再入飞行器标称攻角优化设计

李惠峰 张 冉

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 再入飞行器的标称攻角在弹道规划以及飞行器覆盖能力分析中起到重要作用,由于再入飞行中气动加热严重,过载和动压约束严格,给标称攻角的设计带来很大困难. 针对弹道射面内最大纵程和最小总热载荷问题,在考虑热流、动压和过载约束下分别进行标称飞行攻角的优化设计. 首先将过程约束转化为对控制量攻角的约束,将需要优化的标称攻角通过分段线性函数参数化,把最优控制问题转化为4个参数的寻优问题,然后利用遗传算法获得参数的初始猜想,并设计序列二次规划(SQP,Sequential Quadratic Programming)算法求解. 仿真结果显示该方法能够快速获取再入标称飞行攻角,为再入轨迹优化和制导总体设计提供参考.

关 键 词: 再入飞行器; 标称攻角; 准平衡滑翔; 攻角参数化

中图分类号: V 448.235

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)08-0996-05

Optimal design of nominal attack of angle for re-entry vehicle

Li Huifeng Zang Ran

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The design of nominal attack of angle is important for re-entry vehicle. It is also a challenge because of constrains such as air heating, loading and dynamic pressure. A rapid optimal design method for nominal attack of angle was proposed. First the path constrains were converted into control constrain for attack of angle. Then the attack of angle was parameterized by four parameters. The genetic algorithm was used to obtain the initial guess of parameters. Finally the re-entry trajectory was solved by sequential quadratic programming(SQP) technique. The simulation results show that the method finds the optimal nominal attack of angle quickly and can be used for the re-entry trajectory optimization and guidance researches.

Key words: re-entry vehicle; nominal attack of angle; quasi-equilibrium glide; attack of angle parametric

现役航天飞机与可重复使用运载器(如X-33)的再入,都是提前设定飞行攻角,按照标称飞行攻角完成再入任务. 当飞行器在大气层内再入过程中遇到干扰与不确定情况,或出现因倾斜角反转带来的弹道跳跃现象,飞行器也仅仅是在标称飞行攻角的基础上进行微调. 因此,标称攻角的合理设计是飞行任务成功完成的必要保证. 此外,在弹道规划以及飞行器覆盖能力分析中,标称攻角的优化设计也具有十分重要的作用.

对于高超声速再入飞行器,进入稠密大气层的初始阶段,气动加热问题最为严重,为减小气动加热,飞行器需要将防热面以最佳的姿态迎风来降低最大热流率,这就需要设计合理的飞行攻角以满足飞行器热防护的要求. 同时,再入飞行器的纵程同样是攻角设计中需要考虑的,飞行器以大升阻比飞行对应的射程会比较大,不同的标称攻角,将对射程将产生极大的影响[1].

目前国内外在进行再入轨迹规划时,一般都

收稿日期: 2011-03-31; **网络出版时间**: 2012-08-23 14:55

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120823.1455.005.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61174221); 航空基金资助项目(2008ZA51002)

作者简介: 李惠峰(1970 -),女,陕西薄城人,教授,lihuifeng@buaa.edu.cn.

根据工程经验设定标称飞行攻角,然后以倾斜角为控制量,在考虑气动加热、过载和动压等约束的情况下,对飞行轨迹进行优化[2-4].

为了给制导总体设计提供参考,为导航、姿控等系统提供参考弹道,本文提出了对再入飞行器标称攻角进行优化设计的方法,在弹道射面内考虑热流、动压和过载约束下分别以最大纵程和最小总热载荷为性能泛函进行标称攻角的优化. 通过将标称攻角近似为分段线性函数,将需要优化的标称攻角参数化;利用遗传算法获得参数的初始猜想,并设计(SQP, Sequential Quadratic Programming)算法求解. 仿真结果显示,本文提出的攻角优化方法能在满足约束下快速获取标称攻角,所获得的标称攻角可用于再入轨迹优化和覆盖区求解等制导总体设计和分析.

1　再入动力学方程

本文主要讨论从再入点俯冲到滑翔飞行段结束. 再入飞行器求最大射程时,需要满足倾斜角 $\cos\sigma$ 与升阻比 C_L/C_D 取最大,而升阻比最大时可能导致违背过程约束,因此选择在射面内进行攻角的优化设计,这样得到的优化轨迹为满足过程约束下所对应的最大射程. 对三自由度运动方程组做如下处理(如无说明,文中变量为标量):

1) 将倾斜角控制量 $\sigma=0$,最优轨迹的控制量为攻角 α;

2) 为了将总热载荷 $\int\dot{Q}\mathrm{d}t$ 这个积分型性能指标变为末值型性能指标,在原有 6 个状态的三自由度方程基础上增加一个热流率的方程,即增加一个状态变量——热流 Q;

3) 为了提高数值计算精度,增强算法收敛性和收敛速度,对变量进行归一化[4],其中变量热流 Q 归一化处理如下(m 为飞行器质量,g_0 为海平面重力加速度,R_0 为地球平均半径):

$$\tilde{Q}=\frac{Q}{mg_0R_0} \tag{1}$$

归一化后的动力学方程组如下所示[5]:

$$\dot{r}=V\sin\gamma$$

$$\dot{\theta}=V\cos\gamma\sin\psi/r\cos\phi$$

$$\dot{\phi}=V\cos\gamma\cos\psi/r$$

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

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

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

$$\dot{Q}=k_Q\sqrt{\rho}V^{3.15}$$

其中,r 为飞行器质心距地心的径向距离;V 为相对于地球固连坐标系的速度;θ 为所处位置的经度;ϕ 为纬度;γ 为速度倾角;ψ 为速度偏角;Ω 为地球自转角速度;L 为升力;D 为阻力;而 k_Q 为常数.

2　过程约束的转化

在对攻角进行优化过程中,会遇到热流率、动压以及过载等过程约束带来的困难,优化得到的攻角必须要满足这些约束才有工程应用价值,因此,本节利用再入飞行器的准平衡滑翔假设[6]将过程约束问题转化为对轨迹控制量攻角的约束,进而保证优化结果满足约束要求.

将弹道分为初始俯冲段与准平衡滑翔段:初始俯冲段是从再入点开始,由于初始高度大气稀薄不能形成有效的气动力控制,无法进行准平衡滑翔飞行,但这段轨迹控制的好坏直接影响到飞行器能否顺利进行准平衡滑翔;滑翔段是指当再入飞行器到达一定高度后,能够利用气动力与地球引力的共同作用进行滑翔飞行. 下面根据两段的特点分别将过程约束转化为对攻角的约束.

2.1　初始俯冲段

初始俯冲段的过程约束主要为热流率约束,为保证初始俯冲段不违背热流率约束,攻角不能太小,但攻角过大时,会导致飞行器在完成初始俯冲后出现一个幅值很大的弹道跳跃(如图 1).

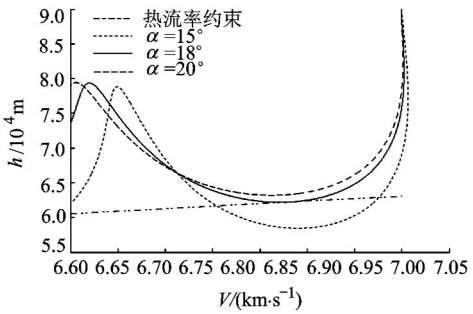


图 1　不同攻角对应的初始俯冲段

从图 1 中看到,当攻角为 $\alpha=15°$ 时,初始俯冲段出现严重违背热流约束的情况;当 $\alpha=$

18.656°时,初始俯冲段的轨迹恰好与热流率约束轨迹相切;当 $\alpha = 20°$ 时,初始俯冲轨迹的最低点距热流率边界有段距离. 因此,再入飞行器初始俯冲段攻角不能小于某临界值 α_C,该攻角使得初始俯冲段轨迹在一定速度 V_C 时满足:

$$F(\alpha) = \dot{Q} - \dot{Q}_{\max} = 0 \tag{2}$$

$$\left| \left(\frac{\mathrm{d}r}{\mathrm{d}V}\right)_{\text{实际轨迹}} - \left(\frac{\mathrm{d}r}{\mathrm{d}V}\right)_{\text{准平衡滑翔假设轨迹}} \right|_{V=V_C} \leqslant \delta \tag{3}$$

其中,速度 V_C 同时也是轨迹进入准平衡滑翔段的标志,δ 为很小的正数. 通过式(2)与式(3)可得到本文中再入飞行器在初始俯冲段所允许的最小攻角为 $\alpha_C = 18.656°$,对应速度为 $V_C = 6\,884$ m/s.

2.2 准平衡滑翔段

通过满足准平衡滑翔(QEGC, Quasi-Equilibrium Glide Condition)假设的式(1)将 r-V 空间中的过程约束转化为对攻角下限的约束:

$$(1/r - V^2)/r - L(\alpha)\cos\sigma_{\text{QEGC}} = 0 \tag{4}$$

热流率、动压和过载约束在 r-V 空间中为

$$\dot{Q} = K_{\dot{Q}}\rho^{0.5}V^{3.15} \leqslant \dot{Q}_{\max} \tag{5}$$

$$q = 0.5\rho V^2 \leqslant q_{\max} \tag{6}$$

$$n = \sqrt{(L^2 + D^2)}/mg \leqslant n_{\max} \tag{7}$$

通过式(4),将过程约束转化为攻角的下限:

$$C_L(\alpha) = (1/r - V^2)/(rK\rho(r)V^2\cos\sigma_{\text{QEGC}}) \tag{8}$$

其中,$\rho(r)$ 为空气密度;$K = R_0 S_{\text{ref}}/2m$. 通过升力系数 $C_L(\alpha)$ 可反解得到相应的攻角 α. 需要指出:热流率约束一般对应的高度比较高,对热流率求最小攻角时不能将 r 近似为 1. 但对过载与动压约束来说,它们所处高度相对较低,因此求解对应攻角约束时可将 r 近似为 1,式(8)转化为

$$C_L(\alpha) = (1 - V^2)/(K\rho(r)V^2\cos\sigma_{\text{QEGC}}) \tag{9}$$

当 $\sigma_{\text{QEGC}} = 0$ 时,根据式(8)与式(9)得到图 2 所示的最小攻角约束.

如图 3 所示,当 σ_{QEGC} 依次增大时,所对应的攻角下限值会向上移动,这说明飞行器在准平衡滑翔过程中可用攻角的范围在逐渐变小.

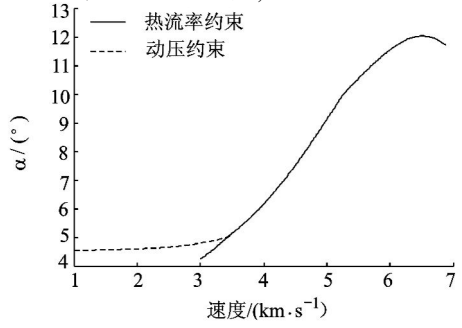


图 2 过程约束转化为最小攻角约束

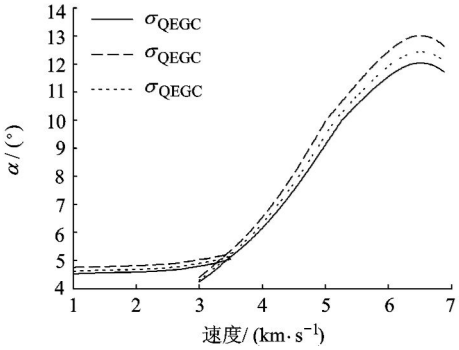


图 3 不同 σ_{QEGC} 时攻角约束

3 攻角优化问题求解

本文攻角优化的性能泛函主要是最大纵程和总吸热量两个性能指标:

1) 最大纵程性能指标. 根据球面几何关系,射面内最大纵程性能指标的近似表达式如下:

$$\min J_1 = \min\{\cos(S_{\text{downrange}})\} = \min\{\sin\phi_0\sin\phi_f + \cos\phi_0\cos\phi_f\cos(\theta_0 - \theta_f)\} \tag{10}$$

2) 总气动加热量性能指标. 总吸热量由对飞行器的驻点热流率在给定射程下直接积分得到:

$$\min J_2 = \min(Q + \omega_S \mid S_{\text{downrange}} - S_p \mid) \tag{11}$$

终端状态约束为能量约束:

$$\pi_1(x_f(\tau_f)) = \frac{1}{r_f} - \frac{V_f^2}{2} - e_f = 0 \tag{12}$$

攻角的求解是一个具有过程约束及终端状态约束的最优控制问题. 本节利用最优控制直接法进行求解:基于工程应用与提高算法效率两方面的考虑,对需要优化的标称攻角首先进行参数化处理,将最优控制问题转化为 4 个参数的寻优问题;然后利用遗传算法具有的全局寻优能力寻找参数的初始猜想,最后使用 SQP 算法得到解.

3.1 攻角的参数化

直接法数值求解通常将控制量按时间离散成若干个节点,节点之间用线性多项式来近似,然后对离散点处的攻角进行参数寻优. 在对攻角进行足够的离散后,优化结果与最优结果十分接近,但寻优参数比较多,算法速度慢且较难收敛. 为了考虑热防护等具体工程实际,提高优化攻角的工程应用价值和优化算法的效率,本节提出了将标称飞行攻角近似为分段线性函数进行求解的方法. 如图 4 所示,其中 $V_C < V \leqslant V_0$ 的部分为初始俯冲段,$V_f < V \leqslant V_C$ 的部分为准平衡滑翔段.

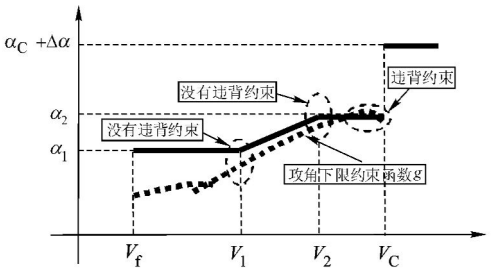


图 4　标称飞行攻角分段及攻角约束示意

$$\alpha=\begin{cases}\alpha_C+\Delta\alpha & V_C<V\leqslant V_0\\ \alpha_2 & V_2\leqslant V\leqslant V_C\\ \dfrac{\alpha_1-\alpha_2}{V_2-V_1}(V-V_1)+\alpha_2 & V_1\leqslant V\leqslant V_2\\ \alpha_1 & V_f\leqslant V\leqslant V_1\end{cases}\tag{13}$$

根据攻角约束分析,初始俯冲段存在攻角下限 α_C,如超过此值,在初始俯冲段将会违背热流率约束,因此初始俯冲段的标称攻角一定大于攻角下限:$\alpha_C+\Delta\alpha$. 由于在此段的允许最小攻角为 $\alpha=18.656$,而允许最大攻角为 $\alpha=20°$,所以攻角可寻参范围非常小,为减小寻参数量,此段攻角直接取允许最大攻角:$\alpha_C+\Delta\alpha=20°$.

在准平衡滑翔段中,飞行攻角同样存在下限,为保证飞行攻角不违背约束,选取如图 4 所示的分段线性飞行序列,这样一方面保证攻角约束不被违背,另一方面减少寻参空间的维数. 标称攻角的优化问题就转化为在满足攻角约束前提下的 4 个参数(V_1,α_1)与(V_2,α_2)寻优问题.

3.2　优化算法

控制量参数化后,选择数值优化算法对四个参数进行迭代寻优. 基于 SQP 算法做如下处理:

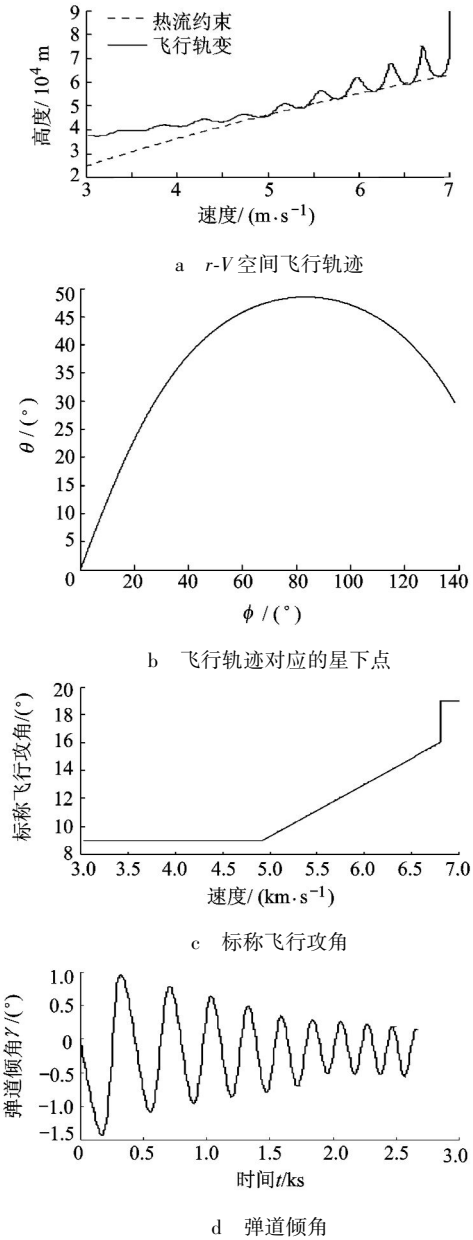
1) 约束的处理. 攻角优化问题主要有两类约束:对攻角下限的约束与优化总吸热量时定纵程的约束. 在算法中将违背约束的多少增加到性能泛函中. 将攻角下限约束表示成如下性能泛函:

$$J_3=\begin{cases}0 & \alpha\geqslant g(V_2)\\ g(V_2)-\alpha_2 & \alpha_2<g(V_2)\end{cases}\tag{14}$$

$$J_4=\begin{cases}0 & \alpha_1\geqslant g(V_1)\\ g(V_1)-\alpha_1 & \alpha_1<g(V_1)\end{cases}\tag{15}$$

其中,$g(\cdot)$为求解 r-V 空间中任意速度下的攻角下限函数. 在参数寻优时,除式(14)、式(15)需要执行外,还要使得 $\alpha_2\geqslant\alpha_{set}$,这样才能保证攻角不违背约束. 此处 α_{set}的设置是考虑到攻角下限函数 $g(\cdot)$并不是单调递减,只对点(V_1,α_1)与(V_2,α_2)约束还不能达到满足约束的要求(图 5 所示).

2) 初始猜想. SQP 局部寻优能力较强,对初始值要求较高,因此初始猜想的选取非常重要,这里利用具有全局寻优能力的遗传算法,结合对再入过程的直观认识,来确定算法的初始猜想.



a　r-V 空间飞行轨迹

b　飞行轨迹对应的星下点

c　标称飞行攻角

d　弹道倾角

图 5　最大纵程结果

4　仿真算例

初始条件:$r=90$ km,经度 $\theta=242.993°$,纬度 $\phi=-18.225°$,$V=7000$ m/s,$\gamma=0°$,$\psi=38.329°$.

4.1　最大纵程仿真结果

在最大纵程为性能指标下,由 SQP 算法得到 4 个参数的寻优结果为

$$\alpha_1=8.961°\qquad V_1=4912\text{ m/s}$$

$$\alpha_2=16.069°\qquad V_2=6810\text{ m/s}$$

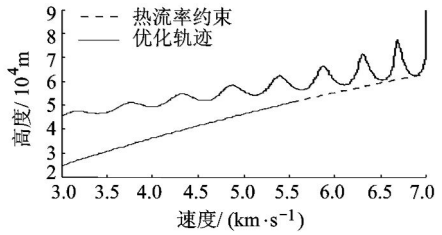
图 5 为仿真结果. 图 5a 显示轨迹贴热流边

界,偶尔出现了违背热流约束的情况,这主要是由于数值积分误差引起的. 图 5b 中,攻角序列在 5 000 ~ 7 000 m/s 之间出现了接近攻角下限的情况,这是因为如果不考虑热流,在射面内飞最大升阻比对应的攻角序列得到的纵程最大.

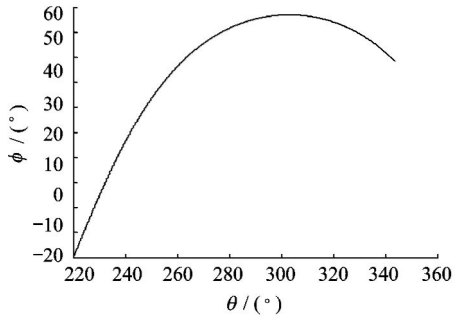
轨迹的终点状态及纵程为:r = 37. 598 km, θ = 371. 206 5°, ϕ = 45. 346 7°, V = 3 027 m/s, 纵程 14 412 km, 总吸热量 9. 946 2 GJ/m^2.

4.2 最小总吸热量仿真结果

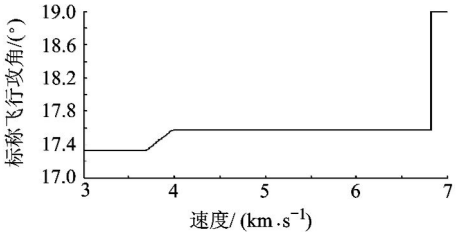
性能指标为吸热量最小,射程为 12 756 km, SQP 算法得到 4 个参数的寻优结果为:α_1 = 17. 331°, V_1 = 3 681 m/s, α_2 = 17. 58°, V_2 = 3 973 m/s. 图 6 为仿真结果,图 6b 显示优化后的攻角基本位于最大攻角附近,有利于热防护:大攻角将产生大的气动升力,从而抬高弹道高度,高空大气稀薄,所以气动加热效应会减弱.



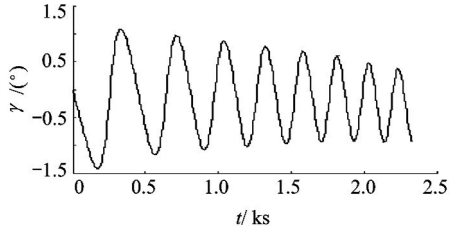
a r-V 空间飞行轨迹



b 飞行轨迹对应的星下点



c 标称飞行攻角



d 弹道倾角

图 6 最小总吸热量结果

轨迹的终点状态及纵程:r = 45. 529 km, θ = 349. 766 1°, ϕ = 50. 089 8°, V = 3 002 m/s, 纵程 12 756 km, 总吸热量 6. 1219 GJ/m^2.

对比最大纵程和最小总吸热量为性能指标的两种仿真结果,可以看到,最小总吸热量的弹道明显比最大纵程的弹道高,而最小总吸热量时的总吸热量是最大纵程时的 61. 55%, 最大纵程时的纵程要比最小总吸热量时大 1 656 km.

5 结 论

本文针对再入飞行器再入飞行标称攻角设计问题,提出了一种快速优化标称攻角的方法:

1) 采用分段线性函数对标称飞行攻角进行近似,将需要优化的标称攻角参数化,可以在保证攻角约束不被违背的同时减少寻参空间的维数;

2) 结合具有全局寻优能力的遗传算法来获取参数的初始猜想,应用 SQP 算法可以提高优化算法的计算速度和收敛性;

3) 本文提出的攻角优化方法能在满足约束下快速获取标称攻角,获得的标称攻角可用于再入轨迹优化和覆盖区分析等研究.

参考文献 (References)

[1] Leavitt A J, Mease K D, Feasible trajectory generation for atmospheric entry guidance [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2007, 30(2): 473 - 481

[2] 王俊波, 田源, 任章. 基于最优化问题的混合再入制导方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 6(36): 736 - 740
Wang Junbo, Tian Yuan, Ren Zhang, Mixed guidance method for reentry vehicles based on optimization [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 6(36): 736 - 740(in Chinese)

[3] 李惠峰, 谢陵. 基于预测校正方法的 RLV 再入制导设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 11(35): 1344 - 1348
Li Huifeng, Xie Ling. Reentry guidance law design for RLV based on predictor-corrector method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 11(35): 1344 - 1348(in Chinese)

[4] Ping Lu, John M H. Entry Guidance for the X-33 Vehicle [J]. Journal of Spacecraft and Rocket, 1998, 35(3): 342 - 349

[5] Vinh N X, Busemann A, Culp R D. Hypersonic and planetary entry flight mechanics[M]. Ann Arbor: Univ of Michigan Press, 1980: 26 - 27

[6] Shen Z, Lu P. On-board generation of three-dimensional constrained entry trajectories [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2003, 26(1): 111 - 121

(编 辑:张 嵘)