http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2025.0468

基于在轨加注的载人登月任务分段式轨道设计

李其玲[1]，师鹏[1,*]，陈勇[2]

(1. 北京航空航天大学 宇航学院，北京 102206；2. 成都流体动力创新中心，成都 610031)

摘 要：针对单颗运载器运载能力有限但大规模目标载荷部署需求庞大的矛盾，采用由在轨加注衔接天地往返与空间转移的“两段式”载人登月任务模式，对使用在轨加注方法的载人登月任务的规模进行分析与计算，建立了发射段、交会段、地月段、落月段等4个主要过程的动力学模型，并完成任务的总体设计仿真分析。运用质量估算方法对比了传统模式与在轨加注模式下的任务总质量与各级规模；构建了包含发射、交会对接、地月转移和月面着陆等4个阶段的任务模型，明确了各阶段约束，并建立了考虑低温推进剂在轨蒸发损耗的质量模型；计算任务窗口并开展全流程轨道仿真，分析各阶段参数与推进剂消耗；采用遗传算法优化落月段参数。质量估算结果表明：相较于传统模式所需数千吨级起飞质量，在轨加注方案起飞总质量为500 t以下，空间转移级质量为数十吨级；全流程仿真结果进一步明确了在轨加注方案各阶段推进剂消耗量，为工程设计提供必要参考。

关 键 词：载人登月；在轨加注；推进剂；航天运输；质量规模
中图分类号：V412
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2026)10-3635-12

以探月为代表的未来航天任务，具有规模大、距离远的特点，对航天运输系统的运载能力提出了更高的要求。现有载人登月轨道设计方法存在两大局限：一是传统“一站式”运输模式需携带全部推进剂入轨，导致发射规模达数千吨级；二是航天器设计需同时兼顾大气层穿越与深空转移功能，制约运输效率提升[1-2]。

针对上述矛盾，有研究者提出应用在轨推进剂仓库(即“太空加注站”)的太空运输架构，由低成本火箭向加注站输送推进剂，目标航天器抵达在轨加注站后实现推进剂补给。基于在轨加注，航天器获得燃料补给后，可以直接搭载有效载荷从空间轨道出发，实现天地往返与空间转移运输两大过程“解耦”[3-10]。

然而，现有研究存在2点关键不足：①多将轨道设计与加注站部署解耦，缺乏轨道参数(如地月转移窗口)与加注站位置(如近地轨道(low Earth orbit, LEO))的联合分析，导致加注效率与轨道经济性难以协同；②传统轨道设计以“一站式”运输为基础，未充分考虑在轨加注带来的多阶段任务拆分特性，模型约束与实际任务需求匹配度低。

基于上述背景，本文进行了以下工作：①采用“两段式”载人登月任务模式，以LEO加注站为加注节点，实现天地往返与空间转移的解耦；②建立耦合加注站位置的发射、交会、地月、落月4段动力学模型，明确各阶段速度增量、推力约束。

1 任务规模对比分析

考虑到构建在轨加注站的成本，参考汪小卫等[11-13]提出的“接力式”地月空间航天运输模式，采用由在轨加注衔接天地往返与空间转移“两段式”的载人登月任务飞行模式：空间转移运输系统长期停泊于轨道，执行任务前前往加注站进行推进剂在轨加注并等待空间转移窗口；月球着陆器发射至加

收稿日期：2025-07-14；**录用日期**：2025-10-17；**网络出版时间**：2025-11-05 18:19
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20251105.1107.003
基金项目：国家自然科学基金面上项目(12672454)
*通信作者. E-mail：shipeng@buaa.edu.cn

引用格式：李其玲，师鹏，陈勇. 基于在轨加注的载人登月任务分段式轨道设计[J]. 北京航空航天大学学报，2026，52(10)：3635-3646.
Li Q L，Shi P，Chen Y. Phased orbit design for manned lunar landing mission with on-orbit refueling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2026，52(10)：3635-3646 (in Chinese).

注站，与此同时，载人飞船也由运载火箭搭载发射，将航天员送至加注站；航天员转移至月球着陆器后，由空间转移运输系统送至环月轨道（lunar orbit, LO）；航天员完成月表勘测任务后，乘坐月球着陆器返回LO，由空间转移运输系统将月球着陆器送至加注站，随后航天员换乘载人飞船的返回舱返回地球。上述过程如图1所示。

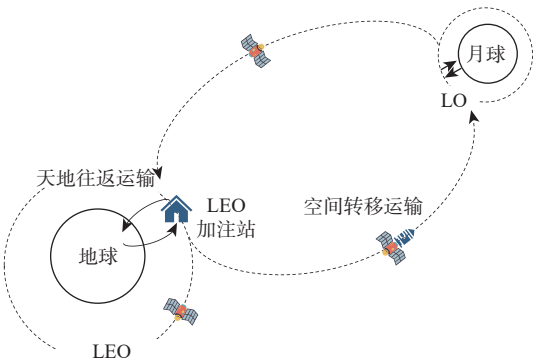


图1 基于在轨加注的地月空间往返运输轨道示意图

Fig. 1 Schematic of cislunar round-trip transportation orbit with on-orbit refueling

为评估在轨加注方案的优势，定义2种任务模式进行对比分析：方案1为在轨加注模式，即基于LEO加注站的“两段式”任务架构；方案2为传统模式，即基于近月轨道一次对接的传统任务模式。

采用模块化质量规模估算方法进行质量规模估算，主要包括建立质量数据库、确定任务过程、求解质量规模三大步骤[14]。具体计算过程如下：

1）建立质量数据库。方案1和方案2中的航天器包括运载火箭、载人飞船、月球着陆器、空间转移运载器。方案1中，运载火箭将载人飞船和月球着陆器分别发射至LEO，地月转移所需速度增量由空间转移运载器提供，月球着陆和起飞由月球着陆器推进系统支持；方案2中，运载火箭将载人飞船和月球着陆器分别送达LO，航天器在月球轨道完成组装。由此可建立结构质量数据库，如表1所示。

表1 结构质量数据库

Table 1 Structural mass database

参数	数值/t
方案1火箭结构质量	30
方案2火箭结构质量	130
载人飞船结构质量	8
载人飞船返回舱结构质量	2
月球着陆器结构质量	4.2
空间转移运载器结构质量	8

2）确定任务过程。根据航天器在轨飞行速度确定速度增量，2种方案下的任务方案及速度增量分别如表2和表3所示（仅展示航天员参与的飞行阶段）。方案1任务阶段包括：地面发射、LEO、LEO→加注站、加注站、加注站→LO（进入转移轨道）、加注站→LO（制动进入LO）、LO→月面、月面→LO、LO、LO→加注站、加注站、再入返回地球12个阶段。方案2任务阶段包括：地面发射、LEO、LEO→LO（进入转移轨道）、LEO→LO（制动进入LO）、LO、LO→月面、月面→LO、LO、LO→LEO、再入返回地球10个阶段。由于加注站的存在，方案1避免了使用重型火箭从LEO直接发射到近月轨道，其所需的速度增量需求明显小于方案2，从而显著减小质量规模。

3）求解质量规模。由各任务方案最后一个任务阶段的质量开始，根据齐奥尔科夫斯基公式和所抛弃的航天器质量可以依次推导上一阶段系统的总质量，进而获得任务开始时系统的质量规模。

表2 方案1任务剖面及速度增量需求

Table 2 Mission profile and velocity increment requirements for Solution 1

序号	任务阶段	航天器	速度增量/(km·s^{-1})	动力来源
1	地面发射	运载火箭1、载人飞船	10.00	运载火箭1
2	LEO	载人飞船	0	无
3	LEO→加注站	载人飞船	0.31	载人飞船推进舱
4	加注站	月球着陆器、空间转移运载器	0	无
5	加注站→LO（进入转移轨道）	月球着陆器、空间转移运载器	3.08	空间转移运载器
6	加注站→LO（制动进入LO）	月球着陆器、空间转移运载器	3.48	空间转移运载器
7	LO→月面	月球着陆器	2.10	月球着陆器
8	月面→LO	月球着陆器	2.00	月球着陆器
9	LO	月球着陆器、空间转移运载器	0	无
10	LO→加注站	月球着陆器、空间转移运载器	0.65	空间转移运载器
11	加注站	载人飞船	0	无
12	再入返回地球	载人飞船返回舱	0.50	返回舱气动减速

表 3　方案 2 任务剖面及速度增量需求

Table 3　Mission profile and velocity increment requirements for Solution 2

序号	任务阶段	包含航天器	速度增量/(km·s^{-1})	动力来源
1	地面发射	运载火箭2、载人飞船	10.00	运载火箭2
2	LEO	运载火箭2、载人飞船	0	无
3	LEO→LO(进入转移轨道)	运载火箭2、载人飞船	3.13	运载火箭2
4	LEO→LO(制动进入LO)	载人飞船	3.48	运载火箭2
5	LO	月球着陆器、载人飞船	0	无
6	LO→月面	月球着陆器	2.10	月球着陆器
7	月面→LO	月球着陆器	2.00	月球着陆器
8	LO	月球着陆器、载人飞船	0	无
9	LO→LEO	载人飞船	0.65	载人飞船推进舱
10	再入返回地球	载人飞船返回舱	0.50	返回舱气动减速

假设整个飞行过程共有 n 个阶段, 在第 i 个阶段中($2\leqslant i\leqslant n$), 速度增量为 Δv_i, 抛弃的质量为 Δm_i, 第 i 阶段结束时质量为 m_i, 则第 i−1 阶段结束时的质量为[15]

$$m_{i-1}=(m_i+\Delta m_i)e^{\frac{\Delta v_i}{I_{sp}g}} \tag{1}$$

式中: I_{sp} 为发动机比冲; g 为重力加速度; e 为轨道偏心率。

由此求得 2 种方案所需的系统质量规模对比如表 4 所示。基于在轨加注的载人登月任务方案系统质量规模显著低于基于近月轨道一次对接的载人登月任务方案, 充分展现了基于在轨加注的载人登月任务方案的优势。

表 4　2 种方案所需质量规模对比

Table 4　Mass scale comparison for both solutions

方案	质量规模/t
基于在轨加注的载人登月任务方案	486.7
基于一次对接的载人登月任务方案	3 906.7

2　LEO 加注轨道飞行任务建模

LEO 加注轨道飞行任务包括发射段、交会段、地月段、落月段, 飞行时序如图 2 所示。发射段主要确定火箭的飞行时序、质量参数及航天器从地面发射进入 LEO 的入轨参数; 交会段需实现航天器与 LEO 加注站的交会对接, 主要确定变轨时刻、速

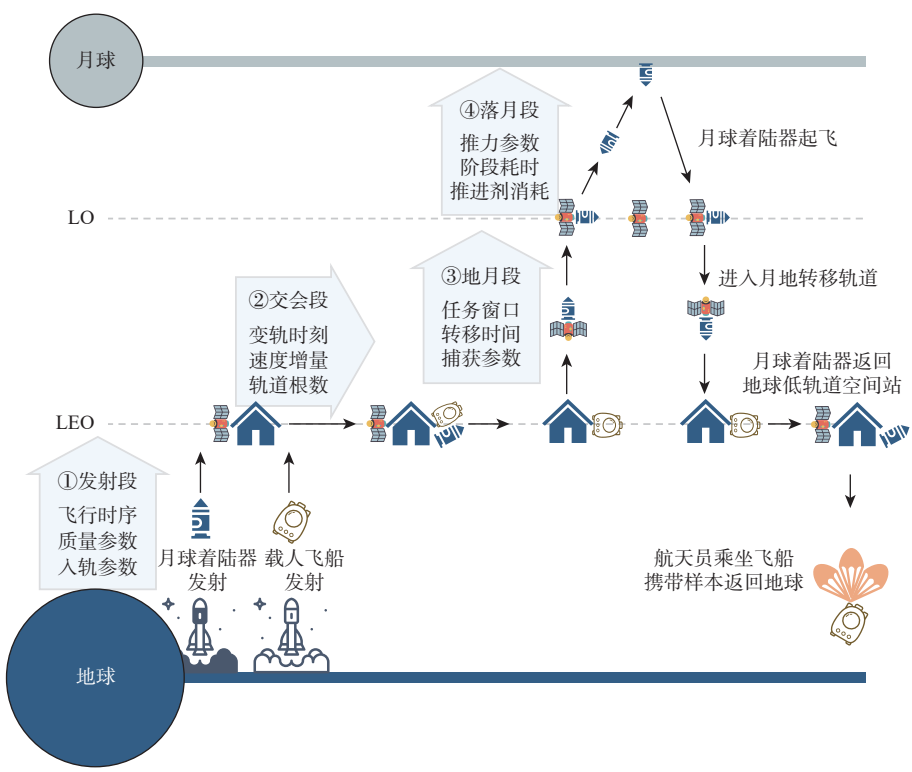


图 2　LEO 加注轨道飞行任务时序图

Fig. 2　LEO orbit injection mission timeline diagram

度增量和轨道根数；地月段为空间转移运输系统与月球着陆器组合体的地月转移轨道，主要确定任务窗口、转移时间和捕获参数；落月段主要确定推力大小、阶段耗时和推进剂消耗量参数。

2.1 发射段建模

发射段考虑两级火箭发动机、助推器的作用过程，将飞行阶段分为5个时序。在发射坐标系下建立火箭飞行的动力学和运动学微分方程，采用四阶龙格库塔法进行数值积分，即可得到火箭发射段的入轨参数。发射段的主要模型如下：

1）飞行时序。

① t_0 时刻：火箭助推器和一级火箭发动机开始工作。

② t_1 时刻：火箭助推器分离，一级火箭发动机继续工作。

③ t_2 时刻：一级火箭发动机分离，二级火箭发动机工作。

④ t_2+t_3：二级火箭主机发动机关机，游机继续工作。

⑤ t_2+t_4：二级火箭游机发动机关机，完成器箭分离，有效载荷入轨。

2）质量模型。

根据火箭的参数有2个子级，助推器质量为

$$\begin{cases} m_{o2}=\dfrac{m_{o1}}{e_1} \\ m_{o3}=\dfrac{m_{o1}}{e_2} \end{cases} \tag{2}$$

式中：m_{o1}为第一级火箭质量；m_{o2}为第二级火箭质量；m_{o3}为助推器质量；e_1为第一级和第二级火箭质量比；e_2为第一级火箭和助推器质量比；e_1、e_2均为无量纲。

由于火箭发动机喷射推进剂，火箭的质量随时间变化，其微分方程为

$$\dot{m}=-\dot{m}_{\mathrm{f}} \tag{3}$$

式中：$\dot{m}_{\mathrm{f}}$为推进剂的质量流量，kg/s。

假设火箭飞行各阶段燃料质量占燃料所在级的总质量的比值为定值，则火箭各级累计消耗燃料质量为

$$\begin{cases} m_{f1}=m_{o1}\dfrac{m_{f1}}{m_{o1}} \\ m_{f2}=\dfrac{m_{o1}}{e_1}\cdot\dfrac{m_{f2}}{m_{o2}} \\ m_{f3}=\dfrac{m_{o1}}{e_2}\cdot\dfrac{m_{f3}}{m_{o3}} \end{cases} \tag{4}$$

式中：m_{f1}为0～t_2时间内消耗的第一级燃料的质量；m_{f2}为t_2～t_3时间内消耗的第二级燃料的质量；m_{f3}为0～t_1时间内消耗的助推器燃料的质量。

同步考虑助推器、一级、整流罩等结构分离，则火箭在飞行过程中的质量为

$$m=\begin{cases} m_{o1}\left(1+\dfrac{1}{e_1}+\dfrac{1}{e_2}\right)-(\dot{m}_{f1}+\dot{m}_{f3})t+m_s+m_p & 0<t<t_1 \\ m_{o1}\left(1+\dfrac{1}{e_1}\right)-\dot{m}_{f1}t+m_s+m_p & t_1<t<t_2 \\ \dfrac{m_{o1}}{e_1}-(\dot{m}_{f21}+\dot{m}_{f22})(t-t_2)+m_p & t_2<t<t_2+t_3 \\ \dfrac{m_{o1}}{e_1}+m_p-\dot{m}_{f21}t_3-\dot{m}_{f22}(t-t_2) & t_2+t_3<t<t_2+t_4 \\ \dfrac{m_{o1}}{e_1}+m_p-m_{f2} & t>t_2+t_4 \end{cases} \tag{5}$$

式中：m_s为整流罩、逃逸塔等箭体结构质量；m_p为有效载荷质量。为方便计算，假设一级结构分离后，整流罩、逃逸塔等同时分离。

对应时刻有

$$\begin{cases} t_1=\dfrac{m_{f3}}{\dot{m}_{f3}} \\ t_2=\dfrac{m_{f1}}{\dot{m}_{f1}} \\ t_3=C \\ t_4=\dfrac{m_{f2}-\dot{m}_{f21}t_3}{\dot{m}_{f22}} \end{cases} \tag{6}$$

3）动力学及运动学模型。在发射坐标系下建立火箭飞行的动力学和运动学微分方程如下。

动力学方程：

$$\begin{cases} \dfrac{\mathrm{d}v_x}{\mathrm{d}t}=\dfrac{P}{m}\cos\varphi\cos\psi+\dfrac{D}{m}\cdot\dfrac{v_x}{v}-\dfrac{x}{r}g+2(\omega_x v_y-\omega_y v_z) \\ \dfrac{\mathrm{d}v_y}{\mathrm{d}t}=\dfrac{P}{m}\sin\varphi\cos\psi+\dfrac{D}{m}\cdot\dfrac{v_x}{v}-\dfrac{R_0+y}{r}g+2(\omega_x v_z-\omega_z v_x) \\ \dfrac{\mathrm{d}v_z}{\mathrm{d}t}=-\dfrac{P}{m}\sin\psi+\dfrac{D}{m}\cdot\dfrac{v_x}{v}-\dfrac{z}{r}g+2(\omega_y v_x-\omega_x v_y) \end{cases} \tag{7}$$

式中：P为火箭发动机推力；R_0为发射点至地心的距离，取地球参考半径；D为气动阻力；r为月球着陆器质心到月心的距离；v_x、v_y、v_z分别为飞行器速度在坐标系x、y、z轴的分量；φ为俯仰角，火箭纵轴与发射坐标系Oxy水平面的夹角；ψ为偏航角，火箭纵轴在发射坐标系Oxy平面的投影与Ox轴的夹角；ω_x、ω_y、ω_z分别为地球自转角速度矢量在发射坐标系x、y、z轴的分量。

运动学方程：

$$\begin{cases} \dfrac{\mathrm{d}x}{\mathrm{d}t}=v_x \\ \dfrac{\mathrm{d}y}{\mathrm{d}t}=v_y \\ \dfrac{\mathrm{d}z}{\mathrm{d}t}=v_z \end{cases} \tag{8}$$

2.2 交会段建模

入轨后，载人飞船与月球着陆器需进行自主变

轨, 与加注站进行交会对接。由于动力学过程类似, 故仅考虑载人飞船的情况。采用近圆轨道的变轨方式进行轨道机动, 变轨过程设计如下。

1) 第 1 次变轨。由于变轨前后角度改变量是小量, 变轨的作用点是载人飞船和加注站轨道的交点, 所需速度增量 Δv_1 与角度改变量 δ(即轨道平面夹角)和当地轨道速度 v_{orb} 成正比, 即 $\Delta v_1 \approx v_{\text{orb}}\delta$, 方向与当地轨道速度垂直, 作用点纬度幅角为 u_1。解球面三角形:

$$\begin{cases} \cos i_2 = \cos i_1 \cos\delta - \sin i_1 \sin\delta \cos u_1 \\ \sin(\Omega_2 - \Omega_1) = \dfrac{\sin\delta \sin u_1}{\sin i_2} \end{cases} \tag{9}$$

式中: i 为轨道倾角; δ 为轨道平面夹角; Ω 为升交点赤经。

代入参数解得 u_1 与 δ, 确定第 1 次变轨点。在该变轨点, Δv_1 的方向沿轨道平面动量矩相反方向。距离初始时刻经过时间:

$$\Delta t_1 = \frac{\Delta M_1}{n_{\text{MS}}} \tag{10}$$

式中: n_{MS} 为载人飞船在当前轨道上的平均角速度; M 为平近点角。

第 1 次变轨后, 载人飞船轨道的近地点幅角发生改变:

$$\Delta\omega = \frac{2\sin\theta}{ev}\Delta v_{1t} - \frac{a(1+e^2)-r}{e^2 av}\Delta v_{1m} - \frac{r\sin u}{\sqrt{\mu p}\tan i}\Delta v_{1h} = -\frac{r\sin u}{\sqrt{\mu p}\tan i}\Delta v_1 \tag{11}$$

式中: θ 为真近点角; μ 为地球引力常数; p 为椭圆轨道半通径; a 为轨道半长轴; 下标 t 表示椭圆轨道切向, m 表示椭圆轨道法向, h 表示垂直于轨道平面方向。

2) 第 2 次变轨。在近地点减速将载人飞船运行轨道变成圆轨道。

近地点的速度:

$$\begin{cases} r_{\text{a}} = \dfrac{p}{1-e} \\ r_{\text{p}} = \dfrac{p}{1+e} \\ v_{\text{p}} = \sqrt{\dfrac{2\mu r_{\text{a}}}{r_{\text{p}}(r_{\text{a}}+r_{\text{p}})}} \end{cases} \tag{12}$$

圆轨道速度:

$$v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_{\text{p}}}} \tag{13}$$

第 2 次变轨速度增量:

$$\Delta v_2 = v_2 - v_{\text{p}} \tag{14}$$

距离第 1 次变轨经过时间:

$$\Delta t_2 = \frac{\Delta M_2}{n_{\text{MS}}} \tag{15}$$

第 2 次变轨后载人飞船角速度发生改变:

$$\omega_{\text{MS}} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{\text{p}}^3}} \tag{16}$$

式中: r_{a}、r_{p} 分别为椭圆轨道远地点半径、近地点半径; v_2 为第 2 次变轨后圆轨道速度; v_{p} 为椭圆轨道近地点速度。

3) 第 3 次变轨。采用霍曼转移轨道, 实现载人飞船和加注站的交会对接。第 3 次变轨是在过渡椭圆轨道的近地点加速, 使载人飞船进入过渡椭圆轨道。

霍曼变轨的提前角 Θ:

$$\Theta = \pi\left[1 - \left(\frac{r_1+r_2}{2r_2}\right)^{\frac{3}{2}}\right] \tag{17}$$

故等待时间为

$$\Delta t_3 = \frac{\Delta\theta - \Theta}{n_{\text{MS}} - n_{\text{CSS}}} \tag{18}$$

式中: $\Delta\theta$ 为初始相位角差; n_{CSS} 为空间中在当前轨道上的平均角速度。

在过渡椭圆近地点处的速度增量:

$$\Delta v_3 = \sqrt{\frac{2\mu r_2}{r_1(r_1+r_2)}} - \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \tag{19}$$

4) 第 4 次变轨。第 4 次变轨是在过渡椭圆轨道的远地点减速使载人飞船进入加注站的圆轨道, 与加注站相遇, 完成对接。

转移时间为过渡椭圆轨道的半周期:

$$\Delta t_4 = \pi\sqrt{\frac{(r_1+r_2)^3}{8\mu}} \tag{20}$$

在过渡椭圆远地点处的速度增量:

$$\Delta v_4 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} - \sqrt{\frac{2\mu r_1}{r_2(r_1+r_2)}} \tag{21}$$

2.3　地月段建模

地月段基于月球影响球模型建立月球着陆器-空间转移运输系统的运动模型, 主要模型如下[16]。

1) 飞行时序。

① t_0 时刻: 月球着陆器-空间转移运输系统组合体从加注站出发, 进入地月转移轨道的入轨时刻。

② t_1 时刻: 月球着陆器-空间转移运输系统组合体转移至月球影响球的入口时刻。

③ t_2 时刻: 到达地月影响球区域后, 减速抵达近月轨道的时刻。

2) 质量模型。根据地月转移-月球着陆的飞行阶段, 飞行器在运动过程中的质量变化为

$$m_{sc}=\begin{cases}m_{sL}+m_{sT}+m_{p0} & t=t_0\\ m_{sL}+m_{sT}+m_{p0}(1-\eta)^{\frac{t-t_0}{86\,400}} & t_0<t<t_1\\ m_{sL}+m_{sT}+m_{p1} & t=t_1\\ m_{sL}+m_{sT}+m_{p1}(1-\eta)^{\frac{t-t_1}{86\,400}} & t_1<t<t_2\\ m_{sL}+m_{sT}+m_{p2} & t=t_2\\ m_{sL}+m_{pL}(1-\eta)^{\frac{t-t_0}{86\,400}} & t>t_2\end{cases} \tag{22}$$

式中：η为推进剂的日蒸发率；下标L、T分别代表月球着陆器、转移运输系统，s、p分别代表结构、推进剂。

式(22)还涉及时刻t_0、t_1、t_2时的推进剂质量m_{pi}，计算式为

$$\begin{cases}m_{p0}=m_{pL}+m_{pT}-\Delta m_0\\ m_{p1}=(m_{pL}+m_{pT}-\Delta m_0)(1-\eta)^{\frac{t_1-t_0}{86\,400}}-\Delta m_1\\ m_{p2}=\left[(m_{pL}+m_{pT}-\Delta m_0)(1-\eta)^{\frac{t_1-t_0}{86\,400}}-\Delta m_1\right]\cdot\\ \qquad(1-\eta)^{\frac{t_2-t_1}{86\,400}}-\Delta m_2\end{cases}$$

式中：Δm_i为t_i时刻用于加速(制动)消耗的推进剂质量，可根据式(1)计算。

该过程的约束条件如下：器月距离满足$r_{min}\leqslant\rho$，ρ为月球引力范围半径：

$$\rho=r_{moon}\left(\frac{m_{moon}}{m_{earth}}\right)^{\frac{2}{5}} \tag{23}$$

式中：r_{moon}为地月平均距离；m_{moon}为月球质量；m_{earth}为地球质量。

2.4 落月段建模

如图3所示，将月面下降软着陆分为环月降轨、动力下降、定点软着陆、缓速下降4个阶段。建模时忽略引力摄动，预定着陆点在着陆准备轨道平面内，且主减速之后月球着陆器基本位于落月点正上方[17]。

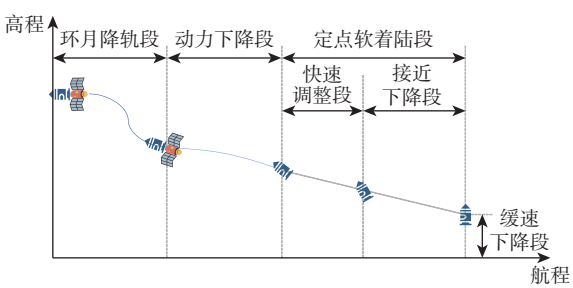


图3 月面下降着陆轨迹方案

Fig. 3 Lunar descent and landing trajectory

1）飞行时序。

① t_0时刻：月球着陆器-空间转移运输系统从近月轨道出发，点火减速进入着陆准备轨道的时刻。

② t_1时刻：月球抵达着陆准备轨道近月点，月球着陆器与空间转移运输系统分离，开启动力下降阶段的时刻。

2）质量模型。根据月球着陆的飞行阶段，飞行器在运动过程中的质量变化为

$$m_{sc}=\begin{cases}m_{sL}+m_{sT}+m_{p0} & t=t_0\\ m_{sL}+m_{sT}+m_{p0}(1-\eta)^{\frac{t-t_0}{86\,400}} & t_0<t<t_1\\ m_{sL}+m_{p1} & t=t_1\\ m_{sL}+m_{p1}(1-\eta)^{\frac{t-t_1}{86\,400}} & t>t_1\end{cases} \tag{24}$$

式(24)还涉及t_0、t_1时刻的推进剂质量m_{pi}，计算式为

$$\begin{cases}m_{p0}=m_{pL}+m_{pT}-\Delta m_0\\ m_{p1}=m_{pL}(1-\eta)^{\frac{t_1-t_0}{86\,400}}\end{cases} \tag{25}$$

3）运动阶段。

① 环月降轨段。动力下降段自距月面一定高度时开始，故环月降轨段的着陆准备轨道近月点高度为动力下降段的月面高度。在本阶段，由空间转移运输系统将月球着陆器自环月停泊圆轨道霍曼变轨送至着陆准备椭圆轨道，如图4所示。该椭圆准备轨道的近月点、远月点半径分别为r_A、r_B。

② 动力下降段。该阶段目的是减小月球着陆器速度，并使月球着陆器接近月面。考虑月球曲率并建立月球极坐标系，如图5所示。

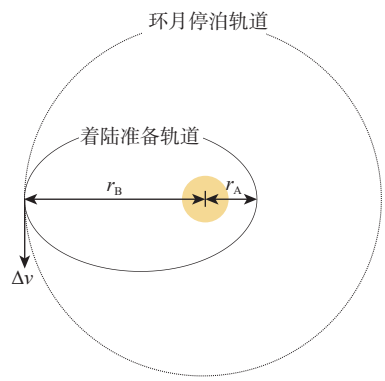


图4 环月降轨段变轨示意图

Fig. 4 Schematic of orbital maneuvering during lunar descent phase

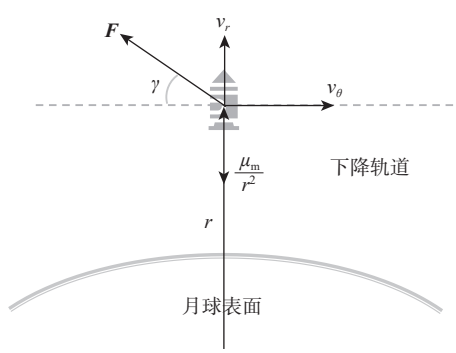


图5 动力下降段运动示意图

Fig. 5 Schematic of powered descent phase dynamics

上述过程对应的动力学方程为

$$\begin{cases}\dot{v}_r=-\dfrac{\mu_{\mathrm{m}}}{r^2}+\dfrac{v_\theta^2}{r}+\dfrac{F}{m}\sin\gamma\\ \dot{v}_\theta=-\dfrac{v_r v_\theta}{r}-\dfrac{F}{m}\cos\gamma\end{cases}\tag{26}$$

运动学方程为

$$\begin{cases}\dot{r}=v_r\\ \dot{\theta}=\dfrac{v_\theta}{r}\end{cases}\tag{27}$$

式中: γ 为推力的方向角, 即推力与当地水平面的夹角; μ_{m} 为月球引力常数; $\boldsymbol{F}$ 为航天器推力的大小; $\dot{\theta}$为在月心极坐标系下的极角; v_{r}、v_θ 分别为在月心极坐标系下, 月球着陆器的径向速度、横向速度。

在本阶段的最优推力控制过程中, 认为推力大小全程保持恒定, 推力方向与速度方向的夹角可以写成关于时间的多项式形式:

$$\gamma=\sum_{i=0}^{n}a_i t^i\tag{28}$$

式中: a_i 为 t^i 的系数。

以燃料消耗最小为优化目标, 即

$$\min\Delta m=\int_0^t \dot{m}\mathrm{d}t\tag{29}$$

③ 快速调整段。由于运动时间较短, 本阶段及之后所有阶段均不考虑月球曲率影响, 可以分解竖直方向与水平方向的运动, 建立平面直角坐标系, 如图 6 所示。

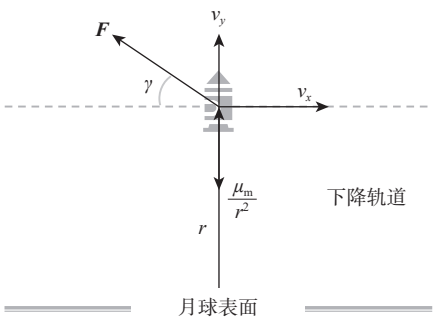


图 6　快速调整段运动示意图

Fig. 6　Schematic of attitude adjustment phase dynamics

上述过程对应的动力学方程为

$$\begin{cases}\dot{v}_x=-\dfrac{F}{m}\cos\gamma\\ \dot{v}_y=-\dfrac{\mu_{\mathrm{m}}}{r^2}+\dfrac{F}{m}\sin\gamma\end{cases}\tag{30}$$

运动学方程为

$$\begin{cases}\dot{x}=v_x\\ \dot{y}=v_y\end{cases}\tag{31}$$

④ 接近下降段。接近下降段的核心目标是避障, 在竖直方向主要有 2 种控制方案: ① 先保持匀速直线运动, 达到预定高度时施加额外速度脉冲达到悬停; ② 在竖直方向上先不施加主动力, 保持一段时间的匀加速运动再开机反推, 实现悬停。建立月球着陆器的受力分析如图 7 所示。

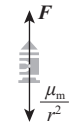


图 7　接近下降段受力分析

Fig. 7　Force analysis for approach and descent phase

上述过程对应的动力学方程为

$$\ddot{y}=-\frac{\mu_{\mathrm{m}}}{r^2}+\frac{F}{m}\tag{32}$$

⑤ 缓速下降段。该阶段与上一阶段的运动微分方程相同, 仅边界条件不同。

3　仿真分析

在第 2 节建立的模型基础上, 本节对载人登月任务的主要阶段进行轨道仿真分析。在天地往返(发射段)阶段, 火箭采用四氧化二氮/偏二甲肼推进剂; 空间转移(交会段、地月段、落月段)阶段, 轨道器使用低温推进剂(液氢液氧), 暂不考虑推进剂在空间环境中蒸发损失的影响。

3.1　任务窗口计算

以 LEO 上空间站某参考时刻的轨道参数为基准, 作为加注站轨道的初始条件, 考虑其在地球 J2 项摄动影响下的轨道运动, 计算其轨道参数。选择以地-月连线为远地点半径、加注站运行半径为近地点半径、与加注站运行平面共面的轨道, 对变轨时刻、轨道倾角进行遍历, 查询合适的窗口。

基于上述条件和约束, 自 2025-05-01T00:00:00 起进行 5 月全月的地月转移窗口遍历搜索, 得出结果如表 5 所示。

表 5　地月转移时间窗口

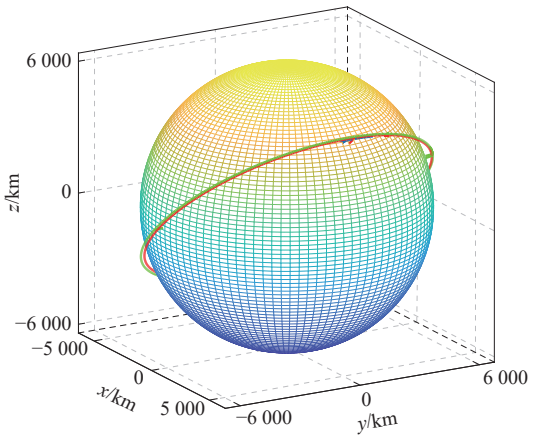
Table 5　Earth-Moon transfer window

变轨时刻	转移时间/s	捕获时相对月球的速度/(km·s^{-1})
2025-05-04T01:00:00	286 300	1.050
2025-05-04T18:00:00	297 700	1.006
2025-05-04T21:00:00	248 600	1.127
2025-05-05T14:00:00	264 300	1.056
2025-05-06T10:00:00	245 600	1.093
2025-05-07T06:00:00	248 600	0.949
2025-05-19T04:00:00	213 900	0.890
2025-05-31T15:00:00	271 600	1.054

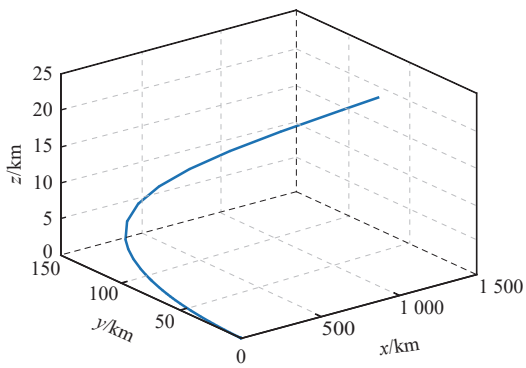
3.2　发射段弹道仿真

惯性坐标系下火箭、载人飞船、加注站的飞行轨迹图 8 所示。火箭从地面发射, 到达 LEO 后与载

人飞船分离，随即载人飞船进入LEO。通过调整发射时间，可以保证LEO与加注站轨道的升交点赤经相同，进而保证2个轨道处于同一平面，为载人飞船与加注站的交会对接奠定了基础。最终得到载人飞船入轨参数如表6所示。



(a) 惯性坐标系下的轨迹



(b) 发射坐标系下的轨迹

图8 发射段飞行轨迹

Fig. 8 Ascent flight trajectory during launch phase

表6 载人飞船入轨参数

Table 6 Orbital insertion parameters for manned spacecraft

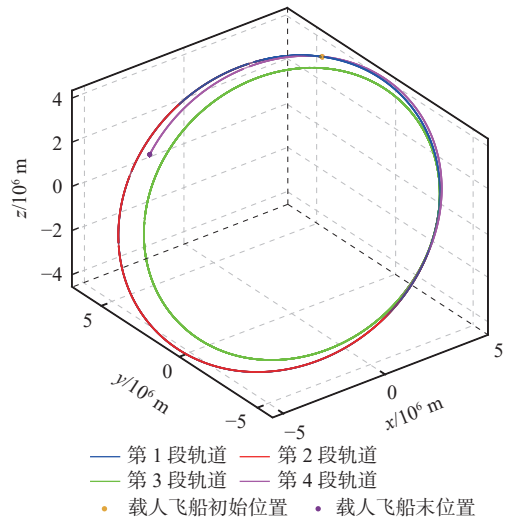
参数	数值
飞行时间/s	469.79
关机点速度/(km·s^{-1})	7.82
关机点高度/km	211.04

3.3 交会段轨道仿真

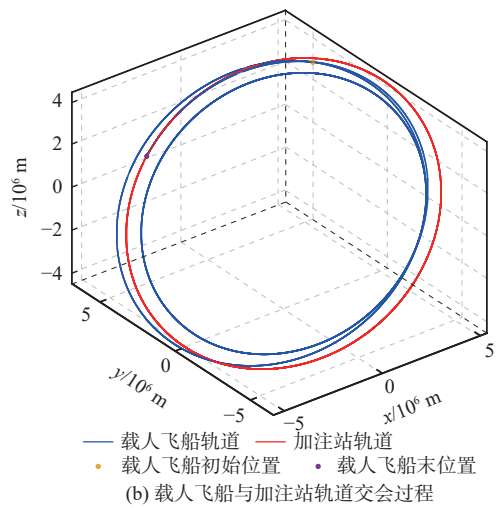
以2025-05-03T00:00:00作为当前时刻，经3.2节计算得选定的发射时刻为2025-05-03T10:30:39，入轨时刻为2025-05-03T10:31:29，上述过程所需飞行时间为470 s。

计算所得载人飞船交会对接时的4段轨道如图9(a)所示，载人飞船与加注站的交会轨道如图9(b)所示。

各段变轨的时刻和速度增量如表7、表8所示。速度增量为负代表减速。



(a) 载人飞船变轨过程2



(b) 载人飞船与加注站轨道交会过程

图9 交会段运动轨迹

Fig. 9 Rendezvous phase trajectory profile

表7 变轨时刻及速度增量

Table 7 Maneuver epoch and velocity increment

次数	变轨距离上次用时/s	速度增量/(m·s^{-1})
第1次	5 699.44	6.11
第2次	3 896.31	−316.82
第3次	18 576.35	199.51
第4次	2 567.61	194.58

表8 交会对接后航天器的轨道根数

Table 8 Post-docking orbital elements of spacecraft

轨道要素	取值
升交点赤经/(°)	292.41
轨道倾角/(°)	41.37
近地点幅角/(°)	107.50
半长轴/km	6 755.08
偏心率	0
平近点角/(°)	280.56

3.4　地月段轨道仿真

根据 3.1 节中遍历搜索, 获得捕获效果较好的转移轨道, 如图 10 所示。

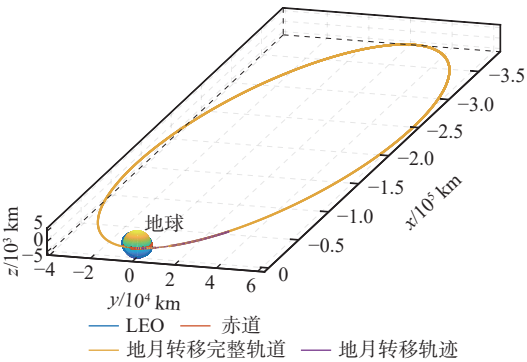


图 10　地月转移轨道

Fig. 10　Earth-Moon transfer trajectory

基于上述轨道, 绘制地月转移过程中的月球运动轨迹与航天器运动轨迹, 如图 11 所示。

由图 12 可见, 在地月转移的过程中, 航天器与月球的距离是单调递减的。

3.5　落月段轨道仿真

月球着陆器载人落月过程的参数选定如表 9 所示。

4 个下降阶段的仿真与优化计算具体如下。

1) 动力下降段。该下降阶段的切向速度较大, 故需要考虑月球形状的影响, 在极坐标系下进行计算。使用搜索算法, 遍历搜索推力; 在同一个推力下, 采用浮点数编码的遗传算法对推力方向角的多项式系数进行优化, 使得燃料消耗最少。该遗传算法的过程如图 13所示[18]。

选择交叉概率为 0.6, 变异概率为 0.1。根据计算结果绘制的动力下降段运动参数如图 14 所示。图 14 (a) 中, 本运动阶段月球着陆器相对月球做环绕运动较径向运动显著。推力方向变化曲线如图 14 (b) 所示, 本阶段推力与当地水平方向的夹角从 0°缓缓增加至 12°。速度变化曲线如图 14(c) 所示, 由月球着陆器指向月心的方向为径向负向, 该阶段主要消除了月球着陆器环绕月球的切向速度。

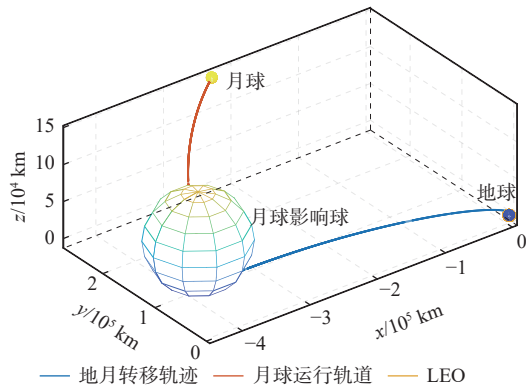


图 11　地月转移过程

Fig. 11　Earth-Moon transfer process

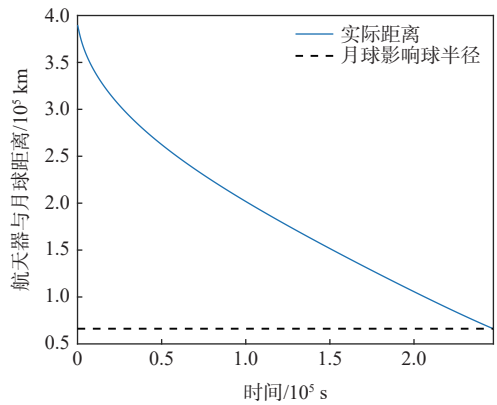


图 12　地月转移过程中航天器与月球距离

Fig. 12　Spacecraft-to-Moon distance during Earth-Moon transfer process

表 9　落月过程各阶段参数

Table 9　Phase-specific parameters during lunar landing sequence

落月段运动阶段	高度/km	推力大小/N	阶段耗时/s	推进剂消耗/kg	剩余质量/kg
环月降轨段	200×15(椭圆轨道)				
动力下降段	15.000～3.000	45 000	342.0	3 469.4	7 172.4
快速调整段	3.000～2.400	32 800	19.3	143.5	7 028.9
接近下降段	2.400～0.050	72 762	57.1	149.6	6 879.2
缓速下降段	0.050～0.002	28 156	10.0	25.3	6 853.9

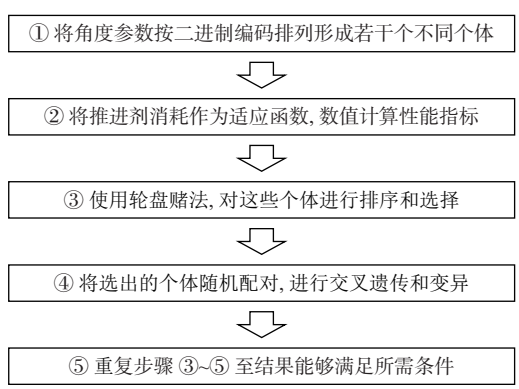


图 13　推力方向优化算法流程[18]

Fig. 13　Thrust vector optimization algorithm flowchart[18]

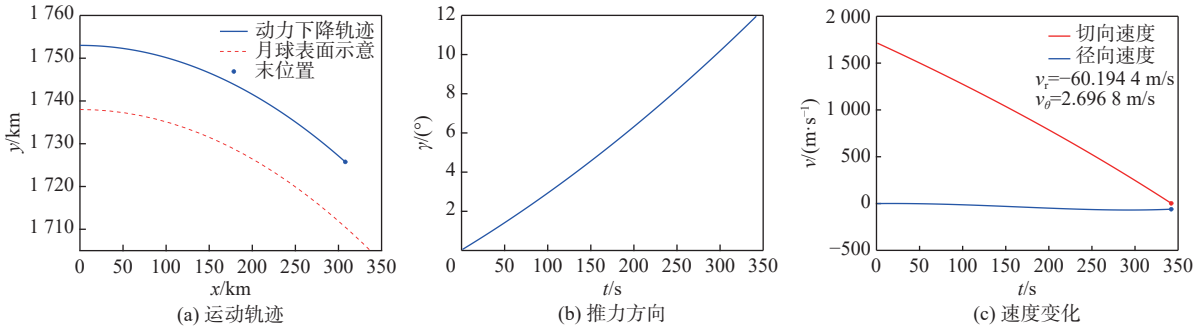


图 14 动力下降段运动参数曲线

Fig. 14 Powered descent phase kinematic profile

2) 快速调整段。该阶段及后续下降阶段的切向速度较小，故不考虑月球形状影响，在直角坐标系下计算。采用与动力下降段一致的优化方法。绘制快速调整段运动参数如图 15 所示。由图 15 (a) 运动轨迹示意图可见，该阶段月球着陆器接近于沿直线运动的状态。推力方向变化曲线如图 15 (b) 所示，该阶段推力方向几乎不变。速度变化曲线如图 15 (c) 所示，该运动阶段推力方向和速度方向夹角保持恒定，合速度的方向也几乎不变，月球着陆器在横向和纵向 2 个方向各自以恒定的加速度减速，水平方向减速至接近 0，竖直方向上月球着陆器仍以一定速度下降。

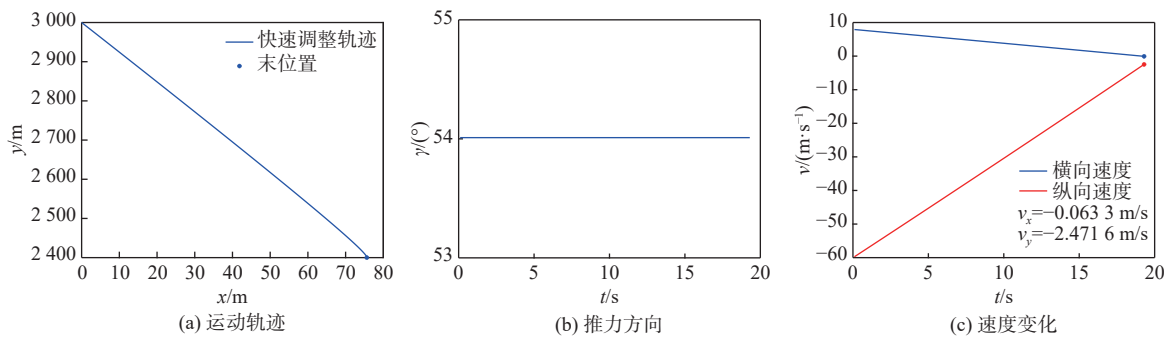


图 15 快速调整段运动参数曲线

Fig. 15 Attitude adjustment phase kinematic profile

3) 接近下降段。该阶段在竖直方向上采用的控制方案为：前期先关闭发动机，在月球引力下进行一段时间的匀加速运动，再启动发动机做一段时间的反推，达到预定高度时恰好实现悬停。

该过程匀加速下降时无需推力，开机反推时推力保持恒定，至距离月面 50 m 时速度为 0，故采用搜索算法遍历匀加速下降段的时间 t 与匀减速段的反推推力 $\boldsymbol{F}$，目标为推进剂消耗最少。算法步骤如图 16 所示[19]。

4) 缓速下降段。本阶段初末速度均接近 0，与上一阶段的微分方程与求解方法完全一致，仅有边界条件存在差异。由于存在缓速要求，将下降过程中最大速度也纳入考虑。至此，完成了 4 段落月过程的优化设计。

将上述工作所得的各阶段的仿真结果进行汇总，可以得到整个载人登月任务的流程，汇总结果如表 10 所示。

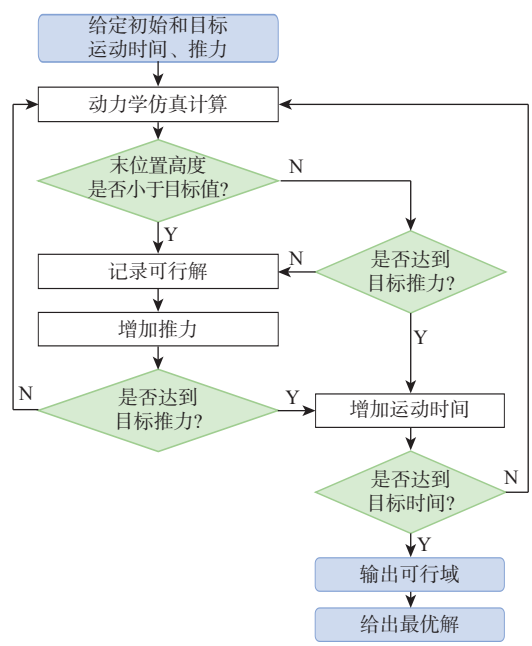


图 16 时间和推力优化算法流程[19]

Fig. 16 Time-thrust co-optimization algorithm flowchart[19]

表 10　任务节点汇总

Table 10　Mission phase node summary

序号	任务阶段	时间节点	推进剂消耗/kg	动力来源
1	地面发射	2025-05-03T10:30:39	430 372.4	运载火箭1
2	LEO→加注站	2025-05-03T10:38:29	1 262.2	载人飞船推进舱
3	与加注站交会对接	2025-05-03T19:10:49		
4	进入地月轨道	2025-05-04T01:00:00	58 309.4	空间转移运载器
5	制动进入LO	2025-05-07T08:31:40	17 611.5	空间转移运载器
6	进入落月轨道	2025-05-07T09:31:37	359.6	空间转移运载器
7	LO→月面	2025-05-07T09:38:45	3 762.6	月球着陆器

4　结　论

针对单次发射运载能力有限与大质量载人登月任务间的矛盾, 本文参考前人的“接力式”地月运输方案, 采用基于在轨加注的“两段式”载人登月任务模式, 完成了任务规模分析、动力学建模与全流程轨道仿真。主要结论如下:

1) 通过模块化质量估算方法对比表明, 基于在轨加注的载人登月任务方案系统质量规模, 显著低于基于近月轨道一次对接的方案, 可大幅减轻发射负担。

2) 建立了从发射至月面着陆的四阶段动力学模型, 完成全流程数值仿真, 明确了各阶段速度增量、推进剂消耗量等关键参数, 为任务工程设计提供了依据。

3) 针对月球软着陆过程, 对推力参数进行优化, 实现燃料最省控制, 为月球着陆器系统设计提供了参考。

开展新型地月空间转移运输系统的任务规划研究, 对于高效、经济、灵活的航天运输任务具有巨大前景。后续考虑进一步研究基于在轨加注的多目标协同任务规划方法, 在任务模型中耦合低温推进剂动力学, 并开展加注时序、多任务调度与在轨存储机制的联合优化。

参考文献（References）

[1] Smith D A. Space launch system (SLS) mission planner’s guide[R]. Washington, D. C.: National Aeronautics and Space Administration, 2018.

[2] Gillespie R W. Impulse propulsion gains resulting from" free" starship[J]. Scientific Reports, 2024, 14(1): 11804.

[3] Kutter B, O'Neil G, Pitchford B, et al. A practical, affordable cryogenic propellant depot based on ULA’s flight experience[C]//AIAA Space 2008 Conference & Exposition. Reston: AIAA, 2008: 7644.

[4] Hartwig J W. Liquid acquisition devices for advanced in-space cryogenic propulsion systems[M]. Cleveland: Case Western Reserve University, 2014.

[5] Fikes M J, Howell M J T, Henley M M. In-space cryogenic propellant depot (ISCPD) architecture definitions and systems studies [C]//57th International Astronautical Congress. Reston: AIAA, 2006.

[6] 陈小前, 袁建平, 姚雯. 航天器在轨服务技术 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009.
Chen X Q, Yuan J P, Yao W. Spacecraft on-orbit servicing technology[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2009(in Chinese).

[7] Jones C A, Merrill R G, Mcvay E. Cis-lunar reusable in-space transportation architecture for the evolvable Mars campaign[C]//AIAA SPACE 2016. Reston: AIAA, 2016: 5493.

[8] National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine. Space nuclear propulsion for human Mars exploration[M]. Washington, D. C.: The National Academies Press, 2021.

[9] 高永飞. 以地月空间站为空间港的载人月球探测轨道问题研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2019.
Gao Y F. Study on transfer trajectories of manned lunar exploration with LEO space station and lunar orbital station as spaceport[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2019(in Chinese).

[10] 王昊, 王浩苏, 陈士强, 等. 低温推进剂在轨加注关键技术研究进展与展望[J]. 导弹与航天运载技术 (中英文), 2024(5): 21-27.
Wang H, Wang H S, Chen S Q, et al. Review and development on key techniques of cryogenic propellants on-orbit refueling progress[J]. Missiles and Space Vehicles, 2024(5): 21-27(in Chinese).

[11] 鲁宇, 汪小卫, Saccoccia G, 等. 在轨加注站概念研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2015(1): 1-7.
Lu Y, Wang X W, Saccoccia G, et al. Space transportation concept supported by on-orbit propellant depots[J]. Missiles and Space Vehicles, 2015(1): 1-7(in Chinese).

[12] 汪小卫, 鲁宇, 唐琼, 等. 基于在轨加注站的空间运输系统规模分析[J]. 载人航天, 2017, 23(3): 342-347.
Wang X W, Lu Y, Tang Q, et al. Scale analysis of space transportation system supported by space propellant depots[J]. Manned Spaceflight, 2017, 23(3): 342-347(in Chinese).

[13] 陈蓉, 汪小卫, 邓思超, 等. 大规模低成本地月空间航天运输体系研究[J]. 深空探测学报 (中英文), 2023, 10(5): 525-531.
Chen R, Wang X W, Deng S C, et al. Research on large-scale and low-cost cislunar aerospace transportation system[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(5): 525-531(in Chinese).

[14] 王晓慧, 毛李恒, 赵建文, 等. 一种载人登月质量规模估算的方法与系统: CN201510362335.2[P]. 2018-01-23.
Wang X H, Mao L H, Zhao J W, et al. Method and system for estimating mass scale of manned lunar landing: CN105005643B[P].

2018-01-23(in Chinese).

[15] 龙乐豪. 总体设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1991: 42-99.
Long L H. System design[M]. Beijing: Astronautic Publishing House, 1991: 42-99(in Chinese).

[16] 阮开利. 小型月球探测器轨道设计[D]. 西安: 西北工业大学, 2001.
Ruan K L. Orbit design for small lunar probe[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2001(in Chinese).

[17] 杨孟飞, 张高, 张伍, 等. 月面无人自动采样返回任务技术设计与实现[J]. 中国科学: 技术科学, 2021, 51(7): 738-752.
Yang M F, Zhang G, Zhang W, et al. Technical design and implementation of Chang'e-5 robotic sample return mission on lunar surface[J]. Scientia Sinica Technologica, 2021, 51(7): 738-752(in Chinese).

[18] 王劼, 李俊峰, 崔乃刚, 等. 登月飞行器软着陆轨道的遗传算法优化[J]. 清华大学学报 (自然科学版), 2003, 43(8): 1056-1059.
Wang L, Li J F, Cui N G, et al. Genetic algorithm optimization of lunar probe soft-landing trajectories[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2003, 43(8): 1056-1059(in Chinese).

[19] 刘炎东, 黄震, 侯振东. 载人月面着陆器中途分离模式下降着陆策略优化研究[J]. 载人航天, 2024, 30(4): 501-509.
Liu Y D, Huang Z, Hou Z D. A strategy optimization study of descent and landing process for manned lunar lander in mid-course separation mode[J]. Manned Spaceflight, 2024, 30(4): 501-509(in Chinese).

Phased orbit design for manned lunar landing mission with on-orbit refueling

LI Qiling[1], SHI Peng[1,*], CHEN Yong[2]

(1. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 102206, China;
2. Chengdu Fluid Dynamics Innovation Center, Chengdu 610031, China)

Abstract: To address the conflict between the limited payload capacity of a single launch vehicle and the substantial deployment demands of large-scale target payloads, this paper employs a two-phase manned lunar landing mission architecture, where on-orbit refueling connects Earth ascent and space transfer. Mission scale analysis and calculations were performed for manned lunar landing utilizing on-orbit refueling. Dynamic models for the four main phases—launch, rendezvous, Earth-Moon transfer, and lunar landing—were established, and overall mission design simulation analysis was completed. A mass estimation method was employed to compare the total mission mass and the scale of each stage between the traditional mode and the on-orbit refueling mode. In order to define phase-specific limitations and develop a mass model that takes into account in-orbit evaporation losses of cryogenic propellant, a mission model covering the four phases of launch, rendezvous and docking, Earth-Moon transfer, and lunar landing was built. Subsequently, mission windows were calculated, and full-process orbital simulations were conducted to analyze trajectory parameters and propellant consumption for each phase. Genetic algorithms were used to optimize parameters for the lunar landing phase. Mass estimation results show that, compared to the thousands of tonnes launch mass required by the traditional mode, the total launch mass for the on-orbit refueling scheme is below 500 tonnes, and the space transfer stage mass is on the order of tens of tonnes. The full-process simulation findings provide crucial references for engineering design, further elucidating the propellant consumption for each stage of the on-orbit refueling strategy.

Keywords: manned lunar landing; on-orbit refueling; propellant; space transportation; mass scale

Received: 2025-07-14; **Accepted**: 2025-10-17; **Published Online**: 2025-11-05 18:19

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20251105.1107.003

Foundation item: General Program of National Natural Science Foundation of China (12672454)

* **Corresponding author**. E-mail: shipeng@buaa.edu.cn