

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.S.009

载人月面大范围机动方案及总体参数优化

林 轻, 花秋琴, 李仕海, 唐 峰, 陈晓强

(上海宇航系统工程研究所, 上海 201109)

摘要: 针对未来载人探月大范围机动的需求, 设计了月面低空飞行、高空飞行、弹道飞行以及入轨再入飞行 4 种方案, 在此基础上建立了数学模型表述飞行过程各阶段参数相关关系, 以推进剂消耗量最少为目标, 计算分析了 4 种飞行模式的最优总体参数。研究表明, 载人千公里往返推进剂(液氢 & 液氧)消耗量分别为弹道飞行 1 403 kg、低空飞行 2 160 kg、高空飞行 2 349 kg、入轨再入飞行 3 617 kg, 综合考虑飞行器规模、方案可行性以及技术难度等因素, 月面千公里量级大范围机动建议采用月面低空飞行模式。本文研究为未来载人登月月面大范围探测积累技术基础, 提供技术支撑。

关键词: 载人登月; 月面大范围; 飞行模式; 参数优化

中图分类号: V11 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2022)S-0053-08

Large-Range Manned Maneuver Plan on Lunar Surface and Overall Parameter Optimization

LIN Qing, HUA Qiuqin, LI Shihai, TANG Feng, CHEN Xiaoqiang

(Shanghai Aerospace System Engineering, Shanghai 201109, China)

Abstract: In order to meet the large-range maneuvering requirements of manned lunar exploration in the future, four plans of low-altitude flight, high-altitude flight, ballistic flight and re-entry flight on the lunar surface are established. On this basis, a mathematical model is built to describe the relationship between parameters in each stage of the flight process. In order to reach the minimum propellant consumption, the optimal parameters of the four flight modes are calculated and analyzed. The investigations show that the consumption of propellant (liquid hydrogen & liquid oxygen) for a manned 1 000 km round trip is 1 403 kg for a ballistic flight, 2 160 kg for a low-altitude flight, 2 349 kg for a high-altitude flight, and 3 617 kg for a re-entry flight. Considering the factors such as flight scale, program feasibility, and technical difficulty, it is recommended to use the lunar low-altitude flight mode for 1 000 km large-range lunar surface maneuvers. This research can provide a technical foundation and technical support for the large-range detection of the manned lunar landing in the future.

Key words: manned lunar landing; large-range on lunar surface; flight mode; parameter optimization

在月球表面开展大范围的月球资源和地质调查, 有利于获得更有价值的科学成果。现阶段的月面探测手段易受到地形以及能源等因素约束, 范围局限在 30 km 量级^[1-2]。未来的载人月球探测和月球资源开发利用任务, 对月面活动能力提出了更高

要求^[3-4]。开发一种大范围、强机动、可重复使用的月面机动系统, 完成月面载人大范围探测任务, 可提升月球探测效益, 服务于未来人机联合月球基地建设。

国内外行星表面机动一般可分为月表移动和

收稿日期: 2022-04-21; **修订日期:** 2022-05-28

通信作者: 林轻, 男, 高级工程师, E-mail: linqing@nuaa.edu.cn。

引用格式: 林轻, 花秋琴, 李仕海, 等. 载人月面大范围机动方案及总体参数优化[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(S): 53-60. LIN Qing, HUA Qiuqin, LI Shihai, et al. Large-range manned maneuver plan on lunar surface and overall parameter optimization[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(S): 53-60.

月面飞行两类技术途径,月表移动技术途径主要采取月球车形式^[5-7],月球车技术较为成熟,但在月表移动时能源的依赖性较强,月面地形对其运动路线影响很大,因此很难满足月面大范围机动的要求。月面飞行技术途径可细分为月面飞行器^[8-10]、月面电磁弹射^[11]、月面弹跳飞行^[12]3种,月面电磁弹射需要相关电磁弹射设备的系统建设规模、配套设备以及前期投资过大,不具备近期实施条件;月面弹跳飞行的技术难度过大,飞行过程中姿态控制要求高,同时飞行可靠性较低,不利于大范围机动;而月面飞行器方案,整体系统规模小,对配套设备需求较小,同时在月面机动不受月表地形影响。

基于上述技术途径分析,本文对月面载人大范围机动开展飞行模式设计,建立机动飞行过程数学模型,在满足千公里级载人探测范围的条件下,重点分析各主要参数之间的相互关系,并优化相关参数,得到往返过程中推进剂消耗量最小值,初步预估飞行器的规模大小。

1 大范围机动方案设计

月面飞行方案主要有4种典型飞行模式:低空飞行、高空飞行、弹道飞行和入轨再入飞行,4种飞行模式的详细分解如下。

1.1 低空飞行模式

由于月表无空气,因此在飞行过程中无空气阻力,飞行的过程中,需要克服月球重力影响,飞行高度越低,克服重力影响的推进剂消耗量越小,考虑到飞行过程中防撞的安全要求,初步假定低空的飞行高度在100 m以内。低空飞行正行程轨迹图如图1所示,返行程轨迹与正行程一致,飞行方向逆行。



图1 月面低空飞行正行程轨迹图

Fig.1 Trajectory of low-altitude flight on the lunar surface

(1)0~1段,竖直加速段:发动机竖直向下正推,使得飞行器竖直速度在1点时达到 v_{v1} 。

(2)1~2段,竖直减速段:发动机关机,使得飞行器在2点时竖直速度为0。

(3)2~3段,水平加速段:发动机推力水平分量恒定,到达3点时使得水平速度加速到 v_{hmax} ,发动机推力竖直分量等于飞行器总重量。

(4)3~4段,匀速平飞段:发动机完全竖直向下正推,抵消月球重力作用,水平方向依靠惯性

飞行。

(5)4~5段,水平减速段:发动机推力水平分量恒定,到达5点时使得水平速度减速至0,发动机推力竖直分量等于飞行器总重量。

(6)5~6段,自由落体段:发动机关机,飞行器自由落体,到6点位置时竖直速度 $v_{v6} = -v_{v1}$ 。

(7)6~7段,减速着陆段:发动机开机竖直向下正推,到达7点位置时竖直速度为0,寻找合适降落地点实现月面低空飞行器安全着陆。

1.2 高空飞行模式

月球最高山脉的高度约9 000 m,因此月表高空飞行高度定为10 000 m,高空飞行正行程轨迹图如图2所示,返行程轨迹与正行程一致,飞行方向逆行。

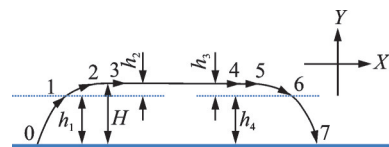


图2 月面高空飞行正行程轨迹图

Fig.2 Trajectory of high-altitude flight on the lunar surface

(1)0~1段,加速上升段:发动机喷管与X轴正向夹角为 γ_1 ,使得竖直和水平方向加速,到达1点时飞行器竖直速度达到 v_{v1} ,水平速度达到 v_{h1} 。

(2)1~2段,惯性上升段:发动机推力与X轴正向夹角为 $\gamma_2 = -\pi$,飞行器在水平方向加速运动,竖直方向受重力影响减速运动,到达2点时飞行器竖直方向速度为0,水平速度达到 v_{h2} 。

(3)2~3段,水平加速段:发动机推力与X轴正向夹角为 γ_3 ,发动机水平推力使得飞行器水平方向持续加速,竖直方向抵消重力作用,到达3点时飞行器水平速度达到 v_{hmax} 。

(4)3~4段,水平匀速飞行段:发动机推力与X轴正向夹角为 $\gamma_4 = -\pi/2$,发动机推力竖直向下,抵消重力作用,飞行器依靠惯性水平飞行。

(5)4~5段,水平减速段:发动机推力与X轴正向夹角为 γ_5 ,发动机水平推力使得飞行器水平方向持续减速,竖直方向抵消重力作用,到达5点时飞行器水平速度达到 $v_{h5} = v_{h2}$ 。

(6)5~6段,惯性下降段:发动机喷管与X轴正向夹角为 $\gamma_6 = 0^\circ$,飞行器水平方向减速运动,竖直方向自由落体,到达6点时飞行器竖直速度达到 $v_{v6} = -v_{v1}$ 。

(7)6~7段,减速下降段:发动机推力与X轴正向夹角为 γ_7 ,飞行器竖直和水平方向减速,到达一定高度后发动机关机,飞行器自由落体着陆。

1.3 弹道飞行模式

月面弹道飞行模式即在月面呈抛物线飞行,即上升段初始以一定夹角向上飞行,飞行一段时间后,动力系统关闭,利用惯性继续向上飞行,到达最高点后,利用惯性向下飞行,而后动力系统开机,进行减速着陆,弹道飞行正行程轨迹图如图3所示,返程轨迹与正行程一致,飞行方向逆行。

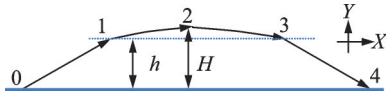


图3 月面弹道飞行正行程轨迹图

Fig.3 Trajectory of lunar surface ballistic flight

(1)0~1,加速上升段:发动机推力与X轴正向夹角为 γ_1 ,飞行器在竖直和水平方向加速,直到1点时飞行器竖直速度达到 v_{v1} ,水平速度达到 v_{hmax} 。

(2)1~2段,惯性上升段:发动机关机,飞行器继续靠惯性上升,到达最高点2处,飞行器竖直速度为0,水平速度为 v_{hmax} 。

(3)2~3段,惯性下降段:发动机关机,飞行器受月球重力影响,飞行高度下降,到达3点时飞行器竖直速度为 $v_{v3} = -v_{v1}$,水平速度为 v_{hmax} 。

(4)3~4段,减速下降段:发动机推力与X轴正向夹角为 γ_4 ,飞行器在竖直和水平方向减速,直到月面低空飞行器安全着陆。

1.4 入轨再入飞行模式

环月入轨再入飞行模式即飞行器在月面以一定夹角快速上升,当水平方向速度达到1 680 m/s(即月球第一宇宙速度)时,从理论上即可进行环月飞行,此时仅需要保持水平即可,在环月轨道上进行漂移,当快到达目的地时,水平方向减速,由环月轨道再次进入月表着陆,飞行器飞行轨迹如图4所示,往返过程飞行轨迹基本一致。

(1)0~1段,加速上升段:发动机推力与飞行方向夹角为 γ_1 ,飞行器竖直和水平方向加速。

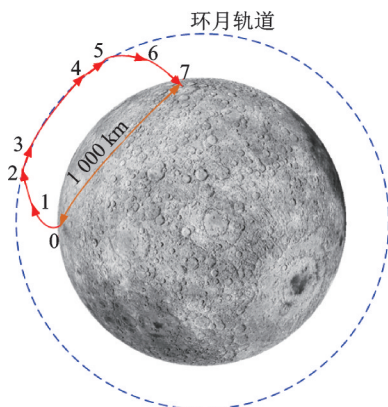


图4 月面入轨再入飞行正行程轨迹图

Fig.4 Trajectory of lunar surface orbit flight

(2)1~2段,惯性上升段:发动机推力与飞行方向夹角为 $\gamma_2 = -\pi$,飞行器水平方向加速运动,竖直方向利用惯性减速上升,到达2点时竖直速度为0,此时飞行器快达到入轨高度,但未达到环月轨道速度。

(3)2~3段,入轨加速段:发动机推力与飞行方向夹角为 γ_3 ,使得水平方向继续加速,竖直方向抵消重力作用,到3点时飞行器水平速度达到环月轨道速度 $v_r = v_{hmax}$ 。

(4)3~4段,环月轨道漂移段:发动机关机,飞行器绕环月轨道漂移飞行。

(5)4~5段,降轨减速段:发动机推力与飞行方向夹角为 $\gamma_5 = 0^\circ$,飞行器水平减速,降低轨道高度。

(6)5~6段,惯性下降段:发动机推力与飞行方向夹角为 $\gamma_6 = 0^\circ$,飞行器水平方向持续减速,利用月球重力作用,飞行器做自由落体运动,降低飞行高度。

(7)6~7段,减速下降段:发动机推力与飞行方向夹角为 γ_7 ,飞行器竖直和水平方向减速,到达一定的降落高度后自由落体着陆。

2 总体方案数学模型

载人月面大范围机动单程飞行过程时间较短,因此数学模型中不考虑月球自转的影响,坐标系原点为起飞时刻飞行器所在月球表面位置。此处建立高空飞行模式数学模型,低空飞行模式、弹道飞行模式以及入轨再入飞行模式为高空飞行模式的特殊飞行工况,均可用高空飞行模式数学模型进行分析计算,此处按飞行阶段分别建立数学模型,因正向飞行和返程飞行轨迹及模式一致,故此处仅建立正向飞行数学模型。

(1)0~1加速上升段($i=1$)和6~7减速下降段($i=7$)

$$\begin{cases} F_x = F_{xi} \\ F_y = F_{yi} \\ F = \sqrt{F_x^2 + F_y^2} \\ |m_i - m_{i-1}| = \int_{t_{i-1}}^{t_i} |\dot{m}| dt = \left| \frac{F}{I} \right| (t_i - t_{i-1}) \\ dt = - \left| \frac{I}{F} \right| dm \\ \gamma_i = \arctan\left(\frac{F_y}{F_x}\right) \end{cases} \quad (1)$$

其中: $\gamma_1 \in (-180^\circ, -90^\circ)$, $\gamma_7 \in (-90^\circ, 0^\circ)$ 。

水平方向

$$\begin{cases} V_{xi} - V_{x(i-1)} = I \cos \gamma_i \ln \frac{m_i}{m_{i-1}} \\ V_{xi} = V_{x(i-1)} + I \cos \gamma_i \ln \frac{m_i}{m_{i-1}} \\ V_{xt} = V_{x(i-1)} + I \cos \gamma_i \ln \frac{m(t)}{m_{i-1}} \\ X_i = \int_{t_{i-1}}^{t_i} V_{xt} dt \end{cases} \quad (2)$$

竖直方向

$$\begin{cases} V_{yi} - V_{y(i-1)} = -g(t_i - t_{i-1}) + I \sin \gamma_i \ln \frac{m_i}{m_{i-1}} \\ V_{yt} = V_{y(i-1)} - g(t_i - t_{i-1}) + I \sin \gamma_i \ln \frac{m(t)}{m_0} \\ H_i = \int_{t_{i-1}}^{t_i} V_{yt} dt \end{cases} \quad (3)$$

(2) 1~2 惯性上升段 ($i=2$) 和 5~6 惯性下降段 ($i=6$)

$$\begin{cases} F_x = F_{xi} \\ F_y = F_{yi} = 0 \\ F = \sqrt{F_x^2 + F_y^2} = F_x \\ |m_i - m_{i-1}| = \int_{t_{i-1}}^{t_i} |\dot{m}| dt = \left| \frac{F}{I} \right| (t_i - t_{i-1}) \\ dt = - \left| \frac{I}{F} \right| dm \\ \gamma_2 = -180^\circ, r_6 = 0^\circ \end{cases} \quad (4)$$

水平方向

$$\begin{cases} V_{xi} - V_{x(i-1)} = I \cos \gamma_i \ln \frac{m_i}{m_{i-1}} \\ V_{xi} = V_{x(i-1)} + I \cos \gamma_i \ln \frac{m_i}{m_{i-1}} \\ V_{xt} = V_{x(i-1)} + I \cos \gamma_i \ln \frac{m(t)}{m_{i-1}} \\ X_i = \int_{t_{i-1}}^{t_i} V_{xt} dt \end{cases} \quad (5)$$

竖直方向

$$\begin{cases} V_{yi} - V_{y(i-1)} = \int_{t_{i-1}}^{t_i} \left(\frac{V_{xt}^2}{r} - g \right) dt + I \sin \gamma_i \ln \frac{m_i}{m_{i-1}} \\ V_{yt} = V_{y(i-1)} + \int_{t_{i-1}}^{t_i} \left(\frac{V_{xt}^2}{r} - g \right) dt + I \sin \gamma_i \ln \frac{m_i}{m_{i-1}} \\ H_i = \int_{t_{i-1}}^{t_i} V_{yt} dt \end{cases} \quad (6)$$

(3) 2~3 水平加速段 ($i=4$) 和 4~5 水平减速段 ($i=5$)

$$\begin{cases} F_x = F_{xi} \\ F_y = F_{yi} = \left| m \frac{V_{xt}^2}{r} - mg \right| \\ F = \sqrt{F_x^2 + F_y^2} \\ |m_i - m_{i-1}| = \int_{t_{i-1}}^{t_i} |\dot{m}| dt = \left| \frac{F}{I} \right| (t_i - t_{i-1}) \\ dt = - \left| \frac{I}{F} \right| dm \\ \gamma_i = \arctan \left(\frac{F_y}{F_x} \right) \end{cases} \quad (7)$$

其中: $\gamma_3 \in (-180^\circ, -90^\circ)$, $\gamma_5 \in (-90^\circ, 0^\circ)$ 。

水平方向

$$\begin{cases} V_{xi} - V_{x(i-1)} = I \int_{m_{i-1}}^{m_i} \cos \gamma_i \frac{dm}{m} \\ V_{xt} = V_{x(i-1)} + I \int_{m_{i-1}}^{m_i} \cos \gamma_i \frac{dm}{m} \\ X_i = \int_{t_{i-1}}^{t_i} V_{xt} dt \end{cases} \quad (8)$$

竖直方向

$$\begin{cases} V_{yi} - V_{y(i-1)} = \int_{t_{i-1}}^{t_i} \left(\frac{V_{xt}^2}{r} - g \right) dt + I \int_{m_{i-1}}^{m_i} \sin \gamma_i \frac{dm}{m} \\ V_{yt} = V_{y(i-1)} + \int_{t_{i-1}}^{t_i} \left(\frac{V_{xt}^2}{r} - g \right) dt + I \int_{m_{i-1}}^{m_i} \sin \gamma_i \frac{dm}{m} \\ H_i = \int_{t_{i-1}}^{t_i} V_{yt} dt \end{cases} \quad (9)$$

(4) 3~4 水平匀速飞行段

$$\begin{cases} F_x = F_{x4} = 0 \\ F_y = F_{y4} = \left| m \frac{V_x^2}{r} - mg \right| \\ F = \sqrt{F_x^2 + F_y^2} = F_{x4} \\ |m_4 - m_3| = \int_{t_3}^{t_4} |\dot{m}| dt = \left| \frac{F}{I} \right| (t_4 - t_3) \\ dt = - \left| \frac{I}{F} \right| dm \\ \gamma_4 = -90^\circ \end{cases} \quad (10)$$

水平方向

$$\begin{cases} V_{x4} - V_{x3} = I \int_{m_3}^{m_4} \cos \gamma_4 \frac{dm}{m} \\ V_{x(t)} = V_{x3} \\ X_4 = \int_{t_3}^{t_4} V_{xt} dt \end{cases} \quad (11)$$

竖直方向

$$\begin{cases} V_{y4} - V_{y3} = \int_{t_3}^{t_4} \left(\frac{V_x^2}{r} - g \right) dt + I \int_{m_3}^{m_4} \sin \gamma_4 \frac{dm}{m} \\ V_{y(t)} = V_{y3} + \int_{t_3}^{t_4} \left(\frac{V_{xt}}{r} - g \right) dt - I \int_{m_3}^{m_4} \frac{dm}{m} \\ H_4 = \int_{t_3}^{t_4} V_{yt} dt \end{cases} \quad (12)$$

若为入轨飞行,则 $F_{x4} = F_{y4} = 0$ 。

水平方向

$$\begin{cases} V_{x3} = V_{x\max} = \sqrt{\frac{GM}{H+R}} \\ X_4 = V_{x3} \cdot (t_4 - t_3) \end{cases} \quad (13)$$

竖直方向

$$\begin{cases} V_{y4} = 0 \\ H_4 = 0 \end{cases} \quad (14)$$

式中: m_0 为飞行器起飞时刻质量, m_i 为 i 时刻飞行器质量, r 为飞行器距离月心距离, t_0 为起飞时刻时间, t_i 为 i 时刻时间, F_{xi} 为发动机第 i 段水平推力分量, F_{yi} 为发动机第 i 段竖直推力分量, F 为每段发动机推力合力, V_{xi} 为 i 时刻水平速度分量, V_{yi} 为 i 时刻竖直速度分量, γ_i 为第 i 段发动机与水平方向正向夹角, X_i 为第 i 段水平位移, H_i 为第 i 段竖直位移 ($i = 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7$)。

3 总体方案最优参数设计

3.1 计算输入条件

考虑到载人的月面大范围机动,因此在计算中考虑往返双程的机动距离,单程距离为 1 000 km,飞行器搭载 2 名宇航员,宇航员全程穿戴宇航服,由宇航服提供环控生保,单个宇航员和宇航服总质量为 150 kg,考虑到宇航员飞行过程中的舒适性,飞行过程中过载控制在 $3g$ ($g=9.8 \text{ m/s}^2$) 以内。飞行器干质量为 500 kg,飞行器选用液氢 & 液氧发动机,真空中比冲为 4 500 m/s。以推进剂消耗量最小为目标,求解最优总体参数。

3.2 低空飞行模式总体最优参数

通过 Simulink 仿真模型计算,低空飞行模式最优参数计算结果如图 5~7 所示。

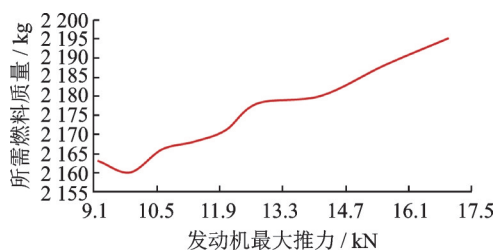


图 5 不同最大推力下最优速度所需燃料质量(低空飞行)
Fig.5 Fuel mass under optimal speed at different max thrusts (low altitude flight)

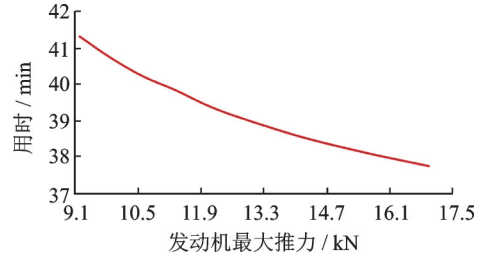


图 6 不同最大推力下最优速度用时长短(低空飞行)
Fig.6 Time under optimal speed at different max thrust (low altitude flight)

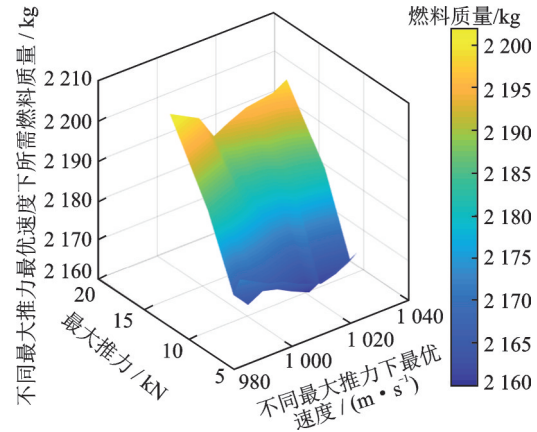


图 7 不同最大推力、最优速度下所需燃料质量(低空飞行)
Fig.7 Fuel mass at different max thrusts and optimal speed (low altitude flight)

月面低空飞行模式的最优总体参数如表 1 所示。

表 1 总体性能参数最优计算结果(飞行高度 70 m)

Table 1 Optimal results of overall performance parameters (flight altitude=70 m)

参数	数值
平飞段速度/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	1 021
初始总质量/kg	2 960
往返消耗总燃料量/正行推进剂消耗量/返程推进剂消耗量/kg	2 160/1 421/739
发动机最大推力/最小推力/推力比	9 899 N/1 042 N/9.5:1
最大过载	1.26g($g=9.8 \text{ m/s}^2$)
往返总时间/正行时间/返程时间/min	40.72/21.65/19.07

3.3 高空飞行模式总体最优参数

通过 Simulink 仿真模型计算,高空飞行模式最优参数计算结果如图 8~10 所示。

高空飞行模式总体最优参数如表 2 所示。

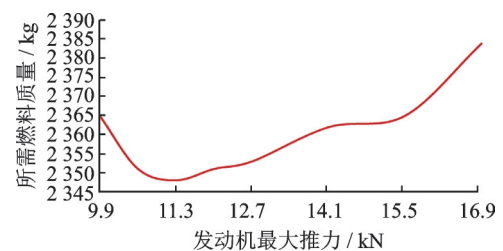


图 8 不同最大推力下最优速度所需燃料质量(高空飞行)
Fig.8 Fuel mass under optimal speed at different max thrusts (high altitude flight)

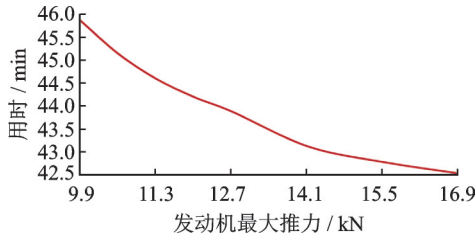


图9 不同最大推力下最优速度用时长短(高空飞行)
Fig.9 Time under optimal speed at different max thrust (high altitude flight)

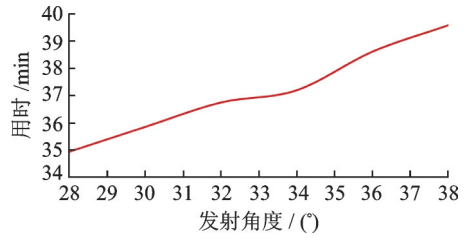


图12 不同发射角度下最优速度用时长短
Fig.12 Time under optimal speed at different emission angles

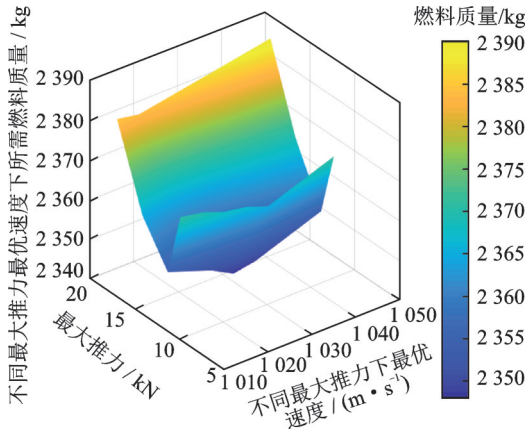


图10 不同最大推力、最优速度下所需燃料质量(高空飞行)
Fig.10 Fuel mass at different max thrusts and optimal speed (high altitude flight)

表2 总体性能参数最优计算结果(飞行高度10 km)
Table 2 Optimal results of overall performance parameters (flight altitude=10 km)

参数	数值
平飞段速度/(m·s ⁻¹)	1 026
初始总质量/kg	3 149
往返消耗总燃料量/正行推进剂消耗量/返程推进剂消耗量/kg	2 349/1 552/797
发动机最大推力/最小推力/推力比	11 313 N/1 069 N/10.6:1
最大过载	0.91g(g=9.8 m/s ²)
往返总时间/正行时间/返程时间/min	44.6/23.18/21.42

3.4 弹道飞行模式总体最优参数

通过 Simulink 仿真模型计算,弹道飞行模式最优参数计算结果如图 11~12 所示。

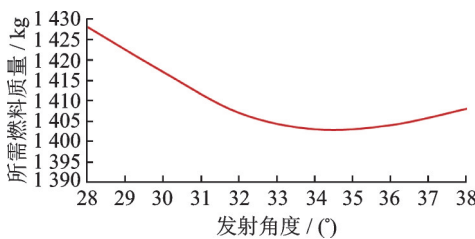


图11 不同发射角度下最优速度所需燃料质量
Fig.11 Fuel mass under optimal speed at different emission angles

弹道飞行模式的最优总体参数如表 3 所示。

表3 弹道飞行总体性能参数最优计算结果(弹道飞行)
Table 3 Optimal results of overall performance parameters (ballistic flight)

参数	数值
最优起飞角度/(°)	33.7
初始质量/kg	2 203
往返消耗总燃料量/正行推进剂消耗量/返程推进剂消耗量/kg	1 403/877/526
最大推力/最小推力/N	66 839/0
往返总时间/正行时间/返程时间/min	37.5/18.75/18.75
最大过载	3g(g=9.8 m/s ²)
最大飞行高度(2点)/km	175.138

3.5 入轨再入飞行模式总体最优参数

通过 Simulink 仿真模型计算,入轨再入飞行模式最优参数计算结果如图 13~15 所示。

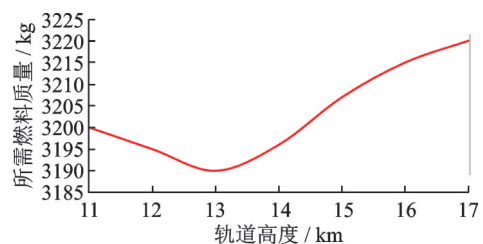


图13 不同轨道高度下所需燃料质量
Fig.13 Fuel mass required at different orbital altitudes

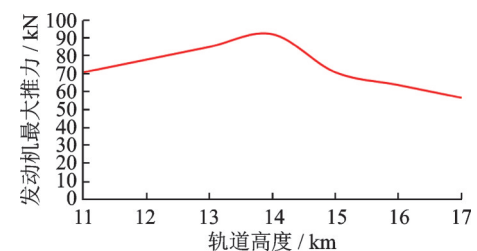


图14 不同轨道高度下所需最大发动机推力
Fig.14 Max thrust required at different orbital altitudes

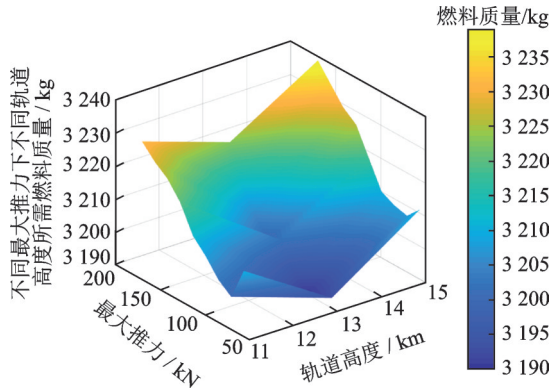


图 15 不同轨道高度最优发动推力下所需燃料质量

Fig.15 Required fuel mass under optimal launch thrust at different orbital altitudes

同时分析计算了入轨轨道高度 50 km 时相关总体参数,见图 16~17 和表 4。

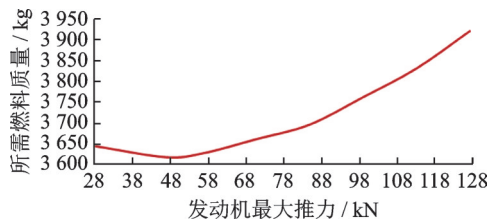


图 16 不同最大推力下最优速度所需燃料质量

Fig.16 Fuel mass under optimal speed at different max thrusts

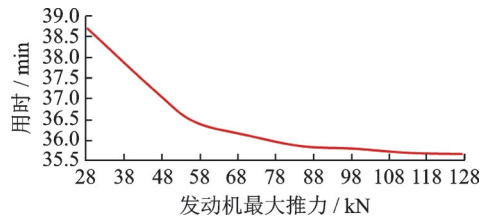


图 17 不同最大推力下最优速度用时长短

Fig.17 Time under optimal speed at different max thrust

表 4 入轨再入飞行总体性能参数最优计算结果

Table 4 Optimal results of overall performance parameters of the re-entry flight (orbit flight)

参数	数值(最优轨道高度)	数值(轨道高度 50 km)
最优轨道高度/km	13	50
初始质量/kg	3 988	4 417
往返推进剂量/正行推进剂量/返程推进剂量/kg	3 188/2 203/985	3 617/2 543/1 074
最大推力/最小推力/N	84 852/0	42 426/0
往返总时间/正行时间/返程时间/min	30.53/15.4/15.13	37.13/19.13/18
最大过载	3g($g=9.8$ m/s ²)	2.84g($g=9.8$ m/s ²)
单程轨道漂移距离/km	746	521

4 结 论

本文设计了载人月面千公里范围机动 4 个典型飞行方案:低空飞行、高空飞行、弹道飞行及入轨再入飞行方案,建立了该 4 个飞行方案的数学模型,以推进剂消耗量最小为目标,计算分析了 4 个飞行方案的最优总体性能参数,结论如下:

(1)载人月面低空飞行、高空飞行、弹道飞行及入轨再入飞行方案推进剂消耗量(往返)分别为 2 160、2 349、1 403 和 3617 kg,其中弹道飞行量推进剂消耗量最少;

(2)弹道飞行模式虽然推进剂消耗量最少,但理论飞行最大高度为 175.138 km,已达到近月轨道高度,方案可行性和飞行安全性较差;

(3)月面低空飞行模式规模较小,方案可行性和可实施性较好,月面载人低空飞行器研制基础、技术难度和技术成熟度相对较好,因此建议月面千公里量级大范围机动采用月面低空飞行模式。

参考文献:

- [1] HEVERLY M, MATTHEWS J, FROST M, et al. Development of the tri-ATHLETE lunar vehicle prototype[C]//Proceedings of the 40th Aerospace Mechanisms Symposium. [S.l.]: NASA Kennedy Space Center, 2010.
- [2] STEVE B, DAVID L. Refined gearbox design for the chariot lunar rover: NASA/CP-2010-216272[R]. Cleveland, OH: NASA Glenn Research Center, 2010.
- [3] HARRISON D A, AMBROSE R, BLUETHMANN B, et al. Next generation rover for lunar exploration [C]//IEEE Aerospace Conference Proceeding. [S.l.]: IEEE, 2008.
- [4] 叶培建,孙泽洲,张焯,等.嫦娥四号探测器系统任务设计[J].中国科学:技术科学,2019,49(2):124-137.
YE Peijian, SUN Zezhou, ZHANG He, et al. Mission design of Chang'e-4 probe system[J]. Scientia Sinica Technologica, 2019, 49(2): 124-137.
- [5] LEE C M, LYMAN A S. The prologue—A look at apollo and apollo/soyuz[C]//Proceedings of AIAA Conference on Scientific Experiments. Skylab, Arlington, USA: AIAA, 1974.
- [6] Boeing Company. Lunar rover operations handbook

- [EB/OL]. (2013-0922). http://www.hq.nasa.gov/office/pao/History/alsj/LRV_OpsNAS8-25145.pdf.
- [7] 邓宗全, 范雪兵, 高海波, 等. 载人月球车概念设计[J]. 深空探测研究, 2010, 8(3): 1-10.
DENG Zongquan, FAN Xuebing, GAO Haibo, et al. Manned lunar rover concept design[J]. Deep Space Exploration Research, 2010, 8(3): 1-10.
- [8] PATTON P. Helicopter drones on Mars[EB/OL]. [2016-04-11]. <http://www.universetoday.com/119361/helicopter-drones-on-mars>.
- [9] KUHL C A. Design of a Mars airplane propulsion system for the aerial regional-scale environmental survey (ARES) mission concept[J]. AIAA Journal, 2009(4): 401-425.
- [10] REUBEN R, JOHN O, ROBERT B, et al. Flight system options for a long-duration mars airplane[C]// Proceedings of AIAA 3rd "Unmanned Unlimited" Technical Conference, Workshop and Exhibit. Chicago, USA: AIAA, 2004.
- [11] WRIGHT M R, KUZNETSOV S B, KLOESEL K J. A lunar electromagnetic launch system for in situ resource utilization[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2011, 39(1): 521-528.
- [12] 王帅, 张博. "创世纪"——全球首个非政府月球探测任务分析[J]. 国际太空, 2019(4): 23-26.
WANG Shuai, ZHANG Bo. "Genesis"—Analysis of the world's first non-governmental lunar exploration mission[J]. Space International, 2019(4): 23-26.

(编辑:夏道家)