

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ

«НОВОСИБИРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ» (НОВОСИБИРСКИЙ
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ, НГУ)

Факультет: **ФИЗИЧЕСКИЙ**

Кафедра: **АВТОМАТИЗАЦИИ ФИЗИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ
ИССЛЕДОВАНИЙ**

Направление подготовки: **03.03.02 ФИЗИКА**

Образовательная программа: **БАКАЛАВРИАТ**

ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА

Герасимов Фёдор Павлович

Тема работы: Разработка нелинейной системы управления траекторным движением квадрокоптера

«К защите допущена»

И. о. зав. кафедрой

к.т.н.

Научный руководитель

к.т.н.

зав.лаб. ИАиЭ СО РАН

Лысаков К.Ф./ _____
(подпись, МП)

Котов К.Ю./ _____
(подпись, МП)

«_____» _____ 2022 г.

«_____» _____ 2022 г.

Дата защиты: «_____» _____ 2022 г.

Новосибирск — 2022 г.

Аннотация

Применение квадрокоптеров в научных и прикладных проектах требует организации устойчивых систем управления, пригодных для широкого спектра задач. В работе описана реализация полётного контроллера квадрокоптера на основе нелинейных дифференциальных уравнений. Разработан комплекс аппаратного и программного обеспечения системы управления траекторным движением четырёхроторного аппарата. Сконструирован квадрокоптер выбранной конфигурации. Модули системы управления реализованы на основе Robot Operating System. При помощи техники программно-аппаратного моделирования произведена отладка разработанной системы. Моделирование с введением характерных для полёта временных задержек и шумов датчиков системы использовано для подбора параметров регулятора. Проведены лётные эксперименты для задач приведения системы в заданные состояния. Для задачи удержания ориентации среднеквадратическое отклонение равно 0.03 радиана. Для задачи стабилизации по координате среднеквадратическое отклонение равно 0.01 метра.

Ключевые слова: квадрокоптер, система управления, программно-аппаратное моделирование, ROS

Оглавление

Введение	4
1 Литературный обзор	6
1.1 Системы определения курса и пространственного положения	6
1.2 Линейные контроллеры	6
1.3 Нелинейные контроллеры	7
2 Система управления	9
2.1 Постановка задачи	9
2.2 Описание объекта управления	10
2.3 Описание алгоритма управления	12
2.4 Архитектура системы управления	13
3 Система оценки ориентации и координат квадрокоптера	15
3.1 Нижний уровень	15
3.2 Верхний уровень	22
4 Результаты	25
4.1 Экспериментальная установка	25
4.2 Измерение задержек в системе управления	26
4.3 Характеристика моторов	28
4.4 Результаты полётов	30
4.4.1 Режим стабилизации в горизонтальном положении . .	30
4.4.2 Режим удержания заданных углов	31

4.4.3	Режим удержания заданной координаты	32
	Заключение	35
	Список литературы	35

Введение

С развитием микроэлектромеханических систем, беспилотные летательные аппараты (БПЛА) в последние десятилетия находят широкое применение в различных областях науки и техники: воздушной перевозке грузов [1], аэрофотосъёмке [2], аэрогеофизической разведке. Особый интерес представляют четырёхроторные БПЛА, или квадрокоптеры, ввиду компактности, простого конструктива и манёвренности.

Квадрокоптер имеет 6 степеней свободы и 4 ротора, которые обеспечивают контроль над летательным аппаратом. В таких системах, где количество управляющих воздействий меньше числа степеней свободы системы, возникают нелинейные связи между вектором состояния и выходными сигналами. Таким образом, для нелинейных систем, закон управления описывается сложнее, чем для линейных систем.

Несмотря на то, что квадрокоптер является нелинейной системой, регуляторы на основе линейных уравнений, тем не менее, широко применяются на практике, но эффективны только в случаях малого отклонения от положения равновесия. Для задач, в которых важны стабилизация БПЛА или движение по определённой траектории, стоит использовать нелинейные регуляторы, учитывающие полную физическую модель объекта и гарантирующие устойчивость в некотором (заданном) диапазоне отклонений. В приложениях, где БПЛА рассматривается как система “квадрокоптер-груз”, задача разработки нелинейного регулятора становится особенно актуальной.

Целью данной работы является практическая реализация полётного контроллера на основе нелинейных устойчивых дифференциальных уравнений, описывающих желаемое движение системы [3]. В рамках исследования предложена и реализована архитектура системы управления траекторным движением квадрокоптера, системы оценки ориентации и про-

странственных координат, разработана система программно-аппаратного моделирования полёта, создан прототип малогабаритного летательного аппарата, измерены временные задержки между аппаратными и программными модулями системы. Реализованы модули обмена с бортовой инерциальной системой и стационарной видеосистемой получения координат квадрокоптера, программные модули алгоритма управления с предобработкой и коррекцией входных данных, модуль управления тяговыми двигателями. Для тестирования набора подпрограмм применено моделирование с учётом временных задержек в реальной системе. На примере полученного контроллера рассмотрены задачи стабилизации, удержания заданных углов ориентации и координаты. Проведены лётные эксперименты.

1 Литературный обзор

1.1 Системы определения курса и пространственного положения

Для получения необходимых параметров летательного аппарата для передачи в контроллер используются системы определения курса и пространственного положения, состоящие из комплексов МЭМС-датчиков и алгоритмов обработки данных [4].

В работе [5] для вычисления углов предложен компелементарный фильтр на кватернионах. Фильтр Калмана для оценки углов ориентации приведён в [6]. Применение фильтра Калмана для управления четырёхроторным БПЛА показывает более точные результаты, так как задействует математическую модель объекта управления. Предобработка показаний датчиков методом градиентного спуска с адаптивным шагом и последующей фильтрацией Калмана описана в [7].

1.2 Линейные контроллеры

Управление траекторным движением квадрокоптера классическим пропорционально -интегрально -дифференцирующим (ПИД) регулятором в условиях малых возмущений рассмотрено в [8].

В работе [9] предложен адаптивный ПИД-регулятор, основанный на решении задачи полной обратной связи по вектору состояния системы (адап-

тивное размещение полюсов). Результаты моделирования включали возможность настройки параметров модели в режиме онлайн.

Идея управления нелинейной системой совокупностью линейных контроллеров описана в [10]. Авторы линеаризовали модель квадрокоптера вблизи ряда особых точек, в окрестности которых управление осуществлялось классическими ПИД-регуляторами. Для настройки параметров составного регулятора использована нечёткая логика. Данное решение, в сравнении с обычным ПИД-регулятором, показало большую устойчивость при внесении ошибки управления в систему.

Описанные линейные алгоритмы применяются в таких распространённых системах, как ST Drone, Piwhawk, INAV.

1.3 Нелинейные контроллеры

Методом бэкстеппинга в работе [11] синтезирован рекурсивный контроллер, основанный на теории устойчивости Ляпунова. Авторами предложено рассматривать БПЛА как совокупность подсистем полного управления, неполного управления и винтов. Задание требуемых условий на подсистемы позволяет решить задачу управления квадрокоптером методом вложенных ограничений.

Метод линеаризации обратной связью для управления квадрокоптером описан в работе [12]. Исходное нелинейное пространство состояний объекта переводится в линейное. Полученная система стабилизируется линейными регуляторами, после чего приводится обратным преобразованием к начальному вектору состояния.

В работе [13] описано управление с прогнозирующими моделями, предсказывающими состояние системы на несколько шагов по времени вперёд. Представленный метод экспериментально проверен для задачи удержания заданных углов в воздушном потоке при фиксированном положении цен-

тра масс.

В работе [3] представлен нелинейный контроллер, управляющие воздействия в котором обеспечивают экспоненциальное затухание возмущений, оказываемых на квадрокоптер. Задание параметров регулятора позволяет обеспечить необходимую форму переходных процессов. Приложенные результаты моделирования согласуются с теоретическими выводами. В приведённых работах доказательство эффективности управления показано на результатах моделирования. Таким образом, задача практической реализации нелинейного контроллера остаётся актуальной.

2 Система управления

2.1 Постановка задачи

Пространственное положение квадрокоптера описывается координатами центра масс аппарата x , y , z в инерциальной системе отсчёта и углами поворота вокруг осей x_b , y_b , z_b системы отсчёта, жёстко связанной с аппаратом и имеющей начало в точке центра масс квадрокоптера. В литературе приняты следующие обозначения: ϕ – угол поворота вокруг оси x_b (крен), θ – угол поворота вокруг оси y_b (тангаж), ψ – угол поворота вокруг оси z_b (рысканье). Для определения скоростей аппарата к описанным величинам добавляются их производные по времени. Математическая модель, характеризующая движение квадрокоптера в указанных координатах, задаётся уравнениями [14]:

$$\begin{cases} m\ddot{x} = (\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \cos \phi \sin \theta)u_1, \\ m\ddot{y} = (-\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \cos \phi \sin \theta)u_1, \\ m\ddot{z} = \cos \phi \cos \theta u_1 - mg, \end{cases} \quad (2.1)$$

$$\begin{cases} I_{xx}\ddot{\phi} = u_2 - (I_{zz} - I_{yy})\dot{\theta}\dot{\psi}, \\ I_{yy}\ddot{\theta} = u_3 - (I_{xx} - I_{zz})\dot{\phi}\dot{\psi}, \\ I_{zz}\ddot{\psi} = u_4, \end{cases} \quad (2.2)$$

где m – масса квадрокоптера; g – ускорение свободного падения; I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} – моменты инерций относительно главных осей квадрокоптера; u – четырёхмерный вектор управляющих воздействий. Точками над переменными обозначены производные по времени. Пара систем эквивалентна уравнению:

$$\dot{q} = f(q(t), u(t)), \quad (2.3)$$

где

$$q = [x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \phi, \theta, \psi, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}], \quad (2.4)$$

– вектор состояния системы, $f(q, u)$ – функция, отражающая модель объекта управления.

2.2 Описание объекта управления

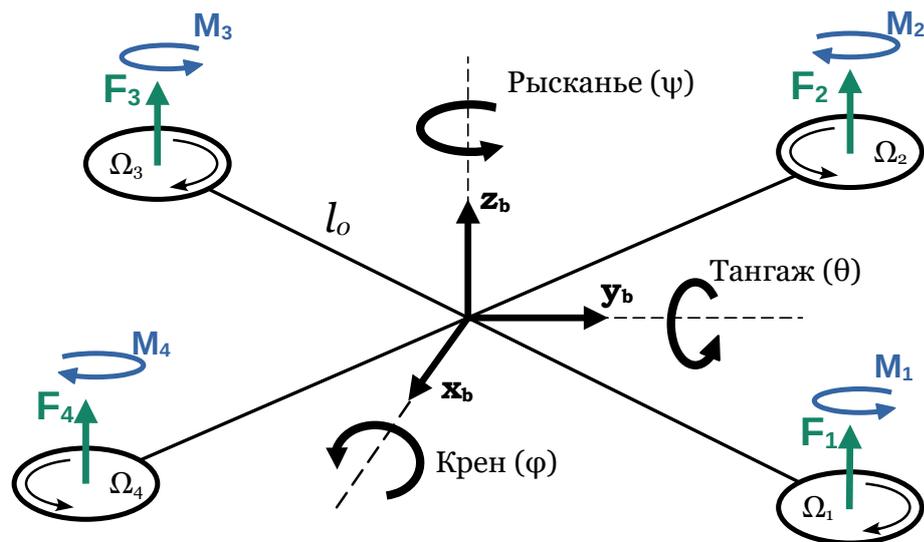


Рис 2.1: Механическая модель квадрокоптера

Силы и моменты сил, действующие на квадрокоптер, показаны на рис.

2.1. Каждый ротор создаёт силу тяги F_i , направленную вверх, и момент M_i , направленный в сторону, противоположную вращению винта i . Полная тяга задаётся соотношением:

$$F = F_1 + F_2 + F_3 + F_4.$$

В собственной системе координат квадрокоптера, крутящие моменты по крену и тангажу вычисляются по правилу правой руки. Моменты сил по осям x_b и y_b равны соответственно:

$$M_x = l(F_1 + F_2 - F_3 - F_4),$$

$$M_y = l(-F_1 + F_2 + F_3 - F_4),$$

$$l = l_0 \sin \frac{\pi}{4}.$$

Для оси z_b тяга моторов не создаёт момента. Однако, по третьему закону Ньютона, вращение пропеллеров генерирует реактивный момент, направленный против вращения лопастей каждого из четырёх винтов:

$$M_z = M_1 - M_2 + M_3 - M_4.$$

Переход от сил, создаваемых каждым ротором, к тяге и моментам полной системы, записывается в матричном виде как:

$$\begin{pmatrix} F \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ l & l & -l & -l \\ l & -l & -l & l \\ \lambda & -\lambda & \lambda & -\lambda \end{pmatrix} \begin{pmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{pmatrix} \triangleq M \begin{pmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{pmatrix},$$

где L – проекция расстояния между центром масс квадрокоптера и осями

винтов, λ – коэффициент пропорциональности между аэродинамическими моментами по оси z_b и тягами винтов. Таким образом, силы тяги, которые управляющее воздействие создаёт на каждом двигателе, вычисляются как

$$\begin{pmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ F_4 \end{pmatrix} = M^{-1} \begin{pmatrix} F \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix} \equiv M^{-1} \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{pmatrix}.$$

2.3 Описание алгоритма управления

В работе [3] представлены уравнения на компоненты вектора управления, которые приводят квадрокоптер в заданное состояние за заданное время:

$$\begin{cases} H_{xx} = -(a_x + k_x)\dot{x} - a_x k_x(x - x_{ref}) \\ H_{yy} = -(a_y + k_y)\dot{y} - a_y k_y(y - y_{ref}) \\ H_{zz} = -(a_z + k_z)\dot{z} - a_z k_z(z - z_{ref}) + g \end{cases}$$

$$\begin{cases} \phi_{ref} = \arctan(H_{xx}/H_{zz}) \\ \theta_{ref} = \arctan(-H_{yy}/\sqrt{H_{xx}^2 + H_{zz}^2}) \end{cases}$$

$$u_1 = m\sqrt{H_{xx}^2 + H_{yy}^2 + H_{zz}^2} \quad (2.5)$$

$$u_2 = I_{xx}(-(a_\phi + k_\phi)\dot{\phi} - a_\phi k_\phi(\phi - \phi_{ref})) \quad (2.6)$$

$$u_3 = I_{yy}(-(a_\theta + k_\theta)\dot{\theta} - a_\theta k_\theta(\theta - \theta_{ref})) \quad (2.7)$$

$$u_4 = I_{zz}(-(a_\psi + k_\psi)\dot{\psi} - a_\psi k_\psi(\psi - \psi_{ref})) \quad (2.8)$$

где a_i, k_i – коэффициенты, определяющие скорость переходных процессов. Из уравнений (2.5)–(2.8) сила u_1 , направленная по оси z_b , и моменты вращения u_2, u_3 нелинейно зависят от входных переменных состояния квадрокоптера.

2.4 Архитектура системы управления

Структура системы управления и связи между элементами представлена на рис. 2.2.

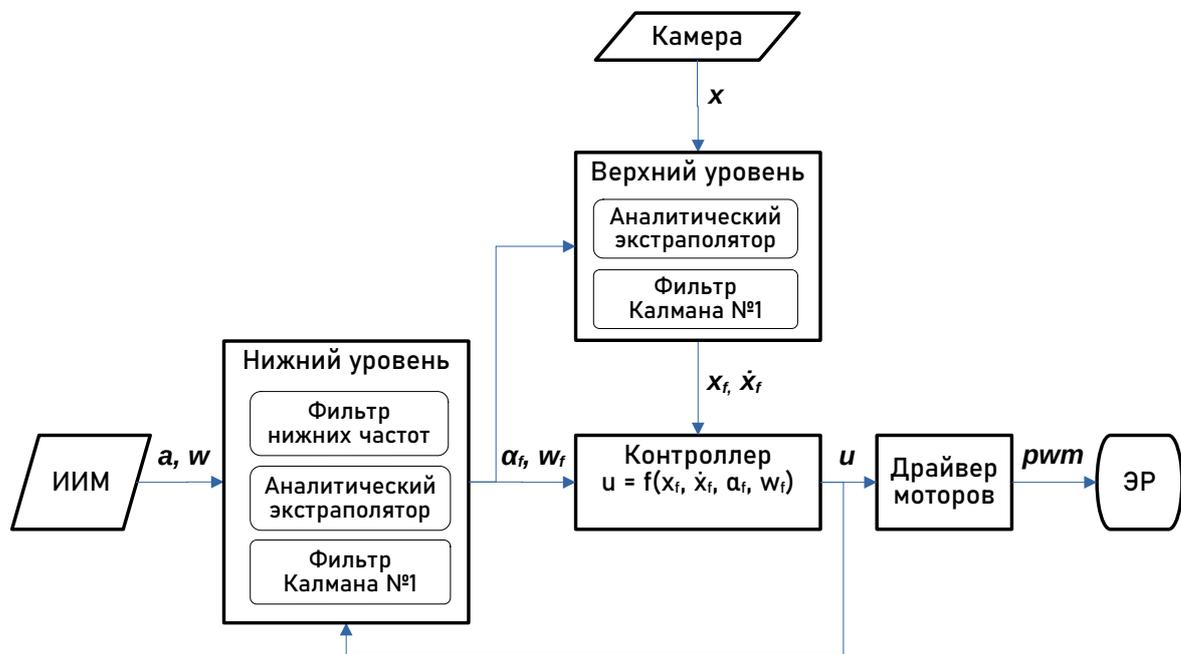


Рис 2.2: Система управления квадрокоптером

Входом системы на нижнем служат показания инерциального измерительного модуля ИИМ. Верхний уровень принимает вычисленный на нижнем уровне вектор ориентации и изображения со стационарной камеры. Обработанные данные передаются на вход нелинейного контроллера. Полученное управление поступает в драйвер моторов, где с учётом матрицы перехода и силовой характеристики моторов генерируется ШИМ-сигнал, определяющий скорость вращения роторов, подключенных к электронным регуляторам хода ЭР. Подробное описание компонент системы приведено

в следующих разделах.

3 Система оценки ориентации и координат квадрокоптера

3.1 Нижний уровень

Нижний уровень отвечает за конвертацию измерений ИИМ-сенсора в углы ориентации квадрокоптера и угловые скорости, необходимые для вычисления управляющих моментов. Инерциальный модуль включает в себя тройки гироскопов, акселерометров, магнитометров. Показания датчиков переводятся в соответствующие компоненты управлений u_2 - u_4 следующим образом:

$$\begin{aligned}\phi &= \arctan\left(\frac{a_y}{\sqrt{a_x^2 + a_z^2}}\right), \dot{\phi} = g_x, \\ \theta &= \arctan\left(\frac{-a_x}{\sqrt{a_y^2 + a_z^2}}\right), \dot{\theta} = g_y, \\ \psi &= g_z,\end{aligned}$$

где a_x , a_y , a_z и g_x , g_y , g_z – измерения акселерометра и гироскопа в собственной системе координат. Угол рысканья впоследствии определяется через изображение с камеры по углу поворота маркера.

В условиях реального полёта, на движении квадрокоптера, кроме внешних возмущений, сказываются механические вибрации, воздушные потоки от винтов, несимметричность конструкции и т. п. Подобные воздействия

добавляют к данным высокочастотный шум, который подлежит устранению фильтром нижних частот (ФНЧ), выделяющим полезный сигнал ниже частоты среза. Передаточная функция фильтра записывается в виде:

$$\frac{q_f}{q} = \frac{1}{Tp + 1} \quad (3.1)$$

где T – параметр, определяющий частоту среза фильтра, p – оператор дифференцирования. На рис. 3.1 показаны результаты моделирования приведения курсового угла к значению $\phi_{ref} = 0.3$ при добавлении к углу шума, распределённого по нормальному закону ($\mu = 0$, $\sigma = 0.01$). Постоянная времени фильтра $T = 0.05$.

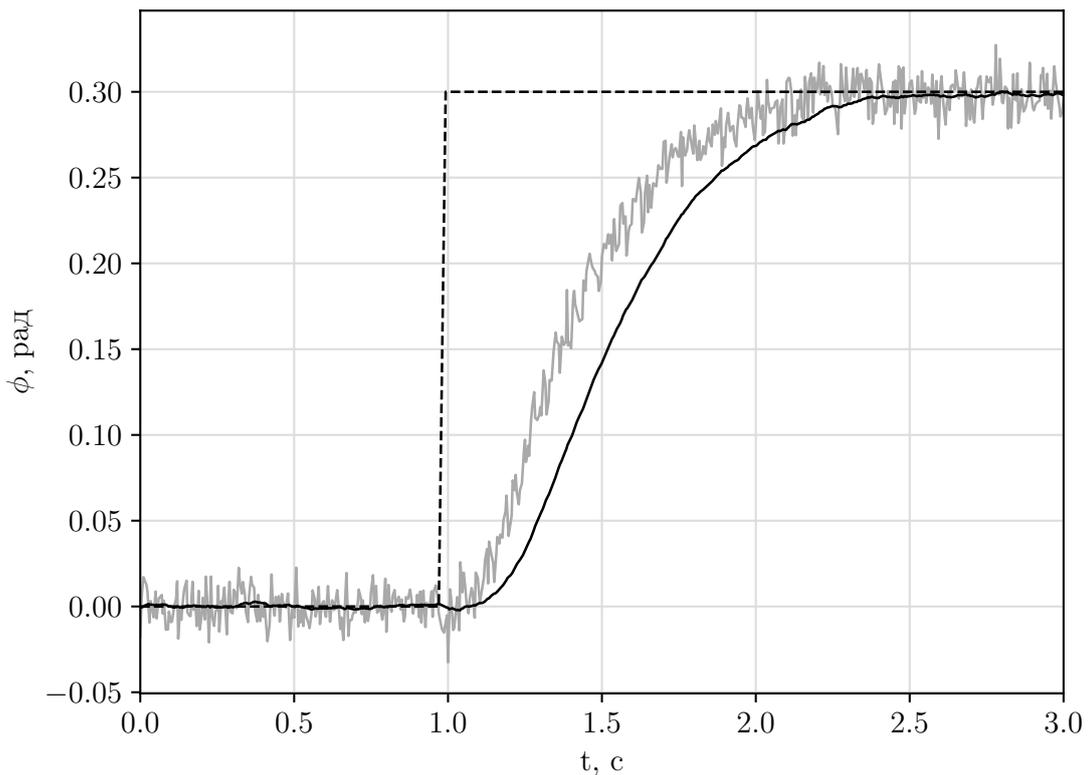


Рис 3.1: Исходный (серый), фильтрованный (чёрный) и заданный (пунктир) угол ϕ

Помимо шумов, в системе неизбежно возникают запаздывания в виду конечной скорости работы каналов передачи данных, различных частот ра-

боты модулей и дискретизации измеряемых непрерывных величин. Фильтр нижних частот также добавляет запаздывание по времени, пропорциональное константе T в секундах. Одним из способов компенсации задержек является применение аналитического экстраполятора, который позволяет оценить вектор состояния q для текущего момента времени t , используя математическую модель квадрокоптера [15]. Оценка выражается как:

$$\hat{q}^k = q_0^k + \sum_{i=k}^{k+N} f(q_m^i, u^{i-N}) \Delta t, \quad (3.2)$$

$$q_m^k = q_0^k,$$

где \hat{q}^k – оценка вектора состояния системы; q_0^k – измерение вектора состояния в текущий момент времени; q_m^i – состояние модели (2.4), инициализированное значением $q_m^k = q_0^k$; N – число шагов, предсказывающее состояние объекта через $N\Delta t$ секунд. Для использования экстраполятора требуется хранить N последних значений управления, поступивших на объект. Оценка экстраполятора для задачи приведения системы к углу $\phi_{ref} = 0.3$ при введении чистого запаздывания $\tau = 0.05$ с приведена на рис. 3.2.

Компенсация запаздывания с помощью экстраполятора приводит к усилению шумов по причине того, что к исходному вектору прибавляется интеграл по N отсчётам, который приводит к накоплению ошибки. Для устранения отклонений и выбросов относительно вектора состояния, предложено применить фильтр Калмана, статистически оценивающий разницу между измерением и оценкой экстраполятора (3.2).

При внедрении в систему управления проведено сравнение фильтров Калмана второго и четвёртого порядков. Для краткости описаны фильтры по оси x_b , для y_b и z_b рассуждения аналогичны.

Входом фильтра второго порядка являются значения угловой скорости w и угла ϕ , полученные как результат экстраполяции вектора состояния

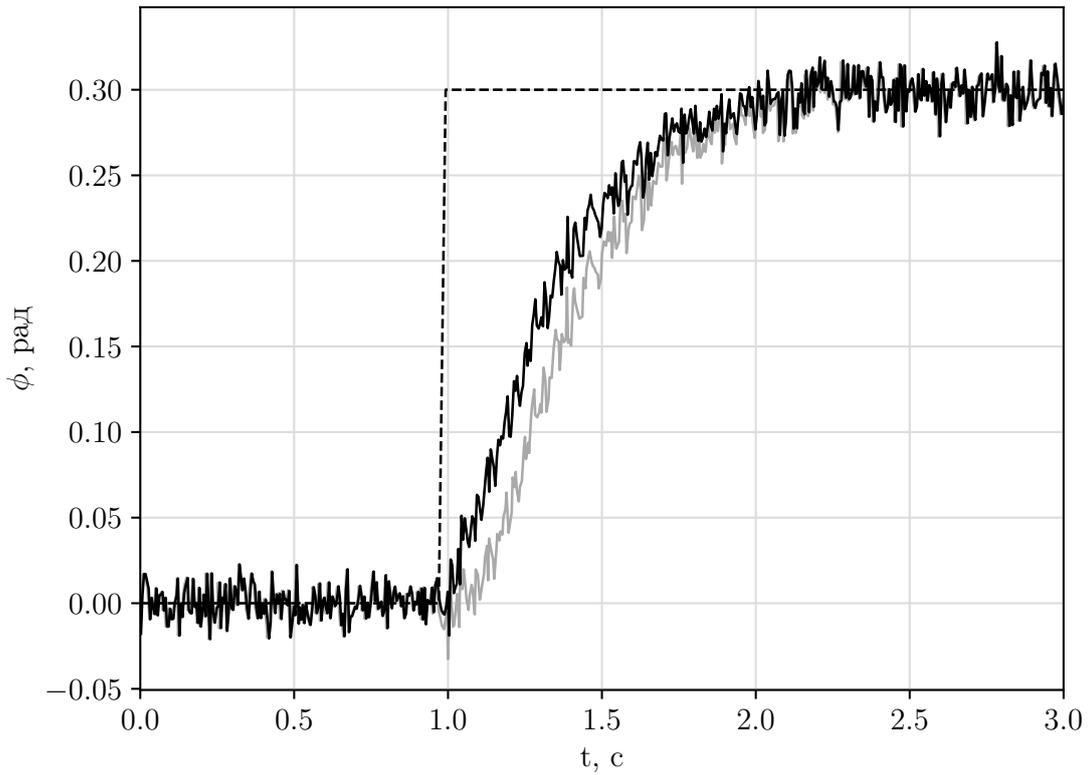


Рис 3.2: Исходный (серый), экстраполированный (чёрный) и заданный (пунктир) угол ϕ

после фильтра нижних частот:

$$\begin{cases} \dot{w}_f = u_2/I_{xx}, \\ \dot{\phi}_f = w_f, \end{cases} \quad (3.3)$$

в дискретном виде

$$\begin{cases} w_f^{k+1} = w_f^k + u_2^k/I_{xx}\Delta t, \\ \phi_f^{k+1} = \phi_f^k + w_f^k\Delta t, \end{cases} \quad (3.4)$$

$$\hat{q}_{kf} = [w_f, \phi_f]^T, \quad (3.5)$$

Фильтр четвёртого порядка принимает экстраполированный вектор состояния, составленный из исходных и пропущенных через ФНЧ углов и угло-

ВЫХ СКОРОСТЕЙ:

$$\begin{cases} \dot{w} = u_2/I_{xx}, \\ \dot{w}_f + k_f w_f = k_f w, \\ \dot{\phi} = w, \\ \dot{\phi}_f + k_f \phi_f = k_f \phi, \end{cases} \quad (3.6)$$

в дискретном виде

$$\begin{cases} w^{k+1} = w^k + u_2^k/I_{xx}\Delta t, \\ w_f^{k+1} = (1 - k_f\Delta t)w_f^k + k_f w^k \Delta t, \\ \phi^{k+1} = \phi^k + w^k \Delta t, \\ \phi_f^{k+1} = (1 - k_f\Delta t)\phi_f^k + k_f \phi^k \Delta t, \end{cases} \quad (3.7)$$

$$\hat{q}_{kf} = [w, w_f, \phi, \phi_f]^T, \quad (3.8)$$

где $k_f = 1/T$ – коэффициент ФНЧ.

Фильтрация Калмана включает этапы предсказания (3.9) и коррекции (3.10)-(3.12):

$$\hat{q}_{kf}^{k+1} = F^k \hat{q}_{kf}^k + B^k u^k, \quad (3.9)$$

$$P^{k+1} = F^k P^k (F^k)^T + Q^k, \quad (3.10)$$

$$K^k = P^k / (P^k + R^k), \quad (3.11)$$

$$\hat{q}_{kf}^{k+1} = \hat{q}_{kf}^k + K^k [\hat{q}^k - \hat{q}_{kf}^k], \quad (3.12)$$

где \hat{q}_{kf} – значение вектора состояния, полученное из фильтра Калмана; F – матрица модели; B – матрица функции управления; P , R , Q – ковариационные матрицы состояния, шума измерений и ошибки модели соответственно. На рис. 3.3 приведено сравнение двух фильтров Калмана для задачи вы-

ставления угла $\phi_{ref} = 0.3$ с введением запаздывания $\tau = 0.05$ с без шумов. Результат добавления гауссова шума ($\mu = 0, \sigma = 0.01$) показан на рис. 3.4.

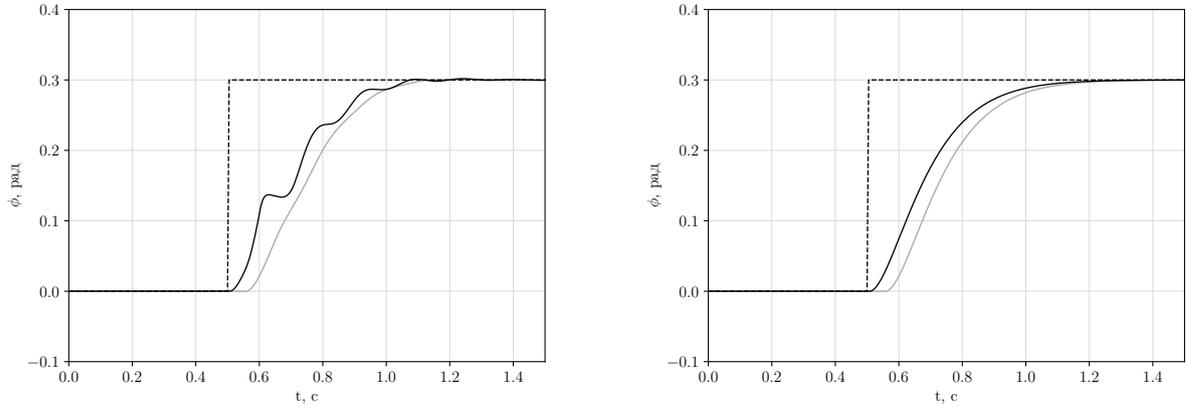


Рис 3.3: Моделирование фильтров второго (слева) и четвёртого (права) порядков без шумов: исходный (серый), полученный фильтром Калмана (чёрный) и заданный (пунктирный) угол ϕ

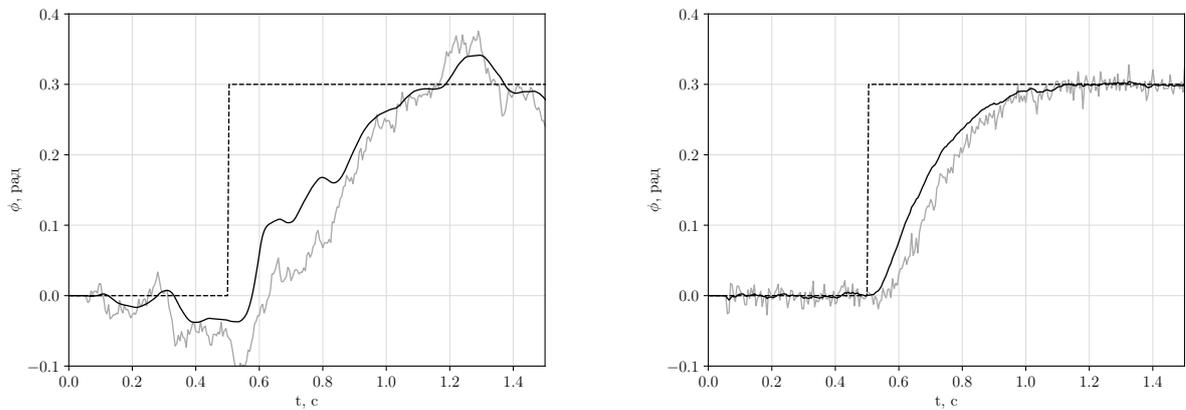


Рис 3.4: Моделирование фильтров второго (слева) и четвёртого (права) порядков с гауссовым шумом: исходный (серый), полученный фильтром Калмана (чёрный) и заданный (пунктирный) угол ϕ

Так как фильтр второго порядка получает на вход данные с дополнительной задержкой на постоянную времени ФНЧ, требуется большее число

шагов компенсации в экстраполяторе, чем для фильтра четвёртого порядка, что приводит к большему зашумлению оценки и возможному расхождению сигнала. Поэтому для обработки на нижнем уровне используется фильтр Калмана с матрицами 4-на-4.

Использование фильтра Калмана сглаживает оценку экстраполятора и, в отличие от выхода фильтра нижних частот, не имеет систематического запаздывания относительно исходного сигнала. Поведение оценки определяется численными значениями коэффициентов ковариационных матриц. Задача подбора параметров для фильтра Калмана играет значительную роль для настройки системы управления. На рис. 3.5 показан переходной процесс при установлении угла $\phi_{ref} = 0.3$ и при введении чистого запаздывания $\tau = 0.05$ с после фильтра Калмана.

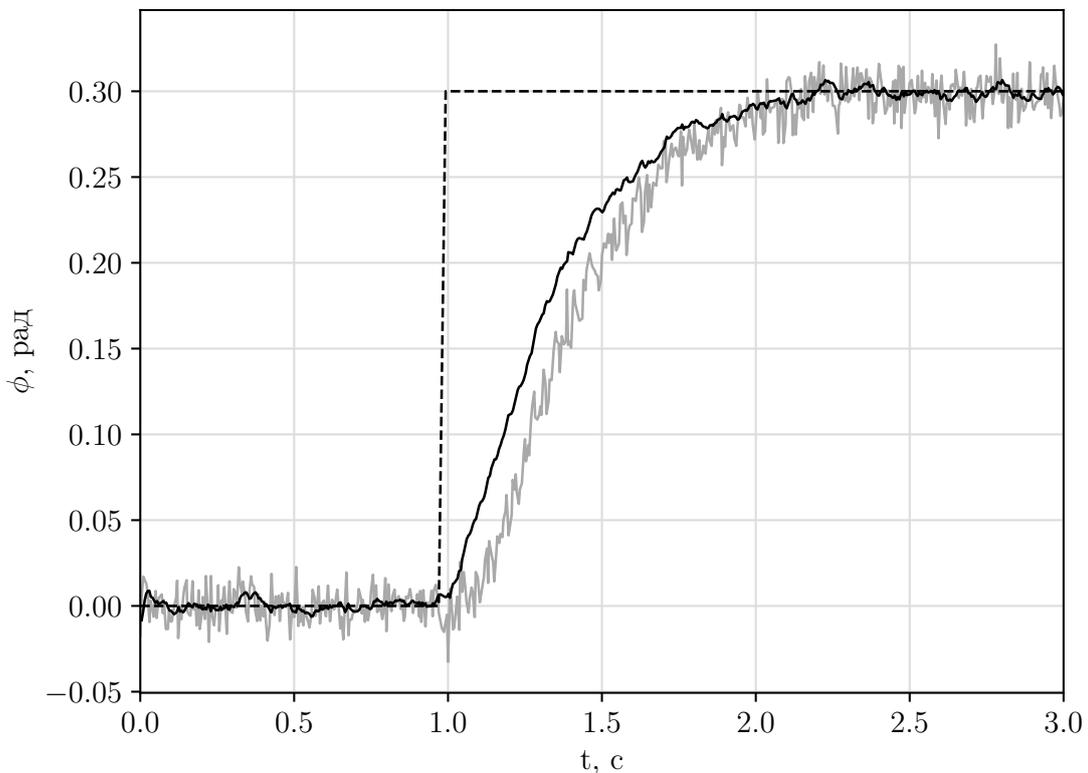


Рис 3.5: Исходный (серый), полученный из фильтра Калмана (чёрный) и заданный (пунктирный) угол ϕ

3.2 Верхний уровень

Задачей верхнего уровня является обработка изображений, поступающих с камеры, для определения координат и скоростей аппарата, а также угла рысканья.

Возникающие в процессе определения координат аппарата из видеопотока шумы имеют незначительную амплитуду, поэтому поэтому фильтрация на верхнем уровне используется только для оценки линейной скорости

Аналогично нижнему уровню, временные задержки, связанные с передачей изображений с камеры по сети, устраняются аналитическим экстраполятором (3.2).

Ввиду нелинейности модели (2.3) для сглаживания экстраполированного вектора состояния предложено применить расширенный фильтр Калмана, в котором полная математическая модель летательного аппарата линеаризуется в окрестности рабочей точки (\hat{q}_{ekf}^k, u^k) с использованием разложения в ряд Тейлора:

$$\hat{q}_{ekf}^{k+1} \approx f(\hat{q}_{ekf}^k, u^k) + F^k[\hat{q}^k - \hat{q}_{ekf}^k] + \omega(k), \quad (3.13)$$

$$F^k = \left. \frac{\partial f(q^k, u^k)}{\partial q^k} \right|_{q^k = \hat{q}_{ekf}^k}, \quad (3.14)$$

где q – полный вектор состояния (2.4). Этап предсказания расширенного фильтра Калмана отличается от линейного случая (3.9) и записывается как:

$$\hat{q}_{ekf}^{k+1} = f(\hat{q}_{ekf}^k, u^k). \quad (3.15)$$

Этап коррекции аналогичен линейному фильтру Калмана и рассчитывается по формулам (3.10)-(3.12).

Результаты численного моделирования задачи стабилизации в точке

(0.3,0,1) показаны на рис. 3.6, 3.7. Возникающая колебательность обусловлена различной частотой работы модулей камеры 20 Гц и верхнего уровня 100 Гц.

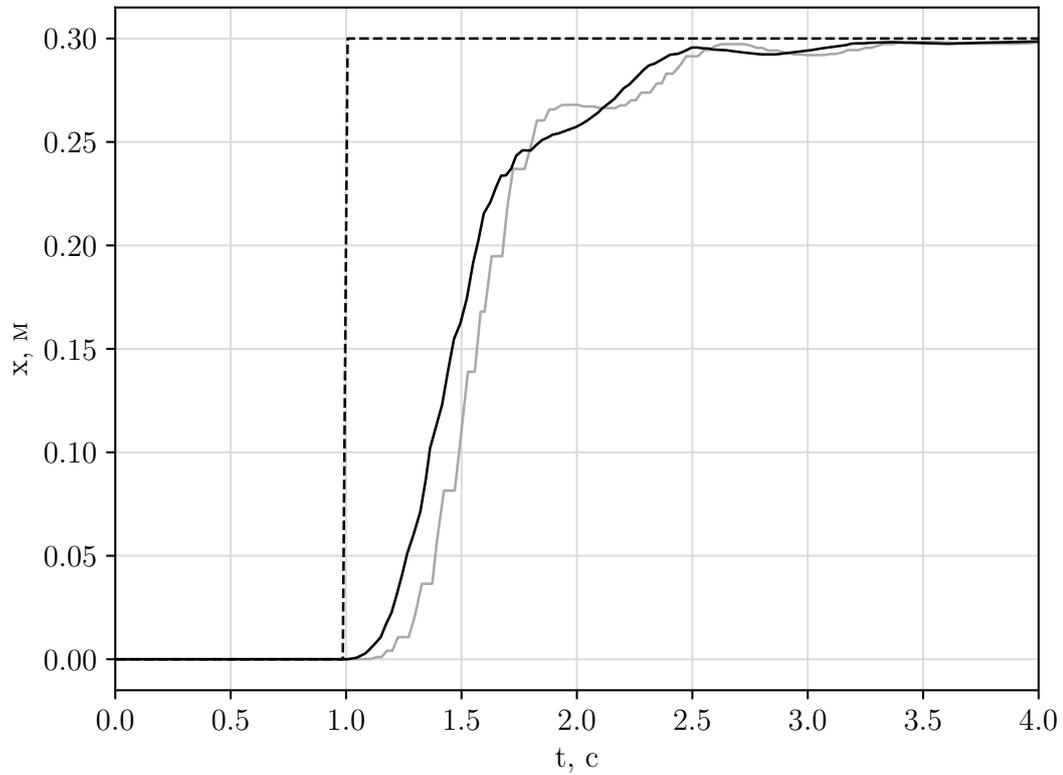


Рис 3.6: Проекция траектории на ось X: исходная (серая), оцененная фильтром Калмана (чёрная) и заданная (пунктирная) координата

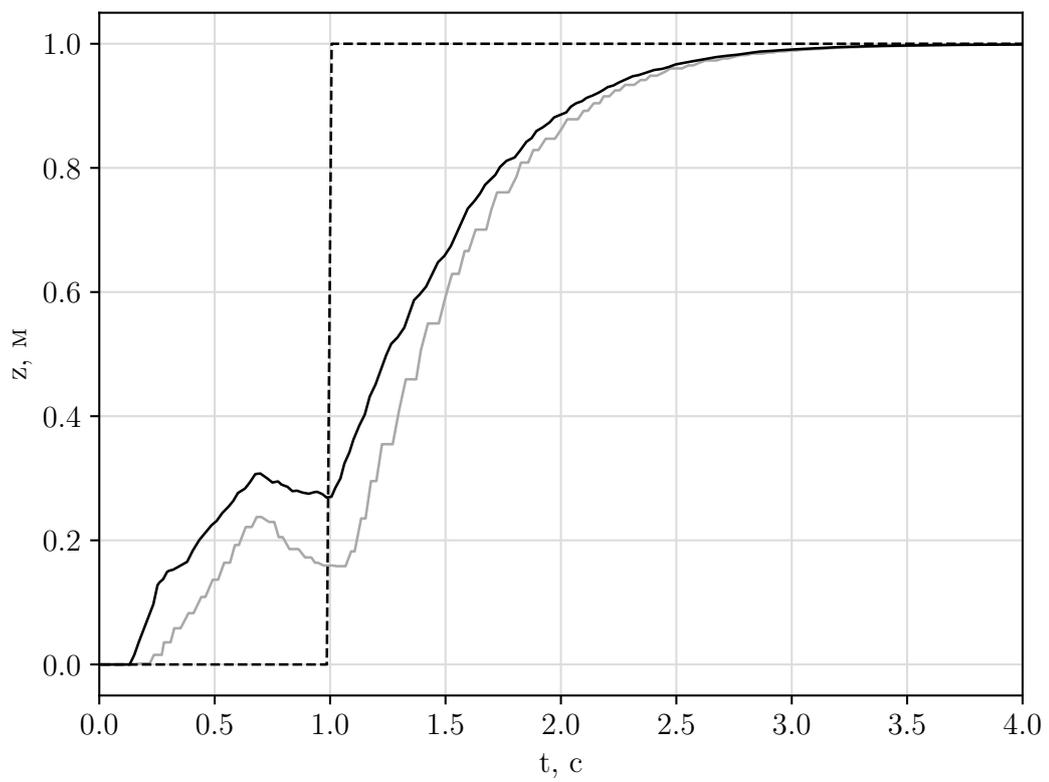


Рис 3.7: Проекция траектории на ось Z : исходная (серая), оцененная фильтром Калмана (чёрная) и заданная (пунктирная) координата

4 Результаты

4.1 Экспериментальная установка

В рамках проведения лётных испытаний в лаборатории сконструирован экспериментальный квадрокоптер, представленный на рис. 4.1. Основными элементами аппаратного оснащения собранного аппарата являются:

- Одноплатный компьютер Raspberry Pi 3
- Инерциальная система MPU9250
- Электронные регуляторы хода BLHeli

Для имитации сигнала GPS в помещении пространственные координаты определялись стационарной камерой, размещённой у потолка, по специальному маркеру, прикреплённому к верхней части квадрокоптера. Программные модули системы управления реализованы на языках C++/Python на основе Robot Operating System (ROS). Данный фреймворк предоставляет открытый комплекс библиотек для разработки программного обеспечения составных роботизированных систем, а также интерфейс передачи данных между компонентами системы управления.



Рис 4.1: Квадрокоптер для лётных экспериментов

4.2 Измерение задержек в системе управления

Аппаратные задержки, которые возникают в реальном эксперименте, приводят к рассогласованию сигналов на входе и на выходе системы управления. Применение аналитического экстраполятора (3.2) требует точно установить временное запаздывание, которое необходимо компенсировать. Для измерения возникающих задержек использованы сигналы с инерциальной системы и СОМ-порта, представленном на плате бортового компьютера. Выходы соответствующих пинов подключались к осциллографу. При добавлении записи в СОМ-порт в рабочем цикле любой из программ системы управления, на осциллографе регистрируется временная разница между получением отсчёта с инерциального датчика и его обработкой выбранным модулем. Измеренное смещение равно аппаратной задержке τ , возникающей между заданными компонентами.

В экспериментах установлено, что полная задержка нижнего уровня, т.е. разница между временами измерения инерциальной системы и выставления ШИМ-сигнала на регуляторах хода, составляет около 10 мс (рис. 4.2).

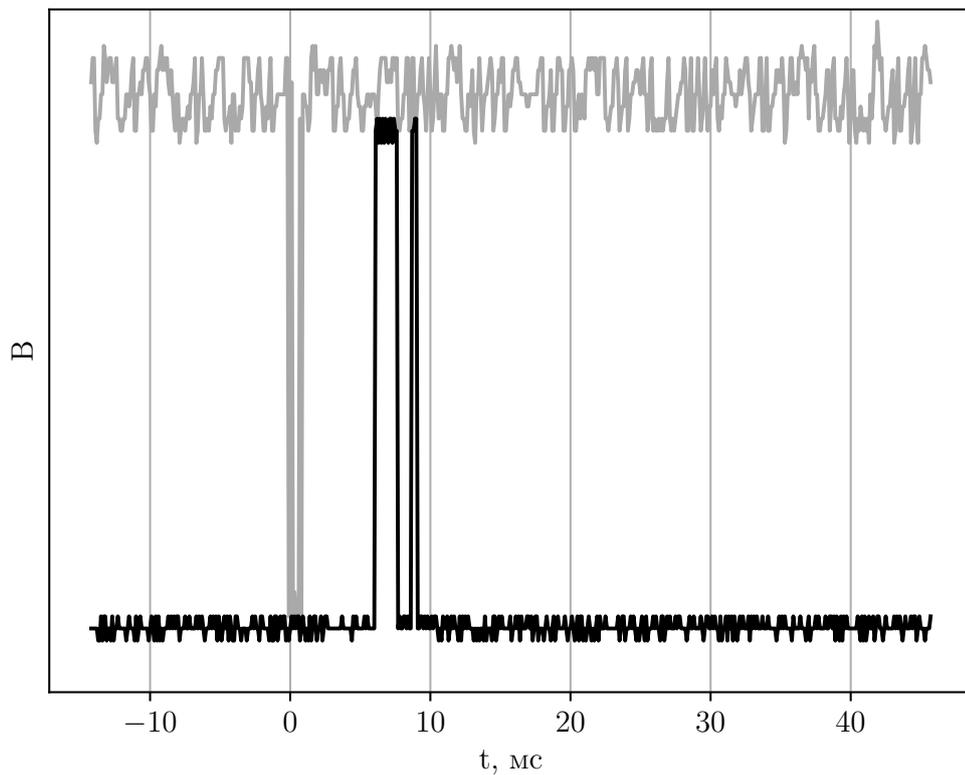


Рис 4.2: Осциллограмма задержки передачи данных

Результаты измерения временных задержек между последовательными модулями:

$$\tau(\text{IMU} \rightarrow \text{ФНЧ}) = 1 \text{ мс}$$

$$\tau(\text{ФНЧ} \rightarrow \text{Контроллер}) = 2 \text{ мс}$$

$$\tau(\text{Контроллер} \rightarrow \text{Драйвер моторов}) = 3 \text{ мс}$$

$$\tau(\text{Драйвер моторов} \rightarrow \text{ESC}) = 2 \text{ мс}$$

4.3 Характеристика моторов

Сила тяги и момент пропорциональны квадрату угловой скорости вращения пропеллеров. Скорость вращения приводов винтомоторной группы квадрокоптера контролируется длительностью высокого уровня сигнала широтно-импульсной модуляции (ШИМ), являющегося входным для электронных регуляторов хода. Для передачи на винты значений сил, полученных из матрицы перехода, необходимо установить зависимость ширины модулирующего сигнала от тяги. Наиболее простым случаем является линейный характер зависимости:

$$PWM = kF + b, \quad (4.1)$$

где PWM – ширина сигнала; F – тяга винтов; k , b – параметры, определяющиеся экспериментально. Стенд для нахождения пары коэффициентов и диапазона применимости (4.1) представлен на рис. 4.3. Квадрокоптер закреплён на весах винтами вниз. При заданной длительности ШИМ-сигнала возникает соответствующий вес, регистрируемый на опоре. На рис. 4.4 приведён графики зависимости длительности сигнала от создаваемой силы. Полученная характеристика позволяет выделить линейный участок, на котором для лётных экспериментов проводился перерасчёт силы тяги в ширину ШИМ-сигнала.



Рис 4.3: Стенд измерения зависимости тяги от длительности ШИМ-сигнала

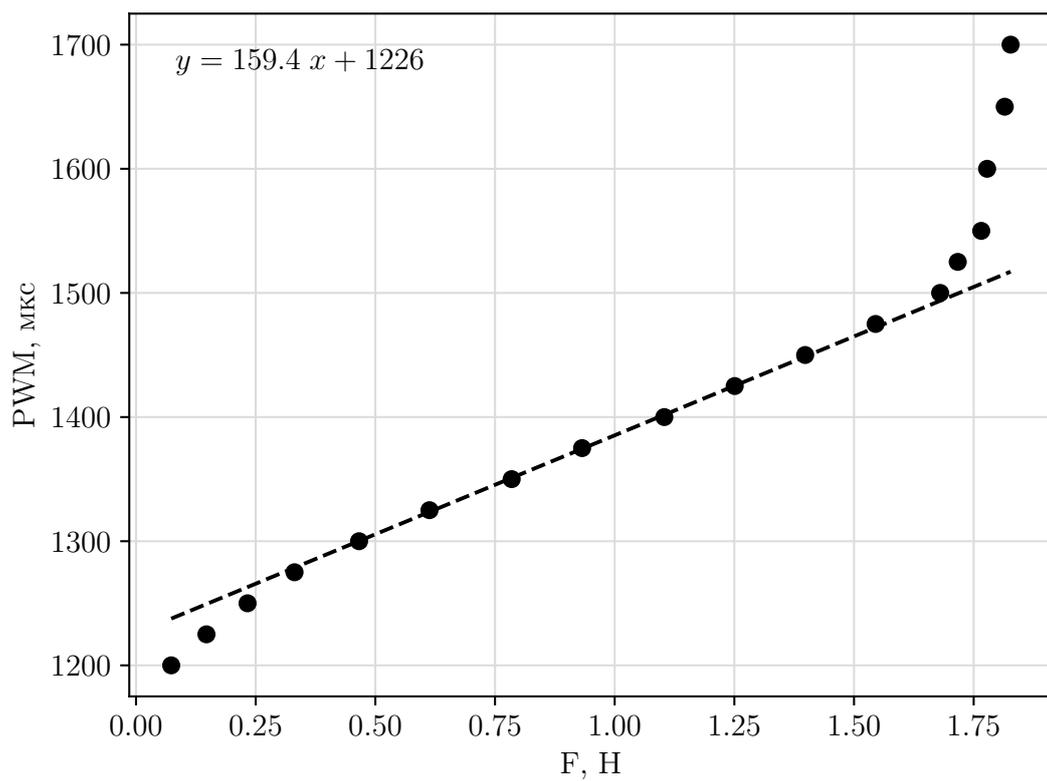


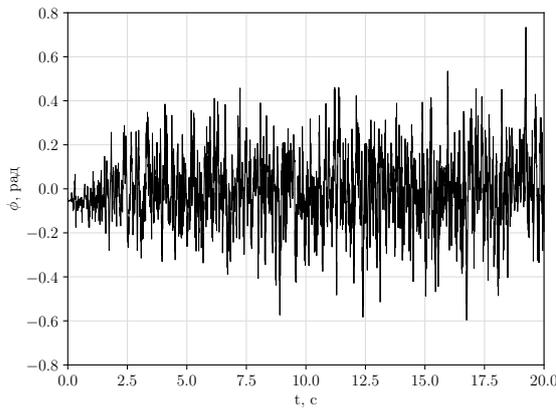
Рис 4.4: Характеристика приводов квадрокоптера

4.4 Результаты полётов

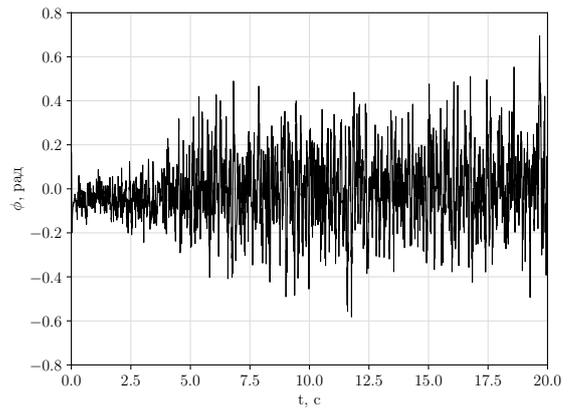
4.4.1 Режим стабилизации в горизонтальном положении

Под режимом стабилизации подразумевается удержание углов $\phi_{ref} = 0$ и $\theta_{ref} = 0$, то есть удержание квадрокоптера в горизонтальной плоскости по данным с инерциальной системы без координатного регулирования с камеры. В этом режиме управление осуществляется по моментам u_2, u_3 , тогда как $u_1 = const, u_4 = 0$. Точность удержания зависит от подбора параметра T фильтра нижних частот, а также коэффициентов a, k сигналов управлений. Результаты лётных экспериментов для различных сочетаний значений $T \in \{0.05; 0.15; 0.3\}$ и $a, k \in \{5; 10\}$ приведены на рис. 4.5. Наиболее плавный полёт в режиме стабилизации получилось достичь для тройки $(T, a, k) = (300, 10, 10)$.

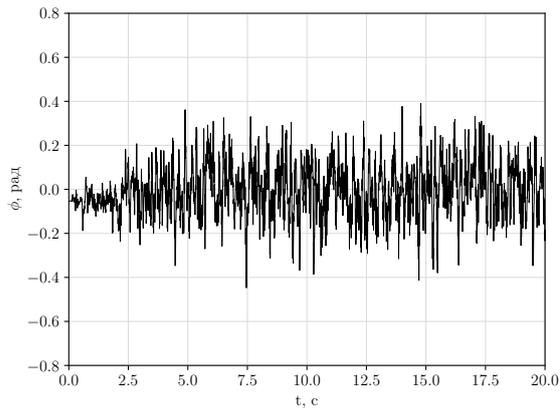
$$T = 50, a = k = 5$$



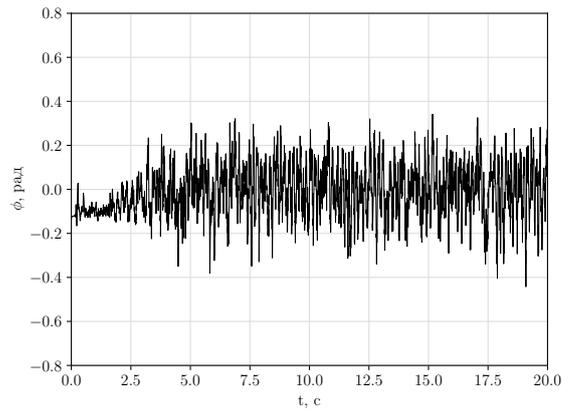
$$T = 50, a = k = 10$$



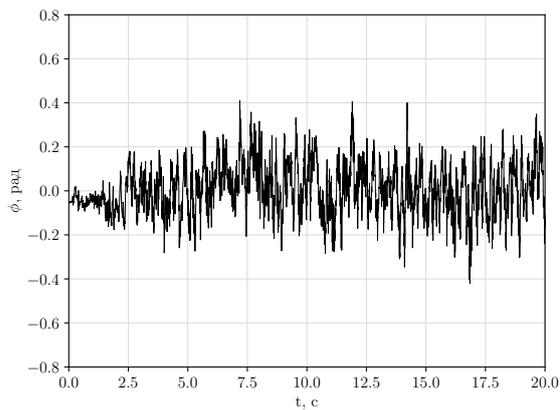
$$T = 150, a = k = 5$$



$$T = 150, a = k = 10$$



$$T = 300, a = k = 5$$



$$T = 300, a = k = 10$$

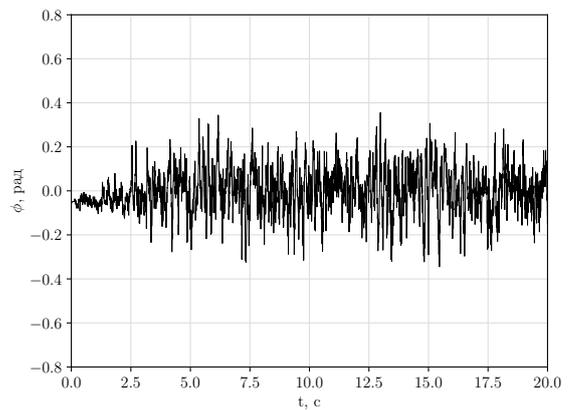


Рис 4.5: Удержание угла ориентации $\phi_{ref} = 0$ при различных параметрах системы управления

4.4.2 Режим удержания заданных углов

При проведении эксперимента для ненулевого смещения угла неизбежно возникает постоянный момент, стремящийся сместить аппарат вдоль направления наклона вокруг соответствующей оси. Для компенсации описанного эффекта применялась система растяжек вдоль оси наклона, которые позволяли удерживать аппарат в рабочей области. На рис. 4.6 пред-

ставлены результаты стабилизации при $\theta_{ref} = -0.5$. Результат переключения в полёте заданного угла с 0.2 до -0.2 и наоборот показан на рис. 4.7. Возникающее смещение текущего измерения от заданного угла связано со статистической ошибкой управлений (2.6)-(2.7).

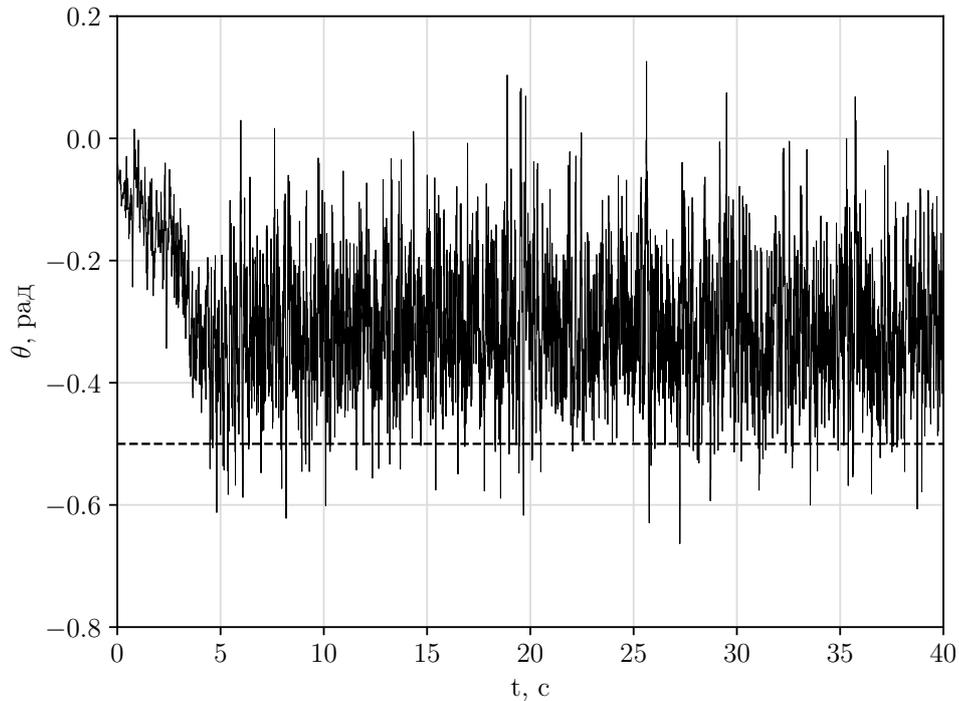


Рис 4.6: Удержание $\theta_{ref} = -0.5$: оцененный фильтром Калмана (сплошной) и заданный (пунктир) угол. Среднеквадратическое отклонение 0.03

4.4.3 Режим удержания заданной координаты

Результат удержания высоты $z_{ref} = 1$ при смещённом угле приведён на рис. 4.8. Переключение высоты со значения $z_{ref} = 1.2$ до $z_{ref} = 0.8$ и обратно показано на рис. 4.9. Статистическая ошибка управления (2.5) приводит к смещению координаты относительно заданного значения.

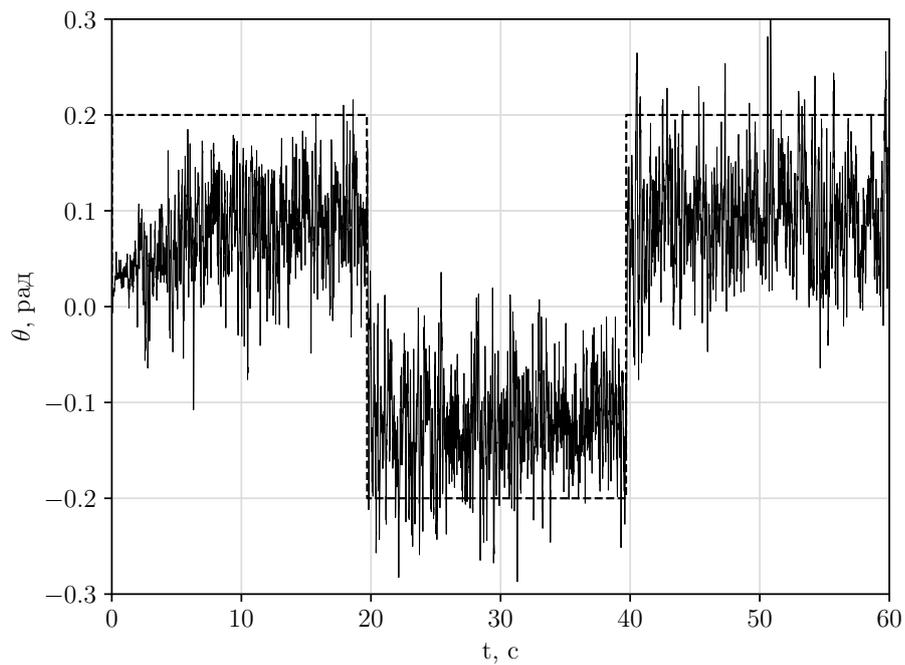


Рис 4.7: Удержание θ_{ref} при ступенчатом изменении: оцененный фильтром Калмана (сплошной) и заданный (пунктир) угол

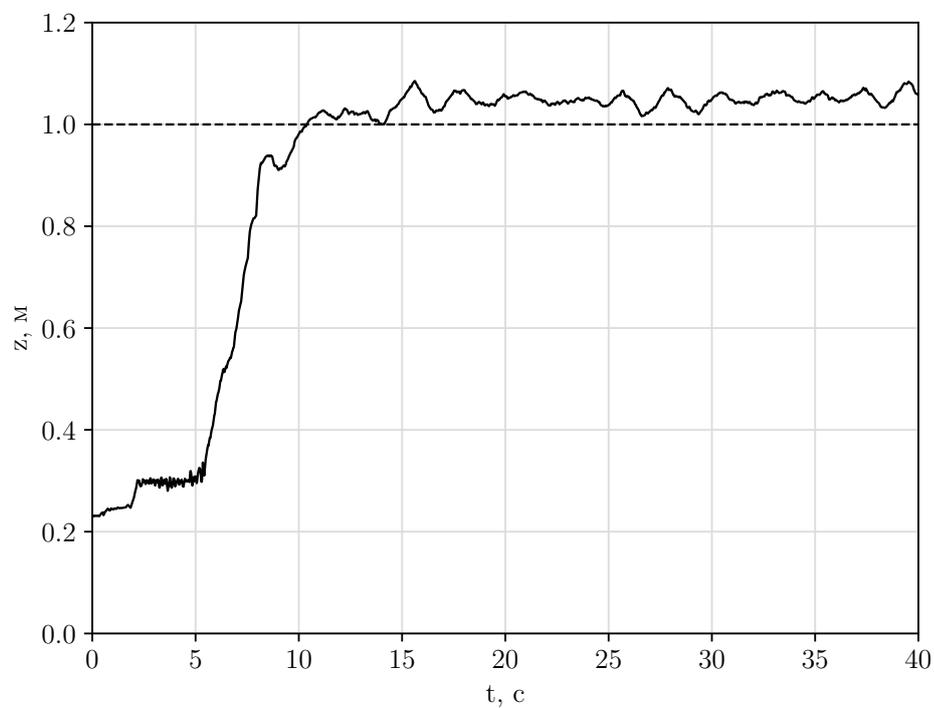


Рис 4.8: Удержание координаты $z_{ref} = 1$: оцененная фильтром Калмана (сплошная) и заданная (пунктирная) координата. Среднеквадратическое отклонение 0.01

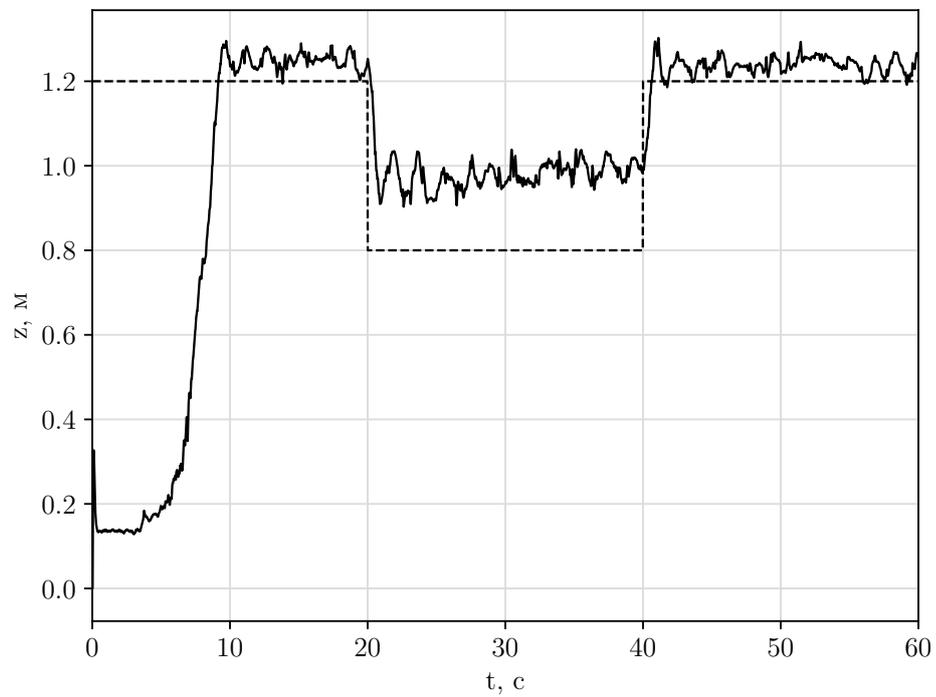


Рис 4.9: Удержание координаты z_{ref} при ступенчатом изменении: оцененная фильтром Калмана (сплошная) и заданная (пунктирная) координата

Заключение

Беспилотные летательные аппараты широко применяются в различных научных и технических приложениях. Полётные регуляторы на основе линейных уравнений обеспечивают удержание аппарата при малых отклонениях от положения равновесия, тогда как нелинейные регуляторы обеспечивают устойчивость аппарата при больших отклонениях или в составе сложных систем. Данная работа описывает практическую реализацию регулятора на основе нелинейных уравнений. В рамках исследования разработана структурная схема взаимодействия физических и программных модулей системы управления с использованием Robot Operating System. Получены результаты программно-аппаратного моделирования с учётом шумов и временных задержек экспериментальной системы. Для проведения лётных экспериментов сконструирован аппарат выбранной конфигурации. Результаты полётов подтвердили эффективность разработанной системы управления.

Список литературы

- [1] Kuszniir Tom, Smoczek Jarosław. Quadrotor UAV control for transportation of cable suspended payload // Journal of KONES. — 2019. — Vol. 26.
- [2] Using UAVs for map creation and updating. A case study in Rwanda / M Koeva, M Muneza, C Gevaert et al. // Survey Review. — 2018. — Vol. 50, no. 361. — P. 312–325.
- [3] Dimova AS, Kotov K Yu, Maltsev AS. Trajectory control of a quadrotor carrying a cable-suspended load // 2020 24th International Conference on System Theory, Control and Computing (ICSTCC) / IEEE. — 2020. — P. 501–505.
- [4] Modeling, control and design of a quadrotor platform for indoor environments : Rep. / Arizona State University ; Executor: Shi Lu : 2018.
- [5] A complementary filter for attitude estimation of a fixed-wing UAV / Mark Euston, Paul Coote, Robert Mahony et al. // 2008 IEEE/RSJ international conference on intelligent robots and systems / IEEE. — 2008. — P. 340–345.
- [6] Tomaszewski Dariusz, Rapiński Jacek, Pelc-Mieczkowska Renata. Concept of AHRS algorithm designed for platform independent IMU attitude alignment // Reports on Geodesy and Geoinformatics. — 2017. — Vol. 104.

- [7] Wang Li, Zhang Zheng, Sun Ping. Quaternion-based Kalman filter for AHRS using an adaptive-step gradient descent algorithm // International Journal of Advanced Robotic Systems. — 2015. — Vol. 12, no. 9. — P. 131.
- [8] Li Jun, Li Yuntang. Dynamic analysis and PID control for a quadrotor // 2011 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation / IEEE. — 2011. — P. 573–578.
- [9] Self-tuning PID control design for quadrotor UAV based on adaptive pole placement control / Jinpeng Yang, Zhihao Cai, Qing Lin, Yingxun Wang // 2013 Chinese Automation Congress / IEEE. — 2013. — P. 233–237.
- [10] Amoozgar Mohammad Hadi, Chamseddine Abbas, Zhang Youmin. Fault-tolerant fuzzy gain-scheduled PID for a quadrotor helicopter testbed in the presence of actuator faults // IFAC Proceedings Volumes. — 2012. — Vol. 45, no. 3. — P. 282–287.
- [11] Madani Tarek, Benallegue Abdelaziz. Backstepping control for a quadrotor helicopter // 2006 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems / IEEE. — 2006. — P. 3255–3260.
- [12] Kendoul Farid, Yu Zhenyu, Nonami Kenzo. Guidance and nonlinear control system for autonomous flight of minirotorcraft unmanned aerial vehicles // Journal of Field Robotics. — 2010. — Vol. 27, no. 3. — P. 311–334.
- [13] Kendoul Farid. Survey of advances in guidance, navigation, and control of unmanned rotorcraft systems // Journal of Field Robotics. — 2012. — Vol. 29, no. 2. — P. 315–378.

- [14] Beard Randal W. Quadrotor dynamics and control // Brigham Young University. — 2008. — Vol. 19, no. 3. — P. 46–56.

- [15] Moore Charles F, Cecil L, Smith Murrill. Improved algorithm for direct digital control. — Louisiana State University, Department of Chemical Engineering, 1970.