基于预测校正方法的RLV再入制导律设计

李惠峰 谢 陵

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对高超声速可重复运载器RLV(Reusable Launch Vehicles)的再入飞行问题,利用数值预测校正方法与准平衡滑翔条QEGC(Quasi-Equilibrium Glide Condition)相结合的方法在线设计同时满足热流、法向过载和动压等轨迹约束与末端精度要求的倾侧角制导律.建立三自由度动力学方程,确定初始条件、末端精度要求和轨迹约束要求;然后详细阐述预测校正方法和准平衡滑翔条件的原理,再利用预测校正方法设计制导律,用QEGC把约束转换为对倾侧角制导律的上界,通过限制倾侧角的幅值来限制约束.最后在计算机上进行制导仿真,并考虑初始条件不确定性,进行蒙特卡洛仿真,通过分析仿真结果,证明利用预测校正方法结合准平衡滑翔条件可以快速的设计出满足末端精度要求和轨迹约束的制导律,并对初始条件不确定性有较好的鲁棒性.

关 键 词: 再入; 预测校正; 准平衡滑翔条件; 轨迹约束; 可重复运载器

中图分类号: V 448.235

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2009)11-1344-05

Reentry guidance law design for RLV based on predictor-corrector method

Li Huifeng Xie Ling

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

Abstract: A new on-line guidance law designed based on predictor-corrector method and quasi-equilibrium glide condition (QEGC) for the reentry of hypersonic reusable launch vehicles (RLV) was presented. This advanced guidance law can generate reasonable bank angle profiles which can simultaneously satisfy the target accuracy and the path constraints such as heat rate flow, normal load and dynamic pressure. After establishing the 3DOF dynamic equations and specifying the initial states, target accuracy (CEP) and path constraints, the predictor-corrector method and quasi-equilibrium glide condition were explained in detail. The predictor-corrector method was used to generate the basic reentry guidance law for RLV, and the QEGC was used to modify the bank angle profile so that it can satisfy all path constraints. Finally, the Monte Carlo simulation was used to evaluate the performance of the guidance law under uncertain initial states. The simulation results show that this guidance law not only works accurately and fast but also has a high robustness.

Key words: reentry; predictor-corrector; QEGC; path constraint; RLV

高超声速可重复使用运载器HRLV(Hypersonic Reusable Launch Vehicle)再入阶段的飞行环境非常复杂,具有很多的不确定性因素,另外再入过程的轨迹约束和落点精度要求很高,这些都对制导与控制技术提出了极高的要求[1].先进制导与控制技术的发展方向是研究对不确定性具有"自适应"能力,不依赖于机组和地面,能"自主"生成制导指令的方法[2].

本文提出预测校正方法在线设计制导律,其基本思想是在机载计算机上实时预测再入轨迹和着陆点,将预测落点与目标落点进行比较,利用其偏差产生控制信号,通过改变倾侧角,调节升力方

收稿日期: 2008-11-07

作者简介: 李惠峰(1970—),女,陕西蒲城人,副教授,leehuifeng@buaa.edu.cn.

向,改变再入轨迹,消除落点偏差[3].

为保证轨迹约束在限定范围之内,传统的方法是在地面进行多次仿真,设计出满足约束条件的纵向制导规律.本文利用准平衡滑翔条件 QEGC(Quasi-Equilibrium Glide Condition)把约束转换为倾侧角的上界,在再入飞行过程中通过限制倾侧角控制律的大小来限制约束.

1　RLV 再入动力学建模

以某型号 RLV 为背景,该型 RLV 完全可重复使用,单级入轨,垂直起飞,水平降落,再入过程为无动力滑翔,考虑地球自转,建立三自由度动力学模型.

1.1　三自由度动力学方程

$$\dot{r}=V\sin\gamma \tag{1}$$

$$\dot{\theta}=V\cos\gamma\sin\psi/r\cos\phi \tag{2}$$

$$\dot{\phi}=V\cos\gamma\cos\psi/r \tag{3}$$

$$\dot{V}=-D-(\sin\gamma/r^2)+\Omega^2 r\cos\phi\cdot(\sin\gamma\cos\phi-\cos\gamma\sin\phi\cos\psi) \tag{4}$$

$$\dot{\gamma}=\frac{1}{V}\left[L\cos\sigma+\left(V^2-\frac{1}{r}\right)\left(\frac{\cos\gamma}{r}\right)+2\Omega V\cos\phi\sin\psi+\Omega^2 r\cos\phi(\cos\gamma\cos\phi+\sin\gamma\cos\psi\sin\phi)\right] \tag{5}$$

$$\dot{\psi}=\frac{1}{V}\left[\frac{L\sin\sigma}{\cos\gamma}+\frac{V^2}{r}\cos\gamma\sin\psi\tan\phi-2\Omega V(\tan\gamma\cos\psi\cos\phi-\sin\phi)+\frac{\Omega^2 r}{\cos\gamma}\sin\psi\sin\phi\cos\phi\right] \tag{6}$$

该方程为无量纲化三自由度动力学方程.

式中,$\boldsymbol{x}=[r,\theta,\varphi,V,\gamma,\psi]$为状态变量,分别是无量纲化的高度、经度、纬度、速度、弹道倾角和航向角.在飞行过程中,攻角 α 指令直接由攻角-马赫数函数得出,方程中唯一的控制变量是倾侧角 σ.

1.2　终端约束和过程约束

设 $e=1/r-V^2/2$ 为总能量,则终端约束:

$$\xi(x)=\frac{1}{r_{\mathrm{f}}}-\frac{V_{\mathrm{f}}^2}{2}-e_{\mathrm{f}}=0 \tag{7}$$

e_{f} 是进入末端能量机动界面 TAEM(Terminal Area Energy Management)阶段的能量要求,是指飞行器在进入 TAEM 阶段必须有足够的能量以保证其末端的机动能力,满足水平降落要求,落点精度设计为 100 km[2].

在再入飞行过程中,主要考虑以下 3 个过程约束:

$$\dot{Q}=k_Q\sqrt{\rho}V^{3.15}\leqslant\dot{Q}_{\max} \tag{8}$$

$$n_{\mathrm{N}}=L\cos\alpha+D\sin\alpha\leqslant nN_{\max} \tag{9}$$

$$\bar{q}=\frac{g_0R_0\rho V^2}{2}\leqslant\bar{q}_{\max} \tag{10}$$

式中,热流率系数 $k_Q=1.0387\times10^{-4}\times(\sqrt{g_0R_0})^{3.15}$;$\dot{Q}$,$n_{\mathrm{N}}$,$\bar{q}$ 分别是热流率、法向过载和动压,不等式右边是其最大容许值.

2　准平衡滑翔条件

准平衡滑翔条件是对升力体飞行器再入飞行过程的长期观察总结得出的,即航迹角以及航迹角变化率在整个再入过程(除了快接近落点时)都非常小,可以令 $\gamma=\dot{\gamma}\equiv0$,又因为高度在飞行过程中一直都小于 120 km,相对地球半径 $R_0=6\,378\,135$ m非常小,因此可以令 $r=1$,同时忽略地球自转,则公式(5)变为[4-6]

$$L\cos\sigma+(V^2-1)=0 \tag{11}$$

从式(11)中,可以解出:

$$\left.\begin{aligned}L&=\frac{1-V^2}{\cos\sigma}\\D&=\frac{L}{C_{\mathrm{L}}/C_{\mathrm{D}}}\frac{1-V^2}{\cos\sigma}\end{aligned}\right\} \tag{12}$$

式中,C_{L},C_{D} 分别为升力系数和阻力系数,是攻角 α 的函数.

又因为 $L=(R_0S_{\mathrm{ref}}C_{\mathrm{L}}/2m)\rho V^2:=K_{\mathrm{L}}\rho V^2$,可得

$$\rho=\frac{(1-V^2)}{K_{\mathrm{L}}V^2\cos\sigma} \tag{13}$$

式(11)和式(13)代入式(8)~式(10)并解出 σ 可得

$$\sigma_{\max\bar{q}}(V)=\arccos\left[\frac{g_0R_0(1-V^2)}{2K_{\mathrm{L}}\bar{q}_{\max}}\right] \tag{14}$$

$$\sigma_{\max\dot{Q}}(V)=\arccos\left[\frac{k_Q^2(1-V^2)V^4}{K_{\mathrm{L}}\dot{Q}_{\max}}\right] \tag{15}$$

$$\sigma_{\max n_{\mathrm{N}}}(V)=\arccos\left[\frac{(1-V^2)}{n_{\mathrm{N}\max}}\left(\cos\alpha+\frac{1}{C_{\mathrm{L}}/C_{\mathrm{D}}}\sin\alpha\right)\right] \tag{16}$$

$$\sigma_{\max\min}(V)=\min\left\{\sigma_{\max\dot{Q}},\sigma_{\max n_{\mathrm{N}}},\sigma_{\max\bar{q}}\right\} \tag{17}$$

考虑约束,则倾侧角控制律为

$$\sigma^*=\begin{cases}\sigma_{\mathrm{unc}}^* & \text{当}\ |\sigma_{\mathrm{unc}}^*|\leqslant\sigma_{\max\min}(V)\\ \mathrm{sign}(\sigma_{\mathrm{unc}}^*)\times\sigma_{\max\min}(V) & \text{其他}\end{cases} \tag{18}$$

σ_{unc}^*是不考虑约束条件时所设计的制导律,在本文中则是指通过预测校正方法得到的常值倾侧角大小.如果倾侧角制导律的幅值满足式(18),则飞行过程中的热流、过载以及动压满足约束.

3　预测校正制导算法

倾侧角大小决定着飞行器升力在纵向平面内

分量,决定着纵向落点精度和飞行器在再入过程中的约束.而升力在垂直于纵向飞行平面的分量决定着飞行器的横向飞行规律.本文采用纵向和横向分开制导的预测校正方法.其中纵向制导算法主要决定倾侧角控制律的大小,横向制导算法决定其方向[3].

3.1 纵向制导

倾侧角制导律迭代公式如下:

$$\left.\begin{aligned}\sigma^{i+1}&=\sigma^{i}-\frac{f(\sigma^{i})}{f'(\sigma^{i})}\\ f'(\sigma^{i})&=\frac{f(\sigma^{i}+\Delta\sigma)-f(\sigma^{i})}{\Delta\sigma}\end{aligned}\right\}\tag{19}$$

式中,f 为目标点和预测落点之间的大圆弧度,即预测落点误差.通过牛顿割线法,搜索到满足 f 在一定精度范围之内的 σ,迭代步长 $\Delta\sigma$ 则通过权衡计算时间和精度进行确定.基本步骤为

1) 给定初始倾侧角(进入 85 km 时的倾侧角);

2) 根据上一步对运动方程进行数值积分,预测 RLV 再入的最后状态,如着陆点位置、能量、速度等;

3) 将计算得到的预测值与要求值进行比较,若偏差满足给定的精度要求,即以此倾侧角控制飞船的姿态,并转到式(5);

4) 若偏差过大,则以式(19)迭代得出新的常值倾侧角,再经过式(18)修正,返回到式(2);

5) 发出倾侧角控制指令.

3.2 侧向制导

设计一个以再入纵平面为中心面的横向漏斗,飞行器在漏斗之内运动,当到达漏斗边界时倾侧角反号,使横向运动反向,为防止横向运动冲出漏斗边界,加上微分项 $K_5\dot{Z}$ 以改善横向运动性能.因此,可设计横向制导规律为

$$\sigma(t)=\begin{cases}-|\sigma|\,\mathrm{sign}[Z+K\dot{Z}] & \text{当 } |Z+K\dot{Z}|\geqslant\bar{Z}\\ |\sigma|\,\mathrm{sign}[\sigma(t-\Delta t)] & \text{当 } |Z+K\dot{Z}|<\bar{Z}\end{cases}\tag{20}$$

式中,横向偏差计算公式如下:

$$Z=\arcsin[\sin f\sin(\psi-\Psi)]\tag{21}$$

Ψ 则为飞行器到目标点的连线与正北的夹角,即视线角,$\mathrm{sign}[\sigma(t-\Delta t]$是指上一个时刻的倾侧角符号,$\bar{Z}$ 为漏斗边界,K 为微分系数,$\bar{Z}$,K 可选择为

$$\bar{Z}=C_1+C_2V/V_e\tag{22}$$

$$K_5=C_3+C_4V/\dot{V}_e\tag{23}$$

式中,$C_1\sim C_4$ 为正值可调参数,可以通过试凑法或优化方法得到.V_e 为再入点速度值;V 为飞行速度.从而得到倾侧角 $\sigma(t)$ 随时间变化规律如图 1 所示.

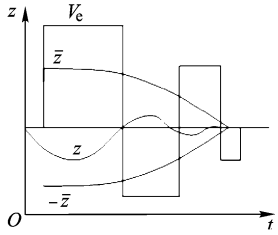

图 1 侧向制导示意图

4 数值仿真

仿真采用某型号 RLV 模型,质量以及参考面积都按照该模型数据.

地球数据:半径为 6 378 135 m,重力加速度为 9.81 m/s^2,地球自转角速度为 $7.272\,2\times10^{-5}$ rad/s.

采用美国 76 年标准大气模型计算当地音速和空气密度.初始条件:高度为 120 km;经度为 242°(西经 118°);纬度为 −18°(南纬 18°);终端目标:高度为 32.427 km;经度为 279.504 0°(西经 80.496 0°);纬度 28.611 2°(北纬 26.611 2°).设置再入初始点航向角为 38.329°,初始点航迹角为 −1.5°.设计约束最大值:$\bar{q}_{\max}=7\,500$ Pa,$n_{N,\max}=1.8$,$\dot{Q}_{\max}=1\,000\,000$ W/m^2.

不使用准平衡滑翔条件的约束限幅结果见图 2~图 7.

使用准平衡条件方法约束限幅结果见图 8~图 13.

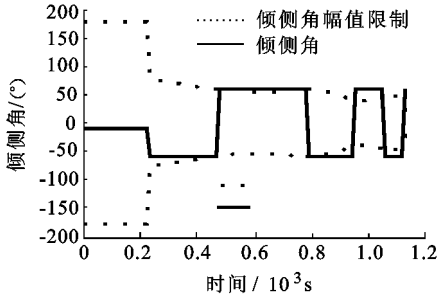

图 2 时间-倾侧角

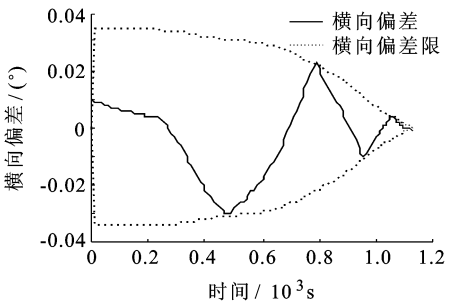

图 3 时间-横向偏差/横向偏差限

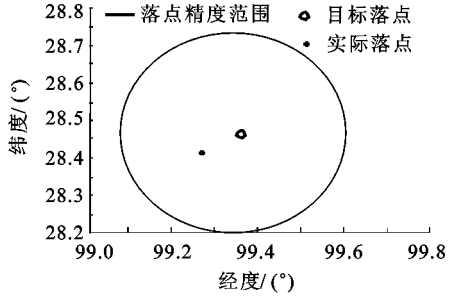

图 4　落点散布

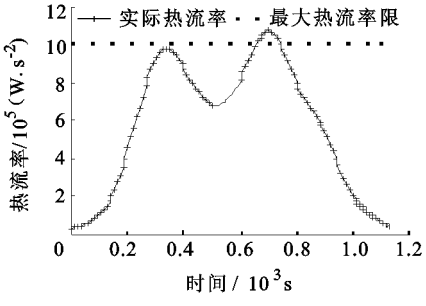

图 5　时间-热流率

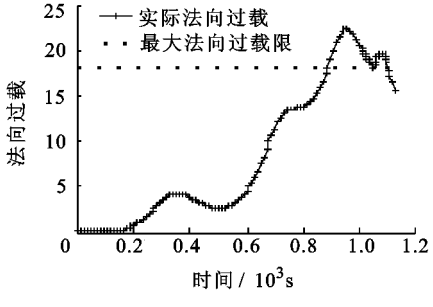

图 6　时间-法向过载

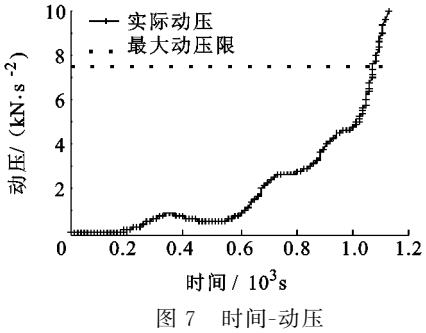

图 7　时间-动压

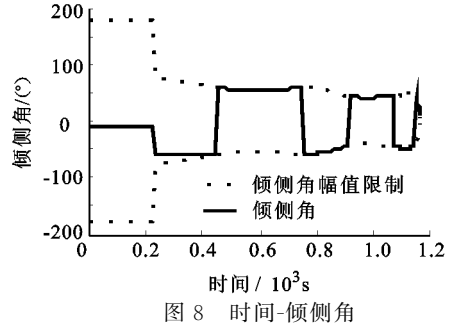

图 8　时间-倾侧角

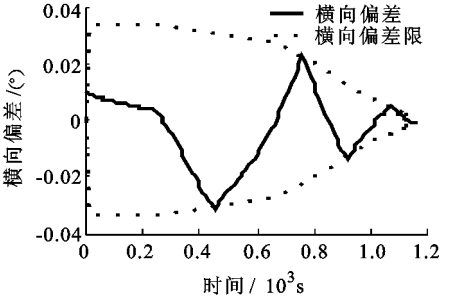

图 9　时间-横向偏差/横向偏差限

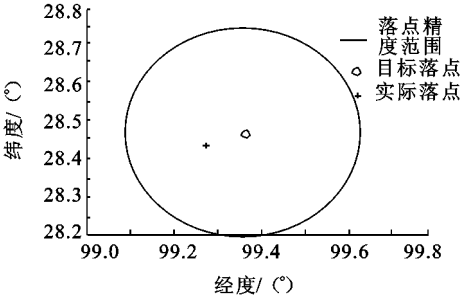

图 10　落点散布

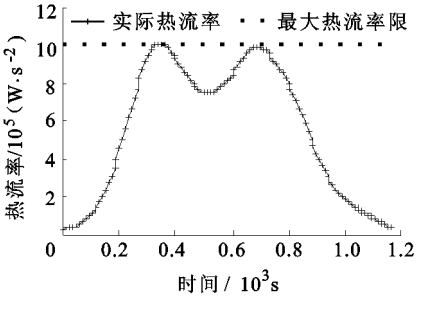

图 11　时间-热流率变化曲线

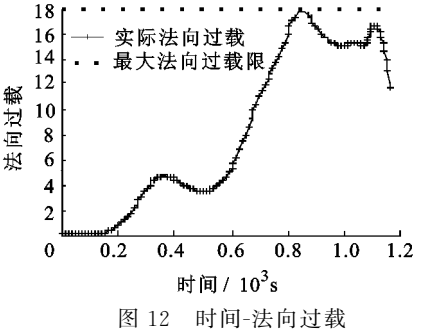

图 12　时间-法向过载

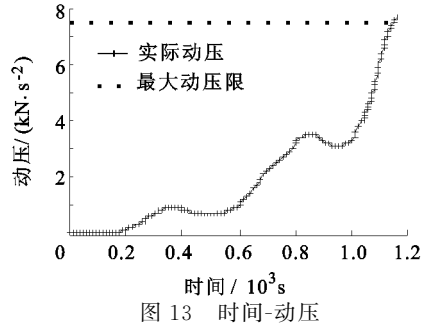

图 13　时间-动压

由图 2 和图 3 以及图 8 和图 9,可以看出,只要两三次倾侧角反号,就能满足横向和纵向精度要求.观察图 5～图 7 以及图 11～图 13,在 RLV 飞行过程中,首先热流率到达最大值,接着则是法向过载,最后动压达到峰值,通过对比发现,利用准平衡滑翔条件,把约束转化为对倾侧角幅值的限制,可以保证在飞行过程求得的倾侧角制导指令满足飞行过程约束要求.

5 蒙特卡洛仿真

在实际飞行过程中，飞行器并不能准确无误的进入再入点，存在着再入初始条件不确定性，为验证预测校正方法对初始再入条件不确定性的鲁棒性，本节进行500次蒙特卡洛仿真(见表1)．仿真结果见图14～图17．

表1 蒙特卡洛偏差表

数值	高度/km	纬度/(°)	经度/(°)	速度/(m·s^{-1})	航迹角/(°)	航向角/(°)
均值	120.518	242.993	−18.255 5	7 622	−1.437 9	38.579
偏差/3σ	±1	±1	±1	30	0.15	±1

注：高度、纬度、经度、航向角分布方式为均匀分布；速度、航迹角为高斯分布．

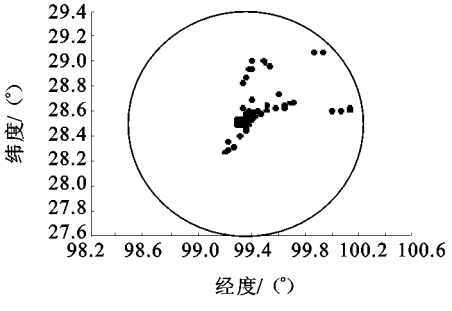

图14 落点散布

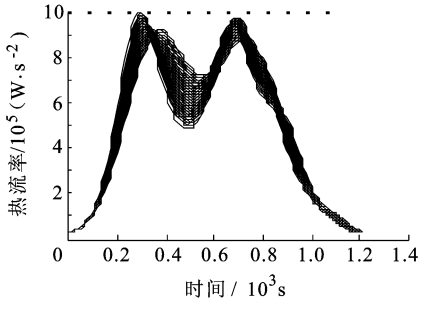

图15 热流率

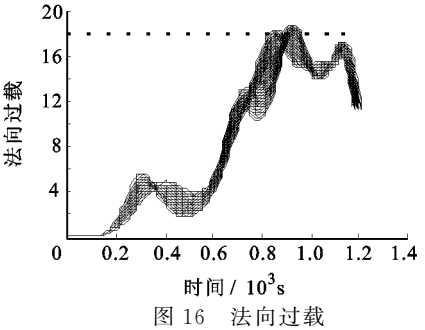

图16 法向过载

通过对初始条件不确定性的蒙特卡洛仿真，可以看出，本文中的在线制导方法，在初始条件存在不确定性误差的条件下，仍然能够满足制导精度要求和轨迹约束．

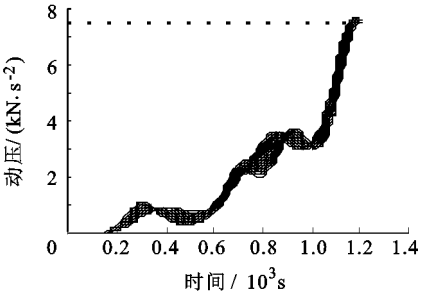

图17 动 压

6 结 论

通过对仿真结果的观察，可以知道，利用预测校正和准平衡滑翔条件的方法，可以快速的得到满足末端精度要求和飞行过程约束的制导律，并且通过对初始条件不确定性的蒙特卡洛仿真，验证了该方法的具有较强的鲁棒性．

相比经典的轨迹设计-轨迹跟踪的可重复使用运载器再入制导方法，预测校正方法结合准平衡滑翔条件利用当前飞行状态自主的生成制导指令，并对不确定性因素具有一定的自适应能力，有进一步研究发展的潜力．

参考文献（References）

[1] 沈作军．航天器先进再入制导技术研究综述[C]//中国宇航学会首届学术会议论文集．北京：宇航出版社，2005：103－104
Shen Zuojun. Advanced spacecraft re-entry guidance technology review[C]// The Academic Conference Proceedings of Chinese Academy of Astronautics. Beijing: China astronautic Publishing House, 2005:103－104 (in Chinese)

[2] 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

[3] 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，1997：383
Zhao Hanyuan. The reentry dynamics and guidance of flying vehicles[M]. Changsha: Press of National University of Defense Technology, 1997: 383(in Chinese)

[4] Vinh N X, Optimal trajectories in atmospheric flight[M]. New York: Elsevier Scientific Publishing Company, 1981: 346－367

[5] Shkadov L M, Bukhanova R S, Illarionov V F, et al. Mechanics of optimum three-dimensional motion of aircraft in the atmosphere[R]. NASA TT-777, 1975

[6] Harpold J C, Graves C A. Shuttle entry guidance[J]. The Journal of the Astronautically Sciences, 1979, XXXVII(3): 239－268

[7] Lu Ping. Predictor-corrector entry guidance for low lifting vehicles[R]. AIAA 2007-6425, 2007

(编 辑：张 嵘)