

MUH 姿态增稳控制系统设计与实现

罗平波, 韩 波, 禹 科, 李 平

(浙江大学工业控制研究所, 杭州 310027)

摘 要: 为使微小型无人直升机(MUH)可以在各种地理环境及天气状况下平稳飞行, 设计实现一个低成本姿态增稳控制系统。其中, 姿态获取模块通过基于滤波切换的重力场互补滤波估计算法得到高精度的姿态反馈, 增稳控制模块采用多回路串级模糊 PI 控制, 利用角速率内环提高系统的稳定性。实验结果表明, 该系统具有良好的增稳控制效果, 且成本低廉, 便于应用推广。

关键词: 姿态解算; 角速率反馈; 模糊 PI 控制; 姿态增稳; 微小型无人直升机; 地面站

Design and Realization of Attitude Stability Augmentation Control System for Mini Unmanned Helicopter

LUO Ping-bo, HAN Bo, YU Ke, LI Ping

(Institute of Industrial Process Control, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China)

【Abstract】 This paper designs and realizes an attitude stability augmentation control system for Mini Unmanned Helicopter(MUH), which is low-cost, independent, safe and reliable. It is applied to maintain the stability of MUH. The precision attitude values which are obtained by the estimate algorithm of gravitational complementary filter based on filtering switching are used as the feedback of this system. Multi-loop fuzzy PI cascade control is introduced because it does not require high accurate model. Experimental results show that the system has satisfactory performance on stability augmentation effect, and it is cheap for application.

【Key words】 attitude calculation; angular rate feedback; fuzzy PI control; attitude stability augmentation; Mini Unmanned Helicopter(MUH); ground station

DOI: 10.3969/j.issn.1000-3428.2012.04.069

1 概述

微小型无人直升机(Mini Unmanned Helicopter, MUH)在军事、民用和科学等领域具有重要的研究价值, 在侦察、航拍、灾情现场监控等方面能发挥重要作用。MUH 是多入多出开环不稳定系统, 具有非线性、强耦合、对外部扰动及气动环境变化敏感等特性, 这给水平姿态稳定控制及遥控飞行带来困难, MUH 姿态增稳控制系统是专为微小型无人直升机研制、用来辅助手动控制的专用自动平衡仪。姿态增稳系统通过传感器的数据采集来自识别判定飞机的实时姿态, 采用姿态外环与角速率反馈内环进行串级控制, 增强 MUH 的稳定性与可操作性, 降低无人直升机的手动遥控难度, 缓解 MUH 操控手的压力。增稳自动平衡仪可为航模初学者、航拍摄影者带来稳定、可靠、安全的飞行体验, 减少摔机事故, 推广 MUH 的应用。目前应用最多的是 FMD 公司的红外平衡仪, 利用 2 对红外线感应器感受地面水平线温度以确定飞机平衡姿态, 但红外线感应器易受雾、云层、雨雪甚至地形变化等环境影响而失灵。陀螺光学漂移抑制平衡仪虽不受环境和天气变化影响, 但姿态测量与反馈环节成本昂贵, 从而限制了它的推广。固朗 KDS Flymentor 3D 防漂移平衡仪由三轴陀螺仪、电荷耦合器件图像传感器和主控制器构成, 但增稳控制功能只能在距地面 3 m 范围内实现。本文研制的姿态增稳控制系统可适应各种地理环境及天气状况, 同时软硬件成本低廉, 便于 MUH 的推广。

2 姿态增稳控制系统工作原理

姿态增稳控制系统总体架构如图 1 所示。在姿态增稳平衡仪中采用多回路串级反馈控制, 把基于重力场互补滤波算

法得到的 MUH 俯仰角与横滚角作为外环负反馈信号输入, 构造基于模糊 PI 控制的姿态外环及一阶惯性环节的角速率内环, 使增稳系统最终能够判断飞行的实时姿态, 增加无人机稳定性, 减小操控难度, 辅助飞行操控员进行手动悬停及前飞等各个模式操纵; 保证飞行操控员可以在短时间内不需给定修正值就可以保持直升机在某一配平姿态下稳定飞行。

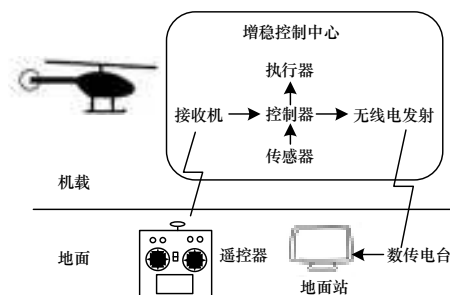


图 1 小型无人直升机增稳系统结构

3 姿态增稳控制系统设计

本文采用飞思卡尔 MC9S12DG128 作为增稳控制系统的微控制器, 因为 HCS12 系列 MCU 适用于自动化和工业系统。它拥有 8 KB RAM、2 KB EEROM、128 KB Flash、2 个串行

基金项目: 国家“863”计划基金资助项目“基于自主无人飞行器的田间作物遥感信息采集系统的研制与应用”(2006AA10Z204)

作者简介: 罗平波(1988—), 女, 硕士, 主研方向: 无人机飞行控制系统, 嵌入式系统, 惯性导航; 韩 波, 副研究员、博士; 禹 科, 硕士; 李 平, 教授、博士、博士生导师

收稿日期: 2011-07-17 **E-mail:** pbluo@iipc.zju.edu.cn

通信接口(Serial Communication Interface, SCI)、2个串行外设接口(Serial Peripheral Interface, SPI)、1个内置集成电路(Integrated Circuit, I2C)、2×8通道10位A/D转换器。通过SPI外设外接14位A/D转换芯片TLC3548以增加转换精度,采集三轴陀螺仪和加表测量信号,后经基于滤波切换的重力场互补滤波算法得到俯仰角与横滚角。增稳控制器的输入捕获/输出比较单元利用中断机制采集遥控器的脉宽调制信号(PWM),经增稳控制部分,以PWM的形式输出至舵机。

地面站专为辅助实验调试与数据观察而设计。该地面站功能主要分为飞行状态监测、飞行数据分析2个部分^[1]。飞行状态监测是地面站的核心功能之一,主要用于对无人机全过程状态进行监控。通过无线数传与地面站实时通信,将旋翼无人机当前飞行姿态和速度等信息及时回传并显示。飞行数据如实时姿态、控制信息等以一定的帧格式:头标识+数据长度+命令+数据+校验码+尾标识进行上传与下载。经过数据解算、数据显示、数据存储备份、清空,实现对回传数据的处理,便于实验分析。硬件接口模块如图2所示。

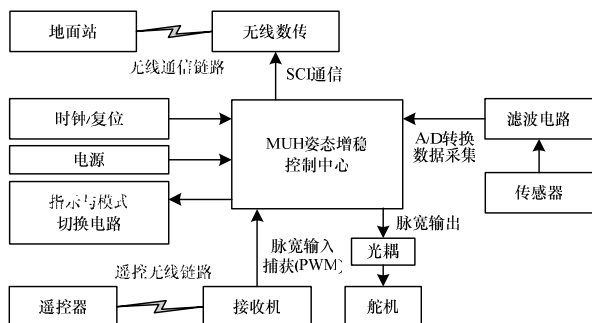


图2 硬件接口模块

系统传感器部分采用ADI公司的ADXRS300微机械陀螺仪^[2]测量载体相对于惯性坐标系的旋转角速率,量程为±300°/s,分辨率为0.061°/s;ADXL103/203微机械加速度计^[3]量程为±1.7g,分辨率为3.05×10⁻⁴g。传感器信号均由TCL3548模数转换器采集。由于舵机频繁动作会产生脉冲电流干扰信号,影响单片机正常工作,因此采用AMUM1200对单片机PWM输出信号进行隔离。

4 系统关键算法

4.1 传感器姿态融合算法

出于成本、复杂程度及适用场合等方面的考虑,红外平衡仪易受环境影响,基于MARG姿态融合系统虽不受环境影响,但是姿态解算及滤波算法复杂,不适合单片机系统实现^[4]。陀螺仪与加表输出信息在频率上具有互补特性,因此,本文系统采用基于滤波切换的重力场互补滤波算法。陀螺仪积分得到的姿态动态性能好,但误差随时间累积,重力场矢量观测得到的姿态静态精度高,易受运动加速度的高频干扰,两者在频域上具有互补特性,融合后可以获得高频动态和低频精度兼具的姿态。算法框图如图3所示。

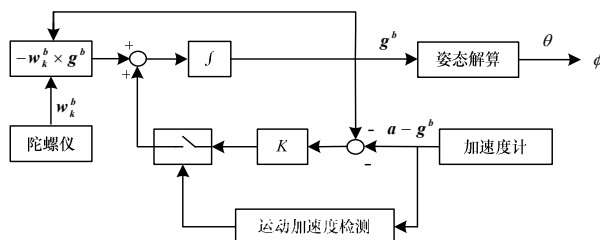


图3 传感器姿态融合算法框图

\mathbf{g}^b 为载体坐标系下的三轴加速度估计值向量, \mathbf{g}^n 为当地的北东地坐标系的重力加速度值向量, \mathbf{C}_n^b 为从北东地坐标系到载体坐标系的转换矩阵, \mathbf{a} 为载体运动加速度分量, K 为滤波增益。加速度和角速率经过互补滤波:

$$\mathbf{g}(s) = k\mathbf{g}(s)/(s+k) + s\mathbf{g}(s)/(s+k) \quad (1)$$

后得出载体坐标系下的三轴加速度估计值,通过如下坐标系转换关系:

$$\mathbf{g}^b = \begin{bmatrix} g_x^b \\ g_y^b \\ g_z^b \end{bmatrix} = \mathbf{C}_n^b \mathbf{g}^n = \begin{bmatrix} -g \sin \theta \\ g \cos \theta \sin \phi \\ g \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2)$$

得出俯仰角和横滚角:

$$\theta = -\arcsin\left(\frac{g_x^b}{g}\right) \quad (3)$$

$$\phi = \arctan\left(\frac{g_y^b}{g_z^b}\right) \quad (4)$$

在无运动加速度或加速度较小时,可以得到比较准确的机体坐标系的加速度:

$$\dot{\mathbf{g}}^b = -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{g}^b \quad (5)$$

但机体若以一定加速度运动时,加表所得的数据不是机体坐标系的重力场分量,特别是低频加速度信号,使输出偏离体坐标重力场更为明显,因为互补滤波只能滤掉高频加速度信号。对低频信号可以采取对角速率积分得到水平姿态值:

$$\dot{\mathbf{g}}^b = -[\boldsymbol{\omega} \times] \mathbf{g}^b - k(\mathbf{f} + \mathbf{g}^b) \quad (6)$$

4.2 控制算法

控制算法的选取要考虑如下2个因素:(1)直升机具有多种飞行模态及外部扰动,且本文系统将应用于不同的机型上,因此,模型的参数具有不确定性,只能以非线性、强耦合、不稳定等姿态模型共性作为参考,还要兼顾系统的鲁棒性。(2)工程算法的可实现性也是不容忽视的问题。模糊控制器通常是在被控对象的参数和结构存在诸多不确定性因素或者未知变动时采用的,具有超调小、鲁棒性强和对非线性系统控制性能良好等优点,本文的姿态外环控制采用模糊PI控制。

模糊控制器包括模糊化接口、模糊逻辑推理、解模糊接口三部分。以误差及误差变化率作为输入量,求得比例及积分控制系数的增量。该结构使外环模糊控制具有比例-微分的控制规律,因此,一般只需采用模糊PI控制,模糊规则采用通用规则。采用加权平均法 $u = \frac{\int x \mu_N(x) dx}{\int \mu_N(x) dx}$ 作为本文系统的解

模糊判决方法。为了便于单片机的实现, ΔI_θ 、 ΔI_ϕ 、 Δk_ϕ 、 Δk_θ 的隶属度函数及论域均采用三角隶属度函数。最终PI控制参数为

$$\begin{cases} k_i = k_{i0} + \Delta k_i \\ k_p = k_{p0} + \Delta k_p \end{cases}$$

由于ThunderTiger Raptor 60直升机已经具备锁尾功能,锁尾陀螺GY611实际上相当于引入了一个偏航角的角速率反馈构成闭环控制,形成了一个偏航角速率控制器,其内环特性可近似为一个积分环节,增加了MUH航向的稳定性。锁尾陀螺内置的纯比例控制器也足以满足要求,因此,在系统中不考虑偏航角通道姿态回路控制器的设计,只对俯仰角和滚转角进行控制^[5]。闭环系统结构如图4所示,将角速率环作为增稳回路,姿态偏差直接转换为舵面控制,角速率环增加阻尼,不需要建立角速率平衡,执行效率高,且能迅速纠偏。系统中所建立的模型是输入PWM波对应的脉宽变化值与直升机悬停状态下倾斜姿态角的单入单出系统。横向周

期变距与横滚角、纵向周期变距和俯仰角的传递函数^[6]如下:

$$G_{lat}(s) = 0.0167 \times \frac{0.842 \times 1.89}{s + 1.89} e^{-0.05s}$$

$$G_{lon}(s) = 0.0167 \times \frac{0.39617 \times (s + 7.168)}{s + 5.558} e^{-0.2s}$$

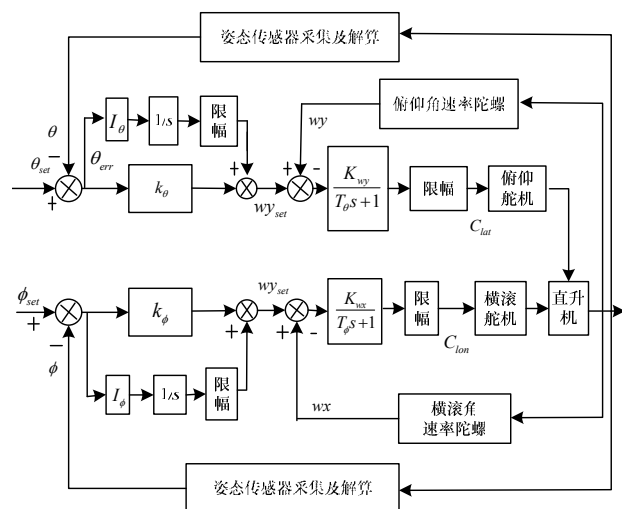


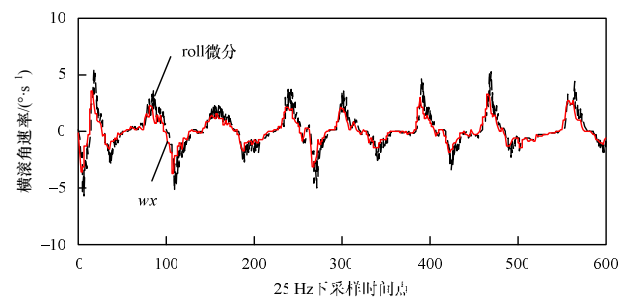
图4 闭环控制系统结构

根据控制要求对上述模型进行仿真,得出在 $k_\phi=0.3$ 、 $k_{wy}=0.1$ 、 $k_\theta=0.8$ 、 $k_{wz}=0.25$ 、 $I_\theta=0.2$ 、 $I_\phi=0.1$ 、 $T_\phi=T_\theta=0.011$ 时控制效果比较理想。

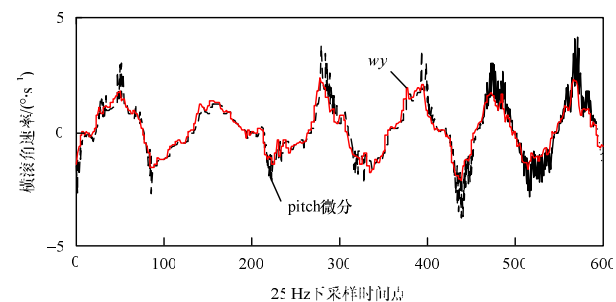
5 实验与结果分析

飞控平台选用改装 OS70 发动机的 Thunder Tiger Raptor 60 级 3D 航模直升机,其主要物理参数为:机长为 1 370 mm;翼展直径为 1 540 mm;宽度为 190 mm;起飞重量为 8.5 kg;高度为 465 mm;有效荷载为 4 kg。

图 5 是姿态估计系统得出的水平姿态角微分与水平姿态角速率的对比,结果表明本文姿态解算算法具有良好的高频动态特性与实时性。



(a)横滚角微分与横滚角速率对比

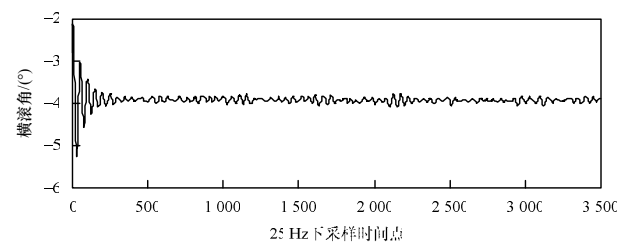


(b)俯仰角微分与俯仰角速率对比

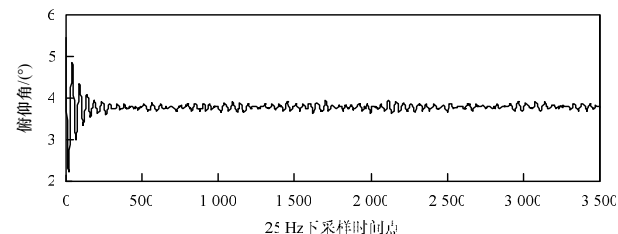
图5 水平姿态角速率与姿态角微分对比

图 6 为飞机处于静止状态下经过姿态解算算法得出的姿

态值,漂移几乎为 0,证明该算法具有良好的静态精度特性。



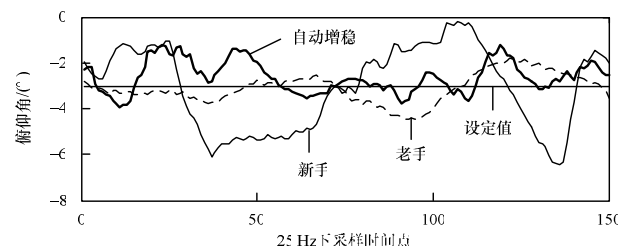
(a)无人机静止时的横滚姿态值



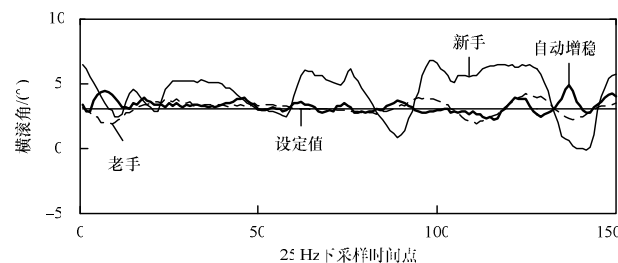
(b)无人机静止时的俯仰姿态值

图6 增稳系统传感器实测数据

图 7 为姿态设定值恒定时,新手和老手手动飞行和新手具有增稳系统时的飞行姿态角做对比,从中可以看出,系统的姿态增稳效果良好。



(a)俯仰姿态值



(b)横滚姿态值

图7 有无增稳系统时水平姿态角对比

图 8 给出 MUH 实时俯仰角姿态值与遥控器俯仰通道输入 PWM 信号解释的姿态值进行对比所得的偏差信号,再经由串级控制器后的飞行器实时姿态输出。实验结果证明,增稳系统的控制效果达到了增加稳定性的目的,能使 MUH 在操控手给定较大变化值的信号条件下都能实现平稳的飞行。

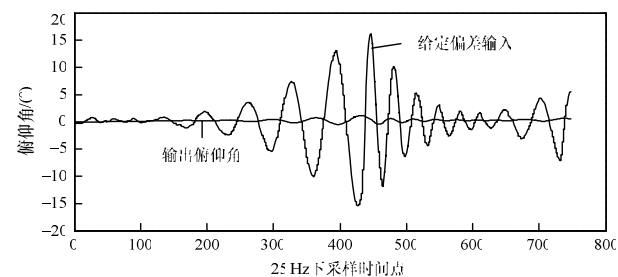


图8 俯仰通道控制效果

(下转第 217 页)