

文章编号:1674-2869(2014)011-0059-05

# 四旋翼飞行器控制系统的设计与实现

易先军,周 敏,谢亚奇

武汉工程大学电气信息学院,湖北 武汉 430205

**摘 要:**为了解决四旋翼飞行器的飞行控制问题,设计了一种基于位置式比例积分微分(PID)算法的飞行控制系统.该控制系统以 MSP430f149 处理器为中央处理器,以 MPU-6050 传感器为惯性测量器件.在搭建的姿态控制平台上,为了实现控制系统的稳定飞行,结合四旋翼飞行器的飞行原理对传感器输出的姿态角进行 PID 控制,然后将 PID 控制器的输出信号与电机的基本油门相结合,用以调节 4 路脉冲宽度调制(PWM)信号占空比的方式来控制电调电路,再由电调驱动电机并控制电机转速.结果表明,俯仰角、横滚角、偏航角的误差均小于  $1^\circ$ ,验证了 PID 算法对四旋翼飞行器姿态角控制的有效性,保障了飞行器自稳定控制的鲁棒性.

**关键词:**比例微分积分;姿态控制;脉冲宽度调制;电机驱动

**中图分类号:**TP311

**文献标识码:**A

**doi:**10.3969/j.issn.1674-2869.2014.011.011

## 0 引 言

近年来,随着军用和民用市场的广阔应用需求以及四旋翼本身独特的性能,四旋翼飞行器已经成为航空学术研究中的热点问题<sup>[1]</sup>.小型四旋翼飞行器具有 4 个螺旋桨,并且螺旋桨成十字交叉结构的旋翼式飞行模式,由 4 个独立的电机分别驱动.4 个旋翼蝶形分布,分别以顺时针和逆时针两个方向旋转,对角线上的电机转动方向相同,相邻电机转动方向相反.通过调节 4 个电机的转速可实现俯仰、横滚、偏航等飞行动作,并有可悬停、机动性好、方向控制灵活等优点.

四旋翼飞行器控制系统一般采用内外环控制,内环控制为姿态控制,外环控制为位置控制<sup>[2]</sup>.四旋翼飞行器的比例积分微分(Proportional Integral Derivative,以下简称:PID)控制模型如图 1 所示,对横滚角(ROLL)和俯仰角(PITCH)的偏差单独进行 PID 后,再结合偏航角(YAW)使 PID 控制系统达到稳定.

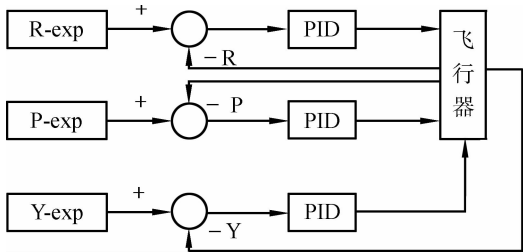


图 1 四旋翼飞行器的 PID 控制模型

Fig. 1 PID control model of quadrotor aircraft

## 1 四旋翼飞行器飞行原理

### 1.1 坐标系的建立

建立机体坐标系  $b$  和地面坐标系  $g$ ,分析飞行器的运动过程,如图 2 所示.

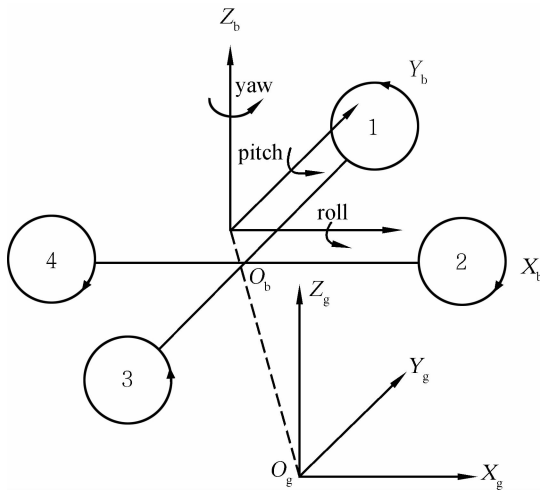


图 2 机体坐标系与地面坐标系

Fig. 2 The body coordinate system and the ground coordinate system

地面坐标系为导航坐标系.在地面上选一点  $O_g$ ,使  $X_g$  轴在水平面内并指向右方, $Z_g$  轴垂直地面并指向上方, $Y_g$  轴在水平面内垂直于  $X_g$ ,其指向按右手定则确定.

机体坐标系建立在飞行器机体上.飞行器重心位置选为原点  $O_b$ , $O_b-X_bY_bZ_b$  在四旋翼飞行器对称平面内, $X_b$  轴与 2、4 号电机的连线平衡,平

收稿日期:2014-10-11

作者简介:易先军(1975-),男,湖北公安人,副教授.研究方向:计算机测量与控制.

行于  $X_g$  轴且指向右方; $Y_b$  轴与 1、3 号电机的连线平衡,平行于  $Y_g$  轴且指向前方; $Z_b$  轴与  $Z_g$  轴平行且指向上方<sup>[3]</sup>.

机体坐标系 3 个轴旋转与地面坐标系所成的夹角分别称为俯仰角、横滚角、偏航角. 俯仰角是飞行器在  $X_b-Z_b$  平面进行绕  $Y_b$  轴运动时  $X_b$  轴与  $X_g-Y_g$  平面的夹角;横滚角是飞行器在  $Y_b-Z_b$  平面进行绕  $X_b$  轴运动时  $Y_b$  轴与  $X_g-Y_g$  平面的夹角;偏航角是飞行器在  $X_b-Y_b$  平面进行绕  $Z_b$  轴运动时  $X_b$  轴在  $X_g-Y_g$  平面中的投影与  $X_g$  轴的夹角<sup>[4]</sup>.

1.2 飞行原理分析

四旋翼飞行原理图如图 3 所示,设定 1、3 号电机逆时针旋转,2、4 号电机顺时针旋转. 当飞行器 2、4 号电机转速相同,1 号电机的转速大于 3 号电机的转速时如图 3(a)所示,飞行器做横滚运动;当飞行器的 1、3 号电机转速相同,4 号电机的转速大于 2 号电机的转速时如图 3(b)所示,飞行器做俯仰运动;当飞行器 1、3 号电机的转速大于 2、4 号电机的转速时如图 3(c)所示,飞行器做偏航运

动;当飞行器 4 个电机转速相同,总的升力大于或等于机体本身重力时如图 3(d)所示,飞行器做垂直运动.

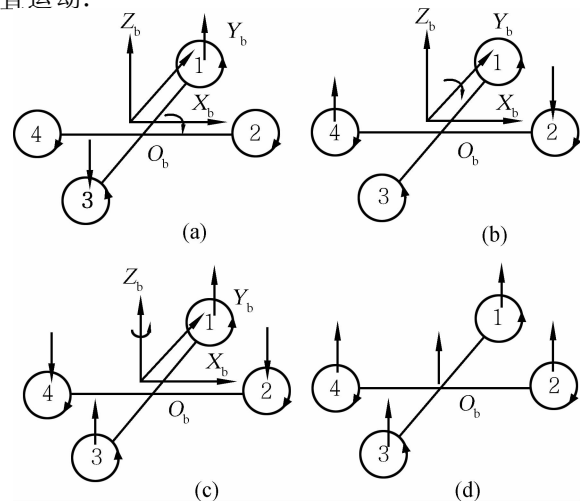


图 3 四旋翼飞行原理图

Fig. 3 Quadrotor aircraft principle diagram

2 飞行器控制系统的设计

飞行器控制系统的结构框图和实物图如图 4 和图 5 所示.

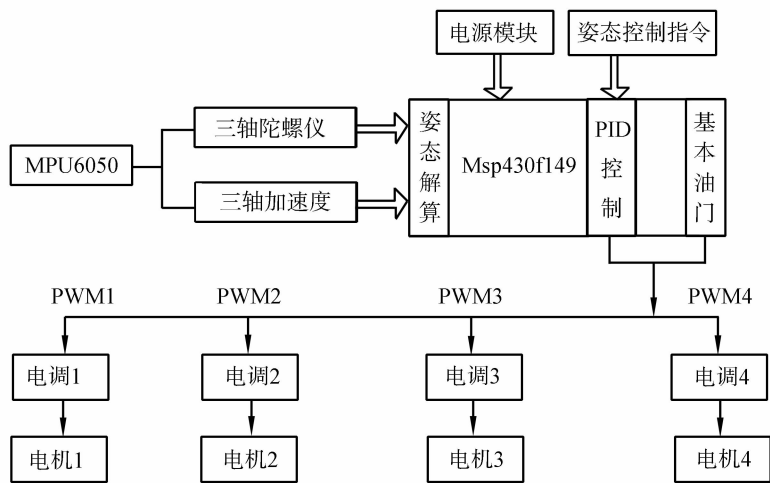


图 4 系统结构框图

Fig. 4 System structure diagram

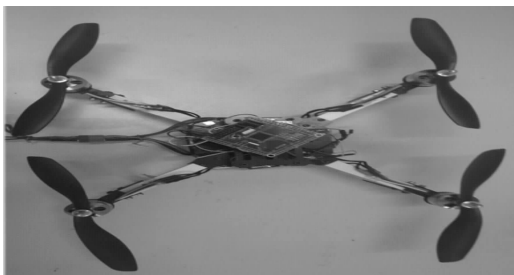


图 5 飞行器实物图

Fig. 5 Aircraft real figure

控制系统由 MPU6050 模块、MSP430f149 处

理器、电源模块以及电机和电调 5 部分组成. MPU6050 是数据分析滤波加速度传感器,整合了三轴陀螺仪和三轴加速度计,自带的数字运动处理(DMP)引擎可减少复杂的融合演算数据,可快速、方便的对飞行器所在位置进行姿态解算; MSP430f149 单片机是美国德州仪器(TI)公司推向市场的一种 16 位超低功耗的混合信号处理器(Mixed Signal Pocessor),采用了精简指令集(RISC)结构,具有丰富的寻址方式(7 种源操作数寻址、4 种目的操作数寻址)、简洁的 27 条内核指

令以及大量的模拟指令,大量的寄存器以及片内数据存储器都可参加多种运算,还有高效的查表处理指令,保证控制系统所有的软件程序顺利高效率的完成;电调是空模无刷马达电子调速器,控制信号是一组 PWM 方波信号,PWM 波的周期设为 20 ms. PWM 波占空比越大,电机的转速越大.在 MSP430f149 的处理下,姿态角由 MPU6050 的 DMP 解算后通过 EEPROM 模拟 IIC 通信送入 PID 控制器中,然后分别对横滚角、俯仰角、偏航角的偏差进行比例、微分、积分处理,结合电机的

基本油门加到 PWM 波占空比上控制电机的转速,从而实现飞行器姿态的有效控制.

3 姿态角的 PID 控制

3.1 飞行器控制系统结构

飞行器机架采用“十”字形结构.通过对十字结构的 X、Y 轴以及垂直方向的 Z 轴控制保持平衡.对 X、Y、Z 轴的姿态角分别进行 PID 控制,系统结构图如图 6 所示.

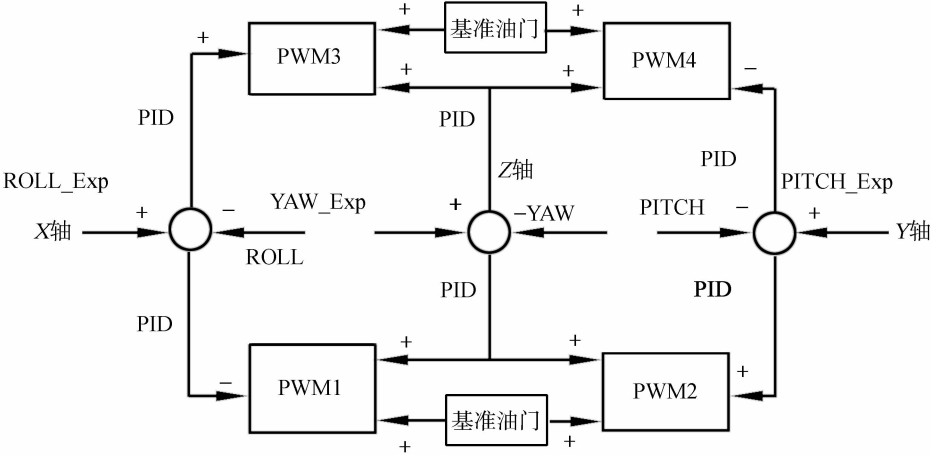


图 6 PID 控制原理图

Fig. 6 The principle diagram of the PID control

图 6 中,横滚角(ROLL)为 X 轴的角度,产生 PWM1、PWM3 脉冲控制 1、3 号电机飞行平稳;俯仰角(PITCH)为 Y 轴的角度,产生 PWM2、PWM4 脉冲控制 2、4 号电机飞行平稳;偏航角(YAW)为 Z 轴的角度,用来保持飞行器的航向.ROLL\_Exp、PITCH\_Exp、YAW\_Exp 为 MPU6050 静止平稳时读出的横滚角、俯仰角、偏航角的度数,为期望值,设定为 0.ROLL、PITCH、YAW 是横滚角、俯仰角和偏航角,为实时角度.

PID 采用位置式算法,表达式为: $u(k) = k_p e(k) + k_i \sum_{i=0}^k e(k) + k_d [e(k) - e(k-1)]$ ,式中: $k$  为采样序号, $k_p$ 、 $k_i$ 、 $k_d$  分别为比例系数、积分系数、微分系数, $e(k)$  为控制系统在第  $k$  次采样时刻的偏差值, $e(k-1)$  为第  $k-1$  次采样时刻的偏差值.

期望值减去实时姿态角为偏差  $e(k)$ ,控制信号  $u(k) = k_p e(k) + k_i \sum_{i=0}^k e(k) + k_d \omega$ . 由于位置式 PID 用的是误差累计加值,所以需要对积分限幅. $\omega$  为实时角速度, $\omega$  的积分即为偏差  $e(k)$ ,在

PID 控制中用实时角速度代替偏差微分,使得飞行器运动更加柔和、平稳.将 PID 控制后的姿态角与基本油门结合(此处的加减是根据飞行器的实际测试情况而定)控制 PWM 波的高电平便可控制飞行器的平稳飞行.

3.2 PID 控制的实现

在四旋翼飞行器悬停状态下进行实验,经过多次调试确定的 PID 参数取值如表 1 所示.

表 1 PID 参数取值

Table 1 PID parameter selection			
姿态角	$k_p$	$k_i$	$k_d$
ROLL	2	0.09	4.5
PITCH	2	0.09	4.5
YAW	0.8	0.03	2.4

在飞行器悬停飞行时,每 50 ms 测一次姿态角,连续取 2 000 个数据进行分析.

横滚角阶跃到 4°时,PID 控制器测试结果如图 7 所示.

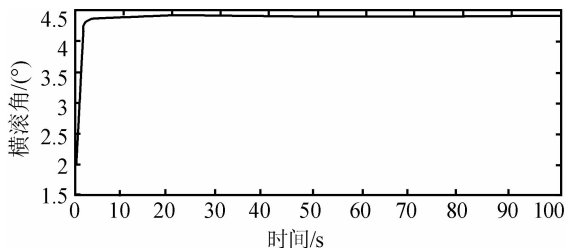


图 7 横滚角 PID 控制后的结果

Fig. 7 Roll results after PID controlling

俯仰角阶跃到  $4^\circ$  时, PID 控制器测试结果如图 8 所示.

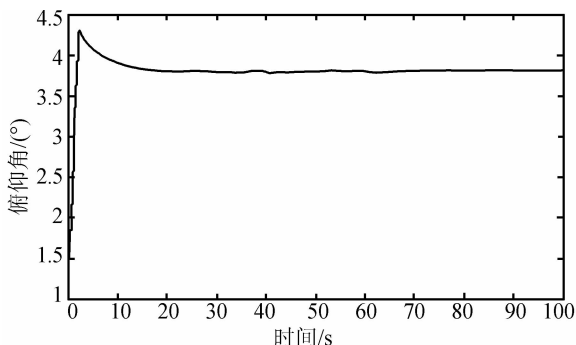


图 8 俯仰角 PID 控制后的结果

Fig. 8 Pitch results after PID controlling

偏航角阶跃到  $13^\circ$  时, PID 控制器的测试结果如图 9 所示.

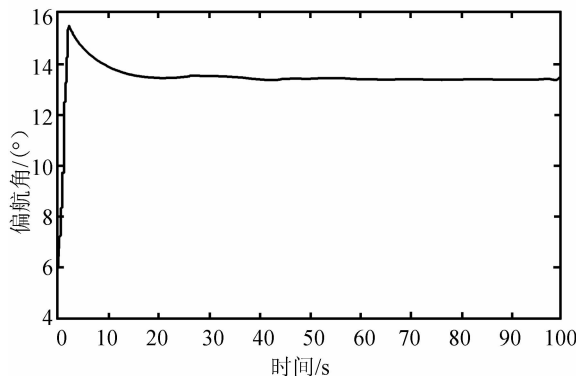


图 9 偏航角 PID 控制后的结果

Fig. 9 Yaw results after PID controlling

实验结果显示,横滚角、俯仰角和偏航角的误差均小于  $1^\circ$ ,在小角度控制时能很好的消除稳态误差,且系统超调量较小,响应速度快,验证了 PID 控制的有效性.

## 4 结 语

笔者以小型四旋翼无人机为研究对象,分析了四旋翼飞行器的飞行原理,设计了一种基于 MSP430f149 处理器的飞行控制系统,系统采用 PID 控制算法,提升了控制系统的鲁棒性.实验结果表明,所设计的基于 PID 算法的控制系统结构简单,控制可靠,能保持快速响应无静差和较小超调量等优良性能.

## 致 谢

实验室刘健老师在设计与调试过程中提供了帮助并提出建议,武汉工程大学电气信息学院提供了经费资助,在此一并致谢!

## 参考文献:

- [1] 李俊,李运堂. 四旋翼飞行器的动力学建模及 PID 控制[J]. 辽宁工程技术大学学报:自然科学版, 2012,31(1):114-117.  
LI Jun, LI Yun-tang. Modeling and PID control for a quadrotor[J]. Journal of Liaoning Technical University: Natural Science Edition, 2012, 31(1): 114-117. (in Chinese)
- [2] 宿敬亚,攀鹏辉,蔡开元. 四旋翼飞行器的非线性 PID 姿态控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(9):1054-1058.  
SU Jing-ya, PANG Peng-hui, CAI Kai-yuan. Attitude control of quadrotor aircraft via nonlinear PID [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(9): 1054-1058. (in Chinese)
- [3] 江杰,岂伟楠. 四旋翼飞行器建模与 PID 控制器设计[J]. 电子设计工程, 2013, 23(21):147-150.  
JIANG Jie, QI Wei-nan. Modeling and PID control for a quadrotor[J]. Electronic Design Engineering, 2013, 23(21): 147-150. (in Chinese)
- [4] 刘杰. 四轴飞行器的研究与设计[D]. 南京:南京邮电大学, 2013.  
LIU Jie. Four-axis aircraft research and design[D]. Nanjing: Nanjing University of Posts and Telecommunications, 2013. (in Chinese).

(下转第 69 页)