基于小波网络的高超音速飞行器鲁棒自适应积分反步控制

王首斌, 王新民, 姚从潮, 谢 蓉
(西北工业大学自动化学院,陕西西安,710129)

摘要 针对高超音速飞行器非线性模型具有不确定性的问题,提出一种基于小波网络的鲁棒自适应积分反步控制方法。该方法运用反步法设计非线性控制律,并引入积分项以减小系统跟踪误差;用小波网络在线逼近系统不确定项,提高系统鲁棒性;设计鲁棒项消除小波网络逼近误差。通过Lyapunov稳定性分析,该方法能够保证闭环系统跟踪误差最终收敛。通过与常规反步、积分反步、自适应反步进行仿真对比,结果表明:所设计的控制律可以有效抑制系统不确定性的影响,设计方法可行。

关键词 高超音速飞行器;积分反步法;小波网络;鲁棒自适应控制
DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2012.03.004
中图分类号 V448.2 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2012)03-0015-06

高超音速飞行器(HSV)不同于一般飞行器,其在高速飞行时会受到包括高温效应、粘性效应、真实气体效应等影响,特殊而复杂的飞行环境导致了飞行器气动特性和气热特性的剧烈变化[1]。由于缺乏工程经验和受研究条件的限制,风洞试验得到的气动数据误差会比较大[2]。此外,典型高超声速飞行器布局长周期模态是欠阻尼或不稳定的,短周期模态是不稳定的,使其在高动态更易受外界的干扰[3],因此,高超音速飞行器作为非线性系统具有严重的不确定性。

反步法(Backstepping)通过状态坐标的变换,将定参数的自适应调节函数和一个已知Lyapunov函数的虚拟控制系统的镇定函数等联系起来,逐步修正算法实现系统的全局调节或跟踪[4-6],适用于可状态线性化或严参数反馈的不确定性系统,并可以方便地用软件编程来实现,通用性好,因而在高超音速飞行控制上得到广泛应用[7-8]。文献[9]提出自适应反步控制设计方法,用自适应调节函数补偿系统不确定性带来的影响,通过引入投影算子避免可能出现的控制器奇异问题。文献[10]则由RBF神经网络在线逼近系统不确定项,利用动态面控制技术简化反步控制器的设计,同时改进参数自适应律,使在线调整自适应参数显著减少。

基于此,本文提出基于小波网络的高超音速飞行器鲁棒自适应积分反步控制方法。

1 问题描述

假设推力方向沿发动机轴线,与机身轴线重合,高超音速飞行器纵向模型的非线性方程组可以按照其受力情况在速度坐标系上得到[11]:

$$\dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \quad (1) \qquad \dot{q} = M_{yy}/I_{yy} \quad (2)$$

$$\dot{V} = \frac{T\cos\alpha - D}{m} - \frac{\mu\sin\gamma}{r^2} \quad (3) \qquad \dot{\gamma} = \frac{L + T\sin\alpha}{mV} - \frac{(\mu - V^2 r)\cos\gamma}{Vr^2} \quad (4) \qquad \dot{h} = V\sin\gamma \quad (5)$$

* **收稿日期**:2011-11-14
基金项目:西北工业大学新教师基金资助项目(11GH0322)
作者简介:王首斌(1984-),男,浙江绍兴人,博士生,主要从事飞行器非线性鲁棒自适应控制研究.
E-mail:357513989@qq.com

式中:状态变量 α,q,V,γ,h 分别为飞行器的迎角、俯仰角速率、飞行速度、飞行航迹角以及飞行高度;控制输入为燃流率指令信号 δ_T 和升降舵偏转 δ_E;μ 为重力常数,m 和 I_{yy} 分别为高超音速飞行器质量及其沿 y 轴的转动惯量,r 为飞行器到地心的距离;L、D、T 及 M_{yy} 分别为高超音速飞行器的升力、阻力、推力及俯仰力矩,其具体计算公式可参见文献[12]。

针对高超音速飞行器模型,设 $x_1=\alpha,x_2=q,\boldsymbol{x}=[\alpha,q,V,\gamma,h]^{\mathrm{T}},u=\delta_E$,可得到如下非线性不确定系统

$$\begin{cases}\dot{x}_1=f_1(\boldsymbol{x})+g_1(\boldsymbol{x})x_2+\Delta_1\\ \dot{x}_2=f_2(\boldsymbol{x})+g_2(\boldsymbol{x})u+\Delta_2\\ y=x_1\end{cases}\tag{6}$$

式中:Δ_1,Δ_2 为系统不确定项,主要包括建模误差 $\Delta f_1(x),\Delta f_2(x),\Delta g_1(x),\Delta g_2(x)$ 和外界干扰 d_1,d_2:

$$\begin{cases}\Delta_1=\Delta f_1(x)+\Delta g_1(x)x_2+d_1\\ \Delta_2=\Delta f_2(x)+\Delta g_2(x)u+d_2\end{cases}\tag{7}$$

同时需要设计控制律 u,使系统输出稳定跟踪给定的输入信号 y_d,且消除不确定项对系统的影响。

2 鲁棒自适应积分反步控制

2.1 相关假设

先给出一些与系统控制律设计相关的假设:① 给定的有界参考信号 y_d,连续可微且一阶导数有界;② $g_1(\boldsymbol{x}),g_2(\boldsymbol{x})$ 可逆;③ 系统不确定项 Δ_1,Δ_2 有界;④ 给定任意逼近误差上界 ε_M,存在理想的权值 w,该权值有上界,使得小波网络一致逼近系统中连续光滑未知的 Δ,即

$$\begin{cases}\boldsymbol{w}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{v}=\boldsymbol{\Delta}-\varepsilon,|\varepsilon|\leqslant\varepsilon_M,|\boldsymbol{w}|\leqslant w_M\\ \boldsymbol{w}=\hat{\boldsymbol{w}}+\tilde{\boldsymbol{w}}\end{cases}\tag{8}$$

式中:ε 表示小波网络逼近误差;$\hat{\boldsymbol{w}}$ 为小波网络实际权值;$\tilde{\boldsymbol{w}}$ 为理想权值与实际权值之差。

2.2 控制律设计

Step 1 考虑系统(6)的第 1 个子系统:$\dot{x}_1=f_1(\boldsymbol{x})+g_1(\boldsymbol{x})x_2+\Delta_1$,定义虚拟反馈误差:

$$\begin{cases}z_1=x_1-y_d\\ z_2=x_2-\alpha_1\end{cases}\tag{9}$$

式中 α_1 为虚拟控制量。

对 z_1 求导,可得:

$$\dot{z}_1=\dot{x}_1-\dot{y}_d=f_1(\boldsymbol{x})+g_1(\boldsymbol{x})x_2+\Delta_1-\dot{y}_d\tag{10}$$

根据式(8),设计小波网络在线逼近系统的不确定项:

$$\boldsymbol{\Delta}_1=\boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{v}_1+\varepsilon_1=(\hat{\boldsymbol{w}}_1+\tilde{\boldsymbol{w}}_1^{\mathrm{T}})\boldsymbol{v}_1+\varepsilon_1\tag{11}$$

将式(9)、(11)代入至式(10)可得:

$$\dot{z}_1=f_1(\boldsymbol{x})+g_1(\boldsymbol{x})z_2+g_1(\boldsymbol{x})\alpha_1+\boldsymbol{w}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{v}_1+\varepsilon_1-\dot{y}_d\tag{12}$$

令第一个子系统的理想虚拟控制量为:

$$\alpha_1=g_1^{-1}(\boldsymbol{x})\left[-f_1(\boldsymbol{x})-k_1z_1-s_1\int_0^t z_1(\tau)\mathrm{d}\tau-\hat{\boldsymbol{w}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{v}_1-\boldsymbol{\sigma}_1\tanh(z_1)+\dot{y}_d\right]\tag{13}$$

式中:$k_1,s_1,\boldsymbol{\sigma}_1$ 为正实数;$s_1\int_0^t z_1(\tau)\mathrm{d}\tau$ 为积分项,减小系统跟踪误差;$\hat{\boldsymbol{w}}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{v}_1$ 为小波网络输出,以逼近系统不确定性 $\boldsymbol{\Delta}_1$;$\boldsymbol{\sigma}_1\tanh(z_1)$ 为鲁棒项,以抵消小波网络逼近误差 ε_1。

需要注意以下几点:

1)本文所用小波网络具有输入层、隐含小波层、乘积层和输出层共 4 层结构,共有 N_i 个输入、1 个输出,$N_i\times N_w$ 个隐含小波结点,每个结点的激励函数均选取墨西哥帽小波函数,小波网络的输出,有:

$$\hat{\boldsymbol{w}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{v}=\sum_{i=1}^{N_w}w_i\prod_{j=1}^{N_i}\phi\left(\frac{x_j-c_{ij}}{b_{ij}}\right)=\sum_{i=1}^{N_w}w_i\prod_{j=1}^{N_i}\left(1-\left(\frac{x_j-c_{ij}}{b_{ij}}\right)^2\right)\exp\left(-\left(\frac{x_j-c_{ij}}{b_{ij}}\right)^2/2\right)\tag{14}$$

式中 c_{ij} 和 b_{ij} 分别是平移参数和扩展参数。

2）理想的鲁棒项为 $\sigma_1 \mathrm{sgn}(z_1)$，为避免控制量的不连续，用 tanh( ) 函数代替 sgn( ) 函数。

将式(13) 代入式(12) 可得：

$$\dot{z}_1 = -k_1 z_1 - s_1 \int_0^t z_1(\tau)\mathrm{d}\tau + g_1(\boldsymbol{x}) z_2 + \tilde{\boldsymbol{w}}_1^{\mathrm{T}} \boldsymbol{v}_1 + \varepsilon_1 - \sigma_1 \tanh(z_1) \tag{15}$$

3）式(14) 中 k_1, s_1, σ_1 为正实数，其中参数 k_1 调节系统的动态特性，参数 s_1 调节系统的稳态误差，参数 σ_1 改善系统的鲁棒性。本文集中研究鲁棒自适应积分反步控制的方法，对参数的选取只是从理论上给出了式(26) 的约束条件，利用常规“试凑” 的办法选取仿真中的这 3 个参数。

Step 2　考虑闭环系统(6) 的第 2 个子系统 $\dot{x}_2 = f_2(\boldsymbol{x}) + g_2(\boldsymbol{x})u + \Delta_2$，对 z_2 求导可得：

$$\dot{z}_2 = \dot{x}_2 - \dot{\alpha}_1 = f_2(\boldsymbol{x}) + g_2(\boldsymbol{x})u + \Delta_2 - \dot{\alpha}_1 \tag{16}$$

根据式(8)，设计小波网络在线逼近系统的不确定项：

$$\Delta_2 = \boldsymbol{w}_2^{\mathrm{T}} \boldsymbol{v}_2 + \varepsilon_2 = (\hat{\boldsymbol{w}}_2 + \tilde{\boldsymbol{w}}_2^{\mathrm{T}}) \boldsymbol{v}_2 + \varepsilon_2 \tag{17}$$

与 α_1 的设计类似，取：

$$u = g_2^{-1}(\boldsymbol{x}) \left[-f_2(\boldsymbol{x}) - g_1(\boldsymbol{x}) z_1 - k_2 z_2 - s_2 \int_0^t z_2(\tau)\mathrm{d}\tau - \hat{\boldsymbol{w}}_2^{\mathrm{T}} \boldsymbol{v}_2 - \sigma_2 \tanh(z_2) + \dot{\alpha}_1 \right] \tag{18}$$

式中：k_2, s_2, σ_2 为正实数；$s_2 \int_0^t z_2(\tau)\mathrm{d}\tau$ 为积分项，减小系统跟踪误差；$\hat{\boldsymbol{w}}_2^{\mathrm{T}} \boldsymbol{v}_2$ 为小波网络输出，以逼近系统不确定性 Δ_2；$\sigma_2 \tanh(z_2)$ 为鲁棒项，以抵消小波网络逼近误差 ε_2。

将式(18) 代入式(16) 可得：

$$\dot{z}_2 = -k_2 z_2 - s_2 \int_0^t z_2(\tau)\mathrm{d}\tau - g_1(\boldsymbol{x}) z_1 + \tilde{\boldsymbol{w}}_2^{\mathrm{T}} \boldsymbol{v}_2 + \varepsilon_2 - \sigma_2 \tanh(z_2) \tag{19}$$

2.3　稳定性分析

取 Lyapunov 函数：

$$V = \frac{1}{2} z_1^2 + \frac{1}{2} s_1 \left(\int_0^t z_1(\tau)\mathrm{d}\tau \right)^2 + \frac{1}{2\lambda_1} \mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{w}}_1^{\mathrm{T}} \tilde{\boldsymbol{w}}_1) + \frac{1}{2} z_2^2 + \frac{1}{2} s_2 \left(\int_0^t z_2(\tau)\mathrm{d}\tau \right)^2 + \frac{1}{2\lambda_2} \mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{w}}_2^{\mathrm{T}} \tilde{\boldsymbol{w}}_2) \tag{20}$$

对其关于时间求导可得：

$$\dot{V} = z_1 \dot{z}_1 + s_1 z_1 \left(\int_0^t z_1(\tau)\mathrm{d}\tau \right) + \frac{1}{\lambda_1} \mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{w}}_1^{\mathrm{T}} \tilde{\boldsymbol{w}}_1) + z_2 \dot{z}_2 + s_2 z_2 \left(\int_0^t z_2(\tau)\mathrm{d}\tau \right) + \frac{1}{\lambda_2} \mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{w}}_2^{\mathrm{T}} \tilde{\boldsymbol{w}}_2) \tag{21}$$

将式(15)、(19) 代入上式，经过整理可得：

$$\dot{V} = -k_1 z_1^2 + z_1 \tilde{\boldsymbol{w}}_1^{\mathrm{T}} \boldsymbol{v}_1 + z_1[\varepsilon_1 - \sigma_1 \tanh(z_1)] - \frac{1}{\lambda_1} \sum_{i=1}^{N_w} \tilde{w}_{1i} \dot{\hat{w}}_{1i} - k_2 z_2^2 + z_1 \tilde{\boldsymbol{w}}_1^{\mathrm{T}} \boldsymbol{v}_1 + z_2[\varepsilon_2 - \sigma_2 \tanh(z_2)] - \frac{1}{\lambda_2} \sum_{i=1}^{N_w} \tilde{w}_{2i} \dot{\hat{w}}_{2i} \tag{22}$$

设计权值自适应律为 $\begin{cases} \dot{\hat{w}}_{1i} = \lambda_1 (z_1 v_{1i} - \eta_1 \hat{w}_{1i}) \\ \dot{\hat{w}}_{2i} = \lambda_2 (z_2 v_{2i} - \eta_2 \hat{w}_{2i}) \end{cases}$，且注意到 $\begin{cases} z_1 \tilde{\boldsymbol{w}}_1^{\mathrm{T}} \boldsymbol{v}_1 = \sum_{i=1}^{N_w} \tilde{w}_{1i} z_1 v_{1i} \\ z_2 \tilde{\boldsymbol{w}}_2^{\mathrm{T}} \boldsymbol{v}_2 = \sum_{i=1}^{N_w} \tilde{w}_{2i} z_2 v_{2i} \end{cases}$ 那么式(22) 可写成：

$$\dot{V} = -k_1 z_1^2 - k_2 z_2^2 + z_1[\varepsilon_1 - \sigma_1 \tanh(z_1)] + z_2[\varepsilon_2 - \sigma_2 \tanh(z_2)] + \eta_1 \sum_{i=1}^{N_w} \tilde{w}_{1i} \hat{w}_{1i} + \eta_2 \sum_{i=1}^{N_w} \tilde{w}_{2i} \hat{w}_{2i} \tag{23}$$

由于：

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^{N_w} \tilde{w}_{1i} \hat{w}_{1i} \leqslant \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{N_w} (w_{1i}^2 - \tilde{w}_{1i}^2) = \frac{1}{2} |\boldsymbol{w}_1|^2 - \frac{1}{2} |\tilde{\boldsymbol{w}}_1|^2 \\ \sum_{i=1}^{N_w} \tilde{w}_{2i} \hat{w}_{2i} \leqslant \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{N_w} (w_{2i}^2 - \tilde{w}_{2i}^2) = \frac{1}{2} |\boldsymbol{w}_2|^2 - \frac{1}{2} |\tilde{\boldsymbol{w}}_2|^2 \end{cases} \tag{24}$$

故可得到：

$$\dot{V} \leqslant \left(\frac{1}{2} \eta_1 |\boldsymbol{w}_1|^2 - k_1 z_1^2 \right) + \left(\frac{1}{2} \eta_2 |\boldsymbol{w}_2|^2 - k_2 z_2^2 \right) z_1[\varepsilon_1 - \sigma_1 \tanh(z_1)] + z_2[\varepsilon_2 - \sigma_2 \tanh(z_2)] -$$

$$\frac{1}{2}\eta_1\|\tilde{\boldsymbol{w}}_1\|^2-\frac{1}{2}\eta_2\|\tilde{\boldsymbol{w}}_2\|^2 \tag{25}$$

设 $\boldsymbol{w}_1,\boldsymbol{w}_2$ 有上界,满足 $\|\boldsymbol{w}_1\|\leqslant w_{1M}$,$\|\boldsymbol{w}_2\|\leqslant w_{2M}$;$\varepsilon_1,\varepsilon_2$ 有上界,满足 $|\varepsilon_1|\leqslant\varepsilon_{1M}$,$|\varepsilon_2|\leqslant\varepsilon_{2M}$;$z_1,z_2$ 有下界,满足 $|z_1|\geqslant z_{1m}>0$,$|z_2|\geqslant z_{2m}>0$。选择合适的参数 $k_1,k_2,\eta_1,\eta_2,\sigma_1,\sigma_2$ 满足式(26),可保证 $\dot{V}$ 为负,即所设计的控制律能够保证闭环系统跟踪误差最终收敛且一致有界。

$$\frac{k_1}{\eta_1}>\frac{w_{1M}^2}{2z_{1m}^2},\quad \frac{k_2}{\eta_2}>\frac{w_{2M}^2}{2z_{2m}^2},\quad \sigma_1>\frac{\varepsilon_{1M}}{\tanh(z_{1m})},\quad \sigma_2>\frac{\varepsilon_{2M}}{\tanh(z_{2m})} \tag{26}$$

3 数值仿真及分析

仿真采用 NASA 兰利研究中心提供的高超音速飞行器 Winged - Cone[12-13]。该模型为水平起飞、单级入轨的常规高超音速飞行器,气动力和气动力矩导数为迎角、马赫数以及舵面偏转的函数[14]。Stengel 等人[12]对其气动数据进行插值运算,得到高超音速气动数据的数值计算公式,便于建立其数学模型。其中定常参数见表 1。高超音速飞行器纵向非线性运动方程见式(1) - (5),根据文献[12]和式(6)可计算出:

$$f_1(\boldsymbol{x})=-\frac{L}{mV}+\frac{(\mu-V^2r)\cos\gamma}{Vr^2}-\frac{1.15\kappa\delta_T\sin\alpha}{V} \tag{27}$$

$$g_1(\boldsymbol{x})=1 \tag{28}$$

$$f_2(\boldsymbol{x})=\frac{\rho V^2Sc}{2I_{yy}}(C_{M\alpha}+C_{Mq}-0.0292\alpha) \tag{29}$$

$$g_2(\boldsymbol{x})=\frac{0.0292\rho V^2Sc}{2I_{yy}} \tag{30}$$

仿真模型在 Matlab/Simulink 中用 S 函数实现。仿真飞行速度为 15 Ma,高度为 33.5 km,配平值 $\alpha_0=1.79°$,$\delta_{E0}=-0.4°$,$\delta_{T0}=0.176$。

表 1 高超音速飞行器模型定常参数

Tab. 1 Geometric characteristics of configuration

参数	含义	数值
m_0	质量	136 820 kg
I_{yy0}	沿 y 轴的转动惯量	9.46×10^6 kg·m^2
S_0	参考面积	334.73 m^2
C_0	平均气动弦长	24.38 m
μ	重力常数	3.936×10^{14} m^3/s^2
R_E	地球半径	6 371.4 km

根据文献[13]关于建模误差的分析方法,将质量、惯性矩和气动等参数在 28 处进行摄动。

取迎角指令输入 $\Delta\alpha_c=2°$,加指令滤波器 $1/(S+1)$,使指令平滑而不发生阶跃突变。模型参数在 ±50% 范围内随机摄动;加入干扰 $d_1=0.02\sin(t)$,$d_2=0.1\sin(5t)$。2 个小波网络输入均为 $[\alpha,q]^{\mathrm{T}}$,参数取 $N_i=2$,$N_w=5$,$\lambda_1=\lambda_2=2$,$\eta_1=\eta_2=1$,$c_{ij}=5\mathrm{rand}(\ )$,$b_{ij}=10\mathrm{rand}(\ )$,且 $b_{ij}\neq0$;小波网络输出后均加滤波器 $1/(0.2S+1)$,以消除高频控制信号。以鲁棒自适应积分反步法设计迎角指令跟踪控制律,控制律参数选取 $k_1=5$,$k_2=2$,$s_1=0.2$,$s_2=2$,$\sigma_1=10$,$\sigma_2=0.5$。

将常规反步、积分反步、自适应积分反步和鲁棒自适应积分反步共 4 种仿真结果进行对比("自适应"表示有小波网络在线补偿,"鲁棒"表示控制律中引入鲁棒项),见图 1 - 2。可见,在系统具有建模误差和外界干扰的情况下,引入积分项、鲁棒项以及设计小波网络在线补偿可以有效的增强系统的鲁棒性。

取迎角指令 $\Delta\alpha_c=5°$,指令滤波器 $1/(S+1)$,参数在 ±50% 范围内随机摄动,设干扰 $d_1=0.02\sin(t)$,$d_2=0.1\sin(5t)$。将本文算法与文献[9]和文献[10]的算法作对比,见图 3 - 4,本文的算法具有更强的鲁棒性。

与现有文献中的方法相比,本文算法具有以下特点:① 反步法中引入积分项可减小系统跟踪误差;② 用小波网络逼近系统不确定项,较普通神经网络算法简单,且收敛速度快[15];③ 设计鲁棒项以消除小波网络逼近误差。

图 1　迎角跟踪仿真结果对比

Fig. 1　Comparison of simulation results of attack angle tracking

图 2　升降舵偏转仿真结果对比

Fig. 2　Comparison of simulation results of elevator deflection

图 3　3 种算法迎角跟踪结果比较

Fig. 3　Comparison of attack angle tracking in three algorithins

图 4　3 种算法升降舵偏转结果比较

Fig. 4　Comparison of elevator deflection in three algorithms

4　结束语

本文针对高超音速飞行器非线性系统具有不确定性的问题,提出一种基于小波网络的鲁棒自适应积分反步控制方法。通过 Lyapunov 稳定性分析,所设计的控制律在系统具有建模误差和外界干扰的情况下,依然能够保证闭环系统跟踪误差最终收敛且一致有界,并能有效抑制系统不确定的影响。考虑执行机构和传感器的特性,以及运用先进的方法进行控制律参数的整定是之后需要进一步研究的内容。

参考文献(References):

[1]　Calise A J, Buschek H. Research in robust control for hypersonic vehicles[R]. USA: NASA progress report No. 1 to NASA langley research center, 1992: 1 - 1451.

[2] Hall Charles E, Gallaher Michael W, Hendrix Neal D. X－33 attitude control system design for ascent, transition, and entry flight regimes[R]. AIAA 98－4411.

[3] 刘燕斌. 高超声速飞行器建模及其先进飞行控制机理的研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.
LIU Yanbin. Research on modeling and advanced flight control theories for hypersonic vehicle[D]. Nanjing:Nanjing university of aeronautics and astronautics,2007. (in Chinese)

[4] Ge S S, Wang C. Adaptive neural control of uncertain MIMO nonlinear systems[J]. IEEE trans neural networks, 2004, 15(3): 674－692.

[5] Hwang J P, Kim E. Robust tracking control of an electrically driven robot: adaptive fuzzy logic approach[J]. IEEE trans fuzzy syst, 2006, 14(2): 232－247.

[6] Wang Dan, Huang Jie. Neural network－based adaptive dynamic surface control for a class of uncertain nonlinear systems in strict－feedback form[J]. IEEE trans neural networks, 2005, 16(1): 195－202.

[7] Lian B H, Bang H ,Hurtado J E. Adaptive backstepping control based autopilot design for re－entry vehicle[R]. AIAA 2004－5328.

[8] Francois Poulain. Nonlinear control of an airbreathing hypersonic vehicle[R]. AIAA 2009－7290.

[9] 陈洁. 基于不确定性的高超声速飞行器动态面自适应反演控制系统设计[J]. 宇航学报,2010,31(11):2550－2556.
CHEN Jie. Hypersonic aircraft dynamic surface adaptive backstepping control system design based on uncertainty[J]. Journal of astronautics, 2010,31(11): 2550－2556. (in Chinese)

[10] 周丽,姜长生,钱承山. 一种基于神经网络的快速回馈递推自适应控制[J]. 宇航学报,2008,29(6):1888－1894.
ZHOU Li, JIANG Changsheng, QIAN Chengshan. A fast adaptive backstepping method based on neural networks[J]. Journal of astronautics, 2008,29(6):1888－1894. (in Chinese)

[11] Wang Qian,Stengel,Robert F. Robust nonlinear control of a hypersonic aircraft[R]. AIAA 99－4000.

[12] Shaughnessy J D, Pinckney S Z,McMinn J D. Hypersonic vehicle simulation model: winged－cone Configuration[R]. NASA TM2102610, 1991:1－15.

[13] 谭湘敏,易建强,赵冬斌,等. 高超声速飞行器轨迹跟踪控制仿真研究[J]. 系统仿真学报,2011,23(4): 745－749.
TAN Xiangmin, YI Jianqiang, ZHAO Dongbin, et al. Simulation research on tracking control for hypersonic aircraft[J]. Journal of system simulation, 2011,23(4):745－749. (in Chinese)

[14] 朱亮,姜长生,陈海通,等. 基于单隐层神经网络的空天飞行器直接自适应轨迹线性化控制[J]. 宇航学报,2006,27(3): 338－344.
ZHU Liang, JIANG Changsheng, CHEN Haitong, et al. Direct adaptive trajectory linearization control of aerospace vehicle using SHLNN[J]. Journal of astronautics, 2006,27(3): 338－344. (in Chinese)

[15] 吕朝霞,胡维礼. 小波网络在控制系统中的应用[J]. 信息与控制,2000,29(6):532－540.
LÜ Zhaoxia,HU Weili. Application of wavelet networks on control system[J]. Information and control, 2000,29(6):532－540. (in Chinese)

(编辑:徐敏)

Robust Adaptive Integrator Backstepping Control Based on Wavelet Network for A Hypersonic Vehicle

WANG Shou－bin, WANG Xin－min, YAO Cong－chao, XIE Rong
(School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: To solve the control problem of a general hypersonic vehicle, which is a complex nonlinear uncertain system, a robust adaptive integrator backsetpping control strategy based on wavelet neural network is proposed. Integrator is used to decrease tracking error of the system. The system asymptotically tracks the desired output by means of on－line studying uncertainties and the derivative of virtual item via wavelet neural network, so robustness is enhanced. Robust items are designed to eliminate approximate error of the wavelet network. Theoretical analysis is done to validate Lyapunov stability of the system. The simulation results show that the developed method is effective and can be used to deal with the problem of uncertain parameters preferably.

Key words: hypersonic vehicle; integrator backstepping; wavelet network; robust adaptive control