

引用格式:王辉,刘红霞,费致根,等.基于小脑模型四旋翼无人机高度跟踪控制研究[J].电光与控制,2019,26(9):98-102. WANG H, LIU H X, FEI Z G, et al. Height tracking control of quadrotor UAVs based on CMAC[J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(9):98-102.

基于小脑模型四旋翼无人机高度跟踪控制研究

王辉, 刘红霞, 费致根, 王建辉, 张九江
(郑州轻工业大学, 郑州 450002)

摘要: 针对四旋翼无人飞行器的强耦合、欠驱动、非线性强以及参数不确定等因素,将小脑模型(CMAC)神经网络算法引入系统,并与传统PD控制算法结合,以改善系统的动静态性能。以传统PD控制实现对高度的反馈控制,以CMAC神经网络进行前馈控制,实现对高度模型的逆模型控制。仿真结果表明,该方法较传统PID控制的动态过程超调量小、响应快速,且稳定性好,系统抗干扰能力强。

关键词: 四旋翼无人机; 小脑模型; 高度跟踪; 复合控制

中图分类号: TP273 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2019.09.020

Height Tracking Control of Quadrotor UAVs Based on CMAC

WANG Hui, LIU Hong-xia, FEI Zhi-gen, WANG Jian-hui, ZHANG Jiu-jiang
(Zhengzhou University of Light Industry, Zhengzhou 450002, China)

Abstract: Considering the problems of strong coupling, underactuation, nonlinearity and parameter perturbations in the system of quadrotor Unmanned Aerial Vehicles (UAVs), the Cerebellar Model Articulation Controller (CMAC) is introduced into the system and combined with the traditional PD controller to improve the static and dynamic performance of quadrotor UAV. The traditional PD controller is used to achieve feedback control of the height, and CMAC is for the feedforward control to realize inverse control of height mathematic model. The simulation results prove that: Compared with the traditional PID controller, our control method has less overshoot, faster response, better stability and stronger anti-jamming ability.

Key words: quadrotor UAV; CMAC; altitude tracking; compound control

0 引言

四旋翼飞行器具有相对简单的机械结构,可通过改变其4个螺旋桨的速度来实现各种飞行动作,适宜在复杂地形环境中或者比较狭小的空间中使用,该飞行器在搜救、航拍和侦察等方面具有广阔的应用前景^[1]。四旋翼飞行器的机体结构特点,造成其对外界飞行环境及负载变化等都比较敏感,加之模型误差的影响,导致控制系统的不稳定。因此,对四旋翼飞行器控制系统的控制性能提出了较高的要求。

目前常用的控制算法有PID控制器算法、自抗扰

控制器算法、线性二次型最优调节控制器算法、滑模控制算法和BackStepping控制算法^[2]。经典PID控制参数整定过程繁琐、可移植性差、解耦性能和鲁棒性差等固有的缺点限制了四旋翼控制性能的提高^[3]。文献[4]针对传统单级PID在四旋翼飞行器应用中存在的一些缺陷,提出采用改进的双闭环PID进行控制,提高了系统的抗干扰能力,由于对模型精确度要求较高,在参数变化和外界环境影响下,其控制精度不高。线性二次型最优调节控制器通过构成系统闭环,实现对PID参数的调节,但此种方法需要较为精确的线性模型,且加权矩阵 L 和 R 的选取对系统的控制性能有很大影响。文献[5]利用遗传算法对线性二次型的加权矩阵进行最优化选取,以提高系统的控制性能。滑模变结构控制算法是一种非线性控制方法,对被控制对象的数学模型精度要求不高,适合于四旋翼无人飞行器参数不确定、非线性强的情况。但由于滑动模态在滑模面不断切换,会导致控制系统产生抖振现象。文献[6]采用T-S模糊算法减

收稿日期:2019-02-14

修回日期:2019-08-02

基金项目:2018年度NSFC-河南联合基金(U1804190);河南省2017年科技攻关项目(172102310070);郑州轻工业学院校内基金(2015XJJZ024)

作者简介:王辉(1977—),男,河南潢川人,博士,副教授,研究方向为机电系统动力学与控制。

小滑模控制的抖振,实现对姿态角的运动控制;文献[7]通过对 BackStepping 控制算法进行改进,引入积分饱和函数,增强无人机飞行过程中控制系统的抗干扰能力;BackStepping 控制算法要求系统结构需满足所谓的块严格反馈条件,这在很大程度上限制了该算法的应用范围^[8];文献[9]提出采用模型参考自适应方法在参数变化时实现对飞行器的良好控制,但在选择合适的参考模型方面比较困难。

本文将小脑模型(CMAC)神经网络算法与传统的PD控制算法相结合,并应用于四旋翼无人飞行器控制系统,实现无人飞行器的高度控制^[10]。

1 系统数学模型

四旋翼飞行器利用电机带动螺旋桨旋转,通过对每个电机的转速进行控制,实现对飞行器的姿态与位置控制。目前四旋翼无人飞行器主要分为“十”型和“×”型两种结构,本文采用的是“×”型结构四旋翼无人飞行器,其结构如图1所示。

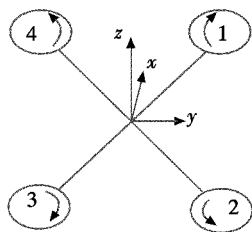


图1 四旋翼无人飞行器结构示意图

Fig. 1 Diagram of quadrotor UAV

图1中,电机1与电机4为前螺旋桨,电机2与电机3为后螺旋桨,电机1与电机3的转向相同,电机2与电机4转向相同。

四旋翼无人机飞行动力学模型是基于以下原则推导得到^[11]:

- 1) 四旋翼无人飞机为刚体模型;
- 2) 四旋翼无人飞行器的几何中心与质心视作重合;
- 3) 忽略陀螺效应对系统动力学特性的影响。

经过受力分析,推导并简化出飞行器的动力学模型^[12],即

$$\begin{cases} \ddot{x} = (\cos \phi \cos \psi \sin \theta + \sin \phi \sin \psi) \frac{U_1}{m} - \frac{K_1}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} = (\cos \phi \sin \psi \sin \theta - \sin \phi \cos \psi) \frac{U_1}{m} - \frac{K_1}{m} \dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{U_1}{m} \cos \phi \cos \theta - \frac{K_2}{m} \dot{z} - g \\ \ddot{\phi} = \frac{\sqrt{2}l}{2I_x} U_2 + \frac{I_y - I_z}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} \\ \ddot{\theta} = \frac{\sqrt{2}l}{2I_y} U_3 + \frac{I_z - I_x}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} \\ \ddot{\psi} = \frac{l}{I_z} U_4 + \frac{I_x - I_y}{I_z} \dot{\phi} \dot{\theta} \end{cases} \quad (1)$$

式中: m 为四旋翼无人飞行器的质量; K_1 为四旋翼无人飞行器水平方向飞行时的空气阻力系数; K_2 为四旋翼无人飞行器垂直方向飞行时的空气阻力系数; ϕ 为四旋翼无人飞行横滚角; θ 为四旋翼无人飞行器俯仰角; ψ 为四旋翼无人飞行器偏航角; g 为重力加速度; I_x, I_y, I_z 分别为无人飞行器在3个轴的转动惯量; l 为无人机电机中心到无人机质心的距离; U_1, U_2, U_3 和 U_4 为中间变量, U_1 为 z 轴方向上的合力, U_2 为绕 x 轴横滚的合力, U_3 为绕 y 轴俯仰的合力, U_4 为绕 z 轴旋转的合力矩,即^[13]

$$\begin{cases} U_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \\ U_2 = F_1 + F_2 - F_3 - F_4 \\ U_3 = F_1 - F_2 - F_3 + F_4 \\ U_4 = \frac{K_Q}{K_F} (F_1 - F_2 + F_3 - F_4) \end{cases} \quad (2)$$

式中: F_i 为电机与螺旋桨系统旋转时的升力, $i=1, \dots, 4$; K_F 为升力系数; K_Q 为扭矩系数。

由式(1)可知,位置控制数学模型与姿态控制数学模型之间存在耦合,在位置模型中包含有姿态角,因而姿态运动的变化影响位置的变化。另外,姿态运动方程间也相互耦合,不仅姿态角相互影响,而且也受转动惯量等参数的影响。四旋翼无人飞行器一般在小角度慢变下飞行,因此式(1)可以近似线性化为

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{U_1}{m} \theta - \frac{K_1}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} = -\frac{U_1}{m} \phi - \frac{K_1}{m} \dot{y} \\ \ddot{z} = \frac{U_1}{m} - \frac{K_2}{m} \dot{z} - g \\ \ddot{\phi} = \frac{\sqrt{2}l}{2I_x} U_2 \\ \ddot{\theta} = \frac{\sqrt{2}l}{2I_y} U_3 \\ \ddot{\psi} = \frac{l}{I_z} U_4 \end{cases} \quad (3)$$

由式(3)可知,通过近似线性化,不仅实现对位置运动与姿态运动的解耦,而且实现了状态运动方程间的解耦。

四旋翼的执行机构使用的是由电子调速器驱动的反应速度较高的直流无刷电机,电机的旋转带动与之固定连接的旋翼转动,进而产生垂直于旋翼旋转平面的升力和与旋翼旋转方向相反的反扭矩,则第 i 个旋翼产生的升力 F_i 和扭矩 Q_i 可以用一阶惯性环节表示^[14]为

$$\begin{cases} F_i = \frac{K_F \omega}{s + \omega} u_i \\ Q_i = \frac{K_Q \omega}{s + \omega} u_i \end{cases} \quad (4)$$

式中:升力系数 K_F 为正的常数;扭矩系数 K_Q 为常数; ω 为电机带宽; u_i 为控制电机的 PWM 信号; s 为复频率变量。

故式(2)可变为

$$\begin{cases} U_1 = \frac{K_F \omega}{s + \omega} (u_1 + u_2 + u_3 + u_4) \\ U_2 = \frac{K_F \omega}{s + \omega} (u_1 + u_2 - u_3 - u_4) \\ U_3 = \frac{K_F \omega}{s + \omega} (u_1 - u_2 - u_3 + u_4) \\ U_4 = \frac{K_Q \omega}{s + \omega} (u_1 - u_2 + u_3 - u_4) \end{cases} \quad (5)$$

通过式(5)可以看出,对电机的升力及扭矩的控制,转换为对输入电子调速器的 PWM 波占空比的控制。如果分别用 $\Delta u_1, \Delta u_2, \Delta u_3$ 和 Δu_4 表示无人飞行器上升、横滚、俯仰和偏航时的 4 个电机输入 PWM 波之和,则式(5)可表示为

$$\begin{cases} U_1 = \frac{K_F \omega}{s + \omega} \Delta u_1 \\ U_2 = \frac{K_F \omega}{s + \omega} \Delta u_2 \\ U_3 = \frac{K_F \omega}{s + \omega} \Delta u_3 \\ U_4 = \frac{K_Q \omega}{s + \omega} \Delta u_4 \end{cases} \quad (6)$$

2 高度跟踪控制系统设计

基于位置跟踪的四旋翼无人飞行器控制系统是 4 输入 6 输出的欠驱动系统,控制策略采用双回路串级控制:内回路为姿态回路,实现四旋翼无人飞行器姿态角的控制;外回路为位置控制回路,实现对位置的跟踪控制。

根据式(3),位置控制回路中:高度通道控制器以期望高度为输入,升力 U_1 为控制输出;位置 x 通道控制器以位置 x 为期望输入,俯仰角 θ 为输出;同理, y 通道控制器以位置 y 为期望输入,横滚角 ϕ 为输出。姿态控制回路中:俯仰角 θ 和横滚角 ϕ 通道控制器的期望输入分别为位置 x 通道和 y 通道的控制输出,控制输出分别为输入各电子调速器的占空比之和,进而实现串级控制,偏航角 ψ 通道则以设定的偏航角为期望输入,以输入各电子调速器占空比之和为控制输出,实现对偏航角的伺服控制。

本文仅以高度跟踪为例,研究基于小脑模型(CMAC)神经网络与 PD 复合控制算法在四旋翼无人飞行器控制系统中的应用。

2.1 PD 控制器设计

为检验控制器抗干扰能力,高度控制数学模型仍用式(1)中的第 3 式,即

$$\ddot{z} = \frac{U_1}{m} \cos \phi \cos \theta - \frac{K_2}{m} \dot{z} - g \quad (7)$$

式中, U_1 为系统总升力,是高度控制输入量,是 4 个电机输出的升力之和,但 MCU 控制器无法直接输出升力之和,结合式(6)的第 1 式可知,通过控制 Δu_1 可实现对总升力 U_1 的控制。

如果期望的高度为 z_d ,通过 PD 控制器实现系统的反馈控制,则

$$u_{PD} = k_p(z_d - z) + k_d(\dot{z}_d - \dot{z}) \quad (8)$$

式中: u_{PD} 为 PD 控制器的输出; k_p 为比例项系数; k_d 为微分项系数。

2.2 小脑模型(CMAC)神经网络控制器

CMAC 神经网络是仿照小脑的特点而设计的,具有局部泛化能力,对于相似的输入会产生相似的输出,远离的输入会产生独立的输出,一般由网络输入、概念映射、物理映射和网络输出 4 部分组成^[15]。CMAC 神经网络的基本构成包括输入空间 S 、关联列矢量 A 、关联列矢量 A 对应的权矢量 W 和输出空间 P ^[16],其结构如图 2 所示。图中: $\rho_1, \rho_2, \dots, \rho_n$ 表示量化矢量; $F(S_1), \dots, F(S_i)$ 表示 CMAC 神经网络的输出值。

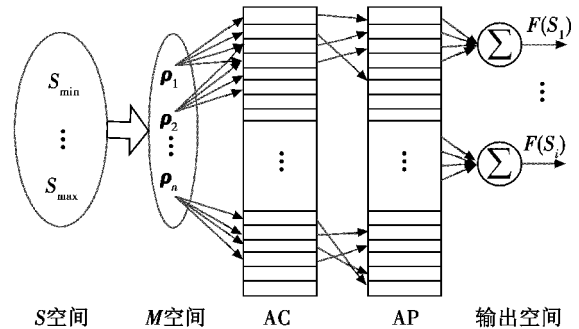


图 2 CMAC 神经网络结构图

Fig. 2 Diagram of CMAC

在输入层,根据泛化参数和量化级数,对输入矢量进行量化处理,实现对输入空间 S 的划分,这是一种线性量化,量化结果的精度受量化级数和内存大小的影响,关联矢量 AC 层是虚拟存储单元,在关联矢量 AC 层,通过滚动组合实现 AC 层空间中被激活单元的存储;采用杂散编码技术,实现 AC 空间到实际存储空间 AP 的映射,在 AP 空间存储的是 AC 空间中被激活单元对应的权值;在输出层,通过对 AP 空间中的存储空间中被激活单元的权值进行求和,得到 CMAC 神经网络的输出^[17-18]。

结合四旋翼无人飞行器高度控制的特点,CMAC 神经网络以高度设定值为输入变量,则在输入层,设定的期望高度在区间 $[S_{\min}, S_{\max}]$ 上可分成 $N+2c$ 个量化间隔,即泛化参数为 c ,则最小值量化为

$$S_{\min} = \rho_1 = \rho_2 = \dots = \rho_c \quad (9)$$

输入矢量可量化为

$$\Delta \rho = \frac{S_{\max} - S_{\min}}{N - 1} \quad (10)$$

式中: $\Delta \rho$ 为量化间隔矢量; N 为量化级数。于是,量化矢量为

$$\rho_{c+i+1} = \rho_{c+i} + \Delta \rho \quad i = c + 1, c + 2, \dots, c + N \quad (11)$$

最大值量化为

$$S_{\max} = \rho_{N+c+1} = \rho_{N+c+2} = \dots = \rho_{N+2c} \quad (12)$$

量化空间映射到关联矢量空间,则关联矢量 α_i 为 $\alpha_i =$

$$\begin{cases} 1 & \rho \in [\rho_i, \rho_{i+c}] \quad i = c + 1, c + 2, \dots, c + N \\ 0 & \text{其他} \end{cases}, \text{于是, CMAC}$$

网络的输出为 $u_{\text{CMAC}}(n)$,则

$$u_{\text{CMAC}}(n) = \sum_{i=1}^c \omega_i(n) \cdot \alpha_i \quad (13)$$

为实现权值 $\omega_i(n)$ 的调整,定义能量指标函数 $J(n)$

为 PD 控制器的输出 $u_{\text{PD}}(n)$ 的平方,即

$$J(n) = \frac{1}{2c} (u(n) - u_{\text{CMAC}}(n))^2 \quad (14)$$

式中, $u(n)$ 为控制器的总输出。

根据梯度最速下降法,可得权值调整算法为

$$\begin{cases} \Delta \omega_i(n) = -\eta \frac{\partial J(n)}{\partial \omega} = \eta \frac{u_{\text{PD}}(n)}{c} \alpha_i \\ \omega_i(n+1) = \omega_i(n) + \Delta \omega_i(n) + \\ \beta(\omega_i(n) - \omega_i(n-1)) \end{cases} \quad (15)$$

式中: η 为学习率; β 为动量因子,加速权值的调整。

从式(15)中可看出,权值根据 PD 控制器的输出进行调整,当 PD 控制器输出为零时,权值调整完成。

2.3 复合控制器设计

传统 PID 控制器结构简单、易于实现,但参数整定困难,加之四旋翼无人飞行器非线性强、参数易摄动,因此控制效果并不理想。本文利用 CMAC 神经网络算法的学习速度快、对学习数据出现的次序不敏感、具有一定泛化能力等优点^[10],将传统 PID 与 CMAC 神经网络算法相结合,以 PD 控制器实现系统的反馈控制,利用 CMAC 神经网络算法的非线性函数逼近能力,以及学习速度快的特点,作为前馈控制,以提高系统的抗干扰能力。基于 CMAC 的神经网络控制系统结构如图 3 所示。

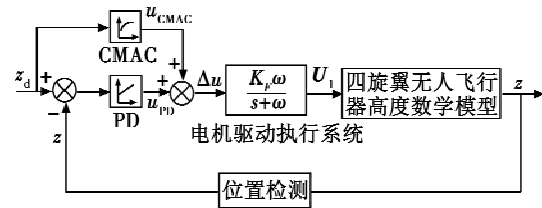


图 3 四旋翼无人飞行器高度控制系统结构框图

Fig. 3 Diagram of quadrotor UAV's altitude control system

3 仿真实验研究

本文以加拿大 Quanser 公司开发的 Qball-X4 四旋翼无人机的参数为依据进行仿真研究,其主要参数为 $K_f = 120 \text{ N}$, $\omega = 15 \text{ rad/s}$, $I_x = I_y = 0.03 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_z = 0.04 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $K_\theta = 4 \text{ N} \cdot \text{m}$,无人机质量 $m = 1.4 \text{ kg}$,无人机电机中心到无人机质心距离 $l = 0.2 \text{ m}$ 。

仿真实验在设定高度分别为 10 m 和 30 m 情况下进行,为检测控制器的抗干扰能力,通过改变翻滚角模拟施加干扰。结果如图 4、图 5 所示。

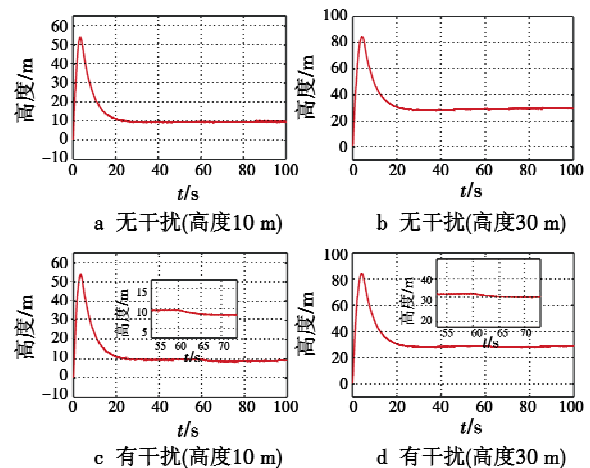


图 4 基于 PID 控制器的高度响应曲线

Fig. 4 Altitude response curve based on PID controller

由图 4 可以看出,基于 PID 控制器的四旋翼无人飞行器控制系统超调严重,系统到达稳定时间长,其调节时间大于 20 s。从图 5 可以看出,其超调量很小,到达稳定的时间短,其调节时间约 5 s。

由图 4c、图 4d 可知,在 60 s 时突加干扰,受干扰的影响,已经处于稳定状态的无人飞行器从设定的高度小幅下降,经过约 20 s 才能重新调整到原设定高度。由图 5c、图 5d 可知,在 20 s 时突加干扰,同等干扰情况下,其响应曲线基本没有变化。通过在有无干扰两种情况下,对两种控制器的响应曲线分析可知,基于 CMAC 神经网络与 PD 复合控制的系统,超调量小、响应快速、到达稳

态的时间短,且抗干扰能力强、鲁棒性好。

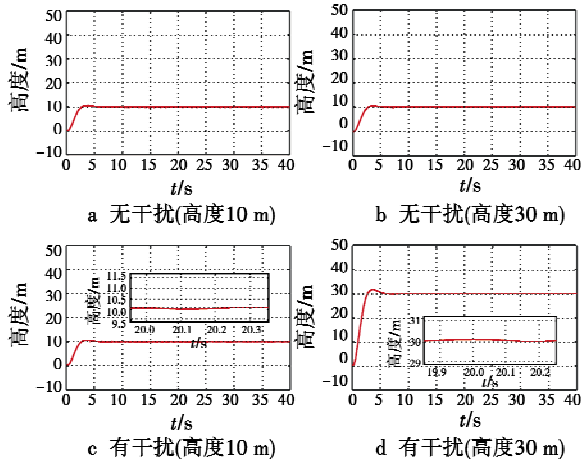


图 5 基于 CMAC 控制器的高度响应曲线

Fig. 5 Altitude response curve based on CMAC controllers

4 结束语

本文在分析四旋翼无人机数学模型的基础上,针对四旋翼系统参数不确定、易受干扰等特点,通过对小脑模型神经网络控制算法进行研究,并将其引入四旋翼无人机控制系统,与 PD 控制器结合进行复合控制,实现对四旋翼无人机的高度跟踪控制。在有无干扰两种情况下与 PID 控制器相比较,通过仿真实验验证了该方法的可行性。仿真结果表明,基于小脑模型神经网络复合控制方法调节时间短、系统响应快速、超调量小、系统稳定性更好,且抗干扰能力更强。

参 考 文 献

- [1] 曾小勇,彭辉,吴军. 四旋翼飞行器的建模与姿态控制[J]. 中南大学学报:自然科学版,2013,44(9):3693-3700.
- [2] 滕雄,吴怀宇,陈洋,等. 基于反步法的四旋翼飞行器轨迹跟踪研究[J]. 计算机仿真,2016,33(5):78-83.
- [3] 甄红涛,齐晓慧,夏明旗,等. 四旋翼无人直升机飞行控制技术综述[J]. 飞行力学,2012,30(4):295-299.
- [4] 于文妍,杨坤林. 四旋翼无人机的双闭环姿态控制系统[J]. 兰州理工大学学报,2018,44(5):96-101.
- [5] 韩铨,张彦军. 基于遗传算法的四旋翼飞行器最优控制[J]. 电光与控制,2018,25(1):28-33.
- [6] 陶彦隐,王炜毅,邱亚峰,等. 基于自适应滑模控制的四旋翼无人机轨迹跟踪控制[J]. 信息与控制,2018,47(3):276-282.
- [7] 周末宏,窦景欣,张居乾,等. 基于改进反步法的四旋翼无人机轨迹跟踪控制[J]. 东北大学学报:自然科学版,2018,39(1):66-70.
- [8] 杨俊华,吴捷,胡跃明. 反步方法原理及在非线性和鲁棒控制中的应用[J]. 控制与决策,2002,17(s):641-653.
- [9] 李瑞琪,王洪福,李瑞雪,等. 基于模型参考自适应的四旋翼飞行器控制[J]. 计算机测量与控制,2013,21(12):3260-3263,3271.
- [10] 岳学磊,白鹏,杨瑞坤,等. CMAC-PID 在无刷直流电机控制系统中的应用[J]. 仪表技术与传感器,2016(7):112-114.
- [11] 刘云平,黄希杰,李先影,等. 四旋翼飞行器的滑模 PID 轨迹跟踪控制[J]. 机械科学与技术,2017,36(12):1859-1865.
- [12] 杨兴明,李文静. 基于滑模控制器的四旋翼飞行器控制[J]. 合肥工业大学学报:自然科学版,2016,39(7):924-928.
- [13] 陈骥. 四旋翼无人飞行器动力学建模及控制技术的研究[D]. 南京:南京理工大学,2016.
- [14] 范云生,曹亚博,赵永生. 四旋翼飞行器轨迹跟踪控制器的设计与验证[J]. 仪器仪表学报,2017,38(3):741-749.
- [15] 朱剑波,顾崑. 基于小脑模型和干扰观测器的交流伺服系统控制算法研究[J]. 工业控制计算机,2016,29(6):26-28.
- [16] 郭红军. 一种提高 CMAC 神经网络收敛性的改进算法[J]. 西南师范大学学报:自然科学版,2014,39(7):115-120.
- [17] 李鑫. 基于 CMAC 的多驱动系统协调控制[D]. 合肥:合肥工业大学,2010.
- [18] 李锋. CMAC 神经网络概念映射及学习算法研究与应用[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2007.