

# 基于四轴飞行器的双闭环PID控制

陆伟男 蔡启仲 李刚 郑力  
(广西科技大学电气与信息工程学院 柳州 545006)

**摘要** 针对传统单闭环PID控制四轴飞行器存在的问题,设计并实现了一种双闭环PID控制算法。在姿态PID控制中,角度作为外环,角速度作为内环,运用姿态解算计算出欧拉角,作为姿态PID反馈量,进行姿态双闭环PID控制;在高度PID控制中,高度作为外环, $z$ 轴加速度作为内环,运用气压传感器采集的大气压值计算出高度,作为高度PID反馈量,进行高度双闭环PID控制。由于油门存在非线性问题,因此运用Matlab对油门转速曲线进行补偿,使输出的油门值近似线性化。飞行实验结果表明,四轴飞行器运用双闭环PID控制不仅反应快、超调量小,而且能够在室外稳定地飞行。

**关键词** 双闭环PID控制 姿态解算 气压传感器 油门补偿

中图分类号 V249.122;

文献标志码 A

四轴飞行器是微型飞行器的其中一种,相对于固定翼飞行器,它的方向控制灵活、抗干扰能力强、飞行稳定,能够携带一定的负载和有悬停功能,因此能够很好地进行空中拍摄、监视、侦查等功能,在军事和民用上具备广泛的运用前景。

四轴飞行器关键技术在于控制策略<sup>[1]</sup>。由于智能控制算法在运行复杂的浮点型运算以及矩阵运算时,微处理器计算能力受限,难以达到飞行控制实时性的要求;而PID控制简单,易于实现,且技术成熟,因此目前主流的控制策略主要是围绕传统的PID控制展开<sup>[2-7]</sup>。

## 1 四轴飞行器的结构与基本飞行原理

四轴飞行器结构主要由主控板和呈十字交叉结构的4个电子调速器、电机、旋桨组成,电机由电子调速器控制,主控板主要负责解算当前飞行姿态、控制电调等功能。

以十字飞行模式为例,1号旋翼为头,1、3号旋翼逆时针旋转,2、4号旋翼顺时针旋转,如图1所示。

参照飞行状态表1变化电机转速,由于四个电机转速不同,使其与水平面倾斜一定角度,如图1所示。四个电机产生的合力分解为向上的升力与前向分力。当重力与升力相等时,前向分力驱动四轴飞行器向倾斜角度的方向水平飞行。空间三轴角度欧拉角分为俯仰角、横滚角、航向角:倾斜角是俯仰角时,向前、向后飞行;倾斜角是横滚角时,向左、向右

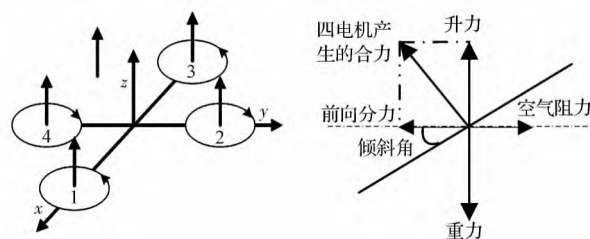


图1 四轴飞行器结构图

Fig. 1 Structure diagram of quadcopter

飞行;而倾斜航向角时,向左、右旋转运动,左(右)旋转是由于顺时针两电机产生的反扭矩之和与逆时针两电机产生的反扭矩之和不等,即不能相互抵消,机身便在反扭矩作用下绕 $Z$ 轴自旋转。

表1 十字飞行模式飞行状态表

Table 1 Flight state table of the Cross flight mode

欧拉角	飞行方向	1号旋翼	2号旋翼	3号旋翼	4号旋翼
俯仰角	前飞(后飞)	等量减小(增大)	不变	等量增大(减小)	不变
翻滚角	左飞(右飞)	不变	等量减小(增大)	不变	等量增大(减小)
航向角	左(右)旋转	等量减小(增大)	等量增大(减小)	等量减小(增大)	等量增大(减小)

## 2 姿态解算

四轴飞行器运用姿态解算计算出空间三轴欧拉角。结构框架如图2所示,陀螺仪采样三轴角速度值,加速度传感器采样三轴加速度值,而磁力传感器采样得到三轴地磁场值,将陀螺仪、加速度传感器、磁力传感器采样后的数据进行标定、滤波、校正后得到三轴欧拉角度,其中陀螺仪和加速度传感器选用

2014年7月18日收到

第一作者简介:陆伟男(1988—),男,硕士研究生。研究方向:过程控制与自动化装置。E-mail: luwnan@126.com。

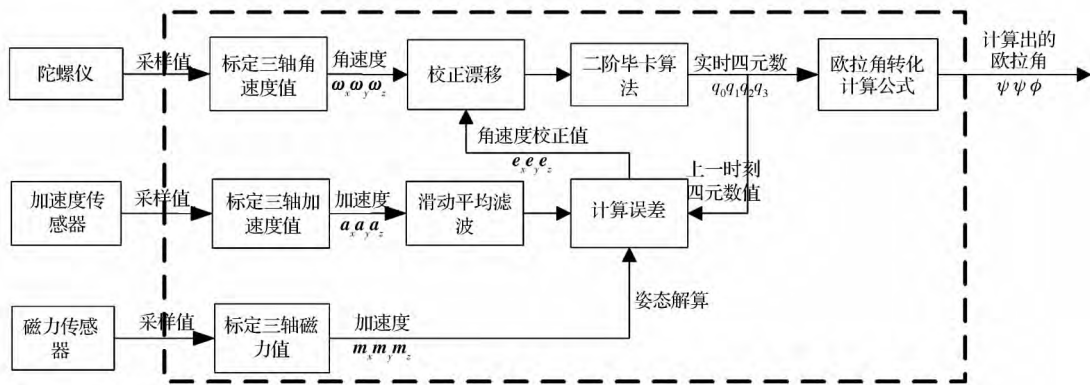


图2 姿态解算结构图

Fig. 2 Structure diagram of attitude calculation

MPU6050 芯片,磁力传感器选用 HMC5883L 芯片,采用 IIC 总线与主控板通信。

由于传感器存在器件误差,因此在使用前需要标定。陀螺仪在静止时,角速度为 0;但实际情况由于器件误差并不为 0,因此可在静止时采样 500 次数据,再求平均,得出偏移量,标定陀螺仪数据;加速度传感器可依据在静止时,三轴重力加速度平方和的开方为重力加速度的标定方程,利用最小二乘法求出标定偏移值和误差值进行标定。而磁力传感器校正,可将器件静置于桌面旋转一周找出最小值和最大值,通过电子罗盘校正计算公式计算出标定偏移值和误差值。

由于陀螺仪长时间采集角速度会有飘移,因此需要使用加速度传感器的值与磁力传感器的值进行校正。将加速度的测量矢量和磁场的测量矢量与参考矢量做叉积后相加

$$\begin{aligned} e_x &= (a_y \times a_{zref} - a_z \times a_{yref}) + (m_y \times m_{zref} - m_z \times m_{yref}) \\ e_y &= (a_z \times a_{xref} - a_x \times a_{zref}) + (m_z \times m_{xref} - m_x \times m_{zref}) \\ e_z &= (a_x \times a_{yref} - a_y \times a_{xref}) + (m_x \times m_{yref} - m_y \times m_{xref}) \end{aligned} \quad (1)$$

式(1)中:  $e_x$ 、 $e_y$ 、 $e_z$  为两叉积之和,  $a_x$ 、 $a_y$ 、 $a_z$  为加速度的测量矢量,  $m_x$ 、 $m_y$ 、 $m_z$  为磁场的测量矢量,  $a_{xref}$ 、 $a_{yref}$ 、 $a_{zref}$  为加速度的参考矢量,  $m_{xref}$ 、 $m_{yref}$ 、 $m_{zref}$  为磁场的参考矢量,参考矢量是通过实时四元数值与本次测量值计算出来。

再将叉积修正角速度漂移值:

$$\begin{cases} \omega_x(t+1) = \omega_x(t) + k_p e_x(t) + k_i \sum_{j=0}^t e_x(t) \\ \omega_y(t+1) = \omega_y(t) + k_p e_y(t) + k_i \sum_{j=0}^t e_y(t) \\ \omega_z(t+1) = \omega_z(t) + k_p e_z(t) + k_i \sum_{j=0}^t e_z(t) \end{cases} \quad (2)$$

式(2)中  $\omega_x(t)$ 、 $\omega_y(t)$ 、 $\omega_z(t)$  为角速度,  $k_p e_x(t)$  为比例项修正,  $k_i \sum_{j=0}^t e_x(t)$  为积分修正项。

将校正后的角速度通过二阶毕卡算法转化为四元数,公式如式(3) [8]。

$$Q(t+1) = \left[ I \left( 1 - \frac{\Delta\theta^2}{8} \right) + \frac{\Delta\Phi}{2} \right] \times Q(t) \quad (3)$$

式(3)中  $I$  为单位向量,  $Q(t) = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ ,  $\Delta\theta^2 = [\omega_x(t) T]^2 + [\omega_y(t) T]^2 + [\omega_z(t) T]^2$ ,  $T$  为更新周期,  $q_0$ 、 $q_1$ 、 $q_2$ 、 $q_3$  为四元数。

$\Delta\Phi$  计算公式如下:

$$\Delta\Phi \approx \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x(t) & -\omega_y(t) & -\omega_z(t) \\ \omega_x(t) & 0 & \omega_z(t) & -\omega_y(t) \\ \omega_y(t) & \omega_z(t) & 0 & \omega_x(t) \\ \omega_z(t) & \omega_y(t) & -\omega_x(t) & 0 \end{bmatrix} T \quad (4)$$

再将四元数转化为欧拉角:

$$\begin{cases} \psi = \arctan \left[ \frac{2(q_1 \times q_2 + q_0 \times q_3)}{1 - 2(q_2^2 + q_3^2)} \right] \\ \varphi = \arcsin [2 \times (q_0 \times q_2 - q_1 \times q_3)] \\ \theta = \arctan \left[ \frac{2 \times (q_0 \times q_1 + q_2 \times q_3)}{1 - 2 \times (q_1^2 + q_2^2)} \right] \end{cases} \quad (5)$$

式(5)中  $\psi$  为航向角,  $\varphi$  为横滚角,  $\theta$  为仰俯角。

### 3 高度计算

高度计算是通过气压传感器采集的大气压值计算出来,将气压传感器采集值进行校正后,在通过温度二阶补偿,得到准确的大气压值,最后经过气压转换为高度公式

$$Altitude = 44\ 330 \left( 1 - \frac{Pressure_{Current}}{Pressure_{Start}} \right)^{0.190\ 3} \quad (6)$$

式(6)中  $Altitude$  为计算出来的实际高度,

*CurrentPressure* 为当前气压值, *StartPressure* 为起飞之前气压值。气压传感器选用 MS5611 芯片, 其中集成了温度传感器和气压传感器, 采用 IIC 总线与主控板通信。

## 4 PID 控制

### 4.1 双闭环 PID 控制

当四轴飞行器正常飞行时, 突遇外力(风等)或磁场干扰, 使加速度传感器或磁力传感器采集数据失真, 造成姿态解算出来的欧拉角错误, 只用角度单环情况下, 使系统很难稳定运行, 因此可以加入角速度作为内环, 角速度由陀螺仪采集数据输出, 采集值一般不存在受外界影响情况, 抗干扰能力强, 并且角速度变化灵敏, 当受外界干扰时, 回复迅速; 同理, 高度环中气压传感器同样也会受到外界干扰, 引入  $z$  轴加速度环可有效避免外界干扰造成的影响, 增强了系统的鲁棒性。

四轴飞行器双闭环 PID 控制, 如图 3、图 4 所示。角度作为外环, 角速度作为内环, 进行姿态 PID 控制; 当需要定高时, 高度作为外环,  $z$  轴加速度作为内环, 进行高度 PID 控制。其中, PID 输出为油门值, 油门给定电子调速器值, 电子调速器控制电机使空间三轴欧拉角和高度变化。

PID 控制算法采用位置式数字 PID 控制:

$$u(t) = k_p e(t) + k_i \int_0^t e(t) dt + k_d \frac{de(t)}{dt} \quad (7)$$

式(7)中  $u(t)$  为 PID 输出值,  $e(t)$  为期望值与实际值之差,  $\int_0^t e(t) dt$  为积分量,  $\frac{de(t)}{dt}$  为微分量,  $k_p$ 、 $k_i$ 、 $k_d$  为比例、积分、微分系数。

在将积分量、微分量离散化得到 PID 计算公式

$$u(t) = k_p e(t) + k_i \sum_{j=0}^t e(j) T + k_d \frac{e(t) - e(t-1)}{T} \quad (8)$$

式(8)中  $T$  为更新时间。

基于公式(8) 姿态 PID 控制算法

$$AngelPIDOut(t) = k_p e(t) + k_i \sum_{j=0}^t e(j) T + k_d \frac{e(t) - e(t-1)}{T} \quad (9)$$

$$AngelRatePIDOut(t) = k_p e'(t) + k_i \sum_{j=0}^t e'(j) T + k_d \frac{e'(t) - e'(t-1)}{T} \quad (10)$$

式(9)为角度环 PID 计算公式, (10)为角速度环 PID 计算公式。 $AngelPIDOut(t)$  为角度环 PID 输出,  $AngelRatePIDOut(t)$  为角速度环 PID 输出,  $e(t) = \text{期望角度} - \text{实际角度}$ ,  $e'(t) = AngelPIDOut(t) - \text{实际角速度}$ 。

同理高度 PID 控制算法:

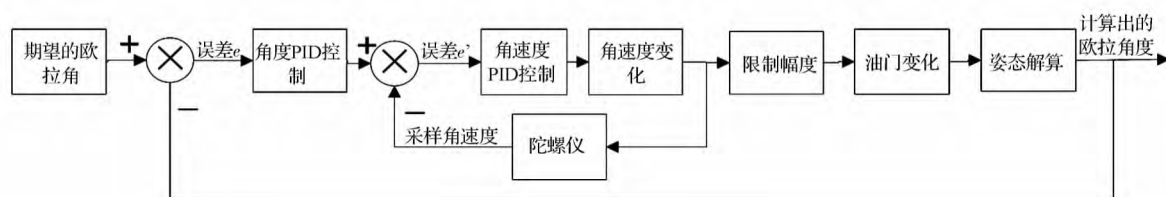


图3 姿态PID控制总体流程图

Fig. 3 The overall flow chart of attitude PID control

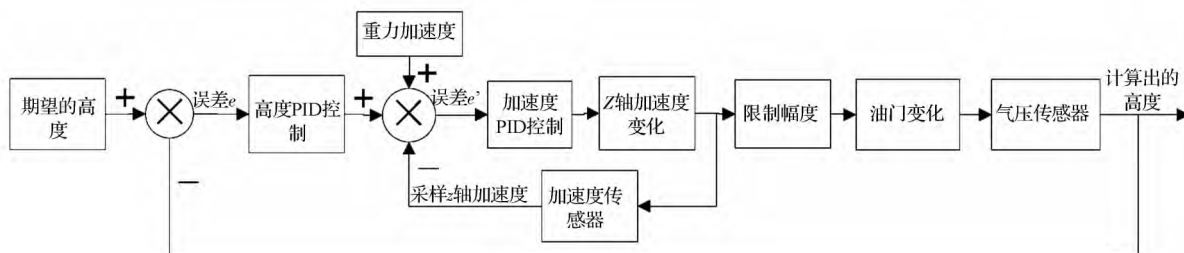


图4 高度PID控制总体流程图

Fig. 4 The overall flow chart of altitude PID control

$$AltitudePIDOut(t) = k_p e(t) + k_i \sum_{j=0}^t e(j) T + k_d \frac{e(t) - e(t-1)}{T} \quad (11)$$

$$AcceleratePIDOut(t) = k_p e'(t) + k_i \sum_{j=0}^t e'(j) \times T + k_d \frac{e'(t) - e'(t-1)}{T} \quad (12)$$

式(11)为高度环PID计算公式,式(12)为加速度环PID计算公式, $AltitudePIDOut(t)$ 为高度环PID输出, $AcceleratePIDOut(t)$ 为加速度环PID输出。 $e(t)$  = 期望高度 - 实际高度  $e'(t)$  =  $AltitudePIDOut(t)$  - ( $Z$ 轴加速度 - 重力加速度值)。

#### 4.2 油门输出计算

PID输出值先经过限幅处理,再输出给油门,防止某些时刻输出油门值过大造成过冲,使系统难以稳定,公式如下

$$Angel_{out} = AngelPIDOut(t) \text{ (限制范围 - 100 到 100)} \quad (13)$$

$$Altitude_{out} = AcceleratePIDOut(t) \text{ (限制范围 - 10 到 10)} \quad (14)$$

式中  $Angel_{out}$  为欧拉角输出值,  $Altitude_{out}$  为高度输出值。

最后经过十字飞行模式油门输出公式,计算出4个电机输出油门

$$\begin{cases} throttle1_{out} = altitude_{out} + pitch_{out} + yaw_{out} \\ throttle2_{out} = altitude_{out} + roll_{out} - yaw_{out} \\ throttle3_{out} = altitude_{out} - pitch_{out} + yaw_{out} \\ throttle4_{out} = altitude_{out} - roll_{out} - yaw_{out} \end{cases} \quad (15)$$

式(15)中  $throttle1_{out}$  到  $throttle4_{out}$  为油门1到油门4输出值,依据公式(13)输出的  $Angel_{out}$  分为三轴角度:  $pitch_{out}$  为俯仰角输出值,  $roll_{out}$  为横滚角输出值,  $yaw_{out}$  为航向角输出值。

#### 4.3 油门补偿

以十字飞行模式为例,PID控制条件为线性环境,而给出的油门值与转速的关系为非线性,且两对向电机再同一油门下转速存在差异。运用光电传感器测出不同油门量对应的转速,通过matlab软件绘制出该曲线,其中一对向电机油门与转速的关系如图5所示,两电机在相同油门下转速存在差异且并不平行,因此将油门曲线分段,并通过计算公式

$$\text{补偿油门值} = \alpha(\text{实际油门值} - \beta) \quad (16)$$

进行油门补偿,式(16)中  $\alpha$ 、 $\beta$  为补偿偏移系数,得出曲线如图5(b)所示。

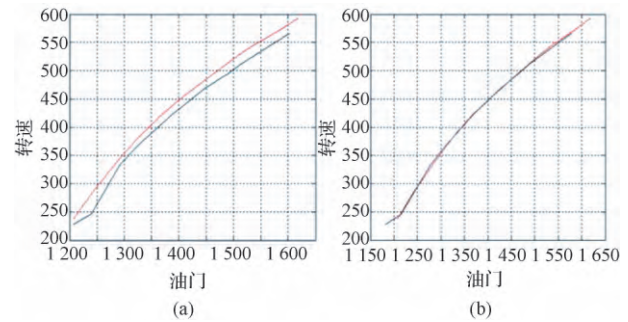


图5 油门-转速曲线图

Fig. 5 Speed curve of the accelerometer

## 5 测试

本次测试姿态解算更新周期  $T \approx 4$  ms, PID控制更新周期  $T \approx 10$  ms, 期望值为水平0度。将四轴飞行器控制俯仰角的一对电机固定住,另一对边能自由旋转,即能改变横滚角度,如图6所示。将横滚角倾斜到  $-70^\circ$  遥控器油门迅速推到1400,平衡后如图6所示。



图6 姿态PID控制测试

Fig. 6 Attitude PID control test

将四轴飞行器采集的欧拉角值通过无线模块NRF24L01发送到PC机上,接收的数据显示到上位机进行分析。上位机显示横滚角波形如图7所示,波形图横坐标单位为10 ms,纵坐标单位为度。

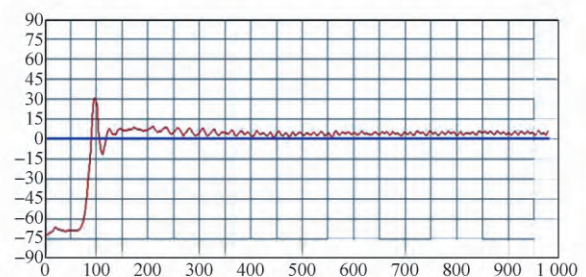


图7 双闭环PID控制横滚角波形图

Fig. 7 Double loop PID control of roll angle waveforms

由图7可知,横滚角波形经过一大波一小波震荡后近似归为期望值零点,且超调量较小,系统很快进入稳定状态。

其他欧拉角测试结果类似。

在加入双闭环高度 PID 控制,四轴飞行器在室外飞行效果如图 8 所示,可以看出飞行器飞行稳定,达到设计要求。



图 8 室外飞行测试

Fig. 8 Outdoor flight test

## 6 结论

主要研究了基于四轴飞行器的双闭环 PID 控制算法。在姿态 PID 控制和高度 PID 控制中分别增加了内环角速度环和加速度环,不仅抗干扰能力强,并且回复迅速,增强了系统的鲁棒性。

### 参 考 文 献

1 甄红涛,齐晓慧,夏明旗,等. 四旋翼无人直升机飞行控制技术综

述. 飞行力学 2012; 30(4): 295—299

Zhen Hongtao, Qi Xiaohui, Xia Mingqi, et al. Survey of flight control technology for quad-rotor unmanned helicopter. *Flight Dynamics*, 2012; 30(4): 295—299

2 陈彦民,何勇灵,孔令博,等. 四旋翼飞行器分散 PID 神经网络控制. 中国惯性技术学报 2014; 22(02): 185—190

Chen Yanmin, He Yongling, Kong Lingbo, et al. Decentralized PID neural network control for a quad-rotor helicopter. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2014; 22(2): 185—190

3 侯永锋,陆连山,高尚德,等. 基于 PD 算法的四旋翼飞行器控制系统研究. 机械科学与技术 2012; 31(3): 359—362

Hou Yongfeng, Lu Lianshan, Gao Shangde, et al. Research on quad-rotor helicopter control system based on PD Algorithm. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering* 2012; 31(3): 359—362

4 Atheer L, Moghavvemi S M, Haider A F. Modelling and PID controller design for a quadrotor unmanned air vehicle. *IEEE Automation Quality and Testing Robotics* 2010; 39(5): 697—699

5 Bouabdallah S, Noth A, Siegwart R. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor. *International Conference on Intelligent Robots and System*, 2004: 2451—2456

6 孙 骅. 基于 GPS 与 AHRS 的四轴飞行器悬停算法研究. 机械科学与技术 2013; 32(4): 481—487

Sun Hua. Study on hover algorithm for four axle vehicle based on GPS and AHRS. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering* 2013; 32(4): 481—487

7 刘 伟. 四旋翼无人飞行器设计与实验研究. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学 2011

Liu Wei. Quad-rotor UAV design and experimental research. Harbin: Harbin Engineering University 2011

8 秦永元. 惯性导航. 北京: 科学出版社 2006: 298—303

Qin Yongyuan. Inertial navigation. Beijing: Science Press, 2006: 298—303

## Double Closed Loop PID Control Based on Quadcopter

LU Wei-nan, CAI Qi-zhong, LI Gang, ZHENG Li

(College of Electric and Information Engineering, Guangxi University of Science and Technology, Liuzhou 545006, P. R. China)

**[Abstract]** A double closed loop PID control algorithm is designed and implemented to solve the problems of the traditional quadcopter with the use of single closed loop PID control. For attitude PID control, angle serves as outer ring, angular velocity serves as inner ring, attitude calculation is used to work out the Euler angle, which is taken as the feedback variable of attitude PID to conduct attitude double closed loop PID control. For altitude PID control, altitude serves as outer ring,  $z$ -axis accelerated velocity serves as inner ring, atmospheric pressure value collected by pressure sensor is used to work out altitude, which is taken as the feedback variable of altitude PID to conduct altitude double closed loop PID control. Because there are some nonlinear problems in the accelerograph, so Matlab is used to compensate revolving speed curve of the accelerograph so that the output accelerograph values approximate linearization. The result of flight tests shows that the quadcopter with the use of double closed loop PID control not only features swift reaction and small overshoot, but also can fly stably outdoor.

**[Key words]** double closed loop PID control attitude calculation atmospheric pressure accelerograph compensation