МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФГБОУ ВО «УДМУРТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ»

ИНСТИТУТ ГРАЖДАНСКОЙ ЗАЩИТЫ

Кафедра цифровых инженерных технологий

Направление подготовки

27.04.04 «Управление в технических системах»

Направленность

27.04.04.04 Автоматическое управление в робототехнических системах

ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА

на тему

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРОМ ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ

Работу выполнил

Студент группы ОМ-27.04.04.04-21

_____ Р. Е. Зиатдинов

Научный руководитель

д.т.н., профессор

_____ В. М. Колодкин

Нормоконтроль ВКР

_____ Д. М. Варламова

Руководитель направления

д.т.н., профессор

_____ В. М. Колодкин

«___»_____2026г.

ВКР УдГУ

Ижевск 2026

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ....4
1. АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ МЕТОДОВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОСТИ КВАДРОКОПТЕРОВ....6
1.1 Особенности конструкции квадрокоптеров и систем управления полетом....6
1.2 Анализ физики полета квадрокоптера и алгоритмов управления....9
1.3 Анализ существующих методов аварийной посадки квадрокоптеров...12
1.4 Постановка цели и задач работы....18
2. РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА АВАРИЙНОГО УПРАВЛЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРОМ....19
2.1 Структура алгоритма аварийного управления квадрокоптером....19
2.2 Постановка задачи аварийного управления....22
2.3 Алгоритм управления квадрокоптером в аварийном режиме....24
2.4 Алгоритм управления снижением и аварийной посадкой....28
2.5 Выводы по главе 2....32
3. КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКИ....33
3.1 Выбор программной среды моделирования....33
3.2 Используемая модель квадрокоптера....35
3.3 Методика проведения экспериментов....36
3.4 Выводы по главе 3....38
4. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗРАБОТАННОГО АЛГОРИТМА....39
4.1 Теоретическая оценка возможности полета на двух двигателях....39
4.2 Исследование полета без аварийного режима....41
4.3 Исследование полета с аварийным режимом....42
4.4 Сравнение результатов моделирования....43
4.5 Анализ результатов экспериментов....45
4.6 Ограничения разработанного алгоритма....47

ВКР УлГУ

4.7 Направления дальнейших исследований 50
4.8 Практическая применимость разработанного алгоритма.....53
4.9 Выводы по главе 4 56
ЗАКЛЮЧЕНИЕ 57
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ.....59
ПРИЛОЖЕНИЕ А. ПРАКТИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ АЛГОРИТМА (ПРОГРАММНЫЙ КОД) 63
ПРИЛОЖЕНИЕ Б. СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ В ШТАТНОМ И АВАРИЙНОМ РЕЖИМАХ.....71
ПРИЛОЖЕНИЕ В. СИГНАЛЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ В АВАРИЙНОМ РЕЖИМЕ.....73

ВКР УдГУ

ВВЕДЕНИЕ

Квадрокоптер - это беспилотный летательный аппарат с четырьмя винтами. Винты расположены по вершинам квадрата: они создают подъёмную силу и дают аппарату управление в полёте.

Сейчас квадрокоптеры активно применяются в различных отраслях, включая строительство, сельское хозяйство, энергетику, нефтегазовую промышленность, службы спасения и логистические сервисы доставки. По мере увеличения числа БПЛА возрастает требование к надежности и безопасности их эксплуатации.

Современные квадрокоптеры оснащаются системами автономного управления, которые должны сохранять работоспособность в условиях непредвиденных ситуаций, включая отказ датчиков и исполнительных механизмов. К числу наиболее критичных факторов относятся: неисправность роторов, потеря сигнала GPS, ошибки работы компаса, сбои навигации, физические столкновения с препятствиями, а также снижение уровня заряда аккумулятора.

Самый опасный сценарий - отказ одного двигателя квадрокоптера. Несмотря на то, что вероятность подобной неисправности, по данным производителей БПЛА (в частности DJI), оценивается как крайне низкая[1], её наступление может привести к потере устойчивости полёта, повреждению аппарата и созданию угрозы жизни и здоровью людей в зоне эксплуатации. В условиях отказа двигателя угловые скорости аппарата быстро возрастают и становятся трудно компенсируемыми при ручном управлении, что делает необходимой разработку специализированных алгоритмов автоматической стабилизации и аварийной посадки.

Проблема обеспечения отказоустойчивости системы управления квадрокоптером при отказе одного из двигателей остаётся практической задачей.

Целью данной выпускной квалификационной работы является разработка системы автоматической аварийной посадки квадрокоптера при

ВКР УлГУ

отказе одного из двигателей для минимизации повреждения квадрокоптера при контакте с поверхностью.

Объект исследования - квадрокоптер как динамическая система управления.

Предмет исследования - алгоритмы аварийного управления квадрокоптером при отказе двигателя.

Для этого нужно решить несколько задач:

1.Выполнить анализ существующих методов обеспечения отказоустойчивости БПЛА.

2.Исследовать поведение аппарата в аварийном режиме и определить критические динамические параметры

3.Разработать алгоритм управления, обеспечивающий стабилизацию и контролируемую посадку.

4.Реализовать алгоритм в программной среде моделирования.

5.Протестировать и оценить эффективность разработанной системы.

ВКР УлГУ

1. АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ МЕТОДОВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОСТИ КВАДРОКОПТЕРОВ

1.1 Особенности конструкции квадрокоптеров и систем управления полетом

Мультикоптеры различаются по количеству установленных роторов (винтов). Наиболее распространённые конфигурации представлены на рисунке 1. Увеличение числа роторов приводит к росту массы и энергопотребления, что, как правило, снижает время автономного полёта, однако повышает устойчивость и надёжность системы за счёт распределения тяги между двигателями и структуры избыточности. Наибольшее распространение получили квадрокоптеры (четырёхроторные летательные аппараты), поскольку они обеспечивают баланс между стабильностью полёта, стоимостью конструкции и продолжительностью работы[2-4].

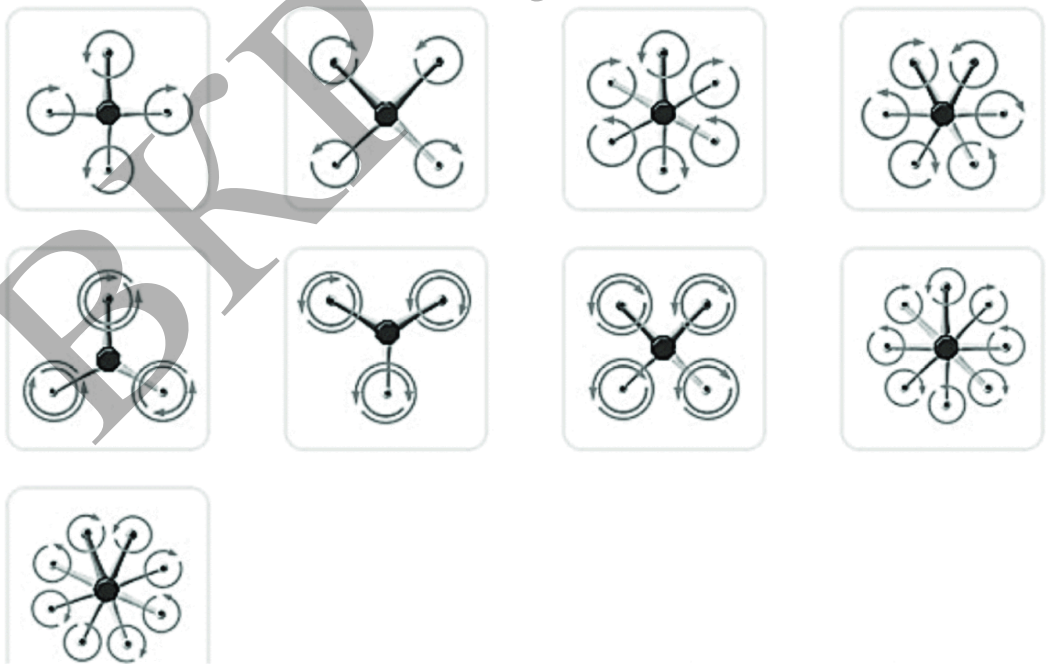


Рисунок 1 - Варианты компоновок винтов в мультикоптерах

ВКР УлГУ

Движение квадрокоптера осуществляется за счёт электродвигателей, приводящих во вращение пропеллеры. В большинстве современных платформ применяются бесколлекторные электродвигатели. Управление их оборотами выполняется электронными регуляторами скорости (ESC, Electronic Speed Controller). Для каждого двигателя используется отдельный ESC. На вход регулятора подаются два силовых провода питания от аккумуляторной батареи (через плату распределения питания) и сигнальный провод от полётного контроллера. К выходам ESC подключаются три фазных провода, питающих обмотки двигателя[5]. Простейшая структурная схема система управления показана на рисунке 2.

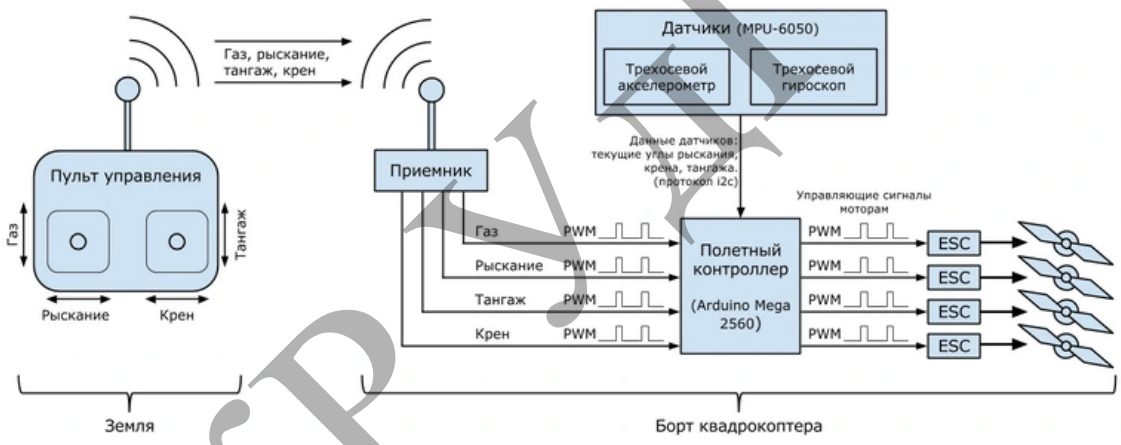


Рисунок 2 - Схема управления квадрокоптера.

В зависимости от типа полётного контроллера и программного обеспечения квадрокоптер может работать в следующих режимах[6]:

- Ручной режим (Manual / Acro). Управление полностью осуществляется оператором, стабилизация по крену и тангажу отсутствует. Режим применяется для обучения и высокоманёвренных полётов.

- Стабилизированный режим (Stabilize / Angle). Полётный контроллер автоматически выравнивает аппарат по углам крена и тангажа, повышая устойчивость полёта.

ВКР ЯГТУ

- Режим удержания высоты (Altitude Hold). Высота поддерживается с использованием барометрического датчика (при необходимости - с коррекцией по акселерометру и GPS).

- Режим позиционирования по GPS (Loiter / Position Hold). Обеспечивает удержание высоты и пространственного положения квадрокоптера, компенсируя внешние возмущения.

- Автономный полёт по маршруту (Auto / Mission). Полёт выполняется по заранее заданным путевым точкам с использованием алгоритмов автопилота.

- Возврат в точку старта (Return-to-Home, RTL). При активации аппарат автоматически возвращается в точку взлёта по данным GPS и системам навигации.

ВКР УлГУ

1.2 Анализ физики полета квадрокоптера и алгоритмов управления

Винты квадрокоптера закреплены на двух пересекающихся, как правило, под прямым углом балках и вращаются попарно в противоположных направлениях, как показано на рисунке 3.

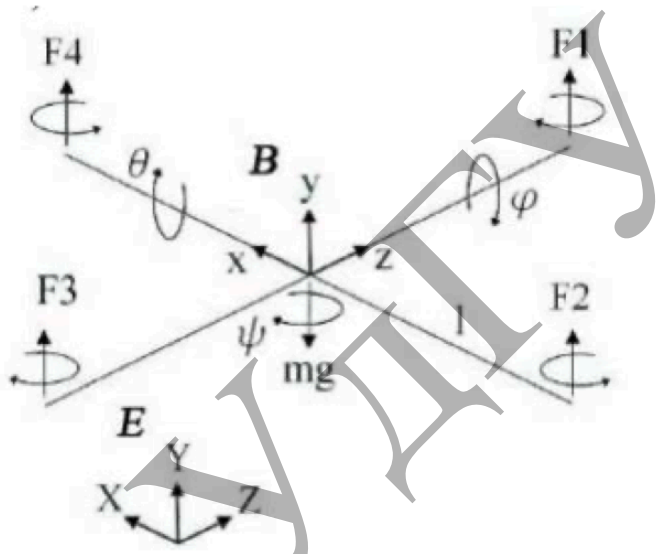


Рисунок 3 - Кинематическая схема квадрокоптера

Если БПЛА спроектирован корректно, его цент масс находится в его геометрическом центре. На рисунке 3 координаты оси земной системы координат (E) обозначены через X, Y, Z; а оси связанной системы координат (B) - через x,y,z.

У квадрокоптера имеется шесть степеней свободы. Его движение можно представить как совокупность поступательного движения центра масс и вращательного движения аппарата относительно центра масс. Если пренебречь жесткостью конструкции аппарата, то его движение можно описать следующим образом:

Для тела справедлив второй закон Ньютона:

ВКР УлГУ

$$m\vec{a} = -mg\vec{e}_y + R(\phi,\theta,\psi)\vec{u} \quad (1)$$

где $\vec{a} = (x, y, z)^T$ - суммарное ускорение динамической системы;

m - масса тела;

$\vec{e}_y$ - единичный вектор направленный вдоль оси Y;$R(\phi,\theta,\psi)$ - матрица поворота;

$\vec{u}$ - сумма неконсервативных сил, действующих на систему (включая силы лобового сопротивления и силу тяги винтов).

Система дифференциальных уравнений для каждой из шести степеней свободы выглядит следующим образом:

$$\left.\begin{aligned} m\ddot{x} &= U_1(\cos\psi\cdot\cos\theta\cdot\cos\phi + \sin\psi\cdot\sin\phi) \\ m\ddot{y} &= U_1(\sin\psi\cdot\sin\theta\cdot\cos\phi + \cos\psi\cdot\sin\phi) \\ m\ddot{z} + mg &= U_1(\cos\theta\cdot\cos\phi) \\ \ddot{\phi} &= \dot{\theta}\dot{\phi}\left(\frac{I_y + I_z}{I_x}\right) - \frac{J_r}{I_x}\dot{\theta}\omega + \frac{1}{I_x}U_2 \\ \ddot{\theta} &= \dot{\phi}\dot{\psi}\left(\frac{I_z + I_x}{I_y}\right) - \frac{J_r}{I_y}\dot{\theta}\omega + \frac{1}{I_y}U_3 \\ \ddot{\psi} &= \dot{\phi}\dot{\theta}\left(\frac{I_x + I_y}{I_z}\right) - \frac{1}{I_z}U_4 \end{aligned}\right\} \quad (2)$$

где

I_x, I_y, I_z - моменты инерции тела относительно осей x, y, z, соответственно;

J_r - момент инерции роторов;

U_i - силы, действующие на динамическую систему.

Первые три уравнения в данной системе - это уравнения поступательного движения по осям x,y,z, они показывают перемещение центра масс квадрокоптера пространства. Тяга U1 в свою очередь направлена вдоль оси квадрокоптера в его локальной системе координат. Из данных

ВКР УлГУ

уравнений видно что движение по осям x и y зависит от углов крена и тангажа, а движение по z уравновешивается тягой и силой тяжести.

Оставшаяся часть уравнений - это уравнения углового движения (вращения), которые показывают динамику вокруг осей корпуса. В них первые слагаемые - это гироскопические перекрестные связи (эффект твердого тела), вторые слагаемые - это влияние вращения пропеллеров, третьи слагаемых - это управляющие моменты от двигателей.

Уравнения сил, действующих на динамическую систему U_1, U_2, U_3, U_4 и скорости пропеллеров ω приведены ниже:

$$\left.\begin{aligned} U_1 &= k(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ U_2 &= l(\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ U_3 &= l(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ U_4 &= k(\omega_2^2 + \omega_4^2 - \omega_1^2 - \omega_3^2) \\ \omega &= \omega_1 + \omega_2 + \omega_3 + \omega_4 \end{aligned}\right\} \quad (3)$$

В данных уравнениях описывается (по порядку):

1) Суммарная тяга квадрокоптера, т.е. движение по оси z (подъемная сила).

2) Момент по крену, т.е. движение по оси x или управление roll (ϕ).

3) Момент по тангажу, т.е. движение по оси y или управление pitch (θ).

4) Момент по рысканье, т.е. движение по оси z или управление yaw (ψ).

5) Суммарная угловая скорость роторов[7-9].

Исходя из анализа уравнений управления можно сделать вывод о том, что при отказе одного двигателя теряется симметрия тяги и моментов, система становится недоуправляемой, yaw-момент становится неконтролируемым, возникают некомпенсируемые перекрестные динамические связи. Более полное описание математической модели описано в источнике 10[10].

ВКР УлГТУ

1.3 Анализ существующих методов аварийной посадки квадрокоптеров

Проблема аварийной посадки квадрокоптера при отказе одного из четырёх двигателей критична для обеспечения безопасности полётов беспилотных летательных аппаратов. При полном отказе одного двигателя квадрокоптер теряет возможность полного управления по всем каналам, и без специальных мер происходит неконтролируемое падение. В научной литературе описывается ряд стратегий, позволяющих совершить управляемую (или хотя бы безопасную) аварийную посадку. Ниже разобраны основные подходы[11-14].

1) Метод «парашютирования» - отключение противоположного двигателя

Один из наиболее простых и эффективных способов - принудительное отключение двигателя, расположенного на противоположном конце той же консоли (той же оси), что и отказавший двигатель[15]. В итоге квадрокоптер переходит в конфигурацию биротора с двумя работающими двигателями, расположенными на одной оси. Это создаёт эффект «парашютирования»: вертикальная скорость снижения существенно уменьшается по сравнению со скоростью свободного падения.

Согласно результатам математического моделирования, при отказе одного из двигателей и мгновенном отключении противоположного:

- Вертикальная скорость в момент посадки составляет около 5,6 м/с (против 12,7 м/с при свободном падении);

- Время падения с высоты 50 м - около 11,7 с;

- Горизонтальные компоненты скорости практически равны нулю;

- Углы крена и тангажа во время падения равны нулю - квадрокоптер садится на шасси;

- Однако возникает нескомпенсированное вращение вокруг вертикальной оси со скоростью около 4,4 рад/с.

ВКР УлГУ

2) Управление биротором (Birotor Configuration)

Данный метод также основан на конфигурации биротора (два работающих двигателя на одной оси), но предполагает активное управление траекторией снижения.

а) PID-подход

В работе[16] предложен PID-регулятор для управления биротором с фиксированными (неповоротными) пропеллерами. Теоретически показано, что биротор может достичь любой точки в трёхмерном декартовом пространстве, теряя при этом возможность управления углом рыскания (yaw). Управление выполняется через желаемый угол тангажа, который вычисляется на основе ошибки позиционирования. Моделирование подтвердило эффективность подхода, в том числе при шумах измерений и при необходимости обхода препятствий.

б) Backstepping-подход

В работе[17] используется метод backstepping для управления биротором. Предложенный контроллер позволяет отслеживать траекторию экстренной посадки. Результаты моделирования показывают, что аппарат непрерывно вращается вокруг вертикальной оси (неуправляемый yaw), но может быть приведён в любую точку пространства. В сравнении с PID-подхода, backstepping-контроллер исходно разрабатывался для задач регулирования, однако показал хорошие результаты и для отслеживания траекторий.

3) Преобразование в триротор (Quadrotor-to-Trirotor Conversion)

В работе[18] предложен принципиально иной подход: при обнаружении тяжёлого повреждения одного из двигателей (свыше 40% потери эффективности) отказавший двигатель отключается, производится перераспределение веса путём сброса дополнительного груза под отказавшим двигателем для смещения центра масс к противоположному двигателю, и квадрокоптер переходит в конфигурацию триротора с тремя работающими двигателями. Разработано четыре варианта контроллеров

ВКР УлГУ

скользящего режима (Sliding Mode Control) - по одному для каждого возможного отказавшего двигателя. Скользящий режим даёт устойчивость к изменениям аэродинамики и возмущениям. Результаты моделирования в Simulink показали, что аппарат способен продолжать движение по заданной траектории (с неуправляемым рысканием) даже при полной остановке одного из роторов.

4) Активное управление положением центра масс (T^3-Multirotor)

Наиболее продвинутый подход предложен в работе[19] на основе платформы T^3-Multirotor - полностью активированного квадрокоптера с шестью степенями свободы управления. Платформа имеет уникальную механическую конструкцию: моторная часть (Thruster Part) и фюзеляжная часть (Fuselage Part) соединены крестовым шарниром с двумя сервомоторами, позволяющими активно изменять относительное положение центра масс.

При отказе одного двигателя стратегия заключается в активном управлении положением центра тяжести (CoG) с помощью сервомоторов, чтобы восстановить четыре контролируемые степени свободы (крен, тангаж, рыскание и общую тягу), которые были потеряны из-за отказа. С помощью двух сервомоторов можно генерировать часть управляющих моментов независимо от тяги двигателей, что даёт дополнительную избыточность управления. Разработана система обнаружения отказавшего двигателя на основе акселерометра, и после идентификации активируется соответствующий алгоритм отказоустойчивого управления. Экспериментальные результаты подтвердили возможность восстановления управления креном, тангажом, рысканьем и высотой после отказа одного двигателя.

5) Активное отказоустойчивое управление с INDI

В работе[20] предложена полная система активного отказоустойчивого управления (Active Fault-Tolerant Control, AFTC), включающая как обнаружение и изоляцию отказов (FDI), так и само отказоустойчивое управление. Отказ обнаруживается путём оценки коэффициентов потери

ВКР УДГУ

эффективности (Loss of Effectiveness, LOE) каждого ротора с помощью инерциальных измерений. Для управления применяется метод инкрементальной нелинейной динамической инверсии (Incremental Nonlinear Dynamic Inversion, INDI). После отказа управление рысканием приносится в жертву, и аппарат может следовать командам позиционирования по осям X, Y и Z. Моделирование показало способность восстанавливать устойчивый полёт через ~5 с после отказа.

6) Смещение центра масс и изменение осей управления

В работе[21] предложены две стратегии парирования отказа:

Стратегия 1 (смещение центра масс): После обнаружения отказа производится сброс дополнительных масс для смещения центра масс на одну треть длины плеча от отказавшего двигателя. Так можно сбалансировать моменты трёх оставшихся двигателей. При такой конфигурации управление рысканием невозможно, однако удаётся совершить контролируемое снижение до высоты ~1 м в течение 8 с после отказа.

Стратегия 2 (винты изменяемого шага): Предполагается использование пропеллеров с изменяемым шагом на двигателях, расположенных на одной оси с отказавшим. Изменение шага позволяет варьировать коэффициент тяги и, следовательно, создавать необходимые моменты. Однако эта стратегия приводит к большей нестабильности по рысканию по сравнению с первой.

7) Нечёткая логика для обнаружения отказа

В работе[22] разработана система нечёткой логики (fuzzy logic) для обнаружения отказа двигателя на основе данных IMU без использования дополнительных сенсоров. После обнаружения отказа двигатель на той же оси отключается, и управление сводится к управлению тангажом двумя оставшимися двигателями. Нечёткая логика позволяет обнаружить отказ за время менее 0,01 с. Интегрированное моделирование в Simulink и Xplane подтвердило работоспособность подхода.

8) Аналитический метод расчёта сигналов управления

В работе[23] представлен теоретический подход к расчёту сигналов управления для оставшихся двигателей при полном отказе одного или двух

ВКР УДГУ

двигателей (на одной оси). Доказана теорема, позволяющая непосредственно вычислить скорости вращения оставшихся двигателей для обеспечения заданного режима полёта. Показано, что при отказе одного или двух противоположных двигателей отказ от управления углом рыскания (ψ) считается необходимым условием для сохранения высоты. Моделирование подтвердило достижимость горизонтального полёта с помощью только двух двигателей.

Краткое сравнение методов представлено в таблице 1.

Таблица 1 - Сравнение методов аварийной посадки

Метод	**Сложность реализации**	**Дополнительные сенсоры/ механизмы**	**Управление yaw**	**Возможность продолжения полета**
Отключение противоположного двигателя	Низкая	Нет	Нет	Нет
PID-управление биротором	Средняя	Нет	Нет	Частично
Backstepping-управление	Высокая	Нет	Нет	Да
Quadrotor-to-Trirotor Conversion	Очень высокая	Сбрасываемый груз	Частично	Да
Активное смещение центра масс	Очень высокая	Сервопривод, механизм смещения CoG	Да	Да
Active Fault-Tolerant Control	Высокая	Система FDI	Частично	Да
Нечеткая логика обнаружения отказа	Средняя	Нет	Нет	Частично
Аналитический расчет сигналов управления	Средняя	Нет	Нет	Частично
Предлагаемый в работе метод	Низкая	Нет	Частично	Нет

Из таблицы 1 видно, что существующие методы аварийного управления квадрокоптерами представляют компромисс между сложностью реализации, требованиями к вычислительным ресурсам и возможностью сохранения управляемого полёта после отказа двигателя. Предлагаемый в данной работе подход ориентирован на минимальную сложность реализации и использование стандартной конфигурации квадрокоптера без дополнительных механических модификаций.

ВКР УлГУ

Практическая значимость данной работы состоит в исследовании возможности использования упрощённой двухмоторной конфигурации для аварийного снижения миниатюрного квадрокоптера с использованием минимального набора датчиков и стандартного полётного контроллера.. В сравнении с известных работ по биротору, где стабилизация либо отсутствует, либо использует дополнительные измерители (GPS, камеры), предлагаемый метод ориентирован на минимальный сенсорный набор и стандартный полётный контроллер.

Кроме того, в литературе не выявлено количественных оценок границ применимости двухмоторной конфигурации для миниатюрных дронов (типа Crazyflie) при активной стабилизации крена. Восполнение этого пробела считается одной из задач настоящей работы и определяет её научную и практическую значимость.

ВКР УлГУ

1.4 Постановка цели и задач работы

Проведённый анализ существующих методов аварийной посадки квадрокоптеров при отказе двигателя показал, что существующие подходы либо требуют существенного усложнения конструкции летательного аппарата, либо ориентированы на использование сложных алгоритмов управления и дополнительных сенсорных систем.

Наиболее перспективными являются методы, основанные на переходе квадрокоптера в режим полёта с двумя работающими двигателями. Однако существующие решения недостаточно исследуют возможность стабилизации миниатюрных квадрокоптеров с использованием минимального набора датчиков и стандартного полётного контроллера.

В связи с этим целью данной выпускной квалификационной работы является разработка алгоритма аварийной посадки квадрокоптера при отказе одного двигателя, обеспечивающего стабилизацию аппарата и снижение скорости удара при посадке.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

1) Выполнить анализ существующих методов обеспечения отказоустойчивости квадрокоптеров.

2) Исследовать динамику квадрокоптера при отказе двигателя.

3) Разработать алгоритм стабилизации движения в аварийном режиме.

4) Разработать алгоритм управления аварийным снижением и посадкой.

5) Реализовать разработанный алгоритм в программной среде моделирования.

6) Провести компьютерное моделирование и оценить эффективность предложенного подхода.

Объектом исследования является квадрокоптер как динамическая система управления.

Предметом исследования являются алгоритмы аварийного управления квадрокоптером при отказе двигателя.

ВКР УлГУ

2. РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА АВАРИЙНОГО УПРАВЛЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРОМ

2.1 Структура алгоритма аварийного управления квадрокоптером

Разработанный алгоритм предназначен для управления квадрокоптером после отказа одного из двигателей и обеспечения максимально устойчивого аварийного снижения аппарата. В рамках данной работы отказ двигателя задаётся программно в среде моделирования и считается известным для системы управления.

Основной задачей алгоритма является уменьшение последствий аварийной ситуации за счёт сохранения приемлемой пространственной ориентации квадрокоптера и частичного снижения вертикальной скорости падения.

После наступления отказа двигателя M1 система переводит квадрокоптер в аварийный режим и дополнительно отключает диагонально противоположный двигатель M3. В результате аппарат переходит в двухмоторную конфигурацию с двумя работающими двигателями M2 и M4.

Структурно алгоритм включает следующие основные функциональные блоки:

1. Блок задания аварийного режима. Данный блок формирует отказ двигателя M1 в заданный момент времени моделирования. После возникновения отказа дополнительно отключается двигатель M3, и система переходит в аварийный режим управления.

2. Блок получения данных датчиков. Для оценки текущего состояния квадрокоптера используются: инерциальный измерительный блок (IMU), обеспечивающий получение углов ориентации; гироскоп, используемый для измерения угловых скоростей; GPS-модуль, применяемый для определения высоты и расчёта вертикальной скорости снижения.

ВКР УлГУ

3. Блок расчёта целевой скорости снижения. В аварийном режиме алгоритм формирует требуемую вертикальную скорость снижения. На большой высоте используется более быстрое снижение, а при приближении к поверхности целевая скорость уменьшается для частичного смягчения посадки.

4. Регулятор вертикальной скорости. На основе ошибки между текущей и требуемой вертикальной скоростью рассчитывается тяга оставшихся двигателей. Регулирование выполняется только для двигателей M2 и M4.

5. Блок ограничения тяги. Для предотвращения чрезмерного раскручивания квадрокоптера алгоритм ограничивает тягу при увеличении угловой скорости рыскания (yaw-rate). Дополнительно ограничение тяги применяется при больших углах наклона квадрокоптера.

6. Блок формирования управляющих сигналов. После расчёта итоговой тяги формируются одинаковые управляющие сигналы для двигателей M2 и M4. Двигатели M1 и M3 в аварийном режиме полностью отключаются.

Общая логика работы алгоритма заключается в следующем. После программно заданного отказа двигателя M1 квадрокоптер переводится в двухмоторный режим управления. Далее выполняется управление вертикальной скоростью снижения с одновременным ограничением тяги по значениям yaw-rate и угла наклона. Алгоритм не обеспечивает полноценное управление рысканием и не предназначен для продолжения управляемого полёта, а используется исключительно для уменьшения тяжести аварийной посадки. Структура разработанного алгоритма аварийного управления приведена на рисунке 4.

ВКР УлГТУ

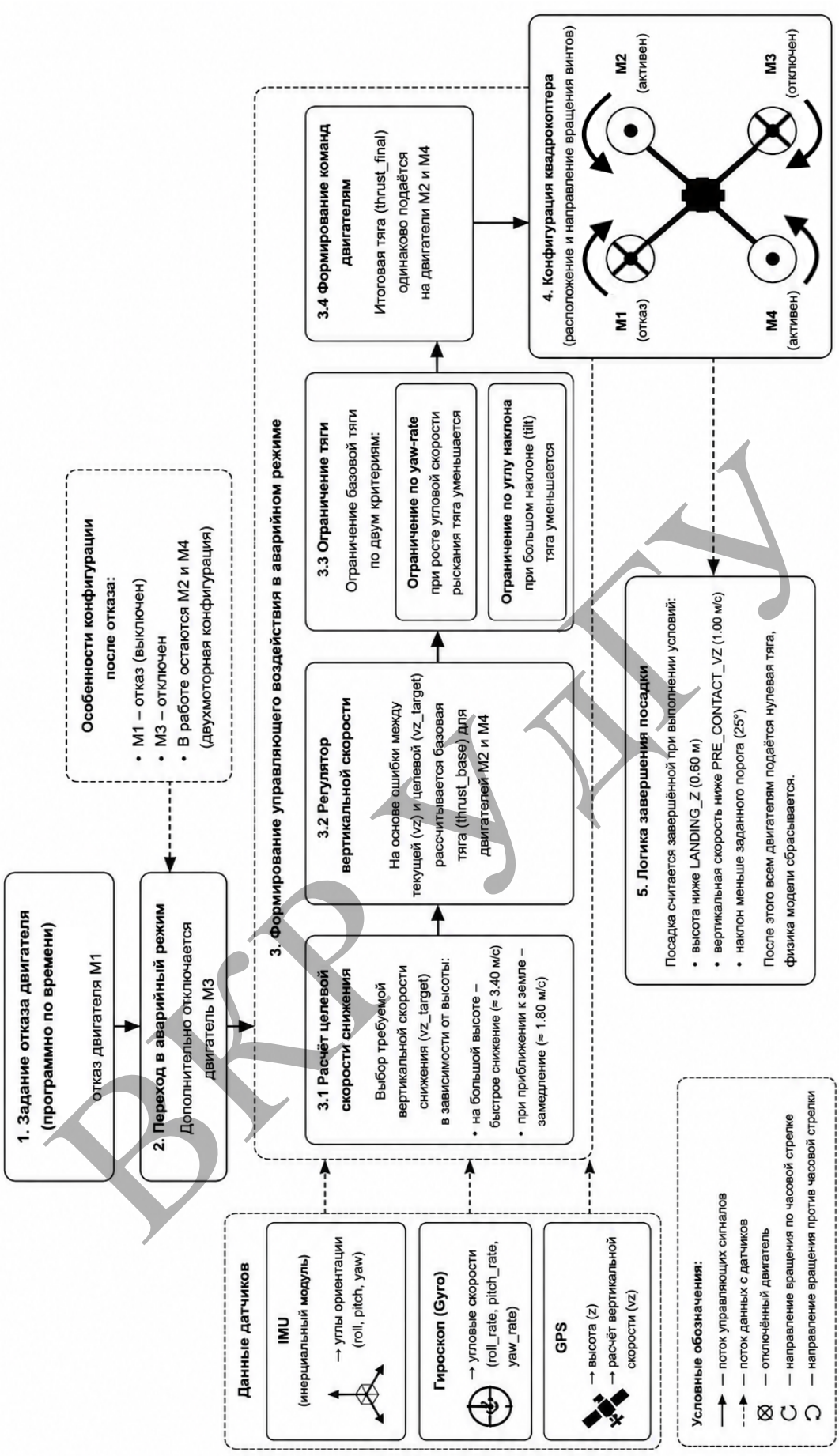


Рисунок 4 - Структура системы аварийной посадки квадрокоптера

ВКР ЮУрГУ

2.2 Постановка задачи аварийного управления

В этой работе рассматривается отказ одного двигателя квадрокоптера, происходящий во время полёта. Предполагается, что остальные элементы системы управления, включая полётный контроллер, инерциальный измерительный блок и датчик высоты, остаются работоспособными. Изменение механической конструкции квадрокоптера не рассматривается.

Анализ динамики квадрокоптера при отказе одного двигателя показывает, что полная стабилизация по всем трём угловым координатам становится невозможной из-за нарушения симметрии тяги и управляющих моментов. Особенно существенной проблемой считается потеря управления по рысканию, так как оставшиеся двигатели создают нескомпенсированный реактивный момент. В итоге без специальных мер аппарат быстро теряет устойчивость, опрокидывается и переходит в неконтролируемое падение.

Целью разрабатываемого аварийного режима считается уменьшение тяжести последствий отказа двигателя за счет сохранения близкой к горизонтальной ориентации аппарата и частичного снижения вертикальной скорости падения по сравнению со сценарием без специального алгоритма.

В этой работе отказ двигателя моделируется программно в заданный момент времени. Такой подход позволяет исследовать поведение квадрокоптера в аварийном режиме и сравнить два сценария: падение без специального алгоритма и снижение с помощью разработанной аварийной стратегии. Полноценная задача диагностики отказа и идентификации неисправного двигателя на этом этапе моделирования не рассматривается.

После наступления отказа предполагается, что двигатель M1 перестаёт создавать тягу. Для восстановления симметрии активной тяги дополнительно отключается двигатель M3, расположенный на противоположной диагонали. В работе остаются двигатели M2 и M4, на которые подаётся одинаковая команда тяги. Такая схема не даёт полноценного управляемого полёта, но позволяет сохранить близкую к горизонтальной ориентацию аппарата в процессе аварийного снижения.

ВКР УлГУ

Для достижения поставленной цели аварийный алгоритм должен решать следующие задачи:

1) Моделировать отказ одного двигателя в заданный момент времени.

2) Отключать отказавший двигатель и диагонально противоположный двигатель.

3) Формировать одинаковую команду тяги для двух оставшихся двигателей.

4) Ограничивать тягу при росте угловой скорости рыскания.

5) Уменьшать вертикальную скорость снижения по сравнению со сценарием без аварийного режима.

6) Завершать посадочный режим при достижении заданных условий по высоте, вертикальной скорости или углу наклона.

При разработке вводятся следующие ограничения:

- Не рассматривается изменение механической конструкции квадрокоптера;

- Не используются дополнительные исполнительные механизмы, сервоприводы, сбрасываемые грузы или парашютные системы;

- Управление рысканием в аварийном режиме не обеспечивается;

- Аварийный режим не предназначен для продолжения полёта по маршруту или посадки в заданную точку;

- Основная задача алгоритма состоит в уменьшении повреждений аппарата при аварийном снижении.

Рассматриваемая система аварийной посадки представляет собой упрощённый программный алгоритм, предназначенный для снижения тяжести последствий отказа двигателя.

ВКР УлГУ

2.3 Алгоритм управления квадрокоптером в аварийном режиме

При отказе одного из двигателей квадрокоптер теряет симметрию тяги и управляющих моментов. В штатной конфигурации управление аппаратом обеспечивается изменением скоростей вращения четырёх винтов, за счет чего формируются суммарная подъёмная сила, моменты крена, тангажа и рыскания. При полном отказе одного двигателя эта схема нарушается: один из каналов тяги становится недоступным, а оставшиеся двигатели создают неуравновешенные моменты. В итоге аппарат быстро теряет устойчивость, возникают большие углы крена и тангажа, а также значительная угловая скорость по рысканию.

В этой работе рассматривается аварийный режим, при котором после отказа двигателя M1 дополнительно отключается двигатель M3, расположенный на противоположной диагонали. В работе остаются двигатели M2 и M4. квадрокоптер переходит в двухмоторную конфигурацию, в которой тяга создаётся двумя симметрично расположенными двигателями.

Идея алгоритма не в сохранении полноценного управляемого полёта, а в предотвращении опрокидывания аппарата и снижении скорости падения по сравнению со сценарием без специального аварийного режима. Управление углом рыскания в такой конфигурации не выполняется. Это вынужденное допущение, так как два оставшихся двигателя не позволяют одновременно компенсировать все моменты и сохранять управление по всем каналам.

Схематично логика работы алгоритма представлена ниже на рисунке 5:

ВКР УлГУ

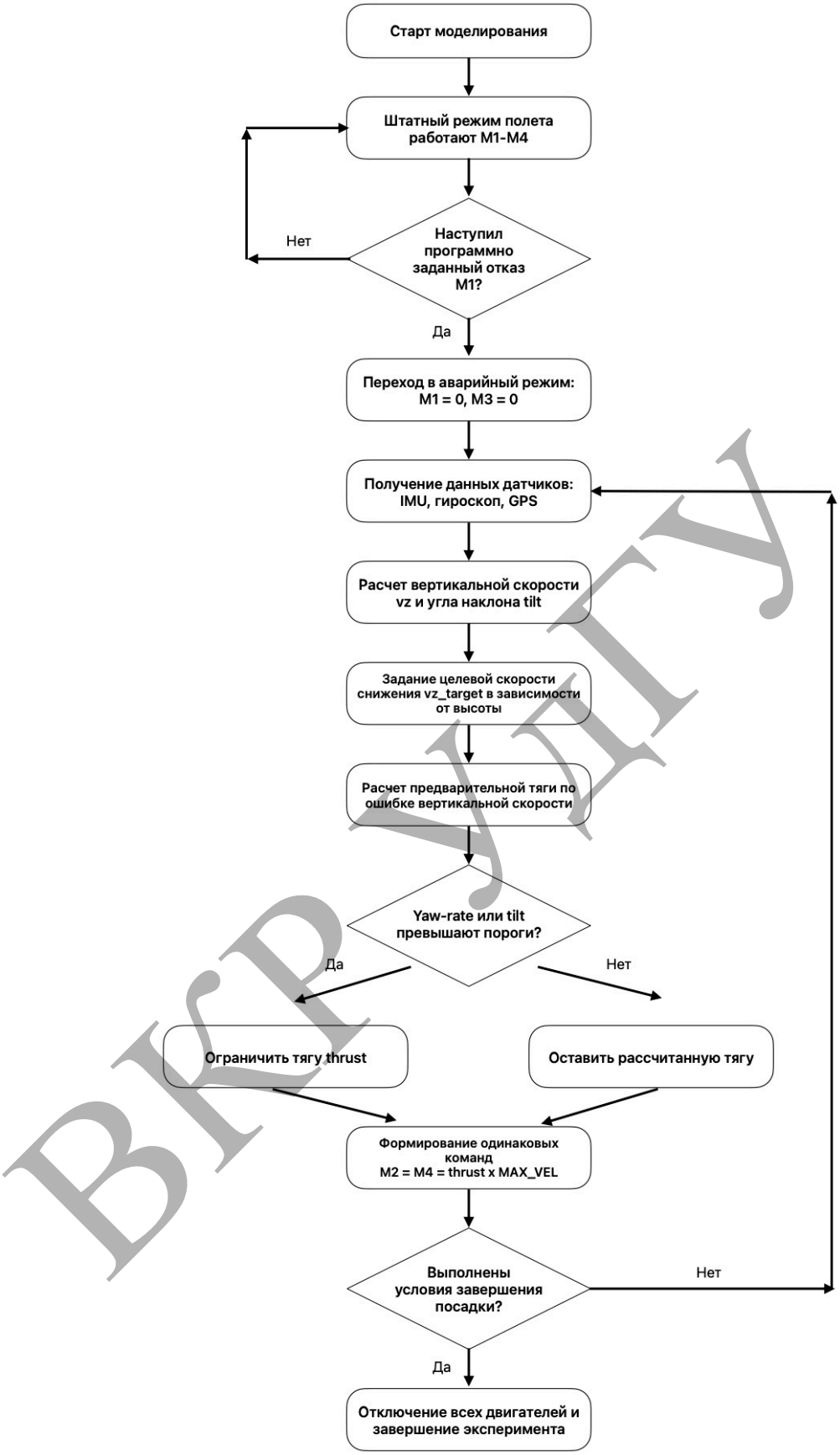


Рисунок 5 - Логика работы алгоритма аварийного управления квадрокоптером

ВКР УлГУ

В реализованной версии алгоритма в аварийном режиме двигатели M2 и M4 получают одинаковую команду тяги. Управляющее воздействие имеет вид:

$$U_2 = U_4 = thrust \cdot \omega_{max} \quad (4)$$

где

U_2 и U_4 - команды на оставшиеся работающие двигатели,

thrust - нормированное значение тяги в аварийном режиме,

ω_{max} - максимальная скорость вращения двигателя, используемая в аварийном режиме.

Команды для двигателей M1 и M3 принимаются равными нулю.

Такая схема позволяет сохранить симметрию тяги относительно центра масс по активной диагонали. За счет этого в модели Webots аппарат сохраняет близкую к горизонтальной ориентацию в процессе аварийного снижения. При этом нескомпенсированный реактивный момент от работающих винтов вызывает быстрое вращение вокруг вертикальной оси. Поэтому рыскание в аварийном режиме рассматривается как неуправляемая координата, а основной критерий эффективности алгоритма - сохранение малых углов крена и тангажа, а также уменьшение вертикальной скорости по сравнению с падением без аварийного алгоритма.

Для ограничения негативного влияния рыскания в алгоритме введено ограничение тяги в зависимости от текущей угловой скорости по оси yaw. Если угловая скорость рыскания становится слишком большой, подаваемая на двигатели тяга уменьшается. Это снижает риск дальнейшего раскручивания аппарата и последующего опрокидывания. Ограничение тяги выполняется по следующему принципу:

- Если |r| < r1, то thrust_max = 0,74;
- Если r1 <= |r| < r2, то thrust_max = 0,48;
- Если r2 <= |r| < r3, то thrust_max = 0,22;

ВКР УлГУ

- Если |r| >= r3, то thrust_max = 0.

Здесь r - текущая угловая скорость рыскания, r1, r2 и r3 - пороговые значения. В проведённом эксперименте использовались значения 45, 70 и 95 рад/с соответственно.

Дополнительно в алгоритме предусмотрено ограничение скорости изменения тяги. Повышение тяги выполняется постепенно, тогда как её уменьшение происходит быстрее. Такой подход позволяет снизить влияние резких переходных процессов после перехода в аварийный режим и уменьшить вероятность потери устойчивости аппарата.

После обнаружения отказа выполняется отключение неисправного двигателя и двигателя, расположенного по диагонали. Далее система переходит к управлению двумя оставшимися двигателями. Для двигателей M2 и M4 формируется одинаковая команда тяги, обеспечивающая симметричное распределение подъёмной силы относительно рабочей диагонали. По мере увеличения угловой скорости рыскания алгоритм ограничивает доступную тягу, предотвращая чрезмерное раскручивание аппарата вокруг вертикальной оси. При достижении условий посадки или предконтактного состояния двигатели отключаются.

Предложенное решение представляет собой упрощённую стратегию аварийного управления. Оно не обеспечивает полного контроля траектории полёта и не позволяет управлять рысканием, однако заметно повышает устойчивость квадрокоптера после отказа двигателя. По сравнению с режимом без аварийного алгоритма аппарат сохраняет более стабильную ориентацию и не переходит в неконтролируемое опрокидывание.

ВКР УлГУ

2.4 Алгоритм управления снижением и аварийной посадкой

После перехода в аварийный режим основной задачей становится организация контролируемого снижения аппарата. Под контролируемым снижением в этой работе понимается уменьшение последствий отказа двигателя за счет сохранения близкой к горизонтальной ориентации и частичного снижения вертикальной скорости падения.

Для управления снижением используется регулятор вертикальной скорости. Текущая вертикальная скорость определяется по изменению высоты, получаемой от GPS-датчика модели Webots:

$$V_z = \frac{z_k - z_{k-1}}{dt} \tag{5}$$

где

z_k - текущая высота аппарата,

z_{k-1} - высота на предыдущем шаге моделирования,

dt - шаг дискретизации.

Для уменьшения влияния скачков измерений используется фильтрация вертикальной скорости:

$$V_{z_f} = \alpha \cdot V_z + (1 - \alpha) \cdot V_{z_{prev}} \tag{6}$$

где

V_{z_f} - отфильтрованная вертикальная скорость,

$V_{z_{prev}}$ - значение фильтра на предыдущем шаге,

α - коэффициент фильтрации. В экспериментальной реализации использовалось значение $\alpha = 0{,}25$.

Заданная вертикальная скорость в аварийном режиме выбирается в зависимости от текущей высоты. На основной части снижения задаётся более

ВКР УлГУ

высокая скорость снижения, а вблизи поверхности - меньшая. При высоте больше 2,20 м заданная скорость принималась равной -3,40 м/с. При снижении ниже 2,20 м выполнялся плавный переход к значению -1,80 м/с. Так можно попытаться уменьшить скорость аппарата перед касанием поверхности.

Сигнал тяги вычисляется по пропорциональному закону:

$$thrust_{raw} = thrust_{base} + K_{V_z} \cdot (V_{z_{target}} - V_z) \quad (7)$$

где

$thrust_{raw}$ - предварительное значение нормированной тяги,

$thrust_{base}$ - базовый уровень тяги в аварийном режиме. В экспериментальной реализации использовалось значение $thrust_{base} = 0{,}58$,

K_{V_z} - коэффициент регулятора вертикальной скорости. В экспериментальной реализации использовалось значение $K_{V_z} = 0{,}045$,

$V_{z_{target}}$ - заданная вертикальная скорость,

V_z - текущая вертикальная скорость.

Полученное значение тяги ограничивается диапазоном:

0 <= thrust <= 0,74.

Однако фактическая тяга дополнительно ограничивается по угловой скорости рыскания. Причина в том, что работа двух двигателей, расположенных на одной диагонали, создаёт нескомпенсированный реактивный момент. При увеличении тяги возрастает и момент рыскания, что приводит к быстрому вращению аппарата вокруг вертикальной оси. Поэтому при превышении заданных порогов yaw-rate тяга уменьшается.

В результате алгоритм управления снижением имеет следующий вид:

1) На каждом шаге моделирования измеряется текущая высота z.

2) По изменению высоты вычисляется вертикальная скорость V_z.

ВКР УлГУ

3) Значение V_z фильтруется для уменьшения влияния скачков.

4) В зависимости от высоты задаётся целевая вертикальная скорость $V_{z_{target}}$.

5) По ошибке вертикальной скорости вычисляется требуемая тяга.

6) Тяга ограничивается по максимально допустимому значению.

7) Тяга дополнительно ограничивается при росте угловой скорости рыскания.

8) Одинаковая команда подаётся на двигатели M2 и M4.

Завершение посадки определяется по нескольким условиям:

- z <= 0,60 м;

- z <= 0,75 м и V_z < -1,00 м/с;

- z <= 1,00 м и угол наклона превышает 25°.

Первое условие соответствует достижению малой высоты над поверхностью. Второе условие используется для предконтактного отключения двигателей при быстром снижении. Третье условие считается защитным и предотвращает дальнейшую работу двигателей при опасном наклоне аппарата.

Для обеспечения устойчивого аварийного снижения используются ограничения по угловой скорости рыскания и углу наклона квадрокоптера. При превышении допустимых значений yaw-rate выполняется уменьшение тяги оставшихся двигателей, что позволяет ограничить скорость вращения аппарата вокруг вертикальной оси. Дополнительно ограничение тяги применяется при больших углах наклона квадрокоптера.

Также в алгоритме используется переменная целевая скорость снижения. На большой высоте допускается более быстрое снижение, а при приближении к поверхности значение целевой вертикальной скорости уменьшается для частичного смягчения посадки.

Основные параметры разработанного алгоритма приведены в таблице 2. Значения параметров были выбраны экспериментально на основе серии моделирований в среде Webots. Основным критерием настройки являлось

ВКР УлГУ

ограничение угловой скорости рыскания и предотвращение быстрого опрокидывания квадрокоптера после отказа двигателя.

Таблица 2 - Основные параметры разработанного алгоритма аварийного управления

Параметр	**Обозначение в коде**	**Значение**	**Назначение**
Время отказа двигателя	FAIL_TIME	18 с	Момент перехода в аварийный режим
Высота завершения посадки	LANDING_Z	0,6 м	Условие отключения двигателей
Максимальная команда двигателя	MAX_MOTOR_VEL	600 рад/с	Ограничение скорости вращения двигателей
Целевая скорость снижения на большой высоте	vz_target_hight	-3,4 м/с	Быстрое аварийное снижение
Целевая скорость снижения у поверхности	vz_target_low	-1,8 м/с	Частичное смягчение посадки
Порог yaw-rate (первый уровень)	yaw_rate_1	45 рад/с	Начало ограничения тяги
Порог yaw-rate (второй уровень)	yaw_rate_2	70 рад/с	Усиленное ограничение тяги
Порог yaw_rate (критический уровень)	yaw_rate_3	95 рад/с	Максимальное ограничение тяги
Предельный угол наклона	tilt_limit	45°	Ограничение тяги при сильном наклоне
Работающие двигатели в аварийном режиме	-	M2 и M4	Формирование двухмоторной конфигурации
Отключаемые двигатели	-	M1 и M3	Переход в аварийный режим

Следует подчеркнуть, что проведённый эксперимент показал ограниченность двухмоторной схемы. Несмотря на наличие регулятора вертикальной скорости, фактическая скорость снижения остаётся достаточно большой. Причина в том, что при росте yaw-rate алгоритм вынужден уменьшать тягу для предотвращения раскручивания и опрокидывания аппарата. Поэтому аварийный режим следует рассматривать как способ уменьшения тяжести последствий отказа, а не как полноценную мягкую посадку.

ВКР УлГУ

2.5 Выводы по главе 2

В рамках данной главы была разработана система аварийного управления квадрокоптером при отказе одного двигателя. Предложенный подход основан на переходе аппарата в двухмоторную конфигурацию с отключением отказавшего двигателя и диагонально противоположного ему двигателя.

Разработан алгоритм стабилизации движения в аварийном режиме, обеспечивающий сохранение близкой к горизонтальной ориентации квадрокоптера за счёт ограничения тяги по угловой скорости рыскание и углу наклона. Также разработан алгоритм управления аварийным снижением, направленный на уменьшение вертикальной скорости и снижение тяжести последствий при контакте аппарата с поверхностью.

Особенностью предложенного подхода является использование минимального набора сенсоров и возможность реализации алгоритма на стандартном полётном контроллере без существенного усложнения конструкции квадрокоптера.

При разработке алгоритма учитывались ограничения двухмоторной конфигурации, в частности невозможность полноценного управления рысканием после отказа двигателя. В связи с этим в аварийном режиме приоритет отдаётся стабилизации пространственной ориентации аппарата и обеспечению контролируемого снижения.

Разработанный алгоритм представляет собой базовую аварийную стратегию управления, предназначенную для повышения отказоустойчивости квадрокоптера и уменьшения последствий отказа двигателя. Для оценки эффективности предложенного подхода далее выполняется компьютерное моделирование и серия экспериментальных исследований.

ВКР УлГУ

3. КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКИ

3.1 Выбор программной среды моделирования

Для проверки работоспособности разработанного алгоритма аварийного управления использовалась среда робототехнического моделирования Webots. Данная среда предназначена для моделирования мобильных роботов, беспилотных летательных аппаратов и автономных систем управления.

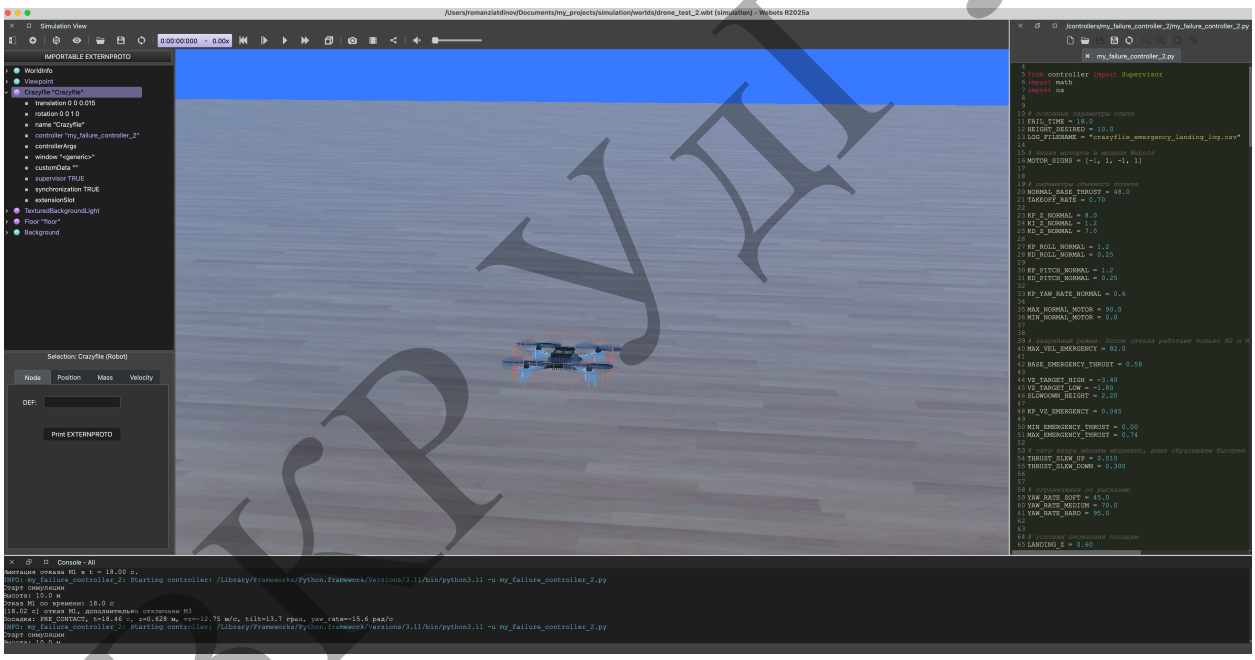


Рисунок 6 - Интерфейс программы Webots

Webots позволяет выполнять численное моделирование динамики твёрдого тела, рассчитывать взаимодействие объектов с окружающей средой, моделировать работу датчиков и исполнительных механизмов, а также реализовывать пользовательские алгоритмы управления на языках Python[24], C/C++ и Java. Благодаря этому среда широко применяется в задачах робототехники, автоматического управления и разработки алгоритмов для беспилотных летательных аппаратов.

ВГУЛТУ

В качестве физического движка в Webots используется Open Dynamics Engine (ODE)[25], обеспечивающий моделирование динамики многотельных механических систем с учётом сил тяжести, инерции, столкновений и контактного взаимодействия объектов. Использование ODE делает среду пригодной для инженерной оценки поведения квадрокоптера в аварийных режимах полёта.

Одним из преимуществ Webots является наличие готовых моделей беспилотных летательных аппаратов и встроенных средств моделирования датчиков. Это позволяет сосредоточить внимание на разработке и исследовании алгоритмов управления без необходимости создания собственной физической модели квадрокоптера с нуля.

Среда Webots позволяет проводить серию повторяемых экспериментов с различными параметрами аварийного режима, оценивать влияние отказа двигателя на пространственную ориентацию квадрокоптера, вертикальную скорость снижения и угловую скорость рыскания[26,27].

Все эксперименты проводились при стандартном значении ускорения свободного падения 9,81 м/с² и при отсутствии ветровых возмущений. Дополнительные внешние воздействия и аэродинамические помехи в данной работе не моделировались.

Таким образом, среда Webots обеспечивает достаточный уровень реалистичности моделирования для инженерной оценки эффективности разработанного алгоритма аварийного управления квадрокоптером

ВКР УлГТУ

3.2 Используемая модель квадрокоптера

В качестве объекта моделирования выбран квадрокоптер Crazyflie. Эта подходит для исследования алгоритмов управления малогабаритными БПЛА, так как имеет небольшую массу, простую конструкцию и готовую реализацию в Webots. Модель содержит четыре двигателя, инерциальный измерительный блок, гироскоп и датчик координат, что позволяет получать необходимые параметры движения: высоту, углы ориентации и угловые скорости[28,29].

Технические характеристики квадрокоптера Crazyflie 2.1[30], используемые в виртуальный модели приведены в таблице 3 и 4 (данные взяты из PROTO-файла модели).

Таблица 3 - Основные физические параметры квадрокоптера.

Параметр	**Обозначение**	**Значение**
Взлетная масса	m	50 г (0.05 кг)
Габаритные размеры (представление в виде цилиндра), высота х радиус	H, R	0,03х0,05 м
Длина плеча (расстояние от центра масс до оси мотора)	l	0,0438 м
Коэффициент тяги пропеллера	b	$4*10^{-5}$ Н*с^2/рад^2
Коэффициент момента пропеллера	d	$2,4*10^{-6}$ Н*м*с^2/рад^2
Максимальная скорость вращения	ω_{max}	600 рад/с

Из вышеперечисленных данных мы можем рассчитать моменты инерции, выполним расчет и составим таблицу 4.

Таблица 4 - Расчетные моменты инерции квадрокоптера

Ось	**Формула расчета**	**Момент инерции (кг*м^2)**
X (крен)	$I_{xx} = 1/12 \cdot m \cdot (3R^2 + H^2)$	$3,5*10^{-5}$
Y (тангаж)	$I_{yy} = I_{xx}$	$3,5*10^{-5}$
Z (рысканье)	$I_{zz} = 1/2 \cdot m \cdot R^2$	$6,25*10^{-5}$

ВКР УлГУ

3.3 Методика проведения экспериментов

В эксперименте использовалась следующая общая схема моделирования:

1) Квадрокоптер взлетает и набирает высоту около 10 м.

2) До момента отказа работает штатный режим стабилизации.

3) В момент времени t = 18 с моделируется отказ двигателя M1.

4) В базовом сценарии специальный аварийный алгоритм не включается.

5) В экспериментальном сценарии дополнительно отключается двигатель M3, а двигатели M2 и M4 продолжают работать по аварийному алгоритму.

6) Параметры движения записываются в CSV-файл для последующего анализа.

В этой работе отказ двигателя моделировался программно в заранее заданный момент времени. Это значит, что в текущей версии эксперимента не реализуется полноценная диагностика отказа по данным обратной связи двигателя. Такой подход допустим для этапа проверки аварийного алгоритма, так как позволяет сравнить поведение одной и той же модели в двух одинаковых условиях: без специального режима и с включённым аварийным режимом.

Webots предоставляет несколько заранее подготовленных файлов мира (.wbt) и контроллеров для модели Crazyflie. в этой работе используется базовый мир, содержащий пол и один экземпляр модели Crazyflie. Процесс настройки симуляции включает шаги:

1) Открытие Webots и загрузка мира.

2) В дереве сцены выбран объект Crazyflie, в его полях заданы начальные условия (координаты и начальные углы).

3) Для моделирования отказа двигателя в контроллере реализовано принудительное обнуление управляющего сигнала для заданного мотора.

ВКР УлГУ

Контроллер реализован на языке Python. В штатном режиме он выполняет набор высоты и стабилизацию аппарата с помощью регуляторов по высоте, крену, тангажу и угловой скорости рыскания. В аварийном режиме логика управления изменяется: двигатель M1 считается отказавшим, двигатель M3 отключается программно, а двигатели M2 и M4 получают одинаковый управляющий сигнал.

В процессе моделирования в лог записывались следующие параметры:

- T - время эксперимента;
- Z - высота аппарата;
- Vz - вертикальная скорость;
- Z_ref - заданная высота в штатном режиме;
- Roll_deg - угол крена;
- Pitch_deg - угол тангажа;
- Yaw_deg - угол рыскания;
- Roll_rate - угловая скорость крена;
- Pitch_rate - угловая скорость тангажа;
- Yaw_rate - угловая скорость рыскания;
- Tilt_deg - суммарный угол наклона;
- M1, m2, m3, m4 - команды на двигатели;
- Thrust - нормированная тяга в аварийном режиме;
- Yaw_cap - ограничение тяги по скорости рыскания;
- Vz_target - заданная вертикальная скорость;
- Mode - текущий режим работы контроллера.

Для оценки эффективности алгоритма были проведены два эксперимента:

1) Отказ двигателя без специального аварийного режима.

2) Отказ двигателя с включением разработанного аварийного режима.

Сравнение этих двух сценариев позволяет определить, насколько алгоритм влияет на ориентацию аппарата, время снижения и вертикальную скорость перед завершением эксперимента.

ВКР УлГУ

3.4 Выводы по главе 3

В данной главе проведено моделирование разработанной системы аварийной посадки квадрокоптера при отказе двигателя. В качестве среды моделирования использована платформа Webots, позволяющая воспроизводить динамику полёта беспилотных летательных аппаратов, получать данные виртуальных датчиков и реализовывать алгоритмы управления.

Для исследований выбрана модель квадрокоптера Crazyflie, характеристики которой соответствуют параметрам малогабаритного беспилотного летательного аппарата. Для модели определены основные физические параметры и рассчитаны моменты инерции, необходимые для адекватного воспроизведения динамики полёта.

Разработанная методика экспериментов включает сравнение двух режимов работы: отказ двигателя без применения аварийного алгоритма и отказ двигателя с использованием разработанной системы управления. В процессе моделирования регистрировались высота полёта, вертикальная скорость, углы ориентации, угловые скорости и управляющие воздействия на двигатели.

Созданная модель и принятая методика позволяют оценить работу алгоритма аварийного управления в одинаковых условиях и провести корректное сравнение результатов для различных сценариев полёта. Полученные результаты представлены в следующей главе.

ВКР УлГУ

4. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗРАБОТАННОГО АЛГОРИТМА

4.1 Теоретическая оценка возможности полета на двух двигателях

Перед проведением вычислительных экспериментов необходимо оценить, способны ли два двигателя создать тягу, достаточную для уравновешивания силы тяжести квадрокоптера, а также проверить, укладываются ли требуемые обороты в рабочий диапазон регуляторов скорости модели.

При отказе двух двигателей суммарная подъемная сила создается двумя пропеллерами. Для висения на постоянной высоте необходимо:

$$2 \cdot T = m \cdot g \tag{7}$$

где

T - тяга одного работающего двигателя,

m - масса дрона,

g - ускорение свободного падения.

Тяга пропеллера связана со скоростью вращения соотношением:

$$T = b \cdot \omega^2 \tag{8}$$

где

b - коэффициент тяги.

Тогда мы можем преобразовать уравнение 7 и вывести из него необходимую скорость вращения:

ВКР УлГУ

$$2 \cdot b \cdot \omega^2 = mg => \omega = \sqrt{\frac{mg}{2b}} \quad (9)$$

Расчет для модели Crazyflie (исходные данные берем из таблицы 1):

$$\omega = \sqrt{\frac{0{,}05 \cdot 9{,}81}{2 \cdot 4 \cdot 10^{-5}}} = \sqrt{6131{,}25} \approx 78{,}3 \text{ рад/с} \quad (10)$$

Максимальная скорость вращения двигателя в модели составляет 600 рад/с. Следовательно, по вертикальной тяге два двигателя теоретически способны создать подъёмную силу, достаточную для висения или замедленного снижения аппарата.

Однако нужно учитывать момент рыскания. Двигатели, расположенные на одной диагонали, вращаются в одном направлении, поэтому их реактивные моменты не компенсируются. В итоге возникает значительный момент относительно вертикальной оси, который приводит к раскручиванию аппарата. Это значит, что даже при достаточной вертикальной тяге двухмоторная конфигурация остаётся ограниченной по управляемости. В такой схеме управление yaw фактически приносится в жертву ради сохранения возможности частично управлять снижением и ориентацией аппарата.

ВКР УлГТУ

4.2 Исследование полета без аварийного режима

В первом эксперименте моделировался отказ двигателя M1 без включения специального аварийного режима. До момента отказа квадрокоптер находился в штатном режиме и удерживал высоту около 10 м. Отказ был задан в момент времени t = 18,016 с. Высота аппарата в момент отказа составляла 10,1331 м.

После отказа двигатель M1 перестал создавать тягу, однако остальные двигатели продолжили работу в штатной схеме управления. Из-за нарушения симметрии тяги и моментов аппарат быстро потерял устойчивость. Углы крена и тангажа начали резко возрастать, что привело к опрокидыванию модели.

Завершение эксперимента произошло в момент времени t = 19,648 с. время от отказа до завершения падения составило 1,632 с. Высота в последней строке лога составляла 0,8186 м, а вертикальная скорость достигла -12,2229 м/с.

Максимальный суммарный угол наклона после отказа составил 190,62°. В конце эксперимента угол наклона составлял 148,48°. Это показывает, что без специального аварийного режима аппарат не сохраняет горизонтальное положение и фактически переходит в неконтролируемое падение. Максимальная по модулю угловая скорость рыскания составила 63,3832 рад/с.

Базовый эксперимент подтверждает, что отказ одного двигателя для квадрокоптера считается критическим. При отсутствии аварийного алгоритма модель быстро теряет устойчивость, переворачивается и достигает поверхности с высокой вертикальной скоростью.

ВКР УлГУ

4.3 Исследование полета с аварийным режимом

Во втором эксперименте использовался разработанный аварийный алгоритм. Как и в первом случае, отказ двигателя M1 моделировался в момент времени t = 18,016 с. Высота аппарата в момент отказа составляла 10,2045 м.

После фиксации отказа двигатель M1 считался неработоспособным, а двигатель M3 отключался дополнительно. В работе оставались только двигатели M2 и M4. На них подавалась одинаковая тяга, вычисленная регулятором вертикальной скорости и ограниченная по yaw-rate.

Эксперимент завершился в момент времени t = 20,096 с. Время от отказа до завершения посадки составило 2,080 с. Высота в последней строке лога составляла 0,3980 м, вертикальная скорость - -10,9976 м/с.

Главный положительный эффект аварийного алгоритма проявился в сохранении ориентации аппарата. Максимальный суммарный угол наклона после отказа составил всего 0,05°. В конце эксперимента угол наклона также составлял 0,05°. Это значит, что аппарат сохранял практически горизонтальное положение на протяжении всего аварийного снижения.

При этом угловая скорость рыскания оказалась выше, чем в эксперименте без алгоритма. Максимальное значение yaw-rate составило 129,7560 рад/с. Это объясняется тем, что оставшиеся два двигателя создают нескомпенсированный реактивный момент вокруг вертикальной оси. Данный результат подтверждает анализ: двухмоторная конфигурация позволяет сохранить ориентацию по крену и тангажу, но не даёт управление рысканием.

Следует также отметить, что вертикальная скорость снизилась незначительно. По сравнению с базовым сценарием скорость в конце эксперимента уменьшилась с -12,2229 м/с до -10,9976 м/с. Это соответствует снижению ударной скорости примерно на 10 %. Основная причина ограниченного эффекта по вертикальной скорости заключается в том, что при росте угловой скорости рыскания алгоритм уменьшает тягу, чтобы снизить риск дальнейшего раскручивания и опрокидывания аппарата.

ВКР УлГУ

4.4 Сравнение результатов моделирования

Результаты двух экспериментов приведены в таблице 5, подробное сравнение можно увидеть в приложении Б.

Таблица 5 - Сравнение основных характеристик поведения квадрокоптера при отказе двигателя M1

Показатель	**Без аварийного алгоритма**	**С аварийным алгоритмом**
Момент отказа, с	18,016	18,016
Высота при отказе, м	10,1331	10,2045
Время от отказа до завершения эксперимента, с	1,632	2,08
Вертикальная скорость в момент касания с землей, м/с	-12,2229	-10,9976
Максимальный угол наклона после отказа, град	190,62	0,05
Максимальная угловая скорость yaw, рад/с	63,3832	129,756

Из таблицы видно, что алгоритм существенно влияет на пространственную ориентацию аппарата. Без аварийного режима квадрокоптер быстро переворачивается, а угол наклона превышает 190°. При использовании аварийного режима аппарат сохраняет практически горизонтальное положение, а угол наклона не превышает 0,05°.

Также увеличивается время аварийного снижения: с 1,632 с до 2,080 с. Это указывает на частичное замедление падения. Вертикальная скорость в конце эксперимента уменьшается с -12,2229 м/с до -10,9976 м/с. Относительное уменьшение вертикальной скорости составляет:

$$((12{,}2229 - 10{,}9976)/12{,}2229) * 100\,\% = 10{,}0\,\% \qquad (11)$$

Алгоритм снижает вертикальную скорость примерно на 10 %. Однако абсолютное значение скорости остаётся высоким. Поэтому утверждать, что в текущей реализации обеспечивается мягкая посадка, нельзя. Более корректно

ВКР УлГУ

говорить о снижении тяжести аварийного падения и предотвращении опрокидывания аппарата.

Отдельного внимания заслуживает рост угловой скорости рыскания. В эксперименте с аварийным алгоритмом максимальная yaw-rate составила 129,7560 рад/с, что выше, чем в базовом сценарии. Это это ожидаемое следствие работы двух двигателей, расположенных на одной диагонали и создающих реактивный момент одного направления. в этой работе управление рысканием не считается целью аварийного режима, а его рост ограничивается только косвенно - через уменьшение тяги при превышении заданных порогов yaw-rate.

ВКР УДГУ

4.5 Анализ результатов экспериментов

Результаты моделирования показали, что отказ одного двигателя без применения специального аварийного алгоритма приводит к быстрой потере устойчивости квадрокоптера. После отказа аппарат начинает интенсивно вращаться, опрокидывается, а угол наклона достигает 190,62°. К концу эксперимента вертикальная скорость снижения составляет -12,2229 м/с, что соответствует режиму практически неконтролируемого падения.

Использование разработанного аварийного алгоритма позволяет заметно улучшить поведение аппарата после отказа двигателя. После отключения неисправного двигателя M1 и диагонально расположенного двигателя M3 квадрокоптер переходит в двухмоторный режим и сохраняет практически горизонтальную ориентацию на протяжении всего снижения. Максимальный угол наклона не превышает 0,05°, что можно считать основным результатом проведённого исследования.

При этом алгоритм не обеспечивает мягкую посадку. Вертикальная скорость в конце эксперимента составляет -10,9976 м/с, что лишь примерно на 10 % меньше по сравнению с базовым сценарием. Такое ограничение связано с ростом угловой скорости рыскания. По мере увеличения yaw-rate алгоритм вынужден уменьшать тягу оставшихся двигателей, чтобы предотвратить дальнейшее раскручивание аппарата. В результате снижается эффективность торможения по вертикальной оси.

Проведённое исследование позволяет сделать несколько выводов. Разработанный алгоритм эффективно предотвращает опрокидывание квадрокоптера после отказа двигателя и обеспечивает сохранение близкой к горизонтальной ориентации аппарата. Использование диагональной двухмоторной схемы подтверждает возможность стабилизации крена и тангажа даже после потери одного двигателя. В то же время управление рысканием в такой конфигурации отсутствует, поэтому угловая скорость вращения вокруг вертикальной оси быстро возрастает. Ограничение тяги по yaw-rate снижает вероятность потери устойчивости, однако одновременно

ВКР УлГУ

уменьшает возможности по снижению вертикальной скорости. Несмотря на её уменьшение примерно на 10 %, достигнутого эффекта недостаточно для обеспечения мягкой посадки. По этой причине разработанный алгоритм следует рассматривать как средство уменьшения последствий аварии, а не как полноценную систему безопасной посадки.

Полученные результаты подтверждают перспективность предложенного подхода для сохранения ориентации квадрокоптера после отказа двигателя. Одновременно исследование показало направления дальнейшего развития алгоритма. Перспективным представляется использование активного дифференциального управления двумя оставшимися двигателями, совершенствование закона ограничения тяги по угловой скорости рыскания и уточнение критериев завершения посадки.

ВКР УлГУ

4.6 Ограничения разработанного алгоритма

Моделирование показало, что разработанный аварийный алгоритм способен существенно улучшить пространственную ориентацию квадрокоптера после отказа двигателя. В эксперименте с аварийным режимом аппарат сохранял практически горизонтальное положение, тогда как без специального алгоритма происходило быстрое опрокидывание. Однако результаты также выявили ряд существенных ограничений предложенного подхода.

Первым и наиболее важным ограничением считается невозможность управления рысканием. После отключения отказавшего двигателя M1 и диагонально противоположного двигателя M3 в работе остаются двигатели M2 и M4. Они расположены на одной диагонали и создают реактивные моменты одного направления. В итоге возникает нескомпенсированный момент относительно вертикальной оси, из-за которого аппарат быстро вращается вокруг оси yaw.

В разработанном алгоритме управление углом рыскания не выполняется. Это вынужденное допущение, так как двухмоторная конфигурация не позволяет одновременно обеспечить управление креном, тангажом, вертикальным движением и рысканием. Поэтому в аварийном режиме происходит отказ от управления рысканием ради сохранения близкой к горизонтальной ориентации и уменьшения последствий падения.

Вторым ограничением считается высокая угловая скорость рыскания. По результатам эксперимента с аварийным алгоритмом максимальная угловая скорость yaw составила 129,7560 рад/с. Это значение выше, чем в сценарии без специального режима. Такой результат это ожидаемое следствие выбранной диагональной двухмоторной схемы. При увеличении тяги оставшихся двигателей увеличивается и реактивный момент, вызывающий раскручивание аппарата.

Для ограничения негативного влияния рыскания в алгоритме используется ограничение тяги по yaw-rate. Если угловая скорость рыскания

ВКР УлГУ

превышает заданные пороги, тяга оставшихся двигателей уменьшается. Так можно снизить риск дальнейшего раскручивания и опрокидывания аппарата, однако приводит к третьему ограничению - ухудшению способности замедлять вертикальное снижение.

Третьим ограничением считается недостаточное снижение вертикальной скорости. В эксперименте без аварийного алгоритма вертикальная скорость в конце моделирования составила -12,2229 м/с. При использовании разработанного режима она уменьшилась до -10,9976 м/с. снижение вертикальной скорости составило около 10 %. Это это положительный результат, однако абсолютное значение скорости остаётся слишком большим для мягкой посадки.

Причина такого ограничения заключается в противоречии между двумя целями управления. С одной стороны, для уменьшения вертикальной скорости необходимо увеличивать тягу оставшихся двигателей. С другой стороны, увеличение тяги приводит к росту реактивного момента и ускорению вращения по yaw. Поэтому алгоритм вынужден ограничивать тягу при росте yaw-rate, что снижает возможность эффективного торможения падения.

Четвёртым ограничением считается отсутствие управления горизонтальным перемещением. Разработанный аварийный режим не предназначен для посадки в заданную точку и не даёт продолжение полёта по маршруту. После отказа двигателя аппарат может смещаться в горизонтальной плоскости под действием текущих скоростей, возмущений и особенностей динамики модели. В этой работе основное внимание уделяется ориентации и вертикальной скорости, а не точности места посадки.

Пятым ограничением считается зависимость результатов от параметров модели Webots. В реальном квадрокоптере на поведение после отказа будут влиять задержки электронных регуляторов скорости, инерционность двигателей, точность датчиков, вибрации, заряд аккумулятора, аэродинамическое сопротивление, гибкость конструкции и особенности контакта с поверхностью. В модели Webots часть этих факторов учитывается

ВКР УлГУ

приближённо, поэтому результаты моделирования следует рассматривать как инженерную оценку работоспособности идеи, а не как полное подтверждение применимости алгоритма на реальном аппарате.

Шестым ограничением считается программное моделирование отказа. В проведённых экспериментах отказ двигателя задавался в фиксированный момент времени, а не обнаруживался автоматически по данным датчиков или обратной связи двигателя. Это значит, что в текущей версии работы проверяется именно аварийная стратегия управления после наступления отказа, а не полноценная система обнаружения и диагностики неисправности.

Седьмым ограничением считается проверка алгоритма только для одного сценария отказа. В проведённом эксперименте рассматривался отказ двигателя M1 при высоте около 10 м. Для более полной оценки алгоритма нужно проверить отказы разных двигателей, различные начальные высоты, скорости, углы ориентации и моменты возникновения неисправности.

Алгоритм имеет выраженный положительный эффект по критерию сохранения ориентации, но обладает ограниченной эффективностью по критерию вертикальной скорости. Его следует рассматривать как базовую аварийную стратегию, направленную на уменьшение тяжести последствий отказа двигателя, а не как завершённую систему мягкой автоматической посадки.

ВКР УлГУ

4.7 Направления дальнейших исследований

Результаты моделирования показали, что разработанный аварийный алгоритм способен предотвращать опрокидывание квадрокоптера после отказа двигателя, однако для повышения эффективности аварийного снижения требуется его дальнейшее совершенствование. Анализ полученных результатов позволил выделить несколько направлений развития предложенного подхода.

Одним из таких направлений является исследование дифференциального управления оставшимися двигателями. В текущей реализации двигатели M2 и M4 получают одинаковые команды тяги. Это упрощает систему управления и обеспечивает симметричное распределение тяги, однако не позволяет в полной мере использовать возможности двухмоторной конфигурации. Перспективным представляется вариант, при котором тяга двигателей будет изменяться независимо с учётом текущих углов крена и тангажа, а также соответствующих угловых скоростей. Такой подход может повысить эффективность стабилизации ориентации аппарата.

Другим направлением является совершенствование механизма ограничения тяги по угловой скорости рыскания. В существующей версии алгоритма используются фиксированные пороговые значения yaw-rate, при превышении которых тяга ступенчато уменьшается. Несмотря на простоту реализации, такой способ может вызывать резкие изменения управляющих воздействий и ухудшать торможение вертикального снижения. Более перспективным выглядит использование непрерывной функции ограничения, позволяющей плавно изменять тягу в зависимости от текущей угловой скорости рыскания и тем самым находить более эффективный баланс между стабилизацией аппарата и уменьшением скорости падения.

Отдельный интерес представляет адаптивная настройка параметров регулятора вертикальной скорости. В текущем варианте коэффициенты алгоритма остаются постоянными на протяжении всего полёта. Однако оптимальные параметры управления могут изменяться в зависимости от

ВКР УлГУ

высоты, скорости снижения, угла наклона аппарата и интенсивности вращения вокруг вертикальной оси. Использование адаптивных настроек способно повысить эффективность торможения на различных этапах аварийного снижения.

Перспективным направлением является и развитие алгоритма завершения посадки. Сейчас отключение двигателей происходит при выполнении заранее заданных условий по высоте, вертикальной скорости и углу наклона. В дальнейшем критерий завершения аварийного режима может учитывать дополнительные параметры, включая ускорения, скорость сближения с поверхностью, признаки контакта и изменение показаний датчиков. Это позволит повысить надёжность определения момента посадки.

Для практического применения алгоритма необходимо также реализовать систему обнаружения отказа двигателя. В рамках данной работы отказ задавался программно в заранее определённый момент времени, что было удобно для проведения экспериментов. В реальных условиях система должна самостоятельно определять возникновение неисправности по данным бортовых датчиков и реакции аппарата на управляющие воздействия. Для решения этой задачи могут использоваться показания гироскопов, акселерометров, высотомеров, а также анализ угловых ускорений после изменения команд управления.

При дальнейшем переносе алгоритма на реальные летательные аппараты необходимо учитывать результаты исследований в области устойчивости и управления беспилотными летательными аппаратами, особенности работы инерциальных измерительных систем, а также влияние задержек передачи и исполнения команд. Эти факторы могут существенно влиять на эффективность аварийного управления и должны учитываться при практической реализации системы.

Дополнительные исследования целесообразно провести для различных сценариев отказа. Необходимо проверить работу алгоритма при отказе каждого из четырёх двигателей, а также при различных высотах полёта, начальных скоростях, ориентации аппарата и моментах возникновения

ВКР УлГУ

неисправности. Такой подход позволит определить область применимости разработанного решения и оценить его устойчивость к изменению условий эксплуатации.

Интерес представляет и сравнение предложенной диагональной двухмоторной схемы с альтернативными аварийными стратегиями. В частности, возможно сопоставление с вариантами отключения двигателя, расположенного на одной оси с отказавшим, режимом биротора, трёхмоторной схемой без дополнительного отключения двигателя, а также алгоритмами, ориентированными исключительно на управление вертикальной скоростью. Результаты такого сравнения позволят определить наиболее эффективный способ аварийного управления для малогабаритных квадрокоптеров.

Ещё одним направлением развития является использование более реалистичных моделей квадрокоптера. Для повышения достоверности моделирования необходимо учитывать задержки исполнительных механизмов, ограничения электронных регуляторов скорости, насыщение двигателей, шумы измерительных датчиков, изменение характеристик аккумулятора, аэродинамические эффекты и взаимодействие аппарата с поверхностью при посадке. Это позволит приблизить результаты моделирования к условиям реальной эксплуатации.

В дальнейшем совершенствование алгоритма должно быть направлено прежде всего на решение двух ключевых задач: снижение вертикальной скорости аварийного падения и ограничение вращения аппарата вокруг вертикальной оси. Наиболее перспективными направлениями для достижения этих целей являются оптимизация распределения тяги между оставшимися двигателями, применение плавного ограничения тяги по угловой скорости рыскания и внедрение автоматической системы обнаружения отказа двигателя.

ВКР УлГУ

4.8 Практическая применимость разработанного алгоритма

Разработанный алгоритм был проверен в среде Webots на модели квадрокоптера Crazyflie. Полученные результаты позволяют оценить возможность применения двухмоторной аварийной схемы для снижения последствий отказа двигателя. Вместе с тем переход от компьютерного моделирования к реальному летательному аппарату требует учёта ряда факторов, которые в симуляции представлены упрощённо или не учитываются вовсе.

Одним из основных достоинств предложенного решения является его полностью программная реализация. Для работы алгоритма не требуется изменять конструкцию квадрокоптера, устанавливать дополнительные сервоприводы, парашютные системы, сбрасываемые грузы или винты изменяемого шага. Благодаря этому подход может быть использован на малогабаритных беспилотных летательных аппаратах, для которых увеличение массы и усложнение конструкции крайне нежелательны.

Ещё одним преимуществом является использование стандартного набора бортовых датчиков. Для функционирования аварийного режима необходимы данные о высоте, ориентации аппарата и его угловых скоростях. Такая информация доступна практически на всех современных полётных контроллерах, оснащённых инерциальным измерительным блоком и датчиком высоты. Это позволяет реализовать алгоритм без применения дополнительного дорогостоящего оборудования.

Преимуществом является и низкая вычислительная сложность алгоритма. Все вычисления основаны на простых арифметических операциях, ограничении сигналов и проверке пороговых условий. Поэтому реализация не предъявляет высоких требований к вычислительным ресурсам полётного контроллера.

Несмотря на перечисленные достоинства, практическое применение алгоритма связано с рядом ограничений. В первую очередь необходимо учитывать реальные характеристики двигателей и электронных регуляторов

ВКР УлГУ

скорости. В среде моделирования управляющие команды выполняются практически мгновенно, тогда как в реальных условиях присутствуют задержки, инерционность роторов и нелинейность характеристик привода. Эти особенности могут заметно влиять на качество стабилизации аппарата после отказа двигателя.

Существенное влияние оказывает и качество измерительной информации. В реальном полёте данные датчиков содержат шумы, смещения и вибрационные помехи. После отказа двигателя уровень вибраций и угловых скоростей может резко возрасти, что усложняет оценку ориентации и параметров движения. По этой причине для практической реализации потребуется более совершенная фильтрация измерений и дополнительная проверка алгоритма в условиях шумовых воздействий.

Следует учитывать и внешние возмущения, неизбежно присутствующие в реальном полёте. На поведение квадрокоптера влияют ветер, турбулентность, неравномерность воздушных потоков от винтов, а также изменение аэродинамических характеристик при интенсивном вращении аппарата. Реальные результаты могут отличаться от полученных при моделировании.

Дополнительным фактором является состояние аккумуляторной батареи. При снижении уровня заряда доступная тяга двигателей уменьшается. В аварийном режиме, когда работают только два двигателя, это может привести к увеличению скорости снижения и снижению эффективности алгоритма.

Немаловажное значение имеет и прочность конструкции аппарата. Даже при сохранении горизонтальной ориентации высокая вертикальная скорость способна привести к повреждению рамы, двигателей, аккумулятора и других элементов квадрокоптера. Поэтому разработанный алгоритм следует рассматривать как средство уменьшения тяжести последствий аварии, а не как способ гарантированного сохранения аппарата.

Для практического применения также необходима полноценная система обнаружения отказа двигателя. В рамках данной работы отказ

ВКР УлГУ

задавался программно в заранее определённый момент времени. Такой подход удобен для исследований, однако не решает задачу диагностики неисправностей. На реальном летательном аппарате требуется быстро и надёжно определять факт отказа, выявлять неисправный двигатель и своевременно переводить систему в аварийный режим.

Кроме того, алгоритм необходимо исследовать в более широком диапазоне условий эксплуатации. В реальном полёте отказ двигателя может произойти на разных высотах, при наличии горизонтальной скорости, во время выполнения манёвра, при воздействии ветра или при уже существующем наклоне аппарата. Для оценки устойчивости алгоритма требуется проведение серии экспериментов для подобных сценариев.

С учётом перечисленных факторов можно сделать вывод, что предложенный алгоритм обладает практическим потенциалом как базовая стратегия аварийного управления малогабаритными квадрокоптерами. Однако в текущем виде он ещё не может рассматриваться как готовое решение для эксплуатации на реальном беспилотном летательном аппарате. Перед практическим внедрением необходимо провести моделирование с учётом шумов датчиков и задержек исполнительных механизмов, проверить работу алгоритма при различных вариантах отказов и начальных условиях полёта, реализовать систему автоматического обнаружения отказа двигателя, выполнить испытания на более детализированной физической модели и провести стендовые эксперименты в контролируемых условиях.

Полученные результаты подтверждают перспективность разработанного подхода, но одновременно показывают необходимость его дальнейшего совершенствования. Наиболее реалистичной областью применения алгоритма является снижение тяжести последствий отказа двигателя, а не обеспечение полностью безопасной посадки. Основная практическая ценность предложенного решения заключается в предотвращении опрокидывания квадрокоптера и сохранении устойчивой ориентации аппарата в процессе аварийного снижения.

ВКР УДГУ

4.9 Выводы по главе 4

В данной главе рассмотрены результаты исследования разработанного алгоритма аварийного управления квадрокоптером при отказе одного двигателя. Проведённая теоретическая оценка показала, что два оставшихся двигателя способны создавать подъёмную силу, достаточную для частичной компенсации веса аппарата и реализации режима аварийного снижения.

Результаты моделирования показали, что при отказе двигателя без применения специального аварийного алгоритма квадрокоптер быстро теряет устойчивость, опрокидывается и переходит в неконтролируемое падение. Использование разработанного режима аварийного управления позволяет сохранить практически горизонтальную ориентацию аппарата на всём протяжении снижения.

Применение аварийного алгоритма увеличивает продолжительность снижения с 1,632 с до 2,08 с и уменьшает вертикальную скорость в конце эксперимента с –12,22 м/с до –11,00 м/с. Хотя снижение скорости падения остаётся относительно небольшим, это позволяет частично смягчить последствия аварийной ситуации.

Исследование также показало ограничения двухмоторной схемы управления. После отказа двигателя управление рысканием фактически отсутствует, из-за чего угловая скорость вращения вокруг вертикальной оси значительно возрастает. Тем не менее даже в таких условиях алгоритм предотвращает опрокидывание аппарата и обеспечивает более устойчивое и предсказуемое поведение по сравнению с полётом без аварийного режима.

Полученные результаты подтверждают работоспособность предложенного подхода и возможность его реализации на стандартных полётных контроллерах без применения дополнительных исполнительных устройств. Разработанный алгоритм может использоваться как базовая стратегия аварийного управления, направленная на повышение отказоустойчивости квадрокоптера и уменьшение риска его повреждения при отказе двигателя.

ВКР УлГУ

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выпускная квалификационная работа посвящена разработке системы аварийного управления квадрокоптером при отказе одного двигателя. Актуальность темы связана с тем, что отказ двигателя приводит к нарушению баланса тяги и управляющих моментов, вызывает быстрый рост угловых скоростей и может привести к полной потере устойчивости полёта. В подобных условиях возрастает вероятность повреждения аппарата и возникновения аварийной ситуации.

В ходе работы выполнен анализ существующих методов повышения отказоустойчивости квадрокоптеров и способов аварийной посадки при отказе двигателя. Проведённый обзор показал, что многие известные решения требуют изменения конструкции летательного аппарата, применения дополнительных исполнительных устройств или использования сложных алгоритмов управления. При этом одним из наиболее практичных вариантов остаётся переход к двухмоторной конфигурации, который не требует серьёзной модернизации квадрокоптера.

На основе проведённого анализа разработан алгоритм аварийного управления, предусматривающий отключение отказавшего двигателя и расположенного по диагонали исправного двигателя с последующим переходом к управлению двумя оставшимися двигателями. В алгоритме реализованы регулирование вертикальной скорости снижения, ограничение тяги по угловой скорости рыскания и углу наклона, а также условия завершения аварийного режима.

Для проверки эффективности предложенного решения выполнено моделирование в среде Webots с использованием модели квадрокоптера Crazyflie. Проведены сравнительные эксперименты для двух сценариев: отказ двигателя без применения аварийного режима и отказ двигателя с использованием разработанного алгоритма.

Результаты моделирования показали, что предложенный алгоритм позволяет сохранить устойчивую ориентацию аппарата после отказа

ВКР УлГУ

двигателя. Максимальный угол наклона уменьшился со 190,62° до 0,05°, что свидетельствует о предотвращении опрокидывания квадрокоптера. Кроме того, время снижения увеличилось с 1,632 с до 2,08 с, а вертикальная скорость уменьшилась примерно на 10 %, что позволило частично снизить тяжесть аварийного падения.

Одновременно исследование выявило ограничения предложенного подхода. В двухмоторной конфигурации отсутствует возможность полноценного управления рысканием, вследствие чего значительно возрастает угловая скорость вращения вокруг вертикальной оси. Также достигнутое снижение вертикальной скорости остаётся недостаточным для обеспечения мягкой посадки. Поэтому разработанный алгоритм следует рассматривать прежде всего как средство уменьшения последствий отказа двигателя, а не как систему, гарантирующую безопасное завершение полёта.

Поставленная цель работы достигнута. Разработан и исследован алгоритм аварийного управления квадрокоптером при отказе двигателя, обеспечивающий сохранение устойчивой ориентации аппарата и снижение тяжести аварийной ситуации. Полученные результаты подтверждают возможность дальнейшего развития предложенного подхода и его использования в качестве основы для построения отказоустойчивых систем управления малогабаритными квадрокоптерами.

ВКР УлГУ

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Aeromotus. Новый уровень безопасности дронов: 3-винтовая аварийная посадка M300 RTK [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://aeromotus.ru/novyj-uroven-bezopasnosti-dronov-3-vintovaya-avarijnaya-posadka-m300-rtk (дата обращения: 15.10.2025).

2. Иванов А. И., Петров С. В. Беспилотные летательные аппараты: основы устройства и управления. – М.: Машиностроение, 2021. – 312 с.

3. Суомалайнен А. Беспилотники: автомобили, дроны, мультикоптеры. – М.: ДМК Пресс, 2018. – 120 с.

4. Юревич Е. И. Основы робототехники. – СПб.: БХВ-Петербург, 2018. – 304 с.

5. Натура Синго. Занимательная манга. Дроны / пер. с яп. С. А. Слащавой. – М.: ДМК Пресс, 2021. – 210 с.

6. DJI Store. Способы управления дроном: как правильно управлять квадрокоптером [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://djistor.ru/blogs/blog/Sposoby-upravleniya-dronom-kak-pravilno-upravlyat-kvadrokopterom (дата обращения: 29.10.2025).

7. Калягин М. Ю., Волошин Д. А., Мазаев А. С. Моделирование системы управления полетом квадрокоптера в среде Simulink и Simscape Multibody // Труды МАИ. – 2020. – № 112.

8. Бесекерский В. А., Попов Е. П. Теория систем автоматического управления. – СПб.: Профессия, 2003. – 752 с.

9. Bouabdallah S., Murrieri P., Siegwart R. Design and Control of an Indoor Micro Quadrotor // Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). – 2004. – P. 4393–4398.

10. Pounds P., Mahony R., Corke P. Modelling and Control of a Quad-Rotor Robot // Proceedings of the Australasian Conference on Robotics and Automation. – 2006.

ВКР УлГУ

11. Mueller M. W., D'Andrea R. Stability and Control of a Quadrocopter Despite the Complete Loss of One, Two, or Three Propellers // IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). – 2014. – P. 45–52.

12. Lanzon A., Freddi A., Longhi S. Flight Control of a Quadrotor Vehicle Subsequent to a Rotor Failure // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 2014. – Vol. 37, No. 2. – P. 580–591.

13. Sun S., Caarls W., de Croon G. M. H. E. Quadcopter Fault-Tolerant Control with Tilted Rotors // IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). – 2018.

14. Hedayatpour M., Mehrandezh M., Janabi-Sharifi F. Path Planning and Controlled Crash Landing of a Quadcopter in Case of a Rotor Failure [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://arxiv.org/abs/1809.09334 (дата обращения: 06.11.2025).

15. Благитко Б., Мочульский Ю., Заячук И. Обеспечение безопасной посадки квадрокоптера в аварийной ситуации // 2018 IEEE 5th International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC). – Киев, 2018. – С. 107–111.

16. Lippiello V., Ruggiero F., Serra D. Экстренная посадка квадрокоптера в случае отказа пропеллера: подход на основе PID // 2014 IEEE International Symposium on Safety, Security, and Rescue Robotics. – Хоккайдо, 2014. – С. 1–6.

17. Lippiello V., Ruggiero F., Serra D. Экстренная посадка квадрокоптера в случае отказа пропеллера: подход backstepping // 2014 IEEE/ RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). – Чикаго, 2014. – С. 4782–4788.

18. Bateman F., Noura H., Ouladsine M. Аварийный контроллер для квадрокоптеров // 2014 IEEE Conference on Control Applications (CCA). – Антиб, 2014. – С. 1198–1203.

19. Lee S. J., Jang I., Kim H. J. Безопасный полет полностью активированного квадрокоптера при отказе одного двигателя // IEEE Robotics and Automation Letters. – 2020. – Vol. 5, No. 4. – P. 6411–6418.

ВКР УлГТУ

20. Lu P., van Kampen E. Активное отказоустойчивое управление квадрокоптерами при полном отказе одного ротора // 2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). – Гамбург, 2015. – С. 3413–3420.

21. Marks A., Whidborne J. F., Yamamoto I. Моделирование и симуляция отказоустойчивых стратегий для квадрокоптера // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. – 2012.

22. Oh S. Y., Yoo D. W., Lee S. J. и др. Разработка контроллера квадрокоптера для аварийной ситуации с использованием Xplane // 2015 12th International Conference on Ubiquitous Robots and Ambient Intelligence (URAI). – Коян, 2015. – С. 381–385.

23. Yamashita S., Tanaka K., Nishida H. и др. Сигналы управления скоростью двигателя для полетов мультикоптеров при полных отказах двигателей // 2018 IEEE 61st International Midwest Symposium on Circuits and Systems (MWSCAS). – Виндзор, 2018. – С. 602–605.

24. Python Software Foundation. Python Documentation [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://docs.python.org/3 (дата обращения: 02.12.2025).

25. Open Dynamics Engine Documentation [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.ode.org (дата обращения: 13.01.2026).

26. Michel O. Cyberbotics Ltd. Webots™: Professional Mobile Robot Simulation // International Journal of Advanced Robotic Systems. – 2004. – Vol. 1, No. 1. – P. 39–42.

27. Cyberbotics Ltd. Webots Documentation [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://cyberbotics.com/doc/guide/index (дата обращения: 10.02.2026).

28. Bitcraze AB. Crazyflie Simulation Documentation [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.bitcraze.io/documentation/repository/crazyflie-simulation/main (дата обращения: 15.03.2026).

ВКР ВлГУ

29. Bitcraze AB. Crazyflie Documentation [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.bitcraze.io/documentation (дата обращения: 16.03.2026).

30. Bitcraze AB. Crazyflie 2.1 Documentation [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.bitcraze.io (дата обращения: 17.03.2026).

31. Кузнецов А. В., Романов Д. С. Исследование устойчивости квадрокоптера при отказе двигателя // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия «Приборостроение». – 2022. – № 4. – С. 55–67.

32. Сидоров М. А., Алексеев И. В. Алгоритмы управления беспилотными летательными аппаратами мультироторного типа // Известия вузов. Приборостроение. – 2021. – Т. 64, № 7. – С. 601–610.

33. Bosch Sensortec. BMI088 Inertial Measurement Unit Documentation [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.bosch-sensortec.com (дата обращения: 12.04.2026).

34. RoboTrends. Квадрокоптеры и системы управления полетом [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://robotrends.ru (дата обращения: 22.04.2026).

35. Хабр. Алгоритмы управления квадрокоптерами [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://habr.com (дата обращения: 25.05.2026).

36. Благитко Б., Мочульский Ю., Заячук И. Особенности влияния задержки команды на безопасную посадку аварийного квадрокоптера // 2019 IEEE 2nd Ukraine Conference on Electrical and Computer Engineering (UKRCON). – Львов, 2019. – С. 533–537.

ВКР УлГУ

ПРИЛОЖЕНИЕ А. ПРАКТИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ АЛГОРИТМА (ПРОГРАММНЫЙ КОД)

```
(1)  #!/usr/bin/env python3
(2)  # Контроллер для Webots: аварийная посадка Crazyflie при отказе M1.
(3)
(4)  from controller import Supervisor
(5)  import math
(6)  import os
(7)
(8)  # основные параметры
(9)  FAIL_TIME = 18.0
(10) HEIGHT_DESIRED = 10.0
(11) LOG_FILENAME = "crazyflie_emergency_landing_log.csv"
(12)
(13) # знаки моторов в модели Webots
(14) MOTOR_SIGNS = [-1, 1, -1, 1]
(15)
(16) # параметры обычного полета
(17) NORMAL_BASE_THRUST = 48.0
(18) TAKEOFF_RATE = 0.70
(19)
(20) KP_Z_NORMAL = 8.0
(21) KI_Z_NORMAL = 1.2
(22) KD_Z_NORMAL = 7.0
(23)
(24) KP_ROLL_NORMAL = 1.2
(25) KD_ROLL_NORMAL = 0.25
(26)
(27) KP_PITCH_NORMAL = 1.2
(28) KD_PITCH_NORMAL = 0.25
(29)
(30) KP_YAW_RATE_NORMAL = 0.6
(31)
(32) MAX_NORMAL_MOTOR = 90.0
(33) MIN_NORMAL_MOTOR = 0.0
(34)
(35) # аварийный режим. После отказа работают только M2 и M4
(36) MAX_VEL_EMERGENCY = 82.0
(37)
(38) BASE_EMERGENCY_THRUST = 0.58
(39)
(40) VZ_TARGET_HIGH = -3.40
(41) VZ_TARGET_LOW = -1.80
(42) SLOWDOWN_HEIGHT = 2.20
(43)
(44) KP_VZ_EMERGENCY = 0.045
```

ВКР УлГУ

```
(45)
(46)  MIN_EMERGENCY_THRUST = 0.00
(47)  MAX_EMERGENCY_THRUST = 0.74
(48)  # тягу вверх меняем медленно, вниз сбрасываем быстрее
(49)  THRUST_SLEW_UP = 0.010
(50)  THRUST_SLEW_DOWN = 0.300
(51)
(52)  # ограничения по рысканию
(53)  YAW_RATE_SOFT = 45.0
(54)  YAW_RATE_MEDIUM = 70.0
(55)  YAW_RATE_HARD = 95.0
(56)
(57)  # условия окончания посадки
(58)  LANDING_Z = 0.60
(59)  PRE_CONTACT_Z = 0.75
(60)  PRE_CONTACT_VZ = -1.00
(61)  EMERGENCY_CUTOFF_Z = 1.00
(62)  EMERGENCY_CUTOFF_TILT_DEG = 25.0
(63)
(64)  RESET_PHYSICS_EVERY_STEP = True
(65)
(66)  def clamp(x, x_min, x_max):
(67)      if x < x_min:
(68)          return x_min
(69)      if x > x_max:
(70)          return x_max
(71)      return x
(72)
(73)  def limit_rate(new_value, old_value, max_up, max_down):
(74)      # ограничение скорости изменения тяги
(75)      if new_value > old_value + max_up:
(76)          return old_value + max_up
(77)      if new_value < old_value - max_down:
(78)          return old_value - max_down
(79)      return new_value
(80)
(81)  def yaw_limit(abs_yaw_rate):
(82)      # Если yaw_rate большой, тягу лучше уменьшить,
(83)      if abs_yaw_rate < YAW_RATE_SOFT:
(84)          return 0.74
(85)      if abs_yaw_rate < YAW_RATE_MEDIUM:
(86)          return 0.48
(87)      if abs_yaw_rate < YAW_RATE_HARD:
(88)          return 0.22
(89)      return 0.00
(90)
(91)  # запуск Webots
(92)
```

ВКР УлГУ

```
(93)  robot = Supervisor()
(94)  drone_node = robot.getSelf()
(95)
(96)  if drone_node is None:
(97)      print("Не найден узел дрона. Нужно включить supervisor TRUE у Crazyflie.")
(98)
(99)  timestep = int(robot.getBasicTimeStep())
(100) dt_nominal = timestep / 1000.0
(101)
(102) motors = []
(103) for motor_name in ["m1_motor", "m2_motor", "m3_motor", "m4_motor"]:
(104)     m = robot.getDevice(motor_name)
(105)     m.setPosition(float("inf"))
(106)     m.setVelocity(0.0)
(107)     motors.append(m)
(108)
(109) imu = robot.getDevice("inertial_unit")
(110) imu.enable(timestep)
(111)
(112) gyro = robot.getDevice("gyro")
(113) gyro.enable(timestep)
(114)
(115) gps = robot.getDevice("gps")
(116) gps.enable(timestep)
(117)
(118) # логирование
(119)
(120) if os.path.exists(LOG_FILENAME):
(121)     os.remove(LOG_FILENAME)
(122)
(123) with open(LOG_FILENAME, "w", encoding="utf-8") as f:
(124)     f.write(
(125)         "t,z,vz,z_ref,roll_deg,pitch_deg,yaw_deg,"
(126)         "roll_rate,pitch_rate,yaw_rate,tilt_deg,"
(127)         "m1,m2,m3,m4,"
(128)         "thrust,yaw_cap,vz_target,mode\n"
(129)     )
(130)
(131) # переменные
(132)
(133) past_time = robot.getTime()
(134)
(135) z_prev = None
(136) vz_filtered = 0.0
(137)
(138) height_ref = 0.0
(139) alt_integrator = 0.0
(140)
```

ВКР УлГУ

```
(141) failure_mode = False
(142) failure_printed = False
(143) landing_printed = False
(144) landed_mode = False
(145)
(146) emergency_thrust_prev = BASE_EMERGENCY_THRUST
(147)
(148) print("Старт симуляции")
(149) print("Высота:", HEIGHT_DESIRED, "м")
(150) print("Отказ M1 по времени:", FAIL_TIME, "с")
(151)
(152) # основной цикл
(153)
(154) while robot.step(timestep) != -1:
(155)     t = robot.getTime()
(156)     dt = t - past_time
(157)     if dt <= 0:
(158)         dt = dt_nominal
(159)
(160)     # если посадка уже зафиксирована, просто держим модель на месте
(161)     if landed_mode:
(162)         for m in motors:
(163)             m.setVelocity(0.0)
(164)
(165)         if RESET_PHYSICS_EVERY_STEP and drone_node is not None:
(166)             drone_node.resetPhysics()
(167)
(168)         past_time = t
(169)         continue
(170)
(171)     # датчики
(172)     roll, pitch, yaw = imu.getRollPitchYaw()
(173)     roll_rate, pitch_rate, yaw_rate = gyro.getValues()
(174)     z = gps.getValues()[2]
(175)
(176)     # расчет вертикальной скорости
(177)     if z_prev is None:
(178)         z_prev = z
(179)         vz = 0.0
(180)         height_ref = z
(181)     else:
(182)         vz_raw = (z - z_prev) / dt
(183)         vz_filtered = 0.25 * vz_raw + 0.75 * vz_filtered
(184)         vz = vz_filtered
(185)
(186)     tilt = math.sqrt(roll * roll + pitch * pitch)
(187)     tilt_deg = math.degrees(tilt)
(188)
```

ВКР УлГУ

```
(189)     mode = "NORMAL"
(190)     thrust = 0.0
(191)     yaw_cap = 1.0
(192)     vz_target = 0.0
(193)
(194)     m1_cmd = 0.0
(195)     m2_cmd = 0.0
(196)     m3_cmd = 0.0
(197)     m4_cmd = 0.0
(198)
(199)     # плавный набор высоты
(200)     if not failure_mode and height_ref < HEIGHT_DESIRED:
(201)         height_ref += TAKEOFF_RATE * dt
(202)         if height_ref > HEIGHT_DESIRED:
(203)             height_ref = HEIGHT_DESIRED
(204)
(205)     # имитация отказа
(206)     if t >= FAIL_TIME:
(207)         failure_mode = True
(208)
(209)         if not failure_printed:
(210)             print("[%.2f c] отказ M1, дополнительно отключаем M3" % t)
(211)             failure_printed = True
(212)             emergency_thrust_prev = BASE_EMERGENCY_THRUST
(213)
(214)     if not failure_mode:
(215)         # обычный режим полета
(216)         mode = "NORMAL"
(217)
(218)         alt_error = height_ref - z
(219)         alt_integrator += alt_error * dt
(220)         alt_integrator = clamp(alt_integrator, -8.0, 8.0)
(221)
(222)         alt_cmd = (
(223)             NORMAL_BASE_THRUST
(224)             + KP_Z_NORMAL * alt_error
(225)             + KI_Z_NORMAL * alt_integrator
(226)             - KD_Z_NORMAL * vz
(227)         )
(228)         alt_cmd = clamp(alt_cmd, 25.0, MAX_NORMAL_MOTOR)
(229)
(230)         roll_cmd = -KP_ROLL_NORMAL * roll - KD_ROLL_NORMAL * roll_rate
(231)         pitch_cmd = -KP_PITCH_NORMAL * pitch - KD_PITCH_NORMAL * pitch_rate
(232)         yaw_cmd = -KP_YAW_RATE_NORMAL * yaw_rate
(233)
(234)         roll_cmd = clamp(roll_cmd, -12.0, 12.0)
(235)         pitch_cmd = clamp(pitch_cmd, -12.0, 12.0)
(236)         yaw_cmd = clamp(yaw_cmd, -8.0, 8.0)
```

ВКР УлГУ

```
(237)
(238)       # микшер для штатного режима
(239)       m1_cmd = alt_cmd - roll_cmd + pitch_cmd + yaw_cmd
(240)       m2_cmd = alt_cmd - roll_cmd - pitch_cmd - yaw_cmd
(241)       m3_cmd = alt_cmd + roll_cmd - pitch_cmd + yaw_cmd
(242)       m4_cmd = alt_cmd + roll_cmd + pitch_cmd - yaw_cmd
(243)
(244)       m1_cmd = clamp(m1_cmd, MIN_NORMAL_MOTOR, MAX_NORMAL_MOTOR)
(245)       m2_cmd = clamp(m2_cmd, MIN_NORMAL_MOTOR, MAX_NORMAL_MOTOR)
(246)       m3_cmd = clamp(m3_cmd, MIN_NORMAL_MOTOR, MAX_NORMAL_MOTOR)
(247)       m4_cmd = clamp(m4_cmd, MIN_NORMAL_MOTOR, MAX_NORMAL_MOTOR)
(248)
(249)   else:
(250)       # аварийный режим
(251)       mode = "FAILURE_M2_M4"
(252)
(253)       # M1 отказал, M3 отключаем специально
(254)       m1_cmd = 0.0
(255)       m3_cmd = 0.0
(256)
(257)       # задаем скорость снижения. Около земли пытаемся немного замедлиться
(258)       if z < SLOWDOWN_HEIGHT:
(259)           k = clamp(z / SLOWDOWN_HEIGHT, 0.0, 1.0)
(260)           vz_target = VZ_TARGET_LOW + k * (VZ_TARGET_HIGH -
    VZ_TARGET_LOW)
(261)       else:
(262)           vz_target = VZ_TARGET_HIGH
(263)
(264)       # регулятор вертикальной скорости
(265)       vz_error = vz_target - vz
(266)       thrust_raw = BASE_EMERGENCY_THRUST + KP_VZ_EMERGENCY * vz_error
(267)       thrust_raw = clamp(thrust_raw, MIN_EMERGENCY_THRUST,
    MAX_EMERGENCY_THRUST)
(268)
(269)       # ограничение по yaw_rate
(270)       abs_yaw_rate = abs(yaw_rate)
(271)       yaw_cap = yaw_limit(abs_yaw_rate)
(272)       thrust_raw = min(thrust_raw, yaw_cap)
(273)
(274)       # если уже сильный наклон, лучше не добавлять тягу
(275)       if tilt_deg > 35.0:
(276)           thrust_raw = min(thrust_raw, 0.45)
(277)
(278)       thrust = limit_rate(
(279)           thrust_raw,
(280)           emergency_thrust_prev,
(281)           THRUST_SLEW_UP,
(282)           THRUST_SLEW_DOWN
```

ВКР УлГТУ

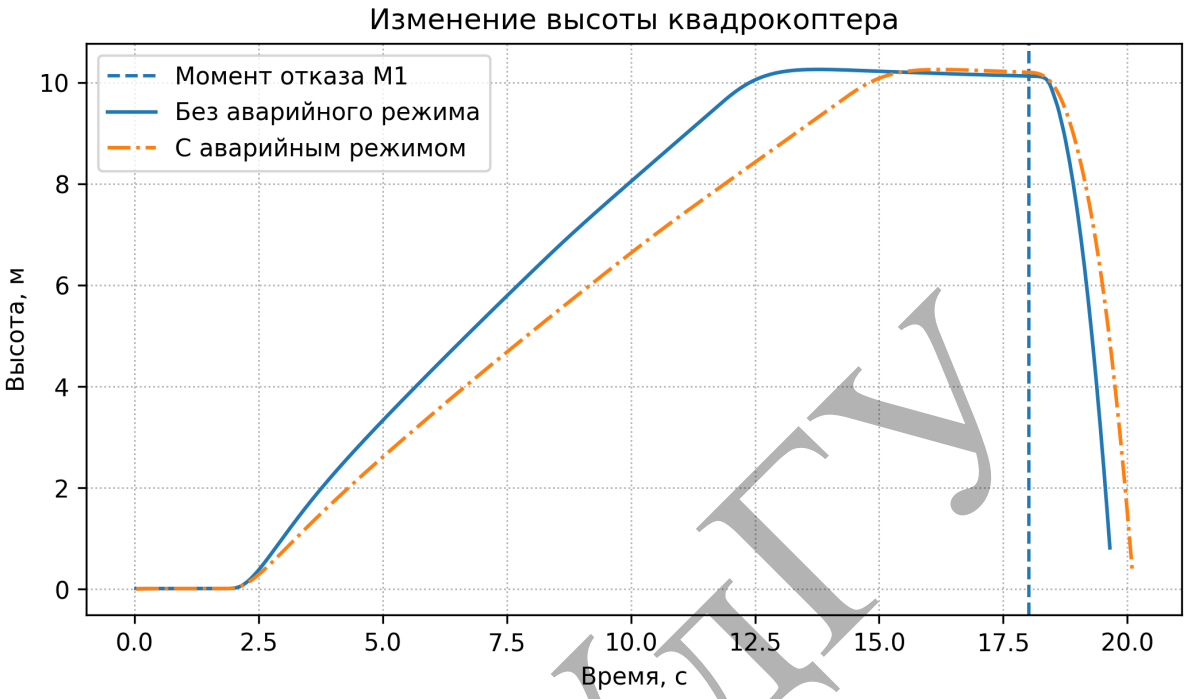
```
(283)         )
(284)         emergency_thrust_prev = thrust
(285)
(286)         # работаем только двумя моторами и одинаково
(287)         m2_cmd = thrust * MAX_VEL_EMERGENCY
(288)         m4_cmd = thrust * MAX_VEL_EMERGENCY
(289)
(290)     # проверка посадки
(291)     landing_detected = False
(292)     landing_reason = ""
(293)
(294)     if failure_mode:
(295)         if z <= LANDING_Z:
(296)             landing_detected = True
(297)             landing_reason = "LANDING_Z"
(298)
(299)         if z <= PRE_CONTACT_Z and vz < PRE_CONTACT_VZ:
(300)             landing_detected = True
(301)             landing_reason = "PRE_CONTACT"
(302)
(303)         if z <= EMERGENCY_CUTOFF_Z and tilt_deg >
      EMERGENCY_CUTOFF_TILT_DEG:
(304)             landing_detected = True
(305)             landing_reason = "TILT_CUTOFF"
(306)
(307)     if landing_detected:
(308)         m1_cmd = 0.0
(309)         m2_cmd = 0.0
(310)         m3_cmd = 0.0
(311)         m4_cmd = 0.0
(312)
(313)         for m in motors:
(314)             m.setVelocity(0.0)
(315)
(316)         if drone_node is not None:
(317)             drone_node.resetPhysics()
(318)
(319)         with open(LOG_FILENAME, "a", encoding="utf-8") as f:
(320)             f.write(
(321)                 f"{t:.3f},{z:.4f},{vz:.4f},{height_ref:.4f},"
(322)                 f"{math.degrees(roll):.2f},{math.degrees(pitch):.2f},{math.degrees(yaw):.2f},"
(323)                 f"{roll_rate:.4f},{pitch_rate:.4f},{yaw_rate:.4f},{tilt_deg:.2f},"
(324)                 f"0.000,0.000,0.000,0.000,"
(325)                 f"{thrust:.3f},{yaw_cap:.3f},{vz_target:.3f},{landing_reason}\n"
(326)             )
(327)
(328)         if not landing_printed:
(329)             print(
```

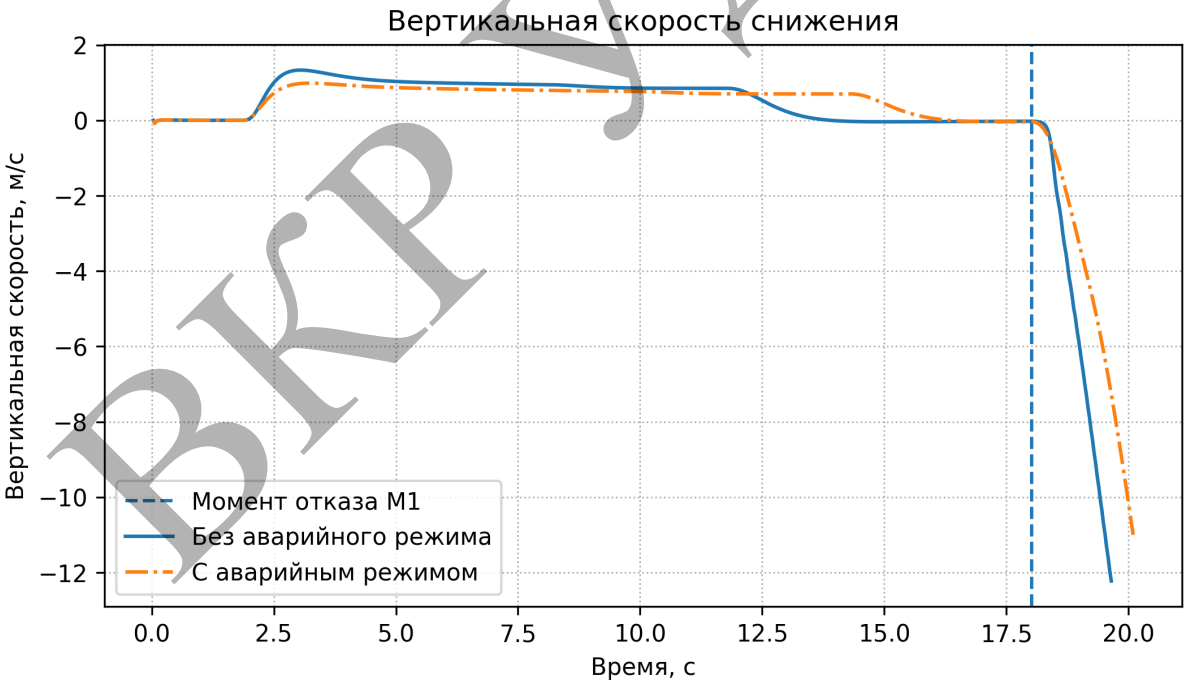
ВКР УлГУ

```
(330)             "Посадка: %s, t=%.2f с, z=%.3f м, vz=%.2f м/с, tilt=%.1f град, yaw_rate=%.1f
      рад/с"
(331)             % (landing_reason, t, z, vz, tilt_deg, yaw_rate)
(332)         )
(333)         landing_printed = True
(334)
(335)     landed_mode = True
(336)     past_time = t
(337)     continue
(338)
(339)   # команды на моторы
(340)   motors[0].setVelocity(MOTOR_SIGNS[0] * m1_cmd)
(341)   motors[1].setVelocity(MOTOR_SIGNS[1] * m2_cmd)
(342)   motors[2].setVelocity(MOTOR_SIGNS[2] * m3_cmd)
(343)   motors[3].setVelocity(MOTOR_SIGNS[3] * m4_cmd)
(344)
(345)   # запись строки в лог
(346)   with open(LOG_FILENAME, "a", encoding="utf-8") as f:
(347)     f.write(
(348)       f"{t:.3f},{z:.4f},{vz:.4f},{height_ref:.4f},"
(349)       f"{math.degrees(roll):.2f},{math.degrees(pitch):.2f},{math.degrees(yaw):.2f},"
(350)       f"{roll_rate:.4f},{pitch_rate:.4f},{yaw_rate:.4f},{tilt_deg:.2f},"
(351)       f"{m1_cmd:.3f},{m2_cmd:.3f},{m3_cmd:.3f},{m4_cmd:.3f},"
(352)       f"{thrust:.3f},{yaw_cap:.3f},{vz_target:.3f},{mode}\n"
(353)     )
(354)
(355)   past_time = t
(356)   z_prev = z
```

ВКР УлГУ

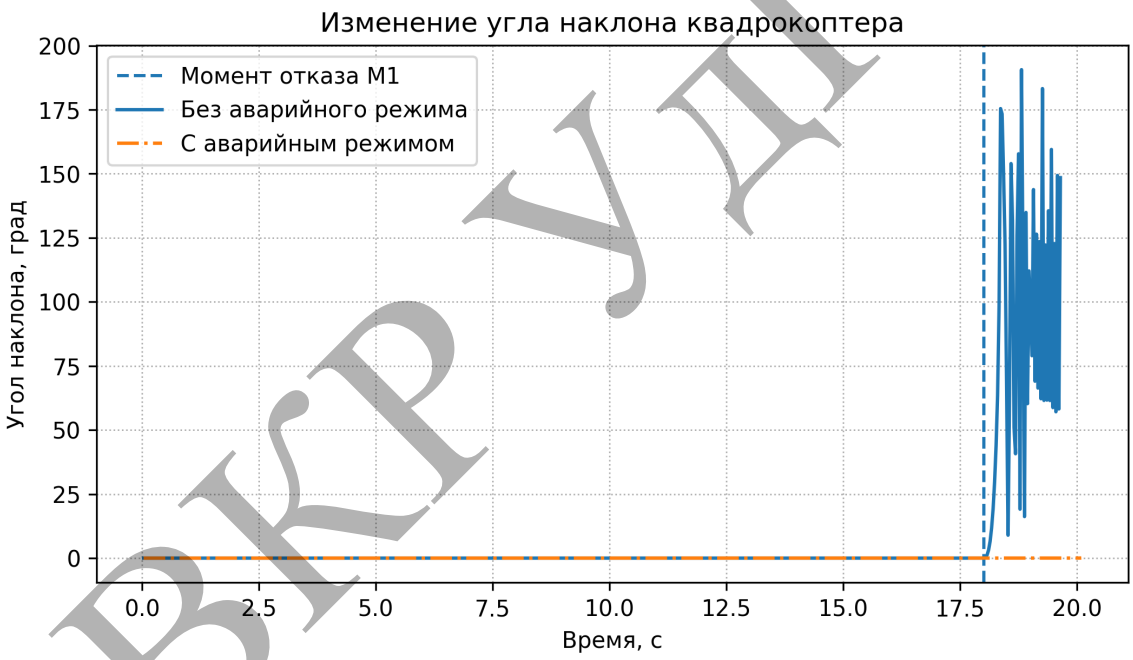
ПРИЛОЖЕНИЕ Б. СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ В ШТАТНОМ И АВАРИЙНОМ РЕЖИМАХ





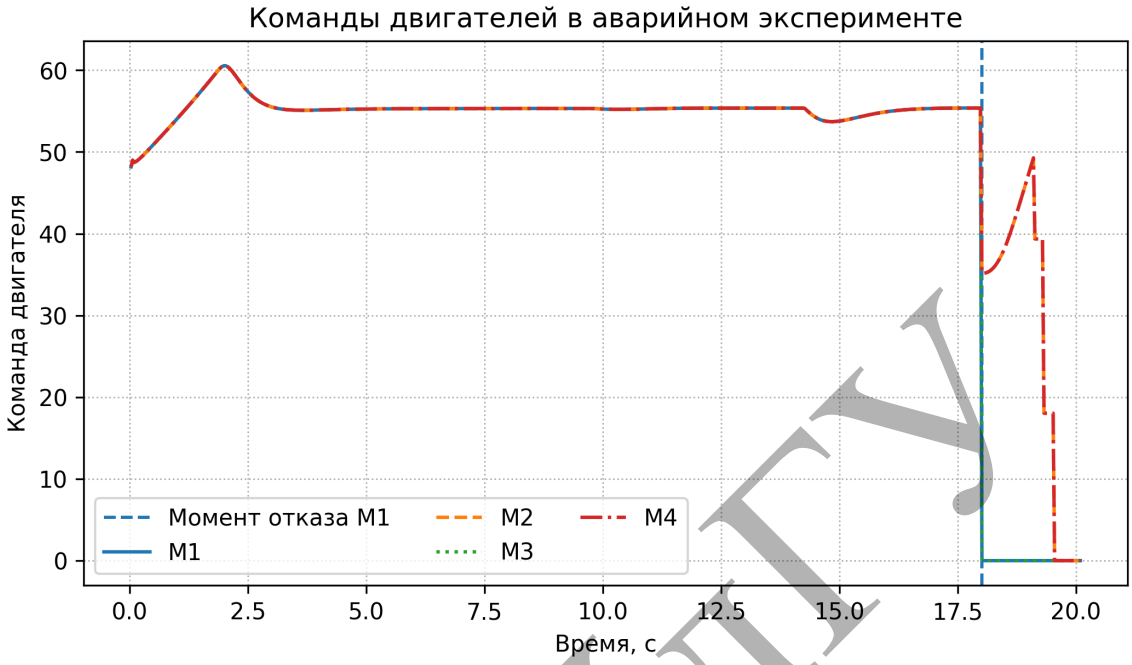
ВКР УлГУ

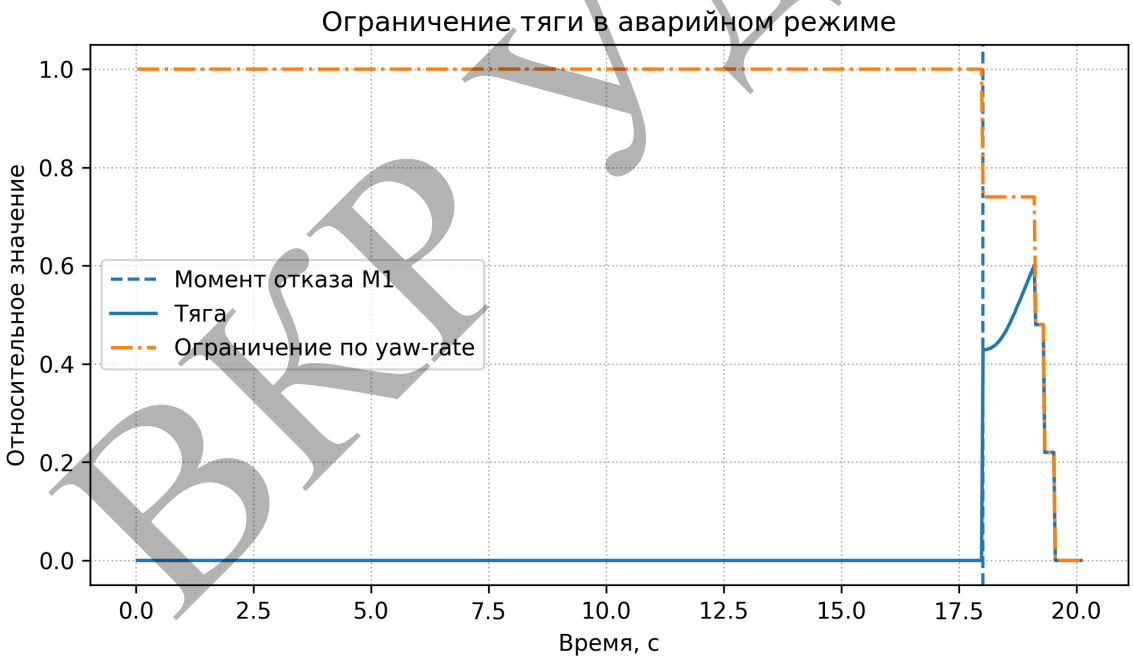

Модуль угловой скорости рыскания
Момент отказа M1
Без аварийного режима
С аварийным режимом
|yaw-rate|, рад/с
0
20
40
60
80
100
120
0.0
2.5
5.0
7.5
10.0
12.5
15.0
17.5
20.0
Время, с


Изменение угла наклона квадрокоптера
Момент отказа M1
Без аварийного режима
С аварийным режимом
Угол наклона, град
0
25
50
75
100
125
150
175
200
0.0
2.5
5.0
7.5
10.0
12.5
15.0
17.5
20.0
Время, с

ВКР УлГУ

ПРИЛОЖЕНИЕ В. СИГНАЛЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ В АВАРИЙНОМ РЕЖИМЕ





ВКР УлГУ