

远程滑翔导弹滑翔段制导算法研究

魏毅寅, 李瑜, 段广仁

(哈尔滨工业大学航天学院, 哈尔滨 150001)

摘要: 提出了一种满足多种约束的远程滑翔导弹滑翔段在线规划制导算法。给出了攻角参考剖面与倾侧角大小的边界。利用拟平衡滑翔条件简化了滑翔段弹道。考虑地球旋转影响, 利用修正的拟平衡滑翔条件, 并结合速度与待飞航程的关系, 将满足多约束的纵向参考弹道设计问题转化为单参数搜索问题。利用LQR方法完成纵向参考弹道跟踪, 并采用改进的侧向制导策略生成侧向弹道。仿真结果表明, 给出的制导算法可在线生成满足多种约束的三自由度弹道, 在远程滑翔导弹滑翔段制导控制方面有一定的应用前景。

关键词: 远程滑翔导弹; 滑翔制导; 拟平衡滑翔条件

中图分类号: V412.1; V412.4

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2009)02-0481-05

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.00.014

0 引言

由于导弹突防及远程精确打击的需要, 传统的弹道导弹和飞航导弹已不能满足作战需求, 因此, 有必要发展一种结合弹道导弹和飞航导弹两者优点的新型导弹——远程滑翔导弹^[1]。

制导技术是远程滑翔导弹的关键技术之一。滑翔飞行制导算法已在航天飞机等滑翔飞行器上得到了成功的应用^[2]。但远程滑翔导弹在大气内更长时间高速飞行, 带来了更大的飞行环境不确定性, 因此, 要求制导方法也具有更高的精度和自适应性。滑翔段制导方法一般采用参考弹道规划法, 可分为在线与离线两种^[3], 而在线参考弹道规划方法能有效提高制导精度和自适应性^[4]。

国内外已有众多学者对滑翔飞行器的制导方法进行了研究。Harpold等将滑翔制导分成纵向制导和侧向制导, 通过跟踪事先规划好的阻力加速度参考剖面获得纵向控制, 同时基于航向误差走廊实现侧向控制^[2]。Mease等人将滑翔轨迹规划从二维扩展到三维, 并基于降阶的运动方程实现纵、横向参考阻力剖面的在线弹道规划^[5]。Roenneke基于射程需求, 给出了一种可在线应用的最优阻力剖面设计方法^[6]。Bollino对滑翔飞行器的非线性反馈制导律进行了分析, 并研究了制导指令的生成和跟踪等

问题^[7]。赵汉元对滑翔制导方法进行了分析与总结, 并给出了一种标准轨道制导法^[8]。Shen和Lu利用拟平衡滑翔条件(QEGC), 将弹道约束转换为控制量约束, 并将弹道规划问题转化为两个单参数搜索问题, 提高了弹道生成速度^[9], 但未考虑地球旋转对制导精度影响和横向控制问题。

航天飞机和RLV等高超声速滑翔再入飞行器的升阻比较小、离轨高度较高, 因此, 再入段制导通常包括初始下降段与拟平衡滑翔段等。而远程滑翔导弹具有更大的升阻比和更低的初始滑翔高度, 可使整个滑翔段处于拟平衡滑翔状态, 为利用QEGC进行滑翔制导提供了有利条件。本文在文献[9]的基础上, 考虑了地球旋转影响和横向控制问题, 给出了适用于远程滑翔导弹滑翔段的制导算法。建立了导弹的无量纲三自由度动力学方程, 设计了攻角参考剖面, 分析了倾侧角大小边界, 并将滑翔段制导分为纵向与侧向制导, 给出了纵向和侧向参考弹道规划与跟踪控制方法。

1 动力学方程

考虑地球旋转、忽略地球扁率, 远程滑翔导弹在极坐标系下的无量纲运动方程为^[10]:

$$\dot{V} = -D - \left(\frac{\sin\gamma}{r^2} \right) + \Omega^2 r \cos\phi (\sin\gamma \cos\phi - \cos\gamma \sin\phi \cos\psi) \quad (1)$$

$$\dot{\psi} = \frac{1}{V} \left[\frac{L \sin \sigma}{\cos \gamma} + \frac{V^2}{r} \cos \gamma \sin \psi \tan \phi - 2\Omega V (\tan \gamma \cos \psi \cos \phi - \sin \phi) + \frac{\Omega^2 r}{\cos \gamma} \sin \psi \sin \phi \cos \phi \right] \quad (2)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{V} \left[L \cos \sigma + \left(V^2 - \frac{1}{r} \right) \left(\frac{\cos \gamma}{r} \right) + 2\Omega V \cos \phi \sin \psi + \Omega^2 r \cos \phi \cdot (\cos \gamma \cos \phi + \sin \gamma \cos \psi \sin \phi) \right] \quad (3)$$

$$\dot{r} = V \sin \gamma \quad (4)$$

$$\dot{\theta} = \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{r \cos \phi} \quad (5)$$

$$\dot{\phi} = \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r} \quad (6)$$

其中, r 为地心矢径, 其无量纲化变量是地球半径 $R_0 = 6378 \text{ km}$; θ 和 ϕ 分别是经、纬度; V 为飞行器速度, 其无量纲化变量为 $V_c = \sqrt{g_0 R_0}$, 且 $g_0 = 9.81 \text{ m/s}^2$; γ 为航迹角; σ 为倾侧角; ψ 为航向角, 从当地正北方向顺时针测量; τ 为时间, 其无量纲化变量为 $\sqrt{R_0/g_0}$; Ω 为地球自转角速度, 其无量纲化变量为 $\sqrt{g_0/R_0}$ 。 D 和 L 分别为气动阻力和升力加速度, 即 $D = \rho (V_c V)^2 S_{\text{ref}} C_D / (2mg_0)$, $L = \rho (V_c V)^2 S_{\text{ref}} C_L / (2mg_0)$, 其中 ρ 是大气密度, S_{ref} 是参考有效面积, m 是导弹质量, 应注意由于阻力系数 C_D 和升力系数 C_L 依赖于攻角 α 的大小而变化, 所以 D 和 L 也是攻角 α 的函数。

2 攻角参考剖面与倾侧角边界分析

攻角参考剖面是指设定的攻角随速度变化曲线。倾侧角边界是指在多种弹道约束条件下, 倾侧角大小的最大范围, 以下将分别对两者进行分析。

2.1 攻角曲线分析

远程滑翔导弹为一大升阻比再入飞行器, 热防护等约束是攻角曲线设计的重要因素。借鉴航天飞机的再入标称攻角曲线, 设计攻角曲线为速度的分段线性函数, 即:

$$\alpha = \begin{cases} \frac{\alpha_{\text{max}/D}}{V_1 - V_c} (V - V_c), & V_1 \leq V \leq V_c \\ \alpha_{\text{max}/D}, & V_f \leq V \leq V_1 \end{cases} \quad (7)$$

其中, $\alpha_{\text{max}/D}$ 为最大升阻比对应的攻角。 V_c 与 V_f 对

应分离点与下压点速度, V_1 为过渡速度。

2.2 倾侧角边界分析

在滑翔飞行过程中, 典型的不等式弹道约束包括:

$$\dot{Q} \leq \dot{Q}_{\text{max}} \quad (8)$$

$$|L/mg| \leq n_{\gamma_{\text{max}}} \quad (9)$$

$$q \leq q_{\text{max}} \quad (10)$$

$$\left[\frac{1}{r} - V^2 \right] \left(\frac{1}{r} \right) - L \cos \sigma_{EQ} \leq 0 \quad (11)$$

其中, 式 (8) 是滑翔导弹头部驻点热流约束, 取

$$\dot{Q} = \frac{K_r}{\sqrt{R_c}} \rho^{1/2} v^{3.05}, \quad K_r \text{ 是一个常系数, 其值为 } 1.158 \times$$

10^{-4} , v 是真实飞行速度, 而 R_c 为滑翔弹鼻头半径, 取为 0.09 m ; 式 (9) 为法向过载约束; 式 (10) 为动压约束, 其中 $q = \rho (V_c V)^2 / 2$ 。 \dot{Q}_{max} 、 $n_{\gamma_{\text{max}}}$ 和 q_{max} 由导弹总体参数决定, 可以理解为“硬约束”, 这些约束必须被严格满足。其中, q_{max} 取为 220 kPa , $n_{\gamma_{\text{max}}}$ 为 5, \dot{Q}_{max} 为 600 W/cm^2 。对于约束式 (11), 当其被要求为等式时, 称为在 $\sigma = \sigma_{EQ}$ 下的平衡滑翔条件, 其中 σ_{EQ} 是一个常值, 平衡滑翔条件是通过在方程 (3) 中消去地球自转项, 并令 $\dot{\gamma} = 0$ 和 $\dot{\psi} = 0$ 而得到的。这个约束有利于减少滑翔弹道的高度振荡, 保持了倾侧角边界, 使大部分的飞行过程中 $\sigma \geq \sigma_{EQ}$ 。因此, 约束 (11) 是一个“软约束”, 在飞行过程中不必严格执行。

滑翔弹头具有较大的升阻比, 可以较长时间在大气层内滑翔飞行。在求解滑翔弹道时可以应用修正的平衡滑翔条件, 以实现在线弹道规划。滑翔弹道的弹道倾角 γ 比较小且变化相对缓慢。在方程 (3) 中, 可近似认为 $\cos \gamma \approx 1$ 和 $\dot{\gamma} = 0$ 成立, 考虑较大航向角问题, 并保留地球自转项可推出:

$$L \cos \sigma + \left(V^2 - \frac{1}{r} \right) \frac{1}{r} - 2\Omega V = 0 \quad (12)$$

式 (12) 称为修正的拟平衡滑翔条件^[11]。式中, r , V , γ 三个变量只要知道其中的两个就可求出另外一个。由前面给出的滑翔飞行约束 (8) - (11), 可确定极限飞行情况下滑翔导弹的飞行走廊。因此, 在给定速度范围内便可推出倾侧角边界 $|\sigma|_{\text{max}}$ 和 $|\sigma|_{\text{min}}$, 见图 1。其中, $|\sigma|_{\text{min}} = \sigma_{EQ}$, $|\sigma|_{\text{max}}$ 由再入走廊下边界确定。倾侧角必须在 $[|\sigma|_{\text{min}}, |\sigma|_{\text{max}}]$ 内。

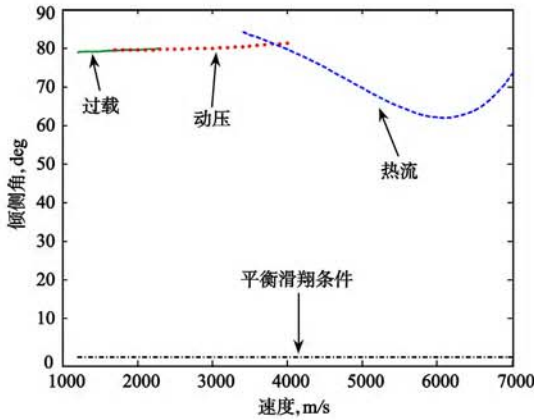


图 1 倾侧角边界

Fig. 1 Boundary of bank angle

3 制导算法

3.1 纵向参考弹道生成

纵向参考弹道生成主要是应用修正的平衡滑翔条件,设计满足约束要求的控制变量 $|\sigma|$ 。在近似平衡滑翔阶段的中间点,定义一个待定的 σ_{mid} ,然后,由 $\{\sigma_0, \sigma_{mid}, \sigma_1\}$ 可定义一个分段线性剖面 $\sigma(V)$, 即:

$$\sigma = \begin{cases} \sigma_{EQ}(V) & \text{当 } \sigma(V) < \sigma_{EQ}(V) \\ \sigma(V) & \text{当 } \sigma_{EQ}(V) \leq \sigma(V) < \sigma_{max}(V) \\ \sigma_{max}(V) & \text{当 } \sigma(V) > \sigma_{max}(V) \end{cases} \quad (13)$$

为了求解 σ_{mid} , 定义待飞航程 $S_{to go}$ 满足:

$$\dot{S}_{to go} = -V \cos \gamma \cos \Delta \psi / r \quad (14)$$

其中, $\Delta \psi$ 为航向角与目标视线角的差值。忽略地球旋转, (14) 与 (1) 联立可得:

$$\frac{dV}{dS_{to go}} = \frac{r}{V \cos \gamma \cos \Delta \psi} \left(D + \frac{\sin \gamma}{r^2} \right) \quad (15)$$

由于 γ 在再入过程中为小量, 所以取 $\cos \gamma \approx 1, \sin \gamma \approx 0$ 。用 $L(C_D/C_L)$ 替换 D , 且令 L 从修正平衡滑翔条件取得, 可进一步得到:

$$\frac{dV}{dS_{to go}} = \left(\frac{1}{r} - V^2 - 2\Omega r V \right) \frac{(C_D/C_L)}{V \cos \sigma \cos \Delta \psi} \quad (16)$$

注意到在无量纲形式下, $r \approx 1$ 。上式中, 在平衡滑翔阶段最大的影响因素是 $\cos \sigma$ 。如果 σ 被设置成 V 的函数, 则对于不同的 V, r 均能由修正的拟平衡滑翔条件得到, C_D 和 C_L 由攻角剖面取得, 所以方程 (16) 右侧可被完全确定。对于任意 $\sigma(V)$ 剖面, 可以在设定的 $S_{to go}$ 范围内对方程 (16) 进行数值积分, 获得 $V(S_{to go})$ 。

由于远程滑翔导弹可能进行大范围横向机动, 因此, 式 (16) 中的 $\Delta \psi$ 不可省略。取滑翔段初始时刻的 $\Delta \psi$ 为 $\Delta \psi_0$, 结束时刻的 $\Delta \psi$ 为 $\Delta \psi_f$ 。整个滑翔段的 $\Delta \psi$ 可近似表示为:

$$\Delta \psi = \frac{\Delta \psi_0 + (V - V_0)}{(V_f - V_0) (\Delta \psi_f - \Delta \psi_0)} \quad (17)$$

末端倾侧角 σ_f 可由 r_f 和 V_f 根据近似平衡滑翔条件获得。确定 σ_{mid} 的值使得近似平衡滑翔阶段积分得到的末端速度等于 V_f , 当该条件满足时, 近似平衡滑翔条件的末端 r 值将自动等于 r_f 。近似平衡滑翔阶段的末速度 V_f 是 σ_{mid} 的强单调函数, 割线方法是搜索 σ_{mid} 比较简单而有效的方法^[9]:

$$\sigma_{mid}^{(i+1)} = \sigma_{mid}^{(i)} - \frac{\sigma_{mid}^{(i)} - \sigma_{mid}^{(i-1)}}{V_{QEC1}^{(i)} - V_{QEC1}^{(i-1)}} (V_{QEC1}^{(i)} - V_f) \quad (18)$$

其中, $V_{QEC1}^{(i)}$ 是当 $\sigma_{mid}^{(i)}$ 被用作 σ_{mid} 时近似平衡滑翔阶段的末速度。要注意到每一个 $V_{QEC1}^{(i)}$ 都包括对方程 (16) 的积分。但是, 由于 V_{QEC1} 关于 σ_{mid} 强单调, 所以迭代收敛速度很快。

弹道倾角 γ 可通过沿弹道进行有限差分得到。综上, V, r, γ 均可计算得到, 纵向参考轨道也随之确定。

3.2 纵向弹道跟踪

对纵向动力学方程 (1), (3) 与 (4) 进行线性化, 可以得到线性时变微分方程:

$$\begin{bmatrix} \delta r' \\ \delta V' \\ \delta \gamma' \end{bmatrix} = A(S_{to go}) \begin{bmatrix} \delta r \\ \delta V \\ \delta \gamma \end{bmatrix} + B(S_{to go}) \begin{bmatrix} \delta \sigma \\ \delta \alpha \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$y = C(S_{to go}) \begin{bmatrix} \delta r \\ \delta V \\ \delta \gamma \end{bmatrix}$$

调节器的性能指标取为:

$$J = \int_0^{\infty} [x^T(t) Q x(t) + u^T(t) R u(t)] dt \quad (20)$$

其中, A, B, C, Q 和 R 采用文献 [9] 所给形式。

反馈控制律可采用如下的形式

$$\delta u = -K(S_{to go}) \delta x \quad (21)$$

其中 $\delta u = (\delta \alpha, \delta \sigma)^T, \delta x = (\delta r, \delta V, \delta \gamma)^T$ 。

对于特定飞行器, 给定一条参考弹道, 利用 Matlab 软件的 lqr 函数便可计算得到反馈增益矩阵 K , 纵向弹道的实际控制量为:

$$|\sigma| = |\sigma_{ref}(S_{to go})| + \delta \sigma \quad (22)$$

$$\alpha = \alpha_{ref}(S_{to go}) + \delta \alpha \quad (23)$$

3.3 侧向弹道生成

纵向跟踪控制器仅能确定倾侧角 σ 的数值大小,不能确定它的符号,因此必须实施侧向制导以确定倾侧角 σ 的符号。从而确定侧向弹道的 ψ, θ 和 ϕ 。

航天飞机等滑翔飞行器通常采用航向角误差走廊法以实现大横程条件下侧向控制,其末端航向角误差较大,制导精度较低^[11]。RLV 等滑翔飞行器可采用偏差距离法进行小横程下侧向控制,其末端航向角误差较小,制导精度较高^[9]。远程滑翔导弹具有较大的升阻比,可进行大范围横向机动,且制导精度要求较高。因此,上述倾侧角反转策略难以适用。远程滑翔导弹的滑翔初、中段横程较大,末端横程较小。结合此特点,这里给出一种改进的侧向制导策略,滑翔初、中段采用分段航向角误差走廊确定倾侧角符号以实现大横程下侧向控制,滑翔末段采用偏差距离法确定倾侧角符号以实现小横程下侧向控制。两种侧向控制策略的接合点由数值试验给出。为了保证末端速度方向指向目标点,令末端视线角误差为:

$$|\Delta\psi_f| \leq 2.5^\circ \quad (24)$$

综上,通过纵向参考弹道的生成与跟踪控制,及侧向弹道生成,即可完成远程滑翔导弹滑翔段的制导。

4 算例及分析

远程滑翔导弹的相关总体参数参考美国的 CAV-H。其采用尖鼻头、尖翼前缘外形,以提高升阻比,参考面积取为 0.48387m^2 ,质量为 907kg 。最大升阻比对应攻角为 10° 。CAV-H 采用耐高温,高强度外壳^[12]。

为验证此制导算法,给出以下一组算例。取初始高度为 59.6km ,速度为 6522.9m/s ,弹道倾角为 0.146deg ,航向角为 90deg ,经度为 40deg ,纬度为 0deg 。给定终端高度为 26km ,速度为 1700m/s ,弹道倾角为 -3.5deg ,经度为 150deg ,纬度为 -4deg 。

图 2 给出了三维跟踪弹道曲线,图 3 给出了攻角变化曲线,图 4 给出了倾侧角变化曲线。结果表明,跟踪弹道的航程满足约束要求,高度变化较为平缓;攻角在设定值附近变化;倾侧角在设定边界内,且进行了 5 次反转。

图 5 给出了满足前述约束的飞行走廊及跟踪弹道。可见,跟踪弹道满足了所给动压、过载和热流约束。在滑翔初期,由于热流为主要约束,因此跟踪弹

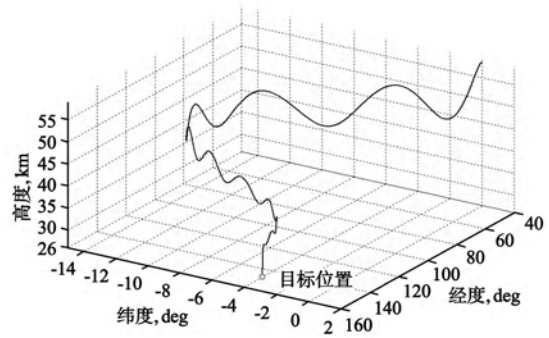


图 2 三维滑翔弹道

Fig. 2 Three-dimensional reentry trajectories

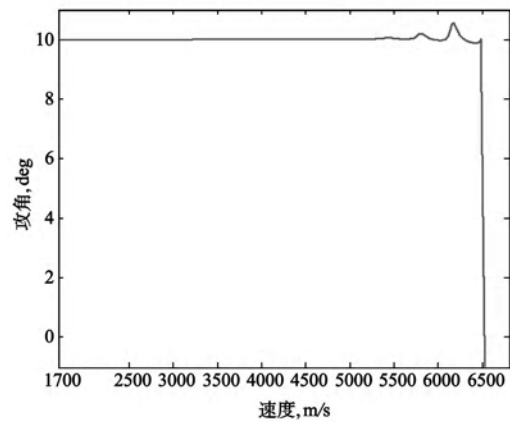


图 3 攻角变化曲线

Fig. 3 Attack angle Vs. velocity

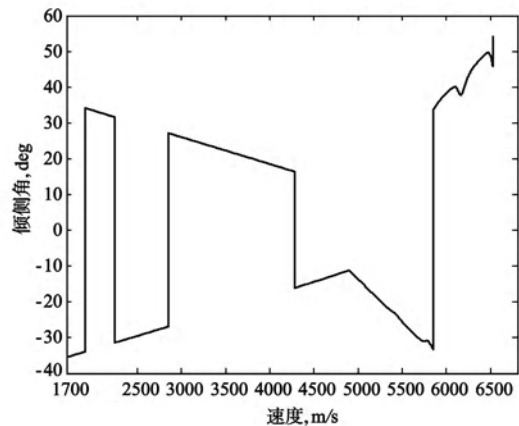


图 4 倾侧角变化曲线

Fig. 4 Bank angle Vs. velocity

道非常接近于此边界。同时,由于平衡滑翔约束属于“软约束”,跟踪弹道在前半段稍微越过了此边界,随后逐渐控制回边界内。

图 6 给出了航向误差走廊与航向角误差变化曲线。结果表明,航向角误差在设定的误差走廊内,末端航向角误差满足式 (24) 设定的约束。

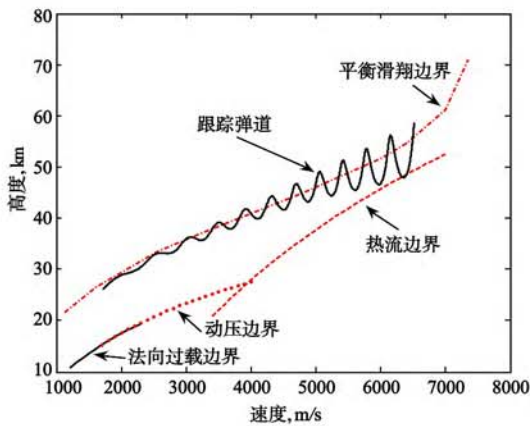


图 5 跟踪弹道与飞行走廊比较图

Fig. 5 The comparison of tracking trajectory and flight corridor

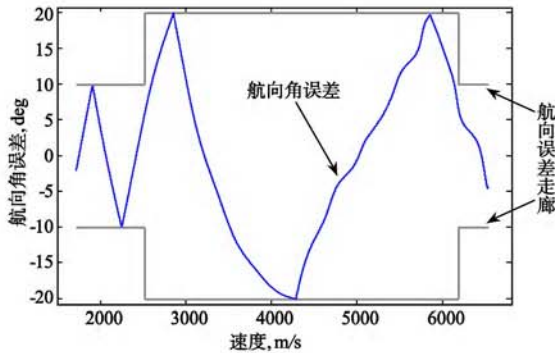


图 6 航向角误差

Fig. 6 Heading angle error Vs. velocity

5 结论

本文研究了一种远程滑翔导弹的滑翔段制导算法。首先完成了滑翔段攻角曲线和倾侧角大小边界设计,利用修正平衡滑翔条件近似滑翔段弹道。为简化问题,将该段的纵、横向弹道分别设计。将侧倾角控制变量设计为单参数的速度的分段线性函数,该参数可在速度—航程的一维空间中快速搜索得到。利用 LQR 方法对纵向轨迹进行跟踪控制,并基于改进的航向角控制方法实现了横向弹道设计。结果表明,利用本文的方法可在线生成一条满足多约束的远程滑翔导弹三自由度滑翔弹道,并完成在线制导。因此,该方法对解决远程滑翔导弹的滑翔段制导问题有一定的参考价值。

参考文献:

[1] 关世义. 基于钱学森弹道新概念飞航导弹 [J]. 飞航导弹, 2003 (1): 1-4. [GUAN Shi-yi. New concept aerodynamic mis-

ile based on tsien hsue-shen trajectory [J]. Winged Missiles Journal, 2003 (1): 1-4 (in Chinese).]

[2] Harpold J C, Graves C A. Shuttle Entry Guidance [J]. The Journal of the Astronautical Sciences, 1979, 37 (3): 239-268.

[3] 陈刚,董龙雷,闫桂荣. 航天器再入制导方法研究现状与发展评述 [J]. 飞行力学, 2008, 26 (1): 1-5. [CHEN Gang, DONG Long-lei, YAN Gui-rong. Recent status and development review of spacecraft reentry guidance methods [J]. Flight Dynamics, 2008, 26 (1): 1-5.]

[4] Zummenm C, Dukeamm G amd Hanson, J. Automatic method to compute orbital reentry trajectories with heating constraints [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2003, 26 (4): 523-529.

[5] Mease K D, Chen D, Teufel P and Schonenberger H. Reduced-order entry trajectory planning for acceleration guidance [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2002, 25 (2): 257-266.

[6] Roenneke A J. Adaptive onboard guidance for entry vehicle [C] // Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA, Reston, VA, 2001.

[7] Bollino K, Ross M. Optimal nonlinear feedback guidance for re-entry vehicles [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Keystone, Colorado, Aug. 21-24, 2006. AIAA-2006-6074.

[8] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导 [M]. 长沙:国防科技大学出版社, 1997: 133-138. [ZHAO Han-yuan. Vehicle Reentry Dynamics and Guidance [M]. Changsha: National University of Defense Technology, 1997: 133-138.]

[9] Shen Z, Lu P. Onboard generation of three-dimensional constrained entry trajectories [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2003, 26 (1): 110-121.

[10] Vinh N X, Busemann A, Culp R D. Hypersonic and Planetary Entry Flight Mechanics, Univ. of Michigan Press, Ann Arbor, MI, 1980: 26-27.

[11] 雍恩米,唐国金,陈磊. 高超声速无动力远程滑翔飞行器多约束条件下的轨迹快速生成 [J]. 宇航学报, 2008, 29 (1): 46-52. [YONG En-mi, TANG Guo-jin, CHEN Lei. Rapid trajectory planning for hypersonic unpowered long-rang reentry vehicles with multi-constrains [J]. Journal of Astronautics, 2008, 29 (1): 46-52.]

[12] Corporation T P. A Common Aero Vehicle Model, Description, and Employment Guide [EB/OL]. [2003] http://www.dtic.Mil/matris/sbir/sbir041srch/af031a.doc.

作者简介:魏毅寅(1962-),男,博士生,研究员,研究方向为飞行器制导与控制。
通信地址:哈尔滨工业大学 345 信箱 (150001)
电话:13796632606
E-mail:yuulee@gmail.com