

张翱鹏, 刘双杰, 郝永平. 共轴双旋翼无人机稳定飞行控制算法研究[J]. 智能计算机与应用, 2025, 15(2): 133-137. DOI: 10.20169/j.issn.2095-2163.24083002

# 共轴双旋翼无人机稳定飞行控制算法研究

张翱鹏, 刘双杰, 郝永平

(沈阳理工大学 装备工程学院, 沈阳 110159)

**摘要:** 针对共轴双旋翼无人机强耦合的非线性系统控制稳定性不足, 以及传感器读取数据不精准及噪声对稳定控制的影响问题, 设计了适用于共轴双旋翼无人机的抗干扰控制算法及对传感器数据进行处理 LM 算法。采用 ADRC 抗干扰控制算法作为内环和外环控制器, 控制共轴双旋翼无人机位置、速度和姿态; 利用改进的 LM 算法, 对离散的加速度计与磁力计测量值进行标定, 配合无人机更好的修正速度信息与位置信息。仿真实验和飞行试验表明: 相比于线性控制器, 抗干扰控制算法具有较快的稳定时间和较小的超调量, 提高了系统的鲁棒性, 所设计的姿态控制系统应用于共轴双旋翼无人机具有理想的控制效果。

**关键词:** 共轴双旋翼无人机; LM 算法; 抗干扰控制; 鲁棒性

**中图分类号:** V249.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 2095-2163(2025)02-0133-05

## Research on stable flight control algorithm of coaxial twin-rotor helicopter

ZHANG Aopeng, LIU Shuangjie, HAO Yongping

(School of Equipment Engineering, Shenyang Ligong University, Shenyang 110159, China)

**Abstract:** In order to solve the problems of insufficient control stability, inaccurate sensor data reading and noise influence on stability control of the strongly coupled nonlinear system of coaxial twin rotor helicopter, an anti-interference control algorithm and LM algorithm for sensing and data processing of coaxial twin rotor helicopter were designed. The ADRC anti-interference control algorithm is used as the inner and outer ring controller to control the position, speed and attitude of the coaxial twin-rotor helicopter. The improved LM algorithm is used to calibrate the measured values of the discrete accelerometer and magnetometer, which can better correct the speed and position information of the helicopter. The simulation experiment and flight test show that compared with the linear controller, the anti-interference control algorithm has a faster stability time and a smaller overshoot, which improves the robustness of the system. The designed attitude control system has an ideal control effect when applied to the coaxial twin-rotor helicopter.

**Key words:** coaxial twin-rotor UAV; LM algorithm; anti-interference control; robustness

## 0 引言

近年来, 无人机在飞行过程中的稳定控制成为无人机研究领域的热点与难点<sup>[1]</sup>。得益于微电子技术的进步, 可携带的小型和微型无人机也逐渐成为研究热点<sup>[2]</sup>。其典型代表如美国航空环境公司的“弹簧刀”300 固定翼无人机<sup>[3]</sup>、美国 Flir 公司的“黑黄蜂”微型无人机、以色列拉斐尔公司的“萤火虫”共轴双旋翼直升机、以色列 Spear UAV 公司的 Ni-nox40 四旋翼无人机。目前常见的旋翼无人机

类型多数为定桨距构型的四旋翼无人机<sup>[4]</sup>和共轴双旋翼无人机。定桨距共轴旋翼构型结构简单易于携带<sup>[5]</sup>, 但 4 个电机为调整飞机姿态需要留出部分功率用于电机增速, 导致这类多旋翼系统的能量利用率和载荷较低<sup>[6]</sup>。变桨距结构相较于定桨距结构质量大、构成复杂、成本高。为简化控制机构组成、提升可靠性, 增加无人机的滞空时间和机动性能<sup>[7]</sup>, 本文以一款机身呈圆柱形的定桨距共轴双旋翼无人机为对象, 设计了勒文伯格-马夸尔特 (Levenberg-Marquardt, LM) 传感器校准算法以及共

**作者简介:** 张翱鹏(2000—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向: 无人系统技术; 郝永平(1960—), 男, 博士, 教授, 博士生导师, 主要研究方向: 无人系统技术, 图像处理, 智能弹药等。

**通信作者:** 刘双杰(1980—), 女, 博士, 教授, 主要研究方向: 智能弹药, 微机械应用。Email: shuangjieliu@126.com。

**收稿日期:** 2024-08-30

哈尔滨工业大学主办 ◆ 专题设计与应用

轴双旋翼无人机姿态控制的主动干扰抑制控制器 (Active Disturbance Rejection Control, ADRC), 数值仿真证明了算法的合理性、实际飞行验证了控制器有效性。

## 1 共轴旋翼无人机位姿标定方法研究

在共轴旋翼无人机控制系统上, 最基础、最重要的部分就是状态估计<sup>[8]</sup>。对共轴旋翼当前的速度、姿态、位置进行计算是状态估计的主要工作<sup>[9]</sup>。陀螺仪测量的角速度积分成角度, 加速度计所测加速度进行积分得到速度, 对速度积分得到当前的位置。但加速度计和陀螺仪的测量值都是离散的, 需要通过磁力计修正航向角, 通过 GPS 来修正位置和速度信息, 且加速度计、磁力计容易受到电路板上其他元件的干扰, 难以得到精确的加速度、位置信息<sup>[10]</sup>, 导致无人机很难稳定飞行, 因此对其进行校准标定是必要的。

### 1.1 基于 LM 算法的无人机姿态偏差标定方法

加速度计是用于测量无人机当前加速度值的一种惯性传感器<sup>[11]</sup>, 其可以分别对共轴旋翼无人机在  $x$ 、 $y$ 、 $z$  轴上的加速度进行测量, 能精准测量无人机的横滚和俯仰角, 且无累积误差。

传感器标定时, 需建立标定前和标定后的三轴加速度的关系, 即建立误差模型<sup>[12]</sup>。设定  ${}^b a_m \in \mathbb{R}^3$  为标定后的三轴加速度值,  ${}^b a'_m \in \mathbb{R}^3$  为标定前的三轴加速度值, 则误差模型如下所示:

$${}^b a_m = T_a K_a ({}^b a'_m + b'_a) \quad (1)$$

为了对加速度计测得的值进行标定, 需要对以下参数进行估计:

$$\Theta_a \triangleq [\Delta\psi_a \ \Delta\vartheta_a \ \Delta\phi_a \ s_{ax} \ s_{ay} \ s_{az} \ b'_{ax} \ b'_{ay} \ b'_{az}]^T \quad (2)$$

公式可变形为如下函数:

$$h_a(\Theta_a, {}^b a'_m) \triangleq T_a K_a ({}^b a'_m + b'_a) \quad (3)$$

根据无论加速度计放置的角度如何变化, 其加速度的模长应该始终是常值这一标定原理<sup>[13]</sup>, 可以得到如下优化方程来估计未知参数:

$$\Theta_a^* = \operatorname{argmin}_{\Theta_a} \sum_{k=1}^M (\|h_a(\Theta_a, {}^b a'_{m,k})\| - g)^2 \quad (4)$$

再利用 LM 算法就可得到  $\Theta_a^*$  的最优解。LM 算法是一种通过不断迭代从而求出函数极值与最优解的算法<sup>[14]</sup>。LM 算法公式为:

$$x_{s+1} = x_s - (H + \alpha I)^{-1} G \quad (5)$$

LM 算法可以通过调节步长  $\alpha$  来使迭代更加简便, 能更加精准且快速的求得最优解。

通过以上原理, 利用 PX4 飞控板与 matlab 的联

合仿真进行硬件在环仿真, 并利用编写的 LM 算法和误差模型函数实现对加速度测量值的标定与校准。标定结果如图 1 所示。

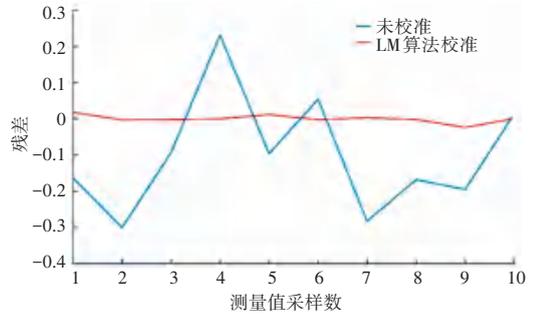


图1 加速度数据校正对比图

Fig. 1 Comparison chart of acceleration data corrections

从图 1 可以看出, 经过两次迭代后指标函数明显减小, 校正后的残差变小, 曲线明显平缓了许多。

### 1.2 基于 LM 算法的无人机位置偏差标定方法

磁力计在实际生产安装过程中, 总会出现一些偏差, 电路、电机、芯片等都会对其产生影响<sup>[15]</sup>。因此, 需要对其进行标定校准。现假定  ${}^b m_m \in \mathbb{R}^3$  表示标定后的磁感应强度值,  ${}^b m'_m \in \mathbb{R}^3$  表示标定前的磁感应强度值, 构建其误差模型如下:

$${}^b m_m = T_m K_m ({}^b m'_m + b'_m) \quad (6)$$

$$h_m(\Theta_m, {}^b m'_m) \triangleq T_m K_m ({}^b m'_m + b'_m) \quad (7)$$

根据期望找到  $\Theta_m$ , 使得  $\|T_m K_m ({}^b m'_m + b'_m)\|$  尽可能与常数 1 接近的原理, 对磁感应强度归一化处理。令  $\|{}^b m_{m,k}\|^2 = 1 (k = 1, 2, \dots, M)$ , 使  ${}^b m_{m,k}$  分布到单位圆上, 并得到如下优化方程来估计未知参数:

$$\Theta_m^* = \operatorname{argmin}_{\Theta_m} \sum_{k=1}^M (\|h_m(\Theta_m, {}^b m'_{m,k})\| - 1)^2 \quad (8)$$

利用编写的 LM 算法和误差模型函数, 实现对磁力计测量值的标定与校准。标定结果如图 2 所示。

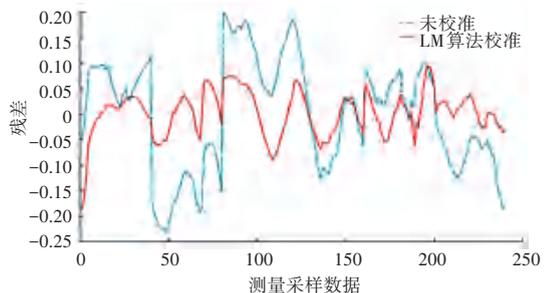


图2 磁力计数据校正对比图

Fig. 2 Comparison chart of magnetometer data calibration

从图中可以看出, 经过两次迭代后指标函数明显减小, 校正后的残差变小, 曲线明显平缓。校准之

后的姿态、速度和位置的值会更加精确,降低了测量噪声的影响,对共轴旋翼无人机的位姿控制与飞行稳定性有很大的裨益。

## 2 共轴旋翼无人机自抗扰控制器研究

共轴旋翼无人机高速飞行过程中,无人机的速度和角度往往会有较大的变化<sup>[16]</sup>,从而呈现出强非线性的特点,常规的线性控制器不再适用<sup>[17]</sup>。本文设计的自抗扰控制器结构如图 3 所示。

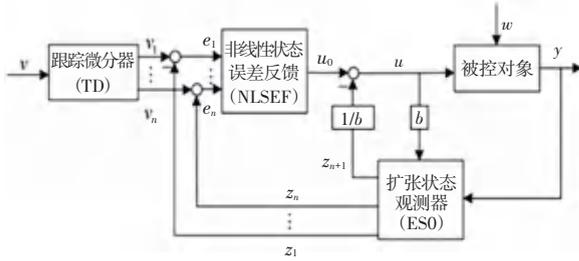


图 3 自抗扰控制系统框图

Fig. 3 Block diagram of the active disturbance rejection control system

### 2.1 跟踪微分器

TD 为跟踪微分器,其可以滤除噪声<sup>[18]</sup>,产生一个实时跟踪期望的跟踪信号和微分信号用于过渡,增强了控制的鲁棒性。

构建二阶 TD 的离散系统数学模型如下:

$$\begin{cases} \dot{u} = fhan(v_1(k) - v(k), v_2(k), r, h_0) \\ v_1(k+1) = v_1(k) + hv_2(k) \\ v_2(k+1) = v_2(k) + hu \end{cases} \quad (9)$$

$fhan$  的定义对  $fhan(x_1, x_2, r, h_0)$ , 有

$$\begin{cases} \dot{d} = rh_0^2 \\ \dot{a}_0 = h_0x_2 \\ \dot{y} = x_1 + a_0 \\ \dot{a}_1 = \sqrt{d(d + 8|y|)} \\ \dot{a}_2 = a_0 + \text{sign}(y)(a_1 - d)/2 \\ \dot{a} = (a_0 + y)fsg(y, d) + a_2(1 - fsg(y, d)) \\ \dot{u} = -r(a/d)fsg(a, d) - r\text{sign}(a)(1 - fsg(a, d)) \end{cases} \quad (10)$$

$$\begin{cases} \dot{d} = rh_0^2 \\ \dot{a}_0 = h_0x_2 \\ \dot{y} = x_1 + a_0 \\ \dot{a}_1 = \sqrt{d(d + 8|y|)} \\ \dot{a}_2 = a_0 + \text{sign}(y)(a_1 - d)/2 \\ \dot{a} = (a_0 + y)fsg(y, d) + a_2(1 - fsg(y, d)) \\ \dot{u} = -r(a/d)fsg(a, d) - r\text{sign}(a)(1 - fsg(a, d)) \end{cases} \quad (10)$$

$$fsg(x, d) = (\text{sign}(x + d) - \text{sign}(x - d))/2 \quad (11)$$

速度因子  $r$  越大就能越快达到期望值,但易引起超调和振荡,一般  $h_0$  大于  $h$ , 这时对振荡的减弱效果更强,  $h_0$  为滤波因子。  $h$  越小对噪声的抑制能力越强,  $h$  越大则初始误差会越小,但会导致响应变慢。

### 2.2 非线性状态误差反馈

非线性状态误差反馈,是将原系统通过控制律

设计改造成积分器级联的一个二阶系统<sup>[19]</sup>,且引入合适的非线性结构,用非线性函数对误差及其微分项进行处理并加权<sup>[20]</sup>,进而进行控制和扰动补偿,改善闭环系统的动态特性。

对于作用于二阶纯积分串联系统的 NLSEF 数学模型构建如下:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = u, |u| < r \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{cases} e_1 = v_1 - z_1, e_2 = v_2 - z_2 \\ u_0 = -fhan(e_1, ce_2, r, h) \end{cases} \quad (13)$$

加大  $r$  使控制系统响应速度变快,但会导致超调和振荡;减小  $c$  就能使控制系统的响应速度加快,但会导致控制振动、超调甚至于发散。

### 2.3 扩张状态观测器

ESO 为扩张状态观测器,是 ADRC 控制中的核心部分,而 ESO 的核心就是建立新的状态方程<sup>[21]</sup>,对系统中各种扰动总和以及响应特性进行补偿,将被控系统转换为简单的积分串联型结构。

对于 ESO 数学模型构建如下:对于非线性系统模型:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f(x_1, x_2) + bu, |u| < r \\ y = x_1 \end{cases} \quad (14)$$

将作用于开环系统的加速度  $f(x_1, x_2)$  扩充成新的状态变量  $x_3$ , 记为  $x_3 = f(x_1, x_2)$ , 并令  $x_3 = w$ 。通过以上处理就可将非线性系统扩张成一个新的线性系统:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 + bu, |u| < r \\ \dot{x}_3 = w \\ y = x_1 \end{cases} \quad (15)$$

对公式建立观测器

$$\begin{cases} \dot{e} = z_1 - y, fe = fal(e, 0.5, \delta), fe_1 = fal(e, 0.25, \delta) \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01}e \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02}fe + bu \\ \dot{z}_3 = -\beta_{03}fe_1 \end{cases} \quad (16)$$

其中,  $\beta_{01}$   $\beta_{02}$  及  $\beta_{03}$  为核心参数,对 ESO 的收敛速度有很大的影响。  $\beta_{01}$  和  $1/h$  的值越大,对期望的跟踪速度就越快,过大会带来振荡甚至发散。  $\beta_{02}$  过小,控制器会发散,过大会加快对期望信号微分的跟踪速度,引入高频噪声;  $\beta_{03}$  越大,扰动估计的速度越快,但也可能引起振荡;过小则会降低跟踪速度。

## 2.4 姿态控制仿真设计

根据公式(9)~公式(16),在 Matlab 中搭建控制器,进行阶跃响应测试与圆形轨迹跟踪对比。参数整定之后,ADRC 与 P-PID 控制算法的阶跃响应结果如图 4 所示,轨迹跟踪对比如图 5 所示。

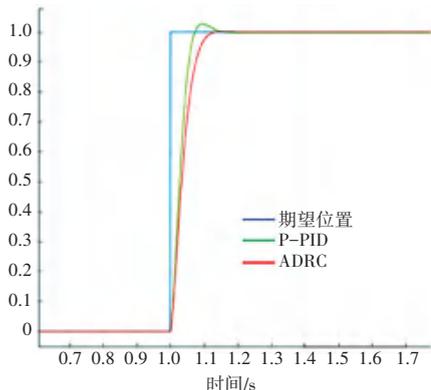


图 4 阶跃响应测试对比图

Fig. 4 Comparison of step response tests

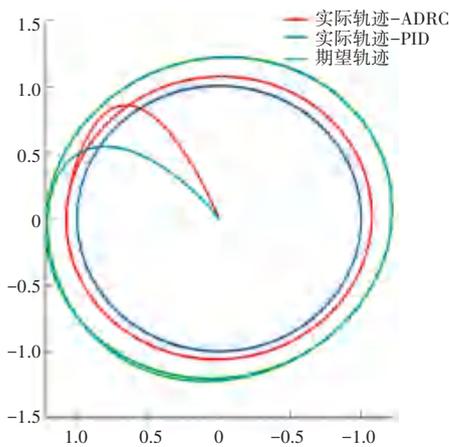


图 5 轨迹跟踪对比图

Fig. 5 Comparison of trajectory tracking

从图 4 可以看出,P-PID 与 ADRC 控制算法达到了稳态值 1 的调整时间分别为 1.5 s 与 1.15 s,超调量分别约为 3% 和 1%,峰值时间分别为 1 s 与 0.5 s。图 5 可看出,ADRC 进行半径为 1 m 的圆形轨迹跟踪时,误差比 PID 小 0.2 m。

通过与传统控制算法的对比发现,ADRC 算法能够更好地调节无人机的实时位置,减少误差的积累,在跟踪中表现出更高的稳定性和精度,且该算法进行阶跃响应测试时,误差与超调量比传统算法小,响应时间也有所缩短,验证了 ADRC 的控制效果好于 PID 的控制效果。

## 3 实际飞行测试

对共轴双旋翼无人机进行真机飞行试验,实际飞行如图 6 所示。



图 6 共轴双旋翼飞行图

Fig. 6 Coaxial twin-rotor flight diagram

基于 ADRC 设计出姿态控制器的可折叠共轴旋翼无人机实际飞行控制状态,如图 7~图 9 所示。

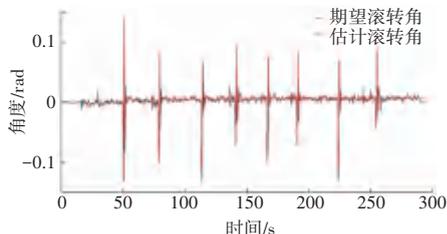


图 7 无人机横滚角实飞效果图

Fig. 7 Renderings of the UAV roll angle

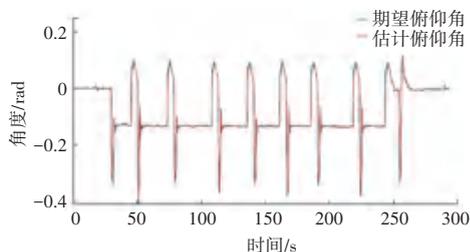


图 8 无人机俯仰角实飞效果图

Fig. 8 Renderings of the UAV pitch angle

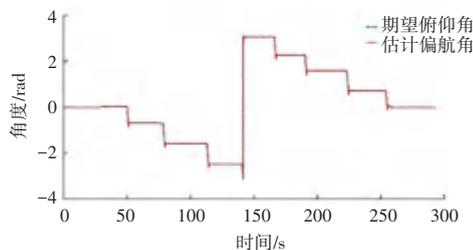


图 9 无人机偏航角实飞效果图

Fig. 9 Renderings of the UAV yaw angle

由图 8 中可见,共轴旋翼无人机起飞后,很快跟上期望姿态角,并且偏差基本在 0.2deg 左右,改变姿态出现大幅度变向时,实际横滚俯仰角能迅速跟上期望角,控制效果很好。图 9 所示的是偏航角控制,整体控制上会出现些许超调,但很快能恢复并跟上期望偏航角。设计的 ADRC 姿态控制器对共轴旋翼无人机的姿态控制效果很好,实际姿态角都能很好的达到期望姿态角,且偏差值小,响应迅速。

## 4 结束语

在传感器数据标定上对共轴旋翼无人机位姿估计方法进行了研究。针对传感器读取数据不精准及噪声对共轴旋翼无人机飞行控制的影响,设计了LM算法对加速度计、磁力计等进行了校准优化,提高了读取参数的准确性,进而稳固了飞行控制;设计了适用于共轴旋翼无人机的自抗扰姿态控制器,仿真实验结果证明所设计的位姿控制器效果出色,能对无人机飞行进行稳定的控制,提高了整体飞行控制的鲁棒性与稳定性。

## 参考文献

- [1] 危怡然,吴碧,邓宏彬,等. 基于改进人工势场法和自适应神经网络的共轴双旋翼无人机避障飞行控制[J]. 信息与控制, 2023, 52(2): 154-165
- [2] 王海瑞,宋崎,王璐. 单兵便携式无人机[C]// 2019世界交通运输大会论文集. 沈阳:沈阳航空航天大学,2019:6.
- [3] 王硕,施冬梅,陶贵明,等. 单兵巡飞弹发展现状及关键技术分析[J]. 飞航导弹, 2020,423(3): 40-45.
- [4] 任梦洁,郭佳晖. 小型攻击型四旋翼无人机系统设计[J]. 光电与控制,2017,24(11): 88-90.
- [5] 李春华,樊枫,徐明. 共轴刚性旋翼构型高速直升机发展研究[J]. 航空科学技术,2021,32(1):47-52.
- [6] 姚博誉,路平,杨森,等. 四旋翼飞行器飞行控制技术综述[J]. 航空兵器,2020,27(1):9-16.
- [7] 林惠韩,冯令兵,冯卓,等. 圆柱形定桨距共轴双旋翼无人机的制导控制系统设计[J]. 航空兵器, 2023, 30(5): 42-49.
- [8] 李普森,张浩,高永,等. 应用于共轴双旋翼飞行器的姿态控制系统设计[J]. 传感器与微系统,2022,41(1):81-84.
- [9] 危怡然,吴碧,邓宏彬,等. 基于改进人工势场法和自适应神经网络的共轴双旋翼无人机避障飞行控制[J]. 信息与控制, 2023,52(2):154-165.
- [10] 周琳皓. 可折叠共轴旋翼无人机飞行控制方法研究[D]. 沈阳:沈阳理工大学,2023.
- [11] 王力,习先强. IMU的加速度计误差参数辨识方法研究[J]. 中国民航大学学报,2020,38(2):24-27.
- [12] 汪鹏飞,葛科迪,马子昂. 机器人的传感器标定方法、机器人及存储介质[J]. 传感器世界,2023,29(1):52.
- [13] 徐九龙,郝永平. 共轴双旋翼飞行器伞机转换控制算法研究[J]. 弹箭与制导学报, 2022, 42(4): 51-56.
- [14] 石喜玲. 多旋翼飞行器姿态测量及控制技术研究[D]. 太原:中北大学,2020.
- [15] 孙庆飞,金仁成,刘忱,等. 基于偏振光的无人机航姿LM优化解算方法[J]. 机械工程与自动化, 2022(3): 1-3.
- [16] 李晓峰,郝永平,有德义. 微小型可折叠四旋翼无人机飞行控制系统的设计[J]. 装备机械, 2024(1):20-26.
- [17] 郭晶晶,刘允刚,满永超,等. 自主多旋翼无人机系统:感知、规划与控制[J]. 控制理论与应用, 2024, 41(10):1707-1725.
- [18] 陈星,曹太强,邓元果. 基于改进跟踪微分器与前馈的模糊自适应PID控制[J]. 控制工程,2024,31(3):553-559.
- [19] 李杰,齐晓慧,万慧,等. 自抗扰控制:研究成果总结与展望[J]. 控制理论与应用,2017,34(3):281-295.
- [20] 鲜斌,刘佳妮,姜鹏志. 多无人机仿射编队的抗扰控制设计[J/OL]. 控制与决策,1-9[2024-09-10]. <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2023.1574>.
- [21] 宋春林. 四旋翼无人机在未知环境中自主导航和飞行控制方法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2019.