

# 高超声速滑翔飞行器三维自主再入制导方法

吴旭忠 唐胜景 郭杰

(北京理工大学宇航学院飞行器动力学与控制教育部重点实验室, 北京, 100081)

**摘要:**在严苛的热流、动压、过载等约束下,为了使高超声速滑翔飞行器在无动力再入过程中经过预先设定的航路点最终到达末端能量管理界面,提出一种基于轨迹在线生成加跟踪制导思路的三维自主再入制导方法。将再入轨迹分为初始下降段和滑翔段。初始下降段采用定常迎角和倾斜角策略。滑翔段轨迹在线生成分解为纵向规划和侧向规划;纵向规划中用于确定航程的阻力加速度-能量剖面由再入走廊上边界和下边界内插得到,侧向规划采用降阶的侧向运动方程根据航路点约束确定倾侧角反转的时刻。最后对该制导方法进行了仿真分析,仿真结果表明该制导方法能够在满足各种路径和终端约束要求下完成制导任务。

**关键词:**飞行器设计;轨迹规划;再入制导

**中图分类号:** V412.4

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1005-2615(2014)03-0463-06

## Three-Dimensional Autonomous Reentry Guidance for Hypersonic Glide Vehicle

Wu Xuzhong, Tang Shengjing, Guo Jie

(Key Laboratory of Dynamics and Control of Flight Vehicle, Ministry of Education, School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing, 100081, China)

**Abstract:** A novel three-dimensional autonomous reentry guidance method satisfying heat flux, overload, dynamic pressure, waypoints and other path and terminal constraints is proposed. The reentry trajectory is divided into the initial and glide phases. In the initial phase, a nominal angle of attack and a constant bank angle are used to generate the trajectory. And the glide phase is designed based on drag acceleration versus energy profile which is obtained by using the interpolation between the upper boundary and the lower boundary of the reentry corridor. The magnitude of the bank angle can be decided through the profile, and the sign of bank angle is determined by lateral planner satisfying the waypoints constraints. Simulation results show that the proposed reentry guidance method can generate trajectories satisfying path and terminal constraints.

**Key words:** flight vehicle design; trajectory planning; reentry guidance

“滑翔”是指具有中高升阻比飞行器,在临近空间中依靠气动升力控制飞行轨迹,实现远距离的非弹道式飞行。“再入”是指飞行器以高超声速再次进入地球大气层后的下降过程。在整个再入过程中,飞行器的位置和速度变化大,飞行时间长,飞行环境和气动环境变化剧烈,并且存在大量的外界干扰和空气动力系数不确定,使得其动力学特性具有非线性、耦合性、时变性和不确定性,此外再入飞行

还需满足从安全(热流约束、过载约束、动压约束)和特定任务(航路点)等因素考虑的复杂路径约束以及控制量及其变化率的约束。

现阶段的滑翔式再入制导律主要是由航天飞机再入制导律<sup>[1]</sup>延伸出来的,在这种制导体系中,首先离线优化计算得到参考阻力剖面,然后在实时飞行中通过增益调度 PID 控制跟踪参考轨迹。之后提出利用动态逆设计替代繁琐的增益调度<sup>[2]</sup>。

**基金项目:**国家自然科学基金(11202024)资助项目。

**收稿日期:** 2013-12-24; **修订日期:** 2014-03-21

**通信作者:** 唐胜景,男,教授,博士生导师, E-mail: tangsj@bit.edu.cn。

随后,针对参考阻力剖面出现了一些跟踪制导方法的研究,例如增益调度线性二次调节器<sup>[3-4]</sup>和滚动时域<sup>[5-6]</sup>方法的应用。但是这些方法过渡依赖离线生成的参考剖面。对于遇到突发事件或者是任务改变情况难以适应。一种想法是离线生成若干条轨迹(弹道库),然后在线根据飞行情况进行选择,冗繁的离线设计工作以及不同轨迹间的切换设计困难使得这种想法较难实现。另一种想法是在线优化轨迹,从变分法的角度看就是求解两点边值问题<sup>[7]</sup>,需要保证迭代求解的运行速度和收敛性;从动态规划的角度看,同样有“维度灾难”的计算瓶颈。最近提出的一些快速优化算法,如伪谱法<sup>[8-9]</sup>正是尝试从在线优化的角度解决问题。

此外,一些学者尝试快速求解满足飞行约束的可行解而不是最优解来完成参考轨迹的规划。Roenneke<sup>[10]</sup>提出了基于在线自主轨迹规划和非线性轨迹跟踪的制导律。Shen<sup>[11]</sup>提出了利用拟平衡滑翔条件减少轨迹设计维度的在线轨迹规划算法,将纵向规划和侧向规划变成一维搜索问题。同时还提出了基于横程的倾斜角反转逻辑<sup>[12]</sup>。

考虑航路点约束的研究通常针对的是速度较低的无人机,但近年来在再入制导中也开始受到关注,Jorris<sup>[13-15]</sup>最早研究了满足航路点约束的二维和三维最优弹道生成方法,但是没有实现在线计算。Xie<sup>[16-17]</sup>在在线弹道规划的角度上对这一问题进行了进一步的研究。

结合以往的研究,本文给出了一种新的自主再入制导方法,该方法基于阻力加速度-能量剖面进行设计,其剖面由再入走廊上、下界插值得到,这样既保证了阻力加速度剖面在再入走廊内,同时也使得再入制导方法具有纵程和横程能力。该规划方法只需要积分侧向运动模型,具有在线生成三维轨迹的能力。

## 1 再入问题描述

### 1.1 以能量为自变量的三自由度运动模型

假定地球为圆球,同时假定飞行器进行无动力再入飞行。因此再入过程中能量是单调递减的,同时,飞行器的初始能量和末端能量为固定值,在不需要关心再入飞行时间的情况下,可以精确地积分再入运动学方程

$$E = \frac{V^2}{2} - \frac{\mu}{R} \quad (1)$$

$$\frac{dV}{dE} = \frac{1}{V} + \frac{\mu \sin\gamma}{VDR^2} \quad (2)$$

式中: $V$ 为飞行器相对地球的速度; $\mu$ 为地球引力

常数。以能量 $E$ 为自变量的运动方程包括5个状态参数,即地心距 $R$ ,经度 $\theta$ ,地心纬度 $\varphi$ ,飞行路径角 $\gamma$ 和方向角 $\psi$ 。

$$\frac{dR}{dE} = -\sin\gamma \left( \frac{1}{D} \right) \quad (3)$$

$$\frac{d\theta}{dE} = -\frac{\cos\gamma \sin\psi}{R \cos\varphi} \left( \frac{1}{D} \right) \quad (4)$$

$$\frac{d\varphi}{dE} = -\frac{\cos\gamma \cos\psi}{R} \left( \frac{1}{D} \right) \quad (5)$$

$$\frac{d\gamma}{dE} = \left( \frac{\mu}{R^2} - \frac{V^2}{R} \right) \frac{\cos\gamma}{V^2 D} - \frac{L}{V^2 D} \cos\sigma \quad (6)$$

$$\frac{d\psi}{dE} = -\frac{\tan\varphi \cos\gamma \sin\psi}{RD} - \frac{L \sin\sigma}{V^2 D \cos\gamma} \quad (7)$$

式中: $D$ 为阻力加速度; $L$ 为升力加速度; $\sigma$ 为倾侧角。

### 1.2 再入约束条件

在再入过程中,需要满足相应的过程约束、控制约束和端点约束。

#### 1.2.1 纵向规划中的过程约束

过程约束主要有动压、过载、驻点热流和平衡滑翔条件约束,其相应的公式如下

$$q = \frac{\rho V^2}{2} \leq q_{\max} \quad (8)$$

$$n = \frac{\sqrt{(C_L^2 + C_D^2)} q S}{g_0} \leq n_{\max} \quad (9)$$

$$\dot{Q} = k_s \rho^{0.5} V^{3.15} \leq \dot{Q}_{\max} \quad (10)$$

$$L \cos\sigma - \frac{\mu}{R^2} + \frac{V^2}{R} \geq 0 \quad (11)$$

式中: $q$ 为动压; $\rho$ 为大气密度; $q_{\max}$ 为给定的最大动压约束; $n$ 为气动总过载; $n_{\max}$ 为给定最大气动总过载; $\dot{Q}$ 为驻点热流密度; $k_s$ 为驻点热流密度系数; $\dot{Q}_{\max}$ 为给定最大驻点热流密度约束。

#### 1.2.2 控制约束

约束控制主要是限制飞行器的最大迎角、最大倾侧角以及相应的迎角和倾侧角变化率,相应的公式如下

$$\alpha \leq \alpha_{\max} \quad |\dot{\alpha}| \leq \dot{\alpha}_{\max} \quad (12)$$

$$|\sigma| \leq \sigma_{\max} \quad |\dot{\sigma}| \leq \dot{\sigma}_{\max} \quad (13)$$

式中: $\alpha_{\max}$ , $\dot{\alpha}_{\max}$ , $\sigma_{\max}$ , $\dot{\sigma}_{\max}$ 分别为最大迎角,最大迎角变化率,最大倾侧角和最大倾侧角变化率。

#### 1.2.3 端点约束

再入点即为轨迹规划的初始点,初始点和再入点的状态变量应保持一致。

滑翔飞行段在终端能量管理(TAEM)交班点处结束。本文中选取的终端条件为

$$|h_f - h_{\text{TAEM}}| \leq \Delta h \quad (14)$$

$$|V_f - V_{TAEM}| \leq \Delta V \quad (15)$$

$$|S_f - S_{TAEM}| \leq \Delta S \quad (16)$$

$$\Delta\psi \leq \Delta\psi_{TAEM} \quad (17)$$

式中:  $h_f, h_{TAEM}, \Delta h$  分别为再入末端高度, 要求再入末端高度和允许的高度偏差;  $V_f, V_{TAEM}, \Delta V$  分别为再入末端速度, 要求再入末端速度和允许的速度偏差;  $S_f, S_{TAEM}, \Delta S$  分别为再入末端航程, 要求再入末端航程和允许的航程偏差;  $\Delta\psi$  为末端航向角偏差;  $\Delta\psi_{TAEM}$  为允许偏差。

### 1.3 再入走廊的确定

再入走廊由飞行器的过程约束: 动压、法向过载, 驻点热流和平衡滑翔条件组成。在迎角剖面给定的情况下可以确定, 本文迎角剖面以速度函数的形式给出

$$\alpha = \begin{cases} \alpha_1 & V \geq V_1 \\ \alpha_1 + \frac{\alpha_2 - \alpha_1}{V_2 - V_1} (V - V_1) & V_2 \leq V < V_1 \\ \alpha_2 & V < V_2 \end{cases} \quad (18)$$

式中:  $V_1, V_2, \alpha_1, \alpha_2$  为迎角剖面参数。迎角剖面确定后, 求解方程(8~11)即可求得再入走廊。

## 2 轨迹规划方法

本文将整个弹道分为初始下降段和滑翔段两部分。进行弹道规划之前, 需要确定若干参考点, 这些点分别对应于各个航路点。

### 2.1 初始下降段弹道规划

为确定初始下降段弹道, 利用迎角和常值倾侧角  $\sigma_0$  积分运动方程(3~7)。初始下降段和平衡滑翔段间的交班条件由式(19)确定

$$\left( \frac{dR}{dV} - \left( \frac{dR}{dV} \right)_{QEGC} \right) < \delta \quad (19)$$

式中:  $\delta$  为常值小量, 指的是进入滑翔平衡状态的门限值。由式(3)和式(2)可得

$$\frac{dR}{dV} = -\frac{V \sin \gamma}{D + g \sin \gamma} \quad (20)$$

通过式(11)求平衡滑翔弹道在高度剖面对应的斜率求得。

由式(19)确定倾侧角的大小后, 倾侧角  $\sigma_0$  的方向由再入点和第一个参考点的位置关系确定, 设  $\psi_{LOS}$  为再入点到第一个参考点的视线与再入点经线(正北方向的夹角),  $\psi_0$  为再入点处飞行方向角, 那么有

$$\text{sign}(\sigma_0) = \text{sign}(\psi_{LOS} - \psi_0) \quad (21)$$

### 2.2 滑翔段弹道规划

本文将滑翔段弹道规划分为纵向弹道规划和

侧向弹道规划。纵向弹道规划根据航程需求设计阻力加速度剖面, 进而获得倾侧角大小; 侧向弹道规划用于确定倾侧角的符号, 使得飞行器满足航路点以及终端航向角约束。需要对阻力加速度剖面进行重新规划, 这是因为(1)初始航程采用过再入点和目标点的大圆弧近似, 但为了满足航路点约束, 飞行器需进行大范围侧向机动, 因而纵程与航程间的差异很大。(2)侧向机动能力是由阻力加速度剖面决定的, 当初始阻力加速度剖面对应侧向机动能力不足以完成任务时, 必须进行剖面重新规划。因此需要进行纵向规划和侧向规划之间的多次迭代直至所有的过程约束和终端约束都满足要求。

总的来说, 滑翔段弹道规划的基本步骤如下:

(1) 令  $S_0 = R_d$ , 其中  $S_0$  为航程,  $R_d$  为从再入点到 TAEM 接口的大圆弧。

(2) 基于航程需求, 通过纵向弹道规划确定阻力加速度剖面, 进而获得相应的倾侧角大小。

(3) 利用侧向弹道规划确定倾侧角符号以满足航路点及终端方位角约束, 并求出飞行器的实际纵程  $R_i$ 。

(4) 更新航程大小  $S_{i+1} = S_i + (R_d - R_i)$ , 其中,  $S_i$  和  $R_i$  分别为第  $i$  步的航程及纵程大小。

(5) 如果终端误差满足要求, 结束算法; 否则, 重复步骤(2~5)。

#### 2.2.1 纵向弹道规划

纵向弹道规划的关键是在  $D-E$  飞行走廊内设计阻力加速度剖面满足航程要求, 另外, 在剖面设计时还需考虑航路点约束所需的侧向机动能力要求。在进行  $D-E$  剖面之前, 需基于确定的迎角方案将飞行约束条件转换成飞行走廊约束。将动压、驻点热流密度以及气动总过载确定的阻力加速度上边界记为  $D_{\max}$ , 拟平衡滑翔条件确定的阻力加速度记为  $D_{\min}$ 。当飞行器沿着  $D_{\max}$  飞行时, 将产生一条最小航程轨迹; 当飞行器沿着  $D_{\min}$  飞行时, 将产生一条最大射程轨迹。因此, 采用  $D_{\max}$  和  $D_{\min}$  进行内插值的方式获得的阻力加速度剖面, 既可以保证飞行器在再入走廊内安全飞行, 同时也可以使飞行器具有最大的覆盖范围可达的能力。将能量  $E$  量纲一化, 记做  $\bar{E}$ , 使得再入点处  $\bar{E}_0 = 0$ , 终点处  $\bar{E}_i = 1$ 。采用如下阻力加速度剖面

$$D_{\text{ref}} = (1 - k) D_{\max} + k D_{\min} \quad (22)$$

其中  $k$  满足以下方程

$$k = \begin{cases} k_1 & \bar{E} \leq \bar{E}_1 \\ k_1 + \frac{k_2 - k_1}{\bar{E}_2 - \bar{E}_1} (\bar{E} - \bar{E}_1) & \bar{E}_1 < \bar{E} \leq \bar{E}_2 \\ k_2 & \bar{E} > \bar{E}_2 \end{cases} \quad (23)$$

式中:  $k_1$  用来调整航程能力;  $k_2$  主要用来调整侧向机动能力;  $\bar{E}_1, \bar{E}_2$  是指不同比例系数切换时对应的能量。在交班点和终点状态确定的情况下, 阻力加速度也被确定, 为此需对式(22)进行修正, 设交班点下标为  $c$ , 终点下标为  $f$ , 有

$$D_{\text{ref}} = \begin{cases} D_c + \frac{D_a - D_c}{E_a - E_c} (\bar{E} - \bar{E}_c) & \bar{E}_c \leq \bar{E} < \bar{E}_a \\ (1 - k) D_{\text{max}} + k D_{\text{min}} & \bar{E}_a \leq \bar{E} < \bar{E}_b \\ D_f + \frac{D_b - D_f}{E_b - E_f} (\bar{E} - \bar{E}_f) & \bar{E}_a \leq \bar{E} < \bar{E}_b \end{cases} \quad (24)$$

本文取  $\bar{E}_a = \bar{E}_c + 0.1, \bar{E}_b = \bar{E}_f - 0.1$ 。满足以下关系

$$\bar{E}_0 < \bar{E}_c < \bar{E}_a < \bar{E}_1 < \bar{E}_2 < \bar{E}_b < \bar{E}_f \quad (25)$$

阻力加速度剖面确定以后, 由式(1)和式(26)可唯一求得相应的  $R$  和  $V$ 。

$$D = \frac{C_D q S_{\text{ref}}}{m} \quad (26)$$

通过对阻力加速度求关于能量的微分可得

$$h' = -h_s \left( \frac{D'}{D} - \frac{2V'}{V} - \frac{C'_D}{C_D} \right) \quad (27)$$

对式(27)再次求微分, 可得

$$h'' = -h_s \left( \frac{D''}{D} - \frac{D'^2}{D^2} + \frac{4}{V^4} - \frac{C''_D}{C_D} + \frac{C'^2_D}{C_D^2} \right) \quad (28)$$

滑翔段飞行路径角  $\gamma$  为小量, 可令  $\sin\gamma = \gamma$  和  $\cos\gamma = 1$ , 对式(3)求关于能量的微分后将式(6)和式(27)代入, 得到关于  $h''$  的另一个等式

$$h'' = -\frac{1}{D} \left( -\frac{L}{V^2 D} \cos\sigma + \left( \frac{\mu}{R^2} - \frac{v^2}{R} \right) \frac{\cos\theta}{V^2 D} - h_s D' \left( \frac{D'}{D} - \frac{2}{V^2} - \frac{C'^2_D}{C_D^2} \right) \right) \quad (29)$$

由式(28)和式(29)得

$$\frac{L}{D} \cos\sigma = a(D'' - b) \quad (30)$$

其中

$$a = -h_s V^2 \\ b = D \left( \frac{C''_D}{C_D} - \frac{C'^2_D}{C_D^2} \right) + D' \left( \frac{2}{V^2} + \frac{C'_D}{C_D} \right) - \frac{4D}{V^4} + \left( \frac{\mu}{R^2} - \frac{V^2}{R} \right) \frac{1}{h_s V^2 D} \quad (31)$$

通过设计阻力加速度剖面, 可以满足航程、终端高度、终端速度以及气动热、过载、动压和平衡滑翔条件等约束。

### 2.2.2 侧向弹道规划

滑翔段飞行过程中飞行路径角  $\gamma$  为小量, 可令  $\cos\gamma = 1$ 。滑翔段飞行高度较低, 高度相对于地心

距也为小量, 所以在研究侧向运动时, 可假设地心距为常值  $\bar{R}$ 。

$$\frac{d\psi}{dE} = -\frac{\tan\varphi \sin\psi}{R} \left( \frac{1}{D} \right) - \frac{1}{V^2} \left( \frac{L}{D} \sin\sigma \right) \quad (32)$$

$$\frac{d\theta}{dE} = -\frac{\sin\psi}{R \cos\varphi} \left( \frac{1}{D} \right) \quad (33)$$

$$\frac{d\varphi}{dE} = -\frac{\cos\psi}{R} \left( \frac{1}{D} \right) \quad (34)$$

通过纵向弹道规划, 已知  $\frac{L}{D}$  和  $\left( \frac{L}{D} \right) \cos\sigma$ , 可求得  $\left( \frac{L}{D} \right) \sin\sigma$ 。即可对侧向运动方程(32~34)进行求解。

对于侧向参考点约束, 通过一次倾侧角反转消除过参考点的侧向误差。采用牛顿迭代法确定倾侧角的反转时机。确定了倾侧角的反转时机后, 结合倾侧角的初始符号, 即可确定过参考点的倾侧角符号。实际情况下飞行器不可能在瞬间完成倾侧角反转, 即弹道规划过程中需要考虑最大倾侧角速率的约束。在飞行器进行倾侧反转时, 假设倾侧角变化速率保持为最大允许的倾侧角速率不变, 直至倾侧角变化到符号相反的值, 则认为完成了反转。在反转过程中, 倾侧角的大小可能与纵向弹道规划所获得的值不一致, 当反转完成后, 倾侧角的大小再取为纵向规划算法计算得到的值。

由式(3)可得

$$\gamma = \arcsin \left( \frac{dR}{dE} D_{\text{ref}} \right) \quad (35)$$

滑翔段轨迹的  $R, V$  由式(1)和式(26)求得,  $\frac{dR}{dE}$  可由有限差分求得, 由式(35)即可求得  $\gamma$ 。另外,  $\psi, \theta, \varphi$  可由式(32~34)求得。

## 3 轨迹跟踪方法

利用 LQR 方法进行轨迹跟踪。令  $\delta\mathbf{U} = (\delta\alpha, \delta\sigma)^\top, \delta\mathbf{X} = (\delta R, \delta\theta, \delta\varphi, \delta\gamma, \delta\psi)^\top$ 。将式(3~7)在参考轨迹附近进行线性化, 得

$$\delta\mathbf{X}' = \mathbf{A}\delta\mathbf{X} + \mathbf{B}\delta\mathbf{U} \quad (36)$$

式中: 符号“'”代表对能量  $E$  所求的导数; 矩阵  $\mathbf{A}$  和  $\mathbf{B}$  为时变系数矩阵。LQR 最优跟踪的性能指标为

$$J = \int_0^\infty [\delta\mathbf{X}^\top \mathbf{Q} \delta\mathbf{X} + \delta\mathbf{U}^\top \mathbf{R} \delta\mathbf{U}] dt \quad (37)$$

式中:  $\mathbf{Q}$  和  $\mathbf{R}$  为权重矩阵, 可根据 Bryson 法则<sup>[18]</sup>确定。最优反馈形式为

$$\delta\mathbf{U} = -\mathbf{K}\delta\mathbf{X} \quad (38)$$

$\mathbf{K}$  由 LQR 方法离线确定。

### 4 数值算例

本文算例使用 CAV-H 模型<sup>[19]</sup>,飞行器质量  $m=907.2\text{ kg}$ ,参考面积  $S_{\text{ref}}=0.4839\text{ m}^2$ 。式(18)中参数取  $\alpha_1=20^\circ, \alpha_2=10^\circ, V_1=5000\text{ m/s}, V_2=2000\text{ m/s}$ ,路径约束式(8~10)中参数取  $q_{\text{max}}=1\times 10^5\text{ Pa}, n_{\text{max}}=3, \dot{Q}_{\text{max}}=1.5\times 10^6\text{ W/m}^2$ 。所得到的再入走廊如图1所示。飞行器再入点状态  $R_0=R_c+80\text{ km}, \theta_0=0^\circ, \varphi_0=0^\circ, V_0=7000\text{ m/s}, \gamma_0=0^\circ, \psi_0=0^\circ$ ;末端能量管理交班点状态  $R_f=R_c+27\text{ km}, V_f=2000\text{ m/s}$ 。

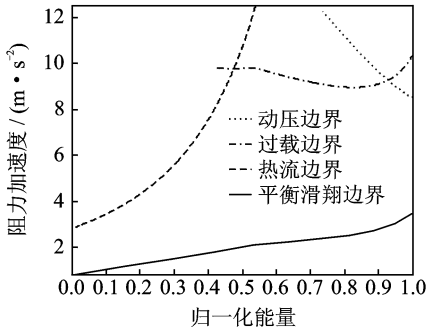


图1 滑翔飞行器再入的D-E剖面  
Fig.1 D-E profile for entry vehicle

4个航路点经纬度坐标分别为  $A(30^\circ, -2^\circ), B(52^\circ, 1.5^\circ), C(25^\circ, 1.5^\circ), D(56.5^\circ, -3.5^\circ)$ 。轨迹1经过A,B点;轨迹2经过A,D点;轨迹3经过C,B点;轨迹4经过C,D点。4条轨迹的经度-纬度曲线如图2所示。

由图2可知,本文方法生成的轨迹能够在满足终点经纬度约束的同时满足航路点约束。轨迹1的控制曲线如图3所示,高度、速度曲线和方向角曲线如图4所示。由闭环轨迹和参考轨迹的对比表明本文方法生成的参考轨迹具有良好的跟踪特性。从高度曲线可以看出,再入飞行轨迹长周期振荡振幅较小,飞行器能够平稳飞行。此外,飞行轨迹能够同时满足终端的高度、速度约束。

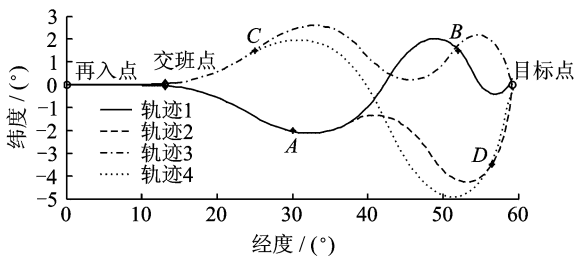


图2 飞行任务地面轨迹图(纬度-经度曲线)  
Fig.2 Ground tracks for entry vehicle

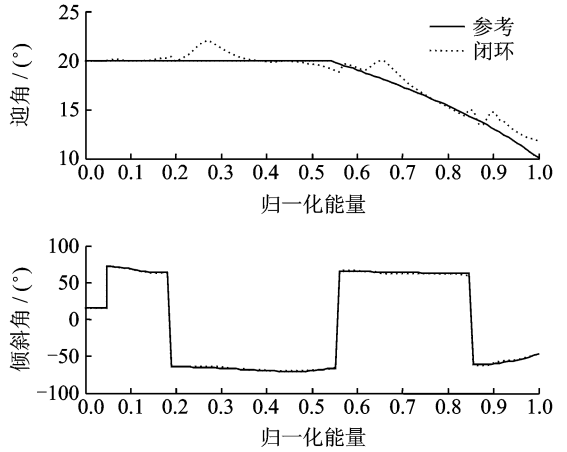


图3 轨迹1的迎角和倾斜角曲线  
Fig.3 Energy histories of attack and bank angles for trajectory 1

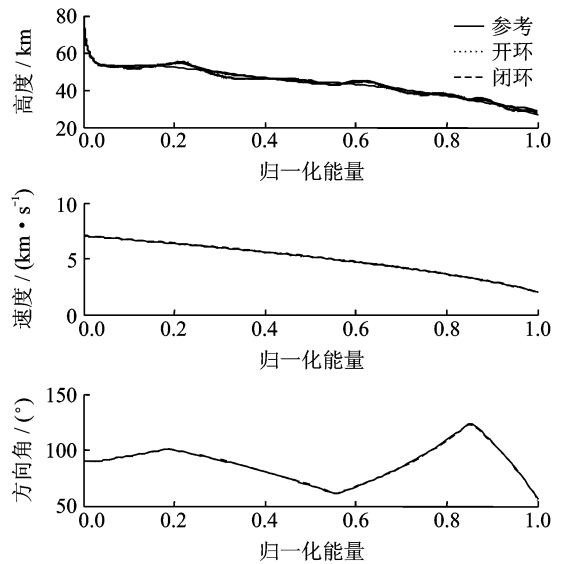


图4 轨迹1的高度、速度和方向角曲线  
Fig.4 Energy histories of altitude, velocity and azimuth angle for trajectory 1

### 5 结束语

本文采用在线轨迹规划加跟踪制导的策略,设计一种基于阻力加速度-能量剖面的三维自主再入制导方法。制导方法同时考虑了飞行器的纵向运动和侧向运动,纵向运动考虑了热流密度、过载和动压约束,侧向运动考虑了航路点约束。在纵向规划中,阻力加速度-能量剖面由再入走廊上边界和下边界内插得到,这样既能够在较大的航程设计范围内快速生成参考轨迹阻力剖面,同时也能够很好地满足传统的热流密度、过载、动压约束,数值算例表明该方法生成的轨迹较平稳,避免了大幅度的振

荡。侧向规划考虑了航路点约束,每个航路点间进行一次倾斜角反转。整个弹道规划算法只需积分侧向运动模型,具有在线生成三维轨迹的能力,为提高制导律的自主性提供了必要的条件。轨迹跟踪方法采用了传统的LQR方法。在数值算例中,针对在再入过程中有航路点约束的情况,本文提出的制导律均能满足约束,具有较强的适应性。

#### 参考文献:

- [1] Harpold J C, Graves C A. Shuttle entry guidance [J]. *Journal of the Astronautical Sciences*, 1979, 27(3): 239-268.
- [2] Harpold J C, Gavert D E. Space shuttle entry guidance performance results [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1983, 6(6): 442-447.
- [3] Roenneke A J, Cornwell P J. Trajectory control for a low-lift re-entry vehicle [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1993, 16(5): 927-933.
- [4] Greg D. Profile-following entry guidance using linear quadratic regulator theory [R]. AIAA-2002-4457, 2002.
- [5] Lu P. Regulation about time-varying trajectories: precision entry guidance illustrated [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1999, 22(6): 784-790.
- [6] Tian B, Zong Q. Optimal guidance for reentry vehicles based on indirect legendre pseudospectral method [J]. *Acta Astronautica*, 2011, 68: 1176-1184.
- [7] 王银, 陆宇平, 张崇峰. 月球返回舱跳跃再入弹道特性分析与优化设计 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2010, 42(1): 21-24.  
Wang Yin, Lu Yuping, Zhang Congfeng. Skip-entry trajectory characteristic analysis and optimal design for lunar return vehicle [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2010, 42(1): 21-24.
- [8] Bollino K P. High-fidelity real-time trajectory optimization for reusable launch vehicles [D]. Monterey: Naval Postgraduate School, 2006.
- [9] Ross I, Pooya S, Andrew F, et al. Pseudospectral feedback control: Foundations, examples and experimental results [R]. AIAA-2006-6354, 2006.
- [10] Roenneke A. Adaptive on-board guidance for entry vehicles [R]. AIAA-2001-4048, 2001.
- [11] Shen Z, Lu P. Onboard generation of three-dimensional constrained entry trajectories [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2003, 26(1): 111-121.
- [12] Shen Z, Lu P. Dynamic lateral entry guidance logic [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, 27(6): 949-959.
- [13] Jorris T R. Common aero vehicle autonomous reentry trajectory optimization satisfying waypoint and no-fly zone constraints [D]. Patterson AFB: Air Force Institute of Technology, 2007.
- [14] Jorris T R, Cobb R G. Multiple method 2-D trajectory optimization satisfying waypoints and no-fly zone constraints [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(3): 543-553.
- [15] Jorris T R, Cobb R G. Three-dimensional trajectory optimization satisfying waypoint and no-fly zone constraints [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(2): 551-572.
- [16] Xie Y, Liu L, Liu J, et al. Rapid generation of entry trajectories with waypoint and no-fly zone constraints [J]. *Acta Astronautica*, 2012, 77: 167-181.
- [17] Xie Y, Liu L, Tang G, et al. Highly constrained entry trajectory generation [J]. *Acta Astronautica*, 2013, 88(1): 44-60.
- [18] Bryson A E, Ho Y C. Applied optimal control: optimization, estimation and control [M]. Washington, DC: Hemisphere Publishing Company, 1975.
- [19] Phillips T. A common aero vehicle (CAV) model, description and employment guide [R]. New York: Schafer Corporation For AFRL and AFSPC, 2003.