

# 微型四旋翼飞行器的设计与实现

严斌<sup>1</sup>, 任勇<sup>2</sup>, 董景新<sup>1\*</sup>

1. 清华大学精密仪器与机械学系导航技术工程中心, 北京 100084

2. 清华大学自动化系, 北京 100084

**摘要:** 微型四旋翼飞行器是一种可垂直起降的无人微型飞行器, 其区别于常规飞行器或航模飞行器的特点在于其尺寸很小, 最大尺寸在20 cm以内。本文介绍了微型四旋翼飞行器的背景, 论述了实现飞行所面临的关键性问题, 包括从硬件平台的搭建到软件算法的处理。最后, 在借鉴他人设计的基础上, 提出了一种微型四旋翼飞行器的解决方案, 制作并成功的实现了微型四旋翼飞行器的稳定飞行。

**关键词:** 微型四旋翼, 卡尔曼滤波, 姿态解算, PID控制

## Design and Implementation of Micro-quadrotor

YAN Bin<sup>1</sup>, REN Yong<sup>2</sup>, DONG Jingxin<sup>1\*</sup>

1. Navigation Technology Engineering Center, Department of Precision Instruments and Mechanology, Tsinghua University, Beijing 100084, China

2. Department of Automation, Tsinghua University, Beijing 100084, China

**Abstract:** Micro-quadrotor is a vertical take-off and landing unmanned miniature aircraft, compared with the conventional aircraft or model aircraft, it is characterized by the small size, generally less than 10 cm×10 cm. This paper introduces the background of the micro-quadrotor, and discusses the key issues facing the realization of the flight, including the handle from hardware platform to software algorithm. Finally, in reference to the design of the others, we proposed a solution of the micro-quadrotor, and successfully achieved the production and the stable flight of the micro-quadrotor.

**Key Words:** Micro-quadrotor, Attitude Solution, Kalman Filtering, PID Control

### 1 引言

随着MEMS工艺的成熟和制造技术的提高, 基于MEMS传感器的数据融合逐渐成为导航领域的一大研究热点。而四旋翼作为飞行器的一种模式, 其简单的结构和独特的飞行控制方式<sup>[1]</sup>, 使得它非常适合理论研究和实际应用, 在国际范围内引起了各大高校及研究院所的兴趣。

#### 1.1 四旋翼背景

四旋翼是一种可垂直起降(VTOL)的多旋翼飞行器, 与常规旋翼机相比, 其四只旋翼可以产生相互抵消的反扭力矩, 不需要复杂的机械结构<sup>[2]</sup>。

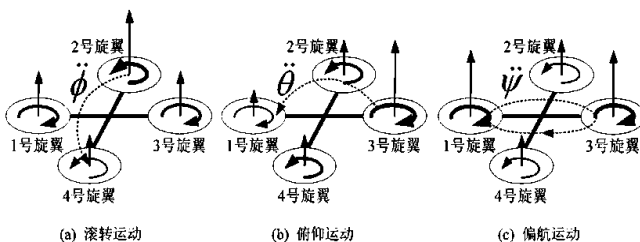


图1 四旋翼飞行器控制原理<sup>[3]</sup>

如图1所示, 四旋翼机体呈十字交叉状, 在四端安装有四个电动机和螺旋桨, 通过控制四个电动机的转速来改变四个升力, 解耦后即可保证飞行器的平稳控制及完成俯仰、横滚、偏航等空间六自由度的动作<sup>[3]</sup>。

目前常见四旋翼基本都属于微小型无人飞行器, 从尺寸上来说可以分为两类<sup>[2]</sup>: 小型四旋翼飞行器和微型四旋翼飞行器。小型四旋翼飞行器是指最大尺寸在40 cm-100 cm之间, 而微型四旋翼飞行器则在20 cm以内。不管是宾夕法尼亚大学, 还是斯坦福大学等国际名校, 他们的相关研究均以小型四旋翼为主要平台<sup>[4]</sup>。

#### 1.2 微型四旋翼飞行器研究现状

早在1999年, 斯坦福大学就提出了微型四旋翼飞行器的概念Mesicopter, 但最终只完成了机械部分的制作, 止步于固定在手臂上的起飞<sup>[5]</sup>。真正实现飞行的是近两年一个名叫the Crazyflie quadcopter的微型四旋翼飞行器<sup>[6]</sup>, 如图2所示。而到最近一年, 国内在该领域才刚刚起步, 只有少数几例成功实现了飞行。本团队也在11年开始研制微型四旋翼飞行器, 并成功起飞。

而微型四旋翼飞行器具有以下特点:

基金项目: 总装“十二五”预研项目(513090203\*\*).

\*通讯作者: 董景新, E-mail: dongjx@mail.tsinghua.edu.cn

- a) 最大尺寸在20cm以内，总重量几十克以内（含电池）；
- b) 结构与电路设计一体化，集成度高，板载三轴陀螺仪、加速度计、磁罗盘等多种传感器和微控制器；
- c) 可通过板载通信模块与主设备通信，实现无线控制与数据通信；
- d) 可在室内飞行，且飞行声音小，螺旋桨力度小，不会划伤人。



图2 the Crazyflie quadcopter<sup>[6]</sup>

## 2 系统框架与难点

相比小型四旋翼来说，微型四旋翼飞行器的系统框架基本一致，都是通过机载航姿参考系统(AHRS)得到飞行姿态，然后由控制算法计算出四个电动机的转速，以使飞行器在空中达到稳定平衡。

目前，各在研的微型四旋翼飞行器，通常直接使用电路板制作机架，将电动机固定在PCB上，就完成了机械部分。

本文采用的系统设计框架如图3所示。

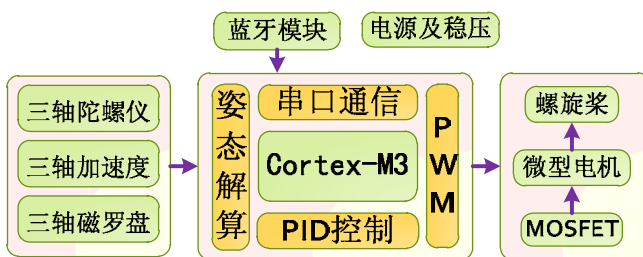


图3 系统设计框架

但是由于其体积和重量的限制，在设计方案时有以下几个难点：

- a) 对动力与能源的要求，在保证承载整机重量的同时，需要能够提供一定的升力余度以保证控制和一定的续航时间。
- b) 对传感器精度与体积的要求，要能稳定平衡，则需要较好的姿态反馈，以保证足够迅速的系统响应。
- c) 对姿态解算的要求，在复杂的环境中，比如机体随着电动机的剧烈振动，在保证实时性的同时，还能有较好的姿态跟随。
- d) 对控制算法的要求，能够对系统进行很好的稳定控制，限制角度误差。

## 3 设计方案

图4是本文研制的微型四旋翼飞行器，采用的器件如表1所示。

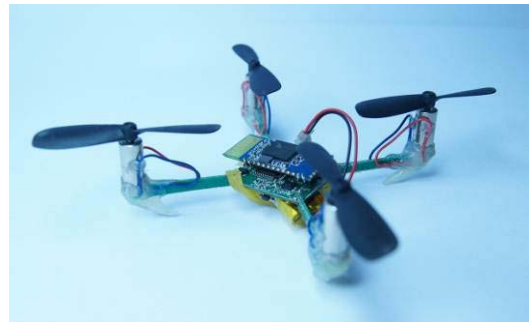


图4 本文研制的微型四旋翼飞行器

表 1. 器件选用型号

器件	型号
ARM Cortex-M3	STM32C8T6
三轴陀螺仪	L3G4200
三轴加速度计	MMA5842/5841
三轴磁罗盘	HMC5883
微型电动机	7×16.5 mm空心杯电动机
螺旋桨	45 mm正反桨

### 3.1 动力装置和动力源

任何飞行器首先要解决的就是动力问题<sup>[5]</sup>，微型四旋翼飞行器为了做到尺寸小和质量轻，不能采用普通的航模电动机和电调，比较合适的方案是采用高效率 and 响应迅速的空心杯电动机。

选用的微型电动机为7×16.5 mm的空心杯电动机，配备45 mm螺旋桨后，重量仅为3 g。驱动部分，采用SOT-23封装的MOSFET，对驱动电压进行脉宽调制(PWM)。由于空心杯电动机功率较大，要求MOSFET最大连续电流大于1A，导通电阻为几十毫欧。经验证，SI2302与PMV31XN都可以满足要求。

在幅值4V的PWM控制下，测得单个电动机的拉力随PWM占空比的曲线，如图5所示。同时，选用300mAh的3.7V聚合物锂电池，重量在10.3 g，可以保证整机5分钟左右的续航时间。

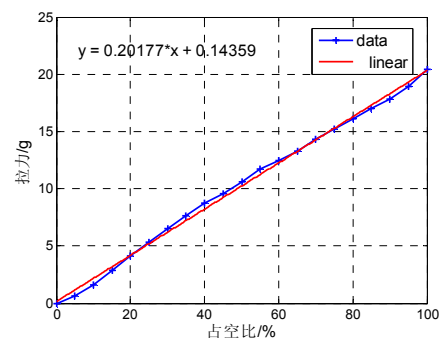


图5 电动机拉力与控制电压PWM占空比的曲线

电路板与所有电子器件总重2.7 g，加上电池和动力设备总重30 g左右。而由图5可知，4个电动机能提供的最大升力为80多克，且线性度较好，留有了足够的控制余量。

### 3.2 航姿参考系统

在航姿参考系统中，采用的器件为电子市场中常用的三轴传感器：加速度计MMA8452/8451，在±2G的量程下，分辨率达到1 mg；陀螺仪L3G4200，在±500 dps(°/s)的量程下，分辨率达到17.5 mdps；磁罗盘HMC5883，在±0.88 Gauss的量程下，分辨率小于1 mGauss。以上传感器均使用IIC总线与主控芯片通信，整体采样率为200 Hz。在静止情况下，其输出信号如图6所示，总体精度较高，但有较多毛刺。

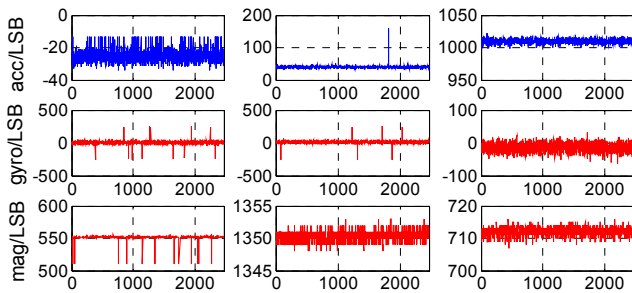


图6 获取的九轴原始数据

### 3.3 姿态解算

主控芯片采用带有ARM Cortex-M3内核的STM32C8T6，其72 MHz的主频和丰富的接口，保证了系统运算的实时性。

通过IIC总线将传感器数据采集后，经过简单的预处理去掉毛刺后，由加速度计、磁罗盘计算姿态角，通过卡尔曼滤波融合陀螺仪数据，得到较为精确的姿态角。

卡尔曼滤波器主要包括两个过程：预估和校正。预估过程是利用时间更新方程建立对当前状态的先验估计，及时向前推算出当前状态变量和误差协方差估计的值，以便为下一个时间状态构造先验估计值。校正过程则相当于反馈，利用测量值来得到校正状态，建立对当前状态的改进的后验估计<sup>[7]</sup>。

标准卡尔曼滤波过程如下：

时间更新方程：

$$\hat{X}_k^- = A\hat{X}_{k-1} + B\hat{U}_{k-1}$$

$$P_k^- = AP_{k-1}A^T + Q$$

状态更新方程：

$$K_k = P_k^- H^T (HP_k^- H^T + R)^{-1}$$

$$\hat{X}_k = \hat{X}_k^- + K_k(Z_k - H\hat{X}_k^-)$$

$$P_k = (I - K_k H)P_k^-$$

具体实现中，将三个轴向的数据都分开计算，选取姿态角和传感器漂移为状态量<sup>[8]</sup>，

则有如下状态方程：

$$x_{k+1} = Ax_k + Bu_k$$

$$\begin{pmatrix} \alpha \\ bias \end{pmatrix}_{k+1} = \begin{pmatrix} 1 & -dt \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha \\ bias \end{pmatrix}_k + \begin{pmatrix} dt \\ 0 \end{pmatrix} u_k$$

选取测量方程为： $y_k = [1 \ 0] \begin{bmatrix} \alpha \\ bias \end{bmatrix}_k$

为了简化，可以认为姿态角的噪声和陀螺仪漂移都是零均值的白噪声，而且相互独立，过程激励状态量噪声协方差矩阵和参数选择为：

$$Q = \begin{bmatrix} VarAngle & 0 \\ 0 & VarOmegaBias \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.001 & 0 \\ 0 & 0.001 \end{bmatrix}$$

由加速度计计算的俯仰角和横滚角测量噪声协方差选为  $R = 50$ 。则可以按照上述标准卡尔曼过程解算出相对较为准确姿态角度。

微型四旋翼飞行器水平放置并开启电动机时，从图7中，可以看到，在采取减震结构前，单从加速度计得到的姿态(绿色)有近100°幅度的噪声，经过与陀螺仪数据融合，得到的姿态(蓝色)摆动幅度为5°左右，对飞行来说还有点勉强。(红色为陀螺仪纯积分得到的角度)

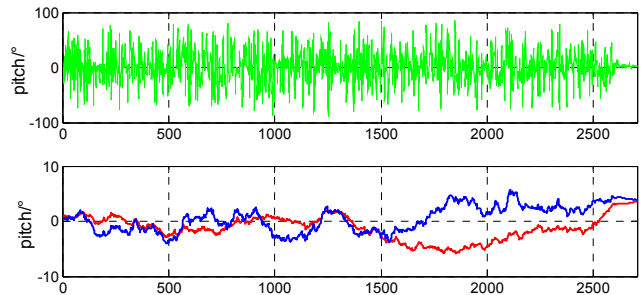


图7 减震前原始数据及解算姿态

针对剧烈震动引起的加速度计噪声大的情况，对微型四旋翼飞行器进行了减震改进，将主电路用皮筋悬挂起来，如图8中所示。

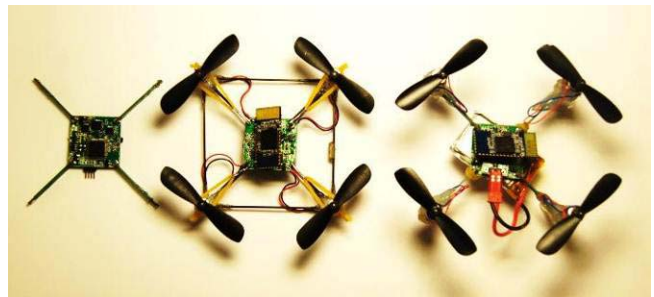


图8 左:电路板与器件,中:悬挂减震系统,右:无减震

经过减震后，只看俯仰方向的数据，如图9所示，噪声明显变小，卡尔曼滤波出来的俯仰角精度也更高了，为2°左右，可以满足较好的姿态控制。

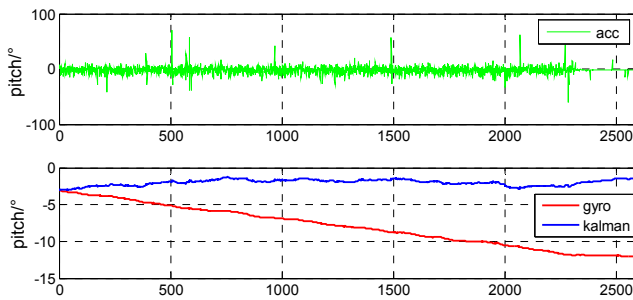


图9 减震后原始数据及解算姿态

在一段时间内，关闭和开启电机数次，同时，机体俯仰角也在变化，测试的姿态数据如图10所示，解算出的姿态跟随性较好，有较好的解算结果和快速的响应速度。

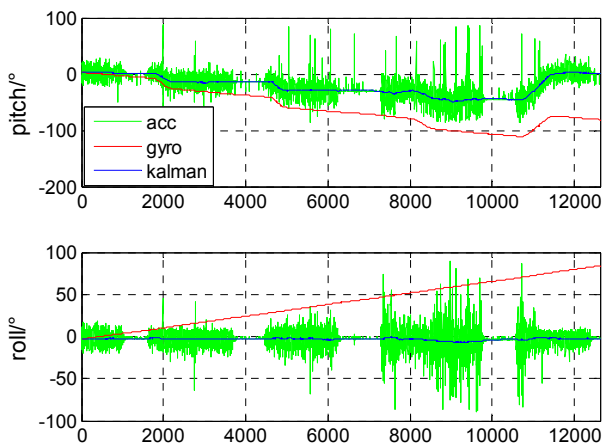


图10 姿态跟随测试

### 3.4 控制实现

理论上有很多先进的控制方法可以使用，比如自适应控制等，但是由于建模的复杂和参数的难以获得，所以控制效果可能反不如PID控制<sup>[9]</sup>。因此我们采用了具有一定鲁棒性能的PID控制，利用其离散形式：

$$u(k) = K_p * e(k) + K_i * \sum_{i=0}^k e(i) + K_d * [e(k) - e(k-1)]$$

来实现对三个角度的控制，经过实验，采取PD控制是可行的。

通信接口为蓝牙串口模块，可使用任何蓝牙主设备与其进行配对连接，然后按照协议发送控制指令。并通过主设备端的加速度传感器获得体感数据，对微型四旋翼飞行器进行了成功的飞行控制。

## 4 结论与展望

微型四旋翼飞行器的设计和实现是一件有挑战性同时也是很有意义的工作。本文在对微型四旋翼飞行器的背景和技术难点做了介绍与分析之后，提出了一种微型四旋翼飞行器的方案，针对微型四旋翼飞行器的关键问题做了探索性的解决，并将之具体实现。

微型四旋翼飞行器是一个正在兴起的方向，综合了导航技术、控制算法、集成设计等多种技术，而且目前国内外的研究都刚刚起步，正是我们大力发展的好时机。微型四旋翼飞行器集成摄像头后，可以应用在微小型一次性单兵系统、间谍工具等对成本、体积要求很高的方面。更进一步，集成GPS模块后，即可实现航线的自主飞行，以执行更高难度的任务。

## 参考文献

- [1] MCKERROW P. Modelling the draganflyer four- rotor helicopter, Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation. 2004: 3596-3601.
- [2] 聂博文, 马宏绪, 王剑, 王建文. 微小型四旋翼飞行器的研究现状与关键技术. 电光与控制, 14(6): 113-116, 2007.
- [3] 王俊生. 四旋翼碟形飞行器控制系统设计及控制方法研究. 硕士学位论文, 国防科学技术大学, 2007:18-20.
- [4] Arda Ozgur Kivrak. Design of Control Systems for a Quadrotor Flight Vehicle equipped with inertial Sensors. Masters Thesis, Atilim University Turkey, 2006: 5-14.
- [5] 李占科, 宋笔锋, 宋海龙. 微型飞行器的研究现状及其关键技术. 飞行力学, 21(4): 1- 4, 2003.
- [6] <http://www.bitcraze.se/>, 2012.
- [7] 彭丁聪. 卡尔曼滤波的基本原理及应用. 软件导刊, 8(11): 32-34, 2009.
- [8] Matthew G.Earl,Raffaello D' Andrea. Real-time Attitude Estimation Techniques Applied to a Four Rotor Helicopter. 43rd IEEE conference on decision and control, 2004: 14-17.
- [9] 王业潘, 孙骅, 李文静. 微型四旋翼直升机控制系统设计. 广州大学学报 (自然科学版), 10(2): 35-41, 2011.