МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФГБОУ ВО «УДМУРТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ»
ИНСТИТУТ ГРАЖДАНСКОЙ ЗАЩИТЫ

ИНСТИТУТ ГРАЖДАНСКОЙ ЗАЩИТЫ

Кафедра цифровых инженерных технологий

Направление подготовки

27.04.04 «Управление в технических системах»

Направленность

27.04.04.04 Автоматическое управление в робототехнических системах

ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА

на тему

«РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ПОСАДКИ БВС НА ПОДВИЖНУЮ ПЛАТФОРМУ С УЧЕТОМ ВЕТРОВЫХ НАГРУЗОК»

Работу выполнил

студент группы ОМ-27.04.04.04-21 группы

_____ М.А. Заварзин

Научный руководитель

д.т.н., профессор

_____ В.А. Куликов

Нормконтроль ВКР

_____ Д.М.Варламова

Руководитель направления

д.т.н., профессор

_____ В.М. Колодкин

«___»_____ 20___г.

Ижевск 2026

ВКР УдГУ

ТЕРМИНЫ И СОКРАЩЕНИЯ

БВС - беспилотное воздушное судно.

Пропорциональная навигация- методы с переменным направлением вектора скорости относительно линии визирования. [34]

САУ - Система автоматического управления. [35]

Anti-windup - Механизм, препятствующий насыщению интегратора.[2]

TECS (Total Energy Control System) - система управления полной энергией. [21]

ВКР УлГУ

АННОТАЦИЯ

Данная работа описывает систему автоматического управления посадкой беспилотного воздушного судна самолетного типа на наземную подвижную платформу на основе L1 и TECS алгоритмов. Актуальность исследования обусловлена растущим спросом на беспилотные авиационные системы в задачах мониторинга, логистики и военного применения, где оперативность повторного использования аппарата напрямую определяется надёжностью посадки. Автоматизация данного процесса способствует расширению функциональных возможностей беспилотных систем и повышает качественные характеристики их эксплуатации, в частности за счёт сокращения времени подготовки летательного аппарата к повторному вылету. Предложенное решение включает математическую модель динамики полета с шестью степенями свободы, алгоритм управления траекторией посадки по глиссаде при смещении точки посадки и модуль координации с подвижной платформой в режиме реального времени. Система обеспечивает коррекцию траектории при наличии ветровых нагрузок. Для бокового канала применён алгоритм L1-навигации, обеспечивающий устойчивое следование траектории при боковом ветре; для продольного канала - система управления полной энергией, исключающая антагонизм между управлением высотой и воздушной скоростью. Верификация системы проведена методом имитационного моделирования в среде MATLAB/Simulink и показала успешную посадку с отклонением от центра платформы не более 40 см в боковом движении и 80 см в продольном движении, при скорости платформы до 50 км/ч. Экспериментальная валидация подтвердила работоспособность алгоритмов в условиях наличия северного (3-6 м/с) и восточного ветра (до 6 м/с).

Ключевые слова: беспилотное воздушное судно, автоматическая посадка, подвижная платформа, L1-навигация, TECS, 6-DOF, MATLAB/ Simulink, адаптивная глиссада.

ВКР УлГУ

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ 6
1.1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОБЪЕКТА И ПРЕДМЕТА ИССЛЕДОВАНИЯ 8
Глава 2. ОБЗОРНАЯ ЧАСТЬ 9
2.1 ОБЗОР ЛИТЕРАТУРЫ 9
2.2. ВЫБОР МЕТОДИКИ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ 13
2.2.1. Концепция иерархического управления 15
2.2.2. Обоснование выбора алгоритма L1-навигации 19
2.2.3. Алгоритм TECS как метод энергетического управления 22
2.2.4. Предиктивное наведение и формирование посадочного коридора 29
2.2.5. Инструменты моделирования 34
2.3 ВЫВОДЫ ГЛАВЫ 2 34
Глава 3. МОДЕЛИРОВАНИЕ БВС И ПЛАТФОРМЫ В MATLAB/Simulink 36
3.1. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ДИНАМИКИ БВС 36
3.1.1. Системы координат 36
3.1.2. Инерциальная система координат 36
3.1.3. Связанная система координат 36
3.1.4. Кинематика и динамика твёрдого тела 37
3.1.5. Кинематические уравнения 38
3.1.6. Динамические уравнения 38
3.1.7. Внешние силы и моменты 40
3.1.7.1 Сила тяжести 40
3.1.7.2 Аэродинамические силы и моменты 40
3.1.7.4. Боковая аэродинамика 43
3.1.7.5. Сила тяги 43
3.1.7.6. Безразмерные аэродинамические коэффициенты 44
3.2. МОДЕЛЬ АТМОСФЕРНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ 45
3.3. ПЛАНИРОВЩИК ПУТИ 46
3.4. МЕНЕДЖЕР ПУТИ 49
3.5. СЛЕДОВАНИЕ ПО ТРАЕКТОРИИ 51
3.6. МОДУЛЬ АВТОПИЛОТА 53

ВКР УлГУ

3.6.1 TECS регулятор.....55
3.6.1 Регулятор выравнивания.....59
3.10.3 Регуляторы стабилизации углового движения.....60
3.6.3 Вспомогательные функции.....63
3.7. ВЫВОДЫ ГЛАВЫ 3.....63
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....65
ЛИТЕРАТУРА.....68
Приложение А.....72
Приложение Б.....74

ВКР УлГУ

ВВЕДЕНИЕ

В современных условиях беспилотные воздушные суда (БВС) самолетного типа находят повсеместное применение в различных сферах человеческой деятельности, охватывающих как гражданский, так и оборонный секторы [1]. Например, БВС используются в задачах картографирования, воздушной разведки обширных и труднодоступных зон, авиамониторинга состояний объектов инфраструктуры, в рамках поисково-спасательных операций и экологического контроля etc.

Независимо от области применения, полномасштабное выполнение миссий БВС может включать такие подзадачи как обнаружение, локализация и идентификация целей, сопровождение и целеуказание [3]. Вне зависимости от конкретной миссии, ключевым и технически сложным этапом эксплуатации БВС является фаза завершения полета. Задача обеспечения мягкой и точной посадки в автоматическом режиме остается критически важной для сохранения целостности конструкции аппарата и сохранности полезной нагрузки. В отличие от пилотируемой авиации, где ключевые решения принимаются человеком на основе визуальной информации, профессионального опыта и интуиции, система автоматического управления (САУ) БВС должна функционировать на базе прецизионных алгоритмов, способных функционировать в условиях неопределённости, нецелостности и зашумлённости получаемой информации, а также в среде динамических внешних возмущений (таких как порывистый ветер и ограниченная видимость). Это предъявляет высокие требования к точности математических моделей, используемых при синтезе САУ, а также к качеству алгоритмов наведения при посадке. Автоматизация этого процесса не только позволяет повысить точность позиционирования в завершающей фазе полета, но и расширяет возможности применения беспилотных систем в городской среде и на мобильных базах, что целесообразно при многократном пользовании.

Задача данной работы - дополнить существующие разработки с учётом предложенной архитектуры САУ, реализованной методом имитационного моделирования в MATLAB/Simulink. Работа включает обзор литературы по

ВКР УлГТУ

задаче, построение математических моделей БВС и платформы, а также подробное описание системы наведения и других способов управления в условиях ветровых нагрузок.

Целью настоящей работы рассматривается совершенствование архитектуры САУ посадкой БВС самолётного типа на подвижную посадочную платформу путем разработки алгоритмов наведения и стабилизации, актуальность которой обусловлена возможностью повышения оперативности эксплуатации беспилотных систем. Реализация посадки при помощи регуляторов и фильтров обработки данных с датчиков позволяет сократить время подготовки аппарата к повторному вылету, в частности, за счёт ускорения процедур замены аккумуляторных батарей, но также не ограничивает от использования парашютных систем посадки, характеризующихся значительными временными затратами и ограниченной точностью приземления. В совокупности это способствует расширению функциональных возможностей БВС и повышению эффективности их применения. Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

1. Провести комплексный анализ существующих методов и алгоритмов, представленных в современной научной литературе, об автоматической посадке БВС самолетного типа на подвижную платформу.

2. Разработать детальную математическую модель динамики БВС (6-DOF) и подвижной платформы с учетом аэродинамических характеристик и аэродинамических коэффициентов.

3. Обосновать и реализовать архитектуру САУ, включающую контуры управления навигацией, управления энергией и оценки состояния.

4. Разработать и внедрить предиктивный алгоритм формирования адаптивной генерации глиссады.

5. Провести серию численных экспериментов в среде MATLAB/Simulink для оценки качества работы системы, анализа ее чувствительности к внешним факторам и валидации предложенных решений.

ВКР УлГУ

1.1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОБЪЕКТА И ПРЕДМЕТА ИССЛЕДОВАНИЯ

Объектом исследования является процесс автоматического управления движением беспилотного воздушного судна самолётного типа.

Предметом исследования являются алгоритмы наведения и трекинга, стабилизации и оценки параметров состояния БВС и платформы, а также архитектурные решения автоматизированной системы управления управляющими поверхностями на этапе захода на посадку, в данном случае, при приземлении на подвижный объект.

ВКР УДГУ

Глава 2. ОБЗОРНАЯ ЧАСТЬ

2.1 ОБЗОР ЛИТЕРАТУРЫ

В научной и прикладной литературе, посвящённой задачам навигации и автоматической посадки БВС самолётного типа, сформировалось несколько устойчивых направлений исследований, отражающих как развитие методов управления, так и усложнение практических задач, решаемых в данной области. Прежде всего, значительное внимание уделяется разработке и совершенствованию алгоритмов путевой навигации, обеспечивающих устойчивое следование летательного аппарата по заданной траектории [5].

В системах управления малых БВС широкое применение получил алгоритм L1-навигации, относящийся к геометрическим методам путевого управления. Данный алгоритм используется для формирования команд по курсу при следовании по заданной траектории. Как отмечено в [19], L1-логика широко используется на малых БВС фиксированного крыла благодаря простоте реализации и способности надёжно отслеживать как прямые линии, так и окружности. Принцип работы L1-навигации основан на использовании точки упреждения, расположенной на фиксированном расстоянии впереди текущего положения летательного аппарата вдоль траектории. Управляющее воздействие формируется таким образом, чтобы обеспечить поворот на ту точку, что приводит к сходящемуся движению к заданному маршруту. Выбор коэффициента усиления L1 определяет динамику системы: при увеличении расстояния упреждения повышается плавность траектории и снижается чувствительность к возмущениям, однако возрастает ошибка слежения; при уменьшении - повышается точность наведения, но возможно возникновение колебаний.

Для вертикальной составляющей траектории (выдерживания заданной высоты и набора скорости), в начале 1980-х гг. в (работе Лэмбрегтса) был сформулирован подход к управлению скоростью и высотой полёта летательного аппарата (ЛА) путём баланса между потенциальной и кинетической энергиями системы, названный управлением полной энергией (TEC, Total Energy Control) [21]. Концепция TECS, предложенная Lambregts,

ВКР УлГТУ

предполагает управление общей энергией самолёта (суммой кинетической и потенциальной) посредством сочетания регуляторов тяги и тангажа [23]. В системе управления полной энергией регулятор тяги стремится поддерживать суммарную энергию (суммы кинетической и потенциальной, для достижения заданной воздушной скорости), а регулятор тангажа изменяет соотношение между потенциальной и кинетической энергией для достижения требуемой высоты. Такой подход особенно эффективен при посадке, поскольку он учитывает взаимосвязь между скоростью и высотой самолёта[23]. Например, в своей работе Parker и Engelbrecht [28] представили гибридную систему управления, комбинирующую классические ПИД-регуляторы с модельно-предсказывющим управлением для посадки БВС на маленькую движущуюся платформу. В их работе описана система наведения, включающая алгоритм генерации навигационной траектории, расписание путевых точек и конечный автомат состояний, а также предсказательный алгоритм расчёта точки касания самолёта и платформы [28]. В моделировании они показали высокую точность посадки (до 0.22 м в симуляции и около 0.75 м в реальных испытаниях) и успешную интеграцию алгоритма в практический полёт. Есть также патенты, например US 12,019,456 B2, принадлежащий Канадской компании-производителю частных самолетов Bombardier. Патент использует управление в скользящем режиме плюс линеаризацию обратной связи в качестве регулятора в продольной оси, "Линеаризация обратной связи по высоте 64C", который основан на принципах, схожих с TECS [27]. Эти результаты показывают, что для посадки на подвижную цель необходимы надёжные навигационные алгоритмы и учёт движения самой платформы.

Наконец, использование L1 и TECS в качестве базовых методов подробно освещено в литературе. L1-навигация, будучи наследником простого алгоритма LOS (line-of-sight), обеспечивает стабильное следование по путевым точкам даже при боковом ветре и изменении скорости[19]. Системы типа TECS доказали свою применимость в системах автопилота, так как они компенсируют изменения аэродинамической модели при

ВКР УДГУ

возмущающих воздействиях, концентрируя управляющие воздействия на энергетическом уровне полёта [27][29].

Особый интерес представляет посадка на подвижные объекты, где требуется синхронизация движения летательного аппарата с динамикой, например, мобильной базы или морского судна, на что направлены отдельные исследования. В таких условиях традиционные методы управления оказываются недостаточными, что обусловило развитие гибридных и предиктивных подходов.

Альтернативным подходом к решению задачи посадки является использование так называемых "гибких" кинематических траекторий, параметры которых адаптируются в зависимости от текущего состояния системы и внешних условий. Применение таких траекторий позволяет обеспечить плавность управления и выполнение ограничений по перегрузкам и угловым скоростям. В работах отечественных исследователей показано, что методы гибких траекторий эффективно применяются в задачах терминального управления, включая посадку как на стационарные, так и на подвижные площадки, обеспечивая повышение точности наведения и устойчивости системы управления [6,7].

Наконец, с развитием микрэлектроники, повышением удельной энергоёмкости аккумуляторных батарей и совершенствованием алгоритмов обработки данных наблюдается стремительный рост применения малых БВС с массой до 50 кг. Данные аппараты способны выполнять полёты на короткие (15-150 км) и средние (150-650 км) дистанции при продолжительности полёта от 40 минут до 10 часов. Эксплуатационные преимущества таких летательных аппаратов включают сравнительно низкую стоимость, модульность конструкции и возможность интеграции некоторого спектра полезной нагрузки.

В состав бортового оборудования, как правило, входят оптико-электронные системы (камеры различного диапазона), специализированные датчики (например, дозиметры), а также навигационно-измерительные модули: акселерометр, гироскоп, магнитометр, барометр. Современный БВС

ВКР УлГУ

самолётного типа представляет собой интегрированную систему, включающую несколько функциональных подсистем. Ключевым элементом является полётный контроллер, реализованный на базе микроконтроллеров семейства STM32 или аналогичных платформ, обеспечивающий выполнение алгоритмов стабилизации, навигации и управления. В состав инерциального измерительного блока (IMU) входят трёхосевые гироскопы и акселерометры, например, на базе датчиков типа MPU-6050, BMI088, ADIS16490, производящие измерения угловых скоростей и линейных ускорений. Для определения глобальных координат и путевой скорости используются спутниковые системы навигации (GPS/ГЛОНАСС), часто интегрированные с магнитометром (например, на базе HMC5883L, RM3100) для определения курса. Дополнительно применяется барометрический высотомер (например, MS5611, BMP390) или радиовысотомер (TFA170-L), обеспечивающий измерение истинной высоты над уровнем земли с высокой точностью. Исполнительная подсистема включает электродвигатель с электронным регулятором скорости (ESC), управляющим тягой силовой установки, а также сервоприводы, обеспечивающие отклонение рулевых поверхностей (элероны, руль высоты, руль направления). Энергоснабжение осуществляется от литий-полимерных аккумуляторных батарей (LiPo), параметры которых определяют продолжительность полёта. Важным элементом бортовой системы управления БВС является подсистема радиоуправления и телеметрии, обеспечивающая как приём команд оператора, так и передачу параметров полёта на наземную (мобильную) станцию. Функционирование контуров управления непосредственно зависит от точности данных бортовых датчиков.

Так, современные инерциальные измерительные модули на базе микроэлектромеханических систем, такие как, например ADIS16490, относится к тактическому классу, и способны обеспечивать стабильность смещения нуля гироскопа в работе на уровне 1.8 °/час и акселерометра: 3.6 мкg, а также низкий угловой случайный дрейф (0.09 °/$\sqrt{}$час) и скоростной случайный дрейф (0.008 м/с/$\sqrt{}$час) [30]. Однако, каким бы точным ни был

ВКР УлГУ

датчик MEMS, для каждого из них характерно накопление ошибки (дрейф) при интегрировании.

Спутниковые навигационные приёмники (GPS/ГЛОНАСС) в стандартном режиме обеспечивают определение координат с точностью порядка 1.5-3 м по горизонтали и 3-10 м по высоте, при этом скорость может определяться с точностью до 0.1 м/с. Барометрические высотомеры (например, на базе датчиков типа MS5611) позволяют измерить относительную высоту с точностью до 0.1-0.5 м при условии стабильных атмосферных условий. Магнитометры обеспечивают определение курса с погрешностью порядка 1-3º, однако чувствительны к магнитным помехам.

Сочетание указанных погрешностей приводит к тому, что непосредственное использование измерений "как есть", в контурах управления является неэффективным, что обуславливает необходимость применения алгоритмов фильтрации. Таким образом, анализ современной литературы показывает, что эффективное решение задачи автоматической посадки БВС самолётного типа на подвижную платформу с учетом ветровых нагрузок требует комплексного подхода и применения методов пропорциональной навигации, управления полной энергией, оценки состояния и умения работать с датчиками и вычислительными модулями.

Современные тенденции развития данной области связаны с использованием указанных подходов в рамках единой архитектуры бортовых систем управления, а также повышения уровня автономности [3] в условиях внешних возмущений.

ВКР УлГУ

2.2. ВЫБОР МЕТОДИКИ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ

Настоящий раздел развивает положения, сформулированные в обзоре литературы, и обосновывает архитектурные и алгоритмические решения, принятые при синтезе автоматической системы посадки беспилотного воздушного судна (БВС) самолётного типа на подвижную наземную платформу. Изложение строится от общесистемных соображений, связанных с иерархией контуров управления, к описанию конкретных алгоритмов: L1-

навигации в боковом канале, системы управления полной энергией (Total Energy control System, TECS) в продольном канале, предиктивного формирования посадочной траектории, адаптивной логики переключения путевых точек, регуляторов с пропорционально-интегрально-дифференциальной структурой и защитой интеграторов от перенасыщения - anti-windup механизмов.

Задача посадки относится к классу терминальных задач управления [7], для которых характерна высокая чувствительность к начальному состоянию системы и внешним возмущениям. Даже незначительные ошибки в оценке скорости, высоты или ветровой обстановки на этапе захода на посадку приводят к существенным отклонениям в точке касания. При использовании жестко заданных траекторий данные отклонения должны компенсироваться контурами регулирования в рамках фиксированной геометрии движения, что в условиях динамичной среды снижает запас устойчивости системы наведения.

Одним из перспективных подходов к решению задачи терминального управления посадкой является использование принципа "гибких" траекторий [7]. В отличие от традиционных методов, основанных на следовании заранее заданной (жёсткой) траектории, данный подход предполагает формирование зуправляющего воздействия без жёсткой привязки к номинальному маршруту движения. Суть метода заключается во включении в контур управления механизма генерации программных траекторий, которые пересчитываются с заданной периодичностью на основе текущего состояния летательного аппарата. Каждая такая траектория формируется как решение задачи терминального управления для нелинейной динамической модели БВС с учётом действующих возмущений и ограничений. Это позволяет на каждом шаге управления корректировать движение аппарата таким образом, чтобы обеспечить достижение требуемого конечного состояния (точки посадки) из фактического состояния системы. Таким образом, метод "гибких" траекторий реализует принцип управления по конечному состоянию. В терминологии

ВКР УлГУ

Н.Н. Моисеева первый подход соответствует коррекции по заданной программе, тогда как второй - коррекции по конечному состоянию, что обеспечивает большую отзывчивость системы управления к внешним возмущениям и неопределённостям модели.

Применение данного подхода в задачах посадки БВС позволяет повысить точность наведения на посадочную площадку и устойчивость алгоритмов управления в условиях изменяющихся внешних факторов, что делает его целесообразным для использования в системах автономной посадки [6].

С другой стороны, реализация подхода, основанного на "гибких" траекториях, предъявляет повышенные требования к алгоритмам нижнего уровня управления, обеспечивающим точное и устойчивое отслеживание формируемых программных траекторий в условиях неопределённости и внешних возмущений. В этой связи возникает необходимость выбора таких методов управления, которые, с одной стороны, обладают достаточной устойчивостью и могут подстраиваться под периодическое обновление траектории, а с другой - допускают реализацию в реальном времени на бортовых вычислительных средствах с ограниченными ресурсами.

Для эффективного решения задачи терминального управления посадкой в работе используется комплексный подход, сочетающий методы классической теории управления, современной навигации и компьютерного моделирования.

ВКР УлГУ

2.2.1. Концепция иерархического управления

Принципиальная особенность задачи посадки на подвижную платформу заключается в сочетании двух противоречивых требований. С одной стороны, необходима высокая точность приведения аппарата в заданную точку в пространстве, что предполагает малые постоянные времени контуров стабилизации и быструю реакцию на возмущения. С другой стороны, целевая точка касания сама зависит от прогнозируемого состояния платформы и пересчитывается с периодичностью, существенно меньшей

характерных частот собственных колебаний аппарата. Совмещение этих требований в рамках единого регулятора затруднительно по причинам как теоретическим (прямой синтез регулятора высокой размерности требует точной модели и связан с риском потери устойчивости), так и практическим (вычислительные ресурсы бортовой авионики ограничены, а интерфейсы датчиков работают с различными частотами дискретизации).

Для разрешения этого противоречия применяется каскадная иерархическая архитектура, построенная по принципу разделения временных масштабов. Полная задача декомпозируется на четыре подзадачи, каждая из которых решается отдельным программным модулем.

Верхний уровень - модуль планирования траектории path_planner. На основании текущих оценок состояния БВС и платформы данный модуль формирует опорный коридор захода в виде упорядоченной последовательности из пяти путевых точек, привязанных к расчётной точке касания. Период перерасчёта траектории составляет три секунды, что соответствует характерному времени изменения курса платформы. Таким образом, верхний уровень работает с наименьшей частотой и формирует программу дальнейшего движения, оставляя оперативное управление нижестоящим уровням. Применение принципа управления по конечному состоянию позволяет динамически корректировать целевую точку посадки в случае изменения параметров движения платформы.

Следующий уровень - модуль управления путевыми точками path_manager. Он принимает массив путевых точек, отслеживает фактическое положение БВС и обеспечивает переключение между сегментами траектории по геометрическим критериям захвата. На выход модуль выдаёт описание текущего линейного участка траектории в виде опорной точки r и единичного направляющего вектора q, что соответствует канонической форме представления участка пути в задаче следования за треком, принятой в литературе по управлению малыми БВС[2].

Третий уровень - модуль наведения по траектории path_follow. На основе описания текущего участка пути, оценки состояния БВС и оценки

ВКР УлГУ

состояния платформы данный модуль формирует Управляющие воздействия для автопилота: Упарвляющую воздушную скорость V_a, V_c, заданную высоту h_c, уставку курса χ_c и упреждение по углу крена φ_{ff}. В этом же модуле реализованы алгоритм L1-навигации для бокового канала и формирование "движущейся" глиссады для продольного канала. Алгоритм L1-навигации, использующий адаптивную точку упреждения, гарантирует точность следования криволинейным участкам траектории при боковом ветре [2, 3]. Кроме того, на этом уровне идентифицируется текущая фаза полёта и адаптируются параметры наведения в зависимости от фазы, что обеспечивает плавный переход между крейсерским полётом, перехватом, контролируемым снижением, выравниванием и касанием.

Нижний уровень - автопилот autopilot_landing. Данный модуль реализует стабилизацию углового положения и параметров энергии БВС посредством классических регуляторов с пропорционально-интегрально-дифференциальной структурой и работает с наивысшей частотой среди всех модулей системы. Как правило, здесь применяется классические ПИД-регуляторы или их модификации, настроенные с учетом массо-инерционных и аэродинамических характеристик конкретной модели летательного аппарата [2]. Планировщик выдает уставки, а контур автопилота их обрабатывает. Именно на этом уровне реализован TECS (Total Energy Control System), а также вычисляются окончательные значения отклонений рулей высоты, элеронов, и положение дроссельной заслонки: $\delta_e, \delta_a, \delta_r, \delta_t$. Данный контур обеспечивает формирование управляющих воздействий для исполнительных органов. Данные контуры работают с высокой частотой (от 50 Гц и выше) и компенсируют высокочастотные возмущения (порывы ветра). Качество работы внутреннего контура во многом определяет точность выхода аппарата в точку касания.

Описанная иерархия удовлетворяет принципу разделения масштабов времени: каждый следующий уровень работает на порядок быстрее предыдущего, что обеспечивает устойчивость объединённой системы при

ВКР УлГУ

условии устойчивости отдельных контуров. С точки зрения частотного анализа полоса пропускания контура стабилизации (нижний уровень) выбирается значительно шире полосы пропускания контура наведения, что позволяет рассматривать управляющее воздействие автопилота как медленный по отношению к внутренней динамике самого аппарата. Аналогичное соотношение справедливо для контура путевой навигации по отношению к траекторному планировщику.

С точки зрения потоков данных архитектура реализована в виде однонаправленного конвейера. Модуль path_planner принимает 29-элементный входной вектор, содержащий полный вектор оценок состояния БВС (20 элементов), время моделирования и 7-элементный вектор состояния платформы, и формирует массив путевых точек размерности 1 + 5·N (где N - максимальное число путевых точек, фиксированное параметром P.size_waypoint_array). Этот массив поступает на вход модуля path_manager, который вычисляет описание текущего сегмента и передаёт его вместе с полным состоянием xhat на вход модуля path_follow в виде 34-элементного вектора. Модуль path_follow, в свою очередь, получает 40-элементный составной вход (33 элемента от path_manager плюс 7 элементов состояния платформы) и формирует 5-элементный вектор задающих воздействий для автопилота.

Автопилот autopilot_landing объединяет команды наведения с оценками состояния БВС и состояния платформы и вычисляет 19-элементный выходной вектор, содержащий отклонения исполнительных органов, признаки активации режима посадки и текущую фазу полёта. Подобная организация обмена данными минимизирует количество разделяемых переменных и облегчает верификацию программной модели.

Обмен данными между БВС и посадочной платформой, например, может осуществляется по выделенному каналу связи в реальном времени. При этом к каналу предъявляются требования по минимальной задержке передачи данных и надёжности соединения, так как деградация канала связи может привести к нарушению синхронизации управляющих воздействий и

ВКР УлГТУ

снижению точности посадки. В ряде реализаций предусматривается резервный режим автономной работы на случай потери связи с платформой, в котором БВС продолжает выполнение манёвра снижения по заранее сохранённой траектории с последующим уходом на второй круг[7].

2.2.2. Обоснование выбора алгоритма L1-навигации

Для бокового канала наведения был выбран алгоритм L1-навигации, восходящий к работам S. Park, J. Deyst и J. P. How. [19][20] Альтернативами рассматривались классический регулятор бокового отклонения с обратной связью по поперечной ошибке и курсовому углу, а также методы на основе модельно-предиктивного управления (MPC) и нелинейной подстановки (NDI). Каждый из альтернативных подходов обладает специфическими недостатками. Линейные регуляторы по поперечному отклонению требуют точной параметризации в зависимости от скорости и плохо переносят разрывы кривизны траектории, проявляющиеся при смене сегмента пути. MPC, напротив, обеспечивает учёт ограничений и упреждение, однако его реализация на бортовых вычислителях ограниченной производительности затруднительна, особенно при коротком шаге планирования. Алгоритм L1 формально является геометрическим, не требует решения оптимизационной задачи на каждом такте, но при этом обладает свойствами упреждения, что обеспечивает устойчивость к разрывам кривизны и к боковым возмущениям.

Геометрический принцип L1-навигации иллюстрируется следующим построением. В точке текущего положения БВС задаётся локальный горизонт, на опорной траектории выбирается точка упреждения, находящаяся на фиксированном расстоянии L1 от БВС вдоль направления полёта. Между текущим вектором скорости и направлением на точку упреждения формируется угол η, который интерпретируется как угол поворота вектора скорости, необходимый для совмещения траектории движения с точкой упреждения. Из геометрии кругового сегмента с длиной хорды L1 и вписанным углом 2η получаем выражение для поперечной составляющей ускорения (1), необходимого для движения по такой дуге:

ВКР УлГТУ

$$a_{lat} = 2 \cdot \frac{V_g^2}{L_1} \cdot sin(\eta) \quad (1)$$

где V_g - путевая скорость БВС, η - угол между вектором скорости и направлением на точку упреждения, L_1 - расстояние упреждения. Уставка угла крена φ_{ff} (2) определяется из условия, что поперечная составляющая подъемной силы равна требуемому центростремительному ускорению при координированном повороте [2]:

$$\varphi_{ff} = \arctan(\frac{a_{lat}}{g}) \quad (2)$$

где g - ускорение свободного падения. Полученное значение φ_{ff} используется в качестве упреждающего сигнала, который добавляется к выходу основного регулятора курса. Такая структура реализует принцип прямого распространения в сочетании с обратной связью, что существенно ускоряет переходный процесс при изменении уставки курса и уменьшает ошибку при движении по кривым траекториям.

В программной реализации, представленной в функции L1_straight_line модуля path_follow, заданный курсовой угол χ_c (3) вычисляется как разность между направлением заданной траектории и управляющего воздействия, пропорциональной арктангенсу ошибки бокового движения:

$$\chi_c = \chi_q - \chi_\infty \cdot (\frac{2}{\pi}) \cdot \arctan(k_{L1} \cdot e_y) \quad (3)$$

Здесь χ_q - курс заданной траектории, рассчитанный как $\arctan 2(q_e, q_n)$ по компонентам единичного направляющего вектора сегмента пути; e_y - ошибка бокового движения (перпендикулярное заданному направлению) БВС от заданной линии пути; χ_∞ - асимптотический угол захвата траектории, ограничивающий максимальное значение управляющего воздействия; k_{L1} - настраиваемый коэффициент усиления.

ВКР УлГУ

Ошибка в боковом движении рассчитывается как скалярно-векторное произведение вектора направления нормализованной траектории и вектора отклонения от заданной точки r:

$$e_y = \hat{q}_n \cdot (p_e - r_e) - \hat{q}_e \cdot (p_n - r_n) \quad (4)$$

где p_n, p_e - координаты БВС в инерциальной системе (26) а r_n, r_e - координаты заданной точки текущего сегмента, $\hat{q}_n, \hat{q}_e$ - компоненты вектора нормализованного направления. Применение арктангенса в формуле для заданного курсового угла χ_c обеспечивает гладкое насыщение коррекции при больших ошибках движения в боковом направлении, что предотвращает задающие воздействия физически нереализуемых углов крена и устраняет колебания при выходе на траекторию из точки старта.

Выбор расстояния упреждения L1 (5) определяет динамические свойства контура. В реализации модели использована формула, связывающая L1 с путевой скоростью через настраиваемый параметр L1_period:

$$L1_{dist} = \max(L1_{period} \cdot V_g, 50) \quad (5)$$

Произведение $L1_{period} \cdot V_g$, в сущности, задаёт характерное время реакции контура L1, выраженное в секундах. Ограничение по нижней границе в 50 метров введена для обеспечения корректной работы алгоритма при малых скоростях, например, при движении против встречного ветра, когда скорость относительно Земли может оказаться существенно меньше воздушной. На завершающих фазах посадки (unified_phase ≥ 3) расстояние упреждения сокращается до значения $\max(2 \cdot V_g, 40)$, что повышает точность сопровождения эталонной линии посадки за счёт увеличения коэффициента передачи бокового канала. Уменьшение L1 при подходе к точке касания эквивалентно повышению полосы пропускания бокового контура и допустимо именно на этой фазе, поскольку в окрестности точки касания

ВКР УлГУ

эффект разрывов кривизны траектории, ради подавления которого вводится большое L1, уже не проявляется.

Влияние параметра $L1_{period}$ на устойчивость и точность контура можно проиллюстрировать асимптотическим анализом. При больших L1 период замкнутой системы, рассматриваемой в первом приближении как звено второго порядка, приблизительно равен $2\pi \cdot \frac{L1}{V_g} \cdot \sqrt{\frac{1}{2}}$, что соответствует медленным переходным процессам с малым перерегулированием. При малых L1 коэффициент демпфирования замкнутой системы падает, и при достижении критического значения L1, сопоставимого с инерционностью аппарата по крену, появляются автоколебания. Выбранное в работе значение $L1_{period}$ соответствует устойчивому режиму с запасом по фазе порядка 60º, что является стандартным компромиссом для систем управления БВС.

2.2.3. Алгоритм TECS как метод энергетического управления

Продольный канал управления реализован на основе системы управления полной энергией (Total Energy Control System, TECS), предложенной A. A. Lambregts в работах конца 1980-х годов [22] и в настоящее время являющейся стандартом для автопилотов гражданской и беспилотной авиации фиксированного крыла. Концептуальная новизна TECS состоит в отказе от независимого регулирования воздушной скорости тягой и высоты - рулём высоты, что характерно для классических автопилотов. Вместо этого вводятся два связанных энергетических состояния: полная удельная энергия (сумма кинетической и потенциальной) и удельный энергетический баланс (разность потенциальной и кинетической составляющих). Регулятор тяги сводит к нулю ошибку полной энергии, а регулятор тангажа - ошибку энергетического баланса. Подобная декомпозиция исключает конфликт между каналами высоты и скорости, характерный для классических автопилотов. В системе с независимыми каналами попытка увеличить высоту тангажом без увеличения тяги приводит

ВКР УлГУ

к падению скорости, что замедляет набор и в конечном счёте может привести к сваливанию; обратная же связь по скорости в этой ситуации скомандует понижение угла тангажа, что вступит в конфликт с заданной траекторией. TECS физически правильно отражает то обстоятельство, что одновременно увеличить высоту и скорость можно только увеличением полной энергии, то есть тягой, тогда как перераспределение между составляющими энергии осуществляется углом тангажа. Особенно существенно это преимущество проявляется на этапах захода на посадку, когда требуется одновременно снижаться (понижая потенциальную энергию) и тормозить (понижая кинетическую энергию), а также возможны нарушения координации, обусловленные ветровыми возмущениями. Удельная полная энергия БВС определяется как:

$$E = \frac{V_a^2}{2g} + h \tag{6}$$

Удельный энергетический баланс определяется как разность потенциальной и кинетической составляющих:

$$D = h - \frac{V_a^2}{2g} \tag{7}$$

Здесь V_a - воздушная скорость, h - высота над начальным уровнем расчетов, g - ускорение свободного падения. Геометрически переход к энергетическим переменным в уравнениях (6) и (7) соответствует повороту координатных осей в пространстве (h, $V^2/2g$) на угол π/4: главные оси новой системы координат направлены по диагоналям квадранта и совпадают с направлениями максимальной наблюдаемости влияния тяги и руля высоты. Тяга преимущественно изменяет полную энергию системы, в то время как руль высоты перераспределяет энергию между потенциальной и кинетической формами без изменения суммы, каждый из них влияет и на то, и на другое одновременно, что создаёт перекрёстные связи и усложняет

ВКР УлГУ

регулятор. Лэмбрегтс показал, что если перейти к сумме и разности этих переменных - то есть к полной энергии и её распределению между кинетической и потенциальной составляющими - перекрёстные связи исчезают [22]. Тяга управляет главным образом полной энергией (8), а руль высоты – её перераспределением (9). Задающие сигналы формируются из уставок воздушной скорости V_a^c и высоты h^c:

$$E_{ref} = \frac{(V_a^c)^2}{2g} + h^c \tag{8}$$

$$D_{ref} = h^c - \frac{(V_a^c)^2}{2g} \tag{9}$$

Соответствующие ошибки полной энергии и ее перераспределения определяются как разности уставок и поступающих на вход регулятора значений:

$$\varepsilon_E = E_{ref} - E, \varepsilon_D = D_{ref} - D \tag{10}$$

Управляющее воздействие на тягу (11) формируется ПИ-регулятором на основе ошибки полной энергии с добавлением предиктора, учитывающего скорость изменения заданной полной энергии и движение платформы:

$$\delta_t = \delta_{t_{trim}} + k_{T_p} \cdot \varepsilon_E + k_{T_i} \cdot \int \varepsilon_E dt + \frac{(\dot{E}_{ref} + \Delta E_{ff})}{P_{scale}} \tag{11}$$

где $\delta_{t_{trim}}$ - эталонное значение уровня тяги двигателя (в реализации модели $\delta_{t_{trim}}$ = 0.65, что отражает средний уровень тяги или промежуточное положение дроссельной заслонки во время нормального крейсерского полёта), k_{T_p} и k_{T_i} - пропорциональный и интегральный коэффициенты усиления регулятора тяги (параметры P.tecs_kT_p и P.tecs_kT_i), P_{scale} -

ВКР УлГУ

коэффициент усиления мощности (параметр P.tecs_power_scale), который преобразует удельный импульс в задающее воздействие на дроссельную заслонку, имеющую размерность безразмерной величины в диапазоне [0, 1]. Опорное значение скорости изменения полной энергии $\dot{E}_{ref}$ совпадает с заданной скоростью изменения высоты $h_{dot_{ref}}$, поскольку при постоянной опорной скорости изменение полной энергии определяется только вертикальной составляющей. Слагаемое ΔE_{ff} учитывает скорость снижения, обусловленную движением платформы по горизонтали с её последующим переносом вдоль глиссады, и вычисляется как:

$$\Delta E_{ff} = - V_{car} \cdot \sin(|\gamma_{glide}|) \tag{12}$$

где V_{car} - модуль горизонтальной скорости платформы, γ_{glide} - угол наклона глиссады (параметр P.gamma_glide). Знак "минус" в выражении 12 отражает то обстоятельство, что движение платформы в направлении заходящего БВС является эквивалентным дополнительному отрицательному приращению относительной высоты и должно компенсироваться повышенной тягой. Применение модуля угла $|\gamma_{glide}|$ необходимо, поскольку в коде P.gamma_glide хранится со знаком (отрицательное значение для снижения), тогда как в данной формуле требуется именно модульное значение, отражающее интенсивность снижения. Это слагаемое активируется только в режиме посадки (landing_active = 1), что предотвращает его влияние на нормальный маршрутный полёт. Измеренное значение скорости изменения полной энергии формируется по приближённой формуле в соответствии с уравнением (13), связывающей кинетическую и потенциальную составляющие:

$$\dot{E}_{meas} = \frac{V_a \cdot \dot{V}_a}{g} + \dot{h} \tag{13}$$

ВКР УлГУ

Производная воздушной скорости $\dot{V}_a$ вычисляется простым разностным методом первого порядка $(V_a - V_{a\text{prev.}})/T_s$; дополнительная фильтрация в TECS не требуется. Скорость изменения высоты $\dot{h}$, напротив, вычисляется через апериодический фильтр первого порядка, реализованный методом Тастина (билинейное преобразование) [9], что необходимо ввиду существенно более высокого уровня шума оценки высоты по сравнению с воздушной скоростью. Команда тангажа формируется пропорционально-интегральным регулятором по ошибке энергетического баланса с дополнительной упреждающей составляющей по требуемой скорости изменения высоты:

$$\theta_c = k_{D_p} \cdot \varepsilon_D + k_{D_i} \cdot \int \varepsilon_D dt + \arcsin(\frac{\dot{h}_{ref}}{V_a}) \qquad (14)$$

Аргумент арксинуса в упреждающем слагаемом представляет собой приближение угла траектории к горизонту, выражающее кинематическое соотношение $\dot{h} = V_a \cdot \sin(\gamma)$ для малого набора или спуска.

Физически это слагаемое обеспечивает требуемый угол тангажа ещё до того, как обратная связь по ошибке энергетического баланса успеет накопить достаточный отклик, что ускоряет переходные процессы и уменьшает динамическую ошибку при изменении уставки высоты или вертикальной скорости. Для обеспечения корректной работы арксинуса при малых воздушных скоростях аргумент насыщается в диапазоне [-0.9, +0.9], а знаменатель ограничен снизу единицей с помощью операции $\max(V_a,1)$. Без этих защит при неподвижном БВС, например на стадии запуска симуляции, возникало бы деление на нуль, а при больших $\dot{h}_{ref}$ аргумент арксинуса мог бы выйти за область определения функции, что приводит к получению значений NaN и нарушению дальнейшей цепочки вычислений. Существенным элементом реализации TECS, обеспечивающим устойчивость и корректную работу при насыщении исполнительных органов, является механизм защиты интеграторов от накопления ошибки (anti-windup). В представленной

ВКР УлГУ

реализации применены две методики, действующие совместно. Первая - механизм сброса интегратора при смене знака ошибки (zero-crossing reset), обнуляющий накопленное значение интегратора при изменении знака ε_E или ε_D. Вторая - стандартный механизм условного интегрирования (clamping anti-windup), при котором приращение интегратора блокируется, если итоговое управляющее воздействие находится в насыщении и знак ошибки совпадает со знаком предела насыщения. Реализация интегрирования выполнена по правилу трапеции [2]:

$$I_n = I_{n-1} + \frac{T_s}{2} \cdot (\varepsilon_n + \varepsilon_{n-1}) \tag{15}$$

где T_s - период дискретизации. Использование правила трапеции обеспечивает второй порядок точности.

Скорость изменения высоты $\dot{h}$ для входного сигнала в TECS рассчитывается с помощью апериодического фильтра первого порядка, реализованного с помощью преобразования Тастина. Дискретная передаточная функция получается из линейной передаточной функции звена $\frac{\dot{h}_{filt(s)}}{h(s)} = \frac{s}{(\tau_h \cdot s + 1)}$ путем подстановки:

$$\dot{h}_n = \left[\frac{(2\tau_h - T_s)}{(2\tau_h + T_s)}\right] \cdot \dot{h}_{n-1} + \left[\frac{2}{(2\tau_h + T_s)}\right] \cdot (h_n - h_{n-1}) \tag{16}$$

где τ_h - период дискретизации фильтра. Данная схема одновременно обеспечивает дифференцирование и сглаживание низких частот, что предотвращает усиление высокочастотного шума от барометрического высотомера, характерного для прямого численного дифференцирования с использованием разностной схемы. Выбор постоянной времени τ_h в уравнении (16) определяет компромисс между скоростью реакции регулятора на изменения высоты и подавлением шума: при малых значениях τ_h фильтр пропускает б*о*льшую часть шума измерений; при больших значениях он

ВКР УлГУ

вносит фазовую задержку, ухудшающую динамические характеристики продольного канала.

Типичные значения τ_h для барометрических данных составляют 0.5-1.0 с. Логика работы регулятора тяги в условиях насыщения подробно представлена в коде функцией TECS_controller. Перед обновлением интегратора вычисляется тестовый сигнал $\delta_{t,\text{unsat}}$ с использованием ненасыщенного значения интегратора, получаемого добавлением приращения по правилу трапеции к текущему значению. Если тестовый сигнал находится в насыщении сверху ($\delta_{t,\text{unsat}} \geq$ P.delta_t_max) и при этом $\varepsilon_E > 0$, либо если тестовый сигнал находится в насыщении снизу ($\delta_{t,\text{unsat}} \leq 0$) при $\varepsilon_E < 0$, интегратор не обновляется. В противном случае выполняется стандартное обновление по правилу трапеции. Конечное значение δ_t рассчитывается с использованием обновлённого интегратора и насыщается в пределах [0, P.delta_t_max], что соответствует физическим ограничениям уставки тяги.

Аналогичная процедура выполняется для регулятора тангажа: ненасыщенное значение $\theta_{c,\text{unsat}}$ проходит проверку на ряд условий, что является признаком активации anti-windup для канала тангажа, проверка имеет вид:

$$\theta_{\text{c,unset}} \geq \text{P.theta_c_max} \wedge \varepsilon_D > 0) \vee (\theta_{c,\text{unsat}} \leq -\text{P.theta_c_max} \wedge \varepsilon_D < 0 \quad (17)$$

При выполнении этих условий интегратор не обновляется, управление углом тангажа насыщается в пределах [-P.theta_c_max, +P.theta_c_max], что согласуется с физическими ограничениями предельного отклонения элеронов БВС самолётного типа, как правило, ±15-25º. Сравнение регулятора управления полной энергией с альтернативными подходами выявляет ряд преимуществ. В случаях, где используются ПИД-регуляторы высоты и скорости с независимой обратной связью в отдельных контурах, TECS физически правильно учитывает взаимосвязь между этими переменными и

ВКР УлГУ

устраняет противоречивость задающих воздействий. Такое преимущество критически важно для практической реализации на бортовом вычислительном модуле малого БВС с ограниченными ресурсами. Устойчивость замкнутой системы TECS обеспечивается совокупностью факторов. Корректный выбор коэффициентов k_T,p, k_T,i, k_D,p, k_D,i гарантирует затухание собственных колебаний фугоидного и короткопериодического движений; механизм anti-windup исключает неограниченное накопление интегральной ошибки при насыщении исполнительных органов; апериодическая фильтрация производной высоты подавляет высокочастотные шумы и предотвращает колебания, обусловленные дифференцированием шумного сигнала; ограничение по модулю интегратора int_D_max задаёт жёсткую верхнюю границу уставки угла тангажа. В совокупности эти механизмы обеспечивают устойчивую работу TECS в широком диапазоне режимов полёта, включая режим посадки с резкими изменениями опорной траектории.

2.2.4. Предиктивное наведение и формирование посадочного коридора

Принципиальная сложность посадки на подвижную платформу связана с тем, что точка касания не задана в инерциальной системе априорно, а определяется будущим положением платформы в момент прихода БВС в эту точку. Простая стратегия следования за текущим положением платформы не работает: пока БВС преодолевает расстояние до платформы, точка касания успевает сместиться, и оказывается смещённой относительно той, что использовалась при формировании траектории. Эта проблема решается введением предиктивного контура планирования, реализованного в модуле path_planner, который формирует посадочный коридор на основании не текущего, а прогнозируемого положения платформы и рассчитывает прогнозируемое время до точки касания (17). Алгоритм прогнозирования строится на кинематической модели платформы с учётом фильтрованной оценки её ускорения. Модель платформы является наиболее простой,

ВКР УДГУ

физически содержательной моделью движения наземного транспортного средства: предполагается равноускоренное движение в горизонтальной плоскости с постоянным курсом за время прогноза. Это допущение оправдано тем, что характерное время изменения курса и ускорения мобильной станции (порядка нескольких секунд) сопоставимо или превышает характерное время прогноза, выбранное в пределах от 5 до 60 секунд. Время прогноза t_pred выбирается адаптивно по соотношению текущего расстояния от БВС до платформы и путевой скорости БВС, с насыщением в диапазоне [5, 60] с:

$$t_{pred} = \frac{||p_{uav} - p_{plat}||}{\text{clamp}(\max(V_g,1),5,60)} \tag{17}$$

где $||p_{uav} - p_{plat}||$ - модуль горизонтального вектора, соединяющего БВС и платформу, V_g - путевая скорость БВС. Нижняя граница насыщения равная 5 с обеспечивает разумный горизонт прогнозирования даже при близких относительных положениях объектов, верхняя граница насыщения 60 с предотвращает экстраполяцию на интервалы, на которых линейная модель платформы становится малопредсказуемой. Прогнозируемое положение платформы вычисляется в инерциальной системе по уравнениям равноускоренного движения:

$$p_{n,pred} = p_{n,plat} + v_{n,plat} \cdot t_{pred} + 0.5 \cdot \hat{a}_n \cdot t_{pred}^2 \tag{18}$$

$$p_{e,pred} = p_{e,plat} + v_{e,plat} \cdot t_{pred} + 0.5 \cdot \hat{a}_e \cdot t_{pred}^2 \tag{19}$$

где $p_{n,plat}, p_{e,plat}$ - текущие координаты платформы в проекциях на север и восток, $v_{n,plat}, v_{e,plat}$ - соответствующие компоненты её скорости, $\hat{a}_n, \hat{a}_e$ - оценки компонент ускорения вдоль осей i^b, j^b, полученные посредством численного дифференцирования скорости с последующей низкочастотной фильтрацией. Пропорциональный квадрату времени член уравнений (18, 19)

ВКР УлГТУ

позволяет учесть не только текущее равномерное движение платформы, но и её ускорение, что особенно важно учитывать при оценке состояния платформы во время завершающих фаз посадки. Оценка ускорения платформы реализуется с помощью фильтра низких частот первого порядка (20), применяемого к разностной оценке производной:

$$\hat{a}_{k(t)} = \alpha_{acc} \cdot \hat{a}_{k(t-T_s)} + (1 - \alpha_{acc}) \cdot \frac{(v_{k(t)} - v_{k(t-T_s)})}{dt} \tag{20}$$

Где $k \in n, e$, $dt = \max(t - t_{prev}, 10^{-3})$. Выбор $\alpha_{acc} = 0.9$ обеспечивает эффективное время выборки фильтра порядка 9 шагов, что соответствует приблизительно 0.9 с при шаге выборки $T_s = 0.1$ с - что вполне эффективно позволяет получать более точные данные о реальных изменениях маневров платформы (повороты, торможение) и подавлять колебания в оценке возмущающих воздействий. При меньших значениях α_{acc} оценка становится чувствительной к высокочастотному шуму скорости; при больших значениях она отстает от реального изменения состояний платформы [2][3].

Существенным элементом предиктивного алгоритма является компенсация влияния ветра, осуществляемая через смещение целевой точки в направлении, противоположном направлению ветра. Эта компенсация необходима потому, что при наличии бокового ветра реальная траектория БВС в горизонтальной плоскости отклоняется от инерциального направления полёта на угол сноса[2]. Без компенсации БВС подходит к точке касания не вдоль расчётной линии захода, а с боковым смещением, требующим коррекции на последних метрах снижения, что нарушает точность посадки. Время полёта до точки касания из уравнения (21) оценивается вторично, уже по прогнозированной точке:

$$t_{td} = \frac{||p_{pred} - p_{uav}||}{max(V_g, 1)} \tag{21}$$

ВКР УлГУ

Сам коридор захода представляет собой пять путевых точек, расположенных позади прогнозированной точки касания вдоль направления движения платформы. Высоты путевых точек относительно поверхности платформы фиксированы и образуют убывающую последовательность h_{AGL} = [80, 40, 15, 3, 0] м. Конкретные значения выбраны с учётом возможностей реализации предложенных алгоритмов с внедрением в контуры управления радиовысотомера и следующих соображений. Высота 80 м соответствует началу процесса захода, на которой БВС должен войти в коридор и стабилизироваться на крейсерской скорости. Высота 40 м - точка глиссады, в которой начинается режим контролируемого снижения с пониженной скоростью. Высота 15 м - точка перехода к финальной части захода с минимально допустимой скоростью. Высота 3 м - точка инициации режима выравнивания (flare). Высота 0 - точка касания. Расстояние каждой точки от точки касания вдоль направления глиссады определяется геометрическим соотношением в уравнении (22), исходящим из заданного угла наклона глиссады:

$$d_k = \frac{h_{AGL,k}}{\tan(|\gamma_{glide}|)} \tag{22}$$

Координаты k-й путевой точки в инерциальной системе вычисляются по формулам:

$$p_{n,k} = p_{n,pred} - d_k \cdot \cos(\psi_{plat}) \tag{23}$$

$$p_{e,k} = p_{e,pred} - d_k \cdot \sin(\psi_{plat}) \tag{24}$$

$$p_{d,k} = -(h_{plat} + h_{AGL,k}) \tag{25}$$

где ψ_{plat} - курс платформы, $h_{plat} = -p_{d,plat}$ - её высота над уровнем старта, $h_{AGL,k}$ - высота k-й точки над поверхностью платформы. Знак "минус"

ВКР УлГТУ

в координате p_d отражает соглашение системы NED, в которой ось "вниз" считается положительной, а высота, наоборот, отрицательной. Множители $\cos(\psi_{plat})$, $\sin(\psi_{plat})$ обеспечивают ориентацию коридора захода вдоль направления движения платформы: коридор сохраняет фиксированную форму и положение относительно платформы, но в инерциальной системе ориентирован согласно её курсу. Обращение к функции $\tan(|\gamma_{glide}|)$ в уравнении (22) с модулем угла существенно. В ранней версии алгоритма использовалось выражение $\tan(\gamma_{glide})$ без модуля, что при γ_{glide}=-5º приводило к отрицательному значению d_k и, как следствие, к размещению путевых точек (23-25) впереди прогнозируемой точки касания, а не позади. Это нарушало геометрию глиссады и приводило к тому, что БВС выполнял заход с противоположного направления - со стороны платформы, а не сзади неё.

Управляющая воздушная скорость для каждой путевой точки задаётся по специальной схеме, реализующей плавное снижение скорости по мере приближения к платформе. Для крейсерской точки (WP1) задаётся номинальная воздушная скорость V_{a0}; для точки подхода (WP2) - $0.9 \cdot V_{a0}$, но не ниже $V_{a,min} + 3$ м/с; для точки WP3 - $0.75 \cdot V_{a0}$, но не ниже $V_{a,min} + 2$ м/с; для точки перед началов выравнивания (WP4) - $0.6 \cdot V_{a0}$, но не ниже $V_{a,min} + 1$ м/с; и для точки касания (WP5) - $V_{plat} + 4$ м/с, но не ниже P.V_stall $\cdot$ k_margin, где P.V_stall - скорость , приводящая к сваливанию, k_margin - коэффициент запаса. Описанная схема обеспечивает гарантированное превышение скорости БВС над скоростью платформы (4 м/с - типичное значение относительной скорости в момент касания, обеспечивающее аэродинамическое управление и не приводящее к жёсткому столкновению), и одновременно сохранение запаса по сравнению со скоростью сваливания на всех этапах захода.

Использование оператора max во всех формулах расчета скорости обеспечивает полосу пропускания системы с замкнутым контуром: даже если воздушная скорость перейдет в насыщение от управляющих сигналов и

ВКР УлГТУ

приведет к снижению скорости ниже допустимого предела, фактическая задающее воздействие на скорость останется в нижней границе насыщения. Перепланирование активируется одним из трёх условий: при первом вычислении модели в точке старта – first_plan, обозначается нулевым количеством точек траектории в кэшированном векторе вывода; истечением времени replan_dt = 3 с с момента последнего расчета или получением флага flag_need $\geq$ 0.5 от модуля path_manager при достижении последней точки по траектории глиссады. Между итерациями модуль возвращает кэшированное значение cached_out без выполнения внутренних вычислений, что устраняет ненужную вычислительную нагрузку и обеспечивает стабильность целеуказания: точки траектории не меняются на каждом шаге, что важно для согласованной работы последующих модулей.

2.2.5. Инструменты моделирования

Основным инструментом исследования являются информационные технологии MATLAB и Simulink, ввиду наличия большого набора библиотек и удобства ведения разработки. MathWorks, компания, расположенная в Натике (Массачусетс, США), выпустила первую версию своего продукта в Сентябре 1984. Её продукты служат фундаментальными исследовательскими инструментами более чем в 100,000 компаний по всему миру и используются инженерами и учёными в автомобилестроении, аэрокосмической отрасли и робототехнике [31].

ВКР УдГУ

2.3 ВЫВОДЫ ГЛАВЫ 2

Реализация правильного подхода к задаче посадки на подвижные объекты требует иерархической структуры управления, сочетающей высокую адаптивность внешних контуров управления со стабильностью во внутренних контурах. В данной работе в качестве основных алгоритмов управления были выбраны навигация L1 и система управления полной энергией (TECS). Выбор алгоритма L1 обусловлен его способностью

обеспечивать стабильное нелинейное ведение траектории без необходимости жесткой временной параметризации траектории. В свою очередь, TECS позволяет эффективно управлять движением БПЛА в продольном канале, обеспечивая скоординированное распределение кинетической и потенциальной энергии между каналами тяги и тангажа. Совместное использование этих методов разбивает задачу на части: алгоритм L1 отвечает за наведение по курсу в горизонтальной плоскости, а TECS и элероны - за поддержание профиля снижения и профиля скорости. Оба алгоритма используют единую оценку состояния БПЛА и могут работать в цикле с обновляемыми траекториями.

Выбранная методология позволяет не только синтезировать теоретически обоснованную систему управления, но и провести всесторонний анализ её динамических характеристик в различных сценариях эксплуатации, что подтверждает достоверность предложенных научно-технических решений. Резюмируя, автоматизация посадки БВС на подвижную платформу является комплексной задачей, выбор навигации L1 и TECS в качестве базовых алгоритмов управления обусловлен их способностью обеспечивать стабильное и скоординированное следование "гибким" траекториям при ограниченных вычислительных ресурсах и в присутствии внешних возмущений, что делает их пригодными для решения поставленной задачи.

ВКР УлГУ

Глава 3. МОДЕЛИРОВАНИЕ БВС И ПЛАТФОРМЫ В MATLAB/ Simulink

3.1. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ДИНАМИКИ БВС

3.1.1. Системы координат

Корректное описание пространственного движения БВС требует введения нескольких систем координат, каждая из которых наиболее удобна для описания тех или иных физических величин. Уравнения движения Ньютона формулируются в инерциальной системе отсчёта, тогда как аэродинамические силы и моменты наиболее естественно выражаются в системе, связанной с корпусом летательного аппарата. Бортовые датчики измеряют параметры относительно связанной системы координат, тогда как задачи навигации и управления задаются в инерциальной [6].

3.1.2. Инерциальная система координат

Инерциальная система координат F^i имеет начало в фиксированной точке на земной поверхности (исходной позиции), ось i_i направлена на север, ось j_i - на восток, ось k_i - вниз, к центру Земли. Для малых БВС, в пределах допущения о плоской невращающейся Земле, - эта система считается инерциальной.

3.1.3. Связанная система координат

Связанная система координат F^b жёстко закреплена в центре масс летательного аппарата. Ось i_b направлена вперёд по продольной оси, j_b - вправо вдоль крыла, k_b - вниз по нормали к плоскости крыла. Именно в этой системе задаются составляющие скоростей (u, v, w) и угловых скоростей (p, q, r).

Переход между инерциальной и связанной системами осуществляется через матрицу направляющих косинусов (матрицу поворота), параметризованную углами Эйлера. Принятая в авиации последовательность

ВКР УДГУ

поворотов 3-2-1 (рыскание-тангаж-крен) приводит к следующей матрице поворота из связанной системы в инерциальную:

$$R_b^i = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi s_\psi & c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi \\ c_\theta s_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi \\ -s_\theta & s_\phi c_\theta & c_\phi c_\theta \end{bmatrix} \quad (26)$$

где $c_{(.)} = \cos(\cdot)$, $s_{(.)} = \sin(\cdot)$. Матрица поворота R_b^i обладает свойством ортогональности: $(R_b^i)^{-1} = (R_b^i)^\top = R_i^b$.

Для описания аэродинамических сил вводятся дополнительные системы координат. Скоростная система координат (ветровая, F^w) определяется вектором скорости воздушного потока относительно летательного аппарата. Угол атаки α и угол бокового увода β описываются уравнениями 27 и 28, и описывает ориентацию связанной системы относительно скоростной:

$$\alpha = \arctan\left(\frac{w_r}{u_r}\right), \qquad \beta = \arcsin\left(\frac{v_r}{V_a}\right) \quad (27, 28)$$

где u_r, v_r, w_r - проекции скорости летательного аппарата относительно воздушной массы на оси связанной системы координат, $V_a = \sqrt{u_r^2 + v_r^2 + w_r^2}$ - воздушная скорость.

3.1.4. Кинематика и динамика твёрдого тела

Нелинейная математическая модель жёсткого тела в пространстве включает двенадцать переменных состояния: три координаты положения (p_n, p_e, p_d) в инерциальной системе, три проекции инерциальной скорости на

ВКР УлГУ

оси связанной системы (u, v, w), три угла Эйлера (φ, θ, ψ) и три проекции угловой скорости (p, q, r).

3.1.5. Кинематические уравнения

Связь между производными координат положения в инерциальной системе и скоростями в связанной системе задаётся матрицей поворота:

$$\begin{pmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ \dot{p}_d \end{pmatrix} = R_b^i \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \tag{29}$$

Аналогичным образом, угловые скорости в связанной системе (p, q, r) связаны с производными углов Эйлера $(\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$ через кинематические уравнения Эйлера:

$$\begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s_\varphi t_\theta & c_\varphi t_\theta \\ 0 & c_\varphi & -s_\varphi \\ 0 & \frac{s_\varphi}{c_\theta} & \frac{c_\varphi}{c_\theta} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \tag{30}$$

В Уравнении (30) $t_{(\cdot)} = \tan(\cdot)$. Данная параметризация имеет особенность при $\theta = \pm \frac{\pi}{2}$, которая, как правило, не достигается в нормальных режимах полёта малых БВС с фиксированным крылом.

3.1.6. Динамические уравнения

Применение второго закона Ньютона к поступательному движению центра масс в связанной системе координат с учётом эффекта Кориолиса даёт:

$$m \begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{pmatrix} m + \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix} \tag{31}$$

ВКР УлГУ

где f_x, f_y, f_z- суммарные внешние силы в связанной системе координат (аэродинамические, гравитационные, тяги). Выражение (31) справдливо, если моменты суммируются вокруг центра масс БВС [2]

Уравнения вращательного движения твёрдого тела (уравнения Эйлера) имеют вид:

$$\dot{p} = \Gamma_1 pq - \Gamma_2 qr + \Gamma_3 l + \Gamma_4 n \tag{32}$$

$$\dot{q} = \Gamma_5 pr - \Gamma_6 (p^2 - r^2) + \frac{1}{J_y} m \tag{33}$$

$$\dot{r} = \Gamma_7 pq - \Gamma_1 qr + \Gamma_4 l + \Gamma_8 n \tag{34}$$

где l, m, n - суммарные моменты сил относительно осей i_b, j_b, k_b соответственно. Коэффициенты Γ_i определяются через моменты инерции летательного аппарата J_x, J_y, J_z и центробежный момент J_{xz}:

$$\Gamma = J_x J_z - J_{xz}^2, \quad \Gamma_1 = \frac{J_{xz}(J_x - J_y + J_z)}{\Gamma}, \quad \Gamma_2 = \frac{J_z(J_z - J_y) + J_{xz}^2}{\Gamma}$$

$$\Gamma_3 = \frac{J_z}{\Gamma}, \quad \Gamma_4 = \frac{J_{xz}}{\Gamma} \quad \Gamma_5 = \frac{J_z - J_x}{J_y}, \quad \Gamma_6 = \frac{J_{xz}}{J_y}, \quad \Gamma_8 = \frac{J_x}{\Gamma} \tag{35}$$

Перекрёстный момент инерции J_{xz} отвечает за гироскопическую связь между каналами крена и рыскания, что необходимо учитывать при проектировании модели динамики воздушного судна.

ВКР УлГТУ

3.1.7. Внешние силы и моменты

3.1.7.1 Сила тяжести

Вектор силы тяжести в инерциальной системе направлен вдоль оси k_i. После преобразования в связанную систему координат:

$$\mathbf{f}_g^b = \begin{pmatrix} -mg\sin\theta \\ mg\cos\theta\sin\phi \\ mg\cos\theta\cos\phi \end{pmatrix} \tag{36}$$

Поскольку сила тяжести приложена к центру масс летательного аппарата, она не создаёт аэродинамических моментов.

3.1.7.2 Аэродинамические силы и моменты

Аэродинамические силы и моменты возникают вследствие распределения давления на поверхности летательного аппарата в ходе его движения в воздушной среде. Характер этого распределения определяется воздушной скоростью V_a, плотностью воздуха ρ и геометрией планёра. Ключевым безразмерным параметром является динамическое давление:

$$\bar{q} = \frac{1}{2}\rho V_a^2 \tag{37}$$

Аэродинамические силы принято разделять на продольные (действующие в плоскости $i_b - k_b$) и боковые (действующие в направлении j_b). К продольным относятся подъёмная сила, сила лобового сопротивления и момент тангажа; к боковым - боковая сила, момент крена и момент рыскания.

ВКР УлГУ

3.1.7.3. Продольная аэродинамика

Коэффициент подъёмной силы C_L и коэффициент лобового сопротивления C_D для малых углов атаки аппроксимируются линейными зависимостями.

Применяя метод разложения в ряд Тейлора и обезразмеривая частные производные [2], получим:

$$C_L(\alpha, q, \delta_e) = C_{L_0} + C_{L_\alpha}\alpha + C_{L_q}\frac{c}{2V_a}q + C_{L_{\delta_e}}\delta_e \tag{38}$$

$$C_D(\alpha) = C_{D_p} + \frac{(C_{L_0} + C_{L_\alpha}\alpha)^2}{\pi e_{os} AR} \tag{39}$$

где C_{L_0} - коэффициент подъёмной силы при нулевом угле атаки, C_{L_α} - производная по углу атаки (производная устойчивости), C_{L_q} - производная по угловой скорости тангажа, $C_{L_{\delta_e}}$ - производная управления по отклонению руля высоты, c - средняя хорда крыла (38), C_{D_p} - паразитное (профильное) сопротивление, $AR = \frac{b^2}{S}$ - удлинение крыла (b - размах, S - площадь крыла), e_{os} - коэффициент Освальда (0.8-1.0). [2]

Линейная модель подъёмной силы теряет адекватность при приближении к критическому углу атаки, когда поток отрывается от верхней поверхности крыла и происходит сваливание. Для корректного описания этого явления используется нелинейная модель с сигмоидальной функцией сглаживания:

$$C_L(\alpha) = \big(1 - \sigma(\alpha)\big)\big[C_{L_0} + C_{L_\alpha}\alpha\big] + \sigma(\alpha)\cdot 2\text{sign}(\alpha)\sin^2\alpha\cos\alpha \tag{40}$$

ВКР УлГТУ

где

$$\sigma(\alpha) = \frac{1 + e^{-M(\alpha-\alpha_0)} + e^{M(\alpha+\alpha_0)}}{\left(1 + e^{-M(\alpha-\alpha_0)}\right)\left(1 + e^{M(\alpha+\alpha_0)}\right)} \tag{41}$$

Здесь параметр α_0 - критический угол атаки, M - коэффициент крутизны перехода. Функция $\sigma(\alpha)$ обеспечивает непрерывное и дифференцируемое смешение линейной (прикреплённый поток) и нелинейной (режим плоской пластины) составляющих, что необходимо для устойчивой работы численных методов интегрирования. Продольные аэродинамические силы задаются в системе координат устойчивости (ось i_s направлена вдоль вектора воздушной скорости), после чего пересчитываются в связанную систему вращением на угол атаки α:

$$\begin{pmatrix} f_x & f_z \end{pmatrix} = \bar{q}S \begin{pmatrix} -C_D \cos\alpha + C_L \sin\alpha \\ -C_D \sin\alpha - C_L \cos\alpha \end{pmatrix} \tag{42}$$

Момент тангажа линейно зависит от угла атаки, угловой скорости тангажа и отклонения руля высоты:

$$m_y = \bar{q}Sc\left(C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_q}\frac{c}{2V_a}q + C_{m_{\delta_e}}\delta_e\right) \tag{43}$$

Условие $C_{m_\alpha} < 0$ соответствует продольной статической устойчивости летательного аппарата: при увеличении угла атаки возникает пикирующий момент, стремящийся уменьшить угол атаки и вернуть аппарат к исходному режиму полёта.

ВКР УлГУ

3.1.7.4. Боковая аэродинамика

Боковые аэродинамические силы и моменты обусловлены главным образом углом бокового увода β, а также угловыми скоростями крена p и рыскания r и отклонениями элеронов δ_a и руля направления δ_r.

Линейные модели имеют вид:

$$f_y = \bar{q}S\left(C_{Y_0} + C_{Y_\beta}\beta + C_{Y_p}\frac{b}{2V_a}p + C_{Y_r}\frac{b}{2V_a}r + C_{Y_{\delta_a}}\delta_a + C_{Y_{\delta_r}}\delta_r\right) \quad (44)$$

$$l = \bar{q}Sb\left(C_{l_0} + C_{l_\beta}\beta + C_{l_p}\frac{b}{2V_a}p + C_{l_r}\frac{b}{2V_a}r + C_{l_{\delta_a}}\delta_a + C_{l_{\delta_r}}\delta_r\right) \quad (45)$$

$$n = \bar{q}Sb\left(C_{n_0} + C_{n_\beta}\beta + C_{n_p}\frac{b}{2V_a}p + C_{n_r}\frac{b}{2V_a}r + C_{n_{\delta_a}}\delta_a + C_{n_{\delta_r}}\delta_r\right) \quad (46)$$

Коэффициенты C_{m_α}, C_{l_β}, C_{n_β} называются коэффициентами аэродинамической устойчивости и определяют статическую устойчивость летательного аппарата в соответствующих каналах. Так, $C_{n_\beta} > 0$ означает, что при возникновении сваливания возникает момент рыскания, разворачивающий аппарат носом в набегающий поток. Производные демпфирования $C_{m_q}, C_{l_p}, C_{n_r}$ аналогичны коэффициентам демпфирования в колебательных системах второго порядка и, как правило, отрицательны, обеспечивая затухание угловых движений.

3.1.7.5. Сила тяги

Упрощённая модель силы тяги воздушного винта с электродвигателем, основанная на теории импульса и используемая в настоящей работе, связывает тягу с воздушной скоростью V_a и управляющим сигналом дросселя

ВКР УлГУ

$\delta_t \in [0,1]$, задающий относительный уровень мощности, подводимой к электродвигателю:

$$F_{\text{prop}} = \frac{1}{2}\rho S_{\text{prop}} C_{\text{prop}} \left[\left(V_a + \delta_t (k_{\text{motor}} - V_a) \right)^2 - V_a^2 \right] \qquad (47)$$

где S_{prop} - площадь вращающегося винта, C_{prop} - коэффициент тяги, k_{motor} - консанта, связанная с максимальной скоростью вращения двигателя.

Тяга направлена вдоль продольной оси аппарата в связанной системе координат и в рамках модели предполагается проходящей через центр масс, то есть не создающей дополнительных аэродинамических моментов.

3.1.7.6. Безразмерные аэродинамические коэффициенты

Сводная таблица аэродинамических коэффициентов, используемых в модели, приведена ниже. Производные устойчивости и управления определяются в ходе лётных испытаний, продувок в аэродинамической трубе или расчётов с применением методов вычислительной гидрогазодинамики. При разработке модели были использованы значения из литературы [22].

Таблица 1 - *Таблица аэродинамических коэффициентов, используемых в разрабатываемой модели*

Обозначение	Физический смысл
$C_{L_0}, C_{L_\alpha}, C_{L_q}, C_{L_{\delta_e}}$	Коэффициент подъёмной силы и его производные
$C_{D_0}, C_{D_\alpha}, C_{D_p}$	Коэффициент лобового сопротивления
$C_{m_0}, C_{m_\alpha}, C_{m_q}, C_{m_{\delta_e}}$	Коэффициент момента тангажа
$C_{Y_\beta}, C_{Y_p}, C_{Y_r}, C_{Y_{\delta_a}}, C_{Y_{\delta_r}}$	Коэффициент боковой силы
$C_{l_\beta}, C_{l_p}, C_{l_r}, C_{l_{\delta_a}}, C_{l_{\delta_r}}$	Коэффициент момента крена
$C_{n_\beta}, C_{n_p}, C_{n_r}, C_{n_{\delta_a}}, C_{n_{\delta_r}}$	Коэффициент момента рыскания

ВКР УлГУ

Данная система уравнений в полной мере реализована в разработанном программном модуле forces_moments.m для среды MATLAB/Simulink. Динамика БВС с шестью степенями свободы (6-DOF) реализована в модуле mav_dynamics.m, численно интегрирующем двенадцать уравнений состояния с использованием решателя дифференциальных уравнений с непрерывным временем . В среде MATLAB и Simulink непрерывные решатели (например, ode45, ode23, ode15s) реализуют численное интегрирование системы дифференциальных уравнений во времени, автоматически выбирая шаг интегрирования для обеспечения требуемой точности решения [9].

3.2. МОДЕЛЬ АТМОСФЕРНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ

Ветер оказывает существенное влияние на динамику малых БВС. В настоящей работе используется двухкомпонентная модель ветра: постоянная составляющая задаётся вектором $(w_{n_s}, w_{e_s}, w_{d_s})$ в инерциальной системе координат (26); турбулентные порывы (u_{wg}, v_{wg}, w_{wg}) задаются в связанной системе координат. Скорость летательного аппарата относительно воздушной массы (аэродинамическая скорость) в связанной системе определяется как:

$$\begin{pmatrix} u_r \\ v_r \\ w_r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} u_w \\ v_w \\ w_w \end{pmatrix} \tag{48}$$

где $w_{\text{body}} = R_i^b \cdot w_{\text{steady}} + w_{\text{gust}}$ - суммарный ветер в связанной системе. Именно аэродинамическая скорость, а не путевая (относительно земли), определяет аэродинамические силы и моменты. Это принципиально важно: горизонтальный попутный ветер уменьшает воздушную скорость, не изменяя путевой, что может привести к срыву при недостаточном запасе по скорости.

ВКР УлГТУ

3.3. ПЛАНИРОВЩИК ПУТИ

Модуль path_planner реализует функцию верхнего уровня иерархии - генерацию посадочного коридора из пяти путевых точек на основе текущего состояния БВС и платформы. Программный интерфейс модуля задаётся 29-элементным входным вектором, в котором первые 20 элементов соответствуют полному вектору оценок состояния БВС xhat, 21-й элемент - времени моделирования t, элементы с 22 по 28 - состоянию платформы $[p_{n,plat}, p_{e,plat}, p_{d,plat}, v_{n,plat}, v_{e,plat}, v_{d,plat}, \psi_{plat}]$ и 29-й элемент - флагу необходимости перепланирования. Выходной вектор имеет размерность 1 + 5·N, где первый элемент содержит количество фактически сформированных путевых точек, а последующие 5·N элементов кодируют сами точки в формате $[p_n, p_e, p_d, \chi_d, V_{a,d}]$

Внутреннее состояние модуля поддерживается посредством нескольких persistent-переменных, сохраняющих значения между последовательными вызовами: cached_out (кэшированный выходной вектор), last_replan_t (время последнего перерасчёта), $v_{n_{prev}}, v_{e_{prev}}, t_{prev}$ (значения скорости и времени на предыдущем шаге, используемые для численного дифференцирования ускорения платформы). Инициализация persistent-переменных производится в момент первого вызова модуля либо при t = 0, что обеспечивает корректный перезапуск симуляции (иногда данная логика не срабатывает, и небохдоимо вручную сбрасывать значения, хранимые в переменных при помощи консольной команды clear functions – такие особенности ПО). На первом шаге вычисляется обновление фильтрованных оценок ускорения платформы. Шаг дискретизации dt определяется как разность текущего и предыдущего значений времени с ограничением пропускной полосы снизу величиной 10^{-3} с для исключения деления на нуль:

$$dt = \max(t - t_{prev}, 10^{-3}) \tag{49}$$

ВКР УлГУ

Новое отфильтрованное значение $\hat{a}_n(t)$ представляет собой взвешенное среднее старого значения $\hat{a}_n(t - T_s)$ и неотфильтрованного значения $v_{n,plat}(t) - \frac{v_{n,plat}(t - T_s))}{dt}$, взвешенная коэффициентом $\alpha_{acc} = 0.9$:

$$\hat{a}_n(t) = \alpha_{acc} \cdot \hat{a}_n(t - T_s) + (1 - \alpha_{acc}) \cdot (v_{n,plat}(t) - \frac{v_{n,plat}(t - T_s))}{dt}) \quad (50)$$

Аналогичное выражение записывается для компонента $\hat{a}_e$. Такой фильтр низких частот [2] эффективно подавляет шумы численного дифференцирования и одновременно сохраняет чувствительность к реальным изменениям ускорения платформы при манёврах. После обновления оценок ускорения, значения $v_{n,plat}$, $v_{e,plat}$, t сохраняются как новые значения предыдущего шага.

Решение о необходимости перепланирования траектории основывается на трёх независимых критериях, объединяемых операцией логического ИЛИ. Первый критерий соответствует ситуации в точке старта, столбец $[\text{num_wp}, \text{Wp}_1, \text{Wp}_3, \text{Wp}_3, \text{Wp}_4, \text{Wp}_5]^T$ заполняется нулями, что характеризует начальное состояние модуля. Второй критерий - timer_expired - активируется при превышении интервала replan_dt = 3с с момента последней итерации. Третий критерий - flag_need ≥ 0.5 - соответствует поступлению явного запроса от вышестоящего модуля. Если ни один из критериев не выполняется, модуль возвращает кэшированное значение без перерасчёта, что существенно снижает вычислительную нагрузку.

В случае принятия решения о перепланировании выполняется последовательность вычислений по описанному в подразделе 4.6 алгоритму. Сначала оценивается горизонтальная дистанция до платформы:

$$d_{plat} = ||p_{uav} - p_{plat}|| = \sqrt{(p_{n,plat} - p_n)^2 + (p_{e,plat} - p_e)^2} \quad (51)$$

ВКР УлГТУ

Далее формируется время прогноза с насыщением по уже описанной формуле $t_{pred} = \text{clip}(\frac{d_p lat}{\max(V_g,1),5,60})$. Знаменатель защищён от нуля операцией $\max(V_g,1)$, что физически интерпретируется как запрет на бесконечное время прогноза при неподвижном БВС. Прогнозируемые координаты платформы вычисляются по уравнениям равноускоренного движения, после чего корректируются на ветровой снос в соответствии с компонентами ветра$w_n = \text{xhat}(15), w_e = \text{xhat}(16)$. Время полёта до точки касания оценивается как $t_{td} = \frac{||p_{pred} - p_{uav}||}{\max(V_g,1)}$, а ветровая поправка применяется с коэффициентом 0.5, отвечающим за половинную компенсацию, исключающую переход от ошибки измерения в ошибку управления.

Геометрия коридора захода вычисляется на основе вектора заданных высот над платформой $h_{AGL} = [80,40,15,3,0]^T$ м и расписания воздушной скорости V_a. Расстояния позади точки касания формируются как $d_{behind} = \frac{h_{AGL}}{\tan(|\gamma_{glide}|)}$, при этом обязательно используется именно модуль угла глиссады. В исходной версии модуля использование $\tan(\gamma_{glide})$ с $\gamma_{glide} = -5^o$ давало отрицательные значения d_behind, вследствие чего точки коридора оказывались впереди прогнозируемой точки касания, что соответствовало некорректному захвату с противоположного направления. Введение модуля устраняет этот дефект.

Окончательно формируется матрица путевых точек wpp размерности Nx5, после чего она транспонируется и развёртывается в столбец порядком reshape(wpp', 5·N, 1), к которому добавляется первый элемент, равный 5 (число фактически заданных точек). Полученный вектор сохраняется в

ВКР УлГТУ

cached_out, переменная last_replan_t обновляется до текущего значения времени, и вектор возвращается на выход модуля.

3.4. МЕНЕДЖЕР ПУТИ

Модуль path_manager.m выполняет функцию управления путевыми точками: он принимает массив путевых точек, сформированный планировщиком, и формирует описание текущего участка пути для дальнейшего использования модулем path_follow. Входной интерфейс модуля содержит количество путевых точек, сам массив путевых точек размером 5·N (столбец), 20-элементный вектор оценок состояния БВС xhat и текущее время моделирования t. Выходной вектор имеет размерность 34 и содержит флаг типа траектории flag (1 - линия, 2 - окружность), уставку воздушной скорости $V_{a,d}$, опорную точку r (3 элемента), единичный направляющий вектор q (3 элемента), центр окружности c (3 элемента, заполняемые нулями для прямолинейного участка), радиус окружности ρ, признак направления обхода λ, и флаг необходимости перепланирования flag_need_new_waypoints. r - это точка, через которую проходит путь. Не обязательно начало или конец отрезка, это любая опорная точка, лежащая на нём. Она нужна, чтобы "зацепить" линию за конкретное место в пространстве - без неё вектор направления болтался бы в воздухе, не привязанный ни к чему. q - вектор направления (53).

Логика работы модуля разделяется на два случая. Первый случай - пунктов маршрута нет (num_waypoints = 0). В этой ситуации модуль генерирует траекторию "прямо по курсу" на основе текущих координат и курса БВС. Опорная точка r устанавливается в текущее положение, вектор наведения q вычисляется как $[\cos(\chi); \sin(\chi); 0]$, где χ - текущий курс из xhat. Управляющая скорость устанавливается на номинальное значение ($V_{a,d}$ = P.Va0), а флаг flag_need_new_waypoints запускает генерацию путевых

ВКР УлГУ

точек на следующем шаге модулем path_planner. Такое поведение обеспечивает безопасную инициализацию системы: даже при отсутствии плана БПЛА продолжает лететь по прямой и не теряет управление.

Второй случай касается обычного следования по траектории, когда коридор уже определен. Модуль распаковывает массив путевых точек с помощью reshape(in(wp_start:wp_end), 5, N), в результате чего получается матрица размером 5xN. Текущий сегмент траектории определяется парой w_prev = waypoints(1:3, idx-1) и w_curr = waypoints(1:3, idx), где idx - текущее значение переменной waypoint_index. Опорная точка r отождествляется с w_prev (без изменения знака координаты "вниз", как того требует система координат NED), а вектор направления формируется как:

$$q = \frac{(w_{curr} - w_{prev})}{(||w_{curr} - w_{prev}|| + \varepsilon)} \tag{52}$$

где ε = 10^{-6} предотвращает деление на нуль.

Геометрия траектории рассчитывается в инерциальной системе отсчета NED (26). Текущее положение БВС обозначается как $\text{pos} = [p_n; p_e; -h]$. Вектор $\text{seg}_{vec} = w_{curr} - w_{prev}$ и его длина $\text{seg}_{len} = ||\text{seg}_{vec}||$ позволяют сформировать нормализованный вектор наведения:

$$q = \frac{\text{seg}_{vec}}{\text{seg}_{len} + \varepsilon} \tag{53}$$

Вектор отклонения $d = \text{pos} - w_{prev}$ проецируется на текущее направление отрезка с помощью скалярного произведения $s = d \cdot q$, что дает продольную координату вдоль отрезка. Проекция текущего положения БВС на сегмент вычисляется как $\text{proj} = w_{prev} + s \cdot q$ (54), а вектор поперечного отклонения - как $e_{vec} = \text{pos} - \text{proj}$. Из вектора e_{vec} извлекаются две

ВКР УлГТУ

независимые компоненты. Горизонтальная поперечная ошибка соответствует расстоянию от БВС до проекции сегмента на горизонтальную плоскость. Вертикальная ошибка выражает отклонение от запланированной высоты на текущем сегменте. Также вычисляется расстояние от БВС до текущей путевой точки $\text{dist_to_wp} = ||w_{curr} - \text{pos}||$ и используется при переключении между полётными фазами.

Логика переключения путевых точек реализована в виде составного логического выражения с тремя пороговыми значениями: $\text{min_progress} = 0.9 \cdot \text{seg_len}$ (продольное продвижение по отрезку), $\text{vertical_capture} = (|\text{e_vert}| < 5.0)$ (вертикальное захватывание), $\text{lateral_capture} = (\text{e_lat} < 25)$ (горизонтальное захватывание). Описанная схема обеспечивает плавное переключение между отрезками и предотвращает пропуск путевых точек при сильных боковых возмущениях.

3.5. СЛЕДОВАНИЕ ПО ТРАЕКТОРИИ

Модуль path_follow реализует наиболее сложную часть системы наведения, объединяя в себе L1-навигацию для бокового канала, формирование "движущейся" глиссады для продольного канала и идентификацию текущей фазы полёта. Входной вектор модуля содержит 40 элементов: первые 33 элемента соответствуют выходу path_manager, а последние 7 элементов соответствуют состоянию платформы. Выходной вектор имеет размерность 5: уставка воздушной скорость $V_{a,c}$, уставка высоты h_c, уставка курса χ_c, упреждение по крену φ_{ff} и идентификатор текущей фазы unified_phase.

Распаковка входных данных производится по строгому индексному соответствию. Из первого блока (выход path_manager) извлекаются уставка воздушной скорости $V_{a,d}$, опорная точка $r = [r_n; r_e; r_d]$ и направляющий вектор $q = [q_n; q_e; q_d]$(53). Из элементов 14-33 распаковывается вектор xhat:

ВКР УлГУ

положение $p_n = \text{uu}(14)$, $p_e = \text{uu}(15)$, высота $h = \text{uu}(16)$, путевая скорость $V_g = \text{uu}(26)$, курс $\chi = \text{uu}(27)$. Из последних семи элементов извлекается состояние платформы: $p_{n,c} = \text{uu}(34)$, $p_{e,c} = \text{uu}(35)$, $p_{d,c} = \text{uu}(36)$, $v_{n,c} = \text{uu}(37)$, $v_{e,c} = \text{uu}(38)$. Вертикальное положение платформы получается из координаты "вниз": $h_{plat} = -p_{d,c}$, скорость платформы передается как модуль горизонтальной составляющей: $V_{car} = ||[v_{n,c}; v_{e,c}]||$, курс платформы - как plat_heading = atan2($v_{e,c}$, $v_{n,c}$).

Точка касания формируется как смещение от текущего положения платформы вдоль её направления движения на расстояние P.touchdown_distance, что соответствует геометрическому положению центра платформы. Важно отметить, что эта точка пересчитывается на каждом шаге и движется вместе с платформой, а не фиксируется в момент захода.

$$p_{n,td} = p_{n,c} + \text{P.touchdown_distance} \cdot \cos(\psi_{plat}) \tag{54}$$

$$p_{e,td} = p_{e,c} + \text{P.touchdown_distance} \cdot \sin(\psi_{plat}) \tag{55}$$

Пока БВС находится на значительном расстоянии от платформы - при продольном расстоянии между объектами s_along, превышающем 75 м, БВС считается находящимся в режиме нормального крейсерского полёта; - это первая фаза. Когда БВС приближается и начинает выход на траекторию глиссады, начинается вторая фаза. Затем, по мере снижения, активируется третья фаза - полёт по глиссаде над платформой (когда s_along превышает 20 м или вертикальное расстояние превышает 3 м), за которой следует четвёртая фаза - выравнивание перед приземлением (когда вертикальный зазор превышает 0.4 м). Любое состояние, не соответствующее ни одному из этих условий, автоматически определяется как пятая фаза - приземление. Кроме того, введено защитное условие: если летательный аппарат опускается более

ВКР УлГУ

чем на 8 м ниже заданной глиссады (alt_error $<$ -8) при продольном расстоянии, превышающем 20 м, фаза принудительно снижается до 2. Такая конструкция обеспечивает восстановление высоты до уровня заданной траектории захода на посадку, предотвращая опускание БВС ниже глиссады на этапе пролета над платформой.

Высота захода на посадку рассчитывается не напрямую по геометрической траектории глиссады, а с помощью эталонного уклона высоты h_ref_ramp с ограничениями на скорости снижения и набора высоты (параметры max_sink_rate и max_climb_rate), а также с помощью фильтра низких частот, который устраняет скачки при переходах между фазами, $\alpha = 0.3$ с. В совокупности эти два элемента формируют плавную траекторию снижения, защищая контур управления высотой от резких изменений заданного значения при переходах между фазами.

Кроме того, был введена полоса пропускания с нижним пределом заданной высоты. На этапах 1-3 он не допускает установку высоты более чем на 1 м выше уровня платформы, а на этапах 4-5 открывается до значения h_platform – 0.47, позволяя спуститься до уровня платформы. Именно этот механизм физически предотвращает спуск БВС ниже каркаса на этапах сближения. Момент приземления определяется условием, при котором моделирование останавливается - когда вертикальное расстояние между БВС и платформой находится в диапазоне от -0.5 до 0.1 м.

ВКР УлГУ

3.6. МОДУЛЬ АВТОПИЛОТА

Модуль autopilot_landing является ключевым звеном САУ и реализует контуры стабилизации с непосредственным формированием сигналов от исполнительных органов: руля высоты δ_e, элеронов δ_a, руля направления δ_r и уровня тяги двигателя δ_t. Входной вектор модуля имеет размерность 32 элемента и содержит оценки состояния БВС, задающие воздействия от

вышестоящего модуля path_follow: уставка воздушной скорости V_{a_c}, уставка по высоте h_c, уставка курсового угла χ_c, упреждение по углу крена φ_{ff} от L1-навигации, идентификатор фазы полёта unified_phase, опорную скорость изменение высоты $\dot{h}_{ref}$, системное время и состояние подвижной платформы. Выходной вектор имеет размерность 19 элементов: первые четыре несут четыре сигнала исполнительным органам и замыкают физический контур управления через блок аэродинамических сил и моментов, остальные пятнадцать элементов содержат служебную и диагностическую информацию, используемую при анализе результатов моделирования (повторение задающих воздействий, признак активации режима посадки, текущую фазу, вертикальное расстояние между БВС и платформой).

На основе горизонтальной скорости платформы вычисляется её модуль $V_{car} = ||[v_{n,c}; v_{e,c}]||$, а из координаты "вниз" высота поверхности платформы h_platform = $-p_{d_c}$, положительная вверх. Признак активации режима посадки landing_active формируется по правилу: если unified_phase ≥ 2, переменные landing_active и current_phase получают значения 1 и unified_phase соответственно, иначе они сохраняют свои значения по умолчанию (0 и 1). Таким образом, фазы 2-5 трактуются автопилотом как "посадочные" и активируют ряд специальных режимов работы - передачу скорости платформы в TECS, переключение на регулятор тяги в режиме выравнивания, - а фаза 1 соответствует обычному маршрутному полёту без специфики, связанной с движущейся платформой.

Боковая часть автопилота построена в виде трёхзвенной каскадной цепочки. Внешнее звено - регулятор курса course_hold - формирует заданный угол крена φ_c по ошибке между χ_c и $\hat{\chi}$. К полученному значению прибавляется упреждающий сигнал ϕ_{ff}, поступающий от L1-навигации, после чего сумма насыщается в пределах ±P.phi_max:

$$\varphi_{c\ sat} = \text{sat}(\varphi_{c\ course} + \varphi_{ff}, \text{P.phi_max}, -\text{P.phi_max})$$

ВКР УлГТУ

Среднее звено - регулятор крена roll_hold - формирует отклонение элеронов δ_a по ошибке угла крена и текущей угловой скорости p. Третье звено - регулятор скольжения sideslip_hold - формирует отклонение руля направления δ_r из условия подавления бокового скольжения ($\beta_c = 0$).

Продольная часть автопилота организована в виде составной системы энергетического управления (TECS), выход которой по тяге в финальной стадии посадки перехватывается специализированным регулятором выравнивания. Перед вызовом TECS_controller скорость платформы передаётся в виде Vcar_for_TECS = V_{car}, если landing_active = 1, и Vcar_for_TECS = 0, в противном случае - этим исключается влияние движения платформы на обычный крейсерский полёт и обеспечивается активация энергетической компенсации движения подложки только в посадочных фазах. На выходе TECS_controller формируются заданный угол тангажа θ_c и уровня тяги двигателя δ_t; упарвляющий угол θ_c далее передаётся регулятору тангажа pitch_hold, формирующему окончательное отклонение руля высоты δ_e.

Финальный блок выходного контура реализует переопределение тяги в режиме выравнивания и касания: при выполнении условия landing_active $\wedge$ current_phase $\geq$ 4 значение δ_t, ранее сформированное TECS, заменяется выходом функции flare_throttle, поддерживающей минимальную безопасную воздушную скорость.

ВКР УлГУ

3.6.1 TECS регулятор

Функция TECS_controller реализует обе ветви системы энергетического управления в едином программном модуле, что позволяет синхронизировать обращение к общему набору persistent-переменных и обеспечивает когерентность работы обоих каналов: регулятор тяги и регулятор тангажа. Внутреннее состояние функции поддерживается семью persistent-

переменными: интеграторами ошибок полной энергии и энергетического баланса integrator_E и integrator_D, значениями ошибок на предыдущем такте eps_E_d1 и eps_D_d1 (используемыми в правиле трапеции и в детекции смены знака), значениями воздушной скорости и высоты на предыдущем такте Va_d1 и h_d1 (для численного дифференцирования), а также фильтрованной скоростью изменения высоты hdot. При условии flag == 1 либо при пустом значении integrator_E выполняется инициализация, в которой интеграторы и ошибки предыдущего такта обнуляются, переменные Va_d1 и h_d1 принимают текущие измеренные значения (а не нуль, что предотвращает выбросы в численных производных на первом такте), а hdot устанавливается в нуль.

Опорная скорость изменения полной энергии $\dot{E}_{ref}$ задаётся напрямую внешним сигналом $\dot{h}_{ref}$: при неизменной опорной воздушной скорости весь прирост полной энергии приходится на вертикальную составляющую, поэтому отдельного слагаемого по скорости здесь не возникает. Измеренное значение той же величины складывается из кинетического и потенциального вкладов:

$$\dot{E}_{meas} = \frac{V_a \cdot \dot{V}_a}{g} + \dot{h} \tag{57}$$

Полная энергия и энергетический баланс, как опорные, так и измеренные, рассчитываются по классическим соотношениям системы TECS [4]:

$$\mathrm{E_ref} = \frac{V_{a,c}^2}{2g} + h_c, \qquad \mathrm{E_meas} = \frac{V_a^2}{2g} + h \tag{58, 59}$$

$$\mathrm{D_ref} = h_c - \frac{V_{a,c}^2}{2g}, \qquad \mathrm{D_meas} = h - \frac{V_a^2}{2g} \tag{60, 61}$$

ВКР УлГУ

а ошибки регулирования определяются как разности опорных и измеренных величин: $\varepsilon_E = \text{E_ref} - \text{E_meas}$, $\varepsilon_D = \text{D_ref} - \text{D_meas}$.

Геометрическая интерпретация перехода к энергетическим переменным предполагает поворот осей координат в плоскости $\left(h, \frac{V^2}{2g}\right)$ на угол $\frac{\pi}{4}$: тяга в первую очередь изменяет полную энергию системы, тогда как элероны перераспределяют её между потенциальной и кинетической формами, не изменяя их сумму.

Перед обновлением значений интеграторов выполняется проверка на изменение знака ошибки. Если знак не совпадает со знаком предыдущего значения $\varepsilon_{E,d1}$, а само $\varepsilon_{E,d1}$ отлично от нуля, интегратор integrator_E принудительно обнуляется; то же правило применяется к integrator_D. Условие ненулевого предыдущего значения необходимо для предотвращения паразитного сброса на первом шаге в точке старта, когда $\varepsilon_{E,d1}$ еще не инициализированно. При приближении к опорному значению с противоположной стороны заряд, накопленный интегратором во время фазы большой интегральной ошибки, разряжался бы слишком медленно и вызывал перерегулирование, сброс в момент пересечения нуля устраняет этот эффект.

Управляющее воздействие на канал тяги формируется в три этапа. Сначала вычисляется упреждающее слагаемое, учитывающее энергетический вклад движения самой платформы,

$$\Delta E_{ff} = - V_{car} \cdot \sin(|\gamma_{gs}|) \tag{62}$$

Затем задаётся воздействие на дроссельную заслонку $\delta_{t,trim} = 0.65$, отвечающая среднему уровню тяги в крейсерском полёте. Затем по правилу

ВКР УлГУ

трапеции строится пробный сигнал с предварительным приращением интегратора:

$$\delta_{t,unsat} = \delta_{t,trim} + k_{T,p} \cdot \varepsilon_E + k_{T,i} \cdot (I_E + (\frac{T_s}{2})(\varepsilon_E + \varepsilon_E, d1)) + \frac{\dot{E}_{ref} + \Delta E_{ff}}{P_{scale}} \quad (63)$$

На третьем этапе проверяется условие активации ограничителя anti-windup: если $\delta_{t,unsat} \geq$ P.delta_t_max и одновременно $\varepsilon_E > 0$, либо $\delta_{t,unsat} \leq 0$ и $\varepsilon_E < 0$, то интегратор не обновляется; в противном случае выполняется стандартное приращение по правилу трапеции. Данный механизм образует второй уровень защиты интегратора и не препятствует интегрированию, когда ошибка выводит сигнал из зоны насыщения, что обеспечивает быстрое восстановление регулирования после устранения возмущающего воздействия, преводящего к насыщению. Итоговое δ_t рассчитывается с использованием уже обновлённого интегратора и насыщается в пределах [0, P.delta_t_max].

Контур управления тангажом строится по той же логике. Упреждающая составляющая перераспределения энергии отражает кинематическую зависимость между скоростью изменения высоты и углом наклона глиссады и записывается в виде:

$$ff_D = \arcsin\left(\text{clamp}\left(\frac{\dot{h}_{ref}}{\max(V_a,1)}, 0.9, -0.9\right)\right) \quad (64)$$

Операция arcsin - это обращение соотношения $\dot{h} = V_a \cdot \sin\gamma$. То есть уравнение берёт заданную вертикальную скорость и восстанавливает из неё угол наклона траектории, который необходим, чтобы эту скорость выдержать. При идеальной отработке глиссады результат равен γ_{gs}. Здесь ff_D- это и есть

ВКР УлГУ

упреждающая оценка угла глиссады, выраженная не через сам γ_{gs}, а через эквивалентную ему опорную вертикальную скорость.

Ограничение аргумента функции арксинуса в пределах [-0.9, +0.9] предотваращает выход функции за пределы области определения при больших значениях $\dot{h}_{ref}$, а нижней границы знаменателя единицей - предотвращает деление на нуль при малых воздушных скоростях. Ненасыщенное значение заданного угла тангажа формируется как

$$\theta_{c,unsat} = k_{D,p} \cdot \varepsilon_D + k_{D,i} \cdot (I_D + \frac{T_s}{2}(\varepsilon_D + \varepsilon_{D,d1})) + ff_D \qquad (65)$$

и проверка условия anti-windup имеет вид: если $\theta_{c,unsat} \geq$ P.theta_c_max и $\varepsilon_D > 0$, либо $\theta_{c,unsat} \leq -$P.theta_c_max и $\varepsilon_D < 0$, обновление интегратора блокируется.

3.6.1 Регулятор выравнивания

Функция flare_throttle отвечает за управление тягой двигателя на фазах 4 и 5 (выравнивание и касание), когда приоритет смещается от точного управления полной энергией к гарантированному сохранению минимальной безопасной воздушной скорости. Регулятор имеет пропорционально-интегральную структуру с тем же двухуровневым механизмом anti-windup, что и каналы TECS: проверка смены знака ошибки сбрасывает интегратор, а проверка условия ограничения по верхнему и нижнему пределам блокирует его обновление при насыщении в направлении, усиливающем насыщение. Целевое значение скорости на этапе выравнивания определяется выражением $V_{a,flare} = \max(V_{a,c}, \text{P.Va_min})$: этим гарантируется, что даже при низком значении $V_{a,c}$, формируемом предыдущими модулями, фактическая уставка не опускается ниже минимально допустимой по запасу до сваливания. Ошибка ε = V_a,flare - V_a обрабатывается двумя последовательными ПИ-регуляторами: при формировании тестового сигнала $\delta_{t,unsat}$ и собственно

ВКР УлГУ

выходного значения δ_t. Пределы насыщения установлены как [P.delta_t_idle, 1.0]: нижняя граница допускает сброс газа до значения холостого хода (не в полный нуль, что соответствует физической невозможности немедленной остановки двигателя), верхняя - полную тягу.

3.10.3 Регуляторы стабилизации углового движения

Четыре регулятора углового движения: course_hold, roll_hold, sideslip_hold и pitch_hold реализуют стабилизацию аппарата и оформлены как вложенные функции автопилота. Регулятор курса course_hold реализует пропорционально-интегральную структуру с выражением для ошибки, учитывающим цикличность углового пространства [claude, sonnet 4.6]:

$$e_\chi = \mathrm{mod}((\chi_c - \chi) + \pi, 2\pi) - \pi \tag{66}$$

Данное выражение гарантирует, что $e_\chi \in (-\pi, +\pi]$, то есть регулятор всегда выбирает кратчайший путь поворота. Без модульной арифметики при курсах, близких к границе $(-\pi; +\pi]$, регулятор генерировал бы команду на поворот почти на полный круг: например, при χ_c=179º и χ=-179º фактическая разница в кратчайшем направлении составила бы всего 2º, тогда как буквальная разница – 358º. После вычисления ошибки выполняется проверка смены знака для сброса интегратора, генерируется тестовый сигнал $\varphi_{c,unsat} = \mathrm{up} + \mathrm{ui_tentative}$, проверяется условие ограничения $((\varphi_{c,unsat} \geq \mathrm{P.phi_max} \wedge e_\chi > 0) \vee (\varphi_{c,unsat} \leq -\mathrm{P.phi_max} \wedge e_\chi < 0))$, и, при необходимости, интегратор обновляется с использованием правила трапеции. Конечный угол управления креном ограничивается в пределах ±P.phi_max. Контроллер крена roll_hold принимает задающее воздействие φ_c, текущее измерение φ и угловую скорость p. Ошибка вычисляется напрямую без модульной арифметики, поскольку угол крена физически ограничен значениями, не превышающими по величине $\frac{\pi}{2}$ для БВС самолётного типа, и

ВКР УлГУ

вряд ли подвержен явлению замка Кордана. Регулятор имеет пропорционально-демпфирующую структуру

$$\delta_a = k_{\varphi,p} \cdot (\varphi_c - \varphi) - k_{\varphi,d} \cdot p \tag{67}$$

Отсутствие интегрального члена в этом канале соответствует стандартной практике проектирования автопилотов для самолётов: значение угла крена в установившемся режиме сбрасывается внешним регулятором рыскания, тогда как интеграция в канале крена приводит к низкочастотным колебаниям, которые невозможно компенсировать за счет ограниченной полосы пропускания элеронов. Структура ПД обеспечивает более жесткое и предсказуемое поведение, что особенно важно на этапах посадки, когда требуется быстрая и точная реакция на отклонения крена. Знак "минус" в дифференциальном члене физически соответствует противодействию угловой скорости и обеспечивает усиленное демпфирование коротко-периодических колебаний в канале крена.

Закон управления скольжением на крыло sideslip_hold имеет пропорционально-интегральную структуру, идентичную по форме закону управления курсом, но без модульной обработки ошибки. При координированном полете заданная величина β_c всегда равна нулю и передается в функцию в виде явной константы при ее вызове из основной функции автопилота. Ошибка $e_\beta = \beta_c - \beta = -\beta$ последовательно проходит проверку на смену знака, формирование ненасыщенного сигнала $\delta_{r,unsat} = \text{up} + \text{ui_tentative}$, проверку условия ограничения и, при необходимости, обновление интегратора. Итоговое значение ограничивается в пределах ±P.delta_r_max. Подавление установившегося скольжения интегральным каналом особенно важно при работе с асимметричными возмущениями: боковым ветром, несимметричной тягой, несбалансированностью аэродинамики, которые в установившемся режиме создают

ВКР УлГУ

постоянное скольжение на крыло, не компенсируемое чисто пропорциональным регулятором.

Регулятор тангажа pitch_hold имеет полную ПИД-структуру с раздельным интегрированием ошибки и демпфированием по угловой скорости q:

$$\delta_e = k_{\theta,p} \cdot (\theta_c - \theta) + k_{\theta,i} \cdot \int (\theta_c - \theta) dt - k_{\theta,d} \cdot q \qquad (68)$$

Интегральная составляющая компенсирует балансировочные смещения, обусловленные несовпадением фактического центра тяжести с расчётным, несбалансированностью аэродинамики при различных режимах работы двигателя или асимметрией обвеса полезной нагрузки. Демпфирование по q обеспечивает подавление короткопериодических колебаний и предотвращает раскачку аппарата при резких командах по тангажу. Принципиальной особенностью реализации anti-windup в этом регуляторе является инверсия знаков в условии активации clamping:

$$(\delta_{e,unsat} \geq \text{P.delta_e_max} \wedge e_\theta < 0) \vee (\delta_{e,unsat} \leq -\text{P.delta_e_max} \wedge e_\theta > 0) \quad (69)$$

Эти знаки инвертированы по сравнению с регуляторами курса, крена и скольжения, что отражает принятую в коде конвенцию знаков отклонения руля высоты: положительное δ_e соответствует пикированию (опусканию носа), отрицательное - кабрированию. Соответственно, если $\theta < \theta_c$ (то есть $e_\theta > \theta$, нос слишком низко), для коррекции требуется отрицательное δ_e, и насыщение в сторону отрицательного предела должно блокировать интегратор именно при $e_\theta > \theta$. Игнорирование этой инверсии знаков привело бы к фактическому отсутствию anti-windup на критически важном канале тангажа в финальных фазах посадки, что грозило бы перерегулированием по углу тангажа в момент выравнивания.

ВКР УлГТУ

3.6.3 Вспомогательные функции

Функция clamp выполняет двойную задачу: насыщение значения в заданных пределах и защиту от численных аномалий на входе. Прежде чем приступить к собственно ограничению, выполняется проверка на пустой массив, значение NaN или Inf; в любом из этих случаев функция возвращает 0, что предотвращает распространение некорректных значений по контурам управления и сохраняет работоспособность системы при кратковременных вычислительных сбоях в смежных модулях. Такие сбои потенциально могут возникать, например, при делении на 0 в неудачно инициализированных оценках фильтра Калмана, при выходе из области определения арксинуса или арктангенса вблизи граничных значений их аргументов, либо при возврате NaN из функции atan2 при нулевых аргументах. Без подобной защиты значение NaN, однажды попавшее в любую из persistent-переменных, остаётся в ней до конца симуляции и фактически блокирует работу всего регулятора. Примененная защита clamp образует выходной фильтр для каждого регулятора, гарантируя корректность сигналов, передаваемых в контуры управления.

3.7. ВЫВОДЫ ГЛАВЫ 3

Для реализации предложенных методов построена модель БВС самолетного типа и модели движущейся платформы, фрагменты модели представлены в ПРИЛОЖЕНИИ А. Динамика БВС описывается уравнениями жёсткого тела в системе из шести степеней свободы (6-DOF). В качестве силовых и моментных характеристик используются стандартные аэродинамические коэффициенты (подъёмной силы, силы лобового сопротивления, моментов тангажа, рысканья и крена) в зависимости от углов атаки и рыскания. Модель силовой установки формирует тягу винта в зависимости от уставки положения дроссельной заслонки, задающей режим работы двигателя. Модель ветровой обстановки включает константный горизонтальный ветер, а также возмущения, при необходимости

ВКР УлГУ

генерируемые по спектру. Модель движущейся платформы (например, мобильной станции) задаёт её положение (p_{n_c}, p_{e_c}) и высоту h_{plat}, а также горизонтальную скорость (v_n, v_c). В отличие от БВС, платформа движется с заранее заданной скоростью и курсом; в симуляции эти параметры могут быть постоянными или заданы функцией времени (например, маневр разворота). Оценка состояния платформы производится фильтром Калмана или даётся как известная величина, поступающая в блок наведения. Модель платформы также включает угол её рысканья ψ_p и позволяет вычислять, например, целевую точку касания на основе этой величины и заданного расстояния до точки касания.

Таким образом, реализация модели MATLAB/Simulink включает реализацию полной динамики БВС (6-DOF) с учётом аэродинамических сил и сил двигателя, двухкомпонентную модель ветра; модель движения платформы. Эти модели используются для проведения численного эксперимента и тестирования схемы наведения и управления.

ВКР УлГУ

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе рассматривается проблема совершенствования архитектуры системы автоматического управления (САУ) для посадки беспилотного летательного аппарата на движущуюся наземную платформу. Поставленная цель была достигнута путем разработки алгоритмов управления и стабилизации, реализованных с помощью имитационных моделей в среде MATLAB/Simulink.

В ходе исследования были решены все задачи, сформулированные во введении.

Был проведён всесторонний анализ современной научной литературы по автоматической посадке БВС авиационного типа на движущуюся платформу. Анализ показал, что эффективное решение этой задачи требует комплексного подхода: сочетания методов геометрической навигации и фильтрации, управления энергией и оценки состояния, интегрированных в рамках единой иерархической архитектуры бортовых систем управления.

Была разработана подробная математическая модель динамики БВС с шестью степенями свободы (6-DOF), учитывающая аэродинамические силы и моменты, нелинейную модель тангажа с сигмоидальным сглаживанием, модель двигателя БВС, а также двухкомпонентную модель ветровых возмущений (постоянная составляющая и турбулентные порывы). Параллельно с этим была создана кинематическая модель подвижной платформы, описывающая её положение, скорость и курс.

Была разработана и реализована каскадная иерархическая архитектура автопилота, основанная на принципе разделения временных масштабов и включающая четыре функциональных модуля: планировщик траектории (path_planner), менеджер путевых точек (path_manager), модуль следования по траектории (path_follow) и автопилот (autopilot_landing). Для управления поперечным движением был выбран алгоритм навигации L1, обеспечивающий стабильное следование по траектории при боковом ветре

ВКР УлГУ

без жесткой временной привязки; для управления продольным движением - система управления полной энергией TECS, исключающая аногонизм между каналами высоты и скорости (Б4). Контуры автопилота реализуются с помощью классических ПИД-регуляторов с двухступенчатой защитой интеграторов от перерегулирования (механизмы сброса при пересечении нуля и ограничения полосы пропускания).

Был разработан и реализован предиктивный алгоритм для формирования адаптивной траектории. Контур планирования формирует коридор посадки из пяти путевых точек на основе прогнозируемого положения платформы, которое рассчитывается с помощью кинематической модели равноускоренного движения с отфильтрованной оценкой ускорения. Были реализованы адаптивное время прогнозирования, компенсация ветрового сноса при наведении в точку касания и был получен убывающий график управляемой скорости полета с гарантированным запасом по скорости снижения (ПРИЛОЖЕНИЕ Б.3).

Верификация разработанных алгоритмов осуществлялась путём имитационного моделирования в MATLAB и Simulink. Моделирование подтвердило успешную посадку БВС на подвижную платформу с отклонением от центра платформы не более 80 см в продольном движении и 50 см в боковом движении при скорости платформы до 50 км/ч (ПРИЛОЖЕНИЕ Б.1-Б.2). Экспериментальная проверка подтвердила работоспособность алгоритмов при северном ветре (3-6 м/с) и восточном ветре (до 6 м/с), что свидетельствует об устойчивости предложенных решений к ветровым нагрузкам.

Результат совместного применения навигации L1 (ПРИЛОЖЕНИЕ Б.4) и TECS (ПРИЛОЖЕНИЕ Б.5) в рамках иерархической архитектуры с предиктивным планированием обеспечивает стабильное и скоординированное следование "гибким" траекториям при ограниченных вычислительных ресурсах бортовой авионики. Предложенные решения

ВКР УлГУ

расширяют функциональные возможности беспилотных систем и позволяют улучшить качественные характеристики продукции, в частности за счет сокращения времени подготовки летательного аппарата к повторному вылету. Многообещающими направлениями для дальнейших исследований являются интеграция реального фильтра Калмана для оценки состояния платформы, учет ухудшения качества канала связи с переходом в автономный резервный режим, а также летные испытания в реальных условиях для верификации результатов имитационного моделирования.

Новизна данной работы носит преимущественно инженерно-интеграционный, а не изобретательский характер; патентоспособность отдельных блоков низкая, потенциально патентоспособна лишь специфическая совокупность признаков, и то после FTO-анализа.

ВКР УлГУ

ЛИТЕРАТУРА

1. Беспилотные летательные аппараты : справочное пособие / Воронеж : Изд-во Полиграфический центр «Научная книга», 2015. - 616 с.
2. Биард, Р. У. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика / Р. У. Биард, Т. У. МакЛэйн. - Москва : ТЕХНОСФЕРА, 2015. - 312 с.
3. Beard, R. W. Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice / R. W. Beard, T. W. McLain. - 2nd ed. - Princeton : Princeton University Press, 2024.
4. Амелин, К. С. Алгоритм уточнения местонахождения лёгкого БПЛА на основе калмановской фильтрации измерений пеленгационного типа / К. С. Амелин, А. Б. Миллер // Информационные процессы. - 2013. - Т. 13, № 4. - С. 338-352. - EDN RRXSZT.
5. Формирование информационно-навигационного поля роботов воздушного и наземного базирования в урбанизированной среде / Ю. С. Баричев, О. П. Гойдин, В. П. Носков, С. А. Собольников // Известия ЮФУ. Технические науки.-2024-№1(237)-С.213-225-DOI 10.18522/2311-3103-2024-1-213-225. - EDN UTWPUV.
6. Сергеев, А. А. Управление автономной посадкой БПЛА самолётного типа на статическую и динамическую посадочные площадки по «гибким» кинематическим траекториям / А. А. Сергеев, А. Б. Филимонов, Н. Б. Филимонов // Мехатроника, автоматизация, управление. - 2021. - Т. 22, № 3. - С. 156-167. - DOI 10.17587/mau.22.156-167. - EDN NKWRYW.
7. Филимонов, А. Б. Методы «гибких» траекторий в задачах терминального управления вертикальными манёврами летательных аппаратов / А. Б. Филимонов, Н. Б. Филимонов // Проблемы управления сложными динамическими объектами авиационной и космической техники. - Москва : Машиностроение, 2015. - Гл. 2. - С. 51-110.
8. Семенов, С. С. Методы и модели принятия решений в задачах оценки качества и технического уровня сложных технических систем :

ВКР УлГУ

монография / С. С. Семенов, Е. М. Воронов, А. В. Полтавский, А. В. Крянев ; под ред. Е. Я. Рубиновича ; Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова РАН. - Москва : URSS : ЛЕНАНД, 2020. - 517 с. : ил., табл. - ISBN 978-5-9710-6335-3.

9. Карташов, Б. А. SimInTech. Применение информационных технологий в автоматическом управлении : учебное пособие / Б. А. Карташов, Е. А. Шабаев. - Москва : ДМК Пресс, 2025. - 582 с. - ISBN 978-5-93700-295-2.
10. Инерциальная навигация // Википедия : свободная энциклопедия. - URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Инерциальная_навигация (дата обращения: 16.11.2025).
11. Inertial navigation system // Wikipedia : the free encyclopedia. - URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Inertial_navigation_system (дата обращения: 16.11.2025).
12. Autonomous Landing of a UAV on a Moving Platform Using Model Predictive Control // Journal of Unmanned Vehicle Systems. - 2018. - Vol. 2, № 4. - P. 34. - URL: https://www.mdpi.com/2504-446X/2/4/34 (дата обращения: 12.05.2025).
13. Precise automated landing of a fixed-wing aircraft onto a moving platform. - URL: https://www.researchgate.net/publication/365926840_Precise_automated_landing_of_a_fixed-wing_aircraft_onto_a_moving_platform (дата обращения: 22.03.2026).
14. Total Energy Controller - ROSflight. - URL: https://docs.rosflight.org/latest/developer-guide/rosplane/controller/controller-total-energy (дата обращения: 03.04.2026).
15. Extended Kalman Filter Navigation Overview and Tuning - Dev documentation. - URL: https://ardupilot.org/dev/docs/extended-kalman-filter.html (дата обращения: 07.11.2025).
16. Paper on arXiv: Precise Navigation Algorithms for UAVs. - URL: https://arxiv.org/pdf/1804.04209 (дата обращения: 07.11.2025).
17. Eucass 2023: Advanced Control Strategies for UAVs. - URL: https://www.eucass.eu/doi/EUCASS2023-949.pdf (дата обращения: 08.11.2025).

ВКР УлГУ

18.Ordinary Differential Equations - MATLAB Documentation. - URL: https://mathworks.com/help/matlab/ordinary-differential-equations.html (дата обращения: 8.11.2025).

19.Park S., Deyst J., How J. P. A New Nonlinear Guidance Logic for Trajectory Tracking // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. - Providence, 2004. - Paper AIAA-2004-4900. - pp. 1-16.

20.Park S., Deyst J., How J. P. *Performance and Lyapunov Stability of a Nonlinear Path-Following Guidance Method* // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. - 2007. - Vol. 30, No. 6. - pp. 1718-1728.

21. Управление боковым движением летательного аппарата на основе полной энергии / С. А. Белоконь,А. П. Герасимова, Ю. Н. Золотухин, К. Ю. Котов, А. С. Мальцев // Автометрия. - 2025. - Т. 61, № 3. - С. 56. - DOI: 10.15372/AUT20250306. - EDN: PIDXXJ.

22. Lambregts, A. A. TECS Generalized Airplane Control System Design - An Update : NASA Technical Memorandum / A. A. Lambregts. - Washington, D. C. : NASA Langley Research Center, 2013. - P.18

23. Lambregts A. A. Vertical flight path and speed control autopilot design using total energy principles // Proc. of the AIAA Guidance and Control Conf. Gatlinburg, USA, 15-17 Aug., 1983. P. 559-569.

24. Stevens, B. L. Aircraft Control and Simulation: Dynamics, Controls Design, and Autonomous Systems / B. L. Stevens, F. L. Lewis, E. N. Johnson. - 3rd ed. - Hoboken, NJ : John Wiley & Sons, 2015. - P.768

25. Almeshal, A. M. A Review of Autonomous Landing Methods for Fixed-Wing UAVs on Moving Platforms / A. M. Almeshal, M. R. Alenezi // Sensors. - 2022. - Vol. 22, No. 21. - Art. 8478. - DOI 10.3390/s22218478.

26. ГОСТ Р 56122-2014. Воздушный транспорт. Беспилотные авиационные системы. Общие требования. - М. : Стандартинформ, 2014. - 12 с.

27. Kron A. Aircraft Control Systems and Methods Using Sliding Mode Control and Feedback Linearization : пат. US 12,019,456 B2 США : МПК G05D 1/00, G06F 17/11 / Kron Aymeric ; заявитель и патентообладатель Bombardier Inc. - № 17/038,441 ; заявл. 30.09.2020 ; опубл. 25.06.2024.

ВКР УлГТУ

28.Parker K. M., Engelbrecht J. A. A. Precise Automated Landing of a Fixed-Wing Aircraft onto a Moving Platform // MATEC Web of Conferences. - 2022. - Vol. 370. - Art. 05007 (RAPDASA 2022). - DOI 10.1051/matecconf/202237005007

29. PX4 Development Team. PX4 Autopilot User Guide. Fixed-Wing TECS (Total Energy Control System) [Электронный ресурс]. - URL: https://docs.px4.io/main/en/flight_stack/controller_diagrams.html (дата обращения: 02.06.2026).

30.ADIS16490: Tactical Grade, Six Degrees of Freedom Inertial Sensor : datasheet / Analog Devices, Inc. - Norwood, MA, 2019. - Rev. B. - URL: https://www.analog.com/en/products/adis16490.html (дата обращения: 17.06.2026).

31.Обзор компании MathWorks [Электронный ресурс] - https://www.mathworks.com/content/dam/mathworks/fact-sheet/2025-company-factsheet-8-5x11-8282v25.pdf (дата обащения: 02.06.2026)

32.Лазарева Т. Я., Мартемьянов Ю. Ф. Основы теории автоматического управления: Учебное пособие. 2-е изд., перераб. и доп. Там- бов: Изд-во Тамб. гос. техн. ун-та, 2004. 352 с.

33.Соловьев А. А. и др. Применение метода пропорциональной навигации при решении задач судовождения. Вестник МГТУ. 2022. Т. 25, № 4. С. 400-408. DOI: https://doi.org/10.21443/1560- 9278-2022-25-4-400-408

ВКР УлГТУ

Приложение А

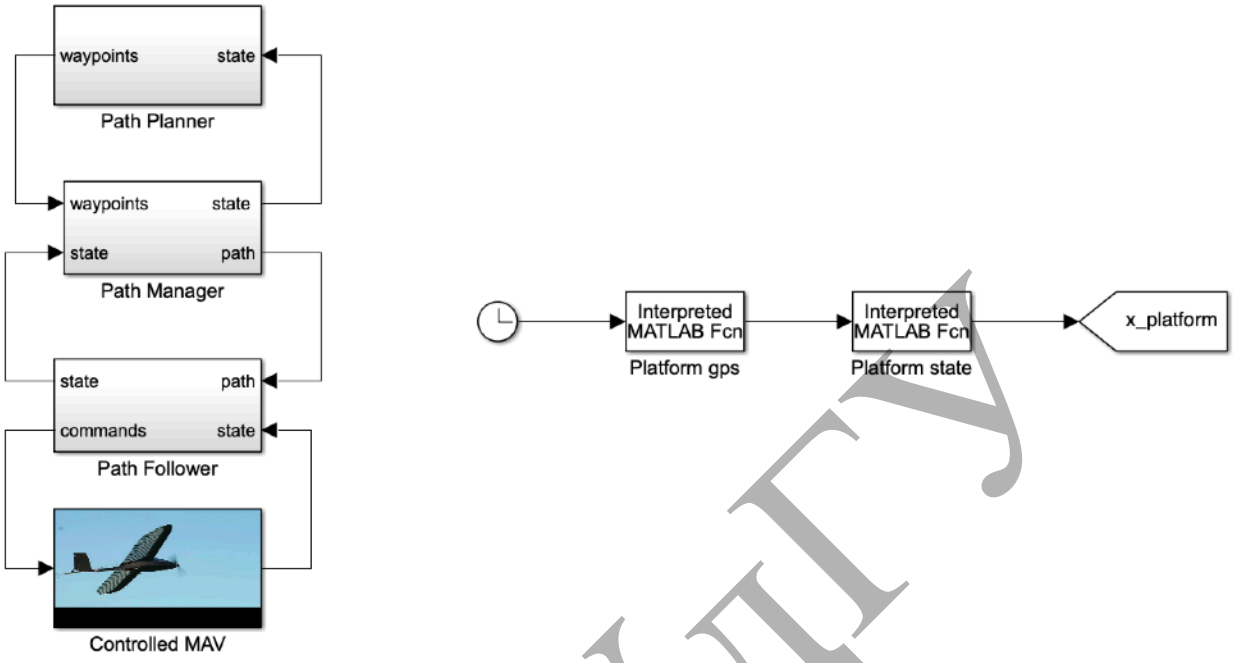


Рисунок А.1 – Схема модели автоватического управления

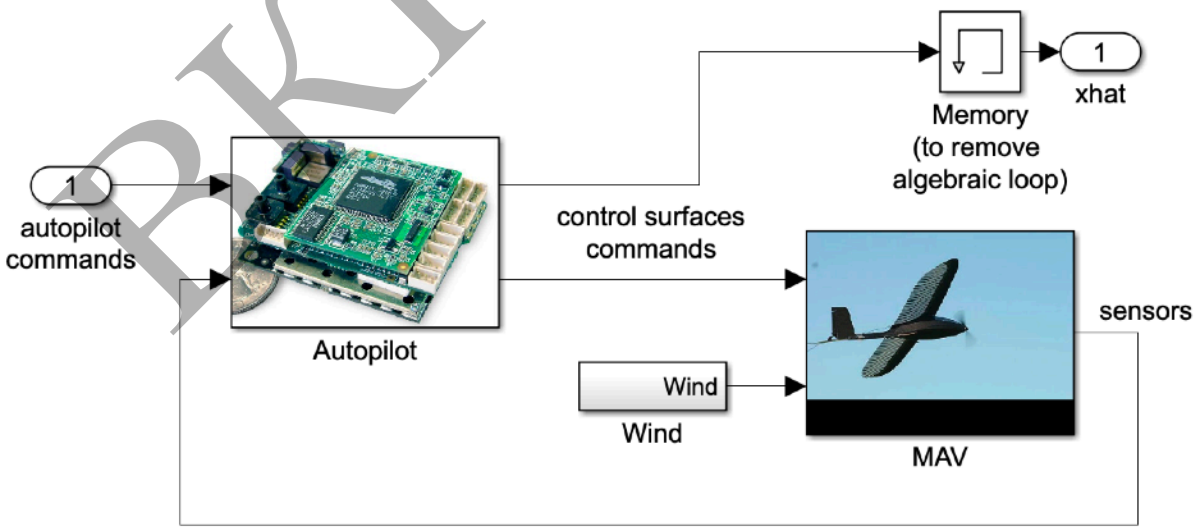


Рисунок А.2 - Схема модели БВС

ВКР УдГУ

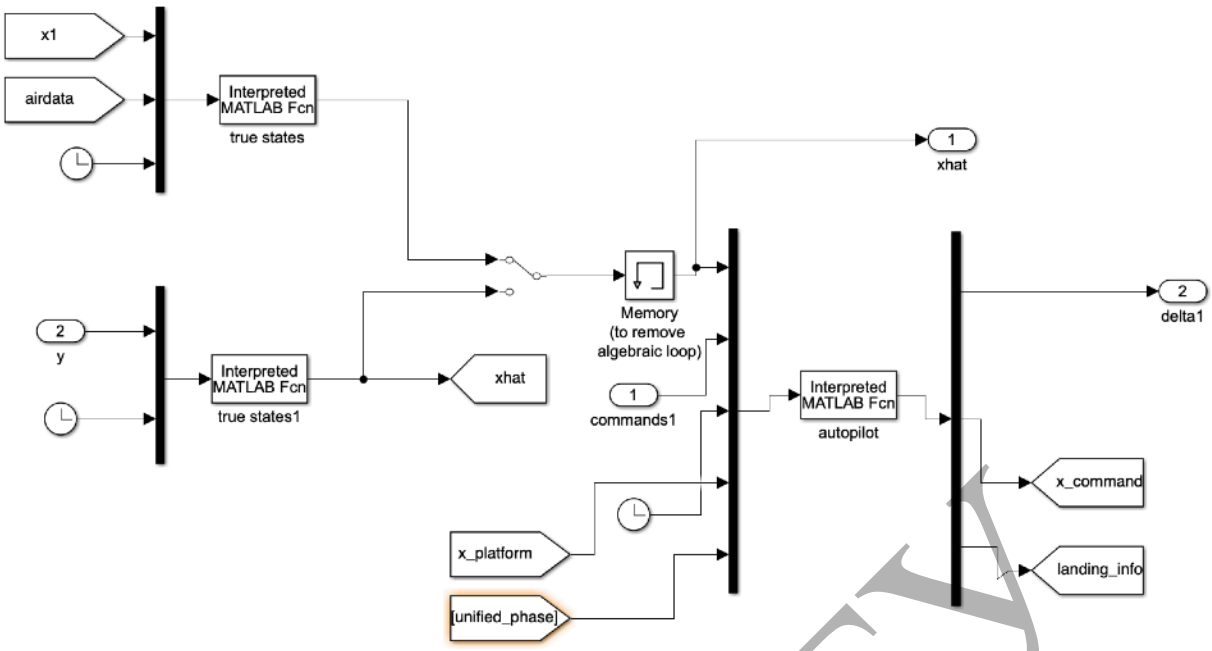


Рисунок А.3 - Схема модели автопилота

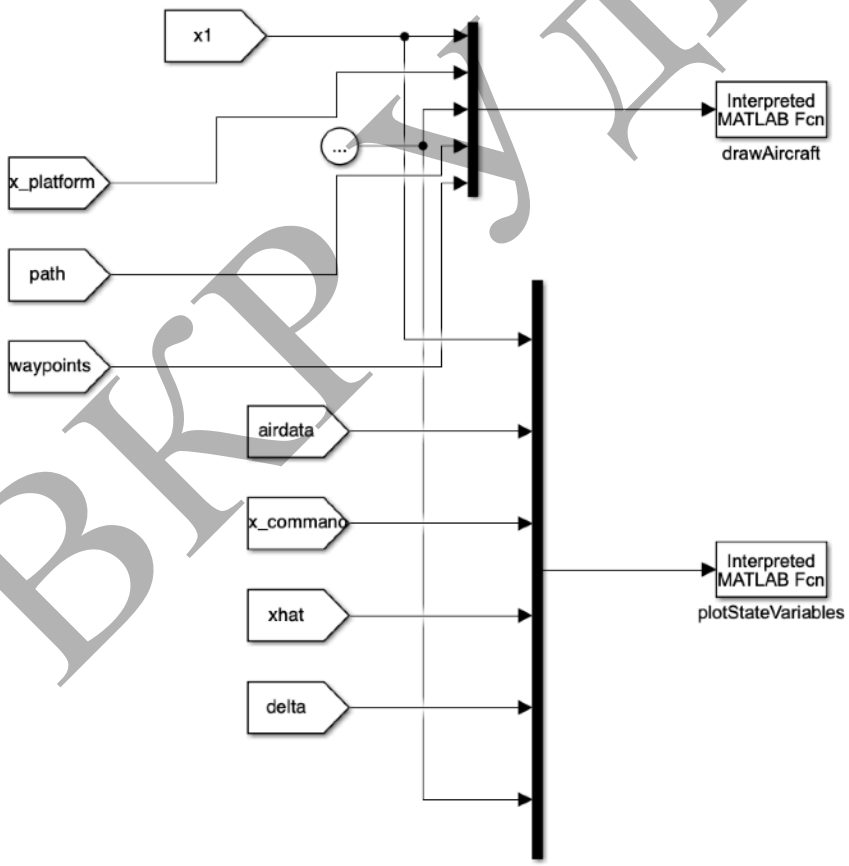


Рисунок А.4 - Схема блока Визуализации

ВКР УлГУ

Приложение Б

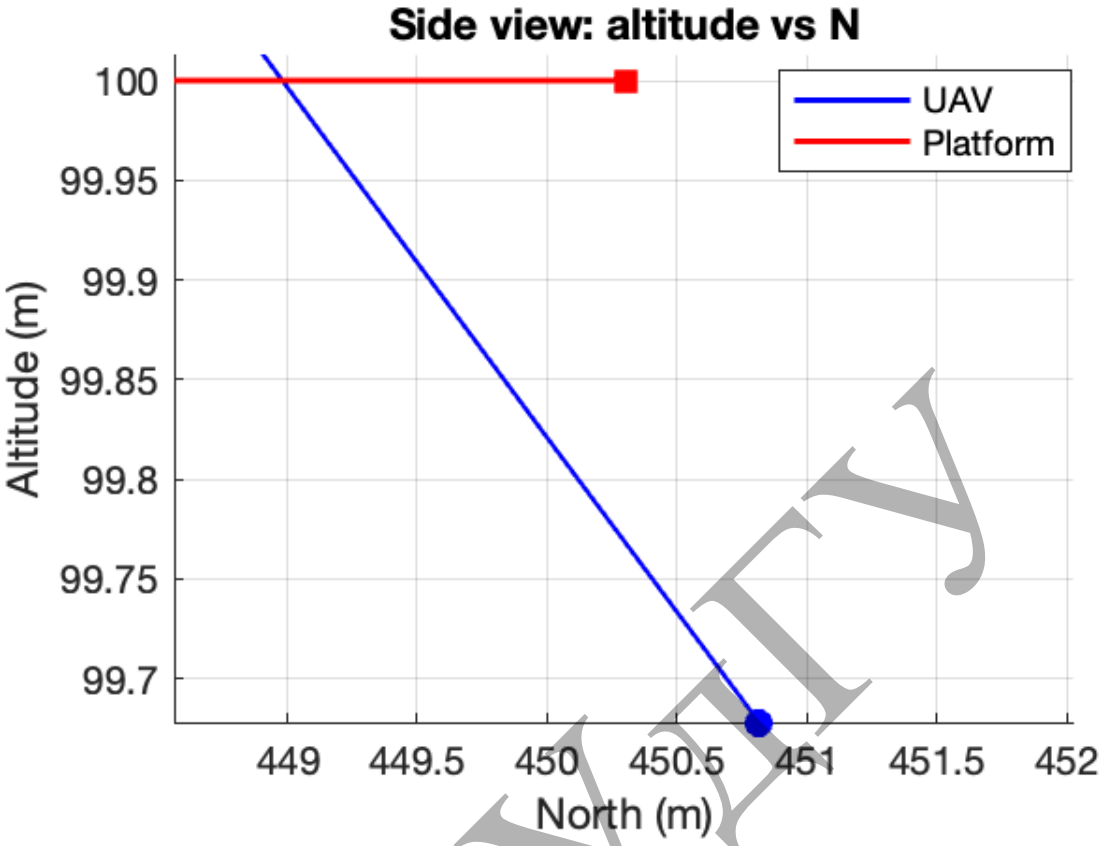


Рисунок Б.1 - Результат численного моделирования в продольном движении

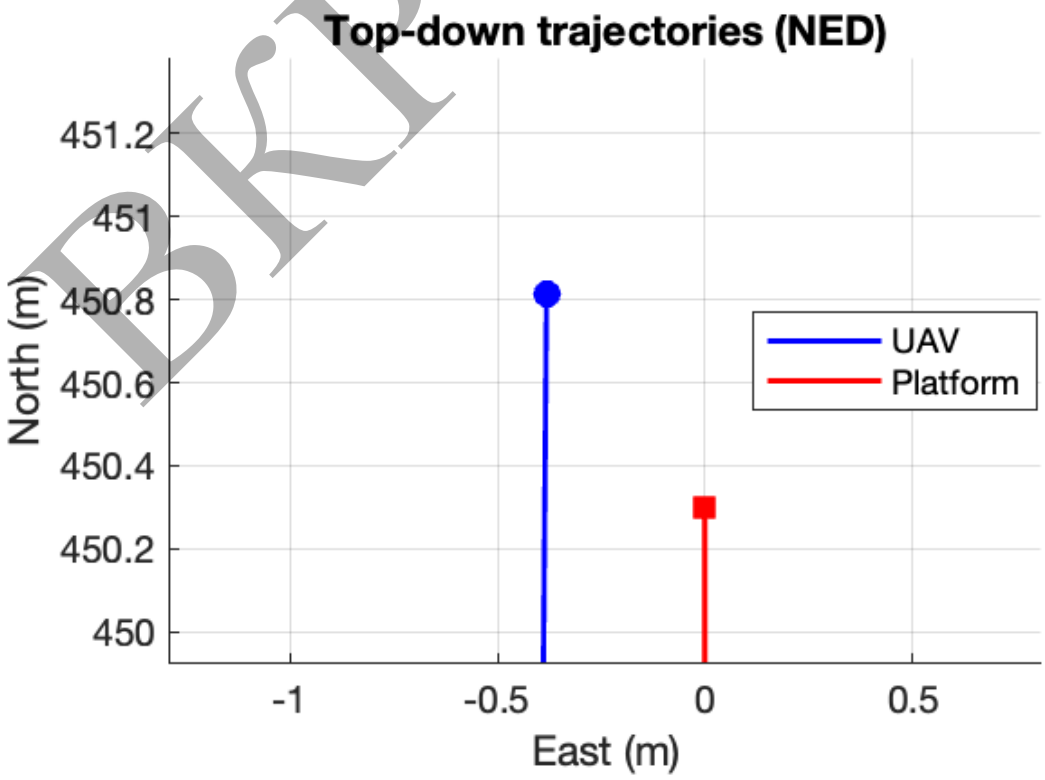


Рисунок Б.2 - Результат численного моделирования в боковом движении

ВКР УлГУ

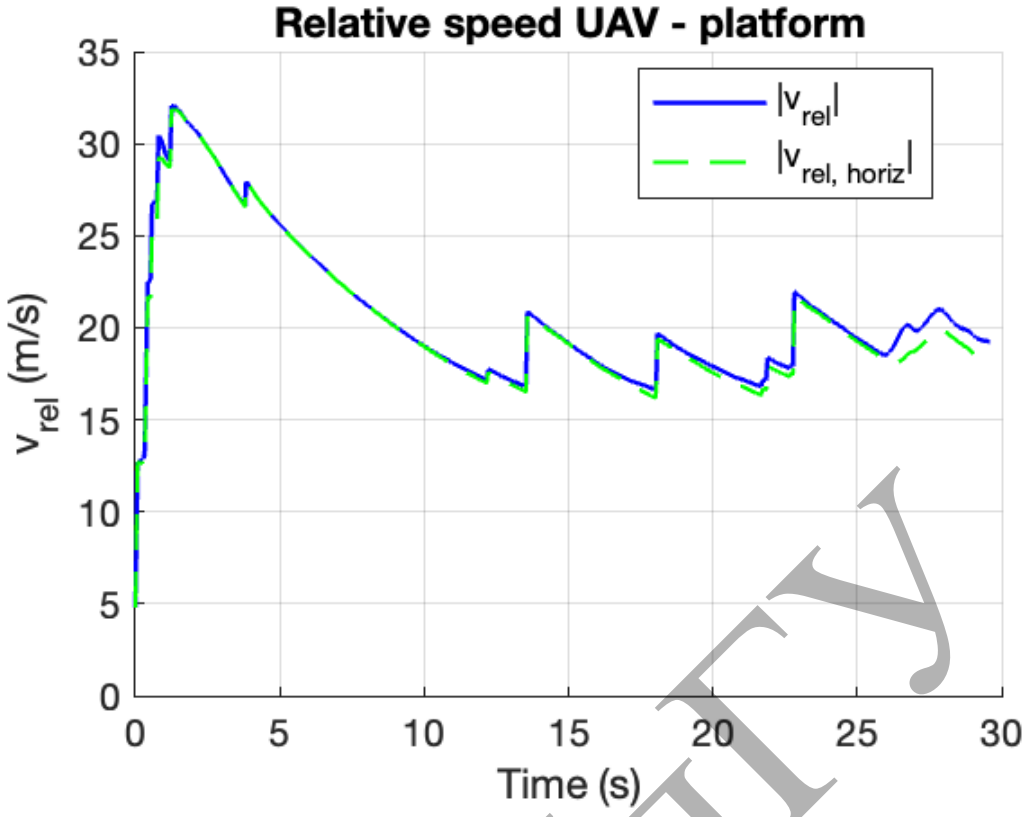


Рисунок Б3 - График относительной скорости БВС и платформы

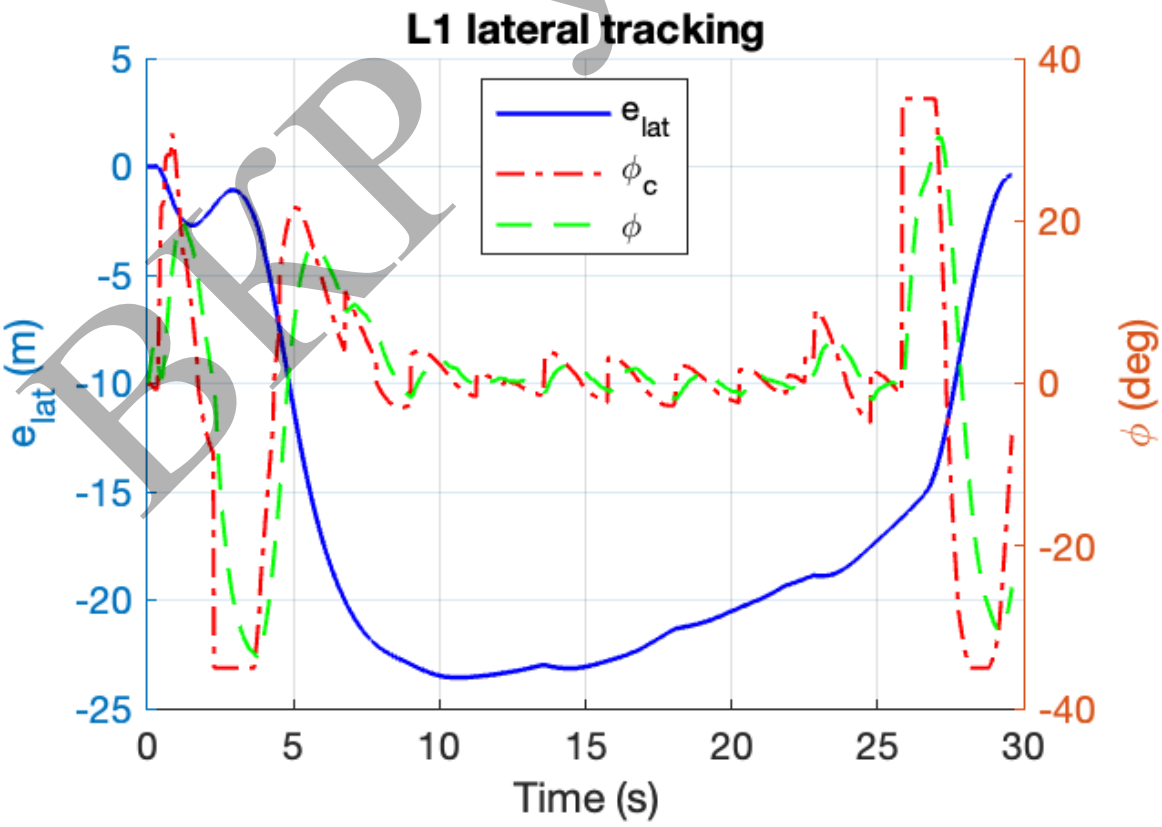


Рисунок Б.4 - Результат работа L1-алгоритма

ВГРУ,ИТУ

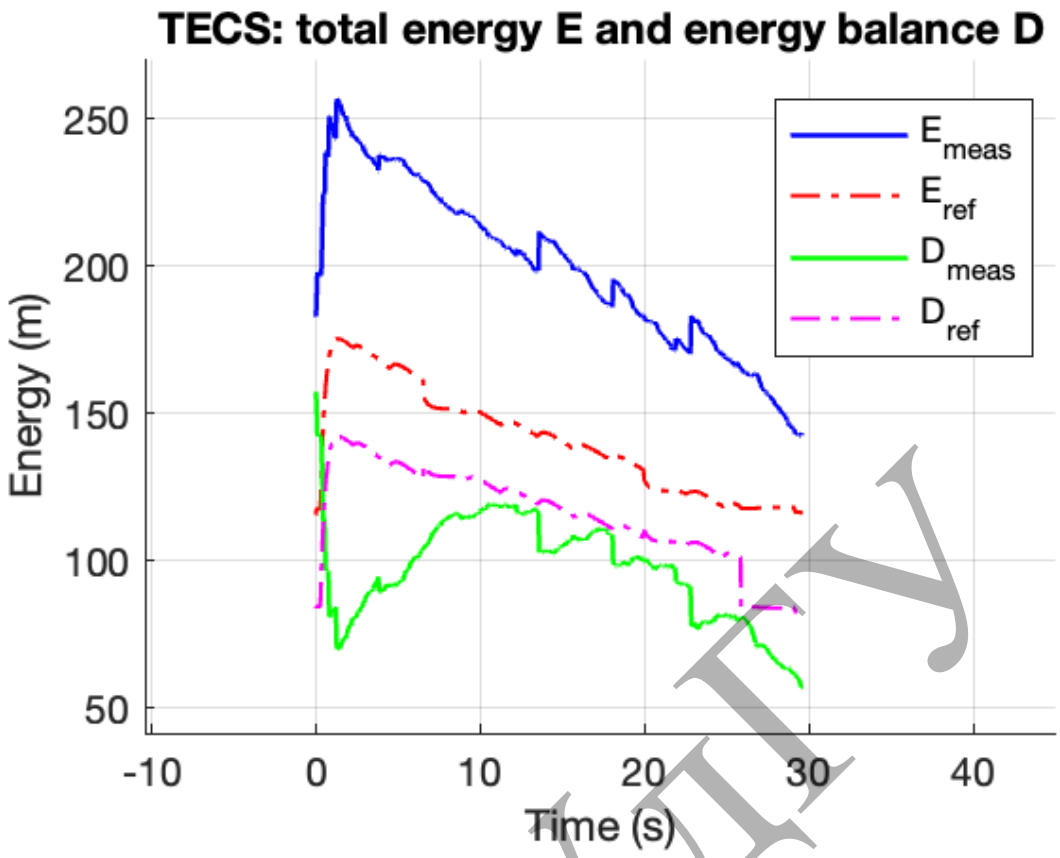


Рисунок Б.5 - Результат работы системы управления полной энергией

ВКР УлГУ