

Моделирование и симуляция управления квадрокоптером с использованием каскадного PID-контроллера в MATLAB

М.Ю. Серебряков

Санкт-Петербургский Государственный Морской Технический Университет

Аннотация: Рассматривается задача моделирования динамики и управления квадрокоптером с применением каскадной системы на базе пропорционально-интегрально-дифференциальных регуляторов. Цель исследования – создание математической модели динамики аппарата и разработка алгоритма, способного преобразовывать ошибки положения в корректирующие команды для изменения углов наклона. В работе используются методы дискретного интегрирования уравнений движения и симуляции в MATLAB, что позволяет обеспечить устойчивое позиционирование в условиях внешних возмущений и динамических ограничений. Полученные результаты демонстрируют значительное снижение расхождения между текущей позицией и заданной точкой, а также существенное повышение точности управления, несмотря на выявленные остаточные погрешности, требующие дальнейшей оптимизации алгоритмов.

Ключевые слова: квадрокоптер, динамика полёта, математическое моделирование, каскадное управление, позиционный регулятор, ориентационный регулятор, оптимизация управления.

Введение

В последние десятилетия наблюдается стремительное развитие беспилотных летательных аппаратов, что нашло широкое применение в таких областях, как мониторинг окружающей среды, инспекция инфраструктуры, доставка грузов и аварийно-спасательные операции [1–3]. Квадрокоптеры, как один из наиболее универсальных типов беспилотных аппаратов, привлекают особое внимание благодаря своей манёвренности и относительной простоте конструкции. Однако обеспечение стабильного полёта и точного позиционирования в условиях неопределённости внешней среды остаётся одной из ключевых технических задач. Для её решения необходимо разработать эффективные системы управления, способные компенсировать нелинейные динамические эффекты, внешние возмущения и ограничения аппаратных характеристик.

Множество исследователей уделяли внимание алгоритмам управления квадрокоптерами. В ряде работ описаны методы, основанные на классических алгоритмах пропорционально-интегрально-дифференциального регулирования, линейно-квадратичных регуляторах, управлении с предсказанием модели и адаптивных подходах. Некоторые публикации демонстрируют успешное применение каскадного управления, где внешний цикл позиционного регулирования преобразует ошибку положения в корректирующие команды для внутреннего цикла ориентационного управления. Однако большинство этих исследований фокусируется на отдельных аспектах системы управления, не рассматривая в комплексе вопросы интеграции каскадной архитектуры и моделирования динамики моторов с учётом задержек отклика. Анализ литературы показывает, что существующие подходы имеют как достоинства, например визуализацию работы в реальной среде, [4] или генерацию оптимальной траектории в реальном времени [5], так и ограничения, что подтверждают результаты, такие как неполное соответствие группам вращений, описанным в [6].

Несмотря на значительный объём исследований в области управления квадрокоптерами, ряд вопросов остаётся недостаточно изученными. В частности, интеграция внешнего позиционного и внутреннего ориентационного циклов в единую каскадную систему управления не получила должного внимания. Кроме того, многие исследования используют упрощённые модели динамики моторов, не учитывающие задержки отклика, что приводит к накоплению систематических ошибок в позиционировании. Эти аспекты требуют дальнейшего изучения, так как противоречия между результатами различных исследований и отсутствие комплексного подхода свидетельствуют о необходимости расширения существующих моделей.

Целью настоящего исследования является разработка и симуляция каскадной системы управления квадрокоптером, основанной на интеграции внешнего пропорционально-интегрально-дифференциального контроллера, генерирующего требуемые ускорения, с внутренним циклом ориентационного управления, преобразующим ускорения в корректирующие команды для моторов. Для достижения поставленной цели решаются следующие задачи:

- Формулировка математической модели динамики квадрокоптера с учетом линейных и вращательных движений;
- Разработка алгоритма преобразования ошибок положения в желаемые углы наклона;
- Моделирование динамики моторов с использованием фильтра первого порядка для учёта задержек отклика;
- Проведение симуляционных экспериментов в MATLAB для оценки эффективности предложенного подхода.

Методы исследования

В настоящем исследовании для моделирования динамики квадрокоптера и реализации системы управления применяется каскадная архитектура, состоящая из двух взаимосвязанных циклов: внешнего (позиционного) и внутреннего (ориентационного). Подход к моделированию динамики и разработке алгоритмов управления опирается на современные исследования в области автономного полёта беспилотных летательных аппаратов, такие как нелинейные контроллеры, описанные в [6], или простая аэродинамика, описанная в [7]. Ниже приведено подробное описание используемых моделей, формул и алгоритмов.

Модель динамики квадрокоптера

Положение квадрокоптера задается вектором:

$$r = [x, y, z]^T,$$

его динамика задаётся вторым законом Ньютона:

$$m\ddot{r} = F_{thrust} + mg,$$

где: m – масса аппарата, \ddot{r} – вектор линейного ускорения, F_{thrust} – суммарная тяга, генерируемая моторами, $g = [0, 0, -g]^T$ – вектор ускорения свободного падения.

При малых углах наклона, суммарная тяга направлена вдоль оси тела, то позволяет записать компоненты ускорения следующим образом [8, 9]:

$$\begin{aligned}\ddot{x} &\approx \frac{T}{m} \sin \theta, \\ \ddot{y} &\approx -\frac{T}{m} \sin \phi, \\ \ddot{z} &\approx \frac{T}{m} \cos \phi \cos \theta - g,\end{aligned}$$

где: T – суммарная тяга, ϕ – угол крена, θ – угол тангажа.

Обновление положения и скорости производится по дискретным формулам:

$$r(t + dt) = r(t) + \dot{r}(t)dt + \frac{1}{2}\ddot{r}(t)dt^2,$$

$$\dot{r}(t + dt) = \dot{r}(t) + \ddot{r}(t)dt.$$

Угловые переменные задаются вектором Эйлера:

$$\theta = [\phi, \theta, \varphi]^T,$$

где φ – рыскание.

Для упрощения динамика вращения моделируется дискретными уравнениями:

$$\theta(t + dt) = \theta(t) + \dot{\theta}(t)dt + \frac{1}{2}\ddot{\theta}(t)dt^2,$$

$$\dot{\theta}(t + dt) = \dot{\theta}(t) + \ddot{\theta}(t)dt.$$

Эти соотношения позволяют обновлять углы и угловые скорости квадрокоптера на каждом шаге интегрирования. Подобный подход к моделированию динамики описан в [7], где обсуждается преобладающая аэродинамика, и в [10], где речь идет о зависимости от воздушного потока.

Система каскадного управления

Такая система управления включает два независимых цикла: внешний и внутренний. Целью внешнего цикла является генерация требуемого ускорения a_{des} на основе ошибки положения:

$$e_p = r_{ref} - r,$$

где $r_{ref} = [x_{ref}, y_{ref}, z_{ref}]^T$ – целевое положение [10]. Управляющее воздействие рассчитывается по классической схеме ПИД:

$$a_{des} = K_p e_p + K_i \int e_p dt + K_d \frac{de_p}{dt}.$$

Прежде чем приступить ко второму циклу, необходимо выполнить преобразование горизонтальных ускорений в желаемые углы. Для создания горизонтального ускорения необходимо наклонить аппарат. При малых углах справедливо приближение:

$$a_x \approx \frac{T}{m} \sin \theta, \quad a_y \approx -\frac{T}{m} \sin \phi,$$

где $T \approx m(g + a_{des,z})$ – суммарная тяга, $a_{des,z}$ – желаемое ускорение по оси z . Таким образом, согласно [9, 13, 15]:

$$\theta_{des} = \arcsin\left(\frac{a_x}{g + a_{des,z}}\right), \quad \phi_{des} = -\arcsin\left(\frac{a_y}{g + a_{des,z}}\right).$$

Для корректности вычислений значения аргументов функции \arcsin нормируются так, чтобы их модуль не превышал 1:

$$\frac{a_x}{g + a_{des,z}} \in [-1, 1], \quad \frac{a_y}{g + a_{des,z}} \in [-1, 1].$$

Ориентационный цикл стремится обеспечить достижение желаемых углов. Ошибка ориентации определяется как:

$$e_\theta = \theta_{ref} - \theta,$$

где $\theta_{ref} = [\phi_{des}, \theta_{des}, \varphi_{des}]$. Требуемое угловое ускорение определяется аналогичной PID-схемой:

$$\ddot{\theta}_{des} = K_{p,\theta} e_\theta + K_{i,\theta} \int e_\theta dt + K_{d,\theta} \frac{de_\theta}{dt}.$$

Эффективность данного каскадного подхода подтверждается в [11], где отклонения считаются пренебрежимо малыми.

Микширование тяги и динамика моторов

После получения требуемых ускорений на внешнем и внутреннем циклах необходимо преобразовать команды управления в индивидуальные команды для моторов. Общая суммарная тяга может быть определена, как:

$$u_1 = m(g + a_{des,z}).$$

Пусть моменты, необходимые для корректировки ориентации, задаются по следующим формулам:

$$u_2 = I_{xx} \ddot{\phi}_{des}, \quad u_3 = I_{yy} \ddot{\theta}_{des}, \quad u_4 = I_{zz} \ddot{\varphi}_{des},$$

где I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} – моменты инерции аппарата по соответствующим осям [6, 8].

При равномерном распределении тяги базовое значение для каждого мотора:

$$baseline = \frac{u_1}{4}.$$

Поправки для каждого двигателя определяются через расстояние L от центра масс до двигателя:

$$\Delta_{roll} = \frac{u_2}{2L}, \Delta_{pitch} = \frac{u_3}{2L}, \Delta_{yaw} = \frac{u_4}{4}.$$

Таким образом, командные значения тяги для четырёх моторов:

$$T_1 = baseline - \Delta_{roll} - \Delta_{pitch} + \Delta_{yaw},$$

$$T_2 = baseline + \Delta_{roll} - \Delta_{pitch} - \Delta_{yaw},$$

$$T_3 = baseline + \Delta_{roll} + \Delta_{pitch} + \Delta_{yaw},$$

$$T_4 = baseline - \Delta_{roll} + \Delta_{pitch} - \Delta_{yaw}.$$

Подобный метод микширования описан в [12].

Для учета задержки отклика моторов применяется модель первого порядка, широко используемая в современных исследованиях [7, 10]:

$$\dot{T}_i = \frac{T_{cmd,i} - T_i}{\tau},$$

где: $T_{cmd,i}$ – командное значение тяги для i -го мотора, T_i – фактическая тяга i -го мотора, τ – постоянная времени мотора.

При дискретном моделировании обновление фактической тяги производится по формуле:

$$T_i(t + dt) = T_i(t) + dt \times \frac{T_{cmd,i} - T_i(t)}{\tau}.$$

Реализация в MATLAB

Для реализации модели управления в MATLAB используется объектно-ориентированный подход. Основные компоненты – два класса, один реализует алгоритм PID-регулирования с интегральной и дифференциальной составляющими, механизм предотвращения насыщения интегрального звена [7], а другой – моделирует динамику квадрокоптера, включая линейную и вращательную динамику, а также динамику моторов с фильтром первого порядка [6].

Основной скрипт содержит реализацию каскадного управления, где:

1. На внешнем цикле рассчитывается ошибка положения и генерируется требуемое ускорение;

2. Горизонтальные компоненты ускорения преобразуются в желаемые углы наклона;
3. На внутреннем цикле производится регулирование ориентации аппарата;
4. Система микширования преобразует команды управления в индивидуальные команды для моторов;
5. Состояние квадрокоптера обновляется с использованием дискретного интегрирования:

$$r(t + dt) = r(t) + \dot{r}(t)dt + \frac{1}{2}\ddot{r}(t)dt^2,$$

$$\dot{r}(t + dt) = \dot{r}(t) + \ddot{r}(t)dt,$$

$$\theta(t + dt) = \theta(t) + \dot{\theta}(t)dt + \frac{1}{2}\ddot{\theta}(t)dt^2,$$

$$\dot{\theta}(t + dt) = \dot{\theta}(t) + \ddot{\theta}(t)dt.$$

6. Результаты симуляции сохраняются для последующего анализа и построения графиков.

Таким образом, предлагаемая методология базируется на современных подходах к моделированию динамики БПЛА и интегрирует проверенные методы каскадного управления, что подтверждено современными исследованиями. В [12] такая система используется для исследования обрушившихся зданий, а в [13] описано, как похожая система устойчива к неизвестным неопределенностям и внешним возмущениям.

Результаты

Для тестирования моделирования квадрокоптер инициализируется следующим образом: его начальное положение – [4,5, -0,5, 4], начальная скорость – [1, 5, 0], а начальные углы Эйлера – [2, 0, 1] радиан. Кроме того, начальные угловые скорости генерируются в процессе инициализации моделирования. Цели управления определены комплексно: квадрокоптер должен достичь целевого положения [1, -4, 1.3], целевой скорости [0, 0, 0] и

получить желаемую ориентацию, заданную целевыми углами Эйлера $[0, 0, 0]$, что соответствует ровному положению. Этот полный набор начальных и целевых значений состояния - включая положение, скорость, углы Эйлера и угловые скорости – служит основой для наших экспериментов по моделированию. Как в системе с независимым ПИД-регулятором, так и в каскадной системе управления эти значения остаются неизменными, что позволяет напрямую сравнивать два подхода.

Независимые ПИД-регуляторы

В первом варианте реализации используются два независимых ПИД-регулятора: один для управления положением, другой для управления ориентацией. В этой конфигурации ПИД-регулятор положения рассчитывает необходимое ускорение, основываясь исключительно на ошибке между текущим положением и целевым положением, а ПИД-регулятор ориентации независимо регулирует угловые ускорения, чтобы минимизировать ошибку между текущими углами Эйлера и желаемыми углами Эйлера. Не существует явного механизма, связывающего компоненты горизонтального ускорения с углами наклона, необходимыми для создания боковых сил.

Результаты, представленные на рис. 1 и в таблице 1, показывают эволюцию показателей квадрокоптера в различные временные интервалы.

Таблица № 1

Динамика движения квадрокоптера с двумя независимыми ПИД-регуляторами

Время	Позиция, [x, y, z]	Скорость, [v_x, v_y, v_z]	Углы, [ϕ, θ, ψ]	Угловая скорость
1	5.44, 2.81, 2.44	0.70, 1.59, -1.22	0.08, -0.01, 0.41	-0.49, 0.55, -0.11
2	6.38, 3.93, 1.70	0.89, 0.78, -0.42	-0.06, -0.02, 0.30	-0.25, 0.52, -0.11
3	7.46, 4.70, 1.44	0.97, 0.67, -0.15	-0.08, -0.03, 0.18	-0.21, 0.53, -0.11

4	8.57, 5.41, 1.35	0.99, 0.65, -0.05	-0.09, -0.03, 0.07	-0.22, 0.53, -0.11
5	9.70, 6.12, 1.31	0.99, 0.65, -0.02	-0.09, -0.04, -0.05	-0.22, 0.54, -0.11

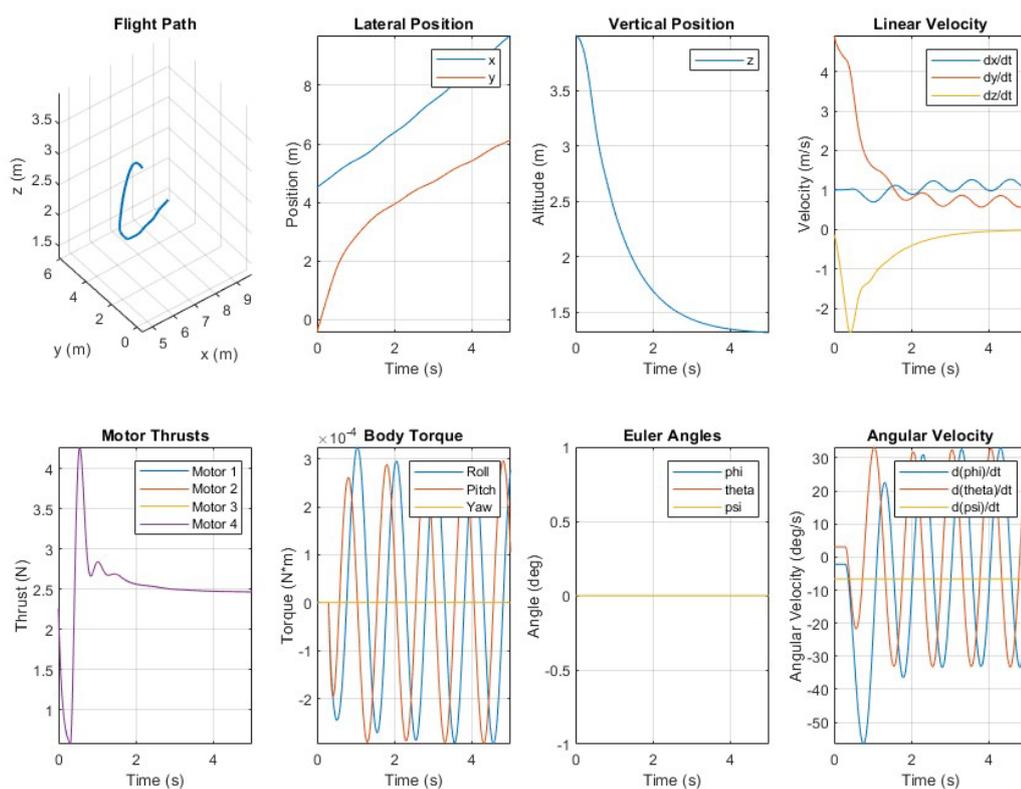


Рис. 1. – Графики изменения параметров квадрокоптера при использовании двух независимых ПИД-регуляторов

В результате, хотя каждый контроллер постепенно уменьшает ошибку в своей области, общая производительность системы снижается из-за отсутствия координации между поступательной и вращательной динамикой. Например, недостаточная регулировка наклона ограничивает генерацию эффективных боковых сил, что, в свою очередь, приводит к замедлению сближения с целевым положением, особенно в горизонтальной плоскости. Результаты моделирования показывают, что, хотя квадрокоптеру удастся частично скорректировать свое положение и ориентацию, остаются

остаточные ошибки, которые препятствуют оптимальному сближению с желаемым состоянием.

Каскадное управление

При каскадной реализации управления общая задача управления делится на два взаимосвязанных контура. Внешний контур направлен на регулирование положения квадрокоптера путем определения необходимых ускорений для уменьшения расхождения между текущим и целевым положением. Вычисленные ускорения, особенно в горизонтальном направлении, затем преобразуются в желаемые углы наклона. Эти желаемые углы служат в качестве заданного значения для внутреннего контура, который отвечает за стабилизацию ориентации транспортного средства.

Подход обеспечивает не только уменьшение ошибки позиционирования, но и соответствующую регулировку угла наклона для создания боковых сил, необходимых для эффективного маневрирования. Благодаря такой связи управления движением, каскадная система достигает более гармоничного и отзывчивого поведения по сравнению с независимым управлением положением и ориентацией.

Результаты, представленные на рис. 2 и в таблице 2, показывают эволюцию показателей квадрокоптера в различные временные интервалы.

Таблица № 2

Динамика движения квадрокоптера с каскадным управлением

Время	Позиция, [x, y, z]	Скорость, [v_x , v_y , v_z]	Углы, [ϕ , θ , ψ]	Угловая скорость
1	5.13, 2.48, 2.40	-0.76, -0.10, -1.38	0.52, -0.52, 0.52	1.39, -1.25, 0.16
2	1.58, -0.49, 1.64	-4.02, -4.61, -0.43	0.18, 0.42, 0.52	-0.23, 0.93, 0.16
3	0.34, -4.70, 1.34	1.63, -1.96, -0.20	-0.51, 0.47, 0.52	0.33, -0.28, 0.16
4	2.52, -4.54, 1.26	0.30, 2.15, -0.07	-0.41, -0.43, 0.52	0.43, 1.02, 0.16

			0.52	
5	1.48, -2.64, 1.24	-2.69, -0.12, 0.03	0.22, -0.31, 0.52	-1.39, 1.38, 0.16

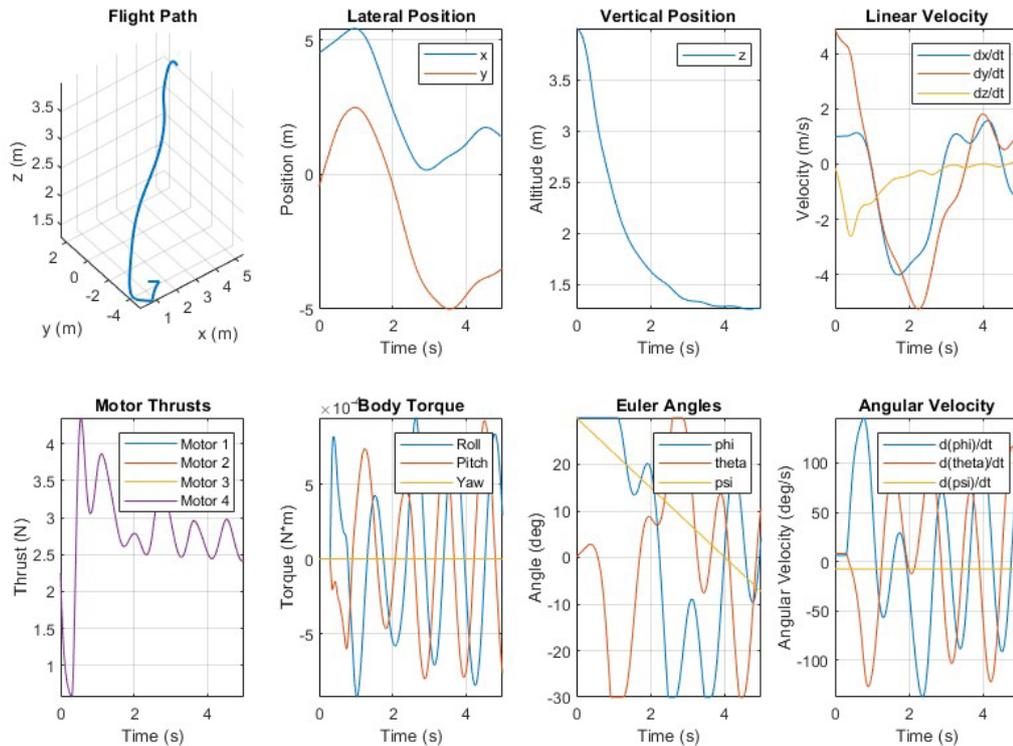


Рис. 2. – Графики изменения параметров квадрокоптера при использовании каскадного управления

Имитационные эксперименты показывают, что квадрокоптер быстрее сходится к целевому состоянию с помощью этого каскадного метода, демонстрируя уменьшение остаточных ошибок как в траектории, так и в ориентации. В целом, эта итерация подчеркивает преимущества интеграции управления положением и ориентацией, что повышает устойчивость и эффективность системы управления полетом в динамических условиях. Однако конечное положение по оси y показывает остаточную ошибку.

Обсуждение

В ходе симуляционных экспериментов предложенная система каскадного управления квадрокоптером продемонстрировала возможность приближения аппарата к заданной целевой точке. При этом наблюдаются как положительные стороны, так и ограничения разработанной методологии.

Анализ результатов

Симуляционные данные показали, что внешний PID-контроллер эффективно генерирует требуемое ускорение на основе ошибки положения, а преобразование горизонтальных ускорений в желаемые углы наклона позволяет задействовать внутренний цикл для коррекции траектории. Например, наблюдалось, что в динамике полёта квадрокоптер постепенно сокращает ошибку между текущим положением и целевой точкой, что соответствует результатам, опубликованным в [13], когда такой способ также справляется с эффектами изменяющихся во времени задержек в замкнутом контуре, требуя лишь знания верхних границ задержек. Однако, несмотря на тенденцию к уменьшению ошибки, остаётся остаточная разница между заданной и достигнутой точками, что свидетельствует о наличии систематических ограничений.

Ограничения модели

Одной из причин появления остаточной ошибки является ограничение максимального угла наклона, которое введено для предотвращения чрезмерного перегрузки и обеспечения устойчивости аппарата. В текущей модели это ограничение было увеличено до $\pi/6$ для улучшения динамики, однако даже такое значение может быть недостаточным для быстрого устранения значительных горизонтальных ошибок, особенно при резких изменениях целевой позиции. Кроме того, модель динамики моторов, реализованная через фильтр первого порядка, не учитывает более сложные

нестационарные эффекты, такие как нелинейности в распределении тяги или динамику изменения характеристик моторов при изменении рабочих режимов .

Сравнение с современными исследованиями

Результаты этого исследования коррелируют с выводами, полученными в других работах, где каскадное управление применялось для стабилизации и позиционирования квадрокоптеров [12, 14]. Например, в [12] показано, что подобный подход позволяет добиться стабильного полёта даже в условиях внешних возмущений, однако авторы также отмечают необходимость дальнейшей оптимизации алгоритмов для минимизации устойчивой ошибки. Аналогичные результаты получены в [14], где внедрение методов адаптивного или оптимального управления дополнительно улучшает точность позиционирования.

Направления для будущих исследований

Для устранения выявленных ограничений предлагается рассмотреть следующие направления:

1. Оптимизация параметров PID-контроллеров. Применение алгоритмов адаптивной настройки или методов оптимизации позволит подобрать оптимальные коэффициенты для минимизации ошибки в устойчивом режиме.
 2. Внедрение более сложных моделей динамики моторов. Расширение модели за счёт учета нелинейных эффектов, динамики изменения характеристик моторов и влияния внешних факторов может значительно повысить реалистичность симуляции.
 3. Применение альтернативных методов управления. Рассмотрение методов, таких как линейно-квадратичное регулирование, управление с предсказанием модели или глубокое обучение, может обеспечить более
-

точное и адаптивное управление квадрокоптером в условиях неопределённости.

4. Интеграция обратной связи с датчиков. Включение в модель датчиков с учетом их шума и задержек позволит провести более реалистичную оценку устойчивости системы и её чувствительности к внешним воздействиям.

Предложенная методология демонстрирует потенциал для обеспечения стабильного полёта и точного позиционирования квадрокоптера, однако остаётся пространство для дальнейших улучшений. Эти улучшения могут повысить как динамическую отзывчивость системы, так и её устойчивость к внешним возмущениям, что имеет высокую практическую значимость для разработки современных беспилотных летательных аппаратов.

Заключение

В данной статье предложена методология моделирования и каскадного управления квадрокоптером, основанная на использовании двух взаимосвязанных PID-контроллеров: внешнего для позиционного управления и внутреннего для стабилизации ориентации. Реализованная система управления позволяет на основе ошибки положения генерировать требуемое ускорение, преобразовывать горизонтальные компоненты этого ускорения в желаемые углы наклона, а затем корректировать ориентацию аппарата для достижения целевой точки.

Основные результаты исследования подтверждают, что предложенный подход способен существенно уменьшить ошибку между текущим положением квадрокоптера и заданной точкой, несмотря на наличие остаточной ошибки. Анализ симуляционных данных продемонстрировал, что каскадная схема управления, реализованная в MATLAB, обеспечивает стабильность полёта в условиях ограничений по максимальному углу наклона и задержек отклика моторов. Однако остаточная ошибка, а также

приближения, использованные в модели динамики моторов и аэродинамики, указывают на необходимость дальнейшей оптимизации.

Представленное исследование демонстрирует потенциал каскадного управления для повышения точности позиционирования квадрокоптера и служит отправной точкой для дальнейших исследований в области разработки устойчивых и адаптивных систем управления беспилотными летательными аппаратами.

Литература

1. Кавелин А.С., Тютина А.Д., Нуриев В.Э., Колотиенко М.А. Использование квадрокоптеров для обследования объектов // Инженерный вестник Дона, 2019, №7. URL: ivdon.ru/ru/magazine/archive/N7y2019/6108
2. Кудасова А.С., Тютина А.Д., Сокольникова Э.В. Применение беспилотных летательных аппаратов в строительстве // Инженерный вестник Дона, 2021, №8. URL: ivdon.ru/ru/magazine/archive/n8y2021/7125.
3. Сафин М.А., Бикбулатов Р.И., Пирогова А.М. Повышение эффективности автоматической идентификации разливов нефти с помощью беспилотных летательных аппаратов // Инженерный вестник Дона, 2022, №12. URL: ivdon.ru/ru/magazine/archive/n12y2022/8046.
4. Соловьев П.Р., Савина Л.Ю., Захаркина С.В., Масанов Д.В., Рыжкова Е.А. Разработка системы управления квадрокоптером в SimMechanics // Инженерный вестник Дона, 2023, №12. URL: ivdon.ru/ru/magazine/archive/n12y2023/8906.
5. Mellinger D., Kumar V. Minimum snap trajectory generation and control for quadrotors // 2011 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2011. pp. 2520-2525.

6. Lee T., Leok M., McClamroch N. H. Geometric tracking control of a quadrotor UAV on SE(3) // 49th IEEE Conference on Decision and Control, 2010. pp. 5420-5425.
 7. Mahony R., Kumar V., Corke P. Multirotor Aerial Vehicles: Modeling, Estimation, and Control of Quadrotor // IEEE Robotics & Automation Magazine, 2012, V. 19, pp. 20-32.
 8. Faessler M., Fontana F., Forster C., Mueggler E., Pizzoli M., Scaramuzza D. Autonomous, Vision-based Flight and Live Dense 3D Mapping with a Quadrotor Micro Aerial Vehicle // J. Field Robotics, 2016. V. 33, pp. 431-450.
 9. Elmokadem AV., Savkin T. Towards Fully Autonomous UAVs: A Survey // Sensors. 2021 V. 21. № 18:6223.
 10. Hoffmann G., Huang H., Waslander S., Tomlin C. Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
 11. Njinwoua B. J., A.V. Cascade attitude control of a quadcopter in presence of motor asymmetry // IFAC-PapersOnLine, 2018. V. 51. pp. 113-118.
 12. Kumar V., Michael N. Opportunities and challenges with autonomous micro aerial vehicles // The International Journal of Robotics Research, 2012. V. 31, pp. 1279-1291.
 13. Li J., Mou S., Zhang D. A Novel Adaptive Robust Control Algorithm for Quadrotor UAV // 2021 6th International Conference on Robotics and Automation Engineering, 2021. pp. 50-54.
 14. Paiva E. A., Soto J. C., Salinas J. A., Ipanaqué W. Modeling and PID cascade control of a Quadcopter for trajectory tracking // 2015 CHILEAN Conference on Electrical, Electronics Engineering, Information and Communication Technologies, 2015. pp. 809-815.
-

References

1. Kavelin A.S., Tyutina A.D., Nuriev V.E., Kolotienko M.A. Inzhenernyj vestnik Dona. 2019, №7. URL: ivdon.ru/en/magazine/archive/N7y2019/6108
2. Kudasova A.S., Tyutina A.D., Sokolnikova E.V. Inzhenernyj vestnik Dona. 2021, №8. URL: ivdon.ru/en/magazine/archive/n8y2021/7125.
3. Safin M.A., Bikbulatov R.I., Pirogova A.M. Inzhenernyj vestnik Dona. 2022, №12. URL: ivdon.ru/en/magazine/archive/n12y2022/8046.
4. Soloviev P.R., Savina L.Yu., Zakharkina S.V., Masanov D.V., Ryzhkova E.A. Inzhenernyj vestnik Dona. 2023, №12. URL: ivdon.ru/en/magazine/archive/n12y2023/8906.
5. Mellinger D., Kumar V. 2011 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2011. pp. 2520-2525.
6. Lee T., Leok M., McClamroch N. H. 49th IEEE Conference on Decision and Control, 2010. pp. 5420-5425.
7. Mahony R., Kumar V., Corke P. IEEE Robotics & Automation Magazine, 2012. V. 19. pp. 20-32.
8. Faessler M., Fontana F., Forster C., Mueggler E., Pizzoli M., Scaramuzza D. J. Field Robotics, 2016. V. 33, pp. 431-450.
9. Elmokadem AV., Savkin T. Sensors. 2021. V. 21. № 18:6223.
10. Hoffmann G., Huang H., Waslander S., Tomlin C. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
11. Njinwoua B. J., A.V. IFAC-PapersOnLine, 2018. V. 51. pp. 113-118
12. Kumar V., Michael N. The International Journal of Robotics Research, 2012. V. 31, pp. 1279-1291.
13. Li J., Mou S., Zhang D. 2021 6th International Conference on Robotics and Automation Engineering, 2021. pp. 50-54.



14. Paiva E. A., Soto J. C., Salinas J. A., Ipanaque W. 2015 CHILEAN Conference on Electrical, Electronics Engineering, Information and Communication Technologies, 2015. pp. 809-815.

Дата поступления: 17.02.2025

Дата публикации: 15.03.2025