

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки

Институт автоматизации и электрометрии

Сибирского отделения Российской академии наук

На правах рукописи

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»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель
доктор технических наук
Золотухин Юрий Николаевич

Новосибирск – 2018

ОГЛАВЛЕНИЕ

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ.....	4
ВВЕДЕНИЕ.....	7
Актуальность работы.....	7
Цель диссертационной работы.....	11
Научная новизна.....	12
Методы исследования.....	12
Практическая значимость и внедрение результатов.....	12
Основные положения, выносимые на защиту.....	13
Апробация работы.....	14
Публикации.....	14
Личный вклад автора.....	15
Структура и объем работы.....	15
Глава 1. Программно-аппаратная платформа полунатурного моделирования.....	17
1.1 Введение.....	17
1.2 Требования к разрабатываемой платформе.....	22
1.3 Структура и основные возможности.....	23
1.4 Моделирование и визуализация.....	26
1.5 Наземный пункт управления.....	28
Выводы к главе 1.....	30
Глава 2. Полная нелинейная модель движения ЛА в трехмерном пространстве....	31
2.1 Введение.....	31
2.2 Характеристики ЛЛ.....	35
2.3 Математическая модель пространственного движения ЛЛ.....	37
2.4 Коррекция модели по данным летных испытаний.....	41
2.5 Численные эксперименты.....	42
Выводы к главе 2.....	44
Глава 3. Метод управления угловым положением летательного аппарата.....	45

3.1 Введение.....	45
3.2 Системы координат.....	49
3.3 Определение потребных моментов.....	50
3.4 Вычисление углов отклонения рулей.....	54
3.5 Моделирование в среде MATLAB/Simulink.....	56
Выводы к главе 3.....	57
Глава 4. Планирование маршрутов движения летательного аппарата с использованием гладких траекторий.....	58
4.1 Введение.....	58
4.2 Постановка задачи.....	63
4.3 Метод построения гладких траекторий.....	65
4.4 Моделирование.....	75
Выводы к главе 4.....	76
Заключение.....	77
Список цитируемой литературы.....	78
Публикации автора по теме диссертации.....	93
Приложения.....	96
Приложение А. Влияние скорости на процессы в продольном и боковом каналах при ступенчатом отклонении ручки управления и педалей.....	96
Приложение Б. Влияние порывов ветра при отсутствии команд на ручке управления и педалях.....	105
Приложение В. Акт о внедрении результатов диссертационной работы в АО «НовосибНИАТ».....	109

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

АРМ – автоматизированное рабочее место

БПЛА – беспилотный летательный аппарат

ЛА – летательный аппарат

ЛДПМ – летающие динамически подобные модели

ЛЛ – летающая лаборатория

НПУ – наземный пункт управления

ПНК – пилотажно-навигационный комплекс

ППМ – поворотный пункт маршрута

РУС – ручка управления самолетом

САУ – система автоматического управления

ЦАГИ – Центральный аэрогидродинамический институт

AirSTAR (Airborne Subscale Transport Aircraft Research Testbed) – летающая исследовательская модель транспортного самолета

NASA (National Aeronautics and Space Administration) – Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства США

X, Y, Z – аэродинамические силы

c_{xa}, c_{ya}, c_{za} – коэффициенты аэродинамических сил в скоростной системе координат

q – скоростной напор

S – площадь крыла
 l – размах крыла
 b_a – длина средней аэродинамической хорды
 M_x, M_y, M_z – аэродинамические моменты
 m_{xa}, m_{ya}, m_{za} – коэффициенты аэродинамических моментов в скоростной системе координат
 α – угол атаки
 β – угол скольжения
 a_x, a_y, a_z – ускорения вдоль осей связанной системы координат
 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости относительно осей связанной системы координат
 V – воздушная скорость
 I_x, I_y, I_z – моменты инерции относительно осей связанной системы координат
 γ, ψ, θ – углы крена, рыскания и тангажа
 H – высота полета
 X_g, Y_g, Z_g – координаты полета в земной нормальной системе координат
 m – масса самолета
 ρ – плотность воздуха на высоте полета
 g – ускорение свободного падения
 $\vec{\Gamma}(t)$ – вектор текущих значений углов Эйлера
 $\vec{\omega}(t)$ – вектор угловых скоростей вращения ЛА в проекциях на оси связанной системы координат

$\bar{M}(t)$ – суммарный момент вращения, создаваемый всеми силами, действующими на ЛА, включая аэродинамические силы, создаваемые управляющими поверхностями аппарата

$\bar{I}(m)$ – вектор моментов инерции ЛА относительно осей связанной системы координат

B, K_1, K_2 – диагональные матрицы

\bar{M}_{av} – вектор располагаемых моментов вращения

$\bar{\delta}$ – вектор углов отклонений обобщённых рулей крена, курса и высоты соответственно

$\bar{M}_0(\alpha, \beta)$ – момент вращения, создаваемый воздушным потоком при нулевых отклонениях рулей

a_t – тангенциальное ускорение

a_n – нормальное ускорение

τ – безразмерное время

$\phi(\tau)$ – угол наклона касательной к клотоиде

$k(\tau)$ – кривизна клотоиды

$\rho(\tau)$ – радиус кривизны клотоиды

n_{enable} – допустимое значение нормальной перегрузки

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность работы

Методы подобия и моделирования при конструировании летательных аппаратов начали применять в конце XIX – начале XX века. Первым человеком, который поместил модель летательного аппарата в искусственный поток воздуха, то есть создал аэродинамическую трубу (1871 г.), был Франсис Герберт Уэнем, член-учредитель Общества по аэронавтике Великобритании. В первом десятилетии XX века аэродинамические трубы были построены почти во всех странах. Среди строителей были Стантон и Максим в Англии, Рато и Эйфель во Франции, Прандтль в Германии, Крокко в Италии, Жуковский и Рябушинский в России [1].

В России благодаря исследованиям К.Э. Циолковского, Н.Е. Жуковского, С.А. Чаплыгина и их учеников экспериментальная аэродинамика [2] стала ведущей дисциплиной в самолетостроении. Такие успехи авиации как огромное увеличение скорости, уменьшение посадочной скорости, улучшение управляемости и повышение безопасности полета — результат работы основанных ими аэродинамических лабораторий и летно-испытательных станций. При непосредственном участии Н.Е. Жуковского был создан в 1918 г. Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ) [3], ставший впоследствии мировым центром исследований в области гидроаэромеханики.

Модели позволили получить значительные результаты. Так, например, независимо друг от друга, Отто Лилиенталь и К.Э. Циолковский установили преимущества вогнутой несущей поверхности перед плоской. Модель, представленная Альфонсом Пено, является первой моделью, где успешно обеспечена устойчивость с помощью горизонтальной хвостовой поверхности, расположенной сзади [1 — 5]. Но исследования в аэродинамических трубах 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 с использованием свободнолетающих динамически подобных моделей [6 — 8] позволяет обойти эти ограничения. Летящие динамически подобные модели используются при разработке новых самолетов с начала сороковых годов XX века [9]. 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.

В настоящее время на крупных самолетостроительных фирмах США и Европы исследования на летающих моделях прочно вошли в процесс разработки новых аэродинамических компоновок летательных аппаратов и систем автоматического управления. Основными причинами быстрого и широкого внедрения ЛДПМ в процесс проектирования новых летательных аппаратов являются с одной стороны расширение круга задач, недоступных для исследований в аэродинамических трубах. С другой стороны – 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, систем активного управления перегрузкой, аэроупругости конструкции и ее влияния на аэродинамические и летно-

технические характеристики, исследованием возможностей отклонения вектора тяги.

В СССР исследования на ЛДПМ были начаты в лаборатории летных исследований (сегодня «Научно-исследовательский институт проблем физического моделирования» Украины [10]) Харьковского авиационного института в конце 60-х годов прошлого столетия. Изготовлены и испытаны модели маневренных самолетов Российских конструкторских бюро: Су-7Б, Су-27, Су-47, МиГ-29, высотного самолета М-55 «Геофизика». Путем выявления непредвиденных ранее опасных режимов полета предотвращены серьезные летные происшествия.

Российскими самолетостроительными конструкторскими бюро в настоящее время разрабатываются новые концепции и аэродинамические компоновки летательных аппаратов, содержащие высокий технический риск реализации. Оценка летно-технических характеристик, устойчивости, управляемости аппарата, пилотажных особенностей и поведение на критических режимах полета осуществляется как на основе результатов численного моделирования полета, так и путем прямого физического опыта на летающих моделях. В Новосибирске создан «Научно-технический центр «Аэромеханика», в котором построена и проходит летные испытания динамически подобная летающая модель самолета-амфибии Бе-101 [11], разрабатываемого в ОАО «ТАНТК им. Г.М. Бериева».

В мире разработкой и созданием свободно летающих динамически подобных моделей занимаются многие организации. Подтверждением эффективности технологии ЛДПМ является проект AirSTAR (Airborne Subscale Transport Aircraft Research Testbed), направленный на разработку аппаратно-программной платформы для испытаний динамически подобных моделей большого транспортного самолета в экстремальных условиях [12, 13]. Boeing и NASA используют ЛДПМ в качестве демонстратора концепции Blended Wind Body [14, 15]. В университете Линчёпина (Linköping Universitet), Швеция, ЛДПМ применяется для исследования летных параметров легкого реактивного самолета

Raven [16]. Нидерландский аэрокосмический центр NLR, в рамках программы SMARD приступил к созданию ЛДПМ своей летающей лаборатории – самолета Cessna Citation II [17].

Одной из важнейших составляющих технологии ЛДПМ являются программно-аппаратные стенды полунатурного моделирования с полной или частичной имитацией объекта управления, бортового радио-электронного оборудования, органов управления. Такие стенды 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 [2], 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 и параметрической неопределенности. 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.

Диссертационное исследование проводилось в рамках программы фундаментальных научных исследований «Построение моделей и разработка методов управления сложными динамическими объектами и процессами. Системы для автоматизированных измерений и управления исследовательскими установками, технологическими процессами», НИР «Математические методы, модели и программно-алгоритмические средства для создания интеллектуальных систем восприятия и анализа сигналов и изображений, управления и принятия решений», прикладных НИР «Разработка проекта автоматизированной системы диспетчерского управления движением поездов второй очереди метрополитена в г. Новосибирске», «Методы наземной отработки системы автоматического управления изделия МЛД», «Разработка стенда полунатурного моделирования САУ изделия «ДПМ-80» и отработка алгоритмов управления полетом. Разработка программного обеспечения САУ изделия «ДПМ-80» и НПУ» и др.

Цель диссертационной работы

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:

- исследование методов построения математических моделей ЛА;
- разработка, создание и исследование модели ЛА традиционной компоновки (летающая лаборатория – ЛЛ);
- разработка метода управления угловым положением ЛА;
- разработка метода планирования маршрута полета;

- создание программно-аппаратной платформы полунатурного моделирования свободно летающих динамически подобных моделей и БПЛА.

Научная новизна

Предложена *архитектура* комплекса полунатурного моделирования, отличительной особенностью которого являются встроенные функции поддержки технологии динамически подобных летающих моделей, а так же 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 спиралями 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.

Представленная платформа полунатурного моделирования может быть использована при создании новых беспилотных летательных аппаратов, в том числе летающих динамически подобных моделей, а так же 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

- Программно-аппаратная платформа позволяет исследовать аэродинамику, динамику полета и функционирование системы управления свободно летающих динамически подобных моделей.
- 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.
- Метод планирования маршрута движения летательного аппарата на основе применения теории спиралей Корню, позволяет рассчитать гладкую траекторию с учетом требований ограничения перегрузки, а так же 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 так же 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.

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

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.

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.

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

Глава 1. Программно-аппаратная платформа полунатурного моделирования

1.1 Введение

Летающая динамически подобная модель самолета представляет собой беспилотный летательный аппарат [18] научно-исследовательского назначения, способный совершать автономный или дистанционно управляемый полет по заданной программе и обеспечивающий возможность регистрации получаемой в полете информации. Метод исследований с помощью ЛДПМ позволяет устранить разрыв между испытаниями моделей в аэродинамических трубах и летными испытаниями натуральных летательных аппаратов. Исследования на ЛДПМ позволяют получить достоверный прогноз поведения самолета на критических режимах полета, определить способы возвращения в область эксплуатационных режимов, оценить эффективность различных противоштопорных устройств и влияние системы автоматического управления, скорректировать при необходимости алгоритмы САУ. На ЛДПМ могут быть адекватно смоделированы взлетно-посадочные режимы и пространственные маневры с использованием отклонения вектора тяги, есть возможность отработки системы активного управления перегрузкой.

Алгоритмы управления полетом БПЛА реализуются в бортовом процессоре и должны пройти стадию наземной отработки с целью устранения возможных ошибок. Активно развивающиеся на сегодняшний день подходы к отладке систем перспективных управляемых летательных аппаратов, а в дальнейшем и для оценивания и подтверждения их тактико-технических характеристик, базируются на ресурсосберегающей технологии, ключевые моменты которой:

- преобладание математического и полунатурного моделирования в сравнении с натурными работами;
- обеспечение достоверности и адекватности проводимых наземных испытаний составных частей изделий их штатному функционированию;
- проведение модульного тестирования бортового программного обеспечения [19].

На всех этапах проектирования систем управления БПЛА ключевую роль играют стенды имитационного и полунатурного моделирования с полной или частичной имитацией объекта управления, бортовых приборов навигации, органов управления, обеспечивая возможность испытаний системы управления с целью оценки влияния на характеристики системы тех или иных факторов, имитирующих условия эксплуатации с заданными требованиями [20].

Отработка алгоритмов функционирования и аппаратного обеспечения системы управления на имитационном стенде дает возможность разработчикам более детально изучить поведение приборов и системы управления в целом, что снижает их стоимость, а также конечную стоимость объекта управления. Математические модели, входящие в состав программно-математического обеспечения имитационного стенда должны создаваться по модульному принципу, позволять производить доработку программных модулей, либо их замену компонентами тестируемого бортового радио-электронного оборудования.

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 [19 — 32].

В работе [19] исследуется полунатурная модель работы БПЛА, состоящая из инерциального блока, блока управления и рабочего места. Полунатурная модель построена на основе математической модели пространственного движения БПЛА

при наведении на неподвижную точку прицеливания. Проведено модульное тестирование блока управления ЛА, а так же бесплатформенной микромеханической инерциальной навигационной системы с помощью стенда полунатурного моделирования. Моделирование полной, замкнутой системы полета объекта управления проводится в среде программирования MATLAB/Simulink [33]. Контролируемые параметры на выходе из блока сравниваются с расчетными параметрами из математической модели.

Работы [20, 21] посвящены созданию стенда для отработки и испытаний бортовой аппаратуры системы управления, а также отработки алгоритмов навигации, управления, комплексирования с аппаратурой спутниковой навигации, начальной настройки системы управления, информационного взаимодействия. Стенд используется совместно со штатной бортовой САУ БПЛА и позволяет в реальном масштабе времени имитировать приборы окружения САУ в соответствии с их электрическими и информационными протоколами взаимодействия. Исследуется беспилотный летательный аппарат Aerosonde, AII Corporation, Melbourne. Для моделирования ЛА и системы управления авторы используют MATLAB/Simulink. Математическая модель БПЛА выполнена по модульному принципу, что позволяет производить постепенную замену компонент математической модели реальными компонентами системы управления для целей их автономной отработки. Программное обеспечение стенда имитационного моделирования реализовано на языке C++.

Разработка платформ для программно-аппаратного тестирования систем автоматического управления рассматривается в работах [22 — 26]. В [24] подробно описывается процесс создания полной нелинейной модели пространственного движения беспилотного летательного аппарата, идентификация параметров и коррекция модели, создание системы автоматического управления. Для реализации алгоритмов используется стенд полунатурного моделирования, в состав которого входит моделирующий комплекс (Matlab/Simulink), подсистема визуализации (FlightGear [34]), макет наземного

пункта управления. В качестве примера, в работе [25] рассматривается процесс создания и исследования подсистемы автоматического движения ЛА по заданной траектории.

В работе [27] описывается подход к организации тестирования алгоритмов пилотирования в форме имитационного моделирования объекта управления – самолета. Кроме этого освещаются вопросы разработки программного обеспечения для бортового комплекса управления. В качестве системы моделирования полета летательного аппарата и в качестве среды визуализации используется авиасимулятор FlightGear. Имитационный стенд использован для разработки и тестирования алгоритмов стабилизации тангажа и крена, стабилизации курса и высоты, а так же движения ЛА по заданной траектории.

В статье [28] рассматриваются вопросы построения нелинейной модели пространственного движения летательного аппарата, создания и программно-аппаратного тестирования системы автоматического управления. Для моделирования БПЛА и системы управления используется среда MATLAB/Simulink, визуализация реализована с помощью Microsoft Flight Simulator [35]. Разработанная САУ поддерживает режимы демпфирования крена и рыскания; удержания высоты, углового положения, скорости; координированного поворота; полета по точкам. Стенд полунатурного моделирования используется для проверки разработанных алгоритмов управления до начала летных испытаний, планирования тестовых полетов, подготовки пилотов-операторов.

По мере усложнения авиационной техники и условий ее эксплуатации повышаются требования к обучению и переподготовке летного состава, надежности и оперативности выполнения поставленных в полете задач. Высокого профессионального качества летного состава при минимальных затратах можно достигнуть при интенсивной форме обучения в условиях широкого использования эффективных средств обучения, прежде всего авиационных тренажеров различных видов [30]. Современный авиационный тренажер – эффективное и безопасное средство не только первоначального обучения, но также повышения

летного мастерства, переучивания и поддержания квалификации. Этому способствует имеющаяся на тренажере возможность воспроизводить большинство ситуаций, возникающих при взлете, полете и посадке, - отказы систем, выход параметров за рамки допустимых, аварийные внешние условия. Работа [30] затрагивает вопрос использования имитационной модели динамики полета для современного авиационного тренажера. Сформулированы задачи, которые должны выполняться с помощью тренажера, внешние условия, которые необходимо учитывать при моделировании. Приведена структурная схема имитатора динамики полета, взаимосвязь его с другими имитаторами.

Сопровождающее моделирование представляет собой совокупность методов и исследований, направленных на упрощение анализа результатов ЛИ посредством имитационного моделирования движения аппарата с учетом основных подсистем и действующих возмущений [32]. Методика сопровождающего моделирования позволяет упростить анализ полетных данных и доработать летательный аппарат с целью улучшения его летно-технических характеристик. По данным летных испытаний проводится коррекция модели и ее верификация. В работе [32] описываются методика и программный комплекс сопровождающего моделирования в процессе летных испытаний беспилотных летательных аппаратов. В качестве объекта исследования рассматривается класс малоразмерных беспилотных летательных аппаратов. Составлена и скорректирована по данным ЛИ имитационная модель продольного управляемого движения в среде MATLAB/Simulink. На основе составленной модели был проведен анализ ряда полетов БПЛА и предложены мероприятия по улучшению его летно-технических характеристик.

Новосибирский научно-исследовательский институт авиационной технологии и организации производства и Институт автоматики и электрометрии совместно работают над одним из наиболее перспективных методов исследования характеристик летательных аппаратов — технологией свободно летающих динамически подобных моделей [36, 37] . В рамках данной работы

создан программно-аппаратный комплекс полунатурного моделирования систем управления беспилотными летательными аппаратами, предоставляющий функции разработки математической модели объекта, исследования характеристик системы управления в различных условиях полета, создания алгоритмов и программного обеспечения наземного пункта управления и бортового радиоэлектронного оборудования, а также визуализации трехмерной модели аппарата и закабинной обстановки в режиме тренажера.

Отличительной особенностью разработанного в ИАиЭ СО РАН 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.

1.2 Требования к разрабатываемой платформе

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;

- система автоматического управления при имитационном моделировании пространственного движения летательного аппарата работает на персональном компьютере, а при программно-аппаратном тестировании — на бортовом радиоэлектронном оборудовании. Необходимо, чтобы моделирующий комплекс поддерживал оба режима работы САУ;
- 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 так же 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 радиоэлектронное оборудование, сервоприводы). Подобный подход к построению моделирующего комплекса является дальнейшим развитием предыдущих работ, в частности – автоматизированной системы диспетчерского управления движением поездов Новосибирского метрополитена [38 — 41].

1.3 Структура и основные возможности

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 (ПНК) и наземного пункта управления;
- тренажер 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:

- 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.

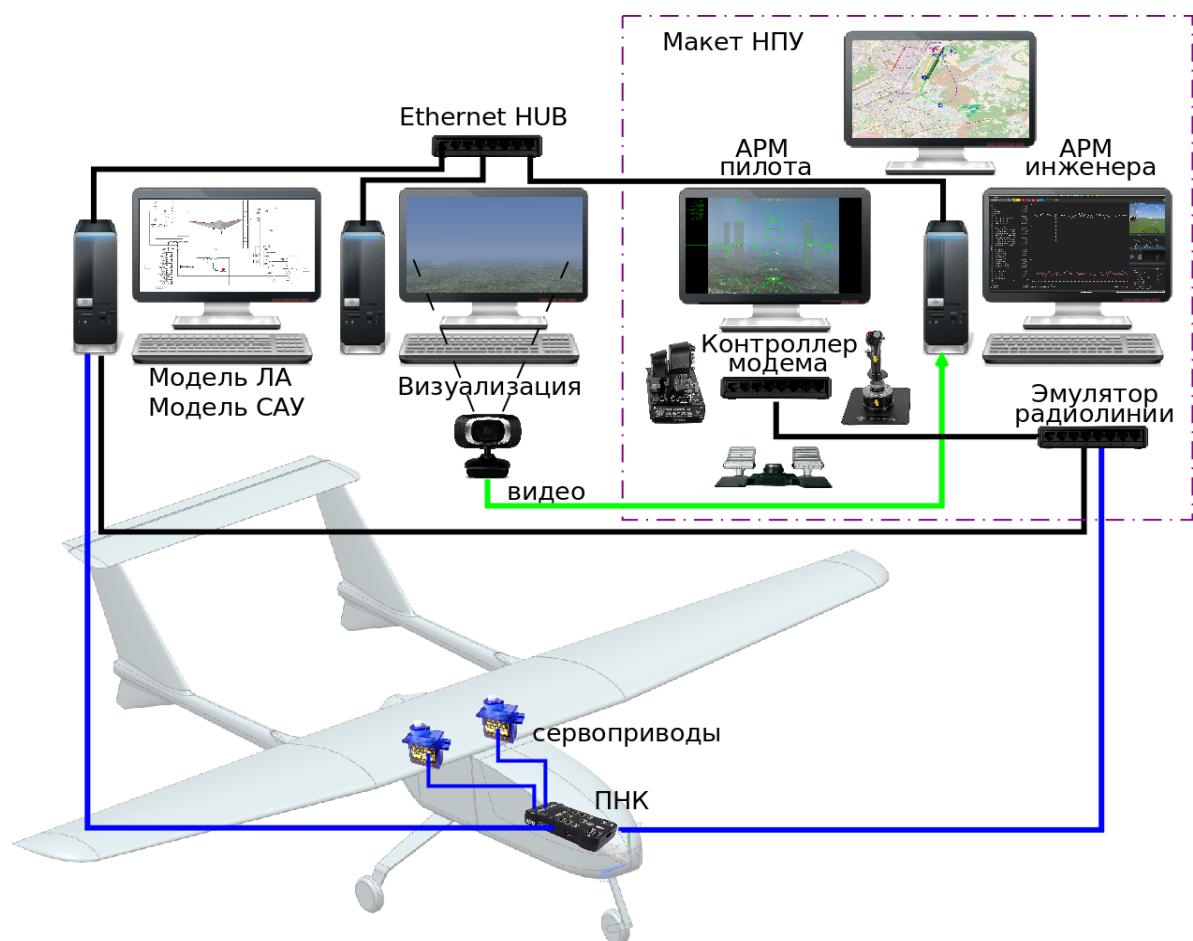


Рисунок 1: Структурная схема комплекса полунатурного моделирования

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

При реализации программного обеспечения стенда полунатурного моделирования использовано модульное построение с изолированными рабочими

пространствами (контейнерами), которые могут исполняться одновременно 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.

1.4 Моделирование и визуализация

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. Общая схема функционирования приведена на рисунке 2: в контроллер поступает информация о состоянии объекта управления (блок «From Plant_II») и команды от органов управления (блок «From RC»). Далее, в зависимости от показаний датчиков и выбранного режима полета, выбирается закон управления («прямое управление», «возврат на базу», «планирование», «стабилизация») и рассчитываются необходимые параметры

управляющих контуров. На следующем шаге вычисляются требуемые для выполнения заданного маневра управляющие воздействия, которые затем распределяются по исполнительным механизмам (блок «Control Allocation») и поступают на выходы контроллера (блок «Controller Outputs»).

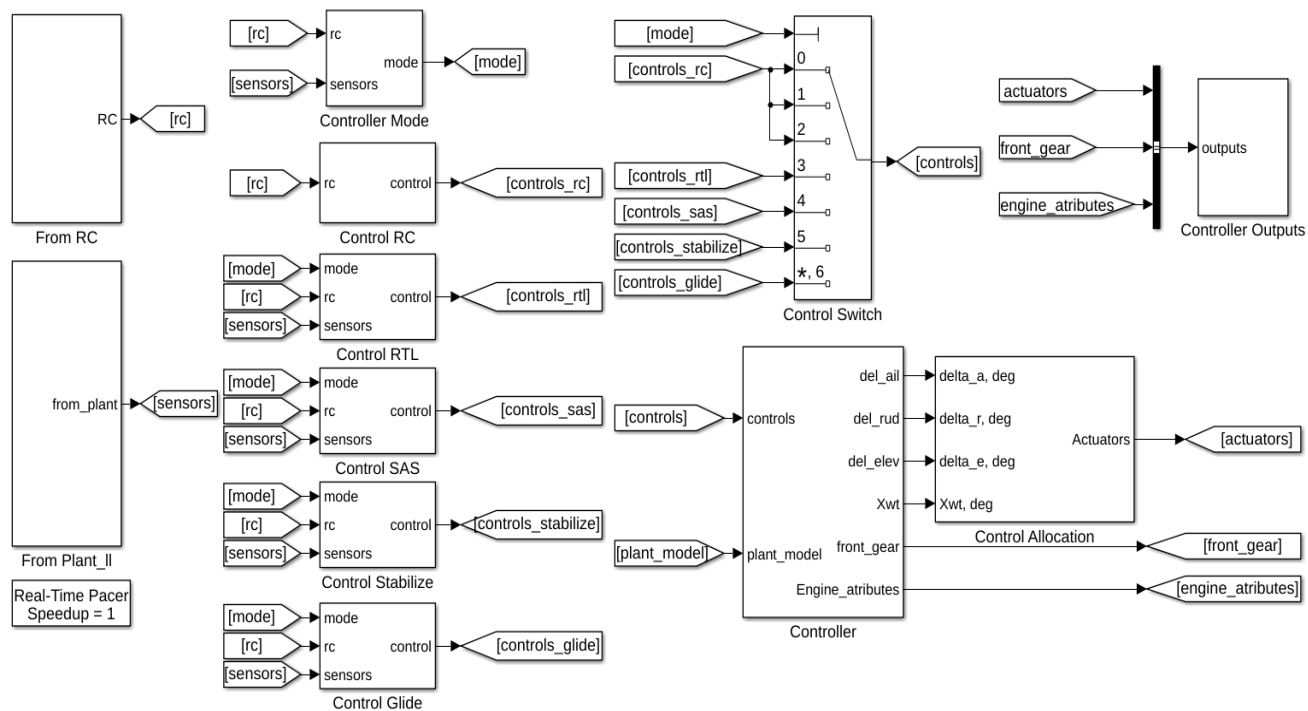


Рисунок 2: Модель системы автоматического управления

Отдельные алгоритмы системы управления рассматривались в работах [42, 43]. В качестве примера на рисунке 3 приведена траектории полета в автоматическом режиме «возврат на базу», который активируется при отказе управляющей радиолнии, либо пилотом вручную. На параметры полета при этом накладывается ряд ограничений по высоте, скорости, максимальным углам ориентации и радиусу поворота вокруг заданной точки.

Визуализация трехмерной модели летательного аппарата и кабиной 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 [44] с помощью

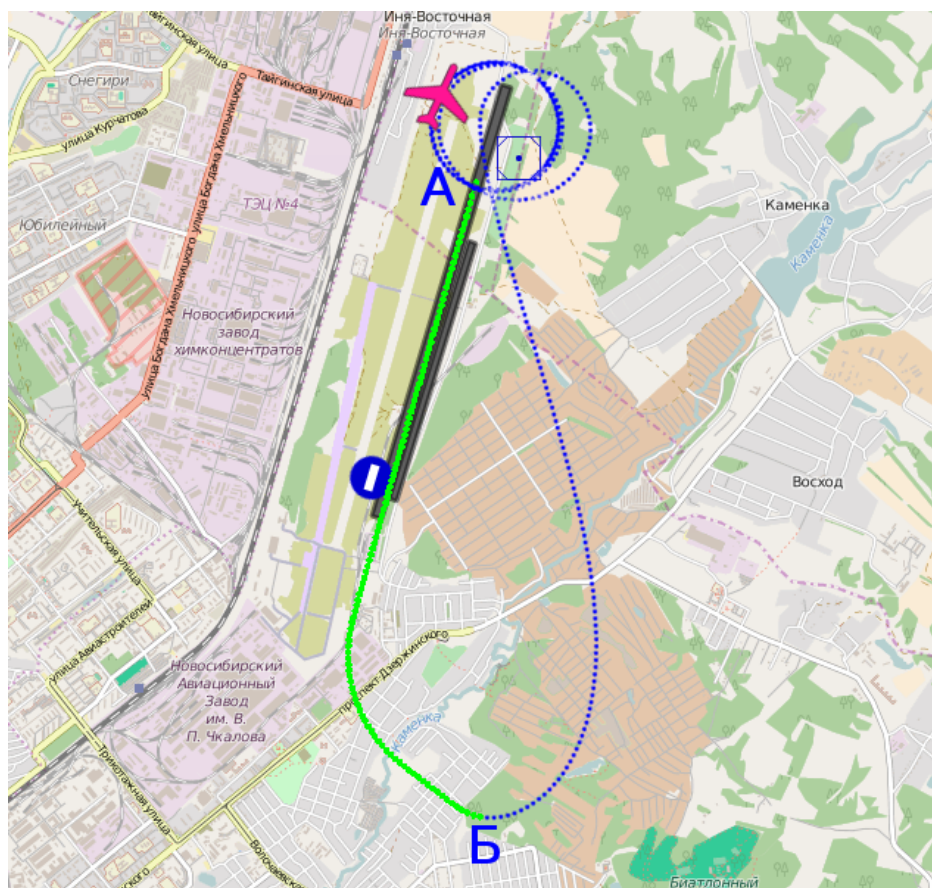


Рисунок 3: Режим "Возврат на базу"

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.

1.5 Наземный пункт управления

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

АРМ пилота оборудован органами управления самолета — джойстиком, блоком управления двигателем и педалями (Thrustmaster HOTAS Warthog Replica USAF A-10C и Saitek Combat Rudder Pedals), которые через эмулятор радиолинии подключаются либо к модели системы автоматического управления, либо (при

программно-аппаратном тестировании) непосредственно к бортовому пилотажно-навигационному комплексу (рисунок 1).

Специально разработанное программное обеспечение предназначено для преобразования и отображения поступающей видео и телеметрической информации на экране монитора в формате «индикатор на лобовом стекле» (рисунок 4). В режимах моделирования и тренажера видеоданные поступают от макета носовой камеры самолета, направленной на экран АРМ визуализации, что позволяет учесть задержки реального оборудования при получении и обработке изображений.

В качестве базовой версии программного обеспечения на АРМ инженера установлен доработанный пакет с открытым исходным кодом «QgroundControl» [45], предоставляющий отображение карты местности и текущего положения самолета, контроль технического состояния оборудования в виде индикаторов и графиков, подготовку и ввод полетного задания, а также запись, хранение и воспроизведение полученной информации (рисунок 4).

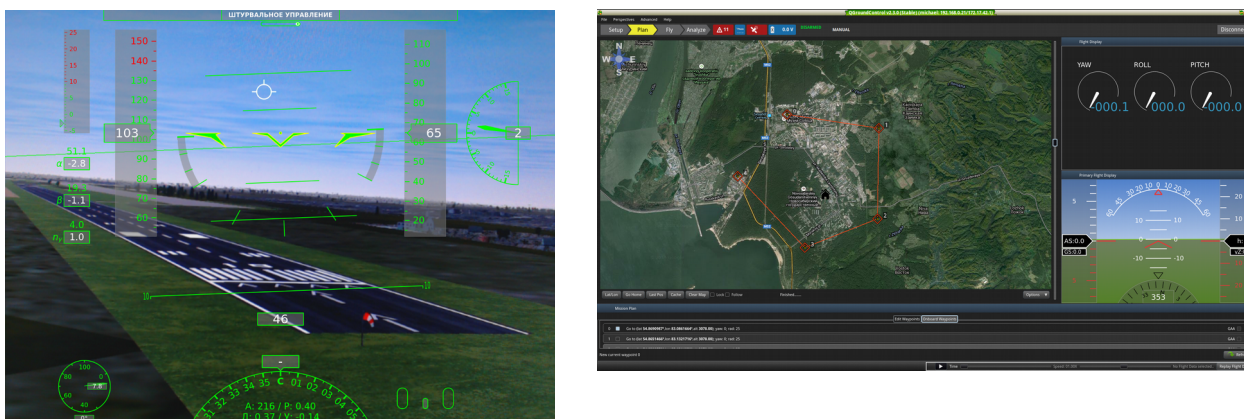


Рисунок 4: Наземный пункт управления

Выводы к главе 1

1. При исследовании задачи управления пространственным движением летательного аппарата выявлен ряд специфических требований, которым должен удовлетворять моделирующий комплекс. С учетом этих требований предложена архитектура программно-аппаратной платформы для разработки и исследования аэродинамики, динамики полета и систем автоматического управления свободнолетающих динамически подобных моделей.
2. 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.
3. Разработанный комплекс использован в работах по исследованию динамически подобных моделей при наземных и летных испытаниях образцов перспективных летательных аппаратов.

Глава 2. Полная нелинейная модель движения ЛА в трехмерном пространстве

2.1 Введение

Модель динамики пространственного движения самолета является неотъемлемым элементом стендов полунатурного и имитационного моделирования вне зависимости от их назначения: исследование новых летательных аппаратов, создание и испытание алгоритмов систем автоматического управления, сопровождающее моделирование, подготовка операторов НПУ и др. [46]. Математическая модель – это упрощенное представление динамики системы. Важным требованием является способность точно описывать поведение системы в разных условиях, то есть предсказательная сила модели. Кроме того, модели инженерных систем должны быть эффективными с точки зрения вычислительной мощности [47]. Эти два требования являются конкурирующими, поэтому при построении модели необходимо выбрать приемлемое соотношение между ними.

Одной из основных задач подхода к разработке систем управления полетом, основанного на моделировании, является получение моделей динамики полета с адекватной точностью, которые будут использоваться на разных этапах разработки контроллера. Достоверная динамическая модель [48, 49] пространственного движения ЛА упрощает синтез контроллера для достижения требуемых характеристик. Адекватность формируемых математических моделей зависит от полноты и точности имеющейся о самолете информации. Сохранение соответствия между созданными математическими моделями и реальными объектами требует постоянной коррекции данных в течение жизненного цикла самолета [31].

В работе [50] обсуждаются общие принципы построения математических моделей летательных аппаратов в реальном времени. Описываются методы построения минимальной, но достаточной модели полета, приводятся основные

уравнения динамики полета, расчета сил и моментов. Рассматриваются также общие методы реализации компьютерной модели полета летательного аппарата.

В работе [51] излагаются результаты исследований в области математического моделирования динамики полета летательных аппаратов для решения задач летной эксплуатации воздушных судов гражданской авиации. Приводится краткая история и анализ исследований движения авиационных шасси по искусственным взлетно-посадочным полосам. Подробно обосновываются и излагаются такие новые методы математического моделирования, как устойчивый вычислительный метод интегрирования дифференциальных уравнений динамики систем, имеющих признаки жесткости; построение физико-аналитических регрессионных моделей сил взаимодействия пневматиков с опорной поверхностью; моделирование динамики различных видов шасси. Представлены результаты решения прикладных задач летной эксплуатации воздушных судов гражданской авиации.

В [52] модель пространственного движения летательного аппарата рассматривается как объединяющий фактор, который связывает большинство различных видов анализа и синтеза в области механики полетов. Описывается процесс построения математической модели динамики полета некоторого гипотетического летательного аппарата на основе оценки всех сил и моментов, влияющих на движение ЛА. Разработанная модель используется для идентификации параметров летательного аппарата, а так же построения автоматической системы удержания высоты.

Согласно [53], при создании систем автоматического управления полетом, должны быть выполнены по крайней мере две стадии моделирования: численное моделирование на компьютерном стенде до реализации САУ на пилотажно-навигационном комплексе (программное тестирование) и моделирование с использованием ПНК до начала этапа летных испытаний (программно-аппаратное тестирование). Существует множество имитационных моделей с разной степенью сложности, различной точностью, интерфейсами и применимостью. Большинство

из них адаптировано к конкретной проблеме и конкретному методу ее решения. Учитывая авиационные стандарты и взаимосвязь между пилотажными характеристиками, отказными режимами САУ, возмущающими воздействиями окружающей среды, целесообразно использование одной и той же имитационной модели для различных целей в процессе разработки САУ. Модель, подходящая для такого подхода, показана на рисунке 5.

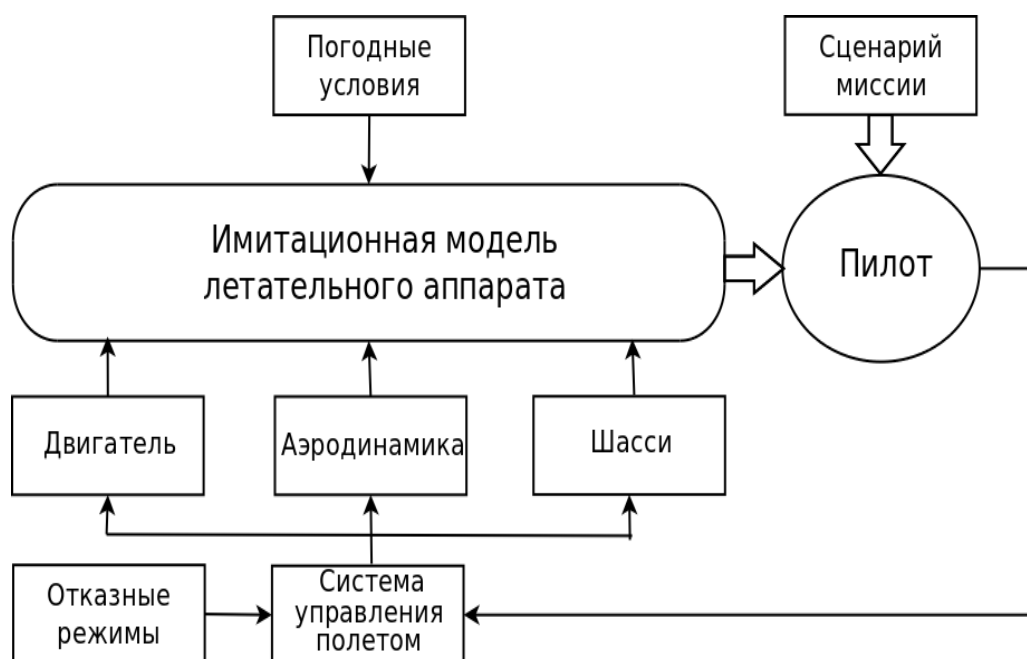


Рисунок 5: Структура модели

Имитационные модули представлены следующим образом:

Аэродинамика – ЛА представлен в виде твердого тела с шестью степенями свободы. Шесть переменных описывают поступательное движение ЛА: воздушная скорость, угол атаки, угол скольжения и три координаты центра тяжести. Вращательное движение описывается углами Эйлера (тангаж, крен и рыскание) и тремя угловыми скоростями. Аэродинамические коэффициенты [2] – это нелинейные функции, полученных либо по результатам испытаний модели в аэродинамической трубе, либо расчетными методами.

Двигатель — модель двигателя зависит от его типа (винтовой, турбореактивный и др.). Как правило, турбореактивный двигатель может иметь два представления: двигатель как набор подсистем (вентилятор, компрессор,

камера сгорания, турбина, смеситель, сопло) или двигатель как некоторый «общий выход», являющийся сложной функцией от входных параметров. Тяга двигателя ограничена только осью X .

Шасси – модель шасси описывается возникающими силами и моментами и учитывает влияние динамики рычагов, амортизаторов, трения и нелинейности шин.

Система управления полетом – системы управления полетом могут иметь различные формы - механические, аналоговые, цифровые, гибридные, симплексные, резервированные, отказоустойчивые, в зависимости от конкретного летательного аппарата и этапа проектирования.

Пилот – имитационная модель пилота применяется на ранних стадиях проектирования для определения летных характеристик. Во время пилотируемого моделирования данный модуль не активен.

Отказные режимы – каждый возможный отказ системы управления полетом должен рассматриваться в модельной среде, аналогичной реальной. Приведенная структура модели позволяет имитировать режимы отказа и непрерывно контролировать качество полета.

Погодные условия – модель атмосферных возмущений может использоваться на заключительном этапе тестирования. Воздействия порыва и сдвига ветра, турбулентности могут имитироваться отдельно или в комбинации.

Сценарий миссии – сценарий полета определяет разработчик САУ или инструктор. Сценарий может варьироваться от очень простого (например, ступенчатое воздействие), до очень сложной боевой задачи. Сценарий миссии зависит от функции САУ, которая проверяется в текущий момент.

Проведенный краткий анализ показал необходимость построения точных нелинейных моделей для исследования характеристик летательных аппаратов, создания и испытания алгоритмов систем автоматического управления и других задач. Представленная выше структура использована для создания и тестирования

полной нелинейной модели движения технологического летательного аппарата в трехмерном пространстве. Далее в работе приведено подробное описание модели.

2.2 Характеристики ЛЛ

Основное назначение ЛЛ – тестирование бортового радиоэлектронного оборудования, датчиков, каналов радиоуправления и телеметрии. 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. Общий вид компоновки показан на рисунке 6.

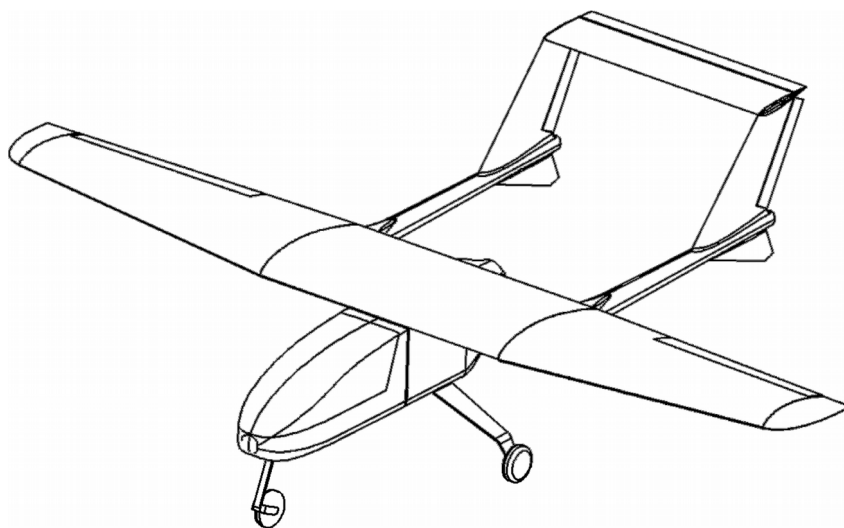


Рисунок 6: Общий вид ЛЛ

Летательный аппарат оснащен тремя управляющими поверхностями: элеронами, рулем направления, рулем высоты. Основные параметры ЛЛ приведены в таблице 1.

Таблица 1. Характеристики ЛЛ

Параметр	Единицы измерения	Значение
Размах крыла (l)	м	2,7
Площадь крыла (S)	м ²	0,963
Масса (m)	кг	16,14
Средняя аэродинамическая хорда (b)	м	0,3667
Моменты инерции:		
• по оси x (I_x)	кг·м ²	3,4
• по оси y (I_y)	кг·м ²	4,8
• по оси z (I_z)	кг·м ²	4,2

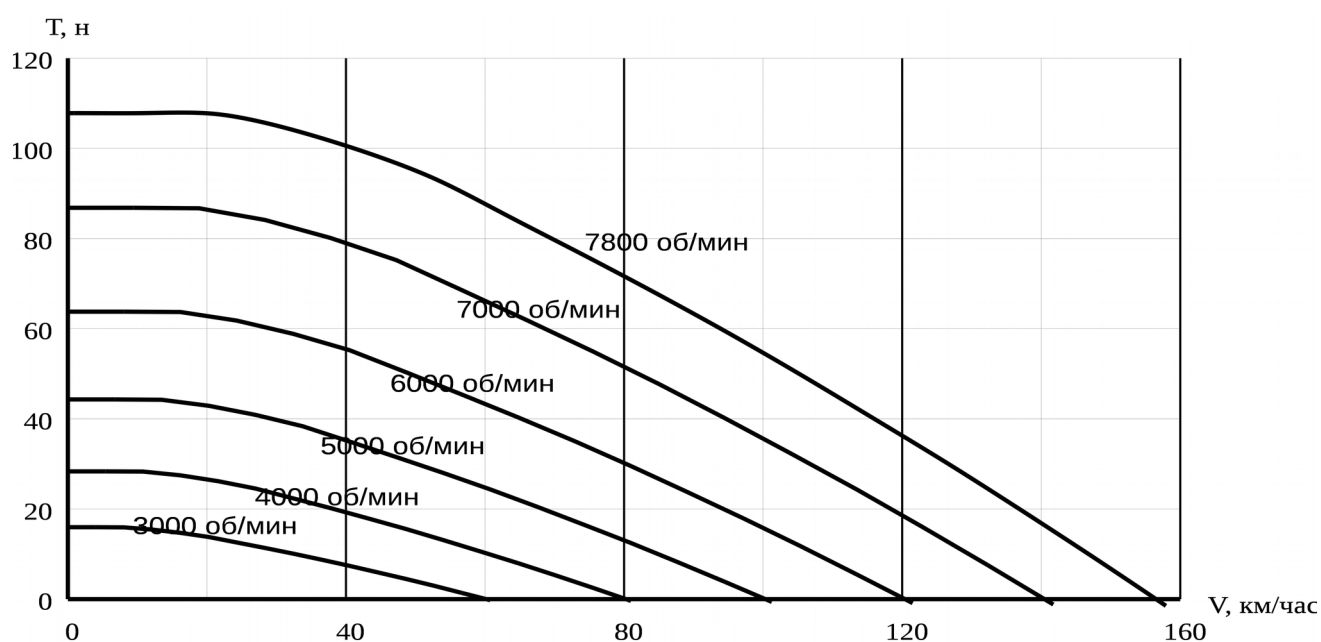


Рисунок 7: Зависимость тяги двигателя от скорости и числа оборотов

Аэродинамические характеристики [2] получены разработчиком ЛА по инженерным методикам с использованием программ X-foil (расчет профильных характеристик) [54], MDV (программа расчета характеристик летательного аппарата на дозвуковых скоростях). Получены аэродинамические характеристики самолёта в крейсерской конфигурации. Поляра построена при постоянном числе Рейнольдса.

Силовая установка ЛЛ состоит из электрического двигателя Double AXI 5345/14 HD Gold Line и двухлопастного воздушного винта диаметром 0,45 м.

Величина тяги при изменении скорости и разном числе оборотов представлена на рисунке 7 и в таблице 2.

Таблица 2. Зависимость тяги от скорости и числа оборотов двигателя.

7800 об/ мин.		7000 об/ мин.		6000 об/мин		5000 об/мин		4000 об/мин		3000 об/мин		2000 об/мин	
V,км/ час	T, н	V,км/ час	T, н	V,км/ час	T, н	V,км/ час	T, н	V,км/ час	T, н	V,км/ час	T, н	V,км/ час	T, н
157.95	-1.48	141.75	-1.19	121.50	-0.87	101.25	-0.61	81.00	-0.39	60.75	-0.22	40.50	-0.10
147.42	9.36	132.30	7.53	113.40	5.54	94.50	3.84	75.60	2.46	56.70	1.38	37.80	0.62
136.89	19.96	122.85	16.07	105.30	11.81	87.75	8.20	70.20	5.25	52.65	2.95	35.10	1.31
126.36	30.28	113.40	24.39	97.20	17.92	81.00	12.44	64.80	7.96	48.60	4.48	32.40	1.99
115.83	40.15	103.95	32.34	89.10	23.76	74.25	16.50	59.40	10.56	44.55	5.94	29.70	2.64
105.30	49.87	94.50	40.16	81.00	29.51	67.50	20.49	54.00	13.11	40.50	7.38	27.00	3.28
94.77	59.24	85.05	47.71	72.90	35.05	60.75	24.34	48.60	15.58	36.45	8.76	24.30	3.89
84.24	68.14	75.60	54.88	64.80	40.32	54.00	28.00	43.20	17.92	32.40	10.08	21.60	4.48
73.71	76.71	66.15	61.78	56.70	45.39	47.25	31.52	37.80	20.17	28.35	11.35	18.90	5.04
63.18	85.09	56.70	68.53	48.60	50.35	40.50	34.96	32.40	22.38	24.30	12.59	16.20	5.59
52.65	93.35	47.25	75.18	40.50	55.24	33.75	38.36	27.00	24.55	20.25	13.81	13.50	6.14
42.12	99.49	37.80	80.13	32.40	58.87	27.00	40.88	21.60	26.16	16.20	14.72	10.80	6.54
31.59	104.42	28.35	84.10	24.30	61.79	20.25	42.91	16.20	27.46	12.15	15.45	8.10	6.87
21.06	107.64	18.90	86.70	16.20	63.70	13.50	44.23	10.80	28.31	8.10	15.92	5.40	7.08
10.53	107.80	9.45	86.82	8.10	63.79	6.75	44.30	5.40	28.35	4.05	15.95	2.70	7.09
0.00	107.80	0.00	86.82	0.00	63.79	0.00	44.30	0.00	28.35	0.00	15.95	0.00	7.09

2.3 Математическая модель пространственного движения ЛЛ

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 [55]:

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

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

Полная нелинейная пространственная модель движения ЛА [56]:

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

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

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

$$\begin{cases} \frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \tan\theta (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma); \\ \frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos\theta} (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma); \\ \frac{d\theta}{dt} = \omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma; \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \frac{dH}{dt} &= \frac{dY}{dt} g = V [\cos\alpha \cos\beta \sin\theta - \sin\alpha \cos\beta \cos\theta \cos\gamma - \sin\beta \cos\theta \sin\gamma]; \\ \frac{dX}{dt} g &= V [\cos\alpha \cos\beta \cos\theta \cos\psi + \sin\alpha \cos\beta (\sin\theta \cos\gamma \cos\psi - \sin\gamma \sin\psi) + \\ &\quad \sin\beta (\sin\theta \sin\gamma \cos\psi + \cos\gamma \sin\psi)]; \\ \frac{dZ}{dt} g &= -V [\cos\alpha \cos\beta \cos\theta \sin\psi + \sin\alpha \cos\beta (\sin\theta \cos\gamma \sin\psi + \sin\gamma \cos\psi) + \\ &\quad \sin\beta (\sin\theta \sin\gamma \sin\psi - \cos\gamma \cos\psi)]. \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{cases} a_x = g(n_x - \sin\theta); \\ a_y = g(n_y - \cos\theta \cos\gamma); \\ a_z = g(n_z + \cos\theta \sin\gamma). \end{cases} \quad (8)$$

В уравнениях (1) - (8):

α, β – углы атаки и скольжения;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – 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_{xa}, C_{ya}, C_{za} – коэффициенты аэродинамических сил в скоростной системе координат;

m_{xa}, m_{ya}, m_{za} – 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; $q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$ – 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 8. Для первоначального описания аэродинамических характеристик

объекта (блок «Forces and Moments») использованы материалы, полученные расчетными методами. Пространственное движение летательного аппарата задается блоком «6DOF», адаптированным к стандартизованной в России системе координат (ГОСТ 20058-80 [57]). Описание летательного аппарата также включает блоки моделей: шасси («Gears»), двигателя («Engine»), сервоприводов («Actuators»), датчиков («Sensors») и окружающей среды («Environment»). Используется модель стандартной атмосферы по [58]. Сопряжение модели летательного аппарата с моделью системы автоматического управления, средой визуализации и макетом наземного пункта управления осуществляется специализированными блоками ввода-вывода («Controller Outputs», «Flightgear Environment», «To Flightgear» и «Model Outputs»). Модель системы автоматического управления («Controller») в типовой конфигурации отделена от модели объекта.

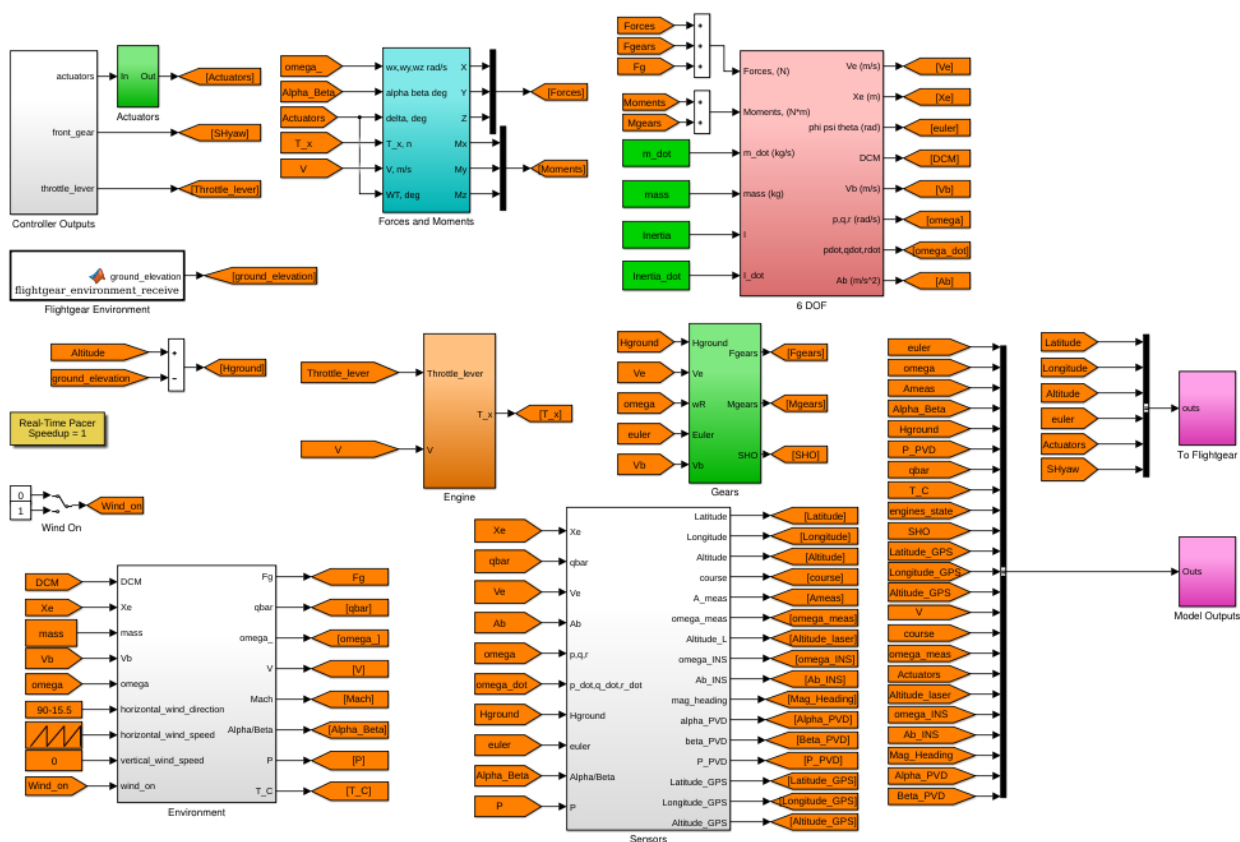


Рисунок 8: Модель ЛЛ в среде MATLAB/Simulink

2.4 Коррекция модели по данным летных испытаний

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 9-12 приведены графики сравнения модельных (красный цвет) и полетных (синий цвет) данных после проведенной процедуры уточнения коэффициентов.

Созданная имитационная модель летательного аппарата позволяет значительно упростить анализ результатов летных испытаний. На приведенных графиках видна высокая степень совпадения модельных и экспериментальных данных. При проведении дополнительных летных испытаний возможна дальнейшая коррекция модели.

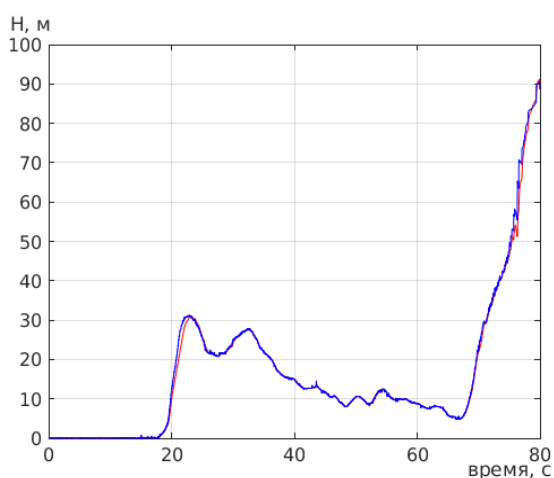


Рисунок 9: Высота полета

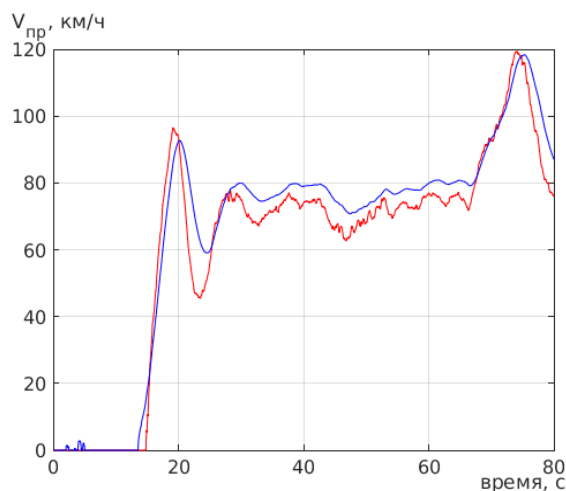


Рисунок 10: Приборная скорость

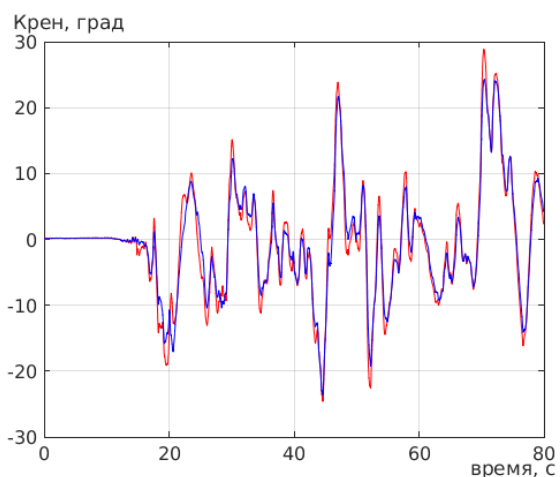


Рисунок 11: Угол крена

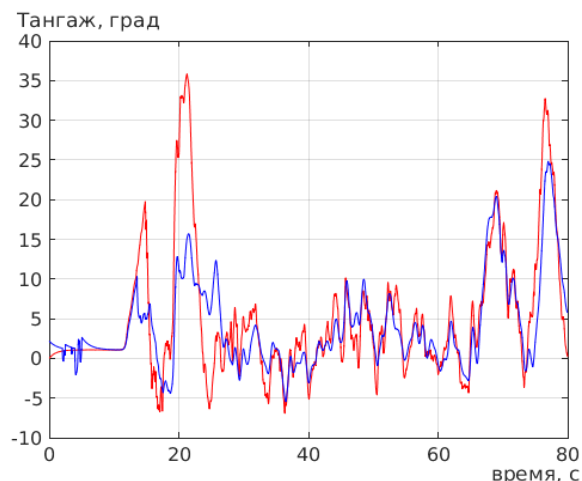


Рисунок 12: Угол тангажа

2.5 Численные эксперименты

После проведения процедуры коррекции, 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 так же 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). Результаты численного моделирования представлены в приложении.

Максимальная величина ветрового возмущения задается равной 20 м/с. Возмущение начинает действовать в момент времени 40 с и прекращает действовать в 43 с. Влияние ветра воспроизводится прибавкой возмущающего воздействия к вектору воздушной скорости. Имитировались горизонтальный и

вертикальный порывы ветра. Результаты численного моделирования представлены в приложении.

На рисунке 13 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.

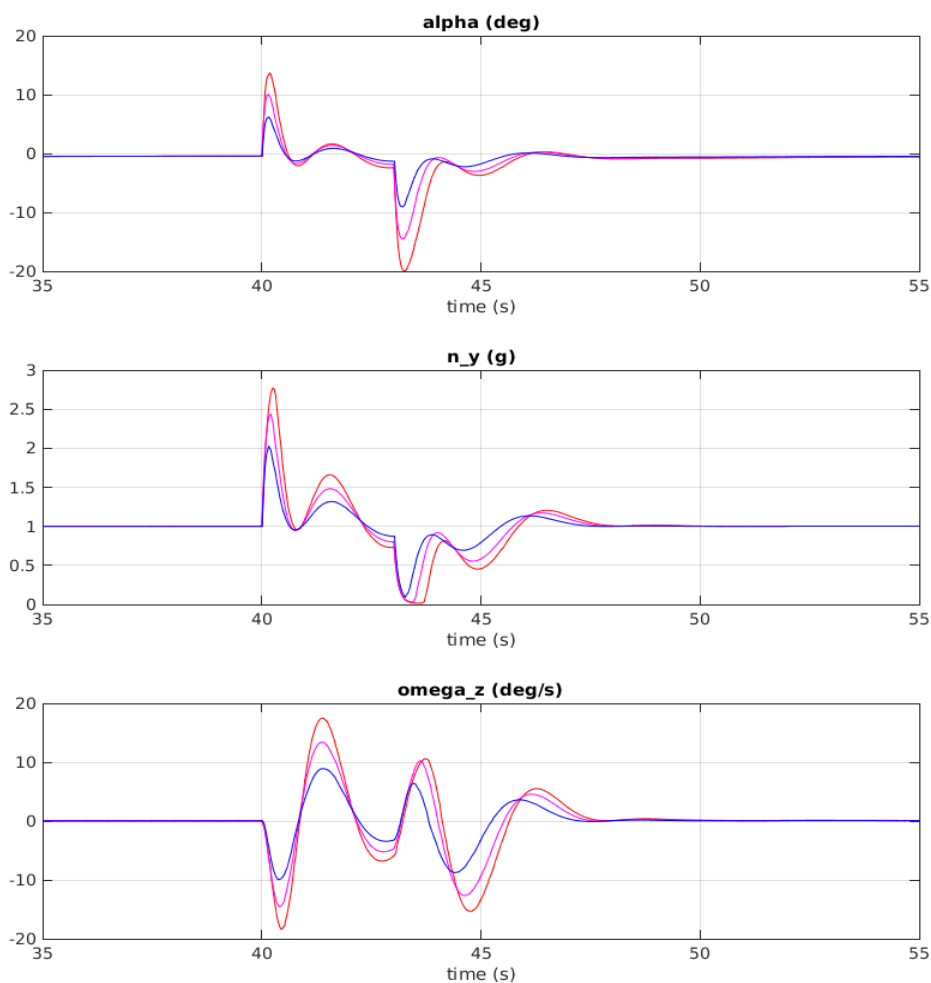


Рисунок 13: Влияние порывов ветра

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.

Выводы к главе 2

1. Исходя из предполагаемых задач исследования, определены требования к составу и функциональным возможностям модели пространственного движения летательного аппарата.
1. Создана полная нелинейная модель движения технологического летательного аппарата в трехмерном пространстве. Модель содержит описание аэродинамических характеристик, силовой установки, уравнений движения, уравнения законов регулирования системы управления и средства связи с программным пакетом визуализации FlightGear. Модель реализована в системе MATLAB/Simulink с расширениями Aerospace Toolbox и Aerospace Blockset.
2. Корректность модельного представления объекта подтверждена сравнением модельных данных и результатов летных экспериментов.
3. Модель использована для построения системы управления, исследования динамики летательного аппарата в различных режимах полета и воздействии возмущений, подготовки операторов НПУ.

Глава 3. Метод управления угловым положением летательного аппарата

3.1 Введение

Особенностью динамики полета беспилотных летательных аппаратов являются высокая нелинейность, сильная зависимость продольного и поперечного движения, высокая чувствительность к внешним возмущениям и параметрической неопределенности [59 — 62]. Это накладывает определенные требования к разрабатываемым для таких аппаратов системам автоматического управления, которые должны обеспечивать безопасное и предсказуемое поведение на всех этапах полета.

При создании САУ для БПЛА остаются популярными простые ПИД-регуляторы [62, 63], особенно в коммерческих типовых автопилотах, таких как MicroPilot MP Series [64]. Этот метод не требует высоких вычислительных мощностей, прост в реализации и настройке. Начав с пропорционального закона регулирования и добавляя интегральную и дифференциальную составляющие, разработчик может добиться нулевого установившегося рассогласования и быстрого переходного процесса для ступенчатого входного воздействия. Настройка коэффициентов ПИД-регулятора может быть выполнена с помощью множества неэвристических методов. Многие исследователи уделяют внимание разработке методов автоматической настройки и адаптации для определения коэффициентов ПИД-регулятора.

ПИД-регуляторы обладают рядом недостатков. Одним из них является невозможность справиться с диапазоном режимов полета, который может потребоваться в большинстве нетривиальных профилей полета. Поскольку эффективность ПИД-регулятора уменьшается при удалении от расчетной точки, программное изменение коэффициентов усиления является общим подходом к расширению применимости этого метода для всего диапазона режимов полета.

Другим недостатком ПИД-регулятора является то, что он не гарантирует достаточной устойчивости при наличии параметрических неопределенностей моделей [62].

Разработке усовершенствованных методов управления полетом БПЛА в последнее время уделяется пристальное внимание, но документации по этим исследованиям, которая могла бы использоваться в качестве справочного руководства, очень мало [65]. Это связано с тем, что многие компании считают результаты таких разработок интеллектуальной собственностью. Тем не менее, некоторые концепции и общие подходы к управлению, доступны для изучения и внедрения.

Автоматическое управление угловым положением самолета является одной из основных задач, возникающих при пилотировании [66 — 70]. САУ осуществляют управление путем воздействия на органы управления и создания ими необходимых управляющих сил и моментов. На самолёте необходимые управляющие силы и моменты создаются, в основном, за счёт изменения углового положения самолета относительно центра масс. Однако в последние годы появилась тенденция использования управляющих органов, которые позволяют получать эти силы и без изменения его угловых положений.

Поэтому современные САУ строятся по иерархическому принципу. САУ включает внутренний (пилотажный или автопилотный) контур, управляющий движением ЛА вокруг его центра масс, и внешний (траекторный) контур, управляющий движением центра масс. Пилотажный контур управляет такими параметрами движения как перегрузки, углы атаки, крен, тангаж, а траекторный – курсом, высотой полета, отклонением от линии заданного пути и др.

При автоматическом управлении угловым положением самолета приходится решать три взаимосвязанные задачи управления углами тангажа, крена и рыскания. Автопилоты могут быть выполнены в виде самостоятельных систем или входить в состав САУ как ее «внутренний» контур управления. Автопилот автоматически отклоняет рулевые поверхности для управления угловым

положением самолёта. В зависимости от числа каналов управления различают двухканальные (крена и тангажа) и трёхканальные (крена, тангажа, рыскания) автопилоты [59, 67].

В работе [63] представлена система автоматического управления и навигации для беспилотного летательного аппарата с неподвижным крылом с использованием недорогих микроэлектромеханических систем (МЭМС). САУ имеет три контура: стабилизации, управления угловым положением и отслеживания траектории. В подсистемах стабилизации, управления ориентацией и продольной навигации используются традиционные линейные ПИД-алгоритмы для достижения желаемого состояния БПЛА. Эффективность и практичность используемых методов подтверждена результатами летных испытаний и выполнением геодезических исследовательских миссий.

В статье [68] предлагается использование методики управления с помощью систем с переменной структурой для БПЛА. Система управления угловым положением состоит из внешнего контура контроля углов ориентации, и внутреннего контура отслеживания желаемых угловых скоростей. Контроллер разработан на основе метода нечеткого скользящего режима, который эффективно устраняет колебания. Результаты моделирования показывают, что предлагаемый контроллер точно задает требуемое пространственное положение ЛА, несмотря на неопределенность параметров и внешние возмущения.

В работе [59] решается задача автоматического управления угловым положением беспилотного летательного аппарата типа «летающее крыло». Разработка основана на использовании таких методов как backstepping [69], терминальный скользящий режим, адаптивное управление. Сочетание данных методов позволило построить эффективную, надежную и устойчивую систему.

При малых скоростях полета эффективность управляющих поверхностей значительно снижается. Для эффективного управления угловым положением в таких режимах некоторые БПЛА используют управляемый вектор тяги. В [70] рассматривается подход к разработке нового оптимального метода управления для

таких аппаратов, основанного на автоматическом обобщении информации. Результаты моделирования подтверждают, что метод позволяет компенсировать изменение эффективности управляющих поверхностей, а так же улучшает сопротивляемость ветровым возмущающим воздействиям.

В работе [60] для создания системы автоматического управления пространственным положением летательного аппарата с фиксированным крылом были объединены методы линеаризации обратной связи и адаптивного управления с эталонной моделью. Метод линеаризации обратной связи используется для линеаризации и развязки сложной модели. Система адаптивного управления с эталонной моделью (MRAC) подавляет модельные неопределенности и обладает большей устойчивостью к возмущающим воздействиям. Проведено математическое моделирование, полученные показатели качества управления, включая максимальное перерегулирование, время нарастания и длительность переходного процесса, сравнивались с аналогичными показателями, полученными при использовании ПИД-регуляторов.

Возможность использования визуальной системы обнаружения горизонта для управления угловым положением летательного аппарата, стабилизации полета, а так же для выполнения экстремальных маневров продемонстрирована в работе [71]. Система устойчива к изменениям освещения, изменениям цвета и изменениям окружающей среды. Эффективность подтверждается результатами математического моделирования и летных испытаний.

Схема контроллера пространственного положения на основе адаптивной версии алгоритма супер-скручивания (Adaptive Super Twisting Control Algorithm) для беспилотных летательных аппаратов различного типа предложена в работах [72, 73]. Моделирование демонстрирует преимущество данной схемы в условиях зашумленных измерений, неопределенностей и внешних возмущений.

Приведенный выше краткий обзор работ по системам автоматического управления полетом БПЛА показывает необходимость создания и использования современных эффективных алгоритмов управления угловым положением

летательных аппаратов. Далее в работе рассматривается предложенный метод управления угловым положением летательного аппарата на основе расчета потребных моментов для организации вынужденного движения системы вдоль желаемой траектории в пространстве состояний [42]. Метод не требует высоких вычислительных мощностей и может быть реализован в пилотажно-навигационном комплексе как часть системы автоматического управления и навигации.

3.2 Системы координат

При движении летательного аппарата (ЛА) как твёрдого тела различают поступательное движение — движение центра масс аппарата относительно Земли и вращательное движение — вращение аппарата вокруг его центра масс. При исследовании этих движений используются различные системы координат. В дальнейшем мы будем использовать *нормальную* и *связанную* системы координат [57] для описания поступательного и вращательного движений соответственно.

Нормальная система координат $OX_g Y_g Z_g$ - это подвижная система координат, начало O которой совпадает с центром масс летательного аппарата. Ось OY_g направлена вверх по местной вертикали. Плоскость $OX_g Z_g$ является местной горизонтальной плоскостью, проходящей через точку O перпендикулярно оси OY_g . Оси OX_g и OZ_g параллельны осям $O_0 X_0$, $O_0 Z_0$ нормальной земной системы координат и образуют совместно с осью OX_g прямоугольную правую систему координат.

Связанная система координат $OXYZ$ - это подвижная система координат, начало O которой совпадает с центром масс летательного аппарата, а оси ориентированы по главным осям инерции аппарата. Продольная ось OX расположена в плоскости симметрии и направлена от хвостовой к носовой части летательного аппарата. Поперечная ось OZ перпендикулярна плоскости

симметрии и направлена к правой части летательного аппарата. Ось OY лежит в плоскости симметрии и направлена к верхней части аппарата. Система $OXYZ$ — прямоугольная правая система координат.

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 [66, 74].

Угол рыскания ψ - угол между осью OX_g нормальной системы координат и проекцией продольной оси OX связанной системы координат на горизонтальную плоскость $OX_g Z_g$ нормальной системы координат.

Угол тангажа θ - угол между продольной осью OX связанной системы координат и горизонтальной плоскостью $OX_g Z_g$ нормальной системы координат.

Угол крена γ - угол между поперечной осью OZ связанной системы координат и осью OZ_g нормальной системы координат, смещенной в положение, при котором угол рыскания равен нулю.

В дальнейшем под управлением ориентацией ЛА мы будем понимать целесообразное изменение значений углов ψ , θ и γ .

Управление ориентацией позволяет изменять угловое положение ЛА относительно воздушных потоков, обтекающих аппарат. Это изменяет значения аэродинамических сил и моментов, действующих на ЛА, что позволяет управлять скоростью и направлением его движения [75].

3.3 Определение потребных моментов

Представленный метод позволяет, используя органы управления летательным аппаратом, перевести 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, действующими 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 проекции вектора угловой скорости аппарата на связанные оси определяются кинематической системой дифференциальных уравнений [66, 74]:

$$\begin{cases} \omega_x = \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \theta; \\ \omega_y = \dot{\psi} \cos \theta \cos \gamma + \dot{\theta} \sin \gamma; \\ \omega_z = -\dot{\psi} \cos \theta \sin \gamma + \dot{\theta} \cos \gamma. \end{cases} \quad (9)$$

имеющей обращённую форму

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = \omega_x - \tan\theta(\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma); \\ \dot{\psi} = \frac{1}{\cos\theta}(\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma); \\ \dot{\theta} = \omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma. \end{cases}, \quad (10)$$

а закон изменения вектора угловой скорости определяется системой динамических уравнений

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{M_x}{I_x} - \frac{I_z - I_y}{I_x} \omega_y \omega_z; \\ \dot{\omega}_y = \frac{M_y}{I_y} - \frac{I_x - I_z}{I_y} \omega_x \omega_z; \\ \dot{\omega}_z = \frac{M_z}{I_z} - \frac{I_y - I_x}{I_z} \omega_x \omega_y. \end{cases}. \quad (11)$$

Системы уравнений (9),(10) и (11) хорошо известны [66, 74] и являются основой построения систем управления различными режимами полёта ЛА.

В дальнейшем используется более компактная векторно-матричная форма записи нелинейных дифференциальных уравнений (10) и (11):

$$\begin{cases} \dot{\bar{\Gamma}} = \bar{F}_1(\bar{\omega}, \bar{\Gamma}); \\ \dot{\bar{\omega}} = \bar{F}_2(\bar{\omega}) + B \cdot \bar{M}. \end{cases} \quad (12)$$

Значения векторов \bar{F}_1 и \bar{F}_2 и диагональной матрицы B следуют из сопоставления правых частей уравнений (12) и систем (10) и (11) соответственно.

В уравнениях (12) \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 [76]

$$\bar{S}(t) = \dot{\bar{\Gamma}}(t) - K_1 \cdot (\bar{\Gamma}(t) - \bar{\Gamma}_{ref}) = 0. \quad (13)$$

Для выполнения условия (13), т. е. реализации вынужденного движения системы (12) по заданной траектории, определяем \bar{M}_{ref} из условия

$$\dot{\bar{S}}(t) = -K_2 \cdot \bar{S}(t), \quad (14)$$

что с учётом (13) приводит к линейному относительно $\bar{\Gamma}(t)$ дифференциальному уравнению второго порядка

$$\ddot{\bar{\Gamma}} = -(K_1 + K_2) \cdot \dot{\bar{\Gamma}} - K_1 \cdot K_2 \cdot (\bar{\Gamma} - \bar{\Gamma}_{ref}), \quad (15)$$

определяющему необходимое значение $\ddot{\bar{\Gamma}}$ для движения системы по траектории (13).

В уравнениях (13) и (14) коэффициенты диагональных матриц K_1 и K_2 выбираются из условия устойчивого и качественного переходного процесса системы (15) в точку $\bar{\Gamma} = \bar{\Gamma}_{ref}$. Так например, при $K_1 = K_2$ с положительными диагональными элементами соответствующих матриц выполнение уравнения (15) приводит к устойчивым переходным процессам без перерегулирования [77].

Вращающий момент \bar{M} в соответствии с (12) может влиять на $\ddot{\bar{\Gamma}}$ только через изменения вектора угловых скоростей $\bar{\omega}$. Из системы (12) получим

$$\ddot{\bar{\Gamma}} = \frac{\partial F_1(\bar{\omega}, \bar{\Gamma})}{\partial \bar{\omega}} \cdot \dot{\bar{\omega}} + \frac{\partial F_1(\bar{\omega}, \bar{\Gamma})}{\partial \bar{\Gamma}} \cdot \dot{\bar{\Gamma}} \quad (16)$$

и, подставляя $\dot{\bar{\omega}}, \dot{\bar{\Gamma}}$ из (12) в (16), получим

$$\ddot{\bar{\Gamma}} = \frac{\partial F_1(\bar{\omega}, \bar{\Gamma})}{\partial \bar{\omega}} \cdot F_2(\bar{\omega}) + \frac{\partial F_1(\bar{\omega}, \bar{\Gamma})}{\partial \bar{\Gamma}} \cdot \dot{\bar{\Gamma}} + \frac{\partial F_1(\bar{\omega}, \bar{\Gamma})}{\partial \bar{\omega}} \cdot B \cdot \bar{M}. \quad (17)$$

Для вычисления желаемого значения $\bar{M} = \bar{M}_{ref}$ приравняем правые части соотношений (15) и (17). Опустив обозначения переменных в функциях \bar{F}_1 и \bar{F}_2 , после несложных преобразований получим

$$\bar{M}_{ref} = -inv(B) \cdot \left[\bar{F}_2 + inv \left(\frac{\partial \bar{F}_1}{\partial \bar{\omega}} \right) \cdot \left(\left(\frac{\partial F_1}{\partial \bar{\Gamma}} + K_1 + K_2 \right) \cdot \dot{\bar{\Gamma}} + K_1 \cdot K_2 \cdot (\bar{\Gamma} - \bar{\Gamma}_{ref}) \right) \right]. \quad (18)$$

Введение нелинейной обратной связи в управляемую систему (12) 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 $\bar{\omega}$.

3.4 Вычисление углов отклонения рулей

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 (18). В этом случае говорят о располагаемых значениях моментов вращения и допустимых углах отклонения рулевых поверхностей.

Эффективность рулей зависит от скорости аппарата, плотности воздуха и многих других параметров полёта, наиболее существенными из которых являются скорость движения и углы атаки α и скольжения β . Углы α и β определяют положение скоростной системы координат относительно связанной системы координат. В скоростной системе ось OX_a направлена по воздушной скорости \bar{V} , ось подъёмной силы OY_a располагается в плоскости симметрии ЛА и направлена к верхней части летательного аппарата, боковая ось OZ_a перпендикулярна плоскости симметрии и направлена к правой части летательного аппарата [57]. Угол атаки α - угол между продольной осью OX связанной системы координат и проекцией скорости летательного аппарата \bar{V} на плоскость OXY связанной системы координат; угол скольжения β - угол между направлением скорости летательного аппарата \bar{V} и плоскостью OXY связанной системы координат.

Скоростная система координат используется для описания воздействия на ЛА набегающего потока воздуха при продувках ЛА или его динамически подобных моделей в аэродинамических трубах. Результатом продувок являются таблицы безразмерных коэффициентов, отражающих зависимости аэродинамических коэффициентов ЛА от углов α , β , углов отклонения рулевых поверхностей и других параметров полёта. Эти таблицы в условиях реального полёта позволяют восстановить силы и моменты, действующие на летательный аппарат.

В общем случае значение располагаемого момента \bar{M}_{av} можно представить в виде

$$\bar{M}_{av}(\alpha, \beta, \bar{\delta}) = \bar{M}_0(\alpha, \beta) + \frac{\partial \bar{M}(\alpha, \beta, \bar{\delta})}{\partial \bar{\delta}} \cdot \bar{\delta}. \quad (19)$$

В (19) $\bar{\delta} = (\delta_a, \delta_r, \delta_e)^T$ - 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 (18) необходимо отклонить рули на углы

$$\bar{\delta}_{ref} = \text{inv} \left(\frac{\partial \bar{M}(\alpha, \beta, \bar{\delta})}{\partial \bar{\delta}} \right) \cdot (\bar{M}_{ref} - \bar{M}_0(\alpha, \beta)). \quad (20)$$

Последнее соотношение справедливо при зависимости $\bar{M}_{av}(\alpha, \beta, \bar{\delta})$ от $\bar{\delta}$, близкой к линейной при ограниченных углах $\bar{\delta}$. Углы $\bar{\delta}$ всегда ограничены либо конструктивными соображениями, либо величинами допустимых перегрузок. В этом случае не всегда возможно выполнить условие $\bar{M}_{av} = \bar{M}_{ref}$ и заданная желаемая траектория (13), (14) оказывается нереализуемой. Выход из такого положения может заключаться в уменьшении диагональных коэффициентов матриц K_1 и K_2 . Это приводит к увеличению постоянных времени переходных процессов на траектории (13), (14) и снижению требований к моменту \bar{M}_{ref} .

3.5 Моделирование в среде MATLAB/Simulink

Предложенный метод управления ориентацией летательного аппарата реализован в среде MATLAB/Simulink. На рисунках 14-16 представлены графики переходных процессов углов Эйлера, угловых скоростей и потребных моментов соответственно. При моделировании использованы параметры летательного аппарата ЛЛ, приведенные в главе 2 данной работы.

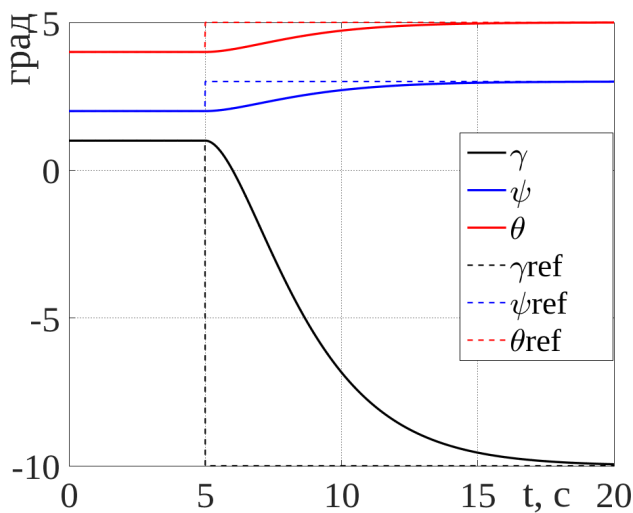


Рисунок 14: Углы Эйлера

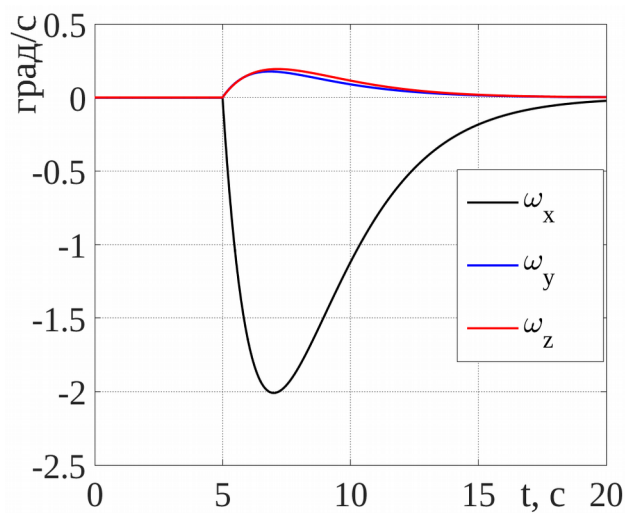


Рисунок 15: Угловые скорости

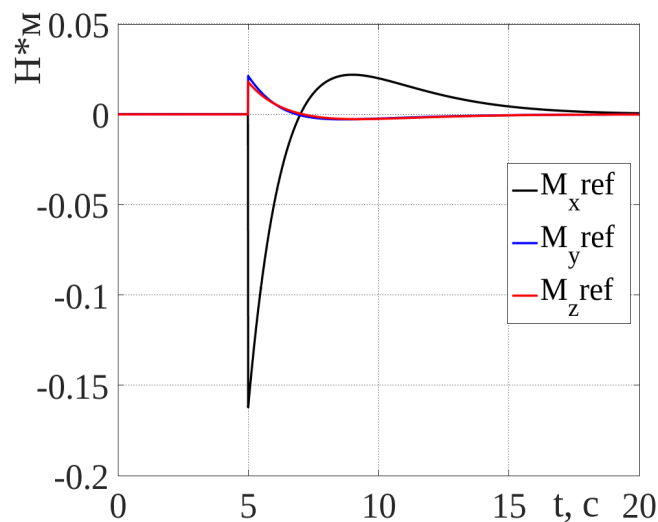


Рисунок 16: Потребные вращающие моменты

Начальные значения угловых скоростей $\omega_x = \omega_y = \omega_z = 0^\circ$, углов ориентации: $\gamma_0 = 1^\circ$, $\psi_0 = 2^\circ$, $\vartheta_0 = 4^\circ$. Желаемые значения углов ориентации: $\gamma_{ref} = -10^\circ$, $\psi_{ref} = 3^\circ$, $\vartheta_{ref} = 5^\circ$.

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.

Выводы к главе 3

1. Разработан новый метод управления угловым положением летательного аппарата. Метод основан на расчете требуемых моментов вращения и позволяет привести летательный аппарат в заданное пространственное положение по определенным заранее желаемым траекториям в пространстве состояний системы.
2. Организация вынужденного движения по заданным траекториям в пространстве состояний системы позволила получить устойчивые переходные процессы без перерегулирования с заданным временем переходного процесса.
3. Проведено численное моделирование в системе MATLAB/Simulink с использованием модели технологического летательного аппарата, представленной в главе 2 данной работы. По вычисленным требуемым моментам рассчитаны необходимые углы отклонения управляющих поверхностей. Моделирование подтвердило эффективность предложенного метода для управления угловым положением.

Глава 4. Планирование маршрутов движения летательного аппарата с использованием гладких траекторий

4.1 Введение

При разработке и применении беспилотных летательных аппаратов необходимо обеспечение их автономного полета. Для этого следует решить такие задачи, как: планирование маршрута перед полетом и в процессе полета; управление траекторным полетом и стабилизация БПЛА; навигация. Одной из основных задач является планирование маршрута, который обеспечит безопасное и эффективное перемещение аппарата из текущего местоположения к желаемой цели [78, 79].

Для решения проблемы планирования маршрута, заданного последовательностью поворотных пунктов маршрута (ППМ), используются два основных метода. В первом способе аппарат должен следовать за точкой, передвигающейся вдоль желаемой траектории с установленной скоростью; этот способ называется «отслеживанием траектории» [80]. При этом неявно требуется, чтобы аппарат находился в определенном положении в определенное время. Второй способ – это «следование вдоль пути» [81]. Цель следования вдоль пути – нахождение аппарата на пути, а не в определенном положении в определенное время. Алгоритмы следования вдоль пути используют либо метод векторных полей, либо метод потенциальных полей [82, 83].

Полученный алгоритмом планирования маршрут должен быть реализуем БПЛА. Основное различие между планированием маршрута наземного робота и БПЛА заключается в том, что летательные аппараты имеют ограничения, связанные например с маневрированием, минимальной скоростью движения, направлением движения только вперед [84 — 86].

Алгоритм планирования маршрута определяет количество упорядоченных путевых точек на карте, которые необходимо последовательно связывать, чтобы сформировать путь. Соединение путевых точек может быть достигнуто различными способами, каждый из которых имеет свои преимущества и недостатки. Можно выделить две основные категории [87]:

- соединение прямых и дуговых сегментов;
- использование сплайнов.

Простой и интуитивно понятный способ получения непрерывных путей без углов состоит в том, чтобы начертить круг между двумя линиями. В 1957 году Дубинс показал, что для частицы, которая движется вперед с постоянной скоростью, кратчайший путь между исходным положением с определенной ориентацией (начальная позиция) и конечным положением с заданной ориентацией (финишная позиция), состоит из не более трех частей, каждая из которых является либо прямой, либо дугой окружности радиуса $R > 0$ [88]. Основным недостатком диаграмм Дубинса является разрыв кривизны, возникающий в точках сопряжения прямой и дуги окружности.

Использование сплайнов для соединения путевых точек позволяет создавать непрерывные маршруты, но форма траектории может быть непрактичной и неэффективной. Кроме того, использование сплайнов подразумевает, что по крайней мере одна из управляющих поверхностей всегда будет активной из за постоянно меняющейся кривизны. Для более быстрой и надежной оценки неизвестных внешних возмущений (течение, ветер) так же предпочтительнее движение по прямой [87].

В работе [87] предложен алгоритм построения криволинейной траектории на плоскости, основанный на использовании спиралей Ферма. Спираль Ферма обладает нулевой кривизной в начале, что позволяет ей плавно соединяться с прямой. Кроме того, спирали Ферма описываются простыми параметрическими уравнениями, которые тривиальны для вычисления. В работе приведено подробное описание процесса построения маршрута непрерывной кривизны.

Алгоритм может использоваться как для построения маршрута («глобальное планирование»), так и для отслеживания траектории движения в реальном времени.

В статье [89] применен подход к построению траектории движения, основанный на соединении сегментов кубических сплайнов. На основании кривизны траектории и ограничений объекта определяется профиль скорости. Таким образом, сложная нелинейная динамика летательного аппарата отделена от геометрического планирования пути и генерации траектории. Представлена также система слежения за траекторией. Эффективность предложенных алгоритмов подтверждена испытаниями на беспилотном мультироторном аппарате.

В работе [79] предложен адаптивный алгоритм планирования маршрута в реальном времени на основе двухуровневого программирования и переменного интервала планирования. Алгоритм учитывает изменение характеристик летательного аппарата при выполнении различных миссий, а так же на отдельных этапах миссий, что позволяет при необходимости перестроить траекторию полета.

В работе [90] описан подход к решению задачи планирования траектории беспилотного летательного аппарата мультикоптерного типа в условиях ограничений на динамику полета. Предложен метод определения ограничений на геометрию полета по имеющейся модели движения и метод планирования, учитывающий эти ограничения. Применение описанного подхода позволяет добиться следующих преимуществ: на этапе планирования не требуется выполнять ресурсоемкое моделирование полета; построенный планировщиком путь реализуем при некоторых допустимых условиях (заданных режиме полета, ветровых нагрузках и т. д.), т. е. учитывает ограничения на динамику движения объекта управления, задаваемые математической моделью. Приведены результаты экспериментальных исследований алгоритма. В качестве модельной рассматривается задача планирования траектории маловысотного полета в городских условиях.

В статье [91] представлен новый подход к решению задачи планирования в реальном режиме времени трехмерной траектории движения беспилотного летательного аппарата в условиях сложного рельефа местности, в основе которого положен метод управления с прогнозирующими моделями. Результаты моделирования разработанного алгоритма показали, что с его помощью в реальном режиме времени БПЛА успешно избежал все препятствия. Данный алгоритм, полностью учитывающий ограничения на маневренные качества БПЛА, может эффективно применяться при его движении в неизвестных средах или в ситуации постепенного обнаружения препятствий в условиях реального полёта.

Работа [92] посвящена управлению беспилотными летательными аппаратами. Рассматриваются несколько схем для переходов между конфигурациями путевых точек с использованием алгоритмов следования по прямолинейной и круговой траекториям. Описывается переход между сегментами маршрута с путевыми точками, использующий полуплоскость и вставку скругления между сегментами. Вводятся в рассмотрение траектории Дубинса и показано, как построить такую траекторию между конфигурациями путевых точек.

В [93] задача планирования траекторий формулируется как задача определения траектории динамической системы с заданными начальными и терминальными условиями, которая минимизирует некоторый функционал, характеризующий интегральный риск и терминальный промах. Решается задача определения оптимальной допустимой траектории при заданном стационарном распределении рисков и заданном рельефе местности. Предполагается движение с постоянной линейной скоростью, причем траектория выбирается с целью минимизации интегрального риска и отклонения от заданных границ высоты полета.

В работе [94] представлен алгоритм планирования маршрута для нескольких БПЛА, позволяющий им одновременного приходить к цели. Маршрут состоит из прямых отрезков, соединенных клотоидами. В данной работе клотоиды

используются для выравнивания длины пути всех объектов, а так же для предотвращения столкновения объектов.

В статье [86] представлен алгоритм, который позволяет найти кратчайший путь при маневрировании БПЛА. Метод вычисления кратчайшего пути для БПЛА определяется теорией кривых Дубинса. Для отслеживания траектории во время движения разработан алгоритм планирования маршрута в реальном времени путем преобразования ограничений кривой Дубинса в уравнение динамики. Результаты численных экспериментов показывают эффективность предложенного алгоритма для планирования маршрутов БПЛА.

В работе [95] рассмотрен алгоритм планирования разворота летательного аппарата с использованием полиномов по энергии. Этот маневр в сочетании с прямолинейным равномерным движением позволяет планировать те сегменты траектории БПЛА, на которых начальная и конечная скорость, а также начальная и конечная высоты различаются незначительно. Планирование маневра основано на базе заранее экспериментально рассчитанных маневров и на использовании интерполяции.

Анализ приведенных выше работ показал, что в большинстве методов для построения маршрута движения беспилотных летательных аппаратов, заданного путевыми точками, используются либо сплайны, либо сопряжение прямых участков дугой окружности. Оба этих подхода имеют существенные недостатки. Так, при переходе от прямолинейной траектории движения к круговой скачком изменяется нормальное ускорение от нуля на прямой до V^2/R на окружности, что приводит к ударным нагрузкам на конструкцию летательного аппарата. Использование сплайнов позволяет избежать таких переходов, но из-за постоянно изменяющейся кривизны траектории, по крайней мере одна управляющая поверхность постоянно активна.

Далее в работе для решения проблемы планирования маршрута, заданного последовательностью поворотных пунктов, предложен упрощенный метод расчета плоской траектории, состоящей из отрезков ориентированных прямых,

сопряженных клотоидами (спиралями Корню) [43, 96]. Клотоида не только обеспечивает непрерывное с заданной скоростью изменение нормального ускорения, но и является самой короткой среди переходных кривых подобного класса.

4.2 Постановка задачи

Под маршрутом движения летательного аппарата (ЛА) понимается проекция трехмерной траектории полета на горизонтальную плоскость. Основой планирования такого маршрута является указание координат поворотных пунктов маршрута и определение траекторий движения между ППМ и траекторий поворотов в окрестностях этих пунктов. На рисунке 17. представлена схема фрагмента маршрута, состоящего из трех ППМ и соответствующих траекторий L_1, L_2, S_1 .

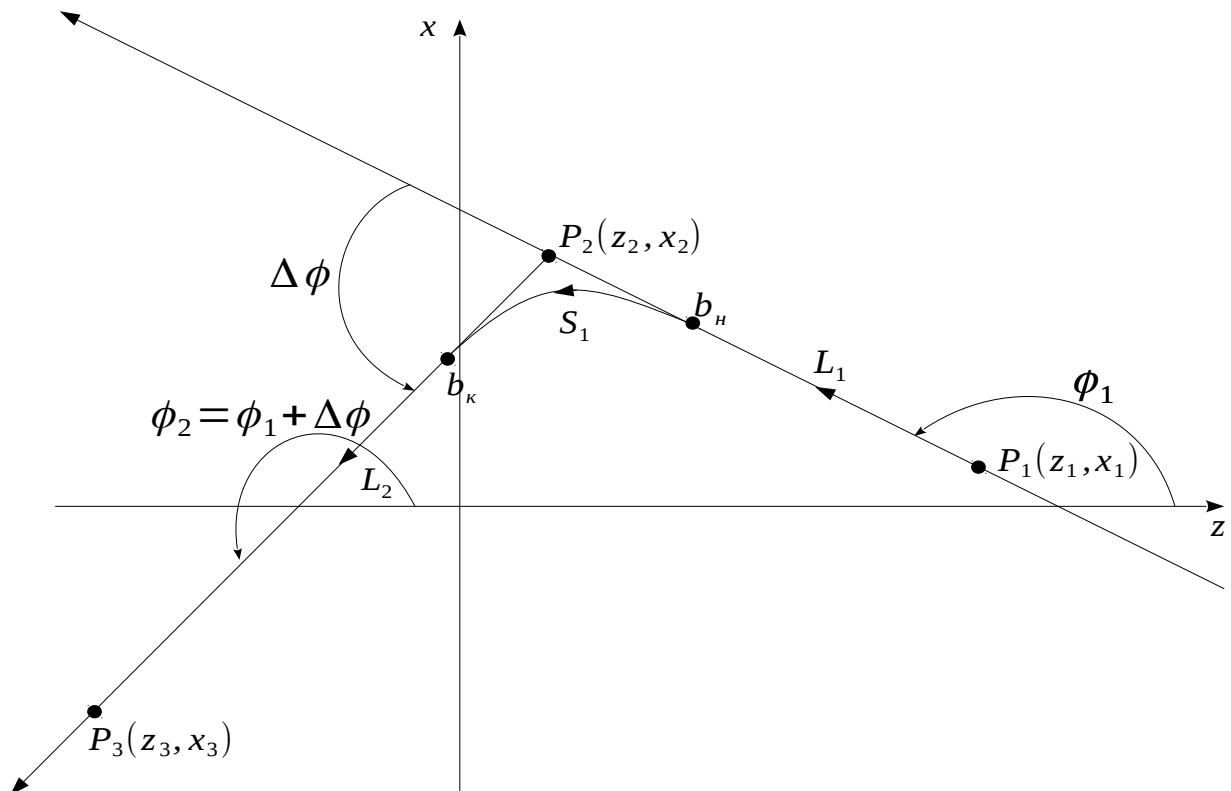


Рисунок 17: Схема фрагмента маршрута

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.

Определим перегрузку \bar{n} как отношение ускорений, испытываемых ЛА, к ускорению силы тяжести g , т. е.: $\bar{n} = \frac{\dot{V}}{g}$,

где \dot{V} – вектор ускорения (a_t, a_n) с компонентами a_t – тангенциальное ускорение, и a_n – нормальное ускорение. Без потери общности мы будем считать, что движение по маршруту осуществляется с постоянной скоростью $V = const$ и, следовательно, в перегрузке отсутствует компонента a_t , т. е.

$$n = \frac{a_n}{g} \quad (21)$$

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 . Это необходимо для непрерывности траектории. Но для гладкости траектории этого недостаточно. Необходимо еще соблюсти равенство кривизны траекторий в точках сопряжения. Важность этого требования демонстрируется, например, в случае сопряжения прямой с окружностью. В этом случае в точке сопряжения нормальное ускорение скачком изменяется от нуля на прямой до $\frac{V^2}{R}$ на окружности. Внезапное приложение такого ускорения, в общем случае немало, воспринимается конструкцией ЛА

как ударная нагрузка, при которой деформации элементов конструкции могут значительно превысить деформации при медленном приложении аналогичной нагрузки. С этим явлением, например, давно знакомы строители дорог [97, 98]. Ими широко используется кривая, сопряжение которой с прямолинейными участками траектории не приводит к ударным нагрузкам. Один из вариантов реализации подобной переходной кривой – это спираль Корню или клотоида [99].

4.3 Метод построения гладких траекторий

В данной работе предложен упрощенный метод расчета гладкого маршрута P_1, P_2, P_3 с использованием клотоиды в качестве траектории поворота и ориентированных прямых L_1, L_2 в качестве маршрутов движения от точки P_1 к точке P_2 , и от P_2 к P_3 соответственно.

Для описания маршрутов L_1 и L_2 естественно воспользоваться хорошо разработанной теорией ориентированных пересекающихся прямых, проходящих через две заданные точки [82]. Для сокращения объема излагаемого материала мы воспользуемся векторной формой вычислений.

Введем в рассмотрение радиусы-векторы $\bar{r}_1(z_1, x_1) = [z_1 \ x_1]^T$, $\bar{r}_2(z_2, x_2) = [z_2 \ x_2]^T$, $\bar{r}_3(z_3, x_3) = [z_3 \ x_3]^T$ и $\bar{r}(z, x) = [z \ x]^T$ точек P_1, P_2, P_3 и произвольных точек $P(z, x)$, лежащих на прямых L_1 и L_2 соответственно (рисунок 18).

Вектор $\bar{R}_1 = \bar{r}_2 - \bar{r}_1$ определяет направление движения ЛА от точки P_1 к точке P_2 , т. е. единичный вектор \bar{t}_1 касательной к траектории L_1 :

$$\bar{t}_1 = \frac{\bar{R}_1}{|\bar{R}_1|} = \left[\begin{pmatrix} \bar{t}_1 \end{pmatrix}_z \quad \begin{pmatrix} \bar{t}_1 \end{pmatrix}_x \right]^T = [\cos \phi_1 \quad \sin \phi_1]^T \quad (22)$$

и единичный вектор нормали к этой траектории

$$\bar{n}_1 = \left[\begin{pmatrix} \bar{r}_1 \end{pmatrix}_z - \begin{pmatrix} \bar{r}_1 \end{pmatrix}_x \right]^T = \left[\cos \phi_1 - \sin \phi_1 \right]^T, \quad (23)$$

где ϕ_1 – угол между положительным направлением оси z и ориентированной прямой L_1 соответственно.

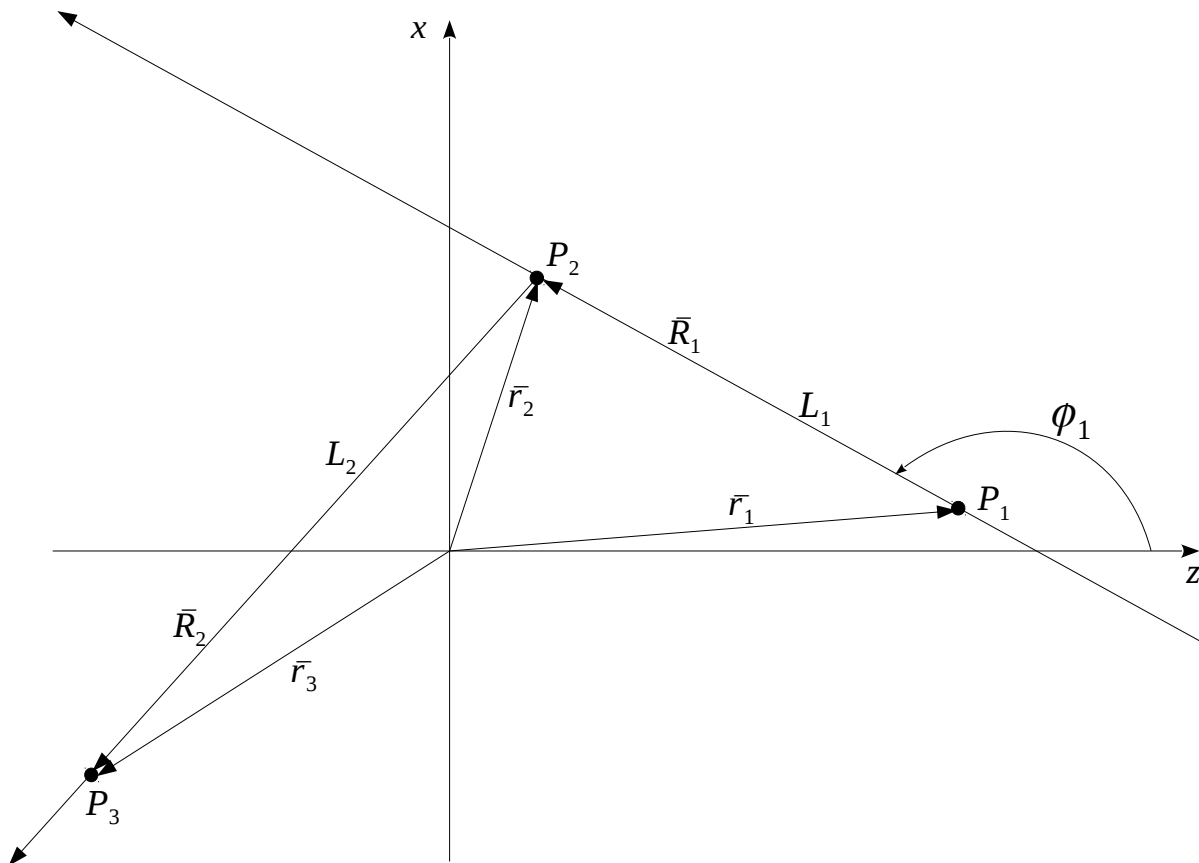


Рисунок 18: Радиусы-векторы точек

Сама прямая $L_1(z,x)$ определяется уравнением

$$L_1(z,x) = \bar{r}(z,x) \cdot \bar{n}_1 + c_1 = z \cdot \sin \phi_1 - x \cdot \cos \phi_1 + c_1 = 0. \quad (24)$$

Уравнение прямой $L_2(z,x)$ определяется аналогично с заменой индексов 1 на 2 и 2 на 3.

$$L_2(z,x) = \bar{r}(z,x) \cdot \bar{n}_2 + c_2 = z \cdot \sin \phi_2 - x \cdot \cos \phi_2 + c_2 = 0. \quad (25)$$

Константы c_1 и c_2 определяются из условия прохождения прямых L_1 и L_2 через точки P_1 и P_2 для L_1 и точки P_2 и P_3 для L_2 :

$$\begin{cases} c_1 = -\bar{r}_1(z_1, x_1) \cdot \bar{n}_1 = -\bar{r}_2(z_2, x_2) \cdot \bar{n}_1 \\ c_2 = -\bar{r}_2(z_2, x_2) \cdot \bar{n}_2 = -\bar{r}_3(z_3, x_3) \cdot \bar{n}_2 \end{cases} \quad (26)$$

Очевидно, величина и направление скоростей движения по прямым L_1 и L_2 определяются векторами

$$\bar{V}_1 = V \cdot \bar{t}_1, \quad \bar{V}_2 = V \cdot \bar{t}_2, \quad (27)$$

где $V = const$ – линейная скорость ЛА.

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

В координатах (z, x) спираль Корню описывается интегралами Френеля

$$\begin{cases} z(U) = \int_0^U \cos \frac{\pi}{2} U^2 dU, \\ x(U) = \int_0^U \sin \frac{\pi}{2} U^2 dU. \end{cases} \quad (28)$$

Поскольку мы не будем пользоваться табличными значениями интегралов Френеля, нам удобнее другая нормировка в соотношениях (28) и мы определим клотоиду в форме

$$\begin{cases} z(\tau) = a \cdot \int_0^{\tau} \cos \frac{\tau^2}{2} d\tau, \\ x(\tau) = a \cdot \int_0^{\tau} \sin \frac{\tau^2}{2} d\tau. \end{cases} \quad (29)$$

Чтобы соотношения (29) имели физический смысл, параметр a следует рассматривать как некий масштабный коэффициент, т. е. положить $[a]=M$, и принять τ за безразмерное время, т. е. положить $\Delta\tau = \frac{\Delta t}{T}$, где $[T]=[t]=c$. Здесь и далее знак $[\cdot]$ обозначает размерность переменной.

Соотношения (29) задают траекторию поворота S_1 в параметрической форме. Дважды дифференцируя (29) по параметру τ получаем:

$$\bar{V}(\tau) = a \cdot \begin{bmatrix} \cos \frac{\tau^2}{2} \\ \sin \frac{\tau^2}{2} \end{bmatrix} \text{ и } \frac{d\bar{V}(\tau)}{d\tau} = a\tau \cdot \begin{bmatrix} -\sin \frac{\tau^2}{2} \\ \cos \frac{\tau^2}{2} \end{bmatrix}, \quad (30)$$

т. е. векторы скорости и ускорения ЛА в функции параметра τ .

Из второго соотношения (30) очевидно, что $|\frac{d\bar{V}(\tau)}{d\tau}| = a\tau$ и, следовательно, для плавного перехода к повороту или выхода из него в точках сопряжения клотоиды с прямыми L_1 и L_2 необходимо иметь $\tau=0$.

Определим $\phi(\tau)$ – угол наклона касательной к клотоиде. В точке сопряжения клотоиды с прямой L_1 $\tau=0$ и $\phi(0)=0$. При движении по клотоиде

$$\Delta\phi(\tau) \text{ будет получать приращение } \Delta\phi(\tau) = \Delta \arctg \frac{V_x(\tau)}{V_z(\tau)} = \Delta \frac{\tau^2}{2}, \text{ т. е.}$$

$$\frac{d\phi}{d\tau} = \tau \text{ и } \phi(\tau) = \phi(0) + \frac{\tau^2}{2}. \quad (31)$$

Очевидно, что соотношение (31) не может одновременно удовлетворять условиям $\phi(0) = \phi_1$ и $\phi(0) = \phi_2$ в точках сопряжения с прямыми L_1 и L_2 . Это противоречие устраняется использованием так называемой симметричной клотоиды, состоящей из двух частей. При этом параметр τ изменяется от $\tau = 0$ в точке сопряжения с прямой L_1 до некоторого значения τ_c с соответствующим изменением $\phi(\tau)$ от $\phi(0) = \phi_1$ на L_1 до некоторого $\phi(\tau_c) = \phi_c$ и обратного изменения τ от τ_c до $\tau = 0$ на участке изменения $\phi(\tau)$ от $\phi(\tau_c) = \phi_c$ до $\phi(0) = \phi_2$ на L_2 . Соотношение (31) в этом случае принимает форму

$$\phi(\tau) = \phi(0) \pm \frac{\tau^2}{2}, \text{ справедливую для обоих участков клотоиды.}$$

Для симметричности клотоиды следует положить

$$\Delta\phi(\tau_c) = \frac{\Delta\phi}{2} = \pm \frac{\tau_c^2}{2}, \quad (32)$$

где $\Delta\phi$ – угол между положительными направлениями прямых L_1 и L_2 .

Знак в (32) определяется знаком угла $\Delta\phi$, т. е. необходимо положить

$$\tau_c^2 = |\Delta\phi| \text{ и } \tau_c = \sqrt{|\Delta\phi|}. \quad (33)$$

Угол $\Delta\phi$ отсчитывается от положительного направления L_1 до положительного направления L_2 против часовой стрелки, т. е. $\Delta\phi \geq 0$ при левом повороте от L_1 к L_2 и $\Delta\phi \leq 0$ при правом повороте от L_1 к L_2 .

При таком определении $\Delta\phi$ всегда должно выполняться равенство

$$\phi_2 = \phi_1 + \Delta\phi. \quad (34)$$

В [82] приведены соотношения для вычисления $\Delta\phi$ при задании прямых в форме

$$f(z,x) = Az + Bx + C = 0.$$

В нашем случае с учетом (22), (23), (24), (25) получим

$$A_1 = (\bar{r}_1)_z, B_1 = -(\bar{r}_1)_x, A_2 = (\bar{r}_2)_z, B_2 = -(\bar{r}_2)_x. \quad (35)$$

Теперь из (35) получим

$$\begin{cases} \cos \Delta\phi = (\bar{r}_1)_x \cdot (\bar{r}_2)_x + (\bar{r}_1)_z \cdot (\bar{r}_2)_z = \bar{r}_1 \cdot \bar{r}_2, \\ \sin \Delta\phi = (\bar{r}_1)_z \cdot (\bar{r}_2)_x - (\bar{r}_2)_z \cdot (\bar{r}_1)_x = \bar{r}_1 \cdot \bar{n}_2 \end{cases} \quad (36)$$

Применение процедуры atan2 системы MATLAB™ к соотношениям (36) дает значение $\Delta\phi$, удовлетворяющее условию $-\pi < \Delta\phi < \pi$, что при выполнении (34) исключает ошибки, связанные с многозначностью функции Arctg.

Очевидно, прямая с углом наклона

$$\phi_c = \phi_1 + \frac{\Delta\phi}{2} = \phi_2 - \frac{\Delta\phi}{2}, \quad (37)$$

проходящая через точку $P_2(z_2, x_2)$, делит угол между положительными направлениями прямых L_1 и L_2 пополам, т. е.

$$\phi_c = \frac{\phi_1 + \phi_2}{2}. \quad (38)$$

Из (37) следуют более удобные соотношения

$$\Delta\phi = \phi_2 - \phi_1 \text{ и } \tau_c = \sqrt{|\phi_2 - \phi_1|}. \quad (39)$$

Теперь можно полностью определить закон изменения угла $\Delta\phi_{\tan}(\tau)$ наклона касательной к клотоиде в функции параметра τ :

1. $\Delta\phi > 0$, $\phi_2 > \phi_c > \phi_1$ (левый поворот):

$$\phi_{\tan}(\tau) = \begin{cases} \phi_1 + \frac{\tau^2}{2} & \text{for } 0 \leq \tau \leq \tau_c, \frac{d\tau}{dt} > 0, \\ \phi_2 - \frac{\tau^2}{2} & \text{for } \tau_c > \tau \geq 0, \frac{d\tau}{dt} < 0 \end{cases} \quad (40)$$

2. $\Delta\phi < 0$, $\phi_1 > \phi_c > \phi_2$ (правый поворот):

$$\phi_{\tan}(\tau) = \begin{cases} \phi_1 - \frac{\tau^2}{2} & \text{for } 0 \leq \tau \leq \tau_c, \frac{d\tau}{dt} > 0, \\ \phi_2 + \frac{\tau^2}{2} & \text{for } \tau_c > \tau \geq 0, \frac{d\tau}{dt} < 0 \end{cases} \quad (41)$$

Соотношения (40), (41) можно объединить:

$$\phi_{\tan}(\tau) = \begin{cases} \phi_1 + \text{sign}\Delta\phi \cdot \frac{\tau^2}{2} & \text{for } 0 \leq \tau \leq \tau_c, \frac{d\tau}{dt} > 0, \\ \phi_2 - \text{sign}\Delta\phi \cdot \frac{\tau^2}{2} & \text{for } \tau_c > \tau \geq 0, \frac{d\tau}{dt} < 0 \end{cases} \quad (42)$$

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 (24) и (25) соответственно. 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:

$$\begin{cases} z_e = z_s + \Delta z_{cl}, \\ x_e = x_s + \Delta x_{cl} \end{cases} \quad (43)$$

Введем обозначения:

$$\left\{ \begin{array}{l} I_1 = \int_0^{\tau_c} \cos \left(\phi_1 + \text{sign} \Delta \phi \cdot \frac{\tau^2}{2} \right) d\tau, \\ I_2 = - \int_0^{\tau_c} \cos \left(\phi_2 - \text{sign} \Delta \phi \cdot \frac{\tau^2}{2} \right) d\tau, \\ I_3 = \int_0^{\tau_c} \sin \left(\phi_1 + \text{sign} \Delta \phi \cdot \frac{\tau^2}{2} \right) d\tau, \\ I_4 = - \int_0^{\tau_c} \sin \left(\phi_2 - \text{sign} \Delta \phi \cdot \frac{\tau^2}{2} \right) d\tau. \end{array} \right. \quad (44)$$

и функции

$$CF(\tau_c) = \int_0^{\tau_c} \cos \frac{\tau^2}{2} d\tau, \quad SF(\tau_c) = \int_0^{\tau_c} \sin \frac{\tau^2}{2} d\tau. \quad (45)$$

С учетом этих обозначений после простых преобразований интегралы в (44) приобретают простую форму

$$\left\{ \begin{array}{l} I_1 = \cos \phi_1 \cdot CF(\tau_c) - \text{sign}(\Delta \phi) \cdot \sin \phi_1 \cdot SF(\tau_c), \\ I_2 = -\cos \phi_2 \cdot CF(\tau_c) - \text{sign}(\Delta \phi) \cdot \sin \phi_2 \cdot SF(\tau_c), \\ I_3 = \sin \phi_1 \cdot CF(\tau_c) + \text{sign}(\Delta \phi) \cdot \cos \phi_1 \cdot SF(\tau_c), \\ I_4 = -\sin \phi_2 \cdot CF(\tau_c) + \text{sign}(\Delta \phi) \cdot \sin \phi_2 \cdot SF(\tau_c), \end{array} \right. \quad (46)$$

и для Δz_{cl} и Δx_{cl} получаем соотношения

$$\Delta z_{cl} = a \cdot (I_1 + I_2), \quad \Delta x_{cl} = a \cdot (I_3 + I_4). \quad (47)$$

Подставляя векторы $\begin{bmatrix} z_s & x_s \end{bmatrix}^T$ и $\begin{bmatrix} z_e & x_e \end{bmatrix}^T$ с учетом (43) и (47) в уравнения (24) и (25) соответственно, получим систему линейных уравнений относительно координат $\begin{pmatrix} z_s, x_s \end{pmatrix}$ точки начала поворота. Решение этой системы в матричной форме имеет вид:

$$\begin{bmatrix} z_s \\ x_s \end{bmatrix} = \text{inv} \left(\begin{bmatrix} (\bar{\tau}_1)_z & -(\bar{\tau}_1)_x \\ (\bar{\tau}_2)_z & -(\bar{\tau}_2)_x \end{bmatrix} \right) \begin{bmatrix} -C_1 \\ -C_2 - \begin{bmatrix} (\bar{\tau}_2)_x \\ -(\bar{\tau}_2)_z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta z_{cl} \\ \Delta x_{cl} \end{bmatrix} \end{bmatrix} \quad (48)$$

Для дальнейшего планирования маршрута желательно описать движение ЛА в функции времени. Выше отмечалось, что параметр τ удобно определить как безразмерное время.

Пусть t – текущее время движения по маршруту и t_s – время начала поворота. Определим $\Delta t = t - t_s$ и положим $\tau = \frac{\Delta t}{T}$. 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

$$\tau(t) = \frac{t - t_s}{T}, \quad t_s \leq t \leq t_s + T \cdot \tau_c, \quad \frac{d\tau}{dt} = \frac{1}{T} \quad (49)$$

Очевидно, на интервале изменения $\phi(\tau)$ от $\phi(\tau_c) = \phi_c$ до $\phi(0) = \phi_2$ $\tau(t)$ будет изменяться по закону

$$\tau(t) = \frac{2T \cdot \tau_c - (t - t_s)}{T}, \quad T \cdot \tau_c + t_s < t \leq 2T \cdot \tau_c + t_s \quad (50)$$

Полученные соотношения позволяют определить вектор скорости движения ЛА по переходной кривой в функции времени. Из (29), (30), (42), (49), (50) получаем

$$\bar{V}(t) = \bar{V}(\tau) \cdot \frac{d\tau}{dt} = \frac{a}{T} \cdot \left[\cos \phi_{\tan}(\tau(t)) \quad \sin \phi_{\tan}(\tau(t)) \right]^T, \quad (51)$$

где

$$\phi_{\tan}(t) = \begin{cases} \phi_1 + \text{sign}\Delta\phi \cdot \left(\frac{t-t_s}{T}\right)^2 \cdot \frac{1}{2} & \text{for } t_s \leq t \leq t_s + T \cdot \tau_c, \\ \phi_2 - \text{sign}\Delta\phi \cdot \left(\frac{2T \cdot \tau_c - (t-t_s)}{T}\right)^2 \cdot \frac{1}{2} & \text{for } t_s + T \cdot \tau_c < t \leq t_s + 2T \cdot \tau_c \end{cases} \quad (52)$$

Осталось определить постоянные a и T . Из первого уравнения (29)

определяем $\left[\frac{a}{T}\right] = \frac{m}{s} = [V]$. Из структуры (51) очевидно, что следует положить

$$V = \frac{a}{T} \quad (53)$$

где V – заданная линейная скорость движения ЛА по переходной кривой, и

$$\bar{V}(t) = V \cdot \left[\cos \phi_{\tan}(\tau(t)) \quad \sin \phi_{\tan}(\tau(t)) \right]^T \quad (54)$$

Далее, из соотношений (29) легко определяются основные свойства клотоиды:

$$\text{кривизна } k(\tau) = \frac{\tau}{a};$$

$$\text{радиус кривизны } \rho(\tau) = \frac{a}{\tau};$$

$$\text{длина траектории поворота } S(\tau) = 2a \cdot \tau_c.$$

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

Из (21) необходимо, чтобы максимальная величина нормальной перегрузки n_{\max} не превышала допустимого значения n_{enable} :

$$n_{\max} = \frac{V^2 \tau_c}{ag} \leq n_{enable} \quad (55)$$

Из (53) и (55) получаем оценку

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

С учетом (33) положим

$$T = \frac{V \cdot \sqrt{|\Delta\phi|}}{g \cdot n_{enable}}, \quad a = \frac{V^2 \cdot \sqrt{|\Delta\phi|}}{g \cdot n_{enable}}, \quad S = 2 \cdot \frac{V^2 \cdot \sqrt{|\Delta\phi|}}{g \cdot n_{enable}}. \quad (56)$$

4.4 Моделирование

Предложенный метод планирования траектории движения, заданной последовательностью поворотных пунктов маршрута, реализован в среде MATLAB/Simulink. На рисунке 19 представлены результаты планирования траектории движения с использованием клотоиды для перехода между отрезками

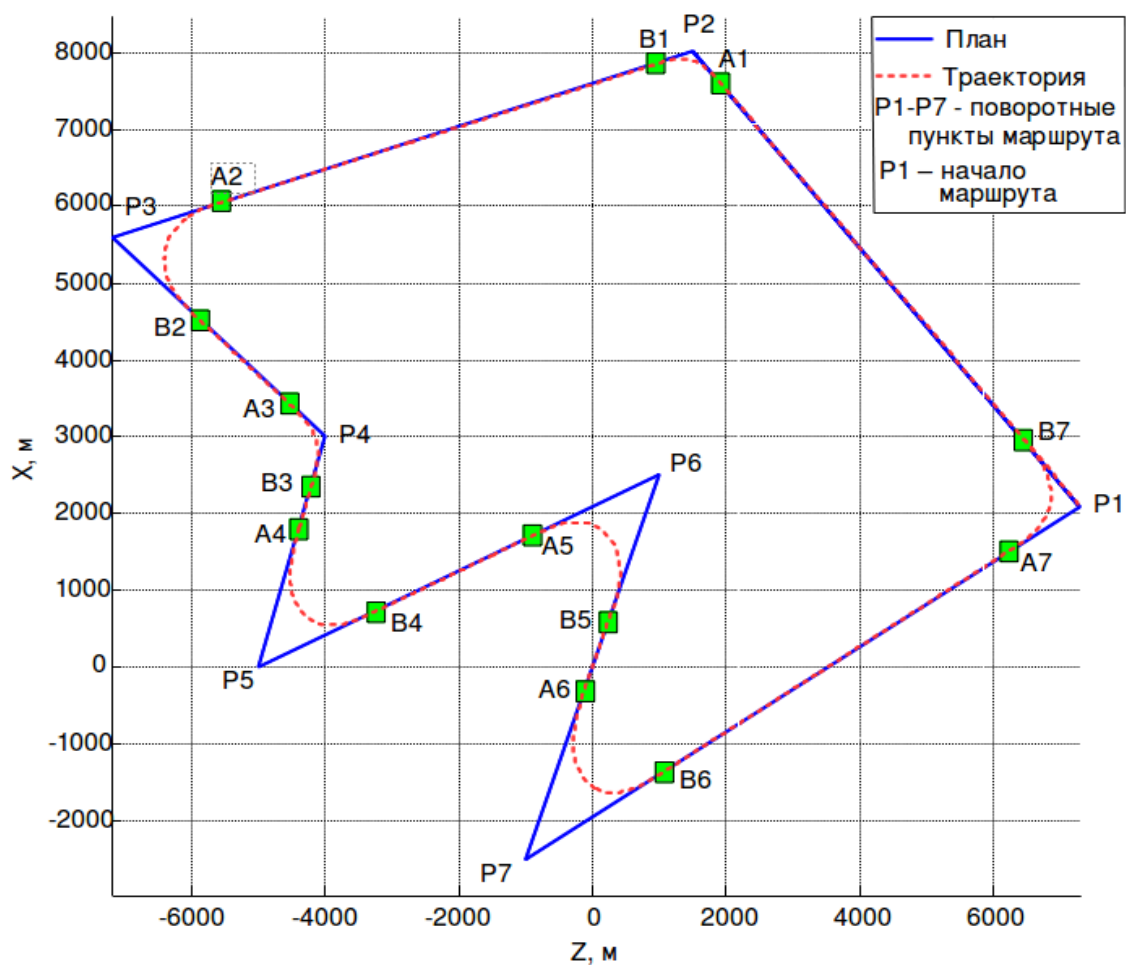


Рисунок 19: Планирование траектории движения

прямых маршрута. При моделировании использованы следующие значения параметров: линейная скорость движения летательного аппарата $V = 100$ м/с; максимально допустимая нормальная перегрузка $n_{enable} = 2$. 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).

Выводы к главе 4

1. Для решения проблемы планирования маршрута, заданного последовательностью поворотных пунктов, предложен упрощенный метод расчета плоской траектории, состоящей из отрезков ориентированных прямых, сопряженных клотоидами (спиралями Корню).
2. 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.
3. Результаты моделирования процедуры планирования гладких траекторий движения, заданных последовательностью поворотных пунктов маршрута, подтвердили работоспособность и эффективность предложенного упрощенного метода планирования с использованием кривых Корню.

Заключение

Основные результаты диссертационной работы:

1. На основе проведенного исследования задачи управления пространственным движением 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 цитируемой литературы

1. Карман, Т. фон. Аэродинамика. Избранные темы в их историческом развитии. — Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2001. — 208 с.
2. Микеладзе В. Г., Титов В. М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет: Справочник. — Москва: Машиностроение, 1982. — 149 с.
3. Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <http://www.tsagi.ru>. — Заглавие с экрана. – (Дата обращения: 12.06.2017).
4. Мартынов А. К. Экспериментальная аэродинамика. — Москва: Государственное издательство оборонной промышленности, 1950. — 479 с.
5. Юрьев Б. Н. Экспериментальная аэродинамика. Часть I. Теоретические основы экспериментальной аэродинамики. — Москва-Ленинград: НКАП СССР. Государственное издательство оборонной промышленности, 1939. — 300 с.
6. John P. Campbell. Free and Semi-Free Model Flight-Testing Techniques Used in Low Speed Studies of Dynamic Stability and Control. // AGARDograph 76, — London: Technical Editing and Reproduction Ltd. – 1963 – 54 pp.
7. J.J. van Gorcum. Ready for Take-Off: Scaled Flight Testing // Master Thesis. Delft University of Technology – 2017 – April. – 94 pp.
8. Rosanna Renee Bether, Phillip Greenberg, Harry Powell, Brianna Grembowski, Kristofer Drozd. X-56A Dart: Dynamically-Scaled Aircraft for Research and Testing [Электронный ресурс]. // Electronic Thesis. — The

University of Arizona, USA. — 2015. — May. — Режим доступа: <http://arizona.openrepository.com/arizona/handle/10150/579003>. — (Дата обращения: 10.07.2017).

9. Chambers, Joseph R. Modeling flight: the role of dynamically scaled free-flight models in support of NASA's aerospace programs. — USA: U.S. Government Printing Office, 2009. — 192 pp.

10. Межотраслевой научно-исследовательский институт проблем физического моделирования режимов полета самолетов в составе Харьковского авиационного института (НИИ ПФМ ХАИ) [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <https://niipfm.khai.edu/ru/>. — Заглавие с экрана. — (Дата обращения: 21.07.2017).

11. Таганрогский авиационный научно-технический комплекс им. Г. М. Бериева [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <http://www.beriev.com/rus/be-101/be-101.html>. — Заглавие с экрана. — (Дата обращения: 11.05.2017).

12. Jordan, T. L., Langford, W. M., and Hill, J. S. Airborne Subscale Transport Aircraft Research Testbed - Aircraft Model Development // AIAA 2005-6432, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA, Washington, DC, — 2005. — 12 pp.

13. Jordan, T. L., Foster, J. V., Bailey, R. M., and Belcastro, C. M. AirSTAR: A UAV Platform for Flight Dynamics and Control System Testing // AIAA 2006-3307, 25-th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, San Francisco, CA, — 2006. — 15 pp.

14. Martin Kozek, Alexander Schirrer (Editors). Modeling and Control for a Blended Wing Body Aircraft. A Case Study. — Switzerland: Springer International Publishing, 2015. — 301 pp.

15. Dan D. Vicroy. Blended-Wing-Body Low-Speed Flight Dynamics: Summary of Ground Tests and Sample Results (Invited) // 47-th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition 5 - 8 January 2009, Orlando, Florida. AIAA 2009-933. — 2009. — 10 pp.
16. Christopher Jouannet, David Lundström, Kristian Amadori and Patrick Berry. Design of a Very Light Jet and a Dynamically Scaled Demonstrator // 46-th, Aerospace sciences meeting AIAA; 2008; Reno, NV. — 2008. — 12 pp.
17. René Eveleens, Floris Bremmers. Free flying scale model flight testing: future or fiction? [Электронный ресурс] // SFTE European Chapter. — 2016. — June. — Режим доступа: <http://www.sfte-ec.org/node/938>. — (Дата обращения: 12.05.2017).
18. Ганин С. М., Карпенко А. В., Колногоров В. В., Петров Г. Ф. Беспилотные летательные аппараты. — Спб: Изд-во «ГАНГУТ», 1999. — 160 с.
19. Пестова К. С. Полунатурное моделирование функционирования БПЛА // XV Конференция молодых ученых «Навигация и управление движением». — 12-15 марта 2013 г. – Санкт Петербург, Россия. — 2013. — 7 с.
20. Ильиных В. В., Андреев С. В., Ключников А. В., Чертков М. С. Моделирование динамики полета беспилотного летательного аппарата в компьютеризированном имитационном стенде [Электронный ресурс] // Труды Международного симпозиума «Надежность и качество» — 2011. — Т. 1. — Режим доступа: <http://cyberleninka.ru/article/n/modelirovanie-dinamiki-polyota-bespilotnogo-letatel'nogo-apparata-v-kompyuterizirovannom-imitatsionnom-stende.pdf>. — (Дата обращения: 14.05.2017).
21. Чертков М. С., Андреев С. В., Ильиных В. В., Ключников А. В., Михайлов Е. Ф. Алгоритмическое и аппаратное обеспечение стенда имитации динамики полета объекта [Электронный ресурс] // Труды

Международного симпозиума «Надежность и качество» — 2011. — Т. 1. — Режим доступа: <http://cyberleninka.ru/article/n/algorithmicheskoe-i-apparatnoe-obespechenie-stenda-imitatsii-dinamiki-poleta-obekta.pdf>. — (Дата обращения: 14.05.2017).

22. André Kaden, Bernd Boche, and Robert Luckner. Hardware-in-the-Loop Flight Simulator – An Essential Part in the Development Process for the Automatic Flight Control System of a Utility Aircraft. // *Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control*. — Springer, Berlin, Heidelberg — 2013. — P. 585-601.

23. F. Adhika Lie, Andrei Dorobantu, Brian Taylor, Demoz Gebre-Egziabher, Peter Seiler, Gary Balas. An Airborne Experimental Test Platform: From Theory to Flight (Part 1) [Электронный ресурс] // *Inside GNSS* — 2014. — March/April — Режим доступа: <http://www.insidegnss.com/auto/marapr14-Lie.pdf>. — (Дата обращения: 17.05.2017).

24. Yew Chai Paw, Gary J. Balas. Development and application of an integrated framework for small UAV flight control development. // *Mechatronics*. — 2011. — Vol. № 21. — P. 789–802.

25. Eric R. Mueller. Hardware-in-the-loop Simulation Design for Evaluation of Unmanned Aerial Vehicle Control Systems. // *AIAA 2007-6569, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*. – 20 - 23 August 2007. – Hilton Head, South Carolina. — 2007. — 14 pp.

26. Tomasz Rogalski, Andrzej Tomczyk, Grzegorz Kopecki. Flight Simulator as a Tool for Flight Control System Synthesis and Handling Qualities Research. // *Solid State Phenomena*, — 2009. — Vols. 147-149. — P. 231–236.

27. Макаров И. В. Имитационное моделирование полета комплекса беспилотного летательного аппарата // *Вестник Сибирского государственного*

университета науки и технологии имени академика М.Ф. Решетнева. — 2010. — Выпуск 6 (32) — С. 78–82.

28. Endri Rachman, Radzuan Razali. A Mathematical Modeling for Design and Development of Control Laws for Unmanned Aerial Vehicle (UAV) // International Journal of Applied Science and Technology. — 2011. — Vol. 1 № 4. — P. 66–73.

29. Sérgio Ronaldo Barros dos Santos, Sidney Nascimento Givigi Junior, Cairo Lúcio Nascimento Júnior, Adriano Bittar, Neusa Maria Franco de Oliveira. Modeling of a Hardware-In-The-Loop Simulator for UAV Autopilot Controllers // 21-st Brazilian Congress of Mechanical Engineering. – October 24-28, 2011. – Natal, RN, Brazil. — 2011. — 10 pp.

30. Лапшин Э. В., Гущина А. А. Имитация динамики полета и ее модельное представление [Электронный ресурс] // Труды Международного симпозиума «Надежность и качество» — 2007. — Т. 1. — Режим доступа: <http://cyberleninka.ru/article/n/imitatsiya-dinamiki-poleta-i-ee-modelnoe-predstavlenie>. — (Дата обращения: 19.06.2017).

31. Костин П. С., Верещагин Ю. О., Волошин В. А. Программно-моделирующий комплекс для полунатурного моделирования динамики маневренного самолета // Труды МАИ. — 2015. — Выпуск № 81. — 30 с.

32. Матвеев А. В., Махуков А. А. Сопровождающее моделирование в процессе летных испытаний беспилотных летательных аппаратов // Труды МАИ. — 2011. — Выпуск № 45. — 18 с.

33. Дьяконов В. П. MATLAB. Полный самоучитель. — М.: ДМК Пресс, 2012. — 768 с.

34. FlightGear — FlightGear Flight Simulator [Электронный ресурс]. — 2017. — Режим доступа: <http://www.flightgear.org/>. — Заглавие с экрана. — (Дата обращения: 19.06.2017).
35. Microsoft Flight Simulator [Электронный ресурс]. — 2017. — Режим доступа: <https://www.microsoft.com/Products/Games/FSInsider/product/Pages>. — Заглавие с экрана. — (Дата обращения: 29.06.2017).
36. Белоконь С. А., Деришев Д. С., Золотухин Ю. Н., Золотухина М. А., Филиппов М. Н., Ян А. П. 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. — 2016. — С. 374-379.
37. Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Филиппов М. Н. Архитектура комплекса полунатурного моделирования систем управления летательными аппаратами. // Автометрия. — 2017. — Т.53. — № 4, — С. 44-50.
38. 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 объектами повышенной опасности // Автометрия. — 2011. — Т.47. — № 3. — С. 73-83.
39. Белоконь С. А., Васильев В. В., Золотухин Ю. Н., Филиппов М. Н., Ян А. П. Автоматизированная система диспетчерского управления движением поездов Новосибирского метрополитена. // Датчики и Системы. — 2012. — № 3, — С. 38-42.
40. 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. — 2009. — С. 48-51.

41. 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. — 2013. — Pp. 178-181 — 1 электрон. опт. Диск.

42. Золотухин Ю. Н., Нестеров А. А. Управление угловым положением летательного аппарата // Автометрия. — 2015. — Т.51. — №5. — С. 35-41.

43. Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Нестеров А. А. Планирование маршрутов движения летательного аппарата с использованием гладких траекторий. // Автометрия. — 2017. — Т.53. — № 1. — С. 3-11.

44. Redis [Электронный ресурс]. — 2017. — Режим доступа: <https://redis.io>. — Заглавие с экрана. – (Дата обращения: 11.07.2017).

45. QgroundControl — Intuitive and Powerful Ground Control Station for PX4 and ArduPilot UAVs [Электронный ресурс]. — 2017. — Режим доступа: <http://qgroundcontrol.com/>. — Заглавие с экрана. – (Дата обращения: 11.07.2017).

46. Simulation in Support of Flight Testing (la Simulation pour le soutien des essais en vol). Edited by Dennis O. Hines. // RTO AGARDograph 300. Flight Test Techniques Series. France. — 2000. — Vol. 19. — 48 pp.

47. Ravi K. Prasanth, Vladislav Klein, Patrick C. Murphy, Raman K. Mehra. Model Structures and Algorithms for Identification of Aerodynamic Models for

Flight Dynamics Applications // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. – 15-18 Aug. 2005. – San Francisco, CA, United States. — 2005. — 18 pp.

48. Lennart Ljung, Torkel Glad. Modeling Of Dynamic Systems. — U.S.A.: PTR Prentice Hall, 1994. — 368 pp.

49. Peter H. Zipfel. Modeling and simulation of aerospace vehicle dynamics. Second Edition. — U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2007. — 569 pp.

50. Carl Banks. A Discussion of Methods of Real-Time Airplane Flight Simulation [Электронный ресурс]. — 2000. — August. — Режим доступа: <http://www.aeroflight.com/files/meng.pdf>. — (Дата обращения: 3.07.2017).

51. Кубланов М. С. Математическое моделирование задач летной эксплуатации воздушных судов на взлете и посадке. — Москва: РИО МГТУ ГА, 2013. — 270 с.

52. Hari Muhammad, Fuad Surastyo, Rianto Adhy Sasongko. Simulation, Parameter Identification and Control System Design of an Aircraft Using Unified Mathematical Model // ASEAN Engineering Journal. Part A. — 2013. — Vol. 3. — P. 5-26.

53. Ivan D. Djokic, Zarko P. Barbaric. Flight Control System Development Using Simulation – an Integrated Approach // Tehnicki Vjesnik-Technical Gazette. — 2012. — Vol. 19. – № 2. — P. 287-294.

54. XFOIL — Subsonic Airfoil Development System [Электронный ресурс]. — 2017. — Режим доступа: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil>. — Заглавие с экрана. — (Дата обращения: 15.03.2017).

55. Бочкарев А.Ф., Андреевский В.В., Белоконов В.М., Климов В.И., Турапин В.М. Аэромеханика самолета: Динамика полета: Учебник для авиационных вузов. — Москва: Машиностроение, 1985. — 360 с.
56. Бюшгенс Г. С. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. — Москва: Наука. Физматлит, 1998. — 816 с.
57. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. — Москва: Государственный Комитет СССР по стандартам. Издательство стандартов, 1981. — 54 с.
58. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. — Москва: ИПК Издательство стандартов, 1982. — 181 с.
59. Yinan Feng, Xiaoping Zhu, Zhou Zhou, and Yanxiong Wang. Flexible Flying-Wing UAV Attitude Control Based on Back-Stepping, Adaptive and Terminal-Sliding Mode // In: Proceedings of the 7-th International Conference «Intelligent Robotics and Applications». — December 17-20, 2014. — Guangzhou, China. — 2014. — P. 328-339.
60. Wenya Zhou, Kuilong Yin, Rui Wang, and Yue-E Wang. Design of Attitude Control System for UAV Based on Feedback Linearization and Adaptive Control // Mathematical Problems in Engineering. — 2014. — Vol. 2014. — 8 pp.
61. Elisa Capello, Giorgio Guglieri, Fulvia Quagliotti, Daniele Sartori. Design and Validation of an L_1 Adaptive Controller for Mini-UAV Autopilot // Journal of Intelligent & Robotic Systems. — 2013. — Vol. 69. — P. 109-118.
62. Sartori D. Design, Implementation and Testing of Advanced Control Laws for Fixed-wing UAVs. PhD thesis [Электронный ресурс]. — 2014. — October. — Режим доступа: http://porto.polito.it/2571146/1/Tesi_Daniele_Sartori.pdf. — (Дата обращения: 23.07.2017).

63. Ruiyong Zhai, Zhaoying Zhou, Wendong Zhang, Shengbo Sang, and Pengwei Li. Control and navigation system for a fixed-wing unmanned aerial vehicle [Электронный ресурс]. // AIP Advances — 2014. — Vol. 4, Issue 3. — Режим доступа: <http://aip.scitation.org/doi/10.1063/1.4866169>. — (Дата обращения: 23.07.2017).
64. MicroPilot [Электронный ресурс]. — 2017. — Режим доступа: <http://www.micropilot.com>. — Заглавие с экрана. — (Дата обращения: 18.06.2017).
65. Alejandro Sobron Rueda. Design and testing of a flight control system for unstable subscale aircraft. [Электронный ресурс] // Master's Thesis in Aeronautical Engineering. — Linköping University, Sweden. — 2015. — October. — Режим доступа: <http://liu.diva-portal.org/smash/get/diva2:859608/FULLTEXT01.pdf>. — (Дата обращения: 11.07.2017).
66. Воробьев В. Г., Кузнецов С. В. Автоматическое управление полетом самолетов: Учебник для вузов. — Москва: Транспорт, 1995. — 448 с.
67. Системы управления летательных аппаратов: учебник для курсантов и слушателей вузов ВВС / Под ред. В. В. Воробьева. — Москва: Издательство ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. — 203 с.
68. Yueneng Yang, Jie Wu, Wei Zheng. Variable Structure Attitude Control for an UAV with Parameter Uncertainty and External Disturbance. // Procedia Engineering. — 2011. — Vol. 15 — P. 408-415.
69. Ola Härkegård, S. Flight Control Design Using Backstepping. // Linköping Studies in Science and Technology Thesis No. 875. — Sweden: UniTryck, Linköping, 2001. — 110 p.

70. Ziyang Zhen, Ju Jiang, Xinhua Wang and Daobo Wang. Information Fusion-Based Optimal Attitude Control for an Alterable Thrust Direction Unmanned Aerial Vehicle. // International Journal of Advanced Robotic Systems. — 2013. — Vol. 10 — 9 pp.
71. Saul Thorrowgood, Richard J. D. Moore, Daniel Bland, Dean Soccol and Mandyam V. Srinivasan. UAV Attitude Control using the Visual Horizon. // In: Proceedings of the 2010 Australasian Conference on Robotics & Automation. — 1-3 December, 2010. — Brisbane, QLD, Australia. — 2010. — 8 pp.
72. Abdelhamid Chriette, Franck Plestan, Herman Castañeda, Madhumita Pal, Mario Guillo, Marcin Odelga, Sujit Rajappa and Rohit Chandra. Adaptive robust attitude control for UAVs – Design and experimental validation. // International Journal of Adaptive Control and Signal Processing. — 2016. — Vol. 30 — P. 1478-1493.
73. Herman Castañeda, O. S. Salas-Peña, J. de León-Morales. Robust Autopilot for a Fixed Wing UAV Using Adaptive Super Twisting Technique. // 6th International Conference on Physics and Control. — 26–29th August, 2013. — San Luis Potosí, México. — 2013. — 7 pp.
74. Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета. — Москва: Машиностроение, 1973. — 616 с.
75. Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Нестеров А. А. Метод управления угловым положением летательного аппарата // Труды XVIII Международной конференции "Проблемы управления и моделирования в сложных системах". — 20-25 сентября 2016 г. — Самара, Россия. — 2016. — С. 389-395.
76. Бобко В. Д., Золотухин Ю. Н., Нестеров А. А. Нечеткая реализация скользящих режимов в системе возбуждения синхронного генератора //

Труды Международной конференции "Проблемы управления и моделирования в сложных системах". — 15-17 июня 1999. — Самара, Россия. — 1999. — С. 229-234.

77. Мирошник И. В. Теория автоматического управления. Линейные системы. — С.-Пб.: Питер, 2005. — 336 с.

78. Тань Лиго. Планирование маршрута полета беспилотного летательного аппарата на основе метода частично-целочисленного линейного программирования. [Электронный ресурс] // Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. — Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана, Москва, — 2016 — Режим доступа: <http://docplayer.ru/36440178-Tan-ligo-planirovanie-marshruta-polyota-bespilotnogo-letatel'nogo-apparata-na-osnove-metoda-chastichno-celochislennogo-lineynogo-programmirovaniya.html>. — (Дата обращения: 10.06.2017).

79. Liu Wei, Zheng Zheng, Cai Kaiyuan. Adaptive path planning for unmanned aerial vehicles based on bi-level programming and variable planning time interval. // Chinese Journal of Aeronautics. — 2013. — Vol. 26 — P. 646-660.

80. Kammer, I., Pascoal, A., Hallberg, E. and Silvestre, C. Trajectory tracking for autonomous vehicles: An integrated approach to guidance and control // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. — 1998. — Vol. 21, № 1. — P. 29–38.

81. P. Aguiar, J. Hespanha, and P. Kokotović. Path-following for non-minimum phase systems removes performance limitations. // IEEE Transactions on Automatic Control. — 2005. — Vol. 50, № 2, — P. 234–239.

82. Khatib, O. Real-Time Obstacle Avoidance for Manipulators and Mobile Robots. // The International Journal of Robotics Research. — 1986. — Vol. 5. — P. 90-98.

83. Borenstein, J. and Koren, Y. Real-time obstacle avoidance for fast mobile robots. // IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics. — 1989. — Vol. 19. — P. 1179-1187.
84. Myungsoo Jun, Raffaello D'Andrea. Path Planning for Unmanned Aerial Vehicles in Uncertain and Adversarial Environments. // Cooperative Control: Models, Applications and Algorithms, — Springer, Boston, MA. — 2003. — P. 95-110.
85. Antonios Tsourdos, Brian White, Madhavan Shanmugavel. Cooperative path planning of unmanned aerial vehicles. — United Kingdom: John Wiley & Sons, Ltd, 2011. — 190 pp.
86. Xian-Zhong Gao, Zhong-Xi Hou, Xiong-Feng Zhu, Jun-Tao Zhang, Xiao-Qian Chen. The Shortest Path Planning for Manoeuvres of UAV. // Acta Polytechnica Hungarica. — 2013. — Vol. 10, № 1. — P. 221-239.
87. Anastasios M. Lekkas, Andreas R. Dahl, Morten Breivik, Thor I. Fossen. Continuous-Curvature Path Generation Using Fermat's Spiral. // Modeling, Identification and Control. — 2013. — Vol. 34, № 4. — P. 183-198.
88. Dubins, L. E. On Curves of Minimal Length with a Constraint on Average Curvature, and with Prescribed Initial and Terminal Positions and Tangents // American Journal of Mathematics. — 1957. — Vol. 79, № 3. — P. 497-516.
89. Sven Lorenz and Florian M. Adolf. A Decoupled Approach for Trajectory Generation for an Unmanned Rotorcraft. // Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control. — Springer, Berlin, Heidelberg. — 2011. — P. 3-14.
90. Яковлев К. С., Макаров Д. А., Баскин Е. С. Метод автоматического планирования траектории беспилотного летательного аппарата в условиях

ограничений на динамику полета. // Искусственный интеллект и принятие решений. — 2014. — Т.4. — С. 3-17.

91. Тань Л., Фомичев А. В., Гэн К. Решение задачи планирования полета в реальном режиме времени малогабаритного беспилотного летательного аппарата по пространственной траектории в условиях сложного рельефа местности. // Наука и Образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. — 2015. — № 11. — С. 485–504.

92. Рэндал У. Биард, Тимоти У. МакЛэйн. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика. — Москва: ТЕХНОСФЕРА, 2015. — 312 с.

93. Степанян К. В., Миллер А. Б., Миллер Б. М. Планирование траектории БПЛА в сложных условиях при наличии угроз. // 33-я конференция молодых ученых и специалистов ИППИ РАН «Информационные технологии и системы». – 20-24 сентября 2010 г. – Геленджик. — 2010. — С. 263-268.

94. Madhavan Shanmugavel, Antonios Tsourdos, Rafal Zbikowski, Brian White. Path Planning of Multiple UAVS With Clothoid Curves in Two Dimensions. // IFAC Proceedings Volumes. — 2007. — Vol. 40. — P. 461-466.

95. Канатников А. Н., Крищенко А. П., Ткачев С. Б. Планирование пространственного разворота беспилотного летательного аппарата. // Вестник Московского Государственного Технического Университета имени Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение». — 2011. — Специальный выпуск «Энергетическое и транспортное машиностроение». — С. 151-163.

96. Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Нестеров А. А. 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. — 2016. — С. 380-388.

97. Ельфимов Г. В. Теория переходных кривых. — Москва: Трансжелдориздат, 1948. — 311 с.

98. Белятынский А. А., Чешуйко В. Н. Проектирование переходных кривых при реконструкции автомобильных дорог // Автоматизированные технологии изысканий и проектирования. — 2007. — № 2(25). — С. 34-36.

99. Бронштейн И. Н., Семендяев К. А. Справочник по математике. — Москва: Гостехиздат, 1956. — 608 с.

Публикации автора 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., Белоконь 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.

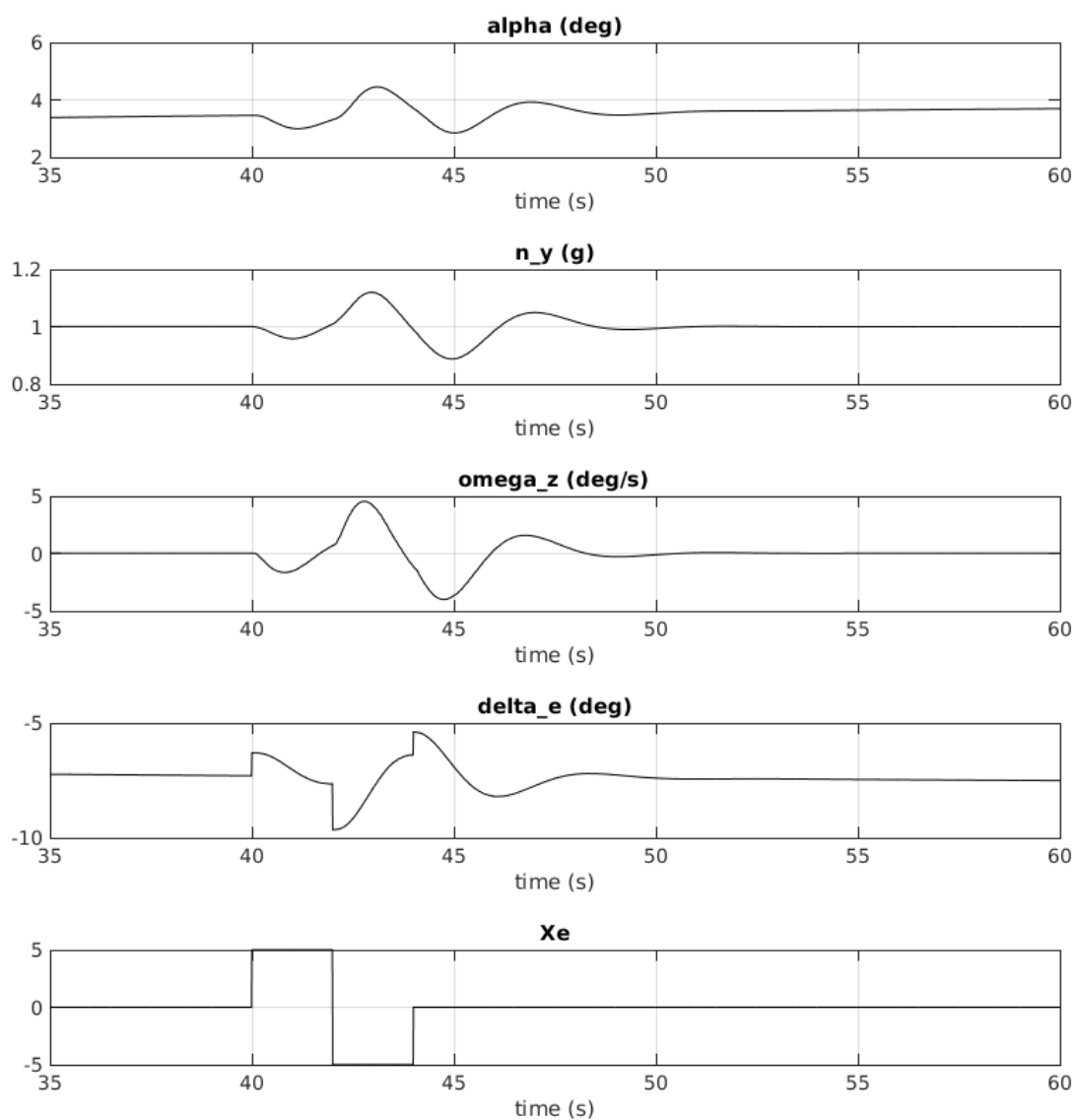
7. С.А. Белоконь, Д.С. Деришев, Ю.Н. Золотухин, М.А. Золотухина, М.Н. Филиппов, А.П. Ян. Комплекс полунатурного моделирования систем управления летательным аппаратом // Труды XVIII Международной конференции "Проблемы управления и моделирования в сложных системах". – 20-25 сентября 2016 г. – Самара, Россия. – Самара: ООО "Офорт". – 2016. – С. 374-379.

8. С.А. Белоконь, 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.

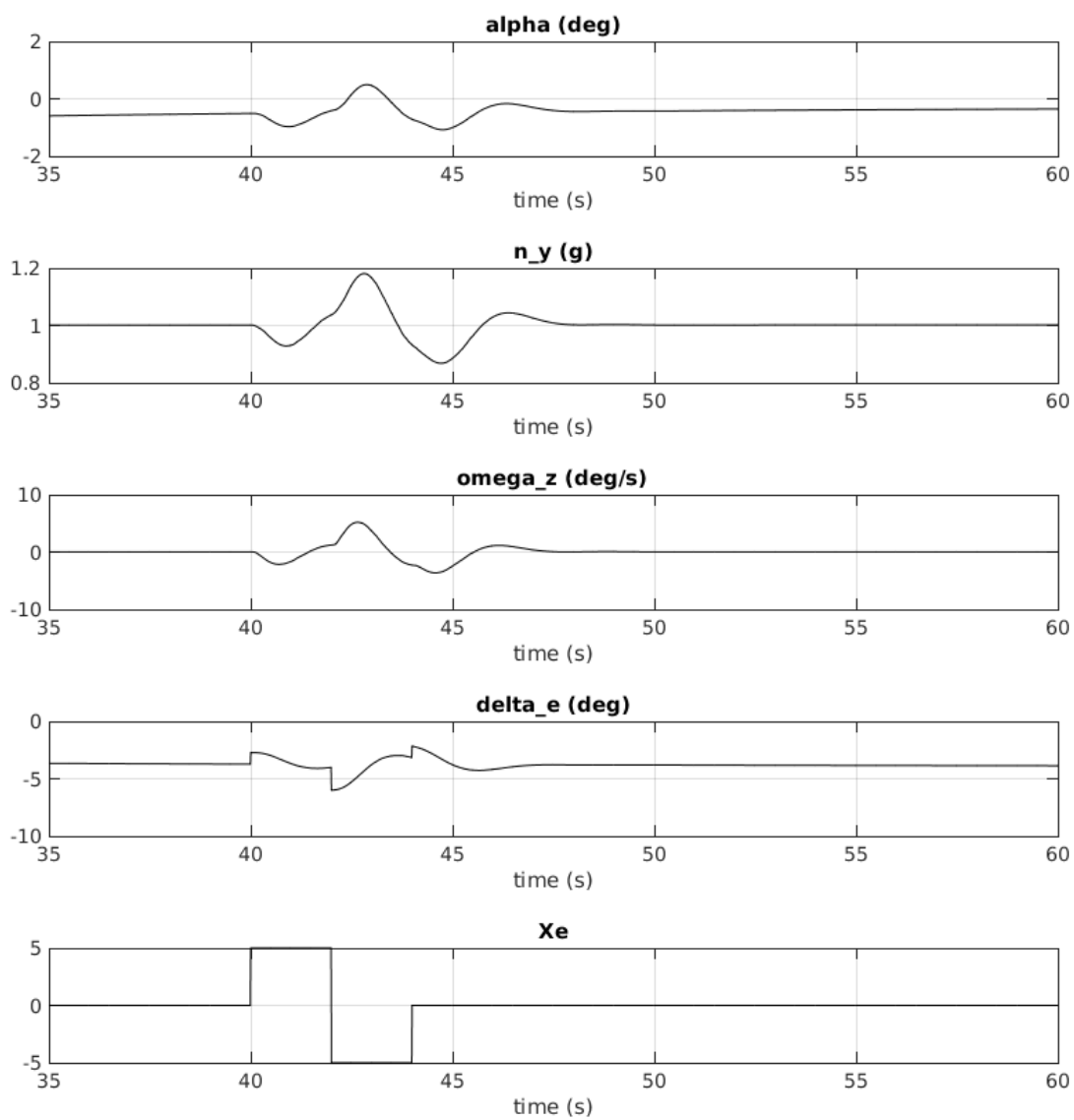
9. С.А. Белоконь, Ю.Н. Золотухин, А.А. Нестеров. Метод управления угловым положением летательного аппарата // Труды XVIII Международной конференции "Проблемы управления и моделирования в сложных системах". – 20-25 сентября 2016 г. – Самара, Россия. – Самара: ООО "Офорт". – 2016. – С. 389-395.

Приложения

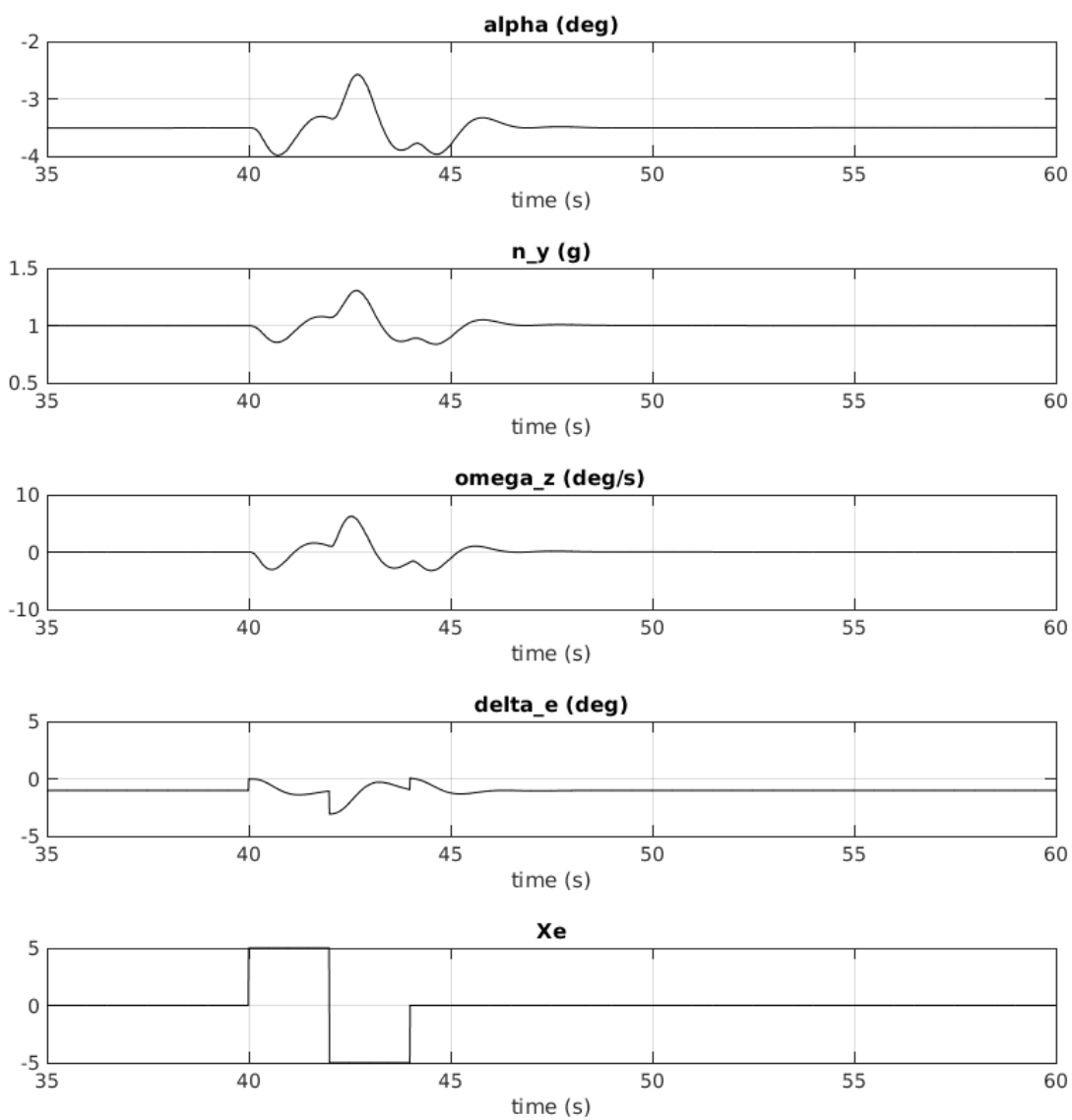
Приложение А. Влияние скорости на процессы в продольном и боковом каналах при ступенчатом отклонении ручки управления и педалей



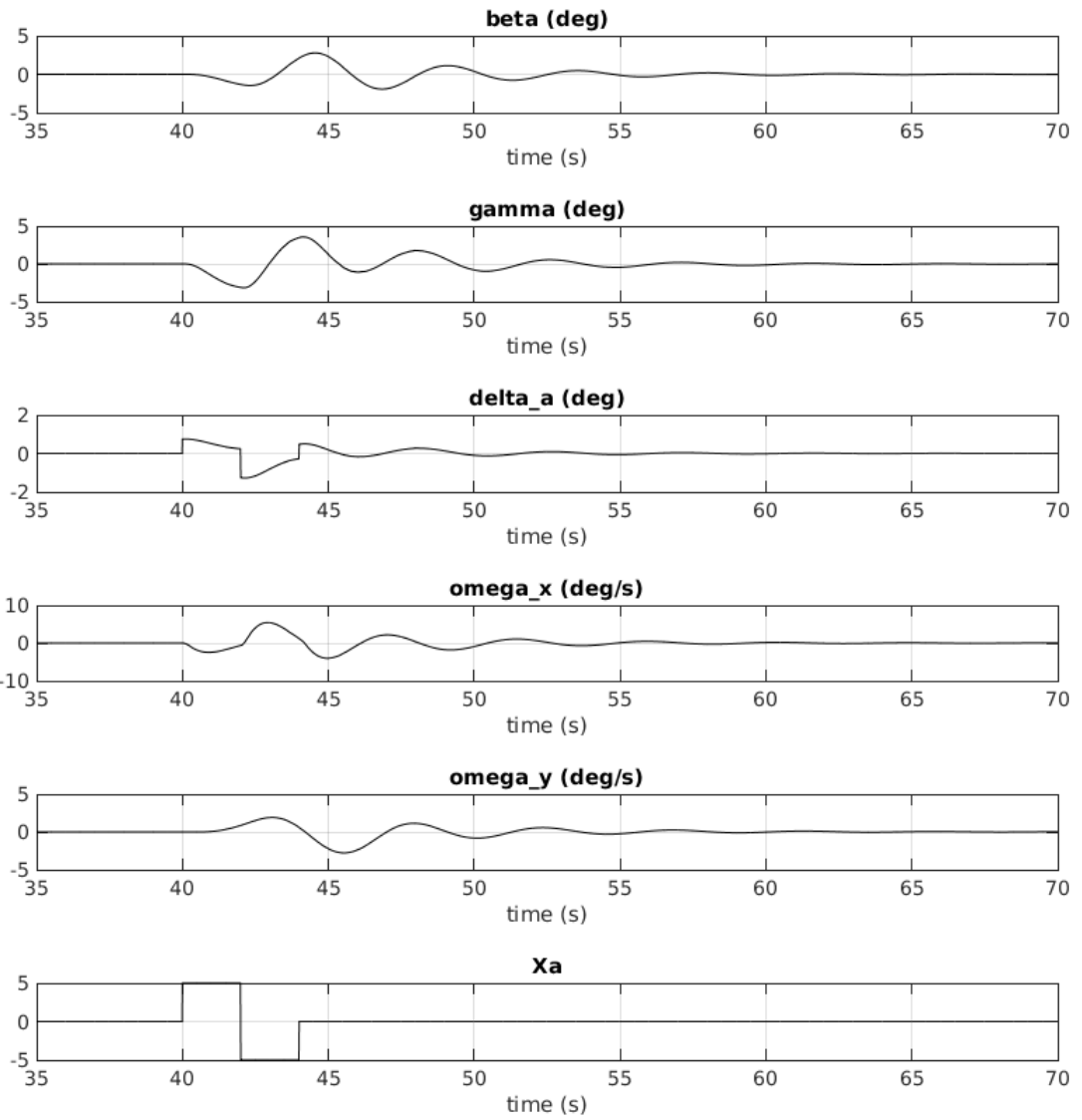
Процессы в продольном канале при скорости 55 км/ч



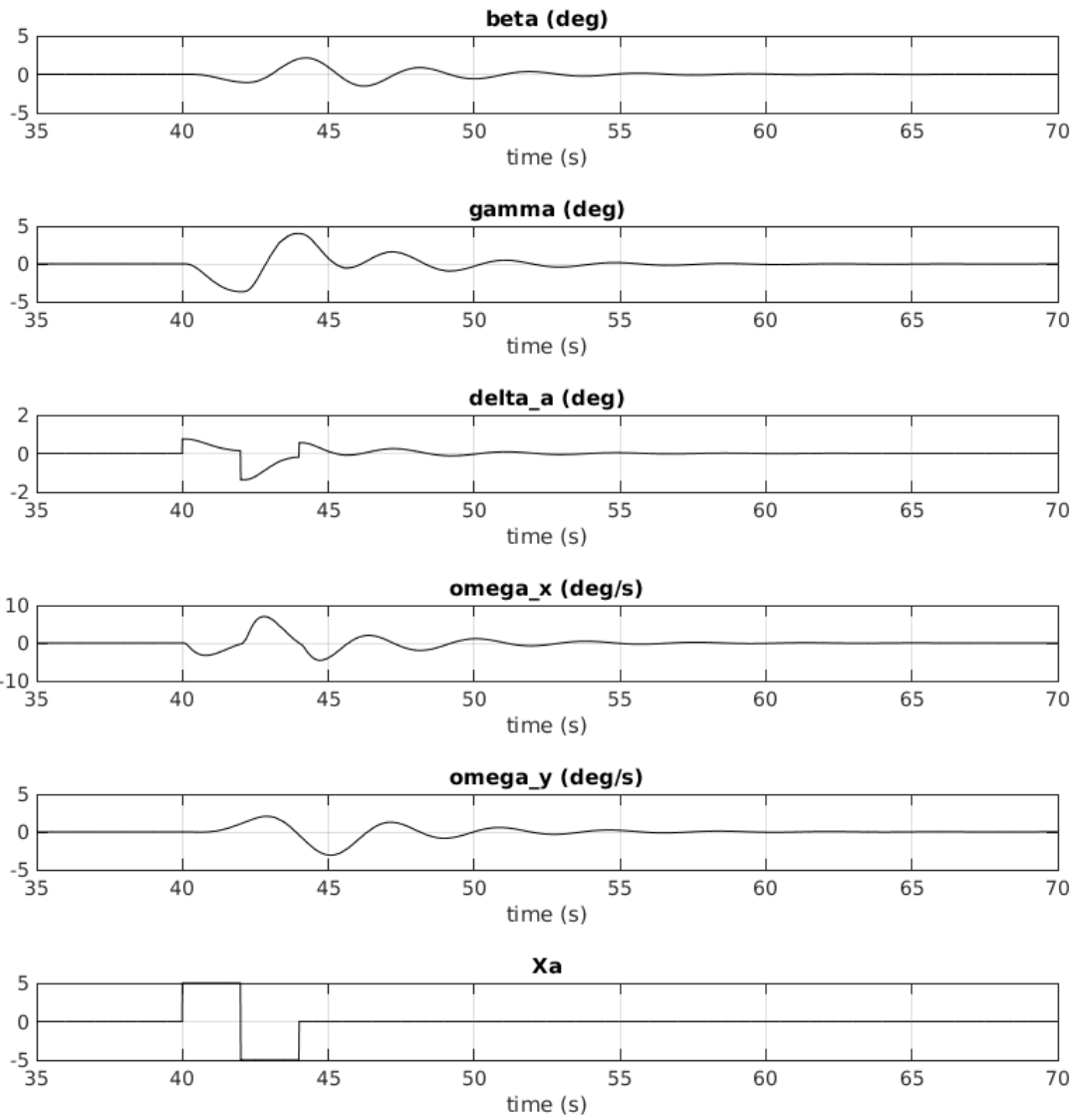
Процессы в продольном канале при скорости 80 км/ч



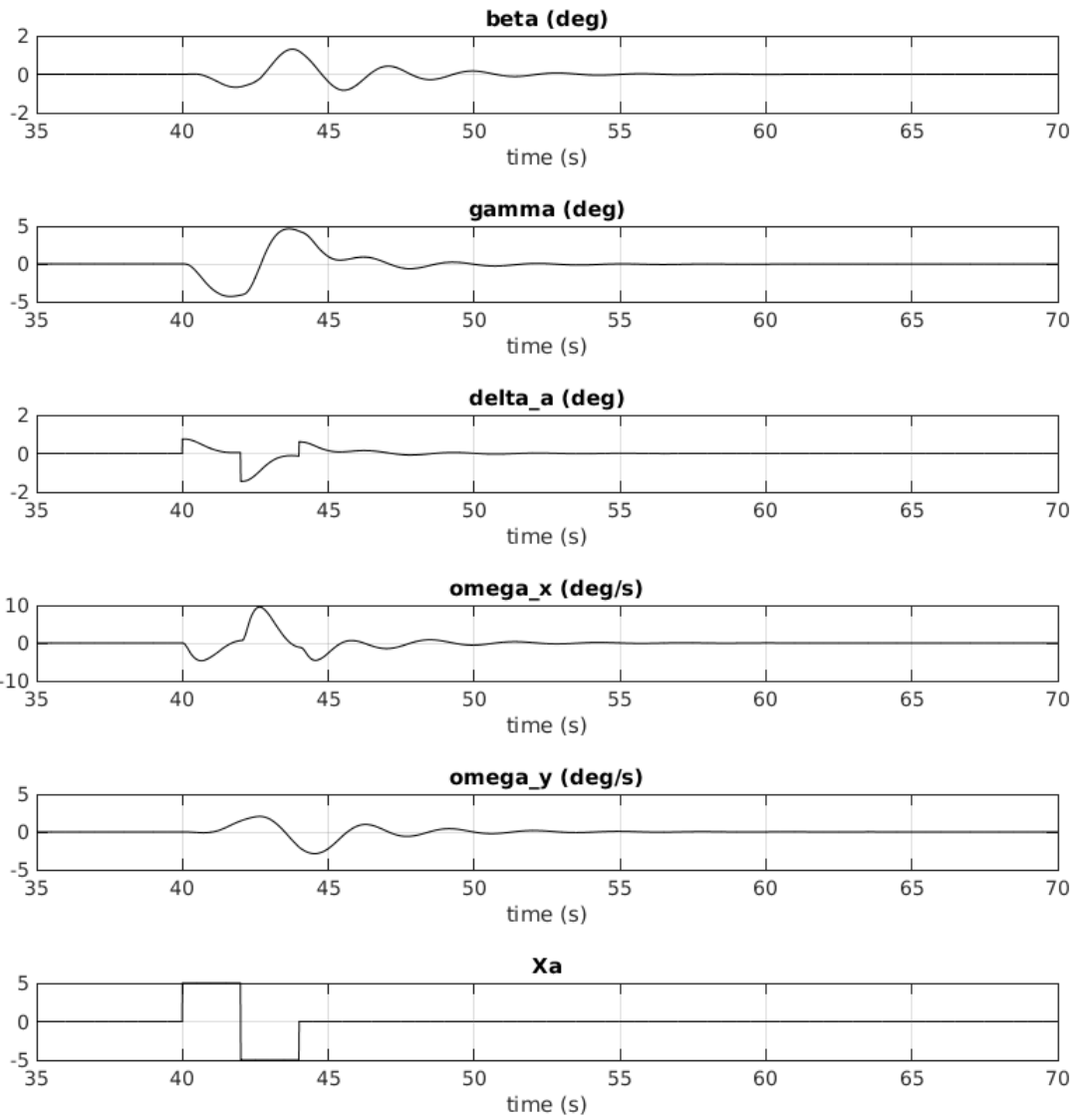
Процессы в продольном канале при скорости 120 км/ч



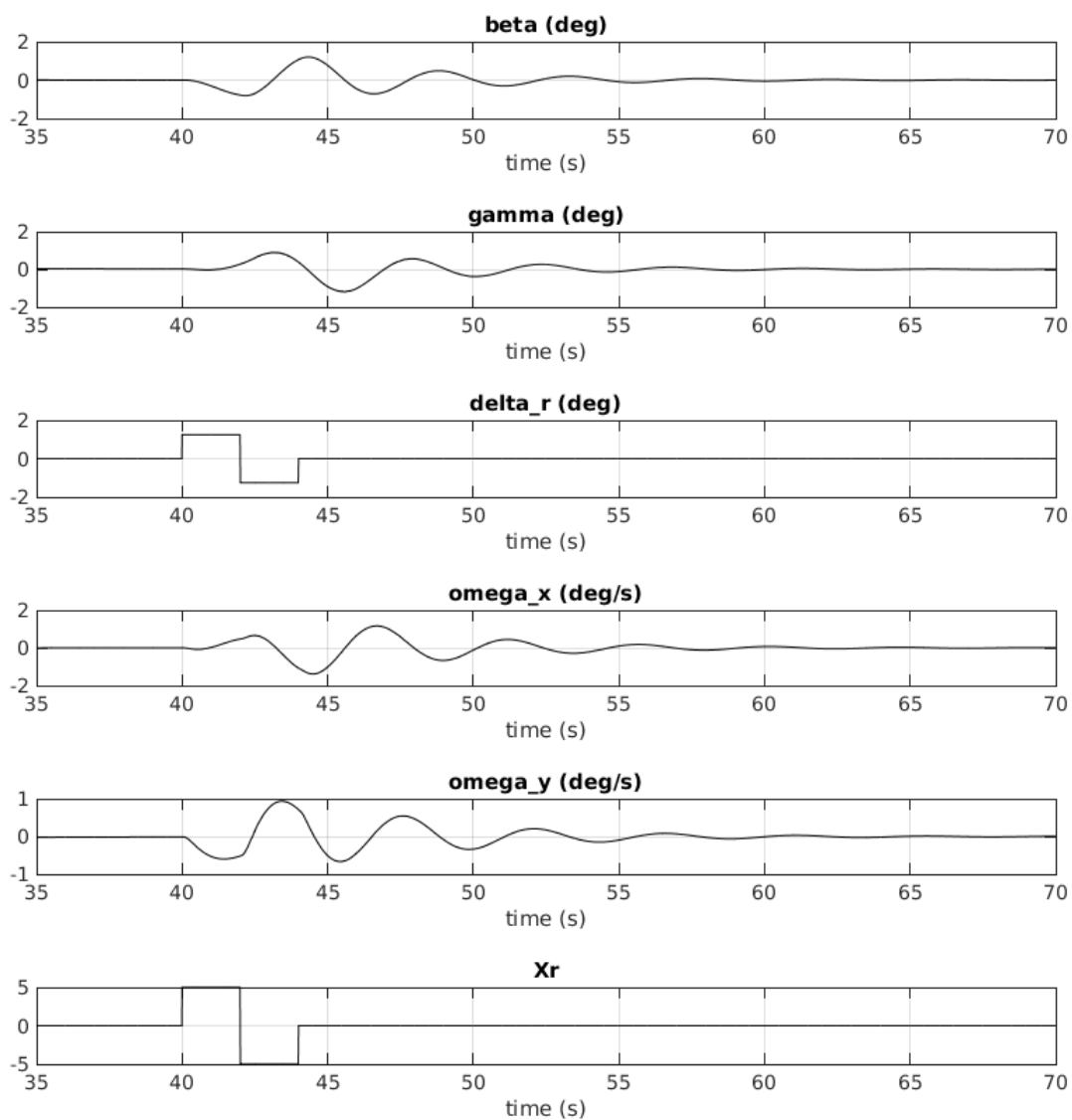
Процессы в боковом канале при команде крена и скорости 55 км/ч



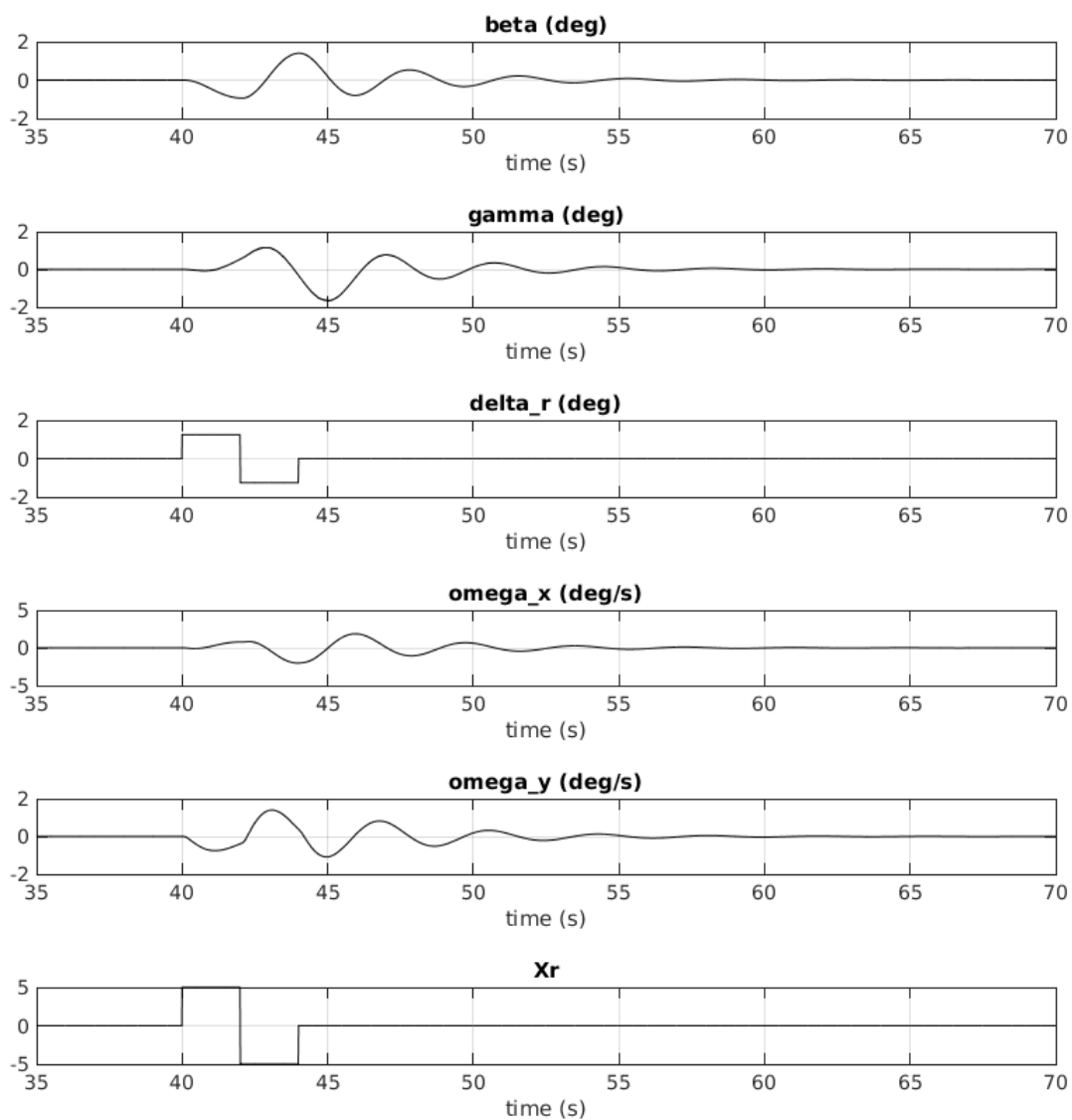
Процессы в боковом канале при команде крена и скорости 80 км/ч



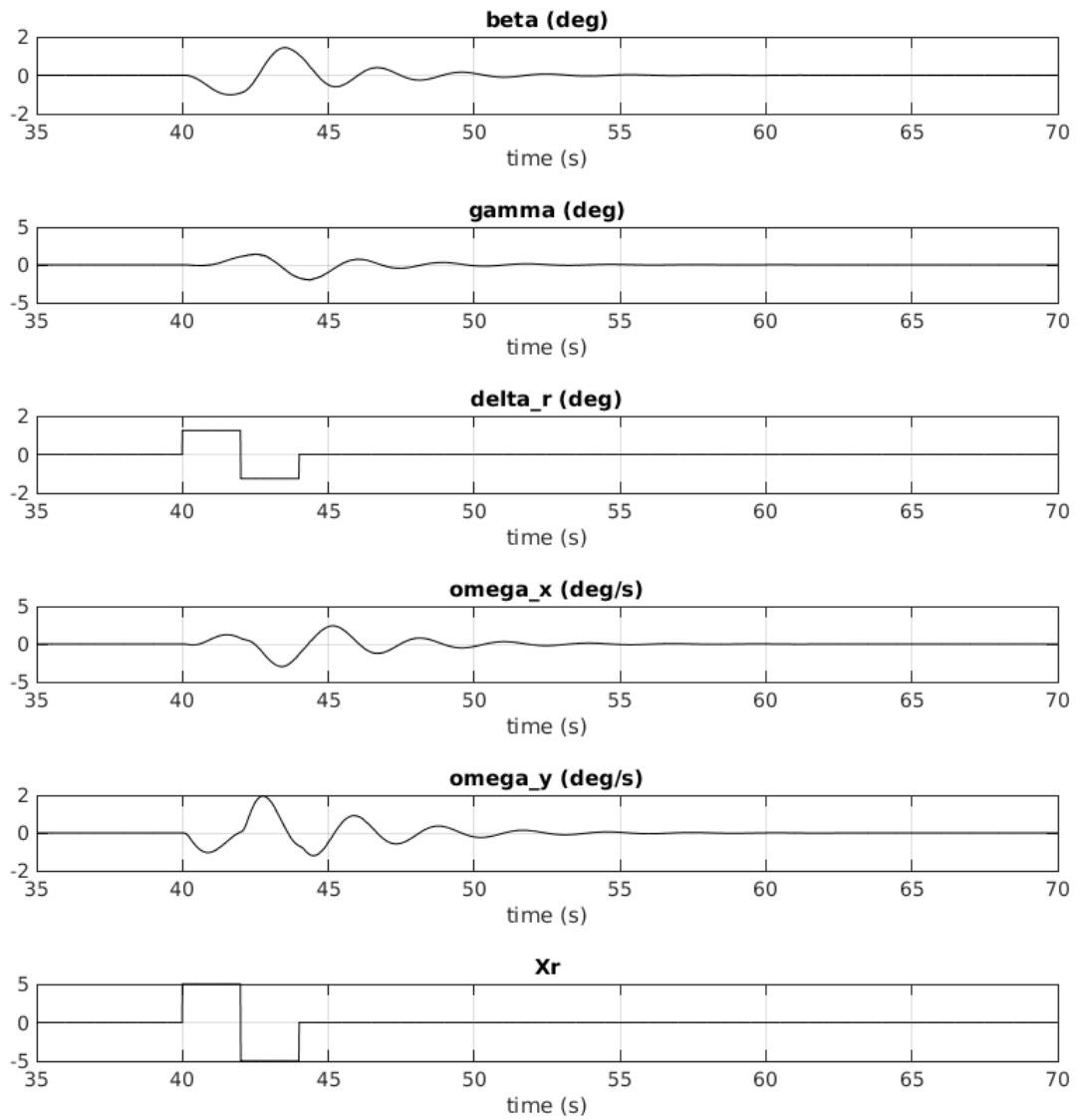
Процессы в боковом канале при команде крена и скорости 120 км/ч



Процессы в боковом канале при команде рыскания и скорости 55 км/ч

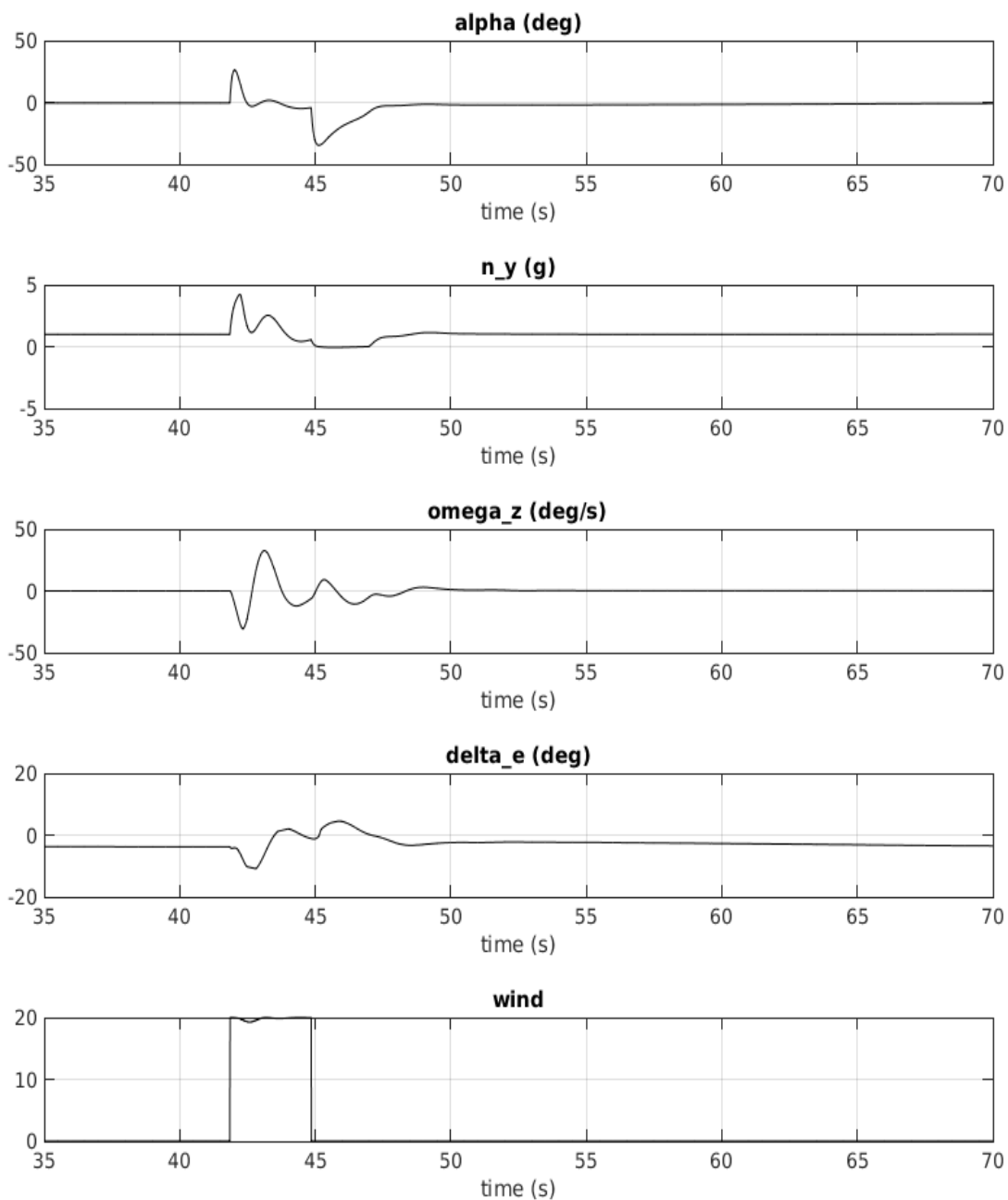


Процессы в боковом канале при команде рыскания и скорости 80 км/ч

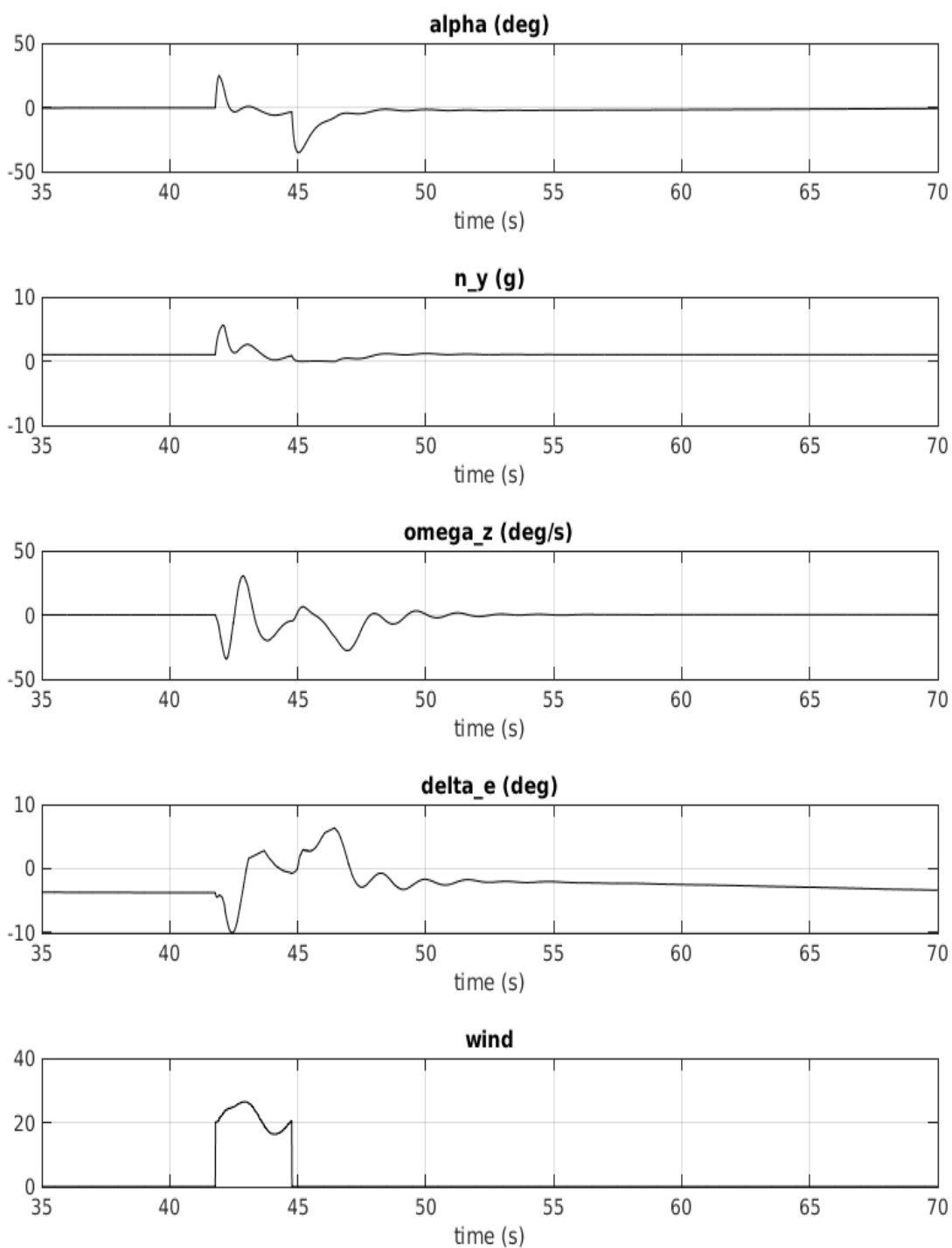


Процессы в боковом канале при команде рыскания и скорости 120 км/ч

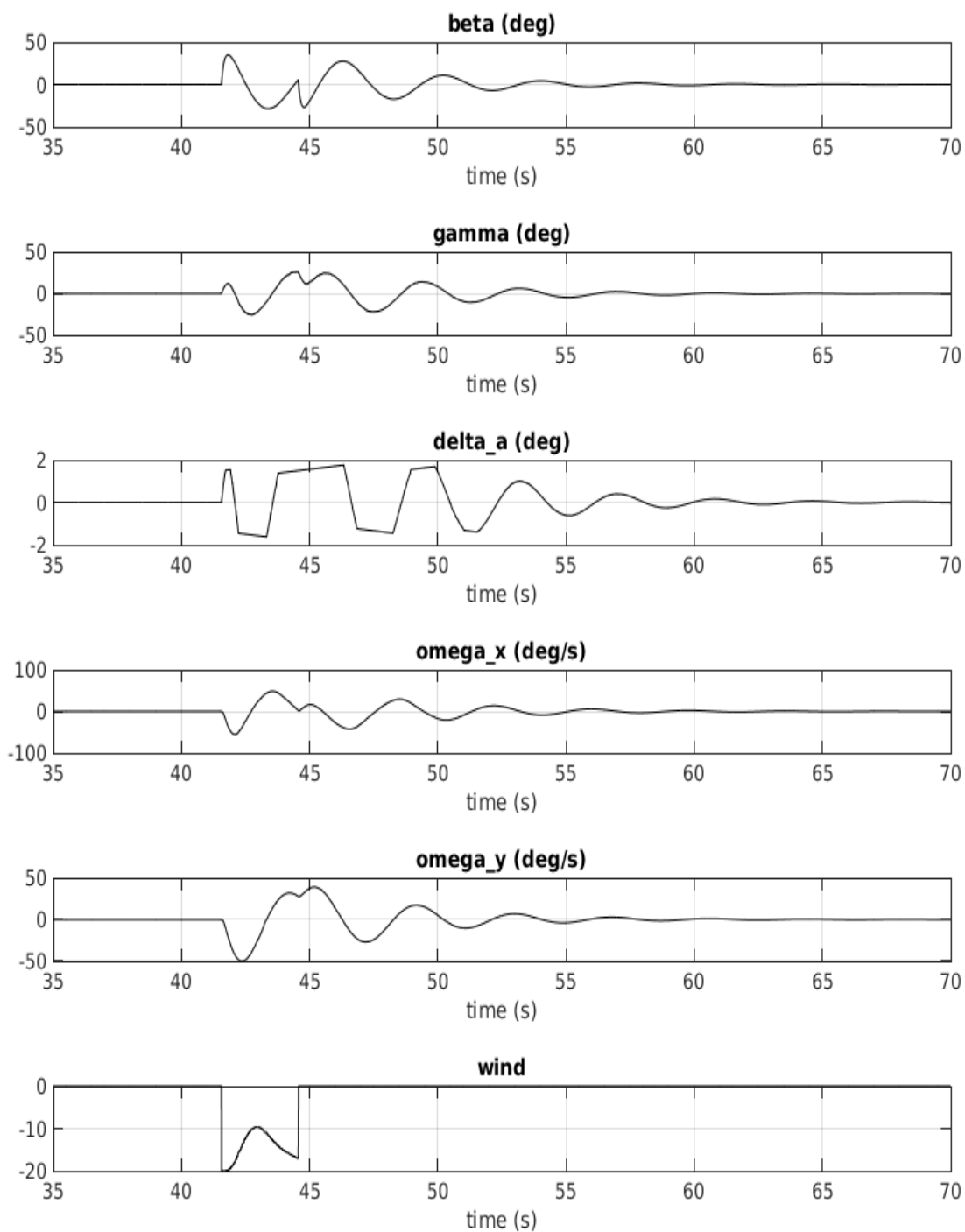
Приложение Б. Влияние порывов ветра при отсутствии команд на ручке управления и педалях



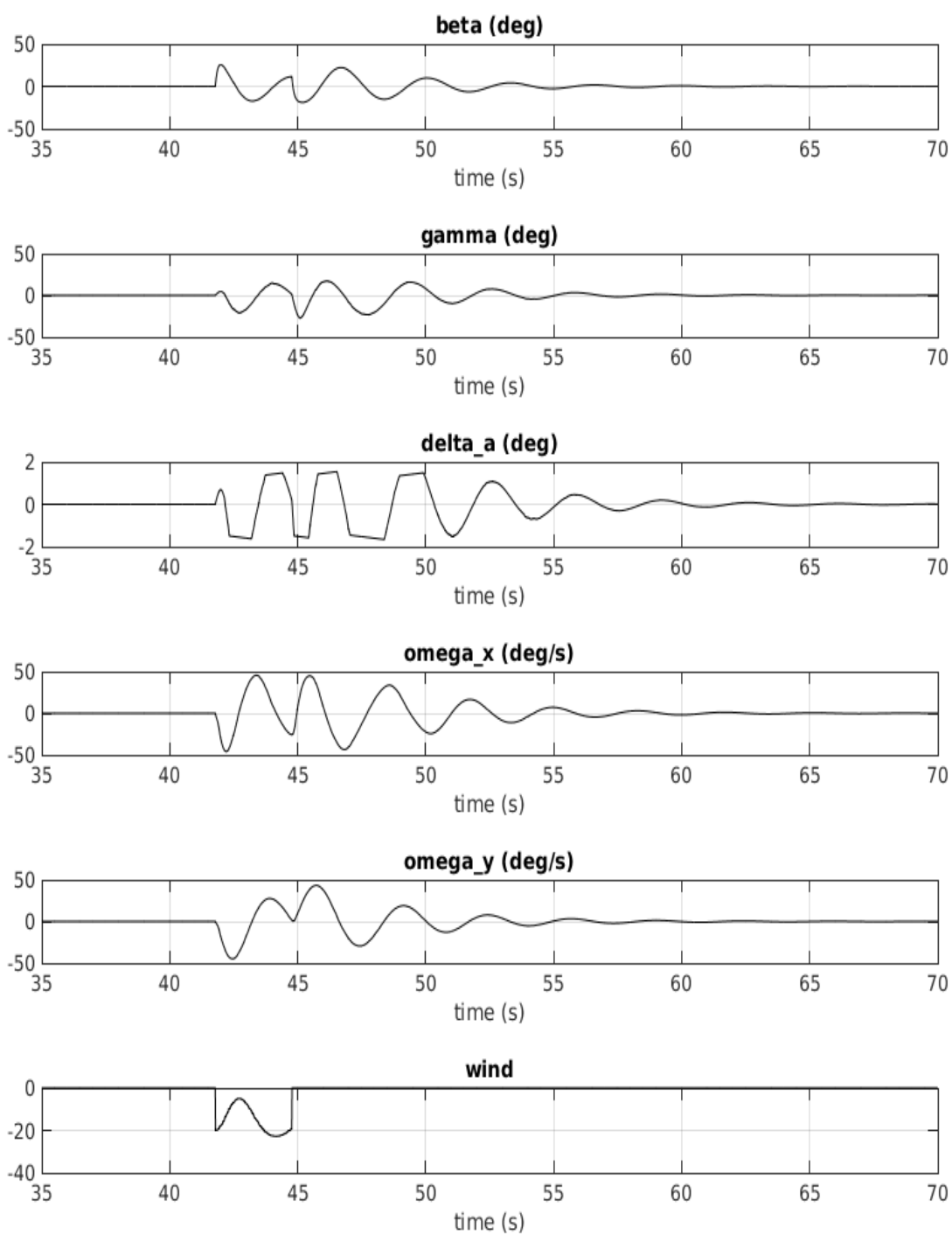
Процессы в продольном канале при вертикальном возмущении 20 м/с (скорость движения летательного аппарата — 80 км/ч)



*Процессы в продольном канале при вертикальном и горизонтальном возмущении
20 м/с (скорость движения летательного аппарата — 80 км/ч)*



Процессы в боковом канале при горизонтальном возмущении 20 м/с (скорость движения летательного аппарата — 80 км/ч)



*Процессы в боковом канале при вертикальном и горизонтальном возмущении
20 м/с (скорость движения летательного аппарата — 80 км/ч)*

**Приложение В. Акт о внедрении результатов диссертационной работы в АО
«НовосибНИАТ»**



Акционерное общество
Новосибирский научно-исследовательский институт
авиационной технологии и организации производства
(АО «НовосибНИАТ»)

630051, Россия, Новосибирск, ул. Ползунова, 15
Тел., факс +7 (383) 279 06 64, e-mail: niat@mail.ru

20.03.2018

УТВЕРЖДАЮ

Генеральный директор

С.Г. Деришев

2018 г.



АКТ

о внедрении результатов кандидатской диссертационной работы
Сергея Александровича Белоконя

Комиссия в составе:

Председатель комиссии — С.Г. Деришев, к.т.н., генеральный директор

Члены комиссии:

1) Н.П. Сохи, к.т.н., начальник НИО

2) А.В. Игнатъева, к.т.н., в.н.с.

составила настоящий акт о том, что приведенные ниже результаты диссертационной работы С. А. Белоконя “Разработка математических моделей, методов и средств исследования аэродинамики, динамики полета и систем автоматического управления свободнолетающих динамически подобных моделей” применяются в АО «НовосибНИАТ» при наземных и летных испытаниях динамически подобных моделей перспективных летательных аппаратов, а так же на этапе предполетных тренировок летчиков-операторов и инженеров-операторов:

1. программно-аппаратный комплекс полунатурного моделирования, реализованный в соответствии с предложенной в диссертационной работе архитектурой;
2. программные модули для нескольких летательных аппаратов, реализованные в среде Matlab/Simulink, включающие математические модели аэродинамических характеристик, силовой установки, шасси, уравнения пространственного движения, уравнения законов регулирования системы управления и средства связи с программным пакетом визуализации FlightGear..

Председатель комиссии:

С.Г. Деришев, к.т.н.,

генеральный директор

Члены комиссии:

Н.П. Сохи, к.т.н.,

начальник научно-исследовательского отделения

А.В. Игнатъева, к.т.н., в.н.с.