

高超声速飞行器轨迹跟踪的反步滑模控制

周涛, 侯明善, 王冬, 张松

(西北工业大学 自动化学院, 西安 7100129)

摘要: 针对高超声速飞行器轨迹跟踪控制问题, 基于纵向动力学的输入/输出线性化模型, 设计了一种基于反步法与滑模控制相结合的反步滑模跟踪控制器; 这种控制器对系统匹配不确定性和非匹配不确定性都具有较强的鲁棒性, 跟踪收敛快速性良好; 对反步滑模跟踪控制器和一般滑模跟踪控制器进行了控制参数仿真优化, 对比研究了速度跟踪、高度跟踪、速度高度同时跟踪和正弦速度跟踪条件下两种控制器的快速性和鲁棒性, 证实了文章方法的有效性。

关键词: 高超声速飞行器; 反步法; 滑模控制; 纵向模型

Trajectory Tracking Control Using Backstepping Sliding Method for a Hypersonic Flight Vehicle

Zhou Tao, Hou Mingshan, Wang Dong, Zhang Song

(School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: For a hypersonic flight vehicle's trajectory tracking control problem, backstepping sliding tracking controller using backstepping approach and sliding mode control theory together is designed based on longitudinal input/output linearization model. This kind of controller has strong robustness whether encountering matched or unmatched uncertainties and shows quicker rapidity of convergence. The research optimizes and gets the controllers parameters of backstepping sliding controller and general sliding mode controller, then comparatively studies the speedability and robustness of the two controllers with velocity tracking instruction, altitude tracking instruction, velocity and altitude tracking instruction and sine-wave velocity tracking instruction. The simulation results demonstrate the method in this paper is reasonable and efficient.

Keywords: hypersonic flight vehicle; backstepping; sliding mode control; longitudinal model

0 引言

高超声速飞行器一般指飞行速度超过5倍音速的飞行器, 其潜在的巨大军事和经济应用价值受到当今世界各军事大国普遍重视, 已经成为一种重要的航空航天飞行器^[1]。随着人力、物力的不断投入, 高超声速飞行器关键技术和实验验证研究在全球范围内已初见成效, 从概念和原理探索阶段已经进入到了前期技术开发阶段。

高超声速飞行器在飞行过程中具有大包络、多飞行状态、多任务模式的特点, 特殊的飞行环境导致其动力学模型表现为严重非线性、快时变、强动态不确定和强耦合等特征。飞行控制系统作为高超声速飞行器的控制中枢, 解决这些面临的问题是飞行控制研究的重点^[1-3]。

文献[4]基于高超声速空气动力学理论研究了高超声速飞行器纵向动力学特性, 为控制系统设计奠定了基础。文献[5]针对高超声速飞行器控制问题, 给出了一种神经网络自适应控制器设计方法, 采用动态逆理论设计基础控制器, 用单层神经网络逼近未知动态以实现自适应控制。文献[6]研究了一种自适应滑模控制器设计方法, 根据飞行器输入输出线性化

模型设计滑模控制律, 采用参数自适应估计建模误差进行补偿。文献[7]采用多设计点方法进行控制器设计, 针对不同飞行条件的系统平衡点和动力学特性设计非线性解耦控制器, 全包线控制器参数采用插值方法计算。文献[8]考虑到飞行器动力学模型的非线性特征, 基于李雅普诺夫稳定性理论设计非线性航迹跟踪控制律。文献[9]提出了一种基于动态滑模原理的飞行控制器设计方法, 以输入/输出线性化模型为基础, 通过构造辅助滑模变量求取滑模控制律, 并证明了控制的收敛性和控制参数满足的条件。文献[11]对一类特殊反馈仿射非线性系统跟踪问题, 设计了两种神经网络的自适应反步控制器, 利用径向基函数神经网络估计系统非线性, 证明了闭环系统的收敛性。文献[12]在文献[11]系统模型基础上考虑了输入饱和影响的自适应反步滑模控制器设计问题, 利用高斯基函数神经网络估计系统的非线性, 设计指令滤波器进行控制输入限制, 证明了估计器的收敛性和控制特性。

本文针对高超声速飞行器轨迹速度和高度跟踪控制问题, 基于输入/输出线性化模型提出了一种反步滑模控制设计方法。利用反步设计获得虚拟跟踪控制律, 利用滑模控制方法得到最终的跟踪控制律。这种方法综合了滑模控制对系统满足匹配条件的不确定性具有的较强鲁棒性以及反步控制在处理系统非匹配不确定性的优势, 能够保证控制系统的快速性和鲁棒性。

1 高超声速飞行器纵向动力学模型

考虑推力连续可调高超声速飞行器纵向运动, 飞行器的控制输入为发动机节流阀开度指令 β 和升降舵偏转角 δ_e , 取飞

收稿日期: 2014-02-23; 修回日期: 2014-04-02。

作者简介: 周涛(1988-), 男, 陕西省合阳县人, 硕士研究生, 主要从事飞行器制导与控制方向的研究。

侯明善(1959-), 男, 陕西省乾县人, 教授, 博士生导师, 主要从事飞行器导航、制导与控制以及先进控制理论方向的研究。

行器的状态变量分别为飞行速度 V 、飞行航迹角 γ 、飞行高度 h 、攻角 α 和俯仰角速度 q ，则高超声速飞行器纵向动力学模型为^[5-6]：

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

式 (1) 中, T 为发动机推力, D 为气动阻力, L 气动升力, M_{yy} 为俯仰气动力矩, m 为质量, μ 为重力常数, $r = h + R_E$ 为地心距, R_E 为地球半径, I_{yy} 为俯仰转动惯量。飞行器推力、气动力和气动力矩满足关系

$$\begin{aligned} T &= \rho V^2 S C_T / 2 \\ D &= \rho V^2 S C_D / 2, L = \rho V^2 S C_L / 2 \\ M_{yy} &= \rho V^2 \bar{S} [C_M(\alpha) + C_M(q) + C_M(\delta_e)] / 2 \\ C_L &= 0.6203\alpha \\ C_D &= 0.6450\alpha^2 + 0.0043378\alpha + 0.003772 \\ C_T &= \begin{cases} 0.02576\beta & , \beta < 1 \\ 0.0224 + 0.00336\beta & , \beta \geq 1 \end{cases} \\ C_M(\alpha) &= -0.035\alpha^2 + 0.03617\alpha + 5.3261 \times 10^{-6} \\ C_M(q) &= (\bar{c}/2V)q(-6.796\alpha^2 + 0.3015\alpha - 0.2289) \\ C_M(\delta_e) &= c_e(\delta_e - \alpha) \end{aligned}$$

上述推力、气动力和气动力矩及系数表达式中 ρ 代表空气密度, S 代表飞行器参考面积, \bar{c} 为平均气动弦长, β 为发动机油门开度, c_e 为升降舵系数。其它系数值是在标称高度 $h = 33528$ m, 标称速度 $V = 4590.3$ m/s 飞行状态下得到的。

发动机油门开度 β 动力学采用二阶模型描述

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

式中, ω_n 为油门自然角频率, ξ 为阻尼比。

2 飞行器动力学模型的输入输出伪线性化

在高超声速飞行器巡航段, 飞行器需要按照期望的高度特性和速度特性进行飞行, 因此飞行器的主控制状态是飞行高度 h 和飞行速度 V 。取飞行器状态向量为 $\mathbf{x} = [V, \gamma, \alpha, \beta, h]^T$, 控制向量 $\mathbf{U} = [\beta; \delta_e]^T$, 并且记 $f_V(x) = \bar{V}$, $f_\gamma(x) = \bar{\gamma}$, $f_\alpha(x) = \bar{\alpha}$, $f_\beta(x) = \bar{\beta}$, $f_h(x) = \bar{h}$, 进一步令

$$\mathbf{f}(x) = [f_V(x) \quad f_\gamma(x) \quad f_\alpha(x) \quad f_\beta(x) \quad f_h(x)]^T$$

则飞行器状态方程可表示为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(x) \quad (3)$$

状态变量的二阶导数满足

$$\ddot{\mathbf{x}} = (\partial \mathbf{f}(x) / \partial x) \cdot \mathbf{f}(x) \quad (4)$$

考虑到发动机推力系数 C_T 和俯仰力矩系数 C_M 与控制量的线性关系, 则 $\ddot{\mathbf{x}}$ 可表示为如下形式

$$\ddot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}_0(x) + \mathbf{G}(x)\mathbf{U} \quad (5)$$

这里 \mathbf{F}_0 为适当形式的矢量, \mathbf{G} 为适维矩阵。

为了得到控制输入与状态的伪线性化关系, 根据动力学方程 (1) 通过高阶导数计算可得到如下的等效伪线性模型^[9]

$$\begin{bmatrix} \ddot{V} \\ \ddot{h}^{(4)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{V} \\ \ddot{h}^{(4)} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta_c \\ \delta_e \end{bmatrix} = \mathbf{A}_0 + \mathbf{B}\mathbf{U} \quad (6)$$

其中:

$$\ddot{\mathbf{V}}_0 = (\boldsymbol{\omega}^T \mathbf{F}_0(x) + \dot{\mathbf{x}}^T \boldsymbol{\Omega}_2 \dot{\mathbf{x}}) / m$$

$$\begin{aligned} h_0^{(4)} &= 3(\boldsymbol{\omega}_1^T \dot{\mathbf{x}} / m) \dot{\gamma} \cos\gamma - 3\dot{V}(\pi_1 \dot{\mathbf{x}})^2 \sin\gamma + \\ &3\dot{V}(\pi_1 \dot{\mathbf{x}}) \cos\gamma - 3\dot{V}\dot{\gamma}(\pi_1 \dot{\mathbf{x}}) \sin\gamma + \\ &((\boldsymbol{\omega}_1^T \mathbf{F}_0(x) + \dot{\mathbf{x}}^T \boldsymbol{\Omega}_2 \dot{\mathbf{x}}) / m) \sin\gamma - V\dot{\gamma}^3 \cos\gamma + \\ &V(\pi_1^T \mathbf{F}_0(x) + \dot{\mathbf{x}}^T \boldsymbol{\Pi}_2 \dot{\mathbf{x}}) \cos\gamma \\ b_{11} &= (\rho V^2 S c_\beta \omega_n^2 / 2m) \cos\alpha \\ b_{12} &= -(c_e \rho V^2 \bar{S} / 2m I_{yy})(T \sin\alpha + D_a) \\ b_{21} &= (\rho V^2 S c_\beta \omega_n^2 / 2m) \sin(\alpha + \gamma) \\ b_{22} &= (c_e \rho V^2 \bar{S} / 2m I_{yy})(T \cos(\alpha + \gamma) + \\ &L_a \cos\gamma - D_a \sin\gamma) \end{aligned}$$

$$c_\beta = \partial T / \partial \beta = \begin{cases} 0.02576 & , \beta < 1 \\ 0.00336 & , \beta \geq 1 \end{cases}$$

$$D_a = \partial D / \partial \alpha, L_a = \partial L / \partial \alpha, \omega_1 = \partial f_V(x) / \partial x$$

$$\boldsymbol{\Omega}_2 = \partial \boldsymbol{\omega}_1 / \partial x, \pi_1 = \partial f_\gamma(x) / \partial x, \boldsymbol{\Pi}_2 = \partial \pi_1 / \partial x$$

可以看出式 (6) 所示的飞行器纵向模型是一个七阶微分方程模型, 控制输入与输出成为一种时变线性关系。另外, 式 (6) 与式 (1) 和式 (2) 所表示的模型阶次相等, 且由于状态导数隐含在其中, 两种模型的输入输出特性是等效的。设飞行航迹角 $\gamma \neq 90^\circ$, 则控制矩阵 \mathbf{B} 是可逆的。

3 控制器设计

控制器设计目的为选择发动机节流阀开度控制量 β 和升降舵偏角 δ_e , 使得飞行器速度状态 V 和高度状态 h 跟踪期望速度 V_d 和期望高度 h_d 。这里采用两种不同方法进行控制设计。

3.1 滑模控制器设计

记速度跟踪误差为 $e_V(t) = V - V_d$, 高度跟踪误差为 $e_h(t) = h - h_d$, 定义滑模面:

$$\begin{aligned} s_V &= (d/dt + \lambda_V)^3 \int_0^t e_V(\tau) d\tau \\ s_h &= (d/dt + \lambda_h)^4 \int_0^t e_h(\tau) d\tau \end{aligned} \quad (7)$$

式中, $\lambda_V > 0, \lambda_h > 0$ 为常数, 它们反映跟踪误差的带宽特性。对式求导得

$$\begin{bmatrix} \dot{s}_V \\ \dot{s}_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\delta_e \\ \beta_c \end{bmatrix} \quad (8)$$

式 (8) 中

$$v_1 = \ddot{V}_0 - \ddot{V}_d + 3\lambda_V \ddot{e}_V + 3\lambda_V^2 \dot{e}_V + \lambda_V^3 e_V$$

$$v_2 = h_0^{(4)} - h_d^{(4)} + 4\lambda_h \ddot{e}_h + 6\lambda_h^2 \dot{e}_h + 4\lambda_h^3 e_h + \lambda_h^4 e_h$$

选择滑模趋近律为

$$\begin{aligned} \dot{s}_V &= -k_1 \text{sat}(s_V / \Phi_V) \\ \dot{s}_h &= -k_2 \text{sat}(s_h / \Phi_h) \end{aligned} \quad (9)$$

这里 $k_1 > 0, k_2 > 0$ 为常数, 其值大小决定了滑模面期望到达时间; 而 Φ_V 和 Φ_h 表示滑模面的边界层厚度, 一般均取为较小的正数; 饱和函数 sat 表达式为

$$\text{sat}(x) = \begin{cases} x & , |x| \leq 1 \\ \text{sgn}(x) & , |x| > 1 \end{cases} \quad (10)$$

容易得到滑模控制律 (用下标 SMC 表示) 为:

$$\mathbf{U}_{SMC} = \mathbf{B}^{-1} \left(-\mathbf{A}_0 - \begin{bmatrix} k_1 \text{sat}(s_V / \Phi_V) \\ k_2 \text{sat}(s_h / \Phi_h) \end{bmatrix} \right) \quad (11)$$

3.2 反步滑模控制器设计

反步滑模控制将滑模控制和反步控制方法结合, 利用滑模控制弥补反步控制对未知不确定性鲁棒性低的缺陷。反步滑模控制设计原理为: 对 n 阶系统, 在第 $n-1$ 步及之前, 根据反

步控制思想设计虚拟控制信号,并引入低通滤波器对虚拟信号进行滤波以防止出现“微分爆炸”;在第 n 步,也就是最后一步结合反步思想和滑模控制方法设计系统的实际控制律。

为了设计完整的反步滑模控制器,这里以速度跟踪控制为例给出反步滑模控制器设计过程,对高度跟踪控制器设计简要给出结果。

记 $V_1 = V, V_2 = \dot{V}, V_3 = \ddot{V}$, 则可将式中速度三阶模型方程表示为如下状态模式

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= V_2 \\ \dot{V}_2 &= V_3 \\ &\vdots \\ \dot{V}_3 &= \ddot{V} + b_{11}\beta_c + b_{12}\delta_e \end{aligned} \quad (12)$$

三阶系统的反步滑模控制器设计需要三步完成。

第一步:定义 $e_{v1} = V_1 - V_d$,控制目标为 $e_{v1} \rightarrow 0$ 。对 e_{v1} 求导得

$$\dot{e}_{v1} = \dot{V}_1 - \dot{V}_d = V_2 - \dot{V}_d$$

定义跟踪误差 $e_{v2} = V_2 - V_{2d}$,其中 V_{2d} 为待设计的第二步虚拟输入,则

$$\dot{e}_{v1} = e_{v2} + V_{2d} - \dot{V}_d \quad (13)$$

选取虚拟输入 $V_{2d} = -l_{v1}e_{v1} + \dot{V}_d$, $l_{v1} > 0$,则

$$\dot{e}_{v1} = -l_{v1}e_{v1} + e_{v2} \quad (14)$$

第二步:为了使 e_{v2} 尽可能小,对其求导得

$$\dot{e}_{v2} = \dot{V}_2 - \dot{V}_{2d} = V_3 - \dot{V}_{2d} \quad (15)$$

定义跟踪误差 $e_{v3} = V_3 - V_{3d}$,其中 V_{3d} 为待设计的第三步虚拟输入,则

$$\dot{e}_{v2} = e_{v3} + V_{3d} - \dot{V}_{2d}$$

取虚拟输入 $V_{3d} = -l_{v2}e_{v2} - e_{v1} + \dot{V}_{2d}$, $l_{v2} > 0$,则

$$\dot{e}_{v2} = -e_{v1} - l_{v2}e_{v2} + e_{v3}$$

第三步:对 e_{v3} 求导得

$$\dot{e}_{v3} = \dot{V}_3 - \dot{V}_{3d} = \ddot{V}_0 + [b_{11}, b_{12}][\beta_c \ \delta_e]^T - \dot{V}_{3d} \quad (18)$$

定义滑模面

$$s_V = \sum_{i=1}^{n-1} c_i e_{vi} + e_{v3} = c_1 e_{v1} + c_2 e_{v2} + e_{v3} \quad (19)$$

其中: $c_1 > 0, c_2 > 0$ 为待定常数,对滑模面求导得

$$\dot{s}_V = c_1 \dot{e}_{v1} + c_2 \dot{e}_{v2} + \ddot{V}_0 + b_{11}\beta_c + b_{12}\delta_e - \dot{V}_{3d} \quad (20)$$

选择滑模趋近律

$$\dot{s}_V = -n_1 s_V - n_2 \text{sat}(s_V/\Phi_V)$$

这里 $n_1 > 0, n_2 > 0$ 为待定常数。最后控制律为

$$[b_{11} \ b_{12}][\beta_c \ \delta_e]^T = (-\mu_V - n_1 s_V - n_2 \text{sat}(s_V/\Phi_V)) \quad (22)$$

式中, $\mu_V = c_1 \dot{e}_{v1} + c_2 \dot{e}_{v2} + \ddot{V}_0 - \dot{V}_{3d}$ 。

对高度跟踪控制,由于它是四阶系统,需要四步才能完成控制器设计。记高度状态 $h_1 = h, h_2 = \dot{h}, h_3 = \ddot{h}$ 和 $h_4 = \dddot{h}$;期望高度和虚拟输入高度分别为 h_d, h_{2d}, h_{3d} 和 h_{4d} ;高度跟踪误差分别为 $e_{h1} = h_1 - h_d, e_{h2} = h_2 - h_{2d}, e_{h3} = h_3 - h_{3d}$ 和 $e_{h4} = h_4 - h_{4d}$ 。中间待定参数为 $l_{h1} > 0, l_{h2} > 0$ 和 $l_{h3} > 0$ 。高度控制滑模面为:

$$s_h = \sum_{i=1}^3 d_i e_{hi} + e_{h4} \quad (23)$$

其中: $d_1 > 0, d_2 > 0, d_3 > 0$ 为待定常数。高度滑模趋近律选择为:

$$\dot{s}_h = -n_3 s_h - n_4 \text{sat}(s_h/\Phi_h) \quad (24)$$

这里 $n_3 > 0, n_4 > 0$ 为待定常数。高度控制律为

$$[b_{21} \ b_{22}][\beta_c \ \delta_e]^T = (-\mu_h - n_3 s_h - n_4 \text{sat}(s_h/\Phi_h)) \quad (25)$$

式中, $\mu_h = d_1 \dot{e}_{h1} + d_2 \dot{e}_{h2} + d_3 \dot{e}_{h3} + h_0^{(4)} - \dot{h}_{4d}$ 。

将式和式结合,最终可得到反步滑模律(用下标BSMC表示)为:

$$U_{\text{BSMC}} = \mathbf{B}^{-1} \begin{bmatrix} -\mu_V - n_1 s_V - n_2 \text{sat}(s_V/\Phi_V) \\ -\mu_h - n_3 s_h - n_4 \text{sat}(s_h/\Phi_h) \end{bmatrix} \quad (26)$$

4 仿真验证与分析

仿真取高超声速飞行器模型标称参数为^[6]:

$m = 136\ 818\ \text{kg}, I_{yy} = 9.498\ 4 \times 10^6\ \text{kg} \cdot \text{m}^2, S = 334.7\ \text{m}^2, \bar{c} = 24.38\ \text{m}, c_e = 0.0292, \rho = 1.25 \times 10^{-2}\ \text{kg}/\text{m}^3, R_E = 6\ 373.02\ \text{km}, \mu = 3.94 \times 10^{14}\ \text{N} \cdot \text{m}^2/\text{kg}$ 。

发动机模型参数取 $\xi = 0.707, \omega_n = 1$ 。飞行器初始状态参数为:

$$\alpha_0 = 1.781\ 9^\circ, \gamma_0 = 0^\circ, q_0 = 0^\circ, V_0 = 4\ 950.3\ \text{m/s}$$

$$h_0 = 33\ 528\ \text{m}, \beta_{e0} = 0.176\ 2, \delta_{e0} = -0.395\ 2^\circ$$

对滑模控制器(SMC),控制器参数优化确定为:

1) 速度跟踪控制参数:

$$\lambda_V = 0.25, k_1 = 0.000\ 5, \Phi_V = 0.2$$

2) 高度跟踪控制参数:

$$\lambda_h = 0.40, k_2 = 0.000\ 2, \Phi_h = 0.2$$

对反步滑模控制器(BSMC),控制器参数优化确定为:

1) 速度跟踪控制参数:

$$l_{v1} = 0.8, l_{v2} = 0.6, c_1 = c_2 = 0.2$$

$$n_1 = 0.25, n_2 = 0.07, \Phi_V = 0.2;$$

2) 高度跟踪控制参数:

$$l_{h1} = 1.0, l_{h2} = 0.9, l_{h3} = 0.6, n_3 = 0.15$$

$$n_4 = 0.20, d_1 = d_2 = d_3 = 0.2, \Phi_h = 0.2$$

为了验证控制器基本性能和鲁棒性,围绕飞行器初始状态 V_0 和 h_0 设计四组偏差指令 $\Delta V = V_d - V_0$ 和 $\Delta h = h_d - h_0$ 为:

1) 速度跟踪: $\Delta V = 30\ \text{m/s}, \Delta h = 0$

2) 高度跟踪: $\Delta V = 0, \Delta h = 305\ \text{m}$

3) 速度高度跟踪: $\Delta V = 30\ \text{m/s}, \Delta h = 305\ \text{m}$

4) 速度跟踪: $\Delta V = 5 \sin(2\pi t/30)\ \text{m/s}, \Delta h = 0$

4.1 控制器性能验证

图1、图2和图3分别是阶跃速度跟踪、阶跃高度跟踪和阶跃速度高度同时跟踪情况下仿真得到的速度及高度响应曲线。

从仿真结果可以看到,滑模控制和反步滑模控制都能够很好的跟踪期望航迹,指令跟踪无超调量,状态耦合响应幅值很小,但反步滑模控制的指令跟踪速度明显快于滑模控制,说明反步滑模控制快速性好。

4.2 控制鲁棒性验证

为了验证控制器的鲁棒性,在飞行器模型参数标称值中引入随机增量来表征模型参数变化。模型参数变化特性为:

$$m = m_0 + \Delta m, I_{yy} = I_0 + \Delta I_{yy}, S = S_0 + \Delta S$$

$$\bar{c} = \bar{c}_0 + \Delta \bar{c}, c_e = c_{e0} + \Delta c_e, \rho = \rho_0 + \Delta \rho$$

这里下标“0”表示相关参数的标称值,各参数变化范围为:

$$|\Delta m/m_0| \leq 3\%, |\Delta I_{yy}/I_{yy0}| \leq 2\%, |\Delta S/S_0| \leq 3\%$$

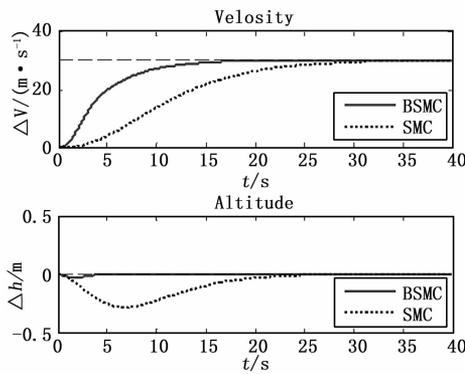


图 1 速度跟踪控制特性曲线

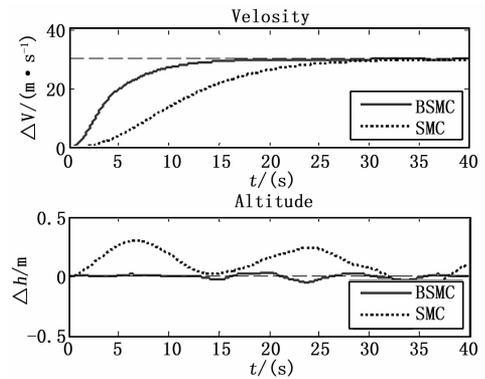


图 4 速度跟踪控制特性曲线

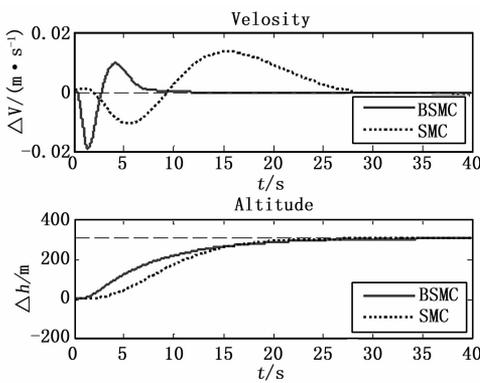


图 2 高度跟踪控制特性曲线

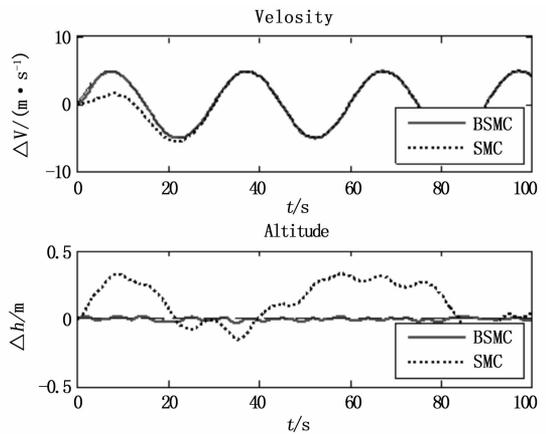


图 5 正弦速度跟踪控制特性曲线

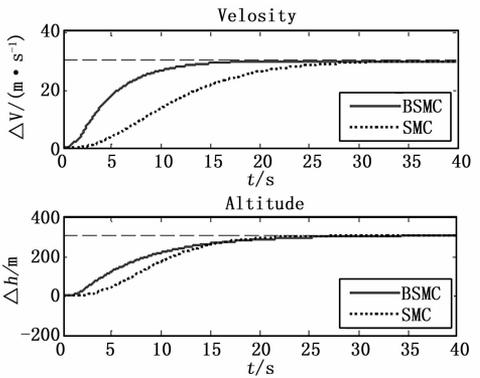


图 3 速度高度跟踪控制特性曲线

$$|\Delta \bar{c}/\bar{c}_0| \leq 2\%, |\Delta c_c/c_c 0| \leq 2\%, |\Delta \rho/\rho_0| \leq 2\%$$

仿真中参数误差形成方法为：先产生 [0, 1] 均匀分布的随机数 k_p ，则任一参数 $p = p_0 + \Delta p$ 中的误差 $\Delta p = k_p \times \Delta p_{\max}$ ， Δp_{\max} 为参数 p 误差的上界。

图 4 和图 5 分别为阶跃速度跟踪和正弦速度跟踪情况下仿真得到的响应曲线。

从图 4 和图 5 中响应曲线可以看到，当存在参数不确定性时，反步滑模控制仍然能够快速稳定的跟踪期望指令，状态耦合效应相对滑模控制要小得多，说明反步滑模控制的鲁棒性明显优于滑模控制。

5 结论

本文对高超声速飞行器轨迹跟踪控制问题，研究了一种反步滑模跟踪控制器设计。首先将系统非线性模型转化为输入

出仿射线性化模型，然后分别采用滑模控制方法和反步滑模的方法设计了两种跟踪控制器。为验证控制器的跟踪性能和鲁棒性，进行了控制参数优化，仿真对比研究了四种跟踪控制模式的控制特性和系统模型参数存在不确定性时控制的鲁棒性。仿真结果验证了本文设计的反步滑模跟踪控制器相对于一般滑模控制器具有跟踪速度快、鲁棒性强的优点。

参考文献：

- [1] 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.
- [2] 吴宏鑫, 孟斌. 高超声速飞行器控制研究综述 [J]. 力学进展, 2009, 39 (6): 756-765.
- [3] Michael A. Bolender. An overview on dynamics and control modeling of hypersonic vehicle [A]. American Control Conference [C], 2009: 2507-2512.
- [4] 张栋, 唐硕, 李世珍. 高超声速飞行器一体化纵向气动特性分析 [J]. 飞行力学, 2012, 30 (4): 328-331.
- [5] Xu H J, Mirmirani M, Ioannou P A. Robust neural adaptive control of a hypersonic aircraft [A]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit [C], Austin, USA, 2003: 1-8.
- [6] 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.
- [7] 刘燕斌, 陆宇平. 高超声速飞行器建模与控制一体化设计 [J]. 宇航学报, 2009, 30 (6): 2176-2181.

