

倾转三旋翼垂直起降无人机悬停姿态控制

许景辉^{1,2} 马 贺¹ 周建峰³ 田钰强¹ 韩文霆⁴

(1. 西北农林科技大学水利与建筑工程学院, 陕西杨凌 712100;

2. 西北农林科技大学旱区农业水土工程教育部重点实验室, 陕西杨凌 712100;

3. 密苏里大学食品与生物工程系, 哥伦比亚 MO 65211;

4. 西北农林科技大学中国旱区节水农业研究院, 陕西杨凌 712100)

摘要: 针对一种倾转三旋翼垂直起降(VTOL)飞行器在悬停状态下的姿态控制问题,设计了一种基于STM32系列微控制器的飞行控制系统。采用十轴组合惯性导航模块实时采集载机平台姿态信息,并结合基于四元数的互补滤波算法进行姿态信息解算。针对无人机姿态控制实时性和精度要求高的特点,采用串级PID控制算法对载机进行悬停状态下的姿态控制。实验结果表明:串级PID控制算法在悬停状态下能够对倾转三旋翼垂直起降飞行器进行快速、稳定、准确的姿态控制,并具有一定的鲁棒性。在横滚角的内环采用PD控制(K_p 为8.371, K_d 为3.015),外环采用PD控制(K_p 为5.1, K_d 为1.15);俯仰角的内环采用PD控制(K_p 为3.137, K_d 为1.6),外环采用PID控制(K_p 为3.43, K_i 为0.003, K_d 为3.97);偏航角采用PI控制(K_p 为9.30, K_i 为0.11)时,其悬停状态下具有最优姿态控制效果。研究结果对倾转三旋翼垂直起降飞行器飞行控制的后续研究具有指导作用。

关键词: 倾转三旋翼无人机; 垂直起降; 串级PID; 姿态控制

中图分类号: TP273 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1298(2018)10-0016-07

Hovering Attitude Control of Tilt Tri-rotor VTOL Aircraft

XU Jinghui^{1,2} MA He¹ ZHOU Jianfeng³ TIAN Yuqiang¹ HAN Wenting⁴

(1. College of Water Resources and Architectural Engineering, Northwest A&F University, Yangling, Shaanxi 712100, China

2. The Key Laboratory of Agricultural Soil and Water Engineering in Arid Areas, Ministry of Education, Northwest A&F University, Yangling, Shaanxi 712100, China

3. Division of Food Systems and Bioengineering, University of Missouri, Columbia MO 65211, USA

4. Institute of Soil and Water Conservation, Northwest A&F University, Yangling, Shaanxi 712100, China)

Abstract: Aiming to the control of a tilt tri-rotor vertical take-off and landing (VTOL) aircraft, and the flight control system based on STM32 microprocessor was designed. Ten axes inertial navigation module was used to collect the real time position data and satellite navigation data of the carrier, and the attitude and location information was calculated by using fusion algorithm based on quaternion. Cascade PID control system was adopted, aiming at the real-time and high-accuracy feature of attitude control of UAV. Aiming at the unstable problem in the tilt tri-rotor VTOL aircraft, a PID controller with incomplete derivative was proposed. The controller adding a first-order inertial link in the derivative can reduce the negative effect of external interference on the system. Finally, the verify flight was carried out to test the pitch, yaw and roll motions of the aircraft. The results demonstrated that cascade PID controller with incomplete derivative can control the attitude of the tilt tri-rotor VTOL aircraft quickly, stably and accurately in helicopter mode, which had good robustness. In addition, cascade PID controller with incomplete derivative can reduce the difficulty of parameter tuning. The control system had a good performance with the setting of roll angle (inner ring K_p was 8.371, K_d was 3.015 and outer ring K_p was 5.1, K_d was 1.15), pitch angle (inner ring K_p was 3.137, K_d was 1.6 and outer ring K_p was 3.43, K_i was 0.003, K_d was 3.97), yaw angle (K_p was 9.30 and K_i was 0.11). And the controller designed

收稿日期: 2018-04-23 修回日期: 2018-05-23

基金项目: 国家重点研发计划项目(2017YFC0403203)、中央高校基本科研业务费专项资金项目(2452015050)、陕西水利科技计划项目(2014slkj-18)和西北农林科技大学大学生创新创业训练计划项目(201710712040)

作者简介: 许景辉(1978—),男,副教授,博士,主要从事无人机与农业智能检测研究,E-mail: x36936@163.com

通信作者: 韩文霆(1972—),男,教授,博士,主要从事无人机与农业智能检测研究,E-mail: hanwt2000@126.com

could meet the performance requirements of the control system. It provided guidance for the follow-up study on flight control of the tilt tri-rotor VTOL aircraft.

Key words: tilt tri-rotor unmanned aerial vehicle; vertical take-off and landing; cascade PID; attitude control

0 引言

倾转三旋翼垂直起降无人机是一种兼具固定翼无人机的高速、高效率飞行与多旋翼无人机垂直起降能力的新型飞行器^[1],有效解决了旋翼机能效低和固定翼无人机对起飞弹射要求高等问题^[2-5]。倾转旋翼飞行器的概念最早由美国贝尔公司提出,近年来随着电子技术、微机电传感器与自动控制技术的进步,倾转旋翼垂直起降无人机的卓越特性日益凸显。倾转旋翼无人机主要有 3 种构型:双旋翼倾转旋翼、三旋翼倾转旋翼和四旋翼倾转旋翼。其中,三旋翼型倾转旋翼无人机以其结构紧凑、抗风能力强、飞行效率高等优点,逐渐成为垂直起降无人机的主流构型。杨阳等^[6]对三旋翼飞行器进行了动力学分析与建模。陈琦等^[7]对倾转三旋翼飞行器关键技术进行初步探索,并对倾转三旋翼机的悬停控制与模态转换进行了建模分析^[8-9]。

无人机飞行控制包括飞行轨迹控制与姿态控制。飞行轨迹控制通常又由姿态控制实现,因而姿态控制是无人机飞控系统的核心内容^[10]。针对无人机的姿态控制问题,国内外学者在控制器设计上做了大量研究。其中除 PID 控制器以及各类改进型 PID 控制器外,反步控制、非线性 H_∞、自适应抗扰控制(ADRC)等都表现出良好控制效果^[11-15]。BOUABDALLAH 等^[16]提出的反步控制在相对高扰动下具有良好的控制效果,基于非线性法的控制器在大角度时能够对载机进行有效的姿态控制。刘刚等^[17]借助已建立的运动模型和电机模型,设计了内环路采用自抗扰控制、外环路采用经典 PID 的控制系统。研究表明,ADRC 控制能较好地对系统内扰与外扰进行估计补偿,实现小角度姿态控制。陈增强等^[18]将自抗扰控制与广义预测控制(GPC)相结合,设计了一种自抗扰广义预测控制器(ADRC-GPC)。ADRC-GPC 能够满足快速性与准确性控制要求,并能有效克服系统的外部干扰和多变量耦合作用。

以上控制器虽然具有良好的动态响应性能与抗干扰性能,但由于其控制算法依赖于精确的数学模型,运算量大,数据的实时处理对控制器的性能要求较高,且参数整定十分困难,所以实现起来难度较大。因此,本文在倾转三旋翼机的姿态控制器上采用一种改进的串级 PID 控制方法。在飞机结构上,

提出一种倾转三旋翼结构,通过前置倾转旋翼有效解决倾转旋翼飞行器在飞行模式过渡时的操纵冗余和操纵分配问题。针对上述倾转三旋翼垂直起降无人机(以下简称倾转三旋翼机)悬停状态下的姿态控制问题,设计飞行控制系统,并进行验证。

1 倾转三旋翼机工作原理

倾转三旋翼机主要由机身、旋翼、倾转机构组成,图 1 为样机。其中,机身采用翼身融合构造的全翼式机身(又称三角翼),其翼型为 AG-03,翼根弦长分别为 470、270 mm,翼展为 1 660 mm,翼面积为 60 dm²,后掠角为 30°;3 个旋翼中,前置旋翼直径为 127 mm,布置于机头处,可以左右倾转。左右旋翼直径为 228 mm,于机身后缘左右对称布置,可以前后(上下)倾转。在直升机模式下,左右旋翼处于垂直状态(可同步前后倾转),当左右旋翼同步向后倾转时可进行纵向机动与飞行模式切换;左右旋翼倾转至水平位置(可上下倾转)对应固定翼模式。

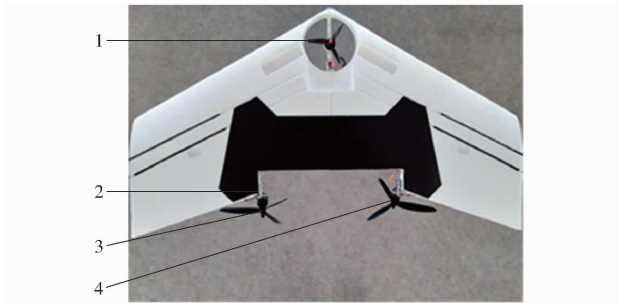


图 1 倾转三旋翼机实验样机

Fig. 1 Tilt tri-rotor experimental prototype

1. 前置旋翼 2. 强倾转机构 3. 左旋翼 4. 右旋翼

倾转三旋翼机具有直升机与固定翼飞行器两种操纵特性,其不同飞行模式下分别具有如下操纵控制方案:

(1)直升机模式:3 个旋翼产生的拉力提供升力,3 个旋翼转速控制飞行高度,左右旋翼差速控制滚转角,前置旋翼与左右旋翼差速控制俯仰角,前置旋翼左右倾转控制机身偏航角。在直升机模式下,将载机俯仰角始终锁定为水平位置,通过 3 个旋翼加、减转速实现升降运动,通过左右横滚实现横向偏移运动,通过左右旋翼同步前后倾转实现纵向偏移运动,通过改变前置旋翼倾转角度可以实现对载机进行自旋运动控制。表 1 为直升机模式下的操纵机制。

表 1 直升机模式操纵机制

Tab.1 Control mechanism in helicopter mode		
通道	运动	控制方案
高度	升降	旋翼转速
滚转角	横向偏移	左右旋翼差速
俯仰角	水平	前后旋翼差速
偏航角	自旋	前置旋翼倾转
空速	纵向偏移	左右旋翼前后倾转

(2)固定翼模式:机翼产生的气动力提供升力,前置旋翼停止运行。左右旋翼的倾转机构分别向上、下倾转控制滚转角,左右旋翼倾转机构同步向上、下倾转控制俯仰角,左右旋翼差速控制机身偏航角。表 2 为固定翼模式下的操纵机制。

表 2 固定翼模式操纵机制

Tab.2 Control mechanism in airplane mode		
通道	运动	控制方案
高度		
滚转角		左右旋翼相向倾转
俯仰角		左右旋翼同向倾转
偏航角	自旋	左右旋翼差速
空速		左右旋翼转速

2 飞行控制系统硬件设计

倾转三旋翼机飞行控制系统硬件架构主要包括:电源模块、无线电遥控接收模块、传感器模块、无线通信模块、主控制器模块以及由伺服舵机与电机组成的驱动器模块。传感器模块包括十轴组合惯性导航模块、激光测距传感器、空速传感器等。其中十轴组合惯性导航模块包括三轴陀螺仪、三轴加速度计、三轴地磁计、气压传感器、GPS + 北斗双模卫星定位导航模块以及一块基于 ARM Cortex - M0 架构的微处理器用于数据处理。主控制器模块用于获取控制指令和各个传感器采集到的数据并执行相应的控制算法,同时通过 333 Hz 的 PWM 波对电机转速与伺服舵机倾转角度进行调节。无线通信模块采用基于 2.4 GHz 无线电的数传模块,用于无人机与地面站的通讯,实现数据显示与控制参数的调整。在整个硬件架构中共有两块 32 位处理器,采用双处理器能够极大地降低单个处理器的运算压力,从而提升飞控系统运行稳定性。图 2 为倾转三旋翼机飞行控制器硬件结构图。

2.1 主控制器模块

采用基于 ARM Cortex - M3 内核的 STM32F103VET6 微控制器作为主控芯片。STM32 系列微控制器内部集成多个时钟定时器、多路信号采集通道和 PWM 输出通道,十分适用于电机、舵机

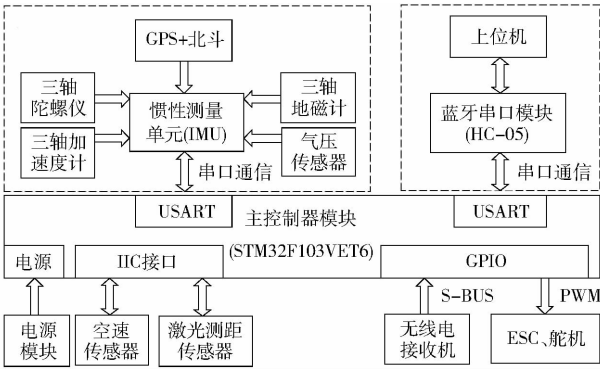


图 2 飞行控制器硬件结构图

Fig.2 Structure diagram of flight controller hardware

控制。自带 IIC 总线接口和多路 USART 高速通信接口,能够方便地与各个模块进行通信。由于本文采用双处理器设计,显著降低了主控模块处理器的运算压力,其 72 MHz 的主频完全满足本控制系统对于运算速度的要求。

2.2 传感器模块

倾转三旋翼机飞行控制系统硬件架构中的传感器模块以十轴组合惯性导航模块为核心,该模块用于实时采集载机平台空间姿态与位置信息。模块集成了三轴高精度陀螺仪、加速度计、地磁场传感器以及气压传感器,同时配备了 GPS + 北斗双模卫星定位导航模块进而形成了 GPS - IMU 组合惯性测量单元。模块上集成有基于 ARM Cortex - M0 架构的高性能处理器,执行先进的动力学解算与卡尔曼滤波算法。结合卡尔曼动态滤波算法,能够在动态环境下快速求解出模块当前的实时运动姿态。其中,三轴高精度陀螺仪能够实现 ± 250 、 ± 500 、 $\pm 1\,000$ 、 $\pm 2\,000(^{\circ})/s$ 量程的角速率感测。采用数字滤波技术,能够有效地降低测量噪声,提高测量精度。陀螺仪三轴角速率积分得到三轴角位移,配合卡尔曼滤波算法,能够实现静态 0.05° 、动态 0.1° 的姿态测量精度。加速度计能够对各轴向实现 ± 2 、 ± 4 、 ± 8 、 $\pm 16\,g$ 量程的加速度感测,其测量精度为 $0.01\,g$,用于对模块空间运动加速度进行测量。三轴地磁计用于测量各轴地磁场强度,从而计算出载机平台航向。为了提高测量精度,在姿态解算时将 3 种传感器配合使用^[19-20]。气压传感器用于实时感测模块所处位置的大气压强,通过大气压强可计算出模块所处高度。组合惯性导航模块采用串口通信,其通信速率为 $2\,400 \sim 921\,600\,b/s$,能够实现最大 200 Hz 的数据输出速率。由于传感器模块集成了用于数据处理的处理器,经由串口输出到主控制器模块的全部数据均为可以直接使用的有效数据,从而降低了主控制器模块的运算负担。

2.3 驱动器模块

倾转三旋翼机飞行控制系统在直升机模式、固定翼模式下对电机响应性能与伺服舵机响应速度、精度有着较高要求。为此,在电机选型上采用响应速度快、线性工作区域大并且电机参数与旋翼规格相匹配的外转子无刷电机(恒力源 2316 型)。所选电机由电子调速器(ESC)驱动并控制其转速;采用高压、高速伺服舵机用于驱动旋翼倾转机构。通过配置 STM32 的内部时钟与 GPIO 引脚输出 333 Hz (周期为 3 000 μs) 的 PWM 波实现对电机转速与舵机倾转角进行控制。当输入 ESC 的 PWM 波脉宽为 1 000 μs 时,电机转速为零;当脉宽为 2 000 μs 时,电机转速为全速。舵机倾转角与输入 PWM 波的脉宽呈线性关系,且当输入舵机的 PWM 脉宽为 500 μs 时,舵机臂处于起始位置;当输入脉宽为 1 500 μs 时,舵机臂相对起始位置倾转 90°处于中立位置;当输入脉宽为 2 500 μs 时,舵机臂相对起始位置倾转 180°处于极限倾转位置。

2.4 电源模块

为满足整机供电需求并配平载机重心,采用两块 2 200 mA·h 的 11.1 V 锂聚合物电池并联后为电子调速器供电。同时,经由独立的降压模块降压后,实现精确、稳定的 5 V 电压输出,用于飞控系统各个模块供电,以此确保主控制器模块与各个传感器模块能够持续稳定运行。

2.5 无线通信模块

在倾转三旋翼机飞行控制系统开发与调试过程中,需要通过上位机软件对飞行数据进行实时采集与显示,并通过上位机的数据编辑与发送功能对飞行控制系统的关键参数进行设定与修改^[21]。为确保无线连接稳定性,实现双向通信功能,并且满足飞行数据传输对通信速率的要求,采用 HC-05 型蓝牙串口模块。该模块具有最大 200 mW 的发射功率,有效通讯距离不小于 10 m,能够满足控制系统调试的距离要求。其通过 USART 与主控制器模块进行通信,并通过基于 2.4 GHz 无线电的蓝牙 2.0 协议直接与带有蓝牙适配器的便携式计算机建立起无线通信链路。

3 飞行控制系统软件设计

倾转三旋翼机飞行控制系统软件设计主要包括:解析遥控指令,获取组合惯性导航模块与空速传感器等传感器数据,执行姿态控制算法并操作 GPIO 口输出 PWM 波控制电机与伺服舵机最终实现姿态控制,图 3 为其控制程序流程图。由于本文所采用的组合惯性导航模块集成了数据处理单元,可直接

输出有效姿态数据与位置数据,故未另行构造基于四元数的互补滤波算法。在控制律设计上,由于倾转三旋翼机是三轴直升机与固定翼飞行器的结合体,其操纵控制同样分为两部分:直升机模式、固定翼模式。本文针对直升机模式(悬停状态)下的操纵控制方案,设计了相应的控制律。

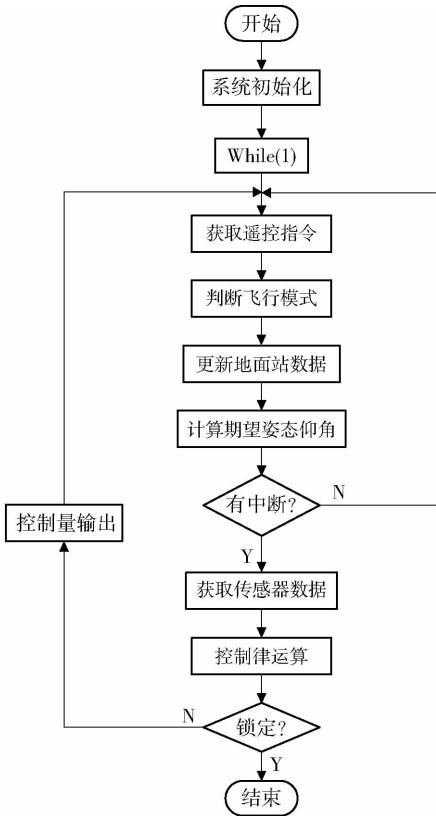


图 3 控制程序流程图
Fig. 3 Flow chart of program

当倾转三旋翼机处于直升机模式时,其姿态控制的飞行器动力学机理等同于常规的三旋翼飞行器。陈政等^[22]对三旋翼机进行了基于 Simscape 的三轴飞行器建模与仿真研究,本文在此基础上提出了一种串级 PID 控制器,并对所建立的模型及控制器进行了仿真实验。所设计的姿态控制器在俯仰角与滚转角上采取以角度环为外环,其输入为期望姿态角与实时姿态角的偏差,内环为角速度环,其输入为外环输出的期望角速度与实时角速度的偏差,图 4 为其控制原理框图。采用单级位置式 PID 控制偏航角速度,其输入为期望角速度与实时角速度的偏差。最后分别将输出换算为 PWM 脉宽用于控制电机与舵机,图 5 为单级 PID 控制原理框图。

PID 控制系统主要由 PID 控制器和被控对象组成。作为一种线性控制器,它根据设定值 $y_{sp}(t)$ 和实际输出值 $y(t)$ 构成控制偏差 $e(t)$,将偏差按照比例、积分、微分通过线性组合构成控制量 $u(t)$,对被控量进行控制。其控制式可表示为

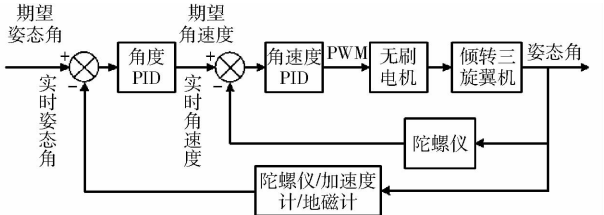


图 4 串级 PID 控制原理框图

Fig. 4 Block diagram of cascade PID control

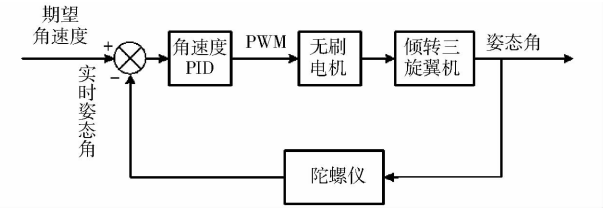


图 5 单级 PID 控制原理框图

Fig. 5 Block diagram of single-stage PID control

$$u(t) = K_p \left(e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(t) dt + T_d \frac{de(t)}{dt} \right) \quad (1)$$

其中 $e(t) = y_{sp}(t) - y(t)$

式中 K_p ——比例项系数
 T_i ——积分时间常数
 T_d ——微分时间常数

由于计算机控制是采样控制,需对式(1)做离散化处理

$$\int_0^t e(t) dt \approx \sum_{i=0}^k T e(i) \quad (2)$$

$$\frac{de(t)}{dt} \approx \frac{e(k) - e(k-1)}{T} \quad (3)$$

$$u(k) = K_p \left[e(k) + \frac{T}{T_i} \sum_{i=0}^k T e(i) + \frac{T_d}{T} (e(k) - e(k-1)) \right] \quad (4)$$

近似将其转换为

$$u(k) = K_p e(k) + K_i \sum_{i=0}^k T e(i) + K_d (e(k) - e(k-1)) \quad (5)$$

式中 T ——采样周期
 k ——采样序号, $k = 0, 1, 2, \dots$
 K_i ——积分项系数
 K_d ——微分项系数

参照式(5),在 Keil MDK - ARM 开发环境里用 C 语言代码实现俯仰、横滚、偏航 3 个运动自由度的 PID 控制律。在实际应用中,为确保采样时间 T 始终为常数,将以上控制律配置为周期为 5 ms 的定时器中断。同时观察所设计的 PID 控制器调节效果以便于参数整定,以 50 Hz 的频率向上位机软件发送姿态信息与控制器各项关键参数,包括实时欧拉角、各轴实时角速率,控制器期望值以及 PID 控制器的

比例、积分、微分项数值等。通过上位机软件对以上数据进行实时波形分析,对原先设计的 PID 控制器做如下调整:积分作用增大了系统惯性,为减小积分项造成的超调与振荡,防止偏差始终存在而造成积分项溢出导致控制系统发散,将积分项按 5% 调节行程限幅。将比例项按 35% 调节行程限幅,这样能够在确保控制器响应速度的前提下有效抑制姿态传感器噪声干扰及遥控器快速打杆造成的机身抖动。微分作用的引入,主要用于改善控制系统动态性能,使控制信号相位超前,提高系统相位裕度^[23]。由于微分作用对噪声干扰十分敏感,为防止微分项放大系统噪声导致参数整定难度增大,在微分项引入不完全微分,即在微分项增加一个一阶惯性环节 $1/(1 + T_d s/K_d)$ ^[24]。其控制原理框图如图 6 所示。

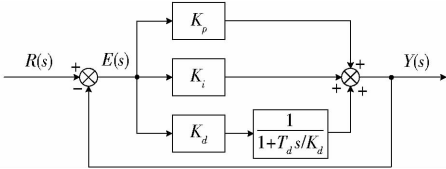


图 6 不完全微分 PID 结构图

Fig. 6 Block diagram of incomplete derivative PID

4 PID 参数整定

本文所设计的飞行控制系统可通过上位机软件的数字示波器功能对各个控制通道的期望值与实时值做波形分析,为参数整定提供参考,并通过数据编辑与发送功能将设定的参数实时导入飞行控制系统。在无人机上采用工程整定法的规律如下:

增大比例项系数 K_p 有利于加快系统响应速度,其表现为:无人机对给定量(期望角度、期望角速度)的变化,响应更加迅速。合适的比例项系数能使无人机姿态较快地达到期望值并收敛。

积分项的引入主要用于消除稳态误差,增大积分项系数 K_i 有利于消除静态误差并提高响应速度,提升无人机角度或角速度控制精度。

微分项用于加大系统阻尼,增加微分项系数 K_d 有利于加强系统抗干扰性能,提升稳定性,但过大的 K_d 会减缓系统响应速度并产生高频振荡,其表现为无人机机身剧烈振动。合理的微分项系数能够有效减小无人机姿态变化时姿态角或角速度振幅与振荡频率。

倾转三旋翼机飞行控制系统在俯仰角、横滚角上采用串级控制,偏航角控制上采用单级 PID 对偏航角速度进行控制。串级 PID 控制器参数整定顺序为:先整定内环参数,当内环即角速度控制器达到较为理想的控制效果以后再整定外环参数。在参数整定时为确保安全,将载机平台用尼龙绳悬吊。通过反复测验,最终确定控制器各项参数如表 3 所示。

表 3 PID 控制器参数
Tab.3 Parameters of PID controller

参数	控制对象		
	俯仰角	横滚角	偏航角
内环 K_p	3.137	8.371	9.30
内环 K_i	0	0	0.11
内环 K_d	1.600	3.015	0
外环 K_p	3.430	5.100	
外环 K_i	0.003	0	
外环 K_d	3.970	1.150	

将最终确定的参数导入飞行控制器,分别采集横滚角、俯仰角与偏航角速度的期望值与实时值,并绘制对比曲线,如图 7~9 所示。

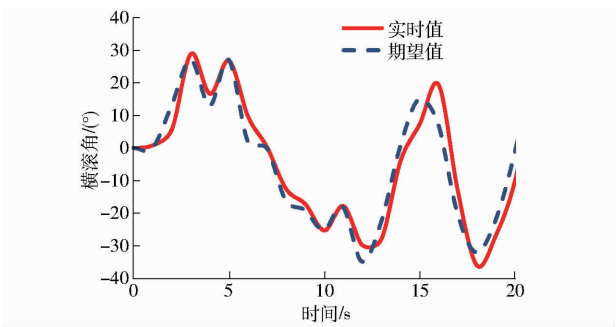


图 7 横滚角姿态曲线
Fig.7 Attitude curves of roll angle

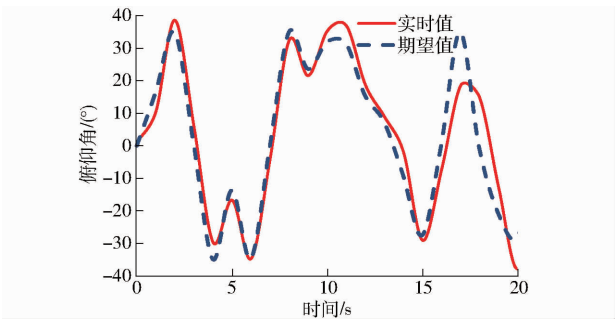


图 8 俯仰角姿态曲线
Fig.8 Attitude curves of pitch angle

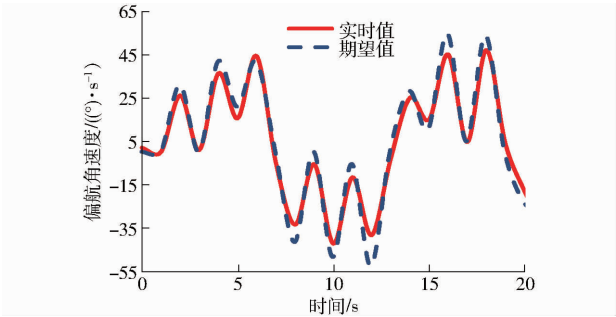


图 9 偏航角速度曲线
Fig.9 Attitude curves of yawing angular velocity

5 结论

- (1)基于 STM32 系列微控制器,对倾转三旋翼垂直起降无人机的悬停操纵控制系统进行了设计,通过串级 PID 控制器,实现了倾转三旋翼垂直起降无人机的稳定悬停功能。
- (2)通过串级 PID 参数设计,在实验中获取了悬停状态下最优姿态控制参数。其中横滚角的内环采用 PD 控制(K_p 为 8.371, K_d 为 3.015),外环采用 PD 控制(K_p 为 5.1, K_d 为 1.15);俯仰角的内环采用 PD 控制(K_p 为 3.137, K_d 为 1.6),外环采用 PID 控制(K_p 为 3.43, K_i 为 0.003, K_d 为 3.97);偏航角采用 PI 控制器控制速度(K_p 为 9.30, K_i 为 0.11)。其设计理论值和实测值有很好的耦合关系。
- (3)采用不完全微分 PID 控制器串级控制方法,能很好地提高倾转三旋翼无人机姿态控制响应速度与稳定性,对后续倾转三旋翼构型的垂直起降无人机飞行控制研究具有指导意义。
- (4)实现了倾转三旋翼式垂直起降无人机的飞行控制系统设计,结合悬停姿态控制要求,确定了串级 PID 最优控制参数,为倾转三旋翼式垂直起降无人机飞行轨迹控制研究奠定了基础。

参 考 文 献

1 SALAZAR-CRUZ S, KENDOUL F, LOZANO R, et al. Real-time stabilization of a small three-rotor aircraft [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2008, 44(2): 783-794.

2 刘大勇, 刘佳. 国外海上无人机发展综述 [J]. 飞航导弹, 2014(11): 54-62.
LIU Dayong, LIU Jia. Overseas maritime drone development overview [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2014(11):54-62. (in Chinese)

3 TAYSBI A, MCGILVRAY S. Attitude stabilization of a VTOL quadrotor aircraft [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(3): 562-571.

4 MARTIN P, DEVASIA S, PADEN B. A different look at output tracking: control of a VTOL aircraft [J]. Automatica, 1996, 32(1): 101-107.

5 HERISSE B,HAMEL T, MAHONY R, et al. Landing a VTOL unmanned aerial vehicle on a moving platform using optical flow [J]. IEEE Transactions on Robotics, 2012, 28(1): 77-89.

6 杨阳, 崔金峰, 余毅. 三旋翼飞行器动力学分析及建模 [J]. 光学精密工程, 2013, 21(7): 1873-1880.
YANG Yang, CUI Jingfeng, YU Yi. Dynamical analysis and mathematical modeling of tricopter [J]. Optics and Precision Engineering, 2013, 21(7):1873-1880. (in Chinese)

- 7 陈琦, 江涛, 蔚建斌, 等. 倾转三旋翼无人机关键技术与发展趋势 [J]. 飞航导弹, 2016, 34(7): 34–37.
CHEN Qi, JIANG Tao, WEI Jianbin, et al. Longitudinal attitude control for a tilt tri-rotor UAV in transition mode [J]. Flight Dynamics, 2016, 34(7): 34–37. (in Chinese)
- 8 王海洋, 路平, 江涛. 三旋翼构型倾转旋翼无人机建模与悬停控制研究 [J]. 电光与控制, 2015, 22(10): 51–55.
WANG Haiyang, LU Ping, JIANG Tao. Modeling and hovering control of a tilt-rotor UAV with tri-rotor configuration [J]. Electronics Optics & Control, 2015, 22(10): 51–55. (in Chinese)
- 9 陈琦, 江涛, 史凤鸣, 等. 倾转三旋翼无人机过渡模式走廊曲线研究 [J]. 电光与控制, 2017, 24(3): 24–27.
CHEN Qi, JIANG Tao, SHI Fengming, et al. Research on transition mode corridor curve of tilting three-rotor UAV [J]. Electronics Optics & Control, 2017, 24(3): 24–27. (in Chinese)
- 10 TORRES A J C. Advanced UAV aerodynamics, flight stability and control: novel concepts, theory and applications [M]. Hoboken: John Wiley & Sons Ltd., 2017: 547–576.
- 11 PFLIMLIN J M, SOUERES P, HAMEL T. Position control of a ducted fan VTOL UAV in crosswind [J]. International Journal of Control, 2007, 80(5): 666–683.
- 12 倪琦, 贺明, 张国进, 等. 基于多特征融合的 Mean Shift 跟踪算法 [J]. 强激光与粒子束, 2014, 26(10): 222–225.
NI Qi, HE Ming, ZHANG Guojin, et al. Tracking algorithm based on multi-feature fusion Mean Shift [J]. High Power Laser and Particle Beams, 2014, 26(10): 222–225. (in Chinese)
- 13 张婷. 基于 ADRC 的四旋翼飞行控制器设计 [D]. 哈尔滨: 东北大学, 2013.
ZHANG Ting. Controller design of the quad-rotor based on ADRC [D]. Harbin: Northeastern University, 2013. (in Chinese)
- 14 NALDI R, FURCI M, SANFELICE R G, et al. Robust global trajectory tracking for underactuated VTOL aerial vehicles using inner-outer loop control paradigms [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2017, 62(1): 97–112.
- 15 KAYACAN E, MASLIM R. Type-2 fuzzy logic trajectory tracking control of quadrotor VTOL aircraft with elliptic membership functions [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2017, 22(1): 339–348.
- 16 BOUABDALLAH S, SIEGWART R. Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor [C]. Proceedings of the Robotics and Automation. IEEE, 2015: 2247–2252.
- 17 刘刚, 王彪, 曹云峰. PID/ADRC 控制器在四旋翼无人飞行控制中的应用 [J]. 云南民族大学学报 (自然科学版), 2014, 23(2): 151–156.
LIU G, WANG B, CAO Y F. Combined PID/ADRC flight control for a quadrotor unmanned helicopter [J]. Journal of Yunnan Minzu University (Natural Sciences Edition), 2014, 23(2): 151–156. (in Chinese)
- 18 陈增强, 李毅, 孙明玮, 等. 四旋翼无人飞行器 ADRC-GPC 控制 [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2016, 48(9): 176–180.
CHEN Zengqiang, LI Yi, SUN Mingwei, et al. ADRC-GPC control of a quad-rotor unmanned aerial vehicle [J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2016, 48(9): 176–180. (in Chinese)
- 19 陈孟元, 谢义建, 陈跃东. 基于四元数改进型互补滤波的 MEMS 姿态解算 [J]. 电子测量与仪器学报, 2015, 29(9): 1391–1397.
CHEN Mengyuan, XIE Yijian, CHEN Yuedong. Attitude estimation of MEMS based on improved quaternion complementary filter [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrument, 2015, 29(9): 1391–1397. (in Chinese)
- 20 韩文霆, 李广, 苑梦婵, 等. 基于无人机遥感技术的玉米种植信息提取方法研究 [J/OL]. 农业机械学报, 2017, 48(1): 139–147. http://www.j-csam.org/jcsam/ch/reader/view_abstract.aspx?flag=1&file_no=20170118&journal_id=jcsam. DOI:10.6041/j.issn.1000-1298.2017.01.018.
HAN Wenting, LI Guang, YUAN Mengchan, et al. Extraction method of maize planting information based on UAV remote sensing technology [J/OL]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2017, 48(1): 139–147. (in Chinese)
- 21 孙刚, 黄文江, 陈鹏飞, 等. 轻小型无人机多光谱遥感技术应用进展 [J/OL]. 农业机械学报, 2018, 49(3): 1–17. http://www.j-csam.org/jcsam/ch/reader/view_abstract.aspx?file_no=20180301&flag=1&journal_id=jcsam. DOI:10.6041/j.issn.1000-1298.2018.03.001.
SUN Gang, HUANG Wenjiang, CHEN Pengfei, et al. Advances in UAV-based multispectral remote sensing applications [J/OL]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2018, 49(3): 1–17. (in Chinese)
- 22 陈政, 李仁府, 王亮. 基于 Simscape 的三轴飞行器建模与仿真 [J]. 工业控制计算机, 2017, 30(3): 76–77.
CHEN Zheng, LI Renfu, WANG Liang. Modeling and simulation of tri-copter aircraft based on Simscape [J]. Industrial Control Computer, 2017, 30(3): 76–77. (in Chinese)
- 23 邴守东, 李国林. 不完全微分 PID 控制算法研究与仿真实验 [J]. 电子工业专用设备, 2013, 42(1): 46–50.
BING Shoudong, LI Guolin. Incomplete derivative PID control algorithm and simulation experiment [J]. Equipment for Electronic Products Manufacturing, 2013, 42(1): 46–50. (in Chinese)
- 24 田红鹏, 范振可. 四旋翼飞行器不完全微分 PID 控制算法研究 [J]. 计算机仿真, 2016, 33(12): 58–61.
TIAN Hongpeng, FAN Zhenke. Attitude control for quad-rotor based on incomplete derivative PID [J]. Computer Simulation, 2016, 33(12): 58–61. (in Chinese)