

# 四旋翼无人机增稳混合控制器设计

李国栋, 宋自立, 吴 华, 柳长安

(华北电力大学 控制与计算机工程学院, 102206 北京)

**摘要:** 为了改善四旋翼无人直升机在不同环境下的飞行稳定性,应用混合控制的方法设计了无人机增稳混合控制器. 它有多个PID控制器可供选择,并根据无人机飞行高度和倾角大小选择当前合适的控制器,有效的降低了无人飞行器的坠毁机率和其他潜在危险的发生. 并且通过 Matlab 中的 Simulink 工具箱搭建仿真系统,模拟了四旋翼无人机在起降、无风、有风和失控的情况下的控制器切换过程. 仿真结果表明:应用混合控制器的四旋翼无人机在起降和有风情况下可有效抑制飞行器倾斜和水平漂移,提高稳定性.

**关键词:** 混合控制; 四旋翼无人机; 增稳控制

中图分类号: V149.122

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2013)05-0086-05

## Design of stability augmentation hybrid controller for a quadrotor unmanned air vehicle

LI Guodong, SONG Zili, WU Hua, LIU Changan

(School of Control and Computer Engineering, North China Electric Power University, 102206 Beijing, China)

**Abstract:** To improve the flight stability of quadrotor unmanned air vehicle(UAV) in different environment, a stability augmentation controller using hybrid control methods is designed. This hybrid controller contains several PID controllers, and it can choose the applicable controller according to the flight altitude and pitch/roll angle, which reduces probabilities of air crash and other potential risks. At the same time a simulation model is built with Matlab/Simulink toolbox which can simulate switching processes of quadrotor UAV in different situations contained take-off, landing, calm weather, windiness and out of control. The simulation results show that the hybrid controller is able to robustly stabilize the quadrotor UAV in different environments.

**Key words:** hybrid control; quadrotor unmanned air vehicle; stability augmentation control

四旋翼无人机是一种能够垂直起降的、多旋翼式的新型无人飞行器. 与常规旋翼式飞行器相比,四旋翼无人机的结构更为紧凑,能够产生更大升力,并且4只旋翼可相互抵消反扭力矩,不需要专门的反扭矩桨<sup>[1]</sup>. 并且由于其具有体积小、质量轻、成本低的飞行平台优势,以及其操控方便、机动灵活、噪音小、隐蔽性好等特点,无论是在军

事领域还是在民用领域,都具有十分广阔的应用前景. 因此四旋翼微型无人直升机得到了国内外很多学者和机构的关注和研究<sup>[2]</sup>.

但是由于微型无人机体积小、质量轻,在飞行时信噪比大,且四旋翼无人机是一个具有6个自由度,4个控制输入的欠驱动系统,具有非线性、多变量、强耦合和抗干扰能力弱的特性,因此使得飞行控制器设计变得非常困难. 目前,国内外研究机构针对以上问题设计的飞行控制器主要有动态逆控制器、自抗扰控制器(ADRC)、变结构控制器以及一些应用经典方法的控制器如PID控制器、 $H_\infty$  控制器、Backstepping 控制器和 Sliding-mode 控制器等<sup>[3-5]</sup>. 但是,应用这些控制方法的四旋翼无人机在抵抗室外环境中的干扰时,大多是通过提高控制

收稿日期: 2012-07-08.

基金项目: 国家自然科学基金(青年)基金资助项目(61105083); 新世纪优秀人才支持计划资助项目(NCET-11-0634); 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(12ZX16,11QG12).

作者简介: 李国栋(1974—),男,副教授;  
柳长安(1971—),男,教授,博士生导师.

通信作者: 宋自立, szl0074782@163.com.

器自身鲁棒性来提高飞行稳定性.尚没有一种控制器可以彻底解决多环境下飞行失稳等问题.

为解决上述问题,本文设计了一种四旋翼无人机增稳混合控制器,它应用混合控制的思想,将3个PID控制器和1个信号发生器相结合,可实现无人机在起降、有风情况下切换相应的控制器,提高系统响应速度达到增稳的目的.并且当无人机失控时信号发生器可激活失控保护模块,避免无人机坠毁.经仿真表明该种混合控制器可有效提高四旋翼无人机的飞行稳定性避免了危险的发生.

### 1 四旋翼无人直升机建模

四旋翼直升机的控制相当于对力和扭矩的平衡.当四旋翼所受外力和重力平衡时就可以实现盘旋飞行.

首先,对无人机模型做如下假设:

- 1) 无人机看作为刚体,且完全对称;
- 2) 机体坐标系中的原点  $o$  与无人机的质心在同一点;
- 3) 在小角度飞行情况下,无人机在各方向运动速率和滚转速度与相应电机转速的平方呈比例.

建立地面坐标系和机体坐标系如图1所示.

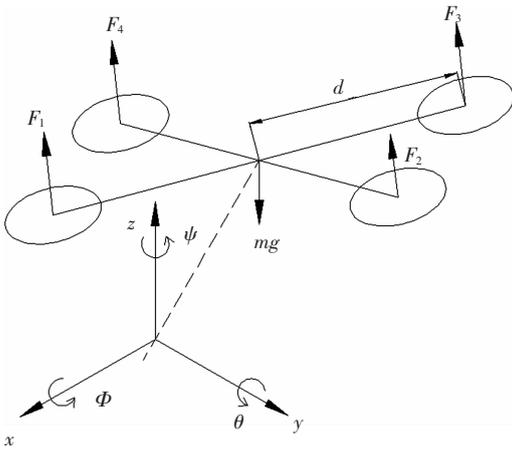


图1 四旋翼无人机受力和运动图

假定4个螺旋桨轴都与z轴平行排列,定义推力为4个螺旋桨升力的总和.并且在机体坐标系中表示的升力  $F_B$ ,不包含x和y方向的成分,因此地面坐标下四旋翼无人机的推力  $F_f = [F_x \ F_y \ F_z]^T$  可表示为<sup>[6]</sup>

$$F_f = [F_x \ F_y \ F_z]^T = R F_B = \begin{bmatrix} \cos \varphi \cos \psi \sin \theta + \sin \varphi \sin \psi \\ \cos \varphi \sin \psi \sin \theta - \sin \varphi \cos \psi \\ \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \left( \sum_{i=1}^4 F_i \right).$$

其中:  $F_i = K_p \omega_i, i = 1, 2, 3, 4$ .

式中:  $\varphi$  为滚转角,rad;  $\theta$  为俯仰角,rad;  $\psi$  为偏航

角,rad;  $R$  为体坐标系  $B$  到地面坐标系  $E$  的转换矩阵;  $K_p$  为升力系数;  $\omega_i$  为螺旋桨旋转角速度;  $F_i$  为各电机拉力.

根据牛顿第二定律和欧拉方程可得四旋翼无人机运动学方程为

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m} (\cos \varphi \cos \psi \sin \theta + \sin \varphi \sin \psi) U_1, \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} (\cos \varphi \sin \psi \sin \theta - \sin \varphi \cos \psi) U_1, \\ \ddot{z} = \frac{1}{m} (\cos \varphi \cos \theta) U_1 - g, \\ \ddot{\varphi} = \frac{d}{I_x} U_2, \\ \ddot{\theta} = \frac{d}{I_y} U_3, \\ \ddot{\psi} = \frac{1}{I_z} U_4. \end{cases}$$

式中:  $d$  为重心到螺旋桨轴的臂长;  $I_x, I_y$  分别为机体绕  $x, y$  坐标轴的转动惯量;  $I_z'$  为  $z$  轴惯量矩和力到力矩的缩放系数;  $U_1, U_2, U_3, U_4$  分别为系统的控制输入量.

其中:

$$\begin{cases} U_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4, \\ U_2 = F_4 - F_2, \\ U_3 = F_3 - F_1, \\ U_4 = F_1 - F_2 + F_3 - F_4. \end{cases}$$

式中:  $U_1$  为  $z$  轴方向线运动控制输入;  $U_2$  为横滚姿态  $\varphi$  和  $y$  轴方向线运动控制输入;  $U_3$  为俯仰姿态  $\theta$  和  $x$  轴方向线运动控制输入;  $U_4$  为偏航姿态  $\psi$  控制输入.

系统输入量为  $u = (U_1, U_2, U_3, U_4)^T$ , 状态变量为  $x = (z, \dot{z}, \varphi, \dot{\varphi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi})^T$ , 输出量为  $Y = (z, \varphi, \theta, \psi)^T$ .

将小型直流电机近似为惯性环节模型<sup>[7]</sup>, 即

$$\dot{w} = Aw + Bu.$$

式中:  $w$  为电机转速;  $u$  为输入电压;  $A, B$  分别为电机参数.

将电机动态方程带入无人机模型中并做拉氏变换后可得

$$\begin{cases} \varphi(s) = \frac{B^2 l}{s^2 (s + A)^2 I_x} (u_4^2(s) - u_2^2(s)), \\ \theta(s) = \frac{B^2 l}{s^2 (s + A)^2 I_y} (u_3^2(s) - u_1^2(s)), \\ \psi(s) = \frac{B^2}{s^2 (s + A)^2 I_z} (u_1^2(s) - u_2^2(s)) + u_3^2(s) - u_4^2(s). \end{cases}$$

式中:  $u_i$  为各电机输入电压. 用控制输入  $U_i$  替代电机输入  $u_i$  并代入数据后可得

$$\begin{cases} \varphi(s) = \frac{11.378}{0.0169s^4 + 0.26s^3 + s^2} U_2, \\ \theta(s) = \frac{11.378}{0.0169s^4 + 0.26s^3 + s^2} U_3, \\ \psi(s) = \frac{18.962}{0.0169s^4 + 0.26s^3 + s^2} U_4. \end{cases}$$

## 2 增稳混合控制器设计

### 2.1 混合控制系统设计

混合系统是由连续系统和离散系统相互混杂、相互作用而形成的统一的动态系统. 系统中既包含了符合牛顿力学定律的连续变量动态系统又包含了遵从优化决策原则的离散事件动态系统, 而且两者之间处在一种相互作用、相互制约的机制中<sup>[8]</sup>. 本文研究的四旋翼微型无人机增稳控制器是由多个 PID 控制器组成, 通过选取不同的 P、I、D 参数实现不同的控制效果, 通过混合控制的方法实现不同控制器间的切换. 在无人机外出飞行时, 滚转角和俯仰角的值越小, 无人机飞行越平稳. 但在实际情况中, 无人机在起降或有风情况下飞行时, 由于会受到各种地面效应和风力的影响常常造成无人机失稳甚至失控坠毁. 因此, 可将滚转角  $\varphi$ 、俯仰角  $\theta$  和飞行高度  $z$  作为控制器切换变量. 当无人机起飞或着陆时, 即当无人机飞行高度  $z < z_T$  时, 由于会受到地面效应的影响无人机可采用鲁棒性更好的起降控制器; 在飞行过程中若遇到阵风或其他干扰因素时, 即当滚转角或俯仰角的值超过设定值  $\varphi_T$  或  $\theta_T$  时, 可由平稳控制器切换至响应更为快速的增稳控制器; 当飞行过程中遇到恶劣天气或飞行器失控时, 即当滚转角或俯仰角的值超过一个临界值  $\varphi_{max}$  或  $\theta_{max}$  时, 无人机可由平稳控制器或增稳控制器切换至失控保护控制器实现电机紧急制动并实施紧急迫降.

由于四旋翼无人机滚转方向和俯仰方向对称, 仅以滚转角  $\varphi$  为例说明设计过程.

### 2.2 混合控制器建模

根据飞行控制要求, 设离散状态的集合为

$$Q = \{q_1, q_2, q_3, q_4\}.$$

式中:  $q_1$  为起降飞行状态;  $q_2$  为正常飞行状态;  $q_3$  为增稳飞行状态;  $q_4$  为失控保护状态.

与离散状态集  $Q$  相对应的有以下离散事件集  $\Sigma$  为

$$\Sigma = \{w_{12}, w_{13}, w_{21}, w_{23}, w_{24}, w_{31}, w_{32}, w_{34}\}.$$

式中:  $w_{12}$  为系统的连续状态穿越边界  $z = z_T$  并导

致离散状态由  $q_1$  变为  $q_2$ ;  $w_{13}$  为系统的连续状态穿越边界  $z = z_T$  并导致离散状态由  $q_1$  变为  $q_3$ ;  $w_{21}$  为系统的连续状态穿越边界  $z = z_T$  并导致离散状态由  $q_2$  变为  $q_1$ ;  $w_{23}$  为系统的连续状态穿越边界  $\varphi = \varphi_T$  并导致离散状态由  $q_2$  变为  $q_3$ ;  $w_{24}$  为系统的连续状态穿越边界  $\varphi = \varphi_{max}$  并导致离散状态由  $q_2$  变为  $q_4$ ;  $w_{31}$  为系统的连续状态穿越边界  $\varphi = \varphi_T$  并导致离散状态由  $q_3$  变为  $q_1$ ;  $w_{32}$  为系统的连续状态穿越边界  $\varphi = \varphi_T$  并导致离散状态由  $q_3$  变为  $q_2$ ;  $w_{34}$  为系统的连续状态穿越边界  $\varphi = \varphi_{max}$  并导致离散状态由  $q_3$  变为  $q_4$ .

这样就得到系统的离散状态转移图如图 2 所示.

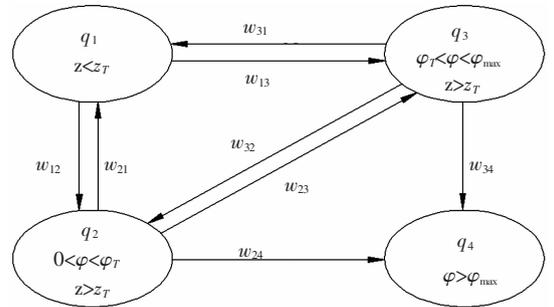


图 2 混合系统离散状态转移图

混合控制的目的在于当无人机在不同环境或不同状态下飞行时都有一套合适的控制器与之配合. 当无人机在起飞或着陆时由于受到地面效应, 需要控制器有较小超调且鲁棒性好; 当无人机在无风或微风环境下飞行时, 要求控制系统曲线柔和, 以避免无人机发生抖动; 当无人机在强风环境中飞行时, 需要控制器有较快的响应速度; 当无人机倾斜角度超过失控边缘角度时, 控制器自动切换至失控保护模式. 因此采用混合控制的方法可以有效的避免失控情况的发生, 并且可以改善飞机的飞行状态.

### 2.3 混合控制器稳定性分析

本文通过国外四旋翼无人机 OS4 的仿真模型可测得  $z_T = 1.85 \text{ m}$ ,  $\varphi_T = 0.59 \text{ rad}$ ,  $\varphi_{max} = 1.02 \text{ rad}$ , 并根据 ziegler-nichols 法<sup>[9]</sup> 对 PID 控制器参数整定得表 1 所示.

表 1 PID 控制器参数

控制器	$k$	$T_i$	$T_D$
起降控制器	0.005	0.005	0.25
平稳控制器	0.010	0.010	0.16
增稳控制器	0.025	0.008	0.35

当系统采用起降控制器时, 可得系统状态方程为

$$\begin{cases} \dot{x} = A_1 x + b_1 u, \\ Y = C_1 x. \end{cases}$$

其中:

$$A_1 = \begin{bmatrix} -15.385 & -59.172 & -168.314 & -3.366 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$b_1 = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, c_1 = [0 \ 0 \ 168.314 \ 3.366].$$

根据 Lyapunov 稳定理论, 设:

$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

由方程  $AP + PA^T = -Q$  可得

$$P = \begin{bmatrix} 23.376 & -0.500 & -1.968 & 0.500 \\ -0.500 & 1.968 & -0.500 & -0.363 \\ -1.968 & -0.500 & 0.363 & -0.500 \\ 0.500 & -0.363 & -0.500 & 28.506 \end{bmatrix}.$$

可验证  $P$  的各阶主子式均大于 0, 即  $P$  为正定矩阵, 系统稳定. 同理可验证, 当采用平稳控制器和增稳控制器时系统均局部稳定, 并且由于状态间切换时间很短, 根据混合控制系统稳定性原理<sup>[10]</sup>, 系统可近似视为全局稳定.

### 3 系统仿真与实验分析

#### 3.1 仿真系统建模

由上述分析, 在 Simulink 上搭建滚转通道仿真模型, 其结构如图 3 所示. 该仿真模型主要由状态流模块、PID 控制器模块、切换器、无人机动力学模块和状态显示模块组成. 其中, 状态流模块是通过输入的角度和高度信号计算出所选用的控制器编号; 控制器模块则是对无人机进行姿态控制, 使无人机从初始状态达到预期状态; 切换器可根据状态流的输出信号切换相应的 PID 控制器; 无人机动力学模块主要是描述无人机的物理飞行特性; 状态显示模块是对无人机的飞行状态进行实时地显示.

其中, 状态流模块内部又被分为 4 个状态  $control_1 \sim control_4$ , 分别对应起降飞行状态、正常飞行状态、增稳飞行状态和失控保护状态. 切换参数  $z$  和  $x$  分别对应飞行高度和滚转角  $\varphi$  的大小.

输出参数  $q$  和  $b$  分别传给切换器 1 和切换器 2, 用来选择当前应用的 PID 控制器和判断是否进入失控保护模式. 其切换条件和状态输出如图 4 所示.

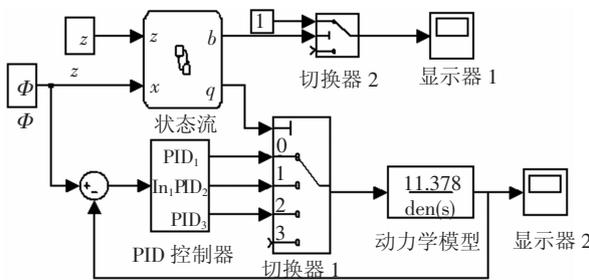


图 3 滚转通道仿真模型

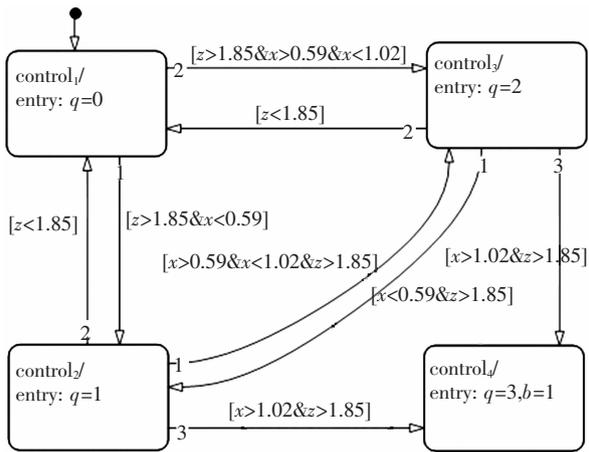


图 4 状态流模块内部参数及结构图

#### 3.2 仿真结果分析

在仿真中设定  $\begin{cases} t < 4, z < 1.85 \\ t > 4, z > 1.85 \end{cases}$ , 可得仿真

结果如图 5、6 所示.

仿真结果表明, 四旋翼无人机在起飞过程中, 即前 4 s 内高度小于 1.85 m, 因此系统选用起降控制器; 当  $t = 5$  s 时, 输入信号  $\varphi = 0.4$  rad 未达到设定值  $\varphi_T$ , 即飞行状态较稳定, 因此系统选用稳定控制器; 当  $t = 10$  s 时, 输入信号  $\varphi = 0.7$  rad 超过设定值  $\varphi_T$  但未超过临界值  $\varphi_{max}$ , 即模拟无人机在有风情况下飞行时, 系统切换至增稳控制器. 从图 5 中可以看到在增稳模式下系统响应更快速, 与平稳飞行模式相比系统稳定时间大约可缩短 0.5 ~ 1 s; 当  $t = 15$  s 时, 输入信号  $\varphi = 1.2$  rad 超过临界值  $\varphi_{max}$ , 即无人机产生较大倾斜面临失控 (图 6), 此时系统会发出失控保护模式激活信号, 无人机可实现自救功能. 通过应用混合控制的方法, 四旋翼无人机的飞行控制系统可根据不同环境, 适时的改变飞行控制曲线, 与传统单一的飞行控制器相比较, 该种控制器可以使无人机更好的适应当前的飞行环境, 从而增加飞行稳定性.

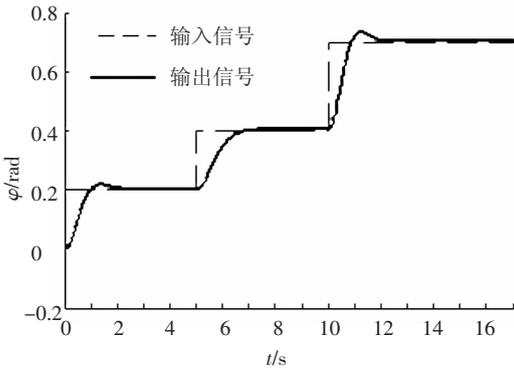


图 5 滚转角控制仿真结果

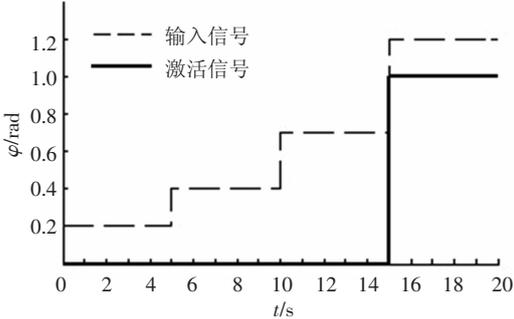


图 6 失控保护模式激活信号仿真

### 4 结 论

1) 通过四旋翼无人机动力学方程和电机动态方程对系统建模. 应用混合控制思想设计无人机增稳混合控制器, 并根据 ziegler-nichols 法对独立的 PID 控制器进行参数整定. 由 Lyapunov 稳定理论验证系统稳定性.

2) 通过 Matlab/Simulink 环境下搭建了系统仿真模型, 模拟了四旋翼微型无人机在起降或有风情况下实现控制器切换的过程. 仿真结果表明在增稳模式下无人机对外界扰动有更快的相应

速度, 与传统单一的飞行控制器相比较, 该种混合控制器可以自主地选择合适的控制器来适应当前的飞行环境, 从而提高飞行稳定性.

### 参 考 文 献

[1] 刘丽丽. 四旋翼飞行仿真器的建模及控制方法的研究[D]. 湖南: 中南大学, 2009.

[2] 刘志军, 吕强, 王东来. 小型四旋翼直升机的建模与仿真控制[J]. 计算机仿真, 2010, 27(7): 18-20.

[3] CORKE P. Robotics, Vision and Control-Fundamental Algorithms in Matlab [M]. Berlin: Springer-Verlag, 2011: 78-86.

[4] BOUABDALLAH S. Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying[D]. Lausanne: Federal Institute of Technology Lausanne, 2007.

[5] 岳基隆. 四旋翼无人机自适应控制方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010.

[6] 陈平, 罗晶. 四旋翼直升机建模及  $H_\infty$  回路成形控制器设计[J]. 南京理工大学学报(自然科学版), 2009, 33(9): 81-86.

[7] GUENARD N, HAMEL T, MAHONY R. A practical visual servo control for a unmanned aerial vehicle[J]. 2007 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2007: 1342-1348.

[8] 朱凌峰. 混杂系统的 PID 控制器研究[D]. 北京: 北京化工大学, 2006.

[9] 王正林, 王胜开, 陈国顺, 等. MATLAB/Simulink 与控制系统仿真[M]. 北京: 电子工业出版社, 2008: 223-233.

[10] OUYANG Puren. Hybrid Intelligent Machine Systems: Design, Modeling and Control [D]. Saskatoon: University of Saskatchewan, 2005.

(编辑 张 红)