

ИССЛЕДОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ ТРАЕКТОРНЫМ ОТСЛЕЖИВАНИЕМ БЕСПИЛОТНОГО ВОЗДУШНОГО СУДА НА БАЗЕ ПД-РЕГУЛЯТОРА С ПРЯМОЙ КОМПЕНСАЦИЕЙ

TRAJECTORY-TRACKING CONTROL OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE BASED ON A PD CONTROLLER WITH FEEDFORWARD COMPENSATION

Liang Gaoyu
Wu Zhengjie

Summary. This paper addresses the problem of model uncertainties and external disturbances in trajectory-tracking control of an unmanned aerial vehicle (UAV). A control approach based on a proportional-derivative (PD) controller with feedforward compensation is proposed. First, a UAV controller is developed using this scheme, in which the overall control architecture is divided into an outer and an inner loop, both governed by PD laws. Then, numerical simulations and analysis are conducted. The results show that the PD controller with feedforward compensation shortens the transient response time, compensates both internal and external disturbances, enhances system stability, and meets the prescribed performance requirements.

Keywords: unmanned aerial vehicle (UAV); feedforward compensation; PD controller; trajectory tracking.

Лян Гаоюй

аспирант, ФГБОУ ВО Московский государственный
технический университет имени Н.Э. Баумана
lianggy97@gmail.com

У Чжэнцзе

аспирант, ФГБОУ ВО Московский государственный
технический университет имени Н.Э. Баумана
2433474284@qq.com

Аннотация. В данной статье решается проблема неопределённостей и внешних возмущений, возникающих при управлении траекторным отслеживанием беспилотного воздушного судна (БВС). Предлагается метод управления на основе ПД-алгоритма с прямой компенсацией. На первом этапе разработан контроллер БВС с использованием данного алгоритма, при этом система управления разделена на два контура (внутренний и внешний), оба из которых регулируются ПД-алгоритмом. На завершающем этапе проведены имитационное моделирование и анализ результатов. Исследования показали, что контроллер с прямой компенсацией на базе ПД-алгоритма обеспечивает: Сокращение времени переходных процессов; Компенсацию внутренних и внешних возмущений; Повышение стабильности системы; Соответствие требованиям к производительности.

Ключевые слова: беспилотного воздушного судна, прямая компенсация, ПД-регулятор, траекторное отслеживание.

Введение

В последние годы беспилотного воздушного судна (БВС): Беспилотного воздушного судна) получили широкое применение в сферах ликвидации последствий стихийных бедствий, логистики и инспекционного мониторинга благодаря таким характеристикам, как низкая стоимость, простота управления и уникальные преимущества при выполнении высокорисковых и ресурсоёмких задач, что вызывает растущий интерес научного сообщества. Алгоритмы автономного управления полётом, являющиеся ключевой технологией обеспечения стабильности и адаптивности БВС, остаются одним из главных направлений исследований в данной отрасли [1–4]. Классический ПИД-алгоритм, широко используемый в системах управления полётом [5–10], несмотря на доминирование в инженерной практике, обладает существенными недостатками: сложность настройки параметров, ограниченная переносимость, проблемы декуплинга и робастного управления [11–13], что препятствует совершенствованию характеристик БВС. С развитием новых материалов, микроэлектромеханических систем (МЭМС) и технологий управления, гибридные методы, интегрирующие ПИД-регулирование с современными подходами, нашли массовое применение [14]. Например, для повышения маневренности и устойчивости БВС [15] применяются нелинейные методы управления положением и ориентацией; Фань Иминь и коллеги [16–17] разработали нейросетевой контроллер, устраняющий проблемы динамической регулировки и сокращающий время переходных процессов; Ван Ци с соавторами [18] предложили адаптивную систему слежения на основе нечёткой логики с онлайн-коррекцией ПИД-параметров. В данной работе представлена разработка четырёхроторного контроллера БВС на основе ПД-алгоритма с прямой компенсацией: построена нелинейная математическая модель, реализована двухконтурная система траекторного отслеживания (внутренний и внешний контуры с ПД-регулированием), проведено имитационное моделирование и анализ. Результаты демонстрируют сокращение времени установления режима, эффективную компенсацию внутренних/внешних возмущений, повышение стабильности системы и соответствие требованиям к производительности.

ханических систем (МЭМС) и технологий управления, гибридные методы, интегрирующие ПИД-регулирование с современными подходами, нашли массовое применение [14]. Например, для повышения маневренности и устойчивости БВС [15] применяются нелинейные методы управления положением и ориентацией; Фань Иминь и коллеги [16–17] разработали нейросетевой контроллер, устраняющий проблемы динамической регулировки и сокращающий время переходных процессов; Ван Ци с соавторами [18] предложили адаптивную систему слежения на основе нечёткой логики с онлайн-коррекцией ПИД-параметров. В данной работе представлена разработка четырёхроторного контроллера БВС на основе ПД-алгоритма с прямой компенсацией: построена нелинейная математическая модель, реализована двухконтурная система траекторного отслеживания (внутренний и внешний контуры с ПД-регулированием), проведено имитационное моделирование и анализ. Результаты демонстрируют сокращение времени установления режима, эффективную компенсацию внутренних/внешних возмущений, повышение стабильности системы и соответствие требованиям к производительности.

Материалы и методы

Математическая модель БВС.

БВС [15–17] выбирает географическую систему координат $E = \{X_e, Y_e, Z_e\}$ и систему координат тела $B = \{X_b, Y_b, Z_b\}$, причем оба набора систем координат

$$R_B^E = \begin{bmatrix} \cos\theta \sin\psi & \sin\gamma \sin\theta \cos\psi - \cos\gamma \sin\psi & \cos\gamma \sin\theta \cos\psi + \sin\gamma \sin\psi \\ \cos\theta \sin\psi & \sin\gamma \sin\theta \sin\psi + \cos\gamma \cos\psi & \cos\gamma \sin\theta \sin\psi - \sin\gamma \cos\psi \\ -\sin\theta & \sin\gamma \cos\theta & \cos\gamma \cos\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

Управление

Параметры БВС x, y, z определенные на основе земной системы координат. Вращение тела происходит в направлении инерциальная земная система координат с углами Эйлера $\Theta = [\gamma, \theta, \psi]^T$ управление параметра, где γ — угол крена (БВС вокруг x оси), θ — угол тангажа (БВС вокруг y оси), ψ — угол рыскания (БВС вокруг z оси).

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]

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{f}{m} (\sin\gamma \sin\psi + \cos\gamma \sin\theta \cos\psi) - \frac{k_{drag}}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} = \frac{f}{m} (\cos\gamma \sin\theta \sin\psi - \sin\gamma \cos\psi) - \frac{k_{drag}}{m} \dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{f}{m} \cos\gamma \cos\theta - g - \frac{k_{drag}}{m} \dot{z} \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{J_{yy} - J_{zz}}{J_{xx}} \right) + \frac{\vec{M}_x}{J_{xx}} + \\ + \frac{J_r q (\varpi_1 - \varpi_2 + \varpi_3 - \varpi_4)}{J_{xx}} - \frac{dk_{drag}}{J_{xx}} \dot{\gamma} \\ \dot{\theta} = \dot{\gamma} \dot{\psi} \left(\frac{J_{zz} - J_{xx}}{J_{yy}} \right) + \frac{\vec{M}_y}{J_{yy}} + \\ + \frac{J_r p (\varpi_2 - \varpi_1 - \varpi_3 + \varpi_4)}{J_{yy}} - \frac{dk_{drag}}{J_{yy}} \dot{\theta} \\ \dot{\psi} = \dot{\gamma} \dot{\theta} \left(\frac{J_{xx} - J_{yy}}{J_{zz}} \right) + \frac{\vec{M}_z}{J_{zz}} - \frac{dk_{drag}}{J_{zz}} \dot{\psi} \end{cases} \quad (3)$$

удовлетворяют правилу правой руки и начало координат совпадает. Отношение преобразования БВС из географической системы координат в систему координат тела представлено матрицей отношения, как в формуле (1).

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

Игнорируя гироскопический эффект и сопротивление воздуха, формулы (2) и (3) можно преобразовать в следующие модели (4) и (5) [11–12].

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

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = \frac{\vec{M}_x}{J_{xx}} \\ \dot{\theta} = \frac{\vec{M}_y}{J_{yy}} \\ \dot{\psi} = \frac{\vec{M}_z}{J_{zz}} \end{cases} \quad (5)$$

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

Схема управления

Поскольку квадрокоптер обладает свойством управляемости [19~20], он не может одновременно отслеживать все шесть степеней свободы. Поэтому эффективная схема управления заключается в следующем: отслеживание траектории $[x, y, z]$ и крена γ , при этом обеспечивается заданный угол тангажа θ и рыскания φ [13]. Структура всей разработанной системы управления показана на рисунке 1.

В последующем процессе проектирования применяется критерий Гурвица для систем второго порядка, при этом необходимо обеспечить условия $a_0 / a_1 / a_2 > 0$

Таблица 1.

Таблица параметров беспилотного воздушного судна (БВС)

параметр	символ	значение	единица
масса БВС	m	1.8	kg
межосевое расстояние	l	0.22	m
коэффициент подъёмной силы	b	$3e-5$	$N.s^2$
Коэффициент аэродинамического сопротивления	d	$7e-7$	$N.ms^2$
момент инерции относительно оси x	I_x	1.25	$kg.ms^2$
момент инерции относительно оси y	I_y	1.25	$kg.ms^2$
момент инерции относительно оси z	I_z	2.5	$kg.ms^2$
момент инерции ротора	J_r	$4e-5$	$kg.ms^2$

и $a_0 * a_1 > 0$, чтобы гарантировать устойчивость системы.

Посредством разработки закона позиционного управления u_1 обеспечивается отслеживание траектории квадрокоптером [12–15], а именно:

Цель управления: $x \rightarrow 0, y \rightarrow 0, z \rightarrow 0$.

$$\begin{aligned} u_{1x} &= U_1(\cos \gamma \sin \theta \cos \varphi + \sin \gamma \sin \varphi) \\ u_{1y} &= U_1(\cos \gamma \sin \theta \sin \varphi - \sin \gamma \sin \varphi) \\ u_{1z} &= U_1 \cos \gamma \cos \varphi \end{aligned} \quad (6)$$

Согласно критерию Hurwitz, из уравнений (2) и (3) можно получить модель, описывающую состояние положения:

$$\begin{aligned} \ddot{X} &= u_{1x} - \frac{K_1}{m} \dot{X} \\ \ddot{Y} &= u_{1y} - \frac{K_2}{m} \dot{Y} \\ \ddot{Z} &= u_{1z} - g - \frac{K_3}{m} \dot{Z} \end{aligned} \quad (7)$$

Рассмотрим в качестве примера первую подсистему положения. С использованием ПД-метода управления закон управления задаётся следующим образом:

$$u_{1x} = -k_{px}X - k_{dx}\dot{X} \quad (8)$$

Тогда уравнение: $\ddot{X} + (k_{dx} + K_1 / m)X + k_{px}X = 0$. Согласно критерию Hurwitz, должны выполняться условия: $k_{px} > 0, k_{dx} + K_1 / m > 0$ то есть k_{px} и k_{dx} принимают 5.

Аналогично, для второго подсистемы положения разрабатывается ПД-закон управления, а для третьей подсистемы положения разрабатывается ПД-закон управления с опережающим воздействием и компенсацией силы тяжести.

$$\begin{aligned} u_{1y} &= -k_{py}Y - k_{dy}\dot{Y} \\ u_{1z} &= -k_{pz}z_c - k_{dz}\dot{z}_c + g + \ddot{z}_d + \frac{K_3}{m}\dot{z}_d \\ z_c &= z - z_d \end{aligned} \quad (9)$$

Таким образом, параметры и схема позиционного управления на основе компенсирующего ПД-регулятора приведены в таблице 2.

Разработка закона управления виртуальными углами ориентации

Далее для трёх подсистем ориентации разрабатываются ПД-законы управления, обеспечивающие переход: $\gamma \rightarrow \gamma_d, \theta \rightarrow \theta_d, \varphi \rightarrow \varphi_d$

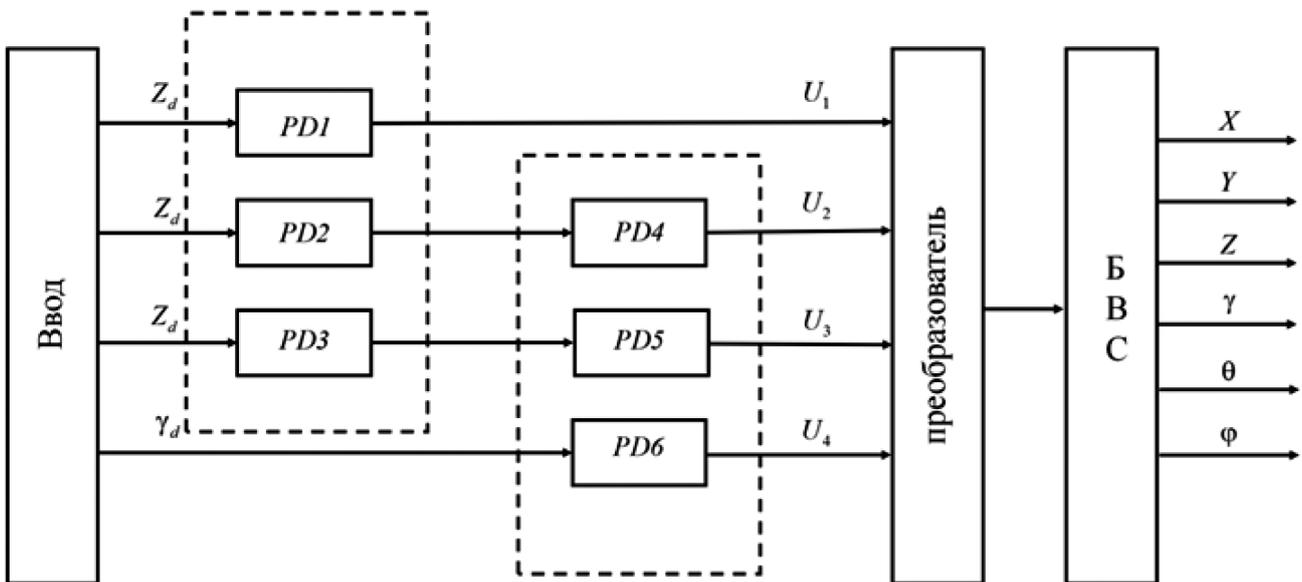


Рис. 1. Компенсационное ПД-управление

$$\begin{aligned} \ddot{\gamma} &= U_2 - \frac{IK_4}{I_x} \dot{\gamma} \\ \ddot{\theta} &= U_3 - \frac{IK_5}{I_y} \dot{\theta} \\ \ddot{\varphi} &= U_4 - \frac{IK_6}{I_z} \dot{\varphi} \end{aligned} \quad (10)$$

Таблица 2.

Таблица параметров позиционного ПД-регулятора

параметр	значение	часть системы
k_{px}	5.0	PD2
k_{dx}	5.0	PD2
k_{py}	5.0	PD3
k_{dy}	5.0	PD3
k_{pz}	5.0	PD1
k_{dz}	5.0	PD1

Положим: $\gamma_c = \gamma - \gamma_d$, $\theta_c = \theta - \theta_d$, $\varphi_c = \varphi - \varphi_d$. На примере первой подсистемы ориентации (опишем процесс разработки ПД-закона управления:

$$U_2 = -k_{p\phi} \gamma_c - k_{d\phi} \dot{\gamma}_c + \ddot{\gamma}_d + \frac{IK_4}{I_x} \dot{\gamma}_d \quad (11)$$

Тогда, $\ddot{\gamma}_d = k_{p\phi} \dot{\gamma}_c + k_{d\phi} \dot{\gamma}_c - \frac{IK_4}{I_x} \dot{\gamma}_d$ согласно критерию Hurwitz, должны выполняться условия: $k_{p\phi} > 0, k_{d\phi} \dot{\gamma}_c - \frac{IK_4}{I_x} > 0$ то есть $k_{p\phi}$ и $k_{d\phi}$ принимают значение 15.

Таблица 3.

Таблица параметров ПД-регулятора ориентации

параметр	значение	часть системы
$k_{p\gamma}$	15.0	PD4
$k_{d\gamma}$	15.0	PD4
$k_{p\theta}$	15.0	PD5
$k_{d\theta}$	15.0	PD5
$k_{p\varphi}$	15.0	PD6
$k_{d\varphi}$	15.0	PD6

Аналогично, для второй подсистемы ориентации разрабатывается ПД-закон управления с опережающим (передающим) компенсатором, а для третьей подсистемы ориентации — обычный ПД-закон управления.

$$U_3 = -k_{p\theta} \theta_c - k_{d\theta} \dot{\theta}_c + \ddot{\theta}_d + \frac{IK_5}{I_y} \dot{\theta}_d \quad (12)$$

$$U_4 = -k_{p\varphi} \varphi_c - k_{d\varphi} \dot{\varphi}_c + \ddot{\varphi}_d + \frac{IK_6}{I_z} \dot{\varphi}_d$$

Таким образом, параметры и схема управления ориентацией на основе компенсирующего PD-регулятора приведены в таблице 3.

Проектирование замкнутой системы

С учётом того, что разработанный в предыдущем разделе ПД-закон управления обеспечивает достижение четырёхроторным беспилотным летательным аппаратом требуемого состояния, общая структурная схема θ_d и φ_d системы управления представлена на рис. 2.

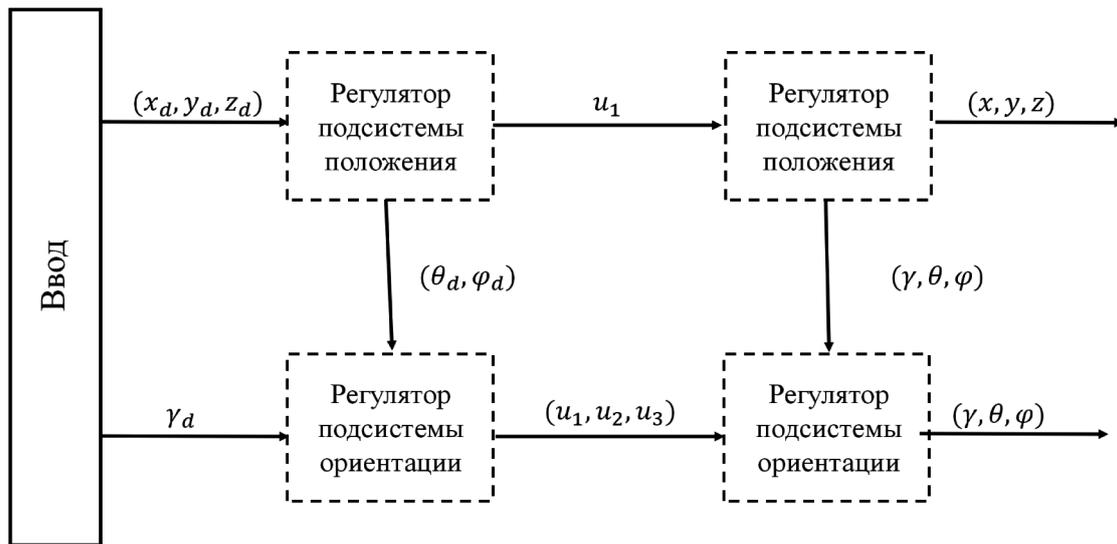


Рис. 2. Структурная схема замкнутой системы

Указанная замкнутая система сформирована из внешнего контура (подсистемы) положения и внутреннего контура (подсистемы) ориентации; при этом для синтеза закона управления полётом применяется двухконтурная схема. Два промежуточных командных сигнала по углам ориентации, θ_d и φ_d , формируются во внешнем контуре и передаются во внутренний, где посредством соответствующего метода управления осуществляется их слежение.

Синтез закона управления требуемыми углами ориентации

Предположим, что требуемые углы, необходимые для выполнения соотношений (6) и (7), равны θ_d и φ_d . Для обеспечения переходов $\theta \rightarrow \theta_d$ и $\varphi \rightarrow \varphi_d$ необходимо определить (вычислить) два «виртуальных» требуемых угла θ_d и φ_d .

Из равенства (5) следует:

$$\begin{bmatrix} u_{1x} \\ u_{1y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma \sin \theta_d \cos \varphi_d + \sin \gamma \sin \varphi_d \\ \sin \gamma \sin \theta_d \cos \varphi_d - \cos \gamma \sin \varphi_d \end{bmatrix} u_1 \quad (13)$$

$$u_{1z} = U_1 \cos \gamma \cos \varphi_d. \text{ Можем получить } U_1 = \frac{u_{1z}}{\cos \gamma \cos \varphi_d}.$$

Получилось:

$$\begin{bmatrix} \cos \gamma & \sin^3 \gamma \\ \sin \gamma & -\cos \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{1x} \\ u_{1y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin \theta_d \cos \varphi_d \\ \sin \varphi_d \end{bmatrix} \frac{u_{1z}}{\cos \gamma \cos \varphi_d} \quad (14)$$

может быть сведено к

$$\varphi_d = \arctan \left(\frac{\sin^3 \gamma \cos^3 \gamma u_{1x} - \cos^2 \gamma \varphi \gamma}{u_{1z}} \right) \quad (15)$$

С учётом формулы (12) получаем:

$$\sin \varphi_d = \frac{\cos \gamma (\sin \varphi u_{1x} - \cos \gamma u_{1y})}{u_{1z}} \quad (16)$$

Если левая часть равенства (14) выходит за пределы интервала $[-1; +1]$, требуемый угол θ_d не существует.

На основании формулы $x = \frac{\cos \gamma (\sin \gamma u_{1x} + \cos \gamma u_{1y})}{u_{1z}}$ получаем:

1. при $x > 1$ полагаем $(\sin \theta_d = 1)$, то есть $\theta_d = \frac{\pi}{2}$;
2. при $x < -1$ полагаем $(\sin \theta_d = -1)$, то есть $\theta_d = -\frac{\pi}{2}$;
3. при $|x| \geq 1$, то есть:

$$\theta_d = \arcsin \left(\frac{\sin \gamma \cos \varphi u_{1x} + \cos^2 \gamma u_{1y}}{u_{1z}} \right).$$

Исходя из вышеизложенного анализа, чтобы равенство (14) выполнялось, перепишем его в следующем виде:

$$\sin \varphi_d = \frac{\cos \gamma (\cos \gamma (u_{1x} + \xi_{1x}) + \sin \gamma (u_{1y} + \xi_{1y}))}{u_{1z} + \xi_{1z}} \quad (17)$$

Где ξ_{1x} , ξ_{1y} и ξ_{1z} — величины, зависящие от времени, а $\xi = [\xi_{1x}, \xi_{1y}, \xi_{1z}]$. При $|x| \leq 1$ можно положить $\xi = 0$; при $|x| > 1$ величина ξ выбирается вещественной так, чтобы выполнялись приведённые выше условия. Это эквивалентно добавлению возмущений к управляющим входам u_{1x} , u_{1y} и u_{1z} , которые компенсируются за счёт робастности контроллера.

Получив θ_d и φ_d , закон позиционного управления имеет вид:

$$U_1 = \frac{u_{1z}}{\cos \gamma \cos \varphi_d} \quad (18)$$

Синтез закона управления требуемыми угловыми скоростями ориентации

В настоящей работе используется дифференциатор третьего порядка с конечным временем сходимости для вычисления (получения оценок) $\dot{\theta}_d$, $\ddot{\theta}_d$, а также $\dot{\varphi}_d$, $\ddot{\varphi}_d$, то есть:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2; \dot{x}_2 = x_3 \\ \xi^3 \dot{x}_3 &= -2^{35} 4 \left(x_1 - v(t) + (\xi x_2)^{97} \right)^{13} - 4 \left(\xi^2 x_3 \right)^{35} \quad (19) \end{aligned}$$

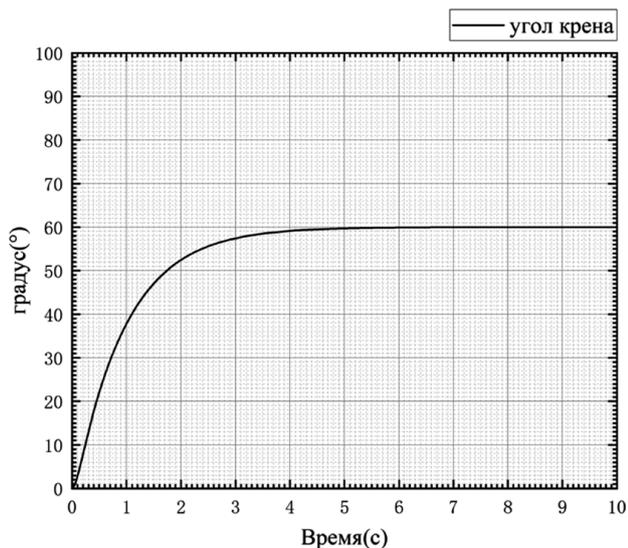
$$y_1 = x_2; y_2 = x_3$$

В указанном выражении входной сигнал, подлежащий дифференцированию, обозначается как $v(t)$; $\xi = 0.04$. Слежение за требуемым углом ориентации, а также оценки требуемой угловой скорости и углового ускорения обозначаются соответственно x_1 , x_2 и x_3 . Инициализация дифференциатора: $x_1(0) = 0, x_2(0) = 0, x_3(0) = 0$.

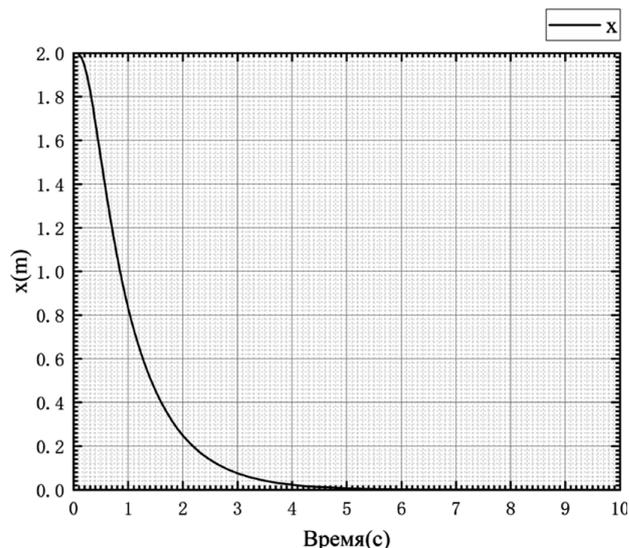
Учитывая задачу дифференцирования разрывных (неконтинуальных) функций, целесообразно применять дифференциатор. Тем самым, с одной стороны, от требуемых команд по углам ориентации θ_d и φ_d не требуется соблюдения непрерывности; с другой — в контуре позиционного управления допускается использование переключающей функции (switching function). В настоящей работе задействован дифференциатор интегрально-цепочной структуры: при вычислении производной по сигналам, содержащим возмущения, возмущающее воздействие располагается на заключительном звене дифференциатора, вследствие чего его вклад благодаря интегрирующему действию эффективно подавляется.

Результаты моделирования

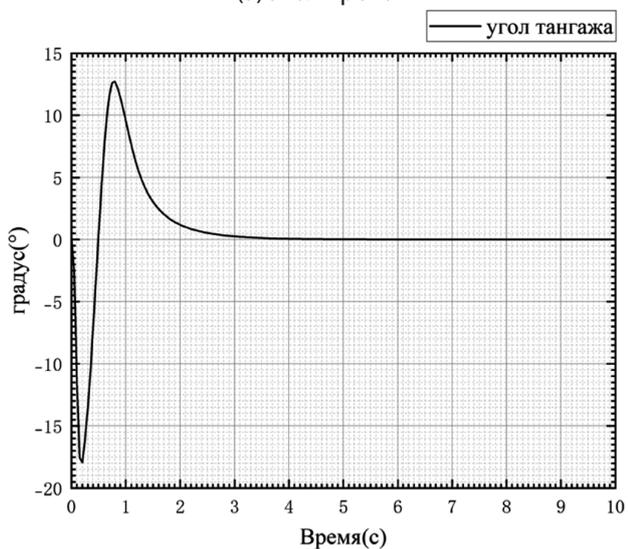
С целью продемонстрировать эффективность ПД-регулятора для управления четырёхроторным беспилотным летательным аппаратом, в среде MATLAB/



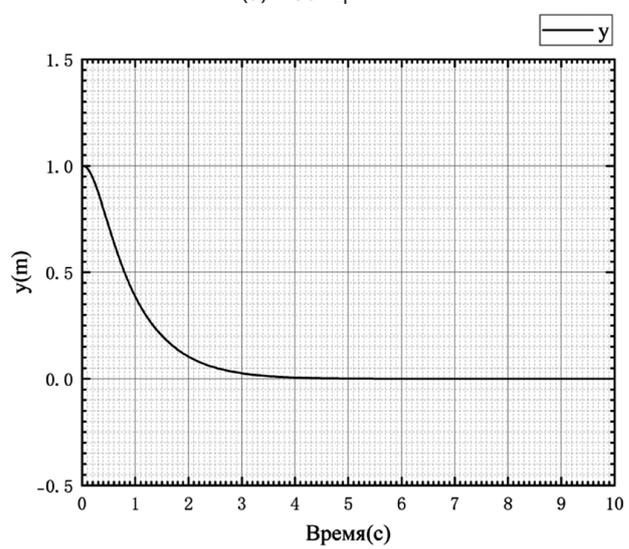
(a) Угол крена



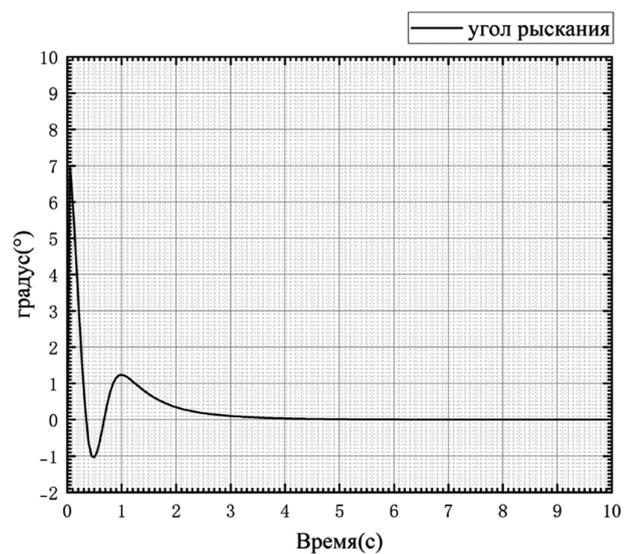
(a) Позиция x



(b) Угол тангажа

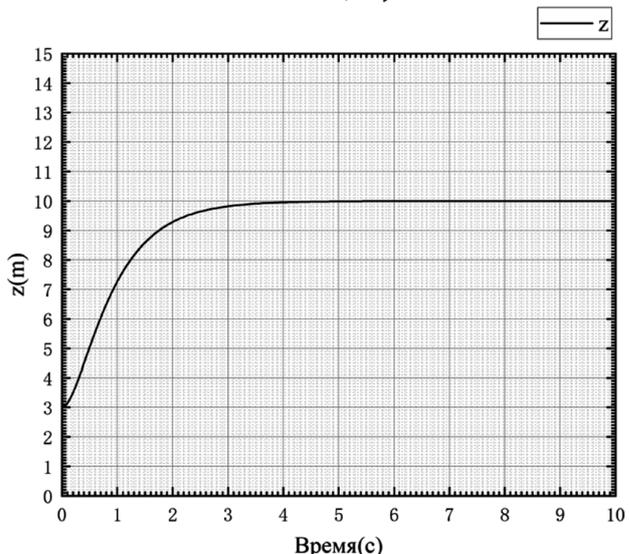


(b) Позиция y



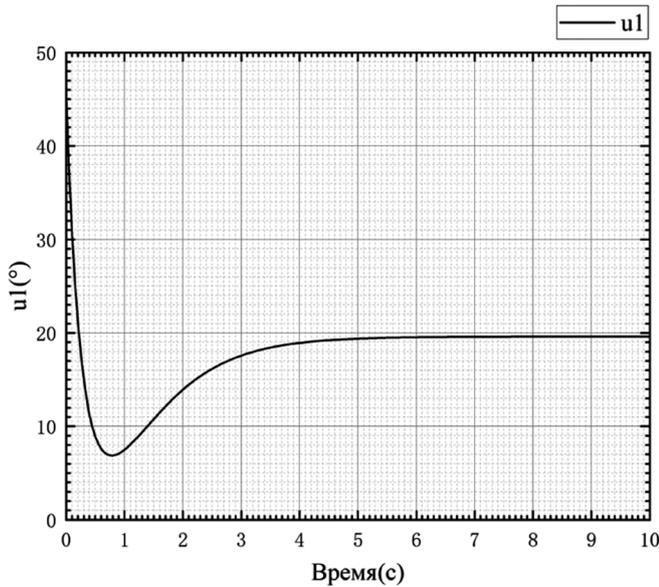
(c) Угол рыскания

Рис. 3. Состояние угла Эйлера

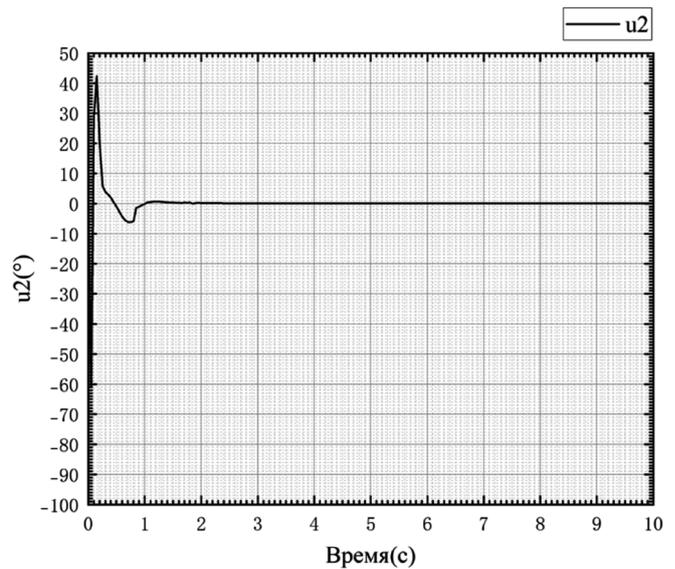


(c) Позиция z

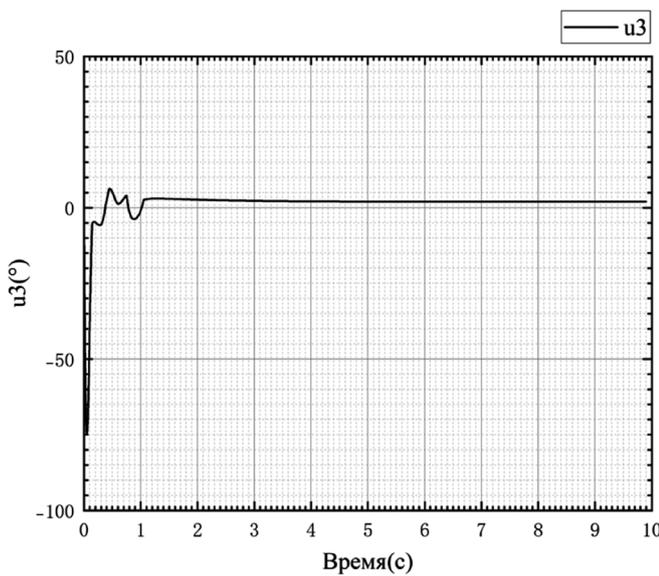
Рис. 4. Состояние позиция



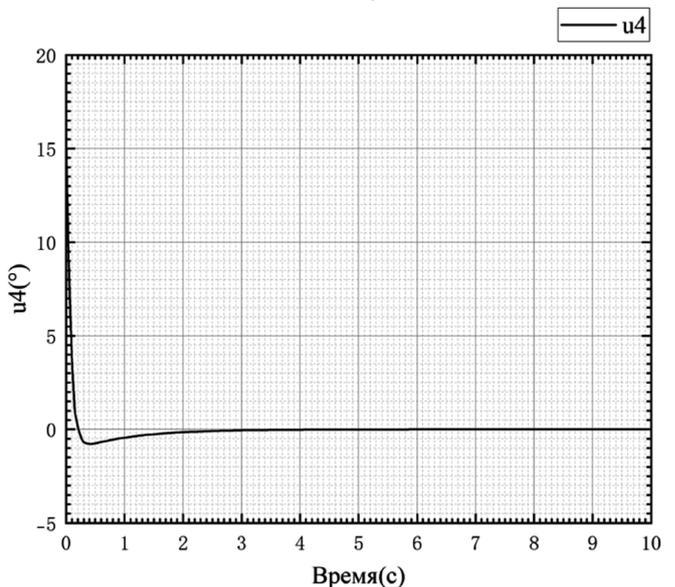
(a) Канал вертикали



(b) Канал крена



(a) Канал тангажа



(a) Канал рыскания

Рис. 5. Изменения входного сигнала четырех каналов управления

Simulink выполнено моделирование траекторного слежения по трём углам ориентации и трём координатам положения. Вектор начального и целевого состояния по положению принят равным $[2, 1, 3, 0, 0, 10]$, начальное и целевое состояния по ориентации $[0, 0, 0, 0, 0, 0]$.

В соответствии с моделью (2) и параметрами из табл. 1 выбраны:

$$K_1 = K_2 = K_3 = 0.01, K_4 = K_5 = K_6 = 0.0012, \\ l_1 = l_2 = 1.25, l_3 = 2.5, d_4 = d_5 = d_6 = 0.1.$$

Применена стратегия, при которой скорость сходимости внутреннего контура больше скорости сходимости внешнего, что обеспечивает устойчивость замкнутой си-

стемы; соответственно, коэффициенты усиления регуляторов внутреннего контура выбраны существенно выше, чем внешнего. В расчётах использованы законы позиционного управления (8-9) и управления ориентацией (11-12). Итоговые результаты представлены на рис. 3-5.

Из рис. 3 и 4 следует, что углы крена и рыскания достигают установившегося режима к 4s, тогда как тангаж сходится быстрее — примерно к 2.3s. По всем трём координатам положения время установления составляет порядка 4s. Эти данные подтверждают: за счёт корректировки коэффициентов усиления внутреннего контура удастся обеспечить его более высокую скорость сходимости по сравнению с внешним, что гарантирует устойчивость всей замкнутой системы.

Как видно из рис. 5, в вертикальном канале формирование управляющего воздействия занимает несколько больше времени; в канале тангажа наблюдается более выраженный начальный всплеск управления, тогда как в двух остальных каналах управляющие воздействия быстро сходятся к требуемым значениям.

Обсуждение и заключение

В условиях внешних неизвестных возмущений ПД-контроллер с предваряющей (feedforward) компенсацией, во-первых, обеспечивает корректный выбор усиления внутреннего контура: при синтезе закона управления ориентацией подбираются такие

ПД-коэффициенты, при которых скорость сходимости внутреннего контура превосходит скорость сходимости внешнего; во-вторых, сокращает время регулирования как по ориентации, так и по положению четырёхроторного беспилотного воздушного судна. Результаты моделирования показывают, что по сравнению с «чистым» ПД-законом полёта предложенный подход повышает устойчивость системы управления четырёхроторным БВС, обеспечивает удержание требуемой траектории (включая режим зависания) и эффективно компенсирует как внутренние, так и внешние возмущения, тем самым увеличивая общую устойчивость и удовлетворяя предъявляемым требованиям к характеристикам системы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Лян Вэнькай, Чжан Сяолун, Се Сяоюань и др. Моделирование управления четырёхроторным БВС в среде MATLAB и верификация помехоустойчивости. Журнал «Программное обеспечение», 2020, т. 41, № 1, с. 143–147. <https://www.haofabiao.com/rj/202001/>
2. Хэ Вэй, Лю Шанпин, Хуан Хайфэн и др. Системное проектирование и экспериментальная отработка орнитоптера с независимыми приводами машущих крыльев. «Теория управления и её применения», 2022, т. 39, № 1, с. 12–22. <https://www.fx361.com/page/2022/0128/11599667.shtml>
3. Y. M. Zhang, V. S. Suresh and B. Jiang et al. Reconfigurable control allocation against aircraft control effector failures, [C]// 16th IEEE International Conference on Control Applications, Part of IEEE Multi-conference on System and Control, Singapore, 1–3 October, 2007, 1197–1202. DOI: 10.1109/CCA.2007.4389398
4. Ли Цзяци, Лю Чэнь, Хуан Мин и др. Обзор исследований и развития управления положением и ориентацией четырёхроторных БВС. Журнал «Southern Agricultural Machinery», 2021, т. 52, № 12, с. 25–27. DOI: 10.3969/j.issn.1672-3872.2021.12.008
5. Фань Юньфэй, Жэнь Сяохун, Юань Вэньлинь. Проектирование стратегии полёта четырёхроторного БВС на основе параллельного ПИД-регулирования. Журнал «Программное обеспечение», 2015, т. 36, № 4, с. 37–39. <https://sns.wanfangdata.com.cn/sns/perio/ranj/?isSync=0&issueNum=04&page=1&publshYear=2015&tabld=article>
6. Ши Цзэнхуэй, Чжан Ли, У Цяньцян. Анализ отказов вычислителя системы управления полётом MDAC для самолёта определённого типа. «Техническое обслуживание и инженерия авиации», 2021, т. 4, № 6, с. 84–85 <https://m.fx361.com/bk/hkwxycg/20216.html>
7. Castillo P., A. Dzul, et al. Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2004, 12(4):510–516, DOI: 10.1109/TCST.2004.825052
8. Гу Сюнь. Синтез скользящего управления ориентацией четырёхроторного летательного аппарата на основе теории НЛ. «Известия Гуйянского университета (серия естественных наук)», 2021, т. 16, № 2, с. 62–64. <https://www.cnki.com.cn/Article/CJFDTotal-GJZB202102013.htm>
9. G. Ducard. Fault-tolerant flight control and guidance systems, practical methods for small unmanned aerial vehicles, [J]. London: Springer, 2009: 1–20. DOI:10.1007/978-1-84882-561-1
10. M. Benosman. A survey of some recent results on nonlinear fault tolerant control [J]. Mathematical Problems in Engineering, 2010: 1–25. DOI: 10.1155/2010/586169
11. Чжоу Вэньшэн, Ван Цзыхуй, Хэ Чжиюань. Исследование системы стабилизации воздушной видеосъёмки летательного аппарата на основе стратегии LADRC. «Научно-технический бюллетень», 2021, т. 37, № 4, с. 115–122. <https://www.ndhx.net/tougao/qikan-140764.html>
12. Ли Чжундэ, Лю Хэншань. Моделирование и имитация управления четырёхроторным БВС. «Применение автоматизации», 2017, № 9, с. 57–59, 150. https://dianda.cqvip.com/Qikan/Article/Detail?from=Qikan_Article_Detail&id=674314764
13. Чэнь Тинъюй. Моделирование, имитация и ПИД-управление четырёхроторным БВС. «Электронный мир», 2018, № 21, с. 5–7. https://qikan.cqvip.com/Qikan/Journal/Summary?from=Qikan_Article_Detail&gch=94357X&kind=1&n=21&y=2018
14. Carrillo L., AED López, Lozano R., et al. Quad Rotorcraft Control. Vision-Based Hovering and Navigation. DOI:10.1007/978-1-4471-4398-7
15. Чжан Чэн, Го Юйин, Чжу Чжэнвэй. Управление слежением за траекторией четырёхроторного БВС на основе линейной активной компенсации возмущений (LADRC). «Механика полёта», 2021, т. 39, № 3, с. 75–81, 87. https://dianda.cqvip.com/Qikan/Article/Detail?from=Qikan_Article_Detail&id=7105151538
16. Гэн Цзэнсянь, Мэн Цинмао, Чжао Ифэй и др. ПИД-управление четырёхроторным БВС на базе Simulink. // Китайское общество управления и контроля. Труды IX Китайской конференции по управлению и контролю. Пекин: Китайское общество управления и контроля, 2021, с. 6. DOI: 10.26914/c.cnkihy.2021.011229
17. Фань Иминь, Ло Юньфэй, Вэй Чунъи. Исследование ПИД-регулятора БВС на основе адаптивной нейронной сети. «Технологии электронных измерений», 2021, т. 44, № 9, с. 163–167. https://jemi.etmchina.com/emt/article/html/E2105965?st=article_issue
18. Ван Ци. Проектирование системы нечеткого адаптивного ПИД-управления для четырёхроторного БВС. «Инновации и применение науки и техники», 2021, т. 11, № 20, с. 104–106. <https://m.fx361.com/bk/kjcxxyy/202120.html>
19. Ян Юнган, Сун Вэй. Управление и моделирование полёта четырёхроторного БВС в условиях ветровых возмущений. «Вестник Китайского университета гражданской авиации», 2021, т. 39, № 3, с. 16–21. https://sns.wanfangdata.com.cn/sns/perio/zgmhxyxb/?order=publish_year%2Fissue_nu&page=8&tabld=column&yearType=5&ztext=%E6%B0%91%E7%94%A8%E8%88%AA%E7%A9%BA
20. Ли Юньтан, Ма Лян, Цзя Юнин. Проектирование системы автономного крейсерского управления для четырёхроторного БВС. «Измерение и управление с использованием вычислительной техники», 2015, т. 23, № 10, с. 3361–3363. <https://cstj.cqvip.com/Qikan/Search/Index?key=K%3D%E8%87%AA%E4%B8%BB%E5%B7%A1%E8%88%AA>