

doi: 10.7690/bgzdh.2021.10.010

考虑执行机构死区的 L_1 自适应控制

张必聪¹, 杨国强¹, 牛尔卓¹, 宋科璞²

(1. 西安飞行自动控制研究所飞行控制系统部, 西安 710065; 2. 西安飞机设计研究所, 西安 710089)

摘要: 针对执行机构存在死区, 系统模型存在不确定性, 飞行过程受到有界扰动的飞行器姿态控制等问题, 设计了相应的 L_1 自适应控制器。通过设计滤波器和自适应律, 保证控制系统的快速自适应性和鲁棒性。考虑执行机构存在死区时控制指令的不同响应情况, 推导了考虑执行机构死区的 L_1 自适应控制系统的稳定条件。仿真结果表明: 该方法能够对执行机构的死区特性进行自适应补偿, 对参考指令的跟踪稳定有效, 且对系统模型的不确定性和有界扰动具有强鲁棒性。

关键词: L_1 自适应控制; 死区特性; 稳定性**中图分类号:** V249.1 **文献标志码:** A

L_1 Adaptive Control for Dead Zone in Actuator

Zhang Bicong¹, Yang Guoqiang¹, Niu Erzhuo¹, Song Kepu²(1. Flight Control System Department of AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710065, China;
2. Xi'an Aircraft Design Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: To solve the attitude control problem for a class of flight systems with unknown parameters, bounded disturbances and dead zone, an L_1 adaptive controller is designed. By designing adaptive control law and low-pass filter, the fast adaption and robustness of the control system is guaranteed. The stability conditions of the L_1 adaptive control system are derived, considering the different responses of actuator to control instructions in dead zone. The simulation results show that the proposed method can make adaptive compensation for the dead zone of the systems, and achieve stable tracking of reference instructions. It has a good robustness for the uncertainty and bounded disturbances.

Keywords: L_1 adaptive control; dead zone feature; stability

0 引言

执行机构在实际工程中是非线性的, 往往伴有限幅、死区等特性。死区特性会降低系统的精度, 甚至影响系统的稳定性。针对系统中存在死区的问题, 文献[1]提出采用直接补偿的方法, 预设补偿值, 根据状态误差信号对控制信号进行弥补。文献[2-4]采用的鲁棒重复控制、自适应 Backstepping 和有限时间控制等方法对系统中的死区进行观测和自动补偿。为更好地应对模型不确定和外部扰动强的情况, 笔者提出一种考虑执行机构死区的 L_1 自适应控制方法。

L_1 自适应控制理论由 Cao C Y 和 N. HOVAKIMYAN^[5]提出, 是在模型参考自适应控制算法的基础上发展而来。通过设计状态观测器和自适应律对系统的不确定性和受到的干扰进行补偿, 并设计低通滤波器保证系统的鲁棒性。该方法可弥补系统的不确定性, 并在保证系统快速自适应的基础上, 保证系统的瞬态性能和鲁棒性^[5-8]。文献

[9-13]基于 F-16, X-48B 等平台对该方法进行了仿真试验, 证明了 L_1 自适应控制可有效改善系统模型存在不确定性, 飞行过程受到有界扰动的控制问题。文献[14-15]创新性地将 L_1 自适应控制方法应用于操纵面重构和空中加油对接。文献[16-18]在 L_1 自适应控制的基础上, 结合鲁棒伺服、最优控制等方法进行了改进和创新。文献[19-20]对系统存在速率和位置限幅的情况下对 L_1 自适应控制的稳定性和性能边界进行了研究。以上成果推动了 L_1 自适应控制理论的发展。

在文献[19-20]的基础上, 针对工程中执行机构存在死区的情况, 设计了 L_1 自适应控制器, 并根据执行机构的不同响应结果, 对其稳定性进行分析, 最后通过仿真试验对该控制器的有效性进行验证。

1 问题模型

考虑如下带有不确定项的飞机纵向线性小扰动方程:

收稿日期: 2021-06-13; 修回日期: 2021-07-20

基金项目: 航空科学基金(201905018002, 201905018003)

作者简介: 张必聪(1996—), 男, 辽宁人, 硕士, 从事控制科学与工程、变体飞行器及控制方法研究。E-mail: 489311@qq.com。

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A_m x(t) + b(u(t) + \theta^T(t)x(t) + \delta(t)), \\ y(t) &= C^T x(t). \end{aligned} \quad (1)$$

假设 1: 系统矩阵 A_m 是 Hurwitz 矩阵;

假设 2: 未知参数范围有界, 其范围分别为 $|\delta| \leq d_\Delta$, $\theta \in \Theta$, 当 $t \geq 0$ 时, Θ 为给定的凸集; $\|\dot{\theta}\| \leq d_\theta$, $|\dot{\delta}| \leq d_\delta$;

假设 3: 考虑舵机存在对称死区, 指令信号和真实舵机输出的关系可表示为:

$$u(t) = \begin{cases} 0, & |u_a| \leq a_u; \\ k_u(u_a - a_u \text{sign}(u_a)), & |u_a| > a_u; \end{cases}$$

$$u_a(s) = G(s)u_c(s).$$

其中: K_u 为通过死区后执行机构对输入的响应系数; a_u 为死区最大位置; $u_c(s)$ 为控制器指令信号的 Laplace 变换; $G(s)$ 为执行机构简化模型的 Laplace 变换。

2 L_1 自适应控制器设计

可设计状态观测器为:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}} &= A_m \hat{x}(t) + b(u_c(t) + \hat{\theta}^T(t)x(t) + \hat{\delta}(t)), \\ \hat{y}(t) &= C^T \hat{x}(t). \end{aligned} \quad (2)$$

参数估计如下:

$$\dot{\hat{\theta}}(t) = \Gamma_\theta \text{Proj}(\hat{\theta}(t), -x\tilde{x}^T P b), \quad \hat{\theta}(0) = \hat{\theta}_0; \quad (3)$$

$$\dot{\hat{\delta}}(t) = \Gamma_\delta \text{Proj}(\hat{\delta}(t), -\tilde{x}^T P b), \quad \hat{\delta}(0) = \hat{\delta}_0. \quad (4)$$

式中: $\Gamma_\theta = \Gamma I_{n \times n} \in R^{n \times n}$, $\Gamma_\delta = \Gamma > 0$, Γ 为自适应增益; $P = P^T > 0$ 为 Lyapunov 方程 $A_m^T P + P A_m = -Q, Q = Q^T > 0$ 的解; Proj 为投影算子, 其作用是确保 $\hat{\theta}(t)$ 和 $\hat{\delta}(t)$ 有界。

设计控制律如下:

$$u_c(t) = kD(s)\hat{\eta}(s); \quad (5)$$

$$\hat{\eta}(t) = K_g r(t) - (u(t) + \hat{\theta}^T(t)x(t) + \hat{\delta}(t)). \quad (6)$$

式中: $k > 0$ 为反馈增益; $D(s)$ 为严格正定的传递函数; $K_g = -1/(C^T A_m^{-1} B)$ 用于消除跟踪静差。

有 $K(s) = kD(s)/(1 + kD(s))$ 。低通滤波器 $K(s)$ 中 k 必须满足式(7)的 L_1 增益稳定条件^[5]:

$$\|(sI - A_m)^{-1} b(1 - K(s))\|_{L_1} \theta_{\max} < 1. \quad (7)$$

式中: $\theta_{\max} = \max_{\theta \in \Theta} \sum_{i=1}^n |\theta_i|$, 选择 k 满足式(7), 能保证系统的瞬态和稳态性能一致有界。 L_1 自适应控制器

可写为式(2)–(7)。

考虑执行机构简化模型 $G(s)$, 则有

$$u_a(s) = G(s)u_c(s) = G(s)kD(s)\hat{\eta}(s) = (G(s)kD(s)/(1 + kD(s)))(K_g r(s) - \varphi(s)).$$

式中 $\varphi(t) = \hat{\theta}^T(t)x(t) + \hat{\delta}(t)$ 。

严格整定的传递函数可以化为如下形式:

$$K_a(s) = G(s)kD(s)/(1 + kD(s)).$$

为保证瞬态响应一致有界和整个系统的稳定, 对应的 L_1 增益稳定条件式(7)变为

$$\|(sI - A_m)^{-1} b(1 - K_a(s))\|_{L_1} \theta_{\max} < 1.$$

L_1 自适应控制系统结构如图 1 所示。

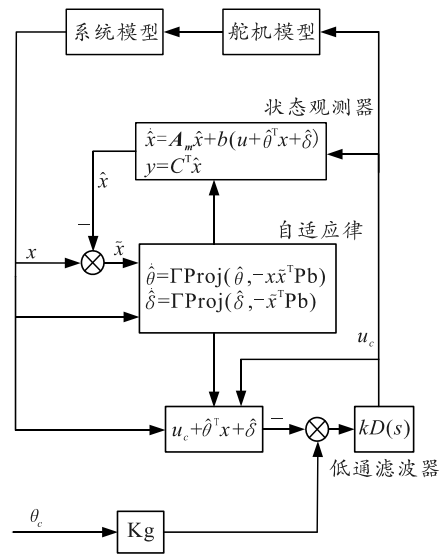


图 1 系统结构

3 稳定性分析

由式(1)和式(2)可得观测误差为

$$\dot{\tilde{x}} = A_m \tilde{x}(t) + b(\tilde{\theta}^T x(t) + \tilde{\delta}(t)). \quad (8)$$

式中: $\tilde{x}(t) = \hat{x}(t) - x(t)$, $\tilde{\theta}(t) = \hat{\theta}(t) - \theta(t)$, $\tilde{\delta}(t) = \hat{\delta}(t) - \delta(t)$ 。

考虑 Lyapunov 函数为

$$V(\tilde{x}, \tilde{\theta}, \tilde{\delta}) = \tilde{x}^T P \tilde{x} + (\tilde{\theta}^T \tilde{\theta} + \tilde{\delta}^2)/\Gamma.$$

则有

$$\dot{V}(\tilde{x}, \tilde{\theta}, \tilde{\delta}) = \tilde{x}^T P \dot{\tilde{x}} + \tilde{x}^T P \dot{\tilde{x}} + (2\tilde{\theta}^T \dot{\tilde{\theta}} + 2\tilde{\delta} \dot{\tilde{\delta}})/\Gamma.$$

$\dot{V} < 0$, 通过计算得到:

$$-\lambda_{\min}(Q)\|\tilde{x}\|^2 + 4(\theta_{\max} d_\theta + d_\Delta d_\delta)/\Gamma < 0.$$

就有

$$\|\tilde{x}\|^2 < \tilde{x}_{\max}^2 = 4(\theta_{\max} d_\theta + d_\Delta d_\delta)/(\lambda_{\min}(Q)\Gamma).$$

可得

$$V_{\max} = \lambda_{\max}(P)\tilde{x}_{\max}^2 + 4(\theta_{\max}^2 + d_{\Delta}^2)/\Gamma =$$

$$4\lambda_{\max}(P)(\theta_{\max}d_{\theta} + d_{\Delta}d_{\delta})/(\lambda_{\min}(Q)\Gamma) +$$

$$4(\theta_{\max}^2 + d_{\Delta}^2)/\Gamma = \gamma_0/\Gamma,$$

$$\lambda_{\min}(P)\|\tilde{x}\|^2 \leq \tilde{x}^T P \tilde{x} \leq V_{\max}.$$

式中 $\gamma_0 = \frac{4\lambda_{\max}(P)(\theta_{\max}d_{\theta} + d_{\Delta}d_{\delta})}{\lambda_{\min}(Q)} + 4(\theta_{\max}^2 + d_{\Delta}^2)$ 。

因此可得：

$$\|\tilde{x}(t)\|_{L_{\infty}} \leq \|\tilde{x}(t)\| \leq \sqrt{\gamma_0/(\lambda_{\min}(P)\Gamma)}, (t \geq 0).$$

式中： $\lambda_{\max}(P)$ ， $\lambda_{\min}(P)$ ， θ_{\max} ， d_{θ} ， d_{Δ} ， d_{δ} 都是有界的；由此可推测，在任意 $t \geq 0$ 时刻， $\|\tilde{x}\|_{L_{\infty}}$ ， $\tilde{x}(t)$ 都是有界的。

进一步分析不同输入时的系统稳定性如下：

1) 当 $u(t) = k_u(u_a - a_u \text{sign}(u_a))$ 时，系统方程为：

$$\dot{x}(t) = A_m x(t) + b(u_a(t) + \theta^T x(t) + \delta(t)), \quad y(t) = C^T x(t).$$

控制指令为：

$$u_a(s) = kD(s)\hat{\eta}(s)G(s).$$

定义：

$$W(x(t)) = x^T(t)Px(t) \geq 0.$$

则有：

$$\dot{W}(x(t)) = -x^T(t)Qx(t) + 2x^T(t)Pb(u_a(t) + \theta^T x(t) + \delta(t)).$$

进一步得到：

$$\dot{W}(x(t)) \leq -\lambda_{\min}(Q)\|x\|^2 + 2\|x\|\|Pb\|_{L_1} (\|K'_a(s)\|_{L_1} K_g r_0 +$$

$$\|1 - K'_a(s)\|_{L_1} (L\|x\| + d_{\Delta}) + \|K'_a c_0^T\|_{L_1} \|\tilde{x}(s)\|_{L_{\infty}} +$$

$$\|K'_a(s)\|_{L_1} |k_u a_u|).$$

式中： $L = \max_{\theta \in \Theta} \|\theta\|_{L_1}$ ， $H(s) = (sI - A_m)^{-1} b$ 。

使 $\dot{W}(x(t)) \leq 0$ ，有：

$$\|x\| > 2\|Pb\|_{L_1} (\|1 - K'_a(s)\|_{L_1} d_{\Delta} + \|K'_a(s)\|_{L_1} |k_u a_u| +$$

$$K'_a(s)|K_g|r_0)/(\lambda_{\min}(Q) - 2L\|Pb\|_{L_1} \|1 - K'_a(s)\|_{L_1}) +$$

$$2\|Pb\|_{L_1} \|(K'_a(s)/c_0^T H(s))c_0^T\|_{L_1} \sqrt{\gamma_0/(\Gamma\lambda_{\min}(P))}/$$

$$(\lambda_{\min}(Q) - 2L\|Pb\|_{L_1} \|1 - K'_a(s)\|_{L_1}).$$

2) 当 $u(t)=0$ 时，执行机构位于死区，对控制器产生的指令没有响应。系统方程为：

$$\dot{x}(t) = A_m x(t) + b(\theta^T x(t) + \delta(t)), \quad y(t) = C^T x(t).$$

稳定性依赖系统自身的性质，最终可得

$$\|x\| \leq 2\|Pb\|_{L_1} d_{\Delta} / (\lambda_{\min}(Q) - 2\|Pb\|_{L_1} L).$$

经上述分析可知：当 $x \in A$ 时，满足 $\dot{W}(x(t)) \leq 0$ ，其中 A 为：

$$A = \left\{ x \left| \begin{array}{l} \left(2\|Pb\|_{L_1} (\|1 - K'_a(s)\|_{L_1} d_{\Delta} + \|K'_a(s)\|_{L_1} |k_u a_u| + \right. \right. \\ \left. \left. K'_a(s)|K_g|r_0) \right) / (\lambda_{\min}(Q) - 2L\|Pb\|_{L_1} \|1 - K'_a(s)\|_{L_1}) + \right. \\ \left. \frac{2\|Pb\|_{L_1} \|(K'_a(s)/c_0^T H(s))c_0^T\|_{L_1} \sqrt{\gamma_0/(\Gamma\lambda_{\min}(P))}}{\lambda_{\min}(Q) - 2L\|Pb\|_{L_1} \|1 - K'_a(s)\|_{L_1}} \right. \\ \left. \leq \|x\| \right. \\ \left. \leq 2\|Pb\|_{L_1} d_{\Delta} / (\lambda_{\min}(Q) - 2\|Pb\|_{L_1} L) \right\}.$$

为保证 $A \neq \emptyset$ ，则有：

$$\frac{2\|Pb\|_{L_1} (\|1 - K'_a(s)\|_{L_1} d_{\Delta} + \|K'_a(s)\|_{L_1} |k_u a_u| + K'_a(s)|K_g|r_0)}{\lambda_{\min}(Q) - 2L\|Pb\|_{L_1} \|1 - K'_a(s)\|_{L_1}} +$$

$$\frac{2\|Pb\|_{L_1} \|(K'_a(s)/c_0^T H(s))c_0^T\|_{L_1} \sqrt{\gamma_0/(\Gamma\lambda_{\min}(P))}}{\lambda_{\min}(Q) - 2L\|Pb\|_{L_1} \|1 - K'_a(s)\|_{L_1}} \leq \frac{2\|Pb\|_{L_1} d_{\Delta}}{|\lambda_{\min}(Q) - 2\|Pb\|_{L_1} L|}.$$

可得

$$\sqrt{\gamma_0} \leq (\mu\nu - 2\|Pb\|_{L_1} (\|1 - K'_a(s)\|_{L_1} d_{\Delta} + \|K'_a(s)\|_{L_1} |k_u a_u| +$$

$$K'_a(s)|K_g|r_0)) / (2\gamma\kappa\|Pb\|_{L_1}).$$

其中： $\mu = \lambda_{\min}(Q) - 2L\|Pb\|_{L_1} \|1 - K'_a(s)\|_{L_1}$ ， $\nu =$

$$2\|Pb\|_{L_1} d_{\Delta}$$
， $\gamma = \|(K'_a(s)/c_0^T H(s))c_0^T\|_{L_1} \sqrt{1/(\Gamma\lambda_{\min}(P))}$ ， $\kappa =$

$$|\lambda_{\min}(Q) - 2\|Pb\|_{L_1} L|.$$

因此，如果系统参数和低通滤波器设计满足如下条件：

$$\lambda_{\min}(Q) - 2L\|Pb\|_{L_1} \|1 - K'_a(s)\|_{L_1} > 0,$$

$$V(0) \leq \gamma_0/\Gamma = \lambda_{\min}(P) \left[(\mu\nu - 2\|Pb\|_{L_1} (\|1 - K'_a(s)\|_{L_1} d_{\Delta} +$$

$$\|K'_a(s)\|_{L_1} |k_u a_u| + K'_a(s)|K_g|r_0)) / (2\gamma\kappa\|Pb\|_{L_1}) \right]^2,$$

$$\|x_0\| < 2\|Pb\|_{L_1} d_{\Delta} / (\lambda_{\min}(Q) - 2\|Pb\|_{L_1} L).$$

则 L_1 自适应控制系统保持稳定，且预测器误差收敛到 0。

4 仿真试验

基于某固定翼飞行器数学模型进行仿真验证，设计俯仰角控制模态控制律，选取飞行系统模型如下：

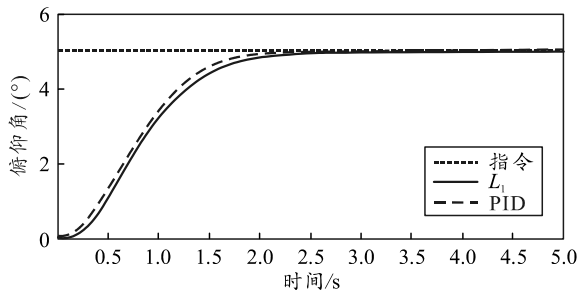
$$A_m = \begin{bmatrix} -1.8347 & 1 & 0 \\ -1.1204 & -1.41 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \sqrt{b^2 - 4ac},$$

$$B = [-0.1479 \quad -4.5292 \quad 0]^T, \quad C = I.$$

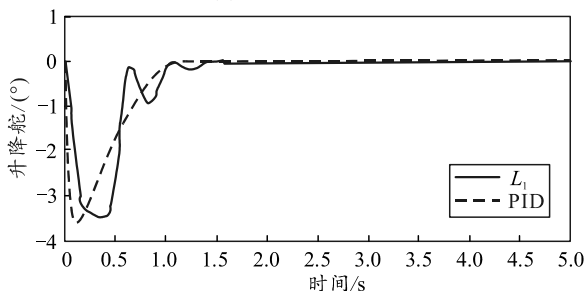
系统状态量 $x=[q \quad \alpha \quad \theta]$ ，不含死区的执行机构简化模型为 $G(s)=27/(s+27)$ 。基于该模型进行控制律设计， L_1 自适应控制器参数为： $\Gamma=10$ ， $D(s)=30/(s+30)$ 。

设计 PID 控制器作为对照，PID 控制器增益为 $K_P=[1 \quad 1 \quad 0.8]$ ， $K_D=[0.32 \quad 0.32 \quad 0.24]$ ， $K_I=0.012$ 。

首先，在无死区、模型不确定性和干扰的情况下进行仿真对比，俯仰角指令 $\theta_c=5^\circ$ 。俯仰角响应如图 2 所示。



(a) 俯仰角响应

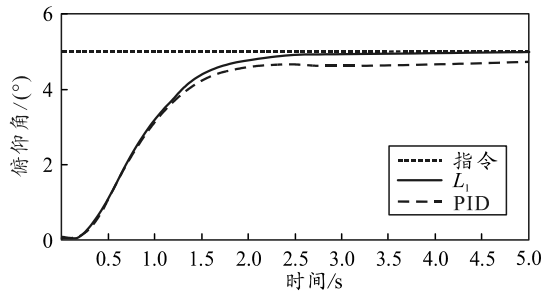


(b) 升降舵响应

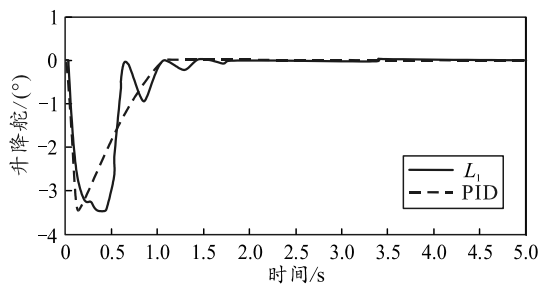
图 2 无扰动系统响应

从上图可以看出：在不存在死区、模型不确定性和干扰的情况下， L_1 自适应控制器与 PID 控制器性能接近。

如图 3 所示，设定死区范围 $[-0.1 \sim 0.1]^\circ$ ，观察死区对俯仰角控制的影响。



(a) 俯仰角响应



(b) 升降舵响应

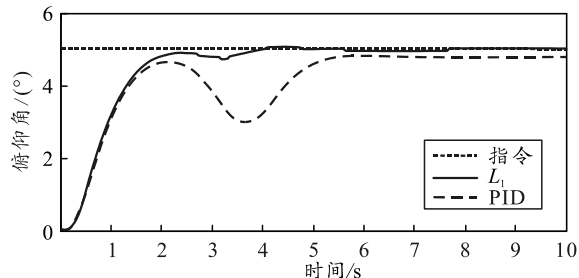
图 3 引入死区后系统响应

从上图可以看出：死区会使 PID 控制器控制下的系统响应产生误差，而 L_1 自适应控制器可通过观测器和自适应律对死区影响进行补偿，精度更高。

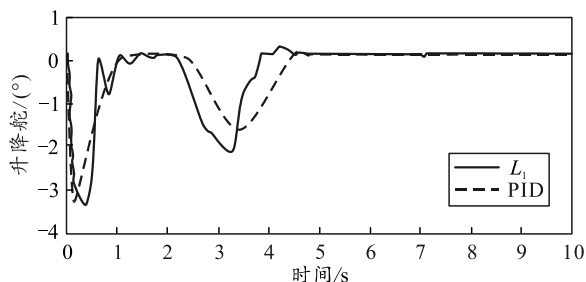
进一步引入干扰项，考虑模型误差。法向力和与迎角关系系数发生 30% 摄动，其他参数保持不变，真实飞行器系统变化为

$$A_{\text{new}} = \begin{bmatrix} -1.825 & 1 & 0 \\ -1.120 & -1.098 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}.$$

加入时变扰动 $\delta=1-\cos(\pi t)$ ，该扰动作用开始于 2 s，结束于 4 s。俯仰角响应如图 4 所示。



(a) 俯仰角响应



(b) 升降舵响应

图 4 引入干扰后系统响应

从上图可以看出：在模型不确定性和扰动 δ 存在的情况下，PID 控制器因反馈控制的滞后性受扰动影响较大，而 L_1 自适应控制器通过状态观测能更快地对扰动做出响应，鲁棒性更强。

5 结束语

笔者设计了一种 L_1 自适应控制器，在执行机构

存在死区的情况下仍能实现精确的飞行器俯仰角控制。仿真结果表明：相比于传统 PID 控制器，该方法能够补偿死区带来的精度损失，且受系统模型不确定性与外界扰动的影响更小，能够更好地实现受扰动情况下的飞行器姿态控制。

参考文献：

- [1] 董刚, 杜京义, 贾涛, 等. 液压比例伺服系统中死区的控制[J]. 机床与液压, 2008, 36(11): 62-63, 17.
- [2] 朱胜, 孙明轩, 王雪洁, 等. 具有输入死区的非线性系统的鲁棒重复控制[J]. 自动化学报, 2013, 39(6): 908-912.
- [3] 孙莉莉, 陈兵, 王芳. 具有输入死区的非线性纯反馈系统的 Backstepping 控制设计[J]. 青岛大学学报(工程技术版), 2018, 33(3): 15-21.
- [4] 李东柏, 陈健, 陈雪芹, 等. 带有输入死区的航天器姿态有限时间控制[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2018, 50(4): 21-27.
- [5] CAO C Y, HOVAKIMYAN N. Design and Analysis of a Novel L_1 Adaptive Controller[C]. Proceedings of the 2006 American Control Conference, 2006: 3397-3408.
- [6] PATEL V V, CAO C Y, HOVAKIMYAN N, et al. L_1 adaptive controller for tailless unstable aircraft in the presence of unknown actuator failures[J]. International Journal of Control, 2009.
- [7] CAO C Y, 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]. Proceedings of the 2007 American Control Conference, 2007: 1787-1792.
- [8] HOVAKIMYAN N, CAO C Y, KHARISOV E, et al. L_1 Adaptive Control for Safety-Critical Systems[M]. IEEE Control Systems Magazine, 2011: 54-104.
- [9] BEARD R W, KNOEBEL N, CAO C Y, et al. An L_1 Adaptive Pitch Controller for Miniature Air Vehicles[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2006, 6777: 1-12.
- [10] COTTING M C, CAO C Y, HOVAKIMYAN N, et al. Simulator Testing of Longitudinal Flying Qualities with L_1 Adaptive Control[C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 2008, 6551: 1-14.
- [11] LEMAN T, XARGAY E, DULLERUD G, et al. L_1 Adaptive Control Augmentation System for the X-48B Aircraft[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2009: 1-14.
- [12] Gregory I M, XARGAY E, CAO C Y, et al. Flight Test of L_1 Adaptive Control Law: Offset Landings and Large Flight Envelope Modeling Work[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference 2011, 6608: 1-16.
- [13] 杨韦韦, 王东辉, 王跃萍. 基于 L_1 自适应控制的飞机操纵面故障重构[J]. 兵工自动化, 2017, 36(5): 4-7, 16.
- [14] 朱虎, 袁锁中, 申倩. 基于 L_1 动态逆的自主空中加油对接控制[J]. 兵工自动化, 2018, 37(1): 19-23.
- [15] 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.
- [16] 孙秀霞, 常允刚, 董文瀚. 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.
- [17] 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.
- [18] 刘玮, 牛尔卓, 胡龙珍. 一种无人机鲁棒自适应控制律设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(S): 103-108.
- [19] 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.
- [20] NIU E Z, HU L Z, WANG M W. Analyses of the Stability and Performance Bounds for L_1 Adaptive Controller with Nonlinear Actuator[C]. Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2017: 159.