

基于模糊 PID 的直升机增稳控制系统设计与实现^{*}

贾 森 王新华 龚华军 吴赛飞 王 硕
(南京航空航天大学 自动化学院 南京 210016)

摘 要: 针对小型无人直升机开环不稳定,通道耦合性较强以及控制较难的问题,设计并实现了基于模糊 PID 的增稳控制系统。首先从理论上分析了小型无人直升机的操控原理,设计了基于模糊 PID 控制方法的飞行控制律;然后,分别设计了基于 DSP 芯片的增稳控制系统硬件平台和软件并具体实现;最后,通过试飞验证了基于模糊 PID 增稳控制系统的可行性和有效性。实验结果表明文中设计的模糊 PID 增稳控制系统能够很好地改善小型无人直升机动稳定性,并且系统运行稳定,可靠性高。

关键词: 小型无人直升机;增稳控制系统;模糊 PID 控制方法;DSP

中图分类号: V249.1 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 510.99

Design and implementation of stability augmentation control system for small unmanned helicopter based on fuzzy PID

Jia Sen Wang Xinhua Gong Huajun Wu Saifei Wang Shuo
(College of Automation Engineering, NUA, Nanjing 210016, China)

Abstract: The typical characteristics of small unmanned helicopter are unstable, strong coupling and difficult controlling. In this paper, we designed and implemented a stability augmentation control system based on Self-Adaptive Fuzzy PID. First, a control principle of small unmanned helicopter was analyzed in theory and a stability augmentation control law was designed, which based on Self-Adaptive Fuzzy PID control methods. Second, the hardware based on DSP and software of the control system were completed and applied. Finally, during lots of experiments, we tested the feasibility and validity of the system. The results showed that the dynamic stability of small unmanned helicopter could be improved through the stability augmentation control system. In addition, the system could run stably and had high reliability.

Keywords: small unmanned helicopter; stability augmentation control system; Fuzzy PID control methods; DSP

1 引 言

小型无人直升机具有造价低、体积小、重量轻、机动灵活等特点,它能够垂直起降、空中悬停、协调转弯、前飞,倒飞飞行等多种飞行模态,对起飞场地和使用环境的要求低,更易于适应复杂多变的环境。凭借自身的特点,小型无人直升机在民用和军用方面都有广泛的应用前景^[1]。

但是由于小型无人直升机自身的自然特性,这给无人直升机的建模和控制带来了不小的难度^[2-4]。当前实际工程实践中,研究者往往采用经典的 PID 控制算法实现。然后对于这种非线性且耦合强的系统,采用常规 PID 控制难以得到满意的控制效果。主要原因是 PID 控制虽然实用性强,但参数整定较难,且 PID 控制不具有自适应控制能

力,对于时变、非线性系统控制效果不佳,固定不变的 PID 参数无法适应参数变化,扰动多的控制系统,难以获得最佳的控制效果^[5-6]。

本文提出了基于模糊自适应 PID 的小型无人直升机增稳控制结构,目的是设计并实现了一套稳定可靠地基于模糊 PID 的小型无人直升机增稳控制系统。

2 增稳控制律设计

2.1 操纵原理

本文所研究的小型无人直升机如图 1 所示,它是单旋翼带尾桨的直升机,其操纵主要通过旋翼和尾桨来实现。直升机的平衡及操纵通过保持或改变旋翼的空气动力和力的大小和方向以及尾桨空气动力的大小来实现。改变旋翼

的气动合力大小,便产生上下运动,即引起直升机的升降和悬停;如果使旋翼的气动合力左右倾斜,直升机便产生滚转运动及侧向位移;如果使旋翼气动合力前后倾斜,便可使直升机产生俯仰运动。而且尾桨产生的拉力不仅改变航向,还能抵消旋翼的反作用力矩^[7-8]。



图 1 小型无人直升机

因此,通过分析可得对于小型无人直升机的操纵只要通过改变旋翼的倾斜方向,倾斜角度以及尾桨来实现,但它们之间存在耦合,这就给控制带来了困难。因此,小型无人直升机就必须依靠控制系统来实现飞行。

2.2 增稳控制律设计

模糊自适应 PID 控制器以误差 e 和误差变化 ec 作为输入,可以适应不同时刻 e 和 ec 对 PID 参数自整定的要求。利用模糊控制规则对 PID 参数进行修改,便构成了模糊自适应 PID 控制器^[9],其结构如图 2 所示。

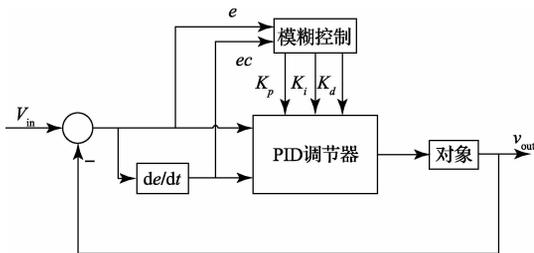


图 2 模糊自适应 PID 控制器结构

PID 参数模糊自整定是找出 PID 的 3 个参数与 e 和 ec 之间的模糊关系,通过不断检测 e 和 ec ,通过模糊控制原理

来对 3 个参数进行调节,以满足不同时刻偏差和偏差变化对 PID 参数整定的要求,从而使被控对象具有良好的动态和静态特性^[5-6]。最终得到 PID 控制器的 3 个参数 k_p, k_i, k_d ,其中, k_p', k_i', k_d' 为预整定值。

$$\begin{aligned} k_p &= k_p' + \{e, ec\}_p \\ k_i &= k_i' + \{e, ec\}_i \\ k_d &= k_d' + \{e, ec\}_d \end{aligned} \tag{1}$$

本文采用模糊自适应 PID 控制器分别对俯仰通道、滚转通道、偏航通道进行增稳控制,用角速率信号形成闭环反馈以增强直升机的稳定性,设计的小型无人直升机增稳控制结构如图 3 所示。

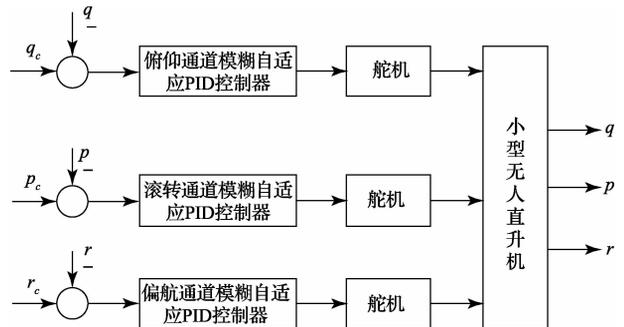


图 3 增稳飞行控制结构

模糊控制器采用二输入三输出的形式,以角速率偏差 e 和角速率偏差变化率作为输入,以 $\{e, ec\}_p, \{e, ec\}_i, \{e, ec\}_d$ 作为输出。输入输出语言变量模糊子集为 {负大, 负中, 负小, 零, 正小, 正中, 正大}, 简记为 {NB, NM, NS, ZO, PS, PM, PB}。角速率偏差 e , 角速率偏差的变化率 ec 输入量的模糊论域均为 $\{-30, -20, -10, 0, 10, 20, 30\}$; 控制器输出量 $\{e, ec\}_p, \{e, ec\}_i, \{e, ec\}_d$ 的模糊论域均为 $\{-6, -4, -2, 0, 2, 4, 6\}$ 。分别按所描述的模糊集合论域取值,完成对隶属度函数的编辑。模糊子集隶属度函数采用灵敏性较强的三角函数。并且根据直升机控制的经验,得出模糊控制规则如表 1 所示。

表 1 模糊控制规则

$\{e, ec\}_p \{e, ec\}_i \{e, ec\}_d$	ec						
	NB	MM	NS	ZO	PS	PM	PB
NB	PB/NB/PS	PB/NB/NS	PM/NM/NB	PM/NM/NB	PS/NS/NB	ZO/ZO/NM	ZO/ZO/PS
NM	PB/NB/PS	PB/NB/NS	PM/NS/NB	PS/NS/NM	PS/NS/NM	ZO/ZO/NS	ZO/ZO/ZO
NS	PM/NB/ZO	PM/NM/NS	PM/NS/NM	PS/NS/NM	ZO/ZO/NS	NS/PS/NS	NS/PS/ZO
e ZO	PM/NM/ZO	PM/NM/NS	PSNS/NM	ZO/ZO/NS	NS/PS/NS	NM/PM/N5	NM/PM/ZO
PS	PS/NM/ZO	PS/NS/ZO	ZO/ZO/ZO	NS/PS/ZO	NS/PS/ZO	NM/PM/ZO	NM/PB/ZO
PM	PS/ZO/PB	ZO/ZO/NS	NS/PS/PS	NM/PS/PS	NM/PM/PS	NM/PA/PS	NB/PB/PB
PB	ZO/ZO/PB	ZO/ZO/PM	NM/PS/PM	NM/PM/PM	NM/PM/PS	NB/PB/PS	NB/PB/PB

3 增稳控制系统硬件设计

由于小型无人直升机携带负载能力有限,因此飞控硬件选取必须遵循质量轻,性能好的标准。实现小型无人直升机的增稳控制,所需要的硬件包括主控芯片和航姿测量传感器两部分^[10],小型无人直升机增稳控制系统硬件架构如图 4 所示。

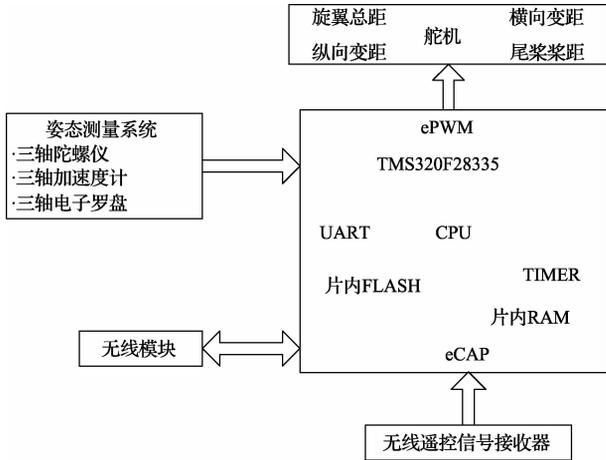


图 4 小型无人直升机增稳控制系统硬件架构

3.1 主控芯片

飞控系统的主控芯片必须具有快速的运算能力,开发容易。因此,本文采用 TI 公司的 TMS320F28335。该芯片能够执行复杂的浮点运算,具有 150 MHz 的高速运算能力,可以节省代码执行时间和存储空间,具有精度高、成本低、功耗小、数据及程序存储量大等优点。它外围设备较丰富,有 18 个 PWM 信号输出端口,3 个 SCI 串口通信模块,6 个增强捕捉模块用于捕捉占空比信号,这些设备满足增稳控制系统的需求。

3.2 航姿测量传感器

航姿测量传感器是 VMSSENS 公司的基于 MEMS 技术的低成本 VMI,它包含三轴陀螺仪、三轴加速度计(即 IMU),三轴电子罗盘等辅助运动传感器,通过基于四元数的 Motion Sensor Fusion 算法进行数据融合,实时输出以四元数、欧拉角等表示的零漂移三维运动姿态数据。其测量的航姿信息精度比较高,输出频率可以达到 100 Hz,能够很好地满足增稳控制系统的要求。

4 增稳控制系统软件设计

小型无人直升机飞控软件是对本文设计的增稳控制律的具体实现,主要包含 4 部分功能,分别是增稳控制律解算,读取 AHRS 的航姿信息,输出 PWM 信号控制舵机,接收遥控输入的期望指令信息。

为了提高系统的稳定性以及效率,本文根据小型无人直升机本身的自然特性,设置飞控程序的主控程序执行频率为

50 Hz,通过 DSP28335 定时中断实现。主控程序主要完成航姿信息的更新,期望指令信息更新,PID 参数的调节,增稳控制律解算,输出 PWM 控制信号,和地面站通信。飞控主控芯片接收 AHRS 航姿信息通过串口 SCI 中断实现,遥控信号的获取通过信号捕捉 CAP 中断实现。这样的设计有效保证飞控程序运行的实时性,提高主控芯片执行的效率。

航姿信息对于增稳控制系统至关重要,决定系统的性能。由于航姿信息存在误差,通过低通滤波对得到的航姿信息进行处理,从而提高信息的准确性以及系统的控制精度,确保整个系统运行可靠稳定。

模糊自适应控制算法在程序中实现时,由 DSP28335 通过不断检测系统实际输出的角速率,并实时计算出角速率误差及误差变化率,根据这两个值查询模糊控制表得到 $\{e, ec\}_p, \{e, ec\}_i, \{e, ec\}_d$,再由式(1)计算出 k_p, k_i, k_d ,完成 PID 参数的调节。

飞控软件执行时,首先初始化,对所用到的 SCI, eCAP, ePWM, TIMER 模块进行配置;然后每隔 20ms 定时执行主控程序,并且期间由 SCI 模块获航姿信息,经过模糊自适应 PID 增稳控制律解算后得到角速率信号,由 eCAP 模块捕获遥控信号,并且转换为期望的角速率指令,飞控软件流程如图 5 所示。

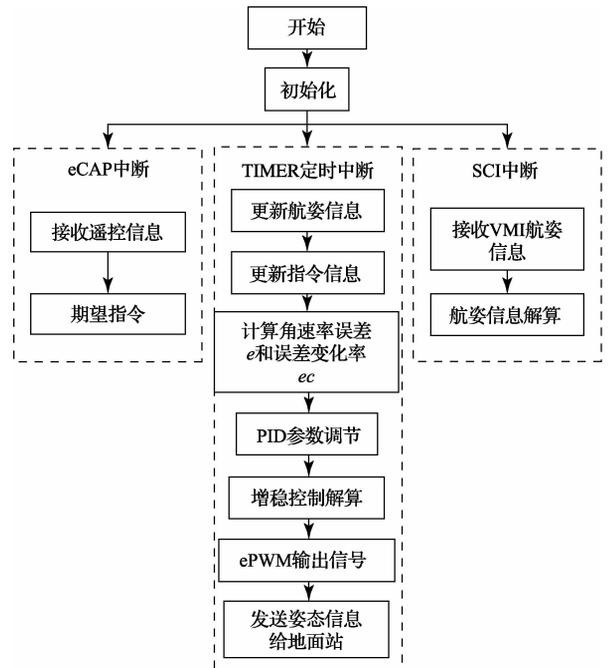


图 5 飞控软件流程

5 实验结果及分析

针对设计的小型无人直升机增稳控制系统,进行实际试飞实验。实验前,通过 MATLAB 模糊逻辑工具箱得到初步的模糊调整表,然后在实验中对其进行了修正。

实验前期直接对直升机进行控制,不加任何增稳装

置,结果表明无法对其操纵。图6给出了加入增稳控制系统后小型无人直升机跟踪期望的控制指令信号的曲线图,这里的控制指令是期望的角速率信号。通过实际试飞实验,模糊自适应PID控制的预整定值 k_p' 、 k_i' 、 k_d' 为:俯仰通道(27, 0.5, 10),滚转通道(21, 1, 9),偏航通道(35, 1.5, 10)。(a)(b)(c)3幅图分别是俯仰通道、滚转通道、偏航通道跟踪期望指令信号的曲线。

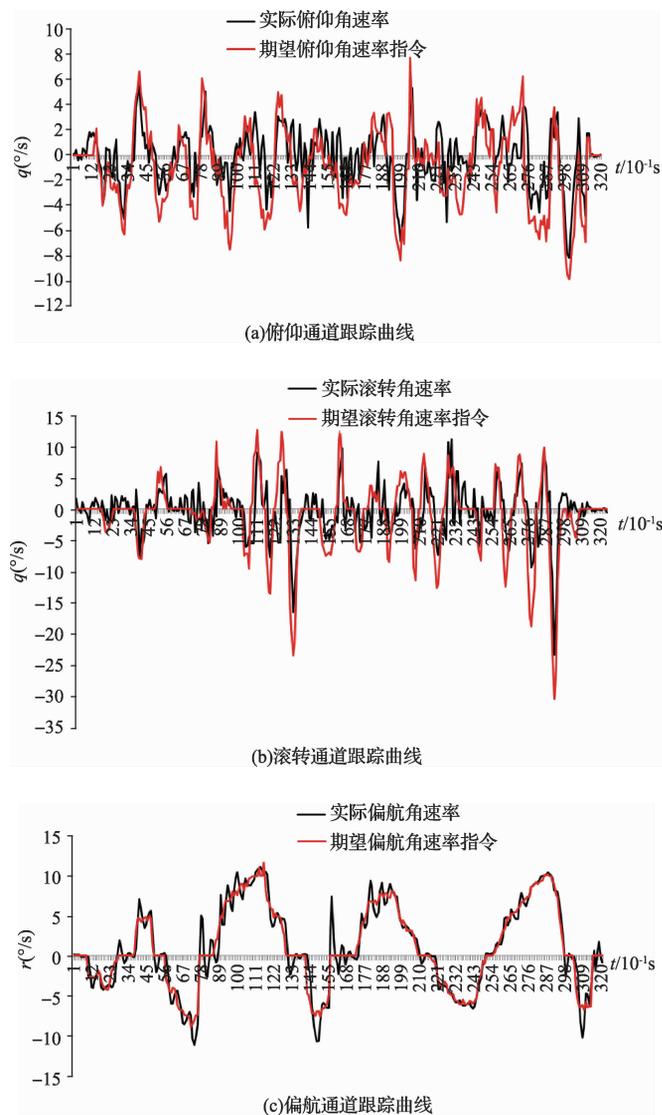


图6 控制信号曲线

由图6可以看出,小型无人直升机的动稳定性得到了很好的改善,其抗扰动性也有很大提高,并且能够很好地跟踪指令信号,响应时间快,超调和稳态误差小。实验表明,模糊自适应PID控制方法对于非线性且耦合强的系统具有很好的控制效果,参数整定快,而且本文所设计的基于模糊自适应PID的小型无人直升机增稳控制系统运行稳定可靠,系统鲁棒性强,具有很好的抗扰动能力,很好的改善了小型无人直升机自身不稳定性,达到预期设计的目的。

6 结 论

增稳控制系统对无人机的性能至关重要,因此本文设计了一种基于模糊自适应PID的小型无人直升机增稳控制系统,并且给出了整个系统的具体实现,通过试飞验证系统的可行性。从实验数据以及小型无人直升机实际的飞行状态可以看出,本文设计的增稳控制系统性能稳定可靠,鲁棒性强,极大地改善了无人直升机的操纵品质。而且本文采用的模糊自适应PID控制方法对于非线性且耦合强的直升机有很好的控制效果。本文设计基于模糊自适应PID的小型无人直升机增稳控制系统具有重要的工程应用价值。

参考文献

- [1] 陈勇,裴海龙,陈远炫. 基于ARM小型直升机飞控系统设计与实现[J]. 计算机测量与控制, 2010(2): 329-331.
- [2] 王小青,黄一敏,杨一栋. 小型无人直升机增稳系统设计[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(1): 526-533.
- [3] 王辉,徐锦法. 小型无人直升机飞行动力学建模及增稳设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(3): 277-282.
- [4] 苏媛,曹义华. 直升机动稳定性分析和增稳系统控制律设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(6): 636-639.
- [5] 崔雅静,杜艳丽,王晓雷. 自适应模糊PID控制器的设计[J]. 控制工程, 2008(增刊2): 128-129.
- [6] 张乐,吴金男,毕少杰. 基于模糊PID的直升机模型飞行姿态控制[J]. 控制工程, 2014, 21(3): 387-394.
- [7] STINGU E, LEWIS F L. A hardware platform for research in helicopter UAV control[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2009, 54(1-3): 387-406.
- [8] 潘银松,丁建军,黄宇坤,等. 一种小型无人机飞行控制系统的研究与设计[J]. 电子测量技术, 2013, 36(2): 100-103.
- [9] 陈涛,李智,胡聪. 基于DSP的无刷直流电机模糊PID控制系统设计[J]. 国外电子测量技术, 2010, 29(2): 50-53.
- [10] 范乃梅,崔建涛,伊兴国. 基于DSP的无人机飞行控制系统设计与实现[J]. 计算机测量与控制, 2012, 20(12): 3219-3221.

作者简介

贾森,1990年出生,硕士研究生。主要研究方向无人直升机飞控技术,视觉导航技术等。

E-mail: Jiasen_nuaa@163.com

王新华,1977年出生,副教授,博士。主要研究方向直升机飞行控制技术,无人机飞控技术等。

E-mail: xhwang@nuaa.edu.cn