

基于自适应模糊 PID 控制的四旋翼飞行器的自主跟踪^①

刘友才^② 吴怀宇^③ 陈 洋

(武汉科技大学信息科学与工程学院 武汉 430081)

摘 要 为了提高四旋翼飞行器控制系统的动态性能和工作效率,研究了自适应模糊 PID 控制。目前在实际应用中,四旋翼的控制算法主要采用经典 PID 算法和模糊控制算法,然而经典 PID 算法,系统容易超调,动态性能较差;模糊控制算法,系统的稳态误差难以消除,工作效率不高。为此采用了经典 PID 与模糊控制的分段策略,提出了一种新的控制算法:当误差较大时,为提高系统的动态性能,控制器选取模糊控制算法;当误差较小时,为减小稳态误差,提高工作效率,选取经典 PID 算法。完成了悬停飞行实验,对自适应模糊 PID、模糊控制和经典 PID 三种控制算法进行性能对比,结果表明自适应模糊 PID 算法能有效解决上述问题。采用自适应模糊 PID 算法完成了自主跟踪实验,将该算法成功应用到导航制导领域。

关键词 微小型四旋翼飞行器, 自适应模糊 PID, 自主跟踪, 悬停飞行, 飞行控制系统

0 引 言

目前,四旋翼飞行器(quadrotor)因其结构简单、对称,隐秘性好,灵活性强,成本低廉,性能卓越,可垂直起飞和下降等优点成为飞行器研究领域的热点。四旋翼飞行器通过控制螺旋桨的转速实现悬停飞行及前后、左右、上下旋转飞行等功能,可在恶劣的环境下进行灾情监测、情报侦察、农药喷洒等。由于其隐秘性好、灵活性强,特别适应于低空监视、航拍、电力巡检等工作,大大减少人力成本。因此,进行四旋翼飞行器的自主跟踪研究具有重要的实用价值。

近几年国内外学者们对四旋翼飞行器的控制算法研究取得了许多成就。在四旋翼的控制方法上,文献[1,2]利用滑模理论建立飞行器控制系统,采用二阶滑模进行了飞行器应用研究,利用滑模理论

建立动力学模型进行 PID 控制,进行了飞行器仿真研究,但滑模控制结构复杂,实用性较差。文献[3-5]将自适应思想融入到控制器设计中,提高了系统的响应性,但未考虑控制精度,很难消除静态误差。文献[6,7]采用了 PID 神经网络控制方法,但对于四旋翼这种非线性系统,算法复杂,难以在应用上进行推广。文献[8-10]的飞行器控制系统采用 PID 控制,有很好的实用性,但它们的系统响应速度缓慢、动态性能差。文献[11]基于改进动态逆的 PX4 四旋翼三维轨迹跟踪,提出了一种轨迹跟踪方法,该自抗扰控制提高了轨迹跟踪的抗干扰性,但响应速度未得到解决,实际工作效率不高。

本文为四旋翼飞行系统提出一种基于自适应模糊 PID 控制的自主跟踪方法。该方法采用分段式控制,当四旋翼的误差较大时,为了提高系统的动态性能,控制器自动调节为模糊控制算法;当误差较小时,为快速减少系统的稳态误差,提高工作效率,系

① 国家自然科学基金(61203331,61573263),湖北省科技支撑(2015BAA018)和武汉科技大学研究生创新创业基金(JCY2015002)资助项目。
② 男,1991 年生,硕士生;研究方向:机器人控制算法,自主导航;E-mail: 812025295@qq.com
③ 通讯作者,E-mail: wuhy@wust.edu.cn
(收稿日期:2016-11-16)

统采用经典 PID 控制算法。通过仿真结果对比,得出自适应模糊 PID 有动态性好和工作效率高的优点,有效提高了系统的动态性能。同时本研究完成了现场悬停飞行和自主跟踪实验。自主跟踪实验中,由于现场数据难以提取和表达,因此该实验主要是在 Matlab 中完成。实验结果表明:四旋翼飞行器采用自适应模糊 PID 控制,跟踪响应快和误差小。

1 四旋翼飞行器的动力学模型

四旋翼飞行器具有 6 自由度,为建立它的动力学模型,本文定义两个坐标系:导航坐标系 $E(X_e, Y_e, Z_e)$ 和机体坐标系 $B(X', Y', Z')$ 。其运动可分为绕四旋翼的原点 O_b 做旋转运动和相对于导航系的原点 O_e 做前后、左右和上下运动。图 1 为四旋翼的运动示意图,本文规定导航坐标系 $+Y$ 方向为四旋翼的机头方向, $\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4$ 分别对应为 4 个旋翼的旋转角速度,在此模型的基础之上推导四旋翼的动力学模型。

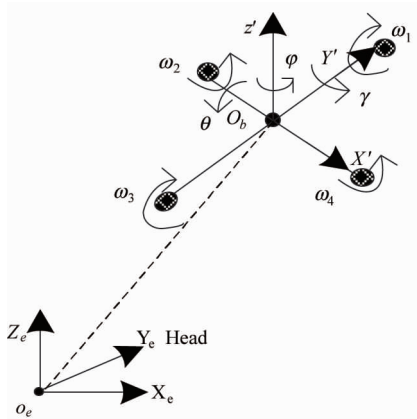


图 1 四旋翼的运动示意图

假设四旋翼飞行器按照先 Z' 轴,后 X' 轴,再 Y' 轴的转动顺序,定义绕 Z' 轴转过的角度为 φ 航向角,绕 X' 轴转过的角度为 J_y 俯仰角,绕 Y' 轴的为 γ 横滚角。

四旋翼在导航系统中的受力主要来自 4 个方面:刚体运动对四旋翼的影响;螺旋桨的陀螺效应对四旋翼的影响;螺旋桨的空气动力学效应对四旋翼的影响;空气阻力对四旋翼的影响。然而,四旋翼在

实际机械结构中,由于其质量远大于螺旋桨的质量,螺旋桨的陀螺效应可以忽略不计;其次,四旋翼在平动和转动时所受到的空气阻力也远小于旋翼的空气动力学效应提供的升力与扭矩力,故四旋翼受到的空气阻力也可以忽略不计^[12]。

经一系列的空气动力学分析与计算,得到四旋翼在导航坐标系下的动力模型^[13,14]:

$$\begin{cases} \ddot{x} = (\cos\varphi\sin\gamma\cos\theta + \sin\varphi\sin\theta) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{y} = (\sin\varphi\sin\gamma\cos\theta - \cos\varphi\sin\theta) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{z} = (\cos\gamma\cos\theta) \frac{U_1}{m} - g \\ \ddot{\gamma} = \frac{(J_z - J_x)}{J_y} \dot{\theta}\dot{\varphi} + \frac{lU_3}{J_y} \\ \ddot{\theta} = \frac{(J_y - J_z)}{J_x} \dot{\gamma}\dot{\varphi} + \frac{lU_2}{J_x} \\ \ddot{\varphi} = \frac{(J_x - J_y)}{J_z} \dot{\theta}\dot{\gamma} + \frac{U_4}{J_z} \end{cases} \quad (1)$$

式(1)就是对 6 个方向的自由度解耦以后的方程。式中 $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$ 分别为机体在机体系 X', Y', Z' 轴上的加速度, $\ddot{\theta}, \ddot{\gamma}, \ddot{\varphi}$ 分别为机体绕机体系 X', Y', Z' 轴旋转的角加速度, m 为机体的质量, g 为重力加速度, J_x, J_y 和 J_z 分别表示绕机体坐标系 X', Y', Z' 轴的转动惯量。

将飞行状态分为 4 个独立的通道:上下,左右,前后,偏航,定义向量 $U = [U_1, U_2, U_3, U_4]$, 式为

$$\begin{cases} U_1 = b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ U_2 = b(\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ U_3 = b(\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ U_4 = d_*(\omega_1^2 + \omega_3^2 - \omega_2^2 - \omega_4^2) \end{cases} \quad (2)$$

式中 U_1 为垂直方向运动通道的控制量, U_2 为前后运动通道的控制量, U_3 为左右运动通道控制量, U_4 为偏航角的控制量, b 为升力系数, d_* 为阻力系数。

2 控制器设计

2.1 构建自适应模糊 PID 控制器

构建自适应模糊 PID 控制器,本文先从模糊控制器进行理论推理,在推理中,发现模糊控制的缺

陷,为弥补缺陷,本文提出自适应模糊 PID 控制器。

模糊控制,对四旋翼这种非线性结构,相对于经典 PID 控制算法,它较好的鲁棒性,对噪声有较强的抑制作用,提高了系统的动态性能。但它也有不足的地方,即难以消除系统的稳态误差,使得控制器的控制精度不高,此时,为了消除系统的误差,需对传统的模糊控制进行改善。

模糊控制器将误差信号转化为论域上的整数值^[15,16],见下式:

$$m^* = \text{int}(k_e e^* + 0.5) \tag{3}$$

m^* 为误差转化到论域上的整数值, e^* 为某一时刻输入误差; k_e 为误差量化因子。

当 $m^* = 0$ 时,系统进入稳态,即

$$|e^*| < 0.5/k_e \tag{4}$$

k_e 为误差范围到误差论域上 $\{-n, -(n-1), \dots, n-1, n\}$ 的比例因子,即

$$k_e = n/e \tag{5}$$

e 为系统输入误差。

将式(5)带入式(4)有

$$|e^*| < 0.5e/n \tag{6}$$

本文取 $n = 6$, 结合式(6)有

$$|e^*| < 7\%e \tag{7}$$

由此可知,当 $|e^*| < 7\%e$ 时,模糊控制器已经把它当为 0 处理,因此系统的稳态误差无法消除,此时系统采用经典 PID 算法进行控制可解决该问题。

令 $e_\Omega = 7\%e$, 结论:当 $|e^*| < e_\Omega$ 时,系统的稳态误差无法消除,此时系统采用经典 PID 控制算法;当 $|e^*| > e_\Omega$ 时,系统采用模糊控制算法。

经以上分析,得出一种新的控制器,取名为自适应模糊 PID 控制器,该控制器的结构如图 2 所示。

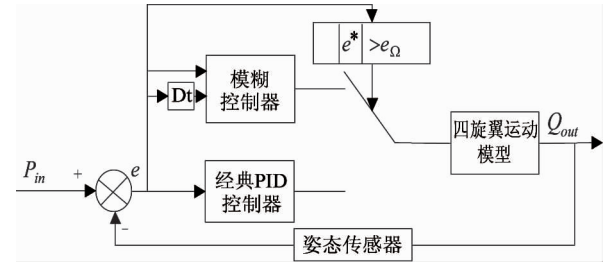


图 2 自适应模糊 PID 控制器

从图中可知,自适应模糊 PID 是由经典 PID 与模糊控制器两种算法的分段控制构成。

接下来介绍经典 PID 控制器和模糊控制器的构建与设计。

2.2 构建经典 PID 控制器

在四旋翼控制系统中,经典 PID 控制器是常用的控制算法。该算法具有理论性完善、实用性好和结构简单等优点。

本文采用的经典 PID 控制器^[17],结构如图 3 所示,系统输入量 P_{in} 与姿态传感器的反馈量相减得到系统的输入误差 e , 误差经过 P、I、D 运算器进行运算后得出参与控制的具体数值,将该 3 项数值相加后到达通道控制器,通道控制器参照式(2)运算得出四旋翼 4 个通道的控制量 U_1, U_2, U_3, U_4 , 通道控制量最后到达四旋翼动力模型,得到最终的输出 Q_{out} 。

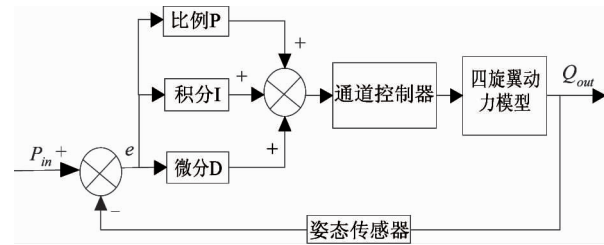


图 3 经典 PID 控制器结构图

2.3 构建模糊控制器

自适应模糊 PID 控制器中,模糊控制部分的设计如图 4 所示。系统通过姿态传感器测得四旋翼的姿态,作为系统的反馈,与系统期望达到的姿态值作比较,计算得出系统的输入误差 e , 再对误差进行微分运算得到误差的变化率 de , 误差和误差率通过模糊控制器,得出 $\Delta p, \Delta i, \Delta d$, 最后将得到的 $\Delta p, \Delta i, \Delta d$

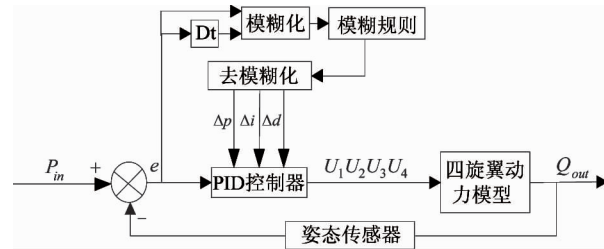


图 4 模糊控制器的设计

输入 PID 控制器,分别与 PID 控制器中已调定好的 p_o 、 i_o 、 d_o 相加,得到新的控制参数 p 、 i 、 d ,以供模糊 PID 控制器使用。

根据实践经验和参考文献[18,19],制定了本文模糊规则的总思想:当误差和误差率均为正大或误差为负大、误差率为正时,加大比例 Δp 来增大系统调节能力;当误差为正,误差率为负,此时减少 Δp ,防止出现超调,提高系统的动态性能。当误差的绝对值较大时,此时减小积分量 Δi 、加大微分量 Δd ,提高系统的响应性和调节效率;当误差的绝对值中等量时,积分量和微分量均保持适当的值来保证系统响应性能,且不会出现超调;当误差的绝对值较小时,此时加大积分量 Δi 、减小微分量 Δd ,防止误差的微小变化使系统出现振荡。

常用去模糊化有 3 种方法:最大隶属度法,重心法,加权平均法。为减轻本次实验中控制器的工作量,本次去模糊化采用计算量相对较小的最大隶属度法。最大隶属度法见下式:

$$\begin{cases} u_i = \arg \max_{u \in U_*} (u_{U_*}(u)) \\ u^* = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N u_i \end{cases} \quad (8)$$

式中 U_* 为输出论域。 u^* 输出: N 为具有相同最大隶属度的总数,选取模糊集合中隶属度最大的元素作为输出值。

2.4 构建四旋翼系统结构

通过对四旋翼动力学模型的分析,可看出四旋翼的运动可分为在导航坐标系下的位置运动和绕机体旋转的姿态运动,其位置运动依赖于机体提供的侧向加速度。针对该动力学模型,本文所设计的控制器采用双闭环控制,分别为内部姿态环和外部位置环,如图 5 所示。首先给出四旋翼的期望位置点 $(x_d, y_d, z_d, \varphi_d)$,其中 x_d 、 y_d 、 z_d 为导航坐标系中的位置点, φ_d 为四旋翼飞到指定位置后的偏航角;然后将期望值给位置控制器,经逆向求解姿态角得出滚转角 γ_d 和俯仰角 θ_d ,结合偏航角到姿态环;最后通过自适应模糊 PID 控制器算出控制率,送入四旋翼的动力学模型,产生 12 个状态反馈量。由此建立了四旋翼的控制器系统,在此基础上进行悬停飞行和自主跟踪实验。

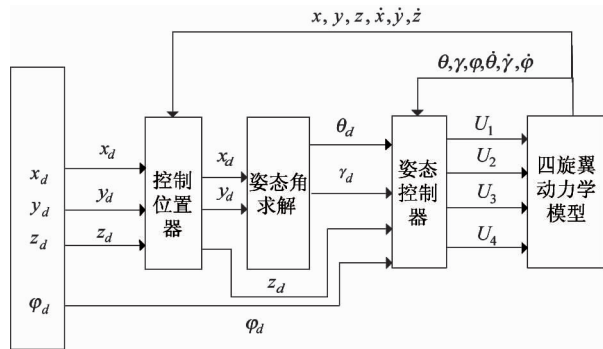


图 5 四旋翼控制系统结构图

3 实验与分析

在 Matlab 中,用 Simulink 模块搭建了四旋翼的仿真模型。四旋翼仿真模型如图 6,通过遥控器或 APP 给定四旋翼的期望位置(desired value),通过自适应模糊 PID 控制器得出飞行器的控制率 U ,控制率 U 送给动力学模型,得到最终的输出结果。自适应模糊 PID 控制器如图 7,采用了双闭环控制法,外

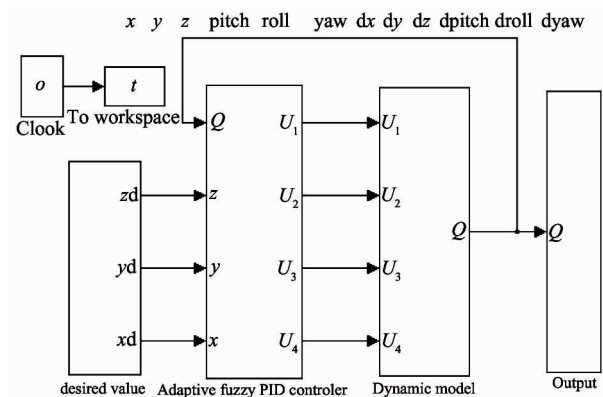


图 6 Simulink 中动力学模型

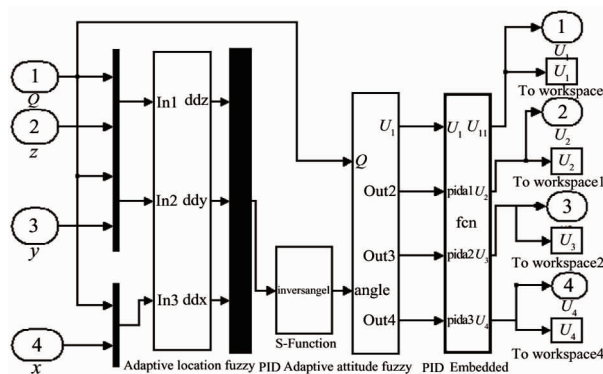


图 7 双闭环控制器

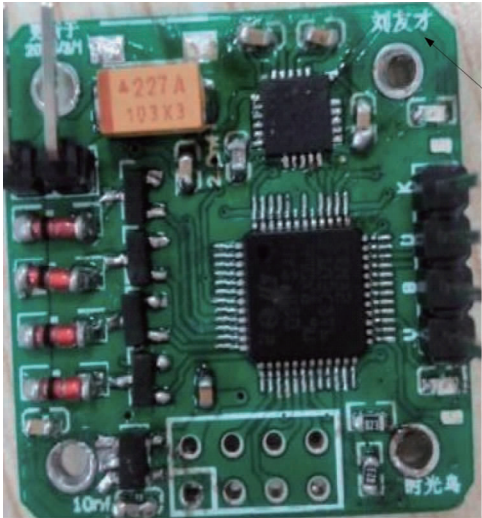
环主要对位置环(location)进行控制,内环主要对姿态环(attitude)进行控制。

为了验证本次研究的实用性,进行了现场测试,所使用的四旋翼飞行器实物如图 8 所示。角机臂长 45.00cm,动力源采用 5500MA 锂电池,定位系统采用 8MGPS。



图 8 四旋翼实物图

本次实验独立完成飞行控制系统的硬件设计,为四旋翼的飞行算法的实际测试提供运行平台。飞控 PCB 实物如图 9,PCB 板上标有本文作者姓名。通过参数辨识得出四旋翼的参数见表 1,将表 1 中参数带入四旋翼动力学模型进行相关实验。



论文作者名

图 9 飞控硬件 PCB

表 1 四旋翼的参数

变量	数值	单位
b	2.2491×10^{-5}	$\text{N} \cdot \text{s}^2$
d	1.1512×10^{-6}	$\text{N} \cdot \text{ms}^2$
m	2.1670	kg
l	0.3261	m
J_x	0.05241	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$
J_y	0.05241	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$
J_z	0.12971	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$

3.1 悬停飞行

设置四旋翼飞行器的初始状态:位置为 $(x, y, z) = (0, 0, 0) \text{ cm}$,姿态为 $(\theta_d, \gamma_d, \varphi_d) = (0, 0, 30)^\circ$ 。期望状态: $(x, y, z) = (100, 100, 100) \text{ cm}$, $(\theta_d, \gamma_d, \varphi_d) = (0, 0, 0)^\circ$ 。

仿真中,在同一动力学模型上,控制系统采用自适应模糊 PID、经典 PID 和普通模糊控制三种控制算法,四旋翼飞行器在该三种控制算法下分别完成悬停飞行任务。仿真时间设置为 5s,姿态输出中,为方便分析实验数据,将 yaw 轴输出的仿真时间减小到 0.5s,如图 10 ~ 图 12,图中实线为采用自适应模糊 PID 控制下的输出,带小正方形的实线为采用模糊控制下的输出,虚线为采用经典 PID 控制下的输出。图 10,四旋翼在 3 种控制算法下的位置输出。图 11,四旋翼的姿态输出。图 12,四旋翼在三维坐标系下的位置输出。

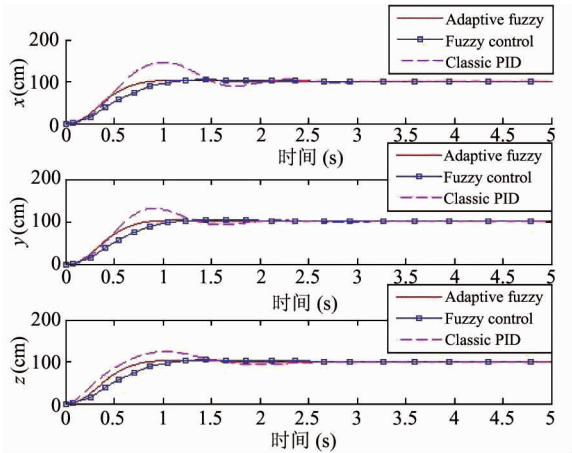


图 10 位置输出

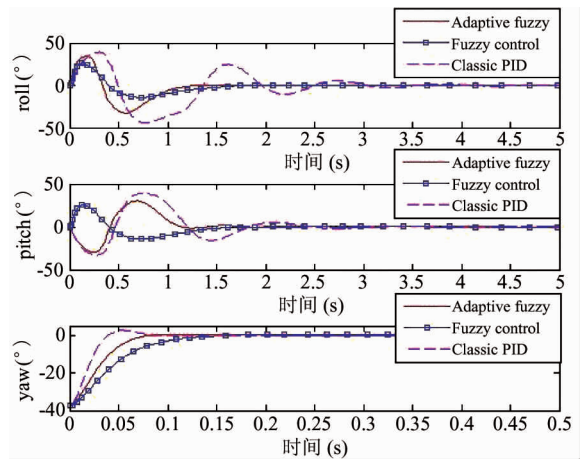


图 11 姿态输出

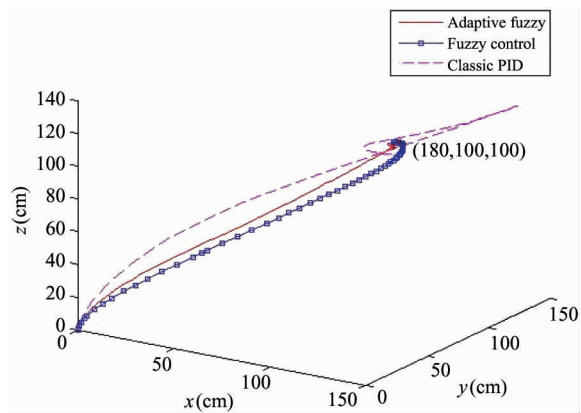


图 12 三维位置输出

为了更直观地比较三种控制算法的优劣性,本文将图 10 的主要数据用表格列出,如表 2 所示。

表 2 悬停飞行中三种控制算法的位置输出

控制算法	坐标轴 变量	第一次到达期 望位置时间(s)	最终在期望位 置稳定时间(s)
自适应模糊 PID(adaptive fuzzy)	x	0.75	0.75
	y	0.74	0.74
	z	0.81	0.81
经典 PID (classic PID)	x	0.62	2.11
	y	0.61	2.11
	z	0.69	2.38
模糊控制 (fuzzy control)	x	1.21	1.21
	y	1.20	1.20
	z	1.42	1.42

从表 2 中,可得出采用自适应模糊 PID 控制 (adaptive fuzzy) 时,四旋翼飞行约 0.75s,飞到 x,y 轴的期望位置且达到稳定;飞行约 0.8s,飞到 z 轴的期望位置且达到稳定。采用经典 PID 控制 (classic PID) 时,控制系统出现超调,飞行约 2s,到 x,y 轴的期望位置且达到稳定;飞行约 2.4s,到 z 轴的期望位置且达到稳定。采用普通模糊控制 (fuzzy control) 时,飞行约 1.2s,到 x,y 轴的期望位置且达到稳定;飞行约 1.4s,到 z 轴的期望位置且达到稳定。

对表 2 中的数据进行分析:自适应模糊 PID 控制 (adaptive fuzzy) 相比经典 PID 控制 (classic PID),具有动态性能好的优势,因此,该控制系统不会像经典 PID 控制系统,出现超调现象;相比普通模糊控制算法 (fuzzy control),能很好地消除稳态误差,因此,该控制系统,能快速地到达期望位置且保持稳定,减少了最终达到稳定的时间,提高了四旋翼的工作效率。

图 11 中,在 3 种控制算法下的姿态输出,因为由图 5 可知,四旋翼姿态环中的俯仰角和横滚角是由位置环逆向求解得出,它们的变化受位置变化的影响,所以这里以偏航角的角度变化作为主要指标,来对比不同控制算法的性能。从图中偏航角的输出,可得出:经典 PID 控制下,偏航角出现超调;模糊控制算法下,大约 0.16s 后,偏航角达到期望角度且保持稳定;自适应模糊 PID 控制下,大约 0.08s 后,偏航角达到期望角度且保持稳定。

图 12 中,可得出,四旋翼在三种控制下,均能达到最终的期望位置,但采用自适应 PID 控制算法,四旋翼的飞行的总路程最短,飞行轨迹最优。

结论:四旋翼在同一动力学模型中,控制系统采用三种不同控制算法,自适应模糊 PID 相比另外两种控制算法,动态性能更好、工作效率更高、飞行路径最优。

本次悬停飞行实验完成了现场测试:四旋翼采用自适应模糊 PID 控制算法,在有 GPS 信号和足够电量的情况下,四旋翼可长时间保持空中悬停,体现了本算法的实用性,飞行现场见图 13。



图 13 悬停测试

3.2 自主跟踪

由于悬停飞行实验,已验证了自适应模糊 PID 控制算法优于模糊控制和经典 PID 算法,且能很好地解决本文提出的问题。因此,接下来的自主跟踪实验,本文直接采用自适模糊 PID 算法进行控制。

自主跟踪实验,现场测试数据难以在图纸上进行表达说明,因此该实验主要在仿真中对数据进行分析和总结。

给定四旋翼的期望飞行轨迹。本次仿真,主要针对飞行器的高度 z 轴进行自主跟踪测试,三维空间里的另外两轴 x 、 y 的跟踪仿真和高度 z 轴的仿真相似,本文不做介绍。

设置其初始状态变量均为 0,让飞行器跟踪期望的高度轨迹。本次给出周期 8s、幅值 200cm 的正弦曲线作为期望的高度轨迹,初始高度负 60cm,飞行器实际起飞的高度定为 0cm,仿真时间设为 25s。如图 14 为四旋翼正弦轨迹跟踪,实线为实际飞行轨迹,虚线为期望飞行轨迹,横坐标为时间轴,单位为 s;纵坐标为飞行器的高度信息 z 轴,单位为 cm。在同一时刻上,两种线段的距离,为系统在高度 z 轴上的跟踪误差。

正弦轨迹跟踪实验中,由于跟踪误差较小,很难直接观测飞行系统的跟踪误差值,因此本文将每时刻系统的跟踪误差单独画出,如图 15 所示。图 15 是正弦轨迹跟踪实验中的跟踪误差图。

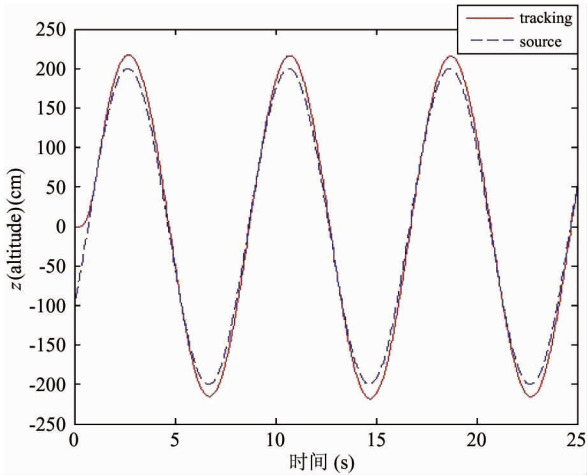


图 14 高度轴上的正弦轨迹跟踪

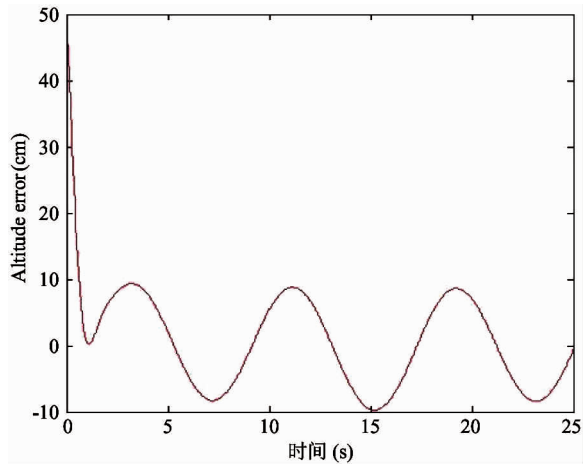


图 15 正弦期望的跟踪误差

从图 14、图 15 中可知,四旋翼在仿真中能较好地跟踪期望的高度轨迹,大约 2s 左右,跟踪到期望轨迹,此后的跟踪误差小于 10cm,跟踪误差小。

接下来我们对系统的跟踪响应速度做测试:给出周期为 15s、幅值为 100cm 的方波曲线作为期望的高度轨迹,仿真时间设为 25s。图 16 为四旋翼的方波轨迹跟踪图,实线为实际飞行轨迹,虚线为期望飞行轨迹。

从图 16 可知,当高度发生突变,从 100cm 突然变为 0cm 或 0cm 突然变为 100cm 时,飞控系统也能大约 2.5s 后再次跟踪到期望的高度轨迹,跟踪响应快。

为更加真实的验证自适应 PID 控制算法,在自主跟踪实验中的可行性,本文在三维空间进行了跟踪测试,如图 17 所示,四旋翼在三维空间中的跟踪轨迹,实线为实际飞行轨迹,虚线为期望飞行轨迹。

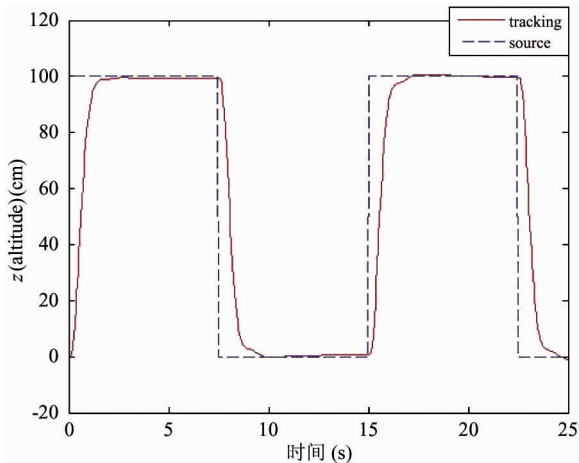


图 16 高度轴上的方波轨迹跟踪

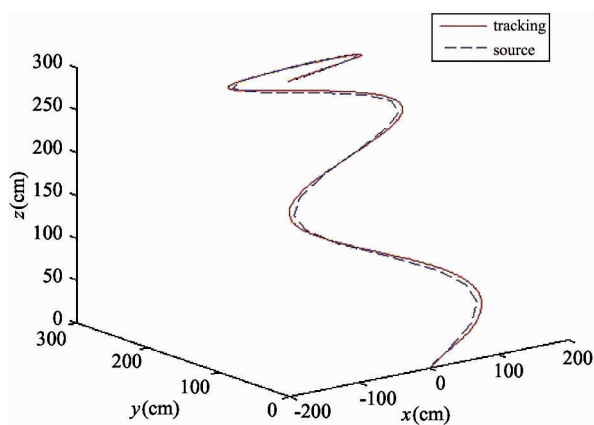


图 17 三维空间里的自主跟踪

从图 17 中可知,在三维空间中,四旋翼能按照期望的轨迹进行实际飞行。

结论:四旋翼采用自适应模糊 PID 控制时,能成功地完成自主跟踪任务。在跟踪过程中,其跟踪的最大误差小于 10cm,即跟踪误差小。当跟踪信号发生突变时,四旋翼也能快速追踪到跟踪信号,即:跟踪响应快。

4 结 论

本文为了提高四旋翼飞行器工作效率和动态性能,将经典 PID 和模糊控制采用分段控制策略,得出了一种自适应模糊 PID 控制算法,并将该算法用于四旋翼控制系统。通过对四旋翼动力学模型的分析 and 计算,在 Matlab/Simulink 上设计了双闭环控制下的飞行系统。在该系统里,将自适应模糊 PID、经典

PID 和模糊控制算法进行了对比,实验结果表明:在飞向同一指定悬停点时,四旋翼采用自适应模糊 PID 控制算法时,飞行效率更高、动态性能更好,轨迹更优。同时,四旋翼采用自适应模糊 PID 控制算法进行现场悬停飞行测试,在条件允许的情况下,该飞行器可长时间悬停飞行,体现出本文算法的实用性。同时基于自适应模糊 PID 控制算法,本文完成了四旋翼的自主跟踪实验,仿真结果表明,采用该控制算法,四旋翼能成功地完成自主跟踪任务,且跟踪误差小、响应速度快。本文提出的控制器,结构简单,实用性好,动态性能好,工作效率高,为飞行器完成实际任务节约了时间,此外本文成功完成了自主跟踪实验,为四旋翼的导航领域提供了可行性参考。

参考文献

- [1] Zheng E H, Xiong J J, Luo J L. Second order sliding mode control for a quadrotor UAV. *Isa Transactions*, 2014, 53(4):1350-1356
- [2] Long L T, Won S. PID based sliding mode controller design for the micro quadrotor. In: *Proceedings of the 13th International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS)*, Gwangju, Korea, 2013. 1860-1865
- [3] Cen Z, Noura H, Younes Y A. Systematic fault tolerant control based on adaptive thau observer estimation for quadrotor UAVs. *International Journal of Applied Mathematics & Computer Science*, 2015, 25(1):159-174
- [4] Cen Z, Noura H, Susilo T B, et al. Robust fault diagnosis for quadrotor UAVs using adaptive thau observer. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2014, 73(1-4):573-588
- [5] Dydek Z T, Annaswamy A M, Lavretsky E. Adaptive control of quadrotor UAVs: a design trade study with flight evaluations. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2013, 21(4):1400-1406
- [6] 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(2):185-190
- [7] Efe M Ö. Neural network assisted computationally simple PI, D, control of a quadrotor UAV. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2011, 7(2):354-361
- [8] 罗小云, 苏浩秦. 基于遗传算法对 PID 控制飞行器射程优化. *系统仿真学报*, 2009, 21(14):4264-4267

- [9] Cheng-Fu W U, Liu X Q, Yuan X. Modeling and PID control for a quadrotor. *Electronic Design Engineering*, 2012,20(16):68-70
- [10] 李继宇, 张铁民, 彭孝东等. 四旋翼飞行器农田位置信息采集平台设计与实验. *农业机械学报*, 2013, 44(5):202-206
- [11] 胡越黎, 蔡伟平, 杨文荣. 基于改进动态逆的 PX4 四旋翼三维轨迹跟踪(英文). *系统仿真学报*, 2015, 27(9):1997-2007
- [12] 聂博文. 微小型四旋翼无人直升机建模及控制方法研究:[硕士学位论文]. 长沙:国防科学技术大学控制工程与科学, 2006. 11-40
- [13] 白永强, 刘昊, 石宗英等. 四旋翼无人直升机鲁棒飞行控制. *机器人*, 2012, 34(5):519-524
- [14] Bouabdallah S, Siegwart R. Full control of a quadrotor. In: *Proceedings of the IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, San Diego, USA, 2007. 153-158
- [15] 熊均泉, 戴果华, 余致廷等. 基于 MATLAB 的退火炉温度模糊 PID 控制的仿真研究. *中国仪器仪表*, 2005, 5:80-82
- [16] 张友鹏, 范子荣. 基于自适应模糊 PID 控制器的非线性系统仿真. *计算机仿真*, 2007, 24(6):150-152
- [17] 万永良, 易萍虎. 基于 DSP 的数字经典 PID 控制实现. 见:全国无刷电机与控制学术研讨会, 杭州:中国电工技术学会, 2003. 155-157
- [18] 高庆吉, 岳凤发, 胡丹丹. 四旋翼飞行器增稳混合控制器. *计算机应用*, 2014, 34(5):1400-1403
- [19] 汤红诚, 李著信, 王正涛等. 一种模糊 PID 控制系统. *电机与控制学报*, 2005, 9(2):136-138

Autonomous tracking for a quadrotor based on adaptive fuzzy PID control

Liu Youcai, Wu Huaiyu, Chen Yang

(School of Information Science and Engineering, Wuhan University of Science and Technology, Wuhan 430081)

Abstract

The adaptive fuzzy PID control was studied to improve the dynamic performance and work efficiency of a quadrotor aircraft's control system. At present, in practical control, quadrotor aircrafts mainly use the classic PID method and the fuzzy control method. However, the classic PID easily causes the overshoot so bringing the poor dynamic performance for the system; and the fuzzy PID control causes the poor system response and low working efficiency for the system. To solve the problem, a new control algorithm was presented by using the segmentation strategy for the classical PID and the fuzzy control. The fuzzy control algorithm is used to improve the dynamic performance when the error of the system is big; and the classic PID algorithm is used to reduce the static error and improve the work efficiency when the error of the system is small. The hovering flight experiment was implemented. The control effects of the three algorithms of adaptive fuzzy PID, fuzzy Control and classical PID were contrasted. The results show that the adaptive fuzzy PID algorithm can effectively solve the above-mentioned problem. Finally, the autonomous self-tracking experiment for the system using the adaptive fuzzy PID algorithm was completed, and the algorithm was perfectly applied to the navigation guidance field.

Key words: micro quadrotor, adaptive fuzzy PID, autonomous tracking, fixed hover, flight control system