

DOI: 10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2020.03.044

# RLV 再入段六自由度制导控制律设计

项凯<sup>1</sup>, 都延丽<sup>1</sup>, 张鹏<sup>2</sup>, 林海兵<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学 航天学院, 江苏 南京 210016; 2. 上海航天技术研究院 803 所, 上海 201109)

**摘要:**针对 RLV 再入段六自由度制导控制问题,给出了一种结合高阶滑模跟踪制导律和带干扰观测器的 Backstepping 姿态控制律的综合制导控制架构,实现了高精度通用 RLV 的再入六自由度轨迹跟踪的设计与仿真。以 HORUS-2B 飞行器为研究对象,基于约束预测校正方法规划了再入标称轨迹;针对轨迹运动方程建立了基于高阶滑模的纵向轨迹制导律和侧向制导逻辑,设计了带有干扰观测器的 Backstepping 非线性姿态控制器,保证 RLV 姿态角跟踪的快速性和精准度,并将制导系统与姿态控制系统有效融合。通过蒙特卡洛仿真证明了设计的六自由度制导控制律具有良好的轨迹跟踪和较强克服模型不确定的能力。

**关键词:**六自由度;制导控制;高阶滑模;Backstepping;干扰观测器

**中图分类号:**V249.1;TP13 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2020)03-0162-05

## Six-DOF Guidance Control Law Design for RLV Re-entry Flight

XIANG Kai<sup>1</sup>, DU Yanli<sup>1</sup>, ZHANG Peng<sup>2</sup>, LIN Haibing<sup>1</sup>(1. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;  
2. 803, Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China)

**Abstract:** An integrated high order sliding mode guidance law and backstepping attitude control scheme is proposed for six-DOF guidance and control, thus achieving high precision six-DOF trajectory tracking of universal reusable launch vehicle (RLV). HORUS-2B vehicle is taken as object of study and the constrained predictive correction method is used to plan the reentry nominal trajectory. The longitudinal trajectory guidance law and lateral guidance logic are established based on high order sliding mode by the trajectory motion equations. The Backstepping attitude control law with disturbance observer is designed to guarantee timeliness and precision of attitude angle tracking, and this system is integrated with the guidance system effectively. Monte Carlo simulation shows that the six-DOF guidance control law designed possesses a good trajectory tracking accuracy and strong ability and its model uncertainty is overcome.

**Keywords:** six-DOF; guidance and control; high-order sliding mode; Backstepping; disturbance observer

## 0 引言

可重复使用运载器(RLV)的再入制导与控制一直是各国军事研究的重点。RLV 飞行环境复杂且不确定性较大,而且其再入运动模型具有强非线性、快时变和强耦合等特点,这都给 RLV 的飞行制导与控制系统设计带来极大挑战。

国内外学者对于 RLV 再入制导律和姿态控制器的设计通常是两个相对独立的研究领域,即制导律设计基本为三自由度制导。然而,在实际再入飞行过程中,制导与姿态系统整合,以形成一个完整的六自由度再入飞行控制系统。SCHIERMAN<sup>[1]</sup>针对波音公司开发的 X-40A 飞行器开展了着陆段的制导姿态一体化控制设计,首先采用最优待飞路径算法规划出标称的待飞轨迹,然后采用 Backstepping 设计了自适应轨迹控制律,而在内环里,采用模型跟踪和动态逆控制算法跟踪姿态角控制,最后整合制

导与姿态一体化控制。文献[2-3]研究了高超声速飞行器俯冲段制导与姿态控制一体化问题,提出以姿态角速率作为制导回路和姿态控制回路的媒介。制导回路以目标-飞行器的三维空间相对运动模型为基础,利用终端滑模控制和零视线角速度原理直接计算得到需要的滚转、俯仰和偏航角速率指令,然后姿态回路利用滑模控制姿态角速度进行稳定跟踪。这种制导姿态联合控制方式很新颖,但由于所用飞行器模型不含大攻角气动参数,故很难应用于 RLV 再入段制导控制设计中。RLV 的再入飞行存在强非线性特性,而且受到各种约束条件的限制,姿态控制相比于导弹更加复杂,所以针对 RLV 直接进行制导与姿态一体化控制设计难度极大。

HORUS 飞行器是最新公开数据的一种 RLV 模型<sup>[4]</sup>,其完成任务后无动力再入返回大气层。该飞行器具备完整的纵横向气动参数数据,且迎角范围为 0°~45°,马赫数在 1.2 Ma~20 Ma 之间,完全能够作为模型对象开展 RLV 再入段六自由度制导与控制研究。本文针对该被控对象,

**基金项目:**国家自然科学基金(61304099);南京航空航天大学研究生创新实验基金(kfj20171505)

**第一作者简介:**项凯(1993—),男,安徽淮北人,硕士研究生,研究方向为 RLV 预测制导与控制律设计。

基于约束预测校正方法规划了再入飞行标称轨迹,基于高阶滑模设计了纵向制导律并结合横向制导逻辑,完成了速度高度轨迹跟踪制导算法的设计。然后,采用带干扰观测器的 Backstepping 方法设计了姿态控制系统,保证 RLV 姿态角跟踪的快速性和精确性。之后,对以上制导与控制方法进行了联合调试与优化。最后,进行了扰动情况下的蒙特卡洛仿真,仿真结果说明了该方法在扰动轨迹下的跟踪有效性。

## 1 RLV 六自由度制导控制律设计

首先,在 RLV 初始再入点处基于预测校正方法快速规划出一条满足再入约束条件的三维再入轨迹,然后设计轨迹控制律以稳定跟踪标称轨迹。由于再入初始段大气很稀薄,RLV 采用 0 倾侧角飞行,对飞行轨迹不进行实际控制,此段空档期可作为预测校正快速规划轨迹的最佳时间段。预测校正规划的再入轨迹作为给定值送入制导回路(即轨迹控制回路),由该回路计算出迎角与倾侧角的指令值并将其送入姿态控制回路。姿态控制系统计算出所需控制力矩并由控制分配解出舵面偏转量和反作用制导系统(RCS)指令,然后送给 RLV 本体。整体 RLV 六自由度制导控制系统框架如图 1 所示。

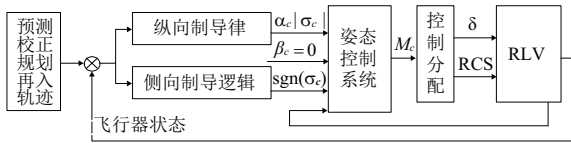


图 1 RLV 的总体制导控制结构图

### 1.1 轨迹跟踪制导律设计

轨迹跟踪制导律的设计主要分为两个部分:一是纵向轨迹跟踪控制器的设计,以确保飞行器的跟踪效果;二是飞行器的横侧向倾侧角反转策略,以保证飞行器的横侧向飞行精度。

#### 1) 纵向轨迹跟踪制导律设计

首先给出如下的面向控制的纵向运动方程:

$$\dot{h} = V \sin \gamma \quad (1)$$

$$\dot{V} = -D/m - g \sin \gamma + f_1(\omega_E) \quad (2)$$

$$\dot{\gamma} = L \cos \sigma / (mV) + [V / (h + R_E) - g / V] \cos \gamma + f_2(\omega_E) \quad (3)$$

式中: $h$  为高度; $V$  为对地速度; $\gamma$  为航迹倾角; $L$  为升力; $f_1(\omega_E)$  和  $f_2(\omega_E)$  是地球自转角速率相关项,更加详细的公式含义可参考文献[6-7]。如图 1 所示,为了能与姿态控制系统有效融合,轨迹跟踪制导方程的控制量应该能够转化为姿态控制系统的给定值  $\alpha_c$ 、 $\beta_c$  和  $\sigma_c$ 。由于再入飞行主要靠  $\alpha$  和  $\sigma$  的变化来进行纵向和横侧向的机动,因此  $\beta_c = 0$ 。为此本文选取的控制输入量为  $\mathbf{u} = [\alpha, \cos \sigma]$ ,以便能追踪制导系统给定的  $\alpha_c$ 、 $\sigma_c$ 。从式(1)-式(3)可以看出, $\alpha$  和  $\sigma$  隐藏在非线性方程中。攻角  $\alpha$  主要隐藏在飞行器的气动系数中。由于被控制量为  $[h, V]^T$ ,为了使控制变量显式地出现在控制方程里,本文分别对  $h$ 、 $V$  做二阶

导,得到式(4)-式(5)。

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{h}} &= \dot{V} \sin \gamma + \dot{V} \gamma \cos \gamma = [-D/m - g \sin \gamma + f_1(\omega_E)] \sin \gamma + \\ & \{ L \cos \sigma / (mV) + [V / (h + R_E) - g / V] \cos \gamma + f_2(\omega_E) \} \cdot V \cos \gamma \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}} &= -\dot{D}/m - g \gamma \cos \gamma = -\hat{q} S \dot{C}_D / m - \{ L \cos \sigma / (mV) + \\ & [V / (h + R_E) - g / V] \cos \gamma + f_2(\omega_E) \} \cdot g \cos \gamma \end{aligned} \quad (5)$$

式(5)中的  $\dot{D} = \hat{q} S \dot{C}_D$ ,  $\dot{C}_D = g_1 \cdot \alpha + g_2 (Ma)$ ,  $g_1$  和  $g_2$  的具体形式可参考文献[5]。另外,设  $f_1(\omega_E)$  为参数项,可认为其求导为 0,则系统是一个双输入双输出的高阶非线性系统,且该系统的相对阶为 2。

介于高阶滑模在处理隐变量控制方面有其独特的价值,且在有限时间内收敛,因此本文定义如下一组参考变量:

$$\begin{cases} \mathbf{d} = [h, V]^T \\ \mathbf{d}_{ref} = [h_{ref}, V_{ref}]^T \end{cases} \begin{cases} \mathbf{x}_1 = \mathbf{d} - \mathbf{d}_{ref} \\ \mathbf{x}_2 = \dot{\mathbf{d}} - \dot{\mathbf{d}}_{ref} \end{cases}$$

其中: $h_{ref}$ 、 $V_{ref}$  是给定轨迹的参考高度和速度; $\mathbf{x}_1$  为定义的误差变量, $\mathbf{x}_2$  为误差变量的一阶导数。

同时定义滑模面:

$$\mathbf{s}_1 = \mathbf{x}_1 \quad (6)$$

则  $\dot{\mathbf{s}}_1 = \dot{\mathbf{x}}_1 = \mathbf{x}_2$ , 由于系统的相对阶导数为 2,则对  $\mathbf{s}_1$  求取二阶导数得,

$$\ddot{\mathbf{s}}_1 = \dot{\mathbf{x}}_2 = \mathbf{A} + \mathbf{B} \mathbf{u} \quad (7)$$

$$\text{式中: } \mathbf{A} = \begin{bmatrix} a_h \\ a_v \end{bmatrix}; \mathbf{B} = \begin{bmatrix} b_{h,\alpha} & b_{h,\sigma} \\ b_{v,\alpha} & b_{v,\sigma} \end{bmatrix};$$

$$a_h = [-D/m - g \sin \gamma + f_1(\omega_E)] \sin \gamma + a_\gamma V \cos \gamma;$$

$$a_\gamma = [V / (h + R_E) - g / V] \cos \gamma - q S \cdot g_2 / m + f_2(\omega_E);$$

$$a_v = -a_\gamma g \cos \gamma; b_{h,\alpha} = 0, b_{h,\sigma} = L \cdot V \cos \gamma / (mV);$$

$$b_{v,\alpha} = -q S \cdot g_1 / m; b_{v,\sigma} = -L \cdot g \cos \gamma / (mV)$$

首先,选择如下的一阶滑模面,

$$\dot{\mathbf{s}}_1 = -\eta_1 \mathbf{s}_1 \quad (8)$$

式中  $\eta_1 > 0$ ,其大小决定了一阶滑模面的收敛速率,并可使

在有限时间内滑模面及其导数趋向于 0,  $\mathbf{s}_1 \rightarrow 0, \dot{\mathbf{s}}_1 \rightarrow 0$ 。

同样,定义二阶滑模面为:

$$\mathbf{s}_2 = \dot{\mathbf{s}}_1 + \eta_1 \mathbf{s}_1 = 0 \quad (9)$$

则有

$$\ddot{\mathbf{s}}_2 = \ddot{\mathbf{s}}_1 + \eta_1 \dot{\mathbf{s}}_1 = \mathbf{A} + \mathbf{B} \mathbf{u} + \eta_1 \mathbf{x}_2 \quad (10)$$

为此,选择如下的控制律:

$$\mathbf{u} = -\mathbf{B}^{-1}(\ddot{\mathbf{s}}_2 + \eta_1 \dot{\mathbf{x}}_2 + \mathbf{A}) \quad (11)$$

则  $\dot{\mathbf{s}}_2 = -\dot{\mathbf{u}}$ , 其中

$$\dot{\mathbf{u}} = \varepsilon \text{sign}(\mathbf{s}_2) + \eta_2 \|\mathbf{s}_2\|^2 \text{sign}(\mathbf{s}_2) \quad (12)$$

式中: $\eta_2 > 0; 1 > \gamma_2 > 0; \varepsilon > 0$ 。

由于式(11)中要求  $\mathbf{B}$  可逆,则  $|\mathbf{B}| \neq 0, \gamma \neq \pm 90^\circ$ ,这在飞行器再入过程中是满足条件的。

定义纵向制导律的 Lyapunov 函数

$$V_s = 0.5 \|\mathbf{s}_1\|^2 + 0.5 \|\mathbf{s}_2\|^2 \quad (13)$$

对  $V_s$  求取关于时间的导数为

$$\begin{aligned} \dot{V}_s &= s_1^T \dot{s}_1 + s_2^T \dot{s}_2 = s_1^T (-\eta_1 s_1) + s_2^T [-\varepsilon \text{sign}(s_2) - \\ &\eta_2 \|s_2\|^{\gamma_2} \text{sign}(s_2)] \leq -\eta_1 \|s_1\|^2 - \varepsilon \sqrt{\|s_2\|^2} - \\ &\eta_2 \|s_2\|^{\gamma_2+1} \leq 0 \end{aligned} \quad (14)$$

因此,系统状态能够在有限时间内到达滑模面  $s_1$  和  $s_2$ , 使得  $x_1 \rightarrow 0, x_2 \rightarrow 0$ , 则系统能够有效地完成轨迹跟踪任务。

## 2) 横侧向制导逻辑

横侧向制导逻辑的主要目标为保证以较小的航向角误差把飞行器引导到 HAC(航向校准柱面)内。其控制变量主要是倾侧角  $\sigma$  的符号,倾侧角的符号正负由航向角误差决定。

航向角的误差定义为飞行器的当前位置到目标的视线方向与航迹方位角  $\psi$  的夹角,即

$$\Delta\psi = \psi - \psi_{\text{LOS}} \quad (15)$$

式中  $\psi_{\text{LOS}}$  是视线角。

再入飞行过程中,当航向角误差超过航向角误差走廊边界,则飞行器执行一次倾侧角翻转机动,以保证侧向制导精度,即以最大的翻转速率  $\dot{\sigma}_{\text{max}}$  将倾侧角从  $\sigma_0$  翻转到  $-\sigma_0$ 。

横侧向制导逻辑主要输出倾侧角的符号,根据以上分析,其具体形式为:

$$\text{sign}(\sigma^i) = \begin{cases} -1 & \Delta\psi \geq \Delta\psi_{\text{up}} \\ 1 & \Delta\psi \leq \Delta\psi_{\text{down}} \\ \text{sign}(\sigma^{i-1}), \Delta\psi_{\text{down}} < \Delta\psi < \Delta\psi_{\text{up}} \end{cases} \quad (16)$$

式中  $\Delta\psi_{\text{up}}$  和  $\Delta\psi_{\text{down}}$  为定义的航向角误差走廊上下边界。

## 1.2 姿态控制系统设计

RLV 姿态控制系统设计的主要目标为使飞行器的气流姿态角  $[\alpha, \beta, \sigma]^T$  稳定准确地跟踪制导系统计算出的姿态角给定值  $[\alpha_c, \beta_c, \sigma_c]^T$ 。RLV 的姿态跟踪精度对于整个飞行器再入制导与控制过程至关重要,若姿态跟踪误差较大,势必导致 RLV 偏离原有设计轨线。为设计 RLV 自适应姿态控制器,首先本文给出如下的仿射非线性方程。

$$\dot{\Theta} = f_s(\Theta) + g_s(\Theta)\omega + d_s \quad (17)$$

$$\dot{\omega} = f_f(\omega) + g_f(\omega)M_c + d_f \quad (18)$$

式中:  $\Theta = [\alpha, \beta, \sigma]^T$  是气流姿态角矢量,分别为攻角、侧滑角、倾侧角;  $\omega = [p, q, r]^T$  是姿态角速度矢量;  $M_c = [l_c, m_c, n_c]^T$  分别代表滚转、俯仰和偏航控制力矩;  $d_s$  和  $d_f$  为受到的外部干扰,并满足有界约束  $\|d_i\| \leq \mu_i, f_s, g_s, f_f$  和  $g_f$  的具体形式可参照文献[5-6]等。

由于 Backstepping 控制方法优良的控制性能,其自身在抗参数扰动方面也有较好的表现,本文采用此方法进行基础的姿态控制系统的设计工作,并为了使姿态控制系统稳定,设计干扰观测器。

首先,定义误差变量:

$$\begin{cases} z_1 = \Theta - \Theta_d \\ z_2 = \omega - \omega_d \end{cases} \quad (19)$$

式中:  $\Theta_d$  为姿态控制系统的输入控制量;  $\omega_d$  为系统设计的中间辅助控制量。

求  $z_1$  关于时间的导数为:

$$\dot{z}_1 = f_s + g_s \omega - \dot{\Theta}_d + d_s \quad (20)$$

为了有效地估计干扰误差,本文设计了如下的干扰估

计器:

$$\begin{cases} \dot{\hat{d}}_s = k_s s_s \\ \dot{\hat{\xi}}_s = k_s s_s + f_s + g_s \omega \\ \dot{s}_s = \Theta - \hat{\xi}_s \end{cases} \quad (21)$$

设计如下控制器使  $z_1 \rightarrow 0$ :

$$\omega_d = g_s^{-1}(-f_s - k_1 z_1 + \dot{\Theta}_d) - \hat{d}_s \quad (22)$$

式中  $k_1 > 0$ , 将式(22)带入式(20)得

$$\dot{z}_1 = g_s z_2 - k_1 z_1 - \tilde{d}_s \quad (23)$$

式中  $\tilde{d}_s = d_s - \hat{d}_s$  为干扰估计的误差。

选取姿态系统的第 1 个 Lyapunov 函数

$$V_1 = 0.5 \|z_1\|^2$$

求  $V_1$  的导数,并由式(23)可得

$$\dot{V}_1 = z_1^T g_s z_2 - k_1 \|z_1\|^2 + z_1^T \tilde{d}_s \quad (24)$$

其次,对  $z_2$  求导,得

$$\dot{z}_2 = f_f + g_f M_c - \dot{\Theta}_d + d_f \quad (25)$$

并设计如下的干扰估计器

$$\begin{cases} \dot{\hat{d}}_f = k_f s_f \\ \dot{\hat{\xi}}_f = k_f s_f + f_f + g_f M_c \\ \dot{s}_f = \omega - \hat{\xi}_f \end{cases} \quad (26)$$

为使  $z_2 \rightarrow 0$ , 设计控制输入为:

$$M_c = g_f^{-1}(-f_f - k_2 z_2 + \dot{\Theta}_d - g_s z_1 + d_f) \quad (27)$$

其中  $k_2 > 0$ , 将式(27)带入式(25)得

$$\dot{z}_2 = -k_2 z_2 - g_s z_1 + \hat{d}_f \quad (28)$$

选取姿态系统的第 2 个 Lyapunov 函数为

$$V_2 = 0.5 \|z_2\|^2$$

对  $V_2$  求导,并由式(28)可得

$$\dot{V}_2 = -z_2^T g_s z_1 - k_2 \|z_2\|^2 + z_2^T \tilde{d}_f \quad (29)$$

最后,定义总体的 Lyapunov 函数为

$$V_z = V_1 + V_2$$

对上式求导,结合式(24)和(29),可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_z &= z_1^T g_s z_2 - k_1 \|z_1\|^2 - z_2^T g_s z_1 - k_2 \|z_2\|^2 + z_1^T \tilde{d}_s + z_2^T \tilde{d}_f \leq \\ & - \sum_{i=1}^2 (k_i - 1/2) \|z_i\|^2 + 1/2 \sum_{i=1}^2 \mu_i = -(2k-1) V_z + 1/2 \sum_{i=1}^2 \mu_i \end{aligned} \quad (30)$$

根据 Lyapunov 稳定性理论,  $V_z$  在延任意轨迹是连续减小的,所以系统在原点处的平衡状态是大范围渐进稳定的。

## 2 仿真实验

为了验证本文提出的总体制导控制架构的有效追踪性能,本节主要实施了扰动情况下的 Simulink 蒙特卡洛仿真,以此说明本文提出的制导控制架构能够满足扰动轨迹的有效性追踪。为此进行了 50 次的蒙特卡罗仿真,综合验证了在初始点扰动情况下和气动参数扰动下本文所提方法的有效性。本文制导控制律的主要设计参数如下:  $k_1 = 0.8, k_2 = 1.2, \eta_1 = 1.7, \eta_2 = 5.1, \gamma_2 = 0.5, k_s = 20, k_f = 30$ 。表 1 是该飞行器再入轨迹初始状态与终端状态列表,表 2 给出了不同扰动情况下蒙特卡洛仿真实验的参数。同时,对姿态系统添加干扰  $d_s = 0.03 \sin(t+1)$ ,

$d_j = 1.3 \times 10^5 \sin(t+5)$ .

表 1 飞行器初始再入状态<sup>[4]</sup>

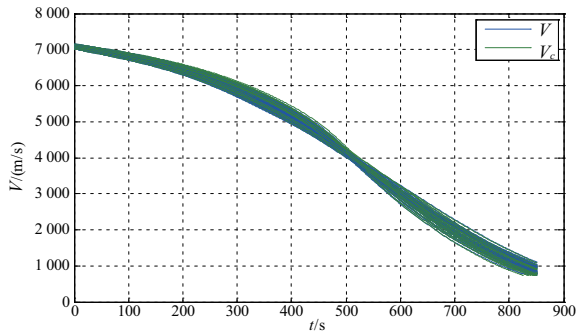
状态	参数					
	$h/\text{km}$	$\theta/(\text{°})$	$\phi/(\text{°})$	$V/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$\gamma/(\text{°})$	$\psi/(\text{°})$
初始状态	122	-106.7	-22.3	7 435.5	-1.43	70.75
末端状态	25	-53	5.1	738.0	—	—

表 2 蒙特卡洛仿真散布偏差项

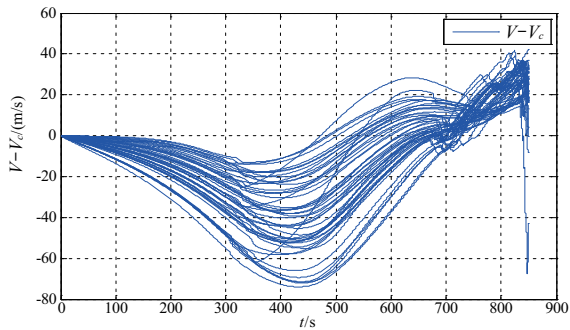
参数	$h/\text{km}$	$\theta/(\text{°})$	$\phi/(\text{°})$	$V/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	
值	$\pm 1$	$\pm 0.5$	$\pm 0.5$	$\pm 15$	
参数	$\gamma/(\text{°})$	$\psi/(\text{°})$	$m/\text{kg}$	$C_L/\%$	$C_D/\%$
值	$\pm 0.05$	$\pm 0.5$	$\pm 100$	5	5

本文仿真路径选取的是再入滑翔段采用预测制导方法得到的速度、高度轨迹,并截取了其中 850 s 的一段路径作为本文的仿真路径。滑翔段后的终端能量管理段的制导与控制任务不属于本文研讨的范围。图 2-图 6 分别展示了蒙特卡洛仿真后的速度、高度以及 3 个姿态角的跟踪效果,以及各个变量的跟踪误差(本刊黑白印刷,有疑问请咨询作者)。

图 2 为再入轨迹速度的跟踪控制效果图,从图中可以看出飞行速度有效地跟踪上了目标速度。图 2(b)中的再入飞行实际速度与目标速度差值说明了速度跟踪误差能够有效地控制在 70 m/s 的范围内。图 3 为再入高度轨迹与参考高度的比较图,可看出同样实现了有效性跟踪,且高度误差随着仿真时间的逐渐增加,后期基本稳定在 500~1 000 m 的范围内。参照文献[4-7]中的轨迹跟踪效果,可以看出本文设计的六自由度制导控制架构在扰动情况下的轨迹追踪的有效性和精准度。文献[4]中的高度追



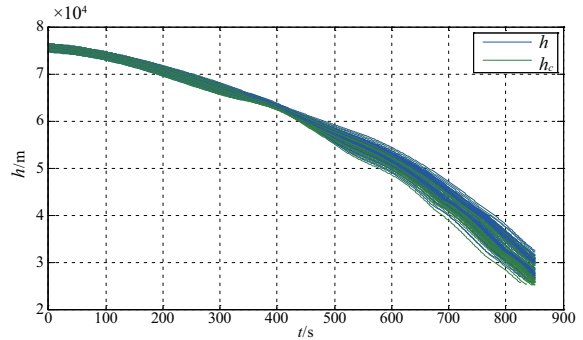
(a) 速度跟踪图



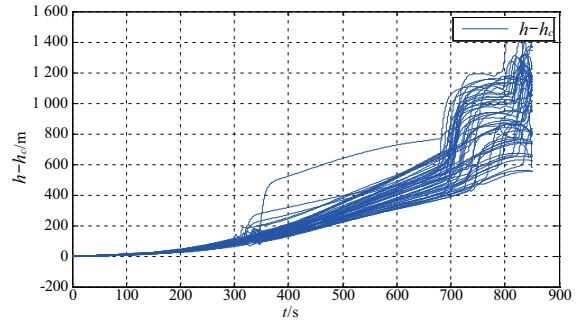
(b) 速度跟踪误差图

图 2 速度跟踪控制效果图

踪误差在初始时间达到了 5 000 m,其速度最大误差也达到了 200 m/s,其他的追踪效果还可参考文献[7]。



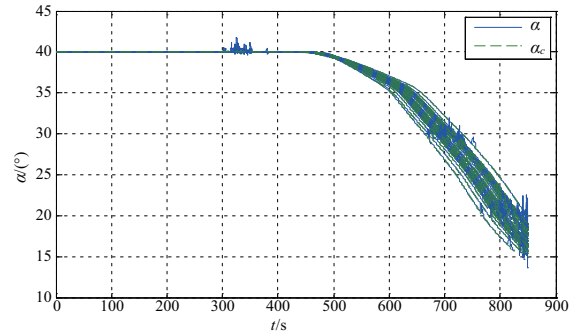
(a) 高度跟踪图



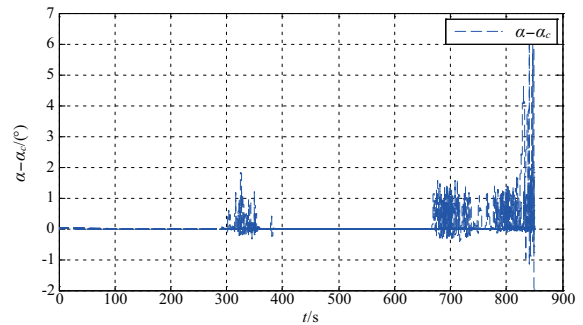
(b) 高度跟踪误差图

图 3 高度跟踪控制效果图

从图 4 可以看出攻角由 40°保持并逐渐减小,这是由于纵向制导率生效并逐渐跟踪由制导指令生成的攻角所导致。由于再入过程中侧滑角给定值为 0°,图 5 说明了侧滑角的稳定控制效果。图 6 显示了倾侧角的跟踪效果图,可以看出倾侧角能够较为准确地跟踪倾侧角给定值。



(a) 攻角跟踪图



(b) 攻角跟踪误差图

图 4 攻角控制效果图

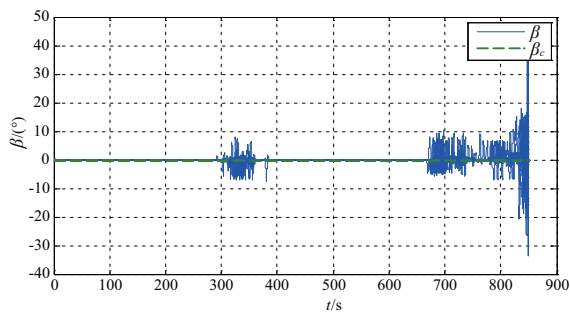
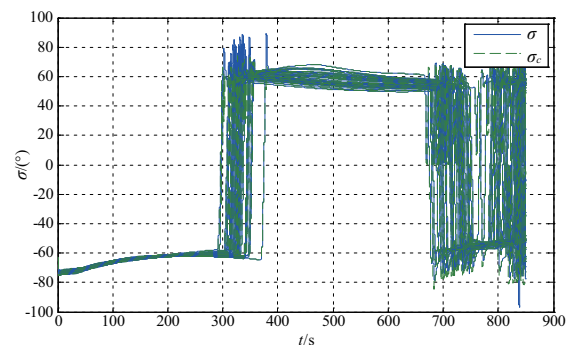
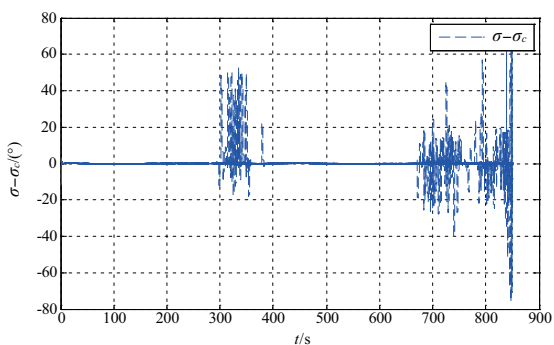


图5 侧滑角控制效果图



(a) 倾侧角跟踪图



(b) 倾侧角跟踪误差图

图6 倾侧角控制效果图

### 3 结语

本文针对 RLV 提出了一种通用的六自由度再入制导控制律设计方法,采用预测校正制导方法生成再入标称轨迹,并设计高阶滑模轨迹跟踪制导律以及侧向制导逻辑,结合带干扰观测器的 Backstepping 姿态控制系统,实现了 HORUS 飞行器的六自由度制导与控制。通过在扰动情况下的蒙特卡洛仿真,验证了本文设计的制导控制架构的有效性和鲁棒性。仿真显示该方法在不同的参数扰动下,表现出了良好的轨迹跟踪性能和姿态控制效果。

#### 参考文献:

- [1] SCHIERMAN J D, WARD D G, HULL J R, et al. Integrated adaptive guidance and control for re-entry vehicles with flight-test results [J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2004, 27(6):975-988.
- [2] PHILIPS T H. A common aero vehicle (CAV) model, description, and employment guide[M]. Schafer Corporation for AFRL and AFSPC, 2003: 1-27.
- [3] PARKER J T, SERRANI A, YURKOVICH S, et al. Control-oriented modeling of an air-breathing hypersonic vehicle [J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2007, 30(3):856-869.
- [4] MOOIJ E. The Horus-2B reference vehicle[M]. Delft University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering, Memorandum M-692, 1995.
- [5] BERGSMAN M C W, MOOIJ E. Application of Taylor series integration to reentry problems [C]. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 2016.
- [6] SAGLINAL M, MOOIJ E, THEIL S T. Adaptive disturbance based high-order sliding mode control for hypersonic entry vehicles [J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*. 2017, 40(3):521-535.
- [7] 沈作军, 朱国栋. 基于轨迹线性化控制的再入轨迹跟踪制导 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2015, 41(11):1975-1982.

收稿日期:2019-03-04

(上接第 150 页)

- [4] 沙漠, 邓子龙. 基于 Matlab 对于 PUMA560 机器人的运动空间分析研究 [J]. *机械制造与自动化*, 2016, 45(2): 156-159, 183.
- [5] KANG S, WU H, YAO L, et al. Coordinated workspace analysis and trajectory planning of redundant dual-arm robot [C]// *International Conference on Ubiquitous Robots and Ambient Intelligence*. IEEE, 2016:178-183.
- [6] 周律, 周昱明, 汪亮, 等. 基于蒙特卡罗方法的双臂机器人工作空间分析 [J]. *机械传动*, 2014(6):85-87.
- [7] 田海波, 尚万峰, 马宏伟. 双臂移动机器人机械臂的协调工作空间分析 [J]. *组合机床与自动化加工技术*, 2015(6):20-23.
- [8] GAN Y, DAI X. Base frame calibration for coordinated industrial robots [J]. *Robotics and Autonomous systems*, 2011, 59(7): 563-570.

- [9] 芦俊, 席文明, 颜景平. 双臂机器人轴孔装配的运动学关系分析 [J]. *机械设计*, 2001, 18(11):16-18.
- [10] 张曦. 多机器人协作焊接系统的算法研究与仿真实现 [D]. 南京:东南大学, 2015.
- [11] 芦俊, 池宏勋, 席文明, 等. 双臂机器人的协作工作空间数值计算方法 [J]. *中国机械工程*, 2001, 12(S1):125-127.
- [12] CRAIG J J. *Introduction to robotics: mechanics and control* [M]. 北京:机械工业出版社, 2005.
- [13] FREESE M, SINGH S, OZAKI F, et al. Virtual robot experimentation platform V-REP: a versatile 3D robot simulator [C]// *International Conference on Simulation, Modeling, and Programming for Autonomous Robots*. Springer-Verlag, 2010: 51-62.

收稿日期:2019-02-09