

高超声速飞行器自适应神经网络动态面控制

程志浩, 孙秀霞, 刘树光, 杨朋松

(空军工程大学 航空航天工程学院, 陕西 西安 710038)

摘 要: 提出了一种新的高超声速飞行器自适应神经网络控制方法。根据飞行器纵向模型的特点, 分别设计了基于直接自适应神经网络动态面控制的高度控制器和基于神经网络动态逆的速度控制器。RBF神经网络系统用于逼近高度控制器的中间控制信号, 控制器只需一个更新参数, 解决了神经网络逼近模型不确定性时更新参数多的问题, 计算量显著减小。通过 Lyapunov 定理, 证明了飞行控制系统半全局稳定。仿真结果表明, 所设计的控制器不仅结构简单, 且能保证飞行器在气动参数不确定性存在情况下具有良好的跟踪控制性能。

关 键 词: 高超声速飞行器; 动态面控制; 神经网络; 动态逆

中图分类号: V249.1

文献标识码: A

文章编号: 1002-0853(2013) 05-0425-04

Self-adaptive NN dynamic surface control of hypersonic vehicle

CHENG Zhi-hao, SUN Xiu-xia, LIU Shu-guang, YANG Peng-song

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, AFEU, Xi'an 710038, China)

Abstract: A new self-adaptive neural network (NN) control method is proposed for hypersonic vehicle. Based on the characteristics of the longitudinal model, the altitude controller based on the direct self-adaptive NN dynamic surface control (DSC) and the speed controller based on the NN dynamic inversion are designed. The RBF NN system is used to approximate the intermediate control signals of altitude controller, and only one parameter is required to be updated. The strategy solves the problem that the number of updated parameters depends on the number of the neural network nodes when NNs approximate uncertain plant model. It is proved that the developed method can guarantee the semi-global stability of the flight control system via the use of Lyapunov theorem. Simulation results show that the controller is simple in structure, and has good tracking performance in the presence of uncertain parameters.

Key words: hypersonic vehicle; dynamic surface control; neural network; dynamic inverse

0 引言

高超声速飞行器具有飞行速度快、反应时间短、突防能力强等特点, 近年来成为各军事强国研究的热点。由于机体/发动机一体化等先进技术的应用, 且高超声速飞行器的飞行马赫数和飞行高度跨度范围大, 飞行条件恶劣, 导致其模型具有强耦合、强非线性以及气动参数不确定性等特点^[1]。因而, 如何采用有效的控制方法, 确保高超声速飞行器能够在复杂的飞行环境下, 拥有稳定的飞行特性以及良好的控制性能, 成为一个极具挑战性的问题。

反推控制策略是解决非线性系统控制问题较为有效的方法^[2], 文献[3]在高超声速飞行器的外环

控制中采用反推控制方法, 实现了系统的全局稳定及跟踪, 满足了高超声速飞行器的基本控制要求。考虑到神经网络(模糊逻辑)对非线性不确定性具有较好的逼近能力, 文献[4]在反推控制的基础上, 结合模糊逻辑, 设计了高超声速飞行器模糊自适应控制器, 获得了较好的控制效果。但反推设计需要对虚拟控制信号进行反复求导, 存在“微分爆炸”问题^[5], 为此, 文献[6-7]分别设计了基于动态面的高超声速飞行器神经网络自适应控制器和模糊逻辑自适应控制器, 通过引入低通滤波器有效避免了“微分爆炸”。然而神经网络(或模糊逻辑)在逼近系统未知非线性不确定项时, 必须增加神经网络节点(或模糊逻辑规则)的数量来获得较高的逼近精度,

收稿日期: 2012-12-10; 修订日期: 2013-05-03; 网络出版时间: 2013-08-21 18:47

基金项目: 航空科学基金资助(20121396008)

作者简介: 程志浩(1989-), 男, 河南许昌人, 硕士研究生, 主要研究方向为高超声速飞行器飞行控制;

孙秀霞(1952-), 女, 山东潍坊人, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为无人机控制、导航理论与应用研究。

导致更新参数的数量也随之显著增加,计算量增大。

本文针对高超声速飞行器纵向通道控制系统设计,提出了基于直接自适应神经网络动态面控制的高度控制器设计方法,只需更新一个参数,大大减少了计算量;对速度控制器的设计采用神经网络动态逆控制。通过 Lyapunov 稳定性定理证明控制系统所有信号半全局一致最终有界。通过仿真验证了控制器具有较好的实时跟踪性能。

1 高超声速飞行器模型

1.1 高超声速飞行器纵向模型

当前对于高超声速飞行器控制方法的研究通常采用由 NASA Langley Research Center 提供的纵向模型,其纵向模型参见文献[8-9]。

通过文献[8-9]的模型可知,高度的变化主要与升降舵偏角 δ_e 有关,速度变化与油门开度 δ_T 有关。故可以将飞行器模型看作两个 SISO 系统,分别设计高度和速度控制器。

1.2 高超声速飞行器模型的严反馈非线性形式

为得到高超声速飞行器模型的严反馈非线性形式,对模型作如下合理假设^[4]:

假设 1: 由于迎角 α 很小,模型中的推力项 $T \sin \alpha$ 远小于升力项 L ,可认为 $T \sin \alpha \approx 0$ 。

假设 2: 高超声速飞行器的飞行速度变化范围较小,且变化较慢。

定义状态变量 $x = [x_1 \ x_2 \ x_3]^T$, $x_1 = \gamma$, $x_2 = \theta$, $x_3 = q$, $\mu = \delta_e$, 俯仰角 $\theta = \alpha + \gamma$ 。根据假设,将纵向模型^[8-9]转化为严反馈非线性形式:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1 &= f_1(x_1, V) + g_1(V) x_2 \\ \dot{x}_2 &= f_2 + g_2 x_3 \\ \dot{x}_3 &= f_3(x_2, x_3, V) + g_3(V) u \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

其中:

$$\left. \begin{aligned} f_1(x_1, V) &= -\frac{(\mu - V^2 r) \cos \gamma}{V r^2} - g_1(V) \gamma \\ f_2 &= 0 \\ f_3(x_2, x_3, V) &= \frac{\bar{q} S c [C_M(\alpha) + C_M(q) - c_e \alpha]}{I_{yy}} \\ g_1(V) &= \frac{\bar{q} S \times 0.6203}{m V} \\ g_2 &= 1, g_3(V) = \frac{\bar{q} S c c_e}{I_{yy}} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

假设 3: 存在正常数 g_m 和 g_M 使得 $g_m \leq |g_i(\cdot)| \leq g_M$, 由式(2)可知 $g_i(\cdot) > 0$ ($i = 1, 2, 3$)。

2 高超声速飞行器控制器设计

2.1 RBF 神经网络

选取 RBF 神经网络直接在线逼近高度控制器中的中间控制信号,更新参数取所有神经网络权值范数平方的最大值。给定一个未知的光滑函数 $f: \Omega \rightarrow R$, 存在理想的权值矩阵 $W^* \in R^l$ 和一组基函数向量 $\xi: R^m \rightarrow R^l$, 使 $f(Z) = W^{*T} \xi(Z) + \delta(Z)$, 理想权值 W^* 定义为: $W^* = \operatorname{argmin}_{W \in R^P} \{ \sup_{Z \in \Omega} |f(Z) - W^{*T} \xi(Z)| \}$, $\xi_j(Z)$ 取高斯函数^[10]:

$$\xi_j(Z) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\eta_j} \exp\left(-\frac{\|Z - \mu_j\|^2}{2\eta_j^2}\right) \quad (j = 1, \dots, l) \quad (3)$$

假设 4: 理想权值矩阵 W^* 有界,存在正常数 W_m , 使得 $\|W^*\| \leq W_m$ 。

定义常数 $\theta = \max\{\|W_i^*\|^2 \mid i = 1, 3\}$ 。

2.2 高度控制

由于高度与航迹角一一对应,故可将给定高度指令通过 $\gamma_d = \arcsin[k_p(H - H_d)/V]$ 转换为航迹角指令^[6-7], 其中 $k_p > 0$ 为常数。

假设 5: 因为期望指令信号 $y_r = \gamma_d$ 光滑有界,且 $y_r \in \Omega_r = \{(y_r, \dot{y}_r, \ddot{y}_r) \mid y_r^2 + \dot{y}_r^2 + \ddot{y}_r^2 \leq B_0\}$, B_0 为已知正常数。

高度控制器的具体设计步骤如下:

(1) 定义动态面变量 $S_1 = x_1 - y_r$, 取中间控制信号为 $\bar{x}_2 = -g_1^{-1}\{k_1 S_1 + \bar{f}_1(Z_1)\}$ 。

因为 $\bar{f}_1(Z_1)$ 为未知非线性函数,所以采用前述 RBF 神经网络直接逼近 \bar{x}_2 , 有:

$$\bar{x}_2 = W_1^{*T} \xi_1(Z_1) + \delta_1, \quad |\delta_1| \leq \delta_1^* \quad (\delta_1^* > 0) \quad (4)$$

设计可行虚拟控制信号为:

$$x_{2d} = [-S_1 \hat{\theta} \xi_1^T(Z_1) \xi_1(Z_1)] / (2a_1^2) \quad (5)$$

将 x_{2d} 通过时间常数为 τ_2 的一阶低通滤波器,得到其估计值 α_2 , 其中 $\tau_2 \dot{\alpha}_2 + \alpha_2 = x_{2d}$, $\alpha_2(0) = x_{2d}(0)$ 。

(2) 定义动态面变量 $S_2 = x_2 - \alpha_2$

设计可行虚拟控制信号为:

$$x_{3d} = -(k_2 S_2 - \dot{\alpha}_2 + S_1 g_1 + S_2 / 2) \quad (6)$$

设计低通滤波器 $\tau_3 \dot{\alpha}_3 + \alpha_3 = x_{3d}$, $\alpha_3(0) = x_{3d}(0)$ 。

(3) 定义动态面变量 $S_3 = x_3 - \alpha_3$

类似步骤(1),设计最终控制信号、参数更新律分别为:

$$u = [-S_3 \hat{\theta} \xi_3^T(Z_3) \xi_3(Z_3)] / (2a_3^2) \quad (7)$$

$$\left. \begin{aligned} \dot{\hat{\theta}}(t) &= \sum_{i=1}^3 \frac{r}{2a_i^2} S_i^2 \xi_i^T(Z_i) \xi_i(Z_i) - b_0 \hat{\theta} \\ \hat{\theta}(0) &\geq 0 \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

式中 $b_0 > 0$ 为设计参数。

2.3 速度控制

速度控制器采用神经网络动态逆控制^[9]:

$$\dot{V} = f_V(x_1, x_2, x_3, V) + g_V(x_1, x_2, V)\beta_c \quad (9)$$

式中 $g_V(x_1, x_2, V) > 0$ 。跟踪轨迹 V_d 和 \dot{V}_d 有界,设计动态逆控制律为:

$$\beta_c = -k_V z_V + g_V^{-1}[-f_V + \dot{V}_d] \quad (10)$$

采用神经网络逼近未知非线性项 $g_V^{-1}[-f_V + \dot{V}_d]$,神经网络自适应控制器和参数更新律分别为:

$$\beta_c = -k_V z_V + W_V^* \xi_V(Z_V) \quad (11)$$

$$\dot{\theta}_V = \Gamma_V [z_1 \xi_3(Z_V) - \delta_V W_V^*] \quad (12)$$

易知速度控制系统的信号半全局一致最终有界。

3 系统稳定性分析

定义估计、滤波误差 $\tilde{\theta} = \hat{\theta} - \theta$, $y_i = \alpha_i - x_{id}$, $i = 2, 3$ 。易知 $\dot{y}_2 = -y_2/\tau_2 + \zeta_2(\cdot)$, $\dot{y}_3 = -y_3/\tau_3 + \zeta_3(\cdot)$, 其中 $\zeta_i(\cdot)$ 为一连续函数, 则 $|\dot{y}_i + y_i/\tau_i| \leq \zeta_i(\cdot)$, $i = 2, 3$ 。通过 young's 不等式缩放得:

$$\begin{aligned} \dot{y}_i y_i &\leq -y_i^2/\tau_i + |y_i| \zeta_i \\ &\leq -y_i^2/\tau_i + y_i^2/2 + \zeta_i^2/2 \quad (i = 2, 3) \end{aligned} \quad (13)$$

定理 1: 考虑式(1)构成的闭环系统, 满足假设 3 ~ 假设 5, 那么对于所有初始条件满足 $V(0) \leq p$ (p 为任意给定常数), 存在设计参数 k_i ($i = 1, 2, 3$), τ_i ($i = 2, 3$), μ_i ($i = 1, 3$), r, b_0 使闭环系统的所有信号半全局一致最终有界^[10]。

定理 1 证明见文献[10]。因此, 本文设计的高度控制器的所有信号半全局一致最终有界。

4 数值仿真与分析

对高超声速飞行器的纵向模型进行数值仿真。初始平衡点和飞行器模型参数参见文献[8], 控制目标为飞行器能够跟踪高度和速度指令。

为满足假设 5, 高度和速度指令分别由以下三种信号通过相应的线性滤波器滤波后给出: (1) 高度变化为 610 m 的阶跃信号, 速度保持不变; (2) 速度变化为 30.5 m/s 的阶跃信号, 高度保持不变; (3) 高度变化幅值为 610 m, 周期为 80 s 的方波信号, 速度保持不变。

控制器参数为: $k_p = -0.6$, $k_2 = 12$, $\mu_1 = 0.1$, $\mu_3 = 0.1$, $r = 25$, $b_0 = 0.01$, $\tau_1 = 0.01$, $\tau_2 = 0.01$; 神经网络节点数为: $l_1 = 9$, $l_2 = 9$, $l_V = 5$, 中心值 μ_i 在区间 $[-2, 2]$ 之间均匀取值, 宽度 $\eta_i = 100$; $k_V = 0.01$, $\Gamma_V = \text{diag}\{5 \times 10^{-4}\}$, $\delta_V = 0.1$; 升降舵偏角的最大偏转

范围为 $[-20^\circ, 20^\circ]$ ^[11]。

仿真结果如图 1 ~ 图 3 所示。

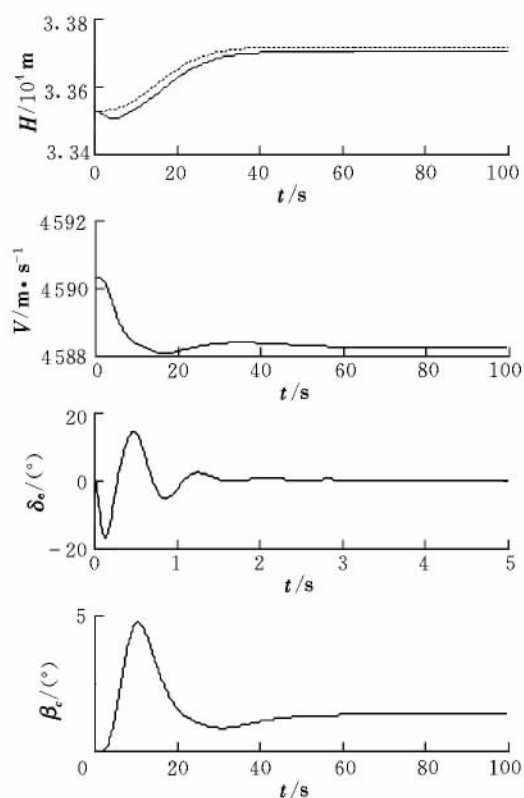


图 1 高度为阶跃变化时的仿真结果

Fig. 1 Simulation results of altitude step response

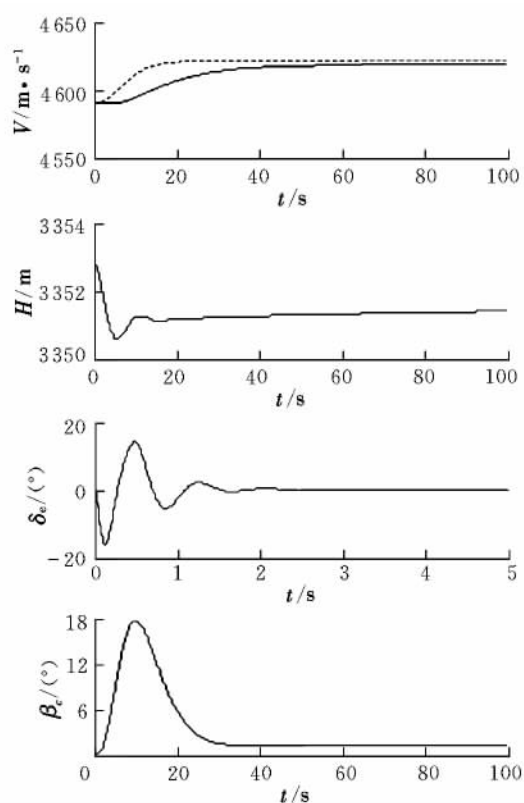


图 2 速度为阶跃变化时的仿真结果

Fig. 2 Simulation results of speed step response

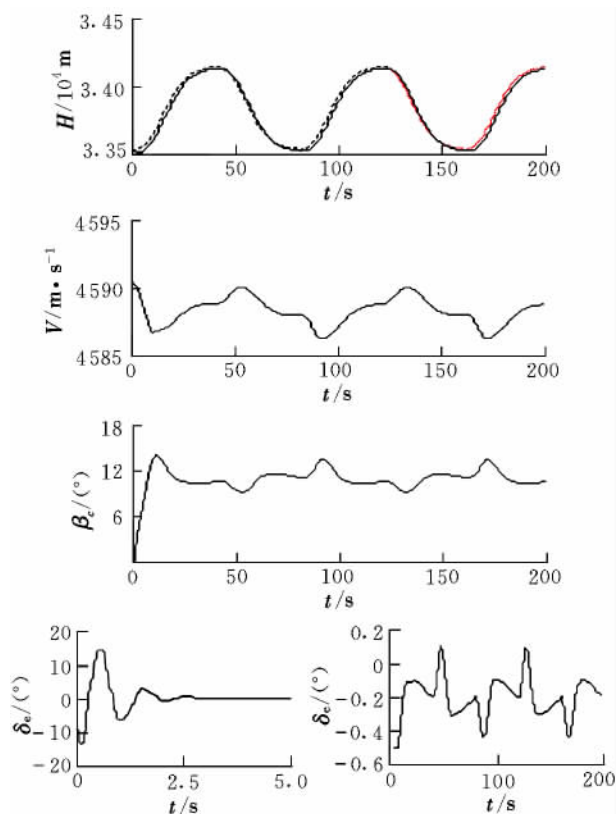


图 3 高度为方波变化时的仿真结果

Fig. 3 Simulation results of altitude tracking with square wave trajectory

说明: (1) 图 1 ~ 图 3 的首图中, 虚线为经滤波处理后的指令信号, 实线为跟踪信号。(2) 为清晰显示升降舵偏角 δ_e 的变化, 图 1、图 2 中舵偏角曲线只取前 5 s 5 s 后舵偏角不变; 图 3 中舵偏角曲线则将前 5 s 和后 195 s 分别显示。

由图 1 ~ 图 3 可以看出, 控制系统对高度阶跃指令的跟踪误差仅为 0.064%, 对速度阶跃指令的跟踪误差仅为 0.019%, 高度方波指令的跟踪误差始终小于 0.26%, 三种情况下的舵偏角偏转范围均未超出最大偏转范围。在保证飞行控制系统稳定的前提下, 控制器能较好地响应阶跃信号、方波信号, 实现了对指令的实时跟踪。

5 结束语

本文根据高超声速飞行器纵向模型的特点, 分别设计了基于自适应神经网络动态面控制的高度控制器和基于神经网络动态逆的速度控制器。设计的高度控制器控制结构简单, 大大减少了控制系统中更新参数的数量, 解决了神经网络在逼近飞行器模型中气动参数不确定性时更新参数较多的问题。基于 Lyapunov 稳定性定理证明了闭环系统的所有信号半全局一致最终有界。最后, 通过数值仿真验证

了所设计的控制器对高度和速度指令具有较好的跟踪效果。下一步拟采用寻优算法优化控制律参数。

参考文献:

- [1] Mirmirani M, Ioannou P, Fidan B. Flight dynamics and control of air-breathing hypersonic vehicles-review and new directions [R]. AIAA-2003-7081, 2003.
- [2] 王美仙, 李明. 飞行控制律设计方法综述 [J]. 飞行力学, 2007, 25(2): 1-4.
- [3] 刘燕斌, 陆宇平. 基于反步法的高超音速飞机纵向逆飞行控制 [J]. 控制与决策, 2007, 22(3): 313-317.
- [4] 高道祥, 孙增圻. 基于 Backstepping 的高超声速飞行器模糊自适应控制 [J]. 控制理论与应用, 2008, 25(5): 805-810.
- [5] Swaroop D, Gerdes J C, Yip P P. Dynamic surface control of nonlinear systems [C]//American Control Conference. New Mexico, 1997: 3028-3034.
- [6] Waseem Aslam Butt, Lin Yan. Dynamic surface control for nonlinear hypersonic air vehicle using neural network [C]//Chinese Control Conference. Beijing, 2010: 733-738.
- [7] Gao D X, Sun Z Q. Dynamic surface control for hypersonic aircraft using fuzzy logic system [C]//IEEE International Conference on Automation and Logistics. Jinan, 2007: 2314-2319.
- [8] Xu H J, Mirmirani M, Ioannou P A. Robust neural adaptive control of a hypersonic flight vehicle [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Texas: AIAA, 2003: 1-8.
- [9] Wang Q, Stengel R F. Robust nonlinear control of a hypersonic aircraft [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2000, 23(4): 577-584.
- [10] 刘树光, 孙秀霞, 董文瀚. 一类纯反馈非线性系统的简化自适应神经网络动态面控制 [J]. 控制与决策, 2012, 27(2): 266-270.
- [11] Shaughnessy J D, Pinckney S Z, McMinn J D. Hypersonic vehicle simulation model: winged-cone configuration [R]. NASA-TM-2102610, 1991.

(编辑: 李怡)