

高超声速飞行器非线性干扰观测器动态面滑模控制

梁 帅¹, 孙秀霞¹, 刘树光¹, 刘 日¹, 唐 强²

(1.空军工程大学航空航天工程学院,西安,710038;2.西安飞行自动控制研究所,西安,710065)

摘要 针对高超声速飞行器纵向模型具有高度非线性、多变量耦合以及参数不确定等特点,提出一种基于非线性干扰观测器的高超声速飞行器动态面滑模控制方案。利用非线性干扰观测器观测未知干扰,并通过动态面滑模设计控制器使观测误差指数收敛,针对高度和速度进行了稳定性分析,采用动态逆的方法设计速度控制器,控制律的设计保证了闭环系统的半全局一致稳定。仿真结果表明,该控制方案能够有效地克服非线性干扰的影响,提高系统的鲁棒性。

关键词 非线性干扰观测器;高超声速飞行器;动态面滑模控制;鲁棒性

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2015.03.002

中图分类号 V249.122+.1 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2015)03-0007-05

A New Dynamic Surface Sliding Mode Control Scheme for Hypersonic Aircraft Based on Nonlinear Disturbance Observer

LIANG Shuai¹, SUN Xiuxia¹, LIU Shuguang¹, LIU Ri¹, TANG Qiang²

(1. Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. Key Laboratory of Integrated Aircraft Control, Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: Aimed at that longitudinal hypersonic vehicle model has some features such as high nonlinearity, multivariable coupling and parameter uncertainty, etc., a new dynamic surface sliding mode control scheme for hypersonic aircraft based on nonlinear disturbance observer is proposed. In the scheme nonlinear disturbance observer is used for observing the unknown nonlinear disturbance and the observer is in exponential convergence by selecting the design parameters, then the dynamic surface sliding mode control is designed, and the proposed control scheme can be adopted to guarantee the semi-consistent and stable global system. Simulation results demonstrate that the use of the proposed control scheme can effectively overcome the nonlinear disturbance and enhance the robust performance of the system.

Key words: nonlinear disturbance observer; hypersonic aircraft; dynamic surface sliding control; robustness

高超声速飞行器一般指飞行马赫数 $Ma > 5$,可在大气层和跨大气层内实现高速飞行的飞行器^[1],

收稿日期:2014-09-15

基金项目:航空科学基金资助项目(20135896025)

作者简介:梁 帅(1990-),男,安徽亳州人,硕士生,主要从事飞行控制、非线性控制研究.E-mail:kgls1228@126.com

引用格式:梁帅,孙秀霞,刘树光,等.高超声速飞行器非线性干扰观测器动态面滑模控制[J].空军工程大学学报:自然科学版,2015,16(2):7-11. LIANG Shuai, SUN Xiuxia, LIU Shuguang, et al. A New Dynamic Surface Sliding Mode Control Scheme for Hypersonic Aircraft Based on Nonlinear Disturbance Observer [J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2015, 16(3): 7-11.

不仅能够民用方面提高运输效率,其在军事上更能做到对高空侦察机以及对敌方地面设施进行快速打击,大大提高了远程作战的能力^[2]。高超声速飞行器因具有高度非线性、强耦合以及较大的不确定性,因此飞行控制成为研究的热点。

文献[3~7]分别运用反步控制、滑模控制、鲁棒控制和自适应动态面控制等控制方法克服了外界干扰以及不确定因素的影响。然而,由于飞行器自身对飞行过程中系统的暂态性和飞行精度要求比较高,当外界干扰为非周期性的信号时,上述方法很难保证系统的暂态性。

对于存在不确定性系统,文献[8]提出非线性干扰观测器技术来抑制不确定性因素的影响。基于此,本文结合非线性干扰观测器技术设计了一种动态面滑模控制方案。

1 高超声速飞行器模型

本文采用由 NASA Langley Research Center 提供的通用高超声速飞行器纵向模型^[9]:

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - \frac{\mu \sin \gamma}{r^2} \\ \dot{\gamma} = \frac{L + T \sin \alpha}{mV} - \frac{(\mu - V^2 r)}{Vr^2} \cos \gamma \\ \dot{q} = M_{A_z} / I_y \\ \dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \\ \dot{h} = V \sin \gamma \end{cases} \quad (1)$$

式中: V , γ , h , α , q 分别表示飞行器的速度、航迹倾角、高度、攻角和俯仰角速度;其他参数意义以及表达式参照文献[9]。

采用文献[10]给出的发动机模型如下:

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

式中: β 为油门开度; β_c 为控制器的输出控制指令。

假设 1 由于攻角 α 较小,故而可以忽略推力项的影响,认为 $T \sin \alpha \approx 0$ 。

通过**假设 1**,可以把高超声速飞行器纵向通道分解为高度子系统和速度子系统。为把系统转化为严反馈的形式,取状态变量 $x = [x_1, x_2, x_3]$ 其中: $x_1 = \gamma$, $x_2 = \theta$, $x_3 = q$, θ 为俯仰角 $\theta = \alpha + \gamma$, 高度子系统取控制量 $u = \delta_e$, 速度子系统取控制量 $u = \beta_c$ 。纵向模型高度子系统的严反馈形式为:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(x_1, V) + g_1(V)x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 \\ \dot{x}_3 = f_3(x_1, x_2, x_3, V) + g_3(V)u + d \end{cases} \quad (3)$$

式中: d 为外界未知非线性干扰,式(3)中 f_1, f_3 和 g_3 参考文献[11]。

假设 2 存在正常数 g_m, g_M ,使得 $g_m \leq g_i \leq g_M$ 。根据式(3),有 $g_i (i = 1, 2, 3) \geq 0$ 成立。

2 控制器设计

高超声速飞行器在飞行过程中由于自身的弹性形变以及其他因素产生的不确定干扰会使飞行控制效果变差。本文结合非线性干扰观测器技术和滑模动态面的控制方法对存在未知干扰的高超声速飞行器系统进行设计。系统的控制结构见图 1。

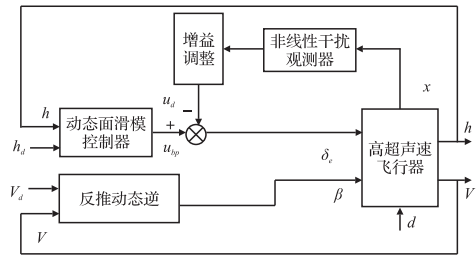


图 1 系统控制结构图

Fig.1 System control structure

2.1 非线性干扰观测器设计

本文采用的非线性观测器的模型^[8]:

$$\begin{cases} \dot{z} = \hat{d} - p(x) \\ \dot{z} = -L(x)z - L(x)(p(x) + f_3 - g_3 u) \end{cases} \quad (4)$$

式中: \hat{d} 为干扰 d 的估计值; $p(x)$ 为待设计的非线性函数; $L(x)$ 为观测器增益且满足: $L(x)\dot{x}_3 = dp(x)/dt$, 观测误差 \tilde{d} 应满足:

$$\dot{\tilde{d}} = -L(x)\tilde{d} \quad (5)$$

由式(5)解微分方程得: $\tilde{d} = \tilde{d}(0)e^{-L(x)t}$ 。

由此可以看出,当 $L(x) > 0$ 时即可保证非线性干扰观测器的观测误差收敛到一定的邻域内。

如图 1 对系统状态方程作如下变换:

$$\dot{x}_3 = f_3 + g_3 u_{bp} + \tilde{d} \quad (6)$$

式中: $u_d = g^{-1}\hat{d}$, g^{-1} 为增益调整; u_{bp} 为动态面滑模输出控制律,下节对其进行设计。

2.2 高度控制器设计

利用高度和航迹角的对应关系,可将高度指令 h_d 转换成航迹角指令 γ_d 来设计高度控制器^[12]:

$$\gamma_d = \arcsin \left[\frac{k_p(h_d - h) + k_i \int (h_d - h) dt}{V} \right] \quad (7)$$

式中: $k_p > 0$, $k_i \geq 0$,均为常数。

假设 3 假设期望指令 γ_d 光滑且有界,定义紧

集 $\gamma_d \in \Omega_c = \{(\gamma_d, \dot{\gamma}_d, \ddot{\gamma}_d) \mid \|\gamma_d\|^2 + \|\dot{\gamma}_d\|^2 + \|\ddot{\gamma}_d\|^2 \leq c\}$, $c > 0$ 是已知正常数。

步骤 1 定义第一个动态面误差:

$$e_1 = x_1 - \gamma_d \quad (8)$$

对式(8)进行求导可得:

$$\dot{e}_1 = f_1 + g_1 x_2 - \dot{\gamma}_d \quad (9)$$

设计虚拟控制量为:

$$x_{2d} = -ke_1 - g_1^{-1}f_1 + g_1^{-1}\dot{\gamma}_d \quad (10)$$

为防止后面设计中对虚拟控制律反复求导,采取动态面技术,即引入一阶低通滤波器^[13]:

$$\tau_2 \dot{\alpha}_2 + \alpha_2 = x_{2d}, \quad \alpha_2(0) = x_{2d}(0)$$

步骤 2 定义第二个动态面误差:

$$e_2 = x_2 - \alpha_2 \quad (11)$$

同步步骤 1 设计虚拟控制量为:

$$x_{3d} = -k_2 e_2 + \dot{\alpha}_2 \quad (12)$$

类似**步骤 1**,利用一阶低通滤波器得出 x_{3d} 的估计值 α_3 即:

$$\tau_3 \dot{\alpha}_3 + \alpha_3 = x_{3d}, \quad \alpha_3(0) = x_{3d}(0)$$

步骤 3 定义第 3 个动态面误差:

$$e_3 = x_3 - \alpha_3 \quad (13)$$

定义全局滑模面:

$$s = c_1 e_1 + c_2 e_2 + e_3 \quad c_1, c_2 > 0 \quad (14)$$

因此设计控制律如下:

$$u_{bp} = g_3^{-1}(g_1 c_1 (k_1 e_1 - e_2 - (\alpha_2 - x_{2d})) + c_2 (k_2 e_2 - e_3 - (\alpha_3 - x_{3d})) - f_3 + \dot{\alpha}_3 - k_4 s - \delta \operatorname{sgn}(s)) \quad (15)$$

式中: $\tilde{\delta}$ 为 δ 的估计值。其中 δ 为 \tilde{d} 的最大值。

参数自适应律为:

$$\dot{\tilde{\delta}} = \gamma |s| \quad (16)$$

式中: $\gamma > 0$ 为设计参数。

2.3 高度控制器稳定性分析

定义滤波误差为

$$y_i = \alpha_i - x_{id}, i = 2, 3 \quad (17)$$

由(19)得 $\dot{\alpha}_i = \frac{(x_{id} - \alpha_i)}{\tau_i} = -\frac{y_i}{\tau_i}, i = 2, 3$, 因此:

$$\dot{y}_i = -\frac{y_i}{\tau_i} + \zeta_i, i = 2, 3 \quad (18)$$

其中:

$$\zeta_2 = k_1 \dot{e}_1 + \frac{\partial g_1^{-1}}{\partial V} \dot{V} f_1 + \frac{\partial f_1}{\partial x_1} x_1 g_1^{-1} + \frac{\partial f_1}{\partial V} \dot{V} g_1^{-1} -$$

$$\frac{\partial g_1^{-1}}{\partial V} \dot{V} \gamma_d - g_1^{-1} \dot{\gamma}_d, \zeta_3 = k_2 \dot{e}_2 + \frac{\dot{y}_2}{\tau_2}$$

构造 $y_i y_i$ 并利用 young's 不等式缩放后可得

$$\dot{y}_i y_i \leq -\frac{y_i^2}{\tau_i} + \frac{1}{2} y_i^2 + \frac{1}{2} M_i^2 \quad (19)$$

式中: M_i 为 ζ_i 的最大值, $i = 2, 3$ 。

定理 1: 对于整个闭环系统定义 Lyapunov 能量

函数 $V(t) = \sum_{i=1}^3 V_i$ 在满足**假设 1**~**假设 3**条件下,

控制律选择为式(15),那么对于所有初始条件满足 $V(0) \leq p$ (p 为任意给定常数),则存在设计参数 $k_i, \tau_{i+1}, \alpha_i$ 使闭环系统的所有信号半全局一致最终有界。

证明:对 $V(t)$ 求导可得:

$$\dot{V}(t) = \dot{V}_1(t) + \dot{V}_2(t) + \dot{V}_3(t) \quad (20)$$

步骤 1 定义第 1 个 Lyapunov 函数

$$V_1 = \frac{1}{2} \frac{e_1^2}{g_1} + \frac{1}{2} y_2^2 \quad (21)$$

对式(21)进行求导并把式(9)、式(10)和式(19)带入,利用 young's 不等式进行缩放得:

$$\dot{V}_1 \leq -(-1 + k_1 + \frac{g_1}{2g_1^2})e_1^2 + \frac{1}{2}e_2^2 - (-1 + \frac{1}{\tau_2})y_2^2 + \frac{1}{2}M_2^2 \quad (22)$$

步骤 2 定义第 2 个 Lyapunov 函数

$$V_2 = 1/2e_2^2 + 1/2y_3^2 \quad (23)$$

类似**步骤 1**可求得

$$\dot{V}_2 \leq -(-1 + k_2)e_2^2 + e_2 e_3 - 1/2e_2^2 - (-1 + 1/\tau_3)y_3^2 + 1/2M_3^2 \quad (24)$$

步骤 3 定义第 3 个 Lyapunov 函数

$$V_3 = \frac{1}{2}s^2 + \frac{1}{2\gamma}\tilde{\delta}^2 + \frac{1}{2}\tilde{d}^2 \quad (25)$$

类似**步骤 1**和**步骤 2**同样可以得出

$$\dot{V}_3 \leq -k_4 s^2 + \tilde{\delta} |s| - \frac{1}{\gamma} \tilde{\delta} \dot{\tilde{\delta}} - L(x) \tilde{d}^2 \quad (26)$$

把自适应律式(16)带入式(26)并整理得

$$\dot{V}_3 \leq -k_4 s^2 - L(x) \tilde{d}^2 \quad (27)$$

将式(22)、式(24)和式(27)带入式(21)并整理利用 young's 不等式进行缩放可得:

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & -(-1 + k_1 + \frac{g_1}{2g_1^2} + \frac{1}{2}c_1)e_1^2 - (k_4 - \frac{1}{2})s^2 - \\ & (-1 + \frac{1}{\tau_2})y_2^2 - (-\frac{3}{2} + k_2 + \frac{1}{2}c_1 + c_2)e_2^2 - \\ & (-1 + \frac{1}{\tau_3})y_3^2 - L(x)\tilde{d}^2 + \frac{1}{2}(M_2^2 + M_3^2) \end{aligned} \quad (28)$$

设计参数:

$$0 < \lambda_1 < \min[-1 + k_1 + \frac{g_1}{2g_1^2} + \frac{1}{2}c_1, -1 + \frac{1}{\tau_2}]$$

$$0 < \lambda_2 < \min[-\frac{3}{2} + k_2 + \frac{1}{2}c_1 + c_2, (\frac{1}{\tau_3} - 1)]$$

$$0 < \lambda_3 < \min[k_4 - \frac{1}{2}, L(x), \frac{1}{2}]$$

$$b = \frac{1}{2}(M_2^2 + M_3^2) + \max(\frac{1}{2}\tilde{\delta}^2)$$

$$0 < \tilde{\omega} < \min[\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3]$$

将以上设计参数带入式(28)缩放后可得:

$$\dot{V} \leq -2\tilde{\omega}V + b \tag{29}$$

令 $\tilde{\omega} > \frac{b}{2p}$, 当 $V(t) = p$ 时 $\dot{V}(t) < 0$ 。即对于 $\forall t \geq 0$, 如果 $V(0) \leq p$, 则 $V(t) \leq p$, 说明 $V(t) \leq p$ 为一不变集。

在 $[0, t]$ 内积分后可得:

$$0 \leq V(t) \leq \frac{b}{2\tilde{\omega}} + [V(0) - \frac{b}{2\tilde{\omega}}]e^{-2\tilde{\omega}t}$$

即 $\lim_{t \rightarrow \infty} V(t) \leq \frac{b}{2\tilde{\omega}}$ 。

上式说明通过选择合适的设计参数, 能够使 $\tilde{\omega}$ 足够大小, 进而使得跟踪误差 e_1 可以收敛到原点附近的一个任意小邻域内。因此系统属于半全局一致最终有界。

2.4 速度控制器设计

本文采用动态逆的方法来设计速度控制器, 首先把速度模型转化为严反馈的形式:

$$\dot{V} = f_4(x_1, x_2, V) + g_4(x_1, x_2, V)\beta \tag{30}$$

f_4 和 g_4 表达式参考文献[11]。

系统的速度指令信号 V_d 有界且可导, 定义

$$z_v = V - V_d \tag{31}$$

结合发动机模型式(2)设计速度控制律为:

$$\beta_c = \omega_n^{-2}(\beta + 2\xi\omega_n\dot{\beta} + \omega_n^2\beta) \tag{32}$$

式中: $\beta = g_4^{-1}(x_1, x_2, V)(-k_v z_v + \dot{V}_d - f_4(x_1, x_2, V))$, $k_v > 0$ 。

2.4 速度稳定性分析:

定义 Lyapunov 函数

$$V_4 = \frac{1}{2}z_v^2 \tag{33}$$

对式(31)求导并把控制律式(32)带入可得:

$$\dot{V}_4 = -k_v z_v^2 \tag{34}$$

设计 $k_v > 0$, 则有 $\dot{V}_4 \leq 0$, 因此, 速度系统渐进稳定。

3 数值仿真

对于高超声速模型的具体参数可参照文献[9] 初始平衡点为 $H = 33\ 528\text{ m}$, $V = 4\ 590.3\text{ m/s}$, $\alpha = 1.804\ 8^\circ$, 其他状态置零; 高度阶跃信号变化为 $\Delta H = 186\text{ m}$, 非线性干扰观测器初始状态为 0。本文控制目标是使飞行器实际的高度和速度能够在有限时间内跟踪上已知指令。

设计参数: $k_p = 0.6$, $k_I = 0$, $\gamma = 10$, $k_1 = 30$, $k_2 = 2$, $k_3 = 3.5$, $k_4 = 2$, $\tau_1 = \tau_2 = 0.01$, 干扰观测器增益 $L(x) = 22$, $k_v = 2$ 。采用实时干扰 $d = 5\sin t$, 系统的仿真结果见图 2。

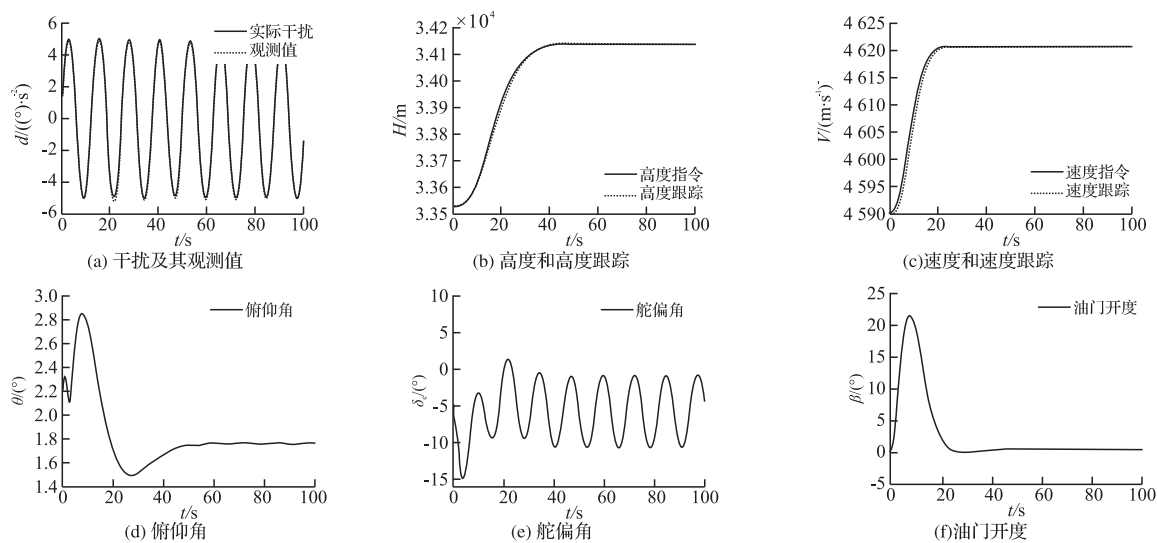


图 2 存在实时干扰时系统仿真结果 ($d = 5\sin t$)

Fig.2 The simulation results when exist real-time jamming system ($d = 5\sin t$)

通过图2可以看出,本文所设计方案能够很好地对未知非线性干扰进行观测,并且使得高度和速度在存在干扰的情况下能够较好地跟踪上控制指令。因此,本文所设计的方案有效提高了系统的鲁棒性以及减少了由于外界不确定因素对飞机带来的影响,使飞机飞行稳定性得到了改善。

4 结语

本文针对高超声速飞行器,提出一种基于非线性干扰观测器的动态面滑模控制方案,利用非线性干扰观测器观测飞行过程中遇到的未知干扰,对采用观测器的系统设计动态面滑模控制器。仿真结果表明,本文所设计方法能够有效克服外界干扰,提高系统的鲁棒性。同时,该方案设计也具有较强烈的物理意义和现实的工程价值,下一步将针对提高系统的精确度进行研究。

参考文献(References):

- [1] 杨超,许赞,谢长川.高超声速飞行器气动弹性力学研究综述[J].航空学报,2010,31(1):1-11.
YANG Chao, XU Yun, XIE Changchuan. Review of Studies on Aeroelasticity of Hypersonic Vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica, 2010,31(1):1-11. (in Chinese)
- [2] Fidan B, Mirmirani M, Ioannou P A. FlightDynamics and Control of Air-Breathing Hypersonic Vehicle: Review and New Directions [C]//AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conf and Exhibit. Norfolk: AIAA, A0413468.
- [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.
LIU Yanbin, LU Yuping. Longitudinal Inversion Flight Control Based on Backstepping for Hypersonic Vehicle[J].Control and Decision, 2007,22(3):313-317. (in Chinese)
- [4] XU Haojian, Mirmirani M D, Ioannou P A. Adaptive Sliding Mode Control Design for A Hypersonic Flight Vehicle [J].Journal of Guidance Control and Dynamic,2004,27(5):829-838.
- [5] Wilcox Z D, MacKunis W, Bhat S, et al. Robust Nonlinear Control of A Hypersonic Aircraft in the Presence of Aerothermoelastic Effects [C]// Proceedings of 2009 American Control Conference, USA, 2009: 2533-2538.
- [6] Li Zhou, Shumin Fei, Adaptive Dynamic Surface Control for Air-Breathing Hypersonic Vehicle[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics,2013,24(3): 463-479.
- [7] 胡超芳,刘艳雯.基于动态面的高超声速飞行器模糊自适应非线性控制[J].控制与决策,2013,28(12): 1849-1854.
HU Chaofang, LIU Yanwen. Fuzzy Adaptive Nonlinear Control Based on Dynamic Surface Control for Hypersonic Vehicle[J].Control and Decision, 2013, 28(12):1849-1854. (in Chinese)
- [8] Chen W H. Nonlinear Disturbance Observer-Enhanced Dynamic Inversion Control of Missiles [J].Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2003,26(1): 161-166.
- [9] Xu H J, Mirmirani M, Ioannou P A. Robust Neural Adaptive Control of A Hypersonic Aircraft [C]// AIAA Guidance, Navigation, Control Conf and Exhibit. Austin, USA, A0343227.
- [10] Xu H J, Ioannou P A, Mirmirani M. Adaptive Sliding Mode Control Design for A Hypersonic Flight Vehicle [J].Journal of Guidance, Control and Dynamics,2004, 25(5): 829-838.
- [11] 后德龙,王青.高超声速飞行器抗干扰反步滑模控制[J].北京航空航天大学学报,2014,40(1):80-85.
HOU Delong, WANG Qing. Disturbance Rejection Sliding Mode Control of Hypersonic Vehicle Based on Backstepping Method[J].Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014,40(1):80-85. (in Chinese)
- [12] 高道祥,孙增圻,罗熊,等.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.
GAO Daoxiang, SUN Zengqi, LUO Xiong, et al. Fuzzy Adaptive Control for Hypersonic Vehicle via Backstepping Method[J].Control Theory & Applications, 2008,25(5): 805-810. (in Chinese)
- [13] 刘东,武杰,杨朋松.不确定非线性系统的自适应反推终端滑模控制[J].空军工程大学学报:自然科学版, 2012,10(5):14-19.
LIU Dong, WU Jie, YANG pengsong. Adaptive Aackstepping Terminal Sliding Mode Control for Uncertain Nonlinear Systems[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2012,10(5):14-19. (in Chinese)

(编辑:徐敏)