

低升阻比飞行器月球返回再入轨迹特性分析

崔乃刚¹, 赵彪¹, 郭继峰¹, 黄荣¹, 王平²

(1. 哈尔滨工业大学 航天工程系, 150001 哈尔滨; 2. 中国空间技术研究院 载人航天总体部, 100094 北京)

摘要: 月球返回再入轨迹特性与低地球轨道再入轨迹特性具有鲜明的不同, 为研究此问题, 推导建立了再入问题的数学模型并进行了飞行仿真试验, 然后对比分析了低升阻比飞行器月球返回再入的轨迹特性. 仿真实验表明, 再入角对纵程、热流和过载影响显著, 较小的再入角能够改善热流和过载环境; 倾侧角翻转对纵程、热流和过载均无明显影响, 但对横程影响显著, 为纵侧向解耦制导提供了依据; 最大峰值热流总是出现在一次峰值过载之前, 且随着再入速度减小呈明显减小趋势. 据此, 再入飞行器在初始下降段实现充分有效的减速后迅速跃出大气, 可以改善热流环境.

关键词: 低升阻比; 月球返回; 再入飞行器; 轨迹特性

中图分类号: V412.4

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2013)07-0024-05

Trajectory characteristics analysis of low lift-drag-ratio vehicle for lunar return entry

CUI Naigang¹, ZHAO Biao¹, GUO Jifeng¹, HUANG Rong¹, WANG Ping²

(1. Department of Aerospace Engineering, Harbin Institute of Technology, 150001 Harbin, China;

2. Institute of Manned Space System Engineering, China Academy of Space Technology, 100094 Beijing, China)

Abstract: The trajectory characteristics of lunar return reentry are determined by cosmic velocity dynamics. The model of reentry problem is established. Based on the trajectory characteristics analysis of lunar return reentry, we obtained the following conclusions. First, entry angle has a significant effect on downrange, heating rate and g-load. A small entry angle can significantly improve heating and g-load environment. Second, bank reversal has no significant effect on downrange, heating rate and g-load, but has a significant effect on cross-range, which provides a basis for the vertical and lateral decoupling guidance. Third, the maximum heating rate always appears before the first peak g-load, and decreases with the decreasing of entry velocity. Thus, it requires the vehicle to achieve decelerating adequately and effectively in the initial descent phase and then skip out of the atmosphere to improve the heating environment.

Key words: low lift-drag-ratio; lunar return; re-entry vehicle; trajectory characteristic

近年来,世界范围内掀起了月球探测的第二轮热潮.随着上一代航天飞机陆续退役,美国在2004年启动了“新空间探索计划”,其中包括研制新一代载人空间飞行器CEV(型号名Orion,即猎户座飞船),并计划在2025年前后重返月球^[1].我国载人航天工程取得了举世瞩目的成就,同时“嫦娥”探月工程也按计划开展.现阶段,我国的载人登月计划正处于先期概念研究阶段.可以预

见,在技术积累、国力国情和国际环境适当的条件下,我国将会择机实施载人登月计划.

登月任务结束后,登月飞船通过月地转移轨道(轨迹)返回地球并再入大气着陆/溅落,大气再入是载人登月飞行任务链的最后一环,是任务成败的最终标志,保证月球返回飞船的安全再入是载人登月研究的重要问题之一.在有限的时间内完成星际间的长空间距离航行,将增大飞行器接近目标星体时的速度^[2].对于月球返回飞船,在接近地球时,其相对速度约为第二宇宙速度.第二宇宙速度再入动力学决定了月球返回再入轨迹

收稿日期: 2012-06-16.

基金项目: 哈尔滨工业大学航空宇航博士点人才培养与创新研究专项基金资助项目(2010B918022)

作者简介: 崔乃刚(1965—),男,教授,博士生导师.

通信作者: 赵彪, estheter@gmail.com.

具有比一般再入器更为鲜明的特性,这影响着整个载人登月飞行任务的规划设计,并且是再入轨迹设计^[3]、再入制导算法^[4-5]、控制系统设计^[6]和热防护系统设计的重要基础和理论依据。

本文基于上述背景,建立了月地返回再入问题的数学模型,在此基础上,编制了飞行仿真程序,结合再入过程中的不确定参数进行了试验设计和飞行仿真,并结合结果数据对低升阻比飞行器月球返回再入轨迹特性进行了分析。

1 月地返回再入问题的描述

1.1 再入运动模型

由于月地返回飞船在再入过程中无主动推力,且姿控系统燃料消耗很小,故可以认为飞船质量 m 不变,只考虑空气动力 $\boldsymbol{R}$ 和地球引力 mg ;不考虑侧滑,将空气动力矢 $\boldsymbol{R}$ 在飞船纵对称面内参考速度矢量分解为升力矢 $\boldsymbol{L}$ 和阻力矢 $\boldsymbol{D}$;记地心矢为 $\boldsymbol{r}$,定义 $\dot{\boldsymbol{r}}$ 为相对速度矢 $\boldsymbol{V}$;考虑 J_2 项修正,将地球引力加速度 g 向地心矢 $\boldsymbol{r}$ 方向和地球自转角速度 ω_e 方向分解为 g'_r 和 g_{ω_e} 。

记地心坐标系下地心矢 $\boldsymbol{r}$ 的极坐标为:地心距 r ,经度 θ ,纬度 ϕ 。记地理坐标系下的相对速度矢 $\boldsymbol{V}$ 的极坐标为:相对速度大小 V ,飞行路径角 γ (V 与当地水平面夹角,逆时针为正),航向角 ψ (V 在当地水平面投影与正北方向的夹角,顺时针为正)。根据上述极坐标形式与地心及地理直角坐标形式的转换关系,可得到极坐标形式的再入飞行器质心运动方程如下^[4]:

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{r}} &= V \sin \gamma, \\ r \dot{\phi} &= V \cos \gamma \cos \psi, \\ r \dot{\theta} \cos \phi &= V \cos \gamma \sin \psi, \\ \ddot{V} &= -D/m + g'_r \sin \gamma + g_{\omega_e} (\sin \gamma \sin \phi + \cos \gamma \cos \phi \cos \psi) + \omega_e^2 r \cos \phi (\sin \gamma \cos \phi - \cos \gamma \sin \phi \cos \psi), \\ V \dot{\gamma} &= L \cos \sigma / m + (V^2 / r + g'_r) \cos \gamma + g_{\omega_e} (\cos \gamma \sin \phi - \sin \gamma \cos \phi \cos \psi) + 2 V \omega_e \cos \phi \sin \psi + \omega_e^2 r \cos \phi (\cos \gamma \cos \phi + \sin \gamma \sin \phi \cos \psi), \end{aligned}$$

表 1 仿真中的部分常数项/参数取值

J_2	$a_e, R_0 / \text{km}$	μ	ω_e	$\rho_0 / (\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	R / km	$g_0 / (\text{m} \cdot \text{s}^{-2})$
$1.082\,63 \times 10^{-3}$	6 378.14	$3.986\,005 \times 10^{14}$	$7.292\,115 \times 10^{-5}$	1.225	6 371	9.806 65
m / kg	$S_{\text{ref}} / \text{m}^2$	R_s / m	θ_0	ϕ_0	h_0 / km	h_t / km
5 443.11	12.02	4.93	0	0	100	10

1.3 再入热流估计

再入过程中,气动热以对流和辐射的形式传

$$\begin{aligned} V \dot{\psi} \cos \gamma &= L \sin \sigma / m - g_{\omega_e} \cos \phi \sin \psi + (V \cos \gamma)^2 \sin \psi \tan \phi / r - 2 V \omega_e \cos \gamma (\cos \phi \cos \psi \tan \gamma - \sin \phi) + \omega_e^2 r \sin \psi \sin \phi \cos \phi. \end{aligned}$$

其中:升力 $L = q S_{\text{ref}} C_L$,阻力 $D = q S_{\text{ref}} C_D$, S_{ref} 为参考面积, C_L 和 C_D 分别为升、阻力系数,动压 $q = \rho V^2 / 2$, ρ 为空气密度,其它符号含义同上文。

地球引力加速度分量的量值计算形式如下^[7]:

$$\begin{aligned} g'_r &= -\frac{\mu}{r^2} \left[1 + J \left(\frac{a_e}{r} \right)^2 (1 - 5 \sin^2 \phi) \right], \\ g_{\omega_e} &= -2 \frac{\mu}{r^2} J \left(\frac{a_e}{r} \right)^2 \sin \phi. \end{aligned}$$

其中: $J = 3J_2/2$;长半轴长 a_e ;地球引力系数 μ ;自转角速度 ω_e ;其它符号含义同上文。

1.2 再入飞行器模型

月球返回再入任务中,飞行器通常采用如图 1 所示的类似阿波罗飞船指令舱的球冠倒锥旋成体构型^[8-9]。由图 1 可见,在任意全升力上仰(0 倾侧)和全升力下压(180°倾侧)状态之间,升力矢量在水平方向和垂直方向上均存在分量,通过 RCS 使飞行器相对速度轴滚转调制倾侧角,产生导引控制所需要的气动力矢量。

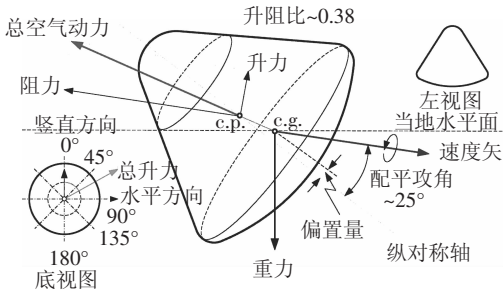


图 1 类阿波罗飞船再入动力学几何关系

为便于轨迹特性研究分析,本文仿真中,略去力矩平衡过程,假设返回舱再入大气层后保持配平攻角飞行^[10]。飞行器模型参考阿波罗飞船指令舱参数,详见表 1,升阻力系数和攻角剖面是以马赫数为自变量的二维数表^[9],大气密度模型采用 USSA76^[7]。

入飞船内部。总体来看,飞船再入时间较长,热流密度较低,但总吸热量大,且随着再入角和再入速

度有较大差别. 特定再入状况下的气动热环境预估是飞船总体设计的重要依据, 本文采用 Riddell 等人提出的 4 参数经验公式估计驻点热流^[11]:

$$q = 242.496R_s^{-0.5}(\rho/\rho_0)^{0.5}(V/V_0)^{3.15}.$$

其中: 驻点热流密度 q 的单位为 MW/m^2 ; V 为相对速度; R_s 为飞船球冠曲率半径; ρ_0 为海平面平均大气密度; 第一宇宙速度 $V_0 = \sqrt{R_0g_0}$, R_0 为地球赤道半径, g_0 为地球表面重力加速度; 其它符号定义同上文.

需要注意的是, 准确地确定飞行器再入的温度场和热交换过程是一个复杂的问题, 需要综合飞行试验和数值计算等多方面的结果. 飞行试验

表明, 由于上述 Riddell 热流公式基于冷壁层流假设, 因此计算的热流值偏高, 特别是在峰值热流处偏差最大, 可进一步引入修正项使估算值与飞行试验值更为接近^[9].

2 再入轨迹特性分析

再入飞行仿真程序采用 C 语言编制代码, 采用 RK45 积分算法, 仿真计算机主频 1.80 GHz, 内存 2.00 GB, 仿真步长 0.05 s, 单次轨迹解算时间约 2 s, 并随实际再入航程微有变化. 为便于比较, 将阿波罗 4 号飞船再入任务的试验数据^[9]列于表 2.

表 2 阿波罗 4 号飞船飞行验证试验条件

再入点高度/ km	再入惯性速度/ (km · s ⁻¹)	再入相对速度/ (km · s ⁻¹)	再入角/ (°)	飞行时间/ s	最大热流/ (MW · m ⁻²)	总热载/ (MJ · m ⁻²)	再入航程/ km
122	11.14	10.74	-6.93	1 060	4.826	426	3 615

2.1 倾侧角变化对飞行包络的影响仿真分析

再入角量值过小会导致飞行器弹出大气, 为便于比较分析多组参数, 仿真中再入角统一取值 -10°, 以保证飞行器在常值倾侧角也较小的情况下可靠切入大气. 航向角初值取 60°, 再入速度初值取 9.5 km/s, 其它参数值见表 1. 分别以常值倾侧角 (-90°: 15°: 90°) 或常绝对值倾侧角飞行 (±30°和 ±60°状况). 对于该状况, 定义侧向走廊, 当侧向偏差超过走廊边界时则倾侧角反号^[10], 仿真结果如表 3 所示.

表 3 以不同常值倾侧角飞行时的各特征量对应关系

倾侧角/°	总飞行时间/s	最大纵程/km	最大横程/km	最大过载/g	最大热流/(MW · m ⁻²)
0	467	1 359.38	408.41	22.39	4.75
+15	449	1 235.19	476.88	22.77	4.76
+30	398	1 005.89	475.25	23.95	4.80
+45	324	736.75	399.33	25.97	4.87
+60	245	534.33	287.69	29.16	4.96
+75	179	442.17	210.34	33.49	5.06
+90	135	411.09	173.44	39.10	5.18
-15	447	1 287.89	285.31	22.78	4.76
-30	395	1 093.57	174.76	23.95	4.80
-45	322	829.30	119.04	25.99	4.85
-60	243	600.83	110.50	29.17	4.96
-75	179	485.01	106.37	29.17	4.96
-90	135	436.71	104.03	39.11	5.18
±30	396	1 079.87	294.22	23.95	4.80
±60	244	609.27	164.07	29.16	4.96

由表 3 数据可见, 再入角一定时, 纵程随倾侧角量值增大而迅速减小, 最大过载和最大热流均随倾侧角量值增大而缓慢增大. 同时, 倾侧翻转对再入纵程、(最大)热流和(最大)过载均无明显影响, 但对横程影响显著. 该结论为纵侧向通道解耦制导提供了依据.

2.2 再入角/升阻比/初速度的影响仿真分析

取常值 0 倾侧角, 航向角初值取 45°, 其他仿真参数取值见表 1. 以表 4 所示的三组参数分别改变再入角、升阻比和初始再入速度进行程序仿真, 并将仿真结果数据绘制成图, 见图 2 ~ 图 13.

表 4 三组变化的仿真初始化参数列表

组	$\gamma_0/^\circ$	$V_0/(\text{km} \cdot \text{s}^{-1})$	L/D
G_2	-5.5°: -0.5°: -8.0°	9.5	0.4
G_3	-6.5	8.5: 0.5: 10.0	0.4
G_4	-6.5	9.5	0.3: 0.05: 0.5

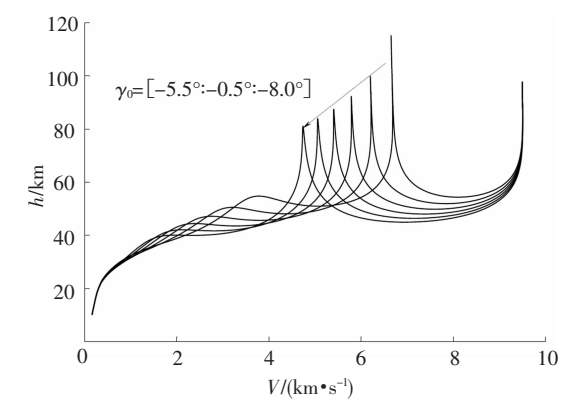


图 2 速度 - 高度变化曲线 (G_2)

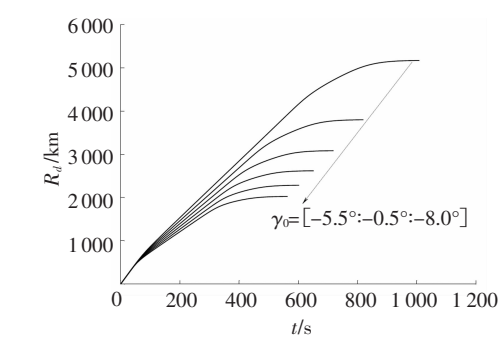


图 3 纵程随时间的变化曲线 (G_2)

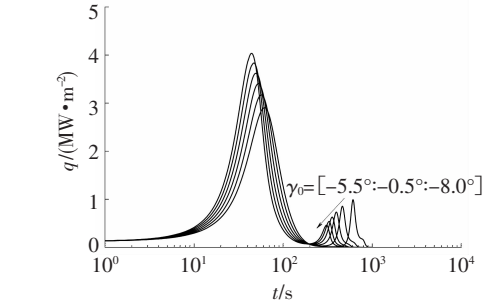


图 4 热流随时间的变化曲线 (G_2)

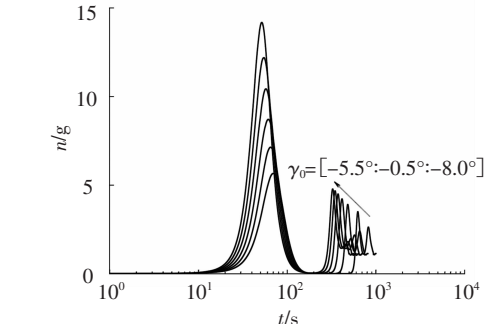


图 5 过载随时间的变化曲线 (G_2)

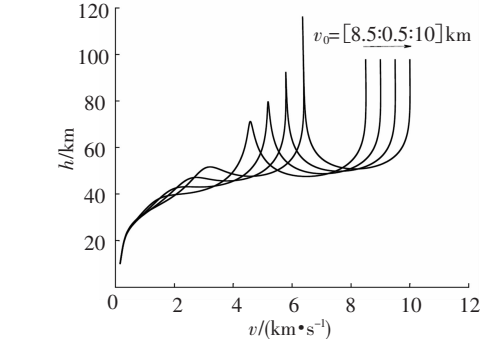


图 6 速度 - 高度变化曲线 (G_3)

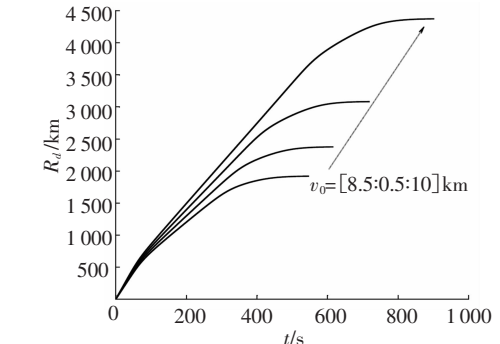


图 7 纵程随时间的变化曲线 (G_3)

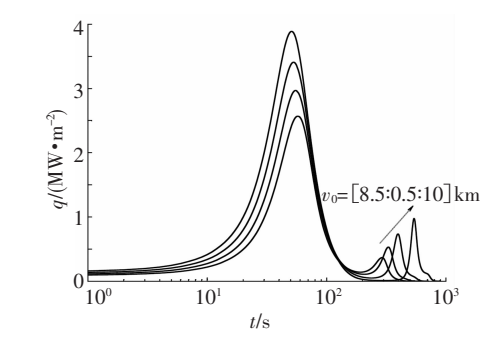


图 8 热流随时间的变化曲线 (G_3)

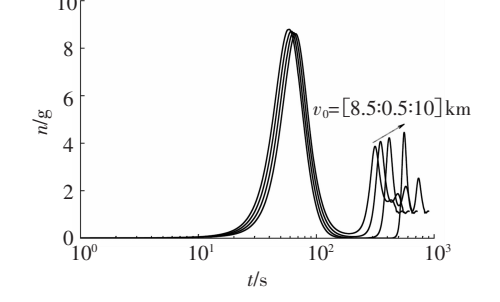


图 9 过载随时间的变化曲线 (G_3)

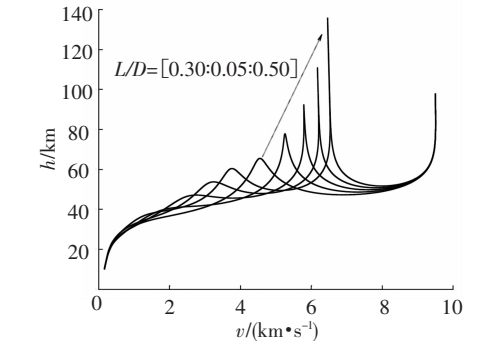


图 10 速度 - 高度变化曲线 (G_4)

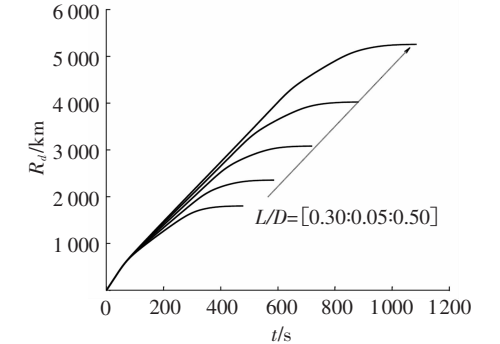


图 11 纵程随时间的变化曲线 (G_4)

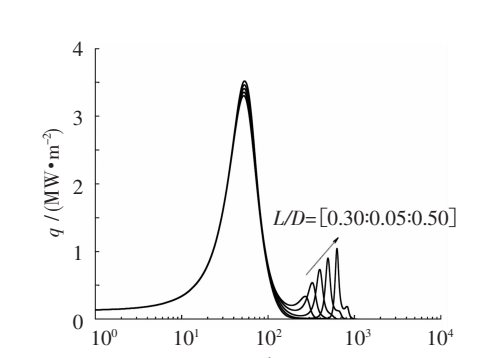


图 12 热流随时间的变化曲线 (G_4)

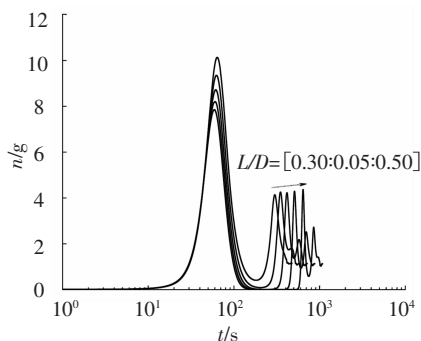


图13 过载随时间的变化曲线(G_4)

G_2 、 G_3 和 G_4 三组参数对应的仿真结果分析如下。

再入角变化的影响分析:由图2~图5可见,当再入角量值较小时,飞行器轨迹有明显的弹起现象。随着再入角量值增大,一次再入段轨迹更深地切入地球大气,纵程能力迅速减小,大气层外飞行段逐渐减短直至无大气跃出,一次峰值热流和一次峰值过载时机前移,并呈现明显的加大趋势,尤其是一次峰值过载,加大显著,同时,二次峰值热流减小,时机前移,二次峰值过载增大,时机前移。

再入速度的影响分析:由图6~图9可见,当再入速度较大时,飞行器轨迹有明显的弹起现象。随着再入速度减小,一次再入段轨迹更深地切入地球大气,纵程能力迅速减小,大气层外飞行段逐渐减短直至无大气跃出,峰值热流呈现明显的减小趋势,并且时机有靠近趋势。一次峰值过载及时机均无明显变化,二次峰值过载缓慢减小,时机缓慢前移。

升阻比的影响分析:由图10~图13可见,当升阻比较大时,飞行器轨迹有明显的弹起现象。随着升阻比减小,一次再入段轨迹更深地切入地球大气,纵程能力迅速减小,大气层外飞行段迅速减短直至无大气跃出,一次峰值热流及时机均无明显变化,二次峰值热流迅速减小,时机前移,一次峰值过载呈现缓慢的加大趋势,时机无明显移动,二次峰值过载无明显变化,时机前移。

3 结 论

本文对月球返回飞行器的再入轨迹特性进行了较为系统的分析,得到以下结论:1)再入角对轨迹形态、纵程、热流和过载均有显著影响。对再入角精确控制是保证飞行器在再入走廊内飞行的

必要条件,需要由月地转移中程 GNC 来保障。较小的再入角对应显著的跳跃轨迹形态,能够改善载荷环境,但对再入段 GNC 要求较高。2)倾侧翻转仅对横程影响显著,而升阻比变化对纵程影响显著,这为飞船再入纵侧向解耦制导方式提供了理论依据,通过 RCS 姿控产生导引控制所需要的气动力矢量,达到控制能量耗散、规划纵向航程、调节侧向偏差的目的。3)跳跃式再入时的多次峰值过载和峰值加热中的最大值一般出现在一次再入段,且一次峰值热流总是出现在一次峰值过载之前,并随再入速度减小呈现明显的减小趋势,因此,飞行器在一次再入初始下降段实现充分有效的减速后迅速跃出大气,可以改善热流环境。

参考文献

- [1] REA J R, PUTNAM Y Z R. A comparison of two Orion skip entry guidance algorithms [C]//AIAA GNC Conference. Reston VA: AIAA, 2007: 1-20.
- [2] 刘瞰,赵钧. 空间飞行器动力学[M]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2003: 142-150.
- [3] 王希季. 航天器进入与返回技术[M]. 北京:中国宇航出版社,1991: 1-8.
- [4] LU P. Predictor-corrector entry guidance for low lifting vehicle[J]. J Guid Control Dynam, 2008, 31(4): 1067-1075.
- [5] TIGGES M A, CRULL T, REA J R. Numerical skip-entry guidance [C]//29th Annual AAS Guidance and Control Conference. Breckenridge: American Astronautical Society, 2007: 2-21.
- [6] ZAIACOMO G D. Robust skip entry guidance and control for a capsule returning from lunar orbit [C]//AIAA GNC Conference. Reston VA: AIAA, 2009: 1-2.
- [7] 贾沛然,陈克俊,何力. 远程火箭弹道学[M]. 长沙:国防科技大学出版社,2009: 29-42.
- [8] TIGGES M A, BIHARI B D, STEPHENS J-P. Orion capsule handling qualities for atmospheric entry [C]//AIAA GNC Conference. Reston VA: AIAA, 2011: 1-30.
- [9] 赵梦熊. 载人飞船空气动力学[M]. 北京:国防工业出版社,2000: 38-69.
- [10] 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: 354-356.
- [11] 黄志澄. 航天空气动力学[M]. 北京:中国宇航出版社,1994: 122.

(编辑 张 宏)