

DOI: 10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2025.02.049

共轴双旋翼无人直升机飞行控制系统设计

张雨飞, 李小光, 徐冠华, 李硕

(青岛大学 自动化学院, 山东 青岛 266071)

摘要:通过对重载共轴双旋翼无人直升机飞行控制系统的设计,全面阐述控制系统的构建。在转速控制方面,采用 PID 控制算法并引入低通滤波算法对航空发动机的转速进行稳定控制。在姿态控制方面,引入串级 PID 控制策略并在姿态反馈回路中采用低通滤波器,有效控制内环姿态角速度与外环姿态角度。通过试验,成功实现共轴双旋翼无人直升机的悬停试飞和定高定点试飞,验证了控制系统设计的有效性。

关键词:重载无人机;共轴双旋翼;转速控制;姿态控制

中图分类号:V279 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2025)02-0254-04

Design of Flight Control System for Coaxial Twin Rotor Unmanned Helicopter

ZHANG Yufei, LI Xiaoguang, XU Guanhua, LI Shuo

(School of Automation, Qingdao University, Qingdao 266071, China)

Abstract:The flight control system for a heavy-duty coaxial twin rotor unmanned helicopter is designed and its construction is comprehensively elaborated. In terms of speed control, PID control algorithm was adopted and low-pass filtering algorithm was introduced to stabilize the speed of the aircraft engine. In terms of attitude control, a cascade PID control strategy was introduced and a low-pass filter was used in the attitude feedback loop to effectively control the inner loop attitude angular velocity and outer loop attitude angle. Hover test and fixed altitude and fixed point test of the coaxial twin rotor unmanned helicopter succeeded, verifying the effectiveness of the control system design.

Keywords:heavy duty drone; coaxial twin rotor; speed control; attitude control

0 引言

共轴双旋翼无人直升机具有操作灵活和稳定性高等特点,随着无人机技术的不断发展,其在军事、民用和商用领域呈现出广阔的应用前景。共轴双旋翼无人直升机以出色的负载能力、稳定悬停性能、长续航能力等优势^[1],已成为大型重载领域的理想选择,并在农林植保、应急救援等领域展现出重要的应用价值。本文提出了一种基于性能指标的共轴双旋翼无人直升机整体设计方法,包括软硬件设计和飞行控制等方面的内容,同时进行了共轴双旋翼无人直升机悬停飞行试验、定高定点飞行测试,对共轴双旋翼无人直升机的性能和可靠性进行了评估。通过对试验数据的处理和统计,验证了设计的有效性。

1 共轴双旋翼无人直升机运动控制设计

1.1 机身结构及参数

本文设计的共轴双旋翼无人直升机采用

ROTAX582UL 航空发动机作为直升机动力量源。发动机工作产生的动力经由离合器传递给减速箱,经过减速箱变速后将动力传递给内轴和外轴从而带动上、下旋翼产生升力。共轴双旋翼无人直升机整体参数如表 1 所示。

表 1 共轴双旋翼无人直升机总体参数

参数	数值
质量/kg	200
最大起飞质量/kg	300
有效载荷/kg	100
桨盘半径/m	2.5
旋翼半径/m	2.2
桨叶弦长/m	0.12
桨叶个数/片	4
发动机功率/kW	48
发动机最大转速/(r/min)	6 800
减速箱减速比	1 : 11.5

基金项目:山东省自然科学基金青年项目(ZR2023QE225)

第一作者简介:张雨飞(1998—),男,河北邯郸人,硕士研究生,研究方向为控制工程,zyf-master@163.com。

1.2 运动控制分析

共轴双旋翼无人直升机飞行时其桨叶旋转,旋转的桨叶会形成一个圆形的平面,由于上、下旋翼反向旋转,形成了直升机水平方向的力矩平衡。其中垂直起降运动是通过同时增加或减少上、下旋翼总距,进而改变升力来实现。通过改变上、下旋翼 x 方向前、后旋翼总距,进而产生向前或向后的推力实现俯仰运动。通过改变 y 方向左、右旋翼总距,进而产生向左或向右的推力实现滚转运动。偏航运动则是通过改变上旋翼的总距,打破 x - y 平面的力矩平衡,促使其进行偏航运动^[2]。无人机坐标系简化模型如图1所示。

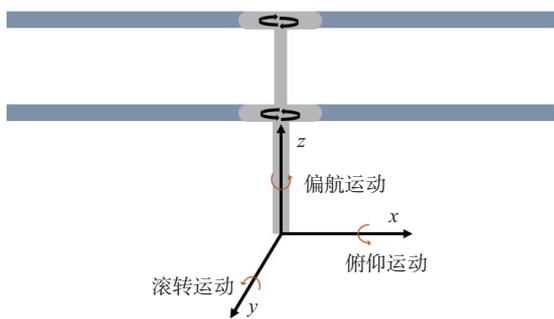


图1 无人机坐标系简化模型

2 共轴双旋翼无人直升机飞行控制软硬件设计

共轴双旋翼无人直升机的飞行控制硬件分为传感器模块、主控模块、数字舵机、遥控器接收模块、数传电台模块和电源模块。

1) 传感器模块

传感器模块主要分为位姿传感器模块和转速传感器模块。采用 ZHTYINS650 惯性导航来负责采集无人机实时姿态及位置信息。ZHTYINS650 惯性导航是一款高性能、高性价比的惯性/卫星组合导航系统。可以测量载体的位置、姿态、速度以及输出补偿后的加速度、角速率、温度、气压等信息,采用 RS232 通信协议与主控进行通信。转速传感器模块采用霍尔传感器作为数据采集设备,采用串口通信协议与主控进行通信,每 0.25 s 记录一次无人机倾斜盘上小磁片经过的个数,经过主控模块计算出实际旋翼转速。

2) 主控模块

飞行控制系统的核心是主控模块,主控模块负责在每个控制周期内处理霍尔传感器采集到的

转速数据、惯性导航采集到的无人机姿态及位置数据,经过控制算法处理并结合遥控器发送过来的飞行动作控制信号,综合计算后将计算结果转化为不同占空比的脉宽调制信号来驱动 6 个数字舵机,确保共轴双旋翼无人直升机平稳地完成飞行任务。本文所采用主控模块集成了 6 个串行接口,其中 2 个 422 接口,2 个 RS232 接口,2 路 CAN 协议接口;16 路可编程 PWM (pulse width modulation) 接口(50~400 Hz);1 路电源接口等。

3) 数字舵机

执行机构采用 KST-X30-12-165 全金属无刷舵机,经可编程 PWM 接口与主控模块互相通信。共 6 个数字舵机:其中 3 个舵机通过控制倾斜盘来改变横滚角、俯仰角以及总距;1 个航向角舵机,通过改变上下旋翼倾斜角度来产生偏航力控制偏航方向;1 个油门舵机,控制发动机的油门开度实现稳定转速的目的;1 个风门舵机,提高发动机的冷启动性能。

4) 遥控器接收模块

遥控器接收机采用与 FUTABA 遥控器发射机相匹配的 R7108SB 接收机,采用 PPM (pulse position modulation) 的通信标准^[3],利用 1 根信号线和 2 根电源线传输 18 个通道(2.4 GHz)的控制信号。

5) 数传电台模块

数传电台模块采用 SDR400 高速调频数传电台与地面端进行双向通信,同时使用 RS232 接口协议与主控模块相互通信。

6) 电源模块

整机采用 12 V 锂电池作为电源模块,航电箱内置 12/5 V 和 12/24 V 变压器为航电系统供电。

3 飞行控制系统软件设计

根据试飞试验所需功能将共轴双旋翼无人直升机软件系统分为惯导姿态数据采集与处理系统、转速数据采集与控制系统、直升机姿态控制系统、无线数据传输系统及遥控器/地面站控制系统。系统控制流程如图 2 所示。

3.1 转速控制

本文选用具有快速响应等优势 PID 控制算法^[4]进行转速调节,并在转速反馈通道引入二阶低通滤波器以抑制高频信号,确保稳定而有效的转速控制效果。发动机转速 PID 控制原理如图 3 所示。

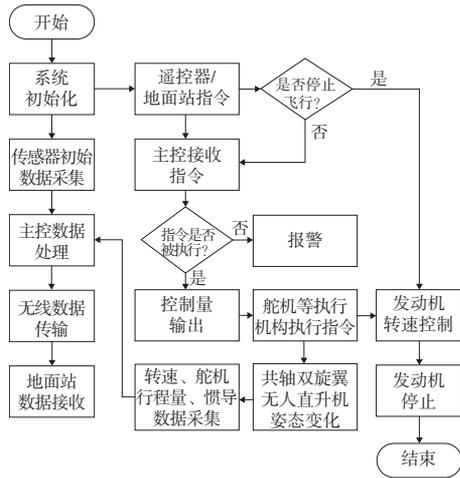


图2 无人直升机软件设计流程图

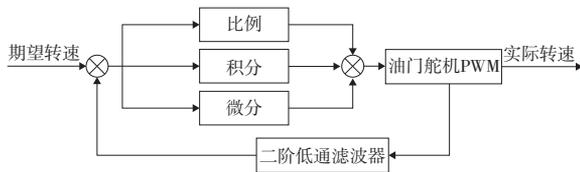


图3 无人机转速PID控制器结构图

3.2 姿态控制

本文采用串级控制策略^[5]进行姿态控制,内环采用PID控制来调节角速率,外环利用PID控制来调节角度并在角度与角速度回路分别引入一阶低通滤波器与二阶低通滤波器对姿态数据进行滤波处理,实现对无人机姿态的稳定控制效果。串级PID控制结构原理图如图4所示。

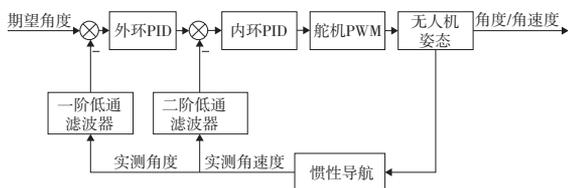


图4 无人机姿态PID控制器结构图

$$Y(n) = \frac{b_0X(n) + 2b_0X(n-1) + b_0X(n-2) - a_1Y(n-1) - a_2Y(n-2)}{a_0} \quad (6)$$

式中: $Y(n)$ 为本次滤波输出值; $Y(n-1)$ 为上次滤波输出值; $X(n)$ 为本次采样值; a 、 b_0 、 a_1 、 a_2 为滤波器系数。

4 飞行试验

为保障试验的安全,选择在空旷无人地带进行试飞。飞行试验过程中,首先在地面进行转速调节试验,不断调节PID参数直至转速稳定且能够稳定跟踪期望转速;其次根据无人机起飞的姿

3.3 PID控制原理

在实际应用中,PID控制算法具有使用方便、适应性强、鲁棒性强等优点。PID控制算法通过给定期望值 $R(t)$ 与实际输出反馈值 $Y(t)$ 进行做差得出控制偏差量 $e(t)$,与比例、积分、微分3项线性组合实现精确的动态姿态控制^[6]。其PID结构形式为

$$u(t) = K_p[e(t) + \int_0^t e(t)dt/T_I + T_Dde(t) + dt] \quad (1)$$

在工程实践上,此算法需要进行离散化处理使用,其PID离散化公式为

$$u(i) = K_p e(t) + K_I \sum_{i=0}^t e(i) + K_D [e(t) - e(t-1)] \quad (2)$$

3.4 低通滤波器

低通滤波器通过将高频部分的信号衰减来实现对信号的平滑处理。在本文中,数据处理部分分别引入一阶低通滤波器和二阶低通滤波器,有效地抑制高频信号并对采集的数据进行稳定滤波,以实现无人机稳定控制效果^[7]。

一阶低通滤波器在时域上的开环传递函数为

$$G(s) = \frac{W_c}{S+W_c} \quad (3)$$

二阶低通滤波器在时域上的开环传递函数为

$$G(s) = \frac{W_c^2}{S^2 + 2\xi W_c + W_c^2} \quad (4)$$

式中: W_c 为滤波器的截止频率; ξ 为阻尼比。为了方便在程序中实现,需要分别将其离散化,式(5)为一阶低通滤波器离散化公式,式(6)为二阶低通滤波器离散化公式。

$$Y(n) = aX(n) + (1-a)Y(n-1) \quad (5)$$

态现象需不断地调整俯仰、滚转、偏航3个通道的PID参数,直到实际姿态能够稳定跟踪期望姿态。悬停飞行与定高定点飞行试验情况如图5所示。

4.1 转速控制试验

在转速控制中PID控制算法实现了对实际转速的精准控制。同时,低通滤波器的引入有效地降低了噪声和干扰,使得系统更加稳定可靠。转速跟踪曲线如图6所示。



图 5 共轴双旋翼无人机飞行试验

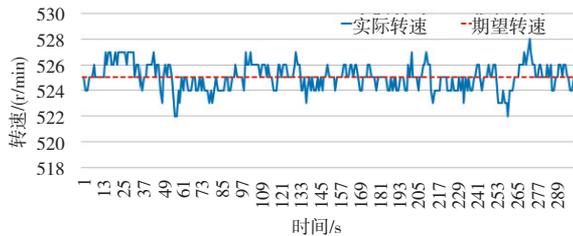
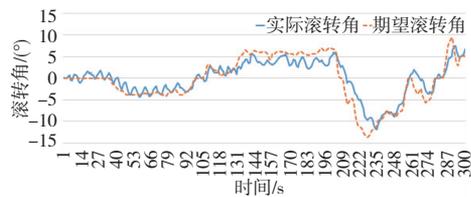


图 6 转速跟踪曲线

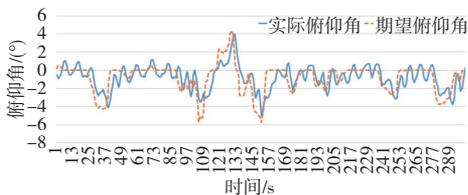
由图 6 可以得出,转速能够稳定跟踪期望转速,实际旋翼转速与期望旋翼转速误差不超过 3 r/min,经过减速比转化得出发动机转速误差不超过 35 r/min。

4.2 姿态控制试验

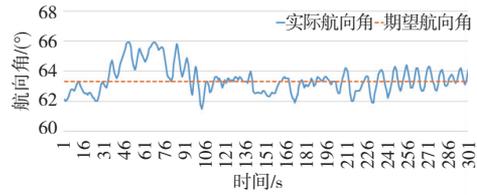
在姿态控制试验中,采用串级 PID 控制算法结合低通滤波器,实现了姿态角(滚转角、俯仰角、航向角)与高度的稳定动态控制,具体姿态角与高度跟踪曲线如图 7 所示。



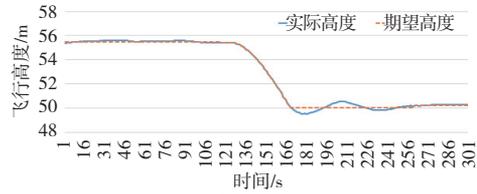
(a) 滚转角跟踪曲线



(b) 俯仰角跟踪曲线



(c) 航向角跟踪曲线



(d) 高度跟踪曲线

图 7 姿态角与高度跟踪曲线

由图 7 可以得出,飞行控制系统实际姿态能够快速跟踪期望姿态,期望姿态角与实际姿态角误差不到 3°。飞行设定高度值在变换过程中(56~50 m),实现了良好的跟踪特性。

5 结语

试验验证结果表明:所设计的共轴双旋翼无人直升机能够完成悬停试飞和定高定点试飞试验。所建立的飞行控制系统能在实际控制量与跟踪期望控制量上表现出良好的跟踪效果。

参考文献:

- [1] 翁佳文. 共轴双旋翼结构设计及飞行气动特性分析[D]. 沈阳:沈阳理工大学,2023.
- [2] 吕宝亮,史春景,郝永平,等. 共轴双旋翼无人机的建模与动力学仿真[J]. 机械工程与自动化,2021(6): 57-59.
- [3] 崔江东. 小型四旋翼无人直升机飞行控制系统研究与开发[D]. 乌鲁木齐:新疆大学,2014.
- [4] 陈鹏,李子卓,李陈龙,等. 物流无人机 PID 控制研究[J]. 无线互联科技,2021,18(23):112-113.
- [5] 王棒,苏成悦,徐胜,等. 共轴双旋翼无人机设计与实现[J]. 电脑知识与技术,2022,18(13):1-4.
- [6] 周辉,李秀娟,张济森,等. 基于线性自抗扰的四旋翼姿态控制研究[J]. 机械制造与自动化,2022,51(3): 168-172.
- [7] 章国光,陈超凡,郑晓斌,等. 速度 PI 控制及低通滤波器的系统设计[J]. 制造技术与机床,2023(12): 85-91.

收稿日期:2024-01-19