

核热推进反应堆燃料元件发展概述

房玉良¹, 刘林², 孙海亮³, 王成龙¹,
章静¹, 苏光辉¹, 武俊梅², 田文喜¹

- (1. 西安交通大学核科学与技术学院, 西安 710049;
2. 西安交通大学航天航空学院, 西安 710049;
3. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 深空探测作为我国航天领域未来的重要任务之一, 需要性能更高的推进系统提供动力。核热推进系统具有高比冲、大推力、长运行寿命、可重复启动等优点, 可为未来深空探测任务提供可靠的动力支撑。经过了60多年的发展, 核热推进固态堆芯燃料元件被研制出了多种类型, 如六棱柱石墨基燃料元件、扭曲条带燃料元件、六棱柱金属陶瓷燃料元件、球形包覆颗粒燃料元件、MITEE型燃料元件、SLHC型燃料元件、Grooved Ring型燃料元件等。总结归纳了核热推进固态堆芯燃料元件的发展状况, 提出了发展核热推进固态堆芯燃料元件的关键技术, 可为我国核热推进系统燃料元件的研制提供借鉴。

关键词: 核热推进; 核热火箭; 核材料; 燃料元件

中图分类号: TL99/V439.5 **文献标志码:** A **文章编号:** 2096-4080 (2020) 01-0063-08

Development of Fuel Elements in Nuclear Thermal Propulsion System

FANG Yuliang¹, LIU Lin², SUN Hailiang³, WANG Chenglong¹, ZHANG Jing¹, SU Guanghui¹, WU Junmei², TIAN Wenxi¹

- (1. School of Nuclear Science and Technology, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
2. School of Aerospace Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
3. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: Deep space exploration, as one of the important tasks of China's aerospace industry in the future, requires higher performance propulsion systems as engine power. Nuclear thermal propulsion system has the advantages of high specific impulse, large thrust, long operating life and repeatable start-up, which can provide reliable power support for deep space exploration missions. Various types of solid core nuclear thermal propulsion fuel elements have been developed over the past 60 years, such as hexagonal prism graphite-based fuel elements, twisted-ribbon fuel elements, hexagonal prism Ceramic-metallic (CERMET) fuel elements, spherical-coated-particles fuel elements, MITEE (Miniature Reactor Engine) fuel elements, SLHC (Square Lattice Honeycomb) fuel elements, Grooved Ring fuel elements, and so on. The development of solid core nuclear thermal propulsion fuel elements was summarized in this paper, and the key technologies for developing solid core nuclear thermal propulsion fuel elements were presented. The results can

收稿日期: 2019-09-20; **修订日期:** 2019-12-03

基金项目: 国家自然科学基金资助联合基金项目 (U1967203)

作者简介: 房玉良 (1996-), 男, 硕士在读, 主要研究方向为核热推进技术。E-mail: fangyuliang@stu.xjtu.edu.cn

provide some references for the design and manufacturing of fuel elements in nuclear thermal propulsion systems of our country.

Key words: Nuclear thermal propulsion; Nuclear thermal rocket; Nuclear materials; Fuel elements

0 引言

深空探测作为人类目前最前沿的科技探索活动之一,代表着一个国家的科技水平和经济实力,不仅可以拓展人类对宇宙空间的认知,还能推动空间科学技术及相关学科的发展,对空间资源的开发和利用具有重要的影响^[1-2]。目前,我国在深空探测领域较欧美等航天强国还有着一定的差距,主要表现在深空探测任务的经费投入有限和推进技术的落后。为了缩小与欧美之间的差距,我国提出并规划了月球探测、小行星与火星采样返回、木星系及行星际穿越、太阳系边际探测等任务,多种型号运载火箭也在有序研制、测试、生产过程中。随着我国对空间探测的深度和规模不断扩大,探测器的质量和尺寸也在不断增加,对具有高比冲、大推力、长运行寿命、可重复启动等高性能特点的空间推进系统需求也越来越大,推进系统作为空间探测的基本保障显得尤为重要^[3-4]。

传统化学推进系统受化学能和材料耐温性能限制,导致最有潜力的氢氧发动机比冲仍低于500s,推进剂的利用效率较低,无法满足未来深空探测任务的需求。电推进系统虽然比冲可高达上千秒,推进剂的利用效率较高,但是其推力水平仅为几毫牛到几牛量级,作为主发动机提供动力会延长空间探测任务的时间。相较而言,具有高能量密度的核热推进系统比冲可达到850s以上,可根据具体空间探测任务设计不同堆芯功率并提供几十到几百千牛的推力。此外,采用供电-推进双模式的核热推进系统可源源不断地提供能量,可以胜任更长时间的空间探测任务。美国NASA在载人火星探测报告DRA 5.0中明确提出了将核热推进火箭作为太空摆渡车的首选方案^[5],相比于化学火箭往返火星任务的3年周期,核热推进火箭仅需要9~12个月。20世纪50年代以来的大量研究表明,核热推进技术是未来最有希望实现载人深空探测任务的技术之一。

核热推进反应堆燃料元件作为产生能量的重要组成部分,其性能特点关乎着核热推进系统的性能指标。本文围绕核热推进反应堆系统中燃料元件发

展历史及现状进行概述,归纳了燃料元件关键技术,可为核热推进燃料元件技术的发展提供借鉴。

1 核热推进技术简介

核热推进是利用核反应堆产生的裂变能将推进剂(冷却剂)加热到高温状态,高温高压工质在喷管内膨胀加速喷出产生推力的新型推进方式,这种推进方式具有大推力、高比冲、长寿命、可重复启动等特点。根据堆芯形态的不同,核热推进系统堆芯可分为固态堆芯、液态堆芯、气态堆芯,其中,固态堆芯核热推进被研究得最多,技术成熟度和可实现性最高。根据堆芯中子能谱的不同,核热推进系统堆芯可分为热中子堆芯和快中子堆芯。以固态堆芯核热推进系统为例,其主要由核反应堆、辐射屏蔽结构、涡轮泵系统、喷管系统、推进剂储箱及相关配套系统等组成,如图1所示。核反应堆包括压力室、燃料元件、径向与轴向反射层、控制鼓、支撑元件等(热堆存在慢化剂),如图2所示。

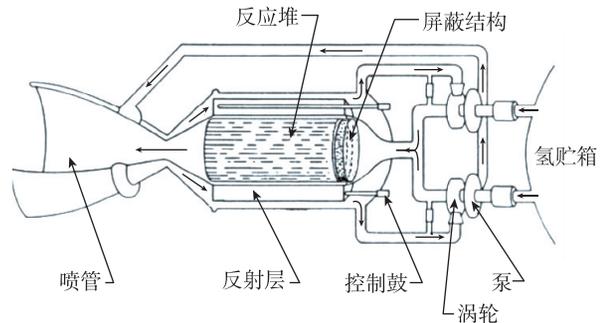


图1 核热推进系统结构示意图

Fig. 1 Structure of nuclear thermal propulsion system

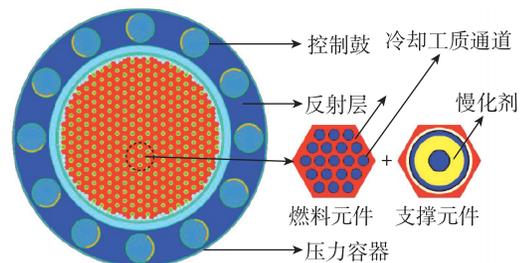


图2 核热推进系统核反应堆结构示意图

Fig. 2 Nuclear reactor structure of nuclear thermal propulsion system

$$I_{sp} = \frac{1}{g} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{R}{M_{mole}} T_c \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (1)$$

其中, I_{sp} 为比冲, 单位为 s; g 为加速度, 取 $9.807\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$; γ 为比热容比, $\gamma = \frac{c_p}{c_v}$; R 为通用气体常数, 取 $8.3145\text{J} \cdot \text{mol}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$; M_{mole} 为摩尔质量, 单位为 $\text{kg} \cdot \text{mol}^{-1}$; T_c 为喷管入口温度, 单位为 K; P_c 为喷管入口压力, 单位为 Pa; P_e 为喷管出口压力, 单位为 Pa。

由式 (1) 可知, 比冲与工质分子量呈负相关, 因此, 通常选择小分子量的气体工质 (如氢气) 作为推进剂 (冷却剂), 通过提高推进室推进剂温度来获得更高的比冲。核热推进系统热力循环方案主要有 3 种: 热抽气循环 (Hot Bleed Cycle)、冷抽气循环 (Cold Bleed Cycle) 以及闭式膨胀循环 (Expander Cycle)^[6-9], 如图 3 所示。其中热抽气循环方案在美国 NERVA、Tomberwind 计划中被采用, 并在 NERVA 计划核热推进发动机全系统地面测试中取得成功^[6-7]。

核热推进系统工作流程如下: 当发动机启动工作时, 液氢泵将液氢从推进剂贮箱中抽出, 增压后依次进入喷管的再生冷却环腔、堆芯径向反射层等进行预热, 然后进入涡轮作功驱动氢泵运转。从涡轮排出的氢气迅速通过反应堆堆芯吸收裂变反应热量, 高温高压氢气经喷管膨胀加速后排出, 产生反冲推力^[6,10]。

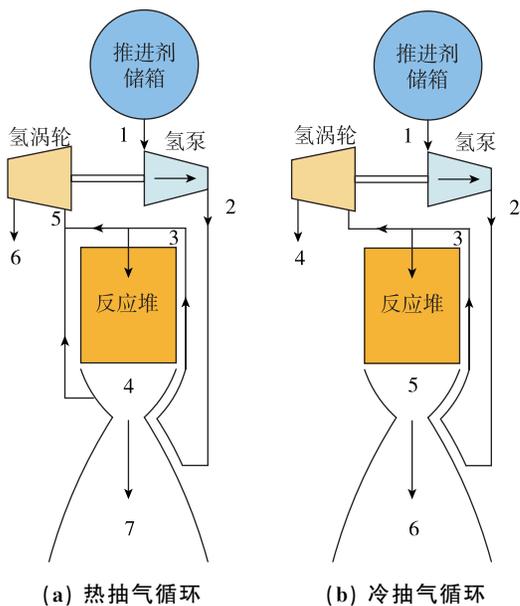


图 3 核热推进系统热力循环示意图

Fig. 3 Nuclear thermal propulsion thermodynamics cycles

2 燃料元件发展

核热推进系统比冲一般超过 800s, 反应堆堆芯最高温度为 3000K 以上, 为了满足安全性能需要, 燃料元件需长时间 (~1000s) 耐受 3000K 以上的高温, 由于燃料元件内温度高且温度梯度大, 确保燃料元件结构强度和完整性至关重要。此外, 燃料元件质量尺寸、耐辐照性能、与推进剂在高温环境下的相容性等也必须考虑。因此, 燃料元件通常选择耐高温、耐辐照的特殊核材料, 几何结构大多设计为比表面积较大的形状以保证换热充分, 从而降低推进剂与燃料元件温差, 最大程度地提升比冲、推力等性能。

自 20 世纪 50 年代起, 美、苏/俄在其核热推进研究计划中相继研制、发展、测试了数种核热推进系统堆芯燃料元件方案^[10-12], 包括六棱柱石墨基燃料元件、扭曲条带 (Twisted-ribbon) 燃料元件、六棱柱金属陶瓷 (Ceramic-metallic, CERMET) 燃料元件、球形包覆颗粒燃料 (TRISO) 元件、MITEE (Miniature Reactor Engine) 型燃料元件、SLHC (Square Lattice Honeycomb) 型燃料元件、Grooved Ring 型燃料元件等, 各种燃料元件的结构形式和特点如表 1 所示。

早期提出的燃料元件流道以轴流式为主, 一般为多孔棱柱型结构, 其优点在于燃料元件几何

结构规则，流道简单，易于加工制造；缺点是为保证结构强度，冷却流道的孔不能太密，导致换热效果受限。后期提出了径流式或多孔介质型的燃料元件，这种新形式的燃料元件流道更加复杂，

具有换热比表面积大，流动压降损失小等优点；但是由于径向距离短，燃料元件的温度梯度大，容易导致元件因热应力过大而破裂，破坏燃料元件完整性。

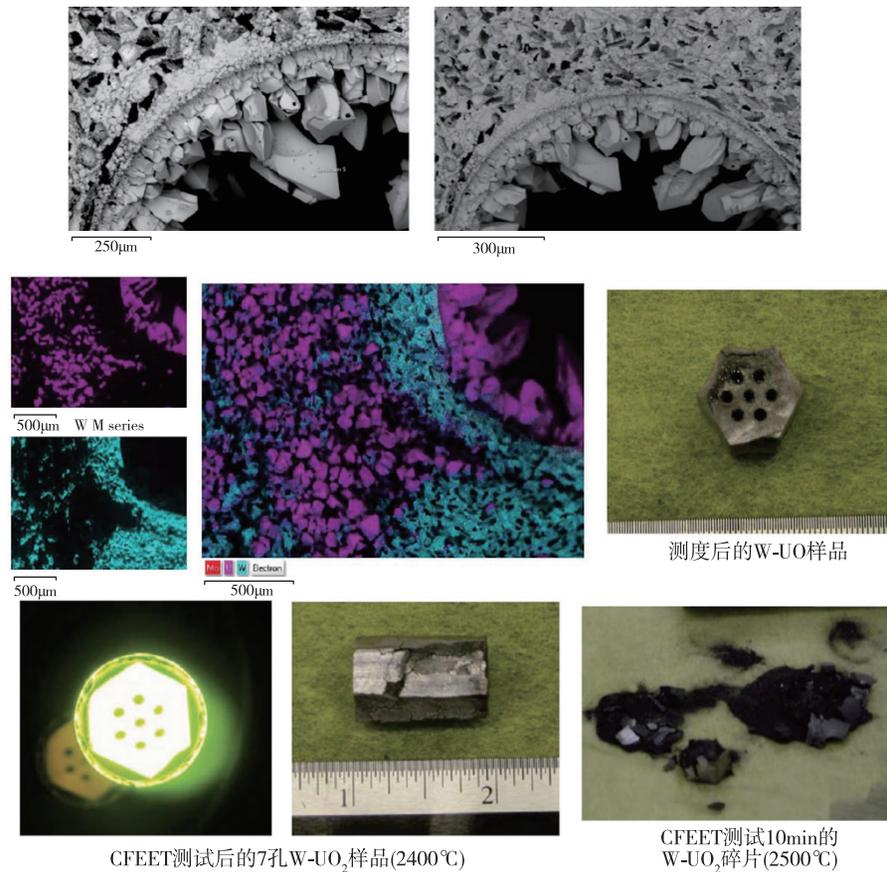
表 1 核热推进反应堆燃料元件形式

Tab. 1 Nuclear reactor fuel elements of nuclear thermal propulsion

方案	燃料形式	研制单位/计划/年份	几何结构
六棱柱石墨基燃料元件 ^[13-15]	<p>前期：约 0.2mm 热解碳包覆 UC₂ 颗粒弥散在石墨基体，燃料元件表面镀 ZrC、NbC 作为保护层，避免 H₂ 腐蚀和燃料流失</p> <p>后期：二元碳化物 (U, Zr) C 或三元碳化物 (U, Nb, Zr) C 的固溶体与石墨的混合物，ZrC 或 NbC 涂层</p> <p>最高运行温度：2750K~3500K</p>	USA: Los Alamos Lab (Rover/NERVA 计划), 1955 年至今	
扭曲条带燃料元件 ^[13-15]	<p>前期：二元碳化物 (U, Zr) C、(U, Nb) C</p> <p>后期：三元碳化物 (U, Zr, Nb) C & (U, Zr, Ta) C</p> <p>涂层：NbC、WC、TaC、HfC</p> <p>最高运行温度：2500K~3500K</p>	USSR (RD-0410) 1960—1994 年	
六棱柱 CERMET 燃料元件 ^[13-15]	<p>W 金属基体、UO₂ 或 UN 燃料颗粒、ThO₂ 或 Gd₂O₃ 稳定剂</p> <p>最高运行温度：2900K~3270K</p>	USA: GE&ANL (GE710 Program) 1968 年至今	
球形包覆颗粒燃料元件 ^[13,15-18]	<p>内核为 UC₂、(U, Zr) C 或 (U, Nb) C 颗粒，包覆低密度热解碳、高密度热解碳、ZrC、NbC 或 SiC 涂层等</p> <p>最高运行温度：2400K~3400K</p>	USA: Brookhaven National Lab & University of New Mexico (SEI 计划) 1982—1995 年	
MITEE 型燃料元件 ^[19]	<p>UO₂ 颗粒均匀弥散在金属陶瓷 (钨或钼金属陶瓷) 薄板中，有换热孔的薄板卷成圆筒构成燃料元件，未测试</p>	USA: Brookhaven National Lab & Plus Ultra Technologies Inc. (SNTP 计划) 1992—1995 年	
SLHC 型燃料元件 ^[20-21]	<p>三元碳化物 (U, Nb, Zr) C, ²³⁵U 富集度 93%，燃料制成厚约 0.5mm 开有凹槽的薄片按一定结构叠加形成方格蜂巢状燃料组件，流通面积占 30%，未测试</p>	USA: Florida University & NASA 1998 年—?	
Grooved Ring 型燃料元件 ^[22-23]	<p>三元碳化物 (U, Nb, Zr) C</p> <p>目前测试温度：2250K (30min)</p>	USA: NASA MSFC & Florida University & The University of Alabama in Huntsville 2008 年至今	

受当时技术水平、经济因素等限制,上述燃料元件的性能并未实现充分挖掘,若将燃料元件性能继续开发达到更高性能,核热推进系统运行安全将会得到进一步保障。Rover/NERVA 计划验证了六棱柱石墨基体复合燃料地面整堆测试的成功,而其他的燃料元件方案有待进一步的地面测试。考虑到全尺寸原型堆地面测试成本昂贵、研究经费有限,可能会阻碍燃料元件形式的发展。因此,在原型堆测试之前需要进行燃料元件非核测试和带核测试。目前,NASA 与美国相关国家

实验室已进行了多种燃料元件的测试工作,搭建了 HHTF (Hot Hydrogen Test Facility)^[24]、AHF (Arc-Heater Facility)^[25]、NTREES (Nuclear Thermal Rocket Element Environmental Simulator)^[26-27]、CFEET (Compact Fuel Element Environment Test)^[28-29]等多台非核实验装置,对热氢环境燃料元件耐高温性能与腐蚀机理等有了深刻认识,如图 4 所示 CFEET 实验装置测试 W-UO₂ 样品电镜结构。



CFEET测试后的7孔W-UO₂样品(2400℃)

CFEET测试10min的W-UO₂碎片(2500℃)

图 4 CERMET 燃料样品 (W-UO₂) 部分测试结果^[28]

Fig. 4 The test results of CERMET (W-UO₂) fuel sample^[28]

现有研究表明^[28],金属陶瓷(CERMET)燃料形式将具有更安全、更经济的优势,有潜力达到比石墨基体复合燃料形式更高的性能水平。各种燃料材料选择,如UO₂、UN、单一碳化物、二元碳化物、三元碳化物等形式,相比较来看,先进的混合多元碳化物燃料形式性能更加优越。美国Rover/NERVA计划和苏联核热推进计划原型堆测试验证了在高温、高辐照环境中,三元碳化物燃料长时间、多次启动运行可行且可靠。上述

研究为今后核热推进系统堆芯燃料元件的发展积累了宝贵经验。

国内有关核热推进的研究仍处于概念设计与方案论证阶段,堆芯燃料元件的研制、测试也刚刚起步。借鉴国内球床高温气冷堆的研究基础,其TRISO颗粒燃料元件与美国径流式粒子球床堆芯型核热推进系统的燃料元件形式类似^[30],如图5所示。500µm左右TRISO颗粒弥散在球形石墨基体中,形成8mm~10mm左右的燃料球元件。

为了保证燃料元件在高温热氢环境下的完整性,燃料球元件表面涂覆一层热解碳缓冲层和一层 ZrC 保护层。王金宇等^[31]、张良等^[32]对球形包覆颗粒燃料耐高温热冲击性能开展了实验研究,研究表明,TRISO 燃料颗粒能保证 2000K 以下的结构完整性,2200K 时颗粒破损率已高达 70% (破损情况如图 6 所示),距离 3000K 的温度极限还有相当大的差距。张良等^[32]还提出温度超过 2000K 时, SiC 平均晶粒尺寸明显增大,晶界迁移能力增强,颗粒包覆层压碎强度急剧降低,并建议采用耐热冲击更好的碳化锆材料进一步研究测试。

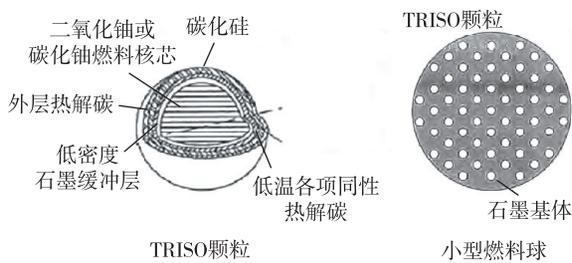


图 5 TRISO 颗粒和小型燃料球截面示意图

Fig. 5 Schematic diagram of TRISO particle and small fuel pellet cross section

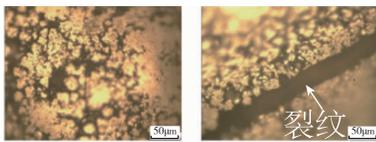


图 6 TRISO 颗粒高温热冲击前后表面显微图像

Fig. 6 Surface microscopic images of TRISO fuel particles before and after thermal shock test

3 燃料元件关键技术

燃料元件作为堆芯能量的来源,其结构性能、耐高温性能、耐辐照性能、耐腐蚀性能等关乎堆芯的运行寿命,进而影响核热推进系统推力和比冲,因此燃料元件的地位十分重要。为了保障核热推进反应堆的正常运行,燃料元件应满足以下几点要求^[11,33-36]:

1) 核燃料与基体材料需耐受 3000 K 以上高温。堆芯内燃料元件的最高温度可能高出堆芯出口推进剂温度几百度,为保证发动机比冲、推力性能,燃料元件必须采用耐高温材料。

2) 包壳与基体材料在高温氢气流动环境下必须能够保持完整性,以避免燃料颗粒的流失,满足对放射性的包容。

3) 设计换热比表面积尽可能大,通过增加冷却剂与燃料元件的换热面积,降低冷却剂与燃料元件之间的温差,提高换热效率,缩小堆芯体积。

4) 尽量减少堆芯质量与体积。堆芯在满足临界质量和临界体积的要求下,其燃料元件材料密度应尽可能小,可通过提高²³⁵U 的装量提高堆芯整体性能。

5) 燃料元件材料必须有很好的化学相容性。核燃料与基体材料之间、包壳与推进剂(氢气)之间在高温环境下必须化学相容,避免材料之间的相互腐蚀。

6) 燃料元件必须具有足够的机械/结构强度。在高温、振动等极端条件下保证燃料元件的结构,不发生弯曲变形阻塞冷却剂流道;制造工艺可行,能够在可接受的质量保证和控制下制造。

7) 基体材料必须具有良好的核性能。一方面中子吸收截面小,提高中子的经济性;另一方面耐辐照性能强,避免材料的辐照肿胀和蠕变变形。

综上所述,核热推进固态堆芯燃料元件需掌握高性能换热结构设计技术,耐高温、高强度材料加工制造技术,燃料元件物理-热工-应力耦合分析技术,高温热氢环境、高辐照环境材料实验测试技术以及燃料元件性能优化技术等关键技术,为我国核热推进堆芯燃料元件的研制提供有力支撑。

4 结论

核热推进技术经过了 60 余年的发展,已经基本满足人类进行深空探测等任务的需要,技术成熟度最高的固态堆芯核热推进系统已于 20 世纪六七十年代在美国、苏联进行了全系统地面测试,获得了大量的实验数据和研制测试经验。燃料元件方案包括六棱柱石墨基燃料元件、扭曲条带燃料元件、六棱柱金属陶瓷燃料元件、球形包覆颗粒燃料元件、MITEE 型燃料元件、SLHC 型燃料元件、Grooved Ring 型燃料元件等,其中轴流式结构大多已经过性能实验台架、原型堆测试,六棱柱三元碳化物石墨基燃料元件和 CERMET (W-UO₂) 燃料元件最有希望应用到下一代核热推进火箭发动机中。通过掌握核热推进固态堆芯燃料元件的设计、研制、分析、优化等关键技术,可保障我国核热推进火箭发动机研制、深空探测航天任务顺利开展。

参考文献

- [1] 王帅, 卢波. 世界深空探测发展态势及展望 [J]. 国际太空, 2015 (9): 43-49.
- [2] 叶培建, 邹乐洋, 王大轶, 等. 中国深空探测领域发展及展望 [J]. 国际太空, 2018 (10): 4-10.
- [3] 李宇飞, 高朝辉, 刘伟. 重型运载火箭在深空探测领域的应用 [C]. 中国宇航学会深空探测技术专业委员会, 中国宇航学会深空探测技术专业委员会第八届学术年会论文集 (下篇), 2011.
- [4] 龙乐豪, 刘伟, 何巍. 研制重型火箭, 支撑航天发展 [J]. 国际太空, 2011 (8): 1-8.
- [5] Drake B G, Hoffman S J, Beaty D W. Human exploration of Mars, design reference architecture 5.0 [C]. 2010 IEEE Aerospace Conference, IEEE, 2010; 1-24.
- [6] Emrich Jr W. Principles of nuclear rocket propulsion [M]. Butterworth-Heinemann, 2016.
- [7] Finseth J L. Rover nuclear rocket engine program: overview of rover engine tests. Final Report [R]. NASA Marshall Space Flight Center, NASA CR-184270, 1991.
- [8] 王浩泽, 左安军, 霍红磊, 等. 110 kN 核热火箭发动机系统方案选取与参数优化研究 [J]. 原子能科学技术, 2019, 53 (1): 30-37.
- [9] 王戈, 郎明刚, 李家文, 等. 核热火箭发动机循环方案对比分析 [J]. 载人航天, 2019, 25 (2): 196-201.
- [10] 苏著亭, 杨继材, 柯国土. 空间核动力 [M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2016.
- [11] 吉宇, 孙俊, 石磊. 核热推进系统热工过程及堆芯关键技术分析 [J]. 原子能科学技术, 2017, 51 (12): 2171-2176.
- [12] 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.
- [13] Benensky K. Summary of historical solid core nuclear thermal propulsion fuels [R]. USA: The Pennsylvania State University, 2013.
- [14] Clark J S, McDaniel P, Howe S, et al. Nuclear thermal propulsion technology: results of an interagency panel in FY 1991 [R]. NASA TM-105711, 1993.
- [15] 解家春, 赵守智. 核热推进堆芯方案的发展 [J]. 原子能科学技术, 2012, 46 (S2): 889-895.
- [16] El-Genk M S, Yang J Y, Morley N J. Thermal hydraulics analyses of Pellet Bed Reactor [C]. AIAA/NASA/OAI Conference on Advanced SEI Technologies, 1991.
- [17] Morley N J, El-Genk M S. Thermal-hydraulic analysis of the pellet bed reactor for nuclear thermal propulsion [J]. Nuclear Engineering and Design, 1994, 149 (1-3): 387-400.
- [18] 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.
- [19] Powell J R, Paniagua J, Maise G, et al. High performance nuclear thermal propulsion system for near term exploration missions to 100 AU and beyond [J]. Acta astronautica, 1999, 44 (2-4): 159-166.
- [20] Furman E M, Anghaie S. Thermal hydraulic design analysis of ternary carbide fueled square-lattice honeycomb nuclear rocket engine [C]. AIP Conference Proceedings, Space Technology and Applications International Forum-1999, 458: 1501-1506.
- [21] Widargo R, Anghaie S. Nuclear design analysis of square-lattice honeycomb space nuclear rocket engine [C]. AIP Conference Proceedings, Space Technology and Applications International Forum-1999, 458: 1507-1512.
- [22] Ashemimry M N, Apeloig J M, Kirk D R, et al. Analysis of a grooved-ring reactor concept for nuclear thermal rocket propulsion [C]. 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008.
- [23] Taylor B, Emrich B, Tucker D, et al. Study of a tri-carbide grooved ring fuel element for nuclear thermal propulsion [C]. ANS NETS 2018 Nuclear and Emerging Technologies for Space, Las Vegas, 2018.
- [24] Swank W D, Carmack J, Werner J E, et al. Hot hydrogen test facility [C]. AIP Conference Proceedings. AIP, 2007, 880 (1): 380-388.
- [25] Litchford R J, Foote J P, Wang T S, et al. Arc-heater facility for hot hydrogen exposure of nuclear thermal rocket materials [C]. 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006.
- [26] Emrich Jr W J. Non nuclear NTR environmental simulator [C]. AIP Conference Proceedings, Space Technology and Applications International Forum-2006, 813: 531-536.
- [27] Emrich Jr W J. Nuclear Thermal Rocket Element Environmental Simulator (NTREES) [C]. AIP Conference Proceedings, Space Technology and Applications International Forum, 2008: 541-548.
- [28] Hickman R, Broadway J, Trent D, et al. Hot hydro-

- gen testing of tungsten-uranium dioxide (W-UO₂) CERMET fuel materials for nuclear thermal propulsion [C]. 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2014.
- [29] Bradley D E, Mireles O R, Hickman R R, et al. Compact fuel element environment test [R]. USA: NASA Marshall Space Flight Center, NASA TM-2012-217476, 2012.
- [30] 游尔胜, 石磊, 郑艳华, 等. 球床堆在空间核动力系统中的应用 [J]. 原子能科学技术, 2015, 49 (s1): 75-80.
- [31] 王金宇, 周慧辉, 咎元锋, 等. 基于激光技术的球形燃料颗粒 SiC 包覆材料热冲击试验研究 [J]. 载人航天, 2018, 24 (4): 436-441.
- [32] 张良, 曾强, 潘小强, 等. 核热推进包覆燃料颗粒耐高温性能研究 [J]. 载人航天, 2019, 25 (2): 202-207.
- [33] Pelaccio D G, El-Genk M S, Butt D P. Hydrogen corrosion considerations of carbide fuels for nuclear thermal propulsion applications [J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11 (6): 1338-1348.
- [34] 王三丙, 马元, 郭斯茂, 等. 核热火箭反应堆燃料对比分析 [J]. 载人航天, 2018, 24 (06): 784-795.
- [35] Ludewig H, Todosow M, Montanez P, et al. Preliminary study of impact of fuel options on performance of Nuclear Thermal Propulsion (NTP) concepts [C]. American Institute of Physics Conference Proceedings, 2002, 608: 1084-1095.
- [36] Benensky K. Tested and analyzed fuel form candidates for nuclear thermal propulsion applications [R]. University of Tennessee, Nuclear Engineering Reports, 2016.

引用格式: 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.

Citation: Fang Y L, Liu L, Sun H L, et al. Development of fuel elements in nuclear thermal propulsion system [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020, 4 (1): 63-70.