

微小型球形飞行器飞行控制系统设计

张 辉¹, 肖大华¹, 韩宝玲¹, 牛 镨², 司世才¹

(1. 北京理工大学 机械与车辆学院, 北京 100081; 2. 北京理工大学 机电学院, 北京 100081)

摘要: 根据微小型球形飞行器的结构特点和工作原理, 设计了一套基于 ARM Cortex-M3 STM32F103RBT6 微控制器的飞行控制系统, 进行了主要模块的功能设计与性能分析, 给出了研究结论与选型依据, 还设计并完成了姿态传感器两轴转台实验和飞行器室内飞行试验; 测试结果表明, 该控制系统的姿态传感器姿态测量精度高, 能够为飞行控制提供姿态参考信息; 飞行器能够圆满实现空中悬停、低空机动等飞行动作, 且空中飞行姿态稳定、实时、可靠; 该飞行控制系统功能可靠、性能稳定, 能够较好地满足微小型球形飞行器的飞行控制要求, 具有一定的实用性与扩展性。

关键词: 微小型球形飞行器; STM32F103RBT6; 飞行控制系统; 两轴转台实验; 室内飞行试验

Design of Spherical Microminiature Aircraft Flight Control System

Zhang Hui¹, Xiao Dahua¹, Han Baoling¹, Niu Kai², Si Shicai¹

(1. School of Mechanical and Vehicular Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. School of Mechatronical Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: According to the structural characteristics and working principle of spherical microminiature aircraft, a flight control system based on ARM Cortex-M3 STM32F103RBT6 microcontroller was designed, the functional design and performance analysis of main module were completed, components selection principles and research conclusions were given, and two-axis rotary table experiment of attitude sensor and aircraft indoor flight test were carried out. The results showed the flight control system attitude sensor could provide attitude reference information to flight control due to its high measurement accuracy, and that the aircraft could perform hovering flight and low-altitude maneuvering successfully with stable flight attitude. The flight control system can meet the requirement of the spherical microminiature aircraft flight control well, and it has certain practicability and extensibility.

Keywords: spherical microminiature aircraft; STM32F103RBT6; flight control system; two-axis rotary table experiment; indoor flight test

0 引言

微小型球形飞行器具有体积小、重量轻、结构紧凑、飞行灵活、防护性好、适飞性强等优点, 在空间狭小、障碍众多的环境中能有“用武之地”, 可望在侦察、探测、搜救等领域发挥重要作用^[1]。由于微小型球形飞行器采用单旋翼、四控制舵面结构形式^[2], 与其他类型的飞行器相比, 微小型球形飞行器的飞行控制系统独具特色。本文针对团队在研的一种微小型球形飞行器的结构特点和控制原理, 设计完成了其飞行控制系统, 并对系统进行了相关测试, 得出了一系列有价值的研究成果, 为微小型球形飞行器控制性能的进一步提升奠定了坚实的技术基础。

1 微小型球形飞行器简介

笔者所在团队在研的微小型球形飞行器如图 1 所示。该飞行器外围的球形结构能在飞行器飞行过程中保护高速旋转的螺旋桨, 避免其直接与障碍物碰撞, 导致螺旋桨受损、飞行器坠落; 此外, 即使飞行器坠落地面, 球形结构也能通过滚动吸收碰撞能量, 最大限度地保护飞行器关键元器件。

在微小型球形飞行器中, 电机带动螺旋桨旋转为飞行器提

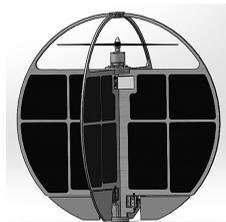


图 1 飞行器虚拟样机

供动力, 下部呈十字交叉分布且中心对称的 4 个控制舵面用来维持飞行器姿态稳定, 实现垂直起降、空中悬停、前后左右机动等基本飞行功能。飞行控制系统是飞行器的核心组成部分, 其性能直接影响到飞行器的飞行品质。本文针对该飞行器的结构特点和工作原理, 设计了一套基于 ARM Cortex-M3 STM32F103RBT6 微控制器的飞行控制系统, 其总体架构如图 2 所示。

2 飞行控制系统硬件设计

本文所设计的微小型球形飞行器飞行控制系统, 其输入为: 姿态传感器实时姿态信息和遥控接收机实时飞行控制指令, 输出为: 电机转速和舵机偏转。飞行控制器可采用 USART、SPI、IIC 等 3 种方式获取姿态传感器实时姿态信息, 通过一个通用定时器的 4 个通道捕获遥控接收机的 4 个通道(油门、偏航、俯仰、滚转)输出 PWM 信号的正脉宽信息; 由于电机转速和 4 个舵机的偏转需要 5 路 PWM 信号控制, 因

收稿日期: 2014-10-08; 修回日期: 2014-12-17。

基金项目: XXX 部基金预研项目。

作者简介: 张 辉(1968-), 女, 山东青岛人, 博士, 副教授, 硕士研究生导师, 主要从事机电一体化技术、计算机图形学方向的研究。

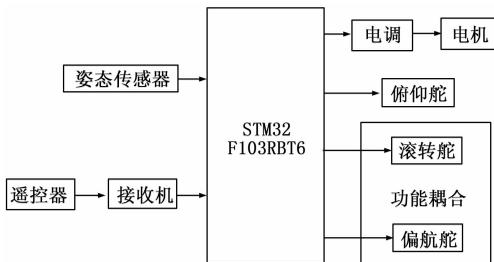


图 2 飞行器控制系统总体架构

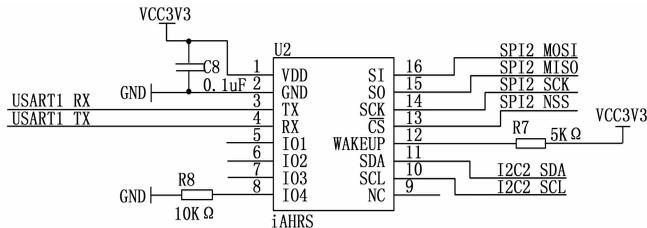


图 5 传感器接口电路

此输出还需要两个通用定时器。综上所述，可确定该飞行控制系统需要的外设资源有：3 个定时器，分别至少有一个 USART 接口、一个 SPI 接口和一个 IIC2 接口，I/O 端口若干。

2.1 控制系统主控模块及相关电路设计

2.1.1 STM32F103RBT6 微控制器简介

根据上文分析，选用 STM32F103RBT6 微控制器作为本文所设计飞行控制系统的主控制器。STM32F103RBT6 微控制器使用高性能的 ARM Cortex TM-M3 32 位的 RISC 内核，工作频率为 72 MHz，内置高速存储器（128K 字节的闪存和 20k 字节的 SRAM），丰富的增强的 I/O 端口和联接到两条 APB 总线的外设。包含 2 个 12 位的 ADC、3 个通用 16 位定时器和 1 个高级定时器，还包含标准和先进的通信接口：多达 2 个 I²C 接口和 SPI 接口、3 个 USART 接口、一个 USB 接口和一个 CAN 接口。丰富的外设配置使得 STM32F103RBT6 微控制器能够满足小型球形飞行器飞行控制系统的各种需要。

2.1.2 控制系统稳压电路设计

飞行控制系统硬件电路供电方案如图 3 所示。

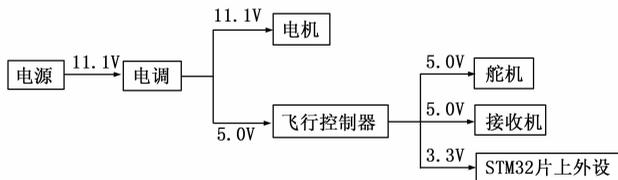


图 3 硬件电路供电方案

电源输出电压为 11.1 V，电调的 BEC 输出电压为 5 V，所以不需要 11.1 V 转换到 5 V 的稳压电路。但 STM32 芯片内部需要 3.3 V 电压供电，因此需要设计 5 V 转换到 3.3 V 的稳压电路，如图 4 所示。

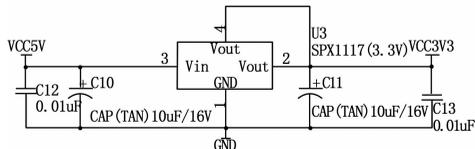


图 4 5 V 转 3.3 V 的稳压电路

2.1.3 控制系统传感器接口电路设计

该控制系统的姿态传感器具有灵活的数据接口：IIC、SPI、USART，传感器接口电路如图 5 所示。

2.1.4 程序下载接口电路设计

为了节约空间、减小飞行控制器的尺寸，采用 SWD 程序下载方式，程序下载接口电路如图 6 所示。

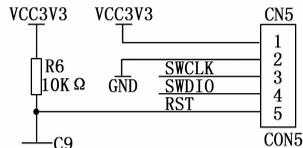


图 6 程序下载接口电路

2.2 控制系统姿态传感器模块设计

微小型球形飞行器控制系统使用的姿态传感器是基于 MEMS 技术的高性能三维运动姿态测量模块，它集成了 MEMS 三轴陀螺仪、三轴加速度计、三轴磁力计，采用扩展 Kalman 滤波^[3]对 3 种传感器的数据进行融合，通过内嵌的低功耗 ARM 处理器实时解算出飞行器当前姿态角。

2.3 控制系统无线通讯模块设计

无线通讯模块包括遥控器和接收机，接收机固定在微小型球形飞行器上，接收遥控器发送的飞行控制指令，然后将指令以 PWM 信号的形式输出到飞行控制器 STM32F103RBT6。

2.4 飞行器执行机构设计

2.4.1 电机、螺旋桨选型分析

本文所设计的微小型球形飞行器整体质量为 490g，采用的 X2208 KV1260 电机搭配 8038 螺旋桨在 11.1 V 电压驱动下最大能产生 620g 的升力，能够满足飞行器的动力需要。

2.4.2 电调模块设计

Skywalker-30A 直流无刷电子调速器，BEC 输出为 5V/2A，3 节锂电池能够驱动 4 个舵机。

2.4.3 舵机选型分析

EMAX ES08A II 微型舵机工作电压为 4.8~6.0 V，扭力 1.5/1.8 kg·cm (4.8V/6V)，能够满足微小型球形飞行器控制舵面的工作条件。

3 飞行控制系统软件设计

3.1 软件系统总体设计

实际上，微小型球形飞行器的姿态变化是高动态的，为了满足其姿态控制需要，飞行控制频率设置为 100 Hz。为了提高程序实时性和运行效率，将控制程序主要部分放在 TIM3 定时中断中执行。软件系统流程如图 7 所示。

3.2 传感器数据读取方式设计

该控制系统姿态传感器数据读取采用 USART1 接口通讯方式。

3.3 定时器 2 输入捕获方式设计

飞行控制器通过定时器 2 输入捕获模式从接收机获取飞行器姿态控制指令，接收机以 PWM 信号的形式输出遥控器飞行

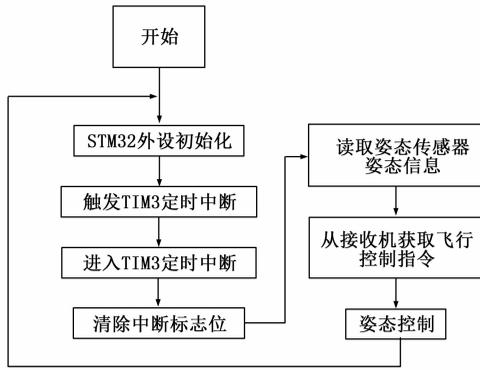


图 7 软件系统流程

控制指令, PWM 信号的正脉宽是最重要、最有意义的参数, 利用 TIM2 输入捕获功能可以计算得到接收机每个通道输出 PWM 信号的正脉宽, 原理如图 8 所示。

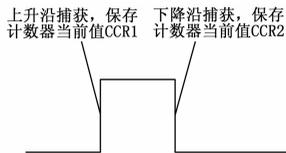


图 8 TIM2 输入捕获 PWM 信号正脉宽

当 $CCR1 < CCR2, Width = CCR2 - CCR1$;

当 $CCR1 > CCR2, Width = (ARR + CCR2) - CCR1$, 其中 ARR 为定时器自动重装载值。

3.4 中断嵌套方式设计

飞行控制系统软件设计涉及多个中断, 而且会出现中断嵌套的情况, 因此需要对中断进行配置, 特别是配置中断优先级。STM32 的中断向量具有两个属性, 一个为抢占属性, 另一个为响应属性, 其属性编号越小, 表明它的优先级越高。抢占, 是指打断其它中断的属性, 因为具有这个属性, 程序中才能允许中断嵌套的发生。而响应属性则应用在抢占属性相同的情况下, 当两个中断向量的抢占优先级相同时, 如果两个中断同时到达, 则先处理响应优先级高的中断。本文所述软件设计共包括 3 个中断, 分别是 TIM3 定时中断、USART1 接收中断、TIM2 捕获/比较中断, 它们的优先级设置如表 1 所示。

表 1 中断优先级设置

中断向量	抢占优先级	响应优先级
TIM3_IRQChannel	1	0
TIM2_IRQChannel	0	0
USART1_IRQChannel	0	0

3.5 姿态控制方式设计

经典的 PID 控制器结构简单、调整方便、稳定性好、适用性强, 不需要完全掌握被控对象的结构和参数, 也不依赖精确的数学模型, 是工业控制的主要技术之一^[4]。本文所设计的微小型球形飞行器由于质量小、重量轻, 易受扰动, 难以建立精确的数学模型, 故而适合采用经典 PID 控制技术。微小型球形飞行器 PID 控制器结构原理如图 9 所示。

4 飞行控制系统性能测试

为测试本文所设计的微小型球形飞行器飞行控制系统的相

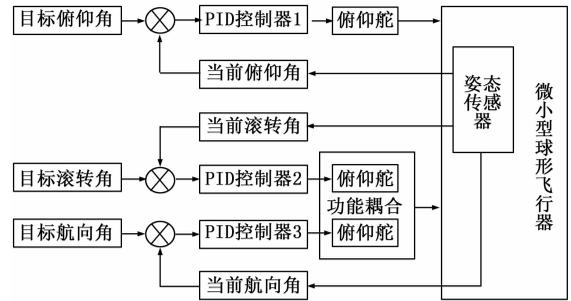


图 9 PID 控制器结构原理

关性能, 本文设计、进行了姿态传感器两轴转台实验^[5]和飞行器室内飞行试验。

4.1 姿态传感器两轴转台实验

姿态测量是飞行器飞行控制的基础, 姿态传感器为飞行器提供实时的姿态测量信息。为了检验姿态传感器的测量精度, 本文利用两轴转台进行姿态传感器动、静态测量实验。

静态测量实验时, 将姿态传感器安装固定在两轴转台上, 使姿态传感器的 X(或 Y)(X、Y 轴分别为滚转轴和俯仰轴)、Z 轴(偏航轴)分别与两轴转台水平轴、竖直轴平行; 将转台定位在零位。^[6]姿态传感器静态姿态测量结果如图 10 所示。

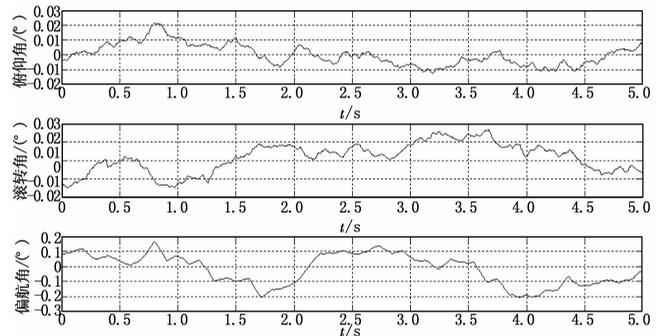


图 10 姿态传感器静态姿态测量结果

动态测量实验时, 首先将姿态传感器安装固定在两轴转台上, 使姿态传感器的 X 轴(滚转轴)、Z 轴(偏航轴)分别与转台水平轴、竖直轴平行; 分别给转台水平轴、竖直轴频率 $f = 2 \text{ Hz}$, 幅值 $A = 15^\circ$ 和频率 $f = 1.5 \text{ Hz}$, 幅值 $A = 10^\circ$ 的正弦运动信号, 姿态传感器完成滚转角、偏航角的动态测量; 然后重新安装固定姿态传感器, 使其 Y 轴(俯仰轴)、Z 轴(偏航轴)分别与转台水平轴、竖直轴平行; 给转台水平轴频率 $f = 2 \text{ Hz}$, 幅值 $A = 15^\circ$ 的正弦运动信号, 完成俯仰角的动态测量。姿态传感器动态姿态测量结果如图 11 所示。根据动态测量结果, 分析计算得到姿态传感器动态姿态测量偏差, 如图 12 所示。

根据姿态传感器动、静态姿态测量结果和动态姿态测量偏差可以看出, 姿态传感器静态测量误差 $< 0.2^\circ$, 动态测量误差 $< 2.5^\circ$ 。

4.2 室内飞行试验

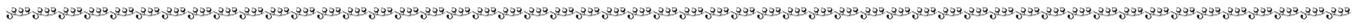
根据前述设计内容, 搭建微小型球形飞行器的飞行控制系统, 完成球形飞行器物理样机制作。飞行试验能最直观、最充分地说明飞行控制系统的性能优劣, 检验飞行控制效果。利用已制作完成的球形飞行器进行室内飞行试验, 结果如图 13 所示。

网络 PID 同步控制器, 构建每一路升降台的同步控制器结构和学习算法, 对四路升降台同步控制系统进行仿真, 实验结果表明: 基于相邻偏差耦合的 BP 神经网络 PID 同步控制器在系统的启动阶段以及受到扰动时, 具有同步误差小和同步误差收敛速度快的特点, 鲁棒性较好。

参考文献:

[1] 姜晓平, 朱奕, 伞治. 大功率随动试验台多永磁同步电机同步控制 [J]. 电机与控制学报, 2014, 18 (4): 88-95.
 [2] 曹春平, 王波, 胥小勇, 等. 基于神经网络多电机偏差耦合同步控制研究 [J]. 控制工程, 2013, 20 (3): 415-418.
 [3] 袁溪泽, 齐向东. 基于 PLC 的升降台同步模糊控制系统研究 [J]. 工业仪表与自动化装置, 2012 (3): 98-101.
 [4] Zhang Y H, Zhao D, Zhang J S. Research on PID controller based on the BP neural network [A]. 2011 International Conference on Electronic & Mechanical Engineering and Information Technology [C]. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2011 (135): 516-519.
 [5] Zeng J, Wang L G, Ye M J, et al. Research of several PID algo-

gorithms based on MATLAB [J]. Advanced Materials Research, 2013: 1075-1079.
 [6] Samarth Singh, R Mitra. Comparative analysis of robustness of optimally offline tuned PID controller and fuzzy supervised PID controller [A]. Proceedings of 2014 RA ECS UIET Panjab University Chandigarh [C]. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2014: 1-6.
 [7] Xiong JJ, Liu J Y. Neural network PID controller auto-tuning design and application [A]. 25th Chinese Control and Decision Conference [C]. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2013: 1370-1375.
 [8] 高恒路, 桑勇, 邵龙潭. 同步控制策略及其典型应用的研究 [J]. 液压气动与密封, 2012 (5): 1-7.
 [9] Balasubramonian M, Rajamani V. Design and real-time implementation of SHEPWM in single-phase inverter using generalized hopfield neural network [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2014, 61 (11): 6327-6336.
 [10] 秦帅, 张斌, 李彬. 模糊自抗扰控制在永磁同步电机调速系统的应用 [J]. 计算机测量与控制, 2014, 22 (10): 29



(上接第 2339 页)

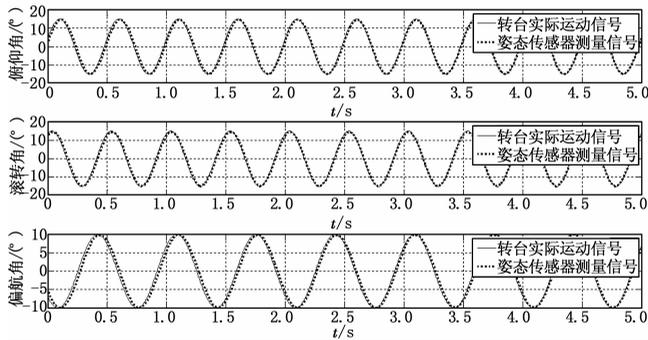


图 11 姿态传感器动态姿态测量结果

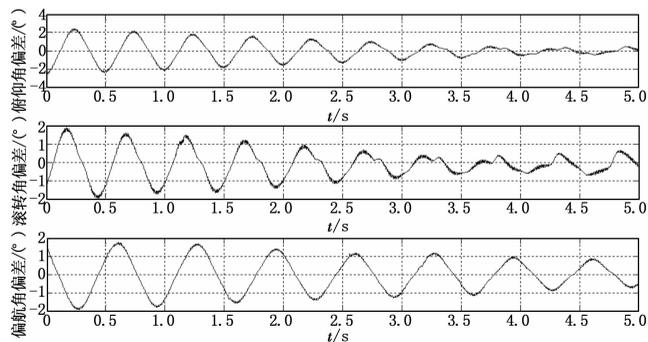
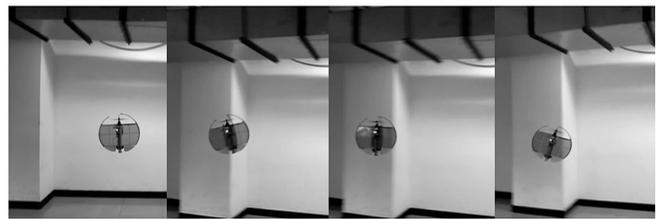


图 12 姿态传感器动态姿态测量偏差

5 结论

根据微小型球形飞行器的结构特点和工作原理, 本文设计了一套基于 ARM Cortex-M3 STM32F103RBT6 微控制器的飞行控制系统, 深入进行了其主要模块的功能设计与性能分析工作, 给出了相关研究结论与选型依据。为了测试该飞行控制系统的性能, 本文设计并完成了姿态传感器两轴转台实验和飞行器室内飞行试验。测试结果表明, 该控制系统的姿态传感器



(a) 悬停 (b) 左飞 (c) 恢复悬停 (d) 右飞

图 13 微小型球形飞行器室内低空灵活机动飞行

姿态测量精度高, 能够为飞行控制提供姿态参考信息; 飞行器能够圆满实现空中悬停、低空机动等复杂飞行动作, 且空中飞行姿态稳定、实时、可靠。所以, 本文所设计的飞行控制系统有效且性能稳定, 能够较好地满足微小型球形飞行器的飞行控制要求, 具有一定的实用性, 可为后续研究提供理论帮助与技术支持。

参考文献:

[1] Briod A, Kornatowski P, Zufferey JC, Dario Floreano. A Collision-resilient Flying Robot [J]. Journal of Field Robotics, 2014, 31 (4): 496-509.
 [2] Klapotcz A, Floreano D, Zufferey (Dir.) J. -C. Design of Flying Robots for Collision Absorption and Self-Recovery [J]. EPFL, Lausanne, 2012; 6-9.
 [3] 盛汉霖, 张天宏, 刘冬冬. 基于扩展卡尔曼滤波器的低成本航姿系统设计 [J]. 系统工程与电子技术, 2013, 35 (10): 2158-2164.
 [4] 刘璐琦. 基于 MTI 微惯性航姿系统研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008.
 [5] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2012.
 [6] 赵斐. 微小型飞行器的姿态测量与控制系统研究 [D]. 太原: 中北大学, 2013.