

基于鲁棒特征结构配置的飞行器姿态角控制

陈 海[†], 何开锋, 钱炜祺, 郑凤麒

(中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 针对传统特征结构配置方法鲁棒性不强的缺点, 提出一种基于 L_1 自适应补偿器的鲁棒特征结构配置方法. 将总控制器分成特征结构配置控制器和 L_1 自适应补偿器, 前者用于保证系统稳定和满足性能指标, 后者用于抵消系统中的不确定性; 给出各控制器的详细设计步骤, 并对总控制器的稳定性和性能进行分析; 将所设计的控制器用于飞行器姿态角控制, 并与传统特征结构配置控制器进行比较. 仿真结果表明, 所提出的鲁棒特征结构配置控制方法能够在保证系统性能的同时显著提高系统的鲁棒性.

关键词: 特征结构配置; L_1 自适应补偿器; 姿态角控制; 飞行器; 鲁棒性

中图分类号: TP273, V249

文献标志码: A

Attitude control of flight vehicle based on robust eigenstructure assignment

CHEN Hai[†], HE Kai-feng, QIAN Wei-qi, ZHENG Feng-qi

(Computational Aerodynamics Research Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: Since the robustness of nominal eigenstructure assignment (EA) approach is insufficient, a robust EA approach based on the L_1 adaptive compensator is proposed. The total controller is divided into an EA controller and a L_1 adaptive compensator. The former is used to ensure system stability and meet performance, and the latter is used to offset uncertainty in the system. The design steps of each controller are given in detail, and the stability and performance of the total controller are analyzed. Comparing with the nominal eigenstructure assignment, the applications of the proposed controller for aircraft attitude control are discussed. The simulation results show that the proposed approach is able to guarantee the performance and improve the robustness of the system significantly.

Keywords: eigenstructure assignment; L_1 adaptive compensator; attitude control; flight vehicle; robustness

0 引 言

姿态角控制是飞行器稳定回路的基础, 经过多年发展, 针对不同被控对象, 已有多种控制方法被相继提出. 其中, 特征结构配置 (Eigenstructure assignment, EA) 方法能够简化设计过程, 并提供满意的操作品质和解耦性能, 在飞控设计领域取得了较为实际的进展和经验^[1]. 但是, 采用该方法设计的系统在干扰作用下的鲁棒性不是很强, 因此需要研究提高特征结构配置鲁棒性的方法. 文献 [2] 提出了一种鲁棒特征结构配置方法, 以分步优化策略解决鲁棒特征结构配置的多变量优化问题, 并对自由参数施加约束条件以保证标称闭环系统性能; 文献 [3] 采用闭环系统特征向量矩阵的条件数作为设计指标, 将特征向量自由度转化为优化问题以提高系统鲁棒性; 文献 [4] 根据输出反馈参数化表达式, 提出了一种基于梯度优化的鲁棒特

征结构配置方法, 该方法通过最小化闭环特征向量矩阵的条件数量, 得到鲁棒反馈控制器. 虽然上述方法在一定程度上能够提高系统的鲁棒性, 但仅仅是构造特征结构配置方法的改进, 并没有针对不确定性采取补偿措施, 具有一定的局限性.

L_1 自适应控制 (L_1 adaptive control) 是对模型参考自适应控制 (Model reference adaptive control, MRAC) 的改进, 能够有效抵消系统中存在的不确定性^[5-6], 提高系统鲁棒性, 在多种飞行器控制领域中均有应用, 近年来得到了多方位发展^[7-9]. 文献 [10] 将 L_1 自适应控制和特征结构配置相结合, 在考虑执行器动态和延迟的情况下, 将设计的控制器用于 F-16 战斗机纵向短周期模态控制, 并与传统 P/PI 控制器进行了对比, 但该控制策略没有将特征结构配置作为实际控制器, 而仅仅是在参考系统中进行了应用. 文献 [11]

收稿日期: 2018-03-01; 修回日期: 2018-09-01.

基金项目: 国家自然科学基金项目 (11532016); 中国博士后科学基金项目 (2015M582810).

责任编委: 苏为洲.

[†]通讯作者. E-mail: chenhai@mail.nwpu.edu.cn.

使用特征结构配置实现了侧向模态解耦跟踪控制,同时设计了 L_1 自适应控制器以补偿系统由于舵面故障、舰尾流干扰带来的不利影响,但没有对控制器的性能和预测误差进行分析。

本文将特征结构配置和 L_1 自适应控制相结合,将特征结构配置作为基本控制器,用于保证系统稳定和满足性能指标;将 L_1 自适应控制器作为补偿器,用于抵消系统中的不确定性,发挥两种控制器的优点,在保证系统性能的同时,提高系统鲁棒性。

1 控制器总体设计

设存在不确定性的飞行器姿态角控制系统的状态方程如下:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + b(u(t) + \varpi^T x(t)), x(0) = x_0; \\ y(t) = Cx(t). \end{cases} \quad (1)$$

其中: $x(t) \in \mathbf{R}^n, A \in \mathbf{R}^{n \times n}, b \in \mathbf{R}^{n \times m}, u(t) \in \mathbf{R}^m, y(t) \in \mathbf{R}^r, C \in \mathbf{R}^{r \times n}, \varpi \in W \subset \mathbf{R}^{n \times m}$ 为未知变量,表示系统中存在的常值不确定性, W 为其上界。

设计控制器的目的是使其能够抵消系统中不确定性的影响,使得输出能够跟踪指令输入,并且满足一定的瞬态和稳态性能指标。

本文设计的鲁棒特征结构配置控制器的结构为

$$u(t) = u_m(t) + u_{ad}(t). \quad (2)$$

其中: $u_m(t)$ 为特征结构配置控制器,用于保证系统的稳定和满足性能指标; $u_{ad}(t)$ 为 L_1 自适应补偿器,用于抵消系统中的不确定性。总体的控制结构如图 1 所示。

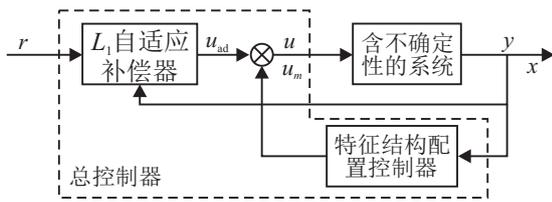


图 1 控制器总体结构

2 控制器设计

2.1 特征结构配置控制器设计

特征结构配置控制器的设计步骤^[12]如下。

1) 确定期望特征结构。

期望特征值: 根据国军标中不同飞行器、不同飞行阶段、不同飞行品质的要求,选择各飞行模式的阻尼比和固有频率,通过下式计算期望的特征值:

$$\lambda = (-\xi\omega, \pm\omega\sqrt{1 - \xi^2}j). \quad (3)$$

期望特征向量 V_i^d : 根据实际状态方程和期望的

解耦特性确定。同时,引入辅助行向量 N_s 和矩阵 N 对期望特征向量中需要提前确定的元素和未受约束元素进行区别。 N_s 的第一行元素表示每个期望特征向量 V_i^d 中需要提前确定的元素的总数量,矩阵 N 的每一列表示对应的期望特征向量 V_i^d 中每个需要配置元素所在的位置。

2) 确定可达特征向量。

期望特征向量和可达特征向量能够分别组成两个子空间。用 λ_i^d 表示系统第 $i(i \in \mathbf{R}^n)$ 个期望特征值,对应的期望特征向量子空间为

$$L_i = (\lambda_i^d I - A)^{-1} b. \quad (4)$$

根据矩阵 N 第 i 列元素的值,在 L_i 和 V_i^d 中分别选择行

$$\bar{L}_i = \text{selection}(L_i, N_i), \quad (5)$$

$$l_i = \text{selection}(V_i^d, N_i). \quad (6)$$

接下来,通过期望特征向量投影到可达特征向量子空间来计算可达特征向量

$$V_i^a = L_i p_i. \quad (7)$$

其中 p_i 是投影向量,由最小方差拟合来确定,有

$$p_i = \begin{cases} \bar{L}_i^T (L_i \bar{L}_i^T)^{-1} l_i, & N_{s_i} < m; \\ (\bar{L}_i^T \bar{L}_i)^{-1} \bar{L}_i^T l_i, & N_{s_i} \geq m. \end{cases} \quad (8)$$

对于每一个特征向量,重复上述过程,可得到由所有可达特征向量组合成的矩阵

$$V = [V_1^a \quad V_2^a \quad \cdots \quad V_r^a]. \quad (9)$$

3) 相似变换。

首先,对矩阵 b 作奇异值分解,有

$$b = U \sum V^T. \quad (10)$$

将 b 的左奇异向量的最后 $n - m$ 列增加到矩阵 b 上,从而构成了变换矩阵

$$T = [b \quad U_{m+1} \quad \cdots \quad U_n]. \quad (11)$$

假定 b 满秩,这样选择后, T 可逆,并且有

$$T \begin{bmatrix} I_m \\ 0 \end{bmatrix} = b. \quad (12)$$

最后,计算变换状态空间矩阵

$$\bar{A} = T^{-1} A T, \quad (13)$$

$$\bar{b} = T^{-1} b = \begin{bmatrix} I_m \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (14)$$

$$\bar{C} = C T. \quad (15)$$

变换后,可达特征向量为

$$\bar{V} = T^{-1} V. \quad (16)$$

4) 计算反馈增益矩阵.

首先, 换算每个变换特征值向量的前 m 行, 并将它们组合成矩阵

$$Z = [\lambda_1^d z_1 \quad \lambda_2^d z_2 \quad \cdots \quad \lambda_r^d z_r], \quad (17)$$

其中 z_i 是变换后特征向量 \bar{V}_i 的前 m 个元素. 然后, 选择变换后矩阵 \bar{A} 的前 m 行, 组成矩阵 \bar{A}_1 .

计算反馈增益矩阵

$$K_m^T = -\text{real}[(Z - \bar{A}_1 \bar{V})(\bar{C} \bar{V})^{-1}], \quad (18)$$

由此可以得到特征结构配置控制器为

$$u_m(t) = -K_m^T x(t). \quad (19)$$

2.2 L_1 自适应补偿器设计

L_1 自适应补偿器的设计步骤^[13]如下.

将式(2)和(19)代入式(1)的第1式, 可得

$$\dot{x}(t) = A_m x(t) + b(u_{ad}(t) + \varpi^T x(t)), \quad (20)$$

其中 $A_m = A - bK_m^T$ 为赫尔维茨矩阵.

根据上式, 设计状态预测器如下:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}(t) = A_m \hat{x}(t) + b(u_{ad}(t) + \hat{\varpi}^T(t)x(t)), \\ \hat{y}(t) = C\hat{x}(t), \hat{x}(0) = x_0. \end{cases} \quad (21)$$

其中: $\hat{x}(t) \in \mathbf{R}^n$ 为预测状态; $\hat{\varpi}(t) \in \mathbf{R}^n$ 为 ϖ 的估计, 由以下的投影自适应律^[14]计算得到:

$$\begin{cases} \dot{\hat{\varpi}}(t) = \Gamma \text{Proj}(\hat{\varpi}(t), -\hat{x}^T(t)Pbx(t)), \\ \hat{\varpi}(0) = \hat{\varpi}_0 \in W. \end{cases} \quad (22)$$

其中: $\Gamma \in \mathbf{R}^+$ 为自适应增益; $\hat{x}(t) \triangleq \hat{x}(t) - x(t)$ 为预测误差; $P = P^T > 0$ 为李雅普诺夫方程 $A_m^T P + PA_m = -Q$ 的解, $Q = Q^T > 0$ 为任意对称矩阵; $\text{Proj}(\cdot, \cdot)$ 为投影算子, 能够将 $\hat{\varpi}(t)$ 限制在 W 的集合之内.

L_1 自适应补偿器的拉氏变换定义如下:

$$u_{ad}(s) = -C(s)(\hat{\eta}(s) - K_g r(s)). \quad (23)$$

其中: $\hat{\eta}(s)$ 是信号

$$\hat{\eta}(t) \triangleq \hat{\varpi}^T(t)x(t) \quad (24)$$

的拉氏变换; $r(s)$ 是 $r(t)$ 的拉氏变换; K_g 是前置增益, 用于消除输出响应的零稳态误差, 定义为

$$K_g \triangleq (C^T A_m^{-1} b)^{-1}; \quad (25)$$

$C(s)$ 是一个具有 0 初始条件, BIBO(Bounded-input bounded-output) 稳定的严格正则传递函数, 并且满足 $C(0) = 1$.

满足如下 L_1 范数条件, 由式(21)~(23)便构成了 L_1 自适应补偿器 u_{ad} :

$$\bar{\lambda} \triangleq \|G(s)\|_{L_1} L < 1. \quad (26)$$

其中

$$G(s) \triangleq H(s)(1 - C(s)), \quad (27)$$

$$H(s) \triangleq (sI - A_m)^{-1} b, \quad (28)$$

$$L \triangleq \max_{\varpi \in W} \|\varpi\|_1. \quad (29)$$

该 L_1 自适应补偿器结构如图2所示.

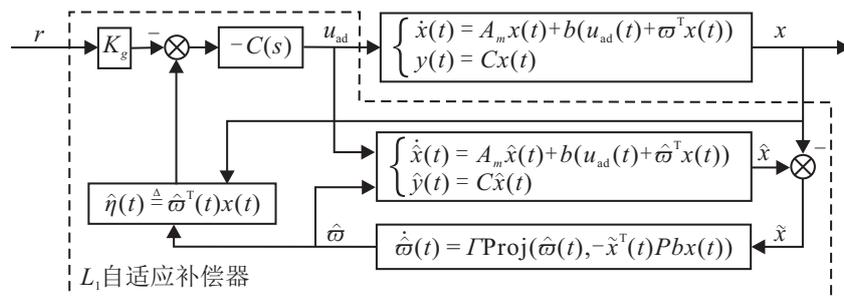


图2 L_1 自适应补偿器结构

3 控制器性能分析

3.1 特征结构配置控制器性能分析

当控制系统中仅含有特征结构配置控制器时, 即

$$u(t) = u_m(t) = -K_m^T x(t), \quad (30)$$

将上式代入式(1)的第1式, 整理后可得

$$\dot{x}(t) = (A_m + b\varpi^T)x(t). \quad (31)$$

根据线性定常系统的稳定性判据, 当 $\varpi^T = 0$ 时, 即不存在不确定性, A_m 为赫尔维茨矩阵, 系统(31)渐近稳定; 当 $\varpi^T \neq 0$ 时, $b\varpi^T$ 将会改变 A_m 的特征值, 造

成系统不稳定或性能降低.

3.2 总控制器性能分析

不考虑输入条件, L_1 自适应补偿器的时域表达式为

$$u_{ad}(t) = -C(t)\hat{\eta}(t). \quad (32)$$

将特征配置控制器(式(19))和 L_1 自适应补偿器(式(32))代入总控制器(式(2)), 再将总控制器代入式(1)的第1式, 整理后可得

$$\dot{x}(t) = (A_m - bC(t)\hat{\varpi}^T(t) + b\varpi^T)x(t). \quad (33)$$

理想状态下, $\hat{\omega}^T(t) = \omega^T$, 低通滤波器 $C(t)$ 对系统的影响可以忽略, 则式(33)可以简化为

$$\dot{x}(t) = A_m x(t). \quad (34)$$

由于 A_m 为赫尔维茨矩阵, 系统(34)渐近稳定.

在非理想状态下, $\hat{\omega}^T(t)$ 虽然不能完全对 ω^T 进行估计, 但也会极大地抵消不确定性对系统的影响. 而低通滤波器会对输入的高频噪声进行过滤, 进一步改善系统性能.

为了进一步对系统稳定性和性能进行分析, 下面给出两个引理.

引理 1 本文设计的控制器, 其预测误差 $\hat{x}(t)$ 一致有界:

$$\|\hat{x}\|_{L_\infty} \leq \sqrt{\frac{\varpi_{\max}}{\lambda_{\min}(P)\Gamma}}, \quad \varpi_{\max} \triangleq 4 \max_{\varpi \in W} \|\varpi\|^2, \quad (35)$$

其中 $\lambda_{\min}(P)$ 表示矩阵 P 的最小特征值^[13].

证明 由式(21)的第 1 式减去式(20), 可得预测误差的状态方程为

$$\dot{\hat{x}}(t) = A_m \hat{x}(t) + b \tilde{\omega}^T(t)x(t), \quad \hat{x}(0) = 0, \quad (36)$$

其中 $\tilde{\omega}(t) = \hat{\omega}(t) - \omega$.

选取李雅普诺夫函数

$$V(t) = \hat{x}^T(t)P\hat{x}(t) + \tilde{\omega}^T(t)\tilde{\omega}(t)/\Gamma, \quad (37)$$

该李雅普诺夫函数对 t 求导, 可得

$$\dot{V}(t) = \dot{\hat{x}}^T(t)P\hat{x}(t) + \hat{x}^T(t)P\dot{\hat{x}}(t) + (\dot{\tilde{\omega}}^T(t)\tilde{\omega}(t) + \tilde{\omega}^T(t)\dot{\tilde{\omega}}(t))/\Gamma.$$

将式(22)和(36)代入上式, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) = & -\hat{x}^T(t)Q\hat{x}(t) + 2\tilde{\omega}^T(t)(x(t)\hat{x}^T(t)Pb + \\ & \text{Proj}(\hat{\omega}(t), -x(t)\hat{x}^T(t)Pb)). \end{aligned}$$

由投影函数的性质^[14]可知, 上式第 2 项小于等于 0, 因此有

$$\dot{V}(t) \leq -\hat{x}^T(t)Q\hat{x}(t). \quad (38)$$

由 $\hat{x}(0) = 0$, 有

$$\lambda_{\min}(P)\|\hat{x}(t)\|^2 \leq V(t) \leq V(0) = \tilde{\omega}^T(0)\tilde{\omega}(0)/\Gamma.$$

投影函数能够保证 $\hat{\omega}(t)$ 限制在 W 的集合之内, 因此有

$$\tilde{\omega}^T(0)\tilde{\omega}(0) \leq 4 \max_{\varpi \in W} \|\varpi\|^2.$$

由此可得预测误差的上界

$$\|\hat{x}(t)\|^2 \leq \frac{\varpi_{\max}}{\lambda_{\min}(P)\Gamma}.$$

由于 $\|\cdot\|_\infty \leq \|\cdot\|$, 上述误差界限可以进一步改写为

$$\|\hat{x}\|_{L_\infty} \leq \sqrt{\frac{\varpi_{\max}}{\lambda_{\min}(P)\Gamma}}. \quad \square$$

引理 2 当自适应补偿器取式(23), 并且满足条件(26)时, 预测误差满足^[13]

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \hat{x}(t) = 0. \quad (39)$$

证明 为了证明预测误差 $\hat{x}(t)$ 渐近收敛到 0, 需要确保 $\hat{x}(t)$ 一致有界.

式(21)经拉氏变换并整理后可得

$$\hat{x}(s) = G(s)\hat{\eta}(s) + K_g H(s)C(s)r(s) + x_{in}(s), \quad (40)$$

其中 $x_{in}(s) \triangleq (sI - A_m)^{-1}x_0$. 式(40)的上界为

$$\|\hat{x}_\tau\|_{L_\infty} \leq \|G(s)\|_{L_1}\|\hat{\eta}_\tau\|_{L_\infty} + \|x_{in\tau}\|_{L_\infty} + \|K_g H(s)C(s)\|_{L_1}\|r_\tau\|_{L_\infty}. \quad (41)$$

对式(35)应用范数的三角不等式可得

$$\|\|\hat{x}_\tau\|_{L_\infty} - \|x_\tau\|_{L_\infty}\| \leq \sqrt{\frac{\varpi_{\max}}{\lambda_{\min}(P)\Gamma}}. \quad (42)$$

投影自适应律(22)能够确保 $\hat{\omega}(t) \in W$, 因此有

$$\|\hat{\eta}_\tau\|_{L_\infty} \leq L\|x_\tau\|_{L_\infty}. \quad (43)$$

替换掉 $\|x_\tau\|_{L_\infty}$ 后可得

$$\|\hat{\eta}_\tau\|_{L_\infty} \leq L\left(\|\hat{x}_\tau\|_{L_\infty} + \sqrt{\frac{\varpi_{\max}}{\lambda_{\min}(P)\Gamma}}\right). \quad (44)$$

综合不等式条件(41)和(44)以及自适应补偿器的 L_1 范数条件可得

$$\|\hat{x}_\tau\|_{L_\infty} \leq \frac{\bar{\lambda} \sqrt{\frac{\varpi_{\max}}{\lambda_{\min}(P)\Gamma}} + \|K_g H(s)C(s)\|_{L_1}\|r_\tau\|_{L_\infty} + \|x_{in\tau}\|_{L_\infty}}{1 - \bar{\lambda}}. \quad (45)$$

由上述不等式可知, $\hat{x}(t)$ 是一致有界的, 应用 Barbalat 引理即能够推导出式(39). \square

由引理 1 和引理 2 可知, 控制系统中的状态预测器能够对含有不确定性的系统进行预测, 并保证预测误差一致有界和渐近收敛到 0, 从而保证系统稳定, 并能够有效抵消系统中的不确定性, 提高系统鲁棒性.

4 仿真分析

本文以某型战斗机纵向姿态角控制为例, 对提出的鲁棒特征结构配置控制器进行仿真验证. 设被控对象的状态方程如式(1)所示, 其中

$$A = \begin{bmatrix} -1.3584 & 1 & 0 \\ 8.6406 & -1.3252 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$b = \begin{bmatrix} -0.1644 \\ -7.0486 \\ 0 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$x = y = \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix}, u = \delta_e,$$

α 为迎角, q 为俯仰角速率, θ 为俯仰角, δ_e 为升降舵偏角.

1) 特征结构配置控制器. 根据GJB 2874-97飞行品质等级1的要求, 选取纵向短周期运动的期望阻尼比为 $\xi_s = 0.9$, 固有频率为 $\omega_s = 5 \text{ rad/s}$. 根据式(3)计算出的期望特征值为 $-4.5 \pm 2.1794j$, 另外给出一个期望特征值为 -1 .

给出期望特征向量如下:

$$V^d = \begin{bmatrix} 1 \times 0 \\ \times 1 0 \\ 0 0 1 \end{bmatrix},$$

其中“ \times ”表示未受约束.

给出特征向量表中的数值和索引如下:

$$\begin{bmatrix} N_s \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2 & 2 & 3 \\ 1 & 2 & 1 \\ 3 & 3 & 2 \\ 0 & 0 & 3 \end{bmatrix}.$$

计算得到反馈增益向量为

$$K_m^T = [-1.9117 \quad -0.9934 \quad -2.2737].$$

原状态矩阵 A 的特征值为 $0, -4.2813$ 和 1.5978 , 其中有大于 0 的值, 系统不稳定. 经反馈增益调节后的状态矩阵 A_m , 其特征值为期望特征值, 均小于 0 , 系统稳定.

2) 总控制器. L_1 自适应补偿器的参数取值如下:

$$K_g = [0 \quad 0 \quad -2.2737], \Gamma = 1 \times 10^4,$$

$$P = \begin{bmatrix} 0.3282 & -0.0101 & -0.0714 \\ -0.0101 & 0.063 & 0.0329 \\ -0.0714 & 0.0329 & 1.3388 \end{bmatrix},$$

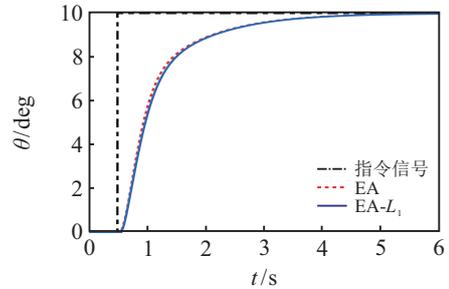
$$C(s) = \frac{35}{s + 35}.$$

假设未知变量 ϖ 边界 W 的取值范围为 $[-1, 1]$, 其维数为 3×1 , 根据 L_1 范数的定义和式(29)可得 $L = 3$, 由此求得不等式(26)左侧的值为 $0.9229 < 1$, 满足 L_1 范数条件, 能够构造 L_1 自适应控制器.

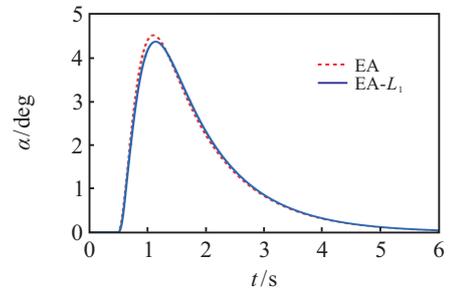
仿真过程中, 舵机带宽取为 45 rad/s , 速率限制取为 $[-400, 400] \text{ deg/s}$, 升降舵位置限制取为 $[-25, 25]$

deg , 系统状态初值都取为 0 , 俯仰角指令信号取终值为 10 deg 的阶跃信号.

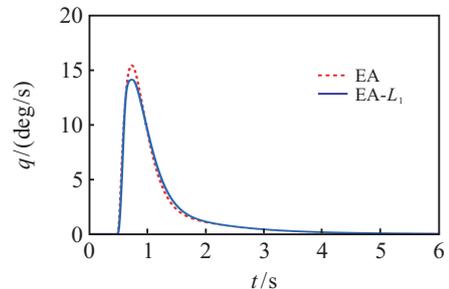
在没有未知变量干扰情况下, 系统仿真曲线如图3所示. 图3中: 点划线表示俯仰角指令信号, 虚线表示只采用特征结构配置控制(EA)的系统响应曲线, 实线表示采用鲁棒特征结构配置控制(EA- L_1)的系统响应曲线.



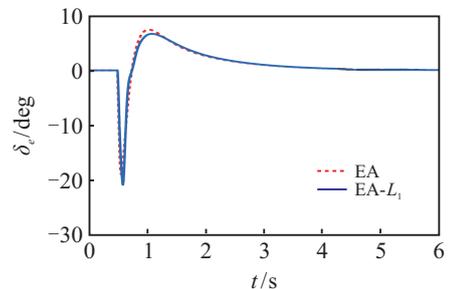
(a) 无干扰时俯仰角跟踪曲线



(b) 无干扰时迎角变化曲线



(c) 无干扰时俯仰角速率变化曲线



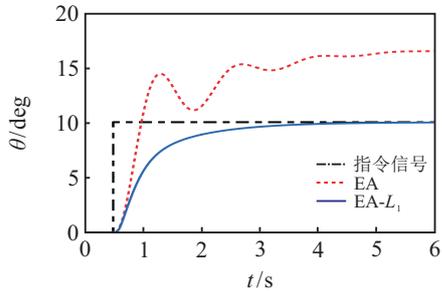
(d) 无干扰时升降舵偏角变化曲线

图3 无干扰时系统仿真曲线

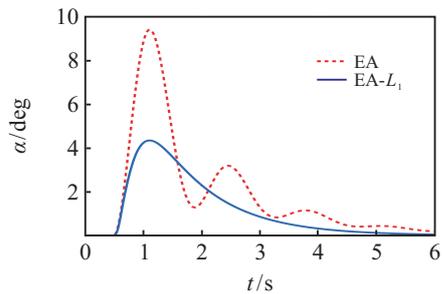
从图3可以看出, 没有干扰时, 采用EA和EA- L_1 控制的系统响应曲线较为接近, 均能够快速响应俯仰角指令信号, 其动态过程的超调量均为 0 , 调节时间均为 3.05 s . 但后者的响应速度略低于前者, 这是因为后

者增加了自适应控制器用于抵消系统中的不确定性, 需要额外的计算开销.

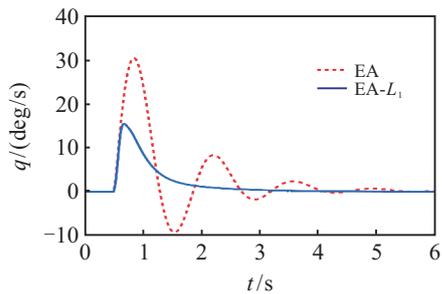
任取一达到 W 上界的未知变量 $\omega_1^T = [-1 \ 1 \ 1]$ 时, 系统仿真曲线如图4所示.



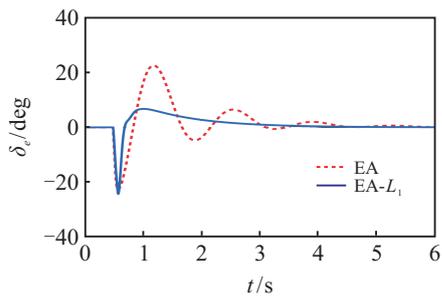
(a) 存在干扰 ω_1 时俯仰角跟踪曲线



(b) 存在干扰 ω_1 时迎角变化曲线



(c) 存在干扰 ω_1 时俯仰角速率变化曲线

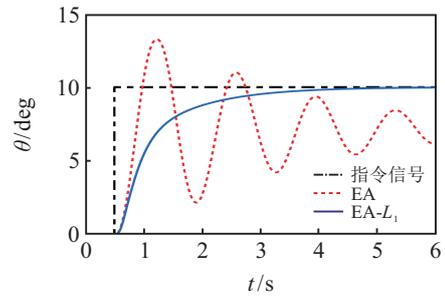


(d) 存在干扰 ω_1 时升降舵偏角变化曲线

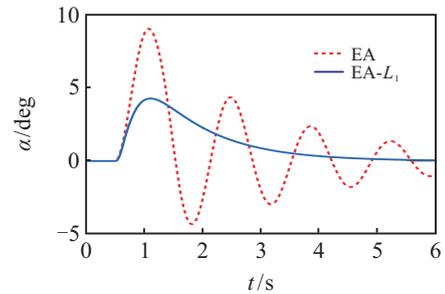
图4 存在干扰 ω_1 时的系统仿真曲线

另取一达到 W 上界的未知变量 $\omega_2^T = [1 \ 1 \ -1]$ 时, 系统仿真曲线如图5所示.

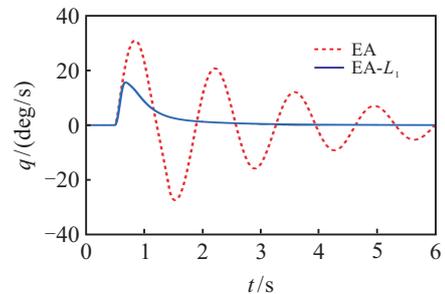
图4和图5中各曲线表示的含义与图3相同. 可以看出: 存在干扰时, 采用EA控制的系统响应曲线存在较为严重的震荡, 并且俯仰角跟踪存在稳态误差; 而采用EA- L_1 控制能够有效抵消系统中的干扰, 系统性能几乎没有受到影响, 其超调量仍为0, 调节时间仍



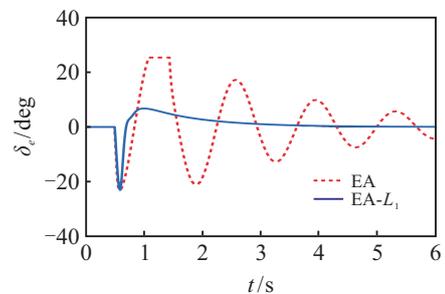
(a) 存在干扰 ω_2 时俯仰角跟踪曲线



(b) 存在干扰 ω_2 时迎角变化曲线



(c) 存在干扰 ω_2 时俯仰角速率变化曲线



(d) 存在干扰 ω_2 时升降舵偏角变化曲线

图5 存在干扰 ω_2 时的系统仿真曲线

为3.05 s, 性能明显优于前者.

5 结论

本文提出了一种基于 L_1 自适应补偿的鲁棒特征结构配置方法, 用于飞行器姿态角控制. 通过性能分析和仿真验证, 证明了该方法能够在保证系统性能的同时, 有效提高系统的鲁棒性, 且该方法是一种通用方法, 适应于不同的被控对象.

下一步将对该控制方法进行改进, 应用于含有多种不确定性, 尤其是时变不确定性的系统中, 提高系统的控制效果和鲁棒性, 并将该控制方法在整个飞行包线中进行仿真验证, 给出完整的控制策略.

参考文献(References)

- [1] 马小娟. 特征结构配置方法在飞控系统中的应用[D]. 西安: 西北工业大学自动化学院, 2006: 1-7.
(Ma X J. Application of eigenstructure assignment method for flight control system design[D]. Xi'an: School of Automation, Northwestern Polytechnical University, 2006: 1-7.)
- [2] 高博, 杨凌宇, 申功璋. 基于 μ 分析的鲁棒特征结构配置飞行控制律设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(1): 111-115.
(Gao B, Yang L Y, Shen G Z. Robust eigenstructure assignment based on μ -analysis applied to flight control law design[J]. J of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(1): 111-115.)
- [3] Sutha S, Thyagarajan T. Eigenstructure assignment based multiobjective dynamic state feedback controller design for MIMO system using NSGA-II[C]. Int Conf on Modelling, Identification and Control. Okayama: IEEE Xplore, 2010: 870-875.
- [4] Strubel J, Konigorski U. Robust eigenstructure assignment using parametric output feedback[C]. Control and Automation. Palermo: IEEE, 2014: 1249-1254.
- [5] Cao C, Hovakimyan N. Design and analysis of a novel L_1 adaptive controller, Part I: Control signal and asymptotic stability[C]. American Control Conf. Minneapolis: IEEE, 2006: 3397-3402.
- [6] Cao C, Hovakimyan N. Design and analysis of a novel L_1 adaptive controller, Part II: Guaranteed transient performance[C]. American Control Conf. Minneapolis: IEEE, 2006: 3403-3408.
- [7] Tripathi A K, Patel V V, Padhi R. Autonomous landing of UAVs under unknown disturbances using NDI autopilot with L_1 adaptive augmentation[J]. IFAC-Papers on Line, 2017, 50(1): 3680-3684.
- [8] Lee H, Snyder S, Hovakimyan N. L_1 adaptive control within a flight envelope protection system[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 2017, 40(4): 1013-1026.
- [9] Zheng J, Guo Y, Zhou Y, et al. Unmanned helicopter trajectory tracking control based on L_1 adaptive and backstepping method[C]. 2018 Chinese Control and Decision Conf. Shenyang: IEEE, 2018: 2940-2946.
- [10] Hellmundt F, Dodenhöft J, Holzapfel F. L_1 adaptive control with eigenstructure assignment for Pole placement considering actuator dynamics and delays[C]. Guidance, Navigation, and Control Conf. San Diego: AIAA, 2016: 1382-1403.
- [11] 高丽, 吴文海, 梅丹, 等. 侧向自动着舰引导控制 L_1 自适应设计[J]. 飞行力学, 2016, 34(4): 41-45.
(Gao L, Wu W H, Mei D, et al. Design of L_1 adaptive controller for lateral-directional automatic carrier landing[J]. Flight Dynamics, 2016, 34(4): 41-45.)
- [12] 章卫国, 李爱军, 李广文, 等. 现代飞行控制系统设计[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2009: 152-185.
(Zhang W G, Li A J, Li G W, et al. Modern flight control system design[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2009: 152-185.)
- [13] Hovakimyan N, Cao C. L_1 adaptive control theory: Guaranteed robustness with fast adaptation[M]. Philadelphia: Society for Industrial and Applied Mathematics, 2010: 17-35.
- [14] Pomet J B, Laurent P. Adaptive nonlinear regulation: Estimation from the Lyapunov equation [J]. IEEE Trans on Automatic Control, 1992, 37(3): 729-740.

作者简介

陈海(1981—), 男, 讲师, 博士, 从事先进控制算法、飞行器控制的研究, E-mail: chenhai@mail.nwpu.edu.cn;

何开锋(1963—), 男, 研究员, 博士, 从事飞行器控制、飞行力学等研究, E-mail: hekf@vip.sina.com;

钱炜祺(1973—), 男, 研究员, 博士, 从事飞行力学、空气动力学等研究, E-mail: qianweiqi@cardc.cn;

郑凤麒(1987—), 男, 助理研究员, 从事飞行器控制、飞行力学的研究, E-mail: zhengfq_mail@163.com.

(责任编辑: 齐 霖)