

САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ

Баранов Олег Владимирович

**ПОСТРОЕНИЕ ОТКАЗОУСТОЙЧИВЫХ СИСТЕМ
УПРАВЛЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРОМ**

Образовательная программа

МК.3021.2016 «Системный анализ, информатика и управление»

ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА

Научный руководитель,
доктор физ.-мат. наук,
профессор

Смирнов Н. В.

Рецензент,
кандидат физ.-мат. наук

Шахов Я. А.

Санкт-Петербург

2018

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
ГЛАВА 1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ. КЛАССИФИКАЦИЯ И ВЫБОР КОНФИГУРАЦИИ КВАДРОКОПТЕРА ДЛЯ РАБОТЫ В АВА- РИЙНЫХ РЕЖИМАХ УПРАВЛЕНИЯ	9
§ 1. Постановка задачи управления квадрокоптером в аварийном режиме	9
1.1. Общая постановка задачи. Типы аварийных ситуаций.	9
1.2. Математическая модель. Задача управления	13
1.3. Интеграция математической модели в отказоустойчивую систему управления	16
§ 2. Классификация квадрокоптеров и подбор конфигурации	17
2.1. Общий подход к классификации и подбору аппаратной конфигурации	17
2.2. Выбор винтов	25
2.3. Выбор электродвигателей	27
2.4. Выбор типа энергетической установки	29
§ 3. Описание экспериментальной базы исследования	36
3.1. Квадрокоптеры	36
3.2. Приборы	38
3.3. Программное обеспечение	38
§ 4. Расчет аппаратной конфигурации	39
4.1. Целевые эксплуатационные характеристики отказо- устойчивого аппарата	39
4.2. Расчет аппарата с рамой 350 мм	41
4.3. Расчет аппарата с рамой 750 мм	46
§ 5. Выводы по главе 1	50

ГЛАВА 2. НАСТРОЙКА ПИД-РЕГУЛЯТОРОВ КВАДРОКОПТЕРА	51
§ 6. Задача стабилизации квадрокоптера	51
6.1. Алгоритм выбора параметров ПИД-регулятора. Профи- лизация.	53
6.2. Специфика алгоритмов автоматической настройки	55
6.3. Режим с перерегулированием	56
§ 7. Выводы по главе 3	58
ГЛАВА 3. ПРИМЕНЕНИЕ АДАПТИВНОГО МЕТОДА ДЛЯ РЕШЕ- НИИ ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРОМ	60
§ 8. Адаптивный метод (метод Габбасова)	60
8.1. Постановка задачи	60
8.2. Общий алгоритм метода	61
8.3. Ключевые особенности метода	63
§ 9. Управление электродвигателями	64
§ 10. Управление квадрокоптером	66
10.1. Подмена внешнего навигационного сигнала данными инерциальной навигации	70
§ 11. Выводы по главе 4	74
ПРИЛОЖЕНИЕ	76
ЛИТЕРАТУРА	77

ВВЕДЕНИЕ. ОБЗОР ЛИТЕРАТУРЫ

За прошедшие 15 лет, беспилотные летательные аппараты (БПЛА) вертолетного типа с четным количеством роторов — квадро- гекса- и октокоптеры получили широкое распространенное в различных сферах деятельности.

Простота изготовления, а так же относительно невысокая стоимость производства базовой несущей платформы при наличии высоких полетных характеристик стали ключевыми факторами роста производства подобных БПЛА. Особенности компоновки аппаратов, а именно — наличие нескольких тяговых двигателей и необходимость постоянной стабилизации аппарата в пространстве — предъявляют существенные требования к работе системы управления.

Вопросы построения системы управления квадрокоптером наиболее полно представлены в работах [1, 9, 30]. Классический подход к построению системы управления, основанный на обработке сигналов, поступающих от различных бортовых датчиков впервые был успешно реализован исследователями в работах [9, 30] и непрерывно совершенствуется.

Особый интерес для исследования представляет автономный режим управления БПЛА — режим, при котором участие человека в управлении сведено к минимуму или исключено полностью. В таком режиме резко возрастает важность получения показаний всех установленных на аппарате датчиков, а так же точность получаемых величин.

По данным [5] аварии беспилотных аппаратов случаются в 100 раз чаще, чем аварии пилотируемых. Основная причина отказов — сбои в работе внутренних систем.

Особенно актуальной является проблема работы БПЛА в условиях неблагоприятной внешней среды, а так же вопросы управления аппаратом при выполнении сложных летных заданий. Эти вопросы прямо связаны с вопросом надежности работы бортовых систем и рассматриваются в рабо-

тах [28, 5]. Авторами предлагаются ряд способов повышения надежности систем управления и улучшения показателей летной живучести аппаратов: резервирование систем, использование оптического канала для получения навигационной информации, внедрение систем инерциальной навигации (ИНС) в виде готовых блоков.

Особый практический интерес представляет опыт исследователей, накопленный в результате конструирования и практических испытаний аппаратов различных конфигураций. Опыт применения отдельных типов и моделей компонентов, обобщен в главе 1.

В настоящей работе рассматривается вопрос построения такой системы управления квадрокоптером, которая позволяла бы минимизировать негативные последствия от ряда нештатных ситуаций. Методом системного анализа проводится исследование причин появления отдельных нештатных ситуаций и приводятся рекомендации по их устранению. Такую систему управления будем называть **отказоустойчивой**. Очевидно, что такая система управления может работать только на аппаратах конструктивно допускающих работу в определенном (нештатном) режиме, при котором нарушена работа некоторых подсистем аппарата. Такой режим работы далее будем называть **аварийным**.

Научная новизна работы заключается в разработке и получении:

1. Подхода к проектированию аппаратов, конструктивно допускающих работу в режимах, предполагающих отклонения от режима штатного функционирования как отдельных компонентов аппарата, так и их комбинаций;
2. Результатов расчета летно-технических характеристик аппаратов, допускающих работу в аварийном режиме для аппаратов с рамами 350 и 750 мм;
3. Конструктивного алгоритма решения задачи настройки ПИД-регуляторов квадрокоптера для успешного решения задачи стабилизации положения аппарата в пространстве;

4. Результаты математического моделирования процесса полета квадрокоптера, основанных на применении адаптивного метода решения задачи оптимального управления.

Методы исследования. В работе используются метод системного анализа, теории дифференциальных уравнений, математической теории оптимального управления и стабилизации, экспериментальные исследования.

Структура о объем работы. Работа состоит из введения, включает в себя три главы, заключение, список литературы и приложение.

В первой главе рассматривается вопрос выбора аппаратной конфигурации квадрокоптера, допускающей функционирование в аварийном режиме и сформулирована общая постановка задачи. Введена классификация аварийных ситуаций, представлена общая постановка задачи, приведена расчетная математическая модель. Предложен способ классификации квадрокоптеров и дан ряд рекомендации по выбору отказоустойчивых электронных компонентов, описана экспериментальная база исследования. Отдельный параграф посвящен вопросу нахождения баланса характеристик квадрокоптера. Проведен расчет конфигураций (с подбором комплектующих) для аппаратов разных классов (рама диаметром 350 и 750 мм), допускающих работу в аварийных режимах.

Вторая глава посвящена вопросу выбора параметров ПИД-регуляторов квадрокоптера, как ключевого элемента, отвечающего за стабильность полета аппарата. Проведено математическое моделирование работы ПИД-регулятора в среде с возмущениями, приводится анализ влияния отдельных параметров ПИД-регуляторов на поведение аппарата в воздухе. Сформулирован ряд замечаний по выбору параметров регуляторов с учетом различных сценариев использования аппарата. Рассмотрен вопрос применимости алгоритма автоматической настройки (выбора параметров ПИД-регулятора) применительно к аварийному режиму функционирования. Сформулирован конструктивный алгоритм для ручной на-

стройки ПИД-регуляторов для аварийного режима и описана область его применимости.

В третьей главе приводятся результаты математического моделирования управления квадрокоптером в аварийном режиме. Описан математический метод, используемый для решения задачи оптимального управления квадрокоптером и электродвигателями. Проведены расчеты, показана возможность аварийной посадки аппарата без двух винтов. Приведен ряд замечаний по возможности интеграции результатов математического моделирования в процесс управления квадрокоптером в аварийном режиме в реальном времени.

В заключении сформулированы общие выводы и положения.

Практическая ценность работы. Основными практическими результатами работы является:

1. Методика классификации, рекомендации по выбору комплектующих и подход к проектированию конструктивно сбалансированной конфигурации аппарата для успешного решения задачи управления в аварийном режиме;
2. Результаты математического моделирования, а так же конструктивный алгоритм решения задачи выбора параметров ПИД-регуляторов квадрокоптера для аппаратов с различными характеристиками и профилем использования для успешного решения задачи стабилизации;
3. Результаты математического моделирования процесса полета квадрокоптера в аварийных режимах функционирования с использованием адаптивного метода.

Апробация. Основные результаты докладывались и обсуждались на конференциях: Устойчивость и колебания нелинейных систем управления: XIII Международная конференция (2016 г., Москва); III Международной конференции, посвященной 85-летию со дня рождения профессора, чл.-кор РАН В.И.Зубова (2015 год); ежегодной научной конференции «Процессы управления и устойчивость» (2015 и 2014 год); конфе-

ренции «International Conference on Computer Technologies in Physical and Engineering Applications (ICCTPEA)» (2014 год); конференции «Конструктивный негладкий анализ и смежные вопросы», посвященной памяти профессора В.Ф. Демьянова (2017 год); опубликованы в журнале «Вестник Санкт-Петербургского университета. Серия 10: прикладная математика, информатика, процессы управления».

ГЛАВА 1

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ. КЛАССИФИКАЦИЯ И ВЫБОР КОНФИГУРАЦИИ КВАДРОКОПТЕРА ДЛЯ РАБОТЫ В АВАРИЙНЫХ РЕЖИМАХ УПРАВЛЕНИЯ

Работоспособность системы управления квадрокоптером в аварийных режимах прямо зависит от аппаратной конфигурации аппарата, от наличия определенного «запаса прочности» по основным летно-техническим характеристикам (ЛТХ). При этом для летательного аппарата особенно важен баланс характеристик. Недопустима ошибка, при которой избыточность по одной из характеристик окажется невостребованной из-за невозможности других систем аппарата работать в необходимом режиме. Такая ошибка не только обнулит положительный эффект от возможного повышения целевой характеристики, но и негативно скажется на общей эффективности аппарата в виду увеличения его веса.

§ 1. Постановка задачи управления квадрокоптером в аварийном режиме

1.1. Общая постановка задачи. Типы аварийных ситуаций.

Определим задачу управления квадрокоптером в аварийном режиме, как задачу построения такой системы управления квадрокоптером, которая позволяла бы минимизировать негативные последствия от ряда нештатных ситуаций (аварий).

Так как природа возникновения таких ситуаций может быть различной, проведем их классификацию.

Авария первого типа. Известно, что для квадрокоптера необходи-

ма сложная система стабилизации положения аппарата в пространстве [1, 18, 5]. Для решения этой задачи на борту БПЛА устанавливается специализированная система управления полетом, включающая в себя множество высокочувствительных датчиков [1, 18, 5]. При этом, работа большинства из них зависит от состояния среды, окружающей квадрокоптер. Так, в условиях даже относительно слабого электромагнитного поля, создаваемого, например, вышками связи, электронный компас, размещенный на борту аппарата, будет выдавать ложные результаты позиционирования. В условиях плотной городской застройки, высокогорья и в арктических районах, затруднен прием сигналов от спутников глобальных навигационных систем: ГЛОНАСС, GPS, Бэйдоу. В военной сфере ситуация с нестабильной работой датчиков (и бортовой электроники в целом) может быть связана с целенаправленным воздействием на БПЛА так называемых «средств радиоэлектронной борьбы» (РЭБ).

В настоящее время, теория и практика построения систем управления квадрокоптерами и другими БПЛА достаточно хорошо разработана [18, 5]. Серийно изготавливаются множество моделей полетных контроллеров и других комплектующих для самостоятельной сборки аппаратов. При этом открытым остается вопрос надежности отдельных компонентов.

Квадрокоптеры широко применяются для решения задачи контроля за протяженными линейными объектами (газо- и нефтепроводами, линиями электропередач)[18]. При этом, существующие нормы на использование радиочастот для гражданских БПЛА сильно ограничивают максимальную дистанцию уверенной радиосвязи между квадрокоптером и его оператором. Как правило, для передачи управляющих сигналов от оператора применяется частотный диапазон 2,4 ГГц, телеметрические данные передаются с аппарата в диапазоне 433 или 800 МГц, видеоканал — 5 ГГц. При этом мощность передатчика, как правило, не превышает 500 мВт. В соответствии с нормами, принятыми Государственной комиссией по радиочастотам, доступность частотных диапазонов и максимальная мощность

радиопередатчиков накладывают ограничение в виде обязательного наличия прямой видимости между оператором и аппаратом, что может быть невозможно в горной и лесистой местности, а так же на открытой местности на малой высоте.

Таким образом, зачастую длительный полет вдоль линейного объекта под контролем оператора невозможен и аппарат работает в автономном режиме. Это возможно, так как заранее известен необходимый путь аппарата и координаты контрольных точек.

В модельном ряду полетных контроллеров для квадрокоптеров практически у всех крупных производителей имеются версии оборудования, позволяющие осуществлять автономный полет без участия оператора [8]. Однако во всех без исключения случаях такого использования БПЛА подразумевается, что и в момент запуска, и на всем протяжении пути аппарата, ему доступно определение своих координат с помощью систем спутниковой навигации.

Отметим, что, в силу естественной ограниченности энерговооруженности спутника, отсутствию шифрования (гражданского сигнала), невысокой скорости движения квадрокоптера, высокочастотный навигационный сигнал может быть легко заглушен наземной установкой, энергетические возможности которой несравненно выше.

Известно, что квадрокоптер теряет возможность автономной работы если невозможно определение его местоположения в пространстве с использованием спутниковых систем навигации при одновременной потере (или изначальной невозможности) связи с оператором. Такую ситуацию следует считать аварийным режимом работы БПЛА. В рамках данной работы такую ситуацию будем называть **аварией первого типа**.

Говоря о последствиях аварии первого типа, речь не идет о полной потере живучести аппарата. Однако, единственное, что могут предложить известные на данный момент разработки в области систем управления БПЛА в такой ситуации — это попытка сохранения аппарата путем его немед-

ленной посадки в месте пропадания сигнала [6, 7]. В случае, если авария квадрокоптера произошла в момент пролета над водоемом, на пересеченной местности или в густонаселенном районе, такой подход не может быть признан верным, так как попытка разрешения аварийной ситуации подобным образом может нанести больший, чем сама авария, совокупный вред.

Авария второго типа. К авариям второго типа отнесем внешние механические воздействия и повреждения аппарата.

Для квадрокоптера критическими будут повреждения, связанные с нарушением целостности винтов, приводов винтов, а равно и повреждение рамы аппарата, влекущее за собой нарушения плоскости установки винтов.

Такие аварии возможны в результате:

1. Ошибки оператора, например, когда для получения удачного ракурса съемки аппарат слишком близко сближается с неподвижным объектом и касается его одним или несколькими винтами;
2. Наличия внутренних дефектов рамы, винтов, приводов винтов и их креплений;
3. Внешнего механического воздействия на аппарат.

Последствия таких аварий могут быть различными: от незначительного повреждения одного винта (без потери управляемости и заметного снижения ЛТХ), до полной потери возможности удерживать стабильное положение аппарата относительно земли и неконтролируемого падения.

Авария третьего типа. К этому типу будем относить аварии связанные с отказами по питанию. При этом, с учетом разницы требований по питанию для бортового оборудования квадрокоптера и его силовой установки, следует отдельно рассматривать отказ силовых электрических цепей и отказ источников вторичного питания.

Причинами таких отказов могут быть:

1. Неправильный выбор или настройка отдельных компонентов системы питания;

2. Использование неверных компоновочных решений, приводящее к появлению электромагнитных помех (наводок) от силовых цепей на слаботочные;
3. Заниженное сечение силовых проводов, использование некачественных материалов;
4. Локальный перегрев отдельных компонентов системы питания или управления;
5. Повреждение целостности соединений в процессе эксплуатации.

Последствия таких аварий так же различны. При самом неблагоприятном варианте развития событий может произойти полное отключение электропитания аппарата и неконтролируемое падение.

1.2. Математическая модель. Задача управления

Основные параметры квадрокоптера представлены на рис. 1.1.

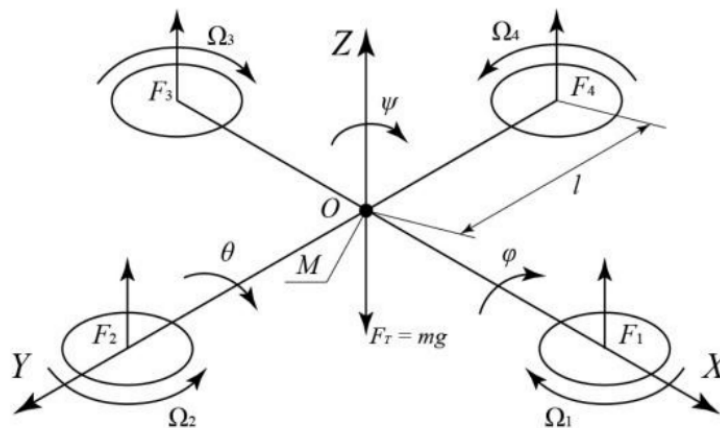


Рисунок 1.1 – Основные параметры квадрокоптера

На аппарат действуют подъемные силы двигателей F_1, F_2, F_3, F_4 , сила тяжести F_T . Точка M — центр масс аппарата (совпадает с геометрическим центром), l — расстояние от центра аппарата до точки приложения подъемных сил. Стрелками $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$ показаны направления вращения винтов.

Неподвижная система координат жестко связана с землей: Ось X показывает на север, Y — на запад, Z — вверх по отношению к земле. Подвижная система координат жестко связана с корпусом аппарата: ось X направлена вдоль направления движения квадрокоптера вперед, Y — по направлению квадрокоптера влево, Z — вверх. Обе системы координат правосторонние [2].

Движение квадрокоптера можно считать суммой поступательного движения центра масс и сферического движения тела относительно центра масс. Такое движение может быть описано следующей системой дифференциальных уравнений [1]:

$$\begin{aligned}
\frac{dx}{dt} &= V_x; \quad \frac{dy}{dt} = V_y; \quad \frac{dz}{dt} = V_z; \\
m \frac{dV_x}{dt} &= (\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi) U_1; \\
m \frac{dV_y}{dt} &= (\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi) U_1; \\
m \frac{dV_z}{dt} &= U_1 \cos \theta \cos \phi - mg; \\
\frac{d\Theta}{dt} &= \omega_\theta; \quad \frac{d\psi}{dt} = \omega_\psi; \quad \frac{d\phi}{dt} = \omega_\phi; \\
I_{xx} \frac{d\omega_\phi}{dt} &= (I_{yy} - I_{zz}) \omega_\theta \omega_\psi - J_{TP} \omega_\theta \Omega + U_2; \\
I_{yy} \frac{d\omega_\theta}{dt} &= (I_{zz} - I_{xx}) \omega_\psi \omega_\phi + J_{TP} \omega_\phi \Omega + U_3; \\
I_{zz} \frac{d\omega_\psi}{dt} &= (I_{xx} - I_{yy}) \omega_\psi \omega_\theta + U_4.
\end{aligned} \tag{1.1}$$

Здесь x, y, z — координаты центра масс робота, V_x, V_y, V_z — проекции вектора линейной скорости робота, θ — угол тангажа, ϕ — угол крена, ψ — угол рыскания, ω_θ — угловая скорость тангажа, ω_ψ — угловая скорость рыскания, m — масса робота, I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} — моменты инерции вокруг оси x, y и z соответственно, U_1, U_2, U_3, U_4 — каналы управления БПЛА, Ω — общая скорость четырех винтов, J_{TP} — общий вращательный момент инерции вокруг оси винта [1, 2]:

$$J_{TP} = J_P + \eta N^2 J_M \quad (1.2)$$

где J_M — момент инерции пропеллера, N — передаточное отношение редуктора, η — КПД редуктора. Как правило, в квадрокоптерах редуктор не используется, т. е. $N = \eta = 1$.

Уравнения связи каналов управления U_1, U_2, U_3, U_4 со скоростями вращения винтов $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$ [1, 2]:

$$\begin{aligned} U_1 &= b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2); & U_2 &= lb(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2); \\ U_3 &= lb(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2); & U_4 &= d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2); \\ \Omega &= -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4, \end{aligned} \quad (1.3)$$

где l — расстояние между центром квадрокоптера и центром пропеллера, b и d — аэродинамические составляющие тяги и коэффициента сопротивления соответственно. Квадрокоптер приводится за счет вращения пропеллеров, скорости вращения которых можно выразить из системы уравнений:

$$\begin{aligned} \Omega_1 &= \sqrt{\frac{1}{4b}U_1 - \frac{1}{2bl}U_3 - \frac{1}{4d}U_4}; \\ \Omega_2 &= \sqrt{\frac{1}{4b}U_1 - \frac{1}{2bl}U_2 + \frac{1}{4d}U_4}; \\ \Omega_3 &= \sqrt{\frac{1}{4b}U_1 + \frac{1}{2bl}U_3 - \frac{1}{4d}U_4}; \\ \Omega_4 &= \sqrt{\frac{1}{4b}U_1 + \frac{1}{2bl}U_2 + \frac{1}{4d}U_4}. \end{aligned} \quad (1.4)$$

Таким образом, можно определить задачу управления квадрокоптером как задачу построения стратегии управления скоростями вращения четырех моторов $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$ так, чтобы обеспечить асимптотически устойчивое положение квадрокоптера x_0, y_0, z_0 с удержанием одного из углов (например, угла рыскания ϕ_0). При этом сама точка x_0, y_0, z_0 выбирается в соответствии с полетным заданием.

Отметим, что рассмотренная модель является математической моделью некоторого «идеального» аппарата с четырьмя винтами, движущегося в среде без возмущений. Такая модель дает представление о характере изменения наблюдаемых величин во времени, а также об их зависимостях. Эмпирический подбор констант в модели позволяет достаточно точно приблизить расчетные результаты к наблюдаемым на реальном аппарате [9-11], однако полностью заменить систему управления квадрокоптером, построенную на датчиках и регуляторах, такой системой невозможно. Это объяснимо в силу ограниченной точности механического исполнения, зависимости базовых параметров бортовой аппаратуры от температуры, влажности, уровня заряда батарей, возмущений внешней среды и т. д.

Для решения задачи управления в аварийном режиме адаптивным методом [4, 7, 12] будем пользоваться критерием качества:

$$\int_0^T \sum_{i=1}^4 |U_i| dt \rightarrow \min \quad (1.5)$$

Здесь T — момент времени завершения полета. Выбор такого вида критерия качества объясняется тем, что при полете аппарата в неблагоприятных условиях следует минимизировать интегральные величины всех управляющих сигналов, таким образом получая максимальную экономию топлива или заряда батарей. Таким образом, в случае возможного выхода из аварийной ситуации аппарат может вернуться к выполнению полетного задания.

1.3. Интеграция математической модели в отказоустойчивую систему управления

Применительно к аварийным режимам функционирования, отметим, что при аварии первого типа, результаты расчета по приведенной модели могут быть использованы следующим образом:

1. До момента взлета аппарата на земле бортовой компьютер аппарата

или наземный вычислитель решает систему уравнений (1) и получает необходимые значения U_1, U_2, U_3, U_4 и $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$ в соответствии с полетным заданием;

2. В случае потери сигнала спутниковой навигационной системы происходит переключение управления двигателями аппарата на величины

$$\Omega_i^A = \Omega_i + \Omega_i^S, i = \overline{1, 4} \quad (1.6)$$

где Ω_i^A — новые, аварийные угловые скорости вращения моторов, а Ω_i^S — необходимые для стабилизации аппарата от внешних возмущений добавки, вычисляемые ПИД-регулятором полетного контроллера штатно, в соответствии с показаниями бортовых датчиков (см. главу 2).

3. В случае восстановления связи, управление переходит в штатный режим. При получении внешних навигационных данных, производится пересчет полетного задания с учетом нового истинного положения.

§ 2. Классификация квадрокоптеров и подбор конфигурации

2.1. Общий подход к классификации и подбору аппаратной конфигурации

В настоящее время разработаны и применяются следующие классификации БПЛА:

1. по типу компоновки: самолетный, вертолетный, гибридный;
2. по взлетной массе;
3. по рабочей высоте;
4. по дальности автономного полета;
5. по максимальной и крейсерской скорости;
6. по типу полезной нагрузки и ее максимальному весу.

Проведя классификацию модели БПЛА по указанным параметрам можно получить достаточно исчерпывающую информацию о его потенциальных сферах применения. Однако, классификация по параметрам (1-6) достаточно общая, т.к. указанные характеристики присущи для всех БПЛА и не несет информации о специфических параметрах для квадрокоптеров. По ней невозможно сделать вывод об оптимальности конструкции аппарата с точки зрения соблюдения необходимого внутреннего баланса характеристик.

На сегодняшний день не существует документально зафиксированного подхода к классификации квадрокоптеров. Для аппаратов гражданского назначения не утвержден государственный стандарт и правила сертификации. При этом, разнообразие элементной базы, применяемой в квадрокоптерах позволяет создавать аппараты различных размеров, веса и особенностей внутренней компоновки, с существенно отличающимися техническими характеристиками и областями применения.

В таблице 2.1 представлены базовые конструктивные характеристики, специфические для квадрокоптеров. Под основными характеристиками будем понимать только те, которые выбираются непосредственно при проектировании аппарата и не могут быть значительно изменены путем его модернизации. Более понятные для конечного пользователя параметры 1-6 и множество других могут быть вычислены из базовых.

Рассмотрим каждую характеристику более подробно.

1. Запас энергии на борту является ключевым параметром, определяющим время и дальность полета, мощность двигателей и массу полезной нагрузки. Выбор типа энергетической установки (ЭУ) и ее параметров является одним из сложных вопросов при проектировании квадрокоптера. В зависимости от типа ЭУ используются различные способы для расчета ее оптимальных параметров. Так, например, для штатного режима функционирования аппарата с ЭУ — литий-полимерной батареей, обоснованным является установка батареи массой от 36 до 90% от массы аппарата без

Таблица 2.1 – Базовые конструктивные характеристики квадрокоптеров

#	Характеристика	Типичные значения
1	Запас энергии на борту	от 1 Вч до нескольких КВч
2	Диаметр рамы	от 1 см до десятков метров
3	Материал рамы	металл, пластик, композиты
4	Потребляемый ток электродвигателя	от 1 А до сотен А,
5	KV-рейтинг электродвигателя	50-3000 KV
6	Размер винтов	от 1 см до единиц метров
7	Шаг винта	от 5 до 30 см
8	КПД силовой установки	70-98 %

батареи [22]. Вопрос выбора характеристик ЭУ для аварийных режимов описан в п. 2.4.

2. Диаметр рамы определяется как расстояние между осями валов двух электродвигателей, лежащих на одной диагонали (иногда под диаметром понимается половина этой величины или используется понятие «размер»). Из всех базовых параметров диаметр рамы является самым информативным, так как определяет размеры аппарата, а значит прямо влияет на все другие характеристики.

Рассмотрим основные типоразмеры рам и области применения аппаратов с соответствующими рами. Введем классификацию рам, присвоив каждой группе номер класса аппарата (таблица 2.2). Такая классификация рам допустима не только на квадрокоптеров, но и для других мультироторных систем.

Замечание. Аппараты, с размерами рам, близкими к границам классов, будем относить к классу с меньшим номером.

В виду отсутствия официальных классификаторов для квадрокоптеров, именно диаметр рамы квадрокоптера, чаще всего используется на профильных Интернет-ресурсах и в сообществе моделлистов как основной параметр классификации [17].

Материал рамы, определяется, прежде всего, исходя из экономической целесообразности. Приведем список материалов, порядке увеличения стоимости готовой рамы:

1. Сборные или монолитные пластиковые рамы из одного вида пластика;
2. Металлические рамы из алюминия и его сплавов;
3. Рамы из порочных композитных материалов (например, карбоновые).

Таблица 2.2 – Классификация рам мультикоптеров

Класс аппарата	Размер рамы, мм	Область возможного применения	Примечание
I	До 150	Аппараты «игрушки», для обучения визуальному управлению, использование только в помещении	Винты не способны нанести вреда человеку
II	150 – 250	Легкие аппараты для полетов «от первого лица», в помещении или в безветренную погоду	Как правило, без возможности модернизации
III	251 – 350	Пригодны для работы при слабом ветре, могут нести нагрузку $\approx 0,1$ кг.	Переходный, популярный «любительский» типоразмер
IV	351 – 450	Основные задачи: наблюдение, сопровождение, целеуказание. Типовая полезная нагрузка $\approx 0,3$ кг.	Достаточный для большинства задач класс
V	451 – 700	Основные задачи, профессиональная видеосъемка аппаратурой весом $\approx 0,6$ кг.	Высокая цена комплектующих готовых решений
VI	Более 700	Специальные задачи, аппараты на топливных элементах, перевозка грузов.	Складные конструкции, часто используется >4 роторов

Ток электродвигателя. В каталогах электродвигателей для БПЛА в качестве основной характеристики часто указывают подъемную силу в килограммах (кгс, kgf). Это удобно для первоначального поиска необходимой комплектующей, однако подъемная сила характеризует не только двигатель, но всю винтомоторную группу (ВМГ) и силовую установку. Классической нормой при проектировании квадрокоптера можно назвать выбор четырех одинаковых электродвигателей, у каждого из которых подъемная килограмм-сила F :

$$F = M/2,$$

где M — снаряженная масса квадрокоптера.

Таким образом обеспечивается тяговооруженность аппарата равная двум снаряженным массам аппарата. Номинальное напряжение питания электродвигателя выбирается исходя из соответствующей характеристики энергетической установки. Базовой характеристикой, определяющей мощность двигателя при известном номинальном напряжении является сила потребляемого под нагрузкой тока. Именно по силе тока электродвигателей в дальнейшем подбираются электронные регуляторы хода (ЭРХ, ESC) и рассчитывается сечение силовых кабелей. Для аварийных режимов функционирования выбор тяги двигателя следует осуществлять по иной методологии, см. п. 4.1.

Под характеристикой «**KV-рейтинг**» понимается угловая скорость (оборотов в минуту) до которой раскручивается вал электродвигателя при напряжении питания в 1 В, без нагрузки.

Скорость холостого хода электродвигателя Ω в об/мин может быть рассчитана по формуле:

$$\Omega = KV \cdot U/60,$$

где U — напряжение питания.

Таким образом, за счет большей угловой скорости при номинальном напряжении, двигатели с меньшим KV позволяют использовать более вы-

Таблица 2.3 – Классификация электродвигателей по KV-рейтингу

Класс двигателя	Значение KV-рейтинга	Особенности квадрокоптера
С низким KV	<500	Низкая маневренность, класс рамы IV и более, высокая грузоподъемность
С средним KV	501-1500	Средний размер рамы (IV-VI классы)
С высоким KV	>1500	Высокая маневренность, низкая грузоподъемность, малый размер рамы (I-III классы)

сокое напряжение питания и низкий ток. Это снижает требования по рабочему току ЭРХ и позволяет уменьшить сечение силовых проводов.

Справедливо утверждение: чем больше квадрокоптер и его тяга (в абсолютном выражении), тем меньше KV-рейтинг его электродвигателей.

При неизменном напряжении питания (например, при замене электродвигателей на готовом аппарате) повышение KV-рейтинга электродвигателей квадрокоптера повышает скорость вращения винтов, что увеличивает потенциальную маневренность квадрокоптера.

Условная классификация двигателей по KV-рейтингу приведена в таблице 2.1. Столбец «особенности квадрокоптера» отражает зависимость, характерную для текущего рынка комплектующих. Следует понимать указанные в нем значения размеров рам как рекомендуемые, т. к. жесткой взаимосвязи между размером рамы и KV-рейтингом электродвигателя нет.

КПД силовой установки. Под силовой установкой квадрокоптера будем понимать связку из:

1. Энергетической установки;

2. Тяговых электродвигателей;
3. Электронных регуляторов хода;
4. Силовых соединительных проводников;
5. Винтов.

КПД силовой установки определяется как произведение КПД всех входящих в него элементов.

КПД энергетической установки определяется потерями энергии непосредственно в ЭУ. Для литий-полимерных батарей это характеризуется, прежде всего, внутренним сопротивлением аккумуляторной сборки. Для других видов ЭУ расчет этого показателя специфичен и следует использовать паспортные характеристики.

Что касается паспортного КПД современных бесколлекторных электродвигателей, то он достаточно высок ($>93\%$), но достигается он не во всех режимах работы. При проектировании квадрокоптера особое внимание стоит уделить зависимости КПД от нагрузки на двигатель. Целесообразно иметь максимальный КПД при такой нагрузке на электродвигатель, которая обеспечивает висение аппарата в воздухе без движения. К сожалению, для отказоустойчивой конфигурации это не всегда возможно, так как двигатели в этом случае выбираются с высоким запасом тяги (см. расчеты п. 4.2).

ЭРХ и винты имеют собственные паспортные показатели эффективности в зависимости от режима работы. Как правило, ЭРХ имеют достаточно высокие показатели электрической эффективности и выбираются по максимальной нагрузке и исходя из практики отказов конкретной модели. Для отказоустойчивой системы управления недопустимы сбои в синхронизации ЭРХ.

Так же, часто встречается ситуация, когда производители готовых аппаратов используют силовые проводники заниженного сечения, что приводит к их нагреву под нагрузкой, а значит — снижению общего КПД силовой установки, а так же может привести к аварии.

Размер винтов и шаг винта. Данные характеристики квадрокоптера прямо определяются из описанных выше. Зная размеры рамы легко вычислить максимальный допустимый размер винта. Известно, что эффективным будет винт максимального диаметра. Далее из номенклатуры винтов соответствующего диаметра подбирается винт с таким шагом, который позволяет максимально приблизиться к целевым характеристикам квадрокоптера. Пример расчета приведен в п. 4.2 настоящей работы.

В контексте классификации аварийных ситуаций п.1.1, приведем рекомендации по выбору каждого из указанных компонентов квадрокоптера.

2.2. Выбор винтов

Последствия аварийной ситуации второго типа, характеризующейся механическими повреждениями аппарата, могут быть минимизированы путем выбора правильных элементов силового каркаса и винтов. Аварийные ситуации первого и третьего типа не накладывают прямых ограничений на выбор винтов.

Сформулируем ряд рекомендаций по выбору винтов аппарата.

1. Если планируется использовать квадрокоптер в районах с плотной высотной застройкой на небольших высотах и других местах, где возможна ситуация касания винтом аппарата препятствия, то следует устанавливать дополнительные защитные элементы для винтов (рисунок 2.1). Снижение аэродинамических качеств при этом незначительно.
2. Не следует использовать винты из карбона или жестких композитов. Единственный плюс таких винтов — незначительное снижение веса аппарата. При этом, опыт использования показывает, то даже при легком касании препятствия, более жесткий композитный винт разрушается полностью. Мягкий пластиковый винт в этой ситуации мог деформироваться упруго.



Рисунок 2.1 – Защитный элемент винта квадрокоптера Quantum Nova

3. Согласно инструкциям по эксплуатации квадрокоптеров ведущих производителей, винты не требуют балансировки. Однако, не стоит пренебрегать этой процедурой. Чувствительные акселерометры улавливают даже незначительные вибрации, а ПИД-регуляторы не всегда корректно обрабатывают такой «шум».
 4. Следует использовать винты с металлическими узлами крепления к электродвигателям. В случае появления проскальзывания металл крепления будет отводить тепло.
- Что касается выбора рамы, то ключевые особенности ее подбора таковы:
1. Для построения отказоустойчивой конструкции пригодны только рамы класса III и выше (см. табл. 2.2). Аппараты с рамами I и II классов не имеют достаточно пространства для установки отказоустойчивых компонентов системы управления и питания. При этом, для рам III и IV классов допустимо применение любого из конструкционных материалов. Для V и VI класса целесообразно использовать легкие композитные материалы, допускается использовать сплавы металлов, а использование пластика — не рекомендуется в силу большего веса.
 2. Следует избегать сложных конструкций рам с выдвигаемыми или

складными шасси. Такие рамы удобны для применения на аппаратах для профессиональной фото и киносъемки (не попадают в кадр), но обладают недостаточной надежностью. Даже слабое механическое повреждение узлов крепления таких шасси может привести в потере их работоспособности, что в свою очередь, может привести к повреждениям полезной нагрузки при посадке.

3. Модульные рамы, допускающие замену отдельных лучей — хорошо зарекомендовавшее себя в сообществе моделлистов решение. Если это возможно конструктивно, то следует применять именно такую конструкцию рамы, так как она обладает высокой ремонтпригодностью. При аварии, подобные конструкции зачастую принимают на себя последствия механического воздействия, оставляя в сохранности полезную нагрузку.

2.3. Выбор электродвигателей

В зависимости от предполагаемого профиля использования аппарата и целевых ЛТХ, выбирается не только непосредственно модель двигателя, но и подбирается оптимальный ЭРХ и программа управления (см. главу 3).

В современных БПЛА на электротяге применяются бесколлекторные электрические двигатели. Такие двигатели, а так же регуляторы хода для них можно разделить на 2 основных класса — с датчиками положения ротора и без них. Бездатчиковые двигатели имеют ряд преимуществ: они дешевле, проще в изготовлении и надежнее. По этой причине большинство моторов и контроллеров для БПЛА в настоящее время именно такие.

Применяемые на квадрокоптерах бесколлекторные двигатели имеют конструкцию, обратную конструкции коллекторного двигателя: статор с обмотками неподвижен и жестко закреплен на раме, а ротор с постоянными магнитами вращается.

Для получения достаточной подъемной силы, винты квадрокоптера

должны вращаться с большой угловой скоростью (до 30000 об/мин). При этом, двигатель должен развивать достаточный крутящий момент. По ряду причин (дополнительный вес, снижение КПД и надежности) использование редукторов на квадрокоптерах допустимо только в исключительных случаях (см. пункт 3 нижеследующих рекомендаций).

Подходящими под заданные условия эксплуатации являются бесколлекторные двигатели с внешним ротором (англ. «outrunner»). В конструкцию последних можно поместить большее количество магнитных полюсов, таким образом получив электродвигатель с большим крутящим моментом по сравнению с моторами с внутренним ротором (англ. «inrunner»).

Сформулируем требования к электродвигателям отказоустойчивого аппарата:

1. Для построения отказоустойчивой конфигурации квадрокоптера стоит выбирать двигатели с подъемной килограмм-силой F :

$$F = M/k,$$

где M — снаряженная масса квадрокоптера, а коэффициент запаса k удовлетворяет ограничениям: $1 < k < 1.14$.

В случае аварии второго или третьего типа, такой запас по тяге позволит аппарату набирать высоту при работе только двух из четырех двигателей, без перегрузки (тяговооруженность более 3.5 снаряженных масс). При классическом подходе ($k = 2$) запас тяги достаточен только для преодоления притяжения земли.

2. Следует избегать электродвигателей высоким значением KV-рейтинга. Оптимальным значением можно считать значение KV < 2000 об./ (мин·В). Квадрокоптер с такими двигателями и верно настроенными ПИД-регуляторами будет достаточно маневренным, для успешного решения задачи стабилизации при внешнем воздействии (подробнее см. главу 2). Так же низкий KV позволяет избежать ошибок синхронизации ЭРХ.

3. Если необходимо снизить шум квадрокоптера путем снижения скорости вращения винтов (с увеличением их размера и/или шага винта), то для придания аппарату большей стабильности следует целесообразно использовать двигатели с низким KV, высокое напряжение питания и редуктор.

2.4. Выбор типа энергетической установки

Ключевая характеристика любого летательного аппарата, в том числе и беспилотного — практическая дальность полета. Она зависит преимущественно от количества энергии, запасенной энергетической установкой аппарата. Для квадрокоптеров характерны три основных вида энергетических установок:

1. Литий-полимерные аккумуляторные батареи (LiPo-батареи);
2. Топливные элементы;
3. Гибридная энергетическая установка на базе компактного ДВС и буферной АКБ.

На основе данных источников [32, 21, 16] проведем сравнительный анализ указанных установок.

Литий-полимерные батареи. На сегодняшний день самый распространенный вид электроустановки для БПЛА вертолетного типа. Появление этого химического источника тока сыграло ключевую роль в распространении БПЛА для гражданских целей. В отличие от топливного элемента, для которого необходимо пополнять запасы слабо распространенного вида топлива, аккумуляторные батареи можно перезаряжать от электросети.

Летательный аппарат предъявляет достаточно жесткие требования к характеристикам батарей: они должны иметь высокое соотношение запасенной энергии на единицу массы, а так же высокую токоотдачу.

Благодаря использованию полимерного электролита, LiPo-батареи имеют лучшие показатели запасенной энергии на единицу массы и высокий показатель токоотдачи, благодаря чему они стали стандартом де-факто для квадрокоптеров. Современные литий-полимерные аккумуляторы допускают разрядку током вплоть до значения $100 \cdot C$ Ампер, где C — емкость батареи.

В целом, к преимуществам литий-полимерных батарей, как ЭУ для квадрокоптера следует так же отнести:

1. Низкий саморазряд (по сравнению с другими технологиями литиевых батарей);
2. Высокую токоотдачу;
3. Высокую плотность энергии на единицу объема и массы;
4. Возможность собирать аккумуляторные сборки различной формы, оптимально используя пространство рамы и балансируя аппарат;
5. Незначительный (около 10 %) перепад напряжения по мере разряда батареи.

К отрицательным сторонам этого источника тока следует отнести:

1. Уменьшение ресурса батареи при разряде большими токами. Заявляемые производителями 500 циклов заряда-разряда достижимы только при токе около $1C$, где C — емкость батареи. Ток потребления квадрокоптера значительно выше ($>10C$), что ведет ее быстрому износу.
2. Зарядку сборок из литий-полимерных аккумуляторов можно производить только с помощью специальных зарядных устройств с микропроцессорным управлением при обязательном контроле напряжения каждого элемента сборки (балансировке).
3. Необходимость строгого соблюдения температурного режима. В процессе разряда большими токами на квадрокоптере литий-полимерная батарея неминуемо нагревается. При этом, нагрев до температуры

выше 60°C ведет к быстрой деградации батареи. Оптимальной температурой считается значение $43 - 45^{\circ}\text{C}$ — при этой температуре батарея обладает наименьшим внутренним сопротивлением. Заряд при отрицательных температурах так же губителен для этого источника тока (износ, потеря емкости). Разряд при отрицательных температурах допустим, но при этом значительно падает доступная емкость (при температуре -20°C батарея выдает около 50% своей номинальной емкости) [32].

4. Необходимость специальных условий хранения и реконсервации. Литий-полимерные батареи теряют емкость, даже если не используются. В связи с этим, не целесообразно иметь в наличии аккумуляторов больше, чем необходимо для обеспечения текущего расписания полетов. Если аккумулятор не используется значительное время ($>2-3$ дней), необходимо переводить его в режим хранения: доводить заряд до значения 3,85 В на 1 элемент аккумуляторной сборки. Для предотвращения деградации новых аккумуляторов во время хранения и транспортировки батареи с завода изготовителя к потребителю, производители добавляют в электролит специальный ингибитор. Он значительно замедляет процесс старения аккумулятора, а также поддерживает напряжение в батарее после производства. Ингибитор разлагается при первых 2-3 процессах зарядки-разрядки — реконсервации. Процесс реконсервации предполагает разряд и заряд током, не превышающим 3С, т.е. новую батарею нельзя сразу использовать на квадрокоптере. Использование аккумуляторов, не прошедших реконсервацию, в условиях высоких нагрузок приводит к потере емкости и снижению срока службы.
5. Низкую механическую прочность готовых изделий. Подавляющее большинство готовых LiPo-батарей выпускается без жесткого корпуса. Это позволяет снизить вес, но даже при незначительной аварии второго типа рекомендуется полная замена аккумуляторной сборки.

Топливные элементы. Использование топливных элементов в качестве энергетической установки для БПЛА открывает возможности для увеличения времени и дальности полета. Неофициальный рекорд времени полета (в режиме висения) квадрокоптера без полезной нагрузки на одной зарядке LiPo-батарей — 95 минут 46 секунд, серийно выпускаемые аппараты на батареях летают, как правило, не более 30 минут.

В 2015 году компания Horizon Unmanned Systems (Сингапур) представила квадрокоптер на топливных элементах, который без дозаправки может находиться в воздухе до 4 часов без нагрузки и до 2,5 часа с нагрузкой в 1 килограмм.

ЗАО НПЦ Нелк (Россия) разработан экспериментальный аппарат НЕЛК-В8 на топливных элементах со взлетной массой до 12 килограммов, способный нести полезную нагрузку массой до трех килограммов и временем полета до 5 часов.

Ключевыми достоинствами топливных элементов является:

1. Высокая энергоемкость топлива (водород — самое энергоемкое вещество);
2. Экологичность;
3. Высокая общая надежность системы в силу прямого преобразования топлива в электрическую энергию. Отсутствует промежуточное преобразование энергии сгорания топлива в механическую энергию, что характерно для ЭУ с ДВС.

При использовании топливных элементов возникает целый ряд проблем, обусловленных их конструктивными особенностями:

1. Вопросы безопасности и регулирования оборота водорода. Чистый газообразный водород и его смеси, применяемые в виде топлива для топливного элемента, являются химическими веществами, как минимум, 2 класса опасности согласно ГОСТ Р 51673-2000 Водород газообразный чистый. Для таких веществ установлен ряд ограничений

по перевозке и хранению. Применение этого вида топлива в гражданских БПЛА ограничено.

2. Доступность топлива. Для использования в топливном элементе подходит только водород определенного качества. Объемы производства водорода необходимого качества и его доступность на рынке значительно ниже, чем у углеводородного топлива и электроэнергии. В связи с этим может возникнуть проблема поиска топлива для заправки топливных элементов.
3. Безопасность эксплуатации БПЛА. Существует опасность взрыва паров водорода в случае аварии БПЛА.
4. Экономическая составляющая. Известные способы добычи чистого водорода энергозатратны и стоимость этого топлива высока. По данным компании Horizon Unmanned Systems стоимость промышленного водорода, необходимого для выработки 1 кВтч энергии в топливном элементе, более, чем в 40 раз превышает стоимость 1 кВтч сетевого электричества.

Гибридные энергетические установки. Одним из самых наименее распространенных, но достаточно перспективным направлением развития ЭУ для БПЛА можно считать направление компактных гибридных установок.

Гибридная энергетическая установка обычно представляет из себя связку из компактного двигателя внутреннего сгорания (ДВС) и электрогенератора, а так же буферного LiPo-аккумулятора или суперконденсатора (ионистра).

Замечание. К гибридным энергетическим или силовым установкам так же относят схему, когда ДВС используется в качестве непосредственного тягового двигателя, а питание бортовой электроники осуществляется от аккумулятора любого типа. Такая схема характерна для БПЛА самолетного типа и не применяется на квадрокоптерах, т.к. использование ДВС на

квадрокоптере в качестве непосредственно тяговых затруднено в силу их высокой инерционности.

К достоинствам гибридной силовой установки можно отнести:

1. Возможность построения аппаратов с большим временем автономной работы, по сравнению с аппаратами на литий-полимерных батареях, так как жидкое углеводородное топливо довольно энергоемко. С учетом веса связки ДВС+электрогенератор, при достижении аппаратом некоторой величины общей массы, более легкое углеводородное топливо выигрывает по весу у LiPo-батареи тоже же энергоемкости.
2. Использование жидкого топлива, в отличие от газообразного у топливных элементов. Жидкое топливо проще в использовании, транспортировке и хранении.
3. Как правило, меньший, по сравнению с топливными элементами, вес готовой ЭУ той же мощности. У гибридной ЭУ отсутствуют тяжелые баллоны высокого давления.

Замечание. Применение в ЭУ на топливных элементах современных композитных баллонов высокого давления может опровергнуть текущее утверждение. Доступных данных по массогабаритным показателям таких ЭУ нет.

Недостатки такого вида ЭУ:

1. В качестве топлива для компактных ДВС, как правило, используются слабо распространенные виды: нитрометан, метанол, высокооктановой бензин.
2. Низкий ресурс и надежность компактных ДВС. В силу размеров, сложно обеспечить процесс смазки и охлаждения двигателя на должном уровне.
3. Необходимость самостоятельной разработки и сборки. На открытом рынке комплектующих отсутствуют предложения по готовым гибридным ЭУ для БПЛА.

4. Высокий, по сравнению с другими ЭУ показатель шумности. Для минимизации веса и размеров, у компактных ДВС практически отсутствует выхлопная система.
5. Время запуска. ДВС требует некоторого времени для запуска и перехода в номинальный режим работы.

Таким образом, нельзя выделить какой-то отдельный вид ЭУ. Каждый вид ЭУ имеет свои положительные и отрицательные стороны, свою область применения. Для поиска конструктивно сбалансированной ЭУ **для отказоустойчивой конфигурации квадрокоптера может быть предложен следующий алгоритм:**

1. В силу размера, для аппаратов с рамами III и IV класса следует использовать только литий-полимерные батареи (I и II классы непригодны для построения отказоустойчивых систем согласно п. 2.2).
2. Для аппаратов с рамами V-VI класса стоит использовать топливные элементы, если это допустимо по соображениям экономики и доступности топлива. При этом, по аналогии с гибридными ЭУ для повышения отказоустойчивости имеет смысл устанавливать дополнительную литий полимерную батарею. Емкость батареи следует выбирать так, что бы обеспечить, как минимум, посадку с максимальной высоты полета.
3. Если использование топливных элементов не возможно, но необходимо высокое время автономного полета (>30 минут), то для аппаратов V-VI класса имеет смысл применять гибридные ЭУ, так как подобрать конфигурацию такого аппарата с Li-Po батареей сложно. При этом следует помнить о высокой шумности таких решений, гибридные ЭУ не пригодны для построение аппарата малой шумности.
4. Во всех остальных случаях применяются литий-полимерные батареи. Вопрос определения емкости (запаса энергии) ЭУ рассмотрен в п. 4.2.

§ 3. Описание экспериментальной базы исследования

3.1. Квадрокоптеры

Для проведения экспериментальных исследований были использованы 2 квадрокоптера: DJI Phantom 2 и Qanum Nova (так же производится под именем Cheerson CX-20) (рис. 3.1).

Проведем классификацию этих аппаратов по базовым и ряду дополнительных параметров (таблица 3.1).



Рисунок 3.1 – Qanum Nova (слева) и DJI Phantom 2 (справа)

* КПД отдельных элементов силовой установки измерены экспериментально в номинальном режиме работы (висение аппарата без движения, температура воздуха 22°C). Оба аппарата имеют аккумуляторные батареи со сроком эксплуатации 1 год (около 30 циклов использования).

Таблица 3.1 – Классификация квадрокоптеров

Характеристика	DJI Phantom II	Quantum Nova
ЭУ, запас энергии	LiPo-батарея 57Вч (сборка из 3 элементов, последовательное соединение — 3S, номинальное напряжение 11.1 В)	LiPo-батарея 31Вч (сборка из 3 элементов, последовательное соединение — 3S, номинальное напряжение 11.1 В)
Диаметр рамы	350 мм, III класс	350 мм, III класс
Материал рамы	Пластик, неразборное шасси	Пластик, шасси на винтах
Электродвигатели	Тяга 0,8 кгс, KV: 960 об./ (мин·В)	Тяга 0,6 кгс, KV: 1300 об./ (мин·В)
Винты	Размер: 127 мм, шаг \approx 25 мм	Размер: 132 мм, \approx 30 мм
Силовая установка	ЭРХ DJIPV-07 V2.1, КПД* \approx 73%	ЭРХ MFL218 v.1.6, КПД* \approx 80%
Полетный контроллер	ArduPilot Mega 2.5.2	DJI Naza-M V2
Блок телеметрии	-	3D Robotics 433Mhz Telemetry Kit

3.2. Приборы

При проведении экспериментальных испытаний использовались приборы (табл. 3.2).

Таблица 3.2 – Список использованных приборов

Наименование	Назначение
Микропроцессорное зарядное устройство SkyRC iMAX B6	Зарядка и контроль параметров аккумуляторных батарей
Мультиметр Fluke 114	Измерение тока, напряжения, сопротивления и целостности электрических цепей
Инфракрасный термометр Cason CA380	Измерение температуры
Лазерный дальномер Bosch DLE 40	Измерения расстояний и высоты полета (при полетах в помещении)
Пульт управления FlySky TH9X и приемник FlySky FS-R8B (рабочая частота 2.4 ГГц, 9 каналов)	Управление квадрокоптером Quantum Nova

3.3. Программное обеспечение

Получение и обработка данных телеметрии с аппаратов осуществлялись на ноутбуке под управлением 64-разрядной операционной системы Microsoft Windows 7.

Список используемого ПО (табл. 3.3).

Таблица 3.3 – Список используемого ПО

Наименование	Назначение
Mission Planner 1.3.34 build 1.1.5836.10557 [36]	Получение, обработка телеметрических данных, настройка и управление квадрокоптером Quantum Nova
xcopterCalc (eCalc) v2.04 [35]	Расчет конфигураций квадрокоптеров, получение значений характеристик отдельных компонентов
Калькулятор ПИД-регуляторов [17]	Моделирование работы ПИД-регулятора
MathWorks MATLAB R2015b	Математическое моделирование и расчеты

§ 4. Расчет аппаратной конфигурации

4.1. Целевые эксплуатационные характеристики отказоустойчивого аппарата

Помимо отказоустойчивости, любой квадрокоптер должен обладать определенным балансом характеристик основных компонентов.

Сформулируем показатели по целевым эксплуатационным характеристикам, которые будем считать допустимыми для отказоустойчивого квадрокоптера. При этом будем исходить из соображения, что при практическом проектировании аппарата гражданского назначения целесообразно использовать уже производимые комплектующие. Так как при использовании ограниченной номенклатуры деталей сложно подобрать конфигурацию точно удовлетворяющую целевым требованиям, определим для каждого параметра диапазон возможных значений (табл. 4.1).

Таблица 4.1 – Допустимые эксплуатационные характеристики отказоустойчивой конфигурации квадрокоптера

Характеристика	Показатель
Тяговооруженность винтомоторной группы	3.5-5 снаряженных масс аппарата
Время висения	>15 минут
Удельная тяга	>5 грамм/Вт
Нагрузка на батарею	Ток <50С Ампер, где С—емкость батареи
Минимальное полетное время*	>2 минут
Газ висения	20-40%
КПД силовой установки в режиме висения	>70%
Оптимальная по расходу энергии горизонтальная скорость	>25 км/ч

** определяется как время полета при котором моторы аппарата имеют постоянную 100 % нагрузку. Рассчитывается с учетом КПД силовой установки в этом режиме*

Следует заметить, что для отказоустойчивых конфигураций допустим низкий показатель удельной тяги (>5 грамм/Вт) и КПД силовой установки (>70%). Такие значения данных показателей — плата за наличие запаса по тяговооруженности, т.к. электродвигатели в режиме висения могут иметь невысокий КПД.

Данные требования дополняют рекомендации приведенные в §2 до множества требований, достаточного для проведения расчетов и выбора конкретных комплектующих (или определения их характеристик).

Проведем расчеты конфигураций аппаратов, допускающих работу в аварийных режимах. В качестве «точки отчета» — параметра, который задается жестко и относительно которого подбираются другие, выберем размер рамы. Для всех расчетов использовались следующие параметры общие параметры среды и компоновки (таблица 4.1.).

Таблица 4.2 – Конфигурация отказоустойчивого квадрокоптера: общие параметры

Характеристика	Показатель
Количество лопастей на каждом винте	2
Высота над уровнем моря	100 м
Давление, приведенное к уровню моря (QNH)	30 мм.рт.ст.
Энергетическая установка	LiPo аккумуляторная батарея
Минимально допустимое значение уровня заряда батареи	10 %
Ограничения угла крена	нет
Редуктор	не используется
Энергопотребление полезной нагрузки и собственное потребление системы управления	пренебрегается (=0 Вт)

4.2. Расчет аппарата с рамой 350 мм

Согласно таблицы 2.2, рама с диаметром 350 мм — минимальная рама для аппарата, допускающего работу в аварийных режимах. Примем вес рамы (с шасси), полетного контроллера и вспомогательных компонентов суммарно за 250 гр. Вес полезной нагрузки определим равным 120 грамм. Этого достаточно для установки компактной камеры высокого разрешения. С учетом компоновки, максимальный размер винтов для такой рамы — 245

мм (теоретический максимальный — 247.4 мм). Шаг винта — 120 мм.

Приведем пример конфигурации (табл. 4.2.) и ее расчетные параметры: дальность полета в зависимости от горизонтальной скорости (рис. 4.1) и характеристики электродвигателя в режиме висения (рис. 4.2).

* число перед «S» (series) обозначает количество последовательно соединенных элементов аккумуляторной сборки, число перед «P» (parallel) — параллельно соединенных.

Таблица 4.3 – Пример конфигурации отказоустойчивого квадрокоптера с рамой диаметром 350 мм

Характеристика	Показатель
Емкость аккумулятора — номинальный разрядный ток/пиковый разрядный ток	3 Ач — 65/100С
Запасенная энергия	44,4 Вч
Конфигурация аккумуляторной сборки	4S1P*
Нагрузка на батарею	19,03С
Напряжение под нагрузкой	14,84 В
Номинальное напряжение АКБ	14,8 В
Удельная тяга	8,43 г/Вт
Минимальное полетное время	2,8 мин
Время висения	19,9 мин
Модель электродвигателя	Turnigy Multistar Elite 2810-750
Тяговооруженность	3,6 снаряженных масс
Полетный вес (снаряженная масса)	1006 грамм
Вес винтомоторной группы	726 грамм
Макс. горизонтальная скорость	54 км/ч
Газ висения (линейный)	42 %
КПД (висение)	83,9 %
Ток электродвигателя (висение)	1,92 А
Ток электродвигателя (максимальный режим)	14,27 А
Максимальный ток ЭРХ электродвигателя	20 А
КПД (максимальный режим)	85,1 %

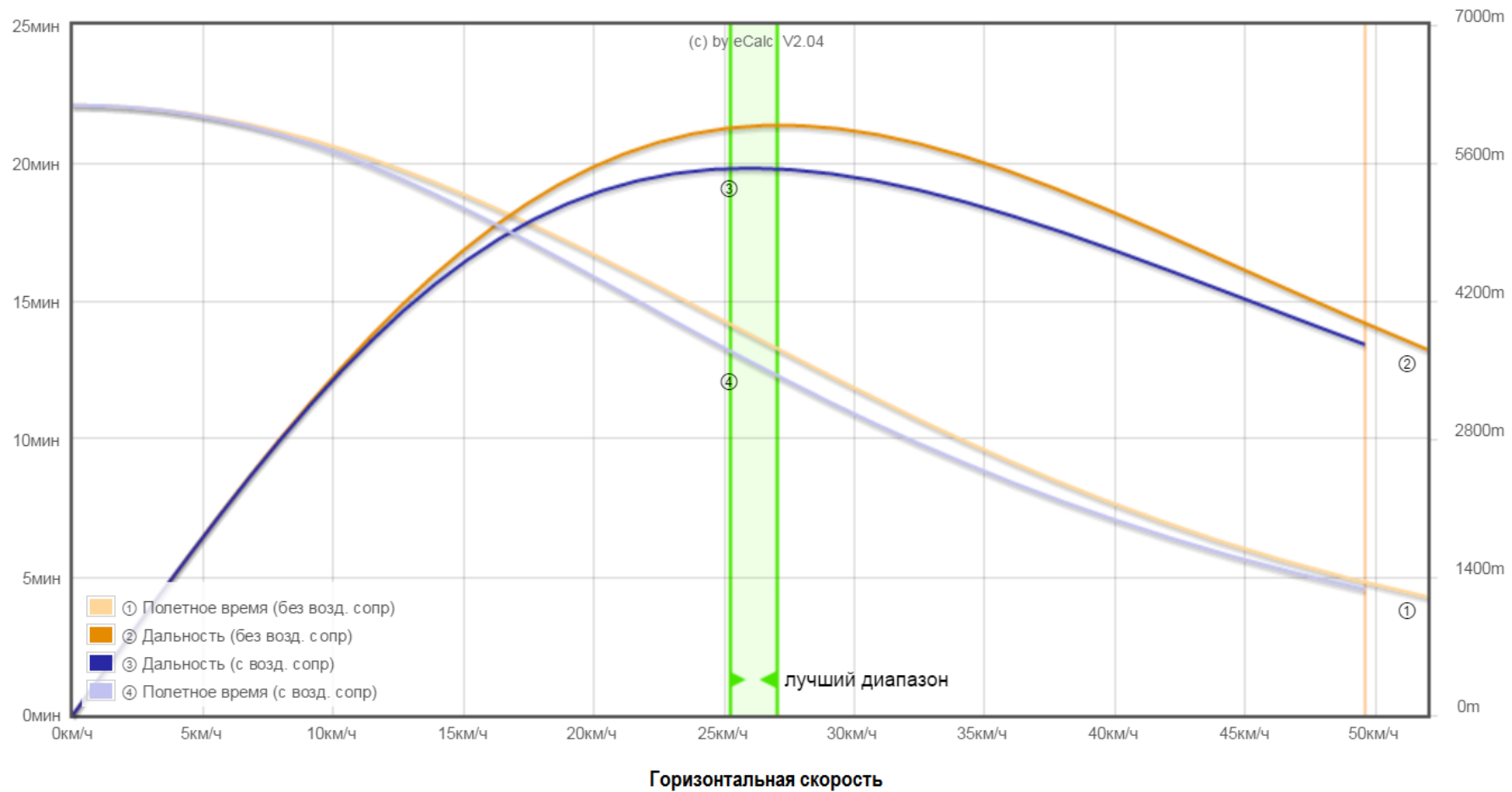


Рисунок 4.1 – Расчет дальности и времени полета (рама 350 мм)

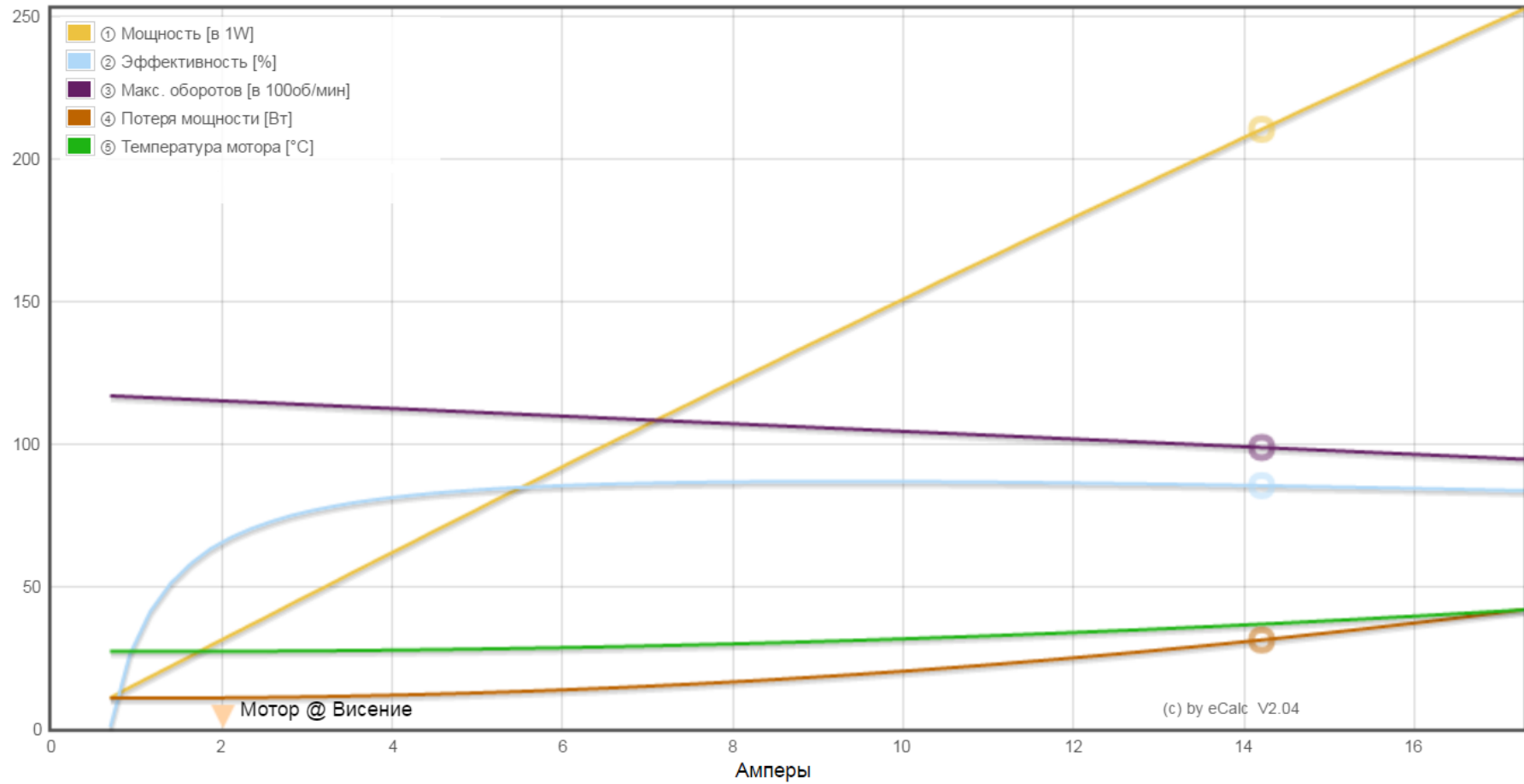


Рисунок 4.2 – Характеристики электродвигателя в режиме висения (рама 350 мм)

4.3. Расчет аппарата с рамой 750 мм

Аппарат VI класса, «тяжелый» квадрокоптер, вес полезной нагрузки 1 кг. Расчетный вес рамы (с шасси), полетного контроллера и вспомогательных компонентов (суммарно) — 0,5 кг. Размер винта — 525 мм, шаг винта — 180 мм.

Замечание. Квадрокоптер такого класса может нести на себе и гораздо большую полезную нагрузку. При расчетном значении веса полезной нагрузки в 26.39 кг, аппарат с параметрами, указанными ниже, имеет линейный газ висения 80%, т.е. по прежнему сохраняет возможность набирать высоту и маневрировать в горизонтальной плоскости. Однако, на практике, в большинстве случаев, нет необходимости в таких высоких показателях грузоподъемности. Разумеется, при такой нагрузке не достигаются необходимые для отказоустойчивой конфигурации показатели согласно таблицы 4.1.

Типичная полезная нагрузка для таких аппаратов (зеркальные видеокамеры со стабилизирующим сервоприводом, тепловизоры, системы ночного видения, лазерные целеуказатели и др.) построенные с использованием современной компонентной базы имеют вес до 3 кг.

Результаты расчетов представлены в табл. 4.3., рис. 4.3, рис 4.4.

Таблица 4.4 – Пример конфигурации отказоустойчивого квадрокоптера с рамой диаметром 750 мм

Характеристика	Показатель
Емкость аккумулятора — номинальный разрядный ток/пиковый разрядный ток	14 Ач — 45/60С
Запасенная энергия	725,2 Вч
Конфигурация аккумуляторной сборки	14S1P
Нагрузка на батарею	22,07С
Напряжение под нагрузкой	51,01 В
Номинальное напряжение АКБ	51,8 В
Удельная тяга	5,52 г/Вт
Минимальное полетное время	2,4 мин
Время висения	19,9 мин
Модель электродвигателя	Turnigy RotoMax 50
Тяговооруженность	3,6 снаряженных масс
Полетный вес (снаряженная масса)	12,33 кг
Вес винтомоторной группы	10,83 кг
Макс. горизонтальная скорость	69 км/ч
Макс. скороподъемность	15 м/с
Газ висения (линейный)	43%
КПД (висение)	89,8%
Ток электродвигателя (висение)	10,28 А
Ток электродвигателя (максимальный режим)	77,25 А
Максимальный ток ЭРХ электродвигателя	80 А
КПД (максимальный режим)	92,1%

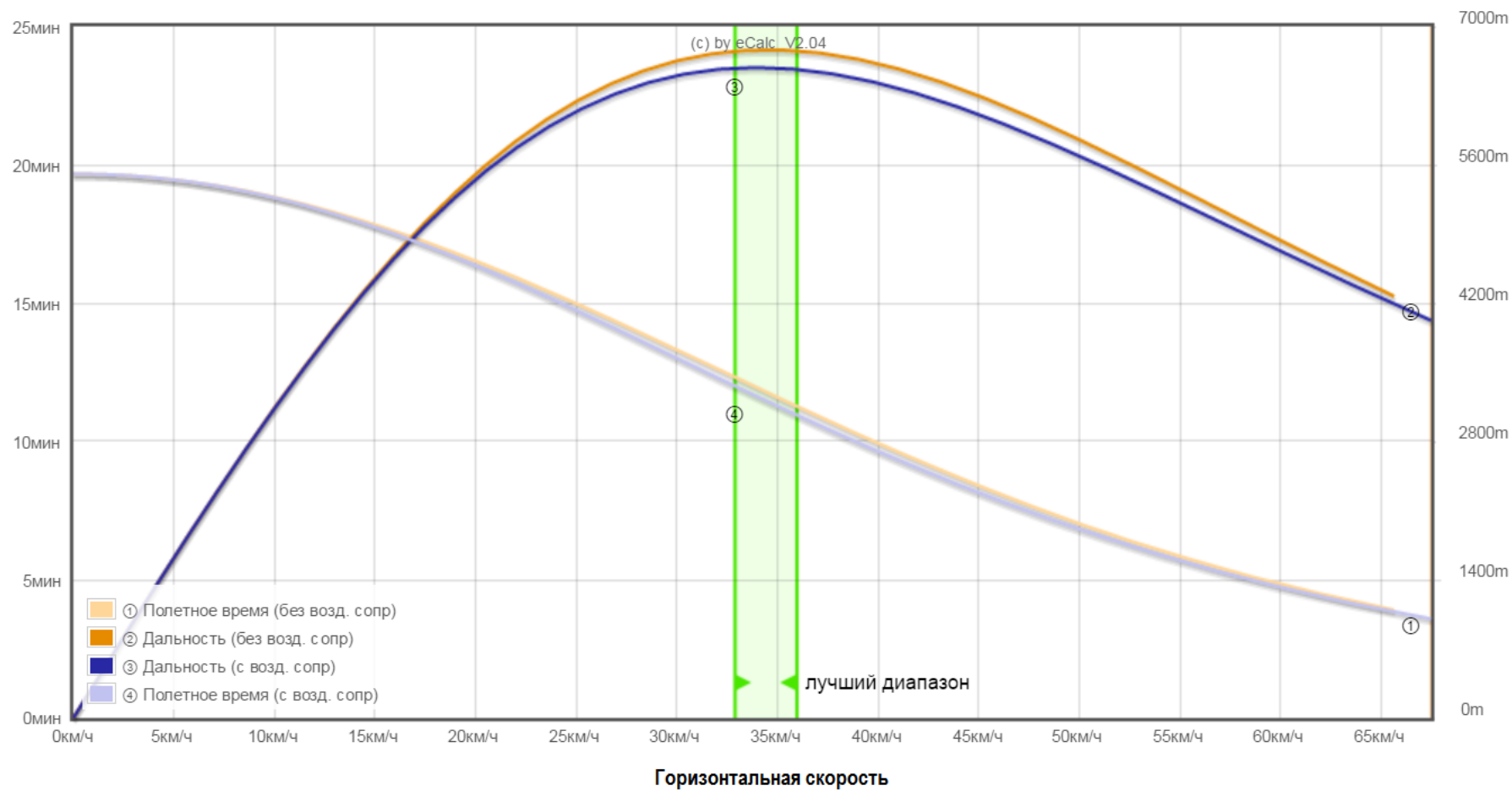


Рисунок 4.3 – Расчет дальности и времени полета (рама 750 мм)

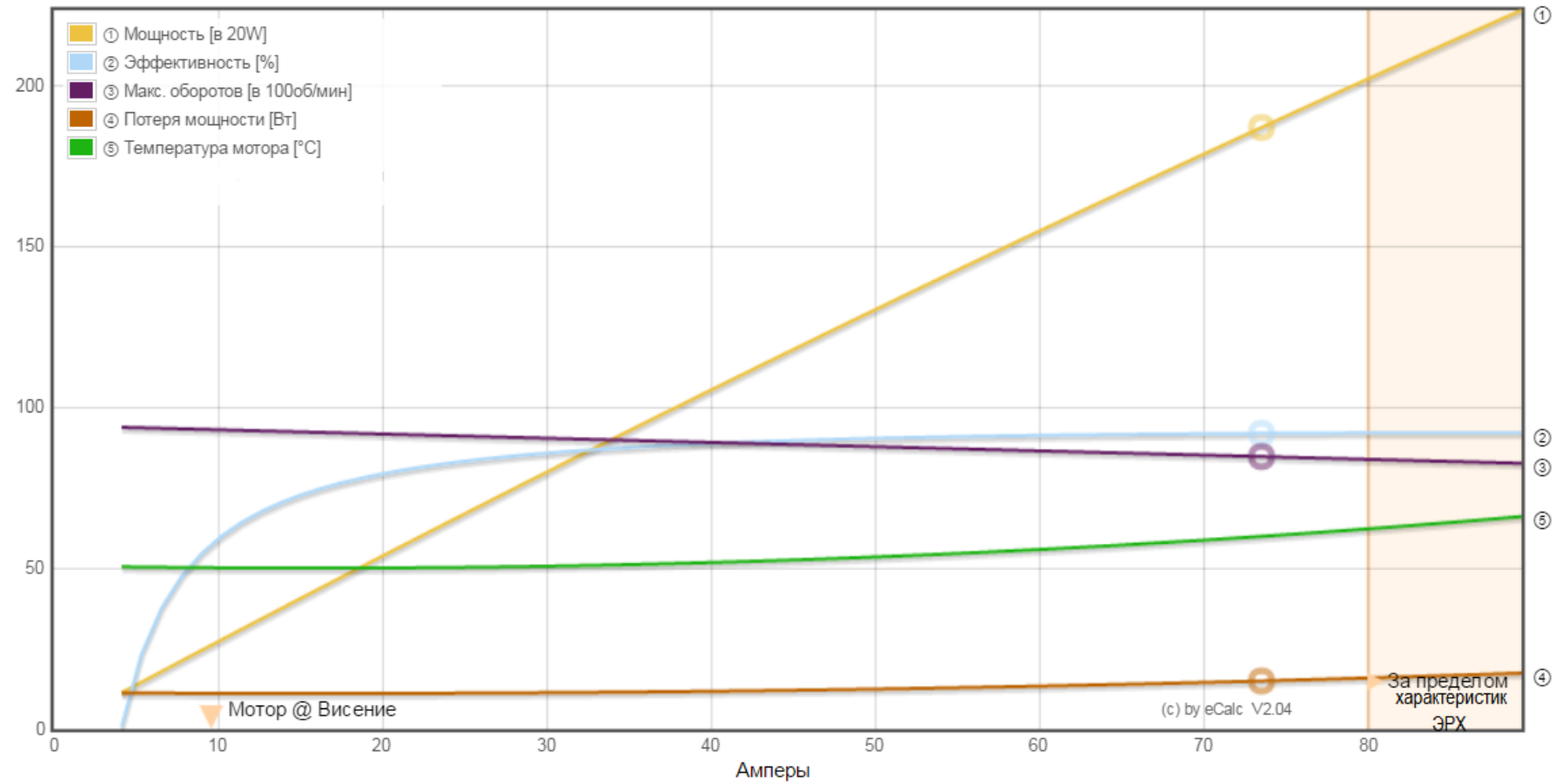


Рисунок 4.4 – Характеристики электродвигателя (рама 750 мм)

§ 5. Выводы по главе 1

1. Сформулированная постановка задачи управления квадрокоптером в аварийном режиме является актуальной и может рассматриваться с учетом приведенной классификация типов аварий.
2. В научной литературе вопросы классификации и выбора оптимальной конфигурации квадрокоптеров освещены только в общем представлении. В тоже время в сообществе моделлистов и на на профильных интернет-ресурсах нашли применение довольно емкие и точные способы оценки и классификации отдельных конфигураций аппаратов, основанные на опыте эксплуатации. Полученный на основе обобщения опыта построения квадрокоптеров, предложенный в настоящей работе способ их классификации точно описывает особенности их конфигурации у учетом специфики этого вида БПЛА.
3. Приведенные рекомендации по выбору отдельных комплектующих квадрокоптера могут быть использованы для построения отказоустойчивой конфигурации аппарата.
4. Конкретные комплектующие (марки, модели) для отказоустойчивого квадрокоптера могут быть определены с использованием существующего программного обеспечения, путем подбора конфигурации, отвечающей предложенным критериям.
5. Разнообразие элементной базы: контроллеров, датчиков, двигателей, рам, винтов, батарей позволяет при необходимости создавать узко специализированные аппараты обладающие минимально необходимым набором ЛТХ и стоимостью для решения определенной задачи. Как противоположность этому, использование удачных компоновочных решений для размещения навесного оборудования с выходом на оптимальный баланс энерговооруженности, позволяет создавать аппараты для решения широкого круга задач, в том числе и отказоустойчивых конфигураций.

ГЛАВА 2

НАСТРОЙКА ПИД-РЕГУЛЯТОРОВ КВАДРОКОПТЕРА

Для решения задачи стабилизации положения квадрокоптера в пространстве, в системе управления используется ряд ПИД-регуляторов. Очевидно, что для сохранения управляемости аппарата в аварийном режиме управления требуется такой подбор параметров ПИД-регулятора, который бы обеспечивал максимальную стабильность к внешним возмущениям. Рассмотрим этот вопрос более подробно.

§ 6. Задача стабилизации квадрокоптера

Для построения системы управления квадрокоптером используются три ПИД-регулятора — для стабилизации положения аппарата в трех плоскостях. Подбор параметров для такого регулятора имеет особенности, связанные с ключевыми геометрическими и техническими характеристиками аппарата.

Уравнение выходного сигнала ПИД-регулятора имеет вид [10]:

$$u(t) = P + I + D = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de}{dt}, \quad (6.1)$$

где де K_p , K_i , K_d — коэффициенты усиления пропорциональной, интегрирующей и дифференцирующей составляющих регулятора.

Для вычисления управляющей величины непосредственно в бортовом вычислителе аппарата в режиме реального времени используется рекуррентная формула:

$$u(n) = u(n-1) + K_p((E(n) - E(n-1)) + \\ + K_i^{dis} E(n) + K_d^{dis} (E(n) - 2E(n-1) + E(n-2))),$$

где n — порядковый номер шага, $E(n)$ — величина рассогласования между текущим и требуемым значением регулируемого параметра.

Эта формула позволяет минимизировать количество выполняемых операций и снизить разрядность хранимых величин. Ставится задача выбора параметров K_p , K_i , K_d для стабилизации заданных значений углов φ_0 , θ_0 , ψ_0 (рис. 1.1).

Современные полетные контроллеры позволяют производить расчет управляющего сигнала регулятора каждые 10 миллисекунд. Этого вполне достаточно, учитывая фактор механической инерции (особенно на аппаратах с большим диаметром лопастей), а так же ограничения ЭРХ электродвигателей.

В качестве базовых параметров регулятора для квадрокоптеров с наиболее часто встречающимся параметром l : $0,1 < l < 0,2$ м предлагается использовать параметры $P = 5$; $I = 0,1$; $D = 3$.

Результаты численного моделирования процесса стабилизации для ПИД-регулятора с такими параметрами приведены на рис. 6.1. Горизонтальной линией $x = 0$ обозначено желаемое значение величины, точками — текущее значение величины, сгенерированное случайным образом из интервала $-0,8 < y < 0,8$.

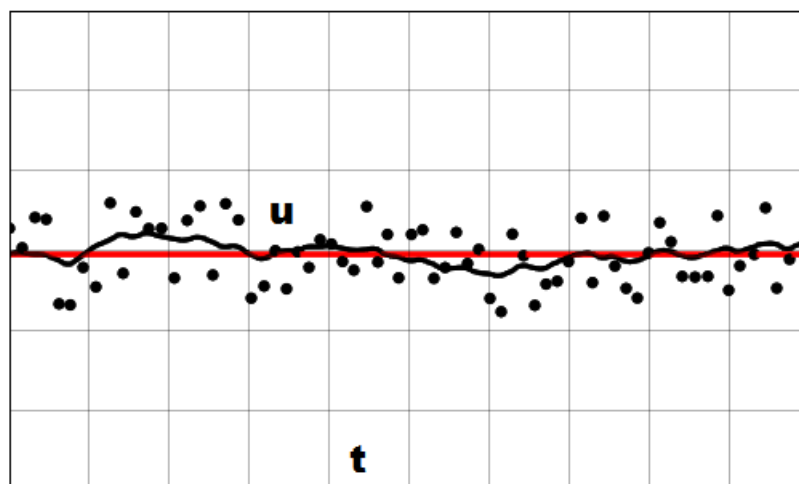


Рисунок 6.1 – Результаты моделирования

6.1. Алгоритм выбора параметров ПИД-регулятора. Профиллизация.

ПИД-регулятор встроен в систему управления квадрокоптером согласно схеме на рис. 6.2. Учитывая характеристики различных элементов схемы управления, а так же обобщая опыт исследователей [1, ?, 4], сформулируем ряд рекомендаций по выбору его параметров.

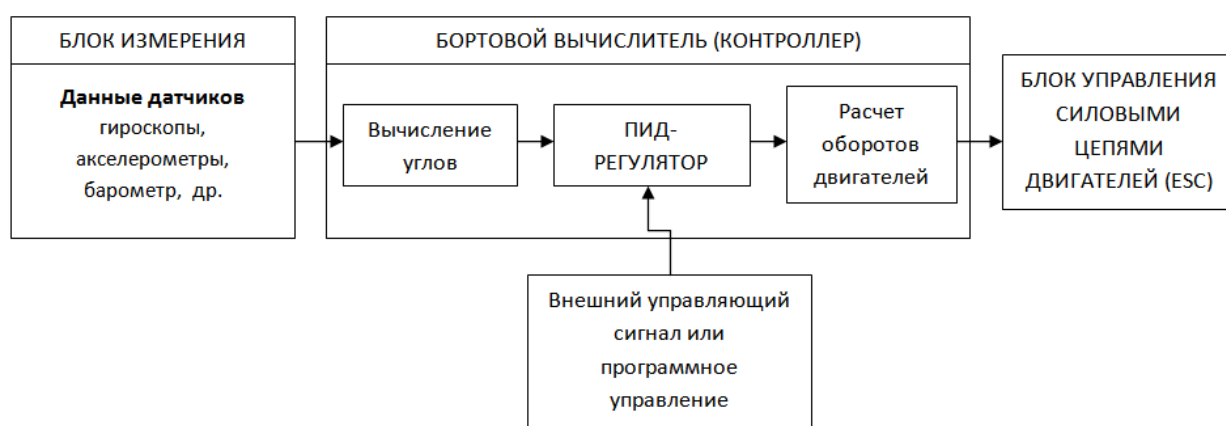


Рисунок 6.2 – Схема управления двигателями

В зависимости от планируемого профиля использования аппарата (маневровый, для фото-киносъемки) следует производить различную настройку ПИД-регуляторов. Рассмотрим влияние каждого из параметров на поведение аппарата и приведем алгоритм для настройки регуляторов оператором.

Пропорциональная составляющая P :

Увеличение значения P приводит к большей устойчивости до тех пор, пока слишком большое значение P не приведет к осцилляциям и потере управляемости.

Уменьшение значения P снижает реакцию на управляющее воздействие.

Интегральная составляющая I :

Увеличение I способствует улучшению курсовой устойчивости и уменьшает дрейф, но так же увеличивает задержку возврата в начальное поло-

жение. Увеличение I при неизменном P снижает влияние P на управляющее воздействие.

Уменьшение значения I уменьшает скорость реакции аппарата на управляющее воздействие, но при этом увеличивает дрейф и уменьшает способность удерживать стабильное положение.

Дифференциальная составляющая D :

Увеличение значения D увеличивает скорость стабилизации после изменения положения аппарата в пространстве (в результате управления или внешнего воздействия). Так же, увеличение D значительно увеличивает влияние пропорциональной составляющей. Это означает так же увеличение вероятности появления перерегулирования и осцилляций.

Уменьшение D уменьшает скорость и размер колебаний при возврате в стабилизированное положение.

Указанные рекомендации получены в результате применения программного комплекса, специально разработанного для бортового вычислителя.

Алгоритм настройки:

1. Устанавливаются базовые настройки ПИД, при которых аппарат может оторваться от земли. Для аппаратов класса ниже, чем VI, можно использовать параметры из п. 6 или подобрать экспериментально;
2. Настройка P . Для маневрового аппарата следует использовать максимально возможное (до появления осцилляций) значения P . Уменьшение P (от максимального значения) разумно для аппаратов с камерой, а так же во время обучения пилотированию;
3. Настройка I производится при визуальном контроле или путем контроля «сырых» данных гироскопов по телеметрии. Цель — получение значения, при котором аппарат удерживает стабильное положение. При этом исключается внешнее механическое или управляющее воздействия — отклонения от положения неподвижного висения в воздухе. Значение I при этом можно как увеличивать, так и уменьшать.

4. Если изначально выбран вариант использования максимально возможного без осцилляций значения P , то после завершения настройки I , следует провести коррекцию P , поиском нового максимально возможного значения P . Как правило, P допускает увеличение, если I в процессе настройки увеличивалось;
5. Оценивается скорость возврата аппарата в стабилизированное положение после предельного отклонения ручек управления перемещением аппарата в горизонтальной плоскости. Если скорость возврата недостаточна — D незначительно (в сравнении с другими составляющими регулятора) увеличивают. Если скорость возврата достаточна, D оставляют без изменения. При проявлении признаков перерегулирования, сначала следует снизить P , а уже затем, если перерегулирование не удастся избежать, снижается D .
6. Если параметр D менялся, то выполняется повторная настройка P и I . Как правило, P может быть снижен при увеличении D без заметных потерь характеристик стабилизации. I при этом настраивается по п. 3.
7. Для тонкой настройки регулятора следует повторять действия 1-6 до момента, пока на шаге 5 изменять D не потребуется. Настройка закончена.

6.2. Специфика алгоритмов автоматической настройки

В науке широко известны ряд способов для автоматического подбора параметров ПИД-регулятора путем анализа обратной связи от регулируемой системы [18]. Применение этих алгоритмов для настройки ПИД-регуляторов квадрокоптера возможно, но, в силу естественных причин ограничено. Объясняется это, прежде всего, невозможностью изменять параметры регулятора в широком диапазоне значений, т. к. такое изменение может привести к потере управления и аварии: падению аппарата в результате потери контроля над ориентацией.

В составе ПО Mission Planner имеются инструменты для автоматической настройки параметров ПИД-регуляторов. Режим, называемый «autotune» (автонастройка), учитывает специфику квадрокоптера, как системы управления при настройке ПИД и подразумевает следующий алгоритм действий-ограничений со стороны оператора:

1. Вручную выполнить предварительную базовую настройку регулятора таким образом, что бы квадрокоптер мог, как минимум, безаварийно оторваться от земли;
2. Поднять квадрокоптер на высоту не менее 3 м для предотвращения касания аппаратом земли во время настройки;
3. Активировать режим «autotune» с помощью двусторонней телеметрической связи (либо предварительно настроив включение режима на одну из кнопок пульта управления);
4. Во время настройки корректировать положение аппарата в пространстве с пульта управления, контролируя его визуально;
5. Проверить поведение аппарата с новыми параметрами регулятора, принять их, или вернуться к базовым параметрам ПИД;
6. Перезапустить процедуру автоматического подбора, если это необходимо.

При этом, даже при выполнении условий (1-6) может случиться аварийная ситуация. Экспериментально установлено, что на квадрокоптерах определенных типоразмеров и компоновки включение режима «autotune» неминуемо приводит к аварии.

6.3. Режим с перерегулированием

Во время проведения экспериментальных исследований на аппарате Quantum Nova, был замечен следующий эффект.

При настройке параметров стабилизирующего ПИД-регулятора непосредственно в процессе полета по телеметрической связи по алгоритму,

приведенному в п. 6.1 настоящей работы, самым сложным оказывается настройка дифференциальной составляющей регулятора D . Даже незначительное (по диапазону, по сравнению с параметрами P и I) изменение этого параметра приводит к появлению перерегулирования.

Пытаясь стабилизировать свое положение аппарат создает стабилизирующее воздействие намного сильнее необходимого, а следующее воздействие еще больше предыдущего и т.д. Как результат — переворот аппарата и потеря управления.

При этом, неоднократно отмечался следующий эффект: дозированное перерегулирование, не приводящее к потере управления и слабо отличимое визуально (а на удалении более 5 м от оператора — неотличимое) положительно сказывается на устойчивости аппарата ко внешнему воздействию. Стабилизация аппарата происходит значительно быстрее, а при увеличении полезной нагрузки на аппарат, увеличение D в целом положительно сказывается на управляемости аппарата, отзывчивость на управляющее воздействие становится острее, уменьшаются задержка между отклонением ручек управления и реакцией аппарата.

Заметим, что этот эффект наблюдался только при условии хорошей балансировки винтов аппарата. Дисбаланс винтов или повреждение лопастей нивелирует положительное влияние этого эффекта. Так, например, установка заведомо поврежденной (см. рис 6.3) лопасти на аппарат, настроенный с перерегулированием, приводит к невозможности взлета. В то же время, при стандартной настройке ПИД-регулятора, аппарат с такой лопастью взлетает и управляется без значительных отличий.

Отметим, что конкретные значения параметров регулятора с дозированным перерегулированием подбираются исключительно экспериментально и зависят от множества факторов: конфигурации аппарата, веса и расположения полезной нагрузки, состояния винтов и т.д. Выход на режим осуществляется за счет более высокого значения D .



Рисунок 6.3 – Поврежденный (снизу) и исправный винт

§ 7. Выводы по главе 3

Детальная проработка вопроса выбора параметров ПИД регуляторов квадрокоптера позволяет не только принципиально решить задачу стабилизации аппарата, но и изменять его летные характеристики в зависимости от характера выполняемой задачи. При этом, учитывая существующие разработки в этой области, включая алгоритмы автоматического выбора параметров регулятора, первичная и тонкая настройка ПИД-регуляторов по прежнему остается за человеком.

Несмотря на свою простоту относительно других видов регуляторов, ПИД-регулятор успешно используется для решения задачи стабилизации квадрокоптера в пространстве. При этом задача подбора параметров ПИД-регуляторов квадрокоптера для решения задачи управления в аварийном режиме имеет ряд особенностей по сравнению с аналогичной задачей для штатного режима эксплуатации:

1. Режим работы ПИД-регулятора с небольшим (не заметным для человеческого глаза) перерегулированием, не приводящий к существен-

ным потерям в плавности хода аппарата, позволяет повысить устойчивость аппарата к внешним возмущениям. Неизбежные негативные последствия такого режима в виде «дрожания» видеоряда, передаваемого набортной видеокамерой могут быть нивелированы использованием специальных стабилизирующих подвесных устройств и демпферов;

2. Существующие алгоритмы автоматической настройки параметров регулятора имеют существенные ограничения. Применительно к аварийному режиму управления, они могут использоваться только для первоначальной, базовой настройки параметров. Для успешного решения задачи управления в аварийном режиме необходима тонкая ручная донастройка параметров. При этом необходимо учитывать особенности компоновки каждого конкретного аппарата (и каждой из возможных конфигураций подвеса полезной нагрузки) и производить донастройку при непосредственном контроле поведения аппарата оператором.
3. В определенных случаях, использование ПИД-регулятора с перерегулированием может оказать и отрицательное влияние на поведение аппарата. При наличии на аппарате полезной нагрузки, производящей вибрации или другие механические воздействия на аппарат в процессе полета, а равно этому, при наличии дисбаланса винтов, следует проводить дополнительные практические испытания для исследования стабильности полета. В этом случае возможно появление резонансных колебаний большой амплитуды, которые нивелируют положительный эффект от дозированного перерегулирования. В ситуации, когда у оператора нет уверенности в качестве балансировки винтов аппарата (например, после случайного касания винтом препятствия в процессе полета), следует отказаться от режима с перерегулированием.

ГЛАВА 3

ПРИМЕНЕНИЕ АДАПТИВНОГО МЕТОДА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРОМ

§ 8. Адаптивный метод (метод Габбасова)

8.1. Постановка задачи

Рассмотрим задачу оптимального управления вида:

$$\begin{aligned}
 c^T x(t^*) &\rightarrow \max_u, \\
 \dot{x} &= A(t)x + b(t)u, \\
 x(t_*) &= x_0, \quad Hx(t^*) = g, \quad L_1 \leq u(t) \leq L_2, \\
 x \in \mathbb{R}^n, \quad u \in \mathbb{R}, \quad \text{rank } H &= m < n, \quad t \in [t_*, t^*].
 \end{aligned} \tag{8.1}$$

Здесь $A(t)$, $b(t)$, $t \in [t_*, t^*]$ — кусочно-непрерывные $(n \times n)$ -матричная и n -мерная векторная функции, $c \in \mathbb{R}^n$, $g \in \mathbb{R}^m$, H — $(m \times n)$ -матрица, $L_1 < L_2$.

Управление $u(t)$ выбирается из класса кусочно-постоянных функций с периодом квантования $h = (t^* - t_*)/N$, где N — некоторое натуральное число:

$$u(t) = u(t_* + (k - 1)h) = u_k, \quad t \in [t_* + (k - 1)h, t_* + kh), \quad k = \overline{1, N}. \tag{8.2}$$

Под *задачей оптимального управления* будем понимать задачу поиска такого $u^0(t)$, что $c^T x(t^*, u^0) \geq c^T x(t^*, u), \forall u$ вида 8.2.

Под *задачей субоптимального управления* будем понимать задачу поиска такого $u^\varepsilon(t)$, что $c^T x(t^*, u^\varepsilon) + \varepsilon \geq c^T x(t^*, u), \forall u$ вида 8.2.

В дальнейшем будем решать одну из этих задач. Метод предложенный Р. Габбасовым заключается в сведении задачи оптимального управления 8.1

к задаче линейного программирования и решению этой задачи специально разработанным им адаптивным методом.

8.2. Общий алгоритм метода

Будем называть *интервальной задачей линейного программирования* (ИЗЛП) задачу вида (8.3).

$$\begin{aligned} c^T x &\rightarrow \max_x, \\ b_* &\leq Ax \leq b^*, \\ d_* &\leq x \leq d^*. \end{aligned} \tag{8.3}$$

Здесь $x, c, d_*, d^* \in \mathbb{R}^n$, $b_*, b^* \in \mathbb{R}^m$; $d_{*j} \leq d_j^*, j = \overline{1, n}$, $b_{*i} \leq b_i^*, i = \overline{1, m}$. A — вещественная матрица $m \times n$. Под знаком неравенства между двумя векторами будем понимать покомпонентное неравенство.

Ограничения первой группы будем называть *основными ограничениями*, второй — *прямыми ограничениями*, выражение $c^T x$ — *функцией цели* или *целевой функцией*.

Под *допустимым решением* или *планом* будем понимать вектор x , удовлетворяющий ограничениям задачи. *Оптимальным планом* задачи (8.3) будем называть такой план x^0 , что $cx^0 \geq cx, \forall x$ из множества планов. *Субоптимальным планом* задачи (8.3) будем называть такой план x^ε , что $cx^0 + \varepsilon \geq cx, \forall x$ из множества планов.

Для решения ИЗЛП будем использовать адаптивный метод решения, предложенный в работах Габасова [2].

Адаптивный метод — двухфазный. Первая фаза заключается в нахождении начального плана. Вторая — в поиске оптимального (субоптимального) решения. Рассмотрим каждую фазу подробно.

§1.2. Первая фаза метода Для начала обозначим $x = \frac{d_* + d^*}{2}$. Пусть

$$w_i = \begin{cases} 0, & b_{*i} \leq A_i x \leq b_i^*, \\ b_{*i} - A_i x, & A_i x < b_{*i}, \\ b_i^* - A_i x, & A_i x > b_i^*, \quad i = \overline{1, m}, \end{cases}$$

где под A_i понимается i -ая строка матрицы A . Введем диагональную матрицу U размером $(m \times m)$:

$$U_{ii} = \begin{cases} 0, & w_i = 0, \\ 1, & w_i > 0, \\ -1, & w_i < 0, \quad i = \overline{1, m}. \end{cases}$$

Удалим теперь из матрицы U нулевые столбцы, полученную матрицу обозначим за U^0 , ее размерность — $m \times k$, где $k \in \langle 0, 1 \dots m \rangle$. Удалением нулей из w получим k -мерный вектор w^0 .

Наконец, составим следующую задачу линейного программирования:

$$\begin{aligned} \tilde{c}^T \tilde{x} &\rightarrow \max \\ b_* &\leq \begin{pmatrix} A & U^0 \end{pmatrix} \tilde{x} \leq b^* \\ \begin{pmatrix} d_* \\ \mathbb{O}_{k \times 1} \end{pmatrix} &\leq \tilde{x} \leq \begin{pmatrix} d^* \\ |w^0| \end{pmatrix}. \end{aligned} \quad (8.4)$$

Здесь \tilde{c} — $(n+k)$ -мерный вектор, первые n элементов которого равны нулю, а k оставшихся — -1.

Заметим, что вектор

$$\tilde{x} = \begin{pmatrix} x \\ |w^0| \end{pmatrix}$$

является допустимым решением задачи (8.4), тогда, используя этот план, алгоритмом из второй фазы можем найти оптимальное решение данной задачи. Оно будет обладать следующими свойствами:

1. Если значение целевой функции равно нулю, т.е.

$$\tilde{x} = \begin{pmatrix} \hat{x} \\ \mathbb{O}_{k \times 1} \end{pmatrix},$$

вектор \hat{x} будет являться допустимым решением задачи (8.3).

2. Если $c^T x > 0$, то для задачи (8.3) не существует допустимых решений (множество планов пусто).

Вторая фаза метода. Будем обозначать символами I и J соответственно наборы индексов строк и столбцов матрицы A задачи (8.3): $I = \langle 1, 2, \dots, m \rangle$, $J = \langle 1, 2, \dots, n \rangle$.

Выделим из множеств I и J произвольные подмножества $I_{op} \subseteq I$ и $J_{op} \subseteq J$, такие что $|I_{op}| = |J_{op}|$. По паре подмножеств $K_{op} = \{I_{op}, J_{op}\}$ составим квадратную матрицу $A_{op} = A(I_{op}, J_{op})$. Если $\det(A_{op}) \neq 0$ будем называть K_{op} опорой, а A_{op} — опорной матрицей. Под опорным планом будем понимать совокупность $\{x, K_{op}\}$, где x — допустимое решение задачи (1.1.1).

Обозначим $I_n = I \setminus I_{op}$, $J_n = J \setminus J_{op}$. Введем также понятия вектора затрат $z = Ax$, вектора потенциалов $u = u(I) = (u(I_{op}), u(I_n)) = (u_{op}, u_n)$, $u_{op}^T = c_{op}^T A_{op}^{-1}$, $u_n = 0$, и вектора оценок $\Delta = \Delta(J) = (\Delta(J_{op}), \Delta(J_n)) = (\Delta_{op}, \Delta_n)$, $\Delta_{op} = 0$, $\Delta_n^T = c_n^T - u_{op}^T A(I_{op}, J_n)$

Ключевую роль в методе играет выведенный Габасовым критерий оптимальности. Сформулируем его ниже.

8.3. Ключевые особенности метода

Часто на практике параметры системы (8.3) известны неточно. В этом случае использование методов нахождения точного решения задачи не всегда оправдано. Более предпочтительным в таком случае является использование адаптивного метода. Кроме того, применение адаптивного метода не ведет к увеличению размерности задачи, что неизбежно при сведении

исходной задачи к канонической форме задачи линейного программирования, пригодной для решения симплекс-методом.

С каждым базисным планом в симплекс-методе жестко ассоциируется базис (специальное подмножество из индексов базисного плана). С помощью этих элементов составляется базисная матрица.

В адаптивном методе вместо базиса используется опора. Она совершенно не зависит от плана. В связи с этим, если в симплекс-методе при изменении базисного плана автоматически по определенным правилам меняется базис, то в методе Габасова план и опора не связаны, что позволяет менять их независимо друг от друга и более эффективно строить оптимальный план.

§ 9. Управление электродвигателями

Рассмотрим задачу поворота вала электродвигателя постоянного тока на максимальный угол за заданное время. Динамика этого процесса описывается следующей системой [3]:

$$\dot{x}_1 = x_2, \quad \dot{x}_2 = u, \quad |u| \leq b,$$

$$x_1(0) = x_2(0) = x_2(T) = 0, \quad x_1(T) \rightarrow \max_u,$$

где x_1 — угол поворота вала двигателя, x_2 — угловая скорость вала, u — приведенный вращающий момент (управление), T — заданное время окончания поворота. Требуется выбрать управление $u(t)$ так, чтобы в момент времени T скорость вращения вала была равна нулю, а угол поворота при этом был максимальным.

Результаты работы программы приведены на графиках. В качестве параметров системы были взяты значения $T = 10$, $b = 2.5$, $N = 30$.

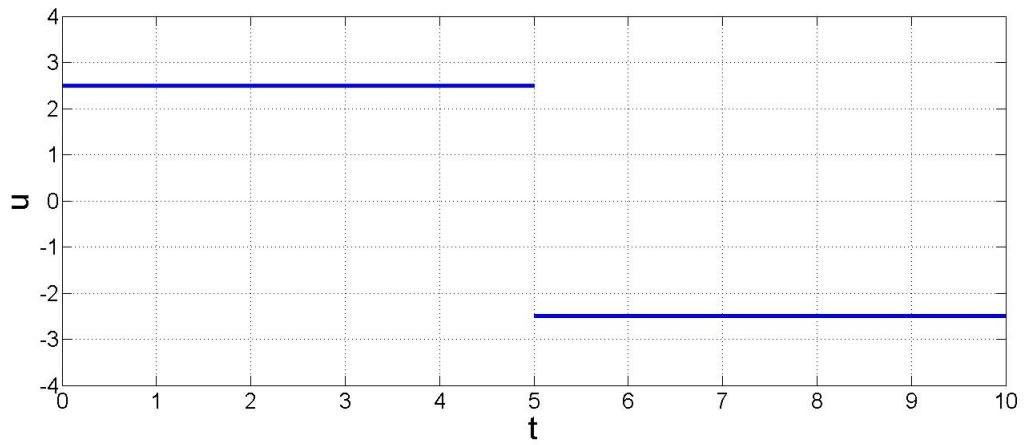


Рисунок 9.1 – Оптимальное управление

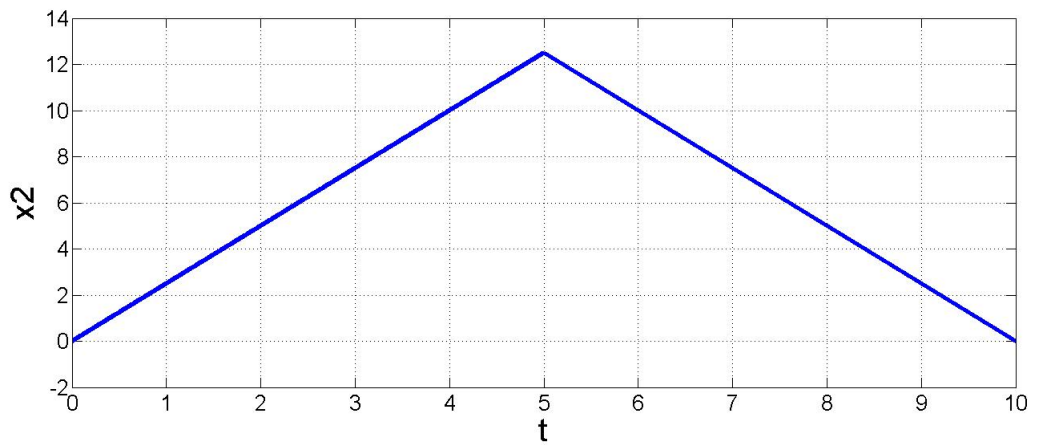


Рисунок 9.2 – Зависимость угловой скорости от времени

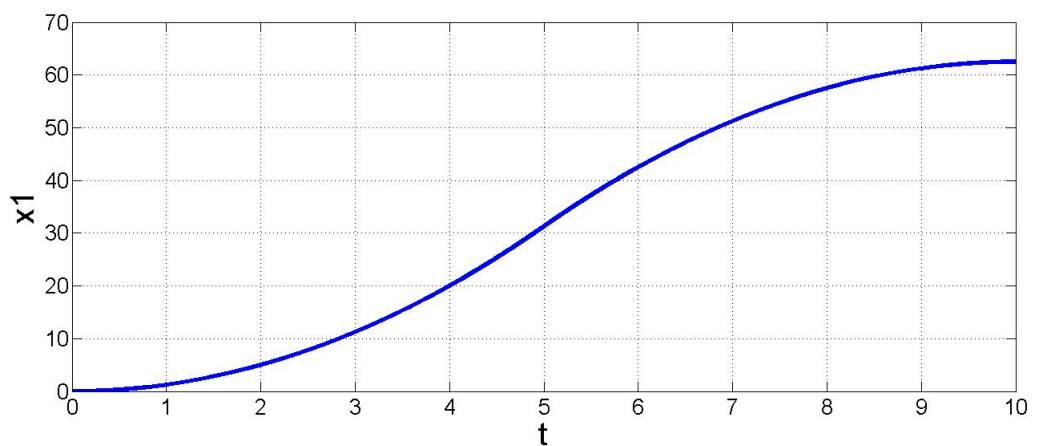


Рисунок 9.3 – Зависимость угла поворота от времени

§ 10. Управление квадрокоптером

Рассмотрим математическую модель управления БПЛА, которая не подразумевает обязательно использовать сигналы от спутниковых навигационных систем, а также некоторых других датчиков [14, 22]. В настоящей работе предложен один из возможных вариантов интеграции математических моделей полета в систему управления БПЛА с целью повышения «живучести» аппарата.

Для понимания места расчетов по математической модели в системе управления, рассмотрим роль различных элементов системы управления аппаратом при его автономном управлении. На современные квадрокоптеры могут устанавливаться следующие датчики (сенсоры):

1. Цифровой барометр (требует калибровки перед вылетом)
2. Трехосевой гироскоп;
3. Трехосевой акселерометр;
4. Электронный компас (магнитомер) различных модификаций (требует калибровки перед вылетом);
5. Аппаратура спутникового позиционирования (GPS, ГЛОНАСС, Бейдоу);
6. Лазерные измерители расстояния (редко).

Рассмотрим два случая работы аппарата в воздухе.

Первый случай. Полет при непосредственном участии оператора в управлении аппаратом. В этом случае задача управления движением фактически сводится к стабилизации аппарата в пространстве и трансляции сигналов управления к исполнительным механизмам (системе управления и наборному оборудованию). Известно, что для решения задачи стабилизации квадрокоптера бортовой управляющей системе аппарата достаточно данных всего с двух датчиков: (2) и (3). Установка датчиков (1) и (4) повышает надежность стабилизации, но не обязательна. С учетом того, что оба этих датчика требуют калибровки перед каждым запуском

(магнитное поле земли, равно как и атмосферное давление величины динамические), часто системы управления БПЛА настроены так, что обращаются к данным с этих датчиков, только если не поступают сигналы от датчиков (5) и (6). Работа системы (5) в таком режиме не обязательна, т.к. оператор имеет возможность визуального контроля положения аппарата. Однако, при условии штатной работы системы (5) резко повышается комфортность работы оператора. Аппарат может самостоятельно компенсировать влияние ветра, более точно зависать в необходимой точке. Датчик (6) используется только на относительно небольших (обычно до 100 м) расстояниях для проведения высокоточных измерений (например, измерений высоты или измерений точного расстояния от объекта до БПЛА или от объекта до объекта). Таким образом, при наличии визуального контроля за работой БПЛА со стороны оператора и исправно работающего канала связи, имеем ситуацию, когда для работы БПЛА достаточно всего двух датчиков: (2) и (3).

Второй случай. Автономный полет аппарата. В силу указанных выше причин, ручное управление БПЛА не всегда возможно.

В случае автономного полета, даже при условии верной калибровки датчиков № 1 и № 4, полет квадрокоптера возможен только при штатной работе системы № 5. Существенно важными являются данные датчика №1: они незаменимы для верной ориентации аппарата в пространстве при остановках и малых скоростях движения. Датчик № 4 используется в качестве вспомогательного определителя высоты, основным источником данных по высоте остается система спутниковой навигации (№ 5). Датчик № 6, как правило, включается в работу одним из последних. В силу ближнего радиуса действия он помогает избежать столкновения. Потеря сигнала от спутников фактически кослепить автономный БПЛА. В этом случае будет невозможно не только выполнить полетное задание, но и автоматически возвратиться на точку старта. Штатными алгоритмами существующих контроллеров управления БПЛА этот случай, как правило, подразумева-

ет следующее поведение [21]: 1) Неподвижное «зависание» в точке потери сигнала до момента его восстановления;

2) Аварийная посадка при критическом уровне заряда батарей или запаса топлива в баках (при использовании энергетической установки на топливных элементах).

Предлагаются несколько подходов к решению задачи управления: использование математической модели квадрокоптера для непосредственного управления исполнительными механизмами в обход неисправных датчиков и замена сигнала от неработающего датчика данными, полученными в результате обработки данных с других датчиков. Возможен так же и синергетический подход.

Математическое моделирование в среде MATLAB показало, что система (1) может применяться для задачи стабилизации полета [19], а также для задачи перевода аппарата в заданную точку.

Приведем результаты моделирования возможной ситуации с выводом квадрокоптера из аварийной ситуации (точка потери связи (10,5,15)) на точку старта (точка (0,0,0)). В продолжение ранее проведенных исследований задача была разрешена адаптивным методом [4, 7, 12] с критерием качества (1.5)

Выбор критерия качества такого вида объясняется тем, что при посадке аппарата в неблагоприятных условиях следует минимизировать интегральные величины всех управляющих сигналов, таким образом получая максимальную экономию топлива или заряда батарей на случай возможного восстановления связи.

На рис. 10.1 представлена траектория движения аппарата, на рис. 10.2 приведены построенные управляющие сигналы. Для расчета использовались следующие параметры: $m = 1$ кг, $l = 0.6$ м, $b = 26.5 \cdot 10^{-6}$ Н·с², $d = 0.6 \cdot 10^{-6}$ Н·мс², $I_{xx} = I_{yy} = I_{zz} = 0.1$ Н·мс², $J_{TP} = 0.005$ Н·мс², скорость вращения пропеллеров – 5000 об./с.

Вид построенных управляющих сигналов (кусочно-непрерывные функ-

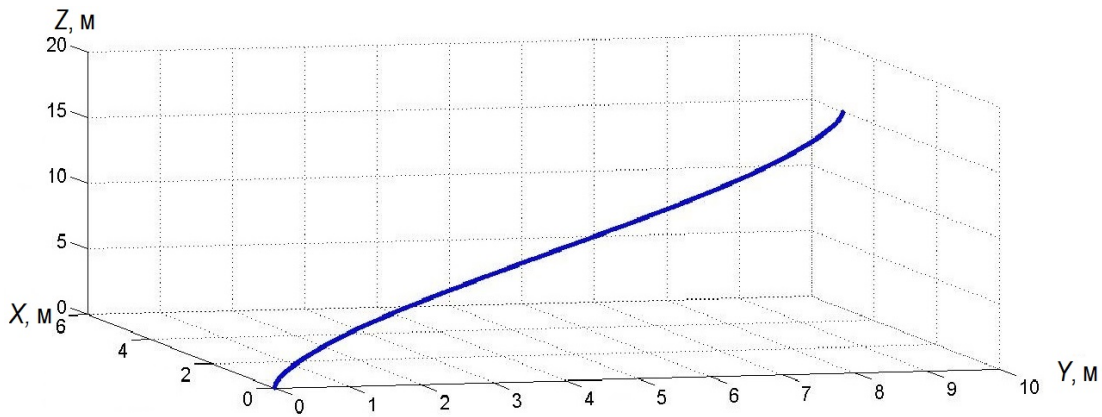


Рисунок 10.1 – Перемещение квадрокоптера

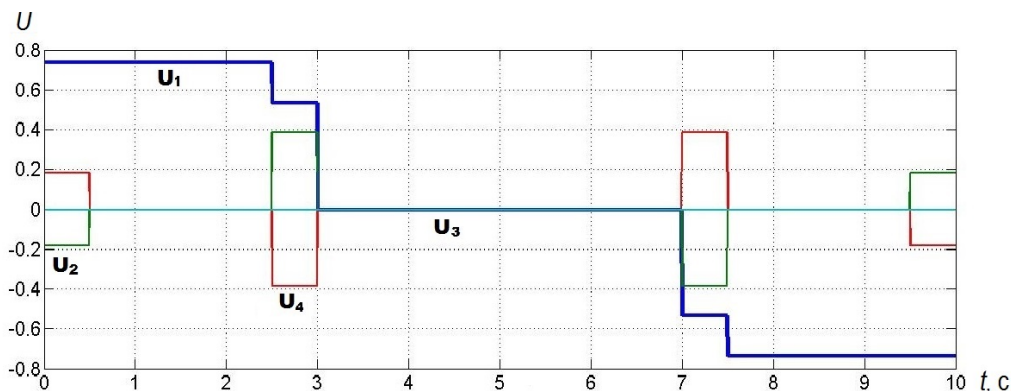


Рисунок 10.2 – Управляющие сигналы

ции) обусловлен выбором метода [12, 16] и критерия качества.

Алгоритм метода выбрал следующую стратегию управления. В верхней точке аппарат начинает контролируемо снижаться. Управления U_2, U_3 кратковременно включаются для сдвига аппарата в направлении точки посадки. Далее аппарат снижается в заданном направлении под действием силы тяжести вплоть до момента следующего включения управления U_1 (точка $t = 7$ с): набранная аппаратом вертикальная скорость «гасится» перед посадкой.

Решение позволяет практически отказаться от использования канала управления U_4 , а так же минимизировать управление на промежутке $3 < t < 7$ с. Назовем этот промежуток «промежутком падения».

Замечание. На реальном аппарате угловые скорости $\Omega_i, i = \overline{1, 4}$ не будут

равны нулю даже на промежутке падения, так как в зависимости от внешних возмущений всегда будут вычисляться необходимые стабилизирующие добавки Ω_i^S по формуле (1.6). Получение отрицательных U_1 объясняется особенностью метода и его реализации (линеаризация и др.). При внедрении на реальный аппарат необходимо использовать абсолютную величину [7, 12, 16, 17].

Таким образом, может быть достигнут положительный эффект от внедрения процедуры расчета движения аппарата по математической модели с использованием критерия качества. При заранее известных контрольных точках можно строить оптимальную стратегию управления на весь маршрут движения, что особенно важно в аварийных режимах работы.

10.1. Подмена внешнего навигационного сигнала данными инерциальной навигации

Установленный на БПЛА набор датчиков, измеряющих чисто гравитационные характеристики (а значит, менее подверженных влиянию электромагнитного излучения) достаточно обширен. На борту есть измерители ускорений (№3) и измерители углов (№2). Как было показано выше, рассматриваемая задача управления БПЛА является аварийной, т. е. возникает после штатного старта, непосредственно в полете аппарата. Будем считать, что как минимум в рамках процедуры штатного старта происходит захват координат точки старта с использованием спутниковых систем навигации (№5). Именно такой режим рекомендуется ведущими производителями полетных контроллеров. Случай, когда работа систем спутникового позиционирования БПЛА нарушена через какое-то время после старта является аналогичным с точки зрения дальнейших построений.

Опишем ситуацию, когда известны относительно точные координаты аппарата x_0, y_0, z_0 вплоть до времени t_0 . Рассмотрим время t :

$$t_0 < t < t_k$$

где t_k — критическое время, под которым понимается расчетный момент израсходования топлива или заряда батарей. В это время сведения о координатах аппарата от спутниковых систем навигации уже не поступают, однако по-прежнему известны величины $V_x, V_y, V_z, \theta, \phi, \psi, \omega_\theta, \omega_\psi$. Они могут быть получены путем обработки сигналов с гироскопов и акселерометров, т. е. известен весь необходимый набор исходных данных для расчета координат аппарата путем их интегрирования. Фактически речь идет о создании наборной инерциальной навигационной системы (ИНС, IMU) [10, 11].

Приведем основные результаты для построения такой системы.

ИНС моделируют уравнения движения объекта, которыми являются уравнения Ньютона для движения материальной точки в инерциальной системе координат [10, 11]

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{g} + \mathbf{p}, \quad (10.1)$$

где \mathbf{r} — радиус-вектор точки в инерциальной системе отсчета, \mathbf{g} — вектор гравитационного ускорения в месте положения точки, являющийся функцией положения объекта (т. е. имеем $\mathbf{g}(\mathbf{r})$), и \mathbf{p} — вектор ускорения от действия внешних сил, т. е. вектор кажущегося ускорения. Навигационные координаты получаются двукратным интегрированием уравнений

$$\dot{\mathbf{r}} = \int_{t_0}^t (\mathbf{g} + \mathbf{p}) d\tau, \quad \mathbf{r} = \mathbf{r}_0 + \int_{t_0}^t \dot{\mathbf{r}} d\tau. \quad (10.2)$$

Алгоритм интегрирования вместе с функциональной зависимостью $\mathbf{g}(\mathbf{r})$ есть исходная информация; \mathbf{p} — первичная информация, измеряемая датчиками; начальные значения вектора \mathbf{r}_0 и его производной $\dot{\mathbf{r}}_0$, необходимые при интегрировании, есть начальная информация. Очевидно, что инерциальной первичной информации в принципе достаточно для решения навигационной задачи.

Реализация решения навигационной задачи в ИНС связана с операциями не над векторными (10.2), а над скалярными величинами, которыми

являются текущие значения первичной информации. Естественно, что и навигационные алгоритмы, реализуемые в полетном контроллере, также суть скалярные операции. В связи с этим для разработки навигационного алгоритма необходимо выполнить замену исходных уравнений инерциальной навигации (10.2) и (10.1) на систему скалярных уравнений. При этом существенную роль играет вид первичной информации, который зависит от положения базового трехгранника осей чувствительности инерциальных датчиков [15].

Как правило, установленные на БПЛА датчики выполнены по МЭМС технологии и жестко связаны с корпусом аппарата, т. е. речь идет о создании бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) [14]. Сигнал с таких датчиков подвержен влиянию помех, имеет в своем составе «шум». Для минимизации влияния помех перед интегрированием к сигналу с датчиков применяются специальные фильтры, например, фильтр Калмана или альфа-бета-фильтр.

Таким образом, предлагаемая к внедрению система подмены сигнала работает по представленному на (рис. 10.3) алгоритму:

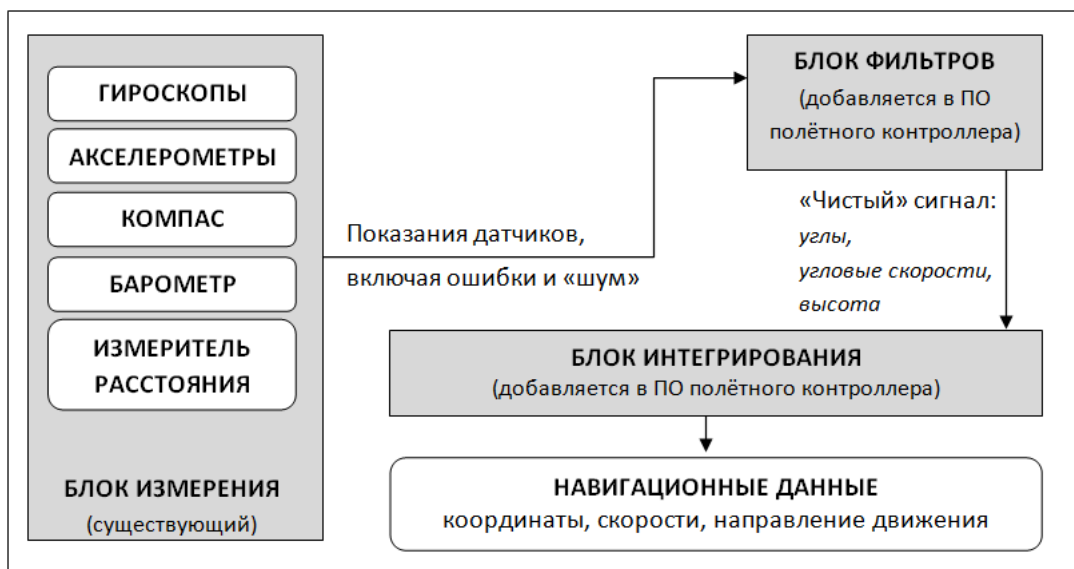


Рисунок 10.3 – Принципиальная схема системы подмены сигнала

Получение полноценной ИНС на аппарате исключает необходимость

использования спутниковых навигационных систем, т. е. фактически ИНС полностью заменяет датчик №5.

Данный подход требует дальнейшего исследования на реальном аппарате. Ключевыми факторами для возможности реализации схемы подмены сигнала (внедрения ИНС) являются:

- характер зашумленности первичных данных для разных типов датчиков в различных режимах полета;
- возможности полетного контроллера по обработке полученных данных в режиме реального времени;
- скорость нарастания ошибки навигационных данных с течением времени.

Синергия. Синергетический подход к решению задачи аварийного управления квадрокоптером может быть осуществлен путем замыкания системы (1.1) скалярными составляющими (x, y, z) вектора \mathbf{r} , вычисленными по формуле (10.2) начиная с момента времени t_0 (момент потери сигнала от спутниковых систем навигации).

Таким образом, сформулирована задача управления квадрокоптером в аварийном режиме, проведено математическое моделирование процесса аварийной посадки аппарата с использованием критерия качества. Показан способ интеграции расчетных данных в систему управления реальным аппаратом. Рассмотрен вопрос внедрения ИНС на квадрокоптер без дополнительных аппаратных модификаций аппарата. Приведена схема работы системы подмены навигационного сигнала.

Следует отметить, что в научной литературе по теме либо рассматриваются исключительно модельные задачи с применением различных математических методов [3, 14, 16], либо описывается подход, при котором возникающие проблемы решаются путем установки дополнительных устройств и датчиков. При этом во втором случае слабо используются наработки и результаты математического моделирования, учитывающие специфику

каждого из типов БПЛА. В этом заключена особенность предлагаемого синергетического подхода.

Открытых данных по работе ИНС на квадрокоптерах мало. В частных проектах и исследованиях по данной тематике, как правило, применяются готовые решения в области ИНС [15]. При этом технические характеристики дополнительно устанавливаемых датчиков редко отличаются от уже имеющихся на БПЛА в составе системы стабилизации, т. е. их внедрение нерационально. Кроме того, готовые навигационные блоки, как правило, не позволяют тонко управлять процессом навигации, ибо их ПО закрыто. Таким образом, исключается возможность реализации синергетического подхода к управлению аппаратом. Этот подход также требует дополнительного изучения на реальном аппарате.

§ 11. Выводы по главе 4

Ключевым фактором, от которого зависит летная живучесть современного БПЛА является вопрос навигации. В составе системы управления даже самого простого квадрокоптера уже есть все необходимое для построения инерциальной навигационной системы. Фактическая точность такой системы может оказаться невысока, но и затраты на ее внедрение сводятся к затратам на обновление программы управления. По мере совершенствования технологий производства гироскопов и акселерометров, повышения их точности и чувствительности, по мере удешевления производства, инерциальная навигация на подобных аппаратах может составить конкуренцию традиционным, спутниковым системам навигации. Таким образом, в широкой мере может быть решена одна из ключевых задач современной беспилотной авиации — повышение автономности полета.

Исследование показывает, что повышение отказоустойчивости систем управления может быть достигнуто не только классическими инженерными подходами, такими как многократное резервирование и контроль ка-

чества, но и более фундаментальными. Математическое моделирование, лежащее в основе разработки систем управления квадрокоптером, может оказаться полезным непосредственно и в самом процессе управления в реальном времени.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Несмотря на то, что принципиальные вопросы, связанные с построением системы управления квадрокоптером успешно решены наукой, все еще остается достаточно много вопросов, требующих детального изучения. Тенденция к автоматизации и роботизации всех видов беспилотных, а равно и пилотируемых летательных аппаратов, порождает запрос на повышение надежности всех систем.

Положения, выносимые на защиту:

1. Способ классификации квадрокоптеров и подход к проектированию аппаратов с высоким показателем летной живучести;
2. Конструктивный алгоритм решения задачи настройки ПИД-регуляторов квадрокоптера, устойчивого к внешним возмущениям;
3. Результаты математического моделирования процесса полета квадрокоптера в аварийном режиме.

ЛИТЕРАТУРА

1. Автономный квадрокоптер с нуля [Электронный ресурс] URL: <http://habrahabr.ru/company/technoworks/blog/216437/> (дата обращения: 18.01.2016)
2. Альсевич В. В., Габасов Р., Глушенков В. С. Оптимизация линейных экономических моделей. Минск: Изд-во БГУ, 2000. 211 с. оптимизации линейных систем управления // Журн. вычисл. математики и мат. физики. 2000. Вып. 40, №6.
3. Афанасьев В. Н., Колмановский В. Б., Носов В. Р. Математическая теория конструирования систем управления. М.: Высш. шк., 2003. 614 с
4. Баранов О.В. Моделирование процесса управления беспилотным летательным аппаратом – квадрокоптером // Процессы управления и устойчивость. 2015. Т. 2. № 1. С. 23–28.
5. Баранов О. В. Управление квадрокоптером в аварийных режимах функционирования // Вестн. С.-Петерб. ун-та. Сер. 10. Прикладная математика. Информатика. Процессы управления. 2016. Вып. 2. С. 69–79.
6. Беллман Р., Гликсберг И., Гросс О. Некоторые вопросы математической теории процессов управления. М.: ИЛ, 1962. 336 с.
7. Балашевич Н. В., Габасов Р., Кириллова Ф. М. Численные методы программной и позиционной оптимизации линейных систем управления // Журн. вычисл. матем. и мат. физики. 2000. Т. 40, №6.–С. 838–859.
8. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Наука. 1992. 280 с.
9. Ефимов В. Програмируем квадрокоптер на Arduino (ч. 1). [Электрон. ресурс] URL: <http://habrahabr.ru/post/227425/> (дата обращения: 22.01.2016).
10. Жмудь В. А. Неаналитические методы расчета ПИД-регуляторов : учебное пособие, Изд-во НГТУ, 2013.

11. Зубов В. И. Лекции по теории управления. М.: Наука, 1975. 496 с.
12. Зубов В. И. Математические методы исследования систем автоматического регулирования. Л.: Машиностроение, 1974. 336 с.
13. Калман Р. Е. Об общей теории систем управления. Труды I Международного конгресса ИФАК. М.: Изд-во АН СССР, 1961. Т. 2. С. 521–547.
14. Коваленко В. В. Малогабаритная инерциальная система: учеб. пособие. Южн.-урал. гос. ун-т. Челябинск: 2010. 53 с.
15. Клюенков А. Л. Реализация адаптивного метода в одной задаче оптимального управления // Процессы управления и устойчивость. 2015. Т. 2, № 1. С. 53–58.
16. Классы квадрокоптеров — какие бывают и для чего используются [Электрон. ресурс] URL: <https://geektimes.ru/company/dronk/blog/269722/> (дата обращения: 21.01.2017)
17. О ПИД-регуляторах [Электронный ресурс] URL: <http://copterpilot.ru/articles/o-pid-regulyatorax/> (дата обращения: 18.01.2016)
18. Попов Н. И., Емельянова О. В. Динамические особенности мониторинга воздушных линий электропередачи с помощью квадрокоптера // Современные проблемы науки и образования. - 2014. - №2 [Электрон. ресурс] URL: <http://cyberleninka.ru/> (дата обращения: 04.02.2016)
19. Понтрягин Л. С., Болтянский В. Г., Гамкредидзе Р. В., Мищенко Е. Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1969. 384 с.
20. Попов Н. И., Емельянова О. В., Яцун С. Ф., Савин А. И. Исследование колебаний квадрокоптера при внешних периодических воздействиях // Фундаментальные исследования. - 2014. - №1 - стр. 28-32.
21. Полетные контроллеры. [Электрон. ресурс]. URL: http://multicopterwiki.ru/index.php/Полетные_контроллеры (дата обращения: 22.01.2016).

22. Продолжительность полета электрического беспилотного вертолета [Электрон. ресурс]: URL: <http://forum.rcdesign.ru/blogs/174358/blog18412.html> (дата обращения: 21.01.2017).
23. Понтрягин Л. С., Болтянский В. Г., Гамкредидзе Р. В., Мищенко Е. Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1969. 384 с.
24. Попков А. С., Баранов О. В. Об оптимальном управлении вращательным движением вала электродвигателя // Процессы управления и устойчивость. 2014. Т. 1 (17). С. 31–36.
25. Скляр А. А., Скляр С. А. Синергетический подход к управлению беспилотным летательным аппаратом в среде с внешними возмущениями // Изв. Южн. фед. ун-та. Технические науки.—2012.— №8, С 159–170.
26. Москаленко А. Использование инерциальной навигационной системы (ИНС) с несколькими датчиками на примере задачи стабилизации высоты квадрокоптера. [Электрон. ресурс]. URL: <http://geektimes.ru/post/255736/> (дата обращения: 22.01.2016).
27. Ферсман П., Кашвих С., Крюгер Т., Шнеттер П., Вилкенс С. Интегрированная навигационная система на основе МЭМС для адаптивного управления полетом беспилотного аппарата // Гироскопия и навигация. 2013. №1. С. 3–18.
28. Хайанг Чао, Кэлвин Купманс, Лонг Ди, Янг Кван Чен. Сравнительная оценка бюджетных инерциальных измерительных блоков для беспилотных летательных аппаратов. [Электрон. ресурс]. URL: <http://blaskor.ru/ru/sravnitel'naya-otsenka-byudzhetnykh-inertsialnykh-izmeritelnykh-blokov-dlya-bespilotnykh-letatelnykh-apparatov.html> (дата обращения: 22.01.2016).
29. Четвериков В. Н. Метод линеаризации для решения задач плоскостности и поиска оператора совместности. // Дифференциальные уравнения. 2006. Т. 42, №10. С. 1405–1415.

30. Bresciani T. Modeling, identification and control of a quadrotor helicopter. Master thesis. Sweden, Lund: Lund University, 2008. 184 p
31. Garcia Carrillo L. R., Dzul A., Lozano R., Pegard C. Quad Rotorcraft Control: Vision-Based Hovering and Navigation. London; Heidelberg; New York; Dordrecht: Springer, 2012. 179 p.
32. LITHIUM POLYMER TECHNICAL DETAILS [Электрон. ресурс] URL: ibtpower.com/bkencel/Lithium-Po-tech.html (дата обращения: 10.03.2018)
33. Popkov A. S., Smirnov N. V., Baranov O. V. Real-time quadcopter optimal stabilization // Internat. Conference “Stability and Control Processes” in Memory of V. I. Zubov (SCP), Saint Petersburg, 2015, October 5–9. P. 123–125.
34. Popkov A. S., Baranov O. V., Smirnov N. V. Application of adaptive method of linear programming for technical objects control // 2 Internat. Conference on Computer Technologies in Physical and Engineering Applications (ICCTPEA). Ed. E. I. Veremey. 2014. P. 141–142.
35. eCalc — the most reliable RC Calculator on the Web [Электрон. ресурс] URL: <https://www.ecalc.ch/> (дата обращения: 10.02.2018)
36. Mission Planner Home [Электрон. ресурс] URL: <http://ardupilot.org/planner/index.html> (дата обращения: 10.01.2017)
37. HYCOPTER hydrogen fuel cell UAV [Электрон. ресурс]: URL: <http://ardupilot.org/planner/index.html> (дата обращения: 13.03.17)
38. Popkov A. S., Baranov O. V. On optimal control of the rotational movement of the electric motor shaft // The XLV annual international of Control Processes and Stability (CPS’14). Abstracts, 2014. P. 15