

# 基于多级形状记忆合金驱动的变弯度机翼 多状态变形模糊控制

白江涛<sup>1</sup> 简钰恒<sup>1</sup> 王子昂<sup>1</sup> 王晓明<sup>1\*</sup> 周文雅<sup>2</sup>

1. 广州大学机械与电气工程学院, 广州, 510006

2. 大连理工大学力学与航空航天学院, 大连, 116024

**摘要:**融合形状记忆合金(SMA)和柔性结构的连续变弯度机翼设计是未来变形机翼的重要发展方向之一。为应对复杂飞行环境和变形需求,机翼需具备不同弯度状态的变形调节和精确控制能力。为此,搭建了一个由三级SMA丝状驱动器和模块化柔性结构组成的变弯度机翼结构,并提出了一种多状态变形模糊控制算法。通过开环测试建立基于最小能耗和加热级数的控制逻辑,进而设计了多级模糊PID控制算法,以应对SMA非线性驱动特性及载荷变化等不确定因素,确保机翼在不同变弯度状态下的精确变形控制。实验结果表明,所提多状态模糊控制算法能够有效实现不同变弯度状态下的精确变形控制,相较于普通PID,调节时间明显缩短,平均绝对误差和最大超调量均得到有效改善,同时具有较好的鲁棒性。

**关键词:**变弯度机翼;形状记忆合金;柔性结构;模糊PID控制

**中图分类号:**V214;TP273

**DOI:**10.3969/j.issn.1004-132X.2026.03.017

**开放科学(资源服务)标识码(OSID):**



## Fuzzy Control for Multi-state Deformations of Variable-camber Wings Based on Multi-stage SMA Actuation

BAI Jiangtao<sup>1</sup> JIAN Zhengheng<sup>1</sup> WANG Ziang<sup>1</sup> WANG Xiaoming<sup>1\*</sup> ZHOU Wenya<sup>2</sup>

1. School of Mechanical and Electrical Engineering, Guangzhou University, Guangzhou, 510006

2. School of Mechanics and Aerospace Engineering, Dalian University of Technology, Dalian, Liaoning, 116024

**Abstract:** The design of continuously variable-camber wings integrating SMA and flexible structures represented a crucial development direction for future morphing wings. To address complex flight environments and deformation requirements, wings should possess multi-camber deformation adjustment capabilities and precise control performance. A variable-camber wing structure was presented driven by a three-stage SMA wire actuator combined with modular flexible components, along with a multi-state deformation fuzzy control algorithm. First, by an open-loop test, the control logic was established based on minimum energy consumption and heating stages. Subsequently, a multi-stage fuzzy PID control algorithm was developed to handle SMA nonlinear driving characteristics and uncertain factors like load variations, ensuring precise deformation control across different camber states. Experimental results demonstrate that the proposed multi-state fuzzy control algorithm may effectively achieve precise deformation control under various variable curvature states. Compared with conventional PID control, the new control algorithm significantly reduces settling time, effectively improves both mean absolute errors and maximum overshoots, while maintaining good robustness.

**Key words:** variable-camber wing; shape memory alloy(SMA); flexible structure; fuzzy PID control

### 0 引言

随着航空技术的不断发展,能够根据任务需求、飞行环境自适应改变外形来达到最佳飞行性能的变体飞行器已成为未来飞行器发展的重要方

向之一<sup>[1-3]</sup>。机翼变弯度是目前研究最为广泛和发展相对成熟的一种变体形式<sup>[4]</sup>。变弯度机翼通过机翼前后缘变弯度机构或柔性结构变形驱动,根据飞行状态实时连续光滑调节机翼弯度,从而实现提高复杂多变环境下的气动特性和飞行性能、扩大飞行包线等目的<sup>[5-6]</sup>。

传统机翼变弯度控制(如襟翼、副翼)主要通过传统的液压驱动、机械式刚性传动实现,存在传

收稿日期:2025-04-25

基金项目:国家自然科学基金(12102096);广东省自然科学基金(2025A1515010365)

动结构效率低、可靠性差、体积大、质量大等问题。随着结构一体化和智能化程度等要求的提高,采用集成智能材料的一体化柔性结构成为未来变弯度机翼结构设计的发展趋势<sup>[5]</sup>。相较于其他智能材料,形状记忆合金(shape memory alloy, SMA)有着结构简单、能量密度大、输出位移大等优势,被广泛应用于航空航天领域的变形结构中。同时,为了实现智能变形机构及其驱动控制系统的高效应用,需进一步解决系统集成轻量化与可靠性问题,降低系统整体设计的复杂度<sup>[7]</sup>。

国内外的研究人员对SMA驱动变弯度机翼的设计和控制开展了一系列研究。ELZEY等<sup>[8]</sup>将SMA丝与环形铰接架构耦合,通过向双侧SMA丝施加非对称热载荷,实现了对机翼翼面的主动形变控制。BARBARINO等<sup>[9]</sup>提出一种基于SMA丝驱动的变后缘弯度机翼设计,通过布置于薄板底部的SMA丝实现后缘主动偏转。杜龙等<sup>[10]</sup>采用SMA杆驱动分段式翼肋加硅橡胶夹层蒙皮的后缘结构设计方案。李飞<sup>[11]</sup>将SMA和机械结构相结合,设计多关节自适应机翼后缘并选择差动方式进行驱动,并搭建了变形控制系统实现对后缘偏转角度的控制。为应对复杂飞行环境和变形需求,机翼需具备不同弯度状态的变形能力,从而实现不同升阻比特性等气动设计需求。然而,当前大多数变弯度机翼研究通常只有单一弯度变形状态,难以根据任务需求变化实现不同状态下的灵活变形。为此,文献<sup>[12]</sup>以连续变后缘弯度为设计目标,设计了SMA驱动的多状态变后缘弯度机翼,并通过前馈开环控制实现了多状态变形控制,但仅开环控制,难以在复杂气动环境中实现精确的多状态变形控制。

精确的变形控制是实现多级SMA驱动变弯度机翼多状态变形的关键,直接影响其适应多工况飞行的能力。然而由于SMA本身具有较强的非线性和迟滞特性,因此很难建立精确的数学模型,实现其变形与驱动力的精确控制变得更加困难。为此,国内外学者在SMA精确控制方面开展了探索。NGUYEN等<sup>[13]</sup>采用逆模糊Preisach模型作为前馈补偿器,将其逆函数引入PID控制器,补偿SMA的非线性滞后,实验验证该系统可有效减小位置误差。VILLOSLADA等<sup>[14]</sup>将传统PID控制器与双线性补偿器相结合,提出一种控制精度较高的BPID控制器,并应用于SMA作动器中,但实验表明其功耗显著高于传统PID。任秉银等<sup>[15]</sup>设计了一种模糊PID控制系统,并对偏动式SMA驱动器的响应特性进行了仿真,结果

表明该控制器可提高系统的响应速度。在SMA驱动变弯度机翼精确控制方面,吴梦等<sup>[16]</sup>利用SMA驱动机翼后缘,基本实现了在空载、地面等效载荷加载和风洞载荷动态加载时SMA驱动器的较精确控制。然而,单纯采用模糊控制方法存在后缘变弯度调节时间较长、控制效率不高的问题,同时它在稳态工况下的控制精度也有待进一步提高。

为此,本文提出了一种多状态精确控制方法。首先基于多级SMA驱动的变弯度机翼进行了变形状态分析,为后续切换控制状态提供逻辑依据。然后,为应对SMA的非线性特性以及多级SMA驱动器耦合柔性结构难以实现多状态精确变形,设计了一种多状态变形模糊控制算法。最后,进行了空载/负载多状态精确控制实验,验证了该控制方法的有效性。

## 1 多级SMA驱动的变弯度机翼

针对多状态、连续变弯度机翼设计需求,本团队前期提出一种新型多级SMA驱动的变弯度机翼结构<sup>[12]</sup>,如图1所示。该结构前端刚性前缘固定,后端D形结构变形,主要由刚性前缘、模块化刚柔耦合后缘(D型结构和交叉簧片式柔性铰链)、SMA驱动器(第一级、第二级、第三级SMA)构成。此外,SMA的拮抗性指对称布置的SMA反向动作形成协同机制,因此对称布置具备拮抗性功能的SMA能够实现快速变形恢复的功能。驱动侧SMA在加热后收缩,产生驱动力,带动其连接的D型结构偏转,从而使得整个机翼弯度改变。

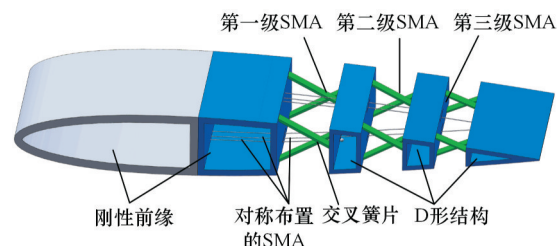


图1 变弯度机翼结构

Fig.1 Variable-camber wing structure

多级SMA驱动器的每一层级均连接不同数量的D型结构。随着级数的增加,连接的D型结构数量逐渐增多,施加热载荷后引起的形变程度也随之增大。此外,每一级SMA驱动器可独立控制SMA相变的程度,从而实现机翼弯度的精确调节。然而,由于SMA热传导效率低,仅依靠驱动侧SMA自然冷却,变形恢复时间较长,影响频率响应。因此在达到变弯度状态后,驱动侧

SMA 自然冷却的同时,通过对称侧拮抗性 SMA 的通电加热,加快变形恢复速度。这种变弯度机翼拓展了机翼的变弯度范围,使其能够在不同的飞行工况下灵活变形,从而满足多工况飞行的需求。

## 2 实验设计与测试

变弯度机翼的变形涉及 SMA 复杂的非线性材料特性以及柔性铰链和 D 型结构的动态行为,难以完整精确建模。基于实验的研究方法能够规避建模中可能出现的不确定性并直接获得变弯度机翼变形特性和动态响应,为性能评估提供更加可靠的数据支持。为了测试和分析变弯度机翼的变形能力以及验证控制方法的有效性,直接搭建了实验平台。

### 2.1 实验装置

实验中的变弯度机翼基于 NACA0012 翼型,由高性能尼龙材料 3D 打印,弦长为 600 mm。驱动部分由直径 0.3 mm 的 SMA 丝状驱动器和 IT6302 可编程直流电源组成。预紧部分由预紧装置和预紧力显示装置组成。测量部分为 OP-TEX CD33 系列激光位移传感器。控制和数据处理部分基于计算机软件 LabVIEW 开发的测控平台,实现控制与实验数据同步记录。

在计算机发出控制指令后,通过测控平台实时调节可编程直流电源输出电流,使 SMA 在电流输入的激励下产生相变,驱动机翼变弯度,激光位移传感器将机翼后缘末端位移信号和数据传递回计算机。变弯度机翼变形控制实验装置及实验流程如图 2、图 3 所示。



图 2 变弯度机翼变形控制实验装置

Fig.2 Variable-camber wing deformation control setup

### 2.2 变形状态测试分析

为研究变弯度机翼的变形特性并优化多级 SMA 驱动器的工作电流,进行开环测试。测试过程中多通道可编程电源的 3 个通道(CH1、CH2、CH3)分别连接至机翼的一级、二级和三级 SMA

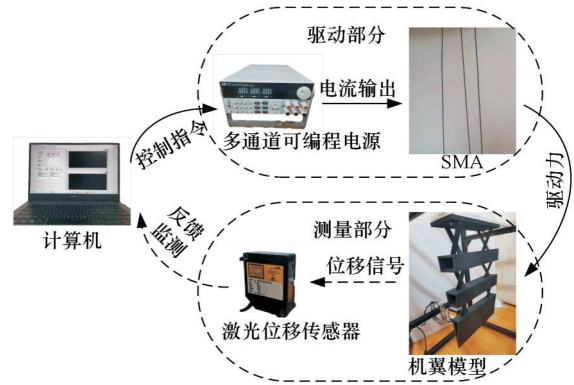


图 3 变弯度机翼变形控制实验流程图

Fig.3 Flowchart of variable-camber wing deformation control experiment

驱动器。在预紧力设定为 1 N、电压恒定为 5 V 的条件下,多通道可编程电源逐级对多级 SMA 驱动器输出不同大小的恒定电流,SMA 逐级发生形变,带动机翼从初始状态逐步运动至极限状态。

各驱动级别下机翼的响应特性、变弯度的极限状态以及机翼末端在不同变形状态下的位移结果如图 4 所示。图 4 中, $S_1$ 、 $S_2$ 、 $S_3$  分别为 3 个极限变弯度状态下机翼后缘末端的挠度。通过开环测试,得出电压恒为 5 V 时,驱动器输入的电流越大,SMA 完全相变的时间越短;但电流过大时,会存在机翼弯度抖动不稳定的问题,考虑到变形控制效率和稳定性因素,多通道可编程电源输出的最大电流设置为 1.4 A。同时在三级 SMA 预紧力设定为 1 N 的实验条件下,测得只控制第一级 SMA 加热相变时, $S_1=2$  mm;控制前二级 SMA 加热相变时, $S_2=7$  mm;控制前三级加热相变时, $S_3=13$  mm。此外,还验证了多级 SMA 驱动的变弯度机翼能实现更大的变形量,且通过控制不同级数的 SMA 可以实现更多的机翼状态,为后续切换控制状态提供了基础逻辑依据。

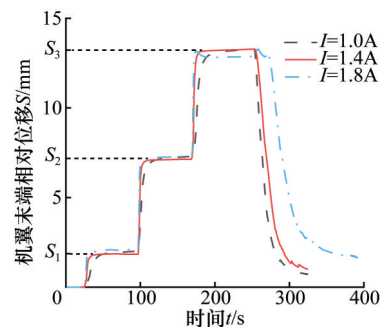


图 4 不同恒流驱动下变形状态

Fig.4 Deformation states under different constant current drives

此外,为测试 SMA 驱动装置的变形响应,进行了往复运动测试实验。由上文可知,驱动电流

设置为 1.4 A 具有较高变形控制效率和稳定性, 因此, 在恒定 1.4 A 电流下驱动机翼达到弯度状态后, 驱动侧 SMA 自然冷却的同时, 考虑恢复效率稳定性, 对拮抗性 SMA 施加 0.5 A 恒定电流实现快速弯度恢复; 对比仅依靠驱动侧 SMA 自然冷却变形恢复, 实验结果如图 5 所示。

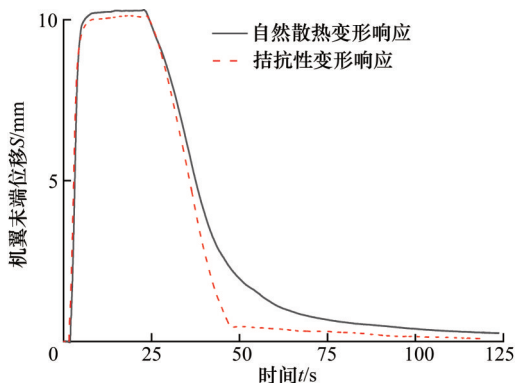


图 5 SMA 驱动装置变形响应测试

Fig.5 SMA actuator dynamic characteristics test

实验结果表明: 通过对称布置具备拮抗性功能的 SMA, 可以有效应对 SMA 冷却速度对往复变形的影响, 减少变形恢复时间, 提高 SMA 驱动装置的动态特性以及往复变形的频率响应。

### 3 多状态切换逻辑设计

将开环测试获得的不同级数加热条件下的极限位移作为控制器逻辑切换的依据, 针对 SMA 不同加热级数设置不同的状态。状态 1 为仅第一级加热(最小能耗), 状态 2 为一、二级加热, 状态 3 为一、二、三级同时加热(最大位移)。在每个状态下, 加热 SMA 使其相变的程度可以按照目标位移需求灵活调控以达到目标位移。

多状态切换控制器将目标位移与极限位移进行比较, 当低级数极限位移能满足需求时, 控制系统只对低级数加热; 提高控制系统的响应速度, 当低级数形变不足时, 逐步提高加热级数, 从而实现动态的状态切换。多状态切换控制器逻辑如图 6 所示。

多状态切换控制器能控制机翼实现多个状态的变弯度, 以满足不同飞行任务的气动外形需求, 不同变形状态之间的切换通过多状态切换控制器调整 SMA 加热级数实现。这种控制逻辑能够有效地结合能量消耗和目标形变需求, 以达到高效的控制效果。

### 4 模糊自适应 PID 控制器

变弯度机翼位移的精确控制主要存在两个方

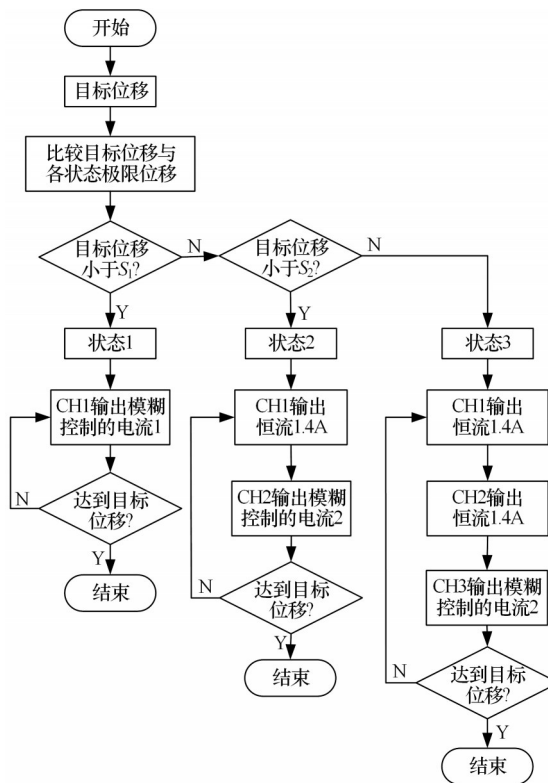


图 6 多状态切换控制器逻辑

Fig.6 Multi-state switching controller logic

面的问题: ①SMA 加热收缩的过程具有较强的非线性和迟滞性, 难以对加热温度实现精确的控制; ②SMA 易受外部载荷等环境因素影响, 且其非线性特性与柔性铰链和 D 型结构的动态行为复杂, 难以精确建模。这些问题使机翼控制系统的稳定性受到挑战。文献[16]中的结果表明, 模糊控制单独控制 SMA 时存在控制精度不高、响应时间较长的问题, 而 PID 控制精度较高且响应更迅速, 因此本文结合这两者进行控制器的设计。

#### 4.1 模糊控制理论

模糊控制 (fuzzy control)<sup>[17]</sup>是一种基于模糊集合理论、模糊语言变量和模糊逻辑推理的智能控制方法, 无需依赖控制对象的精确数学模型, 而是通过数学工具将人类专家的控制经验转化为计算机可理解的控制规则表。在控制过程中, 输入参数首先被模糊化为模糊量, 随后通过模糊推理机制以模拟人类思维方式进行推理, 最终将推理结果通过逆模糊化转化为精确量, 实现对被控参数的实时调节。

#### 4.2 模糊 PID 控制器设计

本文设计的模糊控制器是一个两输入三输出的控制器, 以机翼位移的实时偏差  $E$  和偏差变化率  $C_E$  作为模糊控制器的输入值, 经过模糊化处理、模糊推理及反模糊化后的输出为 PID 的 3 个修正值  $\Delta K_P$ 、 $\Delta K_I$ 、 $\Delta K_D$ , 由这 3 个修正值对 PID 控

制器的预设参数  $K_{P0}$ 、 $K_{I0}$ 、 $K_{D0}$  进行实时调整。变弯度机翼模糊控制器原理如图 7 所示。

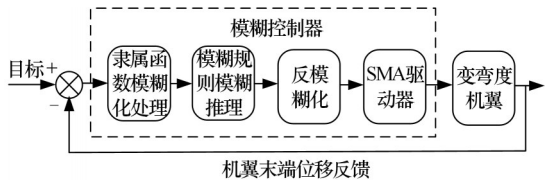


图 7 变弯度机翼模糊控制器原理图

Fig.7 Schematic diagram of fuzzy controller for variable-camber wing

针对多级 SMA 驱动器工作状态下存在较强耦合性的问题,为多状态切换控制器引入伸缩因子和量化因子分别对模糊控制器的输入和输出论域进行调节。控制系统通过输入值对伸缩因子和量化因子进行查询,整定伸缩因子和量化因子,实现 PID 参数模糊控制器的论域调节。由此,各状态中引入由调试经验总结出的伸缩因子和量化因子,其参数如表 1、表 2 所示,变弯度机翼模糊 PID 控制器结构如图 8 所示。

表 1 伸缩因子参数表

Tab.1 Extension factor parameter table

状态	$e$
1	$\alpha_{e1}$
2	$\alpha_{e2}$
3	$\alpha_{e3}$

表 2 量化因子参数表

Tab.2 Quantization factor parameter table

状态	$K_P$	$K_I$	$K_D$
1	$Q_{P1}$	$Q_{I1}$	$Q_{D1}$
2	$Q_{P2}$	$Q_{I2}$	$Q_{D2}$
3	$Q_{P3}$	$Q_{I3}$	$Q_{D3}$

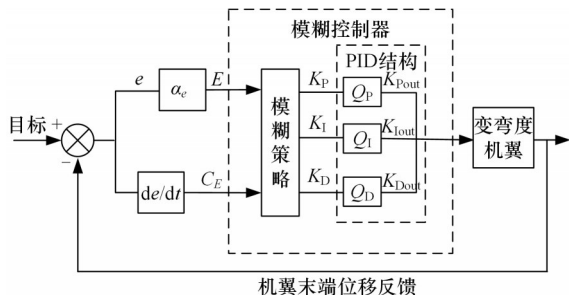


图 8 变弯度机翼模糊 PID 控制器结构图

Fig.8 Structure diagram of fuzzy PID controller for variable-camber wing

$\alpha$  为伸缩因子,用于对误差值  $e$  进行比例缩放,以适配模糊控制器的输入范围。表中  $\alpha_{e1}=0.5$ 、 $\alpha_{e2}=0.2$ 、 $\alpha_{e3}=0.2$ 。

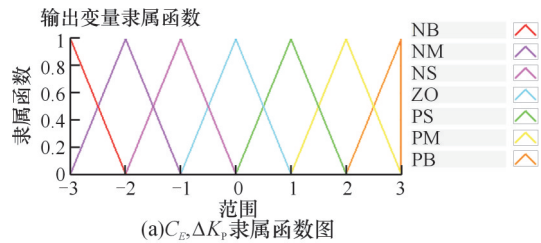
$Q$  为量化因子,用于输出变量量化。表中  $Q_{P1}=0.8$ 、 $Q_{I1}=0.1$ 、 $Q_{D1}=0$ ； $Q_{P2}=1.1$ 、 $Q_{I2}=0.1$ 、 $Q_{D2}=0$ ； $Q_{P3}=1$ 、 $Q_{I3}=0.1$ 、 $Q_{D3}=0$ 。

模糊控制器的输入和输出分别经伸缩因子和量化因子调整：

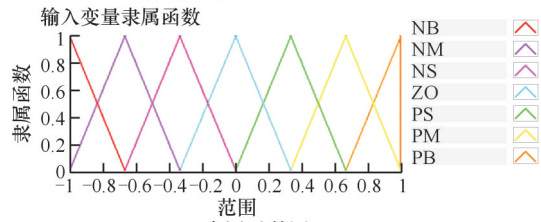
$$E = \alpha e \quad (1)$$

$$\left. \begin{aligned} K_{Pout} &= K_P Q_P \\ K_{Iout} &= K_I Q_I \\ K_{Dout} &= K_D Q_D \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

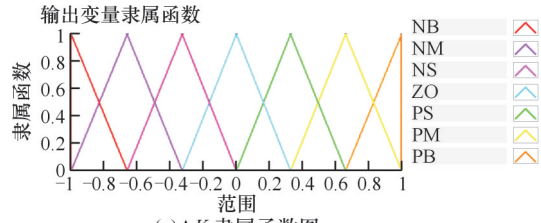
输入和输出变量的模糊论域中,模糊变量  $C_E$  和  $\Delta K_P$  的论域皆为  $[-3, 3]$ ,  $E$  的论域为  $[-1, 1]$ ,  $\Delta K_I$  的论域为  $[-0.1, 0.1]$ ,  $\Delta K_D$  的论域为  $[-0.001, 0.001]$ 。本文将输入和输出的论域划分为 7 个子集,分别为 NB(负大)、NM(负中)、NS(负小)、ZO(零)、PS(正小)、PM(正中)、PB(正大)。为优化响应速度,所有子集均采用三角形隶属函数,各隶属函数如图 9 所示。



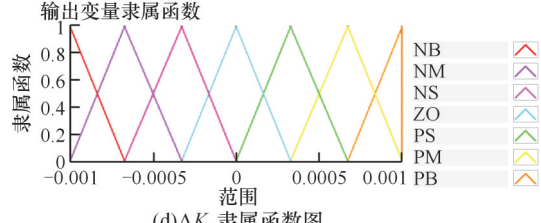
(a)  $C_E, \Delta K_P$  隶属函数图



(b)  $E$  隶属函数图



(c)  $\Delta K_I$  隶属函数图



(d)  $\Delta K_D$  隶属函数图

图 9 隶属函数图

Fig.9 Membership function diagram

模糊控制规则是模糊控制器的核心,决定控制系统的性能。根据工程调试经验和 PID 参数的作用原理,总结得出以下模糊 PID 参数  $K_P$ 、 $K_I$ 、 $K_D$  的自整定原则：

1) 当输入误差  $E$  处于较大幅度范围时,为提高系统动态响应速度,需将比例参数  $K_P$  设定在较大数值范围内;为防止  $E$  值突变引发控制器输出

异常波动,需将微分参数  $K_D$  控制在较小数值区间;同时为限制调节过程中出现的超调现象,应将积分参数  $K_I$  维持在较低水平。

2)当误差  $E$  及其变化率  $C_E$  处于中等幅值范围时,为有效控制系统超调现象并兼顾响应速度要求,  $K_P$  应维持在较低数值区间。

3)当输入误差  $E$  较小或接近0时,可少量降低  $K_P$  并提高  $K_I$ ,以减少系统的振荡且强化系统维持稳态的能力。若偏差  $E$  和偏差变化率  $C_E$  符号相反,则可取较小的  $K_D$ ;反之则取适中的  $K_D$ 。但  $K_D$  均不宜过大,否则系统敏感性过高,易造成振荡。

4)在实际调节中发现,  $K_D$  取极小值或0时,振荡更小且调节时间更短。

基于上述经验得出  $K_P$ 、 $K_I$ 、 $K_D$  模糊逻辑规则表,本文只给出  $K_P$  的模糊规则表(表3),  $K_I$ 、 $K_D$  模糊规则表同理可由提出的自整定原则得出。

表3  $K_P$  模糊规则表  
Tab.3  $K_P$  fuzzy rule table

		$C_E$						
		NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
E	NM	PB	PB	PM	PM	PS	ZO	PS
	NB	PB	PB	PM	PS	PS	PS	NS
	NS	PM	PM	PM	PS	ZO	NS	NS
	ZO	NS	NS	NS	NS	NS	NM	NM
	PS	NS	NS	NS	NS	NM	NM	NM
	PM	NS	NS	NS	NM	NM	NM	NB
	PB	NM	NM	NM	NM	NM	NB	NB

为了避免反模糊化过程中信息丢失且使控制输出更加平滑,本文采用面积重心法对模糊输出进行反解,得到该变量在基本论域内的变化量。数学表达式如下:

$$u_0 = \frac{\int_a^b x \mu_{d'}(x) dx}{\int_a^b \mu_{d'}(x) dx} \quad (3)$$

式中:  $\mu_{d'}(x)$  为隶属度函数;  $d'$  为模糊集合;  $x$  为模糊输出量;  $u_0$  为清晰输出量,类似于重心的计算,本文中反模糊化后的  $u_0$  为  $\Delta K_P$ 、 $\Delta K_I$ 、 $\Delta K_D$ 。

在对输入值进行模糊化处理后通过模糊推理器根据模糊规则表进行模糊推理,然后将推理结果进行反模糊化得出,在已定的PID初始参数基础上进行参数增量调整,优化控制效果。

PID参数如下:

$$K_P = K_{P0} + \Delta K_P \quad (4)$$

$$K_I = K_{I0} + \Delta K_I \quad (5)$$

$$K_D = K_{D0} + \Delta K_D \quad (6)$$

式中:  $K_{P0}$ 、 $K_{I0}$ 、 $K_{D0}$  为PID初始设定参数。

模糊PID输出电流值为

$$U = (K_{P0} + \Delta K_P)e(K) + (K_{I0} + \Delta K_I) \sum_{n=0}^k e(n) + (K_{D0} + \Delta K_D)(e(K) - e(K-1)) \quad (7)$$

式中:  $e(K)$  为当前第  $K$  个采样时刻的系统误差;  $k$  为当前的采样序号;  $e(n)$  为第  $n$  次采样时的误差值。

### 5 实验结果与分析

为了验证本文所提出的控制方法对多级SMA驱动器的有效控制,首先在空载下进行了变弯度机翼多状态控制实验。然后,为了验证该控制方法的鲁棒性,在实验中通过在变弯度机翼另一端施加载荷,模拟机翼实际飞行过程中受到的气动载荷,并在此条件下再次进行多状态的控制实验,分析该控制方法在复杂工况下的性能表现。在所有实验中分别将本文提出的模糊PID算法与普通PID算法进行对比。

#### 5.1 空载情况下多状态控制

根据变弯度机翼变形状态分析并针对机翼多级驱动的特性,依次在LabVIEW前面板中设定3种状态的目标位移,使变弯度机翼依次达到3种弯度状态,以验证两种控制方法在各级SMA未完全相变状态下的控制效果。实验结果如图10~图12、表4~表6所示。在空载状态下,两种控制策略达到状态1时,性能表现差异不大,而在状态2和状态3时,模糊PID性能显著优于普通PID。在状态2时,模糊PID调节时间比普通PID减少1.2s;平均绝对误差下降约65.4%;最大超调量下降约61.73%。在状态3时,模糊PID调节时间比普通PID减少2.18s;平均绝对误差模糊PID略小于普通PID。

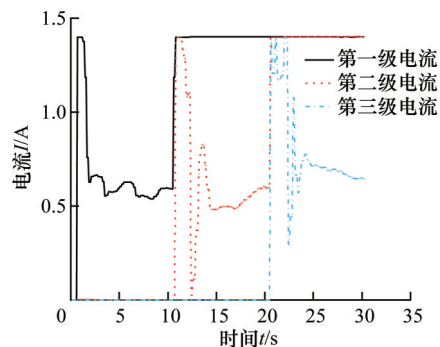


图10 空载情况下模糊PID电流输出  
Fig.10 Fuzzy PID current output under no-load conditions

#### 5.2 施加载荷后多状态控制

为测试该模糊PID控制的鲁棒性,在SMA驱动器相对的一侧机翼第二级D型结构外悬挂100g砝码,以模拟实际飞行过程中机翼所受气动载荷,如图13所示。

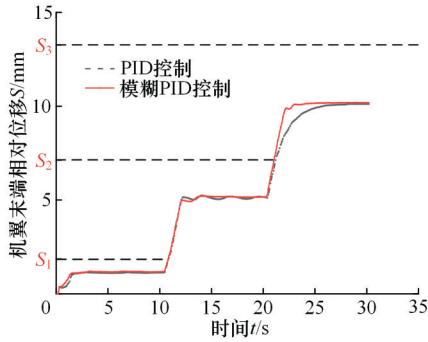


图 11 空载时模糊PID和普通PID控制下机翼末端位移  
Fig.11 Wingtip displacements under fuzzy PID and conventional PID control (no-load)

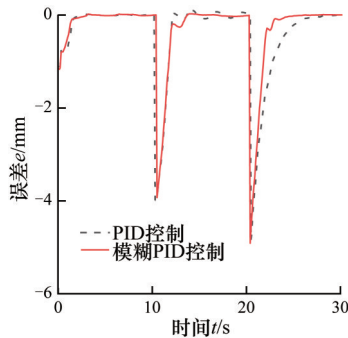


图 12 空载时模糊PID和普通PID控制下的误差  
Fig.12 Errors under fuzzy PID and conventional PID control (no-load)

表 4 空载下状态 1 两种控制方法的性能对比  
Tab.4 Performance comparison of two control methods for state 1 (no-load)

控制方法	调节时间/ms	平均绝对误差/ $\mu\text{m}$	最大超调量/mm
模糊PID	2900	8.42	0.029
普通PID	2400	7.92	0.022

表 5 空载下状态 2 两种控制方法的性能对比  
Tab.5 Performance comparison of two control methods for state 2 (no-load)

控制方法	调节时间/ms	平均绝对误差/ $\mu\text{m}$	最大超调量/mm
模糊PID	3320	14.79	0.031
普通PID	4520	42.69	0.081

表 6 空载下状态 3 两种控制方法的性能对比  
Tab.6 Performance comparison of two control methods for state 3 (no-load)

控制方法	调节时间/ms	平均绝对误差/ $\mu\text{m}$	最大超调量/mm
模糊PID	5690	3.78	0.01
普通PID	7870	4.98	0.011

施加载荷后会在驱动方向上施加反作用力，SMA 相变过程中机翼后缘末端的挠度由 SMA 驱动力及施加载荷的反作用力决定：

$$S = \frac{F_{\text{SMA}} - F_{\text{ext}}}{K} \quad (8)$$

式中： $S$ 为变弯度机翼后缘末端挠度； $F_{\text{SMA}}$ 为 SMA 驱动力； $F_{\text{ext}}$ 为载荷施加的反作用力； $K$ 为变弯度机翼结构刚度。



图 13 变弯度机翼施加 100 g 载荷

Fig.13 Variable-camber wing with 100 g load

为分析施加 100 g 外部载荷后的变形状态，再次进行开环测试，测试结果如图 14 所示。图 14 中， $S_1$ 、 $S_2$ 、 $S_3$ 为 3 个极限变弯度状态的挠度，由于外部载荷，SMA 驱动变形能力受到抑制，因此，3 个极限变弯度状态的挠度会下降。负载开环测试测得，只控制第一级 SMA 加热相变时， $S_1=1.5$  mm；控制前二级 SMA 加热时相变时， $S_2=6$  mm；控制前三级加热相变时， $S_3=11$  mm。

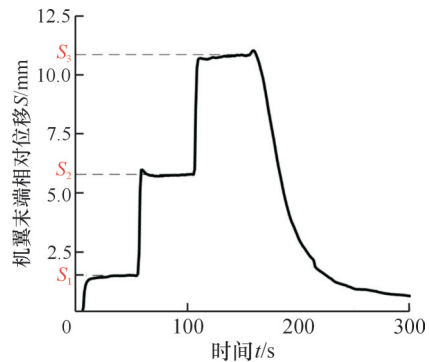


图 14 施加载荷后恒流 1.4 A 驱动下变形状态  
Fig.14 Deformation state under constant current 1.4 A drive after load application

为验证在施加 100 g 的外部载荷后，两种控制方法在接近各级 SMA 完全相变状态下的控制效果，再次进行多状态控制实验。实验结果如图 15~图 17、表 7~表 9 所示。施加载荷后，模糊 PID 在 3 个状态下的性能都优于普通 PID。在状态 1 时，模糊 PID 调节时间比普通 PID 减少 1.28 s，最大超调量下降约 38.2%。在状态 2 时，模糊 PID 性能显著优于普通 PID，调节时间模糊 PID 调节时间比普通 PID 减少 2.08 s，平均绝对误差下降 76.29%，最大超调量下降 68.18%。在状态 3 时，模糊 PID 调节时间比普通 PID 减少 2.9 s，平均绝对误差降低 62.63%，最大超调量降低 33.33%。

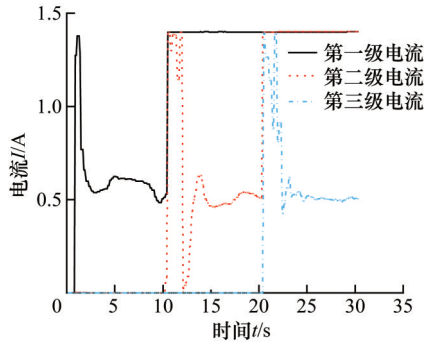


图 15 施加载荷后模糊PID电流输出  
Fig.15 Fuzzy PID current output after load application

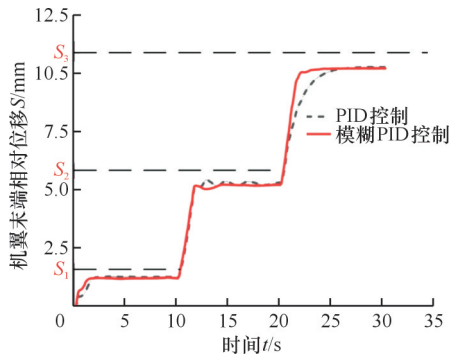


图 16 施加载荷后模糊PID和普通PID位移  
Fig.16 Displacements under fuzzy PID and conventional PID control after load application

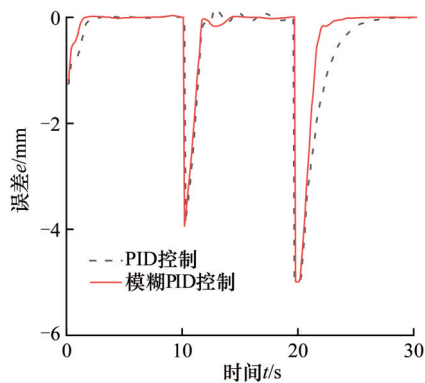


图 17 施加载荷后模糊PID和普通PID误差  
Fig.17 Errors under fuzzy PID and conventional PID control after load application

表 7 负载下状态1两种控制方法的性能对比

Tab.7 Performance comparison of two control methods for state 1 (under load)

控制方法	调节时间/ms	平均绝对误差/ $\mu\text{m}$	最大超调量/mm
模糊PID	1540	9.922	0.034
普通PID	2820	7.014	0.055

表 8 负载下状态2两种控制方法的性能对比

Tab.8 Performance comparison of two control methods for state 2 (under load)

控制方法	调节时间/ms	平均绝对误差/ $\mu\text{m}$	最大超调量/mm
模糊PID	4050	9.936	0.028
普通PID	6130	41.893	0.088

表 9 负载下状态2两种控制方法的性能对比

Tab.9 Performance comparison of two control methods for state 2 (under load)

控制方法	调节时间/ms	平均绝对误差/ $\mu\text{m}$	最大超调量/mm
模糊PID	5660	2.187	0.008
普通PID	8560	5.845	0.012

## 6 结论

本文针对由三级SMA丝状驱动器和模块化柔性结构组成的变弯度机翼提出了一种多状态变形模糊PID控制算法。实验结果表明,所提的控制算法成功实现了多种变弯度状态下的精确变形控制,能够有效应对SMA非线性特性以及载荷变化等不确定性问题,且对比传统PID控制方法,在各状态下的调节时间、平均绝对误差和最大超调量等关键指标均具有显著优势,其调节时间在空载和施加载荷下最多分别缩短2.18s和2.9s,平均绝对误差最大降幅达76.29%,最大超调量最大降幅达68.18%。各状态下具有较高的控制精度,同时具有较好的鲁棒性。该算法为多级变弯度机翼多状态的精确控制提供了一种新方法。

## 参考文献:

[1] 陈树生, 贾首梁, 刘衍旭, 等. 变体飞行器变形方式及气动布局设计关键技术研究进展[J]. 航空学报, 2024, 45(6): 1-47.  
CHEN Shusheng, JIA Muliang, LIU Yanxu, et al. Deformation Modes and Key Technologies of Aerodynamic Layout Design for Morphing Aircraft: Review[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(6): 1-47.

[2] 王元锋, 祝连庆, 何彦霖, 等. 变构型飞行器柔性蒙皮形状光纤重构方法[J]. 中国机械工程, 2023, 34(15): 1873-1880.  
WANG Yuanfeng, ZHU Lianqing, HE Yanlin, et al. Flexible Skin-shaped Optical Fiber Reconstruction Method for Allomorphic Aircrafts[J]. China Mechanical Engineering, 2023, 34(15): 1873-1880.

[3] 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 Tilt-deformable Quadrotor[J]. China Mechanical Engineering, 2021, 32(16): 1930-1936.

[4] 王彬文, 杨宇, 钱战森, 等. 机翼变弯度技术研究进展[J]. 航空学报, 2022, 43(1): 136-155.  
WANG Binwen, YANG Yu, QIAN Zhansen, et al. Technical Development of Variable Camber Wing: Review[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(1): 136-155.

[5] 李小飞, 张梦杰, 王文娟, 等. 变弯度机翼技术发展研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(2): 12-24.  
LI Xiaofei, ZHANG Mengjie, WANG Wenjuan, et al. Research on Variable Camber Wing Technology Development[J]. Aeronautical Science and Technology, 2020, 31(2): 12-24.

[6] 周文雅, 张宗宇, 王晓明, 等. 机翼中小尺度主动变形研究进展及关键技术[J]. 机械工程学报, 2021, 57(2): 121-138.

- ZHOU Wenya, ZHANG Zongyu, WANG Xiaoming, et al. Research Progress and Key Techniques of Active Morphing Wing at Medium and Small Scales[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2021, 57(2): 121-138.
- [7] 张尧, 张婉, 别大卫, 等. 智能变体飞行器研究综述与发展趋势分析[J]. 飞航导弹, 2021(6): 14-23.  
ZHANG Yao, ZHANG Wan, BIE Dawei, et al. Research Summary and Development Trend Analysis of Intelligent Variant Aircraft [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2021 (6): 14-23.
- [8] ELZEY D M, SOFLA A Y N, WADLEY H N G. A Bio-inspired High-authority Actuator for Shape Morphing Structures[J]. Smart Structures and Materials 2003: Active Materials: Behavior and Mechanics, 2003, 5053: 92.
- [9] BARBARINO S, PECORA R, LECCE L, et al. A Novel SMA-based Concept for Airfoil Structural Morphing [J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2009, 18(5): 696-705.
- [10] 杜龙, 王震, 李朝光, 等. 柔性可变形机翼后缘结构设计研究[C]//第六届中国航空科学技术大会. 乌镇, 2023: 126-131.  
DU Long, WANG Zhen, LI Chaoguang, et al. Study on the Structure Design of Morphing Wing Trailing Edge[C]//The 6th China Aeronautical Science and Technology Conference. Wuzhen, 2023: 126-131.
- [11] 李飞. 飞机自适应机翼的驱动机构研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.  
LI Fei. Research on Adaptive Wing Structures Based on Nitinol SMA Actuator[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [12] 王子昂, 卢志荣, 李鸿濂, 等. SMA驱动多状态变后缘弯度机翼的设计、分析与实验[J/OL]. 北京航空航天大学学报 [2025-04-23]. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0844>.  
WANG Ziang, LU Zhirong, LI Honghao, et al. Design, Analysis, and Experiment of SMA-driven Multi-state Variable Trailing Edge Camber Wing [J/OL]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics [2025-04-23]. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0844>.
- [13] NGUYEN B K, AHN K K. Feedforward Control of Shape Memory Alloy Actuators Using Fuzzy-based Inverse Preisach Model[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2009, 17(2): 434-441.
- [14] VILLOSLADA Á, ESCUDERO N, MARTÍN F, et al. Position Control of a Shape Memory Alloy Actuator Using a Four-term Bilinear PID Controller[J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2015, 236: 257-272.
- [15] 任秉银, 陈本清. 偏动式形状记忆合金驱动器系统建模与仿真[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2009, 41(1): 58-61.  
REN Bingyin, CHEN Benqing. Modeling and Simulation of Bias-type Shape Memory Alloy Actuator System[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2009, 41(1): 58-61.
- [16] 吴梦, 徐志伟. SMA驱动变体机翼后缘结构连续偏转模糊控制方法研究[J]. 无线互联科技, 2022, 19(22): 112-120.  
WU Meng, XU Zhiwei. Research on Fuzzy Control Method for Continuous Deflection of Morphing Wing Trailing Edge Structures Actuated by SMA[J]. Wireless Internet Technology, 2022, 19(22): 112-120.
- [17] 刁勤晴, 张雅妮, 朱凌云. 双预瞄点智能车大曲率路径的横纵向模糊控制[J]. 中国机械工程, 2019, 30(12): 1445-1452.  
DIAO Qinqing, ZHANG Yani, ZHU Lingyun. A Lateral and Longitudinal Fuzzy Control of Intelligent Vehicles with Double Preview Points for Large Curvature Roads[J]. China Mechanical Engineering, 2019, 30(12): 1445-1452.
- (编辑 王旻玥)
- 
- 作者简介:** 白江涛, 男, 2000年生, 硕士研究生, 研究方向为柔性变弯度机翼变形控制. E-mail: bjtyouxiang0@163.com. 王小明\* (通信作者), 男, 1989年生, 副教授. 研究方向为飞行器动力学与控制、智能可变形结构设计与控制. E-mail: wangxm@gzhu.edu.cn.
- 本文引用格式:**  
白江涛, 简钰恒, 王子昂, 等. 基于多级形状记忆合金驱动的变弯度机翼多状态变形模糊控制[J]. 中国机械工程, 2026, 37(3): 679-687.
- BAI Jiangtao, JIAN Zhengheng, WANG Ziang, et al. Fuzzy Control for Multi-state Deformations of Variable-camber Wings Based on Multi-stage SMA Actuation[J]. China Mechanical Engineering, 2026, 37(3): 679-687.
- ~~~~~
- (上接第 678 页)
- [15] LI Jiafeng, WEN Ying, HE Lianghua. SCConv: Spatial and Channel Reconstruction Convolution for Feature Redundancy[C]//2023 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Vancouver, 2023: 6153-6162.
- [16] ZHAO Song, CAI Taiwei, PENG Bao, et al. GAM-YOLOv8n: Enhanced Feature Extraction and Difficult Example Learning for Site Distribution Box Door Status Detection[J]. Wireless Networks, 2024, 30(8): 6939-6950.
- [17] KOU Rui, LIAN Shiwei, XIE Nan, et al. Image-based Tool Condition Monitoring Based on Convolution Neural Network in Turning Process[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2022, 119(5): 3279-3291.
- [18] 龙佳宁, 张昭, 刘晓航, 等. 利用改进 EfficientNetV2 和无人机图像检测小麦倒伏类型[J]. 智慧农业(中英文), 2023, 5(3): 62-74.  
LONG Jianing, ZHANG Zhao, LIU Xiaohang, et al. Wheat Lodging Types Detection Based on UAV Image Using Improved EfficientNetV2 [J]. Smart Agriculture, 2023, 5(3): 62-74.
- [19] YANG Rui, LU Xiangyu, HUANG Jing, et al. A Multi-source Data Fusion Decision-making Method for Disease and Pest Detection of Grape Foliage Based on ShuffleNet V2[J]. Remote Sensing, 2021, 13(24): 5102.
- (编辑 王旻玥)
- 
- 作者简介:** 张曦\*(通信作者), 男, 1977年生, 副教授、博士生导师. 研究方向为在机智能检测、机器视觉、数控加工的数字化管理软件. E-mail: xizhang@shu.edu.cn.
- 本文引用格式:**  
张曦, 朱红, 张龙佳, 等. 基于改进的 EfficientNetV2 和 UNetTSF 的刀具磨损状态识别及预测方法[J]. 中国机械工程, 2026, 37(3): 668-678.
- ZHANG Xi, ZHU Hong, ZHANG Longjia, et al. Tool Wear State Identification and Prediction Method Based on Improved EfficientNetV2 and UNetTSF[J]. China Mechanical Engineering, 2026, 37(3): 668-678.