

基于光滑二阶滑模的可重复使用运载器有限时间再入姿态控制

董琦^{1†}, 宗群¹, 王芳², 田栢苓¹

(1. 天津大学 电气与自动化工程学院, 天津 300072; 2. 燕山大学 理学院, 河北 秦皇岛 066004)

摘要: 针对可重复使用运载器(reusable launch vehicle, RLV)的六自由度再入模型, 考虑模型不确定和外界干扰对再入姿态控制的影响, 提出了一种非线性鲁棒控制策略. 首先, 根据多时间尺度特性将RLV的再入姿态模型分为姿态角子系统 and 姿态角速率子系统. 其次, 对每个子系统分别设计光滑二阶滑模控制器和滑模干扰观测器实现子系统的有限时间稳定. 利用干扰观测器可以实现对不确定和外界干扰的精确估计, 从而对控制器进行有效的补偿. 进而, 基于Lyapunov理论证明了整个系统的有限时间稳定. 最后, 通过仿真验证了提出的控制策略具有良好的控制性能和鲁棒性.

关键词: 可重复使用运载器(RLV); 再入姿态控制; 二阶滑模控制; 干扰观测器; 多时间尺度; 有限时间稳定

中图分类号: V448.2 **文献标识码:** A

Finite time smooth second-order sliding-mode controller design for reentry reusable launch vehicle

DONG Qi^{1†}, ZONG Qun¹, WANG Fang², TIAN Bai-ling¹

(1. School of Electrical Engineering and Automation, Tianjin University, Tianjin 300072, China;
2. School of Science, Yanshan University, Qinhuangdao Hebei 066004, China)

Abstract: A nonlinear robust control strategy is proposed for the attitude tracking of reusable launch vehicle (RLV) in the presence of model uncertainty and external disturbances. Firstly, according to the multiple time scale features, the dynamics of attitude motion are divided into attitude angle subsystem and attitude angle rate subsystem. Then the smooth second-order sliding-mode controller and disturbance observer are designed to ensure the finite time stability of each subsystem. The model uncertainty and external disturbances are estimated accurately by using disturbance observer which compensates for the controller effectively. Moreover, finite time stability of the whole closed-loop system is proved based on the Lyapunov theory. Finally, simulations are carried out to validate the effectiveness and robustness of the proposed control strategy.

Key words: reusable launch vehicle (RLV); reentry attitude control; second-order sliding mode control; disturbance observer; multiple time scale; finite time stability

1 引言(Introduction)

可重复使用运载器(reusable launch vehicle, RLV)作为新一代的天地往返飞行器, 在军事和民用方面具有广泛的应用前景^[1]. 设计先进的RLV再入控制系统已成为航空航天领域的研究热点. 再入控制的主要任务是通过设计再入姿态控制器, 使系统在完成制导指令跟踪的同时, 实现RLV的安全稳定再入飞行. 但由于再入过程高马赫、大空域的飞行特点, 使得本身为

强非线性的被控模型兼备了较大的惯性耦合和严重的外界干扰, 这就要求设计的控制系统必须具有高控制精度和强鲁棒特性.

近几年, 众多的非线性控制方法, 如增益调度^[2]、轨迹线性化控制^[3]、自适应反步控制^[4]及滑模控制^[5](sliding mode control, SMC)等方法都在飞行器控制方面得到了很大发展. 但由于RLV的六自由度再入模型在简化的过程中存在较大的不确定、未建模特性

收稿日期: 2014-06-24; 录用日期: 2014-12-23.

[†]通信作者. E-mail: dongqiouc@126.com; Tel.: +86 13032295998.

国家自然科学基金项目(61273092, 61203012), 教育部重大项目(311012), 天津市应用基础及前沿技术研究计划项目(12JCZDJC30300), 燕山大学青年教师自主研究课题(14LGB027)资助.

Supported by National Natural Science Foundation of China (61273092, 61203012), Key Grant Project of Chinese Ministry of Education (311012), Tianjin Research Program of Application Foundation and Advanced Technology (12JCZDJC30300) and Young Teachers Independent Research Program of Yanshan University (14LGB027).

以及外界扰动,这使得本身具有鲁棒性的滑模控制仍然是其主要的选择.目前,基于滑模控制的RLV再入姿态控制,主要围绕Shtessel和Hall等提出的内外双环滑模控制结构的研究思路展开^[6].基于内外双环设计的滑模控制器,利用多时间尺度的基本原理,避免了对姿态误差的高阶求导.正因为如此,该控制策略受到了更多的关注.其中,在基于SMC的RLV再入姿态控制中,对干扰和不确定的处理是研究的一个热点问题.文献[7]为了改进RLV控制系统的性能,提高其抗干扰能力,在双环滑模控制的基础上,加入了具有自适应增益算法的滑模干扰观测器,用以估计再入过程中的干扰及不确定,该方法在不降低系统鲁棒性的同时,实现了对给定制导指令的渐进稳定跟踪.另外,模糊干扰观测器^[8]、自适应技术^[9]以及神经网络技术^[10]等也在处理干扰和不确定的问题上得到了广泛的应用,但上述对干扰和不确定的估计或逼近过程在理论上皆不能给出有限时间收敛的证明.除此之外,由于RLV再入过程的高超声速飞行特点,控制系统的设计对误差的收敛速度提出了更高的要求,这使得跟踪误差为渐近收敛的传统方法难以胜任,故具有更强抗干扰能力和更高收敛精度的有限时间控制方法得到了越来越多的关注^[11].文献[12]基于非线性滑模面的Terminal滑模控制,能够使跟踪误差在有限时间内收敛到平衡零点,与普通SMC的渐近收敛相比,可以获得更快的响应速度.文献[13]基于具有有限时间收敛特性的Terminal滑模控制,提出了一系列的空天飞行器再入鲁棒自适应控制方法.但为了消除抖振,包括上述提到的许多滑模控制方法通常引入线性饱和函数代替控制输入中的不连续项,而这种方法的代价是面对外界干扰和模型不确定时损失了部分鲁棒性和跟踪精确性^[14].文献[15]针对RLV再入控制问题,提出了拟连续高阶滑模控制策略,在保证滑模特性和精确性的同时还消除了颤振以及相对阶的限制问题,但该方法需要高阶滑模变量函数导数的信息,这无疑大大地增加了数据的计算量.由Shtessel等提出的一种基于超螺旋算法的光滑二阶滑模控制方法在保证有限时间收敛的同时能有效地解决控制抖振和滑模变量的高阶求导问题^[16].

综合考虑RLV再入过程对干扰和不确定的处理、控制抖振的处理以及有限时间稳定3个问题,本文首先基于多时间尺度原理,将RLV再入姿态模型分为双环子系统;然后,对每个子系统设计有限时间干扰观测器估计模型中的综合不确定和干扰;进而,又分别设计了姿态角子系统和姿态角速率子系统的滑模二阶滑模控制器,在有效消除抖振的同时实现了再入姿态的有限时间跟踪.通过设计的有限时间干扰观测器和有限时间控制器组合,保证了整个闭环系统的有限时间稳定,并给出了基于Lyapunov稳定性理论的证

明.最后,通过X-33的六自由度模型仿真验证了本文提出的控制策略的有效性.

2 RLV再入面向控制模型(Control-oriented model for reentry RLV)

文献[17]建立了完整的RLV再入飞行动力学方程,它由描述其质心运动的3自由度平动方程和绕质心运动的3自由度转动方程构成.由于RLV转动方程中的非线性及轨迹状态之间的强耦合,导致姿态控制器设计较为复杂.为了简化控制器设计,本文采用文献[18]提出的基于以下假设的再入面向控制模型.

假设1 由于地球自转速率远远小于飞行器自身的旋转角速率,因此忽略地球自转影响.

假设2 由于轨道运动比姿态运行慢的多,忽略姿态运动方程中的轨道运动项,即 $\dot{\phi} = \dot{\theta} = \dot{\gamma} = \dot{\chi} = 0$ 成立.这里的 $\phi, \theta, \gamma, \chi$ 分别表示经度、纬度、航迹角和航向角.

RLV再入面向控制模型为

$$\dot{p} = \frac{I_{zz}M_x}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} + \frac{I_{xz}M_z}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} + \frac{(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz})}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} I_{xz}pq + \frac{(I_{yy} - I_{zz})I_{zz} - I_{xz}^2}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} qr, \quad (1)$$

$$\dot{q} = \frac{M_y}{I_{yy}} + \frac{I_{xz}}{I_{yy}}(r^2 - p^2) + \frac{(I_{zz} - I_{xx})I_{xz}}{I_{yy}}pr, \quad (2)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xz}M_x}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} + \frac{I_{xx}M_z}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} + \frac{(I_{xx} - I_{yy})I_{xx}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} pq + \frac{(I_{yy} - I_{xx} - I_{zz})I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} qr, \quad (3)$$

$$\dot{\alpha} = -p \cos \alpha \tan \beta + q - r \sin \alpha \tan \beta, \quad (4)$$

$$\dot{\beta} = p \sin \alpha - r \cos \alpha, \quad (5)$$

$$\dot{\sigma} = -p \cos \alpha \cos \beta - q \sin \beta - r \sin \alpha \cos \beta, \quad (6)$$

其中:状态 $\alpha, \beta, \sigma, p, q, r$ 分别表示攻角、侧滑角、倾斜角、滚转角速率、俯仰角速率和偏航角速率; M_x, M_y, M_z 分别表示滚转、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.

为了尽可能精确地描述RLV的再入飞行过程,需要考虑再入过程复杂的外部特性、通道耦合以及模型简化对系统产生的影响.故引入模型不确定和外界干扰,得到如下形式的再入姿态控制模型:

$$\dot{\Theta} = R\omega + \Delta f, \quad (7)$$

$$(I_0 + \Delta I)\dot{\omega} = -\Omega(I_0 + \Delta I)\omega + M + \Delta d, \quad (8)$$

$$y = \Theta, \quad (9)$$

其中:式(9)表示飞行器的姿态输出, $\omega = [p \ q \ r]^T$ 表示姿态角速率向量, $\Theta = [\alpha \ \beta \ \sigma]^T$ 表示姿态角向量, $M = [M_x \ M_y \ M_z]^T$ 表示控制力矩, I_0 和 ΔI 分别表示转动惯量矩阵的标称部分和不确定部分,

Δd 为外界力矩扰动, Δf 表示因模型简化及忽略姿态和轨迹耦合而导致的不确定. 矩阵 $I_0 \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$, $\Omega \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 及 $R \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 具体表达式如下:

$$I_0 = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix}, \quad \Omega = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix},$$

$$R = \begin{bmatrix} -\cos \alpha \tan \beta & 1 & -\sin \alpha \tan \beta \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ -\cos \alpha \cos \beta & -\sin \beta & -\sin \alpha \cos \beta \end{bmatrix}.$$

3 基于干扰观测器的光滑2阶滑模控制器设计(Disturbance observer-based smooth second order sliding mode controller design)

根据文献[6]中的多时间尺度理论, 本文将RLV再

入姿态模型划分为姿态角子系统和姿态角速率子系统. 在姿态角子系统(7)中, 姿态角速率 ω 作为虚拟控制输入实现姿态角有限时间稳定跟踪, 即

$$\lim_{t \leq T} \|\alpha - \alpha_d\| = 0,$$

$$\lim_{t \leq T} \|\beta - \beta_d\| = 0,$$

$$\lim_{t \leq T} \|\sigma - \sigma_d\| = 0.$$

这里 $\alpha_d, \beta_d, \sigma_d$ 分别为制导系统给出的攻角、侧滑角和倾斜角的跟踪指令.

在姿态角速率子系统(8)中, 控制力矩 M 是系统的实际控制输入, 实现姿态角速率 ω 在有限时间内收敛到期望的虚拟控制 ω_c . 每个子系统的不确定及干扰均采用非线性干扰观测器进行估计. RLV再入姿态控制系统的结构如图1所示.

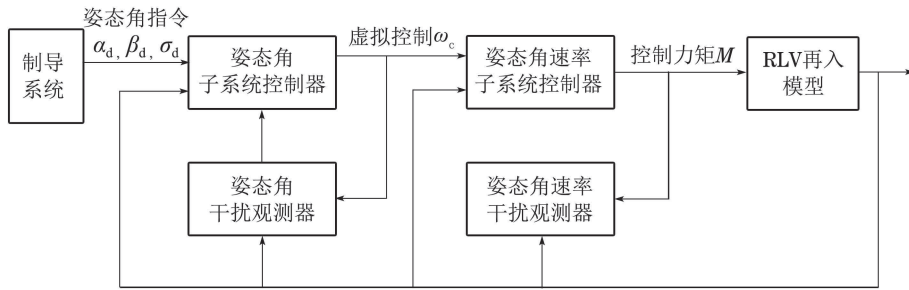


图1 RLV再入姿态控制系统的结构图

Fig. 1 The framework of the attitude control system for reentry RLV

3.1 姿态角子系统控制器设计(Attitude angle subsystem controller design)

定义姿态角跟踪误差为 $e_\theta = \theta - \theta_d$, 则由式(7), 可得姿态角子系统的误差动态为

$$\dot{e}_\theta = -\dot{\theta}_d + R\omega + \Delta f, \quad (10)$$

其中: $\theta_d = [\alpha_d \ \beta_d \ \sigma_d]^T$ 为制导系统生成的制导指令. 姿态角子系统的控制问题可以描述为: 设计光滑控制输入 ω_c , 在有限时间内使 $e_\theta, \dot{e}_\theta \rightarrow 0$.

假设 $\Delta f = [\Delta f_1 \ \Delta f_2 \ \Delta f_3]^T$ 是2阶可微的且 $\Delta \hat{f}_i (i = 1, 2, 3)$ 均有Lipschitz常数 $L_\theta > 0$. 根据文献[16]设计的干扰观测器, 对不确定 Δf 进行估计, 估计形式为

$$\begin{cases} \dot{z}_0^\theta = v_0 + R\omega_c - \dot{\theta}_d, \\ v_{0i} = -\lambda_0 L_\theta^{\frac{1}{3}} |z_{0i}^\theta - e_{\theta i}|^{\frac{2}{3}} \text{sgn}(z_{0i}^\theta - e_{\theta i}) + z_{1i}^\theta, \\ \dot{z}_1^\theta = v_1, \\ v_{1i} = -\lambda_1 L_\theta^{\frac{1}{2}} |z_{1i}^\theta - v_{0i}|^{\frac{1}{2}} \text{sgn}(z_{1i}^\theta - v_{0i}) + z_{2i}^\theta, \\ \dot{z}_2^\theta = -\lambda_2 L_\theta \text{sgn}(z_2^\theta - v_1), \quad i = 1, 2, 3, \end{cases} \quad (11)$$

$$\hat{e}_\theta = z_0^\theta, \quad \Delta \hat{f} = z_1^\theta, \quad \Delta \dot{\hat{f}} = z_2^\theta,$$

其中: $e_\theta = [e_{\theta 1} \ e_{\theta 2} \ e_{\theta 3}]^T, v_j = [v_{j1} \ v_{j2} \ v_{j3}]^T, z_j^\theta = [z_{j1}^\theta \ z_{j2}^\theta \ z_{j3}^\theta]^T, j = 0, 1, 2$; $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2$ 为干扰观测器参数; $\hat{e}_\theta, \Delta \hat{f}, \Delta \dot{\hat{f}}$ 分别是 $e_\theta, \Delta f, \Delta \dot{f}$ 的估计值.

定义观测器误差项: $e_0^\theta = z_0^\theta - e_\theta, e_1^\theta = z_1^\theta - \Delta f, e_2^\theta = z_2^\theta - \Delta \dot{f}$, 则由式(11), 观测器的估计误差动态可转化为

$$\begin{cases} \dot{e}_{0i}^\theta = -3L_\theta^{\frac{1}{3}} |e_{0i}^\theta|^{\frac{2}{3}} \text{sgn}(e_{0i}^\theta) + e_{1i}^\theta, \\ \dot{e}_{1i}^\theta = -1.5L_\theta^{\frac{1}{2}} |e_{1i}^\theta - e_{0i}^\theta|^{\frac{2}{3}} \text{sgn}(e_{1i}^\theta - e_{0i}^\theta) + e_{2i}^\theta, \\ \dot{e}_{2i}^\theta = -1.1L_\theta \text{sgn}(e_{2i}^\theta - e_{1i}^\theta) - [L_\theta, L_\theta], \\ i = 1, 2, 3. \end{cases} \quad (12)$$

对于上式, 存在一个有限时间 T_D^θ , 使得观测器误差能够在有限时间 T_D^θ 收敛到零^[16], 即 $(e_0^\theta, e_1^\theta, e_2^\theta) \rightarrow 0$.

在此基础上, 设计如下光滑二阶滑模控制律使系统(10)有限时间稳定:

$$\begin{cases} \omega_c = R^{-1} [-\Delta \hat{f} + \dot{\theta}_d - k_1 \text{sig}^{\frac{m_1-1}{m_1+1}}(e_\theta) + w_\theta], \\ \dot{w}_\theta = -k_2 \text{sig}^{\frac{m_1-1}{m_1+1}}(e_\theta), \end{cases} \quad (13)$$

式中: $\text{sig}^\gamma(e_\theta) = [|e_{\theta 1}|^\gamma \text{sgn}(e_{\theta 1}), |e_{\theta 2}|^\gamma \text{sgn}(e_{\theta 2}), |e_{\theta 3}|^\gamma \text{sgn}(e_{\theta 3})]^\text{T}$, $w_\theta = [w_{\theta 1} \ w_{\theta 2} \ w_{\theta 3}]^\text{T}$ 为增广状态. $m_1 \geq 1$, k_1, k_2 为控制器设计参数.

定理 1 对于姿态角子系统(7), 在干扰观测器(11)和控制律(13)的作用下, 当 $m_1 \geq 1$, 且选取适当的参数 $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2$ 以及 k_1, k_2 时, 姿态角子系统是有限时间稳定的, 且跟踪误差有限时间收敛到零.

证 定义姿态角速率跟踪误差

$$e_\omega = \omega - \omega_c, \tag{14}$$

则

$$\omega = \omega_c + e_\omega. \tag{15}$$

将式(13)和式(15)代入式(10), 可得

$$\begin{aligned} \dot{e}_{\theta i} = & -e_{\theta i}^\theta - k_1 |e_{\theta i}|^{\frac{m_1}{m_1+1}} \text{sgn } e_{\theta i} + \\ & w_{\theta i} + \sum_{j=1}^3 R_{ij} e_{\omega j}, \end{aligned} \tag{16}$$

这里: $e_\omega = [e_{\omega 1} \ e_{\omega 2} \ e_{\omega 3}]^\text{T}$, R_{ij} 是第 i 行第 j 列个元素, $i = 1, 2, 3$.

选取 Lyapunov 函数为

$$V_0 = \sum_{i=1}^3 \frac{1}{2} w_{\theta i}^2 + \frac{m_1 + 1}{2m_1} k_2 e_{\theta i}^{\frac{2m_1}{m_1+1}},$$

则

$$\begin{aligned} \dot{V}_0 = & \sum_{i=1}^3 w_{\theta i} \dot{w}_{\theta i} + k_2 |e_{\theta i}|^{\frac{m_1-1}{m_1+1}} \cdot \dot{e}_{\theta i} \text{sgn } e_{\theta i} = \\ & \sum_{i=1}^3 \{-k_2 w_{\theta i} |e_{\theta i}|^{\frac{m_1-1}{m_1+1}} \cdot \text{sgn } e_{\theta i} + \\ & k_2 |e_{\theta i}|^{\frac{m_1-1}{m_1+1}} (-e_{\theta i}^\theta - k_1 |e_{\theta i}|^{\frac{m_1}{m_1+1}} \cdot \text{sgn } e_{\theta i} + \\ & w_{\theta i} + \sum_{j=1}^3 R_{ij} e_{\omega j}) \cdot \text{sgn } e_{\theta i}\} = \\ & \sum_{i=1}^3 \{-k_1 k_2 |e_{\theta i}|^{\frac{2m_1-1}{m_1+1}} - k_2 e_{\theta i}^\theta |e_{\theta i}|^{\frac{m_1-1}{m_1+1}} \cdot \\ & \text{sgn}(e_{\theta i}) + k_2 |e_{\theta i}|^{\frac{m_1-1}{m_1+1}} \cdot \sum_{j=1}^3 R_{ij} e_{\omega j}\}. \end{aligned} \tag{17}$$

由于 e_1^θ 在有限时间 T_D^θ 能够收敛到零, 即 $e_1^\theta \xrightarrow{T_D^\theta} 0$, 且在第 3.2 节中, 姿态角速率子系统控制器设计目的是实现 e_ω 在有限时间 T_ω 收敛到零, 即 $e_\omega \xrightarrow{T_\omega} 0$, 那么在 $T_\theta = \max\{T_D^\theta, T_\omega\}$ 之后, 由式(17)可以进一步得出

$$\dot{V}_0 = \sum_{i=1}^3 -k_1 k_2 |e_{\theta i}|^{\frac{2m_1-1}{m_1+1}} \leq 0. \tag{18}$$

由于 e_θ 及增广状态 w_θ 具有齐次性, 即 $(e_\theta, w_\theta) \rightarrow (k^{m+1} e_\theta, k^{m+1} w_\theta)$ 且齐次度为 -1 , 可得 T_θ 之后, e_θ 在有限时间也能收敛到零, 即 $\theta \rightarrow \theta_d$.

3.2 姿态角速率子系统控制器设计 (Attitude angular rate subsystem controller design)

将式(8)经过整理, 可得

$$I_0 \dot{\omega} = -\Omega I_0 \omega + M - \Omega \Delta I \omega - \Delta I \dot{\omega} + \Delta d. \tag{19}$$

为表述方便, 定义变量 $\Delta M = -\Omega \Delta I \omega - \Delta I \dot{\omega} + \Delta d$, 再令 $\Delta_M = I_0^{-1} \Delta M$, 这里假设

$$\Delta_M = [\Delta_{M1} \ \Delta_{M2} \ \Delta_{M3}]^\text{T}$$

二阶可微且 $\ddot{\Delta}_{Mi} (i = 1, 2, 3)$ 均有正的 Lipschitz 常数. 则式(19)进一步可表述为

$$\dot{\omega} = -I_0^{-1} \Omega I_0 \omega + I_0^{-1} M + \Delta_M. \tag{20}$$

由式(14), 其关于时间的导数为

$$\begin{aligned} \dot{e}_\omega = & \dot{\omega} - \dot{\omega}_c = \\ & -I_0^{-1} \Omega I_0 \omega - \dot{\omega}_c + I_0^{-1} M + \Delta_M. \end{aligned} \tag{21}$$

根据第 3.1 中干扰观测器的形式以及光滑二阶滑模控制输入的设计方法, 可设计如下控制输入使系统(21)有限时间稳定:

$$\begin{cases} M = I_0 [-\hat{\Delta}_M + I_0^{-1} \Omega I_0 \omega + \dot{\omega}_c - \\ \quad k_3 \text{sig}^{\frac{m_2}{m_2+1}}(e_\omega) + w_\omega], \\ \dot{w}_\omega = -k_4 \text{sig}^{\frac{m_2-1}{m_2+1}}(e_\omega), \end{cases} \tag{22}$$

式中: $\text{sig}^\gamma(e_\omega) = [|e_{\omega 1}|^\gamma \text{sgn}(e_{\omega 1}), |e_{\omega 2}|^\gamma \text{sgn}(e_{\omega 2}), |e_{\omega 3}|^\gamma \text{sgn}(e_{\omega 3})]^\text{T}$, $\hat{\Delta}_M$ 为 Δ_M 的估计值, 增广状态 $w_\omega = [w_{\omega 1} \ w_{\omega 2} \ w_{\omega 3}]^\text{T}$, $m_2 \geq 1$, k_3, k_4 为控制器设计参数.

定理 2 对于姿态角速率子系统(8), 在干扰观测器和控制律(22)的作用下, 当 $m_2 \geq 1$, 且选取适当的参数 $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2$ 以及 k_3, k_4 时, 姿态角速率子系统是有限时间稳定的, 且跟踪误差有限时间收敛到零.

证 定义干扰观测器的估计误差为

$$e_1^\omega = \hat{\Delta}_M - \Delta_M.$$

将式(22)代入式(21)得

$$\dot{e}_{\omega i} = -e_{\omega i}^\omega - k_3 |e_{\omega i}|^{\frac{m_2}{m_2+1}} \text{sgn } e_{\omega i} + w_{\omega i}. \tag{23}$$

选取 Lyapunov 函数为

$$V_1 = \sum_{i=1}^3 \frac{1}{2} w_{\omega i}^2 + \frac{m_2 + 1}{2m_2} k_2 e_{\omega i}^{\frac{2m_2}{m_2+1}},$$

则

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 = & \sum_{i=1}^3 w_{\omega i} \dot{w}_{\omega i} + k_4 |e_{\omega i}|^{\frac{m_2-1}{m_2+1}} \cdot \dot{e}_{\omega i} \text{sgn } e_{\omega i} = \\ & \sum_{i=1}^3 \{-k_3 w_{\omega i} |e_{\omega i}|^{\frac{m_2-1}{m_2+1}} \cdot \text{sgn } e_{\omega i} + \end{aligned}$$

$$k_4|e_{\omega i}|^{\frac{m_2-1}{m_2+1}}(-e_{1i}^\omega - k_3|e_{\omega i}|^{\frac{m_2}{m_2+1}} \cdot \text{sgn } e_{\omega i} + w_{\omega i}) \cdot \text{sgn } e_{\omega i} = \sum_{i=1}^3 -k_3 k_4 |e_{\omega i}|^{\frac{2m_2-1}{m_2+1}} - k_4 e_{1i}^\omega \cdot |e_{\omega i}|^{\frac{m_2-1}{m_2+1}} \text{sgn } e_{\omega i}. \quad (24)$$

与定理1的证明类似, 首先, 干扰观测器能够保证 e_1^ω 在有限时间 T_D^ω 能够收敛到零, 即 $e_1^\omega \xrightarrow{T_D^\omega} 0$, 则在 T_D^ω 后, 由式(24)可得

$$\dot{V}_1 = \sum_{i=1}^3 -k_3 k_4 |e_{\omega i}|^{\frac{2m_2-1}{m_2+1}} \leq 0. \quad (25)$$

由齐次性理论, e_ω 能够在有限时间 T_ω 收敛到零, 即 $\omega \rightarrow \omega_c$.

注1 依据RLV再入姿态控制系统的多时间尺度特性, 姿态角子系统和姿态角速率子系统可以分别设计控制器, 且在有限时间内 $e_\omega \rightarrow 0$, 那么在有限时间内 $e_\theta \rightarrow 0$, 最终整个系统在多时间尺度下保证有限时间稳定.

4 仿真分析(Simulation result analysis)

仿真中采用文献[19]提供的X-33六自由度模型和再入气动数据, 飞行器的惯性矩阵为

$$I_0 = \begin{bmatrix} 434270 & 0 & -17880 \\ 0 & 961200 & 0 \\ -17880 & 0 & 1131541 \end{bmatrix},$$

惯性矩阵存在20%的不确定, 且飞行器再入过程中的外界干扰用如下的有界函数进行模拟:

$$\Delta d = \begin{bmatrix} 1 + \sin \frac{\pi t}{125} + \sin \frac{\pi t}{250} \\ 1 + \sin \frac{\pi t}{125} + \sin \frac{\pi t}{250} \\ 1 + \sin \frac{\pi t}{125} + \sin \frac{\pi t}{250} \end{bmatrix} \times 10^6.$$

初始姿态角为 $\Theta_0 = [0.22 \ -0.2 \ -0.5]^T$, 初始姿态角速率为 $\omega_0 = [0 \ 0 \ 0]^T$, 仿真中描述RLV飞行轨迹的6个状态初值分别为

$$[r_e(0), \phi(0), \theta(0), v(0), \chi(0), \gamma(0)] = [21162900, 0, 0, 25600, \frac{\pi}{2}, -\frac{\pi}{180}].$$

另外, 由于仿真对象采用的是12状态相互交叉耦合影响的六自由度模型, 式(10)中的不确定 Δf 被省略的交叉耦合项代替. 仿真过程中的再入轨迹和姿态制导指令的生成参见文献[20]. 其中轨迹路径约束(热流、动压、负载)为: $\dot{Q}_{\max} = 200 \text{ Btu} \cdot (\text{ft}^2 \cdot \text{s})^{-1}$, $q_1 = 280 \text{ slug} \cdot \text{ft}^{-2}$, $n_z = 2.5$.

干扰观测器参数设置如下:

$$\lambda_0 = 3, \lambda_1 = 1.5, \lambda_2 = 1.$$

控制器参数设置如下:

$$k_1 = 1, k_2 = 0.02, k_3 = 4.5, \\ k_4 = 0.02, m_1 = 12, m_2 = 6.$$

基于第3节中设计的光滑二阶滑模控制器及给定的仿真参数, 对本文提出的控制策略的可行性和有效性进行仿真分析. 仿真结果如图2-5所示.

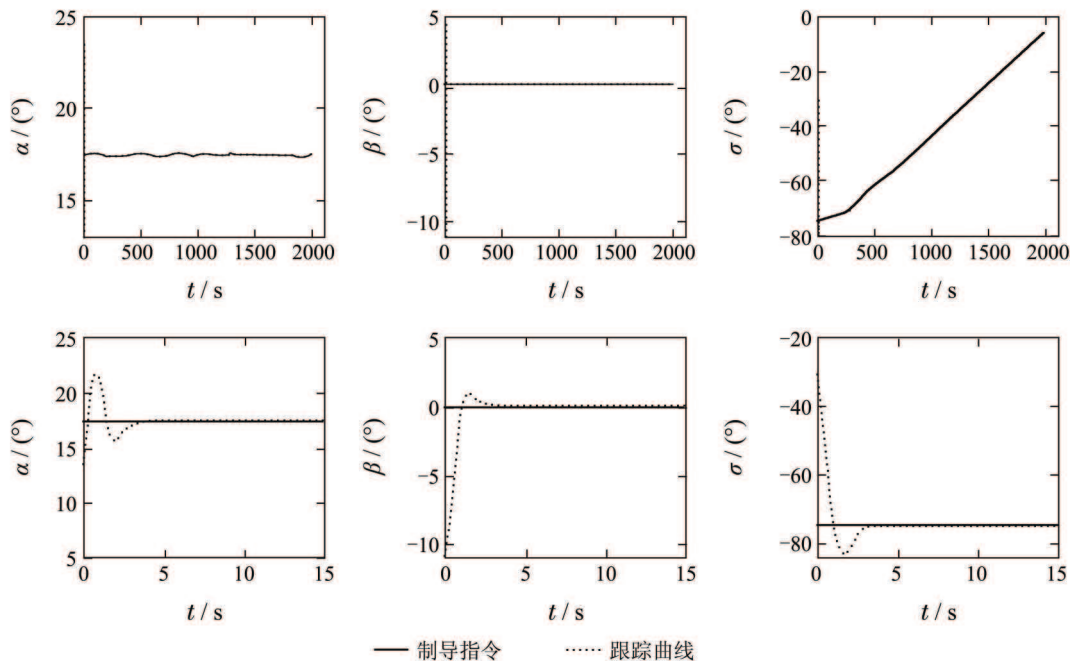


图2 攻角、侧滑角和倾斜角跟踪曲线

Fig. 2 The curves of the AOA, sideslip angle and bank angle

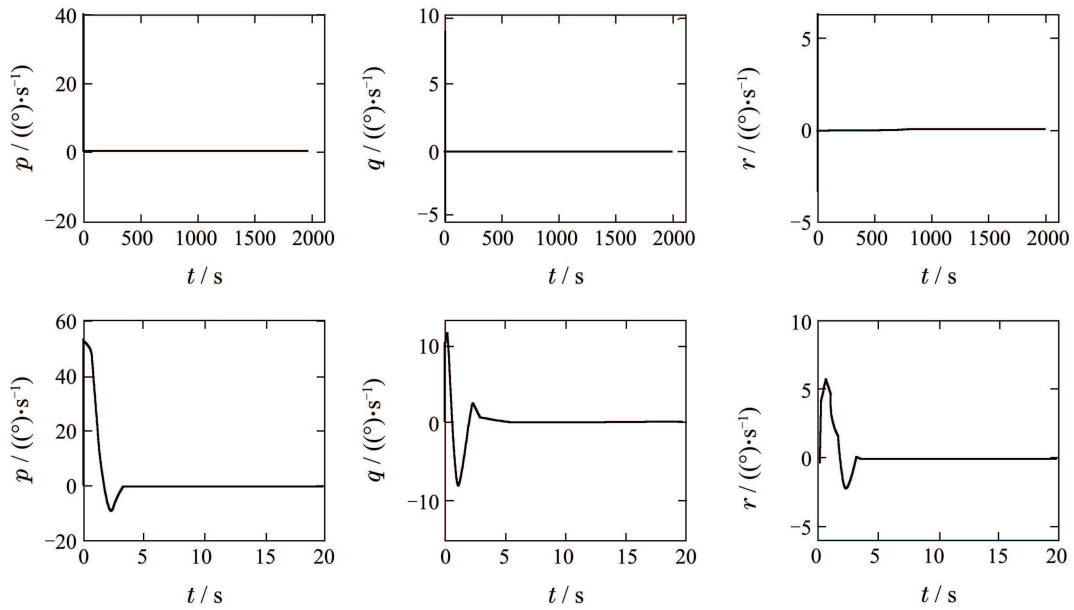


图 3 滚转、俯仰和偏航角速率变化曲线

Fig. 3 The curves of the pitch, roll and yaw angular rate

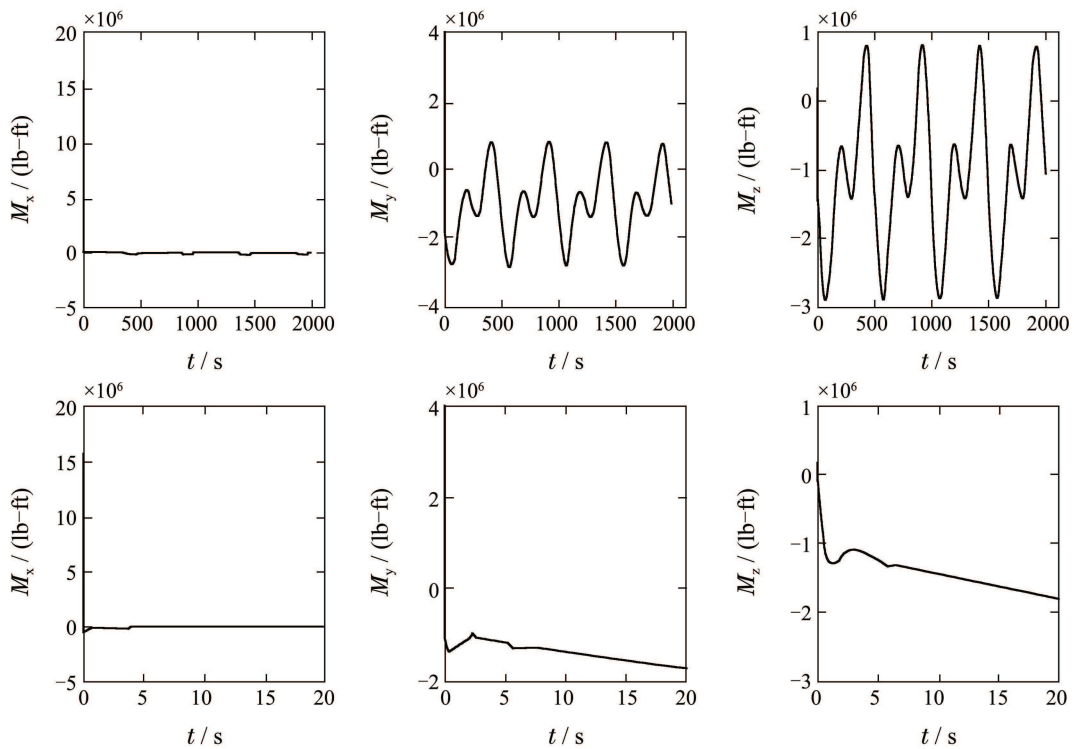


图 4 滚转、俯仰和偏航力矩变化曲线

Fig. 4 The curves of the pitch, roll and yaw moment

图2分别表示攻角、侧滑角和倾斜角跟踪曲线以及相应前15 s的局部跟踪曲线. 由图2可知, 在模型不确定和力矩扰动综合影响下, 所设计的控制策略能够在极短时间(3 s)后以较高精度实现对制导指令的稳定跟踪. 图3分别表示滚转角速率、俯仰角速率和偏航角速率的变化曲线以及相应的前20 s局部变化曲线. 由图3可知, 角速率变化平滑且无抖振.

图4分别表示实现姿态跟踪所需的滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩的变化曲线及相应的前20 s的局部变化曲线. 由图4可以看出控制力矩输出平滑且无抖振现象. 图5分别表示再入轨迹状态跟踪以及路径约束变化曲线, 由图5可见, 文中所设计控制策略在满足路径约束的同时, 可以保证以较高精度按照设计的参考轨迹飞行.

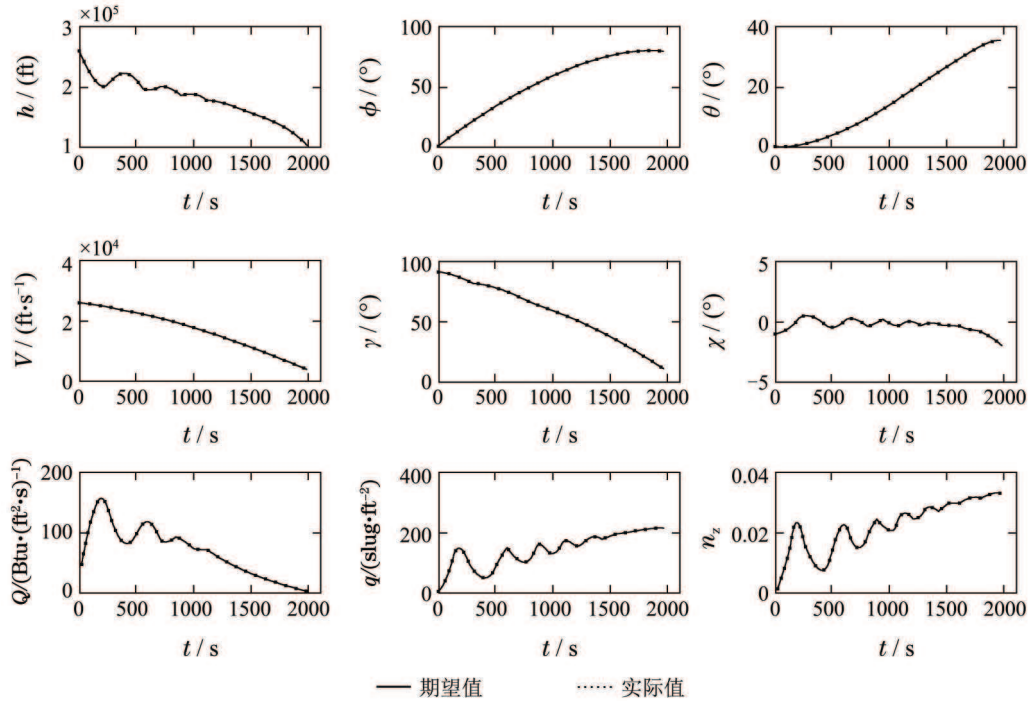


图5 再入轨迹跟踪及路径约束变化曲线

Fig. 5 The tracking of reentry trajectory and path constraints

为了进一步验证本文所提出的控制策略实现姿态跟踪的快速性及精确性, 与传统的SMC策略在相同的模型和初始条件下进行对比仿真. 这里, 传统的SMC策略采用基于干扰观测器的传统二阶滑模

控制器. 仿真结果如图6所示. 图6为两种策略下的姿态角及姿态角速率变化曲线对比图, 由图6可知, 本文提出的控制策略相比传统的SMC策略具有更好的动态品质及跟踪性能.

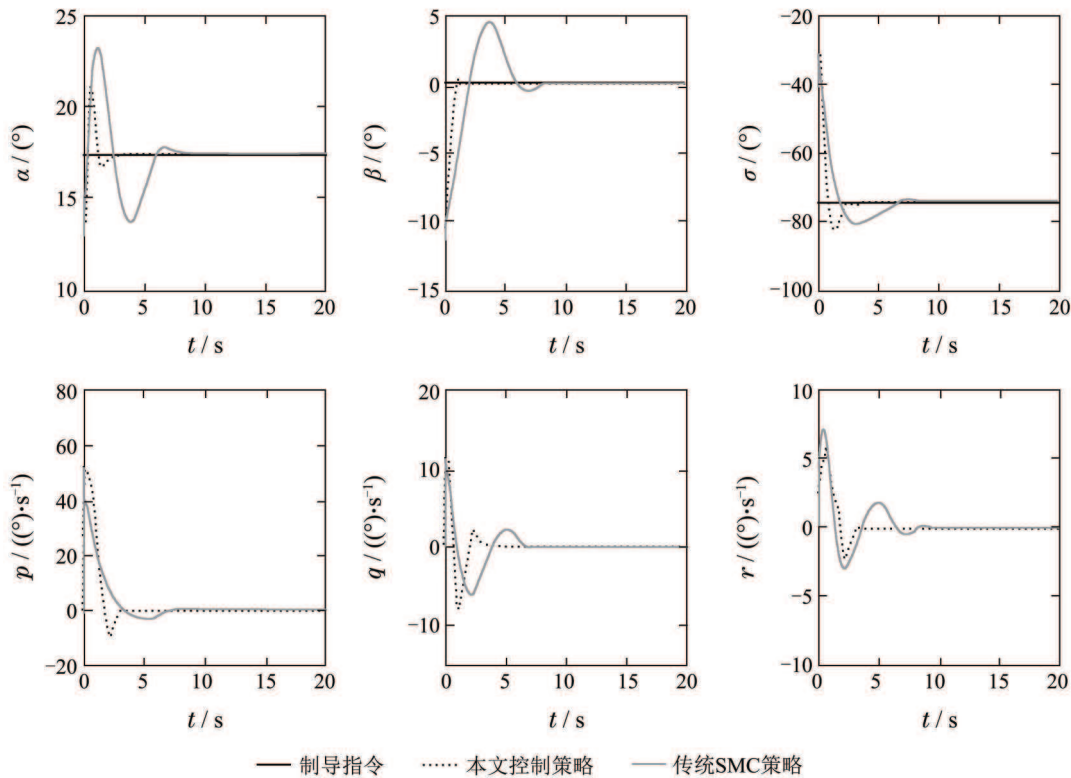


图6 两种控制策略仿真对比图

Fig. 6 The comparison of two control strategies

通过上述仿真分析可见, 本文设计的RLV再入姿态控制策略在保证较高跟踪精度和较强鲁棒性的同时, 能以较快的速度实现对姿态制导指令的跟踪。

5 结论(Conclusions)

本文针对RLV再入姿态控制问题, 考虑再入模型中的不确定和外界干扰, 基于滑模干扰观测器设计了一种非线性鲁棒控制策略, 不仅有效地解决了模型中综合不确定和干扰的估计问题以及控制抖动问题, 还在理论上严格地证明了闭环系统的有限时间稳定. 通过对X-33六自由度再入模型进行仿真验证, 得出所设计的再入姿态控制策略在不确定及外界扰动综合影响的情况下, 能够实现再入姿态角指令的快速稳定跟踪, 并在此基础上与传统SMC策略进行仿真对比, 进一步验证了所设计的控制策略具有良好的动态品质及跟踪性能。

参考文献(References):

- [1] MENON P P, POSTLETHWAITE I, BENNANI S, et al. Robustness analysis of a reusable launch vehicle flight control law [J]. *Journal of Control Engineering Practice*, 2009, 17(7): 751 – 765.
- [2] HUANG Y, SUN C, QIAN C, et al. Polytopic LPV modeling and gain-scheduled switching control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle [J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2013, 24(1): 118 – 127.
- [3] BEVACQUA T, BEST E, HUIZENGA A, et al. Improved trajectory linearization flight controller for reusable launch vehicles [C] // *Proceedings of 42nd AIAA Aerospace Science Meeting*. Reno: AIAA, 2004: AIAA-0875.
- [4] 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.)
- [5] HU X X, WU L G, HU C H, et al. Adaptive sliding mode tracking control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle [J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2012, 349(2): 559 – 577.
- [6] SHTESSEL Y, HALL C, JACKSON M. Reusable launch vehicle control in multiple-time-scale sliding modes [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, 23(6): 1013 – 1020.
- [7] HALL C E, SHTESSEL Y B. Sliding mode disturbance observer-based control for a reusable launch vehicle [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, 29(6): 1315 – 1328.
- [8] HUANG G, JIANG C, WANG Y. Research of terminal sliding mode control based on fast fuzzy disturbance observer for UASV re-entry [J]. *Journal of Astronautics*, 2007, 28(2): 292 – 297.
- [9] XU H, 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.
- [10] ZHANG R M, WANG L, ZHOU Y J. On-line RNN compensated second order nonsingular terminal sliding mode control for hypersonic vehicle [J]. *International Journal of Intelligent Computing and Cybernetics*, 2012, 5(2): 186 – 205.
- [11] TIAN B, FAN W, ZONG Q, et al. Nonlinear robust control for reusable launch vehicles in reentry phase based on time-varying high order sliding mode [J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2013, 350(7): 1787 – 1807.
- [12] YU X, MAN Z. Fast terminal sliding mode control design for nonlinear dynamical systems [J]. *IEEE Transactions on Circuits and Systems I: Fundamental Theory and Applications*, 2002, 49(2): 261 – 264.
- [13] 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, 2007. (HUANG Guoyong. *Robust adaptive control of aerospace vehicles re-entry based on terminal sliding mode control* [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007.)
- [14] 韩钊, 宗群, 田柏苓, 等. 基于Terminal滑模的高超声速飞行器姿态控制 [J]. *控制与决策*, 2013, 28(2): 259 – 263. (HAN Zhao, ZONG Qun, TIAN Bailing, et al. Hypersonic vehicle attitude control using terminal sliding mode control [J]. *Control and Decision*, 2013, 28(2): 259 – 263.)
- [15] TIAN B, ZONG Q, WANG J, et al. Quasi-continuous high-order sliding mode controller design for reusable launch vehicles in reentry phase [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 28(1): 198 – 207.
- [16] SHTESSEL Y B, SHKOLNIKOV I A, LEVANT A. Smooth second-order sliding modes: missile guidance application [J]. *Automatica*, 2007, 43(8): 1470 – 1476.
- [17] DESAI P N, CONWAY B A. Six-degree-of-freedom trajectory optimization using a two-timescale collocation architecture [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(5): 1308 – 1315.
- [18] RECASENS J J, CHU Q P, MULDER J A. Robust model predictive control of a feedback linearized system for a lifting-body re-entry vehicle [C] // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. San Francisco: AIAA, 2005: AIAA-6147.
- [19] BOLLINO K P. *High fidelity real time trajectory optimization for reusable launch vehicles* [D]. Monterey: Naval Postgraduate School, 2006.
- [20] TIAN B L, ZONG Q. Optimal guidance for reentry vehicle based on indirect legendre pseudospectral method [J]. *Acta Astronautica*, 2011, 68(7/8): 1176 – 1184.

作者简介:

董琦 (1987-), 男, 博士研究生, 从事飞行器轨迹、制导与控制的研究, E-mail: dongqiouc@126.com;

宗群 (1961-), 男, 教授, 博士生导师, 从事飞行器轨迹、制导与控制以及复杂系统建模与控制等研究, E-mail: zongqun@tju.edu.cn;

王芳 (1984-), 女, 讲师, 博士, 从事飞行器制导与控制的研究, E-mail: fangwang@tju.edu.cn;

田柏苓 (1982-), 男, 讲师, 博士, 从事飞行器轨迹、制导与控制的研究, E-mail: Tianbailing121@126.com.