

Санкт-Петербургский государственный университет

Баранов Олег Владимирович

Построение отказоустойчивых конфигураций квадрокоптеров

Специальность: 2.3.1 «Системный анализ, управление и обработка информации»

Научный руководитель:

доктор физ.-мат. наук,
профессор

Смирнов Николай Васильевич

Актуальность

По данным [1–3] аварии беспилотных аппаратов случаются в 100 раз чаще, чем аварии пилотируемых. Основная причина отказов — сбои в работе внутренних систем.

Особый интерес представляет автономный режим управления БПЛА, при котором участие человека в управлении сведено к минимуму (целеуказание) или исключено полностью.

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.

Целью настоящей работы является построение такой аппаратной конфигурации и системы управления квадрокоптером, которая позволяла бы минимизировать негативные последствия ряда определенных нештатных ситуаций (аварий).

Задачи:

1. Исследовать причины появления определенных нештатных ситуаций, провести их классификацию и дать рекомендации по их недопущению;
2. Определить требования к аппаратной части БПЛА, позволяющего реализовать отказоустойчивую систему управления;
3. Разработать алгоритмы спасения, если нештатная ситуация все-таки произошла;
4. Разработать ПО для моделирования процесса полета;
5. Верифицировать алгоритмы спасения путем проведения численных экспериментов.

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

Научная новизна работы заключается в:

1. Разработке подхода к выбору аппаратной конфигурации отказоустойчивой модификации квадрокоптера: определены целевые летно-технические характеристики (ЛТХ) аппарата и его комплектующих. Проведены расчеты и показана достижимость целевых ЛТХ при построении квадрокоптера из серийно производимых компонентов;
2. Анализе возможных конструктивных решений и разработке рекомендаций по сборке отказоустойчивых конфигураций квадрокоптеров;
3. Разработке ПО и алгоритма работы системы управления аппаратом, производящего аварийную посадку аппарата при двух работающих двигателях из четырёх в ручном и автоматическом режиме;
4. Разработке конструктивного алгоритма решения задачи настройки ПИД-регуляторов для отказоустойчивой конфигурации квадрокоптера путем детального анализа влияния отдельных параметров регулятора на поведение аппарата в воздухе и в соответствии с его профилем;
5. Разработке ПО для моделирования процесса полета квадрокоптера, основанного на применении адаптивного метода Габасова для решения задачи оптимального управления (с использованием критерия качества).

Классификация аварий

Авария I типа: потеря внешних навигационных данных и связи с оператором;

Авария II типа: внешние механические воздействия и повреждения аппарата;

Авария III типа: аварии связанные с отказами по питанию.

Классификация квадрокоптеров

<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



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

Целевые ЛТХ отказоустойчивого аппарата

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

Параметры среды и компоновки

<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)

Класс III, рама 350 мм

Примем вес рамы (с шасси), полетного контроллера и вспомогательных компонентов суммарно за 250 гр.

Вес полезной нагрузки определим равным 120 грамм.

С учетом компоновки, максимальный размер винтов для такой рамы — 245 мм.

Шаг винта — 120 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
Удельная тяга	8,43 г/Вт
Минимальное полетное время	2,8 мин
Время висения	19,9 мин
Модель электродвигателя	Turnigy Multistar Elite 2810-750
Тяговооруженность	3,6 снаряженных масс
Полетный вес (снаряженная масса)	1006 грамм
Вес винтомоторной группы	726 грамм
Макс. горизонтальная скорость	54 км/ч
Газ висения (линейный)	42 %
КПД (висение)	83,9 %
Ток электродвигателя (висение)	1,92 А
Ток электродвигателя (максимальный режим)	14,27 А
Максимальный ток ЭРХ электродвигателя	20 А
КПД (максимальный режим)	85,1 %

Табл. 1: Параметры отказоустойчивой конфигурации квадрокоптера III класса (рама 350 мм)

Расчет eCalc.

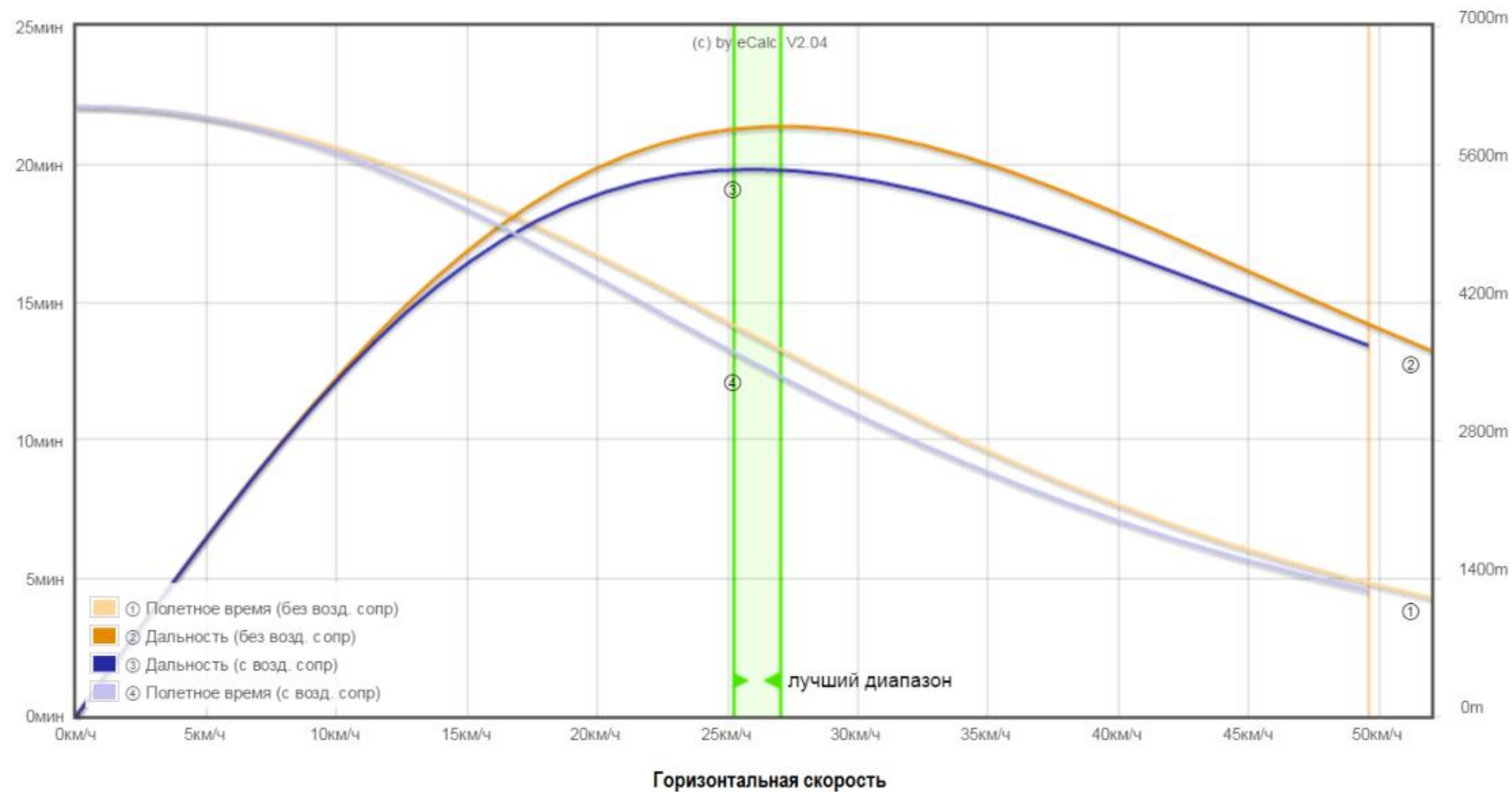


Рис. 1: Расчет дальности и времени полета (III класс)

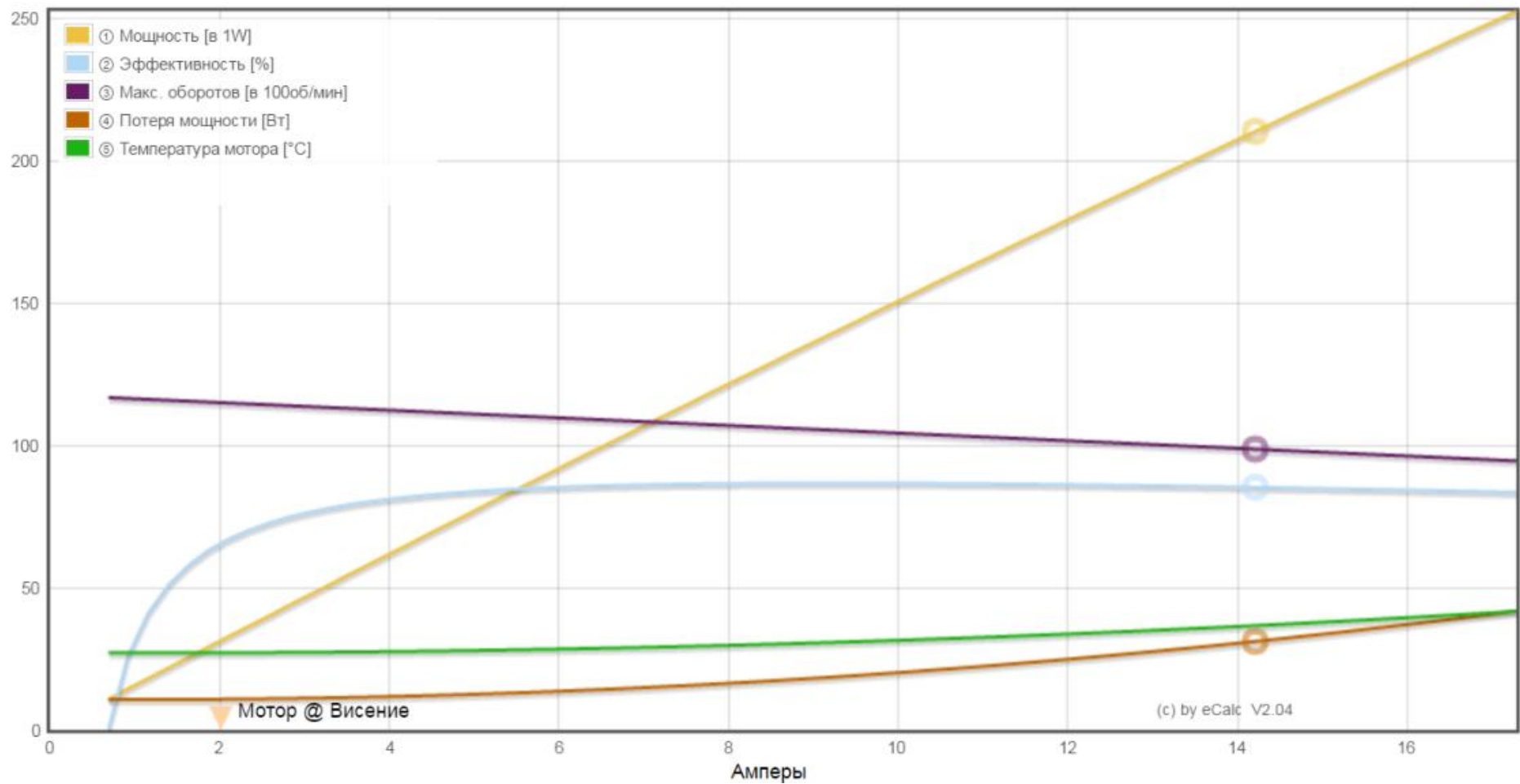


Рис. 2: Характеристики силовой установки (III класс)

Класс VI, рама 750 мм

«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: При расчетном значении веса полезной нагрузки в 26.39 кг, аппарат с параметрами, указанными ниже, имеет линейный газ висения 80%.

<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
Удельная тяга	5,52 г/Вт
Минимальное полетное время	2,4 мин
Время висения	19,9 мин
Модель электродвигателя	Turnigy RotoMax 50
Тяговооруженность	3,6 снаряженных масс
Полетный вес (снаряженная масса)	12,33 кг
Вес винтомоторной группы	10,83 кг
Макс. горизонтальная скорость	69 км/ч
Макс. скороподъемность	15 м/с
Газ висения (линейный)	43%
КПД (висение)	89,8%
Ток электродвигателя (висение)	10,28 А
Ток электродвигателя (максимальный режим)	77,25 А
Максимальный ток ЭРХ электродвигателя	80 А
КПД (максимальный режим)	92,1%

Табл. 3: Параметры отказоустойчивой конфигурации квадрокоптера VI класса (рама 750 мм)

Расчет eCalc.

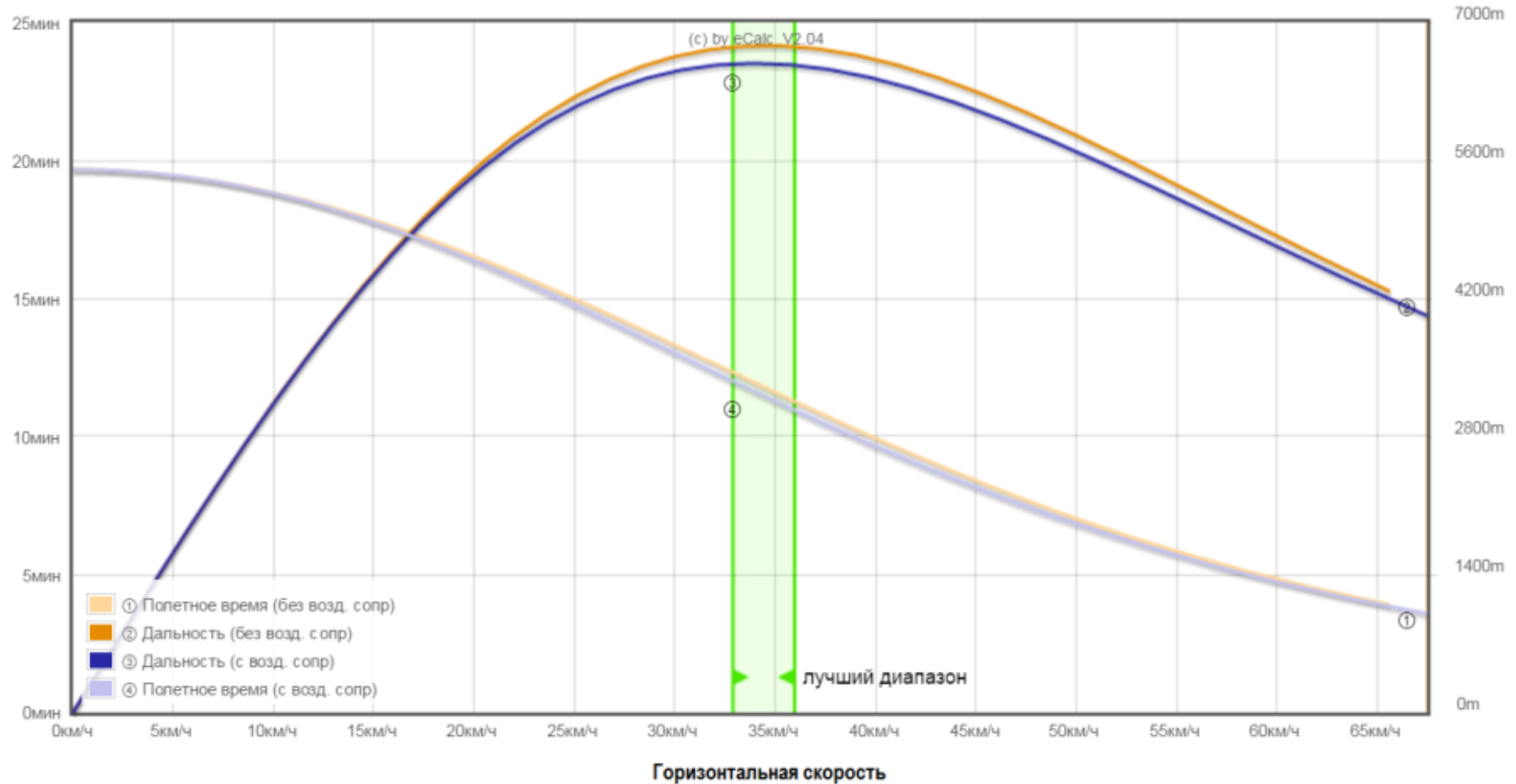


Рис. 3: Расчет дальности и времени полета (VI класс)

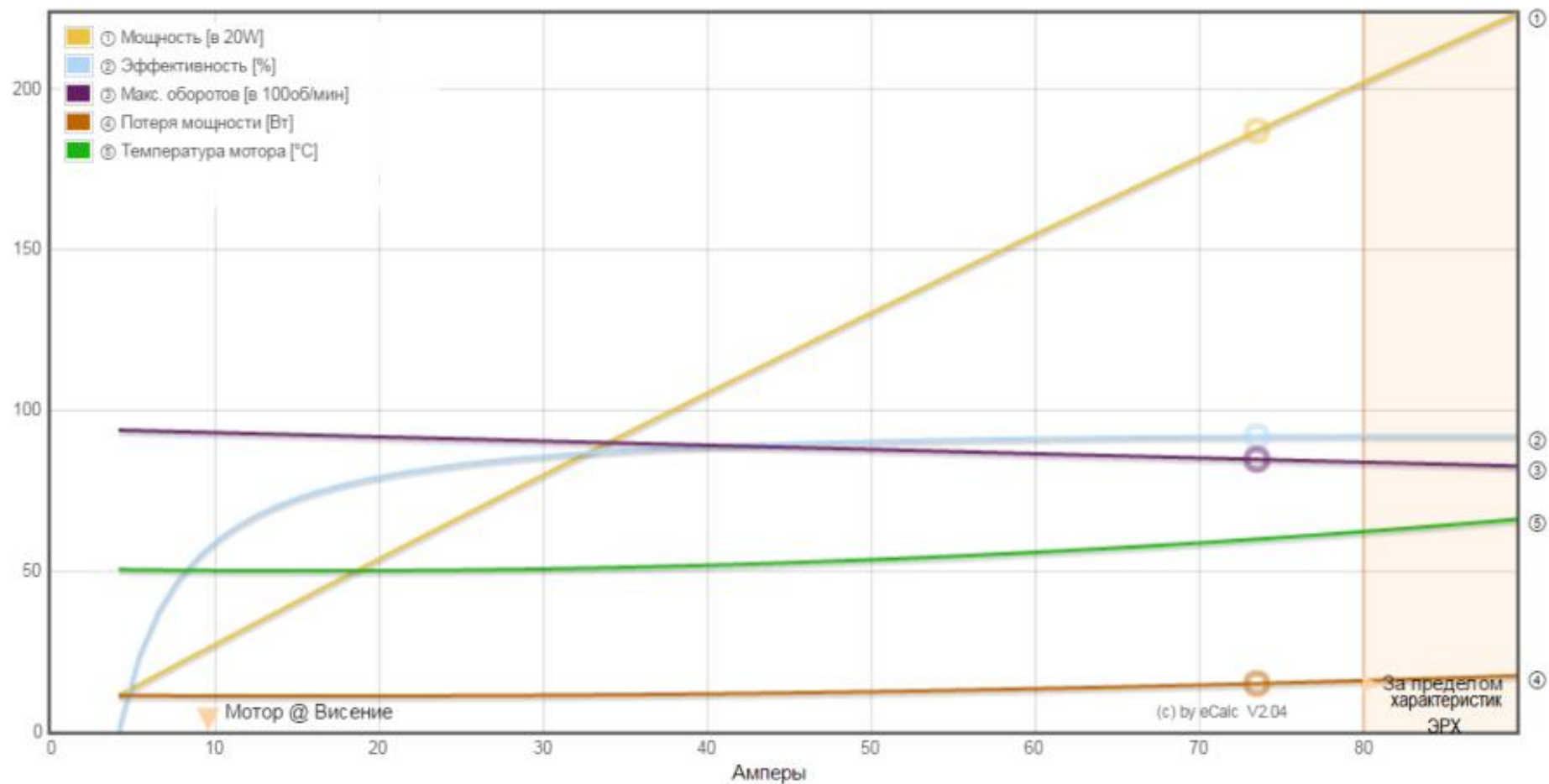
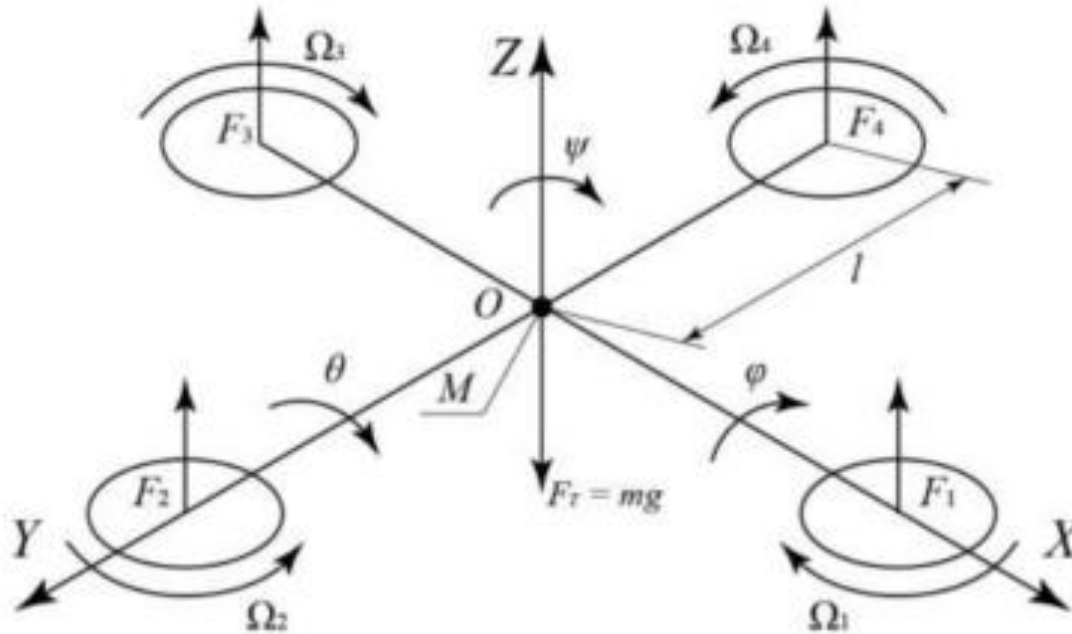


Рис. 4: Характеристики силовой установки (VI класс)

Моделирование аварийных ситуаций



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:

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

Здесь x, y, z — координаты центра масс робота, V_x, V_y, V_z — проекции вектора линейной скорости робота, θ — угол тангажа, φ — угол крена, ψ — угол рыскания, ω_θ — угловая скорость тангажа, ω_φ — угловая

скорость крена, ω_ψ — угловая скорость рыскания, m — масса робота, I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} — моменты инерции вокруг оси x , y и z соответственно, U_1 , U_2 , U_3 , U_4 — каналы управления БПЛА, Ω — общая скорость четырех винтов, J_{TP} — общий вращательный момент инерции вокруг оси винта [75; 76]:

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

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

Уравнения связи каналов управления U_1 , U_2 , U_3 , U_4 со скоростями вращения винтов Ω_1 , Ω_2 , Ω_3 , Ω_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.

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

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

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 Ω_i .

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

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

где ε_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 Ω_i^S — новые, «спасательные» угловые скорости вращения моторов, определяемые заданным алгоритмом спасения, а величины Ω_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 Ω_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.

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

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

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.

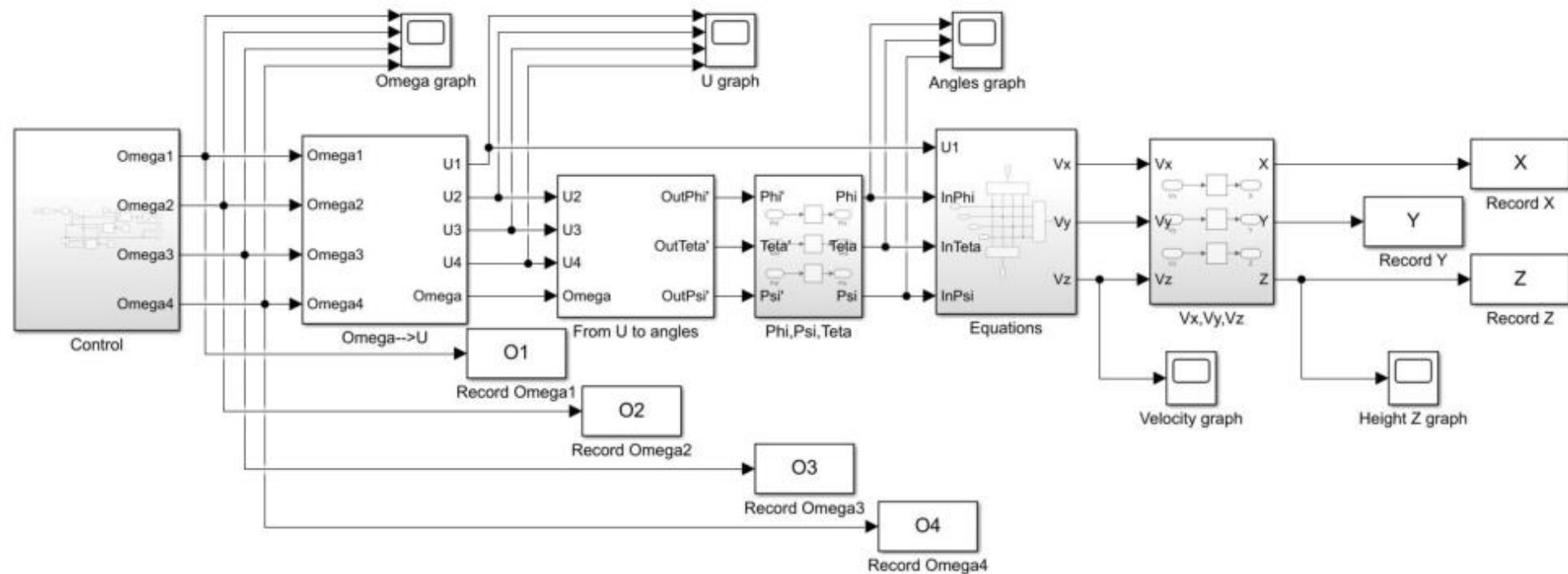


Рис. 5: Структура подсистемы симуляции аварии

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.

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

Рассмотрим аппарат III класса с параметрами согласно (1.1): $m = 1$ кг, $l = 0,175$ м, $b = 26,5 \cdot 10^{-6}$ Н·с², $d = 0,6 \cdot 10^{-6}$ Н·мс², $I_{xx} = I_{yy} = I_{zz} = 0,1$ Н·мс², $J_{TP} = 0,005$ Н·мс².

С точки зрения изменения угловых скоростей Ω_i имеем:

1. При неподвижном висении: поддержание всех угловых скоростей на уровне, необходимом для компенсации силы тяжести (в данном случае 304,06 об/мин 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.

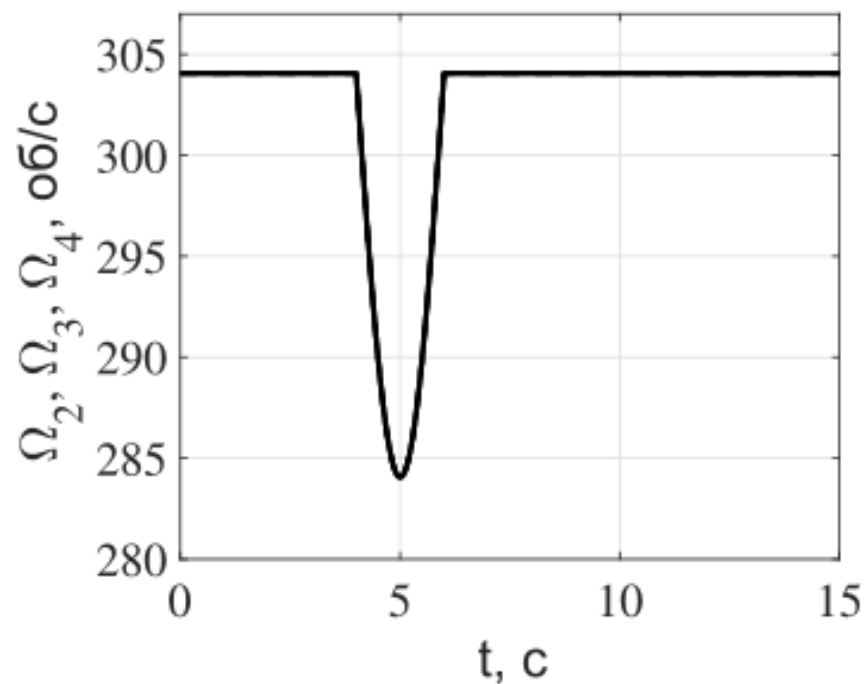
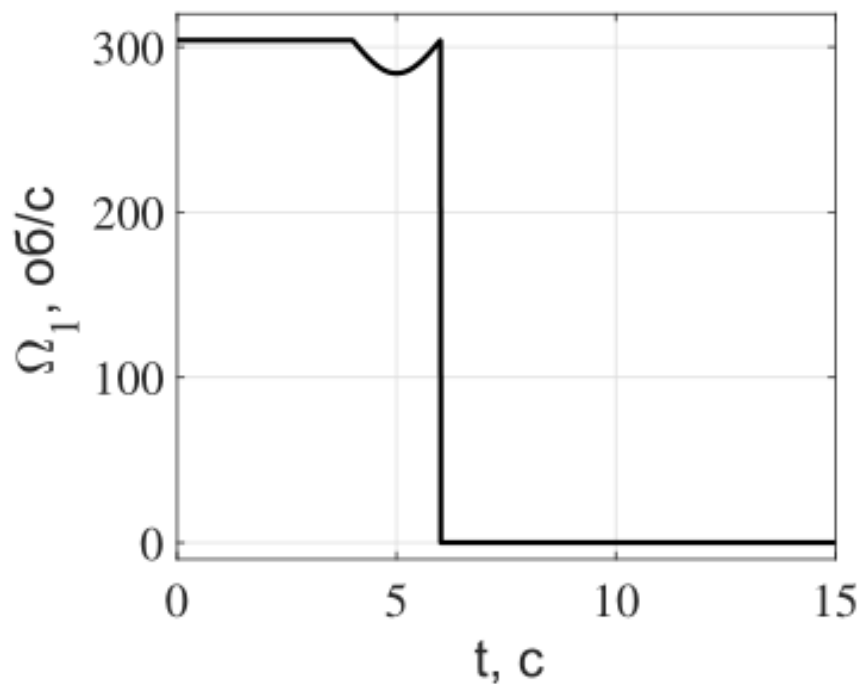


Рис. 6: Угловые скорости вращения винтов: снижение

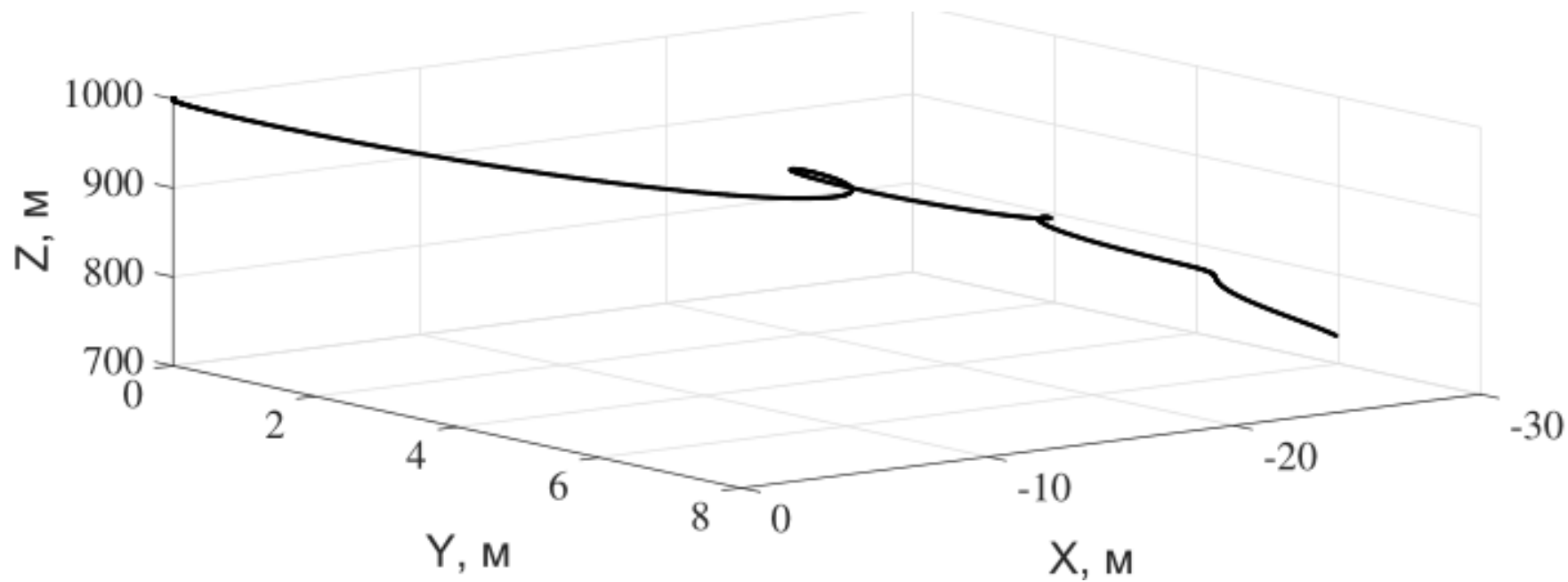


Рис. 7: Перемещение

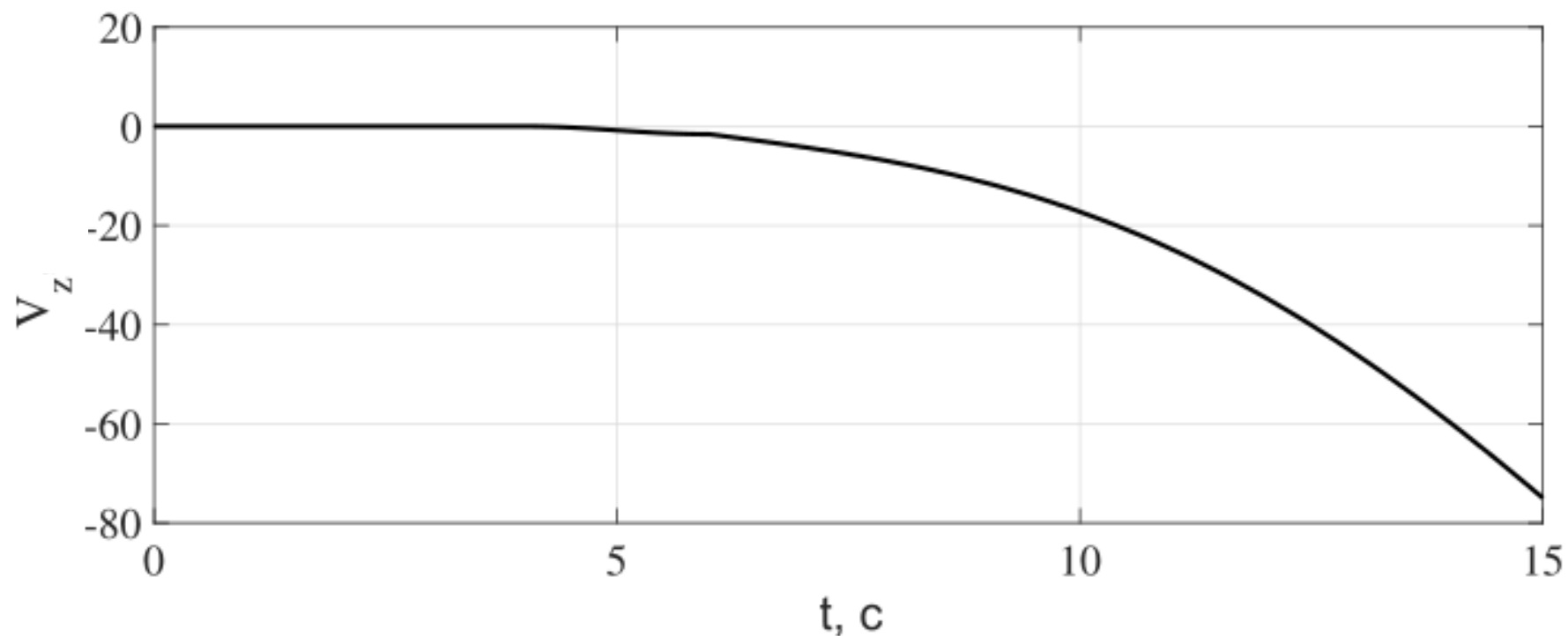


Рис. 8: Вертикальная скорость

MAX ($t=15$) = 74 м/с
-3 м/с @ $t=6,566$ с ~ 2,9 м

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, угловая скорость вышедшего из строя винта значительно возрастет. Иначе, 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 $t > 5$ с).

Алгоритм спасения в «ручном» режиме

1. После определения отказа управление устройством переходит в ручной аварийный режим с соответствующей индикацией на пульте управления. Сразу после детектирования дефектного мотора, (в момент $t = 5,5$ с) отключается винт, диагональный с вышедшим из строя (Ω_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.

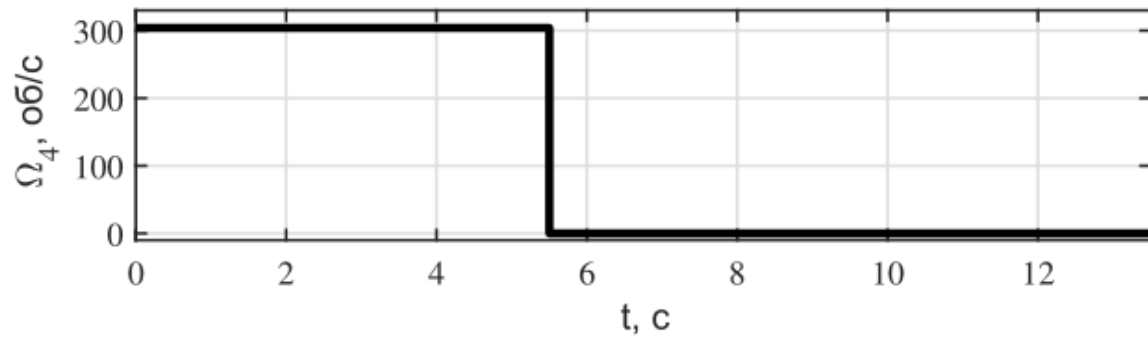
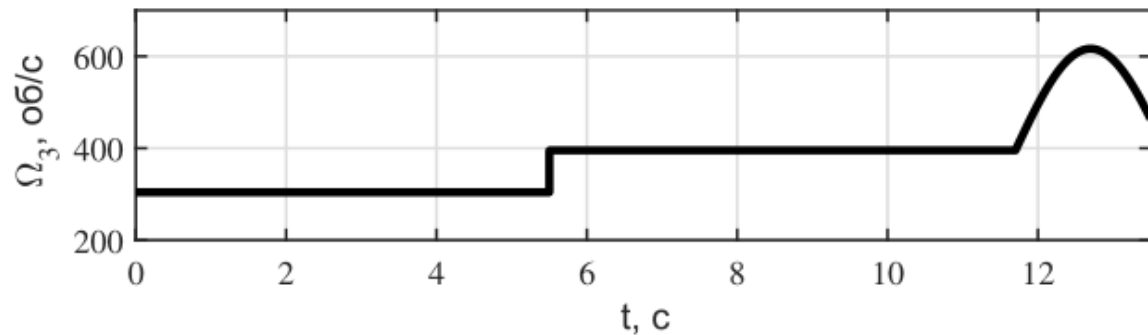
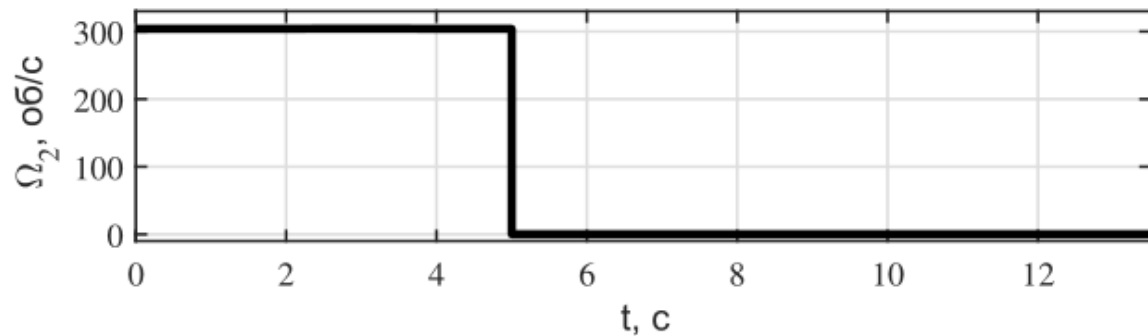
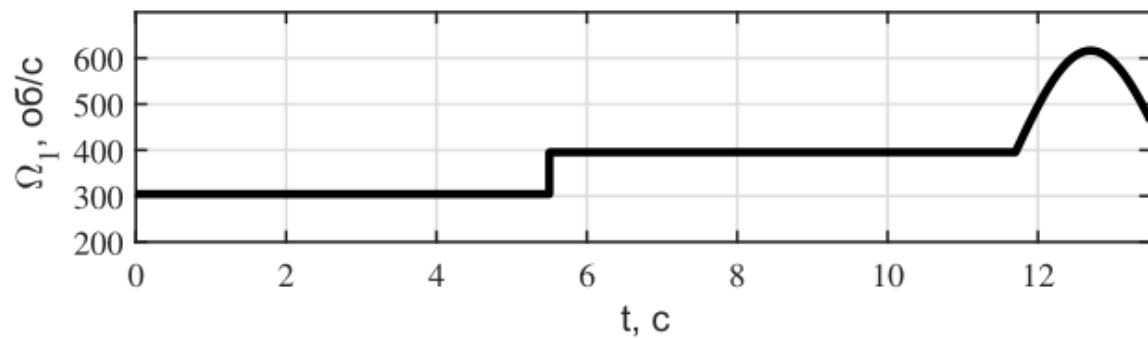


Рис. 9: Стратегия управления угловыми скоростями винтов: спасение в ручном режиме

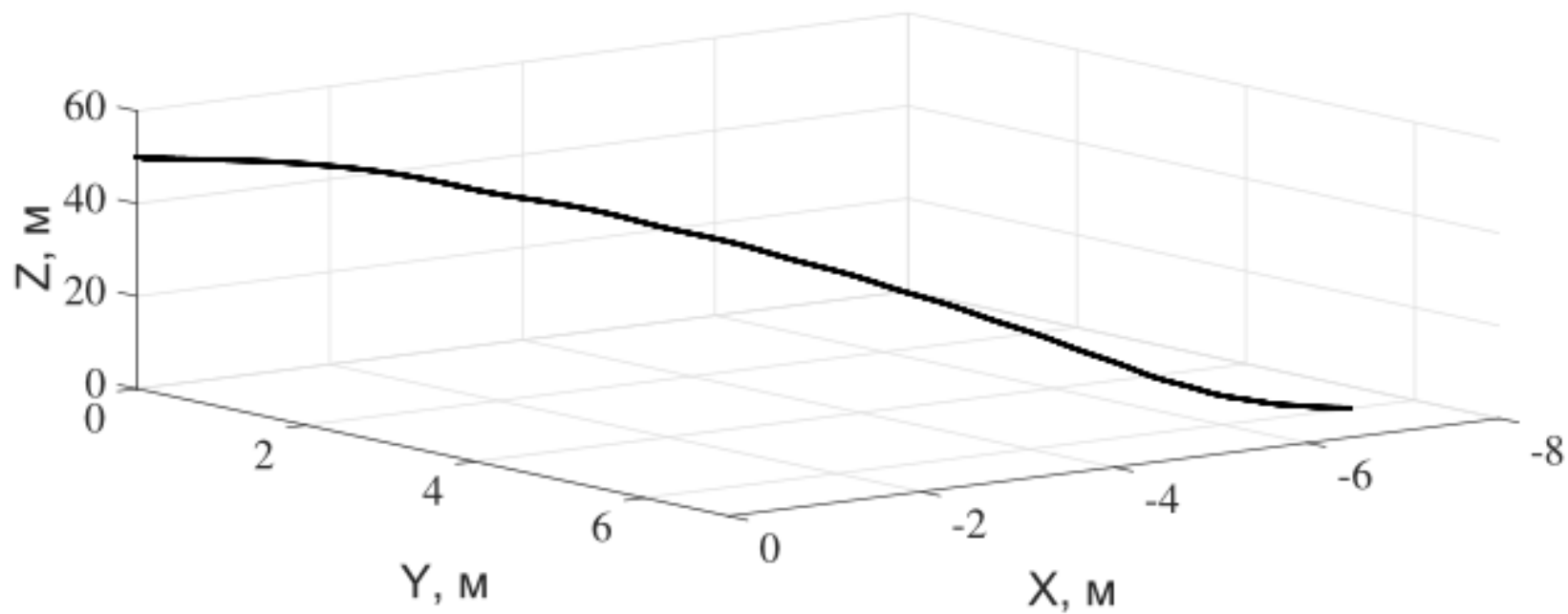


Рис. 10: Отказоустойчивое приземление: перемещение

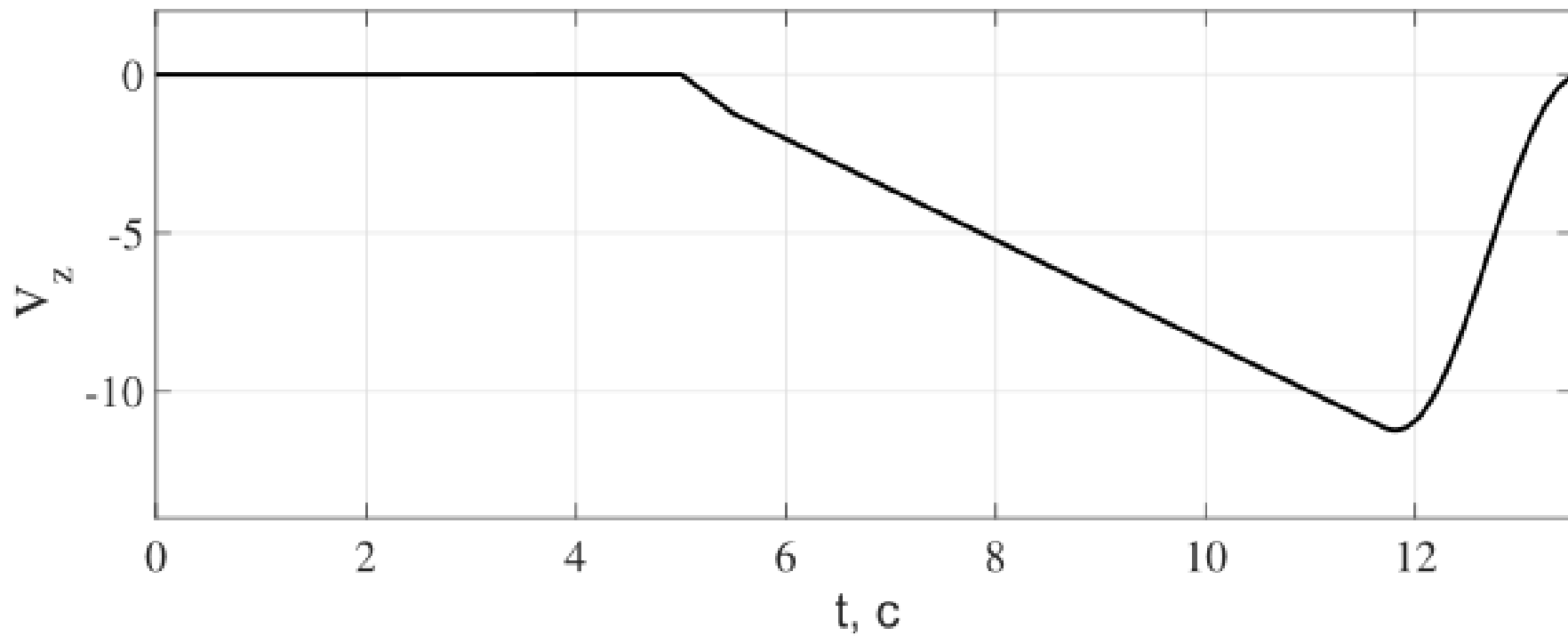


Рис. 11: Отказоустойчивое приземление: вертикальная скорость

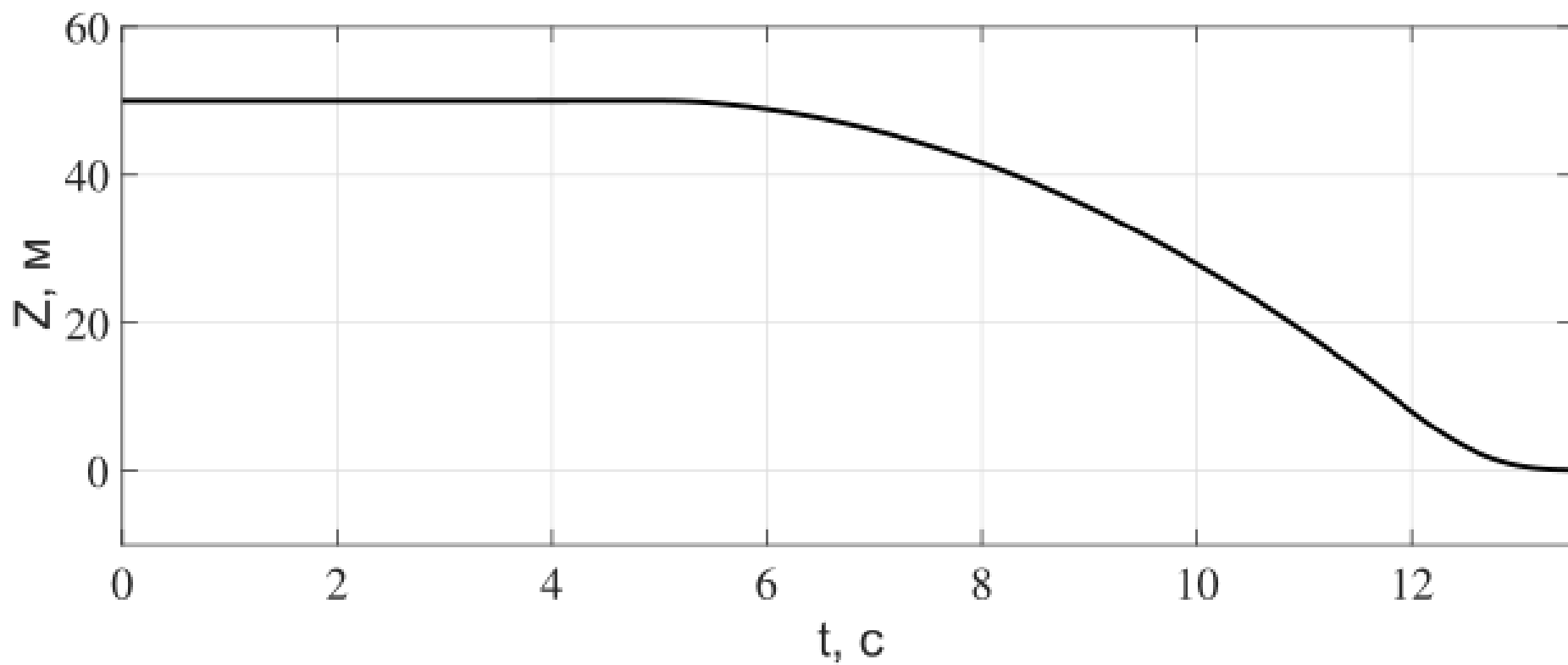


Рис. 12: Отказоустойчивое приземление: высота

ПИД-управляемое (автоматическое) спасение

Рассмотрим аналогичную аварию, но для управления снижением, введём в алгоритм управления угловыми скоростями винтов ПИД-регулятор с параметрами: $[K_p, K_i, K_d] = [50, 8, 20]$.

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. Высота перехода на участок торможения (переключения регулятора) $z_0 = 5$ м.

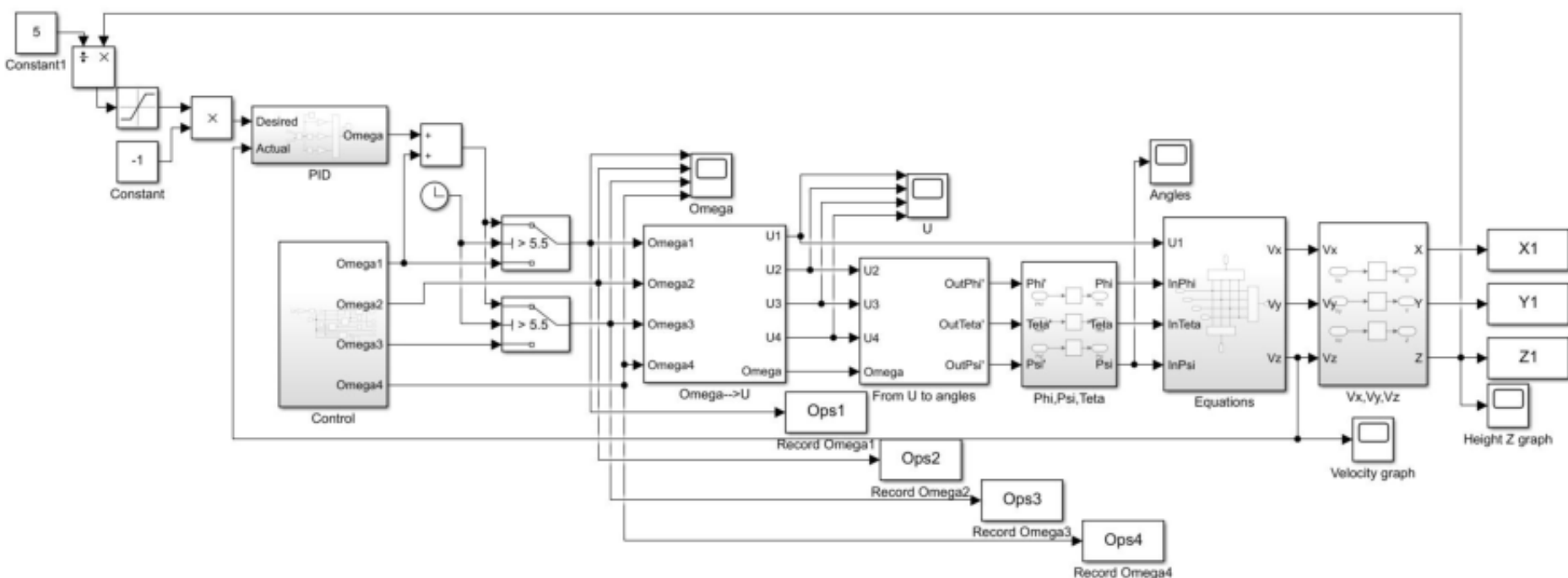
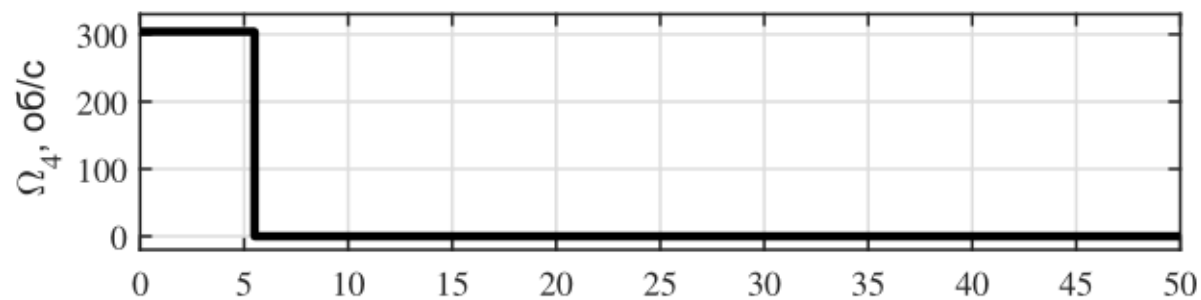
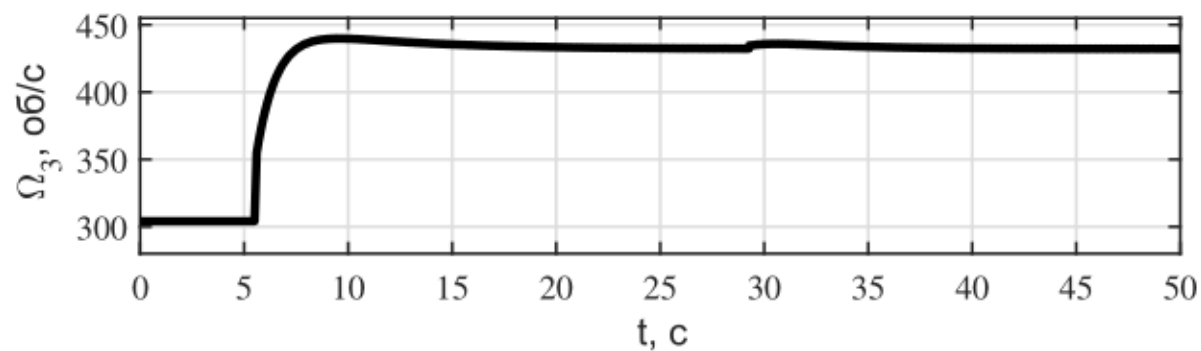
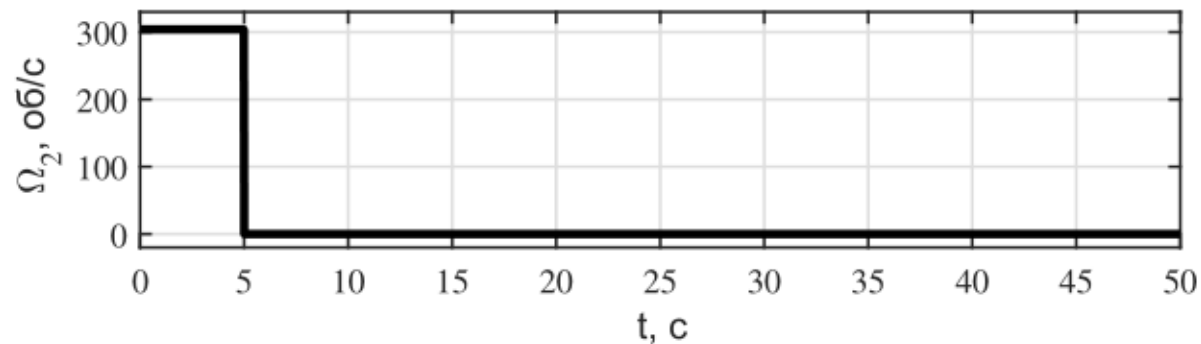
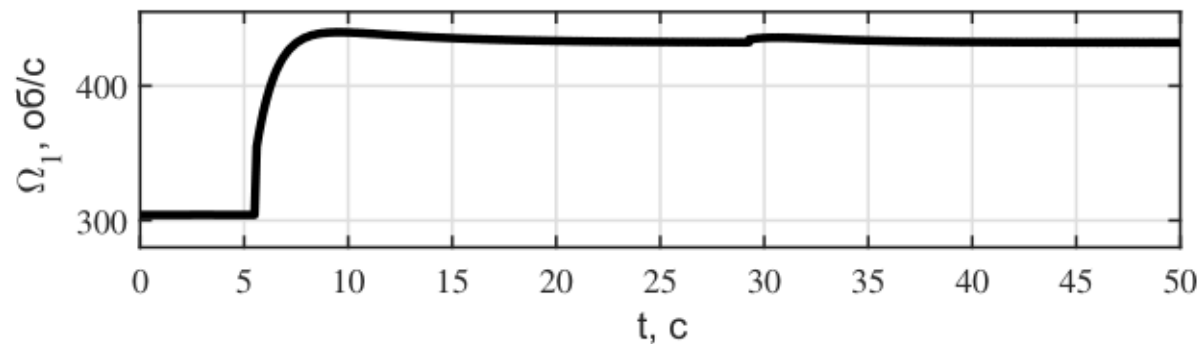


Рис. 13: Структура модели симуляции аварии с автоматической ПИД-управляемой посадкой

Рис. 14: Стратегия управления угловыми скоростями винтов: спасение в автоматическом режиме



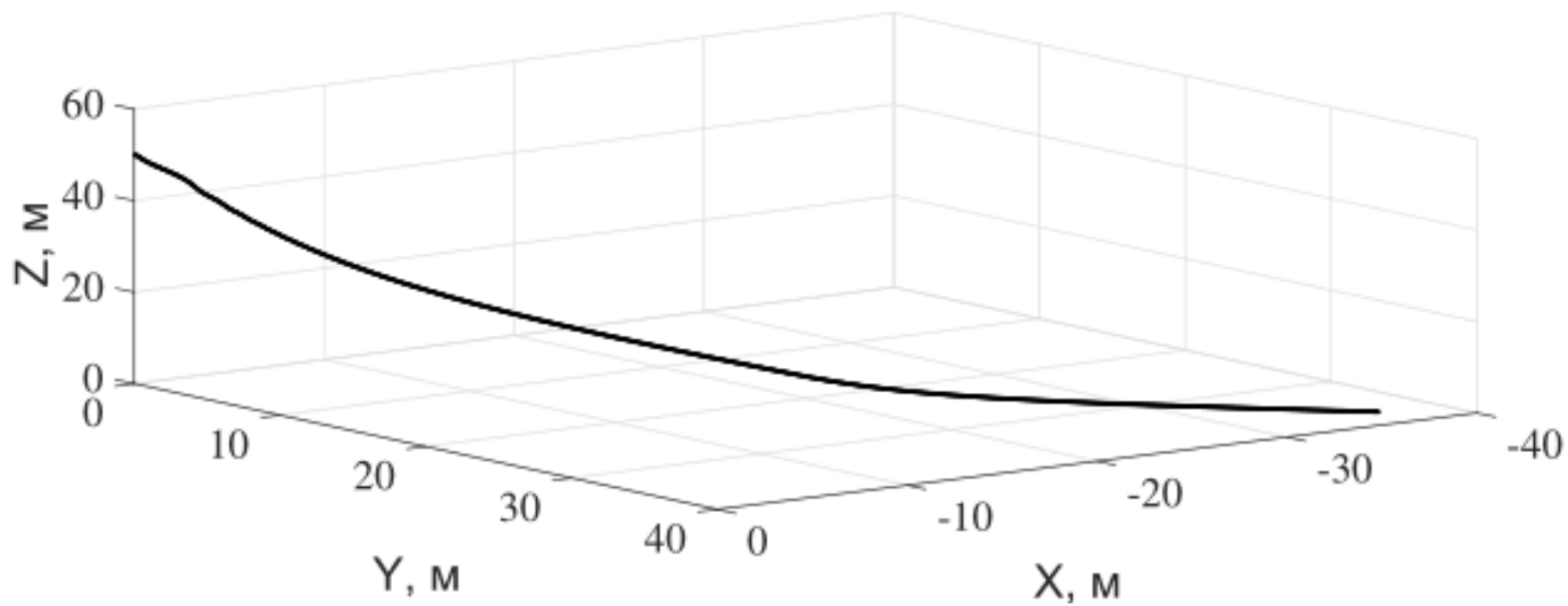


Рис. 15: Отказоустойчивое приземление: перемещение

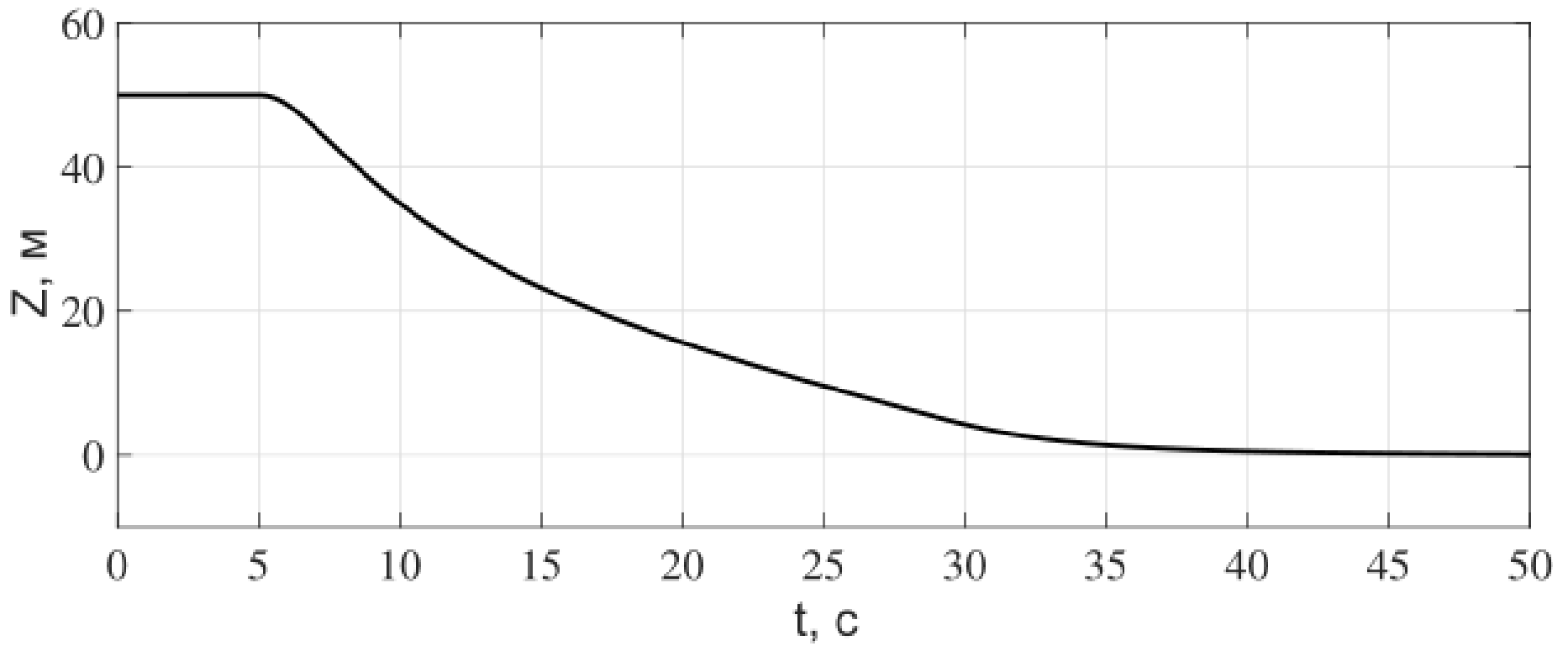


Рис. 16: Отказоустойчивое приземление: высота

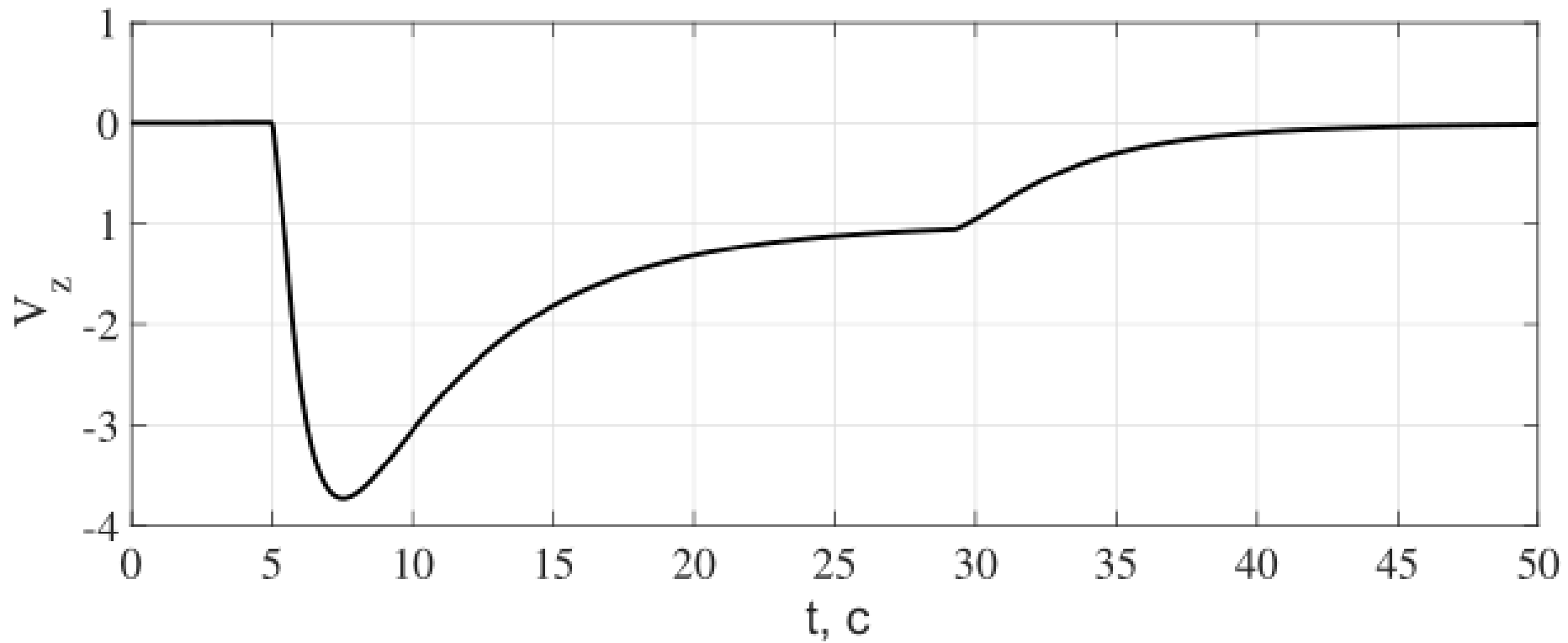


Рис. 17: Отказоустойчивое приземление: вертикальная скорость

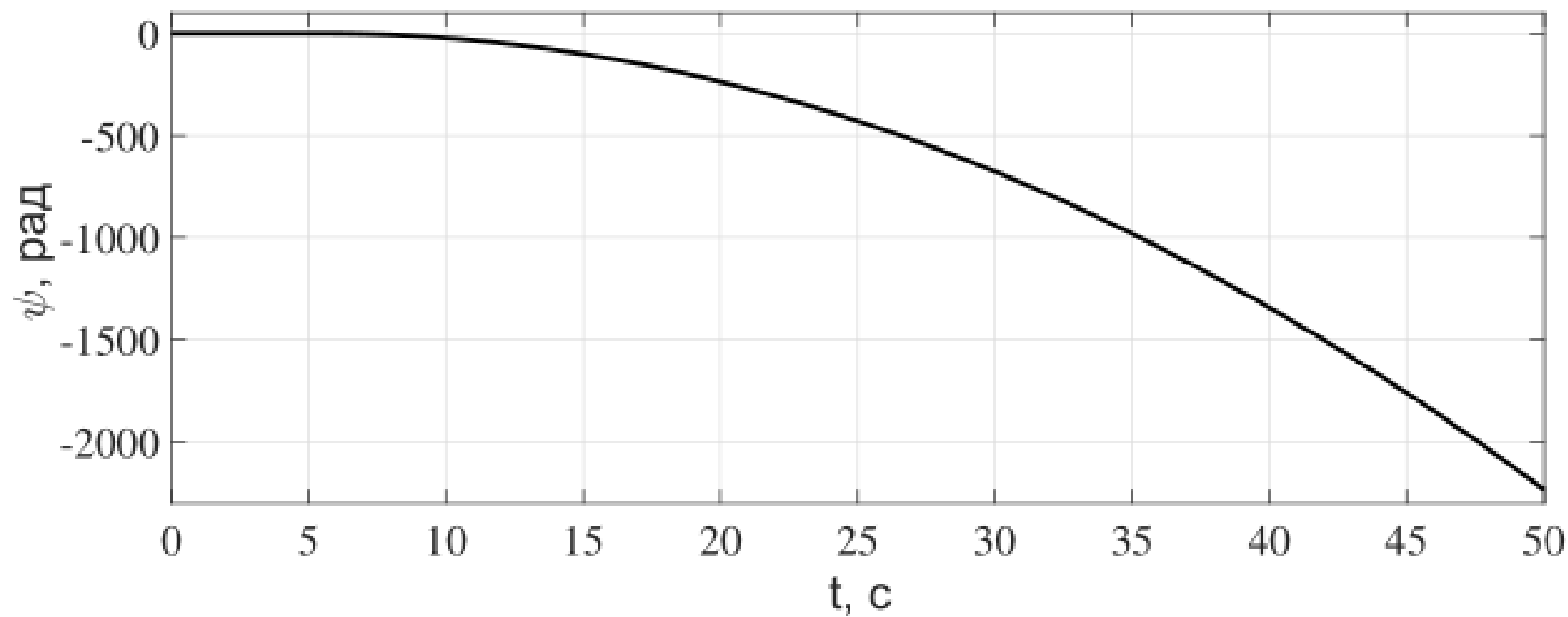


Рис. 17: Отказоустойчивое приземление: Угол ψ

Разумным видится следующая схема интеграции алгоритмов спасения в ручном и автоматическом режиме:

1. При детектировании отказа – переход к алгоритму «ручного спасения» с индикацией на пульте управления;
2. 3-5 секундное ожидание ответа оператора;
3. При наличии ответа – продолжение действия «ручного» алгоритма, иначе – переход к автоматическому спасению.

----- по 2 и 3 типу аварий

Задача стабилизации квадрокоптера

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.

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 φ_0 , θ_0 , ψ_0

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.

Влияние параметров регулятора на поведение квадрокоптера в воздухе: P

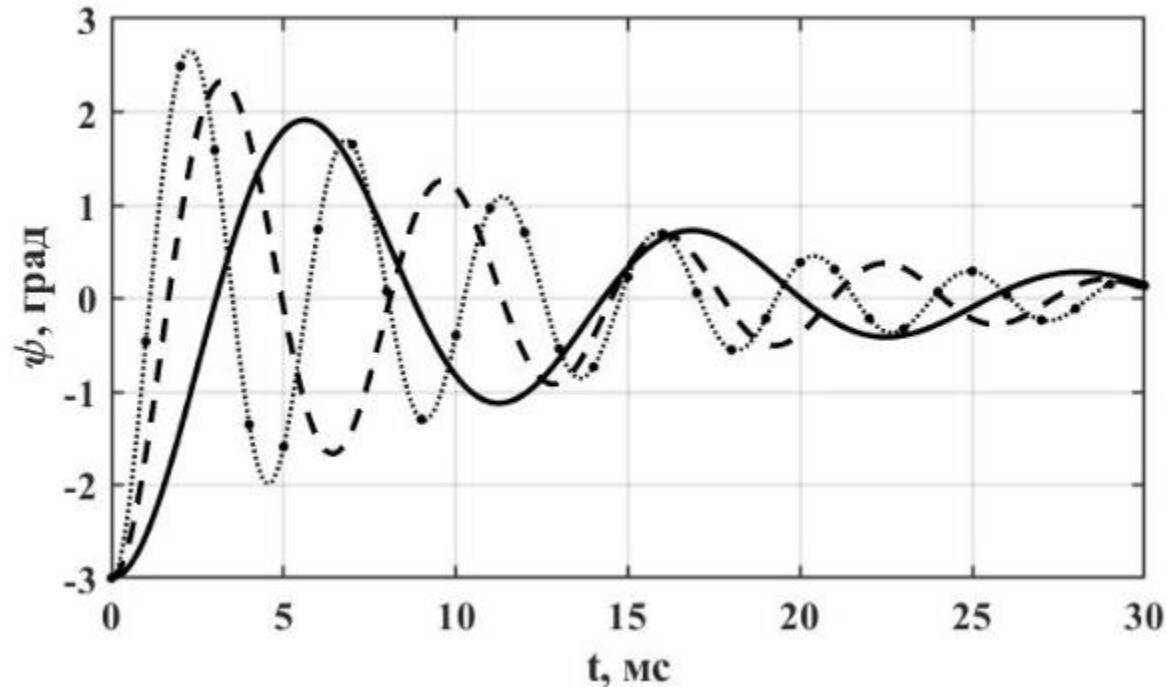


Рис. 18: Значения регулятора [P; I; D]: сплошная кривая – [5; 0,1; 3], пунктир – [15; 0,1; 3], штрих-пунктир – [30; 0,1; 3].

Пропорциональная составляющая P :

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

Уменьшение значения P снижает реакцию на управляющее воздействие.

Влияние параметров регулятора на поведение квадрокоптера в воздухе: I

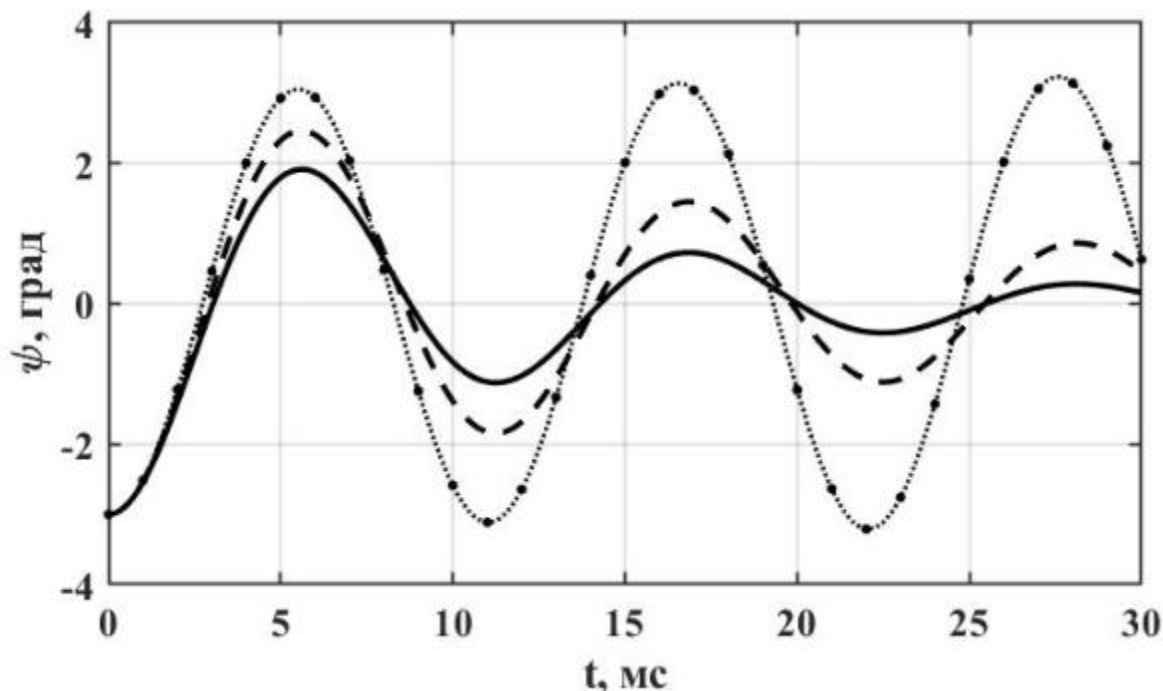


Рис. 19: Значения регулятора $[P; I; D]$: сплошная кривая – $[5; 0.1; 3]$, пунктир – $[5; 0.5; 3]$, штрих-пунктир – $[5; 3; 3]$

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.

Влияние параметров регулятора на поведение квадрокоптера в воздухе: D

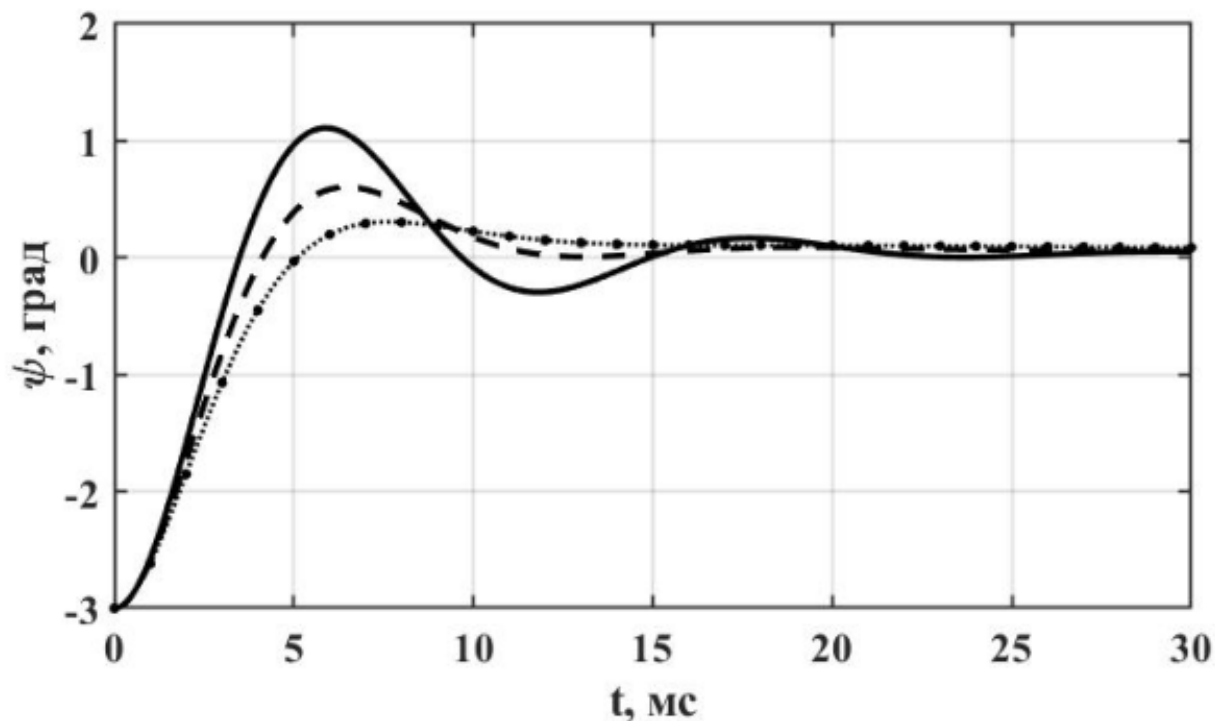


Рис. 20: Значения регулятора [P; I; D]: сплошная кривая – [5; 0,1;6], пунктир – [5; 0,1; 9], штрих-пунктир – [5; 0,1; 12]

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.

Алгоритм настройки стабилизирующего ПИД-регулятора

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

4. Если изначально выбран вариант использования максимально возможного без осцилляций значения P (маневренность), 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.

~ профилизация ~ аварийные режимы

Применение адаптивного метода для решения задачи управления квадрокоптером

Для минимизации негативных последствий аварий I типа необходимо иметь инструменты для:

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

Особую важность при работе в аварийном режиме приобретает вопрос эффективности, т.к. особенностью двигателей отказоустойчивой конфигурации является их низкий КПД в режимах частичной нагрузки.

Приведем результаты моделирования возможной ситуации с выводом квадрокоптера из аварийной ситуации (точка потери связи (10,5,15)) на точку старта (точка (0,0,0)).

Рассмотрим движение на отрезке времени: $[t^*, t_*]$.
Поставим целью управления минимизацию расхода топлива (энергии батарей), т.е.:

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

Для расчета использовались следующие параметры:
 $m = 1$ кг, $l = 0,6$ м, $b = 26,5 \cdot 10^{-6}$ Н·с², $d = 0,6 \cdot 10^{-6}$ Н·мс²,
 $I_{xx} = I_{yy} = I_{zz} = 0,1$ Н·мс², $J_{TP} = 0,005$ Н·мс²

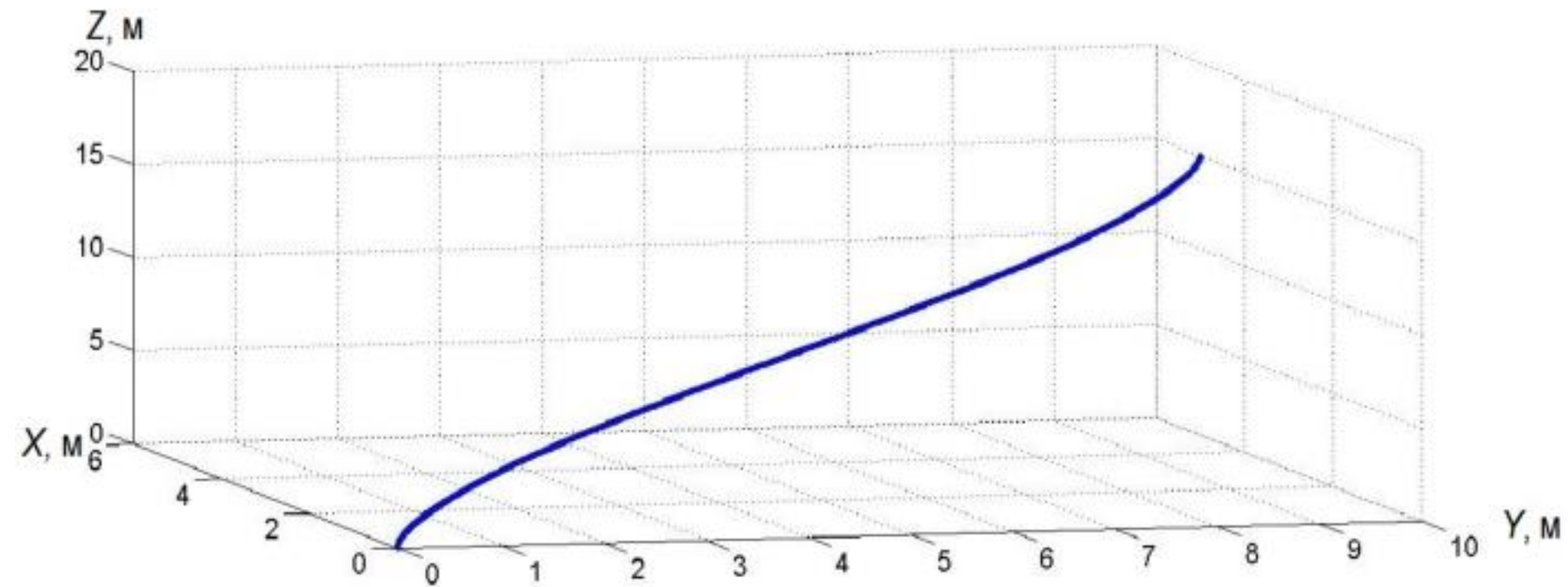


Рис. 21: Перемещение квадрокоптера

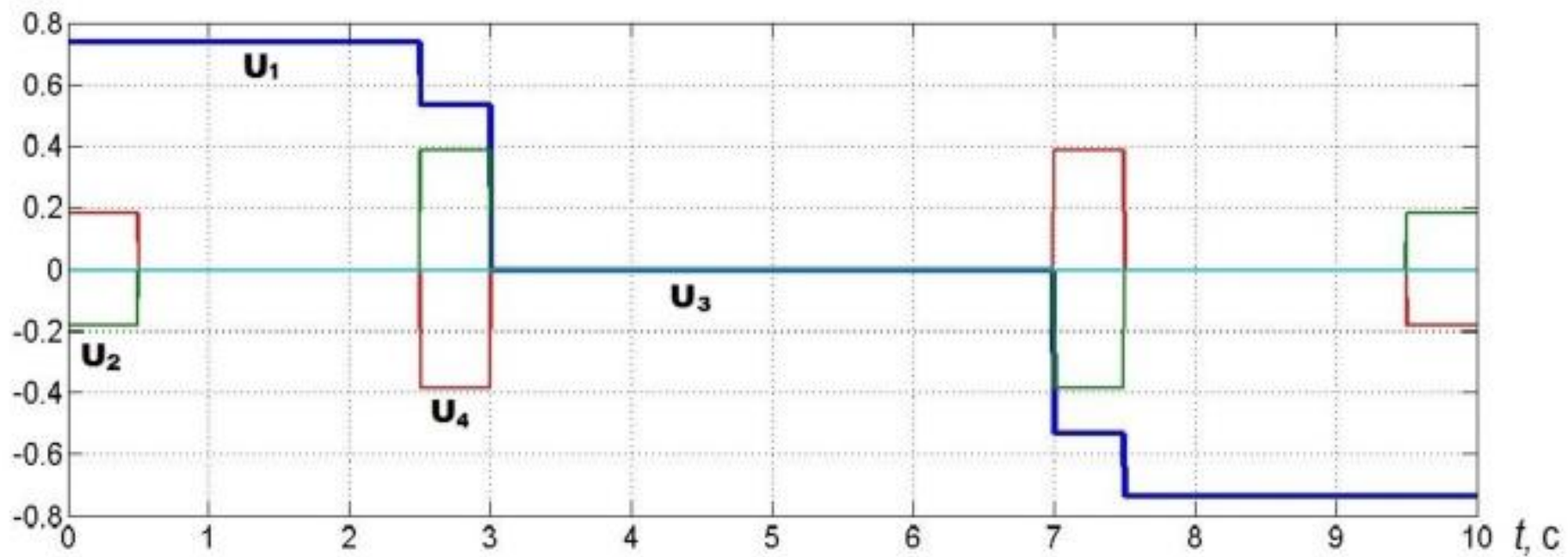


Рис. 22: Оптимальные управляющие сигналы

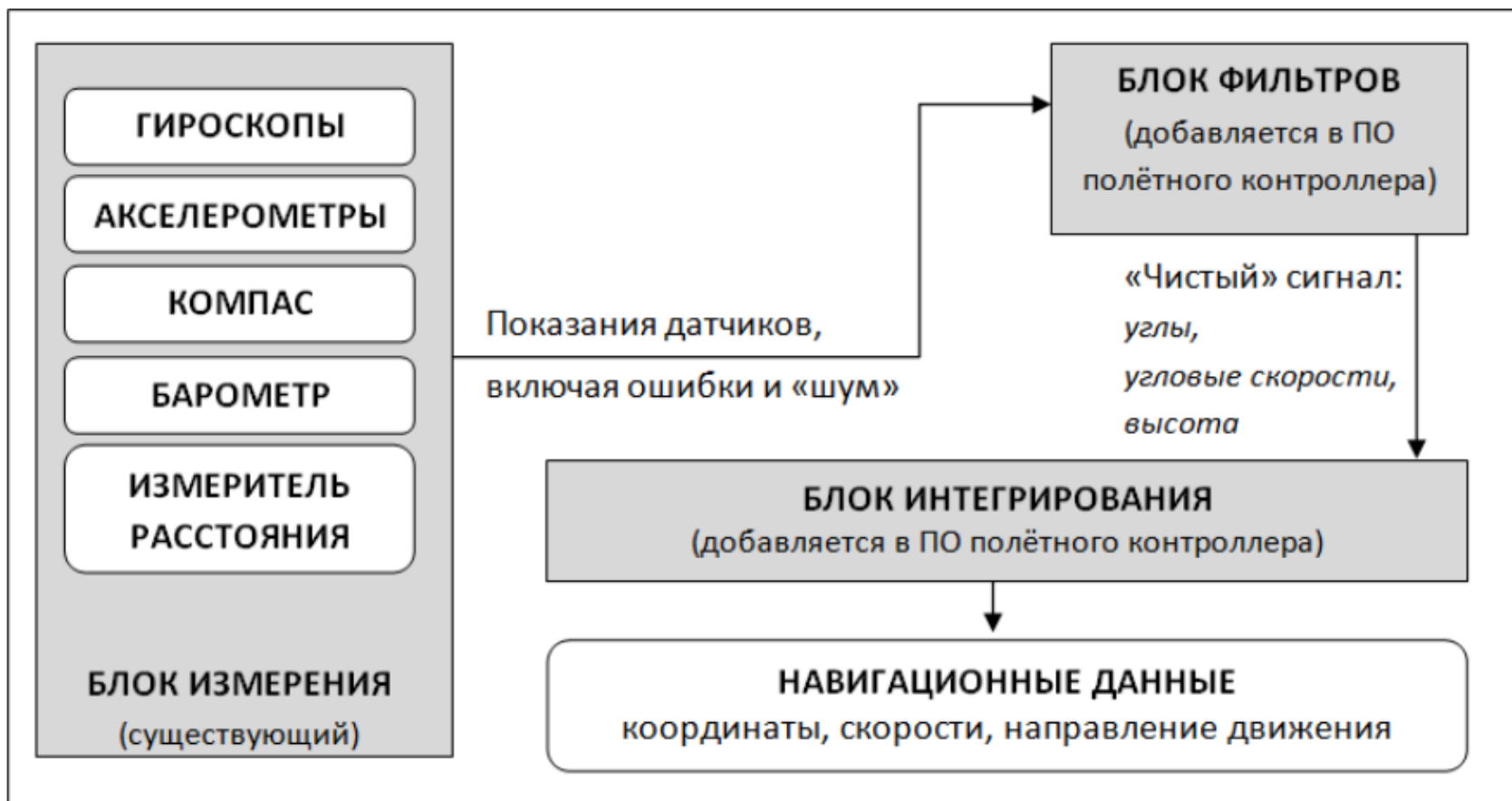


Рис. 24: Алгоритм работы инерциальной навигационной системы



Рис. 24: Схема управления двигателями - интегрированная

Положения, выносимые на защиту:

1. Целевые летно-технические характеристики и подход к подбору аппаратной части для квадрокоптеров отказоустойчивой конфигурации;
2. Анализ возможных конструктивных решений и рекомендации по сборке отказоустойчивых конфигураций квадрокоптеров;
3. ПО и полученные с его использованием результаты математического моделирования аварийных ситуаций. Алгоритмы спасения в ручном и автоматическом (ПИД-управляемом) режиме;
4. Конструктивный алгоритм решения задачи настройки ПИД-регуляторов квадрокоптера в зависимости от профиля решаемых задач и устойчивого к внешним возмущениям;
5. ПО для моделирования процесса полета квадрокоптера - работы отказоустойчивой системы управления, основанного на применении адаптивного метода Габасова для решения задачи оптимального управления.

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

Все положения, выносимые на защиту, соотнесены с **пунктом 9 паспорта специальности 2.3.1 – «Системный анализ, управление и обработка информации»**: «Разработка проблемно ориентированных систем управления, принятия решений и оптимизации технических объектов».

Перспективой разработки данной тематики является практическая реализация представленных результатов: сборка и настройка отказоустойчивой конфигурации квадрокоптера.

Необходимо будет глубоко модернизировать ПО полетного контроллера и ЭРХ. Особый интерес представляет вопрос о возможности перехода от штатного режима управления к аварийному на различных скоростях. Проработка этого вопроса потребует провести целую серию экспериментов, своего рода «краш-тестов» для определения границ возможного перехода.

Публикации

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.

Внедрение

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 ПМ-ПУ СПбГУ (учебная дисциплина 056747 «Дискретные системы управления»).

Практические результаты, связанные с построением аппаратной составляющей аппарата внедрены в процесс реализации дополнительной образовательной программы «Программирование и робототехника» МБУ ОДО Центр детского творчества (Ленинградская область).

БЛАГОДАРЮ ЗА ВНИМАНИЕ!