

DOI: 10.7652/xjtuxb201401012

高超声速飞行器的滑模预测控制方法

高海燕, 蔡远利

(西安交通大学电子与信息工程学院, 710049, 西安)

摘要: 针对高超声速飞行器非线性、强耦合、快时变、不确定性等特点,结合滑模控制鲁棒性强和预测控制可以显式处理约束条件的优点,提出了一种滑模预测控制器设计方法。首先,在平衡点将高超声速飞行器的纵向模型进行小扰动线性化,得到用于控制器设计的预测模型;然后,基于小扰动模型利用极点配置设计渐近稳定的滑模面,对滑模面进行预测并在性能指标中优化,通过矩阵变换将优化问题转化为二次规划问题,避免了常规滑模控制的高频切换,有效地克服了抖振现象。仿真试验表明:当存在参数不确定时,滑模预测控制能有效地克服干扰信号,实现速度和高度的精确跟踪,保证输入和状态均在约束范围之内;稳态时系统误差趋近于滑动面并且一直处在这个滑模面上,不存在抖振现象。

关键词: 高超声速飞行器;滑模变结构控制;滑模预测控制;鲁棒性

中图分类号: TJ765.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2014)01-0067-06

Sliding Mode Predictive Control for Hypersonic Vehicle

GAO Haiyan, CAI Yuanli

(School of Electronics and Information Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: Considering the nonlinearity, strong coupling, fast time-varying and uncertainty of hypersonic vehicle, a sliding mode predictive control strategy is proposed, in which the strong robustness of sliding mode control is combined with the ability of predictive control for handling the constraints. The longitudinal dynamics of hypersonic vehicle is linearized at the equilibrium to get the predictive model. Then pole placement is adopted to design asymptotically stable sliding mode surface following the small perturbation linearized model, and the sliding mode surface is predicted and optimized in the performance index. The optimization problem becomes a quadratic programming problem by matrix transformation, thus the frequent switching on the sliding mode surface is avoided and the chattering is suppressed. Simulations show that the altitude and velocity are tracked accurately even with parameter uncertainties, and the control and state are all in the limited scope. The steady-state tracking errors approach the sliding mode surface, and keep staying on the sliding mode surface without chattering.

Keywords: hypersonic vehicle; sliding mode variable structure control; sliding mode predictive control; robustness

高超声速飞行器一般是指飞行马赫数大于或等于5、以吸气式推进系统为动力的飞行器。由于具

有重要的军事意义,它已成为世界航空航天领域极其重要的发展方向^[1]。由于固有的非线性、强耦合、

收稿日期: 2013-05-08。 作者简介: 高海燕(1986—),女,博士生;蔡远利(通信作者),男,教授,博士生导师。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60972146,60602025)。

网络出版时间: 2013-10-22

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20131022.1113.005.html>

快时变、不确定性等特点,使得高超声速飞行器控制器的设计成为国内外研究的热点问题^[1]。

高超声速飞行器对飞行环境的参数变化很敏感,而大气环境特性和动力学特性很难准确地测量和估计,所以得到的模型一般不准确。因此,飞行控制中很重要的一个方面是必须保证控制系统的鲁棒性。此外,高超声速飞行器在飞行过程中受到各种约束,如执行机构的饱和约束、攻角约束等的限制,这些约束条件在控制器设计中应该充分考虑。

近年来,一些先进的控制策略已应用于高超声速飞行器的控制中,如自适应控制^[2]、鲁棒控制^[3-4]、滑模控制^[5]等,这些策略在不同方面改进了鲁棒跟踪性能,但是当存在大的干扰时,可能会影响控制性能,甚至使系统不稳定。为了提高控制系统的鲁棒性,研究者采用了一些智能控制方法,如神经网络控制^[6]、模糊逻辑控制^[7]等,但是这些方法均不能显式地处理约束。文献[8]采用抗饱和设计方法对高超声速飞行器进行控制器设计,可以处理控制的约束,但是控制加权参数的选取没有统一的方法,且不能对输出和状态进行约束处理。滑模预测控制结合了滑模变结构控制鲁棒性强和预测控制可以显式处理约束条件的优点,近年来受到了越来越多的重视^[9-14]。

本文将滑模预测控制方法运用于高超声速飞行器的控制。首先,在平衡点将高超声速飞行器的纵向模型进行小扰动线性化,得到用于控制器设计的预测模型;然后,采用极点配置方法设计渐近稳定的滑模面,并对其进行预测和优化,通过矩阵变换将优化问题转化为二次规划问题;最后,将该方法应用于控制高超声速飞行器的纵向模型,验证了方法的有效性。

1 问题描述

1.1 高超声速飞行器的运动方程

不失一般性,考虑高超声速飞行器的纵向运动,其典型的非线性运动模型可表示为

$$\left. \begin{aligned} \dot{V} &= \frac{T \cos \alpha - D}{m} - \frac{\mu \sin \gamma}{r^2} \\ \dot{\gamma} &= \frac{L + T \sin \alpha}{m V} - \frac{(\mu - V^2 r) \cos \gamma}{V r^2} \\ \dot{h} &= V \sin \gamma \\ \dot{\alpha} &= q - \dot{\gamma} \\ \dot{q} &= M_{yy} / I_{yy} \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中: V 为速度; γ 为弹道倾角; h 为飞行高度; α 为攻角; q 为俯仰角速率。此外

$$L = 0.5 \rho V^2 S C_L$$

$$D = 0.5 \rho V^2 S C_D$$

$$T = 0.5 \rho V^2 S C_T$$

$$M_{yy} = 0.5 \rho V^2 S c [C_M(\alpha) + C_M(\delta_e) + C_M(q)]$$

$$r = h + R$$

$$C_L = 0.6203\alpha$$

$$C_D = 0.645\alpha^2 + 0.0043378\alpha + 0.003772$$

$$C_T = \begin{cases} 0.02576\beta, & \beta < 1 \\ 0.0224 + 0.00336\beta, & \beta > 1 \end{cases}$$

$$C_M(\alpha) = -0.035\alpha^2 + 0.036617\alpha + 5.3261 \times 10^{-6}$$

$$C_M(q) = (\bar{c}/2V)q(-6.796\alpha^2 + 0.3015\alpha - 0.2289)$$

$$C_M(\delta_e) = c_e(\delta_e - \alpha)$$

其他参数,如转动惯量 I_{yy} 、质量 m 、地球半径 R 等,可参见文献[5]。

1.2 预测模型

在预测控制中,需要建立控制对象的预测模型。为了便于问题求解,我们采用小扰动线性化模型作为高超声速飞行器的预测模型。

把速度和高度作为输出,考虑高超声速飞行器的巡航飞行状态($V_0 = 4590.288$ m/s, $h_0 = 33528$ m, $\gamma = 0^\circ$, $q = 0^\circ$ /s, $\alpha = 1.7897^\circ$),把式(1)进行小扰动线性化并离散化后的模型作为预测模型,记为

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{x}(k+1) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}\mathbf{u}(k) \\ \mathbf{y}(k) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(k) \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

1.3 控制目标

高超声速飞行器的控制目标是利用舵面的偏转和发动机节流阀的开关,使得飞行器的速度和高度跟踪指令信号。

设参考指令信号为 $\mathbf{x}_d(k)$,令 $\mathbf{e}(k) = \mathbf{x}(k) - \mathbf{x}_d(k)$ 为跟踪误差,且令 $\tilde{\mathbf{x}}_d(k) = \mathbf{A}\mathbf{x}_d(k) - \mathbf{x}_d(k+1)$,则由式(2)可得

$$\mathbf{e}(k+1) = \mathbf{A}\mathbf{e}(k) + \mathbf{B}\mathbf{u}(k) + \tilde{\mathbf{x}}_d(k) \quad (3)$$

根据滑模变结构控制理论,控制器设计包括:①设计滑模面;②设计控制律使得系统跟踪误差趋近于滑模面并且一直处在这个滑模面上。

2 滑模预测控制

滑模变结构控制有许多实现方法,这里应用预测控制的思想来建立一种滑模变结构控制策略。首先建立一个合适的滑模预测模型,然后通过滚动优化和反馈校正来获取一个满意的滑模控制规则。

2.1 滑动模态设计

由于控制的维数低于状态的维数,误差状态方程(3)可以化为简约形式

$$\bar{e}(k+1) = \bar{A}\bar{e}(k) + \bar{B}u(k) + \bar{x}_d(k) \quad (4)$$

式中: $\bar{e} = Te$, T 为一非奇异变换矩阵; $\bar{A} = TAT^T$; $\bar{x}_d(k)$ 不影响滑模面的稳定性, 所以在设计滑模面时可以忽略。此外

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} \bar{A}_{11} & \bar{A}_{12} \\ \bar{A}_{21} & \bar{A}_{22} \end{bmatrix}; \quad \bar{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{B}_2 \end{bmatrix}$$

同样, $e(k)$ 可以分解为 $\bar{e}(k) = \begin{bmatrix} \bar{e}_1(k) \\ \bar{e}_2(k) \end{bmatrix}$ 。式(4)也可以表示为

$$\left. \begin{aligned} \bar{e}_1(k+1) &= \bar{A}_{11}\bar{e}_1(k) + \bar{A}_{12}\bar{e}_2(k) \\ \bar{e}_2(k+1) &= \bar{A}_{21}\bar{e}_1(k) + \bar{A}_{22}\bar{e}_2(k) + \bar{B}_2u(k) \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

采用线性滑模面

$$s(k) = \sigma\bar{e}(k) = \sigma_1\bar{e}_1(k) + \sigma_2\bar{e}_2(k)$$

在滑模面上有 $s(k+1) = s(k) = 0$ 。在 σ_2 可逆的条件下, 可得 $\bar{e}_2(k) = -\sigma_2^{-1}\sigma_1\bar{e}_1(k)$ 。所以, 简约型的误差状态方程为

$$\left. \begin{aligned} \bar{e}_1(k+1) &= \bar{A}_{11}\bar{e}_1(k) + \bar{A}_{12}\bar{e}_2(k) \\ \bar{e}_2(k) &= -\sigma_2^{-1}\sigma_1\bar{e}_1(k) \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

将 $\bar{e}_2(k)$ 看成系统的输入, 则式(6)是一个状态反馈。因此, 可以用极点配置法进行设计, 设 $K = \sigma_2^{-1}\sigma_1$, 则可以得到

$$\sigma = [\sigma_1 \quad \sigma_2] = [\sigma_2 K \quad \sigma_2] = \sigma_2 [K \quad I] \quad (7)$$

σ_2 是任意的, 只要满足 σ_2 是可逆的即可, 滑模面可以由式(7)计算得到, 因此得到滑模预测模型

$$s(k+1) = \sigma\bar{e}(k+1) \quad (8)$$

2.2 控制律设计

采用预测控制的思想设计控制规则, 即最小化某一性能指标

$$J = \left. \sum_{i=1}^N \|\bar{s}(k+i)\|_{Q(i)}^2 + \sum_{j=0}^{M-1} \|u(k+j)\|_{R(i)}^2 \right\} \quad (9)$$

式中: N, M 分别为预测时域和控制时域; $Q(i), R(i)$ 分别为对应时刻的滑模面和控制量的加权矩阵。由式(8)可以得到

$$\begin{aligned} s(k+1) &= \sigma\bar{e}(k+1) = \sigma Te(k+1) = \\ &\sigma TAe(k) + \sigma TBu(k) + \sigma T\tilde{x}_d(k) \\ &\vdots \\ s(k+N) &= \sigma\bar{e}(k+N) = \sigma Te(k+N) = \\ &\sigma TA^N e(k) + \sigma T \sum_{i=1}^N A^{N-i} \tilde{x}_d(k+i-1) + \\ &\sigma T \sum_{i=1}^{M-1} A^{N-i} Bu(k+i-1) + \sigma T \sum_{i=0}^{N-M} A^i Bu(k+M-1) \end{aligned}$$

定义

$$S = [s(k+1), s(k+2), \dots, s(k+N)]^T$$

$$U = [u(k), u(k+1), \dots, u(k+M-1)]^T$$

$$\tilde{X}_d = [\tilde{x}_d(k), \tilde{x}_d(k+1), \dots, \tilde{x}_d(k+N-1)]^T$$

$$G = \begin{bmatrix} \sigma TA \\ \sigma TA^2 \\ \vdots \\ \sigma TA^N \end{bmatrix}; \quad D = \begin{bmatrix} \sigma T & 0 & \cdots & 0 \\ \sigma TA & \sigma T & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \sigma TA^{N-1} & \sigma TA^{N-2} & \cdots & \sigma T \end{bmatrix}$$

$$H = \begin{bmatrix} \sigma TB & 0 & \cdots & \cdots & 0 \\ \sigma TAB & \sigma TB & \cdots & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & & & \sigma TB \\ \vdots & \vdots & & & \vdots \\ \sigma TA^{N-2}B & \sigma TA^{N-3}B & \cdots & \sigma TA^{N-M}B & \sum_{i=0}^{N-M+1} \sigma TA^i B \\ \sigma TA^{N-1}B & \sigma TA^{N-2}B & \cdots & \sigma TA^{N-M+1}B & \sum_{i=0}^{N-M} \sigma TA^i B \end{bmatrix}$$

则式(9)可以转化为矩阵加权求和的形式

$$J = S^T Q S + U^T R U \quad (10)$$

式中

$$Q = \text{diag}([Q(1), Q(2), \dots, Q(N)])$$

$$R = \text{diag}([R(1), R(2), \dots, R(M)])$$

滑模面的预测值可以表示成控制的函数

$$S = Ge(k) + HU + D\tilde{X}_d \quad (11)$$

把式(11)代入式(10)中, 得到

$$J = (Ge(k) + HU + D\tilde{X}_d)^T Q (Ge(k) + HU + D\tilde{X}_d) + U^T R U \quad (12)$$

在没有约束的情况下, 将式(11)对 U 求导并令其等于零, 得到

$$U = -(H^T Q H + R)^{-1} H^T Q (Ge(k) + D\tilde{X}_d) \quad (13)$$

在有约束条件的情况下, 最小化式(12)是一个标准二次规划问题, 约束条件可以根据文献[15]推导得到。二次规划问题可以用拉格朗日法、起作用集法、Lemke法和路径跟踪法进行求解。

在无约束条件下求解得到的式(13)和有约束条件下求解由式(12)组成的二次规划问题, 得到的均是一个控制量序列。取第一个控制量作用于系统, 下一时刻重复上面的过程。

3 仿真结果及分析

以文中第1节所述的高超声速飞行器纵向模型为仿真对象, 在 $V_0 = 4\,590.3 \text{ m/s}$, $h_0 = 33\,528 \text{ m}$, $\gamma = 0^\circ$, $q = 0^\circ/\text{s}$ 的平衡条件下, 假定从零时刻起分别给定飞行速度阶跃信号为 $V_r = 30.48 \text{ m/s}$, 飞

行高度阶跃信号为 $h_r=30.48\text{ m}$,用滑模变结构控制方法(采用文献[16]中基于趋近律的离散滑模控制位置跟踪算法)和本文的滑模预测控制方法分别进行仿真。

在滑模预测控制中,选取滑模面的加权矩阵为 $\boldsymbol{Q}=\text{diag}([100\ 100])$,输入的加权矩阵为 $\boldsymbol{R}=\text{diag}([2\ 1])$ 。考虑攻角约束 $-4^\circ/57.3\leq\alpha\leq 8^\circ/57.3$,节流阀设定值约束 $0\leq\eta\leq 3$,升降舵偏转角约束 $-20^\circ/57.3\leq\delta_z\leq 20^\circ/57.3$ 。仿真结果如图 1~图 7 所示。

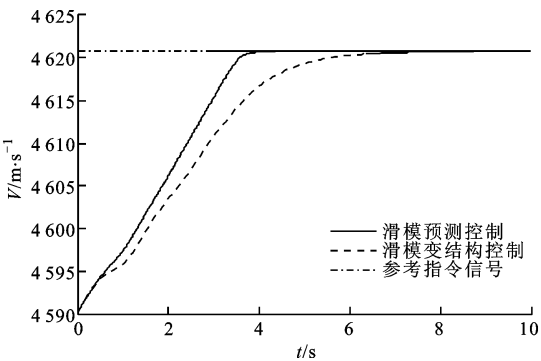


图 1 跟踪速度指令信号的效果对比

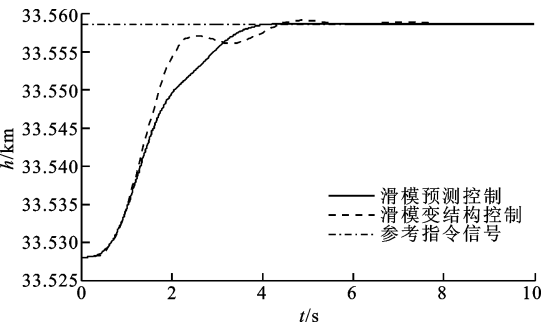


图 2 跟踪高度指令信号的效果对比

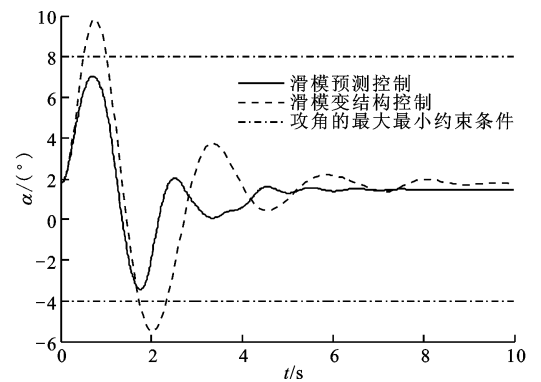


图 3 攻角变化曲线对比图

从图 1~图 5 可以看出:对于标称条件下的飞行,采用滑模预测控制方法可使速度和高度准确地

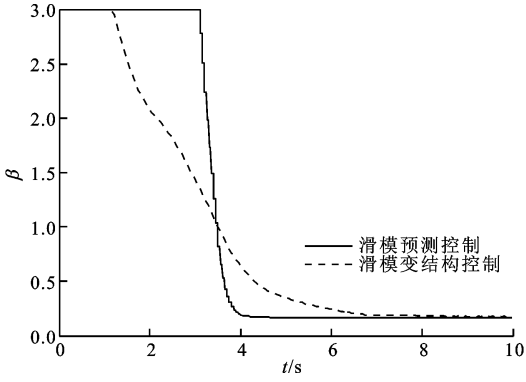


图 4 节流阀设定值变化律对比图

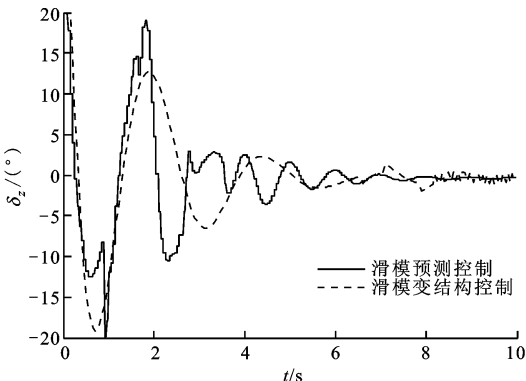


图 5 升降舵偏转角变化律对比图

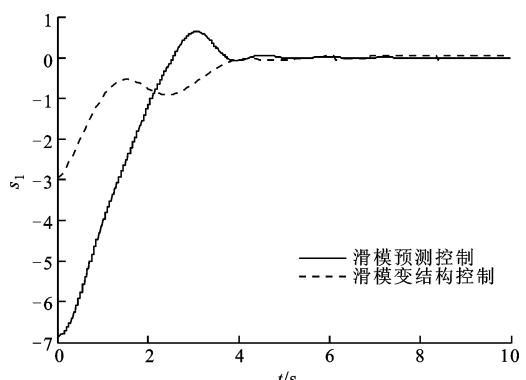


图 6 滑模面 1

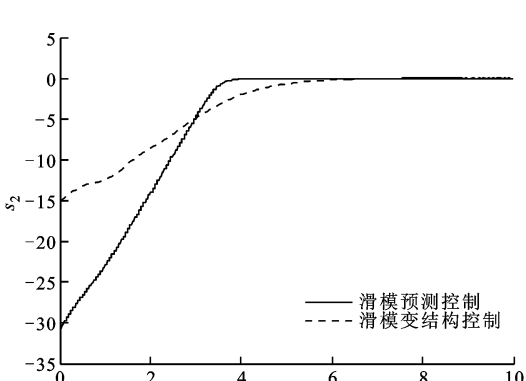


图 7 滑模面 2

跟踪参考指令信号,攻角、节流阀设定值和升降舵偏转角均在约束范围内,而采用滑模变结构控制方法时控制量存在抖振,并且不能对约束进行显式处理(图 3 中攻角没有在约束范围之内)。从图 6、图 7 可以看出,采用滑模预测控制方法在稳态时系统跟踪误差趋近于滑模面并且一直处在这个滑模面上,不存在抖振,而滑模变结构控制则在滑动模态存在微小的抖振现象。

为了检验系统的鲁棒性,考虑文献[5]中的飞行器参数的不确定性进行了干扰条件下的仿真,仿真结果如图 8~图 14 所示。从这些图中可以看出:当

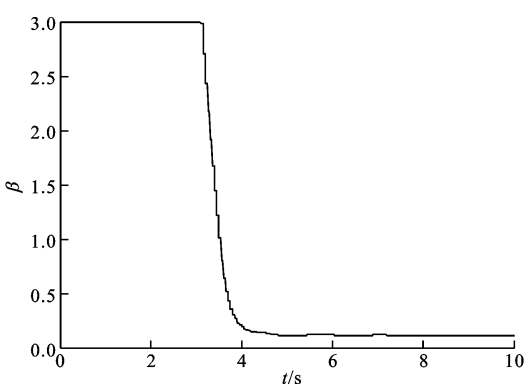


图 11 干扰条件下的节流阀设定值变化律

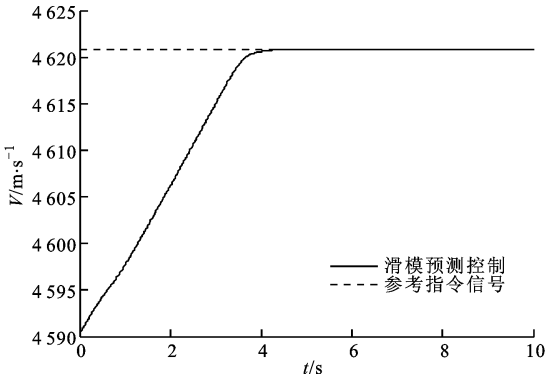


图 8 干扰条件下跟踪速度指令信号的效果

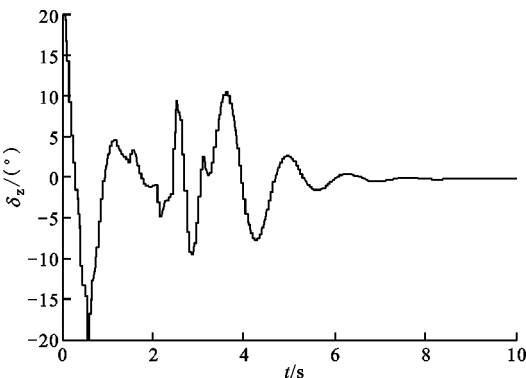


图 12 干扰条件下的升降舵偏转角变化律

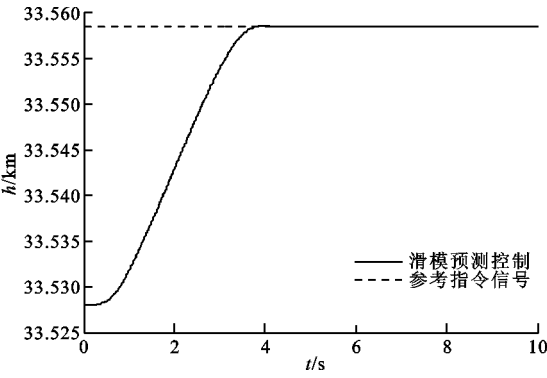


图 9 干扰条件下跟踪高度指令信号的效果

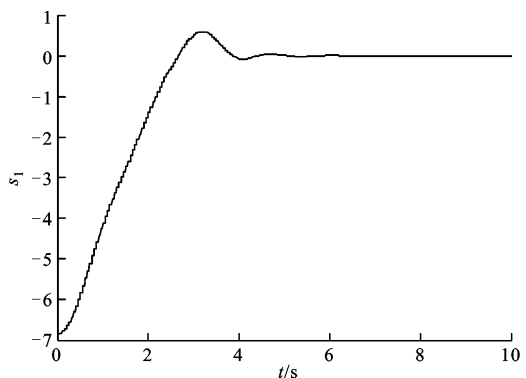


图 13 干扰条件下的滑模面 1

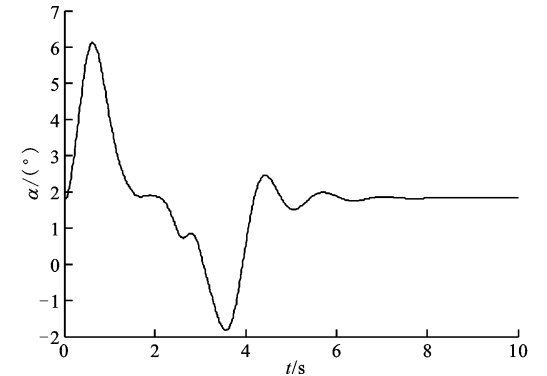


图 10 干扰条件下的攻角变化曲线

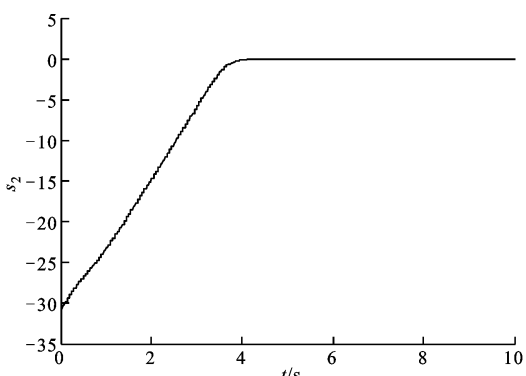


图 14 干扰条件下的滑模面 2

存在参数不确定性时,滑模预测控制能有效地克服干扰信号,实现速度和高度的精确跟踪,保证输入和状态均在约束范围之内,稳态时系统误差趋近于滑模面并且一直处在这个滑模面上。

4 结 论

本文提出了一种高超声速飞行器的滑模预测控制器设计方法。滑模预测控制方法的主要优势在于:结合了滑模变结构控制鲁棒性强和预测控制可以显式处理约束条件的优点;由于滑模预测控制不像一般的滑模控制需要在不同的控制规则中进行切换,从而克服了滑模变结构控制的抖振现象。仿真结果验证了本文滑模预测控制算法的优越性。

参考文献:

- [1] FIDAN B, MIRMIRANI M, IOANNOU P A. Flight dynamics and control of air-breathing hypersonic vehicles: review and new directions [C]// Proceedings of 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies. Reston, Virginia, USA: AIAA, 2003: 1-16.
- [2] FIORENTINI L, SERRANI A, BOLENDER M A, et al. Nonlinear robust adaptive control of flexible air-breathing hypersonic vehicles [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2009, 32(2): 402-417.
- [3] SIGTHORSSON D, JANKOVSKY P, SERRANI A, et al. Robust linear output feedback control of an air-breathing hypersonic vehicle [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2008, 31(4): 1052-1066.
- [4] WILCOX Z D, MACKUNIS W, BHAT S, et al. Lyapunov-based exponential tracking control of a hypersonic aircraft with aerothermoelastic effects [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2010, 33(4): 1213-1224.
- [5] XU Haojian, MIRMIRANI M D, IOANNOU P A. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2004, 27(5): 829-838.
- [6] XU Bin, SUN Fuchun, YANG Chenguang, et al. Adaptive discrete-time controller design with neural network for hypersonic flight vehicle via back-stepping [J]. International Journal of Control, 2011, 84(9): 1543-1552.
- [7] JIANG Bin, GAO Zhifeng, SHI Peng, et al. Adaptive fault-tolerant tracking control of near-space vehicle using Takagi-Sugeno fuzzy models [J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2010, 18(5): 1000-1007.
- [8] KEVIN P G, ANDREA S, STEPHEN Y. Anti-windup control for an air-breathing hypersonic vehicle model [C]// AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston, Virginia, USA: AIAA, 2006: 1-14.
- [9] ZHOU Jiansuo, LIU Zhiyuan, PEI Run. Sliding mode model predictive control with terminal constraints [EB/OL]. [2012-07-20]. <http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=862569>.
- [10] XIAO Lingfei, SU Hongye, ZHANG Xiaoyu. Discrete variable structure control algorithm for nonlinear systems via sliding mode prediction [C]// Proceedings of the 2006 American Control Conference. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2006: 4712-4717.
- [11] XIAO Lingfei, SU Hongye, CHU Jian. Sliding mode prediction tracking control design for uncertain systems [J]. Asian Journal of Control, 2007, 9(3): 317-325.
- [12] XIAO Lingfei, SU Hongye. Multi-step prediction based discrete-time sliding mode control algorithm [C]// Proceedings of Second International Symposium on Intelligent Information Technology Application. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2008: 731-735.
- [13] RUBAGOTTI M, RAIMONDO D M, FERRARA A, et al. Robust model predictive control with integral sliding mode in continuous-time sampled-data nonlinear systems [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2011, 56(3): 556-570.
- [14] MOEINI A, NARIMAN-ZADEH N, HAJILOO A, et al. Predictive sliding mode controller design for nonlinear systems [C]// Proceedings of International Symposium on Innovations in Intelligent Systems and Applications. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2011: 11-15.
- [15] MACIEJOWSKI J M. Predictive control with constraints [M]. Upper Saddle River, NJ, USA: Prentice Hall, 2000: 49-50.
- [16] 刘金锟. 滑模变结构控制 MATLAB 仿真 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2005: 81-82.

(编辑 葛赵青)