欠驱动四旋翼飞行器反演模糊自适应控制

杨立本[1], 章卫国[1], 黄得刚[1], 车军[2]

(1.西北工业大学 自动化学院, 陕西 西安 710072
2.飞行器控制一体化技术重点实验室 中航工业自控所, 陕西 西安 710065)

摘 要:针对欠驱动四旋翼飞行器的结构特性,提出一种自适应模糊反演欠驱动控制算法,该算法可以克服传统反演控制中存在的问题,如欠驱动控制律过于复杂,抗干扰能力弱及系统建模误差对跟踪性能影响较大等弱点,该算法利用自适应模糊系统逼近系统中的非线性函数及扰动项,并利用模糊系统来构造系统的虚拟控制量,从而实现对欠驱动四旋翼飞行器的高精度控制,并以欠驱动四旋翼飞行器的自由度 x 为例,详细论述了自适应模糊系统的设计过程,并对算法的收敛性做了分析,仿真结果表明,该算法具有很强的抗干扰性,并且达到了理想的控制精度。

关 键 词:执行器;自适应控制系统;算法;飞行器;角速度;反步;计算机仿真;控制器设计;误差;模糊控制;干扰抑制;李雅普诺夫方程;数学模型;鲁棒性(控制系统);示意图;稳定性;无人机;自适应模糊系统;抗干扰;建模误差;欠驱动飞行器

中图分类号:TP273 **文献标志码**:A **文章编号**:1000-2758(2015)03-0495-05

四旋翼无人飞行器属于一种欠驱动控制系统,由于其结构特性,需要进行实时控制才能保证飞行器的正常飞行[1]。文献[2-6]分别利用 PID、H_∞、模糊控制、LQ 控制、回路成型理论设计了四旋翼无人飞行器的控制系统,文献[7]利用反馈线性化理论设计了四旋翼飞行器的非线性控制系统,由于反馈线性化必须建立飞行器精确的系统模型,因此系统建模误差对控制效果影响较大。文献[8]利用反步控制设计了飞行器的控制系统,但反步控制的抗干扰能力较弱。文献[9]将动态面控制应用到四旋翼无人机中,这种方法主要用于解决反步控制中的导数爆炸问题。文献[10]利用滑模控制设计了飞行控制系统,这种方法具有较好的鲁棒性,但由于这类算法都属于一种被动的抗干扰算法,当系统干扰较大或变化率较高时,其控制精度无法满足要求,因此本文提出一种主动的抗干扰控制策略,利用模糊系统对系统总扰动进行估计,从而提高系统的抗干扰能力。

本文针对欠驱动无人四旋翼飞行器的结构特性,设计一种模糊反步欠驱动控制算法,该算法利用模糊系统逼近系统非线性函数及扰动项,扰动项包括系统建模误差及外界干扰。并利用模糊系统构造系统的虚拟控制量,实现对欠驱动四旋翼飞行器的高精度控制。

1 Quadrotor UAV 模型

由于四旋翼飞行器一般为对称结构,因此假设坐标原点和机体重心重合,得到飞行器的结构图如图 1 所示。

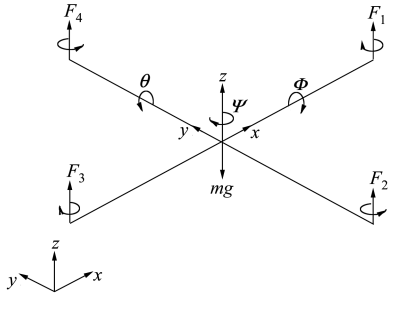


图 1 Underactuated quadrotor UAV 结构图

收稿日期:2014-10-30 **基金项目**:国家自然科学基金(61374032)与航空科学基金(20140753012)资助
作者简介:杨立本(1982—),西北工业大学博士研究生,主要从事无人机自主控制及智能控制的研究。

由于直流无刷电机升力面和重心处于同一个平面,因此飞行器的数学模型为[11]:

$$\begin{cases}\dot{\xi} = \nu \\ m\dot{\nu} = e_3 mg - nT \\ \dot{\eta} = W(\eta)\omega \\ J\dot{\omega} = -\omega \times J\omega + \tau \end{cases} \tag{1}$$

式中,$\xi,\nu \in \mathbf{R}^3$ 为地面坐标系下飞行器的位置和速度,$\omega \in \mathbf{R}$ 为机体坐标系下的角速度,$\boldsymbol{\eta} = [\varphi\ \theta\ \psi]^{\mathrm{T}} \in \mathbf{R}^3$ 代表飞行器的欧拉角,将无刷电机输入写成如下系统输入形式:

$$\begin{cases} u_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 = k_t \sum_{i=1}^{4} \omega_i^2 \\ u_2 = F_4 - F_2 = k_t(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ u_3 = F_3 - F_1 = k_t(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ u_4 = F_2 + F_4 - F_3 - F_1 = k_d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{cases} \tag{2}$$

式中,k_t 代表旋翼的升力系数,k_d 代表旋翼的拖拉系数。并将(1)式展开可得飞行器的非线性模型如下:

$$\begin{cases} \ddot{x} = (\sin\psi\sin\varphi + \cos\psi\sin\theta\cos\varphi)u_1/m \\ \ddot{y} = (-\cos\psi\sin\varphi + \sin\psi\sin\theta\cos\varphi)u_1/m \\ \ddot{z} = (\cos\varphi\cos\theta)u_1/m - g \\ \ddot{\varphi} = -J_{\mathrm{rotor}}\Omega\dot{\theta} + \dot{\theta}\dot{\psi}(I_y - I_z)/I_x + lu_2/I_x \\ \ddot{\theta} = -J_{\mathrm{rotor}}\Omega\dot{\varphi} + \dot{\varphi}\dot{\psi}(I_z - I_x)/I_y + lu_3/I_y \\ \ddot{\psi} = \dot{\varphi}\dot{\theta}(I_x - I_y)/I_z + u_4 \end{cases} \tag{3}$$

四旋翼无人飞行器的系统状态如下所示:

$$\boldsymbol{X} = [x\ \dot{x}\ \theta\ \dot{\theta}\ y\ \dot{y}\ \varphi\ \dot{\varphi}\ z\ \dot{z}\ \psi\ \dot{\psi}] \tag{4}$$

系统状态 x,y 为间接驱动,系统状态 θ,φ,ψ,z 为直接驱动。飞行器的控制结构如图 2 所示:

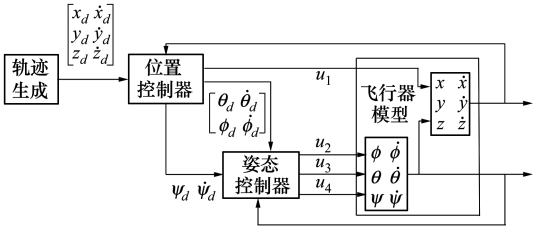


图 2 四旋翼控制系统结构图

2 鲁棒自适应控制器设计

2.1 欠驱动四旋翼飞行器反演控制

由于四旋翼飞行器是一个欠驱动系统,对其飞行控制系统进行设计时主要难点在于 x 和 y 2 个自由度由 θ 和 φ 间接驱动,状态变量如下:

$$\boldsymbol{X} = [x\ \dot{x}\ \theta\ \dot{\theta}\ y\ \dot{y}\ \varphi\ \dot{\varphi}\ z\ \dot{z}\ \psi\ \dot{\psi}] \tag{5}$$

其中状态量 x,y 属于间接驱动状态,状态量 θ,φ,ψ,z 属于直接驱动状态。下面以欠驱动状态量 x 为例来说明传统反演控制器的设计过程。

x 的状态变量表示如下:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= (\sin\psi\sin\varphi + \cos\psi\sin\theta\cos\varphi)U_1/m \\ \dot{x}_3 &= x_4 \\ \dot{x}_4 &= \{lU_3 + \dot{\varphi}\dot{\psi}(I_z - I_x)\}/I_y \end{aligned} \tag{6}$$

由于滚转角 φ 对 x 轴的影响较小,因此将(6)式中的 φ 进行小角度假设,则(6)式为:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= \cos\psi \cdot x_3 \cdot U_1/m \\ \dot{x}_3 &= x_4 \\ \dot{x}_4 &= \{lU_3 + \dot{\varphi}\dot{\psi}(I_z - I_x)\}/I_y \end{aligned} \tag{7}$$

根据参考文献[12]可得其 x-θ 通道的反演控制输入为:

$$\begin{aligned} u = \frac{1}{u_1\cos\theta\cos\varphi\cos\psi}(&-5x - 10\dot{x} - 9u_1\sin\theta * \\ &\cos\varphi\cos\psi - 4u_1\dot{\theta}\cos\theta\cos\varphi\cos\psi + u_1\dot{\theta}^2\sin\theta * \\ &\cos\varphi\cos\psi + 2u_1\dot{\varphi}\sin\theta\cos\varphi\sin\psi + u_1\dot{\theta}\dot{\psi}\cos\theta * \\ &\cos\varphi\sin\psi - u_1\dot{\psi}\dot{\theta}\cos\theta\cos\varphi\sin\psi - u_1\dot{\psi}^2\sin\theta * \\ &\cos\varphi\cos\psi) \end{aligned} \tag{8}$$

可见控制律非常复杂,且存在严重的耦合,对系统建模精度有很高的要求。

2.2 欠驱动飞行器模糊反演控制器设计

进一步将(5)式整理可得:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= b_1 x_2 + f_1 + \omega_1 \\ \dot{x}_2 &= b_2 x_3 + f_2 + \omega_2 \\ \dot{x}_3 &= b_3 x_4 + f_3 + \omega_3 \\ \dot{x}_4 &= b_4 u(t) + f_4 + \omega_4 \end{aligned} \tag{9}$$

$\omega_i(i = 1,2,3,4)$ 为外界干扰和建模不确定性的和,则(9)式为具有严反馈形式的系统,可对系统进行自适应模糊反演控制器的设计。

步骤 1 定义系统误差变量如下:

$$\begin{cases} e_1 = x_1 - x_d \\ e_2 = x_2 - a_1 \\ e_3 = x_3 - a_2 \\ e_4 = x_4 - a_3 \end{cases} \tag{10}$$

式中,x_d 为飞行器 x 轴位置期望值,$a_i(i = 1,2,3)$ 为

虚拟控制量。

对第一个子系统,选取候选的 Lyapunov 函数为:

$$V_1 = \frac{1}{2b_1}e_1^2 \tag{11}$$

对(11)式求导得:

$$\dot{V}_1 = \frac{1}{b_1}e_1(\dot{x}_1 - \dot{x}_d) = \frac{1}{b_1}e_1(b_1e_2 + b_1a_1 + f_1 + \omega_1 - \dot{x}_d)$$

$$= e_1(e_2 + a_1) + \frac{1}{b_1}e_1(f_1 - \dot{x}_d) + \frac{1}{b_1}e_1\omega_1 \tag{12}$$

设 $\hat{f}_1 = \frac{1}{b_1}(f_1 - \dot{x}_d)$,用模糊系统 ϕ_1 逼近非线性函数 $\hat{f}_1$,取虚拟控制量 $a_1 = -\lambda_1 e_1 - \phi_1, \lambda_1 > 0$,则(12)式为:

$$\dot{V}_1 = -\lambda_1 e_1^2 + e_1e_2 + e_1(\hat{f}_1 - \phi_1) + \frac{1}{b_1}e_1\omega_1 \tag{13}$$

步骤 2　选取 Lyapunov 函数为:

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2b_2}e_2^2 \tag{14}$$

对(14)式求导得:

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_1 + e_2\left(e_3 + a_2 + \frac{f_2 - \dot{a}_1}{b_2}\right) + \frac{1}{b_2}e_2\omega_2$$

$$= -\sum_{i=1}^{2}\lambda_i e_i^2 + \sum_{i=1}^{2}e_i(\hat{f}_i - \phi_i) + e_2e_3 + \sum_{i=1}^{2}e_i\omega_i \tag{15}$$

(15)式中虚拟控制量 $a_2 = -\lambda_2 e_2 - e_1 - \phi_2, \lambda_2 > 0$

$\hat{f}_2 = \frac{f_2 - \dot{a}_1}{b_2}$,$\phi_2$ 逼近非线性函数 $\hat{f}_2$,同理设计 V_3 和 V_4 为:

$$V_3 = V_2 + \frac{1}{2b_3}e_3^2 \tag{16}$$

$$V_4 = V_3 + \frac{1}{2b_4}e_4^2 \tag{17}$$

对 V_3 和 V_4 求导得:

$$\dot{V}_3 = -\sum_{i=1}^{3}\lambda_i e_i^2 + \sum_{i=1}^{3}e_i(\hat{f}_i - \phi_i) + e_3e_4 + \sum_{i=1}^{3}e_i\omega_i \tag{18}$$

式中 $\hat{f}_3 = \frac{f_3 - \dot{a}_2}{b_3}$,虚拟控制 $a_3 = -\lambda_3 e_3 - e_2 - \phi_3$ 为逼近非线性函数 $\hat{f}_3$ 的模糊系统。

$$\dot{V}_4 = \dot{V}_3 + e_n\left(u + \frac{1}{b_4}(\hat{f}_4 - \dot{a}_{n-1})\right) + \frac{1}{b_4}e_n\omega_n$$

$$= -\sum_{i=1}^{3}\lambda_i e_i^2 + \sum_{i=1}^{3}e_i(\hat{f}_i - \phi_i) + e_4\left(u + e_3 + \frac{1}{b_4}(f_4 - \dot{a}_3)\right) + \sum_{i=1}^{n}\frac{1}{b_4}e_i\omega_i \tag{19}$$

设 $\hat{f}_4 = \frac{f_4 - \dot{a}_3}{b_4}$,$\phi_4$ 为逼近非线性函数 $\hat{f}_4$ 的模糊系统,则模糊反步控制律设计如下:

$$u = -\lambda_4 e_4 - e_3 - \phi_4, (\lambda_4 > 0) \tag{20}$$

将(20)式代入(19)式得:

$$\dot{V}_4 = -\sum_{i=1}^{4}\lambda_i e_i^2 + \sum_{i=1}^{4}e_i(\hat{f}_i - \phi_i) + \sum_{i=1}^{4}\frac{1}{b_i}e_i\omega_i \tag{21}$$

2.3　模糊反演系统稳定性分析

用于逼近非线性函数 $\hat{f}_i$ 的模糊系统 $\phi_i = \boldsymbol{\xi}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\theta}$ 存在最优逼近向量 $\boldsymbol{\theta}_i^*$,对于任意小常量 $\varepsilon_i > 0$,$|\hat{f}_i - \theta_i^*\xi| \leqslant \varepsilon_i, i = 1,2,3,4$。取 $\tilde{\theta}_i = \theta_i^* - \theta_i$,并设计模糊系统的自适应律如下:

$$\dot{\theta}_i = r_ie_i\xi_i - 2k_i\theta, i = 1,2,3,4 \tag{22}$$

式中 $r_i > 0, k_i > 0$。

设计 Lyapunov 函数如下:

$$V = V_4 + \sum_{i=1}^{4}\frac{1}{2r_i}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_i^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{\theta}}_i, \quad i = 1,2,3,4 \tag{23}$$

对(23)式求导并考虑模糊系统自适应律得:

$$\dot{V} \leqslant -d_0\sum_{i=1}^{4}e_i^2 + b_0 + \sum_{i=1}^{4}\frac{1}{2}\rho^2\omega_i^2 \tag{24}$$

式中,d_0 和 b_0 为正常量,$\rho > 0$ 为衰减系数,对(24)式在 $[0,T]$ 进行积分,由于 $-\frac{1}{d_0}V(T) \leqslant 0$,可得:

$$\sum_{i=1}^{4}\int_0^T e_i^2(s)\mathrm{d}s \leqslant \frac{1}{d_0}V(0) + \frac{1}{d_0}b_0T + \sum_{i=1}^{4}\frac{1}{2d_0}\int_0^T\rho^2\omega_i^2\mathrm{d}t \tag{25}$$

通过(25)式可知闭环系统信号有界,在给定衰减系数 $\rho > 0$ 的情况下,系统跟踪误差有界并满足(25)式。

3　算法仿真及实验

设置飞行器的初始位置为 $[x\ y\ z] = [0\ 0\ 0]$m 初始姿态为 $[\varphi\ \theta\ \psi] = [0\ 0\ 1]$rad,飞行器的期望位置为 $[2\ 2\ 2]$m,期望姿态为 $[0\ 0\ 0]$rad。选取的模糊隶属如下:

$$\begin{cases} \mu_{F_i^1} = \exp\left[\dfrac{-(x_i-2)^2}{3}\right] \\ \mu_{F_i^2} = \exp\left[\dfrac{-(x_i-1)^2}{3}\right] \\ \mu_{F_i^3} = \exp\left[\dfrac{-x_i^2}{3}\right] \\ \mu_{F_i^4} = \exp\left[\dfrac{-(x_i+1)^2}{3}\right] \\ \mu_{F_i^5} = \exp\left[\dfrac{-0.5(x+2)^2}{3}\right] \end{cases} \tag{26}$$

并在系统状态方程中分别施加 0.1sin$t$ 和 0.5sin$t$ 的 x 轴水平干扰。

从图 3 至图 7 可以看出,模糊反演系统在降低控制输入复杂度的同时,其跟踪性能也非常优异,在存在水平干扰的情况下,其跟踪曲线几乎和期望值重合,具有很好的抗干扰性能。

图 8 为我们进行的四旋翼飞行器定点悬停实验,飞行器可实现指定经纬度和指定高度的悬停,其空间位置精度基本满足要求。

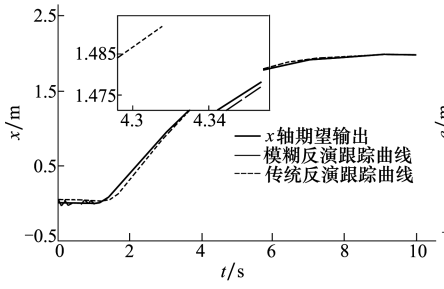


图 3 无干扰情况下指令跟踪

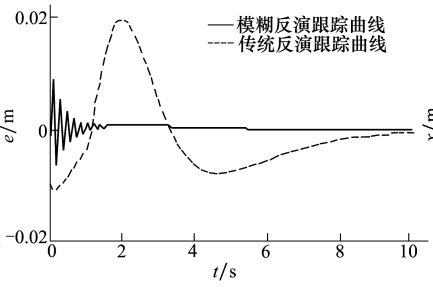


图 4 无干扰状态跟踪误差曲线

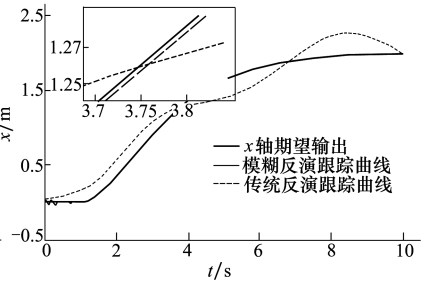


图 5 x 轴干扰为 0.1sin$t$ 情况下指令跟踪

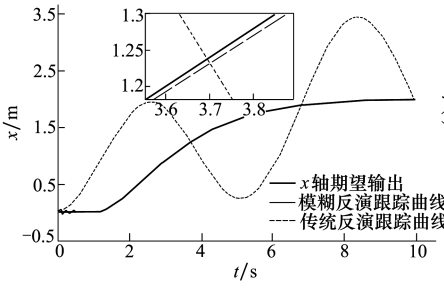


图 6 x 轴干扰为 0.5sin$t$ 情况下指令跟踪

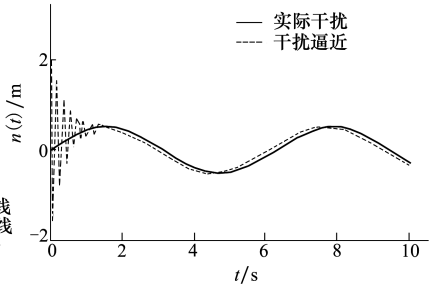


图 7 模糊系统干扰逼近曲线



图 8 欠驱动四旋翼飞行器实物悬停实验

4 结 语

针对欠驱动四旋翼飞行器,由于自由度 x,y 不能直接驱动,而是由由度 θ,φ 间接驱动,导致反步控制律过于复杂,本文提出一种模糊反演欠驱动控制算法,从仿真结果可以看出,该算法较反演控制法具有更简化的控制律表达式,其抗干扰能力明显优于反演控制,并且对控制系统模型精度要求低于反演控制。

我们目前已经完成实际飞行控制器的研发,并可实现简单的自主飞行,例如按照规划航迹自主飞行和定点悬停飞行等,我们将会进一步研究,将本文算法及其他先进控制方法应用到实际飞行器中。

参考文献:

[1] Abdelaziz Benallegue. Backstepping Control for a Quadrotor Helicopter[C]// Proceedings of the 2006 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Beijing, 2006: 3225-3260

[2] Atheer L S, Moghavvemi M, Haider A F Mohamed, Khalaf Sallom Gaeid. Flight PID Controller Design for a UAV Quadrotor [J]. Scientific Research and Essays, 2010, 5(23): 3660-3665

[3] Mokhtari A, Benallegue A, Daachi B. Robust Feedback Linearization and GH_∞ Controller for a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle[J]. Journal of Electrical Engineering, 2006, 57(1): 20-27

[4] Kshatri Riosgutierrez. Fuzzy Controller for a Semi-Autonomous Quad-Rotor Helicopter[J]. Computers in Education Journal, 2010, 20(1): 45-60

[5] Bouabdallah S, Noth A, Sicgwabt R. PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor[C]//Proceedings of IEEE International Conference on IROS,Sendai, Japan, 2004: 2451-2456

[6] 王树刚.四旋翼直升机控制问题研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2006
Wang Shugang. Research of Quadrotor Control[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2006 (in Chinese)

[7] Altug E, Osreiwski J O, Mahony R. Control of a Quadrotor Helicopter Using Visual Feedback[C]//Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation, Washington, DC, 2002:72-77

[8] Bouabdallah S, Siegwart R. Backstepping and Sliding-Mode Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotro[C]//Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Robotics and Automation,2005: 2247-2252

[9] Wang Yinqiu, Wu Qinghe, Wang Yao. Distributed Cooperative Control for Multiple Quadrotor Systems via Dynamic Surface Control[J]. Nonlinear Dynamics, 2014, 75(3): 513-527

[10] 王璐,李光春,王兆龙,等. 欠驱动四旋翼无人飞行器的滑摸控制[J]. 哈尔滨工程大学学报,2012,33(10):1248-1253
Wang Lu, Li Guangchun, Wang Zhaolong, et al. Sliding Mode Control of an Underactuated Quadrotor UAV[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2012, 33(10): 1248-1253 (in Chinese)

[11] Raffo G V, Ortega M G, Rubio F R. An Integral Predictive/Nonlinear Control Structure for a Quadrotor Helicopter[J]. Automatica,2010, 46(1): 29-39

[12] James P O, Robert Mahony. Control of a Quadrotro Helicopter Using Visual Feedback[C]//Proceedings of IEEE International Conference on Robotics & Automation, Washington DC, 2002: 72-77

Adaptive Fuzzy Backstepping Control for Underactuated Quadrotor UAV

Yang Liben[1], Zhang Weiguo[1], Huang Degang[1], Che Jun[2]

(1.Department of Automatic Control, Northwestern Polytechnical University,Xi′an 710072,China
2.Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, FACRI, Xi′an 710065, China)

Abstract: This paper introduces an adaptive fuzzy backstepping control strategy for underactuated quadrotor UAV. The strategy can overcome some shortcomings of traditional backstepping control method, such as the underactuated control law is too complex, tracking performance is sensitive to modeling errors and weak anti-interference ability etc. In order to achieve high precision control of the underactuated quadrotor UAV, the algorithm uses the adaptive fuzzy system to estimate the nonlinear function and the interference and to use the fuzzy system to structure virtual control law of the system. Taking the x axis of the underactuated quadrotor UAV as an example, we discuss in detail the design procedure of control law. The controller′s stability is analyzed. The simulation results and their analysis show preliminarily that the proposed approach can guarantee the control accuracy and has a strong robustness.

Key words: actuators; adaptive control systems; algorithms; aircraft; angular velocity; backstepping; computer simulation; controllers, design; errors; fuzzy control; interference suppression; Lyapunov functions; mathematical models; robustness(control systems);schematic diagrams; stability; unmanned aerial vehicles(UAV);adaptive fuzzy system; anti-interference; modeling error; underactuated aircraft