

四旋翼微型飞行器设计

作者：红桃 K

0 引言

微型飞行器(Micro Air Vehicle, 简称 MAV)是 20 世纪 90 年代发展起来的一种新型飞行器。根据美国国防高级研究计划局(DARPA)的定义,微型飞行器的基本技术指标包括:飞行器最大尺寸不超过 15 cm, 重量 10~100 g, 有效载荷 1~18 g, 续航时间 20~60 min, 巡航速度 30~60 km/h, 飞行距离 1~10km, 能够自主飞行。按照飞行模式的不同,微型飞行器可分为:固定翼微型飞行器、旋翼微型飞行器和扑翼微型飞行器。固定翼微型飞行器飞行距离远,巡航速度快,续航能力强,比较适合野外区域性侦查等工作。其典型代表是美国航空环境公司(AeroVironment)研制的 Black Widow 和洛克希德桑德斯公司(Lockheed Sanders)研制的 MicroStar。旋翼微型飞行器具有一个或多个旋翼,能够垂直起降和悬停,适用于狭小空间(如室内)或复杂近地环境中。典型代表是洛克尼克公司(Lutronix)研制的 Kolibri 和斯坦福大学研制的 Mesicopter。扑翼微型飞行器是一种模仿昆虫或鸟类的新型飞行器,其主要特点是将举升、悬停和推进功能集成于一体,具有很强的机动性和灵活性。扑翼微型飞行器控制方式比较复杂,目前多数机构都处于研究阶段,离实际使用还有一定的距离。典型代表是加利福尼亚工学院研制的 MicroBat 和斯坦福研究中心(SRI)研制的 Mentor。国内也有多家高校开展了微型飞行器的研究工作,如清华大学,上海交通大学,哈尔滨理工大学,华南理工大学等。

对于室内狭小空间的侦查任务,需要微型飞行器具有垂直起降能力,稳定悬停能力以及灵活的机动性。多旋翼微型飞行器是实现以上功能的理想选择。本文设计了一种微型四旋翼飞行器,使用三轴陀螺仪,三轴加速度计和三轴磁力计组成姿态测量系统,使用四元数算法进行姿态解算,使用互补滤波器进行数据融合以减小机体振动和陀螺漂移对姿态测量的影

响。该飞行器体积小,重量轻,可垂直起降和悬停,适用于室内狭小空间的侦查任务。

1 飞行器基本工作原理

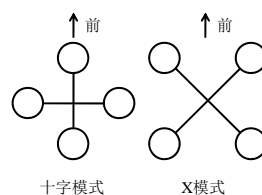


图 1 两种四旋翼飞行器模式示意图

四旋翼飞行器是一种由固连在刚性十字交叉结构上的四个电机驱动的一种飞行器。飞行器动作依靠四个电机的转速差进行控制,其机械结构相对简单,可由电机直接驱动,无需复杂的传动装置,便于微型化。四旋翼飞行器按照旋翼布置方式可分为十字模式和 X 模式,如图 1 所示。对于姿态测量和控制来说,两种方式差别不大。考虑到可能会使用向前安装的视觉传感器,为了使视线不被遮挡,本设计使用 X 模式布置方式。

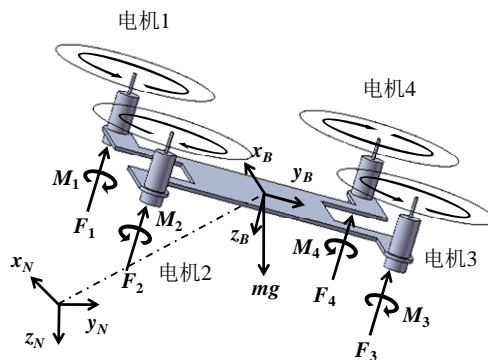


图 2 四旋翼飞行器动力学模型

微型飞行器的动力学模型如 2 图所示。飞行器载体坐标系 B , 原点固连于飞行器的重心, 以坐标轴 x_B, y_B 和 z_B 表示, 分别指向飞行器的前(横滚轴)、右(俯仰轴)和下(偏航轴)方向。选取导航坐标系 N 为参考坐标系, 以坐标轴 x_N, y_N 和 z_N 表示, 分别指向北、东和当地垂线向下方向。 M 和 F 分别代表飞行器受到转矩和升力。

四旋翼飞行器产生基本动作的原理为: 电

机 1 和 3 逆时针旋转驱动两个正桨产生升力，电机 2 和 4 顺时针旋转驱动两个反桨产生升力。反向旋转的两组电机和桨使其各自对机身产生的转矩相互抵消，保证四个电机转速一致时机身不发生转动。电机 1 和 4 转速减小(增大)，同时电机 2 和 3 转速增大(减小)，产生向前(后)方向的运动。电机 1 和 2 转速减小(增大)，同时电机 3 和 4 转速增大(减小)，产生向左(右)方向的运动。四个电机转速同时增大(减小)产生向上(向下)的运动。对角线的电机一组转速增大，另一组转速减小产生自身旋转运动。

2 系统结构及硬件组成

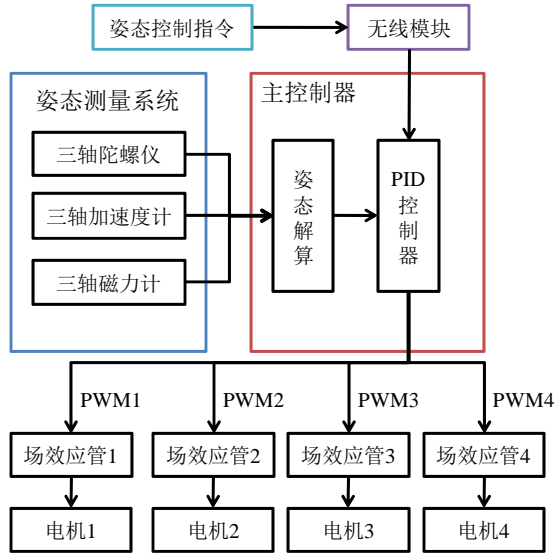


图 3 飞行器系统结构图

四旋翼微型飞行器的系统结构如图 3 所示。三轴陀螺仪，三轴加速度计和三轴磁力计组成姿态测量系统，主控制器将姿态测量系统的数据进行解算得到当前姿态，再与通过无线模块接收的姿态控制指令一起作为姿态 PID 控制器的输入，姿态控制器输出相应的 PWM 信号分别驱动四个场效应管，进而改变四个电机的转速实现姿态控制。

飞行器相关硬件包括：主控制器：STM32F103RBT6，工作频率 72MHz。姿态测量系统：双轴陀螺 IDG650 和单轴陀螺 ISZ650，三轴加速度计和三轴磁力计组合模块 LSM303DLHC。无线通信模块：2.4G 无线收发模块 nRF24L01。驱动装置：四个 N 沟道场效应管 SI2302DS。动作执行装置：四个直径 6mm 的空心杯电机，两对直径 45mm 正反桨。供电

装置：3.7V/130mAh 锂电池。

3 姿态解算

要对微型飞行器进行控制，首先要得到飞行器的当前姿态。姿态解算需要从姿态测量系统得到原始测量数据。首先获取初始姿态，然后使用四元数算法进行姿态更新，再将四元数转换为欧拉角，通过互补滤波器进行姿态矫正，最后将矫正后的欧拉角转换为四元数并将其规范化，进行下一次的姿态更新。

3.1 初始姿态获取

使用欧拉角表示姿态，令 ψ ， θ 和 ϕ 代表

ZYX 欧拉角，分别称为偏航角、俯仰角和横滚角。载体坐标系下的加速度

$(a_{x_B}, a_{y_B}, a_{z_B})$ 和参考坐标系下的加速度

$(a_{x_N}, a_{y_N}, a_{z_N})$ 之间的关系可表示为(1)。其中 c 和 s 分别代表 \cos 和 \sin 。

$$\begin{bmatrix} a_{x_B} \\ a_{y_B} \\ a_{z_B} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ -c\phi s\psi + s\phi s\theta c\psi & c\phi c\psi + s\phi s\theta s\psi & s\phi c\theta \\ s\phi s\psi + c\phi s\theta c\psi & -s\phi c\psi + c\phi s\theta s\psi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{x_N} \\ a_{y_N} \\ a_{z_N} \end{bmatrix} \quad (1)$$

起飞前，飞行器处于静止状态，无法由陀螺得到初始姿态。此时参考坐标系下的加速度等于重力加速度，即

$$\begin{bmatrix} a_{x_N} \\ a_{y_N} \\ a_{z_N} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (2)$$

把(2)代入(1)可以解得

$$\theta = \arctg \left(\frac{a_{x_B}}{\sqrt{a_{y_B}^2 + a_{z_B}^2}} \right) \quad (3)$$

$$\phi = \arctg \left(\frac{a_{y_B}}{a_{z_B}} \right) \quad (4)$$

即为初始俯仰角和横滚角，通过加速度计得到载体坐标系下的加速度即可将其解出。

载体坐标系下的磁场强度 $(m_{x_B}, m_{y_B}, m_{z_B})$ 和参考坐标系下的磁场强度 $(m_{x_N}, m_{y_N}, m_{z_N})$ 之间的关系可表示为(5)。通过磁力计可以得到载体坐标系下得磁场强度，将其代入(5)，并结合(3)和(4)可以求得 $(m_{x_N}, m_{y_N}, m_{z_N})$ 。再由(6)可以解得初始偏航角。

$$\begin{bmatrix} m_{x_N} \\ m_{y_N} \\ m_{z_N} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta & s\phi s\theta & c\phi s\theta \\ 0 & -c\phi & -s\phi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} m_{x_B} \\ m_{y_B} \\ m_{z_B} \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\psi = \arctg \frac{m_{y_N}}{m_{x_N}} \quad (6)$$

3.2 四元数姿态更新

$$\begin{aligned} q_0 &= c \frac{\phi}{2} c \frac{\theta}{2} c \frac{\psi}{2} + s \frac{\phi}{2} s \frac{\theta}{2} s \frac{\psi}{2} \\ q_1 &= s \frac{\phi}{2} c \frac{\theta}{2} c \frac{\psi}{2} - c \frac{\phi}{2} s \frac{\theta}{2} s \frac{\psi}{2} \\ q_2 &= c \frac{\phi}{2} s \frac{\theta}{2} c \frac{\psi}{2} + s \frac{\phi}{2} c \frac{\theta}{2} s \frac{\psi}{2} \\ q_3 &= s \frac{\phi}{2} c \frac{\theta}{2} s \frac{\psi}{2} + s \frac{\phi}{2} s \frac{\theta}{2} c \frac{\psi}{2} \end{aligned} \quad (7)$$

首先通过(7)将欧拉角转换为四元数，然后采用毕卡算法进行四元数的更新，这里使用一阶近似算法，如(8)所示，其中 Δt 代表陀螺采样时间间隔。 ω_{x_B} 、 ω_{y_B} 和 ω_{z_B} 代表载体坐标系下的角速度，可由陀螺得到。

$$\begin{aligned} q_0 &= q_0 + (-q_1\omega_{x_B} - q_2\omega_{y_B} - q_3\omega_{z_B}) \frac{\Delta t}{2} \\ q_1 &= q_1 + (q_0\omega_{x_B} + q_2\omega_{z_B} - q_3\omega_{y_B}) \frac{\Delta t}{2} \\ q_2 &= q_2 + (q_0\omega_{y_B} - q_1\omega_{z_B} + q_3\omega_{x_B}) \frac{\Delta t}{2} \\ q_3 &= q_3 + (q_0\omega_{z_B} + q_1\omega_{y_B} - q_2\omega_{x_B}) \frac{\Delta t}{2} \end{aligned} \quad (8)$$

3.3 互补滤波器数据融合

由于陀螺零点漂移和离散采样产生的累

积误差，由陀螺得到的四元数只能保证短期的精度，需要使用加速度计和磁力计对其进行矫正。首先使用(9)将更新后的四元数转换为欧拉角，然后使用互补滤波器进行矫正，基本原理如图4所示，其公式表示为(10)。其中下标 g 代表由陀螺得到的欧拉角，下标 a 代表由加速度计得到的欧拉角，下标 e 代表经互补滤波器矫正后的欧拉角估计值。

$$\begin{aligned} \psi &= \arctan \left(\frac{2(q_1q_2 + q_0q_3)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2} \right) \\ \theta &= \arcsin(2(q_0q_2 - q_1q_3)) \\ \phi &= \arctan \left(\frac{2(q_0q_1 + q_2q_3)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2} \right) \end{aligned} \quad (9)$$

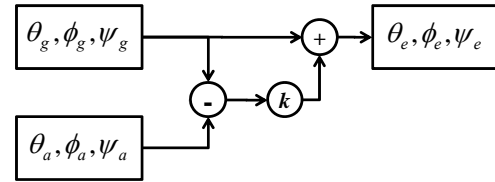


图4 互补滤波器原理示意图

$$\begin{aligned} \theta_e &= \theta_g + k(\theta_a - \theta_g) \\ \phi_e &= \phi_g + k(\phi_a - \phi_g) \\ \psi_e &= \psi_g + k(\psi_a - \psi_g) \end{aligned} \quad (10)$$

静态时，使用公式(3)-(6)计算的欧拉角即可作为有效值。动态时，造成加速度计角度计算误差的因素有两个。一是电机和旋翼旋转时引起的振动，二是除重力之外的外力产生的加速度。振动通常可以使用低通滤波器进行处理。对于有外力加速度的情况，计算三轴加速度的合成量，并计算与重力加速度的比值，当比值处于规定区间内时，认为由加速度计算的欧拉角是可靠的，可用互补滤波器进行矫正。当比值在区间外时，认为外力加速度过大，由加速度计算的欧拉角不可靠，取消矫正，仅用陀螺计算的欧拉角进行四元数更新。互补滤波器融合系数 k 由(10)表示。

$$k = \begin{cases} 0.02, 0.8 < \frac{\sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2}}{g} < 1.2 \\ 0, \text{其他} \end{cases} \quad (10)$$

3.4 规范化四元数

表征旋转的四元数应该是规范化四元数，但是由于计算误差等因素，计算过程中四元数

会逐渐失去规范化特性,因此必须对四元数做规范化处理。

使用互补滤波器矫正后的欧拉角,先由(7)转换为四元数,然后使用(11)对其进行规范化后再进行更新操作。

$$\begin{aligned} q_0 &= q_0 / \sqrt{q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2} \\ q_1 &= q_1 / \sqrt{q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2} \\ q_2 &= q_2 / \sqrt{q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2} \\ q_3 &= q_3 / \sqrt{q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2} \end{aligned} \quad (11)$$

4 飞行器姿态 PID 控制器

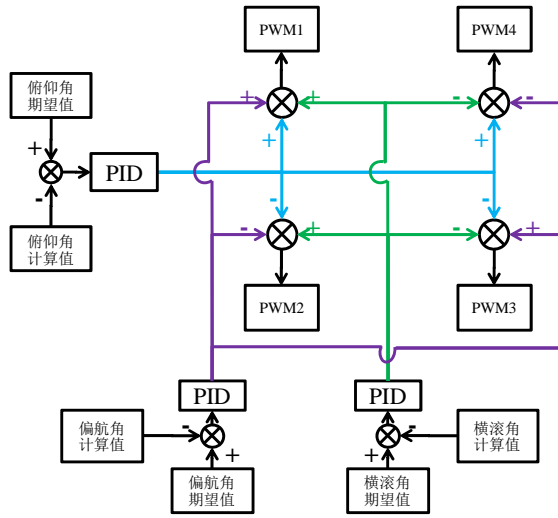


图5 飞行器姿态PID控制器原理图

四旋翼微型飞行器的控制目标是使其在无动作指令时保持稳定悬停状态,有动作指令时有效完成指定动作。PID控制器结构简单,稳定性好,工作可靠,调整方便,在工业控制中被广泛使用。本文使用PID控制器进行飞行器的姿态控制,无需对飞行器进行精确的数学建模,原理图如图5所示。以姿态欧拉角的期望值与计算值之差作为PID控制器的输入,每个电机的对应的PWM控制量都是三个PID控制器输出的叠加,叠加量的正负与电机位置相关。姿态控制与升力控制相结合,使飞行器能够完成三维空间的各种运动。

5 飞行器技术指标



图6 四旋翼微型飞行器实物图

四旋翼微型飞行器实物如图6所示。整机重量22克(含电池),有效载荷5克,最大尺寸15厘米。前端预留了视觉传感器接口,以便进行视觉辅助导航任务。实验表明,四旋翼微型飞行器飞行时间大于5分钟,可垂直起降和悬停,动作灵活,适合狭小空间飞行。

6 结论

设计了一种微型四旋翼飞行器,对其工作原理进行了描述,对构成飞行器的相关硬件及整体参数进行了说明。给出了飞行器姿态解算过程,对陀螺测量误差使用互补滤波器进行矫正,提出了互补滤波器融合系数的确定方法,介绍了PID姿态控制器的原理。该微型飞行器体积小,重量轻,结构紧凑,具有垂直起降和自主悬停能力,在有效负载范围内可扩展视觉传感器或其他辅助定位装置,实现避障以及自主导航,适用于狭小空间的侦查任务。