

无人机 L_1 自适应俯仰控制性能仿真

胡龙珍 牛尔卓 刘 玮

(中国航空工业集团公司西安飞行自动控制研究所,西安,710065)

摘要:面向无人机全包线飞行时动态的非线性、战损/故障导致的舵面效能变化以及外部环境的时变干扰问题,以俯仰角控制为例,设计了 L_1 自适应控制器,同时设计 PI 控制器以便对比分析控制性能。通过开展一系列仿真试验,可以发现,对于存在模型不确定性、舵面效能变化和外部时变干扰情况, L_1 自适应控制器的稳定性和鲁棒性明显优于 PI 控制器,满足无人机的控制需求,为工程应用奠定基础。

关键词:俯仰角控制; L_1 自适应控制器;PI 控制器;鲁棒性

中图分类号:V249.1 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2017)S-0109-05

Simulation Research for UAV Pitch Control Performance Based on L_1 Adaptive Controller

HU Longzhen, NIU Erzhuo, LIU Wei

(AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an, 710065, China)

Abstract: To solve the problems of nonlinearity in full-envelope flight of UAV and control surface's efficiency varieties caused by battle damages or surface failures and time varying disturbances in flight environment, two pitch attitude control laws which are L_1 adaptive controller and PI controller have been designed for comparatively analyzing control performance. A series of simulation experiments with model uncertainties, control surface's efficiency varieties and various disturbances are developed and simulation results show that L_1 adaptive controller is obviously better than PI controller in stabilization and robustness, which meets the control requirements of UAV totally and lays the foundations for engineering application.

Key words: pitch attitude control; L_1 adaptive controller; PI controller; robustness

目前,在全球范围内,无人机(Unmanned aerial vehicle, UAV)以其灵活性高、成本低、安全性高的特点掀起行业热潮,无人机系统必将成为 21 世纪空中力量的重要组成部分。先进的飞行控制系统能够有效提高无人机飞行效能,这对无人机发展具有重要意义。

面向当前作战任务,无人机应能够在全飞行包线内迅速变换高度、速度或方向,导致气动参数呈现非线性和时变性;另外面对复杂的战场环境,无人机应具备良好的综合生存能力,在传感器测量失

真、舵面损伤或存在外部干扰时,飞行器能够稳定飞行、快速响应等。这都要求控制算法具有很强的自适应鲁棒性能,经典控制律设计方法已经无法完全满足控制需求。

L_1 自适应控制算法最先由 Cao 和 Hovakimyan 提出^[1-3],通过对传统模型参考自适应算法的改进演化,基于 L_1 范数理论推演系统的稳定性并确保系统性能的有界性。2006 年,Beard 等人^[4]针对微小型飞行器,采用 L_1 自适应控制方法设计纵向控制器,并进行飞行验证。2008 年, Cotting 等

收稿日期:2017-05-15;修订日期:2017-06-20

通信作者:胡龙珍,女,工程师,E-mail:1217hulongzhen@163.com。

引用格式:胡龙珍,牛尔卓,刘玮. 无人机 L_1 自适应俯仰控制性能仿真[J]. 南京航空航天大学学报,2017,49(S):109-113. HU Longzhen, NIU Erzhuo, LIU Wei. Simulation research for UAV pitch control performance based on L_1 adaptive controller[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,2017,49(S):109-113.

人^[5]以F-16为研究对象,采用传统控制结构和自适应控制相结合的控制架构,设计 L_1 自适应控制律,开展品模试验,飞行员评价为1级品质。现阶段,美国国家航空和宇宙航行局(National aeronautics and space administration, NASA)正在使用Learjet 25D变稳飞机进行故障情况下的飞行演示验证,其标志着 L_1 自适应控制算法在美国已经进入工程验证阶段。

目前,国内各大高校、院所正在积极开展对无人机的 L_1 自适应控制技术研究工作。2011年,李雪松等人^[6]针对小型无人机设计了 L_1 自适应纵向控制器,用于俯仰角姿态控制;2012年,吴文海等人^[7]考虑控制输入饱和情况,设计 L_1 自适应俯仰控制器,并进行仿真对比分析;2013年,樊战旗等人^[8]基于 L_1 自适应方法设计了超机动飞行控制律,仿真表明所设计的控制律具有良好的大迎角超机动飞行控制性能;2014年,李卫星等人^[9]针对飞翼布局飞机提出一种基于鲁棒伺服LQR与 L_1 自适应相结合的控制方法,提高了飞行控制系统的鲁棒性;2015年,孙秀娜等人^[10]考虑空投作业场景,采用结合最优控制的 L_1 自适应控制方法设计了纵向控制器,仿真验证了控制器的强鲁棒性等。虽然国内对 L_1 自适应控制技术进行了大量的研究工作,但大部分研究工作仅仅局限于数字仿真,缺乏实际飞行验证,同时对工程应用中需要关注的约束条件未进行充分考虑。

本文从工程实践出发,以某无人机俯仰角为控制目标,考虑舵机模型,基于控制性能指标,设计 L_1 自适应控制器和比例-积分(Proportional-integral, PI)控制器,通过仿真对比实验,研究 L_1 自适应控制器的控制性能,为工程应用奠定基础。

1 俯仰保持控制器设计

1.1 问题描述

实际无人机纵向状态方程如式(1)所示,选定状态变量 $x = [\alpha \quad \omega_z \quad \vartheta]^T$,控制量 $u = \delta_z$,输出变量 $y = [\alpha \quad \omega_z \quad \vartheta]^T$, $A \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为系统矩阵, $b \in \mathbf{R}^3$ 为控制矩阵, $C \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为输出矩阵, x_0 为初始状态; $\omega \in \mathbf{R}$ 为未知输入增益,表征控制舵面效能, $\omega = 1$ 表示控制舵面完好,效能无损, $\omega = 0$ 表示控制舵面完全损坏,效能损失100%; $\theta(t) \in \mathbf{R}^3$ 为未知时变参数向量,表征系统模型的不确定性; $\delta(t) \in \mathbf{R}$ 为未知时变干扰;其他各个变量符号说明见表1。

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + b(\omega u(t) + \theta^T(t)x(t) + \delta(t)) \\ x(0) = x_0 \\ y(t) = Cx(t) \end{cases} \quad (1)$$

表1 各个变量符号说明

变量名	含义	单位
α	迎角	$^\circ$
ϑ	俯仰角	$^\circ$
ω_z	俯仰角速率	$^\circ/\text{s}$
δ_z	升降舵舵面偏度	$^\circ$

本文控制目标为俯仰角,控制性能要求:调节时间 $t_s \leq 3 \text{ s}$ (调节时间以终值的 $\pm 5\%$ 误差带定义),整个控制过程响应平滑无超调,稳态误差小于 0.5° 。

1.2 L_1 自适应控制器设计

基于 L_1 自适应控制方法设计俯仰角,控制框图如图1所示,以俯仰角指令 ϑ_g 作为控制器的参考输入指令,包括被控对象、状态观测器、自适应律和 L_1 控制律4部分,具体设计过程如下。

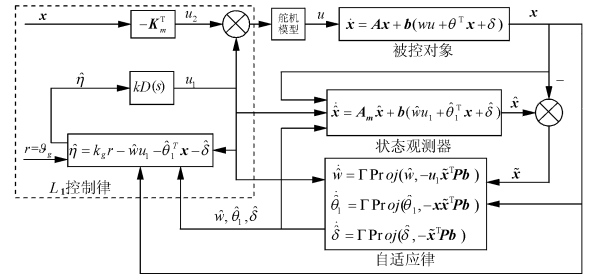


图1 俯仰角 L_1 控制框图

Fig. 1 Pitch control diagram based on L_1 adaptive

对于被控系统式(1),设计 L_1 控制律 $u(t) = u_1(t) + u_2(t)$,其中, $u_1(t)$ 为待设计的控制律, $u_2(t) = -\mathbf{K}_m^T \mathbf{x}(t)$ 为线性状态反馈律, \mathbf{K}_m 的选择需满足 $\mathbf{A}_m = \mathbf{A} - \mathbf{b}\mathbf{K}_m^T$ 为Hurwitz矩阵,则系统状态方程可以重新描述为式(2),其中, $\theta_1^T(t) = \theta^T(t) + (1 - \omega)\mathbf{K}_m^T$ 。

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= \mathbf{A}x(t) + \mathbf{b}(\omega u(t) + \theta^T(t)x(t) + \delta(t)) = \\ &= \mathbf{A}x(t) + \mathbf{b}(\omega u_1(t) + \omega u_2(t) + \theta^T(t)x(t) + \delta(t)) = \\ &= (\mathbf{A} - \mathbf{b}\mathbf{K}_m^T)x(t) + \mathbf{b}(\omega u_1(t) + (\theta^T(t) + \\ & \quad (1 - \omega)\mathbf{K}_m^T)x(t) + \delta(t)) = \\ &= \mathbf{A}_m x(t) + \mathbf{b}(\omega u_1(t) + \theta_1^T(t)x(t) + \delta(t)) \quad (2) \end{aligned}$$

对于系统式(2),为实现对给定输入信号的跟踪,其理想控制器可设计为式(3),其中, $k_g = \frac{1}{C(s\mathbf{I} - \mathbf{A}_m)^{-1}\mathbf{b}^0}$ 。

$$u_{id}(t) = k_g r(t) - \omega u_1(t) - \theta_1^T(t)x(t) - \delta(t) \quad (3)$$

设计状态观测器如式(4)所示,用以获得存在未知扰动时系统的状态响应,其中, $\hat{x}(t)$, $\hat{\omega}$, $\hat{\theta}_1(t)$, $\hat{\delta}(t)$ 分别为对 $x(t)$, ω , $\theta_1(t)$, $\delta(t)$ 的估计值。

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{x}}(t) &= \mathbf{A}_m \hat{x}(t) + \mathbf{b}(\hat{w}u_1(t) + \\ &\hat{\theta}_1^T(t) \mathbf{x}(t) + \hat{\delta}(t)) \\ \hat{x}(0) &= x_0 \end{aligned} \quad (4)$$

计算被控对象的跟踪误差如式(5)所示,其中, $\tilde{x}(t) = \hat{x}(t) - x(t)$, $\tilde{w} = \hat{w} - w$, $\tilde{\theta}_1(t) = \hat{\theta}_1(t) - \theta_1(t)$, $\tilde{\delta}(t) = \hat{\delta}(t) - \delta(t)$ 。

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{x}}(t) &= \mathbf{A}_m \tilde{x}(t) + \mathbf{b}(\tilde{w}u_1(t) + \tilde{\theta}_1^T(t) \mathbf{x}(t) + \tilde{\delta}(t)) \\ \tilde{x}(0) &= 0 \end{aligned} \quad (5)$$

定义 Lyapunov 函数 $V(t)$ 如式(6)所示,计算其导数 $\dot{V}(t)$,为使闭环系统渐进稳定,需要满足 $\dot{V}(t) \leq 0$,由此设计参数自适应更新律,如式(7)所示,用以估计未知参数,其中, \hat{w}_0 , $\hat{\theta}_{10}$, $\hat{\delta}_0$ 分别为 $w(t)$, $\theta_1(t)$, $\delta(t)$ 的估计初值; $\Gamma = \Gamma_c \in \mathbf{R}^+$ 为自适应增益; $\mathbf{P} = \mathbf{P}^T > 0$ 是李雅普诺夫方程 $\mathbf{A}_m^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}_m = -\mathbf{Q}$ 的解,且 $\mathbf{Q} = \mathbf{Q}^T > 0$; $\text{Proj}(\cdot, \cdot)$ 为投影算子。

$$\begin{aligned} V(t) &= \tilde{x}^T(t) \mathbf{P} \tilde{x}(t) + \frac{1}{\Gamma_c} (\tilde{w}^2(t) + \\ &\tilde{\theta}^T(t) \tilde{\theta}(t) + \tilde{\delta}^2(t)) \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{cases} \dot{\tilde{w}}(t) = \Gamma \text{Proj}(\hat{w}(t), -(\tilde{x}^T(t) \mathbf{P} \mathbf{b})^T \mathbf{u}^T(t)) \\ \hat{w}(0) = \hat{w}_0 \\ \dot{\tilde{\theta}}_1(t) = \Gamma \text{Proj}(\hat{\theta}_1(t), -(\tilde{x}^T(t) \mathbf{P} \mathbf{b})^T \mathbf{x}^T(t)) \\ \hat{\theta}_1(0) = \hat{\theta}_{10} \\ \dot{\tilde{\delta}}(t) = \Gamma \text{Proj}(\hat{\delta}(t), -(\tilde{x}^T(t) \mathbf{P} \mathbf{b})^T) \\ \hat{\delta}(0) = \hat{\delta}_0 \end{cases} \quad (7)$$

根据理想控制器和参数估计值,可以得到 L_1 自适应初步控制器如式(8)所示。

$$\hat{\eta}(t) = k_g r(t) - \hat{w}(t)u_1(t) - \hat{\theta}_1(t) \mathbf{x}(t) - \hat{\delta}(t) \quad (8)$$

为消除快速自适应控制带来的高频振荡,设计低通滤波器 $C(s)$ 。记 $u_1(s) = kD(s)\hat{\eta}(s)$,其中, $k > 0$ 为反馈增益, $D(s)$ 为一严格正则的传递函数,可以使式(9)所示的滤波器严格正则稳定,且满足低通增益 $C(0) = 1$ 。

$$C(s) = \frac{k\omega D(s)}{1 + k\omega D(s)} \quad (9)$$

低通滤波器 $C(s)$ 的设计必须满足 L_1 增益稳定必要条件^[1-3]

$$\| (s\mathbf{I} - \mathbf{A}_m)^{-1} \mathbf{b} C(s) \|_{L_1} L < 1 \quad (10)$$

式中: $L = \max_{\theta \in \Theta} \sum_{i=1}^3 |\theta_i|$, Θ 为给定的紧致凸集。

基于 L_1 自适应理论设计的俯仰角保持控制系统只有满足式(10),根据 L_1 小增益定理^[11],可以保证系统的瞬态和稳态性能一致有界。

1.3 PI 控制器设计

目前国内工程中俯仰角控制大都采用 PI 控制,本节基于经典控制思想设计 PI 控制器,用于与 L_1 控制器对比控制性能,控制框图如图 2 所示,参

数采用成熟的设计方法,过程不再赘述。

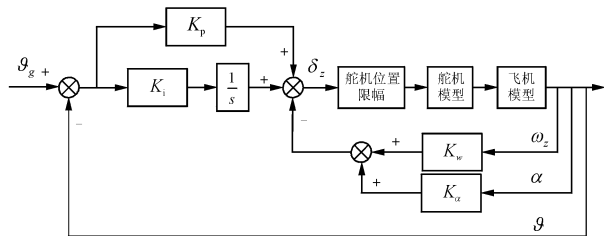


图 2 俯仰角 PI 控制框图

Fig. 2 Pitch PI control diagram

2 控制性能仿真实验与结果分析

基于 1.2 节和 1.3 节设计的 L_1 和 PI 控制器,以某无人机高度 $H = 1\ 400\ \text{m}$,速度 $V = 130\ \text{km/h}$ 状态点为例,借助 Matlab/Simulink 进行仿真试验,用以研究 L_1 自适应控制器的稳定性、鲁棒性等控制性能。

仿真试验参数设置:仿真步长为 $0.01\ \text{s}$,仿真时间为 $10\ \text{s}$,俯仰角指令 $\vartheta_g = 5^\circ$,舵机模型为: $\frac{27}{s+27}$ 。位置限幅为: $-25^\circ \sim +20^\circ$ 。速率限幅为: $-50 \sim +50\ (^\circ/\text{s})$ 。

PI 控制器的控制参数依次设计为: $K_p = 0.937\ 8$, $K_i = 0.000\ 6$, $K_w = 0.368\ 9$, $K_a = 0.1$ 。

L_1 控制器的控制参数为: $\mathbf{K}_m = [0.1\ -0.5\ -1.0]^T$ 。自适应增益为: $\Gamma = 200$, $D(s) = \frac{20}{s(s+20)}$ 。反馈增益: $k = 10$ 。

2.1 无扰动时的仿真分析

考虑无扰动情况时,在相同的仿真环境下, L_1 和 PI 控制器的俯仰角响应对比曲线如图 3 所示,可以发现,在无扰动情况下, L_1 和 PI 控制器均具有良好的指令跟踪能力,响应平滑无超调,在调节时间上, L_1 控制器 ($t_s = 2.02\ \text{s}$) 稍快于 PI 控制器 ($t_s = 2.41\ \text{s}$)。

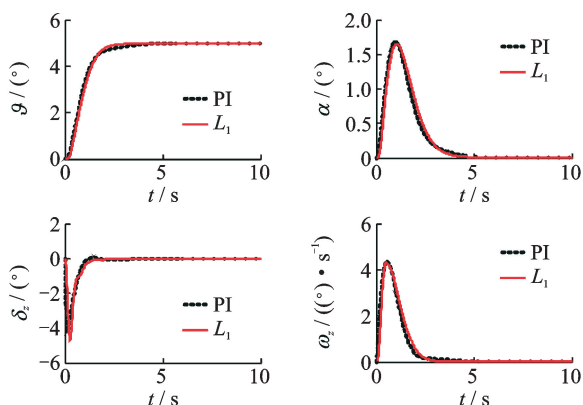


图 3 无扰动情况下,俯仰角响应对比曲线

Fig. 3 Performance comparison between L_1 and PI controller with no disturbances

2.2 控制器鲁棒性分析

针对所设计的两种控制器,分别从模型不确定性、舵面效能变化和时变干扰3种情况来研究 L_1 控制器的鲁棒性能。

2.2.1 存在模型不确定性时的仿真分析

设定模型不确定性参数 $\theta(t) = [\theta_l(t) \ \theta_m(t) \ \theta_n(t)]^T$, 且 $\|\theta_i(t)\| \leq 0.5 (i=l, m, n)$, 其中 $\theta_l(t) = 0.3 + 0.2\sin(\pi t + \frac{\pi}{2})$, $\theta_m(t) = 0.2\sin(\pi t + \frac{\pi}{2}) + 0.3\sin(t)$, $\theta_n(t) = -0.3$, $\theta(t)$ 的曲线如图4所示。

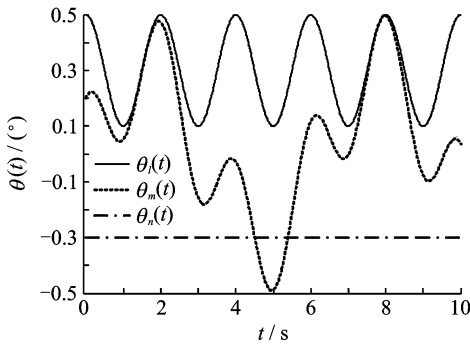


图4 模型不确定性 $\theta(t)$ 的曲线
Fig. 4 The curves of $\theta(t)$

存在模型不确定性 $\theta(t)$ 时, L_1 和 PI 控制器的俯仰角响应对比曲线如图5所示。可以发现, L_1 自适应控制性能明显优于 PI 控制, 能够有效适应模型不确定性, 调节时间为 $t_s = 1.96$ s, 且响应过程平滑无超调; 而 PI 控制器由于参数 K_i 较小, 对模型不确定性的适应能力不足, 无法实现俯仰角保持, 存在明显的稳态误差。如果通过增大参数 K_i 来提高控制器的鲁棒性能, 则会导致系统的稳定储备较低。

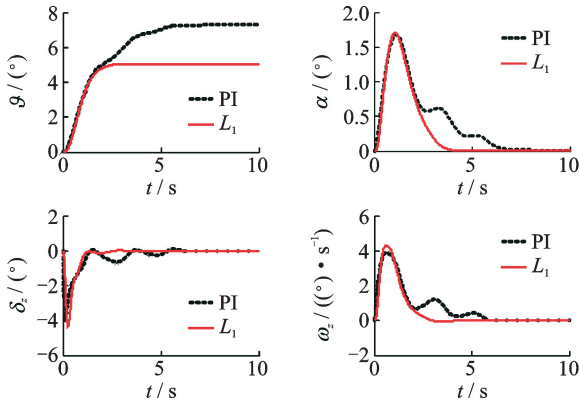


图5 存在模型不确定性 $\theta(t)$ 时, 俯仰角响应对比曲线
Fig. 5 Performance comparison between L_1 and PI controller with $\theta(t)$

2.2.2 存在舵面效能损失时的仿真分析

设定控制舵面的效能 $\omega = 0.3$, 表征舵面效能损失 70%, 此时 L_1 和 PI 控制器的俯仰角响应对比曲线如图6所示。可以发现, L_1 控制器适应舵面效能变化的能力明显优于 PI 控制器。对于 PI 控制器, 舵面效能损失直接导致舵面瞬态输出减小, 响应变慢; 而 L_1 控制器通过快速自适应律实现参数估计, 通过计算控制律及时调整控制量, 确保对指令的跟踪能力。

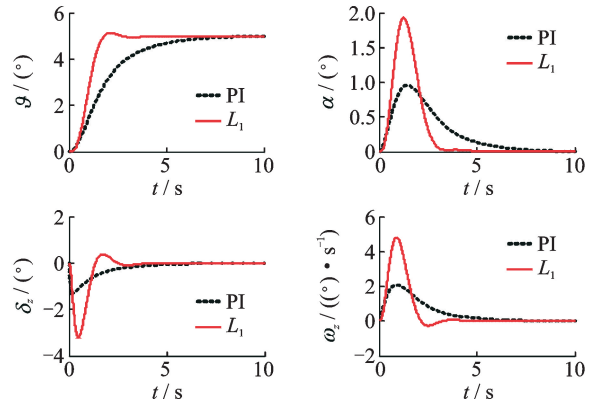


图6 $\omega = 0.3$ 时, 俯仰角响应对比曲线
Fig. 6 Performance comparison between L_1 and PI controller with $\omega = 0.3$

依次取 $\omega = 1, 0.9, 0.8, \dots, 0.3, 0.2, 0.1$, 研究 L_1 和 PI 控制器对舵面效能变化的适应能力。计算两种控制器的性能指标见表2。可以发现, L_1 控制器具有较好的快速适应性和鲁棒性, 调节时间随着舵面效能损失的增大而减小直至舵面效能不足 30%, 此后响应出现超调; PI 控制器的响应速度随着舵面效能损失的增大而变慢, 调节时间单调增加, 当舵面效能不足 70% 时, 响应无法满足控制性能要求。

表2 不同舵面效能下控制器的性能指标

Tab. 2 Performance indexes with different control surface's efficiency

舵面效能 ω	调节时间 t_s/s		超调量/%	
	L_1 控制器	PI 控制器	L_1 控制器	PI 控制器
1.0	2.02	2.41		
0.9	2.00	2.53		
0.8	1.98	2.69		
0.7	1.95	2.91	0	
0.6	1.91	3.22		
0.5	1.84	3.65		0
0.4	1.73	4.29		
0.3	1.63	5.36	2.53	
0.2	2.72	7.53	9.95	
0.1	4.08	10.00	23.99	

2.2.3 存在时变干扰时的仿真分析

设定时变干扰 $\delta(t)$ 如式(11)所示,用以模拟阶跃突风直接作用于控制舵面的情况,此时 L_1 和 PI 控制器的俯仰角响应对比曲线如图 7 所示。

$$\delta(t) = \begin{cases} 0 & t < 1 \\ 1 - \cos \frac{\pi(t-1)}{2} & 1 \leq t \leq 3 \\ 2 & t > 3 \end{cases} \quad (11)$$

可以发现, L_1 控制器能够有效抑制 $\delta(t)$ 干扰,响应快速无超调,满足控制性能指标;而 PI 控制器的性能很差,不能满足控制需求。

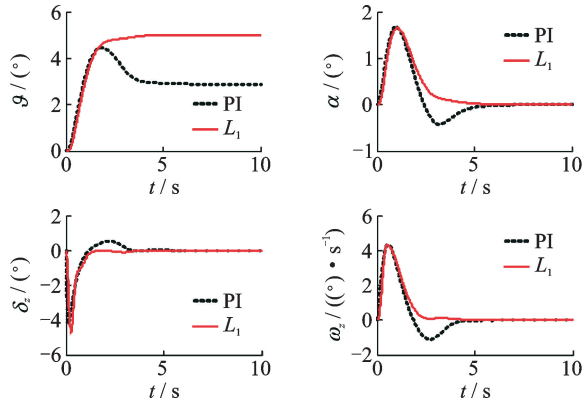


图 7 存在时变干扰 $\delta(t)$ 时,俯仰角响应对比曲线

Fig.7 Performance comparison between L_1 and PI controller with $\delta(t)$

3 结束语

本文研究了某无人机俯仰角控制能力,考虑舵机模型,基于控制性能指标,设计了 L_1 自适应控制器和 PI 控制器,并进行了一系列控制性能研究仿真实验。仿真结果表明,对于存在模型不确定性、舵面效能变化和外部时变干扰情况,PI 控制器抗干扰能力弱,指令跟踪效果明显变差,无法满足控制性能指标;而 L_1 自适应控制器具有较强的鲁棒性能,能够快速适应这些扰动变化,姿态控制精度同理想情况相差不大,保证了飞机响应特性和飞行品质,具有一定的工程应用价值。

参考文献:

- [1] CAO C, HOVAKIMYAN N. Design and analysis of a novel L_1 adaptive controller[C]// Proceedings of the 2006 American Control Conference. 2006; 3397-3408.
- [2] HOVAKIMYAN N, CAO C, KHARISOV E, et al. L_1 adaptive control for safety-critical systems[M]. [S. l.]: IEEE Control Systems Magazine, 2011.
- [3] CAO C, HOVAKIMYAN N, KAMINER I, et al. Stabilization of cascaded systems via L_1 adaptive controller with application to a UAV path following

problem and flight test results[C]// Proceeding of the 2007 American Control Conference. 2007; 1787-1792.

- [4] BEARD R W, KNOEBEL N, CAO C, et al. An L_1 adaptive pitch controller for miniature air vehicles [R]. AIAA 2006-6777, 2005.
- [5] COTTING M C, CAO C, HOVAKIMYAN N, et al. Simulator testing of longitudinal flying qualities with L_1 adaptive control [R]. AIAA 2008-6551, 2008.
- [6] 李雪松, 李颖晖, 钟世刚, 等. 小型无人机 L_1 自适应纵向控制设计[J]. 飞行力学, 2011, 29(2): 58-61.
LI Xuesong, LI Yinghui, ZHONG Shigang, et al. Design of longitudinal controller for miniature unmanned air vehicle based on L_1 adaptive [J]. Flight Dynamics, 2011, 29(2): 58-61.
- [7] 吴文海, 高丽, 梅丹, 等. 具有输入约束的飞机姿态 L_1 自适应控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(6): 809-816.
WU Wenhai, GAO Li, MEI Dan, et al. L_1 adaptive controller for aircraft attitude with input constraints [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2012, 44(6): 809-816.
- [8] 樊战旗, 刘林, 孙逊. 基于 L_1 自适应方法的超机动飞行控制律设计[J]. 计算机测量与控制, 2013, 21(12): 3281-3283.
FAN Zhanqi, LIU Lin, SUN Xun. A super maneuver flight control law design based on L_1 adaptive method [J]. Computer Measurement & Control, 2013, 21(12): 3281-3283.
- [9] 李卫星, 李秀娟, 李春涛, 等. 飞翼无人机的一种鲁棒自适应控制律设计方法[J]. 光电与控制, 2014, 21(7): 19-23.
LI Weixing, LI Xiujuan, LI Chuntao, et al. A robust adaptive control law design method for flying-wing UAV [J]. Electronics Optics & Control, 2014, 21(7): 19-23.
- [10] 孙秀娜, 常允刚, 董文瀚, 等. 最优控制 L_1 自适应在重装空投纵向控制器设计中的应用[J]. 控制理论与应用, 2015, 32(5): 598-606.
SUN Xiuna, CHANG Yungang, DONG Wenhan, et al. Design of longitudinal controller for flight in heavy-weight airdrop based on optimal control and L_1 adaptive [J]. Control Theory & Applications, 2015, 32(5): 598-606.
- [11] CAO C, HOVAKIMYAN N. Guaranteed transient performance with L_1 adaptive controller for systems with unknown time-varying parameters and bounded disturbances: part I[C]// Proceeding of the 2007 American Control Conference. 2007; 3925-3930.