

DOI: [10.3724/zrht.1674-5825.2025012](https://doi.org/10.3724/zrht.1674-5825.2025012)

利用载人登月任务搭载逆行GEO试验星的轨道方案设计

彭祺肇¹, 贺波勇²

(1. 中国航天员科研训练中心, 北京 100094; 2. 宇航动力学国家重点实验室, 西安 710043)

摘 要: 考虑利用载人登月任务中火箭上面级地月转移加速冗余推进能力, 提出搭载发射逆行GEO试验星的燃料最优转移轨道方案。介绍了利用载人登月月面着陆器和载人飞船地月转移加速火箭上面级冗余推进能力, 搭载逆行GEO试验星的工程应用前景和方案, 建立了会合坐标系中月面着陆器和载人飞船地月转移轨道拼接设计模型, 对比分析了月面着陆器搭载和载人飞船搭载的能耗及最优分离变轨方案。仿真结果表明: 利用着陆器最优地月转移轨道搭载方案比利用载人飞船最优绕月自由返回搭载方案能耗更少, 变轨速度增量与逆行GEO减速制动速度增量总和约为1.773 km/s, 最优变轨时机约在地月转移入轨后4.36 d。

关键词: 逆行GEO; 地月转移; 搭载发射; 载人登月; 自由返回; 轨道设计

中图分类号: V412.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1674-5825(2026)01-0027-06

Orbital Approach for Carrying a Retrograde GEO Monitoring Satellite Free-riding on a Manned Lunar Mission Upper-stage

PENG Qibo¹, HE Boyong²

(1. China Astronaut Research and Training Center, Beijing 100094, China;

2. State Key Laboratory of Astronautics Dynamics, Xi'an 710043, China)

Abstract: A fuel-optimal transfer orbit scheme for a retrograde GEO test monitoring satellite is developed based on the redundant propulsion capability of the rocket's upper stage for the trans-lunar departure of manned lunar missions. This paper first introduces the redundant propulsion capability of the rocket's upper stage for the trans-lunar departure of the lunar module and crew vehicle. Furthermore, the engineering application potential and the strategy for carrying retrograde GEO monitoring satellites are discussed. A patched design model for the lunar module and crew vehicle transfers in the co-rotating coordinate system is established, and the fuel consumption and spacecraft-separation epochs from the lunar module and crew vehicle are analyzed and compared. The simulation results show that the optimal trans-lunar orbit carrying strategy for the lunar module consumes less fuel than the optimal free-return orbit carrying strategy of the manned spacecraft. The total delta-v (mid-course and terminal delta-v values) of GEO insertion is approximately 1.773 km/s. The optimal mid-course delta-v epoch is approximately 4.36 days after trans-lunar injection.

Key words: retrograde GEO; trans-lunar; carrying launch; manned lunar mission; free return; orbit control

收稿日期: 2024-12-24; 修回日期: 2025-12-25

基金项目: 中国科协青年人才托举工程项目(2021-JCJQ-QT-027); 载人航天工程科技创新团队

第一作者: 彭祺肇, 男, 博士, 研究员, 研究方向为月球探测轨道设计。E-mail: poochie003@163.com

引用格式: 彭祺肇, 贺波勇. 利用载人登月任务搭载逆行GEO试验星的轨道方案设计[J]. 载人航天, 2026, 32(1): 27-32. Peng Q B, He B Y. Orbital approach for carrying a retrograde geo monitoring satellite free-riding on a manned lunar mission upper-stage[J]. Manned Spaceflight, 2026, 32(1): 27-32.

1 引言

1959年4月,NASA提出了开展载人登月的设想^[1],并开展土星5号(Saturn-V)超重型运载火箭研制工作。土星5号仍是人类历史上使用过的自重最大的运载火箭,高达110.6 m,起飞重量为3038.5 t,总推力达3408 t,月球轨道运载能力为45 t,近地轨道运载能力为118 t。几乎同时,NASA开始了载人登月飞行模式的论证研究工作,最终选择地面一次发射方案^[2]。在Apollo-17之后,世界进入载人登月静湮期。2004年1月,美国总统布什宣布太空探索新远景计划(The vision for space exploration),描绘了规模宏大的载人空间探测构想^[3]。之后的一系列报告逐步确定了重返月球的短期目标,并将重返月球这一短期目标称为星座计划(Constellation Program)^[4-9]。星座计划吸取了Apollo-13任务航天员险些丧生的教训^[10],推荐地面多次发射“人货分离”的地月转移方案^[11]。2010年,星座计划被时任总统奥巴马取消;7年后,美国时任总统特朗普批准了Artemis载人登月计划。Artemis计划分为3期,第1期的Artemis-I已于2022年12月完成绕月飞行任务,Artemis-II和Artemis-III拟推迟至2026年后发射。环月轨道交会支持的载人登月任务中先发射的着陆器通常采用一般地月转移轨道,后发射的载人飞船采用绕月自由返回轨道^[12]。一般地月转移轨道是指转移时长约4~5 d的较低能耗轨道^[13,14],而载人飞船使用绕月自由返回轨道需避免类似Apollo-13任务的风险^[15]。

在重要航天任务中,火箭运载能力或航天器变轨能力冗余是提高任务总体可靠性和成功率的一个重要手段。火箭技术成熟后,冗余运载能力便成为搭载试验小卫星或一箭多星的基础,而航天器圆满完成既定任务后,冗余能力往往成为超期服役或拓展任务的前提和基础。例如,较早时期的东方红二号卫星便有超期服役纪录^[16];中国第一个用于交会对接试验的目标飞行器天宫一号飞行器也超期服役两年半之久^[17];嫦娥二号轨道器在完成预定任务后利用剩余轨道机动能力不仅进行了日地L2点周期轨道飞行试验,还进行了小行星远距离拍摄任务^[18];搭载嫦娥四号中继星鹊桥号发射的龙江2号试验小卫星(哈尔滨工业大学研制,质量47 kg)开展了全天空辐射频谱和月球可见光拍摄等科学试验^[19]。Artemis-I搭载的10颗6U的科学试验卫星,探测月球南极水冰挥发物、中

子光谱、太阳风,或进行地月空间-地面超远激光通信计划、等离子推进器技术等。

近年来,GEO(Geostationary Earth Orbit)带废弃卫星及其他碎片呈指数增长^[20],利用逆行GEO巡视卫星可对整个GEO资产邻域碎片环境进行每12 h一次的巡视^[21,22],与美国发射的GSSAP-1/2和GSSAP-3/4(Geosynchronous Space Situational Awareness Program, GSSAP)4颗GEO带顺行巡视器卫星相比^[23],逆行GEO巡视效率和范围得到颠覆性提高。载人登月任务高可靠性要求运载火箭具有较大的冗余负载能力,利用这一特点搭载小质量其他用途航天器的概念已非鲜见^[24,25]。

本文首先简述在载人登月任务中搭载逆行GEO巡视试验星的背景和可行性,其次计算对比不同轨道拼接方案的技术指标,并给出圆型限制性三体模型中这一问题的基本结论,为未来工程任务拓展及轨道设计提供参考。

2 动力学模型与约束条件

2.1 月球引力辅助部署逆行GEO方案

逆行GEO是指轨道高度与地球静止轨道高度相同或相近,但倾角为 180° ,部署在逆行GEO上的巡视卫星可每11 h 56 min对所有GEO带目标巡察一次。相比较于传统顺行GEO近距离巡视卫星,逆行GEO效率颠覆性地提高。然而,直接向西发射搭载逆行GEO火箭进行直接入轨困难大:①地球自转引起引力损耗严重;②传统发射场缺西向发射的跟踪测控雷达等设备。

另一种可行的飞行方式是按照传统GEO卫星发射方式:星箭分离时卫星和火箭上面级组合体位于200 km高的近地圆轨道上,由火箭上面级加速,将卫星送入近地200 km高,远地点36 086 km高的椭圆轨道(远地点比GEO轨道高300 km),所需速度增量约为2.51 km/s,再远地点变轨,同时调整轨道倾角和近地点高度,将轨道倾角变为 180° ,且近地点高度为GEO轨道高度,所需速度增量约为4.20 km/s,待卫星飞至近地点时,进行一次轨道圆化减速机动即可,所需速度增量约为0.13 km/s。3次等效速度增量和为6.84 km/s。

同样,从近地200 km高的近地圆轨道出发,若利用月球引力辅助部署逆行GEO卫星,进行地月转移

加速度增量约为3.15 km/s, 近月段可零燃耗实现轨道倾角调整至180°后返回地球, 且返回地球近地点恰好为同步轨道高度(35 786 km), 只需在近地点实施减速轨道圆化, 即可完成逆行GEO轨道部署, 所需速度增量约为1.05 km/s。2次等效速度增量和为4.2 km/s。

由 $(6.84 - 4.2) / 6.84 = 0.386$ 可知, 月球引力辅助部署逆行GEO相比于传统GEO卫星发射方式可节约速度增量约38.6%。

2.2 圆型限制性三体模型

在分析地月空间航天器飞行轨道特性时, 通常使用圆型限制性三体模型(Circular Restricted 3 Body Problem, CR3BP), 该模型不考虑太阳引力等摄动力, 全时段同时考虑地月引力。CR3BP是指存在2个主天体 $[P_1, P_2]$ 和 P , 对应质量分别为 m_1 和 m_2 相互绕其公共质心匀速圆周运动, 研究质量为 m_3 的第三体 P 在 P_1 和 P_2 引力下的运动规律(即 P 对 P_1 和 P_2 的运动影响可忽略不计)。CR3BP中常用的坐标系为质心会合坐标系, 其原点位于 P_1 和 P_2 的公共质心 O , x 轴由 P_1 指向 P_2 , z 轴指向系统角动量矢量方向, y 轴与其他两轴构成右手坐标系。引入归一化单位, 长度单位为DU, 即 P_1 和 P_2 质心间的距离, 质量单位为 m_1 和 m_2 之和, P_1 和 P_2 的相对运动周期为 2π , 位置分别为 $(-\mu, 0)$ 和 $(1-\mu, 0)$ 。引入质量比, 第三体 P 在会合坐标系 $O-xy$ 面中的动力学方程见式(1)。

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\dot{y} = \frac{\partial \Omega_3}{\partial x} \\ \ddot{y} + 2\dot{x} = \frac{\partial \Omega_3}{\partial y} \end{cases} \quad (1)$$

式中, Ω_3 为引入的等效势能函数, 见式(2)。

$$\Omega_3 = \frac{1}{2}(x^2 + y^2) + \frac{1-\mu}{r_1} + \frac{\mu}{r_2} + \frac{1}{2}\mu(1+\mu) \quad (2)$$

式中, $r_1 = \sqrt{(x+\mu)^2 + y^2}$, $r_2 = \sqrt{(x+\mu-1)^2 + y^2}$ 。月地质量比 $\mu = 1.215\ 066\ 83 \times 10^{-2}$ 。距离、时间和速度的归一化单位分别记为DU, TU和VU, 参数数值详见文献[13]。CR3BP是一个可由常微分方程组表述的自治动力学系统。

2.3 约束条件

着陆器或载人飞船从近地停泊轨道沿切向一次脉冲加速进入地月转移轨道, 到达月球附近相对于月球的近月点沿切向减速制动, 形成环月低轨圆轨道。搭载的逆行GEO巡视卫星在通过月球借力飞行

返回近地点高度等于逆行GEO轨道高度, 且在近地点切向减速制动成为逆行GEO。初始 t_i 时刻地心距为 $r_i = (R_e + h_i) / \text{DU}$, 对于近地停泊轨道而言, 速度为 $\sqrt{(1-\mu)/r_i}$, 设地月转移轨道在该时刻位置速度为 $(x_i, y_i, \dot{x}_i, \dot{y}_i)$, 则存在约束见式(3)。

$$\begin{cases} (x_i + \mu)^2 + y_i^2 - r_i^2 = 0 \\ (x_i + \mu)(\dot{x}_i - y_i) + y_i(\dot{y}_i + x_i + \mu) = 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中, 下标 i, f 分别表示出发(Initial)和终点(Final)时刻的轨道高度。设飞行器沿地月转移轨道到达近月点时刻为 t_f , 目标环月圆轨道月心距为 r_f 。对应位置速度为 $(x_f, y_f, \dot{x}_f, \dot{y}_f)$, 存在约束见式(4)。

$$\begin{cases} (x_f + \mu - 1)^2 + y_f^2 - r_f^2 = 0 \\ (x_f + \mu - 1)(\dot{x}_f - y_f) + y_f(\dot{y}_f + x_f + \mu - 1) = 0 \end{cases} \quad (4)$$

近月点减速制动形成环月低轨圆轨道所需脉冲 Δv_f 见式(5)。

$$\Delta v_f = \sqrt{(\dot{x}_f - y_f)^2 + (\dot{y}_f + x_f + \mu - 1)^2} - \sqrt{\mu/r_f} \quad (5)$$

搭载的逆行GEO绕月返回近地点切向减速脉冲大小见式(6)。

$$\Delta v_f = \sqrt{(\dot{x}_f - y_f)^2 + (\dot{y}_f + x_f + \mu)^2} - \sqrt{(1-\mu)/r_f} \quad (6)$$

此时, r_f 为逆行GEO轨道地心距42 164 km。

3 搭载轨道方案对比

He等^[21]计算了近月点高度大于0的部署逆行GEO的月球借力两脉冲飞行轨道参数集合, 典型的7条轨道平面轨迹如图1所示。两脉冲速度增量和近月点高度如图2所示, 左轴为两脉冲和大小, 右轴为近月点高度, 黑色散点为He等^[21]求解轨道采用靶点法拼接点位置误差, 详细数据如表1所示。

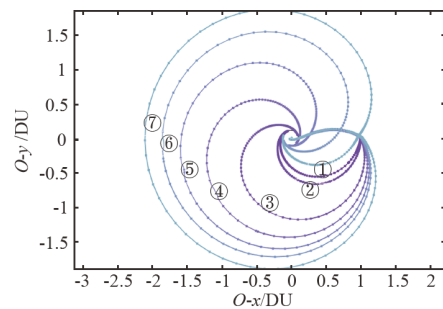
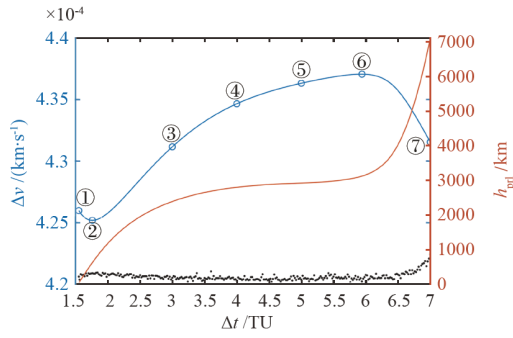


图 1 部署逆行GEO月球借力飞行轨道^[21]
Fig. 1 Lunar swing-by of deploying retrograde GEO^[21]

可见, 最优两脉冲速度增量 $\Delta v = 4.2509$ km/s, 出

图 2 两脉冲速度增量与近月点高度^[21]Fig. 2 Bi-impulse velocity increment vs. perilune altitude^[21]表 1 两脉冲速度增量和近月点高度^[21]Table 1 Bi-impulse velocity increment vs. perilune altitude^[21]

参数	①	②	③	④	⑤	⑥	⑦
$\Delta t/\text{TU}$	1.55	1.76	3.00	4.00	5.00	5.94	7.00
$\Delta v/(\text{km/s})$	4.2588	4.2509	4.3106	4.3455	4.3622	4.3695	4.3144
$h_{\text{peri}}/\text{km}$	2.6534	590.16	2349.1	2759.1	2880.1	3080.6	7054.0

现在转移时长为 1.76 TU (7.65 d) 时。

3.1 着陆器搭载方案

载人登月任务中,着陆器飞抵月球附近轨道相对月球为逆行轨道^[13],且一般要求终点时刻近月点高度为 100 km,近地出发轨道高度由运载火箭能力确定,设定为 167 km。CR3BP 模型中,利用文献^[13]方法求解的 7 条轨道如图 3 所示,速度增量和飞行时长关系如图 4 所示,详细数据如表 2 所示。

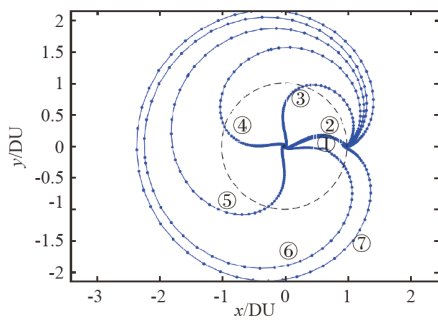


图 3 两脉冲着陆器地月转移轨道

Fig. 3 Two-impulse lunar module trans-lunar orbit

考虑搭载逆行 GEO 巡视试验星质量远小于着陆器质量,且任务主要目的是着陆器的发射。轨道拼接时,本文将着陆器地月转移轨道设定为最优能耗转移情况,即转移时长为 4.8 d 的两脉冲地月转移轨道,只需遍历搜索该条轨道上变轨时刻,计算该时刻变轨,使得到达逆行 GEO 的变轨速度增量和返回逆

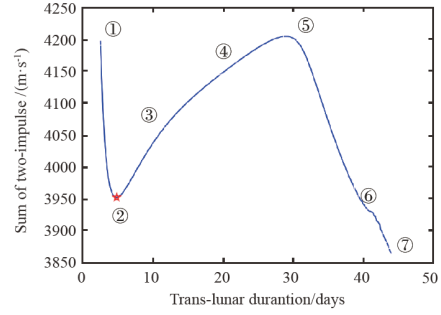


图 4 速度增量与飞行时长关系

Fig. 4 Bi-impulse velocity increment vs. transfer duration

表 2 典型转移时长对应速度增量

Table 2 Classical bi-impulse velocity increment vs. transfer duration

参数	①	②	③	④	⑤	⑥	⑦
$\Delta t/\text{d}$	2.5	4.8	10.0	20.0	30.0	40.0	43.6
$\Delta v/(\text{km/s})$	4.1018	3.8623	3.9458	4.0538	4.1057	3.8516	3.7869

行 GEO 近地点减速制动速度增量总和最小即可。

设着陆器地月转移飞行时长为 $t \in [t_0, t_f]$, 中途变轨所需速度增量为 Δv_{mid} , 逆行返回轨道近地点使航天器切向减速成为逆行 GEO 的速度增量为 Δv_f , 则需满足约束条件式(4), 外层(outer)遍历搜索近地出发后最优变轨时刻, 中层(mid)遍历搜索从变轨时刻至逆行 GEO 入轨减速制动时刻的飞行时长, 内层(inner)以中途变轨和近地点减速 2 次速度增量大小和为最小优化目标函数的燃料最优拼接轨道模型如式(7)所示。

$$\text{outer} \left\{ \begin{array}{l} \text{for } t = t_0 : \Delta t : t_f \\ \quad \text{for } t^{\text{re}} = t_{\text{min}}^{\text{re}} : \Delta t^{\text{re}} : t_{\text{max}}^{\text{re}} \\ \quad \quad \text{mid} \left\{ \begin{array}{l} \text{inner} \left\{ \begin{array}{l} x = \Delta v_f \\ \text{s.t.} \left\{ \begin{array}{l} (x_f + \mu)^2 + y_f^2 - r_f^2 = 0 \\ (x_f + \mu)(\dot{x}_f - y_f) + y_f(\dot{y}_f + x_f + \mu) = 0 \\ \min J = |\Delta v_{\text{mid}}| + |\Delta v_f| \end{array} \right. \end{array} \right. \\ \quad \quad \quad \text{end} \\ \quad \quad \quad \text{end} \\ \quad \quad \text{end} \end{array} \right. \quad (7)$$

通过大量数值计算,得到 Δv_{mid} , Δv_f 和 $\Delta v_{\text{total}} = \Delta v_{\text{mid}} + \Delta v_f$, 关于 t 和 t^{re} 等高线分布如图 5 所示。

两脉冲速度增量和最小值为 1.7324 (1.7727 km/s) 发生在 $t = 1.0031$ TU (4.3617 d) 和 $t^{\text{re}} = 1.27$ TU (5.5221 d) 的场景。燃料最优情况下, 着陆器地月转移轨道和搭载的逆行 GEO 试验星中途变轨空间轨迹如图 6 所示, 蓝色轨迹线为着陆器飞行轨迹, 红色“☆”为逆行

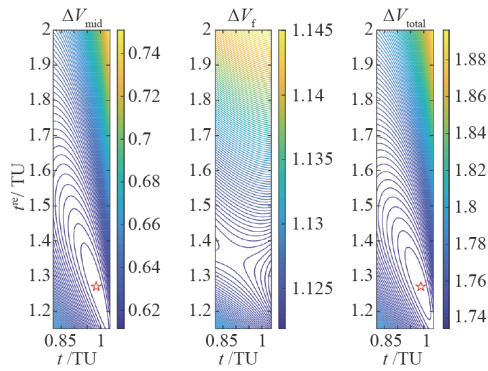


图 5 着陆器搭载方案燃料脉冲等高线分布

Fig. 5 Contour of the fuel cost of carrying with the lunar module

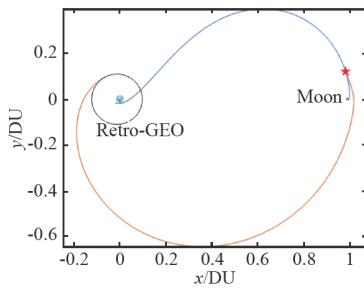


图 6 会合坐标系中着陆器最优搭载方案空间轨迹

Fig. 6 Optimal fuel-cost path of carrying a satellite on the lunar module in the synodic coordinate system

GEO变轨分离点, 橙色轨迹线为变轨分离后飞向逆行GEO的转移轨道。

3.2 载人飞船搭载方案

载人飞船采用的绕月自由返回轨道需满足再入走廊约束(真空近地点高约51 km), 且一般设置环月交会对接约束高度为200 km^[2]。采用式(5)策略, 通过大量数值计算, 得到 Δv_{mid} , Δv_f 和 $\Delta v_{total} = \Delta v_{mid} + \Delta v_f$, 关于 t 和 t^e 等高线分布如图7所示。

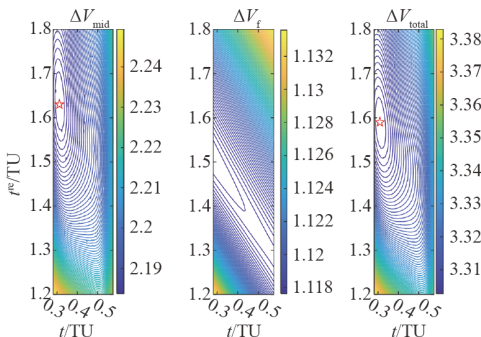


图 7 载人飞船搭载方案燃料脉冲等高线分布

Fig. 7 Contour of the fuel cost of carrying with the crew

两脉冲速度增量和最小值为3.3020(3.3787 km/s)发生在 $t = 0.3092$ TU(1.3444 d)和 $t^e = 1.59$ TU(6.9135 d)

的场景。燃料最优情况下, 载人飞船绕月自由返回轨道和搭载的逆行GEO试验星中途变轨空间轨迹如图8所示, 图中蓝色轨迹线为载人飞船飞行轨迹, 其余轨迹线及星标含义同图6。

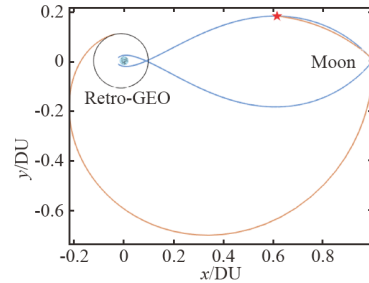


图 8 会合坐标系中载人飞船最优搭载方案空间轨迹

Fig. 8 Optimal fuel-cost path of carrying the crew capsule in the synodic coordinate system

4 结论

本文提出了利用载人登月任务中着陆器和载人飞船进行地月转移加速的火箭上面级冗余推力, 搭载逆行GEO巡视器试验卫星的方案, 提出圆型限制性三体模型中最优搭载轨道设计方法, 对比分析了不同搭载方案燃耗差异: 相比较于利用载人飞船绕月自由返回轨道搭载方案, 利用着陆器一般地月转移轨道搭载方案更优, 着陆器最优地月转移时长约4.8 d, 近地出发需要3.14 km/s的速度增量, 近月点减速制动需要0.81 km/s的速度增量。搭载着陆器的逆行GEO转移方案中, 燃耗最优变轨时机约在地月转移入轨后4.36 d, 变轨速度增量0.63 km/s的速度增量, 对应逆行GEO减速制动速度增量1.143 km/s的速度增量, 二者总和约为1.773 km/s。

参考文献(References)

- [1] 李成智. 阿波罗登月计划全史[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2019:7.
Li C Z. Complete History of Project Apollo[M]. Beijing: Beihang University Press, 2019: 7 (in Chinese).
- [2] 贺波勇. 载人登月轨道精确可达域数值延拓分析方法[D]. 长沙: 国防科技大学研究生院, 2017.
He B Y. Analysis Approaches for Precision Reachable Sets of Manned Lunar Orbits Using Numerical Continuation Theory [D]. Changsha: Graduate School of National University of Defense Technology. 2017 (in Chinese).
- [3] Bush G W. The vision for space exploration[R]. NP-2004-01-334-HQ. NASA Report, 2004.
- [4] Stanley D, Cook S, Connolly J, et al. NASA's exploration system architecture study[R]. TM-2005-214062, NASA Report, 2005.
- [5] Sander M J. The nation's vision for exploration: An update[R].

- Document ID 20100020172, NASA Report, 2007.
- [6] Dale S, Cooke D, Horowitz S. Global exploration strategy and lunar architecture[R]. Washington D C: NASA Office of Public Affairs, 2006.
- [7] Charles D, William A J, Julie K W. To the Moon and beyond[J]. Scientific American, 2007(297): 62-68.
- [8] NASA. Constellation Program: The Orion crew exploration vehicle [EB/OL]. (2007)[2024]. https://www.nasa.gov/mission_pages/constellation/multimedia/orion_contract_images.html.
- [9] NASA. Constellation program: The Ares V cargo launch vehicle [EB/OL]. (2007)[2024]. https://www.nasa.gov/mission_pages/constellation/ares/aresV_old.html.
- [10] 戴维·J·谢勒, 著. 袁家军, 郑敏, 译. 载人航天飞行中的事故与灾难[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2006: 318-354. Scheller J D, Yuan J J, Zheng M, Translated. Disasters and Accidents in Manned Spaceflight[M]. Beijing: China Aerospace Press, 2006: 318-354 (in Chinese).
- [11] John C S, Joshua B H. An alternate approach to lunar missions-human sorties at half the price[C]//AIAA Space 2006, California: AIAA, 2006: 75-79.
- [12] 贺波勇, 曹鹏飞, 罗亚中, 等. 环月轨道交会的载人登月任务轨道与窗口规划[J]. 深空探测学报, 2017, 4(5): 471-476. He B Y, Cao P F, Luo Y Z, et al. Study on mission planning and window design for manned lunar far-side exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(5): 471-476 (in Chinese).
- [13] He B Y, Shen H X. Solution set calculation of the Sun-perturbed optimal two-impulse trans-lunar orbits using continuation theory[J]. Astrodynamics, 2020, 4(1): 75-86.
- [14] 贺波勇, 李海阳. 载人登月着陆器奔月窗口搜索方法[J]. 航空学报. 2017, 38(4): 268-276. HE B Y, LI H Y. Lunar module trans-lunar window searching approach for manned lunar mission[J]. Acta Astronautica Sinica, 2017, 38(4): 268-276 (in Chinese).
- [15] He B Y, Zheng A W, Li H N. Adaptive LEO-phase free-return orbit design method for manned lunar mission based on LEO rendezvous[J]. Journal of the Astronautical Science, 2019, 66 (4): 446-459.
- [16] 中国空间技术研究院外经处. “东方红二号”卫星超期服役[J]. 中国空间科学技术, 1993, 3: 74. The Foreign Economic Relations Department of the China Academy of Space Technology. The Dongfanghong-2 satellite has been in service beyond its service life[J]. Chinese Space Science and Technology, 1993, 3: 74 (in Chinese).
- [17] 温冠宇, 王爽, 梁智鹏, 等. 无控天宫一号激光测距方法研究[J]. 空间碎片研究, 2018, 18(2): 5-9. Wen G Y, Wang S, Liang Z P, et al. A study on laser ranging method of uncontrolled satellite Tiangong-1[J]. Space Debris Research, 2018, 18(2): 5-9 (in Chinese).
- [18] Qiao D, Cui P Y, Wang Y M, et al. Design and analysis of an extended mission of CE-2: From lunar orbit to Sun-Earth L2 region[J]. Advance in Space Research, 2014, 54(10): 2087-2093.
- [19] Brainard J. Planetary science: the moon's far side, with home beyond [J]. Science, 2019, 363(6428): 674.
- [20] 王灏宇, 侯晓庚. 对空间碎片近距随遇悬停的控制方法及悬停能耗分析[J]. 中国空间科学技术, 2020, 40(1): 27-32. Wang H Y, Hou X G. Control method and fuel consumption analysis on random relative station-keeping in close range to space debris[J]. Chinese Space Science and Technology, 2020, 40(1): 27-32 (in Chinese).
- [21] He B Y, Ma P B, Li H N. Properties of the lunar gravity assisted transfers from LEO to the retrograde-GEO[J]. Scientific Reports, 2021, 11(1): 1-13.
- [22] 贺波勇, 马鹏斌, 杜卫兵, 等. 部署Retro-GEO巡视器的月球借力飞行轨道分析[J]. 中国空间科学技术, 2021, 41(3): 9-15. He B Y, Ma P B, Du W B, et al. Transfers analysis of deploying a retrograde GEO monitor-satellite by Moon swing-by[J]. Chinese Space Science and Technology, 2021, 41(3): 9-15 (in Chinese).
- [23] Espinosa S A. Two new satellites now operational expand U.S. space situational awareness[EB/OL]. (2017-09-13) [2020-09-08]. https://www.spacedaily.com/reports/Two_new_satellites_now_operational_to_expand_US_space_situational_awareness_999.html.
- [24] 路毅, 李恒年, 韩蕾, 等. 搭载平动点中继星的载人自由返回探月轨道设计与优化[J]. 载人航天, 2017, 23(3): 320-326. Lu Y, Li H N, Han L, et al. Orbit design and optimization for manned lunar free-return trajectory with probe carrying lunar relay satellite near libration point[J]. Manned Spacecraft, 2017, 23(3): 320-326 (in Chinese).
- [25] 高辉. 4M探月小卫星项目: 全球首次商业探月搭载发射回顾[J]. 太空探索, 2016(9): 36-37. Shang H. The 4M lunar small satellite project: A review of the world's first commercial lunar exploration launch[J]. Space Exploration, 2016(9): 36-37 (in Chinese).

(责任编辑:高慧)