



四旋翼飞行器姿态控制自制教学设备

方可, 霍炬, 赵志衡, 晁涛

(哈尔滨工业大学 控制与仿真中心, 哈尔滨 150080)

摘要: 四旋翼飞行器是一个热点研究对象, 在自动控制原理教学中可起到良好的范例作用。为完成四旋翼飞行器的飞控系统教学, 设计并开发了一种三自由度姿态控制自制教学设备, 实现了基于串级 PID 的三通道线性叠加控制。设备基于 STM32 单片机开发, 允许学生编制及嵌入自己的控制律程序, 并加载在系统中进行实际验证。经过在本科生创新研修课中的推广使用, 该设备获得了优良的教学效果。

关键词: 四旋翼飞行器; 三自由度姿态控制; 自制教学设备; 串级 PID; STM32

中图分类号: TH166

文献标志码: A

DOI: [10.12179/1672-4550.20210376](https://doi.org/10.12179/1672-4550.20210376)

Self-made Teaching Device of Attitude Control for Quad-rotor Flight Vehicle

FANG Ke, HUO Ju, ZHAO Zhiheng, CHAO Tao

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

Abstract: Quad-rotor flight vehicle is a research hotspot, so it can be a good example in the teaching of the automation control theory. In order to complete the teaching plan of flight control system of the quad-rotor flight vehicle, a self-made teaching device of 3-DOF (degree of freedom) attitude control is designed and developed, and the 3-channel linear overlay control of cascade PID is realized. The device is based on STM32 MCU (Micro Controller Unit), which allows the students to program their own control laws and embed them into the system, and run the laws in the system for verification. After the promotion to the innovation study course for undergraduate students, the device has received satisfying comments.

Key words: quad-rotor flight vehicle; 3-DOF attitude control; self-made teaching device; cascade PID; STM32

常规的自动控制原理专业课更侧重于理论教学, 缺乏为学生提供实际控制对象进行设计与验证的平台。四旋翼飞行器^[1-2]作为一种热点研究对象, 可为学生提供直观的、熟悉的控制对象, 提高学生的教学参与度。设计与开发一个四旋翼飞行器姿态控制教学设备, 旨在推进“学科交叉”“学以致用”“兴趣驱动”等先进的教学理念, 同时为相关学科竞赛(如全国大学生电子设计竞赛等)提供一个理想的实验平台。

四旋翼飞行器的姿态控制是位置控制的基础, 只有先完成有效的三自由度姿态控制, 才能实现飞行器的六自由度控制。作为一个既点对称

又轴对称的控制对象, 四旋翼飞行器俯仰、滚转、偏航控制完全类似, 在忽略三轴耦合效应条件下可使用三通道叠加控制, 每个通道都是一个绕质心运动控制。教学设备允许四旋翼飞行器在三轴上有转动自由度, 并提供相应的平台及编程接口实现控制。

四旋翼飞行器的飞控系统需要在实际飞行中进行验证, 但空中飞行的危险性大, 容易造成设备的损毁。设计一个三自由度的地面实验装置, 可在飞行测试前保证飞控系统与控制律的有效性, 提高飞行测试的成功率。设备直接装载实体四旋翼在实验台上, 同时减轻三轴转动惯量来模

收稿日期: 2020-08-02; 修回日期: 2020-09-09

基金项目: 哈尔滨工业大学自制教学设备研究项目(ZZSB-2019-18); 黑龙江省规划办“大疫对教育反思”教学专项课题(2020); 黑龙江省教育科学规划重点课题(GJB1422054)。

作者简介: 方可(1977-), 男, 博士, 副教授, 主要从事控制系统设计、系统仿真方面的教学与科研。E-mail: hitsim@163.com

拟真实飞行。设备使用 12 V 开关电源来代替锂电池,以提高重复使用的便捷性。

1 系统的总体设计

1.1 系统的机械结构设计

三自由度姿态控制设备的主体是一个三轴框架式转台,实体四旋翼飞行器安置于内框俯仰轴上。滚转轴由一个半框构成,偏航轴由一个悬臂构成。设备含有一个具有一定重量的底座,确保飞行器在运作时设备的稳定性。偏航轴悬臂与滚转轴半框使用镂空的铝材制作,保证刚性并减小转动惯量。各转轴均设置双轴承以降低摩擦力。设备的机械结构设计如图 1 所示。

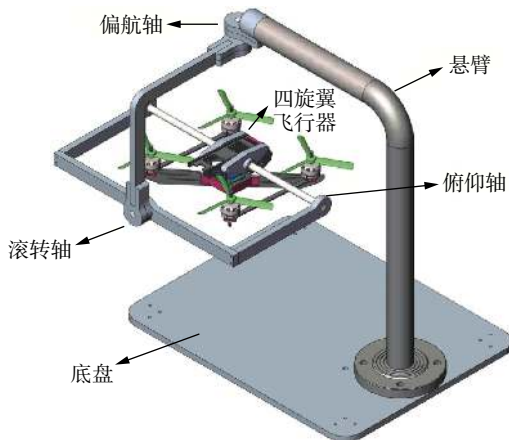


图 1 四旋翼飞行器姿态控制自制教学设备的机械结构设计

设备可挂载四旋翼飞行器的最大尺寸为 450 mm 飞行臂长(飞行器对角线电机轴距),若飞行器大于该尺寸,需要更换滚转轴框架。偏航轴回转半径为 560 mm,若飞行器大于该尺寸需更换设备主悬梁。考虑到实际的教学需求与学科竞赛装备需求,本设备可兼容全部飞行器的尺寸。

设备可通过三轴上的锁紧螺丝调节飞行器转动的机械阻尼,增大阻尼可提高系统的稳定性,但要求更高的螺旋桨转速。控制器置于平台挂载的四旋翼飞行器上,留有 SW 编程接口^[3]以更新控制律程序。当使用锂电池供电时,设备无线工作。当使用 12 V 开关电源供电或需要编程线调试时,设备在飞行器下方有连接线。线材会在设备运作时带来阻尼,并限制俯仰轴和滚转轴的偏转角度($\leq 90^\circ$)。

1.2 系统的电子设备设计

设备的四旋翼飞行器是独立挂载在俯仰轴上的,其无刷电机和电子调速器随飞行器本身而

定,如一个 160 mm 飞行臂长的四旋翼飞行器可使用 E-MAX RS2205 无刷电机和 HobbyWing XRotor 20A 无刷电子调速器。设备的 IMU(inertial measurement unit; 惯性测量单元)采用 Invensense 的 6 轴陀螺仪/加速度计 MPU6050^[3-4], MCU(micro controller unit; 微控制单元/单片机)采用 STM32F103C8T6^[5]。编程器使用 J-Link^[6], 编译环境为 Keil 5^[7]。系统的动力电源使用一个外接式的 12 V 30 A 开关电源, XT60 接口连接。

2 系统的建模与控制律设计

2.1 系统的数学建模

常规的四旋翼飞行器是一个既点对称又轴对称的几何体,其姿态变化是一个三轴绕质心运动,三个坐标轴分别为飞行器坐标系的俯仰轴 x 、滚转轴 y 和偏航轴 z ,对应的三个欧拉角分别为俯仰角 θ 、滚转角 φ 和偏航角 ψ ,如图 2 所示。在不考虑干扰(如风等)的情况下,飞行器受到重力和四个旋翼的升力。其中重力可沿飞行器平面和垂直于飞行器的平面做分解,分解出的 G_1 和 G_2 均不会改变飞行器的姿态。旋翼升力始终垂直于飞行器平面,通过旋翼到三轴的力臂产生绕质心运动力矩,从而改变飞行器的姿态。

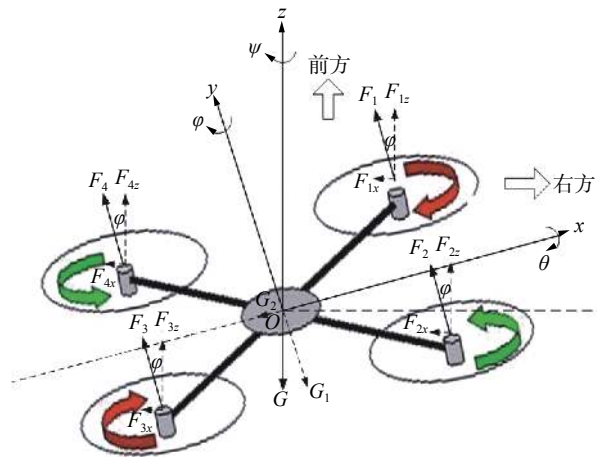


图 2 四旋翼飞行器的受力分析

目前飞控系统多采用 X 型布局控制,即在任一轴上电机都是配对驱动。以图 3 所示的滚转轴为例,左侧 1、2 电机在控制时的转速相同,右侧 3、4 电机转速也相同。则可沿飞行臂圆周将 4 颗电机等价于滚转轴线上的 2 颗虚拟电机,1、2 电机产生的升力合力即虚拟电机 A 的升力 f_{12} , 3、4 电机产生的升力合力即虚拟电机 B 的升力

f_{34} 。这样四旋翼飞行器在一个轴上的姿态控制即可等价于双旋翼天平控制,支点是飞行器的几何中心 O ,摆臂长是二分之飞行臂长 L 。

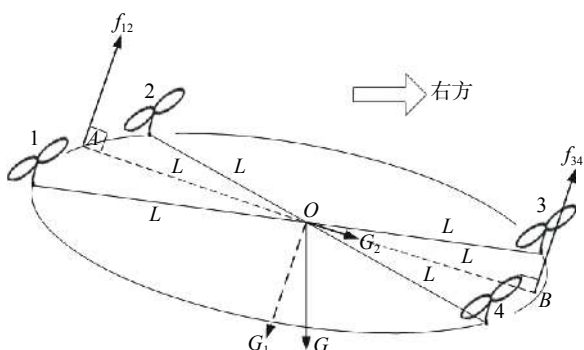


图3 四旋翼飞行器的姿态控制简化

以滚转轴为例,使用角动量定理建立四旋翼飞行器绕质心运动的微分方程为

$$\frac{d^2\varphi}{dt^2} = \frac{M}{J} = \frac{L}{J}[f_{12} - f_{34}] \quad (1)$$

式中, φ 为滚转角, M 为滚转力矩, J 为滚转轴转动惯量, L 为二分之飞行臂长, f_{12} 、 f_{34} 分别为1、2电机和3、4电机产生的升力合力。为了计算方便,直接设两侧电机升力差为系统的控制量,即:

$$u(t) = f_{12} - f_{34} \quad (2)$$

螺旋桨在1个标准大气压下产生的升力为^[8]:

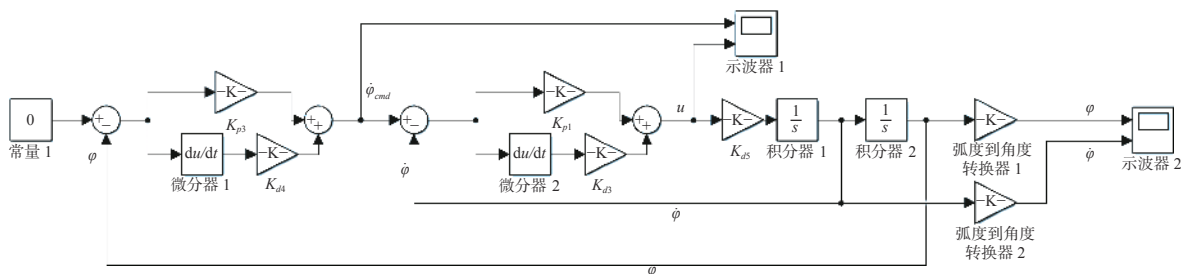


图4 四旋翼飞行器的姿态控制系统方框图

先设计角速度环(内环)控制器,其开环传递函数为 $\phi_{11}(s) = \frac{K_0}{s}$,其中 $K_0 = \frac{L}{J} \approx 26.7(\text{kg} \cdot \text{m})^{-1}$ 。PD控制器的传递函数为 $K_{p1} + K_{d1}s$,则内环控制器的闭环传递函数为:

$$\phi_{12}(s) = \left(\frac{K_{d1}}{K_{p1}}s + 1 \right) / \left(\frac{K_0 K_{d1} + 1}{K_0 K_{p1}}s + 1 \right) \quad (6)$$

内环控制器为一阶环节,其上升时间为 $t_r = \frac{3(K_0 K_{d1} + 1)}{K_0 K_{p1}}$ 。令 $t_r \leq 0.5 \text{ s}$,则可得 $\frac{K_{d1} + 0.037}{K_{p1}} \leq 0.167$,取 $K_{d1} = 0.5$, $K_{p1} = 10.0$ 。于是内环控制量输出(串级

$$f = d \times p \times s \times \omega^2 \times 9.86 \quad (3)$$

式中, f 为升力(kg), d 为桨径(m), p 为桨距(m), s 为桨宽(m), ω 为螺旋桨转速(rad/s)。若将所有常量都统一处理,式(3)可简写为:

$$f = \lambda \omega^2 \quad (4)$$

实验装置所用的四旋翼飞行器螺旋桨桨径 $d = 0.13 \text{ m}$,桨距 $p \approx 0.05 \text{ m}$,桨宽 $s \approx 0.01 \text{ m}$ 。则式(4)中 $\lambda = d \times p \times s \times 9.86 \approx 0.00064 \text{ m}^3$ 。

转动惯量 J 可通过实验测得,或用式(5)近似求得:

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

式中, J 为转动惯量, m_1 为四旋翼飞行器一个飞行臂的质量, m_2 为飞行器一侧电机与螺旋桨质量(两个电机), L 为半飞行臂长。实验装置所用的四旋翼飞行器 $m_1 = 0.24 \text{ kg}$, $m_2 = 0.1 \text{ kg}$, $L = 0.16 \text{ m}$,可求得转动惯量 $J \approx 0.006 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$,则式(1)中的常量 $\frac{L}{J} \approx 26.7(\text{kg} \cdot \text{m})^{-1}$ 。

2.2 系统的控制律设计

四旋翼飞行器的姿态控制多采用串级PID控制^[9-10]和自抗扰控制^[11]。以滚转轴为例,使用串级PID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4所示。

控制器输出)为:

$$u_1(t) = 10.0\Delta\omega(t) + 0.5\Delta\dot{\omega}(t) \quad (7)$$

式中, $\Delta\omega(t)$ 为期望角速度(外环输出)与飞行器滚转角速度之差, $\Delta\dot{\omega}(t)$ 为角速度差的变化率。再设计角度环(外环)控制器,其开环传递函数为:

$$\phi_{21}(s) = \frac{\frac{K_{d1}}{K_{p1}}s + 1}{\frac{K_0 K_{d1} + 1}{K_0 K_{p1}}s + 1} \cdot \frac{1}{s} = \frac{0.05s + 1}{(0.054s + 1)s} \quad (8)$$

式中,设 $K_1 = 0.054$, $K_2 = 0.05$,PD控制器传递函

数为 $K_{p2} + K_{d2}s$ ，外环控制器的闭环传递函数为：

$$\phi_{22}(s) = \frac{K_2 K_{d2} s^2 + (K_{d2} + K_2 K_{p2})s + K_{p2}}{(K_1 + K_2 K_{d2})s^2 + (K_{d2} + K_2 K_{p2} + 1)s + K_{p2}} \quad (9)$$

外环控制器为二阶环节，取超调和调整时间为

为 $\sigma_p = \exp\left(-\frac{\xi\pi}{\sqrt{1-\xi^2}}\right) \leq 0.05$ ， $t_s = \frac{4}{\xi\omega_n} \leq 0.5s$ ，可求得 $\xi \geq 0.69$ ， $\omega_n \geq 11.6$ 。则有：

$$\begin{cases} \frac{K_{d2} + K_2 K_{p2} + 1}{K_1 + K_2 K_{d2}} \geq 0.69 \\ 2\sqrt{\frac{K_{p2}}{K_1 + K_2 K_{d2}}} \geq 11.6 \end{cases} \quad (10)$$

取 $K_{d2}=0.3$ ， $K_{p2}=12.0$ 。外环控制输出为：

$$u_2(t) = 12.0\varphi(t) + 0.3\dot{\varphi}(t) \quad (11)$$

式中， $\varphi(t)$ 为四旋翼飞行器滚转角， $\dot{\varphi}(t)$ 为滚转角速度。 $\dot{\varphi}(t)$ 由 IMU 反馈得到， $\varphi(t)$ 使用 IMU 的角速度和加速度数据通过四元数^[12]解法求得。

外环的输出为期望角速度，则将式(11)代入式(7)，可知 $\Delta\omega(t) = u_2(t) - \dot{\varphi}(t)$ ， $\Delta\dot{\omega}(t) = [u_2(t) - \dot{\varphi}(t) - u_2(t-1) + \dot{\varphi}(t-1)]/T_c$ ，自变量 $t-1$ 表示上一时刻。取控制周期 $T_c = 0.005s$ ，则式(7)可转化为：

$$u_1(t) = 1320\varphi(t) - 77\dot{\varphi}(t) - 1200\varphi(t-1) + 70\dot{\varphi}(t-1) \quad (12)$$

使用迭代算法，即可求出式(12)所示的每个控制时刻的控制量。其他两轴的姿态控制律也可类似的得到，由于篇幅限制在此省略。

2.3 系统的数字仿真

设滚转、俯仰、偏航三轴的初始条件为 $\varphi = \theta = \psi = 15^\circ$ ， $\dot{\varphi} = \dot{\theta} = \dot{\psi} = 0^\circ/s$ ，采用式(7)和式(11)的控制参数，可得到如图 5~图 7 所示的数字仿真结果，其中第一条曲线为姿态角，第二条曲线为姿态角速度。

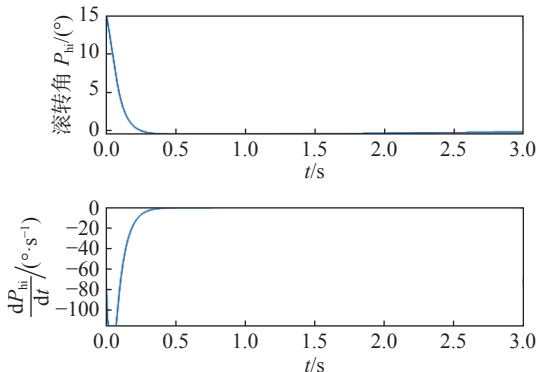


图 5 四旋翼飞行器的滚转轴控制仿真曲线

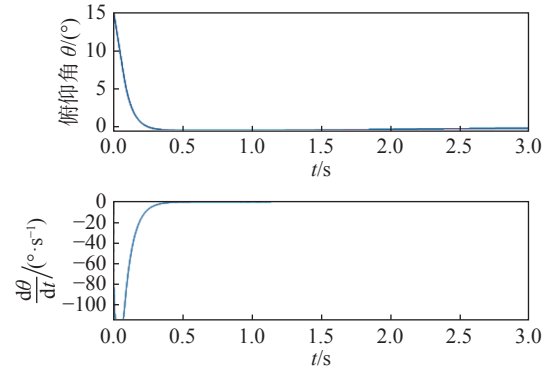


图 6 四旋翼飞行器的俯仰轴控制仿真曲线

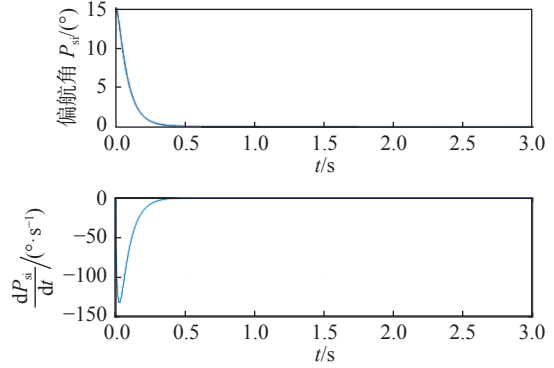


图 7 四旋翼飞行器的偏航轴控制仿真曲线

3 设备的单片机程序设计

3.1 无刷电机调速的 PWM 高电平脉宽

调速器使用 PWM 高电平脉宽来控制无刷电机的转速，需将控制量 $u(t)$ 转化为电机的 PWM 高电平脉宽值，即：

$$CCR_x = \frac{W_{\min}\omega}{\omega_{\max}} + W_{\min} \quad (13)$$

式中， CCR_x 为高电平匹配脉宽， ω 为螺旋桨转速， $\omega_{\max}$ 为无刷电机的最高转速（可通过额定电压乘以电机的 KV 值求出）， $W_{\min}$ 是 PWM 高电平脉宽 1 ms 时的匹配值（MCU 定时器频率兆赫兹的 1×10^3 倍）。

使用线性简化，假设飞行器控制轴两侧转速变化相等，建立方程组解算 ω 与 $u(t)$ 的关系为：

$$\begin{cases} u(t) = \lambda[\omega_2^2(t) - \omega_1^2(t)] \\ \omega_1(t) = \omega_0 - \Delta\omega \\ \omega_2(t) = \omega_0 + \Delta\omega \end{cases} \quad (14)$$

式中， $\omega_1(t)$ 为控制轴左侧电机的转速， $\omega_2(t)$ 为右侧电机的转速， ω_0 为电机的初始转速， λ 为式(4)中的升力系数。解式(14)的方程组可得：

$$\begin{cases} \omega_1(t) = \omega_0 - \frac{u(t)}{4\lambda\omega_0} \\ \omega_2(t) = \omega_0 + \frac{u(t)}{4\lambda\omega_0} \end{cases} \quad (15)$$

将式(15)代入式(13),可得:

$$\begin{cases} CCR_1 = CCR(0) - \frac{u(t)W_{\min}}{4\lambda\omega_0\omega_{\max}} \\ CCR_2 = CCR(0) + \frac{u(t)W_{\min}}{4\lambda\omega_0\omega_{\max}} \end{cases} \quad (16)$$

式中, CCR_1 为控制轴左侧电机的调速脉宽, CCR_2 为控制轴右侧电机的调速脉宽, $CCR(0)$ 为电机的初始转速对应的控制脉宽(已知)。将常量 $W_{\min}$ 、 $\omega_{\max}$ 、 λ 、 ω_0 合并为一个新的常量 λ' (实验中 $\lambda' \approx 0.015$) , 则式(16)可转化为:

$$\begin{cases} CCR_1 = CCR(0) - \lambda' u(t) \\ CCR_2 = CCR(0) + \lambda' u(t) \end{cases} \quad (17)$$

3.2 四旋翼飞行器控制的三轴叠加

忽略四旋翼飞行器的三轴耦合, 则最终控制量是其三轴控制量的线性叠加。叠加控制基于一个原理, 即对于四旋翼飞行器的每颗电机而言, 其三轴控制量的叠加事实上是转速变化的叠加, 即:

$$\omega(t) = \omega(0) + \Delta\omega_{\text{roll}} + \Delta\omega_{\text{pitch}} + \Delta\omega_{\text{yaw}} \quad (18)$$

式中, $\omega(t)$ 为某颗电机的当前转速, $\omega(0)$ 为其初始转速, $\Delta\omega_{\text{roll}}$ 、 $\Delta\omega_{\text{pitch}}$ 、 $\Delta\omega_{\text{yaw}}$ 分别为该电机在三轴控制量作用下的转速变化, 其值可表示为:

$$\begin{cases} \Delta\omega_{\text{roll}} = \omega_{\text{roll}}(t) - \omega(t-1) \\ \Delta\omega_{\text{pitch}} = \omega_{\text{pitch}}(t) - \omega(t-1) \\ \Delta\omega_{\text{yaw}} = \omega_{\text{yaw}}(t) - \omega(t-1) \end{cases} \quad (19)$$

式中, $\omega_{\text{roll}}(t)$ 、 $\omega_{\text{pitch}}(t)$ 、 $\omega_{\text{yaw}}(t)$ 分别为该电机在三轴控制量作用下应达到的转速, $\omega(t-1)$ 为该电机上一时刻的转速。将式(19)代入(18), 并结合式(13)将其转换为单片机调速脉宽的形式, 可得到:

$$CCR(t) = CCR(0) + CCR_{\text{roll}}(t) + CCR_{\text{pitch}}(t) + CCR_{\text{yaw}}(t) - 3CCR(t-1) \quad (20)$$

式中, $CCR(t)$ 为该电机在当前时刻的控制脉宽, $CCR(0)$ 为其初始时刻脉宽, $CCR_{\text{roll}}(t)$ 、 $CCR_{\text{pitch}}(t)$ 、 $CCR_{\text{yaw}}(t)$ 为当前时刻的三轴控制脉宽(由式17求得), $CCR(t-1)$ 为该电机上一时刻的控制脉宽。

使用数学归纳法, 将 $CCR(t-1)$ 继续表示为 $CCR(t-2)$ 直至 $CCR(0)$, 并将式(17)代入替换 $CCR_{\text{roll}}(t)$ 、 $CCR_{\text{pitch}}(t)$ 、 $CCR_{\text{yaw}}(t)$, 可得:

$$CCR_x(t) = CCR(0) \pm \lambda' u_{\text{roll}}(t) \pm \lambda' u_{\text{pitch}}(t) \pm \lambda' u_{\text{yaw}}(t) \quad (21)$$

式中: $CCR_x(t)$ 为四旋翼飞行器某颗电机的当前调速脉宽, $x = 1, 2, 3, 4$; $CCR(0)$ 为初始脉宽, 四颗电

机相同; $u_{\text{roll}}(t)$ 、 $u_{\text{pitch}}(t)$ 、 $u_{\text{yaw}}(t)$ 分别为飞行器的三轴姿态控制量, 由式(12)计算得到; λ' 为放大系数常量, 本设备 $\lambda' \approx 0.015$ 。

4 系统的实物运行

4.1 实验设备的运行

设备控制器内存有三自由度姿态控制程序框架, 其中包含相关的力学模型、电机驱动等, 学生只需填写自己的控制律代码即可。通过 Keil 5 单片机编译环境和 J-Link 编程器, 学生可以将控制代码烧录到实验设备的控制器主控芯片中, 从而控制设备运行。

采用式(12)所示的控制律, 以及式(21)所示的线性叠加控制算法, 选取控制周期为 5 ms, 控制因子 λ' 为 0.015, 电机脉宽最小值 $W_{\min}$ 为 3000, 电机脉宽初始值 $CCR(0)$ 为 3650。将四旋翼飞行器拨至滚转角 13° 、俯仰角 12.7° 、偏航角 12° 静止, 启动实验设备, 四旋翼飞行器的姿态控制设备实际运行情况如图 8 所示。



图8 四旋翼飞行器姿态控制自制教学设备的实际运行

4.2 实验设备的控制效果及分析

使用 J-Scope^[13] 对设备上挂载的四旋翼飞行器滚转、俯仰、偏航轴的转动角度和角速度进行实时采样和监测, 采样频率 50 Hz, 从控制律介入开始进行 3 s 采样, 记录的四旋翼飞行器滚转轴、俯仰轴和偏航轴控制系统响应曲线如图 9~图 11 所示。

由上图可知, 四旋翼飞行器的滚转轴在控制律介入后 0.5 s 左右稳定, 超调量为 1° 左右; 俯仰轴 0.4 s 左右稳定, 超调量为 4° 左右; 偏航轴 3 s 左右稳定, 超调量为 1° 左右。可见实验设备的实物运行效果基本满足设计要求。偏航轴的稳定时间较长, 且在平衡位附近偏航角速度曲线持续小幅振荡, 可归因于偏航轴带着整套三轴框架在运动,

转动惯量较大,在设计指标范围内超出所挂载四旋翼飞行器的驱动能力。

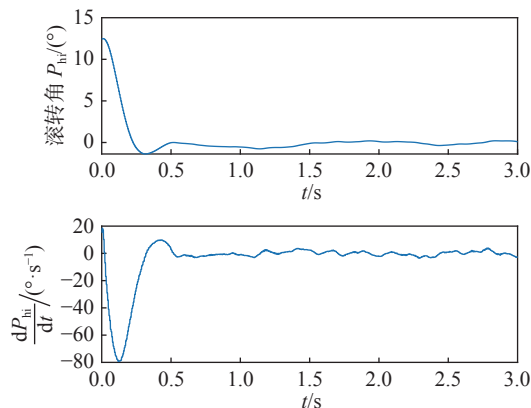


图 9 四旋翼飞行器的滚转轴控制系统响应曲线

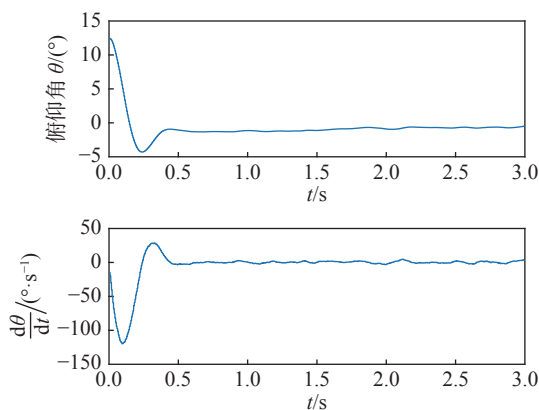


图 10 四旋翼飞行器的俯仰轴控制系统响应曲线

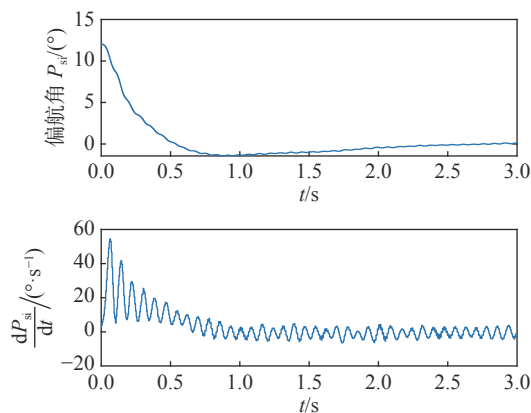


图 11 四旋翼飞行器的偏航轴控制系统响应曲线

在调整时间内,滚转轴和俯仰轴的角速度从初始时刻的 $0^\circ/\text{s}$ 几乎瞬间增大到 $-80^\circ/\text{s}$ 和 $-120^\circ/\text{s}$ 左右,说明外环的角度控制在积极使飞行器恢复水平。同时可观察到角速度有两次明显的方向改变,说明微分控制在保持飞行器稳定避免超调。偏航轴由于转动惯量较大,且实际上与滚转轴和

俯仰轴存在耦合(本实验中未考虑),其角速度在调整时间内不停地换向刹车,导致其控制效果趋近保守,大概经过 3 s 左右才达到稳定。考虑到实际四旋翼飞行器控制中,偏航角控制不需要过于灵敏,所以实验装置取得的效果是可以接受的。

将实验设备的实际控制效果与图 5~图 7 所示的仿真曲线进行对比,发现实物控制中三轴均出现了超调,没有仿真曲线那么理想。调整时间除偏航轴以外基本达到了仿真曲线的效果。此外,在实物控制中,三轴角速度均出现了至少两次换向,而在仿真曲线中仅有一次换向,对应了实物控制中超调的出现。考虑到建模过程中的参数偏差、三轴耦合效应,以及实物装置的摩擦力影响等,实际控制系统响应曲线和仿真曲线之间的差异是可以接受的,设备的控制律设计与运行是成功的。

5 结束语

本科教学应尽量以实体设备将理论知识直观地表达,从而改善自动控制相关专业的教学效果。四旋翼飞行器本身也是一个热点研究对象,可以显著提升学生的兴趣和参与度,使其学习变被动为主动。此外,使用实体设备进行穿插教学,可以使上一堂理论课的知识尽快形成概念储备,通过对学生的走访可知该实验增强了他们的记忆转化。设备通过 MCU 控制实现了可编程,学生可以设计其他控制律来尝试更好的控制效果。目前该设备对选课学生始终开放,学生可随时与教师预约实验。

本文所述的四旋翼飞行器姿态控制自制教学设备,已用于疫情期间学生居家未返校状态下的远程实验教学,突破了疫情期间只能做仿真实验的局限性。通过计算机之间的互联网点对点连接,学生可直接对远端(学校端)设备在家中编程,并将程序上载和驱动设备运行,甚至可以在设备运行期间进入 Debug 模式对控制参数进行实时调整,调整效果可在不停止设备运行的情况下立即反射在四旋翼飞行器的姿态稳定上。本设备已应用于 2020 年春哈尔滨工业大学本科生创新研修课“多旋翼飞行器的控制系统设计与实践”的远程教学中,获得了学生的一致好评。

(下转第 137 页)