

DOI:10.19344/j. cnki. issn1671-5276.2024.04.043

可变桨距四旋翼飞行器姿态控制教学设备

方可,霍炬,杨明,晁涛

(哈尔滨工业大学 控制与仿真中心,黑龙江 哈尔滨 150080)

摘 要:针对传统四旋翼飞行器为固定桨距变转速的控制方式,在实际教学中存在非线性、响应慢等问题,给学生完成控制实验带来困难。为达到更好的教学效果,设计与开发一个可变桨距四旋翼飞行器的姿态控制设备,实现了定转速变桨距的控制方式,并完成了基于串级 PID 的控制律设计与代码实现。设备搭载 280 级四旋翼,使用基于 STM32 单片机自行开发的飞行控制器,允许学生编程及嵌入自己的控制律。设备在自动控制专业本科生选修课中进行了应用,获得了理想的教学效果。

关键词:四旋翼飞行器;可变桨距;姿态控制设备;串级 PID;STM32

中图分类号:TH166 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2024)04-0224-06

Teaching Equipment of Attitude Control for Pitch Variable Quad-rotor Flight Vehicle

FANG Ke, HUO Ju, YANG Ming, CHAO Tao

(Control & Simulation Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China)

Abstract: In order to improve the non-linear and slow response of traditional quad-rotor flight vehicles featured with fixed pitch and speed control in practical teaching and overcome the difficulties in control experiments by students for better teaching effects, an attitude control equipment of pitch variable quad-rotor flight vehicle is designed and developed, which implements fixed speed and pitch variable control and completes the control law design and code implementation based on cascade PID. The equipment carries a 280-class quad-rotor, and uses self-made flight controller based on STM32 micro controller unit, which allows students to program and embed their own control law. The equipment has been applied in the optional course of automation control subject for undergraduate students, and has achieved ideal teaching effects.

Keywords: quad-rotor flight vehicle; pitch variable; attitude control equipment; cascade PID; STM32

0 引言

对于自动控制学科的专业课来说,四旋翼飞行器^[1-2]提供了一种理想的控制对象,学生比较感兴趣。在“学科交叉”、“学以致用”的教学理念大背景下,四旋翼飞行器能够牵引学生的理论应用和实践能力。

传统的四旋翼飞行器为固定桨距变转速的控制方式,通过调节 4 个电机的转速来改变升力,从而改变飞行器的姿态。由于升力正比于螺旋桨转速的平方,为系统引入了非线性,增大了控制难度。

使用可变桨距机构^[3],通过改变桨距角来改变 4 个旋翼的升力,同时采用定转速的方式,不但有利于系统的线性化,还能提高飞行器的响应

速度。

四旋翼飞行器的姿态控制是运动控制的基础。在飞行测试前,若能约束位置的 3 个自由度,将飞行器置于一个开放三轴姿态变化的实验装置上,可支持学生在一个安全的场景下实现四旋翼飞行器的姿态控制,为后续的 6 自由度运动控制打下基础。此外,实验装置能有效减少控制失误造成的风险和损失,更可靠地支持学生验证自抗扰控制(active disturbances rejection control, ADRC)^[4]、自适应控制^[5]等复杂的控制律。

1 系统的总体设计

1.1 可变桨距四旋翼飞行器设计

飞行器采用 X 型布局,对角线电机轴距

基金项目:2021 年黑龙江省教育科学规划重点课题项目(GJB1422054);哈尔滨工业大学自制教学设备研究项目(213403)

第一作者简介:方可(1977—),男,黑龙江哈尔滨人,副教授,博士,主要从事系统仿真、无人机控制方面的教学与科研, hitsim@163.com。

280 mm,使用4个 T-Motor AS2308 2 600 KV 无刷电机,搭配 65 mm 碳纤维桨。4个变距舵机使用 RC OMG SONIC 微舵,并采用滑环变距机构。无刷电子调速器采用 30 A 四合一电调,动力电池使用锂聚合物 3s 2200mAh 30c 电池组。飞行器的设计如图 1 所示。

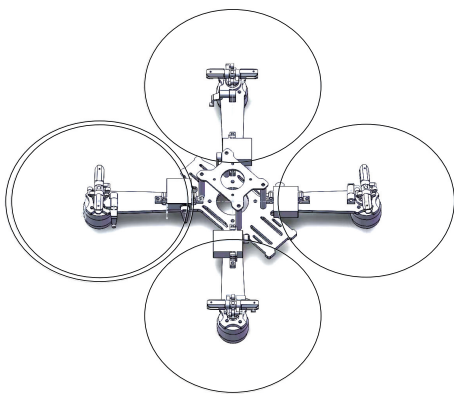


图 1 可变桨距四旋翼飞行器的设计

1.2 3 自由度姿态控制实验台设计

为了适当降低控制难度,采用飞行器吊装的形式设计姿态控制实验台,如图 2 所示。

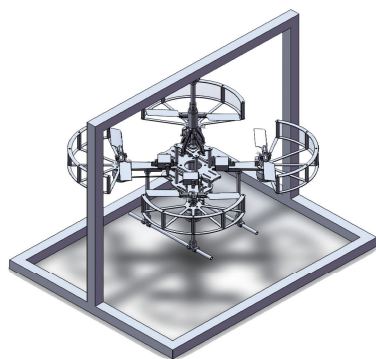


图 2 3 自由度姿态控制实验架的设计

实验台采用铝合金框架,在顶梁中部设置一根悬吊杆,杆的下部能够在套筒内自由转动。杆底部嵌有一个万向轴承,并通过轴承平台与飞行器固定。实验架俯仰、滚转轴运动范围 $-40^{\circ} \sim +40^{\circ}$,偏航轴运动范围 $-180^{\circ} \sim +180^{\circ}$ 。利用吊杆套筒上的顶丝及两个 90° 交叉 II 型限位器,可实现对任意姿态轴的自由度锁定。

1.3 控制器设计

控制器核心为 STM32F405RGT6 单片机,支持控制器源码编程及控制律设计。系统运行主频为 168 MHz,包含 12 路 PWM 输出(4 路电调驱动、4 路舵机驱动、4 路扩展驱动)、6 个 USART 串

口(无线编程器、无线数据传输、S.BUS 信号、各传感器等)、1 路 SPI 串行通信(惯性测量单元)、若干 I/O 端口(LED 等)。

惯性测量单元(inertial measurement unit, IMU)使用 BOSCH 公司的 BMI088,低压差线性稳压器(low dropout regulator, LDO)选用 AMS1117 3.3 V。控制器采用 1 mm 双面印刷电路板(printed circuit board, PCB)设计。

2 系统的建模

2.1 系统的动力学建模

四旋翼飞行器的动力来源于 4 个螺旋桨产生的升力,建立升力模型如下所示^[6]。

$$F = \rho c R_p^3 \omega^2 C_{L\alpha} \frac{\alpha}{3} \quad (1)$$

式中: F 为螺旋桨产生的升力; ρ 为空气密度; c 为气动弦长; R_p 为螺旋桨半径; ω 为螺旋桨转速; $C_{L\alpha}$ 为升力系数; α 为桨距角。由式(1)可知,可变桨距四旋翼在电机定速的情况下,螺旋桨升力仅与桨距角有关,其他参量均为常量,式(1)可简写为

$$F = \lambda \alpha \quad (2)$$

式中 λ 为合并系数。显然升力与桨距角是线性关系,避免了传统变转速四旋翼升力与转速之间的非线性关系,有利于系统的控制律设计。

飞行器的动力学分析如图 3 所示。重力的分力通过质心,不产生转动力矩,则飞行器的姿态控制不考虑重力。

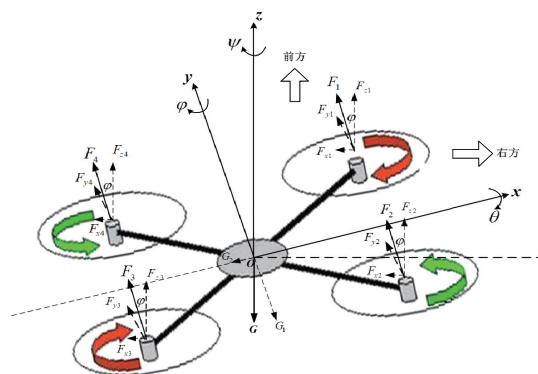


图 3 四旋翼飞行器的动力学分析

参照图 3 的电机定义,则控制力矩如下:

$$\begin{cases} M_{\theta} = L(F_1 + F_4 - F_2 - F_3) \\ M_{\varphi} = L(F_1 + F_2 - F_3 - F_4) \\ M_{\psi} = L(F_1 + F_3 - F_2 - F_4) \end{cases} \quad (3)$$

式中: M_{θ} 、 M_{φ} 、 M_{ψ} 为三轴转矩; L 为二分之一对角线电机轴距; F_1 、 F_2 、 F_3 、 F_4 为 4 个电机产生的升力。

2.2 系统的运动学建模

由式(3)可知,飞行器在三轴上的姿态运动都是电机配对驱动的,每对电机在单轴控制上的转速相同。以图4所示的滚转轴为例,左侧电机1、电机2在控制时的转速相同,右侧电机3、电机4转速也相同。可将4个电机等价为滚转轴线上的2个虚拟电机,且 $OA=OB=\sqrt{2}L$ 。

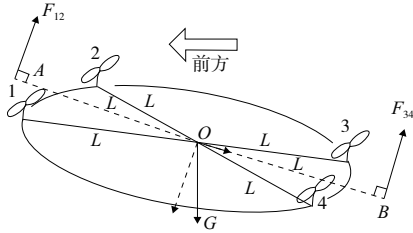


图4 四旋翼飞行器的姿态控制简化

以滚转轴为例,使用角动量定理建立飞行器的绕质心运动微分方程,如下式所示。

$$\frac{d^2\varphi}{dt^2} = \frac{M}{J} = \frac{\sqrt{2}L}{J} (F_{12} - F_{34}) \quad (4)$$

式中: φ 为滚转角; M 为滚转力矩; J 为滚转轴转动惯量; F_{12} 、 F_{34} 分别为电机1与电机2和电机3与电机4产生的升力合力。

转动惯量 J 可通过实验测得^[7],或近似求得:

$$J = 2 \times \left(\frac{m_1 L^2}{12} + m_2 L^2 \right) \quad (5)$$

式中: m_1 为四旋翼飞行器1个飞行臂的质量; m_2 为飞行器一侧电机与螺旋桨质量。

2.3 系统的执行器建模

系统采用定转速变桨距控制,则执行器为变距舵机。从舵机摆臂到螺旋桨桨距角变化的几何

关系如图5所示。

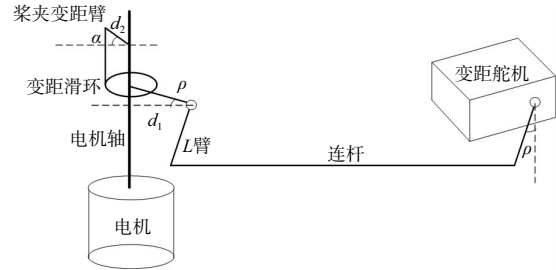


图5 舵机摆臂到桨距角变化的几何关系

舵机臂的摆动通过连杆传递给变距 L 臂,推动变距滑环向上运动,进而推动桨夹变距臂从而改变螺旋桨的桨距角。可建立如下模型:

$$\alpha = \arcsin\left(\frac{d_1 \cdot \tan\beta}{d_2}\right) \quad (6)$$

式中: α 为桨距角; d_1 为变距 L 臂转轴到电机轴的垂直距离; d_2 为桨夹变距臂长度; β 为舵机臂摆角。实际运行中 ρ 与 α 均小于 30° ,可近似认为 α 与 ρ 为线性关系。控制器使用PWM信号驱动舵机^[8],该信号的高电平脉宽值(1ms~2ms)与舵机臂转动的角度成正比。若用 $C_{CR,x}$ 表示变距舵机的驱动脉宽,则有以下式成立。

$$C_{CR,x} = \eta \alpha_x \quad (7)$$

式中: η 为比例系数; α_x 为第 x 个旋翼的桨距角, $x=1,2,3,4$ 表示4个舵机。

3 系统的控制律设计

3.1 系统的内环设计

以滚转轴为例,使用串级PID^[9-10]控制律对四旋翼飞行器进行姿态控制,内外环均使用PD控制律。控制系统方框图如图6所示。

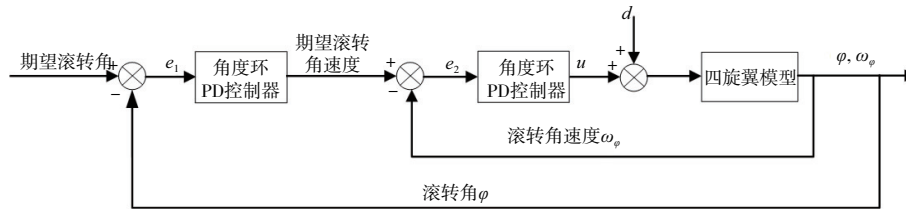


图6 滚转轴的控制系统方框图

使用式(3)、式(4)求取系统的传递函数,设控制量 $u(t) = F_{12} - F_{34}$,则线性化之后的内环传递函数为

$$G_{\omega_\varphi}(s) = \frac{32.35}{0.0175s^3 + 0.22s^2 + s} \quad (8)$$

外环传递函数为

$$G_\varphi(s) = \frac{22.8}{0.0175s^4 + 0.22s^3 + s^2 + 0.145s} \quad (9)$$

取内环控制参数 $K_p^{\omega_\varphi} = 1, K_d^{\omega_\varphi} = 0.1$,系统的频率特性如图7所示。此时系统的剪切频率为125 rad/s,相角裕度为 40° 。

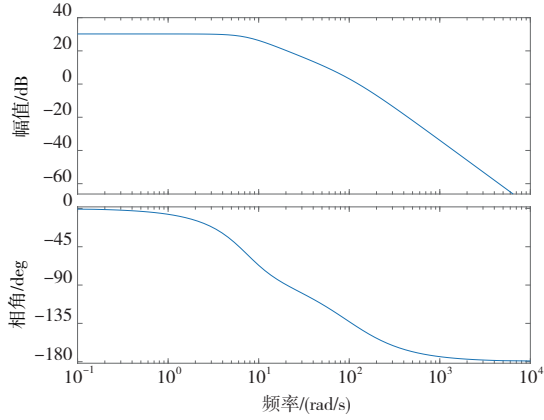


图7 内环加PD控制器后的系统频率特性

3.2 系统的外环设计

选取系统性能指标调整时间 $t_s < 1\text{ s}$, 超调量 $\sigma_p < 20\%$ 。对于高阶系统,有经验公式:

$$\sigma_p = 0.16 + 0.4 \left(\frac{1}{\sin \gamma} - 1 \right) \quad (10)$$

$$t_s = \frac{\pi}{\omega_c} \left[2 + 1.5 \left(\frac{1}{\sin \gamma} - 1 \right) + 2.5 \left(\frac{1}{\sin \gamma} - 1 \right)^2 \right] \quad (11)$$

可得系统的相角裕度 $\gamma > 66^\circ$, 剪切频率 $\omega_c > 7\text{ rad/s}$, 选择外环控制参数 $K_p = 10, K_d = 0.1$, 系统的外环频率特性如图8所示。

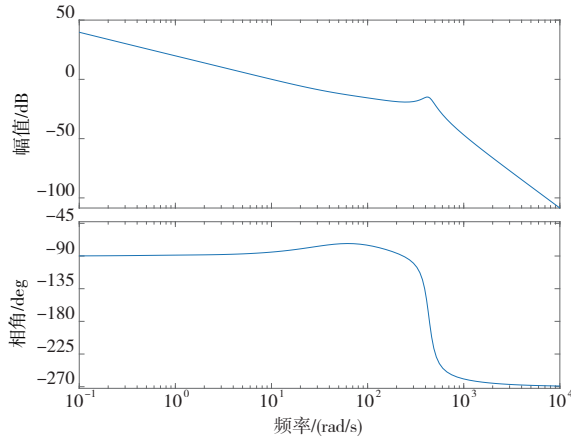


图8 外环加PD控制器后的系统频率特性

3.3 系统的单位阶跃响应

对滚转轴使用串级PID控制后,系统的单位阶跃响应曲线如图9所示。系统调整时间为 0.58 s , 无超调,取得了良好的控制效果。俯仰轴和偏航轴的控制系统设计同理。限于篇幅,在此不再赘述。

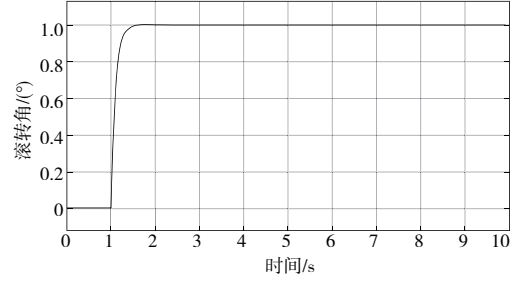


图9 滚转轴使用串级PID控制后的单位阶跃响应

4 系统的控制律程序设计

4.1 控制量到执行器驱动量的解算

控制器使用PWM脉宽驱动变距舵机作动,需将控制量 $u(t)$ 转化为舵机的驱动值。以滚转轴控制为例,设式(4)中 $F_{12} - F_{34} = u_{\text{roll}}(t)$,并设置姿态控制时总升力不变的约束,将式(2)代入,有:

$$\begin{cases} u_{\text{roll}}(t) = \lambda [\alpha_{12}(t) - \alpha_{34}(t)] \\ \alpha_{12}(t) - \alpha_{12}(t-1) = \alpha_{34}(t-1) - \alpha_{34}(t) \end{cases} \quad (12)$$

式中: $\alpha_{12}(t)$ 、 $\alpha_{34}(t)$ 分别为当前时刻滚转轴两侧旋翼的桨距角; $\alpha_{12}(t-1)$ 、 $\alpha_{34}(t-1)$ 分别为上一时刻滚转轴两侧旋翼的桨距角。由式(12)可得:

$$\begin{cases} \alpha_{12}(t) = \frac{1}{2} \left[\alpha_{12}(t-1) + \alpha_{34}(t-1) + \frac{u_{\text{roll}}(t)}{\lambda} \right] \\ \alpha_{34}(t) = \frac{1}{2} \left[\alpha_{12}(t-1) + \alpha_{34}(t-1) - \frac{u_{\text{roll}}(t)}{\lambda} \right] \end{cases} \quad (13)$$

用 $t-1$ 替代式(13)中的 t ,使用数学归纳法,有:

$$\begin{cases} \alpha_{12}(t) = \alpha(0) + \frac{u_{\text{roll}}(t)}{2\lambda} \\ \alpha_{34}(t) = \alpha(0) - \frac{u_{\text{roll}}(t)}{2\lambda} \end{cases} \quad (14)$$

式中 $\alpha(0)$ 为初始桨距角,这里假设4个旋翼的初始桨距角均为 $\alpha(0)$ 。由式(7)可知,舵机控制脉宽与桨距角成正比,则式(14)可简化为

$$C_{\text{CR}, \text{roll}_x}(t) = C_{\text{CR}}(0) \pm \lambda' u_{\text{roll}}(t) \quad (15)$$

式中: $C_{\text{CR}}(0)$ 为舵机的初始控制脉宽; λ' 为合成系数; $u_{\text{roll}}(t)$ 为滚转轴当前时刻的控制量,由控制律解算得到; $\pm$ 号与滚转轴的正负定义、电机的编号等有关。

由于X型布局的四旋翼飞行器具有对称性,俯仰、偏航轴的执行器驱动量同理,在此不再赘述。

4.2 三轴叠加控制

忽略四旋翼飞行器的三轴耦合^[11],则最终控制量是升力变化的叠加^[12]。由式(2)、式(7)、式(15)可得:

$$C_{CR}(t) = C_{CR}(0) \pm \lambda'_r u_{roll}(t) \pm \lambda'_p u_{pitch}(t) \pm \lambda'_y u_{yaw}(t) \quad (16)$$

式中: $C_{CR}(t)$ 为某舵机当前时刻的驱动脉宽; $u_{roll}(t)$ 、 $u_{pitch}(t)$ 、 $u_{yaw}(t)$ 分别为当前时刻俯仰、滚转、偏航轴控制量; λ'_r 、 λ'_p 、 λ'_y 分别为三轴的合成系数。

5 系统的运行

5.1 可变桨距四旋翼飞行器的自主水平

设备的主控单片机烧录有 3 自由度姿态控制程序框架,包含相关的系统模型、电机驱动、变距舵机驱动等,学生只需填写自己的控制律代码。通过 Keil 5 单片机编译环境和 J-Link 编程器,可将控制代码上载到单片机中。

采用串级 PID 控制律以及式(16)所示的线性叠加算法,选取控制周期 5 ms,三轴合成系数 λ'_r 、 λ'_p 、 λ'_y 分别为 0.015、0.015、0.032,舵机初始脉宽值为 3 000,电机恒定转速 5 200 r/min。启动实验设备,其实际运行情况如图 10 所示。

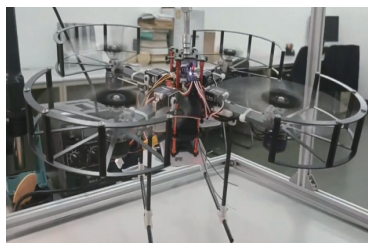


图 10 可变桨距四旋翼姿态控制教学设备的运行

5.2 系统的控制效果及结果分析

将飞行器分别拨至滚转角 15° 、俯仰角 15° 、偏航角 21° 时静止并松开手,使用 J-Scope 对欧拉角进行实时采样,得到控制系统响应曲线如图 11—图 13 所示。

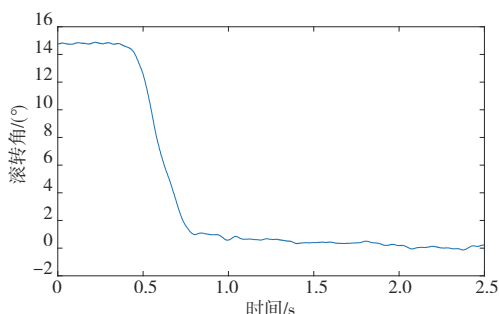


图 11 飞行器变桨距下的滚转轴控制系统响应曲线

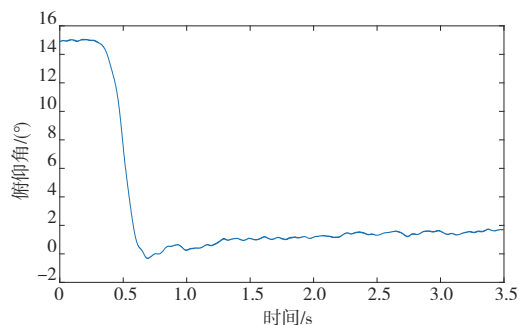


图 12 飞行器变桨距下的俯仰轴控制系统响应曲线

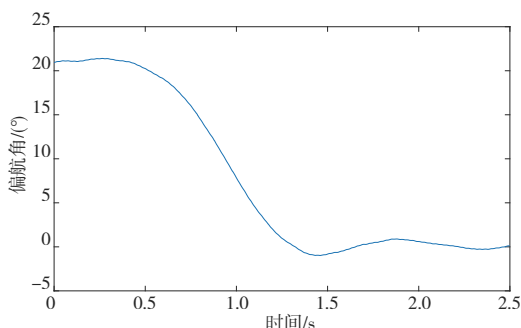


图 13 飞行器变桨距下的偏航轴控制系统响应曲线

飞行器在变桨距控制下,滚转轴调整时间为 0.3 s,稳态最大误差为 1.0° ,无超调;俯仰轴调整时间为 0.32 s,稳态最大误差为 1.71° ,超调 2.18%;偏航轴调整时间为 1.2 s,稳态最大误差为 1.01° ,超调 4.81%。实验设备的控制效果较理想。

将设备实际运行的控制效果与仿真曲线做对比,发现变桨距控制的滚转轴和俯仰轴调整时间比仿真更短,性能更加优异,说明实际系统的变桨距升力模型更为迅捷。偏航轴的调整时间实际要长一些,主要是因为仿真模型忽略了三轴耦合效应。

6 结语

目前本科教学的核心思想是“以学生为中心”,鼓励学科交叉和学以致用。对于自动控制专业的教学来讲,使用一个学生感兴趣的实物控制设备,不但可以将理论知识形象化,还可以激发学生的求知欲,获得更好的教学效果。通过将控制律转化为单片机代码,学生可以掌握控制器的实现过程,真正体会知识的运用。此外,由于设备是全自主开发的,学生可根据需求修改控制代码,并使用设备验证自己设计的控制律。

本文所述的可变桨距四旋翼飞行器姿态控制教学设备,在加装 WIFI 模块后,可通过互联网实

现远程连接,支持学生在异地对设备进行编程和控制。该设备已在疫情期间支持学生进行线上实物实验,突破了传统在线仿真实验的局限。设备已申请国家发明专利,并在哈尔滨工业大学本科生课程“无人机系统工程应用”中进行了实践教学,获得了学生的好评。

参考文献:

- [1] 薛晶勇,杨波,朱永乐,等. 四旋翼不确定干扰前馈补偿与反步滑模姿态控制[J]. 计算机集成制造系统, 2022, 28(2): 345-354
- [2] 时来富,沈建新,王启盛,等. 四旋翼飞行器的模糊自抗扰姿态控制[J]. 机械制造与自动化, 2021, 50(3): 157-162.
- [3] 杨亚,李玉爽,徐杰. 基于自抗扰控制器的变桨距控制系统[J]. 辽东学院学报(自然科学版), 2022, 29(1): 36-41.
- [4] 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.
- [5] 何紫云,陶玫玲,陈强,等. 基于两相幂次趋近律的四旋翼飞行器自适应控制[J]. 高技术通讯, 2022, 32(3): 294-302.

- [6] 卢艳军,张晓东,纪鹏飞,等. 多旋翼飞行器螺旋桨升力特性测试实验系统[J]. 实验室研究与探索, 2017, 36(1): 5-9.
- [7] 齐浩然,齐晓慧. 基于 LADRC 的四旋翼无人机自适应姿态跟踪控制[J]. 飞行力学, 2018, 36(3): 42-46.
- [8] 刘建龙,窦银科,左广宇. 倾转旋翼无人机动力学建模与控制系统设计[J]. 电子技术应用, 2021, 47(5): 59-63.
- [9] 赵超轮,赵国荣,戴邵武,等. 基于改进型 PID 算法的四旋翼控制研究[J]. 计算机仿真, 2020, 37(11): 48-54.
- [10] 胡改玲,桂亮,权双璐,等. 串联模糊 PID 控制的四旋翼无人机控制系统设计[J]. 实验技术与管理, 2019, 36(3): 132-135.
- [11] 万慧,齐晓慧,李杰,等. 基于 SADRC 的四旋翼飞行器姿态解耦控制方法[J]. 火力与指挥控制, 2020, 45(4): 83-88.
- [12] 范云飞,任小洪,袁文林. 基于并联 PID 的四旋翼飞行控制策略设计[J]. 软件, 2015(4): 37-39.

收稿日期:2022-10-11

(上接第 223 页)

4 结语

针对电梯内电动车识别存在精度不佳的问题,基于 YOLOv8 算法模型提出改进方案。数据预处理阶段,利用 AUGMIX 图像增强方法引入多样化的图像变换,提高了模型的泛化性能,减少了过拟合的风险,为模型的鲁棒性训练提供了有力支持。其次,通过将可变性卷积网络算子(DCNv3)和动态稀疏注意力融入 YOLOv8 模型,进一步提升了识别性能。改进后算法模型的精确率、召回率和平均精度均值分别达到了 94.5%、93%和 82.4%,电动车识别准确率达到了 95.8%,为电梯内电动车智能识别提供了理论基础。算法模型仍有改进空间,未来将考虑在保证精度的前提下,轻量化算法模型,提高识别速度和泛化能力,使算法模型更好地胜任电梯内电动车识别任务。

参考文献:

- [1] 周永强,王万军,杨浩,等. 基于图像识别与信息融合的电梯智能阻车系统研究[J]. 机电工程技术, 2023, 52(9): 141-144.
- [2] 李信芳,李艳. 浅析电梯智能阻车系统的加装属性[J]. 中国特种设备安全, 2022, 38(9): 46-48, 57.
- [3] 马子喻. 基于神经网络与证据理论的电动车进入轿厢识别研究[D]. 郑州:郑州大学, 2021.
- [4] 王佳宁. 面向自动驾驶的图像与点云融合及实时性研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2021.
- [5] 于飞,徐斌,王荣浩,等. 基于改进 YOLOv8 的旋转链板检测算法[J]. 制造业自动化, 2023, 45(9): 212-216, 220.
- [6] 刘奇,赵丽霞,郑曙光,等. 基于 DYOLO 神经网络的超声图像肾脏检测[J]. 计算机工程, 2021, 47(7): 307-313.

收稿日期:2024-02-26