

Санкт-Петербургский государственный университет

На правах рукописи

Баранов Олег Владимирович

**Построение отказоустойчивых конфигураций  
квадрокоптеров**

Специальность 2.3.1

Системный анализ, управление и обработка информации, статистика

Диссертация на соискание учёной степени  
кандидата технических наук

Научный руководитель:  
доктор физ.-мат. наук, профессор  
Смирнов Николай Васильевич

Санкт-Петербург — 2023

## Оглавление

<b>ВВЕДЕНИЕ</b> . . . . .	5
<b>ГЛАВА 1. КЛАССИФИКАЦИЯ КВАДРОКОПТЕРОВ И РАСЧЕТ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОЙ КОНФИГУРАЦИИ</b> . . . . .	
1.1 Постановка задачи. Целевые ЛТХ . . . . .	14
1.1.1 Общая постановка задачи. Типы аварийных ситуаций	14
1.1.2 Математическая модель. Задача управления . . . . .	18
1.1.3 Общий подход к классификации и подбору аппаратной конфигурации . . . . .	22
1.1.4 Целевые ЛТХ отказоустойчивого аппарата . . . . .	29
1.2 Расчет отказоустойчивой конфигурации . . . . .	30
1.2.1 Класс III, рама 350 мм . . . . .	31
1.2.2 Класс VI, рама 750 мм . . . . .	37
1.3 Анализ результатов и особенности сборки отказоустойчивой конфигурации . . . . .	42
1.3.1 Выбор рамы и винтов . . . . .	42
1.3.2 Выбор электродвигателей . . . . .	44
1.3.3 Выбор типа энергетической установки . . . . .	45
1.4 Выводы по главе 1 . . . . .	52
<b>ГЛАВА 2. МОДЕЛИРОВАНИЕ АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЙ. НАСТРОЙКА ПИД-РЕГУЛЯТОРА</b> . . . . .	
2.1 Моделирование аварийных режимов . . . . .	54
2.1.1 Отказ при маневрировании . . . . .	57
2.1.2 Отказ в горизонтальном полете . . . . .	60
2.1.3 Спасение в «ручном» режиме . . . . .	63
2.1.4 ПИД-управляемое (автоматическое) спасение . . . . .	67

2.2	Задача стабилизации квадрокоптера . . . . .	73
2.2.1	Влияние параметров ПИД-регулятора на полет. Профилизация . . . . .	77
2.2.2	Алгоритм настройки ПИД-регулятора для отказоустойчивой конфигурации . . . . .	79
2.2.3	Специфика алгоритмов автоматической настройки .	81
2.2.4	Режим с перерегулированием . . . . .	83
2.3	Выводы по главе 2 . . . . .	85
<b>ГЛАВА 3. ПРИМЕНЕНИЕ АДАПТИВНОГО МЕТОДА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРОМ . . . . .</b>		<b>88</b>
3.1	Адаптивный метод (метод Габасова) . . . . .	89
3.1.1	Постановка задачи . . . . .	89
3.1.2	Общий алгоритм метода . . . . .	90
3.1.3	Ключевые особенности метода . . . . .	95
3.2	Задача управления электродвигателем . . . . .	96
3.3	Управление квадрокоптером . . . . .	99
3.3.1	Штатный режим управления . . . . .	99
3.3.2	Аварийный режим управления . . . . .	104
3.3.3	Подмена внешнего навигационного сигнала расчетными данными и данными инерциальной навигации . . . . .	109
3.4	Выводы по главе 3 . . . . .	113
<b>ЗАКЛЮЧЕНИЕ . . . . .</b>		<b>115</b>
<b>СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ . . . . .</b>		<b>118</b>
<b>ПРИЛОЖЕНИЕ А. Блок схема: метод Габасова — оптимальное управление . . . . .</b>		<b>132</b>

<b>ПРИЛОЖЕНИЕ Б. Программный код: ПИД-управляемое спасение и моделирование аварийных режимов . . . . .</b>	<b>134</b>
Б.1 Скрипт запуска симуляции аварии с построением графиков для ручного режима спасения . . . . .	134
Б.2 Скрипт запуска симуляции аварии с построением графиков для автоматической ПИД-управляемой посадки . . . . .	136
<b>ПРИЛОЖЕНИЕ В. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ и акты внедрения</b>	<b>144</b>

## ВВЕДЕНИЕ

**Актуальность.** За прошедшие 15 лет беспилотные летательные аппараты (БПЛА) вертолетного типа с четным количеством роторов — квадро- гекса- и окто-коптеры получили широкое распространение в различных сферах деятельности. Простота изготовления, а так же относительно невысокая стоимость производства 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. По данным [1–3] аварии беспилотных аппаратов случаются в 100 раз чаще, чем аварии пилотируемых. Основная причина отказов — сбои в работе внутренних систем. Это обстоятельство подтверждает **важность и значимость** работ по моделированию аварийных ситуаций и разработке методов по борьбе за живучесть БПЛА.

**Степень разработанности темы.** Вопросы построения системы управления квадрокоптером наиболее полно представлены в работах [4–10]. Классический подход к построению системы управления, основанный на обработке сигналов, поступающих от различных бортовых датчиков, впервые был успешно реализован исследователями в работах [4; 11] и непрерывно совершенствуется [12–14].

Особый интерес представляет автономный режим управления БПЛА, при котором участие человека в управлении сведено к минимуму (целеуказание) или исключено полностью. В таком режиме резко возрастает важность непрерывного получения показаний всех установленных на аппарате датчиков, данных от внешних систем навигации, а также точность получаемых величин.

Особенно актуальной является проблема работы БПЛА в условиях неблагоприятной внешней среды, а также вопросы управления аппаратом при выполнении сложных летных заданий. Эти вопросы прямо связаны с вопросом надежности работы бортовых систем и рассматриваются в работах [15–18].

Авторами работ [19–21] предлагается ряд способов повышения надежности систем управления и улучшения показателей летной живучести аппаратов: резервирование систем, использование оптических средств для получения привязки к местности, внедрение систем инерциальной навигации (ИНС) в виде готовых блоков.

Множество работ посвящено вопросам летной живучести квадрокоптеров [20; 22–26]. В силу того, что авторами используются различные способы моделирования аварийных ситуаций и различные математические методы [21; 27–29], выделить какие-то отдельные публикации сложно. Однако, существует ряд работ, близких по подходу [30–33]. Отметим, что предлагаемая в данной работе идея посадки аппарата при отказе одного или двух двигателей (п. 2.1) не нова. В части математического моделирования, наиболее полно данная проблематика раскрыта в работах [34–36]. Заметим, что в отличие от настоящей работы, данные публикации не касаются вопросов практической реализации такого режима работы, не затрагивают вопросы аппаратной составляющей квадрокоптеров.

Основными публикациями, раскрывающими вопросы стабилизации квадрокоптера, можно считать работы [37–41]. Эти и другие работы хорошо раскрывают теоретические аспекты стабилизации аппарата в различных режимах и вопросы применения того или иного типа регуляторов. Заметим, что в части стабилизации, в настоящей диссертации основное внимание уделено практической части.

**Цели и задачи.** Цель настоящей работы – построение такой аппаратной конфигурации и системы управления квадрокоптером, которая позволяла бы минимизировать негативные последствия от ряда опреде-

ленных нештатных ситуаций (аварий). Для этого, решаются следующие задачи:

1. Методом системного анализа исследовать причины появления нештатных ситуаций и привести рекомендации по их недопущению;
2. Разработать алгоритмы спасения, если нештатная ситуация все-таки произошла;
3. Разработать ПО для моделирования процесса полета;
4. Путем проведения численных экспериментов верифицировать предлагаемые алгоритмы спасения;
5. Определить требования к аппаратной части БПЛА, на которых может работать разработанная отказоустойчивая система управления.

**Объектом** исследования является БПЛА-квадрокоптер, **предмет** исследования — система управления и аппаратная конфигурация аппарата.

**Научная новизна** полученных в диссертации результатов состоит в следующем:

1. Разработан комплексный подход к проектированию аппаратной составляющей отказоустойчивой конфигурации квадрокоптера. Достоинства и новизна предложенного подхода заключается в следующем. Определены и обоснованы целевые летно-технические характеристики (ЛТХ) аппарата и его комплектующих. Проведены расчеты скорости, дальности и др. эксплуатационных характеристик для отказоустойчивой конфигурации БПЛА двух классов. Показана достижимость целевых ЛТХ при сборке квадрокоптера из серийно производимых комплектующих. Проведен анализ возможных конструктивных решений при выборе рам (в т.ч. модульных), винтов, электродвигателей, энергетической установки. Приведены рекомендации по сборке отказоустойчивых

конфигураций квадрокоптеров. Показана целесообразность применения различных материалов (легкие композиты, пластик) для рам и винтов аппарата.

2. Разработаны алгоритмы спасения для аварий с отказом одного или двух двигателей. Для верификации алгоритмов разработано ПО (MathLab-Simulink) для симуляции процесса полета в различных режимах. Проведены численные эксперименты по моделированию аварийных ситуаций с полным и частичным отказом одного из двигателей квадрокоптера. Как часть разрабатываемой проблемно-ориентированной системы управления, предлагаемые алгоритмы изложены в двух следующих вариантах. Для спасения в ручном режиме при управлении высотой аппарата оператором БПЛА и для спасения в полностью автоматическом режиме при контроле за скоростью и высотой снижения отдельным ПИД-регулятором. Для предложенных режимов работы так же предложен алгоритм настройки стабилизирующего ПИД-регулятора.
3. Предложена модель интеграции в состав ПО полетного контроллера модуля для решения задачи оптимального управления процессом аварийной посадки аппарата. Особенностью данного модуля является алгоритм решения задачи построения стратегии управления «из точки в точку», основанный на применении адаптивного метода Габасова. С целью дальнейшей интеграции в состав ПО полетного контроллера, в программном коде метода не использовались встроенные функции среды Matlab. Основным достоинством предложенного подхода является возможность реализации стратегии управления «из точки в точку» в аварийной ситуации без использования внешних навигационных данных (ГЛОНАСС, GPS, др.)



**Теоретическая и практическая значимость работы.** Теоретическая значимость работы заключается в обосновании и разработке:

1. Целевых ЛТХ отказоустойчивой конфигурации квадрокоптера;
2. Схемы замены внешних навигационных данных на расчетные данные моделирования процесса полета, полученные при применении адаптивного метода Габасова для решения задачи оптимального управления полетом квадрокоптера.

Практическая значимость работы заключается в разработке:

1. Алгоритмов аварийной посадки при двух работающих двигателях как часть проблемно-ориентированной системы управления квадрокоптером;
2. Алгоритма настройки стабилизирующего ПИД-регулятора;
3. ПО для моделирования процесса полета квадрокоптера.

**Методология и методы исследования.** В работе используются системный, причинно-следственный и сравнительный анализ, а также функциональный и структурный синтез, сбор, систематизация и анализ научно-технической информации предметной области в части вопроса выбора аппаратной конфигурации. Общая методология программирования и компьютерный (численный) эксперимент применялись при проведении моделирования аварийных ситуаций и разработке алгоритмов спасения. Экспериментальные исследования послужили основой для анализа влияния параметров ПИД-регулятора на процесс полета квадрокоптера. Теория дифференциальных уравнений [42;43], математическая теория оптимального управления и стабилизации [44–46], адаптивный метод Габасова [47; 48] применялись для разработки ПО для решения задачи оптимального управления процессом полета.

**Положения, выносимые на защиту:**

1. Целевые ЛТХ отказоустойчивой конфигурации квадрокоптера и их расчет для аппаратов двух классов;

2. Алгоритмы спасения при отказе одного или двух двигателей в ручном и автоматическом режиме, в т.ч. алгоритм настройки стабилизирующего ПИД-регулятора;
3. ПО для решения задачи оптимального управления квадрокоптером, как часть проблемно ориентированной системы управления.

**Обоснованность и достоверность** полученных результатов обеспечивается за счет анализа исследований других авторов в предметной области, использованием общепринятого для проведения исследований ПО (Matlab, Simulink, eCalc [49]), подтверждается согласованностью результатов численных экспериментов с аналитическими оценками, успешной апробацией основных положений диссертации на ряде научных конференций международного уровня, а также публикацией основных научных результатов в ведущих рецензируемых научных изданиях.

**Апробация и публикации.** Основные результаты докладывались и обсуждались на конференциях:

1. «Устойчивость и колебания нелинейных систем управления»: XIII Международная конференция (2016 г., Москва) [50];
2. «Конструктивный негладкий анализ и смежные вопросы», посвященной памяти профессора В. Ф. Демьянова (2017 год) [51];
3. III Международной конференции «Устойчивость и процессы управления», посвященной 85-летию со дня рождения профессора, чл.-кор РАН В.И.Зубова (2015 год) [52–54];
4. Ежегодной научной конференции «Процессы управления и устойчивость» (2014, 2015 и 2019 гг.) [55–59];
5. «International Conference on Computer Technologies in Physical and Engineering Applications (ICCTPEA)» (2014 год) [60];
6. «13 th International Symposium on Intelligent Distributed Computing (IDC)» (2019 год) [61].

Опубликованы в журналах:

1. «Вестник Санкт-Петербургского университета. Серия 10: прикладная математика, информатика, процессы управления» [62];
2. «Journal of Wireless Mobile Networks, Ubiquitous Computing, and Dependable Applications (JoWUA)» (Том 11, №2) [63];
3. «Известия высших учебных заведений. Приборостроение» (Том 64, №10, 2021, С. 829-838) [64].

Итого по материалам диссертационной работы опубликовано 15 работ, в том числе 2 – в рецензируемых изданиях из перечня ВАК, 5 – в изданиях, индексируемых в международных базах Scopus и Web of Science (из них 2 – в периодических рецензируемых изданиях). Зарегистрирована одна программа для ЭВМ [65] (Приложение В).

**Личным вкладом** автора в перечне представленных результатов являются:

1. Все результаты, представленные в Главе 1;
2. Идея и алгоритмы спасения аппарата на двух винтах из четырех, представленные в Главе 2 настоящей работы;
3. Постановка и анализ результатов численных экспериментов, а также принципиальная схема системы подмены сигнала, представленные в Главе 3.

**Объем и структура работы.** Диссертация состоит из введения, трех глав, заключения и трех приложений. Полный объем диссертации составляет 148 страниц, включая 52 рисунка и 7 таблиц. Список литературы содержит 102 наименования.

**Краткое содержание работы.** В первой главе сформулирована общая постановка задачи и рассмотрен вопрос выбора аппаратной конфигурации квадрокоптера, допускающей функционирование в аварийном режиме. Приведен анализ возможных конструктивных решений при сборке аппарата.

В п. 1.1 описываются типы аварийных ситуаций, рассматриваемые в данной работе и определяется задача управления квадрокоптером.

Приводится расчетная математическая модель. Предлагается подход к классификации квадрокоптеров и целевые ЛТХ отказоустойчивой конфигурации с учетом необходимости соблюдения баланса характеристик. В п. 1.2 приводится расчет ЛТХ для двух отказоустойчивых конфигураций аппаратов разных классов. Пункт 1.3 является обзорно-аналитическим: здесь параллельно с обзором литературы по конструктивным решениям приводятся пояснения о причинах выбора тех или иных компонентов для отказоустойчивой конфигурации, проводятся сравнения.

**Во второй главе** представлены результаты моделирования аварийных ситуаций и рассмотрен вопрос настройки ПИД-регуляторов квадрокоптера. В п. 2.1 приводятся результаты моделирования (Mathlab, Simulink) аварий с полной и частичной потерей тяги на одном из винтов аппарата. Приводятся алгоритмы спасения аппарата при двух работающих двигателях: в ручном и автоматическом режиме. В п. 2.2 рассматриваются вопросы настройки ПИД-регуляторов квадрокоптера. Приводится анализ влияния каждого из параметров ПИД-регуляторов, используемых для стабилизации положения аппарата в пространстве на его поведение в воздухе. Приводятся результаты экспериментальных наблюдений. Представлен конструктивный алгоритм для ручной настройки ПИД-регуляторов для обычного (п. 2.2.1) и аварийного (п. 2.2.2) режима. Сформулированы замечания по области применимости алгоритмов автоматической настройки ПИД-регуляторов и необходимости особых режимов стабилизации в аварийных режимах.

**В третьей главе** приводятся результаты математического моделирования процесса штатного (п. 3.3.1) и аварийного (п. 3.3.2) управления квадрокоптером с использованием адаптивного метода (метода Габасова). Данный метод применен для решения задачи оптимального управления квадрокоптером и (отдельно, п. 3.2) его электродвигателями. Алгоритм разработан с целью дальнейшей интеграции в ПО полетного контроллера и не использует встроенных функций среды Mathlab. Приведен ряд замечаний

по возможности интеграции результатов математического моделирования в процесс управления квадрокоптером в аварийном режиме в реальном времени. В п. 3.3.3 представлена схема внедрения и рассмотрен вопрос корректировки данных инерциальной навигации на основе результатов математического моделирования.

**В заключении** сформулированы выводы и перспективы дальнейшей разработки тематики.

**В приложении А** приведена блок-схема и описание основных функций и процедур программы реализации адаптивного метода Габасова для решения задачи оптимального управления квадрокоптером.

**В приложении Б** приведен программный код и блоки симуляции (Mathlab, Simulink) для реализации ПИД-управляемого автоматического спасения аппарата и моделирования других аварийных режимов.

**В приложении В** представлено свидетельство о регистрации программы для ЭВМ «Программа для решения задачи управления квадрокоптером с использованием адаптивного метода Габасова (AdaptCopter)» в Федеральной службе по интеллектуальной собственности (РОСПАТЕНТ) и акты внедрения.

**Внедрение результатов диссертационного исследования.** Результаты диссертационного исследования используются в работе ООО «Бюро кадастровых инженеров» (г. Ростов-на-Дону), подход к построению отказоустойчивой системы управления квадрокоптером внедрен в учебный процесс на факультете прикладной математики – процессов управления Санкт-Петербургского государственного университета (учебная дисциплина 056747 «Дискретные системы управления»). Практические результаты, связанные с построением аппаратной составляющей аппарата внедрены в процесс реализации дополнительной образовательной программы «Программирование и робототехника» Муниципального бюджетного учреждения — организации дополнительного образования Центр детского творчества (Ленинградская область).

## ГЛАВА 1. КЛАССИФИКАЦИЯ КВАДРОКОПТЕРОВ И РАСЧЕТ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОЙ КОНФИГУРАЦИИ

Работоспособность системы управления в аварийных режимах прямо зависит от аппаратной конфигурации квадрокоптера, от наличия определенного «запаса прочности», т. е. некоторой избыточности по отдельным ЛТХ и применяемым конструктивным решениям. При этом для летательного аппарата особенно важен баланс характеристик: очень надежный, но не практичный аппарат не будет востребован.

### 1.1 Постановка задачи. Целевые ЛТХ

#### 1.1.1 Общая постановка задачи. Типы аварийных ситуаций

Определим задачу управления квадрокоптером в аварийном режиме, как задачу построения такой системы управления и аппаратной конфигурации квадрокоптера, которая позволяла бы минимизировать негативные последствия от ряда нештатных ситуаций (аварий). Ниже приведен список аварийных ситуаций, рассматриваемых в данной работе, и описаны возможные причины их появления.

**Авария первого типа.** Известно, что для квадрокоптера необходима сложная система стабилизации положения аппарата в пространстве [4; 66]. Для решения этой задачи на борту БПЛА устанавливается специализированная система управления полетом, включающая в себя множество высокочувствительных датчиков [4; 67]. При этом работа большинства из них зависит от состояния среды, окружающей квадрокоптер. Так, в условиях даже относительно слабого электромагнитного поля, создаваемого, например, объектами 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 си-

стем: 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 достаточно хорошо разработана [4; 52; 56; 68; 69]. Серийно изготавливается множество моделей полетных контроллеров и других комплектующих для 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) [68]. При этом существующие нормы на использование радиочастот для гражданских БПЛА сильно ограничивают максимальную дистанцию уверенной радиосвязи между квадрокоптером и его оператором. 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 также 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 (поворотных) точек.

В модельном ряду полетных контроллеров для квадрокоптеров у всех крупных производителей имеются версии оборудования, позволяющие осуществлять автономный полет без участия оператора [70]. 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, транслируемый им высокочастотный навигационный сигнал в пределах радиогоризонта может быть «заглушен» наземной установкой, энергетические возможности которой несравненно выше. Аналогичная ситуация будет развиваться при наличии имитационной помехи сигналу спутниковой системы навигации.

Известно, что квадрокоптер теряет возможность автономной работы если невозможно определение его местоположения в пространстве с использованием спутниковых систем навигации при одновременной потере (или изначально 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 посадки в месте пропажи сигнала или переход на инерциальную навигационную систему (ИНС, IMU) [56;69]. Как правило, в системе управления квадрокоптером не используются высокоточные акселерометры и гироскопы (их стоимость может значительно превышать стоимость всего аппарата), поэтому даже при наличии встроенной ИНС точность навигационных данных, получаемых от неё довольно низкая и не превышает  $10 \text{ м/с}$  [71–73].

Таким образом, 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 совокупный вред, чем сама авария.

**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), 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 наборного 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 компонентов системы питания — превышение нагрузки;
2. Использование неверных компоновочных решений, приводящих к появлению электромагнитных помех (наводок) от силовых цепей на критически важные слаботочные (пример, на цепь питания полетного контроллера, цепи сигнальные управления и обратной связи);

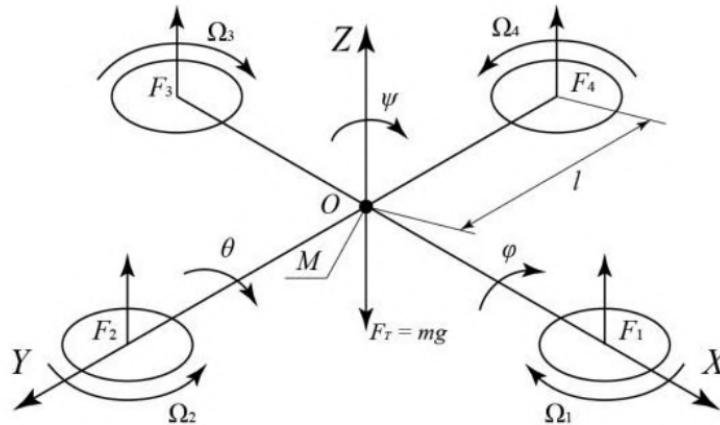


Рисунок 1.1 — Основные параметры квадрокоптера

3. Использование некачественных материалов проводников (равно как и их заниженное сечение) с последующим перегревом и отказом;
4. Механическое повреждение целостности соединений (перетирание изоляции, КЗ) в процессе эксплуатации;
5. Сбой синхронизации электронных регуляторов хода (ЭРХ, ESC) тяговых бесколлекторных двигателей, приведший к их отключению или значительной потере тяги.

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

### 1.1.2 Математическая модель. Задача управления

Основные параметры квадрокоптера показаны на рис. 1.1 [66; 74]. 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.

Используются две системы координат: 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 [75].

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 [66]:

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

Здесь  $x, y, z$  — координаты центра масс робота,  $V_x, V_y, V_z$  — проекции вектора линейной скорости робота,  $\theta$  — угол тангажа,  $\varphi$  — угол крена,  $\psi$  — угол рыскания,  $\omega_\theta$  — угловая скорость тангажа,  $\omega_\varphi$  — угловая скорость крена,  $\omega_\psi$  — 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,  $\Omega$  — общая скорость четырех винтов,  $J_{TP}$  — общий вращательный момент инерции вокруг оси винта [75; 76]:

$$J_{TP} = J_P + \eta N^2 J_M, \tag{1.2}$$

где  $J_M$  — момент инерции пропеллера,  $N$  — передаточное отношение редуктора,  $\eta$  — 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  $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$ :

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

где  $l$  — расстояние между центром квадрокоптера и центром пропеллера,  $b$  и  $d$  — аэродинамические составляющие тяги и коэффициента сопротивления соответственно. Квадрокоптер приводится в движение за счет вращения пропеллеров, скорости вращения которых можно выразить из системы уравнений (1.3):

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

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  $\varphi_0$ ). При этом сама точка  $x_0, y_0, z_0$  выбирается в соответствии с полетным заданием.

Рассмотрим аварийную ситуацию, связанную с потерей тяги. Согласно п. 1.1.1, вне зависимости от причин возникновения отказа (механический

отказ двигателя или редуктора, отказ по питанию, внешнее воздействие с разрушением винта), с точки зрения модели (1.1) имеем изменение (обнуление в случае полного отказа) соответствующей угловой скорости  $\Omega_i$ .

Таким образом, фактические угловые скорости вращения винтов в аварийной ситуации примут значение  $\Omega_i^A$ :

$$\Omega_i^A = \Omega_i - \varepsilon_i, \quad i = \overline{1,4} \quad (1.5)$$

где  $\varepsilon_i$  — внесенная отказом потеря угловой скорости. В случае полной потери тяги соответствующего винта имеем  $\varepsilon_i = \Omega_i$ .

В случае включения механизмов компенсации (аварийного спасения) происходит прямое переключение управления двигателями аппарата:

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

где  $\Omega_i^S$  — новые, «спасательные» угловые скорости вращения моторов, определяемые заданным алгоритмом спасения, а величины  $\Omega_i^{PID}$  являются необходимыми для стабилизации аппарата в пространстве добавками, вычисляемыми полетным контроллером как ПИД-регулятор в соответствии с показаниями бортовых датчиков. Таким образом, величины  $\Omega_i^{PID}$  заранее неизвестны и вычисляются непосредственно в полете и не имеют отношения к работе алгоритмов спасения, которые также могут содержать в себе ПИД-регулятор.

**Замечание 1.1.** 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 [77–79], однако полностью заменить систему управления квадрокоптером, построенную на принципе непрерывной обработки данных наборных датчиков, такой системой невозможно. Это объяснимо в силу ограниченной точности механического исполнения, зависимости

базовых параметров наборной аппаратуры от температуры, влажности, уровня заряда батарей, возмущений внешней среды и т. д. В дальнейшем при моделировании отказов и описании алгоритмов спасения фактически будем принимать  $\Omega_i = \Omega_i^S$  т.к. все неидеальности модели и возможные возмущения уже были компенсированы величиной  $\Omega_i^{PID}$  согласно (1.6).

### 1.1.3 Общий подход к классификации и подбору аппаратной конфигурации

В настоящее время разработаны и применяются следующие классификации БПЛА [80]:

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 утверждены государственный стандарт и правила сертификации. При этом разнообразие элементной базы, применяемой в квадрокоптерах, позволяет создавать аппараты различных размеров, ве-

са и особенностей внутренней компоновки, с существенно отличающимися техническими характеристиками и областями применения.

В таблице 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.

Таблица 1 — Базовые конструктивные характеристики квадрокоптеров

<i>#</i>	<i>Характеристика</i>	<i>Типичные значения</i>
1	Запас энергии на борту	от 1 Вч до единиц 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	КV-рейтинг электродвигателя	50–3000 KV
6	Размер винтов	от 1 см до 1 метра
7	Шаг винта	от 5 до 30 см
8	КПД силовой установки	70–98 %

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 батареи [81]. Вопрос выбора характеристик ЭУ для аварийных режимов описан в п. 1.3.3.

**2. Диаметр рамы** определяется как расстояние между осями валов двух электродвигателей, лежащих на одной диагонали. 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 рамами. Введем классификацию рам, присвоив каждой группе номер класса аппарата (таблица 2). Такая классификация применима не только на квадрокоптеров, но и для других мультироторных систем, за исключением трикоптеров и гексакоптеров по схеме «У6» [82].

**Замечание 1.2.** Аппараты, с размерами рам близкими к границам классов, следует относить к классу с меньшим номером. Пункт «особенности» (табл. 2) является обобщающим для типичного квадрокоптера заданного класса и может не отражать особенности конкретного аппарата.

Ввиду отсутствия официальных классификаторов для квадрокоптеров, именно диаметр его рамы, чаще всего используется на профильных Интернет-ресурсах и в сообществе моделлистов как основной параметр классификации [83].



Таблица 2 — Классификация мультикоптеров (в контексте отказоустойчивости)

<i>Класс аппарата</i>	<i>Размер рамы, мм</i>	<i>Область возможного применения</i>	<i>Особенности</i>
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 $\approx 0,2$ кг.	Переходный, популярный «любительский» типоразмер
IV	351–450	Наблюдение, сопровождение, целеуказание, радиосвязь. Полезная нагрузка $\approx 0,3$ кг.	Достаточный для большинства задач класс
V	451–700	Основные задачи: профессиональная видеосъемка аппаратурой весом $\approx 0,6$ кг.	Резкий рост цены готовых решений
VI	Более 700	Специальные задачи, аппараты на топливных элементах, перевозка грузов, магниторазведка, др.	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 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. Здесь для обеспечения возможности посадки на двух винтах из четырех необходимо иметь тяговооруженность в пределах 3,5–5 снаряженных масс аппарата.

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  $\Omega$  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 высокое напряжение питания и низкий ток. Это снижает требования по рабочему току ЭРХ и позволяет уменьшить сечение силовых проводов.

Как правило, 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 аппарата, но увеличивает шумность, возможно потребуется подбор нового винта.

Таблица 3 — Классификация электродвигателей по KV-рейтингу

<i>Класс двигателя</i>	<i>Значение KV-рейтинга</i>	<i>Особенности квадрокоптера</i>
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)

Классификация двигателей по KV-рейтингу приведена в таблице 3. Столбец «особенности квадрокоптера» имеет условный характер, так как жесткой взаимосвязи между размером рамы и KV-рейтингом электродвигателя нет. Следует понимать указанные в нем значения размеров рам как рекомендуемые, не требующие при дальнейшей сборке использования несерийных винтов.

**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 ( $> 93\%$ ) [84], 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 запасом по тяге (см. расчеты п.1.2.1, 1.2.2).

ЭРХ и винты имеют собственные паспортные показатели эффективности в зависимости от нагрузки.

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 также 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. Согласно [85], 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. 1.2.1 настоящей работы.

В контексте классификации аварийных ситуаций п. 1.1.1 приведем рекомендации по выбору каждого из указанных компонентов квадрокоптера.

#### 1.1.4 Целевые ЛТХ 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 [61; 63]. 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 — исходных данных для подбора — сложно подобрать конфигурацию, точно удовлетворяющую целевым требованиям, определим для каждого параметра диапазон возможных значений (табл. 4).

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

Таблица 4 — Допустимые эксплуатационные характеристики отказоустойчивой конфигурации квадрокоптера

<i>Характеристика</i>	<i>Показатель</i>
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.*

Данные требования дополняют рекомендации, приведенные в п. 1.1.3, до множества требований, достаточного для проведения расчетов и выбора конкретных комплектующих (или определения их характеристик).

## 1.2 Расчет отказоустойчивой конфигурации

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 общие параметры среды и компоновки (таблица 5).

Таблица 5 — Конфигурация отказоустойчивого квадрокоптера: общие параметры

<i>Характеристика</i>	<i>Показатель</i>
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)

### 1.2.1 Класс III, рама 350 мм

Согласно таблице 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. 6) и ее расчетные параметры: дальность полета в зависимости от горизонтальной скорости (рис. 1.2) и характеристики электродвигателя, в том числе в режиме висения (рис. 1.3).

Таблица 6 — Пример конфигурации отказоустойчивого квадрокоптера с рамой диаметром 350 мм

<i>Характеристика</i>	<i>Показатель</i>
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
<b>Удельная тяга</b>	8,43 г/Вт
<b>Минимальное полетное время</b>	2,8 мин
<b>Время висения</b>	19,9 мин
Модель электродвигателя	Turnigy Multistar Elite 2810-750
<b>Тяговооруженность</b>	3,6 снаряженных масс
Полетный вес (снаряженная масса)	1006 грамм
Вес винтомоторной группы	726 грамм
<b>Макс. горизонтальная скорость</b>	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 %

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



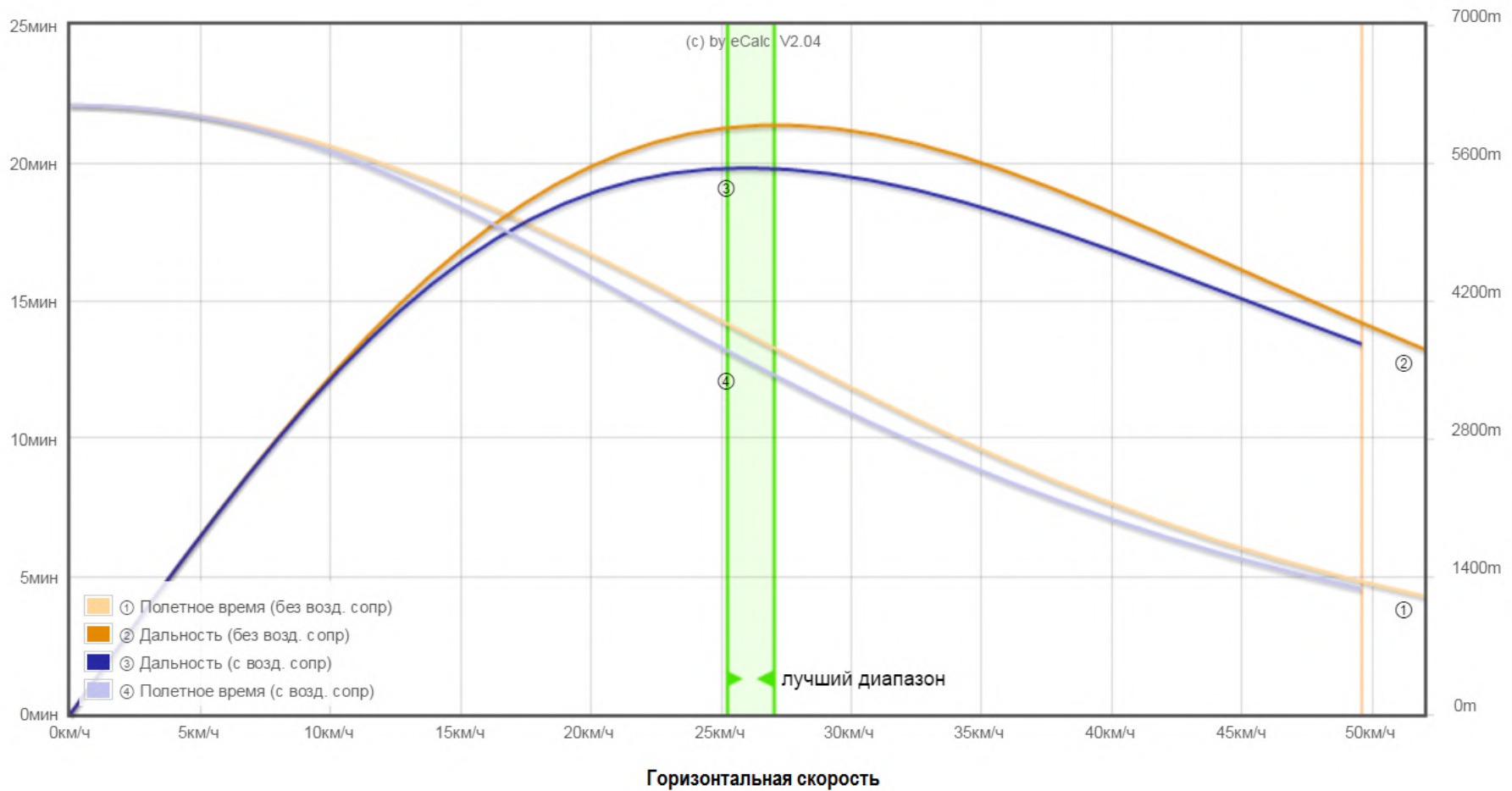


Рисунок 1.2 — Расчет дальности и времени полета (рама 350 мм)

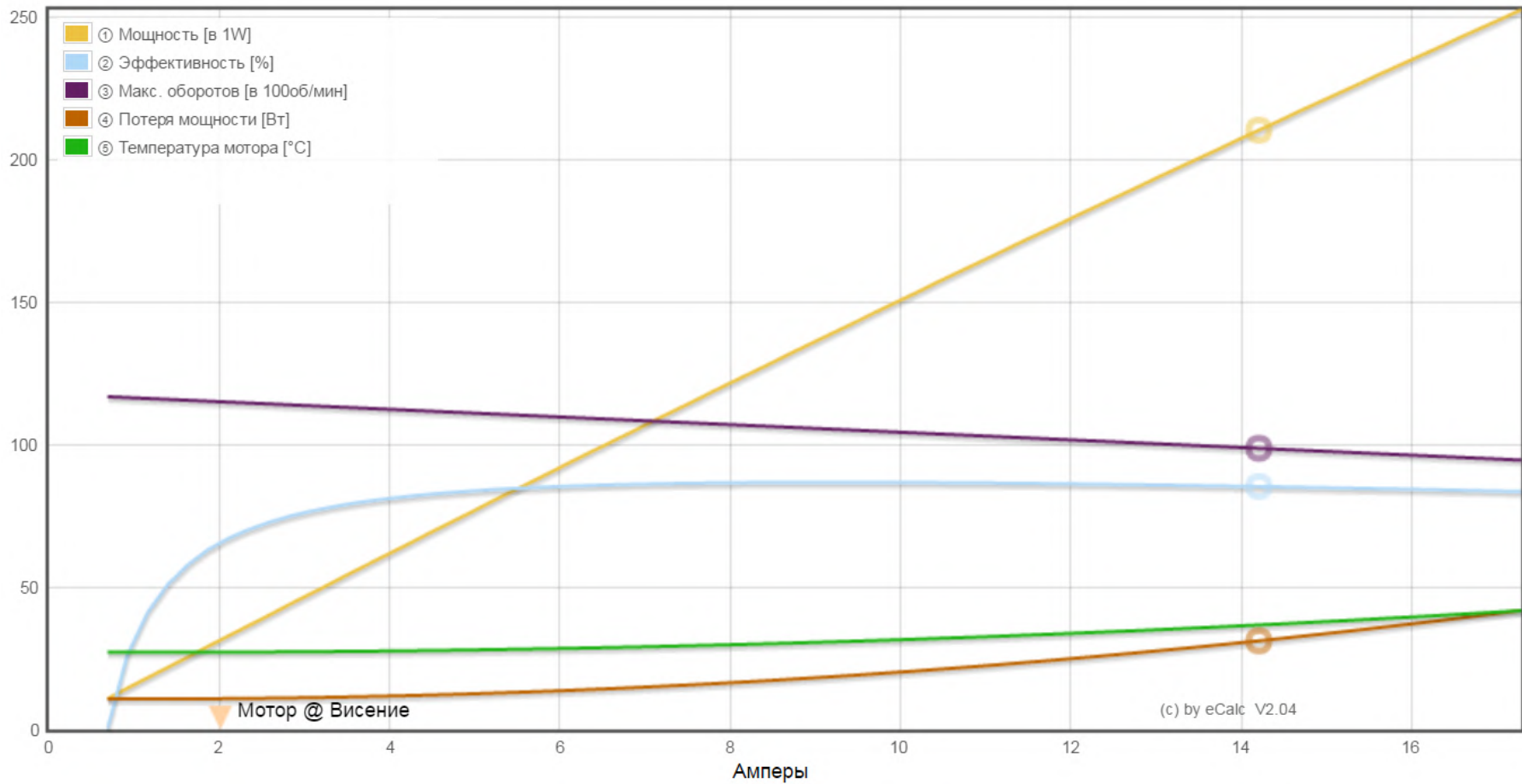


Рисунок 1.3 — Характеристики силовой установки (рама 350 мм)

Дальнейший анализ полученных зависимостей проведем с точки зрения будущего пользователя полученного БПЛА. Очевидно, что для конечного эксплуатанта важна не только отказоустойчивость, но и практическая применимость полученного аппарата. Для данной конфигурации имеем следующие эксплуатационные показатели:

1. **Крейсерская скорость** – 26 км/ч – вполне достаточная для решения типичных задач для аппарата III класса: съёмка видео лёгкой камерой, ретрансляция радиосигналов, работа при слабом ветре.
2. **Максимальная дальность** – 5,5 км «в один конец» или 2,75 км «туда-обратно» – высокий показатель, с учетом специфики отказоустойчивой конфигурации. Здесь вынужденный высокий запас тяги, влекущий увеличение веса электродвигателей, мог отрицательно сказаться на дальности полета легкого аппарата. Однако в данном случае получено вполне типичное значение для квадрокоптера III класса, а для отказоустойчивой конфигурации такое значение можно считать высоким.
3. **Максимальное полетное время (время висения):** 19,9 мин. Данный показатель по сути является временем работы БПЛА в теоретическом режиме неподвижного висения, без учета времени на набор высоты и снижение. В практическом смысле такой показатель позволит использовать такой аппарат как неподвижный ретранслятор радиосигналов на высоте 300–400 метров около 10 минут. Это низкий показатель, однако он все еще достаточен для задачи организации оперативной УКВ-радиосвязи и обзора территории, например, в гористой местности. Такой сценарий характерен для небольшого аппарата III класса. Здесь в практическом смысле проявляется недостаток отказоустойчивой конфигурации, связанный с невысоким КПД мотора при нагрузке, необходимой для поддержания режима висения (подробнее см. пункт 6 настоящего перечня).

4. **Максимальная горизонтальная скорость** – 54 км/ч на дистанции 1,3 км – высокий показатель, нехарактерный для типичного БПЛА такого класса. Здесь высокая тяговооруженность отказоустойчивой конфигурации сказывается положительно – такая скорость просто недоступна обычному БПЛА III класса даже в «перегрузочных» режимах его электродвигателей: сказывается ограничения по току для ЭРХ. В практическом смысле может быть полезна при необходимости быстро пересечь район с подавлением радиосвязи (в автоматическом режиме) или при прямой опасности перехвата одного БПЛА другим.
5. **Максимум оборотов** около 12000 об/мин – средний показатель. В практическом смысле интересен потенциал возможного снижения данного показателя для построения аппарата малой шумности. В данном случае характеристики применяемого электродвигателя (Turnigy Multistar Elite 2810-750 с KV-рейтингом = 750) не имеют потенциала для снижения оборотов двигателя с заменой винта, т. е. построение малошумных исполнений данной конфигурации невозможно.
6. **КПД в режиме висения** – 83,9% – низкий показатель, являющийся основной «платой» за высокую тяговооруженность и возможность посадки на двух винтах. Снижение этого показателя для отказоустойчивой конфигурации обусловлено естественной причиной: низким КПД электромоторов при малой нагрузке.

**Замечание 1.3.** Для минимизации последствий данного негативного эффекта имеет смысл минимизировать время неподвижного висения аппарата при выполнении полетных заданий, а также использовать эффективные алгоритмы управления полетом аппарата в целом (см. п. 3.3.2) и управления каждым из электродвигателей (см. п. 3.2).

### 1.2.2 Класс VI, рама 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 1.4.** 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.

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. [86].

Таблица 7 — Пример конфигурации отказоустойчивого квадрокоптера с рамой диаметром 750 мм

<i>Характеристика</i>	<i>Показатель</i>
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
<b>Удельная тяга</b>	5,52 г/Вт
<b>Минимальное полетное время</b>	2,4 мин
<b>Время висения</b>	19,9 мин
Модель электродвигателя	Turnigy RotoMax 50
<b>Тяговооруженность</b>	3,6 снаряженных масс
Полетный вес (снаряженная масса)	12,33 кг
Вес винтомоторной группы	10,83 кг
<b>Макс. горизонтальная скорость</b>	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%

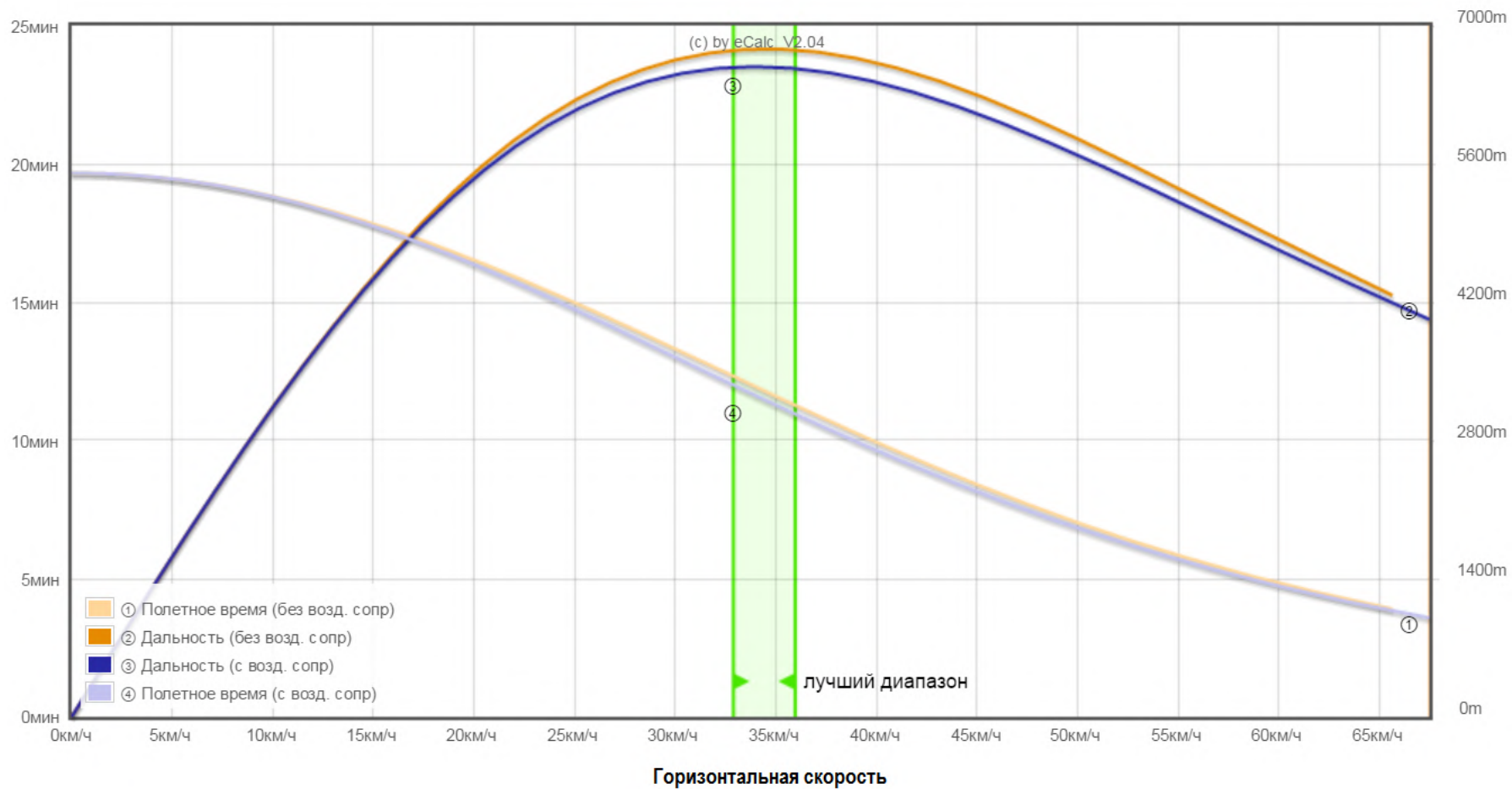


Рисунок 1.4 — Расчет дальности и времени полета (рама 750 мм)

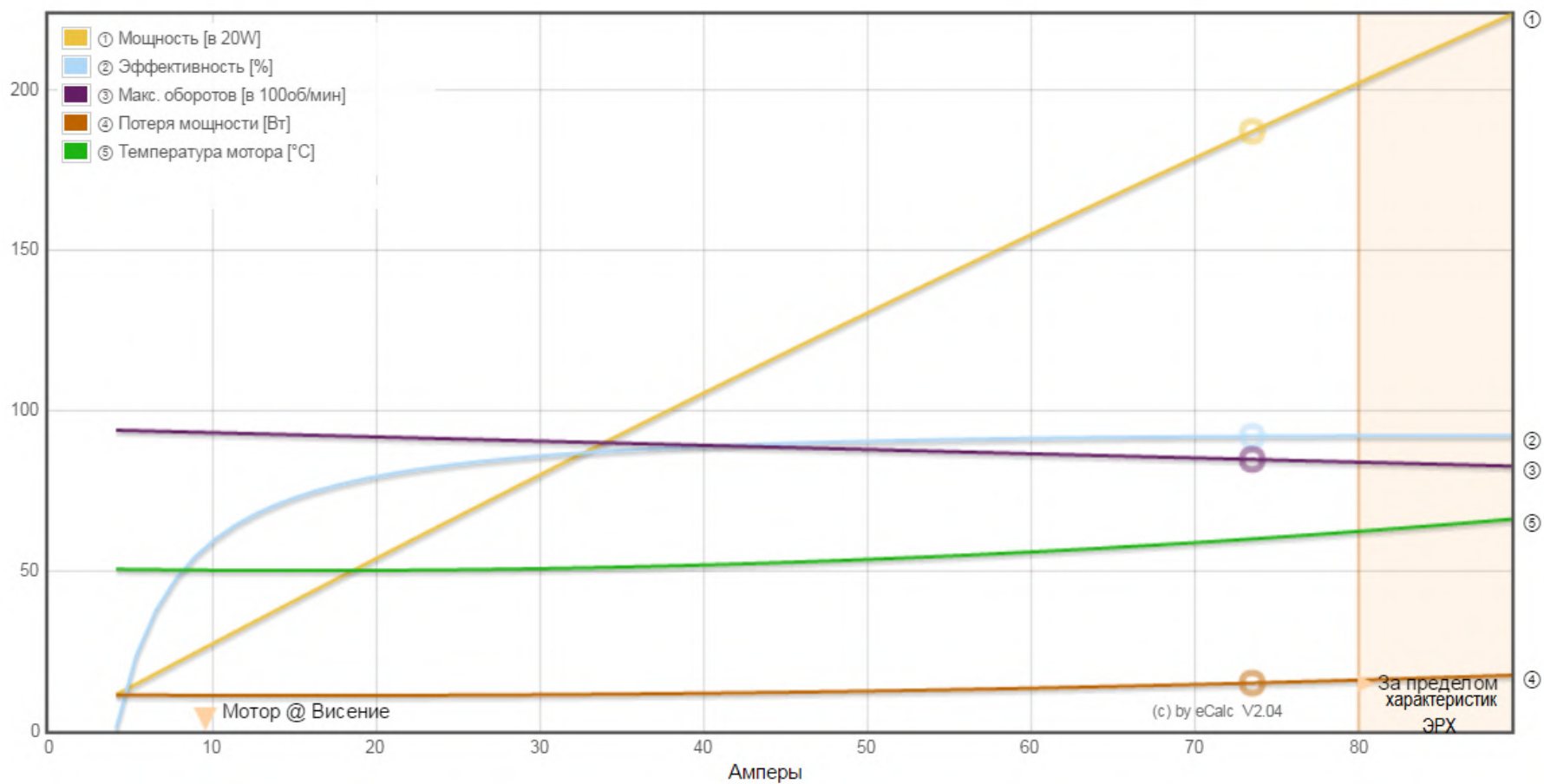


Рисунок 1.5 – Характеристики силовой установки (рама 750 мм)



Аналогично расчету для рамы 350 мм, дальнейший анализ полученных зависимостей проведем с точки зрения будущего пользователя БПЛА. Выводы, аналогичные с предыдущим расчетом, опущены.

1. **Крейсерская скорость** – 34 км/ч – высокая, характерная для класса.
2. **Максимальная дальность** – 6,8 км «в один конец» или 3,4 км «туда-обратно» – высокий показатель, с учетом специфики отказоустойчивой конфигурации. Отметим, что для аппарата тяжелого класса характерно изменение веса полезной нагрузки, которое будет значительно влиять на данный показатель. В данном расчете вес полезной нагрузки 1 кг.
3. **Время висения** 19,9 минут – низкий показатель, недостаток отказоустойчивой конфигурации.
4. **Максимальная горизонтальная скорость** – 69 км/ч на дистанции 1 км – очень высокий показатель.
5. **Максимум оборотов** около 8700 об/мин – низкий показатель, фактически имеем малощумную конфигурацию при установке соответствующего винта.
6. **КПД в режиме висения** – 89,8% – низкий показатель, свойственный отказоустойчивой конфигурации. Для сравнения: КПД при максимальной тяге даже выше: 92,1%, что не характерно для квадрокоптеров в обычном исполнении. Подробнее смотри п. 6 выводов по расчету отказоустойчивой конфигурации с рамой 350 мм.
7. **Максимальная скороподъемность** – 15 м/с – очень высокий показатель. Вкупе с низким показателем максимума оборотов, аппарат может быстро и с минимальным шумом уходить на большую высоту.

## 1.3 Анализ результатов и особенности сборки отказоустойчивой конфигурации

### 1.3.1 Выбор рамы и 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 (рис. 1.6). Снижение аэродинамических качеств при этом незначительно.



Рисунок 1.6 — Защитный элемент винта квадрокоптера  
Quantum Nova

2. Не следует использовать винты из карбона или жестких композитов. Опыт использования показывает, что даже при легком касании препятствия, более жесткий композитный винт разруша-

ется полностью. Мягкий пластиковый винт в этой ситуации мог деформироваться упруго.

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). 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 использование сплавов металлов, а использование пластика — не рекомендуется в силу большего веса.
2. Следует избегать сложных конструкций рам с выдвижными или складными элементами. Такие рамы удобны для применения на аппаратах при профессиональной фото и видеосъемки (не попадают в кадр), но обладают недостаточной надежностью. Даже слабое механическое повреждение узлов крепления таких шасси может привести к потере их работоспособности, что в свою очередь влечет к возможным повреждениям полезной нагрузки при посадке.
3. Модульные рамы, допускающие замену отдельных лучей, — хорошо зарекомендовавшее себя в сообществе моделлистов решение [83].

Если это возможно конструктивно, то следует применять именно такую конструкцию рамы, так как она обладает высокой ремонтнопригодностью. При аварии узлы крепления зачастую принимают на себя энергию механического воздействия, оставляя в сохранности полезную нагрузку.

### 1.3.2 Выбор электродвигателей

Одним из ключевых вопросов, решаемых в процессе работы над новой моделью квадрокоптера, является вопрос выбора тяговых электрических двигателей. При этом в зависимости от предполагаемого профиля использования аппарата и целевых ЛТХ, выбирается не только непосредственно модель двигателя, но и подбирается оптимальный ЭРХ и программа управления (подробнее см. п. 2.1.1, п. 3.2).

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, снижение надежности) использование редукторов на квадрокоптерах допустимо только в исключительных случаях (см. пункт 3 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:  $0,8 < k < 1,14$ .

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 ( $k = 2$ , см. стр. 26) 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 и покажет высокую стабильность при внешнем воздействии. Также низкий KV (и скорость вращения) снижают вероятность появления ошибок синхронизации ЭРХ (см. подробно п. 2.1.1).

### 1.3.3 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

БПЛА. 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 [83; 87; 88] проведем сравнительный анализ указанных установок.

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

Летательный аппарат предъявляет достаточно жесткие требования к характеристикам батарей: они должны иметь высокое соотношение запасенной энергии на единицу массы, а также 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 отнести:**

1. Низкий саморазряд;
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.

**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.
3. Необходимость строгого соблюдения температурного режима. В процессе разряда большими токами на квадрокоптере литий-полимерная батарея неминуемо нагревается. При этом нагрев до температуры выше  $60^{\circ}C$  ведет к быстрой деградации батареи. Оптимальной температурой считается значение  $43 - 45^{\circ}C$ : 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  $-20^{\circ}C$  батарея выдает около 50% своей номинальной емкости) [87].
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.

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 [89; 90].

**Ключевыми достоинствами топливных элементов являются:**



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 [91]. Для таких веществ установлен ряд ограничений по перевозке и хранению. Как следствие этого, 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. [92; 93]. Также высока стоимость самого топливного элемента.

**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 также буферного LiPo-аккумулятора или суперконденсатора (ионистра).

**Замечание 1.5.** 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 распространена 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 той 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 1.6.** Применение в ЭУ на топливных элементах современных композитных баллонов высокого давления может опровергнуть текущее утверждение. Доступных данных по масогабаритным показателям таких ЭУ нет.

#### **Недостатки такого вида ЭУ:**

1. В качестве топлива для компактных ДВС, как правило, используются слабо распространенные виды углеводородов: нитрометан, метанол, высокооктановой бензин.
2. Низкий ресурс и надежность компактных ДВС. В силу размеров, сложно обеспечить смазку и охлаждения двигателя на должном уровне.
3. Необходимость самостоятельной разработки и сборки. На открытом рынке комплектующих отсутствуют предложения по готовым гибридным ЭУ, разработанных специально для БПЛА вертолетного типа. Имеющиеся разработки по компактным роторным ДВС на авиационном топливе (например, двигатель типа ХМv3 от компании LiquidPiston (США)) являются нишевыми. Адаптация небольших ДВС общего назначения для этих целей является бесперспективной практикой.
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 1.3.1).
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 буферную литий полимерную батарею. Емкость батареи следует выбирать так, чтобы обеспечить, как минимум, посадку с максимальной высоты полета.
3. Если использование топливных элементов невозможно, 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 батареями сложно. При этом следует помнить о высокой шумности таких решений, гибридные ЭУ не пригодны для построения аппарата малой шумности.
4. Во всех остальных случаях применяются литий-полимерные батареи.

#### 1.4 Выводы по главе 1

1. Сформулированная постановка задачи управления квадрокоптером в аварийном режиме является актуальной и может рассматриваться с учетом приведенной классификации типов аварий.

2. В научной литературе вопросы классификации квадрокоптеров освещены только в общем представлении, без учета специфики именно этого вида БПЛА. В данной работе предложен способ классификации квадрокоптеров с учетом всех их конструктивных особенностей. Данный классификатор достаточно универсален и может быть использован в различных областях для дальнейшего упрощенного описания конституции всех аппаратов вертолётного типа с четным количеством роторов.
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 стоимости 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.
6. Приведенные учётom всех изложенных рекомендаций расчеты двух конкретных отказоустойчивых конфигураций квадрокоптеров могут быть использованы для практической постройки данных аппаратов.

## ГЛАВА 2. МОДЕЛИРОВАНИЕ АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЙ. НАСТРОЙКА ПИД-РЕГУЛЯТОРА

Раскроем возможности работы в аварийных режимах квадрокоптеров, собранных согласно требованиям п. 1.1.3, 1.1.4. Для этого проведем моделирование аварийных ситуаций, описанных в п. 1.1.1. Дополнительно также рассмотрим особенности настройки стабилизирующих ПИД-регуляторов для аппаратов отказоустойчивой конфигурации. Этот процесс заслуживает отдельного внимания, т. к.:

1. В связи с наличием большого запаса по тяге, в работе данных регуляторов имеется потенциал, связанный с возможностью снижения аварийности в среде с внешним возмущением (см. п. 2.2.4).
2. Вопрос выбора параметров регуляторов для квадрокоптера не тривиален и не всегда может быть автоматизирован, т. к. при полете аппарата нет возможности безопасного изменения параметров в широком диапазоне (см. п. 2.2.2, 2.2.3).

### 2.1 Моделирование аварийных режимов

Рассмотрим далее две аварийные ситуации: 1) с полным отказом одного винта при снижении аппарата; 2) с частичным отказом одного двигателя в горизонтальном полете.

В зависимости от причин возникновения отказа (механический отказ двигателя или редуктора, отказ по питанию, внешнее воздействие с разрушением винта) данные аварии могут быть отнесены к соответствующему типу согласно п. 1.1.1.

Рассмотрим аппарат III класса с параметрами согласно (1.1):  $m = 1$  кг,  $l = 0,175$  м,  $b = 26,5 \cdot 10^{-6}$  Н·с<sup>2</sup>,  $d = 0,6 \cdot 10^{-6}$  Н·мс<sup>2</sup>,  $I_{xx} = I_{yy} = I_{zz} = 0,1$  Н·мс<sup>2</sup>,  $J_{TP} = 0,005$  Н·мс<sup>2</sup>.

Для стандартных типов движений квадрокоптера (взлет, посадка, движение в горизонтальной плоскости) согласно (1.6) будем использовать

величины:

$$\Omega_i = \begin{cases} C_i, & t \in T_1, \\ C_i + \frac{a_0}{2} + \sum_{k=1}^n (a_k \cos(kt) + b_k \sin(kt)), & t \in T_2. \end{cases} \quad (2.1)$$

Здесь  $C_i$  — угловая скорость, необходимая для компенсации силы тяжести,  $a_k$  и  $b_k$  — параметры тригонометрического многочлена, задающие отклонения, необходимые для гладкого выхода на стационарный режим,  $T_1$  — множество отрезков времени, при которых аппарат поддерживает висение,  $T_2$  — множество отрезков времени, при которых аппарат маневрирует.

**Замечание 2.1.** Форма управляющих сигналов (2.1) выбрана из следующих соображений. Такая форма близка к оптимальной по расходу энергии (см. п. 3.2) и при этом является гладкой функцией, что применимо в практическом смысле. Фактически такое представление является приближением с помощью тригонометрического полинома реального сигнала  $\Omega_i^S$  по (1.6) при работе алгоритмов спасения, и  $\Omega_i^A$  по (1.5) при моделировании последствий аварий.

Проведем моделирование для указанного аппарата при  $0 < t < 15$  с отказом в момент  $t_*$ .

Для проведения сравнительного анализа рассмотрим примеры, когда алгоритмы спасения не используются (п. 2.1.1, 2.1.2) и примеры с работой алгоритмов спасения (2.1.3, 2.1.4).

Вычисления проводились с использованием программного пакета MATLAB R2019b с дополнением Simulink v.10.0. Структура подсистемы симуляции аварии приведена на рис. 2.1.

Подробное описание ПО для моделирования процесса полета квадрокоптера, используемое в данной главе (включая исходный код внутренних процедур и графические представления структур симуляции) см. в Приложении Б настоящей работы.

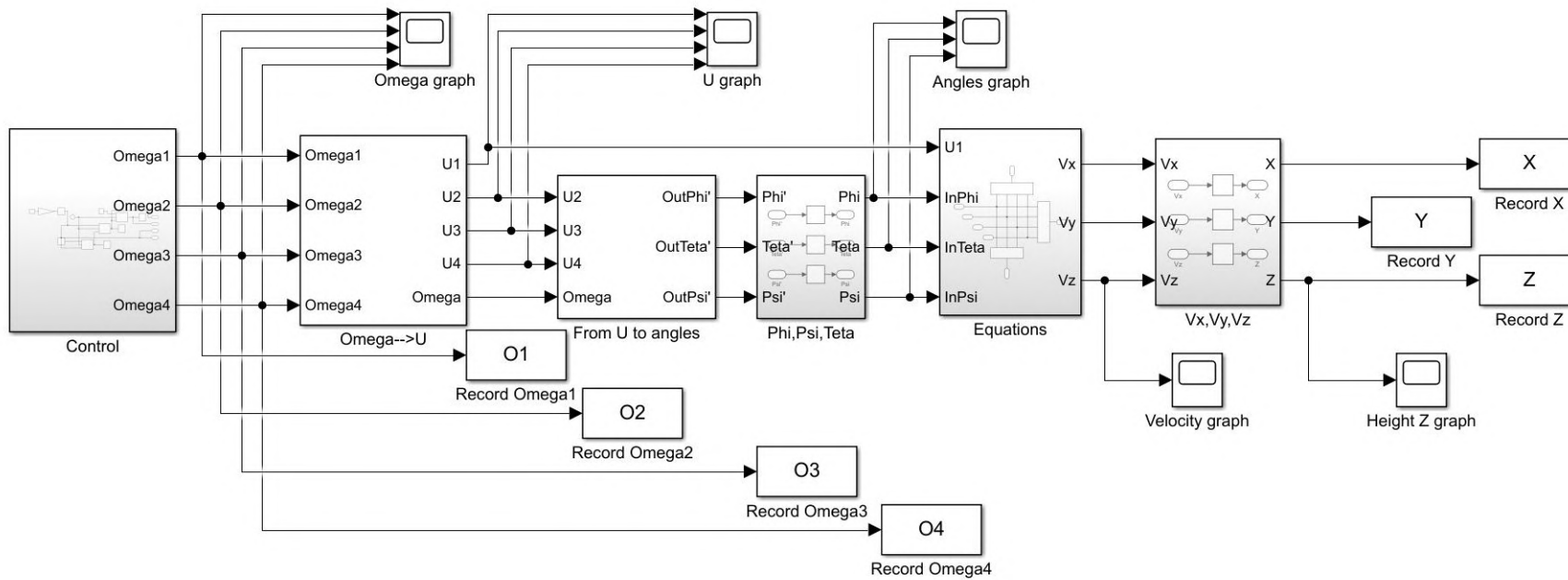


Рисунок 2.1 – Структура подсистемы симуляции аварии



### 2.1.1 Отказ при маневрировании

Рассмотрим последствия полной потери тяги на одном из винтов квадрокоптера при отсутствии каких-либо алгоритмов спасения. Результатом моделирования будет картина возможных последствий такого отказа [57].

Предположим, что авария произошла в процессе снижения аппарата после неподвижного висения.

С точки зрения изменения угловых скоростей  $\Omega_i$  имеем:

1. При неподвижном висении: поддержание всех угловых скоростей на уровне, необходимом для компенсации силы тяжести (в данном случае 304,06 об/с при  $t \in [0; 4]$ );
2. Получение отрицательного вертикального ускорения из-за снижения угловых скоростей на некотором промежутке времени (в данном примере при  $t \in [4; 5]$ );
3. Полученное отрицательное ускорение требует компенсации путём возвращения к угловой скорости висения согласно п.1;
4. Моделирование аварийной ситуации: обнуление угловой скорости поврежденного винта при  $t = t_* = 6$  с.

Руководствуясь соображениями п. 3.2 в части оптимальности расхода энергии, приблизим вид сигнала  $\Omega_i$  к оптимальному. Для этого определим (2.1) в форме:

$$\Omega_i = \begin{cases} 304,06, & t \in T_1, \\ 304,06 + 20\sin(\frac{\pi}{4}t), & t \in T_2. \end{cases}$$

График изменения угловых скоростей представлен на рис. 2.2.

**Заключение по аварии.** Полная потеря управляемости аппарата с последующим неконтролируемым падением. Траектория аварийного падения аппарата при  $t \geq t_* = 6$  с показана на рис. 2.3. Имеем неконтролируемое падение по спирали с постоянным ростом вертикальной скорости.

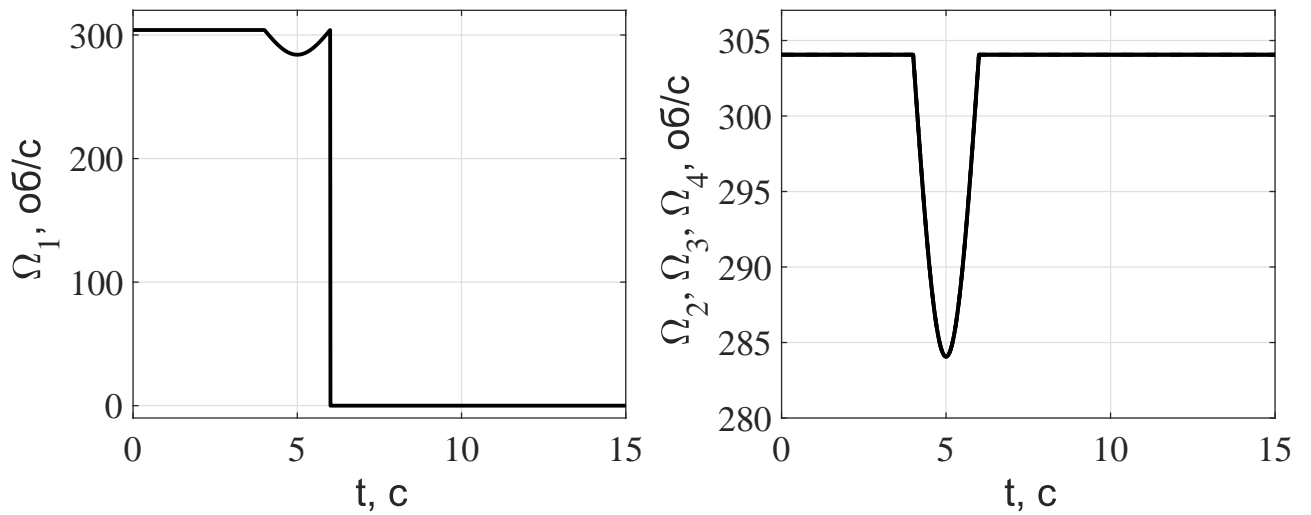


Рисунок 2.2 — Угловые скорости вращения винтов: снижение

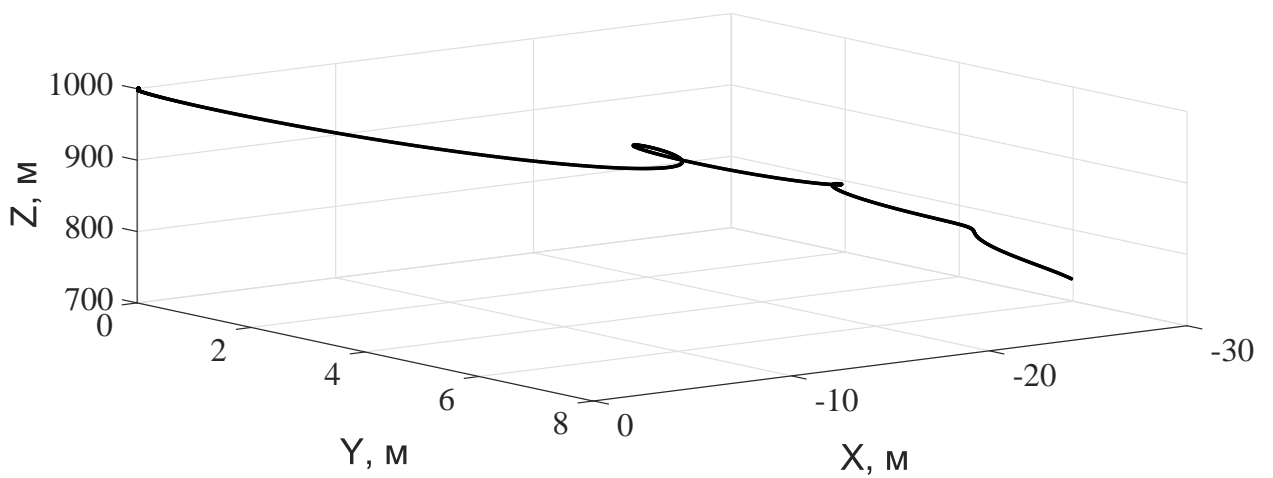


Рисунок 2.3 — Перемещение: снижение

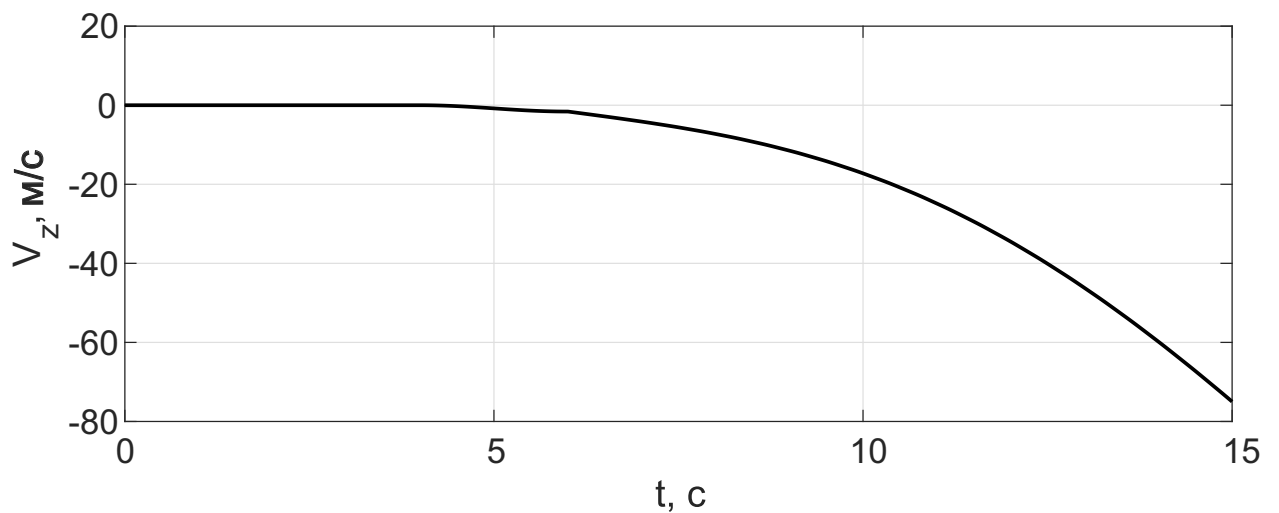
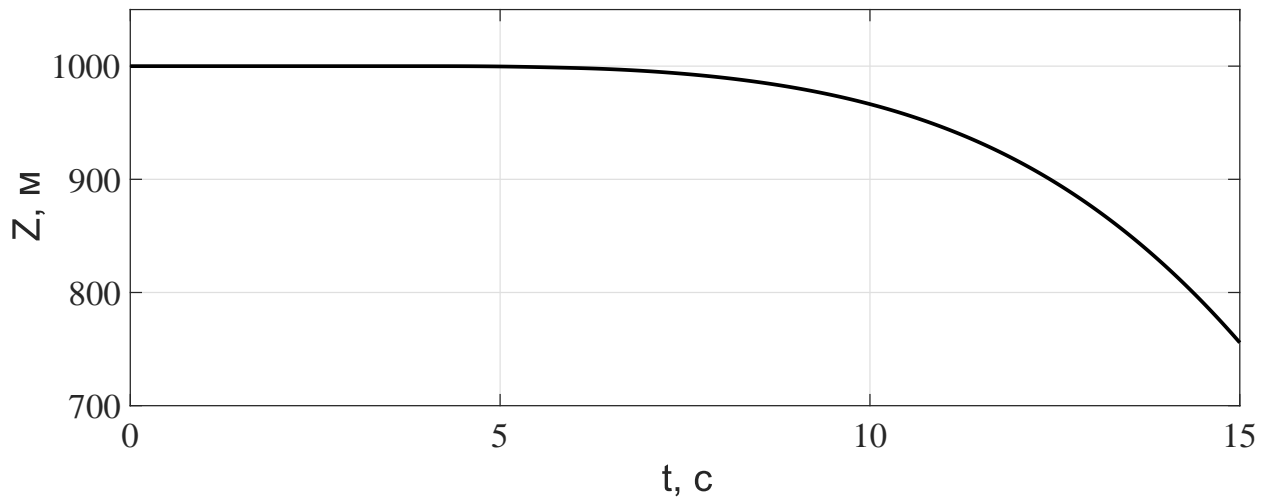


Рисунок 2.4 — Скорость: снижение

Очевидно, что главным разрушающим фактором при падении аппарата будет величина вертикальной скорости в момент касания земли. График

Рисунок 2.5 — Высота  $Z$ : снижение

изменения вертикальной скорости представлен на рис. 2.4, высоты — на рис. 2.5.

Для данного численного эксперимента была выбрана начальная высота висения в 1 км. Момент касания земли оказался за пределами 15-ти секундного отрезка моделирования, однако уже при  $t = 15$  с имеем вертикальную скорость  $74,98$  м/с ( $\approx 270$  км/ч). Эта скорость будет достигнута у земли при аналогичной аварии, случись она на высоте около 245 м. Последствия удара о землю аппарата из пластика и композитов на такой скорости приведут к его полному разрушению.

С точки зрения эксплуатанта БПЛА, зачастую важен вопрос не столько сохранения самого аппарата, сколько вопрос сохранения дорогостоящей полезной нагрузки и данных, в ней содержащихся. Как правило, вся полезная нагрузка квадрокоптера крепится в нижней его части между стойками шасси. Масса нагрузки по отношению к массе самого аппарата довольно значительна. Таким образом, центр масс системы аппарат-нагрузка смещается в сторону полезной нагрузки. При таком распределении масс, в случае падения аппарата, велика вероятность первого касания земли именно полезной нагрузкой. Жестко закрепленные шасси не спасут полезную нагрузку, т. к. энергия удара значительна.

Волевым решением определим «пороговую» вертикальную скорость 3 м/с, как максимальную скорость, при которой возможно спасение полезной нагрузки.

Обратившись к графикам вертикальной скорости (рис. 2.4) и высоты (рис. 2.5) имеем  $V_z = -3$  м/с при  $Z = 997,101$  м и времени моделирования  $t = 6,566$  с. Таким образом, можно сделать вывод о том, что для данной аварии спасение полезной нагрузки (не превышение пороговой скорости) было бы возможно при высоте падения не более 2,9 м.

**Замечание 2.2.** В данном и последующих моделированиях не учитывается сопротивление воздуха.

### 2.1.2 Отказ в горизонтальном полете

Рассмотрим следующую аварийную ситуацию: частичный отказ одного из двигателей квадрокоптера (потеря тяги) в процессе горизонтального движения аппарата. Такие аварии характерны для задач визуального осмотра различных высотных объектов. В случае непреднамеренного касания одним из винтов аппарата неподвижного объекта происходит разрушение его лопастей. Согласно п. 1.3.1 для отказоустойчивой конфигурации не рекомендуется использовать лопасти из жестких композитов: они легки, но достаточно хрупкие и разрушаются полностью. Мягкие пластиковые лопасти могут разрушаться частично (см. рис. 2.25), таким образом сохраняя часть тяги.

Аналогично п. 2.1.1, кратко опишем алгоритм определения  $\Omega_i$ :

$$\Omega_i = \begin{cases} C, & t \in T_1, \\ C + a \sin(bt), & t \in T_2. \end{cases}$$

1. Угловые скорости  $\Omega_{1,2}$  задаются параметрами  $a = 1$ ,  $b = \frac{\pi}{4}$  до момента  $t_*$ , далее определены как  $C = 304,06$ ;

2. Частичный отказ третьего двигателя ( $\Omega_3 = 100$  об./с) происходит при  $t \geq t_* = 4$  с;
3. Угловая скорость  $\Omega_3$  до момента аварии  $t_*$  равна  $C$ ,  $\Omega_4 = C$  на всей временной оси.

Такой способ задания определяет движение аппарата в горизонтальной плоскости, а начиная с момента  $t \geq t_* = 4$  с имеем аварию с частичным отказом третьего двигателя.

На рис. 2.6 представлен график угловых скоростей винтов аппарата. Движение аппарата с момента времени  $t_*$  представляет собой падение по спирали и показано на рис. 2.9.

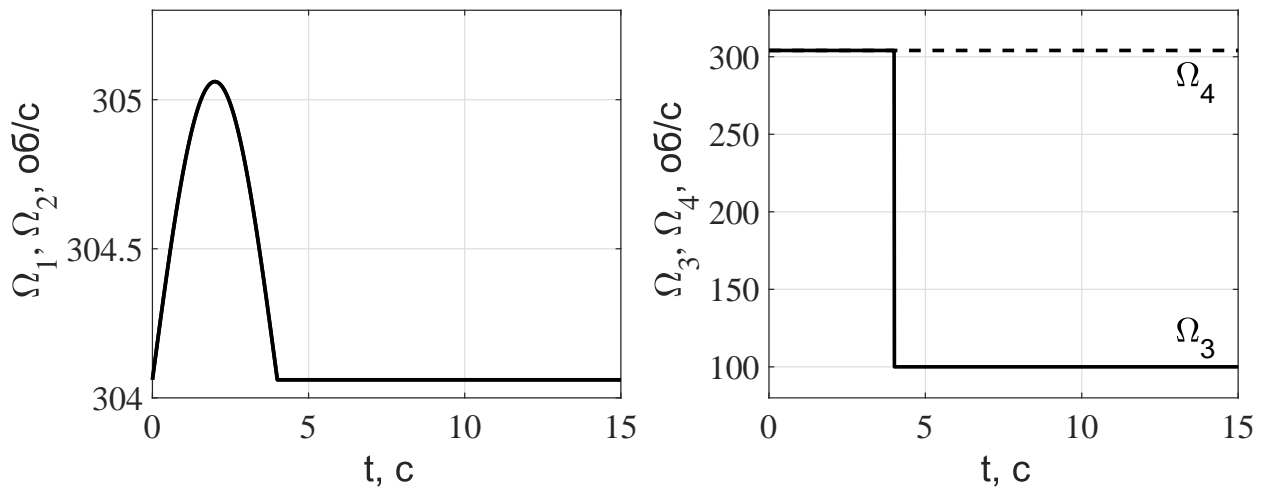


Рисунок 2.6 — Угловые скорости вращения винтов: горизонтальный полет

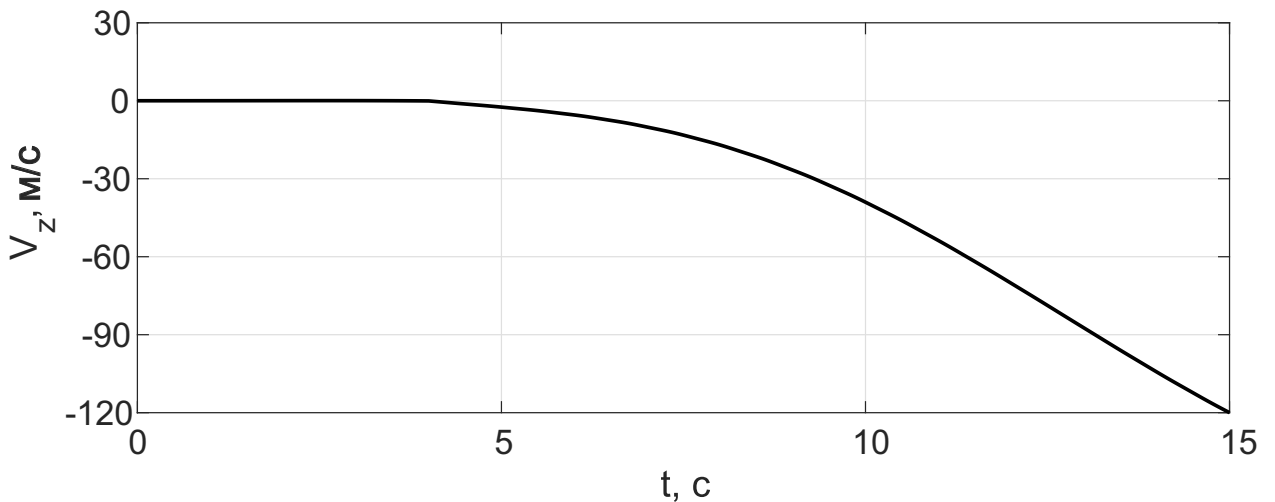


Рисунок 2.7 — Скорость: горизонтальный полет и падение

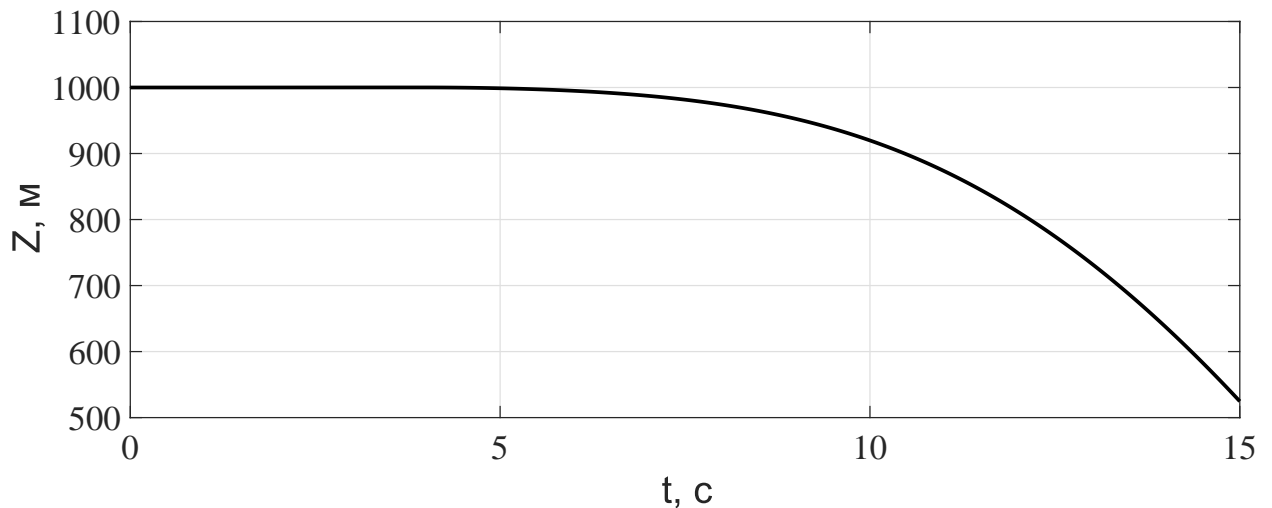


Рисунок 2.8 — Высота Z: горизонтальный полет и падение

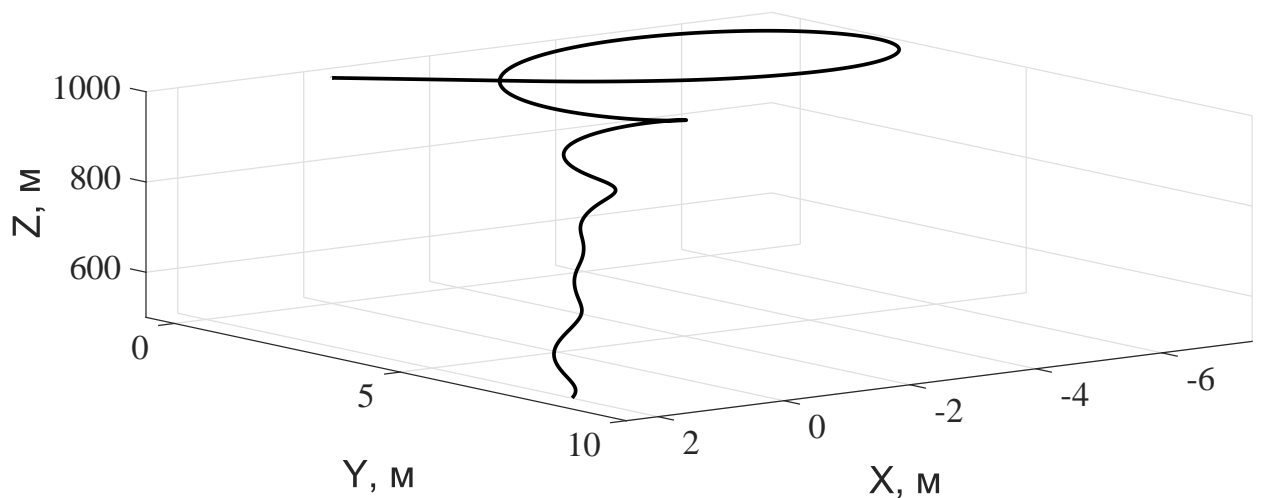


Рисунок 2.9 — Перемещение: горизонтальный полет и падение

**Заключение по аварии.** Полная потеря управляемости аппарата с последующим неконтролируемым падением.

В конечный момент моделирования ( $t = 15$  с) имеем вертикальную скорость 119.996 м/с (см. рис. 2.7). Аналогичная скорость будет достигнута у земли при аварии на высоте около 470 м (см. рис. 2.8). Последствия: полное разрушение аппарата и полезной нагрузки.

При данной аварии пороговая вертикальная скорость 3 м/с достигается уже при высоте падения 1,732 м ( $V_z = -3$  м/с при  $Z = 998,268$  м и времени моделирования  $t = 5,208$  с).

**Замечание 2.3.** Полученная в данном численном эксперименте вертикальная скорость  $V_z = 119.996$  м/с при  $t = 15$  с приближается к

максимально возможной скорости 147,15 м/с — скорости свободного падения тела при известном ускорении свободного падения ( $9.81 \text{ м/с}^2$ ). Таким образом, можно заключить, что несмотря на наличие 3-х полностью исправных двигателей и неполную потерю тяги на четвёртом, для квадрокоптера, как несбалансированной системы, такая авария сравнима с полным отказом всех двигателей и последующим свободным падением.

### 2.1.3 Спасение в «ручном» режиме

Рассмотрим моделирование алгоритма, предполагающего автоматическое переключение из нормального режима управления в аварийный и последующее ручное управление высотой аппарата для его посадки.

Путем анализа данных с гироскопов, акселерометров и данных о скорости вращения винтов легко определить отказ одного из двигателей. В случае аварии 2-го типа, (см. п. 1.1.1), т.е. разрушения винта без выхода из строя электрической части, угловая скорость вышедшего из строя винта значительно возрастет. Иначе, в случае аварии 3-го типа, при выходе из строя электрической части, скорость винта значительно снизится. В обоих случаях резкое изменение скорости вращения винта не будет типичным для нормального режима полета, поскольку затрагивает только один винт и заставляет машину вращаться. Наличие этих признаков может быть определено полетным контроллером с высокой точностью не более чем за 0,5 секунды.

Без ограничения общности по типу аварии, рассмотрим аварию 3-го типа. Пусть полный отказ второго двигателя произошел на 5-й секунде полета ( $\Omega_2 = 0$  при  $t > 5 \text{ с}$ ).

Дальнейший алгоритм спасения может представлять следующую стратегию управления двигателями:

1. После определения отказа управление устройством переходит в ручной аварийный режим с соответствующей индикацией на пуль-

те управления. Сразу после детектирования дефектного мотора, (в момент  $t = 5,5$  с) отключается винт, диагональный с вышедшим из строя ( $\Omega_4$ , см. рис 2.10);

2. Одновременно с п.1 увеличивается тяга работающих двигателей на второй диагонали. Конкретное значение тяги и оборотов должно приближаться к тяге висения (значение  $\Omega_1 = \Omega_3 = 400$  об/сек, см. рис. 2.10);
3. Управление тягой на двух работающих винтах с новым нулевым положением ручки управления (тяга висения) переходит к оператору;
4. Исходя из доступных средств контроля, оператор БПЛА, управляя высотой аппарата, осуществляет его безопасную посадку. В данном примере оператор обеспечивает уменьшение вертикальной скорости на интервале  $t \in [5.5, 11.7]$  и дальнейшее снижение вертикальной скорости до нуля при приближении квадрокоптера к посадочной поверхности.

**Заключение по аварии.** Аппарат и полезная нагрузка спасены. Имеем безопасную посадку с нулевой вертикальной скоростью при  $Z = 0$  (см. рис. 2.11). Сохранена управляемость аппаратом по высоте. Управляемость в горизонтальной плоскости – потеряна.

Факторы, которые могут нанести вред квадрокоптеру в данном случае: ненулевая горизонтальная скорость и неконтролируемое перемещение в горизонтальной плоскости.

Что касается горизонтальной скорости, то, во-первых, сама по себе горизонтальная скорость даже в момент касания земли менее разрушительна, чем вертикальная. Во-вторых, критически важно соблюдение рекомендаций к конструктивному исполнению аппарата из п. 1.3. Удар по касательной о землю с последующим переворотом и касанием земли вин-



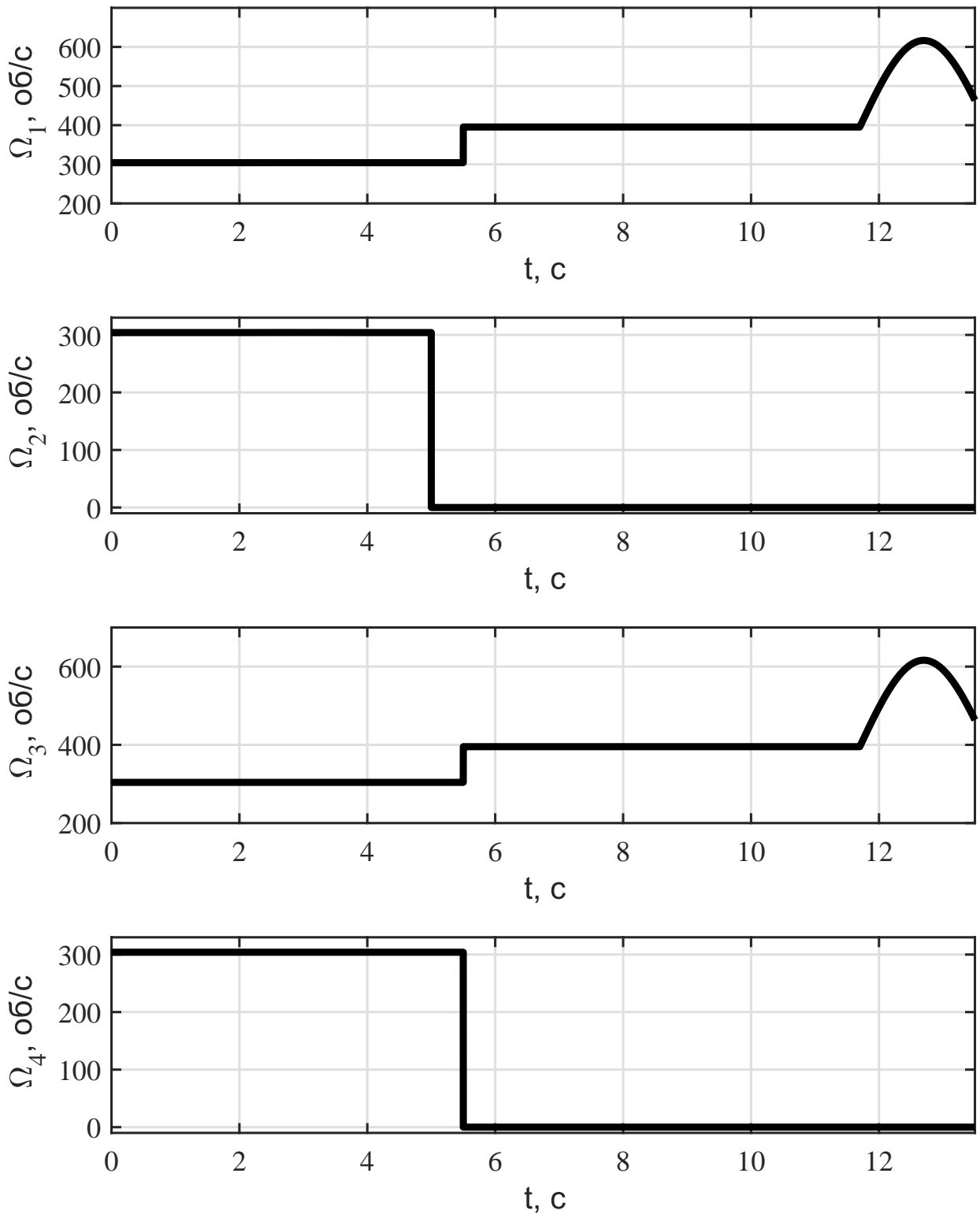


Рисунок 2.10 — Стратегия управления угловыми скоростями винтов: спасение в ручном режиме

тами не будет катастрофой для аппарата с прочной нехрупкой рамой и защитными элементами на винтах (см. рис. 1.6).

Что касается негативного эффекта от перемещения в горизонтальной плоскости, то его компенсация зависит от мастерства оператора. В равнин-

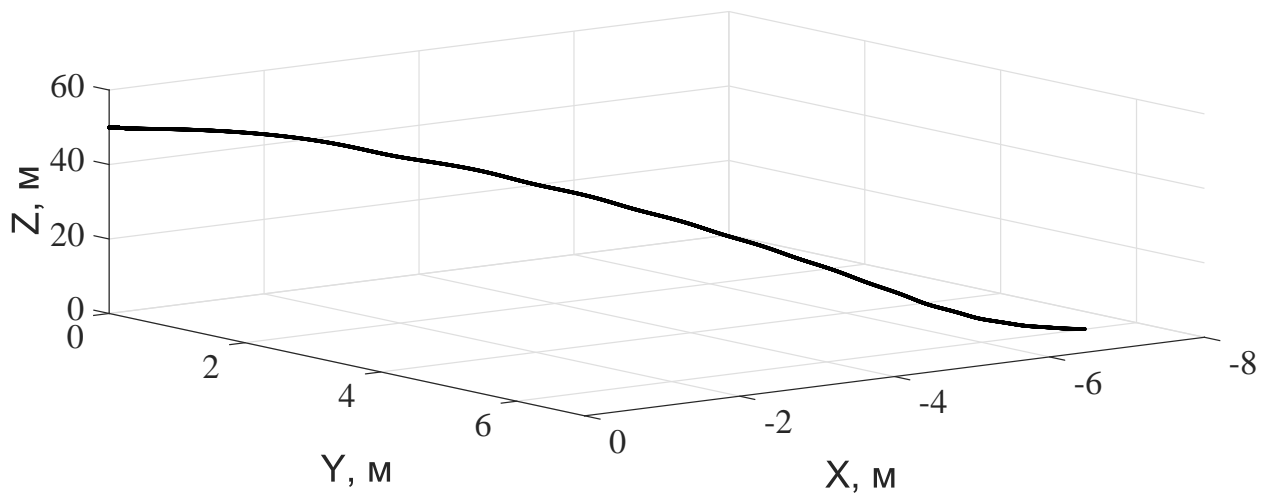


Рисунок 2.11 — Отказоустойчивое приземление: перемещение

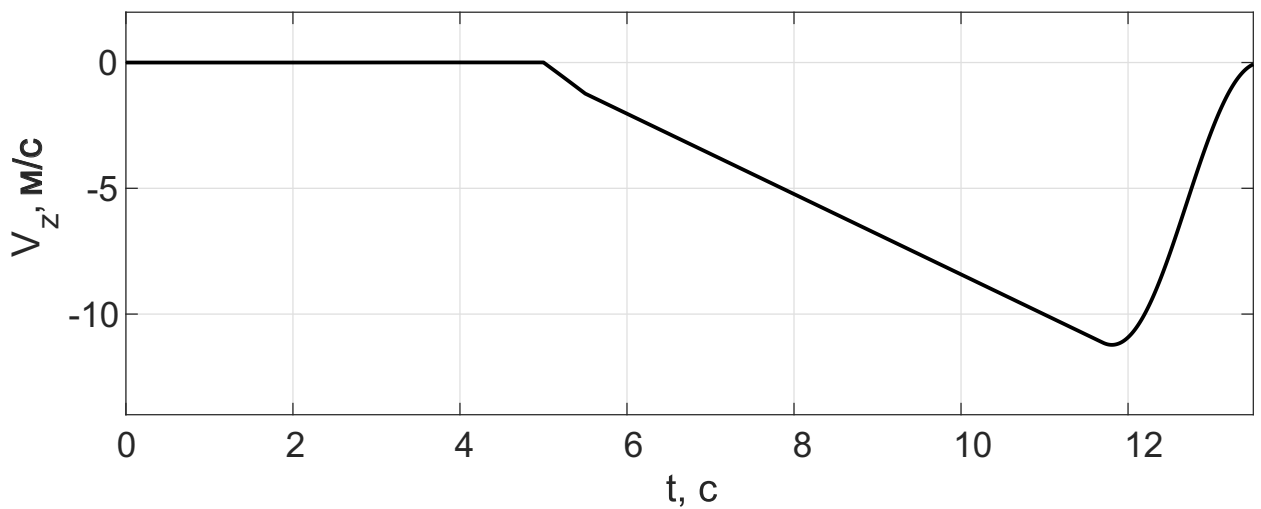


Рисунок 2.12 — Отказоустойчивое приземление: горизонтальная скорость

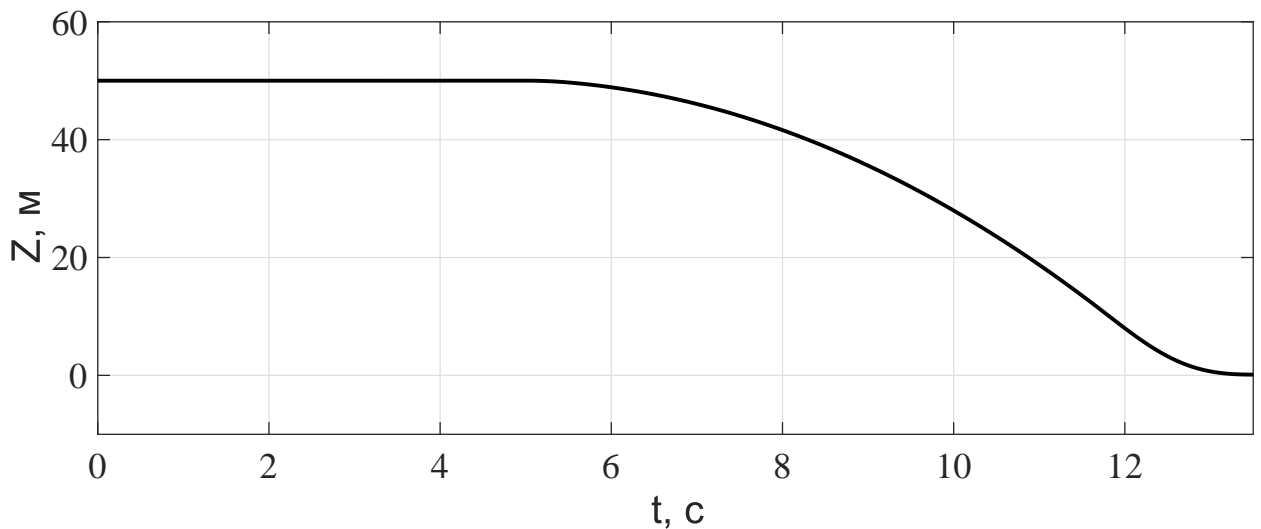


Рисунок 2.13 — Отказоустойчивое приземление: высота

ной местности спасти аппарат не составит труда. В гористой местности, в районах высотной застройки и прибрежной зоне перемещение аппарата

более опасно. Заранее предугадать направление движения аппарата и изменение его горизонтальной скорости сложно. Разумным будет проведение тренировок для операторов БПЛА по работе в таком режиме на полигоне.

**Замечание 2.4.** Дополнительного экспериментального исследования требует вопрос работы стабилизирующих ПИД-регуляторов аппарата в описанном выше режиме. При работе двух двигателей из четырёх штатная работа данных регуляторов будет затруднена. Теоретически, оставшиеся в работе двигатели могут выполнять задачу стабилизации, передавая стабилизирующий импульс в нужное время. Согласно п. 1.1.4, запас по тяге для такой стабилизации остается. Нарботки по настройке ПИД-регулятора из п. 2.2 могут быть использованы для решения данной проблемы, однако с учетом фактора непрерывного вращения и инертности системы, только экспериментальные исследования могут раскрыть вопрос о необходимости особых режимов стабилизации.

#### 2.1.4 ПИД-управляемое (автоматическое) спасение

Рассмотрим случай аварийной ситуации, аналогичной п. 2.1.3, но с автоматическим управлением процессом посадки аппарата.

Для этого введем в алгоритм управления угловыми скоростями винтов ПИД-регулятор с параметрами  $[K_p, K_i, K_d]=[50, 8, 20]$  по формуле (2.2).

**Замечание 2.5.** Данный регулятор – дополнительный и не используется в штатных режимах управления. Не стоит путать данный регулятор с регулятором, используемым для стабилизации положения аппарата в пространстве.

Включение регулятора будет происходить дважды. Первый раз для обеспечения заданной (1 м/с) вертикальной скорости на интервале  $t \in [5.5, 29.3]$ , а второй – для снижения вертикальной скорости до нуля при приближении квадрокоптера к посадочной поверхности (см. рис. 2.15). Высота перехода на участок торможения (переключения регулятора)  $z_0 = 5$  м.

Ниже представлена структура модели квадрокоптера с внедрением ПИД-регулятора для автоматического спасения (рис. 2.14). Исходные коды внутренних процедур и скрипт запуска моделирования приведен в Приложении Б.

На рис. 2.18 представлен график изменения угла  $\psi$  – происходит интенсивное вращение аппарата, т. к. оставшиеся в работе винты вращаются в одну сторону.

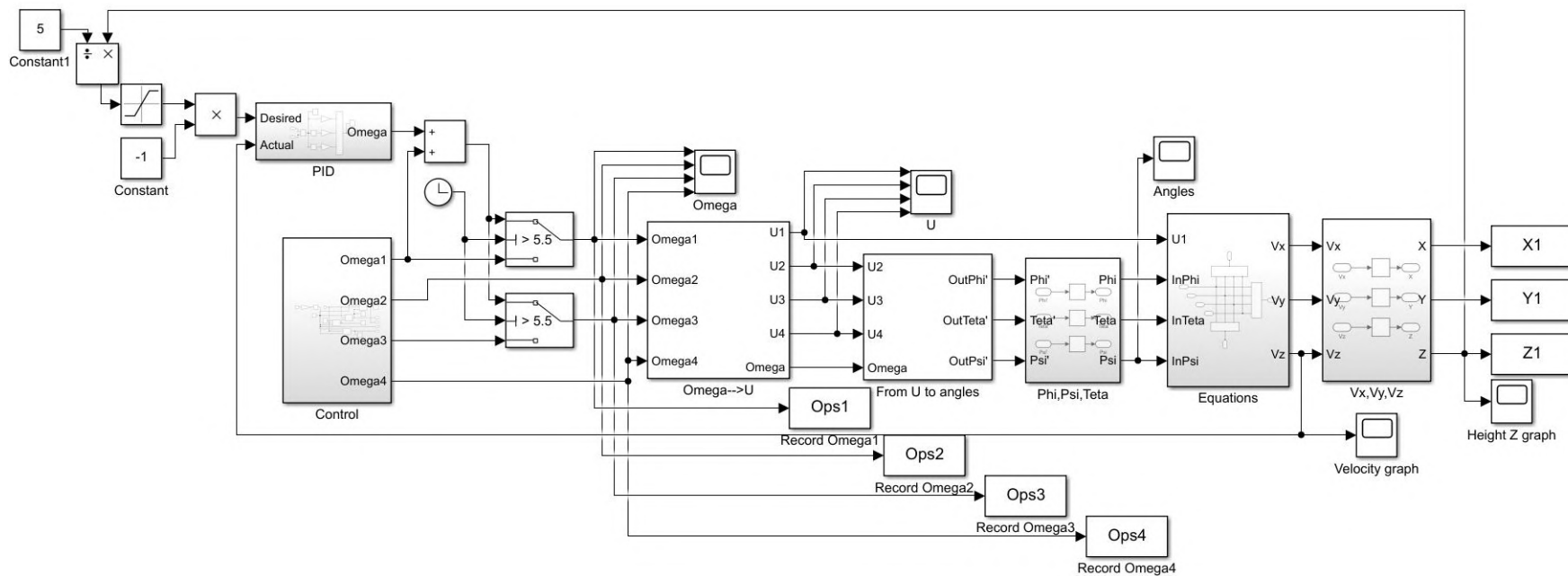


Рисунок 2.14 — Структура модели симуляции аварии с автоматической ПИД-управляемой посадкой.

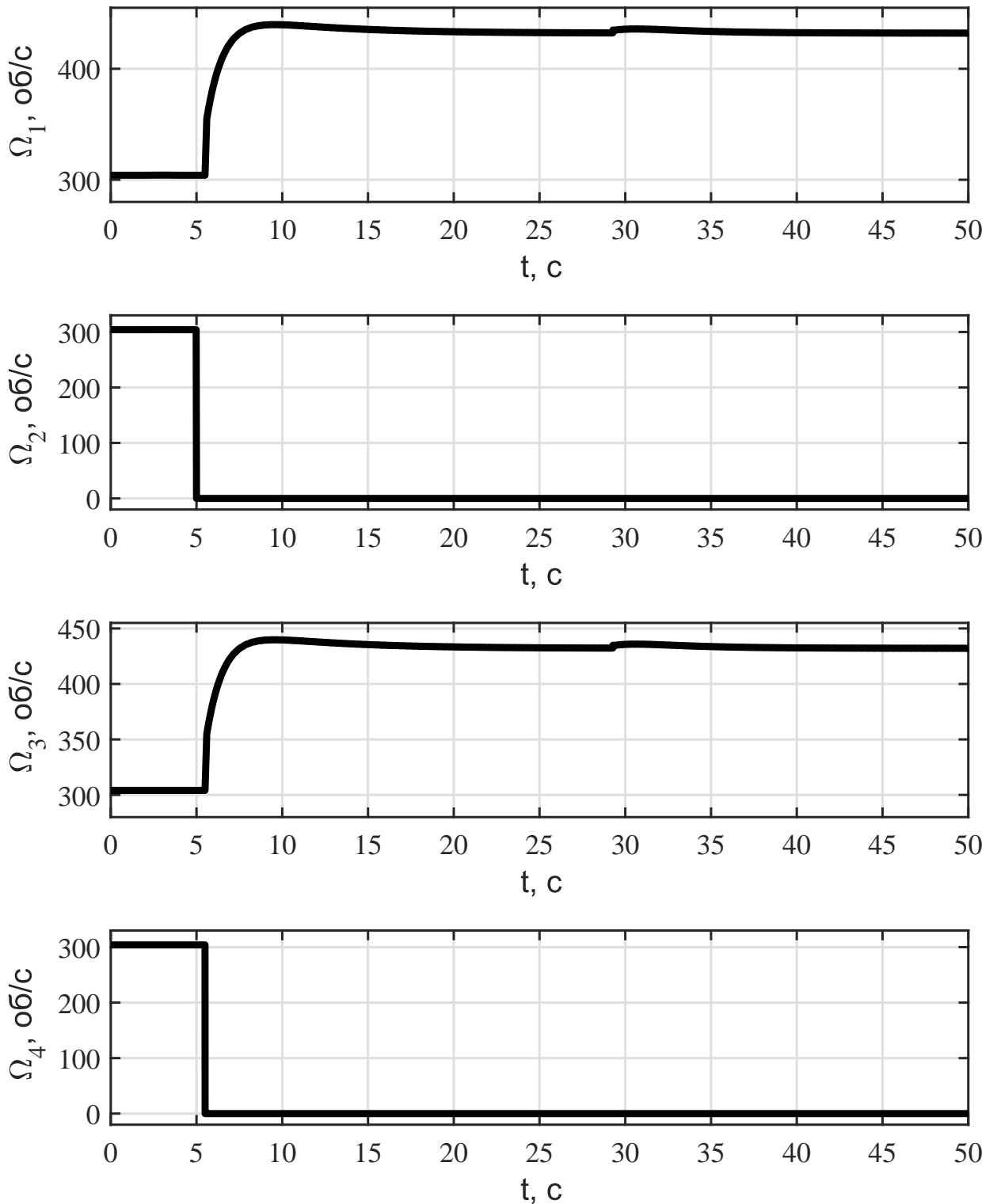


Рисунок 2.15 — Отказоустойчивый алгоритм

**Заключение по аварии** в целом аналогично заключению из п. 2.1.3. В данном случае имеем проведенную полностью в автоматическом режиме безопасную посадку (см. рис. 2.16) с нулевой вертикальной скоростью при  $Z = 0$ . В конце промежутка моделирования, при  $t = 50$  и  $Z = 0,09$ , имеем

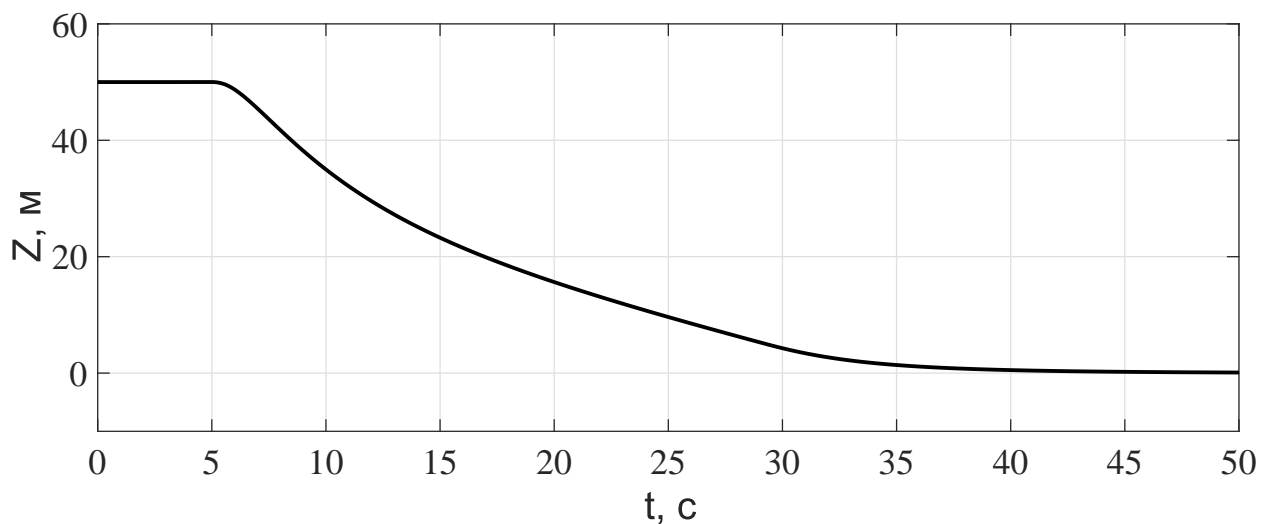
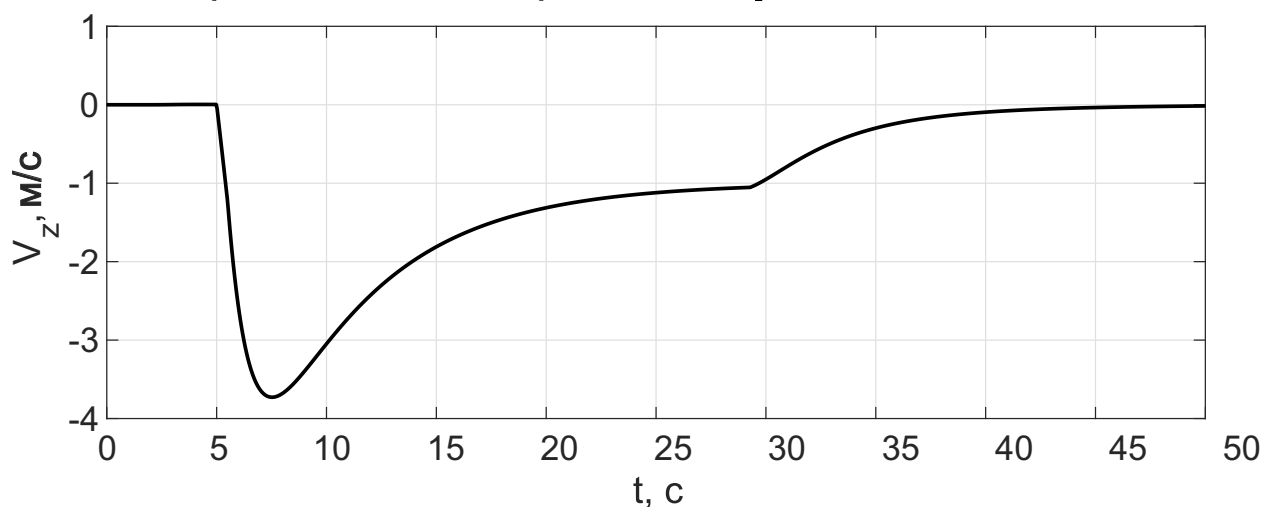
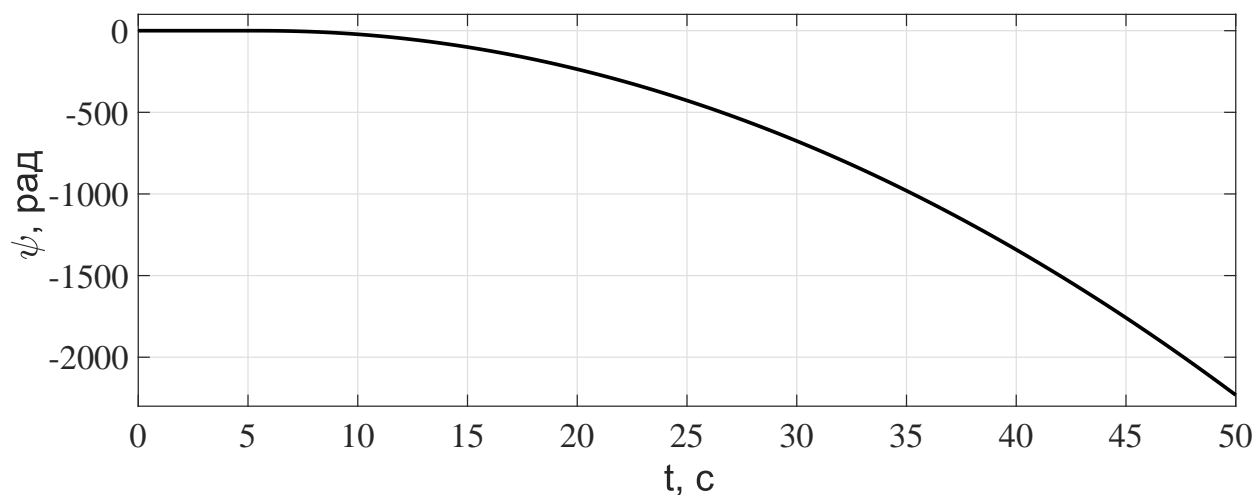
Рисунок 2.16 — Отказоустойчивое приземление: Высота  $Z$ 

Рисунок 2.17 — Отказоустойчивое приземление: Вертикальная скорость

Рисунок 2.18 — Отказоустойчивое приземление: Угол  $\psi$ 

$V_z = -0,01$  (см. рис. 2.17), т.е. ПИД-регулятор полностью справился с задачей гашения вертикальной скорости.

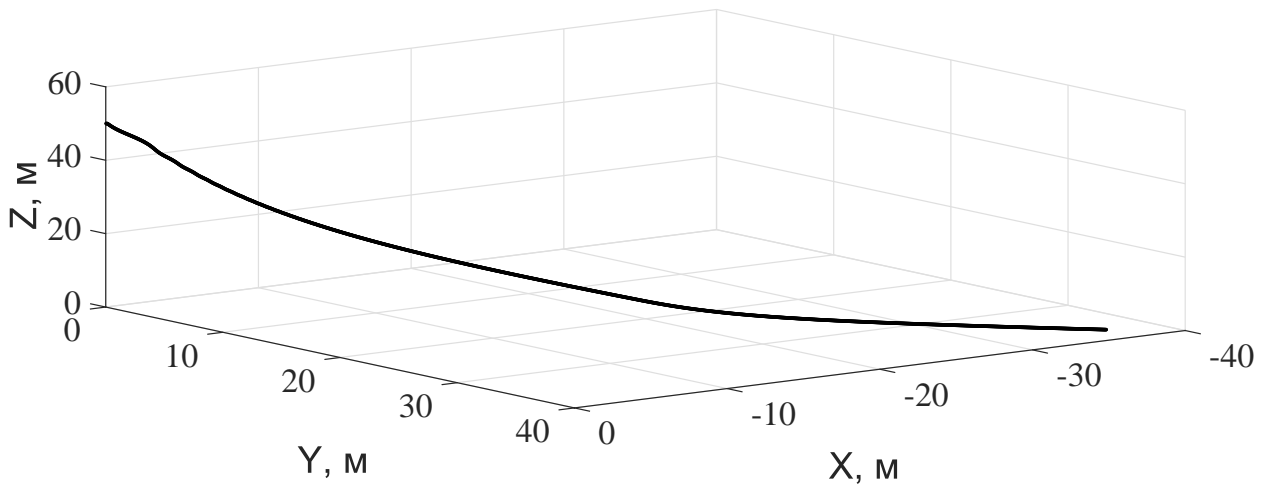


Рисунок 2.19 – Отказоустойчивое приземление

Тот факт, что данный алгоритм полностью исключает человека из процесса спасения является его преимуществом. Однако вместе с этим он не позволяет хотя бы опосредовано, через управление вертикальной скоростью «выбирать» точку посадки, если связь с оператором имеется и он готов участвовать в процессе спасения (см. 2.1.3).

Разумным видится следующая схема интеграции алгоритмов спасения п. 2.1.3 и 2.1.4:

1. При детектировании отказа – переход к алгоритму п. 2.1.3 с индикацией на пульте управления;
2. 3-5 секундное ожидание ответа оператора;
3. При наличии ответа – продолжение действия алгоритма п. 2.1.3, иначе – переход к автоматическому спасению согласно п. 2.1.4.

Альтернативой предложенной схеме, а также развитием алгоритма автоматической посадки может стать выбор места посадки путем анализа подстилающей поверхности технологиями компьютерного зрения [15].

**Замечание 2.6.** Следует отметить, что работа такого алгоритма «в железе» возможна только на аппарате, собранном с целевыми ЛТХ из п. 1.1.4.



## 2.2 Задача стабилизации 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 [50; 53].

Для построения системы управления квадрокоптером используются три ПИД-регулятора — для стабилизации положения аппарата в трех плоскостях. Параметры регуляторов, как правило, совпадают и говорят об одном регуляторе. Подбор коэффициентов для такого регулятора имеет особенности, связанные с ключевыми геометрическими и техническими характеристиками аппарата [51].

Уравнение выходного сигнала ПИД-регулятора имеет вид [78]:

$$u(t) = P + I + D = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de}{dt}, \quad (2.2)$$

где  $K_p$ ,  $K_i$ ,  $K_d$  — 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  $\varphi_0$ ,  $\theta_0$ ,  $\psi_0$  (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 также ограничения ЭРХ электродвигателей.

Вопрос первоначального подбора сразу трех параметров регулятора для несбалансированного летательного аппарата нетривиален. Неправильный выбор параметров не позволит ему взлететь. При первом полете собранного аппарата разумно использовать некоторые базовые настройки регулятора, за которые могут быть приняты настройки регулятора аналогичного по геометрии и тяговооруженности аппарата.

К сожалению, для отказоустойчивой аппаратной конфигурации квадрокоптера (см. п. 1.1.3, 1.1.4) не всегда удается найти аналог. В этом случае предлагается следующий способ настройки:

1. В качестве базовых параметров регулятора для квадрокоптеров с наиболее часто встречающимся параметром диаметра рамы  $l$ :  $0,1 < l < 0,2$  м предлагается использовать параметры  $P = 5$ ;  $I = 0,1$ ;  $D = 3$ ;
2. Если аппарат успешно взлетает, то дальнейшая точная настройка параметров производится оператором по алгоритму п. 2.2.2;
3. Если аппарат не взлетает или ведет себя в воздухе нестабильно, плохо реагирует на управляющее воздействие, то в зависимости от наблюдаемых особенностей поведения, корректируется соответствующий коэффициент. Влияние каждого из параметров регулятора описано в п. 2.2.1.

**Замечание 2.7.** Данные базовые значения для настройки регулятора получены экспериментально, путем облегчения квадрокоптера Quatum Nova для приведения его характеристик к описанным в п. 1.1.3, 1.1.4.

**Замечание 2.8.** Изъяны настройки стабилизирующего ПИД-регулятора хорошо ощущаются тактильно, если прижать аппарат рукой к столу

при взлете или крепко держать за шасси стоя на вытянутых руках. Такая диагностика позволяет определить невидимые глазу осцилляции, а в случае наличия явного перерегулирования не повредить аппарат. Работа выполняется с помощником, меняющим режим тяги аппарата. Необходимо соблюдать осторожность, защищать глаза и руки: вращающиеся лопасти аппарата могут причинить травму.

Результаты численного моделирования процесса стабилизации для ПИД-регулятора с параметрами  $P = 5; I = 0,1; D = 3$  приведены на рис. 2.20. Здесь кривая – выходной сигнал регулятора, горизонтальной линией  $x = 0$  обозначено желаемое значение величины, точками – фактическое значение величины, сгенерированное случайным образом из интервала  $-0,8 < y < 0,8$ .

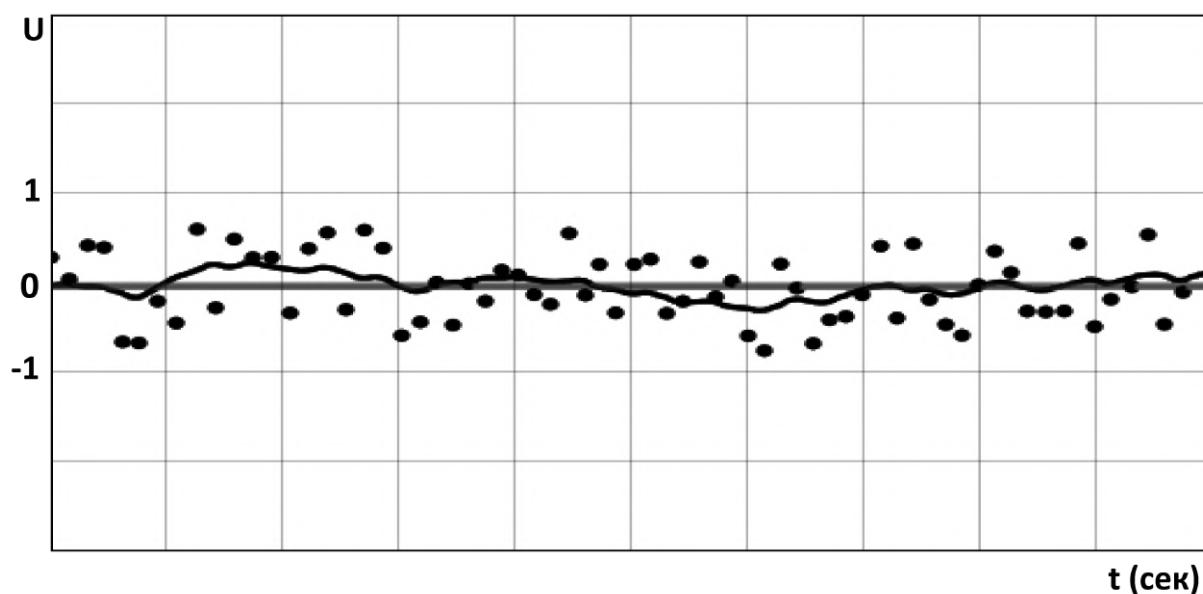


Рисунок 2.20 – Результаты моделирования ПИД-регулятора

Без ограничения общности, рассмотрим задачу удержания значения угла  $\psi = 0$ . Проведем моделирование процесса стабилизации при начальном отклонении угла  $\psi = 3$  на промежутке 30 мс. Проведем анализ влияния параметров регулятора на основе математического моделирования – интегрирования замкнутой системы (1.1), изменяя только один из параметров регулятора [64].

Результаты моделирования при изменении:

1. Параметра P (5; 15; 30) представлены на рис. 2.21;
2. Параметра I (0,1; 0,5; 3) представлены на рис. 2.22;
3. Параметра D (6; 9; 10) представлены на рис. 2.23.

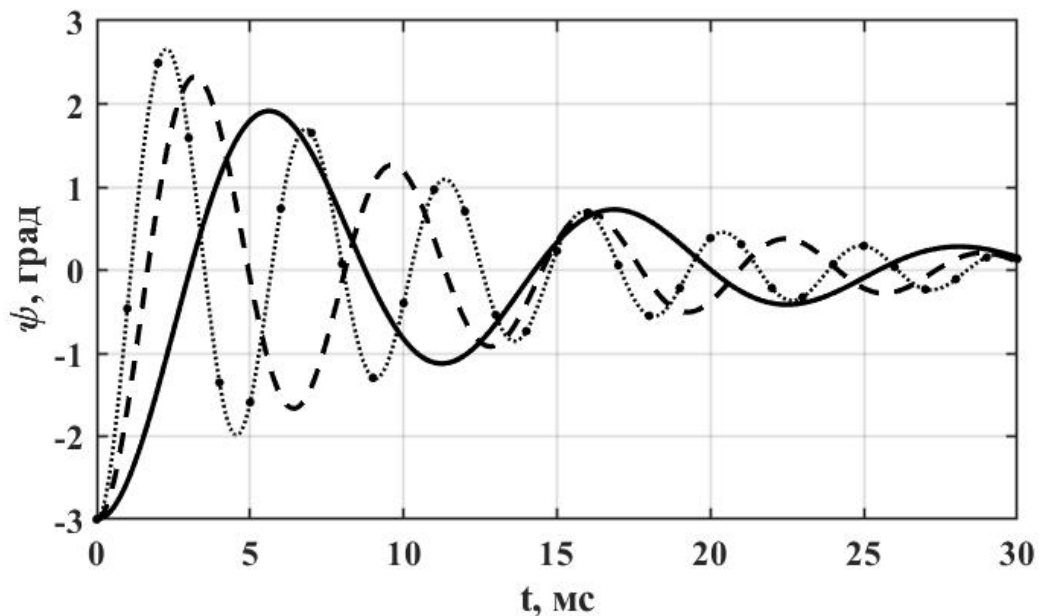


Рисунок 2.21 — Значения регулятора [P; I; D]: сплошная кривая — [5; 0,1; 3], пунктир — [15; 0,1; 3], штрих-пунктир — [30; 0,1; 3].

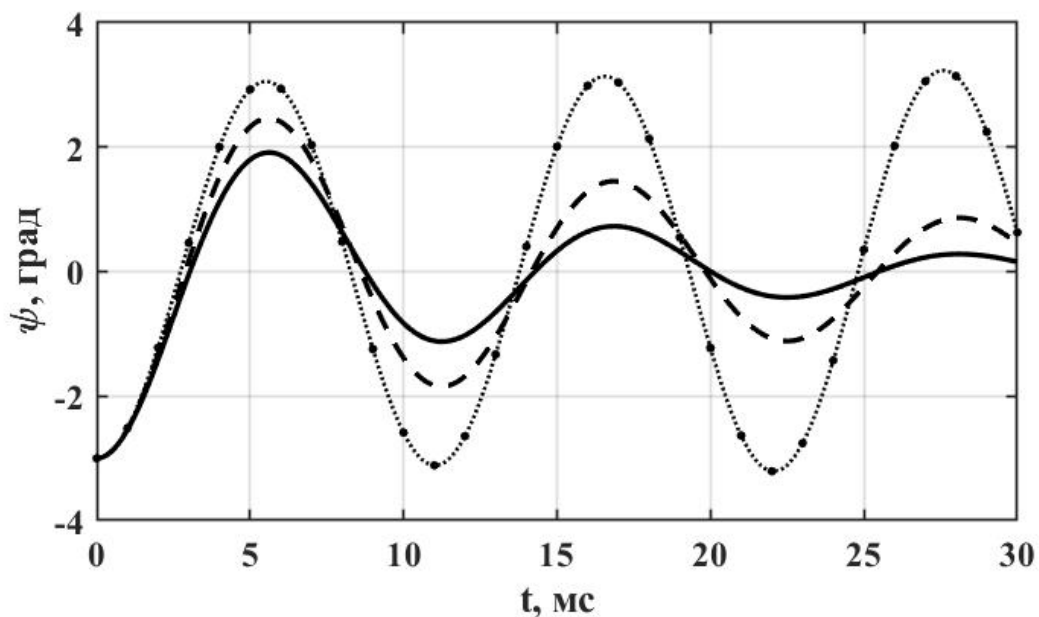


Рисунок 2.22 — Значения регулятора [P; I; D]: сплошная кривая — [5; 0,1; 3], пунктир — [5; 0,5; 3], штрих-пунктир — [5; 3; 3].

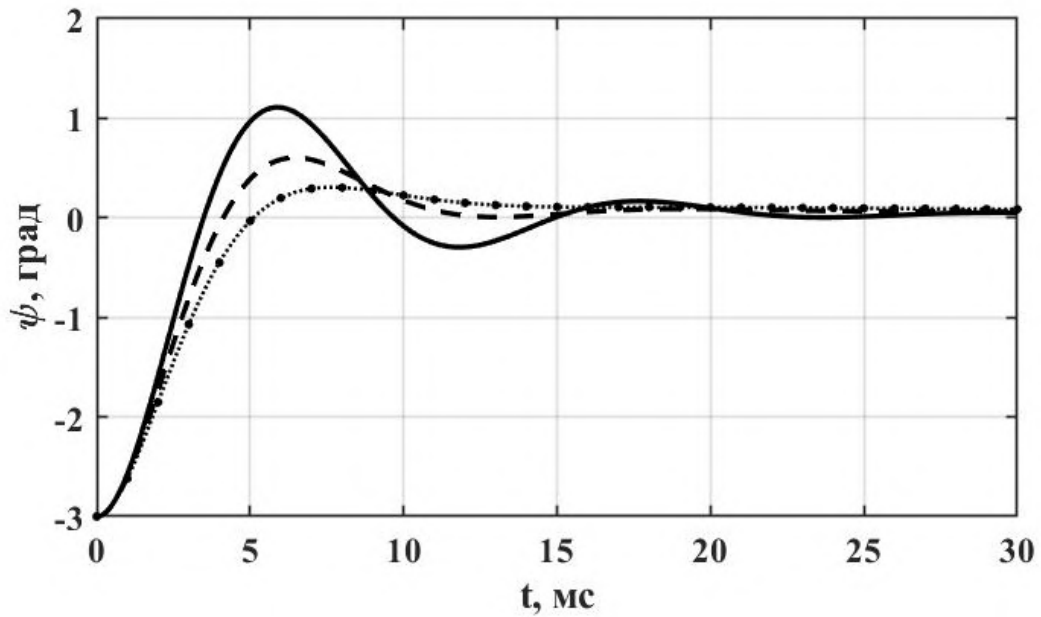


Рисунок 2.23 — Значения регулятора [P; I; D]: сплошная кривая — [5; 0,1; 6], пунктир — [5; 0,1; 9], штрих-пунктир — [5; 0,1; 12]

Данные графики наглядно иллюстрируют влияние каждой из составляющих регулятора на характер его стабилизации. Разумеется, результаты моделирования представляют некий «идеальный» аппарат в среде без возмущений и при отсутствии внутренних дисбалансов и вибраций. Эти возмущения, а также особенности работы алгоритмов фильтрации «сырых» данных гироскопов и акселерометров вносят свое влияние на характер управления. Практическая оценка влияния каждого из параметров ПИД регулятора с учетом всех факторов приведена в п. 2.2.1.

### 2.2.1 Влияние параметров ПИД-регулятора на полет.

#### Профилизация

ПИД-регулятор встроен в систему управления квадрокоптером согласно схеме на рис. 2.24. Учитывая характеристики различных элементов схемы управления, собственные эксперименты, а также обобщая опыт исследователей [56; 76; 77], сформулируем ряд рекомендаций по выбору его параметров.

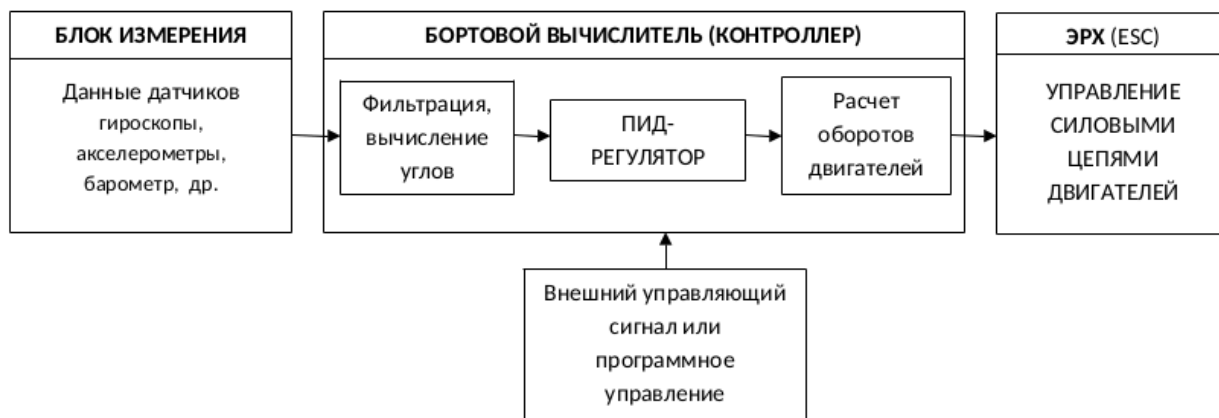


Рисунок 2.24 — Схема управления двигателями

В зависимости от планируемого профиля использования аппарата (маневровый, для фото-киносъемки) имеет смысл производить различную настройку ПИД-регуляторов. Рассмотрим влияние каждого из параметров на поведение аппарата. Данные результаты получены экспериментально, а так же путем анализа графиков рис. 2.21 - 2.23. Настройки алгоритмов фильтрации «сырых» (RAW) данных датчиков не менялись.

#### **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 и увеличивает задержку возврата в начальное положение. 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). Также увеличение  $D$  значительно увеличивает влияние пропорциональной составляющей. Это означает увеличение вероятности появления перерегулирования и осцилляций.

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

### **2.2.2 Алгоритм настройки ПИД-регулятора для отказоустойчивой конфигурации**

С учетом характера влияния параметров регулятора на поведение квадрокоптера (см. п. 2.2.1) и особенностью отказоустойчивой конфигурации, связанной с высокой тяговооруженностью (см. п. 1.1.3, 1.1.4), предлагается следующий алгоритм настройки ПИД-регулятора. Данный алгоритм выполняется человеком-оператором БПЛА и не основан на алгоритмах автоматической настройки любых ПИД-регуляторов, известных в литературе.

1. Устанавливаются базовые настройки ПИД, при которых аппарат может оторваться от земли. Для квадрокоптеров класса ниже, чем VI, можно использовать параметры из п. 2.2 или подобрать экспериментально. За основу могут быть взяты параметры от аппаратов, схожих по геометрическим и тяговым характеристикам;
2. Настройка  $P$ . Для маневрового квадрокоптера следует использовать максимально возможное (до появления осцилляций) значение  $P$ . 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.

**Замечание 2.9.** Заметим, что для серийного квадрокоптера, полученные в результате работы алгоритма параметры регулятора могут заметно отличаться от заводских, «базовых» установок. Производители неспециализированных БПЛА, как правило, используют низкое значение  $P$ , смещая баланс управляемости аппарата в сторону плавности, снижая



маневренность. Это разумно, учитывая основную цель использования таких аппаратов – съемка видео. Однако, говоря о предельных режимах и аварийных ситуациях необходимо использовать специально подобранные параметры ПИД-регулятора. Предлагается иметь несколько наборов параметров для различных ситуаций (профилей использования). Получить необходимые значения можно, исполнив предложенный алгоритм настройки регулятора находясь непосредственно в ситуации, для которой эти значения необходимо найти. Так, например, разумным будет один раз исполнить алгоритм настройки в условиях порывистого ветра. Полученные параметры необходимо сохранить и, при необходимости впоследствии выполнять полеты в неблагоприятных условиях, заранее установить соответствующие значения. Аналогично можно поступить и при значительном изменении веса полезной нагрузки, получив «легкий и тяжелый ПИД». Что касается аварийных режимов функционирования, особенно для стабилизации непрерывно вращающегося аппарата при посадке на двух винтах (см. п 2.1), то здесь необходимо дополнительное практическое исследование. Разумно предположить, что для такого режима работы подойдет настройка регулятора с высоким  $P$  (высокая маневренность). Только практические исследования (своего рода «краш-тесты») могут полностью раскрыть проблематику стабилизации квадрокоптера в аварийных режимах.

### **2.2.3 Специфика алгоритмов автоматической настройки**

В науке широко известны ряд способов для автоматического подбора параметров ПИД-регулятора путем анализа обратной связи от регулируемой системы [68]. 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 Misson Planner [94] 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, чтобы 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 квадрокоптере Quantum Nova с облегченной рамой, соответствующему требованиям к отказоустойчивой конфигурации из п. 1.1.3, 1.1.4, включение режима «autotune» неминуемо приводит к аварии. Данное обстоятельство связано с высоким запасом по тяге для отказоустойчивой конфигурации. Во время выполнения маневров в горизонтальной плоскости происходит изменение тяги вплоть до максимальной, необходимое для работы алгоритмов автоматической настройки.

Высокая тяговооруженность здесь приводит к перевороту и падению аппарата.

Таким образом, можно заключить, что для отказоустойчивой конфигурации квадрокоптера работа штатных алгоритмов автоматической настройки затруднена. Успешное выполнение данных алгоритмов невозможно без их дополнительной адаптации. Однако с учетом изложенного в п. 2.2.1, 2.2.1, такая работа не видится перспективной, т. к. уже предложен алгоритм ручной настройки. У опытного оператора эта процедура не отнимет много времени и позволит более тонко настроить регулятор в соответствии с характером решаемых задач.

#### 2.2.4 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. 2.1.1 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 отличающееся визуально (а на удалении более 5 м — 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.

**Замечание 2.10.** Данный 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 2.25) 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. Очевидной причиной такого поведения является наличие собственных колебаний аппарата с дисбалансом лопастей. Скорость вращения лопастей квадрокоптера может достигать десятков тысяч об./мин. По мере увеличения скорости вращения лопастей растет и частота колебаний. При прохождении некоторого критического значения частоты колебаний, разрешающей способности установленных на борту гироскопов становится недостаточно. ПИД-регулятор начинает пытаться стабилизировать колебания, не имея достаточных данных о текущем значении углов. С учетом того, что и сам регулятор управляет скоростью вращения винтов, меняя частоту колебаний, возникает неизбежное перерегулирование. При этом в штатном режиме настройки ПИД-регулятора (без запланированного дозированного перерегулирования) такие высокочастотные колебания просто не успеют вызвать управляющее воздействие или вовсе фильтруются входными фильтрами (см. схему на рис. 2.24).

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  $D$ .

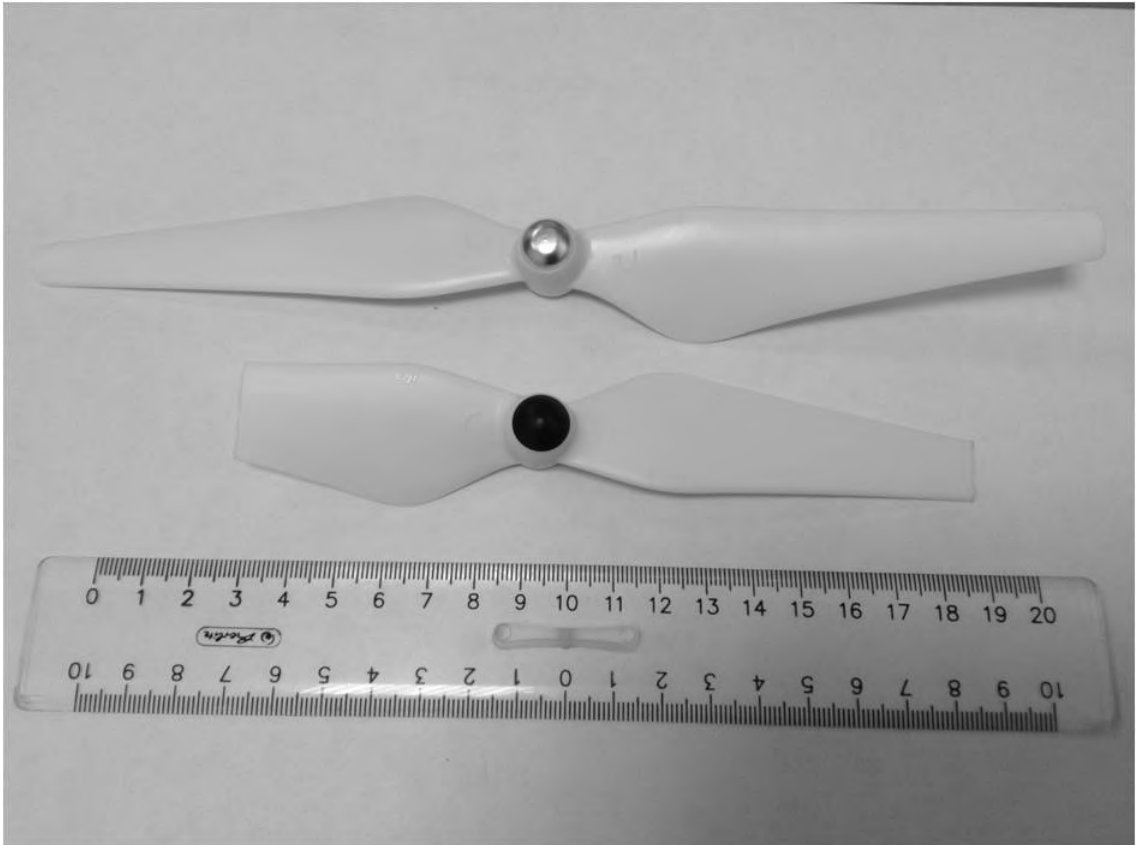


Рисунок 2.25 — Поврежденный в результате контакта с бетонной конструкцией и исправный винты

### 2.3 Выводы по главе 2

1. Разработанное ПО для пакета MATLAB/Simulink (см. Приложение Б) позволяет моделировать процесс полета квадрокоптера, включая моделирование отказов. Адаптированное для исполнения в полетном контроллере, это ПО может стать частью проблемно-ориентированной системы управления отказоустойчивой конфигурации квадрокоптера;
2. Даже частичный отказ одного из винтов квадрокоптера в полете без действия алгоритмов спасения приводит к его падению. Вертикальная скорость падения сравнима со скоростью свободного падения, а последствия – катастрофичны (см. п. 2.1.2, замечание 2.3);
3. Математическое моделирование показало возможность посадки квадрокоптера при двух работающих двигателях из четырех. Прак-

тически такая посадка возможна при выполнении требований к аппаратной составляющей отказоустойчивой конфигурации (см. п. 1.1.3, 1.1.4). Возможность реализации такого подхода на существующих полетных контроллерах (напр. Ardupilot) требует их доработки;

4. Представлены два основных результата данной работы: алгоритмы спасения квадрокоптера при отказе одного или двух диагональных винтов. Описаны алгоритмы спасения в ручном (см. п. 2.1.3) и автоматическом режиме (см. п. 2.1.4). Предложена возможная последовательность их работы с учетом их сильных и слабых сторон;
5. 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;
6. ПИД-регулятор квадрокоптера может быть использован не только для принципиального решения задачи стабилизации аппарата, но и для его профилизации, т. е. изменения характеристик в зависимости от выполняемой задачи;
7. Несмотря на существующие разработки в области автоматической настройки ПИД-регуляторов, для квадрокоптера первичная и тонкая их настройка по-прежнему остается за человеком;
8. Режим работы ПИД-регулятора с небольшим (не заметным для человеческого глаза) перерегулированием, не приводящий к существенным потерям в плавности хода аппарата, позволяет повысить устойчивость аппарата к внешним возмущениям. При этом необходимо учитывать особенности компоновки каждого конкретного аппарата (и каждой из возможных конфигураций подвеса полез-

ной нагрузки) и производить донастройку при непосредственном контроле поведения аппарата. Неизбежное негативное последствие такого режима в виде «дрожания» видеоряда, передаваемого бортовой видеокамерой может быть нивелировано использованием специальных стабилизирующих подвесных устройств и демпферов;

9. 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. Разумно предусмотреть простое переключение режимов (с/без перерегулированием) на один из тумблеров пульта управления.

### ГЛАВА 3. ПРИМЕНЕНИЕ АДАПТИВНОГО МЕТОДА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ КВАДРОКОПТЕРОМ

Ключевыми вопросами построения системы управления автономным БПЛА являются:

1. Построение стратегии управления для движения из одной заданной точки в другую;
2. Построение эффективной по заранее определенному критерию качества (например, расходу топлива) стратегии управления.

Данные вопросы особенно актуальны для отказоустойчивой конфигурации аппарата, т. к. от их решения зависит общее планирование спасения аппарата. Особую важность при работе в аварийном режиме приобретает вопрос эффективности, т. к. особенностью двигателей отказоустойчивой конфигурации является их низкий КПД в режимах частичной нагрузки (см. анализ п. 1.2.1, 1.2.2).

Очевидно, что бортовой вычислитель (контроллер) отказоустойчивой конфигурации должен иметь возможность автономного расчета стратегии управления движением до «точки спасения», а также уметь заранее оценивать необходимый для достижения этой точки запас энергии (топлива) [54].

В развитие результатов, представленных в Главе 2, проведем необходимые исследования. Для решения задачи управления далее будет использован адаптивный метод синтеза оптимальных управлений (метод Габасова) [47; 52; 60; 75]. Опишем этот метод.



### 3.1 Адаптивный метод (метод Габасова)

#### 3.1.1 Постановка задачи

Рассмотрим задачу оптимального управления вида [47]:

$$\begin{aligned}
 c^T x(t^*) &\rightarrow \max_u, \\
 \dot{x} &= A(t)x + b(t)u, \\
 x(t_*) &= x_0, \quad Hx(t^*) = g, \quad L_1 \leq u(t) \leq L_2, \\
 x \in \mathbb{R}^n, \quad u \in \mathbb{R}, \quad \text{rank } H &= m < n, \quad t \in [t_*, t^*].
 \end{aligned} \tag{3.1}$$

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:

$$u(t) = u(t_* + (k - 1)h) = u_k, \quad t \in [t_* + (k - 1)h, t_* + kh), \quad k = \overline{1, N}. \tag{3.2}$$

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 (3.2).

Под *задачей субоптимального управления* будем понимать задачу поиска такого  $u^\varepsilon(t)$ , что  $c^T x(t^*, u^0) - c^T x(t^*, u^\varepsilon) \leq \varepsilon$ .

В дальнейшем будем решать одну из этих задач. Метод предложенный Р. Габасовым заключается в сведении задачи оптимального управления (3.1) к задаче линейного программирования и решению этой задачи специально разработанным им адаптивным методом [47].

### 3.1.2 Общий алгоритм метода

Будем называть *интервальной задачей линейного программирования* (ИЗЛП) задачу вида [75]:

$$\begin{aligned} c^T x &\rightarrow \max_x, \\ b_* &\leq Ax \leq b^*, \\ d_* &\leq x \leq d^*. \end{aligned} \tag{3.3}$$

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 (3.3) будем называть такой план  $x^0$ , что  $c^T x^0 \geq c^T x$ ,  $\forall x$  из множества планов. *Субоптимальным планом* задачи (3.3) будем называть такой план  $x^\varepsilon$ , что  $c^T x^0 - c^T x^\varepsilon \leq \varepsilon$ .

Для решения ИЗЛП будем использовать адаптивный метод решения, предложенный в работе Габасова [75].

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

**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:

$$\begin{aligned} & \tilde{c}^T \tilde{x} \rightarrow \max, \\ & b_* \leq AU^0 \leq b^*, \\ & \begin{pmatrix} d_* \\ \mathbb{O}_{k \times 1} \end{pmatrix} \leq \tilde{x} \leq \begin{pmatrix} d^* \\ |w^0| \end{pmatrix}. \end{aligned} \quad (3.4)$$

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 (3.4), 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 (3.3).

2. Если  $c^T x > 0$ , то для задачи (3.3) 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 (3.3):  $I = \langle 1, 2, \dots, m \rangle$ ,  $J = \langle 1, 2, \dots, n \rangle$ .

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 (3.1).

Обозначим  $I_n = I \setminus I_{op}$ ,  $J_n = J \setminus J_{op}$ . Введем также понятия вектора затрат  $z = Ax$ , вектора потенциалов

$$u = u(I) = (u(I_{op}, u(I_n))) = (u_{op}, u_n), \quad u_{op}^T = c_{op}^T A_{op}^{-1}, \quad u_n = 0,$$

и вектора оценок

$$\Delta = \Delta(J) = (\Delta(J_{op}), \Delta(J_n)) = (\Delta_{op}, \Delta_n), \quad \Delta_{op} = 0, \quad \Delta_n^T = c_n^T - u_{op}^T A(I_{op}, J_n).$$

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

**Теорема [75].** Для оптимальности плана  $x$  достаточно существования такой опоры  $K_{op}$ , при которой на опорном плане  $\{x, K_{op}\}$  выполняются соотношения

$$\begin{cases} u_i \leq 0 & \text{при } z_i = b_{*i}, \\ u_i \geq 0 & \text{при } z_i = b_i^*, \\ u_i = 0 & \text{при } b_{*i} < z_i < b_i^*, i \in I_{op}; \end{cases} \quad (3.5)$$

$$\begin{cases} \Delta_j \leq 0 & \text{при } x_j = d_{*j}, \\ \Delta_j \geq 0 & \text{при } x_j = d_j^*, \\ \Delta_j = 0 & \text{при } d_{*j} < x_j < d_j^*, j \in J_n. \end{cases} \quad (3.6)$$

Обратно, если  $x$  — оптимальный план, и при некоторой опоре  $K_{op}$  пара  $\{x, K_{op}\}$  — невырожденный опорный план, то на этом плане выполняются соотношения (3.5), (3.6).

Вторая фаза метода является итеративной. На вход каждой итерации подается допустимый план  $x$  и опора  $K_{op}$ . Итерация состоит из двух частей: процедуры замены плана и процедуры замены опоры. На выходе имеем новый план  $\bar{x}$  и новую опору  $\bar{K}_{op} = \{\bar{I}_{op}, \bar{J}_{op}\}$ .

### – Замена плана

1. Используя опору  $K_{op}$ , векторы оценок  $\Delta$  и потенциалов  $u$  построим векторы  $\xi_{op} = \xi(I_{op})$  и  $\varkappa_n = \varkappa(J_n)$  с компонентами

$$\begin{cases} \xi_i = b_{*i}, & \text{если } u_i < 0, \\ \xi_i = b_i^*, & \text{если } u_i > 0, \\ \xi_i \in [b_{*i}, b_i^*], & \text{если } u_i = 0, i \in I_{op}; \end{cases}$$

$$\begin{cases} \varkappa_j = d_{*j}, & \text{если } \Delta_j < 0, \\ \varkappa_j = d_j^*, & \text{если } \Delta_j > 0, \\ \varkappa_j \in [d_{*j}, d_j^*], & \text{если } \Delta_j = 0, j \in J_n. \end{cases}$$

Опорную компоненту  $\varkappa_{op} = \varkappa(J_{op})$  найдем из равенства  $\xi_{op} = A_{op}\varkappa_{op} + A(I_{op}, J_n)\varkappa_n$ , т.е.  $\varkappa_{op} = A_{op}^{-1}\xi_{op} - A_{op}^{-1}A(I_{op}, J_n)\varkappa_n$ . По вектору  $\varkappa = (\varkappa_{op}, \varkappa_n)$  найдем  $\xi_n = \xi(I_n) = A(I_n, J)\varkappa$ . Вектор  $\varkappa$  назовем *сопровождающим псевдопланом*,  $\xi = (\xi_{op}, \xi_n)$  — *сопровождающим вектором псевдозатрат*.

Нетрудно заметить, что вектор  $\varkappa$  удовлетворяет критерию оптимальности, но при этом может не принадлежать множеству допустимых решений, т. к. не гарантировано выполнение основных ограничений по опорным компонентам и прямых ограничений по неопорным компонентам. В

случае если псевдоплан является планом задачи (1.1.1), он является и оптимальным планом, тогда  $x^0 = \varkappa$ .

2. Если псевдоплан  $\varkappa$  не принадлежит множеству допустимых решений, находится точка пересечения отрезка, соединяющего допустимый план и псевдоплан, с границей области допустимых планов, т. е. такое число  $\theta \in [0; 1]$ , что точка  $x + \theta(\varkappa - x)$  будет лежать на границе множества планов. Новый план  $\bar{x} = x + \theta(\varkappa - x)$

### – Замена опоры

1. Проверим опорный план  $\{x, K_{op}\}$  на оптимальность. Если на каком-то  $i_0 \in I_{op}$  нарушается условие (3.5), положим  $k_0 = i_0$ . Если на каком-то  $j_0 \in J \setminus J_{op}$  нарушается условие (3.6), положим  $k_0 = j_0$ . В случае, если условия (3.5), (3.6) не нарушаются  $x$  — оптимальный план, а  $K_{op}$  — оптимальная опора.
2. Как было сказано выше, точка  $\bar{x}$  будет лежать на границе области допустимых решений. Значит, найдется такое  $i_* \in I_n$ , что двустороннее неравенство  $b_{*i_*} \leq A(i_*, J)\bar{x} \leq b_{i_*}^*$  примет знак равенства на одном из краев, либо найдется такое  $j_* \in J_{op}$ , что  $d_{*j_*} \leq \bar{x} \leq d_{j_*}^*$  примет знак равенства на одном краю. В первом случае положим  $k_* = i_*$ , во втором —  $k_* = j_*$

Возможны четыре случая изменения опоры:

1.  $k_0 = j_0 \in J_n$ ,  $k_* = j_* \in J_{op}$ . В этом случае  $\bar{I}_{op} = I_{op}$ ,  $\bar{J}_{op} = (J_{op} \setminus j_*) \cup j_0$ . В опорной матрице  $A_{op}$  заменяется столбец.
2.  $k_0 = j_0 \in J_n$ ,  $k_* = i_* \in I_n$ . В этом случае  $\bar{I}_{op} = I_{op} \cup i_*$ ,  $\bar{J}_{op} = J_{op} \cup j_0$ . В опорную матрицу добавляются строка и столбец.

3.  $k_0 = i_0 \in I_{op}$ ,  $k_* = j_* \in J_{op}$ . В этом случае  $\bar{I}_{op} = I_{op} \setminus i_0$ ,  $\bar{J}_{op} = J_{op} \setminus j_*$ . Из опорной матрицы удаляются строка и столбец.
4.  $k_0 = i_0 \in I_{op}$ ,  $k_* = i_* \in I_n$ . В этом случае  $\bar{I}_{op} = (I_{op} \setminus i_0) \cup i_*$ ,  $\bar{J}_{op} = J_{op}$ . В опорной матрице заменяется строка.

### Условие выхода из цикла

После каждой замены плана и опоры необходимо находить  $\beta = c^T(x^n - \varkappa^n)$ , где  $x^n$  и  $\varkappa^n$  соответственно план и псевдоплан на  $n$ -ом шаге. При  $\beta = 0$  процесс останавливается, оптимальное решение  $x^0 = x^n$ . При поиске субоптимального решения процесс останавливается, как только  $\beta < \varepsilon$  и  $x^\varepsilon = x^n$ .

Доказано, что процесс сходится за конечное количество шагов [75].

### 3.1.3 Ключевые особенности метода

Часто на практике параметры системы (3.3) 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.

Ещё раз отметим, что применительно к задачам оптимального управления, общая схема метода выглядит следующим образом. На первом этапе выполняется сведение динамической задачи (3.1) к ИЗЛП (3.3) [47], а на втором этапе ИЗЛП решается адаптивным методом Габасова. Примеры сведения динамической задачи оптимального управления к ИЗЛП можно найти у авторов метода [47], а также в прикладных исследованиях [95], [96].

### 3.2 Задача управления электродвигателем

Установленные на квадрокоптере электронные регуляторы хода (4 шт. по одному на каждый электродвигатель) фактически представляют из себя отдельные микроконтроллеры со своей программой управления. Основная задача блоков ЭРХ – «преобразовать» слаботочный управляющий сигнал полетного контроллера (ШИМ, цифровые виды Dshot\*, Oneshot\*, Multishot и др.) в трехфазную силовую цепь питания электродвигателя. Алгоритмы такого преобразования могут быть различны и достаточно сложны. Некоторые виды ЭРХ (напр. ЭРХ с ПО VLHeli-32) имеют собственные датчики и телеметрию. При этом исходный код их ПО – закрыт [97].

Очевидно, что при разработке отказоустойчивой конфигурации квадрокоптера невозможно обойти стороной вопрос алгоритмов, определенных в ПО ЭРХ. При этом интерес представляет не только базовые вопросы надежности ЭРХ: отсутствие сбоев синхронизации, сбоев от наводок и т. п., но и интересен вопрос внедрения в ПО ЭРХ возможностей по оптимальному управлению электромотором.

С этой целью приведем практический пример применения описанного выше адаптивного метода для решения задачи управления электродвигателем [58]. Рассмотрим задачу поворота вала электродвигателя постоянного



тока на максимальный угол за заданное время. Динамика этого процесса описывается следующей системой [98]:

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

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

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 ниже. В качестве параметров системы были взяты значения  $T = 10$ ,  $b = 2,5$ ,  $N = 30$ .

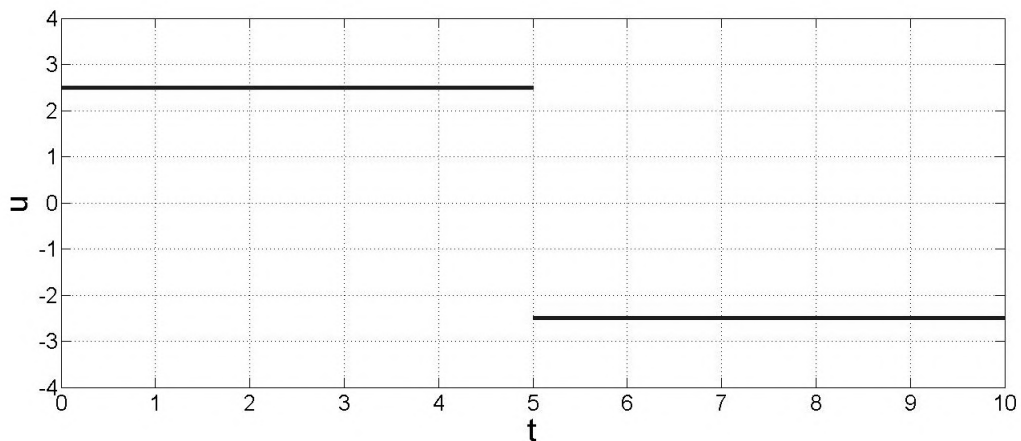


Рисунок 3.1 — Оптимальное управление

Таким образом, успешно решена задача управления электродвигателем с использованием критерия качества: поворота на максимальный угол за заданное время. Управляющие сигналы оказались достаточно очевидны (см. рис. 3.1): разгон вала до момента времени 5 с и торможение с момента времени 5 с до окончания промежутка моделирования в 10 с. Данный пример можно считать иллюстративным, он показывает применимость метода для решения данной задачи. Для внедрения в ПО ЭРХ, с практической точки

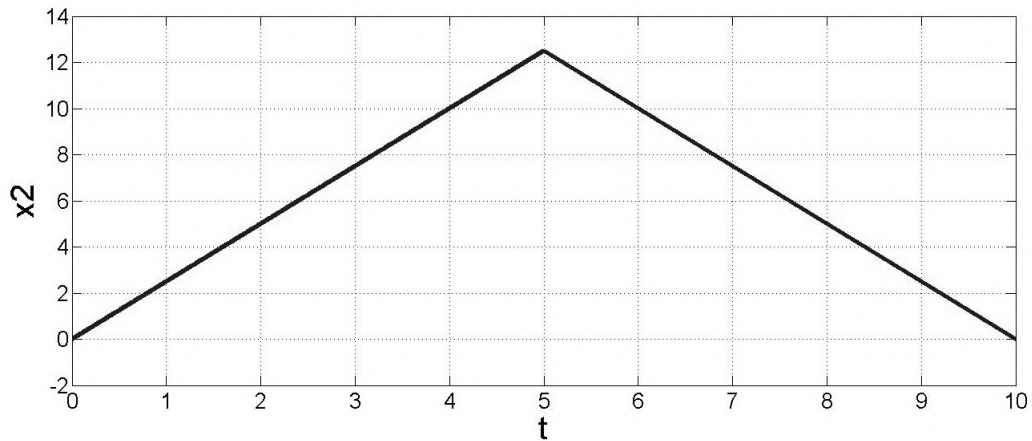


Рисунок 3.2 — Зависимость угловой скорости от времени

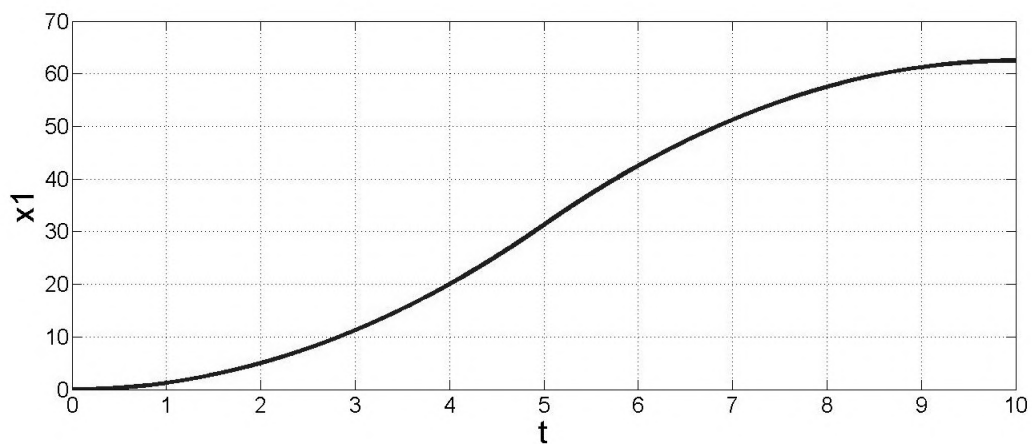


Рисунок 3.3 — Зависимость угла поворота от времени

зрения могут быть интересны режимы с использованием других критериев качества и ограничений.

**Замечание 3.1.** Исходя из вида полученного графика зависимости угловой скорости от времени (см. рис. 3.2), можно сделать вывод о возможности приближения таких и других более сложных зависимостей по формуле (2.1). Таким образом, выбранный ранее способ приближения угловых скоростей  $\Omega_i$  п. 2.1 можно считать корректным и допустимым в практическом смысле.

### 3.3 Управление квадрокоптером

#### 3.3.1 Штатный режим управления

Рассмотрим систему (1.1) и введем новые обозначения фазовых переменных:

$$\begin{aligned} \mathbf{y} &= (y_1, y_2, y_3, y_4, y_5, y_6, y_7, y_8, y_9, y_{10}, y_{11}, y_{12})^T = \\ &= (x, V_x, y, V_y, z, V_z, \varphi, \omega_\varphi, \theta, \omega_\theta, \psi, \omega_\psi)^T, \end{aligned}$$

а также новое обозначение для вектора управления:

$$\mathbf{v} = (v_1, v_2, v_3, v_4)^T = (U_1, U_2, U_3, U_4)^T.$$

Тогда система (1.1) может быть представлена в следующем виде:

$$\dot{\mathbf{y}} = F(\mathbf{y}, \mathbf{v}). \quad (3.7)$$

Теперь рассмотрим проблему стабилизации точки равновесия  $(x_0, y_0, z_0, \psi_0)$  системы (1.1), где все величины постоянны. Эта точка соответствует вектору

$$\mathbf{y}^0 = (x_0, 0, y_0, 0, z_0, 0, 0, 0, 0, 0, \psi_0, 0)^T.$$

Вектор  $\mathbf{y}^0$  может быть рассмотрен в качестве программного режима системы (3.7). Легко проверить, что программный режим  $\mathbf{y}^0$  обеспечивается управлением  $\mathbf{v}^0 = (U_1^*, 0, 0, 0)$ ,  $U_1^* = mg$ .

Предположим, что  $\mathbf{y}$  теперь является состоянием системы (3.7) в окрестности точки равновесия  $\mathbf{y}^0$ . Для того чтобы решить проблему стабилизации точки равновесия  $\mathbf{y}^0$ , напишем систему в отклонениях. В этой цели введем замену переменных:

$$\mathbf{x} = \mathbf{y} - \mathbf{y}^0, \quad \mathbf{u} = \mathbf{v} - \mathbf{v}^0. \quad (3.8)$$

Тогда система (1.1) или (3.7) может быть переписана в виде (3.9)

$$\left\{ \begin{array}{l}
\dot{x}_1 = x_2, \\
\dot{x}_2 = (\sin(x_{11} + \psi_0) \sin x_7 + \\
\quad + \cos(x_{11} + \psi_0) \sin x_9 \cos x_7)(u_1 + U_1^*), \\
\dot{x}_3 = x_4, \\
\dot{x}_4 = (-\cos(x_{11} + \psi_0) \sin x_7 + \\
\quad + \sin(x_{11} + \psi_0) \sin x_9 \cos x_7)(u_1 + U_1^*), \\
\dot{x}_5 = x_6, \\
\dot{x}_6 = \cos x_9 \cos x_7(u_1 + U_1^*) - mg, \\
\dot{x}_7 = x_8, \\
\dot{x}_8 = \frac{1}{I_{xx}}[(I_{yy} - I_{zz})x_{10}x_{12} + J_{TP}x_{10}\Omega + u_2], \\
\dot{x}_9 = x_{10}, \\
\dot{x}_{10} = \frac{1}{I_{yy}}[(I_{zz} - I_{xx})x_8x_{12} + J_{TP}x_8\Omega + u_3], \\
\dot{x}_{11} = x_{12}, \\
\dot{x}_{12} = \frac{1}{I_{zz}}[(I_{xx} - I_{yy})x_8x_{10} + u_4],
\end{array} \right. \quad (3.9)$$

или, в векторной форме:

$$\dot{\mathbf{x}} = G(\mathbf{x}, \mathbf{u}). \quad (3.10)$$

Очевидно, что по построению  $G(\mathbf{0}, \mathbf{0}) = \mathbf{0}$ .

Для (3.10) получим систему линейной аппроксимации:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu}, \quad (3.11)$$

где

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & mg \sin \psi_0 & 0 & mg \cos \varphi_0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -mg \cos \psi_0 & 0 & mg \sin \psi_0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{B} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1/I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/I_{zz} \end{pmatrix}.$$

Далее основная идея заключается в применении адаптивного метода Габасова для решения задачи стабилизации нулевого решения системы (3.11) с последующим использованием того же стабилизирующего управления в системе (3.10), а потом и в (3.7) с учетом замены (3.8).

Пусть  $\mathbf{x}^0$  – точка, находящаяся в окрестности точки равновесия  $\mathbf{x} = \mathbf{0}$ . Необходимо переместить систему (3.10) из  $\mathbf{x}^0$  в  $\mathbf{0}$  за ограниченное время. Рассмотрим движение на отрезке времени:  $[t_*, t^*]$ . Поставим целью управления минимизацию расхода топлива (энергии батарей), т. е.

$$\int_{t_*}^{t^*} (|u_1| + |u_2| + |u_3| + |u_4|) dt \rightarrow \min_u, \quad (3.12)$$

$$L_{*i} \leq u_i \leq L_i^*, \quad i = \overline{1,4}.$$

*Алгоритм.* Выберем целое число  $N > 0$ .

1-й Шаг. Построим оптимальное управление для линеаризованной системы (3.11) с функционалом (3.12) и с граничными условиями  $\mathbf{x}(t_*) = \mathbf{x}^0$ ,  $\mathbf{x}(t^*) = \mathbf{0}$ , используя адаптивный метод Габасова. Управление будем строить в классе кусочно-постоянных функций с периодом квантования  $h = (t^* - t_*)/N$ :

$$u_i(t) = u_i(t_* + (k - 1)h) = u_{ik},$$

$$t \in [t_* + (k - 1)h, t_* + kh], \quad k = \overline{1, N}, \quad i = \overline{1, 4}.$$

Затем замыкаем систему (3.10) управлением, полученным на первом шаге  $\mathbf{u}^{*1} = (u_{11}, u_{21}, u_{31}, u_{41})$ , и интегрируем замкнутую систему на интервале  $[t_*, t_* + h]$  с начальным условием  $\mathbf{x}(t_*) = \mathbf{x}^0$ . Интегральную кривую обозначим как  $\mathbf{x}^*(\mathbf{t})$ . Пусть  $\mathbf{z}^1 = \mathbf{x}^*(t_* + h)$ .

2-й Шаг. Найдем оптимальное управление для линеаризованной системы (3.11) с граничными условиями  $\mathbf{x}(t_* + h) = \mathbf{z}^1$ ,  $\mathbf{x}(t^*) = \mathbf{0}$  в классе кусочно-постоянных функций с периодом дискретизации  $h$ :

$$u_i(t) = u_i(t_* + (k - 1)h) = u_{ik},$$

$$t \in [t_* + (k - 1)h, t_* + kh], \quad k = \overline{2, N}, \quad i = \overline{1, 4}.$$

Затем замыкаем систему (3.10) управлением, полученным на втором шаге  $\mathbf{u}^{*2} = (u_{12}, u_{22}, u_{32}, u_{42})$ , и интегрируем замкнутую систему на интервале  $[t_* + h, t_* + 2h]$  с начальным условием  $\mathbf{x}(t_* + h) = \mathbf{z}^1$ . Пусть  $\mathbf{z}^2 = \mathbf{x}(t_* + 2h)$ . Далее перейдем к следующему шагу, аналогичному второму.

*N*-й Шаг. Найдем оптимальное управление  $\mathbf{u}^{*N}$  и функцию  $\mathbf{x}^*(t)$  на интервале  $[t_* + (N - 1)h, t^*]$ . Этот шаг является окончательным, потому что оптимальное управление  $\mathbf{u}^* = \mathbf{u}^{*k}$ ,  $t \in [t_* + (k - 1)h, t_* + kh)$ ,  $k = \overline{1, N}$  построено.

В качестве примера рассмотрим задачу со следующими параметрами:  $m = 1$  кг,  $l = 0,6$  м,  $b = 26,5 \cdot 10^{-6}$  Н·мс<sup>2</sup>,  $d = 0,6 \cdot 10^{-6}$  Н·мс<sup>2</sup>,  $I_{xx} = I_{yy} = I_{zz} = 0,1$  Н·мс<sup>2</sup>,  $J_{TP} = 0,005$  Н·мс<sup>2</sup>, скорость пропеллера 5000 об./с.

Пусть

$$\mathbf{x}^0 = (0.01, 0, 0, 0, 0, 0, 0.0001, 0, 0, 0, 0, 0)^T,$$

$$\psi_0 = 0, \quad t_* = 0, \quad t^* = 10, \quad N = 20.$$

Алгоритм, описанный в предыдущем разделе, был реализован в среде Matlab. Результаты моделирования приведены на графиках (рис. 3.4, 3.5, 3.6).

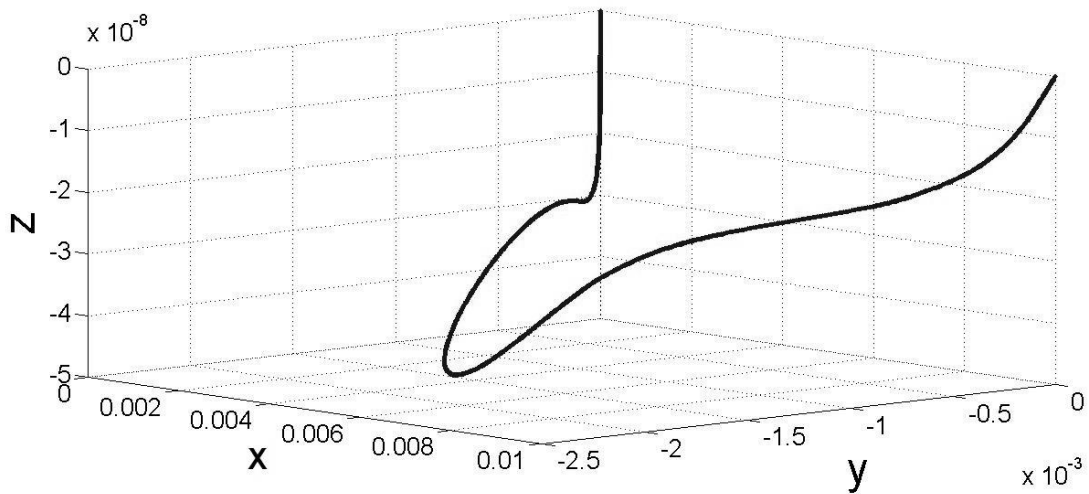


Рисунок 3.4 — Фазовое пространство  $(x, y, z)$

Таким образом, получаем успешное решение задачи управления: перевод аппарата из одной точки в другую (см. рис. 3.4). Метод Габасова может

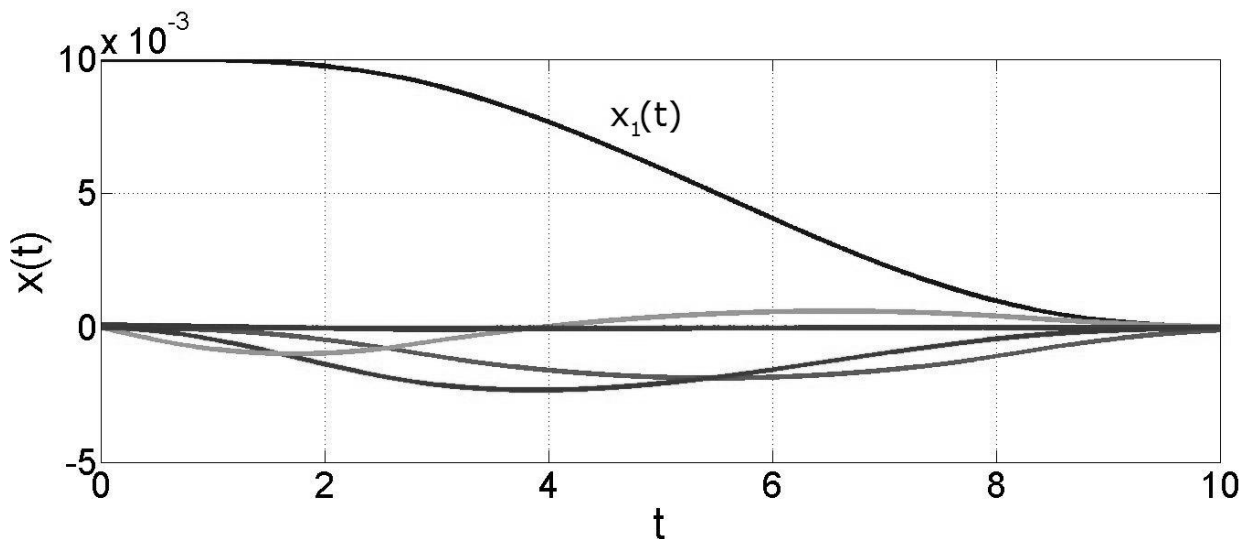


Рисунок 3.5 — Зависимость фазовых координат от времени

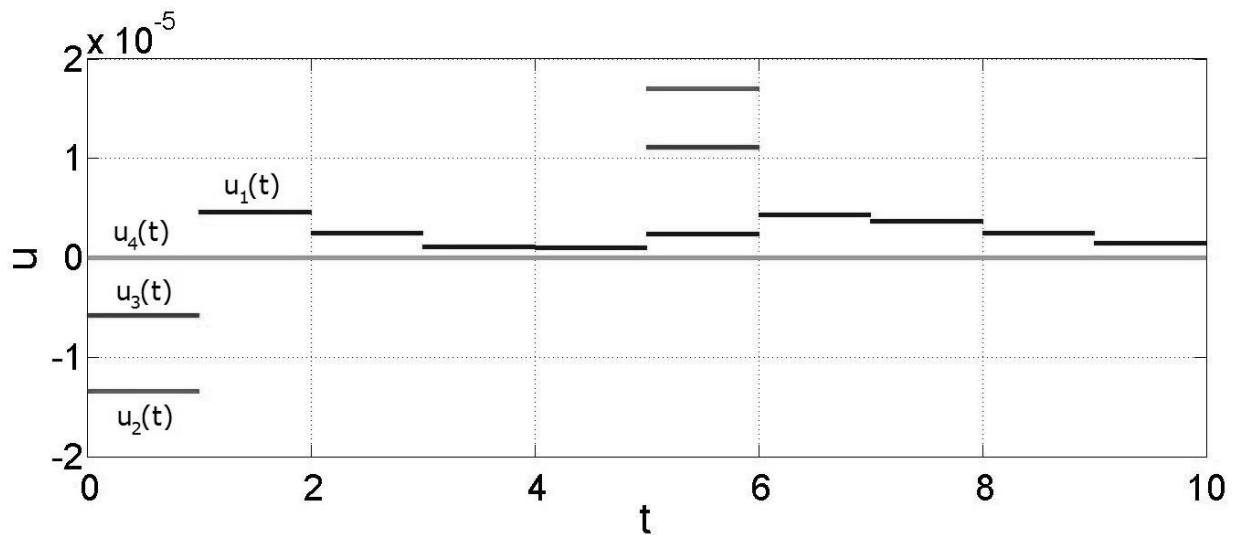


Рисунок 3.6 — Зависимость вектора управления от времени

быть применен для решения задачи оптимального управления квадрокоптером в режиме реального времени, путем построения замыканий исходной системы. Вид получаемого управления – кусочно-постоянные функции (см. рис. 3.6).

### 3.3.2 Аварийный режим управления

Обратимся к математической модели управления квадрокоптером (1.1), которая не подразумевает обязательно использовать сигналы от спутниковых навигационных систем, а также некоторых других датчиков [4;66]. Как правило, эти модели имеют достаточно общий характер и на реальных



аппаратах в полной мере не используются, но могут оказаться весьма полезны в аварийных режимах.

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 бортовому оборудованию). Известно, что для решения задачи стабилизации квадрокоптера бортовой управляющей системе аппарата достаточно данных всего с двух датчиков: 2 и 3 из приведенного списка. 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 позиционирования 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 (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 [62].

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 «ослепит» 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 подразумевает следующее поведение [70; 77]: 1) Неподвижное «зависание» в точке потери сигнала до момента его восстановления; 2) Аварийная посадка при критическом уровне заряда батарей или запаса топлива.

Предложим несколько подходов к решению задачи управления: использование математической модели квадрокоптера для непосредственного управления исполнительными механизмами в обход неисправных датчи-

ков и замена сигнала от неработающего датчика данными, полученными в результате обработки данных с других датчиков. Возможен также и синергетический подход.

Математическое моделирование в среде MATLAB показало, что система (1.1) может применяться для задачи стабилизации полета [52], 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 решена адаптивным методом [52; 56; 60] с критерием качества (3.12). Блок-схема программы приведена в Приложении А.

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. 3.7 представлена траектория движения аппарата, на рис. 3.8 приведены построенные сигналы оптимального управления. Для расчета использовались следующие параметры:  $m = 1$  кг,  $l = 0,6$  м,  $b = 26,5 \cdot 10^{-6}$  Н·с<sup>2</sup>,  $d = 0,6 \cdot 10^{-6}$  Н·мс<sup>2</sup>,  $I_{xx} = I_{yy} = I_{zz} = 0,1$  Н·мс<sup>2</sup>,  $J_{TP} = 0,005$  Н·мс<sup>2</sup>, скорость вращения пропеллеров – 5000 об./с.

Вид построенных управляющих сигналов (кусочно-непрерывные функции) обусловлен выбором метода [60; 99] и критерия качества.

**Результат моделирования.** 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.

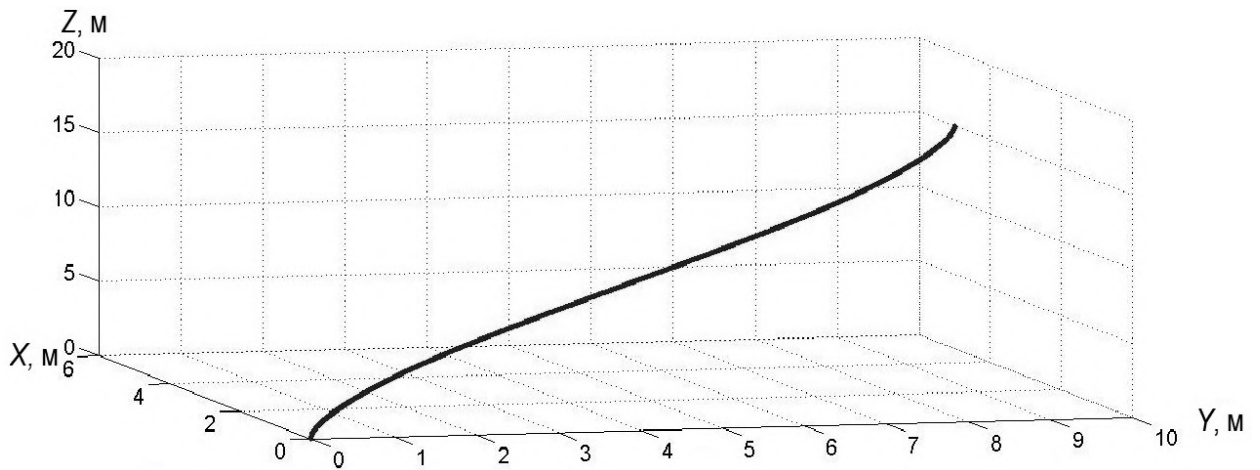


Рисунок 3.7 — Перемещение квадрокоптера

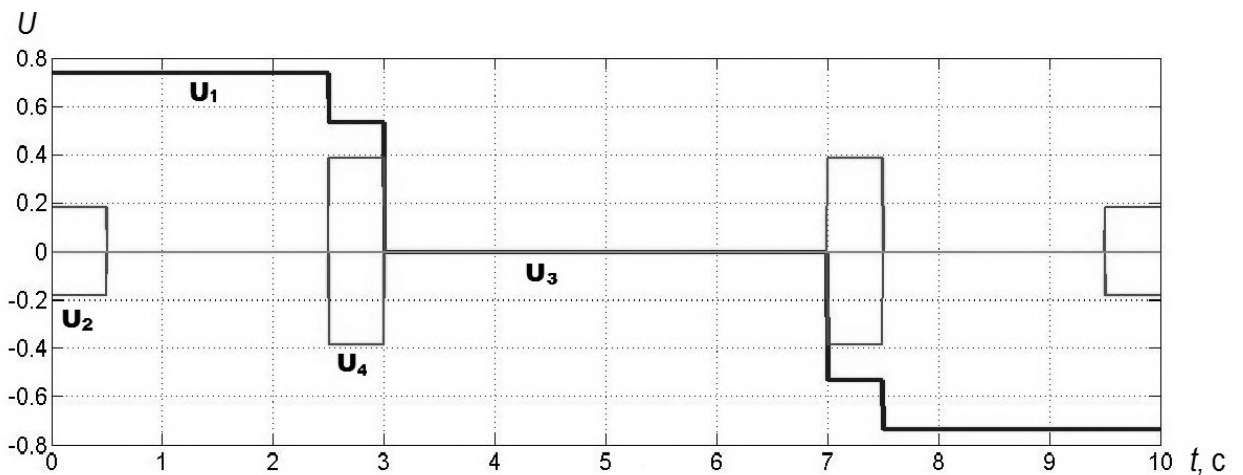


Рисунок 3.8 — Оптимальные управляющие сигналы

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

**Замечание 3.2.** 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  $\Omega_i^{PID}$  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 сигнала управления [56; 60; 99; 100].

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.

### 3.3.3 Подмена внешнего навигационного сигнала расчетными данными и 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), согласно списку п. 3.3.2. 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  $V_x, V_y, V_z, \theta, \varphi, \psi, \omega_\theta, \omega_\psi$ . 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) [101; 102].

Приведем основные результаты для построения такой системы.

ИНС моделируют уравнения движения объекта, которыми являются уравнения Ньютона для движения материальной точки в инерциальной системе координат [101; 102]

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{g} + \mathbf{p}, \quad (3.13)$$

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

$$\dot{\mathbf{r}} = \int_{t_0}^t (\mathbf{g} + \mathbf{p}) d\tau, \quad \mathbf{r} = \mathbf{r}_0 + \int_{t_0}^t \dot{\mathbf{r}} d\tau. \quad (3.14)$$

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 (3.14), 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 (3.14) и (3.13) на систему скалярных уравнений. При этом существенную роль играет вид первичной информации, который зависит от положения базового трехгранника осей чувствительности инерциальных датчиков [19].

Как правило, установленные на БПЛА датчики имеют минимальный размер (единицы мм) и жестко связаны с корпусом аппарата, т.е. речь идет о создании бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) [72]. 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. 3.9) алгоритму.

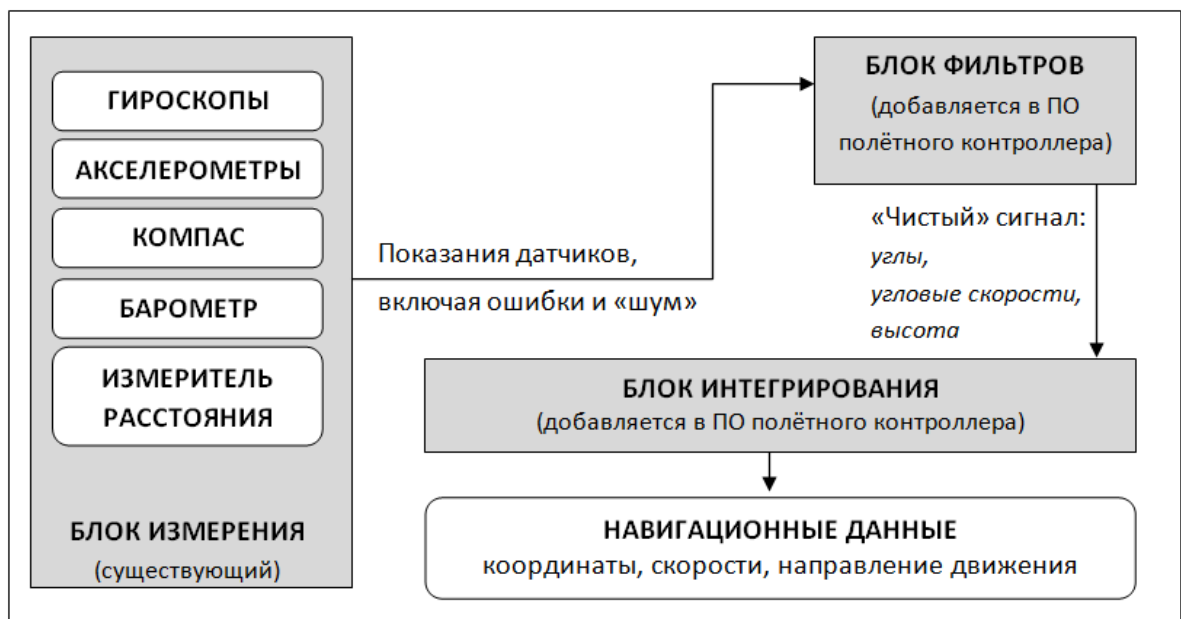


Рисунок 3.9 — Принципиальная схема системы подмены сигнала

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.

В момент потери сигнала от спутниковых систем навигации подход к решению задачи аварийного управления квадрокоптером может быть осуществлен путем переключения канала получения навигационных данных на скалярные составляющие  $(x, y, z)$  вектора  $\mathbf{r}$ , вычисленные по формуле (3.9).

Следует отметить, что в научной литературе по данной теме либо рассматриваются исключительно модельные задачи с применением различных математических методов [67; 72; 99], 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.

Синергетический подход к решению задачи аварийного управления квадрокоптером при аварии первого типа может быть осуществлен следующим образом. С одной стороны известно, что ИНС копит ошибку со временем. С другой стороны, расчет управляющих сигналов по алгоритму п. 3.3.2, представляет собой с высокой точностью построенный алгоритм управления (методическая погрешность и ошибки округления в данном контексте пренебрежимо малы). Конечно, предварительно необходимо точно подобрать параметры системы (1.1). Таким образом, для проведения аварийной посадки возможно использовать навигационные дан-



ные ИНС и рассчитывать управляющие сигналы по «идеальной» модели (1.1). Предварительно, для каждой конкретной модели аппарата можно опытным путем установить, с какого момента времени ошибка ИНС превышает определённый порог и посадка по данным ИНС невозможна. В этот момент необходимо скорректировать данные ИНС данными, рассчитанными по модели (1.1). Такая корректировка заменит традиционные для ИНС способы корректировки по спутниковым навигационным системам или системам анализа подстилающей поверхности [15]. Возможная область применимости такого подхода зависит от двух ключевых факторов: точности параметров системы (1.1) и качества уставленных на квадрокоптер гироскопов и акселерометров. Детальное изучение этого вопроса возможно только на реальном аппарате.

Заметим, что открытых данных по работе ИНС на квадрокоптерах мало. В частных проектах и исследованиях по данной тематике, как правило, применяются готовые решения в области ИНС [19]. При этом технические характеристики дополнительно устанавливаемых датчиков редко значительно 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.

### 3.4 Выводы по главе 3

1. Метод Габасова может быть применен для решения задачи оптимального управления квадрокоптером в режиме реального времени. Полученное в п. 3.3.1 линейное приближение системы (1.1) может быть использовано для решения задачи управления путем построения замыканий исходной системы;

2. Созданное на основе адаптивного метода Габасова ПО для решения задачи автономного управления квадрокоптером может быть использовано для построения стратегии управления из точки в точку. Проведено математическое моделирование процесса аварийной посадки аппарата с использованием конкретного критерия качества. Вид получаемого управления – кусочно-постоянные функции. Адаптированное для исполнения в полетном контроллере, это ПО может стать частью проблемно-ориентированной системы управления отказоустойчивой конфигурации квадрокоптера;
3. Одновременно с этим успешно решается задача оптимизации: минимизации расхода энергии батарей или топлива, что критически важно в аварийных режимах функционирования;
4. В зависимости от решаемой задачи критерий качества может быть изменен. Возможно построение стратегий управления с минимизацией расстояния, времени и любых других параметров движения;
5. При заранее известных контрольных точках можно строить оптимальную стратегию управления на весь маршрут движения, что особенно важно в аварийных режимах работы. Полученная стратегия управления совместно с добавленной программно ИНС (без дополнительных аппаратных модификаций аппарата) может быть использована для управления аппаратом при потере сигналов внешних навигационных систем;
6. Метод Габасова и ПО на его основе могут быть внедрены в состав ПО ЭРХ для построения оптимальных стратегий управления электродвигателями. Ключевой особенностью такого ПО будет использование критерия оптимальности, чего ранее для ПО данного узкоспециализированного контроллера не предлагалось. Подбор конкретного критерия качества будет зависеть от полетного задания, выполняемого аппаратом.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Подводя **итоги** работы, необходимо отметить, что несмотря на то, что все принципиальные вопросы, связанные с построением системы управления квадрокоптером успешно решены, вопросы отказоустойчивости все еще остаются актуальными. Тенденция к роботизации всех видов летательных аппаратов порождает запрос на повышение надежности всех систем. В настоящей диссертации были проведены следующие исследования:

1. Определены целевые ЛТХ отказоустойчивого аппарата;
2. Разработан подход к выбору аппаратной конфигурации отказоустойчивой модификации квадрокоптера;
3. Проведены расчеты и показана достижимость целевых ЛТХ при построении квадрокоптера из серийно производимых компонентов;
4. Проведен анализ возможных конструктивных решений при сборке квадрокоптеров, приведены рекомендации по сборке отказоустойчивых конфигураций квадрокоптеров;
5. Разработаны алгоритмы работы системы управления аппаратом, производящего аварийную посадку аппарата при двух работающих двигателях из четырёх: в ручном и автоматическом режиме.
6. Разработано ПО для проведения численных экспериментов – моделирования процесса полета квадрокоптера. Такое ПО есть часть проблемно-ориентированной системы управления квадрокоптером;
7. Проведен анализ влияния отдельных параметров стабилизирующего ПИД-регулятора на поведение аппарата в воздухе;
8. Разработан конструктивный алгоритм решения задачи настройки ПИД-регуляторов для отказоустойчивой конфигурации квадрокоптера и в зависимости от профиля решаемой задачи;
9. Разработано ПО для моделирования процесса полета квадрокоптера, основанного на применении адаптивного метода Габасова

для решения задачи оптимального управления, – часть проблемно-ориентированной системы управления отказоустойчивой конфигурации квадрокоптера.

Показано, что повышение отказоустойчивости систем управления может быть достигнуто не только универсальными подходами, такими, как многократное резервирование, контроль качества комплектующих, повышение квалификации операторов, но и более фундаментальными. Возможность посадки квадрокоптера на двух винтах из четырех – яркий тому пример.

Особым 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. При отсутствии внешних навигационных данных, данные ИНС и алгоритмы расчета управляющих сигналов согласно п. 3.3.2 могут быть применены для проведения аварийной посадки. Фактическая точность такой системы может оказаться невысока, но и затраты на ее внедрение сводятся к затратам на обновление программы управления.

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 решаемой 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.

Таким образом, в настоящей работе **решена прикладная задача** построения проблемно-ориентированной системы управления квадрокоптером (повышение отказоустойчивости) и раскрыт вопрос выбора аппаратной составляющей для такого БПЛА.

**Перспективой разработки данной тематики** является практическая реализация представленных результатов: сборка и настройка отказоустойчивой конфигурации квадрокоптера. Настоящая диссертация фактически представляет собой методическое пособие для такой работы и в каждой главе содержит необходимые **рекомендации для дальнейшей разработки** в виде отдельных замечаний и выводов. Последовательность изложения результатов в диссертации соответствует этапам сборки аппарата: от выбора аппаратной конфигурации до всесторонней настройки системы управления. В перспективе такая работа потребует глубокой инженерной проработки: не каждый полетный контроллер и ЭРХ сможет работать в аварийном режиме. Необходимо будет глубоко модернизировать ПО полетного контроллера и ЭРХ, что возможно только на оборудовании с открытым ПО. Особый интерес при дальнейшей разработке темы представляет вопрос о возможности перехода от штатного режима управления к аварийному. Необходимо детально рассмотреть переходные процессы при различных скоростях движения и на квадрокоптерах различных аппаратных конфигураций. Проработка этого вопроса потребует провести целую серию экспериментов, своего рода «краш-тестов» для определения границ возможного перехода.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. De Garmo Matthew T. Issues concerning integration of unmanned aerial vehicles in civil airspace. — Center for Advanced Aviation System Development, 2004. — 98 pp.
2. Weibel Roland E., Hansman John R. Safety consideration for operation of unmanned aerial vehicles in the national airspace system: Ph.D. thesis / Massachusetts Institute of Technology. — USA, 2005. — 03. — 107 pp.
3. Tsach S., Penn D., Levy A. Advanced technologies and approaches for next generation uavs // International congress of aeronautical sciences. — 2002. — Pp. 1–10.
4. Bresciani T. Modeling, identification and control of a quadrotor helicopter. — Master's thesis, Lund University, Sweden, Lund, 2008. — 184 pp.
5. Olfati-Saber R. Nonlinear Control of the Under-actuated Mechanical System with Application to Robotics and Aerospace Vehicles. — Master's thesis, Massachusetts Institute of Technology, 2005. — 316 pp.
6. Lee Daewon, Jin Kim H., Sastry Shankar. Feedback linearization vs. adaptive sliding mode control for a quadrotor helicopter // International Journal of Control, Automation and Systems. — 2009. — 06. — Vol. 7. — Pp. 419–428.
7. Белинская Ю. С., Четвериков В. Н. Управление четырехвинтовым вертолетом // Наука и образование. — 2012. — № 5. — С. 157–171.
8. Zulu Andrew, John Samuel. A Review of Control Algorithms for Autonomous Quadrotors // Open Journal of Applied Sciences. — 2014. — 01. — Vol. 04. — Pp. 547–556. — URL: <http://arxiv.org/abs/1602.02622>.
9. Квадрокоптеры: история, устройство, управление, перехват, примеры / А. Н. Красовский, В. В. Прохоров, Н. А. Красовский,

- О. А. Сулова. — Екатеринбург: Уральский государственный аграрный университет, 2016. — 32 с.
10. Bouabdallah Samir, Siegwart Roland. Full control of a quadrotor // 2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. — 2007. — 10. — Pp. 153–158.
  11. Verdan Sikiric. Control of Quadrocopter. — Master's thesis, School of Computer Science and Communication, Stockholm, Sweden, 2008. — 88 pp.
  12. Vision-Controlled Micro Flying Robots From System Design to Autonomous Navigation and Mapping in GPS-Denied Environments / Davide Scaramuzza, Michael Achtelik, Lefteris Doitsidis et al. // IEEE Robotics and Automation Magazine. — 2014. — 09. — Pp. 26–40.
  13. Real-Time Control of a Small-Scale Helicopter Having Three Rotors / Sergio Salazar, Farid Kendoul, R. Lozano, Isabelle Fantoni // 2006 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. — 2006. — 11. — Pp. 2924–2929.
  14. Яценков В. С. Электроника. Твой первый квадрокоптер. Теория и практика. — СПб.: БХВ-Петербург: Машиностроение, 2017. — 256 с.
  15. Сайфеддин Д. Мехатронная система управления полетом квадрокоптера и планирование траектории методами оптической одометрии: Ph.D. thesis / Южно - Российский государственный политехнический университет (НПИ) имени М.И. Платова. — Новочеркасск, 2015. — 187 pp.
  16. Müller Mark Wilfried. Increased autonomy for quadcopter systems: trajectory generation, fail-safe strategies and state estimation: Ph.D. thesis / Institute for Dynamic Systems and Control (ETH Zurich). — 2016. — 193 pp.

17. Freddi Alessandro, Longhi Sauro, Monteriù Andrea. Actuator fault detection system for a mini-quadrotor // IEEE International Symposium on Industrial Electronics. — 2010. — 07. — Pp. 2055–2060.
18. Fault tolerant control of a quadrotor UAV using sliding mode control / F. Sharifi, Mostafa Mirzaei, Brandon Gordon, Youmin Zhang // 2010 Conference on Control and Fault-Tolerant Systems (SysTol). — 2010. — 11. — Pp. 239–244.
19. Чао Хайанг, Купманс Кэлвин, Ди Лонг, Чен Янг Кван. Сравнительная оценка бюджетных инерциальных измерительных блоков для беспилотных летательных аппаратов. — URL: <https://blaskor.ru/sravnitelnaya-otsenka-byudzhetnykh-inertsialnykh-izmeritelnykh-blokov-dlya-bespilotnykh-letatelnykh-apparatov.html> (online; accessed: 18.02.2021).
20. Blanke Mogens, Staroswiecki Marcel, Wu N. Concepts and methods in fault-tolerant control // Proceedings of the American Control Conference. — 2001. — 02. — Vol. 4. — Pp. 2606–2620.
21. Ranjbaran Mina, Khorasani K. Fault Recovery of an Under-Actuated Quadrotor Aerial Vehicle // Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control. — 2010. — 12. — Pp. 4385–4392.
22. Mueller Mark, D’Andrea Raffaello. Stability and control of a quadcopter despite the complete loss of one, two, or three propellers // Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation. — 2014. — 05. — Pp. 45–52.
23. Ranjbaran Mina, Khorasani K. Fault Recovery of an Under-Actuated Quadrotor Aerial Vehicle // Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control. — 2010. — 12. — Pp. 4385–4392.



24. Freddi Alessandro, Lanzon Alexander, Longhi Sauro. A feedback linearization approach to fault tolerance in quadrotor vehicles // IFAC Proceedings Volumes (IFAC-PapersOnline). — 2011. — 08. — Vol. 18. — Pp. 5413–5418.
25. Marks Aryeh, Whidborne James, Yamamoto Ikuo. Control allocation for fault tolerant control of a VTOL octorotor // Proceedings of the 2012 UKACC International Conference on Control, CONTROL 2012. — 2012. — 09. — Pp. 357–362.
26. Izadi Hojjat. Fault Tolerant Model Predictive Control of Quad-Rotor Helicopters with Actuator Fault Estimation // IFAC Proceedings Volumes. — 2011. — 08. — Vol. 44. — Pp. 6343–6348.
27. Robust Stabilization of A Quadrotor Aerial Vehicle in Presence of Actuator Faults / Hicham Khebbache, B. Sait, Yacef Fouad, Y. Soukkou // International Journal of Information Technology, Control and Automation (IJITCA). — 2012. — 04. — Vol. 2. — Pp. 1–13.
28. Zhang Youmin, Chamseddine Abbas. Fault Tolerant Flight Control Techniques with Application to a Quadrotor UAV Testbed // Automatic Flight Control Systems — Latest Developments. — 2012. — 01. — Pp. 119–150.
29. Lanzon Alexander, Freddi Alessandro, Longhi Sauro. Flight Control of a Quadrotor Vehicle Subsequent to a Rotor Failure // Journal of Guidance Control and Dynamics. — 2014. — 03. — Vol. 37. — Pp. 580–591.
30. Mueller Mark, D’Andrea Raffaello. Stability and control of a quadcopter despite the complete loss of one, two, or three propellers // Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation. — 2014. — 05. — Pp. 45–52.
31. Lippiello Vincenzo, Ruggiero Fabio, Serra Diana. Emergency Landing for a Quadrotor in Case of a Propeller Failure: A Backstepping Approach //

- IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems. — 2014. — 09. — Pp. 4782–4788.
32. Lippiello Vincenzo, Ruggiero Fabio, Serra Diana. Emergency Landing for a Quadrotor in Case of a Propeller Failure: A PID Based Approach // 12th IEEE International Symposium on Safety, Security and Rescue Robotics, SSRR 2014 - Symposium Proceedings. — 2014. — 10. — Pp. 1–7.
33. Спиридонов Р. Е., Белых И. В. Алгоритм управления квадрокоптером в аварийной ситуации // Всероссийская научная конференция по проблемам управления в технических системах. — 2015. — № 1. — С. 441–445.
34. Морозов Ю. В. Экстренное управление квадрокоптером при отказе двух симметричных винтов // Автоматика и телемеханика. — 2018. — № 3. — С. 92–110.
35. Blagitko B., Mochulsky Yu. Ensuring the safe landing of the quadcopter in an accident // Electronics and Control Systems. — 2018. — 12. — Vol. 3. — Pp. 142–147.
36. Active Fault Tolerant Control of a quadrotor UAV based on gainscheduled PID control / I. Sadeghzadeh, A. Mehta, Abbas Chamseddine, Youmin Zhang // Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering. — 2012. — 04. — Pp. 1–4.
37. Castillo Garcia Pedro, Lozano R., Dzul Alejandro. Stabilization of a mini-rotorcraft having four rotors // 2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). — 2004. — 10. — Vol. 3. — Pp. 2693–2698.
38. Martin Philippe, Salaün E. The true role of accelerometer feedback in quadrotor control // 2010 IEEE International Conference on Robotics and Automation. — 2010. — Pp. 1623–1629.

39. Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvering / Haomiao Huang, Gabriel Hoffmann, Steven Waslander, C. J. Tomlin // Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation. — 2009. — 06. — Pp. 3277–3282.
40. Гэн К., Чулин Н. А. Алгоритмы стабилизации для автоматического управления траекторным движением квадрокоптера // Машиностроение и компьютерные технологии. — 2015. — № 5. — С. 218–235.
41. Castillo Garcia P., Dzul A., Lozano R. Real-Time Stabilization and Tracking of a Four-Rotor Mini Rotorcraft // IEEE Transactions on Control Systems Technology. — 2004. — Vol. 12. — Pp. 510–516.
42. Матвеев Н. М. Методы интегрирования обыкновенных дифференциальных уравнений. — М.: Высш. шк., 1967. — 564 с.
43. Степанов В. В. Курс дифференциальных уравнений. — М.: ФИЗМАТЛИТ, 1950. — 468 с.
44. Андреев Ю. Н. Управление конечномерными линейными объектами. — М.: Наука, 1976. — 424 с.
45. Зубов В. И. Математические методы исследования систем автоматического регулирования. — Л.: Машиностроение, 1974. — 336 с.
46. Ли Э. Б., Маркус Л. Основы теории оптимального управления. — М.: Наука, 1972. — 576 с.
47. 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.

48. Габасов Р., Кириллова Ф. М. Конструктивные методы оптимизации. Часть 2. Задачи управления. — Мн.: Изд-во "Университетское" 1984. — 207 с.
49. eCalc — the most reliable RC Calculator on the Web. — URL: <https://www.ecalc.ch/> (дата обращения: 17.02.2021).
50. Баранов О.В. О задаче выбора параметров ПИД-регулятора квадрокоптера (БПЛА) // Устойчивость и колебания нелинейных систем управления: Материалы XIII Международной конференции (1–3 июня 2016 г., Москва). — Российская Федерация: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2016.
51. Baranov Oleg V., Smirnov Nikolay V., Smirnova Tatiana E. On the choosing problem of PID controller parameters for a quadcopter // 2017 Constructive Nonsmooth Analysis and Related Topics (Dedicated to the Memory of V.F. Demyanov), CNSA 2017 - Proceedings / Ed. by L. N. Polyakova. — United States: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2017. — 07. — Pp. 1–3. — URL: <http://www.pdmi.ras.ru/EIMI/2017/CNSA/>.
52. 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. — 10. — Pp. 123–125.
53. Баранов О. В., Смирнов Н. В., Смирнова Т. Е. Гибридная многопрограммная стабилизация с применением нелинейного дискретного идентификатора // Устойчивость и процессы управления: Материалы III международной конференции (Санкт-Петербург, 5–9 октября 2015 г.) / под ред. А. П. Жабко, Л. А. Петросяна. СПб.: Издательский Дом Федоровой Г.В. — Российская Федерация: Издательский Дом Федоровой Г.В., 2015. — С. 507–508.

54. Баранов О. В., Попков А. С., Смирнов Н. В. Оптимальная стабилизация квадрокоптера в режиме реального времени // Устойчивость и процессы управления: Материалы III международной конференции (Санкт-Петербург, 5–9 октября 2015 г.) / под ред. А. П. Жабко, Л. А. Петросяна. СПб.: Издательский Дом Федоровой Г.В. — Российская Федерация: Издательский Дом Федоровой Г.В., 2015. — С. 115–116.
55. 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 / Ed. by Smirnov N. V. — St. Petersburg: Publishing House Fedorova G.V., 2014. — P. 15.
56. Баранов О. В. Моделирование процесса управления беспилотным летательным аппаратом — квадрокоптером // Процессы управления и устойчивость. — 2015. — Т. 2, № 1. — С. 23–28.
57. Жолобов Е. В., Баранов О. В. Моделирование и анализ аварийных движений квадрокоптера // Процессы управления и устойчивость. — 2019. — Т. 6, № 1. — С. 213–217.
58. Попков А. С., Баранов О. В. Об оптимальном управлении вращательным движением вала электродвигателя // Процессы управления и устойчивость. — 2014. — Т. 1, № 1. — С. 31–36.
59. Baranov O. V. Modelling of the control process for the quadcopter UAV // The XLVI annual international conference on Control Processes and Stability (CPS'15). — 2015. — P. 12. — URL: <http://www.apmath.spbu.ru/ru/research/conference/pm/archive/2015.html>.

60. Popkov A. S., Baranov O. V., Smirnov N. V. Application of adaptive method of linear programming for technical objects control // 2 International Conference on Computer Technologies in Physical and Engineering Applications (ICCTPEA) / Ed. by E. I. Veremey. — 2014. — Pp. 141–142.
61. Design of Fail-Safe Quadcopter Configuration / Oleg V. Baranov, Nikolay V. Smirnov, Tatiana E. Smirnova, Yefim V. Zholobov // Intelligent Distributed Computing XIII, IDC 2019 / Ed. by Igor Kotenko, Vasily Desnitsky, Costin Badica et al. — Studies in Computational Intelligence. — Germany: Springer Nature, 2020. — 01. — Pp. 13–22.
62. Баранов О. В. Управление квадрокоптером в аварийных режимах функционирования // Вестн. С.-Петербург. ун-та. Сер. 10. Прикладная математика. Информатика. Процессы управления. — 2016. — Т. 12, № 2. — С. 69–79.
63. Design of a quadcopter with PID-controlled fail-safe algorithm / Oleg V. Baranov, Nikolay V. Smirnov, Tatyana E. Smirnova, Yefim V. Zholobov // Journal of Wireless Mobile Networks, Ubiquitous Computing, and Dependable Applications (JoWUA). — 2020. — 07. — Vol. 11, no. 2. — Pp. 23–33.
64. Баранов О. В. Алгоритм настройки стабилизирующего ПИД-регулятора квадрокоптера // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. — 2021. — Т. 64, № 10. — С. 829–838.
65. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ 2021662324 Российская Федерация. Программа для решения задачи управления квадрокоптером с использованием адаптивного метода Габбасова (AdaptCopter) / О. В. Баранов, А. С. Попков, Н. В. Смирнов. — — 1 С. — заявитель и правообладатель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение

- высшего образования «Санкт-Петербургский государственный технический университет». — № 2021615264 ; заявл. 12.04.2021 ; опубл. 26.07.2021.
66. Скляров А. А., Скляров С. А. Синергетический подход к управлению беспилотным летательным аппаратом в среде с внешними возмущениями // Изв. Южн. фед. ун-та. Технические науки. — 2014. — № 8. — С. 159–170.
67. Quad Rotorcraft Control: Vision-Based Hovering and Navigation / L. R. Garcia Carrillo, A. Dzul, R. Lozano, C. Pegard. — London, Heidelberg, New York, Dordrecht: Springer, 2012. — 179 pp.
68. Попов Н. И., Емельянова О. В. Динамические особенности мониторинга воздушных линий электропередачи с помощью квадрокоптера // Современные проблемы науки и образования. — 2014. — № 2. — С. 69–79.
69. Исследование колебаний квадрокоптера при внешних периодических воздействиях / Н. И. Попов, О. В. Емельянова, С. Ф. Яцун, А. И. Савин // Фундаментальные исследования. — 2014. — № 1. — С. 28–32.
70. Полетные контроллеры. — URL: <https://multicopterwiki.ru/index.php/%CF%EЕ%EB%B8%F2%ED%FB%E5> (дата обращения: 22.02.2021).
71. Трефилов П. М. Сравнительный анализ улучшения точностных характеристик инерциальных навигационных систем // XIII Всероссийское совещание по проблемам управления (ВСПУ). — Москва: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2019. — 06. — С. 470–474.
72. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. — М.: Наука, 1992. — 280 с.

73. Коваленко В. В., Лысов А. Н. Малогабаритная инерциальная система. — М.: Наука, 1992. — 53 с.
74. Математическая теория оптимальных процессов / Л. С. Понтрягин, В. Г. Болтянский, Р. В. Гамкрелидзе, Е. Ф. Мищенко. — М.: Наука, 1969. — 384 с.
75. Альсевич В. В., Габасов Р., Глушенков В. С. Оптимизация линейных экономических моделей: статические задачи. — Минск: Изд-во БГУ, 2000. — 211 с.
76. Автономный квадрокоптер с нуля. — URL: <http://habrahabr.ru/company/technoworks/blog/216437/> (дата обращения: 18.02.2021).
77. Ефимов В. Програмируем квадрокоптер на Arduino (ч. 1). — URL: <http://habrahabr.ru/post/227425/> (дата обращения: 16.02.2021).
78. Жмудь В. А. Неаналитические методы расчета ПИД-регуляторов: учебное пособие. — Изд-во НГТУ, 2013. — 39 с.
79. Зубов В. И. Лекции по теории управления. — М.: Наука, 1975. — 496 с.
80. Корченко А. Г., Ильяш О. С. Обобщённая классификация беспилотных летательных аппаратов // Збірник наукових праць Харківського національного університету Повітряних Сил. — 2012. — Т. 4, № 33. — С. 27–36.
81. Продолжительность полета электрического беспилотного вертолета. — URL: <http://forum.rcdesign.ru/blogs/174358/blog18412.html> (дата обращения: 21.02.2021).
82. В чем разница: трикоптер, квадрокоптер, октокоптер, гексакоптер? — URL: <https://dronomania.ru/faq/v-chem-raznica-trikopter-kvadrokopter-oktokopter-geksakopter.html> (дата обращения: 15.02.2021).



83. RC Форум. — URL: <http://forum.rcdesign.ru> (дата обращения: 17.02.2021).
84. Редькин А. В., Ялоза Ю. А., Ковалев И. Е. Оценка надежности конвертируемого летательного аппарата с гибридной силовой установкой и многовинтовой несущей системой // Научный вестник МГТУ ГА. — 2020. — Т. 23, № 5. — С. 76–96.
85. Прицкер Д. М., Сахаров Г. И. Аэродинамика. — М.: Машиностроение, 1968. — 310 с.
86. Лазерными прицелами называют ЛЦУ — лазерные целеуказатели. — URL: [https://opticstrade.com/lazernye\\_tseleukazateli\\_ltsu](https://opticstrade.com/lazernye_tseleukazateli_ltsu) (дата обращения: 20.02.2021).
87. Lithium Polymer battery and cells technical. — URL: [ibtpower.com/bkencel/Lithium-Po-tech.html](http://ibtpower.com/bkencel/Lithium-Po-tech.html) (online; accessed: 20.02.2021).
88. Лебедева М. В., Яштулов Н. А. Топливные элементы — характеристика, физико-химические параметры, применение. — М.: Мир науки, 2020. — Сетевое издание. Режим доступа: <https://izd-mn.com/PDF/23MNNPU20.pdf>.
89. В России создали беспилотники на водородных топливных элементах. — URL: <https://nplus1.ru/news/2015/08/28/uavs> (дата обращения: 20.02.2021).
90. НЕЛК-В8. — URL: <http://robotrends.ru/robopedia/1546-nelk-v8> (дата обращения: 21.02.2021).
91. ГОСТ Р 51673–2000 Водород газообразный чистый. — М.: ИПК Издательство стандартов, 2000. — 11 с.
92. Сравнение стоимости электроэнергии по странам. — URL: <https://www.vrx.ru/treasury/346.html> (дата обращения: 21.02.2021).

93. Top 5 Chinese drones on Aliexpress 2020. — URL: <http://www.hus.sg/> (online; accessed: 04.11.2020).
94. Mission Planner Home. — URL: <https://ardupilot.org/planner/> (online; accessed: 19.02.2021).
95. Popkov A. S., Smirnov N. V., Smirnova T. E. On modification of the positional optimization method for a class of nonlinear systems // ACM International Conference Proceeding Series / The 3rd International Conference on Applications in Information Technology (ICAIT'18). — Aizu-Wakamatsu, Japan: 2018. — 11. — Pp. 46–51.
96. Boiko A.V., Smirnov N. V. Approach to optimal control in the economic growth model with a nonlinear production function // ACM International Conference Proceeding Series / The 3rd International Conference on Applications in Information Technology (ICAIT'18). — Aizu-Wakamatsu, Japan: 2018. — 11. — Pp. 85–89.
97. ESC регуляторы оборотов, что это, как они работают и как выбрать. — URL: <https://profpv.ru/esc-regulatory-oborotov-cto-hto-kak-oni-r/> (дата обращения: 17.02.2021).
98. Афанасьев В. Н., Колмановский В. Б., Носов В. Р. Математическая теория конструирования систем управления. — М.: Высш. шк., 2003. — 614 с.
99. Клюенков А. Л. Реализация адаптивного метода в одной задаче оптимального управления // Процессы управления и устойчивость. — 2015. — Т. 2, № 1. — С. 53–58.
100. Смирнов Н. В., Соловьева И. В. Применение метода позиционной оптимизации для многопрограммной стабилизации билинейных систем // Вестн. С.-Петерб. ун-та. Сер. 10. Прикладная математика. Информатика Процессы управления. — 2009. — Т. 10, № 3. — С. 253–261.

101. Интегрированная навигационная система на основе МЭМС для адаптивного управления полетом беспилотного аппарата / П. Ферсман, С. Кашвих, Т. Крюгер и др. // Гироскопия и навигация. — 2013. — № 1. — С. 3–18.
102. Москаленко А. Использование инерциальной навигационной системы (ИНС) с несколькими датчиками на примере задачи стабилизации высоты квадрокоптера. — URL: <http://geektimes.ru/post/255736/> (дата обращения: 22.02.2021).

## ПРИЛОЖЕНИЕ А

### Блок схема: метод Габасова — оптимальное управление

ПО для реализации метода Габасова для оптимального управления квадрокоптером создано на программном пакете MATLAB версии R2019b update 2 November 7, 2019 (9.7.01247435) 64-bit с установленным дополнением Simulink (Version 10.0 July 18, 2019 for MATLAB R2019b).

Программа зарегистрирована в реестре программ для ЭВМ Федеральной службы по интеллектуальной собственности (РОСПАТЕНТ), свидетельство №2021662324 от 26.07.2021 (Приложение В).

Условная схема программы:

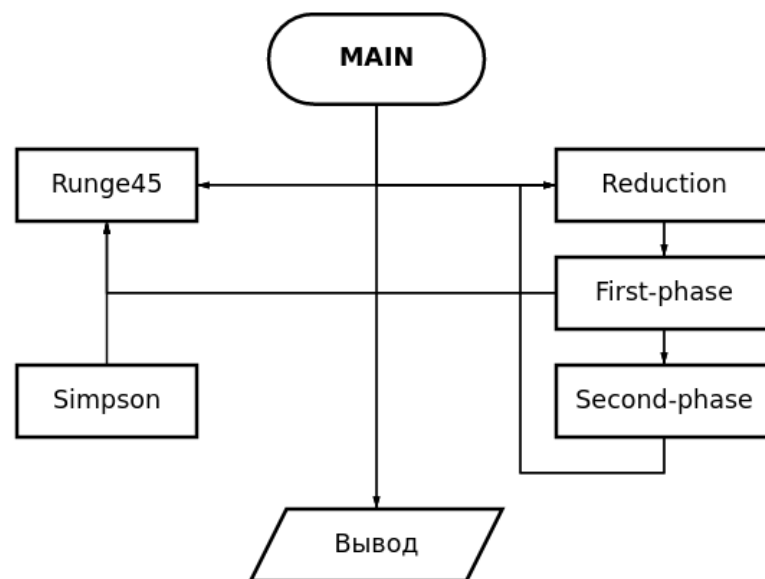


Рисунок А.1 — Условная схема программы

Описание функций и процедур:

1. **Reduction.** Функция сведения задачи оптимального управления специального типа к ИЗЛП;
2. **First-phase.** Процедура сведения ИЗЛП к дополнительной задаче линейного программирования, с помощью которой находится начальный допустимый план;

3. **Second-phase.** Поиск оптимального (субоптимального) решения задачи линейного программирования;
4. **Runge45.** Функция, позволяющая решить систему линейных дифференциальных уравнений с заданной точностью (четырёх-этапный метод Рунге — Кутты пятого порядка с оценщиком погрешности второго порядка);
5. **Simpson.** Вычисление определённого интеграла с помощью квадратурной формулы Симпсона;
6. **Main.** Основной блок.

## ПРИЛОЖЕНИЕ Б

### Программный код: ПИД-управляемое спасение и моделирование аварийных режимов

Приведенные ниже материалы были проверены на работоспособность на программном пакете MATLAB версии R2019b update 2 November 7, 2019 (9.7.01247435) 64-bit с установленным дополнением Simulink (Version 10.0 July 18, 2019 for MATLAB R2019b).

#### Б.1 Скрипт запуска симуляции аварии с построением графиков для ручного режима спасения

```

clear
clc
l = -0.175;
b = 26.5 * 10(-6);
5 d = 0.6 * 10(-6);
Ixx = 0.1;
Iyy = Ixx;
Izz = Iyy;
Jtp = 0.005;
10 Mg = 9.8;

sim('Fall');
%% График аварийного движения
figure('Name', 'Emergency landing', 'Color', 'white')
15 Z = Z(Z > 0);
X = X(1:size(Z));
Y = Y(1:size(Z));

plot3(X(1), Y(1), Z(1), 'g*', X, Y, Z, 'b', X(end), Y(end), Z(end), 'm*');
20 xlabel('X, метр');
ylabel('Y, метр');
zlabel('Z, метр');
title('График аварийного движения')

```

```

grid on
25
%% График аварийного движения с отказоустойчивой стратегией
figure('Name','Fail-safe landing','Color','white')
plot3(X1(1),Y1(1),Z1(1),'g*',X1,Y1,Z1,'black',X1(end),Y1(end),
      Z1(end),'m*');
xlabel('X, метр');
30 ylabel('Y, метр');
zlabel('Z, метр');
title('График аварийного движения с отказоустойчивым алгоритмом
      ')
grid on
35 %% График скоростей оборотов винтов с отказоустойчивой стратеги
ей
figure('Name','Fail-safe landing: Omega','Color','white')
title('График скоростей оборотов винтов')
subplot(2,2,1);
plot(tout,Os1,'black');
40 axis([0 max(tout) 200 700]);
grid on;
xlabel('Время, сек');
ylabel('\Omega_{1}, об/сек');
45 subplot(2,2,2);
plot(tout,Os2,'black');
axis([0 max(tout) -10 330]);
grid on;
xlabel('Время, сек');
50 ylabel('\Omega_{2}, об/сек');

subplot(2,2,3);
plot(tout,Os3,'black');
axis([0 max(tout) 200 700]);
55 grid on;
xlabel('Время, сек');
ylabel('\Omega_{3}, об/сек');

```

```

subplot(2,2,4);
60 plot(tout, Os4, 'black');
axis([0 max(tout) -10 330]);
grid on;
xlabel('Время, сек');
ylabel('\Omega_{4}, об/сек');

```

## Б.2 Скрипт запуска симуляции аварии с построением графиков для автоматической ПИД-управляемой посадки

```

clear
clc
%% Задаем параметры модели
l=-0.175;
5 b=26.5*10^(-6);
d=0.6*10^(-6);
Ixx=0.1;
Iyy=Ixx;
Izz=Iyy;
10 Jtp=0.005;
Mg=9.8;

% Задаем коэффициенты ПИД регулятора
PID=[50 8 20];
15 %% Запускаем симуляцию
sim('PSL');
%% График аварийного движения с отказоустойчивой стратегией
figure('Name','Fail-safe landing','Color','white')
plot3(X1(1),Y1(1),Z1(1),'g*',X1,Y1,Z1,'black',X1(end),Y1(end),
      Z1(end),'m*');
20 xlabel('X, метр');
ylabel('Y, метр');
zlabel('Z, метр');
title('График аварийного движения с отказоустойчивым алгоритмом
      ')

```



```
grid on
25
%% График скоростей оборотов винтов с отказоустойчивой стратеги
    ей
figure('Name','Fail-safe landing: Omega','Color','white')
sgtitle('График скоростей оборотов винтов')
subplot(2,2,1);
30 plot(tout,Ops1,'black');
axis([0 max(tout) 275 450]);
grid on;
xlabel('Время, сек');
ylabel('\Omega_{1}, об/сек');
35
subplot(2,2,2);
plot(tout,Ops2,'black');
axis([0 max(tout) -10 330]);
grid on;
40 xlabel('Время, сек');
ylabel('\Omega_{2}, об/сек');

subplot(2,2,3);
plot(tout,Ops3,'black');
45 axis([0 max(tout) 275 450]);
grid on;
xlabel('Время, сек');
ylabel('\Omega_{3}, об/сек');

50 subplot(2,2,4);
plot(tout,Ops4,'black');
axis([0 max(tout) -10 330]);
grid on;
xlabel('Время, сек');
55 ylabel('\Omega_{4}, об/сек');
```

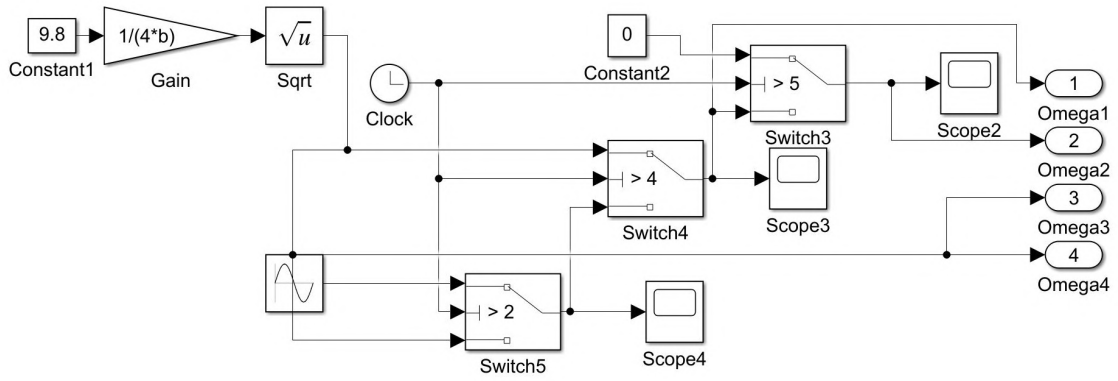


Рисунок Б.1 — Структура блока Control синтеза  $\Omega_i$  (случай простой аварии).

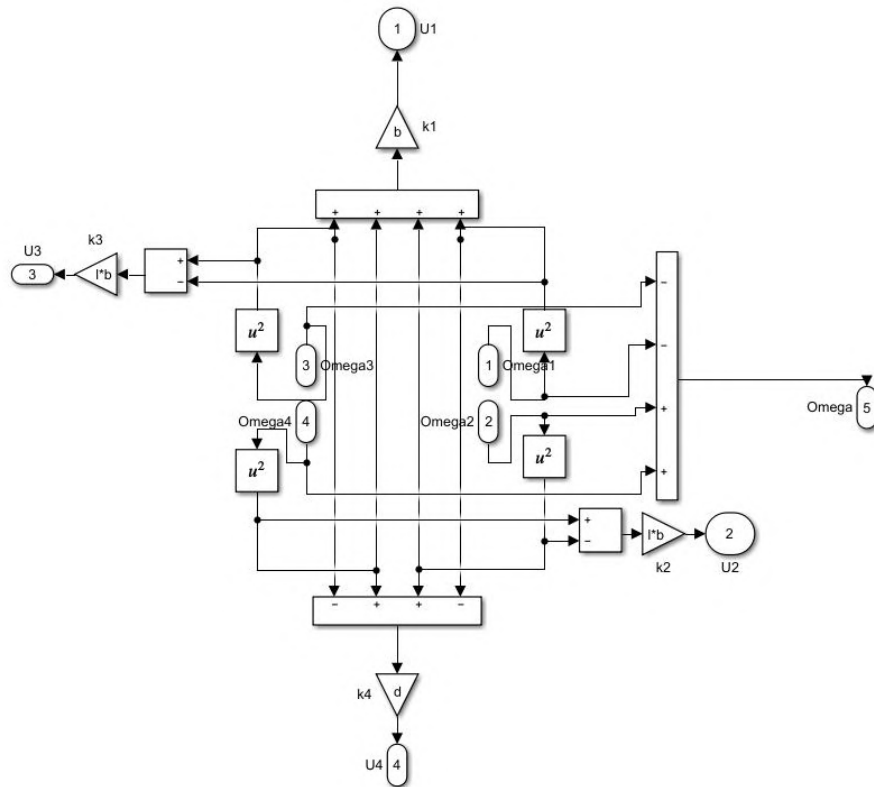


Рисунок Б.2 — Блок  $\Omega \rightarrow U$ . Реализация формулы 1.3 подсистемы симуляции аварии

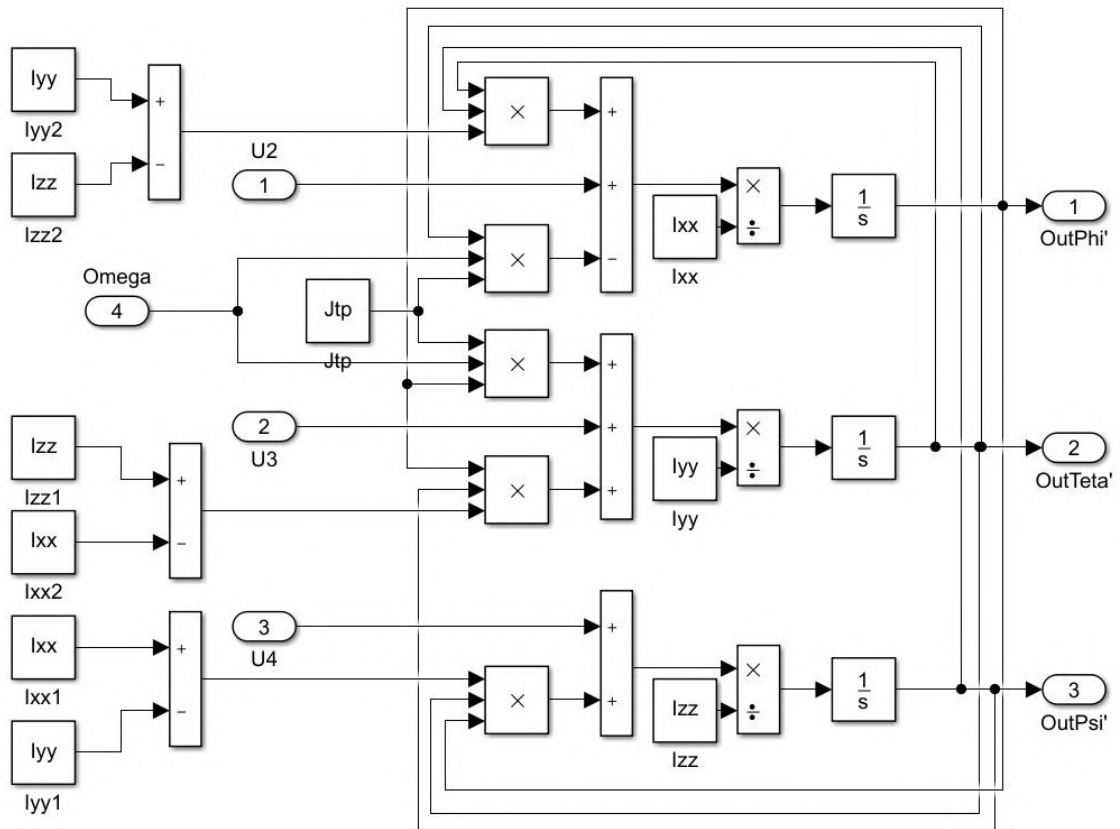


Рисунок Б.3 – Блок From U to angles.

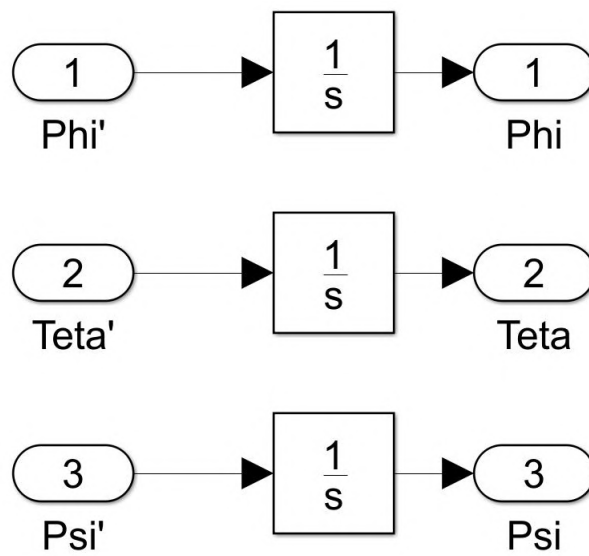


Рисунок Б.4 – Блок Phi, Psi, Teta.

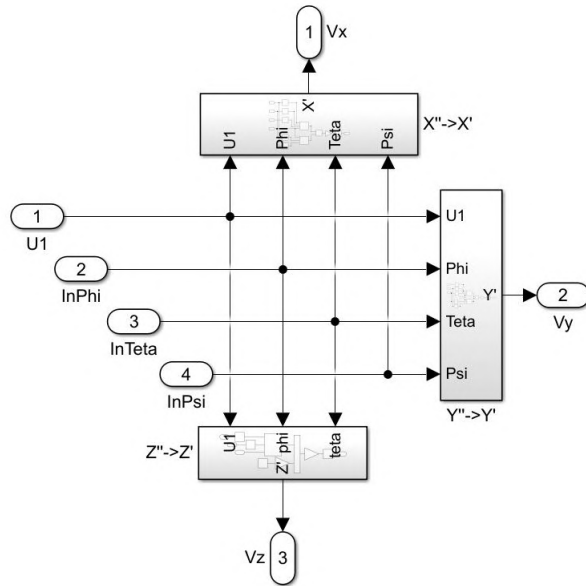


Рисунок Б.5 — Блок Equations.

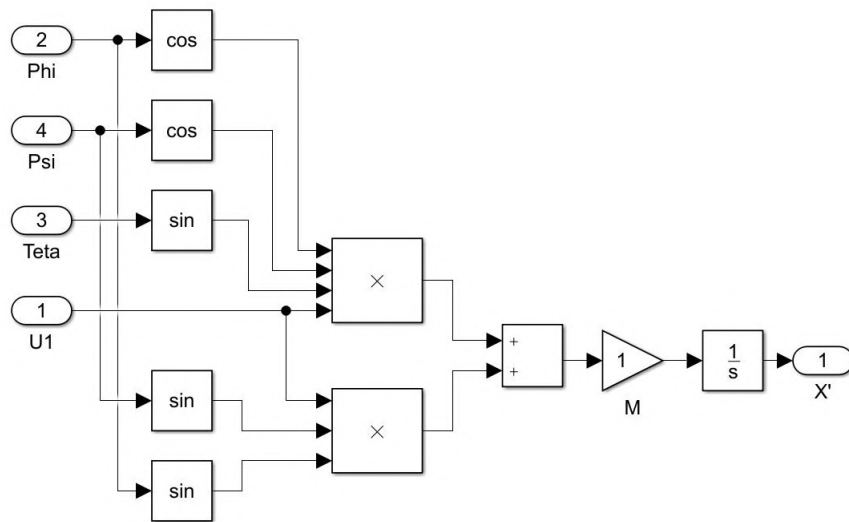
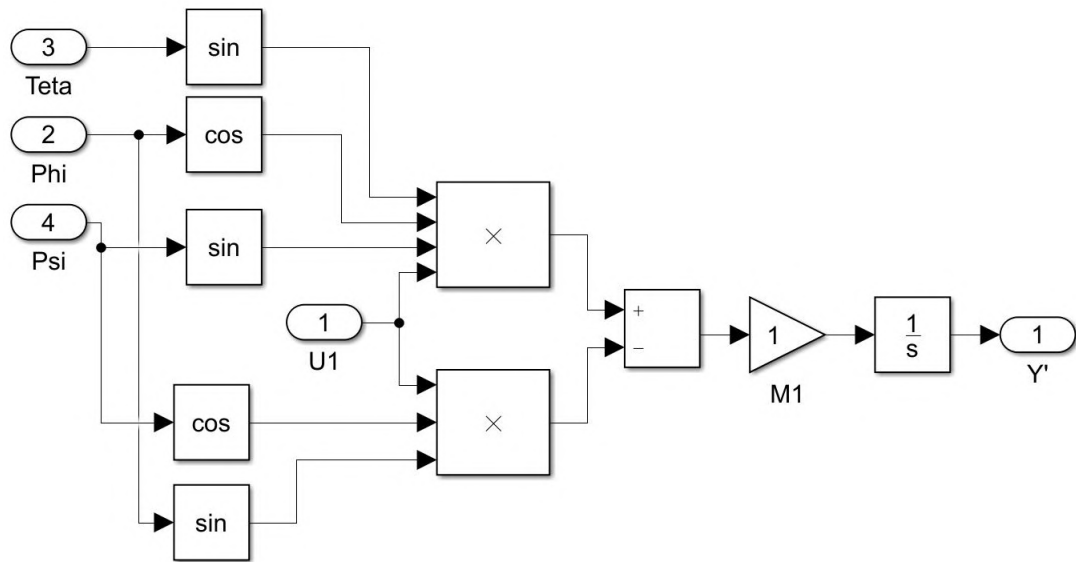
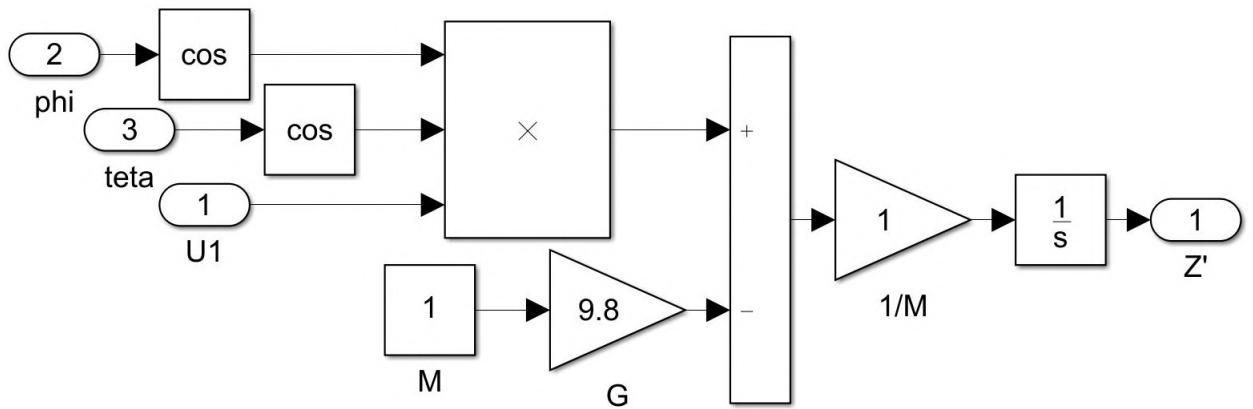


Рисунок Б.6 — Блок  $X'' \rightarrow X'$  в Equations.

Рисунок Б.7 — Блок  $Y'' \rightarrow Y'$  в Equations.Рисунок Б.8 — Блок  $Z'' \rightarrow Z'$  в Equations.

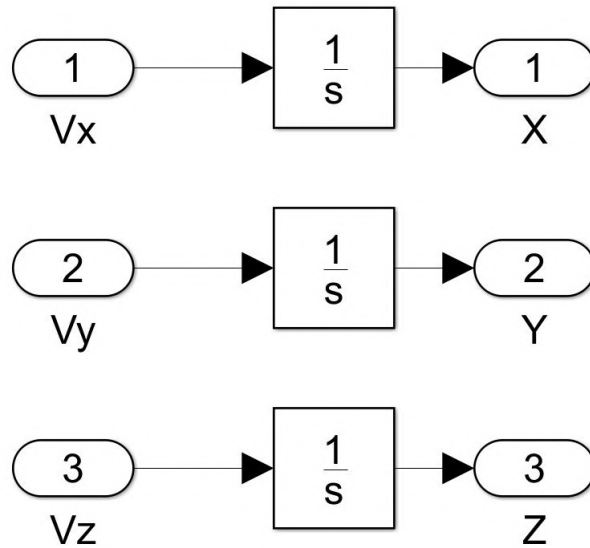


Рисунок Б.9 — Блок  $V_x, V_y, V_z$  в Equations.

Модель со спасением в ручном и автоматическом режиме отличается только блоком Control

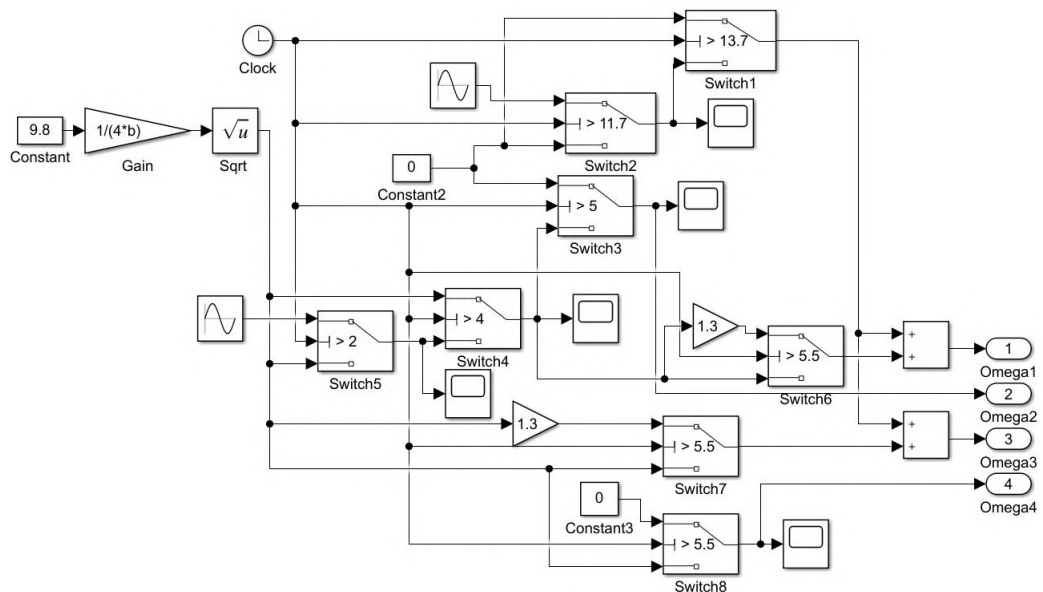


Рисунок Б.10 — Структура блока Control синтеза  $\Omega_i$  (спасение в ручном режиме).

Остальные блоки собраны по соответствию с описанными выше структурами.

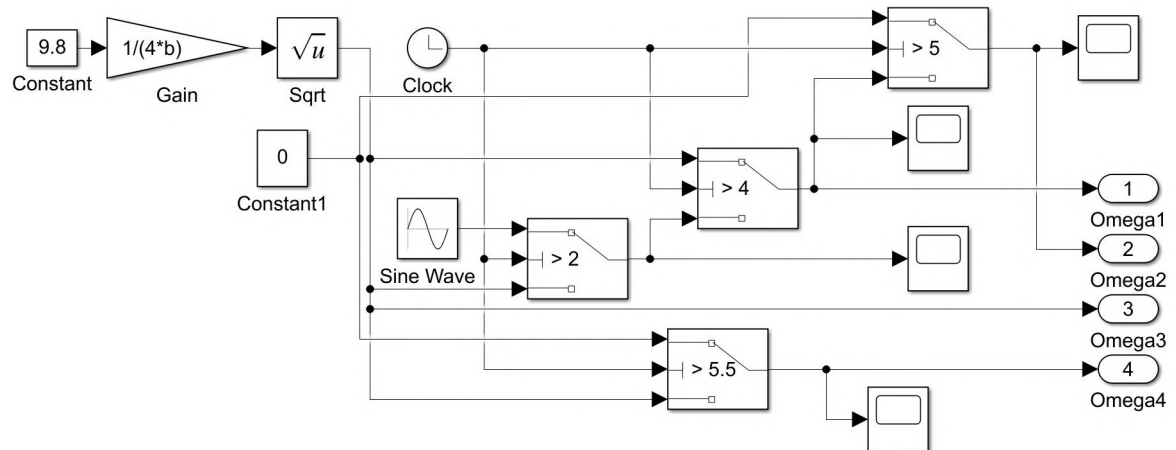


Рисунок Б.11 — Структура блока Control синтеза  $\Omega_i$  (ПИД-управляемое спасение).

## ПРИЛОЖЕНИЕ В

Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ и акты  
внедрения

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



## СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2021662324

**«Программа для решения задачи управления  
квадрокоптером с использованием адаптивного метода  
Габасова» (AdaptCopter)**

Правообладатель: *федеральное государственное бюджетное  
образовательное учреждение высшего образования "Санкт-  
Петербургский государственный университет" (СПбГУ)  
(RU)*

Авторы: *Баранов Олег Владимирович (RU), Попков Александр  
Сергеевич (RU), Смирнов Николай Васильевич (RU)*

Заявка № 2021615264

Дата поступления 12 апреля 2021 г.

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ 26 июля 2021 г.



Руководитель Федеральной службы  
по интеллектуальной собственности

Г.П. Ивлиев





Общество с ограниченной ответственностью  
«Бюро кадастровых инженеров»

Юридический адрес: пер. Братский, 56, оф.4, г. Ростов-на-Дону, Россия,  
344082  
ИНН/КПП 6164263401/616401001, ОГРН 1076164003970  
ОКПО 80371221  
Тел./факс: +7 (928) 956-67-92  
e-mail: bkirostov@yandex.ru

Управляющий-Индивидуальный предприниматель  
ООО «Бюро кадастровых инженеров»  
Замиховский Е.В.  
Зарегистрирован:  
№ ИП36-БКИ/21 от 17.02.2021

## А К Т

### о внедрении результатов диссертационной работы на соискание учёной степени кандидата технических наук Баранова Олега Владимировича «Построение отказоустойчивых конфигураций квадрокоптеров»

Научно-техническая комиссия в составе: председателя комиссии — Управляющего Замиховского Е.В.; членов комиссии — начальника отдела перспективных разработок Чербунина Д.В., ведущего специалиста Петрова Е.А., рассмотрела вопрос о внедрении результатов диссертационной работы Баранова О.В. «Построение отказоустойчивых конфигураций квадрокоптеров» и пришла к следующим выводам:

1. Предложенные соискателем целевые летно-технические характеристики и подход к выбору комплектующих для отказоустойчивого квадрокоптера были использованы при планировании и организации работ по сборке опытных образцов и проведении соответствующей закупочной деятельности предприятия на период 2020–2021 гг.;
2. Алгоритмы настройки ПИД-регулятора квадрокоптера использовались при выполнении работ на объекте «Определение границ зон затопления, подтопления на территориях населенных пунктов Хабаровского края»
3. Проведение соискателем сравнительного анализа возможных конструктивных вариантов исполнения квадрокоптеров и предложенные алгоритмы работы отказоустойчивой системы управления БПЛА сократили на 80% объём соответствующего исследования (ОКР), включенного в план работы компании 2021 - 2022 г. Целью исследования являлось снижение времени разработки проектной и рабочей документации в части проведения геодезических работ.

Комиссия подтверждает практическую значимость и новизну полученных в работе результатов.

Председатель комиссии:

Замиховский Е.В.

Члены комиссии:



Петров Е.А.

Чербунин Д.В.

“УТВЕРЖДАЮ”

Директор МБУ ОДО ЦДТ

М. Н. Александрова

“21 апреля” 2021 г.

### АКТ ВНЕДРЕНИЯ

в учебный процесс результатов диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук «Построение отказоустойчивых конфигураций квадрокоптеров»  
Баранова О.В.

В рамках реализации авторской дополнительной образовательной программы «Программирование и робототехника» в Муниципальном бюджетном учреждении — организации дополнительного образования Центр детского творчества Ломоносовского района Ленинградской области в 2015-2018 гг. были использованы следующие результаты диссертационного исследования Баранова О. В.:

1. Подход к выбору аппаратной конфигурации отказоустойчивой модификации квадрокоптера;
2. Анализ возможных конструктивных решений и рекомендации по сборке отказоустойчивых конфигураций квадрокоптеров;
3. Алгоритм настройки стабилизирующего ПИД-регулятора.

Ключевыми учебными результатами реализации вышеуказанной программы являются:

**2018:** воспитанники - победители муниципального этапа всероссийской олимпиады школьников 2017/2018 учебного года по информатике;

**2017:** воспитанники - призеры олимпиады школьников СПбГУ, направление "Инженерные системы" (приём в СПбГУ - без вступительных испытаний), средний балл ЕГЭ учеников (информатика) - 86,5; воспитанники - призеры муниципального этапа всероссийской олимпиады школьников 2016/2017 учебного года по информатике; победитель (I место) муниципального этапа региональной олимпиады школьников по базовому курсу Информатики и ИКТ;

**2016:** I место районной конференции "Старт в науку", проект-фильм "Гостилицы высоты птичьего полёта";

**2015:** I место всероссийского конкурса изобретателей и рационализаторов по активной и пассивной защите пассажиров и пешеходов «Безопасность на дорогах» федерального центра технического творчества учащихся МГТУ "СТАНКИН"; I место в секции "Физика, химия, робототехника" муниципальной научно-практической конференции для школьников "Старт в науку"; I место в муниципальном конкурсе "Ломоносовская информатика — 2015".

#### Участие в выставках и конференциях:

1. Выставка инновационных продуктов и технологий в рамках VII Международного форума по интеллектуальной собственности "EXOPRIORITY-2015", Москва, ЦВК "Экспоцентр", 22-24 апреля 2015 г;
2. III Всероссийская конференция "Юные техники и изобретатели" в Государственной Думе РФ, Москва, 23 июня 2016 г.

УТВЕРЖДАЮ

Первый проректор  
по учебной работе СПбГУ

М.Ю. Лаврикова

2021 г.

**АКТ ВНЕДРЕНИЯ**

в учебный процесс результатов диссертации  
на соискание ученой степени кандидата технических наук  
«Построение отказоустойчивых конфигураций квадрокоптеров»  
аспиранта Баранова О.В.

Комиссия в составе декана факультета прикладной математики – процессов управления (ПМ–ПУ) СПбГУ, доктора физ.-мат. наук, профессора Петросяна Л.А., заведующего кафедрой теории управления, доктора физ.-мат. наук, профессора Жабко А.П., доцента кафедры теории управления, кандидата физ.-мат. наук Егорова А.В. составила настоящий акт о внедрении в учебный процесс результатов диссертационной работы на соискание ученой степени кандидата технических наук «Построение отказоустойчивых конфигураций квадрокоптеров» аспиранта Баранова О.В.

В настоящее время внедрены в учебный процесс и используются при проведении семинарских занятий по курсу «Дискретные системы управления» для магистрантов основной образовательной программы высшего образования «Математические методы цифровизации экономики» по направлению 01.03.02 «Прикладная математика и информатика», следующие результаты, представленные в диссертации:

1. Подход к моделированию процесса полета квадрокоптера, основанный на приближении управляющих сигналов тригонометрическим многочленом с последующим внедрением ПИД-регулятора, изложенный во второй главе;
2. Программное обеспечение для решения задачи оптимального управления в режиме реального времени, разработанное на основе адаптивного метода Габасова, представленное в третьей главе и Приложении А.

Указанный подход также составил основу следующих курсовых и выпускных квалификационных работ, защищенных выпускниками факультета ПМ–ПУ: Жолобов Е.В. «Моделирование и анализ аварийных движений квадрокоптера», Бойко А.В. «Применение адаптивного метода для класса нелинейных задач оптимального управления», Попков А.С. «Модификация адаптивного метода оптимального управления для некоторых классов нелинейных систем».

Использование материалов диссертации О.В. Баранова в учебном процессе при подготовке специалистов в области математического моделирования и оптимального управления позволило ознакомить студентов с практическим применением разработанных методов в задачах управления техническим объектом и организовать соответствующие численные эксперименты в среде MATLAB\Simulink v.10.0.

Декан факультета прикладной  
математики – процессов управления СПбГУ,  
доктор физ.-мат. наук, профессор



Л.А. Петросян

Заведующий кафедрой теории управления,  
доктор физ.-мат. наук, профессор



А.П. Жабко

Доцент кафедры теории управления  
кандидат физ.-мат. наук



А.В. Егоров

Saint-Petersburg State University

Manuscript copyright

Oleg V. Baranov

## **Design of a quadrocopter fail-safe control systems**

Scientific specialisation 2.3.1.

System analysis, control and information processing, statistics

Dissertation is submitted for the degree of  
candidate of technical sciences

Translation from Russian

Scientific supervisor:  
Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Professor  
Nikolay V. Smirnov

Saint-Petersburg — 2023

## Table of Contents

<b>INTRODUCTION</b> . . . . .	153
<b>CHAPTER 1. CLASSIFICATION OF QUADCOPTERS AND CALCULATION OF THE FAILSAFE CONFIGURATION</b> . . . . .	
	162
1.1 Problem statement. Target flight characteristics . . . . .	162
1.1.1 General problem statement. Types of emergencies . . . . .	162
1.1.2 Mathematical model. Control problem . . . . .	165
1.1.3 General approach to classification and selection of hardware configuration . . . . .	169
1.1.4 Target flight characteristics of the failsafe UAV . . . . .	177
1.2 Calculation of failsafe configuration . . . . .	178
1.2.1 Class III, frame 350 mm . . . . .	179
1.2.2 Class VI, frame 750 mm . . . . .	184
1.3 Analysis of results and feature of assembly of failsafe configuration . . . . .	190
1.3.1 Choice of frame and screws . . . . .	190
1.3.2 Choice of electric motors . . . . .	192
1.3.3 Power unit choice . . . . .	193
1.4 Conclusions on Chapter 1 . . . . .	199
<b>CHAPTER 2. EMERGENCIES MODELLING. PID-CONTROLLER SETUP</b> . . . . .	
	201
2.1 Modeling of emergency operation . . . . .	201
2.1.1 Accident at maneuvering . . . . .	204
2.1.2 Accident in horizontal flight . . . . .	207
2.1.3 Rescue in the manual mode . . . . .	209
2.1.4 PID-controlled (automatic) rescue . . . . .	214
2.2 Problem of stabilization of quadcopter . . . . .	219

2.2.1	PID-controller parameters effect. Profiling . . . . .	223
2.2.2	Algorithm of setup of the PID-controller for failsafe configuration . . . . .	224
2.2.3	Specifics of algorithms of automatic configuration . . . . .	227
2.2.4	The mode with overshoot . . . . .	228
2.3	Conclusions on Chapter 2 . . . . .	230

### **CHAPTER 3. APPLICATION OF THE ADAPTIVE METHOD FOR THE QUADCOPTER**

	<b>CONTROL . . . . .</b>	<b>233</b>
3.1	Adaptive (Gabasov's) method . . . . .	233
3.1.1	Problem statement . . . . .	233
3.1.2	General algorithm of method . . . . .	234
3.1.3	Key features of method . . . . .	239
3.2	Electric motor control . . . . .	240
3.3	Control of quadcopter . . . . .	242
3.3.1	Normal mode control . . . . .	242
3.3.2	Emergency control . . . . .	248
3.3.3	Substitution of external navigation signal on data of inertial navigation . . . . .	252
3.4	Conclusions on Chapter 3 . . . . .	256
	<b>CONCLUSION . . . . .</b>	<b>258</b>
	<b>REFERENCES . . . . .</b>	<b>261</b>
	<b>APPLICATION A. Flowchart: Gabasov's method — optimal control . . . . .</b>	<b>275</b>
	<b>APPLICATION B. Program code: PID-controlled rescue and modeling of emergency operation . . . . .</b>	<b>277</b>

B.1	Script of start of simulation of accident with creation of schedules for the manual mode of rescue . . . . .	277
B.2	Script of start of simulation of accident with automatic (PID-controlled) landing . . . . .	279

<b>APPLICATION C. Certificate of registration of the computer program and acts of implementation . . . . .</b>	<b>287</b>
--	------------



## INTRODUCTION

**Relevance.** For last 15 years unmanned aerial vehicles (UAVs) of helicopter type with even quantity of rotors — were widely adopted in different fields of activity. Simplicity of production, low manufacture cost of the bearing platform with high flight characteristics (FC) became key factors of increase in production of similar UAVs. Features of configuration of devices, namely: availability of several traction engines and need of continuous stabilization, impose essential performance requirements of control system. By data [1–3] failures of pilotless devices happen by 100 times more often than accidents of piloted. Basic reason of refusals—failures in work of internal systems. This circumstance confirms **importance** of works on modeling of emergencies and development of methods of fight for survivability of the UAV.

**Degree of readiness of subject.** Questions of creation of control system of the quadcopter are most fully provided to works [4–10]. Classical approach to creation of system, based on processing of the signals from different onboard sensors has been for the first time successfully implemented by researchers in works [4; 11] and is continuously improved [12–14].

Autonomous control mode of the UAV at which participation of the person in control is minimized (targeting) or is excluded completely is of special interest. Importance of continuous obtaining indications of all sensors installed on the device given from the external systems of navigation and also accuracy of the received sizes sharply increases in such mode.

The problem of operation of the UAV in the conditions of the difficult external environment and also questions of management of the device is especially relevant when performing difficult flight tasks. These questions are directly connected with question of reliability of work of onboard systems and are considered in works [15–18].

Authors [19–21] offer number of ways of increase in reliability of control systems and improvement of indicators of flight survivability of devices:

reservation of systems, use of optical means for receiving binding to the area, implementation of systems of inertial navigation (IMU) in the form of off-the-shelf units.

The set of works is devoted to questions of flight survivability of the quadcopters [20; 22–26]. Owing to the fact that authors use different ways of modeling of emergencies and different mathematical methods [21; 27–29], it is difficult to select some separate publications. However, there is number of the works close on approach [30–33]. Let's note that the idea of landing of the device offered in this work at failure of one or two engines (item. 2.1) is not new. Regarding mathematical modeling, the most fully this perspective is opened in works [34–36]. Let's notice that in difference from the real work, these publications do not concern questions of implementation of such operational mode, do not raise the questions of hardware component of quadcopters.

The main publications opening issues of stabilization of the quadcopter can be considered work [37–41]. These and other works well disclose theoretical aspects of stabilization of the device in the different modes and questions of application of this or that type of regulators. Let's notice that regarding stabilization, in the present thesis the main attention is paid to practical part.

**The purposes and task.** The purpose of the real work - creation of such hardware configuration and control system of the quadcopter which would allow to minimize negative effects from number of certain emergency situations (accidents). For this purpose, the following problems are solved:

1. By system analysis method investigate the reasons of emergence of emergency situations and to provide recommendations about their prevention;
2. Develop rescue algorithms if the neshtany situation after all has occurred;
3. Develop software for flight process modeling;
4. By carrying out numerical experiments to verify the offered rescue algorithms;

5. Determine by requirements to apparatus part of the UAV at which the developed failsafe control system can work.

**Object** of research is the UAV quadcopter, **subject** of research — control system and hardware configuration of the vehicle.

**Scientific novelty** of the results received in the thesis is as follows:

1. Is developed integrated approach to design of hardware component of failsafe configuration of the quadcopter. Advantages and novelty of the offered approach consists in the following. The target flight technical characteristics (FC) of the device and its component parts are defined and proved. Calculations of speed, range, etc. utilization properties for failsafe configuration of the UAV of two classes are carried out. The approachability of target FC at assembly of the quadcopter from serially made component parts is shown. The analysis of possible constructive decisions when choosing frames is carried out (including modular), screws, electric motors, the power station. Recommendations about assembly of failsafe configurations of quadcopters are provided. The expediency of use of different materials (easy composites, plastic) for frames and screws of the device is shown.
2. Are developed rescue algorithms for accidents with failure of one or two engines. For verification of algorithms it is developed program (MathLab-Simulink) for simulation of process of flight in the different modes. Numerical experiments on modeling of emergencies with full and partial refusal of one of quadcopter engines are made. As part of the developed problem-oriented control system, the offered algorithms are stated in two following options. For rescue in the manual mode at management of device height of the operator of the UAV and for rescue in completely automatic mode at control of speed and descent altitude the separate PID-controller. For the offered operational modes the algorithm of setup of the stabilizing PID-controller is also offered.

3. Is offered model of integration into software of the flight controller of the module for the solution of problem of optimum control of process of crash landing of the device. Feature of this module is the algorithm of the solution of problem of creation of strategy of management "from point in point based on application of adaptive method of Gabasov. For the purpose of further integration into software of the flight controller, in the program code of method the built-in functions of the Matlab environment were not used. The main advantage of the offered approach is the possibility of implementation of strategy of management «from point in point» in emergency without use of external navigation data (GLONASS, GPS, other).

**Theoretical and practical importance of work.**

The theoretical importance of work consists in justification and development:

1. Target FC of failsafe configuration of the quadcopter;
2. Scheme of replacement of external navigation data by the design data of modeling of process of flight obtained at application of adaptive method of Gabasov for the solution of problem of optimum control of flight of the quadcopter.

The practical importance of work consists in development:

1. Algorithms of crash landing at two running engines as part of problem-oriented control system of the quadcopter;
2. Algorithm of setup of the stabilizing PID-controller;
3. Program for modeling of process of flight of the quadcopter.

**The methodology and methods of research.** in work are used system, cause and effect and comparative analysis and also functional and structural synthesis, collecting, systematization and the analysis of scientific and technical information of subject domain regarding question of the choice of hardware configuration. The general methodology of programming and computer (numerical) experiment were applied when carrying out modeling

of emergencies and developing algorithms of rescue. Pilot studies have formed basis for the analysis of influence of parameters of the PID-controller on process of flight of the quadcopter. The theory of the differential equations [42;43], the mathematical theory of optimum control and stabilization [44–46], the adaptive method Gabasov [47;48] were applied to software development for the solution of problem of optimum control of process of flight.

**The provisions submitted for protection:**

1. Target FC of failsafe configuration of the quadcopter and their calculation for devices of two classes;
2. rescue Algorithms at failure of one or two engines in the manual and automatic mode, including algorithm of setup of the stabilizing PID-controller;
3. Program for the solution of problem of optimum control of the quadcopter, as part problemno the oriented control system.

**Validity and reliability** of the received results is provided at the expense of the analysis of researches of other authors in subject domain, use standard for carrying out researches software (Matlab, Simulink, eCalc [49]), is confirmed by coherence of results of numerical experiments with analytical estimates, successful approbation of basic provisions of the thesis at number of scientific conferences of the international level and also the publication of the main scientific results in the leading reviewed scientific publications

**Approbation and publication.** the main results were reported and discussed at conferences:

1. «13th International Conference on Stability and Oscillations of Nonlinear Control Systems (Pyatnitskiy's Conference)» (2016, Moscow) [50];
2. «Constructive rough analysis and related issues», the devoted memory of professor V.F. Demyanov (2017) [51];

3. III of the International conference «Stability and control procedures», devoted to the 85 anniversary since the birth of professor, V.I. Zubov (2015) [52–54];
4. «Control procedures and stability» (2014, 2015 and 2019) [55–59];
5. «International Conference on Computer Technologies in Physical and Engineering Applications (ICCTPEA)» (2014) [60];
6. «13 th International Symposium on Intelligent Distributed Computing (IDC)» (2019) [61].

Are published in journals:

1. «VESTNIK OF SAINT PETERSBURG UNIVERSITY. Series 10. APPLIED MATHEMATICS. COMPUTER SCIENCE. CONTROL PROCESSES» [62];
2. «Journal of Wireless Mobile Networks, Ubiquitous Computing, and Dependable Applications (JoWUA)» (Vol. 11, №2) [63];
3. «Journal of Instrument Engineering» (Vol. 64, №10, 2021, P. 829-838) [64].

The total number of published works is 15, including 2 – in the reviewed editions from the VAK list, 5 – in the editions indexed in the international bases Scopus and Web of Science (from them 2 - in the reviewed journals). One computer program is registered [65] (Appendix B).

**Personal contribution** of the author in the list of the provided results are:

1. All results provided in Chapter 1;
2. Idea and algorithms of rescue of the device on two screws from four provided in Chapter 2 of the real work;
3. Statement and the analysis of results of numerical experiments and also the principal diagram of system of substitution of signal provided in Chapter 3.

**The volume and structure of work.** the thesis consists from introductions, three chapters, conclusions and three applications. The full

volume of the thesis is 143 pages, including 52 figures and 7 tables. The list of references contains 102 names.

**Summary of work.** In chapter 1 the general problem statement is formulated and the question of the choice of the hardware configuration of the quadcopter allowing functioning in emergency operation is considered. The analysis of possible constructive decisions at assembly of the device is provided.

In item 1.1 the types of emergencies considered in this work are described and the task of control of the quadcopter is defined. The design mathematical model is given. Approach to classification of quadcopters and target FC of failsafe configuration taking into account need of respect for balance of characteristics is offered. In the item 1.2 calculation of FC for two failsafe configurations of devices of different classes is given. Paragraph 1.3 is survey and analytical: here in parallel with the overview of literature according to constructive decisions explanations about the reasons of the choice of these or those components for failsafe configuration are provided, comparisons are carried out.

In chapter 2 are provided results of modeling of emergencies and the question of setup of PID-controllers of the quadcopter is considered. Results of modeling (Mathlab, Simulink) accidents with full and partial loss of thrust on one of device screws are given in item 2.1. Algorithms of rescue of the device at two running engines are given: in the manual and automatic mode. In the item 2.2 questions of setup of PID-controller of the quadcopter are considered. The analysis of influence of each of parameters of the PID-controllers used for stabilization of the situation of the device in space on his behavior in air is provided. Results of experimental observations are given. The constructive algorithm for manual setup of PID-controller for normal (the item 2.2.1) and emergency (the item 2.2.2) the mode is provided. Notes on area of applicability of algorithms of automatic configuration of PID-controller and need of specific modes of stabilization for emergency operation are formulated.

**In chapter 3** results of mathematical modeling of process regular (the item 3.3.1) and emergency (the item 3.3.2) controls of the quadcopter with use of adaptive method (Gabasov's method). This method is applied to the solution of problem of optimum control of the quadcopter and (separately, the item 3.2) by its electric motors. The algorithm is developed for the purpose of further integration in on the flight controller and does not use the built-in functions of the Matlab environment. Number of notes whenever possible of integration of results of mathematical modeling into control procedure for the quadcopter is given in emergency operation in real time. In the item 3.3.3 the scheme of implementation is provided and the question of adjustment of data of inertial navigation on the basis of results of mathematical modeling is considered.

**In the conclusion** are formulated conclusions and perspectives of further development of subject.

**In appendix A** the flowchart and the description of the main functions and procedures of the program of implementation of adaptive method of Gabasov for the solution of problem of optimum control of the quadcopter.

**In appendix B** the program code and blocks of simulation (Mathlab, Simulink) for implementation PID-upravlyaemogo of automatic rescue of the device and modeling of other emergency operation.

**In appendix C** is provided the certificate of registration of the computer program «The program for the solution of task of control of the quadcopter with use of the adaptive AdaptCopter method» in Federal Service for Intellectual Property (ROSPATENT) and acts of implementation.

**Implementation of results of dissertation research.** Results of dissertation research are used in work of Ltd company «Bureau of cadastral engineers» (Rostov-on-Don), approach to creation of failsafe control system of the quadcopter is implemented in educational process at faculty of applied mathematics - control processes of St. Petersburg State University (subject matter 056747 «Discrete control systems»). The practical results connected



with creation of hardware component of the device are implemented in implementation process of the additional educational program «Programming and robotics» Municipal budgetary institution—the organization of additional education the Center of children’s creativity (Leningrad Region).

## CHAPTER 1. CLASSIFICATION OF QUADCOPTERS AND CALCULATION OF THE FAILSAFE CONFIGURATION

The operability of control system in emergency operation directly depends on hardware configuration of the quadcopter, on availability of certain «margin of safety», t. e. some redundancy on separate FC and the applied constructive decisions. At the same time the balance of characteristics is especially important for the flight vehicle: very reliable, but not practical device will not be demanded.

### 1.1 Problem statement. Target flight characteristics

#### 1.1.1 General problem statement. Types of emergencies

Let's define task of control of the quadcopter in emergency operation as problem of creation of such control system and hardware configuration of the quadcopter which would allow to minimize negative effects from number of emergency situations (accidents). The list of the emergencies considered in this work is included below and the possible reasons of their emergence are described.

**Accident of the first type.** Knows that the complex system of stabilization of the situation of the device in space [4; 66]. For the solution of this task onboard the UAV the specialized flight control system including set of highly sensitive sensors [4; 67]. At the same time work of most of them depends on condition of the environment surrounding the quadcopter. So, in conditions even of rather weak electromagnetic field created, for example, by objects of communication, the electronic compass placed onboard the device will give false results of positioning. In the conditions of dense urban development, highlands and in the Arctic districts reception of signals from satellites of global navigation systems is complicated: GLONASS, GPS, Beidou. In the military sphere the situation with unstable operation of sensors (and onboard electronics

in general) can be connected with purposeful impact on the UAV so-called "means of radio-electronic fight" (REF).

Now the theory and practice of creation of control systems of quadcopters is rather well developed by [4;52;56;68;69]. The set of models of flight controllers and other component parts for assembly of devices is serially manufactured. At the same time open is question of reliability of separate components.

Quadcopters are widely used to the solution of problem of control of extended linear objects (gas and oil pipelines, power lines) [68]. At the same time the existing norms on use of radio frequencies for civil UAVs strongly limit the maximum distance of sure radio communication between the quadcopter and its operator. Availability of frequency bands and the maximum power of radio transmitters impose restriction in the form of obligatory availability of direct visibility between the operator and the device that can be impossible in the mountain and woody area and also on open country at small height.

Thus, often the long flight along linear object under control of the operator is impossible and the device works in the autonomous mode. It is possible as the necessary way of the device and coordinate of control (rotary) points is in advance known.

In model range of flight controllers for quadcopters all major manufacturers have versions of the equipment allowing to carry out autonomous flight without participation of operator [70]. However in one and all cases of such use of the UAV it is meant, as at launch, and throughout way of the device determination of the coordinates by means of the systems of satellite navigation is available to it.

Let's note that, owing to natural limitation of power of the satellite, the high-frequency navigation signal broadcast within the radio horizon can be "spoofed" by ground aid which power opportunities it is incomparable more. The similar situation will develop in the presence of imitating hindrance to signal of satellite system of navigation.

It is known that the quadcopter loses possibility of autonomous operation if determination of its location in space with use of satellite systems of navigation at simultaneous loss (or initial impossibility) is impossible for communication with the operator. Such situation should be considered emergency operation of operation of the UAV. Within this work we will call such situation accident of the first type.

Speaking about effects of accident of the first type, this is not about full loss of survivability of the device. However the only thing that developments known at the moment in the field of UAV control systems in such situation can offer is attempt of preservation of the device by its landing in the place of loss of signal or transition to the Inertial Measurement Unit (IMU) [56; 69]. As a rule, in control system of the quadcopter high-precision accelerometers and gyroscopes (their cost can exceed considerably the cost of all device) therefore even in the presence of the built-in IMU the accuracy of the navigation data obtained from it quite low and does not exceed 10 m/s [71–73].

Thus, if crash of the quadcopter has occurred at the time of flight over reservoir, on the cross-country terrain or in the densely populated area, such approach cannot be recognized as true as the attempt of permission of emergency in this way can do bigger cumulative harm, than accident.

**Accident of the second type.** we will refer external mechanical influences and damages of the device to accidents of the second type.

For the quadcopter the damages connected with violation of integrity of screws, drives of screws will be critical, and also the damage of frame of the device involving violations of the plane of installation of screws is equal.

Such accidents are possible as a result:

1. of the Mistake of the operator, for example, when for receiving successful perspective of shooting the device too close approaches motionless object and concerns it one or several screws;
2. of Availability of internal defects of frame, screws, drives of screws and their fastenings;

### 3. of External mechanical impact on the device.

Effects of such accidents can be different: from insignificant damage of one screw (without loss of controllability), before total loss of opportunity to hold the device situation of stability concerning the earth and uncontrollable falling.

**Accident of the third type.** Refer the accidents connected with refusals on power supply to this type. At the same time taking into account difference of requirements for power supply for the shipboard equipment of the quadcopter and its power unit, it is necessary to consider separately refusal of power electrical circuits and refusal of sources of secondary power supply.

Can be the reasons of such refusals:

1. Wrong choice of components of supply system — exceeding of loading;
2. Use of the incorrect arrangement decisions leading to emergence of electromagnetic disturbances (aimings) from power chains on crucial low-current (example, on supply circuit of the flight controller, chain alarm controls and feedback);
3. Use of low-quality materials of conductors (as well as their underestimated section) with the subsequent overheating and refusal;
4. Mechanical damage of integrity of connections in use;
5. Failure of synchronization of electronic speed controller (ESC) of traction commutatorless motors which has led to their shutdown or considerable loss of thrust.

Effects of such accidents are different. At the most adverse option of succession of events there can be blackout of power supply of the device and uncontrollable falling.

#### 1.1.2 Mathematical model. Control problem

Key parameters of the quadcopter are shown on fig. 1.1 [66; 74]. The device is affected by lifting forces of engines  $F_1, F_2, F_3, F_4$ , gravity  $F_T$ . Point  $M$  — device center of mass (matches the geometrical center),  $l$  — distance

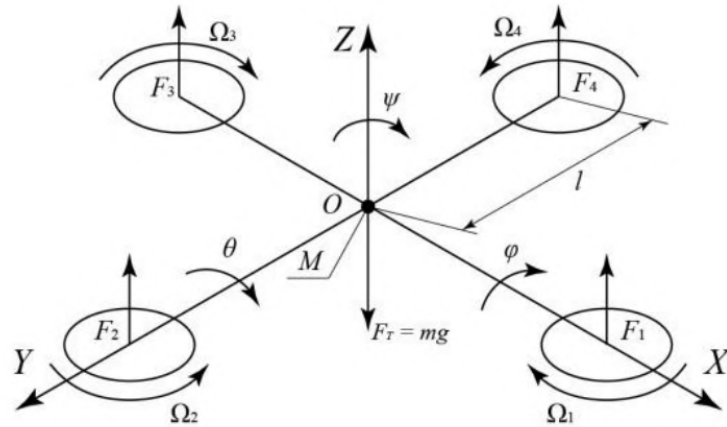


Figure 1.1 — Key parameters of the quadcopter

from the center of the device to point of application of lifting forces. By arrows  $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$  the directions of rotation of screws are shown.

Two coordinate systems are used: the motionless coordinate system is rigidly earth-referenced: The axis of  $X'$  shows on the North,  $Y'$  — on the West,  $Z'$  — up the relation to the earth. The mobile coordinate system is rigidly connected with the device body: the axis of  $X$  is sent along the direction of the movement of the quadcopter forward,  $Y$  — in the direction of the quadcopter to the left, to  $Z$  — up. Both coordinate systems right-hand [75].

The movement of the quadcopter can be considered the sum of progress of center of mass and the spherical movement of body concerning center of mass. Such movement can be described by the following system of the differential

equations [66]:

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

Here  $x, y, z$  — coordinates of center of mass of the robot,  $V_x, V_y, V_z$  — projections of vector of line speed of the robot,  $\theta$  — pitch angle,  $\varphi$  — angle of bank,  $\psi$  — yaw angle,  $\omega_\theta$  — pitch rate,  $\omega_\varphi$  — the angular speed of roll,  $\omega_\psi$  — the angular speed of roving,  $m$  — the mass of the robot,  $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$  — the inertia moments around axis of  $x, y$  and  $z$  respectively,  $U_1, U_2, U_3, U_4$  — UAV control channels,  $\Omega$  — the general speed of four screws,  $J_{TP}$  — the general rotary moment of inertia around axis of screw [75; 76]:

$$J_{TP} = J_P + \eta N^2 J_M, \tag{1.2}$$

where  $J_M$  — the moment of inertia of the propeller,  $N$  — gear ratio of reducer,  $\eta$  — reducer efficiency. As a rule, in quadcopters the reducer is not used, i. e.  $N = \eta = 1$ .

The equations of communication of control channels  $U_1, U_2, U_3, U_4$  with rotational speeds of screws  $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$ :

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

$$\Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4,$$

where  $l$  — distance between the center of the quadcopter and the center of the propeller,  $b$  and  $d$  — aerodynamic components of draft and drag coefficient respectively. The quadcopter is set in motion due to rotation of propellers which rotational speeds can be expressed from the system of the equations (1.3):

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

Thus, it is possible to determine task of control of the quadcopter as problem of creation of strategy of control of rotational speeds of four motors  $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$  so that to provide asymptotically stable position of the quadcopter  $x_0, y_0, z_0$  with deduction of one of corners (for example, yaw angle  $\varphi_0$ ). At the same time the point  $x_0, y_0, z_0$  is chosen according to the flying mission.

Let's consider the emergency connected with loss of thrust. According to the item 1.1.1, regardless of refusal origins (mechanical engine failure or reducer, refusal on power supply, external influence with destruction of the screw), in terms of model (1.1) we have change (zeroing in case of full refusal) the corresponding angular speed  $\Omega_i$ .

Thus, the actual angular speeds of rotation of screws in emergency will accept value  $\Omega_i^A$ :

$$\Omega_i^A = \Omega_i - \varepsilon_i, \quad i = \overline{1,4}\tag{1.5}$$

where  $\varepsilon_i$  — the loss of angular speed brought by refusal. In case of total loss of draft of the corresponding screw we have  $\varepsilon_i = \Omega_i$ .



In case of turning on of mechanisms of compensation (emergency rescue) there is direct switching of control of device engines:

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

where  $\Omega_i^S$  — are the new, «rescue» angular speeds of rotation of motors determined by the set rescue algorithm, and size  $\Omega_i^{PID}$  are the necessary for stabilization of the device additives in space calculated by the flight controller as the PID-controller according to indications of airborne sensors. Thus, sizes  $\Omega_i^{PID}$  are in advance unknown and are calculated directly in flight and have no relation to work of algorithms of rescue which also may contain the PID-controller.

**Note 1.1.** Considered model is mathematical model of some "ideal" device with four screws moving in the environment without perturbations. Such model gives idea of the nature of change of observed sizes in time and also of their dependences. Empirical selection of constants in model allows to bring closer rather precisely rated results to observed on the real device [77–79], however completely to replace the control system of the quadcopter constructed on the principle of continuous data processing of shipboard sensors, such system it is impossible. It is explainable owing to the limited accuracy of mechanical execution, dependence of basic parameters of the shipboard equipment on temperature, humidity, level of charge of batteries, perturbations of the external environment, etc. Further during the modeling of refusals and the description of algorithms of rescue we will actually accept  $\Omega_i = \Omega_i^S$  so all not idealities of model and possible perturbations have been already compensated to size  $\Omega_i^{PID}$  agrees (1.6).

### 1.1.3 General approach to classification and selection of hardware configuration

Now are developed and applied the following UAV classifications [80]:

1. On configuration: aircraft, helicopter, hybrid;
2. On take-off mass;

3. On operating altitude;
4. On the range of autonomous flight;
5. On the maximum and cruiser speed;
6. On pay load type and its maximum weight.

Having carried out classification of the UAV model by the specified parameters it is possible to obtain rather exhaustive information on its potential scopes of application. However classification by parameters (1–6) rather general, so the specified characteristics are inherent for all UAVs, and does not bear information on specific parameters for quadcopters. According to it is impossible to draw conclusion on optimality of design of the device in terms of respect for necessary internal balance of characteristics.

Today there is no documentary recorded approach to classification of quadcopters. For devices of civil assignment the state standard and rules of certification are not approved. At the same time variety of the element base applied in quadcopters allows to create devices of the different sizes, weight and features of internal configuration, with significantly different technical characteristics and fields of application.

The basic constructive characteristics specific to quadcopters are provided to table 1. We will only understand as basic performance those which are chosen directly at design of the device and cannot be considerably changed by its modernization. More clear parameters 1-6 and great number of others for the end user can be calculated from basic.

Table 1 — Basic constructive characteristics of quadcopters

<i>#</i>	<i>Characteristic</i>	<i>Typical values</i>
1	Energy on board	from 1 Wh to 1 KWh
2	Diameter of frame	from 1 cm to tens of meters
3	Material of frame	metal, plastic, composites

4	The consumed current of the electric motor	from 1 A to hundreds A
5	KV rating of the electric motor	50–3000 KV
6	Screw size	from 1 cm to 1 meter
7	Propeller pitch	from 5 to 30 cm
8	Efficiency of the power unit	70–98 %

Let's consider each characteristic in more detail.

**1. Energy onboard** is the key parameter defining time and flight range, power of engines and mass of payload. The choice of type of the power unit (PU) and its parameters is one of difficult questions at design of the quadcopter. Depending on the PU type different ways for calculation of its optimum parameters are used. So, for example, for the normal mode of functioning of the device with PU — lithium-polymeric batteries reasonable is installation of the battery weighing from 36 to 90% of vehicle mass without battery [81]. The question of the choice of characteristics of PU for emergency operation is described in the item 1.3.3.

**2. Frame diameter** is defined as distance between axes of shaft of two electric motors lying on one diagonal. From all basic parameters diameter of frame is the most informative as determines the device sizes, so directly affects all other characteristics.

Let's consider the main standard sizes of frames and field of application of devices with the corresponding frames. Let's enter classification of frames, having assigned to each group number of class of the device (tab. 2). Such classification is applicable not only on quadcopters, but also for other multicopter systems, except for trikopter and geksakopter according to the scheme "Y6" [82].

**Note 1.2.** with sizes of frames close to borders of classes, should carry devices to class with smaller number. Point "features" (tab. 2) is generalizing

for the typical quadcopter of the set class and can not reflect features of the specific device.

In view of lack of official qualifiers for quadcopters, diameter of its frame, is most often used on profile Internet resources and in community of modellers as the key parameter of classification [83].

Table 2 — Multicopter classification (failsafe context)

<i>Device class</i>	<i>Frame size, mm</i>	<i>Field of possible application</i>	<i>Feature</i>
I	To 150	"Toys" for training in visual control, use only indoors	Screws are not capable to do harm to the person
II	150–250	Light devices for flights "from the first person" (FPV) in the room or in windless weather	As a rule, without possibility of modernization
III	251–350	Are also suitable for work at light breeze, payload $\approx 0,2$ kg.	Transitional, popular «amateur» standard size
IV	351–450	Observation, maintenance, targeting, radio communication. Payload $\approx 0,3$ kg.	Sufficient for the majority of tasks class
V	451–700	Main objectives: professional video filming by the equipment of weight $\approx 0,6$ kg.	Sharp growth of the price of ready decisions
VI	More than 700	Special tasks, devices fuel cell powered, transportation of goods, magnetic exploration, other	Folding designs, are often used $> 4$ rotors

**Electric motor.** current for the UAV as basic performance often specify by textbf lifting force in kilograms in catalogs of electric motors (kgf). It is convenient for initial search of necessary spare part, however lifting force characterizes not only the engine, but all power unit. Classical norm at design of the quadcopter it is possible to call the choice of four identical electric motors, at each of which lifting kilogram force  $F$ :

$$F = M/2,$$

where  $M$  — the equipped mass of the quadcopter.

Thus the thrust-weight ratio of the device equal to two equipped vehicle masses is provided. The rated voltage of power supply of the electric motor is chosen proceeding from the corresponding characteristic of the power unit. The basic characteristic determining engine capacity with the known rated voltage is force of the current consumed under loading. On the current intensity of electric motors, electronic speed controllers (ESC) are selected further and also the section of voltage cables is calculated.

For emergency operation of functioning the choice of engine thrust should be carried out on other methodology. Here for provision of landing on two screws from four it is necessary to have thrust-weight ratio within 3,5–5 equipped vehicle masses.

Under characteristic "**KV rating**" the angular speed (revolutions per minute) to which the electric motor shaft at supply voltage in 1 V.

Speed of idle of electric motor  $\Omega$  in rpm can be calculated by formula:

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

where  $U$  is supply voltage.

Thus, at the expense of bigger angular speed with rated voltage engines with smaller KV allow to use more high tension of power supply and low current. It reduces requirements for working current of ESC and allows to reduce the section of power wires.

As a rule, the statement is fair: the more the quadcopter and its draft (in absolute expression), the are less KV rating of its electric motors.

At invariable supply voltage (for example, when replacing electric motors on the ready device) increase in KV rating of electric motors of the quadcopter increases the rotational speed of screws that increases potential maneuverability of the device, but increases noisiness, selection of the new screw perhaps will be required.

Table 3 — Classification of electric motors by KV rating

<i>Engine class</i>	<i>Value of KV rating</i>	<i>Features of the quadcopter</i>
With low KV	< 500	Low maneuverability, class of frame IV and more, high loading capacity
With average of KV	501–1500	Average size of frame (IV-VI classes)
With high KV	> 1500	High maneuverability, low loading capacity, small size of frame (I-III classes)

Classification of engines by KV rating is given in table 3 the Column "features of the quadcopter" has conditional character, so so there is no rigid interrelation between the size of frame and the KV rating of the electric motor. It is necessary to understand the values of the sizes of frames specified in it uses of custom-made screws as recommended, not demanding at further assembly.

**Efficiency of the power unit.** We will understand sheaf as the power unit of the quadcopter from:

1. the power unit;
2. electric motors;
3. electronic speed controllers;
4. power connecting conductors;
5. screws.

Efficiency of the power unit is defined as the work efficiency of all elements entering it.

Efficiency of the power unit is defined by energy losses directly in PU. For lithium - polymeric batteries it is characterized, first of all, by the internal resistance of accumulator assembly. Calculation of this indicator is specific to other types of PU and it is necessary to use passport characteristics.

As for the passport efficiency of modern commutatorless electric motors, it is rather high ( $> 93\%$ ) [84], but it is reached not in all operational modes. At design of the quadcopter special attention should be paid to dependence of efficiency on load of the engine. It is reasonable to have the maximum efficiency at such load of the electric motor which provides hanging of the device in air without the movement. Unfortunately, for failsafe configuration it is not always possible as engines in this case are chosen with stock on draft (see calculations of item 1.2.1, 1.2.2).

ESC and screws have own passport indicators of efficiency depending on loading.

Also often the situation when producers of ready devices use power conductors of the underestimated section that leads to their heating under loading, so to decrease in the general efficiency of the power unit meets and also can lead to accident.

**Size of screws and propeller pitch.** These characteristics of the quadcopter directly are defined from described above. Knowing the frame sizes, it is easy to calculate the maximum admissible size of the screw. Agrees [85], the screw of the maximum diameter will be effective. Further from the nomenclature of screws of the corresponding diameter the screw with such step which allows to approach target characteristics of the quadcopter as much as possible is selected. The example of calculation is given in the item. 1.2.1 real work.

In the context of classification of emergencies of the item. 1.1.1 we will provide recommendations about the choice of each of the specified quadcopter components.



### 1.1.4 Target flight characteristics of the failsafe UAV

In addition to failsafe, any quadcopter has to have certain balance of characteristics of main components.

Let's formulate indicators on target utilization properties which we will consider admissible for the failsafe quadcopter [61; 63]. Let's recognize at the same time reason that at practical design of the device of civil assignment it is reasonable to use already made component parts. As when using the limited nomenclature of parts — basic data for selection — it is difficult to pick up the configuration which is precisely meeting target requirements, we will determine for each parameter the range of possible values (tab. 4).

Table 4 — Admissible utilization properties of failsafe configuration of the quadcopter

<i>Characteristics</i>	<i>Indicator</i>
Thrust-weight ratio	3,5–5 equipped vehicle masses
Time of hanging	> 15 minutes
Specific thrust	> 5 grams/W
Load of the battery	Current < 50C Ampere, where C — battery capacity
Minimum airborne time*	> 2 minutes
Gas of hanging	20–40%
Efficiency of the power unit in the mode of hanging	> 70%
Horizontal speed, optimum on power consumption	> 25 km/h

\* is defined by *emph* as flight time at which motors of the device have constant 100 % loading. Is calculated taking into account the efficiency of the power unit in this mode.

It is necessary to notice that for failsafe configurations rather low indicator of specific thrust is admissible ( $> 5$  grams/W) and the efficiency of the power unit ( $> 70\%$ ). Such values of these indicators — payment for availability of stock on thrust-weight ratio, electric motors in the mode of hanging can have low efficiency.

These requirements supplement the recommendations provided in the item. 1.1.3, to the set of requirements sufficient for carrying out calculations and the choice of specific component parts (or definitions of their characteristics).

## 1.2 Calculation of failsafe configuration

Let's carry out calculations of configurations of the devices allowing work in emergency operation. In quality "report points" — the parameter which is set rigidly and concerning which others are selected, we will choose the frame size. For all calculations the following general parameters of the environment and configuration were used (table 5).

Table 5 — Configuration of the failsafe quadcopter: general parameters

<i>Characteristic</i>	<i>Indicator</i>
The number of blades on each screw	2
Height above sea level	100 m
Pressure specified to sea level (QNH)	30 mm.Hg.
Power unit	LiPo rechargeable battery
Minimum permissible value of level of battery power	10 %
Restriction of angle of bank	no
Reducer	not used
Energy consumption of payload and own consumption of control system	neglected (=0 W)

---

### 1.2.1 Class III, frame 350 mm

According to table 2, frame with diameter of 350 mm — the minimum frame for the device allowing work in emergency operation. Let's take frame weight (with the landing gear), the flight controller and auxiliary components totally for 250 gr. The weight of payload we will define equal 120 grams. It is enough for installation of the compact camera of high resolution. Taking into account configuration, the maximum size of screws for such frame — 245 mm (theoretical maximum — 247,4 mm). Propeller pitch — 120 mm.

Let's give example of configuration (tab. 6) and its calculated parameters: flight range depending on the horizontal speed (fig. 1.2) and characteristic of the electric motor, including in the mode of hanging (fig. 1.3).

Table 6 — Example of configuration of the failsafe quadcopter with frame with a diameter of 350 mm

<i>Characteristic</i>	<i>Indicator</i>
Battery capacity—nominal discharge current / peak discharge current	3 Ah — 65/100C
Stored energy	44,4 Wh
Configuration of battery assembly	4S1P*
Load of the battery	19,03C
Tension under loading	14,84 V
Battery rated voltage	14,8 V
<b>Specific thrust</b>	8,43 g/W
<b>Minimum airborne time</b>	2,8 min
<b>Hanging time</b>	19,9 min
Model of the electric motor	Turnigy Multistar Elite 2810-750
<b>Thrust-weight ratio</b>	3,6 equipped masses
The flight weight (the equipped weight)	1006 grams
Weight of engine-propeller combination	726 grams
<b>Max. horizontal speed</b>	54 km/h
Hanging gas (linear)	42 %
Efficiency (hanging)	83,9 %
Electric motor current (hanging)	1,92 A
Electric motor current (maximum mode)	14,27 A
Maximum current of ESC of the electric motor	20 A
Efficiency (maximum mode)	85,1 %

\* the number before «S» (series) designates quantity of consistently connected elements of accumulator assembly, number before «P» (parallel)—in parallel connected.

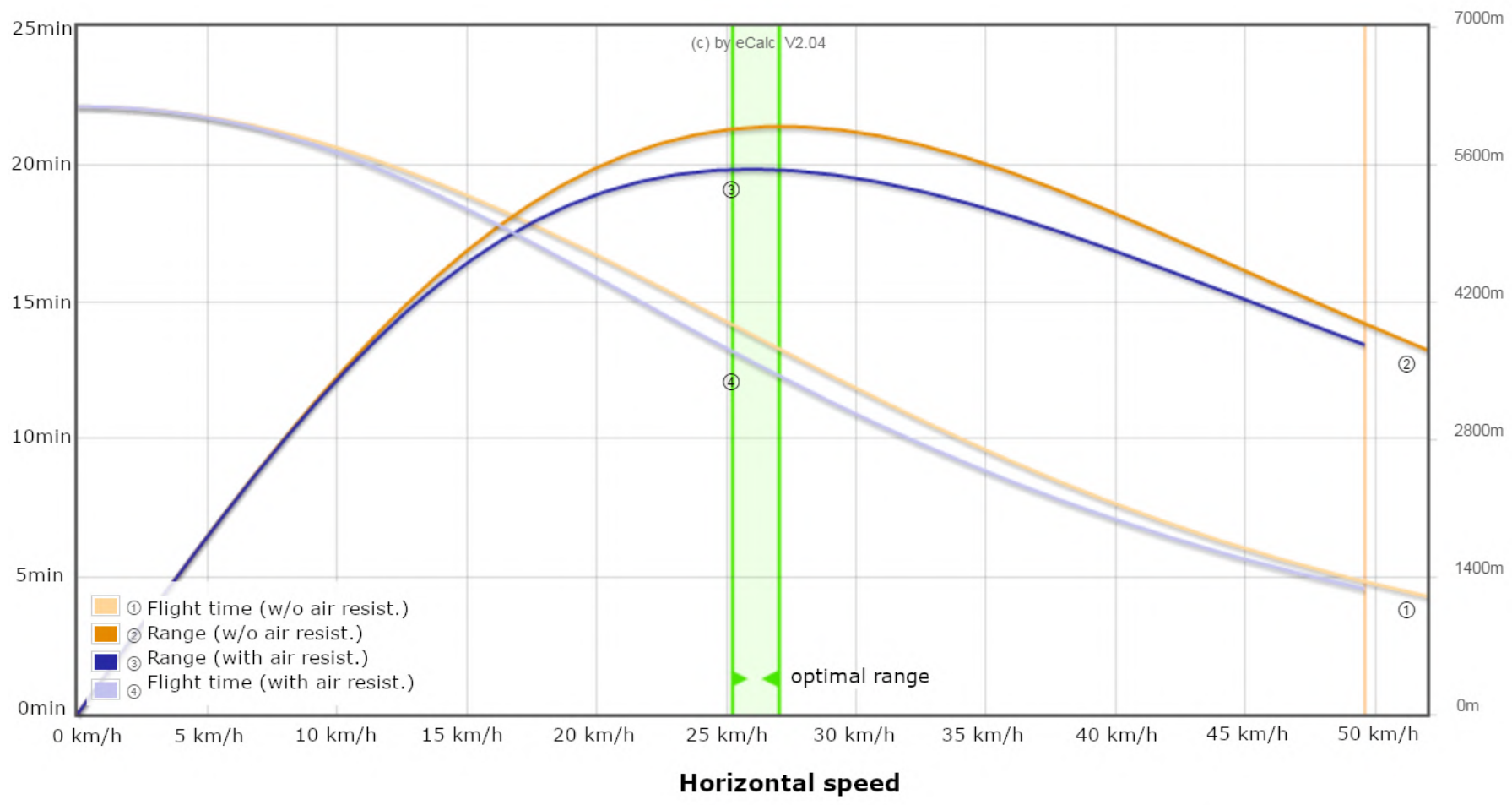


Figure 1.2 – Calculation of range and flight time (350 mm frame)

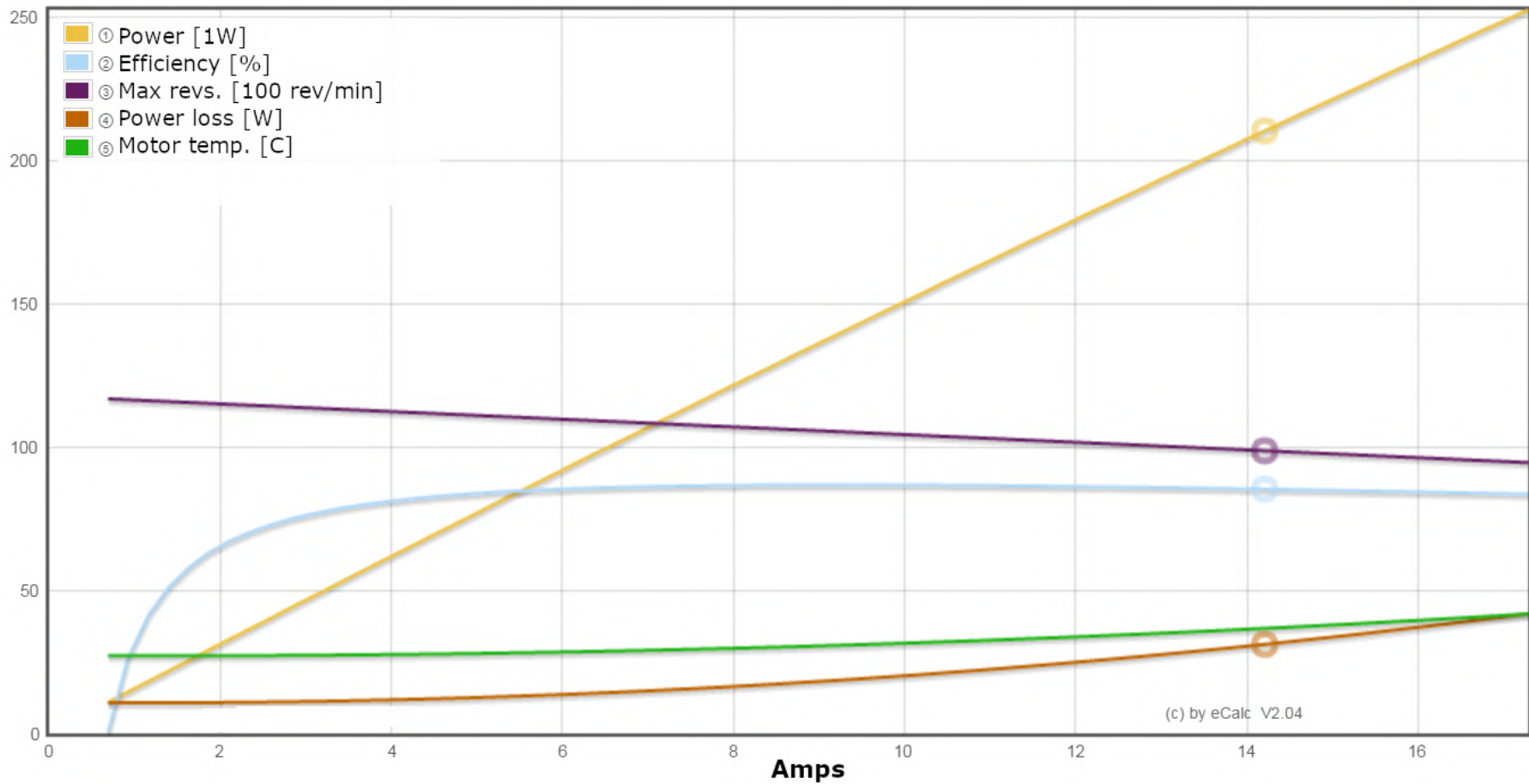


Figure 1.3 — Characteristics of the power unit (350 mm frame)

We will carry out the further analysis of the received dependences from the point of view of future user of the received UAV. It is obvious that not only the failsafety, but also practical applicability of the received device is important for the final operator. For this configuration we have the following operational indicators:

1. **Cruiser speed** — 26 km/h — quite sufficient for the solution of typical tasks for class device III: shooting of video with the easy camera, relaying of radio signals, work at light breeze.
2. **The maximum range** — 5,5 km "one way" or 2,75 km "there and back" — high rate, taking into account specifics of failsafe configuration. Here the forced high stock of draft attracting increase in weight of electric motors could have an adverse effect on flight range of the easy device. However in this case quite typical value for class quadcopter III is received, and for failsafe configuration such value can be considered high.
3. **Maximum airborne time (hanging time):** This indicator in fact is operating time of the UAV in the theoretical mode of motionless hanging, without time for climb and decrease. In practical sense such indicator will allow to use such device as motionless repeater of radio signals at the height of 300–400 meters about 10 minutes. It is low indicator, however it is still sufficient for task of the organization of operational VHF radio communication and the overview of the territory, for example, in high ground terrain. Such scenario is characteristic of small device III of class. Here in practical sense the lack of failsafe configuration connected with the low efficiency of the motor at the loading necessary for maintenance of the mode of hanging is shown (for more details see Paragraph 6 of the present list).
4. **The maximum horizontal speed** — 54 km/h at distance of 1,3 km — the high rate uncharacteristic for the typical UAV of such class. Here high thrust-weight ratio of failsafe configuration affects positively

- such speed is simply unavailable to normal UAV III of class even in the "overload" modes of its electric motors: affects current limits for ESC. In practical sense can be useful to cross if necessary quickly the area with suppression of radio communication (in the automatic mode) or at direct danger of interception of one UAV another.

5. **Maximum revs** of about 12000 RPM — average value. In practical sense the potential of possible decrease in this indicator for creation of the device of small noisiness is interesting. In this case characteristics of the used electric motor (Turnigy Multistar Elite 2810-750 with KV rating = 750) have no potential for decrease in engine speed with replacement of the screw, so creation of quiet executions of this configuration is impossible.
6. **Efficiency in the hover mode** — 83,9% — the low indicator which is main "payment" for high thrust-weight ratio and possibility of landing on two screws. Decrease in this indicator for failsafe configuration is caused by the natural reason: low efficiency of electric motors at small loading.

**Note 1.3.** For minimization of effects of this negative effect makes sense to minimize time of motionless hanging of the device at implementation of flying missions and also to use effective control algorithms flight of the device in general (see the item. 3.3.2) and controls of each of electric motors (see the item. 3.2).

### 1.2.2 Class VI, frame 750 mm

Class device VI, the "heavy" quadcopter, weight of payload is 1 kg. The calculated weight of frame (with the landing gear), the flight controller and auxiliary components (totally) — 0,5 kg. The screw size — 525 mm, propeller pitch — 180 mm.



**Note 1.4.** Quadcopter of Such Class can bear on itself and much bigger payload. At calculated value of weight of payload in 26.39 kg, the device with the parameters provided below has linear gas of hanging 80 %, so still keeps opportunity to gain height and to maneuver in the horizontal plane. However in practice, in most cases, there is no need for such high rates of loading capacity. Certainly, at such loading indicators, necessary for failsafe configuration, according to the table 4 are not reached.

Typical payload for such devices (video cameras with the stabilizing servo actuator, thermal cameras, night vision systems, laser designators, etc.) constructed with use of modern component base have weight to 3 kg. [86].

Table 7 — Example of configuration of the failsafe quadcopter with frame with a diameter of 750 mm

<i>Characteristic</i>	<i>Indicator</i>
Battery capacity — nominal discharge current / peak discharge current	14 Ah — 45/60C
Stored energy	725,2 Wh
Configuration of battery assembly	14S1P
Load of the battery	22,07C
Tension under loading	51,01 V
Battery rated voltage	51,8 V
<b>Specific thrust</b>	5,52 g/W
<b>Minimum airborne time</b>	2,4 min
<b>Hanging time</b>	19,9 min
Model of the electric motor	Turnigy RotoMax 50
<b>Thrust-weight ratio</b>	3,6 equipped masses
The flight weight (the equipped weight)	12,33 kg
Weight of engine-propeller combination	10,83 kg
<b>Max. horizontal speed</b>	69 km/h
Max. climb rate	15 m/s
Hanging gas (linear)	43%
Efficiency (hanging)	89,8%
Electric motor current (hanging)	10,28 A
Electric motor current (maximum mode)	77,25 A
Maximum current of ESC of the electric motor	80 A
Efficiency (maximum mode)	92,1%

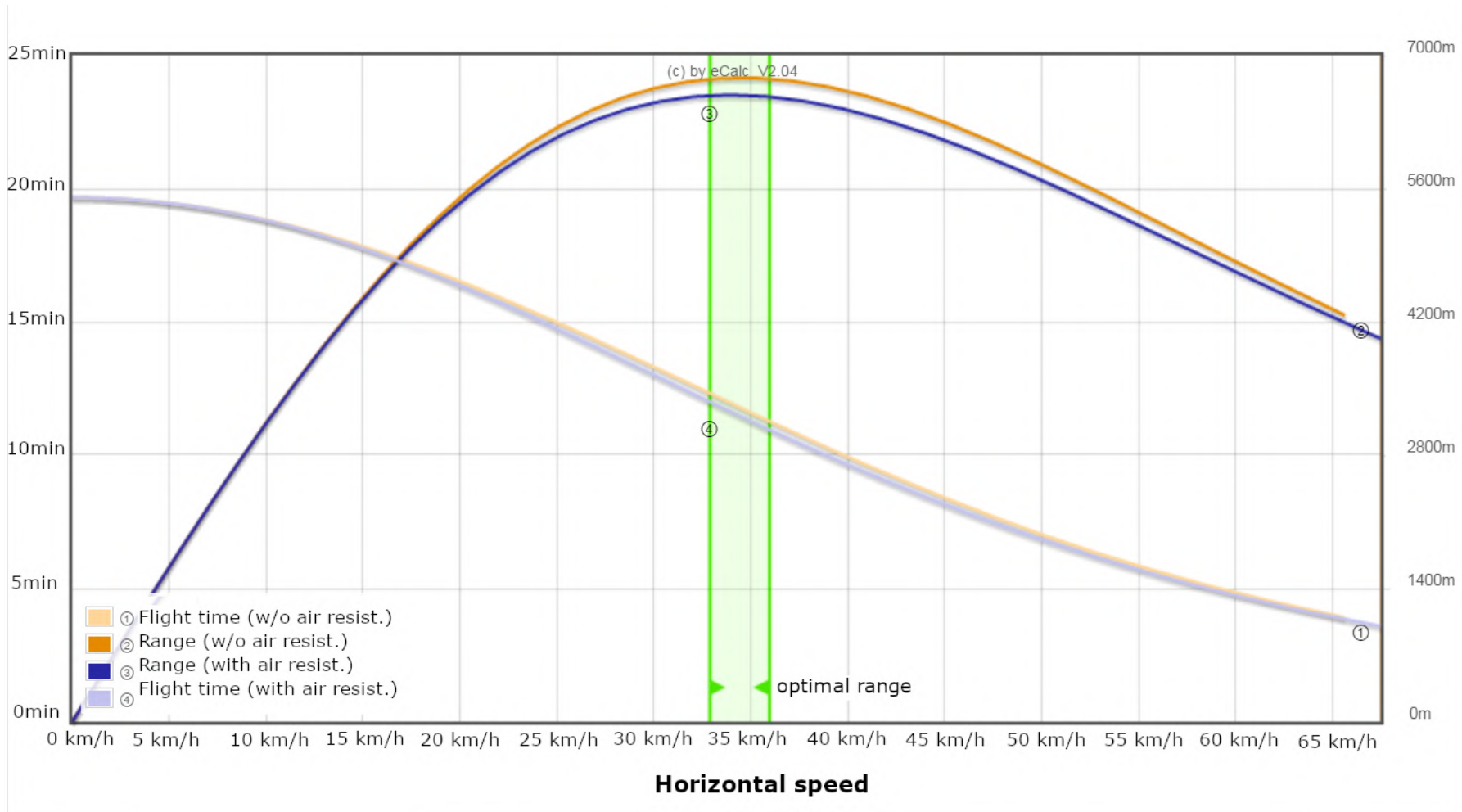


Figure 1.4 – Calculation of range and flight time (750 mm frame)

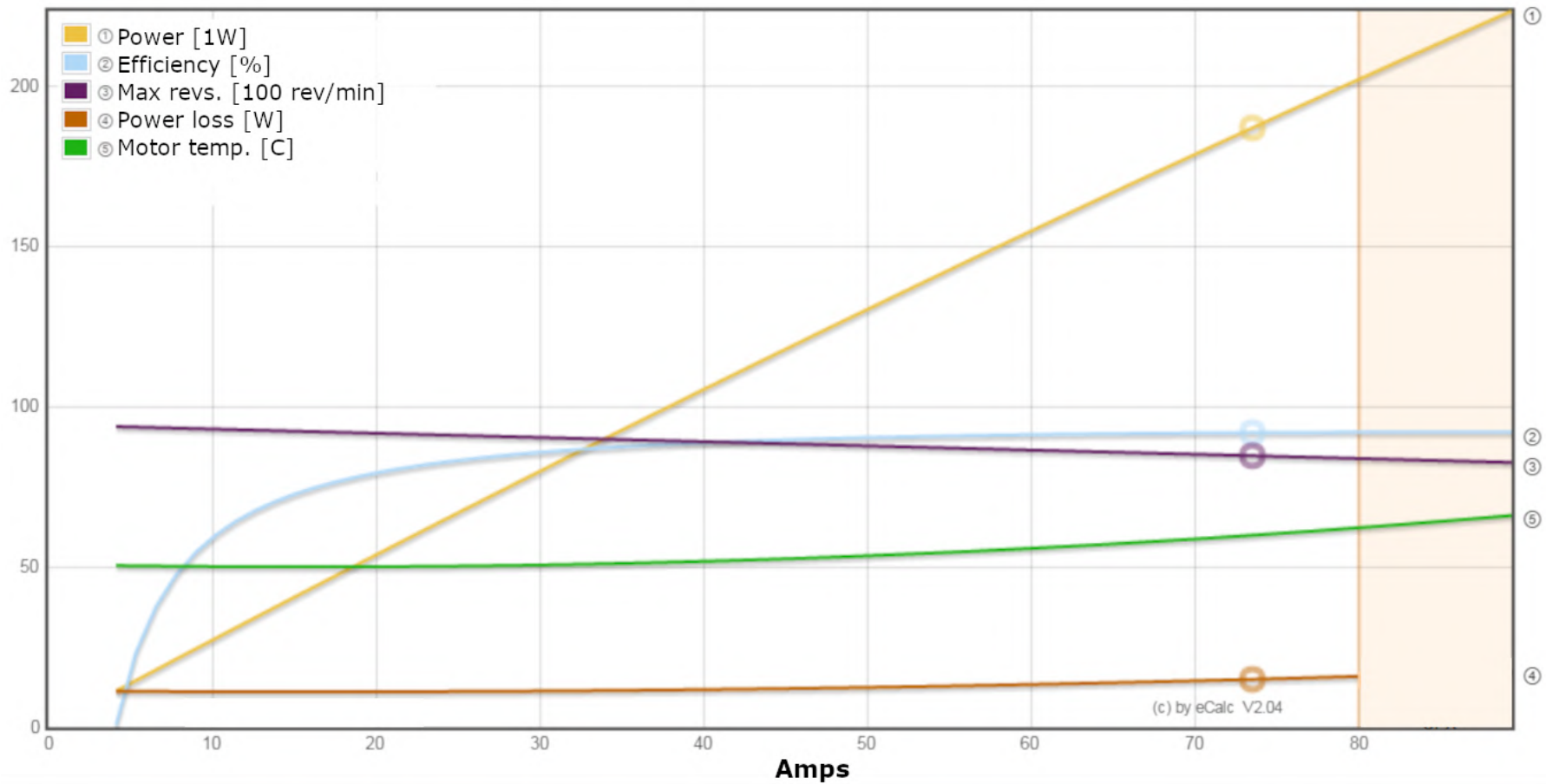


Figure 1.5 – Characteristics of the power unit (750 mm frame)

Similar to calculation for frame of 350 mm, we will carry out the further analysis of the received dependences from the point of view of future user of the UAV. The conclusions similar with the previous calculation are lowered.

1. **Cruiser speed** — 34 km/h — high, characteristic of class.
2. **The maximum range** — 6,8 km "one way" or 3,4 km "there and back" — high rate, taking into account specifics of failsafe configuration. Let's note that change of weight of payload which will influence considerably this indicator is characteristic of the device of heavy class. In this calculation the weight of the payload of 1 kg.
3. **Hanging time** of 19,9 minutes — low indicator, lack of failsafe configuration.
4. **The maximum horizontal speed** — 69 km/h at distance of 1 km — very high rate.
5. **Max revs** of about 8700 RPM — low indicator, actually we have quiet configuration at installation of the corresponding screw.
6. **Efficiency in the hanging mode** — 89,8% — the low indicator inherent to failsafe configuration. For comparison: Efficiency at maximum thrust is even higher: 92,1% that is not characteristic of quadcopters in normal execution. Watch the item of 6 conclusions by calculation of failsafe configuration with frame of 350 mm in more detail.
7. **The maximum climb rate** — 15 m/s — very high rate. Together with low indicator of maximum of turns, the device can quickly and with the minimum noise to leave on high altitude.

## 1.3 Analysis of results and feature of assembly of failsafe configuration

### 1.3.1 Choice of frame and screws

Effects of the emergency of the second type which is characterized by mechanical damages of the device can be minimized by the choice of the correct elements of primary structure and screws. Emergencies of the first and third type do not impose direct restrictions for the choice of screws.

Let's formulate number of recommendations about the choice of screws of the device.

1. If is going to use the quadcopter in areas with dense high-rise building at small heights and other places where the situation of contact with the obstacle device screw is possible, then it is necessary to establish additional protective elements for screws (fig. 1.6). Decrease in lift-to-drag ratios at the same time is insignificant.



Figure 1.6 — Protective element of the screw of the quadcopter  
Quanam Nova

2. It is not necessary to use screws from carbon fabrics or rigid composites. Experience of use shows, even at easy contact of obstacle, more rigid composite screw collapses completely. The soft plastic screw in this situation could be deformed is elastic.

3. According to operating manuals of quadcopters of the leading producers, screws do not demand balancing. However you should not neglect this procedure. Sensitive accelerometers catch even insignificant vibrations, and PID-controllers not always correctly process such "noise".
4. It is necessary to use screws with metal fastening assemblies to electric motors. In case of slipping metal of fastening will take away heat.

As for the choice of frame, key features of its selection are as follows:

1. For creation of failsafe design only class III frames above are suitable (see tab. 2). Devices with frames of the I and II classes have not enough space for installation of failsafe components of control system and power supply. At the same time for frames of III and IV classes application of any of structural materials is admissible. For V and VI class it is reasonable to use light composite materials, use of metal alloys is allowed, and plastic use — is not recommended owing to bigger weight.
2. Should avoid difficult designs of frames with sliding or folding elements. Such frames are convenient for application on devices at professional photo and video filming (do not get into the shot), but have insufficient reliability. Even weak mechanical damage of fastening assemblies of such landing gears can lead to loss of their working capacity that in turn attracts to potential damages of payload when landing.
3. Modular frames allowing replacement of separate beams — is well proved in community of modellers decision [83]. If it is perhaps constructive, then it is necessary to apply such design of frame as it has high maintainability. At accident fastening assemblies often assume energy of mechanical influence, leaving payload in safety.

### 1.3.2 Choice of electric motors

One of the key issues resolved in the course of work on new model of the quadcopter is the question of the choice of traction electric engines. At the same time depending on expected profile of use of the device and target FC, the engine model is chosen not only directly, but also optimum ESC and the program of control is selected (for more details see the item. 2.1.1, item. 3.2).

In modern UAVs on electric traction commutatorless electric engines are used. Such engines, and also course regulators for them, it is possible to separate into 2 main classes—with position sensors of rotor and without them. Bezdatchikovy engines have number of advantages: they it is cheaper, simpler in production and it is more reliable. For this reason the majority of motors and controllers for the UAV now such.

The commutatorless motors applied on quadcopters have design, the return designs of the collector engine: the stator with windings is not mobile and rigidly fixed on frame, and the rotor with permanent magnets rotates.

For obtaining sufficient lifting force screws of the quadcopter have to rotate with high angular speed (up to 30000 RPM). At the same time the engine has to develop sufficient torsion torque. For a number of reasons (the additional weight, decrease in efficiency, decrease in reliability) use of reducers on quadcopters is admissible only in exceptional cases (see Paragraph 3 of recommendations).

Commutatorless motors with the outer rotor (outrunner) are suitable under the set operating conditions. It is possible to place bigger quantity of magnetic poles in design of the last, thus having received the electric motor with big torsion torque in comparison with motors with the inner rotor (inrunner).

Let's formulate requirements to electric motors of the failsafe device:

1. For creation of failsafe configuration of the quadcopter should be chosen engines with lifting kilogram force  $F$ :

$$F = M/k,$$



where  $M$  — the equipped mass of the quadcopter, and the safety factor of  $k$  satisfies to restrictions:  $0,8 < k < 1,14$ .

In case of accident of the second or third type such stock on draft will allow the device to gain height during the operation only of two of four engines, without overload (thrust-weight ratio more than 3,5 equipped masses). At classical approach ( $k = 2$ , see p. 26) the stock of draft is sufficient only for overcoming attraction of the earth.

2. Should avoid electric motors high value of KV rating. The optimum value can be considered KV value  $< 2000 \text{ rev.}/(\text{min}\cdot\text{V})$ . The quadcopter with such engines and truly adjusted PID-controllers will be rather maneuverable and will show high stability at external influence. Also low KV (and rotational speed) reduce the probability of emergence of synchronization errors of ESC (see in detail item. 2.1.1).

### 1.3.3 Power unit choice

Key characteristic of any flight vehicle, including pilotless, — practical flight range. It depends mainly on amount of the energy reserved by the UAV energy unit. The main are characteristic of quadcopters three type of power units:

1. Lithium-polymeric rechargeable batteries (LiPo battery);
2. Fuel cells;
3. The hybrid power unit on the basis of compact fuel engine and buffer battery.

On the basis of these sources [83; 87; 88] we will carry out comparative analysis of the specified installations.

**Lithium-polymeric battery.** It is the most widespread type of the power unit for the UAV of helicopter type today. Emergence of this chemical source of current has played key role in distribution of quadcopters for the civil purposes. In difference from the fuel cell for which it is necessary to resupply

poorly widespread type of fuel rechargeable batteries can be recharged from the household power supply network.

The flight vehicle imposes rather strict requirements to characteristics of batteries: they have to have high ratio of stored energy per unit mass and also high tokootdacha.

Thanks to polymeric electrolyte, LiPo battery have the best indicators of stored energy per unit mass and high rate of tokootdacha thanks to what they became the standard de facto for quadcopters. Modern lithium - polymeric accumulators allow discharging by current up to value  $100 \cdot C$  Ampere, where — battery capacity.

**In general to advantages of lithium - polymeric batteries as PU for the quadcopter should be carried:**

1. Low self-discharge;
2. High current output;
3. High density of energy per unit of volume and masses;
4. Opportunity to collect accumulator assemblies of different form, optimum using space of frame and balancing with the device.

**Should be carried to negative sides of this PU:**

1. Reduction of resource of the battery at discharge big currents. 500 cycles of charge discharge declared by producers are achievable only at current about  $1C$  where  $C$  — battery capacity. Current of consumption of the quadcopter is much higher ( $> 10C$ ) that conducts to its rapid wear.
2. Charging of assemblies from lithium - polymeric accumulators can be made only by means of special charging devices.
3. Need of strict observance of temperature condition. In the course of discharge big currents on the quadcopter of lithium - the polymeric battery inevitably heats up. At the same time heating to temperature is higher than  $60^{\circ}C$  leads to fast degradation of the battery. Optimum temperature the value  $43 - 45^{\circ}C$ : is considered: at this temperature

the battery has the smallest internal resistance. The charge at negative temperatures is also pernicious for this source of current (wear, loss of capacity). The discharge at negative temperatures is admissible, but at the same time the available capacity (at temperature of  $-20^{\circ}\text{C}$  the battery gives about 50% of the rated capacity) [87].

4. Need of special storage conditions and reconservation. LiPo batteries lose capacity even if are not used. In this regard it is not reasonable to have available accumulators more, than it is necessary for providing the current schedule of flights. If the accumulator is not used considerable time ( $>2-3$  days), it is necessary to transfer it to the storage mode: to bring charge to value of  $3,85\text{ V}$  on 1 element of accumulator assembly (cell). For prevention of degradation of new accumulators in storage time and transportation of the battery from manufacturing plant to the consumer, producers add special inhibitor to electrolyte. It considerably slows down process of aging of the accumulator and also supports tension in the battery after production. Inhibitor decays at the first 2 - 3 processes of charging discharge—reconservation. Process of reconservation assumes discharge and charge the current which is not exceeding  $3C$ , so the new battery cannot be used on the quadcopter at once. Use of the accumulators which have not passed reconservation in the conditions of high loadings leads to loss of capacity and decrease in service life.
5. Low mechanical durability of finished products. The vast majority ready LiPo batteries is issued without rigid body. It allows to lose weight, but even at insignificant accident of the second type full replacement of accumulator assembly is recommended.

**Fuel cells.** use of fuel cells as the power unit for the UAV opens opportunities for increase in time and flight range. Informal record of flight time (in the hanging mode) the quadcopter without payload on one charging of

LiPo batteries — 95 minutes 46 seconds, serially released devices on batteries fly, as a rule, no more than 30 minutes.

JSC Nelk (Russia) is developed by CJSC NPTs the NELK-V8 test apparatus fuel cell powered with take-off mass up to 12 kilograms, capable to bear payload weighing up to three kilograms and flight time to 5 hours [89;90].

**Key advantages of fuel cells are:**

1. High power consumption of fuel (hydrogen — the most power-intensive substance);
2. Environmental friendliness;
3. High general reliability of system owing to direct transformation of fuel to electrical energy. There is no intermediate transformation of combustion energy of fuel to mechanical energy that is characteristic of PU with fuel engine.

**When using fuel cells a number of the problems caused by their design features arises:**

1. Safety issues and regulations of turnover of hydrogen. The pure gaseous hydrogen and its mixes applied in the form of fuel to the fuel cell are chemicals, at least, 2 hazard classes [91]. For such substances number of restrictions on transportation and storage is established. As a result of it, application of this type of fuel in civil UAVs is limited.
2. Availability of fuel. Only hydrogen of certain quality is suitable for use in the fuel cell. Production of hydrogen of necessary quality and its availability in the market are much lower, than at hydrocarbon fuel and the electric power. In this regard there can be problem of search of fuel for filling of fuel cells.
3. Safety of operation of the UAV. There is risk of explosion of vapors of hydrogen in case of failure of the UAV.
4. Economic component. The known ways of extraction of pure hydrogen are energy-intensive and the cost of this fuel is high. According to the Horizon Unmanned Systems company the cost of the industrial

hydrogen necessary for development of 1 kWh of energy in the fuel cell, more, than by 40 times exceeds the cost of 1 kWh of mains electricity [92; 93]. The cost of the most fuel cell is also high.

**Hybrid power units.** to one of the most least widespread, but rather perspective development trend of PU for the UAV it is possible to consider the direction of compact hybrid installations.

The hybrid power unit usually is sheaf from the compact fuel engine and the electric generator and also buffer LiPo accumulator or the ionistor.

**Note 1.5.** Hybrid power units also carry the scheme when fuel engine is used as the direct traction engine, and power supply of onboard electronics is carried out from the accumulator of any type. Such scheme is characteristic of the UAV of plane type and is not applied on quadcopters, since use of fuel engine on the quadcopter as directly traction is complicated owing to their high inertance.

**Can be carried to advantages of the hybrid power unit:**

1. Possibility of creation of devices with big battery life, in comparison with devices on lithium - polymeric batteries as liquid hydrocarbon fuel is enough energy-intensive. Taking into account the weight of linking of fuel engine+, at achievement by the device of some size of total mass, more light hydrocarbon fuel wins the electric generator on weight against LiPo battery of the same power consumption.
2. Use of liquid fuel, unlike gaseous at fuel cells. Liquid fuel is more plain in use, transportation and storage.
3. As a rule, smaller, in comparison with fuel cells, the weight of ready PU of the same power. Hybrid PU has no heavy pressure vessels.

**Note 1.6.** Fuel cell powered of modern composite pressure vessels can disprove the current statement. There are no available data on mass-dimensional indicators of such PU.

**Shortcomings of PU of a such type:**

1. In fuel quality for compact fuel engine are, as a rule, used poorly widespread types of hydrocarbons: nitromethane, methanol, high-octane gasoline.
2. Low resource and reliability of compact fuel engine. Owing to the sizes, it is difficult to provide lubricant and engine coolings up to standard.
3. Need of self development and assembly. In the open market of component parts there are no offers on ready specialized hybrid PU for the UAV of helicopter type. The available developments on compact rotor fuel engine on aviation fuel (for example, the XMv3 engine from the LiquidPiston company (USA)) are niche. Adapting small general-purpose ICEs for these purposes is a futile practice.
4. High, in comparison with other EU, noisiness indicator. For minimization of weight and the sizes, compact fuel engine practically have no exhaust system.
5. Launch time. Fuel engine demands some time for start and transition to nominal operational mode.

Thus, it is impossible to allocate any separate type of PU. Has each appearance of PU the positive and negative sides, the field of application. For search of structurally balanced PU for failsafe configuration of the quadcopter the following algorithm can be offered:

1. Owing to the size, for devices with frames of III and IV class it is necessary to use only lithium - polymeric batteries (the I and II classes are unsuitable for creation of failsafe systems according to 1.3.1).
2. For devices with frames of the V-VI class it is worth using fuel cells if it is admissible for reasons of economy and availability of fuel. At the same time by analogy with hybrid PU for increase in fault tolerance it makes sense to install additional the buffer polymeric battery of lithium. Battery capacity should be chosen so that to provide, at least, landing from the maximum height of flight.

3. If use of fuel cells is impossible for item, but high autonomous flight duration is necessary ( $> 30$  minutes), then it makes sense to apply hybrid PU as it is difficult to pick up konfrugation of such device with LiPo the battery to devices V-VI of class. At the same time it is necessary to remember high noisiness of such decisions, hybrid PU are not suitable for creation of the device of small noisiness.
4. In all other cases are applied lithium-polymeric batteries.

#### **1.4 Conclusions on Chapter 1**

1. Formulated problem statement of control of the quadcopter in emergency operation is relevant and can be considered taking into account the given classification of types of accidents.
2. Quadcopters classification quastions are taken up by item In scientific literature only in general idea, without specifics of this type of the UAV. In this work the way of classification of quadcopters taking into account all of them design features is offered. This qualifier is rather universal and can be used different areas for the further simplified description of the constitution of all devices of helicopter type with even quantity of rotors..
3. Provided recommendations about the choice of separate component parts of the quadcopter can be used by item for creation of failsafe configuration of the device.
4. Specific component parts (brands, models) for the failsafe quadcopter can be determined by item with use of the existing software, by selection of the configuration answering to the offered criteria.
5. Variety of element base: controllers, sensors, engines, frames, screws, batteries - allows to create if necessary tightly specialized devices possessing minimum the FC necessary set and costs for the solution of certain task. As the contrast to it, use of successful arrangement

decisions for placement of the hinged equipment with reaching optimum balance of installed power per employee, allows to create devices for the solution of wide range of tasks including failsafe configurations.

6. Calculations of two specific failsafe configurations of quadcopters given by accounting of all stated recommendations can be used by item for practical construction of these devices.



## CHAPTER 2. EMERGENCIES MODELLING. PID-CONTROLLER SETUP

Let's open possibilities of work in emergency operation of the quadcopters assembled according to requirements of the item 1.1.3, 1.1.4. For this purpose we will carry out modeling of the emergencies described in the item 1.1.1. In addition we will also consider features of setup of the stabilizing PID-controllers for devices of failsafe configuration. This process deserves special attention, because:

1. Due to availability of large supply on draft, in operation of these regulators is available the potential connected with possibility of decrease in accident rate in the environment with external perturbation (see the item 2.2.4).
2. Question of the choice of parameters of regulators for the quadcopter is not trivial item and can be not always automated, as when flying the device there is no possibility of safe change of parameters in broad band (see the item 2.2.2, 2.2.3).

### 2.1 Modeling of emergency operation

Let's consider further two emergencies: 1) with full failure of one screw at decline; 2) with partial failure of one engine in horizontal flight.

Depending on refusal origins (mechanical engine failure or reducer, refusal on power supply, external influence with destruction of the screw) these accidents can be referred to the appropriate type in accordance with. 1.1.1.

Let's consider class device III with parameters according to (1.1):  $m = 1$  kg,  $l = 0,175$  m,  $b = 26,5 \cdot 10^{-6}$  N·c<sup>2</sup>,  $d = 0,6 \cdot 10^{-6}$  N·ms<sup>2</sup>,  $I_{xx} = I_{yy} = I_{zz} = 0,1$  N·ms<sup>2</sup>,  $J_{TP} = 0,005$  N·ms<sup>2</sup>.

For standard types of quadcopter movements (take-off, landing, movement in the horizontal plane) according to (1.6) will use the following values:

$$\Omega_i = \begin{cases} C_i, & t \in T_1, \\ C_i + \frac{a_0}{2} + \sum_{k=1}^n (a_k \cos(kt) + b_k \sin(kt)), & t \in T_2. \end{cases} \quad (2.1)$$

Here  $C_i$  — the angular speed necessary for gravity compensation,  $a_k$  and  $b_k$  — the parameters of trigonometrical polynom setting the deviations necessary for smooth exit to the stationary mode,  $T_1$  — set of intervals of time at which the device supports hanging,  $T_2$  — set of intervals of time at which the device maneuvers.

**Note 2.1.** Form of signals managing (2.1) is chosen from the following reasons. Such form is close to optimum on power consumption (see the item 3.2) and at the same time is smooth function that is applicable in practical sense. Actually such representation is approach by means of trigonometrical polynom of real signal  $\Omega_i^S$  on (1.6) during the work of algorithms of rescue, and  $\Omega_i^A$  on (1.5) when modeling effects of accidents.

Let's carry out modeling for the specified device at  $0 < t < 15$  c with refusal at the time  $t_*$ .

For carrying out comparative analysis we will review examples when algorithms of rescue are not used (item 2.1.1, 2.1.2) and examples with work of algorithms of rescue (2.1.3, 2.1.4).

Calculations were carried out with use of the MATLAB R2019b software package with addition of Simulink v.10.0. The structure of subsystem of simulation of accident is given in fig. 2.1.

Software for modeling of process of flight of the quadcopter used in this chapter (including the source code of internal procedures and graphic representations of structures of simulation) see in Appendix B.

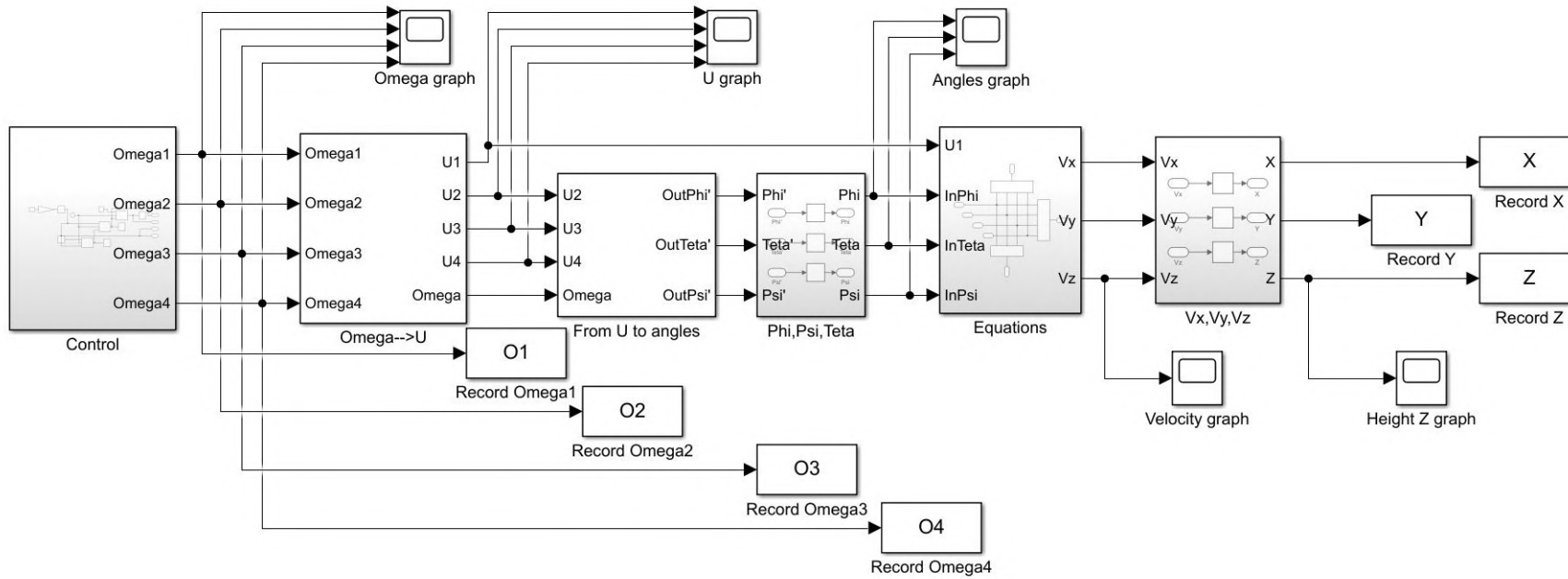


Figure 2.1 — Structure of subsystem of simulation of accident

### 2.1.1 Accident at maneuvering

Let's consider effects of total loss of draft on one of quadcopter screws in the absence of any algorithms of rescue. The picture of possible effects of such refusal will be result of modeling [57].

Let's assume that accident has occurred in the course of decrease in the device after motionless hanging.

In terms of angular speeds change  $\Omega_i$  we have:

1. At motionless hanging: maintenance of all angular speeds at the level necessary for gravity compensation (in this case 304,06 RPS at  $t \in [0; 4]$ );
2. Receiving negative vertical acceleration because of decrease in angular speeds on some period (in this example at  $t \in [4; 5]$ );
3. Received negative acceleration demands compensation by return to the angular speed of hanging according to item 1;
4. Modelling of emergency: zeroing of angular speed of the damaged screw at  $t = t_* = 6$  page.

Being guided by reasons of item 3.2 regarding optimality of power consumption, we will bring closer type of signal  $\Omega_i$  to optimum. For this purpose we will define (2.1) in shape:

$$\Omega_i = \begin{cases} 304,06, & t \in T_1, \\ 304,06 + 20\sin(\frac{\pi}{4}t), & t \in T_2. \end{cases}$$

The schedule of change of angular speeds is presented on fig. 2.2.

**The conclusion on accident.** Total loss of controllability of the device with the subsequent uncontrollable falling. The trajectory of emergency falling of the device at  $t \geq t_* = 6$  sec is shown for fig. 2.3. We have uncontrollable falling on spiral with continuous growth of vertical velocity.

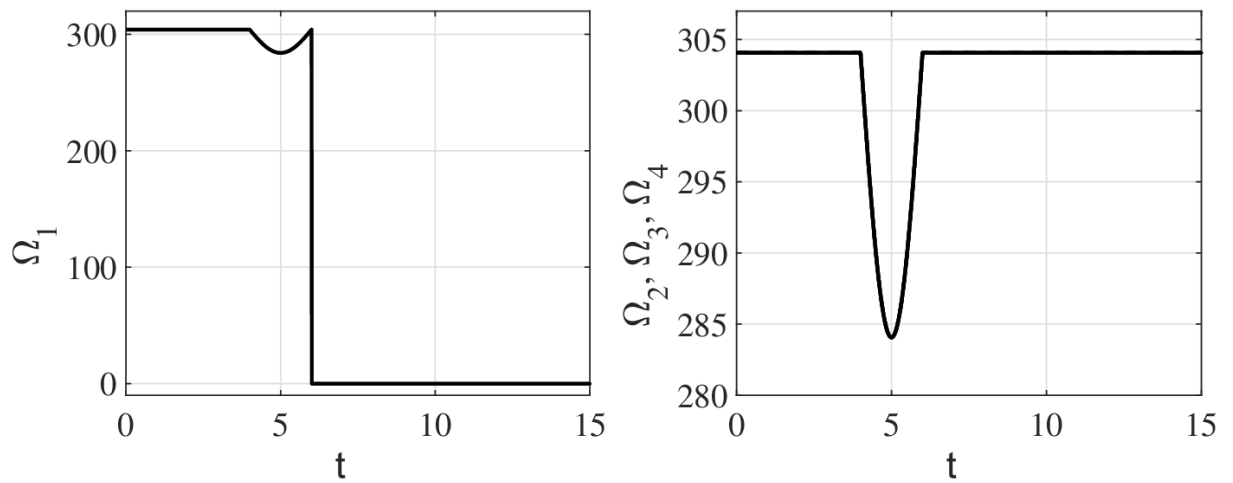


Figure 2.2 — Angular speeds of rotation of screws: decrease (rps, s)

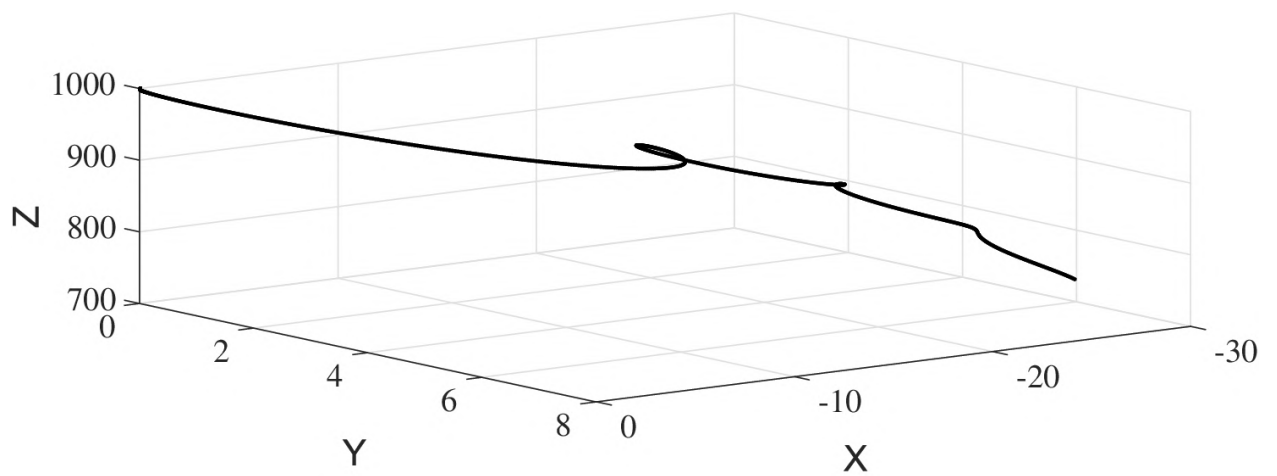


Figure 2.3 — Movement: decrease (m)

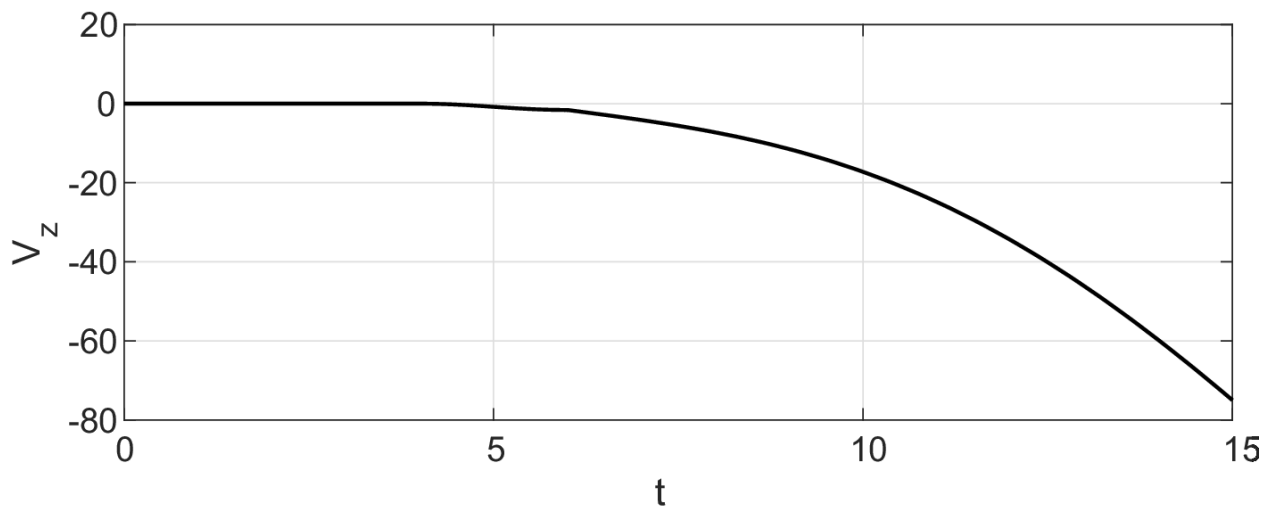


Figure 2.4 — Speed: decrease (m/s, s)

It is obvious that the size of vertical velocity at the time of touchdown will be the main destroying factor when falling the device. The schedule of change of vertical velocity is presented on fig. 2.4, heights — on fig. 2.5.

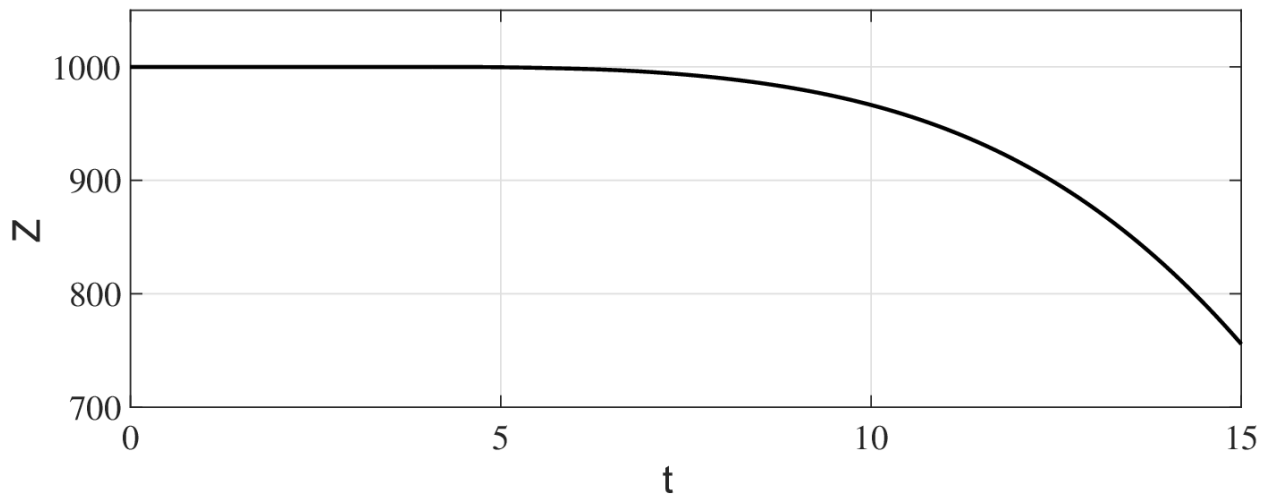


Figure 2.5 — Z Height: decrease (m, s)

For this numerical experiment initial hover height in 1 km has been chosen. The moment of touchdown has appeared outside 15 second pieces of modeling, however already at  $t = 15$  sec we have the vertical speed of 74,98 m/s ( $\approx 270$  km/h). This speed will be reached at the earth at similar accident, happen it at the height about 245 m. Blow effects about the earth of the device from plastic and composites at such speed will lead to its final fracture.

From the point of view of the operator of the UAV, the question not so much of preservation of the device how many question of preservation of expensive payload and data, in it contained is often important. As a rule, all payload of the quadcopter fastens in its lower part between chassis struts. The mass of loading in relation to the mass of the device is quite considerable. Thus, system center of mass the device loading is displaced towards payload. At such mass distribution, in case of falling of the device, the probability of the first touchdown by payload is high. Rigidly fixed chassis will not save the payload, as impact energy is considerable.

We will determine by the strong-willed decision the "threshold" vertical speed of 3 m/s as the maximum speed with which rescue of payload is possible.

Having addressed schedules of vertical velocity (fig. 2.4) and heights (fig. 2.5) we have  $V_z = -3$  m/s at  $Z = 997,101$  m and time of modeling of  $t = 6,566$  sec. Thus, it is possible to draw conclusion that for this accident rescue of

payload (not exceeding of hump speed) would be possible with height of falling no more than 2,9 m.

**Note 2.2.** Air resistance is not taken into account in this and subsequent simulations.

### 2.1.2 Accident in horizontal flight

Let's consider the following emergency: partial refusal of one of quadcopter engines (loss of thrust) in the course of the horizontal movement of the device. Such accidents are characteristic of problems of visual inspection of different high-rise objects. In case of inadvertent contact with one of screws of the device of motionless object there is destruction of its blades. According to item 1.3.1 for failsafe configuration is not recommended to use blades from rigid composites: they are easy, but rather brittle and collapse completely. Soft plastic blades can partially collapse (see fig. 2.25), thus keeping part of draft.

Similar with item 2.1.1, briefly we will describe  $\Omega_i$  definition algorithm:

$$\Omega_i = \begin{cases} C, & t \in T_1, \\ C + a \sin(bt), & t \in T_2. \end{cases}$$

1. Angular speeds  $\Omega_{1,2}$  are set by parameters  $a = 1$ ,  $b = \frac{\pi}{4}$  until  $t_*$ , are defined further as  $C = 304,06$ ;
2. Partial failure of the third engine ( $\Omega_3 = 100$  RPS) occurs at  $t \geq t_* = 4$  c;
3. Angular speed  $\Omega_3$  until accident of  $t_*$  is equal to  $C$ ,  $\Omega_4 = C$  on all timebase.

Such way of task defines the movement of the device in the horizontal plane, and since the moment of  $t \geq t_* = 4$  sec we have accident with partial failure of the third engine.

The schedule of angular speeds of screws of the device is presented on fig. 2.6. The movement of the device from timepoint of  $t_*$  represents falling on spiral and is shown on fig. 2.9.

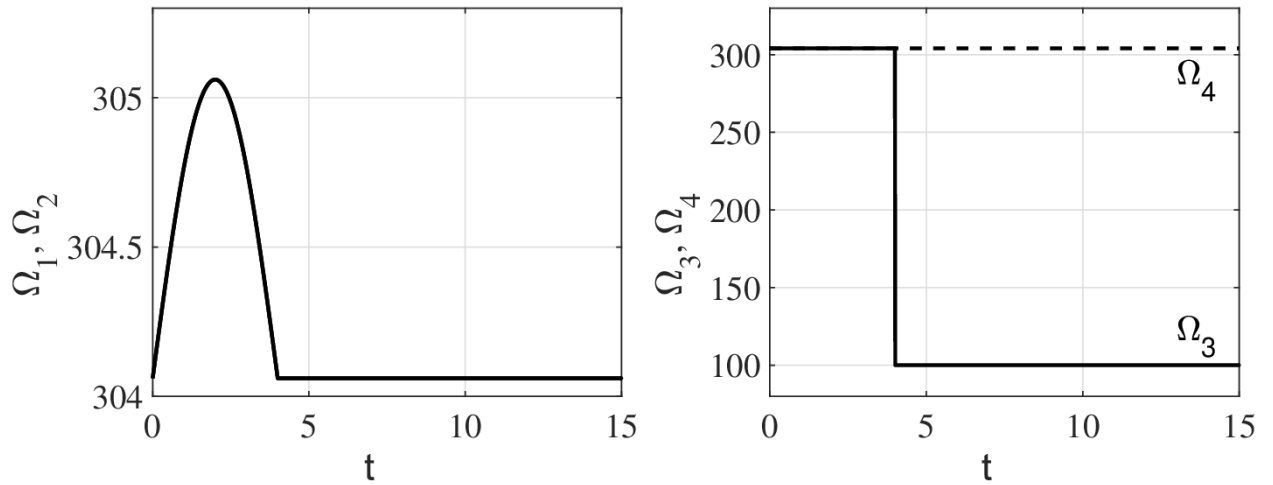


Figure 2.6 — Angular speeds of rotation of screws: horizontal flight (rps, s)

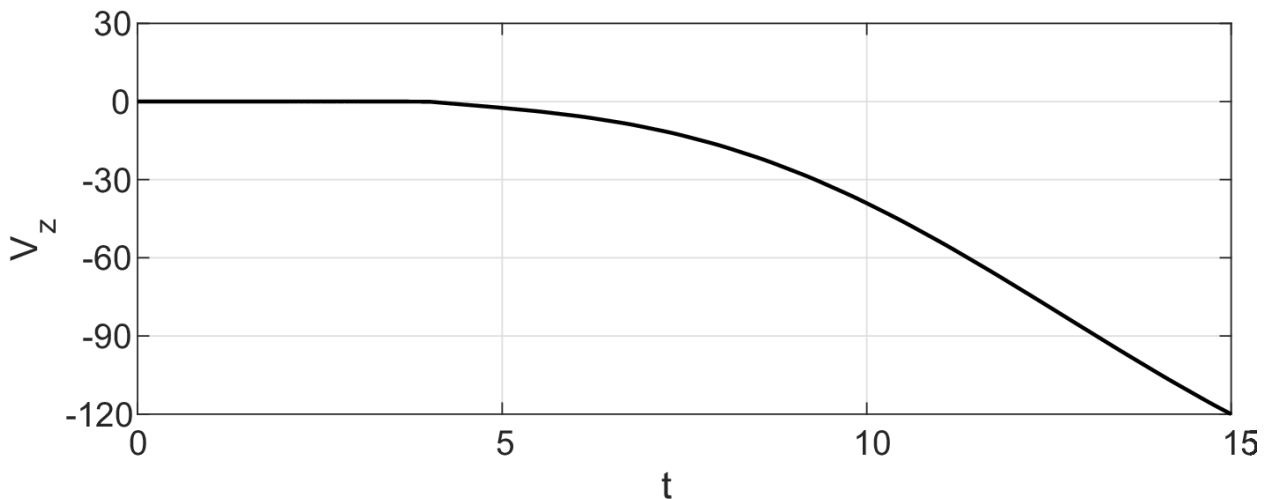


Figure 2.7 — Speed: horizontal flight and falling (m/s, s)

**The conclusion on accident.** Total loss of controllability of the device with the subsequent uncontrollable falling.

At the final moment of modeling ( $t = 15$  c) we have the vertical speed of 119.996 m/s (see fig. 2.7). Similar speed will be reached at the earth at accident at the height about 470 m (see fig. 2.8). Effects: final fracture of the device and payload.

At this accident the hump vertical speed of 3 m/s is reached already with height of falling of 1,732 m ( $V_z = -3$  m/s at  $Z = 998,268$  m and time of modeling of  $t = 5,208$  sec).



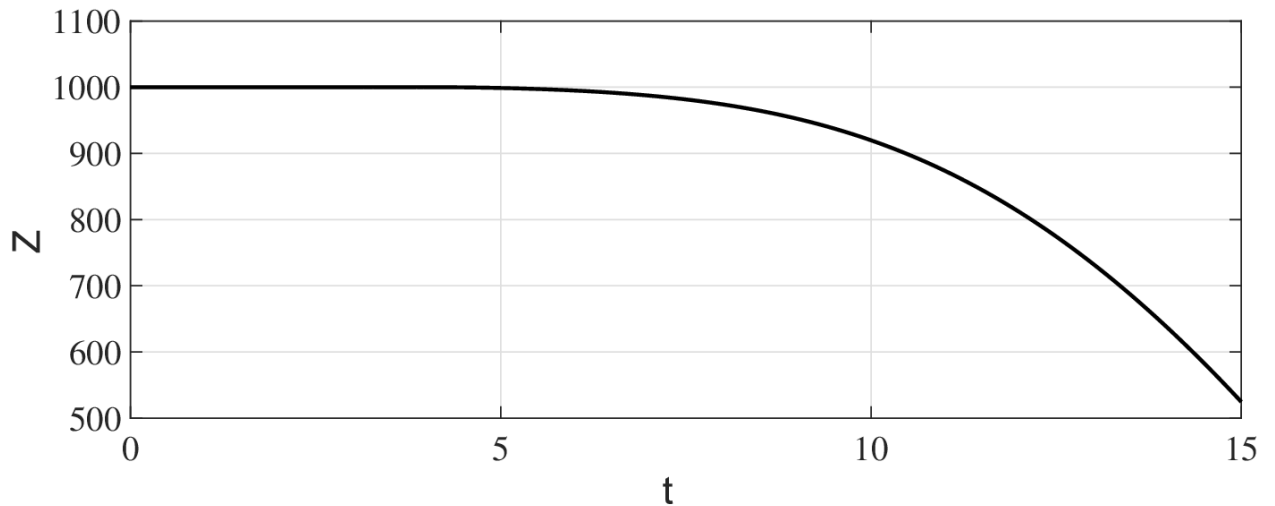


Figure 2.8 — Z Height: horizontal flight and falling (m, s)

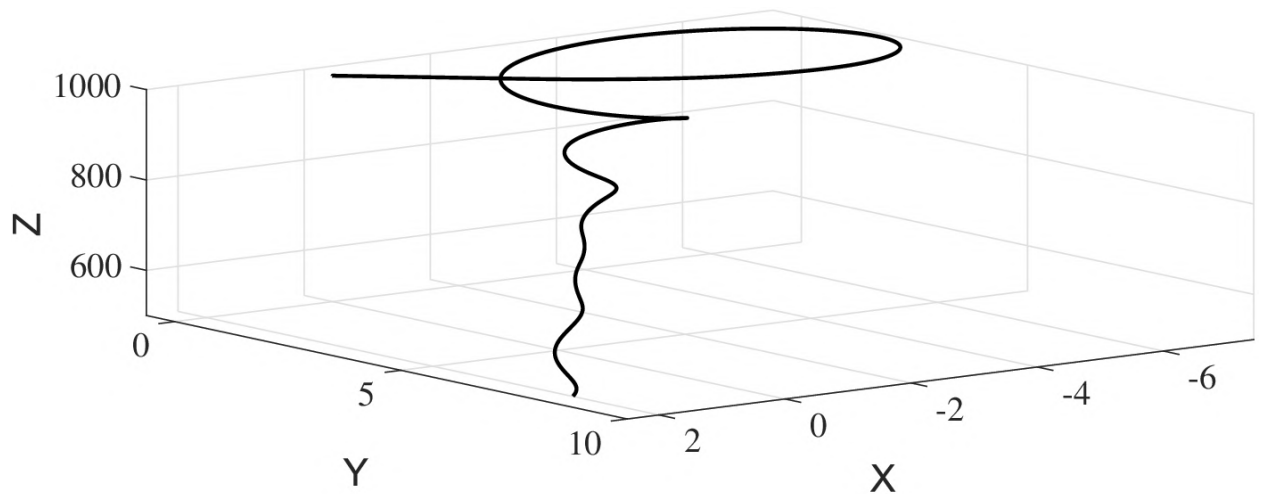


Figure 2.9 — Movement: horizontal flight and falling (m)

**Note 2.3.** Received in this numerical experiment vertical velocity of  $V_z = 119.996$  m/s at  $t = 15$  sec approaches the greatest possible speed of 147,15 m/s — body free-fall speed at the known acceleration of gravity ( $9.81$  m/s<sup>2</sup>). Thus, it is possible to conclude that despite availability of 3 completely healthy engines and incomplete loss of thrust on the fourth, for the quadcopter as unbalanced system, such accident is comparable with full failure of all engines and the subsequent free fall.

### 2.1.3 Rescue in the manual mode

Consider the simulation of an algorithm that involves automatic switching from normal control mode to emergency and subsequent manual control of the height of the device for its landing.

Let's consider modeling of the algorithm assuming automatic switching from standard duty of control in emergency and the subsequent hand control device height for its landing.

By the analysis of data from gyroscopes, accelerometers and speed data of rotation of screws it is easy to define refusal of one of engines. In case of accident of the 2nd type, (see item 1.1.1), so destructions of the screw without failure of electric part, the angular speed of the failed screw considerably will increase. Otherwise, in case of accident of the 3rd type, at failure of electric part, propeller speed considerably will decrease. In both cases sharp change of propeller revolution rate will not be typical for standard duty of flight as mentions only one screw and forces the machine to rotate. Availability of these signs can be defined by the flight controller with high accuracy no more than in 0,5 seconds.

Without restriction of community as accident, we will consider accident of the 3rd type. Let the full failure of the second engine has happened on the 5th second of flight ( $\Omega_2 = 0$  at  $t > 5$  sec).

The further algorithm of rescue can represent the following strategy of control of engines:

1. After the refusal definition control of the device passes into manual emergency operation with the corresponding indication on the control panel. Right after detecting of the defective motor, (at the time of  $t = 5,5$  sec) the diagonal with failed screw is switched-off ( $\Omega_4$ , see fig. 2.10);
2. Along with item 1 increases draft of running engines on the second diagonal. The specific value of draft and turns has to approach draft of hanging (value  $\Omega_1 = \Omega_3 = 400$  RPS, see fig. 2.10);
3. Thrust control on two working screws with the new zero provision of control knob (draft of hanging) passes item to the operator;
4. Proceeding from available control facilities, the operator of the UAV, managing device height, carries out its safe landing. In this example

the operator provides reduction of vertical velocity on interval of  $t \in [5.5, 11.7]$  and further decrease in vertical velocity to zero at approach of the quadcopter to landing surface.

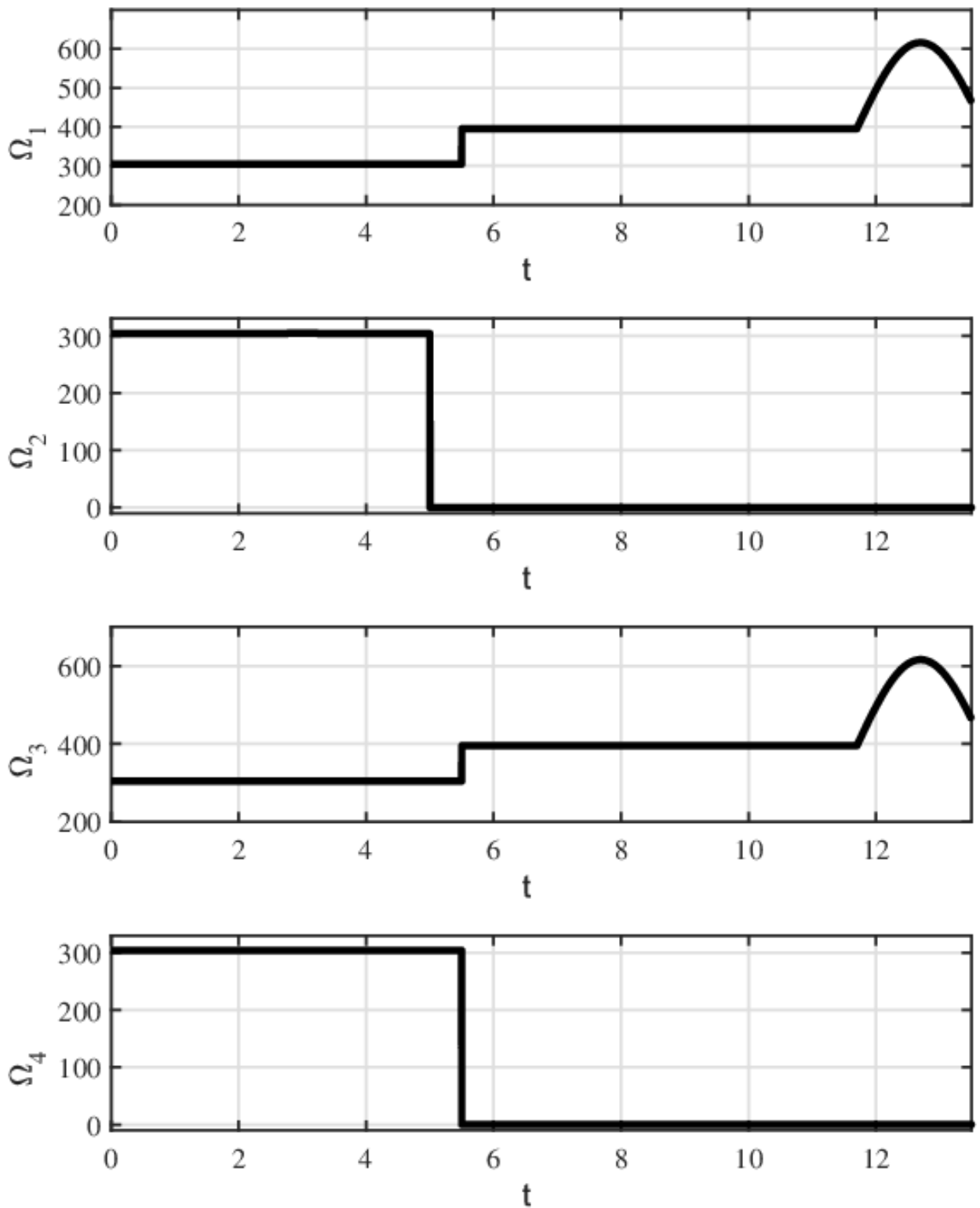


Figure 2.10 — Strategy of control of angular speeds of screws: rescue in the manual mode (rps, s)

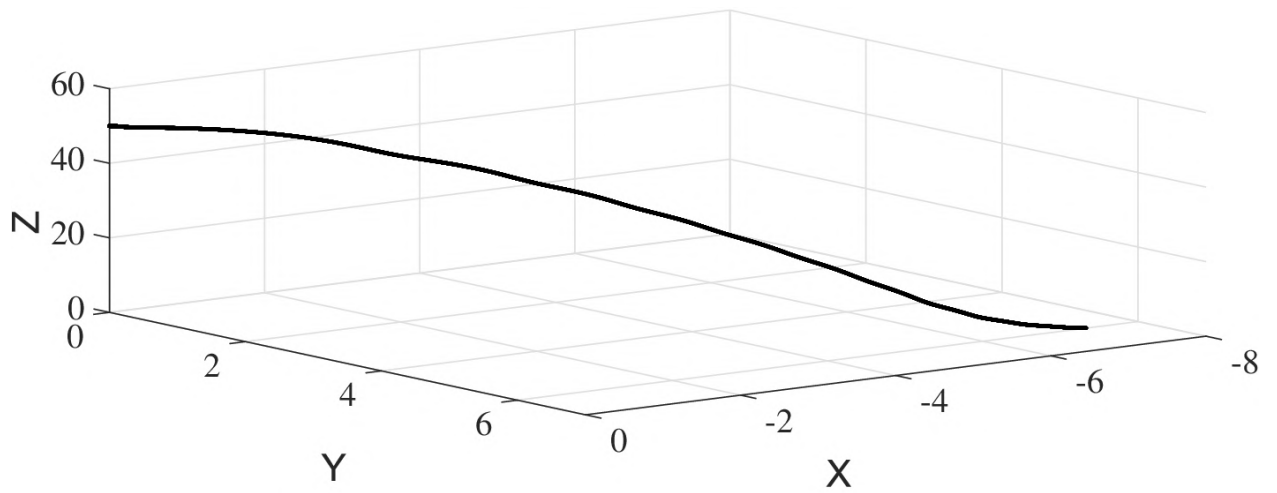


Figure 2.11 — Failsafe landing: movement (m)

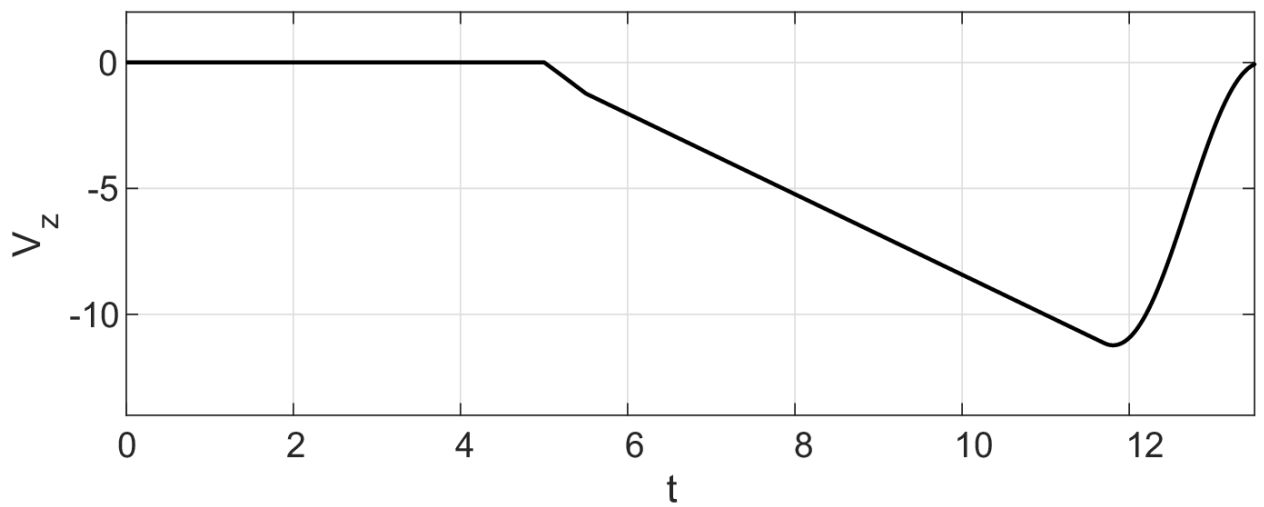


Figure 2.12 — Failsafe landing: horizontal speed (m/s, s)

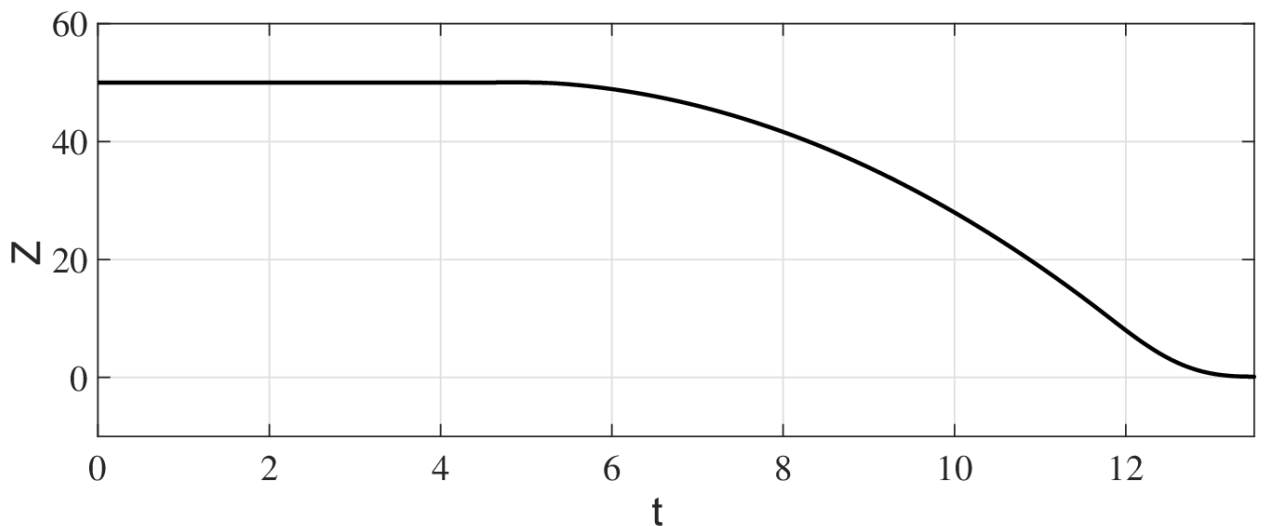


Figure 2.13 — Failsafe landing: height (m, s)

**The conclusion on accident.** The device and payload are saved. We have safe landing with zero vertical velocity at  $Z = 0$  (see fig. 2.11). The

controllability by the device on height is kept. The controllability in the horizontal plane — is lost.

Factors which can do harm to the quadcopter in this case: nonzero horizontal speed and uncontrollable movement in the horizontal plane.

As for horizontal speed, first, the horizontal speed in itself even at the time of touchdown is less destructive, than vertical. Secondly, observance of recommendations to design of the device from item 1.3. The blow to tangent about the earth with the subsequent revolution and touchdown by screws will not be accident for the device with strong non-brittle frame and protective elements on screws (see fig. 1.6).

As for negative effect of movement in the horizontal plane, its compensation depends on skill of the operator. In plain terrain it is possible to save the device. In high ground terrain, in areas of high-rise building and coastal zone movement of the device is more dangerous. In advance it is difficult to foresee the direction of the movement of the device and change of its horizontal speed. Holding trainings for operators of the UAV on work in such mode on polygon will be reasonable.

**Note 2.4.** The additional pilot study demands question of operation of the stabilizing device PID-controllers in the mode described above. During the operation of two engines from four regular operation of these regulators it will be complicated. Theoretically, the engines which have remained in work can carry out stabilization task, transferring the stabilizing impulse in due time. According to item 1.1.4, stock on draft for such stabilization remains. Practices on setup of the PID-controller from item 2.2 can be used for the solution of this problem, however taking into account factor of continuous rotation and inertness of system, only pilot studies can open question of need of specific modes of stabilization.

### 2.1.4 PID-controlled (automatic) rescue

Let's consider case of the emergency similar to item 2.1.3, but computer-controlled process of landing of the device.

For this purpose we will enter into control algorithm angular speeds of screws the PID-controller with parameters  $[K_p, K_i, K_d]=[50, 8, 20]$  on formula (2.2).

**Note 2.5.** This controller is a additional one, it is not used in the normal mode control. Should not confuse this controller with one used for stabilization.

Turning on of the regulator will happen twice. The first time for providing set (1 m/s) vertical velocity on interval of  $t \in [5.5, 29.3]$ , and the second - for decrease in vertical velocity to zero at approach of the quadcopter to landing surface (see fig. 2.15). Height of transition to stopping segment (switching of the regulator) of  $z_0 = 5$  m.

The structure of model of the quadcopter with implementation of the PID-controller for automatic rescue is given below (fig. 2.14). Initial codes of internal procedures and script of start of modeling it is given in Appendix B.

On fig. 2.18 the schedule of change of angle  $\psi$  is provided — there is intensive rotation of the device, as the screws which have remained in work rotate in one party.

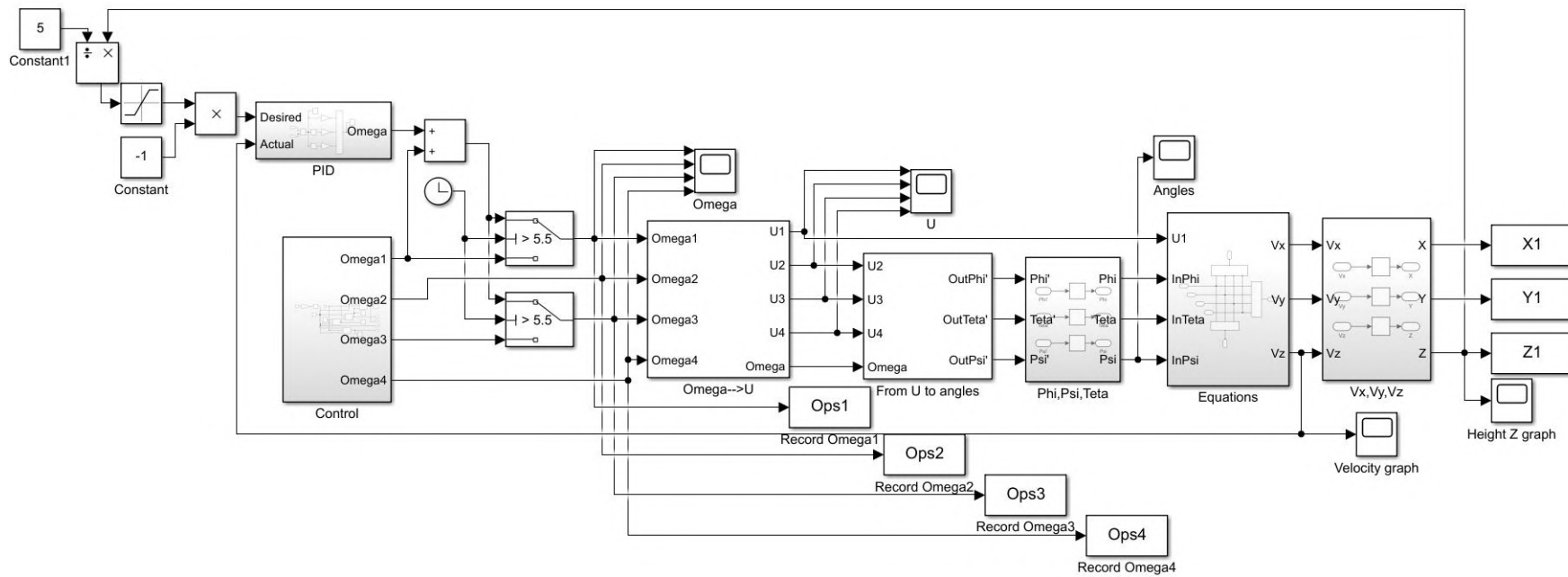


Figure 2.14 — Structure of model of simulation of accident from automatic PID-controlled landing.

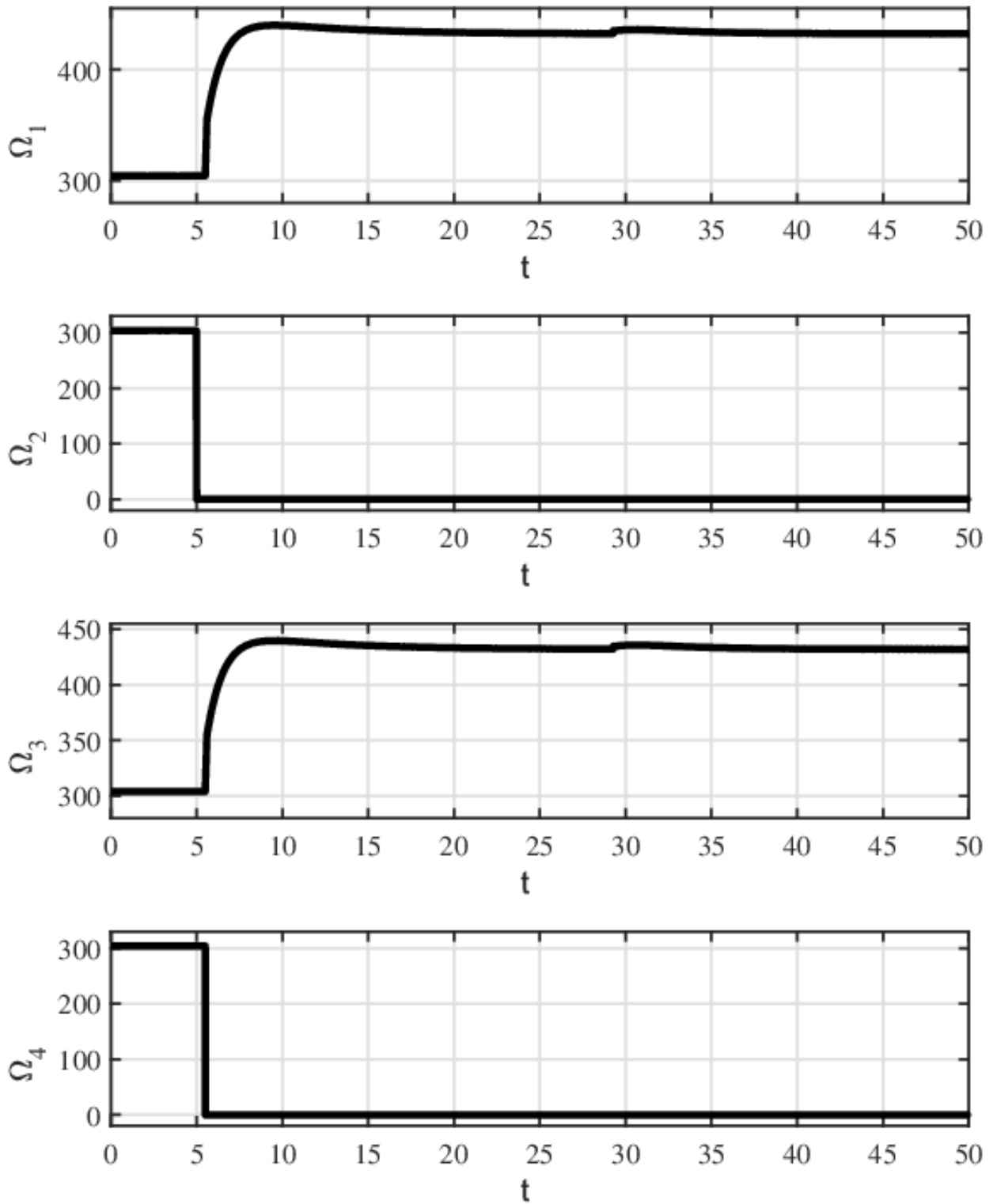


Figure 2.15 — Failsafe algorithm (rps, s)

**The conclusion on accident** in general is similar to the conclusion from item 2.1.3. In this case we have the safe landing which is carried out completely in the automatic mode (see fig. 2.16) with zero vertical velocity at  $Z = 0$ . At the end of modeling interval, at  $t = 50$  and  $Z = 0,09$ , we have  $V_z = -0,01$



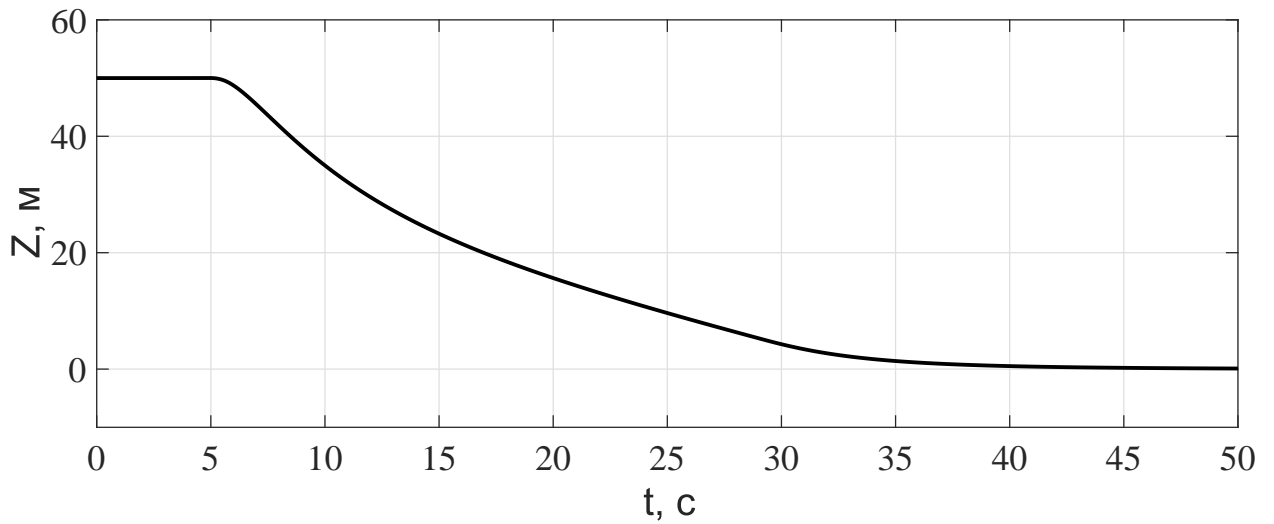
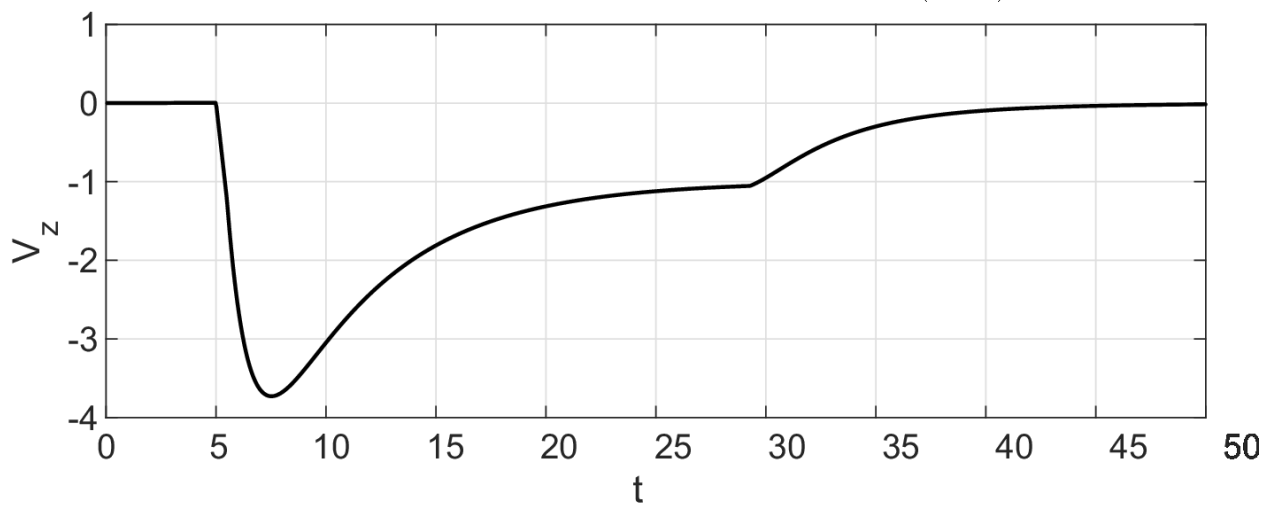
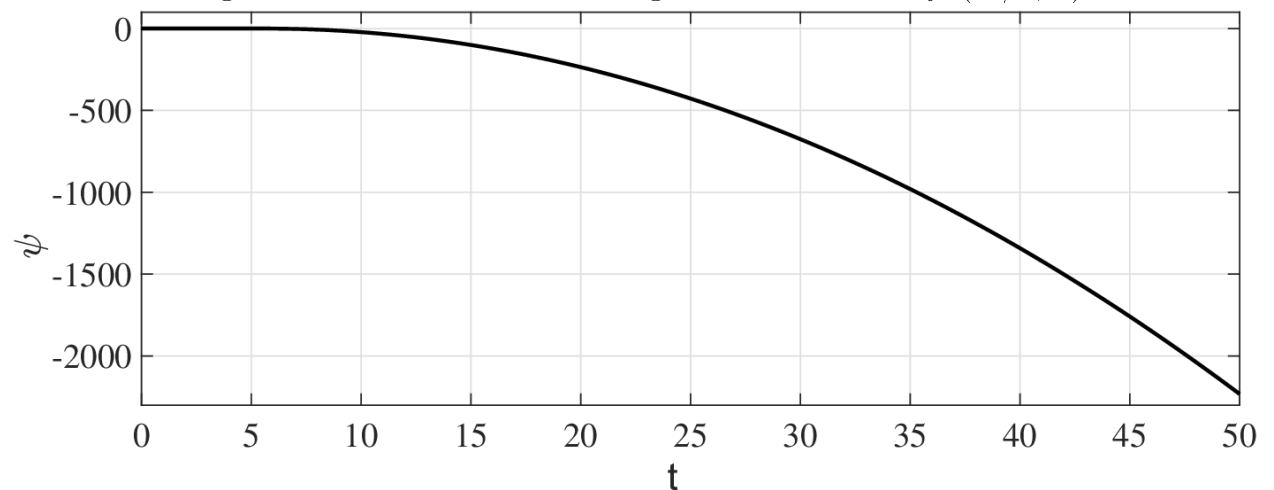
Figure 2.16 — Failsafe landing: Height  $Z$  (m, s)

Figure 2.17 — Failsafe landing: Vertical velocity (m/s, s)

Figure 2.18 — Failsafe landing: Angle  $\psi$  (rad, s)

(see fig. 2.17), that is the PID-controller has completely coped with problem of clearing of vertical velocity.

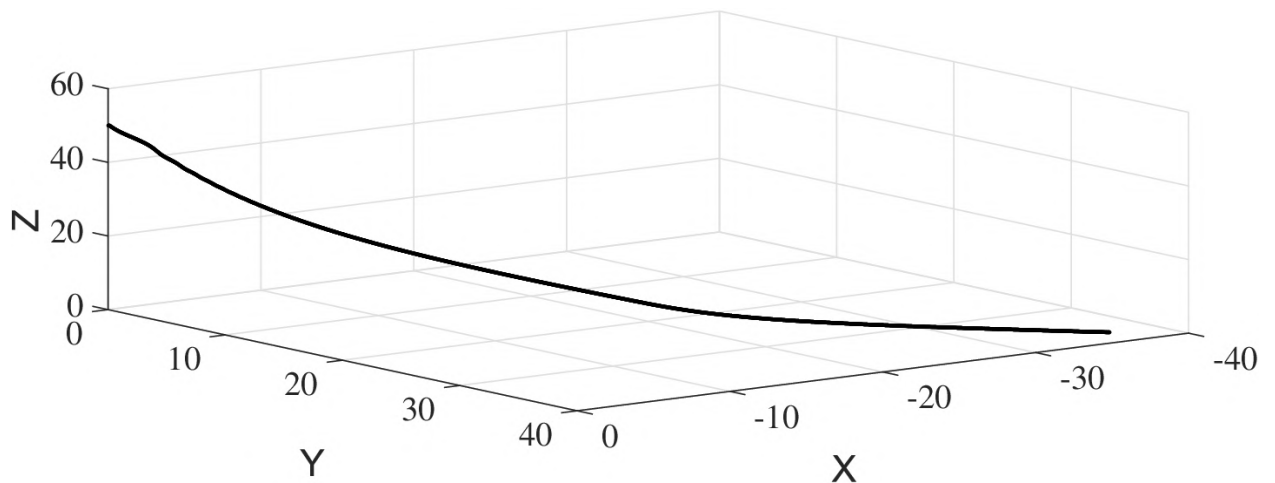


Figure 2.19 — Failsafe landing (m)

The fact that this algorithm completely excludes the person from process of rescue is its advantage. However together with it it does not allow at least is mediated, through control of vertical velocity "to choose" landing point if communication with the operator is available and he is ready to participate in rescue process (see 2.1.3).

The following scheme of integration of algorithms of rescue item 2.1.3 and 2.1.4:

1. When detecting refusal is transition to algorithm item 2.1.3 with indication on the control panel;
2. 3-5 second expectation of the reply of operator;
3. In the presence of the answer is continuation of action of algorithm item 2.1.3, differently — transition to automatic rescue according to item 2.1.4.

The choice of landing place by the analysis of the spreading surface technologies of computer sight [15] can become alternative to the offered scheme and also development of algorithm of automatic landing.

**Note 2.6.** Should note that work of such algorithm is possible only on the device assembled with target FC from the item 1.1.4.

## 2.2 Problem of stabilization of quadcopter

For the solution of problem of stabilization of the situation of the quadcopter in space in control system number of PID-controllers is used. It is obvious that maintaining controllability of the device in emergency operation of control requires such selection of parameters of the PID-controller which would provide the maximum stability to external perturbations. Let's consider this question in more detail [50; 53].

For creation of control system of the quadcopter three PID-controllers — for stabilization of the situation of the device in three planes are used. Parameters of regulators, as a rule, match and speak about one regulator. Selection of coefficients for such regulator has the features connected with key geometrical and technical characteristics of the device [51].

The equation of output signal of the PID-controller [78]:

$$u(t) = P + I + D = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de}{dt}, \quad (2.2)$$

where  $K_p$ ,  $K_i$ ,  $K_d$  — are gains of the proportional, integrating and differentiating regulator components.

For calculation of managing size directly in the airborne computer of the device the recurrent formula is in real time used:

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

where  $n$  — sequence number of step,  $E(n)$  — mismatch size between the current and required value of adjustable parameter.

This formula allows to minimize the number of the carried-out operations and to reduce digit capacity of the stored sizes. The task of the choice of parameters of  $K_p$ ,  $K_i$ ,  $K_d$  for stabilization of preset values of corners  $\varphi_0$ ,  $\theta_0$ ,  $\psi_0$  is set (fig. 1.1).

Modern flight controllers each 10 milliseconds allow to make calculation of managing signal of the regulator. It is quite enough, considering factor of

mechanical inertia (especially on devices with the large diameter of blades) and also restrictions of ESC.

The question of initial selection of three parameters of the regulator for the unbalanced flight vehicle is uncommon at once. The wrong choice of parameters will not allow it to fly up. At maiden flight of the assembled device it is reasonable to use some basic settings of the regulator for which settings of the regulator similar on geometry and thrust-weight ratio of the device can be taken.

Unfortunately, for failsafe hardware configuration of the quadcopter (see item 1.1.3, 1.1.4) is not always possible to find analog. In this case the next method of adjusting is offered:

1. As basic parameters of the regulator for quadcopters with the most often found parameter of diameter of frame of  $l$ :  $0,1 < l < 0,2$  m are offered to use parameters  $P = 5$ ;  $I = 0,1$ ;  $D = 3$ ;
2. If the device successfully flies up, then further exact setup of parameters is made by the operator on algorithm item 2.2.2;
3. If the device does not fly up or behaves in air unstably, badly reacts to managing influence, then depending on observed features of behavior, the corresponding coefficient is adjusted. Influence of each of parameters of the regulator is described in item 2.2.1.

**Note 2.7.** These basic values for setup of the regulator are received experimentally, by simplification of the quadcopter Quantum Nova for reduction of its characteristics to described in item 1.1.3, 1.1.4.

**Note 2.8.** Defects of setup of the stabilizing PID-controller well are felt if to press the device hand to table at take-off or strong it being necessary to hold for the landing gear on outstretched arms. Such diagnostics allows to define oscillations invisible to eye, and in case of availability of explicit overshoot not to damage the device. Work will be executed with the assistant changing the

mode of draft of the device. It is necessary to be careful, protect eyes and hands: the rotating blades of the device can cause injury.

Results of numerical modeling of process of stabilization for the PID-controller with parameters  $P = 5; I = 0,1; D = 3$  are given in fig. 2.20. Here curve — output signal of the regulator, the horizontal line of  $x = 0$  has designated desirable value of size, by points — the actual value of size generated in a random way from interval of  $-0,8 < y < 0,8$ .

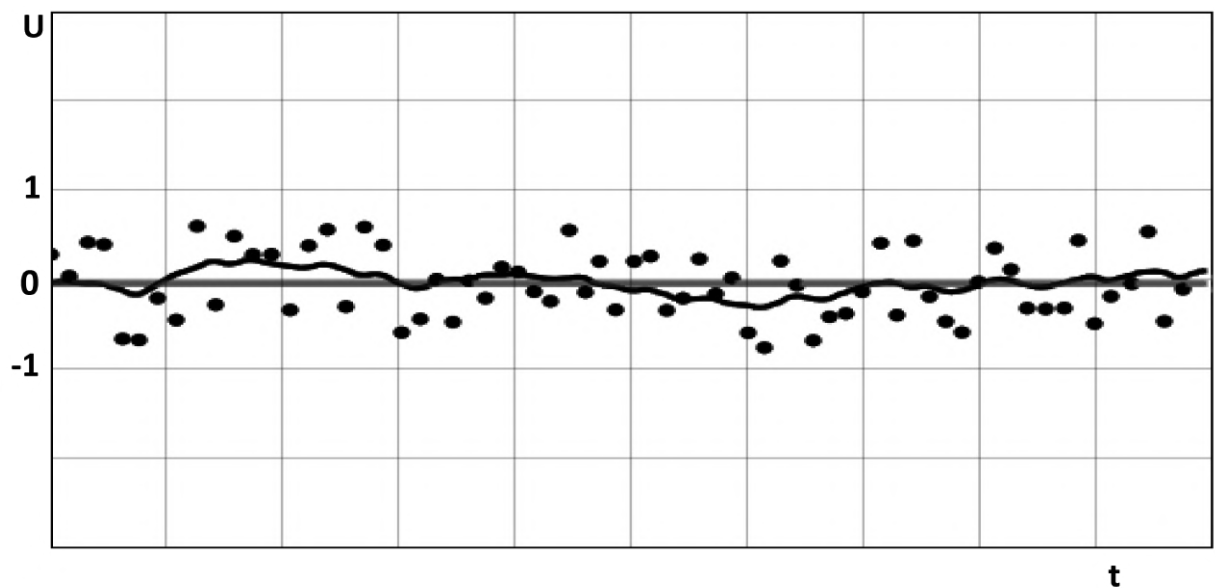


Figure 2.20 — Results of modeling of PID-controller

Consider problem of deduction of value of angle  $\psi = 0$ . Let's carry out modeling of process of stabilization at initial deviation of angle  $\psi = 3$  on interval of 30 ms. Let's carry out the analysis of influence of parameters of the regulator on the basis of mathematical modeling — integration of the system (1.1), changing only one of regulator parameters [64].

Results of modeling at change:

1. Parameter P (5; 15; 30) are presented on fig. 2.21;
2. Parameter I (0,1; 0,5; 3) are presented on fig. 2.22;
3. Parameter D (6; 9; 10) are presented on fig. 2.23.

These schedules visually illustrate influence of each of regulator components on the nature of its stabilization. Certainly, results of modeling represent certain "ideal" device in the environment without perturbations and

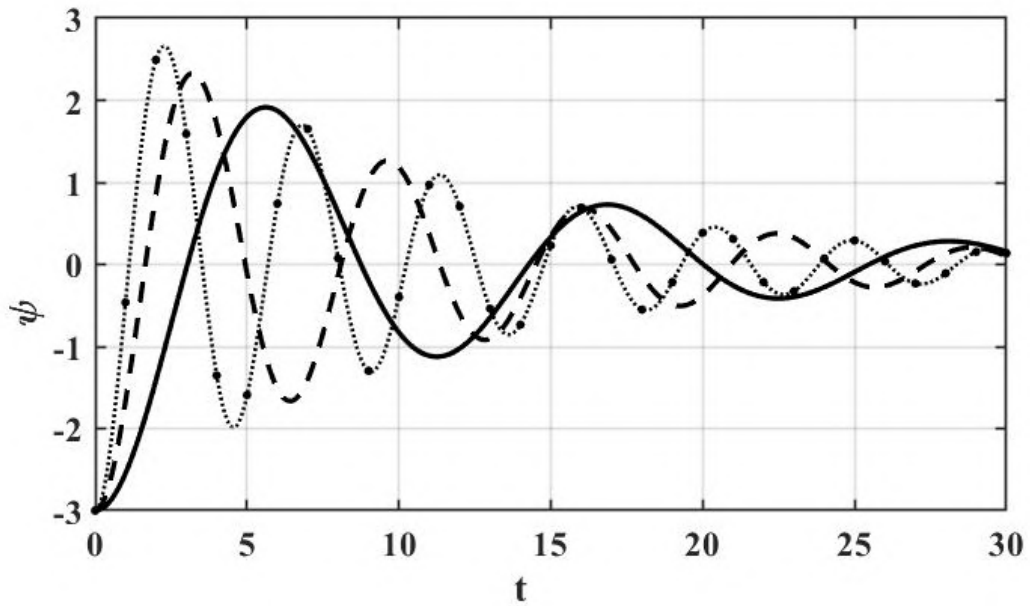


Figure 2.21 — Values of the regulator  $[P; I; D]$ : continuous curve —  $[5; 0,1; 3]$ , dotted line —  $[15; 0,1; 3]$ , dot-dash line —  $[30; 0,1; 3]$  (deg, ms)

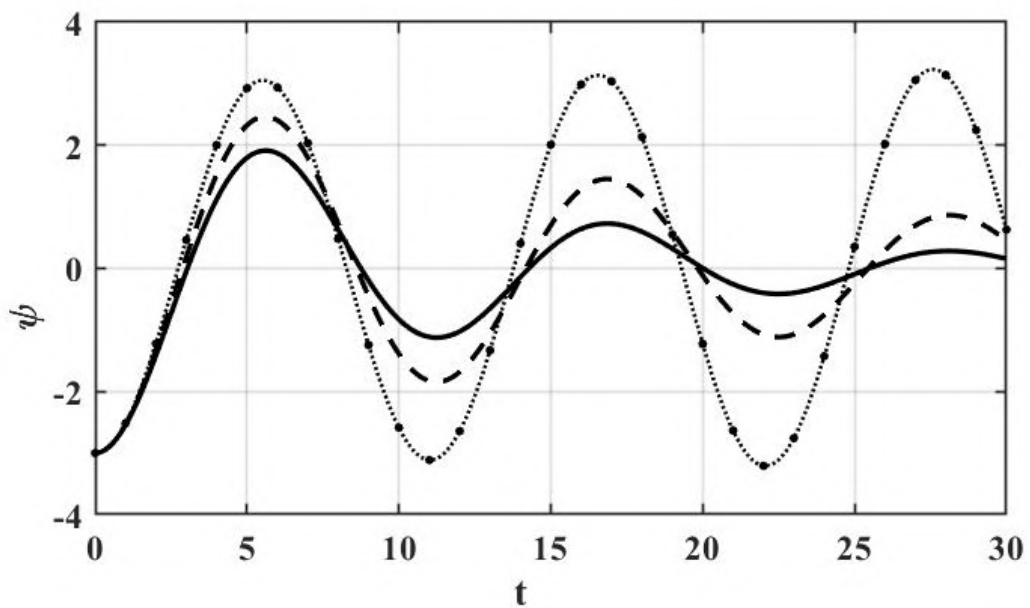


Figure 2.22 — Values of the regulator  $[P; I; D]$ : continuous curve —  $[5; 0,1; 3]$ , dotted line —  $[5; 0,5; 3]$ , dot-dash line —  $[5; 3; 3]$  (deg, ms)

in the absence of internal imbalances and vibrations. These perturbations and also features of work of algorithms of filtering of "crude" these gyroscopes and accelerometers bring the influence on the nature of control. Practical impact assessment of each of the regulator PID parameters taking into account all factors is given in item 2.2.1.

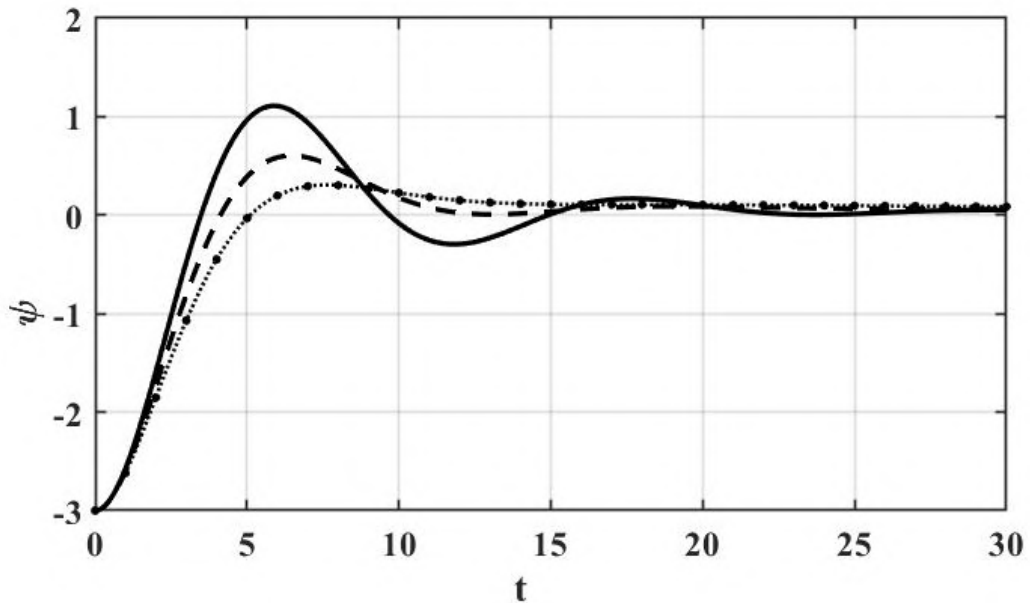


Figure 2.23 — Values of the regulator  $[P; I; D]$ : continuous curve —  $[5; 0,1; 6]$ , dotted line —  $[5; 0,1; 9]$ , dot-dash line —  $[5; 0,1; 12]$  (deg, ms)

### 2.2.1 PID-controller parameters effect. Profiling

The PID-controller is built in control system of the quadcopter according to the scheme on fig. 2.24. Considering characteristics of different elements of the control circuit, own experiments and also generalizing experience of researchers [56; 76; 77], we will formulate number of recommendations about the choice of its parameters.

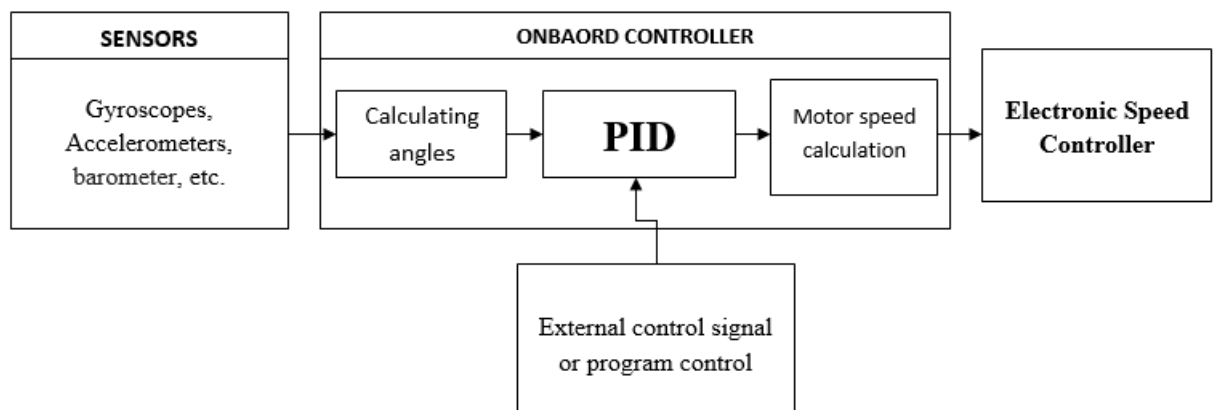


Figure 2.24 — Control circuit of engines

Depending on the planned profile of use of the device (shunting, different setup for photo filming) PID-controller parameters can be changed. Let's consider influence of each of parameters on behavior of the device. These results are received experimentally, and also by the analysis of schedules of fig. 2.21 - 2.23. Settings of algorithms of filtering of RAW sensors data did not change.

#### **Proportional component $P$ :**

Increase in value of  $P$  results in bigger stability until too great value of  $P$  does not lead to oscillations and loss of controllability.

Reduction of value of  $P$  reduces reaction to managing influence.

#### **Integrated component $I$ :**

Increase in  $I$  promotes improvement of directional stability and reduces drift, but also increases delay of return to initial situation. Increase in  $I$  at invariable  $P$  reduces influence of  $P$  for managing influence.

Reduction of value of  $I$  reduces device reaction speed by managing influence, but at the same time increases drift and reduces ability to hold the situation of stability.

#### **Differential component $D$ :**

Increase in value of  $D$  increases stabilization speed after change of position of the device in space (as a result of control or external influence). Also increase in  $D$  considerably increases influence of proportional component. It means increase in probability of emergence of overshoot and oscillations.

Reduction of  $D$  reduces the speed and the amount of fluctuations at return to the stabilized situation.

### **2.2.2 Algorithm of setup of the PID-controller for failsafe configuration**

Taking into account the nature of influence of parameters of the regulator on behavior of the quadcopter (see item 2.2.1) and feature of the failsafe configuration connected with high thrust-weight ratio (see item 1.1.3, 1.1.4), is offered the following algorithm of setup of the PID-controller. This algorithm



is carried out by the person operator of the UAV and is not based on algorithms of automatic configuration of any PID-controllers known in literature.

1. Are established basic settings of PID at which the device can come off the earth. For quadcopters of class is lower, than VI, it is possible to use parameters from the item 2.2 or to pick up experimentally. Parameters from the devices similar in geometrical and traction characteristics can be taken as basis;
2. Setup of  $P$ . For the shunting quadcopter it is necessary to use greatest possible (before emergence of oscillations) value of  $P$ . Reduction of  $P$  (from the maximum value) is reasonable for devices with the camera, and also during training in piloting;
3. Setup of  $I$  is made during visual check-out or by control of RAW gyroscopes data by telemetry. The purpose — obtaining value at which the device holds the situation of stability. At the same time it is excluded external mechanical or managing influences there are deviations from the provision of motionless hanging in air. The value of  $I$  at the same time can both be increased, and to reduce;
4. If is initially chosen option of use of the value of  $P$ , greatest possible without oscillations, then after completion of setup of  $I$ , it is necessary to carry out correction of  $P$ , search of new greatest possible value of  $P$ . As a rule,  $P$  allows increase if  $I$  in the course of setup increased;
5. Is evaluated the speed of return of the device to the stabilized situation after maximum deviation of control knobs by movement of the device in the horizontal plane. If the speed of return is insufficient —  $D$  slightly (in comparison with other components of the regulator) increase. If the speed of return is sufficient,  $D$  leave without change. At manifestation of signs of overshoot at first it is necessary to lower  $P$ , and already then if overshoot is not possible to avoid,  $D$  decreases;

6. If the parameter of  $D$  changed, then repeated tuning of  $P$  and  $I$  is performed. As a rule,  $P$  can be reduced at increase in  $D$  without noticeable losses of characteristics of stabilization.  $I$  at the same time is adjusted according to item 3.
7. For thin setup of the regulator it is necessary to repeat actions 1 - 6 till the moment while on step 5 it is not required to change  $D$ . Setup is finished.

**Note 2.9.** Notice that for the production quadcopter, the parameters of the regulator received as a result of work of algorithm can differ from factory, «basic» installations considerably. Producers of unspecialized UAVs, as a rule, use low value of  $P$ , displacing balance of controllability of the device towards smoothness, reducing maneuverability. It is reasonable, considering main objective of use of such devices — shooting of video. However, speaking about the limit modes and emergencies it is necessary to use specially picked up PID-controller parameters. It is offered to have several sets of parameters for different situations (use profiles). It is possible to receive necessary values, having executed the offered algorithm of setup of the regulator being directly in situation for which these values need to be found. So, for example, reasonable will be once to execute setup algorithm in gusty wind. The received parameters need to be kept and, if necessary afterwards to carry out flights in adverse conditions, in advance to establish the corresponding values. It is similarly possible to arrive also at significant change in weight of payload, having received «easy and heavy PID». As for emergency operation of functioning, especially for stabilization of continuously rotating device when landing on two screws (see item 2.1), here is necessary additional practical research. It is reasonable to assume that setup of the regulator with high  $P$  (high maneuverability) will be suitable for such operational mode. Only practical researches (some kind of «crash tests») can open completely perspective of stabilization of the quadcopter in emergency operation.

### 2.2.3 Specifics of algorithms of automatic configuration

In science number of ways for automatic selection of parameters of the PID-controller by the analysis of feedback from adjustable system are widely known [68]. Application of these algorithms for setup of PID-controllers of the quadcopter is possible, but, owing to the natural reasons, is limited. It is explained, first of all, by impossibility to change regulator parameters in broad band of values, as such change can lead to loss of control and accident: to falling of the device as a result of loss of control over orientation.

In Misson Planner structure [94] there are tools for automatic configuration of parameters of PID-controllers. The mode, called «autotune» (autotune), considers specifics of the quadcopter as at setup of PID and the following algorithm of actions restrictions from the operator means control systems:

1. Manually to perform preliminary basic tuning of the regulator so that the quadcopter could come off the earth, at least, without accident;
2. Lift the quadcopter on height not less than 3 m for prevention of contact with the device of the earth during setup;
3. Activate the mode «autotune» by means of two-way telemetric communication (or previously having adjusted inclusion of the mode on one of control panel buttons);
4. During setup to adjust position of the device in space from the control panel, controlling it visually;
5. Check behavior of the device with new parameters of the regulator, to accept them, or to return to the PID basic parameters;
6. Check behavior of the device with new parameters of the regulator, to accept them, or to return to the PID basic parameters.

At the same time even when performing conditions 1-6 there can be emergency.

It is experimentally established that on the quadcopter Quantum Nova with the facilitated frame, conforming to requirements to failsafe configuration from item 1.1.3, 1.1.4, inevitably leads inclusion of the mode «autotune» to accident. This circumstance is connected with high stock on draft for failsafe configuration. During performance of horizontal manoeuvres there is thrust variation up to maximum, necessary for work of algorithms of automatic configuration. High thrust-weight ratio leads to revolution and falling of the device here.

Thus, it is possible to conclude that for failsafe configuration of the quadcopter work of regular algorithms of automatic configuration is complicated. Successful performance of these algorithms is impossible without their additional adaptation. However taking into account stated in item 2.2.1, 2.2.1, such work does not seem perspective, because the algorithm of manual setup is already offered. This procedure will not take away a lot of time from the experienced operator and will allow to adjust more thinly the regulator according to the nature of solvable tasks.

#### **2.2.4 The mode with overshoot**

During pilot studies on the device Quantum Nova the following effect has been noticed.

At setup of parameters of the stabilizing PID-controller directly in the course of flight on telemetric communication on the algorithm given in the item 2.1.1 the real work, the most difficult setup of differential component of regulator  $D$ . appears. Even insignificant (on range, in comparison with parameters  $P$  and  $I$ ) change of this parameter leads to emergence of overshoot.

Trying to stabilize the situation, the device creates the stabilizing influence much stronger necessary, and the following influence even more previous etc. As result — loss of control.

At the same time the following effect was repeatedly noted: the dosed reregulation which is not leading to loss of control and poorly distinguishable visually (and at a distance of more than 5 m—indistinguishable) positively affects resistance of the device to external influence. Stabilization of the device happens much quicker, and at increase in payload at the device, increase  $D$  in general positively affects controllability of the device, the responsiveness on managing influence becomes more sharply, decrease delay between deviation of control knobs and reaction of the device.

**Note 2.10.** This Effect it was observed only on condition of good balancing of screws of the device. The imbalance of screws or damage of blades levels positive influence of this effect. So, for example, installation obviously damaged (see fig. 2.25) blades on the device which is adjusted with overshoot in impossibility of take-off. At the same time at standard setup of the PID-controller the device with such blade flies up and is operated. Availability of own fluctuations of the device with imbalance of blades is the obvious reason of such behavior. Rotational speed of blades of the quadcopter can reach tens of thousands of rpm. In process of increase in rotational speed of blades also vibratory frequency grows. At the passing of some critical value of vibratory frequency, resolution capacity established onboard gyroscopes becomes insufficiently. The PID-controller begins to try to stabilize fluctuations, without having sufficient data about the current value of corners. Taking into account that also the regulator manages the rotational speed of screws, changing vibratory frequency, there is inevitable overshoot. At the same time in the normal mode of setup of the PID-controller (without the planned dosed pererulirovaniye) such high-frequency fluctuations just will not manage to cause managing influence or are at all filtered by entrance filters (see the scheme on fig. 2.24).

Let's note that specific values of parameters of the regulator with the dosed overshoot are selected exclusively experimentally and depend on set of factors: configurations of the device, weight and arrangement of payload,

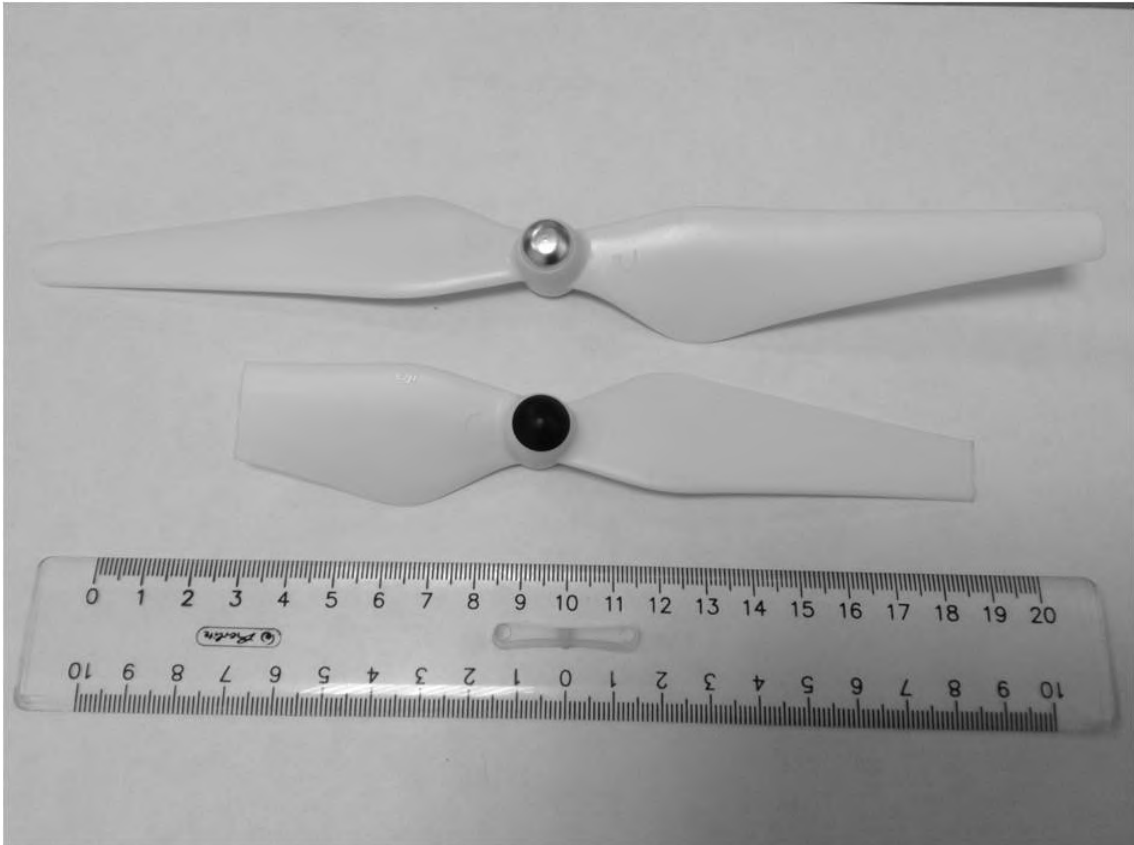


Figure 2.25 — Damaged as a result of contact with concrete structure and normal screws

condition of screws etc. The exit to the mode is carried out due to higher value of  $D$ .

### 2.3 Conclusions on Chapter 2

1. Developed software (see Appendix B) allows to model process of flight of the quadcopter, including modeling of refusals. Adapted for execution in the flight controller, it can become part of problem-oriented control system of failsafe configuration of the quadcopter;
2. Even the partial refusal of one of quadcopter screws in flight without action of algorithms of rescue leads item to its falling. Vertical velocity of falling is comparable with free-fall speed, and effects - are catastrophic (see item 2.1.2, note 2.3);
3. Mathematical modeling has shown to possibility of landing of the quadcopter at two running engines from four. Practically such landing

is possible at meeting the requirements to hardware component of failsafe configuration (see item 1.1.3, 1.1.4). The possibility of implementation of such approach on the existing flight controllers (e.g. Ardupilot) demands their completion;

4. Are provided two main results of this work: algorithms of rescue of the quadcopter at failure of one or two diagonal screws. Rescue algorithms in manual are described (see item 2.1.3) and the automatic mode (see item 2.1.4). The possible sequence of their work taking into account their strong and weaknesses is offered;
5. Despite the simplicity concerning other types of regulators, the PID-controller is successfully used for the solution of problem of stabilization of the quadcopter in space. At the same time the problem of selection of parameters of PID-controllers of the quadcopter for the solution of task of control in emergency operation has number of features in comparison with similar task for the normal mode of operation;
6. PID-controller of the quadcopter can be used by item not only for the basic solution of problem of stabilization of the device, but also for its profiling, that is changes of characteristics depending on the carried-out task;
7. Despite the existing developments in the field of automatic configuration of PID-controllers, for the quadcopter primary and their thin setup still remains for the person;
8. PID-controller operational mode with small (not noticeable for human eye) overshoot, not leading to significant losses in smoothness of the course of the device, allows to increase resistance of the device to external perturbations. At the same time it is necessary to consider features of configuration of each specific device (and each of possible configurations of suspension of payload) and to make additional tuning at direct control of behavior of the device. The inevitable

negative effect of such mode in the form of «trembling» of video series transferred by the shipboard video camera can be leveled by use of the special stabilizing suspended devices and dampers;

9. Use of the PID-controller with overshoot can have in certain cases also negative impact on behavior of the device. In the presence on the device of the payload making vibrations or other mechanical impacts on the device in the course of flight, and it is equal to it, in the presence of imbalance of screws, it is necessary to carry out additional practical tests for research of stability of flight. In this case emergence of resonant fluctuations of big amplitude which level positive effect from the dosed overshoot is possible. In situation when the operator has no confidence in quality of balancing of screws of the device (for example, after accidental contact with the obstacle screw in the course of flight), it is necessary to refuse the mode with overshoot. It is reasonable to provide simple switching of the modes (with/without overshoot) on one of control panel toggle-switches.



## CHAPTER 3. APPLICATION OF THE ADAPTIVE METHOD FOR THE QUADCOPTER CONTROL

Key questions of creation of control system of the autonomous UAV are:

1. Creation of strategy of control for the movement from one set point in another;
2. Creation effective by in advance defined criterion of quality (for example, to fuel usage) the strategy of control.

The matters are especially relevant for failsafe configuration of the device, because the general planning of rescue of the device depends on their decision. Special importance at emergency operation is gained by question of efficiency, as feature of engines of failsafe configuration is their low efficiency in the modes of partial load (see the analysis of item 1.2.1, 1.2.2).

It is obvious that the onboard controller of failsafe configuration has to have possibility of autonomous calculation of strategy of mission control to «rescue points» and also be able to do to evaluate in advance necessary for achievement of this point has reserved energy or fuel [54].

In development of the results provided to Chapter 2, we will conduct necessary researches. For the solution of task of control the adaptive method of synthesis of optimum controls (Gabasov's method) [47;52;60;75]. Let's describe this method.

### 3.1 Adaptive (Gabasov's) method

#### 3.1.1 Problem statement

Let's consider problem of optimum control [47]:

$$\begin{aligned}
 c^T x(t^*) &\rightarrow \max_u, \\
 \dot{x} &= A(t)x + b(t)u, \\
 x(t_*) &= x_0, \quad Hx(t^*) = g, \quad L_1 \leq u(t) \leq L_2, \\
 x \in \mathbb{R}^n, \quad u \in \mathbb{R}, \quad \text{rank } H &= m < n, \quad t \in [t_*, t^*].
 \end{aligned} \tag{3.1}$$

Here  $A(t), b(t), t \in [t_*, t^*]$  — sectionally continuous  $(n \times n)$ -matrix and  $n$ -dimensional vector functions,  $c \in \mathbb{R}^n, g \in \mathbb{R}^m, H — (m \times n)$ -matrix,  $L_1 < L_2$ .

Control of  $u(t)$  gets out of class of piecewise constant functions with the period of quantization of  $h = (t^* - t_*)/N$ , where  $N$  — some natural number:

$$u(t) = u(t_* + (k - 1)h) = u_k, \quad t \in [t_* + (k - 1)h, t_* + kh), \quad k = \overline{1, N}. \quad (3.2)$$

Under *problem of optimum control* we will understand problem of search of such  $u^0(t)$ , that  $c^T x(t^*, u^0) \geq c^T x(t^*, u), \forall u$  look (3.2).

Under *task of suboptimal control* we will understand problem of search of such  $u^\varepsilon(t)$ , that  $c^T x(t^*, u^0) - c^T x(t^*, u^\varepsilon) \leq \varepsilon$ .

Let's solve further one of these tasks. The method offered by R. Gabasov consists in data of problem of optimum control (3.1) to problem of linear programming and the solution of this task by the adaptive method which is specially developed by it [47].

### 3.1.2 General algorithm of method

Let's call *the interval problem of linear programming* (IPLP) problem of look [75]:

$$\begin{aligned} c^T x &\rightarrow \max_x, \\ b_* &\leq Ax \leq b^*, \\ d_* &\leq x \leq d^*. \end{aligned} \quad (3.3)$$

There is  $x, c, d_*, d^* \in \mathbb{R}^n, b_*, b^* \in \mathbb{R}^m; d_{*j} \leq d_j^*, j = \overline{1, n}, b_{*i} \leq b_i^*, i = \overline{1, m}$ .  $A$  — real matrix of  $m \times n$ . Under the sign of inequality between two vectors we will understand component-wise inequality.

Restrictions of the first group we will call *the main restrictions*, the second — *direct restrictions*, expression of  $c^T x$  — *function of the purpose* or *object function*.

Under *the admissible decision* or *plan* we will understand  $x$  vector satisfying to restrictions of task. *Optimum plan* of task (3.3) we will call such

plan of  $x^0$ , that  $c^T x^0 \geq c^T x, \forall x$  from set of plans. *Suboptimal plan* of task (3.3) we will call such plan of  $x^\varepsilon$ , that  $c^T x^0 - c^T x^\varepsilon \leq \varepsilon$ .

For the solution of IPLP we will use the adaptive method of the decision offered in work of Gabasov [75].

Adaptive method have two-phase. The first phase consists in finding of the initial plan. The second — in search of optimal (suboptimal) solution. Let's consider each phase in detail

**The first phase of method.** For a start we will designate  $x = \frac{d_* + d^*}{2}$ . Let

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

where  $A_i$  is understood as  $i$  line of matrix of  $A$ . Let's enter diagonal matrix of  $U$  the size of  $(m \times m)$  :

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

Let's remove from  $U$  matrix zero columns now, we will designate the received matrix for  $U^0$ , it's dimension —  $m \times k$ , where  $k \in \langle 0, 1, \dots, m \rangle$ . Removal of zero from  $w$  we will receive  $k$ -dimensional vector  $w^0$ .

At last, we will make the following problem of linear programming:

$$\begin{aligned} & \tilde{c}^T \tilde{x} \rightarrow \max, \\ & b_* \leq AU^0 \leq b^*, \\ & \begin{pmatrix} d_* \\ \mathbb{O}_{k \times 1} \end{pmatrix} \leq \tilde{x} \leq \begin{pmatrix} d^* \\ |w^0| \end{pmatrix}. \end{aligned} \tag{3.4}$$

Here  $\tilde{c}$  is  $(n + k)$ -dimensional vector, which first  $n$  elements are equal to zero, and  $k$  which have remained —  $-1$ .

Let's notice that vector

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

is the admissible solution of task (3.4), then, using this plan, algorithm from the second phase we can find optimal solution of this task. It will have the following properties:

1. If the value of object function is equal to zero, i. e.

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

vector  $\hat{x}$  will be the admissible decision tasks (3.3).

2. If  $c^T x > 0$ , then for task (3.3) there are no admissible decisions (the set of plans is empty).

**The second phase of method.** We will designate by symbols of  $I$  and  $J$  respectively sets of indexes of lines and columns of matrix of  $A$  task (3.3):  $I = \langle 1, 2, \dots, m \rangle$ ,  $J = \langle 1, 2, \dots, n \rangle$ .

Let's allocate from sets of  $I$  and  $J$  any subsets of  $I_{op} \subseteq I$  and  $J_{op} \subseteq J$ , such that  $|I_{op}| = |J_{op}|$ . On couple of subsets of  $K_{op} = \{I_{op}, J_{op}\}$  we will make square matrix of  $A_{op} = A(I_{op}, J_{op})$ . If  $\det(A_{op}) \neq 0$  we call  $K_{op}$  *support*, and  $A_{op}$  — *basic matrix*. Under *the basic plan* we will understand set  $\{x, K_{op}\}$ , where  $x$  — the admissible solution of task (3.1).

Let's designate  $I_n = I \setminus I_{op}$ ,  $J_n = J \setminus J_{op}$ . We will enter also concept *vector of expenses*  $z = Ax$ , *vector of potentials*

$$u = u(I) = (u(I_{op}, u(I_n))) = (u_{op}, u_n), \quad u_{op}^T = c_{op}^T A_{op}^{-1}, \quad u_n = 0,$$

and *vector of estimates*

$$\Delta = \Delta(J) = (\Delta(J_{op}), \Delta(J_n)) = (\Delta_{op}, \Delta_n), \quad \Delta_{op} = 0, \quad \Delta_n^T = c_n^T - u_{op}^T A(I_{op}, J_n).$$

Key role in method is played by the optimality criterion output by Gabasov. Let's formulate it below.

**Theorem** [75]. *For optimality of the plan of  $x$  there is enough existence of such support of  $K_{op}$ , at which on the basic plan  $\{x, K_{op}\}$  are carried out ratios*

$$\begin{cases} u_i \leq 0 & \text{at } z_i = b_{*i}, \\ u_i \geq 0 & \text{at } z_i = b_i^*, \\ u_i = 0 & \text{at } b_{*i} < z_i < b_i^*, i \in I_{op}; \end{cases} \quad (3.5)$$

$$\begin{cases} \Delta_j \leq 0 & \text{at } x_j = d_{*j}, \\ \Delta_j \geq 0 & \text{at } x_j = d_j^*, \\ \Delta_j = 0 & \text{at } d_{*j} < x_j < d_j^*, j \in J_n. \end{cases} \quad (3.6)$$

Back, if  $x$  – the optimum plan, and at some support of  $K_{op}$  steam  $\{x, K_{op}\}$  – the nondegenerate basic plan, then on this plan are carried out ratios (3.5), (3.6).

The second phase of method is iterative. On entrance of each iteration the admissible plan of  $x$  and support of  $K_{op}$ . moves. Iteration consists of two parts: procedures of replacement of the plan and procedure of replacement of support. At the exit we have the new plan  $\bar{x}$  and new support  $\bar{K}_{op} = \{\bar{I}_{op}, \bar{J}_{op}\}$ .

#### – Replacement of the plan

1. Using support of  $K_{op}$ , vectors of estimates  $\Delta$  and potentials of  $u$  and potentials of  $\xi_{op} = \xi(I_{op})$  and  $\varkappa_n = \varkappa(J_n)$  with components

$$\begin{cases} \xi_i = b_{*i}, & \text{if } u_i < 0, \\ \xi_i = b_i^*, & \text{if } u_i > 0, \\ \xi_i \in [b_{*i}, b_i^*], & \text{if } u_i = 0, i \in I_{op}; \end{cases}$$

$$\begin{cases} \varkappa_j = d_{*j}, & \text{if } \Delta_j < 0, \\ \varkappa_j = d_j^*, & \text{if } \Delta_j > 0, \\ \varkappa_j = [d_{*j}, d_j^*], & \text{if } \Delta_j = 0, j \in J_n. \end{cases}$$

Basic component  $\varkappa_{op} = \varkappa(J_{op})$  we will find from equality  $\xi_{op} = A_{op}\varkappa_{op} + A(I_{op}, J_n)\varkappa_n$ , i.e.  $\varkappa_{op} = A_{op}^{-1}\xi_{op} - A_{op}^{-1}A(I_{op}, J_n)\varkappa_n$ . On vector  $\varkappa = (\varkappa_{op}, \varkappa_n)$  we will find  $\xi_n = \xi(I_n) = A(I_n, J)\varkappa$ . Vector  $\varkappa$  we will call *accompanying with the pseudo-plan*,  $\xi = (\xi_{op}, \xi_n)$  — *accompanying with vector of pseudo-expenses*.

It is easy to notice that vector  $\varkappa$  meets optimality criterion, but at the same time can not belong to set of admissible decisions since performance of the main restrictions on basic components and direct restrictions on not basic components is not guaranteed. If the pseudo-plan is the plan of task (1.1.1), it is also the optimum plan, then  $x^0 = \varkappa$ .

2. If pseudo-plan  $\varkappa$  does not belong to set of admissible decisions, there is point of intersection of the piece connecting the admissible plan and the pseudo-plan with border of area of admissible plans, i.e. such number  $\theta \in [0; 1]$ , that the point of  $x + \theta(\varkappa - x)$  will lie on border of set of plans. New plan  $\bar{x} = x + \theta(\varkappa - x)$

#### – Replacement of support

1. We will check the basic plan  $\{x, K_{op}\}$  for optimality. If on any  $i_0 \in I_{op}$  violates condition (3.5), will put  $k_0 = i_0$ . If on any  $j_0 \in J \setminus J_{op}$  violates condition (3.6), will put  $k_0 = j_0$ . If conditions (3.5), (3.6) are not broken by  $x$  — the optimum plan, and  $K_{op}$  — optimum support.
2. As has been told above, point  $\bar{x}$  will lie on border of area of admissible decisions. Means, there will be such  $i_* \in I_n$ , that bilateral inequality of  $b_{*i_*} \leq A(i_*, J)\bar{x} \leq b_{i_*}^*$  will accept equal-sign at one of edges, or there will be such  $j_* \in J_{op}$ , that

$d_{*j_*} \leq \bar{x} \leq d_{j_*}^*$  will accept equal-sign at one edge. In the first case we will put  $k_* = i_*$ , in the second —  $k_* = j_*$

Four cases of change of support are possible:

1.  $k_0 = j_0 \in J_n$ ,  $k_* = j_* \in J_{op}$ . In this case  $\bar{I}_{op} = I_{op}$ ,  $\bar{J}_{op} = (J_{op} \setminus j_*) \cup j_0$ . In basic matrix  $A_{op}$  the column is replaced.
2.  $k_0 = j_0 \in J_n$ ,  $k_* = i_* \in I_n$ . In this case  $\bar{I}_{op} = I_{op} \cup i_*$ ,  $\bar{J}_{op} = J_{op} \cup j_0$ . The line and column are added to basic matrix.
3.  $k_0 = i_0 \in I_{op}$ ,  $k_* = j_* \in J_{op}$ . In this case  $\bar{I}_{op} = I_{op} \setminus i_0$ ,  $\bar{J}_{op} = J_{op} \setminus j_*$ . From basic matrix the line and column are removed.
4.  $k_0 = i_0 \in I_{op}$ ,  $k_* = i_* \in I_n$ . In this case  $\bar{I}_{op} = (I_{op} \setminus i_0) \cup i_*$ ,  $\bar{J}_{op} = J_{op}$ . In basic matrix the line is replaced.

### Exit condition from cycle

After each replacement of the plan and support it is necessary to find  $\beta = c^T(x^n - \varkappa^n)$ , where  $x^n$  and  $\varkappa^n$  respectively the plan and the pseudo-plan for step  $n$ . At  $\beta = 0$  process stops, optimal solution of  $x^0 = x^n$ . By search of the suboptimal decision process stops as soon as  $\beta < \varepsilon$  and  $x^\varepsilon = x^n$ .

It is proved that process meets for final quantity of steps [75].

### 3.1.3 Key features of method

Often in practice system parameters (3.3) are known inaccurately. In this case use of methods of finding of the exact solution of task is not always justified. Use of adaptive method in that case is more preferable. Besides, application of adaptive method does not lead to increase in dimension of task that is inevitable at data of initial task to initial form of the problem of linear programming suitable for the decision simplex method.

The basis rigidly is associated with each basic plan in simplex method (special subset from indexes of the basic plan). By means of these elements the basic matrix is formed.

In adaptive method instead of basis the support is used. It does not depend on the plan at all. In this regard, if in simplex method at change of the basic plan automatically by certain rules the basis changes, then in Gabasov's method the plan and support are not connected that allows to change them independently of each other and more effectively to build the optimum plan.

Once again we will note that in relation to problems of optimum control, the general scheme of method looks as follows. At the first stage data of dynamic task are carried out (3.1) to IPLP (3.3) [47], and at the second stage IPLP decides by adaptive method of Gabasov. Examples of data of dynamic problem of optimum control to IPLP can be found at authors of method [47], and also in applied researches [95], [96].

### 3.2 Electric motor control

The electronic adjusters of the course installed on the quadcopter (4 pieces on one on each electric motor) actually are separate microcontrollers from program controls. The main objective of ESC blocks – «to transform» low-current managing signal of the flight controller (PWM, Dshot\*, Oneshot\*, Multishot, etc.) to three-phase power supply circuit of the electric motor. Algorithms of such transformation can be different and rather difficult. Some types of ESC (e.g. ESC with BLHeli-32 software) have own sensors and telemetry. At the same time their source code is closed [97].

It is obvious that when developing failsafe configuration of the quadcopter it is impossible to avoid question of the algorithms defined in ESC software. At the same time is of interest not only basic questions of reliability of ESC: lack of failures of synchronization, failures from aimings and etc., the item, but also the question of implementation in ESC software of opportunities for optimum control of electric motor is interesting.

For this purpose we will give practical example of application of the adaptive method described above for the solution of task of control of the



electric motor [58]. Let's consider problem of turn of shaft of the electric motor of direct current on the maximum corner for the set time. Dynamics of this process is described by the following system [98]:

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

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

where  $x_1$  — turning angle of shaft of the engine,  $x_2$  — the angular speed of shaft,  $u$  — the given torque (control),  $T$  — the set time of the end of turn. It is required to choose control of  $u(t)$  so that in timepoint  $T$  the rotational speed of shaft was equal to zero, and the turning angle at the same time was maximum.

Results of work of the program are given on schedules below. As parameters of system values have been taken  $T = 10$ ,  $b = 2,5$ ,  $N = 30$ .

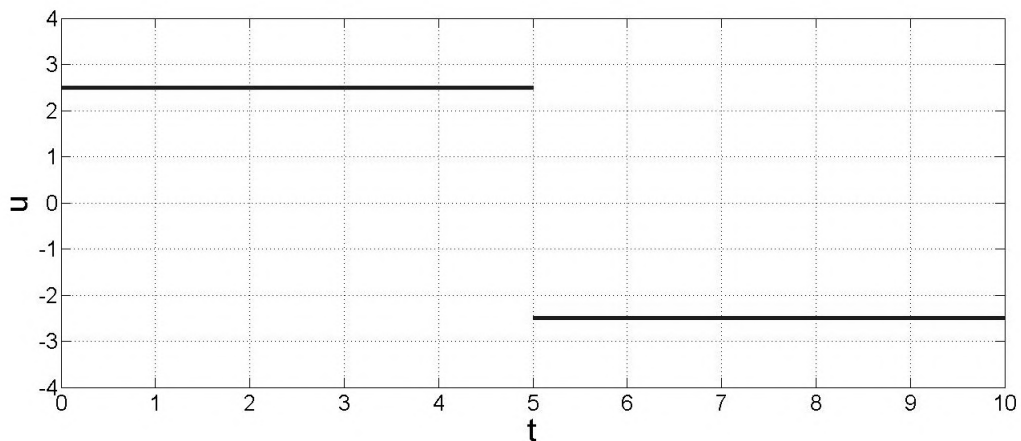


Figure 3.1 — Optimum control

Thus, the task of control of the electric motor with use of criterion of quality is successfully solved: turn on the maximum corner for the set time. Managing signals were rather obvious (see fig. 3.1): dispersal of shaft before timepoint 5 with and braking from timepoint 5 with before the termination of interval of modelivaniye in 10 pages. This example can be considered illustrative, it shows applicability of method for the solution of this task. For implementation in ESC software, from the practical point of view the modes with use of other criteria of quality and restrictions can be interesting.

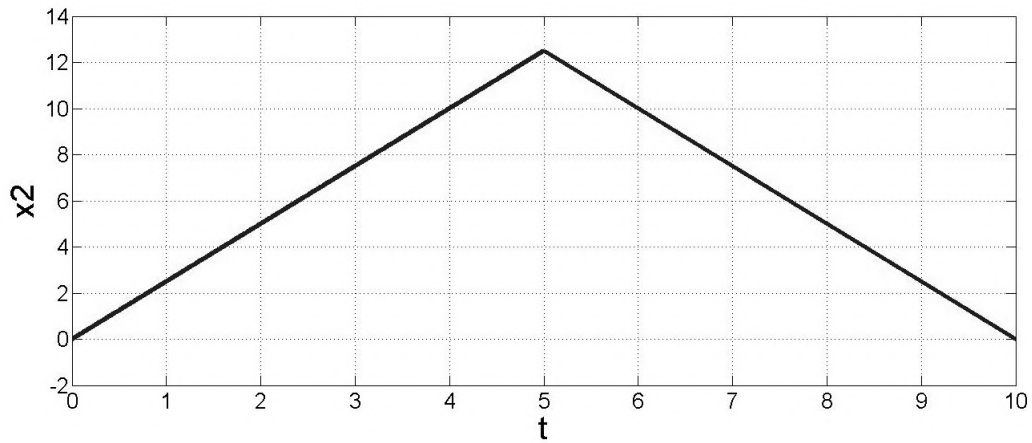


Figure 3.2 — Dependence of angular speed on time

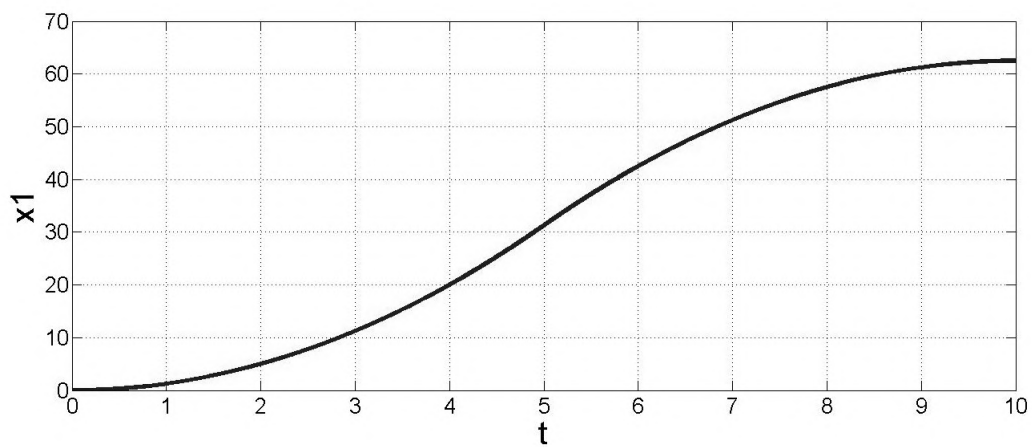


Figure 3.3 — Dependence of turning angle on time

**Note 3.1.** Proceeding from type of the received schedule of dependence of angular speed from time (see fig. 3.2), it is possible to draw conclusion on possibility of approach of such and other more difficult dependences on formula (2.1). Thus, the way of approach of angular speeds  $\Omega_i$  item 2.1 can consider correct and admissible in practical sense.

### 3.3 Control of quadcopter

#### 3.3.1 Normal mode control

Let's consider system (1.1) we will also enter new designations of phase variables:

$$\begin{aligned} \mathbf{y} &= (y_1, y_2, y_3, y_4, y_5, y_6, y_7, y_8, y_9, y_{10}, y_{11}, y_{12})^T = \\ &= (x, V_x, y, V_y, z, V_z, \varphi, \omega_\varphi, \theta, \omega_\theta, \psi, \omega_\psi)^T, \end{aligned}$$

and also new designation for vector of control:

$$\mathbf{v} = (v_1, v_2, v_3, v_4)^T = (U_1, U_2, U_3, U_4)^T.$$

Then system (1.1) can be presented in the following form:

$$\dot{\mathbf{y}} = F(\mathbf{y}, \mathbf{v}). \quad (3.7)$$

Now we will consider problem of stabilization of point of balance of  $(x_0, y_0, z_0, \psi_0)$  system (1.1), where all sizes are constant. This point corresponds to vector

$$\mathbf{y}^0 = (x_0, 0, y_0, 0, z_0, 0, 0, 0, 0, 0, \psi_0, 0)^T.$$

Vector  $\mathbf{y}^0$  can be considered as the program system mode (3.7). It is easy to check that the program mode  $\mathbf{y}^0$  is provided to control  $\mathbf{v}^0 = (U_1^*, 0, 0, 0)$ ,  $U_1^* = mg$ .

Let's assume that  $\mathbf{y}$  is now condition of system (3.7) in the neighborhood of point of balance  $\mathbf{y}^0$ . To solve problem of stabilization of point of balance  $\mathbf{y}^0$ , we will write system in deviations. In this purpose we will enter replacement of variables:

$$\mathbf{x} = \mathbf{y} - \mathbf{y}^0, \quad \mathbf{u} = \mathbf{v} - \mathbf{v}^0. \quad (3.8)$$

Then system (1.1) or (3.7) can be rewritten in look (3.9)

$$\left\{ \begin{array}{l}
\dot{x}_1 = x_2, \\
\dot{x}_2 = (\sin(x_{11} + \psi_0) \sin x_7 + \\
\quad + \cos(x_{11} + \psi_0) \sin x_9 \cos x_7)(u_1 + U_1^*), \\
\dot{x}_3 = x_4, \\
\dot{x}_4 = (-\cos(x_{11} + \psi_0) \sin x_7 + \\
\quad + \sin(x_{11} + \psi_0) \sin x_9 \cos x_7)(u_1 + U_1^*), \\
\dot{x}_5 = x_6, \\
\dot{x}_6 = \cos x_9 \cos x_7(u_1 + U_1^*) - mg, \\
\dot{x}_7 = x_8, \\
\dot{x}_8 = \frac{1}{I_{xx}}[(I_{yy} - I_{zz})x_{10}x_{12} + J_{TP}x_{10}\Omega + u_2], \\
\dot{x}_9 = x_{10}, \\
\dot{x}_{10} = \frac{1}{I_{yy}}[(I_{zz} - I_{xx})x_8x_{12} + J_{TP}x_8\Omega + u_3], \\
\dot{x}_{11} = x_{12}, \\
\dot{x}_{12} = \frac{1}{I_{zz}}[(I_{xx} - I_{yy})x_8x_{10} + u_4],
\end{array} \right. \quad (3.9)$$

or, in vector form:

$$\dot{\mathbf{x}} = G(\mathbf{x}, \mathbf{u}). \quad (3.10)$$

It is obvious that on creation of  $G(\mathbf{0}, \mathbf{0}) = \mathbf{0}$ .

For (3.10) we will receive the system of linear approximation:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu}, \quad (3.11)$$

where

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & mg \sin \psi_0 & 0 & mg \cos \varphi_0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -mg \cos \psi_0 & 0 & mg \sin \psi_0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{B} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1/I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/I_{zz} \end{pmatrix}.$$

Further the main idea consists in application of adaptive method of Gabasov for the solution of problem of stabilization of the zero solution of system (3.11) with the subsequent use of the same stabilizing control in system (3.10), and then and in (3.7) taking into account replacement (3.8).

Let  $\mathbf{x}^0$  – be the point which is in the vicinity of point of balance  $\mathbf{x} = \mathbf{0}$ . It is necessary to move system (3.10) из  $\mathbf{x}^0$  в  $\mathbf{0}$  for limited time. Let's consider the movement on interval of time:  $[t_*, t^*]$ . Let's set as the purpose of control fuel usage minimization (energy of batteries), i.e.

$$\int_{t_*}^{t^*} (|u_1| + |u_2| + |u_3| + |u_4|) dt \rightarrow \min_u, \quad (3.12)$$

$$L_{*i} \leq u_i \leq L_i^*, \quad i = \overline{1,4}.$$

*Algorithm.* We will choose  $N > 0$ .

Step 1. Let's construct optimum control for the linearized system (3.11) with functionality (3.12) and with boundary conditions  $\mathbf{x}(t_*) = \mathbf{x}^0$ ,  $\mathbf{x}(t^*) = \mathbf{0}$ , using adaptive method of Gabasov. We will build control in class of piecewise constant functions with the period of quantization of  $h = (t^* - t_*)/N$ :

$$u_i(t) = u_i(t_* + (k - 1)h) = u_{ik},$$

$$t \in [t_* + (k - 1)h, t_* + kh], \quad k = \overline{1, N}, \quad i = \overline{1, 4}.$$

Then we close system (3.10) the control received on the first step  $\mathbf{u}^{*1} = (u_{11}, u_{21}, u_{31}, u_{41})$ , and we integrate the closed system on  $[t_*, t_* + h]$  with entry condition  $\mathbf{x}(t_*) = \mathbf{x}^0$ . Integrated curve we will designate as  $\mathbf{x}^*(\mathbf{t})$ . Let  $\mathbf{z}^1 = \mathbf{x}^*(t_* + h)$ .

Step 2. Let's find optimum control for the linearized system (3.11) with boundary conditions  $\mathbf{x}(t_* + h) = \mathbf{z}^1$ ,  $\mathbf{x}(t^*) = \mathbf{0}$  in class of piecewise constant functions with the period of sampling of  $h$ :

$$u_i(t) = u_i(t_* + (k - 1)h) = u_{ik},$$

$$t \in [t_* + (k - 1)h, t_* + kh], \quad k = \overline{2, N}, \quad i = \overline{1, 4}.$$

Then we close system (3.10) the control received on the second step  $\mathbf{u}^{*2} = (u_{12}, u_{22}, u_{32}, u_{42})$ , and we integrate the closed system on interval  $[t_* + h, t_* + 2h]$  with entry condition  $\mathbf{x}(t_* + h) = \mathbf{z}^1$ . Let  $\mathbf{z}^2 = \mathbf{x}(t_* + 2h)$ . Further we will pass to the following step similar to the second.

N-y Step Let's find optimum control  $\mathbf{u}^{*N}$  and function  $\mathbf{x}^*(t)$  on interval  $[t_* + (N - 1)h, t^*]$ . This step is final because optimum control  $\mathbf{u}^* = \mathbf{u}^{*k}$ ,  $t \in [t_* + (k - 1)h, t_* + kh)$ ,  $k = \overline{1, N}$  is constructed.

As example we will consider task with the following parameters:  $m = 1$  kg,  $l = 0,6$  m,  $b = 26,5 \cdot 10^{-6}$  N·ms<sup>2</sup>,  $d = 0,6 \cdot 10^{-6}$  N·ms<sup>2</sup>,  $I_{xx} = I_{yy} = I_{zz} = 0,1$  N·ms<sup>2</sup>,  $J_{TP} = 0,005$  N·ms<sup>2</sup>, propeller speed 5000 RPS.

Let

$$\mathbf{x}^0 = (0.01, 0, 0, 0, 0, 0, 0.0001, 0, 0, 0, 0, 0)^T,$$

$$\psi_0 = 0, \quad t_* = 0, \quad t^* = 10, \quad N = 20.$$

The algorithm described in the previous section has been implemented in the environment of Matlab. Results of modeling are given in schedules (fig. 3.4, 3.5, 3.6).

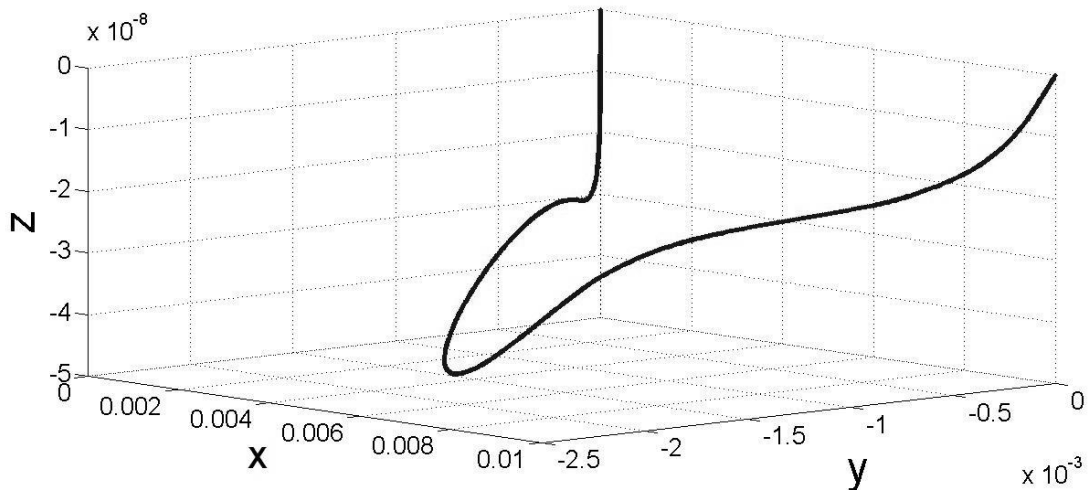


Figure 3.4 — Phase space  $(x, y, z)$

Thus, we receive the successful solution of task of control: transfer of the device from one point in another (see fig. 3.4). Gabasov's method can be applied to the solution of problem of optimum control of the quadcopter in real time,

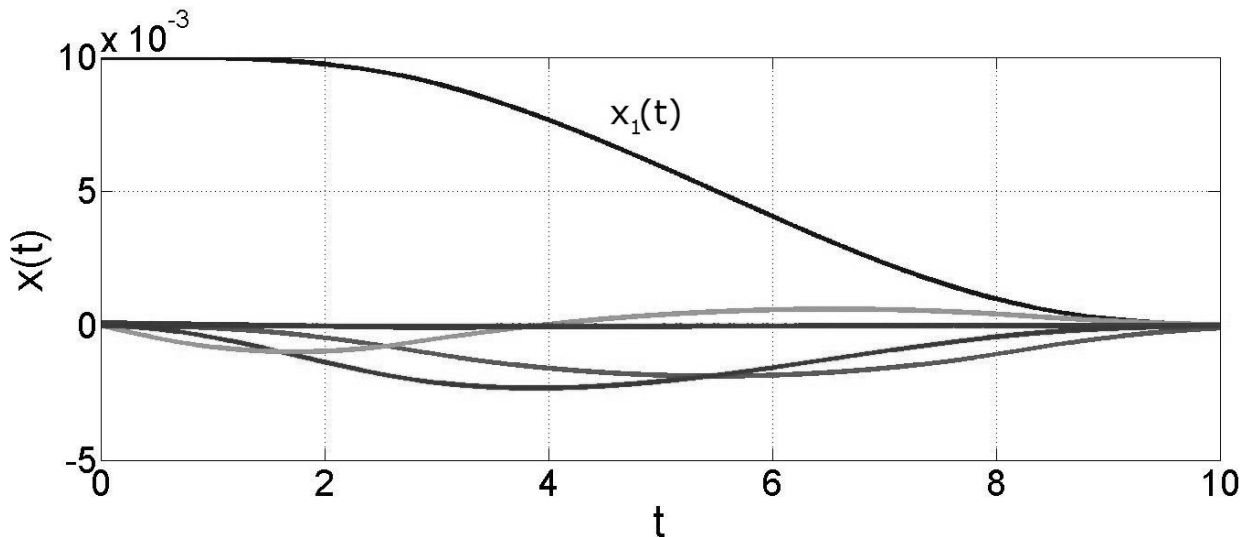


Figure 3.5 – Dependence of phase coordinates on time

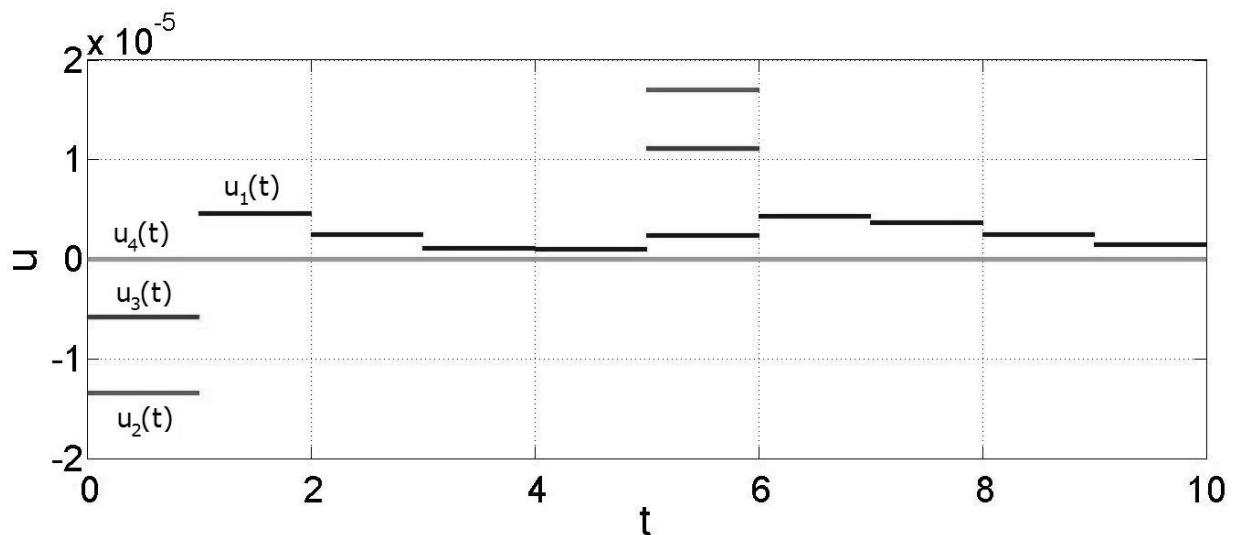


Figure 3.6 – Dependence of vector of control on time

by creation of circuits of initial system. Type of the received control - piecewise constant functions (see fig. 3.6).

### 3.3.2 Emergency control

Let's address mathematical model of control of the quadcopter (1.1), which does not mean surely to use signals from navigation satellite systems and also some other sensors [4;66]. As a rule, these models have rather general character and on real devices are fully not used, but can be very useful in emergency operation.

For understanding of the place of calculations for mathematical model in control system, we will consider role of different control-system components



the device at its self-contained control. On modern quadcopters the following sensors (sensors) can be installed:

1. Digital barometer (demands calibration before departure);
2. Three-axial gyroscope;
3. Three-axial accelerometer;
4. Electronic compass (magnetomeasures) of different modifications (demands calibration before departure);
5. Equipment of satellite positioning (GPS, GLONASS, Beydou);
6. Laser distance meters (seldom).

Let's consider two cases of operation of the device in air.

**The first case. Flight with direct participation of the operator in control of the device.** In this case problem of mission control actually comes down to stabilization of the device in space and broadcast of signals of control to actuators (control system and the shipboard equipment). It is known that for the solution of problem of stabilization of the quadcopter the onboard managing system of the device has enough data from only two sensors: 2 and 3 of the provided list. Installation of sensors 1 and 4 increases reliability of stabilization, but is not obligatory. Taking into account that both of these sensors demand calibration before each start (magnetic field of the earth, as well as atmospheric pressure of size dynamic), often control systems of the UAV are customized so that address data from these sensors, only if signals from sensors 5 and 6 do not arrive. Work of system of positioning 5 in such mode is not obligatory, because the operator has possibility of visual check-out of position of the device. However on condition of regular work of system 5 the comfort of work of the operator sharply increases. The device can independently compensate wind influence, «hang» more precisely in necessary point. Sensor 6 is used only on rather small (up to 100 m) distances for carrying out high-precision measurements (for example, measurements of height or measurements of exact distance from object to the UAV or from object to object). Thus, in the presence of visual check-out behind operation of the UAV from the operator and regularly

working communication channel, we have situation when for operation of the UAV there are enough only two sensors: 2 and 3.

**The second case. Autonomous flight of the device.** Owing to the reasons stated above, manual control of the UAV is not always possible [62].

In case of autonomous flight, even on condition of right calibration of sensors 1 and 4, flight of the quadcopter is possible only during the regular work of system 5. Significantly data of sensor 1 are important: they are irreplaceable for right orientation of the device in space at stops and low speeds of the movement. Sensor 4 is used as auxiliary determinant of height, the system of satellite navigation (5) remains the main source of data on height. Sensor 6, as a rule, gets into gear by one of the last. Owing to near range it helps to avoid collision. Loss of signal from satellites will actually «blind» the autonomous UAV. In this case it will be impossible not only to perform the flying mission, but also automatically to return to start point. Regular algorithms of the existing controllers of control of the UAV this case means the following behavior [70;77]: 1) Motionless «lag» in point of loss of signal until its recovery; 2) Crash landing at the critical level of charge of batteries or fuel reserve.

Let's offer several approaches to the solution of task of control: use of mathematical model of the quadcopter for direct control of actuators bypassing faulty sensors and replacement of signal from the idle sensor with the data obtained as a result of data processing from other sensors. It is possible as well synergy approach.

Mathematical modeling in the environment of MATLAB has shown that system (1.1) can be applied to problem of stabilization of flight [52], and also to problem of transfer of the device in the set point.

Let's give results of modeling of possible situation with quadcopter conclusion from emergency (point of loss of contact (10,5,15)) to start point (point (0,0,0)). Throughout earlier conducted researches the task has been solved by adaptive method [52; 56; 60] with criterion of quality (3.12). The flowchart of the program is given in Appendix A.

The choice of criterion of quality of such look is explained by the fact that when landing the device in adverse conditions it is necessary to minimize integrated sizes of all managing signals, thus receiving the maximum fuel saving or charge of batteries on case of possible recovery of communication.

The trajectory of the movement of the device is presented on fig. 3.7, the constructed signals of optimum control are given in fig. 3.8. For calculation the following parameters were used:  $m = 1$  kg,  $l = 0,6$  m,  $b = 26,5 \cdot 10^{-6}$  N·s<sup>2</sup>,  $d = 0,6 \cdot 10^{-6}$  N·ms<sup>2</sup>,  $I_{xx} = I_{yy} = I_{zz} = 0,1$  N·ms<sup>2</sup>,  $J_{TP} = 0,005$  N·ms<sup>2</sup>, the rotational speed of propellers – 5000 RPS.

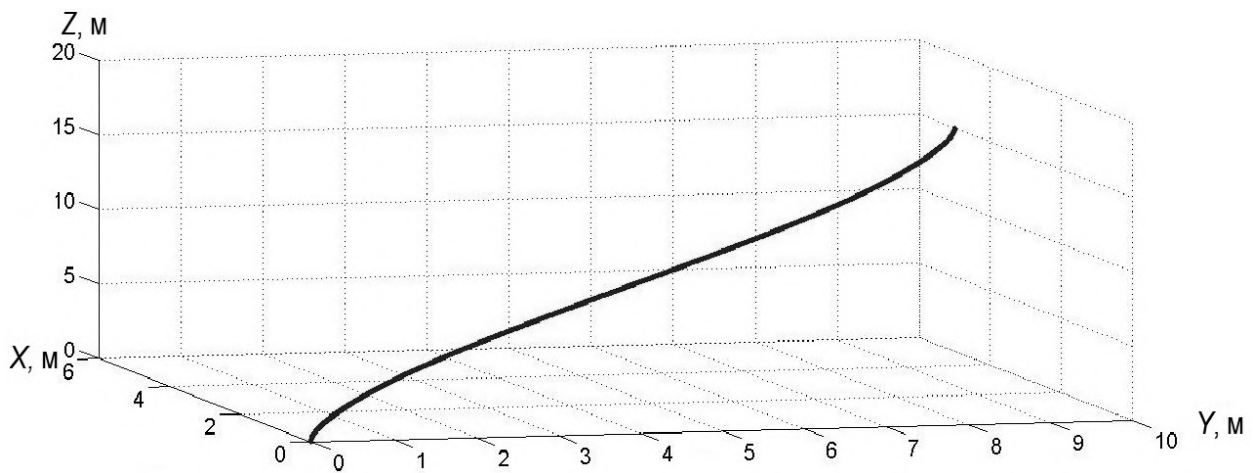


Figure 3.7 – Movement of the quadcopter

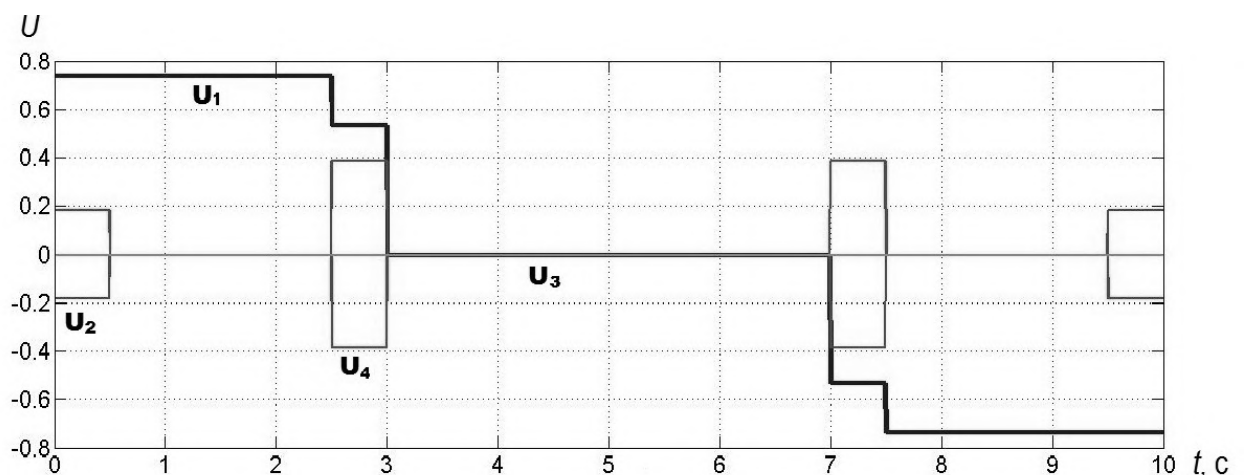


Figure 3.8 – Optimum managing signals

The type of the constructed managing signals (sectionally continuous functions) is caused by the choice of method [60; 99] and criterion of quality.

**Result of modeling.** The algorithm of method has chosen the following strategy of control. In upper point the device begins to decrease controlled. Controls of  $U_2, U_3$  quickly join for shift of the device in the direction of landing point. Further the device decreases in the set direction by gravity up to the moment of the following inclusion of control of  $U_1$  (point  $t = 7$  sec): the vertical velocity gained by the device «is extinguished» before landing.

The decision allows to refuse practically use of control channel of  $U_4$ , and also to minimize control on interval  $3 < t < 7$  sec. Let's call this interval «falling interval».

**Note 3.2.** on the real device angular speeds  $\Omega_i, i = \overline{1,4}$  will not be equal to zero even on falling interval as depending on external perturbations the necessary stabilizing additives  $\Omega_i^{PID}$  on formula will be always calculated (1.6). Receiving negative  $U_1$  s explained by feature of method and its implementation (linearization, etc.). At implementation on the real device it is necessary to use absolute value of signal of control [56; 60; 99; 100].

Thus, the positive effect from implementation of the procedure of calculation of the movement of the device on mathematical model with use of criterion of quality can be reached. At in advance known checkpoints it is possible to build the optimum strategy of control on all route of the movement that is especially important in emergency operation of work.

### 3.3.3 Substitution of external navigation signal on data of inertial navigation

Set of the sensors measuring purely gravitational characteristics installed on the UAV (so, less subject to influence of electromagnetic radiation) is rather extensive. Onboard there are accelerometers (3) and measuring instruments of corners (2), according to the item 3.3.2. As it has been shown above, the considered task of control of the UAV is emergency, i.e. arises after regular

start, directly in flight of the device. Let's consider that, at least, within the procedure of regular start there is capture of coordinates of point of start to use of satellite systems of navigation (5). Such mode is recommended by the leading producers of flight controllers. The case when work of systems of satellite positioning of the UAV is broken through some time after start, is similar from point of rehenium of further constructions.

Let's describe situation when are known rather exact coordinates of the device  $x_0, y_0, z_0$  up to time of  $t_0$ . Let's consider  $t$ :

$$t_0 < t < t_k,$$

where  $t_k$  — critical time which is understood as factored moment of fuel exhaustion or charge of batteries. At this time data on device coordinates from the satellite systems of navigation do not arrive any more, however sizes of  $V_x, V_y, V_z, \theta, \varphi, \psi, \omega_\theta, \omega_\psi$  are still known. They can be received by processing of signals from gyroscopes and accelerometers, i.e. all necessary set of basic data for calculation of coordinates of the device by their integration is known. Actually it is about creation of the shipboard inertial navigation system (IMU [101; 102]).

Let's give the main results for creation of such system.

In IMU model the equations of the movement of object which Newton's equations for the movement of mass point in inertial coordinate system [101;102]

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{g} + \mathbf{p}, \quad (3.13)$$

where  $\mathbf{r}$  — point radius vector in inertial reference system,  $\mathbf{g}$  — the vector of gravitational acceleration in the position of point which is function of provision of object (i. e. we have  $\mathbf{g}(\mathbf{r})$ ), and  $\mathbf{p}$  — acceleration vector from action of external forces, i.e. vector of the seeming acceleration). Navigation coordinates turn out double integration of the equations.

$$\dot{\mathbf{r}} = \int_{t_0}^t (\mathbf{g} + \mathbf{p}) d\tau, \quad \mathbf{r} = \mathbf{r}_0 + \int_{t_0}^t \dot{\mathbf{r}} d\tau. \quad (3.14)$$

The integration algorithm together with functional dependence  $\mathbf{g}(\mathbf{r})$  is initial information;  $\mathbf{p}$  — primary information measured by sensors; initial values of vector  $\mathbf{r}_0$  and its derivative  $\dot{\mathbf{r}}_0$ , necessary at integration are initial information. It is obvious that inertial primary information in principle is enough for the solution of navigation task.

Implementation of the solution of navigation task in IMU is connected with operations not over vector (3.14), and over scalar sizes which the current values of primary information are. Naturally, as the navigation algorithms realized in the flight controller, also essence scalar operations. In this regard for development of navigation algorithm it is necessary to execute replacement of the initial equations of inertial navigation (3.14) and (3.13) on the system of the scalar equations. At the same time essential role is played by type of primary information which depends on the provision of basic trihedron of axes of sensitivity of inertial sensors [19].

The sensors installed on the UAV have the minimum size (mm unit) and are rigidly connected with the body of the device. i.e. it is about creation of the strap-free inertial navigation system [72]. The signal from such sensors is subject to influence of hindrances, incorporates «noise». Special filters, for example, Kallman's filter or the alpha beta filter are used to minimization of influence of hindrances before integration to signal from sensors.

Thus, the system of substitution of signal offered to implementation works on provided on (fig. 3.9) to algorithm.

Receiving full-fledged IMU on the device excludes need of use of navigation satellite systems, i.e. actually IMU completely replaces sensor 5.

This approach demands further research on the real device. Key factors for possibility of implementation of the scheme of substitution of signal (implementation of IMU) are:

- the nature of zashumlennost of primary data for different types of sensors in different flight runs;

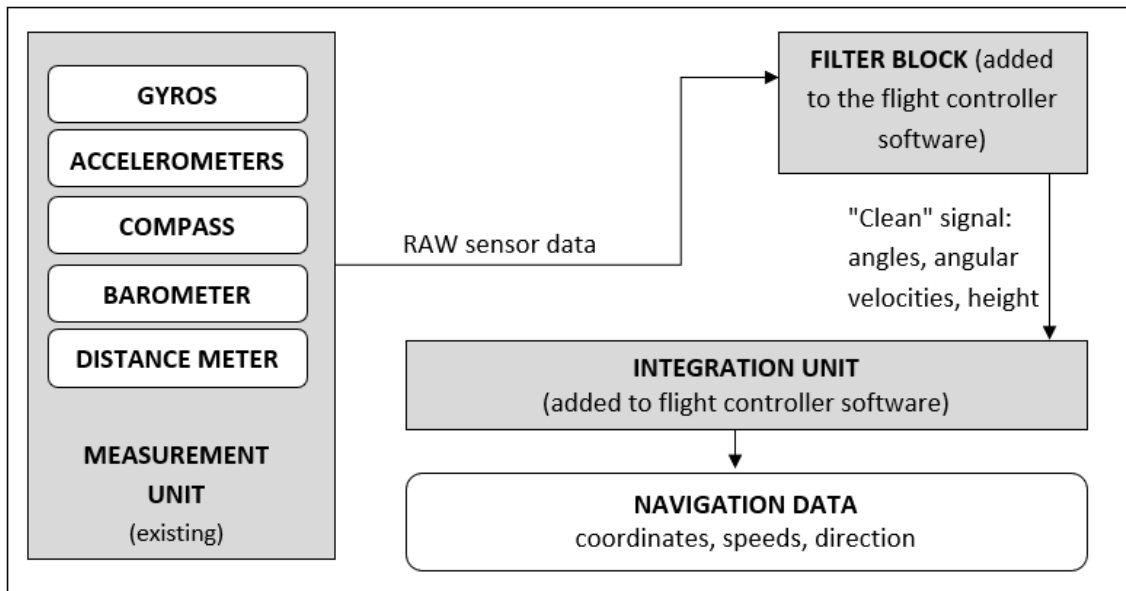


Figure 3.9 — Principal diagram of system of substitution of signal

- possibility of the flight controller on processing of the obtained data in real time;
- speed of increase of error of navigation data eventually.

At the time of loss of signal from the satellite systems of navigation approach to the solution of problem of emergency control by the quadcopter can be carried out by switching of the channel of obtaining navigation data to scalar components of  $(x,y,z)$  vector  $\mathbf{r}$ , calculated on formula (3.9).

It should be noted that in scientific literature on this subject or exclusively model tasks are considered using different mathematical methods [67;72;99], or approach at which the arising problems are solved by installation of additional devices and sensors is described. At the same time in the second case practices and results of mathematical modeling considering specifics of each of the UAV types are poorly used.

Synergy approach to the solution of problem of emergency control by the quadcopter at accident of the first type can be carried out as follows. On the one hand it is known that IMU saves mistake over time. On the other hand, calculation of managing signals algorithm for item 3.3.2, represents the constructed control algorithm with high accuracy (the methodical error and errors of rounding in this context are negligible. Of course, it is previously

necessary to pick up precisely system parameters (1.1). Thus, for carrying out crash landing it is possible to use navigation data of IMU and to calculate managing signals on «ideal» model (1.1). Previously, for each specific model of the device it is possible to establish by practical consideration from what timepoint the error of IMU exceeds certain threshold and landing according to IMU it is impossible. At this moment it is necessary to adjust data of IMU the data calculated on model (1.1). Such adjustment will replace ways of adjustment, traditional for IMU, on navigation satellite systems or the systems of the analysis of the spreading surface [15]. The possible area of applicability of such approach depends on two key factors: accuracy of parameters of system (1.1) and qualities of the gyroscopes and accelerometers filled on the quadcopter. Detailed studying of this question is possible only on the real device.

Let's notice that open data on work of IMU on quadcopters are not enough. In private projects and researches on this subject ready decisions in the field of IMU [19] are, as a rule, applied. At the same time technical characteristics of in addition installed sensors seldom considerably differ from already available on the UAV as a part of stabilization system, i.e. their implementation is irrational. Besides, off-the-shelf navigation units, as a rule, do not allow to manage thinly navigation process because its source code is closed. Thus, the possibility of implementation of synergy approach to control of the device is excluded. This approach also demands additional studying on the real device.

### 3.4 Conclusions on Chapter 3

1. Gabasov's Method can be applied by item to the solution of problem of optimum control of the quadcopter in real time. Received in item 3.3.1 linear approach of system (1.1) can be used for the solution of task of control by creation of short circuits of initial system;



2. Created on the basis of adaptive method of Gabasov software for the solution of problem of self-contained control by the quadcopter can be used for creation of strategy of control from point in point. Mathematical modeling of process of crash landing of the device with use of specific criterion of quality is carried out. Type of the received control - piecewise constant functions. Adapted for execution in the flight controller, program can become part of problem-oriented control system of failsafe configuration of the quadcopter;
3. Along with it successfully solve problem of optimization: minimization of power consumption of batteries or fuel that is crucial in emergency operation of functioning;
4. The criterion of quality can be changed depending on solvable task. Creation of strategy of control from minimization of distance, time and any other parameters of the movement is possible;
5. At in advance known checkpoints it is possible to build the optimum strategy of control on all route of the movement that is especially important in emergency operation of work. The received strategy of control together with IMU added programmatically (without additional hardware modifications of the device) can be used for control of the device at loss of signals of external navigation systems;
6. Gabasov's Method and software on its basis can be implemented in structure of ESC software for creation of optimum strategy of control of electric motors. Use of optimality criterion what earlier for software this the highly specialized controller was not offered will be key feature such program. Selection of specific criterion of quality will depend on the flying mission performed by the device.

## CONCLUSION

Summing up **results** of work, it should be noted that in spite of the fact that all fundamental issues connected with creation of control system of the quadcopter are successfully solved, questions of fault tolerance still remain relevant. The tendency to robotization of all types of flight vehicles generates request for increase in reliability of all systems. In the present thesis the next researches have been conducted:

1. Are defined target FC of the failsafe device;
2. Is developed approach to the choice of hardware configuration of failsafe modification of the quadcopter;
3. Are carried out calculations and the approachability of target FC at creation of the quadcopter from serially made components is shown;
4. Is carried out the analysis of possible constructive decisions at assembly of quadcopters, recommendations about assembly of failsafe configurations of quadcopters are provided;
5. Are developed operation algorithms of control system of the device, the device making crash landing at two running engines from four: in the manual and automatic mode.
6. Numerical experiments - modeling of process of flight of the quadcopter. It is part of problem-oriented control system of the quadcopter;
7. Is carried out the analysis of influence of separate parameters of the stabilizing PID-controller on behavior of the device in air;
8. Is developed constructive algorithm of the solution of problem of setup of PID-controllers for failsafe configuration of the quadcopter and depending on profile of solvable task;
9. Is developed software for modeling of process of flight of the quadcopter based on application of adaptive method of Gabasov for the solution of

problem of optimum control - part of problem-oriented control system of failsafe configuration of the quadcopter.

It is shown that increase in failsafe of control systems can be reached not only universal approaches, such as repeated reservation, quality control of component parts, professional development of operators, but also more fundamental. Possibility of landing of the quadcopter on two screws from four - bright example of that.

Special factor on which the flight survivability of the modern UAV depends is the question of navigation. As a part of control system even of the simplest quadcopter there is already all necessary for creation of the inertial navigation system. In the absence of external navigation data, data of INU and algorithms of calculation of managing signals according to item 3.3.2 can be applied to carrying out crash landing. The actual accuracy of such system can be low, but also costs of its implementation come down to costs of updating of the program of management.

Detailed study of question of the choice of parameters of PID-controllers of the quadcopter allows not only to solve essentially problem of stabilization of the device, but also to change its flight characteristics depending on the nature of solvable task. At the same time, considering the existing developments in this area, including algorithms of the automatic choice of parameters of the regulator, primary and thin setup of PID-controllers still remains for the person.

Thus, in the real work **the applied task** constructions of problem-oriented control system of the quadcopter (increase in fault tolerance) is solved and the question of the choice of equipment room making for such UAV is opened.

**Perspective of development of this subject** is implementation of the provided results: assembly and setup of failsafe configuration of the quadcopter. The present thesis actually represents methodical grant for such work and contains in each chapter necessary **the recommendation for further development** in the form of separate notes and conclusions. The

sequence of statement of results in the thesis corresponds to device assembly steps: from the choice of hardware configuration before comprehensive setup of control system. In the long term such work will demand deep engineering study: not each flight controller and ESC will be able to work in emergency operation. It will deeply be necessary to modernize the flight controller and ESC that is possible only on the equipment with the open source software. At further development of subject the question of possibility of transition from the normal mode of management to emergency is of special interest. It is necessary to consider in details transition processes with different motion speeds and on quadcopters of different hardware configurations. Study of this question will demand to make the whole series of experiments, some kind of «crash tests» for delimitation of possible transition.

## REFERENCES

1. De Garmo M. T. Issues concerning integration of unmanned aerial vehicles in civil airspace. Center for Advanced Aviation System Development 2004. 98 p.
2. Weibel R. E., Hansman J. R. Safety consideration for operation of unmanned aerial vehicles in the national airspace system : Ph. D. thesis ; Massachusetts Institute of Technology. USA 2005. 03. 107 pp.
3. Tsach S., Penn D., Levy A. Advanced technologies and approaches for next generation uavs // International congress of aeronautical sciences. 2002. P. 1–10.
4. Bresciani T. Modeling, identification and control of a quadrotor helicopter : Master's thesis ; Lund University. Sweden, Lund 2008. 184 pp.
5. Olfati-Saber R. Nonlinear Control of the Under-actuated Mechanical System with Application to Robotics and Aerospace Vehicles : Master's thesis ; Massachusetts Institute of Technology. 2005. 316 pp.
6. Lee D., Jin Kim H., Sastry S. Feedback linearization vs. adaptive sliding mode control for a quadrotor helicopter // International Journal of Control, Automation and Systems. 2009. 06. Vol. 7. P. 419–428.
7. Belinskaya Y. S., Chetverikov V. N. Upravlenie chety'rekhvintovym vertoletom // Nauka i obrazovanie. 2012. no. 5. P. 157–171. (in Russian)
8. Zulu A., John S. A Review of Control Algorithms for Autonomous Quadrotors // Open Journal of Applied Sciences. 2014. 01. Vol. 04. P. 547–556. Access mode: <http://arxiv.org/abs/1602.02622>.

9. Krasovskij A. N., Proxorov V. V., Krasovskij N. A., Suslova O. A. *Kvadrokoptyer': istoriya, ustrojstvo, upravlenie, perexvat, primery'*. Ekaterinburg : Ural'skij gosudarstvenny'j agrarny'j universitet 2016. 32 p. (in Russian)
10. Bouabdallah S., Siegwart R. Full control of a quadrotor // 2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. 2007. 10. P. 153–158.
11. Verdan S. Control of Quadcopter : Master's thesis ; School of Computer Science and Communication. Stockholm, Sweden 2008. 88 pp.
12. Scaramuzza D., Achtelik M., Doitsidis L., Fraundorfer F., Kosmatopoulos E., Martinelli A., Achtelik M., Chli M., Chatzichristofis S., Kneip L., Gurdan D., Heng L., Lee G., Lynen S., Meier L., Pollefeys M., Renzaglia A., Siegwart R., Stumpf J., Weiss S. Vision-Controlled Micro Flying Robots From System Design to Autonomous Navigation and Mapping in GPS-Denied Environments // IEEE Robotics and Automation Magazine. 2014. 09. P. 26–40.
13. Salazar S., Kendoul F., Lozano R., Fantoni I. Real-Time Control of a Small-Scale Helicopter Having Three Rotors // 2006 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. 2006. 11. P. 2924–2929.
14. Yacencov V. S. *E'lektronika. Tvoj pervy'j kvadrokoptyer. Teoriya i praktika*. SPb.: BXV-Peterburg : Mashinostroenie 2017. 256 p. (in Russian)
15. Sajfeddin D. *Mexatronnaya sistema upravleniya poletom kvadrokoptyera i planirovanie traektorii metodami opticheskoy odoimetrii* : Ph. D. thesis ; Yuzhno - Rossijskij gosudarstvenny'j politexnicheskij universitet (NPI) imeni M.I. Platova. NovoCherkassk 2015. 187 pp. (in Russian)

16. Müller M. W. Increased autonomy for quadcopter systems: trajectory generation, fail-safe strategies and state estimation : Ph.D. thesis ; Institute for Dynamic Systems and Control (ETH Zurich). 2016. 193 pp.
17. Freddi A., Longhi S., Monteriù A. Actuator fault detection system for a mini-quadrotor // IEEE International Symposium on Industrial Electronics. 2010. 07. P. 2055–2060.
18. Sharifi F., Mirzaei M., Gordon B., Zhang Y. Fault tolerant control of a quadrotor UAV using sliding mode control // 2010 Conference on Control and Fault-Tolerant Systems (SysTol). 2010. 11. P. 239–244.
19. Chao X., Kupmans K., Di L., Chen Y. K. Sravnitel'naya ocenka byudzhety'x inercial'ny'x izmeritel'ny'x blokov dlya bespilotny'x letatel'ny'x apparatov. Access mode: <https://blaskor.ru/sravnitelnaya-otsenka-byudzhetykh-inertsialnykh-izmeritelnykh-blokov-dlya-bespilotnykh-letatelnykh-apparatov.html> (online; accessed: 18.02.2021).
20. Blanke M., Staroswiecki M., Wu N. Concepts and methods in fault-tolerant control // Proceedings of the American Control Conference. 2001. 02. Vol. 4. P. 2606–2620.
21. Ranjbaran M., Khorasani K. Fault Recovery of an Under-Actuated Quadrotor Aerial Vehicle // Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control. 2010. 12. P. 4385–4392.
22. Mueller M., D'Andrea R. Stability and control of a quadcopter despite the complete loss of one, two, or three propellers // Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation. 2014. 05. P. 45–52.
23. Ranjbaran M., Khorasani K. Fault Recovery of an Under-Actuated Quadrotor Aerial Vehicle // Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control. 2010. 12. P. 4385–4392.

24. Freddi A., Lanzon A., Longhi S. A feedback linearization approach to fault tolerance in quadrotor vehicles // IFAC Proceedings Volumes (IFAC-PapersOnline). 2011. 08. Vol. 18. P. 5413–5418.
25. Marks A., Whidborne J., Yamamoto I. Control allocation for fault tolerant control of a VTOL octorotor // Proceedings of the 2012 UKACC International Conference on Control, CONTROL 2012. 2012. 09. P. 357–362.
26. Izadi H. Fault Tolerant Model Predictive Control of Quad-Rotor Helicopters with Actuator Fault Estimation // IFAC Proceedings Volumes. 2011. 08. Vol. 44. P. 6343–6348.
27. Khebbache H., Sait B., Fouad Y., Soukkou Y. Robust Stabilization of A Quadrotor Aerial Vehicle in Presence of Actuator Faults // International Journal of Information Technology, Control and Automation (IJITCA). 2012. 04. Vol. 2. P. 1–13.
28. Zhang Y., Chamseddine A. Fault Tolerant Flight Control Techniques with Application to a Quadrotor UAV Testbed // Automatic Flight Control Systems — Latest Developments. 2012. 01. P. 119–150. ISBN: 978-953-307-816-8.
29. Lanzon A., Freddi A., Longhi S. Flight Control of a Quadrotor Vehicle Subsequent to a Rotor Failure // Journal of Guidance Control and Dynamics. 2014. 03. Vol. 37. P. 580–591.
30. Mueller M., D’Andrea R. Stability and control of a quadrocopter despite the complete loss of one, two, or three propellers // Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation. 2014. 05. P. 45–52.
31. Lippiello V., Ruggiero F., Serra D. Emergency Landing for a Quadrotor in Case of a Propeller Failure: A Backstepping Approach // IEEE



- International Conference on Intelligent Robots and Systems. 2014. 09. P. 4782–4788.
32. Lippiello V., Ruggiero F., Serra D. Emergency Landing for a Quadrotor in Case of a Propeller Failure: A PID Based Approach // 12th IEEE International Symposium on Safety, Security and Rescue Robotics, SSRR 2014 - Symposium Proceedings. 2014. 10. P. 1–7.
  33. Spiridonov R. E., Bely'x I. V. Algoritm upravleniya kvadropterom v avarijnoj situacii // Vserossijskaya nauchnaya konferenciya po problemam upravleniya v texnicheskix sistemax. 2015. no. 1. P. 441–445. (in Russian)
  34. Morozov Y. V. E'kstrennoe upravlenie kvadropterom pri otkaze dvux simmetrichny'x vintov // Avtomatika i telexanika. 2018. № 3. C. 92–110. (in Russian)
  35. Blagitko B., Mochulsky Y. Ensuring the safe landing of the quadcopter in an accident // Electronics and Control Systems. 2018. 12. Vol. 3. P. 142–147.
  36. Sadeghzadeh I., Mehta A., Chamseddine A., Zhang Y. Active Fault Tolerant Control of a quadrotor UAV based on gainscheduled PID control // Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering. 2012. 04. P. 1–4.
  37. Castillo Garcia P., Lozano R., Dzul A. Stabilization of a mini-robotcraft having four rotors // 2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). 2004. 10. Vol. 3. P. 2693–2698.
  38. Martin P., Salaün E. The true role of accelerometer feedback in quadrotor control // 2010 IEEE International Conference on Robotics and Automation. 2010. P. 1623–1629.

39. Huang H., Hoffmann G., Waslander S., Tomlin C. J. Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvering // Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation. 2009. 06. P. 3277–3282.
40. Ge'n K., Chulin N. A. Algoritmy' stabilizacii dlya avtomaticheskogo upravleniya traektorny'm dvizheniem kvadroptera // Mashinostroenie i komp'yuterny'e tekhnologii. 2015. no. 5. P. 218–235. (in Russian)
41. Castillo Garcia P., Dzul A., Lozano R. Real-Time Stabilization and Tracking of a Four-Rotor Mini Rotorcraft // IEEE Transactions on Control Systems Technology. 2004. Vol. 12. P. 510–516.
42. Matveev N. M. Metody' integrirovaniya oby'knovenny'x differencial'ny'x uravnenij. M. : Vy'ssh. shk. 1967. 564 p. (in Russian)
43. Stepanov V. V. Kurs differencial'ny'x uravnenij. M. : FIZMATLIT 1950. 468 p. (in Russian)
44. Andreev Y. N. Upravlenie konechnomerny'mi linejny'mi ob'ektami. M. : Nauka 1976. 424 p. (in Russian)
45. Zubov V. I. Matematicheskie metody' issledovaniya sistem avtomaticheskogo regulirovaniya. L. : Mashinostroenie 1974. 336 p. (in Russian)
46. Li E. B., Markus L. Osnovy' teorii optimal'nogo upravleniya. M. : Nauka 1972. 576 p. (in Russian)
47. Balashevich N. V., Gabasov R., Kirillova F. M. Chislenny'e metody' programmnoj i pozicionnoj optimizacii linejny'x sistem upravleniya // Zhurn. vy'chisl. matem. i mat. fiziki. 2000. Vol. 40 no. 6. P. 838–859. (in Russian)

48. Gabasov R., Kirillova F. M. *Konstruktivny'e metody' optimizacii. Chast' 2. Zadachi upravleniya*. Mn. : Izd-vo "Universitetskoe" 1984. 207 p. (in Russian)
49. eCalc — the most reliable RC Calculator on the Web. Access mode: <https://www.ecalc.ch/> (online; accessed: 17.02.2021).
50. Baranov O. V. O zadache vy'bora parametrov PID-regulyatora kvadrokoptera (BPLA) // 2016 13th International Conference on Stability and Oscillations of Nonlinear Control Systems (Pyatnitskiy's Conference). Russian Federation. 2016. (in Russian)
51. Baranov O., Smirnov N., Smirnova T. On the choosing problem of PID controller parameters for a quadcopter // 2017 Constructive Nonsmooth Analysis and Related Topics (Dedicated to the Memory of V.F. Demyanov), CNSA 2017 - Proceedingsed. by Polyakova L. United States : Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc. 2017. 07. P. 1–3. Access mode: <http://www.pdmi.ras.ru/EIMI/2017/CNSA/>.
52. 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. 10. P. 123–125.
53. Baranov O. V., Smirnov N. V., Smirnova T. E. Gibridnaya mnogoprogrammnaya stabilizaciya s primeneniem nelinejnogo diskretnogo identifikatora // *Ustojchivost' i processy' upravleniya: Materialy' III mezhdunarodnoj konferencii (Sankt-Peterburg, 5–9 oktyabrya 2015 g.) / pod red. A. P. Zhabko, L. A. Petrosyana*. Russian Federation : SPb.: Izdatel'skij Dom Fedorovoj G.V. 2015. C. 507–508. (in Russian)
54. Baranov O. V., Popkov A. S., Smirnov N. V. Real-time quadcopter optimal stabilization. 2015. P. 123–125.

55. 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). Abstractsed. by V. S. N. St. Petersburg : Publishing House Fedorova G.V. 2014. P. 15.
56. Baranov O. V. Unmanned aerial vehicle control process modelling — quadcopter // Control processes and stability. 2015. Vol. 2 no. 1. P. 23–28.
57. Zholobov Y. V., Baranov O. V. Simulation and analysis of quadcopter emergency movements // Control processes and stability. 2019. Vol. 6 no. 1. P. 213–217. (in Russian)
58. Popkov A. S., Baranov O. V. On optimal control of the rotational movement of the electric motor shaft // Control processes and stability. 2014. Vol. 1 no. 1. P. 31–36. (in Russian)
59. Baranov O. Modelling of the control process for the quadcopter UAV // The XLVI annual international conference on Control Processes and Stability (CPS'15). 2015. P. 12. Access mode: <http://www.apmath.spbu.ru/ru/research/conference/pm/archive/2015.html>.
60. Popkov A. S., Baranov O. V., Smirnov N. V. Application of adaptive method of linear programming for technical objects control // 2 International Conference on Computer Technologies in Physical and Engineering Applications (ICCTPEA)ed. by Veremey E. I. 2014. P. 141–142.
61. Baranov O., Smirnov N., Smirnova T., Zholobov Y. Design of Fail-Safe Quadcopter Configuration // Intelligent Distributed Computing XIII, IDC 2019ed. by Kotenko I., Desnitsky V., Badica C., El Baz D., Ivanovic M. Germany : Springer Nature. 2020. 01. Studies in Computational Intelligence. P. 13–22.

62. Baranov O. V. Quadrocopter control in emergency mode // Vestnik of St Petersburg University. Series 10. Applied Mathematics. Computer Science. Control Processes. 2016. Vol. 12 no. 2. P. 69–79. (in Russian)
63. Baranov O., Smirnov N., Smirnova T., Zholobov Y. Design of a quadrocopter with PID-controlled fail-safe algorithm // Journal of Wireless Mobile Networks, Ubiquitous Computing, and Dependable Applications (JoWUA). 2020. 07. Vol. 11 no. 2. P. 23–33.
64. Baranov O. V. Algoritm nastrojki stabiliziruyushhego PID-regulyatora kvadrokoptera // Izvestiya vysshix uchebnyx zavedenij. Priborostroenie. 2021. Vol. 64 no. 10. P. 829–838. (in Russian)
65. Svidetel'stvo o gosudarstvennoj registracii programmy dlya E'VM 2021662324 Rossijskaya Federaciya. Programma dlya resheniya zadachi upravleniya kvadrokoptom s ispol'zovaniem adaptivnogo metoda Gabbasova (AdaptCopter) / O. V. Baranov, A. S. Popkov, N. V. Smirnov. — 1 P. zayavitel' i pravoobladatel' Federal'noe gosudarstvennoe byudzhethnoe obrazovatel'noe uchrezhdenie vysshego obrazovaniya «Sankt-Peterburgskij gosudarstvennyj texnicheskij universitet». — № 2021615264 ; zayavl. 12.04.2021 ; opubl. 26.07.2021. (in Russian).
66. Sklyarov A. A., Sklyarov S. A. Sinergeticheskij podxod k upravleniyu bespilotny'm letatel'ny'm apparatom v srede s vneshnimi vozmushheniyami // Izv. Yuzhn. fed. un-ta. Texnicheskie nauki. 2014. no. 8. P. 159–170. (in Russian)
67. 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.

68. Popov N. I., Emelianova O. V. Dynamic features of overhead high-voltage lines monitoring by means of quadrocopter // Modern Problems of Science and Education. Surgery. 2014. no. 2. P. 69–79.
69. Popov N. I., Emelianova O. V., Jatsun S. F., Savin A. I. Research of oscillations of quadrocopter under influence of external periodic disturbance // Fundamental research. 2014. no. 1. P. 28–32. (in Russian)
70. Poletny'e kontrollery'. Access mode: <https://multicopterwiki.ru/index.php/%CF%E0%EB%B8%F2%ED%FB%E5> (online; accessed: 22.02.2021). (in Russian)
71. Trefilov P. M. Sravnitel'ny'j analiz uluchsheniya tochnostny'x karakteristik inercial'ny'x navigacionny'x sistem // XIII Vserossijskoe soveshhanie po problemam upravleniya (VSPU). Moskva : Institut problem upravleniya im. V.A. Trapeznikova RAN. 2019. 06. P. 470–474. (in Russian)
72. Branecz V. N., Shmy'glevskij I. P. Vvedenie v teoriyu besplatformenny'x inercial'ny'x navigacionny'x sistem. M. : Nauka 1992. 280 p. (in Russian)
73. Kovalenko V. V., Ly'sov A. N. Malogabaritnaya inercial'naya sistema. M. : Nauka 1992. 53 p. (in Russian)
74. Pontryagin L. S., Boltyanskij V. G., Gamkrelidze R. V., Mishhenko E. F. Matematicheskaya teoriya optimal'ny'x processov. M. : Nauka 1969. 384 p. (in Russian)
75. Al'sevich V. V., Gabasov R., Glushenkov V. S. Optimizaciya linejny'x e'konomicheskix modelej: staticheskie zadachi. Minsk : Izd-vo BGU 2000. 211 p. (in Russian)
76. Avtonomny'j kvadrokopter s nulya. Access mode: <http://habrahabr.ru/company/technoworks/blog/216437/> (online; accessed: 18.02.2021). (in Russian)

77. Efimov B. Programmiruem kvadrokopter na Arduino (ch. 1). Access mode: <http://habrahabr.ru/post/227425/> (online; accessed: 16.02.2021). (in Russian)
78. Zhmud' V. A. Neanaliticheskie metody' rascheta PID-regulyatorov: uchebnoe posobie. Izd-vo NGTU 2013. 39 p. (in Russian)
79. Zubov V. I. Lekcii po teorii upravleniya. M. : Nauka 1975. 496 p. (in Russian)
80. Korchenko A. G., Il'yash O. S. Obobshhyonnaya klassifikaciya bespilotny'x letatel'ny'x apparatov // Zbirnik naukovix prac' Xarkivs'kogo naczional'nogo universitetu Povitryanix Sil. 2012. Vol. 4 no. 33. P. 27–36. (in Russian)
81. Prodolzhitel'nost' poleta e'lektricheskogo bespilotnogo vertolet'a. Access mode: <http://forum.rcdesign.ru/blogs/174358/blog18412.html> (online; accessed: 21.02.2021). (in Russian)
82. V chem raznicza: trikopter, kvadrokopter, oktokopter, geksakopter? Access mode: <https://dronomania.ru/faq/v-chem-raznica-trikopter-kvadrokopter-oktokopter-geksakopter.html> (online; accessed: 15.02.2021). (in Russian)
83. RC Forum. Access mode: <http://forum.rcdesign.ru> (online; accessed: 17.02.2021). (in Russian)
84. Redkin A. V., Yaloza Y. A., Kovalev I. E. Reliability assessment of convertible aircraft with hybrid propulsion system and multicopter lifting system // Civil Aviation High Technologies. 2020. Vol. 23 no. 5. P. 76–96. (in Russian)
85. Priczker D. M., Saxarov G. I. Ae'rodinamika. M. : Mashinostroenie 1968. 310 p. (in Russian)

86. Lazerny'mi pricelami nazy'vayut LCzU — lazerny'e celeukazateli. Access mode: [https://opticstrade.com/lazernye\\_tseleukazateli\\_itsu](https://opticstrade.com/lazernye_tseleukazateli_itsu) (online; accessed: 20.02.2021). (in Russian)
87. Lithium Polymer battery and cells technical. Access mode: [ibt-power.com/bkencel/Lithium-Po-tech.html](http://ibt-power.com/bkencel/Lithium-Po-tech.html) (online; accessed: 20.02.2021).
88. Lebedeva M. V., Yashtulov N. A. Toplivny'e e'lementy' – xarakteristika, fiziko-ximicheskie parametry', primenenie. M. : Mir nauki 2020. Setevoe izdanie. Access mode: <https://izd-mn.com/PDF/23MNNPU20.pdf>. (in Russian)
89. V Rossii sozdali bespilotniki na vodorodny'x toplivny'x e'lementax. Access mode: <https://nplus1.ru/news/2015/08/28/uavs> (online; accessed: 20.02.2021). (in Russian)
90. NELK-V8. Access mode: <http://robotrends.ru/robopedia/1546-nelk-v8> (online; accessed: 21.02.2021). (in Russian)
91. GOST R 51673–2000 Vodorod gazoobrazny'j chisty'j. M.: IPK Izdatel'stvo standartov 2000. 11 p. (in Russian)
92. Sravnenie stoimosti e'lektroe'nergii po stranam. Access mode: <https://www.vrx.ru/treasury/346.html> (online; accessed: 21.02.2021). (in Russian)
93. Top 5 Chinese drones on Aliexpress 2020. Access mode: <http://www.hus.sg/> (online; accessed: 04.11.2020).
94. Mission Planner Home. Access mode: <https://ardupilot.org/planner/> (online; accessed: 19.02.2021).
95. Popkov A. S., Smirnov N. V., Smirnova T. E. On modification of the positional optimization method for a class of nonlinear systems //



- ACM International Conference Proceeding Series / The 3rd International Conference on Applications in Information Technology (ICAIT'18). Aizu-Wakamatsu, Japan. 2018. 11. P. 46–51.
96. Boiko A., Smirnov N. V. Approach to optimal control in the economic growth model with a nonlinear production function // ACM International Conference Proceeding Series / The 3rd International Conference on Applications in Information Technology (ICAIT'18). Aizu-Wakamatsu, Japan. 2018. 11. P. 85–89.
97. ESC regulatory' oborotov, chto e'to, kak oni rabotayut i kak vy'brat'. Access mode: <https://profpv.ru/esc-regulatory-oborotov-chto-eh-to-kak-oni-r/> (online; accessed: 17.02.2021). (in Russian)
98. Afanas'ev V. N., Kolmanovskij V. B., Nosov V. R. Matematicheskaya teoriya konstruirovaniya sistem upravleniya. M. : Vy'ssh. shk. 2003. 614 p. (in Russian)
99. Klunokov A. L. Implementation of optimal control algorithms taking into account real operating conditions of control objects // Control Processes and Stability. 2015. T. 2 № 1. C. 53–58.
100. Smirnov N. V., Solovyeva I. V. Application of the positional optimization method for the multiprogrammed stabilization of the bilinear systems // Vestnik of St Petersburg University. Series 10. Applied Mathematics. Computer Science. Control Processes. 2009. Vol. 10 no. 3. P. 253–261. (in Russian)
101. Fersman P., Kashvix S., Kryuger T., Shnetter P., Vilkins S. Integrirovannaya navigacionnaya sistema na osnove ME'MS dlya adaptivnogo upravleniya poletom bespilotnogo apparata // Giroskopiya i navigaciya. 2013. no. 1. P. 3–18. (in Russian)

102. Moskalenko A. Ispol'zovanie inercial'noj navigacionnoj sistemy' (INS) s neskol'kimi datchikami na primere zadachi stabilizacii vy'soty' kvadrokoptera. Access mode: <http://geektimes.ru/post/255736/> (online; accessed: 22.02.2021). (in Russian)

## APPLICATION A

**Flowchart: Gabasov's method — optimal control**

Program implementation of method of Gabasov for optimum control of the quadcopter is created on the MATLAB software package of the version of R2019b update 2 November 7, 2019 (9.7.01247435) 64-bit with the established addition of Simulink (Version 10.0 July 18, 2019 for MATLAB R2019b).

The program is registered in the register of the computer programs of Federal Service for Intellectual Property (ROSPATENT), certificate No. 2021662324 of 26.07.2021 (Appendix B).

Conditional scheme of the program:

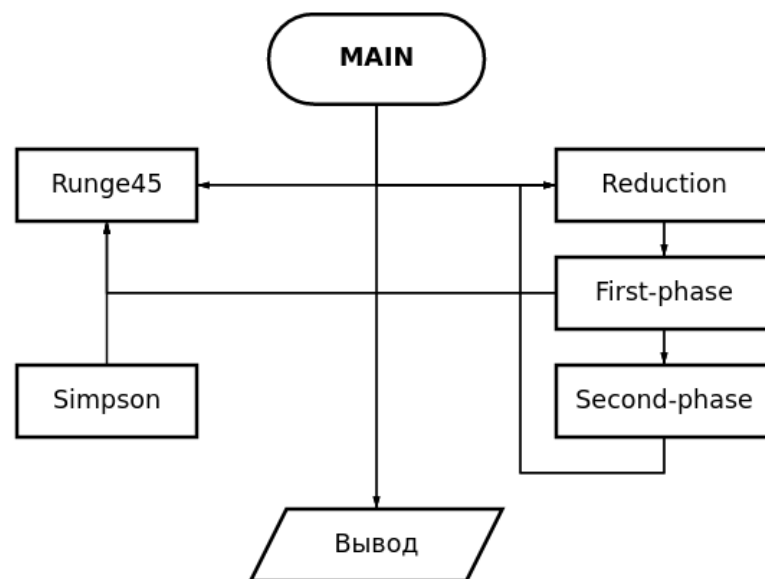


Figure A.1 — Conditional scheme of the program

Description of functions and procedures:

1. **Reduction.** Function of data of problem of optimum control of special type to IPLP;
2. **First-phase.** The procedure of data of IPLP to additional problem of linear programming by means of which there is initial admissible plan;
3. **Second-phase.** Search of optimal (suboptimal) solution of problem of linear programming;

4. **Runge45.** The function allowing to solve the system of the linear differential equations with given accuracy (the four-stage Runge method — Kutta of the fifth order with the appraiser of error of the second order);
5. **Simpson.** Calculation of certain integral by means of quadrature formula of Simpson;
6. **Main.** Main unit.

## APPLICATION B

**Program code: PID-controlled rescue and modeling of emergency operation**

The materials given below have been checked for working on the MATLAB software package of the version of R2019b update 2 November 7, 2019 (9.7.01247435) 64-bit with the established addition of Simulink (Version 10.0 July 18, 2019 for MATLAB R2019b).

**B.1 Script of start of simulation of accident with creation of schedules for the manual mode of rescue**

```

clear
clc
l=-0.175;
b=26.5*10^(-6);
5 d=0.6*10^(-6);
Ixx=0.1;
Iyy=Ixx;
Izz=Iyy;
Jtp=0.005;
10 Mg=9.8;

sim('Fall');
%% Schedule of the emergency movement
figure('Name','Emergency landing','Color','white')
15 Z = Z(Z>0);
X = X(1:size(Z));
Y = Y(1:size(Z));

plot3(X(1),Y(1),Z(1),'g*',X,Y,Z,'b',X(end),Y(end),Z(end),'m*
    ');
20 xlabel('X, meter');
ylabel('Y, meter');
zlabel('Z, meter');
```

```

title('Schedule of the emergency movement')
grid on
25
%% Schedule of the emergency movement with failsafe strategy
figure('Name','Fail-safe landing','Color','white')
plot3(X1(1),Y1(1),Z1(1),'g*',X1,Y1,Z1,'black',X1(end),Y1(end)
    ),Z1(end),'m*');
xlabel('X, meter');
30 ylabel('Y, meter');
zlabel('Z, meter');
title('Schedule of the emergency movement with failsafe
    strategy')
grid on
35 %% Schedule of speeds of turns of screws with failsafe
    strategy
figure('Name','Fail-safe landing: Omega','Color','white')
title('Schedule of speeds of turns of screws')
subplot(2,2,1);
plot(tout,Os1,'black');
40 axis([0 max(tout) 200 700]);
grid on;
xlabel('Time, sec');
ylabel('\Omega_{1}, rev/sec');
45 subplot(2,2,2);
plot(tout,Os2,'black');
axis([0 max(tout) -10 330]);
grid on;
xlabel('Time, sec');
50 ylabel('\Omega_{2}, rev/sec');

subplot(2,2,3);
plot(tout,Os3,'black');
axis([0 max(tout) 200 700]);
55 grid on;
xlabel('Time, sec');

```

```

ylabel('\Omega_{3}, rev/sec');

subplot(2,2,4);
60 plot(tout,Os4,'black');
axis([0 max(tout) -10 330]);
grid on;
xlabel('Time, sec');
ylabel('\Omega_{4}, rev/sec');

```

## B.2 Script of start of simulation of accident with automatic (PID-controlled) landing

```

clear
clc
%% Set model parameters
l=-0.175;
5 b=26.5*10^(-6);
d=0.6*10^(-6);
Ixx=0.1;
Iyy=Ixx;
Izz=Iyy;
10 Jtp=0.005;
Mg=9.8;

% Set regulator PID coefficients
PID=[50 8 20];
15 %% Start simulation
sim('PSL');
%% Schedule of the emergency movement with failsafe strategy
figure('Name','Fail-safe landing','Color','white')
plot3(X1(1),Y1(1),Z1(1),'g*',X1,Y1,Z1,'black',X1(end),Y1(end)
    ),Z1(end),'m*');
20 xlabel('X, meter');
ylabel('Y, meter');
zlabel('Z, meter');

```

```

title('Schedule of the emergency movement with failsafe
      algorithm')
grid on
25
%% Schedule of speeds of turns of screws with failsafe
      strategy
figure('Name','Fail-safe landing: Omega','Color','white')
sgtitle('Schedule of speeds of turns of screws')
subplot(2,2,1);
30 plot(tout,Ops1,'black');
axis([0 max(tout) 275 450]);
grid on;
xlabel('Time, sec');
ylabel('\Omega_{1}, rev/sec');
35
subplot(2,2,2);
plot(tout,Ops2,'black');
axis([0 max(tout) -10 330]);
grid on;
40 xlabel('Time, sec');
ylabel('\Omega_{2}, rev/sec');

subplot(2,2,3);
plot(tout,Ops3,'black');
45 axis([0 max(tout) 275 450]);
grid on;
xlabel('Time, sec');
ylabel('\Omega_{3}, rev/sec');

50 subplot(2,2,4);
plot(tout,Ops4,'black');
axis([0 max(tout) -10 330]);
grid on;
xlabel('Time, sec');
55 ylabel('\Omega_{4}, rev/sec');

```



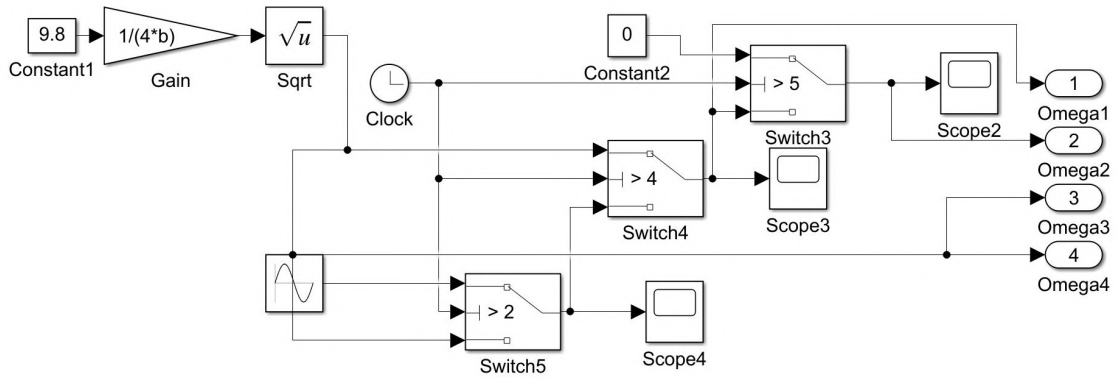


Figure B.1 – Structure of the Control block of synthesis  $\Omega_i$  (case of simple accident).

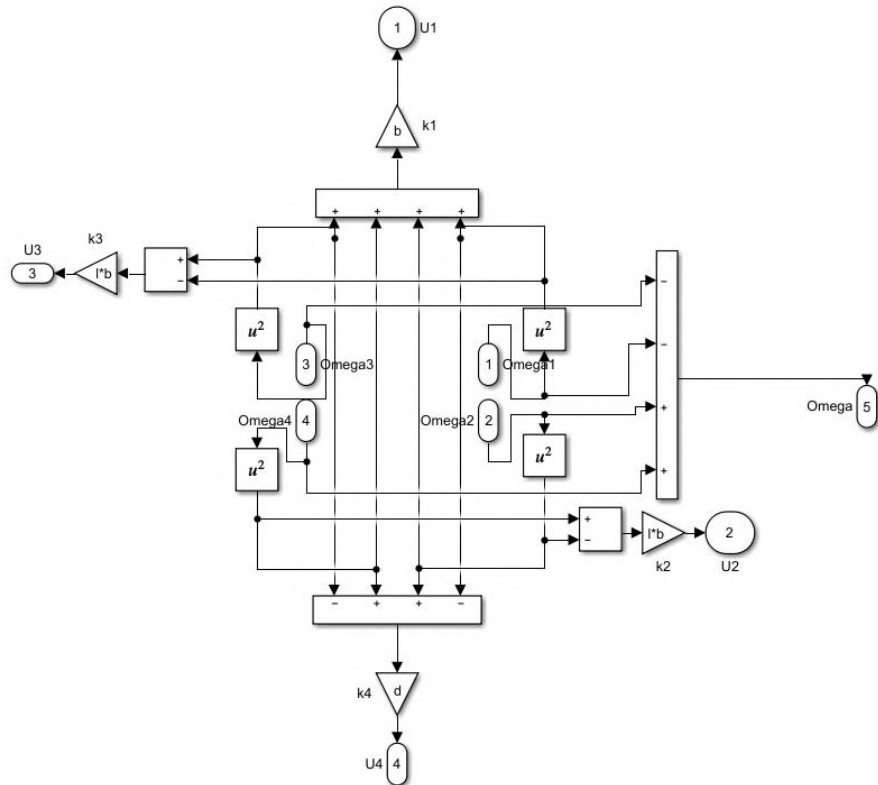


Figure B.2 – Block  $\Omega \rightarrow U$ . Implementation of formula 1.3 subsystems of simulation of accident

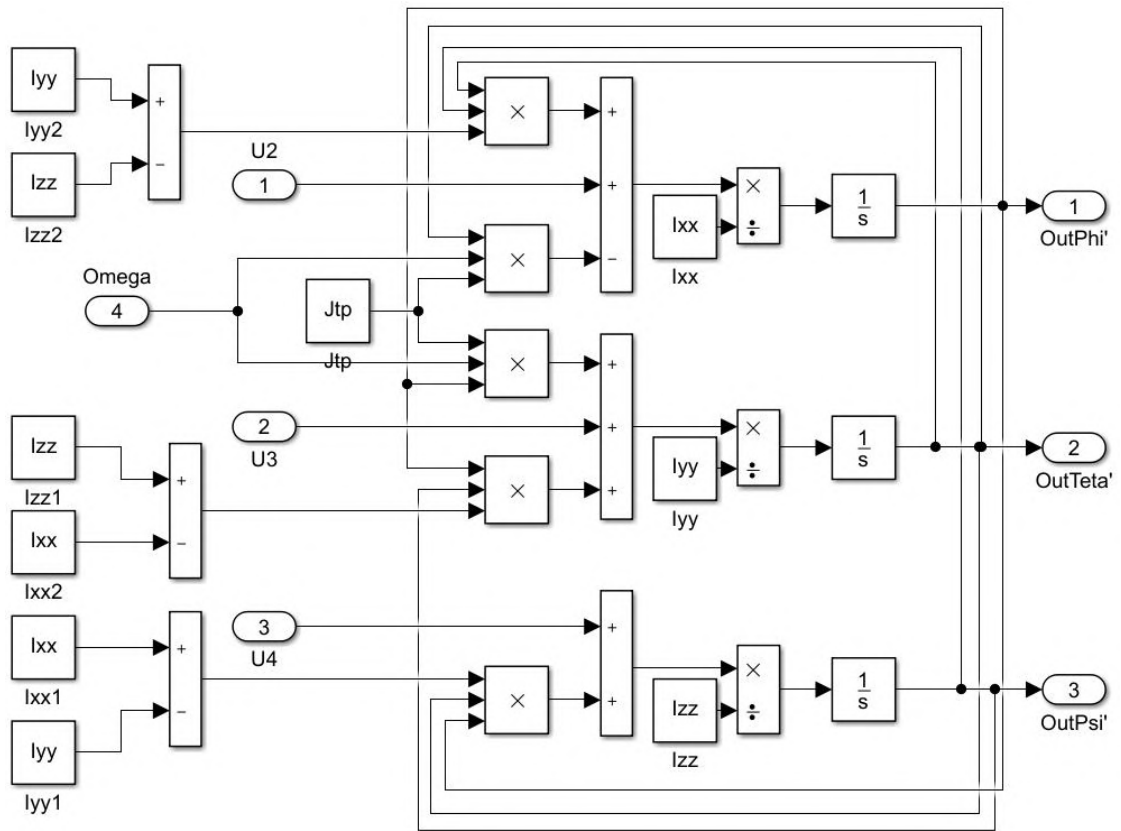


Figure B.3 – Block From U to angles.

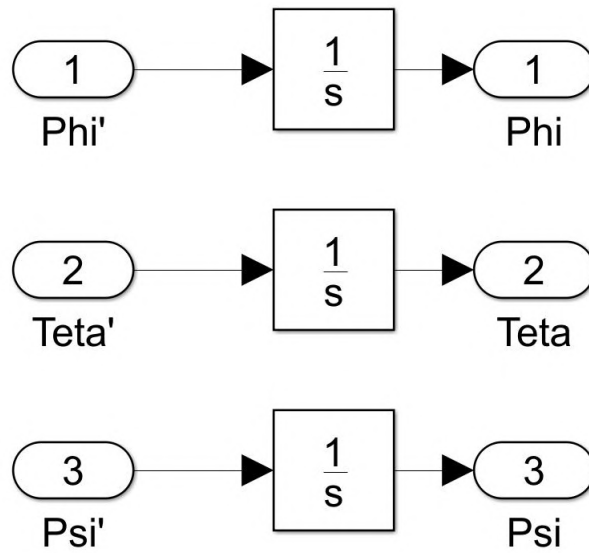


Figure B.4 – Block Phi, Psi, Teta.

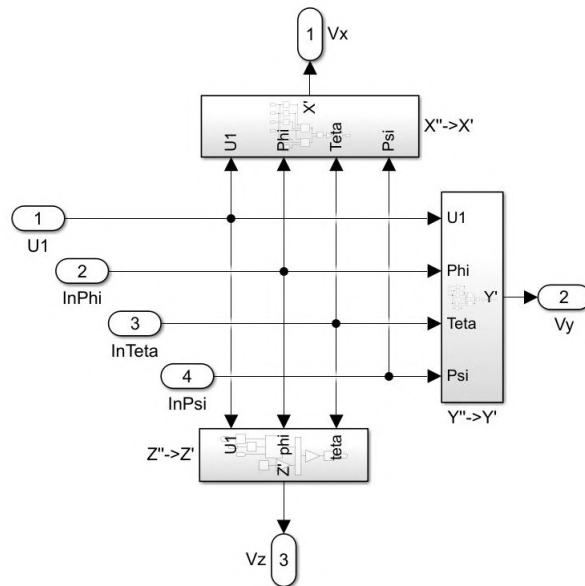
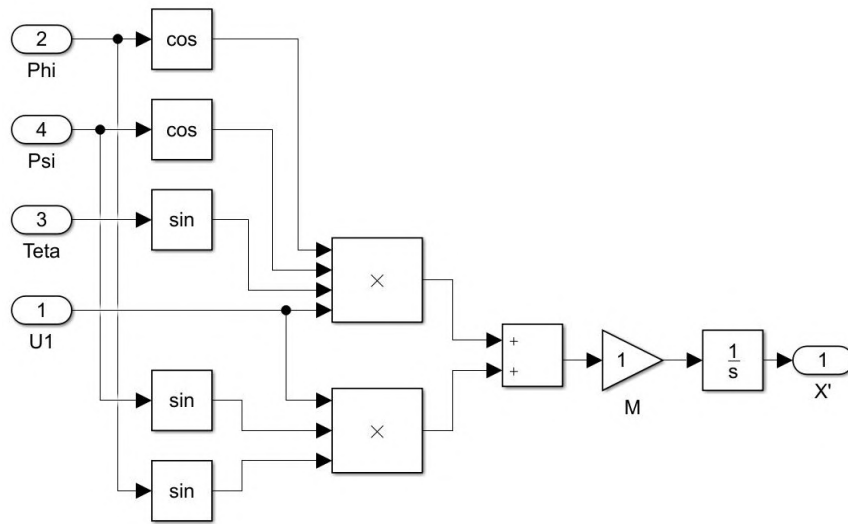
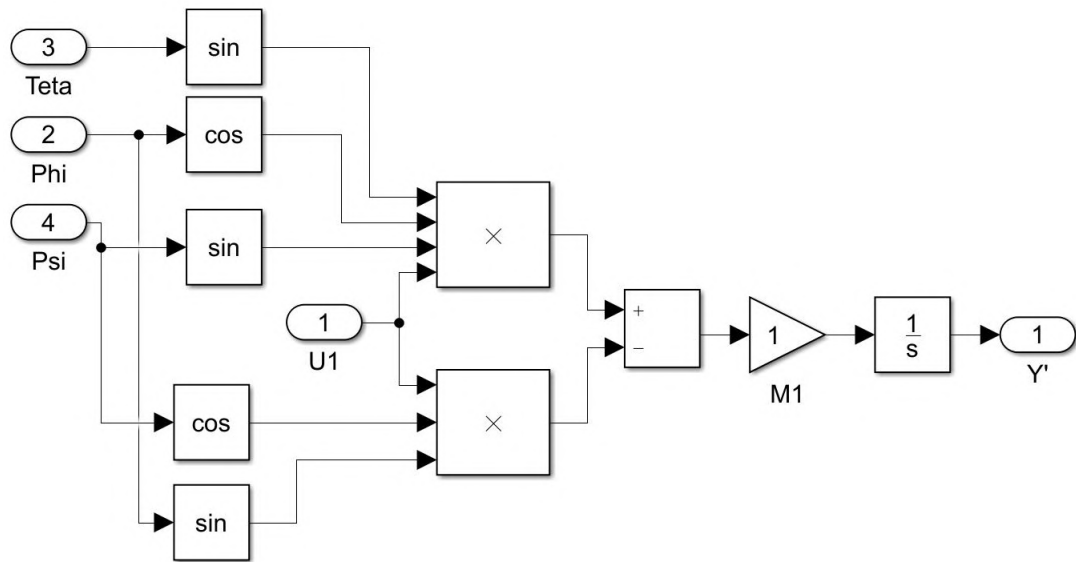
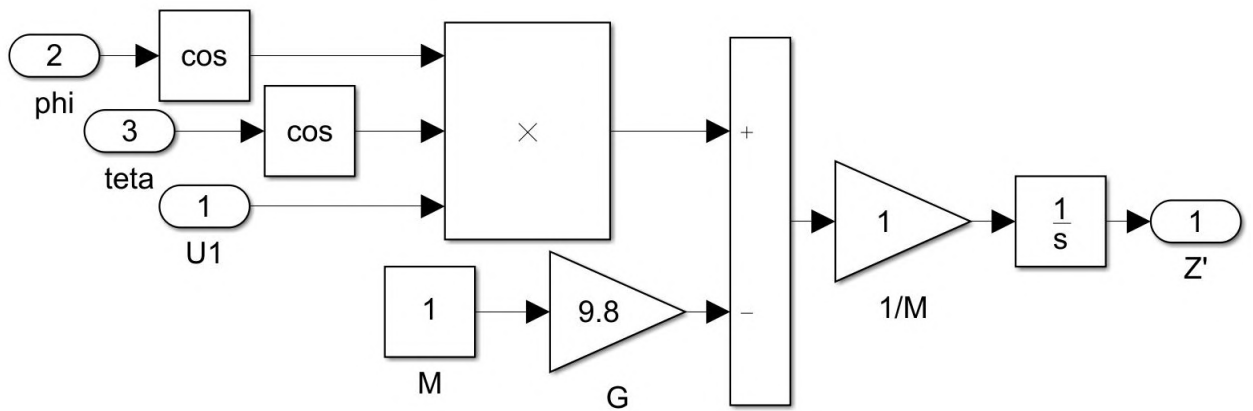


Figure B.5 – Block Equations.

Figure B.6 – Block  $X'' \rightarrow X'$  in Equations.

Figure B.7 – Block  $Y'' \rightarrow Y'$  in Equations.Figure B.8 – Block  $Z'' \rightarrow Z'$  in Equations.

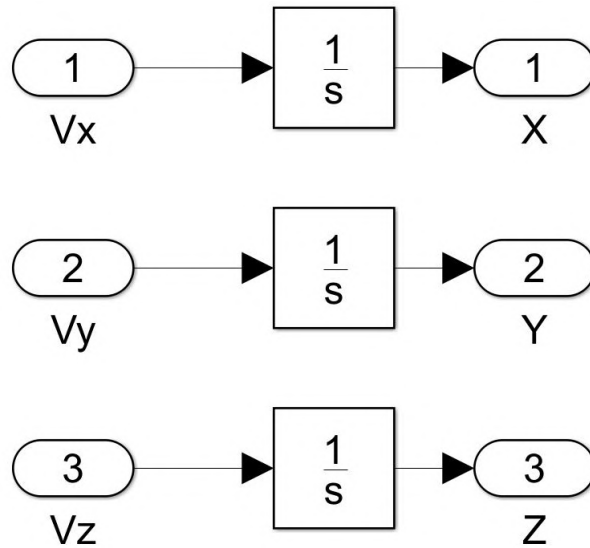


Figure B.9 — Block  $V_x, V_y, V_z$  в Equations.

The model with rescue in the manual and automatic mode differs only in the Control block

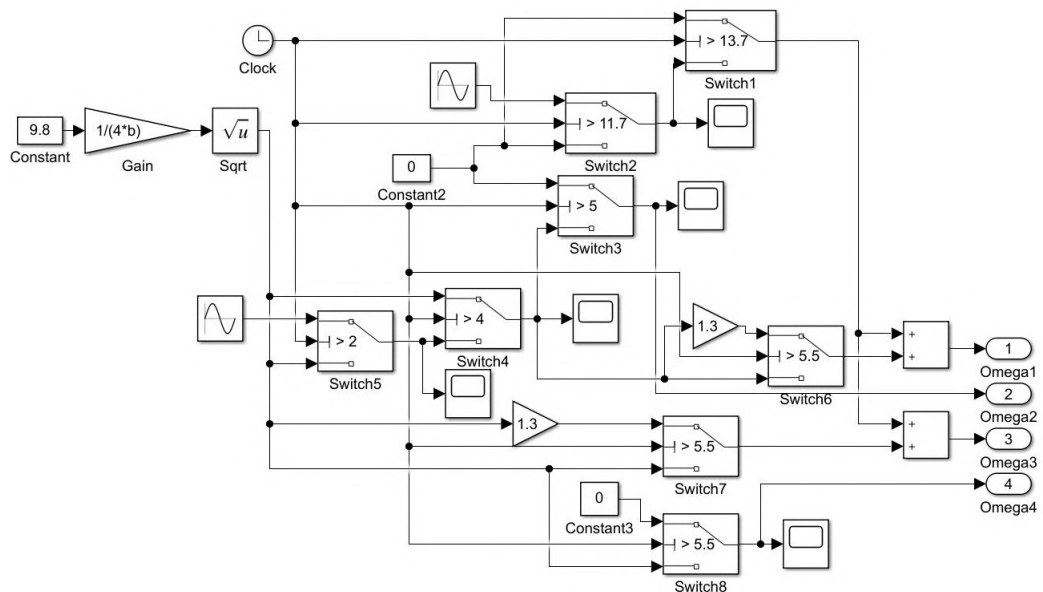


Figure B.10 — Structure of the Control block of synthesis  $\Omega_i$  (rescue in the manual mode).

Other blocks are assembled on compliance with the structures described above.

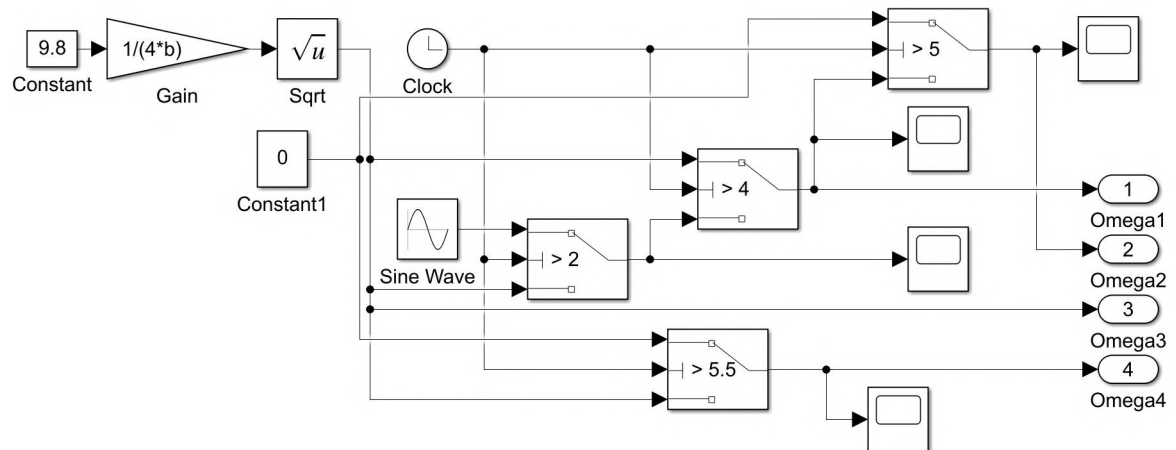


Figure B.11 — Structure of the Control block of synthesis  $\Omega_i$  (PID-upravlyamy rescue).

## APPLICATION C

Certificate of registration of the computer program and acts of  
implementation

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



## СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2021662324

**«Программа для решения задачи управления  
квадрокоптером с использованием адаптивного метода  
Габасова» (AdaptCopter)**

Правообладатель: *федеральное государственное бюджетное  
образовательное учреждение высшего образования "Санкт-  
Петербургский государственный университет" (СПбГУ)  
(RU)*

Авторы: *Баранов Олег Владимирович (RU), Попков Александр  
Сергеевич (RU), Смирнов Николай Васильевич (RU)*

Заявка № 2021615264

Дата поступления 12 апреля 2021 г.

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ 26 июля 2021 г.



*Руководитель Федеральной службы  
по интеллектуальной собственности*

Г.П. Ивлиев



Общество с ограниченной ответственностью  
«Бюро кадастровых инженеров»

Юридический адрес: пер. Братский, 56, оф.4, г. Ростов-на-Дону, Россия,  
344082  
ИНН/КПП 6164263401/616401001, ОГРН 1076164003970  
ОКПО 80371221  
Тел./факс: +7 (928) 956-67-92  
e-mail: bkirostov@yandex.ru

Управляющий-Индивидуальный предприниматель  
ООО «Бюро кадастровых инженеров»  
Замиховский Е.В.  
Зарегистрирован:  
№ ИП36-БКИ/21 от 17.02.2021

### А К Т

#### о внедрении результатов диссертационной работы на соискание учёной степени кандидата технических наук Баранова Олега Владимировича «Построение отказоустойчивых конфигураций квадрокоптеров»

Научно-техническая комиссия в составе: председателя комиссии — Управляющего Замиховского Е.В.; членов комиссии — начальника отдела перспективных разработок Чербунина Д.В., ведущего специалиста Петрова Е.А., рассмотрела вопрос о внедрении результатов диссертационной работы Баранова О.В. «Построение отказоустойчивых конфигураций квадрокоптеров» и пришла к следующим выводам:

1. Предложенные соискателем целевые летно-технические характеристики и подход к выбору комплектующих для отказоустойчивого квадрокоптера были использованы при планировании и организации работ по сборке опытных образцов и проведении соответствующей закупочной деятельности предприятия на период 2020–2021 гг.;
2. Алгоритмы настройки ПИД-регулятора квадрокоптера использовались при выполнении работ на объекте «Определение границ зон затопления, подтопления на территориях населенных пунктов Хабаровского края»
3. Проведение соискателем сравнительного анализа возможных конструктивных вариантов исполнения квадрокоптеров и предложенные алгоритмы работы отказоустойчивой системы управления БПЛА сократили на 80% объём соответствующего исследования (ОКР), включенного в план работы компании 2021 - 2022 г. Целью исследования являлось снижение времени разработки проектной и рабочей документации в части проведения геодезических работ.

Комиссия подтверждает практическую значимость и новизну полученных в работе результатов.

Председатель комиссии:

Замиховский Е.В.

Члены комиссии:



Петров Е.А.

Чербунин Д.В.



“УТВЕРЖДАЮ”

Директор МБУ ОДО ЦДТ

М. Н. Александрова

“21 апреля” 2021 г.

### АКТ ВНЕДРЕНИЯ

в учебный процесс результатов диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук «Построение отказоустойчивых конфигураций квадрокоптеров»  
Баранова О.В.

В рамках реализации авторской дополнительной образовательной программы «Программирование и робототехника» в Муниципальном бюджетном учреждении — организации дополнительного образования Центр детского творчества Ломоносовского района Ленинградской области в 2015-2018 гг. были использованы следующие результаты диссертационного исследования Баранова О. В.:

1. Подход к выбору аппаратной конфигурации отказоустойчивой модификации квадрокоптера;
2. Анализ возможных конструктивных решений и рекомендации по сборке отказоустойчивых конфигураций квадрокоптеров;
3. Алгоритм настройки стабилизирующего ПИД-регулятора.

Ключевыми учебными результатами реализации вышеуказанной программы являются:

**2018:** воспитанники - победители муниципального этапа всероссийской олимпиады школьников 2017/2018 учебного года по информатике;

**2017:** воспитанники - призеры олимпиады школьников СПбГУ, направление "Инженерные системы" (приём в СПбГУ - без вступительных испытаний), средний балл ЕГЭ учеников (информатика) - 86,5; воспитанники - призеры муниципального этапа всероссийской олимпиады школьников 2016/2017 учебного года по информатике; победитель (I место) муниципального этапа региональной олимпиады школьников по базовому курсу Информатики и ИКТ;

**2016:** I место районной конференции "Старт в науку", проект-фильм "Гостилицы: высоты птичьего полёта";

**2015:** I место всероссийского конкурса изобретателей и рационализаторов по активной и пассивной защите пассажиров и пешеходов «Безопасность на дорогах» федерального центра технического творчества учащихся МГТУ "СТАНКИН"; I место в секции "Физика, химия, робототехника" муниципальной научно-практической конференции для школьников "Старт в науку"; I место в муниципальном конкурсе "Ломоносовская информатика — 2015".

#### Участие в выставках и конференциях:

1. Выставка инновационных продуктов и технологий в рамках VII Международного форума по интеллектуальной собственности "EXOPRIORITY-2015", Москва, ЦВК "Экспоцентр", 22-24 апреля 2015 г;
2. III Всероссийская конференция "Юные техники и изобретатели" в Государственной Думе РФ, Москва, 23 июня 2016 г.

УТВЕРЖДАЮ

Первый проректор  
по учебной работе СПбГУ

М.Ю. Лаврикова

2021 г.

**АКТ ВНЕДРЕНИЯ**

в учебный процесс результатов диссертации  
на соискание ученой степени кандидата технических наук  
«Построение отказоустойчивых конфигураций квадрокоптеров»  
аспиранта Баранова О.В.

Комиссия в составе декана факультета прикладной математики – процессов управления (ПМ–ПУ) СПбГУ, доктора физ.-мат. наук, профессора Петросяна Л.А., заведующего кафедрой теории управления, доктора физ.-мат. наук, профессора Жабко А.П., доцента кафедры теории управления, кандидата физ.-мат. наук Егорова А.В. составила настоящий акт о внедрении в учебный процесс результатов диссертационной работы на соискание ученой степени кандидата технических наук «Построение отказоустойчивых конфигураций квадрокоптеров» аспиранта Баранова О.В.

В настоящее время внедрены в учебный процесс и используются при проведении семинарских занятий по курсу «Дискретные системы управления» для магистрантов основной образовательной программы высшего образования «Математические методы цифровизации экономики» по направлению 01.03.02 «Прикладная математика и информатика», следующие результаты, представленные в диссертации:

1. Подход к моделированию процесса полета квадрокоптера, основанный на приближении управляющих сигналов тригонометрическим многочленом с последующим внедрением ПИД-регулятора, изложенный во второй главе;
2. Программное обеспечение для решения задачи оптимального управления в режиме реального времени, разработанное на основе адаптивного метода Габасова, представленное в третьей главе и Приложении А.

Указанный подход также составил основу следующих курсовых и выпускных квалификационных работ, защищенных выпускниками факультета ПМ–ПУ: Жолобов Е.В. «Моделирование и анализ аварийных движений квадрокоптера», Бойко А.В. «Применение адаптивного метода для класса нелинейных задач оптимального управления», Попков А.С. «Модификация адаптивного метода оптимального управления для некоторых классов нелинейных систем».

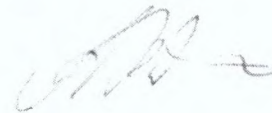
Использование материалов диссертации О.В. Баранова в учебном процессе при подготовке специалистов в области математического моделирования и оптимального управления позволило ознакомить студентов с практическим применением разработанных методов в задачах управления техническим объектом и организовать соответствующие численные эксперименты в среде MATLAB\Simulink v.10.0.

Декан факультета прикладной  
математики – процессов управления СПбГУ,  
доктор физ.-мат. наук, профессор



Л.А. Петросян

Заведующий кафедрой теории управления,  
доктор физ.-мат. наук, профессор



А.П. Жабко

Доцент кафедры теории управления  
кандидат физ.-мат. наук



А.В. Егоров