

一种无人机鲁棒自适应控制律设计

刘 玮 牛尔卓 胡龙珍

(中国航空工业集团公司西安飞行自动控制研究所, 陕西, 710065)

摘要:针对现代无人机作战时存在强不确定性、全包线大机动飞行时的强非线性、战损/故障导致的舵面效能变化问题,提出一种包含基本控制器和补偿控制器的鲁棒自适应控制律设计方法。以鲁棒伺服 LQR 作为基本控制器, L_1 自适应作为补偿控制器,在保证无人机控制系统稳定性和动态特性的同时,拥有较强的鲁棒性。仿真结果表明了该方法的有效性和优越性。

关键词:鲁棒自适应控制器; L_1 自适应控制器;鲁棒伺服 LQR 控制器;鲁棒性;稳定性

中图分类号:V249.1 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2017)S-0103-06

A Robust Adaptive Control Law Design for UAVs

LIU Wei, NIU Erzhuo, HU Longzhen

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

Abstract: To solve the problems of strong uncertainty, nonlinearity of high maneuvers in full flight envelope and control surface's efficiency varieties in battle damage or surface failures in UAV combat, a robust adaptive control law which contains a basic controller and a compensation controller is presented. The basic controller is designed by using robustness servomechanism LQR method, and on the basis of L_1 adaptive method, the compensation controller is constructed. The robust adaptive controller can ensure the stabilization, the dynamic performance and the robustness of UAV control system. Simulation results show the effectiveness and the advantage of the proposed method.

Key words: robust adaptive controller; L_1 adaptive controller; robustness servomechanism LQR controller; robustness; stabilization

现代战场作战环境复杂,不确定性和外部干扰强烈,要求无人机具备复杂环境下的快速空中反击能力以及强调舵面部分损伤情况下的综合生存能力和作战能力。对无人机飞行控制系统的需求是鲁棒性强、响应快速、敏捷精确以及快速故障重构能力,工程上采用的经典 PID 控制律设计方法已不能满足需求,亟需寻找一种既能够适合工程应用又满足现代无人机作战需求的控制律设计方法。

L_1 自适应控制方法能够有效提升系统的稳定性、快速性和瞬态响应效果^[1-3],且对舵面故障具有快速的重构能力^[4-5],基本能够满足现代无人机的

作战需求。但 L_1 自适应控制方法设计时要求系统的状态矩阵为 Hurwitz 矩阵,对于现代多采用放宽静稳定性的无人机来说,需要设计基本控制律,且基本控制律与无人机综合对应的等效系统性能越好(响应快速性、鲁棒性和跟踪精度), L_1 自适应控制律的控制效果越好^[6-7]。

鲁棒伺服 (Robust servomechanism linear quadratic regulator, RSLQR) 方法是在传统 LQR 方法的基础上,将跟踪误差指令的积分作为一个状态量进行反馈,使得误差信号趋向于零,能够增强对扰动和未建模模态的适应能力,系统具备无静差

收稿日期:2017-05-15;修订日期:2017-06-20

通信作者:刘伟,男,工程师,E-mail:liuwei_06@qq.com。

引用格式: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. LIU Wei, NIU Erzhuo, HU Longzhen. A robust adaptive control law design for UAVs[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,2017,49(S):103-108.

指令跟踪能力,但非线性耦合因素会影响控制品质^[8-9]。美国的 X-45A^[10]和 X-48B^[11]以及国内外导弹控制^[11]中均采用了该种控制方法,具备良好的工程应用基础。

为此本文从工程应用出发,提出一种鲁棒自适应控制算法,以 RSLQR 为基本控制器, L_1 自适应为补偿控制器,扬长避短,实现优势互补,在保证无人机控制系统稳定性和动态特性的同时,拥有较强的鲁棒性。最后通过一系列仿真实验对鲁棒自适应控制算法的性能进行了验证。

1 问题描述

考虑舵面部分失效,且存在时变干扰和未知时变参数,无人机纵向短周期线性小扰动方程可以描述为如下形式^[12]

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{b}(\omega\mathbf{u} + \boldsymbol{\theta}^T\mathbf{x} + \delta) \\ \mathbf{y} &= \mathbf{C}^T\mathbf{x} \quad \mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_0 \end{aligned} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{x} = [\alpha \quad q \quad \vartheta]^T \in \mathbf{R}^n$ 为可观测的状态变量; α 为迎角; q 为俯仰角速率; ϑ 为俯仰角;控制量 $u \in \mathbf{R}$ 为升降舵偏转角度; $\delta \in \mathbf{R}$ 为时变干扰; $\mathbf{y} \in \mathbf{R}$ 为系统输出; $\mathbf{A} \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 为已知系统矩阵; $\mathbf{b}, \mathbf{C} \in \mathbf{R}^n$ 为已知的系统输入矩阵和输出矩阵; $\boldsymbol{\theta} \in \mathbf{R}^n$ 为未知的时变参数向量; $\omega \in \mathbf{R}$ 为未知的输入增益,其在 $0 \sim 1$ 之间取值,0 代表升降舵完全失效,1 代表升降舵正常。

假设 未知参数范围有界,其范围分别为 $|\delta| \leq \Delta$; $\omega \in \Omega = [\omega_l \quad \omega_u]$; $\boldsymbol{\theta} \in \Theta$, 当 $t \geq 0$ 时, Θ 为一给定的凸集。

2 鲁棒自适应控制器设计

为了解决现代无人机的作战需求,采用 RSLQR 控制器作为基本控制器,使得控制结构稳定可靠,达到快速跟踪和鲁棒性强的目标;针对非线性耦合因素,采用 L_1 自适应控制器作为补偿控制器,补偿飞行过程中的非线性因素,保证飞行品质,且具备快速故障重构能力。另外,考虑到无人机纵向轨迹控制一般采用俯仰角控制作为内回路,为此设计了俯仰姿态保持鲁棒自适应控制律,其结构见图 1。

2.1 RSLQR 基本控制器设计

采用 RSLQR 控制器能够保证控制结构的稳定性、鲁棒性和控制品质,且易于工程实现。通过前述分析可知,控制律设计包括 RSLQR 控制律设计和自适应控制律设计两部分,系统(1)可以写为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{b}(\omega\mathbf{u}_1 + \omega\mathbf{u}_2 + \boldsymbol{\theta}^T\mathbf{x} + \delta)$$

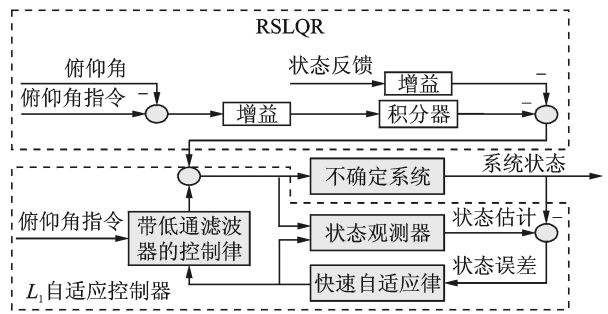


图 1 鲁棒自适应控制结构(RSLQR+ L_1)

Fig. 1 Block diagram of robust adaptive controller (RSLQR+ L_1)

$$\mathbf{y} = \mathbf{C}^T\mathbf{x} \quad (2)$$

式中: u_1 为 RSLQR 控制器输出, u_2 为 L_1 自适应控制器输出。

根据 RSLQR 控制器设计原理^[13],定义 $x_c = \int \mathbf{e} dt = \int (\mathbf{y} - r) dt$, 其中 r 为俯仰角指令,则 $u_1 = -K_I x_c - K_x x$, 代入系统(2)可得

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= (\mathbf{A} - \mathbf{b}K_x)\mathbf{x} - \mathbf{b}K_I x_c + \\ &\mathbf{b}((1-\omega)K_I x_c + ((1-\omega)K_x + \boldsymbol{\theta}^T)\mathbf{x} + \omega\mathbf{u}_2 + \delta) \end{aligned} \quad (3)$$

另外 $\dot{x}_c = \mathbf{C}^T\mathbf{x} - r$, 定义增广向量 $\bar{\mathbf{x}} = [\mathbf{x}^T \quad x_c^T]^T$, 与式(3)结合进行增广可得

$$\begin{aligned} \dot{\bar{\mathbf{x}}} &= \mathbf{A}_m \bar{\mathbf{x}} + \bar{\mathbf{b}}(\omega\mathbf{u}_2 + \bar{\boldsymbol{\theta}}^T\bar{\mathbf{x}} + \delta) + \mathbf{d}r \\ \mathbf{y} &= \bar{\mathbf{C}}^T\bar{\mathbf{x}} \end{aligned} \quad (4)$$

式中: $\mathbf{A}_m = \begin{bmatrix} \mathbf{A} - \mathbf{b}K_x & -\mathbf{b}K_I \\ \mathbf{C}^T & 0 \end{bmatrix}$, $\bar{\mathbf{b}} = \begin{bmatrix} \mathbf{b} \\ 0 \end{bmatrix}$, $\mathbf{d} = \begin{bmatrix} 0 \\ -1 \end{bmatrix}$, $\bar{\boldsymbol{\theta}}^T = [(1-\omega)K_x + \boldsymbol{\theta}^T \quad (1-\omega)K_I]$, $\bar{\mathbf{C}}^T = [\mathbf{C}^T \quad 0]$ 。

当干扰项全部为零时,系统(4)转化为理想系统

$$\begin{aligned} \dot{\bar{\mathbf{x}}} &= \mathbf{A}_m \bar{\mathbf{x}} + \mathbf{d}r \\ \mathbf{y} &= \bar{\mathbf{C}}^T\bar{\mathbf{x}} \end{aligned} \quad (5)$$

系统(5)的输出能够有效地跟踪控制指令 r 。

根据假设可知: $\omega \in [\omega_l \quad \omega_u]$; $|\delta| \leq \Delta$; $\boldsymbol{\theta} \in \Theta$, 那么 $\bar{\boldsymbol{\theta}}^T = [(1-\omega)K_x + \boldsymbol{\theta}^T \quad (1-\omega)K_I] \in \bar{\Theta}$, $\bar{\Theta}$ 为一给定的凸集。

2.2 L_1 自适应控制器设计

L_1 自适应控制是在模型参考自适应控制方法的基础上发展起来的,模型参考自适应控制算法在全频段对不确定性进行补偿,存在较大的自适应律导致高反馈增益而出现控制信号的高频振荡问题,

对于快速时变系统更容易出现较差瞬态性能。而 L_1 自适应控制算法通过在控制输入前加入一个低通滤波器,同时增大自适应估计速率以保证快速估计,并且采用投影运算作为自适应律来保证系统的稳定性,解决了传统模型参考自适应控制算法带来的鲁棒性降低和系统高频振荡问题,提升了系统的瞬态响应特性。

L_1 自适应控制器设计的目的在于补偿系统(4)中的不确定性部分,通过使用较大的自适应律使得系统(4)能够快速地跟踪理想系统(5),为此,设计状态观测器

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}} &= \mathbf{A}_m \hat{x} + \bar{\mathbf{b}}(\hat{\omega} u_2 + \hat{\boldsymbol{\theta}}^T \hat{x} + \hat{\delta}) + \mathbf{d}r \\ \mathbf{y} &= \bar{\mathbf{C}}^T \hat{x} \quad \hat{x}(0) = \mathbf{x}_0 \end{aligned} \quad (6)$$

式中: $\hat{x}, \hat{\omega}, \hat{\boldsymbol{\theta}}, \hat{\delta}$ 分别为 $x, \omega, \boldsymbol{\theta}, \delta$ 的估计值, \mathbf{x}_0 为初始状态。

由于未知参数 $\omega, \boldsymbol{\theta}, \delta$ 均有界,故参数估计值 $\hat{\omega}, \hat{\boldsymbol{\theta}}, \hat{\delta}$ 可通过基于投影算子的自适应律^[3]得到

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\omega}} &= \Gamma_\omega \text{Proj}(\hat{\omega}, -u_2 \bar{\mathbf{x}} \mathbf{P} \bar{\mathbf{b}}) \\ \hat{\omega}(0) &= \hat{\omega}_0 \quad \tilde{\mathbf{x}} = \hat{\mathbf{x}} - \mathbf{x} \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}} &= \Gamma_\theta \text{Proj}(\hat{\boldsymbol{\theta}}, -\mathbf{x} \tilde{\mathbf{x}} \mathbf{P} \bar{\mathbf{b}}) \\ \hat{\boldsymbol{\theta}}(0) &= \hat{\boldsymbol{\theta}}_0 \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \dot{\hat{\delta}} &= \Gamma_\delta \text{Proj}(\hat{\delta}, -\tilde{\mathbf{x}} \mathbf{P} \bar{\mathbf{b}}) \\ \hat{\delta}(0) &= \hat{\delta}_0 \end{aligned} \quad (9)$$

式中: $\hat{\omega}_0, \hat{\boldsymbol{\theta}}_0, \hat{\delta}_0$ 是根据理想状态而选定的控制对象未知参数 $\omega, \boldsymbol{\theta}, \delta$ 的估计初值; $\Gamma_\omega = \Gamma_\delta = \Gamma, \Gamma_\theta = \Gamma \mathbf{I}_{n \times n} \in \mathbf{R}^{n \times n}, \Gamma$ 为自适应增益; $\mathbf{P} = \mathbf{P}^T > 0$ 为李雅普诺夫方程 $\mathbf{A}_m^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}_m = -\mathbf{Q}$ 的解,其中 $\mathbf{Q} = \mathbf{Q}^T > 0$; $\text{Proj}(\cdot, \cdot)$ 为投影算子。

为此可以设计 L_1 自适应控制律

$$u_2(s) = k \mathbf{D}(s) \hat{\eta}(s) \quad (10)$$

式中: k 为一正反馈增益, $\hat{\eta}(s)$ 为 $\hat{\eta} = -(\hat{\omega} u_2 + \hat{\boldsymbol{\theta}}^T \hat{x} + \hat{\delta})$ 的拉氏变换, $\mathbf{D}(s)$ 为严格正定的传递函数,那么,对于所有的 $\omega \in [\omega_l, \omega_u]$,严格正定的传递函数

$$\mathbf{F}(s) = \frac{\omega k \mathbf{D}(s)}{1 + \omega k \mathbf{D}(s)} \quad (11)$$

是指数稳定的,且满足 $\mathbf{F}(0) = 1$ 。当选择 $\mathbf{D}(s) = \frac{1}{s}$ 且 $k > 0$ 时,式(11)化简为指数是稳定、严格正定的

的传递函数: $\mathbf{F}(s) = \frac{k\omega}{s + k\omega}$ 。

低通滤波器 $\mathbf{F}(s)$ 中 $\omega_c = k\omega$ 必须满足 L_1 增益稳定必要条件^[1-3]

$$\|(\mathbf{sI} - \mathbf{A}_m)^{-1} \bar{\mathbf{b}} \mathbf{F}(s)\|_{L_1} \bar{\boldsymbol{\theta}}_{\max} < 1 \quad (12)$$

式中 $\bar{\boldsymbol{\theta}}_{\max} = \max_{\omega \in \Omega, \theta \in \Theta} \sum_{i=1}^{n+1} |\bar{\theta}_i|$ 。只有选择的 ω_c 满足式(12),才能保证系统的瞬态和稳态性能一致有界。

在满足 RSLQR 控制和 L_1 自适应约束的情况下,两种算法均能保证系统稳定性^[1,13],作为两者的综合鲁棒自适应控制算法也能提供足够的稳定性。

3 仿真实验

以某无人机高度 $H = 1\,400$ m,速度 $V = 130$ km/h 状态点为例,用以研究鲁棒自适应控制器的稳定性、鲁棒性和动态特性等控制性能。

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

RSLQR 控制器的控制参数依次设计为: $\mathbf{K}_x = [0.18 \quad -1.62 \quad -5.24]^\text{T}, K_I = 5.37$ 。 L_1 控制器的自适应增益为: $\Gamma = 100, k = 10$,用以保证系统动态性能,防止高频振荡。

3.1 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, RSLQR、 L_1 和鲁棒自适应控制器的俯仰角响应对比曲线如图 2 所示,可以发现,在无扰动情况下,3 种控制器均具有良好的指令跟踪能力,响应平滑无超调,具有一阶低通响应特性。

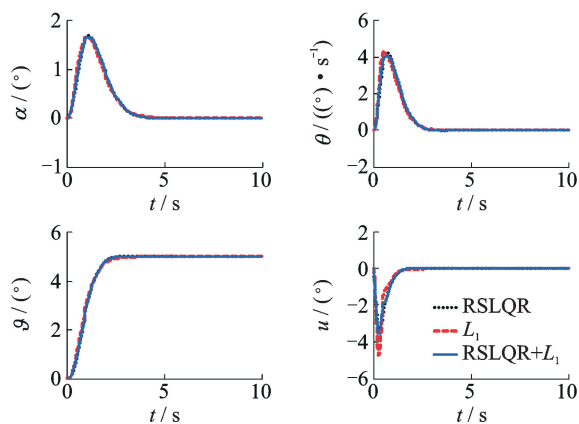


图 2 无扰动情况下,系统响应曲线

Fig. 2 Performance of control system without disturbances

3.2 有扰动时控制器性能分析

针对所设计的鲁棒自适应控制器,分别从模型不确定性、舵面效能、时变干扰和传感器精度限制 4 种情况来分析鲁棒自适应控制器的性能。

3.2.1 存在模型不确定性时的仿真分析

设定模型不确定性参数 $\theta_1 = -[0.2 \ 0.5 \ 0]^T, \theta_2 = [0.2 \ 0.5 \ 0]^T$, 3 种控制器的俯仰角响应对比曲线如图 3,4 所示。可以发现,鲁棒自适应控制方法有效地整合了 RSLQR 和 L_1 自适应的特点,实现了扰动方向对控制性能影响不大,鲁棒自适应控制方法对模型不确定性的鲁棒性要优于其余两种方法。

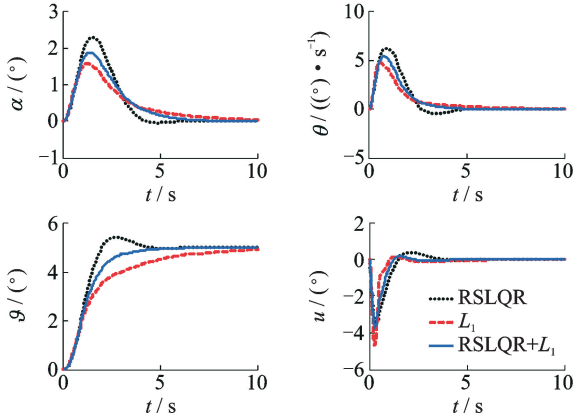


图 3 存在模型不确定性 θ_1 时,系统响应曲线
Fig. 3 Performance of control system with θ_1

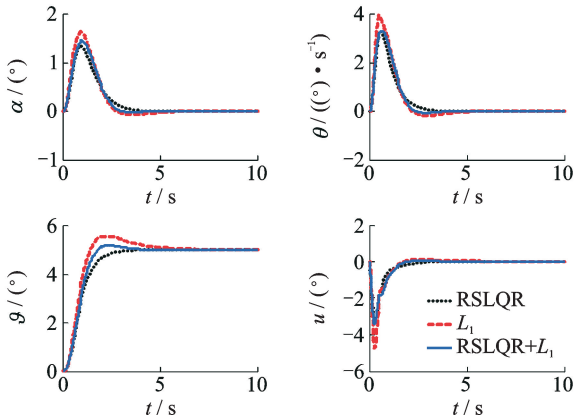


图 4 存在模型不确定性 θ_2 时,系统响应曲线
Fig. 4 Performance of control system with θ_2

3.2.2 存在舵面效能损失时的仿真分析

设定控制舵面的效能 $\omega=0.2$, 表征舵面效能损失 80%, 3 种控制器的俯仰角响应对比曲线如图 5 所示。可以发现, RSLQR 和 L_1 自适应控制器均存在不同程度的超调, 而鲁棒自适应控制器综合两种方法的调整量, 提高了出舵量, 增强了对舵面效能变化的适应能力, 控制效果明显优于其余两种控制器。

3.2.3 存在时变干扰时的仿真分析

设定时变干扰 δ 如图 6 所示, 用以模拟阶跃突风直接作用于控制舵面的情况, 此时 3 种控制器的俯仰角响应对比曲线如图 7 所示。

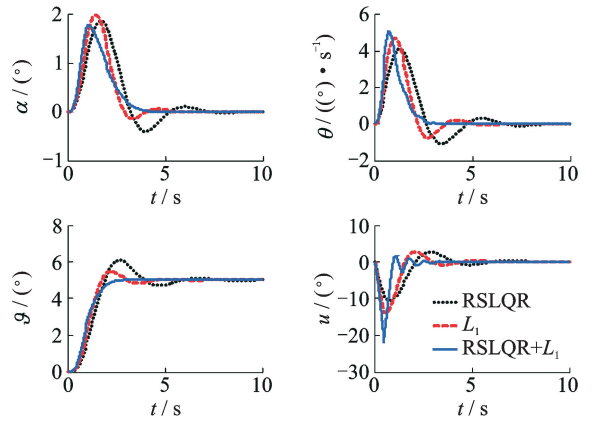


图 5 $\omega=0.2$ 时,系统响应曲线
Fig. 5 Performance of control system with $\omega=0.2$

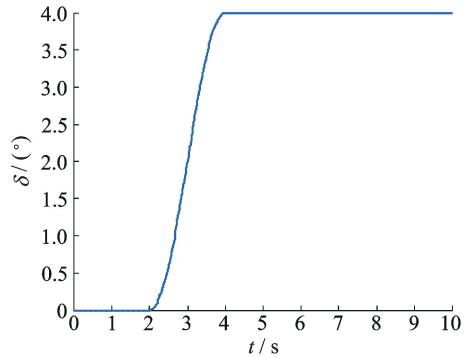


图 6 时变干扰 δ
Fig. 6 Time varying disturbance δ

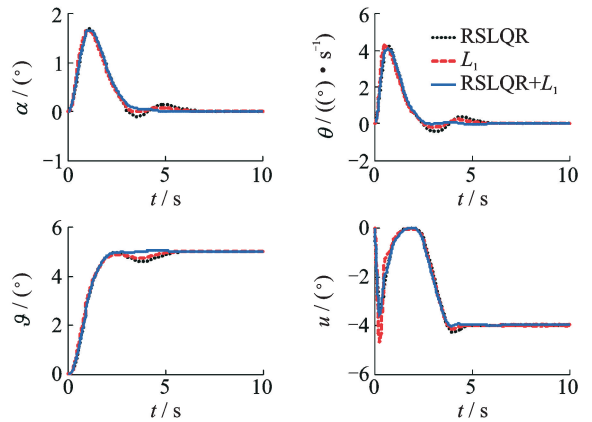


图 7 突风扰动下响应曲线
Fig. 7 Performance of control system with gust

可以发现,鲁棒自适应控制器综合两种方法的优势,提高了舵面调整量,能够有效抑制突风干扰,响应快速无超调,满足控制性能指标;而其余两种控制器对突风的抑制能力有限,随突风的变化系统响应出现不同程度的超调。

3.2.4 传感器精度有限时的仿真分析

实际无人机在执行任务过程中,由于传感器误差精度有限,会导致系统控制性能下降,从而带来

不利影响。图 8~13 分别给出了迎角、俯仰角速率和俯仰角拉偏±50%时的仿真曲线。通过对比分析可以发现鲁棒自适应控制方法综合了 RSLQR 和 L_1 自适应控制器调整量,出舵量更加合理,对传感器误差的抑制能力最强。

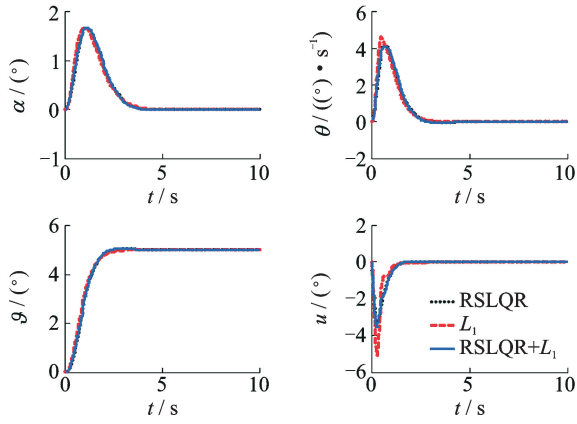


图 8 迎角拉偏-50%时响应曲线

Fig. 8 Performance of control system with -50% α interference

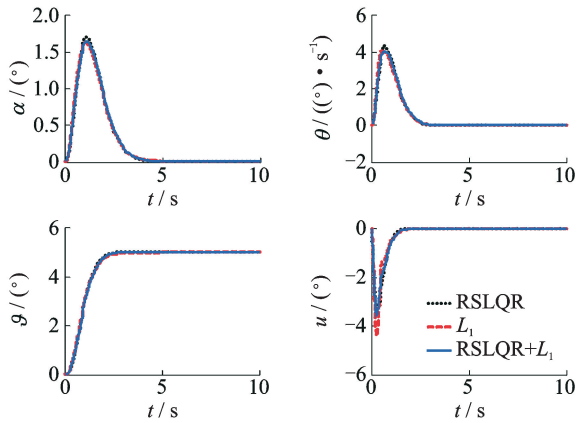


图 9 迎角拉偏+50%时响应曲线

Fig. 9 Performance of control system with +50% α interference

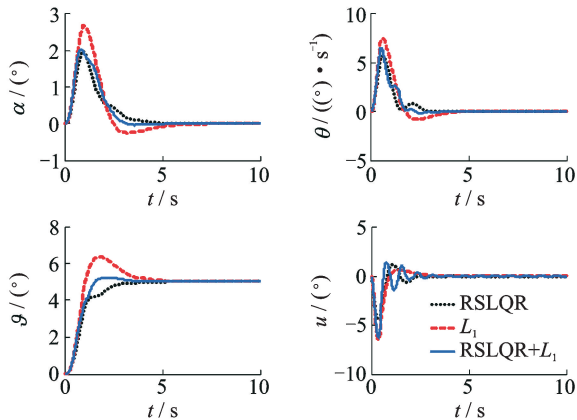


图 10 俯仰角速率拉偏-50%时响应曲线

Fig. 10 Performance of control system with -50% q interference

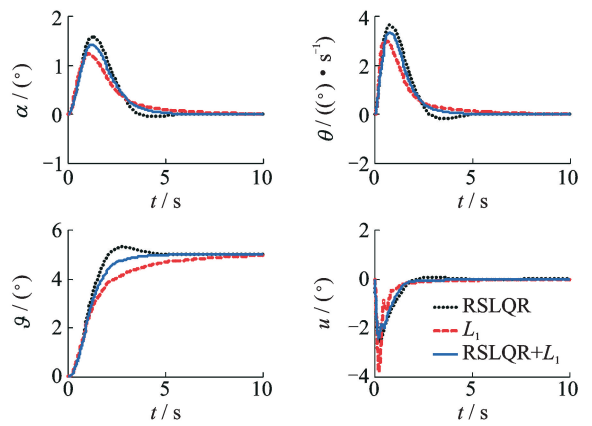


图 11 俯仰角速率拉偏+50%时响应曲线

Fig. 11 Performance of control system with +50% q interference

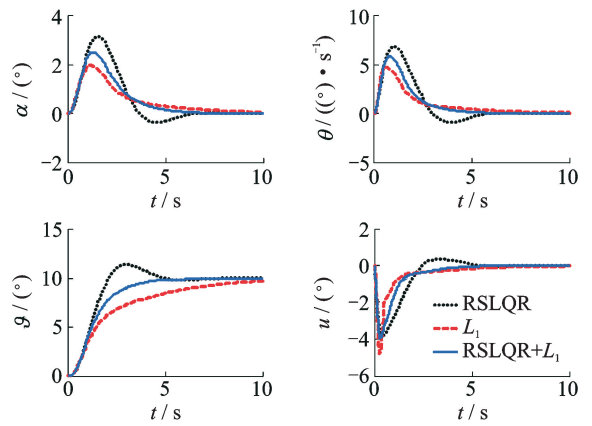


图 12 俯仰角拉偏-50%时响应曲线

Fig. 12 Performance of control system with -50% ϑ interference

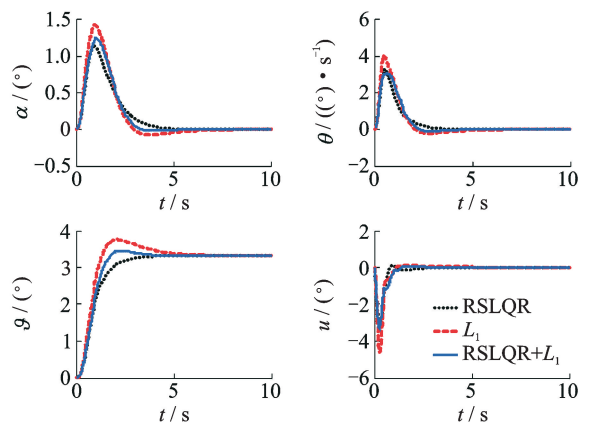


图 13 俯仰角拉偏+50%时响应曲线

Fig. 13 Performance of control system with +50% ϑ interference

4 结束语

本文从工程应用出发,研究了一种无人机鲁棒自适应控制方法。以 RSLQR 为基本控制器,使控

制结构稳定可靠,达到快速跟踪和鲁棒性强的目标; L_1 自适应为补偿控制器,补偿飞行过程中的非线性因素,提高飞行器的动态性能,保证飞行品质。最后,以某型无人机纵向线性小扰动方程为对象进行了一系列数值仿真,结果表明所提算法在保证无人机控制系统稳定性和动态特性的同时,拥有较强的鲁棒性。

参考文献:

- [1] CAO Chengyu, HOVAKIMYAN N. Design and analysis of a novel L_1 adaptive controller [C]// Proceedings of the 2006 American Control Conference, 2006: 3397-3408.
- [2] CAO Chengyu, HOVAKIMYAN N. 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.
- [3] HOVAKIMYAN N, CAO Chengyu, KHARISOV E, et al. L_1 adaptive control for safety-critical systems [M]. [S. l.]: IEEE Control Systems Magazine, 2011.
- [4] PATEL V V, CAO Chengyu. L_1 adaptive controller for tailless unstable aircraft in the presence of unknown actuator failures [J]. International Journal of Control, 2009.
- [5] CAO Chengyu, HOVAKIMYAN N. L_1 adaptive output feedback controller for systems of unknown dimension [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2008, 33(8):788-791.
- [6] 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.
- [7] 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.
- [7] PATEL V V, CAO Chengyu. L_1 adaptive controller for tailless unstable aircraft[C]// Proceedings of the 2007 American Control Conference, 2007: 5272-5277.
- [8] WISE K A. Bank-to-turn missile autopilot design using loop transfer recovery [J]. Journal of Guidance, control, and Dynamics, 1990, 13(1):145-152.
- [9] 李春涛,范淑娜.基于滚转角速率的无人机横侧向控制律设计[J].电光与控制,2012,19(11):7-12.
- [9] LI Chuntao, FAN Shuna. Design of lateral control laws for UAVs based on roll rate [J]. Electronics Optics and Control, 2012, 19(11): 7-12.
- [10] DAVIDSON R W. Flight control design and test of the joint unmanned combat air system (J-UCAS) X-45A[C]// AIAA 3rd "Unmanned Unlimited" Technical Conference, 2004: 1-15.
- [11] REGAN C D. In-flight stability analysis of the X-48B aircraft [C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 2008:1-10.
- [12] CAO Chengyu, HOVAKIMYAN N. L_1 adaptive controller for systems with unknown time-varying parameters and disturbances in the presence of non-zero trajectory initialization error [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2008,53(3):815-821.
- [13] WISE K A. Robust stability analysis of adaptive missile autopilots[C]// Guidance, Navigation, and Control Conference, 2008:18-21.