

“嫦娥五号”任务总体方案权衡设计

裴照宇¹, 任俊杰¹, 彭兢², 王琼¹, 胡震宇³, 李海涛⁴, 黄磊⁴, 耿光有⁵

(1. 探月与航天工程中心, 北京 100190; 2. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094; 3. 上海航天技术研究院, 上海 201109;
4. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094; 5. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘要: 针对月球采样返回任务要求, 基于我国运载火箭研制进展、探月工程一期、二期技术基础, 对探测器的总体方案、功能模块组成、发射方式、飞行过程等方面进行多方案多轮迭代权衡分析, 并逐步优化, 最终确定了“嫦娥五号”(Chang'E-5, CE-5)探测器模块组成、主要飞行过程。工程在轨结果充分证明了该方案符合我国探月工程发展规划和航天技术发展的预期, 是先进可行的, 设计过程采用的NAFVO(Need Available Feasible Viable Optimal)权衡设计方法可为复杂大型航天工程方案的设计提供有益的借鉴。

关键词: 嫦娥五号; 月面采样返回; 跳跃式再入; 权衡优化

中图分类号: V11

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2021)03-0215-12

DOI:10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20210028

引用格式: 裴照宇, 任俊杰, 彭兢, 等. “嫦娥五号”任务总体方案权衡设计[J]. 深空探测学报(中英文), 2021, 8(3): 215-226.

Reference format: PEI Z Y, REN J J, PENG J, et al. Overall scheme trade-off design of Chang'E-5 mission[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(3): 215-226.

引言

月球探测和深空探索, 可以深化人类对地球、太阳系以及宇宙起源与演化等方面的研究与认识, 还可以利用月球周围无大气、无磁场、弱引力场和月球轨道所具有的特殊性开展科学研究与实验。月球是开展天体物理学、引力波、中微子等现代科学问题研究的理想场所; 更重要的是月球上贮藏着丰富的氦-3资源, 是清洁的理想核聚变物质, 将有效地解决人类未来的能源问题^[1]。

我国的探月工程起步比美苏晚了近50年, 所以必须立足国情, 瞄准世界前沿, 走高起点、低成本的创新道路^[2]。2006年2月, 国务院颁布《国家中长期科学和技术发展规划纲要(2006—2020)》, 明确将“载人航天与探月工程”列入国家16个重大科技专项。探月工程规划为“绕”“落”“回”三期^[3]。“嫦娥五号”(Chang'E-5, CE-5)工程是探月三期的主任务, 作为我国首个月面采样返回任务, 是我国目前最复杂的航天系统工程, 它的工程方案、飞行过程与美国和苏联均不相同, 具有我国的特色。总体方案设计过程中, 由于月球探测所涉及的时空系统、飞行动力学、光照

及测控条件等比较复杂, 使得开发任务分析、设计与仿真验证的软件成本较高^[4]、周期长, 不能满足论证设计的需要, 应综合运用多种系统工程方法, 并进行创新, 以确定总体方案。

层次分析法(Analytic Hierarchy Process, AHP)是将与决策有关的元素分解成目标、准则、方案等层次, 在此基础上进行定性和定量分析的决策方法。最初由美国运筹学家Saaty于20世纪70年代初提出, 并在各个领域得到了广泛的应用, 最新的研究主要集中在软件实现和量化建模改进及人工智能的应用方面。

多目标规划是线性规划的一种特殊应用, 由美国学者查纳斯(Charnes)和库伯(Cooper)在1961年首次提出。多目标规划为了同时实现多个目标, 为每一个目标分配一个权重系数, 通过平衡各目标的实现程度, 使得每个目标函数的偏差之和最小, 建立总目标函数, 求得最优解。当前, 大多都是将总体要素多目标优化设计问题转化为无约束单目标优化问题进行求解, 所以无法求得分布均匀的Pareto解集, 并不能为设计者提供多样的优化方案^[5]。

本文阐述了“嫦娥五号”复杂工程总体方案的权衡设计过程及主要方案内容, 介绍了如何基于我国技术

基础,设计和优化总体方案,在各种约束范围内和技术可行性的前提下,最大限度地提升工程技术能力和工程效益。

1 论证与研制的背景

国际上:随着国际政治形势的稳定和经济形势的发展,国际上掀起了第二轮探月高潮,欧洲航天局(European Space Agency, ESA)、日本、印度等国家相继开展了月球探测活动。

国内:我国探月工程一期(“绕”)圆满完成,探月工程二期(“落”)稳步推进。

为适时启动探月三期工程研制,确保在2020年前完成探月工程“绕”“落”“回”三步走的总体目标,探月工程领导小组决策于2009年开始探月三期工程的论证与实施,并提出了工程的总体要求和任务目标。

总体要求:技术上可行(2020年前完成任务);经济可承受(经费规模与国家经济发展相协调);体现国家的水平(科学处理创新、继承与集成创新的关系,充分应用我国先进科技成果);经得起历史检验(最终能实现,且周期、经费符合预期,工程整体效益好)。

三期工程任务目标主要是实现月面自动采样返回,并开展月球样品地面分析研究,以获取月球样品并返回为成功的标志。其中的工程目标:①突破一系列的关键技术,提升我国航天技术水平;②实现首次地外天体自动采样返回,推进我国科学技术重大跨越;③完善探月工程体系,为载人登月和深空探测奠定一定的人才、技术和物质基础。科学目标:①着陆区的现场调查和分析;②月球样品的分析与研究。

2 “嫦娥五号”任务分析

2.1 关键技术分析

“嫦娥五号”任务技术复杂,具有“三新”“三多”“四难”的特点。“三新”是指在立项之初,研制新的月面采样探测器;使用新研制的大型、低温“长征五号”(CZ-5)运载火箭;使用新建的海南发射场。“三多”是指飞行阶段、工作模式、地月往返飞行轨道和发射窗口设计约束多。“四难”是指工程面临月面采样封装、月面起飞上升、月球轨道交会对接和样品转移(可能环节)、接近第二宇宙速度半弹道跳跃式再入返回等4个重大关键环节。

特别需要指出的是整个任务过程需要经历2次(发射)起飞、2次着陆、月面采样、多次分离,飞行阶段多、工作模式多、地月往返飞行轨道和发射窗口设计

约束多,使得任务设计的选择多、约束多、决策难。

实际上,月面采样方案的设计,包括许多航天项目,并不是完全从零开始的设计过程。要以各个国家航天工业的实际情况为基础,寻找符合任务要求与目标的方案。因此,方案设计实际上是一个多变量、多约束、多目标的权衡决策问题。

2.2 管理分析

组织月面采样返回工程研制与发射实施,具有以下几个方面的特点。

1) 研制管理难度大,工程研制以完成“嫦娥五号”任务为主线,通过再入返回飞行试验验证核心关键技术,协调“长征五号”运载火箭研制保证工程实施,落实研制保障条件建设推进工程顺利开展。

2) 发射组织难度大,2014年执行再入返回飞行试验;2015年开展海南发射场综合演练;2015—2016年通过“长征五号”运载火箭2次飞行试验充分验证探月工程三期火箭关键技术;2017年前后执行“嫦娥五号”发射任务;期间需要进行大型试验和发射场综合演练,现场组织协调量大。

3) 地面验证难度大,工程需开展高速再入气动力、气动热、热防护和制导/导航与控制技术(Guidance Navigation and Control, GNC)试验、着陆上升综合试验、交会对接与样品转移综合试验等一系列重大关键地面验证试验,试验方案难度大,试验保障设施研制建设难度大,试验组织实施复杂。

2.3 探测风险分析

技术风险:①月面采样、月面起飞、月球轨道交会对接、跳跃式再入返回等关键技术是否能够如期突破的风险;②技术验证方案是否合理、到位的风险;③技术状态控制和系统间、分系统间接口是否匹配的风险;④系统组成和任务剖面复杂,工程设计、制造、试验是否可靠的风险和产品质量受控的风险;⑤发射与任务是否能如期实施的风险。

管理风险:主要是工程庞大、关键技术多、试验项目多,参与部门和单位多,技术、条件建设、质量管理、经费保障多线并行,带来的系统管理挑战和进度匹配风险,最终体现在进度风险。

3 总体方案技术路线与分步权衡的NAFVO方法

3.1 技术路线

针对探月工程一期、二期的基础和三期工程的任务目标与特点,确定三期工程技术路线:瞄准世界领先水平,集成我国最高水平航天技术基础,高起点地

确定功能与性能指标；继承二期工程软着陆平台，完全自主地进行技术上的原始创新和集成创新，以正面攻坚的方式突破月球采样返回、新型运载火箭、新发射场的核心关键技术^[6]。

3.2 分步权衡NAFVO方法

航天工程，特别是具有多种可选方案的大型航天工程，在方案选择和设计过程中，要进行多层面、多环节、多轮次的权衡，方案的评估已从单纯的性能参数对比发展到综合性能的解析评估，并不断扩展到可靠性、维修性、保障性、安全性、生存力和寿命周期费用等方面^[7]，远远超出了多目标规划方法的分析范围。为便于后续分析，将大型复杂航天工程方案设计需要考虑的因素作以下定义。

1) 实现任务目标所需的任务资源（如发射场、着陆场、测控资源等）、关键技术、关键产品等要素的集合 $N\{n_1, n_2, \dots\}$ 。

2) 我国现有的航天资源、技术基础及在工程研制周期内通过条件建设及技术攻关可突破的国家技术和可获得的资源 $A\{a_1, a_2, \dots\}$ 。

3) 我国技术能力和国力在客观上可以实现的方案集 $F\{f_1, f_2, \dots\}$ 。

4) 国家及工程主管部门主观上可接受方案集 $V\{v_1, v_2, \dots\}$ 。

5) 最终方案优选决策因素及权重系数集 $W\{w_1, w_2, \dots\}$ 。

航天工程任务是通过调研、分析、设计和评估等工作，综合上述因素，获得最终的，一般也是最优的实施方案，即面临的问题可以描述为 $Q = \{N, A, F, V, W\}$ 。

由于工程的复杂性，工程方案设计的约束、变量、目标建模很复杂，而且相互耦合和影响，很难将所有环节、因素、关键技术都在建模中体现，难以一次完成权衡决策。针对多变量、多约束、多目标的权衡决策问题和选择多、约束多、决策难和建模难，结合实际情况，提出了一种通过分步与分层决策相结合的总体思路，通过这一思路将复杂问题转化为可进行建模分析的决策问题。其主要思想：①仅对影响任务的主要环节和技术进行分析；②同时将多约束、多变量、多目标的权衡决策问题分段梳理，分步决策；③为简化分析过程，先假设每一个指标权重均为1，完成初步权衡后，可根据需要细化权重比例设计，进行精确的评估比较。

遵循这一思路，提出了一种NAFVO的5步权衡设计方法：第1步至第3步是根据任务需求与现实条件，

设计出可行的方案；第4步是用必须满足的约束筛选不满足条件的方案；第5步是在各方面可行的方案中优选出最终的工程研制方案。NAFVO的5步权衡设计方法主要步骤如图1所示。

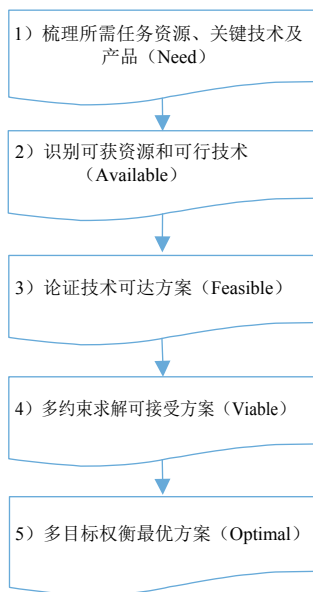


图1 NAFVO五步权衡设计方法示意图

Fig. 1 Flowchart of NAFVO method

3.3 NAFVO详细设计

1) 梳理所需资源与关键过程 (Need)

根据任务的目标，提出可能的技术路线和任务过程，对任务过程需要的研制资源、任务实施资源与关键技术进行汇总，形成任务技术需求的全集。

2) 识别可获资源和可行技术 (Available)

根据任务的需求，对照我国技术基础和航天整体实力，识别实现任务可获得的资源、技术与产品，包括在研制期间预测可突破的技术、可建成的条件、可获取的产品。

3) 论证（重点）技术可达方案 (Feasible)

基于可获取的资源与技术，设计工程任务方案，这些方案基本具备可行性，但可能有多达10余种方案或更多方案选择。用层次分析法，经过会议、打分、仿真等形式的初步评估，对技术可行性、任务满足度较好的重点几个方案开展深入的分析设计。

4) 多约束求解可接受方案 (Viable)

用工程设计与实施的约束对技术可达方案进行权衡与筛选，比如发射重量、采样能力、着陆区范围及整体成本、整体周期等，排除不满足硬性约束的方案。

5) 多目标权衡最优方案 (Optimal)

在可行（技术、发射、经济）、可接受（满足工

程各主要约束和基本要求)的条件下,根据国家战略意图和工程整体目标,用多目标权衡方法,选择最终的方案开展工程研制与实施。

4 方案设计中的权衡

4.1 梳理所需任务资源与关键技术及产品(Need)

根据任务目标,梳理出实现这一任务目标所需要的任务资源、核心技术与关键产品。其中,主要资源需求包括:6~8 t左右的新型探测器、中低纬度大型航天发射场、地月转移轨道8~10 t的大型运载火箭、完整的深空测控网等。需要的试验设施包括:月面采样综合试验设施、交会对接试验设施、新的高空高速稀薄大气风洞试验设施。关键技术及产品包括:月面采样、月面起飞、月球轨道交会对接、月地高速再入返回技术(半弹道跳跃式或弹道式)及其3 000 N左右的新型发动机。同时,具有集群协同工作能力的小型机器人系统将是未来深空探测的主要形式和重要发展方向^[8],可在更大范围内获取指定的样品。配合采样和附加的科学载荷产品与技术同样重要,同时要提高宏观探测、微观探测和数据获取效率^[9]。

对于任务目标,所需的资源与技术可能包括暂时不具备或不可获取的资源或技术,在准确识别前,均列入本步骤应考虑的因素。

1) 将“零窗口”发射问题转换为“无窗口约束”的自主修正制导控制技术^[10]。在没有彻底攻克该技术前,可以采用多弹道装订发射的类似技术满足工程需求。

2) 月球背面具有月球最大、最深、最古老的盆地南极-艾特肯盆地(South Pole-Aitken Basin, SPA),保存了月球的早期信息,对于月球和地月系的初期历史和演化、深层次的构造和成分的研究,都具有重要的意义^[11],但实施月球背面采样需要中继卫星以及在间断通信情况下实施采样等相关技术。

4.2 识别可获资源和可行技术(Available)

梳理我国现有的航天资源、技术基础及在工程研制周期内通过条件建设及技术攻关可突破的国家技术和可获得的重大设施。这些可获取的资源与技术形成了方案设计的主要基础和条件。

4.2.1 可获取资源

1) 运载火箭。选择我国现有的“长征三号”系列火箭及在研的“长征五号”运载火箭。“长征五号”运载火箭二级滑行时间1 000 s时,地月转移轨道运载能力不大于8 200 kg。

2) 探测器。设计和研制新的月面采样返回探测

器。根据“长征五号”运载能力,探测器发射质量不大于8 200 kg;包络尺寸采用5200Z型整流罩,整流罩长度12.267 m,静态包络柱段直径4.5 m。

3) 发射场。采用西昌卫星发射场或我国建设中的海南文昌航天发射场。

4) 月面采样区。根据探测器推进、热控、测控通信能力,结合地月往返轨道设计与月面地形地貌进行选择与设计。着陆和采样地点要区别于人类曾经实施采样的区域,同时,考虑了采样科学需求、轨道可达性、测控、月面工作太阳高度角、热环境适应性、月面起飞与交会对接约束等约束。

5) 采样机构。①机械臂表取采样机构,可采集2~5 m²范围内的月表样品;②钻取采样结构,借鉴苏联“LUNA”系列,钻进深度可达到2 m左右;③小型浅层钻取采样机构,可用1 kg左右重量的卷簧式采样器,实现采集10 cm左右深度样品^[12]。

6) 着陆技术及7 500 N发动机。尽可能地采用探月二期实现的月面软着陆技术及7 500 N变推力发动机,降低工程风险,缩短周期。

7) 返回方式与返回器。借鉴我国返回式卫星、神舟飞船、导弹弹头再入技术及俄罗斯“LUNA”探测器弹道式方案,也可参考俄罗斯飞船及美国“阿波罗”飞船指挥舱再入返回方案及气动外形。

8) 着陆场。选用我国载人航天工程四子王旗着陆场、返回式卫星遂宁着陆场,同时考虑新选备用着陆回收区域。

9) 测控与回收系统。继续以全球布局的深空测控网为目标,建设南美深空站,形成完整的深空测控网,同时补充建设再入返回跟踪测量设备。

10) 地面应用系统。建设月球样品存储、处理和科学研究设施。

11) 飞行时间和月面工作时间。根据任务需要进行设计,没有特殊限定。

12) 月球引力场模型。美国“月球探勘者号”(Lunar Prospector, LP)探测器测量数据反演的“月球探勘者号”系列引力场和综合利用以往卫星测量数据与日本“月亮女神”航天器(SELenological and ENgineering Explorer, SELENE)探测器测量数据联合结算的SGM系列月球引力场^[13],并利用我国“嫦娥二号”(Chang'E-2, CE-2)测量数据进行改进。

13) 高精度的月球数字地形模型。通过调研比较,SLDEM 2015是当时可公开获取的精度最高的月球数字地形模型,有效分辨率为512像素/°,在赤道处约为60 m/像素^[14]。

4.2.2 可获取技术

1) 月面软着陆技术。我国探月工程二期已经成功解决了探测器着陆月面时的安全稳定问题^[15], 需根据任务的特殊需求进行适当改进。

2) 月面起飞技术。虽然起飞姿态不确定、无发射勤务保障系统支持, 但通过合理利用姿控系统能力, 有望在方案阶段的2年内突破技术, 在初样阶段完成工程验证。在月面着陆及月面起飞动力段弹道确定方面, 因为没有避障悬停过程, 所以其弹道应该更为光滑^[16], 样条法应该能更好地逼近其弹道, 国内可以完成相关技术研发。

3) 月球轨道交会对接技术。虽然存在月面力学环境相对于近地轨道更为复杂^[17], 且没有全球导航定位系统支持, 轨道器和上升器重量差别大等困难, 但期待在方案阶段的2年内突破关键技术, 在初样机阶段完成工程验证。

4) 第二宇宙速度半弹道跳跃式再入返回技术。这项技术难度最大、风险最高, 并决定了整个工程的进度、效果甚至是任务的成败, 俄罗斯、美国均进行了多次飞行试验才取得突破。我国专家也在是否采用跳

跃式再入返回方式、采用哪种气动外形等方面有很大的分歧, 并经过几轮的讨论和研究, 总体结构系统确定最终方案。需要在工程的研制过程中突破气动力、气动热、热防护和GNC四项技术难关, 并完成飞行试验验证任务。

4.3 论证技术可达方案 (Feasible)

在各种资源与技术发展的约束下, 探测器模块组成设计及发射、采样、返回等任务过程关键环节均有不同的技术选择。

根据探测器的构型、发射方案、关键环节的技术与产品要求的不同, 将上述方案要素进行组合^[18], 得到多种潜在可行方案, 数量达到几十种, 称之为可达方案集 $F = \{f_1, f_2, \dots, f_n\}$ 。根据任务目标, 重点提出了一次发射三器方案、一次发射四器方案、两次发射四器方案及派生的多种方案及对应的飞行过程。如图2所示, 这些方案在难度、风险、经费、周期和对我国未来航天技术的引领作用均有很大不同。这些还仅仅是考虑了最主要的环节, 事实上, 航天任务方案设计要考虑的设计约束多达上百项, 整个飞行程序及指令设计近万条。

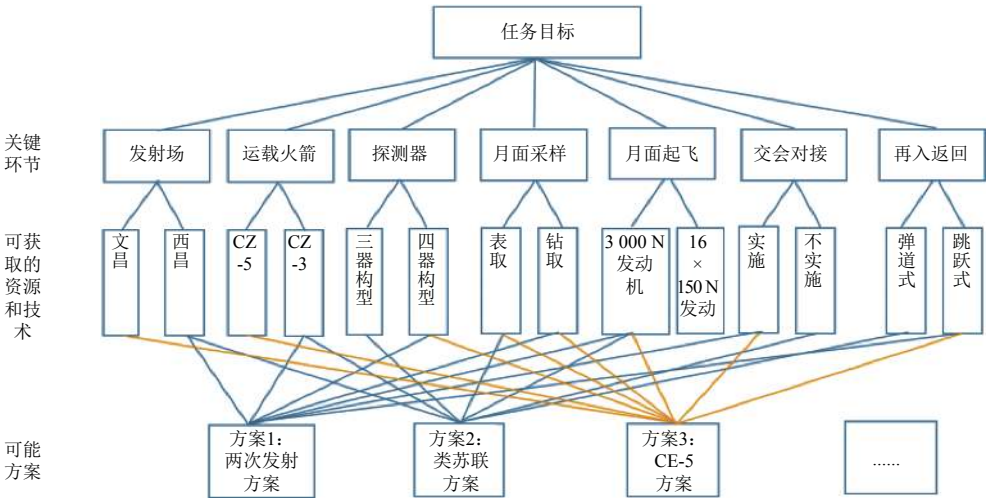


图2 可达方案示意图
Fig. 2 Flowchart of feasible mission design

4.4 多约束求解可接受方案 (Viable)

在可达方案基础上, 根据任务约束对可达方案进行多约束求解, 获取可接受方案集 $V\{v_1, v_2, \dots, v_m\}$, 可接受方案集 V 一般是可达方案集 F 的子集。将任务约束定义为 $C\{c_1, c_2, \dots, c_i\}$ 。那么这一步骤的问题可以描述为: $V = \{F, C\}$ 。各可达方案的多约束分析如表1所示。

表1 不同方案对任务约束的满足情况

Table 1 Satisfaction of different designs to mission constraints				
多约束	方案1	方案2	方案3	方案n
技术可行, 2020年前完成任务	√	√	√	
经济可承受	√	√	√	
“长征五号”运载能力能够支撑	√	√	√	
继承性: 着陆技术及7500 N发动机	√	×	√	
无重大工程风险	√	√	√	
组织实施难度适中	×	√	√	

“嫦娥五号”任务的主要约束包括:①技术可行;②经济可承受;③研制周期有把握2020年前完成任务;④“长征五号”运载能力能够支撑;⑤继承着陆技术及7500 N发动机;⑥设计复杂度及构型布局难度可接受;⑦总装实施难度可接受;⑧发射任务组织实施难度可接受;⑨无重大工程风险。

4.5 多目标权衡最优方案(Optimal)

这一步骤是在多个可行、可接受方案基础上,采用多目标权衡的方法选择最优方案。多准则决策法能够对方案作出全局性、整体性的评价,从而对方案进行排序和优选^[19],因此适合于这一步骤的决策。常用的多准则决策法有加权系数法、灰色关联投影法、基于理想点决策法、正交投影法、基于模糊数学的多准则决策法以及基于粗糙集的智能决策方法等。采用加权系数法进行分析,将各目标对应的权重系数集合定义为 $W = \{w_1, w_2, \dots, w_n\}$ 。这一步骤的问题可以描述为: $O = \{W, V\}$ 。这个过程的主要目标包括:①采样种类多且采样量多(采样量与探测器总重比较高);②带动技术进步,为载人登月等深空探测奠定基础;③经得起历史检验。

1) 不同方案采样量的权衡

针对三器方案(苏联Luna-16)及其四器方案(CE-5或美国“阿波罗”工程),分析了返回器与探测器总重的比例,可以看出,在同等规模下,四器方案有利于扩大返回器规模 and 实现采样量多的目标。但采用半弹道跳跃式返回,需要在返回器配置较多的推力器及燃料,同时,样品容器尺寸受到上升器限制,所以,采样量与探测器总量比例略低于返回器与探测器总重比例,不同方案采样量与探测器总重比见图3。

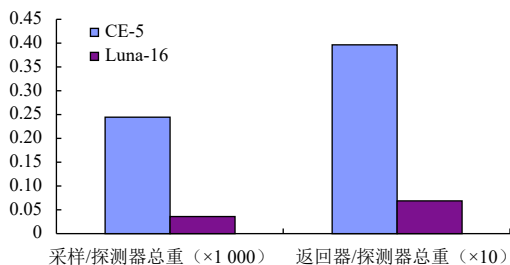


图3 不同方案采样量与探测器总重比

Fig. 3 Ratio of sampling quantity to total weight of the probe in different designs

2) 技术创新性

方案3将突破月面起飞、月球轨道交会对接、半弹道跳跃式再入返回,这些技术既是我国航天的空白,又是实施载人登月不可或缺的技术条件,将极大带动我国航天技术进步。

3) 经得起历史检验

从历史的角度考虑或回看,该方案技术路线是否符合我国当时的国情及技术发展的客观规律,是否过于激进或保守。按照我国当前的航天能力和国家综合实力,用较大的投入、较长的工程周期实施月面采样返回,如果采样量和技术带动少,无论工程实施是否顺利,无疑将辜负我国航天发展的历史机遇。因此,方案3也是必然的选择。如果运载火箭研制不顺利,方案1可以作为备选方案。综上,多目标分析结果见表2。

表2 不同方案对优选指标的满足情况

Table 2 Satisfaction of different designs to optimal targets

优选目标	方案1	方案2	方案3	方案n
采样种类多	√	×	√	
采样量多	√	×	√	
体现国家水平	√	×	√	
带动技术进步,为载人航天等奠定基础	√	×	√	
经得起历史检验(参考项)	×	×	√	

通过以上各步骤的分析,无论是从约束的满足度还是从目标的满足度,方案3都是最优的选择。

在研制更详细的方案设计过程中,针对具体的关键技术项目进行加权与打分比较。并针对方案3确定的主要任务环节、技术路线,确定了探测器的构型、月面采样区及完整飞行过程。在工程研制过程中,在不同层级,如总体(比如采样区的详细选择、各阶段的精度指标、返回器采用哪种气动外形、返回器采用哪些种类隔热材料等)、系统、分系统、单机等层面,都进行设计方案的权衡,通过权衡设计的大循环与小循环,完成了工程总体及各系统方案设计。

5 总体方案与实施效果

只有保证装备设计方案选择的正确性和准确性,才能确保装备在工程设计、生产部署和使用等阶段工作的顺利开展^[20]。NAFVO的权衡设计方法及5个步骤的多轮迭代设计,确定了统筹现有能力,补充完善试验设施和验证条件,构建了系统完备、天地协同、充分验证、精干高效的任务实施体系,形成了系统的总体方案:新研四器组合式月球探测器,四器分别具备独立飞行能力及月面着陆、采样、上升、对接、返回等功能,在地面测控系统、应用系统支持下,相互配合、协同工作,完成月面采样返回任务。

5.1 系统组成

探测器由着陆器、上升器、轨道器和返回器组成,如图4所示,总重8.2 t。

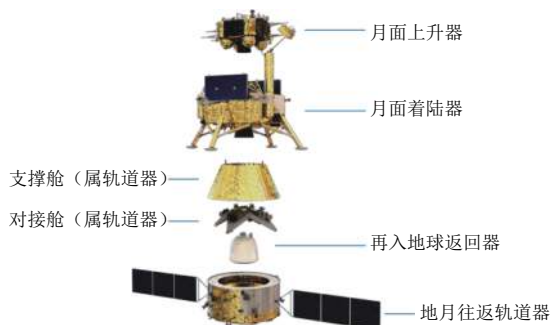


图4 “嫦娥五号”探测器组成示意图

Fig. 4 Schematic diagram composition of Chang'E-5 probe

选用我国新一代大型运载火箭“长征五号”作为运载火箭, 总体构型见图5所示。火箭全长57 m, 起飞重量868 t, 起飞推力1 067 t。



图5 “长征五号”运载火箭示意图

Fig. 5 Picture of CZ-5 rocket

选择中国海南文昌航天发射场实施发射任务。经“长征五号”遥一、遥二发射试验任务验证，该发射场

具备“长征五号”运载火箭运输、吊装、测试、加注、发射和探测器的技术勤务保障能力。图6给出了文昌航天发射场布局示意图。



图6 中国文昌航天发射场布局示意图

Fig. 6 Layout of China Wenchang spacecraft launch site

新建的阿根廷深空站的加入,与已有的佳木斯和新疆喀什等深空网共同形成了我国完整的全球深空测控网;建设了X波段相控阵雷达等设施、采用三站联测等技术,形成我国高速再入返回测量分系统;选用近地航天测控网、甚长基线干涉测量(Very Long Baseline Interferometry, VLBI)测轨分系统、国际联网测控站参加测控任务。干涉测量技术是深空测控不可或缺的高精度测量手段。我国探月工程,干涉测量由传统天文观测的VLBI模式转变为差分单程测距(Differential One-way Ranging, DOR)测量,测量精度也从CE-1的5 ns提升到CE-3的1 ns;应用模式也出现了同波束干涉测量技术(Same Beam Interferometry, SBI)和相位参考干涉测量技术(Phase Referencing Interferometry, PRI)^[21]。其测控与回收系统组成如图7所示。

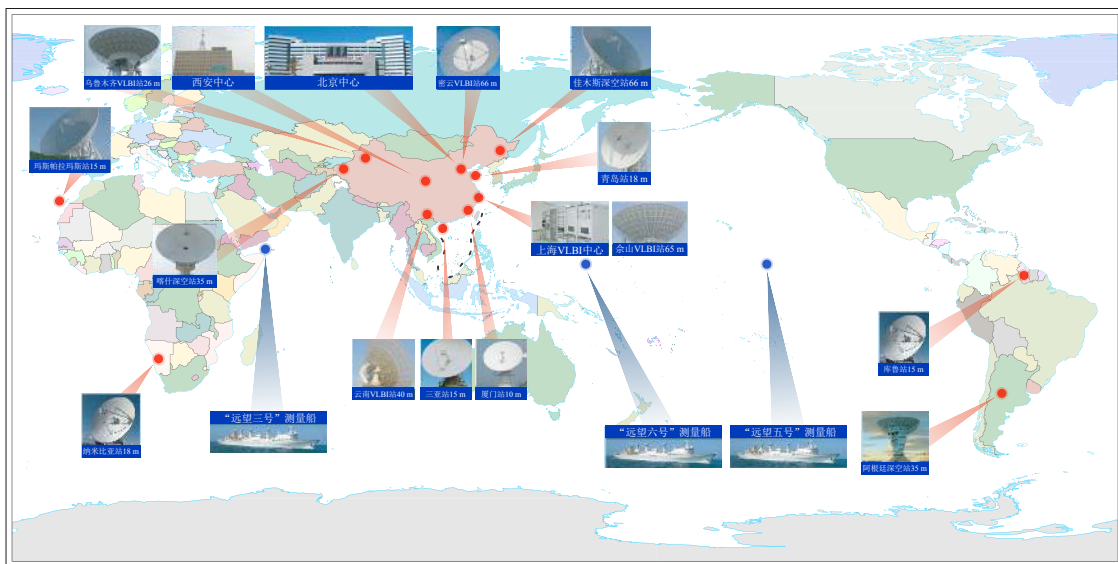


图7 测控与回收系统示意图

Fig. 7 Layout of TT&C system and recover system

综合发射窗口、轨道设计和任务分析结果,选择月球正面北纬 $41.5^{\circ} \sim 44.5^{\circ}$ 、西经 $56.7^{\circ} \sim 64.7^{\circ}$ 的风暴洋东北侧区域作为月面着陆和采样区。选用我国内蒙古四子王旗着陆场及搜索回收力量回收返回器。

以地面应用系统科学应用中心和密云、昆明数据接收站为基础,进行相关设备改造,实施科学支持任务;在科学应用中心新建月球样品实验室,开展月球样品存储、处理、研究。

为满足工程需要和带动技术进步,提出了舱载设备小型化、综合化、协同化^[1]的要求,取得了良好效果。

为保证新研项目顺利开展技术攻关和试验验证,完善和健全了开发验证体系,开展了93项条件建设及

改造项目,建设了月面采样地面验证系统、着陆起飞试验验证系统、月球轨道交会对接全物理仿真验证系统、1 m直径高超声速低密度风洞等先进大型试验设施。

5.2 任务过程

“嫦娥五号”工程使用“长征五号”运载火箭,在中国文昌航天发射场,将月球探测器(含轨道器、着陆器、上升器、返回器)送入地月转移轨道。在地面测控支持下,探测器经过地月转移、近月制动、环月飞行、月面软着陆、样品采集和科学探测、月面起飞、月球轨道交会对接、月地转移、地球再入、着陆回收等过程,完成采样返回任务。整个任务过程共11个飞行阶段,如图8所示。共采集样品质量1731 g。

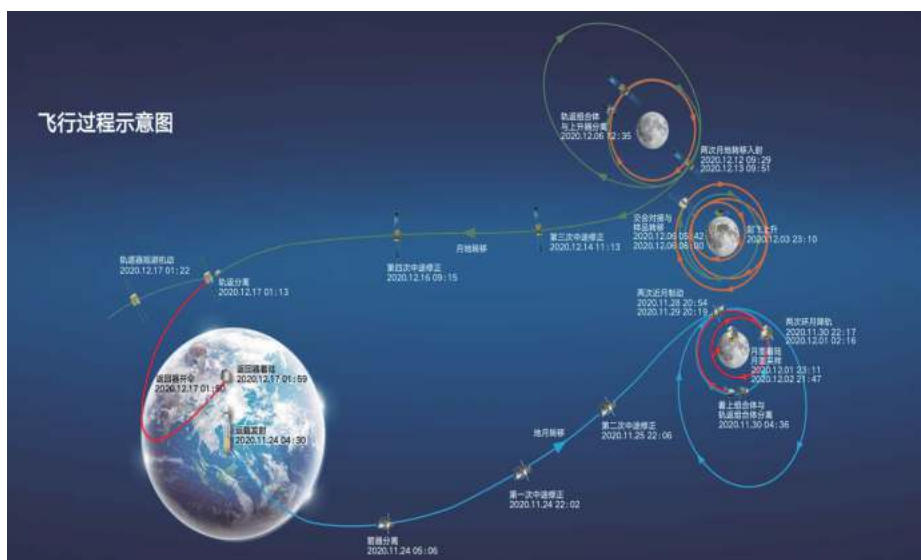


图8 “嫦娥五号”飞行过程示意图

Fig. 8 Flight profile of Chang'E-5

5.3 实施效果

2020年11月24日4时30分22秒,“嫦娥五号”探测器由“长征五号”运载火箭在中国文昌航天发射场成功发射,准确进入预定地月转移轨道。探测器经过两次中途修正和两次近月制动后进入环月轨道;11月30日,探测器的轨道器返回器组合体(轨返组合体)与着陆器上升器组合体(着上组合体)分离;12月1日,着上组合体安全着陆月面并按程序实施月面采样和国旗展示等工作;12月3日,着上组合体完成月面工作后,上升器点火起飞进入环月轨道;12月6日,轨道器与上升器精准对接并完成样品转移后实施分离;轨返组合体经环月等待后于12月12日完成月地转移入射;轨返组合体经两次中途修正后,并于12月17日在距离地面约为5 000 km完成返回器、轨道器分离,返回器经滑

行、第一次再入地球大气并跃起、自由飞行、第二次再入地球大气等飞行阶段,在内蒙古四子王旗预定区域安全着陆。图9为返回器着陆现场。



图9 返回器着陆现场

Fig. 9 Landing site of CE-5's lander

2020年12月17日,“嫦娥五号”任务轨道器与返回器在距离地球5000 km处实施分离,返回器携带月球样品返回地球,轨道器顺利执行了规避机动。因为托举“嫦娥五号”探测器升空的“长征五号”火箭入轨精度非常高,使得“嫦娥五号”轨道器的地月轨道修正次数减少,用于轨道修正的推进剂实际仅消耗了原计划的0.3%,省出大量燃料。在完成返回器护送任务后,“嫦娥五号”轨道器还剩200多kg推进剂。经研究,轨道器开展实施拓展任务,启程飞往距离地球约150万km的日地拉格朗日L1点,进行环绕飞行并开展探测试验。日地L1点位于太阳与地球的连线之间,是放置太阳观测站的最佳位置,航天器不会被地球或月球遮挡,可以不间断观测太阳或观测地球向阳面。此次拓展任务目标包括:验证地球—日地L1点转移轨道的设计与控制技术;在日地L1点附近开展长期探测,验证L1点环绕轨道设计与控制技术;对日地L1点附近光照、辐照等环境进行检测,验证相关分系统的适应能力;择机开展日凌期间探测器与地面的测控通信试验。

3月18日,经过约88 d的转移旅程、2次轨道机动和2次中途修正,轨道器成功被日地拉格朗日L1点捕获,成为我国首颗进入日地L1点探测轨道的航天器。日地L1点探测试验后,将根据轨道器状态和约束条件等情况,酌情开展其他拓展任务。

“嫦娥五号”任务作为我国复杂度最高、技术跨度最大的航天系统工程,首次实现了我国地外天体采样返回。任务实施过程实现了零差错、零故障,再入返回飞行试验和“嫦娥五号”任务均一次成功,充分说明了方案设计的合理性和正确性。这是发挥新型举国体制优势攻坚克难取得的又一重大成就,标志着中国航天向前迈出一大步,使我国深空探测事业由空白进入国际先进行列,将为深化人类对月球成因和太阳系演化历史的科学认知做出贡献。

“嫦娥五号”任务使我国具备了无人地外天体往返航天工程能力,其形成的研制条件、工程方案、关键技术、管理模式等为我国深空探测事业奠定了扎实的基础。一方面,月球资源原位利用是月球基地等中长期月球任务得以确立、执行和应用的基本技术保证^[22],”嫦娥五号”突破的钻取、输送、表取、转移、封装等技术,为后续构建科考站,深化月球资源勘查、探索月球资源利用、拓展深空探测能力提供了必要的技术基础^[23];另一方面,火星及其他行星探测与月球探测技术互补,有机衔接^[24],”嫦娥五号”的成功必将有力地推动行星探测工程的发展。

5.4 主要创新

1) 创造性地设计了四器组合飞行、月面采样封装、月面起飞上升、无人环月对接、高速跳跃返回、国内回收的工程系统方案,构建了无人地月往返无人航天工程体系。

2) 提出了遥操作表取、钻取结合的采样方案。

3) 提出了环月两器通信、抓捕式无人对接和转移机构自主样品转移的方案。

4) 设计了我国首次月面起飞技术方案。

5) 形成了我国全球布局的深空测控网,建立了我国首个行星际返回再入测控走廊,实现了第二宇宙速度再入返回目标近连续可靠跟踪。

6) 国内首次构建了月球样品处理系统。

7) 设计了满足强约束的高适应性地月转移火箭发射弹道。

6 结 论

在重大工程领域,顶层方案优选已成为目前国内外研究的重点和难点,由于设计问题的复杂性和决策方法的局限性,使得在方案评价方面目前还没有一种通用且有效的方法^[19]。对于组成复杂、技术跨度大的航天工程,工程方案的权衡设计要统筹我国技术基础与技术发展,借鉴国内外经验,把握关键环节,进行多方面的比较,开展多轮迭代和总体、系统、分系统等多层级的权衡,特别是关键环节的权衡。

深空探测面临探测方式、飞行距离、任务周期、测控通信、动力能源、自主运行、先进推进、天体进入与返回等多维需求^[25]。在科学方面,深空探测将以科学为主要驱动力,加深对太阳系的认识,拓展人类的知识疆界。其中,太阳系及其行星的起源和演化是太阳系探测的终极科学目标,寻找地外生命和宜居环境是太阳系探测的主要驱动力,预防太阳活动和小天体撞击对地球的危害性影响是太阳系探测的现实意义^[26]。太阳系边际乃至更远的星际空间还有待更有效的就位探测,一个专门的太阳系边际探测计划蕴含着巨大的科学价值^[27]。在工程技术方面,对于利用太阳能困难的航天任务以及大功率航天任务,空间核能的利用成为必然^[28]。与地面核设施相比,空间核动力装置的运行环境和任务剖面不同,体积和质量受限,无法像地面核设施一样采取多重冗余设计和保护。因此,为安全应用空间核动力装置,必须对其独特的安全性设计加以研究,制定合适的安全原则和策略,以指导空间核动力装置的开发和应用^[29]。在人工智能方面,后续探测任务将面临未知的环境,任务过程更加复杂,测

控延时将大大增加,采用传统的地面遥控指令控制方式已远远无法满足任务要求。面对未知、复杂多变的环境,探测器需要具备更高的自主性能和更强的适应能力^[30]。

因此,随着探月工程四期、行星探测、太阳系边际探测、国际月球科研站的展开,科学需求与工程技术的不断发展,工程总体方案的设计难度、权衡要求也将不断增加。本文阐述了在工程中提出的5步权衡设计方法及为“嫦娥五号”任务设计做出的贡献,任务的成功也说明了该权衡设计过程与方法的实用性和有效性,可为后续类似任务方案设计提供借鉴,并在实践中不断完善和发展。

参 考 文 献

- [1] 邓连印,郭继峰,崔乃刚. 月球基地工程研究进展及展望[J]. *导弹与航天运载技术*, 2009(2): 25-30.
- DENG L Y, GUO J F, CUI N G. Progress and prospects of engineering for lunar bases[J]. *Missile and Space Vehicle*, 2009(2): 25-30.
- [2] 吴伟仁,刘继忠,唐玉华,等. 中国探月工程[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2019, 6(5): 405-416.
- WU W R, LIU J Z, TANG Y H, et al. China lunar exploration program[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2019, 6(5): 405-416.
- [3] 孙辉先,李慧军,张宝明,等. 中国月球与深空探测有效载荷技术的成就与展望[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2017, 4(6): 495-509.
- SUN H X, LI H J, ZHANG B M, et al. Achievements and prospect of payloads technology in Chinese lunar and deep space exploration[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2017, 4(6): 495-509.
- [4] 黄文德,郗晓宁,王威. 基于STK的月球探测任务分析、设计与验证方法[J]. *中国空间科学技术*, 2010(6): 72-80.
- HUANG W D, XI X N, WANG W. Methods of mission analysis design and validation for lunar exploration based on STK[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2010(6): 72-80.
- [5] 刘柏森,张晔,张磊. 一种用于大型舰船总体要素优化设计的约束多目标分解进化算法[J]. *智能系统学报*, 2016, 11(5): 635-640.
- LIU B S, ZHANG Y, ZHANG L. Element optimization design of large ship based on constrained multi-objective decomposition evolutionary algorithm[J]. *CAAI Transactions on Intelligent System*, 2016, 11(5): 635-640.
- [6] 裴照宇,王琼,田耀四. 嫦娥工程技术发展路线[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2015, 2(2): 99-110.
- PEI Z Y, WANG Q, TIAN Y S. Technology roadmap for Chang'E program[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2015, 2(2): 99-110.
- [7] 李军,宋笔锋,裴扬. 基于分层体系的现代作战飞机方案评估[J]. *航空学报*, 2011, 32(10): 1824-1834.
- LI J, SONG B F, PEY Y. Project assessment of modern combat aircraft based on hierarchy systems[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(10): 1824-1834.
- [8] 辛鹏飞,李德伦,刘欣,等. 小型星表探测机器人发展现状与趋势[J]. *航空学报*, 2021, 42(1): 523897-523897.
- XIN P F, LI D L, LIU X, et al. Development of small-scale planet surface exploration robots: status quo and trend[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(1): 523897-523897.
- [9] 王赤,张贤国,徐欣峰,等. 中国月球及深空空间环境探测[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2019, 6(2): 105-118.
- WANG C, ZHANG X G, XU X F, et al. The lunar and deep space environment exploration in China[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2019, 6(2): 105-118.
- [10] 宋征宇,吴义田,徐珊姝,等. 长征八号:长征火箭系列商业化与智能化的先行者[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2021, 8(1): 3-16.
- SONG Z Y, WU Y T, XU S S, et al. LM-8: the pioneer of long march rocket series on the innovations of commercialization and intelligence[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2021, 8(1): 3-16.
- [11] 叶培建,张焯,李飞. 前言——记嫦娥四号月球探测器专题[J]. *中国科学:技术科学*, 2019, 49: 123.
- YE P J, ZHANG H, LI F. The dissertation of Chang'e-4 lunar probe: preface[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2019, 49: 123.
- [12] 卢伟,宋爱国,凌云. 面向浅层月壤的小型取样器研究[J]. *宇航学报*, 2011, 32(9): 2065-2073.
- LU W, SONG A G, LING Y. Research on the sampler for shallow lunar regolith[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(9): 2065-2073.
- [13] 董光亮,樊敏,李培佳,等. 嫦娥二号探测器轨道确定与支持[J]. *宇航学报*, 2013, 34(4): 457-463.
- DONG G L, FAN M, LI P J, et al. Chang'E-2 lunar probe orbit determination and support[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(4): 457-463.
- [14] 杨眉,李飞,刘德成,等. 嫦娥四号着陆器月面工作遮挡应对方案研究[J]. *中国空间科学技术*, 2020, 40(1): 78-86.
- YANG M, LI F, LIU D C, et al. Study of shielding solution for lunar surface work of Chang'e-4 lander[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2020, 40(1): 78-86.
- [15] 吴伟仁,于登云. “嫦娥3号”月球软着陆过程中的关键技术[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2014, 1(2): 105-109.
- WU W R, YU D Y. Key Technologies in the Chang'e-3 soft-landing project[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2014, 1(2): 105-109.
- [16] 宋叶志,黄勇,胡小工,等. 月球探测软着陆与采样返回段弹道确定[J]. *宇航学报*, 2016, 37(10): 1157-1163.
- SONG Y Z, HUANG Y, HU X G, et al. Trajectory determination for lunar probe soft landing and sampling return[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(10): 1157-1163.
- [17] 张波,李海洋,唐国金. 环月轨道遥操作对接预测共享控制[J]. *宇航学报*, 2014, 35(3): 315-323.
- ZHANG B, LI H Y, TANG G J. Predictive shared control of teleoperation rendezvous and docking in lunar orbit[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(3): 315-323.
- [18] 王平,梁鲁,果琳丽. 载人登月舱概念设计阶段多方案比较方法初探[J]. *航天返回与遥感*, 2013, 34(6): 1-10.
- WANG P, LIANG L, GUO L L. Study on alternatives comparison method of manned lunar module in concept design stage[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2013, 34(6): 1-10.
- [19] 赵锁珠,李军. 基于多准则决策的作战飞机顶层方案优选[J]. *飞行力学*, 2012, 30(1): 29-33.
- ZHAO S Z, LI J. Scheme selection of aircraft top-layer design based on multi-criteria decision-making approach[J]. *Flight Dynamics*, 2012, 30(1): 29-33.
- [20] 赵劲松,康建设,张春润. 基于集对联系度的装备设计多方案决策模

- 型[J]. 机械工程学院学报, 2015, 27(4): 16-20.
- ZHAO J S, KANG J S, ZHANG C R. A decision model for equipment design scheme based on IDC of set pair analysis[J]. *Journal of Ordnance Engineering College*, 2015, 27(4): 16-20.
- [21] 董光亮, 李海涛, 郝万宏, 等. 中国深空测控系统建设与技术发展[J]. 深空探测学报(中英文), 2018, 5(2): 99-114.
- DONG G L, LI H T, HAO W H, et al. Development and future of China's deep space TT&C system[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2018, 5(2): 99-114.
- [22] 阎师, 陈辉, 袁勇, 等. 月球资源原位利用进展及展望[J]. 航天器环境工程, 2017, 34(2): 120-125.
- YAN S, CHEN H, YUAN Y, et al. Progress and prospects of lunar resource in-situ utilization[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2017, 34(2): 120-125.
- [23] 杨建中, 吴琼, 于登云, 等. 无人月球科考站构建与运行关键技术初探[J]. 深空探测学报(中英文), 2020, 7(2): 111-117.
- YANG J Z, WU Q, YU D Y, et al. Preliminary study on key technologies for construction and operation of robotics lunar scientific base[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2020, 7(2): 111-117.
- [24] 于登云, 孙泽洲, 孟林智, 等. 火星探测发展历程与未来展望[J]. 深空探测学报(中英文), 2016, 3(2): 108-113.
- YU D Y, SUN Z Z, MENG L Z, et al. The development process and prospects for Mars exploration[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2016, 3(2): 108-113.
- [25] 孙泽洲, 孟林智. 中国深空探测现状及持续发展趋势[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(6): 785-791.
- SUN Z Z, MENG L Z. Current situation and sustainable development trend of deep space exploration in China[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2015, 47(6): 785-791.
- [26] 郑永春, 欧阳自远. 太阳系探测的发展趋势与科学问题[J]. 深空探测学报(中英文), 2014, 1(2): 83-92.
- ZHENG Y C, OUYANG Z Y. Development trend analysis of solar system exploration and the scientific vision for future missions[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2014, 1(2): 83-92.
- [27] 王赤, 李晖, 郭孝城, 等. 太阳系边际探测项目的科学问题[J]. 深空探测学报(中英文), 2020, 7(6): 517-524, 535.
- WANG C, LI H, GUO X C. Scientific objectives for the exploration of the boundary of solar system[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2020, 7(6): 517-524, 535.
- [28] 朱安文, 刘磊, 马世俊, 等. 空间核动力在深空探测中的应用及发展综述[J]. 深空探测学报(中英文), 2017, 4(5): 397-404.
- ZHU A W, LIU L, MA S J, et al. An overview of the use and development of nuclear power system in deep space exploration[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2017, 4(5): 397-404.
- [29] 周继时, 朱安文, 耿言. 空间核能源应用的安全性设计、分析和评价[J]. 深空探测学报(中英文), 2015, 2(4): 302-312.
- ZHOU J S, ZHU A W, GENG Y. Safety design, analysis and estimation for the use of nuclear power source in outer space[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2015, 2(4): 302-312.
- [30] 叶培建, 孟林智, 马继楠, 等. 深空探测人工智能技术应用及发展建议[J]. 深空探测学报(中英文), 2019, 6(4): 303-316.
- YE P J, MENG L Z, MA J N, et al. Suggestions on artificial intelligence technology application and development in deep space exploration[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2019, 6(4): 303-316.

作者简介:

裴照宇(1966—), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向: 航天工程总体设计。

通讯地址: 北京海淀区知春路65号中国卫星通信大厦B座, 探月与航天工程中心(100190)

电话: (010)68378178

E-mail: ren999@sohu.com

Overall Scheme Trade-off Design of Chang'E-5 Mission

PEI Zhaoyu¹, REN Junjie¹, PENG Jing², WANG Qiong¹, HU Zhenyu³, LI Haitao⁴,
HUANG Lei⁴, GENG Guangyou⁵

(1. Lunar Exploration and Space Engineering Center, Beijing 100190, China;

2. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

3. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China;

4. Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China;

5. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: In response to the requirements of lunar sampling and return mission, based on the development of our country's launch vehicle and the technical foundation in the first and second phases of the lunar exploration project, a multi-planned and multi-round iterative trade-off analysis has been made on the overall plan of the detector, the composition of the functional modules, the launch method, the flight process, etc., and the module composition, main flight process and "Chang'E-5" engineering design process of "Chang'E-5" detector have been gradually optimized and determined. The result fully proves that the scheme is in line with our country's lunar exploration project development plan and aerospace technology development expectations, and thus is advanced and feasible. The NAFVO trade-off design method adopted in the design process can provide a useful reference for the design of complex and large-scale aerospace engineering schemes.

Keywords: Chang'E-5; lunar surface sampling; scheme design; trade-off decision

Highlights:

- The overall design of the Chang'E-5 project was done through a weighing method.
- Explains the trade-off design process and main content of the overall plan of the Chang'E-5 complex project, and introduces how to design and optimize the overall plan based on our country's technical foundation.
- The program has been verified by engineering to meet the development plan of our country's lunar exploration project and the expectation of the development of aerospace technology.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 宋利辉]