

На правах рукописи



Княжский Александр Юрьевич

**РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ
АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ
НИЗКОЛЕТАЮЩЕГО АППАРАТА НАД НЕРОВНОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ,
МИНИМИЗИРУЮЩЕГО ЕГО СРЕДНЮЮ ВЫСОТУ**

Специальность 05.13.01 – Системный анализ, управление
и обработка информации (в технике и технологиях)

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Санкт-Петербург – 2018

Работа выполнена в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Санкт-Петербургском государственном университете аэрокосмического приборостроения».

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор
Небылов Александр Владимирович

Официальные оппоненты: **Андриевский Борис Ростиславич**,
доктор технических наук, доцент,
ФГБ УН «Институт проблем машиноведения
Российской академии наук, ведущий научный
сотрудник лаборатории управления сложными
системами

Стариченков Алексей Леонидович,
доктор технических наук, доцент,
ФГБОУ ВО «Санкт-Петербургский
государственный электротехнический
университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова
(Ленина), заведующий кафедрой корабельных
систем управления

Ведущая организация: ОАО «Радар ммс», Санкт-Петербург

Защита состоится 20 марта 2019 года в 14.00 на заседании диссертационного совета Д 999.121.03, созданного при федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Санкт-Петербургский государственный университет телекоммуникаций им. проф. М.А. Бонч-Бруевича», федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения», федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова», по адресу: Санкт-Петербург, пр. Большевиков, д. 22, ауд. 554/1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке СПбГУТ по адресу Санкт-Петербург, пр. Большевиков, д. 22, корп. 1 и на сайте www.sut.ru.

Автореферат разослан 20 февраля 2019 года.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 999.121.03,
канд. техн. наук



А.Г. Владыко

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. В настоящее время существует ряд задач, для выполнения которых необходимо управлять летательным аппаратом (ЛА) на низкой высоте. Одной из них является обеспечение быстрой доставки тяжелых крупногабаритных грузов на большие расстояния (например, при проведении аварийно-спасательных операций на море) с использованием экранного эффекта. Самолеты сильно ограничены в своей грузоподъемности, морские суда имеют низкую скорость передвижения. Поставленную проблему можно решить с помощью экранопланов. Но этот тип ЛА имеет большие ограничения по высоте морского волнения на всех этапах движения. Увеличить допустимую балльность волнения для совершения перелета возможно двигаясь по траектории, огибающей вершины крупных волн, и пытаясь перемещаться по ложбинам между гребней волн. В диссертации решается задача снижения высоты полета низколетающего вблизи неровной поверхности аппарата. Основное внимание уделяется малым и средним экранопланам, способным двигаться вблизи интенсивно взволнованной морской поверхности.

Преимущества экраноплана достигаются за счет использования экранного эффекта, появляющегося при полете вблизи опорной поверхности (обычно на расстоянии $0,1-0,2$ хорды крыла), в результате которого увеличивается подъемная сила аппарата. Траектория полета экраноплана, проходящая между крупных волн, имеет большую длину, но за счет уменьшения средней геометрической высоты относительно морской поверхности и избавления от резких перепадов высот повышается польза, извлекаемая от использования экранного эффекта, и при достаточно качественном управлении снижается расход топлива, затрачиваемый на перелет, по сравнению с неуправляемым полетом по прямой. Снижение высоты полета ЛА также уменьшает его радиолокационную заметность и расширяет спектр решаемых задач.

За счет повышения мощности и быстродействия бортовых компьютеров стало возможным использовать в современных системах управления ЛА более точные и адаптивные вычислительно сложные законы управления. Порядок и общая структура алгоритмов управления должны выбираться на основе объективных математически формулируемых критериев оптимальности, а не эвристических соображений. Возможность маневрирования не только в вертикальной плоскости, но и в боковом направлении бесспорно может повлиять на снижении волновых возмущений полета, хотя при большой скорости полета и ограничении боковых ускорений влияние бокового маневра не будет решающим. Эффективность использования ограниченного бокового маневра, т.е. рассмотрения оптимизации 3D-траектории движения в

противоположность уже освоенному варианту 2D-траектории должна быть исследована и возможно использована хотя бы в некоторых режимах полета и при определенных свойствах морского волнения. Именно такую важную исследовательскую задачу решает диссертация. Показано, что ограниченное боковое маневрирование может быть эффективным для не очень высокоскоростных (т.е. в основном для малых и средних) НЛА при длиннопериодическом морском волнении с генеральным направлением распространения, близким к перпендикуляру к требуемому курсу полета.

В идеальном случае путь прокладывался бы по подошвам волн, но этому препятствует ограниченная маневренность НЛА. Рассматривается применение этого способа управления для движения ЛА над неровной земной поверхностью, например, в гористой местности. Движение над земной поверхностью осуществляется по электронным картам, но их точность не всегда достаточна для осуществления низковысотных полетов, в частности при мониторинге местности небольшим беспилотным ЛА, осуществляющим полет на предельно низкой для данного типа ЛА высоте с невысокой скоростью. Предлагается уменьшить вероятность столкновения ЛА с землей вводя дополнительный канал управления, использующий предлагаемый алгоритм огибания неровностей поверхности.

В диссертации отдельно рассматривается движение над морской и земной поверхностями. Это обусловлено различием измерительных приборов, высот движения ЛА над сушей и морем, и наличием возможности касания водной подстилающей поверхности.

Актуальность данной работы обусловлена возможностью движения НЛА в условиях более интенсивного морского волнения за счет использования разработанных алгоритмов. В случае управления экранопланом данные алгоритмы позволяют увеличить подъемную силу за счет экранного эффекта и снизить расход топлива.

Степень разработанности темы. В настоящее время во многих странах мира ведутся исследования транспортных аппаратов на статической и динамической воздушной подушке, но в меньшей мере это относится к системам автоматического управления их движением. Изучаются: теория, проблемы, перспективы автоматического управления движением экранопланов и имеются достижения в области управления и измерения параметров полета вблизи водной поверхности. Большое внимание экранопланам уделяется в Китайской Народной Республике, но системы автоматического управления движением (САУД) экранопланами у них слабо развиты.

Существенный вклад в развитие теоретической и методологической базы был сделан многими учеными: Алексеев Р.Е., Юрьев Б.Н., Голубев В.В., Биячуев Ш.Я., Серебрянский Я.М., Бартини Р., Гроховский П.И., Бесекерский В.А., Диомидов В.Б., Небылов А.В., Пирсон В., Мошковиц Л., Давидан И.Н., Белавин Н.И.

Существующие работы, посвященные стабилизации продольного движения НЛА, решают эту проблему либо совершенствованием конструкции аппарата, либо использованием канала управления продольным движением НЛА.

В настоящее время прокладывать траекторию неводоизмещающих аппаратов принято выше максимальной высоты волн. Задачи минимизации высоты за счет огибания волн ранее не рассматривались.

Цель и задачи исследования. В диссертации предлагается алгоритм управления низколетящим аппаратом (НЛА), позволяющий уменьшить среднюю истинную высоту полета и повысить качество стабилизации аппарата по сравнению с неуправляемым прямолинейным движением. Рассматриваются модификации этого алгоритма и дальнейшие направления совершенствования. Также вводятся критерии оценки эффективности управления ЛА, приводятся и анализируются результаты исследования качества управления по критерию уменьшения средней высоты полета, при ограничении пройденного пути и затрат на усложнение управления. Предлагается введение дополнительного режима автоматического управления аппаратом, используемого при повышенной балльности морского волнения и позволяющего уменьшить вероятность возникновения аварии, а также разгрузить оператора для более длительного сохранения работоспособности.

Цель исследования конкретизируется в его задачах:

- 1) разработать методику моделирования трехмерного морского ветрового волнения, наиболее неблагоприятного для движения неводоизмещающего аппарата;
- 2) разработать метод управления низколетящим аппаратом вблизи неровной поверхности по критерию минимума средней истинной высоты;
- 3) определить летные характеристики неводоизмещающих аппаратов, позволяющих эффективно минимизировать высоту разработанным методом;
- 4) определить требования к приборному оборудованию, необходимому для использования разработанного метода в системе управления движением низколетящего аппарата;
- 5) синтезировать интегрированную систему измерения высоты на базе локационных высотомеров, акселерометров и РМД-камеры;
- 6) ввести критерии оценки эффективности алгоритма прокладки траектории по ложбинам волн и исследовать ее зависимость от параметров морского волнения и движения НЛА.

Объект исследования – НЛА, движущийся в условиях интенсивного морского волнения, и система управления его движением.

Предмет исследования – движение НЛА в режиме огибания неровностей подстилающей поверхности.

Научная задача – разработка и исследование метода минимизации высоты низколетящего аппарата, с целью увеличения его топливной эффективности, за счет прокладки траектории по ложбинам волн.

Научная новизна.

1. Для минимизации высоты морского низковысотного аппарата его траектория максимально близко приближается к ложбинам морских волн.

2. Интегрируются показания акселерометров, высотомеров и времяпролетной камеры.

3. При расчете топливной эффективности учитывается ограничение на частоту касания подстилающей поверхности.

Теоретическая и практическая значимость работы.

Теоретическая значимость научных положений, изложенных в работе, состоит в следующем:

1) Расширен класс методов управления движением аппаратов в части минимизации высоты полета.

2) Установлены субоптимальные коэффициенты передаточных функций измерителей геометрических характеристик морского волнения.

3) Введен критерий безопасности низколетящего аппарата, равный частоте касаний корпусом подстилающей поверхности.

Практическая значимость результатов проведенных исследований состоит в следующем:

1) Использование метода снижает расход топлива и повышает безопасность движения низколетящего аппарата.

2) Повышает точность оценки геометрических характеристик морского волнения в интересах минимизации средней высоты.

3) Позволяет осуществить обоснованный выбор режима движения за счет возможности изменения приоритетов расхода топлива и уровня безопасности, в условиях их ограничений.

Часть основных научных результатов реализована в АО «НПП «Радар ммс», АО «Концерн «Гранит-Электрон» и ФГАОУ ВО «Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения», по итогам получены акты о внедрении результатов. Получено свидетельство на регистрацию программы для

ЭВМ «Имитатор движения низковысотного летательного аппарата вблизи морской поверхности».

Внедрение результатов позволило:

- уточнить требования к разрабатываемым на предприятии системам автоматического управления;
- повысить точность производимых измерителей высоты;
- включить результаты исследования в курс лекций и лабораторную базу.

Методология и методы исследования. Теоретико-методологическую основу исследования составили труды отечественных и зарубежных ученых (В.Б. Диомидова, А.В. Небылова, К.В. Рождественского, А. Липпиша, Г.В. Йорга и др.), занимающиеся теоретическими и практическими вопросами: систем управления летательными аппаратами, низколетящими аппаратами, оптимизацией траекторий движения, исследованием ветрового морского волнения и обработкой измерительной информации.

В процессе исследования применялись методы системного анализа, экспертных оценок, математического моделирования, статистических оценок и др. При моделировании использовались численные методы.

Эмпирическую базу исследования составили статистические и другие информационные источники, материалы, описывающие свойства морского волнения, динамику движения низколетящих аппаратов и способы обработки измерительной информации.

Положения, выносимые на защиту:

1. Метод минимизации средней высоты движения аппарата вблизи взволнованной морской поверхности;
2. Архитектура системы автоматического управления движением низколетящего аппарата;
3. Методика оценки топливной эффективности низколетящих аппаратов для заданного уровня безопасности.

Степень достоверности результатов. Результаты диссертационного исследования согласуются с положениями теории автоматического управления летательными аппаратами и не противоречат решениям, полученным другими авторами. Сформулированные выводы подтверждены результатами имитационного моделирования и теоретическими доказательствами.

Апробация результатов. Основные положения работы доложены и обсуждены на «4th IEEE International Workshop on Metrology for Aerospace, Metroaerospace 2017», «European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS 201)», «International Workshop Navigation and Motion Control 2–6 October 2017», XVIII и XIX конференциях молодых

ученых «Навигация и управление движением», научных сессиях ГУАП (Санкт-Петербург, 2016, 2017). Работа по созданию системы огибания гребней волн была признана перспективной фондом содействия инновациям и победила в конкурсе «УМНИК». Исследование проводилось при поддержке Российского научного фонда по проекту 16-19-10381, РФФИ по проекту 15-08-00423-а и Фонда содействия инновациям (договор №13507ГУ/2018 (вн. номер 0040184) от 20.07.2018 г. «Разработка способа минимизации высоты низколетающего аппарата при движении вблизи неровной опорной поверхности за счет использования канала автоматического управления боковым движением» в рамках конкурса «УМНИК (декабрь 2017 г.)»).

Публикации. По теме диссертации опубликовано 10 работ, включая 5 статей в научных рецензируемых изданиях, рекомендованных ВАК; 3 публикации в изданиях, входящих в международные базы цитирования SCOPUS и Web of Science; 1 публикация в других изданиях, 1 свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ.

Работа соответствует следующим пунктам паспорта специальности 05.13.01: п. 4 – «Разработка методов и алгоритмов решения задач системного анализа, оптимизации, управления, принятия решений и обработки информации», п. 7 – «Методы и алгоритмы структурно-параметрического синтеза и идентификации сложных систем» и п. 11 – «Методы и алгоритмы прогнозирования и оценки эффективности, качества и надежности сложных систем»

Личный вклад автора. Основные научные результаты получены автором самостоятельно, в рамках проведенных им исследований.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, основной части (содержащей 5 разделов), заключения, списка литературы и приложений. Общий объем работы – 135 страниц, из них основного текста – 106 страниц. Работа содержит 36 рисунков и 5 таблиц. Список литературы включает 120 источников.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении определены актуальность темы, охарактеризована степень ее разработанности, сформулированы цель и задачи исследования, его новизна, основные положения, выносимые на защиту.

Первая глава описывает конструктивные особенности аппаратов для движения вблизи морской поверхности, их инерционные характеристики и измерители параметров полета. К таким аппаратам можно отнести морские ЛА, осуществляющие полет на высотах с достаточно большой вероятностью столкновения с подстилающей поверхностью, экранопланы, специальные самолеты и вертолеты для полета над

морем и неводоизмещающие морские суда. К последним можно отнести суда на подводных крыльях (СПК), воздушной подушке (СВП) и аэролодки.

Предлагаемый алгоритм управления движением аппарата в первую очередь направлен на применение в автопилотах экранопланов для увеличения пользы от экранного эффекта. На других аппаратах режим движения по ложбинам волн рассматривается как вспомогательный и предназначенный для решения более узкого круга задач.

Экраноплан по своим конструктивным особенностям может быть близок к самолету, но имеет и существенные отличия, обеспечивающие возможность низковысотного полета с использованием экранного эффекта. Экранный эффект заключается в значительном увеличении подъемной силы летательного аппарата при движении вблизи опорной поверхности. За счет разности между скоростями обтекания воздушным потоком верхней и нижней поверхностей крыла и за счет динамической воздушной подушки происходит уплотнение воздуха между крылом и опорной поверхностью. Для осуществления полета с максимальным использованием экранного эффекта конструкция экраноплана имеет:

- широкое крыло малого удлинения, низко посаженное на корпус (или схема «летающее крыло»);
- наличие концевых шайб на крыльях, улучшающих околоэкранный динамику крыла (часто – шайбы-поплавки);
- развитое хвостовое оперение и высокий киль (или несколько килей) с рулем направления, предельно высоко закрепленный на киле горизонтальный стабилизатор с рулем высоты;
- корпус, учитывающий гидродинамику, и имеющий днище повышенной прочности;
- устройства облегчения старта с водной поверхности и посадки на нее – дефлекторы, поворотные двигатели, предкрылки и другие средства поддува на крыло и т.п.;
- специальные аппаратные и алгоритмические средства автоматического и автоматизированного управления, обеспечивающие устойчивость, эффективность и безопасность движения в разных режимах.

Достоинствами экранопланов являются высокая безопасность полета за счет возможности быстрой посадки в случае возникновения аварийной ситуации, пониженные требования к надежности работы двигателей, отсутствие необходимости во взлетно-посадочной полосе, возможность выполнения специальных транспортных операций за счет свойства амфибийности, отсутствие необходимости в герметичном

салоне и специальных средствах жизнеобеспечения пассажиров и экипажа, и возможность создания повышенного уровня комфортности для них.

При низковысотном полете возрастает сложность и ответственность управления полетом, даже небольшая ошибка измерения высоты, или угла крена может привести к аварийной ситуации. Для обеспечения хороших динамических свойств системы управления ЛА, измерения должны производиться без запаздывания или сглаживания. Близость опорной поверхности создает необходимость учета и парирования ветровых возмущений, это возможно осуществлять с достаточной точностью при быстром определении мгновенного значения вектора скорости ветра и соответствующей перестройки рулевых органов аппарата.

В большинстве случаев измерение параметров низковысотного полета осуществляется с помощью локационного зондирования подстилающей поверхности. На точность измерений сильнее всего влияют геометрические характеристики неровностей измеряемой поверхности, размеры ее участка, выделяемого для зондирования ограниченной угловой апертурой локационного устройства, которые могут быть существенно меньше требуемых. Поэтому возможно возникновение резких и непредсказуемых перепадов высот, которые создают помеху при измерении высоты, углов наклона и составляющих скорости ЛА. Эффективное подавление помех при отсутствии запаздывания возможно лишь в интегрированных измерительных системах с разнотипными датчиками. Исследование и оптимизация таких систем являются важной частью в решении проблемы управления низковысотным полетом.

Во время низковысотного полета важное значение имеют точность и надежность управления по высоте h , углу крена γ и тангажа ϑ . Ошибки их стабилизации увеличивают минимально возможную высоту движения аппарата, следовательно, влияют и на функциональные возможности и эффективность эксплуатации ЛА. Конструкции морских НЛА рассчитаны на редкие короткие касания водной поверхности, однако они приводят к потере скорости, создают вероятность опрокидывания и разрушения аппарата, так же нарушается стабилизация ЛА, что негативно сказывается на управлении и оценках параметров полета.

При неуправляемом режиме полета высота движения должна превышать максимально возможную высоту опорной поверхности минимум на значение ошибки стабилизации высоты нижней точки аппарата. Точность измерения параметров ЛА следует оценивать прежде всего по величине максимальной ошибки. Среднеквадратическая ошибка может иметь вспомогательную роль при исследовании качества управления.

Измерительные устройства:

Радиовысотомеры

В высотомерах рассматриваемого типа с легкостью возможно обеспечить прием сильного отраженного сигнала, поэтому внутриприемные шумы практически не влияют на его работу на малых высотах. К мощности передатчика и чувствительности приемника предъявляются низкие требования, но возникает необходимость в принятии специальных мер для уменьшения влияния переотражений от корпуса ЛА.

На малых высотах из-за уменьшения времени возвращения импульса затрудняется реализация временного принципа разделения, зондирующего и отраженного импульсных радиосигналов. Работа с наносекундными импульсами требует очень широкополосного приемника, за счет чего усложняется его устройство и увеличивается влияние радиопомех. Это снижает эффективность использования импульсных радиовысотомеров, хотя среди них существуют и такие, диапазон высот работы которых включает и метровые и километровые расстояния.

С помощью специальных технических решений (например, фазовых радиовысотомеров) возможно обеспечить высокоточное измерение высоты над взволнованной водной поверхностью практически от нулевого уровня до 20-30 м.

Использование сантиметрового диапазона радиоволн при сильно взволнованной морской поверхности затрудняет работу радиовысотомера глубокими флюктуациями мощности отраженного сигнала, возникающих в связи с угловыми колебаниями морской поверхности. Эту проблему можно решить, перейдя в миллиметровый диапазон (8 мм), что существенно увеличит диффузную составляющую отраженного радиосигнала. Еще одним плюсом миллиметрового диапазона является малый размер антенны. Однако к его недостаткам относятся: ухудшение радиопрозрачности атмосферы при наличии брызг, необходимость более высокого уровня изготовления волнопроводного тракта и большие цены на комплектующие. Диапазон излучения выбирается исходя из всех приведенных факторов и в соответствии с международными стандартами электромагнитной совместимости.

PMD-камеры

PMD-камеры работают по времяпролетному принципу измерения расстояния, который заключается в измерении временной задержки на преодоление сигналом расстояния от точки излучения, до отражаемой поверхности и обратно. PMD-камера вырабатывает оптическое излучение инфракрасного диапазона с частотой модуляции f_{mod} , после чего специальная схема оценивает уровни корреляции и фазовый сдвиг между принятым сигналом и излученным. Таким образом, PMD-камера формирует трехмерное изображение поверхности в виде матрицы высот. Такая камера может

выдавать измерения с частотой 90 Гц, что при небольших скоростях движения аппарата позволяет использовать их в системах реального времени, в частности навигационных.

Вторая глава описывает методику моделирования волновых возмущений для измерителей параметров полета. Имитируемое измерение истинной высоты полета над точкой (x, y) представляется в виде:

$$\hat{h}_{\text{ист}}(x, y) = h_{\text{абс}}(x, y) - \xi(x, y) + \varepsilon_h, \quad (1)$$

где $h_{\text{абс}}$ – абсолютная высота аппарата, ξ – высота волны, ε_h – ошибка измерения.

Абсолютная высота движения, координаты x и y определяется на основе закона управления и значений аэродинамических сил, действующих на аппарат. Для каждой точки (x, y) с помощью теории морского волнения вычисляется высота волны ξ .

Большие скорости движения приводят к формированию особенного спектра морского волнения в подвижной, связанной с объектом системе координат. Основное упрощающее предположение о том, что спектры морского волнения в движущейся и неподвижной системах координат отличаются только шириной и расположением на оси частот, становится неверным. На высоких скоростях движения возможно пользоваться методом «замораживания» морской поверхности, описывая ее через пространственные спектрально-корреляционные характеристики. Также в комплексированных измерительных системах наибольший интерес представляют инфранизкочастотные спектральные составляющие морского волнения в движущейся системе координат, отбрасываемые как ошибка измерения. При использовании традиционных методов расчета точность оценки инфранизкочастотных составляющих волнения обычно не контролируется. Модели локационных измерителей возможно считать белыми шумами, уровни спектральных плотностей которых зависят от интенсивности морского волнения и параметров движения ЛА.

На сегодняшний день наилучшим описанием взволнованной морской поверхности является трехмерная нерегулярная модель морского волнения В.Пирсона. В ней морское волнение представляется суперпозицией бесконечного множества элементарных двумерных цилиндрических волн с различными амплитудами, частотами, фазами и направлениями распространения. В неподвижной системе координат $Ox_0y_0z_0$, где плоскость Ox_0y_0 горизонтальна, ось Ox_0 совпадает с направлением ветра, ордината волновой поверхности изменяется по закону:

$$\xi(x, y) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m r_{ij} \cos(k_i x \cos(\alpha_j) + k_j y \sin(\alpha_j) + \varepsilon_{ij}), \quad (2)$$

где $\xi(x, y)$ – высота волны в зависимости от пространственных координат, n – число гармоник с разными частотами, m – число гармонических волн с разными

направлениями распространения, k_i – пространственная частота волны, α_j – угол, характеризующий направление распространения элементарной гармонической волны, r_{ij} – амплитуда волны с i -й частотой и j -м направлением распространения, ε_{ij} – фаза, представляемая случайным числом с равномерным распределением.

Пространственные частоты определяются по формуле:

$$k_i = \Omega_i^2 / g,$$

где Ω – среднеквадратическая частота спектра;

$$\Omega = 0.77 \times \left(\frac{g}{h_{3\%}} \right)^{\frac{1}{2}}, \quad (3)$$

где $h_{3\%}$ – трехпроцентная обеспеченность морского волнения.

В идеальной модели n и m – бесконечно большие величины. В диссертации показано, что для имитации развитого нерегулярного морского волнения с высокой достоверностью достаточно принять $n = m = 7$.

Каждая элементарная волна подчиняется всем классическим законам гидродинамики, в частности, для глубокого моря пространственная частота k , круговая частота Ω , скорость распространения волны u и ее длина λ связаны соотношениями:

$$k = \frac{\Omega^2}{g}, u = \frac{\Omega}{k} = \sqrt{g/k}, \lambda = 2\pi g / \Omega^2. \quad (4)$$

Наиболее популярным вариантом спектра является спектр В. Пирсона и Л. Мошковица.

Спектр Пирсона-Мошковица находится по формуле:

$$S(\Omega) = 1.62 \cdot 10^{-2} \pi g^2 \Omega^{-5} \exp(-0.112 g^2 h_{3\%}^2 \Omega^{-4}), \quad (5)$$

из которой следует, что спектральная плотность зависит от угловой частоты и высоты волн.

Сглаживающие свойства и погрешность локационного высотомера

Частью структурно-параметрического синтеза системы автоматического управления движением НЛА является синтез измерителя высоты, являющегося в ней ключевым элементом. При проектировании измерителя необходимо учитывать особенности погрешности входного сигнала. Наибольшая составляющая погрешности локационного высотомера НЛА вызывается морским волнением.

При расстоянии между измерителем и водной поверхностью в несколько метров диаметр облучаемой площадки не превышает единиц метров. Средняя длина волны взволнованной морской поверхности существенно больше, например, при пятибалльном волнении она составляет примерно 40 метров. При превышении шириной диаграммы направленности антенны 80° сглаживающие свойства

высотомера при пятибалльном морском волнении начинают проявляться лишь при полете на высотах, превышающих четыре метра, а при ширине в 40° , превышающих девять метров. Поэтому облучаемый участок будет восприниматься плоскостью, угол наклона которой соответствует склонам крупных морских волн. Расстояние между аппаратом и этой плоскостью соответствует истинной геометрической высоте и является погрешностью при измерении абсолютной высоты.

С учетом этого выходной сигнал локационного высотомера $x_{\text{лв}}(t)$ при низковысотном полете над взволнованным морем представляется как:

$$x_{\text{лв}}(t) = h(t) + v_{\text{лв}}(t) = h(t) + y(t) + h(t),$$

где $h(t)$ – истинная высота ЛА относительно среднего уровня взволнованной поверхности; $v_{\text{лв}}(t)$ – результирующая погрешность измерения $h(t)$; $y(t)$ – ордината точки профиля волны, находящейся в центре облучаемой высотомером площадки; $h(t)$ – погрешность высотомера.

В диссертации основное внимание уделяется движению в условиях 4–6 балльного морского волнения. Поскольку при такой интенсивности волнения возможно достаточно безопасно двигаться и эффективно минимизировать высоту, используя предлагаемый алгоритм управления аппаратом.

На современном уровне развития техники при постоянном времени 0,1 сек. погрешность будет порядка 10^{-1} м.

Третья глава описывает метод обработки первичной информации о параметрах низковысотного полета и необходима для определения погрешности измерения высоты ε_h , составляющей формулы (1).

При низковысотном полете над взволнованным морем измерение параметров движения осложняется необходимостью получения их оценки практически без запаздывания и сглаживания. Повысить точность измерений возможно только комплексированием разнотипных датчиков с отличающимися спектрами погрешностей. В настоящей главе проводится синтез измерительной системы (ИС), обеспечивающей необходимую для низковысотного полета точность определения истинной и абсолютной высот. Основными результатами главы являются: выбор состава измерителей высоты, рассчитанные оптимальные коэффициенты передаточных функций, вывод о нецелесообразности использования доплеровского датчика.

Истинная высота определяется по показаниям локационного высотомера. Абсолютную высоту также можно определить, пропуская показания локационного высотомера через фильтр нижних частот, но при этом возникнет нежелательное запаздывание в измерениях. Избежать запаздывания, т.е. сделать ИС инвариантной к

измеряемой абсолютной высоте, можно только в интегрированной системе с двумя разнотипными датчиками – позиционным и инерциальным.

Предлагается ИС для измерения вектора, элементами которого являются абсолютная высота, истинная высота, и направление распространения морского волнения. Типичная ИС параметров движения низколетающего аппарата не включает оценку интенсивности морского волнения и направления распространения волн. Добавление этих двух величин в выходной вектор оценок параметров полета позволяет адаптировать алгоритм прокладки траектории по ложбинам волн к текущим условиям морского волнения, оценить безопасность полета по ее зависимости от характеристик морского волнения и целесообразность прокладки пути по ложбинам волн с учетом различия между требуемым курсом и направлением распространения волн.

Имея полную априорную информацию о погрешностях измерителей, часто приходится решать задачи стохастической фильтрации, реализуемой фильтрами Винера и, в нестационарном случае, Калмана, но результаты теоретического синтеза системы могут быть обесценены неадекватностью полных спектрально-корреляционных моделей сигналов. Для исключения этой проблемы при проектировании интегрированной системы можно применять робастный подход, который связан с принятием загрубленных моделей сигналов, имеющих близкие к реальным сигналам спектрально-корреляционные и вероятностные характеристики.

Классическая ИС параметров движения НЛА включает три локационных высотомера и три акселерометра с вертикальными осями чувствительности, которые в данной работе будут использоваться в качестве измерительного оборудования. Схема канала измерения абсолютной высоты приведена на рисунке 1. Передаточная функция H_2 пропускает высокие частоты и подавляет низкие, H_1 – пропускает низкие и подавляет высокие. Коэффициенты K_i , где $i=1..6$ необходимы для компенсации погрешности, возникающей при углах наклона НЛА, отличных от нуля. K_i зависит от углов наклона НЛА и точки установки датчика. Измерение истинной геометрической высоты осуществляется отдельно каждым локационным высотомером, показания которого также пропускаются через звено с передаточной функцией K_i .

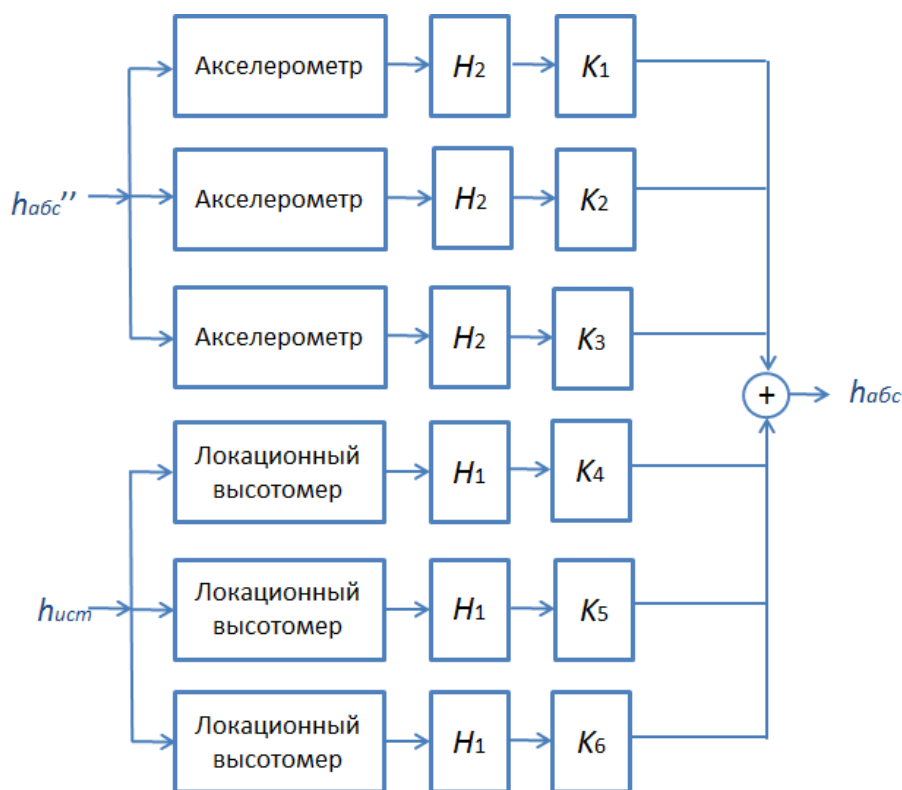


Рисунок 1 – Схема канала измерения абсолютной высоты НЛА

Погрешности одиночного локационного высотомера имеет равномерную спектральную плотность с известным максимально возможным уровнем, который равняется $S'_{v1}(\omega) = 0.11 \text{ м}^2\text{с}$ для одиночного высотомера, а для датчика высоты, состоящего из трех высотомеров $S_{v1}(\omega) = 0.041 \text{ м}^2\text{с}$. При комплексировании трех инерциальных датчиков максимальные погрешности остаются без изменений, а дисперсии зависят от степени корреляции составляющих погрешностей одиночных датчиков. При некоррелированности погрешностей всех трех датчиков дисперсии составляющих результирующей погрешности измерения высоты в три раза меньше дисперсии погрешности одиночного датчика.

Передаточные функции, подлежащие оптимизации, записываются как:

$$\begin{aligned} H_1(s) &= (b_{10} + b_{11}s + b_{12}s^2) / A(s) \\ H_2(s) &= (b_{22}s^2 + a_3s^2) / A(s) \quad , \\ H_3(s) &= 1 - H_1(s) - H_2(s) \end{aligned}$$

где $A(s) = 1 + a_1s + a_2s^2 + a_3s^3$.

Оптимизируется семь неизвестных параметров функции $P = \{a_1, a_2, a_3, b_{10}, b_{11}, b_{12}, b_{13}\}$. Коэффициенты оптимизировались по критерию минимума максимальной ошибки системы. Максимальная ошибка канала позиционного датчика принята как

пятикратная среднеквадратичная и зависит от передаточной функции измерительного канала по формуле:

$$e_{\max} = 5 \cdot \sqrt{\frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |H(j\omega)|^2 S_{\text{вх}}(\omega) d\omega}, \quad (6)$$

где $H(j\omega)$ – частотная передаточная функция измерительного канала, $S_{\text{вх}}(\omega)$ – спектральная плотность входного сигнала.

При осуществлении численной оптимизации измерителя по критерию наивысшей точности используются «вложенные» процедуры оптимизации по критерию минимума e_{\max} (6).

Оптимизированные параметры передаточной функции имеют следующие значения:

$$\begin{aligned} a_1^0 &= 11.9 \text{ с}, a_2^0 = 76.7 \text{ с}^2, a_3^0 = 92.7 \text{ с}^3, \\ b_{10}^0 &= 0.991, b_{11}^0 = 11.8 \text{ с}, b_{12}^0 = 75.7 \text{ с}^2, b_{22}^0 = 0.230 \text{ с}^2. \end{aligned}$$

Точность измерителя высоты, состоящего из трех локационных датчиков высоты и инерциального датчика с вертикальной осью чувствительности, характеризуется максимальной ошибкой $e_{\max} = 0.499$ м, складывающейся из $e_{1\max} = 0.424$ м, $e_{21\max} = 2.1 \cdot 10^{-3}$ м, $e_{22\max} = 5.85 \cdot 10^{-2}$ м, $e_{23\max} = 6.6 \cdot 10^{-3}$ м, $e_{24\max} = 5.2 \cdot 10^{-4}$ м, $e_{g\max} = 7.0 \cdot 10^{-3}$ м. При наложении условия инвариантности точность системы ухудшается на 8,02%. Анализ составляющей дисперсии ошибки дает величину $D_e = 0,0185 \text{ м}^2$ или $\sigma_e = 0,136$ м, откуда $e_{\max}/\sigma_e = 0,491/0,136 = 3,61$.

Далее определим свойства измерительной системы при изменении критерия оптимизации с $e_{\max} \rightarrow \min$ на $\sigma_e \rightarrow \min$. Оптимизация системы по критерию минимума СКО показывает предельную величину $\sigma_e = 0,102$ м при $a_1 = 8,40$ с, $a_2 = 111 \text{ с}^2$, $a_3 = 279 \text{ с}^3$, $b_{10} = 0,956$, $b_{11} = 8,18$ с, $b_{12} = 106 \text{ с}^2$, $b_{22} = 4,15 \text{ с}^2$. При наложении условия инвариантности σ_e увеличивается на 3,1%. Использование последнего критерия сужает полосу пропускания локационного датчика, но при этом максимальная ошибка $e_{\max} = 0,767$ м, что на 56% выше потенциально достижимого уровня $e_{\max} = 0,499$ м.

Таким образом, выигрыш по точности в результате комплексирования измерителя, состоящего из трех пар датчиков, составляет 65%.

Генеральное направление распространения волн совпадает с направлением ветра. Соответственно, α соответствует направлению вектора сноса, определяемого доплеровским измерителем скорости сноса.

Комплексированную ИС высоты аппарата и характеристик морского волнения можно заменить времяпролетной камерой.

Суть времяпролетного метода измерения высоты заключается в измерении времени, которое требуется световому сигналу для прохождения расстояния между камерой и подстилающей поверхностью.

Результатом измерения подстилающей поверхности времяпролетной камерой является матрица высот, соответствующих точкам поверхности, попадающих в поле зрения камеры. Размер матрицы соответствует количеству чувствительных элементов датчика. Дальность до подстилающей поверхности измеряется в радиальной системе координат, после чего данные переводятся в декартову систему. Максимальная корректно измеряемая камерой высота равняется отношению скорости света к удвоенной частоте модуляции.

Например, камера O3D201, имеющая тип датчика PMD 3D chip, с частотой 20 Гц выдает матрицу размером 50x64 пикселей, по углам обзора 30 на 40 град.

Увеличить скорость определения высоты возможно, сократив размеры матрицы прореживанием. Поскольку измерения проводятся на малой высоте с достаточно узким углом обзора, изображение облученного участка поверхности имеет несложную геометрическую форму, которую можно аппроксимировать плоскостью. Поэтому искать наименьшее значение матрицы возможно даже по четырем крайним элементам.

Также, как и с использованием точечного локационного высотомера, высота морской волны определяется вычитанием из абсолютной высоты аппарата его истинной геометрической высоты.

Сравним точность оценивания высоты измерителем на базе локационных высотомеров и времяпролетной камерой.

При моделировании СКО погрешности высотомера составляла 0,3 м, постоянная времени бралась 0,1 с. Уход нуля шкалы акселерометра составлял 10^{-4} м/с², скорость ухода 10^{-6} м/с³. При моделировании работы времяпролетной камеры брались характеристики камеры O3D201.

Моделирование показало, что погрешность оценки истинной высоты, после оптимизации передаточной функции ИС, составила 0,1 м. Погрешность времяпролетной камеры меньше на сотые доли метра, поэтому точность обоих средств измерения можно считать одинаковой. Погрешность оценки интенсивности морского волнения ИС на основе высотомеров и акселерометров, и времяпролетной камеры составила 0,1 м. Основное преимущество ИС на базе высотомеров перед времяпролетной камерой в большей частоте выдачи измерительной информации. У времяпролетной камеры в получении большего количества точечных измерений (матрицы измерений), по которой можно за меньшее количество снимков определить интенсивность, скорость и направление распространения морского волнения.

Четвертая глава описывает алгоритм управления летательным аппаратом при низковысотном полете и оценивает качество его работы. Данный алгоритм описан в работах. Для его использования необходимо точно определять истинную высоту полета аппарата относительно морской волны и параметры морского волнения. С помощью данного метода при небольшом (порядка 20°) различии между перпендикуляром к направлению распространения морского волнения и направлением на конечную точку маршрута, возможно прокладывать траекторию аппарата преимущественно над ложбинами волн. Как при реализации управления на основе данного алгоритма, так и при прямолинейном полете низколетящего аппарата нужно знать его абсолютную высоту относительно среднего уровня взволнованной морской поверхности.

Обозначим через $\mathcal{G}(t)$ матрицу параметров траектории ЛА в зависимости от времени t

$$\mathcal{G}(t) = [x(t) y(t) h(t) \gamma(t) v(t)]^T, \quad (7)$$

где $x(t)uy(t)$ – прямоугольные плоскостные координаты ЛА; $h(t)$ – высота центра тяжести ЛА относительно возмущенной водной поверхности; $\gamma(t)$ – истинный курс

ЛА; $v(t)$ – путевая скорость ЛА, $v(t) = \sqrt{\left(\frac{dx(t)}{dt}\right)^2 + \left(\frac{dy(t)}{dt}\right)^2}$, $\mathcal{G}(0) = \mathcal{G}_0$ – начальные параметры движения ЛА.

Приведенный в (7) состав \mathcal{G} необходим для определения последующего положения аппарата на основе его предыдущего положения, скорости и курса. В процессе моделирования использовалась постоянная скорость, а управляемым параметром был курс. Данная модель применима и при изменяемой скорости.

Поставим задачу определить такую $\mathcal{G}(t)$, чтобы выполнялись условия (8) и разница между конечным и желаемым состоянием не превышала допустимого отклонения.

$$\left\{ \begin{array}{l} \int_0^T h(\mathcal{G}) dt = \min \\ v_{\gamma_{\min}} \leq \frac{d\gamma(\mathcal{G})}{dt} \leq v_{\gamma_{\max}}, \\ P(h(\mathcal{G}) \leq \xi(\mathcal{G})) \leq P_0 \end{array} \right. \quad (8)$$

где P_0 – минимально допустимая вероятность соприкосновения ЛА с волной, T – время окончания движения ЛА. Считается, что в начале движения ЛА $t = 0$.

Формула (8) означает, что необходимо минимизировать высоту траектории, при ограничениях на угловую скорость маневрирования ЛА, и вероятность касания морской поверхности не должна превышать допустимое значение. Добавление условия $P(h(\mathcal{G}) \leq \xi(\mathcal{G})) \leq P_0$ вызвано увеличением вероятности касания водной поверхности при уменьшении высоты полета, и означает, что вероятность того, что абсолютная высота аппарата меньше высоты волны, меньше заданного порога P_0 . Задача прокладки траектории $\mathcal{G}(t)$ при фиксированной скорости сводится к определению курса γ и высоты h в каждый момент времени t .

Определить $\theta(t)$ при выполнении условий (8) возможно в два этапа. Сначала определяется 2D траектория без учета высоты. После путем «подъема» полученной реализации 2D траектории определяется минимально допустимая опорная высота аппарата, при которой выполняется третье условие из (8).

Курс ЛА определяется по направлению наименьшего градиента высот в секторе $[\gamma_{min}, \gamma_{max}]$:

$$\gamma(t) = \min \nabla \xi(x, y), \text{ при } \gamma_{min}(t) < \gamma(t) < \gamma_{max}(t) \quad (9)$$

Сектор $[\gamma_{min}, \gamma_{max}]$ зависит от скорости, расстояния до точки следования, направления движения и высоты волн, и имеет центр, направленный на точку следования. При низких P_0 для уменьшения вероятности касания водной поверхности, при превышении скоростью изменения ξ порогового значения разрешается временное увеличение сектора $[\gamma_{min}, \gamma_{max}]$ для обхода гребня волны. Для предотвращения большого отклонения траектории управляемого аппарата от кратчайшего маршрута возможно ввести ограничение на расстояние между аппаратом и кратчайшим маршрутом.

Поскольку локационные высотомеры и времяпролетная камера получают только точечные измерения водной поверхности, ее градиент может определяться только по разности высот в измеряемых точках.

Определить направление минимального градиента подстилающей поверхности можно несколькими методами с различными точностями и скоростями выполнения. Первый из них основан на интегрировании сечения исследуемой поверхности, полученной вращением вертикальной плоскости в заданном секторе. Осью вращения является вертикальная линия, проведенная через текущее местоположение аппарата, а границы сектора определяются углом, на который сможет повернуть ЛА до получения следующего измерения. Верхняя граница интеграла равняется расстоянию, которое пройдет ЛА, до того, как будет получено следующее изображение поверхности. Этот способ применяется при использовании в качестве измерителя PMD-камеры. Т.к. PMD-камера на выходе выдает снимок области

поверхности в виде матрицы H_{lkd} , описанный метод преобразуется в численный. Для его реализации нужно взять нижний средний элемент матрицы. Все элементы, расположенные над ним, составляют направление по углу $\alpha = 0^\circ$, расположенные слева -90° , справа $+90^\circ$. Камера располагается в ЛА таким образом, чтобы линия, проходящая под нулем градусов относительно нижнего центрального элемента, соответствовала продольной оси аппарата. По разрешению и углам зрения камеры рассчитываются расстояния между элементами матрицы высот. Будем изменять направление линии от минимальной границы сектора до максимальной с шагом $\Delta\alpha$ и для каждой новой прямой по элементам матрицы и расстояниям между ними интерполировать соответствующее значение высоты под мнимой линией. После чего нужно выбрать направление сечения снимка поверхности с наименьшей средней высотой.

Второй метод основан на использовании релейного принципа нахождения наилучшего направления. Для чего необходимо минимум два точечных высотомера. При достаточной разности измеренных высот курс ЛА изменяется на фиксированный угол в направлении измерителя, показавшего максимальную истинную высоту. Например, можно разместить два высотомера, расположенных в левой и правой половинах крыла, при превышении значения высоты под правым высотомером, курс аппарата увеличивается на фиксированное значение, под левым – уменьшается. Разность показаний двух высотомеров, деленная на расстояние между ними оценивает градиент подстилающей поверхности в направлении вектора, проходящего от первого высотомера ко второму.

Релейный метод формирования траектории движения ЛА над минимальными высотами математически определяется по формуле

$$\gamma(t) = \text{sector}(\gamma(t - \Delta t) + D_k \cdot \text{turn_direction}(h_p(t) - h_n(t), h^*), D_\psi, \gamma_b), \quad (10)$$

где $\text{sgn}(x)$ – сигнум-функция; $\text{turn_direction}(h, h^*) = \begin{cases} 0, & |h| \leq h^*, \\ \text{sgn } h, & |h| > h^* \end{cases}$; h_n – высота,

измеренная правым датчиком; h_p – высота, измеренная левым датчиком; D_k – величина изменения курса ЛА при разности показаний высотомеров; Δt – период снятия измерений с высотомера.

Пример траектории НЛА, управляемого релейным методом, полученный путем моделирования в разработанном имитаторе движения низковысотного летательного аппарата вблизи морской поверхности [10] приведен на рисунке 2.

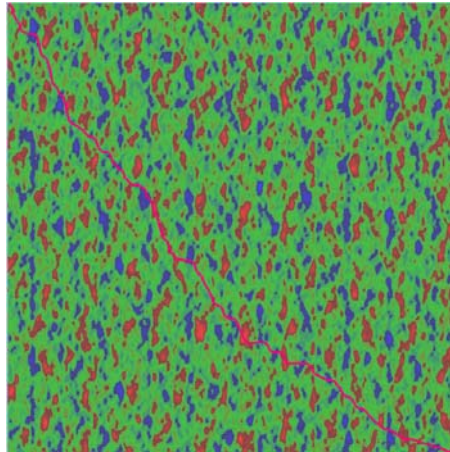


Рисунок 2 – Пример траектории НЛА, управляемого рейлейным методом

При управлении третьим способом курс ЛА корректируется на величину, пропорциональную разности высот между высотомерами.

При пропорциональном регулировании курс определяется как [8]

$$\gamma(t) = \text{sector}(\gamma(t - \Delta t) + K \cdot \text{turn_direction}(h_n(t) - h_n(t), h^*), D_\psi, \gamma_b). \quad (11)$$

Коэффициент K подбирается в зависимости от балльности морского волнения, расстояния между датчиками и инерционных характеристик ЛА.

Сократить частоту проводимых измерений можно, увеличив количество датчиков, расположив их по дуге на корпусе ЛА, и выбирать направление движения по минимальной высоте:

$$\gamma(t) = \text{sector}(\gamma(t - \Delta t) + \alpha_{\min_h}, D_\psi, \gamma_b), \quad (12)$$

где α_{\min_h} является углом между продольной осью НЛА и прямой, проведенной между центром группы высотомеров и высотомером, имеющим минимальное расстояние до подстилающей поверхности по сравнению с остальными:

$$\min_h = \text{index}(\min(h_i)), \text{ при } i = 1 \dots N, \quad (13)$$

где N – количество датчиков; $\text{index}(x_i)$ – операция взятия индекса; h_i – высота i -го датчика над морской поверхностью.

Формула (12) описывает релейный принцип управления полетом ЛА при проведении измерений группой высотомеров, на этот случай можно обобщить и пропорциональное управление, подставив в формулу (12) две минимальные высоты, полученные измерителями из группы датчиков. При типичной форме развитого морского волнения эти измерители будут соседними.

Сходимость алгоритмов управления (10)–(12) обеспечивается сужением сектора разрешенного движения по мере приближения к конечной точке маршрута и ограничением расстояния удаления аппарата от ближайшей к нему точки на прямой между начальной и конечной точками следования.

*Оценка эффективности минимизации истинной высоты
по показателям расхода топлива*

Во время полета подъемная сила экраноплана Y равна его весу G . Сила сопротивления экраноплана X равна тяге его двигателя T . Аэродинамическое качество – это отношение подъемной силы к силе сопротивления. Связь между всеми перечисленными силами определяется уравнением:

$$K = Y/X = G/T. \quad (14)$$

Из которого следует, что изменение тяги при изменении аэродинамического качества экраноплана определяется уравнением:

$$T = G/K = mg/K. \quad (15)$$

Зависимость отношения аэродинамического качества K экраноплана под влиянием экранного эффекта к аэродинамическому качеству аппарата, совершающего полет вдали от экрана K_∞ можно выразить формулой:

$$K/K_\infty = 1 + b/25h \text{ при } h/b \geq 0,03. \quad (16)$$

С учетом (15) и (16) выведем зависимость тяги двигателя экраноплана от его истинной высоты полета:

$$T = \frac{mg}{K_\infty(1+b/25h)}. \quad (17)$$

Поскольку сила тяги прямо пропорционально расходу топлива, топливная эффективность будет равняться отношению проинтегрированных по времени тяги неуправляемого экраноплана к тяге управляемого:

$$K_{\text{т.эф.}} = \frac{\int_0^{t_n} T_{\text{неупр}} d\Gamma_{\text{неупр}}}{\int_0^{t_n} T_{\text{упр}} d\Gamma_{\text{упр}}}, \quad (18)$$

где t_n – время пути, $T_{\text{неупр}}$ – сила тяги неуправляемого экраноплана, $T_{\text{упр}}$ – сила тяги управляемого экраноплана.

Результаты моделирования движения двигающихся по ложбинам волн аппаратов показали возможность снижения расхода топлива до 8%.

Пятая глава посвящена перспективам развития НЛА и проблемам их использования.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработан алгоритм минимизации высоты НЛА вблизи неровной поверхности, заключающийся во введении режима огибания волн в систему управления движением НЛА. Огибание волн проводится за счет движения НЛА в

направлении минимального градиента подстилающей поверхности в ограниченном секторе направлений (для предотвращения ухода НЛА от конечной точки маршрута).

2. Разработана архитектура измерительной системы и методами численной оптимизации определены субоптимальные коэффициенты ее передаточных функций.

3. Эффективность минимизации высоты необходимо оценивать с учетом уровня безопасности. Уровень безопасности возможно оценивать частотой касания аппаратом подстилающей поверхности.

4. Показано, что для моделирования ветрового морского волнения достаточно использовать 6-7 пространственных и 6-7 частотных гармоник модели В. Пирсона.

5. Эффективность минимизации высоты движения экраноплана можно оценивать по показателям снижения расхода топлива. Предложены формулы оценки зависимости расхода топлива от высоты и размеров экраноплана.

Разработанные в диссертационной работе методы и алгоритмы реализованы в виде программного имитатора, что позволяет использовать их для моделирования движения НЛА над водной поверхностью.

СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК

1. Княжский А.Ю. Робастный синтез системы измерения крена морского низковысотного летательного аппарата. Информатизация и связь. 2018. № 2. С. 35-39.

2. Княжский А.Ю., Небылов А.В., Небылов В.А. Увеличение аэродинамического качества экраноплана за счет огибания волн // Информационно-управляющие системы. 2017. № 6. С. 24-28.

3. Княжский А.Ю., Небылов А.В., Небылов В.А. Влияние характеристик морского волнения на качество управления полетом экраноплана в режиме огибания волн // Авиакосмическое приборостроение. 2017. № 7. С. 3-8.

4. Княжский А.Ю., Небылов А.В., Небылов В.А. Способ управления продольным и боковым движением экраноплана // Авиакосмическое приборостроение. 2017. № 4. С. 18-24.

5. Княжский А.Ю., Небылов А.В., Оптимизация продольного и бокового движения летательного аппарата вблизи неровной поверхности по критерию минимума средней геометрической высоты полета // Авиакосмическое приборостроение. 2017. № 3. С. 28-36.

Публикации в изданиях, входящих в Web of Science и Scopus

6. Knyazhsky A., Nebylov A., Nebylov V. Increase in the aerodynamic quality of ground effect vehicle due to the big waves turning around // Cybernetics and Physics. 2017. Т. 6. № 2. pp. 71-75.

7. Knyazhsky A.Yu., Nebylov A.V., Nebylov V.A. Methods for signal processing and motion control of ground effect vehicle // 4th IEEE International Workshop on Metrology for AeroSpace, MetroAeroSpace 2017. 2017. pp. 307-311.

8. Nebylov A.V., Nebylov V.A., Knyazhskiy A.Yu. Optimization of WIG-craft 3D-trajectory near the rough sea surface // EUCASS 2017. DOIs of Full Papers [<https://www.eucass.eu/doi/EUCASS2017-338.pdf>]. pp. 1-6.

Публикации в других изданиях

9. Княжский А.Ю., Небылов А.В. Повышение безопасности полета на экраноплане за счет предупреждения о возможности столкновения с подвижными объектами // Научная сессия ГУАП: сб. докладов: в 3 частях / Под общей редакцией Ю. А. Антохиной. 2015. С. 69-72.

Свидетельство о государственной регистрации программы ЭВМ

10. Княжский А.Ю. Имитатор движения низковысотного летательного аппарата вблизи морской поверхности // Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2018613485 от 15.03.2018.