

利用地月间空间站的载人登月飞行模式分析

彭 坤, 杨 雷

(中国空间技术研究院载人航天总体部, 北京 100094)

摘 要: 为提高空间站利用率,降低载人登月任务成本,有效开发地月空间,研究了基于地月空间不同轨道空间站的载人登月飞行模式。首先对比直接往返登月飞行模式,对基于空间站的载人登月飞行模式进行任务分析,通过空间站将载人登月任务解耦为载人天地往返任务和登月任务两部分;其次通过轨道设计和稳定性分析提出考虑登月任务需求的地月间空间站可运行轨道和停泊点;最后建立一套飞行模式评价模型,从速度增量需求、飞行时间、空间环境、登月任务窗口、测控条件、交会对接技术难度、后续任务支持性和任务可靠性方面对6种不同位置空间站的登月飞行模式进行分析和定量评价。评价结果表明基于 L_2 点 Halo 轨道空间站的载人登月飞行模式为更优飞行模式。

关键词: 载人登月; 飞行模式; 空间站; 地月空间; 平动点

中图分类号: V412.4 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2018)05-0471-11

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2018.05.001

Analysis on Human Lunar Exploration Flight Modes via Cislunar Space Station

PENG Kun, YANG Lei

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

Abstract: To improve the utilization factor of a space station, lower the cost of a human lunar exploration mission, and develop the cislunar space, human lunar exploration flight modes based on a space station on different orbits in the cislunar space are studied in this paper. Firstly, the mission profile of a human lunar exploration flight mode based on a space station is analyzed by comparing with the direct round-trip lunar flight mode, and the human lunar exploration mission can be decoupled into the human space transportation mission and the lunar landing mission by the space station. Then taking the requirement of the lunar landing mission into consideration, the feasible orbits and parking points of the space station in the cislunar space are proposed via orbit design and stability analysis. Finally, a flight mode evaluation model is established to analyze and evaluate quantitatively the advantages and disadvantages of the lunar flight modes based on the space station in six different positions according to the velocity increments, flight times, space environments, lunar landing windows, conditions of measurement and control, technical difficulties of rendezvous and docking, successor mission supportability, and mission reliability. The evaluation results show that the flight mode based on the halo orbit space station near L_2 point is the optimal flight mode.

Key words: Human lunar exploration; Flight mode; Space station; Cislunar space; Libration point

0 引 言

载人登月飞行模式设计是载人登月工程实施须解决的关键问题之一。载人登月飞行模式是指飞行器根据载人登月任务需要分为不同的舱段完成不同

的变轨任务,以降低整个飞行器的质量规模,同时依据运载火箭能力发射多个舱段在空间某个位置或轨道上进行交会对接和组装的方式。飞行模式决定了登月飞行器质量规模、火箭运载能力、任务可靠性、以及工程研制和实施风险。

早期载人登月飞行模式主要是直接往返探测模式,其研究重点集中在登月过程中空间交会对接轨道和次数的选择。载人登月飞行过程中比较稳定的近地轨道和环月轨道,一般作为登月飞行器组合体交会对接的场所。盛英华等^[1]将火箭发射次数和对接次数限制在 4 次以内,分析了 7 种载人登月飞行模式。彭祺擘等^[2]根据有无地球轨道和月球轨道交会对接,将飞行模式分为地球轨道交会-月球轨道交会、地球轨道交会-直接返回、地球轨道不交会-月球轨道交会、地球轨道不交会-月球轨道不交会 4 大类。根据阿波罗工程的经验,单一飞行器无法完成载人登月全部飞行任务,必须采用月面起飞后的环月轨道交会对接形式^[3-4]。因此,月面直接返回的方式不可取。对于直接往返的载人登月飞行模式,可按照奔月过程中近地轨道和环月轨道的交会对接次数进行分类,包括直接奔月模式、近地轨道交会模式、环月轨道交会模式、近地轨道+环月轨道交会模式。阿波罗登月工程^[5]采用的就是直接奔月模式,奔月过程中 1 次发射,没有近地轨道交会和环月轨道交会。2004 年美国提出的重返月球的“星座”计划^[6]充分考虑人员安全性和载人火箭研制难度,采用近地轨道 1 次交会的飞行模式,分别将载人飞船和月面着陆器发射到近地轨道进行交会对接,然后执行奔月任务。李桢等^[7]采用的是奔月过程环月轨道交会的飞行模式。此外,NASA^[8]于 2004 年分析过在地月 L_1 和 L_2 点交会的载人登月飞行模式。高启滨等^[9]分析了基于地月 L_1 点的载人登月飞行方案。

作为长期地外运行的载人空间设施,空间站可以为地月空间转移提供中转站。利用空间站进行载人登月任务,可以提高空间站的利用率,有效开发和利用地月空间经济圈;同时增加登月任务的灵活性,减少单次登月任务花费。1987 年美国^[10]提出基于近地轨道“自由号”空间站组装的登月方式。Thronson 等^[11]提出在地月 L_1 点建立 gateway 空间站以支持载人月球探测和月球以远深空探测任务。Santovincenzo 等^[12]带领 ESA 论证组分析了基于近地轨道空间站和环月轨道空间站的载人登月飞行模式。彭祺擘^[13]分析了基于我国近地轨道空间站的载人登月飞行模式,并进行了相应的奔月轨道及窗口设计。杨雷等^[14]则创新性地提出了一种基于地

月周期重访轨道空间站的载人月球探测飞行方案设想。

以上文献仅仅对不同轨道空间站的载人登月飞行模式进行了单独分析,目前还没有学者对基于地月空间内所有可行轨道空间站的载人登月飞行模式进行统一的优劣对比分析。基于此,本文首先设计了基于空间站的载人登月通用飞行方案,将基于空间站登月模式解耦为 2 个任务;其次通过各类型轨道设计和稳定性分析提出地月系统空间站可运行的飞行轨道或停泊点;而后详细分析 6 种可行轨道空间站的载人登月飞行模式的飞行方案、速度增量、飞行时间、空间环境、登月任务窗口、测控条件、交会对接任务难度、任务支持和任务可靠性;最后提出一套飞行模式定量评价方法对不同轨道空间站的载人登月飞行模式进行优劣综合评估,为未来开展基于空间站的载人月球探测任务设计提供参考。

1 基于空间站的载人登月任务分析

对于直接往返探测的飞行模式,其飞行过程各阶段互相关联,且受到登月点、任务窗口以及任务周期的严格约束。以“星座”计划的近地轨道 1 次对接飞行模式为例,其任务剖面如图 1 所示。该模式交会对接轨道选择为近地轨道,对接次数为 1。

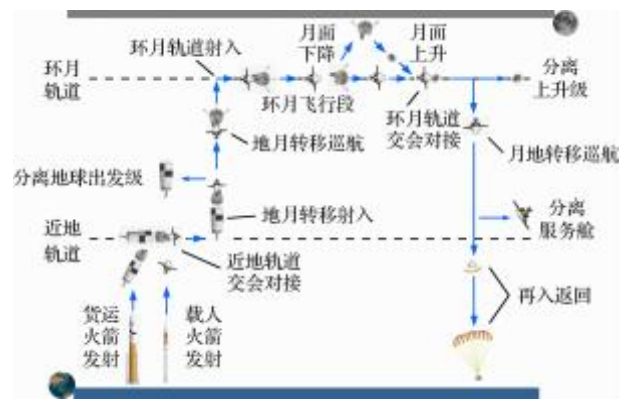


图 1 近地轨道 1 次对接飞行模式

Fig. 1 1-time low Earth orbit rendezvous flight mode

对于基于空间站的载人登月飞行模式,假设空间站已处于运营模式,空间站和月面着陆器已提前发送到指定轨道上,飞行过程从载人飞船发射开始,执行 1 次登月任务,直至返回地面。其任务剖面如图 2 所示。

与直接往返探测模式不同,空间站作为中转站,

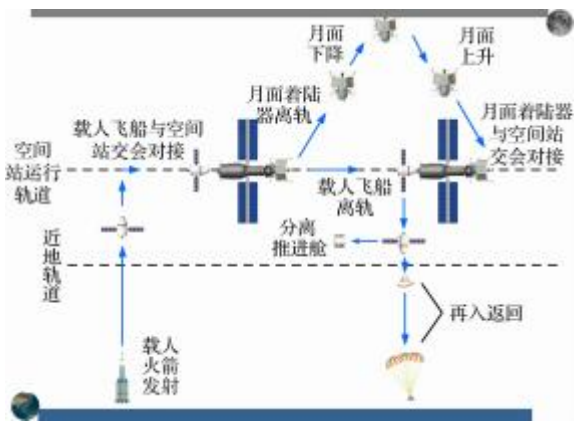


图 2 基于空间站的载人登月任务飞行模式
Fig. 2 Human lunar exploration mission flight mode based on space station

将载人登月任务分割为两部分(如图 3 所示):载人天地往返任务和登月任务。其中载人天地往返任务是指载人飞船在地面与空间站之间往返任务;登月任务是指月面着陆器在空间站与月面之间往返任务。空间站可以在载人登月过程中为航天员提供驻留平台,消除了任务周期约束。航天员乘坐载人飞船到达空间站后,可在空间站上等待合适登月窗口,再进行登月。同样,航天员完成登月任务返回空间站后,也可等待合适地球再入窗口再返回地球。因此,空间站将载人天地往返任务和登月任务完全解耦,增加了整个载人登月任务的灵活性,同时提高了任务可靠性和人员安全性。

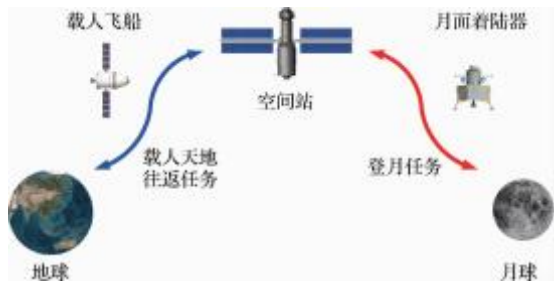


图 3 基于空间站的载人登月任务分解
Fig. 3 Mission decomposition of human lunar exploration based on space station

2 地月间空间站运行轨道分析

基于空间站的载人登月飞行模式设计的核心是空间站运行轨道的选择,其直接影响载人登月任务的飞行方案和速度增量,以及空间站辐射环境和人员安全性。

按照距地球的远近顺序,地月空间主要存在近地轨道 (Low Earth Orbit, LEO)、地球静止轨道 (Geostationary Earth Orbit, GEO)、环月轨道 (Circumlunar Orbit, CLO)、地月循环轨道 (Earth-Lunar Cycle Orbit, CYCLER) 等稳定轨道(如图 4 所示),可作为空间站运行的备选轨道。同时地月系统 5 个平动点和平动点附近周期轨道也可作为空间站运行的停泊点和备选轨道。

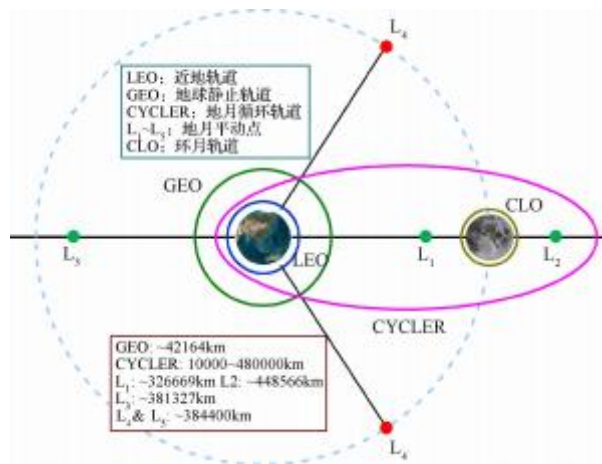


图 4 地月间空间站可运行轨道
Fig. 4 Cislunar space station orbit

2.1 中心引力体稳定轨道分析

中心引力体稳定轨道主要包括地球中心引力体稳定的 LEO 和 GEO,以及月球中心引力体问题的 CLO。

对于 LEO,考虑到空间站长期运行,LEO 轨道高度应远离大气层,从而降低轨道维持速度增量。LEO 可采用国际空间站所处的 400 km 高度圆轨道。考虑登月任务需求,若采用轨道面内切向变轨进行地月转移加速,则为满足登月飞行器与任意赤纬的月球交会的条件,LEO 的轨道倾角应大于月球轨道倾角^[15]。月球轨道倾角变化范围是 18° ~ 28°^[16],因此 LEO 轨道倾角可取为 28°左右。

对于 GEO,轨道高度为 35 793 km,轨道倾角为 0°,偏心率为 0,其轨道参数已固定,唯一可变的是空间站所处星下点经度。每个月内月球赤纬为 0°时刻为登月飞行器与月球的交会窗口。

对于 CLO,轨道高度需综合考虑轨道维持和月面下降问题。CLO 太低受月球非球形摄动影响大,轨道维持速度增量;CLO 太高,其月面下降所需

速度增量。阿波罗飞船环月飞行在 100 km 高度,考虑到轨道维持问题,CLO 轨道高度范围取为 300 km ~ 500 km。该轨道高度较低,此范围内的 CLO 可称为低月球轨道(Low Lunar Orbit, LLO)。轨道倾角根据登月点经纬度决定。为满足登月任务要求,轨道倾角应大于登月点纬度。

2.2 CYCLER 轨道分析

CYCLER 轨道是指周期性往返于地球和月球之间,并在地球和月球附近绕飞而不停留的轨道。其本质是地月限制性三体问题下往返地月间的一类周期轨道^[17]。考虑登月任务需求,地月循环轨道可采用共振型循环轨道,其近地点和近月点高度较低,且轨道周期与地月系统周期成固定比例。

本文选择与文献^[14]相同的地月循环轨道,轨道周期约为 14 天,同时与月球会合的周期约为 28 天。由于地月周期重访特性,该轨道近似关于地月连线对称且处于月球轨道面内。文献^[17]归纳了三种循环轨道的计算方法,设计过程相对复杂。本文根据 CYCLER 轨道的周期特性及共面特性,通过简单迭代直接在高精度动力学模型中设计一条 CYCLER 轨道,其轨道参数如表 1 所示。该轨道远地距约为 48 万千米,近地距约为 1 万千米。

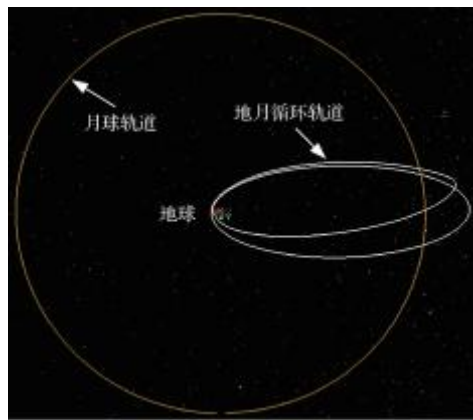
表 1 CYCLER 轨道要素

Table 1 CYCLER orbit elements

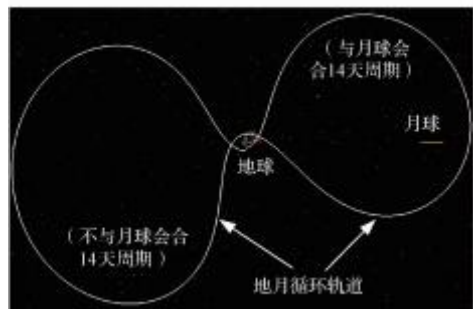
近地距/km	远地距/km	轨道倾角/(°)	升交点赤经/(°)	近地点幅角/(°)	真近点角/(°)
10 691	484 084	28	355	13	0

采用 GMAT 软件^[18]对 CYCLER 轨道进行仿真,绘制其在 1 个月球会合周期内的飞行轨迹,如图 5 所示。从地心惯性系看,CYCLER 轨道为绕地球长期稳定运行的大椭圆轨道。地月循环轨道的轨道周期约为 14 天,在约第 7 天位置与月球、地球共线。从地月旋转系看,其与月球会合的周期约为 28 天。在每 28 天内,一个 14 天周期与月球会合;另一个 14 天周期远离月球。

以表 1 参数为初值,用 GMAT 轨道推演 10 个轨道周期(140 天),可得到 CYCLER 轨道地心距变化曲线,如图 6 所示。由图 6 可得,在 10 个轨道周期内,近地距变化范围为 8 000 km ~ 16 000 km,远地距变化范围为 460 000 km ~ 490 000 km,其近地距和远地距变化不大,验证了 CYCLER 轨道的运行稳定性。



(a) 地心惯性系



(b) 地月旋转系

图 5 CYCLER 轨道飞行轨迹

Fig. 5 Earth-Lunar cycler orbit

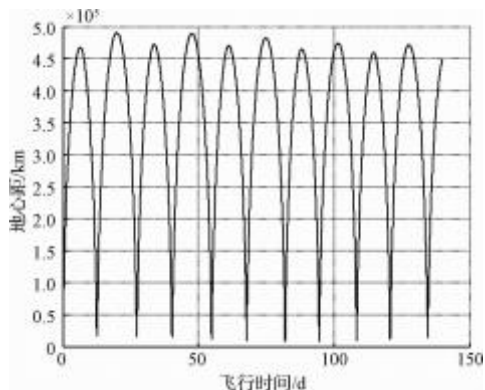


图 6 CYCLER 轨道地心距曲线

Fig. 6 Geocentric distance of CYCLER orbit

2.3 地月平动点及其附近周期轨道分析

对于地月系统,采用圆型限制性三体模型来描述飞行器的运动,其会合系下归一化动力学方程如下^[19]:

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

式中:

$$\begin{cases} \Omega = \frac{1}{2}(x^2 + y^2) + \left(\frac{1-\mu}{r_1} + \frac{\mu}{r_2}\right) \\ r_1 = \sqrt{(x + \mu)^2 + y^2 + z^2} \\ r_2 = \sqrt{(x - 1 + \mu)^2 + y^2 + z^2} \\ \mu = \frac{m_2}{m_1 + m_2} \end{cases} \quad (2)$$

式中: m_1 和 m_2 分别为地球和月球的质量。

所谓平动点,是飞行器在会合系中速度和加速度恒为零的位置,其数学表达式如下:

$$\begin{cases} x(t) \equiv x_0, y(t) \equiv y_0, z(t) \equiv z_0 \\ \dot{x} = 0, \dot{y} = 0, \dot{z} = 0 \\ \ddot{x} = 0, \ddot{y} = 0, \ddot{z} = 0 \end{cases} \quad (3)$$

将上式代入圆型限制性三体问题的动力学方程可得地月系统5个平动点的位置,如图7所示。其中 $L_1 \sim L_3$ 位于地月连线上,称为共线平动点; $L_4 \sim L_5$ 与地球和月球形成等边三角形,称为三角平动点。

由 L_3 点的位置可知,其处在地球和月球连线上,且位于地球一侧,远离月球。其登月飞行方案先要向 L_3 飞行,然后再飞向月球,速度增量和飞行时间均比 L_1 和 L_2 点登月大,故一般不利用 L_3 点地月空间站进行载人登月。由 L_4 点和 L_5 点的位置可知,登月飞行方案为先向 L_4 点或 L_5 点飞行,然后向月球飞行,相当于飞行2个地月距离。因此, L_4 点和 L_5 点

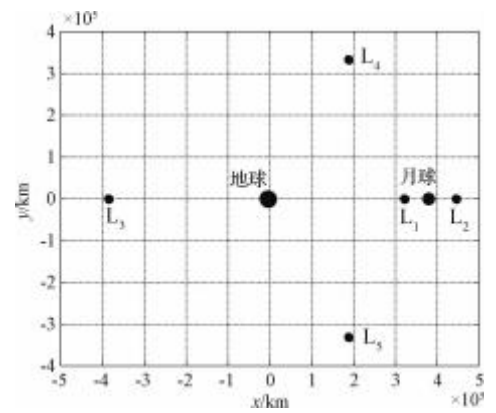


图7 地月系统平动点位置分布

Fig. 7 Earth-Lunar libration point distribution

任务的飞行时间比 L_1 和 L_2 点任务长。同时, L_4 点和 L_5 点为稳定平动点,其逃逸和制动速度比 L_1 和 L_2 点大。故不采用 L_4 点和 L_5 点地月空间站进行载人登月。因此, L_1 点和 L_2 点比较适合作为空间站停泊点。

L_2 点始终位于月球背面,处在 L_2 点的空间站与地球通信和测控会被月球挡住。为此,可将空间站置于 L_2 点附近一定高度的 Halo 轨道上^[20]。Halo 轨道是平动点附近存在的一组周期轨道。本文计算出一条地月 L_2 点附近振幅 $A_2 = 8000$ km 的 Halo 轨道作为空间站运行轨道,其三视图如图8所示。

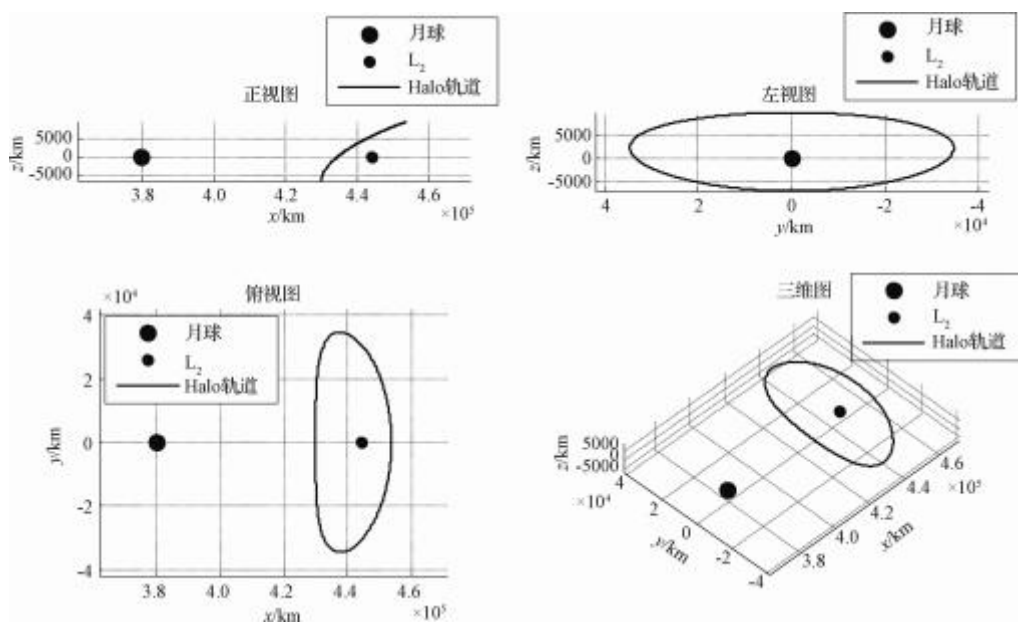


图8 地月 L_2 点 Halo 轨道轨迹

Fig. 8 Halo orbit near Earth-Lunar L_2 point

除 Halo 轨道外, L_2 点还存在 Lyapunov 周期轨道, 其属于二维轨道, 只存在地月旋转系 XY 平面内, 无 Z 轴分量, 如图 9 所示。由图 9 可知, Lyapunov 轨道靠近地月连线附近仍然会被月球遮挡。

此外, 还存在一类绕月球逆行的平面轨道 DRO^[21] (Distant Retrograde Orbit, 大幅值逆行轨道), 其具有 Lyapunov 稳定性, 轨道维持速度增量小, 如图 10 所示。当 DRO 幅值减小会逐渐退化为环月轨道。由于其同样存在于地月平面内, 仍存在被月球遮挡问题。

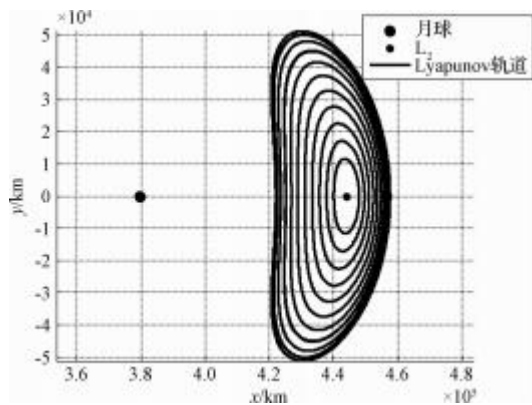


图9 地月 L_2 点 Lyapunov 轨道轨迹

Fig.9 Lyapunov orbit near Earth-Lunar L_2 point

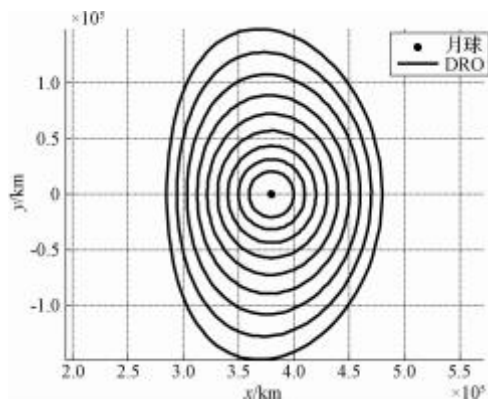


图10 大幅值逆行轨道轨迹

Fig.10 Distant retrograde orbit

综上所述, 对于地月平动点空间站飞行模式, 主要考虑 L_1 点空间站飞行模式和 L_2 点 Halo 轨道空间站飞行模式。

3 基于不同轨道空间站的登月飞行模式

针对上一节得到的6种空间站可运行轨道和停泊点, 从载人登月任务的飞行方案和速度增量需求、

空间站环境 and 安全性、登月任务窗口、测控可见性、技术难度、后续任务支持和任务可靠性等方面全面分析不同位置空间站登月模式的优缺点。

由于空间站将登月任务和载人天地往返任务解耦, 登月任务不用考虑载人天地往返任务中地面发射到空间站的窗口, 仅考虑空间站到登月点的窗口。因此, 本文所说的登月窗口特指空间站到月面的窗口。

为便于比较各模式飞行方案和速度增量, 将不同轨道空间站的载人登月飞行过程统一分为7个阶段: (1)地面到 LEO 飞行阶段; (2)LEO 到空间站飞行段; (3)空间站到 LLO 飞行段; (4)LLO 到月面飞行段; (5)月面到 LLO 飞行段; (6)LLO 到空间站飞行段; (7)空间站到地面飞行段。

3.1 基于 LEO 空间站的登月飞行模式

该模式飞行方案如图 11 所示。不考虑火箭发射载人飞船至 LEO 的速度增量, 单纯比较登月飞行器的速度增量, 则载人登月过程可分为6个变轨子阶段, 如表 2 所示。其中 LLO 返回空间站过程中采用化学推进制动方式, 其速度增量约 3.2 km/s。LEO 到 LEO 空间站可采用快速交会对接, 时间为6小时。参考阿波罗工程, 地月转移时间3天。

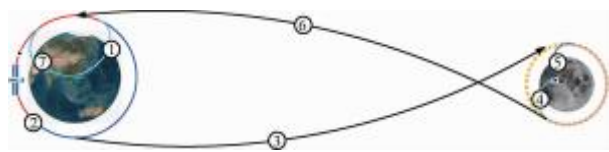


图11 基于 LEO 空间站登月飞行模式

Fig.11 Lunar mission flight mode based on LEO space station

表2 基于 LEO 空间站登月飞行模式速度增量需求

Table 2 Velocity increment of Lunar mission flight mode based on LEO space station

序号	飞行阶段	速度增量/($m \cdot s^{-1}$)
1	LEO—>LEO 空间站	~180
2	LEO 空间站—>LLO	~4070
3	LLO—>月面	~2230
4	月面—>LLO	~1900
5	LLO—>LEO 空间站	~4170
6	LEO 空间站—>地面	~150
总和	-	~12 700

LEO 存在大气阻力、空间碎片撞击概率相对较大。空间辐射环境好, 不会遭遇地球辐射带带电粒子, 太阳宇宙射线和银河宇宙射线影响较小^[22]。空间热环境不稳定, 交替变化。由于 LEO 空间位置一定, 其每月与月球轨道的交点为2个, 即每月有2次

登月窗口。测控站主要考虑近地测控站、深空站以及中继卫星,测控系统与空间站不是连续可见,每圈近地轨道不可见时间约 15min。该模式主要涉及 2 次 LEO 交会对接,第 1 次交会对接与现有 LEO 交会对接相近,技术比较成熟。第 2 次交会对接为返回 LEO 交会对接,其难度主要体现在从月地转移轨道到 LEO 进行近地制动的精度。在后续任务支持方面,可支持一定纬度区域的登月任务以及 LEO 范围内的科学研究,小行星和火星探测任务逃逸速度大。该模式交会对接、飞行控制和测控通信技术难度低,空间环境稳定,综合任务可靠性高。

3.2 基于 GEO 空间站的登月飞行模式

基于 GEO 空间站的登月飞行方案如图 12 所示。登月飞行器速度增量需求如表 3 所示。其中 LEO 到 GEO 空间站转移按照先近地点提升远地点高度,再在远地点变轨道面和圆化变轨的方式,速度增量较大,飞行时间预留 2 天。

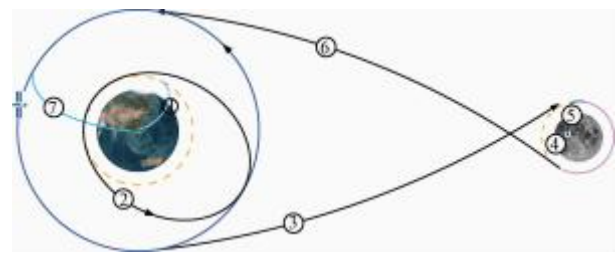


图 12 基于 GEO 空间站登月飞行模式
Fig. 12 Lunar mission flight mode based on GEO space station

表 3 基于 GEO 空间站登月飞行模式速度增量需求
Table 3 Velocity increment of Lunar mission flight mode based on GEO space station

序号	飞行阶段	速度增量/($m \cdot s^{-1}$)
1	LEO—>GEO 空间站	~4403
2	GEO 空间站—>LLO	~2303
3	LLO—>月面	~2230
4	月面—>LLO	~1900
5	LLO—>GEO 空间站	~2403
6	GEO 空间站—>地面	~1500
总和	-	~14739

GEO 可不计大气阻力;空间辐射环境较近地恶劣,处于外辐射带,将遭遇辐射带捕获电子;其空间碎片撞击概率较大;热环境稳定。由于空间站的位置一定,每月有 2 次登月窗口。测控系统与 GEO 空间站连续可见。该模式涉及 2 次 GEO 交会对接,第 1 次交会对接可通过 LEO 向 GEO 转

移进行调相和调平面,技术难度较低;第 2 次交会对接的难点是返回 GEO 的近地制动精度。在后续任务支持方面,登月任务所需速度增量较大,可进行 GEO 范围内的科学研究,小行星和火星探测任务逃逸速度较大。该模式交会对接、飞行控制和测控通信技术难度较低,空间环境较稳定,综合任务可靠性较高。

3.3 基于 CYCLER 空间站的登月飞行模式

基于 CYCLER 空间站的登月飞行方案如图 13 所示。通过增大 LEO 到 CYCLER 和 LLO 到 CYCLER 的往返时间,可降低其转移速度增量。其中,LEO 到 CYCLER 飞行时间取为 7 天。考虑到 CYCLER 仅有 8 天左右时间靠近月球,LLO 到 CYCLER 转移时间不能过长,可取为 4 天。登月飞行器速度增量需求如表 4 所示。

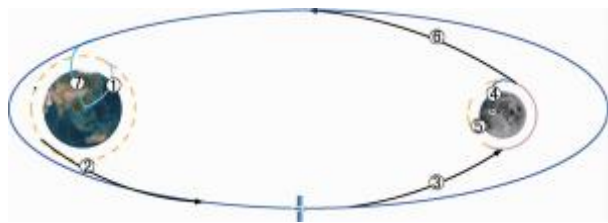


图 13 基于 CYCLER 空间站登月飞行模式
Fig. 13 Lunar mission flight mode based on CYCLER space station

表 4 基于 CYCLER 空间站登月飞行模式速度增量需求
Table 4 Velocity increment of Lunar mission flight mode based on CYCLER space station

序号	飞行阶段	速度增量/($m \cdot s^{-1}$)
1	LEO—>CYCLER 空间站	~3468
2	CYCLER 空间站—>LLO	~1166
3	LLO—>月面	~2230
4	月面—>LLO	~1900
5	LLO—>CYCLER 空间站	~1235
6	CYCLER 空间站—>地面	~65
总和	-	~10064

CYCLER 不存在大气、光照条件良好、热环境稳定、但微流星撞击概率较大。空间辐射环境恶劣,将反复穿越外辐射带,期间将遭遇辐射带捕获电子;地月间持续遭遇银河宇宙射线和太阳风粒子,太阳宇宙射线只有处于太阳爆发期间才考虑。CYCLER 每 28 天内与月球会合一次,其登月窗口为每月 1 次。测控系统与空间站连续可见。该模式涉及地球大椭圆轨道交会对接,登月飞行器通过 2 次脉冲变轨进入空间站附近区域,进行自主控制段飞行并完成对

接。其难度主要体现在 2 次脉冲变轨的精度,登月飞行器的自主导航和控制精度,大椭圆轨道运行轨道各点速度的不一致性。在后续任务支持方面,可支持全月面登月任务以及整个地月空间的科学研究,小行星和火星探测任务逃逸速度较小。该模式交会对接技术难度高,空间环境恶劣,综合任务可靠性低。

3.4 基于 L_1 点空间站的登月飞行模式

基于 L_1 点空间站的登月飞行方案图 14 所示。考虑载人因素,LEO 到 L_1 点往返时间为 4 天, L_1 点到 LLO 往返时间为 3 天。登月飞行器速度增量需求^[8]如表 5 所示。



图 14 基于 L_1 点空间站登月飞行模式

Fig. 14 Lunar mission flight mode based on L_1 point space station

表 5 基于 L_1 点空间站登月飞行模式速度增量需求

Table 5 Velocity increment of Lunar mission flight mode based on L_1 point space station

序号	飞行阶段	速度增量/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)
1	LEO—> L_1 点空间站	~4046
2	L_1 点空间站—>LLO	~875
3	LLO—>月面	~2230
4	月面—>LLO	~1900
5	LLO—> L_1 点空间站	~972
6	L_1 点空间站—>地面	~800
总和	-	~10823

L_1 点空间环境与 CYCLER 相近,不同之处在于 L_1 点空间站不需要穿越地球辐射带,辐射环境较好。在地月旋转系中 L_1 点相对月球的位置固定不变,故其随时可以登月。 L_1 点始终处在月地连线之间,故地面 3 个深空站和 2 颗中继卫星可保持对 L_1 点空间站的不间断测控通信。该模式涉及地月空间平动点交会对接,登月飞行器通过 2 次脉冲变轨进入 L_1 点附近区域,再进行自主控制飞行最终完成对接。由于空间站处于 L_1 点,故交会对接不需相位调整;同时 L_1 点处于力平衡位置,自主控制速度增量消耗小。其难度主要体现在深空飞行的导航精度和登月飞行器的自主导航和控制精度。在后续任务支持方面,可支持全月面登月任务以及地月 L_1 点的科学研究,小行星和火星探测任务逃逸速度较小。该

模式交会对接难度较高、深空弱稳定场飞行控制技术难度高,空间环境较稳定,综合任务可靠性较低。

3.5 基于 L_2 点 Halo 轨道空间站的登月飞行模式

基于 L_2 点 Halo 轨道空间站的登月飞行方案如图 15 所示。与 L_1 点空间站登月飞行方案略有不同,基于 L_2 点 Halo 轨道空间站的登月飞行方案中采用月球借力方式去 L_2 点 Halo 轨道,以减小轨道转移的速度增量^[23-24]。由于增加月球借力,LEO 到 L_2 点 Halo 往返时间增至 8 天。



图 15 基于 L_2 点 Halo 轨道空间站登月飞行模式

Fig. 15 Lunar mission flight mode based on Halo orbit space station near L_2 point

考虑载人因素, L_2 点到 LLO 往返时间为 3 天。登月飞行器速度增量需求^[8, 23-24]如表 6 所示。

表 6 基于 L_2 点 Halo 空间站登月飞行模式速度增量需求

Table 6 Velocity increment of Lunar mission flight mode based on Halo orbit space station near L_2 point

序号	飞行阶段	速度增量/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)
1	LEO—> L_2 点 Halo 轨道空间站	~3600
2	L_2 点 Halo 轨道空间站—>LLO	~875
3	LLO—>月面	~2230
4	月面—>LLO	~1900
5	LLO—> L_2 点 Halo 轨道空间站	~972
6	L_2 点 Halo 轨道空间站—>地面	~375
总和	-	~9952

L_2 点 Halo 轨道空间环境与 L_1 点类似,由于其处于月球外侧,微流星撞击概率相对较大。在地月旋转系中 L_2 点 Halo 轨道相对月球的位置固定不变,从地月 L_2 点 Halo 轨道所有相位点都可转移到某近月点^[24],即从地月 L_2 点 Halo 轨道空间站随时可以登月,但 Halo 轨道不同相位登月的速度增量不同,最差点相对最优点相差约 300 m/s。由于 L_2 点 Halo 轨道有一定的轨道高度,能避免被月球遮挡,可以与地面 3 个深空站和 2 颗中继卫星进行测控通信。该模式涉及地月空间平动点 Halo 轨道交会对接,登月飞行器通过轨道转移进入 L_2 点 Halo 轨道附近区域,进行自主控制段飞行并完成对接。其难度主要体现在 Halo 轨道进入精度,Halo 轨道进入相位,以及登月飞行器的自主导航和控制精度。其总

体交会对接难度略大于 L_1 点交会对接。在后续任务支持方面,可支持全月面登月任务,月球背面通信,以及地月 L_2 点的科学研究,小行星和火星探测任务逃逸速度小。 L_2 点 Halo 轨道的不变流形可延伸到深空,是支持载人深空探测任务最理想的驻留平台。该模式交会对接和飞行控制技术难度、以及空间环境与 L_1 点空间站模式类似,综合任务可靠性较低。

3.6 基于 LLO 空间站的登月飞行模式

基于 LLO 空间站的登月飞行方案如图 16 所示。与直接往返模式类似,区别在于 LLO 上多了 1 个空间站,载人飞船和月面着陆器通过空间站进行人员和货物的转移。奔月过程中载人飞船与 LLO 空间站的交会对接预留 2 天时间。登月飞行器速度增量需求与近地轨道 + 环月轨道对接的直接往返模



图 16 基于 LLO 点空间站登月飞行模式

Fig. 16 Lunar mission flight mode based on LLO space station

表 7 基于 LLO 空间站登月飞行模式速度增量需求

Table 7 Velocity increment of Lunar mission flight mode based on LLO space station

序号	飞行阶段	速度增量/ $(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$
1	LEO—>LLO 空间站	~4270
2	LLO 空间站—>LLO	~100
3	LLO—>月面	~2230
4	月面—>LLO	~1900
5	LLO—>LLO 空间站	~180
6	LLO 空间站—>地面	~920
总和	-	~9600

表 8 基于不同轨道空间站的登月飞行模式优劣比较

Table 8 Advantages and disadvantages of lunar mission flight mode based on different orbit space station

运行轨道	速度增量需求/ $(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	飞行时间/day	空间环境	登月窗口	测控条件	交会对接难度	任务支持	可靠性
LEO	~12700	6.25	有大气阻力、空间碎片多,空间辐射环境较好	每月 2 次	每圈轨道间断 15 min	难度低	LEO 范围科学研究	可靠性高
GEO	~14739	8.25	无大气阻力,空间辐射环境较差	每月 2 次	不间断	难度较低	GEO 范围科学研究	可靠性较高
CYCLER	~10064	22.00	光照良好,空间辐射环境恶劣	每月 1 次	不间断	难度大	地月空间范围科学研究	可靠性低
L_1 点	~10823	14.00	光照良好、热环境稳定、微流星撞击概率相对较小	随时有登月窗口	不间断	难度较大	L_1 点范围科学研究	可靠性较低
L_2 点 Halo 轨道	~9995	22.00	光照良好、热环境稳定,微流星撞击概率相对较大	随时有登月窗口,速度增量不同	不间断	难度较大	L_2 点 Halo 轨道范围科学研究,月球以深空任务	可靠性较低
LLO	~9600	8.00	热环境变化较大,微流星撞击概率比 L_1 点大	每半个月 1 次	每圈轨道间断 44 min	难度中	LLO 范围科学研究	可靠性中等

式速度增量相同,如表 7 所示。

LLO 无大气、热环境变化较大(受月球红外辐射影响),微流星撞击概率比 L_1 点大,空间辐射环境与 L_1 点类似。LLO 始终围绕月球转动,其登月窗口主要考虑 LLO 星下点是否经过登月点。对于环月极轨道,半个月可遍历全月面,即登月窗口为每半个月 1 次。测控系统与空间站不是连续可见,每圈环月轨道不可见时间约为 44 min。该模式涉及 2 次 LLO 交会对接。第 1 次交会对接是奔月过程 LLO 交会对接,其难度主要体现在环月轨道进入精度,远程导引测定轨精度等。第 2 次交会对接为 Apollo 工程中月面上升后的 LLO 交会对接,技术难度相对较小。在后续任务支持方面,可支持全月面登月任务以及 LLO 的科学研究,小行星和火星探测任务逃逸速度较大。该模式交会对接、飞行控制和测控通信技术难度中等,空间环境较差,综合任务可靠性中等。

3.7 各飞行模式对比分析

各飞行模式对比分析如表 8 所示。其中飞行时间不计月面任务时间和空间站停泊时间,仅计算载人飞船和月面着陆器往返空间站的时间。由于采用 LEO 快速交会对接,LEO 空间站登月模式飞行时间最短;CYCLER 和 L_2 点 Halo 轨道空间站登月模式飞行时间最长。LEO 和 GEO 空间站登月模式的速度增量远大于其它轨道模式。原因在于载人飞船返回空间站时需要大速度增量制动,而其它模式中载人飞船直接返回地面,通过再入大气减速。

相对于 L_1 和 L_2 点 Halo 空间站,LLO 空间站登月模式登月窗口较少,测控条件差,空间环境较差,对深空探测任务支持小;CYCLER 空间站登月模式登月窗口少,交会对接难度大,空间环境较差。

表9 基于不同轨道空间站的登月飞行模式定量评价

Table 9 Quantitative evaluation of lunar mission flight mode based on different orbit space station

空间站 运行轨道	速度增量 需求 $\sigma_1 \kappa_1$	飞行时间 $\sigma_2 \kappa_2$	空间环境 $\sigma_3 \kappa_3$	登月窗口 $\sigma_4 \kappa_4$	测控条件 $\sigma_5 \kappa_5$	交会对接 难度 $\sigma_6 \kappa_6$	任务支持 $\sigma_7 \kappa_7$	可靠性 $\sigma_8 \kappa_8$	总得分 J
LEO	7.76	5.00	5	1	2	5	1	5	31.76
GEO	3.00	4.49	4	1	5	4	2	4	27.49
CYCLER	13.92	1.00	1	2	5	1	3	1	27.92
L ₁ 点	12.14	3.03	3	5	5	2	3.5	2	35.67
L ₂ 点 Halo 轨道	14.08	1.00	3	5	5	2	5	2	37.08
LLO	15.00	4.56	2	3	1	3	2.5	3	34.06

为直观反映出各飞行模式的优劣,以下建立一套定量评价模型对飞行模式各要素进行评估,得出每一种飞行模式的综合得分。由表8可看出,评价要素分为定量描述要素(包括速度增量和飞行时间)和定性描述要素(空间环境、登月窗口、测控条件等6个要素)。设 $i = 1, 2, \dots, 8$ 分别表示评估要素速度增量、飞行时间、空间环境、登月窗口、测控条件、交会对接难度、任务支持、任务可靠性。对于定量描述要素, $i = 1 \sim 2$, 可设定最高定量值 p_{\max}^i 和最低定量值 p_{\min}^i 对应评价价值1和5(对于速度增量和飞行时间,定量值越高评价越低),通过评估要素定量值 p_i 与最低定量值 p_{\min}^i 的差值来计算其自身评价价值 κ_i ; 对于定性描述要素, $i = 3 \sim 8$, 根据定性描述优劣划分档次进行评价,其评价价值 κ_i 范围为1~5,如下式所示:

$$\begin{cases} \kappa_i = (p_i - p_{\min}^i) / (p_{\max}^i - p_{\min}^i) \cdot \\ (-4) + 5, & i = 1, 2 \\ \kappa_i = 1 \sim 5, & i = 3 \sim 8 \end{cases} \quad (4)$$

飞行模式综合评价指标公式如式(5)所示。

$$J = \sum_{i=1}^8 \sigma_i \kappa_i \quad (5)$$

式中: σ_i 为各评估要素的权重系数。对于载人登月任务,速度增量需求直接决定任务可行性和飞行器规模,需要重点考虑,同时权重太低不足以反映速度增量的差距,故取 $\sigma_1 = 3$ 。其它权重均取为1。采用此评价模型对6种飞行模式进行评估,各项评价要素得分和总得分如表9所示。

由表9可得6种飞行模式的得分高低顺序是L₂点Halo轨道 > L₁点 > LLO > LEO > CYCLER > GEO。因此,L₁点和L₂点Halo轨道空间站的登月飞行模式为较优的飞行模式。与L₁点空间站登月模式相比,L₂点Halo轨道空间站登月模式虽然飞行时间较长,但总速度增量需求更小,可以支持月球

背面测控,以及更好地支持载人小行星和火星等深空探测任务,其综合优势更大。

4 结 论

对于基于地月间空间站的载人登月飞行模式,GEO空间站登月模式总速度增量需求较大;CYCLER空间站登月模式登月窗口少,空间环境较差;LLO空间站登月模式总速度增量小,登月窗口较少,测控条件和空间环境差;LEO空间站技术成熟度高,可实现性最强,但其总速度增量需求较大,若采用大气辅助变轨等方式减少返回LEO空间站的制动速度增量,可作为可行登月飞行模式。L₁点和L₂点Halo轨道空间站登月模式登月窗口多,支持全月面登月任务。其中,L₂点Halo轨道空间站登月模式速度增量需求更小,可支持月球背面测控通信并能更好支持载人深空探测任务。为便于定量评估各模式优劣,本文建立一套数学模型进行综合评估,L₂点Halo轨道空间站登月模式得分最高,是优选的登月飞行模式。

为便于比较,本文仅考虑地月空间设置一处空间站的情况,后续工作可考虑在两个或多个不同轨道或停泊点设置空间站组合的登月飞行模式;此外,CLO仅分析了LLO,可详细分析其它轨道高度的CLO,综合分析其优劣。

参 考 文 献

- [1] 盛英华,张晓东,梁建国,等. 载人登月飞行模式研究[J]. 宇航学报,2009,30(1):1-7. [Sheng Ying-hua, Zhang Xiaodong, Liang Jian-guo, et al. A study of the human lunar exploration mission modes[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(1):1-7.]
- [2] 彭祺攀,李楨,李海阳. 载人登月飞行方案研究[J]. 上海航天,2012,29(5):14-19. [Peng Qi-bo, Li Zhen, Li Haiyang. Analysis on manned lunar mission flight mode [J]. Aerospace Shanghai, 2012, 29(5):14-19.]

- [3] Logsdon J M, Launius R D. Human spaceflight: projects Mercury, Gemini, and Apollo [M]. Washington, DC: NASA History Division Office of External Relations, 2008
- [4] 李成智, 李建华. 阿波罗登月计划研究 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009.
- [5] Low G M. Apollo 11 mission report [R]. MSC-00171, Houston, Texas: Manned Spacecraft Center, November 1969.
- [6] NASA. NASA's exploration systems architecture study [R]. NASA-TM-2005-214062, November 2005
- [7] 李楨, 周建平, 程文科, 等. 环月轨道交会的奔月方案 [J]. 国防科技大学学报, 2009, 31 (1): 16 - 20. [Li Zhen, Zhou Jian-ping, Cheng Wen-ke, et al. Investigation on lunar mission based on lunar orbit rendezvous [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2009, 31 (1): 16 - 20.]
- [8] Robertson E, Geffre J, Joosten K, et al. Lunar architecture focused trade study final report [R]. ESMD-RQ-0005, Washington, DC: NASA, 22 October 2004
- [9] 高启滨, 张洪礼, 韩潮. 基于地月 L1 点的载人登月飞行方案分析 [J]. 载人航天, 2014, 20 (6): 562 - 568. [Gao Qi-bin, Zhang Hong-li, Han Chao. Flight scheme of manned lunar landing mission based on the first earth-lunar lagrangian point (L1) [J]. Manned Spaceflight, 2014, 20 (6): 562 - 568.]
- [10] Llewellyn C P, Brender K D. Technology development, demonstration and orbital support requirements for manned lunar and mars missions [R]. NASA Technical Memorandum 101666, 1990
- [11] Thronson H, Geffre J, Prusha S, et al. The lunar L1 gateway concept: supporting future major space science facilities [R]. NASA-20040074295, March 2002
- [12] Santovincenzo A, Thomas U, Khna M, et al. Architecture study for sustainable lunar exploration [R]. CDF Study Report: CDF-33 (A), December, 2004
- [13] 彭祺攀. 基于空间站支持的载人登月方案研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2007. [Peng Qi-bo. The scheme study of manned lunar-landing mission supported by space station [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007.]
- [14] 杨雷, 向开恒, 童科伟, 等. 基于地月周期重访轨道空间站的载人月球探测方案设想 [J]. 载人航天, 2013, 19 (5): 47 - 51. [Yang Lei, Xiang Kai-heng, Tong Ke-wei, et al. A manned lunar exploration system architecture based on earth-moon cyler orbit space station [J]. Manned Spaceflight, 2013, 19 (5): 47 - 51.]
- [15] Peng K, Yim S Y, Zhang B N, et al. Fast search algorithm of high-precision earth-moon free-return trajectory [C]. 2015 AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Vail, Colorado, USA, August 10 - 13, 2015
- [16] 郗晓宁, 曾国强, 任萱等. 月球探测器轨道设计 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
- [17] 张文博, 成跃, 王宁飞. 地月循环轨道动力学建模与计算研究 [J]. 宇航学报, 2015, 36 (5): 510 - 517. [Zhang Wen-bo, Cheng Yue, Wang Ning-fei. Dynamics modeling and calculation of cyler trajectories in the Earth-Moon system [J]. Journal of Astronautics, 2015, 36 (5): 510 - 517.]
- [18] Hughes P S, Qureshi H R, Cooley D S, et al. Verification and validation of the general mission analysis tool (GMAT) [C]. 2014 AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, San Diego, CA, USA, August 5 - 7, 2014
- [19] 彭坤, 李明涛, 王平, 等. 基于不变流行的地月 L2 点 Halo 轨道转移轨道设计 [J]. 载人航天, 2016, 22 (6): 673 - 679. [Peng Kun, Li Ming-tao, Wang Ping, et al. Transfer trajectory design for EML2 halo orbit based on invariant manifolds [J]. Manned Spaceflight, 2016, 22 (6): 673 - 679.]
- [20] Farquhar R W. Lunar communications with libration-point satellites [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1967, 4 (10): 1383 - 1384
- [21] Demeyer J, Gurfil P. Transfer to distant retrograde orbits using manifold theory [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2007, 30 (5): 1261 - 1267
- [22] 李春来, 欧阳自远, 都亨. 空间碎片与空间环境 [J]. 第四纪研究, 2002, 22 (6): 540 - 551. [Li Chun-lai, Ouyang Zi-yuan, Du Heng. Space debris and space environment [J]. Quaternary Sciences, 2002, 22 (6): 540 - 551.]
- [23] Burns J O, Kring D A, Hopkins J B, et al. A lunar L2-farside exploration and science mission concept with the Orion multi-purpose crew vehicle and a teleoperated lander/rover [J]. Advances in Space Research, 2013, 52 (2): 306 - 320
- [24] Hopkins J B. Proposed orbits and trajectories for human missions to the Earth-Moon L2 region [C]. 64th International Astronautical Congress, Beijing, China, September 23 - 27, 2013

作者简介:

彭 坤(1984-),男,博士,高级工程师,主要从事航天器总体设计与轨道设计。

通信地址:北京 5142-345 信箱(100094)

电话:(010)68114388

E-mail:bhkpeng@126.com