

扑翼飞行器俯仰模糊PID控制研究

李 畅, 张嘉易*, 郝永平, 赵洪力

沈阳理工大学机械工程学院, 辽宁 沈阳

收稿日期: 2026年7月10日; 录用日期: 2026年8月3日; 发布日期: 2026年8月7日

摘 要

针对仿鸟扑翼飞行器俯仰单通道控制的离散实现与执行链路验证问题, 本文在模型假设明确的条件下构建俯仰标称状态空间模型, 设计基于STM32的模糊自整定PID控制器, 并引入0.02 s采样保持、 $\pm 15^\circ$ 舵角软件限幅、50 Hz PWM映射和舵机一阶环节。在相同基础PID参数、相同采样周期和相同执行机构约束下, 开展10°阶跃响应、采样周期变化、等效输入扰动和关键参数敏感性仿真, 并进行串口控制器在环、PWM映射和舵机空载回放验证。结果表明, 在当前标称模型下, 模糊PID将超调量由6.6347%降至5.6455%, 调节时间由1.0760 s缩短至0.8570 s, RMSE与传统PID基本相当; 在0.01~0.05 s采样周期及 $B(3)$ 、 $A(3, 3) \pm 20\%$ 参数扰动范围内, 其超调量和调节时间整体低于传统PID。三阶段STM32验证均获得101/101帧有效应答, PWM映射误差为0 μs , 舵机空载回放未观察到异常抖动、卡滞或明显发热。

关键词

扑翼飞行器, 俯仰控制, 模糊PID, STM32, 采样保持, 舵机空载验证

Research on Fuzzy PID Pitch Control of a Flapping-Wing Aircraft

Chang Li, Jiayi Zhang*, Yongping Hao, Hongli Zhao

School of Mechanical Engineering, Shenyang Ligong University, Shenyang Liaoning

Received: July 10, 2026; accepted: August 3, 2026; published: August 7, 2026

Abstract

To address the discrete implementation and actuator-chain validation of pitch single-channel control for a bird-like flapping-wing aircraft, a nominal pitch state-space model is established under explicit modeling assumptions. An STM32-based fuzzy self-tuning PID controller is designed with a 0.02 s sample-and-hold period, a $\pm 15^\circ$ software limit for the elevator angle, 50 Hz PWM mapping,

*通讯作者。

文章引用: 李畅, 张嘉易, 郝永平, 赵洪力. 扑翼飞行器俯仰模糊PID控制研究[J]. 建模与仿真, 2026, 15(8): 42-50.
DOI: 10.12677/mos.2026.158121

and a first-order servo model. Under identical baseline PID gains, sampling conditions, and actuator constraints, 10° step response, sampling-period variation, equivalent input disturbance, and key-parameter sensitivity simulations are conducted. Serial controller-in-the-loop, PWM mapping, and no-load servo replay tests are also performed. The results show that, under the current nominal model, the fuzzy PID controller reduces the overshoot from 6.6347% to 5.6455% and the settling time from 1.0760 s to 0.8570 s, while the RMSE remains close to that of the conventional PID controller. Within the 0.01~0.05 s sampling range and $\pm 20\%$ perturbations of B (3) and A (3, 3), the fuzzy PID controller generally yields lower overshoot and shorter settling time. All three STM32 validation stages obtain 101/101 valid acknowledgements, the PWM mapping error is 0 μs , and no abnormal jitter, mechanical sticking, or obvious heating is observed during no-load servo replay.

Keywords

Flapping-Wing Aircraft, Pitch Control, Fuzzy PID, STM32, Sample-and-Hold, No-Load Servo Validation

Copyright © 2026 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

扑翼飞行器具有低雷诺数飞行、非定常气动和结构轻量化等特点,在微小型飞行器和仿生机器人领域受到持续关注。与固定翼和旋翼飞行器相比,扑翼飞行器的升力、推进和姿态耦合更加明显,俯仰通道建模与控制器设计直接影响飞行姿态调节和后续实验验证的可重复性。已有综述指出,扑翼飞行器气动建模、姿态稳定和小型化执行机构控制仍是该领域的重要问题[1]-[3]。

在控制方法方面,面向扑翼飞行器的纵向动力学建模能够为俯仰控制器设计提供基础[4]。PID 结构简单、参数含义清楚、易于嵌入式实现,因此常被用于小型控制系统的初步验证。然而,固定参数 PID 在对象参数变化、离散采样和执行机构约束存在时,响应性能可能出现下降。模糊自整定 PID 通过误差及误差变化率在线修正比例、积分和微分增益,已在机器人控制、飞行器姿态控制和自适应 PID 研究中得到应用参考[5]-[8]。

对于小型仿鸟扑翼飞行器而言,完整自由飞行实验会同时受到质心位置、扑翼频率、翼面柔性、传感器安装误差、尾翼效率和环境扰动等因素影响。如果在模型、传感器和带载台架尚未完善时直接宣称实物闭环性能,容易混淆控制算法、执行机构和真实气动环境的作用。因此,本文将研究范围限定为俯仰单通道标称模型下的控制器结构验证、离散采样影响分析以及 STM32 执行链路验证。

本文不把当前模型写成实物辨识模型,也不把舵机空载动作写成自由飞行或完整实物闭环实验。本文采用逐步验证思路:首先在统一标称模型中比较传统 PID 与模糊自整定 PID;其次考察采样周期、等效输入扰动和关键模型参数变化对控制性能的影响;最后验证 STM32 能否完成串口接收、控制计算、PWM 映射和舵机空载回放。

本文主要工作包括:(1) 构建俯仰单通道标称状态空间模型,并明确模型假设和适用边界;(2) 在相同基础 PID 参数、相同采样保持和相同执行机构约束下,对传统 PID 与模糊自整定 PID 进行同条件仿真对比;(3) 基于 STM32、DAPLink、PA6/TIM3_CH1 PWM 和俯仰舵机完成三阶段执行链路验证。本文的创新性定位为有限实验条件下的控制器设计、参数敏感性分析与嵌入式执行链路预验证,而不是提出新的飞行动力学模型或完成自由飞行控制。

2. 模型与方法

2.1. 模型假设与适用边界

本文模型用于控制器结构验证和同条件仿真对比,并非由实物平台辨识得到,也不是直接取自某一文献的完整数值矩阵。模型参照纵向小扰动建模思路构造,所有控制性能结论均限定在当前标称模型及局部参数扰动范围内。具体而言,该四阶模型沿用纵向小扰动模型的状态选取和控制导向建模框架,状态量为前向速度扰动、法向速度扰动、俯仰角速度和俯仰角,建模形式参照文献[4]所述的纵向动力学分析思路;但本文矩阵 A 、 B 、 C 中的具体数值是当前 Simulink 闭环框架采用的初始标称数值,其用途是在同一被控对象下比较传统 PID 与模糊自整定 PID 的相对性能。模型假设包括:仅考虑俯仰单通道,忽略滚转和偏航耦合;用于 10° 阶跃附近的小范围姿态响应,不用于自由飞行全过程;气动导数视为常值,未显式考虑周期性扑翼非定常扰动;飞行器视为刚体。采用该模型的优点是传统 PID 与模糊 PID 的比较条件清楚,可以将响应差异主要归因于控制参数调整机制;局限在于仿真结果不能直接外推为实际飞行性能。

2.2. 俯仰单通道状态空间模型

状态变量取 $x = [\Delta u \ \Delta w \ \Delta q \ \Delta \theta]^T$, 输入为尾翼舵角 $\Delta \delta_e$, 输出为俯仰角 θ 。标称连续状态空间模型为:

$$\dot{x} = Ax + B\Delta\delta_e, \theta = Cx$$

其中, A 、 B 和 C 分别为系统矩阵、输入矩阵和输出矩阵:

$$A = \begin{bmatrix} -0.05 & 0.4 & 0 & -9.8 \\ -0.6 & -1.8 & 10 & 0 \\ 0.1 & -0.8 & -4.5 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ -1.5 \\ -12 \\ 0 \end{bmatrix}, C = [0 \ 0 \ 0 \ 1]$$

矩阵中 $A(1, 4) = -9.8$ 反映重力分量耦合, $A(2, 3) = 10$ 表示配平前向速度附近俯仰角速度对法向速度的耦合作用, $A(4, 3) = 1$ 来自俯仰运动学关系 $\dot{\theta} = q$, $A(3, 3) = -4.5$ 表示俯仰阻尼, $B(3) = -12$ 表示尾翼舵角主要通过俯仰力矩改变俯仰角速度。上述参数均作为标称模型参数使用。

2.3. 执行机构、采样保持与约束条件

模型中加入零阶保持, 标称采样周期取 0.02 s 。实物尾翼机械活动范围已观察到向下约 30° 、向上约 40° , 但机械活动范围不等同于控制器推荐工作范围。考虑到当前验证尚未接入舵角传感器和带载尾翼, 本文采用更保守的 $\pm 15^\circ$ 软件安全限幅。

舵机最大角速度估算为 9.52 rad/s , 一阶时间常数取 0.04 s 。仿真中传统 PID 与模糊 PID 的最大等效舵角变化率均低于 9.52 rad/s , 说明当前阶跃和采样周期工况没有触发速率限制。因此, 本文不将舵机速率约束作为主要创新点, 只将其作为仿真和执行链路验证中的工程约束条件。

2.4. 模糊自整定 PID 控制器设计

传统 PID 参数取 $K_p = -14.0$ 、 $K_i = -1.2$ 、 $K_d = -1.0$ 。PID 控制律的比例、积分和微分作用依据经典

控制原理设置[9]。基础参数通过候选参数扫描和试凑整定获得,整定目标是在 10° 阶跃输入下保持闭环稳定、在 2 s 仿真时间内进入调节带,并避免控制量长时间贴近限幅。本文不将该参数组称为全局最优参数,而将其作为两种控制器的共同基准。为使整定过程可复核,本文在采样周期 0.02 s、 10° 阶跃输入和 2 s 仿真时长下设置 5 组配对候选参数: (K_p, K_i, K_d) 分别为 $(-10.0, -0.8, -0.6)$ 、 $(-12.0, -1.0, -0.8)$ 、 $(-14.0, -1.2, -1.0)$ 、 $(-16.0, -1.4, -1.1)$ 和 $(-18.0, -1.6, -1.2)$ 。筛选时先以传统 PID 支路为基准,要求闭环稳定、能够进入 $\pm 2\%$ 调节带、舵机等效角速度不触发 9.52 rad/s 限制,并以超调量和调节时间为主要评价指标,稳态绝对误差和 RMSE 作为辅助指标。五组传统 PID 的超调量依次为 9.8092%、8.0397%、6.6347%、7.2434% 和 7.7700%,调节时间依次为 1.2130 s、1.1340 s、1.0760 s、1.3920 s 和 1.4120 s;因此选择第三组作为共同基础参数。该组表示所扫描候选集中的折中最优解,不代表全局最优,并将同一组基础参数同时用于传统 PID 与模糊 PID,以保证对比公平。

模糊自整定 PID 以误差 e 和误差变化率 ec 为输入,输出 ΔK_p 、 ΔK_i 、 ΔK_d ,并与基础参数相加。模糊推理采用 Mamdani 结构,输入和输出均设置 NB、NM、NS、ZO、PS、PM、PB 七个语言变量,形成 49 条规则。误差论域为 $[-0.2, 0.2]$,配合 $K_e = 0.8$ 后,对应未缩放有效范围约为 ± 0.25 rad,即约 $\pm 14.3^\circ$,能够覆盖本文 10° 阶跃的初始误差。

模糊规则遵循误差大小和变化趋势相结合的原则。当误差绝对值较大时,提高比例作用有利于加快响应,但积分作用不宜过强,以避免积分累积导致后续超调;当误差接近零而变化率仍较大时,增强阻尼性调节以抑制越过目标值;当误差和误差变化率均较小时,保留适度积分作用以减小残余误差。

2.5. Simulink 仿真模型与验证流程

为保证对比条件一致,本文在 Simulink 中建立传统 PID 与模糊自整定 PID 并行对比模型,如图 1 所示。两条控制支路采用相同参考输入、俯仰通道标称状态空间模型、执行机构约束、采样保持条件和等效输入扰动。上支路采用传统 PID,下支路采用模糊自整定 PID,两个输出统一送入示波器进行对比。

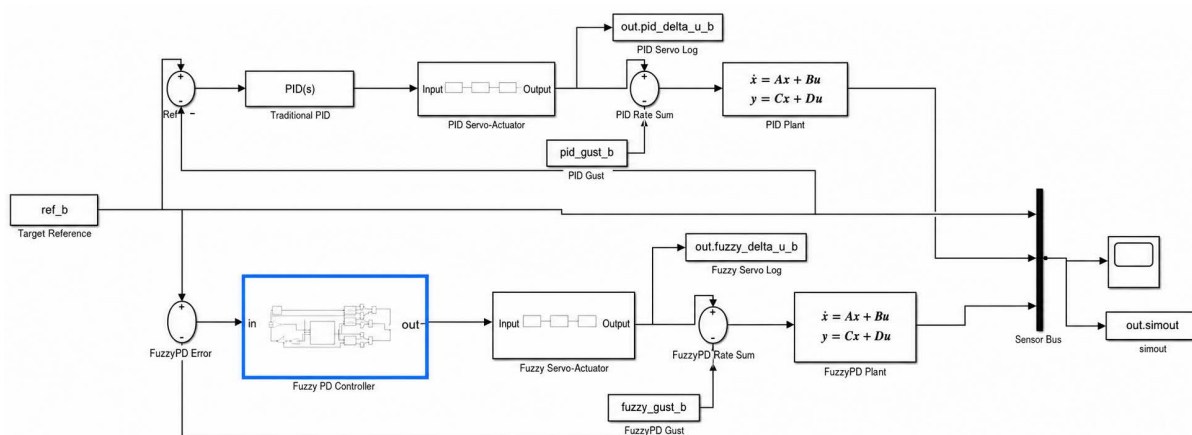


Figure 1. Simulink model for pitch single-channel PID and fuzzy PID comparison

图 1. 俯仰单通道 PID 与模糊 PID 对比仿真模型

3. 仿真与验证

3.1. 阶跃响应与控制性能对比

基于图 1 所示仿真模型,在相同标称模型、采样保持条件和执行机构约束下进行控制性能对比。参考输入为 10° 俯仰角阶跃,主要结果见表 1。

Table 1. Performance indices under 10° step input
表 1. 10°阶跃响应指标

指标	传统 PID	模糊 PID	指标	传统 PID
超调量/%	6.6347	5.6455	超调量/%	6.6347
调节时间/s	1.0760	0.8570	调节时间/s	1.0760
稳态绝对误差/rad	0.000461	0.000651	稳态绝对误差/rad	0.000461
RMSE/rad	0.063979	0.063949	RMSE/rad	0.063979
速率限制触发	否	否	速率限制触发	否

由表 1 可见，模糊 PID 将超调量由 6.6347%降至 5.6455%，调节时间由 1.0760 s 缩短至 0.8570 s，RMSE 基本相当。传统 PID 的稳态绝对误差略小，因此本文不写成“所有指标均优于传统 PID”，而限定为模糊 PID 主要改善超调量和调节时间。对应阶跃响应与误差放大曲线见图 2。从响应机理看，10°阶跃输入初期误差最大，两种控制器均会输出较大的尾翼舵角指令以加快俯仰角响应，因此舵角接近±15°软件安全限幅。这并不表示触及实物机械极限，而是说明当前控制器充分利用了预设安全工作范围。模糊 PID 的超调量较小，主要与其在误差减小且误差变化率较大时增强阻尼性调节有关；稳态误差略大于传统 PID，则与模糊调参后比例和积分作用分配有关。两者稳态误差差异约为 0.00019 rad，远小于阶跃输入幅值。

采样周期敏感性结果见表 2。当采样周期由 0.01 s 增至 0.05 s 时，两种控制器性能均下降；在三组采样周期下，模糊 PID 的超调量和调节时间均小于传统 PID。

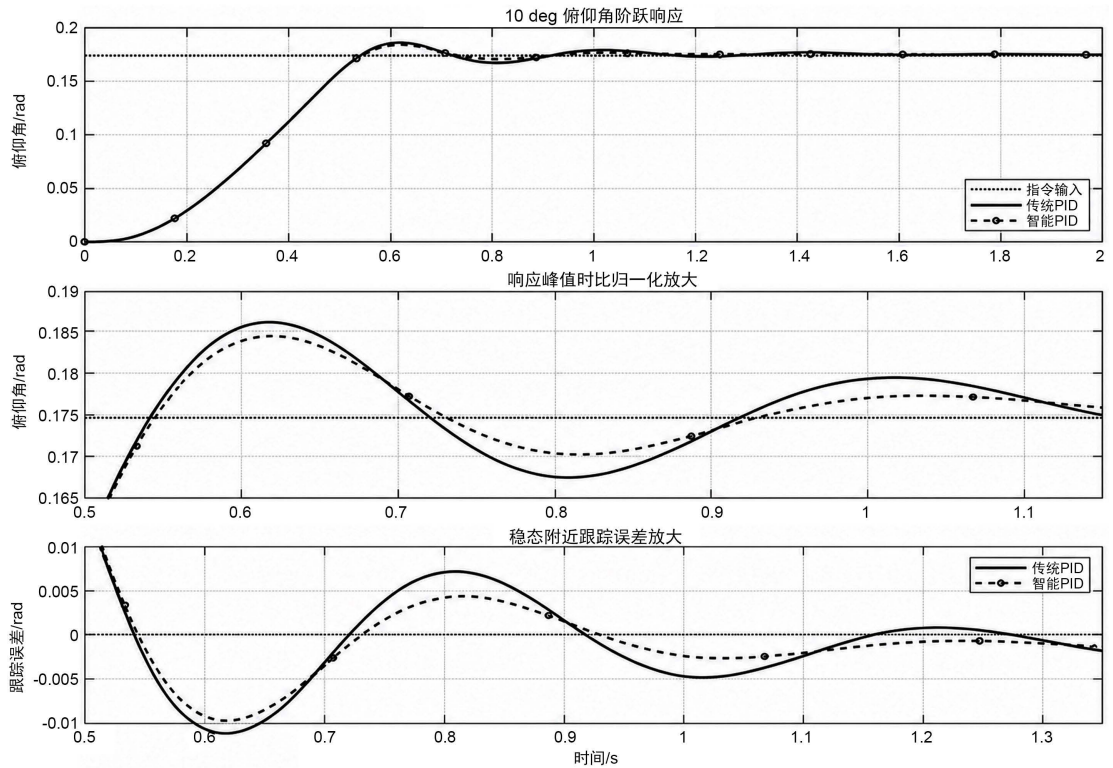


Figure 2. Step response and enlarged tracking error under 10° pitch command
图 2. 10°俯仰阶跃响应及误差放大曲线

Table 2. Sensitivity results of 10° sampling period**表 2.** 10° 采样周期敏感性结果

采样周期/s	控制器	超调量/%	调节时间/s	采样周期/s
0.01	传统 PID	5.7266	0.8610	0.01
0.01	模糊 PID	4.9261	0.6940	0.01
0.02	传统 PID	6.6347	1.0760	0.02
0.02	模糊 PID	5.6455	0.8570	0.02
0.05	传统 PID	10.0756	1.9900	0.05
0.05	模糊 PID	8.6473	1.5050	0.05

三组采样周期下最大等效舵角变化率均未达到 9.52 rad/s 的限制,说明性能变化主要来自采样保持和控制参数调整,而不是由舵机速率饱和主导。采样数据系统的稳定性与采样过程密切相关[10],采样周期越长,控制器获取误差和修正控制量的频率越低,等效相位滞后越明显,因此超调和调节时间容易增加。该结果支持将 0.02 s 作为当前控制系统的标称仿真与回放周期。

3.2. 采样周期、扰动与参数敏感性分析

等效输入扰动从 $t = 1.0 \text{ s}$ 开始同时作用于两条控制支路,扰动幅值固定选取 0.01 rad 、 0.02 rad 和 0.03 rad 三组。扰动后峰值误差见表 3,典型扰动响应与跟踪误差见图 3。

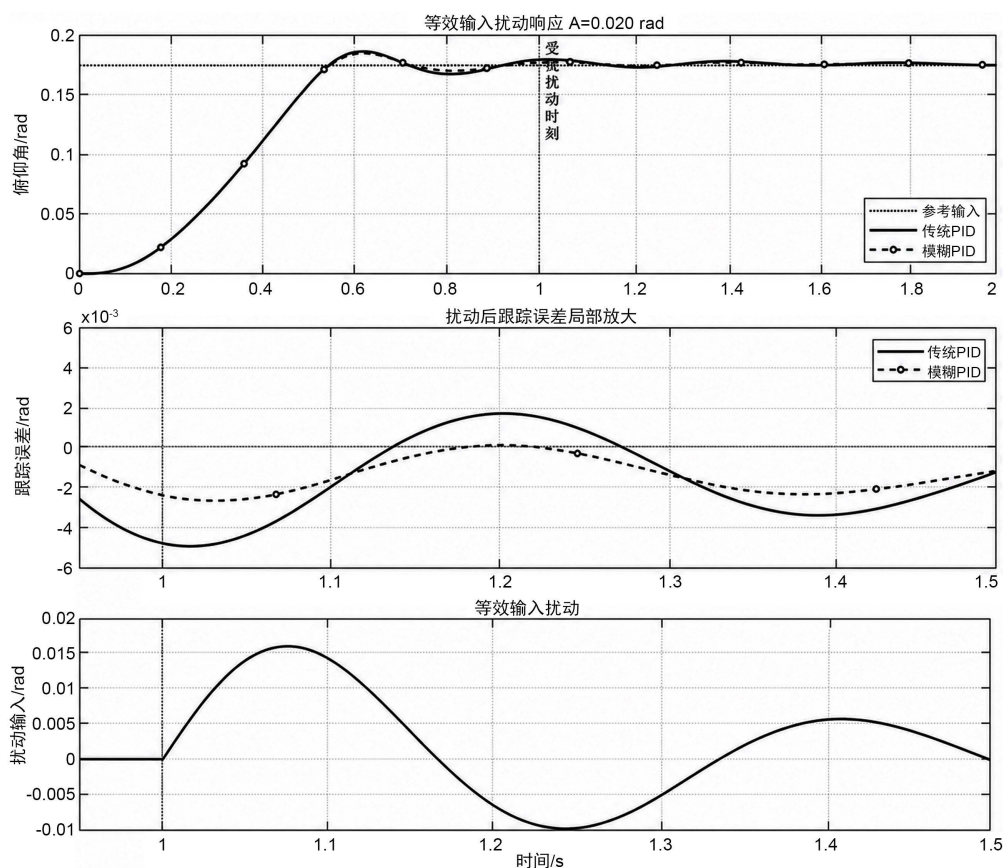
**Figure 3.** Pitch response and tracking error under equivalent input disturbance**图 3.** 等效输入扰动下的俯仰角响应与跟踪误差

表 3 表明, 三组等效输入扰动下, 模糊 PID 的扰动后峰值误差均低于传统 PID。原稿记录模糊 PID 的 IAE 也均低于传统 PID, 但未给出具体数值, 因此本文不对 IAE 作量化展开。上述扰动仅为 Simulink 等效输入扰动, 不能描述为真实阵风或风洞试验。该结果说明模糊参数修正对误差变化具有一定抑制作用, 但不能替代完整抗扰性或鲁棒性证明。

由于模型参数未由实物平台辨识, 本文进一步考察 $B(3)$ 和 $A(3, 3)$ 的局部参数敏感性。 $B(3)$ 表征尾翼控制效率, $A(3, 3)$ 表征俯仰阻尼。两个参数分别在标称值基础上变化 $\pm 20\%$, 其余参数不变, 结果见表 4。

Table 3. Peak error after 10° equivalent input disturbance

表 3. 10° 等效输入扰动后峰值误差

扰动幅值/rad	传统 PID 峰值误差/rad	模糊 PID 峰值误差/rad
0.01	0.004905	0.002689
0.02	0.004903	0.002677
0.03	0.004902	0.002759

Table 4. Sensitivity results of key model parameters

表 4. 关键模型参数敏感性结果

参数	扰动	取值	控制器	超调量/%	调节时间/s	RMSE/rad
$B(3)$	-20%	-9.6	PID	5.6759	1.0070	0.068038
$B(3)$	-20%	-9.6	模糊 PID	4.8598	0.8150	0.068020
$B(3)$	+20%	-14.4	PID	7.8621	0.9880	0.060949
$B(3)$	+20%	-14.4	模糊 PID	6.3939	0.7773	0.060893
$A(3, 3)$	-20%	-3.6	PID	9.6326	1.0920	0.062764
$A(3, 3)$	-20%	-3.6	模糊 PID	8.1231	1.0310	0.062679
$A(3, 3)$	+20%	-5.4	PID	4.9948	1.0760	0.065132

结果表明, 在两个关键参数 $\pm 20\%$ 扰动下, 模糊 PID 均保持较低超调量、较短调节时间和略低 RMSE, 且未触发舵机速率限制。这说明本文结论在当前标称模型的局部参数变化下并非完全依赖单一参数取值。

3.3. STM32 控制系统硬件与软件实现

为验证 STM32 执行链路, 搭建由 STM32 主控板、DAPLink、外部 5 V 供电、俯仰舵机和 PC 端回放程序组成的平台。STM32 通过串口接收误差帧, 执行控制律, 并由 PA6/TIM3_CH1 输出 50 Hz PWM。DAPLink 用于程序下载、调试和虚拟串口通信, PC 端负责按照 Simulink 仿真序列回放误差数据, 外部 5 V 电源为舵机供电并与 STM32 共地。

- PWM 输出选用 PA6/TIM3_CH1, 输出频率为 50 Hz, 舵角指令经软件限幅后映射到 1000~2000 μs 脉宽范围。软件流程为: 接收误差帧、解析模式与采样周期、计算 PID 或模糊 PID 控制量、执行舵角限幅、映射 PWM 脉宽、输出到 PA6 并通过串口返回 ACK。该流程覆盖后续接入 IMU 反馈前所需的主要嵌入式执行环节, 但尚不构成实物闭环飞行控制。

3.4. 控制器在环与舵机空载验证

控制器在环与舵机空载验证平台如图 4 所示。该平台用于验证串口通信、PWM 映射和舵机空载动作, 不用于评价带载舵面效率或自由飞行性能。

三阶段验证采用相同的 2.0 s 回放序列, 共包含 101 个采样帧, 结果汇总见表 5。

各次控制器在环测试的平均串口往返时间为 0.186~0.188 s, 明显大于 20 ms 标称回放周期。该往返时间包含 Windows 调度、MATLAB 或脚本阻塞读写、USB 虚拟串口缓存和数据解析时间, 不能等同于 STM32 内部控制算法计算耗时。因此, 本文不据此声称完成 20 ms 实物实时闭环。后续若进行实时闭环台架实验, 应采用定时器中断运行控制律, 并使用非阻塞串口、DMA 或板载记录方式独立测量 MCU 计算时间。

Table 5. STM32 controller-in-the-loop and no-load servo validation results

表 5. STM32 控制器在环与舵机空载验证结果

阶段	连接状态	ACK 帧数	PWM 范围	主要结果
1	不接舵机, 仅串口通信	101/101	未输出 PWM	可接收误差帧并返回控制量; 23 帧达到 $\pm 15^\circ$ 软件限幅
2	不接舵机, 仅返回 PWM	101/101	1000~2000	PWM 映射误差 0 μs , 限幅标志匹配率 100%
3	PA6 输出 PWM, 舵机空载接入	101/101	1000~2000	舵机有可见空载动作, 未观察到异常抖动、卡滞或明显发热

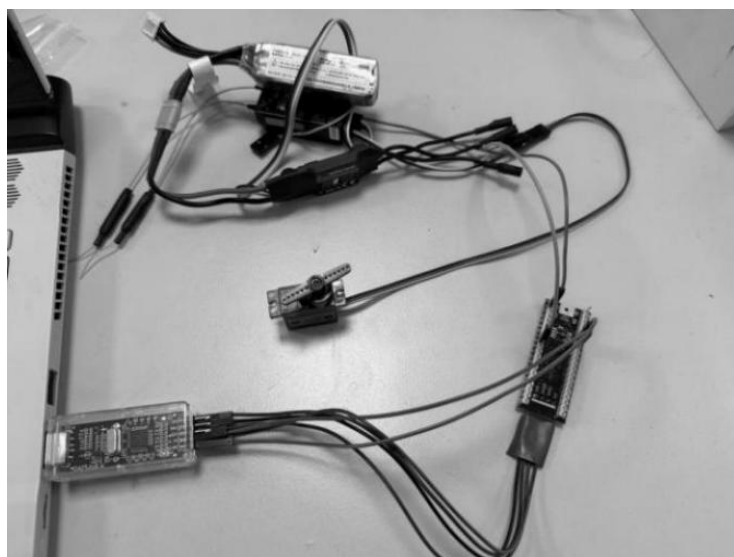


Figure 4. STM32 controller-in-the-loop and no-load servo validation platform

图 4. STM32 控制器在环与舵机空载验证平台

4. 结论

本文面向仿鸟扑翼飞行器俯仰单通道控制, 构建标称状态空间模型, 设计模糊自整定 PID 控制器, 并加入采样保持、舵机限幅、PWM 映射和 STM32 执行链路验证。在当前标称模型下, 模糊 PID 将超调量由 6.6347% 降至 5.6455%, 调节时间由 1.0760 s 缩短至 0.8570 s, RMSE 与传统 PID 基本相当。

采样周期、等效输入扰动和关键参数敏感性结果表明, 在本文设定工况内, 模糊 PID 的超调量、调节时间和扰动后峰值误差整体低于传统 PID, 表现出一定适应性。

STM32 控制器在环和舵机空载验证表明, 串口通信、控制计算、PWM 映射和 PA6/TIM3_CH1 输出链路能够正常运行, 三阶段均获得 101/101 帧有效应答, PWM 映射误差为 0 μs , 舵机空载回放未观察到异常抖动、卡滞或明显发热。

参考文献

- [1] 贺威, 丁施强, 孙长银. 扑翼飞行器的建模与控制研究进展[J]. 自动化学报, 2017, 43(5): 685-696.

-
- [2] 汪婷婷, 何修宇, 邹尧, 付强, 贺威. 面向扑翼飞行机器人的飞行控制研究进展综述[J]. 工程科学学报, 2023, 45(10): 1630-1640.
 - [3] 王军, 张震, 李富强, 卢宣成. 仿生扑翼无人系统研究综述[J]. 智能系统学报, 2023, 18(3): 410-439.
 - [4] 彭程, 孙立国, 王衍洋, 谭文倩, 肖峰. 面向控制的仿鸽扑翼机纵向动力学建模与分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(12): 2510-2519.
 - [5] 赵新华, 王璞, 陈晓红. 投球机器人模糊 PID 控制[J]. 智能系统学报, 2015, 10(3): 399-406.
 - [6] 姚帅, 曹伟, 林丽, 惠瑞晗, 林豪, 王卓. 基于遗传算法的四旋翼姿态模糊 PID 控制研究[J]. 机械设计与研究, 2024, 40(2): 51-55, 68.
 - [7] 金强, 石永康, 吕玉龙, 赵玉花. 基于改进遗传算法的植保无人机姿态控制[J]. 农机化研究, 2024, 46(5): 1-6.
 - [8] 丁军, 徐用懋. 单神经元自适应 PID 控制器及其应用[J]. 控制工程, 2004, 11(1): 27-30, 42.
 - [9] 胡寿松. 自动控制原理[M]. 第 7 版. 北京: 科学出版社, 2019.
 - [10] 戴浩晖, 陈树中, 汪志鸣. 线性采样数据系统的稳定性分析[J]. 华东师范大学学报(自然科学版), 2005(5): 103-110.