

基于 STM32 系统的四旋翼无人机姿态解算方法的设计与研究

林超文¹, 李奇²

1. 深圳市英达维诺电路科技有限公司, 深圳 51800

2. 西安晨曦航空科技股份有限公司南京分公司, 南京 211200

摘要: 为了解决传感器自身累计误差和周围环境随机误差对姿态最优估计影响的问题, 提出了一种基于 STM32 的无人机姿态增稳系统设计方案。本课题来源于某科研项目, 研究使用 STM32 芯片对四旋翼无人机进行飞行控制, 首先设计了系统硬件, 然后重点围绕基于陀螺传感器进行姿态增稳和飞行控制问题展研究, 并将设计的软硬件系统和算法姿态解算应用到实际无人机系统上, 利用数值仿真和实际飞行验证了文中提出的方法。

关键词: 姿态估计, 四旋翼无人机

文章编号: 文献标识码: A 中国分类号:

Attitude Estimation Design of Four-rotor UAV based on STM32

LIN Chaowen¹, LI Qi²

1. Shenzhen EDA Winner Circuit Technology Co., Ltd, Shenzhen, 51800, China

2. Xi'an Chenxi Air Technology Co., Ltd, Nanjing Branch, 211200, China

Abstract: In order to solve the problem that the cumulative errors of sensors and random errors of surrounding environment affect the optimal attitude estimation, a design scheme of attitude stabilization system for UAV based on STM32 is proposed. This paper is based on a scientific research project. STM32 chip is used to control the flight of Four-rotor UAV. Firstly, the hardware of the system is designed. Then, the attitude stabilization and flight control based on gyroscope sensor are studied. The software and hardware systems and algorithms designed are applied to the actual UAV system. The proposed method is verified by numerical simulation and actual flight.

Key words: attitude estimation, Four-rotor UAV

1 引言

姿态解算是飞行器稳定飞行的前提条件, 在飞行过程中, 实时准确地获得飞行器的姿态信息, 可以决定飞行器的控制精度和稳定性。由于系统数据积分产生的误差和外部干扰产生的随机误差, 所以要估计飞行器姿态的最优信息必须对多传感器进行误差处理, 并寻求解算算法^[1]。

本系统在 Mahony 提出的补偿滤波器的基础上进行优化, 读取加速计和陀螺仪数据寄存器, 然后对加速计数据 IIR 低通滤波, 对陀螺仪数据加偏置调整, 然后对加计数据和陀螺数据进行融合, 以期得到最优姿态解

算。

2 姿态解算算法原理

四元数 (Quaternions) 是由爱尔兰数学家哈密顿在 1843 年发明的数学概念。四元数就代表着一个四维空间, 相对于复数为二维空间^[2]。

四元数主要公式如下。

$$\overset{\circ}{q} = \{w, v\} = [w \ x \ y \ z]^T$$

四元数的长度 (模) 与普通向量相似。

$$|q| = \sqrt{w^2 + x^2 + y^2 + z^2}$$

下面是对四元数的单位化，单位化的四元数可以表示一个旋转。

$$\overset{o}{q} = \begin{bmatrix} \overset{o}{q} \\ \begin{matrix} o \\ q \end{matrix} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} w & x & y & z \\ \begin{matrix} o \\ q \end{matrix} & \begin{matrix} o \\ q \end{matrix} & \begin{matrix} o \\ q \end{matrix} & \begin{matrix} o \\ q \end{matrix} \end{bmatrix}^T$$

四元数相乘，旋转的组合就靠它了。

$$q_0 = q_1 q_2$$

$$\begin{cases} w_0 = w_1 w_2 - x_1 x_2 - y_1 y_2 - z_1 z_2 \\ x_0 = w_1 x_2 + x_1 w_2 + y_1 z_2 - z_1 y_2 \\ y_0 = w_1 y_2 - x_1 z_2 + y_1 w_2 + z_1 x_2 \\ z_0 = w_1 z_2 + x_1 y_2 - y_1 x_2 + z_1 w_2 \end{cases}$$

旋转的“轴角表示”转“四元数表示”。这里创造一个运算 $q(w, \theta)$, 用于把绕单位向量 w 转 θ 角的旋转表示为四元数。

$$\hat{w}, \theta \} \rightarrow \overset{o}{q}(\hat{w}, \theta) = \{\cos(\frac{\theta}{2}), \hat{w} \cdot \sin(\frac{\theta}{2})\}$$

多个旋转的组合可以用四元数的乘法来实现。

$$R(\overset{o}{q_0}) \cdot R(\overset{o}{q_1}) = R(\overset{o}{q_0} \cdot \overset{o}{q_1})$$

“四元数表示”转“欧拉角表示”。用于显示。

φ : 偏航角 (yaw), z 轴
 θ : 俯仰角 (pitch), y 轴
 φ : 滚转角 (roll), x 轴

3 无人机硬件方案设计

四旋翼无人机的主控板系统框架如图1所示：

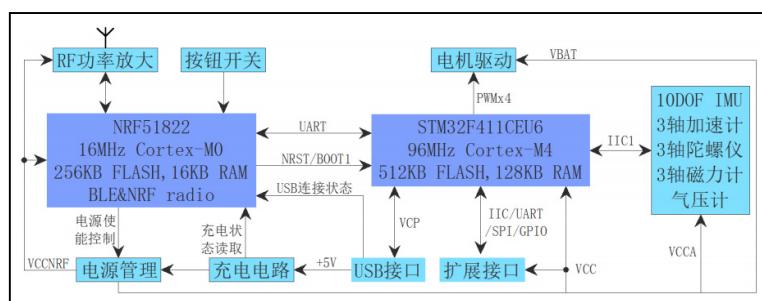


图 1 无人机主控板系统框架图

可以看到，无人机采用双 MCU 控制，Cortex-M0 内核 MCU NRF51822 主要负责无线通信和电源管理，Cortex-M4 内核 MCU 主要负责传感器读取，数据融合，PID

控制和电机控制等。而这 2 个 MCU 之间的通信方式为 UART。

其中主控 MCU STM32F411CEU6 电路图如图 2 所示：

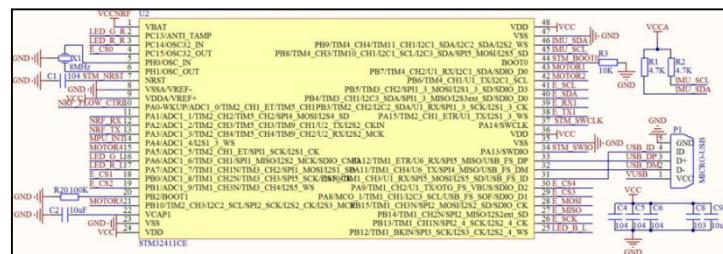


图 2 飞行器 MCU 电路图

四旋翼无人机微型四轴板载一颗九轴传感器 MPU9250 和一颗气高精度压传感器 BMP280，电路图如图 3 所示：九轴传感器芯片为 MPU9250，可以测量 3 轴加速度、

3 轴陀螺和 3 轴磁力计。此传感器用于测量四轴的姿态数据。

MPU9250 同时支持 SPI 和 IIC 通信。为方便开发，这 2 颗传感器都使用 IIC 通信。

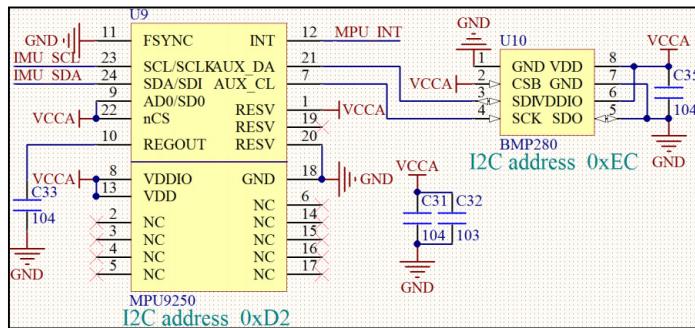


图3 飞行器传感器原理图

4 无人机软件姿态解算算法设计

四旋翼无人机姿态解算的流程图如图4所示：

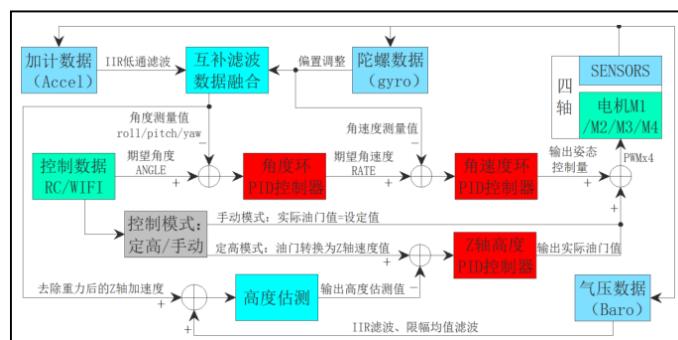


图4 姿态解算和 PID 算法流程图

关于姿态解算，四旋翼无人机采用互补滤波算法进行姿态解算，更新周期 200Hz。MCU 通过 IIC(模拟 IIC)读取加速计和陀螺仪数据寄存器，然后对加速计数据 IIR 低通滤波，对陀螺仪数据加偏置调整，然后对加计数据和陀螺数据进行融合，输出姿态数据 (roll/pitch/yaw) [3]。

姿态解算关键代码如下：

```

float q0s, q1s, q2s, q3s; /*四元数的平方*/
static float R11,R21; /*矩阵(1,1),(2,1)项*/
static float restxZ, restyZ, restzZ; /*机体
坐标系下的 Z 方向向量*/
float halfT = 0.5f * dt;
Axis3f tempacc = acc;
gyro.x = gyro.x * DEG2RAD; /* 度转弧度 */
gyro.y = gyro.y * DEG2RAD;
gyro.z = gyro.z * DEG2RAD;
restxZ、restyZ、restzZ 就是四元数的机体坐标参考
系换算出来的重力的单位向量。
/*单位化加速计测量值*/
normalise = invSqrt(acc.x * acc.x + acc.y * acc.y +
acc.z * acc.z);
acc.x *= normalise;
acc.y *= normalise;
acc.z *= normalise;
/*机体坐标系下的 Z 方向向量*/
restxZ = 2 * (q1 * q3 - q0 * q2); /*矩阵(3,1)项*/
restyZ = 2 * (q0 * q1 + q2 * q3); /*矩阵(3,2)项*/
restzZ = q0s - q1s - q2s + q3s; /*矩阵(3,3)项*/

```

$acc.x$ 、 $acc.y$ 、 $acc.z$ 是机体坐标参照系上，加速度计测出来的重力向量，也就是实际测出来的重力向量， $restxZ$ 、 $restyZ$ 、 $restzZ$ 是根据陀螺仪数据推算出的重力向量，它们都是机体坐标参照系上的重力向量^[4]。

/*加速计读取的方向与重力加速度方向的差值，用向量叉乘计算*/

```

ex = (acc.y * restzZ - acc.z * restyZ);
ey = (acc.z * restxZ - acc.x * restzZ);
ez = (acc.x * restyZ - acc.y * restxZ);

```

5 姿态解算试验与验证

使用上文所设计的姿态换算进行相应的飞行试验，并跟踪指令。以俯仰通道为例，姿态跟踪指令分成两种，其一是幅值 5，频率 0.2Hz 的正弦波信号，另一个是幅值 5，频率 0.2Hz 的方波信号。图 5-8 是两种姿态换算作用下的无人机系统姿态角跟踪图。

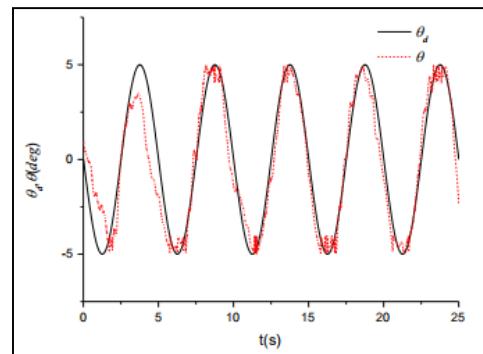


图5 正弦姿态跟踪效果

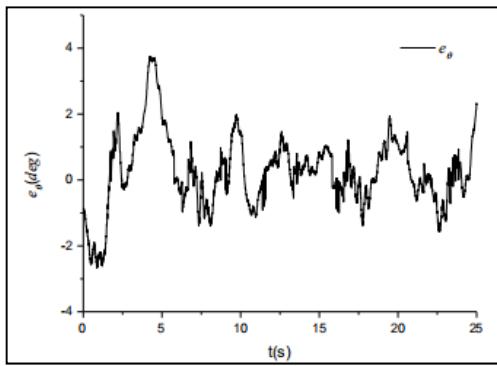


图 6 正弦姿态误差曲线

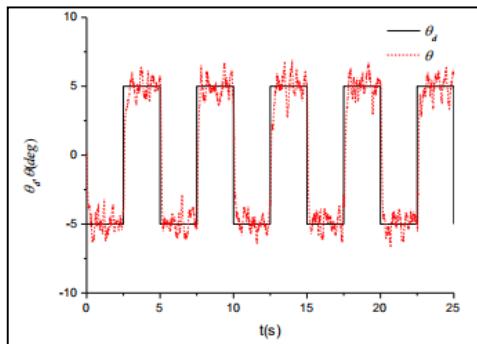


图 7 方波姿态跟踪效果

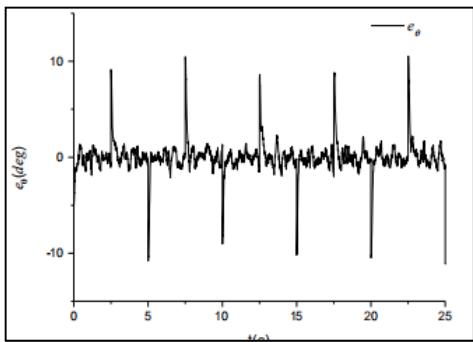


图 8 方波姿态误差曲线

由上图可知，本文所设计的姿态换算和 PID 控制器都以使四旋翼无人机正常飞行。



图 9 试飞地面定点图

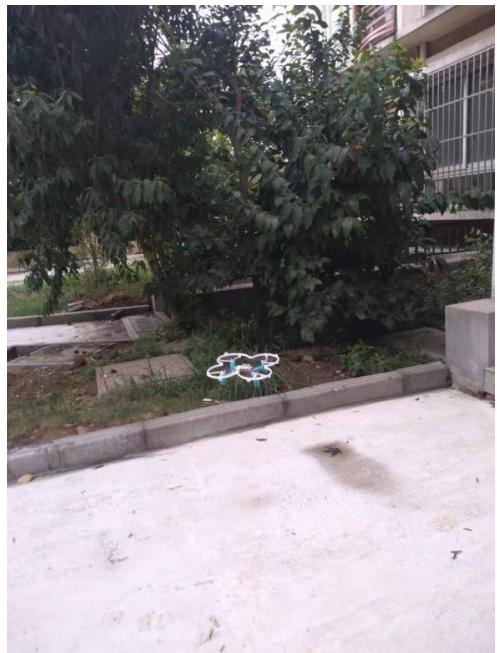


图 10 试飞外场图

6 结论

旋翼飞行器飞行过程中获得姿态最优解算是飞行器系统稳定运行的前提。本文基于四元数坐标换算，然后通过修正坐标系旋转误差，实现了多传感器的数据融合，然后对加速计数据 IIR 低通滤波，对陀螺仪数据加偏置调整，然后对加计数据和陀螺数据进行融合，输出姿态数据。实验表明：俯仰角和横滚角误差在 ± 1.3 以内；偏航角误差保持在 ± 2.1 以内。本文设计的姿态解算系统满足了四旋翼飞行器飞行控制对姿态信息的要求。

参考文献

- [1] 洪森涛,金智慧,李志强.四旋翼飞行器建模及姿态稳定性分析 [J].电光系统,2008,2:34-37
- [2] 刘通,谢剑斌,丁文霞,等.飞行仿真实验中飞机飞行参数与坐标系变换[J].计算机技术与发展,2006,16(10):191-193.
- [3] 陈宇捷.基于MEMS的微小型嵌入式航姿参考系统研究[D].上海交通大学,2009.
- [4] 陈航科,张东升,盛晓超,等.四旋翼飞行器悬停状态姿态控制建模与仿真[J].计算机仿真,2013,30(11):41-45