

doi: 10.7690/bgzd.2014.06.015

微型四旋翼无人机模糊 PID 控制

张静, 张华, 刘恒, 霍建文

(西南科技大学信息工程学院, 四川 绵阳 621010)

摘要: 为解决微型四旋翼无人机控制系统存在的鲁棒性差和控制精度低的问题, 提出一种模糊 PID 控制方法。建立微型四旋翼无人机系统动力学数学模型和电机模型, 在系统模型的基础上设计模糊 PID 控制器。通过 Matlab/Simulink 仿真和飞行试验对所设计的模糊 PID 控制器的有效性进行验证。仿真实验表明, 该算法能提高系统的抗干扰性能和控制精度。飞行试验结果表明, 模糊 PID 控制器可以有效地控制微型四旋翼无人机。

关键词: 四旋翼无人机; 模糊 PID 控制; Matlab 仿真; 抗干扰性能

中图分类号: TP273 **文献标志码:** A

Fuzzy-PID control for Macro-Quadrotor UAV

Zhang Jing, Zhang Hua, Liu Heng, Huo Jianwen

(School of Information Engineering, Southwest University of Science & Technology, Mianyang 621010, China)

Abstract: In this paper, a fuzzy-PID control is proposed to improve the robustness and control accuracy of control systems for micro-quadrotor unmanned aerial vehicle (UAV). The dynamic model and rotor model are modeled and fuzzy controller is designed based on the control system model. Matlab/Simulink simulation results and fly testing results are shown to illustrate the effectiveness of the developed fuzzy-PID controller for rejecting disturbance. Experiment result shows that the arithmetic can improved system's anti-interference performance and control accuracy. Fly testing result shows fuzzy-PID controller can control the quadrotor UAV effectively.

Keywords: quadrotor UAV; fuzzy-PID control; Matlab simulation; rejecting disturbance

0 引言

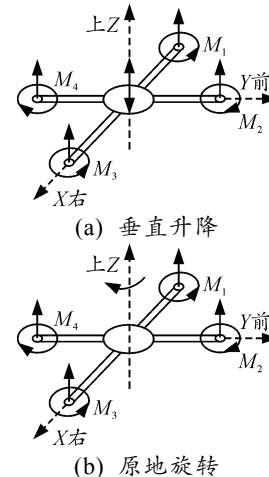
微型四旋翼无人机与传统的固定翼无人机相比, 能够适应更复杂的飞行环境, 可在狭小的空间内行进、倒退、原地转弯、垂直起降、横滚、超低空飞行和悬停, 动作灵活, 结构简单, 在抢险救灾、航拍测绘、管线巡检、军用侦察等方面具有广阔的应用前景。由于四旋翼飞行器是典型的多变量、非线性、强耦合和欠驱动运动系统, 四旋翼的建模和控制方法是当前国内外相关专家学者的研究热点^[1-3]。

目前常用的四旋翼无人机控制算法主要有 PID、LQ、滑膜控制和反演控制等。PID、LQ 是 2 种传统的线性控制方法, 虽然应用很广, 但不适合非线性的强耦合控制系统^[4-5]。滑膜控制虽然简单且鲁棒性强, 但滑膜控制需要不断变换控制逻辑容易导致控制抖振发生^[6-9]。

笔者针对微型四旋翼无人机系统进行建模, 采用模糊 PID 控制算法, 在 Matlab/Simulink 平台上对系统仿真, 并进行实际飞行测试, 验证该算法。

1 四旋翼无人机飞行原理

四旋翼无人机有“+”型和“X”型 2 种结构。笔者研究对象为“+”型四旋翼飞行器。4 个螺旋桨和电机对称安装在机架上。4 个螺旋桨分成 2 组, 对角线上的螺旋桨桨叶相同, 相邻的螺旋桨的桨叶相反。通过改变正桨和反桨的转速, 改变每个螺旋桨的转矩, 实现飞行器的垂直升降、原地旋转、左右横滚和前后俯仰(前进后退), 如图 1 所示。



收稿日期: 2014-02-19; 修回日期: 2014-03-17

基金项目: 四川省科技厅科技支撑计划项目(2013GZX0152); 绵阳市科技局科技计划项目(13G003-3); 四川省科技创新苗子工程项目(20132066)

作者简介: 张静(1988—), 男, 安徽人, 硕士, 助教, 从事机器人控制技术及嵌入系统设计研究。

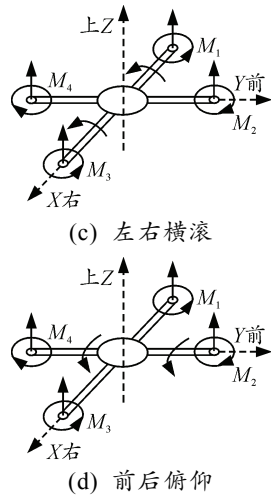


图 1 四旋翼无人机飞行原理

2 系统模型建立

微型四旋翼无人机的数学模型是在其运动学和动力学分析的基础上建立的，是飞行控制和仿真的基础。为建立相对准确的微型四旋翼数学模型，对微型四旋翼无人机和地面坐标系做出如下约定^[10-11]：

- 1) 机体结构均匀对称；
- 2) 机体坐标原点 B 与质心及机体几何中心重合；
- 3) 刚体系统，螺旋桨无弹性；
- 4) 地面坐标系 W 为惯性坐标系；
- 5) 飞行过程中所受空气阻力和重力不变。

基于上述约定，对微型四旋翼无人机系统进行动力学和运动学分析，其悬停状态下受力分析示意图如图 2、图 3 所示。

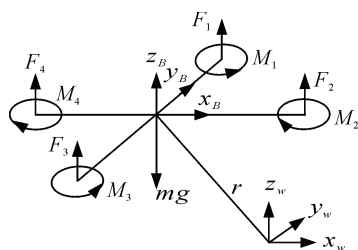


图 2 微型四旋翼无人机受力分析

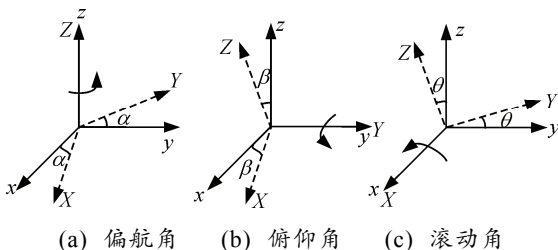


图 3 偏航角、俯仰角和滚动角示意图

由图 2 和图 3 可求得旋转矩阵：

$$R = R_x \cdot R_y \cdot R_z = \begin{pmatrix} \cos \alpha \cos \theta & \cos \alpha \sin \beta \sin \theta & \cos \alpha \sin \beta \cos \theta + \sin \alpha \sin \theta \\ \sin \alpha \cos \beta & \sin \alpha \sin \beta \sin \theta & \sin \alpha \sin \beta \cos \theta - \sin \theta \cos \alpha \\ -\sin \beta & \cos \beta \sin \theta & \cos \beta \cos \theta \end{pmatrix} \quad (1)$$

根据牛顿第二定律，可求得四旋翼无人机整个机身受到的重力 $G=mg$ 、桨的阻力 $D_i = k_d \omega_i^2$ 和单个旋翼的升力 $F_i = k_f \omega_i^2$ ， K_d 和 K_f 分别为阻力系数和升力系数， ω_i 为螺旋桨的转速。

根据图 2 对四旋翼飞行器的受力分析，应用牛顿力学定律，得到相对于地球坐标系的平动动力学模型为

$$m\ddot{\xi} = F_f - k_{dt}\dot{\xi} - G \quad (2)$$

其中： m 为四旋翼无人机质量； $\xi = (x, y, z)^T$ 是直升机平动位置； $g = (0, 0, g)^T$ 为重力加速度； K_{dt} 为平动拖拽力系数； $F_f = (F_x, F_y, F_z)^T$ 是直升机 4 个螺旋桨总升力。

$$F_f = R \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum_i F_i \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \theta \cos \beta \sin \alpha + \sin \theta \sin \alpha \\ \cos \theta \sin \alpha \sin \beta - \sin \theta \cos \alpha \\ \cos \theta \cos \beta \end{pmatrix} k_f \sum_i \omega_i^2 \quad (3)$$

把式 (1) 和式 (3) 带入式 (2) 整理后得：

$$\begin{cases} \ddot{x} = \left[(\cos \theta \cos \beta \sin \alpha + \sin \theta \sin \alpha) k_f \sum_i \omega_i^2 - k_{dx} \dot{x} \right] m^{-1} \\ \ddot{y} = \left[(\cos \theta \sin \alpha \sin \beta - \sin \theta \cos \alpha) k_f \sum_i \omega_i^2 - k_{dy} \dot{y} \right] m^{-1} \\ \ddot{z} = \left[(\cos \theta \cos \beta) k_f \sum_i \omega_i^2 - k_{dz} \dot{z} - mg \right] m^{-1} \end{cases} \quad (4)$$

式中 K_{dx} 、 K_{dy} 、 K_{dz} 是平均拖拽力系数 K_{dt} 在机体坐标系 X 、 Y 和 Z 轴三方向的分量。

用 I 表示四旋翼飞行器的惯性张量。由前面的约定条件中可知四旋翼飞行器为质量分布均匀且成轴对称的刚体，因此 I 可表示为 $I = (I_{xx}, I_{yy}, I_{zz})E$ ， E 为单位矩阵， I_{xx} 、 I_{yy} 、 I_{zz} 分别为 X 轴、 Y 轴和 Z 轴的轴向转动惯量。

$M = (M_x, M_y, M_z)^T$ 是作用在质心的总的外力矩，设角速度 ω 在飞行器坐标系 X 、 Y 、 Z 3 个坐标轴上的分量分别为 p 、 q 、 r 。通过动量矩的计算可得到：

$$\begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} [M_x - (I_{zz} - I_{yy})qr]I_{xx}^{-1} \\ [M_y - (I_{xx} - I_{zz})pr]I_{yy}^{-1} \\ [M_z - (I_{yy} - I_{xx})pq]I_{zz}^{-1} \end{pmatrix} \quad (5)$$

由欧拉定理可知，欧拉角 $(\theta, \beta, \alpha)^T$ 与机体坐标系下角速度 $(p, q, r)^T$ 之间有如下关系：

$$\begin{pmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\alpha} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} p + p \sin \theta \tan \beta + r \cos \theta \tan \beta \\ q \cos \theta - r \sin \theta \\ q \sin \theta \sec \beta + r \cos \theta \sec \beta \end{pmatrix} \quad (6)$$

将式 (5) 代入式 (6)，求导整理后得角运动方程：

$$\begin{cases} \ddot{\theta} = [M_x - \dot{\beta}\dot{\alpha}(I_{zz} - I_{yy})]I_{xx}^{-1} \\ \ddot{\beta} = [M_y - \dot{\theta}\dot{\alpha}(I_{xx} - I_{zz})]I_{yy}^{-1} \\ \ddot{\alpha} = [M_z - \dot{\theta}\dot{\beta}(I_{yy} - I_{xx})]I_{zz}^{-1} \end{cases} \quad (7)$$

为了把四旋翼飞行器非线性耦合模型分解成 4 个独立的控制通道，定义 U_1, U_2, U_3, U_4 为四旋翼飞行器的 4 个独立控制通道的控制输入量， U_1 为垂直速度控制量， U_2 为翻滚输入控制量， U_3 为俯仰控制量， U_4 为偏航控制量。则可得线运动方程：

$$\begin{pmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \\ F_4 - F_2 \\ F_3 - F_1 \\ F_4 + F_2 - F_3 - F_1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} k_t \sum_i \omega_i^2 \\ k_t (\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ k_t (\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ k_t (\omega_4^2 + \omega_2^2 - \omega_1^2 - \omega_3^2) \end{pmatrix} \quad (8)$$

由式 (7) 和式 (8) 可推导出四旋翼飞行器的非线性运动方程，考虑四旋翼悬停时的风阻力系数，可简化方程得到系统模型：

$$\begin{cases} \ddot{x} = U1(\cos \theta \cos \beta \sin \alpha + \sin \theta \sin \alpha)m^{-1} \\ \ddot{y} = U1(\cos \theta \sin \alpha \sin \beta - \sin \theta \cos \alpha)m^{-1} \\ \ddot{z} = U1(\cos \theta \cos \beta)m^{-1} - g \\ \ddot{\theta} = [lU2 - \dot{\beta}\dot{\alpha}(I_{zz} - I_{yy})]I_{xx}^{-1} \\ \ddot{\beta} = [lU3 - \dot{\theta}\dot{\alpha}(I_{xx} - I_{zz})]I_{yy}^{-1} \\ \ddot{\alpha} = [lU4 - \dot{\theta}\dot{\beta}(I_{yy} - I_{xx})]I_{zz}^{-1} \end{cases} \quad (9)$$

其中 l 为旋翼中心到机体坐标系原点的距离。

控制四旋翼飞行器的姿态、位置均是通过控制电机的转速，所以要对四旋翼飞行器进行准确控制，需建立电机数学模型，此处采用经典的电机模型表示方法：

$$G(s) = \frac{k_{sv}}{\tau s + 1} \quad (10)$$

查阅相关手册，此处选取 $k_{sv} = 44.531 \text{ rads}^{-1}\text{v}^{-1}$ ，

$\tau = 0.05 \text{ s}$ 。

3 建立模糊 PID 仿真平台

在 Matlab/Simulink 中搭建四旋翼飞行器控制系统的仿真平台，建立模糊 PID 控制器。控制器结构如图 4 所示。系统输入量为目标垂直高度 h 、目标偏航角 α 、目标俯仰角 β 、目标滚动角 θ 。控制根据系统输入的目标量对四旋翼无人机螺旋桨转速 $\omega_i (i=1,2,3,4)$ 进行快速调整。闭环反馈环节对应为调整后的垂直速度 h_o ，偏航角 α_o 、俯仰角 β_o 、滚动角 θ_o 。

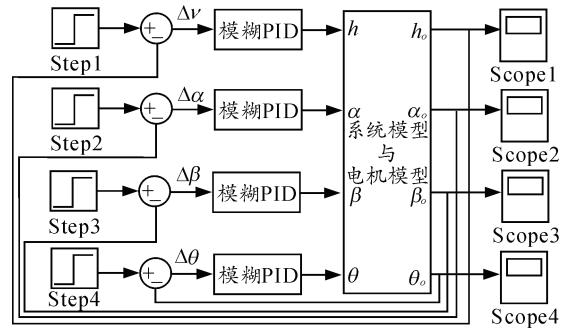


图 4 模糊 PID 控制器

在 Simulink 中设计 Fuzzy-PID 子模块的结构如图 5 所示，其中 In1 为输入变量 e ，经过微分以后得到 ec ， e 和 ec 作为 Fuzzy Logic Controller 的输入。

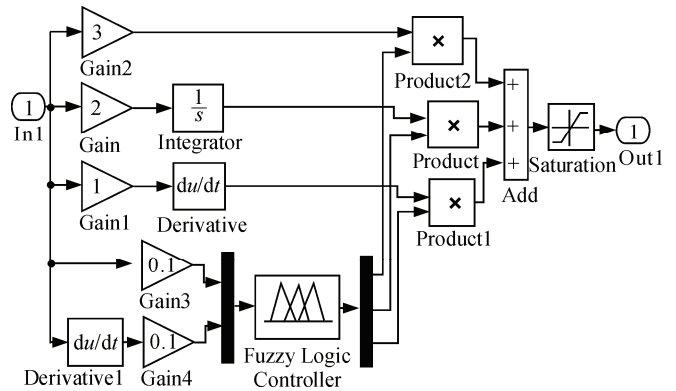


图 5 模糊 PID 子模块

模糊 PID 的模糊推理系统包括 2 个输入变量 e 和 ec ，以及 3 个输出变量 K_p, K_i, K_d ，结构如图 6 所示。采用三角形隶属度函数表示 K_p, K_i, K_d 的隶属度，在一般闭环控制系统的动态响应曲线上建立参考点，根据参考点处误差 e 和误差率 ec 的方向设计模糊规则表并进行调试和校正，校正后的模糊规则见表 1~表 3。

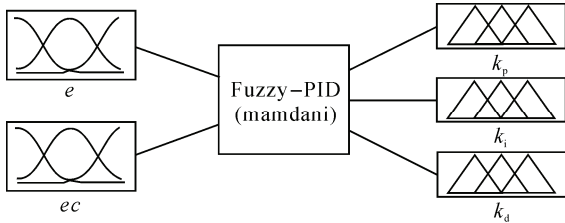


图 6 模糊推理系统结构

表 1 K_p 的模糊规则

输入变量	输入变量 ec							
e	K_p	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
	NB	PB	PB	PM	PM	PS	Z	Z
	NM	PB	PB	PM	PS	PS	Z	NS
	NS	PM	PM	PS	PS	Z	NS	NS
	ZO	PM	PM	PS	Z	NS	NM	NM
	PS	PS	PS	Z	NS	NS	NM	NM
	PM	PS	Z	NS	NM	NM	NM	NB
	PB	Z	Z	NM	NM	NM	NB	NB

表 2 K_i 的模糊规则

输入变量	输入变量 ec							
e	K_i	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
	NB	NB	NB	NM	NM	NS	Z	Z
	NM	NB	NB	NM	NS	NS	Z	Z
	NS	NB	NM	NS	NS	Z	PS	PS
	Z	NM	NM	NS	Z	PS	PM	PM
	PS	NM	NS	Z	PS	PS	PM	PB
	PM	Z	Z	PS	PS	PM	PM	PB
	PB	Z	Z	PS	PM	PM	PB	PB

表 3 K_d 的模糊规则

输入变量	输入变量 e							
ec	K_d	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
	NB	PS	NS	NB	NB	NB	NM	Z
	NM	PS	NS	NB	NM	NM	NS	Z
	NS	Z	NS	NM	NM	NS	NS	Z
	Z	Z	NS	NS	NS	NS	NS	Z
	PS	Z	Z	Z	Z	Z	Z	Z
	PM	PB	PS	PS	PS	PS	PS	PB
	PB	PB	PM	PM	PM	PS	PS	PB

4 仿真与测试分析

设计好控制系统后，按表 4 对系统参数进行初始化。

表 4 微型四旋翼无人机参数

参数	物理意义	数值
m/kg	四旋翼质量	2.6×10^{-2}
$g/(m \cdot s^{-2})$	重力加速度	9.791 3
l/m	四旋翼臂长	9×10^{-2}
$J_r/(kg \cdot m^2)$	电机转动惯量	3×10^{-5}
$k_i/(N \cdot s^2)$	升力系数	3.13×10^{-5}
$k_d/(Nms^2)$	阻力系数	7.5×10^{-7}
$I_{xx}/(kg \cdot m^2)$	X 轴转动惯量	4.9×10^{-5}
$I_{yy}/(kg \cdot m^2)$	Y 轴转动惯量	4.9×10^{-5}
$I_{zz}/(kg \cdot m^2)$	Z 轴转动惯量	8.56×10^{-5}

在 Matlab/Simulink 设置仿真步骤，对高度控制、俯仰控制、翻滚控制和偏航控制进行仿真，仿真效果如图 7~图 9 所示。

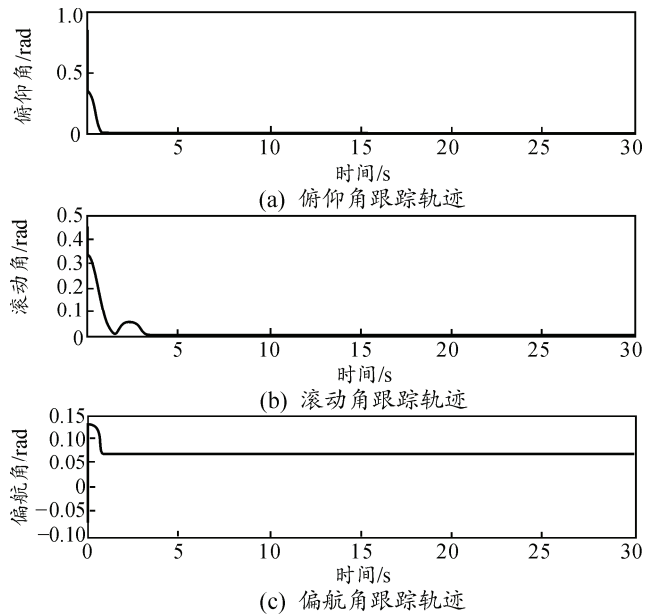


图 7 姿态跟踪仿真结果

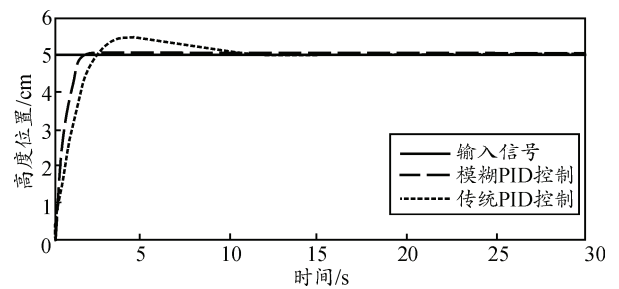


图 8 高度位置跟踪测试

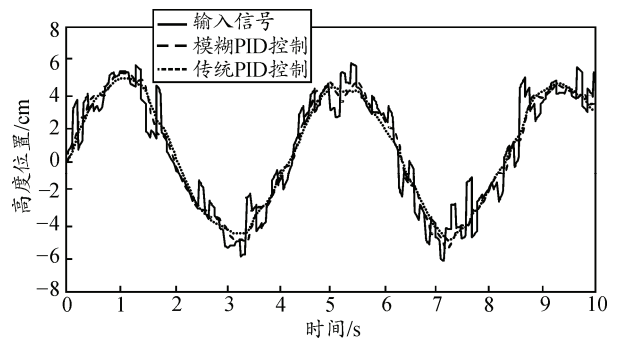


图 9 抗干扰性能测试

由图 7 可知，采用模糊 PID 控制算法，微型四旋翼无人机的俯仰角和滚动角很快趋于稳定，响应速度较快，偏航角也能在较短的时间内区域稳定，偏航角度 $< 0.65^\circ$ 。

由图 8 可知，模糊 PID 与经典 PID 控制相比，响应速度更快，到达稳态时间小于 1s，而 PID 控制到达稳态的时间 $> 5s$ 。模糊 PID 控制同时超调量为 0.05，小于 1%，远远小于 PID 控制控制时 10% 的超

调量。

由图 9 可知, 在正弦输入信号中加入 15% 的噪声以后, PID 控制已经严重受到影响, 输出信号发生畸变, 已不能精确控制, 但模糊 PID 仍能快速响应, 且控制输出畸变小, 有较强的抗干扰能力。

完成仿真测试后, 对系统进行室内飞行测试, 如图 10。经过多次测试, 该系统均能可靠飞行、前后翻、转弯、垂直起降和悬停, 并能实时传回视频信息。

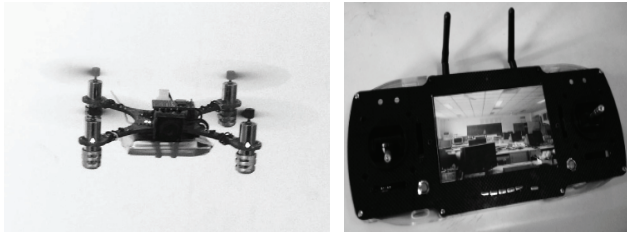


图 10 室内飞行测试

5 结论

笔者对微型四轴旋翼无人机进行建模分析, 并利用模糊 PID 算法对其进行控制。通过 Matlab/Simulink 仿真表明, 该模糊 PID 控制算法控制精度高, 鲁棒性强。实际飞行测试验证结果证明: 该控制方法稳定性好、可靠性高, 满足飞行姿态的控制要求。

参考文献:

- [1] Zhang R, Quan Q, Cai K Y. Attitude control of a quadrotor aircraft subject to a class of time-varying disturbances[J]. IET Control Theory Applications, 2011, 5(9): 1140-1146.
- [2] Zuo Z. Trajectory tracking control design with command-filtered compensation for a quadrotor[J]. IET Control Theory Applications, 2010, 4(11): 2343-2355.
- [3] 张浩, 任芊. 基于人工视觉的四旋翼飞行器室内定位与控制[J]. 兵工自动化, 2013, 32(1): 28-31.
- [4] 段国强. 四旋翼无人直升机仿真及控制方法比较研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013: 3-4.
- [5] Ivan Gonzalez, Sergio Salazar Rogelio Lozano, Juan Escareno. Real Time Altitude Robust controller for a Quad-rotor aircraft[J]. ICUAS, 2013, 1(1): 650-660.
- [6] 李尧. 四旋翼飞行器控制系统设计[D]. 大连: 大连理工大学, 2013: 2-10.
- [7] 第五鹏杰, 杨树兴. 微小型多旋翼飞行器的非线性建模研究[J]. 兵工自动化, 2012, 31(6): 14-17.
- [8] 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, 1(31): 114-117.
- [9] 国倩倩. 微型四旋翼飞行器控制系统设计及控制方法研究[D]. 长春: 吉林大学, 2013: 3-5.
- [10] 曾勇. 四旋翼飞行器容错控制系统设计与实现[D]. 成都: 电子科技大学, 2013: 9-15.
- [11] 聂博文. 微小型四旋翼无人直升机建模及控制方法研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2006: 7-15.