

文章编号: 1001-0920(2007)04-0440-05

基于直接自适应控制的重构飞控系统研究

刘小雄¹, 章卫国¹, 武 燕², 黄宜军¹

(1. 西北工业大学 自动化学院, 西安 710072; 2. 西安电子科技大学 理学院, 西安 710071)

摘 要: 通常, 飞控系统重构设计需知系统的故障信息, 而使用直接自适应控制技术可在不知道系统故障信息的情况下, 对飞控系统操纵面损伤进行重构, 并且可使故障飞机很好地跟踪参考模型的输出. 采用优化算法设计反馈补偿器以保证故障系统的严格正实性, 并利用 Lyapunov 函数证明重构系统的渐近稳定性. 将该方法用于某型飞机侧向控制系统的设计, 仿真结果表明, 在操纵面严重受损的情况下, 飞机仍能保持良好的性能.

关键词: 重构; 飞行控制系统; 直接自适应控制

中图分类号: V249

文献标识码: A

Direct adaptive control-based reconfiguration flight control system

LIU Xiao-xiong¹, ZHANG Wei-guo¹, WU Yan², HUANG Yi-jun¹

(1. College of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. School of Science, Xidian University, Xi'an 710071, China. Correspondent: LIU Xiao-xiong, E-mail: npulxx@sina.com.cn)

Abstract: In general, the failure information is needed in the design of reconfiguration flight control system. However, no failure information is required for reconfiguration actuator failures by using the direct adaptive control scheme. Moreover, a fault aircraft perfectly tracks the output trajectory of the reference model. A feedback compensator is designed by utilizing the optimization method in order to ensure the strictly positive real of the failure plants. The asymptotical stability of the adaptive reconfiguration systems is proved by applying Lyapunov function. The proposed scheme is applied to the design of a lateral motion of an aircraft. The results show that an aircraft has good dynamic performance in the condition of control surface failure.

Key words: Reconfiguration; Flight control system; Direct adaptive control

1 引 言

重构技术可有效地提高飞机的生存能力和可靠性. 用于飞控系统重构控制设计的方法通常有基于线性二次调节器方法、特征结构配置、伪逆法、变结构以及模型跟随方法等, 但大多数方法必须知道系统的故障信息以及精确的辨识模型, 从而根据故障情况设计相应的控制律完成系统重构. 而使用直接自适应控制方法对飞控系统操纵面损伤进行重构, 不需事先知道故障情况, 便可使故障飞机很好地跟踪参考模型的输出.

直接自适应控制(也称简单自适应控制), 是 20 世纪 80 年代由 Kaufman 等人提出的. 由于该算法设计简单方便, 已广泛应用于工业、电力、航空和机器人等控制系统. 通过 Itzhak Barkana 和 Kenneth Sobel 等人^[1,2] 的深入研究, 其应用范围已非常广泛. 作为自适应控制的一个分支, 直接自适应控制与

模型参考自适应控制既有相似点又有区别, 该算法基于指令跟踪发生器和输出渐近跟踪理论, 其控制结构简单, 可调参数少, 控制器的设计不依赖于被控对象, 只利用参考模型和跟踪误差信息来完成系统设计. 同时, 由于飞控系统的设计特点是根据驾驶员的指令来完成不同的机动性能, 当操纵面发生故障时, 可设计理想的模型, 控制飞机跟踪参考模型的输出, 从而完成预定动作, 所以使用直接自适应控制技术可达到理想的重构效果.

本文提出一种基于直接自适应控制的重构飞控系统设计方法, 应用该技术进行飞控系统操纵面故障的重构, 详细描述了直接自适应控制的算法, 建立操纵面故障参数模型, 采用优化算法设计反馈补偿器以保证故障系统的严格正实性, 并利用 Lyapunov 函数证明重构系统的渐近稳定性. 应用该方法对某型飞机侧向控制系统进行仿真, 结果显示在操纵面

收稿日期: 2006-01-05; 修回日期: 2006-03-01.

作者简介: 刘小雄(1973—), 男, 陕西周至人, 讲师, 博士, 从事飞行控制与仿真, 故障诊断等研究; 章卫国(1956—), 男, 安徽南陵人, 教授, 博士生导师, 从事智能控制理论与应用、飞行控制等研究.

严重受损的情况下,飞机仍能保持良好的性能.

2 问题描述

通常的动态系统,可用如下状态空间模型描述:

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

其中: $x(t) \in R^n$ 为状态向量; $u(t) \in R^m$ 为控制向量; $y(t) \in R^l$ 为观测向量; $A \in R^{n \times n}$, $B \in R^{n \times m}$, $C \in R^{l \times n}$ 为相应维数的常数矩阵.

作动器的故障行为,会使控制系统的参数发生变化,从而影响系统的动态性能.通常情况下,飞机作动器故障包括操纵面的卡死、损失、松浮和饱和等.对于系统(1),不同故障情况可概括表示为

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + B u(t), \\ y(t) = Cx(t), \end{cases} \quad (2)$$

其中 $B = \text{diag}\{b_1, b_2, \dots, b_m\}$.

$$u_i(t) = \begin{cases} u_{ci}(t), & k_i = 1, \text{无故障发生;} \\ k_i(t) \times u_{ci}(t), & 0 < k_i < 1, \text{操纵面损伤;} \\ u_{ci}(t_F), & k_i = 0, \text{操纵面卡死;} \\ u_{ci \min} \text{ 或 } u_{ci \max}, & k_i = 0, \text{操纵面饱和;} \\ 0, & k_i = 0, \text{操纵面松浮.} \end{cases} \quad (3)$$

其中: k_i 为不同操纵面的损伤程度, $u_{ci}(t)$ 是第 i 个操纵面产生的控制信号, $u_i(t)$ 是操纵面实际输出信号, $i = 1, 2, \dots, m$. 式(3)包含了飞控系统作动器的各种故障行为.

注 1 为简化研究,假设每个控制面在某段时间只发生一次故障. $k_i \in (0, 1]$ 是未知的,所以预先并不知道控制面故障发生的时间和故障的大小.

控制目标是设计一个控制器,使得式(2)表示的系统稳定,同时保证系统具有良好的动态性能^[4].设计的难点在于预先不知道故障发生的时间以及故障参数的大小,所以控制器必须具有很强的自适应能力,从而适应操纵面的故障情况,使得飞机在操纵面受损的情况下安全返航.

3 直接自适应控制方法

直接自适应控制技术是建立在指令跟踪发生器和输出渐近跟踪理论上的简单、新型的自适应控制算法.

3.1 指令跟踪发生器理论

指令跟踪发生器 (CGT) 理论是 O'Brien 和 Broussard^[2] 提出并发展的.基本思想是使用前馈和跟踪误差设计控制律,使得被控对象的控制轨迹完全跟踪参考模型的输出.

对于系统(1),有如下参考模型:

$$\begin{cases} \dot{x}_m(t) = A_m x_m(t) + B_m u_m(t), \\ y_m(t) = C_m x_m(t), \end{cases} \quad (4)$$

其中各参数的定义与系统(1)相同.定义如下理想控制输入:

$$u^* = \tilde{k}_e(y_m - y) + \tilde{k}_x x_m + \tilde{k}_u u_m. \quad (5)$$

其中: \tilde{k}_e 表示跟踪误差增益, \tilde{k}_x 和 \tilde{k}_u 表示理想的前馈增益.当使用理想控制输入使得系统输出很好地跟踪参考模型时,有

$$e_y = y_m - y = 0, \quad (6)$$

此时

$$u^* = \tilde{k}_x x_m + \tilde{k}_u u_m. \quad (7)$$

定义线性化理想轨迹为

$$x^* = s_{11} x_m + s_{12} u_m, \quad (8)$$

当满足良好的跟踪状态时,有 $x = x^*$, $u = u^*$.同时理想轨迹必须满足系统(1).由式(7)和(8)以及 x^* 的微分可得到以下跟踪等式:

$$\begin{bmatrix} A & B \\ C & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} s_{11} & s_{12} \\ \tilde{k}_x & \tilde{k}_u \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_m \\ u_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} s_{11} A_m & s_{11} B_m \\ C_m & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_m \\ u_m \end{bmatrix}. \quad (9)$$

令

$$\begin{bmatrix} 11 & 12 \\ 21 & 22 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ C & 0 \end{bmatrix}^{-1}, \quad (10)$$

则存在如下解:

$$\begin{cases} s_{11} = 11 s_{11} A_m + 12 C_m, \\ s_{12} = 11 s_{11} B_m, \\ \tilde{k}_x = 21 s_{11} A_m + 22 C_m, \\ \tilde{k}_u = 21 s_{11} B_m. \end{cases} \quad (11)$$

注 2 必须满足系统输出和输入量的个数相等,即当 $m = l$ 时,式(10)的逆存在;当 $m > l$ 时可得伪逆,而 $m < l$ 时无解.

3.2 直接自适应控制的基本结构

直接自适应控制是基于指令跟踪发生器的思想设计的,当系统存在未知参数或环境发生变化而需改变控制增益时,在保证稳定性的前提下,使用该算法取代如下常值控制增益^[2,5,6]:

$$u = k_e(t)(y_m - y) + k_x(t)x_m + k_u(t)u_m. \quad (12)$$

自适应增益可集中定义为

$$K_r = [k_e(t), k_x(t), k_u(t)] = k_p(t) + k_i(t). \quad (13)$$

其中: $k_p(t)$ 为比例增益, $k_i(t)$ 为积分增益.那么自适应增益可由如下比例-积分型控制律在线调整:

$$\begin{cases} e_y(t) = y_m(t) - y(t), & (14) \\ r^T(t) = [e_y^T(t), x_m^T(t), u_m^T(t)], & (15) \\ k_p(t) = e_y(t) r^T(t) T_p, & (16) \\ \dot{k}_i(t) = e_y(t) r^T(t) T_i, & (17) \end{cases}$$

其中 T_p 和 T_i 为常值权矩阵.

控制的目的是要使 $e_y(t)$ 趋近于零,则须满足

$$H(s) = C(sI - A + B K_f C)^{-1} B \quad (18)$$

是严格正实性的,其中 K_f 为任意的参数矩阵.

注3 直接自适应控制系统必须满足严格正实性的条件.对于实际系统,如何满足该条件是应用直接自适应控制进行系统设计首先需解决的问题.

4 飞控系统重构设计

飞控系统重构的目的是当控制面受到意外情况损伤时,利用剩余控制面和控制面之间的相互关系调整控制器结构,使故障系统能达到和正常系统相同的性能.使用直接自适应控制算法为重构控制开辟了新的思路,可在线自适应调整控制器增益参数,让故障飞机跟踪理想模型的输出,从而达到理想的控制效果.

4.1 直接自适应重构飞控系统结构

在正常情况下,设计稳定的常规控制器增益 K_c ,可保证闭环系统是严格正实的,这样系统变为

$$\begin{cases} \dot{x}_p(t) = A_p x_p(t) + B_p(\cdot) u_p(t), & (19) \\ y_p(t) = C_p x_p(t). \end{cases}$$

其中: $A_p = A - B K_c C$, $B_p(\cdot) = B$, $C_p = C$.同时使得参考模型也具有系统(19)的结构,从而可保证在正常情况下系统良好的输出跟踪性能.当飞机控制面受到损伤时,引起系统参数的变化,可能会使系统不具有正实性,这时采用反馈补偿设计来确保系统具有严格正实性.从而满足直接自适应控制的使用条件.直接自适应重构飞控系统的结构如图1所示.

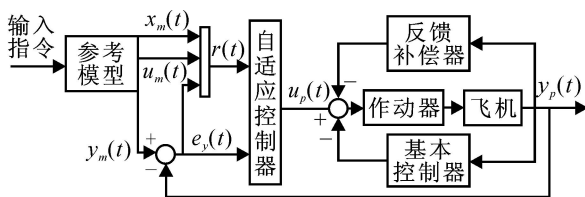


图1 直接自适应重构飞控系统结构

4.2 反馈补偿设计

当控制面受到损伤时,系统的状态发生变化,可采用反馈补偿技术使系统具有正实性,所以反馈补偿器的设计是使用直接自适应控制算法的前提.

正实性引理^[2,3] 如果存在正定对称矩阵 $P = P^T > 0$ 和正实矩阵 Q ,满足以下条件:

$$PA_k + A_k^T P < 0, \quad (20)$$

$$QPB_p(\cdot) = C_p^T, \quad (21)$$

那么,闭环传递函数矩阵 $H(s) = C_p(sI - A_k)^{-1} B_p(\cdot)$ 是严格正实的,其中 $A_k = A_p - B_p(\cdot) K_f C_p$.

使用如下优化算法来计算反馈增益矩阵 K_f 的值:

Step1: 根据式(21)计算每个 $B_p(\cdot)$ ($\in (0, 1]$) 对应的 P 值;

Step2: 将计算得到的 P 带入式(20),解线性矩阵不等式,找出满足条件的 K_f ;

Step3: 优化 K_f ,使得 $K_f = \min K_f$,即找出二范数最小的 K_f 值;

Step4: 重复以上步骤,直到满足所有的 $\in (0, 1]$,得到最终的 K_f 便是所求最优反馈补偿器增益.

注4 要保证式(21)有解,必须满足 $m \geq l$,即输入变量的个数大于或等于输出变量的个数.经过反复验证,当 $\in (0.2, 1]$ 时,有满足要求的 K_f 存在,即本文设计的重构系统允许操纵面最大故障情况是操纵面损失 80%.

4.3 稳定性证明

定理1 如果存在输出反馈增益矩阵使得式(19)表示的系统具有严格正实性,即存在正定对称矩阵 P 使得式(20)和(21)成立,那么存在正定二次型 Lyapunov 函数

$$V(x) = \{ (e_x^T P e_x) + \text{tr} [S (k_i - \tilde{k}) T_i^{-1} (k_i - \tilde{k})^T S^T] \} / 2,$$

使得设计的直接自适应重构飞控系统稳定,即系统输出可很好地跟踪参考模型.其中: tr 表示矩阵的迹, T_i 为正定对称矩阵.

证明 根据定理1,只需求出 $V(x)$ 的导数,如果导数是负定的或半负定的,那么结论得证.

首先计算实际系统和理想状态之间的误差 $e_x = x^* - x$ 的导数.由式(4),(8),(13)和(15),令 $\tilde{k} = [\tilde{k}_e, \tilde{k}_x, \tilde{k}_u]$ 得

$$\begin{aligned} \dot{e}_x &= A_x x_p^* + B_p u_p^* - A_k x_p - B_p u_p = \\ &= A_k [x_p^* - x_p] + B_p [u_p^* - u_p] = \\ &= A_k e_x + B_p [\tilde{k} - K_f] r, \end{aligned}$$

那么

$$\begin{aligned} \dot{V}(x) &= \\ &= \{ \dot{e}_x^T P e_x + e_x^T P \dot{e}_x + \text{tr} [S (\dot{k}_i T_i^{-1} (k_i - \tilde{k})^T + \\ &+ (k_i - \tilde{k}) T_i^{-1} \dot{k}_i^T) S^T] \} / 2 = \dots = \\ &= e_x^T [A_k^T P + P A_k] e_x / 2 + e_x^T P B_p \tilde{k} r - \\ &= e_x^T P B_p K_f r + e_y^T S^T S (k_i - k) / r. \end{aligned}$$

将 k_p 和 $QPB_p(\cdot) = C_p^T$ 带入上式,同时令 $Q = (S^T S)^{-1}$,则有

$$\begin{aligned} \dot{V}(x) &= e_x^T [A_k^T P + PA_k] e_x / 2 - e_x^T P B_p k_p r = \\ & e_x^T [A_k^T P + PA_k] e_x / 2 - \\ & e_x^T P B_p Q B_p^T P e_x r^T T_p r. \end{aligned}$$

由式(20),同时令 T_p 为正定对称矩阵,可知 $\dot{V}(x) < 0$. 因为 $V(x)$ 是关于 e_x 和 k_i 的函数,在其导数中不包含 k_i ,所以 $\dot{V}(x)$ 是半负定的.

以上结果证明存在正定二次型 Lyapunov 函数 $V(x)$,使得系统稳定.

5 仿真分析

根据上面提出的直接自适应重构策略,运用某型飞机进行操纵面故障情况下的重构控制仿真.

5.1 仿真模型

某型飞机在高度 8 000 m,马赫数 0.9 的飞行状态下,侧向运动线性模型为

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.7437 & 0.544 & -2.749 \\ 0.1584 & -0.216 & -1.149 \\ 0.707 & -0.707 & -0.01705 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ r \\ \beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.8153 & -0.0003738 & 0.3234 \\ -0.1595 & -0.06637 & -0.1655 \\ 0 & 0 & 0.00282 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a \\ f \\ r \end{bmatrix},$$

$$\begin{bmatrix} p \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ r \\ \beta \end{bmatrix}.$$

其中: p 表示滚转速率变化量, r 表示偏航速率变化量, β 表示侧滑角变化量. 3 个控制面为差动尾翼 (a)、差动副翼 (f) 和方向舵 (r). 输出测量值为 p , r 和 β .

在仿真过程中,参考指令选择跟踪滚转速率 $p_c = 0.1754 \text{ rad}$ 的阶跃响应. 根据飞行品质,希望的极点为

$$= [-2 + 2i, -2 - 2i, -2].$$

5.2 仿真结果

仿真时间为 10 s,采样周期 0.01 s. 仿真中设置自适应增益矩阵 T_p 和 T_i 为单位对角阵. 仿真曲线如图 2 ~ 4 所示,其中实线为系统输出,虚线为参考模型输出.

从滚转速率 p 曲线可知,正常情况下跟踪过程平滑、无超调,调节时间为 2 s 左右. 从而所设计的自适应控制器具有良好的动态响应及跟踪性能.

在第 3 s 时设置副翼 (f) 舵面损伤 50% 故障. 仿真结果如图 3 所示. 当故障出现时,系统能很好地保持原有动态性能,系统输出完全能跟踪参考轨迹.

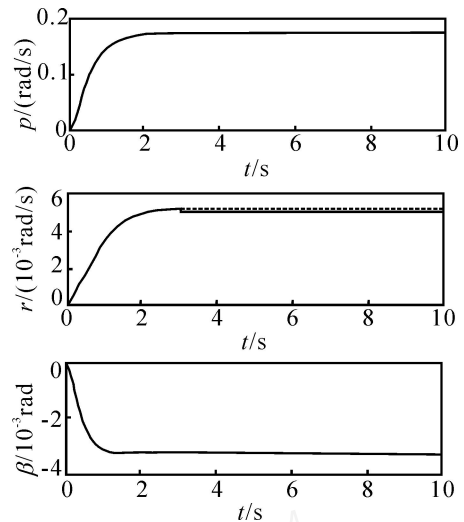


图 2 正常情况下系统输出

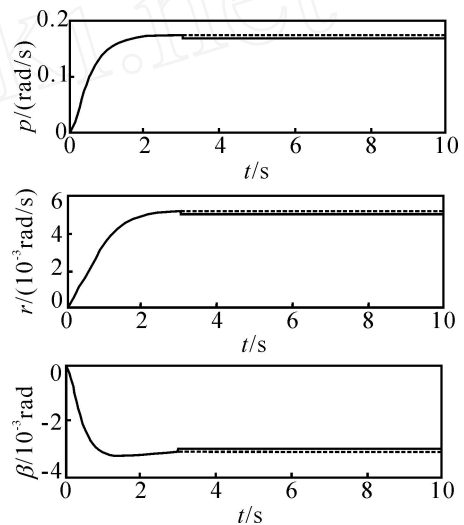


图 3 操纵面损伤 50% 时系统输出

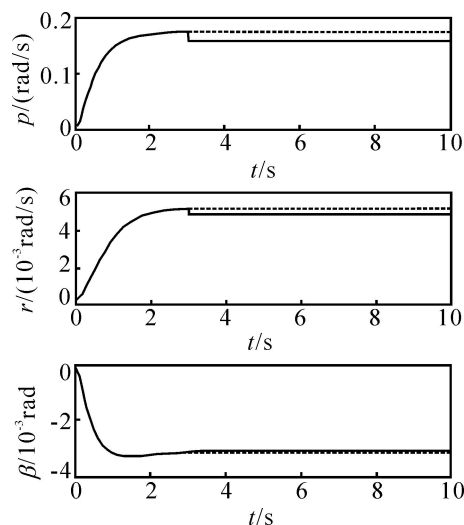


图 4 操纵面损伤 80% 时系统输出

在第 3 s 时设置副翼 (f) 舵面损伤 80% 故障. 仿真结果如图 4 所示. 当故障出现时,系统保持较好的动态性能,系统输出几乎完全跟踪上参考轨迹.

从仿真结果可以看出,本文提出的算法结构简单、可调参数少,充分利用了参考模型的信息,避免

了常规设计方法对模型参数以及故障信息的需要. 但对于非线性系统和模型不确定系统的重构控制还需进一步的研究与深化.

6 结 论

针对飞控系统操纵面未知故障情况的重构设计, 本文提出了一种基于直接自适应控制的重构飞控系统方法. 根据飞行品质要求设计正常情况下的控制器, 采用优化算法设计了反馈补偿器以保证故障系统的严格正实性, 并利用 Lyapunov 函数证明了重构系统的渐近稳定性. 仿真结果显示, 在舵面严重受损的情况下, 飞机仍能保持良好的性能. 本文算法简便可靠, 适合工程应用. 同时, 为解决未知故障情况下的重构控制拓宽了研究思路.

参考文献(References)

- [1] 尹怡欣, 孙一康, 舒迪前. 具有二次型性能指标的简单自适应控制算法及其应用[J]. 控制与决策, 2000, 15(2): 276-279.
(Yin Y X, Sun Y K, Shu D Q. Simple adaptive control algorithm with quadratic performance and its application [J]. Control and Decision, 2000, 15(2): 276-279.)
- [2] Howard Kaufman, Itzhak Barkana, Kenneth Sobel, et al. Direct adaptive control algorithms: Theory and applications[M]. 2nd ed. New York: Springer-Verlag, 1998.
- [3] Huang C H, Ioannou P A, Maroulas J, et al. Design of strictly positive real systems using constant output feedback[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 1999, 44(3): 569-575.
- [4] Zhang Y M, Jiang J. Fault tolerant control system design with explicit consideration of performance degradation [J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 2003, 39(3): 838-849.
- [5] Itzhak Barkana. On gain conditions and convergence of simple adaptive control [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit. Austin, 2003: 1-14
- [6] Itzhak Barkana. Simple adaptive control for non-minimum phase autopilot design[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit. Providence, 2004: 1-12.
- (上接第 439 页)
- ## 参考文献(References)
- [1] Leite V J S, Tarbouriech S, Peres P L D. A convex approach for robust state feedback control of discrete-time systems with state delay [C]. Proc of the 2004 American Control Conference. Boston, 2004: 2870-2875.
- [2] Haurani A, Michalska H, Boulet B. Delay-dependent robust output feedback stabilization of uncertain state-delayed systems with saturating actuators[C]. Proc of the 2004 American Control Conference. Boston, 2004: 4963-4965.
- [3] Chen G, Yang M, Yu L, et al. Delay dependent guaranteed cost control for linear uncertain time-delay systems [C]. Proc of the 3rd World Congress on Intelligent Control and Automation. Hangzhou, 2000: 3363-3367.
- [4] 关新平, 陈彩莲, 龙承念, 等. 不确定离散时滞系统的动态输出反馈鲁棒性能控制[J]. 控制理论与应用, 2003, 20(2): 199-204.
(Guan X P, Chen C L, Long C N, et al. Robust guaranteed cost control for uncertain discrete delay systems via dynamic output feedback [J]. Control Theory and Applications, 2003, 20(2): 199-204.)
- [5] Lee Y S, Moon Y S, Kwon W H, et al. Delay-dependent robust H control for uncertain systems with a state-delay[J]. Automatica, 2004, 40(1): 65-72.
- [6] Choi H H, Chung M J. An LMI approach to H controller design for linear time-delay systems [J]. Automatica, 1997, 33(4): 737-739.
- [7] Jeung E T, Kwon S, Kim J H, et al. An LMI approach to H control for linear delay systems[C]. Proc of the American Control Conference. 1998: 2398-2402.
- [8] 颜文俊, 张森林. 新型多目标优化控制策略及其应用研究[J]. 浙江大学学报, 2004, 38(6): 691-696.
(Yan W J, Zhang S L. New multi-objective optimization control and its application to nonlinear evaporation process[J]. J of Zhejiang University, 2004, 38(6): 691-696.)
- [9] D Andrea R. Generalized l_2 synthesis[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 1999, 44: 1145-1156.
- [10] Wang J, Wilson D A. Application of generalized L_2 synthesis to decoupled active suspension systems [C]. Proc of the American Control Conference. Arlington, 2001: 2664-2669.
- [11] Wang J, Wilson D A. Multi-objective control of decoupled vehicle suspension systems[C]. Proc of the 40th IEEE Conference on Decision and Control. Orlando, 2001: 535-539.
- [12] Wang J, Wilson D A. Mix $G_{h_1}/H_2/G_{h_2}$ control with pole placement and its application to vehicle suspension systems[J]. Int J of Control, 2001, 74(13): 1353-1369.