

飞行力学
Flight Dynamics
ISSN 1002-0853, CN 61-1172/V

《飞行力学》网络首发论文

题目：基于滤波反步法的共轴双旋翼无人机控制
作者：王子龙，贾杰，张帆，邱建鹏，黄斌
DOI：10.13645/j.cnki.f.d.20240618.001
收稿日期：2023-08-22
网络首发日期：2024-06-19
引用格式：王子龙，贾杰，张帆，邱建鹏，黄斌. 基于滤波反步法的共轴双旋翼无人机控制[J/OL]. 飞行力学. <https://doi.org/10.13645/j.cnki.f.d.20240618.001>



网络首发：在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认：纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

<http://fhlx.cbpt.cnki.net>

fxlxbjb@163.com

基于滤波反步法的共轴双旋翼无人机控制

王子龙¹, 贾杰¹, 张帆¹, 邱建鹏¹, 黄斌²

(1. 南昌航空大学 信息工程学院, 江西 南昌 330036)

(2. 江西国科军工集团股份有限公司, 江西 南昌 330012)

摘要: 针对炮射共轴双旋翼无人机的姿态控制问题, 基于炮射条件下该无人机姿态、速度等参数与执行机构到桨叶的运动状态之间的映射关系, 采用低通滤波器设计了反步滑模控制律。根据该无人机的炮射使用条件, 使用多初始条件下适应度计算的遗传算法进行参数整定。该控制系统具有强鲁棒、高动态和高精度的特性, 能够满足该类型无人机弹射飞行等要求。经仿真验证, 控制性能优良, 姿态稳态误差在 0.4° 以内。

关键词: 共轴双旋翼无人机; 滤波反步法; 遗传算法; 姿态控制

中图分类号: TP273; TP212;

文献标识码: A

Control of coaxial dual-rotor UAV based on filtered backstepping method

WANG Zilong¹, JIA Jie¹, ZHANG Fan¹, QIU Jianpeng¹, HUANG Bin²

(1. Nanchang HangKong University, College of Information Engineering, Nanchang 330036, China;

2. Jiangxi GuoKe Deference Group Co., Nanchang 330012, China)

Abstract:

Aiming at the attitude control problem of the gun-fired dual-rotor UAV, based on the mapping relationship between the attitude, speed and other parameters of the UAV and the motion state of the actuator to the blade under the gun-fired condition, a backstepping sliding mode control law was designed by using a low-pass filter. According to the firing conditions of the UAV, the genetic algorithm for fitness calculation under multiple initial conditions is used to tune the parameters. The control system has the characteristics of strong robustness, high dynamic and high precision, which can meet the requirements of this type of UAV ejection flight. The simulation results show that the control performance is excellent, and the attitude steady-state error is less than 0.4° .

Key words: coaxial dual-rotor UAV; filtering backstepping method; genetic algorithm; attitude control

0 引言

随着弹药智能化的发展, 共轴双旋翼无人机由于其无尾且桨叶可折叠的特点, 极其便于作为炮射无人机。但是共轴双旋翼无人机各个控制通道高度的耦合极大地提高了控制难度。许多专家学者已经开发了一些非线性控制器。徐九龙等采用滑模反步控制, 但是传统的滑模控制算法所存

在的连续开关逻辑会导致抖动现象^[1-2]。为防止反步法的虚拟控制量产生微分爆炸, Kadhim 等^[3]通过对虚拟控制量乘以系数加以抑制, Chiang 等^[4]则采用积分反步法以增强系统抗干扰能力。由于未建模的小量会产生干扰, 为了提高控制精度 Koehl 等^[5]根据系统特性, 辨识出难以建模的共轴双旋翼的气动力, 但是该方法需要大量的飞行测试数据, 对测量设备要求较为苛刻, 本文为了提

收稿日期: 2023-08-22

修订日期: 2024-03-26

基金项目: 江西省引进培养创新创业高层次人才“千人计划”(jxsq2020102038); 江西省重大科技研发专项《通用型应急救援智能空中机器人系统》(20214ABC28W002)

作者简介: 王子龙(2000—), 男, 河南新乡人, 硕士研究生。

高控制精度，考虑了舵机和电机的惯性环节。为了更好的调节控制参数，Rodríguez 等^[6]采用常规的遗传算法，而 Gaur 等^[7]更进一步采用自适应改变交叉率和突变率的遗传算法加快收敛速度。控制参数还可运用多种方法进行整定，Derrouaoui 等^[8]基于粒子群优化进行控制参数整定，刘旭光等^[9,10]基于神经网络等人工智能算法相结合的控制算法进行参数整定，但都没有在整定过程中考虑参数鲁棒性。

本文针对共轴双旋翼无人机姿态控制系统，设计了一种滤波反步法，并利用改进的遗传算法进行参数整定。主要创新点如下：1)在控制律设计中考虑虚拟控制量可能存在的微分爆炸问题。2)根据炮射的特殊条件进行多种初始条件设定，利用多初始条件下适应度计算的遗传算法进行参数整定，增强控制参数的鲁棒性。

1 共轴双旋翼无人机的数学模型

1.1 共轴双旋翼无人机的受力和力矩

本文所研究的双旋翼无人机的旋翼布局如图 1 所示。两个共轴旋翼在无人机的最上端和最下端，从上到下依序编号为 1、2。上旋翼顺时针旋转，下旋翼逆时针旋转，上旋翼可变周期矩。无人机滚转和俯仰需要上旋翼舵机偏转桨盘实现，偏航由上下旋翼转速差实现。由于共轴双旋翼无人机飞行速度慢，且除旋翼之外无能产生显著气动效应的舵面，故忽略空气动力和空气动力矩。



图 1 无人机旋翼结构布局

Fig.1 Layout of UAV rotor structure

旋翼产生的升力和力矩为：

$$F_i^b = K_{CLi} \omega_i^2, M_i^b = K_{Cmi} \omega_i^2 \quad (1)$$

式中： K_{CLi} 为旋翼升力系数； ω_i 为第 i 个旋翼的旋转角速度； K_{Cmi} 为旋翼力矩系数；。

机体坐标系下，共轴旋翼产生的力为：

$$F_T^b = \begin{bmatrix} K_{CL1} \omega_1^2 \cos(\delta_{AIL}) \sin(\delta_{ELE}) \\ K_{CL1} \omega_1^2 \sin(\delta_{AIL}) \\ -K_{CL1} \omega_1^2 \cos(\delta_{AIL}) \cos(\delta_{ELE}) - K_{CL2} \eta \omega_2^2 \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中： η 为下电机因为上电机气流影响产生的效率损失； δ_{AIL} 为滚转舵机的偏转角度； δ_{ELE} 为俯仰舵机的偏转角度，滚转舵机为负偏角，上桨盘右侧上倾，俯仰舵机负偏角，上桨盘前端上倾。

在机体坐标系下，共轴旋翼产生的力矩为：

$$M_T = \begin{bmatrix} K_{CL1} \omega_1^2 \sin(\delta_{AIL}) L_{arm} \\ -K_{CL1} \omega_1^2 \cos(\delta_{AIL}) \sin(\delta_{ELE}) L_{arm} \\ -K_{Cm1} \omega_1^2 + K_{Cm2} \eta \omega_2^2 \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中： L_{arm} 为上电机距离重心的垂直距离。

1.2 共轴双旋翼无人机的动力学和运动学方程

质心运动的动力学方程为：

$$\left. \begin{aligned} m \frac{dv}{dt} &= T_x^k + G_x^k \\ mV \cos \mu \frac{d\varphi}{dt} &= T_y^k + G_y^k \\ -mV \frac{d\mu}{dt} &= T_z^k + G_z^k \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

式中： T_x^k 、 T_y^k 、 T_z^k 为无人机受到的发动机推力沿航迹坐标系的三轴分量； G_x^k 、 G_y^k 、 G_z^k 为无人机受到的重力沿航迹坐标系的三轴分量； V 为地速； μ 为航迹倾斜角； φ 为航迹方位角。

绕质心转动的动力学方程为：

$$\left. \begin{aligned} J_{xx} \frac{dp}{dt} + (J_{zz} - J_{yy})qr &= M_{Tx} \\ J_{yy} \frac{dq}{dt} + (J_{xx} - J_{zz})pr &= M_{Ty} \\ J_{zz} \frac{dr}{dt} + (J_{yy} - J_{xx})pq &= M_{Tz} \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

式中： J_{xx} 、 J_{yy} 、 J_{zz} 为各轴转动惯量； p 、 q 、 r 为各轴姿态角速度； M_{Tx} 、 M_{Ty} 、 M_{Tz} 为共轴旋翼无人机旋翼偏心力矩沿机体坐标系三轴的分量。

质心运动的运动学方程为：

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V \cos \mu \cos \varphi \\ V \cos \mu \sin \varphi \\ -V \sin \mu \end{bmatrix} \quad (6)$$

绕质心转动的运动学方程为：

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \frac{\sin \phi}{\cos \theta} & \frac{\cos \phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中： ϕ 、 θ 、 ψ 为各轴姿态角。

1.3 共轴双旋翼的模型简化

根据旋翼的特点，为便于后续的控制系统设计，在以下条件下对无人机旋翼产生的力和力矩的动力学模型进行简化。

在机体坐标系下，由于舵机的偏角较小，三角函数可以被近似，从而得到油门分配公式。

$$\left. \begin{aligned} \omega_2^2 &= \frac{F_{zd} + K_{CL1}\omega_1^2}{-K_{CL2}\eta} \\ \omega_1^2 &= \frac{K_{Cm2}F_{zd} + K_{CL2}n_d}{K_{CL2}K_{Cm1} + K_{CL1}K_{Cm2}} \\ \sin(\delta_{AIL}) &= \delta_{AIL} = \frac{l_d}{K_{CL1}\omega_1^2 L_{arm}} \\ \sin(\delta_{ELE}) &= \delta_{ELE} = \frac{m_d}{-K_{CL1}\omega_1^2 L_{arm}} \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

式中： F_{zd} 为期望的旋翼总拉力； l_d 、 m_d 、 n_d 为期望的三轴控制力矩。

由式(8)可以得出无人机控制输入量与旋翼产生的力与力矩的关系，通过姿态控制率得出期望的力矩，通过高度控制律得出期望的升力。

在仿真过程中，控制旋翼盘倾斜的舵机传递函数简化为二阶环节，阻尼比为0.7，自然频率为62.8，电机的传递函数简化为一阶惯性环节，时间常数为0.1。

2 共轴双旋翼无人机的控制律设计

2.1 共轴双旋翼的控制律设计

共轴双旋翼无人机控制系统的目标是使姿态角跟踪误差能够在有限时间收敛至0。

以滚转角控制律设计为例。滚转子系统的状态空间表达式为：

$$\left. \begin{aligned} \dot{\phi} &= p \\ \dot{p} &= \frac{J_{yy} - J_{zz}}{J_{xx}} qr + \frac{1}{J_{xx}} l_d \end{aligned} \right\} \left. \begin{aligned} \dot{\phi} &= p \\ \dot{p} &= \frac{J_{yy} - J_{zz}}{J_{xx}} qr + \frac{1}{J_{xx}} l_d \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

其中：

$$f(\omega) = \frac{J_{yy} - J_{zz}}{J_{xx}} qr, \quad g(\omega) = \frac{1}{J_{xx}} \quad (10)$$

式中： ϕ_d 为期望滚转角。

滚转角的跟踪误差为 e_{r1} ，对误差求导可得：

$$\dot{e}_{r1} = \dot{\phi}_d - \dot{\phi} = \dot{\phi}_d - p \dot{e}_{r1} = \dot{\phi}_d - \dot{\phi} = \dot{\phi}_d - p \quad (11)$$

设李雅普诺夫函数为：

$$V(e_{r1}) = \frac{1}{2} e_{r1}^2 \quad (12)$$

其一阶导数为： $\dot{V}(e_{r1}) = e_{r1} \dot{e}_{r1}$ ，定义虚拟控制量 a_r 并令 $e_{r2} = p - a_r$ ，为了使角速度误差 $e_{r2} \rightarrow 0$ ， $p \rightarrow \dot{\phi}_d p \rightarrow \dot{\phi}_d$ ，设 $a_r = -c_{r1} e_{r1} + \dot{\phi}_d$ ，则：

$$\dot{V}(e_{r1}) = -c_{r1} e_{r1}^2 + e_{r1} e_{r2} \quad (13)$$

为了避免由虚拟控制量 \dot{a}_r 产生的微分爆炸，采用低通滤波器求 \dot{a}_r 来克服这一缺点。取 a_r 为 \bar{p} 的低通滤波器输出，定义 $\bar{p} = -c_{r1} e_{r1} + \dot{\phi}_d$ ，并满足

$$\left. \begin{aligned} \tau_r \dot{a}_r + a_r &= \bar{p} \\ a_r(0) &= \bar{p}(0) \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

可得 $\dot{a}_r = \tau_r^{-1} \bar{p} - \tau_r^{-1} a_r$ ，滚转角速度滤波误差为 $y_{r2} = a_r - \bar{p}$ ， τ_r 为滚转方向一阶低通滤波器的时间常数。

考虑到姿态跟踪、虚拟控制量和滤波器误差，设李雅普诺夫函数：

$$V_2 = \frac{1}{2} e_{r1}^2 + \frac{1}{2} e_{r2}^2 + \frac{1}{2} y_{r2}^2 \quad (15)$$

其中：

$$\dot{e}_{r2} = f(\omega) + g(\omega) l_d - \dot{a}_r \quad (16)$$

$$\dot{y}_{r2} = -\tau_r^{-1} y_{r2} + c_{r1} \dot{e}_{r1} - \ddot{\phi}_d \quad (17)$$

可以推导出：

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= e_{r1} (e_{r2} + y_{r2} + \bar{p} - \dot{\phi}_d) \\ &+ e_{r2} (f(\omega) + g(\omega) l_d - \dot{a}_r) \\ &+ y_{r2} (-\tau_r^{-1} y_{r2} + B_{r2}) \end{aligned}$$

$$B_{r2} = c_{r1} \dot{e}_{r1} - \ddot{\phi}_d \quad (18)$$

由于 B_{r2} 为 e_{r1} ， e_{r2} ， y_{r2} 的函数，则：

$$B_{r2} = c_{r1} (e_{r2} + y_{r2} - c_{r1} e_{r1}) - \ddot{\phi}_d \quad (19)$$

设计控制器为：

$$l_d = (g(\omega))^{-1} (-f(\omega) + \dot{a}_r - c_{r2} e_{r2}) \quad (20)$$

2.2 共轴双旋翼的控制律证明

以滚转子系统为例，对控制律进行证明。当 $V_2(0) \leq \vartheta$, $\vartheta > 0$, 则闭环系统所有信号有界且收敛,

证明: 当 $V_2 = \vartheta$ 时, $V_2 = \frac{1}{2}e_{r1}^2 + \frac{1}{2}e_{r2}^2 + \frac{1}{2}y_{r2}^2 = \vartheta$, B_{r2} 有界, 记为 M_{r2} , 则 $\frac{B_{r2}^2}{M_{r2}^2} - 1 \leq 0$ 。

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= e_{r1}(e_{r2} + y_{r2}) - c_{r1}e_{r1}^2 \\ &\quad - c_{r2}e_{r2}^2 + y_{r2}(-\tau_r^{-1}y_{r2} + B_{r2}) \\ &\leq \frac{1}{2}(e_{r1}^2 + e_{r2}^2) + \frac{1}{2}(e_{r1}^2 + y_{r2}^2) \\ &\quad - c_{r1}e_{r1}^2 - c_{r2}e_{r2}^2 - \tau_r^{-1}y_{r2}^2 + \frac{1}{2}y_{r2}^2 B_{r2}^2 + \frac{1}{2} \\ &= (1 - c_{r1})e_{r1}^2 + (\frac{1}{2} - c_{r2})e_{r2}^2 \\ &\quad + (\frac{1}{2}B_{r2}^2 + \frac{1}{2} - \tau_r^{-1})y_{r2}^2 + \frac{1}{2} \quad (21) \end{aligned}$$

取正定的 κ , $c_{r1} \geq 1 + \kappa$, $c_{r2} \geq \frac{1}{2}E + \kappa$,

$$\tau_r^{-1} \geq \frac{1}{2}M_{r2} + \frac{1}{2} + \kappa$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &\leq -\kappa e_{r1}^2 - \kappa e_{r2}^2 \\ &\quad + (\frac{1}{2}B_{r2}^2 - \frac{1}{2}M_{r2}^2 - \kappa)y_{r2}^2 + \frac{1}{2} \\ &= -2\kappa V_2 + (\frac{M_{r2}^2}{2M_{r2}^2}B_{r2}^2 - \frac{1}{2}M_{r2}^2)y_{r2}^2 + \frac{1}{2} \leq 0 \\ &= -2\kappa V_2 + (\frac{B_{r2}^2}{M_{r2}^2} - 1)\frac{M_{r2}^2 y_{r2}^2}{2} + \frac{1}{2} \leq 0 \quad (22) \end{aligned}$$

取 $\kappa \geq \frac{1}{4\vartheta}$, 可得 $\dot{V}_2 \leq -2\frac{1}{4\vartheta}\vartheta + \frac{1}{2} = 0$ 。故可得

证, 当 $V_2(0) \leq \vartheta$, $V_2(t) \leq \vartheta$ 时, 系统收敛。

与滚转子系统同理, 可得出三个方向姿态控制系统控制律为:

$$\begin{cases} l_d = (\dot{a}_r - c_{r2}e_{r2})J_{xx} + (J_{zz} - J_{yy})qr \\ m_d = (\dot{a}_p - c_{p2}e_{p2})J_{yy} + (J_{xx} - J_{zz})pr \\ n_d = (\dot{a}_y - c_{y2}e_{y2})J_{zz} + (J_{yy} - J_{xx})pq \end{cases} \quad (23)$$

3 遗传算法参数整定

3.1 适应度函数设计

通常的适应度函数需要对每个步长下的期望值与实际值的差进行求和, 即 $\sum_{k=1}^n |\sigma(k) - \sigma_{cmd}(k)|$ 。本论文在此基础上为了减少执行机构的抖动, 通过适应度函数对相邻两个步长的期望值做差, 即 $\sum_{k=1}^n |\sigma_{cmd}(k+1) - \sigma_{cmd}(k)|$ 。为了防止执行机构饱和, 通过适应度函数对每个步长的期望值求和, 即 $\sum_{k=1}^n |\sigma_{cmd}(k)|$ 。适应度函数可以表示如下:

$$J = \sum_{k=1}^n |\sigma(k) - \sigma_{cmd}(k)| + \sum_{k=1}^n |\sigma_{cmd}(k+1) - \sigma_{cmd}(k)| + \sum_{k=1}^n |\sigma_{cmd}(k)| \quad (24)$$

3.2 无人机多初始状态的遗传算法

为了应对炮射条件下的不同启控条件, 对共轴双旋翼无人机设定多种初始状态以增强参数鲁棒性, 每个染色体在多种状态下的适应度之和为该染色体的总适应度, 本文遗传算法以总适应度作为优化参考指标。将每个待整定参数视为基因, 一组待整定参数视为染色体, 采用实数编码, 在十进制下对染色体进行交叉以及变异。遗传算法参数整定的流程图如图 2 所示。

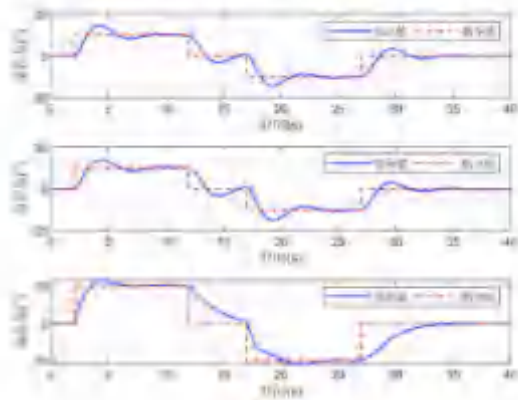


图4 无人机姿态跟踪

Fig.4 UAV attitude tracking

滚转稳态误差为 0.4° ，俯仰稳态误差为 0.4° ，偏航稳态误差为 0.3° 。

针对炮射出筒瞬间可能出现的初始状态，以表1中不同的初始启控状态为例，共轴双旋翼无人机均能在经炮射出膛启控后快速回到稳定状态，进行后续航线飞行。出膛后稳定情况如图5所示。

表1 无人机姿态稳定阶段的初始状态参数值

Table 1 Initial state parameter values for the attitude stabilization phase of the UAV

算例 状态参数	情况1	情况2	情况3	情况4
H / m	20	20	20	20
$V / \text{m} \cdot \text{s}^{-1}$	10	-5	3	8
$\varphi / (^\circ)$	-1	8	-5	3
$\mu / (^\circ)$	-5	-10	-5	-9
$p / ((^\circ)/\text{s})$	-20	7	-30	20
$q / ((^\circ)/\text{s})$	4	-7	24	1
$r / ((^\circ)/\text{s})$	-6	2	-36	-33
$\phi / (^\circ)$	-25	20	-20	30
$\theta / (^\circ)$	0	-10	-18	-20
$\psi / (^\circ)$	-5	15	-12	6

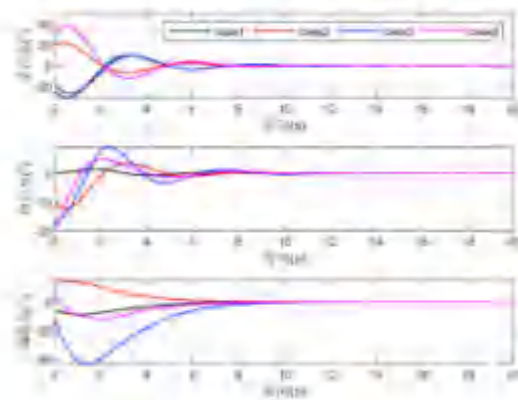


图5 无人机出膛自稳

Fig.5 Self-stabilization of the UAV out of the chamber

5 结束语

本文根据共轴双旋翼无人机动力学特点建立动力学和运动学模型，设计无人机的姿态控制算法，并进行仿真。通过仿真数据可知：经过改进的遗传算法优化整定，滤波反步法可以使无人机较快达到期望姿态，该控制算法能有效提高飞行稳定性。

参考文献:

- [1]徐九龙,郝永平.折叠式共轴反桨无人机飞行控制技术研究[J].兵工自动化,2022,41(7):92-96.
- [2] DROUOT A, RICHARD E, BOUTAYEB M. An approximate backstepping based trajectory tracking control of a gun launched micro aerial vehicle in crosswind[J].Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2013,70(1-4):133-150
- [3]KADHIM M Q, HASSAN M Y. Design and optimization of backstepping controller applied to autonomous quadrotor[C].IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. Baghdad, Iraq: IOP Publishing, 2020, 881(1): 012128.
- [4] CHIANG H K, FANG C C, HSU F J. Robust variable air speed control of a nonlinear fan system based on backstepping sliding mode control techniques[J].Advances in Mechanical Engineering, 2016, 8(6):1-12.
- [5] KOEHL A, RAFARALAHY H, BOUTAYEB M, et al. Aerodynamic modelling and experimental identification of a coaxial-rotor UAV[J].Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2012, 68(1):53-68.

- [6]RODRÍGUEZ-ABREO O, GARCIA-GUENDULAIN J M, HERNÁNDEZ-ALVARADO R, et al. Genetic algorithm-based tuning of backstepping controller for a quadrotor-type unmanned aerial vehicle[J]. Electronics, 2020, 9(10): 1735:1-24.
- [7]GAUR M, CHAUDHARY H, KHATOON S, et al. Genetic algorithm based trajectory stabilization of quadrotor[C].2016 Second International Innovative Applications of CIPECH. Ghaziabad, India: IEEE , 2016: 29-33.
- [8]DERROUAOUI S H, BOUZID Y, GUIATNI M. PSO based optimal gain scheduling backstepping flight controller design for a transformable quadrotor[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2021, 102(3): 67:1-25.
- [9]杨小强,郭玉英.基于 BPNN 参数整定的四旋翼吊挂自抗扰飞行控制[J].飞行力学,2023,41(3):47-53.
- [10]刘旭光,杜昌平,郑耀.基于强化迭代的四旋翼无人机轨迹控制[J].计算机应用,2022,42(12):3950-3956.