

基于混合神经网络的鲁棒自适应飞行控制器的设计

王丽^{1,2}, 刘春生¹, 龚华军¹, 叶青¹

(1.南京航空航天大学自动化学院,南京 210016;2.南航金城学院,南京 211156)

摘要: 针对带有不确定项和干扰项的变形翼飞行器模型,提出了一种非线性控制方案。设计在线自适应补偿算法逼近干扰项,消除环境干扰对系统的影响,提高了系统的鲁棒性。然后,通过在线自适应调整神经网络的隐藏层的权重参数,使神经网络的输出逼近系统的不确定项。利用李亚普诺夫稳定理论证明了神经网络的鲁棒控制器能使系统的跟踪误差最终一致渐近稳定,并设计出了控制器参数的在线更新律。最后,仿真结果表明了该方法的有效性。

关键词: 自适应神经网络; 变形翼飞行器; 飞行控制; 不确定项

中图分类号: TP183 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2016)11-0006-03

Design of a Robust Adaptive Flight Controller Based on Hybrid Neural Network

WANG Li^{1,2}, LIU Chun-sheng¹, GONG Hua-jun¹, YE Qing¹

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Nan Hang Jin Cheng College, Nanjing 211156, China)

Abstract: A novel nonlinear robust control scheme is proposed for a morphing vehicle with unknown uncertainties and external disturbance. An online adaptive compensation algorithm is designed for approaching the disturbance item, and the parameter updating law is used for providing automatic disturbance rejection ability in real time, which improves the robustness of the system. Then, by adaptively adjusting the weighting parameters of the hidden layer of neural network, the output of the neural network is made to approach the uncertain item. It is proved by using the Lyapunov stabilization theory that the robust controller can make the tracking error asymptotically stable. An online updating law is also designed for parameters of the controller. Simulation results show the effectiveness and feasibility of the approach.

Key words: adaptive neural network; morphing aircraft; flight control; uncertainty

0 引言

变形翼飞行器(Morphing Aircraft, MA)是一种全新概念的多形态、非常规布局的现代飞行器。近些年,受到了国内外飞行器研究领域的高度关注,已取得较多研究成果^[1-2],主要包括鲁棒控制方法^[3]、自适应神经网络控制方法^[4-5]、径向基神经网络(RBFNN)的在线控制算法,提高跟踪系统的局部特性^[6];文献[7]提出输出反馈控制结合神经网络控制方法,提高系统的动态性能。但上述研究仅针对系统的模型误差,未考虑外界扰动对系统的影响。本文结合RBFNN技术,提出

了一种自适应鲁棒混合神经网络的控制策略在变形翼飞行器上的应用,在线学习自动调整神经网络的参数,逼近系统的不确定项,利用自适应非线性反馈控制器抵消系统的外部干扰项,从而保证系统的鲁棒性。

1 变形翼模型描述

本文是以美国洛克希德·马丁航空航天公司设计的ICE MA为研究对象^[8],采用形变装置阵列作为驱动器,每个机翼安装78个独立作动装置构成4个阵列,机翼的上表面3个,下表面1个,如图1所示。通过控制输入驱动作动装置的运动带动装置上表面的蒙皮产生翼形的变化,完成特定飞行任务。

ICE变形翼飞行器的横侧向非线性模型见文献[8],考虑以下横侧向线性模型的简洁形式,即

$$\dot{x} = f_1(x) + Bu(t) + Dd(t) = Ax + Bu(t) +$$

收稿日期:2015-09-25

修回日期:2015-11-24

基金项目:国家自然科学基金(61074063)

作者简介:王丽(1977—),女,山东青岛人,博士生,讲师,研究方向为非线性系统智能控制方法。

$$B_0 f(x) + Dd(t) \quad (1)$$

式中, $B_0 f(x) = f_1(x) - Ax$ 为模型误差。状态 $x(t) = (v, p, r, \varphi)^T$; v 为横向速度; p 为滚转角速率; r 为偏航角速率; φ 为滚转角。单边输入 $u = (\delta_{UTE}, \delta_{LTE}, \delta_{ULE}, \delta_{LTP})$ 每个下标对应图 1 所示的驱动器阵列。 $A \in \mathbf{R}^{n \times n}$, $B \in \mathbf{R}^{n \times p}$ 和 $D \in \mathbf{R}^{n \times m}$ 是满足维数的已知矩阵, $B_0 \in \mathbf{R}^{n \times l}$ 为设计矩阵, $d(t)$ 表示未知的外部干扰项。

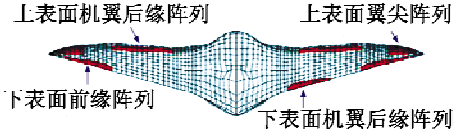


图 1 ICE 飞行器示意图

Fig. 1 The ICE morphing aircraft

假设 1 矩阵对 (A, B) 可控。

假设 2 外界扰动 $d(t)$ 满足范数有界, 即 $\|d(t)\|^2 \leq \alpha (\alpha > 0)$ 。

闭环控制系统的结构如图 2 所示, 通过设计自适应反馈控制律保证本系统稳定, 自适应 RBFNN 控制律保证系统在出现模型不确定项和干扰项的情况时, 能很好地完成理想模型的状态跟踪。



图 2 闭环控制系统结构图

Fig. 2 Structure of closed-loop control system

2 飞行控制器设计

理想参考模型为

$$\dot{x}_m = A_m x_m + B_m r \quad (2)$$

式中: A_m, B_m 满足合适的维数, 且 A_m 是 Hurwitz 矩阵; r 为参考输入。RBFNN 自适应控制器 (RBFNNAC) 结构如图 3 所示, 包括消除不确定项和消除干扰的两个子控制器。其中, 参数 α 为外部干扰范数的范围, 可选择开关 1 的作用范围, 从而起到精确消除干扰项的作用。 \hat{W} 为待设计的 RBFNN 的权重参数, 用来估计理想 W^* , 从而消除不确定项对系统的影响。

如图 3 所示, 设计的自适应控制律如下

$$u(t) = -K_1 x(t) + K_2 r(t) - K_f \hat{f}(x) - K_d \hat{d}(t) \quad (3)$$

式中: K_1, K_2, K_f 和 K_d 是待设计常数矩阵; $\hat{f}(x)$ 是系统不确定项 $f(x)$ 的估计; $\hat{d}(t)$ 是干扰项 $d(t)$ 的估计。

在控制工程领域里, 前向 RBFNN 通常被用作非线性函数的建模工具^[9]。RBFNN 包括 3 层, 即输入层, 隐含层和输出层, 本文的 3 层包含节点数为 4, 4, 1。总

存在理想权重矩阵 W^* , 满足

$$f(x) = W^{*T} S(x) + \xi(x) \quad (4)$$

式中: $W^* \in \mathbf{R}^{n \times k}$ 通常为未知常数矩阵, $W^* = \underset{W}{\operatorname{argmin}} \{ \sup_{x \in \mathcal{X}} \|f(x) - W^T S(x)\| \}$; $\xi(x)$ 为有界的神经网络近似误差。

$$\hat{f}(x) = \hat{W}^T S(x) \in \mathbf{R}^k \quad (5)$$

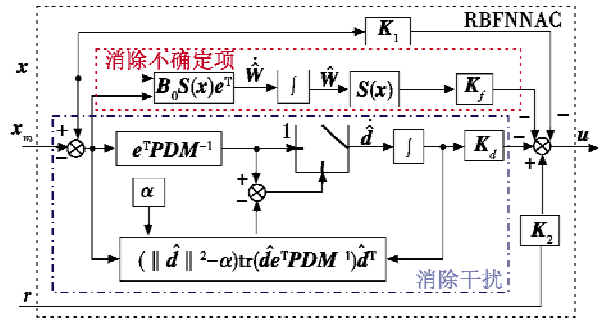


图 3 自适应神经网络控制器结构图

Fig. 3 ARBFNNC structure

令 \hat{W} 为理想权重矩阵 W^* 的估计值。 $S(x)$ 为隐藏神经元的非线性高斯函数, 由称为基函数的 $s_i(x)$ 组成 ($i = 1, 2, 3, \dots$), 即

$$s_i(x) = \exp(- (x - c_i)^T (x - c_i) / \sigma_i^2) \quad (6)$$

式中, c_i 和 σ_i 分别为中心向量和带宽向量。

假设 3 为了跟踪参考模型, 存在 K_1, K_2, K_f 和 K_d 满足条件

$$\begin{cases} A_m = A - BK_1 \\ B_m = BK_2 \\ K_f = B^+ B_0 \\ K_d = B^+ D \end{cases} \quad (7)$$

根据式 (1) ~ 式 (5) 和假设 3, 闭环控制系统为

$$\dot{x}(t) = A_m x(t) + B_m r(t) + B_0 W^{*T} S(x) - BK_f \hat{W}^T S(x) + B_0 \xi(x) + Dd(t) - BK_d \hat{d}(t) \quad (8)$$

定义跟踪误差 $e(t) = x(t) - x_m(t)$, 则有

$$\dot{e} = A_m e + B_0 \xi + B_0 \tilde{W}^T S(x) + D\tilde{d}(t) \quad (9)$$

式中: $\tilde{W}^T = W^{*T} - \hat{W}^T$; $\tilde{d} = d - \hat{d}$ 。

设计在线自适应神经网络参数更新律为

$$\dot{\tilde{W}}^T = -\dot{\hat{W}}^T = -B_0^T P e S^T(x) \quad (10)$$

式中, P 是式 (11) 的正定解, 即

$$A_m^T P + P A_m + Q = 0 \quad (11)$$

引理 1 如果采用参数自适应律

$$\dot{\hat{d}} = \begin{cases} \psi - (\|\hat{d}\|^2 - \alpha) \operatorname{tr}(\hat{d}\psi) \hat{d}^T & \|\hat{d}\|^2 > \alpha \text{ 和 } \operatorname{tr}(\hat{d}\psi) < 0 \\ \psi & \text{其他} \end{cases} \quad (12)$$

则 $(\psi - \hat{d}^T)M\tilde{d} \leq 0$ 。式中: $\psi = e^T P D M^{-1}$, $M^T = M > 0$ 。通过简单的数学推导,引理1结论成立,证明过程省略。

当系统受到外部干扰的影响时,式(12)参数自适应律保证系统参数不会漂移,保持在已知有界域内, $\tilde{d}(t)$ 范数有界;且可以减少非连续的自适应控制律导致的抖动问题,有利于飞行器控制的良好性能。

定理1 考虑式(1)的非线性系统,假设满足式(7)的匹配条件,如果采用式(3)的控制律,式(10)和式(12)的参数自适应律,那么系统的跟踪误差 $e(t)$ 是一致最终有界。

证明 选取 Lyapunov 函数 $V = \frac{1}{2} e^T P e + \frac{1}{2} \text{tr}(\tilde{W}^T \tilde{W}) + \frac{1}{2} \tilde{d}^T M \tilde{d}$ 。

根据 $S^T \tilde{W} B_0^T P e = \text{tr}(B_0^T P e S^T \tilde{W})$ 和引理1,令 $P_1 = P B_0$,则 $V(t)$ 对时间的导数为

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -\frac{1}{2} e^T Q e + e^T P_1 \xi + (e^T P D - \hat{d}^T M) \tilde{d} + \hat{d}^T M \tilde{d} = \\ & -\frac{1}{2} e^T Q e + e^T P_1 \xi + (\|\hat{d}\|^2 - \alpha) \text{tr}(\hat{d} \psi) \hat{d}^T M \tilde{d} + \\ & \hat{d}^T M \tilde{d} \leq -\frac{1}{2} e^T Q e + e^T P_1 \xi + \hat{d}^T M \tilde{d}. \end{aligned} \quad (13)$$

因为系统干扰参数范数有界 $\|\tilde{d}(t)\|^2 \leq r_0$, $\|\hat{d}(t)\|^2 \leq r_1$, ($r_0, r_1 > 0$), 有

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & -\frac{1}{2} \lambda_{\min}(Q) e^T e + e^T P_1 \xi + \frac{1}{2} \lambda_{\max}(M) (r_0 + r_1) \leq \\ & -\frac{1}{4} \lambda_1 e^T e + \frac{1}{\lambda_1} \xi^T P_1^T P_1 \xi + \frac{1}{2} \lambda_2 (r_0 + r_1) \leq -\frac{1}{4} \lambda_1 \cdot \\ & \|e\|^2 + \frac{\lambda_3^2}{\lambda_1} \xi_0^2 + \frac{1}{2} \lambda_2 (r_0 + r_1) \end{aligned} \quad (14)$$

其中: $\lambda_1 = \lambda_{\min}(Q)$; $\lambda_2 = \lambda_{\max}(M)$; $\lambda_3 = \lambda_{\max}(P_1)$ 。

为使 $\dot{V}(t) \leq 0$, 可使 $\|e\| \geq \bar{\theta}$, $\bar{\theta} = \left(\left(2 \frac{\lambda_3}{\lambda_1} \xi_0 \right)^2 + \frac{2\lambda_2}{\lambda_1} (r_0 + r_1) \right)^{1/2}$, 不难看出, $V(t) > 0$ 且 $V(0) = 0$, 所以暗示 $e \in L_\infty$, 保证系统有效跟踪参考模型。通过设计合适的参数 $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ 等, e 能够取得无限小, 证毕。

3 变形翼飞行器仿真验证

本文采用的 ICE 变形翼飞行器模型的状态和输入矩阵为^[10]

$$A = \begin{pmatrix} -0.0134 & 48.5474 & -632.3724 & 32.0756 \\ -0.0199 & -0.1209 & 0.1628 & 0 \\ -0.0024 & -0.0526 & -0.0252 & 0 \\ 0 & 1 & 0.0768 & 0 \end{pmatrix},$$

$$B = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.0431 & 0.0476 & -0.0401 & -0.0308 \\ -0.0076 & -0.0023 & -0.0022 & 0.0297 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix},$$

$$D = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 10.00 & 0 & 15.00 \\ 6.00 & 3.00 & -0.00 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}。$$

理想的参考模型输入输出矩阵为

$$A_m = \begin{pmatrix} -0.0134 & 48.5474 & -632.3724 & 32.0756 \\ 0.5386 & -1.7746 & -23.8313 & -4.8526 \\ 0.0664 & 0.6431 & -11.2476 & -0.1192 \\ 0 & 1.0000 & 0.0768 & 0 \end{pmatrix},$$

$B_m = (0, 1, 0, 0)$ 。

参考模型的输入信号 $r(t)$ 是方波信号, 为

$$r(t) = \begin{cases} 0.5 & 10i \leq t \leq 10i + 5, i=0, 1, 2, \dots \\ -0.5 & \text{其他} \end{cases}, \text{模型}$$

误差为 $f(x) = (1.0 + 0.5x_3 \sin x_1 - 0.133 + 0.035 \cos x_3 - 0.230 + 0.223 \cos x_2 - 0.7 + 0.9 \sin x_4)^T$, 外部干扰项为 $d(t) = (0.01 \sin 0.5t \quad 0.01 + 0.05 \cos 0.5t \quad 0.01 \cos 0.5t)^T$ 。

仿真结果如图4所示, 蓝色直线表示参考模型的状态输出, 绿色虚线表示实际系统的状态输出。从图中可以看出, 带有不确定项和干扰项的系统的状态跟踪响应很快, 能很好地跟踪参考模型。

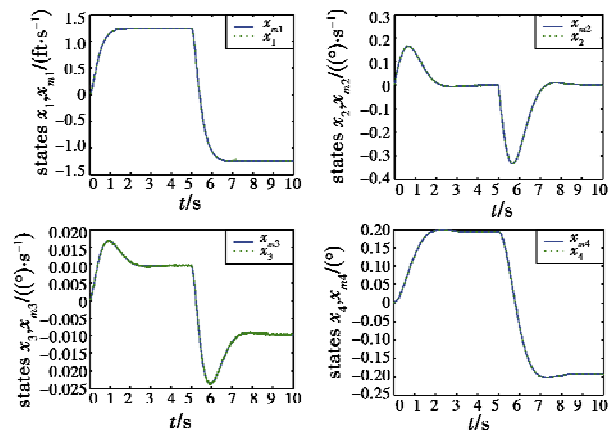


图4 系统状态的跟踪响应曲线

Fig.4 Responses of system state tracking

4 结论

针对系统模型不确定项、外部环境因素造成的外部干扰, 设计了基于神经网络的自适应补偿算法, 消除不确定项和干扰项对系统稳定性的影响。仿真结果表明, 设计的基于神经网络的自适应鲁棒控制器能很好地实现对参考模型的跟踪。

(下转第61页)

定的指导意义。

参考文献

- [1] 王永,杨宏.民用飞机机载设备适航与安全性设计[J].航空科学技术,2014(8):27-33. (WANG Y, YANG H. Airworthiness and safty design for civil aircraft airborne equipment [J]. Aeronautical Science & Technology, 2014 (8);27-33.)
- [2] CA Organization. ICAO Doc 9613 Performance based navigation(PBN) manual[S]. 3rd ed. Montréal;ICAO, 2008.
- [3] ALBERT A, CRAMER M, ETAL T N. Analysis of advanced flight management systems (FMS), flight management computer (FMC) field observations trials; area navigation (RNAV) holding patterns[C]//IEEE 30th Digital Avionics Systems Conference(DASCON), 2011;4A1-4A17.
- [4] 陆云,刘建永,曾京. GPS 干扰技术及其仿真应用[J]. 光电技术应用,2004,19(5):44-46. (LU Y, LIU J Y, ZENG J. GPS jamming technolog yand simulation application [J]. Eeecto-Optic Techonlogy Application, 2004, 19 (5);44-46.)
- [5] 徐彬,霍立平. 转发式干扰对 GPS 定位精度的影响 [J]. 航空兵器,2007(3):30-33. (XU B, HUO L P. Influence of GPS positioning precision for reradiation jamming[J]. Aero Weaponry, 2007(3):30-33.)
- [6] RTCA. RTCA DO-236B Minimum aviation system performance standards; required navigation performance for area navigation[S]. Washington DC;RTCA Inc, 2003.
- [7] U. S. Terminal and En Route Area Navigation (RNAV) Operations. AC 90-100A Terminal and En Route Area Navigation(RNAV) operations [S]. Springfield;U. S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2007.
- [8] 马航帅,王丹,孙晓敏,等. 基于残差 χ^2 故障检测的 IRS/GPS 紧组合算法研究[J]. 航空电子技术,2013,44(4):24-29. (MA H S, WANG D, SUN X M, et al. Research on tightly coupled IRS/GPS integrated arithmetic based on residual chi-square fault detection [J]. Avionics Technology, 2013, 44(4);24-29.)
- [9] 李晓东,赵修斌,庞春雷,等. PBN 概念下的 GNSS/SINS 组合导航完好性算法[J]. 电光与控制,2013,20(1):44-48. (LI X D, ZHAO X B, PANG C L, et al. Integrity monitoring of integrated GNSS/SINS system based on PBN[J]. Electronics Optics & Control, 2013, 20(1);44-48.)
- [10] 彭立,黄国荣,吴训忠. 两种联邦滤波系统级故障检测方案对比与仿真[J]. 电光与控制,2009,16(2):76-80. (PENG L, HUANG G R, WU X Z. Comparison and simulation of two schemes for system-level fault diagnosis based on federated filtering [J]. Electronics Optics & Control, 2009, 16(2):76-80.)

(上接第 8 页)

参考文献

- [1] SCHWEIGER J, SULEMAN A, KUMMIAN S, et al. MDO concepts for an European research project on active aero-elastic aircraft[R]. AIAA-2002-5403, 2002.
- [2] JASON B, BRIAN S, BRYAN C. Development of next generation morphing aircraft structures [R]. AIAA 2007-1730, 2007.
- [3] CHUN S L, SHAO J Z. Novel robust control framework for morphing aircraft [J]. Journal of Systems of Engineering and Electronics, 2013, 24(2):281-287.
- [4] VARGAS J A R, HEMERLY E M. Robust neural adaptive observer for MIMO nonlinear systems[C]//Proceeding of IEEE SMC99 Conference, Tokyo, 1999;1084-1089.
- [5] RUIZ V J A, HEMERLY E M. Neural adaptive observer for general nonlinear systems [C]//American Control Conference, USA, 2000;708-712.
- [6] HAO C, YU G. Online modeling with tunable RBF network [J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2013, 43 (3):935-942.
- [7] MOHAMMAD-HOSEINI S, FARROKHI M, KOSHKOEI A J. Robust adaptive control of uncertain non-linear systems using neural networks [J]. International Journal of Control, 2008, 81(8):1319-1232.
- [8] RANEY D L, MONTGOMERY R C, GREEN L L. Flight control using distributed shape-change effector arrays [C]//AIAA Conference on Structures, Structural Dynamics and Materials, Atlanta, 2000;1-12.
- [9] VARGAS J A R, HEMERY E M. Robust neural adaptive observer for general nonlinear systems [C]//American Control Conference, USA, 2000;708-712.
- [10] TAO G, CHEN S H, FEI J T. An adaptive actuator failure compensation scheme for controlling a morphing aircraft model[C]//IEEE Conference on Decision and Control, Hawaii, 2003;4926-4931.