

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.06.006

## 链式变体旋翼飞行器变载荷姿态控制

王续乔, 李靖民, 段梦豪, 王亚朋

(中国民航大学机器人研究所, 天津 300300)

**摘要:** 链式变体旋翼飞行器具有良好的拟态运动条件,但其带载作业易受载荷变化而引起飞行姿态控制稳定问题。为此,本文设计了一种基于自抗扰控制技术(Active disturbance rejection control, ADRC)的飞行器变载荷姿态控制方法。首先,面向变载荷的变体旋翼飞行器构建了动力学模型,分析了载荷变化对飞行器姿态控制的影响;其次,将状态间耦合、载荷变化、内外扰动统一为总扰动,引入扩张状态观测器(Extended state observer, ESO)实现对扰动的跟踪和估计;最后,对飞行器典型构型姿态控制的稳定性、载荷渐变和骤变情况下的姿态控制可行性进行了实验验证,对比分析了PID与ADRC两种控制器在变载荷姿态控制中的适用性,并进一步分析了变载荷条件下构型转换对飞行器姿态扰动的影响。结果表明,飞行器姿态各轴向角度跟踪偏差最大不超出 $8^{\circ}$ ,最大响应时延不超过0.3 s。基于ADRC的变体旋翼飞行器姿态控制体现了良好的稳定性和鲁棒性,为变体旋翼飞行器带载作业能力构建提供了技术参考。

**关键词:** 变体旋翼飞行器;变载荷;姿态控制;自抗扰控制;扩张状态观测器

中图分类号: TP273; V249

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2025)06-1085-17

## Attitude Control for Typical Configuration of Multi-link Transformable Rotorcraft Under Variable Load Conditions

WANG Xuqiao, LI Jingmin, DUAN Menghao, WANG Yapeng

(Robotics Institute, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

**Abstract:** The chain-type variant rotorcraft exhibits excellent maneuverability in constrained environments. However, its flight attitude control becomes challenging and unstable when operating under variable loads. To address this issue, this paper proposes an attitude control method based on active disturbance rejection control (ADRC) for the rotorcraft under variable load conditions. Firstly, a dynamic model of the variant rotorcraft is established with a focus on variable load scenarios, and the impact of load changes on attitude control is analyzed. Secondly, the coupling between states, load variations, and internal and external disturbances are collectively treated as a total disturbance, which is estimated and compensated using an extended state observer (ESO). Finally, flight experiments are conducted to verify the stability of the attitude control for typical configurations, as well as the feasibility of attitude control under both gradual and sudden load changes. The performance of PID and ADRC controllers is compared in terms of adaptability to variable load conditions, and the impact of configuration transitions on attitude disturbance is further analyzed. The results show that the maximum attitude tracking error in each axis does not exceed  $8^{\circ}$ , and the maximum response delay is within 0.3 s. The proposed ADRC-based control method demonstrates excellent stability and robustness, providing a solid technical foundation for the load-carrying operations of variant rotorcraft.

**Key words:** variant rotorcraft; variable load; attitude control; active disturbance rejection control (ADRC); extended state observer (ESO)

收稿日期: 2025-04-21; 修订日期: 2025-09-08

通信作者: 王续乔, 男, 高级实验师, E-mail: wang\_xu\_qiao@163.com。

**引用格式:** 王续乔, 李靖民, 段梦豪, 等. 链式变体旋翼飞行器变载荷姿态控制[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(6): 1085-1101. WANG Xuqiao, LI Jingmin, DUAN Menghao, et al. Attitude control for typical configuration of multi-link transformable rotorcraft under variable load conditions[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition), 2025, 57(6): 1085-1101.

变体旋翼飞行器是一种可以根据运动空间变化动态重构形态的飞行器,是应对受限空间运动的有效可行方案<sup>[1]</sup>,在灾地搜救、农林植保、物流投送等近地复杂场景作业方面具有良好的应用研究价值。

国内外研究机构和学者们围绕变体旋翼飞行器的动力布局,形成了链式串联<sup>[2-5]</sup>、仿生并联<sup>[6-8]</sup>、矢量驱动<sup>[9-10]</sup>等组构形态,开展了各具特色的动态重构控制和飞行运动研究工作,实证了其飞行控制的可行性。

从飞行任务视角来看,带载作业通常面临载荷骤变和渐变两种主要情况。例如,火场救援灭火包投放时,总载荷骤变,飞行器本体重心出现瞬时大偏移;植保作业灌溉喷洒时,总载荷渐变,飞行器本体重心持续有偏移量产生。面向变载荷条件的变体旋翼飞行器姿态控制问题是实际应用必须突破的技术挑战。

目前,国内外学者对扰动抑制研究的常用控制方法有自适应控制<sup>[11-12]</sup>、PID 控制<sup>[13]</sup>、滑模控制<sup>[14]</sup>等,这些方法都能不同程度提高飞行器抗干扰能力和运动控制的稳定性,但旋翼飞行器通常存在模型不精确和扰动不确定等问题,仅使用上述控制方法常常达不到良好的控制效果。为此,文献[15]以旋翼飞行器为对象,对扰动估计和补偿进行研究,提出了一种有限时间超扭滑模控制方法。文献[16]引入了自抗扰控制方法实现姿态控制,通过遗传算法对自抗扰控制技术(Active disturbance rejection control, ADRC)中的参数进行整定,在半实物实验平台中,验证了该控制算法的有效性。尽管上述研究有助于改善扰动影响下的飞行稳定性和鲁棒性,但变载荷条件下飞行器重心位置、转动惯量、重量等要素的不确定性对飞行器产生干扰的影响未见分析。相反,文献[17]设计了自适应模糊积分滑模控制器,利用模糊逼近原理对旋翼飞行器系统变载荷和外部扰动进行实时逼近估计,通过滑模控制器对飞行器进行稳定跟踪控制。文献[18]研究了一种 RBF 神经网络 PID 控制方案,依靠神经网络对 PID 参数进行动态整定以实现姿态的控制。文献[19]设计了基于自适应变载荷补偿的模糊自抗扰控制方案,仿真验证了该方案具有抗干扰强的优势。

此外,文献[20]针对所设计的主动变形飞行器的紊流风扰问题,使用  $\text{fal}()$  函数对飞行器进行了 ADRC 控制,提高了抗风扰效果,仿真验证了其对变形产生扰动进行补偿的有效性,但该方法参数

数量多、参数整定复杂。文献[21]针对载荷变化影响飞行稳定性的问题,提出了一种模型参考自适应控制系统,其姿态控制器对有效载荷引起的不确定参数进行动态补偿,实验表明该控制器能够在有效载荷任务中跟踪飞行器姿态响应,证明了控制器的可行性。然而该文献只针对多连杆旋翼飞行器的环形旋翼动力布局完成了 370g 变载荷任务,并未对其他构态或构态转换过程的变载荷姿态问题进行实验验证。从实验数据可知,姿态瞬时角度偏差为  $8.6^\circ$  (0.15 rad),最大响应延迟为 0.6 s。载荷骤变发生后,飞行器的滚转通道经历约 5 s 振荡调整后趋于稳定。

综上所述,针对变体旋翼飞行器的研究工作主要聚焦在变体系统设计和动态重构控制方面,涉及抗扰问题,主要体现在水平风扰对姿态控制的影响抑制,而面向变载荷条件的变体旋翼飞行器姿态控制问题,现有研究缺乏对其系统性的分析与实验验证,相关文献中未见深入讨论。

变结构系统重心时变导致本体姿态估计困难,本体受力和力臂分布也随构形变化呈现显著差异,变体旋翼飞行器的运动控制相较于常规旋翼飞行器本就更具挑战,而垂直向的载荷变化为稳定控制提出了更为严苛的技术要求。

值得关注的是,由韩京清研究员提出的自抗扰控制技术是模型和外扰不确定性同时作用下予以补偿的控制方案,与变载荷条件下的变体旋翼飞行器控制在问题特征上匹配对症,其优化微分信号的提取方式和扩张状态观测器(Extended state observer, ESO)对总扰动的实时估计等技术在常规旋翼飞行器稳定控制方面的应用尝试取得了良好的实证效果<sup>[22-24]</sup>。

由此,本文针对变载荷条件下的变体旋翼飞行器姿态稳定控制问题,设计飞行器结构,构建变载荷动力学模型,设计基于 ADRC 的飞行控制器,围绕骤变和渐变的载荷变化条件对飞行器典型构态的姿态控制可行性和运动响应进行分析论证。进一步分析了变载荷条件下构态转换对飞行器姿态扰动的影响。

## 1 变体旋翼飞行器结构设计

本文所研究的变体旋翼飞行器模型如图 1 所示。机体由质量均匀的 4 个重构单元串联构成,每 2 个单元之间电控关节采用铰链连接,通过关节舵机绕  $Z_0$  轴旋转带动机臂偏转,  $j \in \{1, 2, 3\}$ , 实现飞行器机身构形的二维变化。本文使用  $i$  代表电机的编号,  $i \in \{1, 2, 3, 4\}$ , 1、3 电机顺时针旋转, 2、4

电机逆时针旋转.通过调节电机转速.飞行器产生滚转、俯仰、偏航运动。滚转角、俯仰角、偏航角分别用 $[\phi \ \theta \ \varphi]$ 表示。定义相邻关节舵机之间机臂长度为 $2l$ ,定义 $\beta_j$ 为关节舵机偏转角, $\beta_j \in [90^\circ, 180^\circ]$ 。建立机体-地理坐标系如图 1 所示。机体坐标系以 $O_b$ 为圆心,定义机体坐标系 $\mathcal{F}_b\{O_b; X_b, Y_b, Z_b\}$ 的原点在飞行器形心;地球坐标系以 $O_e$ 为圆心,定义地球坐标系 $\mathcal{F}_e\{O_e; X_e, Y_e, Z_e\}$ 固连地面;定义 3 个关节舵机的坐标系 $\mathcal{F}_{a_j}\{O_{a_j}; X_{a_j}, Y_{a_j}, Z_{a_j}\}$ ,本文使用 $j$ 代表关节舵机的编号, $j \in \{1, 2, 3\}$ , $Z_{a_j}$ 为机臂的偏转轴;定义 4 个旋翼的坐标系 $\mathcal{F}_{p_i}\{O_{p_i}; X_{p_i}, Y_{p_i}, Z_{p_i}\}$ , $i = 1, 2, 3, 4$ 。旋翼坐标系选点固定于电机中心。定义关节坐标系 $\mathcal{F}_{a_2}$ 处的刚性负载为 $m_{load}g$ 。

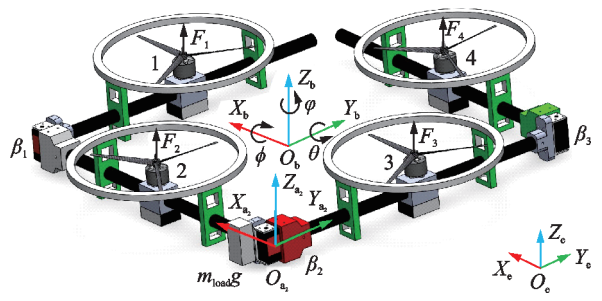


图 1 变体旋翼飞行器坐标定义  
Fig.1 Frame of variant rotorcraft

电池布局设计应该综合考虑机体转动惯量、重力矩及螺旋桨轴线倾斜等多方面因素。如图 1 所示,电池应位于每个重构单元的几何中心,即电池的最优布局位置为飞行器旋翼下方。

变体旋翼飞行器典型构态如图 2 所示,包括构形 I (环形旋翼动力布局)和构形 II (V 形旋翼动力布局)。需要说明的是,变体旋翼飞行器运动构形并不限于图 2 的两种构态。近年来,有学者提出旋翼飞行器栖息及依托悬停的概念,此外,空中最常见的是杆状物,例如电线。如图 2(b)所示,构形 II (V 形旋翼动力布局)具备杆状物栖息悬停能力,其具有独特的对称性,因此,V 形布局无需精确悬停于杆状物上方,从而降低了悬停操作难度。

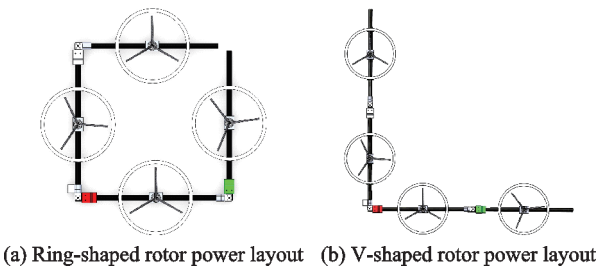


图 2 飞行器构形图  
Fig.2 Aircraft configuration diagram

常规旋翼飞行器模型由单一的机架组成,质量分布集中,机体形心和重心始终重合。而变体旋翼飞行器模型采用四段飞行单元链式串联组成,其头尾并未连接,飞行过程中各关节处承受较大应力,这将导致模型在飞行中的关节扰动增大,其中一个问题就是由于关节刚度低而导致飞行时螺旋桨轴线倾斜,螺旋桨轴线倾斜则会使升力产生分力,进而在偏航通道产生绕偏航轴线的力矩。与此同时,该结构质量分布更为分散,机体转动惯量较大。图 2 中,V 形旋翼动力布局的设计使得重心向内偏移,电机力臂发生改变。因此,常规旋翼飞行器模型在飞行控制上相对简单,控制复杂度低于变体旋翼飞行器模型。

变体旋翼飞行器的基本组件规格如表 1 所示。

表 1 飞行器基本组件列表			
Table 1 Basic components for aircraft			
序号	组件	规格	数量
1	电机	3 508,580 kV	4
2	舵机	35 kg	3
3	螺旋桨	12 inch,两叶桨	4
4	飞控	STM32H7	1
5	电池	4S,1 300 mAh	4
6	机臂	长度 0.6 m	4

综上,依据飞行器结构,搭建变体旋翼飞行器实验系统,如图 3 所示。



图 3 变体旋翼飞行器实验系统  
Fig.3 Experimental system of morphing rotorcraft

## 2 数学建模

在已有的链式变体旋翼飞行器控制方法中,被控对象往往被理想化,负载变化通常被忽略,所建立的动力学模型与实际工程运用中的模型存在着不可忽视的模型误差。在现实应用中,飞行器的负载变化会直接影响飞行器的动态特性,导致飞行姿态控制的难度增加。而变载荷环境下的控制问题,尤其是在负载变化情况下的鲁棒性问题,尚未得到充分的探讨。本文的研究正是从这一实际问题出发的。



相较于常规旋翼飞行器,变体旋翼飞行器是更复杂的非线性、强耦合系统,并且负载变化会带来飞行器重量、质心、转动惯量等的变化,这些不确定性都会影响飞行器的姿态稳定,因此,在考虑这些不确定性的基础上,建立精确的数学模型尤为

$${}^e R_b = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\phi & \sin\phi\sin\theta\cos\phi - \cos\phi\sin\theta & \cos\phi\sin\theta\cos\phi + \sin\phi\sin\theta \\ \cos\theta\sin\phi & \sin\phi\sin\theta\sin\phi + \cos\phi\cos\theta & \cos\phi\sin\theta\sin\phi - \sin\phi\cos\theta \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

变体旋翼飞行器的刚体运动学模型表示为

$$\begin{cases} \dot{P}^e = V^e \\ \dot{\Theta} = W\Omega^b \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $P^e = [x \ y \ z]^T$  表示飞行器在地球坐标系中的位置,  $V^e = [u \ v \ w]^T$  表示飞行器在地球坐标系下的线速度,  $\Theta = [\phi \ \theta \ \psi]^T$  表示飞行器的欧拉角,  $\Omega^b = [p \ q \ r]^T$  表示飞行器在机体坐标系下的角速度,  $W$  可表示为

$$W = \begin{bmatrix} 1 & \tan\theta\sin\phi & \tan\theta\cos\phi \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi/\cos\theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

由图 1 可知,机臂坐标系与旋翼坐标系重叠,即机臂坐标系  $\mathcal{F}_{p_i}$ :  $\{O_{p_i}; X_{p_i}, Y_{p_i}, Z_{p_i}\}$ ,  $i=1, 2, 3, 4$ , 选点位于电机中心。定义  $\beta_j$  为关节舵机偏转角,机臂坐标系之间的旋转矩阵表示为

$${}^{p_1} R_{p_2} = \begin{bmatrix} \cos\beta_1 & \sin\beta_1 & 0 \\ \sin\beta_1 & -\cos\beta_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$${}^{p_2} R_{p_3} = \begin{bmatrix} \cos\beta_2 & \sin\beta_2 & 0 \\ \sin\beta_2 & -\cos\beta_2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$${}^{p_3} R_{p_4} = \begin{bmatrix} \cos\beta_3 & \sin\beta_3 & 0 \\ -\sin\beta_3 & \cos\beta_3 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

如图 1 所示,假设在关节坐标系  $\mathcal{F}_{a_2}$  处携带质量为  $m_{load}$  的刚性负载,除变体旋翼飞行器自身会对机体坐标系  $\mathcal{F}_b$  产生转动惯量外,负载也会对其产生额外的转动惯量,即质量为  $m_{load}$  负载对机体坐标系  $X_b$  轴、 $Y_b$  轴、 $Z_b$  轴产生的转动惯量分别为<sup>[25]</sup>

$$\begin{cases} I_{x_l} = m_{load} d_z^2 \\ I_{y_l} = m_{load} d_z^2 \\ I_{z_l} = 0 \end{cases} \quad (7)$$

式中  $d_z$  为负载到机体坐标系  $\mathcal{F}_b$  的距离。

## 2.2 动力学建模

链式变体旋翼飞行器具有良好的拟态运动条件,其动态重构会引起重心与转动惯量的改变。文献[5]研究表明,相较于常规旋翼飞行器,变体旋翼

重要。

### 2.1 运动建模及变载荷影响分析

机体-地理坐标系之间的旋转矩阵用  ${}^e R_b \in SO(3)$  表示,  ${}^e R_b$  表示机体坐标系到地球坐标系的旋转矩阵

飞行器的转矩与机体质心位置密切相关,其惯性矩阵需要实时得到解算。因此,本文基于刚体的动力学建模方法,采用动态调整重心与转动惯量的方式,对飞行器姿态控制提供理论支撑。

本文将变体旋翼飞行器视为六自由度刚体,设机体质量为  $m_{body}$ ,其系统动力学模型可由牛顿欧拉方程<sup>[26]</sup>得到,飞行器在地球坐标系  $\mathcal{F}_e$  下建立平动方程,在机体坐标系  $\mathcal{F}_b$  下建立转动方程

$$\begin{bmatrix} m\dot{V}^e \\ I_b\dot{\Omega}^b + \Omega^b \times I_b\Omega^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F^e \\ M^b \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中:  $m$  表示飞行器总质量,即  $m = m_{body} + m_{load}$ 。设  $I_b = \text{diag}\{I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}\}$  为变体旋翼飞行器机体惯性矩阵,其值会随飞行器变体、变载荷而发生变化;  $M^b$  为合外力矩。对变体旋翼飞行器系统进行受力分析,其所受合外力  $F^e$  由旋翼在地球坐标系下产生的总升力  $F_t^e$ 、飞行器机体重力  $G_{body}^e$ 、飞行器负载重力  $G_{load}^e$  和空气阻力  $D^e$  组成

$$\begin{cases} F^e = F_t^e + G_{body}^e + G_{load}^e + D^e \\ F_t^e = {}^e R_b \sum_{i=1}^4 ({}^b R_{p_i} F_i) \\ G_{body}^e = m_{body} [0 \ 0 \ g]^T \\ G_{load}^e = m_{load} [0 \ 0 \ g]^T \\ F_i = [0 \ 0 \ k_i n_i^2]^T \end{cases} \quad (9)$$

式中:  ${}^b R_{p_i}$  表示旋翼坐标系到机体坐标系的旋转矩阵;  $k_i$  表示旋翼推力系数;  $n_i$  为 4 个旋翼的转速,  $i=1, 2, 3, 4$ 。

相较于常规旋翼飞行器,变体旋翼飞行器的质心位置和惯性矩阵相对复杂,飞行器在发生变体运动时,其质心会发生变化,飞行器系统的转矩与质心相关,故惯性矩阵需要通过质心变化实时计算。

变体旋翼飞行器的质心与机体坐标原点的偏移量  $r_{CoG} \in R^3$  表示为

$$\begin{cases} r_{CoG} = \frac{\sum_{i=1}^4 (m_{p_i} r_{p_i} + m_{arm_i} r_{arm_i}) + K}{\sum_{i=1}^4 (m_{p_i} + m_{arm_i}) + \sum_{j=1}^3 m_{a_j} + m_{load}} \\ K = \sum_{j=1}^3 m_{a_j} r_{a_j} + m_{load} r_{load} \end{cases} \quad (10)$$

式中:  $m_{p_i}$ 、 $m_{arm_i}$ 、 $m_{a_j}$ 、 $m_{load}$  分别为旋翼组、机臂、关节舵机、负载的质量;  $r_{p_i}$ 、 $r_{arm_i}$ 、 $r_{a_j}$ 、 $r_{load}$  分别为机体坐标系到旋翼组、机臂、关节舵机、负载的半径,  $p_i$  表示旋翼组, 包括电机、桨叶和电池。

变体旋翼飞行器机体惯性矩阵  $I_b$  表示为

$$\begin{cases} I_b = \sum_{i=1}^4 I_{p_i} + \sum_{i=1}^4 I_{arm_i} + \sum_{i=1}^3 I_{a_j} + I_{load} \\ I_{load} = \text{diag}\{I_{x_l}, I_{y_l}, I_{z_l}\} \end{cases} \quad (11)$$

式中:  $I_{p_i}$ 、 $I_{arm_i}$ 、 $I_{a_j}$ 、 $I_{load}$  分别为飞行器旋翼组、机臂、关节舵机、负载的惯性矩阵。

对飞行器所受力矩进行分析, 得到合外力矩  $M^b$  由旋翼推力产生的力矩  $M_t^b$ 、旋翼旋转反扭矩  $M_{anti}^b$ 、系统陀螺效应  $M_{gyro}^b$ 、机体重力矩  $M_{G_{body}}^b$ 、载荷重力矩  $M_{G_{load}}^b$  组成

$$M^b = M_t^b + M_{anti}^b + M_{gyro}^b + M_{G_{body}}^b + M_{G_{load}}^b \quad (12)$$

飞行器旋翼推力力矩  $M_t^b$  表示为

$$M_t^b = \sum_{i=1}^4 (T_i \times L_i) \quad (13)$$

式中:  $T_i$  表示第  $i$  个旋翼的推力,  $L_i$  表示第  $i$  个旋翼的电机中心在机体坐标系  $\mathcal{F}_b$  下的坐标矢量。因为旋翼电机中心到相邻关节舵机之间的机臂长度为  $l$ , 则  $L_i$  表示为

$$L_i = \begin{cases} l[\sin\delta_1 + 1 & \cos\delta_1 - 1 & 0]^T & i=1 \\ l[0 & -1 & 0]^T & i=2 \\ l[-\sin\delta_2 - 1 & \cos\delta_2 - 1 & 0]^T & i=3 \\ l[\cos\delta_3 - 1 & 1 + \sin\delta_3 & 0]^T & i=4 \end{cases} \quad (14)$$

式中:  $\delta_j = \beta_j - \frac{\pi}{2}$ , 其中  $j \in \{1, 2, 3\}$ ,  $\delta_j$  转换为角度制, 即  $\delta_j \in [0^\circ, 90^\circ]$ 。

反扭矩  $M_{anti}^b$  表达式为

$$\begin{cases} M_{anti}^b = [0 \ 0 \ \sum_{i=1}^4 {}^b R_{p_i} Q_i]^T \\ Q_i = \begin{cases} -k_m n_i^2 & i \in \{1, 3\} \\ k_m n_i^2 & i \in \{2, 4\} \end{cases} \end{cases} \quad (15)$$

式中:  $k_m > 0$ , 为反扭矩系数;  $Q_i$  为第  $i$  个旋翼在旋翼坐标系  $\mathcal{F}_{p_i}$  下的反扭矩。

系统陀螺效应  $M_{gyro}^b$  主要由机体旋转产生

$$\begin{cases} M_{gyro}^b = I_b \sum_{i=1}^4 \left( \Omega^b \times (-1)^{f(i)} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ n_i \end{bmatrix} \right) \\ f(i) = \begin{cases} 0 & i \in \{1, 3\} \\ 1 & i \in \{2, 4\} \end{cases} \end{cases} \quad (16)$$

机体重力矩  $M_{G_{body}}^b$  表达式为

$$M_{G_{body}}^b = r_{CoG} \times ({}^b R_e G_{body}^e) \quad (17)$$

载荷重力矩  $M_{G_{load}}^b$  表达式为

$$M_{G_{load}}^b = (d_z - r_{CoG}) \times ({}^b R_e G_{load}^e) \quad (18)$$

### 2.3 控制分配

变体旋翼飞行器的控制分配与常规旋翼飞行器类似, 其控制分配中的控制力与控制力矩主要是飞行器产生的推力和反扭矩, 结合式(8~18), 将飞行器系统动力学模型式(8)重新表示为

$$\begin{bmatrix} m \dot{V}^e \\ I_b \dot{\Omega}^b + \Omega^b \times I_b \Omega^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_F^e + G_{body}^e + G_{load}^e + D^e \\ U_M^b + M_{gyro}^b + M_{G_{body}}^b + M_{G_{load}}^b \end{bmatrix} \quad (19)$$

式中  $U_F^e$ 、 $U_M^b$  分别表示旋翼产生的升力、力矩, 其与旋翼转速  $n_i$  之间的关系表示为

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} U_F^e \\ U_M^b \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} n_1^2 & n_2^2 & n_3^2 & n_4^2 \end{bmatrix}^T \\ U_M^b = [\tau_x \quad \tau_y \quad \tau_z]^T \end{cases} \quad (20)$$

$C$  为控制效率矩阵

$$C = \begin{bmatrix} k_f & k_f & k_f & k_f \\ 0 & -k_f l & 0 & k_f l(1 + \sin\delta_3) \\ k_f l(1 + \sin\delta_1) & 0 & -k_f l(1 + \sin\delta_2) & 0 \\ -k_m & k_m & -k_m & k_m \end{bmatrix} \quad (21)$$

因为面向变载荷的变体旋翼飞行器并未涉及奇异点, 所以  $C$  是可逆的, 即

$$\begin{bmatrix} n_1^2 & n_2^2 & n_3^2 & n_4^2 \end{bmatrix}^T = C^{-1} \begin{bmatrix} U_F^e \\ U_M^b \end{bmatrix} \quad (22)$$

结合上文可得出, 相较于常规旋翼飞行器, 变体旋翼飞行器模型非线性、耦合性更强, 其变载荷以及变体都会引起模型参数变化, 继而引起控制扰动, 这些扰动不可忽略。

### 3 自抗扰姿态控制器设计

相较于常规旋翼飞行器, 变体旋翼飞行器具有更为复杂的扰动不确定性。基于PID的变载荷无人机姿态控制<sup>[27]</sup>在加入大幅干扰时会产生较大振荡并且容易失控, 而自抗扰控制具有更好的鲁棒性, 飞行器可以实现姿态稳定。

理论层面, 变载荷旋翼飞行器PID上升时间较短, 能够快速达到期望值, 但是会产生较大超调, 并且进行调节达到允许误差范围内较慢, 调节时间长; ADRC控制器上升时间较长, 但是超调量很小, 并且很快调整达到稳定允许范围之内, 调节时间短。综合分析, ADRC控制性能较PID更好。

### 3.1 控制器结构

ADRC 的核心思想是利用扩张状态观测器估计系统的参数不确定性及估计扰动,最后对总扰动进行补偿,提升系统的动态响应及鲁棒性。传统 ADRC 由 ESO、跟踪微分器(Tracking differentiator, TD)、非线性状态误差反馈律(Nonlinear state error feedback, NLSEF)3部分组成。

变体旋翼飞行器姿态与位置之间存在耦合,属于欠驱动系统。ADRC 作为解耦控制方案,为欠驱动系统提供了捷径。飞行器状态间耦合、变载荷以及变体会引起模型参数变化,在 ADRC 中可以将其当作总扰动,引入 ESO 对总扰动的跟踪估计,实现 6 通道间状态解耦,将原来的多进多出系统改进为 6 通道单进单出系统,因此飞行器系统 6 通道动力学模型式(19)改进为

$$\begin{cases} \ddot{x} = s_1(x, \dot{x}, \omega_1) + b_1 u_1 \\ \ddot{y} = s_2(y, \dot{y}, \omega_2) + b_2 u_2 \\ \ddot{z} = s_3(z, \dot{z}, \omega_3) + b_3 u_3 - g \\ \ddot{\phi} = s_4(p, q, r, \phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}, \omega_4) + b_4 u_4 \\ \ddot{\theta} = s_5(p, q, r, \phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}, \omega_5) + b_5 u_5 \\ \ddot{\psi} = s_6(p, q, r, \phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}, \omega_6) + b_6 u_6 \end{cases} \quad (23)$$

式中:  $s_k(\cdot)$  为不确定项,  $\omega_k$  为系统扰动,  $k \in \{1, 2, \dots, 6\}$ 。由前文可知  $I_b = \text{diag}\{I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}\}$ ,  $m = m_{\text{body}} + m_{\text{load}}$ , 因此

$$\begin{cases} b_1 = b_2 = b_3 = \frac{1}{m} \\ b_4 = \frac{1}{I_{xx}}, b_5 = \frac{1}{I_{yy}}, b_6 = \frac{1}{I_{zz}} \end{cases} \quad (24)$$

引入虚拟控制量  $(u_1, u_2, u_3, u_4, u_5, u_6)$  实现飞行器系统控制解耦,即

$$\begin{cases} U_F^e = [u_1 \ u_2 \ u_3]^T \\ U_M^b = [u_4 \ u_5 \ u_6]^T \end{cases} \quad (25)$$

自抗扰算法由 ESO, TD, NLSEF 这 3 部分组成。依据本文动力学模型式(23),讨论基于 ADRC 的飞行控制器角度环设计。

文献[28]提到 ESO 不依赖于具体数学模型,其将外界干扰作为被控系统的一个新的状态,通过反馈构建估计新变量的大小。因此,首先设计了角度环 ESO,以系统的输出  $\theta$  和输入  $u_5$  实时跟踪估计系统角度环内部状态和内外扰动作用

$$\begin{cases} e = x_1 - \theta \\ fa_1 = \text{fal}(e, \alpha_1, \delta) \\ fa_2 = \text{fal}(e, \alpha_2, \delta) \\ x_1 = x_1 + h(x_2 - \beta_{01}e) \\ x_2 = x_2 + h(x_3 - \beta_{02}fa_1 + bu) \\ x_3 = x_3 + h(-\beta_{03}fa_2) \end{cases} \quad (26)$$

式中:  $fa_1$ 、 $fa_2$  分别为误差  $e$  经过非线性函数  $\text{fal}(e, \alpha_1, \delta)$  和  $\text{fal}(e, \alpha_2, \delta)$  的计算结果;  $h$  为离散化步长;  $(x_1, x_2)$  用于跟踪  $(\theta, \dot{\theta})$ ;  $x_3$  用于估计扰动。

通过利用给定信号  $v_d$  (例如目标角)作为参考输入,跟踪微分器能够控制响应的过渡过程,其可表示为

$$\begin{cases} e = v_1 - v_d \\ fh = \text{fhan}(e, v_2, r, h) \\ v_1 = v_1 + hv_2 \\ v_2 = v_2 + hfh \end{cases} \quad (27)$$

式中:  $v_d$  为目标角给定信号,作为 TD 环节的参考输入;  $\text{fhan}$  为用于处理误差等计算的非线性函数;  $v_1, v_2$  为 TD 环节的状态变量;  $r$  和  $h$  代表 TD 环节的可调参数。  $r$  值变大时,控制器响应速度随之加快,但其过大则可能导致系统的振荡或超调现象。  $h$  值增大有益于改善目标角度的滤波效果,但会导致更为显著的相位滞后问题。

NLSEF 通过求 TD 滤波后的目标值与 ESO 估算的实际值的差,采用非线性方法将误差的比例、积分、微分信号进行组合。NLSEF 利用误差求得 NLSEF 输出  $u_0, k_1, k_2$  代表权值增益。

$$\begin{cases} e_1 = v_1 - z_1 \\ e_2 = v_2 - z_2 \\ u_0 = k_1 \text{fal}(e_1, \alpha_1, \delta) + k_2 \text{fal}(e_2, \alpha_2, \delta) \end{cases} \quad (28)$$

此外,最速跟踪控制函数  $\text{fhan}(x_1, x_2, r, h)$  表示为

$$\begin{cases} d = rh, d_0 = hd, y = x_1 + hx_2 \\ a_0 = \sqrt{d^2 + 8r|y|} \\ a = \begin{cases} x_2 + 0.5(a_0 - d) \text{sgn } y & |y| > d_0 \\ x_2 + \frac{y}{h} & |y| \leq d_0 \end{cases} \\ \text{fhan} = \begin{cases} -r \text{sgn } a & |a| > d \\ \frac{ra}{d} & |a| \leq d \end{cases} \end{cases} \quad (29)$$

### 3.2 扩张状态观测器

本文实际飞行实验采用嵌入式硬件平台。由于实际飞行实验中,角速度更新频率高,需要高控制带宽,其也更易受到负载扰动的影响,而 ESO 的估计方式能够更快响应当前角速度系统的扰动和状态估计。相反,角度控制响应慢、带宽较低,更适合使用 PID 控制。PID 具备结构相对简单、调参直观的特点。因此,本文 ADRC 控制器设计中,角度控制仍采用 PID 输出期望角速度,而自抗扰算法用于对角速度通道的控制。

文献[29]提到 ESO 可在离散域内实现对状态和扰动的有效估计,并通过实飞验证了姿态控制具

备较强的解耦效果。因此,本文ADRC实验不依赖连续建模条件,并借助嵌入式平台高频采样实现对复杂非线性飞控系统的扰动观测。综上,本节角速度环ESO设计采用离散形式。

实际飞行应用中,将输入量为电调的PWM信号 $\mu_i$ ,输出量为升力 $F_i$ 的系统称为一阶延时系统<sup>[30]</sup>

$$\begin{cases} F_i = k_i n_i^2 \\ \dot{F}_i = \frac{1}{T_0} (b_0 \mu_i - F_i) \end{cases} \quad (30)$$

式中: $b_0$ 、 $T_0$ 分别为增益和惯性时间。

传统的扩张状态观测器中,取 $x$ 轴为例建立纵向动力学模型。选取 $u_4$ 为旋翼 $x$ 轴产生的力矩,选取陀螺仪实际角速度作为观测值,则针对机体坐标系 $x$ 轴的被观测对象角速度可以近似为二阶系统

$$y = \frac{b_0}{T_0 s + 1} \cdot \frac{1}{s} \quad (31)$$

用状态方程可以表示为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = \frac{1}{T_0} (b_0 u - x_{in}) \\ x_2 = x_{in} + x_3 \end{cases} \quad (32)$$

式中: $x_{in}$ 表示已知主动力; $x_1$ 表示角速度 $p$ ; $x_2$ 表示角加速度 $\dot{p}$ ; $x_3$ 表示扰动 $\omega_4$ 。

二阶扩张状态观测器的二阶对象<sup>[29]</sup>为

$$\begin{cases} \tilde{x}(k) = x_1(k) - \hat{x}_1(k) \\ \hat{x}_1(k+1) = \hat{x}_1(k) + h\hat{x}_2(k) + \beta_1 \tilde{x}(k) \\ \hat{x}_2(k+1) = \hat{x}_2(k) + h(b_0 u(k) + \hat{x}_3(k)) + \beta_2 \tilde{x}(k) \\ \hat{x}_3(k+1) = \hat{x}_3(k) + \beta_3 \tilde{x}(k) \end{cases} \quad (33)$$

式中: $\hat{x}_1(k)$ 、 $\hat{x}_2(k)$ 、 $\hat{x}_3(k)$ 分别为 $k$ 时刻的角速度、角加速度和扰动状态量; $x_1(k)$ 为 $k$ 时刻的角速度观测值; $h$ 为观测器步长。

式(33)讨论的ESO观测并不准确,存在观测器阶数高、调参复杂及误差大等问题,且观测器与飞行器模型之间相差较大。

在实际应用问题中,ESO观测值实际角速度 $x_1(k)$ 存在时延。同时,在总扰动大幅跳变,例如载荷骤变中, $\hat{x}_2(k)$ 、 $\hat{x}_3(k)$ 易波动,且在不改变增益的情况下, $\hat{x}_3(k)$ 无法快速跟踪扰动大幅跳变,因此,ESO的观测不佳。

根据式(32)和式(33)可得

$$\begin{cases} \tilde{x}(k) = x_1(k) - \hat{x}_1(k) \\ \hat{x}_{in}(k+1) = \hat{x}_{in}(k) + h/T_0 \cdot (b_0 u(k) - \hat{x}_2(k)) \\ \hat{x}_1(k+1) = \hat{x}_1(k) + h\hat{x}_2(k) + \beta_1 \tilde{x}(k) \\ \hat{x}_3(k+1) = \hat{x}_3(k) + \beta_3 \tilde{x}(k) \\ \hat{x}_2(k+1) = \hat{x}_{in}(k+1) + \hat{x}_3(k+1) \end{cases} \quad (34)$$

式中: $\hat{x}_{in}(k)$ 为 $k$ 时刻主动力。

式(34)中,观测器与飞行器模型之间相差较小,阶数低且稳定。在变载荷应用中,根据变体旋翼飞行器组构规格, $\beta_1$ 、 $\beta_3$ 无需改变,惯性时间 $T_0$ 定为0.15 s,仅需调节观测器的增益 $b_0$ 。

综上,根据式(34)设计如下观测器

$$\begin{cases} \tilde{x}(k-d) = x_1(k-d) - \hat{x}_1(k-d) \\ e(k-d) = \tilde{x}(k-d) - \tilde{x}(k-d-1) \\ \hat{x}_{in}(k+1) = \hat{x}_{in}(k) + h/T_0 \cdot (b_0 u(k) - \hat{x}_2(k)) \\ \hat{x}_1(k+1) = \hat{x}_1(k) + h\hat{x}_2(k) + \beta_1 \cdot \tilde{x}(k) \\ \hat{x}_3(k+1) = \hat{x}_3(k) + \beta_3 \cdot e(k-d) \\ \hat{x}_2(k+1) = \hat{x}_{in}(k+1) + \hat{x}_3(k+1) \end{cases} \quad (35)$$

式中: $\tilde{x}(k-d)$ 为 $(k-d)$ 时刻观测角速度误差。采用观测误差 $\tilde{x}(k-d)$ 的差分 $e(k-d)$ 代替 $\tilde{x}(k-d)$ 修正 $\hat{x}_3(k+1)$ ,使其波动减小。式(35)解决了 $x_3(k)$ 无法快速跟踪扰动大幅跳变的问题。

## 4 系统软硬件设计

### 4.1 飞行器实验平台硬件设计

飞控系统根据飞行器功能及应用的不同,其硬件组成也有所区别。变体旋翼飞行器的硬件系统主要可以分成以下5个部分:机身链式结构单元(4组重构单元);控制决策单元(飞控、地面站、遥控器);动力输出单元(电调、电机、螺旋桨);电源管理单元(分电板、4S电池);信号传输单元(蓝牙、接收机、串口通信)。

变体旋翼飞行器的主控芯片选取STM32H72-3VGT6。传感器模块主要包括惯性测量单元(Inertial measurement unit, IMU)BMI088,飞控采用SBUS接收机接口,飞行器的动力系统由4组动力电机V3508(580 kV)组成,4组重构单元之间依靠35 kg数字舵机RDS3235链式连接。4组动力电机提供升力,4组RDS3235通过旋转改变机体构态。变体旋翼飞行器的主要硬件结构框图如图4所示。

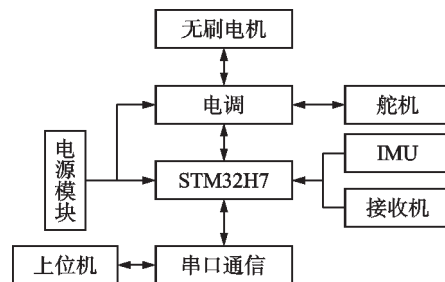


图4 硬件结构框图

Fig.4 Hardware block diagram



4.2 飞行器实验平台软件设计

飞控系统软件程序包括姿态解算、滤波、传感器信息传输和控制运算等功能模块,设计流程如图 5 所示。

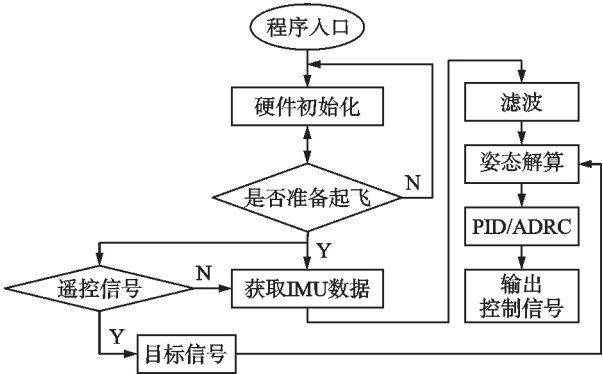


图5 软件设计流程图

Fig.5 Software design flowchart

程序首先根据预设参数对嵌入式系统进行初始化,完成以后系统等待解锁指令使飞行器进入怠速状态,该状态下不断采集 IMU 数据,利用 Mahony 滤波算法对陀螺仪角速度及加速度姿态测量数据进行四元数姿态融合并解算获得角度量,将姿态数据与无线遥控 SBUS 接口的输入信号进行 PID 或 ADRC 控制运算,最终输出 PWM 信号的变化量,解算出电机控制信号并传输给相应电机以此来调整飞行器姿态。

此外,在飞控系统正常工作状态时,程序进入主循环定时器中断回调函数运行,保证了飞控任务的周期性执行,确保了 IMU 采集、姿态解算、控制运算、PWM 输出的稳定性,减少任务的时延,提高了飞控系统的实时性。

飞控软件程序预设参数如表 2 所示,BMI088 采用 SPI2 通信,TIM1、TIM2 为无刷电机 PWM 信号的定时器频率。

表 2 飞控软件程序预设参数

Table 2 Preset parameters of flight control software program

初试化参数	参数值
APB1 timer clocks/MHz	240
APB2 timer clocks/MHz	240
主循环定时器频率/MHz	500
SPI2 baud rate/(Mbit·s <sup>-1</sup> )	7.5
姿态解算频率/Hz	500
串口传输速率/(bit·s <sup>-1</sup> )	115 200
SBUS 通信传输速率/(bit·s <sup>-1</sup> )	100 000
TIM1、TIM2 频率/Hz	250

5 实验验证与分析

实验环境选择室内,无外部风扰。通过实验对

飞行器构形 I (环形旋翼动力布局)、构形 II (V 形旋翼动力布局)及构态转换过程的无载荷、变载荷姿态控制稳定性进行实飞验证,飞行器实验平台参数如表 3 所示。飞行器实验平台 PID 参数如表 4 所示。飞行器实验平台 ADRC 参数如表 5 所示。

表 3 飞行器参数

Table 3 Aircraft parameters

参数	数值
机体质量 $m_{\text{body}}/\text{kg}$	4.2
重力加速度 $g/(\text{m}\cdot\text{s}^{-2})$	9.8
轴距 $2l/\text{m}$	0.6
升力系数 $k_l/(\text{N}\cdot\text{s}^{-2})$	$5.3 \times 10^{-5}$
反扭矩系数 $k_m/(\text{N}\cdot\text{s}^{-2})$	$1.1 \times 10^{-6}$

表 4 PID 参数

Table 4 PID parameters

参数	角速度环	角度环
$k_p$	1.8	2.0
$k_i$	0.001	0.000 1
$k_d$	0	0
输出限幅	200	150

表 5 ADRC 参数

Table 5 ADRC parameters

参数	数值
$T_0$	0.15
$b_0$	1.5
$\beta_1$	0.8
$\beta_2$	30
$\beta_3$	1 000

5.1 PID 与 ADRC 姿态控制响应实验

依据飞行器结构、数学建模及控制器设计,搭建了变体旋翼飞行器实验系统,图 6 为飞行器在两种典型构态下的实飞状态。

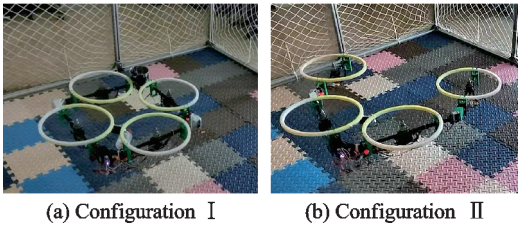


图 6 姿态控制响应飞行实验

Fig.6 Attitude control response flight test diagrams

图 7 与图 8 展示了两种姿态控制器构形 I 与构形 II 下的姿态控制响应对比。如图 7(a)、8(a)所示,在 PID 姿态控制下,俯仰和滚转通道的瞬时角度偏差在 10°以内,最大响应延迟不超过 0.6 s。如图 7(b)、8(b)所示,在 ADRC 姿态控制下,俯仰和



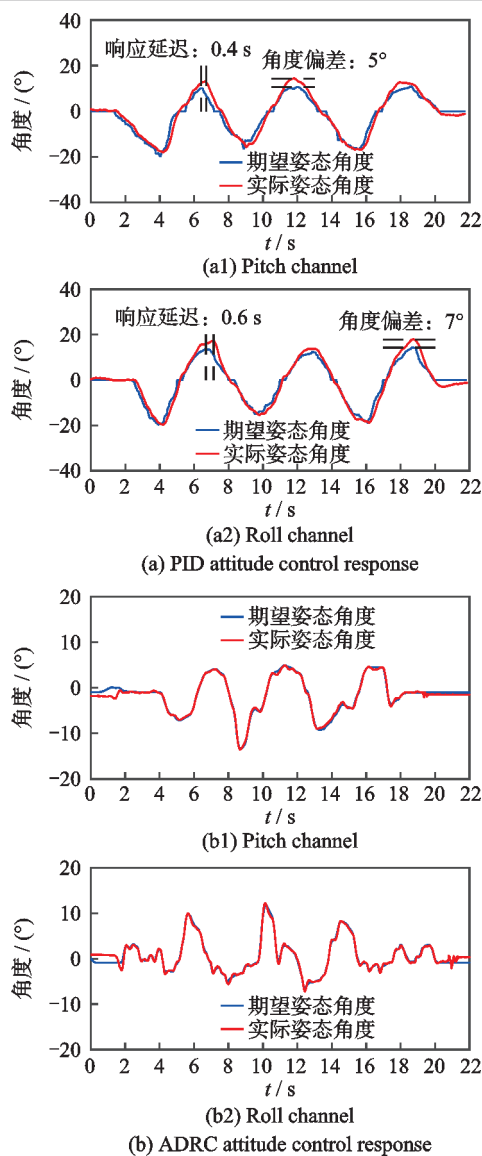


图7 姿态控制响应对比实验(构形 I)

Fig.7 Attitude control response comparison experiment (Configuration I)

滚转通道的瞬时角度偏差在 $1^\circ$ 以内,最大时延在 $0.1\text{ s}$ 以内。相比PID控制器,ADRC控制器在角度偏差和姿态响应延迟收敛性方面表现更好。综合实验分析表明,在基于环形旋翼动力布局(构形 I)、V形旋翼动力布局(构形 II)的飞行器姿态响应实验中,ADRC的响应性能整体优于PID。

此外,需要指出的是,PID控制器的输入目标角度未进行滤波处理,因此其信号存在抖动。而ADRC在控制器输入端引入了对目标角度的滤波环节,为控制器提供了一个平滑、可控的目标输入,从而提升控制系统跟踪目标的鲁棒性,但也会导致滤波后的目标角度相比原始目标角度存在一定的延迟。

综上,不同构形下两类控制器的姿态控制响应量化数据对比如表6所示。

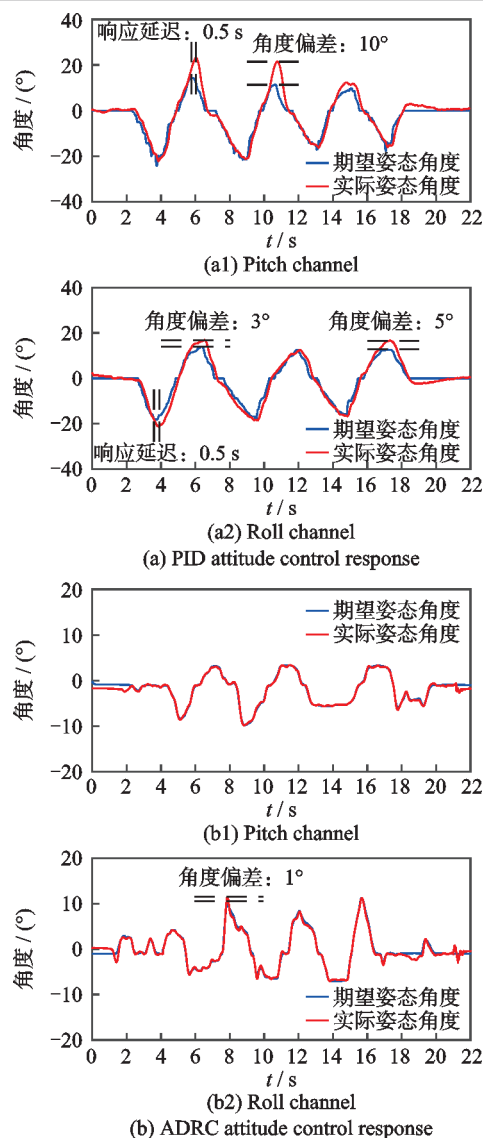


图8 姿态控制响应对比实验(构形 II)

Fig.8 Attitude control response comparison experiment (Configuration II)

表6 姿态控制响应对比

Table 6 Attitude control response comparison

典型构态	控制器类型	最大角度偏差/ $^\circ$	最大时延/s
构形 I	PID	7	0.6
	ADRC	1	0.15
构形 II	PID	10	0.5
	ADRC	1	0.1

## 5.2 PID与ADRC角速度跟踪对比

针对飞行器的角速度跟踪问题,设计了基于环形与V形旋翼动力布局的PID与ADRC控制器角速度实验。以两种动力布局为例,实验对比了PID控制器与ADRC控制器在角速度跟踪中的响应表现,分析了陀螺仪实际角速度与ESO估计角速度在跟踪精度、延迟等方面的差异。

图9、10展示了控制器在两种动力布局下的角速度跟踪响应。由两种控制器角速度跟踪对比实验可知,PID控制器的陀螺仪实际角速度时延大,最大时延约为0.7 s,角速度精度不足;而ESO估计角速度最大延迟在0.1 s以内,且最大角速度误差在 $2(^{\circ})/s$ 以内。对比结果表明,ESO估计角速度

在跟踪精度和时延方面均显著优于PID使用的陀螺仪实际角速度跟踪效果。因此,在角速度环中,ADRC的ESO估计角速度能够精准跟踪期望值。综上,在基于环形旋翼动力布局角速度跟踪实验中,ESO估计角速度的响应性能显著优于陀螺仪测得实际角速度。

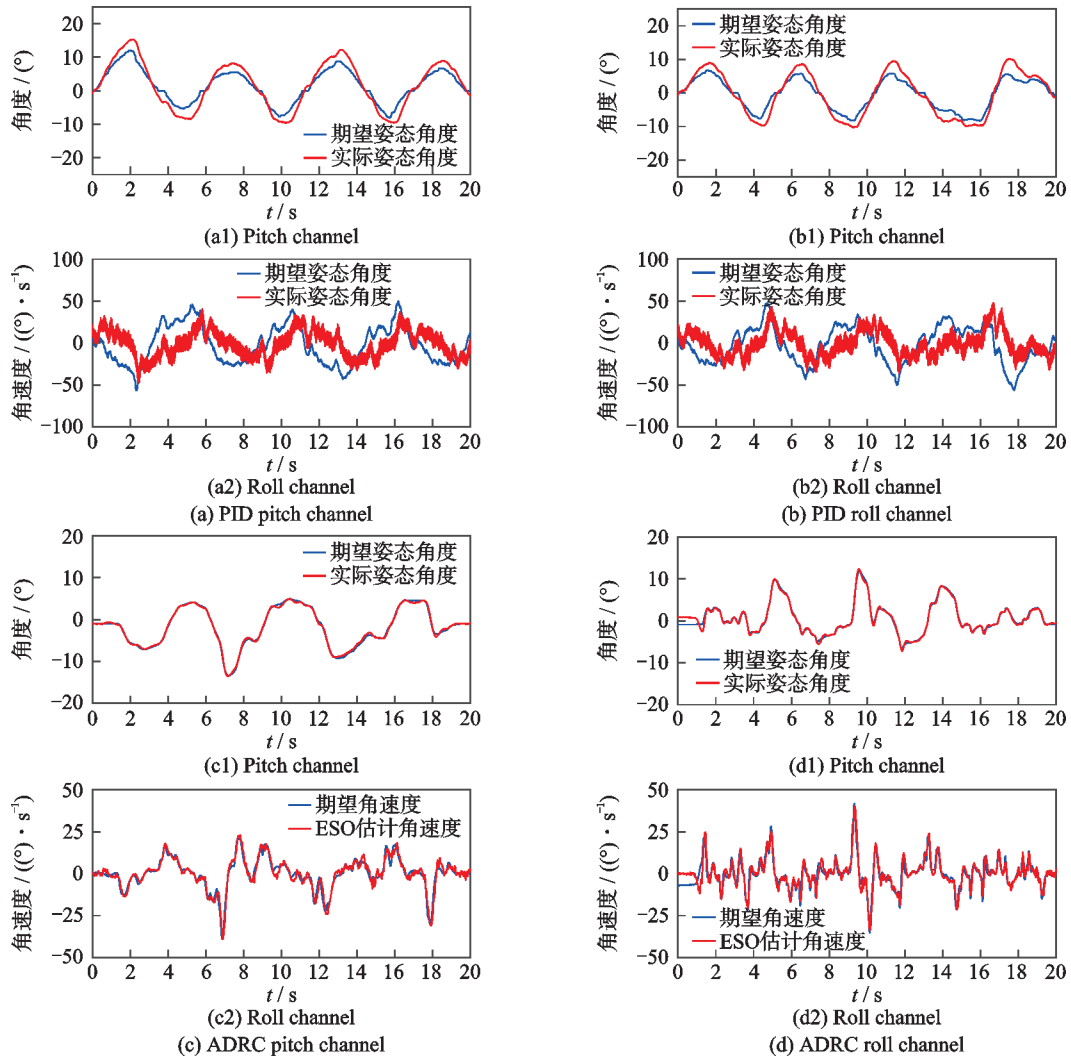
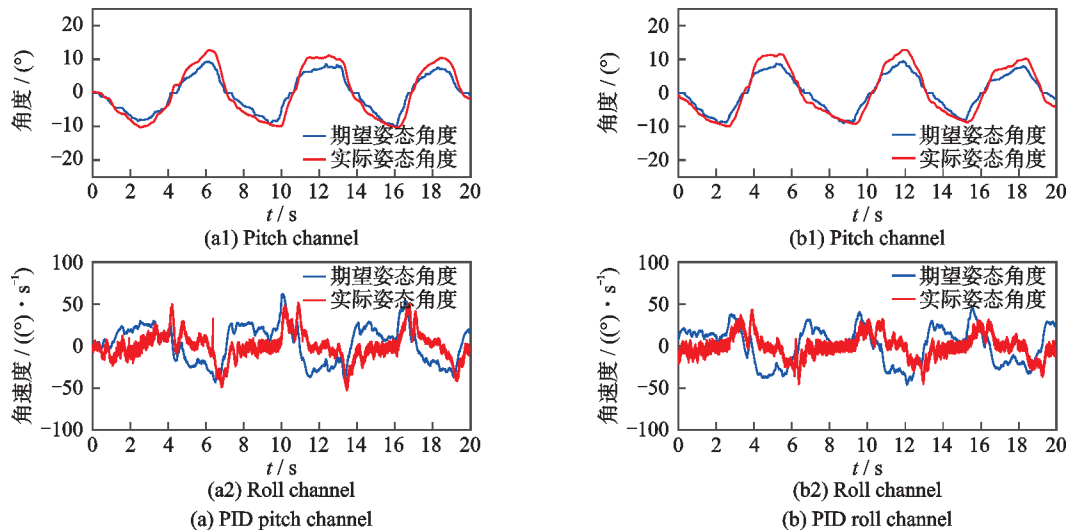


图9 角度与角速度跟踪响应(构形 I)

Fig.9 Angle and angular velocity tracking response (Configuration I)



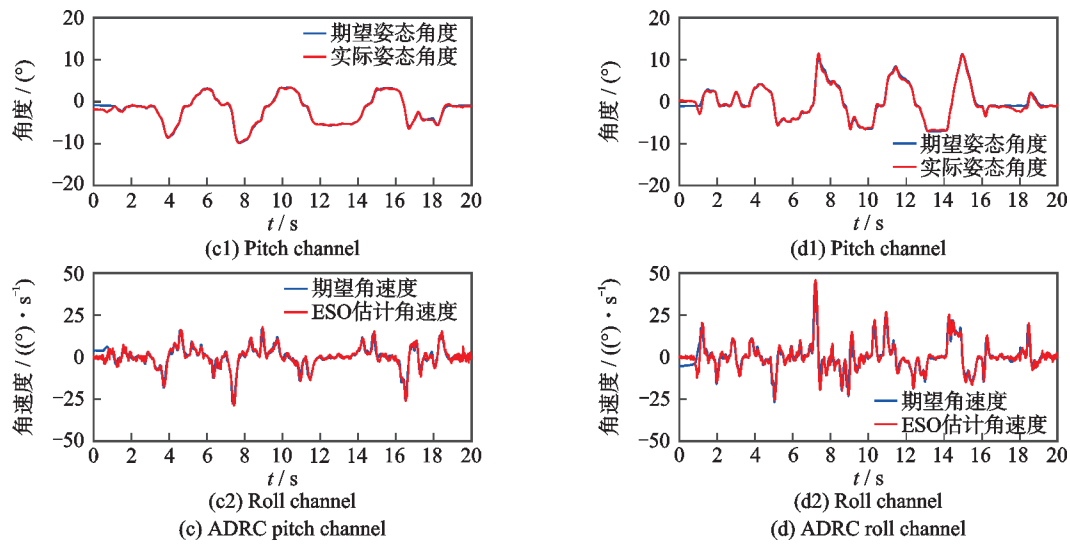


图 10 角度与角速度跟踪响应(构形 II)

Fig.10 Angle and angular velocity tracking response (Configuration II)

综上,两类控制器的角速度跟踪量化数据对比如表 7 所示。

表 7 角速度跟踪对比			
Table 7 Angular velocity tracking comparison			
构形	控制器类型	最大角速度偏差/ ( $^{\circ}\cdot\text{s}^{-1}$ )	最大时延/s
典型构态	PID	10	0.7
	ADRC	2	0.1

5.3 PID 与 ADRC 变载荷姿态跟踪

依据飞行器结构、数学建模及控制器设计,搭建了变体旋翼飞行器变载荷实验系统,开展了对构形 I、构形 II 的变载荷飞行实验。图 11(a)、(b)分别展示了飞行器在环形旋翼动力布局下,载荷骤变和载荷渐变的实飞情况,图 11(c)、(d)分别展示了飞行器在 V 形旋翼动力布局下,载荷骤变和载荷渐变的实飞情况。

此外,如图 11(a)、(c)所示,利用 400g 储水瓶

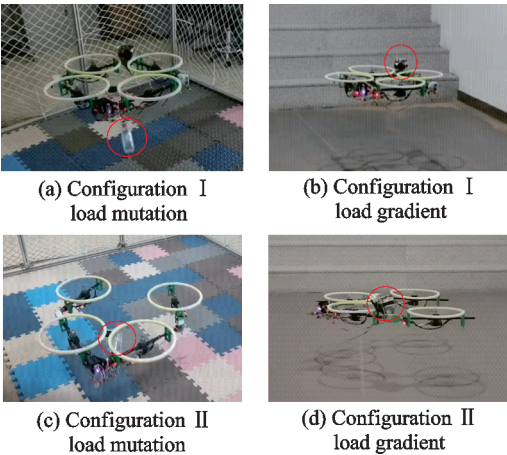


图 11 变载荷飞行实验

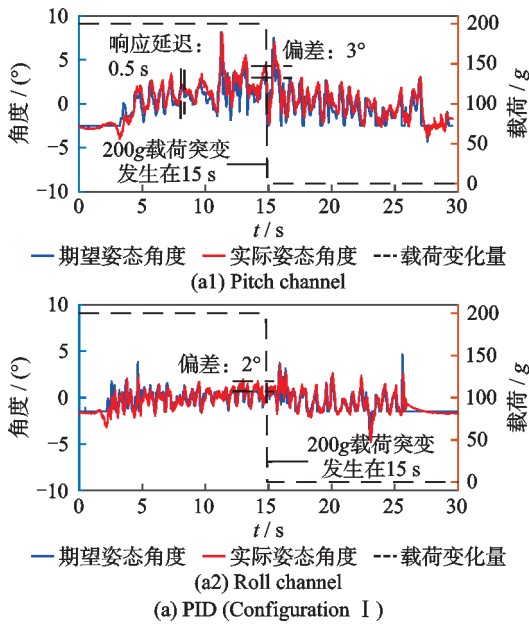
Fig.11 Variable load flight experiment diagrams

瞬时投放模拟载荷骤变。如图 11(b)、(d)所示,利用漏斗持续释放 200g 细沙模拟载荷渐变,其中载荷总质量包含漏斗及细沙的质量,漏斗质量为 200g,细沙质量为 200g,载荷总质量为 400g。

在载荷骤变和载荷渐变过程中,通过分析飞行器在构形 I、构形 II 俯仰、滚转数据,验证了飞行器在两种构形下进行变载荷实验时,飞行姿态跟踪控制的可行性。同时,对比了 PID 和 ADRC 控制器在变载荷实验环境中的性能差异。

5.3.1 载荷骤变(典型构态)

如图 12 所示,由于载荷偏心的影响,飞行器在起飞时出现超调,并在飞行中间时刻发生载荷突变冲击。其次,由于 PID 控制器缺乏对扰动的主动补偿能力,PID 实验中采用 200g 载荷投放,ADRC 实验采用 400g 载荷投放。在 PID 姿态跟踪控制下,两种构形俯仰和滚转通道在载荷突变时的瞬时角





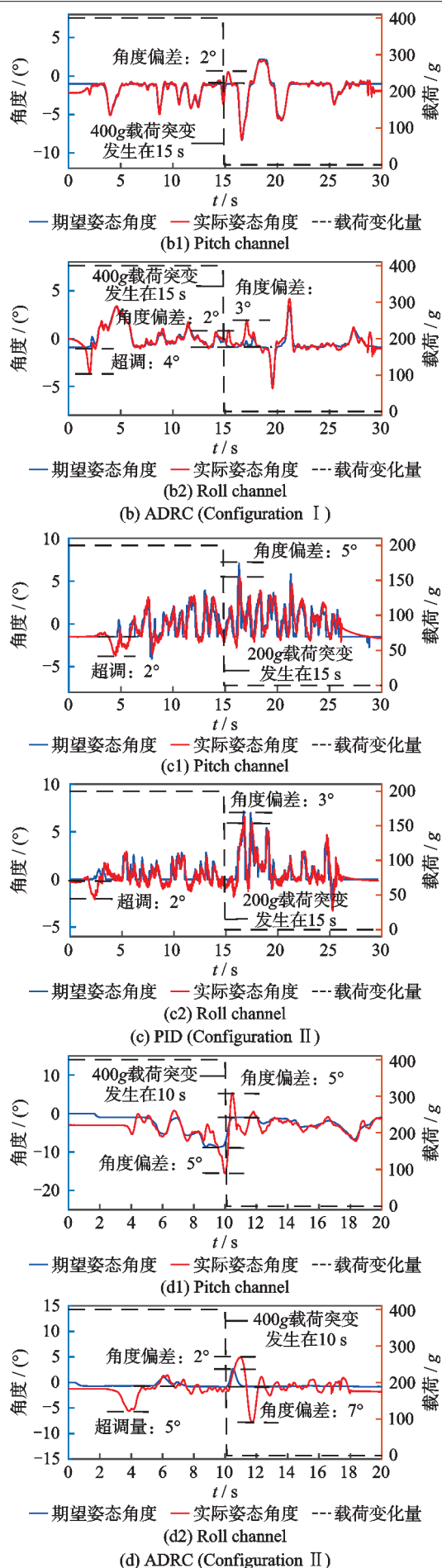


图 12 载荷骤变姿态跟踪图

Fig.12 Load sudden change attitude tracking chart

度偏差保持在 $5^\circ$ 以内,整个过程响应延迟约为 $0.5\text{ s}$ ,且小幅振荡较为显著。在ADRC姿态控制下,俯仰和滚转通道在载荷突变时的瞬时角度偏差同样控制在 $5^\circ$ 以内,最大响应延迟不超过 $0.1\text{ s}$ 。与PID控制器相比,ADRC控制器在姿态响应延迟收敛性方面表现更好。

图 13 所示为PID姿态跟踪局部放大图,图中显示PID控制下整个过程小幅振荡,而根据图 12 可知,ADRC能够稳定跟踪整个过程。

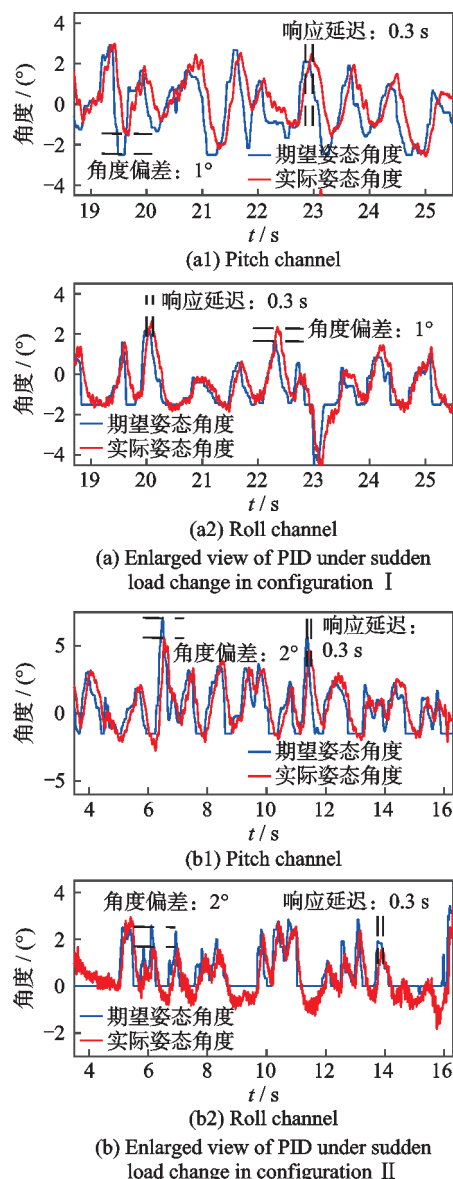


图 13 载荷骤变PID局部放大图(典型构态)

Fig.13 Enlarged view of PID under sudden load change (Typical configuration)

综合实验分析表明,在发生载荷突变后,飞行器姿态控制仍能够趋于稳定,实验验证了飞行器具在典型构态下进行载荷骤变姿态控制的可行性。此外,ADRC的响应性能整体优于PID。需要说明的是,姿态跟踪图中期望姿态的波动是为了保持位置控制所做的人为主动调整。

综上,两类控制器的角速度跟踪量化数据对比如表 8 所示。

表 8 载荷骤变姿态跟踪			
Table 8 Load sudden change attitude tracking			
构形	控制器类型	最大角度偏差/(°)	最大时延/s
典型构态	PID	5	0.5
	ADRC	2	0.1

5.3.2 载荷渐变(典型构态)

如图 14 所示,飞行器在 5~25 s 间发生载荷渐变,飞行器俯仰、滚转通道发生小幅振荡。其次,由于 PID 控制器缺乏对抗动的主动补偿能力,PID 实验中采用 100g 细沙,ADRC 实验采用 200g 细沙。在 PID 姿态跟踪控制下,俯仰和滚转通道在载荷渐变时的瞬时角度偏差保持在 3° 以内,整个过程响应延迟约为 0.5 s,且小幅振荡较为显著。在 ADRC

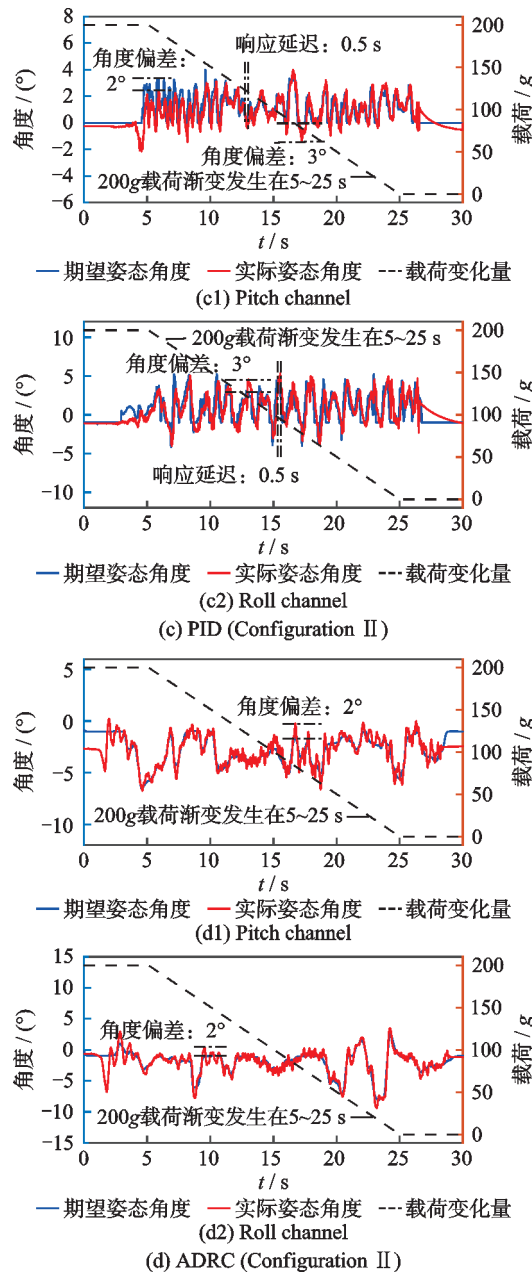
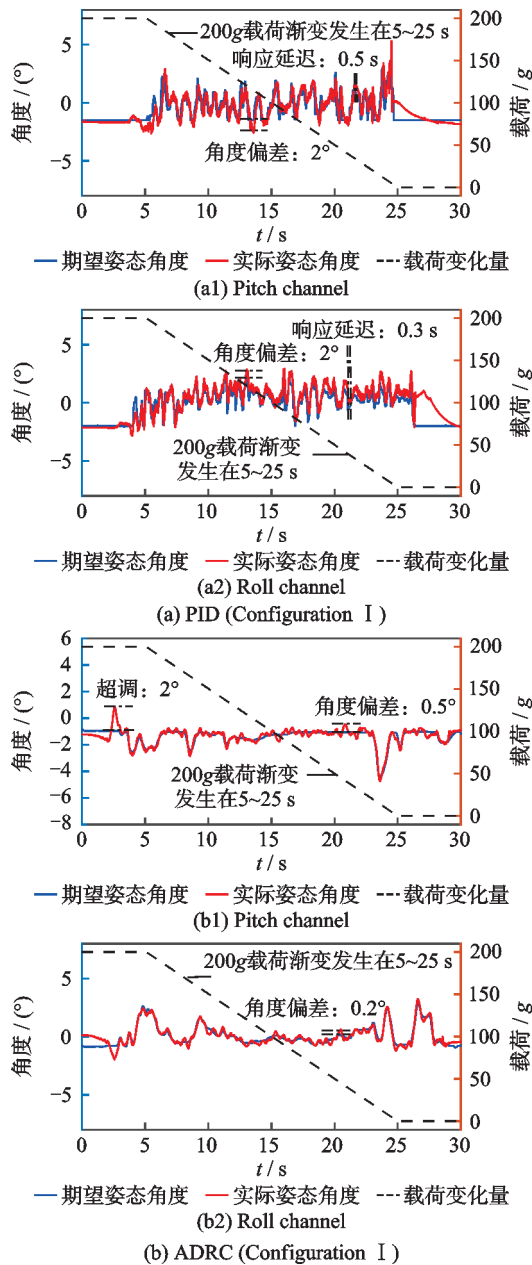


图 14 载荷渐变姿态跟踪图

Fig.14 Load gradual change attitude tracking charts

姿态控制下,俯仰和滚转通道在载荷渐变时的瞬时角度偏差保持在 2° 以内,最大响应延迟不超过 0.1 s。与 PID 控制器相比,ADRC 控制器在瞬时角度偏差和姿态响应延迟收敛性方面表现更好。

图 15 所示为 PID 姿态跟踪局部放大图,图中显示 PID 控制下载荷渐变过程小幅振荡显著,而根据图 14 可知,ADRC 能够相对更平稳地跟踪整个过程,PID 的稳定性及鲁棒性均逊色于 ADRC 控制器。综合实验分析表明,在典型构态飞行器载荷渐变实验中,ADRC 的响应性能整体优于 PID。

综上,两类控制器的角速度跟踪量化数据对比如表 9 所示。

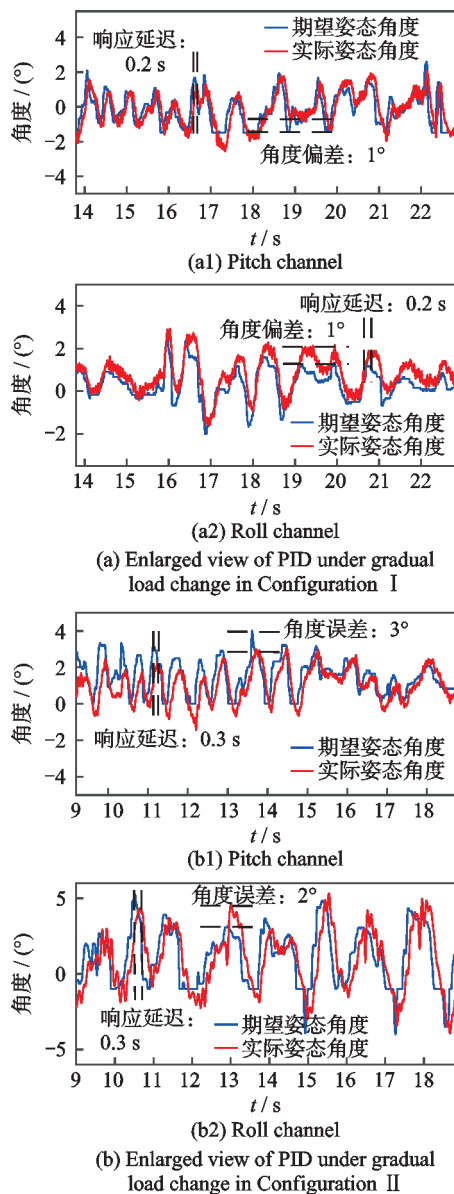


图 15 载荷渐变PID局部放大图(典型构态)

Fig.15 Enlarged view of PID under gradual load change (Typical configuration)

表 9 载荷渐变姿态跟踪

Table 9 Load gradual change attitude tracking

构形	控制器类型	最大角度偏差/(°)	最大时延/s
典型构态	PID	3	0.5
	ADRC	2	0.1

#### 5.4 构态转换的变载荷飞行器姿态跟踪

本节分析并实现变体旋翼飞行器的机体构态转换。机身构态转换是环形旋翼动力布局(构形 I)与V形旋翼动力布局(构形 II)之间的转换。

图 16 所示为环形布局与V形布局间的转换原理。在飞行器构态转换过程中,飞行器的质心位置和力臂分布会随之变化,从而影响其姿态控制的动态特性。为了保证转换过程的平稳性及抗扰性,本文通过调慢舵机旋转速度及优化ESO控制策略,

确保构态转换过程中不会产生剧烈的姿态扰动,保证姿态稳定性。此外,构态转换需要与飞行器的带载任务相匹配,在载荷释放时需保持飞行器较高的姿态稳定性。

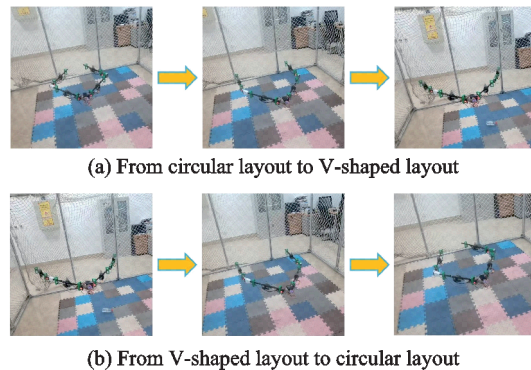


图 16 环形布局与V形布局间的转换原理

Fig.16 The conversion principle between circular and V-shaped layouts

环形布局与V形布局转换过程中,关节舵机偏转角 $\beta_2$ 保持 $90^\circ$ 不变,关节舵机偏转角 $\beta_1$ 和 $\beta_3$ 实现 $90^\circ$ 至 $180^\circ$ 、 $180^\circ$ 至 $90^\circ$ 的匀速旋转。整个转换过程的舵机角度变化图如图 17 所示。

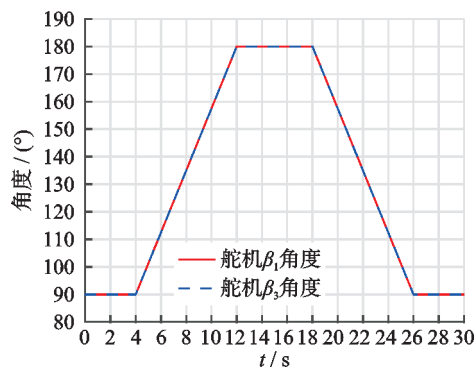


图 17 构形舵机角度变化图

Fig.17 Configuration rudder servo angle variation diagram

##### 5.4.1 构态转换下无载荷姿态跟踪

针对环形布局与V形布局间转换的飞行稳定性问题,开展了无载荷姿态控制实验。通过分析飞行器构态转换过程中的俯仰、滚转数据,验证无载荷飞行器在构态转换下的姿态跟踪响应情况。

图 18 展示了全过程构态转换的姿态控制响应。如图所示,飞行器俯仰和滚转通道的最大角度偏差为 $5^\circ$ ,最大响应延迟不超过 $0.3\text{ s}$ ,构态转换引起了姿态小幅波动,总体来看,飞行器在角度偏差和姿态响应延迟的收敛性方面表现良好。综上所述,飞行器能够在全过程构态转换下执行姿态控制。



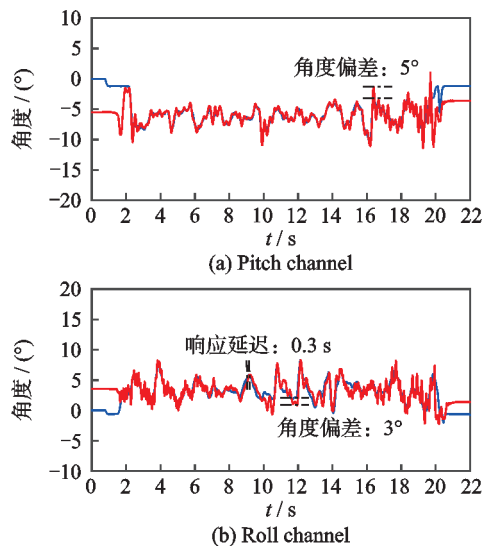


图18 构态转换下姿态跟踪图

Fig.18 Attitude tracking diagrams under configuration transition

#### 5.4.2 构态转换下飞行器变载荷实验

进一步开展全过程构态转换下飞行器变载荷姿态跟踪实验,验证评估在不同载荷条件下构态转换飞行器控制系统的鲁棒性。实验设计在环形到V形布局转换后,V形到环形布局转换前进行变载荷。

实验环境选择室内,无外部风扰。通过载荷突变、载荷渐变两组实验对全过程构态转换飞行器变载荷姿态控制可行性进行实飞验证。

图19(a)所示为飞行器在构态转换过程中发生载荷骤变时,俯仰和滚转通道的姿态跟踪响应情况。从图中可知,飞行器在10 s时发生了载荷突变冲击。实验采用400g载荷投放。在控制器姿态跟踪控制下,俯仰和滚转通道在载荷突变时的瞬时角度偏差保持在8°以内,整个过程响应延迟在0.1 s左右,滚转通道小幅振荡较为显著。相比俯仰通道,滚转通道瞬时角度偏差相对较大。综上所述,在发生载荷突变后,飞行器姿态控制仍能够趋于稳定,实验验证了飞行器具备在构态转换下进行载荷骤变姿态控制的可行性。

如图19(b)所示,飞行器在构态转换过程中发生载荷渐变。实验在5~25 s内逐步投放200g细沙。实验结果表明,在控制器姿态跟踪控制下,俯仰和滚转通道在载荷渐变时的瞬时角度偏差保持在3°以内,整个过程响应延迟在0.1 s左右,且两个通道均出现一定程度的小幅振荡。综合实验分析表明,飞行器在构态转换下载荷渐变,控制器能够稳定跟踪整个过程。

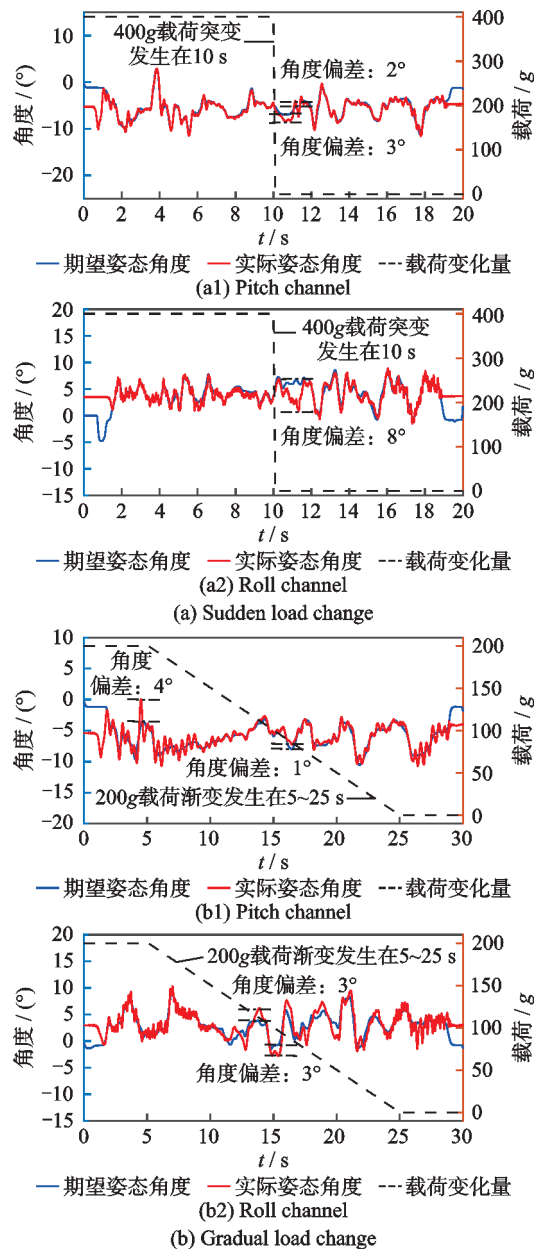


图19 构态转换下载荷姿态跟踪图

Fig.19 Attitude tracking under variable load during configuration transformation

## 6 结 论

(1)面向变载荷条件,分析了垂直向扰动对链式变体旋翼飞行器运动的影响,建立了飞行器动力学模型。

(2)设计了基于PID与ADRC的飞行器运动控制方案,通过对比分析,深入研究了两种控制器在变载荷姿态控制中的适用性。

(3)实验论证了飞行器在构态转换过程中姿态控制的稳定性和变载荷姿态控制的可行性。

下阶段,进一步优化控制分配方法,在广义逆求解基础上引入约束优化策略,提升能耗效率与冗余分配能力;针对链式多自由度结构引入的故障风

险,研究基于容错控制与冗余设计的系统鲁棒性提升方法,提升飞行器面向复杂环境的运动适应性及系统实用性;结合机器学习或强化学习等智能控制算法,探索飞行器在未知扰动环境下的自适应控制策略,拓展其在动态任务场景下的实用价值。

## 参考文献

- [1] ZHAO M, KAWASAKI K, OKADA K, et al. Transformable multirotor with two-dimensional multilinks: Modeling, control, and motion planning for aerial transformation [J]. *Advanced Robotics*, 2016, 30 (10): 627-639.
- [2] ZHAO M, OKADA K, INABA M. Enhanced modeling and control for multilinked aerial robot with two dof force vectoring apparatus [J]. *IEEE Robotics and Automation Letters*, 2021, 6(1): 135-142.
- [3] ZHAO M, OKADA K, INABA M. Singularity-free aerial deformation by two-dimensional multilinked aerial robot with 1-DOF vectorable propeller [J]. *IEEE Robotics and Automation Letters*, 2021, 6 (1) : 135-142.
- [4] 赵昌丽,郭达,王续乔,等.可动态重构的旋翼飞行器设计与运动特性分析[J]. *机器人*, 2021, 43(5): 620-628.  
ZHAO Changli, GUO Da, WANG Xuqiao, et al. Design and motion characteristics analysis of a dynamically reconfigurable rotorcraft [J]. *Robot*, 2021, 43(5): 620-628.
- [5] 王续乔,来飞龙,赵昌丽.多节链式倾转旋翼飞行器重构控制与运动仿真[J]. *北京航空航天大学学报*, 2024, 50(5): 1523-1531.  
WANG Xuqiao, LAI Feilong, ZHAO Changli. Reconfigurable control and motion simulation of multi-section chained tilt-rotor aircraft [J]. *Journal of Beihang University*, 2024, 50(5): 1523-1531.
- [6] BUCKI N, MUELLER M W. Design and control of a passively morphing quadcopter [J]. *Proceedings of 2019 International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. Montreal, QC, Canada: IEEE, 2019.
- [7] FALANGA D, KLEBER K, MINTCHEV S, et al. The foldable drone: A morphing quadrotor that can squeeze and fly [J]. *IEEE Robotics and Automation Letters*, 2019, 4(2): 209-216.
- [8] BAI Y, GURURAJAN S. Evaluation of a baseline controller for autonomous “Figure-8” flights of a morphing geometry quadcopter: Flight performance [J]. *Drones*, 2019, 3(3): 70.
- [9] ZHAO M J, ANZAI T, SHI F, et al. Design, modeling, and control of an aerial robot DRAGON: A dual rotor-embedded multilink robot with the ability of multi-degree-of-freedom aerial transformation [J]. *IEEE Robotics and Automation Letters*, 2018, 3(2): 1176-1183.
- [10] 刘彦伟,潘豪,刘三娃,等.倾转变形四旋翼飞行器的设计和实现[J]. *中国机械工程*, 2021, 32(16): 1930-1936.  
LIU Yanwei, PAN Hao, LIU Sanwa, et al. Design and implementation of a morphing tilt-rotor quadcopter [J]. *China Mechanical Engineering*, 2021, 32(16): 1930-1936.
- [11] ANTONELLI G, ARRICHIELLO F, CHIAVERINI S, et al. Adaptive trajectory tracking for quadrotor MAVs in presence of parameter uncertainties and external disturbances [C]//*Proceedings of 2013 IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics*. [S.l.]: IEEE, 2013: 1337-1342.
- [12] ANTONELLI G, CATALDI E, ARRICHIELLO F, et al. Adaptive trajectory tracking for quadrotor MAVs in presence of parameter uncertainties and external disturbances [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2018, 26(1): 248-254.
- [13] KARAHAN M, AKAY A N, KASNAKOGLU C, et al. Nonlinear modeling and robust control of a quadrotor UAV under uncertain parameters and white Gaussian noise [C]//*Proceedings of 2021 5th International Symposium on Multidisciplinary Studies and Innovative Technologies*. Ankara, Turkey: IEEE, 2021: 252-256.
- [14] BIANCHI D, DI GENNARO S D, FERDINANDO M D, et al. Robust control of UAV with disturbances and uncertainty estimation [J]. *Machines*, 2023, 11 (3): 352.
- [15] MA Z, DING J, ZHOU Y, et al. Neural network based finite-time super twisting sliding mode control for quad-rotor UAV with parameter uncertainty and mismatched disturbance [C]//*Proceedings of the 2022 41st Chinese Control Conference*. Hefei, China: IEEE, 2022: 516-521.
- [16] 孙嫚忆,张安,胡树欣,等.基于自抗扰的四旋翼无人机控制方法[J]. *电光与控制*, 2024, 31(1): 33-39, 68.  
SUN Manyi, ZHANG An, HU Shuxin, et al. Quadrotor UAV control method based on active disturbance rejection [J]. *Electro-Optic Technology and Control*, 2024, 31(1): 33-39, 68.
- [17] 汪玉生.骤变扰动和参数不确定条件下四旋翼无人机稳定性控制[D].秦皇岛:燕山大学, 2021.  
WANG Yusheng. Stability control of quadrotor UAV under sudden disturbances and parameter uncertainty [D]. Qinhuangdao: Yanshan University, 2021.
- [18] 段捷,周春桂,张肖江,等.变质量负载四旋翼无人机抗风性研究[J]. *计算机仿真*, 2024, 41(4): 43-49.

- DUAN Jie, ZHOU Chungui, ZHANG Xiaojiao, et al. Wind resistance research of quadrotor UAV with variable mass load [J]. Computer Simulation, 2024, 41(4): 43-49.
- [19] 徐雪松, 吴仪政, 倪赞. 变载荷四旋翼无人机的自适应模糊自抗扰控制[J]. 传感器与微系统, 2022, 41(7): 101-105, 109.
- XU Xuesong, WU Yizheng, NI Yun, et al. Adaptive fuzzy active disturbance rejection control for quadrotor UAV with variable load [J]. Sensors and Microsystems, 2022, 41(7): 101-105, 109.
- [20] 张钊, 杨忠, 段雨潇, 等. 主动变形四旋翼自抗扰飞行控制方法[J]. 控制理论与应用, 2021, 38(4): 444-456.
- ZHANG Zhao, YANG Zhong, DUAN Yuxiao, et al. Active deformation quadrotor flight control method based on active disturbance rejection control [J]. Control Theory and Applications, 2021, 38(4): 444-456.
- [21] MAKI T, ZHAO M, SHI F, et al. Model reference adaptive control of multirotor for missions with dynamic change of payloads during flight [C]//Proceedings of 2020 IEEE International Conference on Robotics and Automation. [S.l.]: IEEE, 2020: 7433-7439.
- [22] 韩京清. 从PID技术到“自抗扰控制”技术[J]. 控制工程, 2002(3): 13-18.
- HAN Jingqing. From PID technology to active disturbance rejection control technology [J]. Control Engineering, 2002(3): 13-18.
- [23] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用[J]. 控制与决策, 1998(1): 19-23.
- HAN Jingqing. Active disturbance rejection controller and its applications [J]. Control and Decision, 1998(1): 19-23.
- [24] 韩京清. 自抗扰控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- HAN Jingqing. Active disturbance rejection control technology [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2007.
- [25] 胡帅. 四旋翼无人机轨迹跟踪控制方法研究[D]. 秦皇岛: 燕山大学, 2020.
- HU Shuai. Research on trajectory tracking control method of quadrotor unmanned aerial vehicle [D]. Qinhuangdao: Yanshan University, 2020.
- [26] RYLL M, BÜLTHOFF H H, GIORDANO P R. Modeling and control of a quadrotor UAV with tilting propellers [C]//Proceedings of 2012 IEEE International Conference on Robotics and Automation. [S.l.]: IEEE, 2012: 4606-4613.
- [27] JIANG X Y, SU C L, XU Y P, et al. An adaptive backstepping sliding mode method for flight attitude of quadrotor UAVs [J]. Journal of Central South University, 2018, 25(3): 616-631.
- [28] 杨立本, 章卫国, 黄得刚. 基于ADRC姿态解耦的四旋翼飞行器鲁棒轨迹跟踪[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1026-1033.
- YANG Liben, ZHANG Weiguo, HUANG Degang. Robust trajectory tracking of quadrotor based on ADRC attitude decoupling [J]. Journal of Beihang University, 2015, 41(6): 1026-1033.
- [29] 郭小军. 多旋翼无人机变载荷姿态稳定控制[D]. 长春: 吉林大学, 2018.
- GUO Xiaojun. Attitude stabilization control of multirotor UAVs with variable load [D]. Changchun: Jilin University, 2018.
- [30] 单泽彪, 王宇航, 魏昌斌, 等. 基于改进鲸鱼优化算法的无人机模糊自抗扰控制[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2025, 46(6): 1243-1252.
- SHAN Zebiao, WANG Yuhang, WEI Changbin, et al. UAV fuzzy active disturbance rejection control based on improved whale optimization algorithm [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2025, 46(6): 1243-1252.

(编辑: 孙静)