

На правах рукописи



КУЛЬЧЕНКО Артем Евгеньевич

**АДАПТИВНОЕ ПОЗИЦИОННО - ТРАЕКТОРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ
РОБОТИЗИРОВАННЫМ ОДНОВИНТОВЫМ ВЕРТОЛЕТОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
НЕЛИНЕЙНОЙ МОДЕЛИ ЕГО ДВИЖЕНИЯ**

Специальность 05.02.05 – Роботы, мехатроника и робототехнические системы

Автореферат

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Таганрог – 2015

Работа выполнена на кафедре электротехники и мехатроники государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Южный федеральный университет» в г. Таганроге.

Научный руководитель: доктор технических наук,
профессор
Пшихопов Вячеслав Хасанович

Официальные оппоненты: Манько Сергей Викторович,
доктор технических наук, профессор,
ФГБОУ ВПО «Московский государственный
технический университет радиотехники,
электроники и автоматики»

Притчин Сергей Борисович,
кандидат технических наук, доцент ФГБОУ
ВПО «Южно-Российский государственный
политехнический университет (Новочеркасский
политехнический институт) имени М.И.
Платова», г. Новочеркасск

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего
профессионального образования «Московский
государственный технический университет
имени Н. Э. Баумана»

Защита состоится «23» декабря 2015г. в 12⁰⁰ на заседании
диссертационного совета Д212.208.24 Федерального государственного автономного
образовательного учреждения высшего образования «Южный федеральный университет» по
адресу: 347928, г. Таганрог, ул. Чехова, 2, корпус «И», комн. 347.

С диссертацией можно ознакомиться в зональной научной библиотеке ЮФУ по адресу: 344103, г.
Ростов-на-Дону, ул. Зорге, 21 Ж, а так же на библиотечном портале ЮФУ
<http://hub.sfedu.ru/diss/announcement/58ae3988-8397-42af-baa2-841684d48a58/>

Автореферат разослан «__» _____ 2015 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета,
кандидат технических наук, доцент



А.П. Кухаренко

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Гражданское и военное применение беспилотных вертолётов во многом сдерживается сложностью управления такими объектами. В то же время, вертолеты способны решать широкий круг задач, функционируя в режимах, недоступных для других типов летательных аппаратов. Существующие коммерческие вертолетные беспилотные летательные аппараты (ВБПЛА) не являются роботизированными летательными аппаратами, для их функционирования в контуре управления должен обязательно присутствовать оператор. Использование таких ВБПЛА требует от оператора специальной подготовки. В случае смены типа летательного аппарата, например, с многовинтового на одновинтовой аппарат, необходимо произвести переобучение оператора. В такой системе оператор должен взять на себя задачи управления вертолетом, планирование траекторий движения, дополнительные функции (мониторинг, аэрофотосъемку, поиск маркеров в случае спасательной операции и т.д.).

Большой вклад в развитие функциональных возможностей систем управления летательными аппаратами внесли отечественные ученые (Бойчук Л.М., Браверман А.С., Буков В.Н., Володко А.М., Гайдук А.Р., Есаулов С.Ю., Колесников А.А., Красовский А.А., Пшихопов В.Х., Юрьев Б.Н. и др.), и зарубежные ученые (Amidi O., Johnson W., Kanade T., Mettler B., Miller J.R., Munzinger C.).

Существующие методы проектирования систем управления для роботизированных вертолетов можно разделить на две большие группы.

В первую группу включены системы управления на базе методов, не рассматривающих математическую модель динамики вертолета, поскольку получение адекватного математического описания вертолета представляет собой трудоемкую задачу. Для этой группы разработаны специальные методы синтеза систем управления, в которых вертолет представлен «черным ящиком». К ним относятся методы построения автопилотов на базе нейросетей, нечеткой логики и т.д. Алгоритмы управления, полученные с использованием методов из первой группы, не получили широкого распространения из-за сложности формализации задачи управления.

Во вторую группу входят методы, требующие наличия математической модели разной степени детализации. Анализ существующих разработок в данной области показал, что подходы из второй группы получили наибольшую популярность и активно применяются при разработке вертолетных автопилотов, где наиболее распространены линейные алгоритмы управления. Применение методов линеаризации и декомпозиции нелинейной модели вертолета приводит к существенным ограничениям на допустимые режимы полета. При этом также ограничивается класс допустимых траекторий полета, усложняются подходы к их формированию.

Исследования показали, что наибольшую эффективность демонстрируют автопилоты, разработанные с применением нелинейных алгоритмов управления. Они позволяют вертолетам совершать полеты вдоль заданных траекторий, повысить маневренность и точность, что особенно важно при обходе стационарных и нестационарных препятствий.

Цель и научные задачи исследования. Целью диссертационной работы является повышение точности отработки роботизированным вертолетом заданных траекторий произвольной формы.

Основная научная задача – разработка метода управления движением одновинтового вертолета с учетом многосвязности каналов управления и технической реализуемости.

Для достижения данной цели и решения основной научной задачи сформулированы следующие **научные задачи исследования**:

- анализ современных роботизированных вертолетных комплексов и методов управления беспилотными вертолетами;
- разработка обобщенной нелинейной математической модели вертолета с учетом многосвязности каналов управления;
- разработка алгоритма управления, обеспечивающего повышение точности отработки роботизированным вертолетом заданных траекторий;
- разработка программно-аппаратного комплекса для компьютерного моделирования динамики летательного аппарата вертолетного типа, максимально приближенного к физическим экспериментам;
- исследование эффективности полученных методов и алгоритмов управления с использованием компьютерного комплекса моделирования движений роботизированного вертолета.

Объектами исследования являются роботизированный малоразмерный одновинтовой вертолет с рулевым винтом и его математические модели.

Методы исследования. Теоретические исследования основаны на методах математического моделирования, методах линейной алгебры, методе позиционно-траекторного управления, методах асимптотического оценивания. Проверка алгоритмов управления проведена с использованием численных методов в среде MATLAB, средствами разработанного автором моделирующего комплекса и макета роботизированного вертолета.

Достоверность полученных результатов подтверждается корректностью постановки задач исследования, вводимых ограничений и допущений, а также результатами математического моделирования. Полученные результаты согласуются с результатами экспериментальных исследований других авторов, представленными в опубликованных материалах. Анализ синтезированных систем управления производился с применением специальных программных средств, предназначенных для подготовки пилотов мини-вертолетов.

Положения, выдвигаемые на защиту:

- применение позиционно-траекторного метода управления подвижными объектами вертолетного типа позволяет повысить точность отработки ими заданных траекторий;
- рациональное оперативное закругление значений навигационных данных позволяет избежать сингулярности матриц в алгоритмах автопилотов;
- учет физических эффектов несущего винта (НВ) и инструкций по пилотированию на тактическом (эффект «земли») и стратегическом уровнях позволяет повысить точность и безопасность полета.

Наиболее существенные новые научные результаты, полученные автором и выдвигаемые для защиты:

– обобщенная нелинейная математическая модель вертолета, отличающаяся учетом многосвязности каналов управления, введением дополнительных преобразований, связывающих управляющие силы и моменты с управляющими воздействиями, и позволяющая, за счет перестраиваемой структуры, описывать основные вертолетные схемы;

– метод адаптивного позиционно-траекторного управления роботизированными одновинтовыми вертолетами с рулевым винтом, отличающийся способом формирования управляющих воздействий с учетом многосвязности и нелинейности, что позволяет обеспечить повышение точности отработки заданных траекторий произвольной формы в установившихся режимах;

– методика проектирования программно-аппаратного комплекса для компьютерного моделирования динамики летательных аппаратов вертолетного типа, отличающаяся учетом модели навигационной системы, полуавтоматической калибровкой исполнительных механизмов и загрузкой навигационных данных, что позволяет создавать комплексы для проведения вычислительных экспериментов, максимально приближенных к физическим.

Теоретическая ценность заключается в развитии методов позиционно-траекторного управления применительно к летательным аппаратам вертолетного типа, а так же в создании обобщенной нелинейной математической модели вертолетов, учитывающей многосвязность каналов управления.

Практическая ценность. Практическое значение результатов диссертационной работы заключается в том, что разработанная обобщенная нелинейная математическая модель вертолета может быть использована для синтеза адаптивных позиционно-траекторных алгоритмов управления вертолетами. Обобщенная модель обладает перестраиваемой структурой, что позволяет математически описывать вертолеты различных схем.

Разработанный на основе АПТУ автопилот в автоматическом режиме обеспечивает отработку базовых траекторий, что позволяет применять его на роботизированных вертолетах, действующих в условиях помех. Разработанная система управления вертолетом обеспечивает СКО в 2 раза меньше по сравнению с известными системами: АУНПМ, ЛАУС.

Применение программно-аппаратного моделирующего комплекса, позволяет ускорить разработку вертолетных автопилотов, осуществить их настройку и провести предварительные испытания.

Апробация работы. Основные результаты исследований по теме диссертации докладывались на Всероссийской молодежной научной конференции «Мавлютовские чтения», Уфа, УГАТУ, 2009, на Пятой Всероссийской научно-практической конференции – Перспективные системы и задачи управления, Домбай, 2010; на Первой международной конференции «Автоматизация управления и интеллектуальные системы и среды» (АУИСС 2010), Россия, Приэльбрусье, 2010; на VI Международной научно-практической Интернет-конференции «Спецпроект: анализ научных исследований», Москва 2011; на международной конференции SAE International, г. Феникс, США, 2012; на международной конференции SAUM-2012, г. Ниш, Сербия, 2012 г.; на конференции «Информационные технологии в управлении» (ИТУ-2012), г. Санкт-Петербург, 2012; на седьмом международном аэрокосмическом конгрессе IAC'12, Москва,

2012; на международной научно-технической конференции «Научно-технические проблемы построения систем и комплексов землеобзора, дозора и управления и комплексов с беспилотными летательными аппаратами», ОАО «Концерн Вега», Москва, 2013; на международной конференции «International Conference on Methods and Models in Automation and Robotics» (MMAR-2014); на конференции «Информационные технологии в управлении» (ИТУ-2014), г. Санкт-Петербург, 2014; на XII международной конференции «Systems, Automatic Control and Measurements» (SAUM-2014), г. Ниш, Сербия, 2014 г.

Результаты диссертационной работы представлялись на ряде выставок и конкурсов, в том числе: на конкурсе "Молодой инноватор Таганрога" (2013); на Первом фестивале науки Юга России (2010); школе-семинаре «Подготовка, управление инновационными научно-техническими проектами и способы коммерциализации научно-технической продукции» (2011).

Результаты диссертационной работы отмечены благодарственным письмом от руководителя ТТИ ЮФУ (2011); сертификатом участника IT-школы (2012); дипломом первой степени Пятой Всероссийской научно-практической конференции «Перспективные системы и задачи управления» (2010); дипломом открытого робототехнического фестиваля «DSTU-ROBOTICS» в г. Ростов-на-Дону (2011).

Реализация и внедрение результатов работы. Исследования, выполненные в диссертационной работе, являются составной частью научно-исследовательских работ, проводимых кафедрой электротехники и мехатроники Южного федерального университета.

Основные научные результаты диссертационного исследования использованы в работе по выполнению составной части ОКР «Авангард-3» – «Разработка предложений в ЭП изделия «296» в части системы информационного сопряжения боевого вертолета и дистанционно управляемого ЛА», а так же использованы в учебном процессе кафедры электротехники и мехатроники ЮФУ. Соответствующие акты о внедрении и использовании полученных научных результатов приведены в диссертации.

Публикации. По теме диссертационной работы опубликовано 15 работ, из них 5 публикаций в ведущих научных изданиях, рекомендованных ВАК, получено 1 свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2013612587 "Программный комплекс для построения, исследования и применения системы управления роботизированного вертолета". Авторы: Пшихопов В.Х., Кульченко А.Е. Заявка №2012618411, дата поступления 4 октября 2012 г. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 6 марта 2013 г.

Личный вклад автора. Все научные результаты диссертации, выдвигаемые для защиты, получены автором лично.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и приложения, изложенных на 153 страницах, содержит 64 рисунка и 12 таблиц, список литературы из 206 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении изложены актуальность темы исследования, цель работы, решаемые задачи, основные научные результаты и положения, выносимые на защиту.

В первой главе рассмотрены существующие проекты роботизированных комплексов, предназначенных для управления вертолетами одновинтовой схемы, приведена программно-аппаратная организация систем управления. Приведен анализ известных алгоритмов управления, применяемых при создании вертолетных автопилотов.

Показано, что на сегодняшний день существует множество коммерческих и некоммерческих образцов вертолетных автопилотов. Как следует из обзора, проблема построения высокоэффективного автопилота роботизированного вертолета остается актуальной и по сей день. Сложность автопилота в первую очередь зависит от схемы вертолета, а именно от количества и характеристик его винтов, их расположения, и направления вращения. Эти особенности определяют физические явления, которые оказывают воздействие на вертолет. Так, например, вертолеты одновинтовой схемы имеют более сложное распределение сил и моментов, чем многовинтовые (например, мультикоптеры).

Наиболее актуальной на сегодняшний день является задача создания автопилота для одновинтового роботизированного вертолета с рулевым винтом, ввиду наибольшей распространенности этой схемы.

В общем случае, существующие системы управления (СУ) подвижными объектами могут быть классифицированы по примененным подходам к их синтезу: интеллектуальные СУ на основе генетических алгоритмов, интеллектуальные системы на базе нечеткой логики, системы управления на базе беспоисковых адаптивных подходов, СУ с нелинейными регуляторами, оптимальные системы управления, СУ с линейными регуляторами, гибридные СУ и т.д.

В результате проведенного анализа установлено, что многие недостатки известных алгоритмов управления вертолетами обусловлены применением их упрощенных моделей. Наиболее эффективными для роботизированных беспилотных летательных аппаратов вертолетного типа являются иерархические системы управления, включающие интеллектуальные планировщики движений с интеллектуальными системами посадки. В заключение главы сформулированы цель и научные задачи диссертационного исследования, одной из первых является разработка обобщенной нелинейной математической модели вертолета с учетом многосвязности его каналов управления.

Во второй главе на основе обобщенной нелинейной математической модели летательного аппарата разработана математическая модель летательного аппарата вертолетного типа с переменной структурой, которая позволяет получить модели вертолетов различных схем. С целью учета многосвязности каналов управления вертолета в модель введены дополнительные преобразования, описывающие связь между управляющими силами и моментами модели ЛА общего типа и управляющими воздействиями одновинтового вертолета.

Обобщенная нелинейная математическая модель летательного аппарата вертолетного типа с перестраиваемой структурой включает уравнения:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}^E \\ \dot{\Theta}^E \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A^T & 0 \\ 0 & A_{\Theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V^B \\ \omega^B \end{bmatrix}, \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{V}^B \\ \dot{\omega}^B \end{bmatrix} = \tilde{M}^{-1} \begin{bmatrix} F^B \\ N^B \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$\dot{\delta} = -T_{\delta}^{-1}\delta + KU, \quad (3)$$

$$\begin{cases} F_u^B = [(P_u^B)^T (M_u^B)^T]^T, \\ P_u^B = \alpha_1 P_1(\delta_1) + \alpha_2 P_2(\delta_2) + \dots + \alpha_{i-1} P_{i-1}(\delta_{i-1}) + \alpha_i P_i(\delta_i) \beta_{PB}, \\ \bar{M}_u^B = \bar{M}_B^B + \bar{M}_{DB}^B + \bar{M}_{KP}^B, \\ \bar{M}_B^B = \alpha_1 \bar{M}_{B1}^B + \alpha_2 \bar{M}_2^B + \dots + \alpha_{i-1} \bar{M}_{B,i-1}^B + \alpha_i \bar{M}_{Bi}^B \beta_{PB}, \\ \bar{M}_{DB}^B = d_1 \bar{M}_{DB1}^B + d_2 \bar{M}_{DB2}^B + \dots + d_j \bar{M}_{DBj}^B, \\ \bar{M}_{KP}^B = \alpha_1 \bar{M}_{KP1}^B + \alpha_2 \bar{M}_{KP2}^B + \dots + \alpha_{i-1} \bar{M}_{KP(i-1)}^B + \alpha_i \bar{M}_{KPi}^B \beta_{PB}, \end{cases} \quad (4)$$

где $\dot{x}^E$ – вектор положения вертолета в неподвижной земной системе координат, $\dot{\Theta}^E$ – вектор углов поворота связанной с фюзеляжем вертолета системы координат относительно земной системы координат, $V^B, \omega^B, \dot{V}^B, \dot{\omega}^B$ – векторы линейных и угловых скоростей и ускорений вертолета в связанной системе координат. A^T, A_0 – элементы матрицы поворота. $\tilde{M}^{-1}$ – матрица массо-инерционных параметров вертолета, F^B, N^B – векторы полной силы и момента; δ – b-вектор управляемых координат (тяги автомата-перекоса несущего винта (АП НВ), тяга РВ и т.д.), K – (bxb)-матрица коэффициентов, U – b-вектор перемещений управляющих элементов (общие шаги несущего и рулевого винтов, циклические углы, обороты несущего и рулевого винтов). T_{δ} – (bxb) матрица инерционности исполнительных механизмов, b – количество тяг и углов поворота управляющих поверхностей. Запишем в явной форме составляющие силы F^B :

$$\vec{F}^B = \vec{G}^B + \vec{F}_u^B + \vec{R}_{корп}^B,$$

где $\vec{G}^B = [G_x^B, G_y^B, G_z^B, M_{Gx}^B, M_{Gy}^B, M_{Gz}^B]^T$ – вектор силы тяжести, $\vec{F}_u^B$ – результирующие силы и моменты, создаваемые винтами вертолета и двигателями; $\vec{R}_{корп}^B = [R_{корп,x}^B, R_{корп,y}^B, R_{корп,z}^B, M_{корп,x}^B, M_{корп,y}^B, M_{корп,z}^B]^T$ – вектор аэродинамических сил фюзеляжа и элементов планера вертолета. $P_i(\delta_i), M_{Bi}^B$ – вектор силы и момент i -го винта; δ – вектор управляемых координат, M_{DBj}^B – момент, создаваемый j -м двигателем вертолета, направлен по направлению вращения винта; M_{KPi}^B – крутящий момент i -го винта вертолета, i – количество винтов вертолета, j – количество двигателей вертолета; α_i – коэффициент, определяющий количество винтов; β_{PB} – коэффициент, учитывающий наличие рулевого винта, d_j – коэффициент, определяющий наличие двигателя, эти коэффициенты могут принимать значения 0, либо 1;

В этой модели соотношения (1)-(3) описывают динамику собственно вертолета и исполнительных механизмов. В одновинтовом вертолете подъемная сила создается одним несущим винтом, в многовинтовом вертолете она создается суммой тяг двух и более несущих винтов. Поэтому в обобщенную модель введены выражения (4), учитывающие схему вертолета. На рисунке 1 приведены типовые схемы ЛА вертолетного типа с обозначением сил и моментов, индуцируемых воздушными винтами, а так же связанные с ними эффекты. Например, чтобы описать одновинтовой вертолет с рулевым винтом положим $i = [1, 2]$, $\alpha_0 = 1$, $\beta_{PB} = 1$, в случае двухвинтового вертолета с соосным размещением винтов $i = [1, 2]$, $\alpha_1 = \alpha_2 = 1$, $\beta_{PB} = 0$. Тогда система (4) в первом и во втором случае принимает вид:

$$\begin{cases} F_u^B = [(P_u^B)^T (M_u^B)^T]^T, \\ P_u^B = P_{HB1}(\delta_1) + P_{PB}(\delta_2), \\ \bar{M}_u^B = \bar{M}_B^B + \bar{M}_{DB}^B + \bar{M}_{KP}^B, \\ \bar{M}_B^B = \bar{M}_{HB1}^B + \bar{M}_{PB1}^B, \\ M_{DB}^B = \bar{M}_{DB1}^B, \\ M_{KP}^B = \bar{M}_{KP1}^B + \bar{M}_{KP2}^B, \end{cases} \quad \begin{cases} F_u^B = [(P_u^B)^T (M_u^B)^T]^T, \\ P_u^B = P_{HB1}(\delta_1) + P_{HB2}(\delta_2), \\ \bar{M}_u^B = \bar{M}_B^B + \bar{M}_{DB}^B + \bar{M}_{KP}^B, \\ \bar{M}_B^B = \bar{M}_{HB1}^B + \bar{M}_{HB2}^B, \\ \bar{M}_{DB}^B = \bar{M}_{DB1}^B, \\ \bar{M}_{KP}^B = \bar{M}_{KP1}^B + \bar{M}_{KP2}^B, \end{cases}$$

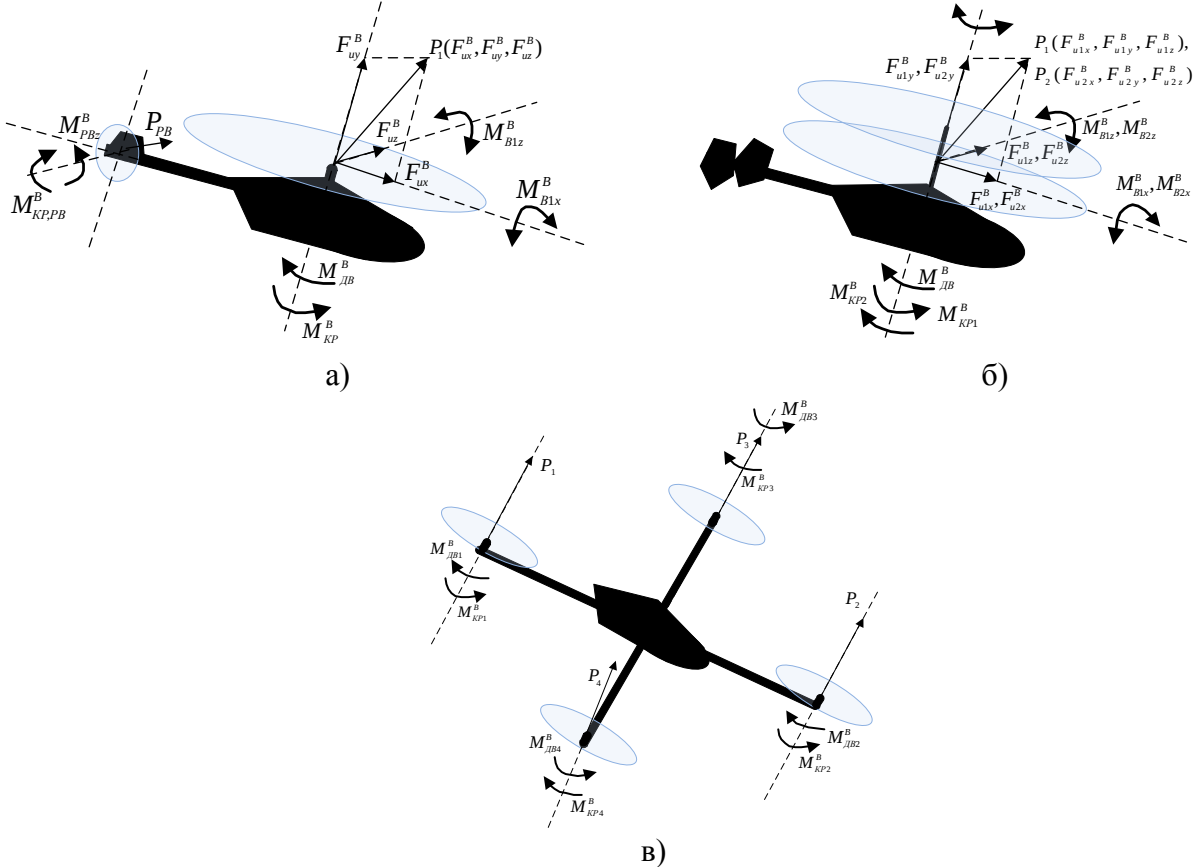


Рисунок 1 – Схемы ЛА вертолетного типа: а) схема одновинтового вертолета с РВ, б) схема соосного вертолета, в) многовинтовая схема

Нелинейные соотношения (5) описывают преобразование управлений в управляющие силы и моменты, порождаемые винтами вертолета. Управление одновинтовым вертолетом осуществляется за счет плавного изменения числа оборотов и углов установки лопастей винтов НВ и РВ. Это приводит к изменению модуля и направления результирующей аэродинамической силы, определяющей управляющие силы P_u и моменты M_u . Поэтому для получения полной математической модели вертолета, как объекта управления, необходимо описать связь между управляющими силами, моментами и реальными управляющими воздействиями, которыми являются число оборотов винтов, общий шаг винтов, циклические углы несущего винта в продольной и поперечной плоскостях.

Соответствующая структура схемы управления одновинтовыми вертолетами классической схемы приведена на рисунке 2 и включает 5 каналов управления:

- канал 1 – канал совмещенного управления $U_{\omega_{HB}}$ – оборотами НВ и РВ;
- канал 2 $U_{OШ}$ – управление общим шагом несущего винта;

- канал 3 $U_{\beta 1}$ – управление циклическим углом в продольной плоскости;
- канал 4 $U_{\beta 2}$ – управление циклическим углом в поперечной плоскости;
- канал 5 U_{ψ} – управление общим шагом рулевого винта (ОШ РВ).

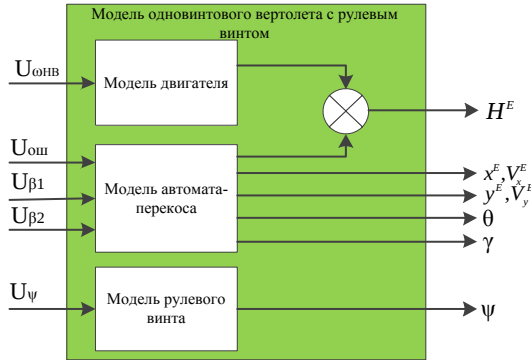


Рисунок 2 – Управляющие воздействия на одновинтовом вертолете

Исследование работы схемы управления одновинтового вертолета показало, что связь управляющих воздействий с переменными винтов U_i с достаточной степенью точности можно описать выражениями:

$$\begin{aligned}
 U_{\omega HB} &= k_1 f_1(\Omega_{HB}), \\
 U_{Oш} &= k_2 f_2(\Omega_{HB}), \\
 U_{\beta 1} &= k_3 \arccos\left(\frac{F_{ux}^B}{F_{uy}^B}\right) - \beta_{01}(F_{uy}^B), \\
 U_{\beta 2} &= k_4 \arccos\left(\frac{F_{uz}^B}{F_{uy}^B}\right) - \beta_{02}(F_{uy}^B), \\
 U_{\beta 1} &= k_3 \arccos\left(\frac{M_{ux}^B}{L_B F_{uy}^B}\right) - \beta_{01}(F_{uy}^B), \\
 U_{\beta 2} &= k_4 \arccos\left(\frac{M_{uz}^B}{L_B F_{uy}^B}\right) - \beta_{02}(F_{uy}^B), \\
 U_{\psi} &= k_5 f_3(\Omega_{PB}),
 \end{aligned} \tag{5}$$

где U_i – переменные винтов. F_{ux}^B , F_{uy}^B , F_{uz}^B , M_{ux}^B , M_{uz}^B , M_{uy}^B – управляющие силы и моменты, необходимые для обеспечения заданного режима полета вертолета; $F_{uz} = \bar{F}_{uz} K_{зем}(H)$, а $K_{зем}(H)$ – коэффициент учитывающий влияние эффекта «воздушной подушки», определяемый экспериментально; $k_1, \dots, k_5$ – коэффициенты; Ω_{HB} , Ω_{PB} – безразмерные переменные, L_B – расстояние от ЦМ до втулки НВ. β_{01} , β_{02} – углы балансировки.

В диссертационной работе предложено переменные Ω_{HB} , Ω_{PB} и функции $f_1(\Omega_{HB})$, $f_2(\Omega_{HB})$, $f_3(\Omega_{PB})$ определять экспериментально в режиме висения. В этом случае справедливы соотношения:

$$\Omega_{HB} = k_{const} F_{uy}^B, \quad \Omega_{PB} = k_{PBconst} M_{uy}^B, \quad k_{const} = \frac{2}{\rho(\pi R^2)(R^2)}, \quad k_{PBconst} = \frac{2}{\rho(\pi R_{PB}^2)(R_{PB}^2)},$$

где R , R_{PB} – радиусы несущего и рулевого винтов, ρ – плотность воздуха. Эти соотношения использовались при выводе формул.

Приведенные соотношения (1)-(5) представляют обобщенную математическую модель переменной структуры летательного аппарата вертолетного типа, с учетом многосвязности его каналов управления [5].

С применением выражений (1)-(5) в диссертации получена математическая модель одновинтового мини-вертолета JS-TZ.90 V2. В диссертационной работе аэродинамические коэффициенты из (2) определялись в «электронной аэродинамической трубе» с использованием пакета программ NuMECA. Применение программного пакета позволило снизить затраты на идентификацию аэродинамических параметров и получить их с точностью на малых углах атаки до 10%, на больших – до 20-30%.

Для определения параметров выражений (5) проведен натурный эксперимент с использованием реального вертолета. Данный эксперимент заключался в том, что во-первых, проведены полеты мини-вертолета с регистрацией данных на заданной высоте с различной полезной нагрузкой. На рисунке 3 показан полет мини-вертолета JS-TZ.90 V2 в процессе натурного эксперимента. Во-вторых, проведена постобработка данных измерений.



Рисунок 3 – Проведение натурного эксперимента в ЮФУ, г. Таганрог

Для сглаживания показаний датчиков углов, высоты, воздушной скорости и линейных скоростей используется дискретный фильтр Савицкого-Голея, который осуществляет полиномиальную аппроксимацию сигналов датчиков по критерию минимума квадратической ошибки. Данный фильтр наиболее часто применяется в постобработке для восстановления зашумленных данных.

Для фильтрации данных измерений угловых скоростей и ускорений применен вейвлет-фильтр Добеши. На рисунках 4, 5 приведен пример фильтрации линейного вертикального ускорения a_z средствами MATLAB.

Как отмечалось выше, связь переменной Ω_{HB} с общим шагом и оборотами НВ, а так же связь переменной Ω_{PB} с общим шагом и оборотами РВ определяются в режиме висения на постоянной высоте $h > 2D$, где D – диаметр несущего винта. В режиме висения определяются также углы балансировки β_{01} , β_{02} . С этой целью производится серия полетов мини-вертолета с разной полезной нагрузкой. Количество полетов варьируется от 10 до 20 в зависимости от шага изменения взлетной массы. Полетные данные обрабатываются с использованием аппроксимации полиномами средствами MATLAB. Результатом проведенной обработки являются функции $f_1(\Omega_{HB})$, $f_2(\Omega_{HB})$, $f_3(\Omega_{PB})$, $\beta_{01}(F_{uz}^B)$, $\beta_{02}(F_{uz}^B)$, входящие в преобразования (5).

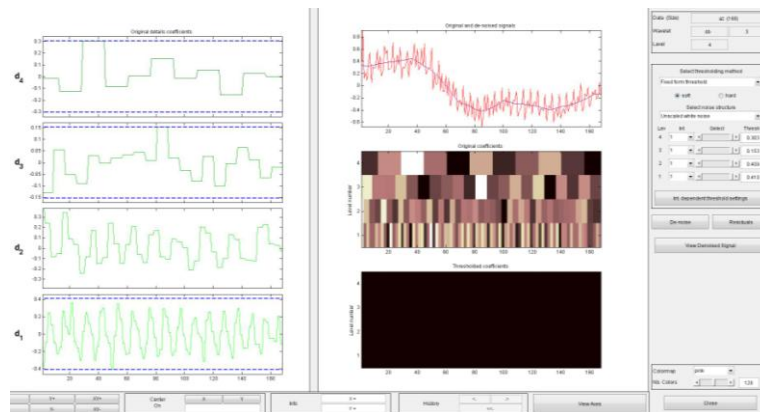


Рисунок 4 – Окно программы Matlab Wavelet Toolbox

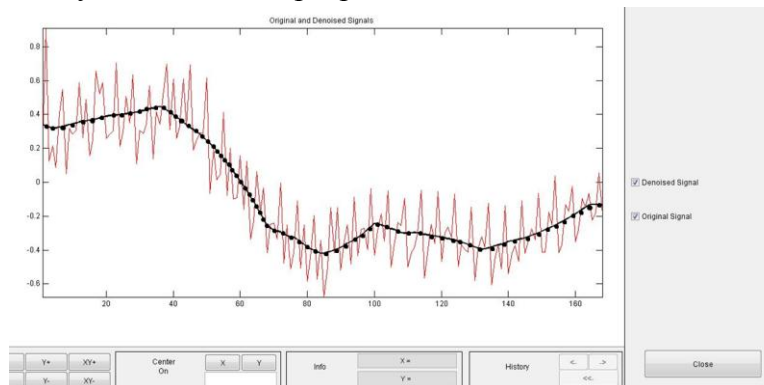


Рисунок 5 – Фильтрация линейного вертикального ускорения средствами Matlab Wavelet Toolbox.

Непрерывная линия - сигнал с ИНС, пунктирная линия - отфильтрованный сигнал

В третьей главе разрабатывается метод адаптивного позиционно-траекторного управления роботизированным мини-вертолетом с рулевым винтом (далее мини-вертолетом), описан способ задания траекторий, приведены результаты моделирования полета мини-вертолета.

В основе разрабатываемого метода управления лежит известный метод позиционно-траекторного управления подвижными объектами, который ориентирован на подвижные объекты описываемые уравнениями (1)-(3) и для его применения для управления вертолетом необходимо учесть следующие особенности:

- нелинейность и многосвязность каналов управления вертолета;
- число управляемых переменных вертолета обычно не равно количеству управлений;
- необходимо учесть соотношения (5), связывающие управляющие силы и управляющие воздействия, обусловленные схемой управления вертолета;
- координаты центра масс вертолета меняются во времени (расход топлива, смещение оборудования), поэтому требуется оценить положение ЦМ вертолета.

Разработка метода адаптивного позиционно-траекторного (АПТ) управления роботизированным одновинтовым вертолетом. Схема управления вертолетом устроена так (см. рисунок 2), что изменение оборотов и шагов несущего и рулевого винтов, циклических углов НВ приводит к перемещению вертолета в горизонтальной и вертикальной плоскостях и к изменению углов крена, тангажа и курса. Поэтому идея разрабатываемого метода АПТ состоит в использовании дополнительных преобразований, описывающих схему управления вертолетом, оперативного оценивания его параметров и применении логических выражений для компенсации взаимосвязанности каналов управления. Для повышения эффективности управления

роботизированным одновинтовым вертолетом введены два дополнительных условия при формировании целей управления. Первое условие состоит в том, чтобы роботизированный вертолет по желаемой траектории двигался носом вперед, если траектория не имеет сложных участков. Под сложными участками траектории понимаются крутые повороты и изломы траектории, расстояние между которыми меньше или незначительно превышает размеры вертолета. Второе дополнительное условие состоит в том, что скольжение применяется преимущественно на режиме висения, т.к. одновинтовой мини-вертолет имеет высокое боковое сопротивление (из-за корпуса, его элементов и тяги рулевого винта). При этом допускается применение скольжения для корректировки незначительных боковых смещений от заданной траектории. Модель одновинтового вертолета в отличие модели твердого тела имеет ограничения на управления, что в свою очередь сказывается на формировании допустимых траекторий полета. В диссертационной работе рекомендуемые значения допустимых углов мини-вертолета определены экспериментально.

Для расчета требуемых управляющих воздействий в соответствии с моделью (1)-(5) необходимы численные значения координат центра масс (ЦМ) вертолета. В полете координаты ЦМ вертолета изменяются из-за расхода топлива в баке, перемещения бортового оборудования или его потери. Поэтому требуется *оперативное оценивание координат ЦМ вертолета*. Для решения этой задачи в диссертации разработан специальный наблюдатель, который описывается уравнением:

$$X_{ц.м.} = A^{-1} \times B, \quad (6)$$

где $\det(A) > \varepsilon$, $X_{ц.м.} = \begin{bmatrix} x_{ц.м.} \\ y_{ц.м.} \\ z_{ц.м.} \end{bmatrix}^T$ – вектор искомых координат ЦМ вертолета,

$$A = \begin{bmatrix} -m((\omega_{yi}^B)^2 + (\omega_{zi}^B)^2) & m(\omega_{xi}^B \omega_{yi}^B + \dot{\omega}_{zi}^B) & m(\dot{\omega}_{yi}^B + \omega_{xi}^B \omega_{zi}^B) \\ m(\dot{\omega}_{zi}^B + \omega_{yi}^B \omega_{xi}^B) & -m((\omega_{xi}^B)^2 + (\omega_{zi}^B)^2) & m(\omega_{yi}^B \omega_{zi}^B - \dot{\omega}_{xi}^B) \\ m(\omega_{zi}^B \omega_{xi}^B - \dot{\omega}_{yi}^B) & m(\omega_{yi}^B \omega_{zi}^B + \omega_{xi}^B) & -m((\omega_{xi}^B)^2 + (\omega_{yi}^B)^2) \end{bmatrix}, \quad A^{-1} = \frac{1}{\det A} S^T,$$

$$S^T = \left(\begin{bmatrix} A_{11}^* & A_{12}^* & A_{13}^* \\ A_{21}^* & A_{22}^* & A_{23}^* \\ A_{31}^* & A_{32}^* & A_{33}^* \end{bmatrix} \right)^T, \quad B = \begin{bmatrix} F_x^B - m(\dot{V}_{xi}^B + \omega_{yi}^B V_{zi}^B - \omega_{zi}^B V_{xi}^B) \\ F_y^B - m(\dot{V}_{yi}^B + \omega_{zi}^B V_{xi}^B - \omega_{xi}^B V_{zi}^B) \\ F_z^B - m(\dot{V}_{zi}^B + \omega_{xi}^B V_{yi}^B - \omega_{yi}^B V_{xi}^B) \end{bmatrix}.$$

Компоненты матриц A , B вычисляются на основе оперативных данных навигационной системы, S^T – транспонированная союзная матрица, m – масса вертолета. ω_{xi}^B , ω_{yi}^B , ω_{zi}^B , $\dot{\omega}_{xi}^B$, $\dot{\omega}_{yi}^B$, $\dot{\omega}_{zi}^B$ – угловые скорости и их производные, F_x^B, F_y^B, F_z^B – проекции вектора полной силы, $V_{xi}^B, V_{yi}^B, V_{zi}^B$ – проекции линейных скоростей на оси связанной системы координат $\dot{V}_{xi}^B, \dot{V}_{yi}^B, \dot{V}_{zi}^B$ – первые производные $V_{xi}^B, V_{yi}^B, V_{zi}^B$. Фигурирующие в этих выражениях первые производные по времени оцениваются с помощью известного рекуррентного наблюдателя производных. Основной особенностью предложенного наблюдателя является обеспечение невырожденности матрицы A за счет загробления данных навигационной системы [8].

Вектор требуемых управляющих сил и моментов определяется в соответствии с выражением [Пшихопов В.Х. Позиционно–траекторное управление подвижными объектами. – Таганрог: Изд-во: ТТИ ЮФУ, 2009. – 183 с.]:

$$F_u^B = K_1(K_2\dot{Y} + K_3(t) + K_4) + F_d^B + F_v^B, \quad (7)$$

где $K_1(X_{ц.м.}), K_2, K_3(t), K_4$ – матрицы назначаемых коэффициентов, которые определяют желаемый характер движения подвижного объекта. $F_d^B(x_{ц.м.}, y_{ц.м.}, z_{ц.м.})$ – векторы аэродинамических сил, зависящие от скоростей и координат ЦМ вертолета. В выражении (7) вектор $F_u^B = [P_u^B \ M_u^B]^T$, где $P_u^B = \begin{bmatrix} F_{ux}^B & F_{uy}^B & F_{uz}^B \end{bmatrix}^T$ – вектор требуемых управляющих сил, $M_u^B = \begin{bmatrix} M_{ux}^B & M_{uy}^B & M_{uz}^B \end{bmatrix}^T$ – вектор требуемых управляющих моментов в связанной с вертолетом системе координат.

Чтобы получить управление $U = [U_\omega, U_{ОШ}, U_\psi, U_{\beta_1}, U_{\beta_2}]$ подставим элементы вектора требуемых управляющих сил и моментов из выражения (5), где выражения для расчета управлений в расширенной форме имеют вид:

$$\begin{aligned} U_\omega &= k_1 \omega_{HB}, \\ U_{ОШ} &= k_2 \varphi_{0HB}, \\ U_\psi &= k_5 \varphi_{0PB}, \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{cases} U_{\beta_1} = k_3 \arccos\left(\frac{F_{ux}^B}{F_{uy}^B}\right) - \beta_{01}(F_{uy}^B), \\ U_{\beta_2} = k_4 \arccos\left(\frac{F_{uz}^B}{F_{uy}^B}\right) - \beta_{02}(F_{uy}^B), \end{cases} \quad \text{при} \quad \begin{aligned} &(\theta_{\min_lim} \leq \theta \leq \theta_{\max_lim}), \\ &(\gamma_{\min_lim} \leq \gamma \leq \gamma_{\max_lim}), \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{cases} U_{\beta_1} = k_3 \arccos\left(\frac{M_{ux}^B}{L_B F_{uy}^B}\right) - \beta_{01}(F_{uy}^B), \\ U_{\beta_2} = k_4 \arccos\left(\frac{M_{uz}^B}{L_B F_{uy}^B}\right) - \beta_{02}(F_{uy}^B), \end{cases} \quad \text{при} \quad \begin{aligned} &(\theta_{\max_lim} < \theta < \theta_{\min_lim}), \\ &(\gamma_{\max_lim} < \gamma < \gamma_{\min_lim}), \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{cases} \Omega_{HB} = k_{const} F_{uy}^B, \\ \Omega_{PB} = k_{PBconst} M_{uy}^B, \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} \omega_{HB} = f_1(\Omega_{HB}), \\ \varphi_{0HB} = f_2(\Omega_{HB}), \\ \varphi_{0PB} = f_3(\Omega_{PB}), \end{cases} \quad (12)$$

где $k_0, \dots, k_5$ имеют тот же смысл, что в (2.9), $k_{const}, k_{PBconst}$ – постоянные коэффициенты, L_B – расстояние от ЦМ до втулки НВ, $\beta_{01}(F_{uy}^B), \beta_{02}(F_{uy}^B)$ – балансирующие углы, ω, ω_{PB} – угловые скорости вращения НВ и РВ; $\varphi_{0HB}, \varphi_{0PB}$ – ОШ НВ и ОШ РВ; β_{c1}, β_{c2} – циклические углы АП НВ; Ω_{HB}, Ω_{PB} – безразмерные коэффициенты винтов (2.9); $\theta_{\min_lim}, \theta_{\max_lim}, \gamma_{\min_lim}, \gamma_{\max_lim}$ – допустимые углы тангажа и крена вертолета.

Полученные выражения (7)-(12) являются основными соотношениями предложенного в работе адаптивного позиционно-траекторного управления (АПТУ). Его адаптивность обеспечивается оперативным оцениванием изменяющихся координат центра масс вертолета. На основе разработанного метода АПТУ построена компьютерная модель системы управления

одновинтовым вертолетом, реализованная в программно-аппаратном комплексе компьютерного моделирования.

В работе с использованием функции Ляпунова показана устойчивость системы управления вертолетом с предложенным алгоритмом.

В четвертой главе разрабатывается программно-аппаратный моделирующий комплекс для моделирования полетов мини-вертолетов, максимально приближенных к реальным полетам. Функции комплекса:

- отработка задач идентификации параметров математической модели летательного аппарата;
- безопасная проверка систем автопилота;
- отработка методик настройки параметров автопилота;
- тесная интеграция с пакетами программ для научных и инженерных расчетов;
- отработка технологии создания автопилота роботизированного вертолета.

Предлагаемый метод проектирования включает следующие операции:

1. Разработка структуры комплекса и архитектуры программного обеспечения. Для решения указанных выше задач необходимо наличие в структуре комплекса следующих блоков имитации навигационной системы, автопилота, имитации исполнительных механизмов, авиа-тренажер и интерфейсы. Программное обеспечение автопилота имеет трехуровневую архитектуру (верхний уровень – реализованные алгоритмы управления, средний – алгоритмы ядра программы, низкий – алгоритмы подсистем).

2. Построение модели навигационной системы и алгоритмов комплексирования навигационных данных. Исходными данными модели являются минимальные и максимальные величины погрешностей навигационной системы.

3. Анализ системы управления вертолетом для выбора представления точности переменных состояния модели и определения методов интегрирования. Результаты моделирования сравниваются с данными полета вертолета в установившихся режимах.

3.1 Разработка программы автопилота в соответствии со структурой алгоритма управления. Алгоритмы управления транслируются в C++ библиотеки средствами MATLAB Compiler, что позволяет сократить время на отладку алгоритмов управления в C++. Матричные вычисления без операций интегрирования реализуются с использованием специальных библиотек Boost или Eigen.

3.2 Программная реализация блока загрузления навигационных данных.

3.3 Разработка программных и аппаратных интерфейсов сопряжения автопилота и специализированного авиа-тренажера (специализированных интерфейсов, например Trainer).

3.4 Разработка средств интеграции программно-аппаратного комплекса с пакетом научных программ MATLAB.

3.5 Разработка графического интерфейса оператора для мониторинга и первичного анализа данных моделирования.

3.6 Разработка блока полуавтоматической калибровки исполнительных механизмов.

4. Построение модели летательного аппарата в авиа-тренажере в соответствии с параметрами реального ЛА.

На рисунке 6 представлена структура разработанного комплекса.

Разработанный моделирующий комплекс отличается тем, что в его структуру введены модели навигационной системы, блок полуавтоматической калибровки исполнительных механизмов и блок загробления навигационных данных.

Модель навигационной системы является имитатором и предусматривает:

– формирование ошибок навигационной системы, в соответствии с техническими характеристиками реального устройства; входными и выходными параметрами модели являются линейные и угловые скорости, линейные ускорения, линейные координаты в связанной и неподвижной системах координат, и углы ориентации в пространстве:

$$E_{ERR} = [a_{xE}^B, a_{yE}^B, a_{zE}^B, v_{xE}^B, v_{yE}^B, v_{zE}^B, \omega_{xE}^B, \omega_{yE}^B, \omega_{zE}^B, x_E^E, y_E^E, z_E^E, \theta_E, \varphi_E, \gamma_E]^T,$$

$$X_{BX} = [a_{x0}^B, a_{y0}^B, a_{z0}^B, v_{x0}^B, v_{y0}^B, v_{z0}^B, \omega_{x0}^B, \omega_{y0}^B, \omega_{z0}^B, x_0^E, y_0^E, z_0^E, \theta_0, \varphi_0, \gamma_0]^T,$$

$$X_{BIX} = [a_x, a_y, a_z, v_x, v_y, v_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, x, y, z, \theta, \varphi, \gamma]^T;$$

– выдачу выходных данных X_{BIX} с заданной частотой, соответствующей реальному устройству;

– навигационный фильтр для комплексирования навигационных решений, полученных от разных источников информации. Например, для комплексирования навигационной информации, полученной с помощью инерциальной навигационной системы и системы технического зрения. В качестве базового алгоритма комплексирования используется простейший комплементарный фильтр. Для одного канала данных с двумя источниками информации он имеет вид:

$$z_F = (1 - K_F)z_a + z_b K_F,$$

где z_F – отфильтрованная координата; z_a и z_b – значения координаты, полученные от разных источников; K_F – коэффициент комплементарного фильтра от 0 до 1.

Использование модели навигационной системы позволяет на этапе моделирования подобрать набор навигационного оборудования (например, выбрать систему инерциальной навигации, обеспечивающую требуемую точность определения координат вертолета, выбрать систему технического зрения, и т.д.).

Блок полуавтоматической калибровки исполнительных механизмов предназначен для получения и настройки управлений на выходе блока кинематических преобразований. В составе программно-аппаратного моделирующего комплекса он используется для выставления ограничений по каналам управления вертолета в авиатренажере.

Блок загробления навигационных данных используется в системе для обхода сингулярности в матрицах (6) (для выполнения условия $\det(A) \neq \varepsilon$, где ε – малая величина). Матрица A входит в систему уравнений наблюдателя оперативного оценивания координат центра масс вертолета и содержит оперативные данные навигационной системы. Для выполнения условия производится неравномерное загробление навигационных данных в младших разрядах навигационной информации. Процедура загробления состоит из следующих этапов:

- производится оценивание $\det(A)$;
- если $\det(A) \leq \varepsilon$, то производится загробление данных навигационной системы;
- если $\det(A) > \varepsilon$, то загробление не производится.

С использованием метода проектирования разработан программно-аппаратный комплекс для компьютерного моделирования динамики летательных аппаратов. Данный комплекс обладает функциональностью, необходимой для исследований и анализа автопилота на земле. В его структуре блок сопряжения, авиа тренажер и автопилот являются программами. Блок имитации исполнительных механизмов представляет собой аппаратное устройство.

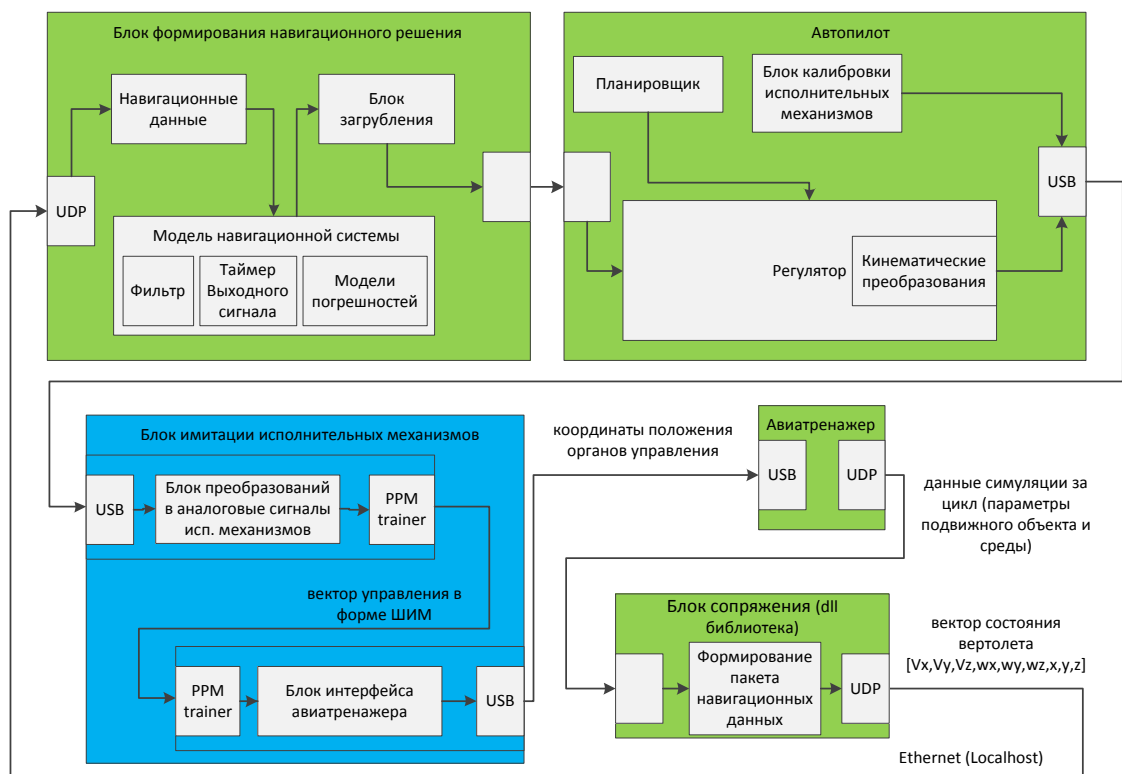


Рисунок 6 – Структура программно-аппаратного моделирующего комплекса для проектирования и исследования автопилотов летательных аппаратов вертолетного типа

В программно-аппаратном комплексе используется авиатренажер AerosimRC, который достоверно имитирует поведение мини-вертолета в базовых режимах полета, имеет встроенные интерфейсы для подключения к тренажеру дополнительных пользовательских модулей и имеет приемлемую стоимость. AerosimRC является самым функциональным авиатренажером в своем классе. Визуализация полета приведена на рисунке 7. На рисунке 8 приведен пример реализации программно-аппаратного моделирующего комплекса.

Блок сопряжения – это динамическая библиотека dll (программа), которая позволяет получить навигационные данные из авиатренажера и используется для обеспечения обратной связи от авиатренажера к автопилоту. В составе комплекса он выступает в роли системы навигации, поэтому имеет базовые настройки как у навигационной системы. Пользователь может задавать частоту выдачи навигационных данных.

Автопилот и планировщик – это программа, которая включает в себя алгоритм системы управления, интерфейсы для подключения блока сопряжения, блока имитации исполнительных механизмов, а также вспомогательные функции. Внутри автопилота находится регистрирующее устройство для записи параметров полета вертолета и работы бортовых систем, позволяющее

объективно судить о действиях автопилота. Компьютерная программа автопилота имеет многоуровневую архитектуру, которая показана на рисунке 9.

Блок имитации исполнительных механизмов – это аппаратное устройство, которое преобразует численные значения управляющих воздействий в ШИМ сигналы и передает их в авиатренажер.



Рисунок 7 – Визуализация в окне авиа-тренажера AerosimRC

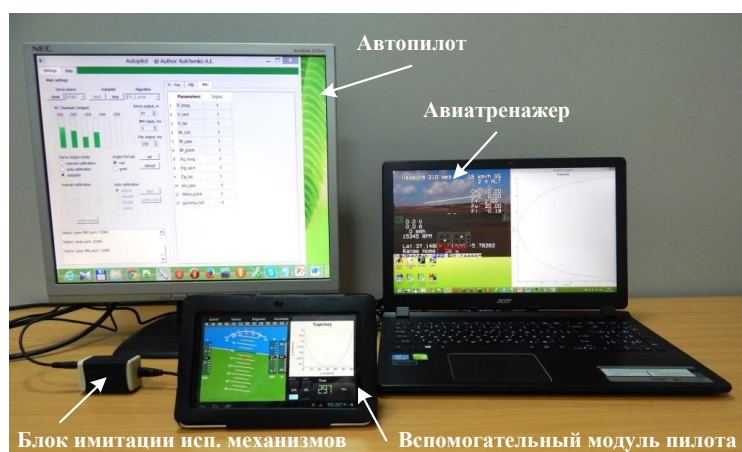


Рисунок 8 – Пример реализации программно-аппаратного комплекса для проектирования и исследования автопилотов летательных аппаратов вертолетного типа



Рисунок 9 – Архитектура программы автопилота

Исследование системы адаптивного позиционно-траекторного управления в программно-аппаратном моделирующем комплексе выполняется для оценки качественных параметров системы управления вертолетом. Оценка этих параметров производится путем сравнения разработанной системы управления вертолетом, на основе предложенного в работе метода синтеза, с системами на базе алгоритмов управления с нелинейными прогнозирующими

моделями (АУНПМ) и линейным алгоритмом управления по скорости (ЛАУС). Экспериментальные данные по системе управления с нелинейными прогнозирующими моделями взяты из опубликованных источников [Hyunchul Shim. Hierarchical flight control system synthesis for rotorcraft-based UAV. Dissertation for the degree of PhD, UNIVERSITY OF CALIFORNIA, BERKELEY, 2000], [H. Jin Kim, David H. Shim. A flight control system for aerial robots - Algorithms and experiments. Control Engineering Practice, JOURNAL, VOL.11, pp. 1389-1400, 2003]. Процедура сравнения состоит из следующих этапов:

- получение и использование моделей вертолетов, соответствующих техническим характеристикам, описанным в опубликованных работах, с учетом среды моделирования/эксперимента;
- выбор и воспроизведение траекторий полета вертолета в соответствии с источником;
- моделирование в пакете MATLAB полета вертолета с АПТУ автопилотом вдоль заданных тестовых траекторий; моделирование полета вертолета вдоль заданных траекторий в авиатренажере Aerosim RC с использованием АПТУ алгоритма;
- сравнение результатов моделирования в авиатренажере с результатами натурного эксперимента из опубликованных работ с целью верификации обобщенной математической модели вертолета, оценки эффективности разработанного метода АПТУ.
- сравнение результатов моделирования в авиатренажере с результатами из опубликованных работ по 3-м показателям (или по одному из 3-х): сложности траектории, точности отработки и быстродействию с целью оценки качественных характеристик разработанной системы управления вертолетом;

Математическая модель вертолета Yamaha RMAX получена на базе предложенной обобщенной нелинейной математической модели вертолета. Параметры вертолета, для которого проведено сравнение, приводятся в таблице 1.

Проверочный полет выполнен по траектории "прямоугольная змейка" с постоянной высотой – это горизонтальная траектория, которая состоит из перпендикулярных отрезков. Применяется в учебно-тренировочных полетах.

На рисунке 10 приведены результаты моделирования. На рисунке 10 заданная траектория – жирная линия; система управления с нелинейными прогнозирующими моделями – «*» маркер; позиционно-траекторная система управления – двойной пунктир линия; система управления с ЛАУС – тонкая непрерывная линия; цифрами с фигурными скобками обозначены номера точек заданной траектории. Оси $O_E X_E$, $O_E Z_E$ – это оси базовой неподвижной системы координат; начало координат базовой СК совпадает с точкой старта; ось $O_E Z_E$ направлена на запад, $O_E X_E$ – на север; единицы измерения – метры.

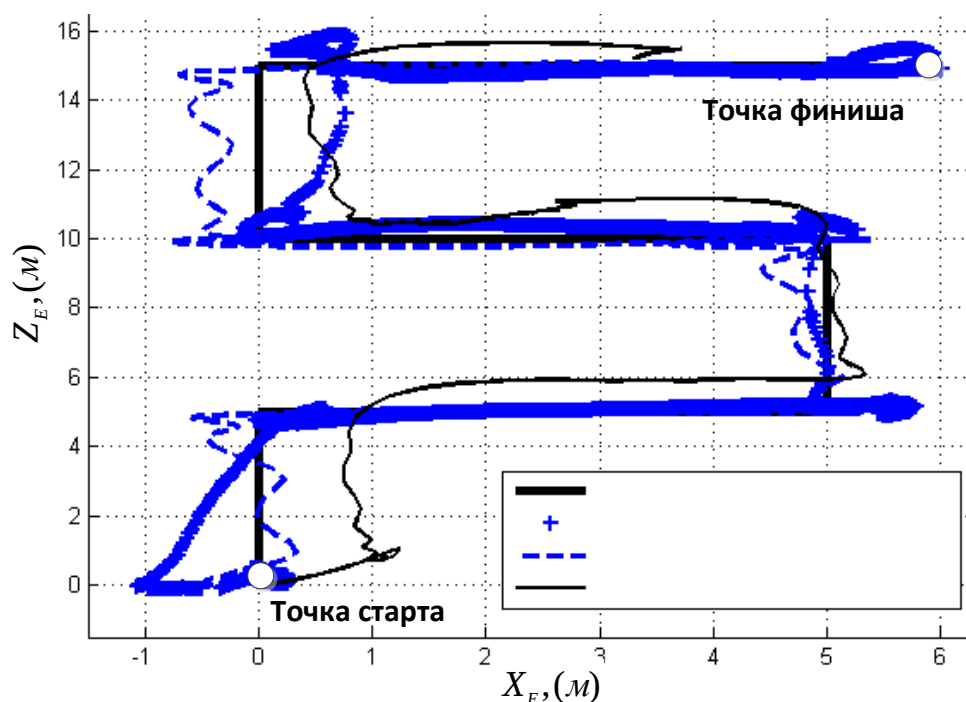


Рисунок 10 – Проекция траектории полета вертолета на горизонтальную поверхность

В таблице 2 приведены ошибки отработки заданной траектории полета: максимальное отклонение от заданной траектории; среднеквадратичная ошибка – среднее квадратичное отклонение от заданной траектории на плоскости (рисунок 10).

Таблица 1 – Технические характеристики вертолета

Название	Параметры
Yamaha RMAX	Длина : 2750 мм, высота: 1080 мм, ширина: 720 мм, грузоподъемность: до 28 кг, масса: до 94 кг, диаметр НВ: 3130 мм, диаметр РВ: 535 мм, двигатель: 2-тактный, 15,4 кВт, 246 сс.

Таблица 2 – Ошибки отработки заданной траектории

Система управления с нелинейными прогнозирующими моделями	Система адаптивного позиционно-траекторного управления	Система с линейным алгоритмом управления
Максимальное отклонение от заданной траектории σ_y , (м)		
0.7	0.57	1.2
Среднеквадратическая ошибка, (м)		
$\sigma_{\text{СКО}}^{\text{Б}} = 0.4271$	$\sigma_{\text{СКО}}^{\text{ПТ}} = \mathbf{0.1202}$	$\sigma_{\text{СКО}}^{\text{Л}} = 0.4268$

На основании полученных результатов моделирования и экспериментальных исследований можно заключить, что система адаптивного позиционно-траекторного управления обеспечивает полет вертолета вдоль заданных траекторий с ошибками в 2-3 раза меньшими по сравнению с линейными алгоритмами управления и алгоритмами управления, использующими нелинейные прогнозирующие модели.

В заключении диссертации приведены основные результаты диссертационной работы.

В приложении приведены акт о внедрении научных результатов диссертации, акт об использовании результатов диссертации в учебном процессе, листинг программы и свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

Основным научным результатом диссертации является решение задачи разработки метода управления движением одновинтового вертолета с учетом многосвязности каналов управления и технической реализуемости, обеспечивающего повышение точности отработки заданных траекторий.

Результатами диссертации являются:

- обобщенная нелинейная математическая модель вертолета, отличающаяся введением дополнительных преобразований, связывающих управляющие силы и моменты с управляющими воздействиями, и позволяющая, за счет перестраиваемой структуры, описывать различные вертолетные схемы;
- метод адаптивного позиционно-траекторного управления роботизированным одновинтовым вертолетом с рулевым винтом, отличающийся способом формирования управлений с учетом многосвязности и нелинейности математической модели вертолета, что позволяет обеспечить повышение точности отработки заданных траекторий;
- методика проектирования программно-аппаратного комплекса для компьютерного моделирования динамики летательных аппаратов вертолетного типа, отличающаяся учетом модели навигационной системы, полуавтоматической калибровкой исполнительных механизмов и загрузкой навигационных данных. Предложенная методика позволяет создавать комплексы для проведения вычислительных экспериментов, максимально приближенных к натурным;
- выполнен анализ характеристик предложенной в работе системы адаптивного позиционно-траекторного управления роботизированным одновинтовым вертолетом, который показал, что в установившемся режиме ошибка отработки заданной траектории вертолетом – 0,57 м, что в два раза меньше ошибки системы с ЛАУС. При этом СКО системы с АПТУ составляет 0,1202 м, что в четыре раза ниже, чем при использовании АУНПМ и ЛАУС. Приведенные результаты моделирования подтверждают эффективность разработанного алгоритма управления вертолетом и моделирующего программно-аппаратного комплекса;
- на базе обобщенной модели была получена модель одновинтового вертолета. Результаты сравнения данных натурального эксперимента и моделирования подтверждают адекватность разработанной обобщенной нелинейной математической модели вертолета и модели используемой в авиатренажере.

Публикации по теме диссертации

Основные результаты диссертации опубликованы в следующих работах:

публикации в журналах, рекомендованных ВАК для публикации результатов работ по диссертациям на соискание ученой степени кандидата технических наук:

1. **Пшихопов, В.Х.** Синтез алгоритмов управления одновинтовым мини-вертолетом [Текст] / В.Х. Пшихопов, А.Е. Кульченко, М.Ю. Медведев // Раздел V. Контроль и управление в технических системах, Известия ЮФУ. Технические науки. – 2014. – ISSN 1999-9429.

2. **Пшихопов, В.Х.** Моделирование полета одновинтового вертолета под управлением позиционно-траекторного регулятора. [Электронный ресурс] / В.Х. Пшихопов, А.Е. Кульченко, В.М. Чуфистов // Инженерный вестник Дона, 2013, №2. –ISSN 2073-8633. – Режим доступа: <http://ivdon.ru/magazine/archive/n2y2013/1650> (доступ свободный) –Загл. с экрана. – Яз.рус.

3. **Пшихопов, В.Х.** Алгоритм обработки данных в задаче идентификации параметров м мини-вертолета CALIBER V90 [Текст] / В.Х. Пшихопов, Н.Е. Сергеев, Медведев М.Ю., А.Е. Кульченко // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2012. –№ 3(128) –С. 58-65. –ISSN 1999-9429.

4. **Кульченко, А.Е.** Структурно-алгоритмическая организация автопилота робота-вертолета [Электронный ресурс] / А.Е. Кульченко // Инженерный вестник Дона, 2011, №1. –ISSN 2073-8633. –Режим доступа: <http://ivdon.ru/magazine/archive/n1y2011/330> (доступ свободный) – Загл. с экрана. –Яз. рус.

5. **Кульченко, А.Е.** Программно - аппаратный моделирующий комплекс для робота - вертолета / А.Е. Кульченко // Известия Кабардино-Балкарского научного центра РАН, №1(39) 2011. –С. 164-168. –ISSN 1999-9429.

Доклады в материалах конференций:

6. **Kulchenko, A.** The features of flight-dynamic single-rotor helicopter mathematical model: for application in autopilots that based on position-trajectory algorithms [Текст] / A.Kulchenko, V. Kostukov, L. Verevkina, V. Chufistov / IEEE: Methods and Models in Automation and Robotics (MMAR), 2014 19th International Conference, Miedzyzdroje, 2-5 September 2014. - 423-428 pp. - ISBN: 978-1-4799-5082-9. - doi: 10.1109/MMAR.2014.6957391.

7. **Pshikhopov, V.** The study of path-following accuracy of robotic single-rotor helicopter [Текст] / V. Pshikhopov, A. Kulchenko, M. Medvedev M., V. Kostukov, V. Chufistov // Scientific Journal Facta Universitatis. - vol. 13, No. 3, 2014. - print ISSN: 1820-6417. - online ISSN: 1820-6425.

8. **Pshikhopov, V.Kh.** The Design of Helicopter Autopilot [Текст] / V.Kh. Pshikhopov, N.E. Sergeev, M.U. Medvedev, A.E. Kulchenko // SAE Technical Paper 2012-01-2183. –2012, doi:10.4271/2012-01-2183.

9. **Пшихопов, В.Х.** Оценка параметров подвижного объекта по результатам обработки навигационной информации [Текст] / В.Х. Пшихопов, Н.Е. Сергеев, М.Ю. Медведев, А.Е. Кульченко // Материалы конференции "Информационные технологии в управлении" (ИТУ-2012), Санкт-Петербург, 2012. –С. 639-645.

10. **Пшихопов, В.Х.** Демонстрационный прототип роботизированного мини-вертолета [Текст] / В.Х. Пшихопов, Н.Е. Сергеев, А.Е. Кульченко // Седьмой Международный Аэрокосмический Конгресс IAC'12. –Москва, 2012. –С. 110-111. –ISBN 978-5-98625-106-6.

11. **Sergeev, N.** // The modification of linguistic variable concept for 2D/3D vision-based robot navigation [Текст] / N. Sergeev, V. Pshikhopov, A. Kulchenko, D. Kadishev // Proceedings of the XI International Conference on Systems, Automatic Control and Measurements - SAUM 2012. –Niš, Serbia, November 14-16, 2012.

12. **Костюков, В.А.** Моделирование полета одновинтового мини-вертолета по целевой траектории [Текст] / В.А. Костюков, А.Е. Кульченко // Спецпроект анализ научных достижений: материалы VI Международной научно-практической конференции. –У: 7 т. –Днепропетровск: Біла К.О., 2011. –С. 29-32. –ISBN 978-966-2447-73-6.

13. **Кульченко, А.Е.** Структурная организация системы управления БПЛА на базе мини-вертолета [Текст] / А.Е. Кульченко, Р.В. Федоренко // Материалы Пятой Всероссийской научно-практической конференции «Перспективные системы и задачи управления» и второй молодежной школы-семинара «Управление и обработка информации в технических системах». – Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2010. –С.135-139. –ISBN 978-5-8327-0312-1.

14. **Кульченко, А.Е.** Построение математической модели вертолета одновинтовой схемы [Текст] / А.Е. Кульченко // Всероссийская молодежная научная конференция "Мавлютовские чтения". –Уфа, УГАТУ. –2009.

Авторские свидетельства, дипломы, патенты и др.

15. Программный комплекс для построения, исследования и применения системы управления роботизированного вертолета [Текст]: свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ / Пшихопов В.Х., Кульченко А.Е.; заявитель и правообладатель федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Южный федеральный университет». –№2013612587; заявка 4.10.12; зарег. в Реестре программ для ЭВМ 6.03.13.

Диссертация А.Е. Кульченко соответствует п. 2 («Математическое моделирование мехатронных и робототехнических систем, анализ их характеристик методами компьютерного моделирования, разработка новых методов управления и проектирования таких систем») и п.3 («Методы адаптивного, распределенного, интеллектуального управления робототехническими и мехатронными системами») паспорта специальности 05.02.05 – «Роботы, мехатроника и робототехнические системы».

Личный вклад автора в работах, опубликованных в соавторстве: В [1], [10] предложен метод адаптивного позиционно-траекторного управления роботизированным одновинтовым вертолетом с рулевым винтом, являющийся развитием обобщенного метода позиционно-траекторного управления подвижными объектами. В [2] разработан программно-аппаратный комплекс для компьютерного моделирования динамики летательных аппаратов с использованием специализированных авиа-тренажеров. В [3], [9] произведена оценка центра масс вертолета. В [7] выполнены преобразования для перехода от управляющих сил и моментов к управлению и визуализация моделируемого полета вертолета с автопилотом. В [8], [12] разработана нелинейная математическая модель одновинтового мини-вертолета. В [11] разработаны алгоритмы обработки навигационных данных и произведена обработка полетных данных. В [13] разработан комплекс программ для компьютерного моделирования. В [15] разработана нелинейная математическая модель одновинтового мини-вертолета.

Формат 60x84^{1/16}. Бумага офсетная Печать ризография.
Заказ № 108 Тираж 100 экз.

Отпечатано в Секторе обеспечения полиграфической
продукцией в г. Таганроге отдела полиграфической,
корпоративной и сувенирной продукции
ИПК КИБИ МЕДИА ЦЕНТРА ЮФУ
ГСП 17А, г. Таганрог, 28, Энгельса, 1 тел. (8634)371717