

文章编号: 1674-8190(2025)01-093-08

# 拼接式倾转双旋翼及其自抗扰飞行控制设计与实现

刘琨, 徐锦法

(南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

**摘要:** 多旋翼无人机难以适用于复杂飞行任务, 为满足不同任务需求, 以组合拼接方式构成特定构型飞行器是一种可行的发展方向, 组拼前后飞行器各项飞行特性都有不同程度的变化, 外部扰动的影响程度也有不同, 给飞行控制系统设计与验证带来极大挑战。设计一种拼接式倾转双旋翼飞行器, 建立其飞行动力学模型, 并设计组拼前后飞行器操控策略和基于线性自抗扰控制(LADRC)的位置、姿态控制器, 完成对阵风干扰环境下的飞行器控制仿真验证; 通过与传统PID控制器对比来验证LADRC的优越性, 并开展实机姿态稳定控制验证。结果表明: 拼接式倾转双旋翼飞行器及其线性自抗扰控制器的抗干扰性、鲁棒性强, 组拼前后飞行器均具有良好的飞行控制效果。

**关键词:** 拼接式模块化; 倾转双旋翼; 线性自抗扰控制; 姿态控制; 仿真验证

**中图分类号:** V249.1

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.11

## Design and implementation of a spliced tilting dual rotor and its LADRC flight control

LIU Kun, XU Jinfa

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The configuration characteristics of multi rotor unmanned aerial vehicles determine that they are difficult to adapt to complex flight missions. To meet different mission requirements, combining and assembling specific configuration aircraft should be a feasible development direction. Before and after assembly, various flight characteristics of the aircraft change to varying degrees, and the impact of external disturbances also varies, posing great challenges to the design and verification of flight control systems. This article designs a spliced tilted twin rotor aircraft and establishes its flight dynamics model. Based on this, the control strategy of the pre and post assembly aircraft and the position and attitude controllers based on linear active disturbance rejection control (LADRC) are designed, and the simulation verification of aircraft control in gust interference environments is completed. Compared with traditional PID controllers, the superiority of LADRC has been verified. Finally, a real aircraft attitude stability control verification is conducted, and the research results show that the spliced tilt-rotor dual rotor aircraft and its linear active disturbance rejection controller had strong anti-interference and robustness. The aircraft had good flight control effects before and after assembly.

**Key words:** splice modular; tilt dual rotor UAV; LADRC; pose control; simulation verification

收稿日期: 2023-07-06; 修回日期: 2023-11-23

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程项目资助; 直升机旋翼动力学国家级重点实验室基金(9140C400504130C4148)

通信作者: 徐锦法(1963-), 男, 博士, 教授。E-mail: xjfae@nuaa.edu.cn

引用格式: 刘琨, 徐锦法. 拼接式倾转双旋翼及其自抗扰飞行控制设计与实现[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 93-100.

LIU Kun, XU Jinfa. Design and implementation of a spliced tilting dual rotor and its LADRC flight control[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 93-100. (in Chinese)

## 0 引言

多旋翼无人机已在航拍、运输、搜救以及桥梁检测等方面得到广泛应用。倾转双旋翼飞行器因具有垂直起降、快速前飞、能耗少、续航长等特点,在实际工程中获得了较为广泛的应用。但由于其构型限制,小型倾转双旋翼飞行器难以承载较大负载,增大无人机尺寸虽然可以解决负载问题,但同时失去了小型无人机灵活的优势。利用模块化智能部件集成构建新构型飞行器设计方法是一种有效的新途径<sup>[1]</sup>,通过组装拼接,完成单一小型飞行器难以完成的飞行作业任务,提升飞行器系统性能和功用性。在执行环境复杂任务时,既能发挥单机倾转双旋翼飞行器机身小巧灵活优势,又能利用组拼后新构型飞行器多智能体特性,增强飞行器气动力矢量的可变特性,旋翼数量增加又提升了飞行器承载大载荷进行飞行作业的能力。Oung 等<sup>[2]</sup>提出了分布式飞行模组的概念,其能够在地面自主汇聚,在永磁体的作用下连接为一个整体,并具备垂直起降功能;张伟业<sup>[3]</sup>以四旋翼为单机进行了组合式无人机的建模与控制律设计,但拼接式无人机构型的灵活多变却导致飞行动力学复杂性、耦合性增加,再加上飞行任务环境多变,外界干扰不确定性等因素增强,用传统的串级 PID 控制<sup>[4]</sup>、反步法<sup>[5]</sup>、鲁棒控制<sup>[6]</sup>等方式设计的飞行控制律并不能达到理想的飞行控制效果;韩京清<sup>[7]</sup>于 1998 年正式提出自抗扰控制,将系统内部不确定因素和外部不确定扰动均处理为系统总扰动,利用对象的输入输出信息对系统总扰动进行状态扩展实时估计,将估计结果用于控制律计算补偿;Gao Z Q<sup>[8-10]</sup>深入研究了自抗扰控制,从扰动抑制角度深入分析了自抗扰控制的优越性及未来发展趋势;Lotufo 等<sup>[11]</sup>提出了基于自抗扰控制器(ADRC)的姿态控制器;Chang K 等<sup>[12]</sup>应用 ADRC 研究了多旋翼无人机位置控制;Shen S Y 等<sup>[13]</sup>提出了含自适应径向基函数神经网络的自抗扰控制器;Dong W 等<sup>[14]</sup>设计并开展了基于 ADRC 的控制仿真试验,结果表明自抗扰控制技术的稳定性、鲁棒性、抗扰性及跟踪性良好,控制效果优于 PID 控制器。上述研究多将 ADRC 控制器应用于常规构型的飞行器上,针对变构型飞行器的控制器设计鲜少,相关飞行实验未见报道。

本文提出一种拼接式倾转双旋翼飞行器,并进行飞行控制系统设计验证,通过与传统 PID 控制器相比,验证其控制效果。首先完成拼接式倾转双旋翼飞行器组拼前后非线性飞行动力学建模,

然后设计姿态、位置自抗扰控制器并进行仿真验证,最后用实机进行姿态自抗扰控制器验证。

## 1 拼接式无人机飞行动力学模型

拼接式倾转双旋翼无人机如图 1 所示,其主要参数如表 1 所示。系统由两副倾转旋翼  $R_1$  和  $R_2$ 、倾转舵机、机身、起落架等部件组成,中间长杆为连接部件,用于多机之间上下拼接。两机拼接后的飞行器如图 2 所示,两机通过连接部件上下固接,两机机头朝向偏差  $90^\circ$ ,两对旋翼呈十字布局,整机结构发生明显变化。

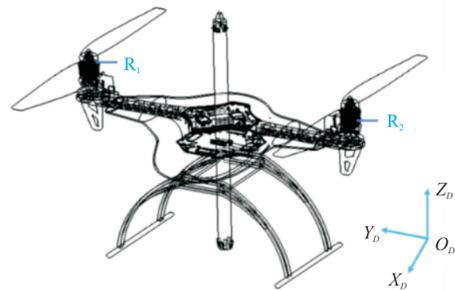


图 1 倾转双旋翼无人机示意图

Fig. 1 Schematic diagram of tilting twin rotor unmanned aerial vehicle

表 1 倾转双旋翼无人机主要结构参数

Table 1 Main structural parameters of tilting twin rotor unmanned aerial vehicle

参数	符号	数值
无人机总质量/kg	$m$	2.0
无人机轴距/m	$l_y$	0.25
重力加速度/( $m \cdot s^{-2}$ )	$g$	9.795
旋翼桨叶片数/片	$B_p$	2
旋翼半径/cm	$R$	13.97

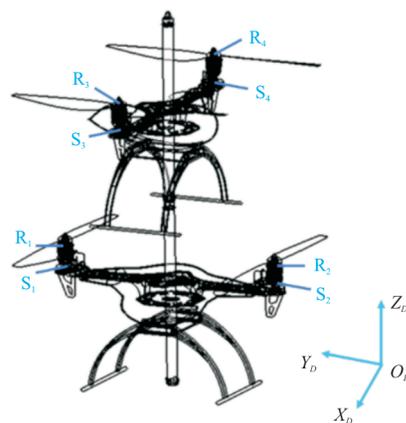


图 2 两机拼接示意图

Fig. 2 Schematic diagram of two machine splicing

## 1.1 操控策略设计

倾转双旋翼飞行器通过四个操纵量完成六自由度控制,拼接后则拥有八个操纵量,系统由欠驱动系统转变为完全驱动系统。构型不同则操纵策略需要进行调整,以利于飞行器稳定飞行。

单机操纵策略为:两副旋翼转速反向增或减实现滚转运动控制,同向增或减实现高度控制。两副旋翼倾转舵机同向增或减实现俯仰控制,反向增或减实现偏航控制。

拼接后操纵策略为: $R_1$ 、 $R_2$ 旋翼转速反向增或减实现滚转控制, $R_3$ 、 $R_4$ 旋翼转速反向增或减实现俯仰控制, $R_1$ 、 $R_2$ 、 $R_3$ 、 $R_4$ 旋翼转速同向增或减实现高度控制, $S_1$ 、 $S_2$ 舵机反向增或减实现偏航控制。

## 1.2 动力单元模型

倾转双旋翼无人机飞行动力来自定桨距螺旋桨<sup>[15-16]</sup>,多机组拼改变了定桨距螺旋桨在整机的位置布局,其动力单元并没有实质改变,动力单元模型仍为定桨距螺旋桨模型。由叶素理论<sup>[17-19]</sup>可知,旋翼拉力  $T$  和转矩  $M$  为

$$T = C_T \rho \cdot N^2 D_p^4 \quad (1)$$

$$M = C_M \rho \cdot N^2 D_p^5 \quad (2)$$

式中: $N$ 为旋翼转速; $D_p$ 为旋翼直径; $\rho$ 为飞行环境空气密度; $C_T$ 和 $C_M$ 分别为无量纲的拉力系数和转矩系数。

$$C_T = 0.25\pi^3 \lambda \zeta^2 B_p K_0 \frac{\epsilon \arctan \frac{H_p}{\pi D_p} - \alpha_0}{\pi A + K_0} \quad (3)$$

$$C_M = \frac{1}{8A} \pi^2 C_D \lambda \zeta^2 B_p^2 \quad (4)$$

其中,

$$C_D = C_{D0} + \frac{\pi A K_0^2 \left( \epsilon \arctan \frac{H_p}{\pi D_p} - \alpha_0 \right)^2}{e (\pi A + K_0)^2} \quad (5)$$

式中: $H_p$ 为旋翼桨距; $B_p$ 为旋翼桨叶片数; $A$ 为展弦比; $\epsilon$ 为下洗效应修正系数; $\lambda$ 为桨叶面积修正系数; $\zeta$ 为桨叶上的来流速度修正系数; $e$ 为Oswald因子; $C_{D0}$ 为零升阻力系数; $\alpha_0$ 为零升迎角。

## 1.3 刚体动力学模型

倾转双旋翼无人机运动过程中所受作用力为旋翼旋转产生的升力 $F_T^e$ 、无人机自重 $F_G^e$ 和与速度成正比的空气阻力 $F_D^e$ ,即有:

$$\sum F^e = ma = m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = F_T^e - F_G^e - F_D^e \quad (6)$$

式中: $m$ 为无人机质量; $x$ 、 $y$ 、 $z$ 分别为无人机沿机体坐标系3个轴的位移。

将式(6)分解到3个轴的线运动:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{(\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \sum_{i=1}^4 F_{Ti} - K_x \dot{x}}{m} \\ \ddot{y} = \frac{(\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \sum_{i=1}^4 F_{Ti} - K_y \dot{y}}{m} \\ \ddot{z} = \frac{(\cos \theta \cos \psi) \sum_{i=1}^4 F_{Ti} - K_z \dot{z}}{m} - g \end{cases} \quad (7)$$

式中: $F_{Ti}$ 为第*i*个螺旋桨提供的拉力; $g$ 为重力加速度; $K_x$ 、 $K_y$ 、 $K_z$ 分别为沿3个轴的空气阻力系数。

合外力矩作用下机体绕轴旋转运动使无人机姿态角发生变化,所受力矩主要是两个旋翼升力提供的力矩。机体坐标系下角运动微分方程可表示为

$$I \dot{\omega}_b = I \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = -\omega_b \times (I \omega_b) + \tau \quad (8)$$

式中: $p$ 、 $q$ 、 $r$ 分别为3个轴角速率; $I$ 为无人机的转动惯量矩阵; $\tau$ 为无人机受到的合力矩; $\omega_b$ 为旋转角速度矩阵。

将式(8)分解到3个轴的角运动方程:

$$\begin{cases} \dot{p} = [l_y T_2 \cos \alpha_2 - l_y T_1 \cos \alpha_1 - qr(I_z - I_y)]/I_x \\ \dot{q} = [-l_z T_1 \sin \alpha_1 - l_z T_2 \sin \alpha_2 - pr(I_z - I_x)]/I_y \\ \dot{r} = [l_y T_1 \sin \alpha_1 - l_y T_2 \sin \alpha_2 - pq(I_y - I_x)]/I_z \end{cases} \quad (9)$$

式中: $I_x$ 、 $I_y$ 、 $I_z$ 为机体坐标系三个轴转动惯量; $\alpha_1$ 、 $\alpha_2$ 为旋翼 $X_1$ 、 $X_2$ 的倾转角。

无人机位置信息为

$$\dot{S}_e = [\dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{z}]^T = v_e \quad (10)$$

无人机角度信息为

$$\dot{\Phi} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = W \times \omega_b = \begin{bmatrix} p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \\ q \cos \phi - r \sin \phi \\ (q \sin \phi + r \cos \phi) / \cos \theta \end{bmatrix} \quad (11)$$

机体坐标系  $O_B X_B Y_B Z_B$  到惯性坐标系

$O_D X_D Y_D Z_D$  的旋转矩阵  $R_B^{D[20]}$  为

$$R_B^D = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \psi & \cos \theta \cos \psi \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中:  $\phi$ 、 $\theta$ 、 $\psi$  分别为飞行器的滚转角、俯仰角和偏航角。

## 2 自抗扰控制器

### 2.1 控制器基本结构

自抗扰控制器可以在面临多种不确定因素时, 依旧保持良好的控制性能, 其控制结构如图 3 所示, 可以看出: 自抗扰控制器由跟踪微分器 (TD)、扩张状态观测器 (ESO) 和非线性状态误差反馈调节器 (NLSEF) 三个部分组成。跟踪微分器用于快速跟踪输入信号及其微分信号提取; 扩张状态观测器用于估计内部和外部不确定性, 对系统总扰动实时估计; 非线性状态误差反馈调节器用于补偿总扰动后形成控制量。

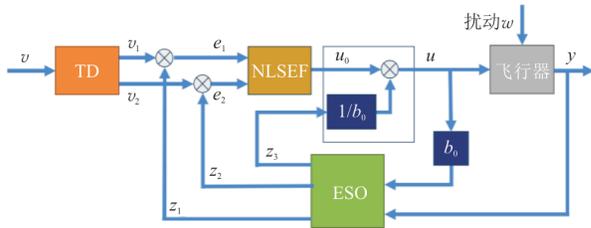


图 3 自抗扰控制器结构框图

Fig. 3 Structure diagram of ADRC

ESO 和 NLSEF 用非线性函数处理时理论分析复杂, 需要整定的参数多, 工程实现难度大。针对工程实际问题, 参考 ADRC 控制器非线性环节进行线性化处理<sup>[21]</sup>, 具体实现中采用线性自抗扰控制 (LADRC), 简化了 ADRC 控制参数整定, 减少了整定参数。

### 2.2 跟踪微分器 (TD)

二阶跟踪微分器用离散形式作为系统过渡过程安排, 具体表示为

$$\begin{cases} v_1(k+1) = v_1(k) + h \cdot v_2(k) \\ v_2(k+1) = v_2(k) + h \cdot f_{st}[v_1(k), v_2(k), r, h] \end{cases} \quad (13)$$

式中:  $k$  为第  $k$  次采样;  $v_1$  为输入信号  $v$  的跟踪信号;

$v_2$  为输入信号  $v$  的微分信号;  $r$  为速度因子, 与跟踪速度正相关, 但过大会放大噪声, 引入滤波因子  $h$  对噪声进行抑制;  $f_{st}$  为最速控制综合函数。

$$\begin{cases} d = rh \\ d_0 = hd \\ y = v_1 + hv_2 \\ a_0 = \sqrt{d^2 + 8r|y|} \\ a = \begin{cases} v_2 + \frac{(a_0 - d)}{2} \text{sign}(y) & (|y| > d_0) \\ v_2 + \frac{y}{h} & (|y| \leq d_0) \end{cases} \\ f_{st}(v_1, v_2, r, h) = \begin{cases} -r \text{sign}(a) & (|a| > d) \\ -\frac{ra}{d} & (|a| \leq d) \end{cases} \end{cases} \quad (14)$$

### 2.3 线性扩张状态观测器 (LESO)

线性扩张状态观测器设计为

$$\begin{cases} e = z_1 - y \\ z_1 = z_1 + h(z_2 - \beta_{01}e) \\ z_2 = z_2 + h(z_3 - \beta_{02}e + bu) \\ z_3 = z_3 + h(-\beta_{03}e) \end{cases} \quad (15)$$

式中:  $z_i (i = 1, 2, 3)$  为扩张状态观测器输出变量;  $\beta_{01}$ 、 $\beta_{02}$ 、 $\beta_{03}$  为步长参数, 其值的选取用带宽概念确定<sup>[19]</sup>。

$$\begin{cases} \beta_{01} = 3\omega \\ \beta_{02} = 3\omega^2 \\ \beta_{03} = \omega^3 \end{cases} \quad (16)$$

### 2.4 非线性状态误差反馈调节器 (NLSEF)

NLSEF 由 TD 跟踪信号、微分信号与 LESO 状态变量估计信号比较所得误差进行线性组合, 即:

$$\begin{cases} e_1 = v_1 - z_1 \\ e_2 = v_2 - z_2 \\ u_0 = \beta_1 e_1 + \beta_2 e_2 \\ u = (u_0 - z_3)/b \end{cases} \quad (17)$$

式中:  $u_0$  为误差反馈控制量;  $\beta_1$  和  $\beta_2$  为可调增益。

### 3 仿真实验

拼接式倾转双旋翼无人机作为被控对象,拼接前后构型发生变化,仿真实验验证用的飞行动力学模型有两个:一是倾转双旋翼单机模型,二是两机组拼后得到的新构型。两者动力单元位置、转动惯量、质量等参数不同,其余各单元数学模型见前述。通过对两种不同飞行模态姿态、位置控制仿真实验,验证自抗扰控制器的控制效果,并与PID控制器的控制效果进行对比。

#### 3.1 姿态控制

姿态控制器结构如图 4 所示,给定期望俯仰角、滚转角、偏航角,控制器变量输出经操纵策略分配作用于被控对象模型。设定期望目标俯仰角、滚转角、偏航角均为  $5^\circ$ ,单机飞行姿态角仿真结果如图 5 所示,两机组拼飞行器姿态角仿真结果如图 6 所示。

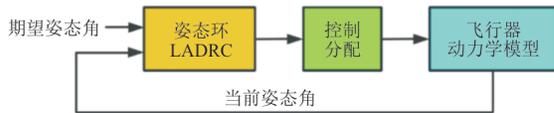
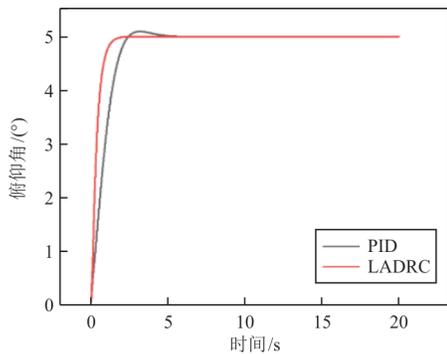
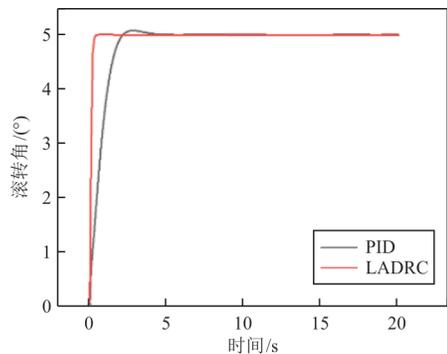


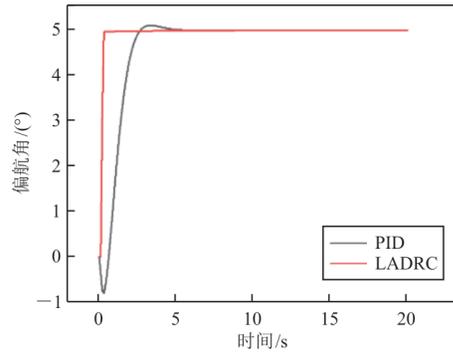
图 4 姿态控制器  
Fig. 4 Controller of attitude



(a) 单机俯仰角响应曲线



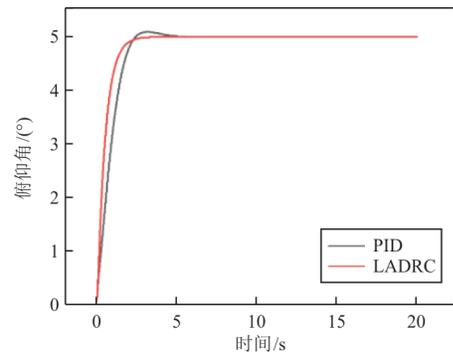
(b) 单机滚转角响应曲线



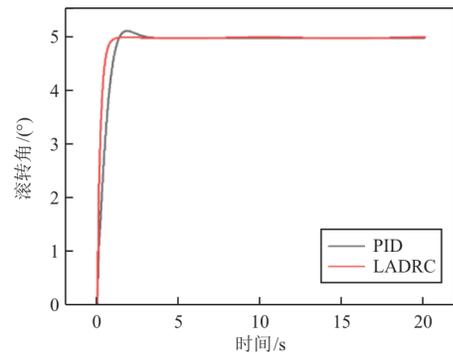
(c) 单机偏航角响应曲线

图 5 单机姿态角响应曲线

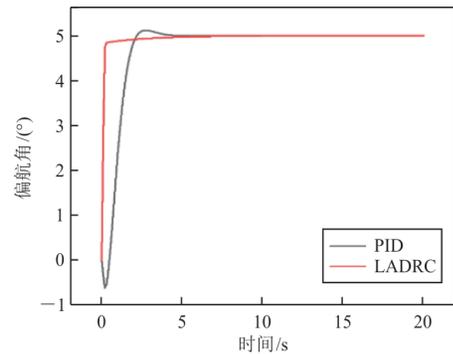
Fig. 5 Attitude angle response curve of single aircraft



(a) 多机俯仰角响应曲线



(b) 多机滚转角响应曲线



(c) 多机偏航角响应曲线

图 6 多机姿态角响应曲线

Fig. 6 Attitude angle response curve of multiple aircraft

从图 5~图 6 可以看出:无论是单机还是两机组拼飞行器,自抗扰控制器相比于传统的 PID 控制器,三个姿态角响应更为快捷,可在更短的时间内实现对目标姿态角的稳定跟踪,其姿态角的超调量、振幅均比 PID 控制器小。因两机组拼飞行器构型类似于常规四旋翼飞行器,操控量变多了,操控测量变化使俯仰角和滚转角的控制效果比单机飞行时效果更好。

### 3.2 位置控制

位置控制结构如图 7 所示,给定期望位置,控制器变量输出经操纵策略分配作用于被控对象模型。同时,模拟  $x$  方向产生周期变化力,作为外界阵风干扰,以此验证外界干扰下自抗扰控制器的抗扰性和鲁棒性。设定期望目标轨迹为盘旋上升,目标轨迹方程为

$$P = \begin{cases} x = \cos(0.3t) \\ y = \sin(0.3t) \\ z = 0.25t \end{cases} \quad (18)$$

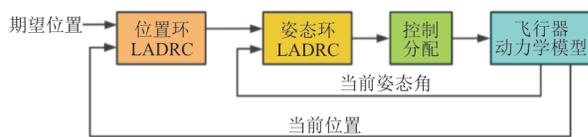


图 7 位置控制器

Fig. 7 Controller of position

组拼飞行器位置响应曲线如图 8 所示。

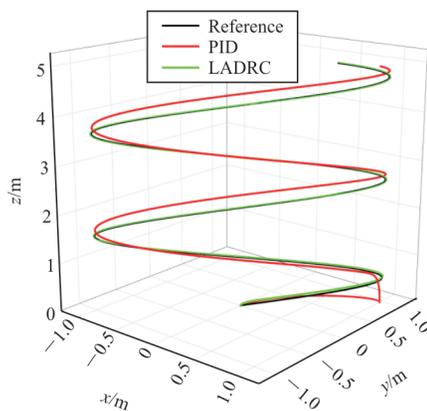


图 8 组拼飞行器位置响应曲线

Fig. 8 Position response curve of assembled aircraft

从图 8 可以看出:相比于 PID 控制器,自抗扰控制器对轨迹的跟随效果更好,对外界阵风干扰具有良好的鲁棒性,PID 控制器的轨迹曲线与目标值有较大误差,受外界风干扰影响明显,抗扰性和

鲁棒性均劣于自抗扰控制器。

## 4 实机试飞验证

两实机组拼新构型飞行器如图 9 所示,各自机载飞行控制系统将采集到的数据回传到地面站,记录、保存其姿态角的变化曲线,以验证本文设计的拼接式倾转双旋翼无人机及其自抗扰控制器的有效性,相关算法移植到机载飞行控制器,并完成飞行姿态控制试验。



图 9 两机组拼飞行器实物图

Fig. 9 Physical image of a two unit aircraft assembly

偏航角跟踪响应如图 10 所示,目标值由遥控器给定,可以看出:其变化曲线并不平滑,在大角度变化情况下,自抗扰控制器的跟踪效果也比较理想,实机航向角控制响应稳定。

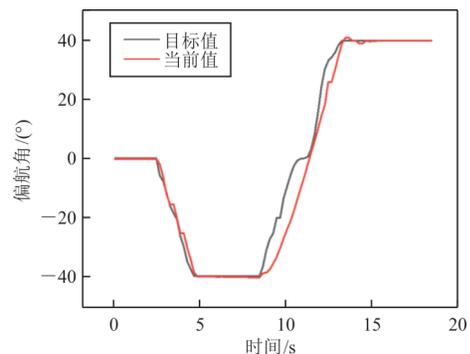


图 10 实物飞行器偏航角响应

Fig. 10 Yaw angle response of physical aircraft

在阵风环境中俯仰角和滚转角的跟踪响应如图 11~图 12 所示,可以看出:在有外界干扰的情况

下,俯仰角和滚转角控制响应变化范围在 $1^\circ$ 内,实机控制效果好,抗扰性和鲁棒性强,表明本文设计的自抗扰控制器具有可实现性。

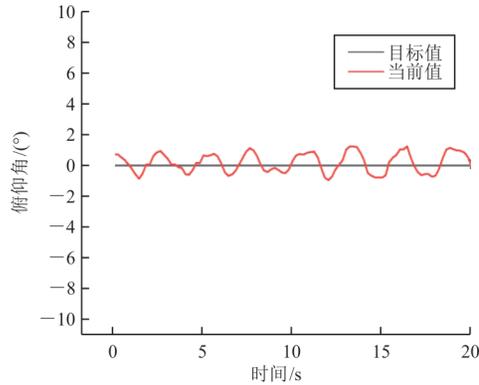


图 11 实物飞行器俯仰角响应

Fig. 11 Pitch angle response of physical aircraft

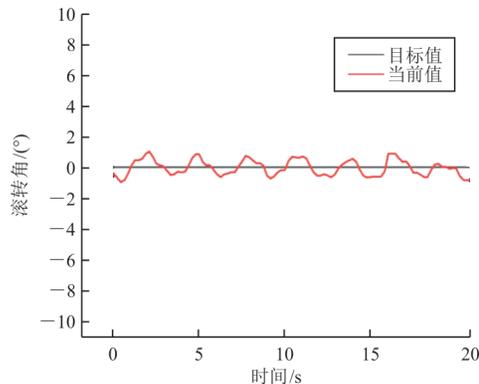


图 12 实物飞行器滚转角响应

Fig. 12 Roll angle response of physical aircraft

## 5 结 论

1) 本文提出了一种拼接式倾转双旋翼无人机,相比于常规旋翼无人机拥有较多灵活的飞行特性,可以根据不同任务需求更改拼接方式。

2) 单机或两机组拼飞行器的飞行动力学模型源于单一的动力模型,组拼飞行器动力单元布局变化影响了飞行器操作策略。

3) 仿真和实机验证了自抗扰控制器设计的可行性,结果表明,自抗扰控制器应用于单机或组拼飞行器均具有良好的姿态、位置控制效果,相比于传统的PID控制器,自抗扰控制器的跟踪更快速,稳定性更好。

本文在实机验证阶段只进行了飞行器姿态的控制分析试验,对于前飞、倾转过渡等飞行状态的实机验证工作将在以后的研究中加以考虑。

## 参 考 文 献

- [1] 刘琨, 徐锦法. 一种空中集成的倾转双旋翼飞行器: CN218907638U[P]. 2023-04-25.  
LIU Kun, XU Jinfa. A tilting dual rotor aircraft integrated in the air: CN218907638U[P]. 2023-04-25. (in Chinese)
- [2] OUNG R, D'ANDREA R. The distributed flight array: design, implementation, and analysis of a modular vertical take-off and landing vehicle[J]. The International Journal of Robotics Research, 2014, 33(3): 375-400.
- [3] 张伟业. 组合式无人机的设计建模及控制[D]. 成都: 电子科技大学, 2022.  
ZHANG Weiye. Design modeling and control of combined unmanned aerial vehicle[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2022. (in Chinese)
- [4] 许景辉, 马贺, 周建峰, 等. 倾转三旋翼垂直起降无人机悬停姿态控制[J]. 农业机械学报, 2018, 49(10): 16-22.  
XU Jinghui, MA He, ZHOU Jianfeng, et al. Hovering attitude control of tilt tri-rotor VTOL aircraft[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2018, 49(10): 16-22. (in Chinese)
- [5] 王海洋, 路平, 江涛. 三旋翼构型倾转旋翼无人机建模与悬停控制研究[J]. 电光与控制, 2015, 22(10): 51.  
WANG Haiyang, LU Ping, JIANG Tao. Modeling and hovering control of a tilt-rotor UAV with tri-rotor configuration[J]. Electronics Optics & Control, 2015, 22(10): 51. (in Chinese)
- [6] 金鑫, 鲜斌. 倾转式三旋翼无人机非线性鲁棒控制设计与实验验证[J]. 控制理论与应用, 2017, 34(10): 1303-1310.  
JIN Xin, XIAN Bin. Nonlinear robust control of a tilt tri-rotor unmanned aerial vehicle with experimental verification [J]. Control Theory & Applications, 2017, 34(10): 1303-1310. (in Chinese)
- [7] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用[J]. 控制与决策, 1998, 13(1): 19-23.  
HAN Jingqing. Auto-disturbances-rejection controller and its applications[J]. Control and Decision, 1998, 13(1): 19-23. (in Chinese)
- [8] GAO Z Q. Engineering cybernetics: 60 years in the making [J]. Control Theory and Technology, 2014, 12(2): 97-109.
- [9] GAO Z Q. Active disturbance rejection control: from an enduring idea to an emerging technology[C]// 2015 10th International Workshop on Robot Motion and Control (RoMoCo). Poznan, Poland: IEEE, 2015: 269-282.
- [10] GAO Z Q. On the centrality of disturbance rejection in automatic control[J]. ISA Transactions, 2014, 53(4): 850-857.
- [11] LOTUFO M A, COLANGELO L, PEREZ-MONTENE-

- GRO C, et al. UAV quadrotor attitude control: an ADRC-EMC combined approach[J]. *Control Engineering Practice*, 2019, 84: 13-22.
- [12] CHANG K, XIA Y Q, HUANG K L, et al. Obstacle avoidance and active disturbance rejection control for a quadrotor[J]. *Neurocomputing*, 2016, 190: 60-69.
- [13] SHEN S Y, XU J F. Adaptive neural network-based active disturbance rejection flight control of an unmanned helicopter [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 119: 107062.
- [14] DONG W, GU G Y, ZHU X Y, et al. A high-performance flight control approach for quadrotors using a modified active disturbance rejection technique [J]. *Robotics and Autonomous Systems*, 2016, 83: 177-187.
- [15] 石嘉, 裴忠才, 唐志勇, 等. 改进型自抗扰四旋翼无人机控制系统设计与实现[J]. *北京航空航天大学学报*, 2021, 47(9): 1823-1831.
- SHI Jia, PEI Zhongcai, TANG Zhiyong, et al. Design and realization of an improved active disturbance rejection quadrotor UAV control system[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2021, 47(9): 1823-1831. (in Chinese)
- [16] 姜泽翔, 杨立本, 王栋, 等. 倾转双旋翼无人机风场扰动下的建模和控制器设计[J]. *飞行力学*, 2021, 39(5): 38-43, 70.
- JIANG Zexiang, YANG Liben, WANG Dong, et al. Modeling and controller design of tilting twin-rotor UAV under wind field disturbance[J]. *Flight Dynamics*, 2021, 39(5): 38-43, 70. (in Chinese)
- [17] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 62-63.
- LIU Peiqing. *Air propeller theory and its applications*[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006: 62-63. (in Chinese)
- [18] 朱宝鏊. 无人飞机空气动力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006: 62.
- ZHU Baoliu. *UAV aerodynamics*[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2006: 62. (in Chinese)
- [19] 陈军, 杨树兴, 莫雳. 电动无人机动力系统建模与实验[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(6): 1339-1344.
- CHEN Jun, YANG Shuxing, MO Li. Modeling and experimental analysis of UAV electric propulsion system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(6): 1339-1344. (in Chinese)
- [20] 高正, 陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2003: 43-51.
- GAO Zheng, CHEN Renliang. *Helicopter flight dynamics* [M]. Beijing: Science Press, 2003: 43-51. (in Chinese)
- [21] GAO Z Q. Scaling and bandwidth-parameterization based controller tuning [C] // *Proceedings of the 2003 American Control Conference*. Denver, CO, USA: IEEE, 2003: 4989-4996.

(编辑:马文静)