

# 大规模低成本地月空间航天运输体系研究

陈蓉, 汪小卫, 邓思超, 高朝辉, 庄方方

(中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

**摘要:** 随着人类社会的不断进步以及航天科技的迅猛发展, 地月空间探索与开发正迈入规模化和产业化阶段。地月空间航天运输体系是大规模地月空间探索与开发的重要组成部分, 支撑地月空间各类探索与开发活动的实施。概述了全球发展态势, 提出了地月空间航天运输体系组成; 在分析了未来发展需求的基础上, 预测了未来地月空间运输能力需求; 面向未来大规模低成本地月空间航天运输, 提出了一站式和接力式两种技术途径, 并针对月球着陆与返回典型任务需求, 分析了两种技术途径的推进剂加注量与系统规模需求, 开展了技术途径对比, 为未来地月空间航天运输体系建设提供参考。

**关键词:** 地月空间探索与开发; 航天运输体系; 航班化

**中图分类号:** V475

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2023)05-0525-07

**DOI:** 10.15982/j.issn.2096-9287.2023.20220023

**引用格式:** 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.

**Reference format:** 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.

## 引言

太空是21世纪人类生存与发展的新疆域。地月空间作为人类迈出地球摇篮走向太空的第一站, 在未来相对长一段时间内是航天任务的主要目的地和前哨基地, 也成为世界各航天大国竞相布局谋划的战略高地<sup>[1-2]</sup>。预计到本世纪中叶地月空间运输规模需求将超过十万吨, 地月空间探索与开发正迈入规模化和产业化阶段。

本文的地月空间概念来自于文献[2], 是由地月空间是由近地空间、月球空间和地月转移空间所组成的宇宙空间。地月空间探索与开发是人类利用地月空间资源所从事的探索、研发、生产、制造、试验和服务等各类活动总称, 包括近地活动、地月转移活动、月球活动和以地月空间为基础的深空活动。地月空间航天运输体系是大规模地月空间探索与开发的重要组成部分, 支撑地月空间各类探索与开发活动的实施, 大规模地月空间探索与开发对航天运输提出了新的需求。

当前, 国际上地月空间航天运输呈现以下态势: 美国持续推进“太空发射系统”(Space Launch System, SLS)、“超重-星舰”等重型火箭的研制, 提升进入空间的能力, 支撑载人月球探测任务实施; 世界主要航天国家全力推进可复用技术攻关与验证, 以期进一步降低进入空间成本, 提高市场竞争; 发展以

先进低温上面级(Advanced Cryogenic Evolved Stage, ACES)为代表的高性能空间运输系统, 提升轨道转移能力以及发展长时间在轨技术, 拓展上面级应用领域, 满足大规模地月空间探索与开发任务需求; 瞄准未来商业和军事应用, 美国SpaceX、联合发射联盟(ULA)公司, 德国宇航中心(DLR)、意大利和英国等都在开发各自的全球极速运输系统, 提供更多元化的运输服务; 维珍银河(Virgin Galaxy)、蓝色起源(Blue Origin)和SpaceX等公司已成功实现多次亚轨道和轨道太空旅游的商业化飞行, 推动太空旅游产业蓬勃发展<sup>[3]</sup>; 面向月球探测与开发任务, 美国SpaceX、蓝色起源、ULA等公司都提出了月面着陆升级方案, 拓展月面探测运输服务, 丰富航天运输系统的任务和内涵<sup>[4-5]</sup>。

可以预见, 2050年左右, 国际主力运载系统运载能力大幅提升, 运输成本大幅降低, 全面建成地月空间经济圈; 从地月空间基地出发, 实现更大规模的全太阳系到达能力。

在地月空间探索与开发迈入规模化和产业化的新阶段, 在中国航天正迈向航天强国新的历史节点上, 开展地月空间航天运输体系研究非常必要, 支撑中国未来大规模低成本地月空间探索与开发活动。

本文面向未来大规模地月空间探索与开发任务,

给出了地月空间航天运输体系组成,分析了未来地月空间航天运输体系的规模和能力需求。面向未来大规模低成本地月空间航天运输的需求,给出了一站式和接力式两种技术途径,并开展了对比分析。

## 1 体系组成

地月空间航天运输体系由全球极速运输系统、天地往返运输系统、地月空间转移运输系统和月面探测运输系统组成<sup>[2]</sup>,如图1所示。

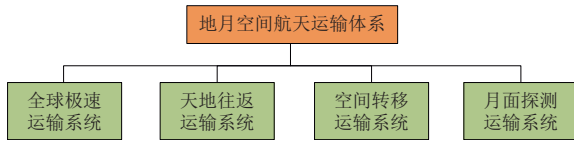


图1 地月空间航天运输体系组成

Fig. 1 Composition of cislunar airline-flight-mode aerospace transportation system

全球极速运输系统实现小时级时间内将人员和物资在地表两点之间(经亚轨道)快速运输;天地往返运输系统实现地面与近地轨道之间人员和物资的往返运输;地月空间转移运输系统实现地月空间不同轨道之间的转移运输;月面探测运输系统实现月球轨道与月面之间人员和物资的往返运输,以及月球基地与远距离月面探测点之间的快速运输。以上系统结合在轨加注,能够满足地月空间范围内的各项航天运输任务,构成了地月空间航天运输体系。各系统可以采用多种不同的技术途径,也可以采用同一种技术途径兼顾所有运输任务。

## 2 能力指标分析

未来大规模地月空间探索与开发活动,势必引发大规模进入空间和地月空间转移运输的需求。根据国际宇航科学院研究预测,结合中国相关发展规划,预测到本世纪中叶前后进入空间与地月空间转移运输规模需求将超过万吨<sup>[5-7]</sup>,具体情况如表1所示。

针对万吨级进入空间规模需求,基于当前一次性运载火箭现状,若平均每发运载能力为10t级,每年需要发射超过1 000发,这对航天运输系统的成本和产能等提出了巨大挑战。可复用是解决发射成本和产能需求等问题的重要途径。

文献[8]、文献[9~10]对可复用运载火箭全寿命周期费用定义,运载器全寿命周期成本主要由运载器研制费用、制造费用、维修费用、回收费用、操作费用和其它费用构成,即:

$$LCC = C_V + n_1 C_m + n_1(n_2 - 1)C_w + n_1(n_2 - 1)C_h + n_1 n_2 C_c + n_1 n_2 C_q \quad (1)$$

表1 进入空间与地月空间转移运输规模需求预测

Table 1 Scale demand forecast for entry space and cislunar transfer transportation

| 空间活动        | 规模/t   |
|-------------|--------|
| 通信/导航/遥感    | 1 000  |
| 空间科学探索与试验   | 300    |
| 在轨服务与维护     | 500    |
| 太空旅游及全球极速运输 | 5 000  |
| 空间关键节点基础设施  | 1 000  |
| 深空探测        | 300    |
| 太空能源        | 3 000  |
| 资源开发与利用     | 1 000  |
| 天基预警        | 300    |
| 太空安全        | 400    |
| 太空医药/农业/制造  | 500    |
| 空间环境监测与预警   | 200    |
| 其它          | 1 000  |
| 小计          | 14 500 |

其中: $LCC$ 为全寿命周期成本; $n_1$ 为生产可复用运载器枚数; $n_2$ 为单运载器使用次数; $C_V$ 为研制费用; $C_m$ 为制造费用; $C_w$ 为维护费用; $C_h$ 为回收费用; $C_c$ 为操作费用; $C_q$ 为其它费用。

考虑未来5年总需求为5 000次发射数量,运载器全寿命周期成本的计算结果如图2所示。可以看出,随着可复用次数的增加,总发射成本和产能需求持续降低,当可复用达到100次时,总发射成本将达到一次性运载火箭的6%,下降1~2个量级。

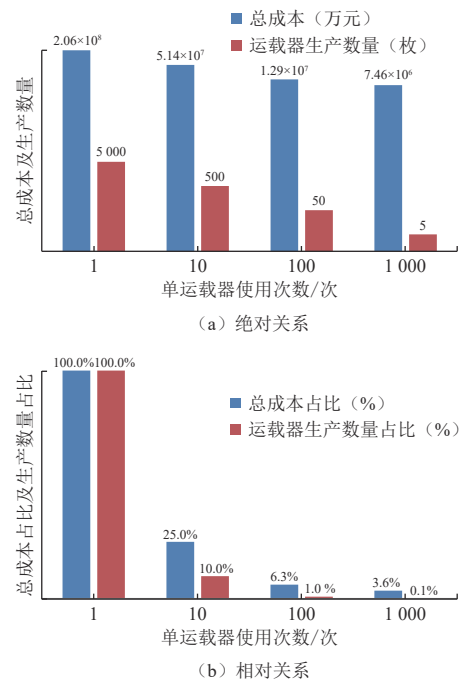


图2 发射5 000次的全寿命周期成本、运载器生产数量与单运载器使用次数的关系

Fig. 2 Relationship between total launch cost, production number of launch vehicles and using times of single launch vehicle for 5 000 times of launch

结合以上分析, 为实现大规模低成本航班化地月空间航天运输, 提出了地月空间航天运输体系的能力需求指标如下<sup>[2]</sup>:

- a) 进入空间运载能力: 单次进入空间能力突破百吨级, 进入空间规模达万吨级/年;
- b) 空间转移运载能力: 支撑实现大规模月球、小行星探测;
- c) 发射频次: 发射频次达千次级/年;
- d) 发射成本: 单位载荷发射成本较一次性火箭下降1~2个量级, 单运载器使用达百次级;
- e) 可靠性安全性: 在现有基础上提升1~2个量级, 飞行可靠性不低于0.995, 飞行安全性不低于0.9999。

### 3 技术途径

为满足未来大规模地月空间探索与开发活动需要, 地月空间航天运输体系需要实现航班化运营。本文结合当前技术发展基础, 提出一站式和接力式两种面向未来大规模低成本地月空间航天运输的技术途径。

#### 3.1 一站式

一站式可覆盖全球极速运输、天地往返运输, 通过在轨加注, 兼顾空间转移运输和月面着陆上升; 仅需经过快速检测和推进剂加注就可短时间再次发射。该途径可实现整个地月空间点对点, 地面到月面一站式往返运输, 无需换乘, 通用性、任务适应性强, 但由于当前尚无该类型技术先例, 技术基础较为薄弱。

执行月球着陆与返回任务时, 由于整体任务周期长, 兼顾考虑高比冲性能和推进剂的在轨贮存, 宜采用液氧甲烷推进剂。任务剖面为: 运载器从地面发射, 一子级返回, 二子级入轨, 经低地球轨道(LEO)在轨加注后, 二子级进入地月转移轨道, 经过中途修正和近月制动, 利用发动机反推减速实现在月球表面软着陆, 视情况执行月面大范围机动, 完成月面任务后, 执行月面上升, 再实施月地转移, 再入返回采用发动机反推减速软着陆地球表面。图3为一站式任务剖面示意图。

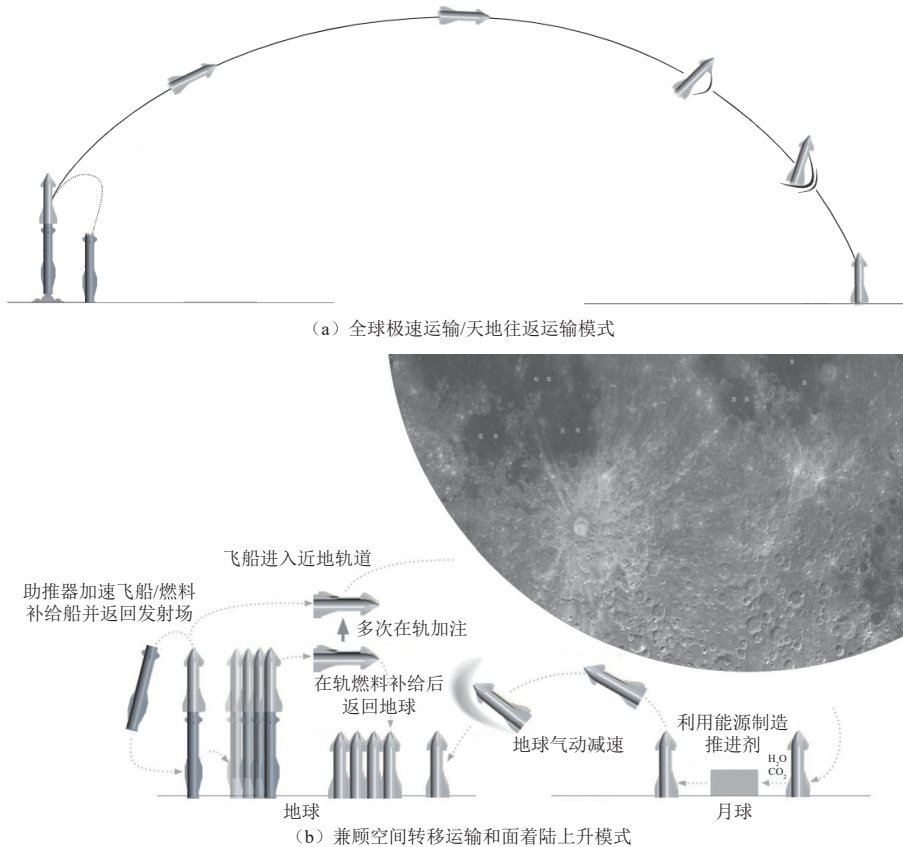


图 3 一站式任务剖面示意图

Fig. 3 One-stop solution and mission profile diagram

一站式可采用火箭动力两级垂直起降方式, 在传统运载火箭轴对称构型上, 两级都增加了翼面或舵

面, 提高升阻比, 充分利用气动减速, 并提升机动性。一子级垂直起飞后可以航区返回, 也可以返回原

场,不同于当前“猎鹰9号”(Falcon-9)火箭所采用的栅格舵设计,采用4个气动舵+2片细长滑翔翼设计。二子级采用一体化构型设计,整流罩不与箭体分离;采用翼身组合体布局,并在主翼前布置鸭翼,返回段全程主翼的外翼和鸭翼可以沿轴线方向偏转,这种舵面控制方式在大攻角下可实现较高的舵控效率,兼顾大攻角再入和大姿态变化着陆需求。

一站式的难点在于二子级的再入返回过程,具体如下。①二子级可在大气层边缘高速再入,最大速度可达第二宇宙速度,整个过程有效利用二子级的新型鸭翼气动布局设计。为尽量减小气动加热,可采取大攻角飞行方式,箭体呈现出立姿飞行的效果。②到超音速飞行段,二子级仍保持大攻角飞行,继续高效减速。由于超音速段升力减小,重力作用导致箭体快速降低高度,并遭遇最大动压,产生约2 g左右过载。由于弹道加速向下弯曲,箭体由立姿逐渐变为下俯。③到亚音速飞行段,二子级增大攻角至90°,保持高效减速。由于几乎失去升力,弹道快速弯曲指地,视觉上飞行器以腹部平拍的俯姿飞行,并因相对较轻的质量有可能达到较低的平衡速度(即阻力与重力平衡)。④采用RCS+四翼上反控制,保证了再入阶段大攻角的横航向稳定与宽速域的高俯仰控制效率,四翼上反控制增大了配平攻角范围,进一步提高了控制裕度与舵偏分配的灵活性,使得二子级能够适应更宽的质心变化范围。⑤最后在低速着陆段,距离着陆点约数百m高度时,二子级发动机点火进行推力矢量控制,完成箭体快速翻转机动,接近垂直姿态,控制二子级减速并修正位置误差,实现定点软着陆。二子级再入飞行轨迹如图4所示。

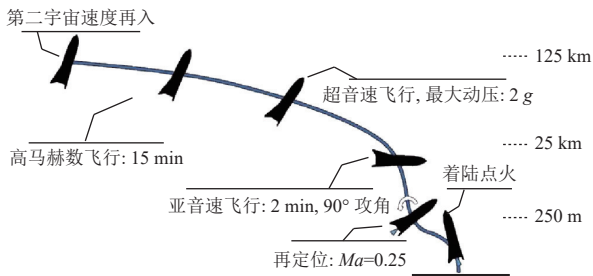


图4 二子级再入飞行弹道剖面示意图<sup>[11]</sup>

Fig. 4 Re-entry ballistic profile schematic

分析地月空间航天运输系统规模的计算方法具体如下:

1) 首先根据任务阶段划分,得到各阶段任务所需的速度增量;

2) 根据设计经验,同时考虑技术发展,确定各阶

段运输系统结构系数;根据有效载荷规模,根据式(2)所示齐奥尔科夫斯基公式<sup>[12]</sup>计算推进剂消耗量;

3) 根据推进剂消耗需求,按照总体设计经验,综合考虑不可用量和安全余量,修正结构系统,迭代推进剂消耗量。

$$m_p = m_0 \left( 1 - \exp \left( -\frac{\Delta v}{\omega} \right) \right), m_0 = \frac{1}{(1-k)m_p} \quad (2)$$

其中:飞行器初始总质量为 $m_0$ ,结构系数为 $k$ ,推进剂质量为 $m_p$ ,发动机比冲为 $\omega$ ,速度增量为 $\Delta v$ 。结构系数取值根据不同的运载器类型和推进剂类型,依据当前实际工程型号设计数据和未来发展趋势综合考虑取值。液氧甲烷推进剂真空比冲采用380 s,氢氧推进剂真空比冲采用453 s。

一站式执行月球着陆与返回任务的速度增量需求如表2所示,根据上述计算方法,得到推进剂加注量和运载系统规模需求如表3所示。

表2 月球着陆与返回任务速度增量需求表(一站式)  
Table 2 Delta V requirement of lunar landing and returning mission (One-stop)

| 序号 | 任务阶段       | 速度增量需求/( $\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$ ) | 备注   |
|----|------------|--|------|
| 1  | 地面发射       | 10.1                                     | 可复用  |
| 2  | 二子级在近地轨道加注 | —  | 在轨加注 |
| 3  | 地月转移       | 3.2                                      |      |
| 4  | 月面制动着陆     | 2.9                                      |      |
| 5  | 月面上升       | 1.9                                      |      |
| 6  | 月地转移并修正    | 1.1                                      |      |
| 7  | 再入返回地球软着陆  | 0.5                                      | 气动减速 |

表3 月球着陆与返回任务推进剂加注量与系统规模需求(一站式)

Table 3 Requirements for propellant refueling and system mass of lunar landing and returning mission (One-stop)

| 序号 | 任务               | 加注量需求/t | 结构系数       | 系统规模需求/(t) |
|----|------------------|---------|------------|------------|
| 1  | Earth→LEO        | 4 000   | 一子级: ~0.06 | 4 200      |
|    |                  |         | 二子级: ~0.08 |            |
| 2  | LEO→LTO→月面→Earth | 920     | ~0.08      | 1 000      |

经过分析得到,为满足数t着陆月球并返回地球的运载能力,起飞规模约为4 200 t级,完全可重复情况下,LEO运载能力为百吨级。

一站式可充分发挥其多任务适应性的优势,仅采用一种构型兼顾全球抵达运输、天地往返运输,空间转移运输和月面着陆上升等任务,由于各任务的飞行环境差异较大,要适应各种恶劣环境,需要开展一站式全飞行剖面过程的气动力热环境精确预示和设计研

究; 由于需要兼顾地球和月球的往返着陆, 因此在着陆方式上选择垂直着陆, 在再入地球着陆过程中, 考虑充分利用大气减速特性, 需要在传统火箭构型上设计额外的翼面, 这对于结构轻质化、热防护设计以及运载器气动外形设计带来了挑战<sup>[13]</sup>; 二子级兼具传统运载火箭和飞船的功能, 对其功能一体化和性能一体化也提出了挑战<sup>[14-15]</sup>。

### 3.2 接力式

在接力式中, 地月空间运输任务根据不同的阶段采用不同的运载器, 其中全球极速运输/天地往返运输可以采用垂直起降运载火箭 (Vertical Take-off Vertical Landing, VTVL)、垂直起飞水平返回运载器 (Vertical Take-off Horizontal Landing, VTHL)、水平起降运载器 (Horizontal Take-off Horizontal Landing, HTHL) 等方式<sup>[16]</sup>, 地月空间转移运输可采用低温轨道级和大功率电推进轨道级, 月面探测运输可采用单级或多级月面着陆与上升飞行器及月面大范围机动飞行器。当前存在的各种类型的运输方式与该途径类似, 因此其技术基础较好、继承性强, 任务拓展性强, 但体系组成复杂。图5为接力式任务剖面示意图。

站, 并与轨道转移级对接; 轨道转移级作为LEO加注站和EML1加注站之间的轨道转移运输飞行器, 长期驻留在LEO加注站, 在轨加注后运送数吨有效载荷与月面着陆上升器所需的推进剂至EML1点加注站, 并与月面着陆上升器对接, 再返回LEO; 月面着陆上升器执行EML1点与月面之间的往返运输任务, 在EML1点长期驻留, 在轨加注后运送数吨有效载荷至月面并返回。

接力式执行月球着陆与返回任务的速度增量需求如表4所示, 采用上节提到的计算方法, 得到各型运载器推进剂加注量和系统规模需求如表5所示。

表 4 月球着陆与返回任务速度增量需求表 (接力式)  
Table 4 Delta V requirement for lunar landing and returning mission (Relay-style)

| 序号 | 任务阶段        | 速度增量需求/<br>( $\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$ ) | 备注             |
|----|-------------|--|----------------|
| 1  | 地面发射        | 10.100                                       | 可复用            |
| 2  | LEO→EML1点转移 | 3.850  | 轨道转移级完成, LEO加注 |
| 3  | EML1点→月面    | 2.780  | 月面着陆上升器完成,     |
| 4  | 月面→EML1点    | 2.450  | EML1点加注        |
| 5  | EML1点→LEO转移 | 0.955  | 轨道转移级完成, LEO加注 |
| 6  | 再入返回地球着陆    | 0  | 气动减速           |

表 5 月球着陆与返回任务推进剂加注量与系统规模需求 (接力式)  
Table 5 Requirement for propellant refueling and system mass of lunar landing and returning mission (Relay-Style)

| 序号 | 任务             | 运载器       | 加注量需求/t | 结构系数  | 系统规模需求/t |
|----|----------------|-----------|---------|-------|----------|
| 1  | 天地往返           | 运载火箭      | 1 270   | ~0.06 | 1 350    |
| 2  | LEO→EML1点→LEO  | 轨道转移级     | 40      | ~0.38 | 65       |
| 3  | EML1点→月面→EML1点 | 月面着陆上升飞行器 | 20      | ~0.23 | 26       |

经过分析得到, 为满足数吨级着陆月球并返回地球的运载能力, 完全可重复情况下, 天地往返运输系统起飞规模约为1 350 t (LEO运载能力为45 t级), 轨道转移级规模约为65 t, 月面着陆上升器规模约为30 t。

该途径在每个任务阶段选用了相应的运输系统, 采用接力运输达到任务目的, 因而可以面向各自的飞行环境和任务功能需求针对性地开展运载器设计。一站式具有通用性, 也可应用于接力式全球极速运输系统和天地往返运输系统。全球极速运输和天地往返运输技术难点主要集中在航班化运输设计准则与评估、总体设计与优化、高精度着陆控制、再入气动热环境预示、轻质长寿命热防护与热管理等方面<sup>[17]</sup>。地月空间转移运输技术难点主要集中在低温推进剂管理与利用<sup>[18]</sup>、多次推进剂在轨补给加注、长期在轨高效热

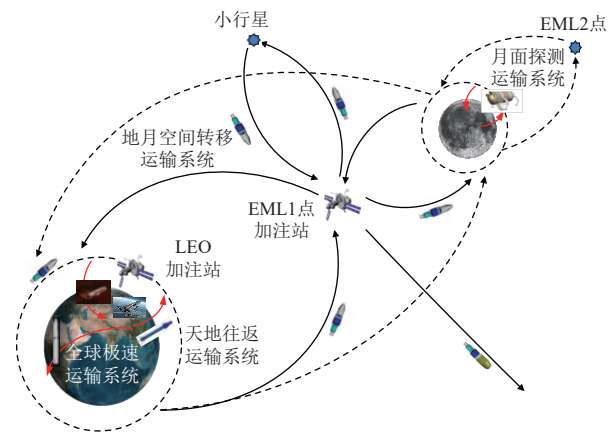


图 5 接力式任务剖面示意图

Fig. 5 Relay-style solution and mission profile diagram

执行月球着陆与返回任务时, 由于采用了接力模式, 空间运载器常态化在轨驻留, 但在执行具体任务时是分阶段实施, 每一种运载器在具体任务中在轨工作时间相对较短, 可采用更高性能的液氢液氧推进剂。可基于LEO加注站、地月拉格朗日1点 (Earth-Moon Lagrange point 1, EML1) 加注站实施燃料加注, 开展具备可复用及航班化能力的月球着陆与返回任务。常态化工作模式为: 天地往返运载火箭运送数吨有效载荷与轨道转移级所需的推进剂到LEO加注

电转换系统设计、轻质高安全核反应堆设计、高效轻质多模式推力器设计等方面。月面探测运输技术难点主要集中在总体设计与优化、适应月面恶劣地形的高精度着陆与起飞、月面大温差环境适应性设计等方面。

### 3.3 技术途径对比分析

综上,对于执行月球着陆与返回任务,一站式与接力式的主要区别在于(见表6):①一站式采用一种运载器实现地月空间运输全流程任务,接力式需综合天地往返运载火箭、轨道转移级、月面着陆上升器等3种类型运载器;②在推进剂类型选择方面,一站式可采用液氧甲烷推进剂,接力式中天地往返运载火箭可采用液氧甲烷推进剂,轨道转移级与月面着陆上升器可采用液氢液氧推进剂;③运载器规模方面,完全复用情况下,一站式运载器规模约为4 200 t级,接力式3种运输系统的起飞规模分别为1 350 t级、65 t级和30 t级;④任务完成后,一站式的运载器返回地面,接力式的天地往返运载火箭返回地面,轨道转移级驻留LEO加注站,月面着陆上升器驻留EML1点。

表6 一站式与接力式技术途径对比

Table 6 Comparison of One-stop and Relay-style

|           | 一站式     | 接力式   |
|-----------|---------|---|
| 运载器种类     | 1       | 3   |
| 推进剂类型     | 液氧甲烷    | 天地往返运载火箭:液氧甲烷<br>轨道转移级/月面着陆上升器:液氢液氧<br>天地往返运载火箭:1 350 t |
| 运载器规模     | 4200 t  | 轨道转移级:65 t<br>月面着陆上升器:30 t                              |
| 运载器主要驻留位置 | 任务后返回地面 | 天地往返运载火箭:任务后返回地面<br>轨道转移级:LEO<br>月面着陆上升器:EML1点          |

## 4 结论

本文面向未来大规模地月空间探索与开发任务,给出了地月空间航天运输体系组成,在分析运输规模需求的基础上,通过产能和经济性分析,得到单运载器可复用次数达百次级等能力指标需求;并提出了适用于大规模低成本地月空间运输的一站式和接力式2种技术途径,给出运输系统的新型构型和弹道与控制构想,分析了速度增量、推进剂加注量和系统规模需求,为地月空间航天运输体系建设提供参考。

### 参 考 文 献

[1] BAO W M, WANG X W. Develop high reliable and low-cost technology of access to space, embrace new space economy era[J]. Aerospace China, 2019, 20(4): 23-30.

[2] 包为民,汪小卫. 地月空间探索与开发的思考[J]. 宇航学报, 2022, 43(6): 705-712.

[3] 王小军. 中国航天运输系统未来发展展望[J]. 导弹与航天运载技术, 2021(1): 1-6.  
WANG X J. Future development of space transportation system of China[J]. Missiles and Space Vehicles, 2021(1): 1-6.

[4] 张有山,果琳丽,王平,等. 新一代载人月面着陆器发展趋势研究[J]. 载人航天, 2014, 20(4): 353-358.  
ZHANG Y S, GUO L L, WANG P. Study on the development trend of new generation Manned Lunar Lander[J]. Manned Spaceflight, 2014, 20(4): 353-358.

[5] 包为民,汪小卫. 航班化航天运输系统发展展望[J]. 宇航总体技术, 2021, 5(3): 1-6.  
BAO W M, WANG X W. Prospect of airline-flight-mode aerospace transportation system[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(3): 1-6.

[6] LU Y, GIUSEPPE R, WANG X W, et al. Strategy of large-scale and low-cost access to space in the future [M]. Sweden: International Academy of Astronautics Press, 2020.

[7] PETER A S, DAVID I R, CATHY W S. Space elevators: an assessment of the technological feasibility and the way forward [M]. Sweden: International Academy of Astronautics Press, 2013, 10.

[8] 罗世彬,罗文彩,张海联,等. 基于全寿命周期费用分析的可重复使用运载器级数选择[J]. 国防科技大学学报, 2002, 24(1): 9-13.  
LUO S B, LUO W C, ZHANG H L, et al. The selection of the stage number for the reusable launching vehicle program based on Life-Cycle-Cost analysis[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2002, 24(1): 9-13.

[9] 宋征宇,黄兵,汪小卫,等. 重复使用运载器回收技术现状与挑战[J]. 深空探测学报(中英文), 2022, 9(5): 457-468.  
SONG Z Y, HUANG B, WANG X W, et al. Status and challenges of reusable launch vehicle recovery technology[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2022, 9(5): 457-469.

[10] 庄方方,汪小卫,吴胜宝. 可重复使用运载火箭全寿命周期费用分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2016(6): 82-87.  
ZHUANG F F, WANG X W, WU S B. Life cycle cost analysis on reusable launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2016(6): 82-87.

[11] 龙雪丹. 超重-星舰运输系统及其未来影响简析[J]. 飞航导弹, 2021(8): 32-35.

[12] 徐福祥. 卫星工程概论[M]. 北京: 宇航出版社, 2003.

[13] 鲁宇,蔡巧言,王飞. 临近空间与重复使用技术研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2018(3): 1-7.  
LU Y, CAI Q Y, WANG F. Near space and reusable technology[J]. Missiles and Space Vehicles, 2018(3): 1-7.

[14] 汪小卫,张普卓,吴胜宝,等. 运载火箭子级回收技术研究[J]. 航天返回与遥感, 2016, 41(3): 19-28.  
WANG X W, ZHANG P Z, WU S B, et al. Recovery technology of launch vehicle stage[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2016(41): 19-28.

[15] 李元恒,张宏剑,宋征宇,等. 运载火箭垂直返回着陆机构构型优化与设计[J]. 深空探测学报(中英文), 2022, 9(5): 470-476.  
LI Y H, ZHANG H J, SONG Z Y, et al. Configuration optimization and design of vertical landing mechanisms of reusable launch vehicles[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2022, 9(5): 470-476.

- [16] 鲁宇,汪小卫,高朝辉,等. 重复使用运载火箭技术进展与展望[J]. 导弹与航天运载技术, 2017(5): 1-7.  
LU Y, WANG X W, GAO C H, et al. Progress and prospect of reusable launch vehicle technology[J]. Missiles and Space Vehicles, 2017(5): 1-7.
- [17] 宋征宇,汪小卫,陈蓉,等. 远程空天运输系统总体设计与控制技术的科学挑战[J]. 宇航总体技术, 2023, 7(2): 35-41.  
SONG Z Y, WANG X W, CHEN R, et al. Challenges of long-range aerospace transportation system design and control technology[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2023, 7(2): 35-41.
- [18] 刘欣,张晓屿. 低温推进剂长期在轨蒸发量主动控制技术发展分

析[J]. 深空探测学报(中英文), 2017(3): 203-211.

LIU X, ZHANG X Y. Development analysis of active long-term on-orbit cryogenic propellant boil-off control technology[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(3): 203-211.

作者简介:

陈蓉(1983-),女,高级工程师,主要研究方向:飞行器总体设计。

通信地址:北京市9200信箱38分箱(100076)

电话:(010)88582444

E-mail:ronda\_coco@163.com

## Research on Large-Scale and Low-Cost Cislunar Aerospace Transportation System

CHEN Rong, WANG Xiaowei, DENG Sichao, GAO Zhaohui, ZHUANG Fangfang

(China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

**Abstract:** With the continuous progress of human society and the rapid development of aerospace science and technology, cislunar exploration and exploitation is entering the stage of large-scale and industrialization. Cislunar aerospace transportation system is an important component of large-scale cislunar exploration and exploitation, supporting various activities of cislunar exploration and exploitation. Firstly the global development status and trends of cislunar aerospace transportation are introduced in this paper. Then the composition of the cislunar aerospace transportation system is given, and the capacity demands in the future are predicted based on an analysis of future development needs. Facing to the large-scale and low-cost cislunar aerospace transportation in future, One-stop solution and Relay-style solution are proposed. At last according to the typical mission requirements of lunar landing and return, the propellant refueling and system scale requirements of two solutions are analyzed. The paper will provide reference for cislunar aerospace transportation system development.

**Keywords:** cislunar exploration and exploitation; aerospace transportation system; airline-flight-mode

### Highlights:

- Cislunar airline-flight-mode aerospace transportation system consists of global express transportation system, Earth-to-orbit round-trip system, orbital transfer system and lunar exploration transportation system.
- Cislunar airline-flight-mode aerospace transportation can adopt two solutions, One-stop and Relay-style. Each has its own characteristics, but also faces many technical challenges.
- A two-stage vertical take-off and landing with rocket power solution is adopted. On the basis of traditional launch vehicle with axisymmetric configuration, airfoil or rudder surface are added to both stages.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]