

载人登月着陆窗口与定点返回轨道耦合设计*

贺波勇¹, 李海阳¹, 沈红新², 彭祺肇³

(1. 国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073;

2. 西安卫星测控中心, 陕西 西安 710043; 3. 载人航天总体研究论证中心, 北京 100094)

摘要:对于月面中高纬度着陆且定点返回地球中高纬度着陆场的载人登月任务而言,月面着陆窗口与定点返回轨道设计存在耦合关系,这是工程任务面对的关键技术之一。针对任务背景及约束条件,建立月面着陆窗口与定点返回轨道求解数学模型;通过数值求解着陆窗口与返回轨道参数规律,并从空间几何关系分析耦合机理;以2025年载人月面虹湾探测为例,给出了着陆窗口与定点返回轨道求解流程及验证算例。计算结果经商业软件STK校验正确,表明该方法是一种简捷精确的载人登月任务规划方法,可在未来载人登月工程任务规划时直接使用。

关键词:载人登月;着陆窗口;定点返回;轨道设计

中图分类号:V412.4 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2017)01-011-06

Coupled design of landing window and point return orbit for manned lunar landing mission

HE Boyong¹, LI Haiyang¹, SHEN Hongxin², PENG Qibo³

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 710043, China; 3. Manned Space System Research Center, Beijing 100094, China)

Abstract: For the manned lunar landing mission that lands on the moon high latitude destination and returns to earth high latitude recovery field, a design of moon landing window and point return orbit is coupled in complexity, so it is one of the key technologies in the engineering task. In view to task demands and engineering constraints, the mathematical models for finding lands window and designing point return orbit were established in the first place; Secondly, by solving the rules of landing window and point return orbit parameters, the coupled geometrical principle was analyzed; Taking a mission that lands on Sinus Iridium in 2025 for example, the strategy of coupled design landing window and the point return orbit were given, which was provided by validation example. The verification by commercial Software STK(system tool kits, by AGI company) of simulation results is correct, the proposed strategy is a simple and precise method for planning manned lunar landing mission, which can be used in the future manned lunar landing mission directly.

Key words: manned lunar landing; landing window; point return; orbit design

月球是迄今为止人类探测最多的地外天体,包括飞越、撞击、环绕、软着陆、无人采样返回和有人采样返回等多种方式。Apollo工程是20世纪人类探索宇宙的伟大创举,不仅对宇宙科学、生命科学等自然科学有重要推动,也间接地带动了社会各个工业系统的飞跃式发展和社会的文明进步。然而,遗憾的是,Apollo工程6次着陆点均在月面低纬度地区(Apollo 15最高到达25°N地区)。美国2009年6月18日发射的“月球侦察轨道器/月坑观测与探测卫星”(Lunar Reconnaissance Orbiter/Lunar CRater Observation

and Sensing Satellite, LRO/LCROSS),及其随行的半人马座上面级,成功对月球南极进行了两次撞击,发现了水冰存在的证据^[1-3],极区和其他中高纬度地区引起了人们更多的关注,很多新的月球探测计划都把中高纬度地区作为感兴趣的探测区域^[4]。我国也开始进行载人月球探测的研究论证工作^[5]。

由于地球、太阳及木星等天体复杂的摄动因素,月球绕地月公共质心旋转的白道面与赤道面夹角每个Metonic周期(约18.6年)在18°18'~28°36'变化一次。对于近月点月心距较低的月地

* 收稿日期:2015-09-11

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11372345,11402295);国家重点基础研究发展计划资助项目(2013CB733100)

作者简介:贺波勇(1989—),男,陕西武功人,博士研究生,E-mail:heboyong@yeah.net;

李海阳(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:lihaiyang@nudt.edu.cn

返回轨道而言,一次加速返回到达真空近地点的地心纬度一般不大于 28° ,这也是探月返回再入一般使用弹道一升力再入方式增加航程,返回中高纬度地区的一个原因。月面着陆位置阳光入射角受日地月空间几何关系影响,一般存在 3 种周期项影响:朔望月引起的短周期项;日地周年视运动周期项;默冬周期引起的长周期项。地月空间环境导致月面中高纬度着陆,且定点返回地球中高纬度着陆场的载人登月任务窗口和定点返回轨道设计成为工程亟须解决的关键技术之一。早在 Apollo 工程时期, NASA 工程师就对月面低纬度着陆窗口和月地返回轨道进行了工程设计^[6-7];白玉铸^[8]、高玉东^[9]、张磊^[10]等基于双二体假设动力学模型,对月地返回轨道特性进行了一定精度的分析;黄文德^[11]、Shen^[12]、Li^[13]、郑爱武^[14]等基于双二体假设动力学模型,对月地返回轨道窗口进行了一定程度的分析。全月面到达和任意时刻返回是美国国家航天航空局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)于 2004 年提出的“星座计划”工程的主要目标^[15],该计划虽然于 2010 年取消,但仍然掀起了月面中高纬度地区探测的热潮。

以我国未来载人登月任务为背景^[16],针对月面中高纬度地区——虹湾为例,给出了月面着陆窗口及定点返回地球中高纬度地区陆上着陆场的定点返回轨道耦合设计基本方法和特点,可在未来工程任务规划时直接使用。

1 问题数学模型

1.1 着陆窗口与阳光入射角

由于白道面与黄道面相差仅 5° 多,月球中高纬度地区最大阳光入射角与纬度值密切相关,月球自身形心与质心距离较远,自转随公转同步,月昼与月夜各约 14 d。月面着陆窗口选在月昼上午,阳光入射角一般约束在 $5^\circ \sim 14^\circ$ 之间^[17]。定义阳光入射角为太阳与月表当地水平面夹角 β_s ,如图 1 所示。

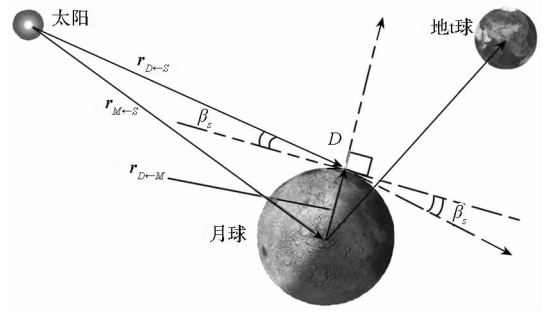


图 1 阳光入射角示意图

Fig. 1 Diagrammatic drawing of sunshine angle

1.2 月地返回轨道动力学模型

月心坐标系中,月地返回轨道月心段轨迹为双曲线轨道,从近月点飞至月球影响球边界用时一般小于 20 h,所以,一般将月地返回轨道高精度动力学方程建立在地心 J2000 坐标系中^[17]:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\mu_E \frac{\mathbf{r}}{r^3} + \mathbf{A}_N + \mathbf{A}_{NSE} + \mathbf{A}_{NSM} + \mathbf{A}_R + \mathbf{A}_D + \mathbf{A}_P \quad (1)$$

式中:右端第一项 $\ddot{\mathbf{r}}$ 为地球中心引力, \mathbf{A}_N 为 N 体引力摄动加速度; \mathbf{A}_{NSE} 为地球非球形摄动加速度; \mathbf{A}_{NSM} 为月球非球形摄动加速度; \mathbf{A}_R 为太阳光压摄动加速度; \mathbf{A}_D 为大气阻力摄动加速度; \mathbf{A}_P 为推力加速度。日月星历及坐标转化信息通过 DE405/LE405 星历求解。忽略木星、金星和火星的摄动,地球固体潮的摄动,地球扁率的间接摄动以及相对论效应等微小量。

2 耦合设计方法

2.1 虹湾着陆月窗口分析

通过 DE405/LE405 星历,数值求解虹湾 (-31.5° W , 44.5° N) 地区 2025 年阳光入射角如图 2 所示。可见,月面中纬度地区每个朔望月有两次机会阳光入射角满足月面着陆要求,一次是月昼早晨,一次是月昼黄昏,考虑后续的月面活动,仅月昼早晨可以成为月面着陆窗口。

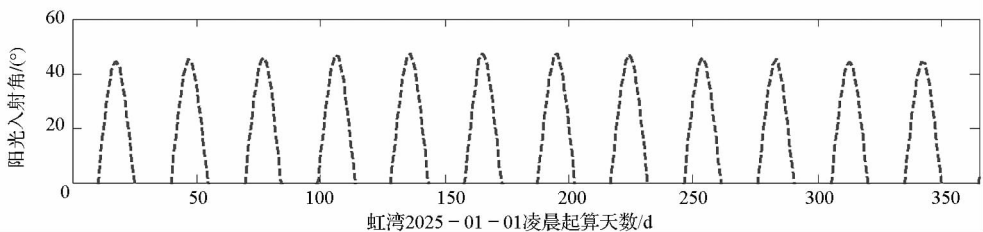


图 2 月面虹湾地区 2025 年阳光入射角

Fig. 2 Sunshine angle of Sinus Iridum in 2025

2.2 定点返回轨道设计

月地定点返回轨道是已知动力学方程及约束条件,求解初始状态参数的初值求解问题,且月地返回过程中一般不施加轨道机动(中途修正除外)。文献[18]详细地研究了地月转移轨道动力学模型各主要作用项作用区间及大小,数值描述了强非线性且变系数的特点。这一客观条件导致高精度动力学模型下,月地定点返回轨道初值往往难以猜测。文献[12]用 MATLAB 平台内嵌工具包 Multi-Start 搜索,近乎遍历,效率较低。这里提出一种通过坐标系旋转达到设计变量解耦的方式:

1) 先将地心 J2000 坐标系参数转化为近月点瞬时月心 J2000 坐标系:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{r}_{MJ2000}^{t_{\text{perilune}}} \\ \mathbf{v}_{MJ2000}^{t_{\text{perilune}}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{r}_{EJ2000}^{t_{\text{perilune}}} \\ \mathbf{v}_{EJ2000}^{t_{\text{perilune}}} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \mathbf{R}'_{M_E} \\ \mathbf{V}'_{M_E} \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中, $\mathbf{r}_{MJ2000}^{t_{\text{perilune}}}$ 和 $\mathbf{v}_{MJ2000}^{t_{\text{perilune}}}$ 表示近月点瞬时月心 J2000 坐标系的位置和速度, $\mathbf{r}_{EJ2000}^{t_{\text{perilune}}}$ 和 $\mathbf{v}_{EJ2000}^{t_{\text{perilune}}}$ 表示该时刻地心 J2000 坐标系位置和速度, \mathbf{R}'_{M_E} 和 \mathbf{V}'_{M_E} 表示该时刻月球相对地球的位置和速度。

2) 将月心 J2000 坐标系参数转化为近月点瞬时月心白道惯性系(以下简称月心白道系),如图 3 所示。

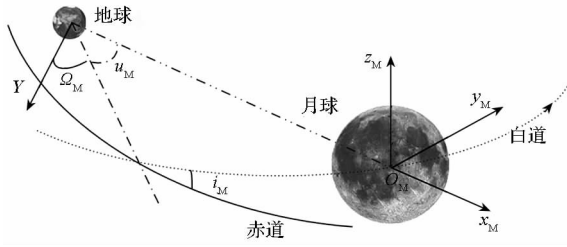


图 3 月心轨道系示意图

Fig. 3 Diagrammatic drawing of lunar orbital coordination

坐标旋转矩阵 $\mathbf{M}_{MJ2000MOI}$ 表示为:

$$\mathbf{M}_{MJ2000MOI} = \mathbf{M}_3(u_M) \mathbf{M}_1(i_M) \mathbf{M}_3(\Omega_M) \quad (3)$$

其中, Ω_M , i_M 和 u_M 分别表示近月点瞬时,月球公转轨道地心 J2000 坐标系中升交点赤经、轨道倾角和纬度幅角。 $\mathbf{M}_i(\theta)$ ($i=1,2,3$) 分别表示绕 x, y, z 轴旋转 θ 角度,具体表达式不赘述。

则月心白道系位置和速度分别为:

$$\begin{cases} \mathbf{r}_{MOI}^{t_{\text{perilune}}} = \mathbf{M}_{MJ2000MOI} \cdot \mathbf{r}_{MJ2000}^{t_{\text{perilune}}} \\ \mathbf{v}_{MOI}^{t_{\text{perilune}}} = \mathbf{M}_{MJ2000MOI} \cdot \mathbf{v}_{MJ2000}^{t_{\text{perilune}}} \end{cases} \quad (4)$$

3) 定义月心近月点惯性系 $O_M - x_p, y_p, z_p$, O_M 为月心, $O_M - x_p$ 为指向近月点时刻飞船月心位置矢量, $O_M - z_p$ 指向该时刻轨道面法向,月球北极方

向为正, $O_M - y_p$ 与其他两轴构成右手系。

月心近月点惯性系中位置和速度可以通过下式转化得到:

$$\begin{cases} \mathbf{r}_{MPI}^{t_{\text{perilune}}} = \mathbf{M}_{EOI2MPI} \cdot \mathbf{r}_{MOI}^{t_{\text{perilune}}} \\ \mathbf{v}_{MPI}^{t_{\text{perilune}}} = \mathbf{M}_{EOI2MPI} \cdot \mathbf{v}_{MOI}^{t_{\text{perilune}}} \end{cases} \quad (5)$$

其中, $\mathbf{M}_{EOI2MPI}$ 为月心白道系转化为月心近月点坐标系的转化矩阵,如式(6)所示,式中参数 α 和 β 的几何意义如图 4 所示。

$$\mathbf{M}_{EOI2MPI} = \mathbf{M}_2(\beta) \mathbf{M}_3(\alpha) \quad (6)$$

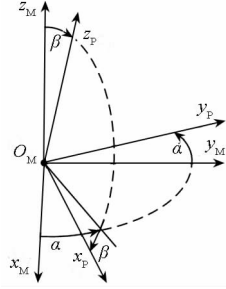


图 4 近月点坐标系示意图

Fig. 4 Diagrammatic drawing of perilune coordination

在月心近月点坐标系中近月点位置矢量为:

$$\mathbf{r}_{MPI}^{\text{perilune}} = \begin{bmatrix} r_{\text{perilune}} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

其中, r_{perilune} 为近月点月心距。

由于近月点瞬时速度垂直于近月点位置矢量,如图 5 所示,月心近月点坐标系中速度矢量可以表示为:

$$\mathbf{v}_{MPI}^{\text{perilune}} = \begin{bmatrix} 0 \\ v_{\text{perilune}} \cos i_p \\ v_{\text{perilune}} \sin i_p \end{bmatrix} \quad (8)$$

已知近月点时刻 t_{perilune} 对应月心距 r_{perilune} , 近月点坐标系参数 α 和 β , 近月点速度 v_{perilune} 及倾角 i_p , 即可根据上述坐标转化逆过程得到地心 J2000 坐标系中地月空间 1 条轨道的参数。

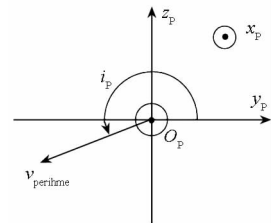


图 5 近月点坐标系中速度倾角示意图

Fig. 5 Diagrammatic drawing of velocity angle in perilune coordination

2.3 SQP 直接求解策略

月地返回轨道近月点高度一般在 100 ~

200 km,工程总体会提前给定^[7]。将 $\alpha, \beta, v_{\text{perilune}}$ 和 i_p 作为设计变量,设计加权目标函数为:

$$J = Q_1 \cdot |h_{\text{perigee}} - h_{\text{perigee}}^{\text{target}}| + Q_2 \cdot |i_{\text{perigee}} - i_{\text{perigee}}^{\text{target}}| \quad (9)$$

其中, $h_{\text{perigee}}^{\text{target}}$ 为真空近地点高度,如果选择弹道一升力跳跃式再入,一般设置为 50 ~ 54 km, $i_{\text{perigee}}^{\text{target}}$ 为地心倾角,再入点纬度与其关系可参考文献[18]所述方法求解。 Q_1, Q_2 可以根据数值计算时单位选取等设定。设计变量初值可参考如表 1 所示设置。采用序列二次规划算法 (Sequential Quadratic Programming, SQP) 即可快速求解。

表 1 设计变量初值参考

Tab. 1 Design variable initial reference

| 变量 | α | β | v_{perilune} | i_p |
|----|----------|---------|-----------------------|-----------|
| 数值 | 0 rad | 0 rad | 2.55 km/s | π rad |

载人登月月地返回轨道飞行时间与该时刻地月距有关,再入点经度与近月点时刻 t_{perilune} 关系密切,具体求解方式可参考文献[18]迭代求解,在此不赘述。

2.4 耦合机理分析

在数值求解时,发现着陆窗口与定点返回窗口存在强耦合关系(月面工作时长一定的情况)。图 6、图 7 从地月空间几何关系给出耦合机理。

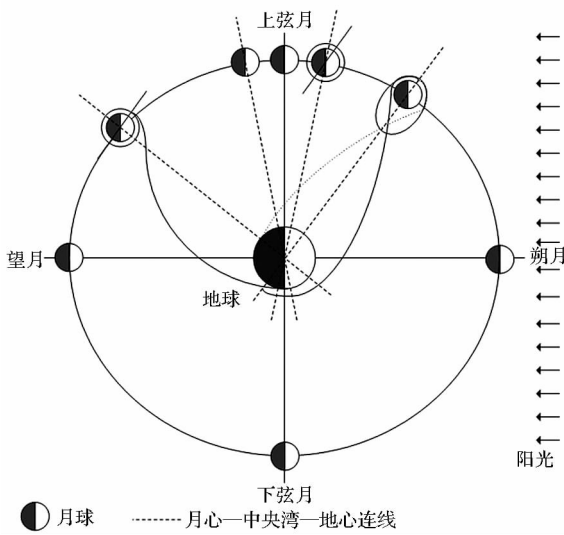


图 6 着陆窗口示意图

Fig. 6 Diagrammatic drawing of velocity angle in perilune coordination

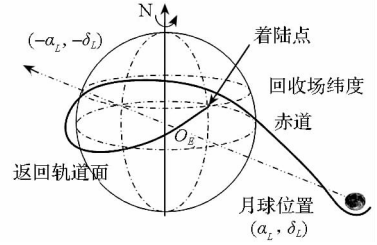


图 7 定点返回地球中高纬度窗口示意图

Fig. 7 Diagrammatic drawing of velocity angle in perilune coordination

在一个朔望月内,地球相对太阳转过大约 27°,而月球相对地球转过 360°,虹湾区域仅在上弦月时满足着陆窗口。对于定点返回地球中高纬度着陆场(如四子王旗)的月地转移轨道而言,要求月地转移入轨时刻月球赤纬尽可能在地心地球坐标系中南纬地区。一般工程总体设计时,限于航天员生命保障安全系统能力和月面活动任务需求的矛盾,将月面工作时长给定,即月面工作窗口连续区间的起始时刻要匹配着陆窗口要求,结束时刻要满足定点返回地球中高纬度的轨道运动学要求,造成着陆窗口与定点返回轨道耦合的最主要因素。

在载人登月任务综合窗口求解时,分析明白这一耦合机理,设计循环遍历策略求解同时满足两方面约束的月窗口,在月窗口内逐步细化寻找零窗口和满足要求的月地定点返回轨道。

3 算例验证

以 2025 年为例,假设月面活动 3 d,环月上升交会 2 d,航天员/月壤转移等 0.5 d,则月面着陆窗口距月地返回轨道窗口相距 5.5 d,存在的着陆窗口如图 8 所示。5.5 d 后月球赤纬在南纬较小值(负值,即绝对值较大),具备定点返回可能,再参考文献[18]迭代求解匹配再入弹道的升交点赤经。

以 2025 年 4 月月窗口为例(8 Apr. 2025 18:35:00.000 虹湾阳光入射角 5°),求解定点返回四子王旗的月地返回轨道月心 J2000 坐标系中入轨参数如表 2 所示,返回地球近地点参数如表 3 所示,经商业软件 STK 验证三维空间轨迹和星下点轨迹分布如图 9、图 10 所示。

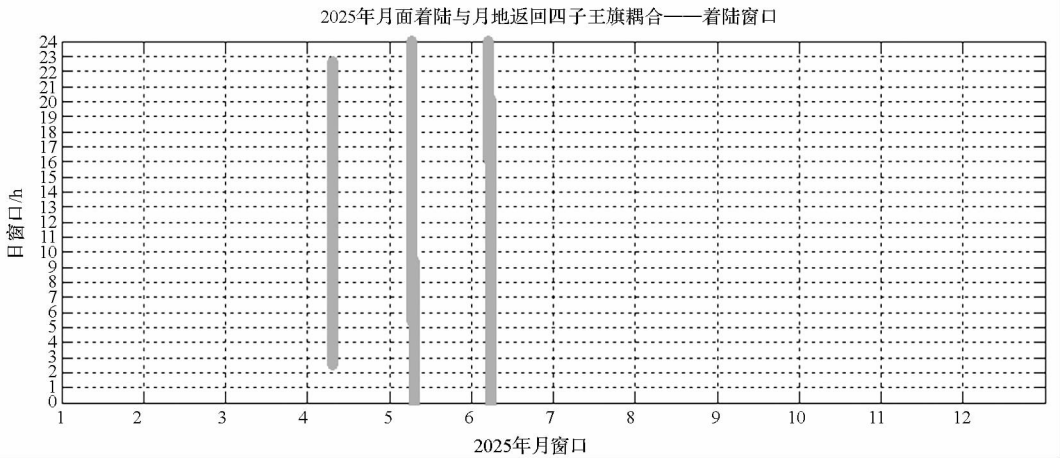


图 8 2025 年着陆虹湾且定点返回四子王旗着陆窗口

Fig. 8 Coupled window of lunar landing Sinus Iridum and point return Siziwang Banner in 2025

表 2 返回轨道月心 J2000 坐标系入轨参数

Tab.2 Injection parameters of return orbit in the J2000 selenocentric coordinate system

| Epoch /UTCG | a/km | e | $i/(\text{°})$ | $\Omega/(\text{°})$ | $\omega/(\text{°})$ | $f/(\text{°})$ |
|---------------------------|---------------|----------|----------------|---------------------|---------------------|----------------|
| 15 Apr. 2025 06:30:00.000 | -4386.84 | 1.419 25 | 152.936 | 179.183 | 309.025 | 3.365 |

表 3 地心 J2000 坐标系近地点参数

Tab.3 Perigee parameters of return orbit in the J2000 geocentric coordinate system

| Epoch /UTCG | a/km | e | $i/(\text{°})$ | $\Omega/(\text{°})$ | $\omega/(\text{°})$ | $f/(\text{°})$ |
|---------------------------|---------------|----------|----------------|---------------------|---------------------|----------------|
| 18 Apr. 2025 08:13:53.923 | 290 427.55 | 0.977 69 | 35.762 | 11.934 | 30.201 | 354.254 |

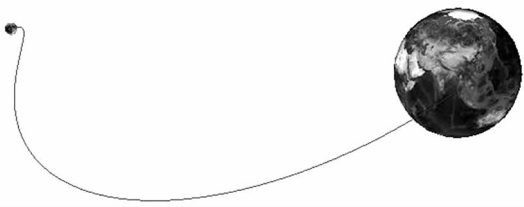


图 9 返回轨道 STK -3D 轨迹

Fig.9 STK -3D trajectory of return orbit

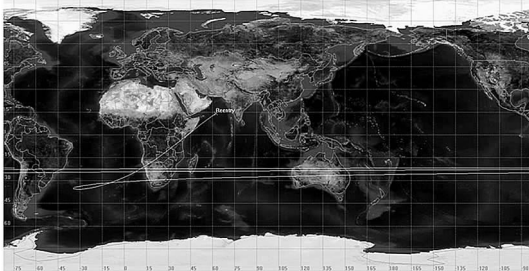


图 10 返回轨道 STK -2D 星下点轨迹

Fig.10 STK -2D subpoint track of return orbit

朔望月都存在着陆窗口,可能存在月窗口的月份需要根据具体工况计算。将月地定点返回轨道近月点入轨参数通过两次坐标旋转,可以实现设计变量解耦,按照本文提供的初值,使用 SQP 直接优化求解,迭代 10 次之内均可收敛,得到高精度定点返回轨道。本文研究成果可在我国未来载人登月工程中直接使用。

参考文献 (References)

[1] Colaprete A, Schultz P, Heldmann J, et al. Detection of water in the LCROSS ejects plume [J]. Science, 2010, 330(6003): 463 - 468.

[2] Mitrofanov I G, Sanin A B, Boynton W V, et al. Hydrogen mapping of the lunar south pole using the LRO neutron detector experiment LEND [J]. Science, 2010, 330(6003): 483 - 486.

[3] Sridharan R, Ahmed S M, Das T P, et al. Direct evidence for water in the sunlit lunar ambience from CHACE on MIP of Chandrayaan I [J]. Planetary and Space Science, 2010, 58(6): 947 - 950.

[4] 东方星. 2014 年世界空间探测回顾 [J]. 国际太空, 2015, 434(2): 32 - 41.

DONGFANG Xing. 2014 year in review: world space exploration [J]. Space International, 2015, 434(2): 32 - 41. (in Chinese)

4 结论

对于月面中纬度地区着陆,且定点返回地球中高纬度着陆场的载人登月任务而言,并非每个

- [5] Zheng Y C, Ouyang Z Y, Li C L, et al. China's lunar exploration program: present and future[J]. Planetary and Space Science, 2008, 56(7): 881-886.
- [6] Cicolani L S. Orbit returning from the moon to a specified geographic landing area[R]. NASA TN-D-1652, 1963.
- [7] Berry L R. Launch window and trans-lunar, lunar orbit, and trans-Earth trajectory planning and control for the Apollo 11 lunar landing mission [C]//Proceedings of 8th Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper 1970-24, 1970.
- [8] 白玉铸, 郗晓宁, 刘磊, 等. 月球探测器返回轨道特性分析[J]. 国防科技大学学报, 2008, 30(4): 11-16.
BAI Yuzhu, XI Xiaoning, LIU Lei, et al. Characteristics of return trajectory of lunar probe [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2008, 30(4): 11-16. (in Chinese)
- [9] 高玉东, 郗晓宁, 白玉铸, 等. 月球探测器返回轨道快速搜索设计[J]. 宇航学报, 2008, 29(3): 765-771.
GAO Yudong, XI Xiaoning, BAI Yuzhu, et al. Fast searching design method for return transfer trajectory of lunar probe[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(3): 765-771. (in Chinese)
- [10] 张磊, 于登云, 张焯, 等. 月地转移轨道快速设计与特性分析[J]. 中国空间科学技术, 2011, 31(3): 62-70.
ZHANG Lei, YU Dengyun, ZHANG He, et al. Preliminary design and characteristic analysis of moon-to-earth transfer trajectories [J]. Chinese Space Science and Technology, 2011, 31(3): 62-70. (in Chinese)
- [11] 黄文德, 郗晓宁, 王威, 等. 载人登月返回轨道发射窗口分析与设计[J]. 飞行器测控学报, 2010, 29(3): 48-53.
HUANG Wende, XI Xiaoning, WANG Wei, et al. Launch window analysis and design for manned landing mission return from the moon [J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2010, 29(3): 48-53. (in Chinese)
- [12] Shen H X, Zhou J P, Peng Q B, et al. Point return orbit design and characteristics analysis for manned lunar mission[J]. Science China Technological Sciences, 2012, 55(9): 2561-2569.
- [13] Li J Y, Gong S P, Wang X, et al. Launch window for manned moon-to-earth trajectories [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2012, 84(5): 344-356.
- [14] 郑爱武, 周建平. 直接再入大气的月地返回窗口搜索策略[J]. 航空学报, 2014, 35(8): 2243-2250.
ZHENG Aiwu, ZHOU Jianping. A search strategy of back windows for moon-to-earth trajectories directly returning to the earth [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(8): 2243-2250. (in Chinese)
- [15] Michelle G, Min Q, Jonathan C, et al. NASA's planned return to the moon: global access and anytime return requirement implications on the lunar orbit insertions burns[C]// Proceedings of AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, AIAA Report 2008-7508, 2008.
- [16] Ye P J. China considering manned lunar landing in 2025-2030[R]. Xinhua net, 2008.
- [17] 贺波勇, 李海阳, 张波, 等. 载人登月转移轨道偏差传播机理分析与稳健性设计 [J]. 物理学报, 2013, 62(19): 190505.
HE Boyong, LI Haiyang, ZHANG Bo, et al. Analysis of transfer orbit deviation propagation mechanism and robust design for manned lunar landing [J]. Acta Physica Sinica, 2013, 62(19): 190505. (in Chinese)
- [18] 张磊, 于登云, 张焯, 等. 直接再入大气的月球返回轨道设计研究[J]. 航天器工程, 2010, 19(5): 50-55.
ZHANG Lei, YU Dengyun, ZHANG He, et al. Design of moon return trajectory with direct atmospheric reentry [J]. Spacecraft Engineering, 2010, 19(5): 50-55. (in Chinese)