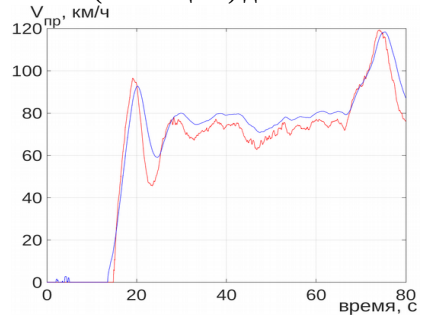


Рисунок 5: Приборная скорость

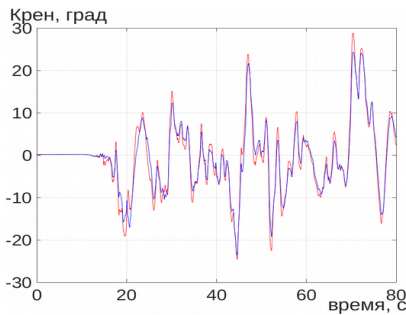


Рисунок 6: Угол крена

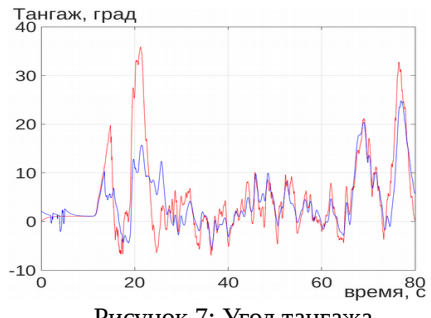


Рисунок 7: Угол тангажа

Созданная имитационная модель летательного аппарата позволяет значительно упростить анализ результатов летных испытаний. На приведенных графиках видна высокая степень совпадения модельных и экспериментальных данных.

После проведения процедуры коррекции по результатам летных испытаний, модель может быть использована для проведения различных экспериментов без риска потери опытного образца. Например, на представленной модели проведены исследования влияния скорости полета на процессы в продольном и боковом каналах при ступенчатом отклонении ручки управления и педалей, а также влияние порывов ветра при отсутствии команд на ручке управления и педалях.

Величина максимального отклонения (в %) ручки управления самолетом (РУС) по тангажу, крену и рысканию задается равной 5: в момент времени 40 с. отклонение РУС равно +5, в момент времени 42 с. отклонение РУС - до -5, и в момент времени 44 с. — возврат в 0. Исследования проводились для скоростей взлета и посадки (~55 км/ч), крейсерской скорости (~80 км/ч), и скорости, близкой к максимальной (~120 км/ч).

Максимальная величина ветрового возмущения задается равной 20 м/с. Возмущение начинает действовать в момент времени 40 с. и прекращает действовать спустя 3 с. Влияние ветра воспроизводится прибавкой возмущающего воздействия к вектору воздушной скорости. Имитировались горизонтальный и вертикальный порывы ветра. На рисунке 8 представлены результаты численного моделирования влияния вертикальных порывов ветра различной скорости (5 (синий цвет), 7,5 (фиолетовый цвет) и 10 (красный цвет) м/с) на процессы в продольном канале при скорости полета 80 км/ч.

Исследования показали, что система управления устойчива к внешним возмущениям в виде горизонтального и вертикального порывов ветра амплитудой до 20 м/с; на рассмотренных скоростях (55 км/ч, 80 км/ч, 120 км/ч) в продольном канале при ступенчатом отклонении РУС возникает затухающий периодический процесс по углу атаки, перегрузке и угловой скорости; на тех же скоростях в боковом канале при ступенчатом отклонении РУС возникают периодические процессы по всем углам и угловым скоростям; возврат РУС и педалей в нейтральное положение приводит к схождению к нулю соответствующих угловых скоростей вращения; время переходных процессов по угловым скоростям вращения составляет 4-10 с. в зависимости от скорости движения.

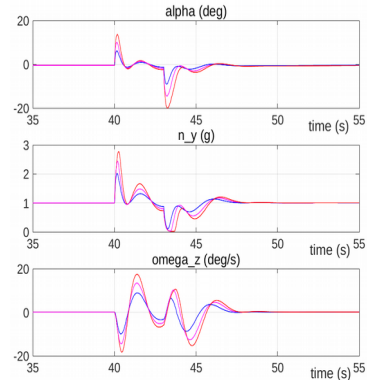


Рисунок 8: Влияние порывов ветра

Как отмечено в разделе «Актуальность», одна из важнейших составляющих технологии ЛДПМ – бортовая система автоматического управления полетом. Анализ работ по системам автоматического управления полетом БПЛА показывает необходимость создания и использования современных эффективных алгоритмов управления угловым положением летательных аппаратов.

В третьей главе представлен разработанный метод управления угловым положением летательного аппарата, основанный на расчете потребных моментов вращения, приводящих летательный аппарат в заданное пространственное положение по желаемым траекториям в пространстве состояний.

Поскольку оси связанной системы координат неподвижны относительно ЛА и совпадают с его главными осями инерции, её положение относительно нормальной системы координат определяет параметры пространственного положения ЛА в его вращательном движении относительно Земли. Этими параметрами являются эйлеровы углы ψ — угол рыскания, θ - угол тангажа и γ - угол крена.

Управление ориентацией позволяет изменять угловое положение ЛА относительно воздушных потоков, обтекающих аппарат. Это изменяет значения

аэродинамических сил и моментов, воздействующих на ЛА, что позволяет управлять скоростью и направлением его движения.

Представленный метод позволяет, используя органы управления летательным аппаратом, перевести значения эйлеровых углов из произвольного начального состояния ψ, θ, γ в заданные значения $\psi_{ref}, \theta_{ref}, \gamma_{ref}$ по траекториям, удовлетворяющим требованиям к качеству переходных процессов.

Вращательное движение ЛА описывается следующими векторными функциями времени:

- $\bar{\Gamma}(t) = (\gamma(t), \psi(t), \theta(t))^T$ - вектор текущих значений углов Эйлера;

- $\bar{\omega}(t) = (\omega_x(t), \omega_y(t), \omega_z(t))^T$ - вектор угловых скоростей вращения ЛА в проекциях на оси связанной системы координат;

- $\bar{M}(t) = (M_x(t), M_y(t), M_z(t))^T$ - суммарный момент вращения, создаваемый всеми силами, воздействующими на ЛА, включая аэродинамические силы, создаваемые управляющими поверхностями аппарата;

- $\bar{I}(m) = (I_x(m), I_y(m), I_z(m))^T$ - вектор моментов инерции ЛА относительно осей связанной системы координат;

- m - масса ЛА.

При полёте над плоской землёй для описания ориентации ЛА достаточно знания углов ψ, θ и γ , определяющих положение осей связанной системы координат относительно нормальной системы координат. В этом случае изменение вектора значений углов Эйлера определяются системой дифференциальных уравнений (6), а закон изменения вектора угловой скорости определяется системой динамических уравнений (5). В более компактной векторно-матричной форме записи уравнения (5) и (6) имеют вид:

$$\begin{cases} \dot{\bar{\Gamma}} = \bar{F}_1(\bar{\omega}, \bar{\Gamma}); \\ \dot{\bar{\omega}} = \bar{F}_2(\bar{\omega}) + B \cdot \bar{M}. \end{cases} \quad (9)$$

Значения векторов \bar{F}_1 и \bar{F}_2 и диагональной матрицы B следуют из сопоставления правых частей уравнений (9) и систем (5) и (6) соответственно; \bar{M} – некоторое требуемое значение момента \bar{M}_{ref} , позволяющее перевести значения углов $\bar{\Gamma}$ в требуемое значение $\bar{\Gamma}_{ref}$ по желаемой траектории $\bar{S}(t)$, которую определяем уравнением $\dot{\bar{S}}(t) = \dot{\bar{\Gamma}}(t) + K_1 \cdot (\bar{\Gamma}(t) - \bar{\Gamma}_{ref}) = 0$.

Для реализации вынужденного движения системы (9) по заданной траектории, определяем \bar{M}_{ref} из условия $\dot{\bar{S}}(t) = -K_2 \cdot \bar{S}(t)$, что приводит к линейному относительно $\bar{\Gamma}(t)$ дифференциальному уравнению второго порядка $\ddot{\bar{\Gamma}} = -(K_1 + K_2) \cdot \dot{\bar{\Gamma}} - K_1 \cdot K_2 \cdot (\bar{\Gamma} - \bar{\Gamma}_{ref})$, определяющему необходимое значение $\ddot{\bar{\Gamma}}$ для движения системы по желаемой траектории. Коэффициенты диагональных матриц K_1 и K_2 выбираются из условия устойчивого и качественного переходного процесса системы $\ddot{\bar{\Gamma}}$ в точку $\bar{\Gamma} = \bar{\Gamma}_{ref}$.

Вращающий момент \bar{M} в соответствии с (9) может влиять на $\ddot{\bar{\Gamma}}$ только через изменения вектора угловых скоростей $\bar{\omega}$. Из системы (9) получим

$$\ddot{\bar{\Gamma}} = \frac{\partial F_1(\bar{\omega}, \bar{\Gamma})}{\partial \bar{\omega}} \cdot \dot{\bar{\omega}} + \frac{\partial F_1(\bar{\omega}, \bar{\Gamma})}{\partial \bar{\Gamma}} \cdot \dot{\bar{\Gamma}} \quad \text{и, подставляя} \quad \dot{\bar{\omega}}, \dot{\bar{\Gamma}} \quad \text{из} \quad (9),$$

$$\ddot{\bar{\Gamma}} = \frac{\partial F_1(\bar{\omega}, \bar{\Gamma})}{\partial \bar{\omega}} \cdot F_2(\bar{\omega}) + \frac{\partial F_1(\bar{\omega}, \bar{\Gamma})}{\partial \bar{\Gamma}} \cdot \dot{\bar{\Gamma}} + \frac{\partial F_1(\bar{\omega}, \bar{\Gamma})}{\partial \bar{\omega}} \cdot B \cdot \bar{M}.$$

После несложных преобразований получим вектор требуемых значений вращающих моментов:

$$\bar{M}_{ref} = -inv(B) \cdot \left[\bar{F}_2 + inv \left(\frac{\partial \bar{F}_1}{\partial \bar{\omega}} \right) \cdot \left(\left(\frac{\partial F_1}{\partial \bar{\Gamma}} + K_1 + K_2 \right) \cdot \dot{\bar{\Gamma}} + K_1 \cdot K_2 \cdot (\bar{\Gamma} - \bar{\Gamma}_{ref}) \right) \right]. \quad (10)$$

Введение нелинейной обратной связи в управляемую систему (9) превращает её в линейную систему второго порядка с желаемым переходным процессом из начального состояния $\bar{\Gamma}(0)$ в конечное состояние $\bar{\Gamma}_{ref}$. При этом в случае $\bar{\Gamma}_{ref} = const$ значения $\ddot{\bar{\Gamma}}$ и $\dot{\bar{\Gamma}}$ экспоненциально стремятся к нулю, что приводит к нулю и вектор угловых скоростей $\dot{\bar{\omega}}$.

Определение необходимых углов отклонения рулей для получения требуемых моментов существенно зависит от конструкции ЛА. Особенности конструкции ЛА и эффективность его рулей не всегда позволяют выполнить (9). В этом случае говорят о располагаемых значениях моментов вращения и допустимых углах отклонения рулевых поверхностей. В общем случае значение располагаемого момента \bar{M}_{av} можно представить в виде $\bar{M}_{av}(\alpha, \beta, \bar{\delta}) = \bar{M}_0(\alpha, \beta) + \frac{\partial \bar{M}(\alpha, \beta, \bar{\delta})}{\partial \bar{\delta}} \cdot \bar{\delta}$, где $\bar{\delta} = (\delta_a, \delta_r, \delta_e)^T$ - вектор углов отклонений обобщённых рулей крена, курса и высоты соответственно; $\bar{M}_0(\alpha, \beta)$ - момент вращения, создаваемый воздушным потоком при нулевых отклонениях рулей.

Для создания момента в соответствии с (9) необходимо отклонить рули на углы $\bar{\delta}_{ref} = inv \left(\frac{\partial \bar{M}(\alpha, \beta, \bar{\delta})}{\partial \bar{\delta}} \right) \cdot (\bar{M}_{ref} - \bar{M}_0(\alpha, \beta))$. Последнее соотношение справедливо при зависимости $\bar{M}_{av}(\alpha, \beta, \bar{\delta})$ от $\bar{\delta}$, близкой к линейной при ограниченных углах $\bar{\delta}$.

Предложенный метод управления ориентацией летательного аппарата реализован в среде MATLAB/Simulink. На рис. 9-11 представлены графики переходных процессов углов Эйлера, угловых скоростей и требуемых моментов соответственно. При моделировании использованы параметры летательного аппарата ЛЛ, приведенные в главе 2 данной работы.

Начальные значения угловых скоростей $\omega_x = \omega_y = \omega_z = 0^\circ$, углов ориентации: $\gamma_0 = 1^\circ$, $\psi_0 = 2^\circ$, $\theta_0 = 4^\circ$. Желаемые значения углов ориентации: $\gamma_{ref} = -10^\circ$, $\psi_{ref} = 3^\circ$, $\theta_{ref} = 5^\circ$.

Использование метода организации вынужденного движения вдоль желаемой траектории в пространстве состояний для управления ориентацией летательного аппарата позволило достичь удовлетворительных переходных процессов. Результаты численного моделирования подтвердили эффективность предложенного метода управления угловым положением летательного аппарата.

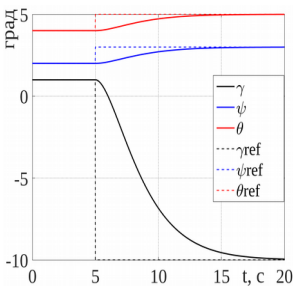


Рисунок 9: Углы Эйлера

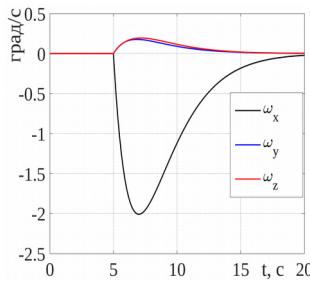


Рисунок 10: Угловые скорости

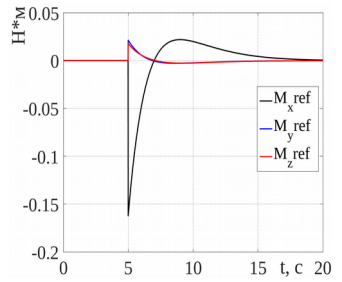


Рисунок 11: Потребные вращающие моменты

Обеспечение автономного полета беспилотных летательных аппаратов сводится к решению ряда задач, таких как планирование маршрута перед и в процессе полета, управление движением по траектории и стабилизация БПЛА, навигация. Одной из основных проблем является планирование маршрута, гарантирующего безопасное и эффективное перемещение аппарата из текущего местоположения к желаемой цели.

В четвертой главе для решения проблемы планирования маршрута, заданного последовательностью поворотных пунктов, предложен метод расчета плоской траектории, состоящей из ориентированных отрезков прямых, сопряженных клотоидами.

Под маршрутом движения летательного аппарата понимается проекция трехмерной траектории полета на горизонтальную плоскость. Основой планирования такого маршрута является указание координат поворотных пунктов маршрута (ППМ) и определение траекторий движения между ППМ и траекторий поворотов в окрестностях этих пунктов. На рис. 12. представлена схема фрагмента маршрута, состоящего из трех ППМ и соответствующих траекторий L_1, L_2, S_1 .

Пункты поворота представлены точками P_1, P_2, P_3 с указанием координат в системе (z, x) , принятой при описании движения ЛА. Движение между ППМ осуществляется по прямым линиям в направлениях возрастания индексов ППМ, т. е. по отрезкам L_1, L_2 ориентированных прямых линий. Поворот от траектории L_1 к траектории L_2 осуществляется по кривой S_1 , к которой предъявляются специфические требования, связанные с необходимостью учета ограничений на перегрузки, испытываемые ЛА. Для непрерывности траектории, в точках b_s и b_e начала и конца поворота соответственно, прямые L_1 и L_2 должны быть касательными к кривой S_1 . Для гладкости траектории необходимо соблюсти равенство кривизны траекторий в точках сопряжения. Важность этого требования демонстрируется, например, в случае сопряжения прямой с окружностью. При этом в точке сопряжения нормальное ускорение скачком изменяется от нуля на прямой до V^2/R на окружности. Внезапное приложение такого ускорения воспринимается конструкцией ЛА как ударная нагрузка, при которой деформации элементов конструкции могут значительно превысить деформации при медленном приложении аналогичной нагрузки.

Поэтому необходимо использование переходной кривой, сопряжение которой с прямолинейными участками траектории не приводит к ударным нагрузкам. Один из вариантов реализации подобной переходной кривой – это спираль Корню или клотоида.

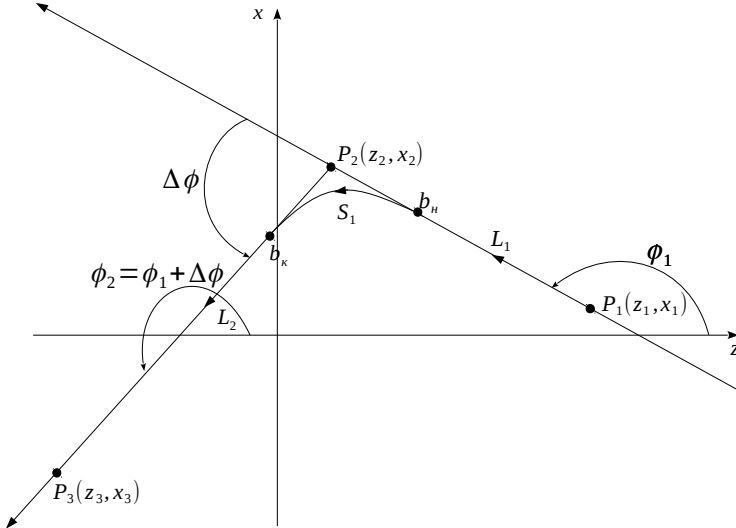


Рисунок 12: Схема фрагмента маршрута

Для описания маршрутов L_1 и L_2 использована хорошо разработанная теория ориентированных пересекающихся прямых, проходящих через две заданные точки.

Прямые $L_1(z, x)$ и $L_2(z, x)$ определяются уравнениями

$$\begin{aligned} L_1(z, x) &= \bar{r}(z, x) \cdot \bar{n}_1 + c_1 = z \cdot \sin \phi_1 - x \cdot \cos \phi_1 + c_1 = 0, \\ L_2(z, x) &= \bar{r}(z, x) \cdot \bar{n}_2 + c_2 = z \cdot \sin \phi_2 - x \cdot \cos \phi_2 + c_2 = 0, \end{aligned} \quad (11)$$

где c_1, c_2 – константы, ϕ_1, ϕ_2 – углы между положительным направлением оси z и ориентированными прямыми L_1 и L_2 соответственно; $\bar{r}_1(z_1, x_1), \bar{r}_2(z_2, x_2), \bar{r}_3(z_3, x_3)$ и $\bar{r}(z, x)$ – радиусы-векторы точек P_1, P_2, P_3 и произвольных точек $P(z, x)$, лежащих на прямых L_1 и L_2 ; \bar{t}_1 и \bar{t}_2 – единичные векторы касательных к траекториям L_1 и L_2 соответственно; \bar{n}_1 и \bar{n}_2 – единичные векторы нормалей к траекториям L_1 и L_2 соответственно.

В качестве траектории поворота S_1 принимаем клотоиду, которая не только обеспечивает непрерывное с заданной скоростью изменение центростремительного ускорения, но и является самой короткой среди переходных кривых подобного класса. Определим клотоиду в форме

$$\begin{cases} z(\tau) = a \cdot \int_0^\tau \cos \frac{\tau^2}{2} d\tau, \\ x(\tau) = a \cdot \int_0^\tau \sin \frac{\tau^2}{2} d\tau \end{cases},$$

где a – масштабный коэффициент, $[a]=M$; τ – безразмерное время, $\Delta\tau = \Delta t/T$, где $[T]=[t]=c$. Здесь и далее знак $[.]$ обозначает размерность переменной.

Закон изменения угла $\Delta\phi_{\tan}(\tau)$ наклона касательной к клотоиде в функции параметра τ :

$$\phi_{\tan}(\tau) = \begin{cases} \phi_1 + \text{sign}\Delta\phi \cdot \frac{\tau^2}{2} \text{ for } 0 \leq \tau \leq \tau_c, \frac{d\tau}{dt} > 0, \\ \phi_2 - \text{sign}\Delta\phi \cdot \frac{\tau^2}{2} \text{ for } \tau_c > \tau \geq 0, \frac{d\tau}{dt} < 0 \end{cases}.$$

Для полного описания траектории поворота необходимо определить точки $b_s(z_s, x_s)$ и $b_e(z_e, x_e)$ начала и конца траектории поворота. Очевидно, координаты этих точек должны удовлетворять уравнениям (11). Это дает два уравнения для четырех неизвестных координат. При движении по клотоиде координаты ЛА получают приращения, которые мы обозначим через Δz_{cl} и Δx_{cl} . Это дает нам еще два уравнения:

$$\begin{cases} z_e = z_s + \Delta z_{cl}, \\ x_e = x_s + \Delta x_{cl} \end{cases}.$$

Решение системы уравнений в матричной форме имеет вид:

$$\begin{bmatrix} z_s \\ x_s \end{bmatrix} = \text{inv} \left(\begin{bmatrix} (\bar{\tau}_1)_z & -(\bar{\tau}_1)_x \\ (\bar{\tau}_2)_z & -(\bar{\tau}_2)_x \end{bmatrix} \right) \left[-C_1 - C_2 - \begin{bmatrix} (\bar{\tau}_2)_x \\ -(\bar{\tau}_2)_z \end{bmatrix} \right] \begin{bmatrix} \Delta z_{cl} \\ \Delta x_{cl} \end{bmatrix}$$

Для дальнейшего планирования маршрута желательно описать движение ЛА в функции времени. Пусть t – текущее время движения по маршруту и t_s – время начала поворота. Определим $\Delta t = t - t_s$ и положим $\tau = \Delta t/T$. Тогда $\Delta t_c = T \cdot \tau_c$ – интервал времени, необходимый для изменения угла $\phi(\tau)$ наклона касательной к клотоиде от $\phi(0) = \phi_1$ до $\phi(\tau_c) = \phi_c$ и для $\tau(t)$ справедливо соотношение $\tau(t) = (t - t_s)/T$, $t_s \leq t \leq t_s + T \cdot \tau_c$, $d\tau/dt = 1/T$. Очевидно, на интервале изменения $\phi(\tau)$ от $\phi(\tau_c) = \phi_c$ до $\phi(0) = \phi_2$ $\tau(t)$ будет изменяться

$$\text{по закону } \tau(t) = \frac{2T \cdot \tau_c - (t - t_s)}{T}, \quad T \cdot \tau_c + t_s < t \leq 2T \cdot \tau_c + t_s.$$

Полученные соотношения позволяют определить вектор скорости движения ЛА по переходной кривой в функции времени:

$$\bar{V}(t) = \bar{V}(\tau) \cdot dt/dt = (a/T) \cdot \left[\cos \phi_{\tan}(\tau(t)) \quad \sin \phi_{\tan}(\tau(t)) \right]^T, \quad (12)$$

где

$$\phi_{\tan}(t) = \begin{cases} \phi_1 + \text{sign} \Delta \phi \cdot \left(\frac{t-t_s}{T} \right)^2 \cdot \frac{1}{2} & \text{for } t_s \leq t \leq t_s + T \cdot \tau_c, \\ \phi_2 - \text{sign} \Delta \phi \cdot \left(\frac{2T \cdot \tau_c - (t-t_s)}{T} \right)^2 \cdot \frac{1}{2} & \text{for } t_s + T \cdot \tau_c < t \leq t_s + 2T \cdot \tau_c. \end{cases}$$

Из структуры (12) $V = a/T$, где V – заданная линейная скорость движения ЛА по переходной кривой, и $\bar{V}(t) = V \cdot \left[\cos \phi_{\tan}(\tau(t)) \quad \sin \phi_{\tan}(\tau(t)) \right]^T$.

Далее определяются основные свойства клотоиды: кривизна $k(\tau) = \tau/a$; радиус кривизны $\rho(\tau) = a/\tau$; длина траектории поворота $S(\tau) = 2a \cdot \tau_c$.

Нормальное ускорение $a_n = V^2/\rho = V^2/a \cdot \tau$ достигает максимума при $\tau = \tau_c$.

Из условий необходимо, чтобы максимальная величина нормальной перегрузки n_{\max} не превышала допустимого значения n_{enable} : $n_{\max} = V^2 \tau_c / ag \leq n_{\text{enable}}$.

Получаем оценку $V/T \tau_c \leq g \cdot n_{\text{enable}}$ и $T \geq V \cdot \tau_c / g \cdot n_{\text{enable}}$.

С учетом $\tau_c = \sqrt{|\Delta \phi|}$ положим

$$T = \frac{V \cdot \sqrt{|\Delta \phi|}}{g \cdot n_{\text{enable}}}, \quad a = \frac{V^2 \cdot \sqrt{|\Delta \phi|}}{g \cdot n_{\text{enable}}}, \quad S = 2 \cdot \frac{V^2 \cdot \sqrt{|\Delta \phi|}}{g \cdot n_{\text{enable}}}.$$

Предложенный метод планирования траектории движения, заданной последовательностью поворотных пунктов маршрута, реализован в среде MATLAB/Simulink. На рисунке 13 представлены результаты планирования траектории движения с использованием клотоиды для перехода между отрезками прямых маршрута. При моделировании использованы следующие значения параметров: линейная скорость движения летательного аппарата $V = 100$ м/с; максимально допустимая нормальная перегрузка $n_{\text{enable}} = 2$. Координаты поворотных пунктов маршрута: P1(7300, 2100), P2(1500, 8000), P3(-7200, 5600), P4(-4000, 3000), P5(-5000, 0), P6(1000, 2500), P7(-1000, -2500).

Разработанный метод планирования маршрута позволяет получить траекторию поворота с плавным изменением перегрузки от нуля на входе в поворот до максимально допустимой в вершине поворота и обратно до нуля при выходе из поворота. Кроме того, получаемая траектория является кратчайшей среди поворотных кривых подобного класса. Результаты моделирования процедуры планирования гладких траекторий движения, заданных последовательностью поворотных пунктов маршрута, подтвердили работоспособность и эффективность предложенного упрощенного метода планирования с использованием кривых Корню.

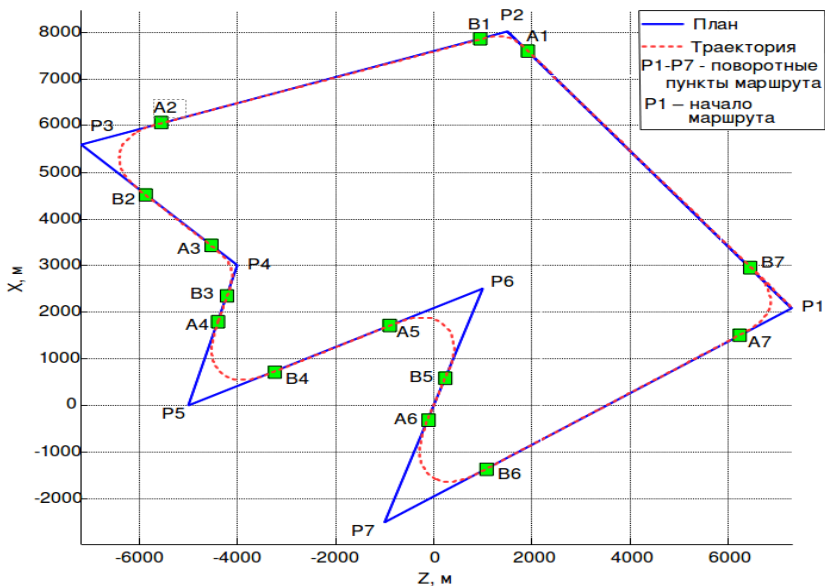


Рисунок 13: Планирование траектории движения

В заключении сформулированы основные результаты диссертационной работы.

1. На основе проведенного исследования задачи управления пространственным движением беспилотного летательного аппарата разработана программно-аппаратная платформа моделирования и исследования аэродинамики, динамики полета и систем автоматического управления свободнолетающих динамически подобных моделей.
2. С использованием разработанной программно-аппаратной платформы создана полная нелинейная модель движения технологического летательного аппарата ЛЛ в трёхмерном пространстве.
3. Корректность модельного представления объекта подтверждена сравнением модельных данных и результатов летных испытаний.
4. Устойчивость летательного аппарата подтверждена исследованиями реакции на отклонения органов управления при различных скоростях движения и воздействия внешних возмущений.
5. Предложен метод управления угловым положением летательного аппарата, основанный на расчете потребных моментов вращения, приводящих летательный аппарат в заданное пространственное положение по заданной траектории в пространстве состояний системы.
6. Предложен метод построения маршрута, заданного последовательностью поворотных пунктов, позволяющий рассчитать траекторию движения с учетом требований плавного изменения и ограничения максимального значения перегрузки.

Список работ, опубликованных по теме диссертации

Статьи в рекомендованных ВАК журналах:

1. С.А. Белоконь, В.В. Васильев, Ю.Н. Золотухин, А.С. Мальцев, М.А. Соболев, М.Н. Филиппов, А.П. Ян. Автоматизированные системы диспетчерского управления объектами повышенной опасности // *Автометрия*. – 2011. – Т.47. – №3. – С. 73-83.
2. С.А. Белоконь, В.В. Васильев, Ю.Н. Золотухин, М.Н. Филиппов, А.П. Ян. Автоматизированная система диспетчерского управления движением поездов Новосибирского метрополитена // *Датчики и Системы*. – 2012 – №3. – С. 38-42.
3. С.А. Белоконь, Ю.Н. Золотухин, А.А. Нестеров. Планирование маршрутов движения летательного аппарата с использованием гладких траекторий // *Автометрия*. – 2017. – Т.53. – № 1. – С. 3-11.
4. С.А. Белоконь, Ю.Н. Золотухин, М.Н. Филиппов. Архитектура комплекса полунатурного моделирования систем управления летательными аппаратами // *Автометрия*. – 2017. – Т.53. – № 4. – С. 44-50.

Материалы научных мероприятий:

1. Белоконь С.А., Васильев В.В., Золотухин Ю.Н., Филиппов М.Н., Ян А.П. Отладка автоматизированной системы диспетчерского управления путем моделирования маршрутно-релейной централизации станции метро // 7-ая международная конференция памяти ак. А.П. Ершова. Перспективы систем информатики. – 15-19 июня 2009 г. – Новосибирск. – ИСИ СО РАН. – С. 48-51.
2. S.A. Belokon, V.V. Vasilev, M.N. Filippov, A.P. Yan. Development and Testing of the Automated System of Supervisor Subway Traffic Control with the Use of the Relay-based Interlocking System Model // In: Proceedings of the IASTED Int. Conf. on Automation, Control, and Information Technology (ACIT 2010). – June 15-18, 2010. – Novosibirsk, Russia. – Acta Press Anaheim, Calgary, Zürich. – P. 241-244.
3. Белоконь С.А., Васильев В.В., Золотухин Ю.Н., Мальцев А.С., Соболев М.А., Филиппов М.Н., Ян А.П. Автоматизированные системы диспетчерского управления (на примере управления движением поездов Новосибирского метрополитена) // В кн. Сборник трудов XII международной научно-практической конференции «Энергетическая безопасность России: новые подходы к развитию угольной промышленности». – 14-17 сентября 2010 г. – Кемерово. – 2010. – С. 27-33.
4. С.А. Белоконь, В.В. Васильев, Ю.Н. Золотухин, М.Н. Филиппов, А.П. Ян. Способы разработки распределенных автоматизированных систем диспетчерского управления повышенной надежности // Труды Третьей российской конференции с международным участием "Технические и программные средства систем управления, контроля и измерения": труды и пленарные доклады участников конференции УКИ'12. – М.: ИПУ РАН. – Москва. – 16-19 апреля 2012. –

- С. 291-300 — 1 электрон. опт. диск. — ISBN 978-5-91450-100-3.
5. Belokon' S.A., Filippov M.N., Vasil'ev V.V., Yan A.P., Zolotukhin Yu.N. Architecture of the Novosibirsk Subway Automated Traffic Control System. // In: Proceedings of the 2013 IFAC International Conference on Intelligent Control and Automation Science. – September 2-4, 2013. – Chengdu, China. – С. 178-181 — 1 электрон. опт. Диск.
 6. Золотухин Ю.Н., Белоконов С.А., Васильев В.В., Филиппов М.Н., Ян А.П. Автоматизированные системы диспетчерского управления движением поездов Новосибирского метрополитена. // В кн. Сборник тезисов докладов Всероссийской конференции «Индустриальные информационные системы» ИИС-2013. – 24-28 сентября 2013 г. – Новосибирск. – С. 26-27.
 7. С.А. Белоконов, Д.С. Деришев, Ю.Н. Золотухин, М.А. Золотухина, М.Н. Филиппов, А.П. Ян. Комплекс полунатурного моделирования систем управления летательным аппаратом // Труды XVIII Международной конференции "Проблемы управления и моделирования в сложных системах". – 20-25 сентября 2016 г. – Самара, Россия. – Самара: ООО "Офорт". – 2016. – С. 374-379.
 8. С.А. Белоконов, Ю.Н. Золотухин, А.А. Нестеров. Использование гладких траекторий при планировании маршрутов движения летательного аппарата (кинематика) // Труды XVIII Международной конференции "Проблемы управления и моделирования в сложных системах". – 20-25 сентября 2016 г. – Самара, Россия. – Самара: ООО "Офорт". – 2016. – С. 380-388.
 9. С.А. Белоконов, Ю.Н. Золотухин, А.А. Нестеров. Метод управления угловым положением летательного аппарата // Труды XVIII Международной конференции "Проблемы управления и моделирования в сложных системах". – 20-25 сентября 2016 г. – Самара, Россия. – Самара: ООО "Офорт". – 2016. – С. 389-395.