DOI:10.13878/j.cnki.jnuist.2018.02.001

苏延旭[1,2]　王庆领[1,2]

基于模糊自整定 PID 的直升机飞行控制律设计

摘要

在经典 PID 控制律基础上,引入模糊控制的概念设计模糊自整定 PID 控制律改进无人直升机姿态回路控制器,实现了 PID 控制器的参数在线自整定,并改善了控制器性能.通过 Matlab 对闭环系统进行算法仿真,表明模糊自整定 PID 控制器能够发挥优于传统 PID 控制器的控制性能.最后对所设计的控制器进行半物理仿真验证,通过对比典型输入指令下经典 PID 和模糊自整定 PID 两种控制器的控制效果,验证了模糊自整定 PID 对系统性能的优化.

关键词

飞行控制;模糊控制;PID 控制器;半物理仿真

中图分类号 V249

文献标志码 A

收稿日期 2017-09-23

资助项目 国家自然科学基金(61503079);江苏省自然科学基金(BK20150625);中央高校基本科研业务费专项资金;江苏省高校优势学科建设工程项目

作者简介

苏延旭,男,博士生,研究方向为无人系统控制.suyanxu0616@ sina.com

1　东南大学　自动化学院,南京,210096

2　东南大学　复杂工程系统测量与控制教育部重点实验室,南京,210096

0　引言

自飞行器诞生以来,对其飞行控制的研究就从未停止.设计方法由线性控制律设计发展到非线性自适应控制律设计,在每一个设计阶段都经历了大量的计算分析、仿真试验和试飞验证[1-9].其中经典 PID 控制(比例(Proportion)-积分(Integration)-微分(Differentiation)控制)方法出现得比较早,问世至今已有近百年历史.它是目前应用最广的控制律设计方法,结构简单、易于实现、稳定性高、参数整定简便等优点使其在工程中得到广泛应用.PID 控制方法适用于单输入单输出(SISO)的线性系统,只有忽略了对飞行器系统的时变性以及各输入量之间的耦合性的要求才能得到这样的线性模型.但是随着飞行控制系统设计指标的提高,上述因素不能在建模的时候被忽略,PID 控制方法的局限性越发凸显,已不能满足飞行控制系统的要求.为了弥补经典 PID 控制方法的种种不足,不少专家、学者在经典 PID 控制方法的基础上对控制律设计方法进行了改进,融合其他先进的控制理论,提出了模糊 PID 控制、专家 PID 控制、神经网络 PID 控制等控制律设计方法[10-14],以适应被控对象的时变性,使飞行器在全包线范围内都能保持较好的控制精度.

经典控制理论设计方法面对的被控系统是线性单输入单输出(SISO)系统.由于无人直升机是一个多输入多输出(MIMO)的非线性系统,基于经典控制理论的控制器难以保证较高的飞行品质要求,因此人们开始尝试把现代控制理论应用到飞行控制律设计中.20 世纪 80 年代,法国宇航研究院士鲁兹研究中心的 Apkarian 等[15]和英国牛津大学 Yue 等[16]较早在飞行控制系统设计中应用了鲁棒和 H_∞ 控制理论.从 20 世纪末开始,鲁棒和 H_∞ 控制越来越多地被人们所关注,其在飞行控制系统设计中的应用也越来越广泛,如 Lohar[17]用 H_∞ 和 μ 综合为 Bell 205 直升机设计了悬停控制器,Turner 等[18]还把 H_∞ 控制应用到了山猫直升机的飞行控制研究中.

基于上述原因,本文选取了模糊控制的方法在传统 PID 控制律的基础上进行控制律算法优化设计,使其能够满足无人直升机的飞行控制性能指标要求.

1　PID 控制律设计

1.1　无人直升机数学模型

控制律设计采用线性化模型进行仿真,状态空间模型可以表

示为

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{u},\\ \boldsymbol{y}=\boldsymbol{C}\boldsymbol{x},\end{cases}\tag{1}$$

状态量 $\boldsymbol{x}=[u,v,w,p,q,r,\theta,\psi,\varphi]^{\mathrm{T}}$,其中 9 个量分别表示机体坐标系下 x 轴向速度、y 轴向速度、z 轴向速度、滚转角速率、俯仰角速率、偏航角速率、俯仰角、偏航角和滚转角;控制量 $\boldsymbol{u}=[\delta_c,\delta_e,\delta_a,\delta_r]^{\mathrm{T}}$,各参数分别表示总距操纵、纵向周期变距操纵、横向周期变距操纵和尾桨变距操纵.悬停及小速度状态下的状态矩阵 $\boldsymbol{A}$ 和控制矩阵 $\boldsymbol{B}$ 分别为

$$\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}-0.25 & 0 & 0.011\,1 & -0.000\,1 & -1.876\,5 & 0 & -9.814\,6 & 0 & 0\\ 0 & -0.186 & 0.000\,8 & -1.783\,8 & 0 & -0.485\,8 & 0 & 0 & 9.814\,6\\ -0.018\,4 & -0.006 & -0.338\,9 & 0 & 1.994\,9 & 0 & -0.039\,1 & 0 & 0\\ 0 & 0.160\,4 & 0 & 0.007\,9 & 0 & 0.017\,2 & 0 & 0 & 0\\ -0.008\,5 & 0 & -0.170\,5 & 0.042\,2 & 0.015\,2 & 0 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0.031\,3 & 0 & 0.015 & -0.000\,3 & -0.028\,5 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0\end{bmatrix},$$

$$\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix}0.000\,4 & 0 & 10.12 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 8.04\\ -48.173\,3 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0.184\,3 & 0.008\,6 & 4.629\\ 0.046\,3 & -0.000\,3 & -5.567\,5 & 0.004\,1\\ 0 & 7.876\,2 & 0.000\,2 & -0.011\,7\\ 0 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0\end{bmatrix}.$$

1.2 姿态控制律

姿态控制回路作为控制内回路,由三轴姿态角速率增稳回路和三轴姿态角控制回路组成.角速率增稳控制回路利用姿态角速率反馈增加系统阻尼,以提高系统稳定性[19].姿态角控制回路利用姿态角反馈以使姿态角能够跟随控制指令输入.姿态角控制回路的输入来自轨迹控制回路的输出,即期望姿态角指令,输出则对应纵向周期变距、横向周期变距以及尾桨桨距.用经典 PID 控制律设计方法设计姿态控制回路,控制律为

$$\begin{cases}\delta_e=\delta_{\mathrm{trim}_e}+P_\theta\cdot(\theta_{\mathrm{g}}-\theta)+I_\theta\cdot\\ \qquad\int(\theta_{\mathrm{g}}-\theta)\,\mathrm{d}t+D_\theta\cdot\dfrac{\mathrm{d}(\theta_{\mathrm{g}}-\theta)}{\mathrm{d}t}-K_q\cdot q,\\ \delta_a=\delta_{\mathrm{trim}_a}+P_\varphi\cdot(\varphi_{\mathrm{g}}-\varphi)+I_\phi\cdot\\ \qquad\int(\varphi_{\mathrm{g}}-\varphi)\,\mathrm{d}t+D_\phi\cdot\dfrac{\mathrm{d}(\varphi_{\mathrm{g}}-\varphi)}{\mathrm{d}t}-K_p\cdot p,\\ \delta_r=\delta_{\mathrm{trim}_r}+P_\psi\cdot(\psi_{\mathrm{g}}-\psi)+I_\psi\cdot\\ \qquad\int(\psi_{\mathrm{g}}-\psi)\,\mathrm{d}t+D_\psi\cdot\dfrac{\mathrm{d}(\psi_{\mathrm{g}}-\psi)}{\mathrm{d}t}-K_r\cdot r,\end{cases}\tag{2}$$

式中 δ_{trim} 为相应的操纵配平量,$*_{\mathrm{g}}$($*$ 为 θ、φ、ψ)为给定量,P、I、D、K 为相应的控制参数.通过 Matlab 仿真获得如表 1 所示的一组控制器参数.

表 1 PID 控制器参数

Table 1 PID controller parameters

姿态	P	I	D	K
俯仰	1	0.01	0.1	1
滚转	4	0.01	0	1.25
偏航	4	0	0	1

图 1 所示为零输入状态下加入姿态控制回路后的姿态角阶跃输入响应曲线.仿真结果表明加入姿态控制回路后能使姿态角准确跟随输入指令,动、稳态特性满足控制精度要求.

2 模糊 PID 控制律设计

2.1 模糊自整定 PID 控制

模糊控制器选择偏差量以及偏差量的变化率作为输入量,动态跟随性能好,但没有积分环节导致稳态性能欠佳[20-21].模糊控制与 PID 控制相结合衍生出模糊 PID 控制器.模糊自整定 PID 控制器(Self-Tuning Fuzzy PID Controller,STF PID Controller)结构如图 2 所示,其中 e 表示偏差量,e_{c} 表示偏差量的变化率,E 表示经过模糊化后得到偏差量的模糊值,E_{C} 表示经过模糊化后得到的偏差变化率的模糊值.对输入进行模糊推理,得到 P、I、D 三个 PID 控制器的控制参数修正量,从而达到实时调参,使控制器参数自整定.

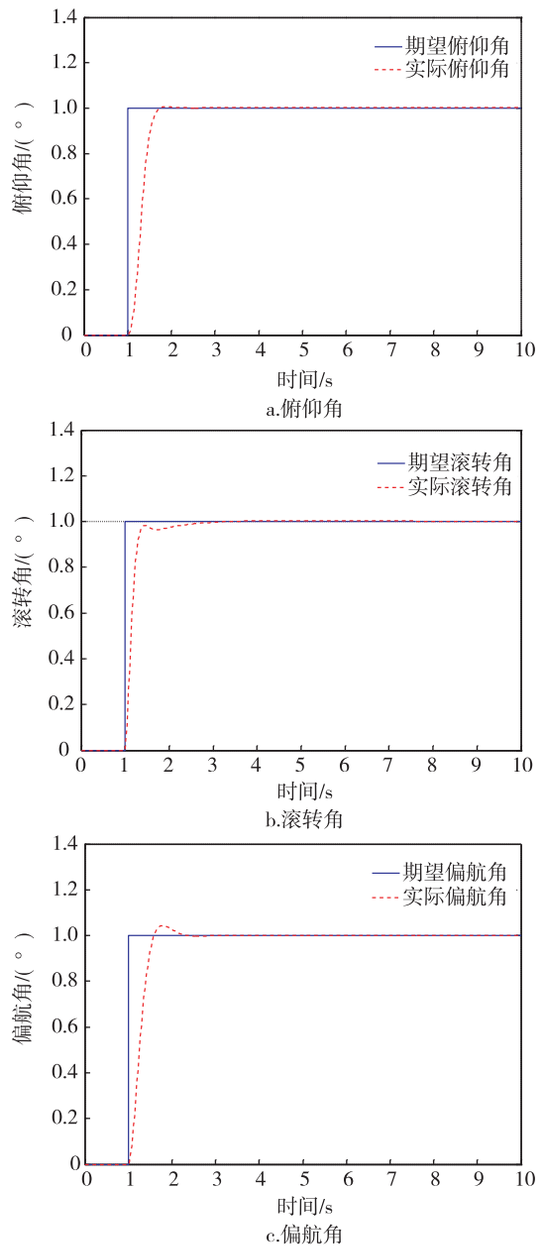


图 1　姿态角阶跃输入响应曲线

Fig. 1　Attitude step response curves

2.2　姿态控制律

用经典 PID 控制姿态时,若姿态角偏差量过大,姿态角速率阻尼会导致姿态角不能快速响应指令.用模糊自整定 PID 能改进姿态角偏差量过大所带来的控制效果降低.具体设计过程如下:

2.2.1　模糊化

1) 输入输出量定义

姿态角误差 e、姿态角误差变化率 e_c 作为模糊自整定 PID 控制器输入,控制参数修正量 ΔK_P、ΔK_I、ΔK_D 作为模糊自整定PID控制器的输出.模糊变量用语言变量形式表示为负大、负中、负小、零、正小、正中、正大,对应的符号为 NB、NM、NS、ZE、PS、PM、PB.

根据需求确定输入输出量的论域以及量化因子.选取的输入量姿态角误差 e 的基本论域为[-15°,15°],量化因子 $H_e=5$,得到的量化论域为[-3°,3°];输入量姿态角误差变化率 e_c 的基本论域为[-15 (°)/s,15 (°)/s],量化因子 $H_{e_c}=5$,得到的量化论域为[-3 (°)/s,3 (°)/s];输出量 ΔK_P 的基本论域为[-0.5,0.5],量化因子 $H_{\Delta K_P}=\frac{1}{6}$,得到的量化论域为[-3,3];输出量 ΔK_I 的基本论域为[-0.5,0.5],量化因子 $H_{\Delta K_I}=\frac{1}{6}$,得到的量化论域为[-3,3];输出量 ΔK_D 的基本论域为[-0.5,0.5],量化因子 $H_{\Delta K_D}=\frac{1}{6}$,得到的量化论域为[-3,3].

2) 隶属度函数选择

隶属度即输入精确值映射为模糊值概率,隶属度函数表征精确值与模糊值之间的关系.隶属度函数曲线越陡、越密集说明系统反应越灵敏,反之就越

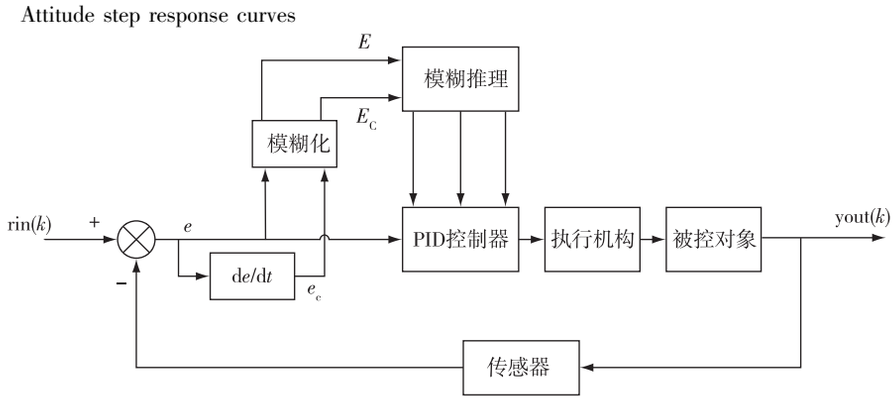


图 2　模糊自整定 PID 控制器结构

Fig. 2　Diagram of self-tuning fuzzy PID controller

不灵敏.输入量选取常用的三角形隶属度函数,并在此基础上进行适当修改,如图 3 所示.输出量的隶属度函数也选用改进的三角形隶属度函数,如图 4 所示.ΔK_P、ΔK_I、ΔK_D 选择的隶属度函数相同.

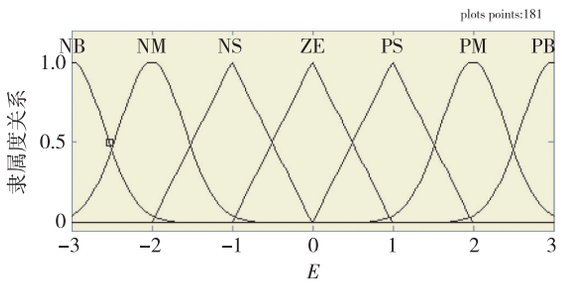


图 3　模糊自整定 PID 控制器输入量的隶属度函数

Fig. 3　Input membership function for STF PID controller

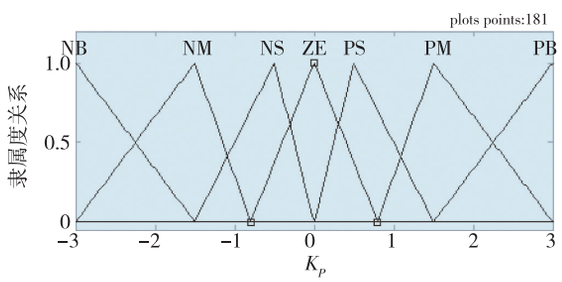


图 4　模糊自整定 PID 控制器输出量的隶属度函数

Fig. 4　Output membership function for STF PID controller

2.2.2　模糊规则库

模糊规则库的建立就是通过对实际问题的分析以及大量实验的积累,总结归纳出一套输出量与输入量的对应关系.表 2—4 分别给出了基于经验的 PID 参数整定控制规则.

表 2　ΔK_P 控制规则

Table 2　Control rules for ΔK_P

e	e_c						
	NB	NM	NS	ZE	PS	PM	PB
NB	PB	PB	PM	PM	PS	ZE	ZE
NM	PB	PB	PM	PS	PS	ZE	NS
NS	PM	PM	PM	PS	ZE	NS	NS
ZE	PM	PM	PS	ZE	NS	NM	NM
PS	PS	PS	ZE	NS	NS	NM	NM
PM	PS	ZE	NS	NM	NM	NM	NB
PB	ZE	ZE	NM	NM	NM	NB	NB

表 3　ΔK_I 控制规则

Table 3　Control rules for ΔK_I

e	e_c						
	NB	NM	NS	ZE	PS	PM	PB
NB	NB	NB	NM	PM	NS	ZE	ZE
NM	NB	NB	NM	NS	NS	ZE	ZE
NS	NB	NM	NS	NS	ZE	PS	PS
ZE	NM	NM	NS	ZE	PS	PM	PM
PS	NM	NS	ZE	PS	PS	PM	PB
PM	ZE	ZE	PS	PS	PM	PB	PB
PB	ZE	ZE	PS	PM	PM	PB	PB

表 4　ΔK_D 控制规则

Table 4　Control rules for ΔK_D

e	e_c						
	NB	NM	NS	ZE	PS	PM	PB
NB	PS	NS	NB	NB	NB	NM	PS
NM	PS	NS	NB	NM	NM	NS	ZE
NS	ZE	NS	NM	NM	NS	NS	ZE
ZE	ZE	NS	NS	NS	NS	NS	ZE
PS	ZE	ZE	ZE	ZE	ZE	ZE	ZE
PM	PB	NS	PS	PS	PS	PS	PB
PB	PB	PM	PM	PM	PS	PS	PB

2.2.3　模糊推理

模糊推理结果取决于模糊蕴含关系 $\tilde{R}_M(X,Y)$ 以及模糊关系与模糊集合之间的合成运算法则.对于确定的模糊系统,其模糊蕴含关系 $\tilde{R}_M(X,Y)$ 也是确定的,但是合成运算法则不唯一.马丹尼(Mamdani)推理法是一种最常用的模糊推理方法,模糊蕴含关系 $\tilde{R}_M(X,Y)$ 定义简单,可通过模糊集合 $\tilde{A}$ 和 $\tilde{B}$ 笛卡尔积(取小值)求得:

$$\mu_{\tilde{R}_M}(x,y)=\mu_{\tilde{A}}(x)\ \wedge\ \mu_{\tilde{B}}(y). \tag{3}$$

2.2.4　解模糊化

解模糊化过程是将模糊推理得到的模糊变量变为精确的控制量,用重心法实现解模糊化,具体算法为

$$z_0=\frac{\int\mu_{c'}(z)\cdot z\mathrm{d}z}{\int\mu_{c'}(z)\,\mathrm{d}z}. \tag{4}$$

2.3　模糊 PID 控制与经典 PID 控制的仿真比较

以纵向通道俯仰角姿态控制回路为例,在 Matlab Simulink 中利用上文设计的模糊控制器,结合量化因数与限幅设置,搭建了完整的模糊自整定 PID 控制器.比较加入模糊自整定算法前后的俯仰角

阶跃输入零状态响应曲线,如图 5 所示.表 5 给出了 2 种控制器的控制性能对比:在超调和稳态误差方面,模糊自整定算法对控制效果的提升显著,因此前文设计的模糊自整定 PID 控制器确实具有对传统 PID 控制算法的优化作用.

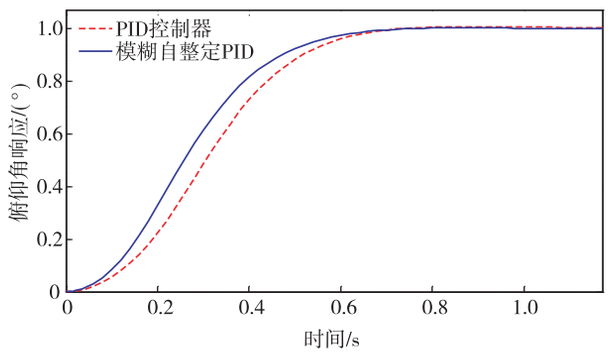


图 5 俯仰角阶跃响应曲线

Fig. 5 Pitch step response curves

表 5 控制算法响应曲线对比

Table 5 Comparation of response curves from defferent controllers

控制算法	过渡过程时间(t_s)/s	超调量(σ)/%	稳态误差(e_{ss})/(°)
PID	0.60	1	0.005
模糊自整定 PID	0.55	0.15	0.000 5

3 半物理仿真验证

3.1 仿真平台构建

仿真计算机为在 Windows 平台下利用 C#语言搭建的无人直升机数字仿真模型.将机载飞行控制系统与仿真计算机相连,机载飞行控制系统发送实时解算出的控制量,仿真计算机接收到该控制量后经过解算,得到实时状态量,再以导航数据帧的形式发送给机载飞行控制系统,构成半物理仿真平台,如图 6 所示.

3.2 指令输入响应仿真

典型输入指令选为阶跃信号和正弦信号[22],获得无人直升机系统的零状态相应,飞行控制系统所用姿态控制律为 PID 控制律时,响应曲线如图 7、图 8 所示;飞行控制系统所用姿态控制律为模糊自整定 PID 控制律时,响应曲线如图 9、图 10 所示.这里不仅验证了飞行控制律是否满足姿态控制指标要求,也验证了模糊控制优化算法确实可以应用于实际的嵌入式系统.

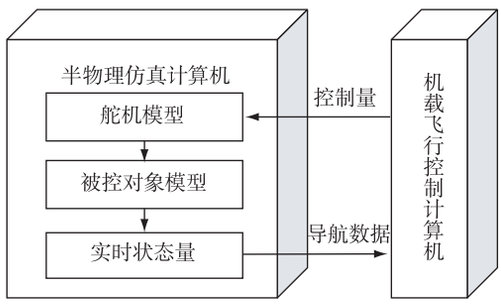


图 6 半物理仿真验证平台示意

Fig. 6 Diagram of hardware in loop verification platform

3.3 结果分析

比较 PID 算法与模糊自整定 PID 算法的仿真曲线,PID 算法已经能够使直升机完成姿态控制,加入模糊自整定 PID 算法后,超调减小、响应时间加快、稳态误差缩小,整体控制效果有所提升,这与 Matlab Simulink 的仿真结果相同.半物理仿真证明经典 PID 控制器加入模糊控制理论确实实现了对 PID 控制律的改进与优化.

4 结束语

本文在基于传统 PID 控制方法设计的无人直升机三轴姿态角控制律的基础上,应用模糊控制逻辑对姿态控制律进行改进,提出了一种模糊自整定 PID 的改进算法,通过 Matlab 仿真比较改进前与改进后的响应曲线,可以确定改进算法确实具有提高和改善控制效果的作用.最后对比两种算法的半物理仿真结果,结合典型输入下获得的被控对象的响应曲线,验证了模糊自整定 PID 确实可以应用于无人直升机飞行控制系统并获得较好的姿态响应性能.

参考文献

References

[1] Al-Hiddabi S A, Mcclamroch N H. Tracking and maneuver regulation control for nonlinear nonminimum phase systems: Application to flight control[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2002, 10(6):780-792

[2] 刘强,于达仁,王仲奇.高超声速飞行器的滑模观测器设计[J].航空学报,2004,25(6):588-592
LIU Qiang, YU Daren, WANG Zhongqi. Sliding-mode observer design for a hypersonic vehicle[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2004, 25(6): 588-592

[3] Ahmed B, Pota H R, Garratt M. Flight control of a rotary wing UAV using backstepping[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2010, 20(6):639-658

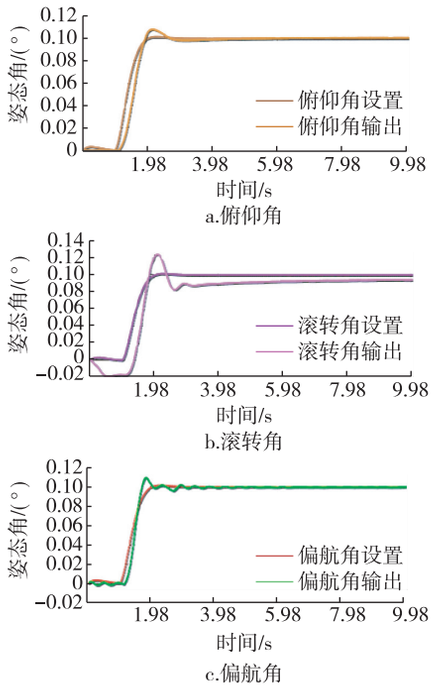


图 7　PID 算法阶跃响应曲线

Fig. 7　Step response curves in PID

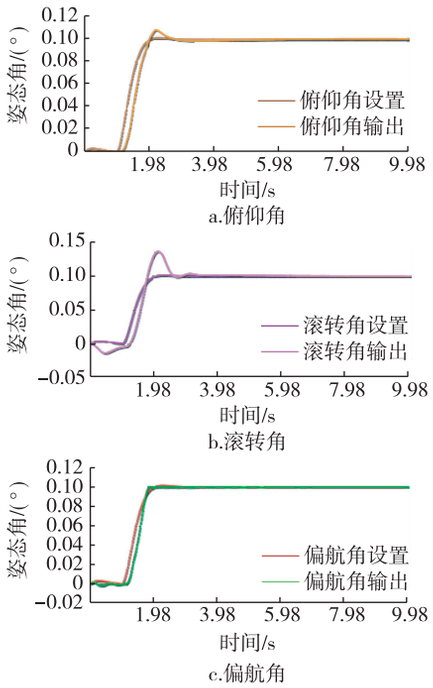


图 9　模糊 PID 算法阶跃响应曲线

Fig. 9　Step response curves in STF PID

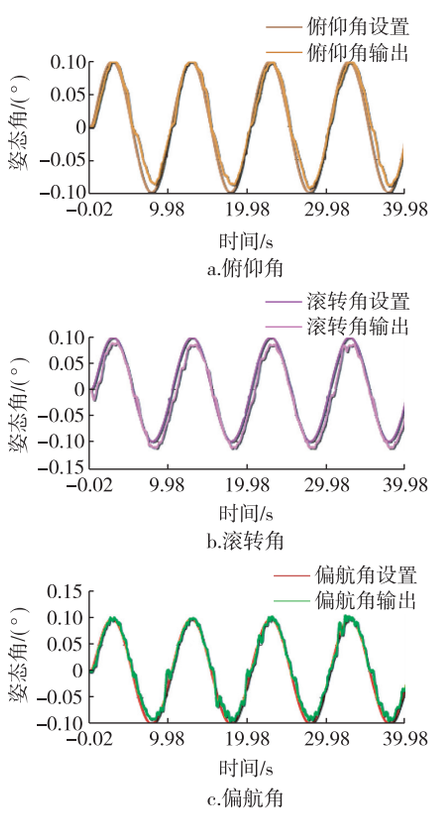


图 8　PID 算法正弦响应曲线

Fig. 8　Sine response curves in PID

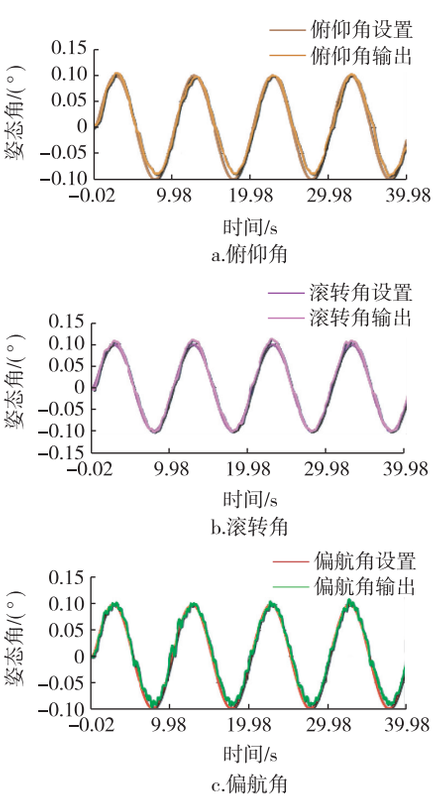


图 10　模糊 PID 算法正弦响应曲线

Fig. 10　Sine response curves in STF PID

[4] Lee C T,Tsai C C.Adaptive backstepping integral control of a small-scale helicopter for airdrop missions[J].Asian Journal of Control,2010,12(4):531-541

[5] Da Costa R R,Chu Q P,Mulder J A.Reentry flight con-

troller design using nonlinear dynamic inversion[J].Journal of Spacecraft and Rockets,2003,40(1):64-71
[6] Georgie J,Valasek J.Evaluation of longitudinal desired dynamics for dynamic-inversion controlled generic reentry vehicles[J].Journal of Guidance Control and Dynamics,2003,26(5):811-819
[7] Kawaguchi J, Ninomiya T, Miyazawa Y. Stochastic approach to robust flight control design using hierarchy-structured dynamic inversion[J]. Journal of Guidance, Control,and Dynamics,2011,34(5):1573-1576
[8] Sagoo G K,Gururajan S,Seanor B,et al.Evaluation of a fault-tolerant scheme in a six-degree-of-freedom motion flight simulator[J].Journal of Aerospace Computing,Information and Communication,2010,7(2):47-67
[9] 徐骋,强文义,王长青.基于逆动力学的飞行器直接力控制系统及其稳定性分析[J].宇航学报,2008,29(4):1308-1313
XU Cheng,QIANG Wenyi,WANG Changqing.The direct force flight control systems based on the inversed dynamics and their stability analysis[J].Journal of Astronautics,2008,29(4):1308-1313
[10] Sieberling S,Chu Q P,Mulder J A.Robust flight control using incremental nonlinear dynamic inversion and angular acceleration prediction[J].Journal of Guidance, Control,and Dynamics,2010,33(6):1732-1742
[11] Calise A J,Rysdyk R T.Nonlinear adaptive flight control using neural networks[J].IEEE Control Systems,1998,18(6):14-25
[12] Liu J,Zhang P J,Wu J G,et al.Research on the control of adding acid to circulating water based on expert fuzzy PID control[C]// 28th Chinese Control and Decision Conference,2016:4853-4858
[13] Zhang W,Yu G Z,Wang J,et al.Self-tuning fuzzy PID applied to direct yaw moment control for vehicle stability [C]// The 9th International Conference on Electronic Measurement & Instruments,2009:2-257-2-261
[14] Bouabdallah S, Noth A, Siegwart R. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor[C]// IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and System,2004,3:2451-2456
[15] Apkarian P,Samblancat C,Le Letty L,et al.A two-feedback-loop robust helicopter controller based on eigenspace techniques and H_∞ synthesis [C] // Proceedings of the 29th IEEE Conference on Decision and Control,1990,6:3337-3339
[16] Yue A,P Postlethwaite I.Improvement of helicopter handling qualities using H_∞ optimization[J].IEEE Proceedings Control Theory and Applications, 1990, 137(3): 115-129
[17] Lohar F A. H_∞ and μ synthesis for full control of helicopter in hover[C]//AIAA 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit,2000,DOI:10.2514/6.2000-895
[18] Turner M C,Walker D J,Alford A G.Design and ground-based simulation of an H_∞ limited authority flight control system for the Westland Lynx Helicopter[J].Aerospace Science and Technology,2001,5(3):221-234
[19] McAree O,Clarke J,Chen W H.Development of an autonomous control system for a small fixed pitch helicopter [C]// The 2nd International Conference on Advanced Computer Control,2010:13-17
[20] Zhang L,Bi S J,Yang H.Fuzzy-PID control algorithm of the helicopter model flight attitude control[C]//Chinese Control and Decision Conference,2010:1438-1443
[21] Liu W F,Jiang Z,Gong Z B.Online Fuzzy Self-Adaptive PID attitude control of a sub mini fixed-wing air vehicle [C]//International Conference on Mechatronics and Automation,2007:153-157
[22] 吕旸,万小朋.无人机飞行控制半物理仿真系统设计[J].航空工程进展,2011,2(4):470-475
LÜ Yang, WAN Xiaopeng. Design of hardware-in-loop simulation system for UAV flight control[J].Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(4): 470-475

Controller design of self-tuning fuzzy PID for helicopter

SU Yanxu[1,2] WANG Qingling[1,2]
1 School of Automation,Southeast University,Nanjing 210096
2 Key Lab of Measurement and Control of Complex Systems of Engineering, Ministry of Education,Southeast University,Nanjing 210096

Abstract Based on the traditional PID control law,the flight control laws for attitude control loop of unmanned helicopter are designed using fuzzy control logic.The fuzzy self-tuning PID controller can adapt the parameters of PID controller online,which can improve the controller performance.Utilizing the closed-loop control algorithm simulation in Matlab,the performance of fuzzy self-tuning PID controller is proved to be better than that of the traditional one.Then the hardware in loop is used to verify the proposed controller of this paper,which is based on the ARM STM32 core flight control system.The optimization performance is verified by comparing the zero-state responses of the two controllers with the typical inputs.

Key words flight control;fuzzy control;proportion integration differentiation (PID) controller;hardware in loop