

文章编号: 1001-0920(2013)02-0259-05

基于 Terminal 滑模的高超声速飞行器姿态控制

韩 钊, 宗 群, 田柏苓, 吉月辉

(天津大学 电气与自动化工程学院, 天津 300072)

摘 要: 针对高超声速飞行器六自由度再入模型, 考虑模型参数不确定和外界干扰对再入姿态控制的影响, 基于 Terminal 滑模对再入过程中姿态角的跟踪控制问题进行研究. 为了减少外界高频噪声对系统性能的影响, 首先, 利用多时间尺度技术将姿态模型划分为双环结构; 然后, 分别针对各环路设计 Terminal 滑模控制器, 并通过 Lyapunov 理论和奇异摄动理论对系统的稳定性进行证明. 仿真结果表明, 对于六自由度再入模型, 该控制方法能够很好地跟踪再入制导指令.

关键词: 高超声速飞行器; 再入模型; Terminal 滑模控制

中图分类号: TP273

文献标志码: A

Hypersonic vehicle attitude control using Terminal sliding mode control

HAN Zhao, ZONG Qun, TIAN Bai-ling, JI Yue-hui

(School of Electric and Automation Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China. Correspondent: HAN Zhao, E-mail: hanzhao@tju.edu.cn)

Abstract: For the 6-DOF reentry model of hypersonic vehicles in the presence of bounded external disturbances and plant uncertainties, the control problem of attitude tracking is investigated by using the terminal sliding mode method. In order to reduce the effect from the external high-frequency noise in the practical application, the attitude model is divided into a two-loop structure based on the method of the multiple time scale firstly. Then Terminal sliding mode controllers are designed for each of loops. Stability of the system is presented based on the Lyapunov analysis. Finally, the simulation results show the effectiveness of the proposed controller to track the guidance instruction for the 6-DOF model of hypersonic reentry vehicles.

Key words: hypersonic vehicle; reentry model; Terminal sliding mode control

0 引 言

高超声速飞行器一般指马赫数大于 5 的飞行器. 随着高超声速飞行器研究的不断深入和完善, 必将对航空航天领域和军事领域产生巨大的影响. 通过几十年的努力, 美国、俄罗斯、法国、德国、日本等国家已在高超声速飞行技术上取得了重大进展, 并进行了大量的飞行实验. 近年来, 我国也加快了对高超声速飞行技术的研究.

高超声速飞行器再入过程中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、地球引力特性等都对制导与控制提出了更高的要求, 因此要求在控制方法设计上应具有更好的自主性和鲁棒性. 文献[1]为了克服传统 PID 控制方法不能满足精度及复杂飞行环境的要求, 展望了分数阶 PID 控制

方法在高超声速飞行器姿态控制中的应用. 进一步, 文献[2]针对高超声速飞行器再入过程中气动环境的剧烈变化, 设计了分数阶 PID 控制器, 提高了 PID 控制器的控制品质, 改善了飞行器的姿态控制效果, 但 PID 控制方法在快时变、强耦合及复杂非线性系统上的应用仍需进一步研究. 文献[3]针对高超声速飞行器再入非线性动力学模型, 设计了伪线性化模型的预测控制器, 利用线性矩阵不等式(LMI)在线滚动优化求解预测反馈控制率, 但在线优化的实时性能否满足高超声速飞行器对控制系统快速性的要求需进一步研究. 文献[4]针对类 X-20 高超声速飞行器无动力滑翔段, 建立了含耦合的多输入多输出特征模型, 并设计了基于特征模型的黄金分割控制器以实现姿态角的稳定跟踪, 但由于只对该方法进行了可行性研

收稿日期: 2011-09-13; 修回日期: 2012-02-14.

基金项目: 国家自然科学基金项目(91016018); 教育部科学技术研究重大项目(311012); 天津市基础研究重点项目(11JCZDJC25100).

作者简介: 韩钊(1987—), 男, 硕士, 从事飞行器导航、制导与控制的研究; 宗群(1961—), 男, 教授, 博士生导师, 从事控制理论与应用等研究.

究,跟踪恒定的姿态角不能反映实际的飞行轨迹.文献[5]针对X-33模型,基于反馈线性化的自适应神经网络控制方法,对飞行器的上升和再入的姿态控制进行了研究,然而反馈线性化的方法过分依赖于模型的准确性,在模型不确定以及外界干扰的情况下很难达到控制要求.文献[6]针对RLV(可重复使用飞行器)再入段模型,基于非线性反馈的最优动态逆技术和扩展的卡尔曼滤波方法,对飞行器的再入姿态控制问题进行了研究.文献[7]针对再入段模型,基于T-S模糊智能控制方法,解决了再入段姿态角的跟踪问题.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的应用较为广泛.文献[8]针对X-33模型,基于积分滑模面的设计方法,研究了飞行器的姿态控制问题,虽然积分滑模设计方法可以消除滑模面的到达过程,但积分项使系统响应的快速性降低.文献[9]针对RLV再入段模型,提出了模糊干扰观测器的Terminal滑模控制方法,但模糊干扰观测器的引入在工程的实现上引起不便.文献[10]针对高超声速飞行速度高、气动参数变化剧烈,设计了基于二阶动态Terminal滑模的控制方案.

以往的研究大都针对高超声速飞行器三自由度模型的姿态跟踪,并不能确保再入过程按照所设计的轨迹飞行.为了解决高超声速六自由度模型下的姿态跟踪问题,本文针对高超声速飞行器再入过程中模型的非线性和强耦合的特点,考虑参数不确定及有界干扰的影响,基于快速Terminal滑模方法设计控制器,以实现高超声速飞行器再入制导指令的稳定、快速跟踪.

1 高超声速飞行器六自由度再入模型

高超声速飞行器的六自由度动力学方程,可由描述其质心运动的三自由度平动方程和绕质心运动的三自由度转动方程构成^[11-13].

1.1 质心的平移运动方程

将高超声速飞行器视为可控的质点,通过研究其质点的运动情况可获得再入过程的运动轨迹,同时考虑球形地球自转对再入运动的影响,可得到如下三自由度再入运动模型:

$$\dot{r}_e = v \sin \gamma, \quad (1)$$

$$\dot{\varphi} = \frac{v \cos \gamma \sin \chi}{r_e \cos \theta}, \quad (2)$$

$$\dot{\theta} = \frac{v}{r_e} \cos \gamma \cos \chi, \quad (3)$$

$$\dot{v} = \frac{1}{m} (Y \sin \beta - D \cos \beta) - g \sin \gamma + \Omega^2 r_e \cos \theta (\sin \gamma \cos \theta - \cos \gamma \sin \theta \cos \chi), \quad (4)$$

$$\dot{\chi} = \frac{1}{mv \cos \gamma} (L \sin u + D \sin \beta \cos u + Y \cos \beta \cos u) + \frac{v}{r_e} \cos \gamma \sin \chi \tan \theta - 2\Omega (\tan \gamma \cos \theta \cos \chi - \sin \theta) + \frac{\Omega^2 r_e}{v \cos \gamma} \sin \theta \cos \theta \sin \chi, \quad (5)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{mv} (L \cos u - D \sin \beta \sin u - Y \cos \beta \sin u) - \left(\frac{g}{v} - \frac{v}{r_e} \right) \cos \gamma + 2\Omega \cos \theta \sin \chi + \frac{\Omega^2 r_e}{v} \cos \theta (\cos \gamma \cos \theta + \sin \gamma \sin \theta \cos \chi). \quad (6)$$

其中:飞行状态 $r_e, \varphi, \theta, v, \chi, \gamma$ 分别表示地心距、经度、纬度、飞行速度、航向角和航迹角; m 表示飞行器质量; $g = g_0/r_e^2$ 表示引力加速度, g_0 表示地球引力常量; Ω 表示地球自转角速度; L, D, Y 分别表示飞行器再入过程中受到的升力、阻力和侧力.

1.2 绕质心转动方程

绕质心的转动运动方程决定了飞行器绕质心转动的角速度(攻角、侧滑角和倾斜角)和飞行过程中3个通道的角速率(滚转、俯仰和偏航角速率),该方程主要用来研究飞行器的姿态控制问题.考虑地球自转对姿态控制的影响,可得到机体坐标系下的三自由度再入姿态运动模型为

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} = & -p \cos \alpha \tan \beta - r \sin \alpha \tan \beta + \\ & \frac{\sin u}{\cos \beta} [\dot{\chi} \cos \gamma - \dot{\varphi} \sin \chi \sin \gamma + q + \\ & (\dot{\theta} + \Omega)(\cos \varphi \cos \chi \sin \gamma - \sin \varphi \cos \gamma)] - \\ & \frac{\cos u}{\cos \beta} [\dot{\gamma} - \dot{\varphi} \cos \chi - (\dot{\theta} + \Omega) \cos \varphi \sin \chi], \quad (7) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\beta} = & p \sin \alpha - r \cos \alpha + \sin u [\dot{\gamma} - \dot{\varphi} \cos \chi + \\ & (\dot{\theta} + \Omega) \cos \varphi \sin \chi] + \cos u [\dot{\chi} \cos \gamma - \\ & \dot{\varphi} \sin \chi \sin \gamma - (\dot{\theta} + \Omega)(\cos \varphi \cos \chi \sin \gamma - \\ & \sin \varphi \cos \gamma)], \quad (8) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{u} = & -p \cos \alpha \cos \beta - q \sin \beta - r \sin \alpha \cos \beta + \\ & \dot{\alpha} \sin \beta - \dot{\chi} \sin \gamma - \dot{\varphi} \sin \chi \cos \gamma + \\ & (\dot{\theta} + \Omega) [\cos \varphi \cos \chi \cos \gamma + \sin \varphi \sin \gamma], \quad (9) \end{aligned}$$

$$\dot{p} = \frac{M_x}{I_{xx}} + \frac{(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} qr, \quad (10)$$

$$\dot{q} = \frac{M_y}{I_{yy}} + \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr, \quad (11)$$

$$\dot{r} = \frac{M_z}{I_{zz}} + \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} pq. \quad (12)$$

其中:状态 $p, q, r, \alpha, \beta, u$ 分别表示滚转角速率、俯仰角速率、偏航角速率、攻角、侧滑角和倾斜角; M_x, M_y, M_z 分别为滚转、俯仰和偏航通道的控制力矩; $I_{ij}(i = x, y, z, j = x, y, z)$ 表示飞行器的转动惯量.

1.3 气动力模型

本文采用的是高超声速飞行器 X-33 的气动数据, 再入过程中飞行器受到的升力 L 、阻力 D 和侧力 Y 分别为

$$L = q_d S C_L(Ma, \alpha), \quad (13)$$

$$D = q_d S C_D(Ma, \alpha), \quad (14)$$

$$Y = q_d S C_Y(Ma, \alpha). \quad (15)$$

其中: 飞行器气动参考面积 $S = 2690 \text{ ft}^2$, 动压 $q_d = 0.5\rho(r)v^2$, 升力系数 $C_L(Ma, \alpha)$ 、阻力系数 $C_D(Ma, \alpha)$ 和侧力系数 $C_Y(Ma, \alpha)$ 表示为攻角 α 和马赫数 Ma (Ma 定义为飞行速度与声速的比值) 的函数, 气动数据具体数值参见文献 [14], 大气模型采用 1976 年美国标准大气。

2 基于 Terminal 滑模的控制器设计

在控制器设计时, 对高超声速飞行器姿态模型作以下假设, 得到控制器设计时的姿态模型。

假设 1 忽略地球自转影响。

假设 2 由于轨道运动比姿态运动慢得多, 忽略姿态运动方程中描述轨道的量, 即假设 $\dot{\varphi} = \dot{\theta} = \dot{\gamma} = \dot{\chi} = 0$ 成立。

假设 3 再入过程中要求侧滑角保持在零附近, 假设 $\sin \beta = 0$, $\tan \beta = 0$, $\cos \beta = 1$ 成立。

基于以上假设, 并考虑参数不确定及外界扰动的影响, 得到简化的控制器设计模型为

$$\dot{\alpha} = q + f_1, \quad (16)$$

$$\dot{\beta} = p \sin \alpha - r \cos \alpha + f_2, \quad (17)$$

$$\dot{u} = -(p \cos \alpha + r \sin \alpha) + f_3, \quad (18)$$

$$\dot{p} = \frac{M_x}{I_{xx}} + \frac{(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} qr + d_1, \quad (19)$$

$$\dot{q} = \frac{M_y}{I_{yy}} + \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr + d_2, \quad (20)$$

$$\dot{r} = \frac{M_z}{I_{zz}} + \frac{(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} pq + d_3. \quad (21)$$

为了后续设计方便, 将式 (16)~(21) 改写为

$$\dot{\gamma} = J\omega + \Delta f, \quad (22)$$

$$\dot{\omega} = f_f + g_f M + \Delta d. \quad (23)$$

其中: $\omega = [p, q, r]^T$ 表示高超声速再入飞行器的姿态角速率向量, $\gamma = [\alpha, \beta, u]^T$ 表示姿态角向量, $M = [M_x, M_y, M_z]^T$ 表示系统的控制力矩, $\Delta f = [f_1, f_2, f_3]^T$ 表示轨道运动项对姿态运动的影响所造成的不确定, $\Delta d = [d_1, d_2, d_3]^T$ 表示外界对系统控制力矩的扰动, $J \in R^{3 \times 3}$, $f_f \in R^{3 \times 1}$, $g_f \in R^{3 \times 3}$, 且有

$$J = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ -\cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \end{bmatrix},$$

$$f_f = \left[\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr, \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr, \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq \right]^T,$$

$$g_f = \text{diag} \left\{ \frac{1}{I_{xx}}, \frac{1}{I_{yy}}, \frac{1}{I_{zz}} \right\}.$$

基于多时间尺度划分姿态模型, 鉴于内环的动态响应速率远快于外环, 将控制器的设计分为两个部分: 第 1 部分为设计慢回路控制器, 用于产生快回路的制导指令 ω_c ; 第 2 部分为设计快回路控制器, 用于产生滚转、俯仰以及偏航控制力矩 M_c 。控制系统结构如图 1 所示。

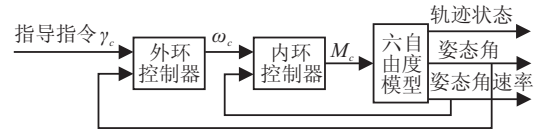


图 1 控制系统结构

2.1 慢回路控制器设计

根据式 (22), 设计相应的控制方案。

2.1.1 慢回路 Terminal 滑模面设计

选取如下滑模面函数:

$$\sigma = \gamma_e + \int_0^t (a_1 \gamma_e + b_1 \gamma_e^{q_1/p_1}) dt. \quad (24)$$

其中: $\gamma_e = \gamma - \gamma_c$, γ_c 为需要跟踪的制导指令; q_1, p_1 为正奇数, 且满足 $q_1 < p_1 < 2q_1$; a_1, b_1 均为正定对角矩阵。

2.1.2 控制器设计

基于趋近律控制器的设计方法, 使滑模面在有限时间内收敛到零^[15]。令 $\dot{\sigma} = -\zeta \text{sgn}(\sigma)$, ζ 为正定对角矩阵, 即 $\zeta = \text{diag}\{\zeta_1, \zeta_2, \zeta_3\} > 0$ 。式 (24) 中取 $\dot{\sigma} = -\zeta \text{sgn}(\sigma)$, 则有

$$\begin{aligned} \dot{\sigma} &= \dot{\gamma}_e + a_1 \gamma_e + b_1 \gamma_e^{q_1/p_1} = \\ \dot{\gamma} - \dot{\gamma}_c + a_1 \gamma_e + b_1 \gamma_e^{q_1/p_1} &= \\ J\omega + \Delta f - \dot{\gamma}_c + a_1 \gamma_e + b_1 \gamma_e^{q_1/p_1} &= \\ -\zeta \text{sgn}(\sigma). \end{aligned} \quad (25)$$

由式 (25) 设计如下形式的控制器:

$$\omega_c = J^{-1}(\dot{\gamma}_c - a_1 \gamma_e - b_1 \gamma_e^{q_1/p_1} - \zeta \text{sgn}(\sigma)). \quad (26)$$

定理 1 若系统 (22) 采用控制律 (26), 则当控制器参数满足 $\zeta_i > |f_i|$ ($i = 1, 2, 3$) 时, 慢回路滑动模态满足到达条件, 即滑模面渐近稳定, 且跟踪误差能在有限时间内收敛到零。

证明 取 Lyapunov 函数 $v = 1/2\sigma^T \sigma$, 由式 (24) 和 (26), 对其沿系统轨迹求 Lie 导数, 有

$$\begin{aligned} \dot{v} &= \sigma^T \dot{\sigma} = \sigma^T (-\zeta \text{sgn}(\sigma) + \Delta f) \leq \\ &\sum_{i=1}^{i=3} |f_i| |\sigma_i| - \sum_{i=1}^{i=3} \zeta_i |\sigma_i| = \\ &-\sum_{i=1}^{i=3} (\zeta_i - |f_i|) |\sigma_i| \leq 0. \end{aligned}$$

所以, 闭环系统信号有界, 且滑模面 σ 满足 Lyapunov 渐近稳定, 而一旦到达滑模面, 鉴于 Terminal 滑模有限时间收敛的特性^[16-17], 跟踪误差能在有限时间收敛到零. \square

2.2 快回路控制器设计

2.2.1 快回路 Terminal 滑模面设计

选取如下滑模面函数:

$$s = \omega_e + \int_0^t (a_2 \omega_e + b_2 \omega_e^{q_2/p_2}) dt. \quad (27)$$

其中: $\omega_e = \omega - \omega_c$, ω_c 为内环需要跟踪的制导指令; q_2, p_2 为正奇数, 且满足 $q_2 < p_2 < 2q_2$; a_2, b_2 均为正定对角矩阵.

2.2.2 控制器设计

令 $\dot{s} = -\eta \operatorname{sgn}(s)$, η 为正定对角矩阵, 即 $\eta = \operatorname{diag}\{\eta_1, \eta_2, \eta_3\} > 0$. 式 (27) 中取 $\dot{s} = -\eta \operatorname{sgn}(s)$, 则有

$$\begin{aligned} \dot{s} = & \\ \dot{\omega}_e + a_2 \omega_e + b_2 \omega_e^{q_2/p_2} = & \\ \dot{\omega} - \dot{\omega}_c + a_2 \omega_e + b_2 \omega_e^{q_2/p_2} = & \\ f_f + g_f M + \Delta d - \dot{\omega}_c + a_2 \omega_e + b_2 \omega_e^{q_2/p_2} = & \\ -\eta \operatorname{sgn}(s). & \end{aligned} \quad (28)$$

由式 (28) 设计如下形式的控制器:

$$M_c = g_f^{-1} (\dot{\omega}_c - a_2 \omega_e - b_2 \omega_e^{q_2/p_2} - f_f - \eta \operatorname{sgn}(s)). \quad (29)$$

定理 2 若系统 (23) 采用控制律 (29), 则当控制器参数满足 $\eta_i > |d_i|$ ($i = 1, 2, 3$) 时, 快回路滑动模态满足到达条件, 即滑模面渐近稳定, 且跟踪误差能在有限时间内收敛到零.

证明 取 Lyapunov 函数 $v = 1/2 s^T s$, 由式 (27) 和 (29), 对其沿系统轨迹求 Lie 导数, 有

$$\begin{aligned} \dot{v} = s^T \dot{s} = & \\ s^T (f_f + g_f M + \Delta d - \dot{\omega}_c + a_2 \omega_e + b_2 \omega_e^{q_2/p_2}) = & \\ s^T (\Delta d - \eta \operatorname{sgn}(s)) \leq & \\ \sum_{i=1}^{i=3} |d_i| |s_i| - \sum_{i=1}^{i=3} \eta_i |s_i| = & \\ - \sum_{i=1}^{i=3} (\eta_i - |d_i|) |s_i| \leq 0. & \end{aligned}$$

所以, 闭环系统信号有界, 且滑模面 s 满足 Lyapunov 渐近稳定, 而一旦到达滑模面, 鉴于 Terminal 滑模有限时间收敛的特性^[16-17], 跟踪误差能在有限时间收敛到零. \square

注 1 由于双环结构是按多时间尺度划分的, 为了保证双环系统的稳定性, 根据奇异摄动理论, 需保证快回路滑模面 s 先趋于零, 再使 ω_e 趋于零, 接着慢回路滑模面 σ 趋于零, 再使 γ_e 趋于零. 因此, 选择控制

器参数时需满足 η 的最小特征值大于等于 3 倍的 ζ 的最大特征值.

3 仿真实例

仿真中采用式 (1)~(12) 所示的高超声速飞行器六自由度模型, 基于高斯伪谱优化策略设计再入轨迹. 整个再入过程飞行 2 122.7 s, 再入轨迹和姿态制导指令的生成参见文献 [18]. 有界扰动分别取为

$$d_1 = 10^6 \times (1 + \sin(\pi t/125) + \sin(\pi t/250))/I_{xx},$$

$$d_2 = 10^6 \times (1 + \sin(\pi t/125) + \sin(\pi t/250))/I_{yy},$$

$$d_3 = 10^6 \times (1 + \sin(\pi t/125) + \sin(\pi t/250))/I_{zz}.$$

控制器参数选为

$$a_1 = b_1 = \operatorname{diag}\{1, 1, 1\}, a_2 = b_2 = \operatorname{diag}\{1, 1, 1\},$$

$$p_1 = p_2 = 9, q_1 = q_2 = 7,$$

$$\zeta = \operatorname{diag}\{1.5, 1.5, 1.5\}, \eta = \operatorname{diag}\{5, 5, 5\}.$$

此外, 为了削弱控制信号中的抖振, 采用饱和函数代替符号函数, 饱和函数形式如下:

$$\operatorname{sat}(\sigma_i) = \begin{cases} \sigma_i/\varepsilon_i, & |(\sigma_i/\varepsilon_i)| \leq 1; \\ \operatorname{sgn}(\sigma_i/\varepsilon_i), & |(\sigma_i/\varepsilon_i)| > 1. \end{cases}$$

$$\operatorname{sat}(s_i) = \begin{cases} s_i/\varepsilon_i, & |(s_i/\varepsilon_i)| \leq 1; \\ \operatorname{sgn}(s_i/\varepsilon_i), & |(s_i/\varepsilon_i)| > 1. \end{cases}$$

其中: $\varepsilon_i = 0.1, i = 1, 2, 3$. 仿真结果如图 2~图 4 所示. 由图 2 可见, 在极短的时间内, 实际的姿态角曲线已经与姿态角的制导指令重合, 即该控制方法能够快速、精确地实现对姿态的跟踪. 由图 3 可见, 控制力矩输出比较平滑, 无抖振现象, 从而表明该控制策略能够削弱抖振. 由图 4 可见, 该控制方法保证在再入过程中高超声速飞行器的轨迹能够按照设计的参考轨迹飞行, 从而保证了在再入过程中满足动压、热流等约束的要求. 综上, 本文设计方案在控制的鲁棒性、精确性和快速性上具有较好的效果, 达到了设计目的.

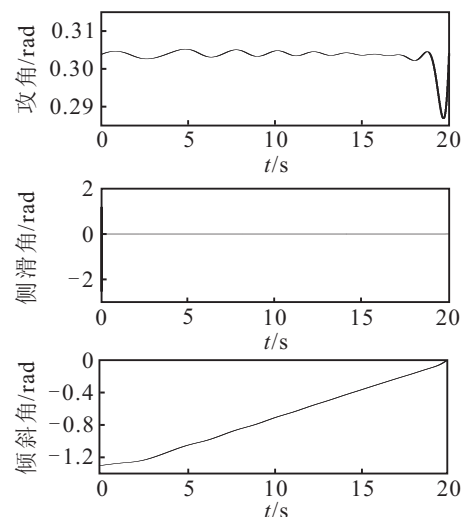


图 2 攻角、侧滑角和倾斜角跟踪曲线

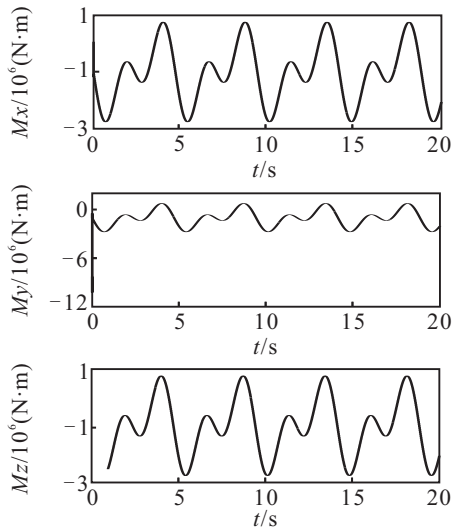


图3 控制力矩曲线

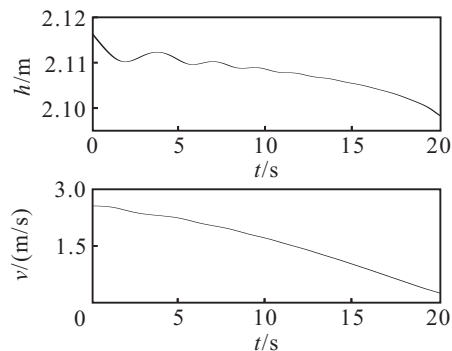


图4 地心距和速度跟踪曲线

4 结 论

本文针对高超声速飞行器再入时的姿态控制问题, 设计了基于 Terminal 滑模方法的控制器, 实现了对高超声速飞行器六自由度姿态角的稳定跟踪。仿真结果表明, 在参数不确定及有界扰动情况下, 该控制方案达到了预期的控制要求, 实现了对高超声速飞行器再入过程中姿态角指令的快速跟踪。

参考文献(References)

- [1] 齐乃明, 秦昌茂, 宋志国. 分数阶PID在高超声速飞行器姿态控制中的应用展望[J]. 航天控制, 2010, 28(5): 93-98.
(Qi N M, Qin C M, Song Z G. Prospect of fraction 1-order PID controller for hypersonic missile attitude control[J]. Aerospace Control, 2010, 28(5): 93-98.)
- [2] 秦昌茂, 齐乃明. 高超声速飞行器再入分数阶PID姿态控制[J]. 弹箭雨制导学报, 2010, 30(4): 25-28.
(Qin C M, Qi N M. Fractional-order PID attitude controller for hypersonic missile in reentry[J]. J of Pro-jectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2010, 30(4): 25-28.)
- [3] 邵晓巍, 张军, 牛云涛. 高超飞行器的非线性预测姿态控制[J]. 弹道学报, 2009, 21(4): 42-46.
(Shao X W, Zhang J, Niu Y T. Nonlinear predictive attitude

- control of hypersonic vehicle[J]. J of Ballistics, 2009, 21(4): 42-46.)
- [4] 龚玉莲, 吴宏鑫. 基于特征模型的高超声速飞行器的自适应姿态控制[J]. 宇航学报, 2010, 31(9): 2122-2128.
(Gong Y L, Wu H X. Characteristic model-based adaptive attitude control for hypersonic vehicle[J]. J of Astronautics, 2010, 31(9): 2122-2128.)
- [5] Eric N Johnson. Feedback linearization with neural network augmentation applied to X-33 attitude control[R]. Atlanta: AIAA, 2000: 4157-4167.
- [6] Kaushik Das. Optimal nonlinear control and estimation for a reusable launch vehicle during reentry phase[C]. The 16th Me-diterranean Conf on Control and Automation Congress Centre. Ajaccio, 2008: 47-52.
- [7] 王玉惠. 空天飞行器基于模糊理论的鲁棒自适应研究[D]. 南京: 南京航空航天大学自动化学院, 2008: 27-85.
(Wang Y H. Robust adaptive control based on fuzzy theory for aerospace vehicle[D]. Nanjing: College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008: 27-85.)
- [8] Yuri B Shtessel. Reusable launch vehicle control using linear-adapticed subspace-stabilization techniques[C]. Proc of the American Control Conf Arlington. Huntsville: University of Alabama in Huntsville, 2001: 25-27.
- [9] 黄国勇. 基于 terminal 滑模的空天飞行器再入鲁棒自适应控制[D]. 南京: 南京航空航天大学自动化学院, 2007: 35-52.
(Huang G Y. Robust adaptive control of aerospace vehicles re-entry based on terminal sliding mode control[D]. Nanjing: College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007: 35-52.)
- [10] 蒲明, 吴庆宪, 姜长生. 基于二阶动态 Terminal 滑模的近空间飞行器控制[J]. 宇航学报, 2010, 31(4): 1056-1062.
(Pu M, Wu Q X, Jiang C S. Near space vehicle control based on second-order dynamic terminal sliding mode[J]. J of Astronautics, 2010, 31(4): 1056-1062.)
- [11] Powell R W. Six-degree-of-freedom guidance and trol-entry analysis of the HL-20[J]. J of Spacecraft and Rockets, 1993, 30(5): 537-542.
- [12] Vinh N X, Busemann A, Culp R D. Hypersonic and planetary entry flight mechanics[M]. Ann Arbor: University of Michigan Press, 1980: 15-56.
- [13] Cook M V. Flight dynamics principles[M]. San Francisco: John Wiley Sons Inc, 1997: 25-45.
- [14] Kevin P Bollino. High fidelity real time trajectory optimization for reusable launch vehicles[D]. Monterrey: Naval Postgraduate School, 2006: 113-115.