

文章编号: 1000 6893 (2004) 05 0480 05

基于自适应不对称高斯基函数网络的 可靠飞行跟踪控制

刘 亚, 胡寿松

(南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 210016)

Reliable Flight Tracking Control based on Adaptive AGBF Network

LIU Ya, HU Shou song

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics
and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘要: 针对歼击机操纵面结构故障, 提出了一种基于自适应不对称高斯基函数网络(AGBFN)的可靠跟踪控制方案。该方案的特点是在传统的线性控制器的基础上, 引入基于自适应 AGBFN 的自适应控制器, 用于在线补偿由于建模误差、外扰、以及操纵面卡死或损伤所造成的影响, 并且采用控制隔离技术来处理执行机构的饱和问题。完全自适应 AGBFN 采用不对称高斯基函数, 并且可以在线更新网络所有参数, 克服了传统 RBF 网络对称性约束, 提高了网络的适应性和学习能力, 从而保证歼击机的操纵品质, 且输出较好地跟踪参考模型输出。飞行仿真结果表明, 文中采用的控制方法使飞机在正常状态和故障状态下均可获得满意的控制效果。

关键词: 不对称高斯基函数; 自适应神经网络; 可靠控制; 歼击机

中图分类号: V249.1 文献标识码: A

Abstract: A reliable flight tracking control scheme is developed for a fighter in the presence of control surface failures based on adaptive asymmetric Gaussian basis function network (AGBFN). An adaptive AGBFN controller is used to augment the linear controller, which can compensate the modeling error, disturbance and unknown control surface failures. The effect of actuator dynamics and limits are treated by using control hedging. The asymmetric Gaussian basis function is used for the proposed full adaptive AGBFN which eliminates the symmetry restriction of traditional RBFN and provides the neurons with higher flexibility. And the tuning rule for updating all parameters of the AGBFN is derived which ensures the stability of the overall system. By the proposed control scheme, the handling qualities of the system are maintained with the improved tracking accuracy. Simulation results show that the proposed method is suited to not only the normal aircraft, but also the fault aircraft.

Key words: asymmetric Gaussian basis function; adaptive neural network; reliable control; fight aircraft

可靠性、可修复性和安全性是现代歼击机飞行控制系统设计中三个最基本的要求。传统的自修复飞行控制系统设计方法主要限于线性时不变系统^[1,2], 通常是针对飞机的小扰动化线性方程来设计飞行控制律, 需要预先估计飞机可能出现的故障, 针对典型模态设计重构控制律、通过增益预置的方法进行切换, 需要大量的增益预置表, 且实时性和精度难以保证。

近年来, 由于神经网络技术的研究和发展, 为飞控系统的设计提供了新的思想和方法^[3,4]。文献[3]表明, 在各种神经网络结构中, 基于高斯基函数的径向基网络(RBFN)更为适合非线性系统控

制。本文提出了一种基于全自适应的不对称高斯基函数网络可靠飞行控制方案, 网络的基函数采用具有不对称宽度的伪高斯函数, 和常规的高斯基函数相比, 具有更大的可变性和延展性, 打破了传统高斯基函数的对称性限制, 使得隐层神经元在函数近似上具有更高的适应性, 提高了网络的近似能力。同时, 通过在线调整 AGBFN 的全部参数, 进一步提高了网络的在线学习能力, 能够实时地适应系统的建模误差、操作面故障等因素的影响, 使得系统保持较好的控制性能, 并且输出跟踪给定的指令信号。考虑到执行机构存在的位置和/或速率饱和等限制, 进一步采用控制隔离技术来处理执行机构饱和问题, 以保证神经网络控制方案的有效性。

收稿日期: 2003 06 03; 修订日期: 2004 03 31

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(60234010)、高校博士点基金项目(20040287005)资助

1 系统描述

考虑如下形式的歼击机运动方程

$$\dot{x} = f(x, u) \tag{1}$$

其中: $x \in \mathbf{R}^n$ 是系统状态; $u \in \mathbf{R}^p$ 是系统输入。系统状态可测且系统控制输入维数 p 小于系统的状态维数 n 。显然, 系统只有 p 个状态可以被准确跟踪, 因此可以将系统状态进行划分, 定义系统输出为 $y = [x_1 \ x_2 \ \dots \ x_p]^T \in \mathbf{R}^p$ 为系统期望跟踪的状态, x_{n-p} 为剩下的其它状态。于是可以将系统(1)改写为

$$\begin{pmatrix} \dot{x}_{n-p} \\ \dot{y} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_{n-p}(x, u) \\ f_y(x, u) \end{pmatrix} \tag{2}$$

给定期望输出 y_d , 系统的控制目标是设计控制器使得系统输出跟踪期望的输出。

歼击机常见的操作面故障主要是舵面卡死或损伤两种情况。当歼击机的某一输入舵面卡死时, 可以用下式进行描述^[5]

$$u_j(t) = \bar{u}_j \quad t \geq t_j, j \in \{1, 2, \dots, p\} \tag{3}$$

其中: t_j 是故障发生时间; \bar{u}_j 是卡死时输入值; t_j, \bar{u}_j 是未知的。对应系统的输入可以表达为

$$u(t) = \mathcal{V}(t) + \omega(\bar{u} - \mathcal{V}(t)) \tag{4}$$

其中: $\omega = \text{diag}\{\omega_1, \dots, \omega_p\}$; $\mathcal{V}(t)$ 是正常作动器的输入。当第 i 个作动器发生故障时, $\omega_i = 1$, 否则 $\omega_i = 0$ 。不同于舵面卡死故障, 歼击机的舵面损伤会导致歼击机的空气动力学特性发生变化, 从而使歼击机的运动方程发生相应变化。针对歼击机的这两种常见的操作面故障(损伤或卡死)情况, 可以采用如下方程进行描述

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x, u) + \tilde{f}(x, u) \\ &= \begin{pmatrix} f_{n-p}(x, u) \\ f_y(x, u) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \tilde{f}_{n-p}(x, u) \\ \tilde{f}_y(x, u) \end{pmatrix} \end{aligned} \tag{5}$$

其中 $\tilde{f}(x, u)$ 表示由于舵面卡死或损伤引起的系统未知的动力学特性改变。

2 系统控制方案

2.1 参考模型的设计

给定参考模型

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_m &= A_m x_m + B_m u_1 \\ y_m &= C_m x_m \end{aligned} \right\} \tag{6}$$

其中: $x_m \in \mathbf{R}^n$; $u_1 \in \mathbf{R}^p$ 为参考模型输入; y_m 为参考模型输出。可以选择相应的正常飞机的线性模型作为参考模型。 u_1 是线性控制器, 按照传统控

制理论方法进行设计, 使得在 u_1 作用下, 参考模型输出 y_m 渐近跟踪给定的期望输出 y_d 。

2.2 自适应 AGBFN 跟踪控制律设计

定义 $\tilde{y} = y_m - y$ 为系统对参考模型输出的跟踪误差, 设计控制律使得系统输出渐近跟踪参考模型输出, 从而使系统输出跟踪期望输出, 实现控制目标。系统的控制结构图如图 1 所示。

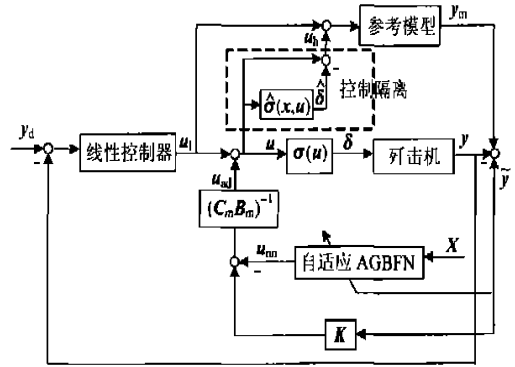


图 1 系统控制结构图

Fig. 1 Schematic diagram of flight control system

由系统式(5)和式(6)可得

$$\dot{\tilde{y}} = C_m A_m x_m + C_m B_m u_1 - f_y(x, u) - \tilde{f}_y(x, u) \tag{7}$$

针对系统式(5), 设计系统的控制输入如下

$$u(t) = u_1 + u_{ad} \tag{8}$$

其中 u_{ad} 是基于 AGBFN 的自适应控制律。

定理 1 考虑误差系统(7), 如果按照下式设计自适应控制律 u_{ad}

$$u_{ad} = (C_m B_m)^{-1} (K \tilde{y} - u_{mn}) \tag{9}$$

其中: $K > 0$ 为适维的系数矩阵; u_{mn} 为自适应 AGBFN 的输出, 设 $u_{mn} = \Delta(x, x_m, u)$, 则闭环误差系统渐近稳定, 系统输出渐近跟踪参考模型的输出。

证明 略。

2.3 控制隔离

作动器饱和一直是飞控系统中不容忽视的重要问题。近年来, 伪控制隔离(PCH)技术在基于动态逆方法的飞行控制中得到了成功的应用^[6]。不同于伪控制技术, 本文直接利用控制信号来计算隔离信号, 因此称为控制隔离。定义具有饱和的作动器特性为

$$\delta = \sigma(u(t)), \quad u(t) = f(x(t)) \tag{10}$$

其中: u 为控制命令输入信号; δ 为实际的作动器位置, 且 $\sigma(u) = [\sigma(u_1) \ \sigma(u_2) \ \dots \ \sigma(u_i)]^T$, $\sigma(u_i) = \text{sign}(u_i) \min(\bar{u}_i, |u_i|)$, 其中 \bar{u}_i 为对应的

最大饱和限幅值。由于实际的作动器位置 δ 无法测量, 因此引入其估计值 $\hat{\delta}$, 假设 $\delta = \hat{\delta}$ 且 $\delta = \sigma(x, u)$ 。定义控制隔离信号为

$$u_h = u - \hat{\delta} \quad (11)$$

引入控制隔离后, 参考模型的输入修正为

$$u_h = u_l - u_h \quad (12)$$

相应参考模型修正为

$$\begin{aligned} x_m &= A_m x_m + B_m (u_l - u_h) \\ y_m &= C_m x_m \end{aligned} \quad (13)$$

定理2 考虑具有作动器饱和的非线性系统(5)及式(9)所定义的控制律, 当引入控制隔离信号式(11), 且修正参考模型为式(13), 则存在作动器饱和时, 闭环误差系统(6)仍然保持渐近稳定, 系统输出渐近跟踪参考模型输出。

证明: 当作动器没有饱和时, $u = \delta$, 此时, $u_h = u_l$, 控制隔离信号不起作用。

当作动器进入饱和以后, 此时控制隔离信号为 $u_h = u - \hat{\delta}$, 相应的闭环误差系统为

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{y}} &= \dot{y}_m - \dot{y} = \dot{y}_m - \Delta(x, x_m, u) - C_m B_m \delta - \\ &C_m A_m x_m = -C_m B_m u_{ad} - \Delta(x, x_m, u) \end{aligned} \quad (14)$$

将式(9)代入上式, 可得

$$\dot{\tilde{y}} = -K\tilde{y} + u_m - \Delta(x, x_m, u) \quad (15)$$

因为 K 为正定的系数矩阵, 所以在理想的条件下, 设计 $u_m = \Delta(x, x_m, u)$, 则闭环误差系统(15)渐近稳定, 进一步可知系统输出渐近跟踪参考模型的输出。证毕。

注1: $\hat{\delta}$ 是对作动器位置输出的估计值, 当作动器位置无法测量时, 可以根据实际作动器的动态特性及饱和特性对其建模, 从而获得 $\delta = \sigma(x, u)$ 。

注2: 如果对作动器实际位置的估计引入了附加误差, 这个误差仍然可以看作系统建模不确定性, 通过在线神经网络来消除。

3 自适应 AGBFN 的设计

为了对消系统中未知非线性项 $u_m = \Delta(x, x_m, u)$ 的影响, 进一步设计自适应神经网络来在线对消非线性项的影响, 令 $X = [x^T \quad x_m^T \quad u^T]^T \in \mathbb{R}^N$ 为神经网络输入, 选用不对称的高斯函数作为基函数, 以提高神经元的可变性和适应性。设自适应 AGBFN 的输出为

$$u_m = \sum_{l=1}^L w_l g_l(X, \xi_l, \eta_{l-}, \eta_{l,+}) = \mathbf{W}^T \mathbf{G}(x, \xi, \eta_-, \eta_+) \quad (16)$$

其中: $\mathbf{W} = (w_l)_{L \times p}$ 为权重矩阵; $L > 1$ 为隐层神经

元个数; $\mathbf{G} = (g_l)_{L \times 1}$ 为伪高斯基函数, 且

$$g_l(X) = \prod_{i=1}^N \phi_{i,l}(X_i) \quad (17)$$

$$\phi_{i,l} = \exp\left[-\frac{(X_i - \xi_{i,l})^2}{\eta_{i,l,-}^2}\right] U(X_i; -\infty, \xi_{i,l}) + \exp\left[-\frac{(X_i - \xi_{i,l})^2}{\eta_{i,l,+}^2}\right] U(X_i; \xi_{i,l}, \infty)$$

其中: $U(X_i; a, b) = \begin{cases} 1 & a \leq X_i < b \\ 0 & \text{其它} \end{cases}$; $\xi_{i,l}$ 为伪高斯函数的中心; $\eta_{i,l,-}$, $\eta_{i,l,+}$ 为分布参数。记

$$\begin{aligned} \xi &= [\xi_{1,l} \quad \dots \quad \xi_{N,l}]^T, \quad \eta_- = [\eta_{1,l,-} \quad \dots \quad \eta_{N,l,-}]^T, \\ \eta_+ &= [\eta_{1,l,+} \quad \dots \quad \eta_{N,l,+}]^T \text{ 是与 } X \text{ 同维的向量。} \\ \xi &= [\xi_1^T \quad \dots \quad \xi_L^T]^T, \quad \eta_- = [\eta_{1,-}^T \quad \dots \quad \eta_{L,-}^T]^T, \\ \eta_+ &= [\eta_{1,+}^T \quad \dots \quad \eta_{L,+}^T]^T, \quad \xi, \eta_-, \eta_+ \in \mathbb{R}^{N \times L}. \end{aligned}$$

文献[7]表明, 式(17)所描述的伪高斯函数可以用来作为 RBF 网络的基函数, 且可以用来近似非线性函数。故可以采用式(16)所定义的 AGBFN 来近似非线性向量函数 $\Delta(X)$, 定义其近似误差为

$$\varepsilon(X) = \Delta(X) - \mathbf{W}^* \mathbf{G}^*(X, \xi^*, \eta_-^*, \eta_+^*) \quad (18)$$

其中: \mathbf{W}^* , ξ^* , η_-^* , η_+^* 为理想的常数权重、中心和分布参数矩阵; \mathbf{G}^* 为理想的伪高斯基函数输出。不妨假设 $\|\varepsilon(X)\| < \varepsilon_0$, $\varepsilon_0 > 0$ 为一常数,

且存在常数 \bar{w} , 满足 $\|\mathbf{W}^*\|_f \leq \bar{w}$ 。定义 \mathbf{W} , $\hat{\xi}$, $\hat{\eta}_-$, $\hat{\eta}_+$ 为相应的理想矩阵的估计值, 相应的伪高斯基函数输出值为 \mathbf{G} , 对应的估计误差为 $\bar{\mathbf{W}} = \mathbf{W}^* - \mathbf{W}$, $\hat{\xi} = \xi^* - \hat{\xi}$, $\hat{\eta}_- = \eta_-^* - \hat{\eta}_-$, $\hat{\eta}_+ = \eta_+^* - \hat{\eta}_+$, $\tilde{\mathbf{G}} = \mathbf{G}^* - \mathbf{G}$, 则实际的 AGBFN 输出为

$$u_m = \mathbf{W}^T \mathbf{G}(X, \xi, \eta_-, \eta_+) \quad (19)$$

则可以得到如下结论

$$\Delta(X) - u_m = \bar{\mathbf{W}}^T \mathbf{G}^* + \mathbf{W}^T \tilde{\mathbf{G}} + \varepsilon(X) \quad (20)$$

对 $\mathbf{G}(X, \hat{\xi}, \hat{\eta}_-, \hat{\eta}_+)$, 在 $\hat{\xi} = \xi^*$, $\hat{\eta}_- = \eta_-^*$, $\hat{\eta}_+ = \eta_+^*$ 处进行 Taylor 级数展开, 略去高阶项后可得

$$\begin{aligned} \mathbf{G}(X, \hat{\xi}, \hat{\eta}_-, \hat{\eta}_+) &\cong \mathbf{G}^*(X, \xi^*, \eta_-^*, \eta_+^*) + \\ &\mathbf{G}'_{\xi}(\hat{\xi} - \xi^*) + \mathbf{G}'_{\eta_-}(\hat{\eta}_- - \eta_-^*) + \mathbf{G}'_{\eta_+}(\hat{\eta}_+ - \eta_+^*) \end{aligned} \quad (21)$$

进一步可以将式(21)改写为

$$\begin{aligned} \Delta(X) - u_m &= \bar{\mathbf{W}}^T \mathbf{G} + \mathbf{W}^T (\mathbf{G}'_{\xi} \hat{\xi} + \\ &\mathbf{G}'_{\eta_-} \hat{\eta}_- + \mathbf{G}'_{\eta_+} \hat{\eta}_+) + d_f \end{aligned} \quad (22)$$

其中

$$d_f = \bar{\mathbf{W}}^T (\mathbf{G}'_{\xi} \hat{\xi} + \mathbf{G}'_{\eta_-} \hat{\eta}_- + \mathbf{G}'_{\eta_+} \hat{\eta}_+) +$$

$$\varepsilon(X) = \bar{\mathbf{W}}^T \tilde{\mathbf{G}} + \varepsilon(X)$$

根据高斯函数的性质可知 $\|\tilde{G}\|$ 有界, 不妨令 $\|\tilde{G}\| < c$, 则可知 $\|d\|$ 有界, 且满足

$$\|d\| \leq \|\bar{W}\|_F \|\tilde{G}\| + \|\xi(X)\| < c \|\bar{W}\|_F + \varepsilon_0 \quad (23)$$

故进一步可以得到引入自适应 AGBFN 后的闭环误差系统为

$$\dot{\tilde{y}} = -K\tilde{y} - \bar{W}^T G - W^T(G'\xi\xi + G'\eta_-\eta_- + G'\eta_+\eta_+) - d \quad (24)$$

定理 3 考虑非线性系统(5), 参考模型(13)及式(9)、式(11)、式(12)构成的控制律, 设存在一充分大的紧集合 $A_d \in \mathbf{R}^N$ 使得 $X \in A_d$, 自适应 AGBFN 的参数调整规律如式(25)~(28)所示, 则闭环误差系统(24)最终一致有界稳定, 且非线性系统(5)输出逼近给定参考模型输出的小邻域内

$$\dot{\bar{W}} = -L_1 G\tilde{y}^T - \lambda_w \|\tilde{y}\| L_1 \bar{W} \quad (25)$$

$$\dot{\xi} = -L_2 G^T \bar{W} \tilde{y} \quad (26)$$

$$\dot{\eta}_- = -L_3 G^T \eta_- \tilde{y} \quad (27)$$

$$\dot{\eta}_+ = -L_4 G^T \eta_+ \tilde{y} \quad (28)$$

其中: L_1, L_2, L_3, L_4 为正定的维数适当的系数矩阵; $\lambda_w > 0$ 是常数调节因子。

证明 考虑如下李亚普诺夫函数

$$V = \frac{1}{2} \tilde{y}^T \tilde{y} + \frac{1}{2} \text{tr}(\bar{W}^T L_1^{-1} \bar{W}) + \frac{1}{2} \xi^T L_2^{-1} \xi + \frac{1}{2} \eta_-^T L_3^{-1} \eta_- + \frac{1}{2} \eta_+^T L_4^{-1} \eta_+$$

对上式求导后将式(25)~(28)代入后

$$V = -\tilde{y}^T K \tilde{y} - \tilde{y}^T d + \lambda_w \|\tilde{y}\| \text{tr}(\bar{W}^T \bar{W})$$

令 $\lambda = \lambda_{\min}(K)$, 可以得到

$$V < -\lambda \|\tilde{y}\| (\|\tilde{y}\| - \varepsilon/\lambda) - \lambda_w \|\tilde{y}\| (\|\bar{W}\|_F^2 + (W_+ c/\lambda_w) \|\bar{W}\|_F)$$

令 $c_1 = \varepsilon_0/\lambda, c_2 = W_+ c/\lambda_w$, 当 $\|\tilde{y}\| > c_1, \|\bar{W}\|_F > c_2$ 时, 可以得到 $V < 0$ 。故闭环误差系统(24)最终一致有界稳定, 且只要选择适当参数就可以使得被控系统(5)输出逼近于参考模型(13)输出的小邻域。证毕。

4 仿真研究

考虑某型歼击机六自由度非线性运动方程, 其中状态向量 $x = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \alpha \ \beta]$

μ_j^T 分别为纵向、侧向、垂向速度, 滚转、俯仰、偏航角速度, 迎角, 侧滑角, 稳定轴滚转角速度。输出为 $y = [\alpha \ \beta \ \mu]$, 输入 $u = [\delta_e \ \delta_a \ \delta_r]^T$ 分别为升降舵、副翼和方向舵偏角。设歼击机在 500m 高度, 以 152.4m/s 速度飞行, 初始配平角 α

$= 2.3703^\circ$ 。线性控制律按照文献[2]给出的方法进行设计。系统在文中所提出的控制律作用下飞行时的仿真结果如下图所示。其中 δ_{el} 为左升降舵偏角输出, δ_{er} 为右升降舵偏角输出, δ_{al} 为左副翼偏角输出, δ_{ar} 为右副翼偏角输出, α_m, β_m, μ_m 为参考模型输出, α_c, β_c, μ_c 为指令输出。故障发生时间在 2.5s, 右升降舵卡死 $+3^\circ$ 时, 仿真结果如图 2 所示, 左升降舵损伤 100% 完全失效时, 仿真结果如图 3 所示。为了进一步说明当存在作动器饱和时引入控制隔离技术的有效性, 图 4 分别给出了没有采用控制隔离和采用控制隔离技术的仿真结果。

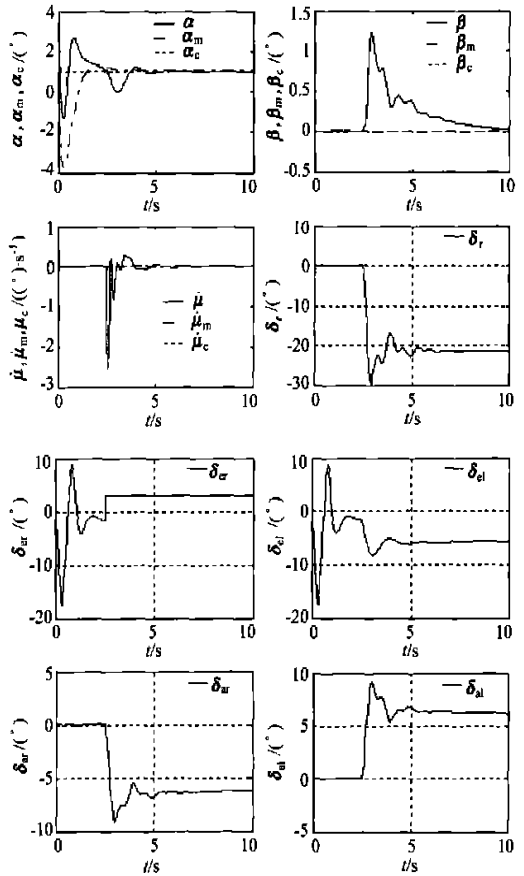
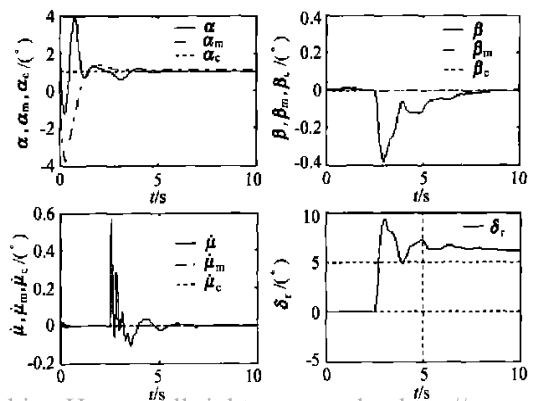


图 2 右升降舵卡死 3° 时的仿真结果

Fig. 2 Response curves of fighter when right elevator locks at 3°



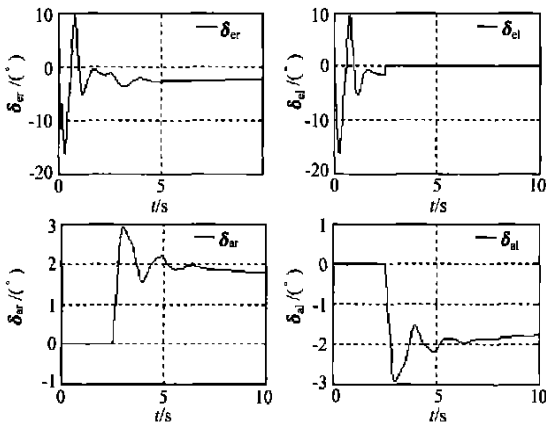


图3 左升降舵损伤 100%时的仿真结果

Fig. 3 Response curves of fighter in presence of a 100% loss of left elevator

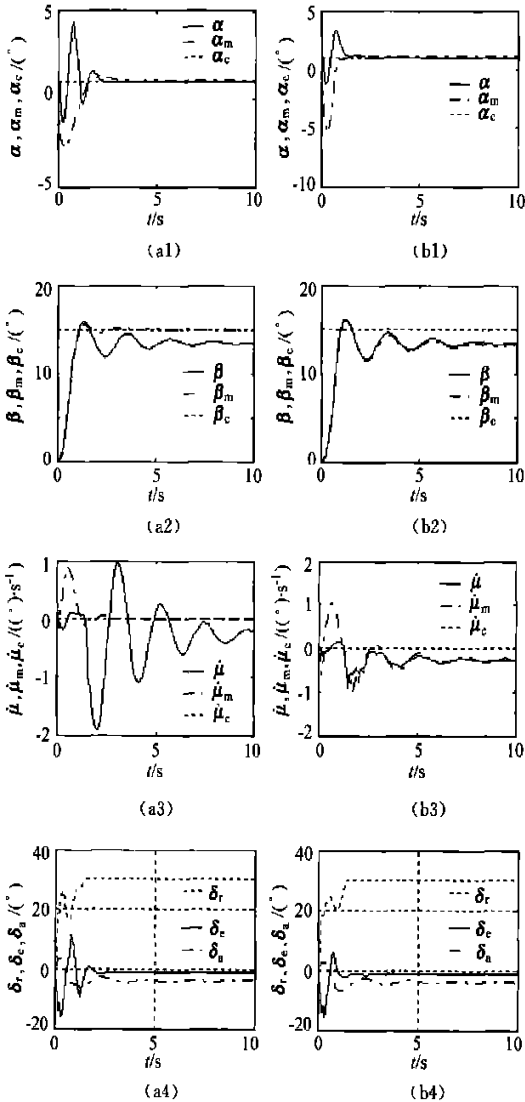


图4 引入控制隔离技术前后仿真结果对比

((a)未引入控制隔离(b)引入控制隔离)

Fig. 4 Response curves of fighter without and with control hedging

5 结论

针对一类歼击机舵面故障,设计了一种基于自适应不对称高斯基函数网络的可靠飞行跟踪控制律。仿真结果表明,无论歼击机是正常飞行,还是发生舵面故障,在所提出的控制方案作用下,都能够较好地跟踪指令输入,保持满意的飞行品质。

参考文献

- [1] 陈庆伟,周川,胡维礼,等.基于模糊多模型匹配与辩识的伪逆重构控制[J].航空学报,2000,21(6):548-551.
(Chen Q W, Zhou C, Hu W L, *et al.* Pseudoinverse reconfigurable control based on multiple model fuzzy matching and identification [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(6): 548-551.)
- [2] Liao F, Jiang Liang W, Guang Hong Y. Reliable robust flight tracking control [J]. An IMI approach IEEE Trans Control Systems Technology, 2002, 10(1): 76-89.
- [3] Li Y, Sundarajan N, Saratchandran P. Neural controller design for nonlinear fighter aircraft maneuver using fully tuned RBF networks [J]. Automatica, 2001, 37(8): 1293-1301.
- [4] Kim B S, Calise A J. Nonlinear flight control using neural network [J]. AIAA Journal of Guidance and Dynamics, 1997, 20(1): 26-33.
- [5] Gao T, Shuhao C, Joshi S M. An adaptive control scheme for systems with unknown actuator failures [J]. Automatica, 2002, 38(6): 1027-1034.
- [6] Calise A J, Bong Jun Y, Craig J I. An augmenting adaptive approach to control of flexible systems [A]. AIAA Guidance Navigation & Control Conference [C]. Monterey, CA, 2002: 5-8.
- [7] Rojas I, Gonzalez J, Canas A, *et al.* Short-term prediction of chaotic time series by using network with regression weights [J]. International Journal of Neural Systems, 2000, 10(5): 353-364.

作者简介:

刘亚(1975-)女,安徽人,博士,研究方向为复杂工程系统的可靠控制, E-mail: liuyaly@263.net.

胡寿松(1937-)男,南京航空航天大学首席教授,博士生导师,中国自动化学会理事。近期主要研究方向为复杂系统的可靠控制,故障诊断及智能自修复控制。

(责任编辑:李泓洁)