

基于前馈补偿的 PD 四旋翼无人机轨迹跟踪控制*

刘栩粼 胡德清

(四川信息职业技术学院电子与物联网学院 广元 628000)

摘 要 论文针对四旋翼无人机在轨迹跟踪控制过程中存在的不确定性和外部扰动,提出了一种基于前馈补偿的 PD 轨迹跟踪控制。首先,基于前馈补偿的 PD 设计了四旋翼控制器,将无人机的轨迹跟踪控制系统分为内外两个控制环路,内外环均由 PD 进行控制,最后进行了仿真验证与分析。研究结果表明,基于前馈补偿 PD 控制器不仅调节时间短,而且能补偿系统所受到的内外干扰,提高系统的稳定性,较好地满足了系统性能要求。

关键词 四旋翼无人机;前馈补偿;PD 控制;轨迹跟踪

中图分类号 TP391.9 **DOI:** 10. 3969/j. issn. 1672-9730. 2022. 07. 013

Trajectory Tracking Control for Quadrotor UAV Based on PD with Feedforward Compensation

LIU Xulin HU Deqing

(College of Electronics and Internet of Things, Sichuan Vocational College of Information Technology, Guangyuan 628000)

Abstract In this paper, aiming at the uncertainty and external disturbance in the trajectory tracking control process of the quadrotor unmanned aerial vehicle, a trajectory tracking control method based on PD with feedforward compensation control is proposed. Firstly, a quadrotor controller is designed based on compensation PD. The trajectory control system of the quadrotor UAV is divided into two control loops, the outer loop and the inner loop both are controlled by PD. Finally, the simulation verification and analysis are carried out. The research results show that based on PD with feedforward compensation controller not only has a short adjustment time, but also compensates for the internal and external disturbances received by the system, improves the stability of the system, and satisfies the system performance requirements well.

Key Words quadrotor unmanned aerial vehicle, feedforward compensation, PD control, trajectory tracking

Class Number TP391.9

1 引言

近年来,由于四旋翼无人机具有成本低廉、易操控等特征,特别是在许多高风险、高强度的任务中更具备独特优势,在灾害救援、军事、精细化巡检等领域得到了广泛应用,并且受到了越来越多的关注。众所周知,自主飞行控制算法是保证无人机拥有良好的稳定性、良品率和适应性的关键技术,因此,注重研究其飞行控制方法一直是四旋翼无人机产业发展的重要热点之一^[1-4]。

经典 PID 控制算法是普遍应用于飞行控制系

统中的研究方法之一^[5-10]。PID 控制虽是工程实践应用最广泛的控制技术,但它又存在着自身的缺陷,如参数整定的过程较繁复、缺乏可移植性、解耦控制和鲁棒控制等^[11-13]。正因为存在以上缺点,四旋翼 UAV 飞行控制性能难以得到提升。伴随着新型材料、微机电及控制技术的发展,以及新技术与 PID 控制方法相融合的优良 PID 控制方法也在无人机飞控中得到了大批的应用^[14],比如,为了实现四旋翼无人机的灵活机动性和稳定性^[15],利用非线性控制方法来控制四旋翼无人机飞行位置的勘定及飞机的飞行姿态;又比如,针对无人机存在的动态

* 收稿日期:2022 年 1 月 13 日,修回日期:2022 年 2 月 22 日

基金项目:2020 年四川信息职业技术学院青年基金项目(编号:2020C02)资助。

作者简介:刘栩粼,女,硕士,助教,研究方向:四旋翼无人机飞行控制、容错控制等。胡德清,男,副教授,研究方向:电子信息控制及其应用。

调节不理想、控制器反应时间过长,调节量大等问题,范怡敏等人在文献[16]的基础上,引入神经网络设计了控制方法,该方法不仅实现了无人机的自我控制,同时还缩短了无人机自我控制的过渡过程^[17];王祺等^[18]基于模糊自适应控制方法,通过补偿项消除干扰以及在线估计PID系数,设计并解决了无人机目标追踪自适应控制。

本文主要以四旋翼无人机为研究对象,建立其非线性数学模型,再基于前馈补偿的PD设计了四旋翼控制器,将无人机的轨迹跟踪控制系统分为内外两个控制环路,内外环均由PD控制,然后进行仿真验证与分析。研究结果表明,基于前馈补偿PD控制器不仅调节时间短,而且能补偿系统所受到的内外干扰,提高系统的稳定性,较好地满足了系统性能要求。

2 四旋翼无人机模型

四旋翼无人机^[15-17]取地理坐标系 $R_N(n_x, n_y, n_z)$ 和机体坐标系 $R_B(b_x, b_y, b_z)$, 两套坐标系均满足右手定则且原点重合。四旋翼无人机从地理坐标系到机体坐标系下的转换关系用姿态矩阵 R_B^N 表示, 如式(1)。

$$R_B^N = \begin{bmatrix} c\theta c\varphi & s\phi s\theta c\varphi - c\phi s\varphi & c\phi s\theta c\varphi + s\phi s\varphi \\ c\theta s\varphi & s\phi s\theta s\varphi + c\phi c\varphi & c\phi s\theta s\varphi - s\phi c\varphi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中, ϕ 、 θ 和 φ 分别表示四旋翼无人机横滚角、俯仰角和偏航角; ci 表示的是 $\cos i$, si 表示的是 $\sin i$ 。

常态下,为了研究的便利性和有效性,会对数学模型增加约束条件的同时,也会忽略转动惯量和空气系数的物理效应对四旋翼无人机运动产生的影响。因此,根据拉格朗日方程^[16-18],四旋翼无人机的动力学模型如下所示:

$$\begin{aligned} \ddot{X} &= (c\phi s\theta c\varphi + s\phi s\varphi)U_1 - \frac{K_1}{m}\dot{X} \\ \ddot{Y} &= (c\phi s\theta s\varphi - s\phi c\varphi)U_1 - \frac{K_2}{m}\dot{Y} \\ \ddot{Z} &= (c\phi c\theta)U_1 - g - \frac{K_3}{m}\dot{Z} \\ \ddot{\phi} &= \frac{I_y - I_z}{I_x}\dot{\theta}\dot{\varphi} - \frac{J_r}{I_x}\dot{\theta}\Omega + \frac{IU_2}{I_x} - \frac{IK_4}{I_x}\dot{\phi} \\ \ddot{\theta} &= \frac{I_z - I_x}{I_y}\dot{\phi}\dot{\varphi} + \frac{J_r}{I_y}\dot{\phi}\Omega + \frac{IU_3}{I_y} - \frac{IK_5}{I_y}\dot{\theta} \\ \ddot{\varphi} &= \frac{I_x - I_y}{I_z}\dot{\theta}\dot{\phi} + \frac{U_4}{I_z} - \frac{IK_6}{I_z}\dot{\varphi} \end{aligned} \quad (2)$$

其中:

$$\begin{aligned} U_1 &= b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) = \sum_{i=1}^4 F_i \\ U_2 &= b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) = F_3 - F_1 \\ U_3 &= b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) = F_4 - F_2 \\ U_4 &= d(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \end{aligned} \quad (3)$$

其中, U_1 、 U_2 、 U_3 和 U_4 分别代表飞行器的垂直升力、横滚力矩、俯仰力矩、偏航力矩; $F_i(N)$ 表示四旋翼飞行器电机升力; K_1 、 K_2 、 K_3 为空气阻力对位置坐标的影响系数; K_4 、 K_5 、 K_6 为陀螺效应对欧拉角度的影响系数; Ω_1 、 Ω_2 、 Ω_3 和 Ω_4 分别为电机 M_1 、电机 M_2 、电机 M_3 和电机 M_4 上旋翼的旋转速度。

表1给出了四旋翼无人机数学模型的相关参数信息。

表1 四旋翼参数表

参数	符号	数值	单位
四旋翼无人机质量	m	1.8	kg
轴距	l	0.22	m
升力系数	b	$3e-5$	$N \cdot s^2$
阻力系数	d	$7e-7$	$N \cdot ms^2$
x 轴上的转动惯量	I_x	1.25	$kg \cdot m^2$
y 轴上的转动惯量	I_y	1.25	$kg \cdot m^2$
z 轴上的转动惯量	I_z	2.5	$kg \cdot m^2$
转子惯量	J_r	$4e-5$	$kg \cdot m^2$

3 四旋翼控制器设计

由于四旋翼无人机具有欠驱动的特质^[19-20],故而不能同时对六个自由度进行跟踪。因此,给出一个有效的控制实施方案为:跟踪航迹 $[x, y, z]$ 和横滚角 ϕ ,同时保证俯仰角 θ 和偏航角 φ 的角度^[13]。所设计的整个控制系统结构,如图1所示。

接下来的设计过程中,采用二阶系统 Hurwitz 判据,同时保证 $a_0/a_1/a_2 > 0$ 和 $a_0 \cdot a_1 > 0$, 便能让系统具有稳定性。

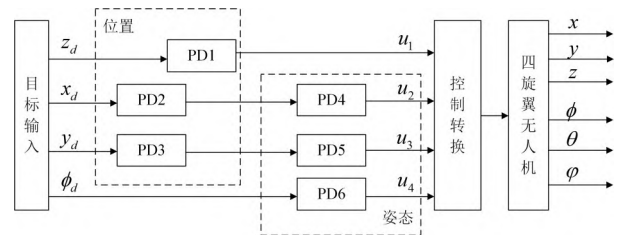


图1 基于补偿的PD控制

3.1 位置控制律的设计

通过设计位置控制律 u_1 , 实现四旋翼无人机轨迹跟踪^[12-15], 即控制目标: $x \rightarrow 0$, $y \rightarrow 0$, $z \rightarrow 0$ 。

$$\begin{aligned} u_{1x} &= U_1(c\phi s\theta c\varphi + s\phi s\varphi) \\ u_{1y} &= U_1(c\phi s\theta s\varphi - s\phi c\varphi) \\ u_{1z} &= U_1 c\phi c\varphi \end{aligned} \quad (4)$$

根据 Hurwitz 判据, 式(2)、式(3)可得描述位置状态的模型为

$$\begin{aligned} \ddot{X} &= u_{1x} - \frac{K_1}{m} \dot{X} \\ \ddot{Y} &= u_{1y} - \frac{K_2}{m} \dot{Y} \\ \ddot{Z} &= u_{1z} - g - \frac{K_3}{m} \dot{Z} \end{aligned} \quad (5)$$

以第一个位置子系统为例, 采用 PD 控制方法设计控制律为

$$u_{1x} = -k_{px} \dot{X} - k_{dx} X \quad (6)$$

则 $\ddot{X} + (k_{dx} + K_1/m)\dot{X} + k_{px} X = 0$ 。根据 Hurwitz 判据, 满足 $k_{px} > 0$, $k_{dx} + K_1/m > 0$, 即 k_{px} 和 k_{dx} 均取 5。

同理, 分别对第二个位置子系统设计 PD 控制律和第三个位置子系统设计基于前馈和重力补偿的 PD 控制律:

$$\begin{aligned} u_{1y} &= -k_{py} \dot{Y} - k_{dy} Y \\ u_{1z} &= -k_{pz} \dot{Z} - k_{dz} Z + g + \ddot{z}_d + \frac{K_3}{m} \dot{z}_d \\ z_c &= Z - z_d \end{aligned} \quad (7)$$

因此, 基于补偿的 PD 位置控制各参数和控制方案如表 2 所示。

3.2 虚姿态角度控制律的设计

下面针对三个姿态子系统设计 PD 控制律, 实现 $\phi \rightarrow \phi_d$, $\theta \rightarrow \theta_d$, $\varphi \rightarrow \varphi_d$ 。

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} &= U_2 - \frac{IK_4}{I_x} \dot{\phi} \\ \ddot{\theta} &= U_3 - \frac{IK_5}{I_y} \dot{\theta} \\ \ddot{\varphi} &= U_4 - \frac{IK_6}{I_z} \dot{\varphi} \end{aligned} \quad (8)$$

表 2 PD 位置控制参数表

参数	数值	统称
k_{px}	5.0	PD2
k_{dx}	5.0	
k_{py}	5.0	PD3
k_{dy}	5.0	
k_{pz}	5.0	PD1
k_{dz}	5.0	

取 $\phi_c = \phi - \phi_d$, $\theta_c = \theta - \theta_d$, $\varphi_c = \varphi - \varphi_d$, 以第一个姿态角子系统为例描述 PD 控制律的设计过程:

$$U_2 = -k_{p\phi} \phi_c - k_{d\phi} \dot{\phi}_c + \ddot{\phi}_d + \frac{IK_4}{I_x} \dot{\phi}_d \quad (9)$$

则 $\ddot{\phi}_d = k_{p\phi} \phi_c + k_{d\phi} \dot{\phi}_c - \frac{IK_4}{I_x} \dot{\phi}_d$, 根据 Hurwitz 判据

满足 $k_{p\phi} > 0$, $k_{d\phi} + IK_4/I_x > 0$, 即 $k_{p\phi}$ 和 $k_{d\phi}$ 均取 15。

同理, 分别对第二个姿态子系统设计基于前馈补偿的 PD 控制律和第三个姿态子系统设计 PD 控制律:

$$\begin{aligned} U_3 &= -k_{p\theta} \theta_c - k_{d\theta} \dot{\theta}_c + \ddot{\theta}_d + \frac{IK_5}{I_y} \dot{\theta}_d \\ U_4 &= -k_{p\varphi} \varphi_c - k_{d\varphi} \dot{\varphi}_c + \ddot{\varphi}_d + \frac{IK_6}{I_z} \dot{\varphi}_d \end{aligned} \quad (10)$$

因此, 基于补偿的 PD 姿态控制各参数和控制方案如表 3 所示。

表 3 PD 姿态控制参数表

参数	数值	统称
$k_{p\phi}$	15.0	PD4
$k_{d\phi}$	15.0	
$k_{p\theta}$	15.0	PD5
$k_{d\theta}$	15.0	
$k_{p\varphi}$	15.0	PD6
$k_{d\varphi}$	15.0	

4 闭环系统设计

考虑到上节所设计的 PD 控制律能使四旋翼无人机达到理想的状态, 其整个控制系统结构图如图 2 所示。

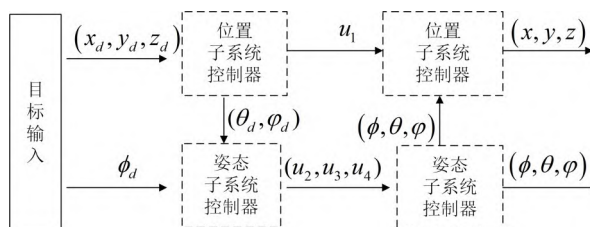


图 2 闭环系统结构图

上述闭环系统是由外环位置子系统和内环姿态子系统所构成的, 而整个控制系统又采取了双环控制的方法来进行设计飞行控制律。两个中间姿态指令信号 θ_d 、 φ_d , 从外环系统传递给了内环, 在内环中又通过控制方法来实现对 θ_d 、 φ_d 两个姿态指令信号的跟踪。

4.1 期望姿态角度控制律的设计

假设满足式(6)、式(7)所需要的姿态角度为 θ_d 和 φ_d , 为了实现 $\theta \rightarrow \theta_d$ 和 $\varphi \rightarrow \varphi_d$, 就需要对两个虚拟姿态角 (θ_d 、 φ_d) 进行求解。

由式(5)可知:

$$\begin{bmatrix} u_{1x} \\ u_{1y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\phi s\theta c\varphi_d + s\phi s\varphi_d \\ s\phi s\theta c\varphi_d - c\phi s\varphi_d \end{bmatrix} u_1 \quad (11)$$

$u_{1z} = U_1 \cos \phi \cos \varphi_d$, 可得 $U_1 = \frac{u_{1z}}{\cos \phi \cos \varphi_d}$,

则:

$$\begin{bmatrix} \cos \phi & \sin \phi \\ \sin \phi & -\cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{1x} \\ u_{1y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin \theta_d \cos \varphi_d \\ \sin \varphi_d \end{bmatrix} \frac{u_{1z}}{\cos \phi \cos \varphi_d} \quad (12)$$

化简可得:

$$\varphi_d = \arctan \left(\frac{\sin \phi \cos \phi u_{1x} - \cos^2 \phi u_{1y}}{u_{1z}} \right) \quad (13)$$

结合式(12),可得

$$\sin \varphi_d = \frac{\cos \phi (\sin \phi u_{1x} - \cos^2 \phi u_{1y})}{u_{1z}} \quad (14)$$

若式(14)的左值超出区间 $[-1, +1]$, 则会造成 θ_d 不存在。取 $x = \frac{\cos \phi (\sin \phi u_{1x} + \cos^2 \phi u_{1y})}{u_{1z}}$, 分析可得:

- 1) 当 $x > 1$ 当时, 取 $\sin \theta_d = 1$, 即 $\theta_d = \frac{\pi}{2}$;
- 2) 当 $x < -1$ 时, 取 $\sin \theta_d = -1$, 即 $\theta_d = -\frac{\pi}{2}$;
- 3) 当 $|x| \geq 1$ 时, 即:

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

根据以上分析,若要使式(14)成立,那么将式(14)改写成以下形式即可:

$$\sin \varphi_d = \frac{\cos \phi (\cos \phi (u_{1x} + \zeta_{1x}) + \sin \phi (u_{1y} + \zeta_{1y}))}{u_{1z} + \zeta_{1z}}$$

其中, ζ_{1x} 、 ζ_{1y} 和 ζ_{1z} 为时变值, $\zeta = [\zeta_{1x}, \zeta_{1y}, \zeta_{1z}]$, 当 $|x| \leq 1$ 时, 可取 $\zeta = 0$; 当 $|x| > 1$ 时, ζ 为了满足上述成立的实数, 相当于式加载控制输入 u_{1x} 、 u_{1y} 和 u_{1z} 上的扰动, 可通过控制器的鲁棒性来克服。

求解 θ_d 和 φ_d 后, 便可得到位置控制律为

$$U_1 = \frac{u_{1z}}{\cos \phi \cos \varphi_d} \quad (15)$$

4.2 期望姿态角速度控制律的设计

本文采用有限时间收敛三阶微分器, 实现求解 θ_d 、 $\dot{\theta}_d$ 和 φ_d 、 $\dot{\varphi}_d$ 的值, 即

$$\begin{aligned} x_1 &= x_2; x_2 = x_3 \\ \zeta^3 x_3 &= -2^{\frac{3}{5}} 4(x_1 - v(t) + (\zeta x_2)^{\frac{9}{7}})^{\frac{1}{3}} - 4(\zeta^2 x_3)^{\frac{3}{5}} \quad (16) \\ y_1 &= x_2; y_2 = x_3 \end{aligned}$$

上式中, 待微分的输入信号用 $v(t)$ 表示; $\zeta = 0.04$; 对期望姿态角度的跟踪、对期望姿态角速度和期望姿态角加速度的估计分别用 x_1 、 x_2 和 x_3 表示; 初始化微分器: $x_1(0) = 0$, $x_2(0) = 0$, $x_3(0) = 0$ 。

鉴于解决非连续函数求导问题, 可采用微分器。因此, 一方面不要求期望姿态角指令信号 θ_d 和 φ_d 满足连续性, 另一方面在位置控制中可包含切换函数。本文采用的是积分链式结构式微分器, 对含有干扰的信号进行求解导数时, 干扰信号位于微分器最后一层, 这样通过积分作用后的信号中的干扰就能被足够地抑制住。

5 仿真结果

为了展示PD控制器对四旋翼无人机的控制性能的有效性, 我们在 Matlab/Simulink 环境下模拟四旋翼无人机系统的三个姿态角和三个位置的轨迹跟踪。被控制对象位置初始状态和目标状态取 $[2, 1, 3, 0, 0, 10]$, 姿态初始状态和目标状态取 $[0, 0, 0, 0, 0, 0]$ 。

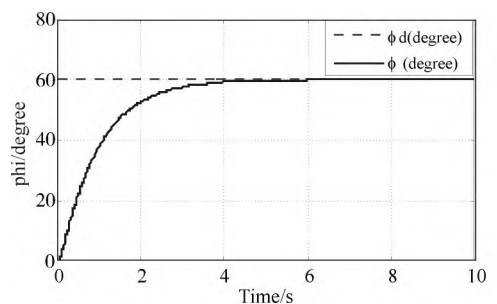
再结合四旋翼无人机模型式(2)和参数表1, 取 $K_1 = K_2 = K_3 = 0.01$ 、 $K_4 = K_5 = K_6 = 0.012$ 、 $I_1 = I_2 = 1.25$ 、 $I_3 = 2.5$ 、 $d_4 = d_5 = d_6 = 0.1$ 。采用内环收敛速度大于外环收敛速度的方法, 保证闭环系统的稳定性。因此, 取内环控制器增益远远大于外环控制器增益。采用位置控制律式(6~7)和姿态控制律式(9~10)。最后, 仿真结果如图3~5所示。

从图3、图4可知, 横滚角和偏航角在第4s时收敛到位, 而俯仰角的收敛时间只有2.3s。但, 三个位置状态的收敛时间均用时4s。从上述收敛结果可以得出: 本算法通过调整内环控制其增益系数, 使得内环收敛速度大于外环收敛速度, 保证了闭环系统的稳定性。

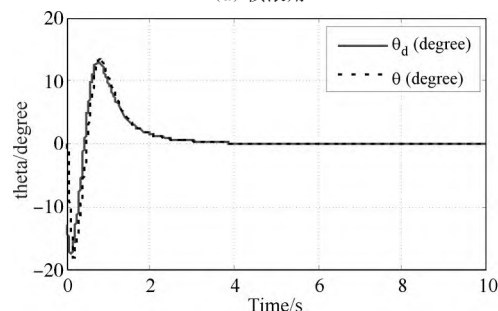
从图5可知, 仅垂直通道的控制力用时稍久、俯仰通道的控制力在初始时变化稍大, 而其他两个通道的控制力能在较短时间内收敛到位。

6 结语

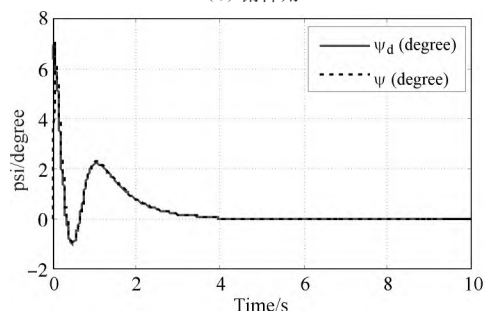
在存在外部未知扰动的情况下, 基于前馈补偿的PD控制器, 一方面较好地控制了内环增益系数, 即在飞行姿态控制方法的设计过程中, 采取了合适的PD增益系数, 保证了内环收敛速度大于外环收敛速度, 另一方面使得四旋翼无人机在姿态和位置调节时间上用时较少。从仿真结果中可知, 相较于纯PD飞行控制律, 本文所设计的控制律使得四旋翼无人机飞行控制系统更加稳定, 能够按照期望的轨迹悬停。并且能较好地补偿系统所受到的内外干扰, 提高了系统的稳定性, 较好地满足了系统性能要求。



(a) 横滚角

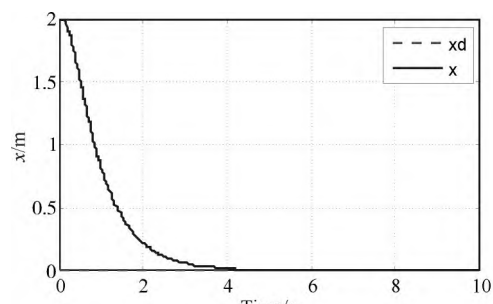


(b) 俯仰角

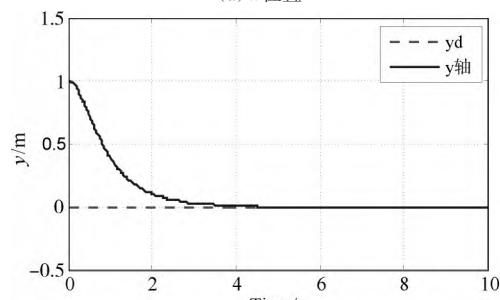


(c) 偏航角

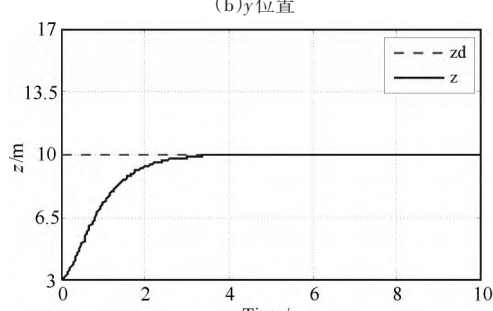
图3 三个姿态角的收敛过程



(a) x位置

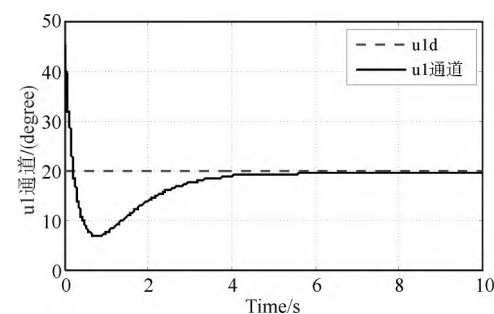


(b) y位置

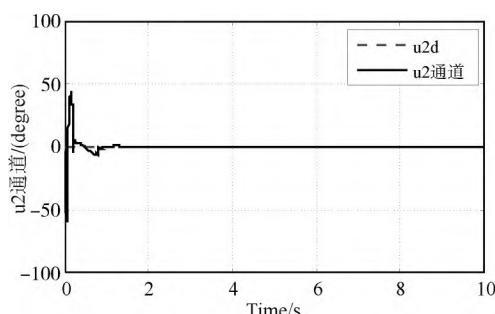


(c) 高度

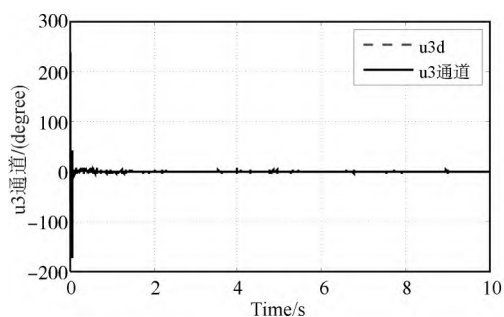
图4 三个位置状态的收敛过程



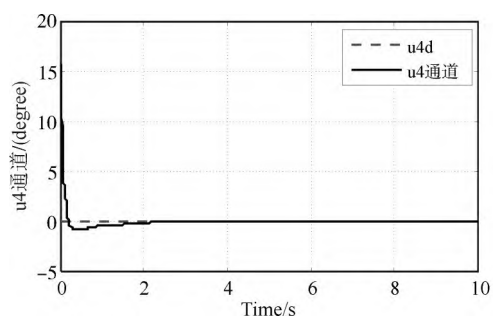
(a) 垂直通道的控制力



(b) 横滚通道的控制力



(c) 俯仰通道的控制力



(d) 偏航通道的控制力

图5 四个控制输入的变化过程

参考文献

- [1] 梁文凯, 张晓龙, 谢晓全, 等. 基于 Matlab 的四旋翼控制仿真与抗干扰验证[J]. 软件, 2020, 41(01): 143-147.
- [2] 贺威, 刘上平, 黄海丰, 等. 独立驱动的仿鸟扑翼飞行机器人的系统设计与实验[J]. 控制理论与应用, 2022, 39(1): 12-22.
- [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.
- [4] 李佳琪, 刘晨, 黄明, 等. 四旋翼无人机位置与姿态控制研究发展综述[J]. 南方农机, 2021, 52(12): 25-27.
- [5] 范云飞, 任小洪, 袁文林. 基于并联PID的四旋翼飞行控制策略设计[J]. 软件, 2015, 36(04): 37-39.
- [6] 史增辉, 张丽, 吴倩倩. 某型飞机飞控计算机MDAC故障分析[J]. 航空维修与工程, 2021, 4(06): 84-85.
- [7] 武坤琳, 张洪娜. 未来十年世界无人机市场预测[J]. 飞航导弹, 2015(05): 6-8.
- [8] 古训. 基于HJI理论的四旋翼飞行器姿态滑模控制设计[J]. 贵阳学院学报(自然科学版), 2021, 16(02): 62-64.
- [9] G. Ducard. Fault-tolerant flight control and guidance systems: practical methods for small unmanned aerial vehicles[J]. London: Springer, 2009: 1-20.
- [10] M. Benosman. A survey of some recent results on nonlinear fault tolerant control[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2010: 1-25.
- [11] 周文晟, 王子辉, 何致远. 基于LADRC策略的飞行器航拍增稳控制系统研究[J]. 科技通报, 2021, 37(04): 115-122.
- [12] 李仲德, 刘恒山. 四旋翼飞行器的建模与控制仿真[J]. 自动化应用, 2017(09): 57-59, 150.
- [13] 陈听雨. 四旋翼飞行器建模、仿真与PID控制[J]. 电子世界, 2018(21): 5-7.
- [14] 时来富, 沈建新, 王启盛, 等. 四旋翼飞行器的模糊自抗扰姿态控制[J]. 机械制造与自动化, 2021, 50(03): 157-162.
- [15] 张成, 郭玉英, 朱正为. 基于线性自抗扰的四旋翼无人机轨迹跟踪控制[J]. 飞行力学, 2021, 39(03): 75-81, 87.
- [16] 耿增显, 孟庆茂, 赵焱飞, 等. 基于Simulink四旋翼无人机PID控制[A]. 中国指挥与控制学会. 第九届中国指挥控制大会论文集[C]. 中国指挥与控制学会: 中国指挥与控制学会, 2021: 6.
- [17] 范怡敏, 罗云飞, 魏春英. 基于自适应神经网络的无人机PID控制器研究[J]. 电子测量技术, 2021, 44(09): 163-167.
- [18] 王祺. 四旋翼无人机模糊自适应PID系统设计[J]. 科技创新与应用, 2021, 11(20): 104-106.
- [19] 杨永刚, 宋炜. 风场干扰下四旋翼无人机的飞行控制与仿真[J]. 中国民航大学学报, 2021, 39(03): 16-21.
- [20] 李运堂, 马亮, 贾宇宁. 四旋翼飞行器的自主巡航控制系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2015, 23(10): 3361-3363.
- (上接第54页)
- [D]. 大连: 大连海事大学, 2006.
- [6] 王天旺. 并联型有源电力滤波器的研究与设计[D]. 西安: 西安科技大学, 2018.
- [7] 耿晓馥. 电力系统谐波检测和抑制方法研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2016.
- [8] 吴阳. 有源电力滤波器的谐波检测与控制仿真研究[D]. 上海: 上海电机学院, 2018.
- [9] 金涛, 刘思议. 一种基于瞬时无功功率的改进p-q谐波电流检测方法研究[J]. 福州大学学报(自然科学版), 2018, 46(01): 82-88.
- [10] GU Chaofan. Improved Ip-Iq Harmonic Detection Algorithm Based on Mixed Second-and Third-Order Generalized Integrator[A]. Science and Engineering Research Center. Proceedings of 2019 International Conference on Energy, Environmental and Civil Engineering (EECE 2019) [C]. Science and Engineering Research Center: Science and Engineering Research Center, 2019: 5.
- [11] SHA Deshang, WU Dan, LIAO Xiaozhong. School of Automation [A]. Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, P.R.China. Implementation of Three-Phase Grid Connected Inverters with SVPWM-Based Repetitive Control[C]. 2010: 4.
- [12] 王素珍. 基于模糊控制的自整定模糊PID设计与仿真[A]. 中国自动化学会、济南市人民政府. 2017中国自动化大会(CAC2017)暨国际智能制造创新大会(CIMIC2017)论文集[C]. 中国自动化学会、济南市人民政府: 中国自动化学会, 2017: 5.
- [13] YUN Teng. Harmonic Current Detection Based on the Generalized Instantaneous Reactive Power Theory [A]. 2015: 4.