

空间堆技术发展分析与展望

赵守智¹, 解家春¹, 吕 征¹, 高 峰², 安伟健¹, 侯 丞¹, 霍红磊¹

(1. 中国原子能科学研究院, 北京 102413; 2. 中国空间技术研究院, 北京 100094)

摘要: 空间堆技术作为一种重要的空间能源技术, 具有独特的优势, 在空间领域具有广阔的应用前景。本文概述了空间核能的分类体系, 介绍了各种空间电源及空间推进技术的特点及基本性能, 分析了空间堆电源相较于其他电源的性能优势。简述了美俄在空间堆电源及核热推进领域的发展历程。概括了各种空间堆电源及核热推进技术方案的特点及适用范围, 结合具体案例, 分析介绍了其技术方案及主要技术参数。对空间堆技术涉及的关键技术进行了详细分析, 包括高温紧凑反应堆设计、高效率热电转换、辐射防护优化等。分析总结了空间堆技术的发展趋势, 并对其在地球轨道空间、月面科研站、火星探测、木星系统探测、深远空探测及危险天体防御等领域的应用需求及前景进行了展望。空间堆技术在满足未来空间任务方面具有不可替代的作用, 其持续发展将对人类开发太空资源、探索浩瀚宇宙产生深远影响。

关键词: 空间电源; 空间核能; 空间核动力; 空间堆; 空间堆电源; 核热推进; 核电推进

中图分类号: TL99

文献标志码: A

文章编号: 1000-6931(2025)09-2084-28

doi: 10.7538/yzk.2025.youxian.0586

Analysis and Prospect of Space Reactor Technology Development

ZHAO Shouzhi¹, XIE Jiachun¹, LYU Zheng¹, GAO Feng²,

AN Weijian¹, HOU Cheng¹, HUO Honglei¹

(1. China Institute of Atomic Energy, Beijing 102413, China;

2. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: As a significant space energy technology, space reactor technology possesses unique advantages and demonstrates broad application prospects in the space domain. The classification system of space nuclear energy was outlined, and the characteristics and basic performances of various space power supplies and space propulsion technologies were introduced. The performance advantages of space reactor power supplies over other power sources were analyzed. An overview of the development history of The United States and Russia in the fields of space nuclear power systems and nuclear thermal propulsion was presented. The characteristics and applicable scopes of various space nuclear power and nuclear thermal propulsion technical solutions were summarized. Through specific case studies, their technical schemes and key technical parameters were analyzed and introduced. Key technologies involved in space reactor technology were analyzed in detail, including high-temperature compact reactor design, high-efficiency thermal-electric conversion, radiation protection optimization, etc. The development trends of space reactor technology were analyzed and summarized, and its application requirements and prospects in fields such as Earth-orbiting space, Lunar research stations,

Mars exploration, Jupiter system exploration, deep space exploration, and hazardous celestial body defense were prospected. Space reactor technology plays an irreplaceable role in meeting future space mission demands, and its continuous development will have profound impacts on humanity's exploitation of space resources and exploration of the vast universe.

Key words: space power; space nuclear energy; space nuclear power; space reactor; space reactor power; nuclear thermal propulsion; nuclear electric propulsion

核能的根本优势在于其惊人的能量密度。1 kg ^{235}U 完全裂变释放的能量相当于 2 700 t 标准煤。其卓越的性能优势促使其在新型能源、舰艇推进、空间动力等领域大放异彩。1965 年,美国成功发射了世界上第 1 个空间核反应堆电源(简称空间堆电源) SNAP-10A, 迄今为止,美国和苏联累计成功发射了 34 个装备有空间堆电源的航天器。

美国与苏联/俄罗斯始终将空间堆技术视为国家战略核心技术,在长达数十年的研发历程中,持续投入巨大人力和资金进行研发,取得了举世瞩目的成就^[1]。近来,随着人类深空探测活动的拓展,常规能源(化学能、太阳能)已不能满足多种多样的空间任务需求,核能成为军民航天任务能源的必然选项。空间堆技术的研发及其应用对国家安全、科学探索、拓展人类生存空间、开发宇宙资源及推动社会进步具有深远的战略意义。

本文重点对空间堆技术的发展情况进行综述。分析比较各种空间电源及空间推进技术的特点、基本性能和优势。总结美俄在空间堆电源及核热推进领域的发展历程。概述各种空间堆电源及核热推进技术方案的特点及适用范围、涉及的关键技术。分析总结空间堆技术的发展趋势,并对其应用需求及发展前景进行展望。

1 概述

1.1 空间核能分类

核能包括放射性同位素(或同质异能素)的衰变能、重核裂变能与轻核聚变能,其中衰变能和裂变能是目前工程上切实可利用的核能。核裂变反应的主要产物包括裂变碎片、 α 粒子、中子、质子、电子(β 粒子)、 γ 光子和中微子,核反应直接产生的能量表现为上述产物的动能或光能,“核反应产生的热能”是一种通俗的说法,其实质是指“核反应产生的最终以热能方式沉积在核燃料

或材料中的能量”。

空间核能的利用方式主要有 3 种:一是将核反应产生的能量直接以热能方式供航天器使用,为空间极端低温环境下的设备和舱室保温;二是将核反应产生的热能转换为电能供航天器使用;三是利用核反应产生的热能直接加热工质,使工质通过喷嘴高速喷出,产生推进动力。同位素衰变能的利用方式主要是为航天器和星表基地供热/供电;核裂变能的主要利用方式是为航天器供电/提供推进动力,或者为星表基地供热/供电。空间核能的分类如图 1 所示。

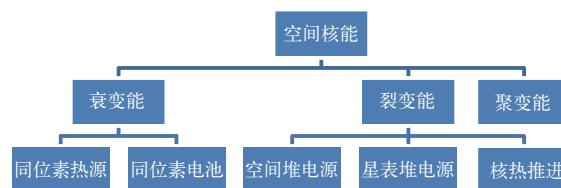


图 1 空间核能分类

Fig. 1 Classification of space nuclear energy

1.2 空间电源

空间电源系统是航天器最重要的分系统之一,它的功能是为航天器有效载荷和各服务系统提供、配送稳定电力。目前世界上已实现空间应用的电源可概括为:化学电源、太阳电池阵-蓄电池组联合电源(简称太阳能电源)、同位素电池与空间堆电源。

1.2.1 空间堆电源 空间堆电源是将核裂变反应产生的热能转换为电能为航天器供电的装置,一般由反应堆、阴影屏蔽、热电转换系统、热排放系统、自动控制系统等组成,其系统原理图如图 2 所示。反应堆的主要作用是可控地维持链式裂变反应,为热电转换系统提供高品质的热源;热电转换系统将部分热能转换为电能;热排放系统通过热辐射方式将废热排散到宇宙空间;阴影屏蔽位于反应堆本体和电源其他系统以及航天器平台之间,将核反应堆产生的辐射剂量减弱至载荷或宇

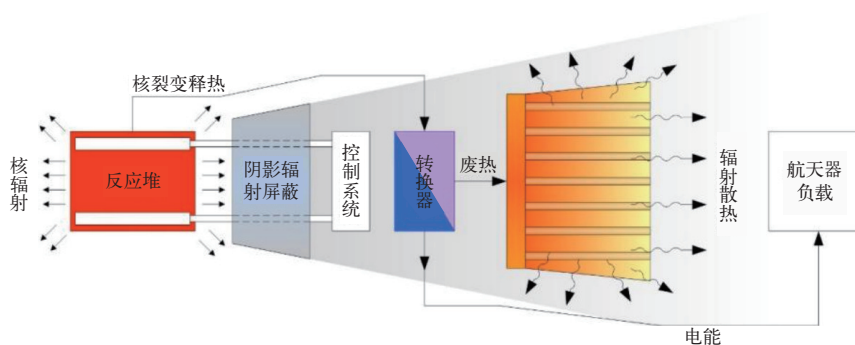


图2 空间堆电源系统原理图

Fig. 2 Schematic diagram of space reactor power system

宇航员可接受的水平;自动控制系统负责电源系统的监测和运行控制。

与太阳能电源等传统空间电源相比,空间堆电源具有以下特点和优势:1) 能量自主产生,不依赖太阳光照,无需对日定向,可全天时工作,适用于多种环境;2) 能量密度高,功率范围从千瓦至数十兆瓦,且功率越大优势越明显;3) 结构紧凑、展

开面积小、受打击面小、目标特性小,隐蔽性好;4) 具有较强的抗空间碎片撞击能力和抗辐射能力,对恶劣环境(范艾伦辐射带)有较强适应能力。

空间堆电源具有功率越大比功率越高的特点,表1列出了典型空间堆电源方案的功率、质量比功率及质量比能量(简称比功率及比能量),图3示出了空间堆电源比功率随功率的变化。

表1 不同功率下空间堆电源的比功率和比能量

Table 1 Specific power and specific energy of space reactor power at different power levels

电功率/kW	质量/kg	寿命	比功率/(W/kg)	比能量/(Wh/kg)	备注
0.475	450	15 000 h	1.05	15 833	ROMASHKA ^[2]
3	900	4 400 h	3.33	14 666	BUK ^[3]
5	1 200	342 d	4.17	34 200	TOPAZ- I ^[3]
40	2 800	7 a	14.3	876 000	TOPAZ- III (设计) ^[4]
100	4 580	7 a	22.1	1 357 238	SP-100(设计) ^[5]
200	5 875 ¹⁾	7 a	34.0	2 087 489	普罗米修斯(设计) ^[6]
470 ²⁾	6 800	7 a	71.4	4 380 000	俄罗斯兆瓦飞船计划(设计) ^[7]

注: 1) 当前最佳估计值(CBE), 未包含不确定性

2) 在俄罗斯兆瓦核动力飞船原计划中功率为1 MW, 现功率大幅降低

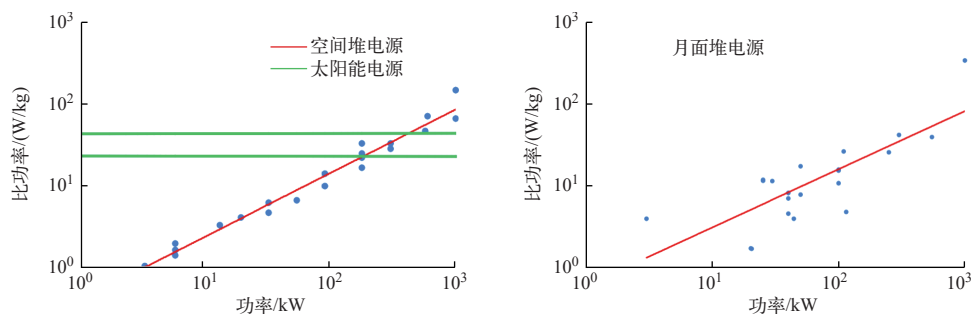


图3 空间堆/月面堆电源比功率随功率的变化

Fig. 3 Variation of specific power with power level for space/Lunar surface reactors

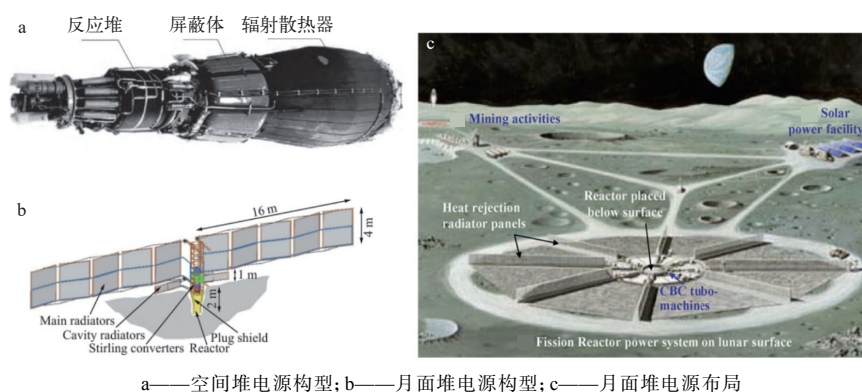
1.2.2 星表堆电源 星表堆电源是将核裂变反应产生的热能转换为电能为星表基地或星表巡视探

测器等供电的装置。星表堆电源的主要应用场景是月面和火星基地,也包括水星、金星及其他行

星卫星着陆/巡视器。星表堆电源的工作原理、关键技术与空间堆电源有许多相通之处,但因运行环境(重力和大气等)和要求不同,在技术选择和构型方面均存在着显著的差异。

本文检索汇总了已发表的各种月面堆电源的设计方案。月面堆电源同样具有功率越大比功率越高的特点,与空间堆电源相比,其离散度显著偏

大,这是因为各种方案的屏蔽设置存在显著差异,另一方面说明,对月面堆电源的研究深度和空间堆电源相比还较为粗浅,还未形成较为一致的认知。在相同功率下月面堆电源的比功率低于空间堆电源,这主要是因为增加了额外屏蔽。图4示出了月面堆电源概念设计的构型及布局图^[8-9],从图4可看出它与空间堆电源的显著差异。



a——空间堆电源构型;b——月面堆电源构型;c——月面堆电源布局

图4 月面堆电源构型及布局图^[8-9]

Fig. 4 Configuration and layout diagram of Lunar surface reactor power system^[8-9]

1.2.3 放射性同位素电池 放射性同位素电池一般采用温差发电方式,也称放射性同位素温差发电器(RTG)。空间用放射性同位素电池一般采用 ^{238}Pu 同位素作为热源材料,材料形式有金属、陶瓷或金属陶瓷等。 ^{238}Pu 的主要衰变方式为 α 衰变,其半衰期87.7 a。空间用RTG的研究工作始于20世纪50年代后期。其后几十年中,成功应用于地球轨道的通信、导航和气象卫星,并广泛应用于深空探测器,目前美国通用多用途热源RTG的比功率为5 W/kg^[10]。

同位素电池具有尺寸小、质量轻、可靠性高、寿命长等优点,但其功率较小,一般不超过千瓦级,长寿命同位素的原料供应比较困难,且价格昂贵。

1.2.4 化学电源 化学电源通过电化学反应将化学能直接转换为电能,由正极、负极和电解质构成。化学电源包括一次电池、二次电池以及燃料电池。鉴于太空环境中二次电池或可再生燃料电池常与太阳电池阵联合使用,此处化学电源特指一次电池及非再生燃料电池。

一次电池即原电池(俗称干电池),在放电后不能充电使其复原。目前,以锂/亚硫酰氯为代表的锂一次电池具有非常高的能量密度,通常高

达420 Wh/kg,当在低速率放电的情况下该数值还会进一步增加至650 Wh/kg^[11]。锂/氟化碳一次电池是目前能量密度最高的化学电源,具有输出电压稳定、安全性好、使用温度范围宽和自放电率低等特点,锂/氟化碳一次电池能量密度可达1 475 Wh/kg^[12]。

燃料电池是一种直接将储存在燃料和氧化剂中的化学能转化为电能的发电装置。目前航天领域燃料电池以氢氧燃料电池为主,燃料电池的质量比功率可达1 300 W/kg^[13]。

化学电源系统具有结构简单、输出电压稳定、内阻小、适合大电流放电等优点,但低温性能差、比能量小、供能时间短,适合于时间较短的任务,使用寿命一般不超过1个月。

1.2.5 太阳能电源 太阳能电源一般由太阳电池阵、蓄电池和管理系统组成。早期的返回式卫星留轨时间短,只有几十天,一般采用一次电池。后来随着太阳电池阵的应用,卫星留轨时间延长到一年以上,需要蓄电池组和太阳电池阵配合使用。

最早的太阳电池诞生于20世纪50年代。20世纪90年代之前,太阳能电源的比功率只有约5 W/kg,与同位素电池的比功率相当^[14]。

近年来砷化镓太阳能电池效率不断提高,从最初效率为17%的单结砷化镓太阳能电池,到效率为22%的双结砷化镓太阳能电池,再到现在批产效率达30%的三结砷化镓太阳能电池^[15]。目前,刚性砷化镓太阳能电池阵成为航天器主流应用的太阳能电池阵构型^[16-17],它在发射阶段以折叠的方式收拢,入轨后展开。刚性多结砷化镓太阳能电池单体转换效率可达34%,太阳能电池阵的质量比功率^[17]可达约80 W/kg,面密度可达约300 W/m²。

对于太阳能电源,为了在阴影区也能工作,必须配置蓄电池组,它和太阳能电池阵组合使用,在日照区充电,在地影区放电。空间蓄电池经历了镉镍蓄电池、氢镍蓄电池、锂离子蓄电池的发展历程。

近十年来,锂离子电池由于其比能量高、自放电率低、充电效率高、无记忆效应等优点,已经越来越广泛地被应用到航天领域。现在单体比能量为250 Wh/kg、组合比能量200~220 Wh/kg的锂电池也已经实现空间应用^[18],充放电次数可达到30 000次以上,任务寿命超过10 a。我国比能量为300 Wh/kg的锂电池单体关键技术已攻关成功,锂电池组合将达到250 Wh/kg。到2025年锂动力电池单体比能量预计达到400 Wh/kg,2030年比能量达到500 Wh/kg^[19]。

随着质子交换膜燃料电池技术的发展,氢氧燃料电池已发展成为可与太阳能电池阵搭配的再生燃料电池(RFC)发电系统。氢氧燃料电池作为新型的可再生能源,具有极高的比能量,可高达400~1 000 Wh/kg^[13]。

太阳能电源是目前航天器使用最广泛的电源系统,具有结构相对简单、取用方便、可靠性高、寿命长等优点。但太阳能电源依赖于光照条件,必须对日定向,难以实现高精度和高稳定度的姿态控制。太阳能电池阵结构复杂,展开面积大,对低

轨道飞行带来较大阻力;受空间碎片、陨石和外部打击面大,也容易受到辐照影响,生存能力较差。

另外,在与太阳距离超过5 AU(天文单位)后,太阳能电源的效率将降低到难以接受的水平;在距离太阳小于0.4 AU时,太阳能电池将需要采用特殊防护措施。月球有14.77天长夜,要实现月夜生存与工作,而受限于体积、质量约束,传统的太阳能电源无法满足要求^[20]。

1.3 空间电源的性能比较

各种空间电源具有不同的特点及各自的优缺点,因此对环境和任务的适应性也有显著的差异。笼统地比较没有太大的意义,需要就具体情况进行分析。

化学电源具有瞬时功率大,但总储能不高的特点,因此特别适合短时间大功率任务。同位素电池功率一般不超过千瓦级,比功率不大,且价格昂贵,通常应用于阳光不够充足且功率需求较小的空间任务。化学电源和同位素电池具有各自突出的特点,在特殊任务或领域中具有明显的优势,此处不再对它们和其他电源进行具体的分析对比。

无论是空间堆电源还是太阳能电源,均包含电源管理与分配系统(PMAD),但它们的PMAD所包含的内容又有所不同,例如,空间堆电源一般需要桁架支撑,太阳能电源则需要支撑、驱动机构以及热管理系统,此外它们与载荷对电源的要求关系密切。空间电源系统架构^[13]如图5所示,可看出,空间堆电源与太阳能电源的太阳能电池阵和蓄电池组相对应。

空间堆电源具有持续稳定为航天器供电的能力,而太阳能电源(太阳能电池阵+蓄电池组)通过日照区储电、地影区放电的方式同样能够实现持续稳定为航天器供电的能力,因此按照供电能力等

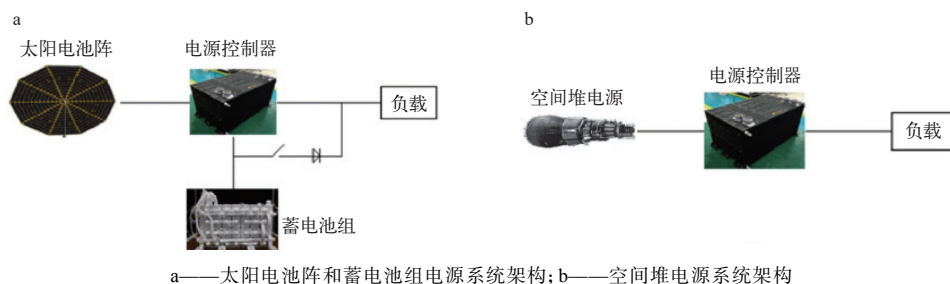


图5 空间电源系统架构

Fig. 5 Space power system architecture

效的原则对它们进行比较。太阳能电池阵需在日照期间同时满足运行功率(10 kW)和蓄电池充电的需求。

假设航天器需全天候提供的电功率为 P , 则太阳能电池阵所需总功率 P_S 为:

$$P_S = \left(1 + \frac{T_{ECL}}{T_{DT}\eta_{ch}\eta_{dis}}\right)(1 + \delta)P \quad (1)$$

式中: P 为航天器的额定功率; P_S 为太阳能电池阵总功率; T_{ECL} 为最大地影时间; T_{DT} 为最大地影时间对应的日照时间; δ 为设计冗余比例; η_{ch} 、 η_{dis} 分别为充、放电效率。

太阳能电池阵的面积 A_S 和质量 M_S 分别为:

$$A_S = \frac{P_S}{\eta S_0 FF} \quad (2)$$

$$M_S = A_S \rho_a \quad (3)$$

式中: S_0 为太阳常数; η 为太阳能电池阵效率; FF 为太阳能电池阵填充因子(有效面积占实际面积的比例, 通常为 80%~90%); ρ_a 为太阳能电池阵面密度。

所需蓄电池组的质量 M_{RB} 为:

$$M_{RB} = \frac{PT_{ECL}}{DOD\eta_{dis}} \quad (4)$$

式中, DOD 为放电深度。

1.3.1 地球轨道空间 地球轨道空间是地球大气层与外层空间的过渡区域, 覆盖低地球轨道(LEO)、中地球轨道(MEO)和地球同步轨道(GEO), 其开发应用对国家安全和经济发展具有双重战略意义。典型轨道卫星的最大阴影时间及阴影时间占比列于表 2。

卫星的轨道倾角、季节等因素均可影响其阴影时间的占比, 两个极端情况是, 晨昏轨道的卫星

始终能够处于光照区, 而低轨子午轨道的最大阴影时间占比约为 50%。

假设航天器需全天候提供 100 kW 功率, LEO 轨道周期 90 min, 阴影时间占比 50%。地球轨道空间的太阳常数为 1 366 W/m², 考虑实际损耗后按 1 300 W/m² 计算^[21]。采用叠瓦式布局的刚性展开式对日定向的三结砷化镓电池太阳能电池阵, 转换效率取 30%; 完整电池阵(含电池、互连条、基板及支撑结构)的面密度通常在 3.5~5.0 kg/m² 范围内^[22], 取 4.0 kg/m², 填充因子取 85%。蓄电池采用锂离子电池, 比能量按 200 Wh/kg 计算, 充放电效率一般为 90%~95%, 按 95% 计算, DOD 取 30%。根据式(1)~(4)可算出, 太阳能电池阵的面积为 750 m², 质量为 3 000 kg, 蓄电池质量为 1 300 kg。

等效功率 100 kW 的太阳能电源的总质量为 4 300 kg, 即太阳能电源的等效比质量为 43 kg/kW, 等效比功率为 23 W/kg。这与表 1 中给出的 SP-100 计划的 100 kW 空间堆电源以及普罗米修斯计划的 200 kW 空间堆电源的比功率相当。

对于 GEO 轨道, 蓄电池充放电次数较少, 取 DOD 为 0.7, 则太阳能电源的等效比功率约为 40 W/kg。图 3 为空间堆电源和太阳能电源的等效比功率随功率的变化, 其中, 两条绿色线表示目前太阳能电源的等效比功率为 20~40 W/kg 之间。

虽然等效比功率并不是比较空间电源优劣的唯一参数, 因为对航天器而言, 还需考虑电源的体积、面积、支撑结构、对日定向、姿态控制、结构挠性、抗环境干扰等多方面的影响因素^[23], 但无论如何, 等效比功率仍然是比较不同电源的基本的重要参考。

表 2 典型轨道卫星的最大阴影时间及阴影时间占比

Table 2 Maximum shadow time and shadow time fraction of typical orbiting satellites

轨道类型	高度范围	典型周期	最大阴影时间	阴影时间占比	核心特征与应用
LEO	200~2 000 km	90 min	45 min	50%	近地轨道卫星(如国际空间站)每圈约 45 min 处于地球阴影, 每天经历 16 次昼夜交替。常用于遥感、通信星座(如 Starlink), 需频繁充放电管理
MEO	2 000~35 786 km	12 h	30 min	8%~10%	GPS 卫星(20 200 km)每圈约 30 min 进入阴影, 每天 2 次, 阴影时间占比约 8.3%。轨道高度较高, 能源管理压力小于 LEO, 适用于导航系统
GEO	35 786 km	24 h	72 min	0.60%	地球同步轨道卫星仅在春分/秋分前后 46 天出现地影, 单次最长 72 min, 全年阴影时间占比仅 0.6%。适合通信、气象监测, 需应对短暂能源中断

1.3.2 月球表面 月球上昼夜交替周期为 29.53 d, 在月球的中低纬度地区, 月球的月夜长达约 14.77 d, 这意味着月球基地电源系统必须能够在无光照的条件下维持约 354 h 的供电能力。

假设月球基地的额定电功率需求为 10 kW, 采用太阳能电源进行供电, 日照与阴影时间各占 50%, 则太阳电池阵的功率需求为 25 kW, 质量为 300 kg。

整个月夜期间需消耗 3.54×10^6 Wh 电量; 考虑月面电源的充放电次数较少, 放电深度按 50% 计算, 则蓄电池组的质量高达 37.3 t。太阳能电源的总质量达到 37.6 t, 相应地, 月夜比能量为 94 Wh/kg。若采用具有最高比能量的可再生氢氧燃料电池 (500 Wh/kg), 则月夜比能量为 233 Wh/kg, 这与文献 [24] 给出的月夜比能量 210 Wh/kg 基本一致。

10 kW 的月面堆电源质量约为 3 t, 其月夜比能量为 1 180 Wh/kg; 40 kW 的月面堆电源质量为 $6 \sim 10$ t^[25], 月夜比能量为 1 416~2 360 Wh/kg。它们相比太阳能电源具有巨大的量级优势。为对各种电源进行比较, 将其指标均折算为等效比功率进行比较, 结果列于表 3。

表 3 各种月面电源的等效比功率
Table 3 Equivalent specific power
of various Lunar surface powers

空间电源	比功率/(W/kg)	空间电源	比功率/(W/kg)
太阳能+锂电池	0.3	40 kW 堆电源	8
太阳能+燃料电池	0.6	100 kW 堆电源	15
同位素电池	5	500 kW 堆电源	40
10 kW 堆电源	3		

注: 10 kW: FSP2.0; 40 kW: AFSPS; 100 kW: LSPS; 500 kW: 文献 [5]

1.3.3 火星表面 火星轨道为椭圆形, 距太阳的平均距离约 2.28×10^8 km, 1.52 AU, 火星的太阳常数约为地球的 43%, 即 585 W/m²。火星的昼夜周期(太阳日)约 24 h 40 min。以中国“天问一号”为例, 其着陆点位于北纬 25.1°, 东经 109.9°, 该处的最短日照时间约为 10 h 35 min。

仍以恒定功率需求 10 kW 为例, 可以算出太阳电池阵功率应为 29.7 kW, 面积为 199 m², 质量 796 kg。考虑充放电次数较少, 放电深度按 50% 计算, 其他参数同前, 则蓄电池组质量为 1.48 t。

因此太阳能电源的总质量为 2.28 t, 对应的等效比功率为 4.39 W/kg。

美国设想将 Kilopower 应用于火星基地, 其功率 10 kW, 质量约 1.7 t, 比功率约 6 W/kg。因此, 当功率需求为 10 kW 左右时, 无论是火星轨道探测还是表面探测, 同位素电池、空间堆电源均优于太阳能电源。当功率需求进一步增大时, 空间堆电源的优势愈加明显。

另外, 火星表面堆电源对火星沙尘暴的耐受能力强。

1.3.4 深远空探测 木星附近的阳光强度仅为地球附近的 3.7%。木星探测器朱诺号配置了 3 个太阳翼, 太阳电池阵的总面积 72 m²。在地球附近时, 这些太阳电池阵可提供 14 kW 的电力; 但进入木星轨道后, 提供的电力仅为 400 W^[26]。太阳电池阵的面密度按 4 kg/m² 计算, 则其比功率仅为 1.4 W/kg。需要说明的是, 朱诺号的轨道设计是避开木星阴影的。如果考虑在阴影区工作配置相应蓄电池组的情况, 木星探测器的太阳能电源的比功率将会更小。木星探测的理想电源是核电源, 包括同位素电池和空间堆电源。土星以远的探测只能采用核电源。

1.3.5 小结 太阳能电源强烈依赖于阳光, 对阳光强度和阴影时间占比非常敏感, 在阳光充足的地方有优势, 但在没有阳光或阳光强度很弱的地方根本无法工作; 空间堆电源的比功率随着功率的增大而增大, 一般应用于大功率空间任务或阳光不够充足的地方。

对于功率高达几百千瓦的地球轨道应用, 核能相较于太阳能的优势主要体现在后勤保障方面, 因此是起到增强作用而非不可或缺^[5]。对于需要持续稳定供电的月球基地/科研站, 同位素电池与月面堆电源具有压倒性优势。对于火星基地, 当夜间功率需求超过 10 kW 时, 星表堆电源开始显现出优势, 随着功率需求的增加, 堆电源的优势越来越大, 而且对火星沙尘暴耐受能力强。对于木星探测, 同位素电池与空间堆电源具有明显优势。对于土星以远乃至太阳系边际探测, 空间核电源是唯一合适的选择。

1.4 空间推进

1.4.1 化学推进 化学推进是一种利用化学反应释放能量作为能源, 并以反应产物作为工质产生

推力的推进方式。其核心是通过燃料与氧化剂的燃烧或分解反应产生高温、高压气体,经喷管加速排出产生反作用力。化学推进按照推进剂类型,一般分为液体推进、固体推进和固液混合推进。

化学推进的优点是:1) 推力大、推重比高,适用于高速飞行和重载任务;2) 技术成熟,经过数十年的发展,其设计、制造和测试技术高度成熟,可靠性较高;3) 响应快速,可在毫秒量级实现启动,适用于快速机动任务。

化学推进的缺点也很明显,最主要的是比冲较低,通常为 $300\sim 450\text{ s}$,比冲最高的氢氧化学推进理论比冲约 530 s ,远低于核热推进和电推进,使得长时间任务中燃料占比大,限制了有效载荷份额。

1.4.2 电推进 电推进是一种利用电能加速工质(如离子、等离子体等)产生推力的推进方式。按照加速机制不同,可分为离子推进、霍尔推进、电弧加热推进、脉冲等离子体推进等。

电推进的核心优势是比冲极高,通常为 $3\,000\sim 10\,000\text{ s}$,可极大减少推进工质的需求量,适用于长期任务,例如卫星轨道调整和姿态控制、深空探测等。电推进依赖于太阳能电源或核电源供给能量,电源功率决定了推力大小。目前电推进的典型推力不超过 1 N ,无法用于快速机动任务。

1.4.3 核热推进 核热推进又称核热火箭发动机,是利用核反应堆中核裂变产生的热能将工质加热到很高的温度,而后使高温高压工质经喷管排出,从而产生推进动力。核热推进的原理如图6所示。核热推进一般采用氢气作为工质,工质的流程如下:液氢泵将液氢从储箱中抽出,并通过管道将其送入喷管外部的环腔,冷却喷管同时加热工质。氢气依次流过喷管环腔、反射层、堆顶环腔和辐射屏蔽层;然后进入涡轮机推动涡轮转动,并通过联轴驱动氢泵;氢气从涡轮机排出,进入堆芯加热,最后高温高压氢气进入喷管加速喷出,产生推进动力。在流动过程中,氢的温升范围很大,从泵入口时的低温液态迅速变成反应堆出口时的高温气态(约 $3\,000\text{ K}$)^[27],比冲可达到 $1\,000\text{ s}$ 左右。

核燃料自身储能极高,因此核热推进只需装载稍多于临界质量的核燃料就能满足长时间工作

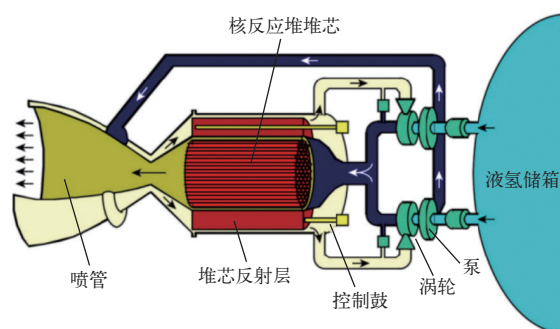


图6 核热推进原理图

Fig. 6 Schematic diagram of nuclear thermal propulsion

的需要。核热推进具有比冲高、推力大、工作时间长等特点,是载人深空探测、大型星际运输、大型空间平台机动等推进任务的理想选择。

2 空间堆发展情况

美国和俄罗斯(含苏联)从20世纪50年代开始一直致力于空间核反应堆电源的开发研究,投入了大量人力物力财力,开展了大量研发工作,获得了丰富的研制、试验及应用经验,并建立了较为系统的研制试验设施。美国历史上发射了1个带有空间反应堆电源的航天器,俄罗斯共发射了37次,其中2次非核装置,33次BUK,2次TOPAZ;在33次BUK发射中,2次发射失败,2次发生再入事故,29次完成任务后转入较长寿命的轨道(高度约 $1\,000\text{ km}$)^[28],因此,俄罗斯共成功发射了33个带有核反应堆电源的航天器^[29](含2次再入)。

近年来,国外空间堆电源领域出现升温趋势。美国、俄罗斯相继提出了支持空间堆电源发展的国家政策和新一代空间堆电源发展计划,将目标瞄准未来载人太空探索、深空探测等任务领域。

2.1 空间堆电源发展情况

2.1.1 美国 美国在空间堆电源研发方面经历了多个阶段,执行了多个计划^[30]。

1) SNAP计划(1955—1973年)

20世纪50年代,美国启动了系统核辅助电源(SNAP)计划。1965年,美国成功发射首个空间核反应堆电源——SNAP-10A,电功率 500 We ,设计寿命 1 a ,反应堆采用 UZrH 燃料、 NaK 回路冷却、 SiGe 温差转换技术,在轨运行 43 d 后因航天器电气故障而关停。同时,美国还开展了更大功率的

SNAP-2、SNAP-8、SNAP-50 等系统的研发,但在 1973 年因国防需求不明确及太空任务优先级调整而终止了研发工作。该阶段共投入约 8.4 亿美元。

2) SP-100 计划(1983—1994 年)

1983 年,美国总统里根提出战略国防倡议(SDI),期间启动了 SP-100 计划,旨在为天基国防系统提供能源支持。SP-100 空间堆电源电功率 100 kW,运行寿期 7 a。对多个技术方案进行了研究比较,确定了基准方案。反应堆采用 UN 燃料、Li 回路冷却、SiGe 温差转换技术。该计划于 1994 年因预期成本过高而终止,累计耗资 4.38 亿美元。

3) 美俄联合 TOPAZ-II 计划(1991—1997 年)

美俄联合 TOPAZ-II 计划始于 1991 年,由美国国防部战略防御计划局 SDIO 主导,旨在利用俄罗斯开发的 TOPAZ-II 空间堆电源进行太空核能测试。该电源的功率 6 kW,设计寿期 3 a,采用堆内热离子放电方式。该计划包括电加热系统试验和飞行演示。最终完成了电加热试验,飞行演示未实施,于 1997 年终止,总耗资超 1 亿美元。

4) 普罗米修斯计划(2003—2005 年)

美国于 2002 年开始太空核能新计划,2003 年更名为普罗米修斯计划,旨在为木星冰卫星轨道器(JIMO)开发核动力系统。该系统电功率 200 kW,运行寿期为 15~20 a,采用高温气冷堆、He-Xe 布雷顿转换技术。该计划因研发进度和经济成本因素于 2005 年 10 月终止。飞行系统总成本预计达 41.65 亿美元,至计划终止时耗资约 4.63 亿美元。

5) FSP1.0 计划(2006—2015 年)

美国于 2006 年启动 FSP 计划,旨在开发功率范围为 10~100 kW 的月面堆电源。该计划采用

了“低风险、运行稳健且经济实惠”的理念,采用 UO_2 燃料、NaK 回路冷却和斯特林循环发电技术,系统运行温度不超过 900 K。2015 年,对非核技术演示单元进行了电加热试验,模拟了 40 kW 月面堆电源的一个回路,以 9.6% 的效率产生了 18.4 kW 电功率。40 kW 月面堆电源的研发成本预期为 14 亿美元,后续每台建造成本约 2.15 亿美元(2010 年)。

6) Kilopower 计划(2010—2018 年)

美国于 2010 年启动 Kilopower 计划,旨在为深空探测任务提供 1~10 kW 的电力,弥补 ^{238}Pu 原料短缺问题。其设计要求包括 1 kW 电功率、15 a 寿命以及任务可扩展性等。采用块状 UMo 合金燃料、Na 热管冷却、斯特林循环发电技术。2018 年在 KRUSTY 上完成了带核原理性演示验证,试验结果与理论预测吻合良好。KRUSTY 设计、建造和测试为期 3 a,成本约 1 800 万美元,展示了快速、低成本开发 Kilopower 系统的可行性。

7) FSP2.0 计划(2021 年至今)

美国于 2021 年启动 FSP2.0 计划,旨在为 Artemis 计划提供长期稳定的月面电力支持。FSP 2.0 的设计要求主要包括电功率 40 kW、连续运行寿期 10 a、折叠尺寸不超过 4.5 m×6 m、质量不超过 6 t 等。该计划分两阶段实施:第 1 阶段完成研制方案规划和工程设计;第 2 阶段研制地面样机和正样机,并部署到月球。2022 年,NASA 选择洛克希德·马丁公司、西屋公司和 IX 公司同步开展反应堆电源的设计,三家公司于 2024 年完成了第 1 阶段的设计工作。NASA 计划 2025 年开展第 2 阶段的招标,预期 2032 年实现月面堆电源的部署。

美国实施的主要空间堆电源计划列于表 4。

表 4 美国实施的主要空间堆电源计划^[31]

Table 4 Main space reactor power programs implemented by The United States^[31]

电源/计划名称	时间	功率/kW	技术方案与状态
SNAP-10A	1960—1966 年	0.5	UZrH, 钠钾冷却, 硅锗转换(泵电 PbSnTe); 发射 1 次
SP-100	1982—1993 年	100/40	UN, 锂冷却, 硅锗/斯特林转换; 完成部分关键技术攻关
热离子验证评估	1991—1997 年	40	氧化铀, 钠钾冷却, 单节热离子转换; 完成设计、制造、鉴定
普罗米修斯	2003—2006 年	200	氧化铀, 氦氘冷却, 布雷顿转换; 完成部分关键技术攻关
月面堆 FSP1.0	2006—2016 年	40	氧化铀, 钠钾冷却, 斯特林转换; 非核集成
Kilopower	2015—2018 年	0.5~1	UMo, 热管冷却, 斯特林转换; 地面带核原理集成试验
月面堆 FSP2.0	2021 年至今	10~40	$\text{UO}_2/\text{UN}/\text{Triso}$ 板状, 氦氘/热管冷却; 布雷顿/斯特林; 方案设计与关键技术攻关

2.1.2 俄罗斯 苏联从 1956 年正式启动空间反应堆电源研发计划, 至解体前, 共向太空成功发射了 34 颗携带 BUK 型空间堆电源的系列军事侦察卫星, 技术水平国际领先。苏联/俄罗斯空间堆电源的研发可分为以下阶段。

1) 蓬勃发展期(1950—1980 年代)

20 世纪 50 年代到 80 年代, 苏联共开发了 4 个主要型号的空间堆电源, 即 ROMASHKA、BUK、TOPAZ- I 和 TOPAZ- II。

ROMASHKA 采用 UC 燃料、石墨直接导热、SiGe 温差转换技术, 电功率 460~475 We。1964 年 8 月开始, ROMASHKA 在专门的试验装置上进行了 2 a 的功率试验, 连续运行了约 15 000 h, 产生了约 6 100 kWh 的电能^[2]。该型电源总体性能不高, 又未能抢到世界第一, 故未进行飞行试验和应用。

BUK 采用 UMo 合金燃料、NaK 回路冷却、SiGe 温差转换技术, 电功率 3 kW。BUK 型空间堆电源的研发几乎是与 ROMASHKA 同时进行的, 从 1970 年到 1988 年的 20 余年中, 苏联成功发射了 31 颗 BUK 型空间堆电源, 用于海洋军事侦察。

TOPAZ- I 采用 UO₂ 燃料、NaK 冷却剂, 多节热离子放电, 电功率约 5 kW。TOPAZ- II 与 TOPAZ- I 相似, 不同的是, 采用了单节热离子放电技术。这两型热离子空间堆电源从 20 世纪 60 年代开始研发, 由不同的单位组织实施^[3]。TOPAZ- I 电源在 1970 年至 1984 年间进行了多次地面带核试

验, 于 1987 年进行了两次飞行试验, 在轨运行时间达到 342 d。至 1988 年, TOPAZ- II 电源通过了在飞行试验之前的全面地面测试, 其中包括 6 次核功率测试。

2) 蛰伏沉淀期(1990—2008 年)

苏联解体前后, 由于经费投入大幅缩减, 空间堆电源的研发处于小规模研究水平。俄罗斯研究提出了 TOPAZ- III、TOPAZ- STAR 等热离子空间堆电源方案, 功率 40~150 kW; 同时继续深耕热离子发电技术, 提出第 2 代热离子发电技术, 热电转换效率提升至 15%, 并开展了单通道多节热离子发电元件^[32]的研制。另外, 在此期间俄罗斯同时开展了采用布雷顿循环发电的大功率空间堆电源的研究与设计工作。

3) 高调回升期(2009 年至今)

2009 年, 俄罗斯宣布投资 170 亿卢布开发兆瓦级空间核动力飞行器, 采用高温气冷堆、He-Xe 布雷顿转换技术。最初设计电功率 1 MW, 质量 6.8 t, 运行寿期 10~15 a, 计划 2018 年前完成开发, 并具备发射条件。其技术指标非常先进, 难度很大。后技术指标下调, 计划进度延期。此外, 俄罗斯持续深入开展热离子转换技术研究, 2012 年, 俄公布创新型热离子转换器设计, 转换效率可超过 20%, 可实现亚兆瓦级的电功率输出^[33]。

苏联/俄罗斯实施的主要空间堆电源计划列于表 5。

表 5 苏联/俄罗斯实施的主要空间堆电源计划^[31]
Table 5 Main space reactor power programs implemented by Soviet Union/Russia^[31]

电源/计划名称	时间	功率/kW	技术方案与状态
ROMASHKA	1960 年代	0.5	碳化铀, 石墨导热, 硅锗转换, 完成地面试验(15 000 h, 600 度电)
BUK	1960/1970—1980 年代	3	铀钼合金, 钠钾冷却, 硅锗转换, 成功发射 31 次
TOPAZ- I	1970—1980 年代	5	氧化铀, 钠钾冷却, 5 节热离子转换, 发射 2 次
TOPAZ- II	1970—1980 年代	5	氧化铀, 钠钾冷却, 单节热离子转换, 完成地面试验
TOPAZ- III	1990 年代	40	氧化铀, 钠钾冷却, 单节热离子转换, 完成设计和部分关键技术攻关
TTOPAZ- STAR	2000 年代至今	50/150	氧化铀, 钠钾冷却, 单节热离子转换, 方案研究
兆瓦级飞船	2009 年至今	1 000/470	氧化铀, 氦氖冷却, 布雷顿转换, 开发中
创新型热离子元件	2012 年至今	—	实验室研究

2.1.3 其他国家或组织 法国与欧洲航天局对空间堆电源进行了小规模的开发活动。1983 年, 制定了 ERATO 计划, 基于欧洲当时的技术背景与法国快堆技术经验^[34], 提出了 20 kW 和 200 kW 的空

间堆电源方案。在 2014 年的 NETS 会议上, 介绍了正在执行的 MEGAHIT 计划, 堆芯出口温度 1 300 K, 采用布雷顿循环发电方式, 目标比功率大于 50 W/kg。

英国罗尔斯罗伊斯公司目前正在进行电功率 50~100 kW 的月面堆电源的概念开发,目标是在 2029 年前完成月面堆电源的示范原型。2021 年该公司与英国航天局签署研发合同,2023 年完成了月面堆电源方案研究,2024 年获第 2 阶段资助,进行技术开发,提高技术成熟度^[35]。

意大利航天局从 20 世纪末开始支持²⁴²Am 核裂变推进系统的研究,一直持续至今^[36]。

日本在 20 世纪 90 年代提出了适用于月面的 RAPID-L 月面堆电源^[37]。RAPID-L 为锂冷快堆电源,反应堆热功率 5 MW,采用成熟的温差热电转换方式,输出电功率 200 kW。锂冷却剂堆芯入口温度 1 303 K,出口温度 1 373 K。系统净效率约为 3%~4%。

2.2 核热推进发展情况

2.2.1 美国 美国于 1955 年启动了 ROVER 核火箭计划^[38]。洛斯阿拉莫斯国家实验室等单位共同参与了该计划^[39]。期间共进行了 14 个不同系列核热推进反应堆部件和发动机组件的热试车,如 KIWI 系列、Phoebus 系列、Peewee-1 及 Nuclear Furnace-1 等,为发动机整机研制奠定了基础^[40]。

60 年代“阿波罗”载人航天计划启动后,AEC 和 NASA 又以 ROVER 计划开发成果为基础,启动了 NERVA 计划^[41]。期间共进行了 6 次发动机的热试车,考核了包括比冲、推力、重复启动、持续工作时间等在内的多种性能^[42-44]。

在 ROVER/NERVA 计划进行的同时,AEC 发起 710 计划,委托通用电气公司开发一种可用于移动电源和推进的高性能、快中子谱的难熔金属反应堆^[45]。成功开发出 UO₂ 金属陶瓷燃料元件,该元件具有良好的耐高温性能、结构稳定性和裂变产物滞留能力,并且与高温氢气的相容性很好,具有较长的寿命和多次启动的潜力^[46]。

20 世纪 80 年代初,美国实施了星球大战计划,于 1987 年制定了 Timberwind 计划^[47]。冷战结束后,1992 年该计划改名为 SNTP(空间核热推进)计划,并持续到 1994 年^[48]。在此期间对颗粒床反应堆(PBR)进行了深入研究。

1989 年,美国发布了太空探索倡议(SEI),提出要重返月球并探索火星^[49]。NASA 提出了发展模块式的核热推进系统^[50]。模块式核热推进系统能够增强任务的灵活性和安全性,使用不同数目

发动机组合构成的核热推进系统可以完成登月、登陆火星等任务。

在此之后,美国核热推进技术研发陷入低谷,仅一些研究机构维持着技术研究,提出了数个核热推进的设计方案,例如普惠公司的 XNR 2000 方案^[51]、布鲁克海文实验室的 MITEE 方案^[52]、佛罗里达大学的 SLHC 方案^[53]等。

2009 年,美国经过多轮次的深化论证和修订,正式发布载人火星设计参考架构(DRA5.0),提出了基于核热推进的地火轨道转移、近火制动、火地轨道转移的载人登火技术方案。核热推进发动机推力为 11 t,比冲 900~940 s,寿命 10 h,最长持续工作时间为 2 h^[54-55]。

2010 年美国发布《国家太空政策》,重启核热推进技术研究。2012 年启动核低温推进级项目(NCPS),开展了石墨基复合燃料^[56]和 W-UO₂ 金属陶瓷燃料工艺研究^[57]。完成了燃料元件环境模拟器(NTREES)的升级改造,可在接近原型反应堆功率密度的条件下测试燃料元件^[58]。研究了发动机测试排放物的地面处理和地下处理两种手段^[59]。2015 年转向高丰度低浓铀(HALEU)以降低核扩散风险,推动私营企业参与。

2019 年,国防部高级研究计划局(DARPA)启动了核热推进用于地月运输任务(DRACO)的研究。反应堆采用 HALEU 燃料,热功率约 200 MW,发动机推力 44 kN,比冲 900 s^[35]。2021 年 DOE 发布《太空能源战略》,目标是 2028 年前建立核热推进技术基础。

2023 年,DARPA 签署协议,由洛克希德·马丁公司设计核热推进飞行器(X-NTRV),BWXT 公司负责开发核反应堆,DOE 负责提供 HALEU 燃料。2025 年宣布项目搁置。

2.2.2 俄罗斯 苏联于 1953 年提出开展核热推进技术研究,1956—1957 年,对核热推进技术方案进行了详细研究,1958 年正式启动了核热推进技术研发^[60]。苏联采用了非均匀反应堆、堆芯模块化构成的技术路线和在试验台架上对反应堆的各部件(燃料组件、慢化剂、反射层等)尽最大可能进行逐个演练的原则。这种技术路线和试验原则可缩短研发周期,降低研发费用,并得到美国专家的认可^[61]。为了提供与核热推进实际运行工况相一致的试验条件,苏联建造了 IGR、IVG-1 和

IRGIT 三座试验堆^[60]。其中,IRGIT 反应堆为 11B91(即 RD-0410)核热推进的地面原型堆。苏联核热推进的研发工作得到了持续稳定的支持,并建立了大量基础研究设施。直至 80 年代中后期,因时局及经济原因研发规模逐渐降低,最后陷于停滞。

21 世纪初俄罗斯开展了推力几十千牛、电功率几十千瓦的双模式空间堆概念研究,未开展有关实验。2009 年,宣布兆瓦级核动力飞船计划^[62],将核推进重点放在了核电推进技术上^[63]。2018 年,俄罗斯对外公布了“海燕”核动力洲际巡航导弹的研发和飞行验证情况。2019 年,宣称将在 RD-0410 核热发动机基础上研发新型核热火箭发动机;2021 年,宣称将斥资 5.8 亿美元用于新的载人登陆火星计划,拟于 2030 年前实现交付应用^[54]。

3 技术方案分析

空间堆按中子能谱划分,包括热堆和快堆;按照冷却方式划分,则有直接热传导冷却、热管冷却、液态金属冷却、气体冷却等堆型。可用于空间堆电源的热电转换方式主要包括:静态转换的温差转换、热离子转换、碱金属转换,动态转换的斯特林循环、布雷顿循环、朗肯循环以及磁流体转换。热排放方式主要包括回路式、热管式和液滴式辐射器。

在技术方案选择时,首先考虑反应堆与热电转换之间有效且良好的配合,其次考虑热电转换和热排放之间的匹配。热管式辐射器技术成熟且无单点失效问题,目前被广泛采用。

功率需求水平会对空间堆电源的技术方案选择产生非常重要的影响。一般来说,当功率水平为百瓦量级时,可采用直接热传导式空间堆电源方案;当功率水平为千瓦至十千瓦量级时,可采用热管冷却空间堆电源方案;当功率水平为十千瓦量级以上时,可采用液态金属冷却空间堆电源方案。堆内热离子电源和直接气体布雷顿空间堆电源因其系统简化,在特定的功率范围内具有一定的优势,例如,堆内热离子电源在几十千瓦量级时,直接气体布雷顿空间堆电源在几百千瓦量级时,具有优势。需要说明的是,各种技术方案只是有一个大致的功率适用范围,并没有确定的功率界限。当某种方案中的关键技术获得重大突破或

者提升时,其功率适用范围会相应地增大。当功率需求水平确定时,会有几种潜在合适的技术方案,需要对这些技术方案开展设计、分析和论证,进行定量分析比较,才能确定合理的技术方案。

上面所述为空间堆电源技术方案选择的一般原则。对于特定的空间任务,还需考虑任务特性、运行环境、寿命、体积/面积、技术成熟度、安全可靠性以及效费比等因素。

3.1 直接热传导式空间堆电源

直接热传导式空间堆电源具有简易和可靠的特点,但因其传热能力有限,能达到的功率水平也很有限。苏联早期研发的罗马什卡空间堆电源便是典型代表。

ROMASHKA 是苏联建造和试验的第 1 个小型热电直接转换的空间堆电源系统。1964 年 8 月开始,ROMASHKA 在苏联原子能院的专门装置上进行了 2 a 的功率试验,该次试验连续运行了约 15 000 h,功率水平为 460~475 W,产生了约 6 100 kWh 的电能。

ROMASHKA 反应堆是一个快中子反应堆。堆芯装 11 盒燃料元件,每个元件都由带盖板的石墨盒和二碳化铀中心圆盘组成。堆芯释放的热量通过燃料自身和石墨盒沿径向传导到反射层,然后传导至反射层外侧沿轴向布置的温差转换器上,废热则由辐射翅片辐射到太空。²³⁵U 总装量约为 49 kg,燃料的最高温度达到了 2 173 K,温差器件的冷热端温度分别为 1 088 K 和 858 K,热电转换效率为 1.7%。

3.2 热管冷却空间堆电源

热管冷却空间堆电源(简称热管堆)具有系统简单、可靠性高、无单点失效等优点,在千瓦级至十千瓦级的功率水平上具有竞争优势,随着功率的增长,其优势逐渐消失。其典型代表是美国研发的 Kilopower 热管堆电源,近期在国际上受到较为广泛的重视。

2010 年,针对气态巨行星探测任务需求,美国开展了千瓦级空间堆电源 Kilopower 的方案设计,其指标要求包括^[64]:额定功率 1 kW;寿命 15 a;辐射防护满足现有商用电子元器件的剂量限值要求,即中子为 $1 \times 10^{11} \text{ cm}^{-2}$,光子为 25 krad;包络尺寸直径不超过 4.5 m;没有明确的系统质量要求,但应遵循质量尽可能小的原则;研制成本和风险

尽量低等。

经过方案遴选,最终确定了斯特林循环发电型 Kilopower 方案^[65]。该方案采用块状 U-7Mo 燃料,其中²³⁵U 富集度为 93%,燃料最高温度约 1 100 K, Na 热管运行温度约 1 050 K,斯特林发动机热头温度约 1 000 K,堆芯热功率约 4.3 kWt,输出电功率约 1 kW,系统质量约 406 kg,比功率为 2.5 W/kg。反应堆具有较大的反应性温度负反馈,进入运行状态之后,寿期内无需控制与干预,燃料温度每年下降约 4.9 K,即可维持反应堆的持续运行。该技术方案的电功率可扩展至 10 kW,适用于星球表面任务。

2017—2018 年开展了地面带核试验,完成了反应堆临界试验、全系统冷态临界试验、热态临界试验以及满功率试验,验证了其设计合理性和预期运行特性^[66-67]。

3.3 热离子空间堆电源

采用热离子发电方式进行热电转换的空间堆电源称为热离子空间堆电源,对于百千瓦级以下的热离子空间堆电源,一般将热离子转换器件放在堆芯内,和反应堆堆芯形成一体化结构。热离子空间堆电源的最大特点和优势是系统简单,只有一个回路;热排放温度高,热辐射器面积及质量小。这使得其尽管热电转换效率不高,仍能获得较好的总体性能。单节热离子空间堆电源的功率适用范围为几十千瓦。如果高转换效率的多节热离子元件获得突破,其功率适用范围可扩展至百千瓦以上。

苏联从 60 年代开始了热离子空间堆电源 (TOPAZ) 的研发,包括 TOPAZ-I、TOPAZ-II、TOPAZ-III 及 TOPAZ-STAR。

TOPAZ-I 系统的输出电功率为 7 kW (含 2 kW 自用电),设计寿命 1 a,系统总质量约 1 t。1987 年,苏联先后发射了两个 TOPAZ-I 电源系统,运行在 800 km 地球轨道上,分别运行了 143 d 和 342 d。TOPAZ-I 系统是人类历史上第 1 个成功发射并运行的热离子空间堆电源,也是迄今为止在轨运行时间最长、功率最大的空间堆电源。

TOPAZ-II 空间堆电源电功率 5 kW,质量 1 t,设计寿命 3 a。堆芯由 37 根单节热离子燃料元件组成。热离子燃料元件分为两组,34 根串联在一

起为航天器供电,其余 3 根并联为电磁泵供电。慢化剂为 5 块带有 37 个排孔的 $\text{ZrH}_{1.85}$ 圆盘。上下两端各有 1 块铍反射层。堆容器外是铍反射层,内嵌 12 个控制转鼓,其中 9 个为调节转鼓,3 个为安全转鼓。废热由钠钾合金从堆芯带出,在电磁泵的驱动下,将热量传至热辐射器。热辐射器翅片上涂有黑色搪瓷涂层以强化辐射散热。苏联前后共研制了 30 个 TOPAZ-II 全尺寸样机,完成了所有地面试验与考验,整机考验最长时间 14 000 h。

20 世纪 90 年代,相继提出了 TOPAZ-III 和 TOPAZ-STAR 热离子堆电源方案,电源功率达到 40 kW 以上。

3.4 液态金属空间堆电源

液态金属空间堆电源常用的冷却剂是钠钾合金和锂。钠钾合金适用的温度较低,一般不超过 600 °C,锂适用的温度为 1 000 °C 左右。液态金属空间堆电源具有模块化特征,可方便地与各种热电转换相匹配,具有良好的功率可扩展性,通过功率缩放可适应多种任务。

该类电源的典型代表是 SP-100 计划中的锂冷快堆电源,其主要部件如图 7 所示。该方案采用液态锂冷却快中子反应堆和先进温差发电系统,通用设计为 100 kW 电功率,热端温度 1 350 K,冷端温度 850 K,系统转换效率 5%。系统的总质量为 4 600 kg,比功率为 22 W/kg。

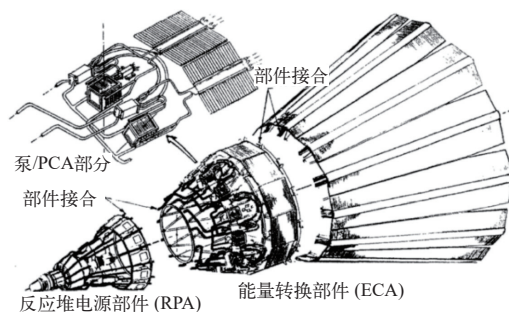


图 7 SP-100 的主要部件

Fig. 7 Main components of SP-100

反应堆燃料采用 Nb-1Zr/Re 为包壳的氮化铀 (UN) 燃料细棒,由蜂巢形结构提供支撑。堆容器外安装了 12 个辐射状的可滑动反射层块,通过反射层块的轴向运动可控制反应堆的反应性,另在堆芯内部设置了 3 根安全棒。图 8 为反应堆堆芯

的横截面, 它由 858 根燃料细棒和 52 根 U 形管组成, 形成一个近似的圆柱体。U 形管可提供启动

时融化锂冷却剂的能力, 以及在主冷却剂丧失的情况下排出衰变热的能力。

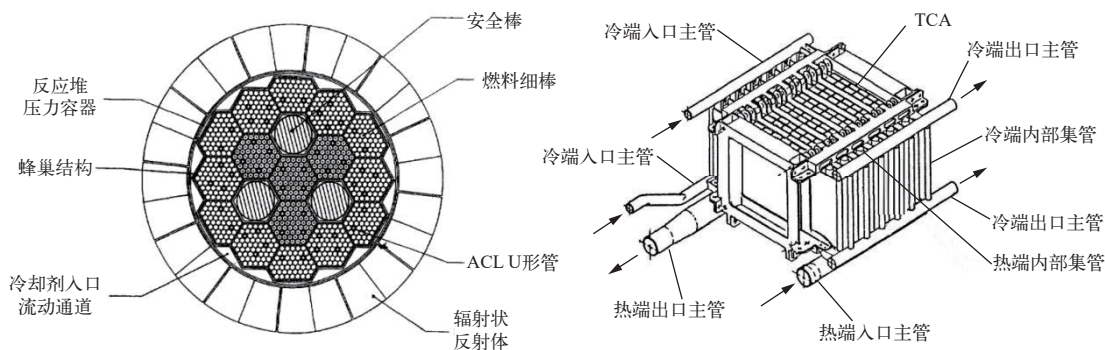


图 8 SP-100 反应堆堆芯横截面及集成式温差发电系统^[6]

Fig. 8 Cross-section of SP-100 reactor core and integrated thermoelectric power generation system^[6]

通用设计 SP-100 反应堆的热功率为 2.5 MW, 采用动态转换方式, 则可产生数百千瓦的电力。根据需要增加燃料棒的长度和数量, 放大反应堆的热功率^[68], 可产生数兆瓦的电力, 其中使用不同的燃料包壳材料被视为最大的改进。

3.5 直接气冷空间堆电源

直接气冷空间堆电源的最大特点是简化了系统配置, 与液态金属冷却反应堆耦合布雷顿方案相比, 减少了锂回路及相关设备。在 100 kW 以上至 MW 级的功率范围内, 其性能指标具有竞争力。2000 年以后, 为满足大功率空间任务需求, 美俄均对直接气冷堆电源方案进行了深入研究, 分别执行了普罗米修斯计划和兆瓦级核动力飞船计划。

美国普罗米修斯计划旨在为木星冰覆卫星轨道器 (JIMO) 开发核动力系统。该系统电功率 200 kW^[69], 运行寿期 15~20 a, 电源总质量 5.9 t, 加上各种不确定性及裕量后不超过 9.5 t^[6], 质量比功率为 20~30 W/kg。反应堆燃料为 UO_2 , 冷却剂为 He-Xe 气体, 热电转换方式为布雷顿循环发电。

俄罗斯兆瓦级核动力飞船计划中同样采用了直接气冷空间堆电源, 方案中采用了许多先进技术, 如纳米核燃料、单晶元件包壳、1 500 K 布雷顿发动机、液滴式辐射器等, 这使得其技术指标参数很高。反应堆为采用高富集度 UO_2 燃料的氦气冷快堆, 最初设计电功率 1 MW, 质量 6.8 t, 比功率高达 147 W/kg。因采用了多项新技术, 造成开发难度很大, 自 2009 年项目启动以来, 周期和

指标经过多次调整, 据最新报道^[7], 其电功率目前调整为 470 kW。

3.6 星表堆电源

星表堆电源和空间堆电源在关键技术方面基本相通, 但在结构形式上及关键技术指标上却存在显著差异, 同等功率水平下星表堆电源的比功率低于空间堆电源。目前研究较多的是月面堆电源和火星表面堆电源, 它们较太阳能电源具有巨大的优势, 尤其是月面堆电源, 在要求持续供电的情况下, 其比功率与太阳能电源相比高出 10~100 倍(表 3)。

月面低重力、真空、昼夜周期长、温差大等独特环境条件使得月面堆电源在反应堆、屏蔽、热电转换、热排放、仪控电系统及运行工况等方面, 与轨道运行的空间堆电源形成显著差异。主要体现在以下方面: 1) 反应堆的控制、停堆系统, 一回路的运行都可以利用星表的重力; 2) 为保护航天员以及航天器设备, 在太空中采用阴影屏蔽是必要的, 也是充分的, 但在月面, 因月面对中子的散射, 仅采用阴影屏蔽是不够的, 反应堆的四周也需设置一定屏蔽, 同时热辐射器和其他辐照不敏感的设备不必完全隐藏在屏蔽的阴影中, 作为基地用的电源, 反应堆和基地一般会离开一段较长的距离, 如几百米以上; 3) 综合考虑热排放效率及宇宙微粒的撞击, 热辐射器布置方式也不同于空间堆的形式; 4) 在微重力的太空, 气液分离被视为朗肯循环的劣势, 而在月面气液分离不会给朗肯循环带来额外的问题; 5) 在运行工况方面, 月

面存在长昼长夜现象,可考虑堆电源在昼、夜采取不同的运行模式,一方面充分利用当地的环境资源,另一方面也可减小一些对月面堆电源的设计压力。

美国设计开发的 AFSPS 是一种经济实用的裂变表面电源系统,可用于月球和火星上的任务。这是美国基于成本和风险考量,对设计方案和开发策略进行了认真评估后选择的方案。该方案采用 UO_2 为燃料,NaK 合金为冷却剂,斯特林循环发电。反应堆热功率 175 kW,电功率 48 kW,为电气损耗(~ 3 kW)和系统自身耗电(~ 5 kW)提供了足够的余量。系统包括 2 个 NaK 合金回路和 1 个水回路,回路和设备采用了冗余设计,总质量 4.8 t,比功率 8 W/kg。由于采用了成熟的反应堆技术、热电转换以及常规材料,开发风险较低,且总体性能较高。

文献 [70-71] 给出了基于液态金属反应堆的月面电源方案,功率范围为 40~800 kW,并对功率高达几十兆瓦的月面堆电源性能进行了分析和预测,转换方式包括温差、斯特林、布雷顿及朗肯转换。在几十 kW 至 100 kW 的功率范围内,斯特林发电略占优势;对于高功率空间堆电源(100 kW 以上),布雷顿循环发电在百千瓦量级上具有优势,随着功率的增大,朗肯循环方式逐渐显现出更大的优势。

3.7 核热推进

核热推进的热力学循环是“开放式”的,工质仅在发动机系统中循环一次之后就通过喷管排出。核热推进发动机通常使用涡轮泵对推进剂进行增压,推进剂在反应堆中被加热到高温后从喷管喷出。泵通常由集成式涡轮机驱动,涡轮机则由部分稍加热的推进剂驱动^[72]。核热推进的排气循环主要包括热排气循环、冷排气循环和膨胀循环。

3.7.1 ROVER/NERVA 核热推进发动机 在 ROVER/NERVA 计划执行期间,通过大量地面试验反馈,反应堆的设计不断得到完善^[73]。燃料为碳化铀/锆弥散于石墨基体的复合燃料;元件外形为带有 19 个工质孔道的六棱柱形;工质通道包覆材料为碳化锆(ZrC)^[74-75]。堆芯出口的工质温度提高到 2 550 K 以上^[76-77]。ROVER/NERVA 计划验证了多种推力水平(25、50、75 和 250 KLB)发

动机的持续运行能力和再启动能力,具备了开展飞行试验样机研制的技术条件^[78]。ROVER/NERVA 计划开发了多个核热推进发动机/试验装置,表 6 列出了在试验中取得的性能最优值^[79]。

表 6 ROVER/NERVA 计划试验中取得的最优性能值^[79]
Table 6 Optimal performance values achieved in ROVER/NERVA program tests^[79]

参数	数值	装置
功率, MW	4 082	Phoebus-2A
推力, kN	930	Phoebus-2A
氢流量, kg/s	120	Phoebus-2A
等效比冲, s	845	Pewee-1
反应堆最小比质量, kg/MW	2.3	Phoebus-2A
工质平均出口温度, K	2 550	Pewee-1
燃料最高温度, K	2 750	Pewee-1
堆芯平均功率密度, MW/m ³	2 340	Pewee-1
燃料最大功率密度, MW/m ³	5 200	Pewee-1
满功率累计运行时间, min	109	Nuclear Furnace-1
启动次数	28	XE-Prime

基于作为备选的 UO_2 金属陶瓷燃料,美国阿贡国家实验室(ANL)设计了 ANL2000 和 ANL200 核热推进发动机^[80],反应堆热功率分别为 2 000 MW 和 200 MW,推力分别为 445 kN 和 44.5 kN,比冲为 821 s,运行时间可达 10 h,燃料峰值温度为 2 973 K。

3.7.2 PBR 核热推进发动机 PBR(颗粒床反应堆)采用类似于包覆燃料颗粒构成燃料床,包覆燃料颗粒的核心为碳化铀,内包覆层为热解碳,起包容裂变产物的作用,外包覆层为 ZrC ,可阻止高温氢气侵蚀。燃料颗粒直径约 400 μm ,运行温度可达 3 000 K 以上。工质从慢化剂块与燃料元件的间隙进入,沿径向通过低温烧管、燃料床和高温烧管,最后沿燃料元件中心孔轴向排出堆芯^[81]。PBR 的优点在于,选用了性能更好的慢化剂,减小了堆芯的体积和质量;采用包覆颗粒构成燃料床,增大了换热面积,使功率密度提高到 40 MW/L^[82];冷却剂在燃料床内径向流动,缩短了流程,降低了流动阻力。基于 PBR 的核热推进发动机推重比可达 20 以上^[83],但直至计划结束时,其可行性还没有得到完全验证,燃料的物理特性和热力学特性还需验证,工质在燃料床内的流

动稳定性和是否会出现不可接受的热点还需要评估^[84-85]。

1990年,DOD、美国能源部和NASA组织了一个联合专家组,对各种核热推进方案进行了评价,最后认为NDR(NERVA Derivative Reactor)、CERMET(Ceramic Metal)和CIS(Commonwealth of the Independent States)3种方案最有发展前景^[86]。NDR方案是NERVA的改进型,通过采用更加耐高温耐侵蚀的燃料,减少了燃料破裂,提高了工质温度^[87]。CERMET方案采用来源于通用电气710项目的金属陶瓷燃料元件,该燃料元件对裂变产物有较强的包容能力,与高温氢气的相容性较好,有较长的寿命和多次启动的潜力^[88]。CIS是与独联体合作研究的方案,采用俄罗斯成熟的燃料元件技术^[89]。

3.7.3 RD-0410核热推进发动机 在燃料方面,苏联重点开发了耐高温、耐腐蚀的三元碳化物燃料(UC-ZrC-NbC)。这种燃料制成扭转条状的元件(类似于钻头形状),并由多根元件构成燃料棒束,而6~8个棒束轴向排列构成一个燃料组件^[90]。这种燃料组件具有以下优点:1)扭转条状的元件构型具有较高的表面积/体积比,改善了燃料和工质之间的传热;2)UC-ZrC-NbC燃料的熔点高、导热系数大、与高温氢气相容性较好,许可工作温度高;3)可沿燃料组件轴向调整燃料棒束的富集度,以获得更好的轴向功率分布。

苏联对核热推进燃料组件开展了各种功率水平下的寿期试验和加速试验。在进行的燃料元件/组件试验中,功率密度最高达到35 MW/L,最高运行温度达到3 200 K,加热速率达150 K/s。在工质温度3 100 K条件下持续了1 h,在工质温度2 000 K下持续了4 000 h。

根据燃料元件/组件的试验结果,俄罗斯/苏联设计开发了多个核热推进装置,其中开发程度最高的是RD-0410样机。IRGIT反应堆是苏联RD-0410核热推进发动机的地面原型堆,该反应堆进行了从物理启动、功率运行直到试验后检验的全过程试验,试验最大功率42 MW,堆芯出口工质平均温度超过2 600 K。这些试验验证了其结构方案、工艺方案和材料方案的正确性,以及建造核热推进装置的可行性。

另外,俄罗斯在21世纪初期还开发了碳氮化

物核燃料,并进行了2 800 K下100 h的试验,性能得到了验证^[91]。这种燃料也将成为核热推进反应堆的备选燃料之一。

3.7.4 双模式空间核动力系统 把核热推进设计成既能推进又能发电的双模式系统,可在推进航天器的同时提供几十千瓦电力用于人员生命保障、数据传输通信和液态氢长期贮存等,从而节省太阳能电池阵、蓄电池或化学电池。双模式系统的另一个优点是,动力循环可直接用于去除推进工况后的衰变热,将余热冷却时间缩短90%,将氢气的消耗量减少50%。这种冷却剂质量的减少足以弥补动力系统硬件增加的质量。核热推进系统还可设计成加力燃烧室方案,在喷管扩张段加入氧气,与高温氢气混合并发生超声速燃烧,释放氢气含有的化学能,从而在不改变反应堆功率的情况下获得更大的推力,并可通过调整氢氧混合比,使发动机在一定范围内调节推力和比冲^[27]。

4 关键技术分析

4.1 高温紧凑反应堆设计

空间堆与一般地面上应用的反应堆显著不同,要求结构紧凑、质量轻、功率密度大、出口温度高,并且在发生发射事故时,反应堆在任何情况下都要确保不能临界。空间堆堆芯尺寸小、中子泄漏严重、不均匀系数大;短流程低流阻,强化换热要求高,物性参数变化快;堆芯结构复杂紧凑,温度高且温度梯度大,结构材料应力大;反应性控制既要满足寿期要求,又要确保发射临界安全,一般需引入特殊控制手段。因此需综合考虑温度、功率、体积、质量、寿期、临界安全、反应性控制等方面的要求,合理确定燃料元件形式、燃料元件布置、流道排布、反应性控制方式、反射层及结构材料等。并结合中子物理、热工水力和力学等方面的计算分析反馈,以及各种试验验证的反馈,经多轮迭代优化,最终完成反应堆设计。

4.1.1 空间堆燃料元件 由于空间堆出口温度高、梯度大、变化快,连续运行时间长,其燃料芯块在辐照肿胀、质量迁移等方面要求严格。燃料元件在包壳材料、结构形式、加工工艺等方面均有特殊要求,需解决燃料芯块制备、包壳材料加工制造、燃料元件焊接工艺等关键技术,并通过堆内外试验,验证燃料元件的设计和制造工

艺的合理性、可行性和稳定性。

4.1.2 空间堆耐高温材料 空间堆对燃料元件包壳、堆芯构件、主管道及主容器等核心关键材料提出了极端环境要求: 1) 超高温: 空间堆电源最高可达 2 000 K, 核热火箭发动机甚至达到 3 000 K; 2) 长寿期与高可靠性: 空间堆电源寿命一般要求在 10 a 以上且不可更换燃料元件; 3) 高剂量高能中子辐照损伤: 高达 10^{22} cm^{-2} 量级 ($E > 1 \text{ MeV}$); 4) 高化学稳定性: 与燃料、裂变产物及冷却剂(锂、氦气、钠钾、氢气、空气)相容。因此, 空间堆大部分材料无法采用现有成熟的反应堆材料, 需重新建立材料体系, 开展材料选择和设计、实验室研究改进、超高温辐照/腐蚀等环境服役性能测试评价和验证、加工制造工艺设计优化定型、规模量产和部件加工制造等环节。

4.1.3 空间堆冷却剂工艺 空间堆的冷却剂主要包括钠钾合金、锂、氦气、氢气等。这些冷却剂在地面反应堆工程领域应用较少, 其物性参数、核特性、流动传热特性、与反应堆材料的相容性等关键参数尚未完善; 冷却剂成分配比、杂质净化与检测、密封防漏、安全防护等工艺经验较少。

4.2 高效率热电转换

在空间堆电源中, 热电转换系统是将反应堆热能转换为电能的关键。热电转换系统的效率、功率密度、结构尺寸、冷端温度等对电源系统性能影响很大。空间堆电源所采用的热电转换系统在工作温度、使用寿命、可靠性、体积、质量、振动抑制、免维护、空间环境适应性等方面要求极高, 为热电转换系统的研发带来了诸多挑战。

热电转换系统可分为静态转换和动态转换。静态转换包括温差、热离子、碱金属。动态转换包括朗肯、斯特林、布雷顿、磁流体。各种主要转换方式的适宜温度区间及转换效率如图 9^[92]所示。

1) 温差发电。温差发电基于塞贝克效应, 通过半导体材料直接将热能转化为电能, 无运动部件, 结构紧凑, 具有可靠性高、寿命长、功率比质量低的突出优点, 但其转换效率较低, 通常在 5% 左右, 多级转换可达到 10%~15%。温差发电的发展方向是进一步提高器件的转换效率, 发展集成式温差转换系统。

2) 热离子发电。热离子发电属于静态转换, 无运动部件, 可将其置于堆芯内, 结构非常紧凑, 具有比质量低, 接收极温度高、热排放效率高, 可在加强工况(功率提升 2~3 倍)下运行等优点, 缺点是转换效率较低, 约 6%, 且寿命较短。热离子发电的发展方向是进一步提高单节热离子发电元件的转换效率和寿命; 发展多节热离子发电元件。

3) 斯特林循环发电。斯特林循环发电在同样的温比情况下具有最高的热电转换效率, 但其装置的比质量较高, 其运行稳定性与可靠性有待进一步提高。美国 SP-100 计划中对斯特林发电机的技术要求^[93]是, 在温比 2.0 左右的条件下, 发电效率 $\geq 25\%$, 比质量为 8 kg/kW。

斯特林发电技术的发展方向是, 采用更高温耐热材料, 提高斯特林发动机的运行温度, 以提高空间堆电源的整体性能; 提升加工制造工艺水平, 以提高斯特林发动机的稳定性和可靠性。

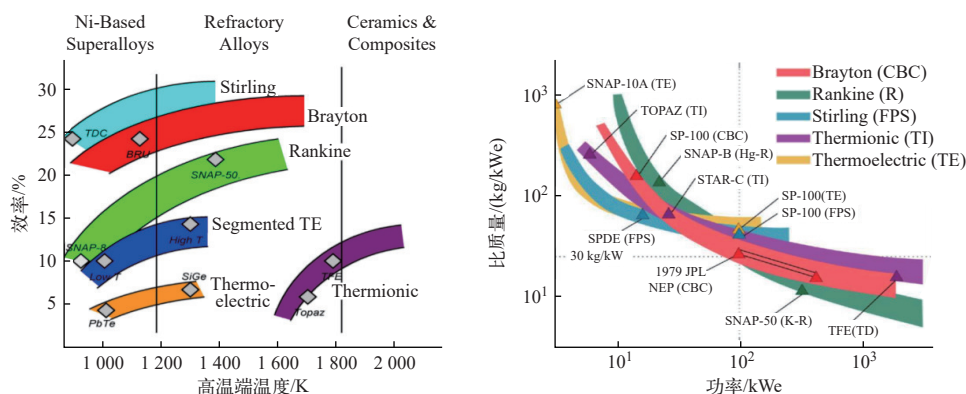


图 9 不同热电转换方式的效率及效能对比^[92]

Fig. 9 Comparison of efficiency and performance of different thermoelectric conversion methods^[92]

4) 布雷顿循环发电。布雷顿循环发电具有工作温度高、转换效率高、功率比质量小等优点,适合做大功率电源的热电转换系统。对于地面或航空用的布雷顿循环一般都采用多级的涡轮机和压缩机,以提高系统效率;对于空间应用,因体积和质量限制,一般采用单级的涡轮机和压缩机,虽然牺牲了部分热机效率,但对总体性能而言却是有利的。

布雷顿循环发电的发展方向是,研发耐更高温度的高强度涡轮材料,提高涡轮入口温度和转速,减小热机的尺寸和质量,提高系统转换效率;开发长寿命、强抗冲击能力的气浮轴承技术;开发高温高效低流阻回热器技术;提升系统调控与控制技术,实现系统安全、稳定、高效运行。

5) 朗肯循环发电。朗肯循环发电具有技术基础较为成熟、转换效率较高、冷凝端的温度高、热辐射器面积小等优点,但在太空中存在微重力下两相流控制困难等问题。朗肯循环适合于大功率或超大功率空间堆电源。

4.3 辐射防护优化

空间堆运行时产生的高能中子和伽马射线会对航天器上的电子器件产生损伤,因此需进行辐射屏蔽。为尽量减小体积质量,空间堆一般采用局部阴影屏蔽的方式来减弱辐射剂量。阴影屏蔽体的材料选择、结构外形、布置形式对屏蔽效果和体积质量影响显著,需要结合剂量限制要求、推开距离,通过精心设计计算来确定。此外,冷却剂管道穿过屏蔽体,还将带来热控问题和防直线贯穿问题,均需要重点考虑。

4.4 高效热排放

在宇宙空间中,只能通过辐射方式排放热量,较对流换热和热传导,辐射散热的效率较低,因此热辐射器在空间堆电源系统中占有最大的体积份额和较大的质量份额。提高热排放温度,可大幅降低热辐射器的面积和质量,但会给反应堆及热电转换系统带来一系列技术难题;在热排放温度一定的情况下,提高辐射散热效率和降低辐射器面密度,可以有效减小所需辐射器面积和减小辐射器质量,从而提高空间堆电源整体的性能,这需要研发轻质高导热材料和涂层。液滴式热辐射器在目前所有热辐射器中具有最低的面密度,但技术成熟度较低。

4.5 核热推进关键技术

核热火箭发动机的涡轮泵、推力室等部件与液体化学火箭相差不大,但其反应堆与一般地面用核电站、舰船核动力反应堆差异极大,与空间堆电源中的反应堆也存在显著差异,存在诸多特殊的关键技术需要解决,主要包括紧凑氢气冷却反应堆设计技术、耐高温燃料元件研制技术、耐高温燃料元件试验技术、反应堆快速启动技术等4项关键技术^[27]。

4.5.1 紧凑氢气冷却反应堆设计 核热推进反应堆结构紧凑、功率密度极大(达压水堆10倍以上^[94]),面临诸多设计难点:氢气需在较短的流程内将反应堆热量带出,要求流动阻力尽可能小;堆内氢气处于高压、高速、高温流动状态,氢气与元件之间强化换热要求高;堆内氢气流道多,空隙份额大,保证发射临界安全难度大;从堆芯入口到堆芯出口,氢气温度变化剧烈(2 500 K以上),热应力大。在设计中要特别关注并解决上述问题。

4.5.2 核热推进燃料元件研制 核热推进的燃料工作温度高达3 000 K,因此需要选用耐高温的燃料材料,同时还要求燃料芯体不易与高温氢气发生反应,裂变气体释放量少。目前常用的 UO_2 燃料、氮化铀和碳化铀燃料无法直接为核热推进所用。国际上多选用耐高温的多元碳化物^[54]、难熔金属陶瓷^[90]等特殊燃料芯体。这些燃料芯体基本属于新型燃料,需要对燃料芯体的成分配比、粉末制备、烧结工艺等进行探索和试验,最终掌握燃料芯体制备技术。

为满足核热推进的工作要求,燃料元件面临三方面的严酷要求^[95-96]:一是要求在极高的温度下(3 000 K)保持足够的安全工作时间并耐氢蚀;二是要求具有较高的面积/体积比,以增大换热效果;三是要求尽可能减小燃料芯块内部的温差,降低温度应力。为满足以上要求,燃料元件需制成扭转条状^[46]、多孔六棱柱^[89]等特殊形状,并且多采用涂层来代替包壳以耐氢蚀。需解决复杂结构成型工艺、致密涂层制备工艺等关键问题。

4.5.3 核热推进燃料元件试验 核热推进的燃料元件工作温度极高、功率密度极大,冷却剂为氢气,需要在专用的试验堆上才能接近真实工况,试验难度大,危险性高。一般需采用非核模拟试验

与堆内辐照考验相结合的方式来完成燃料元件试验。通过非核模拟试验验证元件的耐温性、相容性、换热性能等大部分性能^[73],再通过堆内辐照考验验证元件的核特性及耐辐照性能。

4.5.4 反应堆快速启动与关机 民用地面反应堆从零功率到满功率的启动时间一般没有严格的要求,可以持续数小时^[97]。航天任务对时间的要求非常严苛,发动机的启动和关机的时间基本都在秒级。而目前的核热火箭发动机动态响应时间很长,如某发动机启动时间约 52 s,整个关机时间约 350 s^[98],需大幅提升。需要解决的关键技术包括:一是选择引入合适的反应性,既能实现快速启动,又要防止出现瞬发临界;二是温度快速变化不能导致结构破坏;三是工质流量/流动控制与反应堆功率的协调匹配,尽可能减小启动和关机阶段的发动机比冲损失。

5 发展趋势分析

空间堆自身储能极高,不依赖阳光,抗辐照能力强,摆脱了诸多太空环境条件的束缚和限制,可大幅提高人类探索太空、开发太空资源的能力,拓展太空活动的范围。

5.1 美俄欧英持续支持空间核能项目

根据官方发布和权威媒体报道,美国近年密集公布了多个空间核动力计划或项目。

1) FSP2.0 计划。自 2018 年至今,在 Kilopower 项目及 Fission Surface Power(FSP)计划基础上,开发小型核裂变反应堆,用于深空探测和行星表面供电,目标是为月球和火星基地提供 40 kW 级的电力,支持长期载人任务。

2) DRACO 项目。自 2021 年至今^[99],DARPA 与 NASA 联合支持了敏捷地月运行火箭演示项目(Demonstration Rocket for Agile Cislunar Operations, DRACO),旨在开发核热推进(NTP)系统,并于 2027 年实现首次在轨测试,验证核动力在深空任务中的可行性。

3) NTP 与 NEP。空间核推进办公室(Space Nuclear Propulsion, SNP)持续进行了 NTP 与核电推进(NEP)系统开发。在 NTP 方面,提高推力和比冲,目标比冲达 900 s,支持载人火星任务。在 NEP 方面,利用核电驱动离子推进器,提升深空任务效率。

4) JETSON 项目。2023 年,洛克希德·马丁获得美国空军实验室的 JETSON 项目^[100],开发核动力航天器技术,目标是在 2030 年掌握大功率空间堆电源技术,支持深空探测。AFRL、SpaceNukes、BWX 等技术公司参与。

以上项目均为 2020 年后公布,涵盖核热推进、核电推进、核电源等多个领域,反映了美国在空间核动力技术上的战略布局。

2023 年 4 月,俄 Roscosmos 公司宣称,将使用“宙斯”号核动力飞船清理空间碎片;2024 年 4 月,俄总统普京指示从联邦预算中为太空核能项目提供资金^[35]。

2024 年,罗尔斯罗伊斯公司连续获得英国航天局的资金支持,开展电功率 50~100 kW 的月面堆电源的技术开发。

2023 年 10 月 19 日,法国法马通公司(Framatome)宣布组建专门负责空间核动力业务的子公司——法马通空间公司(Framatome Space),旨在将 65 年来积累的核工业专业知识用于服务航天工业,包括核动力推进火星探测和月球基地能源供给^[101]。

5.2 空间堆电源发展趋势分析

纵观空间核反应堆电源发展历程及近期发展情况,可以总结出以下几点空间核反应堆电源发展趋势。

1) 月面堆电源成为研发重点

2006 年以来,美国在空间堆电源领域主要执行了 FSP 计划、Kilopower 计划和 FSP2.0 计划。FSP 计划旨在开发功率范围为 10~100 kW 的月面堆电源,并采用了“低风险、运行稳健且经济实惠”的理念。FSP2.0 计划旨在开发电功率 40 kW、连续运行寿期 10 a 的月面堆电源,为月球探测和科研活动提供长期稳定的电力支持。Kilopower 计划虽然旨在为深空探测任务提供电源,弥补²³⁸Pu 原料短缺问题,但对其在月球的应用也进行了研究。

2025 年 4 月 16 日,俄罗斯总统普京在莫斯科鲍曼国立技术大学主持召开了俄国家航天发展问题的专题会议,明确表示空间核动力是航天发展的重要方向,并强调月球、火星和金星探测研究是俄罗斯的传统优势领域,其领先地位必须进一步强化。

2) 发展大功率高性能空间堆电源

随着航天技术进步和事业发展,太空活动规模越来越大,能源需求飙升。近地轨道商业化、月球探索(月球基地和地月运输)、火星探索(样本返回、载人任务)深空探测等空间任务对能源的需求量级不断攀升,向数百千瓦甚至兆瓦级别发展。

空间电源系统最重要的性能参数是比功率,空间堆电源的发展历程可以概括为不断追求更高的比功率。进入21世纪后,美国Prometheus计划中的空间堆电源电功率200 kW,比功率为33 W/kg;俄罗斯兆瓦级核动力飞船计划中最初设计的空间堆电源的电功率1 MW,比功率高达147 W/kg。美俄均提出大功率高性能的空间堆电源指标,希望越过太阳能电源为空间电源设定的高门槛,发挥出空间堆电源的优越性。

深空探测电推进是空间堆电源应用的重要方面。核电推进和太阳能电推进随着距太阳的距离变化,它们的优劣势也在变化。

3) 发展长寿命高可靠性空间堆电源

旅行者2号到天王星的飞行时间约为10 a,到海王星的飞行时间约为12 a,到太阳系边际更是需要20~40 a。用于冰巨星探测的电源寿命要求15 a以上,用于太阳系边际探测的电源寿命要求为30 a以上,并对可靠性同时提出了很高的要求。在我国的太阳系边际探测论证中,曾提出2024年前后发射,2049年探测器抵达太阳系边际。电源解决方案以RTG为应用研究重点,兼顾探索空间堆电源的应用研究,其中空间堆电源拟采用热管快堆耦合温差发电的技术方案^[102]。

4) 近期工程研发注重实效与经济性

为满足近期航天任务需求,美俄欧都更加注重实效,采用了包括充分利用以往研究成果或陆地反应堆成熟技术、积极吸收国际技术和资金合作在内的多种手段,以期降低开发成本,加快研发进程。美国的AFSPS计划明确强调利用成熟技术及常规材料,以降低开发风险和开发成本,在Kilopower计划中,则通过充分利用现有设施和分阶段逐级模拟验证的办法,有效控制研发费用和研发风险。俄罗斯和欧盟在各自近期的研发计划中,都在积极寻求国际合作,期望以一种更为经济的模式实现共赢。

5) 为长远发展积极探索开发新技术

为了空间堆电源技术的持续发展,美俄在大力提升已有技术性能和可靠性的同时,积极开发耐高温燃料与材料,不断提高热电转换系统效率,探索开发包括液滴型辐射器、碳纤维翅片辐射器、高效热电偶转换、碱金属转换、磁流体转换、热光电转换等在内的新技术。研究探索包括裂变碎片电源、聚变反应堆电源在内的新概念,寻求空间任务架构革命性突破。

6) 低浓化、防扩散

美俄早期发射或设计的空间堆均使用HEU,用以最小化空间堆的质量和体积。近年来,美国大力开展空间堆低浓化研究,支持引导空间堆采用高丰度低浓铀(HALEU),旨在防止核扩散;便于引入商业公司参与研发竞争并促进国际合作;同时树立自身良好的国际形象。

近年来,针对HEU可能存在的核扩散问题,低浓化成为国际上空间堆的研究热点^[103]。美国研究了数个Kilopower反应堆低浓化方案。在空间核热推进反应堆领域,美国、韩国提出了诸多LEU反应堆方案。国内也开展了核热推进反应堆和热管堆低浓化方案研究^[102]。

5.3 核热推进发展趋势分析

从美俄的研发和技术演变历程来看,核热推进技术呈现出以下发展趋势。

1) 开发高性能通用燃料元件/组件,堆芯大小可缩放

持续开发耐高温、耐氢蚀的燃料来提高核热推进的性能。在燃料研发方面,俄罗斯大力发展了三元碳化物燃料,并积极探索碳氮化物燃料;美国则在恢复石墨基体燃料和钨基金属陶瓷燃料的制备技术和试验基础。

开发通用燃料元件,采用模块化堆芯方案,通过增减燃料元件数量实现发动机推力水平可缩放。采用小型发动机开展地面整机试验,以缩短开发周期,降低成本。

2) 开发中等规模标准化发动机,通过组合实现大推力

研发中等推力的核热推进发动机,通过“捆绑”构成大推力推进系统。早期设计倾向于采用大推力发动机(如970 kN、334 kN)完成推进任务,但大推力核热推进发动机研发技术难度大,试验

成本高,而且应用单个发动机的安全可靠较差,因此逐渐被放弃。通过捆绑3~4个中等推力发动机实现大推力,一方面可增强推进系统的可靠性,另一方面也可以降低发动机研制的难度,目前已成为载人火星探测等任务的主流方案。

3) 采用非核试验和缩比试验来降低试验难度和费用

注重采用非核试验方式来降低试验难度和费用。非核试验采用电加热模拟核加热,不产生放射性,没有辐射安全风险。对于核热推进的燃料元件试验,可先采用非核试验方式检验元件的热物理性能、与高温氢气的相容性和传热特性,而后再进行入堆辐照,考验核特性。目前美国的核热推进研发就采用了这种思路。

4) 发展双模式系统,同时满足飞行任务对电力及推力的需求

将核热推进设计成既能推进又能发电的双模式系统,可在为航天器提供推进动力的同时提供几十千瓦电力,用于人员生命保障、数据传输通信和液态氢长期贮存等。当反应堆在核热推进模式下进行关停/模式转换时,发电循环系统还可利用余热进行发电,避免采用推进工质进行冷却而造成的浪费。核热推进系统还可设计成加力燃烧室方案,或称氧增强模式,即在喷管扩张段加入氧气,与高温氢气混合并发生超声速燃烧,释放氢气含有的化学能,从而获得更大的推力,并可通过调整氢氧混合比,使发动机在一定范围内调节推力和比冲。

6 发展需求及前景分析

空间堆电源具有适用功率范围广、环境适应能力强、结构紧凑、寿命长的优点,使其在空间任务中有广泛的应用前景。空间堆电源技术的研发始于军事目的,美国 and 苏联/俄罗斯的空间核电源研发计划一开始就是为军事任务服务的,尤其是地球轨道上的有关应用。如苏联采用 BUK 反应堆电源的军事海洋监视系列卫星,美国的战略防御倡议(SDI)。

20 世纪 80 年代,为了支撑美国未来太空政策,NASA 对未来 60 年(1995—2055 年)的民用航天任务及其能源需求进行了展望、分析和论证。空间堆电源可广泛应用于各种航天任务,包括地球

轨道、地月系统、内行星任务及深远空探测等^[104]。

2005 年,IAEA 对高功率民用航天任务能源需求进行了分析与综述。这些任务包括通信及电视转播、环境保护、太空生产加工、科学任务、全球空间任务 5 个大类,功率需求从 10 kW 直至 100 MWe 量级,空间堆电源在这些电功率任务中可发挥重要作用。

6.1 地球轨道空间

1) 大功率通信服务

部署于地球同步轨道的 100 kW 量级功率的全球空间通信系统和天基超算中心,可服务于国民经济,产生显著的经济和社会效益^[105],空间堆电源可以满足上述任务的电力需求。

2) 地球观测与遥感服务

地球观测服务包括环境监测及资源勘探,动态监测气候变化与自然灾害。合成孔径雷达(SAR)卫星凭借其独特的主动遥感能力,在军民领域均具有不可替代的优势。针对高分辨率对地观测需求,未来更高频段的 Ka 波段 SAR(如美国 Capella 的 0.15 m 分辨率)卫星的最大功率水平可能突破 50 kW。用于战略情报获取与战场态势感知的电子侦察系统(如美 NROL-44),未来将利用 AI 驱动目标识别,功率需求将突破 50 kW^[106]。俄罗斯“穹顶-2”可追踪 200 枚高超音速导弹(TASS 援引俄国防部,2024 年),未来功率需求可达 50 kW。大功率高性能空间堆电源不仅可满足上述任务需求,而且可提升观察与遥感的能力水平。

3) 空间科学实验

开展空间生命科学与生物技术、微重力流体物理与燃烧科学、空间材料科学、微重力基础物理、航天医学、空间天文与地球科学、空间新技术与应用,宇宙射线探测等。作为大型科学试验平台,未来功率水平可达 100 kW 或以上,可以考虑应用空间堆电源。

4) 轨道运输服务

近年来,太空旅游从科幻逐步走向现实,成为商业航天领域的热点。SpaceX 公司实施的“灵感 4 号”任务实现了全平民轨道飞行^[107]。摩根士丹利预测,到 2040 年,全球太空旅游市场规模或达 8000 亿美元^[108]。利用核电推进或核热推进进行宽域变轨飞行可有效降低运营成本,从而进一步促进太空旅游产业的繁荣发展。

鉴于 GEO 轨位资源的稀缺性,清理一个 GEO 废弃航天器可带来数千万美元的经济效益。使用 100 kW~1 MW 核电拖船在高轨附近持续作业,可净化 GEO 环境,并带来巨大利益。俄罗斯研发兆瓦级核动力拖船的目的之一便是用于空间垃圾和碎片的清理。

未来我国将建设大型地球同步轨道卫星、在轨维护综合服务站、太阳能电站等超大型空间基础设施,涉及大量货物运输。传统货运飞船需要携带质量占比 40% 以上的化学推进剂,采用 100 kW~1 MW 核电拖船,可降低成本 30% 以上,从而大幅提高建设和维护效益^[104]。

5) 定向能武器

激光/微波反导反卫系统以美“天基拦截层”与俄“佩列斯韦特”激光系统为代表,其瞬时功率需求为 1~10 MW。为实现高频次连续发射要求,需配置大功率的一次电源。美曾于 20 世纪提出天基激光武器网概念,单星激光武器功率约 25 MW,作用距离 4 000 km,单次攻击时间为 3~10 s。由 20 颗卫星构成的星座即可实现全球覆盖。天基激光星座具备打击各类轨道卫星能力,可对全球范围内战略弹道导弹的发射进行压制并在上升阶段予以摧毁^[3]。未来定向能干扰的功率需求或达 100 kW 级^[109],且功率越大,干扰的效果越好。

6.2 月面科研站

月球探测开发和月球基地建设已成为大国战略竞争的焦点领域和前沿阵地,包括美国、中国、印度、俄罗斯、日本以及欧盟在内的许多国家或组织都表达了前往月球并最终在月球表面建立永久科研站的强烈兴趣。早期月面科研站的电力需求在 10~100 kW 之间,随着基地规模和活动范围的扩大,电力需求最终可能增加到几百 kW 至几 MW^[9]。

我国将以无人月球探测任务为基础,探索建造月球科研站,拟在 2030 年前后建成月球科研站基本型;2035 年前,集中开展国际月球科研站建设,完成月面基础设施建设和关键技术验证,月面堆电源可按照 10~50 kW 进行设计^[20];2036 年后,根据需要,扩展、维护各系统模块,并对月球开展多维度、连续的科学研究与探测,并开展月球资源利用。

为将人员与建设材料运送至月球,飞行器需多次往返于地月之间。核热推进与核电推进具有比冲高、工作寿命长及可多次启动等优势,在补充工质后可实现地月间多次往返飞行,可显著减小组合体质量、缩短飞行时长,有效降低任务成本。

月面堆电源凭借其持续稳定的供电能力、恶劣环境适应性和能量密度优势,既能满足月球科研站建设急需,又可支持大规模月球资源的开采与利用。月面堆电源的部署兼具实际应用价值与重大战略意义,将开辟核裂变能空间应用的新纪元。

6.3 火星探测

火星探测作为深空探测的热点领域,承载着拓展人类生存空间、探索地外生命迹象、研究行星演化规律等重大科学意义。随着载人火星探测、原位资源利用及长期驻留任务的推进,能源供应成为核心挑战。研究表明,初级火星基地能源需求在 10~100 kW 量级^[104]。当功率需求超过 10 kW 时,反应堆电源无论是技术性能指标,还是环境适应性,相较于太阳能电源都显现出优势,成为火星表面能源系统的理想选择。

载人任务需要快速往返,以避免航天员的辐照风险、降低生存保障系统压力、减少微重力环境的影响,同时希望轨道组合体的总质量尽可能小。在美国 2009 年发布的 DRA-5 任务中,3 个推力为 111 kN 的核热推进发动机构成了通用推进舱,用于载物火星飞行和载人火星往返。采用核热推进可将地球出发规模由 1 400 t 以上降至 800 t 左右,载人飞船单程飞行时间约为 6~7 个月。

NASA 曾对载人火星探测任务不同推进方案进行了分析,无论从任务周期还是地球轨道组合体总质量看,核热推进与核电推进相较于化学推进都具有优势^[110]。我国也提出了类似的载人火星探测方案设想,货物运输可采用较长运输时间的 100 kW~1 MW 核电推进方案,人员运输则可采用运输时间较短的 300 MW 核热推进方案^[104]。

6.4 木星系统探测

对木星及其卫星的探测,旨在深入探究太阳系及生命起源的根本问题,特别是木卫二冰层下的液态海洋中潜在的生命迹象。美国木星冰卫星轨道器(JIMO)旨在探索木星系统,主要探测目

标是木卫二,研究其液态水海洋是否孕育外星生命,同时对木卫三与木卫四进行环绕探测^[6]。JIMO反应堆电源的功率为200 kW,利用核电推进进入和离开木星卫星轨道,所以一次任务可对其多个卫星进行探测。相较于当前因机动燃料有限而只能进行短暂飞越探测的航天器,能创造更全面的观测和测绘窗口。空间堆电源将为高功率雷达提供充足的电力,穿透木卫二的万米厚冰层进行观察研究。

6.5 深远空探测

木星以远的深空区域(如土星、天王星、海王星及柯伊伯带天体)蕴含太阳系形成早期的原始物质和极端物理环境,对研究行星演化、星际介质特性及生命起源具有不可替代的科学价值。2024年,我国首个国家空间科学规划《国家空间科学中长期发展规划(2024—2050年)》提出了冰巨星探测任务^[111-112]。按窗口应于2030年左右出发,2040年左右到达30 AU,预计在轨运行超过15 a,电源解决方案包括同位素电池或空间堆电源。

我国提出的太阳系边际探测任务^[113]是人类探索太阳系边缘的又一重大科学计划。该任务旨在突破太阳风层顶、探测日球层外缘的星际空间环境,并为太阳系演化、宇宙线传播等前沿问题提供中国方案。太阳系边界探测已无法采用太阳能,必须采用核电源。虽然探测器配置功率只需0.3~10 kW,但是航天器运行时间寿命需要20~40 a。化学推进结合同位素电池,或者空间堆电源结合电推进方案是最佳选择^[104]。

6.6 危险天体防御

在地球46亿年的历史中,至少10次生物大灭绝与小行星撞击存在直接关联,这些“太空杀手”的威胁始终客观存在。截至2022年3月7日,已发现的近地小行星(NEA)共有28 464颗,其中直径大于140 m,被界定为“潜在威胁天体”者有10 024颗;直径大于1 km者有887颗。具有潜在危险的小行星有2 263颗^[114],其撞击将引发全球性重大灾难。

对于小行星防御,核动力航天器可充任重力牵引装置,通过提前抵近目标小行星实施伴飞,逐步改变其原有轨道。初步分析表明,针对直径300 m的小行星,采用质量20 t的兆瓦级核电推进航天器,在距目标300 m处持续伴飞40 d,可使其

近地距离扩展至100万公里以上,从而显著降低撞击风险^[104]。动能撞击技术被视为当前最成熟的防御方案,而核爆则是应对直径超1 km天体撞击的终极防御手段,但其爆炸碎片风险需经国际协同评估^[115]。

7 总结与建议

随着人类太空探索与开发活动日益频繁且规模持续扩大,核裂变能凭借其独特优势,已成为航天领域不可或缺的能源选项。空间堆技术作为战略关键技术,被各航天大国列为重点发展方向。

在地球轨道空间应用领域,研发重心应聚焦于大功率、高性能空间堆电源系统。鉴于太阳能电池与蓄电池技术的持续突破,空间堆电源的开发需保持适度前瞻性。

针对月表、火星地表等特殊环境且具有持续稳定供电需求的任务,星表堆电源相较于太阳能供电方案具有巨大优势。发展重点应围绕十千瓦级至数兆瓦级功率谱系展开,并关注朗肯循环发电技术发展。

面向木星以远的深空探测任务,发展重点可定位于10 kW级、具备15 a及以上超长服役周期与卓越运行可靠性的空间堆电源,并关注热电转换效率衰减问题。

在载人深空探测及快速机动任务场景中,发展重点是核热推进技术;而对于时间约束相对宽松的太空货物运输及深空探测任务,可结合大功率、高性能空间堆电源的研发,采用核电推进技术。

新型核燃料与材料开发周期长,通常需要10 a以上的时间,同时它又是高性能空间堆的基础,建议加强高性能核燃料与材料的研发,它可能无法满足近期航天工程任务的需求,但可为未来空间堆升级换代奠定基础。

参考文献:

- [1] 胡古,赵守智.空间核反应堆电源技术概览[J].深空探测学报,2017,4(5):430-443.
HU Gu, ZHAO Shouzhi. Overview of space nuclear reactor power technology[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(5): 430-443(in Chinese).
- [2] 古哈尔金 H E, 波诺马廖夫-斯捷普诺伊 H H, 乌索夫 B A. 热电转换和热离子转换式空间核反应堆电源

- “罗马什卡”和“叶尼塞”[M]. 北京: 中国原子能出版社, 2016.
- [3] 苏著亭, 杨继材, 柯国土. 空间核动力[M]. 2版. 上海: 上海交通大学出版社, 2025.
- [4] PONOMAREV-STEPNOI N N, USOV V A. Space nuclear power system based on thermionic reactor with single-cell TFEs and zirconium hydride moderator [C]//AIP Conference proceedings. [S. l.]: [s. n.], 1993.
- [5] SMITH J M. SP-100 nuclear space power systems with application to space commercialization[R]. US: NASA, 1989.
- [6] Prometheus project final report, 982-R120461[R]. US: NASA, Jet Propulsion Laboratory, 2005.
- [7] 杨青格, 张帆, 马晓秋. 俄罗斯宇宙核电动力发展研究[J]. 中国航天, 2023(7): 49-53.
YANG Qingge, ZHANG Fan, MA Xiaoqiu. Development of Russian space nuclear power[J]. Aerospace China, 2023(7): 49-53(in Chinese).
- [8] EL-GENK M S, SCHRIENER T M. Long operation life reactor for Lunar surface power[J]. *Nuclear Engineering and Design*, 2011, 241(6): 2339-2352.
- [9] 夏彦, 朱凯博, 孙韶蕾, 等. 月面科研站核反应堆电源系统发展现状[J]. 原子能科学技术, 2024, 58(增刊): 404-423.
XIA Yan, ZHU Kaibo, SUN Shaolei, et al. Development in nuclear reactor power systems for Lunar research station[J]. *Atomic Energy Science and Technology*, 2024, 58(Suppl.): 404-423(in Chinese).
- [10] 郑海山, 赵国铭. 放射性同位素温差电池的空间应用及前景分析[J]. 电源技术, 2013, 37(7): 1278-1280.
ZHENG Haishan, ZHAO Guoming. Space application and prospects analysis of radioisotope thermoelectric generators[J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2013, 37(7): 1278-1280(in Chinese).
- [11] 苑志祥, 张浩, 张雪, 等. 深潜器用蓄电池的研究进展[J]. 硅酸盐学报, 2023, 51(11): 2868-2875.
YUAN Zhixiang, ZHANG Hao, ZHANG Xue, et al. Research progress of battery for submersible vehicle[J]. *Journal of the Chinese Ceramic Society*, 2023, 51(11): 2868-2875(in Chinese).
- [12] 汤才, 蒋江民, 王新峰, 等. Li/CF_x 一次电池研究进展[J]. 储能科学与技术, 2023, 12(4): 1093-1109.
TANG Cai, JIANG Jiangmin, WANG Xinfeng, et al. Research progress of Li/CF_x primary batteries[J]. *Energy Storage Science and Technology*, 2023, 12(4): 1093-1109(in Chinese).
- [13] 任德鹏, 李青, 彭松. 月面探测器燃料电池应用的初步研究[J]. 深空探测学报, 2017, 4(6): 552-556.
REN Depeng, LI Qing, PENG Song. Preliminary research on the application of fuel cells on Lunar probe[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2017, 4(6): 552-556(in Chinese).
- [14] KENNY B H, CULL R C, KANKAM M D. An analysis of space power system masses[C]//Proceedings of the 25th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference. US: IEEE, 1990.
- [15] 仇恒抗, 姜德鹏, 杨琴, 等. 32%效率三结砷化镓太阳能电池设计与在轨应用[J]. 电源技术, 2022, 46(5): 545-548.
QIU Hengkang, JIANG Depeng, YANG Qin, et al. Design and application in orbit 32% efficiency triple junction GaAs solar cell[J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2022, 46(5): 545-548(in Chinese).
- [16] 习成献, 刘迎春, 林宝军, 等. 高轨卫星三结砷化镓太阳能电池阵列辐射设计[J]. 太阳能学报, 2022, 43(11): 9-13.
XI Chengxian, LIU Yingchun, LIN Baojun, et al. Design of solar array with radiation shield based on triple-junction GaAs for HEO satellites[J]. *Acta Energiae Solaris Sinica*, 2022, 43(11): 9-13(in Chinese).
- [17] 王凯, 王训春, 钱斌, 等. 高效太阳能电池及其阵列技术的空间应用研究进展[J]. 硅酸盐学报, 2022, 50(5): 1436-1446.
WANG Kai, WANG Xunchun, QIAN Bin, et al. Recent development on space application for high-efficiency solar cells and array technology[J]. *Journal of the Chinese Ceramic Society*, 2022, 50(5): 1436-1446(in Chinese).
- [18] 赵海峰, 徐伟, 王志飞, 等. 高分一号卫星电源分系统设计及在轨应用[J]. 电源技术, 2022, 46(10): 1192-1194.
ZHAO Haifeng, XU Wei, WANG Zhifei, et al. Design and in-orbit application of power subsystem for GF-1 satellite[J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2022, 46(10): 1192-1194(in Chinese).
- [19] 中国电池工业协会. 动力电池向 500 Wh/kg 能量密度挺进 [EB/OL]. <http://www.chinabattery.org/detail/1055196.html>.
- [20] 裴照宇, 彭兢, 张明, 等. 月球科研站能源系统关键技术及发展趋势[J]. 中国电机工程学报, 2023, 43(22): 8689-8700.
PEI Zhaoyu, PENG Jing, ZHANG Ming, et al. Key technologies and development trend of power system for international Lunar research station[J]. *Proceedings of*

- the CSEE, 2023, 43(22): 8689-8700(in Chinese).
- [21] 国家市场监督管理总局, 国家标准化管理委员会. GB/T 41459—2022 空间环境空间太阳总辐照度[S]. 北京: 中国标准出版社, 2022.
- [22] 太阳能电池阵电源系统[EB/OL]. <https://m.baike.com/wiki/487790>.
- [23] NASA/Jet Propulsion Laboratory. Civilian and military missions SP-100 preliminary user requirements[R]. US: NASA/Jet Propulsion Laboratory, 1987.
- [24] 周子阳, 杜玮, 王星显, 等. 空间氢氧燃料电池技术发展现状与趋势分析[J]. 电源技术, 2024, 48(3): 445-453.
- ZHOU Ziyang, DU Wei, WANG Xingxian, et al. Space hydrogen-oxygen fuel cell power system development status and trend analysis[J]. Chinese Journal of Power Sources, 2024, 48(3): 445-453(in Chinese).
- [25] OLESON S, PACKARD T, TURNBULL E. A deployable 40 kWe Lunar fission surface power concept[R]. US: NASA, 2022.
- [26] “朱诺”号踏上木星探测征程[J]. 航天器环境工程, 2011, 28(4): 408.
- [27] 解家春, 霍红磊, 苏著亭, 等. 核热推进技术发展综述[J]. 深空探测学报, 2017, 4(5): 417-429.
- XIE Jiachun, HUO Honglei, SU Zhuting, et al. Review of nuclear thermal propulsion technology development [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(5): 417-429(in Chinese).
- [28] B. И. 亚雷金. 俄罗斯新一代空间核动力系统[R]. 杨继材, 郑剑平, 译校. 北京: 中国原子能科学研究院, 2017.
- [29] KOROTEEV A S. Use of nuclear energy in space systems[J]. Herald of the Russian Academy of Sciences, 2021, 91(6): 630-636.
- [30] VOSS S S. Space fission power: Historical review [M]//Encyclopedia of Nuclear Energy. Amsterdam: Elsevier, 2021: 213-222.
- [31] 赵守智. 空间核动力技术发展研究[C]//香山科学会议——第767次学术讨论会. 北京: [出版者不详], 2024.
- [32] 钟武桦, 赵守智, 郑剑平, 等. 空间热离子能量转换技术发展综述[J]. 深空探测学报, 2020, 7(1): 47-60.
- ZHONG Wuye, ZHAO Shouzhi, ZHENG Jianping, et al. A review of technology development of thermionic energy conversion for space application[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2020, 7(1): 47-60(in Chinese).
- [33] ANDREEV P V, GULEVICH A V. Physical and engineering potential of thermionics for advanced projects of sub-megawatt SNPS[C]//Nuclear and Emerging Technologies for Space (NETS-2012). USA: ANS, 2012.
- [34] CARRE F. Status of the CNES-CEA joint program on space nuclear brayton systems[R]. US: CEA & CNES, 1989.
- [35] 李光升, 蔡莉, 许春阳, 等. 国外微堆进展研究[R]. 北京: 中核战略规划研究总院, 2025.
- [36] 马世俊, 唐玉华, 朱安文, 等. 空间核动力的进展[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2019.
- [37] KAMBE M. Long lifetime fast spectrum reactor for Lunar surface power system[C]//Proceedings of the Tenth Symposium on Space Nuclear Power and Propulsion. USA: AIP, 1993.
- [38] BOROWSKI S K. Nuclear thermal rocket workshop reference system ROVER/NERVA, 92N11091[R]. Cleveland: Lewis Research Center, 1992.
- [39] DONALD P M. Los Alamos nuclear rocket project ROVER[R]. USA: University of California, 1963.
- [40] FINSETH J L. ROVER nuclear rocket engine program: Overview of rover engine tests[R]. USA: Marshall Space Flight Center, 1991.
- [41] GARY L N. Nuclear thermal propulsion program overview[R]. USA: NASA, 1992.
- [42] THOMAS G R, ARNOLD W H. NERVA program NRX-A1 test final report[R]. USA: Westinghouse Electric Corporation, 1964.
- [43] WALTON J. An overview of tested and analyzed NTP concepts[C]//Conference on Advanced SEI Technologies. US: AIAA, 1991.
- [44] ROBBINS W. An historical perspective of the NERVA nuclear rocket engine technology program[C]//Conference on Advanced SEI Technologies. US: AIAA, 1991.
- [45] Nuclear Technology Department. 710 high temperature gas reactor program summary report: Volume 1 summary[R]. US: General Electric, 1973.
- [46] BRENGLE R, HARTY R, BHATTACHARYYA S. The promise and challenges of cermet fueled nuclear thermal propulsion reactors[C]//29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. US: AIAA, 1993.
- [47] ALLEN-BEALE G, LAWRENCE T J. The history of nuclear propulsion at the Phillips laboratory[C]//Conference on Advanced SEI Technologies. US: AIAA, 1991.
- [48] HASLETT R A. Space nuclear thermal propulsion program final report, AD-A-305996/1/XAB[R]. US: Grumman Aerospace Corporation, 1995.
- [49] BRANDHORST H, CATALDO R. SEI needs for space nuclear power[C]//Conference on Advanced SEI Technologies. US: AIAA, 1991.

- [50] COHEN A. Report of the 90-day study on human exploration of the Moon and Mars[R]. US: NASA, 1989.
- [51] PEERY S D, PARSLEY R C, ANGHAIE S, et al. XNR2000: A near term nuclear thermal rocket concept[C]//Proceedings of the Tenth Symposium on Space Nuclear and Propulsion. USA: AIP, 1993.
- [52] POWELL J, MAISE G, PANIAGUA J. Phase 1: Final report, lightweight high specific impulse space propulsion system[R]. US: Plus Ultra Technologies, 1999.
- [53] GOUW R R. Nuclear design analysis of square-lattice honeycomb space nuclear rocket engine[D]. Florida: University of Florida, 2000.
- [54] 杨玉新, 任全彬, 段艳娟, 等. 美俄核热推进技术发展现状与启示[J]. 固体火箭技术, 2023, 46(3): 399-409.
YANG Yuxin, REN Quanbin, DUAN Yanjuan, et al. Development status and prospect of nuclear thermal propulsion technology in US and Russia[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2023, 46(3): 399-409(in Chinese).
- [55] DRAKE B G, HOFFMAN S J, BEATY D W. Human exploration of Mars, design reference architecture 5.0[C]//2010 IEEE Aerospace Conference. US: IEEE, 2010.
- [56] TRAMMELL M P, JOLLY B C, MILLER J H, et al. Recapturing graphite-based fuel element technology for nuclear thermal propulsion[C]//AIAA/ASME/SAE/ASEE 49th Joint Propulsion Conference and Exhibit. US: AIAA, 2013.
- [57] HICKMAN R, BROADWAY J, MIRELES O. Fabrication and testing of CERMET fuel materials for nuclear thermal propulsion[C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. US: AIAA, 2012.
- [58] WILLIAM J, EMRICH J. Nuclear thermal rocket element environmental simulator (NTREES) upgrade activities[C]//Nuclear and Emerging Technologies for Space 2014. US: [s. n.], 2014.
- [59] GERRISH H P. Current ground test options for nuclear thermal propulsion[C]//Nuclear and Emerging Technologies for Space 2014. US: [s. n.], 2014.
- [60] 阿纳托利·萨扎诺维奇·科罗捷耶夫, A. C. 科罗捷耶夫. 核火箭发动机[M]. 郑官庆, 王江, 黄丽华, 等译. 上海: 上海交通大学出版社, 2020.
- [61] NIKOLAI N P. Russian space nuclear power and nuclear thermal propulsion systems[J]. Nuclear News, 2000, 43(13): 37-46.
- [62] 许春阳. 俄罗斯计划开发兆瓦级核火箭发动机[J]. 研究堆与核动力, 2010(4): 1-6.
- [63] ZAKIROV V, PAVSHOOK V. Feasibility of the recent Russian nuclear electric propulsion concept: 2010[J]. Nuclear Engineering and Design, 2011, 241(5): 1529-1537.
- [64] MASON L, CASANI J, ELLIOTT J, et al. A small fission power system for NASA planetary science missions[R]. Cleveland, Ohio: Glenn Research Center, 2011.
- [65] GIBSON M A, MASON L S, BOWMAN C L, et al. Development of NASA's small fission power system for science and human exploration[R]. Cleveland, Ohio: Glenn Research Center, 2015.
- [66] SANCHEZ R, GROVE T, HAYES D, et al. Kilowatt reactor using stirling Technology (KRUSTY) component-critical experiments[J]. Nuclear Technology, 2020, 206(Suppl.1): 56-67.
- [67] POSTON D I, GIBSON M A, SANCHEZ R G, et al. Results of the KRUSTY nuclear system test[J]. Nuclear Technology, 2020, 206(Suppl.1): 89-117.
- [68] MARSHALL A C, MCKISSOCK B. Scaling study for SP-100 reactor technology, CONF-900109-4[R]. US: Sandia National Laboratories Albuquerque, NASA Lewis Research Center Cleveland, 1989.
- [69] ZIKA M J, WOLLMAN M J. Prometheus project reactor module final report, SPP-67110-0008[R]. USA: Knolls Atomic Power Laboratory, Bettis Atomic Power Laboratory, 2006.
- [70] 姚成志, 胡古, 解家春, 等. 月球基地核电源系统方案研究[J]. 原子能科学技术, 2016, 50(3): 464-470.
YAO Chengzhi, HU Gu, XIE Jiachun, et al. Scheme research of nuclear reactor power system for Lunar base[J]. Atomic Energy Science and Technology, 2016, 50(3): 464-470(in Chinese).
- [71] HARTY R, DURAND R, MASON L. Lunar electric power systems utilizing the SP-100 reactor coupled to dynamic conversion systems[C]//Conference on Advanced SEI Technologies. US: AIAA, 1991.
- [72] (美) 小威廉·埃姆里希. 核火箭推进原理[M]. 安伟健, 霍红磊, 孙晓博, 等译. 杭州: 浙江大学出版社, 2021.
- [73] BLACK D, GUNN S. A technical summary of engine and reactor subsystem design performance during the NERVA program[C]//Conference on Advanced SEI Technologies. US: AIAA, 1991: 3450.
- [74] SIMMONS C R, YARIO W R, IVINS R O. Final report on the testing of graphite-type nuclear rocket fuel in a pulsed reactor, 10.2172/4258954[R]. US: Argonne Na-

- tional Laboratory, 1964.
- [75] MATTHEWS R, BLAIR H, CHIDESTER K, et al. Carbide fuels for nuclear thermal propulsion[C]//Conference on Advanced SEI Technologies. US: AIAA, 1991.
- [76] COOPER R H. Materials for space nuclear thermal propulsion system[C]//Conference on Advanced SEI Technologies. USA: AIAA, 1991.
- [77] LYON L L. Performance of (U, Zr) C-graphite (composite) and of (U, Zr) C (carbide) fuel elements in the nuclear furnace 1 test reactor, 10.2172/4419566[R]. US: Los Alamos Laboratory, 1973.
- [78] STANLY V. G. Development of nuclear rocket engine technology[C]//25th Joint Propulsion Conference. US: AIAA, 1989.
- [79] DURHAM F P, KRIK W L, BOHL R J. A review of the Los Alamos effort in the development of nuclear rocket propulsion[C]//Conference on Advanced SEI Technologies. US: AIAA, 1991: 3449.
- [80] MARCHATERRE J F. Nuclear rocket program terminal report[R]. US: Argonne National Laboratory, 1968.
- [81] LUDEWIG H, POWELL J R, TODOSOW M, et al. Design of particle bed reactors for the space nuclear thermal propulsion program[J]. *Progress in Nuclear Energy*, 1996, 30(1): 1-65.
- [82] HORN F L. Seven element blow down experiment-department safety report[R]. US: Brookhaven National Laboratory, 1990.
- [83] POLANSKY G. Comparison of selected nuclear thermal propulsion concepts[C]//Conference on Advanced SEI Technologies. US: AIAA, 1991.
- [84] KERREBROCK J, KALAMAS J. Flow instability in particle-bed nuclear reactors[C]//29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. US: AIAA, 1993.
- [85] LAWRENCE T, POWELL J. Flow instability tests for a particle bed reactor nuclear thermal rocket fuel element[C]//31st Joint Propulsion Conference and Exhibit. US: AIAA, 1995.
- [86] JOHN S C, STANLY K B, MELVIN C M. Nuclear thermal propulsion transportation system for Lunar/Mars exploration[C]//Nuclear Power Engineering in Space-Nuclear Rocket Engines. Kazakhstan: [s. n.], 1992.
- [87] STANLEY K B. The rationale/benefits of nuclear thermal rocket propulsion for NASA's Lunar space transportation system[C]//27th Joint Propulsion Conference. US: AIAA, 1991.
- [88] PARSLEY R C. Advanced propulsion engine assessment based on a CERMET reactor[C]//Nuclear Propulsion TIM. USA: [s. n.], 1992.
- [89] BULMAN M J, CULVER D W, MCLLWAIN M C, et al. US/CIS integrated NTRE[C]//29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. US: AIAA, 1993.
- [90] ZAKIROV V, PAVSHOOK V. Russian nuclear rocket engine design for Mars exploration[J]. *Tsinghua Science & Technology*, 2007, 12(3): 256-260.
- [91] ANGHAIE S. Nuclear thermal propulsion: Fuels[R]. Russia: FSUE SRI SIA, 2006.
- [92] JOHNSON S. Project prometheus: Two-phase flow, fluid stability and dynamics workshop, NASA/TM-2003-212598[R]. [S. l.]: [s. n.], 2003.
- [93] DOCHAT G R. Stirling space power demonstrator engine test/analytical comparison[J]. *Acta Astronautica*, 1987, 15(6/7): 341-346.
- [94] 马晓秋, 解家春. 核热火箭发动机研制进展与关键技术[J]. *火箭推进*, 2024, 50(4): 1-13.
- MA Xiaoqiu, XIE Jiachun. Development progress and key technologies of nuclear thermal rocket engine[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2024, 50(4): 1-13(in Chinese).
- [95] POWELL J, LUDEWIG H, HORN F. The liquid annular reactor system propulsion[R]. US: Brookhaven National Laboratory, 1991.
- [96] 房玉良, 刘林, 孙海亮, 等. 核热推进反应堆燃料元件发展概述[J]. *宇航总体技术*, 2020, 4(1): 63-70.
- FANG Yuliang, LIU Lin, SUN Hailiang, et al. Development of fuel elements in nuclear thermal propulsion system[J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2020, 4(1): 63-70(in Chinese).
- [97] EMRICH W, MORAN R, PEARSON J. Nuclear thermal rocket element environmental simulator (NTREES) upgrade activities[C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. US: AIAA, 2012.
- [98] 苏光辉, 章静, 王成龙. 核能在未来载人航天中的应用[J]. *载人航天*, 2020, 26(1): 1-13.
- SU Guanghui, ZHANG Jing, WANG Chenglong. Application of nuclear energy in future manned space flight[J]. *Manned Spaceflight*, 2020, 26(1): 1-13(in Chinese).
- [99] 美国国家航空航天局[EB/OL]. <https://www.nasa.gov/tdm/space-nuclear-propulsion/>.
- [100] 洛克希德·马丁公告[EB/OL]. <https://www.lockheed-martin.com/en-us/products/jetson.html>; 腾讯新闻报道: <https://view.inews.qq.com/k/20231113A06DYN00>.
- [101] 法马通组建专门负责空间核动力业务的子公司

- [EB/OL]. https://nnsa.mee.gov.cn/ywdt/gjzx/202310/t20231024_1043867.html.
- [102] 吴伟仁, 于登云, 黄江川, 等. 太阳系边际探测研究[J]. *中国科学: 信息科学*, 2019, 49(1): 1-16.
- WU Weiren, YU Dengyun, HUANG Jiangchuan, et al. Exploring the solar system boundary[J]. *Scientia Sinica (Informationis)*, 2019, 49(1): 1-16(in Chinese).
- [103] 安伟健, 郭键, 胡古, 等. Kilopower 空间堆燃料低浓化方案研究[J]. *载人航天*, 2023, 29(2): 210-214.
- AN Weijian, GUO Jian, HU Gu, et al. Study on LEU core scheme for Kilopower space reactor[J]. *Manned Spaceflight*, 2023, 29(2): 210-214(in Chinese).
- [104] MANKINS J, OLIVIERI J, HEPENSTAL A. Preliminary survey of 21st century civil mission applications of space nuclear power, JPL D-3547[R]. US: NASA, 1987.
- [105] 陈杰, 高劭伦, 夏陈超, 等. 空间堆核动力技术选择研究[J]. *上海航天*, 2019, 36(6): 1-10.
- CHEN Jie, GAO Shaolun, XIA Chenchao, et al. Study on space nuclear power technological option[J]. *Aerospace Shanghai*, 2019, 36(6): 1-10(in Chinese).
- [106] NRO. Future architecture study[R]. US: NRO, 2020.
- [107] CHANG K. Inspiration4 mission completes first all-civilian spaceflight[N]. *The New York Times*, 2021-01-05.
- [108] Space tourism: A \$800 billion market by 2040[R]. US: Morgan Stanley, 2020.
- [109] Counter space weapons technologies[R]. US: RAND Corporation, 2021.
- [110] DRAKE B G. NASA: Human missions to mars key challenges[R]. US: NASA, 2013.
- [111] 中国科学院, 国家航天局, 中国载人航天工程办公室. 国家空间科学中长期发展规划 (2024—2050 年) [EB/OL]. <https://www.cnsa.gov.cn/n6758823/n6758839/c10616380/content.html>, 2024.10.
- [112] 宗诗涵. 去太阳系边际探秘冰巨星: 香山科学会议第 767 次学术讨论会 (2025)[N]. *科技日报*, https://digital-paper.stdaily.com/http_www.kjrb.com/kjrb/html/2025-03/20/content_586223.htm.
- [113] 甘晓. 2049 年实现太阳系边际探测[N]. *中国科学报*, 2018-10-31.
- [114] 吴伟仁, 龚自正, 唐玉华, 等. 近地小行星撞击风险应对战略研究[J]. *中国工程科学*, 2022, 24(2): 140-151.
- WU Weiren, GONG Zizheng, TANG Yuhua, et al. Response to risk of near-earth asteroid impact[J]. *Strategic Study of CAE*, 2022, 24(2): 140-151(in Chinese).
- [115] REMO J L. The dilemma of nuclear energy in space[J]. *Bulletin of the Atomic Scientists*, 2015, 71(3): 38-45.