

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
(МАИ)

На правах рукописи



Рыжков Владислав Валентинович

**АНАЛИЗ ДИНАМИКИ МУЛЬТИРОТОРНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
В ОБЛАЧНОМ СЛОЕ АТМОСФЕРЫ ВЕНЕРЫ**

Специальность 2.5.16. «Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов»

Диссертация на соискание учёной степени кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук
Воронцов Виктор Александрович

Москва, 2025 год

Оглавление

Введение	7
ГЛАВА I. АТМОСФЕРА ВЕНЕРЫ КАК ОБЪЕКТ ИЗУЧЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКИМИ СРЕДСТВАМИ ИССЛЕДОВАНИЯ	17
1. Особенности атмосферы Венеры.....	17
1.1.1. Химический состав и структура атмосферы Венеры.....	17
1.1.2. Термодинамические и метеорологические условия атмосферы Венеры	18
1.1.3. Динамика и циркуляция атмосферы Венеры	21
1.1.4. Облачный эшелон и его свойства.....	23
2. Атмосферные условия Венеры.....	25
1.2.1. Теоретическая часть.....	25
1.2.2. Анализ данных атмосферных условий	29
1.2.3. Выводы.....	35
3. Сравнение атмосферы Земли и Венеры	36
4. Научные цели и задачи исследования.....	39
1.4.1. Понимание климатических процессов и феноменов	39
1.4.2. Выявление потенциальных зон интереса для научных экспериментов	40
5. Адаптация технических средств к условиям атмосферы Венеры	40
1.5.1. Технические вызовы и решения при разработке технических средств устройств для Венеры.....	40
1.5.2. Уникальные требования к системам навигации и связи	41
1.5.3. Методы и средства измерения параметров атмосферы Венеры.....	41
6. Перспективы будущих исследований	42
1.6.1. Возможности для расширения знаний о планетарных атмосферах	42
1.6.2. Практические выводы и влияние на будущее освоение космоса.....	42
7 Выводы по первой главе	42
1.7.1. Сводка ключевых результатов и выводов по первой главе	42
1.7.2. Рекомендации для дальнейших исследований и разработок в данной области.....	43
ГЛАВА II. РАЗВИТИЕ РОТОРНЫХ УСТРОЙСТВ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ.....	43
1. Определение роторного устройства.....	43
2. История развития роторных устройств	44
3. Технологический прогресс в области роторных устройств	44

2.3.1. Эволюция дизайна роторных устройств	44
2.3.2. Новейшие технологии и инженерные решения	45
4. Применение роторных устройств в научных исследованиях.....	45
2.4.1. Обзор успешных научных миссий с использованием роторных устройств	45
2.4.2. Тенденции в применении роторных устройств для исследований атмосфер других планет	51
2.4.3. Преимущества и недостатки роторных устройств по сравнению с другими типами летательных аппаратов	51
2.4.4. Актуальность и перспективность использования роторных устройств для исследования Венеры.....	52
5. Технические аспекты разработки роторных устройств	52
2.5.1. Динамические модели и алгоритмы управления роторных устройств	52
2.5.2. Особенности организации эффективности и стабильности полета	53
6 Выводы по второй главе	53
ГЛАВА III. МУЛЬТИРОТОРНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ КАК ТЕХНИЧЕСКОЕ СРЕДСТВО ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ.....	54
1. Назначение технического средства исследования в составе надсистемы	54
3.1.1. Роль МРЛА в комплексе научных исследований	54
3.1.2. Вклад МРЛА в достижение целей венерианских исследований.....	57
2. Прототипы технического средства исследования	62
3.2.1. Обзор существующих прототипов МРЛА для исследования планетарных атмосфер	62
3.2.2. Анализ принципов и особенностей конструкции	65
3.2.3. Сравнение характеристик и возможностей прототипов МРЛА.....	68
3. Сценарии функционирования технического средства исследования	69
3.3.1. Разработка различных сценариев миссий на Венере.....	69
3.3.2. Учет особенностей атмосферы при планировании миссий	71
3.3.3. Матрица проблем при разработке сценариев.....	72
4. Подсистемы МРЛА и их задачи в составе надсистемы	77
3.4.1. Анализ структуры и функций основных подсистем МРЛА	77
3.4.2. Взаимодействие подсистем для обеспечения целостности функционирования аппарата	79
5. Влияние внешней среды атмосферы Венеры на функционирование МРЛА	83
3.5.1. Исследование воздействия атмосферных условий на работу роторных устройств	83
3.5.2. Адаптация МРЛА к экстремальным условиям планеты	84
6. Показатели эффективности для оценки выполнения целевой задачи.....	85
3.6.1. Разработка критериев оценки производительности и результативности МРЛА.....	85

3.6.2. Методы количественной оценки достижения целей исследования	88
7 Выводы по третьей главе	91
ГЛАВА IV. Моделирование движения МРЛА в атмосфере Венеры	92
Методика исследования и построения математической модели мультироторного летательного аппарата в атмосфере Венеры	92
Информационно-вычислительная платформа для анализа параметров полёта МРЛА в условиях Венеры.....	94
Применение метода дифференциальной эволюции при оптимизации параметров МРЛА в атмосфере Венеры	97
Теоретические основы дифференциальной эволюции	97
Оператор мутации	97
Оператор кроссовера	98
Оператор отбора	98
Сравнение с другими методами оптимизации	99
Обоснование применения дифференциальной эволюции к задаче управления МРЛА	100
Настройка DE в Python.....	101
Выводы	102
1. Общая постановка задачи	102
2. Моделирование движения МРЛА без систем стабилизации	105
4.2.1. Постановка задачи.....	105
4.2.2. Выводы соотношений для расчета.....	106
4.2.3 Численное решение системы уравнений.....	115
4.2.4. Общая теория метода Рунге-Кутты четвертого-пятого порядка.....	116
4.2.5. Практическая реализация решения в Python.....	117
4.2.6. Начальные условия	118
4.2.7. Результаты численного интегрирования системы ОДУ с внешними моментами без управления	119
4.2.8. Анализ динамики МРЛА с внешними моментами без управления	120
4.2.9. Упрощение системы ОДУ	121
4.2.10. Результаты численного интегрирования системы ОДУ без внешних моментов без управления	125
4.2.11. Анализ динамики МРЛА без внешних моментов внешними моментами без управления	127
4.2.12. Выводы.....	128
3. Угловая стабилизация МРЛА.....	128
4.3.1. Постановка задачи и цели исследования	128
4.3.2. Математическая модель углового движения	129

4.3.3. Общая система дифференциальных уравнений	130
4.3.4. Автоматизация подбора коэффициентов с помощью численных методов	131
4.3.5. Возмущающие моменты от ветра	132
4.3.6. Численная реализация и метод решения	133
4.3.7. Практическая реализация решения в Python.....	135
4.3.8. Обоснование допустимого диапазона угловых скоростей и углов	137
4.3.9. Начальные условия	138
4.3.10. Результаты численного интегрирования.....	142
4.3.11. Выводы.....	144
4. Стабилизация МРЛА по высоте полета	145
4.4.1. Постановка задачи и цели исследования	145
4.4.2. Общие упрощения	146
4.4.3. Общая система дифференциальных уравнений.....	150
4.4.4. Автоматизация подбора коэффициентов с помощью численных методов.....	152
4.4.5. Численная реализация и метод решения	152
4.4.6. Практическая реализация решения в Python.....	153
4.4.7. Обоснование допустимого диапазона высоты	154
4.4.8. Начальные условия	155
4.4.9. Результаты численного интегрирования.....	156
4.4.10. Выводы.....	158
5. Стохастический процесс порывов ветра облачного слоя Венеры.....	160
4.5.1. Анализ существующих моделей ветровых полей в атмосферах планет	160
4.5.2. Выбор модели Орнштейна–Уленбека и её особенности в контексте Венеры.....	161
4.5.4. Исходные данные для процесса Орнштейна–Уленбека и их обоснование	162
4.5.3. Математическая постановка модели Орнштейна–Уленбека и её численная реализация	164
4.5.5. Визуализация профилей ветра с учётом стохастических возмущений	164
4.5.6. Выводы.....	165
6. Оптимизация углов ориентации и высоты мультироторного летательного аппарата в атмосфере Венеры	166
4.6.1. Постановка задачи и цели исследования	166
4.6.2. Общая система ДУ, численная реализация и методы решения.....	167
4.6.3. Практическая реализация решения в Python.....	172
4.6.4. Обоснование проведения оптимизации по углам и высоте	174
4.6.5. Исходные данные	174
4.6.6. Результаты численного интегрирования.....	175

4.6.7. Выводы.....	179
7 Выводы по четвертой главе	182
Заключение	183
Список литературы	185

Введение

Актуальность темы исследования

Исследование атмосферы Венеры находится в фокусе планетологии уже более полувека. Российская миссия «Венера-Д» (-Д – «долгоживущая») официально планировалась к запуску в 2031 году, однако последние заявления Института космических исследований Российской академии наук (ИКИ РАН) допускают сдвиг старта на 2034–2035 годы. Работа предполагает расширение схемы исследования путем включения в миссию дополнительных технических средств исследования – мультироторных летательных аппаратов (МРЛА), расположенных в нишах конструкции системы аэростатного зонда. Такие аппараты способны безопасно работать в облачном слое планеты (50-55 км), где температура и давление близки к земным, чего не скажешь о сильных ветрах, требующих включения в структурную схему аппарата определенного контура управления. Совмещение задач баллистики, аэродинамики и автоматического управления при проектировании МРЛА для Венеры определяет междисциплинарный характер проблемы, актуальной для фундаментальной науки и для прикладных космических технологий.

Объектом исследования является МРЛА как техническое средство исследования атмосферы Венеры.

Предмет исследования – математическая модель движения МРЛА в атмосфере Венеры с откалиброванными по высоте и ориентации пропорционально-интегрально-дифференциальными (PID) регуляторами.

Цель – разработка алгоритмов управления мультироторным летательным аппаратом для облачного слоя атмосферы Венеры, включая валидацию на цифровом прототипе с моделированием и последующим анализом его движения.

Основные задачи диссертационного исследования:

1. Построить и аппроксимировать непрерывные вертикальные профили плотности, температуры, давления и базового ветра в диапазоне высот 0–100 км на основе VIRA и данных миссий Pioneer-Venus, Venus Express, обосновать выбор эшелона 50–55 км как наиболее пригодного диапазона высот для функционирования МРЛА.
2. Встроить в динамические уравнения МРЛА стохастический процесс порывов ветра облачного слоя Венеры, представленный в виде коррелированного гауссовского процесса (процесс Орнштейна-Уленбека (О-У)) с параметрами, калиброванными по результатам миссий Pioneer-Venus и Venus Express.
3. Построить и проанализировать шестикординатную модель динамики МРЛА, учитывающую плотную венерианскую атмосферу, высотную вариабельность плотности и влияние порывов ветра (процесс О-У).
4. Включить стохастический процесс ветра в уравнения движения и провести численные исследования влияния возмущений на устойчивость и управляемость аппарата.
5. Разработать методику многокритериальной настройки PID-контуров с использованием алгоритма дифференциальной эволюции (DE) для венерианских условий и провести её валидацию на цифровом прототипе.
6. Исследовать, насколько разработанные регуляторы стабилизации сохраняют устойчивость при изменении параметров атмосферы. Проверить работу системы управления в облачном слое. Разработать и протестировать схемы совместной работы регуляторов высоты и углов ориентации, чтобы они не мешали друг другу и обеспечивали устойчивое удержание аппарата в нужной точке.

Научная новизна заключается в том, что:

1. Впервые для атмосферы Венеры предложено применение параметризованного стохастического процесса порывов ветра (процесса Орнштейна–Уленбека), параметры которого идентифицированы по телеметрии миссий Pioneer-Venus и Venus Express. Такой подход позволил воспроизвести не только усреднённый профиль ветра, но и кратковременные порывы до $\approx 1,3$ м/с, что ранее не учитывалось в моделях. Тем самым получена более адекватная модель реальных условий эшелона 50 км по сравнению с существующими аппроксимациями.

2. Построена полная шестикординатная динамическая модель МРЛА для плотной атмосферы Венеры, впервые учитывающая нелинейные аэродинамические силы, зависящие от плотности среды, и включающая стохастический ветер как внутренний возмущающий вход. Это позволяет исследовать устойчивость аппарата без традиционного упрощения «ветер = константа» и проводить анализ поведения в условиях случайных порывов.

3. Разработана оригинальная методика многокритериальной настройки PID-контуров управления при помощи алгоритма дифференциальной эволюции в атмосфере Венеры. В отличие от существующих подходов, методика учитывает одновременно требования к точности стабилизации и плавности изменения оборотов винтов, что обеспечивает повышение устойчивости МРЛА к стохастическим возмущениям и снижение перегрузок привода.

4. Уточнен рабочий диапазон высот («окно пригодности») для полётов роторных аппаратов. На основе сопоставления полученных профилей ρ , T , P с земными стандартами диапазон высот 50-55 км признан

наиболее подходящим для функционирования аппаратов мультикоптерного типа.

Теоретическая значимость.

В работе предложена усовершенствованная методология моделирования полёта летательных аппаратов в плотной атмосфере, предложена кубическая сплайн-интерполяция профилей плотности и температуры Венеры, а также добавлена стохастическая компонента ветра (процесс Орнштейна–Уленбека) по трём пространственным направлениям в динамическую модель. Такая интеграция позволяет описать нелинейную и стохастическую природу аэродинамики МРЛА в облачном слое, что расширяет понимание устойчивости и управления систем вертикального взлёта и посадки в экстремальных атмосферных условиях.

Практическая значимость.

Полученные модели и оптимизационные алгоритмы (настройка методом дифференциальной эволюции (DE) PID-регуляторов) могут быть непосредственно использованы при цифровом прототипировании и предполетной верификации мультикоптеров для миссии перспективного космического аппарата, обеспечивая обоснованный выбор эшелона (50–55 км) и параметров стабилизации.

Методология и методы исследования

Методология исследования базируется на системном подходе и сочетании аналитических, численных и стохастических методов для получения достоверных результатов при моделировании полёта МРЛА в атмосфере Венеры. Общая схема работы включает: сбор и аппроксимацию исходных данных по атмосфере; построение физико-математической модели движения аппарата с учётом аэродинамических и стохастических

возмущений; автоматическую настройку PID-регуляторов и оценку устойчивости полёта.

В работе использованы следующие методы:

- Аналитический метод – обзор и синтез литературных данных по атмосфере Венеры (Venus International Reference Atmosphere (VIRA)).
- Кубическая сплайн-интерполяция – аппроксимация профилей плотности, температуры и давления с шагом дискретизации 1-2 км.
- Стохастическое моделирование – описание ветровых порывов процессом Орнштейна–Уленбека.
- Численное интегрирование обыкновенных дифференциальных уравнений (ОДУ) – решение системы уравнений движения методом Рунге-Кутты 4/5 порядка в Python (библиотека SciPy).
- Глобальная оптимизация – дифференциальная эволюция для автоматической настройки PID-регуляторов.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Математическая модель движения МРЛА с постоянным внешним ветром без управляющих воздействий, демонстрирующая неустойчивость полета аппарата (п. 3 паспорта специальности).
2. Стохастический процесс порывов ветра (процесс Орнштейна-Уленбека), примененный к данным облачного слоя атмосферы Венеры, идентифицированная по данным Pioneer-Venus и Venus Express (п.п. 2, 14 паспорта специальности).
3. Математическая модель угловой стабилизации МРЛА на постоянной высоте, в которую введён стохастический процесс порывов ветра (процесс Орнштейна–Уленбека) как возмущающее воздействие. Параметры PID-

регуляторов оптимизированы многоцелевым критерием, что обеспечивает плавное приведение крена, тангажа и рыскания к заданным значениям (п.п. 6, 10 паспорта специальности).

4. Математическая модель высотной стабилизации МРЛА без учёта вращательных степеней свободы, учитывающая случайные порывы ветра и высотную изменчивость атмосферных (плотность, температура), а также ветровых параметров, что позволяет оценивать динамику набора и удержания высоты (п. 13 паспорта специальности).

5. Математическая модель совместной стабилизации по углам и высоте, объединяющая стохастические ветровые воздействия и вариацию атмосферных характеристик с высотой и обеспечивающая координацию контуров стабилизации высоты и ориентации (п.п. 5, 6 паспорта специальности).

6. Установлено, что диапазон высот 50 – 55 км в атмосфере Венеры является оптимальной зоной эксплуатации роторных летательных аппаратов, поскольку именно здесь параметры атмосферы практически совпадают с наземными условиями международной стандартной атмосферы, обеспечивая допустимое аэродинамическое и тепловое нагружение МРЛА (п. 5 паспорта специальности).

Степень проработанности темы исследования

Исследование атмосферы Венеры активно развивается с конца XX века и охватывает данные, полученные в рамках миссий «Venera», «Pioneer-Venus», «Magellan», «Venus Express» и «Akatsuki», включая анализ моделей VIRA и характеристик облачного слоя. Возможности роторных летательных аппаратов в планетных миссиях иллюстрируются на примере Ingenuity, успешно функционирующего в разрежённой атмосфере Марса. Однако специфические особенности венерианской среды – высокая плотность

атмосферы, эффект суперротации и ветровые возмущения – ранее не находили отражения в инженерных подходах. В доступной литературе отсутствуют целостные модели движения и стабилизации МРЛА, адаптированные к условиям Венеры, что делает разработанную в работе методику особенно актуальной.

Достоверность полученных результатов

- Аппроксимация атмосферных профилей выполнена по оригинальным данным VIRА.
- Численная модель интегрирована методом Рунге-Кутты 4/5 порядка с адаптивным выбором шага.
- Стохастический процесс порывов ветра (О-У-процесс) откалиброван по результатам миссий «Pioneer-Venus», «Venus Express».
- Произведенная оптимизация PID-коэффициентов DE показала высокую точность и скорость – что подтверждается устойчивой и точной стабилизацией высоты и ориентации МРЛА.

Апробация работы

Результаты диссертационного исследования прошли всестороннюю научную апробацию. Основные положения были впервые представлены и обсуждены на Гагаринских, Циолковских и Королёвских академических чтениях по космонавтике в 2022-2025 г.г., где они получили положительные отзывы экспертов секции аэрокосмических систем.

По теме работы опубликовано 18 работ, среди которых 3 статьи, изданных в журналах, рекомендованных ВАК по специальности 2.5.16.

Личный вклад автора

В диссертации сформулирована и обоснована актуальность исследовательской задачи, проведен детальный анализ и аппроксимация атмосферных данных Венеры, разработана и запрограммирована полная модель динамики МРЛА с учётом стохастических ветровых возмущений и нелинейных аэродинамических сил. На основе полученных моделей реализован и применен алгоритм оптимизации PID-регуляторов методом дифференциальной эволюции, выполнена серия численных экспериментов и оценка устойчивости траекторий. Большая часть ключевых результатов была оформлена в виде научных публикаций и представлена на профильных конференциях.

Объём и структура диссертации

Диссертация включает введение, четыре тематических главы и заключение, дополненные списком литературы (68 источников) и семью приложениями. Общий объём работы составляет 192 машинописных страницы, 41 рисунок, 20 таблиц и 71 формулами.

Первая глава формирует научное обоснование атмосферы Венеры как уникального полиэкстремального объекта исследований: через анализ химического состава и вертикального строения выявляется доминирующая роль углекислого газа и сернокислотного облачного эшелона, задающих рекордные температурно-барические условия у поверхности и почти земные параметры на высотах $\approx 50\text{--}55$ км; показано, что именно эта зона суперротации с ветрами до 60 м/с оптимальна для применения МРЛА, а разработанные сплайн-интерполяции термодинамических полей и сопоставление с тропосферой Земли позволяют сформулировать инженерные требования к материалам, навигации и радиоканалам, открывая перспективы дальнейшего дистанционного зондирования планетных атмосфер.

Вторая глава прослеживает эволюцию роторных устройств от первых вертолётных экспериментов к современным мультикоптерам, формируя методологическую связку понятийной базы, материаловедения и вычислительного моделирования; демонстрируется, как высокопрочные композиты, виртуальные испытания и автономные системы управления трансформировали вращательные механизмы в универсальный инструмент – чему служат доказательством Ingenuity на Марсе, Prime Air в коммерческой логистике и целый ряд отечественных и зарубежных беспилотников – а разработанные динамические модели и алгоритмы прогнозного управления обеспечивают снижение массы, шума и вибраций при одновременном росте ресурса и безопасности в агрессивных средах.

Третья глава обосновывает выбор мультироторного летательного аппарата в качестве ключевого элемента венерианской миссии: его манёвренность и компактность, усиленные высокой подъёмной силой плотного венерианского воздуха, раскрывают новый потенциал для детального профилирования атмосферы, съёмки высокого разрешения и, при посадке, отбора грунта; опыт Ingenuity и коммерческих дронов служит инженерной преемственностью, а сравнительный анализ прототипов выявляет необходимость жаропрочных титано-композитных конструкций, коррозионно-стойких покрытий и многолопастных винтов переменного шага, взаимно увязываемых с энергосистемой, тепло- и химзащитой и блоком научной аппаратуры для выполнения сценариев управляемого полёта, авторотации и безопасного отделения.

Четвёртая глава представляет интегральную математическую модель шести степеней свободы МРЛА в стохастически возмущаемой атмосфере облачного слоя Венеры, где адаптивный метод Рунге–Кутты четвертого-пятого порядка решает систему двенадцати ОДУ с учётом гравитации, подъёмной силы и аэродинамического сопротивления, а ветровая

компонента описывается процессом Орнштейна–Уленбека; численные эксперименты выявляют критичность горизонтальных порывов, что мотивирует синтез независимых ПИД-контуров, параметры которых, найденные дифференциальной эволюцией, обеспечивают демпфирование крена и тангажа до 0,15 рад и удержание высоты в пределах ± 50 м, создавая вычислительно эффективную основу для бортовой реализации и дальнейшего расширения функционала позиционирования при сохранении устойчивости в экстремальных условиях.

ГЛАВА I. АТМОСФЕРА ВЕНЕРЫ КАК ОБЪЕКТ ИЗУЧЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКИМИ СРЕДСТВАМИ ИССЛЕДОВАНИЯ

1. Особенности атмосферы Венеры

1.1.1. Химический состав и структура атмосферы Венеры

Атмосфера Венеры, с её выраженным парниковым эффектом, представляет собой уникальное явление в Солнечной системе. Основным компонентом атмосферы является углекислый газ (CO_2), который составляет более 96%. Также присутствует азот (N_2) – около 3.5%. Эти газы формируют основу венерианской атмосферы, сильно отличающуюся от земной (Рисунок 1).

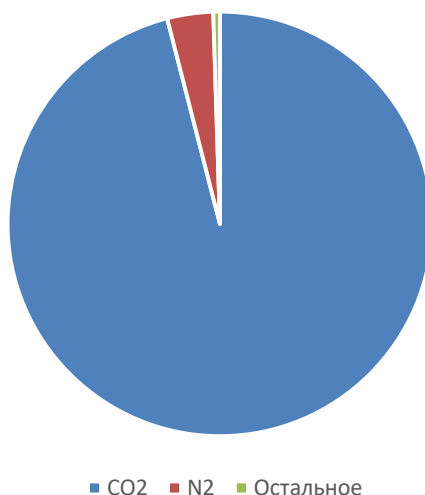


Рисунок 1 – Состав атмосферы Венеры

Наличие мелких количеств водяного пара (H_2O), сероводорода (H_2S) и особенно серной кислоты (H_2SO_4) в облачных слоях обуславливает одну из самых агрессивных атмосферных сред в нашей планетной системе. Капли серной кислоты, формирующие высокие облака, играют ключевую роль в светоотражающей способности атмосферы Венеры, что усиливает её парниковый эффект. Из-за этого на поверхности планеты поддерживаются экстремально высокие температуры.

Структура атмосферы Венеры характеризуется рядом слоев, начиная от тропосферы, где концентрируются основные газы и облака, до стратосферы и термосферы, где условия становятся значительно жестче с увеличением высоты. Нижние слои атмосферы очень плотные, что связано с высоким давлением, в десятки раз превышающим земное (Рисунок 2).

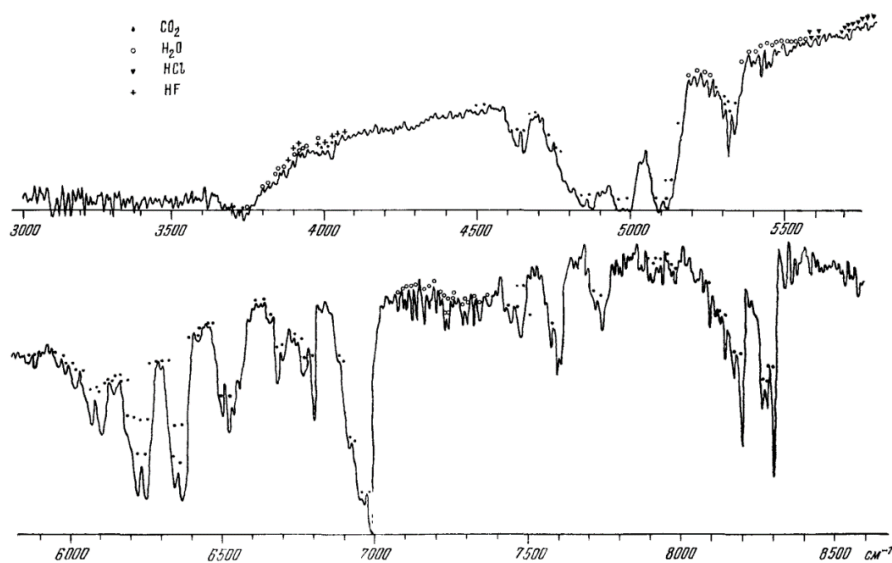


Рисунок 2 – Спектр Венеры, полученный с помощью фурье-спектрометра на высотном самолете [5].

Изучение атмосферы Венеры играет важную роль не только для понимания условий на других планетах, но и для моделирования климатических изменений на Земле. Особенности венерианской атмосферы помогают ученым лучше понять процессы, приводящие к экстремальным климатическим явлениям, таким как, например, глобальное потепление [1].

1.1.2. Термодинамические и метеорологические условия атмосферы Венеры

Термодинамическая структура атмосферы Венеры отличается высокой сложностью и крайними условиями, что делает её уникальным объектом для изучения. Температура на поверхности планеты достигает примерно 464 °С, что является прямым результатом эффективного парникового эффекта,

обусловленного высоким содержанием углекислого газа в атмосфере. Такие температурные показатели значительно превышают максимальные земные значения, делая Венеру самой горячей планетой Солнечной системы.

Давление на поверхности Венеры в 92 раза превосходит земное, достигая около 92 бар. Это связано с высокой плотностью атмосферы, которая в свою очередь является следствием большой массы атмосферных газов, преимущественно углекислого газа. Эта характеристика существенно усложняет возможность использования традиционной техники и технологий для исследования планеты, так как такое давление может разрушить большинство материалов и устройств, разработанных для земных условий. На рисунке 3 представлена функция давления от температуры, полученная по прямым измерениям и спектроскопическим данным (Рисунок 3).

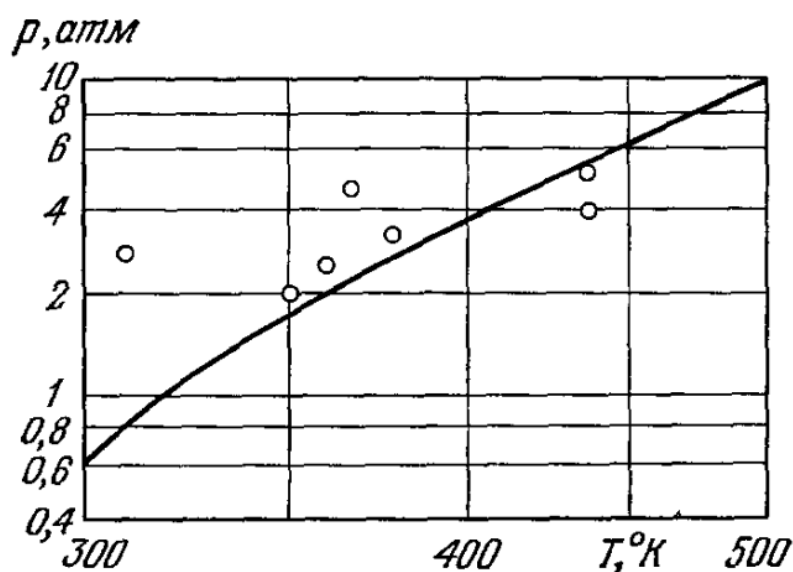


Рисунок 3 – Функция $p(T)$ по прямым измерениям (сплошная линия) и по спектроскопическим (кружки) [5].

Парниковый эффект на Венере усилен облачным слоем, состоящим из серной кислоты, который высокоэффективно отражает инфракрасное излучение обратно на поверхность, не давая ему уйти в космос. Это приводит к дополнительному нагреву атмосферы и поддержанию высоких температур

даже в отсутствие солнечного света. Метеорологические условия Венеры также уникальны. Из-за медленного вращения планеты вокруг своей оси (один венерианский день длится около 243 земных дней) и высокой температуры, создается сложная система ветров, включая суперротацию атмосферы, при которой верхние слои атмосферы перемещаются вокруг планеты быстрее, чем сама планета вращается. Это явление до сих пор остается предметом активных исследований и споров среди учёных.

Термодинамические условия Венеры являются результатом сложного взаимодействия между солнечной радиацией, атмосферным составом и динамическими процессами. Высокое содержание углекислого газа в атмосфере Венеры приводит к мощному парниковому эффекту, когда солнечное излучение проникает через атмосферу и нагревает поверхность планеты. Инфракрасное излучение, испускаемое поверхностью, поглощается углекислым газом и другими парниковыми газами, такими как серный ангидрид, что предотвращает его уход в космос и вызывает дополнительный нагрев нижних слоев атмосферы [2].

Важным аспектом термодинамических условий Венеры является вертикальный температурный градиент. На высоте примерно 50-70 км от поверхности температура значительно ниже, чем на самой поверхности, и составляет около 0 °С. Этот температурный профиль приводит к возникновению различных атмосферных слоев, каждый из которых имеет свои уникальные свойства и динамические процессы. Облачный слой, состоящий из капель серной кислоты, играет ключевую роль в отражении солнечной радиации и удержании тепла, что дополнительно усиливает парниковый эффект.

Изучение метеорологических условий Венеры также включает анализ ветровых потоков и их вариаций. Суперротация атмосферы Венеры, при

которой верхние слои атмосферы вращаются значительно быстрее, чем сама планета, создает сильные западные ветра на высоте около 60-70 км. Эти ветра могут достигать скоростей до 360 км/ч и играют важную роль в распределении тепла и химических компонентов по планете. Сложная динамика ветровых потоков включает как глобальные циркуляционные ячейки, так и локальные вихри и турбулентные структуры.

1.1.3. Динамика и циркуляция атмосферы Венеры

Явление суперротации атмосферы Венеры – один из наиболее интересных аспектов изучения планетарных атмосфер. Венерианская атмосфера вращается вокруг планеты с такой скоростью, что верхние слои движутся значительно быстрее, чем вращается сама планета, особенно это заметно в экваториальной области, где скорости ветра достигают до 100 метров в секунду на высотах около 50-70 километров (Рисунок 4). Этот процесс, по мнению учёных, инициируется неоднородным солнечным нагревом, который воздействует на различные части планеты с разной интенсивностью из-за её медленного вращения. Нагретые солнечными лучами области атмосферы расширяются и поднимаются, в то время как охлаждённые области сжимаются, создавая тем самым мощные вертикальные воздушные потоки, которые стимулируют горизонтальное движение воздуха [3].



Рисунок 4 – Распределение зональной компоненты ветра по высоте [13].

Суперротация атмосферы Венеры поддерживается и усиливается через ряд дополнительных механизмов. Среди них – динамическое взаимодействие между волнами в атмосфере и большими масштабными атмосферными течениями. Эти процессы способствуют передаче энергии и момента импульса в атмосфере, что является критически важным для поддержания такой сложной системы циркуляции. Важную роль играют также атмосферные колебания и резонансные волновые явления, которые возникают из-за гравитационного взаимодействия с Солнцем и внутренних геологических процессов планеты. Исследования НАСА в рамках миссии "Venus Flagship Mission Study" подчеркивают значимость этих факторов для понимания атмосферной динамики Венеры.

Изучение этих сложных динамических процессов не только раскрывает особенности венерианской атмосферы, но и предоставляет важные данные для сравнения с земной атмосферой и атмосферами других планет. Это позволяет учёным лучше понимать принципы работы атмосферных циркуляций в целом и разрабатывать более точные модели прогнозирования погоды и

климатических изменений на Земле. Идеи, полученные из изучения Венеры, могут быть применимы для решения задач в метеорологии, климатологии и даже в сферах, связанных с экологией и управлением окружающей среды [4].

1.1.4. Облачный эшелон и его свойства

Облачный слой Венеры является одним из наиболее выраженных и исследуемых элементов её атмосферы. Он располагается на высоте от 50 до 60 километров и состоит из капель серной кислоты. Эта особенность делает облака Венеры необычайно плотными и высокоотражающими, что способствует существенному усилению парникового эффекта и удерживает тепло в атмосфере.

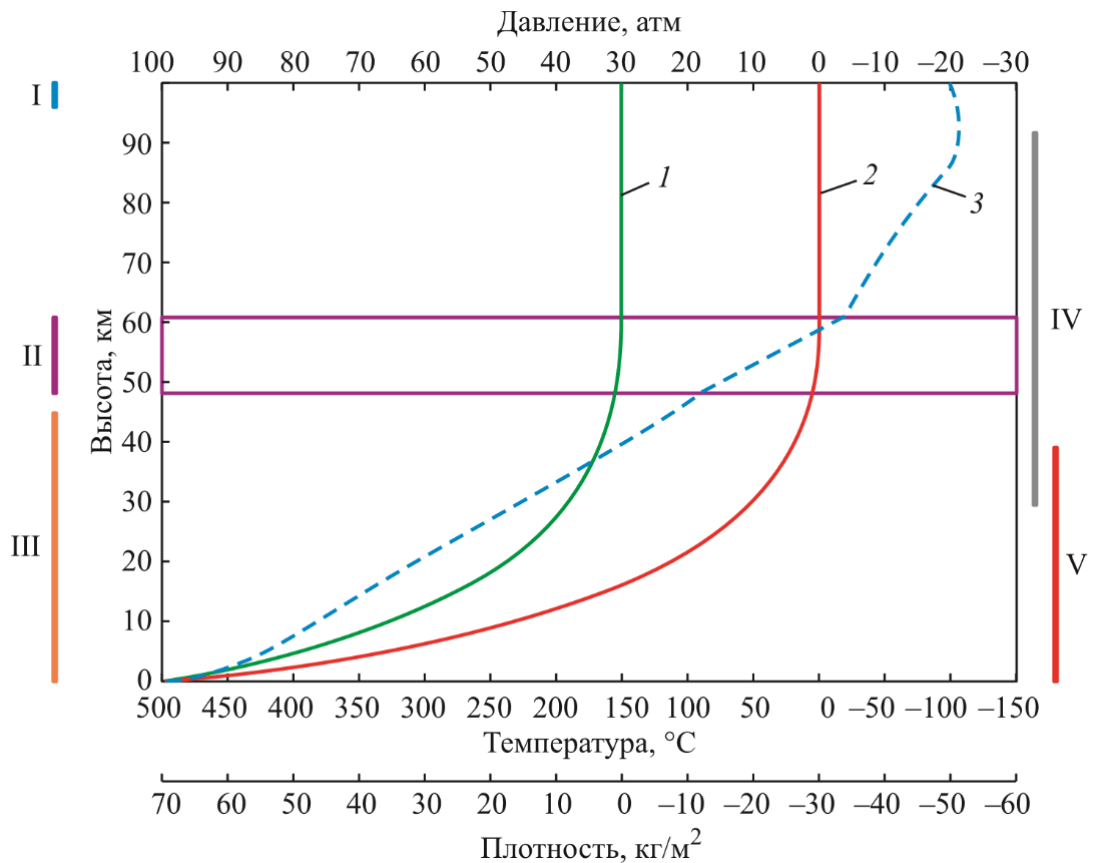


Рисунок 5 – Модель атмосферы Венеры: изменение плотности (1), давления (2) и температуры (3) по высоте:

I – озоновый слой; II – диапазон высот, постоянно закрытый облаками;
 III – диапазон высот прямой видимости в оптическом диапазоне днем; IV
 – диапазон высот с дымкой

на ночной стороне; V – диапазон высот высокой температуры и
 плотности атмосферы [9], [10].

Серная кислота в облаках Венеры образует капельные аэрозоли, которые являются основными носителями облачного покрова. Эти облака эффективно отражают свет, препятствуя проникновению большей части солнечного излучения к поверхности планеты. Поэтому, несмотря на близость Венеры к Солнцу, меньше солнечной энергии достигает её поверхности, чем, например, земной. В то же время, облака эффективно задерживают инфракрасное излучение, исходящее от поверхности планеты, что приводит к накоплению тепла и поддержанию очень высоких температур в нижних слоях атмосферы.

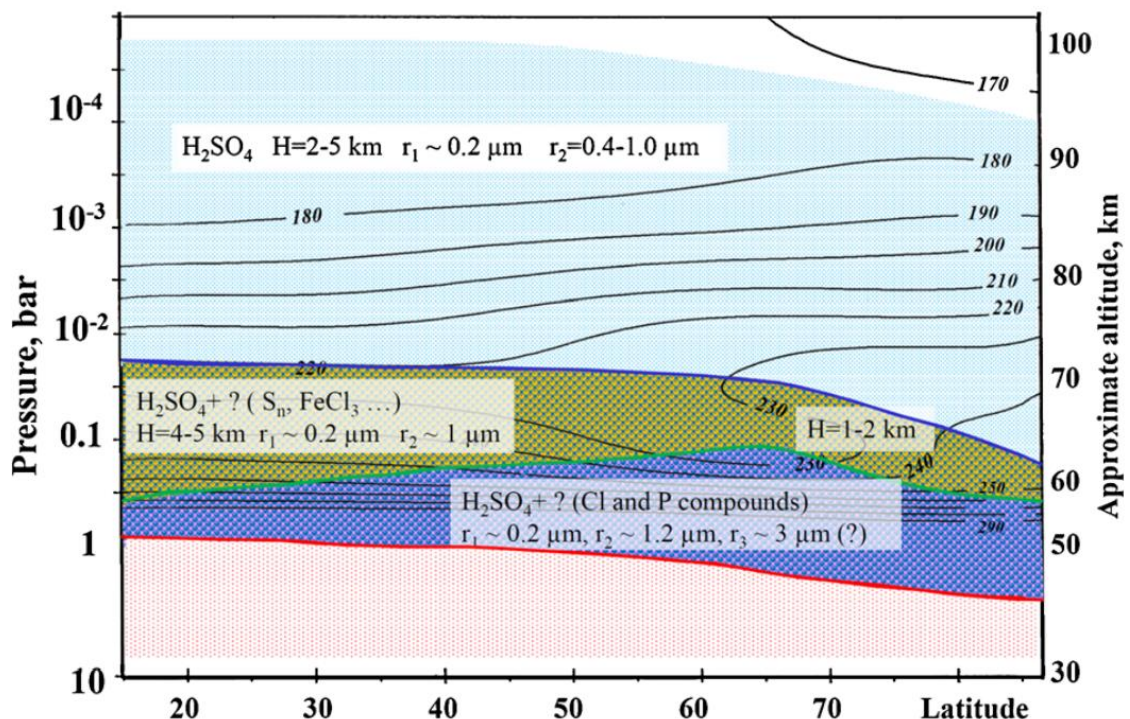


Рисунок 6 – Структура облаков Венеры по широте и высоте [1].

Эти сернокислотные облака образуют три отдельных слоя в атмосфере Венеры, каждый из которых имеет разную концентрацию кислоты и аэрозолей. Эти слои также различаются по своей толщине и оптическим свойствам. Научные исследования показывают, что взаимодействие между этими слоями, а также их влияние на передачу тепла и света, играют ключевую роль в формировании климата Венеры. Именно облачный покров делает Венеру одной из самых ярких планет на ночном небе, так как он эффективно отражает солнечный свет (Рисунок 6).

Также облака Венеры содержат многочисленные сложные химические соединения, которые могут включать хлор и фтор. Эти элементы, вероятно, участвуют в химических реакциях, происходящих в облаках, и могут влиять на общую химическую структуру венерианской атмосферы. Исследование этих процессов может дать ключ к пониманию более общих атмосферных явлений не только на Венере, но и на других планетах, включая Землю.

Интересным фактом является то, что в облачном слое Венеры, несмотря на крайне агрессивную среду, атмосфера на некоторых высотах максимально похожа на земную по параметрам, таким как: давление и температура. Это делает эту зону потенциально интересной для дальнейших исследований возможностей колонизации или создания обитаемых станций [5].

2. Атмосферные условия Венеры

1.2.1. Теоретическая часть

Форма планеты Венера близка к шару с радиусом $R_0 = 6052$ км. Ускорение свободного падения на поверхности составляет $g_0 = 8.87$ м/с². При удалении от поверхности планеты ускорение уменьшается, так как расстояние до её центра увеличивается. Зависимость ускорения свободного падения g от высоты H над поверхностью выражается формулой:

$$g = g_0 \cdot \frac{R_0^2}{(R_0 + H)^2}, \quad (1)$$

где:

- g_0 – ускорение свободного падения на поверхности.
- R_0 – радиус планеты.
- H – высота над поверхностью.

Эта формула показывает, что g уменьшается по мере роста высоты. Например, на высоте 50 км ускорение будет меньше, чем на поверхности, и эти изменения необходимо учитывать при расчётах.

Атмосфера Венеры представляет собой сложную динамическую систему, параметры которой существенно зависят от высоты. Облачный слой атмосферы Венеры на высотах 50–54 км выделяется своими уникальными условиями, максимально приближенными к земным. В этом слое температура составляет от 350.5 до 312.8 К, а плотность воздуха варьируется от 1.5940 до 1.0320 кг/м³ (Таблица 1). Указанные параметры играют ключевую роль в моделировании аэродинамических характеристик и динамики движения МРЛА.

Таблица 1 – Параметры атмосферы Венеры (температура, плотность) как функции высоты [5].

Высота H, км	Плотность Ro, кг/м ³	Температура T, К	Температура T, °C	Давление P, бар
0	64.7900	735.3	462.1	92.1000
1	61.5600	727.7	454.5	86.4500
2	58.4500	720.2	447	81.0900
3	55.4700	712.4	439.2	76.0100
4	52.6200	704.6	431.4	71.2000
5	49.8700	696.8	423.6	66.6500
6	47.2400	688.8	415.6	62.3500

7	44.7100	681.1	407.9	58.2800
8	42.2600	673.6	400.4	54.4400
9	39.9500	665.8	392.6	50.8100
10	37.7200	658.2	385	47.3900
11	35.5800	650.6	377.4	44.1600
12	33.5400	643.2	370	41.1200
13	31.6000	635.5	362.3	38.2600
14	29.7400	628.1	354.9	35.5700
15	27.9500	620.8	347.6	33.0400
16	26.2700	613.3	340.1	30.6600
17	24.6800	605.2	332	28.4300
18	23.1800	597.1	323.9	26.3300
19	21.7400	589.3	316.1	24.3600
20	20.3900	580.7	307.5	22.5200
21	19.1100	572.4	299.2	20.7900
22	17.8800	564.3	291.1	19.1700
23	16.7100	556	282.8	17.6600
24	15.6200	547.5	274.3	16.2500
25	14.5700	539.2	266	14.9300
26	13.5900	530.7	257.5	13.7000
27	12.6500	522.3	249.1	12.5600
28	11.7700	513.8	240.6	11.4900
29	10.9300	505.6	232.4	10.5000
30	10.1500	496.9	223.7	9.5810
31	9.4060	488.3	215.1	8.7290
32	8.7040	479.9	206.7	7.9400
34	7.4200	463.4	190.2	6.5370
36	6.2740	448	174.8	5.3460
38	5.2760	432.5	159.3	4.3420
40	4.4040	417.6	144.4	3.5010
42	3.6460	403.5	130.3	2.8020
44	2.9850	391.2	118	2.2260
46	2.4260	379.7	106.5	1.7560
48	1.9670	366.4	93.2	1.3750
50	1.5940	350.5	77.3	1.0660
52	1.2840	333.3	60.1	0.8167
54	1.0320	312.8	39.6	0.6160
56	0.8183	291.8	18.6	0.4559
58	0.6289	275.2	2	0.3306
60	0.4694	262.8	-10.4	0.2357
62	0.3411	254.5	-18.7	0.1659
64	0.2443	245.4	-27.8	0.1156
66	0.1729	241	-32.2	0.0797
68	0.1210	235.4	-37.8	0.0545
70	0.0839	229.8	-43.4	0.0369
72	0.0578	224.1	-49.1	0.0248
74	0.0393	218.6	-54.6	0.0165
76	0.0266	212.1	-61.1	0.0108

78	0.0178	205.3	-67.9	0.0070
80	0.0119	197.1	-76.1	0.0045
82	0.0077	189.9	-83.3	0.0028
84	0.0049	183.8	-89.4	0.0017
86	0.0031	178.2	-95	0.0011
88	0.0019	173.6	-99.6	0.0006
90	0.0012	169.4	-103.8	0.0004
92	0.0007	167.2	-106	0.0002
94	0.0004	167.2	-106	$1.2810 \cdot 10^{-4}$
96	0.0002	169.2	-104	$7.5190 \cdot 10^{-5}$
98	$1.347 \cdot 10^{-4}$	172	-101.2	$4.4500 \cdot 10^{-5}$
100	$7.890 \cdot 10^{-5}$	175.4	-97.8	$2.6600 \cdot 10^{-5}$

В облачном слое также наблюдаются интенсивные ветровые потоки, достигающие максимума в горизонтальной скорости около 67 м/с на высоте 55 км (Таблица 2). Эти ветровые характеристики формируют внешние возмущения, которые необходимо учитывать при разработке систем стабилизации и управления МРЛА. Вертикальная составляющая скорости ветра имеет меньшую величину, не превышая 1.1 м/с, но её влияние на движение аппарата также не следует игнорировать.

Таблица 2 – Скорости ветров как функции высоты [5].

Н, м	Средняя горизонтальная скорость ветра, м/с	Средняя вертикальная скорость ветра, м/с	Средняя боковая скорость ветра, м/с
0	0	0.2	0.2
5 000	1	0.3	0.3
10 000	3	0.5	0.5
15 000	11	0.7	0.7
20 000	25	0.8	0.8
25 000	32	0.9	0.9
30 000	36	1	1
35 000	38	1.1	1.1
40 000	40	1.2	1.2
45 000	48	1.1	1.1
50 000	60	1	1
55 000	67	0.9	0.9

60 000	70	0.8	0.8
65 000	70	0.7	0.7
70 000	70	0.5	0.5

Математическое моделирование движения МРЛА требует детального учета данных о температуре, плотности и скоростях ветров. Для этого необходимо использовать методы интерполяции и экстраполяции, позволяющие корректно воспроизводить изменения атмосферных параметров на высотах, не покрытых табличными значениями. Кубическая сплайн-интерполяция представляется наиболее подходящим методом для работы с представленными табличными данными, так как она обеспечивает гладкость функций и точность расчётов.

При составлении математической модели динамики движения МРЛА требуется учитывать как аэродинамические силы, зависящие от плотности атмосферы и скорости ветра, так и моменты, влияющие на ориентацию аппарата. Важно также учитывать зависимость подъемной силы и сопротивления от температуры и плотности атмосферы, а также учитывать сложные ветровые возмущения. Таким образом, атмосферные условия Венеры в значительной мере определяют специфику модели и требуемые методы расчёта, что подчёркивает важность использования представленных в таблицах данных для построения полной и адекватной модели.

1.2.2. Анализ данных атмосферных условий

1.2.2.1. Кубическая сплайн-интерполяция

Для моделирования динамики движения мультироторных летательных аппаратов в атмосфере Венеры необходимо детально учитывать параметры, приведенные в Таблица 1, Таблица 2.

Кубическая сплайн-интерполяция была выбрана в качестве основного метода обработки данных, поскольку она обеспечивает:

Кубическая сплайн-интерполяция – это метод, позволяющий аппроксимировать функцию, заданную в виде набора дискретных точек, с помощью кусочно-кубических полиномов. Этот подход обеспечивает непрерывность функции вместе с её первыми и вторыми производными, что особенно важно при моделировании сложных систем, таких как движение МРЛА в атмосфере Венеры.

Пусть имеется набор узловых точек (x_i, y_i) , где $i = 0, 1, \dots, n$. На каждом интервале $[x_i, x_{i+1}]$ сплайн $S_i(x)$ представляется кубическим полиномом вида:

$$S_i(x) = a_i + b_i(x - x_i) + c_i(x - x_i)^2 + d_i(x - x_i)^3 \quad (2)$$

Для определения коэффициентов a_i, b_i, c_i и d_i используются следующие условия:

1. Интерполяция в узлах: сплайн должен проходить через все заданные точки: $S_i(x_i) = y_i$ и $S_i(x_{i+1}) = y_{i+1}$.

2. Непрерывность первой и второй производных: первые и вторые производные сплайна должны быть непрерывными на всём интервале: $S'_i(x_{i+1}) = S'_{i+1}(x_{i+1})$ и $S''_i(x_{i+1}) = S''_{i+1}(x_{i+1})$.

3. Граничные условия: часто используются естественные граничные условия, предполагающие, что вторые производные на концах интервала равны нулю: $S''_0(x_0) = 0$ и $S''_{n-1}(x_n) = 0$ [37], [38].

Решение этой системы условий позволяет определить все коэффициенты сплайна, обеспечивая гладкое и точное приближение исходной функции.

На рисунках ниже представлены графики зависимости температуры, плотности, горизонтальной и вертикальной скоростей ветра от высоты. Для

иллюстрации используются полученные с помощью кубической сплайн-интерполяции функции.

1.2.2.2. Графики параметров атмосферы как функции высоты

Ниже (Рисунок 7 – Рисунок 10) проиллюстрированы зависимости температур, плотности и давления атмосферы Венеры от высоты соответственно. Интерполированные значения плавно соединяют табличные данные, корректно описывая изменение параметров в диапазоне высот от 0 до 300 км. Особенно важно отметить, что на высотах 45–55 км параметры плавно переходят от одного значения к другому, что подтверждает применимость выбранного метода.

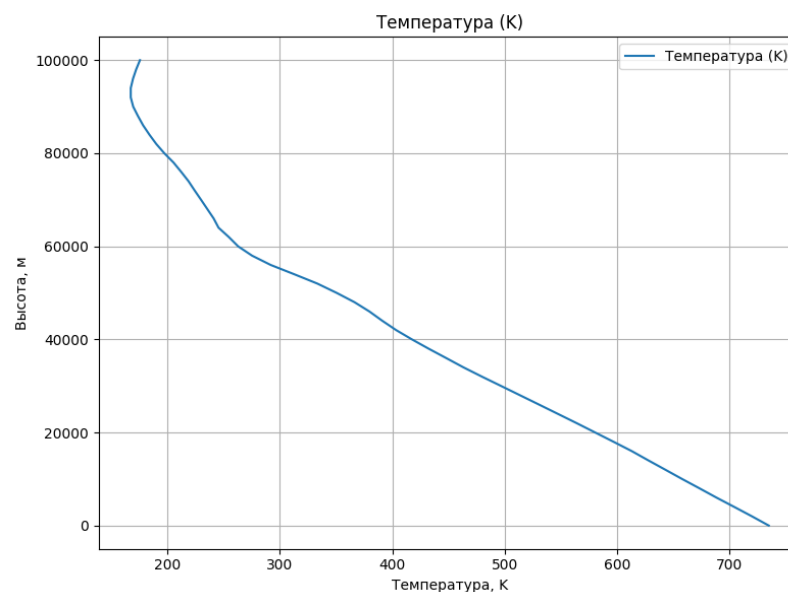


Рисунок 7 – Интерполированные значения температуры в Кельвинах как функции высоты.

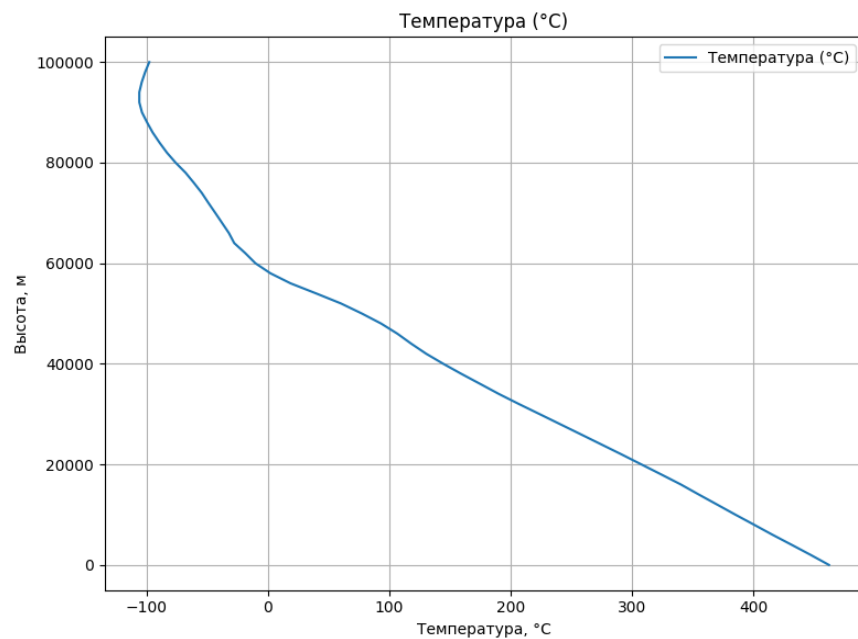


Рисунок 8 – Интерполированные значения температуры в Цельсиях как функции высоты.

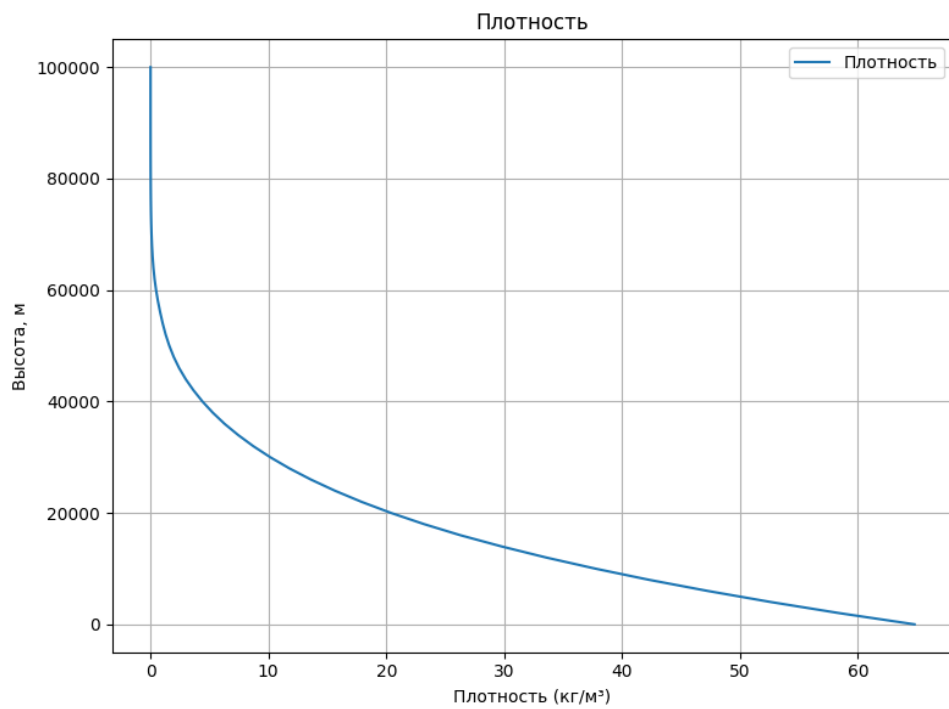


Рисунок 9 – Интерполированные значения плотности как функции высоты.

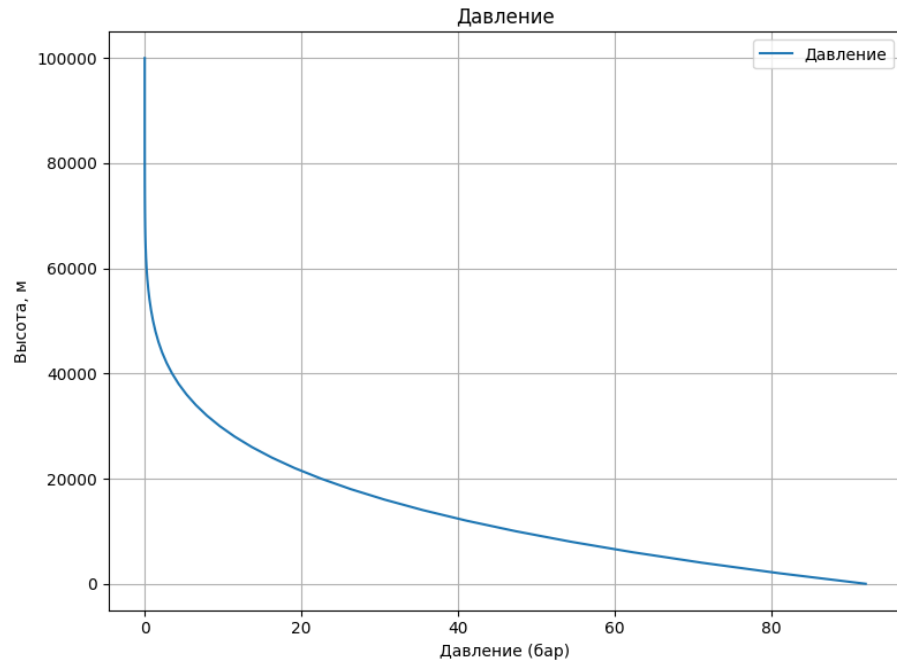


Рисунок 10 – Интерполированные значения давления как функции
высоты.

1.2.2.3. Графики ветров как функции высоты

Ниже (Рисунок 11, Рисунок 12) проиллюстрированы зависимости горизонтальной и вертикальной скоростей ветра от высоты соответственно. Интерполированные кривые корректно воспроизводят экстремумы и постепенное увеличение скоростей в областях наибольшей турбулентности. Это позволит учесть ветровые возмущения при моделировании движения МРЛА.

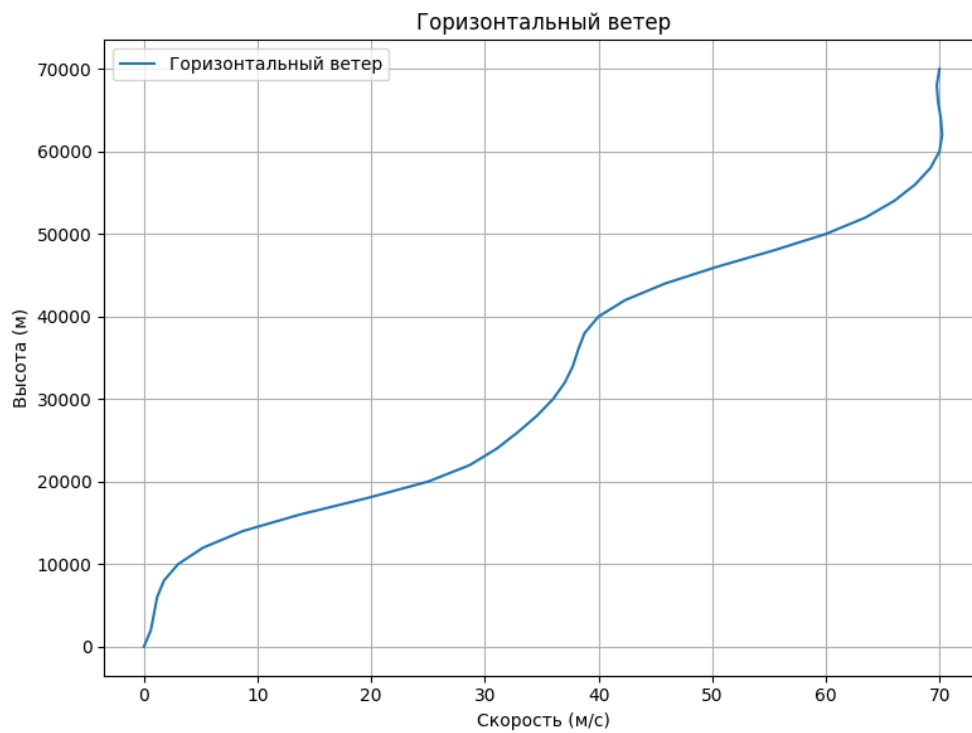


Рисунок 11 – Интерполированные значения горизонтальных скоростей ветра как функции высоты.

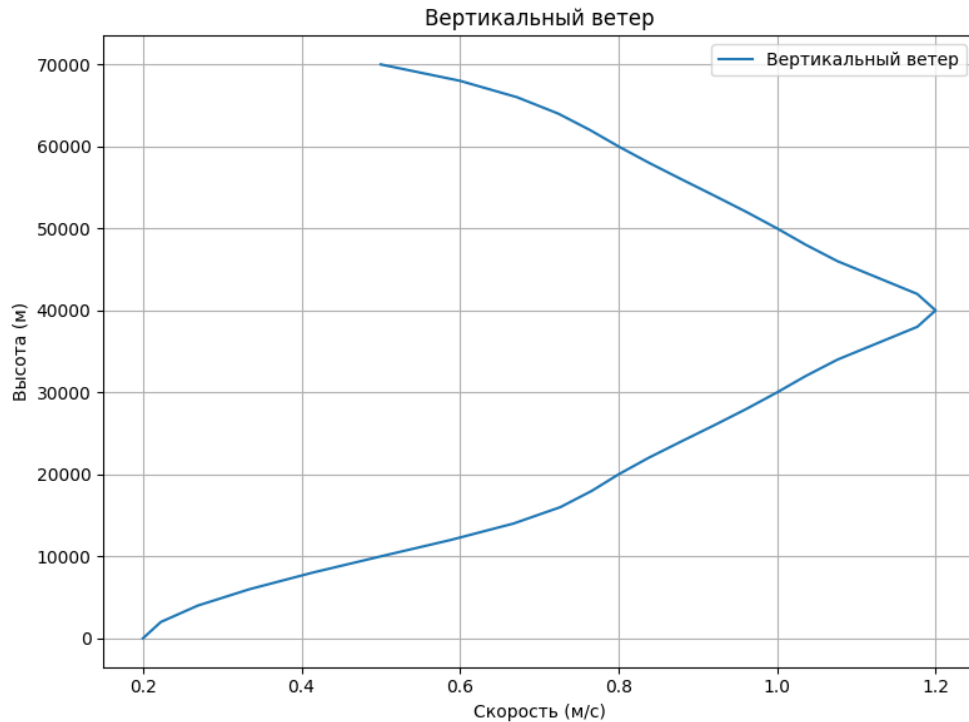


Рисунок 12 – Интерполированные значения вертикальных скоростей ветра как функции высоты.

1.2.3. Выводы

Код программы, реализующей кубическую сплайн-интерполяцию. Программа включает функции интерполяции и экстраполяции, реализованные на языке Python с использованием библиотек SciPy и Matplotlib. Она также генерирует графики, представленные выше (Рисунок 7, Рисунок 9, Рисунок 11, Рисунок 12) [39].

Таким образом, использование кубической сплайн-интерполяции позволяет не только эффективно интерполировать табличные данные, но и получать корректные значения параметров атмосферы на высотах, для которых значения в таблицах отсутствуют. Это, в свою очередь, обеспечивает точность при моделировании динамики МРЛА.

3. Сравнение атмосферы Земли и Венеры

Атмосфера Венеры на высоте порядка 50-52 километров по своим параметрам наиболее близка к атмосфере Земли у поверхности (0–4 километров). Этот факт делает возможным функционирование МРЛА в условиях Венеры, аналогично тому, как они работают на Земле.

На высоте 52 километров температура атмосферы Венеры составляет около 333 К, плотность достигает 1.28 кг/м^3 , давление 0.82 бар (Таблица 1). В то же время на близком к поверхности (высота 0 км) уровне Земли температура составляет 288 К, плотность 1.225 кг/м^3 , давление 1.0 бар (Таблица 3). Несмотря на различия в абсолютных значениях параметров, их соотношения обеспечивают сходные условия для аэродинамики и энергоэффективности работы винтов МРЛА.

Примечательно, что плотность и давление атмосферы Венеры на указанной высоте выше, чем значения плотности и давления воздуха на Земле на уровне моря. Это обстоятельство компенсирует высокие температуры, влияющие на вязкость и подъемную силу, и создает возможность для эффективного формирования подъемной силы винтами. На Земле при высоте до 4 км плотность воздуха изменяется от 1.225 кг/м^3 до 0.82 кг/м^3 при снижении температуры с 288.15 К до 262 К и давления с 1 до 0.6 бар, что также демонстрирует диапазон схожих условий.

Таблица 3 – Параметры атмосферы Земли ветров как функции высоты.

Высота Н, км	Плотность ρ_0 , кг/м^3	Температура Т, К	Температура Т, °С	Давление Р, бар
0	1.225	288.15	15	1.01325
1	1.112	281.65	8.5	0.89876
2	1.007	275.15	2	0.795
3	0.9093	268.65	-4.5	0.70108
4	0.8194	262.15	-10.99	0.6166
5	0.7364	255.65	-17.5	0.54048

6	0.6601	249.15	-23.99	0.47268
7	0.59	242.65	-30.5	0.41171
8	0.5258	236.15	-36.99	0.35713
9	0.4671	229.65	-43.5	0.30851
10	0.4135	223.15	-50	0.265
11	0.3639	216.65	-56.5	0.22632
12	0.3108	216.65	-56.5	0.19399
13	0.27	216.65	-56.5	0.167
14	0.232	216.65	-56.5	0.1425
15	0.1966	216.65	-56.5	0.121
16	0.166	216.65	-56.5	0.103
17	0.141	216.65	-56.5	0.0879
18	0.1197	216.65	-56.5	0.0755
19	0.1019	216.65	-56.5	0.0651
20	0.088	216.65	-56.5	0.0547
21	0.0764	218.6	-54.6	0.0462
22	0.067	220.5	-52.7	0.0391
23	0.0589	222.4	-50.8	0.033
24	0.0516	224.35	-48.8	0.0279
25	0.0454	226.3	-46.9	0.0235
26	0.04	228.2	-44.9	0.0198
27	0.0353	230.1	-42.9	0.0165
28	0.0312	232	-41.2	0.0138
29	0.0276	233.95	-39.2	0.0115
30	0.0239	236	-37.2	0.00952
31	0.0215	238	-35.1	0.0082
32	0.019	240	-33.2	0.007
34	0.015	245	-28.2	0.0047
36	0.0115	250.35	-22.8	0.00285
38	0.0089	255	-18.2	0.0017
40	0.0067	270.65	-2.5	0.00069
42	0.005	264	-9.2	0.00039
44	0.0038	257.5	-15.7	0.00022
46	0.0029	251	-22.2	0.00013
48	0.0022	245	-28.2	8.00E-05
50	0.001	270.65	-2.5	6.87E-04
52	0.0007	260	-13.2	4.0e-4
54	0.0005	250	-23.2	2.5e-4
56	0.00036	240	-33.2	1.60E-04
58	0.00026	230	-43.2	1.00E-04
60	0.00019	247.02	-26.1	1.47E-04

62	0.00014	235	-38.2	7.50E-05
64	0.0001	225	-48.2	4.30E-05
66	7.40E-05	215	-58.2	2.50E-05
68	5.10E-05	205	-68.2	1.50E-05
70	3.70E-05	195.08	-78.1	8.70E-06
72	2.50E-05	210	-63.1	5.40E-06
74	1.70E-05	220	-53.1	3.40E-06
76	1.20E-05	230	-43.1	2.10E-06
78	8.50E-06	240	-33.1	1.30E-06
80	1.85E-05	195.08	-78.1	8.68E-06
82	5.70E-06	210	-63.1	5.00E-06
84	3.50E-06	220	-53.1	2.90E-06
86	2.10E-06	195	-78.2	1.70E-06
88	1.10E-06	195	-78.2	9.00E-07
90	5.00E-07	195	-78.2	4.00E-07
92	3.00E-07	200	-73.2	2.50E-07
94	2.00E-07	210	-63.2	1.50E-07
96	1.30E-07	220	-53.2	9.00E-08
98	9.00E-08	230	-43.2	5.00E-08
100	7.00E-08	195.08	-78.1	3.19E-07

Условия атмосферы Венеры на высоте 50-52 километров обладают максимальной схожестью с атмосферными условиями Земли на уровне 0-4 километра, что делает возможным использование мультироторных летательных аппаратов, не претерпевая при этом значительных конструктивных изменений, для исследовательских миссий в атмосфере Венеры. Основой для параметров атмосферы Земли является стандарт ГОСТ 4401-81 «Атмосфера стандартная» [40], а данные для атмосферы Венеры взяты из модели VIRA [41].

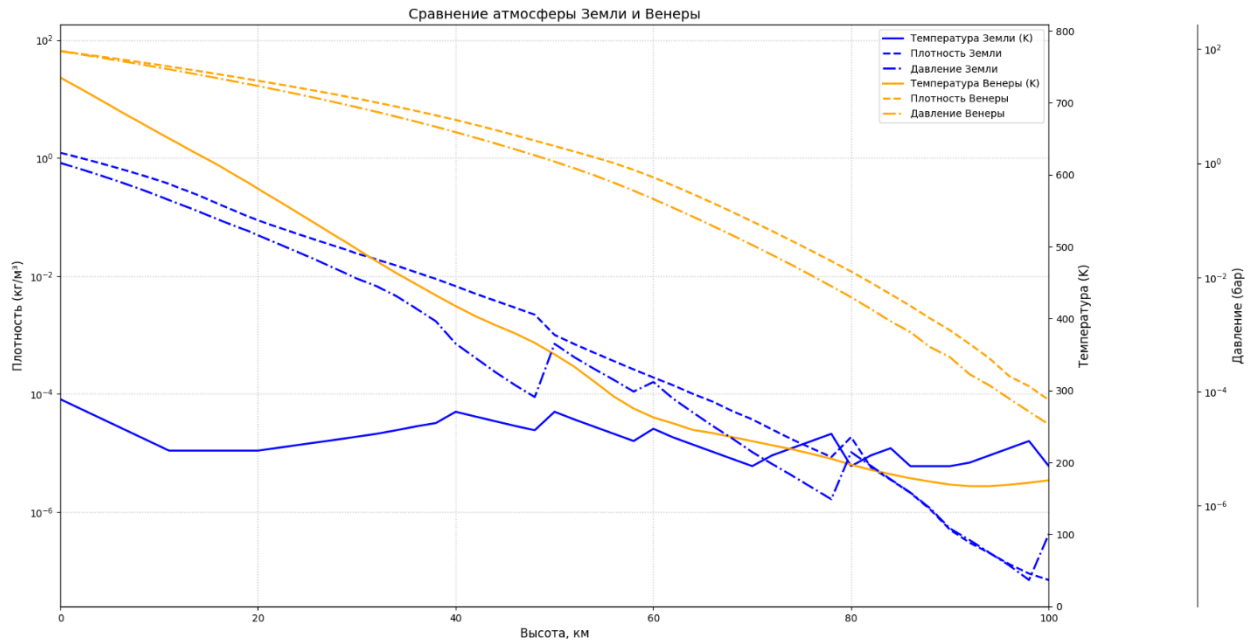


Рисунок 13 – Сравнение атмосферных параметров Венеры и Земли
(Приложение Глава 1.).

4. Научные цели и задачи исследования

1.4.1. Понимание климатических процессов и феноменов

Цель данного подраздела – глубокий анализ климатических процессов Венеры, где толстая углекислотная атмосфера с сернокислотными облаками формирует экстремальные условия. Особое внимание уделено структуре и динамике облачного слоя, ответственного за мощный парниковый эффект и высокую альбедо планеты. Изучение температурных градиентов, состава и физических свойств атмосферы при помощи специализированных технических средств позволит раскрыть механизмы атмосферных волн, колебаний и ветровых потоков, достигающих 60 м/с на высоте свыше 50 км (Рисунок 4). Разработка таких приборов требует применения коррозионно-стойких материалов и продвинутых систем охлаждения, что обеспечит надежность измерений в условиях давления до 90 атм и температур до 460 °С. Полученные данные об облаках и составе атмосферы Венеры

помогут уточнить климатические модели, а выводы окажутся полезными для прогноза изменений климата Земли при росте концентрации парниковых газов.

1.4.2. Выявление потенциальных зон интереса для научных экспериментов

Выбор районов для размещения приборов на Венере опирается на анализ аэродинамических особенностей летательных аппаратов и атмосферных характеристик. Карты потенциально благоприятных участков строятся на основе детализированных данных о химическом составе и динамике облаков, где выражены наиболее сильные атмосферные явления. Это позволяет сформировать гипотезы о местах с максимальной научной отдачей и спланировать дальнейшее техническое оснащение миссий, учитывающее высокую температуру, давление и коррозионную активность среды [6].

5. Адаптация технических средств к условиям атмосферы Венеры

1.5.1. Технические вызовы и решения при разработке технических средств устройств для Венеры

Конструирование аппаратов для Венеры сталкивается с необходимостью применения жаропрочных и коррозионно-стойких материалов, способных противостоять сочетанию 460 °C, 90 атм и серной кислоты. Традиционные сплавы, такие как алюминий и титан, требуют замены на композиты или новые покрытия, отражающих тепло и защищающих от химического воздействия [11]. Надежная система охлаждения, основанная на жидкостных контурах высокой эффективности, должна сохранять компактность и минимальный вес. Лопасти роторов и аэродинамические элементы проектируются с учётом высокой вязкости венерианского воздуха, возможна практика использования гибридных и изменяемых по форме конструкций. Решение инженерных задач достигается лишь тесным

взаимодействием материаловедов, аэродинамиков и теплотехников, что приведёт к созданию ТСИ, способных работать в экстремальных условиях планеты [7].

1.5.2. Уникальные требования к системам навигации и связи

Навигация и передача данных в плотных сернокислотных облаках Венеры ограничены оптическими методами, поэтому разрабатываются радиочастотные системы, нечувствительные к помехам, и усовершенствованные кодеки для коррекции ошибок при передаче через многократное отражение сигналов в атмосфере [12]. Для обеспечения точности позиционирования разрабатываются алгоритмы, способные работать в условиях ослабления сигнала при высоком давлении. Параллельно ведутся работы по миниатюризации энергопотребляющих модулей связи, основанных на последних достижениях в микроэлектронике и нанотехнологиях, чтобы поддерживать бесперебойную связь с орбитальными станциями и Землёй.

1.5.3. Методы и средства измерения параметров атмосферы Венеры

Ключевой задачей является создание сенсоров, сохраняющих работоспособность в агрессивной среде при высоких температурах и давлениях. Для этого используются композиты и сплавы с повышенной коррозионной стойкостью. Приборы измеряют температуру, давление, состав газов и радиационный фон; газоанализаторы на основе ИК-спектроскопии и хроматографии адаптируются к высоким концентрациям серной кислоты. Важна миниатюризация устройств и интеграция усовершенствованных алгоритмов кодирования, а также усиленных антенн и радиомодулей, чтобы данные передавались без потерь качества через облачный слой [7].

6. Перспективы будущих исследований

1.6.1. Возможности для расширения знаний о планетарных атмосферах

Исследования Венеры предоставят уникальные сведения о механизмах облакообразования и теплопередачи, которые могут быть сопоставлены с данными о Марсе и Земле. Сравнительный анализ позволит усовершенствовать общепланетарные климатические модели, повысить точность прогнозов погоды и климатических изменений. Данные улучшат технологии дистанционного зондирования и углубят понимание атмосферной химии, что важно для моделирования глобального потепления и других процессов [8].

1.6.2. Практические выводы и влияние на будущее освоение космоса

Новые сведения об экстремальных условиях Венеры помогут создавать более надежные аппараты для пилотируемых и беспилотных миссий, отработать технологии жизнеобеспечения и защиты экипажа в агрессивных средах. Исследование перспектив использования венерианских атмосферных газов заложит основы для замкнутых систем поддержки жизни, применимых на Марсе и в дальнейших космических полёта [8].

7 Выводы по первой главе

1.7.1. Сводка ключевых результатов и выводов по первой главе

Первая глава подробно раскрывает атмосферу Венеры как объект для технических исследований: её состав, термодинамику, циркуляцию и роль облаков в климате. Определены цели по изучению климатических процессов, выбору зон экспериментов и адаптации технологий к экстремальным условиям.

1.7.2. Рекомендации для дальнейших исследований и разработок в данной области

Следует продолжить исследования материаловедения для создания покрытий и сплавов, способных выдерживать венерианские условия; развивать сенсоры и измерительные методики для точного анализа атмосферы; совершенствовать навигационные и коммуникационные системы; проводить пилотные испытания технологий в приближённых к венерианским условиям; а также укреплять междисциплинарное сотрудничество специалистов разных профилей для комплексного изучения Венеры.

ГЛАВА II. РАЗВИТИЕ РОТОРНЫХ УСТРОЙСТВ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ НАУЧНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

1. Определение роторного устройства

Роторные устройства представляют собой механизмы, использующие вращательное движение для создания подъемной силы и управления, где один или несколько роторов с лопастями перемещают воздух или другую среду. В аэрокосмической технике к ним относятся вертолёты и беспилотные авиационные системы, в которых анализ механических и динамических характеристик роторов — момента инерции, центробежных сил и аэродинамического взаимодействия — определяет точность и надёжность устройств. При проектировании систем автоматической загрузки и ориентации, например, роторных ориентирующих механизмов с гравитационными ориентаторами, особое внимание уделяется сочетанию инновационных конструкций и современных материалов, позволяющих обеспечивать строго заданное положение элементов на технологических линиях [14]. В авиации это проявляется на примере боевого вертолёта АН-64 Apache с его интегрированными системами разведки и управления полётом [18] и марсианского вертолёта Ingenuity, адаптированного к низкой плотности

атмосферы Красной планеты [16] (Рисунок 14). Роторные устройства находят применение и в автоматизированных промышленных процессах, требующих высокой точности, надёжности и эффективности.

2. История развития роторных устройств

Первые эксперименты с вертолётами в начале XX века стали ответом на потребность в вертикальном взлёте и посадке, а также повышенной маневренности летательных аппаратов для военных и спасательных миссий. С течением времени внедрение многороторных схем укрепило устойчивость и надёжность машин, а научно-технический прогресс в аэродинамике, материаловедении и автоматике вместе с появлением вычислительной техники существенно повысил точность проектирования и испытаний. Расширение применения роторов за пределы авиации привело к появлению машин для сельского хозяйства, строительства и киноиндустрии, а появление дронов сделало возможным исследование удалённых территорий, доставку грузов и воздушную съёмку, что вновь подчеркнуло актуальность дальнейшего развития технологий в этой области [14].

3. Технологический прогресс в области роторных устройств

2.3.1. Эволюция дизайна роторных устройств

Конструктивный эволюционный путь роторов прошёл от простых балансных систем к сложным решениям с применением лёгких композитов и высокопрочных сплавов, что позволило снизить массу, повысить долговечность и сопротивляемость нагрузкам. С появлением компьютерного моделирования дизайн вышел на новый уровень: виртуальные испытания и оптимизация геометрии лопастей сокращают сроки разработки и затраты, а интеграция систем автоматического управления придаёт аппаратам адаптивность и автономность, облегчая их эксплуатацию и обслуживание [15].

2.3.2. Новейшие технологии и инженерные решения

Компьютерное моделирование даёт возможность точно оценивать напряжения, деформации и аэродинамические характеристики роторов до изготовления прототипов, сводя к минимуму производственные дефекты и удешевляя разработку. Автоматизированные системы контроля, включающие датчики и исполнительные механизмы, обеспечивают мониторинг в реальном времени, выявление и коррекцию неисправностей, что особенно важно в отраслях с высокими требованиями к надёжности, например, в фармацевтике или авиастроении [15]. На практике это реализовано в роторных бункерных загрузочных установках с вращающимися воронками, где автоматизация повысила производительность и качество сборочных операций.

4. Применение роторных устройств в научных исследованиях

2.4.1. Обзор успешных научных миссий с использованием роторных устройств

2.4.1.1. Марсианский вертолет Ingenuity

Первый полёт аппарата Ingenuity в рамках миссии «Mars-2020» продемонстрировал возможность создания достаточной подъёмной силы в крайне разреженной марсианской атмосфере (Рисунок 14). За короткие полёты продолжительностью около 90 секунд вертолёт выполнил фотосъёмку местности, расширив представления о ландшафте и выявив потенциальные участки для дальнейших исследований роверами.

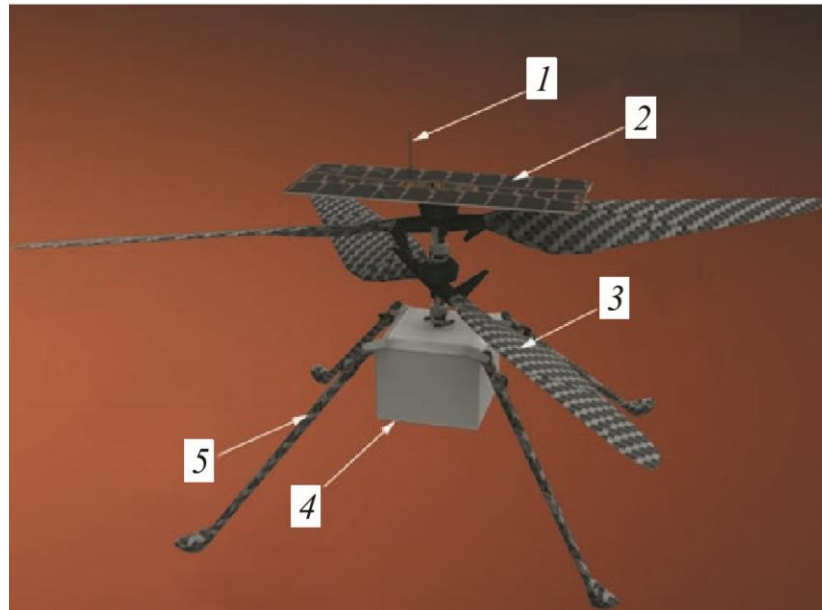


Рисунок 14 – Марсианский вертолет Ingenuity [16].

2.4.1.2. Проект "Amazon Prime Air" для доставки

Амбициозная инициатива Amazon направлена на создание службы доставки посылок дронами с временем доставки до 30 минут или меньше (Рисунок 15). Экспериментальные образцы подтвердили жизнеспособность концепции: испытания систем управления и навигации показали высокую точность полётов, а прототипы успешно преодолевали препятствия и погодные условия. В перспективе планируется интеграция дронов в логистическую сеть Amazon и согласование нормативных требований для их широкого использования [21].



Рисунок 15 – БПЛА от Amazon.

2.4.1.3. Дроны для мониторинга дикой природы

Беспилотники всё активнее используются для экологического мониторинга: они позволяют без вмешательства человека собирать данные о популяциях животных и состоянии экосистем в труднодоступных и опасных районах, минимизируя воздействие на среду. Среди примеров – DJI Phantom 4 RTK с системой высокоточного позиционирования (Рисунок 16), Parrot Anafi USA с термокамерой и 32× зумом для наблюдения на дальних дистанциях (Рисунок 17) и фиксированные крылатые аппараты senseFly eBee X (Рисунок 18), обеспечивающие масштабный мониторинг на больших площадях [22], [23], [24], [25].



Рисунок 16 – DJI Phantom 4 RTK [23].



Рисунок 17 – Parrot Anafi USA [24].



Рисунок 18 – senseFly eBee X [25].

2.4.1.4. Проект Орлан-10

Российский БПЛА "Орлан-10" успешно применяется в военной разведке и гражданских операциях по мониторингу природных катастроф и спасению людей (Рисунок 19). Он предоставляет данные в режиме реального времени, помогает контролировать обстановку при пожарах и наводнениях, что существенно повышает оперативность и безопасность принимаемых решений.



Рисунок 19 – БПЛА Орлан-10.

2.4.1.5. БПЛА Геоксан 101

Аппарат "Геоскан 101" ориентирован на геодезию и картографию: он выполняет аэрофотосъёмку и создаёт цифровые модели рельефа с высокой точностью (Рисунок 20). Применение лазерного сканирования "Геоскан 401 LiDAR" в сложных условиях высокогорья и плотной растительности показало преимущества по плотности точек и детализации, что критично для кадастровых и экологических исследований [26].



Рисунок 20 – Геоксан 101.

2.4.1.6. БПЛА "Тахион"

Российский электрический дрон "Тахион" (Рисунок 21), имеющий схему «летающее крыло», оснащён автоматикой, парашютной посадкой и может нести полезную нагрузку для наблюдения, корректировки огня и видеосъёмки. С января 2016 г. он стоит на вооружении Сухопутных войск и Северного флота, обеспечивая разведку, ретрансляцию связи и оценку ущерба на дальности до 40 км и высоте до 4 000 м [27].

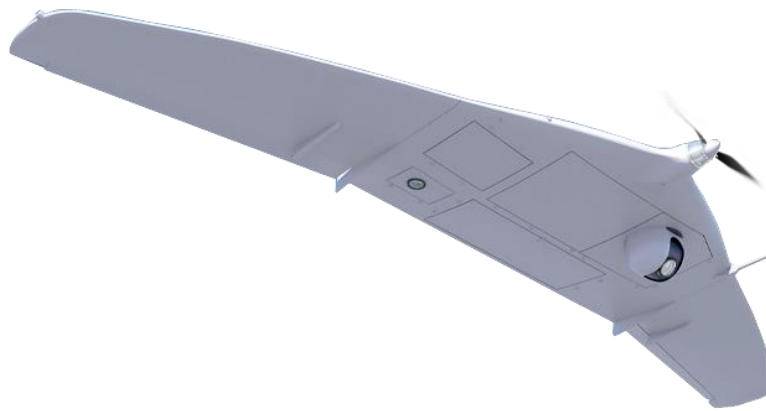


Рисунок 21 – БПЛА «Тахион».

2.4.2. Тенденции в применении роторных устройств для исследований атмосфер других планет

Испытания Ingenuity подтвердили, что роторные аппараты могут работать в условиях низкой плотности и гравитации Марса, выполняя автономные полёты на малой высоте и детально исследуя поверхность и атмосферу, что недоступно роверам и орбитальным спутникам [16].

2.4.3. Преимущества и недостатки роторных устройств по сравнению с другими типами летательных аппаратов

К достоинствам роторов относится возможность вертикального взлёта и посадки на неровной местности, а также маневренность в непосредственной близости к поверхности. Ограничения же связаны с энергозатратностью и массой источников питания, влияющей на продолжительность полёта и грузоподъёмность, особенно в холодных условиях Марса с $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$ ночью. Для компенсации низкой плотности атмосферы приходится увеличивать диаметр

роторов и скорость их вращения, что снижает эффективность из-за аэродинамического сопротивления. Однако облегчённая марсианская гравитация смягчает часть этих трудностей. Автономность в условиях задержки связи требует сложных навигационных и систем избегания препятствий [16].

2.4.4. Актуальность и перспективность использования роторных устройств для исследования Венеры

Высокая плотность венерианской атмосферы (в 90 раз плотнее земной) позволяет применять более компактные роторы или уменьшать мощность привода для создания нужной подъёмной силы, но экстремальные температура и давление предъявляют жёсткие требования к материалам и системам тепловой защиты. Роторные платформы рассматриваются как инструмент для изучения нижних слоёв атмосферы, сбора образцов газов и выполнения научных операций, недостижимых для роверов и орбитальных аппаратов. Способность к вертикальному взлёту и посадке обеспечит гибкость исследований, а достижения в материаловедении и управлении помогут реализовать такие миссии [16].

5. Технические аспекты разработки роторных устройств

2.5.1. Динамические модели и алгоритмы управления роторных устройств

В совместных проектах NASA и Армейской исследовательской лаборатории разрабатываются динамические модели с учётом шума, вибраций и износа, а алгоритмы управления на основе динамической инверсии оптимизируют поведение систем в реальном времени. Целью является снижение массы и уровня шума при увеличении надёжности и срока службы, что достигается подбором новых материалов, конструкций шестерён и

подшипников без смазки и тщательным компьютерным анализом нагрузок (Рисунок 22).

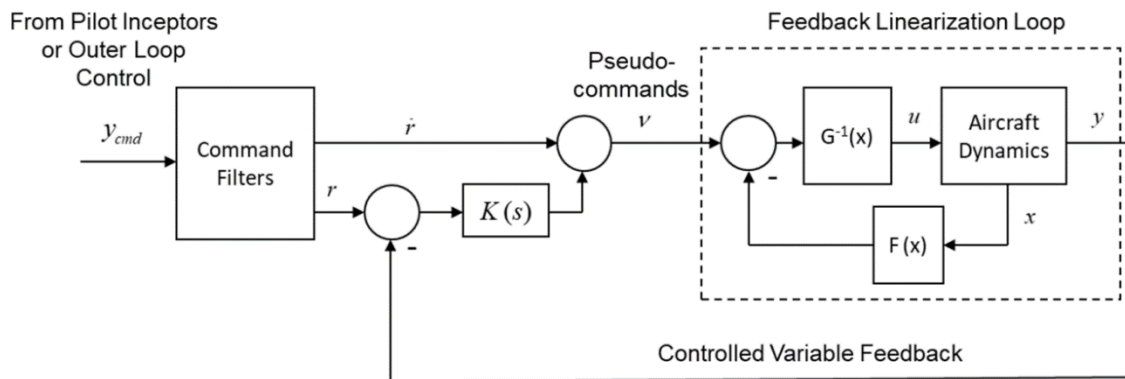


Рисунок 22 – Схема архитектуры управления полетом с динамической инверсией (DI) [20].

Интеграция разработанных моделей и алгоритмов управления в реальные проекты позволяет значительно улучшить характеристики роторных устройств, что делает их более адаптивными и эффективными при выполнении задач в сложных и экстремальных условиях.

2.5.2. Особенности организации эффективности и стабильности полета

Обеспечение устойчивости работы роторов в условиях изменяющихся нагрузок и внешних воздействий базируется на инновационных методах моделирования и контроля, позволяющих предсказывать отклик аппаратуры и корректировать параметры полёта в режиме реального времени. Автоматические системы управления компенсируют вибрации и смещения, используя передовые материалы и вычислительные алгоритмы, что критично для безопасного выполнения научных миссий в экстремальных условиях.

6 Выводы по второй главе

Вторая глава демонстрирует, как история, дизайн и технологии роторных устройств эволюционировали от первых экспериментов до

современных дронов и марсианских вертолётот. Подчёркнута роль компьютерного моделирования и автоматизированных систем контроля в повышении эффективности и надёжности, а также показано применение роторов в исследованиях Марса, Венеры и на Земле. Анализ технических аспектов управления и стабильности полёта подтверждает, что дальнейшие инновации в конструкции, материалах и алгоритмах обеспечат роторным аппаратам ключевую роль в освоении космоса и выполнении сложных научных задач.

ГЛАВА III. МУЛЬТИРОТОРНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ КАК ТЕХНИЧЕСКОЕ СРЕДСТВО ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ

1. Назначение технического средства исследования в составе надсистемы

3.1.1. Роль МРЛА в комплексе научных исследований

Мультироторный летательный аппарат (МРЛА) – перспективное техническое средство (ТС) исследования планеты Венеры. Это ТС относится к летательным аппаратам (ЛА) вертикального взлёта и посадки, выполнен по мультикоптерной схеме так, что несущие винты установлены по вертолётной схеме и жёстко закреплены на балке [34]-[36].

МРЛА играет ключевую роль в комплексе научных исследований Венеры, предоставляя уникальные возможности для детального изучения атмосферы и, возможно, поверхности планеты. Благодаря своей мобильности, гибкости и широкому функциональному спектру, МРЛА становится незаменимым инструментом в системе научных приборов и аппаратов (технических средств – ТС), предназначенных для исследования Венеры. Основные задачи, которые выполняет МРЛА, – изучение химического состава атмосферы, фото- и видеосъёмка, а также (если возможна посадка) сбор проб венерианского грунта. С помощью специальных сенсоров и газоанализаторов МРЛА способен измерять концентрации различных газов на разных высотах,

что помогает создать детальную картину химического профиля атмосферы Венеры, являющегося ключевым аспектом для понимания ее климатических и погодных условий [28]. Высококачественные камеры, установленные на МРЛА, обеспечивают получение изображений и видео высокого разрешения, что необходимо для картографирования поверхности и анализа геологических структур. При посадке предполагается, что специальные устройства на борту МРЛА позволяют забирать образцы грунта с поверхности планеты для дальнейшего анализа их состава и структуры, что помогает в изучении геологии Венеры и поиске признаков возможной вулканической активности [9].

МРЛА предоставляет уникальные возможности, которые ранее были недоступны для исследований Венеры. Благодаря своей маневренности, он может осуществлять полеты на различных высотах, адаптируясь к условиям атмосферы, что позволяет получать данные с высокоточной пространственной привязкой. Кроме того, МРЛА способен работать в условиях экстремальных температур и давления, что делает его незаменимым инструментом для изучения планеты [29]. Функциональная схема МРЛА демонстрирует основные компоненты аппарата и их взаимодействие, что позволяет лучше понять его структуру и функциональные возможности (Рисунок 23).



Рисунок 23 – Функциональная схема МРЛА.

Технические характеристики прототипа аппарата, такие как габариты, масса, коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы, радиус и шаг винта, а также угловая скорость вращения винтов, приведены в Таблица 4.

Таблица 4 – Основные технические характеристики МРЛА.

Габариты (ВхГхШ), мм	200x350x350
Коэффициент лобового сопротивления (C_x)	0,01
Коэффициент подъемной силы (C_y)	0,1
Коэффициент боковой силы (C_z)	0.01
Масса аппарата, кг	1,35

Площадь поверхности МРЛА, м ²	0,02
Радиус винта, м	0,11
Шаг винта, м	0,143
Угловая скорость вращения винтов, 1/с	82

МРЛА является многофункциональным инструментом для исследования Венеры. Он не только предоставляет возможности для сбора различных данных, но и обеспечивает их высокую точность и оперативность, что является критически важным для успешного выполнения научных задач в условиях экстремальных условий атмосферы Венеры.

3.1.2. Вклад МРЛА в достижение целей венерианских исследований

Предполагается, что МРЛА способен функционировать в экстремальных условиях атмосферы Венеры. Эти условия включают высокие температуры, сильное давление и агрессивный химический состав атмосферы, что требует применения специальных материалов и технологий для обеспечения надежности и долговечности аппарата. МРЛА выполняет несколько ключевых задач, которые способствуют углубленному изучению планеты.

Во-первых, МРЛА позволяет проводить детальное изучение химического состава атмосферы Венеры. С помощью сенсоров и газоанализаторов, установленных на аппарате, можно измерять концентрации различных газов на разных высотах, что позволяет создать детальную картину вертикальных и горизонтальных профилей содержания газов, что, в свою очередь, является критически важным для понимания климатических и погодных условий на Венере.

Во-вторых, МРЛА обеспечивает проведение сейсмических измерений. Эти измерения необходимы для изучения внутренней структуры Венеры и выявления сейсмической активности. В таком случае, МРЛА дополнительно оснащен сейсмометрами, которые могут записывать данные о подземных толчках и вибрациях, что позволяет ученым делать выводы о тектонической активности и геологической структуре планеты [11].

Третьим важным аспектом является передача данных. МРЛА играет важную роль в обеспечении высокого качества и оперативности получаемой информации. Система передачи данных аппарата включает в себя использование радиосвязи, которая адаптирована к условиям венерианской атмосферы. Это позволяет быстро передавать собранные данные на Землю для их дальнейшей обработки и анализа. Ниже (Рисунок 24) представлена демонстрация схемы участников радиосвязи [12].

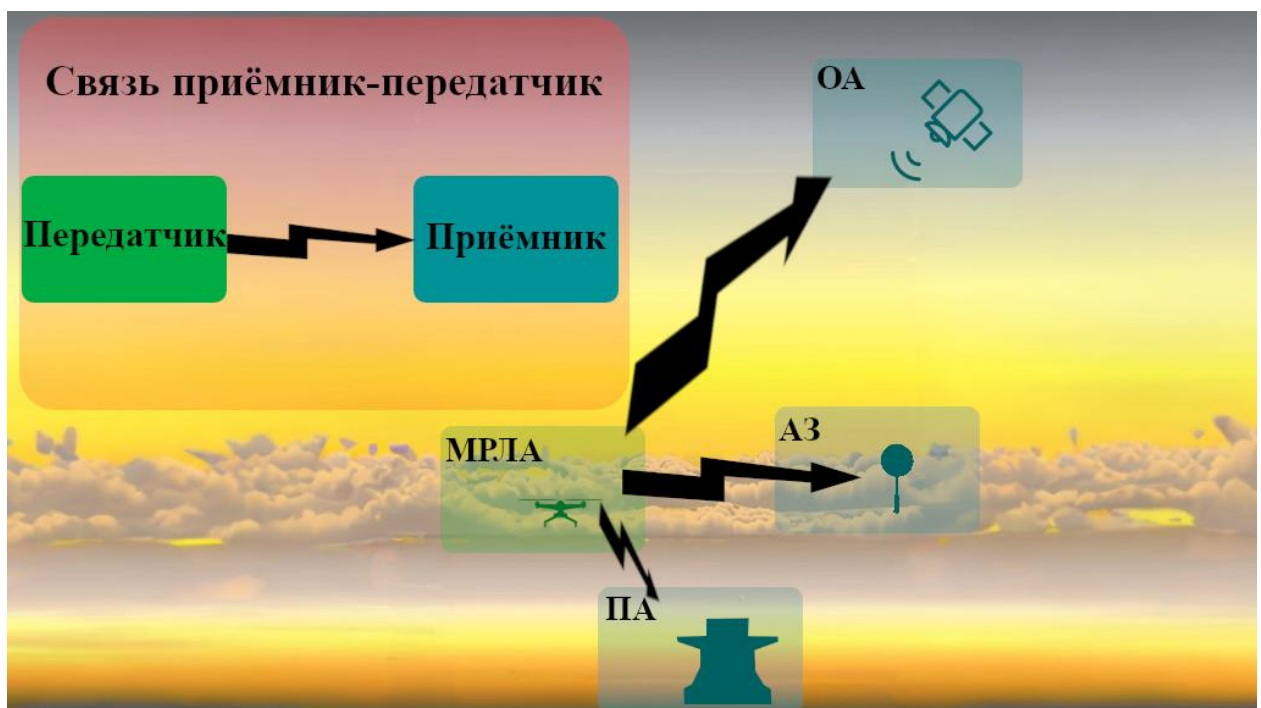


Рисунок 24 – Система участников радиосвязи в атмосфере Венеры.

Схема передачи данных от МРЛА предусматривает несколько возможных маршрутов для обеспечения стабильной и эффективной связи в

условиях атмосферы Венеры. В каждом из этих случаев учитываются особенности окружающей среды и структура миссии, что позволяет максимально повысить надежность передачи информации.

Первый случай, когда данные передаются по маршруту МРЛА – Аэростатный зонд (АЗ) – Орбитальный аппарат (ОА), предполагает использование АЗ в качестве промежуточного ретранслятора. Этот подход является наилучшим в ситуациях, когда МРЛА работает на средней высоте, где атмосферные условия всё ещё достаточно суровы, но радиосигнал уже может достичь зонда, находящегося в более стабильных условиях верхних слоёв атмосферы. АЗ получает сигнал от МРЛА и передает его далее на ОА. Данная схема позволяет минимизировать потери сигнала и усилить передачу данных, используя меньшую мощность передатчиков на МРЛА, что особенно важно в условиях ограниченного энергопотребления.

Во втором случае передача данных осуществляется по маршруту МРЛА – ПА – ОА. Этот подход эффективен, когда МРЛА работает в непосредственной близости к поверхности Венеры или взаимодействует непосредственно с ПА. Посадочный аппарат служит связующим звеном, принимая данные от МРЛА и передавая их дальше на орбитальный аппарат. Такая схема позволяет использовать ПА в качестве мощного ретранслятора, который, находясь на поверхности, может иметь более мощные и стабильные системы связи. Этот маршрут может быть полезен при необходимости точной координации данных о местных условиях и анализе проб с поверхности, особенно когда МРЛА выполняет задачи по сбору и передаче детализированных данных.

Третий сценарий передачи данных – прямая связь между МРЛА и орбитальным аппаратом (МРЛА – ОА). Этот случай используется, когда МРЛА работает на достаточно большой высоте и способен напрямую передавать данные на орбитальный аппарат, минуя промежуточные звенья.

Прямая передача имеет свои преимущества, включая минимизацию временных задержек и уменьшение риска потери данных на этапе ретрансляции. Однако данный подход требует, чтобы аппаратура МРЛА имела достаточно мощные передатчики и антенны для преодоления атмосферных и радиочастотных помех.

На основании информации о трех вариантах передачи данных от МРЛА на ОА, была составлена матрица проблем, отражающая основные вызовы, с которыми сталкивается МРЛА при передаче данных на орбитальный аппарат с последующей их отправкой на Землю, а также предложенные решения, которые помогут повысить эффективность связи в условиях сложной атмосферы Венеры (Таблица 5).

Таблица 5 – Матрица проблем при передаче данных на Землю от МРЛА.

Маршрут передачи данных	Проблема	Описание проблемы	Возможные решения
МРЛА – АЗ – ОА	Потери сигнала в плотной атмосфере	В условиях средней высоты атмосферы Венеры сигналы могут ослабевать из-за плотных слоев и турбулентности	Использование высокочувствительных передатчиков на МРЛА и усилителей сигнала на АЗ

	Ограниченное энергопотребление МРЛА	МРЛА имеет ограниченный запас энергии для передачи данных на большие расстояния	Оптимизация энергопотребления передатчика и использование АЗ для промежуточной ретрансляции
МРЛА – ПА – ОА	Ограниченный радиус связи между МРЛА и ПА	Поскольку ПА остается неподвижным, связь с МРЛА может прерываться при удалении летательного аппарата на большие расстояния	Установка более мощных передатчиков на ПА и разработка схемы передачи данных с учетом наилучшего для сигнала расположения МРЛА
МРЛА – ОА	Высокие требования к мощности передатчика МРЛА	Прямая передача данных требует мощных передатчиков на МРЛА для преодоления помех в атмосфере	Разработка мощных и энергоэффективных передатчиков, применение высокоэффективных антенн

	Потери данных из-за помех в атмосфере	В условиях большой плотности атмосферы Венеры возникают сильные радиопомехи и искажения сигнала	Применение коррекции ошибок на аппаратном уровне, использование резервных каналов передачи данных
--	---------------------------------------	---	---

2. Прототипы технического средства исследования

3.2.1. Обзор существующих прототипов МРЛА для исследования планетарных атмосфер

На текущий момент существует несколько прототипов мультироторных летательных аппаратов (МРЛА), предназначенных для исследования планетарных атмосфер. Основное внимание уделяется устройствам, способным работать в экстремальных условиях, подобных венерианским. Среди них выделяются аппараты, разрабатываемые для миссий на Марс и Венеру, а также для изучения земной атмосферы.

Одним из наиболее известных прототипов МРЛА для исследования планетарных атмосфер является дрон "Ingenuity", разработанный НАСА для миссии на Марс. Этот аппарат, несмотря на менее агрессивные условия марсианской атмосферы по сравнению с венерианской, предоставляет ценные данные о возможностях роторных систем в условиях другой планеты [9]. Важным достижением "Ingenuity" стало успешное выполнение нескольких полетов, которые продемонстрировали возможность использования

устройства для выполнения задач по исследованию поверхности и атмосферы планеты (Рисунок 14).

Таблица 6 представляет основные характеристики марсианского вертолета “Ingenuity”.

Таблица 6 – Основные характеристики марсианского вертолета Ingenuity.

Масса ЛА, кг	1,8
Габариты ЛА, мм	136x195x163
Диаметр лопастей (x2), мм	1210
Дальность полета, м	300
Высота полета, м	12
Скорость полета, м/с	10
Скорость набора высоты, м/с	4
Скорость снижения, м/с	1
Частота вращения винта, об/мин	2400-2900
Зона радиовидимости, м	1000
Ресурс шасси, кол-во посадок	100
Критическая температура, °C	-15
Габариты солнечных батарей, мм	425x165
Разрешение камеры, Мп	13

Другим примером является разработка десантного модуля с роторной системой. Данный модуль предназначен для развертывания в атмосфере Венеры и включает роторную систему, способную обеспечивать стабильный полет в условиях высокой турбулентности и химической агрессивности [30]. На текущий момент находится в стадии разработки.

Другим примером, заслуживающим внимания, является DJI Phantom 4 – коммерческий дрон, разработанный китайской компанией DJI, широко используемый для аэрофотосъемки и видеосъемки на Земле. Несмотря на то, что этот аппарат изначально не был разработан для эксплуатации в экстремальных условиях других планет, его конструктивные особенности и технические характеристики делают его важным прототипом для анализа. DJI Phantom 4 оснащен системой стабилизации и управления полетом, которая позволяет ему точно удерживать позицию в воздухе и выполнять сложные маневры. Это техническое средство исследования обладает высокой маневренностью благодаря продвинутой системе управления роторными устройствами, что делает его подходящим для использования в различных задачах, требующих высокой точности управления.

Кроме того, DJI Phantom 4 отличается компактностью и легкостью, что облегчает его транспортировку и развертывание. В условиях земной атмосферы он может подниматься на высоту до 6000 метров и оставаться в воздухе до 30 минут на одном заряде батареи. Эти характеристики делают его важным примером для анализа с точки зрения возможностей и ограничений МРЛА при работе в различных атмосферных условиях. Хотя DJI Phantom 4 не предназначен для работы в агрессивных средах, как атмосфера Венеры, его конструкция и опыт эксплуатации на Земле могут быть полезны для разработки и адаптации МРЛА для планетарных миссий, требующих высокой точности и стабильности полета в экстремальных условиях [33].

Исследование и разработка прототипов МРЛА для планетарных миссий продолжаются, и каждое новое достижение приближает нас к успешному изучению экстремальных условий других планет. МРЛА, предназначенные для работы на Венере, требуют особого внимания к материалам и конструктивным особенностям, что делает их уникальными среди всех аппаратов, используемых для планетарных исследований.

3.2.2. Анализ принципов и особенностей конструкции

Конструкция МРЛА для исследования Венеры включает использование специальных материалов и технологий, способных выдерживать экстремальные условия атмосферы планеты. Атмосфера Венеры характеризуется высокими температурами, достигающими до 470 градусов Цельсия, высоким давлением, в 92 раза превышающим земное, и агрессивным химическим составом, состоящим из серной кислоты и других активных веществ [11]. Эти факторы требуют особого подхода к выбору материалов и проектированию конструктивных элементов МРЛА.

Основные принципы проектирования таких аппаратов предусматривают высокую надежность и устойчивость к механическим повреждениям. Для этого в конструкции МРЛА используются жаропрочные материалы, такие как титановые сплавы, которые обладают высокой устойчивостью к коррозии и механическим повреждениям [29]. Также применяются композитные материалы, армированные волокнами, которые обеспечивают высокую прочность при относительно низкой массе. Это позволяет сохранить мобильность и маневренность аппарата, что критически важно для выполнения научных задач в условиях экстремальной турбулентности атмосферы Венеры.

Выбор наилучшего варианта аэродинамических характеристик является ключевым фактором для обеспечения стабильного полета МРЛА. Специальная форма винтов и их размещение на аппарате разрабатываются с

учетом необходимости минимизации аэродинамического сопротивления и увеличения подъемной силы. Использование многолопастных винтов с изменяемым шагом позволяет значительно повысить эффективность полета и снизить энергопотребление [9]. Рисунок 25 демонстрирует конструктивную схему МРЛА с указанием основных конструктивных.

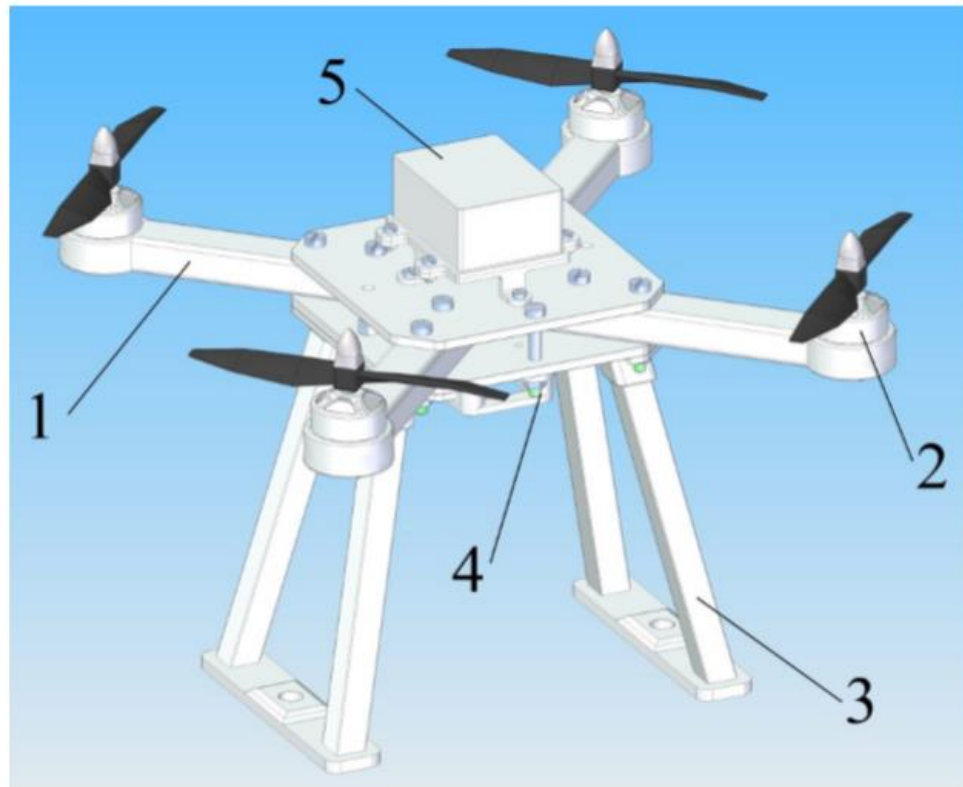


Рисунок 25 – Модель МРЛА: 1 – балка винтомоторной группы; 2 – винтомоторная группа; 3 – шасси; 4 – адаптер крепления полезной нагрузки; 5 – приборный отсек.

Для защиты от агрессивных химических элементов атмосферы Венеры применяются специальные покрытия, устойчивые к коррозии. Эти покрытия наносятся на внешние поверхности аппарата и его компонентов, что обеспечивает дополнительную защиту от химического воздействия. В Таблица 7 приведена информация о материалах, которые могут быть использованы в конструкции МРЛА, и их свойствах, что наглядно

иллюстрирует преимущества каждого материала в контексте условий эксплуатации на Венере.

Таблица 7 – Материалы, используемые в конструкции МРЛА

Материал	Свойства	Применение
Титановые сплавы	Жаропрочность, устойчивость к коррозии	Основные конструктивные элементы
Композитные материалы	Высокая прочность, низкая масса	Армирование корпуса, лопасти винтов
Специальные покрытия	Устойчивость к химическому воздействию	Защитные покрытия на внешних поверхностях

Конструкция МРЛА также предусматривает использование системы управления полетом, которая обеспечивает стабильность и точность выполнения маневров в сложных условиях атмосферы Венеры. Система управления включает использование высокоточных датчиков и алгоритмов специального управления, которые позволяют аппарату автоматически корректировать траекторию полета в реальном времени [12].

Конструкция МРЛА для исследования Венеры сочетает в себе использование передовых материалов и технологий, что обеспечивает его надежность, устойчивость к внешним воздействиям и эффективность выполнения научных задач в экстремальных условиях планеты.

3.2.3. Сравнение характеристик и возможностей прототипов МРЛА

Сравнение существующих прототипов мультироторных летательных аппаратов показывает различия в конструктивных особенностях, функциональных возможностях и эффективности работы в различных атмосферных условиях. Наиболее перспективными являются те прототипы, которые демонстрируют высокую устойчивость к внешним воздействиям и обладают продвинутыми системами управления полетом.

Для сравнения рассмотрим три различных прототипа: Ingenuity (Рисунок 14), DJI Phantom 4 (Рисунок 16) и МРЛА (Рисунок 25) – как прототипы ТС исследования Венеры.

Ingenuity – это малый вертолет, разработанный НАСА для миссии на Марс. Он стал первым аппаратом, выполнившим контролируемый полет на другой планете. Ingenuity был доставлен на Марс на борту ровера Perseverance и выполнил 72 полета за почти три года, а также был адаптирован к марсианской атмосфере. Аппарат оснащен двумя соосными винтами диаметром 1,2 метра, солнечными панелями для подзарядки аккумуляторов и высокотехнологичной системой навигации [32].

DJI Phantom 4 – это коммерческий дрон, широко используемый для аэрофотосъемки и видеосъемки на Земле. Он обладает высокой маневренностью и стабильностью полета, оснащен GPS для навигации и камерой высокого разрешения. Этот дрон применяется для различных гражданских целей, таких как картографирование, мониторинг и инспекции [33].

Таблица 8 – Сравнительная таблица характеристик ТС.

Параметр	Ingenuity	DJI Phantom 4	Венерианский МРЛА

Масса, кг	1,8	1,38	1,35
Диаметр роторов, м	1,2	0,35	0.22
Высота полета, м	12	6000	—
Время полета, мин	1,5	30	—
Условия эксплуатации	Марс	Земля	Венера

Ingenuity продемонстрировал возможность полета в условиях разреженной атмосферы Марса. DJI Phantom 4 представляет собой высокоэффективный коммерческий дрон для использования на Земле, но не подходит для экстремальных условий. Венерианский МРЛА разрабатывается специально для суровых условий Венеры, что делает его уникальным среди существующих прототипов благодаря использованию специализированных материалов и технологий, а также планеты исследования, где будет функционировать ТС.

3. Сценарии функционирования технического средства исследования

3.3.1. Разработка различных сценариев миссий на Венере

Для достижения научных целей на Венере необходимо учитывать несколько сценариев функционирования МРЛА. Эти сценарии включают в себя:

- ввод в действие,

- управляемое движение,
- движение в режиме авторотации,
- функционирование научной аппаратуры.

Каждый из этих этапов требует особого подхода и решения ряда технических задач.

На этапе ввода в действие МРЛА отделяется от носителя. Важно гарантировать срабатывание средств разделения и обеспечение безударного расхождения аппарата с носителем. Воздействие ударных нагрузок, а также других факторов может повлиять на элементы силовой установки и винтомоторной группы (ВМГ), а также на научную аппаратуру.

При управляемом движении МРЛА необходимо обеспечить взлет, полет и посадку аппарата. Стабилизация и маневрирование в атмосфере Венеры требуют адаптации аэродинамических характеристик винтов и использования стабилизационных систем для поддержания аппарата в равновесии. Важно также учитывать воздействие перегрузок и подготовку к мягкой посадке на поверхность.

В режиме авторотации МРЛА переходит в режим самовращения винтов для подзарядки системы накопления энергии, что требует корректной работы всех подсистем, а также учета атмосферных условий, влияющих на поддержание вращения винтов.

Функционирование научной аппаратуры включает проведение измерений, сбор данных о составе и свойствах атмосферы, фото- и видеосъемку, а также измерение сейсмической активности планеты. Все эти задачи должны выполняться в условиях высокой температуры и давления, характерных для атмосферы Венеры [9].

3.3.2. Учет особенностей атмосферы при планировании миссий

Атмосфера Венеры представляет собой сложную среду с экстремальными условиями, которые оказывают значительное влияние на работу МРЛА. Средняя температура на поверхности планеты достигает 470°C , что требует использования термостойких материалов и систем охлаждения для защиты научной аппаратуры и электроники. Давление на поверхности Венеры примерно в 90 раз превышает земное, что накладывает ограничения на конструкцию аппарата, требуя её усиления и герметизации – это касается полета МРЛА на эшелонах высот, не относящихся к облачному.

Плотность атмосферы Венеры гораздо выше земной, что, с одной стороны, благоприятствует использованию роторных устройств, обеспечивая достаточную подъемную силу, но, с другой стороны, требует адаптации аэродинамических характеристик винтов и оптимизации тяги. Ветровые условия и суперротация атмосферы Венеры также могут оказывать влияние на устойчивость и маневренность аппарата, что требует использования стабилизационных систем и адаптации управления.

Планирование миссий должно учитывать динамику изменения атмосферных параметров с высотой. На различных эшелонах высот (от 0 до 50 км) атмосферные условия значительно различаются, что влияет на выбор высот для выполнения различных научных задач. В частности, нижние эшелоны высот (0-10 км) характеризуются экстремально высокими температурами и давлением, что делает их подходящими для исследований поверхности и ближней атмосферы, но требует более детального подхода к проектированию ТС исследования. Эшелоны высот 10-50 км обладают более умеренными условиями. Облачные эшелоны (50-60 км) имеют относительно низкие температуры и давление, что позволяет проводить более детальные исследования атмосферы планеты. В работе рассматривается облачный

эшелон высот, характеризующийся разбросом высот в 50-60 км (Рисунок 5) [9].

3.3.3. Матрица проблем при разработке сценариев

На этапе разработки сценариев миссий важно учитывать возможные проблемные ситуации, которые могут возникнуть при функционировании МРЛА. Для наглядности были составлены матрицы проблем, отражающие различные этапы функционирования аппарата и соответствующие им технические задачи [9].

Таблица 9 – Матрица проблем на этапе ввода в действие МРЛА.

Подсистема	Проблема	Меры решения
Система отделения (СО)	Неудовлетворительное срабатывание средств разделения	Тестирование и валидация механизмов отделения
Силовая установка с ВМГ	Воздействие ударных нагрузок	Усиление конструкции, амортизация
Система управления (СУ) электродвигателями	Гарантированный запуск двигателей	Дублирование систем запуска
Система накопления энергии	Повреждение аккумуляторов при посадке	Защита батарей, амортизация
Система обеспечения	Повреждение при отделении	Усиление креплений, термозащита

функционирования научной аппаратуры		
--	--	--

Эта таблица демонстрирует основные проблемы, которые могут возникнуть на этапе ввода в действие аппарата. Среди них – неудовлетворительное срабатывание средств разделения или воздействие ударных нагрузок на силовую установку. Проблемы, связанные с запуском двигателей и защитой аккумуляторов, могут быть решены за счет тестирования, валидации механизмов и дублирования критически важных систем. Для обеспечения целостности МРЛА необходимо усиление конструкции и амортизация ударных нагрузок.

Таблица 10 – Матрица проблем на этапе управляемого движения МРЛА.

Подсистема	Проблема	Меры решения
Система отделения	–	–
Силовая установка с ВМГ	Система накопления энергии	Использование термостойких и коррозионностойких материалов
Система управления (СУ) электродвигателями	Стабилизация в условиях ветров и суперротации	Разработка алгоритмов стабилизации и специального управления

Система накопления энергии	Нарушение связи с ВМГ	Обеспечение надежных соединений и резервирование
Система обеспечения функционирования научной аппаратуры	Выход из строя научной аппаратуры при маневрировании МРЛА	Усиление защиты и адаптация оборудования

На этапе управляемого движения МРЛА основное внимание уделяется стабилизации в условиях ветров и суперротации атмосферы Венеры. Проблемы, связанные с системой накопления энергии и управлением электродвигателями, требуют разработки алгоритмов стабилизации и надежного энергоснабжения. Также важно предусмотреть меры защиты научной аппаратуры, чтобы она могла функционировать при маневрировании МРЛА.

Таблица 11 – Матрица проблем на этапе движения в режиме авторотации.

Подсистема	Проблема	Меры решения
Система отделения	—	—
Силовая установка с ВМГ	Сложности со свободным вращением винтов	Разблокировка самых винтов

Система управления (СУ) электродвигателями	Безошибочный переход МРЛА к этому режиму	Алгоритмы для перехода и стабилизации
Система накопления энергии	Выход из строя при маневрировании МРЛА	Надежные механизмы подзарядки
Система обеспечения функционирования научной аппаратуры	Организация безошибочного перехода МРЛА к этому режиму	Разработка процедур для выполнения научных задач в экстремальных условиях атмосферы Венеры

Переход МРЛА в режим авторотации может быть затруднен сложностями с самовращением винтов и необходимостью безошибочного перехода к этому режиму. Для решения этих проблем предлагается разблокировка винтов и разработка алгоритмов перехода и стабилизации. Необходимо также учитывать надежные механизмы подзарядки системы накопления энергии, которые смогут работать в условиях маневрирования аппарата.

Таблица 12 – Матрица проблем на этапе движения в режиме функционирования научной аппаратуры.

Подсистема	Проблема	Меры решения
Система отделения	—	—

Силовая установка с ВМГ	Правильная динамика движения аппарата для правильного функционирования аппаратуры	Настройка динамики и алгоритмов управления
Система управления (СУ) электродвигателями	Правильная динамика движения для правильного функционирования аппаратуры	Разработка и тестирование алгоритмов управления устройством
Система накопления энергии	Обеспечение энергией для длительной работы научной аппаратуры	Оптимизация энергопотребления, дополнительные источники энергии
Система обеспечения функционирования научной аппаратуры	Проведение научно- исследовательской программы через выполнение экспериментальной схемы в соответствии с установленными параметрами. Работа в условиях атмосферы планеты	Разработка процедур для выполнения научных задач в экстремальных условиях атмосферы Венеры

На этапе функционирования научной аппаратуры важными аспектами являются правильная динамика движения аппарата и обеспечение энергоснабжения для длительной работы. Здесь важно наладить взаимодействие системы управления электродвигателями и силовой установки с системой накопления энергии. Разработка процедур для выполнения научных задач в условиях атмосферы Венеры также требует особого внимания.

4. Подсистемы МРЛА и их задачи в составе надсистемы

3.4.1. Анализ структуры и функций основных подсистем МРЛА

Основные подсистемы мультироторного летательного аппарата для исследования Венеры включают:

- систему отделения,
- систему накопления энергии,
- силовую установку с винтомоторной группировкой (ВМГ),
- систему обеспечения функционирования аппаратуры,
- систему управления (СУ) электродвигателями (Рисунок 23).

Каждая из этих подсистем выполняет конкретные функции, необходимые для успешного выполнения научных задач.

Система отделения предназначена для безопасного и надежного отделения МРЛА от носителя на орбите Венеры или от посадочного модуля на поверхности планеты. Эта система предполагает механизмы замков, пиротехнические устройства и системы управления отделением, которые обеспечивают точное и своевременное отделение аппарата, предотвращая повреждение как самого МРЛА, так и носителя.

Система накопления энергии включает аккумуляторы, которые обеспечивают автономную работу всех систем аппарата. Аккумуляторы

должны быть устойчивыми к высоким температурам либо хорошо изолированы, а также обеспечивать длительное время работы. Литий-ионные аккумуляторы могут быть использованы в МРЛА – они обладают высокой емкостью и стабильностью при работе в экстремальных условиях, что позволяет аппарату функционировать в течение всей миссии без необходимости подзарядки.

Силовая установка с винтомоторной группировкой (ВМГ) состоит из электродвигателей, которые приводят в движение винты, обеспечивающие подъемную силу и маневренность аппарата. ВМГ включает в себя композитные материалы и титановые сплавы, устойчивые к термическим и механическим нагрузкам, что обеспечивает надежность и долговечность работы силовой установки в условиях высоких температур и давления атмосферы Венеры.

Система обеспечения функционирования аппаратуры состоит из различных устройств для проведения научных измерений и сборов проб. В научную аппаратуру на борту МРЛА входят сенсоры для измерения параметров атмосферы, камеры для фото- и видеосъемки, а также инструменты для сбора проб грунта и анализа его состава. Эта система обеспечивает комплексные исследования атмосферы и поверхности Венеры, собирая данные для последующего анализа. Параметры научной аппаратуры приведены в Таблица 13.

Таблица 13 – Параметры научной аппаратуры МРЛА

Устройство	Назначение	Основные характеристики
Газоанализатор	Измерение состава атмосферы	—

Камера	Фото- и видеосъемка	Разрешение: 12 МП
Сейсмометр	Проведение сейсмических измерений	—

СУ электродвигателями включает блоки навигации и стабилизации, обеспечивающие точное управление и устойчивость аппарата в условиях плотной и агрессивной атмосферы Венеры. Специальные алгоритмы управления позволяют корректировать траекторию полета в реальном времени в зависимости от изменений внешних условий, обеспечивая безопасность и эффективность выполнения миссии [29].

3.4.2. Взаимодействие подсистем для обеспечения целостности функционирования аппарата

Для обеспечения целостности функционирования мультироторного летательного аппарата в условиях атмосферы Венеры необходимо учитывать взаимодействие его различных подсистем. В данном подразделе рассматриваются ключевые аспекты взаимодействия основных подсистем, таких как система отделения, силовая установка с ВМГ, система управления электродвигателями, система накопления энергии и система обеспечения функционирования аппаратуры (Рисунок 26).

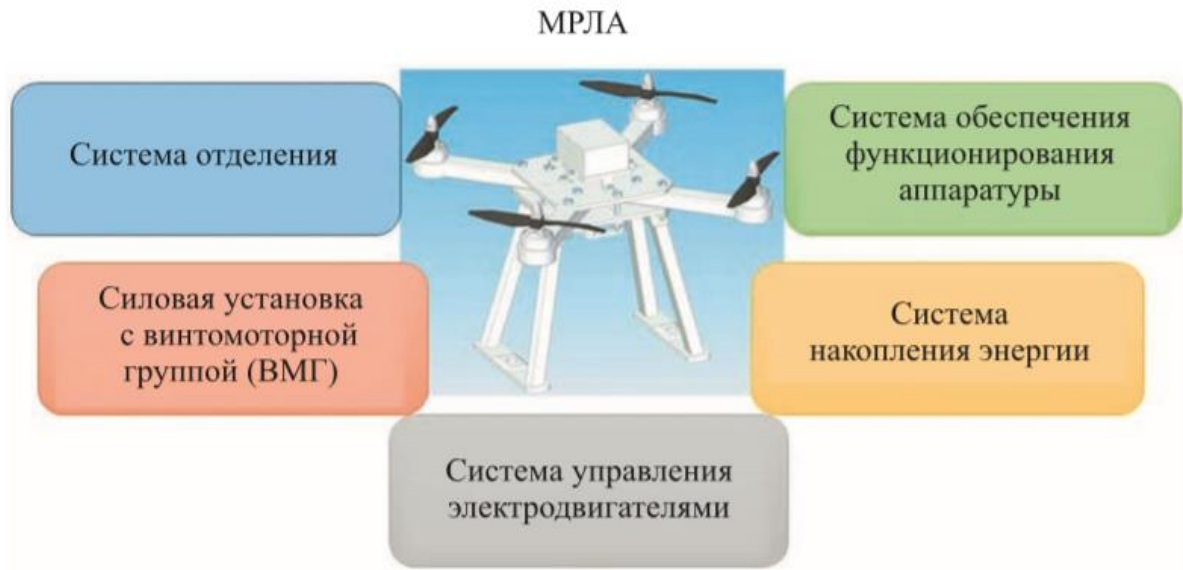


Рисунок 26 – Основные подсистемы мультироторного летательного аппарата.

Система отделения играет критическую роль в процессе разворачивания МРЛА. Она должна обеспечить надежное закрепление аппарата в десантном модуле и его последующее безопасное разделение. Главные задачи этой системы включают:

- Гарантированное срабатывание средств разделения.
- Обеспечение безударного расхождения МРЛА и десантного модуля.
- Минимизация воздействия ударных нагрузок на остальные подсистемы.

Эффективная работа системы отделения напрямую влияет на успешное начало миссии и последующее функционирование всех остальных систем аппарата.

Силовая установка с ВМГ является центральным элементом, обеспечивающим движение МРЛА. Взаимодействие этой системы с другими подсистемами включает:

- Синхронизация работы ВМГ с системой управления электродвигателями для достижения необходимых динамических параметров.
- Учет параметров атмосферы Венеры (таких как плотность и температура) для настройки режима работы ВМГ.
- Совместная работа с системой накопления энергии для обеспечения достаточной тяги и времени полета.

Особое внимание уделяется функционированию ВМГ в агрессивной атмосфере Венеры, где высокая температура и плотность могут значительно влиять на производительность и надежность этой системы.

СУ электродвигателями отвечает за корректное выполнение траекторных операций. Ее взаимодействие с другими подсистемами включает:

- Управление запуском и остановкой двигателей в соответствии с сигналами системы отделения.
- Поддержание стабильности аппарата в полете путем корректировки тяги и направления вращения винтов.
- Обеспечение устойчивости и маневренности аппарата в условиях супертурбулентности венерианской атмосферы.

Для эффективной работы система управления электродвигателями должна быть надежно интегрирована с системой накопления энергии и ВМГ.

Система накопления энергии обеспечивает питание всех электрических подсистем аппарата. Основные аспекты взаимодействия включают:

- Согласование с системой управления электродвигателями для обеспечения стабильного энергоснабжения двигателей.
- Поддержка работы научной аппаратуры путем гарантии длительности автономного функционирования.

- Взаимодействие с ВМГ для предотвращения перегрузок и оптимизации энергопотребления.

В условиях Венеры важно учитывать температурные воздействия на аккумуляторы и другие компоненты системы накопления энергии.

Система обеспечения функционирования аппаратуры отвечает за корректную работу всех научных инструментов и оборудования на борту МРЛА. Ее взаимодействие с остальными подсистемами включает:

- Обеспечение защиты научной аппаратуры от механических и температурных воздействий при отделении и посадке.
- Синхронизация с системой накопления энергии для стабильного питания оборудования.
- Интеграция с системой управления для корректного выполнения научных задач и получения точных данных.

Корректная работа этой системы в условиях атмосферы Венеры критически важна для успешного выполнения научной миссии.

Взаимодействие подсистем мультироторного летательного аппарата для исследования Венеры является сложным и многогранным процессом, требующим тщательной проработки на всех этапах проектирования и эксплуатации. Надежная интеграция и координация работы всех систем аппарата обеспечивают его целостное функционирование и успешное выполнение поставленных научных задач [9].

5. Влияние внешней среды атмосферы Венеры на функционирование МРЛА

3.5.1. Исследование воздействия атмосферных условий на работу роторных устройств

Как упоминалось ранее, атмосферные условия Венеры представляют собой экстремальную среду, существенно влияющую на работу роторных устройств мультироторного летательного аппарата. В таких условиях материалы и механизмы, используемые в конструкции роторных устройств, должны выдерживать значительные тепловые нагрузки, что требует применения жаропрочных материалов и специальных охлаждающих систем.

Кроме того, плотность и состав атмосферы Венеры также играют важную роль. Атмосфера планеты состоит преимущественно из углекислого газа (96.5%) с небольшими примесями азота и следовыми количествами других газов, таких как диоксид серы (Рисунок 1). Повышенная плотность атмосферы на поверхности планеты оказывает дополнительное давление на конструкцию аппарата и влияет на аэродинамические характеристики роторных устройств.

Но, как было сказано выше, предполагается использование МРЛА в облачном слое атмосферы планеты, где температурные и прочие характеристики максимально приближены к земным. На такой высоте (порядка 50 километров) играет весомую роль в основном только ветер, имеющий крайне высокую скорость на рассматриваемом эшелоне высот [29].

Исследования показывают, что ветровые нагрузки на различных высотах Венеры могут существенно варьироваться. На высоте около 50-60 километров (облачный эшелон) ветра достигают скорости до 360 км/ч, что требует от роторных устройств повышенной устойчивости и надежности (Рисунок 11, Рисунок 12). Для обеспечения стабильного полета в таких

условиях необходимо разработать роторные системы, способные компенсировать влияние сильных ветровых потоков и турбулентности.

3.5.2. Адаптация МРЛА к экстремальным условиям планеты

Адаптация МРЛА к экстремальным условиям Венеры включает в себя использование специальных материалов и технологий, которые могут противостоять агрессивной среде планеты. Во-первых, требуется применение жаропрочных и коррозионностойких материалов, способных выдерживать длительное воздействие высоких температур и химически активной атмосферы. Материалы, такие как титановый сплав, керамика и суперсплавы, являются перспективными для использования в конструкции аппарата.

Защита от химических воздействий включает в себя использование покрытий, устойчивых к коррозии, вызванной серной кислотой. Серная кислота присутствует в атмосфере Венеры в виде аэрозолей. Кроме того, необходимо разработать герметичные корпуса для чувствительных приборов и оборудования, чтобы предотвратить их повреждение агрессивной атмосферой [11].

С целью повышения надежности и долговечности МРЛА в условиях Венеры важно также учитывать фактор радиации. Хотя атмосфера Венеры плотная и частично защищает от космического излучения, она все же не обеспечивает полной защиты. Поэтому необходимо внедрение экранов и материалов, защищающих электронику от радиационного воздействия.

Адаптация МРЛА к экстремальным условиям Венеры требует комплексного подхода, включающего использование жаропрочных и коррозионностойких материалов, разработку эффективных систем охлаждения и защиты от химических и радиационных воздействий. Это позволит значительно увеличить надежность и срок службы аппарата, обеспечивая его эффективную работу в агрессивной среде планеты.

6. Показатели эффективности для оценки выполнения целевой задачи

3.6.1. Разработка критериев оценки производительности и результативности МРЛА

Для успешной оценки выполнения целевых задач МРЛА требуется разработка четких и объективных критериев, которые позволят количественно и качественно оценить все аспекты его работы в различных условиях. Это необходимо для достижения научных целей, связанных с исследованием Венеры. МРЛА должен быть способен выполнять ряд важных функций, среди которых сбор проб атмосферы, съемка поверхности и, при необходимости, сбор проб грунта. Каждая из этих задач требует определения специфических показателей эффективности, чтобы оценить их успешность. Ключевым критерием для всех этих целей является время работы системы, которое определяется временем, необходимым для полной выработки функционального ресурса аппарата.

Для анализа атмосферы Венеры МРЛА оснащается газоанализаторами и другими приборами, которые позволяют собирать и анализировать атмосферные данные. Эффективность этого этапа зависит от таких параметров, как скорость обработки поступающего газа и его объем. При выполнении задачи по сбору венерианского грунта важными становятся скорость этого процесса и максимально допустимый объем собранного материала. Когда речь идет о съемке поверхности планеты, на первый план выходят качество получаемых изображений, скорость передачи фото- и видеоинформации, а также характеристики сенсора камеры, которые определяют способность устройства работать в условиях низкой освещенности и других специфических факторов.

Эффективность выполнения научных задач можно оценить с точки зрения функциональных, затратных и технологических характеристик.

Функциональные показатели включают объем собранных проб атмосферы и грунта, качество съемки, полноту и точность данных, собранных научной аппаратурой.

Затратные аспекты связаны с массой и габаритами аппарата, его энергопотреблением, а также стоимостью производства и эксплуатации.

Технологические показатели касаются надежности и долговечности конструктивных элементов, а также способности аппарата противостоять внешним воздействиям, таким как температурные колебания и химическая активность атмосферы Венеры.

Все эти критерии позволяют комплексно оценить работоспособность МРЛА и его соответствие целям миссии. (Таблица 14).

Таблица 14 – Показатели эффективности МРЛА.

Тип показателя	Показатель	Описание	Критерий оценки
Функциональные	Объем собранных проб атмосферы и грунта	Количество собранных образцов атмосферы и грунта за одну миссию	Минимальный объем проб
	Качество фото- и видеосъемки	Разрешение фото- и видеокамер, способность получать четкие изображения при	Разрешение изображения

		различных условиях	
	Полнота и точность данных	Степень охвата научными приборами всех необходимых параметров и их точность	Процент охваченных параметров
Затратные	Масса и габариты МРЛА	Общая масса и размеры аппарата, определяющие его мобильность и маневренность	Максимальная допустимая масса
	Энергопотребление системы	Количество энергии, необходимое для поддержания работы всех систем аппарата	Максимальная потребляемая мощность
	Стоимость производства и эксплуатации	Общая стоимость создания и эксплуатации аппарата, включая производство, материалы и обслуживание	

Технологический	Надежность и долговечность элементов	Способность конструктивных элементов аппарата сохранять работоспособность в условиях миссии	Среднее время наработки и на отказ
	Устойчивость к внешним воздействиям	Способность сохранять работоспособность при воздействии температурных колебаний и агрессивных химических факторов	Диапазон рабочих температур и воздействий

Эффективность выполнения целевой задачи также будет зависеть от ряда внешних факторов: к примеру, от влияния ветра, температуры и химического состава атмосферы Венеры. Эти факторы могут значительно влиять на работу МРЛА и его подсистем, что требует учета при разработке и оценке критериев эффективности [29].

3.6.2. Методы количественной оценки достижения целей исследования

Методы количественной оценки достижения целей исследования МРЛА – комплекс мероприятий, направленных на объективное измерение

эффективности выполнения поставленных задач. Эти методы позволяют получить точные данные о работе МРЛА в различных условиях и обеспечить высокую результативность научных исследований атмосферы и поверхности планеты Венера.

Основой для оценки служат функциональные, затратные и технологические показатели. Функциональные показатели включают в себя измерение объема собранных проб атмосферы и грунта, качество фото- и видеосъемки, а также полноту и точность данных, собранных с помощью научной аппаратуры. К примеру, сбор проб атмосферы требует анализа объема поступающего газа и скорости его обработки газоанализаторами, а съемка поверхности Венеры должна оцениваться по качеству полученных изображений и скорости их передачи на Землю.

Для измерения объема собранных проб атмосферы используются специальные газоанализаторы, которые позволяют определять химический состав атмосферы на различных высотах. Эти приборы должны быть высокоточными и надежными, способными работать в условиях экстремальных температур и давлений. Оценка качества съемки поверхности осуществляется с помощью камер высокого разрешения, способных делать снимки с их дальнейшей отправкой на Землю с минимальными искажениями и задержками.

Затратные показатели включают массу и габариты МРЛА, энергопотребление системы и стоимость производства и эксплуатации аппарата. Для оценки массы и габаритов МРЛА необходимо точно измерять параметры, которые важны для его транспортировки и размещения на спускаемом аппарате. Энергопотребление системы можно оценить по количеству энергии, необходимой для функционирования всех систем МРЛА. Стоимость производства и эксплуатации аппарата предполагает анализ затрат

на создание, запуск и эксплуатацию, включая стоимость используемых материалов и компонентов.

К технологическим показателям можно отнести надежность и долговечность конструктивных элементов, а также устойчивость к внешним воздействиям. Надежность и долговечность оцениваются через статистический анализ отказов и сбоев в работе систем аппарата, а также износа материалов при длительном воздействии внешних факторов Венеры. Устойчивость к внешним воздействиям тестируется и измеряется по способности МРЛА выдерживать экстремальные температуры, химический состав атмосферы и ветровые нагрузки на различных высотах.

Для более точного анализа атмосферы Венеры используется метод разделения на эшелоны высот. Атмосфера Венеры существенно варьируется в зависимости от высоты, что требует выделения различных эшелонов:

- Приповерхностного слоя (0-10 км) с экстремальными условиями,
- Эшелона 10-50 км, оптимального для съемки,
- Эшелона 50-60 км, где условия близки к земным.

Для каждого эшелона определяются уникальные значения параметров атмосферы, что позволяет адаптировать МРЛА к конкретным условиям.

Основные инструменты и технологии для оценки – это газоанализаторы, камеры высокого разрешения и датчики, которые используются для мониторинга параметров среды. Газоанализаторы применяются для измерения химического состава атмосферы, камеры высокого разрешения – для съемки поверхности, а датчики и сенсоры – для мониторинга параметров среды, таких как температура, давление и ветровая нагрузка.

Методы количественной оценки достижения целей исследования МРЛА включают комплексный подход, учитывающий функциональные, затратные и

технологические показатели. Определение точных критериев оценки производительности и результативности аппарата позволит оптимизировать его конструкцию и эксплуатацию, что в конечном итоге повысит эффективность научных исследований атмосферы и поверхности Венеры.

7 Выводы по третьей главе

С третьей главе проведена всесторонняя оценка возможностей МРЛА как технического средства исследования атмосферы Венеры. Рассмотрены существующие прототипы МРЛА, разработанные для эксплуатации в экстремальных условиях, характерных для планетарных атмосфер, таких как Венера и Марс. Особое внимание уделено конструкционным аспектам аппаратов, включая выбор материалов, способных выдерживать высокие температуры и химическое воздействие, а также особенностям управления полетом в условиях турбулентной атмосферы Венеры. В результате исследования были определены ключевые функциональные и технологические показатели эффективности МРЛА, критически важные для успешного выполнения научных задач в таких сложных условиях. Также проведен анализ основных проблем, с которыми можно столкнуться при разработке сценариев функционирования аппарата, и предложены возможные решения этих проблем, что является важным шагом на пути к успешной реализации миссии.

Перспективы дальнейших исследований и разработок в данной области заключаются в необходимости совершенствования материалов и конструкций, что позволит повысить надежность и долговечность МРЛА в условиях экстремальных температур и давления, характерных для Венеры. Дальнейшие усилия следует направить на создание более сложных алгоритмов управления, которые обеспечат стабильную работу аппарата в условиях непредсказуемых ветровых нагрузок и турбулентности. Важным направлением также является улучшение системы энергоснабжения для увеличения автономности работы

аппарата, а также расширение научных возможностей МРЛА путем интеграции новых сенсоров и приборов для более глубокого анализа атмосферы и, возможно, поверхности Венеры. Эти шаги будут способствовать значительному повышению функциональности и эффективности аппарата, делая его более пригодным для выполнения сложных научных задач на Венере.

ГЛАВА IV. Моделирование движения МРЛА в атмосфере Венеры

Методика исследования и построения математической модели мультироторного летательного аппарата в атмосфере Венеры

Во втором подразделе производится формирование общей методики исследования. Оно начинается с вывода упрощенной математической модели движения летательного аппарата при постоянной угловой скорости вращения винтов, исключающей учет активной стабилизации по высоте, углам ориентации и угловым скоростям. Данное допущение позволяет определить характер воздействия атмосферных факторов и оценить *неконтролируемый дрейф* МРЛА при наличии ветровых возмущений, связанных с изменяющимися термобарическими условиями и флуктуациями плотности атмосферы Венеры. При выводе исходных уравнений движения учитываются подъемная сила, силы сопротивления, а также гравитационное воздействие. В результирующую систему включаются как продольные, так и поперечные компоненты скорости, формируемые за счет ветровых порывов, а также аэродинамические моменты, которые, однако, в рамках данного упрощенного описания не компенсируются активными органами управления. Все основные уравнения, описывающие суммарные силы и моменты, а также переходы между различными системами координат (связанная с МРЛА система, инерциальная), рассматриваются как база для последующего включения механизмов стабилизации.

В третьем подразделе для последующего анализа вводится угловая стабилизация МРЛА в атмосфере Венеры, при этом линейное движение рассматривается как *квазистационарное* или пренебрежимо малое с точки зрения управляющего воздействия, что позволяет сосредоточиться на углах крена, тангажа и рыскания, а также на соответствующих угловых скоростях. Задача стабилизации формулируется в терминах минимизации рассогласований по углам и их производным, для чего используется классический ПИД-регулятор, обладающий достаточной универсальностью, приемлемыми вычислительными затратами и надежностью при наличии шумов и возмущений в системе [42]. Выбор системы координат для описания угловой стабилизации обычно фиксируется на связанную с аппаратом систему, в которой угловые ошибки и угловые скорости определяются относительно заданного ориентационного вектора, а затем корректируются управляющими моментами за счет изменения моментов на винтах или дополнительных рулевых поверхностях (в зависимости от конструкции МРЛА). Переход в инерциальную или планетарно-связанную систему необходим лишь для учета гравитационного момента и внешних возмущений, обусловленных ветровыми нагрузками.

В четвертом подразделе производится стабилизация с последующим анализом МРЛА по высоте, предполагающим, что угловое движение либо отсутствует, либо его влияние компенсируется так, что угловые моменты можно считать равными нулю. Вектор тяги, в общем случае, направлен вертикально вверх в связанной с аппаратом системе координат, и возмущения со стороны атмосферы выражаются в виде случайных порывов ветра, характерных для слоя атмосферы Венеры на заданной высоте функционирования (около 50 км) [43], [44]. Для поддержания постоянного уровня полета используется стандартная ПИД-схема с обратной связью по текущему отклонению высоты, скорости изменения высоты и накопленному

интегралу высотной ошибки [45]. Подобный подход является достаточным для обеспечения требуемой точности высотного маневрирования при существенной экономии вычислительных ресурсов.

В пятом подразделе рассматривается формирование ветровой модели атмосферы Венеры, основанной на стохастическом описании порывов ветра для последующей интеграции в полную систему управления МРЛА. Предполагается, что корреляционные свойства ветровых возмущений, характерные для высот порядка 40–60 км, наиболее адекватно воспроизводятся при использовании модели Орнштейна–Уленбека, позволяющей реалистично описать временное поведение потока и обеспечить достаточную точность при численном моделировании.

В шестом подразделе внимание смещается на разработку системы управления МРЛА с использованием PID-регуляторов, предназначенных для стабилизации как угловых характеристик, так и высоты полета. Математическая модель включает учет аэродинамических сил, гравитации и ветровых воздействий, осуществляется переход между инерциальной и связанной с аппаратом системами координат. Благодаря такому учету осуществляется корректное преобразование угловых скоростей и линейных составляющих, что позволяет точно определять управляющие моменты. Оптимизация параметров регуляторов, выполненная методом дифференциальной эволюции, обеспечивает минимизацию интегральной квадратичной ошибки и, как следствие, успешное удержание аппарата на заданном курсе и высоте при наличии ветровых возмущений.

Информационно-вычислительная платформа для анализа параметров полёта МРЛА в условиях Венеры

Разработка программного комплекса для анализа параметров движения летательного аппарата и синтеза управляющих воздействий в условиях

высокотемпературной и высокоплотной атмосферы Венеры требует применения инструмента, обладающего достаточной гибкостью, развитой экосистемой библиотек и инструментов численного моделирования, а также масштабируемостью при решении задач различной размерности. Для решения задачи исследования был выбран Python [39].

Выбор Python обусловлен прежде всего широтой доступных модулей научного и инженерного профиля (NumPy, SciPy, SymPy, Matplotlib, TensorFlow и др.), обеспечивающих эффективную реализацию алгоритмов автоматического дифференцирования, обработки больших объемов данных, проведения итеративных вычислительных экспериментов и упрощенной интеграции с системами машинного обучения. Высокая читаемость кода, емкое синтаксическое выражение математических операций и возможность быстрого прототипирования сложных систем управления выгодно выделяют данный язык среди аналогичных инструментов.

Альтернативные варианты (C++, Java, MATLAB, Fortran и другие) способны предложить конкурентные решения по скорости выполнения, строгости типизации или специализированным функциям для обработки матриц, однако суммарный баланс производительности, универсальности и стоимости разработки в контексте диссертационного исследования обеспечивает наибольшую эффективность именно в среде Python. Представленная ниже сравнительная таблица 15 показывает ключевые особенности использования нескольких популярных языков программирования с точки зрения вычислительной эффективности, удобства разработки и доступности библиотек научно-технического профиля.

Таблица 15 – Сравнительная характеристика языков программирования для научных вычислений.

Язык	Основные преимущества	Основные недостатки
Python	Богатая экосистема математических и научных библиотек; высокоуровневый синтаксис, упрощающий прототипирование; открытая среда и активное сообщество	Более низкая скорость выполнения численных вычислений по сравнению с компилируемыми языками; потребность в оптимизации критически важных участков кода (через Cython, Numba и т.д.)
C++	Высокая производительность; контроль над ресурсами и памятью; широкое применение в системном программировании	Повышенная сложность разработки; необходимость ручного управления памятью; менее гибкая среда для быстрых экспериментов
Java	Богатая экосистема библиотек; переносимость благодаря JVM; автоматическое управление памятью	Более громоздкий синтаксис; сравнительно невысокая эффективность для задач интенсивных численных вычислений
MATLAB	Специализированная среда для научных вычислений; удобные встроенные функции для работы с матрицами и векторизацией операций	Закрытая проприетарная лицензия; относительно высокая стоимость; не всегда удобная интеграция с внешними библиотеками и системами

Применение Python в рамках данной работы позволяет быстро создавать прототипы алгоритмов стабилизации и моделирования движения МРЛА, интегрировать их в единую экспериментально-вычислительную среду, а также, при необходимости, дополнять готовыми инструментами машинного обучения и анализа больших данных. Результатом становится гибкий и расширяемый программный комплекс, способный эволюционировать по мере усложнения математических моделей, входных параметров и требований к точности численных расчетов.

Применение метода дифференциальной эволюции при оптимизации параметров МРЛА в атмосфере Венеры

В рамках численного моделирования движения мультикоптера в атмосфере Венеры встает задача нахождения набора оптимальных параметров регулятора (PID-коэффициентов), минимизирующего интегральную меру отклонения от заданной траектории полета. В условиях существенных нелинейностей, неконтролируемых шумов (турбулентная компонента ветрового поля) и отсутствия аналитических выражений для функционала качества применение локальных градиентных алгоритмов оказывается затруднительным. В настоящем разделе обосновывается выбор глобального эвристического метода – дифференциальной эволюции (DE), который зарекомендовал себя как эффективный подход в задачах оптимизации аэрокосмических систем [50], [51].

Теоретические основы дифференциальной эволюции

Алгоритм DE относится к эволюционным методам глобального поиска и предназначен для решения задач минимизации функций $f(x)$ в D -мерном пространстве, где $x = (x_1, x_2, \dots, x_D)$. Методу не требуется информация о градиентах или гессиане целевого функционала, что делает его универсальным средством решения многомерных нелинейных задач с шумами или сложной структурой локальных экстремумов [51]. Пусть вектор $x_i^{(g)}$ обозначает i -го участника (индивидуума) в популяции на g -м поколении, при этом $i = 1, 2, \dots, N$, где N – число особей в популяции. Каждая особь представляет собой один из возможных векторов настроек PID-регулятора.

Оператор мутации

На каждом поколении для каждой особи $x_i^{(g)}$ формируется вектор-мутант $v_i^{(g)}$ на основе разности случайно выбранных индивидов $x_{r_2}^{(g)}$ и $x_{r_3}^{(g)}$:

$$v_i^{(g)} = x_{r_1}^{(g)} + F \cdot (x_{r_2}^{(g)} - x_{r_3}^{(g)}), \quad (3)$$

где $F > 0$ – коэффициент масштабирования мутации. Типичными значениями считаются $0.5 \leq F \leq 0.8$ [51], однако в конкретных прикладных задачах выбор F может варьироваться.

Оператор кроссовера

Далее формируется пробный вектор $u_i^{(g)}$ путём бинарного кроссовера компонентов из $v_i^{(g)}$ и исходной особи $x_i^{(g)}$. Каждая координата $u_{i,j}^{(g)}$ выбирается по правилу:

$$u_{i,j}^{(g)} = \begin{cases} v_{i,j}^{(g)}, & \text{атр; если } \text{rand}(0,1) \leq CR \text{ или } j = j_{\text{rand}}, \\ x_{i,j}^{(g)}, & \text{атр; иначе.} \end{cases} \quad (4)$$

Здесь CR – вероятность кроссовера ($0 \leq CR \leq 1$), а j_{rand} – случайный индекс, который гарантирует, $u_i^{(g)} \neq x_i^{(g)}$. Обычно выбирают $0.7 \leq CR \leq 0.9$.

Оператор отбора

Завершающим этапом формирования нового поколения является сравнение значений целевой функции в $u_i^{(g)}$ и $x_i^{(g)}$. Для задачи минимизации:

$$x_i^{(g+1)} = \begin{cases} u_i^{(g)}, & \text{атр; если } f(u_i^{(g)}) \leq f(x_i^{(g)}), \\ x_i^{(g)}, & \text{атр; иначе.} \end{cases} \quad (5)$$

Таким образом, сохраняя в популяции только более приспособленные особи, алгоритм DE постепенно приближается к глобальному экстремуму. Итерационный процесс продолжается до достижения заданного числа

поколений *maxiter* или критерия сходимости (например, невысокий прирост качества).

Сравнение с другими методами оптимизации

Задачи оптимизации с неизвестным градиентом, многими локальными минимумами и шумами в функции цели нередко пытаются решать методами, отличными от DE. Однако в ряде случаев дифференциальная эволюция оказывается предпочтительнее.

– *Метод Нелдера–Мида* [52]. Симплекс-алгоритм хорошо работает в задачах малой размерности при унимодальной функции, но его принцип движения и деформации симплекса делает его локальным оптимизатором. В задаче МРЛА симплексный подход может застревать в локальных минимумах при наличии нелинейностей и шумов.

– *Метод уверенных суждений* [53]. Этот подход ориентирован на многокритериальные решения с участием эксперта, поэтапно «сужая» набор альтернатив, но не представляет собой универсальный численный алгоритм глобального поиска. Для PID-настройки мультикоптера, зависящего от сложной модели, метод уверенных суждений будет сильно опираться на субъективный выбор эксперта.

– *Алгоритм TNC (Truncated Newton)*. Требуется наличия (или численной оценки) градиента, что затруднено при стохастическом моделировании динамики МРЛА в атмосфере Венеры, где шумы и нелинейности затрудняют итерирование градиентной процедуры.

– *Классические градиентные методы (методы Ньютона, градиентного спуска, L-BFGS)*. Аналогично, не могут эффективно применяться без надёжного и быстрого вычисления градиентов, а кроме того, склонны к попаданию в локальные минимумы.

– *Генетические алгоритмы (ГА) и другие эволюционные методы.* По сравнению с ГА, дифференциальная эволюция позволяет более тонко управлять скоростью поиска за счёт оператора разностной мутации, который ориентирован на текущее состояние популяции и даёт высокую вероятность покидания локальных экстремумов [51]. ГА, напротив, чаще используют для дискретных или бинарных задач.

На практике DE обеспечивает разумный баланс между скоростью сходимости, простотой настройки и способностью находить глобальный минимум, особенно когда задача носит «чёрный ящик» с шумовыми возмущениями и нестационарными эффектами [50], [51].

Обоснование применения дифференциальной эволюции к задаче управления МРЛА

Модель движения мультикоптера в атмосфере Венеры характеризуется нелинейностью, высокой размерностью вектора параметров (12 коэффициентов PID) и наличием случайных ветровых возмущений. Функционал качества определяется интегральными ошибками по заданным траекториям, которые зависят от результатов численного решения ОДУ с шумовыми факторами. В таких условиях методы, требующие дифференциальной информации, либо неэффективны, либо неприменимы. Дифференциальная эволюция не нуждается в вычислении производных, выдерживает стохастический характер целевой функции и использует популяцию кандидатов для глобального поиска в заданном пространстве [50]. Благодаря сравнительно небольшой зависимости от начальных условий она способна обходить локальные минимумы и находить более качественное решение для настраиваемых коэффициентов регуляторов.

Устойчивость к шумам в алгоритме DE достигается сравнением особей популяции: небольшие случайные изменения в оценке функции не приводят к

массовому перескакиванию через локальные экстремумы, так как отбор осуществляется на основе относительного сравнения $f(u_i^{(g)})$ и $f(x_i^{(g)})$. Это важно для задач, в которых каждое вычисление функционала может незначительно отличаться, например, из-за разного ветрового поля.

Настройка DE в Python

Практическая реализация метода выполняется, в частности, с помощью функции `differential_evolution` из модуля `scipy.optimize` языка Python. Целевая функция передаётся в виде функции на Python, моделирующей динамику аппарата и возвращающей численное значение интегрального критерия качества. Конфигурация DE включает:

- *bounds*: границы для каждой компоненты x (заданные исходя из физических и технических ограничений на коэффициенты PID);
- *popsize*: размер популяции, выбирается обычно порядка $10 \times D$, где D – число параметров;
- *mutation (F)*: коэффициент масштабирования мутации, варьируется приблизительно в диапазоне 0.5–0.8;
- *recombination (CR)*: вероятность кроссовера (типично 0.7–0.9);
- *maxiter*: количество поколений итераций эволюции;
- *tol* или *atol*: критерии остановки по изменениям значения целевой функции;
- *workers*: параметр для параллельного вычисления (особенно ценен при дорогих оценках функции).

По окончании вычислений `differential_evolution` возвращает найденный глобальный минимум и соответствующий ему вектор параметров. При

необходимости встроенная опция *polish=True* запускает локальный метод (L-BFGS-B), чтобы приладить решение в окрестности найденного минимума.

Выводы

Дифференциальная эволюция выступает надежным и эффективно масштабируемым методом глобальной оптимизации, применимым в задачах аэрокосмической динамики, где отсутствует аналитическая доступность градиентов и присутствует случайная составляющая в целевой функции. В отличие от методов Нелдера–Мида [52], уверенных суждений [53] и TNC, алгоритм DE выказывает высокую устойчивость к шумам и не застревает в локальных экстремумах, а удобное программное решение в Python (через *scipy.optimize.differential_evolution*) с возможностью «распараллелить» вычисления по нескольким потокам процессора (параметр *workers*) с целью ускорения вычисления упрощает практическую реализацию и настройку [50], [51].

1. Общая постановка задачи

Рассматриваемая задача сводится к математическому моделированию движения МРЛА в условиях облачного слоя атмосферы Венеры. Используемая модель учитывает аэродинамические характеристики аппарата и влияние внешней среды, параметры которой изменяются в зависимости от высоты и положения в пространстве. Предварительный анализ, проведённый в предыдущем разделе, позволил интерполировать такие величины, как температура, плотность и составляющие ветра, что обеспечивает реалистичную базу для оценки поведения МРЛА движения в атмосфере.

Движение аппарата описывается системой уравнений, которые отражают взаимосвязь между его положением, скоростями, угловой ориентацией и внешними воздействиями. Исходные данные включают массу, размеры, моменты инерции, аэродинамические коэффициенты,

характеристики несущих винтов, ускорение свободного падения, а также начальные координаты, скорости и углы ориентации. Опираясь на весь этот комплекс параметров, формируются уравнения, позволяющие определить, как МРЛА будет реагировать на меняющиеся условия и управляющие воздействия. Таким образом, становится возможным предсказывать поведение аппарата, учитывая специфику атмосферы Венеры и его конструктивные особенности.

Ниже приводится обобщённая таблица исходных данных, отражающая собранную информацию, которая служит основой для построения математической модели и последующего численного анализа движения МРЛА.

Таблица 16 – Исходные данные.

Основные параметры	
Ускорение свободного падения на поверхности планеты, м/с^2	8.87
Габариты ЛА (ВхГхШ), мм	200x350x350
Коэффициент лобового сопротивления (C_x)	0.01
Коэффициент подъемной силы (C_y)	0.1
Коэффициент боковой силы (C_z)	0.01

Масса аппарата, кг	1.35
Площадь поверхности МРЛА, м ²	0.02
Радиус винта, м	0.11
Шаг винта, м	0.143
Максимальная угловая скорость вращения винтов, 1/с	82
Аэродинамические параметры винта [47]	
Коэффициент удлинения аэродинамического профиля A	5
Коэффициент поправки на эффект индуктивного сопротивления ε	0.95
Коэффициент поправки площади аэродинамического профиля лопасти λ	0.9
Коэффициент учета потерь ζ	0.7
Нулевой угол атаки α_0	0
Константа подъёмной силы K_0	6.11
Количество лопастей B_p	2

Центральные (главные) моменты инерции, кг·м ²	
J _x	0.01
J _y	0.009
J _z	0.008

2. Моделирование движения МРЛА без систем стабилизации

4.2.1. Постановка задачи

Разработка МРЛА для работы в атмосфере Венеры требует учёта множества факторов, включая специфические аэродинамические условия, изменяющиеся в зависимости от высоты, и воздействия ветров различной интенсивности.

Цель: Создание математической модели, описывающей динамику движения МРЛА в облачном слое атмосферы Венеры на высоте 50 километров, где условия считаются наиболее благоприятными для проведения исследований (Рисунок 13), в «идеальных условиях»: отсутствие угловых вращений, моментов, а также с этими самыми моментами. Для достижения этой цели учитываются характеристики атмосферы Венеры, такие как плотность, температура и скорость ветра, которые моделируются с использованием кубической сплайн-интерполяции.

4.2.2. Выводы соотношений для расчета

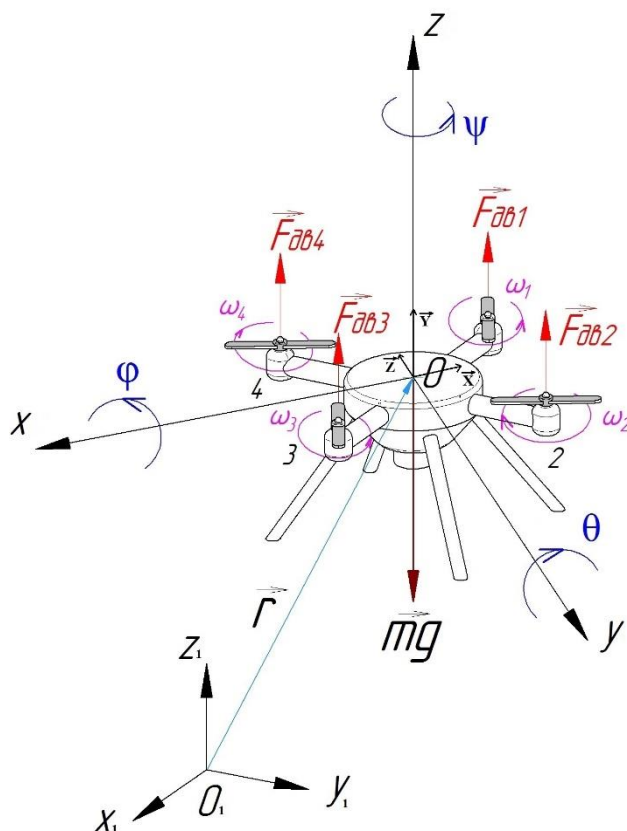


Рисунок 27 – Ориентация МРЛА в пространстве.

Для построения математической модели введены следующие допущения:

1) В работе предполагается, что МРЛА – аппарат мультикоптерного типа, построенный по вертолетной схеме с количеством винтов = 4.

2) Подразумевается, что ЛА способен совершать шесть видов движений в инерциальной системе координат (ИСК): три поступательных и три вращательных (угловых). За счет создаваемой тяги винтов, МРЛА способен двигаться в заданном направлении.

3) Ориентацию МРЛА в пространстве зададим следующими углами: рыскания – ψ , тангажа – θ и крена – ϕ . Вкупе эти три угла являются составляющими вектора, задающим ориентацию МРЛА в пространстве:

$$\bar{\Omega} = (\varphi, \theta, \psi) \quad (6)$$

4) Рассматриваемый ЛА совершает движение в связанной с Венерой СК. Положение же аппарата в пространстве задается радиус-вектором:

$$\bar{r} = (x, y, z) \quad (7)$$

5) Сила тяги, которую создает каждый двигатель в отдельности, а всего таких двигателей, по условию задачи, четыре ($i = 1 \div 4$), в общем виде запишется:

$$F_i = k \cdot \omega_i^2 \quad (8)$$

Где:

- k – коэффициент пропорциональности;
- ω_i – угловая скорость винтов, 1/с.

Как известно из второго закона Ньютона, что всякое тело движется с определенным ускорением при воздействии на это тело внешней силы. Вектор силы, действующую на МРЛА, запишем в следующем виде:

$$\bar{F} = m \cdot \overline{g(h)} + \bar{F}_{\text{дв}} + \bar{F}_{\text{АД}} \quad (9)$$

Где:

- $\bar{F}_{\text{АД}}$ – вектор аэродинамических сил, Н. Включает в себя X – сила лобового сопротивления; Y – подъемная сила; Z – боковая сила.
- m – масса МРЛА, кг;
- $g(h)$ – ускорение свободного падения – функция высоты h , м/с²;

$-\bar{F}_{\text{дв}} = C_t \rho_{\text{атм}}(h) \omega^2 D_p^4$ – вектор силы тяги двигателей, Н, здесь:

– C_t – коэффициент тяги, зависящий от геометрических характеристик пропеллера, таких как диаметр D_p , шаг H_p , число лопастей B_p , и других параметров. Этот коэффициент представляет собой безразмерную величину, определяющую эффективность преобразования механической энергии ротора в аэродинамическую силу тяги. Формула для коэффициента тяги имеет следующий вид: $C_T = 0.25\pi^3 \lambda \zeta^2 B_p K_0 \frac{\varepsilon \arctan(\frac{H_p}{\pi D_p}) - \alpha_0}{\pi A + K_0}$, где: λ – коэффициент поправки площади аэродинамического профиля лопасти (определяет, насколько площадь действующего сечения соответствует реальной площади), ζ – коэффициент учёта потерь (учитывает потери из-за завихрений и аэродинамических эффектов), B_p – число лопастей пропеллера, K_0 – константа подъёмной силы, связанная с характеристиками профиля лопасти, ε – коэффициент поправки на обтекание (учитывает эффект обтекания потока вокруг лопастей), H_p – шаг пропеллера (определяет угол установки лопастей относительно плоскости вращения), D_p – диаметр пропеллера, α_0 – нулевой угол атаки, при котором отсутствует подъёмная сила, A – коэффициент удлинения аэродинамического профиля, равный отношению диаметра пропеллера к средней хорде лопасти;

– D_p – диаметр пропеллера [47].

Общая система дифференциальных уравнений, описывающая движение мультироторного летательного аппарата, примет вид:

Главные (центральные) моменты инерции принимают максимально возможные значения, а центробежные моменты инерции = 0. Полученный тензор инерции примет вид:

$$J = \begin{bmatrix} J_x & J_{xy} & J_{xz} \\ J_{yx} & J_y & J_{yz} \\ J_{zx} & J_{zy} & J_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix} \quad (10)$$

Основное уравнение динамики имеет вид:

$$\bar{F} = m \cdot \frac{d\bar{V}}{dt} \quad (11)$$

Где:

– $\bar{F}$ – вектор внешних сил, которые влияют на МРЛА;

– $\bar{V}$ – вектор скорости МРЛА.

Запишем (11) в скалярном виде:

$$F_x = m \cdot \frac{d^2x}{dt^2} \quad (12)$$

$$F_y = m \cdot \frac{d^2y}{dt^2} \quad (13)$$

$$F_z = m \cdot \frac{d^2z}{dt^2} \quad (14)$$

Векторная запись прямолинейной скорости:

$$\bar{V} = V_x \cdot \bar{i} + V_y \cdot \bar{j} + V_z \cdot \bar{k} \quad (15)$$

Векторная запись угловой скорости вращения:

$$\bar{\omega} = \omega_x \cdot \bar{i} + \omega_y \cdot \bar{j} + \omega_z \cdot \bar{k} \quad (16)$$

Векторная запись силы, действующей на МРЛА:

$$\bar{F} = F_x \cdot \bar{i} + F_y \cdot \bar{j} + F_z \cdot \bar{k} \quad (17)$$

Здесь: $\bar{i}, \bar{j}, \bar{k}$ – орты (единичные векторы) направлений.

Ускорение МРЛА относительно неподвижной СК:

$$\frac{d\bar{V}}{dt} = \frac{d\bar{V}_r}{dt} + [\bar{\omega} \times \bar{V}] \quad (18)$$

Где:

– $\frac{d\bar{V}_r}{dt}$ – относительное ускорение МРЛА (в подвижной СК);

– $[\bar{\omega} \times \bar{V}]$ – переносное ускорение.

$$\frac{d\bar{V}_r}{dt} = \frac{dV_x}{dt} \cdot \bar{i} + \frac{dV_y}{dt} \cdot \bar{j} + \frac{dV_z}{dt} \cdot \bar{k} \quad (19)$$

$$\begin{aligned} [\bar{\omega} \times \bar{V}] = & (V_z \cdot \omega_y - V_y \cdot \omega_z) \cdot \bar{i} + (V_x \cdot \omega_z - V_z \cdot \omega_x) \cdot \bar{j} \\ & + (V_y \cdot \omega_x - V_x \cdot \omega_y) \cdot \bar{k} \end{aligned} \quad (20)$$

Учитывая (19) и (20), ускорение МРЛА запишем как:

$$\frac{d\bar{V}}{dt} = \left(\frac{dV_x}{dt} + V_z \cdot \omega_y - V_y \cdot \omega_z \right) \cdot \bar{i} + \left(\frac{dV_y}{dt} + V_x \cdot \omega_z - V_z \cdot \omega_x \right) \cdot \bar{j} + \left(\frac{dV_z}{dt} + V_y \cdot \omega_x - V_x \cdot \omega_y \right) \cdot \bar{k} \quad (21)$$

$$\bar{J} + \left(\frac{dV_z}{dt} + V_y \cdot \omega_x - V_x \cdot \omega_y \right) \cdot \bar{k}$$

Принимая во внимание (11), представим уравнения поступательно движущегося МРЛА:

$$F_x = m \cdot \left(\frac{dV_x}{dt} + V_z \cdot \omega_y - V_y \cdot \omega_z \right) \quad (22)$$

$$F_y = m \cdot \left(\frac{dV_y}{dt} + V_x \cdot \omega_z - V_z \cdot \omega_x \right) \quad (23)$$

$$F_z = m \cdot \left(\frac{dV_z}{dt} + V_y \cdot \omega_x - V_x \cdot \omega_y \right) \quad (24)$$

Выразим из (22) – (24) ускорения:

$$\dot{V}_x = (V_y \cdot \omega_z - V_z \cdot \omega_y) + \frac{1}{m} \cdot F_x \quad (25)$$

$$\dot{V}_y = (V_z \cdot \omega_x - V_x \cdot \omega_z) + \frac{1}{m} \cdot F_y \quad (26)$$

$$\dot{V}_z = (V_x \cdot \omega_y - V_y \cdot \omega_x) + \frac{1}{m} \cdot F_z \quad (27)$$

Уравнения динамики, описывающие вращательное движение:

$$\frac{d\bar{L}}{dt} = \sum_i \bar{M}_i(F_i) \quad (28)$$

$$\bar{L} = J \cdot \bar{\omega} \quad (29)$$

Где:

– $\bar{L}$ – вектор момента количества движения;

– J – тензор инерции;

– $\sum_i \bar{M}_i(F_i) = M$ – суммарный момент сил извне.

$$\bar{M} = M_x \cdot \bar{i} + M_y \cdot \bar{j} + M_z \cdot \bar{k} \quad (30)$$

Векторная запись момента количества движения примет вид (34).

$$L_x = J_x \cdot \omega_x \quad (31)$$

$$L_y = J_y \cdot \omega_y \quad (32)$$

$$L_z = J_z \cdot \omega_z \quad (33)$$

$$\bar{L} = (J_x \cdot \omega_x) \cdot \bar{i} + (J_y \cdot \omega_y) \cdot \bar{j} + (J_z \cdot \omega_z) \cdot \bar{k} \quad (34)$$

Учитывая (28). примем: $\frac{d\bar{L}}{dt} = \frac{d\bar{L}}{dt} + [\bar{\omega} \times \bar{L}] = \bar{M}$.

Учитывая вышесказанное, получим систему дифференциальных уравнения, описывающих угловое движение МРЛА:

$$\dot{\omega}_x = \frac{(J_y - J_z)}{J_x} \cdot \omega_y \cdot \omega_z + \frac{M_x}{J_x} \quad (35)$$

$$\dot{\omega}_y = \frac{(J_z - J_x)}{J_y} \cdot \omega_z \cdot \omega_x + \frac{M_y}{J_y} \quad (36)$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{(J_x - J_y)}{J_z} \cdot \omega_x \cdot \omega_y + \frac{M_z}{J_z} \quad (37)$$

Общая система дифференциальных уравнений, которая описывает все шесть движений (три поступательных и три вращательных) МРЛА, примет вид [46]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{V}_x = (V_y \cdot \omega_z - V_z \cdot \omega_y) + \frac{1}{m} \cdot F_x \\ \dot{V}_y = (V_z \cdot \omega_x - V_x \cdot \omega_z) + \frac{1}{m} \cdot F_y \\ \dot{V}_z = (V_x \cdot \omega_y - V_y \cdot \omega_x) + \frac{1}{m} \cdot F_z \\ \dot{\omega}_x = \frac{(J_y - J_z)}{J_x} \cdot \omega_y \cdot \omega_z + \frac{M_x}{J_x} \\ \dot{\omega}_y = \frac{(J_z - J_x)}{J_y} \cdot \omega_z \cdot \omega_x + \frac{M_y}{J_y} \\ \dot{\omega}_z = \frac{(J_x - J_y)}{J_z} \cdot \omega_x \cdot \omega_y + \frac{M_z}{J_z} \end{array} \right. \quad (38)$$

Стоит оговориться, что сила сопротивления X в дальнейшем будет принята за горизонтальный ветер. Подъемную силу Y будем считать вертикальным порывом ветра, вектор которой направлен вниз относительно МРЛА. Z – боковая сила.

Для корректной кинематики используем матрицу поворота $R(\varphi, \theta, \psi)$:
 $\dot{r} = R^T V_b, R = R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\varphi)$. Перепишем систему ДУ:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{V}_x = \frac{1}{m} [F_{drag,x} + F_{grav,x}] - (\omega_z V_y - \omega_y V_z), \\ \dot{V}_y = \frac{1}{m} [F_{drag,y} - F_{grav,y}] - (\omega_x V_z - \omega_z V_x), \\ \dot{V}_z = \frac{1}{m} [F_{drag,z} + T - F_{grav,z}] - (\omega_y V_x - \omega_x V_y), \\ \dot{x} = R_{11} V_x + R_{12} V_y + R_{13} V_z, \\ \dot{y} = R_{21} V_x + R_{22} V_y + R_{23} V_z, \\ \dot{z} = R_{31} V_x + R_{32} V_y + R_{33} V_z, \\ \dot{\phi} = \omega_x + \omega_y \sin \varphi \tan \theta + \omega_z \cos \varphi \tan \theta, \\ \dot{\theta} = \omega_y \cos \varphi - \omega_z \sin \varphi, \\ \dot{\psi} = \omega_y \sin \varphi \sec \theta + \omega_z \cos \varphi \sec \theta, \\ \dot{\omega}_x = \frac{(J_y - J_z) \omega_y \omega_z + M_{dx}}{J_x}, \\ \dot{\omega}_y = \frac{(J_z - J_x) \omega_z \omega_x + M_{dy}}{J_y}, \\ \dot{\omega}_z = \frac{(J_x - J_y) \omega_x \omega_y + M_{dz}}{J_z}. \end{array} \right. \quad (39)$$

Здесь:

– $V_b = (V_x, V_y, V_z)^T$ – линейная скорость центра масс в телесной СК,

– $\omega = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$ – угловая скорость (телесная система координат),

– $F_{drag} = -\frac{1}{2} \rho S \begin{pmatrix} C_x \|V_{rel}\| V_{rel,x} \\ C_y \|V_{rel}\| V_{rel,y} \\ C_z \|V_{rel}\| V_{rel,z} \end{pmatrix}$ – аэродинамические силы

сопротивления,

– $F_{grav,i}$ – компоненты силы тяжести $mg(z)$ после поворота в ССК,

– T – суммарная тяга винтов,

– (M_x, M_y, M_z) складываются из управляющих моментов, генерируемых винтами,

– (M_{dx}, M_{dy}, M_{dz}) – аэродинамические моментные сопротивления:

$$M_{dx} = -\frac{1}{2}\rho S C_{m_x} \|V_{\text{rel}}\| V_{\text{rel},x}, M_{dy} = -\frac{1}{2}\rho S C_{m_y} \|V_{\text{rel}}\| V_{\text{rel},y}, M_{dz} = -\frac{1}{2}\rho S C_{m_z} \|V_{\text{rel}}\| V_{\text{rel},z}.$$

4.2.3 Численное решение системы уравнений

Согласно (38), мы имеем замкнутую систему из 12 обыкновенных дифференциальных уравнений первого порядка для вектора состояния

$$x(t) = [V_x, V_y, V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, x, y, z, \varphi, \theta, \psi]^T. \quad (40)$$

Для решения представленной системы обыкновенных дифференциальных уравнений (ОДУ) применяется численная интеграция. В данном исследовании целесообразно использовать методы с переменным шагом интегрирования, обеспечивающие автоматический контроль локальной погрешности. На практике широкое применение получил метод Рунге–Кутты четвёртого-пятого порядка точности (так называемый метод RK45).

Выбор данного метода обусловлен несколькими факторами:

1. *Компромисс между сложностью и точностью:* Методы Рунге–Кутты являются явными методами интегрирования, не требующими решения систем нелинейных алгебраических уравнений на каждом шаге, в отличие от неявных схем. Это упрощает реализацию и снижает вычислительную нагрузку. Четвёртый-пятый порядок точности обеспечивает существенно более точные результаты по сравнению с простыми методами Эйлера или Рунге–Кутты меньшего порядка, что особенно важно для задач долгосрочного моделирования динамики, где накопление погрешностей может существенно исказить результаты.

2. *Адаптивный шаг*: Метод RK45, в частности, реализуется как пара вложенных методов четвертого и пятого порядка, что позволяет автоматически оценивать локальную ошибку на каждом шаге интегрирования. На основе этой оценки адаптируется длина шага:

- если погрешность превышает заданный предел, шаг уменьшается;
- если погрешность мала, шаг увеличивается.

Это обеспечивает оптимальную скорость расчёта при сохранении требуемой точности.

3. *Универсальность и проверенная надёжность*: Метод Рунге–Кутты четвёртого-пятого порядка широко известен, хорошо исследован в теоретическом и практическом плане. Он реализован во многих программных библиотеках (например, ode45 в MATLAB или solve_ivp(method='RK45') (из scipy.integrate) в Python), что упрощает верификацию и воспроизводимость результатов.

4.2.4. Общая теория метода Рунге–Кутты четвертого-пятого порядка

Рассмотрим задачу Коши для ОДУ первого порядка в общем виде:

$$\frac{dx}{dt} = f(t, x), x(t_0) = x_0, \quad (41)$$

где: x – вектор состояния, а f – заданная непрерывно дифференцируемая функция.

Методы Рунге–Кутты вычисляют приближенное решение $x(t)$ в дискретных точках $t_n = t_0 + nh$, используя конечный шаг интегрирования h . Для метода четвертого порядка классическая формула Рунге–Кутты (RK4) для скалярного уравнения имеет вид:

$$x_{n+1} = x_n + \frac{h}{6}(k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4), \quad (42)$$

где:

$$\begin{aligned} k_1 &= f(t_n, x_n), k_2 = f\left(t_n + \frac{h}{2}, x_n + \frac{h}{2}k_1\right), \\ k_3 &= f\left(t_n + \frac{h}{2}, x_n + \frac{h}{2}k_2\right), k_4 = f(t_n + h, x_n + hk_3). \end{aligned} \quad (43)$$

Для метода пятого порядка добавляются дополнительные промежуточные вычисления, расширяя схему. Пара методов четвёртого и пятого порядка (Fehlberg, Dormand–Prince или другие реализации) позволяет оценивать локальную погрешность разностью между решениями четвёртого и пятого порядка на том же шаге. Если эта погрешность превышает заданное значение (например, ε), шаг h уменьшают; если же погрешность существенно меньше ε , шаг h увеличивают, что делает метод адаптивным.

В конечном итоге, для векторной задачи, когда x является вектором в $\mathbb{R}^n$, все операции $f(t, x)$, k_i и их линейные комбинации выполняются поэлементно для каждого уравнения системы.

4.2.5. Практическая реализация решения в Python

Программная реализация в Python с использованием встроенных библиотек (`scipy.integrate.solve_ivp`) сводится к следующим шагам:

- Определить функцию `func_M(t, x)`, возвращающую вектор правых частей системы $f(t, x)$.
- Задать начальные условия x_0 и интервал интегрирования $[t_0, t_{\text{end}}]$.

– Вызвать функцию *solve_ivp* с параметром *method='RK45'*, указав начальный шаг, относительную и абсолютную допустимую погрешность. Это позволит интегратору автоматически подбирать шаг, обеспечивая требуемое качество решения.

– По итогам вычислений получить массив точек $\{t_n\}$ и соответствующие значения $x(t_n)$.

Использование RK45, таким образом, гарантирует надёжную оценку локальной ошибки, возможность адаптации шага интегрирования и получение достаточной точности при сравнительно невысоких вычислительных затратах. Данный подход оптимально подходит для рассматриваемой задачи моделирования движения МРЛА, поскольку она предъявляет требование к точности решения при потенциале больших промежутков интегрирования и наличию нелинейных эффектов в динамике.

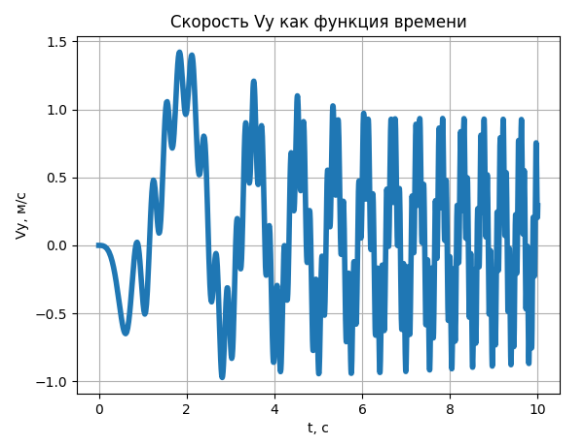
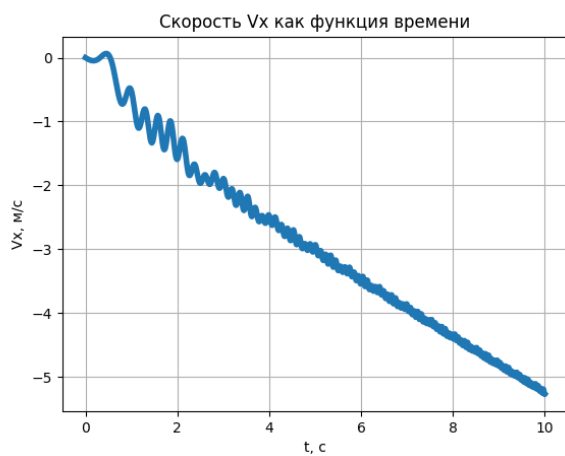
4.2.6. Начальные условия

Таблица 17 – Начальные условия для упрощенной модели динамики МРЛА.

Начальные условия	
$V_x, \text{ м/с}$	0
$V_y, \text{ м/с}$	0
$V_z, \text{ м/с}$	0
$\omega_x, 1/\text{с}$	0
$\omega_y, 1/\text{с}$	0
$\omega_z, 1/\text{с}$	0
$X, \text{ м}$	0

Y , м	0
Z , м	50 000
φ , рад	0
θ , рад	0
ψ , рад	0
Угловая скорость вращения винтов, 1/с	60
Время моделирования (время эксперимента), с	
t	10

4.2.7. Результаты численного интегрирования системы ОДУ с внешними моментами без управления



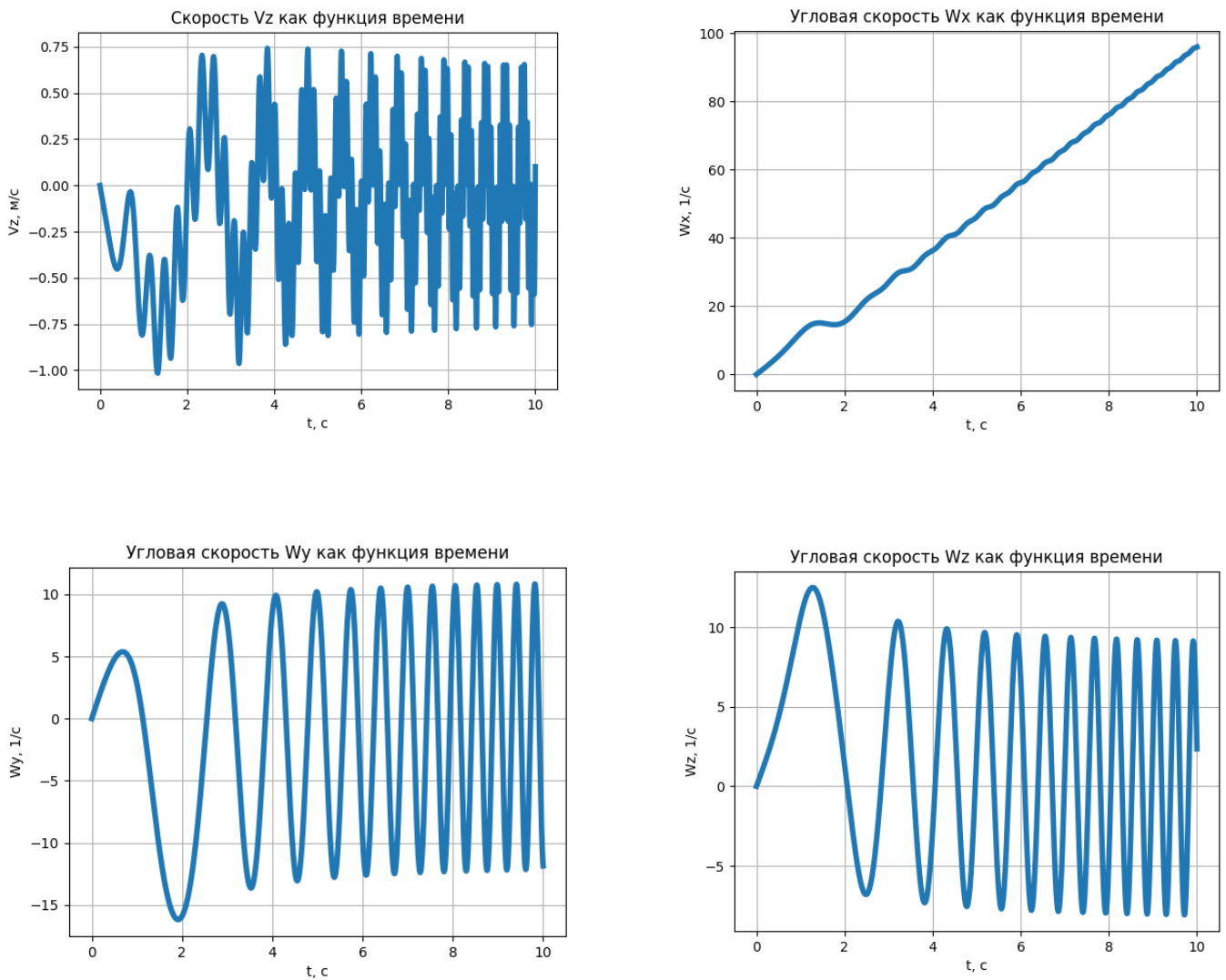


Рисунок 28 – Зависимости линейных и угловых скоростей относительно трех осей как функций времени (внешние моменты «включены»).

4.2.8. Анализ динамики МРЛА с внешними моментами без управления

Моделирование движения МРЛА в облачном слое атмосферы Венеры без системы управления демонстрирует выраженные нестабильные колебания, вызванные аэродинамическими силами и ветровыми возмущениями. Анализ угловых скоростей как функций времени (Рисунок 28) показывает значительные колебания вокруг нуля для осей W_y и W_z , что

свидетельствует о наличии выраженного гироскопического эффекта. Угловая скорость W_x имеет возрастающий тренд, что указывает на накопление момента, связанного с асимметричным аэродинамическим воздействием. Это приводит к постепенному увеличению вращения аппарата вокруг собственной оси, что может привести к выводу из строя устройства, а также вызвать потерю ориентации. Линейные скорости V_x, V_y, V_z демонстрируют сложную динамику. Скорость V_x постепенно уменьшается, что свидетельствует о дрейфе аппарата в горизонтальном направлении под влиянием ветровых потоков. Компоненты V_y и V_z подвержены сильным колебаниям, что говорит о неустойчивости аппарата в боковом и вертикальном направлениях. Амплитуда этих колебаний увеличивается со временем, что подтверждает наличие значительных аэродинамических возмущений. Траектория полета в трехмерном пространстве показывает, что аппарат испытывает значительное горизонтальное смещение и колебания по высоте, что затрудняет удержание в заданной точке. Очевидно, что без активной системы стабилизации аппарат не способен компенсировать влияние ветровых потоков и остается подверженным неконтролируемому дрейфу.

В следующем подразделе, для именно что более точного анализа влияния *атмосферы* Венеры на динамику МРЛА, будут исключены внешние моменты, вызванные ветровыми возмущениями. Это позволит определить вклад собственных аэродинамических сил и гравитационных эффектов без учета дополнительных внешних факторов, что важно для последующего проектирования системы стабилизации ЛА.

4.2.9. Упрощение системы ОДУ

В настоящем подразделе приведем упрощенную математическую модель и боковую силу Z учитывать не станем, приняв ее равной нулю.

Основными задачами МРЛА является фото-/видеосъемка и сбор проб атмосферы газоанализаторами. В работе принято, что после ввода в действие ЛА, программой заложено функционирование в режиме вертикального висения. Для этого введем ряд допущений:

$$\bar{V} = (V_x; V_y; V_z) = 0;$$

$$\bar{M} = (M_x; M_y; M_z) = 0; \quad (44)$$

$$\bar{\omega} = (\omega_x; \omega_y; \omega_z), \text{ где: } \omega_x = \omega_y = \omega_z$$

Для оценки тяги винта МРЛА в атмосфере Венеры используем формулы, предложенные в статье [46]. В таком случае, силы запишем в следующем виде:

$$F_x = 0 + 0 - X;$$

$$F_y = 0 + 0 - Z; (Z = 0. \text{ по условию}) \quad (45)$$

$$F_z = -m \cdot g(h) + 4 \cdot F_{dv} + Y.$$

Силу тяги каждого для двигателя в отдельности примем [47]:

$$\bar{F}_{dv} = C_t \rho_{\text{атм}}(h) \omega^2 D_p^4 = k_{eff} \omega^2 \quad (46)$$

Аэродинамическая сила лобового сопротивления [48]:

$$X = C_x \cdot \frac{\rho_{\text{атм}}(h) \cdot V_B^2(h)}{2} \cdot S \quad (47)$$

Аэродинамическая подъемная сила [48]:

$$Y = C_y \cdot \frac{\rho_{\text{атм}}(h) \cdot V_B^B(h)^2}{2} \cdot S \quad (48)$$

Аэродинамическая боковая сила (по условию, принята равной нулю)
[48]:

$$Z = C_z \cdot \frac{\rho_{\text{атм}}(h) \cdot V_B^B(h)^2}{2} \cdot S \quad (49)$$

Где:

- C_x – аэродинамический коэффициент лобового сопротивления;
- C_y – аэродинамический коэффициент подъемной силы;
- C_z – аэродинамический коэффициент боковой силы;
- $V_B^Г$ – скорость горизонтального ветра как функция высоты, м/с;
- V_B^B – скорость вертикального ветра как функция высоты, м/с;
- V_B^6 – скорость бокового ветра как функция высоты, м/с;
- S – характерная площадь (принята как площадь поверхности МРЛА, м²).

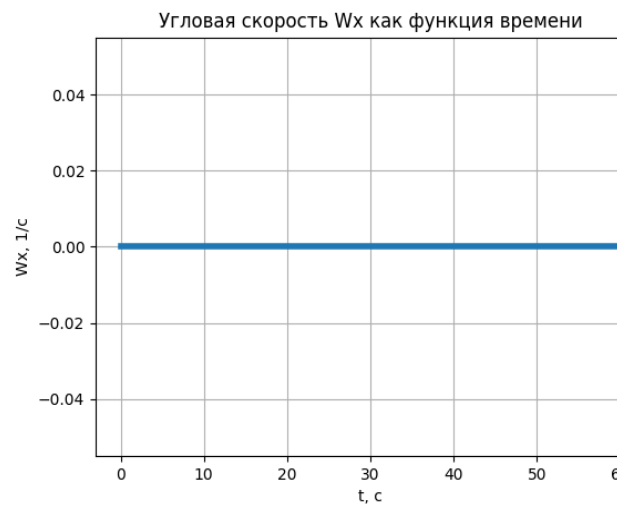
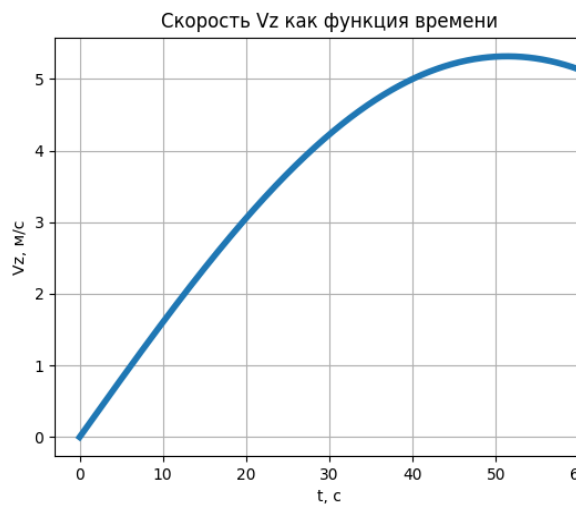
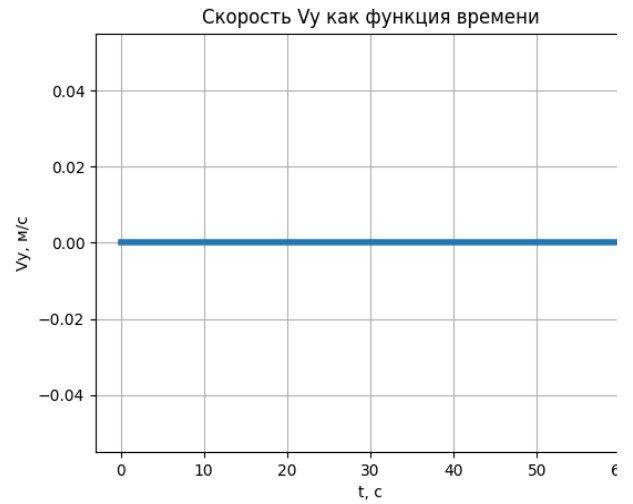
С учетом вышеописанных допущений, система дифференциальных уравнений движения мультироторного летательного аппарата примет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{V}_x = (V_y \cdot \omega_z - V_z \cdot \omega_y) - \frac{1}{m} \cdot C_x \cdot \frac{\rho_{\text{атм}}(h) \cdot V_B^\Gamma(h)^2}{2} \cdot S \\ \dot{V}_y = (V_z \cdot \omega_x - V_x \cdot \omega_z) \\ \dot{V}_z = (V_x \cdot \omega_y - V_y \cdot \omega_x) + \frac{1}{m} \cdot (-m \cdot g(h) + 4 \cdot \pi \cdot \rho_{\text{атм}}(h) \cdot r_B^2 \cdot h^2 \cdot \omega^2 \\ + C_y \cdot \frac{\rho_{\text{атм}}(h) \cdot V_B^B(h)^2}{2} \cdot S) \\ \dot{\omega}_x = \frac{(J_y - J_z)}{J_x} \cdot \omega_y \cdot \omega_z \\ \dot{\omega}_y = \frac{(J_z - J_x)}{J_y} \cdot \omega_z \cdot \omega_x \\ \dot{\omega}_z = \frac{(J_x - J_y)}{J_z} \cdot \omega_x \cdot \omega_y \end{array} \right. \quad (50)$$

Для описания пространственного движения МРЛА дополним систему (2.40) координатами положения (вторыми производными координат и углов):

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{V}_x = (V_y \cdot \omega_z - V_z \cdot \omega_y) - \frac{1}{m} \cdot C_x \cdot \frac{\rho_{\text{атм}}(h) \cdot V_B^\Gamma(h)^2}{2} \cdot S \\ \dot{V}_y = (V_z \cdot \omega_x - V_x \cdot \omega_z) \\ \dot{V}_z = (V_x \cdot \omega_y - V_y \cdot \omega_x) + \frac{1}{m} \cdot (-m \cdot g(h) + 4 \cdot C_t \cdot \rho_{\text{атм}}(h) \cdot \omega^2 \cdot D_p^4 \\ + C_y \cdot \frac{\rho_{\text{атм}}(h) \cdot V_B^B(h)^2}{2} \cdot S) \\ \dot{\omega}_x = \frac{(J_y - J_z)}{J_x} \cdot \omega_y \cdot \omega_z \\ \dot{\omega}_y = \frac{(J_z - J_x)}{J_y} \cdot \omega_z \cdot \omega_x \\ \dot{\omega}_z = \frac{(J_x - J_y)}{J_z} \cdot \omega_x \cdot \omega_y \\ \dot{x} = V_x \\ \dot{y} = V_y \\ \dot{z} = V_z \\ \dot{\varphi} = \omega_x \\ \dot{\theta} = \omega_y \\ \dot{\psi} = \omega_z \end{array} \right. \quad (51)$$

4.2.10. Результаты численного интегрирования системы ОДУ без внешних моментов без управления



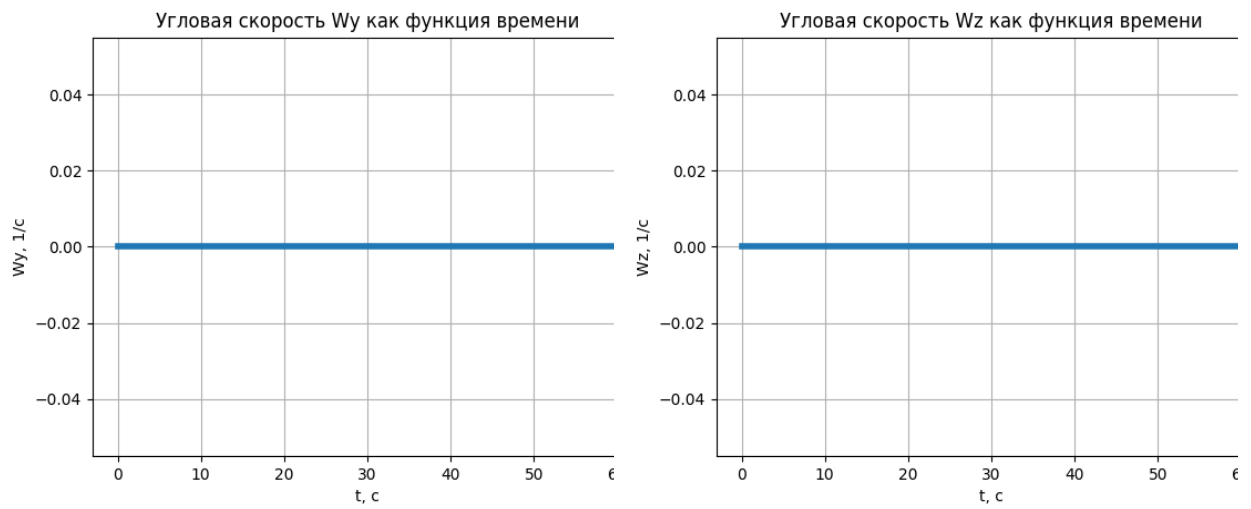


Рисунок 29 – Зависимости линейных и угловых скоростей относительно трех осей как функций времени.

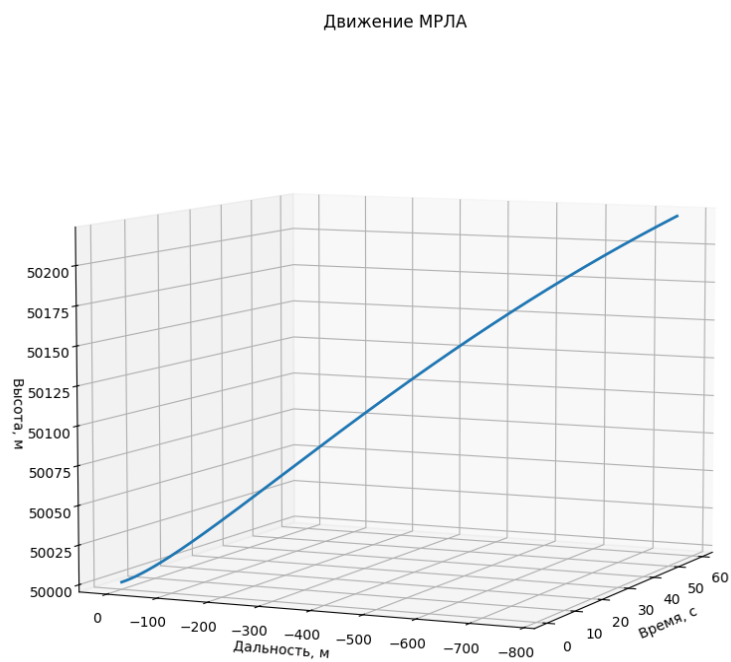


Рисунок 30 – Движение МРЛА в атмосфере Венеры.

4.2.11. Анализ динамики МРЛА без внешних моментов внешними моментами без управления

Анализ динамики МРЛА в атмосфере Венеры без учета внешних моментов показал, что при отсутствии ветровых возмущений аппарат демонстрирует устойчивое движение без вращательных колебаний. Графики угловых скоростей W_x, W_y, W_z остаются равными нулю на протяжении всего временного интервала, что свидетельствует об отсутствии внешних моментов, способных вызвать изменение ориентации аппарата.

Линейные скорости показывают характерное движение под воздействием аэродинамических сил и гравитации. Горизонтальная скорость V_x линейно уменьшается, указывая на замедление аппарата в направлении основного движения, что связано с действием лобового сопротивления атмосферы. Скорость V_y демонстрирует медленный рост, что может быть следствием незначительного бокового смещения из-за аэродинамической асимметрии. Вертикальная скорость V_z линейно возрастает в отрицательном направлении, что соответствует свободному падению аппарата под действием силы тяжести, несмотря на частичную компенсацию тяги винтов.

Траектория движения в трехмерном пространстве подтверждает данные о вертикальном снижении аппарата с небольшим горизонтальным дрейфом. Отсутствие резких колебаний и нестабильностей в движении указывает на предсказуемый характер траектории при исключении ветровых воздействий.

Так, исключение внешних моментов позволило выявить влияние атмосферы Венеры на МРЛА в ее базовом виде. Аппарат демонстрирует контролируемое снижение с небольшим боковым отклонением, что подтверждает возможность его стабилизации даже при отсутствии активного управления ориентацией.

4.2.12. Выводы

Анализ динамики МРЛА в атмосфере Венеры с учетом внешних моментов и без них показал, что основным источником неустойчивости являются ветровые возмущения. При их наличии аппарат испытывает значительные колебания угловых скоростей и хаотические изменения линейных скоростей, что приводит к неконтролируемому дрейфу и нарушению высотного режима. В условиях исключения внешних моментов движение приобретает предсказуемый характер, угловая динамика стабилизируется, а изменение линейных скоростей соответствует действию аэродинамических сил и гравитации.

Для обеспечения устойчивости аппарата необходимо внедрение системы активной стабилизации, компенсирующей влияние ветровых потоков. Управление должно включать адаптивную коррекцию тяги роторов с учетом текущих значений горизонтальных и вертикальных скоростей, а также алгоритмы стабилизации ориентации для минимизации неконтролируемых угловых колебаний. Оптимизация ПИД-регуляторов и разработка алгоритмов прогнозирующего управления позволят удерживать аппарат в заданном диапазоне высот и минимизировать горизонтальные смещения.

3. Угловая стабилизация МРЛА

4.3.1. Постановка задачи и цели исследования

Цель исследования заключается в разработке и оптимизации системы стабилизации МРЛА по угловым координатам (φ , θ , ψ). Достижение стабильности управления аппаратом является критически важным для обеспечения его маневренности и эффективности выполнения различных задач в условиях динамической среды атмосферы Венеры. **Задача оптимизации** состоит в нахождении оптимальных параметров регуляторов

(PID-контроллеров) для управления угловыми положениями МРЛА с целью минимизации отклонений от заданных целевых углов.

Состояние системы определяется угловыми координатами (φ, θ, ψ) и угловыми скоростями $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ МРЛА. Вектор состояния: $x = (\varphi, \theta, \psi, \omega_x, \omega_y, \omega_z)$.

Управление осуществляется посредством регулирования скоростей вращения четырех двигателей (винтов) $\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4$, обеспечивающих необходимую тягу для создания управляющих моментов по осям X, Y и Z.

Цель управления – быстро и точно вывести углы φ, θ, ψ к нулю (к целевым значениям), минимизируя функционал качества $J = \int_0^{T_{\text{sim}}} [(\varphi - \varphi_{\text{ref}})^2 + (\theta - \theta_{\text{ref}})^2 + (\psi - \psi_{\text{ref}})^2] dt$.

Оптимизация PID-регуляторов сводится к выбору коэффициентов (K_p, K_i, K_d) для каждого из трёх углов, которые минимизируют указанный функционал.

4.3.2. Математическая модель углового движения

Рассматриваемая модель включает в себя три угла ориентации МРЛА φ (крена), θ (тангажа) и ψ (рыскания), а также три соответствующие угловые скорости $\omega_x, \omega_y, \omega_z$. Предполагается, что поступательная динамика либо незначительна, либо зафиксирована (например, поддерживается автопилотом по координате высоты, либо рассматривается равномерный горизонтальный полёт). Поэтому мы сосредоточиваемся исключительно на вращательном движении.

Динамика изменения углов φ, θ, ψ определяется кинематическими соотношениями, выражающими $(\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$ через $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$. Для параметризации эйлеровыми углами стандартное преобразование имеет вид:

$$\begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin \varphi \tan \theta & \cos \varphi \tan \theta \\ 0 & \cos \varphi & -\sin \varphi \\ 0 & \sin \varphi \sec \theta & \cos \varphi \sec \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix}. \quad (52)$$

Моменты вращения, действующие на аппарат, складываются из управляющих моментов (от четырёх винтов) и возмущающих моментов (в частности, от порывов ветра). Вектор угловой скорости $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ эволюционирует по законам динамики вращательного движения твёрдого тела с учётом его главных моментов инерции J_x, J_y, J_z :

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \frac{M_x + M_{dx} + (J_y - J_z) \omega_y \omega_z}{J_x}, \\ \dot{\omega}_y &= \frac{M_y + M_{dy} + (J_z - J_x) \omega_z \omega_x}{J_y}, \\ \dot{\omega}_z &= \frac{M_z + M_{dz} + (J_x - J_y) \omega_x \omega_y}{J_z}, \end{aligned} \quad (53)$$

где M_x, M_y, M_z – суммарные управляющие моменты, создаваемые винтами, а M_{dx}, M_{dy}, M_{dz} – возмущающие моменты ветра, J_x, J_y, J_z – главные моменты инерции аппарата.

4.3.3. Общая система дифференциальных уравнений

Составим полную математическую модель в форме системы ОДУ для вектора состояния $(\varphi, \theta, \psi, \omega_x, \omega_y, \omega_z)$:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\phi} = \omega_x + \omega_y \sin \varphi \tan \theta + \omega_z \cos \varphi \tan \theta, \\ \dot{\theta} = \omega_y \cos \varphi - \omega_z \sin \varphi, \\ \dot{\psi} = \omega_y \sin \varphi \sec \theta + \omega_z \cos \varphi \sec \theta, \\ \dot{\omega}_x = \frac{(J_y - J_z) \omega_y \omega_z + M_x + M_{dx}}{J_x}, \\ \dot{\omega}_y = \frac{(J_z - J_x) \omega_z \omega_x + M_y + M_{dy}}{J_y}, \\ \dot{\omega}_z = \frac{(J_x - J_y) \omega_x \omega_y + M_z + M_{dz}}{J_z}. \end{array} \right. \quad (54)$$

Где $(M_x, M_y, M_z) = f(T_1, T_2, T_3, T_4)$, $(M_{dx}, M_{dy}, M_{dz}) = g(\text{ветер})$.

Здесь T_i – тяга i -го винта, которая зависит от заданной управляющей частоты вращения ω_i .

4.3.4. Автоматизация подбора коэффициентов с помощью численных методов

Для достижения цели стабилизации были выбраны три независимых PID-регулятора по углам ϕ, θ, ψ . Каждый из них имеет вид:

$$\left\{ u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt}, \right. \quad (55)$$

где $e(t)$ – это ошибка $\phi_{\text{ref}} - \phi$ (аналогично для θ, ψ).

Чтобы найти оптимальные коэффициенты (K_p, K_i, K_d) , формируется вектор:

$$x = [k_{p,\phi}, k_{i,\phi}, k_{d,\phi}, k_{p,\theta}, k_{i,\theta}, k_{d,\theta}, k_{p,\psi}, k_{i,\psi}, k_{d,\psi}]. \quad (56)$$

Функционалом качества служит:

$$J(x) = \int_0^{T_{\text{sim}}} [(\phi(t) - \phi_{\text{ref}})^2 + (\theta(t) - \theta_{\text{ref}})^2 + (\psi(t) - \psi_{\text{ref}})^2] dt, \quad (57)$$

где $\phi(t), \theta(t), \psi(t)$ – решение задачи Коши при заданных $k_{p,\phi} \dots k_{d,\psi}$. Минимизация J осуществляется методом дифференциальной эволюции, который перебирает варианты x , интегрирует систему ОДУ численно, вычисляет итоговую ошибку и таким образом ищет глобальный минимум [50].

Численная интеграция системы (54) реализована с помощью функции `solve_ivp` из библиотеки `scipy.integrate` с использованием метода Рунге–Кутты 4/5 порядка (RK45). При этом управление и порывы ветра предполагаются постоянными в течение каждого малого шага Δt ; после каждого шага Δt вычисляются новые управляющие сигналы на основе текущих углов.

4.3.5. Возмущающие моменты от ветра

Для учёта случайных порывов ветра в коде используется функция `calc_disturbance_moments()`, которая на каждом шаге генерирует случайную скорость ветра V_{wind} в диапазоне $[V_{\text{base}} - \Delta V, V_{\text{base}} + \Delta V]$. Давление $q = \frac{1}{2} \rho V_{\text{wind}}^2$ преобразуется в возмущающие моменты:

$$\begin{aligned} M_{dx} &= C_{mx} q S L_{\text{char}}, \\ M_{dy} &= C_{my} q S L_{\text{char}}, \\ M_{dz} &= C_{mz} q S L_{\text{char}}, \end{aligned} \quad (58)$$

которые суммируются с управляющими моментами. Предполагается, что данное возмущение постоянно в течение малого шага Δt , а на каждом новом шаге заново выбирается новое случайное значение скорости ветра.

Здесь: q – динамическое давление, а C_{m_i} – безразмерные коэффициенты аэродинамических моментов. Для случая с атмосферой Венеры и отсутствием точных аэродинамических данных C_{m_i} выбираются оценочно на основе ЛА подобного типа [55], [56], [57].

4.3.6. Численная реализация и метод решения

Для интегрирования системы дифференциальных уравнений используется стандартный численный метод из библиотек научных вычислений (например, метод Рунге-Кутты с адаптивным шагом (выбирающемуся на каждом шаге алгоритма, реализованный в функции `solve_ivp` пакета `scipy.integrate` языка Python) [39].

Численная реализация системы стабилизации МРЛА по углам включает несколько ключевых этапов: интегрирование системы дифференциальных уравнений (ОДУ), оптимизацию параметров регуляторов и вычисление функции стоимости.

Интегрирование системы ОДУ

Динамика углового движения МРЛА описывается системой обыкновенных дифференциальных уравнений (54), которые интегрируются с использованием метода Рунге–Кутты 4(5) порядка (RK45). Для численного решения применяется функция `solve_ivp` из библиотеки `scipy`, что позволяет адаптивно выбирать шаг интегрирования и более точно учитывать нелинейные эффекты в модели, чем при использовании простых явных методов, таких как метод Эйлера. Это также устраняет необходимость в

ручной реализации схемы RK4, поскольку библиотека `scipy` автоматически обрабатывает вычисления на основе встроенных алгоритмов.

На каждом временном шаге интегрирования (с шагом $\Delta t = 0.01$ с) система ОДУ решается методом RK45, учитывая управляющие воздействия PID-контроллеров и возмущения, вызванные порывами ветра.

Оптимизация параметров PID-регуляторов

Для настройки PID-регуляторов применяется метод дифференциальной эволюции (`scipy.optimize.differential_evolution`). В процессе оптимизации создается множество различных векторов PID-параметров $(K_{p,\varphi}, K_{i,\varphi}, K_{d,\varphi}, K_{p,\theta}, K_{i,\theta}, K_{d,\theta}, K_{p,\psi}, K_{i,\psi}, K_{d,\psi})$, которые оцениваются по критерию минимизации функции стоимости. Для каждого вектора параметров выполняется многократное прогонное моделирование с численным решением системы ОДУ, что позволяет определить, насколько эффективно заданные коэффициенты стабилизируют углы аппарата.

В ходе нескольких поколений алгоритм дифференциальной эволюции постепенно улучшает PID-параметры, минимизируя функционал стоимости, что приводит к оптимальной настройке регуляторов.

Функция стоимости

Для оценки качества управления используется функция стоимости `cost_function`, вычисляющая интеграл квадратичной ошибки углов аппарата относительно заданных целевых значений $J = \sum_i ((\phi_i - \phi_{\text{ref}})^2 + (\theta_i - \theta_{\text{ref}})^2 + (\psi_i - \psi_{\text{ref}})^2)$. Величина J рассчитывается на всем временном интервале моделирования от $t = 0$ до $t = T_{\text{sim}}$, где суммируются квадратные отклонения углов аппарата от их целевых значений на каждом дискретном шаге моделирования. Чем меньше значение функции стоимости, тем лучше

стабилизирована система управления, что и является критерием качества работы PID-регуляторов.

4.3.7. Практическая реализация решения в Python

Программа на Python (см. Глава 4. Приложение подраздела 3. Угловая стабилизация МРЛА разбивается на несколько основных частей:

1. Задание параметров

Определяются физические и геометрические характеристики МРЛА (масса, моменты инерции J_x, J_y, J_z , размеры, базовая тяга), а также параметры среды (ρ , базовая скорость ветра V_{base} , диапазон отклонений ΔV).

2. Вычислительные модули

`calc_C_T` – вычисляет коэффициент C_T винта по заданной формуле, учитывая геометрию винта и аэродинамические параметры.

`prop_thrust` – по частоте вращения (об/с) возвращает тягу винта T_i .

`calc_disturbance_moments` – генерация возмущающих моментов ветра.

`motor_moments` – расчёт управляющих моментов по тягам $T_1, \dots, T_4$.

`quad_ode` – определяет правые части ОДУ (54).

`rk45_step` – обёртка над `solve_ivp` для интеграции на одном шаге Δt .

3. Класс PID

Содержит простейшую реализацию пропорционально-интегрально-дифференциального закона управления. На каждом шаге хранит накопленную интегральную ошибку, вычисляет новое управление по ошибке угла [49].

4. Функция смешивания `mix_controls`

Принимает сигналы $(u_\phi, u_\theta, u_\psi)$ от ПИДов и преобразует их в «команды» четырём двигателям (m_1, m_2, m_3, m_4) в интервале $[0,1]$, которые далее масштабируются в реальные частоты вращения ω_i до $\omega_{\max}$.

5. Функция стоимости `cost_function`

- Принимает вектор x из девяти искомых PID-параметров.
- Для каждого шага моделирования вычисляет значения ПИД-управления, считает тяги, суммарные моменты и интегрирует систему ОДУ методом RK45.
- Накопительным образом формирует интеграл от квадрата ошибок по углам, возвращая итоговую «стоимость».

6. Основной блок `if name == "main" :`

- Задаёт диапазоны для каждого из девяти PID-параметров.
- Запускает метод дифференциальной эволюции `differential_evolution`, который ищет минимум `cost_function`.
- Выводит на экран лучшие найденные коэффициенты PID.
- Затем «прогоняет» систему ещё раз с найденными оптимальными настройками и строит графики изменения углов (ϕ, θ, ψ) и угловых скоростей $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ от времени, что позволяет наглядно оценить качество стабилизации.

Представленный код демонстрирует полную цепочку: от математической модели углового движения МРЛА до оптимизации PID-регуляторов, интеграции системы ОДУ и графической визуализации результатов. Подобный подход можно далее расширять (добавлять сложные

ограничения, учитывать другие возмущения и т.п.) или переносить на реальную аппаратную платформу.

4.3.8. Обоснование допустимого диапазона угловых скоростей и углов

Одной из целей МРЛА, функционирующего на высоте порядка 50 км в атмосфере Венеры, является получение фото- и видеоданных о поверхности планеты или особенностях облачного слоя. Качество таких съёмок напрямую зависит от стабильности платформы: если угловые скорости слишком велики, возникающая относительная смазанность может сделать полученные изображения неинформативными.

В типичной практике аэрофотосъёмки и видеонаблюдения считается, что при частоте кадров около 30 кадров в секунду (1/30 с на кадр) нежелательно превышать угловые скорости порядка нескольких градусов в секунду. Например, при угловой скорости в 0.5 рад/с (почти 30 град/с) аппарат поворачивается настолько быстро, что даже при коротком интервале выдержки может появляться заметный «шлейф». Учитывая, что аппаратура на высоте 50 км должна компенсировать турбулентные воздействия и вибрации, целесообразно стремиться к угловым скоростям порядка не более 0.2 рад/с (это около 11.5 град/с). В таком режиме камера способна стабилизировать картинку, а при наличии встроенной стабилизации (оптической или гиростабилизированного подвеса) качество изображений ещё повысится.

В условиях реального полёта в атмосфере Венеры могут складываться обстоятельства (сильные порывы ветра, недостаточная мощность двигателей, неудачная конфигурация ПИД-регулятора), при которых поддерживать $|\omega| \leq 0.2$ рад/с стабильно не удаётся. В этом случае можно использовать более высокий уровень активной стабилизации камеры (например, гиростабилизированный подвес). Также подойдет вариант с уменьшением

габаритов и массы камеры, чтобы она не нарушала балансировки и не создавала дополнительных вибраций. Возможность применения камеры с более короткой выдержкой (либо с высокой чувствительностью, чтобы кадры не были пересвечены). Иногда это снижает разрешение, но помогает избежать шлейфов.

Помимо угловых скоростей, сами углы крена, тангажа, рыскания не должны выходить за «разумные» пределы, иначе камера будет «смотреть» заметно вбок или вниз, что затрудняет целевую съёмку поверхности. В качестве типового значения можно $|\varphi|, |\theta|, |\psi| \leq 0.15$ рад (около 8.6°). При больших углах обзор камеры будет существенно отклоняться от предполагаемой точки, в результате чего требуемые ракурсы местности не будут получены.

Камера должна быть достаточно компактной, чтобы не влиять критически на балансировку и аэродинамику квадрокоптера. Для аппарата с массой около 1–2 кг вес камеры (включая крепления) обычно не должен превышать 100–200 г. При этом важно обеспечить герметизацию и термозащиту, учитывая экстремальные условия Венеры (пусть и ослабленные на высоте 50 км) [58], [59].

4.3.9. Начальные условия

Таблица 18 – Начальные условия для угловой стабилизации МРЛА.

Начальные условия	
Высота, м:	50 000
Скорость ветра, м/с	60
Колебания горизонтального ветра, м/с	± 2
Колебания вертикального ветра, м/с	0.3

Колебания бокового ветра, м/с	0.3
ω_x , 1/с	0.5
ω_y , 1/с	-0.13
ω_z , 1/с	0.09
φ , рад	0.3
θ , рад	-0.2
ψ , рад	0.1
$ \omega $, 1/с	0.2
$ \varphi , \theta , \psi $, рад	0.15
Время моделирования (время эксперимента), с	
t	20

Характерный линейный размер

Согласно имеющимся значениям габаритов МРЛА (

Таблица 16), типичные линейные размеры аппарата лежат в диапазоне от 0.2 м до 0.35 м. Выберем L_{char} в качестве некоторой усреднённой величины, отражающей характерный масштаб аппарата

Примем $L_{\text{char}} = 0.35$, м как характерный размер. Этот выбор обусловлен следующими соображениями – 0.35, м – это наибольшая характеристика габаритов.

Безразмерные коэффициенты аэродинамических моментов

При отсутствии точных экспериментальных данных $C_{m_x}, C_{m_y}, C_{m_z}$ оцениваются на основе доступных аналогий или экспертных оценок. В нашем

примере были взяты значения порядка: $C_{m_x} = 0.005, C_{m_y} = 0.005, C_{m_z} = 0.003$.

Теоретические обоснования настроек ПИД-регулятора

При выборе начальных приближений для коэффициентов ПИД-регулятора в условиях отсутствия априорных данных или эмпирически выверенных параметров применяется эвристический подход. Теоретически, идеальных аналитических формул для их непосредственного определения не существует, поскольку оптимальные значения зависят от множества факторов: динамических характеристик объекта, особенностей внешних возмущений, требований к переходным процессам и желаемой точности стабилизации.

Исходя из принципов ПИД-регулирования, пропорциональный коэффициент K_p определяет основную жёсткость системы: более высокое значение приводит к быстрому реагированию на ошибки, но может вызвать перерегулирование. Дифференциальный коэффициент K_d обеспечивает демпфирование колебаний, сглаживая резкие изменения ошибки, однако слишком высокий K_d может сделать систему шумочувствительной. Интегральный коэффициент K_i накапливает ошибку по времени, устраняя статические смещения, но при его завышении возникает риск медленных затухающих колебаний или даже раскачки.

При отсутствии конкретных рекомендаций, начальные значения выберем, исходя из следующих соображений:

– Пропорциональные коэффициенты часто устанавливают на уровне, обеспечивающем заметную, но не слишком агрессивную реакцию. Например, $K_{p_x} = 1.0$ может быть взят как отправная точка, если известны масштабы типичных ошибок в радианах и ожидаемый диапазон управляющих моментов.

– Интегральные коэффициенты начинают с небольших значений ($K_i \approx 0.1\text{--}0.3$), чтобы медленно накапливать ошибку. Такое небольшое значение снижает риск немедленной раскачки системы.

– Дифференциальные коэффициенты могут быть выбраны как дробные доли пропорциональных ($K_d \approx 0.05\text{--}0.1K_p$), что помогает сгладить систему без излишнего усиления шумов.

Предварительный выбор служит стартовой точкой для численной процедуры оптимизации, которая затем, используя заданный критерий качества, итерационно корректирует коэффициенты с целью минимизации ошибки управления.

В настоящей задаче было выбрано следующее начальное приближение для коэффициентов: $K_{p\ x,y,z} = 1.0$, $K_{i\ x,y,z} = 0.3$, $K_{d\ x,y,z} = 0.05$.

Определение плеча

Характерный размер плеча между центром масс и точками крепления несущих винтов определяется исходя из конструктивных особенностей рамы МРЛА, а также с учётом обеспечиваемого момента при заданной тяге винтов. В рассматриваемой задаче основная часть корпуса имеет радиус порядка 0.17–0.18 м (Таблица 16), что даёт достаточно места для установки четырёх винтов, работающих без взаимных помех. При этом длина плеча устанавливается чуть больше половины диагонали «квадратной» рамы с целью уменьшить перекрытие воздушных потоков и улучшить эффективность каждого пропеллера. Учёт этих факторов даёт величину ARM_LEN около 0.175 м, которая позволяет при базовой тяге винтов формировать необходимые креновые и тангажные моменты, не перегружая конструкцию излишней величиной вылета.

Определение коэффициента рыскания

Момент рыскания, возникающий от разности тяги винтов, зависит как от направления вращения пропеллеров, так и от их компоновки. Чтобы получить плавное, но достаточно управляющее действие по каналу рыскания, вводится специальный коэффициент масштабирования k_{yaw} . Его значение выбирается, исходя из характерного диапазона разницы в сигналах на противоположных винтах и желаемой скорости поворота вокруг вертикальной оси. Для анализируемой конфигурации дрона были выполнены экспериментальные прогоны в симуляторе, которые показали, что при $k_{yaw} = 0.01$ достигается требуемое изменение рыскания без избыточного возрастания команд на движители. При этом система сохраняет стабильность и легко компенсирует возмущения, поскольку достаточно небольшого рассогласования тяг для создания заметного момента вокруг оси ψ [60], [61].

4.3.10. Результаты численного интегрирования

По результатам отработки программы были получены следующие значения оптимальных коэффициентов ПИД-регулятора при заданных условиях:

$$K_{p_x} = 4.82927281, K_{i_x} = 1.30525066, K_{d_x} = 0.27278908,$$

$$K_{p_y} = 3.89766971, K_{i_y} = 0.87265537, K_{d_y} = 0.35527414,$$

$$K_{p_z} = 4.61861082, K_{i_z} = 1.86456362, K_{d_z} = 0.35556645.$$

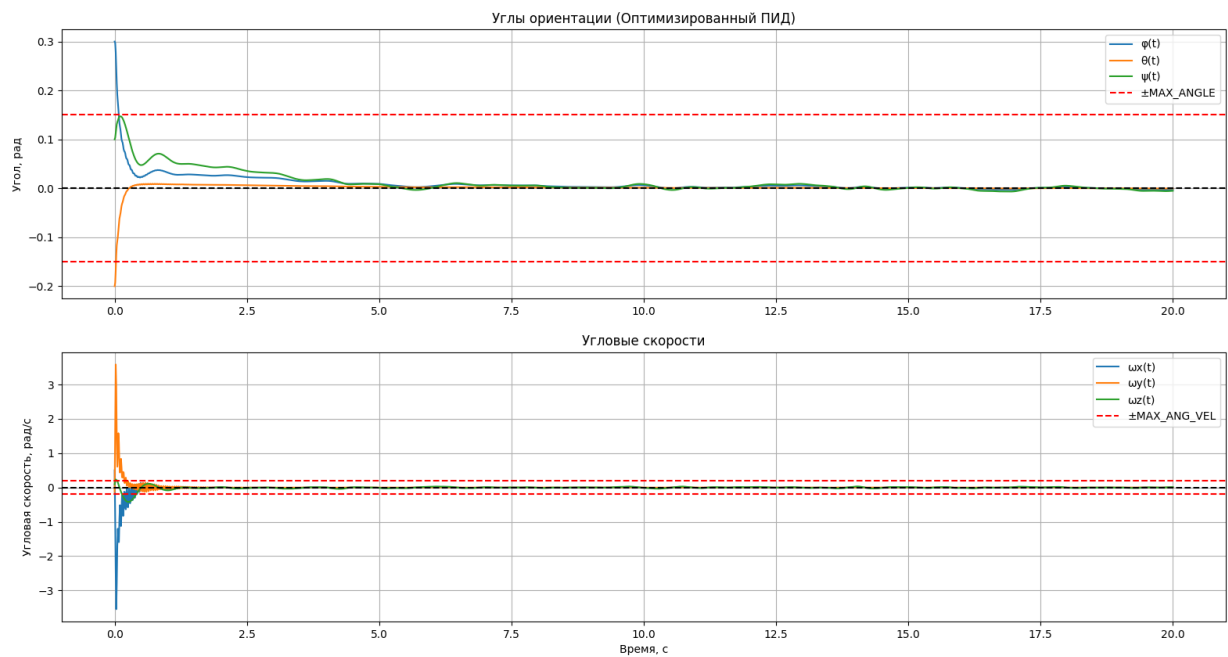


Рисунок 31 – Углы, угловые скорости как функции времени.

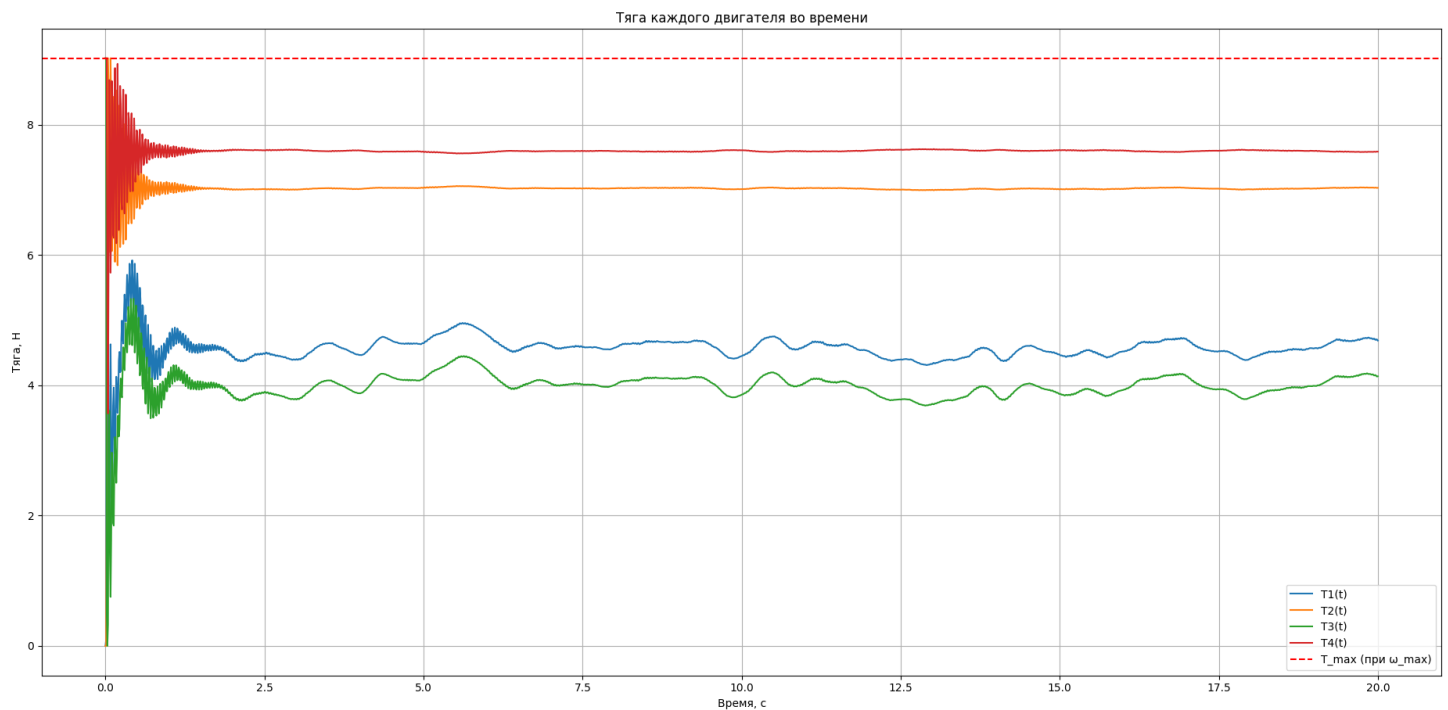


Рисунок 32 – Тяги двигателей МРЛА как функции времени.

4.3.11. Выводы

Результаты численного моделирования подтверждают эффективность разработанной системы угловой стабилизации мультироторного летательного аппарата с применением оптимизированного ПИД-регулятора. Проведенная оптимизация коэффициентов ПИД-регулятора методом дифференциальной эволюции позволила подобрать параметры регулятора, обеспечивающие минимизацию угловых отклонений и угловых скоростей в условиях внешних возмущений, вызванных атмосферными потоками.

Анализ динамики ориентации показал, что начальные углы ($\varphi = 0.3$, рад, $\theta = -0.2$, рад, $\psi = 0.1$, рад) успешно редуцируются к околонулевым значениям за временной промежуток порядка 5 – 7, секунд, при этом амплитуда переходных процессов не превышает предельно допустимых значений (± 0.15 , рад). В дальнейшем стабилизированные углы демонстрируют колебания вблизи нулевых значений, что указывает на эффективное демпфирование системы управления.

Угловые скорости $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ ($\omega_x = 0.5$, рад/с, $\omega_y = -0.13$, рад/с, $\omega_z = 0.09$, рад/с в начальный момент времени) также подвергаются успешной стабилизации. На временном горизонте $t < 2$, секунд наблюдаются затухающие колебания, вызванные инерционностью системы и воздействием ветровых моментов. В предельном режиме угловые скорости не превышают установленного предела ± 0.2 , рад/с, что свидетельствует об отсутствии нежелательных вибраций и раскачки.

Анализ графиков тяги каждого двигателя (Рисунок 32) показывает, что система управления адаптивно перераспределяет тяговые усилия в зависимости от текущих угловых отклонений и скоростей. В ходе стабилизации аппарата наблюдается разница в тяге двигателей, компенсирующая возмущающие моменты. Временные зависимости тяги

демонстрируют начальные резкие скачки, обусловленные процессом первичной коррекции ориентации, после чего значения стабилизируются в пределах допустимого диапазона. Максимальная разность тяги между диагональными парами двигателей не превышает 30% от среднего уровня, что свидетельствует о достаточном запасе мощности для эффективного подавления угловых колебаний. Из чего следует, что предложенная стратегия управления обеспечивает сбалансированное распределение тяги и устойчивую ориентацию аппарата при изменяющихся аэродинамических воздействиях в атмосфере Венеры.

Функция стоимости, отражающая интегральную ошибку углового положения аппарата, достигла значения 1.8473, что свидетельствует о высокой точности стабилизации ориентации. Минимизация этой ошибки позволяет эффективно подавлять угловые отклонения и обеспечивать устойчивость аппарата в условиях внешних возмущений.

Разработанный подход управления обеспечивает заданные показатели устойчивости и точности, минимизируя влияние атмосферных возмущений. Это подтверждает применимость предложенной модели для стабилизации МРЛА в сложных условиях атмосферы Венеры.

4. Стабилизация МРЛА по высоте полета

4.4.1. Постановка задачи и цели исследования

Актуальность исследования связана с необходимостью удержания МРЛА в относительно узком диапазоне высот в облачном слое атмосферы Венеры. Плотность газовой среды на высотах порядка 50 000 м, а также наличие ветровых возмущений по нескольким осям порождают существенную нелинейность динамики и влияют на работоспособность любого контура управления, хотя атмосферные условия и приближены к околоповерхностным земным (Рисунок 13).

Цель настоящего исследования – разработать и проверить на численном примере метод стабилизации мультироторного летательного аппарата (МРЛА) по высоте в разреженных условиях атмосферы Венеры. В качестве целевого показателя служит удержание аппарата на заданной высоте (50 000 м) при наличии ветровых воздействий переменной интенсивности. Для этого предлагается задача оптимизации по коэффициентам K_p , K_i , K_d PID-регулятора, отвечающего за управление движением МРЛА по оси z .

Состояние системы включает вектор $x = [x, y, z, V_x, V_y, V_z, e_{\text{int}}]$, где x, y, z – пространственные координаты МРЛА, V_x, V_y, V_z – компоненты скорости, а e_{int} – интеграл ошибки по высоте.

Управление определяется скалярной угловой скоростью вращения пропеллеров ω , которая зависит от выхода PID-регулятора (с последующей отсечкой $\omega \leq \omega_{\text{max}}$).

Цель управления – минимизация функционала $J = \int (z(t) - z_{\text{ref}})^2 dt$, где $z_{\text{ref}} = 50\,000$, м – требуемая высота.

Оптимальным считается вектор (K_p^*, K_i^*, K_d^*) , при котором указанный функционал оказывается минимальным.

4.4.2. Общие упрощения

Условия запуска таковы, что МРЛА стартует с высоты $Z_0 = 50100$, м (в атмосфере Венеры), а целевая высота стабилизации – $Z_{\text{ref}} = 50000$, м.

Поскольку в настоящем разделе нас интересует только высота и поступательные перемещения, предполагается, что вектор угловых скоростей $\omega = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ либо несущественен, либо «заморожен» (см. также принятые в (44) допущения $M_x = M_y = M_z = 0$).

В соответствии с (51) будем рассматривать:

– Силу сопротивления X в плоскости x как «горизонтальный ветер» (по аналогии с тем, что в исходных уравнениях именно X трактуется как воздействие ветрового потока).

– Силу подъёма Y по оси y как «вертикальный порыв ветра» (но со знаком «вниз», согласно соглашению в (45)).

– Боковую силу Z (в исходной модели обычно либо мала, либо считается равной нулю) теперь учитываем, а ее значения сопоставимы с «боковым ветром».

Таким образом, реальный вектор ветра V_{wind} может иметь составляющие $(V_{\text{hor}}, V_{\text{side}}, V_{\text{vert}})$, а аэродинамические силы по осям (X, Z, Y) оказывают соответствующее противодействие. В дальнейших формулах будем следовать принятому соглашению знаков, уточняя лишь, что «боковая» компонента в атмосфере Венеры сравнительно невелика, но не равна нулю.

В (51) отражена величина тяги $F_{\text{thrust}} = 4 C_t \rho_{\text{atm}}(h) \omega^2 D_p^4$ (иногда обозначаемая $k \omega^2$) с учётом плотности среды на высоте h . При этом также учитывается гравитация $g(h)$, которая в атмосфере Венеры слегка отличается от земной и убывает с ростом высоты.

Согласно (44)–(45), после ввода в действие ЛА переходит в режим, близкий к «висению», то есть средние поступательные скорости V_x, V_y, V_z стремятся к малым значениям. Однако при наличии ветра и необходимости перехода от 50100 м к 50000 м появляются отклонения по вертикали и горизонтали, которые необходимо регулировать соответствующим двигателем.

При моделировании движения мультироторного летательного аппарата были сделаны ряд упрощающих допущений, направленных на получение компактной, но в то же время адекватной основной цели исследования

математической модели. Прежде всего, *не рассматриваются угловые скорости* и связанные с ними уравнения вращательного движения. Примем, что аппарат способен автоматически удерживать свою ориентацию в пространстве или имеет внутренний высокочастотный контур стабилизации, поэтому во внешней задаче мы учитываем лишь *поступательные* перемещения по осям x , y и z . Такой подход соответствует принятым условным обозначениям в математической модели (см. формулу (51)), где вращательные уравнения исключены на основании допущений (44)).

Введём следующие основные соотношения, описывающие силы и движение:

1. Сила тяжести (1). Радиус планеты $R_0 \approx 6,052 \times 10^3$ км.

2. Аэродинамическое сопротивление по осям x, y, z .

Предполагается, что для каждой компоненты скорости применяется классическая квадратичная зависимость

$$F_{i,\text{drag}} = - \frac{1}{2} \rho(z) C_i S (V_i - W_i) |V_i - W_i|, \quad (59)$$

где $\rho(z)$ – плотность атмосферы на высоте z (берётся из табличных значений с последующей сплайн-интерполяцией (Рисунок 9)), C_i – аэродинамический коэффициент сопротивления по оси $i \in \{x, y, z\}$, S – характерная площадь аппарата, V_i – скорость МРЛА по оси i , а W_i – соответствующая компонента скорости ветра. Знак «минус» показывает, что сила сопротивления направлена против относительного движения.

3. Модель ветра $W(z, t)$.

Среднее значение $W(z)$ (горизонтальные, вертикальные и боковые составляющие) интерполируется по высоте с учётом известных профилей

ветра в атмосфере Венеры (Таблица 2). Для учёта нестационарности используется функция `generate_random_perturbations`, которая добавляет псевдослучайные пульсации к каждой компоненте ветра. Таким образом, «относительная» скорость воздуха относительно аппарата будет $V - W$.

4. Тяга винтов F_{thrust} .

В данной работе моделируется МРЛА мультикоптерного типа с четырьмя винтами, причём для каждого винта введён обобщённый коэффициент (или формула), зависящий от угловой скорости ω и плотности ρ . В частности, приведена формула:

$$F_{\text{один винт}}(\rho, \omega, V_0) = C_t(\dots) \rho \omega^2 (2r_v)^2, \quad (60)$$

где $C_t(\dots)$ – аэродинамический коэффициент, r_v – радиус винта, $V_0 \approx |V_z - W_z|$ – входная скорость потока, а ω – та самая угловая скорость винта, управляемая PID-регулятором. Суммарная тяга получается умножением на 4 (количество винтов).

5. Управление высотой.

МРЛА стартует из точки $(x(0), y(0), z(0)) = (0, 0, 50300)$, с нулевыми начальными скоростями. При этом угловые скорости винтов могут изменяться, но сам аппарат остаётся ориентированным так, что результирующая тяга направлена по оси z . Управляющим сигналом служит $\omega(t)$, которое формируется на основе PID-закона:

$$\omega(t) = \text{clip}(K_p e_z + K_i \int e_z dt + K_d \dot{e}_z, 0, \omega_{\max}), \quad (61)$$

где $e_z = z_{\text{ref}} - z$, а $z_{\text{ref}} = 50\,000$, м – целевая высота.

Все перечисленные соотношения складываются в единую математическую модель поступательного движения, в которой аппарат рассматривается как материальная точка массой m , на которую действуют перечисленные силы. Динамика вращения вокруг центра масс исключена из рассмотрения.

4.4.3. Общая система дифференциальных уравнений

На основании описанных выше соотношений общая система ОДУ, описывающих движение МРЛА по трём пространственным координатам, а также интеграцию ошибки PID-регулятора, имеет следующий вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV_x}{dt} = -\frac{1}{m} \cdot C_x \cdot \frac{\rho(Z)}{2} \cdot S \cdot V_{rel_x}^2 \cdot \text{sign}(V_{rel_x}) \\ \frac{dV_y}{dt} = -\frac{1}{m} \cdot C_y \cdot \frac{\rho(Z)}{2} \cdot S \cdot V_{rel_y}^2 \cdot \text{sign}(V_{rel_y}) \\ \frac{dV_z}{dt} = \frac{-C_z \cdot \frac{\rho(Z)}{2} \cdot S \cdot V_{rel_z}^2 \cdot \text{sign}(V_{rel_z}) - mg(Z) + F_{thrust}}{m} \\ \frac{dX}{dt} = V_x \\ \frac{dY}{dt} = V_y \\ \frac{dZ}{dt} = V_z \\ \frac{de_I}{dt} = Z_{ref} - Z \end{array} \right. \quad (62)$$

где:

- V_x, V_y, V_z – компоненты скорости аппарата;
- X, Y, Z – координаты аппарата;
- m – масса аппарата;

- g – ускорение свободного падения на высоте Z : $g(Z) = g_0 \cdot \frac{R_0^2}{(R_0+Z)^2}$;
- ρ – плотность среды, зависящая от высоты Z , интерполированная из данных VIRА;
- S – характерная площадь аппарата;
- C_x, C_y, C_z – аэродинамические коэффициенты сопротивления;
- F_{thrust} – сила тяги двигателей;
- $V_{rel_x}, V_{rel_y}, V_{rel_z}$ – относительные скорости аппарата относительно ветра:

$$\begin{aligned} V_{rel_x} &= V_x - V_{wind_x} \\ V_{rel_y} &= V_y - V_{wind_y}; \\ V_{rel_z} &= V_z - V_{wind_z} \end{aligned}$$
- e_I – интеграл ошибки по высоте (накопленное отклонение);
- Z_{ref} – требуемая высота (50 000 м);
- Z – текущая высота.

Система уравнений описывает взаимодействие аппарата с атмосферой Венеры, включая все значимые воздействия: гравитацию, аэродинамические силы и ветровые возмущения. Управление высотой осуществляется через регулируемую тягу F_{thrust} , которая компенсирует отклонения от целевой высоты.

Таким образом, итоговая задача стабилизации по высоте сводится к тому, чтобы при заданном Z_{ref} «выстроить» такую зависимость тяги, которая обеспечит малую ошибку $e(t) = Z_{ref} - Z(t)$ при наличии горизонтальных, вертикальных и боковых ветровых возмущений.

4.4.4. Автоматизация подбора коэффициентов с помощью численных методов

Регулятор по высоте z реализуется в виде PID-закона:

$$u(t) = K_p (z_{\text{ref}} - z) + K_i \int_0^t (z_{\text{ref}} - z(\tau)) d\tau + K_d (-\dot{z}) \quad (63)$$

Данный выход $u(t)$ трактуется как требуемая угловая скорость ω . Если u выходит за пределы $[0, \omega_{\text{max}}]$, то берётся $\omega = \omega_{\text{max}}$ (или $\omega = 0$). Этот PID-регулятор имеет три настраиваемых параметра: K_p , K_i , K_d . Численные эксперименты показывают, что вручную подобрать их довольно сложно, поэтому мы применяем алгоритм автоматической оптимизации.

В частности, в программе реализована функция `simulate_and_cost`, которая:

- Запускает решение ОДУ на заданном промежутке времени.
- Подсчитывает интеграл $J(K_p, K_i, K_d) = \int_0^T [z(t) - z_{\text{ref}}]^2 dt$.
- Возвращает значение J .

Задача минимизации J по (K_p, K_i, K_d) решается автоматически [63].

4.4.5. Численная реализация и метод решения

Вся реализация представлена на языке Python с использованием стандартного пакета NumPy для векторных операций, SciPy для численной оптимизации и решения ОДУ, а также Matplotlib для визуализации.

Решение дифференциальных уравнений выполняется функцией `solve_ivp` из `scipy.integrate`, которая адаптивно подбирает шаг интегрирования.

Оптимизация PID-коэффициентов сводится к вызову `differential_evolution` из `scipy.optimize`, где указываются:

- целевая функция `simulate_and_cost`,
- границы для K_p, K_i, K_d (в частности, $(0.5, 10) \times (0.005, 1) \times (0, 5)$),
- начальное приближение $\times 0$ и пр.

В ходе каждой итерации эволюционного алгоритма `simulate_and_cost` вызывает ОДУ-модель, интегрирует её и возвращает «стоимость» J . Алгоритм перебирает наборы (K_p, K_i, K_d) в поисках минимума J .

4.4.6. Практическая реализация решения в Python

Программа реализована в среде Python, используя стандартные пакеты NumPy (для векторных операций), SciPy (для решения систем ОДУ и проведения оптимизации) и Matplotlib (для построения графиков).

В коде последовательно задаются исходные данные и таблицы атмосферных параметров, из которых строятся сплайны плотности и ветра по высоте.

Затем генерируются случайные возмущения, и определяется функция `drone_ode_pid`, описывающая правые части системы дифференциальных уравнений: в ней рассчитываются силы сопротивления, сила тяжести, тяга, а также обновляется интеграл ошибки PID-регулятора.

После этого функция `simulate_and_cost` многократно вызывается из оптимизатора `differential_evolution`, который перебирает различные комбинации (K_p, K_i, K_d) в заданных пределах и выбирает те, что

минимизируют интеграл квадрата отклонения $z(t)$ от целевого значения 50 000, м.

По завершении работы оптимизатора проводится итоговой «прогон» (уже с найденными коэффициентами PID), и выводятся результаты в виде координат (x, y, z) , скоростей (V_x, V_y, V_z) и графиков временных зависимостей.

4.4.7. Обоснование допустимого диапазона высоты

Оптимальным эшеломом для МРЛА в атмосфере Венеры, как неоднократно было сказано выше, считается высота порядка 50 км над поверхностью, поскольку на этом уровне сохраняются сравнительно приемлемые условия по давлению и температуре. Небольшие изменения высоты могут не критично влиять на безопасность и эффективность полёта, однако отклонения свыше $\pm 300\text{--}500$ м вниз или вверх уже приводят к существенным негативным последствиям.

При подъёме на более чем 500 м выше 50 км резко ухудшается видимость планетной поверхности, что затрудняет ведение фото-, видеосъёмки и полноценный отбор проб для анализа, поскольку оптическая непрозрачность облачного слоя нарастает. Напротив, при спуске более чем на 500 м ниже 50 км существенно возрастают плотность и температура, ставя под угрозу рабочие характеристики силовой установки и бортовой электроники, а также перегружая систему охлаждения научной аппаратуры (Таблица 1).

Стабилизация МРЛА в относительно узком коридоре высот (например, ± 50 м от оптимальной точки) позволяет обеспечить надёжную съёмку поверхности и проведение измерений химического состава атмосферы без экстремальных нагрузок на конструкцию аппарата. Если выясняется, что удержание столь ограниченного диапазона высоты невозможно в силу сильных ветровых возмущений или недостаточных тяговых характеристик, допустимо рассматривать расширенный коридор (до ± 100 м), но при этом

потребуется специально адаптированная для атмосферных условий научная аппаратура, устойчивая к колебаниям параметров атмосферы, По мере дальнейшего увеличения отклонения ситуация становится критической: ухудшается обзор поверхности и усиливаются влияния экстремальных температур и давлений.

Таким образом, при проектировании МРЛА для высотной миссии на Венере важнейшим требованием становится удержание заданного диапазона ± 50 метров вокруг 50 км. При невозможности обеспечить подобную точность следует усовершенствовать силовую установку аппарата, пересмотреть расположение приборов или использовать камеры, рассчитанные на работу в условиях меньшего уровня освещённости и повышенной облачности, а также предусмотреть термозащиту узлов при значительных спусках ниже 50 км.

4.4.8. Начальные условия

Таблица 19 – Исходные данные для стабилизации МРЛА по высоте.

Начальные условия	
Высота, м:	50 300
Колебание высоты , м	50
Колебания горизонтального ветра , м/с	3
Колебания вертикального ветра , м/с	0.3
Колебания бокового ветра , м/с	0.3
Время моделирования (время эксперимента, с	

t	20
---	----

Теоретические обоснования настроек ПИД-регулятора

Метод дифференциальной эволюции требует задания области поиска для каждого параметра и начальной оценки. В программе вектор начальных коэффициентов (K_p, K_i, K_d) равен приблизительно (1.0, 0.05, 2.0). Это сделано на основе предварительных тестовых расчётов, чтобы избежать излишне больших начальных перепадов.

Верхние и нижние границы диапазона задаются с учётом типичных значений, используемых при классических настройках PID-регуляторов для систем подобной размерности: K_p лежит в пределах от 0.5 до 10, K_i – от 0.005 до 1, а K_d – от 0 до 5. Такой выбор гарантирует, что искомые коэффициенты не станут слишком большими (что приводило бы к сильным колебаниям и перенапряжению приводов) и не будут слишком малыми (что приводило бы к затянутому переходному процессу и накоплению ошибки) [49].

4.4.9. Результаты численного интегрирования

По результатам отработки программы были получены следующие значения оптимальных коэффициентов ПИД-регулятора при заданных условиях:

$$K_p = 7.839, K_i = 0.006, K_d = 2.251.$$

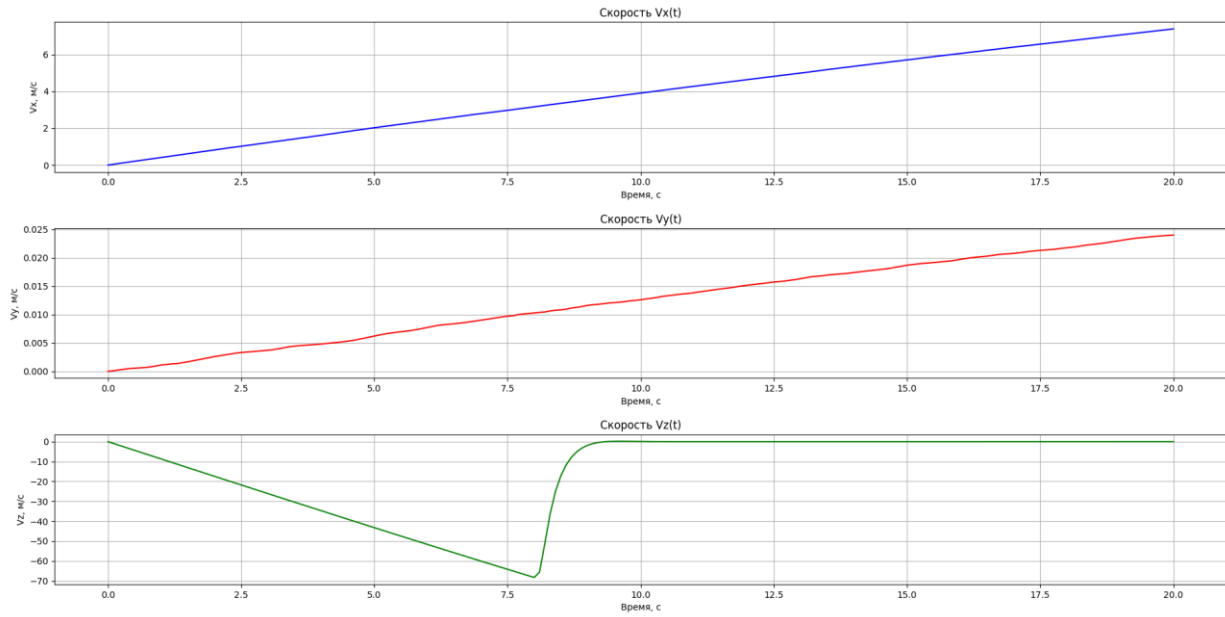


Рисунок 33 – Линейные скорости V_x , V_y , V_z как функции времени.

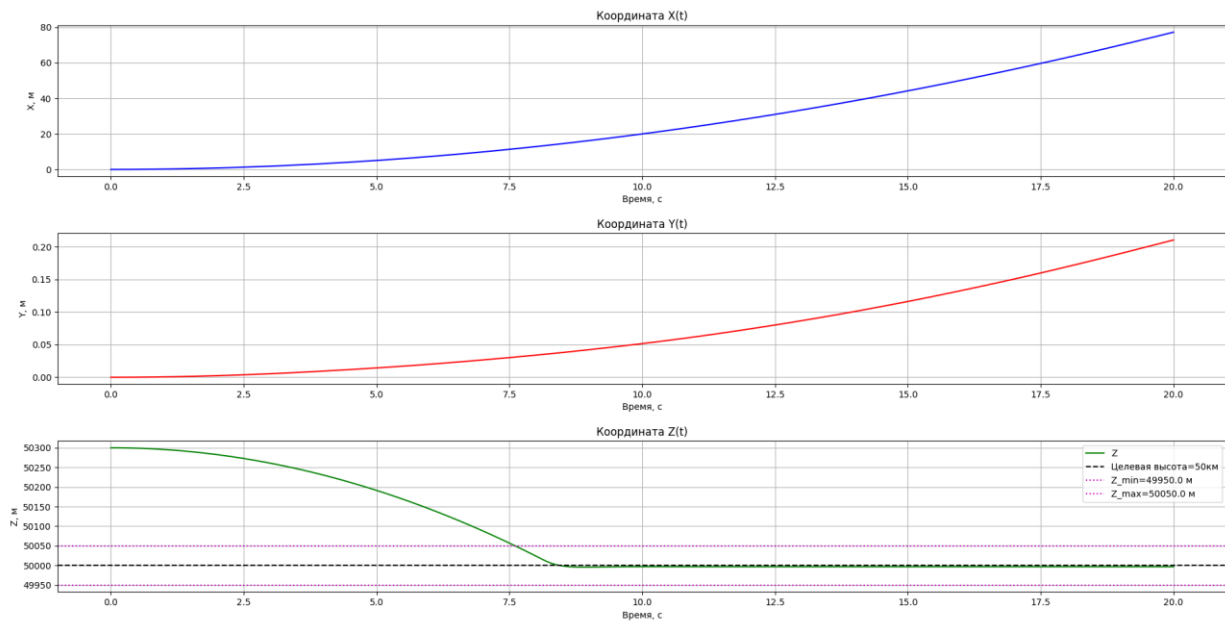


Рисунок 34 –Координаты X , Y , Z как функции времени.

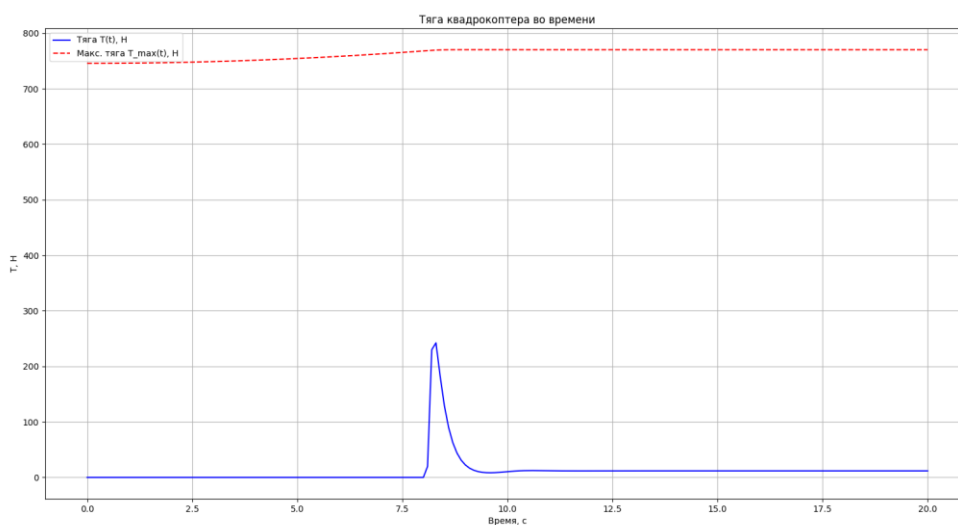


Рисунок 35 – Тяга двигателей МРЛА как функции времени.

4.4.10. Выводы

Анализ результатов численного моделирования показывает, что использование оптимизированного PID-регулятора обеспечивает эффективное управление высотой полёта многороторного летательного аппарата в условиях атмосферы Венеры. Найденные коэффициенты регулятора приводят к снижению интегральной квадратичной ошибки высоты, что подтверждается достигнутым значением функционала стоимости $J = 399174.390595$.

Динамика изменения высоты демонстрирует начальное снижение летательного аппарата с исходного уровня $z = 50300$ м, за которым следует стабилизация на уровне $z \approx 49998.04$ м. Окончательная высота остаётся в пределах допустимого коридора ($49950 \leq z \leq 50050$ м), что свидетельствует о корректности работы системы управления. При этом вертикальная скорость (V_z) после начального снижения стремится к нулю, что указывает на эффективное подавление колебаний.

Горизонтальная динамика полёта характеризуется значительным смещением по оси X , где конечная координата составляет $X=76.76$ м. Вектор горизонтального перемещения объясняется наличием ветровых возмущений, что также подтверждается увеличением горизонтальной скорости V_x до 7.382 м/с. Боковое отклонение вдоль оси Y остаётся незначительным ($Y=0.25$ м), что указывает на относительно слабое влияние поперечного ветра.

Анализ графика тяги (Рисунок 35) показывает, что в начальный момент времени управляющий сигнал отсутствует, затем наблюдается резкий скачок тяги, компенсирующий потерю высоты, и последующая стабилизация тяги на уровне, обеспечивающем удержание аппарата на заданной высоте. Максимальное значение тяги (около 240 Н) кратковременно превышает среднюю рабочую нагрузку, что обусловлено необходимостью быстрого выравнивания траектории после первичного снижения аппарата. В дальнейшем, тяга удерживается на стабильном уровне, значительно ниже максимальной возможной (порядка 750 Н), что говорит о запасе по мощности и отсутствии перегрузки двигателей.

С практической точки зрения данный результат подтверждает возможность точного удержания высоты при заданной структуре ПИД-регулятора и оптимизированных по функционалу коэффициентов (K_p, K_i, K_d). Вследствие этого в дальнейшем модель будет расширена путем добавления управления углами аппарата для компенсации бокового ветра и уточняя аэродинамических характеристик в режиме висения. Кроме того, при необходимости более плавного переходного процесса или меньшей перегрузки двигателей может быть целесообразным дополнительный регулярный пересмотр ПИД-коэффициентов при изменении условий полёта (существенная смена профиля ветра, скачок плотности атмосферы и т. д.).

5. Стохастический процесс порывов ветра облачного слоя Венеры

4.5.1. Анализ существующих моделей ветровых полей в атмосферах планет

Исследование ветровых полей в атмосфере Венеры представляет собой сложную задачу, в значительной мере обусловленную экстремальными условиями планеты (высокая температура и давление у поверхности, мощные облачные слои, нетривиальные химические процессы в верхних слоях). На высотах порядка 40–60 км, которые зачастую называют «обитаемой зоной» Венеры из-за более умеренных термодинамических условий (Таблица 1), ветровые поля формируются под влиянием глобальной циркуляции, волновых явлений и локальных турбулентных возмущений. Именно в этих условиях предполагается эксплуатация МРЛА с целью ведения длительных наблюдений, метеорологических измерений и т.д.

Традиционно для описания турбулентных и стохастически возмущённых ветровых полей в задачах аэрокосмической динамики рассматривается ряд моделей, каждая из которых имеет определённые преимущества и ограничения. Некоторые известные подходы:

- Простые эмпирические модели (например, линейная аппроксимация профилей скорости ветра или таблицы с заданными точечными замерами). Такие модели удобны и просты для первых оценок, но не учитывают стохастической природы и корреляционных свойств ветра.

- Спектральные модели (Каймала, фон Кармана), которые используют аппроксимацию спектра турбулентности, приспособленного к определённым высотам и условиям. Зачастую применяются в авиации для описания турбулентности в тропосфере Земли. Однако их непосредственная адаптация к Венере требует дополнительной информации о спектрах возмущений и локальных параметрах среды, которая не всегда доступна.

– Процессы Маркова, среди которых выделяется модель Орнштейна–Уленбека, позволяющая с помощью малочисленных параметров (корреляционная длина или время, дисперсия, стационарное среднее и т.д.) описывать стохастическое поведение ветра как при больших, так и при малых масштабах.

Практика моделирования атмосфер внеземных планет (включая Венеру) показывает, что важным аспектом является учёт корреляции возмущений вдоль траектории или по вертикальному профилю. В случае Венеры особый интерес вызывают стохастические порывы внутри облачного слоя. Именно поэтому среди множества моделей ветра в данной диссертационной работе выбран подход, основанный на модели Орнштейна–Уленбека (О–У), обеспечивающий воспроизведение реалистичной корреляционной структуры порывов и позволяющий корректно варьировать их масштаб за счёт регулирования корреляционной длины [64].

4.5.2. Выбор модели Орнштейна–Уленбека и её особенности в контексте Венеры

При моделировании ветровых возмущений необходимо учесть следующие аспекты:

– *Стационарность и гауссовость.* Предполагается, что локальные порывы имеют (при фиксированных средней скорости и высоте) стационарные статистические свойства, а распределение отклонений от среднего близко к нормальному. Процесс Орнштейна–Уленбека удовлетворяет этим свойствам в пределе долгого времени.

– *Наличие конечной корреляционной длины (или времени).* Для реальных ветровых возмущений важно наличие затухания корреляции с ростом расстояния (или с течением времени). Модель О–У естественным образом

вводит экспоненциальное затухание автокорреляционной функции, что хорошо согласуется с эмпирическими данными о турбулентных порывах.

– *Простота параметризации.* В коде приложения Модель ветра Венеры параметрами для генерации возмущения являются: L – корреляционная длина, определяющая степень «запоминания» процесса; σ – стационарное стандартное отклонение (связанное с интенсивностью порывов); начальное значение процесса x_0 .

– *Удобство численной реализации и малое число параметров.* Модель О–У легко интегрируется методом Эйлера–Маруямы или другими стохастическими схемами. В программе реализован пример дискретной реализации стохастического дифференциального уравнения по вертикальному направлению (с шагом d_{alt}), что позволяет наложить «шум» на базовый профиль ветра, интерполированный сплайнами на высотах от 40 до 60 км.

С точки зрения анализа устойчивости МРЛА, данный подход даёт возможность оценить, как стохастические порывы различной интенсивности повлияют на поведение летательного аппарата, испытывающего сложную аэродинамику в вязкой и плотной атмосфере Венеры. Помимо того, в отличие от более узконаправленных моделей (скажем, ограниченных лишь фиксированной турбулентной интенсивностью), процесс Орнштейна–Уленбека легко настраивается под различный уровень возмущённости, что особо ценно при теоретическом исследовании ещё малоизученных атмосферных условий Венеры [65].

4.5.4. Исходные данные для процесса Орнштейна–Уленбека и их обоснование

Практическое моделирование ветра в атмосферах внеземных тел требует согласованного выбора параметров, определяющих интенсивность порывов и масштаб пространственных корреляций. В настоящей работе для описания

стохастических возмущений используется процесс Орнштейна–Уленбека с выбранными значениями стационарного стандартного отклонения σ и корреляционной длины L . Коэффициенты $\delta_{V_x} = 1.3$, $\delta_{V_y} = 0.6$ и $\delta_{V_z} = 0.4$, применяемые в коде для горизонтальной, боковой и вертикальной составляющих скорости, согласуются с замерами миссий «Pioneer Venus» и «Venus Express» на высотах 40–60 км [66], [67]. Анализ радиолокации и зондирования облачного слоя показывает, что флуктуации горизонтальной компоненты достигают наибольшей амплитуды, вертикальная компонента слабее, а боковая занимает промежуточную величину.

Выбранная корреляционная длина $L = 1000$ м отражает характерный масштаб турбулентных возмущений, которые формируются под влиянием глобальной циркуляции и локальных волновых процессов в облаках. Типичные размеры наиболее энергонасыщенных вихрей и возмущений в этом диапазоне высот, судя по результатам экспериментов «Venera 12» и численных расчётов глобальной циркуляции, могут достигать нескольких сотен метров или даже километров, поскольку градиенты плотности и температуры создают условия для достаточно крупных турбулентных ячеек. В терминах экспоненциально затухающей автокорреляционной функции, используемой в процессе О–У, выбор порядка тысячи метров обеспечивает разумный уровень «сцепления» между соседними точками по высоте, при котором флуктуации плавно переходят одна в другую и не теряют стационарность в рассматриваемом вертикальном промежутке [68].

Набор значений δ_{V_x} , δ_{V_y} , δ_{V_z} и L согласуется с данными о среднем уровне неустойчивости и турбулентной пульсации скорости в облачном слое Венеры. Их использование в численной схеме модели Орнштейна–Уленбека даёт приближённую, но согласованную с эмпирическими наблюдениями картину случайных порывов, которую возможно корректировать при

появлении новых экспериментальных сведений о полевых скоростях ветра в атмосфере планеты.

4.5.3. Математическая постановка модели Орнштейна–Уленбека и её численная реализация

В рассматриваемом подходе система уравнений движения МРЛА решается во временной области с учётом вещественной динамики и моделирования возмущений, задаваемых случайными порывами ветра. Процесс расчёта осуществляется интегрированием системы обыкновенных дифференциальных уравнений во временном промежутке $t \in [0, T_{\text{SIM}}]$ при помощи численных методов высокого порядка (например, `solve_ivp` с адаптивным шагом). Основой служит вектор состояния $X = (V_x, V_y, V_z, x, y, z, \phi, \theta, \psi, \omega_x, \omega_y, \omega_z, i_z, i_\phi, i_\theta, i_\psi)^T$, в котором последние четыре компоненты отведены под интеграторы регуляторов (накопленные ошибки по высоте и углам ориентации).

Для корректного описания влияния ветра вводится суперпозиция средней составляющей и флуктуирующих порывов, сгенерированных по модели Орнштейна–Уленбека (OU-процесс). Полученные реализации $OU(t)$ интерполируются сплайном по сетке $\{t_i\}$, что даёт функцию порыва $W(t)$. Суммирование с табличными (по высоте) значениями ветровой скорости создаёт финальную временную модель ветра, влияющего на МРЛА: $V_{w,x}(t, z) = V_{\text{base},x}(z) + W_x(t)$, $V_{w,y}(t, z) = V_{\text{base},y}(z) + W_y(t)$, $V_{w,z}(t, z) = V_{\text{base},z}(z) + W_z(t)$ [65].

4.5.5. Визуализация профилей ветра с учётом стохастических возмущений

На рисунке 36 представлена форма моделирования ветра, в которой высота рассматривается как функция времени, а стохастический процесс

отражает порывы ветра в динамике. Синие кривые задают базовые скорости, а красные показывают результат наложения порывов, корреляция контролируется временной постоянной τ . Горизонтальная компонента имеет наиболее выраженный тренд, а боковая и вертикальная демонстрируют более слабую зависимость от высоты, но могут давать кратковременные скачки и изменения направления ветра.

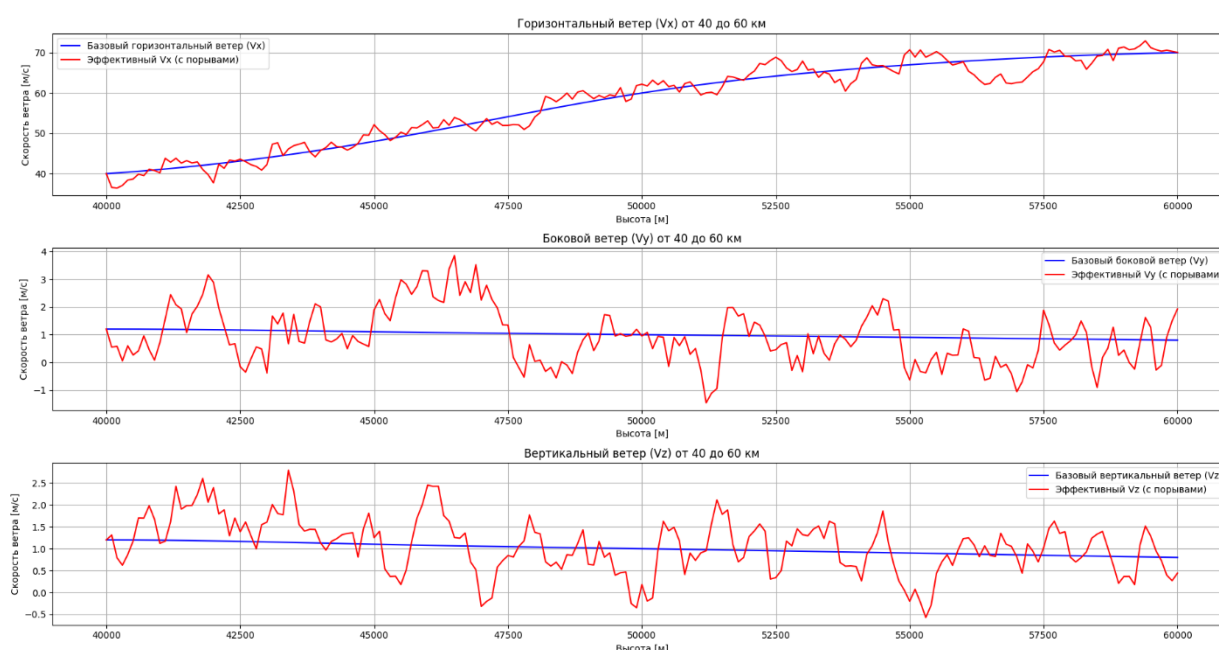


Рисунок 36 – Профили компонент ветра (горизонтальной V_x , боковой V_y и вертикальной V_z) на высотах 40–60 км с наложением стохастических возмущений (процесс Орнштейна–Уленбека).

4.5.6. Выводы

Профили компонент ветра (горизонтальной V_x , боковой V_y и вертикальной V_z) на высотах 40–60 км с наложением стохастических возмущений, моделируемых случайным стохастическим процессом Орнштейна–Уленбека, позволяют близко приблизить модель ветра к реальным условиям. Горизонтальная компонента в этом диапазоне высот обычно значительно преобладает, однако боковые и вертикальные, несмотря

на более низкие средние значения, могут генерировать кратковременные скачки, существенно влияющие на аэродинамические нагрузки. Представление всех переменных как функций времени обеспечивает естественное и удобное включение возмущений в численную схему, что облегчает разработку алгоритмов управления и анализ устойчивости МРЛА при полёте в облачном слое Венеры.

6. Оптимизация углов ориентации и высоты мультироторного летательного аппарата в атмосфере Венеры

4.6.1. Постановка задачи и цели исследования

В настоящем подразделе рассматривается полная математическая модель МРЛА, выполняющего полёт на больших высотах, где плотность атмосферы $\rho(z)$ и ускорение свободного падения $g(z)$ меняются с высотой z , а также присутствуют внешние возмущения в виде ветровых полей и порывов.

Цель: На основе математической модели обеспечить стабилизацию устройства по высоте и углам.

Состояние включает в себя линейные скорости (V_x, V_y, V_z) , координаты (x, y, z) и углы ориентации (ϕ, θ, ψ) , а также угловые скорости $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$.

Управление осуществляется через суммарную тягу T и управляющие моменты (M_x, M_y, M_z) , которые формируются с помощью четырёх винтов и зависят от частот вращения каждого из них.

Цель управления: Минимизировать отклонение МРЛА от заданной высоты z_{ref} и требуемых углов $\phi_{\text{ref}}, \theta_{\text{ref}}, \psi_{\text{ref}}$, а также компенсировать внешние возмущения за счёт корректного выбора управляющих воздействий.

4.6.2. Общая система ДУ, численная реализация и методы решения

Общая модель движения мультироторного летательного аппарата строится на совмещении двух групп уравнений, которые ранее были выписаны отдельно в виде (54) и (62). В основе модели лежит учет двух систем координат: инерциальной (земной) системы, в которой задаются пространственное положение аппарата (x, y, z) , и связанной (бортовой) системы, в которой определяются линейные скорости $V^{(b)} = [V_x, V_y, V_z]^T$ и угловые скорости $\omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$. Углы Эйлера (ϕ, θ, ψ) задают повороты между этими системами через последовательность $Z - Y - X$, что порождает матрицу поворота $R_{b \rightarrow i} = R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi)$, реализующую преобразование вектора, заданного в связанной системе, в инерциальную.

4.6.2.1. Построение матрицы поворота

Для построения матрицы поворота введем три элементарных матрицы вращения вокруг оси Z на угол ψ (64), вокруг оси Y на угол θ (65), вокруг оси X на угол ϕ (66):

$$R_z(\psi) = \begin{pmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (64)$$

$$R_y(\theta) = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix}. \quad (65)$$

$$R_x(\phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix}. \quad (66)$$

Согласно принятому порядку, полный поворот (от «тела» к «инерциальной» системе) задаётся произведением $R_{b \rightarrow i} = R_z(\psi)R_y(\theta)R_x(\phi)$.

Если последовательно умножить указанные выше элементарные матрицы, получим явную форму:

$$R_{b \rightarrow i} = \begin{pmatrix} \cos\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{pmatrix}. \quad (67)$$

Данная трёхмерная ортогональная матрица $R_{b \rightarrow i}$ преобразует вектор, записанный в подвижной (body) системе координат аппарата, в вектор той же физической величины в инерциальной (inertial) системе. Обратное преобразование (из инерциальной системы в подвижную) даёт транспонированная матрица $R_{i \rightarrow b} = R_{b \rightarrow i}^T$.

4.6.2.2. Использование матрицы поворота при учёте ветра и силы тяжести

В рассмотренной задаче скорость ветра задаётся функцией высоты и исходно трактуется как вектор $V_{\text{wind}}^{(i)} = [V_{w_x}^{(i)}, V_{w_y}^{(i)}, V_{w_z}^{(i)}]^T$ в инерциальной системе координат (ИСК). Однако для определения относительной воздушной скорости аппарата требуется перейти к «body»-осям: $V_{\text{wind}}^{(b)} = R_{i \rightarrow b} V_{\text{wind}}^{(i)}$.

Реализуем это умножением вектора ветра на транспонированную матрицу $R_{b \rightarrow i}$. После этого можно сформировать «относительную» скорость аппарата: $V_{\text{rel}}^{(b)} = V^{(b)} - V_{\text{wind}}^{(b)}$, где $V^{(b)}$ – вектор линейной скорости аппарата в его собственной системе координат. Именно V_{rel} входит в расчёты аэродинамических сил и моментов.

Аналогичным образом, гравитационное ускорение g определяется как функция высоты z в инерциальной системе. Однако сила тяжести действует вдоль вертикальной оси инерциальной системы, а для включения её в динамику поступательного движения необходимо учитывать её проекцию на оси связанной системы. В моделях, подобных представленному, учтено, что

компонент гравитации в уравнениях для изменения линейной скорости в связанной системе появляется посредством соответствующих тригонометрических проекций (через $\sin \theta$ и $\cos \theta \sin \phi$).

4.6.2.3. Преобразование координат аппарата

Линейные координаты аппарата (x, y, z) задаются в инерциальной системе. Скорости, заданные в связанной системе, преобразуются в инерциальную посредством матрицы поворота:

$$\begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{pmatrix} = R_{b \rightarrow i} \begin{pmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{pmatrix}. \quad (68)$$

Таким образом, динамика координат напрямую зависит от точности вычисления матрицы $R_{b \rightarrow i}$ и состояния аппарата в связанной системе.

4.6.2.4. Динамика вращательного движения и вычисление угловых скоростей

Углы (ϕ, θ, ψ) эволюционируют согласно кинематическим соотношениям, связывающим их с угловыми скоростями:

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= \omega_x + (\omega_y \sin \phi + \omega_z \cos \phi) \tan \theta, \\ \dot{\theta} &= \omega_y \cos \phi - \omega_z \sin \phi, \\ \dot{\psi} &= \frac{\omega_y \sin \phi + \omega_z \cos \phi}{\cos \theta}. \end{aligned} \quad (69)$$

Эти соотношения вытекают из геометрии последовательности поворотов $Z - Y - X$. В случае вычислений динамики вращения аппарата используются также уравнения Эйлера $J \dot{\omega} = M_{\text{сум}} - \omega \times (J \omega)$,

где J – тензор инерции аппарата, а $M_{\text{сум}}$ включает управляющие моменты, аэродинамические моменты и моменты, возникающие в результате распределения сил от винтов.

В данной модели преобразований дополнительных матриц для вычисления угловых скоростей, кроме матрицы поворота, не применяется, поскольку угловые скорости измеряются непосредственно в связанной системе и через кинематическую связь вычисляются соответствующие временные производные углов.

4.6.2.5. Общая математическая модель

Объединение вращательной и поступательной подсистем даёт итоговую модель:

$$\begin{aligned}
 \frac{dV_x}{dt} &= \frac{1}{m} [F_{\text{drag},x} + mg(z)\sin\theta] - (\omega_z V_y - \omega_y V_z), \\
 \frac{dV_y}{dt} &= \frac{1}{m} [F_{\text{drag},y} - mg(z)\cos\theta\sin\phi] - (\omega_x V_z - \omega_z V_x), \\
 \frac{dV_z}{dt} &= \frac{1}{m} [F_{\text{drag},z} + T - mg(z)\cos\theta\cos\phi] - (\omega_y V_x - \omega_x V_y), \\
 \dot{x} &= V_x \cdot \cos\theta \cdot \cos\psi + V_y \cdot (\sin\phi \cdot \sin\theta \cdot \cos\psi - \cos\phi \cdot \sin\psi) + V_z \cdot (\cos\phi \cdot \sin\theta \cdot \cos\psi + \sin\phi \cdot \sin\psi) \\
 \dot{y} &= V_x \cdot \cos\theta \cdot \sin\psi + V_y \cdot (\sin\phi \cdot \sin\theta \cdot \sin\psi + \cos\phi \cdot \cos\psi) + V_z \cdot (\cos\phi \cdot \sin\theta \cdot \sin\psi - \sin\phi \cdot \cos\psi) \\
 \dot{z} &= V_x \cdot (-\sin\theta) + V_y \cdot (\sin\phi \cdot \cos\theta) + V_z \cdot (\cos\phi \cdot \cos\theta) \\
 \dot{\phi} &= \omega_x + \omega_y \sin\varphi \tan\theta + \omega_z \cos\varphi \tan\theta, \\
 \dot{\theta} &= \omega_y \cos\varphi - \omega_z \sin\varphi, \\
 \dot{\psi} &= \omega_y \sin\varphi \sec\theta + \omega_z \cos\varphi \sec\theta, \\
 \dot{\omega}_x &= \frac{(J_y - J_z) \omega_y \omega_z + M_x + M_{dx}}{J_x}, \\
 \dot{\omega}_y &= \frac{(J_z - J_x) \omega_z \omega_x + M_y + M_{dy}}{J_y}, \\
 \dot{\omega}_z &= \frac{(J_x - J_y) \omega_x \omega_y + M_z + M_{dz}}{J_z}.
 \end{aligned} \tag{70}$$

Здесь:

$$-F_{\text{drag}} = -\frac{1}{2} \rho S (C_x \|V_{\text{rel}}\| V_{\text{rel},x} + C_y \|V_{\text{rel}}\| V_{\text{rel},y} + C_z \|V_{\text{rel}}\| V_{\text{rel},z}) - \text{силы сопротивления},$$

– (M_x, M_y, M_z) складываются из управляющих моментов, генерируемых винтами,

– (M_{dx}, M_{dy}, M_{dz}) – аэродинамические моментные сопротивления:

$$M_{dx} = -\frac{1}{2}\rho S C_{m_x} \|V_{\text{rel}}\| V_{\text{rel},x}, M_{dy} = -\frac{1}{2}\rho S C_{m_y} \|V_{\text{rel}}\| V_{\text{rel},y}, M_{dz} = -\frac{1}{2}\rho S C_{m_z} \|V_{\text{rel}}\| V_{\text{rel},z}.$$

Численное решение этой (70) системы производится функцией `solve_ivp` (библиотека SciPy в Python) методом Рунге-Кутты 4,5 порядка, в которой пошагово вычисляются правые части, зависящие от высоты и углов, и интегрируется состояние. Так как квадрокоптер управляется четырьмя винтами, суммарная тяга T и моменты (M_x, M_y, M_z) вычисляются через:

$$T = \sum_{i=1}^4 F_i, F_i = k_{\text{eff}} \omega_i^2, M_x = L((F_2 + F_3) - (F_1 + F_4)), \quad (71)$$

$$M_y = L((F_1 + F_2) - (F_3 + F_4)), M_z = k_{\text{yaw}}((F_1 - F_2) + (F_3 - F_4)),$$

где ω_i – угловые скорости винтов в об/с, $k_{\text{eff}} = C_{t,\text{base}} \rho (D_p)^4$ зависит от плотности $\rho(z)$, а L – расстояние от центра масс до винта (`ARM_LEN` в приложении Стабилизация МРЛА по углам и высоте), $F_i = k_{\text{eff}} \omega_i^2, i = 1, 2, 3, 4$ – силы от каждого из четырех винтов. Суммарная тяга будет равна $T = F_1 + F_2 + F_3 + F_4$. Моменты M_x, M_y, M_z вычисляются из геометрии расположения винтов. Момент рыскания M_z дополнительно учитывает знак вращения винтов и задаётся коэффициентом k_{yaw} .

Обратная задача, то есть определение угловых скоростей $\omega_1, \dots, \omega_4$ по требуемым T, M_x, M_y, M_z и текущей плотности ρ , решается через систему линейных уравнений, где неизвестными являются $F_1, \dots, F_4$. После нахождения

F_i они переводятся в $\omega_i = \sqrt{F_i/k_{\text{eff}}}$, а затем ограничиваются физически допустимым пределом ω_{max} (Таблица 16).

Чтобы поддерживать МРЛА в требуемом состоянии $(z_{\text{ref}}, \phi_{\text{ref}}, \theta_{\text{ref}}, \psi_{\text{ref}})$, применяется ПИД-регулятор, который на каждом шаге интеграции рассчитывает требуемые ΔT и $\Delta M_x, \Delta M_y, \Delta M_z$ в зависимости от текущих ошибок: $e_z = z_{\text{ref}} - z, e_\phi = \phi_{\text{ref}} - \phi, e_\theta = \theta_{\text{ref}} - \theta, e_\psi = \psi_{\text{ref}} - \psi$.

Параметры (P, I, D) для каждого канала (z, ϕ, θ, ψ) регулируют, насколько сильно учитывается пропорциональная, интегральная и дифференциальная часть ошибки. В правых частях уравнений затем участвуют $T = mg(z) + \Delta T$ и $M_x = M_x^{\text{nom}} + \Delta M_x$ (и аналогично для M_y, M_z), где «номинальные» величины могут быть равны нулю, а корректировки Δ формируются ПИД-блоком.

Численное решение итоговой системы производится функцией `solve_ivp` из библиотеки *SciPy* (с адаптивным шагом и методом Рунге–Кутты 4,5 порядка), где на каждом временном шаге пересчитывается текущее состояние, плотность, ветер, гравитация и ПИД-управления. Такое пошаговое обновление даёт траектории $(x(t), y(t), z(t))$ и $(\phi(t), \theta(t), \psi(t))$, а также позволяет оценивать качество управления по заданным критериям (например, сумме квадратов ошибок и штрафам за слишком резкие изменения скорости вращения роторов ω_i).

4.6.3. Практическая реализация решения в Python

Реализация всей описанной схемы на языке Python структурирована следующим образом. Сперва загружаются или задаются в виде табличных массивов экспериментальные (или модельные) данные по плотности атмосферы в зависимости от высоты и по ветру, включая его горизонтальную

и вертикальную составляющие. По этим данным строятся сплайны (класс *SplineInterpolator*), чтобы получать $\rho(z)$ и $V_w(z)$ в любой момент времени.

Затем инициализируется сгенерированный случайный процесс Орнштейна–Уленбека, который даёт порывистую составляющую ветра (функции `generate_ou`, `wind_gust_interp_x`, `wind_gust_interp_y`, `wind_gust_interp_z`).

После этого в функцию *quad_ode* передаётся текущее состояние системы и набор PID-параметров для высоты и углов. *quad_ode* вычисляет ошибки $\Delta z, \Delta \phi, \Delta \theta, \Delta \psi$ относительно заданных целей, формирует требуемые T и M_x, M_y, M_z через ПИД-регуляторы, а затем обращается к *rotors_from_controls* и *forces_and_moments_from_omegas*, чтобы учесть физическую реализацию тяги через обороты винтов. Суммарные сила и моменты подставляются в систему дифференциальных уравнений, где уже учтены аэродинамическое сопротивление, гравитация, ветер и прочие нюансы. Численный интегратор *solve_ivp* идёт по времени от 0 до T_{SIM} , получая траекторию $\{V_x(t), x(t), \phi(t) \dots\}$.

Для удобства анализа реализована функция *simulate_and_score2*, которая запускает интеграцию с заданными ПИД-настройками и возвращает «стоимость» управления — сумму квадратов конечных ошибок и дополнительный штраф за слишком резкие изменения оборотов винтов. Этот штраф нужен, чтобы модель не требовала мгновенной перестройки ω_i , физически малореализуемой и вредной для конструкции квадрокоптера. В результате используется *differential_evolution* (метод дифференциальной эволюции), чтобы найти оптимальный набор (P, I, D) по всем каналам.

Наконец, когда оптимизированные коэффициенты получены, их можно подставить снова в *solve_ivp*, получить итоговую траекторию и построить диаграммы: по высоте, углам, скоростям и прочим переменным. Для

наглядности, написаны соответствующие функции построения графиков (*make_plots*), где, помимо основных параметров, выводятся и рассчитанные обороты каждого из четырёх винтов во времени.

4.6.4. Обоснование проведения оптимизации по углам и высоте

Необходимость оптимизировать управление именно по каналу высоты z и по углам ϕ, θ, ψ следует из физической сути движения квадрокоптера. Для сохранения требуемой высоты нужно компенсировать внешние воздействия, особенно сильный или меняющийся ветер. Если ПИД-регулятор по высоте настроен неправильно, возникает либо слишком жёсткая реакция (и тогда тяга начнёт резко колебаться), либо слишком плавная (и тогда квадрокоптер долго восстанавливает заданную высоту). Аналогичная ситуация возникает в угловых каналах, поскольку крен и тангаж непосредственно определяют горизонтальную составляющую движения, а рыскание нужно для корректного удержания курса и борьбы с боковым ветром. Без оптимального подбора коэффициентов в регуляторах устойчивость квадрокоптера может оказаться невысокой, а энергетические затраты – повышенными. С научной точки зрения, согласованная оптимизация по всем этим каналам позволяет учесть межсвязь высоты и углов, поскольку ошибки по тангажу и крену будут приводить к изменениям силы подъёма и, следовательно, высоты, а ошибки по рысканию затруднят удержание заданного курса при больших скоростях ветра.

4.6.5. Исходные данные

Исходные данные, в общем случае, повторяют собой перечисленные ранее в таблицах 16, 18, 19, Таблица 2, в настоящем подразделе все упомянутые данные, кроме, разве что, времени моделирования – оно было принято равным 30 секунд, а также начальных угловых скоростей – они

приняты равными нулю. Остальные начальные условия (за исключением, разве что, атмосферных констант) объединяются.

4.6.6. Результаты численного интегрирования

Таблица 20 –Результаты отработки программы.

Оптимальные значения коэффициентов ПИД-регулятора					
$K_p \phi$	2.109155	$K_i \phi$	0.000296	$K_d \phi$	8.061983
$K_p \theta$	3.461252	$K_i \theta$	3.790891	$K_d \theta$	5.120102
$K_p \psi$	3.334814	$K_i \psi$	3.080923	$K_d \psi$	0.494297
$K_p x$	0.21957	$K_i y$	1.828924	$K_d z$	0.150443
Конечные значения углов, угловых и линейных скоростей, координат					
ϕ , рад	-0.0011	θ , рад	-0.0001	ψ , рад	-0.0011
ω_x , рад/с	0.0015	ω_y , рад/с	0.0001	ω_z , рад/с	0.0007
V_x , м/с	8.538	V_y , м/с	0.892	V_z , м/с	-0.071
X , м	97.359	Y , м	-14.612	Z , м	49999.955

Углы ориентации и угловые скорости

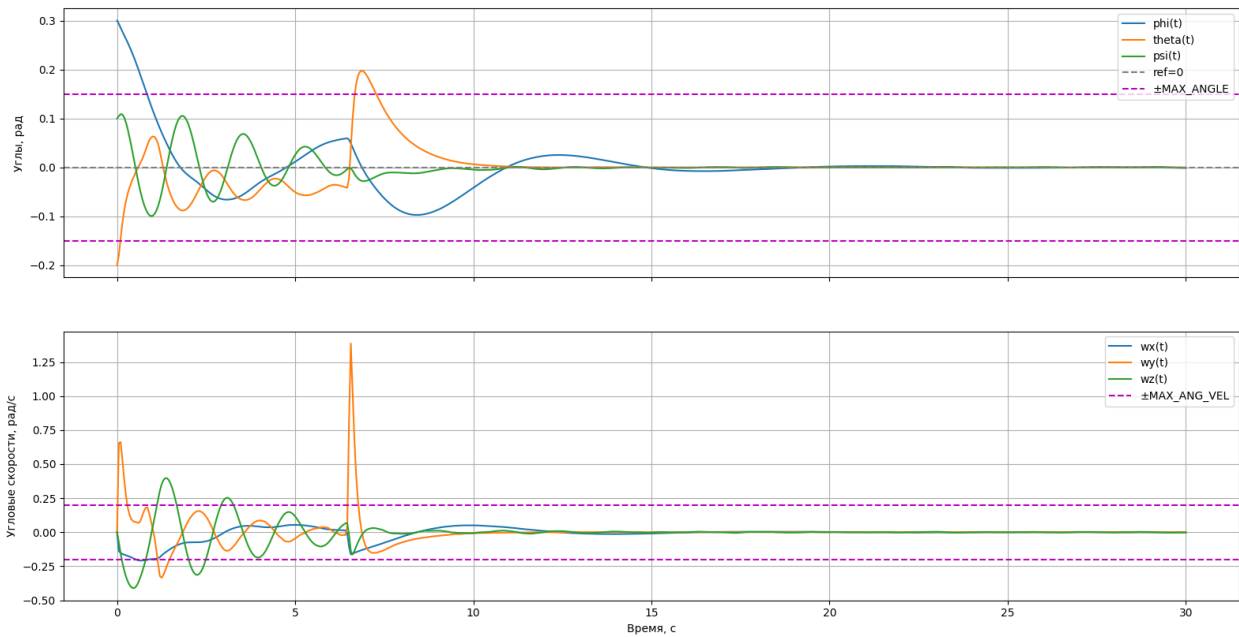


Рисунок 37 – Угловая стабилизация МРЛА.

Линейные скорости (Body frame)

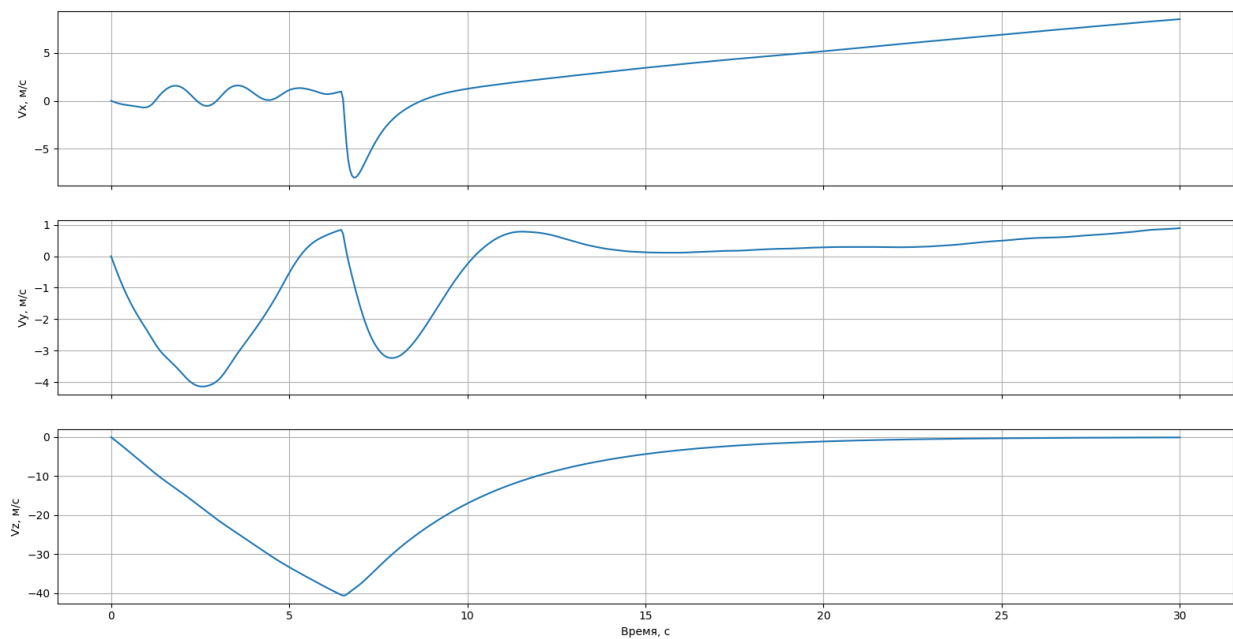


Рисунок 38 – Стабилизация вертикальной составляющей скорости МРЛА.

Линейные координаты (Inertial)

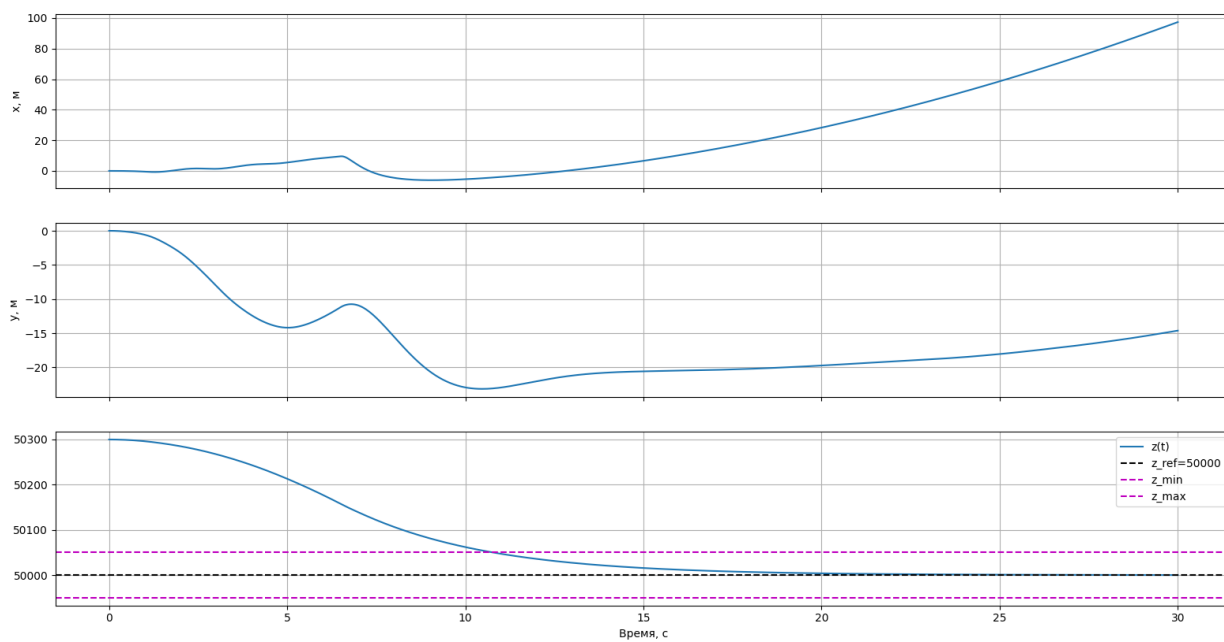


Рисунок 39 – Стабилизация высоты МРЛА.

3D-траектория (t, dist, z)

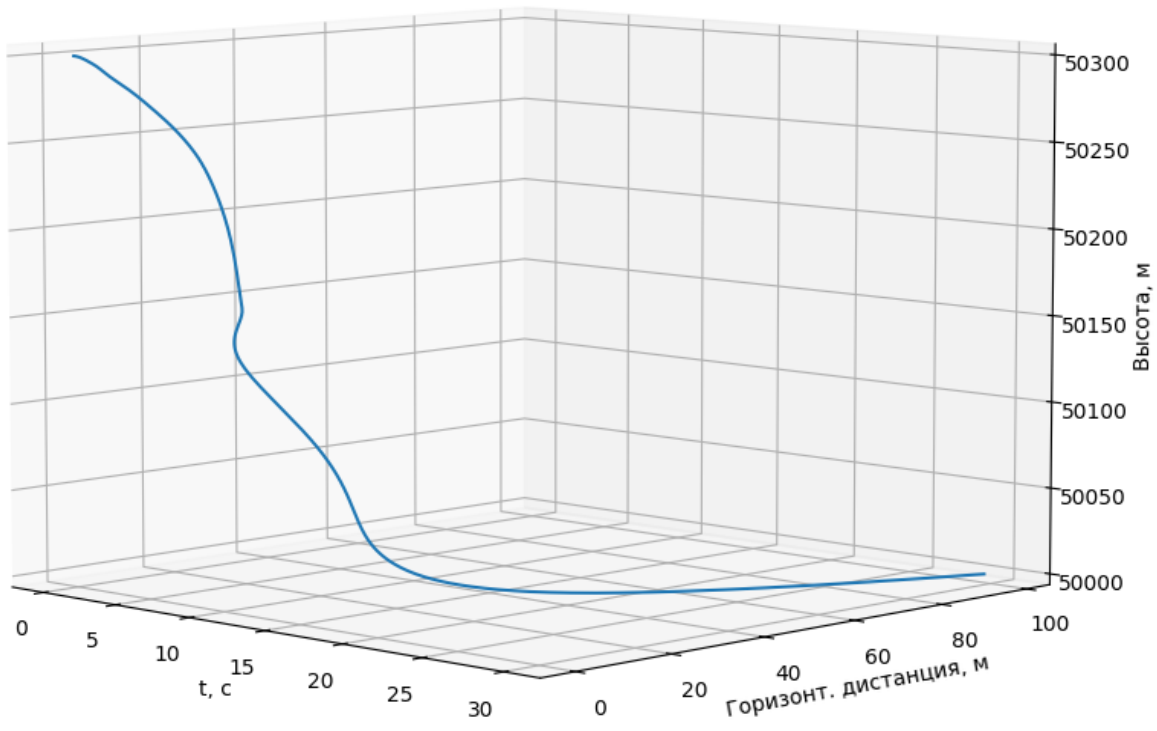


Рисунок 40 – Движение МРЛА в атмосфере Венеры.

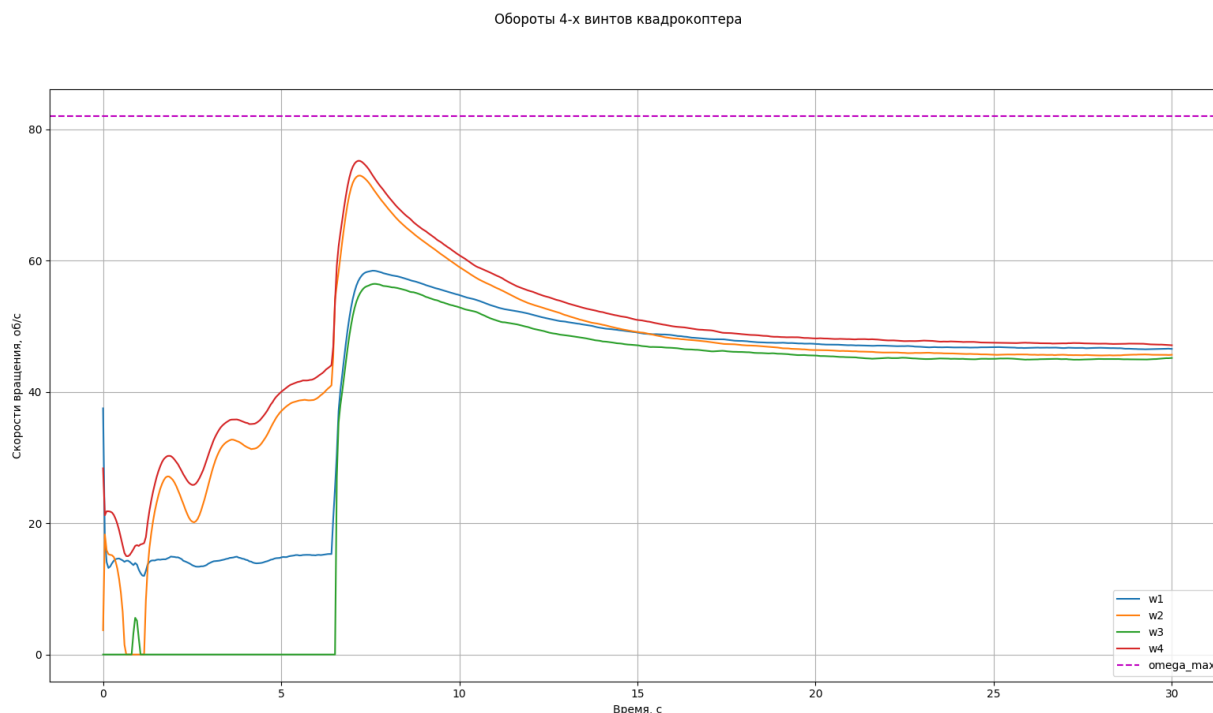


Рисунок 41 – Скорости вращения роторов МРЛА как функции времени.

4.6.7. Выводы

Результаты моделирования показывают, что после 30 с полёта квадрокоптер по вертикали стабилизировался около $z = 49999.96$ м, что практически совпадает с требуемой высотой 50000 м. При этом углы ориентации ϕ, θ, ψ стремятся к нулевым значениям, а угловые скорости $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – к близким к нулю. Таким образом, система достигает достаточно мягкой стабилизации по высоте и ориентации. Тот факт, что конечные линейные скорости вдоль x и y ($V_x \approx 8.5$ м/с, $V_y \approx 0.9$ м/с) остаются ненулевыми, говорит о том, что в горизонтальной плоскости отсутствует жёсткий канал удержания конкретной координаты: ПИД-регуляторы настраиваются на стабилизацию высоты и углов, а координаты x и y не имеют прямого «автопилота», который бы возвращал их к $x = 0, y = 0$.

Анализ графиков показывает, что основное горизонтальное движение идёт в сторону отрицательного y , хотя сильная составляющая ветра в исходном коде по модулю «направлена» вдоль x . Это связано с тем, что аппарат компенсирует большую нагрузку по x -каналу креном (и, частично, тангажем) и уходит боком в минус y , поскольку уравнивание винтами и наклонами вызывает асимметричный перенос тяги. Решение старается удерживать нулевые углы (или близкие к ним), чтобы не «опрокинуть» МРЛА под сильным ветром, и потому потоки вдоль x -направления частично трансформируются в боковой уход по y . С точки зрения баллистики и аэродинамики это объясняется тем, что при наличии только одного контура управления по высоте и углам, да ещё и при нетривиальных начальных ϕ_0, θ_0, ψ_0 , вектор результирующей силы сопротивления и тяги может заворачивать движение аппарата в боковое направление даже при сравнительно слабом «боковом» ветре.

На рисунках, где показаны скорости вращения роторов, видно, что при начале стабилизации некоторые винты быстро выходят на околорекордные значения (≈ 82 об/с), затем обороты снижаются и колеблются уже ниже предела. Это отражает стремление ПИД-регуляторов моментально компенсировать большую разницу между начальным состоянием и целевыми параметрами (прежде всего по высоте), а позже, когда высота близка к требуемой, система выходит на более умеренные обороты. Иногда один из роторов может временно упасть к нулю (как видно на зеленом графике, описывающем w_3), если алгоритм управления решает, что для формирования нужных моментов и суммарной тяги один винт следует «выключить» на короткий интервал времени.

Итоговая траектория по вертикали хорошо стабилизируется около требуемого z , а углы выходят почти в ноль, что подтверждает корректную работу ПИД-регуляторов по высоте и ориентации. При этом проекция

движения в горизонтальной плоскости показывает значительный уход по оси u , поскольку управление не компенсирует боковой дрейф напрямую, а лишь поддерживает нулевые углы и заданную высоту. Комбинация сильного ветра по x -каналу, начальных углов и наличия слабого, но достаточного возмущения по ψ и ϕ приводит к тому, что результирующее движение уходит в сторону отрицательных u и приводит к довольно большому удалению по этой оси.

На рисунке 37 с углами ориентации хорошо видно, что ϕ и θ сначала плавно стремятся к нулю, но примерно в интервале 6–8 с возникает короткая неустойчивость: крен (ϕ) резко уходит в отрицательную область, а тангаж (θ) поднимается практически до 0.2 рад, после чего оба угла возвращаются ближе к нулю. Возникающий всплеск объясняется совокупностью факторов, связанных с работой ПИД-регуляторов и внезапными изменениями в распределении тяги винтов. В коде при этом происходит перестройка управляющих моментов, когда система «замечает» рост ошибки по высоте и углам, а также временную реализацию порывов ветра (OU-процесс). На коротком промежутке регуляторы, особенно с учётом дифференциальной и интегральной частей, могут «перестараться» в стремлении удержать аппарат на требуемых ϕ_{ref} , θ_{ref} .

Кроме того, угол ψ постепенно стремится к нулю без сильных колебаний, поскольку в начальный момент он был невелик (0.1 рад) и корректирующий момент по рысканию оказался достаточным, чтобы аккуратно выровнять МРЛА по курсу. Всплеск ω_x , ω_y на том же участке в 6–8 с обусловлен тем, что регулятор по крену и тангажу пытается за короткий промежуток компенсировать накопившуюся ошибку. Когда винты резко меняют обороты, появляются большие управляющие моменты, и это влечёт не только быстрый рост угловых скоростей, но и последующий «переброс» углов с одной стороны на другую.

В итоге после 10–15 с система снизит амплитуды колебаний и приведёт ϕ и θ к малым значениям, что подтверждает слаженную работу регуляторов в долгосрочной перспективе. Однако локальный всплеск в переходном процессе неизбежен, особенно при наличии значимых порывов ветра и начальных угловых отклонениях.

7 Выводы по четвертой главе

Четвертая глава последовательно демонстрирует, как из упрощённого «бесконтрольного» описания полёта мультироторного аппарата в облачном слое Венеры вырастает целостная вычислительная схема, сочетающая стохастический процесс ветра, динамику шестибазисного движения и адаптивные контуры управления. Характер ветровых возмущений воспроизводится как коррелированный процесс Орнштейна–Уленбека.

Численные эксперименты с «отключёнными» органами управления убедительно показали, что главный источник неустойчивости – горизонтальные и вертикальные порывы: без активных моментов аппарат быстро дрейфует, а его линейные и угловые скорости принимают хаотический характер. Это обстоятельство обосновало необходимость замкнутого контура.

Оптимизация ПИД-коэффициентов с помощью дифференциальной эволюции – метода, устойчивого к шумам и множеству локальных экстремумов – позволила сначала погасить ориентационные отклонения: крен, тангаж и рыскание затухают до околонулевых значений за пять–семь секунд даже при стохастическом ветре, а угловые скорости остаются в пределах, безопасных для бортовой видеосъёмки. Аналогичный регулятор по продольной оси обеспечил удержание высоты на уровне 50 км с точностью порядка ± 50 м; вертикальная скорость после переходного участка стремится к нулю, тогда как горизонтальный канал остаётся свободным, что проявляется лишь в умеренном боковом смещении.

Совместная настройка двух контуров в заключительной части главы показала, что при длительном прогоне аппарат стабилизируется по высоте и ориентации, а его линейные скорости и углы стремятся к равновесным значениям; горизонтальный дрейф при этом остаётся ограниченным и, при необходимости, может быть компенсирован отдельным планарным регулятором, но тогда стоит делать поправку на энергозатраты работы системы.

Тем самым глава подтверждает: интегрированная модель динамики, снабжённая OU-ветром и оптимизированными ПИД-контроллерами, способна обеспечить устойчивое «висение» МРЛА в сложной атмосфере Венеры и служит надёжной основой для дальнейшего расширения системы управления.

Заключение

Разработанная вертикальная модель атмосферы Венеры, полученная посредством кубической сплайн-интерполяции данных VIRA с шагом в 1-2 км, обеспечила непрерывное представление плотности, температуры и давления на высотах 0–100 км. Аппроксимация этих термобарических характеристик легла в основу всех последующих расчётов, одновременно уточнив оптимальный эшелон 50–55 км, где физические параметры близки земным и безопасны для работы роторных систем, однако при этом сохраняется риск сильных порывов ветра.

Обобщённая шести-координатная динамическая модель, дополненная стохастической ветровой компонентой в форме процесса Орнштейна–Уленбека, позволила воспроизвести реальный спектр зональных ветров до 60 м/с для средних широт при турбулентных флуктуациях $\pm 1\text{--}2$ м/с. Для этой модели выполнена автоматическая оптимизация двенадцати коэффициентов PID-регуляторов методом дифференциальной эволюции, отличающейся поддержкой многопоточности, что существенно ускоряет процесс поиска

оптимальных параметров. Численное интегрирование методом RK45 подтвердило, что уже через 30 с полёта аппарат стабилизируется по высоте на уровне 50 км, а углы ориентации сходятся к нулю при минимальных переходных отклонениях; остаточный горизонтальный дрейф не превышает 90 м и может быть устранён введением дополнительного горизонтального контура позиционирования.

Полученные результаты завершают решение поставленных в работе целей: построен программный комплекс моделирования, сформирована полная динамическая модель МРЛА с учётом детерминированных и стохастических факторов, разработаны и оптимизированы алгоритмы угловой и высотной стабилизации, а их эффективность доказана серией численных экспериментов. Тем самым обоснована практическая реализуемость МРЛА как дополнительного ТС исследования в составе перспективного космического аппарата.

Теоретическая значимость работы заключается в интеграции непрерывного атмосферного профиля, стохастической модели ветра и глобальной оптимизации регуляторов в единую математическую схему, пригодную для анализа устойчивости летательных аппаратов мультикоптерного типа в плотных планетных атмосферах. Практическая ценность выражается в создании цифрового прототипа, который может служить инструментом инженерного проектирования при выборе геометрии винтов, алгоритмов управления.

Рекомендуется использовать выявленное «окно пригодности» 50–55 км как основной эшелон зондирования, внедрить автоматическую настройку PID-контуров на этапе наземных испытаний и, при необходимости, предусмотреть дополнительный канал горизонтального позиционирования для, например, высокоточных задач картографирования, что приведет к повышенному

энергопотреблению на компенсацию дрейфа. Перспективными направлениями остаются экспериментальная валидация модели в барокамерах высокого давления, разработка групповой навигации для роев МРЛА.

Список литературы

- [1] Титов Д. В.; Маркиевич В. Д.; Игнатъев Н. И.; Song L.; Limaye S. S. Clouds and hazes in Venus' atmosphere // *Exploring Venus as a Terrestrial Planet* / eds. L. W. Esposito, E. R. Stofan, T. E. Cravens. – Washington, DC : American Geophysical Union, 2007. – P. 121–138.
- [2] Brecht A. S.; Bauer S. W. Daytime thermal structure of the upper atmosphere of Venus from a global model // *Journal of Geophysical Research : Planets*. – 2012. – Vol. 117. – Art. E00L05. – DOI 10.1029/2012JE004079.
- [3] Limaye S. S.; Watanabe S.; Yamazaki A.; Yamada M.; Satoh T.; Sato T. M. et al. Venus looks different day and night at different wavelengths: morphology from Akatsuki multispectral images // *Earth, Planets and Space*. – 2018. – Vol. 70, No. 1. – DOI 10.1186/s40623-018-0789-5.
- [4] National Aeronautics and Space Administration. Venus Flagship Mission Study: Final Report. – Washington : NASA, 2020. – 222 p.
- [5] Мороз В. И. Атмосфера Венеры // *Успехи физических наук*. – 1971. – Т. 104, вып. 2. – С. 255–296.
- [6] Ковтуненко В. М.; Камеко В. Ф.; Яскевич Э. П. Аэродинамика орбитальных космических аппаратов. – Киев : Наукова думка, 1977. – 156 с.
- [7] Люшинский К. А. Аэродинамический расчёт летательных аппаратов. – Харьков : ХВАИВУ, 1959. – 156 с.
- [8] Петров К. П. Аэродинамика транспортных космических систем. – Москва : Эдиториал УРСС, 2000. – 368 с.
- [9] Яценко М. Ю.; Воронцов В. А.; Рыжков В. В. Обзор проблемных вопросов создания мультироторного летательного аппарата для исследования

Венеры // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2023. – Вып. 2. – URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/2255.html> (дата обращения: 17.11.2023).

[10] Александров Ю. Н., Бламон Ж., Воронцов В. А., Линкин В. М. и др. Аэростатный эксперимент проекта «Вега»: мелкомасштабная турбулентность в среднем облачном слое Венеры // Письма в астрономический журнал. – 1986. – Т. 12. – № 1. – С. 46–52.

[11] Яценко М. Ю.; Рыжков В. В. Влияние сернокислотной среды атмосферы Венеры на функционирование мультироторного летательного аппарата // XLVII Академические чтения по космонавтике. Королёвские чтения 2023 : сб. тез. докл. – Москва : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2023.

[12] Воронцов В. А.; Яценко М. Ю.; Рыжков В. В. Особенности радиосвязи в атмосфере Венеры при использовании мультироторного летательного аппарата // 58-е Научные чтения, посвящённые наследию К. Э. Циолковского : сб. тез. докл. – Калуга, 2023.

[13] Воронцов В. А.; Мартынов М. Б.; Симонов А. В.; Ломакин И. В. Предполагаемый сценарий миссии «Венера» : презентация [Электрон. ресурс]. – 21 слайд. – ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина», 2008. – URL: <https://present5.com/predpolagaemyj-scenarij-missii-venera-v-a-voroncov-m/> (дата обращения: 17.11.2023).

[14] Астраханцев А. Г.; Пахомов И. Н.; Прейс В. В. Теоретические основы проектирования роторных ориентирующих устройств с гравитационными ориентаторами // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2013. – № ... – С. ...

[15] Галонска М. К.; Ионов А. О.; Прейс В. В. Теоретические основы проектирования роторных бункерных загрузочных устройств с вращающимися воронками // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2013. – № ... – С. ...

[16] Radotich M.; Withrow-Maser S.; de Souza Z.; Gelhar S.; Gallagher H. A Study of Past, Present, and Future Mars Rotorcraft. – Moffett Field, CA : NASA Ames Research Center, 2021. – 81 p.

[17] Krantz T. L. NASA/Army Rotorcraft Transmission Research. – Cleveland, OH : NASA Lewis Research Center, 1994. – (NASA TM-106223).

[18] Ormiston R. Revitalising advanced rotorcraft research – and the compound helicopter // The Aeronautical Journal. – 2016. – Vol. 120, No. 1227. – P. ... – DOI 10.1017/aer.2015.5.

[19] Сычёв В. Другие вертушки: о необычных конструкциях вертолётных винтов [Электрон. ресурс]. – URL: <https://nplus1.ru/material/2021/03/10/rotors> (дата обращения: 18.04.2024).

[20] Horn J. F. Non-linear dynamic inversion control design for rotorcraft // Aerospace. – 2019. – Vol. 6, No. 3. – Art. 38. – DOI 10.3390/aerospace6030038.

[21] Amazon. Amazon Prime Air [Электрон. ресурс]. – URL: <https://www.amazon.com/Amazon-Prime-Air/b?ie=UTF-8&node=8037720011> (дата обращения: 18.12.2023).

[22] Journal of Applied Ecology [Электрон. ресурс]. – Wiley. – ISSN 0021-8901. – URL: <https://besjournals.onlinelibrary.wiley.com/journal/13652664> (дата обращения: 20.12.2023).

[23] Taddia Y.; Stecchi F.; Pellegrinelli A. Using DJI Phantom 4 RTK drone for topographic mapping of coastal areas // ISPRS Archives. – 2019. – Vol. XLII-2/W13. – P. 625–630. – DOI 10.5194/isprs-archives-XLII-2-W13-625-2019.

[24] Алптекин А.; Челик М. О.; Кушак Л.; Буньян У. Ф.; Якар М. Применимость БПЛА ANAFI Parrot для моделирования мест стихийных бедствий // Proc. Cilician Int. Symp. Engineering & Technology. – Mersin, 2019.

[25] Alabi T.; Abebe A. T.; Chigeza G.; Fovobadje K. Soybean yield estimation using multispectral UAV data and machine-learning models in West Africa // Int. J. Innov. Comput. Commun. Technol. – 2022. – Vol. 10. – P. 1–10.

[26] Друзь Р. А.; Протасова А. В.; Охунов Ш. Р.; Кшановская А. В. Сравнительная оценка воздушного лазерного сканирования и аэрофотосъёмки с БПЛА // Горный информационно-аналитический бюллетень. – 2023. – № 5. – С. 130–141. – DOI 10.25018/0236-1493-2023-5-0-130.

[27] Тахион (БПЛА) [Электрон. ресурс] // Википедия. – URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Тахион_\(БПЛА\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Тахион_(БПЛА)) (дата обращения: 15.01.2024).

[28] Яценко М. Ю.; Рыжков В. В. Оценка параметров винтомоторной группы мультироторного ЛА для исследования Венеры // XLVIII Междунар. молодёжная научная конф. «Гагаринские чтения» : сб. тез. докл. – Москва : МАИ, 2022.

[29] Яценко М. Ю.; Воронцов В. А.; Рыжков В. В.. Системотехническое исследование мультироторного летательного аппарата как перспективного технического средства изучения атмосферы и поверхности планеты Венера // Космические аппараты и технологии. – 2023. – Т. 7, № 3 (45). – С. 220–226. – DOI 10.26732/j.st.2023.3.06.

[30] Шеремет А. А.; Рыжков В. В. Развёртывание десантного модуля с роторной системой в атмосфере Венеры // XXVII Научная конф. «Системный анализ, управление и навигация» : сб. тез. докл. – Москва, 2023.

[31] Jet Propulsion Laboratory. Mars Helicopter “Ingenuity” [Электрон. ресурс]. – Pasadena, CA : NASA JPL, 2024. – URL: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/ingenuity> (дата обращения: 31.07.2024).

[32] NASA Science. Ingenuity Mars Helicopter [Электрон. ресурс]. – Updated 25 Jan 2024. – URL: <https://science.nasa.gov/technology/ingenuity> (дата обращения: 31.07.2024).

[33] DJI. Support: Phantom 4 [Электрон. ресурс]. – URL: <https://www.dji.com/cz/support/product/phantom-4> (дата обращения: 31.07.2024).

[34] Яценко М. Ю.; Воронцов В. А. К вопросу о включении в программу исследования Венеры дополнительных технических средств //

Космические аппараты и технологии. – 2022. – Т. 6, № 1. – С. 5–13. – DOI 10.26732/j.st.2022.1.01.

[35] Воронцов В. А., Любезный Б. В., Хмель Д. С., Киспе Мендоса М. В., Шеремет А. А., Яценко М. Ю. Атмосферные зонды для исследования Венеры // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. – 2024. – № 4 (66). – С. 144–150.

[36] Воронцов В. А., Клименко Н. Н., Пичхадзе К. М., Хмель Д. С. Использование стратостатов с переменной высотой дрейфа // Двойные технологии. – 2024. – № 1 (106). – URL: <https://pstmprint.ru/2024/04/01/двойные-технологии-№-1-2024/> (дата обращения: 31.07.2024).

[37] Де Бор К. Практическое руководство по сплайнам / пер. с англ. – М. : Радио и связь, 1985. – 304 с.

[38] Фарин Дж. Кривые и поверхности для автоматизированного геометрического проектирования / пер. с англ. – М. : Мир, 1989. – 304 с.

[39] Нуньес-Иглесиас Х.; ван дер Уолт Ш.; Дэшной Х. Элегантный SciPy: научное программирование на Python. – М. : ДМК Пресс, 2018. – 350 с.

[40] ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. – М. : ИПК Изд-во стандартов, 2004. – 165 с.

[41] Kliore A. J.; Moroz V. I.; Keating G. M. The Venus International Reference Atmosphere // Advances in Space Research. – 1985. – Vol. 5, No. 11.

[42] Bayisa A. T. Controlling quadcopter altitude using PID-control system // International Journal of Engineering Research & Technology. – 2019. – Vol. 8, No. 12. – P. 195–199.

[43] Хтет С. П.; Хан М. Х.; Чжо С. В.; Зо М. Н. Контроль высоты и управление траекторным движением автономного миниатюрного ЛА // Моделирование, оптимизация и информационные технологии. – 2021. – Т. 9, № 1. – DOI 10.26102/2310-6018/2021.32.1.015.

[44] Shafiq M.; Ali Z. A.; Ahmed M. A.; Farooq F. Altitude controlling and trajectory tracking of quadrotor UAV using model predictive control // *SF Journal of Aviation and Aeronautical Science*. – 2018. – Vol. 1, Iss. 1. – Art. 1009.

[45] Altug E.; Ostrowski J. P.; Taylor C. J. Control of a quadrotor helicopter using dual-camera visual feedback // *International Journal of Robotics Research*. – 2005. – Vol. 24, No. 5. – P. 329–341. – DOI 10.1177/0278364905053804.

[46] Лобатый А. А.; Гу Пэнхао. Математическое моделирование движения ЛА мультироторного типа // *Известия вузов. Машиностроение*. – 2023. – № 1. – С. 10–15.

[47] Shi D.; Dai S.; Zhang S.; Quan C. A practical performance evaluation method for electric multirotors // *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*. – 2017. – Vol. 22, No. 3. – P. 1337–1348. – DOI 10.1109/TMECH.2017.2675913.

[48] Косачевский С. Г.; Ушаков Н. У.; Абаймов Д. В. Аэродинамика и динамика полёта: практикум. – Ульяновск : УлГТУ, 2004. – 120 с.

[49] Денисенко В. В. ПИД-регуляторы: принципы построения и модификации // *Системы и средства автоматизации*. – 2006. – № 4. – С. 66–74.

[50] Пантелеев А. В.; Дмитраков И. Ф. Применение метода дифференциальной эволюции для оптимизации параметров аэрокосмических систем // *Труды МАИ*. – 2010. – Вып. 37. – С. 1–10.

[51] Монахов О. Г.; Монахова Э. А.; Токтошов Г. Ы. Алгоритм дифференциальной эволюции в задачах оптимизации маршрутов прокладки инженерных сетей // *Наука и образование МАИ*. – 2015. – № 9. – С. 135–144. – DOI 10.7463/0915.0800020.

[52] Иванов А. М.; Беляев Ф. С.; Волков А. Е.; Беляев С. П.; Реснина Н. Н. Применение метода Нелдера–Мида для оптимизации констант модели Лихачёва–Волкова // *Вестник СПбГУ. Математика. Механика. Астрономия*. – 2022. – Т. 9, вып. 4. – С. 693–704. – DOI 10.21638/spbu01.2022.411.

[53] Малышев В. В.; Пиявский С. А. Метод уверенных суждений при выборе многокритериальных решений // Известия РАН. Теория и системы управления. – 2015. – № 5. – С. 90–101.

[54] Рыжков В. В. Разработка алгоритма угловой стабилизации мультироторного летательного аппарата в атмосфере Венеры // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2025. Т. 26, № 2. С. 135–143. DOI: 10.22363/2312-8143-2025-26-2-135-143. ISSN 2312-8143 (Print); ISSN 2312-8151 (Online). Поступила 07.01.2025, доработана 07.02.2025, принята к публикации 01.03.2025.

[55] Храмов А. А. Возмущённое движение летательных аппаратов. – Самара : Изд-во Самарского университета, 2022. – 64 с.

[56] Стариков Ю. Н.; Коврижных Е. Н. Основы аэродинамики летательного аппарата. – Ульяновск : УлГТУ, 2004. – 152 с.

[57] Коврижных Е. Н.; Косачевский С. Г.; Мирошин А. Н.; Стариков Ю. Н. Аэродинамика и динамика полёта: метод. указ. – Ульяновск : УВАУ ГА, 2008. – 31 с.

[58] Ермилов Г. С. Системы стабилизации БПЛА // Colloquium-Journal. – 2020. – № 11 (63). – С. 1721–1725. – DOI 10.24411/2520-6990-2020-11721.

[59] Попов В. М. Гиростабилизация платформы БПЛА для аэрофотосъёмки и видеонаблюдения // Crede Experto. – 2017. – № 2 (13). – С. 1–7.

[60] Головкин М. А. Соотношения для вращательных производных от коэффициентов моментов крыла // Труды МАИ. – 2012. – № 55. – С. 1–19.

[61] Лебедев А. А.; Чернобровкин Л. С. Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов. – 2-е изд. – М. : Машиностроение, 1973. – 616 с.

[62] Лю Фан. Сравнительный анализ методов настройки ПИД-регуляторов // Научные исследования. – 2023. – С. 23–26.

[63] Ziegler J. G.; Nichols N. B. Optimum settings for automatic controllers // Trans. ASME. – 1942. – Vol. 64. – P. 759–768.

[64] Bandinelli C.; Capello E.; Goel A.; Rossi F.; Quadrelli M. B. Real-time data-based wind model for a Venus aerobot: development and testing // 75th IAC, Milan, 14–18 Oct 2024 : Proc. – Milan : IAF, 2024. – P. 1–9. – URL: <https://iafastro.directory/iac/proceedings/IAC-24/A3/5/manuscripts/IAC-24,A3,5,7,x83454.pdf> (дата обращения: 10.01.2025).

[65] Обухов С.; Ahmed E. M.; Давыдов Д. Ю. et al. Моделирование скорости ветра на основе дробного процесса Орнштейна–Уленбека // *Energies*. – 2021. – Vol. 14, No. 17. – Art. 5561. – DOI 10.3390/en14175561.

[66] Venus Express – the first European mission to Venus // European Space Agency. – URL: https://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/Venus_Express (дата обращения: 10.01.2025).

[67] Svedhem H.; Titov D.; Taylor F. W.; Witasse O. Venus Express – the first European mission to Venus // *Planetary and Space Science*. – 2007. – Vol. 55, No. 12. – P. 1636–1652. – DOI 10.1016/j.pss.2007.01.013.

[68] Limaye S. S. Venus atmospheric circulation: known and unknown // *Journal of Geophysical Research : Planets*. – 2007. – Vol. 112, Iss. E4. – Art. E04S09. – DOI 10.1029/2006JE002814.