

存在匹配/非匹配不确定性的飞机舵面故障 L_1 容错控制

马 骏, 倪世宏, 解武杰, 董文瀚[†]

(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

摘 要: 针对飞机舵面故障时产生的各种内部未建模动态、系统不确定参数、未知输入增益等问题, 提出一种同时存在匹配/非匹配不确定性的多输入多输出飞机舵面故障 L_1 容错控制方法. 首先, 推导出等效线性参数时变模型; 然后, 基于投影算子提出 L_1 自适应容错控制方法, 推导Lyapunov方程, 并证明稳定性; 最后, 分析所提方法的瞬态和稳态性能. 仿真结果验证了所提出方法良好的容错性、鲁棒性和稳定性, 并保证了系统各参数的瞬态和稳态有界性.

关键词: 飞机舵面故障; L_1 自适应控制; 匹配/非匹配不确定性; 容错控制

中图分类号: TP273

文献标志码: A

L_1 fault tolerant control for aircraft actuator fault with matched and unmatched uncertainties

MA Jun, NI Shi-hong, XIE Wu-jie, DONG Wen-han[†]

(Aeronautics and Astronautics Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: When the aircraft actuator fails, there are a variety of internal unmodeled dynamics, system uncertain parameters and unknown input gain. Therefore, a L_1 adaptive fault tolerant control method for the multi-input multi-output aircraft actuator fault system with matched and unmatched uncertainties is proposed. Firstly, the equivalent(semi-) linear time-varying system is derived. Then, based on the projection operator, a L_1 adaptive fault tolerant controller is proposed. The Lyapunov equation is derived, and stability is proved. Finally, the transient and steady state performance of the controller are analyzed. The simulation results show the good fault tolerance performance, robustness and stability of the proposed method, meanwhile, the transient and steady state boundedness of system output, control signal and parameter estimation are ensured.

Keywords: aircraft actuator failure; L_1 adaptive control; matched/unmatched uncertainties; fault tolerant control

0 引 言

飞机在飞行过程中, 难免会发生故障或遭受战斗损伤, 如结构性损伤、舵面卡死、缺损等. 此时如果能够及时诊断出故障, 采取一定控制策略, 使飞机继续完成任务或安全返航, 可大幅提高生存性. 因此, 飞机容错控制方法的研究具有一定的理论意义和实际价值^[1].

随着自适应控制理论和计算科学的迅猛发展, 2006年Cao等^[2]提出了一种新型的自适应控制方法—— L_1 自适应控制. 其基本机理是: 通过引入低通滤波器, 将控制系统的动态特性和鲁棒性进行解耦设计, 以获得系统快速的自适应和各类信号的 L_1 界限. 近年来, 该方法的被控对象日益复杂化, 出现了针

对线性状态反馈/输出反馈系统^[3]、非线性多输入多输出系统^[4]、时变系统^[5]、时延系统^[6]、网络控制系统^[7]等多种情形. L_1 自适应控制理论研究得以发展, 并在实际工程领域, 尤其是航空航天领域, 得到了初步应用和实验验证^[8].

L_1 自适应控制在飞行控制领域展现出了其优良的性能: 文献[9]针对飞行控制中的Rohrs反例, 对 L_1 自适应控制律进行了实验验证; 文献[10]总结了利用NASA的AirSTAR测试飞机进行 L_1 自适应飞行控制律测试的相关情况; 文献[11]设计了具有输出约束和飞行包线限制的 L_1 飞行控制系统; 文献[12]针对F/A-18飞机, 提出了一种提升性能的 L_1 自适应控制设计方法; 文献[13]针对容错飞行控制问题, 分别进

收稿日期: 2016-03-30; 修回日期: 2016-09-08.

基金项目: 国家自然科学基金项目(60904038, 61273141); 航空科学基金项目(20141396012).

作者简介: 马骏(1987—), 男, 博士, 从事故障诊断、现代控制理论的研究; 倪世宏(1963—), 男, 教授, 博士生导师, 从事飞行器状态监控与健康管理等研究.

[†]通讯作者. E-mail: dongwenhan@sina.com

行了 L_1 自适应控制的相关设计和分析. 然而, 当飞机舵面发生故障时, 会不可预知地产生各种内部未建模动态、系统不确定参数、未知输入增益等, 这些未知性可同时包含匹配和非匹配非线性不确定性. 文献[14]针对同时含有匹配/非匹配不确定性的离散系统设计了积分滑模飞行控制方法. 然而, 滑模控制器容易产生积分饱和, 从而导致超调量大和产生高频抖振等. 对于飞行控制系统, 控制信号往往存在较小的边界限制和速率限制, 即舵偏角偏转角度和速率不能过大. 因此, 控制信号有界的、适用于同时含有匹配/非匹配不确定性系统的 L_1 自适应容错飞行控制方法具有一定的理论研究意义.

本文针对多操纵面飞机舵面的典型故障, 提出一种同时含有匹配/非匹配不确定性的飞机舵面故障 L_1 自适应容错控制方法. 该方法具有以下特性: 1) 保证快速自适应的同时获得确切的鲁棒性, 且自适应性和鲁棒性设计是可以解耦的; 2) 系统增益较低, 控制信号平滑, 大小适度; 3) 在不采用控制器增益规划的情况下, 保证过渡过程品质, 且过渡过程的响应仅与初始状态、未知参数和参考输入有关.

1 问题的提出

1.1 飞机标称系统模型

飞机的纵向标称动力学模型可以描述为^[1]

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t), \\ y(t) = Cx(t). \end{cases} \quad (1)$$

其中: A 、 B 、 C 是已知的标称系统常量矩阵; $X(t) = [q \ V \ \alpha \ \theta]^T$ 是系统状态向量, 分别对应俯仰角速率、空速、攻角和俯仰角; $u(t) = [\delta_e \ F_T]^T$ 是控制输入, 对应升降舵偏转量和发动机推力; $Y(t)$ 是系统输出信号.

1.2 存在匹配/非匹配不确定性的非线性模型

当飞机发生故障时, 标称系统内部有可能会同时出现匹配和非匹配的非线性不确定性^[14]. 与此同时, 当飞机舵面遭受损伤、发生卡死等故障时, 系统输入将会存在未知输入增益. 综合考虑多种因素, 将同时存在匹配/非匹配不确定性的模型表述为

$$\begin{cases} \dot{X}(t) = (A_m + A_\Delta)X(t) + B_m wu(t) + f(t, X(t), Z(t)), \\ \dot{X}_z(t) = g(t, X_z(t), X(t)), \\ Z(t) = g_0(t, X_z(t)), \\ Y(t) = CX(t). \end{cases} \quad (2)$$

其中: $A_m \triangleq A - BK_m$, 反馈增益 K_m 保证期望闭环系统的 A_m 是 $n \times n$ 维的 Hurwitz 矩阵; A_Δ 是系统

状态参数的不确定性; $B_m \in R^{n \times m}$ 是常值矩阵, 且 (A_m, B_m) 可控; $C \in R^{m \times n}$ 是常值矩阵, 且 (A_m, C) 可观测; $w \in R^{m \times m}$ 是系统未知输入增益; $Z(t) \in R^p$ 和 $X_z(t) \in R^l$ 是系统内部未建模动态的输出信号和状态向量; $f(\cdot)$ 是 $R \times R^n \times R^p \rightarrow R^n$ 的映射; $g(\cdot)$ 是 $R \times R^l \rightarrow R^p$ 的映射; $g_0(\cdot)$ 是 $R \times R^l \times R^n \rightarrow R^l$ 的映射; $X(0) = X_0, X_z(0) = X_{z0}$ 是初始值. 假定系统初始条件 X_0 有界, 即

$$\|X_0\|_{L_\infty} \leq \rho_0 < \infty, \rho_0 > 0. \quad (3)$$

将非线性系统(2)中的未知非线性传递函数 $f(t, X(t), Z(t))$ 按照匹配不确定非线性和不匹配不确定非线性分成两部分, 则系统(2)可以写作

$$\begin{cases} \dot{X}(t) = A_m X(t) + B_m(wu(t) + f_1(t, X(t), Z(t))) + B_{um} f_2(t, X(t), Z(t)), \\ \dot{X}_z(t) = g(t, X_z(t), X(t)), \\ Z(t) = g_0(t, X_z(t)), \\ Y(t) = CX(t). \end{cases} \quad (4)$$

其中: $B_{um} \in R^{n \times (n-m)}$ 是常值矩阵, 且 $B_m^T B_{um} = 0, \text{rank}([B_m, B_{um}]) = n$; $f_1(\cdot)$ 是 $R \times R^n \times R^p \rightarrow R^m$ 的映射, $f_2(\cdot)$ 是 $R \times R^n \times R^p \rightarrow R^{(n-m)}$ 的映射, $f_1(\cdot)$ 和 $f_2(\cdot)$ 都是未知非线性函数, 且满足

$$\begin{bmatrix} f_1(t, X(t), Z(t)) \\ f_2(t, X(t), Z(t)) \end{bmatrix} = [B_m \ B_{um}]^{-1} f(t, X(t), Z(t)). \quad (5)$$

其中: $f_1(\cdot)$ 是匹配不确定非线性部分, $f_2(\cdot)$ 是不匹配不确定非线性部分. 现对故障时所产生的匹配/非匹配的非线性不确定性提出如下假设:

假设1 $f_i(\cdot)$ 是有界的, 即当 $t \geq 0$ 时, 存在 $B_i > 0$, 使 $\|f_i(\cdot)\|_\infty \leq B_i$ 成立, $i = 1, 2$.

假设2 系统状态偏导数的半全局一致有界性. 对于任意常值 $\delta > 0$, 存在独立于时间的常值 $d_1(\delta) > 0$ 和 $d_2(\delta) > 0$, 使 $\|Z(t)\|_\infty \leq \delta$, 则非线性函数 $f_i(\cdot)$ 的偏导数分段连续有界, 即

$$\begin{cases} \left\| \frac{\partial f(t, Z)}{\partial Z} \right\|_\infty \leq d_1(\delta), \\ \left\| \frac{\partial f(t, Z)}{\partial t} \right\|_\infty \leq d_2(\delta). \end{cases} \quad (6)$$

假设3 系统内部未建模动态是稳定的, 即当 $t \geq 0$ 时, 存在 $L_z, B_z > 0$ 使

$$\|Z_t\|_{L_\infty} \leq L_z \|X_t\|_{L_\infty} + B_z \quad (7)$$

成立, 则系统内部未建模动态关于初始条件 X_{z0} 和输入信号 $X(t)$ 有界输入有界输出稳定.

假设4 匹配部分是稳定的,即传递函数 $H_m(s) = C(sI - A_m)^{-1}B_m$ 的零点在 s 左半平面.

为了方便叙述,定义以下函数:

$$H_{xm}(s) \triangleq (sI_n - A_m)^{-1}B_m,$$

$$H_{xum}(s) \triangleq (sI_n - A_m)^{-1}B_{um},$$

$$H_m(s) \triangleq C(sI_n - A_m)^{-1}B_m,$$

$$H_{um}(s) \triangleq C(sI_n - A_m)^{-1}B_{um},$$

$$\bar{\delta}(\delta) \triangleq \max\{\delta + \bar{\gamma}_1, L_z(\delta + \bar{\gamma}_1) + B_z\},$$

$$L_\delta \triangleq \frac{\bar{\delta}(\delta)}{\delta} d_1(\bar{\delta}(\delta)),$$

$\bar{\gamma}_1$ 是小的正常数.

1.3 等效的线性参数时变模型

引理1 当 $\tau \geq 0$ 时, ρ 和 d_x 是正常数,如果

$$\|X_\tau\|_{L_\infty} \leq \rho, \|\dot{X}_\tau\|_{L_\infty} \leq d_x,$$

则当 $t \in [0, \tau]$ 时,存在导数有界的 $\theta(t) \in R$ 和 $\sigma(t) \in R$,使得下式成立:

$$f(t, X(t)) = \theta(t)\|X(t)\|_{L_\infty} + \sigma(t). \quad (8)$$

即

$$\begin{aligned} |\theta(t)| &< \theta_\rho, |\dot{\theta}(t)| < d_\theta, \\ |\sigma(t)| &< \sigma_b, |\dot{\sigma}(t)| < d_\sigma. \end{aligned}$$

其中: $\theta_\rho \triangleq L_\rho$, $\sigma_b \triangleq L_\rho L_2 + B + \varepsilon$, $\varepsilon > 0$.

根据引理1,当 $t \in [0, \tau]$ 时,如果系统(1)中 $u(t)$ 是连续的,且下式成立:

$$\|X_\tau\|_{L_\infty} \leq \rho, \|u_\tau\|_{L_\infty} \leq \rho_u, \quad (9)$$

则一定存在分段连续可导的 $\theta_1(t) \in R^m$, $\sigma_1(t) \in R^m$, $\theta_2(t) \in R^{n-m}$, $\sigma_2(t) \in R^{n-m}$, 即 $\|\theta_i(t)\|_\infty < \theta_{bi}$, $\|\dot{\theta}_i(t)\|_\infty < d_{\theta i}$, $\|\sigma_i(t)\|_\infty < \sigma_{bi}$, $\|\dot{\sigma}_i(t)\|_\infty < d_{\sigma i}$, 使得下式成立:

$$f_i(t, X(t), Z(t)) = \theta_i(t)\|X_t\|_{L_\infty} + \sigma_i(t). \quad (10)$$

其中: $\theta_{bi} = L_{i\rho}$; $\sigma_{bi} = L_{i\rho}B_z + B_{i0} + \varepsilon_i$, $i = 1, 2$, $\varepsilon_i > 0$ 是个任意的常数.

综上, $t \in [0, \tau]$ 时,系统(1)可以等效成包含未知时变参数和扰动的线性时变系统,其表达式如下:

$$\begin{cases} \dot{X}(t) = A_m X(t) + B_m(wu(t) + \theta_1(t)\|X_t\|_{L_\infty} + \sigma_1(t)) + B_{um}(\theta_2(t)\|X_t\|_{L_\infty} + \sigma_2(t)), \\ Y(t) = CX(t). \end{cases} \quad (11)$$

本文的目的是,当飞机发生故障并伴随各种匹配/非匹配非线性不确定性时,通过所设计的状态反馈 L_1 自适应控制器,在给定分段连续参考信号 $r(t)$ 的作用下,飞机系统输出能够有效跟踪标称系统的输

出,同时保证闭环系统所有信号有界.

2 L_1 自适应控制器设计

L_1 自适应控制器系统结构如图1所示,由状态估计器、参数自适应律和带有滤波器的控制律组成,见虚线部分. 其基本思想是:通过在反馈回路中引入一个低通滤波器,将控制系统的动态特性和鲁棒性进行解耦设计,以获得系统快速的自适应性,状态估计器对系统状态及变化进行预测和评估,参数自适应律对更新参数进行调整,控制律根据更新后的参数和给定的参考输入及时调整控制量,最终达到期望响应.

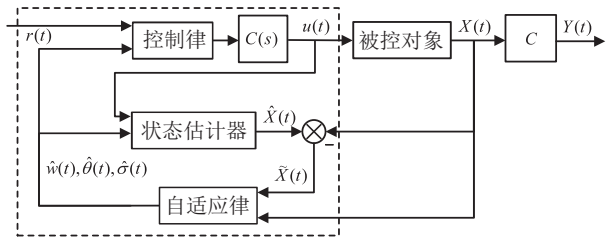


图1 闭环 L_1 自适应控制系统

2.1 状态估计器

对于系统(11),其状态估计器为

$$\begin{cases} \dot{\hat{X}}(t) = A_m \hat{X}(t) + B_m(\hat{w}(t)u(t) + \hat{\theta}_1(t)\|X_t\|_{L_\infty} + \hat{\sigma}_1(t)) + B_{um}(\hat{\theta}_2(t)\|X_t\|_{L_\infty} + \hat{\sigma}_2(t)), \\ \hat{Y}(t) = C\hat{X}(t). \end{cases} \quad (12)$$

其中: $\hat{X}(t)$ 是状态向量 $X(t)$ 的估计值, $\hat{w}(t)$ 、 $\hat{\theta}_1(t)$ 、 $\hat{\sigma}_1(t)$ 、 $\hat{\theta}_2(t)$ 、 $\hat{\sigma}_2(t)$ 分别是参数 $w(t)$ 、 $\theta_1(t)$ 、 $\sigma_1(t)$ 、 $\theta_2(t)$ 、 $\sigma_2(t)$ 的估计值, $\hat{X}(0) = X(0)$. 状态估计器(12)与系统(11)结构相同,唯一的区别是用参数估计值代替了未知参数.

2.2 参数自适应律

系统(11)与状态估计器(12)相减即可得到系统预测误差动力学表达式

$$\begin{cases} \dot{\tilde{X}}(t) = A_m \tilde{X}(t) + B_m(\tilde{w}(t)u(t) + \tilde{\theta}_1(t)\|X_t\|_{L_\infty} + \tilde{\sigma}_1(t)) + B_{um}(\tilde{\theta}_2(t)\|X_t\|_{L_\infty} + \tilde{\sigma}_2(t)), \\ \tilde{Y}(t) = C\tilde{X}(t). \end{cases} \quad (13)$$

其中

$$\tilde{X}(t) = \hat{X}(t) - X(t),$$

$$\tilde{w}(t) = \hat{w}(t) - w(t),$$

$$\tilde{\theta}_1(t) = \hat{\theta}_1(t) - \theta_1(t),$$

$$\tilde{\sigma}_1(t) = \hat{\sigma}_1(t) - \sigma_1(t),$$

$$\tilde{\theta}_2(t) = \hat{\theta}_2(t) - \theta_2(t),$$

$$\tilde{\sigma}_2(t) = \hat{\sigma}_2(t) - \sigma_2(t).$$

类似于文献[6],在参数自适应律中引入投影算子. 首先给定一个光滑边界的凸紧集

$$\Omega_c = \{\theta \in R^n | f(\theta) \leq c\}, 0 \leq c \leq 1.$$

其中 $f: R^n \rightarrow R$ 为光滑紧集函数, 定义为

$$f(\theta) = \frac{(\varepsilon_\theta + 1)\theta^T \theta - \theta_{\max}^2}{\varepsilon_\theta \theta_{\max}^2}. \quad (14)$$

$\theta_{\max}$ 是向量 θ 的范数边界值, $\varepsilon_\theta > 0$ 是任意值. 投影算子定义为

$$\text{Proj}(\theta, Y) \triangleq \begin{cases} Y, & f(\theta) < 0; \\ Y, & f(\theta) \geq 0, \nabla f^T Y \leq 0; \\ Y - \frac{\nabla f}{\|\nabla f\|} \left\langle \frac{\nabla f}{\|\nabla f\|}, Y \right\rangle f(\theta), & \\ & f(\theta) \geq 0, \nabla f^T Y > 0. \end{cases} \quad (15)$$

选取 Lyapunov 函数

$$\begin{aligned} V(\tilde{X}(t), \tilde{w}(t), \tilde{\theta}_i(t), \tilde{\sigma}_i(t)) = \\ \tilde{X}^T(t) P \tilde{X}(t) + \frac{1}{\Gamma} \text{tr} \tilde{w}^T(t) \tilde{w}(t) + \\ \frac{1}{\Gamma} \sum_{i=1}^2 (\tilde{\theta}_i^T(t) \tilde{\theta}_i(t) + \tilde{\sigma}_i^T(t) \tilde{\sigma}_i(t)), \end{aligned} \quad (16)$$

对其求导, 得

$$\begin{aligned} \dot{V}(\tilde{X}(t), \tilde{w}(t), \tilde{\theta}_i(t), \tilde{\sigma}_i(t)) = \\ \dot{\tilde{X}}^T(t) P \tilde{X}(t) + \tilde{X}^T(t) P^T \dot{\tilde{X}}(t) + \\ \frac{2}{\Gamma} \left[\sum_{i=1}^2 \text{tr} \tilde{w}^T(t) \dot{\tilde{w}}(t) + \tilde{\theta}_i^T(t) \dot{\tilde{\theta}}_i(t) + \tilde{\sigma}_i^T(t) \dot{\tilde{\sigma}}_i(t) \right] = \\ - \tilde{X}^T(t) Q \tilde{X}(t) + \\ \frac{2}{\Gamma} \tilde{w}(t) (\Gamma \tilde{X}^T(t) P B_m)^T u^T(t) + \dot{\tilde{w}}(t) + \\ \frac{2}{\Gamma} \tilde{\theta}_1(t) (\Gamma \tilde{X}^T(t) P B_m)^T \|X_t(t)\|_\infty + \dot{\tilde{\theta}}_1(t) + \\ \frac{2}{\Gamma} \tilde{\sigma}_1(t) (\Gamma \tilde{X}^T(t) P B_m)^T + \dot{\tilde{\sigma}}_1(t) + \\ \frac{2}{\Gamma} \tilde{\theta}_2(t) (\Gamma \tilde{X}^T(t) P B_{um})^T \|X_t(t)\|_\infty + \dot{\tilde{\theta}}_2(t) + \\ \frac{2}{\Gamma} \tilde{\sigma}_2(t) (\Gamma \tilde{X}^T(t) P B_{um})^T + \dot{\tilde{\sigma}}_2(t) - \\ \frac{2}{\Gamma} (\tilde{\theta}_1^T(t) \dot{\tilde{\theta}}_1(t) + \tilde{\sigma}_1^T(t) \dot{\tilde{\sigma}}_1(t) + \\ \tilde{\theta}_2^T(t) \dot{\tilde{\theta}}_2(t) + \tilde{\sigma}_2^T(t) \dot{\tilde{\sigma}}_2(t)). \end{aligned} \quad (17)$$

消除 $\dot{V}(\tilde{X}(t), \tilde{w}(t), \tilde{\theta}_i(t), \tilde{\sigma}_i(t))$ 中误差项 $\tilde{w}(t)$ 、 $\tilde{\theta}_1(t)$ 、 $\tilde{\sigma}_1(t)$ 、 $\tilde{\theta}_2(t)$ 、 $\tilde{\sigma}_2(t)$ 的影响, 令其系数项为零, 结合投影算子性质, 则系统(14)的参数自适应律为

$$\begin{cases} \dot{\hat{w}}(t) = \Gamma_w \text{Proj}(\hat{w}(t), -(\tilde{X}^T(t) P B_m)^T u^T(t)), \\ \dot{\hat{\theta}}_1(t) = \\ \Gamma_{\theta_1} \text{Proj}(\hat{\theta}_1(t), -(\tilde{X}^T(t) P B_m)^T \|X_t(t)\|_\infty), \\ \dot{\hat{\sigma}}_1(t) = \Gamma_{\sigma_1} \text{Proj}(\hat{\sigma}_1(t), -(\tilde{X}^T(t) P B_m)^T), \\ \dot{\hat{\theta}}_2(t) = \\ \Gamma_{\theta_2} \text{Proj}(\hat{\theta}_2(t), -(\tilde{X}^T(t) P B_{um})^T \|X_t(t)\|_\infty), \\ \dot{\hat{\sigma}}_2(t) = \Gamma_{\sigma_2} \text{Proj}(\hat{\sigma}_2(t), -(\tilde{X}^T(t) P B_{um})^T). \end{cases} \quad (18)$$

其中: $\Gamma_w = \Gamma_{\theta_1} = \Gamma_{\sigma_1} = \Gamma_{\theta_2} = \Gamma_{\sigma_2} = \Gamma \in R^+$ 是自适应增益, $\text{Proj}(\cdot, \cdot)$ 是投影算子符号, 对称正定矩阵 $P = P^T > 0$ 是 Lyapunov 等式 $A_m^T P + P A_m = -Q$ 的解, 任意对称矩阵 $Q = Q^T > 0$. 投影算子可以确保 $\hat{w}(t) \in \Omega$; $\|\hat{\theta}_i(t)\|_\infty \leq \theta_{bi}$, $\|\hat{\sigma}_i(t)\|_\infty \leq \sigma_{bi}$, $i = 1, 2$.

2.3 控制律

本文所设计的控制律为

$$u(s) = -K D(s) \hat{\eta}(s). \quad (19)$$

其中: K 是反馈增益; $\hat{\eta}(s)$ 是 $\hat{\eta}(t)$ 的 Laplace 变换, 有

$$\begin{aligned} \hat{\eta}(t) &\triangleq \hat{w}(t)u(t) + \hat{\eta}_1(t) + \hat{\eta}_{2m}(t) - K_g(t)r(t), \\ \hat{\eta}_{2m}(s) &\triangleq H_m^{-1}(s)H_{um}(t)\hat{\eta}_2(s), \\ K_g &\triangleq -(CA_m^{-1}B_m)^{-1}, \\ \hat{\eta}_i(t) &\triangleq \hat{\theta}_i(t) \|X_t\|_{L_\infty} + \hat{\sigma}_i(t), \quad i = 1, 2. \end{aligned}$$

2.4 低通滤波器

$$C(s) = \frac{\omega K D(s)}{I_m + \omega K D(s)}. \quad (20)$$

其中: $\omega \in \Omega \subset R^{m \times m}$, $K \in R^{m \times m}$ 为反馈增益矩阵, 通常选择 $D(s) = \frac{1}{s} I_m$, 低通增益 $C(0) = I_m$, 则低通滤波器又可写作

$$C(s) = \frac{\omega K}{s I_m + \omega K}. \quad (21)$$

设计的反馈增益 K 和 $D(s)$ 需要满足如下 L_1 范数条件: 对于给定的 ρ_0 , 存在 $\rho_r > \rho_{in}$ 使得

$$\frac{\|G_m(s)\|_{L_1} + \|G_{um}(s)\|_{L_1} l_0 < \rho_r - \|H_{xm}(s)C(s)K_g(s)\|_{L_1} \|r\|_{L_\infty} - \rho_{in}}{L_{1\rho_r} \rho_r + B_0}. \quad (22)$$

其中

$$\begin{aligned} G_m(s) &\triangleq H_{xm}(s)(I_m - C(s)), \\ G_{um}(s) &\triangleq (I_n - H_{xm}(s)C(s)H_m^{-1}(s)C)H_{xum}(s), \\ l_0 &\triangleq \frac{L_{2\rho_r}}{L_{1\rho_r}}, \\ B_0 &\triangleq \max \left\{ B_{10}, \frac{B_{20}}{l_0} \right\}. \end{aligned}$$

3 瞬态性能和稳态性能分析

闭环参考系统是 L_1 自适应控制系统的理想系统,性能最优,能够跟踪系统的稳态性能,表达式为

$$\begin{cases} \dot{X}_{\text{ref}}(t) = A_m X_{\text{ref}}(t) + B_m(w u_{\text{ref}}(t) + \\ f_1(t, X_{\text{ref}}(t), Z(t)) + \\ B_{\text{um}} f_2(t, X_{\text{ref}}(t), Z(t)), \\ u_{\text{ref}}(s) = -w^{-1}C(s)(\eta_{1\text{ref}}(s) - K_g(s)r(s)) + \\ H_m^{-1}(s)H_{\text{um}}(s)\eta_{2\text{ref}}(s), \\ Y_{\text{ref}}(t) = C X_{\text{ref}}(t). \end{cases} \quad (23)$$

其中: $X_{\text{ref}}(0) = X_0$; $\eta_{1\text{ref}}(s)$ 和 $\eta_{2\text{ref}}(s)$ 是 $\eta_{i\text{ref}}(t) = f_i(t, X_{\text{ref}}(t), Z(t))$ 的 Laplace 变换, $i = 1, 2$. 令

$$\|X_{\text{ref}}(t) - X(t)\|_{\infty} = \gamma_1,$$

$$\|u_{\text{ref}}(t) - u(t)\|_{\infty} = \gamma_2.$$

由假设3得

$$\|Z_{\tau}\|_{L_{\infty}} \leq L_z(\|X_{\text{ref}\tau}\|_{L_{\infty}} + \gamma_1) + B_z. \quad (24)$$

整理式(22)、(23)和(24),则闭环系统又可写作

$$\begin{aligned} X_{\text{ref}}(s) = \\ G_m(s)\eta_{1\text{ref}}(s) + G_{\text{um}}(s)\eta_{2\text{ref}}(s) + \\ H_{xm}(s)C(s)K_g(s)r(s) + X_{in}(s). \end{aligned} \quad (25)$$

当 $t \in [0, \tau]$ 时,有

$$\begin{aligned} \|X_{i\text{ref}t}\|_{L_{\infty}} \leq \\ \|\rho_{in} + G_m(s)\|_{L_1} \|\eta_{1i\text{ref}t}\|_{L_{\infty}} + \\ \|G_{\text{um}}(s)\|_{L_1} \|\eta_{2i\text{ref}t}\|_{L_{\infty}} + \\ \|H_{xm}(s)C(s)K_g(s)\|_{L_1} \|r\|_{L_{\infty}}. \end{aligned} \quad (26)$$

由假设1和假设2,可得

$$\|\eta_{i\text{ref}t}\|_{L_{\infty}} \leq L_{i\rho_r}\rho_r + B_{i0}, \quad i = 1, 2. \quad (27)$$

因此,可得

$$\begin{aligned} \|X_{i\text{ref}}(t)\|_{L_{\infty}} \leq \\ \|G_m(s)\|_{L_1}(L_{1\rho_r}\rho_r + B_{10}) + \\ \|G_{\text{um}}(s)\|_{L_1}(L_{2\rho_r}\rho_r + B_{20}) + \rho_{in} + \\ \|H_{xm}(s)C(s)K_g(s)\|_{L_1} \|r\|_{L_{\infty}} < \rho_r. \end{aligned} \quad (28)$$

即得出闭环参考系统状态有界

$$\|X_{\text{ref}t}\|_{L_{\infty}} \leq \rho_r. \quad (29)$$

同理,式(23)定义的 $u_{\text{ref}}(t)$ 也有界,即

$$\begin{aligned} \|u_{\text{ref}t}\|_{L_{\infty}} < \\ \|w^{-1}C(s)\|_{L_1}(L_{1\rho_r}\rho_r + B_{10}) + \\ \|w^{-1}C(s)K_g(s)\|_{L_1} \|r\|_{L_{\infty}} + \\ \|w^{-1}C(s)H_m^{-1}(s)H_{\text{um}}(s)\|_{L_1}(L_{2\rho_r}\rho_r + B_{20}). \end{aligned} \quad (30)$$

令

$$\begin{aligned} \rho_{ur} = \\ \|w^{-1}C(s)\|_{L_1}(L_{1\rho_r}\rho_r + B_{10}) + \\ \|w^{-1}C(s)K_g(s)\|_{L_1} \|r\|_{L_{\infty}} + \\ \|w^{-1}C(s)H_m^{-1}(s)H_{\text{um}}(s)\|_{L_1}(L_{2\rho_r}\rho_r + B_{20}), \end{aligned}$$

即

$$\|u_{\text{ref}t}\|_{L_{\infty}} < \rho_{ur}. \quad (31)$$

令 $\rho = \rho_r + \bar{\gamma}_1$, $\rho_u = \rho_{ur} + \gamma_2$, $\gamma_1 \leq \bar{\gamma}_1$, 其中

$$\gamma_1 = \frac{\|H_{xm}(s)C(s)H_m^{-1}(s)C\|_{L_1}}{1 - \|G_m(s)\|_{L_1}L_{1\rho_r} - \|G_{\text{um}}(s)\|_{L_1}L_{2\rho_r}}\gamma_0 + \beta,$$

$$\begin{aligned} \gamma_2 = \|w^{-1}C(s)H_m^{-1}(s)C\|_{L_1}\gamma_0 + \\ (\|w^{-1}C(s)\|_{L_1}L_{1\rho_r} + \\ \|w^{-1}C(s)H_m^{-1}(s)H_{\text{um}}(s)\|_{L_1}L_{2\rho_r})\gamma_1, \end{aligned}$$

γ_0, β 为尽可能小的正常数. 则有

$$\|X_t\|_{L_{\infty}} \leq \rho_r + \gamma_1 \leq \rho, \quad (32)$$

$$\|u_t\|_{L_{\infty}} \leq \rho_{ur} + \gamma_2 \leq \rho_u. \quad (33)$$

当式(32)和(33)成立时,根据引理^[4],自适应增益选取满足 $\Gamma > \frac{\theta_m(\rho_r)}{\lambda_{\min}(P)\gamma_0^2}$ 时,下式成立:

$$\|\tilde{X}(t)\|_{L_{\infty}} < \gamma_0, \quad (34)$$

其中 $\lambda_{\min}(P)$ 是 P 的最小特征值.

进一步,令 $\tilde{\eta}_i(t) = \tilde{\theta}_i(t)\|\tilde{X}_t(t)\|_{L_{\infty}} + \tilde{\sigma}_i(t)$, 其他定义同式(19),则系统(4)又可写作

$$\begin{aligned} X(s) = \\ G_m(s)\eta_1(s) + G_{\text{um}}(s)\eta_2(s) + X_{in}(s) - \\ H_{xm}(s)C(s)\tilde{\eta}(s) + H_{xm}(s)C(s)K_g(s)r(s). \end{aligned} \quad (35)$$

式(25)与(35)相减即得

$$\begin{aligned} X_{\text{ref}}(s) - X(s) = \\ G_m(s)(\eta_{1\text{ref}}(s) - \eta_1(s)) + G_{\text{um}}(s)(\eta_{2\text{ref}}(s) - \\ \eta_2(s)) + H_{xm}(s)C(s)\tilde{\eta}(s). \end{aligned} \quad (36)$$

则有

$$\begin{aligned} \|(X_{\text{ref}} - X)_{\tau}\|_{L_{\infty}} \leq \\ \|G_m(s)\|_{L_1} \|(\eta_{1\text{ref}} - \eta_1)_{\tau}\|_{L_{\infty}} + \\ \|G_{\text{um}}(s)\|_{L_1} \|(\eta_{2\text{ref}} - \eta_2)_{\tau}\|_{L_{\infty}} + \\ \|H_{xm}(s)C(s)H_m^{-1}(s)C\|_{L_1} \|\tilde{X}_{\tau}\|_{L_{\infty}} \leq \\ \|G_m(s)\|_{L_1}L_{1\rho_r} \|(X_{\text{ref}} - X)_{\tau}\|_{L_{\infty}} + \\ \|G_{\text{um}}(s)\|_{L_1}L_{2\rho_r} \|(X_{\text{ref}} - X)_{\tau}\|_{L_{\infty}} + \end{aligned}$$

$$\|H_{xm}(s)C(s)H_m^{-1}(s)C\|_{L_1}\gamma_0. \quad (37)$$

进而得到

$$\|(X_{\text{ref}} - X)_\tau\|_{L_\infty} \leq \frac{\|H_{xm}(s)C(s)H_m^{-1}(s)C\|_{L_1}}{1 - \|G_m(s)\|_{L_1}L_{1\rho_r} - \|G_{\text{um}}(s)\|_{L_1}L_{2\rho_r}}\gamma_0, \quad (38)$$

即

$$\|(X_{\text{ref}} - X)_\tau\|_{L_\infty} \leq \gamma_1 - \beta < \gamma_1. \quad (39)$$

闭环参考系统输入与飞机模型输出相减,得

$$\begin{aligned} u_{\text{ref}}(s) - u(s) = & -w^{-1}C(s)(\eta_{1\text{ref}}(s) - \eta_1(s)) - \\ & w^{-1}C(s)H_m^{-1}(s)H_{\text{um}}(s)(\eta_{2\text{ref}}(s) - \eta_2(s)) + \\ & w^{-1}C(s)H_m^{-1}(s)C\tilde{X}(s). \end{aligned} \quad (40)$$

则有下式成立:

$$\begin{aligned} \|(u_{\text{ref}} - u)_\tau\|_{L_\infty} \leq & \|w^{-1}C(s)\|_{L_1}\|(\eta_{1\text{ref}} - \eta_1)_\tau\|_{L_\infty} + \\ & \|w^{-1}C(s)H_m^{-1}(s)H_{\text{um}}(s)\|_{L_1}\|(\eta_{2\text{ref}} - \eta_2)_\tau\|_{L_\infty} + \\ & \|w^{-1}C(s)H_m^{-1}(s)C\|_{L_1}\|\tilde{X}_\tau\|_{L_\infty} \leq \\ & \|w^{-1}C(s)\|_{L_1}L_{1\rho_r}\|(X_{\text{ref}} - X)_\tau\|_{L_\infty} + \\ & \|w^{-1}C(s)H_m^{-1}(s)H_{\text{um}}(s)\|_{L_1} \cdot \\ & L_{2\rho_r}\|(X_{\text{ref}} - X)_\tau\|_{L_\infty} + \\ & \|w^{-1}C(s)H_m^{-1}(s)C\|_{L_1}\|\tilde{X}_\tau\|_{L_\infty}. \end{aligned} \quad (41)$$

进而得到

$$\begin{aligned} \|(u_{\text{ref}} - u)_\tau\|_{L_\infty} \leq & (\|w^{-1}C(s)\|_{L_1}L_{1\rho_r} + \\ & \|w^{-1}C(s)H_m^{-1}(s)H_{\text{um}}(s)\|_{L_1}L_{2\rho_r})(\gamma_1 - \beta) + \\ & \|w^{-1}C(s)H_m^{-1}(s)C\|_{L_1}\gamma_0, \end{aligned} \quad (42)$$

即

$$\|(u_{\text{ref}} - u)_\tau\|_{L_\infty} < \gamma_2. \quad (43)$$

综上分析,由式(29)、(31)~(34)、(39)和(43)可知飞机的状态、输入信号和预测误差有界,在计算机硬件允许范围尽可能地增大自适应增益,可以减小系统的跟踪误差,使飞机俯仰角快速良好跟踪期望值,保证了系统的瞬态性能和稳态性能。

4 仿真验证

4.1 仿真条件

本文的仿真模型采用文献[1]所给小型无人机纵向模型,气动参数相同,两个升降舵的运动相互独立,飞行高度 $h = 500 \text{ m}$,相对空速 $V = 30 \text{ m/s}$,飞机纵向标称系统模型为式(1),其中

$$A = \begin{bmatrix} -4.7796 & 0 & -4.5420 & 0 \\ 0 & -0.0830 & -0.8660 & -9.8 \\ 1 & -0.0215 & -3.6573 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 27.4128 & 0 \\ 0 & -1.1 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

当飞机发生故障时,产生了匹配/非匹配不确定性的模型为式(2),使用LQR方法计算反馈矩阵,选取 $Q = I_{4 \times 4}$, $R = I_{2 \times 2}$,则得到满足Hurwitz的

$$K_m = \begin{bmatrix} 24.5476 & 1.0241 & -157.6548 & 261.5594 \\ -2.3542 & -1.0871 & -14.2414 & -23.4801 \end{bmatrix}.$$

$$B_m = \begin{bmatrix} 27.4128 & 0 \\ 0 & -1.1 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, B_{\text{um}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$A_m = \begin{bmatrix} -16.5256 & -0.49 & 70.8958 & -125.1526 \\ -1.5896 & -1.1961 & 15.6655 & -25.8281 \\ 0 & -0.083 & -0.866 & -9.8 \\ 1 & -0.0215 & -3.6573 & 0 \end{bmatrix}.$$

假设不确定参数范围满足如下条件:

$$\|A_\Delta\|_\infty \leq 1,$$

$$w \in \begin{bmatrix} [0.6, 1.2] & [-0.2, 0.2] \\ [-0.2, 0.2] & [0.6, 1.2] \end{bmatrix}.$$

$f(t, X(t), Z(t))$ 的表达式(未知的)如下:

$$f(t, X, Z) = \begin{bmatrix} \frac{k_1}{3}X^T X + \tanh\left(\frac{k_2}{2}x_1\right)x_1 + k_3z \\ \frac{k_4}{2}\text{sech}(x_2)x_2 + \frac{k_5}{5}x_3^2 + \frac{k_6}{2}(1 - \exp(-\lambda t)) \\ k_7x_3 \cos(\omega_u t) + \frac{k_8}{2}x_4^2 \\ \frac{k_9}{2}z^2 + \sin(\omega_u t) \end{bmatrix}.$$

其中: $k_i \in [-1, 1]$, $i = 1, 2, \dots, 9$; $\lambda, \omega_u \in R^+$. 系统的内部未建模动态表示为

$$\begin{cases} \dot{X}_{z1}(t) = X_{z2}(t), \\ \dot{X}_{z2}(t) = -X_{z1}(t) + 0.8(1 - X_{z1}^2(t))X_{z2}(t), \\ Z(t) = 0.1(X_{z1}(t) - X_{z2}(t)) + Z_u(t), \\ Z_u(s) = \frac{-s + 1}{d\frac{s^2}{0.1^2} + \frac{0.8s}{0.1} + 1} [1 \quad -2 \quad 1 \quad -1]X(s). \end{cases}$$

自适应参数的调整范围

$$\hat{\theta}_1(t) \in [-40, 40]I_2, \hat{\theta}_2(t) \in [-40, 40]I_2;$$

$$\hat{\sigma}_1(t) \in [-5, 5]I_2, \hat{\sigma}_2(t) \in [-5, 5]I_2;$$

$$\hat{w}(t) \in \begin{bmatrix} [0.2, 3] & [-0.2, 0.2] \\ [-0.2, 0.2] & [0.2, 3] \end{bmatrix}.$$

L_1 自适应控制器的参数选取如下:

$$K_g = -(CA_m^{-1}B_m)^{-1} = \begin{bmatrix} 12.2949 & 0.1843 \\ -3.0162 & 0.9845 \end{bmatrix},$$

$$D(s) =$$

$$\frac{1}{s\left(\frac{s}{25} + 1\right)\left(\frac{s}{70} + 1\right)\left(d\frac{s^2}{40^2} + \frac{1.8s}{40} + 1\right)}I_2,$$

$$K = \begin{bmatrix} 8 & 0 \\ 0 & 8 \end{bmatrix}, \Gamma = 50\,000.$$

为了验证 L_1 自适应控制的有效性,现选取2组不同参考输入和3组不同不确定参数进行仿真.

系统的参考输入1:

$$r_1(t) = \begin{cases} \left[\sin\left(\frac{\pi}{3}t\right), 0.2 + 0.8\cos\left(\frac{\pi}{6}t\right) \right]^T, & t = 0 \sim 10\text{ s}; \\ [0, 0]^T, & t = 10 \sim 20\text{ s}; \\ [1, 0]^T, & t = 20 \sim 30\text{ s}; \end{cases}$$

系统的参考输入2:

$$r_2(t) = \begin{cases} \left[0.3 + 0.4\cos(\pi t), 0.5\sin\left(\frac{\pi}{2}t\right) \right]^T, & t = 0 \sim 10\text{ s}; \\ [0, 0]^T, & t = 10 \sim 20\text{ s}; \\ [1, 0]^T, & t = 20 \sim 30\text{ s}; \end{cases}$$

不确定性模型1(不确定参数范围的极值):

$$A_\Delta = \begin{bmatrix} 0.2 & -0.2 & -0.3 & 0.3 \\ -0.2 & 0.2 & 0.6 & -0.6 \\ -0.1 & 0 & 0.9 & 0.4 \\ 0.4 & -0.4 & 0.5 & 0 \end{bmatrix},$$

$$w = \begin{bmatrix} 0.6 & -0.2 \\ 0.2 & 1.2 \end{bmatrix},$$

$$k_1 = -1, k_2 = 1, k_3 = 0,$$

$$k_4 = 1, k_5 = 0, k_6 = 0.2,$$

$$k_7 = 1, k_8 = 0.6, k_9 = -0.7,$$

$$\lambda = 0.3, \omega_u = 5.$$

不确定性模型2(不确定参数范围的中间值):

$$A_\Delta = \begin{bmatrix} 0.1 & -0.4 & 0.5 & 0.6 \\ -0.5 & 0.5 & 0 & 0 \\ -0.2 & 0.3 & 0.5 & 0.6 \\ 0.4 & -0.4 & 0 & 0.2 \end{bmatrix},$$

$$w = \begin{bmatrix} 0.8 & -0.1 \\ 0.1 & 0.8 \end{bmatrix},$$

$$k_1 = -1, k_2 = 0.8, k_3 = 2,$$

$$k_4 = -1, k_5 = 0.5, k_6 = 0.2,$$

$$k_7 = -1, k_8 = 0.3, k_9 = -0.6,$$

$$\lambda = 0.7, \omega_u = 2.$$

不确定性模型3(不确定参数范围的随机值):

$$A_\Delta = \begin{bmatrix} 0.2 & -0.3 & -0.4 & -0.3 \\ 0.1 & -0.4 & 0.3 & -0.3 \\ 0.2 & 0.8 & -0.8 & 0.1 \\ 0.5 & -0.1 & 0.4 & 0.7 \end{bmatrix},$$

$$w = \begin{bmatrix} 0.9 & -0.2 \\ 0.1 & 1.1 \end{bmatrix},$$

$$k_1 = 0.2, k_2 = 0.6, k_3 = 0.3,$$

$$k_4 = 0.1, k_5 = -0.7, k_6 = -0.9,$$

$$k_7 = 0, k_8 = 0.6, k_9 = -0.5,$$

$$\lambda = 2, \omega_u = 3.$$

4.2 仿真结果分析

图2为不同的不确定性模型在不同的参考输入(升降舵偏转)下的输出(俯仰角速度)响应曲线.图中细实线是参考舵偏角信号,细点线是含有不确定性的模型(2)在参考输入下的响应,粗线段是标称系统模型(1)在参考输入下的响应,粗实线是含有不确定性的模型(2)在 L_1 自适应控制下的响应.图2(a)、图2(c)、图2(e)分别是3种不确定性模型在参考输入1下的仿真结果,图2(b)、图2(d)、图2(f)为参考输入2下的仿真结果.

从图2可以看出:当系统发生故障产生了匹配/非匹配不确定性后,在参考输入下会产生发散现象,系统不稳定.而无论参考输入为正弦信号还是阶跃信号,针对3种不确定模型所设计的 L_1 自适应控制器控制下的系统输出(俯仰角速度)均能够快速准确地跟踪上标称模型的输出,跟踪误差快速收敛至接近零,系统高频振荡得到有效抑制,验证了系统响应过程中瞬态性能和稳态性能有界.

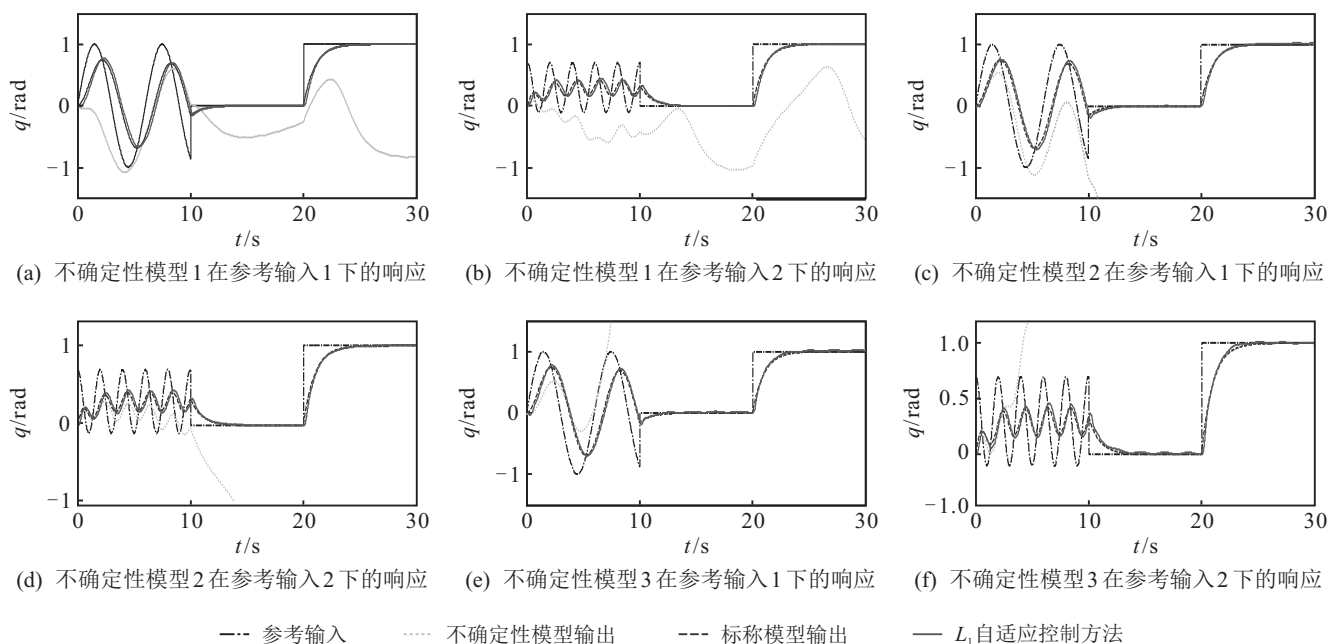
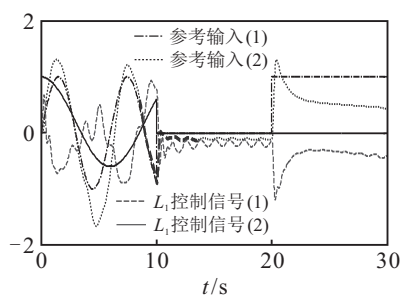


图2 不同不确定性模型在不同参考输入下的响应

图3 不确定性模型1在参考输入下的 L_1 控制器输入

从图3和图4可以看出,对于复杂的系统内部未建模动态、系统不确定参数和未知输入增益等故障产生的匹配/非匹配非线性不确定性, L_1 自适应控制方法的控制信号均平滑且有界,满足飞控系统对舵偏角的幅值和速率的范围限制,体现了其优越性.其自适应参数的估计也被投影算子有效地限制在一定的范围内.为了验证 L_1 自适应控制对于飞机舵面发生故障时的有效性,在不确定性模型1的基础上,在第10s加入左升降舵失灵故障,卡死在0度的位置,参考输入为 $r_3(t) = \left[\sin\left(\frac{\pi}{3}t\right), 0.2 + 0.8 \cos\left(\frac{\pi}{6}t\right) \right]$,进行容错控制的仿真验证.

从图5(a)可以看出,飞机左升降舵在卡死之后,如果没有 L_1 自适应控制,故障模型输出将产生发散现象.在加入 L_1 自适应容错控制器的作用下,系统仍然可以有效地跟踪标称模型的输出.从图5(b)可以看出,当左升降舵卡死在0度位置后, L_1 自适应容错控制有效地增加右升降舵的信号,补偿了左升降舵故障,保证了系统的稳定性和可控性.

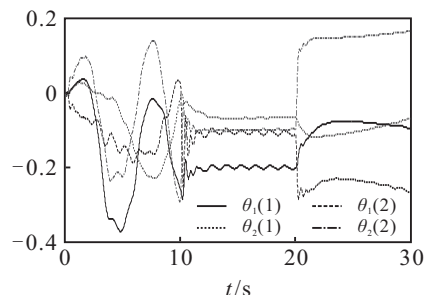
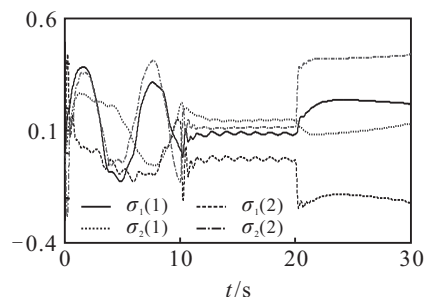
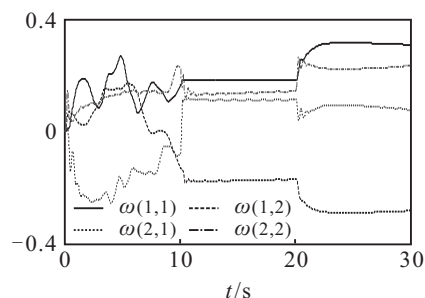
(a) 不确定性模型1在参考输入1下的 $\hat{\theta}$ 参数估计(b) 不确定性模型1在参考输入1下的 $\hat{\sigma}$ 参数估计(c) 不确定性模型1在参考输入1下的 $\hat{\omega}$ 参数估计

图4 不确定性模型1在参考输入1下的参数估计

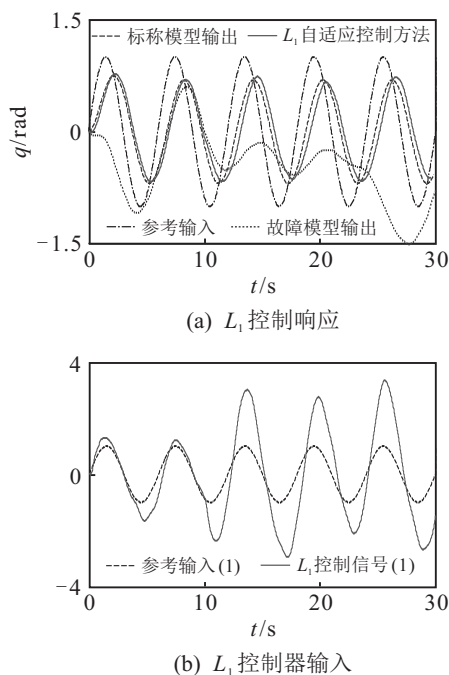


图5 舵面发生故障时在参考输入3下的仿真结果

5 结 语

本文针对飞机舵面典型故障,建立了复杂的同时含有匹配/非匹配非线性不确定性的飞机模型,推导出了其等效的线性参数时变模型,并基于此设计了 L_1 自适应容错控制方法.建立了Lyapunov方程,证明稳定性,分析了系统的瞬态性能和稳态性能,证明了飞机的状态、输入信号和预测误差均有界.通过3组不同的不确定性和两组不同参考输入的仿真验证了控制器的性能.通过飞机舵面卡死故障仿真验证了控制方法的容错性.本文提出的同时含有匹配/非匹配不确定性的多输入多输出飞机舵面故障 L_1 容错控制方法控制信号平滑稳定,具有良好的鲁棒性,保证了各参数的有界性.

参考文献(References)

- [1] Ma J, Ni S H, Xie W J, et al. An improved strong tracking multiple-model adaptive dstimation: A fast diagnosis algorithm for aircraft actuator fault[J]. Trans of the Institute of Measurement and Control, 2016, 38(7): 846-854.
- [2] Cao C, Hovakimyan N. Design and analysis of a novel L_1 adaptive control architecture with guaranteed transient performance[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2006, 53(2): 586-591.

- [3] Luo J, Cao C. L_1 adaptive controller for a class of nonlinear systems[J]. J of Dynamic Systems Measurement and Control, 2014, 136(3): 696-706.
- [4] Hui S, Naira H, Tamer B. L_1 adaptive controller for uncertain nonlinear multi-input multi-output systems with input quantization[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2012, 57(3): 565-578.
- [5] Luo J, Cao C. L_1 adaptive controller for a class of nonlinear systems[J]. J of Dynamic Systems Measurement and Control, 2014, 136(3): 696-706.
- [6] Zou X, Luo J, Cao C. Adaptive control for uncertain hysteretic systems[J]. J of Dynamical and Control Systems, 2013, 136(1): 115-134.
- [7] Wang X, Kharisov E, Hovakimyan N. Real-time L_1 adaptive control for uncertain networked control systems[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2015, 60(9): 2500-2505.
- [8] Sease B, Yang Q, Xu Y, et al. L_1 adaptive attitude control for a picoscale satellite test bed[J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 2015, 51(2): 1147-1154.
- [9] Dobrokhodov V, Kaminer I, Kitsios I, et al. Experimental validation of L_1 adaptive control: The rohrrs counterexample in flight[J]. J of Guidance Control and Dynamics, 2011, 34(5): 1311-1328.
- [10] Gregory I M, Xargay E, Cao C, et al. Flight test of L_1 adaptive control ILaw: Offset landings and large flight envelope modeling work[C]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conf. Portland: AIAA, 2011: 6608.
- [11] Pettersson A, Karl J, Robertsson A, et al. Augmenting L_1 adaptive control of piecewise constant type to a fighter aircraft. Performance and robustness evaluation for rapid maneuvering[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf. Minneapolis: AIAA, 2012: 4547.
- [12] Leena S, Piero M, Louis B. L_1 adaptive control design for improved handling of F/A-18 class of aircraft[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf. Boston: 2013: 5236.
- [13] Tancredi D, Gu Y, Chao H. Fault tolerant formation flight control using different adaptation techniques[C]. 2013 Int Conf on Unmanned Aircraft Systems(ICUAS). IEEE, 2013: 1106-1113.
- [14] Ma J, Ni S H, Xie W, et al. Discrete time integral sliding-mode control for systems with matched and unmatched uncertainties[C]. 2015 IEEE Int Conf on Information and Automation. Lijiang: IEEE, 2015: 2930-2936.

(责任编辑: 齐 霁)