

Исследование каскадного пропорционально-дифференциального регулятора для отслеживания пространственного положения беспилотного воздушного судна

Л. Гаюй, В.М. Новичков

Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана

Аннотация: В работе выполнено моделирование управления полетом беспилотного воздушного судна (БВС). Предлагается распределенная система управления, последовательно включающая внутренний и внешний контуры для управления состоянием движения летательного аппарата. Эффективность управления каскадного ПД-регулятора (пропорционально-дифференциального) выше, чем у традиционного ПИД-регулятора (пропорционально-интегрально-дифференцирующего). Предложен новый каскадный алгоритм управления с ПД-контроллером. Сначала динамика БВС моделируется на основе метода Ньютона-Эйлера, затем состояние движения аппарата контролируется распределенной системой управления на основе каскадных уровней пропорционально-производных внутреннего и внешнего контуров. Результаты моделирования показывают, что контроллер, разработанный на основе пропорционально-производной скорости управления внутренним и внешним контурами, способен достичь быстрого отслеживания положения и ориентации БВС при внешних возмущениях и имеет хорошее качество управления. Разработанный алгоритм повысил эффективность управления на 5-7% по сравнению с традиционным ПИД-алгоритмом.

Ключевые слова: беспилотное воздушное судно, пропорционально-интегрально-дифференцирующий регулятор, каскадный пропорционально-дифференциальный регулятор, оптимизация алгоритма, алгоритм управления.

Введение

В конце 2000-х годов достижения в области электроники позволили выпускать дешёвые и лёгкие полётные контроллеры, системы автоматического управления, гироскопы, акселерометры, а самое главное — аккумуляторные батареи новых типов с высокой энергоёмкостью. Это привело к тому, что конфигурация мультикоптера стала популярной при выборе схемы небольших беспилотных летательных аппаратов. Мультикоптеры меньше по размерам при той же массе и более маневренные по сравнению с аппаратами других схем, они могут летать как на улице, так и в помещении. С ходом эволюции электронных компонентов мультикоптеры стали достаточно доступными как в промышленном, так и в массовом потребительском сегменте. Благодаря простоте конструкции и управления,

мультикоптеры завоёвывают всё новые ниши использования и постоянно модифицируются исходя из определённых сфер применения [1].

Мультикоптер обеспечивает управление шестью степенями свободы (вверх-вниз, влево-вправо, вперед-назад, тангаж, крен и угол рысканья) посредством скоростей вращения четырех пропеллеров, что представляет собой типичную многопараметрическую, сильно связанную, малоуправляемую и чувствительную к возмущениям нелинейную систему управления с четырьмя входами и шестью выходами [2]. Для исследования алгоритма управления беспилотным воздушным судном (БВС) необходимо сначала построить модель динамики, а затем спроектировать управление на основе метода построения модели. Таким образом, создание модели динамики БВС является одной из ключевых технологий [3]. В некоторых работах для получения модели динамики небольшого БВС применяется метод Ньютона-Эйлера [4-6]; в некоторых работах для получения модели динамики БВС применяется теорема Эйлера-Лагранжа [7, 8]. Что касается описания ориентации БВС, то в некоторых работах применяются множество различных форм углов Эйлера для описания ориентации БВС [4-6], а в некоторых применили кватернионы для описания движения БВС [7].

В течение длительного времени большое количество экспертов и ученых пытались найти алгоритмы управления полетом, которые могли бы не только обеспечить безопасность и стабильность беспилотных летательных аппаратов, но и обеспечить качество их полета. В Федеральном технологическом институте в Лозанне (Swiss Federal Institute of Technology in Lausanne), Швейцария, разработано небольшое БВС в рамках проекта OS4 [4]. Проверена эффективность ПИД- (пропорционально-интегрально-дифференцирующих) и ЛК-алгоритмов (линейно-квадратичных) управления БВС на трехмерном испытательном стенде. В режиме полета с полной степенью свободы БВС [4] использует иерархическую структуру управления

внутренним и внешним кольцами для осуществления контроля положения и высоты. Исследователи из Компьенского университета (University of Technology of Compiègne), Франция, используют алгоритм управления насыщением подканалов, разработанный на основе принципа анализа устойчивости по Ляпунову, для реализации управления траекторией движения системы в вертикальном и горизонтальном направлениях [9].

Традиционный вид ПИД-регулятора показан на рис.1. Уравнение выглядит следующим образом (1):

$$u_{pid} = k_{p\alpha} e_{\alpha} + k_{i\alpha} \int_0^t e_{\alpha}(t) dt + k_{d\alpha} \dot{e}_{\alpha}, \quad (1)$$

где u_{pid} - традиционный закон ПИД-регулятора; $k_{p\alpha}, k_{i\alpha}, k_{d\alpha}$ - коэффициенты пропорционального, интегрального и дифференциального усиления, соответственно; e_{α} - рассогласование между входом и выходом; t - время; α - управляющие параметры, α_d - входные управляющие параметры, α_m - текущие управляющие параметры, ИУ – измерительное устройство.

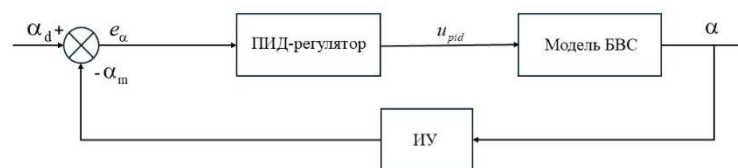


Рис.1. – Общая схема управления БВС с ПИД-регуляторами.

Недостатки традиционного ПИД-алгоритма управления заключаются в сложности настройки параметров, чувствительности к изменениям модели системы, слабой устойчивости к помехам, возможным проблемам с

насыщением интегральной составляющей и усилением шума дифференциальной составляющей, ограниченной скорости реакции и низкой эффективности при управлении сильно нелинейными или сложными многовариантными системами [10].

Преимущества каскадного ПД-регулирования (пропорционально-дифференциального) по сравнению с каскадным ПИД-регулированием:

1. Более высокая скорость отклика: уравнение ПД-регулятора не включает интегральный член, что позволяет быстрее реагировать на возмущения системы. Для приложений, требующих быстрого отклика, каскадное ПД-регулирование снижает задержки, связанные с интегральным звеном, и улучшает динамическую производительность системы.

2. Избежание проблемы насыщения интегратора: Интегральное регулирование может привести к насыщению интегратора при длительном наличии отклонения, что вызывает перерегулирование или медленное восстановление работы регулятора. В системах с быстрыми изменениями или частыми возмущениями использование ПД-регулирования позволяет эффективно избежать этой проблемы.

3. Более стабильное внутреннее регулирование: Внутренний контур в каскадной системе обычно требует быстрого и стабильного отклика. Благодаря отсутствию интегрального звена ПД-регулятор обеспечивает более плавную и стабильную настройку, избегая ненужных колебаний, вызванных интегральным звеном.

4. Упрощение настройки и реализации: В ПД-регулировании меньше параметров для настройки (пропорциональный коэффициент и время дифференцирования), что делает процесс настройки более удобным для нелинейных или сложных систем [10].

Таким образом, каскадное ПД-регулирование более подходит для систем управления летательными аппаратами. В связи с этим в данной работе было проведено исследование каскадного ПД-регулирования.

Каскадный ПД-регулятор показан на рис.2.

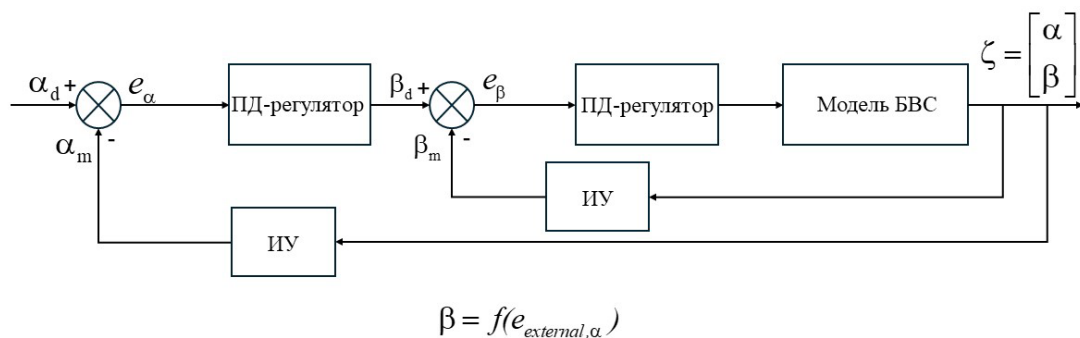


Рис.2. – Общая схема управления БВС с каскадным ПД-регулятором

Уравнения выглядят следующим образом (2):

$$\begin{cases} u_{int} = k_{\beta,p} e_{\beta} + k_{\beta,d} \dot{e}_{\beta} \\ u_{ext} = k_{\alpha,p} e_{\alpha} + k_{\alpha,d} \dot{e}_{\alpha} \\ u_{cascading_pd} = f(k_{\beta,p}, e_{\beta}, k_{\beta,d}, k_{\alpha,p}, e_{\alpha}, k_{\alpha,d}) \end{cases}, \quad (2)$$

где $u_{cascading_pd}$ – каскадный закон ПД-регулятора; u_{int}, u_{ext} – законы внутреннего и внешнего контроля, соответственно, $k_{\beta,p}, k_{\beta,d}$ – пропорциональный и дифференциальный коэффициенты внутреннего регулятора, соответственно; $k_{\alpha,p}, k_{\alpha,d}$ – пропорциональный и дифференциальный коэффициенты внешнего регулятора, соответственно; e_{β}, e_{α} – рассогласование между входом и выходом внутреннего и внешнего регулятора; α, β – управляющие параметры;

α_d, β_d – входные управляющие параметры; α_m, β_m – текущие управляющие параметры.

Принцип работы каскадного ПД-регулятора заключается в совместной работе внутреннего и внешнего контуров для эффективного управления сложными системами. Внешний контур является основным и отвечает за управление основным выходным параметром системы (например, температурой, положением, скоростью). На основании разницы между заданным и фактическим значениями ПД-регулятор внешнего контура генерирует управляющий сигнал, который используется в качестве заданного значения для внутреннего контура. Внутренний контур, являющийся вспомогательным, контролирует промежуточный параметр (например, расход, ток, ускорение) и быстро реагирует на его изменения, ослабляя влияние возмущений на систему. Благодаря высокой динамической реакции внутреннего контура внешний контур может сосредоточиться на выполнении глобальных целей управления. Такая структура улучшает динамическую производительность, устойчивость и помехоустойчивость системы.

Каскадный ПД-регулятор (рис.2) имеет несколько преимуществ по сравнению с традиционным ПИД-регуляторами (рис.1) [11]:

1. Быстрая реакция: Внутренний контур в каскадной системе позволяет быстрее реагировать на возмущения или изменения заданного значения, уменьшая задержки в системе.

2. Устойчивость к помехам: Внутренний контур может компенсировать или ослабить влияние внешних возмущений, что позволяет основному внешнему контуру сосредоточиться на точном выполнении задания.

3. Повышенная стабильность: Разделение сложной задачи управления на несколько более простых контуров помогает лучше справляться с нелинейностью и динамическими изменениями системы БВС, уменьшая риск перерегулирования и колебаний.

4.Подходит для сложных систем: Каскадное управление эффективно работает в системах с большими инерционными или запаздывающими элементами, обеспечивая более точное управление динамическими характеристиками.

Материалы и методы

Математическая модель БВС. В данной статье используется базовая математическая модель. Инерциальная система координат БВС показана на рис.3.

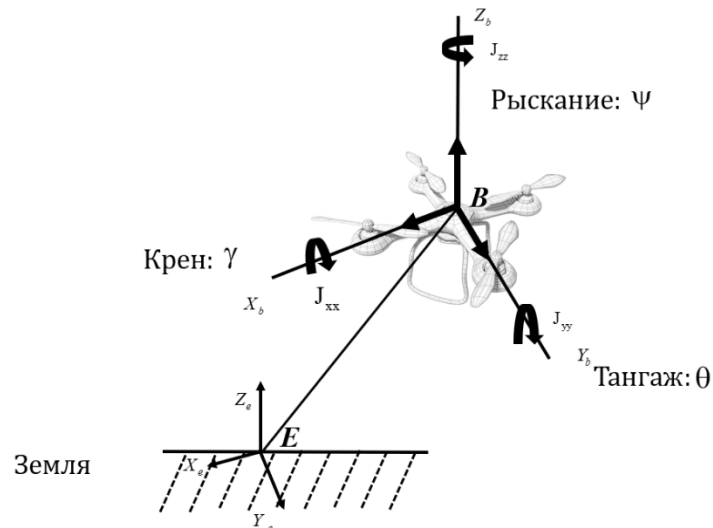


Рис.3. – Схема систем координат БВС.

Определение $E = \{X_e, Y_e, Z_e\}$ соответствует инерциальной земной системе координат, а $B = \{X_b, Y_b, Z_b\}$ - системе координат тела. Параметры управления БВС определены на основе земной системы координат x, y, z . Вращение тела происходит в направлении инерциальной земной системы координат с углами Эйлера управления параметрами $\Theta = [\gamma, \theta, \psi]^T$, где γ - угол крена БВС вокруг оси x , θ - угол тангажа БВС вокруг оси y , ψ - угол рыскания БВС вокруг оси z .

Матрица вращения от системы координат тела B к инерциальной системе координат земли E в порядке ZYX выглядит как (3):

$$R_B^E = \begin{bmatrix} \cos \theta \sin \psi & \sin \gamma \sin \theta \cos \psi - \cos \gamma \sin \psi & \cos \gamma \sin \theta \cos \psi + \sin \gamma \sin \psi \\ \cos \theta \cos \psi & \sin \gamma \sin \theta \sin \psi + \cos \gamma \cos \psi & \cos \gamma \sin \theta \sin \psi - \sin \gamma \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \gamma \cos \theta & \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

Предполагая, что пропеллеры 1 и 3 БВС вращаются против часовой стрелки, в то время как пропеллеры 2 и 4 вращаются по часовой стрелке, каждое вращение пропеллера будет создавать подъемную силу и крутящий момент, в результате чего общая подъемная сила f , крутящий момент крена \vec{M}_x , крутящий момент тангажа \vec{M}_y и крутящий момент рыскания \vec{M}_z будут воздействовать на четырёхмоторное беспилотное воздушное судно [10].

Согласно уравнению Ньютона-Эйлера, в инерциальной системе координат Земли динамика твердого тела БВС под действием комбинированной внешней силы, приложенной к центру масс, может быть выражена как [10-12]

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{f}{m} (\sin \gamma \sin \psi + \cos \gamma \sin \theta \cos \psi) - \frac{k_{drag}}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{f}{m} (\cos \gamma \sin \theta \sin \psi - \sin \gamma \cos \psi) - \frac{k_{drag}}{m} \dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{f}{m} \cos \gamma \cos \theta - g - \frac{k_{drag}}{m} \dot{z} \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} \ddot{\gamma} = \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{J_{yy} - J_{zz}}{J_{xx}} \right) + \frac{\vec{M}_x}{J_{xx}} + \frac{J_r q (\varpi_1 - \varpi_2 + \varpi_3 - \varpi_4)}{J_{xx}} - \frac{dk_{drag}}{J_{xx}} \dot{\gamma} \\ \ddot{\theta} = \dot{\gamma} \dot{\psi} \left(\frac{J_{zz} - J_{xx}}{J_{yy}} \right) + \frac{\vec{M}_y}{J_{yy}} + \frac{J_r p (\varpi_2 - \varpi_1 - \varpi_3 + \varpi_4)}{J_{yy}} - \frac{dk_{drag}}{J_{yy}} \dot{\theta} \\ \ddot{\psi} = \dot{\gamma} \dot{\theta} \left(\frac{J_{xx} - J_{yy}}{J_{zz}} \right) + \frac{\vec{M}_z}{J_{zz}} - \frac{dk_{drag}}{J_{zz}} \dot{\psi} \end{cases}, \quad (5)$$

где g - сила тяжести; m - масса БВС; k_{drag} - коэффициент сопротивления воздуха; J_{xx}, J_{yy}, J_{zz} - момент инерции; J_r - инерция двигателя; ω_i - скорость вращения каждого ротора, $i = 1, 2, 3, 4$.

Игнорируя гироскопический эффект и сопротивление воздуха, формулы (4) и (5) можно преобразовать в следующие модели (6) и (7) [12, 13].

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{f}{m} (\sin \gamma \sin \psi + \cos \gamma \sin \theta \cos \psi) \\ \ddot{y} = \frac{f}{m} (\cos \gamma \sin \theta \sin \psi - \sin \gamma \cos \psi) \\ \ddot{z} = \frac{f}{m} \cos \gamma \cos \theta - g \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} \ddot{\gamma} = \frac{\vec{M}_x}{J_{xx}} \\ \ddot{\theta} = \frac{\vec{M}_y}{J_{yy}} \\ \ddot{\psi} = \frac{\vec{M}_z}{J_{zz}} \end{cases} \quad (7)$$

В данной статье мы будем использовать математическую модель БВС, представленную уравнениями (6) и (7), и на её основе строить и моделировать алгоритм управления с каскадными ПД-регуляторами.

Схема управления. С точки зрения динамической механики система БВС с 4 входами (четыре силовых входа двигателей винтов) и 6 выходами (шесть степеней свободы выхода БВС ($X, Y, Z, \gamma, \theta, \psi$)) при недостаточном приводе по своей сути нестабильна.

В данной работе состояние движения летательного аппарата контролируется распределенной системой управления БВС, показанной на рис.4.

Разработка закона управления пространственным положением.

Предполагаем, что желаемый угол крена равен γ_d , а текущий угол крена равен γ , тогда ошибка выразится как (98):

$$\gamma_e = \gamma_d - \gamma, \dot{\gamma}_e = \dot{\gamma}_d - \dot{\gamma}, \ddot{\gamma}_e = \ddot{\gamma}_d - \ddot{\gamma} \quad (8)$$

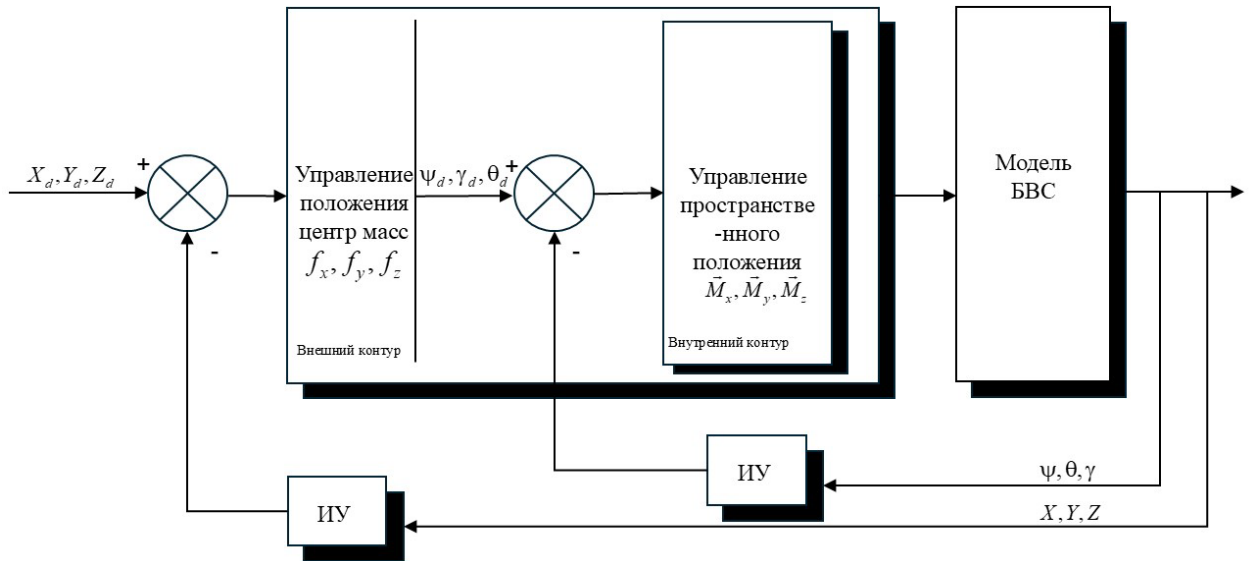


Рис.4. – Схема процесса управления.

Поэтому будем использовать только ПД-контроллер для управления БВС, а закон управления проектными ПД выразится как [14]:

$$\bar{M}_{xx} = J_{xx} (k_{p\gamma} \gamma_e + k_{d\gamma} \dot{\gamma}_e + \ddot{\gamma}_d), \quad (9)$$

где J_{xx}, J_{yy}, J_{zz} - момент инерции, $\bar{M}_{xx}, \bar{M}_{yy}, \bar{M}_{zz}$ - крутящие моменты. Подставив \bar{M}_{xx} из формулы (9) в уравнение $\ddot{\gamma}$ системы (7) с использованием формулы (8) $\ddot{\gamma}_e = \ddot{\gamma}_d - \ddot{\gamma}$, получим уравнение замкнутой системы управления (10)

$$\ddot{\gamma}_e + k_{d\gamma} \dot{\gamma}_e + k_{p\gamma} \gamma_e = 0 \quad (10)$$

Для стабилизации системы необходимо, чтобы все корни характеристического уравнения системы $s^2 + k_{d\gamma} s + k_{p\gamma} = 0$ имели отрицательные действительные части, что удовлетворяет условиям

$k_{p\gamma} > 0, k_{d\gamma} > 0$, где $k_{p\gamma}$ и $k_{d\gamma}$ - пропорциональный и дифференциальный коэффициенты для угла крена γ , соответственно [14, 15].

Аналогично, законы управления углом тангажа и рыскания могут быть получены следующим образом:

$$\bar{M}_{yy} = J_{yy} (k_{p\theta} \theta_e + k_{d\theta} \dot{\theta}_e + \ddot{\theta}_d) \quad (11)$$

$$\bar{M}_{zz} = J_{zz} (k_{p\psi} \psi_e + k_{d\psi} \dot{\psi}_e + \ddot{\psi}_d) \quad (12)$$

где $k_{p\theta}$, $k_{d\theta}$ и $k_{p\psi}$, $k_{d\psi}$ - пропорциональный и дифференциальный коэффициенты, θ - угол тангажа и ψ - угол рыскания.

Итак, мы получили систему уравнений:

$$\begin{cases} \bar{M}_{xx} = J_{xx} (k_{p\gamma} \gamma_e + k_{d\gamma} \dot{\gamma}_e + \ddot{\gamma}_d) \\ \bar{M}_{yy} = J_{yy} (k_{p\theta} \theta_e + k_{d\theta} \dot{\theta}_e + \ddot{\theta}_d) \\ \bar{M}_{zz} = J_{zz} (k_{p\psi} \psi_e + k_{d\psi} \dot{\psi}_e + \ddot{\psi}_d) \end{cases} \quad (13)$$

Разработка закона управления движением центра масс. Управление положением БВС делится на управление высотой полета и управление горизонтальным положением. Регулировка высоты определяется управляющей величиной f и осуществляется с полным приводом; горизонтальное положение динамически связано с креном и шагом и является подсистемой пониженного привода. Все они косвенно управляются креном и тангажом [13].

Формула (14) может быть получена из формулы (6) :

$$\begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma \sin \theta \cos \psi + \sin \gamma \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi - \sin \gamma \cos \psi \\ \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix} f = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ \sin \psi & -\cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \gamma \sin \theta \\ \sin \gamma \\ \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix} f \quad (14)$$

Упрощаем (6) до (15):

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = \frac{f_x}{m} \\ \ddot{y} = \frac{f_y}{m} \\ \ddot{z} = \frac{f_z}{m} \cos \gamma \cos \theta - g \end{array} \right. \quad (15)$$

Будем использовать только ПД-регулятор для управления БВС, поэтому что касается высоты, то закон управления ПД u_z , основанный на компенсации силы тяжести, с учетом формулы (2) выглядит следующим образом [15].

$$f_z = m(k_{pz}Z_e + k_{dz}\dot{Z}_e + g + \ddot{Z}_d), \quad (16)$$

где k_{pz} и k_{dz} соотношение высоты Z и направления, соответственно дифференциальным коэффициентам.

Аналогично, законы управления для положений X и Y могут быть получены следующим образом

$$f_x = m(k_{px}X_e + k_{dx}\dot{X}_e + \ddot{X}_d) \quad (17)$$

$$f_y = m(k_{py}Y_e + k_{dy}\dot{Y}_e + \ddot{Y}_d) \quad (18)$$

где k_{px} , k_{dx} , k_{py} и k_{dy} представляют пропорциональные и дифференциальные коэффициенты по X и Y .

Наконец,

$$\left\{ \begin{array}{l} \theta_d = \tan^{-1} \left[\frac{\cos \psi_d f_x + \sin \psi_d f_y}{f_z} \right] \\ \gamma_d = \tan^{-1} \left[\frac{\sin \psi_d f_x - \cos \psi_d f_y}{\sqrt{[\cos \psi_d f_x + \sin \psi_d f_y]^2 + f_z^2}} \right] \\ \psi_d = const \end{array} \right. \quad (19)$$

Результаты исследования. Для примера с целью получения адекватных результатов моделирования были выбраны параметры БВС из

работы [14]: масса $m=1,02$ кг, Ускорение свободного падения $g=9,81$ м/с², размах (диаметр) рамы БВС $d=0,23$ м, момент инерции $J_{xx} = J_{yy} = 0,0095$ кг·м², $J_{zz} = 0,0186$ кг·м². Чтобы проверить эффективность конструкции ПД-регулятора, предполагается, что начальное положение $(x,y,z)=(0,0,0)$, а желаемое положение отслеживания $(x_d, y_d, z_d) = (\cos(0,5t), \sin(0,5t), 1)$, в метрах. Каждое направление равно $\psi_d = \frac{\pi}{3}$, результаты моделирования приведены на рис.5-11.

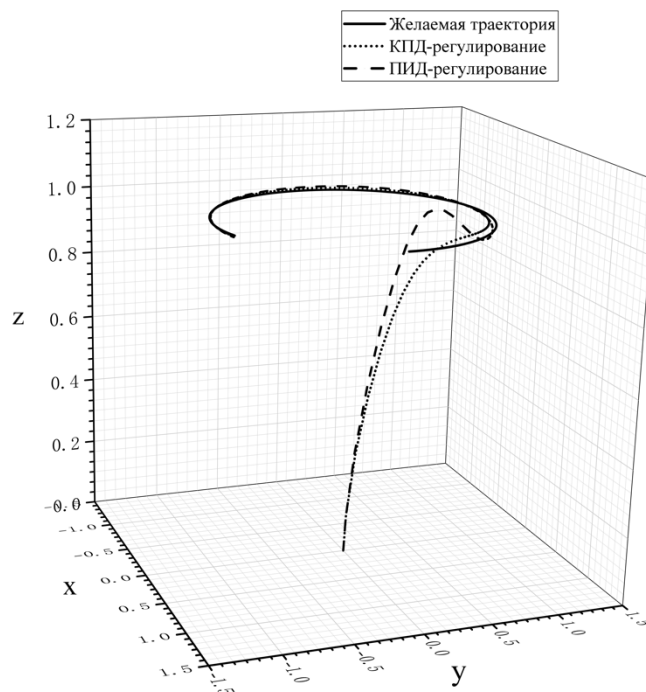


Рис.5. – Движение БВС

Что касается параметров ПИД-регулятора, мы использовали Simulink для поиска наилучших параметров, в то время как для параметров каскадного ПД-регулятора мы выбирали параметры, основываясь на опыте, и провели множество повторных экспериментов и моделирование, чтобы найти наилучшие параметры. Результаты сведены в таблицу 1.

Таблица №1.

Параметры управления каскадных ПД- и ПИД-регуляторов

Параметр	ПД-регулятор		ПИД-регулятор		
	k_p	k_d	k_p	k_i	k_d
x	28	27	15	0.05	7
y	28	27	15	0.1	8
z	25	10	10	0.12	5
γ	169	26	100	0.1	8
θ	169	26	95	0.14	10
ψ	36	12	15	0.1	8

Трехмерная карта траектории показана на рис.5.

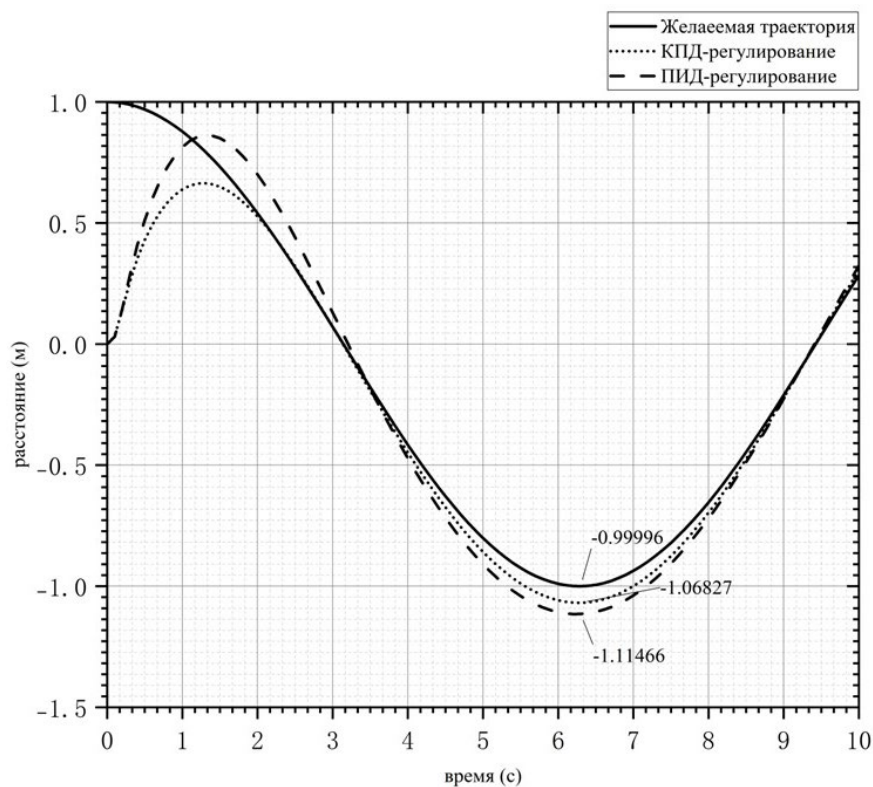


Рис.6. – Движение в направлении x

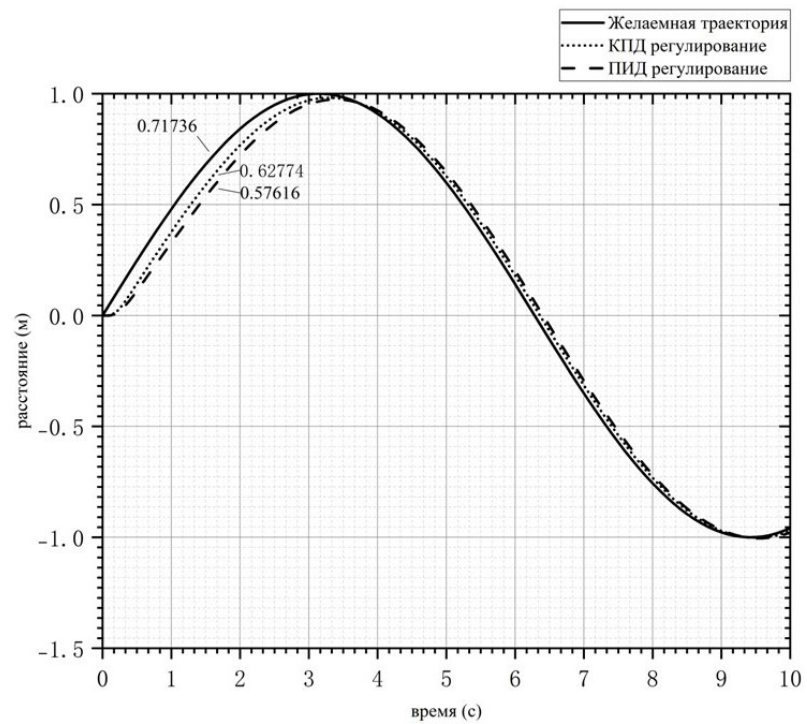


Рис.7. – Движение в направлении y

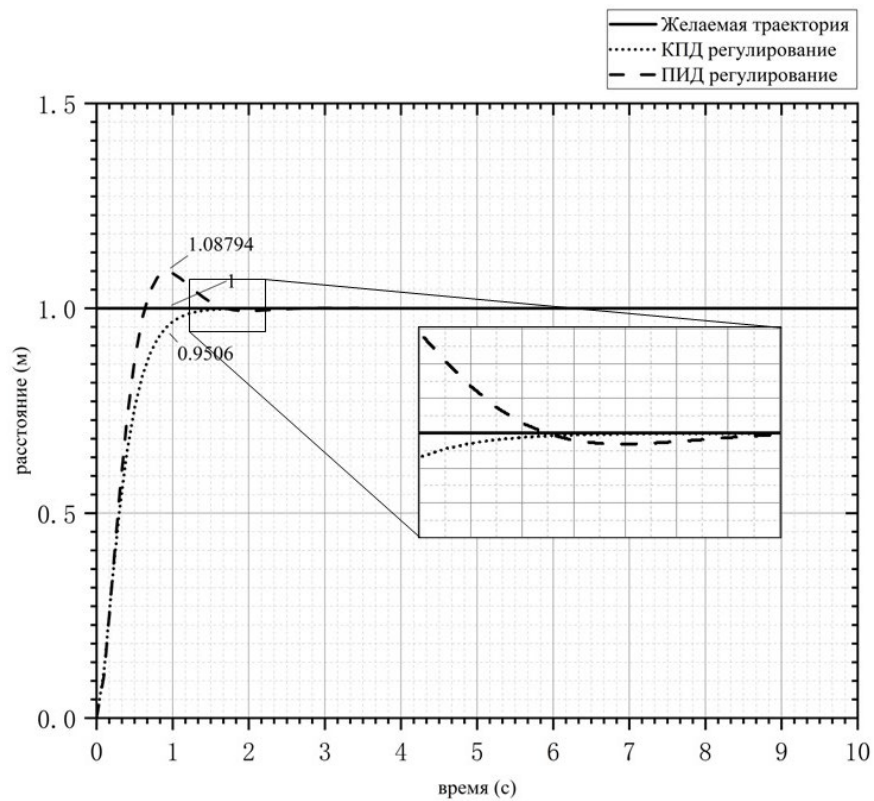


Рис.8. – Движение в направлении z

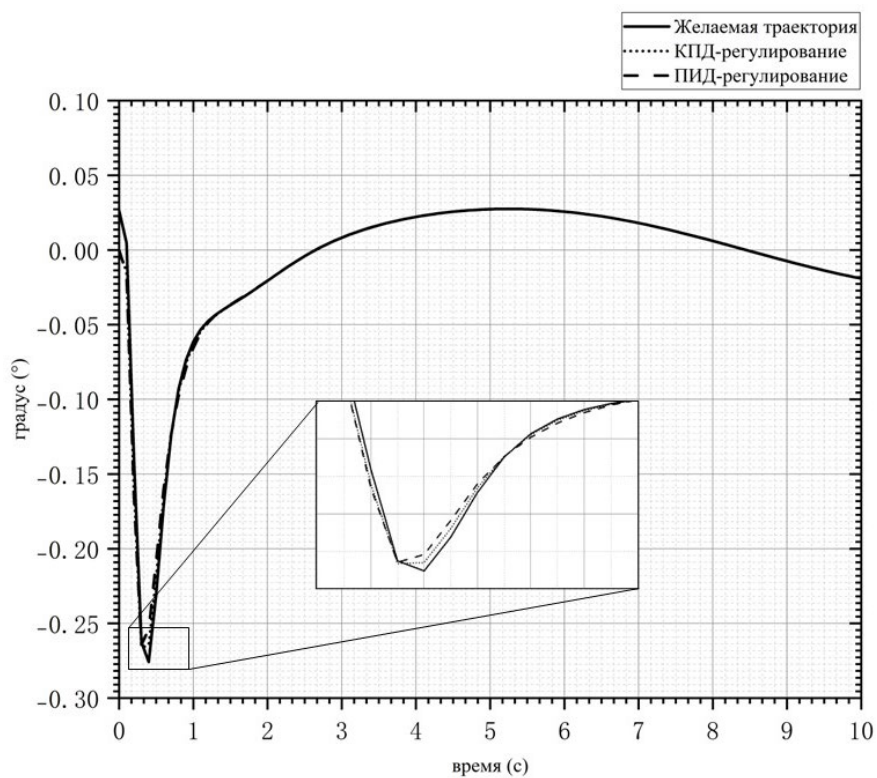


Рис. 9. – Угол крена

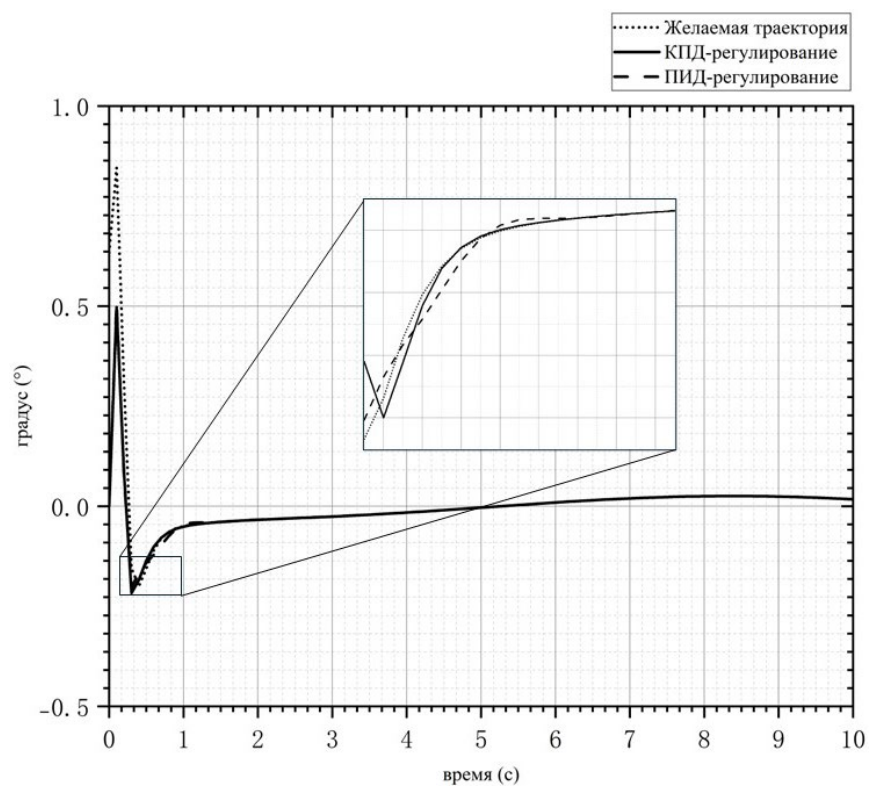


Рис.10. – Угол тангажа

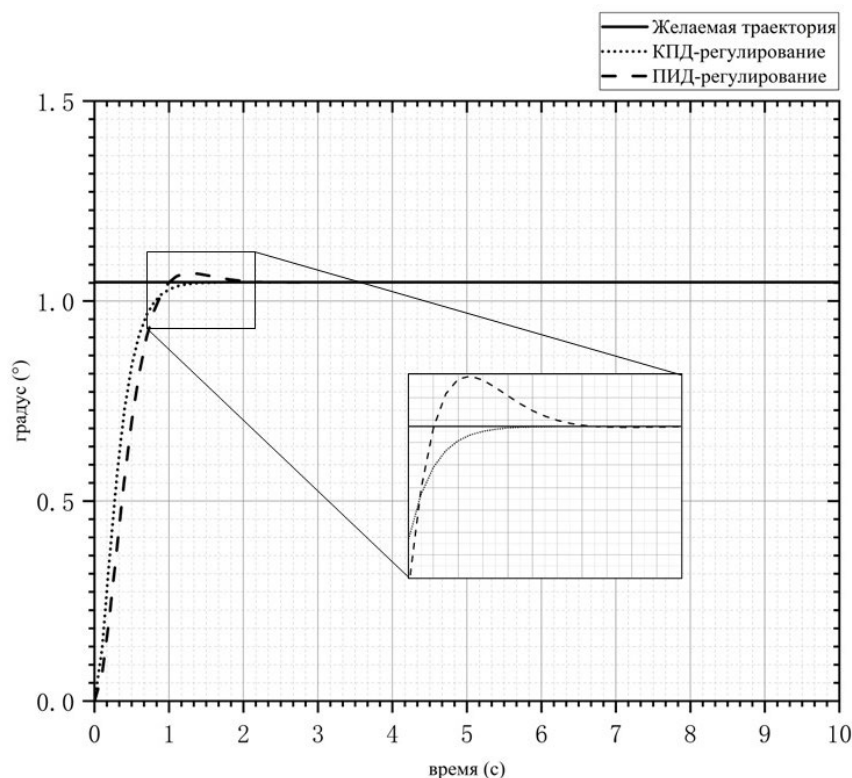


Рис. 11. – Угол рысканья

Обсуждение и заключение

Когда мы вводим команды траектории для БВС и наблюдаем за его следованием этим командам, мы замечаем, что каскадный ПД-контроллер обеспечивает лучшее управление аппаратом по сравнению с традиционным ПИД-контроллером. Этот алгоритм управления повысил эффективность управления на 5–7% по сравнению с традиционным ПИД-алгоритмом.

Мы видим, что после использования алгоритма управления каскадным ПД положение и ориентация беспилотника контролируются быстро и без превышения скорости. Диапазон изменений очень мал, а скорость изменений очень высока. Траектория полета БВС остается стабильной, а управления - эффективным.

Таким образом, контроллер, разработанный на основе скорости ПД управления каскадом внутреннего и внешнего контуров, будь то ступенчатый

сигнал или медленно изменяющийся во времени сигнал, может обеспечить быстрое управление положением самолета.

Литература

1. История мультикоптеров. URL: brlab.gitbook.io/edu-ard/edu.ard-standart/istoriya-multikopterov.
2. Thusoo R., Jain S., Bangia S. Quadrotors in the present era: a review // Information Technology in Industry. 2021. V. 9. №1. pp. 164-178.
3. Bortoff S.A. The university of Toronto RC helicopter: a test bed for nonlinear control // Proceedings of the 1999 IEEE International Conference on Control Applications (Cat. No. 99CH36328). IEEE, 1999. V. 1. pp. 333-338.
4. Bouabdallah S., Noth A., Siegwart R. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor // 2004 IEEE/RSJ international conference on intelligent robots and systems (IROS). IEEE, 2004. V. 3. pp. 2451-2456.
5. Pounds P., Mahony R., Gresham J., Corke P., Roberts J. Towards dynamically-favourable quad-rotor aerial robots // Proceedings of the 2004 Australasian Conference on Robotics and Automation. Australian Robotics and Automation Association (ARAA), 2004. pp. 1-10.
6. Bouabdallah S., Murrieri P., Siegwart R. Towards autonomous indoor micro VTOL // Autonomous robots. 2005. V. 18. pp. 171-183.
7. Tayebi A., McGilvray S. Attitude stabilization of a VTOL quadrotor aircraft // IEEE Transactions on control systems technology. 2006. V. 14. №3. pp. 562-571.
8. Castillo P., Lozano R., Dzul A. Stabilization of a mini-rotorcraft having four rotors // 2004 IEEE/RSJ international conference on intelligent robots and systems (IROS). IEEE, 2004. V. 3. pp. 2693-2698.
9. Castillo P., Dzul A., Lozano R. Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft // IEEE Transactions on control systems technology. 2004. V. 12. №4. pp. 510-516.

10. Okulski M., Ławryńczuk M. A cascade PD controller for heavy self-balancing robot // Automation 2018: Advances in Automation, Robotics and Measurement Techniques. Springer International Publishing, 2018. pp. 183-192.
11. Qi J., Zhao L. C. Mixed H_2/H_∞ Control for Autonomous Quadrotor Landing via Linear Matrix Inequality Optimization // Journal of Aircraft. 2025. pp. 1-12.
12. Carrillo L., López A.E.D., Lozano R., Pégard C. Quad Rotorcraft Control: Vision-Based Hovering and Navigation. Springer Science & Business Media, 2012. URL: doi.org/10.1007/978-1-4471-4398-7.
13. Bai Y., Liu H., Shi Z., Zhong Y. Robust control of quadrotor unmanned air vehicles // Proceedings of the 31st Chinese Control Conference. IEEE, 2012. pp. 4462-4467.
14. Zhang L., Xi Ch., Li Y., Chen L. Structural design and analysis of multi-rotor UAV // Journal of Physics: Conference Series. IOP Publishing, 2024. V. 2820. №1. URL: doi.org/10.1088/1742-6596/2820/1/012001
15. Ren Z., Tang Z., Wang R. Research on key technologies of four-rotor UAV flight control system based on STM32 microcontroller // 2023 IEEE 6th International Conference on Information Systems and Computer Aided Education (ICISCAE). IEEE, 2023. pp. 1106-1112.

References

1. Istoriya mul'tikopterov [The history of multicopters]. URL: brlab.gitbook.io/edu-ard/edu.ard-standart/istoriya-multikopterov.
 2. Thusoo R., Jain S., Bangia S. Information Technology in Industry. 2021. V. 9. №1. pp. 164-178.
 3. Bortoff S.A. Proceedings of the 1999 IEEE International Conference on Control Applications (Cat. No. 99CH36328). IEEE, 1999. V. 1. pp. 333-338.
-

4. Bouabdallah S., Noth A., Siegwart R. 2004 IEEE/RSJ international conference on intelligent robots and systems (IROS). IEEE, 2004. V. 3. pp. 2451-2456.
 5. Pounds P., Mahony R., Gresham J., Corke P., Roberts J. Proceedings of the 2004 Australasian Conference on Robotics and Automation. Australian Robotics and Automation Association (ARAA), 2004. pp. 1-10.
 6. Bouabdallah S., Murrieri P., Siegwart R. Autonomous robots. 2005. V. 18. pp. 171-183.
 7. Tayebi A., McGilvray S. IEEE Transactions on control systems technology. 2006. V. 14. №3. pp. 562-571.
 8. Castillo P., Lozano R., Dzul A. 2004 IEEE/RSJ international conference on intelligent robots and systems (IROS). IEEE, 2004. V. 3. pp. 2693-2698.
 9. Castillo P., Dzul A., Lozano R. IEEE Transactions on control systems technology. 2004. V. 12. №4. pp. 510-516.
 10. Okulski M., Ławryńczuk M. Automation 2018: Advances in Automation, Robotics and Measurement Techniques. Springer International Publishing, 2018. pp. 183-192.
 11. Qi J., Zhao L. C. Journal of Aircraft. 2025. pp. 1-12.
 12. Carrillo L., López A.E.D., Lozano R., Pégard C. Quad Rotorcraft Control: Vision-Based Hovering and Navigation. Springer Science & Business Media, 2012. URL: doi.org/10.1007/978-1-4471-4398-7.
 13. Bai Y., Liu H., Shi Z., Zhong Y. Proceedings of the 31st Chinese Control Conference. IEEE, 2012. pp. 4462-4467.
 14. Zhang L., Xi Ch., Li Y., Chen L. Journal of Physics: Conference Series. IOP Publishing, 2024. V. 2820. №1. URL: doi.org/10.1088/1742-6596/2820/1/012001
-



15. Ren Z., Tang Z., Wang R. 2023 IEEE 6th International Conference on Information Systems and Computer Aided Education (ICISCAE). IEEE, 2023. pp. 1106-1112.

Дата поступления: 13.03.2025

Дата публикации: 25.04.2025