

引用格式:徐文莹,江驹,甄子洋,等.基于 Back-Stepping 鲁棒自适应动态面的近空间飞行器控制[J].电光与控制,2018,25(11):15-20. XU W Y, JIANG J, ZHEN Z Y, et al. Near space vehicle control based on Back-Stepping robust adaptive dynamic surface[J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25(11):15-20.

## 基于 Back-Stepping 鲁棒自适应动态面的近空间飞行器控制

徐文莹<sup>1</sup>, 江驹<sup>1</sup>, 甄子洋<sup>1</sup>, 李欣<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016; 2. 空间物理重点实验室, 北京 100076)

**摘要:** 针对近空间可变翼高超声速飞行器的非线性系统控制问题, 考虑可变翼对建模的影响、模型参数不确定性和外界未知干扰对跟踪控制性能的影响, 以及虚拟信号多次“微分膨胀”问题, 提出一种基于 Back-Stepping 的鲁棒自适应动态面控制策略。首先利用插值拟合得到飞行器巡航段的气动参数, 建立精确的纵向模型, 得到飞行器纵向不确定严格反馈块非线性模型。其次根据飞行器的状态变量特性, 将高度和速度分开控制, 利用反步法依次求取控制信号, 并采用 RBF 神经网络对未知干扰进行逼近, 在线实时更新参数, 实现鲁棒自适应性能。针对虚拟控制信号求导困难和微分膨胀的问题, 加入动态面控制。通过 Lyapunov 函数等, 证明该方法可以保证系统的半全局稳定有界, 最后通过仿真表明该控制器具有较强的鲁棒性和良好的跟踪性。

**关键词:** 高超声速飞行器; 鲁棒控制; 自适应控制; 反步法; RBF 神经网络; 动态面控制

**中图分类号:** V249 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2018.11.003

## Near Space Vehicle Control Based on Back-Stepping Robust Adaptive Dynamic Surface

XU Wen-ying<sup>1</sup>, JIANG Ju<sup>1</sup>, ZHEN Zi-yang<sup>1</sup>, LI Xin<sup>2</sup>

(1. College of Automation Engineering, NUA, Nanjing 210016, China;

2. Science and Technology on Space Physics Laboratory, Beijing 100076, China)

**Abstract:** To solve the problems of nonlinear system control of the hypersonic morphing vehicle in consideration of the compound disturbances caused by the morphing vehicle, the influence of model uncertainties and unknown outside disturbances, and the “differential expansion” of virtual signals, a robust adaptive dynamic surface control strategy based on back-stepping is proposed. Firstly, the aerodynamic parameters of the morphing vehicle are obtained by curve-fitted approximation, and an accurate longitudinal model is built for the purpose of control design in the hypersonic flight. Secondly, according to the characteristics of the state variables of the aircraft, the speed and height are controlled separately, and the control signals are obtained by using the back-stepping method. The RBF neural network is used to approximate the unknown disturbances, and the parameters are updated in real time to realize the robust adaptive performance. Dynamic surface control is added to solve the problems of derivation and differential expansion of virtual control signals. Finally, Lyapunov function is used to prove that the method can guarantee the semi-global stability of the system, and the simulation results show that the controller has good tracking performance and high robustness.

**Key words:** hypersonic vehicle; robust control; adaptive control; Back-Stepping; RBF neural network; dynamic surface control

收稿日期:2017-12-04

修回日期:2018-01-03

**基金项目:** 国家自然科学基金(61673209, 61304223); 航空科学基金(20816ZA52009); 一院高校联合创新基金(CALT201603); 南京航空航天大学研究生创新开放基金(kfj20170306)

**作者简介:** 徐文莹(1992—), 男, 福建宁德人, 硕士生, 研究方向为先进飞行控制技术。

## 0 引言

近空间可变翼飞行器又称高超声速可变翼飞行器, 是指在近空间区域内飞行且飞行器机翼外形结构可变化的飞行器。由于其在军事装备、科学探索和未来航天运输领域均具有重要的潜在应用价值, 对于可

变翼飞行器的研究得到了国内外众多学者和研究机构的重视。高超声速飞行器采用翼身融合构型,具有激烈快时变、强耦合、严重非线性、不确定性等动态特性,给飞行器的控制带来了困难<sup>[1-4]</sup>。同时,由于飞行环境复杂,近空间可变翼飞行器还受到自身气动参数不确定和外界环境干扰的影响。因此,近空间可变翼高超声速飞行器在飞行控制系统设计、鲁棒性研究方面都面临着重大考验<sup>[5-8]</sup>。

由于高超声速飞行器具有高度非线性特性,采用传统的小扰动线性化方法难以进行设计。在超高飞行器模型建立方面,文献[9]对近空间飞行器的气动力特性和气动弹性等进行了详细的剖析,为后续的飞行器模型建立奠定了理论基础;文献[10]在飞行器结构和空气动力学基础上展开分析,建立了吸气式高超声速飞行器的模型,为下一步的控制器设计提供了可用的数学模型;文献[11]实现了高超声速飞行器动态逆方法的高度控制,但是该方法不具备对参数和模型变化的鲁棒性;文献[12]将动态逆和反步法相结合设计飞行控制系统,解除强耦合,保证全局稳定性;文献[13]利用高超声速飞行器动态逆模型设计鲁棒滑模控制方法,但是该方法容易在滑模面产生抖振;文献[14-16]根据严反馈形式,设计 Back-Stepping;文献[17-18]引入了动态面控制,解决了因为多重递推产生的“微分膨胀问题”。

本文首先通过对可变翼高超声速飞行器在巡航段的气动参数插值拟合,对实际飞行环境建立严反馈纵向模型;然后针对 Back-Stepping 控制方法鲁棒性不够等问题,提出一种基于 Back-Stepping 的鲁棒自适应动态面控制策略,采用神经网络 RBF 方法逼近模型中的未知函数部分,通过对不同中心点取值,并且对宽度和权重进行调节,实现在线实时更新参数,使得系统具有更强的自适应能力,并结合动态面控制方法,克服了传统递推设计时的控制器微分项数的膨胀问题。该策略为高超声速飞行器纵向模型设计跟踪控制器,以求保证系统的半全局稳定有界并抑制外界不确定因素的扰动,具有较强的鲁棒性,从而确保高超声速飞行器安全飞行,最后进行数值仿真验证。

## 1 近空间可变翼飞行器纵向建模

### 1.1 非线性数学模型

如图1所示,本文研究的近空间可变翼飞行器采用翼身融合布局,机体外形轮廓呈三角形,大后掠机翼,机翼后缘布置升降舵,机翼两侧存在可形变的翼面,采用对主翼两侧的小翼进行伸缩控制的方式,提高飞行器升力、提升飞行效率、减少能耗等。

该飞行器在高超声速巡航飞行条件下的纵向运动

模型描述为<sup>[19-20]</sup>

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - \frac{\mu \sin \gamma}{r^2} \\ \dot{\gamma} = \frac{L + T \sin \alpha}{mV} - \frac{(\mu - V^2 r) \times \cos \gamma}{Vr^2} \\ \dot{h} = V \sin \gamma \\ \dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \\ \dot{q} = \frac{M_{yy}}{I_{yy}} \\ \ddot{\beta} = -2\xi w_n \dot{\beta} - w_n^2 \beta + w_n^2 \beta_c \end{cases} \quad (1)$$

气动力和力矩分别表示为

$$\begin{cases} L = 0.5\rho V^2 s C_1 \\ D = 0.5\rho V^2 s C_2 \\ T = 0.5\rho V^2 s C_3 \\ M_{yy} = 0.5\rho V^2 s c [C_4(\alpha) + C_4(\delta_e) + C_4(q)] \end{cases} \quad (2)$$

式中: $V$ 为飞行速度; $h$ 为飞行高度; $\gamma$ 为航迹角; $m$ 为飞行器质量; $\alpha$ 为迎角; $q$ 为俯仰角速率; $L$ 为升力; $D$ 为阻力; $T$ 为发动机推力; $s$ 为飞行器固有参数面积; $r$ 为地球半径; $\mu$ 为地球引力参数; $M_{yy}$ 为俯仰力矩; $I_{yy}$ 为转动惯量。

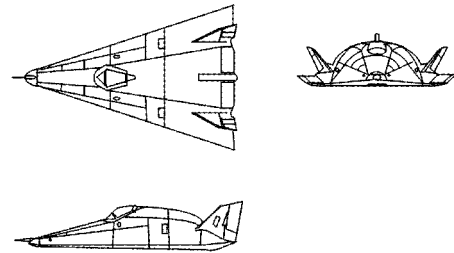


图1 近空间可变翼飞行器视图

Fig.1 View of near space variable-wing aircraft

可变翼飞行器为模型带来的影响主要体现在气动参数的变化上。根据近空间可变翼飞行器在巡航段飞行气动特性的经验公式可以得到气动数据随着迎角、马赫数变化的函数关系,对已知的小翼伸出和小翼收回的部分气动参数 $C_1$ 、 $C_2$ 和 $C_4$ 插值拟合得到巡航段下飞行器的气动参数,最终建立准确的近空间可变翼飞行器纵向巡航段模型。在可变翼飞行器起飞爬升段为了增大升力,使用小翼伸出方式增大升阻比。在可变翼飞行器巡航段为了减小阻力,使用小翼收回方式,减小阻力气动导数,减少耗能。图2和图3给出了升力系数 $C_1$ 和阻力系数 $C_2$ 与马赫数 $Ma$ 和迎角 $\alpha$ 的关系。

发动机推力算式为

$$T = 0.5\rho V^2 s C_3 \quad (3)$$

式中, $C_3$ 为推力系数,且

$$C_3 = \begin{cases} 0.02576\beta & \beta \geq 1 \\ 0.0224 + 0.00336\beta & \beta < 1 \end{cases} \quad (4)$$

发动机动态方程采用二阶系统模型为

$$\ddot{\beta} = -2\xi\omega\dot{\beta} - \omega^2\beta + \omega^2\beta_c \quad (5)$$

该模型的控制输入为发动机节流阀调定值  $\beta_c$  和升降舵偏转  $\delta_e$ 。

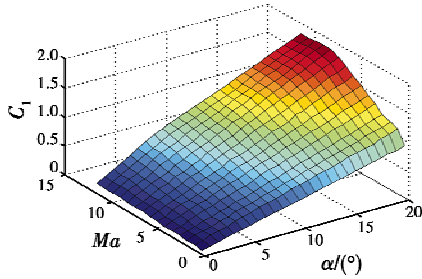


图 2 升力系数  
Fig. 2 Lift coefficient

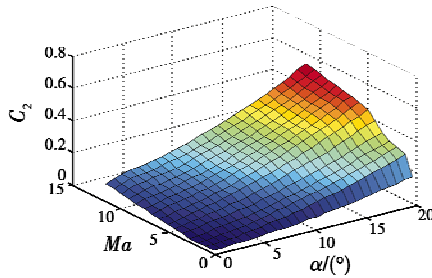


图 3 阻力系数  
Fig. 3 Resistance coefficient

### 1.2 超声速严反馈形式

由式(1)可以看出,高度的变化主要与升降舵偏角  $\delta_e$  相关联,而速度的变化主要与油门控制量  $\beta$  相关联,因此可以将高度控制器与速度控制器分开设计。为了得到严反馈形式下的高超声速飞行器数学模型,可做如下几个假设。

**假设 1** 高超声速飞行器在巡航段的飞行速度变化较慢,且变化范围较小。

**假设 2** 式(1)中的推力项  $T\sin\alpha$  远远小于升力项  $L$ ,可近似认为  $T\sin\alpha \approx 0$ 。

**假设 3** 航迹角很小且满足  $\sin\gamma = \gamma$ 。

定义  $x_1 = \gamma, x_2 = \theta, x_3 = q$ , 其中  $\theta = \alpha + \gamma, \mu = \delta_e$ , 代入式(1)可以得到严反馈形式,即

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 \\ \dot{x}_2 = f_2(x_1, x_2) + g_2(x_1, x_2)x_3 \\ \dot{x}_3 = f_3(x_1, x_2, x_3) + g_3(x_1, x_2, x_3)u \end{cases} \quad (6)$$

式中:  $f_1(x_1, V) = -\frac{(\mu - V^2 r) \cos\gamma}{Vr^2} - \frac{0.6203 \bar{q} s}{mV} \gamma$ ;  $g_1(V) = \frac{0.6203 \bar{q} s}{mV}$ ;  $f_2 = 0$ ;  $g_2 = 1$ ;  $f_3(x_1, x_2, x_3, V) = \bar{q} s (C_M(\alpha) + C_M(q) - c_e \alpha) / I_{yy}$ ;  $g_3 = \frac{\bar{q} s \bar{c} c_e}{I_{yy}}$ ;  $u = \delta_e$ 。

## 2 基于 Back-Stepping 的鲁棒自适应动态面控制器设计

基本的 Back-Stepping 控制方法是引入一系列虚拟控制量,通过多步的递归计算求得系统的控制信号,同时,基于 Lyapunov 稳定性理论设计的控制器能够保证闭环系统所有信号有界。

基于 Back-Stepping 的鲁棒自适应动态面控制器结构如图 4 所示。

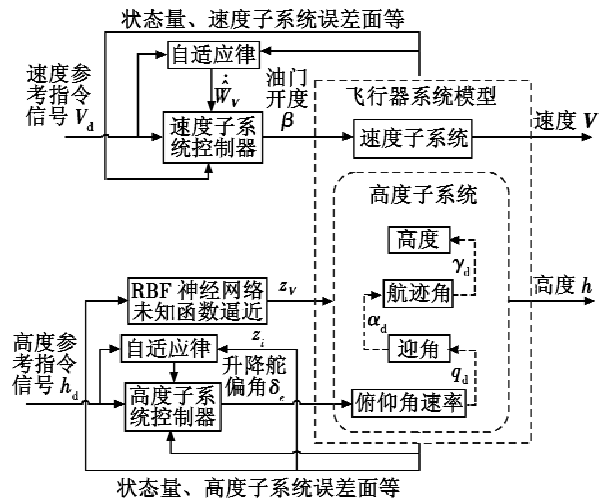


图 4 高超声速飞行器 Back-Stepping 鲁棒自适应动态面控制器结构图

Fig. 4 Back-Stepping robust adaptive dynamic surface controller of hypersonic vehicle

### 2.1 高度控制器设计

对于高度给定指令信号  $h_d$ ,可以得到高度误差  $e_H = h - h_d$ ,对高度误差求导得到  $\dot{e}_H = V\sin\gamma - \dot{h}_d$ 。选择给定的航迹角指令信号如下

$$\gamma_d = \arcsin\left(\frac{-k_H(h - h_d) + \dot{h}_d}{V}\right) \quad (7)$$

式中,常数  $k_H > 0$ ,将  $\gamma_d$  代入可以得到高度误差导数  $\dot{e}_H = -k_H(h - h_d)$ ,高度误差收敛为零。因此,由给定的高度信号转化为给定的航迹角指令信号来控制高度是可行的。

假设近空间可变翼飞行器在巡航段飞行状态下,飞行器固有参数飞机表面积  $s$ 、质量  $m$ 、翼弦长  $c$ 、俯仰力矩惯性积  $I_{yy}$ 、升力系数  $C_L$ 、阻力系数  $C_D$ 、俯仰力矩系数  $C_4$  等都存在一定的摄动。由小翼伸缩变化、飞行测量误差、环境影响等引起的参数不确定性部分用一个附加变化  $\Delta$  来表示,即

$$\begin{cases} m = m_0(1 + \Delta m), I_{yy} = I_0(1 + \Delta I), \\ s = s_0(1 + \Delta s), c = c_0(1 + \Delta c), \\ C_L = C_{L0}(1 + \Delta C_L), C_D = C_{D0}(1 + \Delta C_D), \\ C_4 = C_{40}(1 + \Delta C_4), \end{cases} \quad (8)$$

根据上面的严反馈形式,受扰动近空间可变翼飞行器纵向动力学模型可以改写为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 + \Delta_1 \\ \dot{x}_2 = x_3 \\ \dot{x}_3 = f_3(x_1, x_2, x_3) + g_3(x_1, x_2, x_3)u + \Delta_3 \end{cases} \quad (9)$$

式中,  $\Delta$  表示由上述飞行器固有参数、气动参数摄动和外界环境干扰等构成的不确定影响。在系统存在未知参数摄动和外界不确定性干扰的情况下,设计的控制器具有良好的跟踪性能,可以使得近空间可变翼飞行器稳定跟踪所给定高度和速度指令信号。

1) 考虑闭环系统的第1个子系统。

$$\dot{x}_1 = f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 + \Delta_1 \quad (10)$$

定义  $z_1 = x_1 - \gamma_d$ , 其中,  $\gamma_d$  为航迹角参考指令, 即  $y_m = \gamma_d$ 。对  $z_1$  求导可得

$$\dot{z}_1 = f_1(x_1, V) + g_1(V)x_2 - \dot{\gamma}_d + \Delta_1 \quad (11)$$

引入虚拟控制量, 即

$$x_{2d} = g_1^{-1}(V) \left( -k_1 z_1 - f_1(x_1, V) + \dot{\gamma}_d - \frac{\rho_1^2 z_1}{2\varepsilon} \right) \quad (12)$$

式中: 常数  $k_1 > 0$ ;  $\frac{\rho_1^2 z_1}{2\varepsilon}$  抵消不确定项  $\Delta_1$ 。

2) 考虑闭环系统的第2个子系统。

$$\dot{x}_2 = x_3 \quad (13)$$

定义  $z_2 = x_2 - x_{2d}$ , 其中,  $x_{2d}$  是虚拟控制量。对  $z_2$  求导可得

$$\dot{z}_2 = x_3 - \dot{x}_{2d} \quad (14)$$

引入虚拟控制量, 即

$$x_{3d} = -k_2 z_2 - g_1(V)z_1 + \dot{x}_{2d} \quad (15)$$

式中: 常数  $k_2 > 0$ ;  $\dot{x}_{2d}$  可以由一阶低通滤波器  $\tau_1 \dot{\bar{x}}_{2d} + \bar{x}_{2d} = x_{2d}$ ,  $\bar{x}_{2d}(0) = x_{2d}(0)$  得到。

因此滤波信号  $\dot{\bar{x}}_{2d} = \frac{x_{2d} - \bar{x}_{2d}}{\tau_1}$ , 近似替代所需要的  $\dot{x}_{2d}$ , 解决了多重求解微分膨胀的问题。

3) 考虑闭环系统的第3个子系统。

$$\dot{x}_3 = f_3(x_1, x_2, x_3) + g_3(x_1, x_2, x_3)u + \Delta_3 \quad (16)$$

由式(16)可以看出, 对于整个闭环系统的控制输入  $u$  进行设计。定义  $z_3 = x_3 - x_{3d}$ , 其中,  $x_{3d}$  为虚拟控制信号。对  $z_3$  求导可得

$$\begin{aligned} \dot{z}_3 &= f_3 + g_3 u - \dot{x}_{3d} + \Delta_3 = \\ &g_3 [g_3^{-1} f_3 + u + g_3^{-1} (\Delta_3 - \dot{x}_{3d})] \end{aligned} \quad (17)$$

$g_3^{-1} f_3$  未知函数利用 RBF 神经网络进行逼近, 即

$$g_3^{-1} f_3 = \mathbf{w}_1^* \xi_1(\bar{x}) + \varphi^* \quad (18)$$

式中:  $\mathbf{w}_1^*$  为权值阵, 且  $\|\mathbf{w}_1^*\| \leq \mathbf{w}_m$ ;  $\varphi^*$  为逼近误差且  $\|\varphi^*\| \leq \varphi_m$ 。可得到实际控制量

$$\mathbf{u} = g_3^{-1} \left( -k_3 z_3 - z_2 - f_3 + \dot{x}_{3d} - \frac{\rho_3^2 z_3}{2\varepsilon} \right) \quad (19)$$

式中: 常数  $k_3 > 0$ ;  $\frac{\rho_3^2 z_3}{2\varepsilon}$  抵消不确定部分  $\Delta_3$ ;  $\dot{x}_{3d}$  可以由一

阶低通滤波器  $\tau_2 \dot{\bar{x}}_{3d} + \bar{x}_{3d} = x_{3d}$ ,  $\bar{x}_{3d}(0) = x_{3d}(0)$  得到。

因此可以得到滤波信号  $\dot{\bar{x}}_{3d} = \frac{x_{3d} - \bar{x}_{3d}}{\tau_2}$ , 近似替代所需要的  $\dot{x}_{3d}$ , 解决了多重求解微分膨胀的问题。

定义如下形式的矩阵  $\mathbf{W}_1, \boldsymbol{\psi}$

$$\begin{cases} \mathbf{W}_1 = \begin{pmatrix} \mathbf{w}_1^{*T} \\ g_3^{-1}(x_1, x_2, x_3) \end{pmatrix} \\ \boldsymbol{\psi} = \begin{pmatrix} -\xi_1(\bar{x}) \\ -k_3 z_3 - z_2 + \dot{x}_{3d} - \frac{\rho_3^2 z_3}{2\varepsilon} \end{pmatrix} \end{cases} \quad (20)$$

得到最终控制器输入为

$$\mathbf{u} = \hat{\mathbf{W}}_1^T \boldsymbol{\psi} \quad (21)$$

式中,  $\hat{\mathbf{W}}_1$  为权值  $\mathbf{W}_1$  的估计值, 权值更新自适应律为

$$\dot{\hat{\mathbf{W}}}_1 = \boldsymbol{\Gamma}_1 (\boldsymbol{\psi} z_3 - \eta \hat{\mathbf{W}}_1) \quad (22)$$

式中:  $\boldsymbol{\Gamma}_1$  是正定阵; 常数  $\eta > 0$ 。

## 2.2 速度控制器设计

对于速度子系统来说, 油门开度主要影响速度控制。将速度改写为如下形式, 即

$$\dot{\mathbf{V}} = f_v(x) + g_v(x)\beta \quad (23)$$

式中,

$$\begin{cases} f_v(x) = -\left( \frac{D}{m} + \frac{\mu \sin \gamma}{r^2} \right) \\ g_v(x) = \frac{0.0257qS \cos \alpha}{m} > 0 \end{cases} \quad (24)$$

给定一个跟踪轨迹信号  $\mathbf{V}$  和  $\dot{\mathbf{V}}$ , 定义  $z_v = \mathbf{V} - \mathbf{V}_d$ 。设计如下控制律

$$\beta = -k_v z_v - g_v^{-1}(x) f_v(x) + g_v^{-1}(x) \dot{\mathbf{V}}_d \quad (25)$$

式中, 控制器参数  $k_v > 0$ 。令  $F(x) = g_v^{-1}(x) (f_v(x) + \dot{\mathbf{V}}_d)$ , 采用神经网络对未知项  $F(x)$  进行逼近

$$\begin{cases} F(x) = \hat{\mathbf{W}}_v^T \xi_v(x) \\ \dot{\hat{\mathbf{W}}}_v = \boldsymbol{\Gamma}_2 (z_v \xi_v(x) - \delta_v \hat{\mathbf{W}}_v) \end{cases} \quad (26)$$

式中:  $\boldsymbol{\Gamma}_2$  为正定矩阵; 常数  $\delta_v > 0$ 。将控制器代入得到  $\dot{\mathbf{V}} = -k_v g_v(x) (\mathbf{V} - \mathbf{V}_d) + \dot{\mathbf{V}}_d$ , 整理得到  $\dot{e}_v = -c_0 e_v$ , 其中,  $c_0 = k_v g_v(x)$ 。由此可知, 系统的速度跟踪误差渐近收敛为 0。

## 2.3 稳定性分析

定义滤波误差, 滤波误差导数为

$$\begin{cases} y_2 = x_{2d} - \bar{x}_{2d} \\ y_3 = x_{3d} - \bar{x}_{3d} \end{cases} \quad (27)$$



$$\begin{cases} y_2 \dot{y}_2 \leq -\frac{y_2^2}{\tau_2} + B_2 |y_2| \leq -\frac{y_2^2}{\tau_2} + \frac{y_2^2}{2} + \frac{B_2^2}{2} \\ y_3 \dot{y}_3 \leq -\frac{y_3^2}{\tau_3} + B_3 |y_3| \leq -\frac{y_3^2}{\tau_3} + \frac{y_3^2}{2} + \frac{B_3^2}{2} \end{cases} \quad (28)$$

式中,  $B_2$  和  $B_3$  为连续函数, 考虑如下 Lyapunov 函数

$$\begin{cases} V_{Ly} = V_1 + V_2 + V_3 \\ V_1 = \frac{1}{2} z_1^2 \\ V_2 = \frac{1}{2} z_2^2 + \frac{1}{2} y_2^2 \\ V_3 = \frac{1}{2} z_3^2 + \frac{1}{2} y_3^2 + \frac{1}{2} g_3 \tilde{W}_1 \kappa^{-1} \tilde{W}_1 \end{cases} \quad (29)$$

分别对  $V_1, V_2, V_3$  求导得

$$\begin{cases} \dot{V}_1 = z_1 \dot{z}_1 = z_1 (g_1 z_2 + \Delta_1 - \frac{\rho_1^2 z_1}{2\varepsilon} - k_1 z_1) \\ \dot{V}_2 = z_2 \dot{z}_2 + y_2 \dot{y}_2 = z_2 (z_3 - g_1 z_1 - k_2 z_2) + y_2 \dot{y}_2 \\ \dot{V}_3 = z_3 \dot{z}_3 + y_3 \dot{y}_3 + g_3 \tilde{W}_1 \kappa^{-1} \dot{\tilde{W}}_1 = z_3 (-z_2 + \Delta_3 - \frac{\rho_3^2 z_3}{2\varepsilon} - k_3 z_3) + y_3 \dot{y}_3 + g_3 \tilde{W}_1 \kappa^{-1} \dot{\tilde{W}}_1 \end{cases} \quad (30)$$

考虑不等式  $\frac{\rho_1^2 z_1^2}{2\varepsilon} + \frac{\varepsilon}{2} \geq \rho_1 |z_1| \geq \Delta_1 z_1$ , 整理得到

$\frac{\varepsilon}{2} \geq z_1 (\Delta_1 - \frac{\rho_1^2 z_1}{2\varepsilon})$ , 由 YOUNG 氏不等式等可以得到

$\dot{V}_1, \dot{V}_2, \dot{V}_3$  不等式。

$$\begin{cases} \dot{V}_1 \leq g_1 z_1 z_2 - k_1 z_1^2 + \frac{\varepsilon}{2} \\ \dot{V}_2 \leq z_2 z_3 - g_1 z_1 z_2 - k_2 z_2^2 - \frac{y_2^2}{\tau_2} + \frac{y_2^2}{2} + \frac{B_2^2}{2} \leq -\lambda_0 V_2 - g_1 z_1 z_2 - k_2 z_2^2 \\ \dot{V}_3 \leq -z_2 z_3 - k_3 z_3^2 + \frac{\varepsilon}{2} - \frac{y_3^2}{\tau_3} + \frac{y_3^2}{2} + \frac{B_3^2}{2} + g_3 \tilde{W}_1 \kappa^{-1} \dot{\tilde{W}}_1 \leq -\lambda_1 V_3 - z_2 z_3 - k_3 z_3^2 + \frac{\varepsilon}{2} + \frac{1}{2} g_3 \|\tilde{W}_1\|^2 \end{cases} \quad (31)$$

对于 Lyapunov 函数  $\dot{V}_{Ly} = \dot{V}_1 + \dot{V}_2 + \dot{V}_3 \leq -2KV_{Ly} + C$ , 如果初始值为  $V_{Ly}(0) \leq P$ , 对所有的  $t \geq 0$ , 都有  $V_{Ly} \leq P$ , 详细证明过程可参考文献[21], 因此本文设计的控制器使得系统半全局有界, 同时整个闭环系统稳定。

### 3 数值仿真研究

针对上文建立的含有不确定性的近空间可变翼飞行器纵向模型, 对高度为 33 528 m、速度为 4590 m/s 的巡航段进行了数值仿真验证, 平衡状态下攻角为 2.745°、俯仰角速率为 0(°)/s。为了说明基于 Back-Stepping 的鲁棒自适应动态面控制器具有较好的鲁棒性, 将其与 Back-Stepping 设计的控制器做对比仿真验

证研究。

加入内部参数扰动: 升力比标称值减少 30%, 阻力比标称值增加 30%。外部干扰: 加入  $10\sin t$  的速度测量误差, 其高度和速度的跟踪响应曲线见图 5、图 6, 控制器输出曲线见图 7、图 8。速度指令信号采用 100 m/s、高度指令信号采用 200 m 的阶跃信号通过线性滤波给出, 选取如下控制器参数:  $k_H = 0.1, k_1 = 1, k_2 = 4, k_3 = 10, k_V = 10, \rho_1 = 0.01, \rho_3 = 0.04, \tau_1 = \tau_2 = 0.01, \eta = 0.01, \delta_V = 0.02, \varepsilon = 0.01, \Gamma$  取单位矩阵, RBF 网络初始权值先置为 0, 宽度取 3。

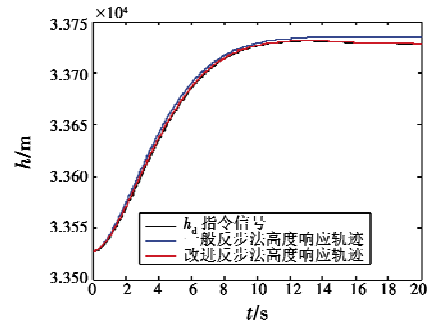


图 5 有无参数扰动时高度跟踪响应曲线  
Fig. 5 Height tracking response curve with and without parameter perturbation

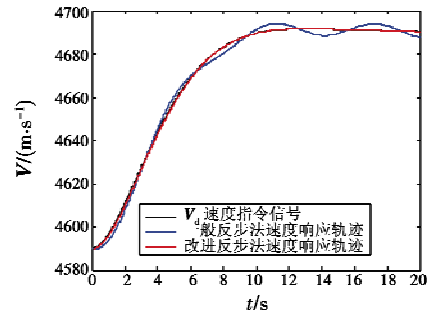


图 6 有无参数扰动时速度跟踪响应曲线  
Fig. 6 Velocity tracking response curve with and without parameter perturbation

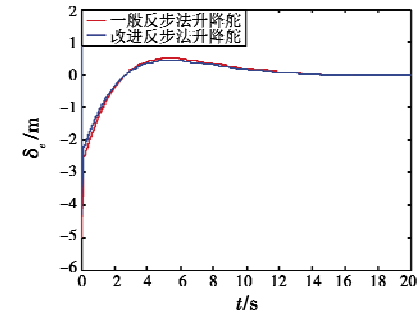


图 7 有无参数扰动时的升降舵曲线

Fig. 7 Elevator curve with and without parameter perturbation

由仿真结果可以看出, 当同时存在内部参数扰动和外部干扰的不确定性情况下, 仅采用 Back-Stepping 设计的控制器不能达到理想的稳定跟踪控制效果, 而

RBF 神经网络能有效逼近不确定性干扰对系统的影响,近空间可变翼飞行器能快速稳定地跟踪指令信号,说明基于 Back-Stepping 的鲁棒自适应动态面控制器具有较好的实时跟踪性和鲁棒性,对近空间可变翼飞行器能够达到较为满意的控制效果。

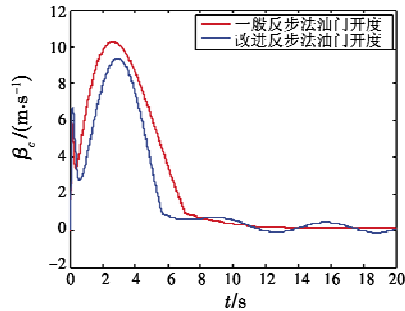


图 8 有无参数摄动时的油门开度曲线

Fig. 8 Throttle opening curve with and without parameter perturbation

#### 4 结论

本文针对具有高度非线性、气动参数不确定性、强耦合性的近空间可变翼飞行器等干扰问题,设计了基于 Back-Stepping 的鲁棒自适应动态面控制器。

控制器保留了 Back-Stepping 方法在处理非线性问题时的独特优越性,并采用 RBF 神经网络,补偿了反步法对参数不确定性、鲁棒性不足等缺点;本文加入了动态面控制思想,解决了多次微分导致的“微分膨胀”问题;通过 Lyapunov 函数和 YOUNG 氏不等式,分析证明了其稳定性;通过数值仿真验证结果表明,本文设计的鲁棒控制器对高度和速度具有良好的跟踪效果,解决了参数摄动和外部测量误差等干扰问题,说明该控制器具有较强的鲁棒性。

#### 参考文献

[1] HENRY J, PINES D J. A mathematical model for roll dynamics by use of a morphing-span wing [C]//The 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2007: AIAA-2007-1708.

[2] 黄琳,段志生,杨剑影. 近空间高超声速飞行器对控制科学的挑战[J]. 控制理论与应用, 2011, 28(10): 1496-1505.

[3] YOUNG M, KEITH S, PANCOTTI A. An overview of advanced concepts for near space systems [C]//The 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Denver, 2009: AIAA-2009-4805.

[4] 孙长银,穆朝絮,余瑶. 近空间高超声速飞行器控制的几个科学问题研究[J]. 自动化学报, 2013, 39(11): 1901-1913.

[5] 吴雨珊. 近空间可变翼飞行器主动控制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2016.

[6] 姜长生. 关于近空间飞行器飞行控制系统研究设计的几个问题[J]. 电光与控制, 2015, 22(7): 1-13.

[7] 张超凡,宗群,董琦,等. 高超声速飞行器模型及控制若干问题综述[J]. 信息与控制, 2017, 46(1): 90-102.

[8] 王建敏,董小萌,吴云洁. 高超声速飞行器 RBF 神经网络滑模变结构控制[J]. 电机与控制学报, 2016, 20(5): 103-110.

[9] CHAVEZ R F, SCHMIDT K D. Analytical aeropropulsive/aeroelastic hypersonic vehicle model with dynamic analysis [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1994, 17(6): 1308-1319.

[10] PARKER T J, BOLENDER A M, DOMAN B D. Control-oriented modeling of an air-breathing hypersonic vehicle [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2007, 30(3): 856-869.

[11] 王健. 基于动态逆的高超声速飞行器高度控制方法[J]. 航天控制, 2012, 30(3): 19-22.

[12] LIU Y, LU Y. Longitudinal inversion flight control based on backstepping for hypersonic vehicle [J]. Control and Decision, 2007, 22(3): 313-317.

[13] XU H, MIRMIRANI M, IOANNOU P. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(5): 829-838.

[14] GAO D X, SUN Z Q, DU T R. Dynamic surface control for hypersonic aircraft using fuzzy logic system [C]//IEEE International Conference on Automation and Logistics, IEEE, 2007: 2314-2319.

[15] 吴雨珊,江驹,甄子洋,等. 基于反馈递推的可变翼高超声速飞行器智能非线性控制[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2016, 37(7): 963-968.

[16] 米艳欣. 高超声速飞行器的鲁棒跟踪控制器设计[D]. 沈阳:东北大学, 2014.

[17] 张强,吴庆宪,姜长生,等. 基于 Backstepping 的近空间飞行器鲁棒自适应姿态控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(5): 590-598.

[18] 谭诗利,王洁,王鹏飞. 基于反演的高超声速飞行器动态面滑模控制[J]. 航天控制, 2016, 34(4): 23-28.

[19] WANG Q, STENGLE R F. Robust nonlinear control of a hypersonic aircraft [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2000, 23(4): 577-585.

[20] ZHU J, HUIZENGA A. A type two linearization controller for a reusable launch vehicle—a singular perturbation approach [C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 2004: 1-16.

[21] 刘树光,孙秀霞,董文瀚,等. 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.