

## 高超声速飞行器积分型 Terminal 滑模控制设计

刘艺宁<sup>1</sup>, 郭建国<sup>1</sup>, 周军<sup>1</sup>, 王国庆<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学精确制导与控制研究所, 西安 710072; 2. 中国运载火箭技术研究院研发中心, 北京 100076)

**摘要:** 针对高超声速飞行器模型参数不确定和外界干扰对姿态控制的影响, 基于高超声速飞行器俯仰通道控制系统, 提出一种新的 Terminal 滑模姿态控制方法。通过引入一阶滤波器, 结合反演法, 克服原来幂次形式引起的最终控制奇异问题; 并通过设计的干扰观测器实时观测未知干扰, 补偿控制器性能, 应用 Lyapunov 稳定性理论严格证明了系统的稳定性, 从而保证 Terminal 滑模控制器能有效提高系统动态特性。在气动参数标称与拉偏的情形下进行高超声速飞行器数字仿真, 仿真结果说明干扰观测器能快速跟踪干扰, 且所设计的 Terminal 滑模控制可以满足飞行器高精度的控制要求。

**关键词:** Terminal 滑模变结构控制; 干扰观测器; 姿态控制; 李亚普诺夫方法

中图分类号: V19 文献标志码: A 文章编号: 1671-637X(2014)12-0067-04

## Design of Integral Type Terminal Sliding Mode Controlling Method for Hypersonic Vehicle Based on Disturbance Observer

LIU Yi-ning<sup>1</sup>, GUO Jian-guo<sup>1</sup>, ZHOU Jun<sup>1</sup>, WANG Guo-qing<sup>2</sup>

(1. Institute for Precise Guidance and Control, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Research and Development Center of China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

**Abstract:** A kind of Terminal sliding mode controlling method is proposed for hypersonic vehicle with modeling uncertainties and external disturbance. Based on hypersonic vehicle pitch channel control system, a new integral type Terminal sliding mode is put forward. By introducing the first order filter and combined with Backstepping method, the singularity problem is eliminated. The compensation of controller performance is realized by means of the disturbance observer. The stability of the system is proved with Lyapunov theory to ensure the improvement of the dynamic performance of the system. The performances and robustness are analyzed through hypersonic flight simulations. The simulation results show that: 1) The disturbance observer can follow the tracks of the disturbance rapidly; and 2) The Terminal sliding mode controlling method can guarantee the stability and high control precision under the conditions of nominal parameter and large-scale parameter perturbation.

**Key words:** Terminal sliding mode control; disturbance observer; attitude control; Lyapunov theory

### 0 引言

高超声速飞行器模型的非线性和耦合非常严重, 再加上空间环境、气动特性、热环境、地球引力特性等都都对制导和控制提出了更高的要求, 因此要求在设计控制方法上具有更好的跟踪速度、精度及鲁棒性。目前, 鲁棒性极强的变结构滑模控制方法在高超声速飞

行器的控制中应用较为广泛<sup>[1-3]</sup>。

滑模控制设计简单, 控制精度高, 且滑动模态对系统的扰动和外部扰动具有完全的鲁棒性, 是解决非线性问题的重要方法。但传统滑模控制一般选取线性切换函数, 在滑动模态上, 状态是以指数速度渐近收敛于平衡点, 是渐近稳定的。而 Terminal 滑模以非线性函数构建切换面, 能在有限时间内收敛到平衡点。文献[4]设计的 Terminal 滑模达到了有限时间稳定, 但采用双幂次的 Terminal 滑模在求最终控制律时产生了奇异问题。为避免奇异, 本文将舍去分数阶幂次函数, 选取积分函数完成有限时间稳定, 同时也具有良好的鲁棒性。

收稿日期: 2014-09-26

修回日期: 2014-10-27

作者简介: 刘艺宁(1990—), 女, 山东嘉祥人, 硕士生, 研究方向为飞行器制导控制。

本文设计了基于干扰观测器的高超声速飞行器 Terminal 滑模控制器,引入一阶滤波器,消除了由 Terminal 滑模所导致的奇异问题,并用 Lyapunov 稳定性理论进行严格证明,滑模的有限时间收敛特性提高了系统跟踪速度。此外,应用于干扰观测器实时观测外界未知干扰来进行补偿控制,保证飞行品质。

## 1 高超声速飞行器数学模型

高超声速飞行器姿态控制数学模型采用文献[5]的结果。本文不失一般性地以俯仰通道为例来说明整个控制系统的设计思想和方法。俯仰通道的数学模型为

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = b_3\omega_z + b_4\alpha + b'_4\dot{\alpha} + b_8\delta_z - \omega_x\beta/57.3 \\ \dot{\omega}_z = a_3\omega_z + a_4\alpha + a'_4\dot{\alpha} + a_8\delta_z + (J_x - J_y)\omega_x\omega_y/57.3J_z \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\alpha, \beta, \omega_x, \omega_y$  与  $\omega_z$  分别为飞行器的攻角、侧滑角、滚转角速度、偏航角速度与俯仰角速度; $J_x, J_y$  与  $J_z$  分别为飞行器的三轴转动惯量; $a_i$  和  $b_i$  ( $i=3, 4, 8$ ) 为飞行器的气动参数;其他参数定义见文献[6]。针对以上模型,可建立状态空间模型为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = A_{11}x_1 + A_{12}x_2 + f_1 \\ \dot{x}_2 = A_{21}x_1 + A_{22}x_2 + B_2u + f_2 \end{cases} \quad (2)$$

式中: $x_1 = \alpha; x_2 = \omega_z; u = \delta_z; A_{11} = b_4; A_{12} = b_3; A_{21} = a_4; A_{22} = a_3; B_2 = a_8; f_1 = (b'_4\dot{\alpha} + b_8\delta_z - \omega_x\beta/57.3); f_2 = (a'_4\dot{\alpha} + (J_x - J_y)\omega_x\omega_y/57.3J_z)$ 。

## 2 姿态控制律设计

### 2.1 参考模型

利用反演法设计鲁棒控制器过程中,攻角跟踪期望指令,并要求得到攻角指令导数,所以引入一阶参考模型为

$$\dot{x}_{1m} = -\frac{1}{T_1}x_{1m} + \frac{1}{T_1}x_{1c} \quad (3)$$

式中: $x_{1m}$  为参考状态; $T_1$  为时间常数,根据控制器性能对其进行选择。

### 2.2 控制律设计

为了能够在有限时间内响应姿态指令,本文采用反演法和 Terminal 滑模变结构控制方法设计鲁棒姿态控制器。

#### 2.2.1 姿态角跟踪虚拟控制器设计

基于模型(2)和参考模型(3),取第一层误差状态为

$$e_1 = x_1 - x_{1m} \quad (4)$$

为能实现对参考模型的有效跟踪,本文提出一种新的积分形式以避免奇异问题,设计 Terminal 滑模面为

$$s_1 = e_1 + m_1 \int_0^t \text{sgn } e_1 dt \quad (5)$$

若  $e_1(0) = 0$ , 则所提出的 Terminal 滑模完全滑动。

当状态在 Terminal 滑模上时,可得

$$\dot{e}_1 = -m_1 \text{sgn } e_1 \quad (6)$$

显然误差状态  $e_1$  在有限时间内变为零,即  $x_1 = x_{1m}$ 。

同样,为了有限时间内到达 Terminal 滑模上,采用趋近律的设计方法

$$\dot{s}_1 = -k_1 s_1 - \varepsilon_1 \text{sgn } s_1 \quad (7)$$

式中: $k_1 > 0; \varepsilon_1$  根据式(19)进行选取。利用式(7)可得控制量  $x_{2c}$  为

$$x_{2c} = A_{12}^{-1}(-k_1 s_1 - \varepsilon_1 \text{sgn } s_1 - m_1 \text{sgn } e_1 - f_1 - A_{11}x_1 + \dot{x}_{1m}) \quad (8)$$

由于式(8)中含有未知项  $f_1$ , 所以采用文献[6]中设计的干扰观测器进行观测。

考虑到飞行器姿态控制系统中所有的未知不确定项和干扰,可将模型(2)写为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + l + f \\ f = \Delta Ax + \Delta Bu + d \end{cases} \quad (9)$$

式中: $l$  为可精确得到的非线性项; $d$  为外界干扰,所有的干扰  $f$  满足  $|f| \leq \lambda_1, |\dot{f}| \leq \lambda_2$  的条件。

构造如下形式的干扰观测器<sup>[6]</sup>

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}} \\ \dot{\hat{f}} \end{cases} = \begin{bmatrix} A & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{x} \\ \hat{f} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} l + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} u - \begin{bmatrix} L_1 \\ L_2 \end{bmatrix} (\hat{x} - x) \quad (10)$$

式中: $L_1 = A + 2A, A > 0, L_2 = A^2$ 。则高超声速飞行器俯

仰通道外界干扰的观测值  $\hat{f} = \begin{bmatrix} \hat{f}_1 \\ \hat{f}_2 \end{bmatrix}$  与真值  $f$  之间满足关系

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \|\hat{f} - f\| \leq \frac{2\lambda_2}{A} \quad (11)$$

由此可得带干扰观测器输出的控制量  $x_{2c}$  为

$$x_{2c} = A_{12}^{-1}(-k_1 s_1 - \varepsilon_1 \text{sgn } s_1 - m_1 \text{sgn } e_1 - \hat{f}_1 - A_{11}x_1 + \dot{x}_{1m}) \quad (12)$$

考虑到虚拟控制量  $x_{2c}$  是不连续的,所以再设计一阶滤波器为

$$\dot{x}_{2m} = -\frac{1}{T_2}x_{2m} + \frac{1}{T_2}x_{2c} \quad (13)$$

式中: $x_{2m}$  为参考状态; $T_2$  为时间常数,根据控制器性能对其进行选择。

#### 2.2.2 姿态控制器设计

基于第一层获得滤波器输出  $x_{2m}$ , 将其作为第二层设计的期望状态,建立第二层误差状态为

$$e_2 = x_2 - x_{2m} \quad (14)$$

同样,基于该误差状态建立 Terminal 滑动模态为

$$s_2 = e_2 + m_2 \int_0^t \text{sgn } e_2 dt \quad (15)$$

同样采用趋近律的设计方法

$$\dot{s}_2 = -k_2 s_2 - \varepsilon_2 \operatorname{sgn} s_2 \quad (16)$$

式中:  $k_2 > 0$ ;  $\varepsilon_2$  也可根据式 (19) 进行选取。利用式 (16) 可得 Terminal 滑模控制器  $u$  为

$$u = u_L + u_N \quad (17)$$

式中:  $u_L = B_2^{-1}[-k_2 s_2 - A_{21} x_1 - A_{22} x_2 - \dot{f}_2 + \frac{1}{T_2}(x_{2c} - x_{2m})]$ ;

$u_N = B_2^{-1}[-\varepsilon_2 \operatorname{sgn} s_2 - m_2 \operatorname{sgn} e_2]$ 。

同样,借助于干扰观测器输出可以得到控制器

$$u = u'_L + u'_N \quad (18)$$

式中,  $u'_L = B_2^{-1}[-k_2 s_2 - A_{21} x_1 - A_{22} x_2 - \hat{f}_2 + \frac{1}{T_2}(x_{2c} - x_{2m})]$ 。

### 2.3 鲁棒性与稳定性分析

考虑到实际姿态动力学方程的不确定的影响,根据模型(2)整个设计过程,可以得到以下定理。

**定理 1** 针对多变量耦合姿态控制系统模型(2),采用控制器(17),只要满足条件

$$\begin{cases} \varepsilon_1 > |f_1 - \hat{f}_1| \\ \varepsilon_2 > |f_2 - \hat{f}_2| \end{cases} \quad (19)$$

就可以实现对期望的姿态指令的有限时间跟踪。

**证明** 选取 Lyapunov 函数为

$$V = \frac{1}{2} s_1^T s_1 + \frac{1}{2} s_2^T s_2 \quad (20)$$

对式(20)求导,并代入虚拟控制量  $x_{2c}$  和控制器  $u$ , 可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq s_1^T (-k_1 s_1 - \varepsilon_1 \operatorname{sgn} s_1 + f_1 - \hat{f}_1) + \\ &s_2^T (-k_2 s_2 - \varepsilon_2 \operatorname{sgn} s_2 - f_2 - \hat{f}_2) \leq -k s^T s - \\ &|s_1|(\varepsilon_1 - |f_1 - \hat{f}_1|) - |s_2|(\varepsilon_2 - |f_2 - \hat{f}_2|) \end{aligned} \quad (21)$$

式中,  $k = \min(k_1, k_2)$ 。

显然,只要满足条件(19),就能满足 Lyapunov 稳定定理,即实现在有限时间内到达滑动模态  $s_1 = 0$  和  $s_2 = 0$ 。在滑动模态  $s_1 = 0$  和  $s_2 = 0$  上,  $\dot{e}_1 = -m_1 \operatorname{sgn} e_1$  和  $\dot{e}_2 = -m_2 \operatorname{sgn} e_2$ , 故  $e_1$  和  $e_2$  在有限时间内可实现对期望的姿态指令的跟踪。

此外,考虑到控制器(18)的不连续性,采用饱和函数进行连续化处理,可得 Terminal 滑模控制器为

$$u = u'_L + u'_N \quad (22)$$

式中,  $u'_N = B_2^{-1}[-\varepsilon_2 \operatorname{sat}(s_2) - m_2 \operatorname{sat}(e_2)]$ 。

### 3 仿真研究

以高超声速飞行器为控制对象,仿真的数学模型采用文献[7]中的结果,进行姿态控制系统数学仿真研究,通过跟踪方波控制指令信号来对控制效果进行验证,在 Matlab/Simulink 环境下进行数字仿真。

数字仿真中,分别在气动参数标称、正向拉偏与负

向拉偏 3 种情形下进行飞行器六自由度仿真计算。其中,气动力系数偏差为  $\pm 20\%$ ; 气动力矩系数偏差为  $\pm 30\%$ ; 攻角指令和滚转角指令分别为  $5^\circ$  和  $10^\circ$  方波指令; 飞行器的初始飞行  $Ma$  数为 6、初始飞行高度为 20 km。

仿真的控制器参数设置为:  $k_{11} = 0.1, k_{12} = 0.05, k_{13} = 0.02$ ;  $\varepsilon_{11} = 2, \varepsilon_{12} = 4, \varepsilon_{13} = 1$ ;  $k_{21} = 3, k_{22} = 0.8, k_{23} = 0.1$ ;  $\varepsilon_{21} = 15, \varepsilon_{22} = 3, \varepsilon_{23} = 3$ ;  $m_{11} = 0.15, m_{12} = 0.05, m_{13} = 0.02$ ;  $m_{21} = 2, m_{22} = 2.8, m_{23} = 6$ , 干扰观测器参数为  $A = \operatorname{diag}(20, 20, 20)$ 。

以俯仰通道为例,采用本文的设计方法,完成高超声速飞行器姿态控制系统对期望姿态角的稳定跟踪。干扰观测值变化曲线如图 1 所示,比较加参数正向拉偏和负向拉偏的控制效果,结果如图 2 ~ 图 4 所示。

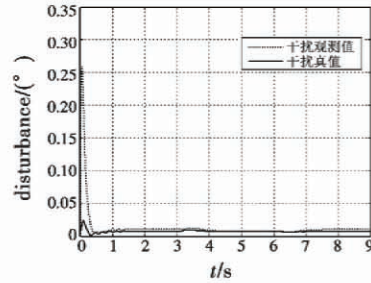


图 1 俯仰通道干扰观测值变化曲线

Fig.1 Changing curves of disturbance observer in pitch channel

图 1 为飞行器俯仰通道干扰观测值跟踪真值的变化曲线,可以看出干扰观测值可由初值快速跟踪上真值的大小,图中干扰观测值跟踪真值的误差最大处出现在仿真的第 0.05 s 处。

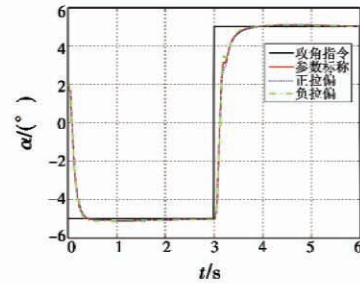


图 2 飞行器攻角响应曲线

Fig.2 Response curves of vehicle angle of attack

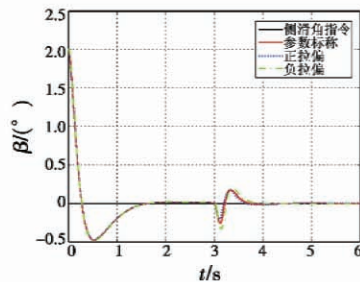


图 3 飞行器侧滑角响应曲线

Fig.3 Response curves of vehicle sideslip angle



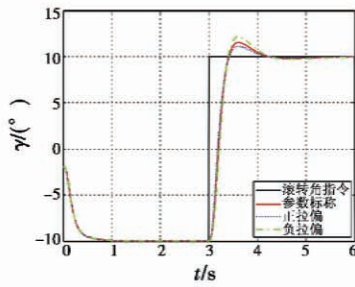


图4 飞行器滚转角响应曲线

Fig.4 Response curves of vehicle roll angle

从图2~4可以看出,它们均能够在有限时间实现对指令的跟踪。其中,攻角与滚转角的误差均可以保持在稳态误差小于20%,上升时间均在0.3s以内;飞行器侧滑角在姿态控制器的作用下可以从初始角度收敛稳定在 $0.5^\circ$ 之内。

数字仿真结果说明:1)本文提出的一种新的积分形式Terminal滑模实现了有限时间稳定;2)通过引入一阶滤波器,设计出的控制器有效克服了最终奇异问题;3)此控制器具有良好的鲁棒性。

#### 4 结束语

针对高超声速飞行器的控制问题,本文提出了一种基于干扰观测器的高超声速飞行器Terminal滑模控制器,引入一阶滤波器,消除由Terminal滑模所导致的奇异问题,应用干扰观测器实时观测外界未知干扰来进行补偿控制,保证飞行品质。将控制器应用于高超声速飞行器的控制中,仿真结果表明,无论是在标称还是拉偏情况下,飞行器的姿态角均可以实现稳定控制,控制器对于气动参数的摄动也具有较强的鲁棒性。

#### 参考文献

- [1] LANE S H, STENGEL R F. Flight control design using non-linear inverse dynamics[J]. Automatica, 1988, 24(4): 471-483.
- [2] VAN OORT E R, SONNEVELDT L, CHU Q P, et al. Full-envelope modular adaptive control of a fighter aircraft using orthogonal least squares[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(5): 1461-1472.
- [3] SHARMA M, RICHARDS N D. Adaptive integrated guidance and control for missile interceptors [R]. AIAA-2004-4880, 2004.
- [4] 蒲明, 吴庆亮, 姜长生, 等. 新型快速Terminal滑模及其在近空间飞行器上的应用[J]. 航空学报, 2011, 32(7): 1283-1291.  
PU M, WU Q X, JIANG C S, et al. New fast terminal sliding mode and its application to near space vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(7): 1283-1291.
- [5] ZONG Q, WANG J, TIAN B L, et al. Quasi-continuous high-order sliding mode controller and observer design for flexible hypersonic vehicle [J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 27: 127-137.
- [6] 张天翼, 周军, 郭建国. 基于干扰观测器的高速飞行器预测控制律设计[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 215-222.  
ZHANG T Y, ZHOU J, GUO J G. Design of predictive controller for hypersonic vehicles based on disturbance observer[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 215-222.
- [7] KESHMINI S, COLGREN R, MIRMIRANI M. Six DOF nonlinear equations of motion for a generic hypersonic vehicle [R]. AIAA-2007-6626, Reston: AIAA, 2007.
- [8] ZHANG X H, LU M, TIAN M. Study of object tracking based on support vector machine [J]. Computer Engineering and Design, 2011, 32(12): 4210-4212.
- [9] BERTELLI L, YU T, VU D, et al. Kernelized structural SVM learning for supervised object segmentation [C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR), 2011: 2153-2160.
- [10] HARE S, SAFFARI A, TORR P H S. Structured output tracking with kernels [C]// IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV), 2011: 263-270.
- [11] TSOCHANTARIDIS I, JOACHIMS T, HOFMANN T, et al. Large margin methods for structured and interdependent output variables [J]. Journal of Machine Learning Research, 2005, 6: 1453-1484.
- [12] 张谢华, 路梅, 田敏. 基于支持向量机的目标跟踪研究 [J]. 计算机工程与设计, 2011, 32(12): 4210-4212.
- [13] JOACHIMS T, FINLEY T, YU C N J. Cutting-plane training of structural SVMs [J]. Machine Learning, 2009, 77(1): 27-59.
- [14] WU Y, LIM J, YANG M H. Online object tracking: A benchmark [C]// Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR), 2013: 2411-2418.
- [15] BORDES A, BOTTOU L, GALLINARI P, et al. Solving multiclass support vector machines with LaRank [C]// Proceedings of the 24th International Conference on Machine Learning, ACM, 2007: 89-96.

(上接第52页)