

# 基于 ARM 的四旋翼姿态控制器设计

吴承建, 沈捷, 陈乾坤

(南京工业大学 电气工程与控制科学学院, 南京 211816)

**摘要:** 四旋翼姿态控制器采用集成了加速度计和陀螺仪的惯性测量单元, 实时采集姿态数据, 传输给 Cortex-M4 内核的处理芯片, 利用四元数姿态解算方法, 对加速度和角速度数据融合解算处理; 采用位置式 PID 控制算法, 控制 4 个无刷电机的转速, 实现控制四旋翼飞行器的飞行姿态; 建立万向云台调试系统, 通过实践调试验证该控制器能实现控制四旋翼姿态的稳定性; 稳定飞行时, 姿态角的平均振荡范围为  $5^\circ$ 。

**关键词:** 惯性测量单元; PID; 四元数; 数据融合; 姿态角; 万向云台调试

## Design of Four Rotor Attitude Controller Based on ARM

Wu Chengjian, Shen Jie, Chen Qiankun

(College of Automation and Electrical Engineering, Nanjing Tech University, Nanjing 211816, China)

**Abstract:** Four rotor attitude controller adopts the inertial measurement unit which integrated accelerometer with gyro, gather attitude data real-time, then transferred to the Cortex-M4 core processing chips, Using the attitude of quaternion calculation method, the data integration of acceleration and angular velocity is calculated. And use positional PID control algorithm to control four brushless motor speed to achieve controlled four-rotor aircraft flight attitude. Establish universal platform debug system, through the practice of testing to verify controller can achieve the stability control of four rotor profile. The stable flight attitude average oscillation angle range is 5 degree.

**Keywords:** IMU; positional PID; quaternion; data fusion; attitude; universal platform debug system

## 0 引言

近年来, 随着芯片、材料等技术的进步, 加快了旋翼飞行器发展速度, 在诸如地震灾情探查、电影电视节目录制等方面发挥着重要的作用。四旋翼飞行器有着相对于传统直升机特有的优势, 包括便捷性、易操作和灵活性等。考虑到四旋翼飞行器是具有 6 个输入量、4 个输出量的非线性欠驱动系统<sup>[1]</sup>, 这使得飞行控制器的设计相对比较困难。本文以四旋翼飞行器的姿态稳定控制为目标, 设计了主控制器硬件, 在姿态角与加速度数据的解算中运用了卡尔曼滤波器, 搭建了基于方向节的四旋翼实物调试系统。通过不断调整给定参数, 重复试验, 直至四旋翼能够保持姿态稳定。

## 1 控制器硬件系统

本文设计的四旋翼控制器采用 32 位 ARM 微控制器, 运行最高时钟频率为 168 MHz, 主要处理多传感器实时采集到的飞行器姿态数据。惯性测量单元集成了陀螺仪和加速度计, 利用 IIC 串行总线采集并输出数据到主控芯片, 数据经过处理后输出 4 路 PWM 波控制电机。四旋翼飞行器系统结构图如图 1 所示。

### 1.1 微控制器芯片

飞行控制器中的核心控制芯片采用 ST 意法半导体公司基于 Cortex-M4 内核架构开发的 STM32F407VGT6, 该芯片具

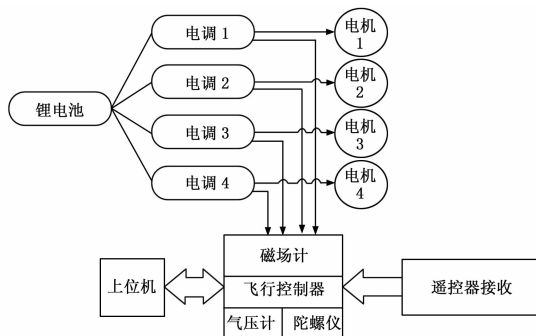


图 1 四旋翼控制器结构图

有通信接口资源丰富、功耗较低、成本低和外设功能较全等特点, 并且支持 FPU 浮点运算, 提高了数据运算精度<sup>[4]</sup>。芯片将惯性测量单元采集到的加速度与角速度数据解算成姿态角, 经过增量式 PID 控制算法处理, 产生相应占空比的 PWM 波。惯性测量单元从采集到传输给主控制芯片耗时约 3 ms, 因此对微控制器响应速度有一定的要求。从 STM32F407VGT6 的特点来看, 丰富的接口资源能够充分的满足上位机、串口、传感器等对接口的要求。

### 1.2 惯性测量单元

飞行控制器的惯性测量单元实时测量四旋翼飞行器的姿态数据<sup>[2]</sup>, 本控制器中采用的型号为 MPU6050, 该单元内部集成了一个三轴 MEMS 加速度计和一个三轴 MEMS 陀螺仪, 通过 IIC 接口与主控芯片连接。由于数据打包传输, 微控制芯片在接收到数据后必须先进行离散化处理, 分化为对应的 X、Y、Z 轴数据。MPU6050 对陀螺仪和加速度计分别使用了 3 个 16 位的 ADC, 将测量的模拟量转换为可输出的数字量; 为了

收稿日期:2015-05-17; 修回日期:2015-06-03。

**作者简介:** 吴承建(1990-), 男, 安徽芜湖人, 工学硕士, 主要从事嵌入式控制系统方向的研究。

沈捷(1976-), 男, 安徽铜陵人, 副教授, 硕士生导师, 主要从事机器人、嵌入式系统方向的研究。

精确跟踪快速和慢速的运动,规定传感器的测量范围可控。初始时刻预设四旋翼飞行器的地面参考坐标系与惯性测量单元的坐标系重合,设滚转、俯仰和偏航姿态角<sup>[3]</sup>为 $(\alpha, \beta, \theta)$ 。

陀螺仪测量 3 个轴上的角速度,通过利用四元数算法将角速度解算为姿态角度。

### 1.3 无线通信

四旋翼控制器除了与遥控器通信,在调试过程中需要与上位机通信,在设计过程中综合考虑成本、效率、传输距离等因素,选择 NRF24L01 作为无线通信模块。该模块集成了晶振、数字接口、收发器等功能。在计算机端与飞行控制器各连接 NRF24L01 模块,上位机既可以向四旋翼飞行器发送指令,也可以将四旋翼飞行器的飞行参数上传至上位机,实时监测飞行姿态。飞行器需要传输给上位机的参数包括 PID 参数、加速度与角速度和姿态角等。

## 2 控制器软件

### 2.1 四元数算法

四元数是一个四维的复数,它描述了刚体的定点转动的过程,包含一个旋转轴和一个旋转角度信息。四旋翼的位姿有四元数和欧拉角两种表示方式,本文利用四元数算法,并结合欧拉角坐标转换矩阵,通过对角速度进行四元数解算,得到机体旋转各个轴上欧拉角分量。

四元数<sup>[4]</sup>可表示为:

$$\vec{Q} = \cos \frac{\varphi}{2} + \vec{u} \sin \frac{\varphi}{2} = q_0 + q_1 \vec{i} + q_2 \vec{j} + q_3 \vec{k} \quad (1)$$

其中: $\vec{u}$ 为旋转轴的单位向量, $\varphi$ 为旋转的角度。

取地面参考坐标系为  $N$  系,机体坐标系为  $B$  系,初始时两个坐标系重合。四旋翼一次运动过程可等效为刚体定点旋转过程,如图 2 所示。四旋翼初始位置如  $A$  点所示,转动  $\phi$  角度后位置如  $A'$  所示。

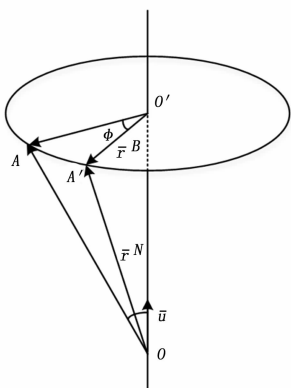


图 2 机体旋转示意图

图中,向量 $\vec{r}^N$ 和 $\vec{r}^B$ 的变换关系可采用四元数乘法<sup>[5]</sup>表示:

$$\begin{bmatrix} 0 \\ \vec{r}^N \end{bmatrix} = \vec{Q} \otimes \begin{bmatrix} 0 \\ \vec{r}^B \end{bmatrix} \otimes \vec{Q} \quad (2)$$

四元数  $Q$  对任意一个向量的作用就是绕着旋转轴旋转  $\phi$  角度。式 (2) 可写为:

$$\begin{bmatrix} 0 \\ \vec{r}^N \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} \times & 0 & 0 & 0 \\ \times & q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_0 q_2 + q_1 q_3) \\ \times & 2(q_0 q_3 + q_1 q_2) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ \times & 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) & 2(q_0 q_1 - q_2 q_3) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \vec{r}^B \end{bmatrix} \quad (3)$$

可由上式得  $N$  系与  $B$  系的坐标转换矩阵  $D$  为:

$$D = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_0 q_2 + q_1 q_3) \\ 2(q_0 q_3 + q_1 q_2) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) & 2(q_0 q_1 - q_2 q_3) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (4)$$

若欧拉角  $\alpha, \beta, \theta$  表示四旋翼姿态角度,可得两坐标系间的欧拉旋转矩阵<sup>[5]</sup>为:

$$C_B^N = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\beta & -\sin\theta\cos\alpha + \cos\theta\sin\beta\sin\alpha & \sin\theta\sin\alpha + \cos\theta\sin\beta\cos\alpha \\ \sin\theta\cos\beta & \cos\theta\cos\alpha + \sin\theta\sin\beta\sin\alpha & -\cos\theta\sin\alpha + \sin\theta\sin\beta\cos\alpha \\ -\sin\beta & \cos\beta\sin\alpha & \cos\beta\cos\alpha \end{bmatrix} \quad (5)$$

由于欧拉角转换矩阵等效于四元数转换矩阵,将两个转换矩阵做等式,求解等式,可得旋转的欧拉角为:

$$\begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \arctan \frac{2(q_0 q_1 + q_2 q_3)}{1 - 2(q_1^2 + q_2^2)} \\ \arcsin(-2q_1 q_3 + 2q_0 q_2) \\ \arctan \frac{2(q_0 q_3 + q_1 q_2)}{1 - 2(q_2^2 + q_3^2)} \end{bmatrix} \quad (6)$$

对 (1) 式两边进行求导,最终可得:

$$\frac{d\vec{Q}}{dt} = \frac{1}{2} \vec{Q} \times \vec{\omega}^B \quad (7)$$

式中, $\vec{\omega}^B = [0 \quad \omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$ ,把上式写为矩阵形式,即:

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (8)$$

根据龙格-库塔法<sup>[6]</sup>,有:

$$\vec{q}(t+T) = \vec{q}(t) + T \frac{d\vec{Q}}{dt} = \left(I + \frac{T}{2} \vec{\omega}^B\right) \vec{q}(t) \quad (9)$$

其中: $I \in \mathbf{R}^{4 \times 4}$  为单位矩阵。

$$\begin{bmatrix} q_0(t+T) \\ q_1(t+T) \\ q_2(t+T) \\ q_3(t+T) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_0(t) \\ q_1(t) \\ q_2(t) \\ q_3(t) \end{bmatrix} + \frac{T}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0(t) \\ q_1(t) \\ q_2(t) \\ q_3(t) \end{bmatrix} \quad (10)$$

其中: $[q_0(t+T) \quad q_1(t+T) \quad q_2(t+T) \quad q_3(t+T)]^T$  为更新后的四元数参数,  $T$  为四元数更新时间周期。

### 2.2 PID 姿态控制算法

PID 控制策略是一种十分经典的控制方法,在各种控制工程系统里应用十分普遍,而且更适合实践应用。本系统采用双

闭环串级位置式 PID 控制策略, 在角速度控制器处理数据之前, 对角速度数据进行滑动平均滤波。其结构如图 3 所示。

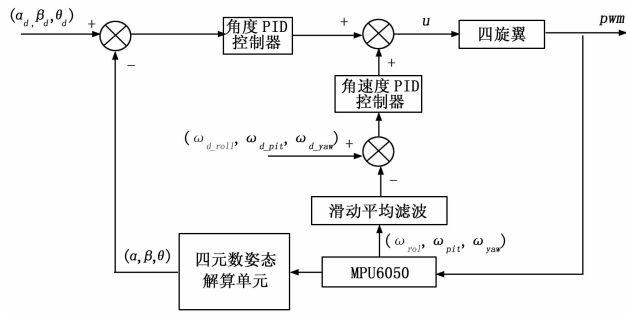


图 3 PID 控制结构图

PID 控制使用位置式 PID 方法<sup>[7]</sup>, 设姿态角初始值均为 0。设 X、Y、Z 轴 3 个方向的角度差值分别为  $\Delta\alpha$ 、 $\Delta\beta$ 、 $\Delta\theta$ , 其中  $\alpha_d$  X 轴方向上角度角的目标值,  $\alpha$  为 X 轴方向上角度测量值, 则:

$$\begin{bmatrix} \Delta\alpha \\ \Delta\beta \\ \Delta\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_d - \alpha \\ \beta_d - \beta \\ \theta_d - \theta \end{bmatrix} \quad (11)$$

以 X 轴方向为例, 输入参数为偏差角, PID 输出控制量为:

$$u_{1-roll} = K_{p1-roll} \Delta\alpha + K_{i1-roll} \sum_{j=0}^m \Delta\alpha_j + K_{d1-roll} (\Delta\alpha_m - \Delta\alpha_{m-1}) \quad (12)$$

式中,  $K_{p1-roll}$ 、 $K_{i1-roll}$  和  $K_{d1-roll}$  分别为角度闭环的比例、微分和积分控制系数。同理, Y 轴和 Z 轴的 PID 输出控制量记为  $u_{1-pit}$ 、 $u_{1-yaw}$ 。

在角速度控制闭环中, X、Y 和 Z 轴方向上的角速度偏差表示为:

$$\begin{bmatrix} \Delta\omega_{roll} \\ \Delta\omega_{pit} \\ \Delta\omega_{yaw} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{d-roll} - \omega_{roll} \\ \omega_{d-pit} - \omega_{pit} \\ \omega_{d-yaw} - \omega_{yaw} \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中,  $\omega_{d-roll}$  为 X 轴方向上角速度期望值,  $\omega_{roll}$  为 X 轴方向上角速度测量值。以 X 轴方向为例, 输入参数为偏差角速度, PID 输出控制量为:

$$u_{2-roll} = K_{p2-roll} \Delta\omega_{roll} + K_{i2-roll} \sum_{j=0}^m \Delta\omega_{roll_j} + K_{d2-roll} (\Delta\omega_{roll_m} - \Delta\omega_{roll_{m-1}}) \quad (14)$$

式中,  $K_{p2-roll}$ 、 $K_{i2-roll}$  和  $K_{d2-roll}$  分别为角速度闭环的比例、微分和积分控制系数。同理 Y 轴和 Z 轴的 PID 输出控制量为  $u_{2-pit}$ 、 $u_{2-yaw}$ 。

由 (13) 式和 (14) 式求和, 可得 X 轴方向的串级 PID 输出控制量:

$$u_{roll} = u_{1-roll} + u_{2-roll} \quad (15)$$

同理 Y 轴和 Z 轴的串级 PID 输出控制量为  $u_{pit}$ 、 $u_{yaw}$ 。

驱动 4 个无刷电机的控制量分别记为  $M_1$ 、 $M_2$ 、 $M_3$ 、 $M_4$ , 记 T 为遥控器油门控制量, 则:

$$\begin{bmatrix} M_1 \\ M_2 \\ M_3 \\ M_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T - u_{roll} - u_{pit} + u_{yaw} \\ T - u_{roll} + u_{pit} - u_{yaw} \\ T + u_{roll} + u_{pit} + u_{yaw} \\ T + u_{roll} - u_{pit} - u_{yaw} \end{bmatrix} \quad (16)$$

### 3 姿态调试

#### 3.1 调试系统

飞行控制器与四旋翼机架、电调、电机、桨叶等器件组装完成<sup>[8]</sup>, 在四旋翼室外试飞之前需要对其进行调试<sup>[9]</sup>, 判定四旋翼的滚转、俯仰和偏航姿态的稳定性。考虑到四旋翼桨叶高速旋转具有一定的危险性, 因此利用万向云台和四旋翼飞行器组成姿态调试系统, 如图 4 所示。

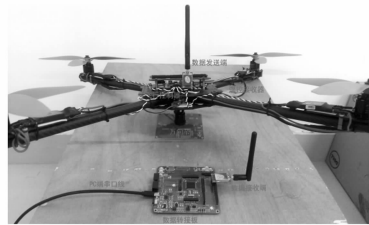


图 4 姿态调试平台

使用万向云台调试具有很强优势, 一方面只对四旋翼机体施加向下的拉力, 不影响飞行姿态, 另一方面可以实现小范围调试同时保证安全。

#### 3.2 PID 参数整定

调试过程中, 针对四旋翼的姿态需要不断调整 PID 参数,  $K_{p1-roll}$ 、 $K_{i1-roll}$ 、 $K_{d1-roll}$  分别表示角速度闭环的滚转姿态的 PID 参数<sup>[10]</sup>。

PID 参数整定从 P 值开始, P 值是 PID 中最重要的部分, 直接决定飞行器的飞行结果。首先取 I 和 D 值为零, 改变滚转和俯仰的 P 值直到飞行器变得难以随意倾斜; 根据偏航姿态, 重复改变偏航 P 值, 直至四旋翼对偏航具有较大的阻尼力。其次, 保证 P 值不变和 D 值为零, 改变 I 值, 直至机体的修正力度较大且机体振荡不变。最后, 保持 P 和 I 值, 改变滚转和俯仰的 D 值, 使用遥控器发送姿态动作指令, 直至四旋翼返回初始位置的动作能够快速响应。根据上述调试方法, 重复调试实验, 当 PID 的参数取表 1 中的值时, 四旋翼的姿态可以保持平稳。

表 1 PID 参数

	roll	pit	yaw
$K_{p1}$	35	30	80
$K_{i1}$	1	1	2
$K_{d1}$	2	2	0
$K_{p2}$	60	60	0
$K_{i2}$	10	10	0
$K_{d2}$	0	0	0

#### 3.3 调试分析

取上述表 1 中的参数, 数据采集周期为 40 ms, NRF24L01 无线模块将采集的加速度、角速度和姿态角等数据上传至上位机并保存, 如图 5~7 所示。

图 5 中, X、Y 轴加速度从初始值逐渐趋于零, 图 6 中 3 个轴上的角速度减小并趋于相同, 图 7 中姿态角大小在小幅的范围内振荡, 从 3 个变量的变化趋势中可以推断出四旋翼的随着时间逐渐趋于稳定。

### 4 结束语

控制器在设计过程中只采用了 MPU6050 测量单元, 这样  
(下转第 90 页)