На правах рукописи
УПК 629.7.076

Нгуен Чонг Шам

УЧЕТ ВЛИЯНИЯ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ ВОЗМУЩЕНИЙ ПРИ ИНТЕРАКТИВНОМ УПРАВЛЕНИИ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕГКОГО ДИСТАНЦИОННО-ПИЛОТИРУЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В СЛОЖНЫХ ПОГОДНЫХ УСЛОВИЯХ

Специальность 05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание учетной степени
кандидата технических наук



Москва - 2015

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э.Баумана» (МГТУ им Н.Э.Баумана).

Научный руководитель: заслуженный деятель науки РФ,
доктор технических наук, профессор
Лысенко Лев Николаевич

Официальные оппоненты: **Красильщиков Михаил Наумович**,
доктор технических наук, профессор,
заведующий кафедрой «Информационно-управляющие комплексы» Московского авиационного института (национального исследовательского университета)

Шаров Сергей Николаевич,
доктор технических наук,
профессор, главный научный сотрудник
ОАО «Концерн «Гранит-Электрон»

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации» (МГТУ ГА)

Защита состоится «03» декабря 2015 года в 14 часов 30 мин. на заседании диссертационного совета Д 212.141.22 при Московском государственном техническом университете имени Н. Э. Баумана по адресу: 105005, Москва, Госпитальный переулок, дом 10, факультет Специального машиностроения МГТУ им. Н. Э. Баумана, ауд. 407м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте www.bmstu.ru МГТУ им. Н.Э.Баумана.

Автореферат разослан «____» _____2015г.

Отзывы, заверенные гербовой печатью, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д.5, МГТУ им Н.Э.Баумана, ученому секретарю диссертационного совета Д 212.141.22.

Ученый секретарь
диссертационного совета,
к.т.н., доцент Луценко А. Ю.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. В настоящее время беспилотные комплексы, системообразующим элементом которых является дистанционно пилотируемый летательный аппарат (ДПЛА), относятся к одной из наиболее динамично прогрессирующих областей авиационной техники. Практически во всех развитых странах мира они находят применение при решении достаточно широкого круга задач экологического мониторинга, выявления последствий природных и техногенных катастроф и др.

Как показали многочисленные исследования, к числу наиболее существенных факторов, влияющих на нормальное (штатное) функционирование легких ДПЛА самолетного типа, относятся турбулентность атмосферы при полете в сложных метеорологических условиях и, особенно, ветровые пульсирующие нагружения планера, носящие стохастический характер.

Случайные кратковременные перемещения воздушных масс, служащие источником дополнительных сил и моментов, действующих на ДПЛА, часто исключают возможность получения достоверной обзорной информации, усложняют процесс интерактивного управления при формировании команд дистанционно удаленным оператором по наблюдаемому ТВ - изображению, получаемому с борта в темпе полета.

Решение задачи обеспечения инвариантности устойчивого изображения «цели» (наблюдаемого объекта) по отношению к внешним возмущениям может осуществляться, в принципе, как в результате совершенствования собственно информационных систем и реализуемых в них алгоритмов (комплексирование, использование гиростабилизаторов, применение методов теории оптимальной фильтрации и идентификации и др.), так и методов управления ДПЛА (синтез систем активной адаптации, систем искусственного интеллекта, в том числе с использованием нейронных сетей, обладающих адаптивными свойствами, либо удовлетворяющих условиям требуемой грубости и стабильной сходимостью процессов (гибридные, структуры с нечеткими и традиционными алгоритмами и т.д.)). Не исключено применение и комплексных подходов.

К другим направлениям «регуляризации» процесса относится решение задачи априорного планирования маршрута полета легкого ДПЛА с учетом прогнозной информации о ветровой обстановке в зоне полета. Однако, исключение отдельных районов при маршрутизации, также как и отказ от применения ДПЛА при возникновении экстремальных погодных условий, превосходящих интервально допустимые, не всегда приемлемо, а в ряде случаев, просто недопустимо. Нетрудно представить себе ситуацию, когда возможность получения обзорной информации из «проблемного» удаленного района даже при минимальной возможности реализации этого события, в состоянии превысить очень высокий уровень вероятности потери ДПЛА при его эксплуатации в экстремальных условиях.

МГТУ
им. Н.Э. Баумана
Библиотека

Следует отметить, что многие из перечисленных выше направлений повышения эффективности применения ДПЛА в сложных погодных условиях уже нашли отражение в исследованиях других авторов. В частности, могут быть указаны выполненные на уровне кандидатских диссертацией работы Ле Ки Биена (БГТУ, 2004 г.), Хаммуда Абдуллы (МГТУ, 2004 г.), С.П.Фирсова (МАИ, 2005 г.), Буй Куанг Ли (МАИ, 2008 г.), Ли Вейя (МАИ, 2008 г.), А.Г.Кузнецова (МАИ, 2011 г.), Фан Суан Куена (МАИ, 2013 г.) и др.

Тем не менее, многие вопросы, представляющие как теоретический, так и практический интерес в рамках обсуждаемой научно - технической задачи, продолжают оставаться недостаточно исследованными. Указанные обстоятельства дают основание считать тему диссертационного исследования **актуальной**.

Объект исследования. В качестве объекта исследования в диссертации рассматриваются ДПЛА легкого класса самолетного типа.

Предметом исследования служат методики, модели и численные результаты, используемые в процессе анализа и разработки алгоритмов управляемого движения ДПЛА в сложных погодных условиях при наличии неопределенностей.

Целью работы является повышение эффективности целевого функционирования легкого ДПЛА в сложных, включая экстремальные, погодных условиях за счет поиска приемлемого компромисса в отношении допустимого уровня ограниченной точности оценивания параметров движения и аэродинамических характеристик (АДХ) ДПЛА (с учетом неопределенной информации о турбулентных характеристиках воздушного поля) и применения рациональных алгоритмов управления с использованием модифицированных нечетких регуляторов, способных «справиться» с действием остаточных возмущений.

Для достижения указанной цели потребовалось решить следующие научно-технические задачи:

1. Проанализировать состояние и перспективы совершенствования ДПЛА с точки зрения возможностей повышения эффективности целевого функционирования в сложных метеорологических условиях их применения.

2. Разработать компромиссные модели движения ДПЛА и атмосферных возмущений, а также осуществить их адаптацию применительно к решению задач оптимальной, либо как минимум, рациональной статистической обработки информации.

3. Оценить пути и возможности практической реализации бортовых алгоритмов фильтрации и идентификации параметров движения и характеристик ДПЛА в темпе полета с учетом неопределенности и реализуемости интерактивного управления.

4. Синтезировать работоспособные модифицированные законы нечеткого управления, удовлетворяющие заданным требованиям.

5. На основе результатов численного моделирования процессов движения выполнить анализ применимости существующих компьютерных технологий

для автоматизации синтеза нечеткого управления легкого ДПЛА в рассматриваемых случаях их эксплуатации.

Методы исследования. При решении сформулированных задач использовались методы динамики полета беспилотных ЛА, современной теории автоматического управления, стохастической динамики полета, теории нечетких множеств, основные положения теории нечеткого управления, методы математического моделирования, прикладные программы и универсальный программный пакет (ПП) MATLAB.

Научная новизна результатов диссертационной работы заключается в следующем.

1. Показано, что применительно к выявленной тенденции сокращения массы, а тем более создания мини ДПЛА, масса которых исчисляется единицами (максимум несколькими десятками) килограммов, практически единственным направлением существенного повышения эксплуатационных характеристик, гарантирующих обеспечение требуемого уровня инвариантности их применения к условиям состояния атмосферы, является интеллектуализация СУ легких ДПЛА на основе методов нечеткого управления.

2. Разработано методическое обеспечение в виде комплекса математических моделей и методик исследования, адаптированных к задачам определения основных характеристик ДПЛА и их СУ, функционирующих в неспокойной атмосфере.

3. Сформулирован принцип оценивания АДХ ДПЛА с априори допустимой ограниченной неопределенностью и на его основе синтезирован бортовой алгоритм идентификации соответствующих характеристик.

4. Получены выражения законов управления модифицированных нечетких регуляторов, удовлетворяющие заданным требованиям.

5. На основе выполненных численных исследований установлена возможность достижения высокого качества управления при использовании нечетких регуляторов в составе бортовых СУ ДПЛА и возможность автоматизации их настройки с использованием существующих компьютерных технологий (Toolboxe Fuzzy, Simulink).

Практическая значимость результатов исследования.

1. Предложенные в диссертации математические модели, методики и алгоритмы могут служить основной для разработки бортовых алгоритмов интеллектуализированных СУ перспективных ДПЛА.

2. Полученные научные результаты, имеющие методическую направленность, в состоянии сократить время и повысить достоверность результатов обработки информации в реальном масштабе решения поставленных перед ДПЛА целевых задач в сложных погодных условиях эксплуатации.

3. Отдельные результаты работы могут быть непосредственно использованы в процессе проектирования и разработки перспективных легких ДПЛА и их систем управления.

Достоверность и обоснованность научных положений и полученных результатов гарантируются корректным использованием математических методов, моделей и алгоритмов, четкой формулировкой допущений и условий, в рамках которых проводились расчеты, а также достаточным объемом численного моделирования исследуемых процессов с получением непротиворечивых результатов.

Основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту.

1. Методическое и программно-алгоритмическое обеспечения в виде комплекса математических моделей, законов управления и методик их исследования, адаптированных к задачам определения основных динамических характеристик ДПЛА, функционирующих при полете в неспокойной атмосфере.

2. Методика комплексной обработки информации в реальном масштабе времени, базирующаяся на сформулированном принципе допустимой ограниченной неопределенности оценивания характеристик и параметров движения ДПЛА в условиях неполных и недостоверных сведений о состоянии атмосферы.

3. Результаты численного тестирования разработанного программно-алгоритмического обеспечения.

Апробация работы и публикации.

Результаты исследований докладывались и были одобрены на:

- научных семинарах кафедры Динамики и управления полетом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н.Э.Баумана (Москва, 2014 г.);
- XXXVIII Академических чтениях по космонавтике в МГТУ им. Н.Э.Баумана (Москва, 2014 г.).

Наиболее существенные положения и результаты диссертационного исследования нашли отражение в пяти статьях в журналах перечня изданий, рекомендованных ВАК Минобрнауки РФ. Объемом 3 п.л./1,2 п.л.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы, включающего 44 наименования. Текст диссертации изложен на 121 машинописных страницах, содержит 25 рисунков и 4 таблицы.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы диссертации, определяется объект и предмет исследования, формулируются цель и характеризуются основные методы выполненного исследования, научная новизна и практическая значимость работы, приводятся описание ее структуры и содержания.

В первой главе предпринимается попытка анализа современного состояния, методов и условий функционирования ДПЛА при решении целевых задач полета. Приводится перечень наиболее известных ДПЛА

самолетного типа, созданных в наиболее развитых странах мира, выявляются определяющие тенденции их совершенствования, предпосылками которых послужили: создание однокристальных микро ЭВМ высокого быстродействия, микроминиатюризация приборного оснащения, разработка миниатюрных матриц для создания ТВ и ИК – камер, создание надежных и высокопроизводительных электродвигателей, а также малогабаритных аккумуляторов высокой удельной емкости на редкоземельных материалах; широкое распространение новых наукоемких вакуумных технологий изготовления деталей планера.

На эвристическом уровне предварительно формулируется предметная область и задачи обзорно-аналитического исследования, предназначенного для выявления наиболее значимых направлений и приоритетных научно - технических задач, отвечающих сформулированной теме диссертации.

Показывается, что основным видом возмущений, испытываемых ДПЛА в полете, оказывающим существенное влияние на динамику его движения и, как следствие качество изображения, получаемого с помощью расположенных на борту систем, являются ветровые нагружения и турбулентность атмосферы.

Исходными данными для моделирования трехмерного векторного случайного поля мелкомасштабных перемещений воздушных масс служат структура и параметры матричной спектральной плотности, вид которой следует из существующей теории однородной и изотропной турбулентности, а значения параметров определяются экспериментально.

Использование соответствующего подхода, вполне приемлемое для решения проектных задач, а также при обработке информации на стадии послеполетного анализа, оказывается неприемлемым для решения задач управления движением ДПЛА в естественном (полетном) масштабе времени.

Это приводит к необходимости декомпозиции соответствующих задач.

В рамках первой из указанных постановок, применительно к сформулированной в диссертации цели исследования, представляется целесообразным ограничиться оценкой усталостной повреждаемости ДПЛА при полете в неспокойной атмосфере, как позволяющей установить верхний предел экстремальных условий эксплуатации аппарата. При решении данной задачи принимается зонная структура модели атмосферной турбулентности.

При определении средней доли реализованной долговечности $\tilde{\Phi}(S)$ используется принцип суперпозиции, согласно которому каждая турбулентная зона на маршруте вносит свой независимый вклад в усталостную повреждаемость, так что

$$\frac{d\tilde{\Phi}(S)}{d\sigma_w} = \frac{f_0(\sigma_w)}{Д(\sigma_w)}, \qquad (1)$$

где $Д(\sigma_w)$ - усталостная долговечность, определяемая известным выражением Майлса через табулированные функции параметров распределения амплитуд напряжений и эффективный средний период процесса; $f_0(\sigma_w)$ - плотность распределения интенсивности турбулентности от зоны к зоне, выражаемая через параметры, определяемые масштабом

турбулентности и полную гамма-функцию $\Gamma(\frac{\tilde{m}+2}{2})$, в который $\tilde{m}$ – эмпирическая константа.

Из выражении (1) следует, что

$$\tilde{\Phi}(S)=\frac{2^{\tilde{m}/2}\Gamma(\frac{\tilde{m}+2}{2})}{2\pi/N_o x_o^{\tilde{m}}}\left[\int_0^{\infty}W_X^2(\omega)\bar{S}_n(\omega)\omega^{2/\tilde{m}}d\omega\right]^{\tilde{m}/2}\cdot\int_0^{\infty}\sigma_w^{\tilde{m}}f_0(\sigma_w)d\sigma_w, \qquad (2)$$

где $N_o x_o^{\tilde{m}}$ - параметр кривой выносливости, определяемый экспериментально; $\bar{S}_n=S_n/\sigma_w^2$ - приведенная спектральная плотность в форме спектра Драйдена, W_X - передаточная функция от ветрового порыва к нагрузке. Входящий в (2) интеграл $\int_0^{\infty}\sigma_w^{\tilde{m}}f_0(\sigma_w)d\sigma_w$, может быть представлен в форме табличного интеграла, допускающего предварительное построение номограмм с нанесенными на них пороговыми значениями для каждой конкретной конструкции ДПЛА. Указанные номограммы предлагается включать в комплект документации, определяющей предельный экстремальный уровень допустимой эксплуатации аппарате в тех или иных метеоусловиях.

Постановка задач второго типа, связанных с разработкой алгоритмического обеспечения управления движением ДПЛА требует при описании процессов применения нечетких категорий, их представления и знания, а также оперирования ими для формулирования соответствующих заключений и выводов, т.е. использования теории нечетких множеств с основывающимся на ней математическом аппарате нечеткой логики.

С учетом выявленных тенденций развития ДПЛА делается вывод, что ориентация на создание для них нечетких систем управления (НСУ), обладающих «интеллектом в большом», тем не менее, вряд ли может считаться продуктивной. Более приемлемым представляется использование нечетких регуляторов (НР), относящихся к системам, обладающим свойством «интеллектуальности в малом».

Используемые при их функционировании «знания» как средство преодоления неопределенности входной информации, в частности модели объекта управления (ОУ) и внешней среды, в которой осуществляется полет, содержат только «уровень работы» с базами значений и «исполнительный уровень» (НР на основе алгоритмов Мамдани- Заде и Цукамото). Кроме того, они могут обладать способностью к обучению (алгоритм Такаги- Сугено или (T-S) – структуры).

Применение НР в качестве средств преодоления неопределенности, причем неопределенности ограниченного типа, в состоянии обеспечить требуемый уровень грубости и стабильную сходимость процессов регулирования, что и служит основанием считать априори такой подход существенно более целесообразным.

Построение каждого НР в этом случае должно быть основано на фаззификации ошибки системы, либо выхода оптимального или робастного

регулятора. Количество входных множеств фаззификации НР должно выбираться для каждой входной переменной соответствующего регулятора. Такие множества описываются определенными значениями, различимыми по уровню. Их формирование в процессе реального полета ДПЛА в виде термов лингвистических переменных, являющихся функциями переменных состояния, должно осуществляться оператором в зависимости от степени стабильности наблюдения изображения первоначально сопровождаемого объекта, идентифицируемого как «цель», перед повторным заходом ДПЛА на него.

Параметры «заключений» нечетких правил НР, не говоря уже об отдании предпочтения алгоритмам регуляторов типа Мамдани-Заде, Цукамото, либо Такаги-Сугено, могут быть установлены лишь в результате численного моделирования процессов управления движением с помощью редактора ANFIS раздела Fuzzy программного пакета Matlab Toolbox Fuzzy, Simulink с обеспечением грубости и устойчивости каждой нечеткой модели.

С целью конкретизации результатов выполняемого исследования к рассмотрению принят гипотетический ДПЛА, внешний вид которого показан на Рис. 1. Рис. 2 иллюстрирует компьютерное изображение ДПЛА в полете. Особенностью обсуждаемой аэродинамической компоновки аппарата является расположение двигательной установки с воздушным винтом на вертикальном оперении.

Основные аэродинамические коэффициенты принятого и рассмотрению ДПЛА рассчитывались с использованием известного ППП ANSYS CFX. Массово-геометрические и центровочные характеристики ДПЛА непосредственно определялись с трехмерного чертежа аппарата с помощью компьютерной программы INVENTOR.

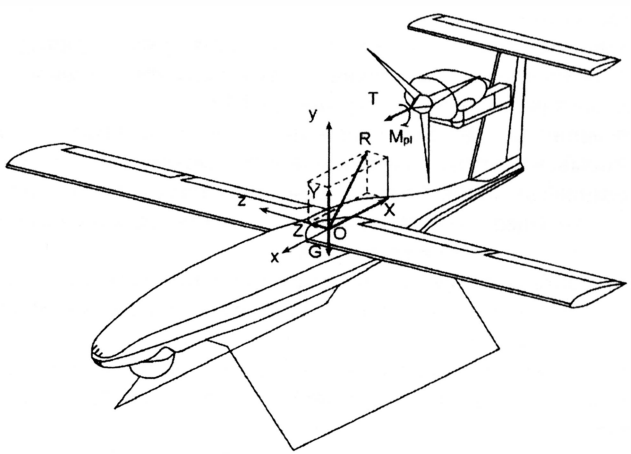


Рис. 1. Расположение двигательной установки с воздушным винтом на вертикальном оперении

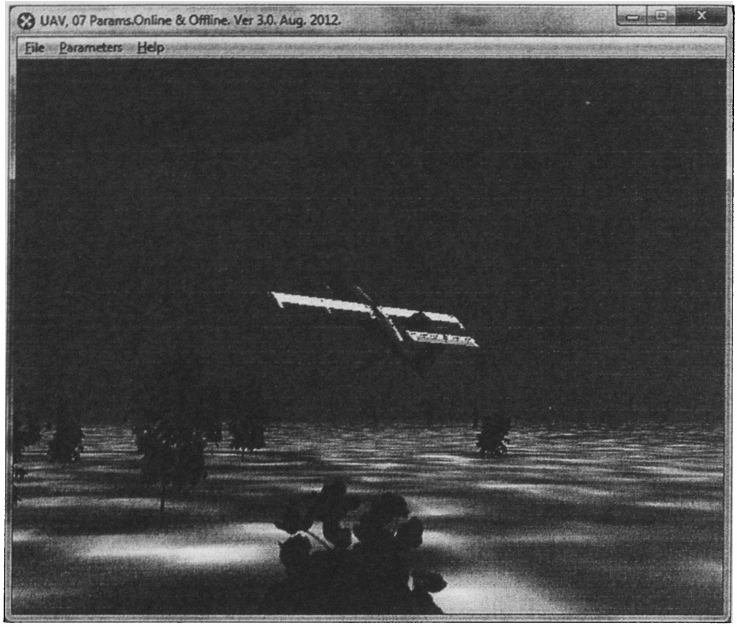


Рис. 2. Компьютерное изображение процесса запуска ДПЛА

Во второй главе представлены материалы, связанные с построением математических моделей «объект управления - среда его функционирования», предназначенных для разработки алгоритмов и методик, являющихся основным предметом исследования.

В качестве исходных уравнений состояния рассматриваются общие известные нелинейные уравнения возмущенного движения ЛА, адаптированные к рассматриваемому типу ДПЛА.

Для большинства ДПЛА, скорость которых больше максимальной скорости порывов ветра, турбулентность можно рассматривать как пространственное случайное поле, инвариантное к временной компоненте.

Ветровые возмущения атмосферы, в связи с этим, задаются в виде

$$\mathbf{w}(\mathbf{x}) = \mathbf{w}_o(\mathbf{x}) + \boldsymbol{\xi}(\mathbf{x}) \qquad (3)$$

где $\mathbf{w}(\mathbf{x})$ – скорость ветра (м/с) в точке с координатами $\mathbf{x} = (x, y, z)$; $\mathbf{w}_o \in R^3$ – регулярная составляющая скорости (детерминированного или случайного, в зависимости от постановки задачи) ветра, $\boldsymbol{\xi}(\mathbf{x}) = \{\xi_1(x), \xi_2(y), \xi_3(z)\}$ - мультипликативная составляющая – собственно турбулентность с продольной, вертикальной и поперечной компонентами скорости изменения состояния поля.

Для описания номинального (опорного) движения ДПЛА используется «полная» пространственная модель

$$\frac{d}{dt}\mathbf{x}(t) = \sum_{i=1}^{n} \mathbf{F}_i(\mathbf{V}, \boldsymbol{\Omega}, \xi, \mathbf{x}_{пк}, \mathbf{x}_{ио}; t); \qquad (4)$$

где $\mathbf{F}_1(\mathbf{V}, \Omega; t)$ – функция вектора инерционных сил и моментов; $\mathbf{F}_2(\mathbf{V}, \boldsymbol{\Omega}, \xi, \mathbf{x}_{пк}, \mathbf{x}_{ио}; t)$ – функция вектора аэродинамических сил и моментов; $\mathbf{F}_3(\xi, t)$ – функция вектора внешних возмущений; $\mathbf{x}(t)$ – n-мерный полный вектор состояния объекта; $\mathbf{x}_{пк}(t)$ – вектор позиционных координат; $\mathbf{x}_{ио}(t)$ – вектор состояния исполнительных органов; $\mathbf{V}(t)$ – вектор воздушной скорости ДПЛА; $\boldsymbol{\Omega}(t)$ – вектор угловой скорости поворота связанной системы координат (СК) относительно базовой (земной) СК на углы тангажа $\vartheta(t)$, рыскания $\psi(t)$ и крена $\gamma(t)$.

Проводится анализ математических моделей атмосферных возмущений. В качестве исходных моделей атмосферных возмущений обсуждается возможность (и целесообразность) использования их канонических разложений, а также формирующих фильтров различной степени сложности.

При рассмотрении возмущенного движения в малой окрестности номинальной траектории осуществляется переход к линеаризованной модели, допускающей декомпозицию движений (на продольное и боковое, движение центра масс ДПЛА и движение относительно его центра масс).

В результате, в общем случае, имеем:

$$\frac{d}{dt}\Delta\mathbf{x}(t) = \mathbf{A}(t)\Delta\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{u}(t) + \mathbf{F}(t)\mathbf{w}_e(t) \qquad (5)$$

$$\Delta\mathbf{x}(t_0) = \Delta\mathbf{x}_0 \text{ - задано,}$$

где $\Delta\mathbf{x}(t)$ – 12-мерный вектор отклонений параметров возмущенного движения от номинального; $\mathbf{u}(t)$- трехмерный вектор управления (тягой воздушного винта, высотой и креном) ; $\mathbf{w}_e(t)$ – вектор действующих возмущений; $\mathbf{A}(t)$, $\mathbf{B}(t)$, $\mathbf{F}(t)$ – матрицы состояния, управления и возмущений соответствующих размерностей.

Третья глава посвящена рассмотрению проблем стохастического оценивания переменных состояния и характеристик (в частности, аэродинамических характеристик (АДХ)) ДПЛА, а также параметров подстилающей поверхности. Раздельно рассматривается продольное и боковое движения. Принято, что в качестве бортовых измерительных устройств используются приемники ГЛОНАСС (либо GPS), барометрический датчик давления, акселерометры и датчик угловой скорости (ДУС), так что вектор измерений может быть представлен в виде $\mathbf{z}(t) = [L(t), h(t), n_z(t), n_y(t), \omega_z(t)]^{\uparrow}$, где $L(t)$ - пройденный путь; $h(t)$- текущая высота полета; $n_z(t)$, $n_y(t)$ - составляющие вектора перегрузки; $\omega_z(t)$ - текущие показания ДУСа.

Установлено, что применительно к сформулированной постановке задачи, использование дискретного алгоритма фильтра Калмана (ФК) требует линеаризации исходной модели желательно в окрестности оцененного вектора состояния на предшествующем вычислительном шаге алгоритма ФК

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k} = \boldsymbol{\lambda}(\hat{\mathbf{x}}_{k/k}, k);$$
$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k+1} = \hat{\mathbf{x}}_{k+1/k} + \mathbf{K}_{k+1}\left[\mathbf{z}_{k+1} - \xi(\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k}, k+1)\right]; \qquad (6)$$

с определением матриц $\mathbf{F}_k$ и $\mathbf{H}_{k+1}$ в виде

$$\mathbf{F}_k = \frac{\partial \boldsymbol{\lambda}(\mathbf{x}_{k,k})}{\partial \mathbf{x}_k}\Big|_{\mathbf{x}_k=\hat{\mathbf{x}}_{k/k}}; \ \mathbf{H}_{k+1} = \frac{\partial \boldsymbol{\xi}(\mathbf{x}_{k+1,k+1})}{\partial \mathbf{x}_{k+1}}\Big|_{\mathbf{x}_{k+1}=\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k}}.$$

Тогда при реализации модифицированного ФК в структуре алгоритма одновременного оценивания переменных состояния и идентификации АДХ, расширенный вектор состояния ДПЛА при его движении в турбулентной атмосфере (по крайней мере, в вертикальной плоскости) должен иметь следующий вид

$$\mathbf{x}_p(t) = \left[\Delta V, \Delta\theta, \Delta L, \Delta h, \Delta\rho, \Delta\omega_z, \Delta\vartheta, \Delta m_z^{\alpha}, \Delta m_z^{\bar{\omega}_z}, \Delta C_{xa}, \Delta C_{ya}^{\alpha}\right]^T \qquad (7)$$

Здесь, кроме введенных ранее обозначений, принято: θ - угол возвышения траектории, ρ - плотность среды, $m_z^{\bar{\omega}_z}, m_z^{\alpha}$ - динамические коэффициенты (производные) от соответствующего коэффициента аэродинамического момента, C_{xa}, C_{ya}^{α} - коэффициент силы лобового сопротивления и соответствующая производная коэффициента подъемной силы по суммарному углу атаки $\boldsymbol{\alpha}_{\Sigma}$, учитывающему наличие «ветровой» составляющей.

Для решения уравнений ФК с учетом приведенной выше структуры матриц $\mathbf{F}_k$ и $\mathbf{H}_{k+1}$ необходимо иметь значения оценки $\hat{\mathbf{x}}(0|0)$ и ковариационной матрицы $\mathbf{P}(0|0)$. Однако, никаких гарантий по сходимости ФК, тем более при отсутствии прямых измерений углов атаки с учетом его ветровой составляющей, а следовательно и формирования непосредственных значений соответствующих «невязок», дано быть не может. Учтем при этом, что использование модифицированного ФК в сочетании с идентификационным алгоритмом, минимизирующим функцию штрафа в результате применения рекуррентного алгоритма метода Гауса – Ньютона, еще более усложняет процедуру поиска решения.

Наконец, не следует забывать, что практическое обеспечение конечной цели-получения устойчивого и достоверного изображения наблюдаемого объекта, - невозможно без дополнительной одновременной загрузки БЦВМ операциями привязки наблюдаемой поверхности к электронной географической карте местности, а также реализации адаптированных мультиструктурных алгоритмов оптимальной фильтрации в условиях неизвестных интенсивностей смены структур подстилающей поверхности.

Если ориентироваться на применение в качестве бортового компьютера модели семейства БЦВМ- 386/486 четвертого поколения с процессором на базе МПК i386DX, обеспечивающим в режиме плавающей занятой на коротких операциях быстродействие до 2,9млн. простых оп/с, даже при многоядерной схеме построения процессора получение практического результата в естественном (полетном) масштабе времени оказывается невозможным.

Именно это обстоятельство являлось побудительным основанием сформулировать принцип оценивания АДХ ДПЛА с априори допустимой ограниченной неопределенностью (см. выше) и синтезировать на его основе бортовой алгоритм идентификации соответствующих характеристик при применении метода анализа переходного процесса по углу атаки как реакции

на ступенчатое входное воздействие. При этом в качестве критерия «ограниченности» количества измерений в навигационном цикле предлагается использовать скалярное значение числа пересечений нулевого уровня перегрузки (НУП) при учете неоднородности распределения порывов ветра вдоль размаха крыла, аналитически вычисляемое по упрощенной зависимости, полученной в предположении, что атмосферная турбулентность описывается формулой Драйдена.

Завершающая часть главы посвящена рассмотрению проблем оптимальной обработки результатов наблюдений и повышения точности нахождения относительных координат ДПЛА - «цель» за счет учета экранирующего свойства рельефа и достижения условий эквивалентности эталонной локационной карты местности цифровому аналогу подстилающей поверхности.

Четвертая глава диссертации ориентирована на установление допустимого уровня «остаточных возмущений», удовлетворяющего условиям теории синтеза НР с ограниченной неопределенностью а также нахождению структуры законов нечеткого управления ДПЛА, гарантирующих их относительно простую практическую реализацию при достижении приемлемой грубости системы для заданного значения приведенных ко входу системы остаточных возмущений.

Из содержания доказанных в теории прикладных нечетких систем теорем (Тэрано, Асаи, Сугено), касающихся выполнения нечетким регулятором Такаги-Сугено $C_f(\mathbf{z})$ функций апроксиматора и компенсатора возмущений $\boldsymbol{\varphi}(\mathbf{x},\boldsymbol{\delta};t)$, вытекает следующее следствие, играющая центральную роль, определяющую уровень «ограниченности» возмущений.

В качестве ограниченных возмущений могут рассматриваться те, и только те возмущения, которые удовлетворяют условию аппроксимации и компенсации их нечетким регулятором $C_f(\mathbf{z})$ при сохранении свойства оптимальности нечеткой системой с оптимальным регулятором, реализующим закон управления линейными системами, оптимальными в смысле Летова – Калмана по квадратичному критерию качества стандартного вида.

Соответствующий результат при использовании методов H_∞ – теории может быть распространен также на синтез СУ нечеткого типа, реализующих алгоритм с заданной робастностью.

Понятно, что с точки зрения решения практических задач синтеза НР и оценки допустимого уровня неопределенности, приведенных общетеоретических положений оказываться недостаточно.

Для того, чтобы убедиться, что синтезированной закон управления обеспечивает при соответствующих настройках системы ее устойчивость (робастную устойчивость для РР), а также заданный уровень подавления ограниченного возмущения, приведенного ко входу системы, необходимо иметь работоспособный инструментарий в формате универсального программного пакета, позволяющего при приемлемых интеллектуальных и временных затратах автоматизировать настройку параметров НР.

Установлено, что соответствующим требованиям в полной мере отвечает ПП MATLAB.

Применение указанного ПП дало основание для следующих определяющих заключений.

Во-первых, несмотря на кажущуюся перспективность разработки НР ДПЛА на основе алгоритмов Мамдани-Заде и Цукамото, используемых в сочетании с четкими регуляторами оптимального (или робастного) типов, предпочтение должно быть отдано алгоритму Такаги–Сугено, как обеспечивающему наиболее простую с практической точки зрения автоматизацию настройки параметров системы с помощью Toolbox Fuzzy среды Matlab.

Во-вторых, установлено, что способы определения параметров НР, выключающие настройку контура на основе методов желаемого переходного процесса и эталонных фазовых траекторий дают примерно одинаковые результаты и не один из них не может рассматриваться как приоритетный.

Как показали результаты численного исследования, наиболее «критичными» для рассматриваемой конкретной конструкции ДПЛА оказались каналы управления высотой полета и креном. Причем особенности его аэродинамической компоновки привели к необходимости дополнительной модификации логики обычного НР за счет введения в закон управления приближенного балансировочного значения угла отклонения руля высоты $\delta_{всп.}$, полученного в результате совместного решения уравнений сил и моментов ДПЛА в горизонтальном полете с учетом возникновения пикирующего момента от воздушного винта и дополнительной составляющей подъемной силы, вызванной вариацией ΔC^{α}_{ya}, обусловленной движением аппарата в неспокойной атмосфере.

В результате, модифицированный закон для канала высоты был задан в виде

$$\delta_в^* = fuzzy1(\Delta y, \Delta V_y) + \delta_{всп}(t) + K^z_{\partial пр}\omega_z,\ |\delta_в^*| \le \delta_{вmax} \qquad (8)$$

где *fuzzy*1 – нелинейная функция от величин «остаточных» ошибок по высоте и по вертикальной составляющей вектора воздушной скорости, полученная с помощью нечеткой логики и являющаяся отражением соответствующих лингвистических переменных, формулируемых оператором; $K^z_{\partial пр} = f(\Delta\hat{m}^{\alpha}_z, \Delta\hat{m}^{\overline{\omega}_z}_z, \Delta\hat{C}^{\alpha}_{ya})$ - коэффициент демпфирования продольного канала.

Закон МНР в канале крена выбран в виде

$$\delta_э^* = fuzzy2(\Delta\gamma, \Delta\omega_x) + K^x_{\partial пр}\omega_x,\ |\delta_э^*| \le \delta_{э\max} \qquad (9)$$

где $\Delta\gamma$ - остаточная ошибка по углу крена, ω_x – угловая скорость крена, $\delta_э$ - угол отклонения элерона.

Управление скоростью полета, особенно после старта (канал управления тягой воздушного винта), также реализуется с помощью НР тяги Т винта с перестраиваемым нейтральным значением в зависимости от режима полета (маршевый, кабрирование, пикирование), т.е. в функции от величины и знака V_y^*:

$$T = fuzzy3(\Delta V_y) + mgSin\theta^*, \quad (10)$$
$$\theta^* = V_y^* / V,$$

где mg - вес ДПЛА, θ^* – желаемый угол возвышения траектории ($Sin\ \theta^* \approx \theta^*$).

Рис. 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10 иллюстрируют моделируемую динамику изменения параметров движения ДПЛА на различных этапах полета: при сходе с катапульты (Рис. 3), полете на стартовом участке без выхода на опасные режимы по углу атаки и по высоте (Рис. 4, 5), наборе требуемой вертикальной составляющей скорости для реализации маршевого участка полета (Рис. 6), зависимости изменения углов тангажа, крена и рыскания в функции времени в процессе старта ДПЛА с последующим набором высоты (Рис. 7), а также характер изменения соответствующих параметров при полете ДПЛА по заданной программе (Рис. 8, 9, 10).

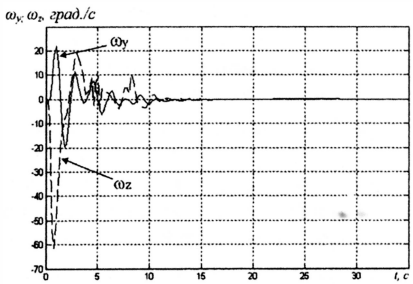


Рис. 3. Изменение составляющих угловой скорости во времени в процессе автоматического старта с последующим набором высоты

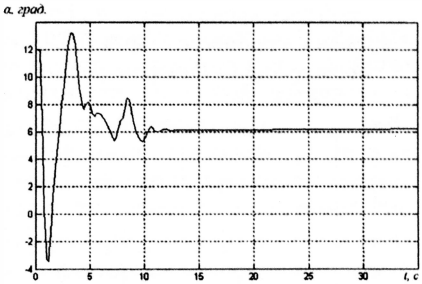


Рис. 4. Вариации угла атаки от времени в процессе автоматического старта ДПЛА

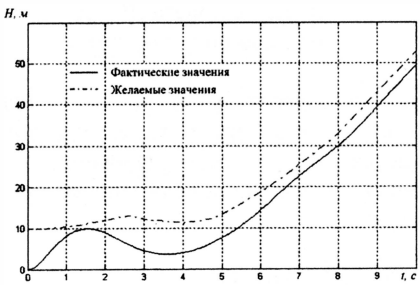


Рис. 5. Изменение высоты полёта в процессе автоматического старта с последующим набором высоты

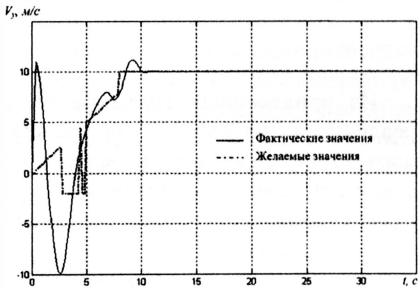


Рис. 6. Набор вертикальной составляющей скорости в процессе автоматического старта ДПЛА

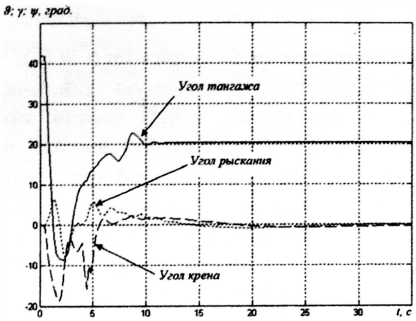


Рис. 7. Зависимость изменения углов тангажа, крена и рыскания от времени в процессе старта ДПЛА с последующим набором высоты

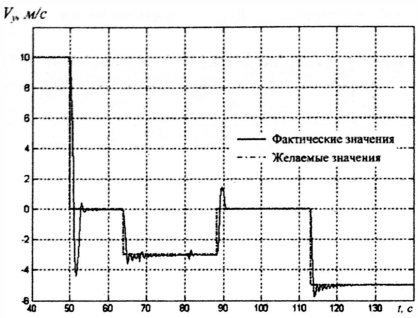


Рис. 8. Изменение вертикальной составляющей скорости от времени в процессе полета ДПЛА по заданной программе

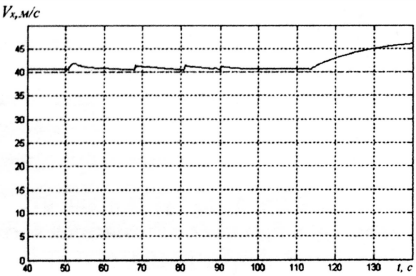


Рис. 9. Зависимость скорости полёта от времени в процессе движения

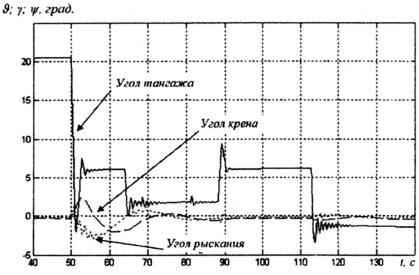


Рис. 10. Изменение углов тангажа, крена и рыскания от времени в процессе полета ДПЛА по заданной программе

Из приведенных графиков следует, что колебательные процессы при реализации нечеткого управления быстро демпфируются, а значения параметров практически мало отличаются от желаемых значений, что свидетельствует о возможности достижения поставленной цели управления в рамках сформулированной постановки задачи.

ОБЩИЕ ВЫВОДЫ ПО РАБОТЕ

1. Разработано методическое и программно - алгоритмическое обеспечения в виде комплекса математических моделей, законов управления и методик их исследования, адаптированных к задачам определения основных динамических характеристик легких ДПЛА самолетного типа и их

систем управления, предназначенных для эксплуатации в сложных метеорологических условиях полета.

2. Предложена методика определения верхнего предела экстремальных условий эксплуатации аппаратов при полете в неспокойной атмосфере на основе оценки усталостной повреждаемости ДПЛА с построением соответствующих номограмм для каждой индивидуальной конструкции и возможной аэродинамической компоновки аппаратов, включаемых в комплект эксплуатационной документации.

3. Создана методика комплексной обработки навигационной информации и алгоритмического обеспечения управления полетом легких ДПЛА, базирующаяся на предложенном и сформулированном проф. Л. Н. Лысенко принципе допустимой ограниченной неопределенности оценивания характеристик и параметров движения в условиях неполных и недостоверных сведений о состоянии атмосферы, гарантированно реализуемая в алгоритмах бортовых систем в реальном масштабе времени.

4. Показаны пути повышения точности нахождения координат объекта наблюдения относительно ДПЛА за счет учета экранирующего свойства рельефа и достижения условий эквивалентности эталонной локационной карты местности цифровому аналогу подстилающей поверхности.

5. На основе общности уравнений динамики движения различных аэродинамических компоновочных схем ДПЛА проведен анализ используемых в исследованиях моделей и отобран допустимой по отношению к принятым к рассмотрению нечетким регуляторам (на основе алгоритмов Такаги-Сугено) вид моделей с факторами неопределенности в форме интервальных элементов матриц состояния и управления, а также аддитивных возмущений в виде случайных процессов с заданными спектральными характеристиками.

6. Предложены работоспособные законы управления ДПЛА в форме модифицированных законов нечеткого управления, численное тестирование которых подтвердило возможности достижения поставленной цели в рамках сформулированной постановки задачи диссертационного исследования.

Полученные научные результаты, имеющие в основном методическую направленность, в состоянии сократить сроки и повысить достоверность результатов обработки информации в реальном масштабе решения постановленных целевых задач при эксплуатации ДПЛА в сложных погодных условиях. Они могут служить основой для разработки бортовых алгоритмов интеллектуализированных СУ перспективных ДПЛА.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Лысенко Л.Н., Нгуен Чонг Шам. Анализ путей интеллектуализации алгоритмического обеспечения нечеткого управления движением дистанционно пилотируемых летательных аппаратов./ Вестник МГТУ им. Н.Э.Баумана. Серия «Машиностроение» №1(86). 2012. С. 3-16. (0,8 п.л./0,4 п.л.).

2. Лысенко Л.Н., Нгуен Чонг Шам. Алгоритмические аспекты моделирования мультиструктурных схем фильтрации в оптимальных навигационных системах ДПЛА./ Известия РАРАН.С.Пб: №1(71). 2012. С. 14-21. (0,4 п.л./0,2 п.л.).

3. Лысенко Л.Н., Гришко Д.А., Королев Е.А., Нгуен Чонг Шам. Стохастическое оценивание параметров управляемого движения при неточно идентифицируемых в полете аэродинамических характеристиках ДПЛА./Известия РАРАН.С.Пб: №2(76). 2013. С. 51-59. (0,5 п.л./0,2 п.л.).

4. Лысенко Л.Н., Нгуен Дык Кыонг, Фан Ван Чыонг, Нгуен Чонг Шам. Оценка возможностей эксплуатации легких малоразмерных дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов информационного обеспечения в сложных метеорологических условиях./ Вестник МГТУ им. Н.Э.Баумана. Серия «Машиностроение» №3(92). 2013. С. 55-68. (0,8 п.л./0,4 п.л.).

5. Лысенко Л.Н., Нгуен Чонг Шам. Анализ применимости существующих компьютерных технологий для автоматизации синтеза нечеткого управления движением легкого ДПЛА в сложных метеорологических условиях./Вестник МГТУ ГА №200(2). 2014. С. 118-125. (0,5 п.л./0,2 п.л.).