

近地一次环月两次交会的载人登月任务规划*

贺波勇¹, 沈红新¹, 彭祺肇²

(1. 西安卫星测控中心 宇航动力学国家重点实验室, 陕西 西安 710043;

2. 载人航天总体研究论证中心, 北京 100094)

摘要:针对近地一次环月两次交会的载人登月任务飞行阶段多、周期长、约束复杂,导致各阶段飞行窗口与轨道衔接匹配复杂的难题,提出分层分解、正逆向结合的全任务标称飞行窗口与轨道衔接设计策略。介绍近地一次环月两次交会的载人登月任务飞行模式特点和应用前景,假定任务基本需求与工程约束,仿真验证所提方法的有效性,可以快速规划出近地一次环月两次交会的载人登月任务飞行轨道与窗口。

关键词:载人登月;任务规划;轨道设计;窗口搜索;近地交会;环月交会

中图分类号:V412.4 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2020)06-019-12

Manned lunar mission planning based on once low earth orbit and twice low lunar orbit rendezvous and dockings

HE Boyong¹, SHEN Hongxin¹, PENG Qibo²

(1. State Key Laboratory of Astronautic Dynamics, Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 710043, China;

2. Manned Space System Research Center, Beijing 100094, China)

Abstract: Aiming at the complex problem of matching flight windows and orbits connection due to the multiple flight stages, long duration and complicated constraints of the manned lunar mission based on once LEO (low earth orbit) and twice LLO (low lunar orbit) RVDs (rendezvous and dockings), a design strategy of connecting the full-mission nominal flight windows and orbits with the combining layered decomposition and the forward and reverse design approach were proposed. The characteristics and application prospect of the manned lunar mission based on once LEO and twice LLO RVDs were introduced, and the basic mission requirements and engineering constraints were supposed. The effectiveness of the proposed method was verified by simulation. The nominal flight orbital elements and windows of the manned lunar mission based on once LEO and twice LLO RVDs can be responded rapidly.

Keywords: manned lunar; mission planning; orbit design; window searching; low earth orbit rendezvous and docking; low lunar orbit rendezvous and docking

载人登月是目前人类太空活动的巅峰之作,是世界高端科技和大国力量的展示平台,具有不凡的科学探索意义和重大的社会经济价值。Apollo任务是人类第一次成功载人登月任务,截至1972年12月,美国共有12名航天员登上月球,采集样品381.7 kg,完成科学实验约270项,产生了惠及后续至少50年的显著经济效益^[1-2]。Apollo-17后,由于世界政治格局变化,载人登月进入静谥期。直到2004年,美国提出重返月球的“星座计划”,各航天大国也都加大了各自载人航天技术的研发力度。2010年,由于财政预算超支,美国重返月球计划被国会取消^[3]。近年来,随着月球极地水冰及地下熔岩管道被发现^[4-5],美国鼓励商业力量进入该领域^[6-7],引起了世界

其他国家关于地外空间及其他资源开发利用等问题的一次大讨论^[8]。2016年,主题为“立足地月空间技术创新,推动载人航天持续发展”的第四届载人航天学术大会在哈尔滨工业大学召开,大会促进了我国载人登月基础技术的交流^[9]。2017年,美国再次确立了重返月球计划^[10]。

载人登月飞行模式设计是载人登月工程任务实施前期,总体研究和综合论证的重点工作。合理地设计飞行方案可以降低工程研发难度、缩短工期、提高任务可靠性,并节约经费。与Apollo任务近地一次发射的飞行模式相比,近地一次环月两次交会(Rendezvous and Docking, RVD)的载人登月飞行模式具有相对较高的安全性和较小的运载火箭能力需求的优点,但其飞行阶段

* 收稿日期:2019-08-19

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11902362)

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

多、周期长、约束复杂,导致各阶段飞行窗口与轨道衔接匹配复杂的难题,给全任务规划带来了全新挑战。

假定任务基本需求与工程约束,设计了一种分层分解、正逆向结合的全任务标称飞行方案规划策略与轨道窗口衔接设计策略。

1 飞行模式特点与任务背景描述

1.1 飞行模式特点

按照地月转移过程中飞行器模块是否交会组装,交会所在轨道将现阶段比较成熟的载人登月飞行模式分为四类(Apollo 经验:月面动力上升后均有一次环月对接^[11]),分别是^[12-19]:地面一次发射模式、低地球轨道(Low Earth Orbit, LEO)(或地球同步轨道)交会组装模式、环月低轨轨道(Low Lunar Orbit, LLO)(绕月大幅值逆行轨道幅值减小后为环月轨道^[20])交会组装模式和 LEO + LLO 均交会组装模式。除了上述比较成熟的四类载人登月飞行模式外,近几年学者也研究了一些新型载人登月飞行模式,如地月 L1 点(拟)周期轨道交会组装模式^[21-23]、地月 L2 点(拟)周期轨道交会组装模式^[21,24]、周期重访轨道交会组装模式^[25-27]和分步式人货分落模式(将月面人机联合模式归于此类)^[28-30]。

新型载人登月飞行模式中:L1 点和 L2 点是三体问题的鞍点,附近(拟)周期轨道不稳定,在真实空间引力环境中更易发散,需要长期测控;周期重访轨道目前面临的月心双曲轨道交会和地心

大偏心率椭圆轨道交会问题燃料消耗较大,短期内难以实现;分步式人货分落模式需要解决月面定点着陆难题,目前还处于概念研究阶段。成熟的载人登月飞行模式中:地面一次发射模式发射阶段和地月转移过程均不能实现“人货分离”,风险最大;LEO 交会组装模式地月转移过程不能实现“人货分离”,存在类似于 Apollo - 13 任务的风险;LEO + LLO 交会组装模式相比 LLO 交会组装模式对货运火箭能力的需求大幅度降低,是超重型运载火箭欠缺国家实施载人登月的首选模式。图 1 给出了近地一次环月两次交会的载人登月飞行过程,相比较于 Apollo 任务近地一次发射模式,该飞行模式阶段多、周期长、约束复杂,造成各阶段飞行窗口与轨道衔接匹配复杂的难题,给全任务规划带来了全新挑战。

1.2 任务背景描述

研究基于 LEO + LLO 交会对接组装的全任务规划方法,具有现实的工程价值。假定任务基本需求如下:

- 1) 送 3 ~ 4 名航天员到月面进行科学考察;
- 2) 任务实施年份约在 2025 年后;
- 3) 月面科学考察活动时长约 3 d;
- 4) 月面着陆区域具备科学考察意义、资源利用价值及工程可实现性;
- 5) 优先考虑在海南文昌基地发射,射向角可在 90° ~ 110° 范围内调整;
- 6) 优先考虑在四子王旗进行陆上中长航程着陆回收。

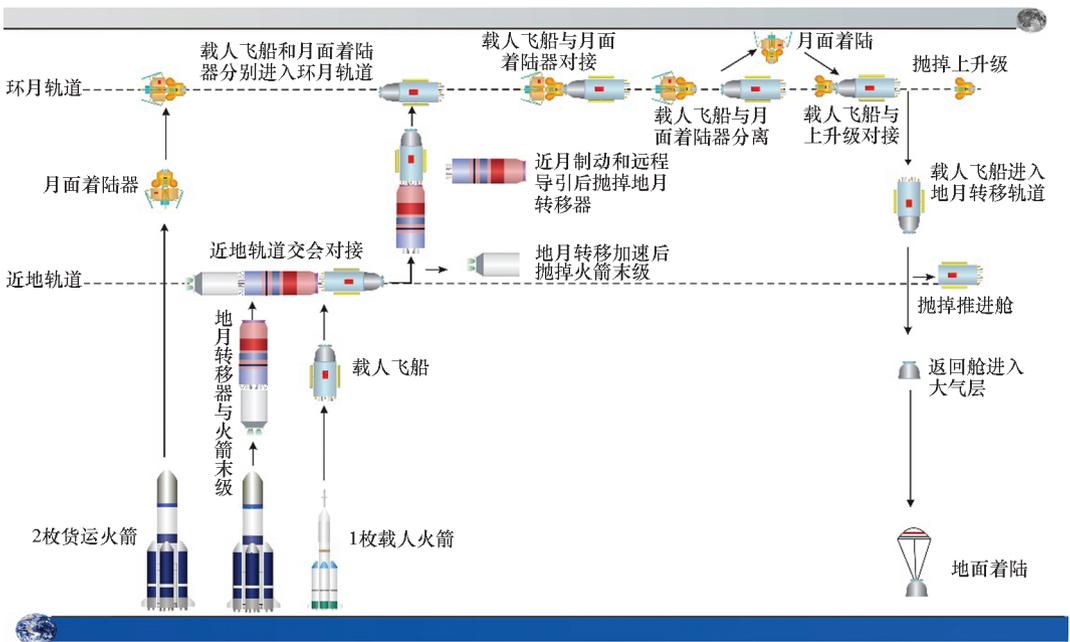


图 1 近地一次环月两次交会组装飞行过程^[12-13]

Fig. 1 Process of the manned lunar mission flight mode based on once LEO and twice LLO RVDs^[12-13]

载人飞船与推进飞行器在 LEO 上交会组装后进行地月转移,近月制动后与先期停泊在 LLO 上的着陆器交会对接组装,航天员从载人飞船进入着陆器,与月面科学考察设备下降月面科考。完成月面考察后,着陆器升级从月面上升,与载人飞船在 LLO 上进行第二次交会对接,航天员和月球样品转移至载人飞船,然后一起定点返回地球着陆场。以任务中三枚火箭地面发射、地月转移、交会对接、月面活动和月地返回等为主线,建立全任务飞行阶段剖面,如图 2 所示。

图 2 中:A 代表月面着陆器,分为 A1 下降级、A2 上升级;B 代表推进飞行器;C 代表载人飞船, C1 为飞船服务舱, C2 为飞船返回舱。关键窗口时刻均用 T 表示,上标 A、B、C 用以区别飞行器,下标 0~13 为任务主要窗口或轨道机动节点排序。着陆器近地停泊时长小于 12 h,采用飞行时长约 5 d 的地月转移轨道。推进飞行器在着陆器月球捕获制动数天后发射入轨,近地停泊约 3 d,调相配合载人飞船入轨相位,2 d 之内完成近地交会对接,形成载人飞船与推进飞行器组合体,重新进行姿轨测控及必要准备后(用时约 12 h),采用绕月自由返回轨道进行地月转移,到达近月点后,24 h 内完成三脉冲月球捕获制动,为环月第一次交会对接做准备,2 d 之内完成环月第一次交会对接,航天员及月球科考设备向着陆器转移。任务设计月面动力下降前环月等待时长最多 5 d,用来调整减小三脉冲月球捕获速度增量消耗。忽略月面动力下降和动力上升时长,月面科考 3 d 后,着陆器抛弃下降级,动力上升,2 d 之内与载人飞船在环月轨道进行第二次共面交会对接,将航天员和月球样品转移至载人飞船。考虑月球公转和地球自转同向,预留 25 h 匹配着陆场经度,采用三脉冲完成月球逃逸加速制动,使载人飞船进入月地定点返回轨道,预定时间到达指定再入点,安全着陆地面。

由于该飞行模式全任务规模大、过程复杂、历时长,任务规划更注重在满足全任务所有约束条件的前提下,各阶段飞行窗口与轨道衔接匹配设计问题,给出科学合理的标称飞行过程。该飞行模式中决定全任务飞行窗口与轨道参数的关键窗口时刻、飞行任务和关键参数见表 1。全任务规划问题是一个比较复杂的系统规划问题,目前并没有成熟的普适数学理论,也不能通过简单建立非线性规划模型直接优化计算,而需要根据经验,分析各个阶段约束条件的性质,制定一定的策略,分层逐步分解计算。

表 1 全任务飞行阶段剖面中的关键参数

Tab. 1 Key parameters in the full mission flight phase profile

关键窗口或时刻	飞行任务	关键参数
$T_1^A \sim T_2^A$	着陆器地月转移	轨道参数
$T_1^B \sim T_2^B$	LEO 交会对接	交会完成轨道参数
$T_2^C \sim T_3^C$	绕月自由返回轨道 地月转移段	轨道参数
$T_4^C \sim T_5^C$	LLO 第一次交会 对接	LLO 参数
$T_5^C \sim T_6^C$	LLO 第一次交会完 成等待时长	减小载人飞船月球 捕获制动燃料消耗
$T_5^A = T_6^A = T_6^C$	月面动力下降窗口	太阳入射角约束或 着陆区约束
$T_7^A = T_8^A = T_7^C$	月面动力上升窗口	LLO 满足共面下降 或上升要求
$T_{11}^C \sim T_{12}^C$	月地返回轨道	轨道参数

2 轨道动力学模型与主要工程约束

2.1 轨道动力学模型

载人登月轨道动力学模型中,最接近真实地月空间环境的是高精度轨道动力学模型。J2000 地心坐标系中,采用微分方程描述的高精度轨道

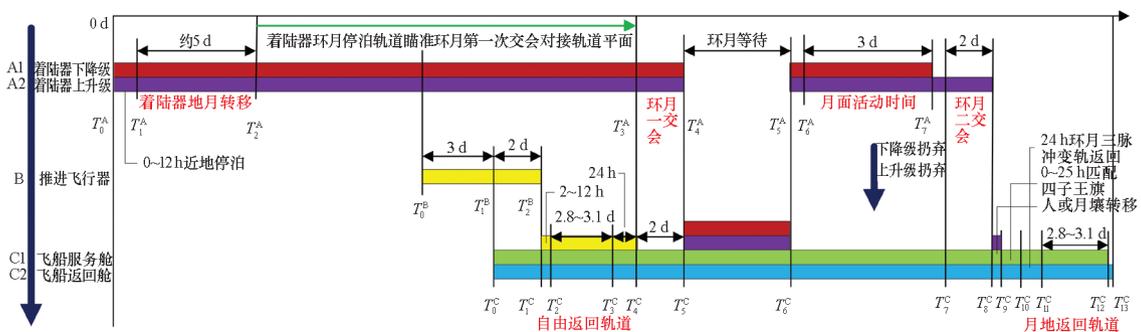


图 2 全任务飞行阶段剖面

Fig. 2 Full mission flight phase profile

动力学模型如式(1)所示。

$$\begin{cases} \frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{v} \\ \frac{d\mathbf{v}}{dt} = -\frac{\mu_E}{r^3}\mathbf{r} + \mathbf{a}_N + \mathbf{a}_{NSE} + \mathbf{a}_{NSL} + \\ \quad \mathbf{a}_{SR} + \mathbf{a}_{Drag} + \mathbf{a}_{Prop} + O(\mathbf{a}_{Other}) \end{cases} \quad (1)$$

其中： \mathbf{r} 、 \mathbf{v} 分别表示位置和速度矢量； μ_E 表示地心引力常数； \mathbf{a}_N 表示多体引力摄动加速度，地月系一般需要考虑太阳和月球中心天体摄动，相对位置采用 JPL 实验室公布的 DE405/LE405 星历插值计算； \mathbf{a}_{NSE} 表示地球非球形摄动加速度， \mathbf{a}_{NSL} 表示月球非球形摄动加速度； \mathbf{a}_{SR} 表示太阳光压摄动加速度； \mathbf{a}_{Drag} 表示地球大气摄动加速度，一般超过地球 120 km 高度即可忽略； \mathbf{a}_{Prop} 表示推进系统产生的加速度； $O(\mathbf{a}_{Other})$ 表示木星摄动、相对论效应、潮汐及固体潮摄动等高阶小量，工程设计时一般予以忽略。

当飞行器接近月球时，为避免数值积分计算轨道时产生积分截断误差积累问题，宜采用 J2000 月心坐标系中的位置和速度矢量进行积分运算。此时，需要将 J2000 地心坐标系中的位置和速度矢量与 J2000 月心坐标系中的位置和速度矢量进行切换，切换方法一般是在飞行器穿越月球影响球时刻，通过 JPL 星历计算月地相对位置和速度矢量，并进行矢量相加。J2000 月心坐标系中的轨道动力学模型与 J2000 地心坐标系中的形式类似，此处不赘述。

2.2 主要工程约束

载人登月任务需要考虑很多约束，一般而言，约束条件包括轨道运动学约束、光照约束和测控约束^[31-37]。

2.2.1 轨道运动学约束

基于 LEO + LLO 交会对接的载人登月任务中，地月或月地转移轨道共有三种，分别为着陆器地月转移轨道、载人飞船地月转移轨道和月地返回轨道，除此之外，载人飞船与推进飞行器在 LEO 交会对接轨道和 LLO 轨道交会对接的环月目标轨道 (Lunar Destination Orbit, LDO) 都受到轨道运动学约束。按照时间先后顺序论述不同阶段约束条件。

1) 着陆器地月转移轨道约束：着陆器地月转移飞行时长可在 5 d 左右选择，不严格限制，采用近地点切向单脉冲加速奔月和近月点切向单脉冲减速制动方式，瞄准 LLO 上第一次交会对接轨道 LDO。

2) LEO 交会约束：载人飞船和推进飞行器在

LEO 共面近圆轨道交会对接，且满足交会相位差约束。LEO 交会轨道面倾角 i_E 需与地面发射场纬度 B_0 和射角 A_0 匹配，如式(2)所示。

$$\cos i_E = \sin A_0 \cos B_0 \quad (2)$$

3) 载人飞船地月转移轨道约束：载人飞船采用绕月自由返回轨道进行地月转移(“星座计划”推荐载人地月转移方式^[38])，与着陆器地月转移轨道不同的是，除采用近地切向单脉冲加速奔月外，近月端采用月心椭圆轨道三脉冲实现月球捕获，绕月自由返回轨道还需满足绕月自由返回地球再入点再入走廊约束。

4) 月面共面下降和上升约束：由于月面动力下降和上升分别约消耗 2 km/s 速度增量，如果采取非共面动力下降和上升，速度增量将快速增长，工程中不可取。一般利用月球自转，设计 LDO 星下点轨迹经过目标探测区域，如图 3 所示。

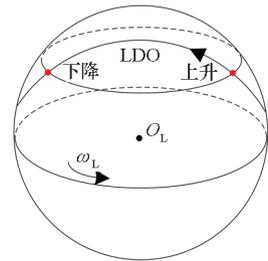


图 3 LDO 共面下降和上升示意图

Fig. 3 Schematic of LDO coplanar descend and ascend

5) 载人飞船月地返回轨道约束：考虑正常情况下返回我国四子王旗着陆场，直接再入大气减速后开伞着陆。由于四子王旗地理纬度约 42° ，宜采用跳跃式长航程再入弹道，要求月地返回出发时刻，月球位于赤道南纬绝对值较大的时段。

2.2.2 光照约束

光照约束即为太阳入射角约束，一般包含两种约束：

1) 月面动力下降时刻着陆点太阳入射角约束：月球自转和公转同周期，恒星月周期平均长度约为 27.32 d，月昼和月夜各一半。月球没有大气，受太阳直射，加之反照率仅 7% 左右，昼夜温差很大，白天太阳直射处高达 127°C ，夜晚最低可降至 -183°C 。受视觉和保温条件限制，月面科考均安排在月昼早晨。Apollo-11 任务动力下降过程中，受地形匹配导航敏感器反照率限制，太阳入射角 $\beta_s \in [5^\circ, 14^\circ]$ ^[34]，如图 4 所示。

2) 地月或月地转移轨道太阳入射角约束：为了保证长时间转移飞行过程中飞行器电源补给，要求太阳帆板具有较好的受晒能力，即要求太阳入射角满足上下限约束。

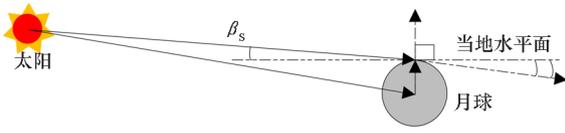


图4 着陆点太阳入射角约束示意图

Fig. 4 Schematic of the sun angle at landing site

$$\beta_s \in [\beta_{smin}, \beta_{smax}] \quad (3)$$

地月或月地转移轨道大部分阶段贴近白道面,飞行器大部分时间处于巡航状态,帆板与体轴垂直且具有单轴自由度,考虑热电耦合的帆板在阳光入射角约大于 36° 时即可到达额定发电功率要求($\beta_s \in [36^\circ, 90^\circ]$)^[35]。黄白夹角仅 $5^\circ 09'$,所以,除非月食,绝大多数情况转移轨道太阳入射角都满足约束,只需避开月食即可,如图5所示。

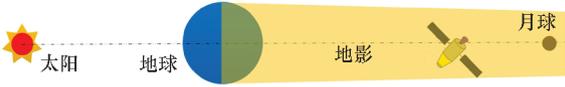


图5 月食太阳入射角对航天器受晒示意图

Fig. 5 Schematic of the sun angle on the spacecraft when moon eclipse

2.2.3 测控约束

对于载人登月过程中,测控要满足任意时刻至少有一个地面站满足观测要求,在飞行过程中的关键制动点(包括地月转移加速、近月制动、月面动力下降或上升、月地返回出发等)前3 h、后4 h连续测控,精确定轨^[36]。

3 全任务规划方法

3.1 总体规划步骤

全任务规划需要分层分解,逐步实施。本节分析各个阶段约束条件,制定总体规划策略。

所有约束中,月面动力下降时刻太阳入射角是由着陆区域在月固系中的经纬度决定,任务事先给定着陆点,动力下降时刻太阳入射角约束只能通过窗口调节。因此,月面动力下降窗口受到强约束。

主要约束条件中,载人飞船月地返回轨道约束是较强的约束。要想以较长航程直接再入大气返回我国四子王旗着陆场,月地返回出发时刻,月球赤纬值需为负值(南纬)绝对值较大处。对于载人飞船绕月自由返回轨道而言,可以采用月心椭圆轨道三脉冲捕获制动形成LLO。通过LLO第一次交会完成等待时长调节三脉冲捕获制动所需速度增量和从近地出发匹配LEO轨道倾角的日窗口。着陆器地月转移轨道虽然采用近地点切向加速出发,近月点切向减速制动,但制动后等待

时长有很大调整空间,只需LLO在第一次交会对接时与载人飞船共面即可。

考虑上述因素,设计如下全任务规划策略:

步骤1:给定载人飞船绕月自由返回轨道近月端椭圆轨道三脉冲捕获时长 $T_3^c \sim T_4^c$,LLO第一次交会对接时长 $T_4^c \sim T_5^c$,月面动力下降到动力上升时长(包含月面科考) $T_5^a \sim T_8^a$,LLO第二次交会对接时长 $T_8^a \sim T_9^a$,LLO第二次交会完成后航天员和月球样品转移时长 $T_8^c \sim T_9^c$,从LLO三脉冲返回地球变轨时长 $T_{10}^c \sim T_{11}^c$,初始化月面动力下降时刻 T_5^a 。判断是否为月昼早晨:是,转入步骤2;否,以一定步长调整 T_5^a ,再次搜索计算。

步骤2:计算目标着陆区域该时刻太阳入射角 β_s ,判断是否满足约束条件 $\beta_{smin} \leq \beta_s \leq \beta_{smax}$:是,转入步骤3;否,返回步骤1。

步骤3:由 T_5^a 计算 T_{11}^c (详见3.2.2节),计算 T_{11}^c 时刻月球赤纬值,判断能否返回目标着陆场:是,转入步骤4;否,返回步骤2。

步骤4:初始化 $T_5^a \sim T_4^a = 0$ d,计算 T_3^c 时刻是否存在LEO出发倾角满足约束的绕月自由返回轨道:是,转入步骤5;否,调整 $T_3^c \sim T_4^a$,重复计算是否存在绕月自由返回轨道,直至 $T_3^c \sim T_4^a \leq 5$ d,如果都不存在满足约束的绕月自由返回轨道,返回步骤3,调整 T_5^a 。

步骤5:计算 T_5^a 时刻月面共面下降和上升LDO轨道参数,根据步骤4计算的 $T_5^a \sim T_4^a$,计算出 $T_3^c \sim T_4^c$ 载人飞船绕月自由返回轨道三脉冲月球捕获速度增量,判断是否可以承受速度增量代价:是,转入步骤6;否,返回步骤4。

步骤6:根据步骤4计算的 $T_5^a \sim T_4^a$,由 T_5^a 时刻月面共面下降和上升LDO轨道参数计算出 T_3^a 时刻LDO参数,搜索 $T_3^a \sim T_2^a$,计算着陆器地月转移窗口 $T_1^a \sim T_2^a$ 及对应轨道参数,通过调整 $T_3^a \sim T_2^a$ 使 T_1^a 时刻地心倾角满足发射场发射方位角约束,且使 $T_1^a < T_0^b$ (着陆器发射失败则中止后续任务)。

步骤7:由 T_2^c 时刻绕月自由返回轨道参数计算推进飞行器LEO交会窗口 $T_1^b \sim T_2^b$ 和发射调相段轨道参数 $T_0^b \sim T_1^b$ 。

3.2 主要阶段轨道窗口计算方法

全任务规划按照上述7个步骤顺序反馈迭代。其中步骤1和步骤2只需通过简单的日-地-月空间几何方位即可判断,步骤3~6需要计算环月目标轨道LDO参数、载人飞船月地点返

回轨道参数、绕月自由返回轨道参数、着陆器地月转移轨道参数,本节着重介绍这 4 段轨道窗口规划方法,推进飞行器 LEO 交会调相研究比较成熟,本节不展开讨论。

3.2.1 环月目标轨道窗口计算方法

1) 月固系中轨道面解析计算模型

一般而言,月面短期科考时长小于 14 d (半个阴历月),载人飞船采用绕月自由返回轨道或混合轨道进行地月转移,近月制动后形成月心逆行 LDO,与着陆器交会对接。

月固系中倾角和升交点经度几何关系如图 6 所示,在球面三角 $\triangle ABC$ 中和 $\triangle ADE$ 中,分别存在如式(4)所示直角球面三角关系。

$$\begin{cases} \tan \phi_P = \sin[0.5(\pi - \dot{\lambda} t)] \tan A \\ \tan(\pi - i_L) = \sin(0.5\pi) \tan A \end{cases} \quad (4)$$

对于着陆点在月球北半球的情况而言,着陆时处于轨道降轨段,月固系中轨道倾角、升交点经度和近拱点角距分别为:

$$\begin{cases} i_L = \pi - \arctan\{\tan(\phi_P) \sin(0.5\pi) / \sin[0.5(\pi - \dot{\lambda} t)]\} \\ \Omega_L = \lambda_P + 0.5(\pi + \dot{\lambda} t) \\ \omega_L = \arccos\{\cos(\phi_P) \cos[0.5(\pi + \dot{\lambda} t)]\} \end{cases} \quad (5)$$

对于着陆点在月球南半球的情况而言,着陆时处于轨道升轨段。此时,月固系中倾角、升交点经度和近拱点角距分别为:

$$\begin{cases} i_L = \pi - \arctan\{\tan(-\phi_P) \sin(0.5\pi) / \sin[0.5(\pi - \dot{\lambda} t)]\} \\ \Omega_L = \lambda_P - 0.5(\pi - \dot{\lambda} t) \\ \omega_L = 2\pi - \arccos\{\cos(-\phi_P) \cos[0.5(\pi - \dot{\lambda} t)]\} \end{cases} \quad (6)$$

2) J2000 月心系 LDO 计算方法

求解了着陆时刻月固系中的 LDO 倾角、升交点经度和近拱点角距之后,只需知道 LDO 高度 h_{LDO} ,即可通过坐标转化计算此时 J2000 月心系中的轨道参数。月固系中修正轨道六根数近月距、偏心率和真近点角分别为:

$$\begin{cases} r_L = R_M + h_{LDO} \\ e_L = 0 \\ f_L = 0^\circ \end{cases} \quad (7)$$

将修正轨道六根数转化为位置及速度矢量 $(\mathbf{r}_L, \mathbf{v}_L)$,通过 J2000 月心系和月固系转化关系(转化方法详见文献[37]),可以得到 J2000 月心系中该时刻 LDO 位置和速度矢量 $(\mathbf{r}_{MJ2}, \mathbf{v}_{MJ2})$ 。

3) 月面动力下降窗口计算方法

月面动力下降窗口只需计算着陆区域太阳入射角是否满足约束。图 7 给出了虹湾 (43° N , 31° W)2025 年 1 月太阳入射角 $5^\circ \leq \beta_s \leq 14^\circ$ 的窗口,可见,每个阴历月有两个窗口期,一个是月昼早晨,另一个是月昼黄昏(不可用),每月一次的月面动力下降窗口可持续约 24 h。

3.2.2 月地定点返回轨道窗口计算方法

如全任务规划策略步骤 3 所述,如果给定月面动力下降时刻到月地返回出发时刻时长 $T_6^C \sim T_{11}^C$,则月地定点返回轨道窗口与月面动力下降窗口存在耦合关系。由于月地返回轨道真空近地点在月地返回出发时刻月球反垂点附近(真空近地点是指不考虑大气阻力的月地快速返回轨道假想近地点,月球反垂点是指某时刻月地连线延长线与地球表面的交点)^[39],如需返回中高纬度着陆场,除需调整月地返回出发时刻,使月球赤纬满足约束条件外,还需预留约 24.9 h ($T_9^C \sim T_{10}^C$),匹配着陆场经度。月球公转和地球自转同方向,周期如式(8)所示。

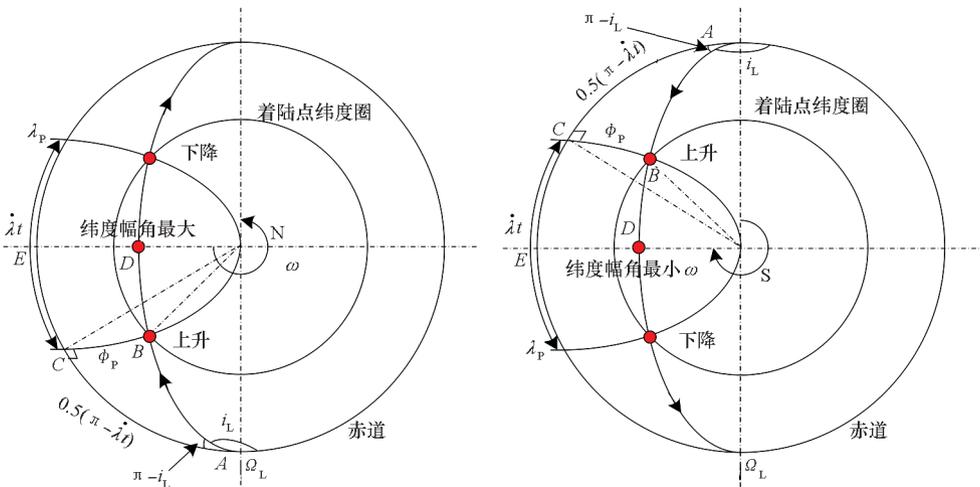


图 6 月固系中倾角和升交点经度几何关系

Fig. 6 Geometry of the inclination and the ascending node longitude in the lunar-centric fixed coordination system

步骤 2:待飞行至椭圆轨道远月点,实施第二次变轨脉冲,调整椭圆轨道面法向与地月连线延长线方向垂直。

步骤 3:飞行至与地月连线延长线的交线和近月点附近,寻找最优时机,实施第三次变轨脉冲,进入月地返回轨道。

图 10 给出了最差情况,即环月轨道面与月地连线垂直的三脉冲变轨示意图。

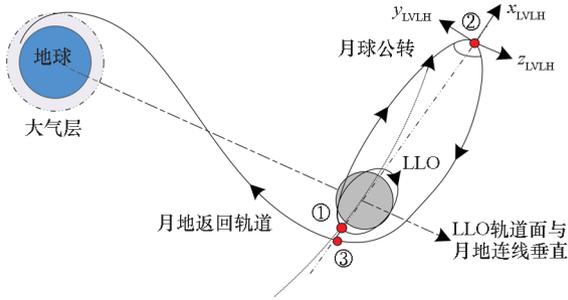


图 10 LLO 应急返回变轨方案示意图

Fig. 10 Schematic of emergency return plan form LLO

LLO 应急返回变轨可以采用月心二体轨道解析计算初值,再进一步计算高精度轨道动力学模型解。已有研究表明:对于 LLO 高约 111 km、月心椭圆周期为 24 ~ 48 h 的情况而言,最差情况下,三脉冲变轨速度增量值小于 1450 m/s,椭圆周期为 48 h 相比 24 h 情况能减少约 134 m/s 的速度增量^[17,41]。

3.2.3 绕月自由返回轨道窗口计算方法

载人登月任务初期,为了保证航天员在地月转移段任务中止后仍能安全返回地球,载人飞船通常采用绕月自由返回轨道进行地月转移。技术成熟度增加后可以考虑采用混合轨道方式进行地月转移。NASA 注重工程实施安全性,推荐采用绕月自由返回轨道,并在近月点减速制动成月心大椭圆轨道,在远月点附近轨道面交线处变轨,再次飞抵近月点轨道机动圆化的三脉冲变轨方式^[38]。

1) 绕月自由返回轨道设计模型与求解方法

绕月自由返回轨道在近地出发、近月点和返回地球再入时刻都存在较为苛刻的约束,约束参数类型不同,敏感度不同,且分布在三个可变时间。绕月自由返回轨道再入点参数与近地出发参数敏感度高,对轨道动力学模型精度要求较高,导致直接采用非线性优化算法和高精度模型的求解策略往往不能计算出结果。作者在文献[42]中提出了采用近月点参数作为设计变量,采用逆向和正向高精度数值积分相结合的方式设计绕月自由返回轨道。并在后续研究中,消除了逆向数值

积分插值近地点截断误差导致再次正向积分误差放大的问题^[43],此外不再赘述。

2) 自适应 LEO 相位精确窗口计算方法

文献[42]提出的载人飞船绕月自由返回轨道设计方法可以计算得到匹配 LEO 倾角的绕月自由返回轨道。但基于 LEO + LLO 交会对接的载人登月任务中,绕月自由返回轨道出发窗口还需要匹配 LEO 交会对接完成后的相位。先计算地月转移出发时刻倾角能够匹配 LEO 轨道倾角的一组绕月自由返回轨道参数作为初始值。设这组轨道近月点时刻为 $t_{\text{prl}}^{\text{old}}$,地月转移出发时刻与 LEO 交会对接完成时刻相位差为 Δu_{LEO} ,则自适应 LEO 相位差的绕月自由返回轨道近月点时刻为:

$$t_{\text{prl}}^{\text{new}} = t_{\text{prl}}^{\text{old}} + \lambda \cdot \Delta u_{\text{LEO}} \cdot T_{\text{LEO}} / (2\pi) \quad (12)$$

式中, T_{LEO} 为 LEO 轨道周期。以 $t_{\text{prl}}^{\text{new}}$ 作为新的近月点时刻,用文献[42]高精度绕月自由返回轨道设计方法,计算新的绕月自由返回轨道,迭代直至 $\Delta u_{\text{LEO}} < \varepsilon$ (容许误差)。实际计算时,为了提高迭代计算效率和稳定性,可以增加牛顿迭代因子 λ 。

3) 月心大椭圆三脉冲变轨方案

NASA 充分吸收 Apollo-13 任务的经验和教训,特别强调绕月自由返回轨道对于航天员安全保障的必要性,提出通过月心椭圆轨道扩展月面可达域的方案^[41],如图 11 所示。

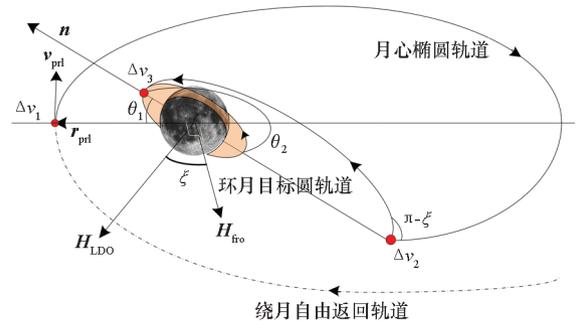


图 11 二体模型估算月心椭圆变轨轨道示意图

Fig. 11 Schematic of the estimation of lunar ellipse orbit using two-body model

在绕月自由返回轨道近月点施加一次切向月球捕获减速制动脉冲,形成月心椭圆轨道,在远月点附近轨道面交线处实施第二次脉冲,待再次飞回近月点时,第三次脉冲将轨道圆化。这种方案需要增加月心大椭圆过渡轨道飞行时长和一定速度增量等额外的代价,但是保留了地月转移段的绕月自由返回安全特性,变轨后也具有良好的飞行稳定性。易知,椭圆轨道远月点高度与周期正相关,远月点速度与周期反相关,远月点附近第二

次脉冲尽可能小与椭圆变轨额外飞行时长尽可能短二者是对立而不可兼得的。

椭圆轨道变轨方案设计变量多,直接采用高精度模型优化计算存在初值猜测的困难。宜先利用月心二体轨道模型估算初值,再用高精度模型优化修正求解。月心二体模型解析计算公式和高精度模型计算方法详见文献[17],研究表明,第一次和第三次速度增量和不变(该算例恒为 947.648 m/s),即从一个固定的绕月自由返回轨道近月点变轨形成环月目标圆轨道的总能量消耗不变。

调整轨道面的第二次速度增量脉冲大小受两轨道异面差和变轨处真近点角值影响很大,如图 12 所示,异面差越大,速度增量脉冲越大,变轨处真近点角距离近月点越近,速度增量脉冲越大。椭圆变轨方案理论上可以实现全月面到达,需携带约 2550 m/s 速度增量对应的燃料用于月球捕获制动。而实际工程中,飞行器很难携带这么多速度增量对应的燃料用于近月制动。因此,应采用环月等待时长和尽可能将绕月自由返回轨道近月段轨道面设计的接近 LDO 轨道面等其他方式,调整交线变轨处的真近点角,用来减小第二次速度脉冲,减小全月面到达需要的额外代价,这也是 NASA 推荐的策略^[41]。

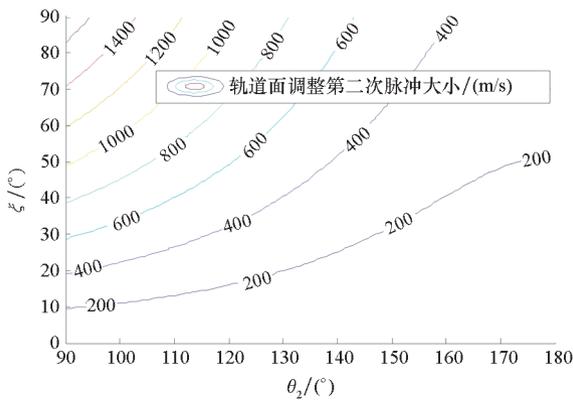


图 12 第二次调整轨道面速度脉冲与交线和异面差关系
Fig.12 The second velocity impulse amplitude versus intersecting-line and the angle of two different orbital planes

3.2.4 着陆器地月转移轨道窗口计算方法

着陆器地月转移轨道完成近月点切向制动减速后形成 LLO,等待若干天演化成环月轨道第一次交会的 LDO,期间不施加调整轨道面的轨道控制机动。这一约束使得着陆器地月转移轨道窗口尤为关键,决定能否共面 LLO 交会以及月面着陆点共面下降和上升。如前文所述,后续任务已经给出了 LLO 第一次交会对接时的 LDO 轨道参数,着陆器地月转移轨道窗口规划问题转变为设计环月等待时长($T_2^A \sim T_3^A$)和地月转移($T_1^A \sim T_2^A$)对应轨

道参数计算问题。文献[44]中提出了精确轨道和窗口参数分层搜索方法,并给出算例验证,此处不再赘述。

仿真算例表明:高精度轨道动力学模型中,LDO 轨道摄动演化范围较大且不规律,采用高精度轨道动力学模型数值积分计算是十分必要的。一个朔望月存在两个着陆器月窗口区间,窗口区间大小与 LEO 出发倾角正相关。

4 算例

仍以 2025 年实施载人登月,探测目的地为虹湾,从海南文昌发射场发射,并返回四子王旗为假想场景为例,任务背景描述详见 1.2 节。

4.1 环月目标轨道

如 3.2.2 节所述,设置月面动力下降到月地返回加速时长($T_6^c \sim T_{11}^c$)为 7.5 d,考虑虹湾地区月面动力下降阳光入射角 $\beta_s \in [5^\circ, 14^\circ]$ 和月地定点返回四子王旗对月地返回时刻月球赤纬的耦合约束,2025 年只 4、5、6、10、11 和 12 共 6 个月存在为期约 24 h 的窗口。以 4 月窗口为例,2025-04-08T18:35:00.000 UTG 时刻虹湾阳光入射角变为 5° ,开始新一轮的月昼,符合月面动力下降条件。设置 LDO 高 100 km,按照 3.2.1 节所述方法,可得如表 2 所示的该时刻月心 J2000 坐标系中的 LDO 修正轨道六根数。

表 2 月面动力下降时刻环月目标轨道六根数

Tab.2 Orbital parameters of lunar destination orbit at the moment of lunar descend

κ_{MJ2}	e_{MJ2}	i_{MJ2}	Ω_{MJ2}	ω_{MJ2}	f_{MJ2}
1838.20 km	0.00	148.50°	63.752°	112.28°	0.00°

表 2 中: κ 、 e 、 i 、 Ω 、 ω 、 f 分别为修正轨道六根数中的近心距、偏心率、倾角、升交点赤经、近拱点角距、真近点角。下标“MJ2”表示月心 J2000 坐标系。

4.2 月地定点返回轨道

月地定点返回时刻为月面动力下降时刻 2025-04-08T18:35:00.000 UTG 之后 7.5 d: 2025-04-16T17:35:00.000 UTG。此时,月球赤纬值为 $-26.4^\circ S$,小于 -14.2° ,符合定点返回四子王旗条件。按照 3.2.2 节方法可以得到如表 3 所示的月心 J2000 坐标系中的月地返回轨道修正轨道六根数。

表 3 月地返回轨道入轨时刻月心
J2000 坐标系中的六根数

Tab. 3 Orbital parameters of trans-earth injection in
moon-centered J2000 coordination

κ_{MJ2}	e_{MJ2}	i_{MJ2}	Ω_{MJ2}	ω_{MJ2}	f_{MJ2}
1838.20 km	1.438	152.96°	181.20°	302.57°	0.00°

该条轨道约于 2025 - 04 - 19T6:43:41.250 UTCG 抵达真空近地点,真空近地点在地球固连坐标系中经度为 79.39° E,地心 J2000 坐标系中的修正轨道六根数如表 4 所示。

表 4 月地返回轨道真空近地点时刻
地心 J2000 坐标系中的六根数

Tab. 4 Orbital parameters of trans-earth orbit at
the moment of vacuum perigee in
earth-centered J2000 coordination

κ_{EJ2}	e_{EJ2}	i_{EJ2}	Ω_{EJ2}	ω_{EJ2}	f_{EJ2}
6423.14 km	0.975 8	33.29°	12.52°	41.51°	0.00°

表 4 中,下标“EJ2”表示地心 J2000 坐标系。采用三脉冲方案实施月地定点返回的速度增量分别为 0.562 73 km/s, 0.191 39 km/s 和 0.359 35 km/s。

4.3 绕月自由返回轨道

为尽可能提升运载能力,使海南文昌发射的射向角接近 90°,且考虑降低近地一次交会的燃料消耗,采用 3.2.3 节自适应 LEO 相位调整的载人飞船绕月自由返回轨道设计方法,计算得到一条 2025 - 03 - 29T4:14:18.750 UTCG 近地出发的绕月自由返回轨道,近地出发时刻地心 J2000 坐标系中的轨道六根数如表 5 所示。

表 5 绕月自由返回轨道近地出发时刻
地心 J2000 坐标系中的六根数

Tab. 5 Orbital parameters of circumlunar free-return
orbit at the moment of trans-lunar injection in
earth-centered J2000 coordination

κ_{EJ2}	e_{EJ2}	i_{EJ2}	Ω_{EJ2}	ω_{EJ2}	f_{EJ2}
6648.84 km	0.971 2	20.24°	314.09°	140.98°	0.00°

该条轨道约于 2025 - 03 - 31T18:35:00.000 UTCG 抵达 200 km 高近月点,近月点时刻月心 J2000 坐标系中的修正轨道六根数如表 6 所示。

表 6 绕月自由返回轨道近月点时刻
月心 J2000 坐标系中的六根数

Tab. 6 Orbital parameters of circumlunar free-return
orbit at the moment of perilune in moon-centered
J2000 coordination

κ_{MJ2}	e_{MJ2}	i_{MJ2}	Ω_{MJ2}	ω_{MJ2}	f_{MJ2}
1858.20 km	1.464 5	152.91°	183.19°	140.98°	0.00°

到达近月点后,采用周期为 24 h 的月心大椭圆调整轨道面与 LDO 轨道面一致,三脉冲变轨的速度增量分别为 0.365 02 km/s、0.266 90 km/s 和 0.560 64 km/s。

推进飞行器的发射窗口和轨道参数需根据载人飞船近地加速进入绕月自由返回轨道之前的 LEO 轨道参数和 LEO 交会对接相位要求逆向推算。我国已经掌握 LEO 交会对接技术,相关文献较多,此处不再赘述相关方法和轨道窗口参数。

4.4 着陆器地月转移轨道

仍假定 $T_5^c \sim T_6^c$ 为 5 d,以 2025 - 03 - 27T 18:35:00.000 UTCG 时刻作为 T_2^A 逆向搜索开始时刻,求解该时刻前一个月的月窗口,至 2025 - 02 - 27T 18:35:00.000 UTCG 结束。文献[44]指出一个朔望月存在两个着陆器月窗口区间,窗口区间大小与 LEO 出发倾角正相关。考虑发射场指挥协调时间,2025 - 03 - 27T18:35:00.000 UTCG 至 2025 - 03 - 20T17:50:00.000 UTCG 月窗口不可用,设置搜索区间为 2025 - 03 - 11T 04:35:00.000 至 2025 - 03 - 16T04:35:00.000 UTCG,计算得到 T_2^A 时刻为 2025 - 03 - 8T18:35:00.000 UTCG, T_1^A 时刻为 2025 - 03 - 03T15:28:45.000 UTCG 的一条着陆器地月转移轨道。该条轨道近地出发时刻地心 J2000 坐标系中的修正轨道六根数如表 7 所示。到达近月点只需切向减速 0.781 km/s 即可制动成为环月圆轨道,等待载人飞船抵达环月圆轨道进行 LLO 第一次交会对接。

表 7 着陆器地月转移轨道近地出发时刻
地心 J2000 坐标系中的六根数

Tab. 7 Orbital parameters of lunar lander trans-lunar
orbit at the moment of trans-lunar injection in
earth-centered J2000 coordination

κ_{EJ2}	e_{EJ2}	i_{EJ2}	Ω_{EJ2}	ω_{EJ2}	f_{EJ2}
6778.14 km	0.965 7	26.64°	19.85°	268.40°	0.00°

5 结论与展望

论文介绍了近地一次环月两次交会的载人登月任务飞行模式特点和应用前景,假定未来载人登月任务基本需求,分析了主要约束条件,制订了近地一次环月两次交会的载人登月任务规划步骤,并分步提出了主要阶段轨道窗口规划方法。

1) 提出的全任务规划策略分层迭代实施,使全任务规划问题得以分解分步计算。

2) 地面一次发射、低地球轨道交会组装和环月低轨道交会组装模式均是近地一次环月两次交会飞行模式的子集,全任务规划问题都可参考论文所提策略简化实施。

3) 主要阶段轨道及窗口计算均采用高精度轨道动力学模型,计算结果可以直接用于未来工程实际标称飞行方案设计,工程应用价值高。

论文制定的全任务规划策略是基于作者在该问题先期研究认识基础上的解决方案,如果能将人工智能和并行超算等技术引入复杂航天任务规划问题,可更加自主、便捷地解决问题,也能将更多优化指标纳入优化问题,计算 Pareto 前沿,得到更贴近工程总体优化的方案和轨道窗口数据集合。

参考文献 (References)

[1] Lyndon B. Apollo program summary report: JSC - 09423 [R]. USA: Johnson Space Center, 1975: 1 - 3.

[2] Lyndon B. Benefits from Apollo: giant leaps in technology: FS - 07 - 002 [R]. USA: Johnson Space Center, 2004: 1 - 4.

[3] Obama B. National space policy of the United States of American [R]. USA: White House, 2010: 1 - 18.

[4] Sridharan R, Ahmed S M, Das T P, et al. Direct evidence for water (H₂O) in the sunlit lunar ambience from CHACE on MIP of Chandrayaan I [J]. Planetary and Space Science, 2010, 58(6): 947 - 950.

[5] Zuber M T, Smith D E, Lehman D H, et al. Gravity recovery and interior laboratory (GRAIL): mapping the lunar interior from crust to core [J]. Space Science Reviews, 2013, 178(1): 3 - 24.

[6] 廖小刚, 王岩松, 陈敬一. 对美国商业载人登月的初步分析[C]//第四届载人航天学术大会论文集(上), 哈尔滨, 2016, 8: 56 - 59.
LIAO Xiaogang, WANG Yansong, CHEN Jingyi. A preliminary analysis of American commercial manned lunar mission [C]// Proceedings of the 4th National Manned Space Congress (volume one), Harbin, 2016, 8: 56 - 59. (in Chinese)

[7] 陈光. 美国商业化月球开发的发展及启示[C]//第四届载人航天学术大会论文集(上), 哈尔滨, 2016, 8: 71 - 75.
CHEN Guang. Progress and inspiration of the American commercial lunar development [C]// Proceedings of the 4th National Manned Space Congress (volume one), Harbin, 2016, 8: 71 - 75. (in Chinese)

[8] 杨建, 薛滔. “中国航天高峰论坛”暨中国宇航学会·中国空间法学会 2016 年学术年会在京召开[J]. 太空探索, 2016 (11): 14 - 15.
YANG Jian, XUE Tao. “China aerospace summit forum” and

China aerospace society China space law society 2016 annual meeting held in Beijing [J]. Space Exploration, 2016 (11): 14 - 15. (in Chinese)

[9] 朱伟华, 赵鹏飞. 载人航天学术大会召开 [N]. 光明日报, 2016 - 8 - 15 (6).
ZHU Weihua, ZHAO Pengfei. National manned space congress was held [N]. Guangming Daily, 2016 - 8 - 15 (6). (in Chinese)

[10] Vanian J. Vice president Mike Pence wants to send astronauts back to the moon [EB/OL]. (2017 - 10 - 07) [2019 - 05 - 11]. <https://finance.yahoo.com/news/vice-president-mike-pence-wants-212523987.html>.

[11] Logsdon J M, Launius R D. Human spaceflight: projects Mercury, Gemini, and Apollo [M]. USA: NASA History Division Office of External Relations, 2008.

[12] 彭祺攀. 基于空间站支持的载人登月方案研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2007: 64 - 66.
PENG Qibo. Study on the scheme of manned lunar-landing mission supported by space station [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007: 64 - 66. (in Chinese)

[13] 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 Yinghua, ZHANG Xiaodong, LIANG Jianguo, et al. A study of the human lunar exploration mission modes [J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(1): 1 - 7. (in Chinese)

[14] 李桢, 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 Jianping, CHENG Wenke, et al. Investigation on lunar mission based on lunar orbit rendezvous [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2009, 31(1): 16 - 20. (in Chinese)

[15] 彭祺攀, 李桢, 李海阳. 载人登月飞行方案研究 [J]. 上海航天, 2012, 29(5): 14 - 19, 72.
PENG Qibo, LI Zhen, LI Haiyang. Analysis on manned lunar mission flight mode [J]. Aerospace Shanghai, 2012, 29(5): 14 - 19, 72. (in Chinese)

[16] 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 Boyong, CAO Pengfei, LUO Yazhong, et al. Study on mission planning and window design for manned lunar for-side exploration [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(5): 471 - 476. (in Chinese)

[17] 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, 2017: 3 - 7.
HE Boyong. Analysis approaches for precision reachable sets of manned lunar orbits using numerical continuation theory [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2017: 3 - 7. (in Chinese)

[18] 曹鹏飞. 基于 L2 点空间站的载人月球探测轨道研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2017: 2 - 6.
CAO Pengfei. Study on orbits of manned lunar mission supported by space station on L2 point [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2017: 2 - 6. (in Chinese)

[19] 彭坤, 杨雷. 利用地月间空间站的载人登月飞行模式分析 [J]. 宇航学报, 2018, 39(5): 471 - 481.
PENG Kun, YANG Lei. Analysis on human lunar exploration flight modes via cislunar space station [J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(5): 471 - 481. (in Chinese)

[20] Demeyer J, Gurfil P. Transfer to distant retrograde orbits using manifold theory [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(5): 1261 - 1267.

[21] Santovincenzo A. Architecture study for sustainable lunar

- exploration[R]. ESA CDF Study Report - 33 (A), 2004: 55 - 59.
- [22] Yazdi K, Messerschmid E. A lunar exploration architecture using lunar libration point one[J]. Aerospace Science and Technology, 2008, 12(3): 231 - 240.
- [23] 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 Qibin, ZHANG Hongli, 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. (in Chinese)
- [24] Hopkins J B, Prarrt W, Buxton C, et al. Proposed orbits and trajectories for human missions to the Earth-Moon L2 region[C]// Proceedings of the 64th International Astronautical Congress, Beijing, 2013: 1 - 2.
- [25] Aldrin B. Cycler trajectory concepts [C]// Proceedings of SAIC Presentation to the Interplanetary Rapid Transit Study Meeting, USA, 1985.
- [26] 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 Kaiheng, TONG Kewei, et al. A manned lunar exploration system architecture based on Earth-Moon cycler orbit space station [J]. Manned Spaceflight, 2013, 19(5): 47 - 51. (in Chinese)
- [27] 贺波勇, 李海阳, 李飞, 等. 载人登月周期重访轨道保持策略设计[J]. 载人航天, 2016, 22(4): 411 - 416.
HE Boyong, LI Haiyang, LI Fei, et al. A strategy for manned lunar high precision cycler orbit stability control[J]. Manned Spaceflight, 2016, 22(4): 411 - 416. (in Chinese)
- [28] 赵志萍, 杨剑峰, 王长焕, 等. 分步式人货分落载人月球探测方案探讨[C]// 第四届载人航天学术大会论文集(上), 哈尔滨, 2016, 8: 76 - 81.
ZHAO Zhiping, YANG Jianfeng, WANG Changhuan, et al. Discussion on manned lunar exploration architecture based on crew and cargo separately descend and landing [C]// Proceedings of the 4th National Manned Space Congress (Volume One), Harbin, 2016, 8: 76 - 81. (in Chinese)
- [29] 李海阳, 张波, 黄海兵. 航天员与类人机器人月面联合探测概念初步研究[J]. 载人航天, 2014, 20(4): 301 - 306.
LI Haiyang, ZHANG Bo, HUANG Haibing. Preliminary concept study on integrated lunar exploration of astronaut and humanoid robot [J]. Manned Spaceflight, 2014, 20(4): 301 - 306. (in Chinese)
- [30] 焦维新, 侯贵廷, 赖勇, 等. 未来载人登月的新理念[J]. 国际太空, 2018, 6: 17 - 22.
JIAO Weixin, HOU Guiting, LAI Yong, et al. New concepts of future human lunar landing [J]. Space International, 2018, 6: 17 - 22. (in Chinese)
- [31] 张祖鹤. 载人登月综合任务窗口问题研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2012: 11 - 12.
ZHANG Zuhe. Study on integrated window for manned lunar mission [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012: 11 - 12. (in Chinese)
- [32] 沈红新. 基于解析同伦的月地应急返回轨迹优化方法[D]. 国防科技大学, 2014: 7 - 8.
SHEN Hongxin. Optimization method for the moon-earth abort return trajectories based on analytic homotopic technique[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014: 7 - 8. (in Chinese)
- [33] 黄文德, 郗晓宁, 王威. 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): 310 - 319.
HUANG Wende, XI Xiaoning, WANG Wei. Launch window analysis and design for manned landing mission return from the moon[J]. Journal of Spacecraft TT&C Technology, 2010, 29(3): 310 - 319. (in Chinese)
- [34] Berry R L. Launch window and trans-lunar, lunar orbit, and transearth trajectory planning and control for the Apollo 11 lunar landing mission [C]//Proceedings of AIAA 8th Aerospace Science Meeting, 1970: 1 - 18.
- [35] 任德鹏, 贾阳, 刘强. 月面巡视探测器太阳帆板热电耦合仿真计算[J]. 航天器环境工程, 2008, 25(5): 423 - 427.
REN Depeng, JIA Yang, LIU Qiang. Numerical simulation for thermo-electrical coupling on solar panels of a lunar rover[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2008, 25(5): 423 - 427. (in Chinese)
- [36] 张磊, 于登云, 张焯. 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. Design of moon return trajectory with direct atmospheric reentry[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 19(5): 50 - 55. (in Chinese)
- [37] 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.
XI Xiaoning, ZENG Guoqiang, REN Xuan, et al. Orbit design of lunar probe [M]. Beijing: National Defense Industry Press. (in Chinese)
- [38] Stanley D, Cook S, Connolly J, et al. NASA's exploration system architecture study: TM - 2005 - 214062[R]. NASA Report, 2005.
- [39] Shen H X, Casalino L. Indirect optimization of three-dimensional multiple-impulse moon-to-earth transfers[J]. The Journal of Astronautical Sciences, 2014, 61(5): 255 - 274.
- [40] 贺波勇, 李海阳, 沈红新, 等. 载人登月着陆窗口与定点返回轨道耦合设计[J]. 国防科技大学学报, 2017, 39(1): 11 - 16.
HE Boyong, LI Haiyang, SHEN Hongxin, et al. Coupled design of landing window and point return orbit for manned lunar landing mission[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2017, 39(1): 11 - 16. (in Chinese)
- [41] Condon G L. Lunar orbit insertion targeting and associated outbound mission design for lunar sortie missions [C]// Proceedings of AIAA Guidance, Navigation & Control Conference & Exhibit, 2013.
- [42] 贺波勇, 李海阳, 周建平. 载人登月绕月自由返回轨道与窗口高精确快速设计[J]. 宇航学报, 2016, 37(5): 512 - 518.
HE Boyong, LI Haiyang, ZHOU Jianping. Rapid design of circumlunar free-return high accuracy trajectory and trans-lunar window for manned lunar landing mission[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(5): 512 - 518. (in Chinese)
- [43] 曹鹏飞, 贺波勇, 彭祺攀, 等. 载人登月绕月自由返回轨道混合 - 分层优化设计[J]. 宇航学报, 2017, 38(4): 268 - 274.
CAO Pengfei, HE Boyong, PENG Qibo, et al. Hybrid and two-level optimization design of circumlunar free-return trajectory for manned lunar landing mission[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(4): 268 - 274. (in Chinese)
- [44] 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 Boyong, LI Haiyang. Lunar module trans-lunar window searching approach for manned lunar mission [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(4): 268 - 276. (in Chinese)