

核热推进地面试验技术研究

张威震, 霍红磊, 解家春

(反应堆工程技术研究部, 中国原子能科学研究院, 北京 102413)

摘要: 核热推进具有比冲高、推力大等特点, 在载人深空探测和星际货运任务上具有广阔应用前景。核热推进技术的研发需要进行大量地面试验。首先回顾了美国与俄罗斯的核热推进地面试验技术的发展, 对地面试验技术进行分类总结。然后基于一种小型核火箭方案, 研究了燃料元件非核试验、燃料元件辐照考验试验和带核整机地面试验等关键地面试验技术, 并提出了初步试验方案。最后对我国核热推进地面试验的发展提出了一些建议。

关键词: 核热推进; 地面试验; 非核试验; 辐照考验

中图分类号: TL99/V439.5 **文献标志码:** A **文章编号:** 2096-4080 (2019) 02-0044-10

Technical Research on Nuclear Thermal Propulsion Ground Tests

ZHANG Weizhen, HUO Honglei, XIE Jiachun

(Department of Reactor Engineering Technology and Research, China Institute of Atomic Energy, Beijing 102413, China)

Abstract: Characterized by its high specific impulse and large thrust, Nuclear Thermal Propulsion (NTP) shows wide applications in deep space explorations and interplanetary cargo missions. Various ground tests are required to develop NTP technology. This paper first reviews technology development of NTP ground tests of the United States and Russia. Then, based on a small nuclear thermal rocket concept (CERMET-SNRE), technical options for some key tests such as non-nuclear test of fuel element, irradiation test of fuel element and NTP engine integration test are studied. Finally, some suggestions for the technology development of NTP ground tests are proposed.

Key words: Nuclear thermal propulsion; Ground tests; Non-nuclear test; Irradiation test

0 引言

核热推进 (Nuclear Thermal Propulsion, NTP) 是空间核动力的应用形式之一, 利用核热推进原理制造的火箭称为核热火箭 (Nuclear Thermal Rocket, NTR)。NTP 的基本原理如图 1 所示, 利用核反应堆裂变产生的热能, 把工质加热到极高的温度, 然后使高温高压的工质通过收缩扩张喷管后喷出, 从而产生巨大的推力。和传统的化学火箭相比, 核热推进具有比冲高、推力大、所需工质少和工作时间长等特点, 更加适用

于大质量、高增速的发射任务。对于火星探测任务, 核热推进能够降低近地轨道的初始质量并增大载荷质量份额。在美国最新的载人火星参考文件 (DRA5.0)^[1-2] 中, 核热推进被认为是载人登陆火星的最佳动力选择。在 DRA5.0 文件中, 核热火箭的比冲达到 950s (约为氢氧化学火箭的 2 倍), 将近地轨道的出发质量从 1250t 降低至约 800t, 总飞行时间减少到约 350d^[2]。由此可见, 核热推进技术能够极大降低载人深空探测任务和星际货运任务的发射成本和时间成本, 是未来空间探测任务的理想动力选择之一。

收稿日期: 2018-10-15; 修订日期: 2019-01-29

基金项目: 民用航天技术预先研究项目 (D010306)

作者简介: 张威震 (1993-), 男, 研究生在读, 主要研究方向为空间核动力。E-mail: zhangwz93@foxmail.com

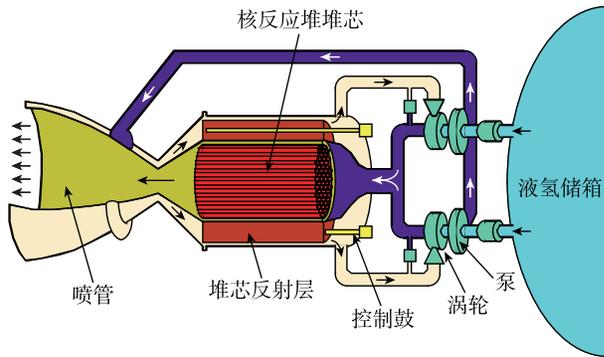


图 1 核热推进原理示意图

Fig. 1 Schematic diagram of NTP principle

为了开发安全可靠长寿命的核热火箭发动机, 需要进行大量地面试验以验证其各子系统与整机设计的合理性。除了传统化学火箭发动机所需的部件制造检测试验、部件功能试验、静态火箭系统试验, 以及静态条件和飞行条件的热试车试验外^[3], 核热火箭发动机的地面试验还包括对燃料元件、发动机组件和其他支持系统的非核与带核试验。安全有效地开展地面试验能够加快核热推进技术的研发速度, 提前暴露设计缺陷和安全隐患, 提高其安全性和可靠性, 是核热推进技术研发过程中必不可少的重要环节。

本文将核热推进地面试验的国外发展现状进行总结, 对地面试验的技术路线进行梳理与分析。在此基础上, 针对我国研究人员提出的一种使用钨基金属陶瓷燃料的小型核火箭发动机 (CERMET-SNRE) 方案^[4], 研究燃料元件非核试验、燃料元件辐照考验试验和带核整机地面试验等关键试验技术, 并基于我国国情提出以上试验的初步方案。最后对我国开展核热推进地面试验提出一些建议。

1 核热推进地面试验技术发展

20 世纪 40 年代, 随着“曼哈顿”计划的成功, 人们认识到了核能的巨大威力, 一些科学家开始论证将核能应用于空间的可行性。二战后, 美国和苏联进入冷战时期, 在强烈的战略需求的推动下, 从 20 世纪 50 年代开始进行核热推进的技术研究并开展地面试验。

1.1 美国核热推进地面试验的发展

美国核热推进的技术研究与地面试验发展依托于国家政策进行, 其过程大致可分为三个阶段。

第一阶段从 20 世纪 50 年代开始到 70 年代结

束。1955 年, 美国启动漫游者 (Rover) 计划, 以大型洲际弹道导弹为应用背景, 研制大型核热火箭发动机。1961 年, Rover 计划取得了较快的进展, 美国国家航天航空局 (NASA) 马歇尔太空飞行中心提出将核热火箭发动机应用到空间任务, 于 1962 年启动了核火箭发动机应用 (NERVA) 计划, 以期利用 Rover 计划取得的成果, 研制空间核热火箭发动机。Rover/NERVA 计划期间, 美国在拉斯维加斯西北的内华达试验场的沙漠上建立了核火箭研发中心。科研人员建造了大量地面试验支持设施, 以及 KIWI、Phoebus 和 Pewee 系列的 20 余台试验反应堆和 6 台核热火箭发动机原型, 完成了多次推进系统台架试验, 取得了丰硕成果^[5]。图 2 是 Rover/NERVA 计划期间的几种核热火箭发动机原型示意图。

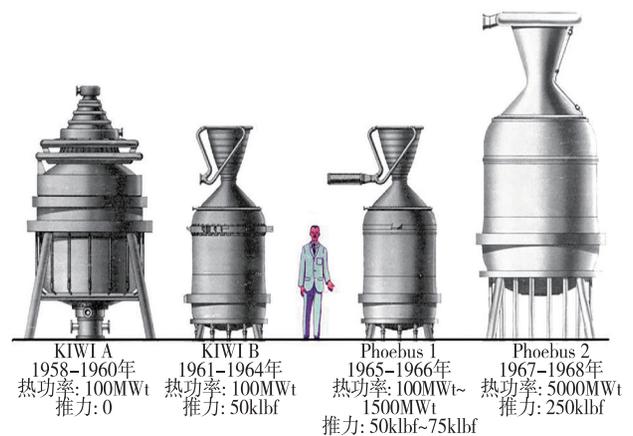


图 2 Rover/NERVA 计划期间的核热火箭发动机原型

Fig. 2 NTP prototype engines during Rover/NERVA program

第二阶段主要依托于 20 世纪 80 年代末到 90 年代初的空间核热推进 (SNTP) 项目^[6-7]和太空探索倡议 (SEI) 计划^[8]。1987 年美国制定了 Timberwind 计划, 冷战结束后更名为 SNTP 项目。该项目计划研究结构更为紧凑、推重比更高的空间核热火箭发动机。SNTP 计划深入研究了颗粒球床反应堆 (PBR) 技术, 但并未进行全规模的地面试验, 而是通过一系列小型试验证明了该技术的可行性, 并设计了综合性地面试验系统, 即球床堆元件综合性能测试系统 (PIPET)^[9]。1989 年, 时任美国总统乔治·布什发布了 SEI 计划, 并提出要重返月球和探索火星。该计划期间, 研究人员论证了核热推进的若干技术方案, 认为 NERVA 改进型 (NDR) 方案、金属陶瓷 (CERMET) 燃料方案以及与俄罗斯合作的 CIS (Com-

monwealth of Independent States) 方案最具有应用前景^[10]。SEI 计划主要停留在方案论证阶段, 没有开展地面试验。

第三阶段从 2010 年开始并延续至今。2010 年, 美国政府颁布了新的国家太空政策。据此, NASA 于 2011 年在探索技术发展和演示 (ETDD) 计划下重启了核热推进技术的研究工作, 进行基础技术研究和演示验证, 该项目后来演变为核低温推进级 (NCPS) 项目^[11-12]。目前该项目已完成燃料元件模拟器的升级改造并开始进行试验^[13], 针对发动机地面带核试验的废气处理问题设计了地面集中处理和地表下主动废气过滤^[14]两种试验方案。

1.2 苏联/俄罗斯核热推进地面试验的发展

苏联在 20 世纪 50 年代设计了用于洲际弹道导弹的核热火箭发动机, 后由于常规液体火箭发动机很快被成功应用于洲际弹道导弹而终止。此后, 随着载人火星探测构想的提出, 以及在低温液氢推进剂研究上取得的进展, 从 1961 年起, 苏联开始设计以液氢为推进剂的核热火箭发动机。1965 年, 苏联决定建造推力为 36kN、比冲大于 900s 的核热火箭发动机 RD-0410。为了提供与核热推进系统实际运行工况一致的试验条件, 苏联专门建立了 3 座重要的研究堆, 即高通量石墨脉冲堆 IGR、实验反应堆 IVG-I 和实验性原型堆 IRGIT^[15]。基于这 3 座研究堆, 完成了以下研究工作: 1) 在 IGR 反应堆上完成燃料元件动态试验, 受测燃料元件的功率密度达到 $30\text{kW}/\text{cm}^3$; 2) 在 IVG-1 反应堆上对大约 300 个全尺寸燃料组件开展了寿命考验试验; 3) 把 IRGIT 原型堆运行到了 90MW 的功率水平, 氢气出口温度超过 3000K。

苏联在 1970—1988 年共进行了 30 次原理样机试验, 证明了核热火箭发动机设计方案的可行性, 完成了 RD-0410 发动机样机。推力约为 35.28kN、比冲约为 900s) 的研制工作, 并在试验台架上开展了电加热试验, 如图 3 所示。1989 年, 苏联还开展了用于火星探测器的核热核电双模式发动机的研究工作, 后随苏联解体而终止。此后, 虽然大规模的核热火箭发动机研制工作不再持续, 但与核热推进技术相关的研究工作并未停止。

1.3 国外核热推进地面试验技术发展总结

美国在核热推进技术发展过程中对多种技术方案 (NERVA、PBR、CERMET 和 CIS 等) 分别开展了不同程度的地面试验, 积累了丰富的经

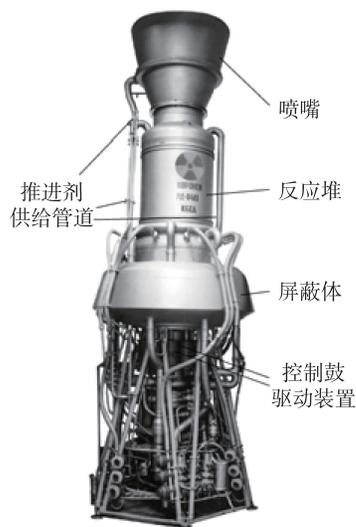


图 3 苏联核热火箭发动机 RD-0410 原型^[16]

Fig. 3 Soviet NTR engine prototype RD-0410^[16]

验, 具有重要的借鉴意义。

苏联核热推进的技术研发更注重基础性研究, 着重在元件或组件级别进行试验, 最终对整个反应堆原理样机进行试验。目前俄罗斯已经研制出工作温度高于 3000K 的材料, 这将有助于进一步提高核热火箭发动机的性能指标。

总体来说, 美俄两国都取得了重大进展, 完成核热火箭发动机地面台架试验和演示验证, 具备开展反应堆燃料元件非核模拟试验、发动机整机试验和飞行试验的能力, 为核热推进的空间应用奠定了坚实的基础。

2 核热推进地面试验技术分类

按照核热推进的技术原理组成, 核热推进技术可分为总体设计技术、燃料元件制备技术、工质输送技术、整机试验技术和运行控制技术等 5 类关键技术领域^[17], 这 5 大关键技术领域又可进一步细分为若干项关键技术。每种关键技术的攻关都需要进行相应的地面试验, 并根据试验结果的分析, 不断改进方案设计。参考美国和俄罗斯的核热推进技术研发路线和地面试验经验^[18], 经过仔细梳理和分析, 可将核热火箭发动机地面试验划分为近 20 个子试验。核热推进地面试验需要依托地面设施进行, 有些地面试验可以利用已有的反应堆或核设施, 例如核燃料或材料的辐照考验试验, 但大多数地面试验需要规划建设专有的地面设施。核热推进系统的一些关键技术研发必须在其他基础技术研发成功的基础上进行, 因此在开展地面试验

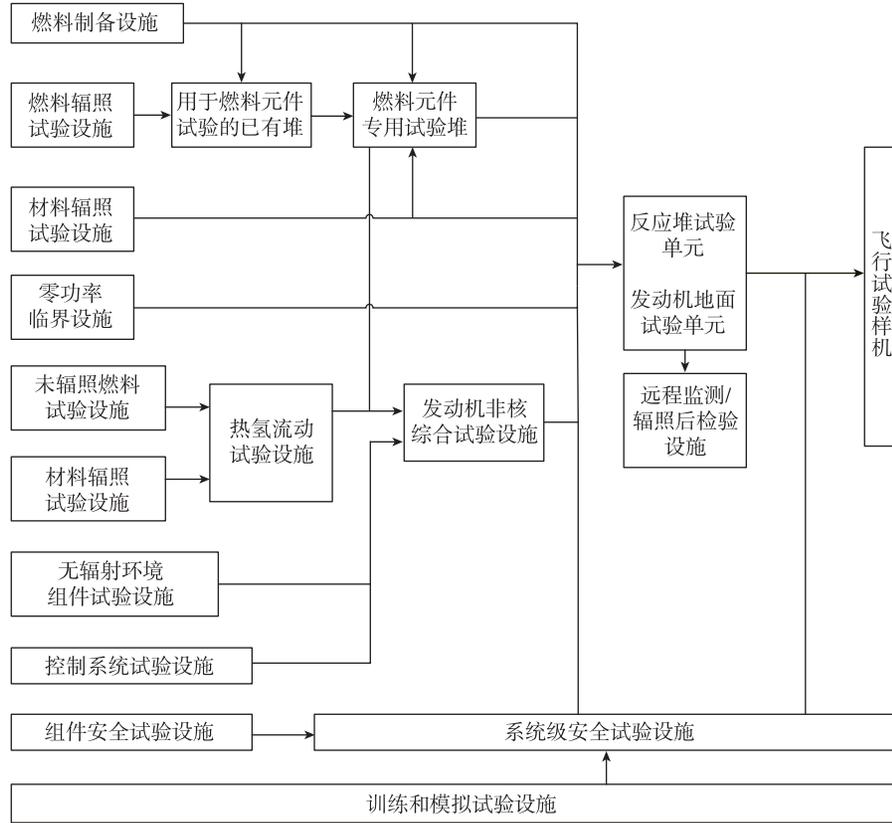
时, 需要根据技术路线考虑各类试验的优先级。参考美国核热推进地面试验技术的研究结果^[18], 给出

表 1 所示的各类地面设施的简要介绍和技术研发的优先级, 以及图 4 所示的逻辑关系。

表 1 核热推进地面设施功能描述^[18]

Tab. 1 Descriptions of nuclear thermal propulsion ground facilities^[18]

设施类别	设施名称	是否为核设施	优先级	设施描述
燃料研发试验设施	燃料制备设施	否	高	用于研发和生产富集铀核材料以及燃料元件
	未辐照燃料试验设施	否	高	材料特性测试实验室, 处理未辐照的铀燃料材料
	燃料辐照试验设施	是	高	反应堆或辐射源设施, 能够对铀燃料试验样本提供一定通量水平的伽马射线或中子
	远程监测/辐照后检验设施	是	高	热室, 对放射性燃料、反应堆和发动机组件进行辐照后检验
	用于燃料元件试验的已有反应堆	是	高	已有反应堆中的测试回路, 用于核加热燃料元件试验
	热氢流动试验设施	否	高	在非核加热、热氢流动环境中对材料和某些子系统进行试验测试。包括两种情况: 1) 用于燃料和材料试验时, 使用小流量的纯 H ₂ ; 2) 用于涡轮泵、喷嘴和推进控制系统试验或设备研发时, 使用氢氧发生器或电加热设备产生的大流量 H ₂ 。
材料研发试验设施	未辐照材料试验设施	否	中	材料特性试验实验室, 针对用于结构组件的非放射性材料, 例如拉杆、压力容器等
	材料辐照试验设施	是	中	反应堆或辐射源设施, 能够对结构材料和非燃料材料试验样本提供一定通量水平的伽马射线或中子
核反应堆试验设施	零功率临界装置试验设施	是	高	功率低、几何结构灵活、材料体积分数可变的反应堆设施, 用于解决物理基准问题、设计论证和安全试验
	燃料元件试验堆	是	高	试验反应堆, 实验所需的全部性能参数(时间、温度、功率密度等)能在一个或多个原型燃料元件中同时达到, 例如美国在 1972 年运行的 NF-1 反应堆 ^[19]
	无辐照环境组件试验设施	否	低	能够模拟系统组件的启动、持续运行和停闭时的环境条件(包括结构条件、热工条件和循环条件), 但环境中无辐照和热氢
	反应堆试验原型堆	是	高	反应堆试验设施的一部分, 类似发动机的反应堆将会在地面上进行高功率试验
核发动机试验设施	发动机地面试验原型装置	是	高	发动机试验设施的一部分, 类似飞行状态的核热火箭发动机将会在地面上进行高功率试验
	发动机非核综合试验设施	是	中	用于完整发动机系统的冷流测试设施, 该设施使用热气体来模拟反作用力问题, 评估飞行前和飞行时潜在的问题, 该设施中不会出现临界运行或核加热问题
系统级试验设施	控制系统试验设施	否	低	模拟实验室, 研发和测试发动机和其他子系统的控制系统
	组件安全试验设施	否	中	试验设施, 能够模拟系统组件的实际故障, 以及剧烈或轻微的环境变化
	系统级安全试验设施	是	低	试验设施, 能够完全模拟发动机的实际故障, 以及剧烈或轻微的环境变化
	训练和模拟试验设施	否	低	用于操纵员和航天员的训练设施, 能够模拟突发事件序列
飞行试验设施	飞行试验支持设施	否	低	地面设施, 位于发射地点或者运行控制中心, 用以支持核推进系统的发射或运行

图4 核热推进地面设施试验逻辑^[18]Fig. 4 Nuclear thermal propulsion ground facilities and test logic^[18]

从图4和表1不难看出，核热推进技术研发所需要的地面试验设施庞大而复杂，而且带核试验相对于无核试验成本更高、周期更长，优先级更高。对于核热推进地面试验的各类技术而言，燃料元件试验技术及其地面设施是发展核热推进技术的核心，而整机地面试验技术方案是研发核热推进的关键。

3 核热推进地面试验初步方案设计

燃料元件的研发是核热推进技术研发过程中最为核心和难度最大的工作，同时也是必须首先开展的基础性研究工作。核热推进反应堆的燃料元件运行环境极其恶劣。一方面，为了保证较大的推力和较高的比冲，反应堆运行的功率和温度都非常高（ $\sim 3000\text{K}$ ），因此燃料元件需要承受高热流密度、高运行温度和高辐射的工作环境，以及多次停堆和再启动过程带来的热循环冲击。另一方面，为了获得较大的比冲，核热推进一般采

用氢气作为推进剂，因此燃料元件必须能够抵抗在接触换热过程中，由高温高速的氢气流带来的物理侵蚀和化学腐蚀。

3.1 燃料元件非核试验

在燃料元件的研发过程中，首先制造一些燃料元件样品并通过非核试验测试其基本性能，然后根据实验结果进行筛选，能够极大地节省燃料研发成本，减少放射性污染，这是燃料元件研发的重要环节。

霍红磊等曾提出一种基于钨基金属陶瓷燃料的核热火箭发动机（CERMET-SNRE）方案^[4,20]。该方案反应堆使用192根燃料元件和36根填充元件，堆芯活性区高度为60.96cm，其结构如图5所示。CERMET-SNRE方案反应堆额定运行功率为500MW，推力为100kN，理想比冲为922s。针对CERMET-SNRE反应堆方案，制定了燃料元件非核试验初步方案。试验所需技术指标如表2所示。

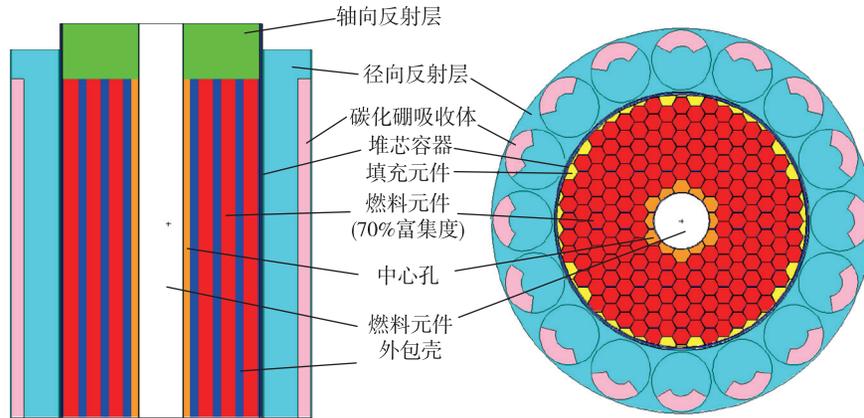


图 5 CERMET-SNRE 堆芯截面示意图

Fig. 5 Section of CERMET-SNRE reactor core

表 2 燃料元件非核试验技术要求

Tab. 2 Fuel element non-nuclear tests requirements

参数	值
最高燃料元件样品试验温度	$\geq 3000\text{K}$
最高氢气温度	$\geq 2800\text{K}$
最大氢气质量流量	$\geq 65\text{g/s}$
最高运行压力	$\geq 10\text{MPa}$
最高燃料元件样品加热功率	$\geq 2.7\text{MW}$
最大测试燃料元件长度	$\geq 80\text{cm}$
最大测试燃料元件直径	$\geq 3\text{cm}$

目前国内没有可以满足表 2 技术指标要求的装置，需要建立专用试验装置。该装置需要考虑一些特殊要求：1) 燃料元件及氢气试验温度极高，难以采用接触式电阻加热方法，应采用非接触式电感加热方法；2) 要注意高温氢气的处理，加热后的高温高流速的氢气必须进行冷却净化或充分燃烧。综合考虑各种特殊要求，参考美国 NASA 设计建造的核热推进燃料元件环境模拟器 (NT-REES)^[21]，初步制定了图 6 所示的试验装置方案。

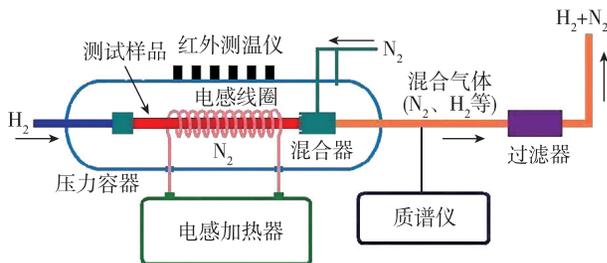


图 6 燃料元件非核试验方案原理图

Fig. 6 Schematic diagram of fuel element non-nuclear testing

燃料元件非核试验装置的主要部件包括压力容器、电感加热器、红外测温系统等。

压力容器最大允许压力为 10MPa，设计压力为 12MPa，试验运行时内部充满氩气以提供保护。容器壁留有观测孔供红外测温使用和方便肉眼观测试验现象。电感加热器为线圈提供交流电，线圈通过电磁感应在测试件内产生涡流，从而将测试件加热到极高的温度。电感加热器工作频率范围为 30kHz~100kHz，这一频率范围能够使电感线圈和测试样品最有效地进行电磁耦合。

红外测温系统用来测量温度。之所以不选用热电偶测温计，是因为测试样品暴露于约 3000K 的高温环境中，超出了热电偶的工作温度范围。而且红外测温仪能够远距离测量温度，其性能优于热电偶。

进行试验时应循序渐进地逐步逼近核热推进反应堆内部真实的环境条件（辐射条件除外），其步骤如下：1) 使用替代气体 (He、N₂ 或 Ar) 和替代元件 (不锈钢、钨、钼、石墨等) 分别进行冷流测试和热流测试。通过测试获得装置内气体流动情况、样品的功率和温度分布，并检查试验设计的合理性和装置密封性等。2) 然后使用氢气和替代元件分别进行冷流测试和热流测试，以检验安全设备和程序，研究燃料元件的形状变化如何影响单根燃料元件管道内的传热和氢气流动特性，以及燃料元件内氢气电离特性。3) 最后使用氢气和测试元件进行热流测试，测量燃料在真实反应堆条件下的耐受性，并据此评估核热火箭发动机的行为特性。

3.2 燃料元件辐照考验试验

在进行燃料元件非核试验之后，需要开展燃料

元件辐照考验，以测试辐照效应对燃料元件整体性能的影响，研究燃料元件的堆内性能模型，确定燃料的功率、温度、蠕变和裂变气体释放率等性能数据，然后不断改进燃料元件设计，提升其性能。

针对 CERMET-SNRE 反应堆方案，制定了如表 3 所示的燃料元件辐照考验试验技术指标。

表 3 燃料元件辐照考验试验技术要求

Tab. 3 Fuel element irradiation testing requirements

参数	值
中子能谱	较硬的快中子谱
最高燃料元件样品测试温度	$\geq 3000\text{K}$
燃料元件最大快中子 ($\geq 0.1\text{MeV}$) 累积注量	$\geq 2.7 \times 10^{20} \text{ n/cm}^2$
燃料元件最大功率密度	$\geq 2.30 \times 10^4 \text{ W/cm}^3$
最高燃料富集度	$\geq 90\%$
最高氢气温度	$\geq 2800\text{K}$
最大氢气质量流量	$\geq 65\text{g/s}$
最大测试燃料元件长度	$\geq 80\text{cm}$
最大测试燃料元件直径	$\geq 3\text{cm}$

目前国内现有的反应堆设施都无法完全满足表 3 所示的苛刻条件。针对这种情况有以下两种解决方案：

一种解决方案是设计建造新的核热推进燃料元件专用试验反应堆。美国和苏联在 20 世纪都曾建造过专门用于核热推进燃料元件辐照考验的原型反应堆，例如美国的 NF-1 反应堆和苏联的 IVG-1 反应堆等。图 7 是美国 Rover/NERVA 计划末期建成的 NF-1 (Nuclear Furnace 1) 试验反应堆^[19]的横截面示意图，可为我国设计原型堆提供重要参考。

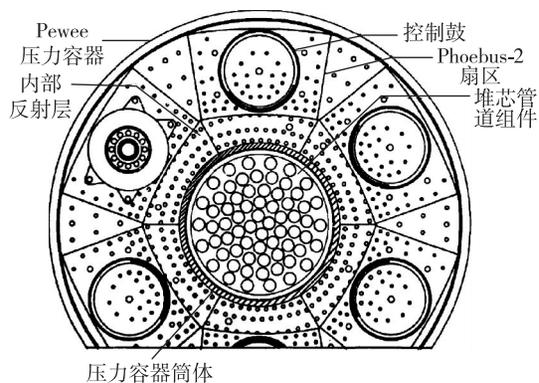


图 7 NF-1 反应堆横截面示意图

Fig. 7 Cross section of NF-1 reactor

另一种解决方案是以现有反应堆的辐照考验加上辐照后电加热试验代替原型堆内的辐照考验

试验。其具体方案如下：首先在已有的试验堆中进行燃料元件的辐照考验，若无法模拟原型堆内的氢气流动，则在辐照期间使用静态的氢气环境。然后将辐照试验后的燃料元件再次置于电加热设备的原型温度和氢气流速条件下进行试验。基于此试验组合测试得到的燃料元件性能，亦具有较高的可信度，能够支持完整的发动机设计与试验。这种试验方案相对于原型堆内辐照考验试验，能够节省大量的研发时间与经费成本。

针对 CERMET-SNRE 反应堆方案，按照第二种试验方案思路，制定了以下的初步试验方案。现有反应堆的辐照考验可以在中国实验快堆 (CEFR) 上进行。CEFR 是我国目前唯一一座快中子谱实验反应堆，其热功率为 65MWt，采用钠-钠-水三回路设计，堆芯入口温度 360℃，出口温度 530℃，于 2010 年 7 月 21 日首次达到临界。CEFR 相比常规压水堆，具有中子通量密度高，中子能谱硬等特点，最大中子注量率可达 $3.2 \times 10^{15} \text{ n/(cm}^2\text{s)}$ ，快中子 (能量大于 0.1MeV) 份额超过 75%，适合用于燃料和材料的快中子辐照考验。在 CEFR 中进行核热推进燃料元件的辐照考验试验时，需要设计专用的辐照靶件。在燃料元件辐照考验试验完成后再次进行电加热试验，最后取出运送至热室进行辐照后检验。

初步辐照考验试验方案如图 8 所示。辐照靶件放置于反射层第 2 排，此处快中子注量率约为 $1.125 \times 10^{15} \text{ n/(cm}^2\text{s)}$ ，功率辐照 67h 即可满足技术指标要求。该位置允许的燃料元件辐照样品的最大直径为 5.56cm，最大高度为 80cm，基本满足需求。

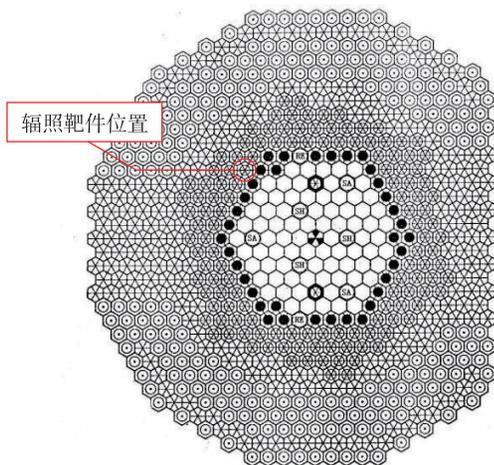


图 8 现有反应堆 (CEFR) 内燃料元件辐照考验初步方案

Fig. 8 Preliminary scheme of fuel element irradiation testing in an existing reactor (CEFR)

3.3 整机地面试验

整机地面试验是将核热火箭发动机的各子系统集成为一个整体, 针对全系统开展启动、运行等一系列试验操作, 验证核热火箭发动机的整体性能与可靠性。整机地面试验按照热量产生方式可分为非核整机地面试验和带核整机地面试验。非核整机地面试验利用电加热或者燃气加热的反应堆模拟器来模拟核裂变反应产生的热量。与非核整机地面试验相比, 带核整机地面试验使用与真实核热火箭发动机的反应堆结构、功率完全一致的模拟样机来进行, 试验复杂度高、难度大, 是核热推进地面试验的关键环节。这里主要介绍带核整机地面试验。

带核整机地面试验需要使用高浓铀核燃料和大量液氢, 危险性高, 因此需要设计并建造专门地面设施并加入多种安全保障措施, 以应对可能造成的核泄漏问题。在试验设施选址方面, 根据文献调研, 世界上仅有的两个进行过核热火箭发动机带核整机地面试验的地址^[15,22], 分别位于美国内华达核试验基地和苏联塞米巴拉金斯克核试验基地。这两处地点都曾是核武器试验场, 地处荒漠地带且无人居住。因此, 建议我国同样选择核试验基地开展核热推进系统的带核整机试验。

带核整机试验的目的在于获取完整的发动机性能数据与异常运行信息, 检验子系统部件之间的相互协调配合程度, 以及验证控制系统的有效性与灵活性等。针对 CERMET-SNRE 的反应堆方案, 考虑到试验成本和规模, 初步制定了表 4 所示的部分技术指标。

表 4 带核整机试验部分技术指标

Tab. 4 Primary requirements for integrated NTP ground test

参数	值
单个发动机总功率	~500MW
反应堆出口压力	5MPa~8MPa
反应堆出口温度范围	1000K~3500K
最大单次运行时间	1h~2h
累计反应堆运行时间	1.5h~4.5h
重启次数	~10

核热火箭发动机地面整机试验中一个不容忽视的问题是试验设施的排气处理方案的设计。核

热火箭整机试验时, 排出的氢气温度高, 需要采取措施降低排气温度, 避免高温氢气发生爆炸, 同时也需要对排气中的放射性物质进行捕集, 过滤达标后才能排放到大气中。排气处理可采用地表砂石过滤方式或对排气进行收集和处理等多种方式。地下主动废气过滤方案 (Subsurface Active Filtering of Exhaust, SAFE) 是目前已知的可行性高、成本最低的方案^[23-24], 其基本原理是将废气喷射到核试验场的钻井 (曾用作核武器试验) 中, 利用当地高孔隙率的砂石土壤作为过滤器对排气进行净化, 最终将经过净化的气体从地表排出。SAFE 方案充分利用了试验场优越的地理地质条件, 大量减少了地面排气处理系统的设备, 能够将成本降至原来的 1/10。采用 SAFE 方案的带核整机地面试验方案如图 9 所示。

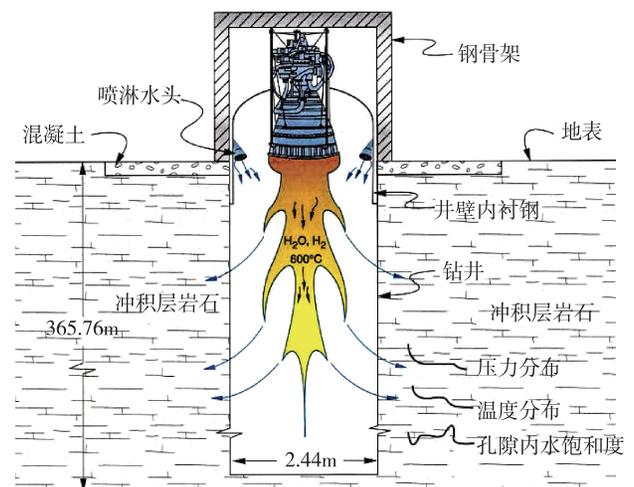


图 9 采用 SAFE 方案的带核整机地面试验方案

Fig. 9 Schematic diagram of integrated NTP ground test based on SAFE

SAFE 方案是建立在美国内华达试验场优越的地理地质条件上的。美国研究人员曾重点研究内华达试验场内部及其周围的地质状况, 并对 SAFE 方案中废气在土壤中的流动和净化过程进行了仿真计算^[24-25], 计算结果表明内华达试验场周围的土壤冲击层完全能够处理核火箭向钻井内排放的混合废气, 废气中含有的少量放射性物质会被多孔岩层和土壤吸收, 放射性物质分布密度极低。即使在核火箭满功率运行的情况下, 土壤温度也可以保持在足够低的水平, 不会发生较大的化学变化。

对于我国的带核整机地面试验, 应该首先评

估 SAFE 方案的可参考性, 尽早对核试验基地的地理地质条件进行考察。如果试验场附近的砂石土壤的孔隙率、含水量、渗透系数和降水量等特性满足安全要求, 则应以 SAFE 方案为基础制定带核整机地面试验方案; 若地质条件无法满足, 则需要在地面试验设施中增加排气处理系统。

4 对我国开展核热推进地面试验的建议

在对国外核热推进地面试验情况充分调研的基础上, 结合我国目前的工业水平和核热推进发展情况, 对于我国开展核热推进地面试验提出如下建议:

1) 重视安全。无论有核与否, 安全问题都是重中之重, 对任何试验都有一票否决权。核热推进地面试验应重点考虑以下几点安全问题。反应堆的短时间、高功率运行会产生放射性裂变产物, 应做好辐射屏蔽工作。反应堆使用高浓铀燃料, 应在运输过程中加强安保力量。发动机地面试验需要使用大量液氢, 氢气安全问题也需要重视。另外, 在设计地面试验设施应运用纵深防御原则, 设置多道屏障以防止试验事故时放射性物质大量泄露。

2) 重点关注燃料试验。高温耐氢蚀燃料是成功研发固体堆芯核热火箭发动机的关键因素, 需要优先考虑燃料设计、制造成型和辐照考验试验等相关技术的进展, 给予重点关注并尽早开展工作。

3) 精心策划, 减少成本。核热推进技术的研发和试验需要大量的地面设施, 全部重新建造专用设施所需成本太高。因此, 建议对国内已有设施进行评估, 在满足试验指标的前提下, 尽量利用已有设施完成试验。另外还需考虑各类地面试验之间的逻辑关系, 将关联性强的试验设施建造在同一试验场内。

参考文献

[1] Drake B G, Hoffman S J, Beaty D W. Human exploration of mars, design reference architecture 5.0 [C]. Aerospace Conference, IEEE, 2010: 1-24.

[2] Drake B G, editor. Human exploration of Mars design reference architecture 5.0 [R]. NASA-SP-2009-566, 2009.

[3] Emrich Jr W J. Principles of Nuclear Rocket Propulsion [M]. Butterworth-Heinemann, 2016: 249-250.

[4] 霍红磊, 安伟健, 解家春, 等. CERMET-SNRE 堆芯物理计算分析 [J]. 原子能科学技术, 2016, 50 (12): 2150-2156.

[5] Gerrish Jr H P. Nuclear thermal propulsion ground test history [R]. NTRS-20140008771, 2014.

[6] Allen-Beale G, Lawrence T J. The history of nuclear thermal propulsion at the Phillips laboratory [C]. AIAA/NASA/OAI Conference on Advanced SEI technologies, Cleveland, USA: AOAA, 1991.

[7] Haslett R A. Space nuclear thermal propulsion program [R]. Grumman Aerospace Corp Bethpage NY, 1995.

[8] Brandhorst H, Cataldo R. SEI needs for space nuclear power [C]. Conference on Advanced SEI Technologies, 1991: 3459.

[9] Hill T J, Reed W C, Welland H J. Space nuclear thermal propulsion test facilities accommodation at INEL [C]. American Institute of Physics, 1993, 271 (2): 1017-1021.

[10] Clark J S, Borowski S K, McIlwain M C, et al. Nuclear thermal propulsion transportation systems for lunar/Mars exploration [J]. Nasa Sti/Recon Technical Report N, 1992, 93.

[11] Houts M G, Kim T, Emrich W J, et al. The nuclear cryogenic propulsion stage [C]. 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2014: 3724.

[12] Kim T, Houts M G. NASA's nuclear thermal propulsion project [C]. AIAA Space 2015 Conference and Exposition, 2015: 4523.

[13] 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, 2012: 4307.

[14] Marshall W M, Borowski S K, Martin C, et al. Sub-scale validation of the subsurface active filtration of exhaust (SAFE) approach to NTP ground testing [C]. 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2015: 3775.

[15] 科罗捷耶夫. 核火箭发动机 [M]. 郑官庆, 王江, 黄丽华, 译. 北京: 中国原子能科学研究院, 2005: 132-177.

[16] Vadim Z, Vladimir P. Russian nuclear rocket engine design for Mars exploration [J]. Tsinghua Science and Technology, 2007, 12 (3): 256-260.

[17] 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.

[18] Allen G C, Warren J W, Martinell J, et al. Space

- nuclear thermal propulsion test facilities subpanel [R]. National Aeronautics and Space Administration, 1993.
- [19] Kirk W L. Nuclear Furnace-1 test report [J]. N-Division and CNC-Division, Los Alamos Scientific Laboratory, Los Alamos NM, LA-5189-MS, 1973: 62-74.
- [20] 霍红磊, 赵守智, 解家春, 等. 采用钨基金属陶瓷燃料的核热推进反应堆掉落临界安全特性研究 [J]. 载人航天, 2017, 23 (3): 353-357
- [21] Emrich Jr W J, Moran R P, Boise Pearson J. Nuclear thermal rocket element environmental simulator (NTREES) upgrade activities [C]. American Institute of Physics, 2008, 969 (1): 541-548.
- [22] Finseth J L. Rover nuclear rocket engine program: overview of rover engine tests [J]. Rover Reactors, 1991.
- [23] Bulman M. Ground testing of a nuclear thermal rocket [C]. 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011: 5849.
- [24] Howe S D, Travis B, Zerkle D K. SAFE testing nuclear rockets economically [C]. AIP Conference Proceedings, AIP, 2003, 654 (1): 805-813.
- [25] Marshall W M, Borowski S K, Martin C, et al. Sub-scale validation of the subsurface active filtration of exhaust (SAFE) approach to NTP ground testing [C]. 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2015: 3775.

引用格式: 张威震, 霍红磊, 解家春. 核热推进地面试验技术研究[J]. 宇航总体技术, 2019, 3 (2): 44-53.

Citation: Zhang W Z, Huo H L, Xie J C. Technical research on nuclear thermal propulsion ground tests [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3 (2): 44-53.

(上接第 29 页)

简化, 计算得到需要的初始条件和边界条件, 大大简化核心计算模型。

必须指出, 以上 3 种模型简化方法具有很强的经验性, 运用时须十分慎重。理论计算科研人员需要加强和工程设计人员的讨论和沟通, 尽可能对简化模型计算的结果与地面试验、相关飞行遥测数据进行比较验证, 以保证简化模型的正确性。

参考文献

- [1] Berglund M D, Bassett C E, Kelso J M, et al. The Boeing Delta IV launch vehicle—pulse-settling approach for second-stage hydrogen propellant management [J]. Acta Astronautica, 2007, 61 (1-6): 416-424.
- [2] 程向华, 厉彦忠, 陈二峰. 火箭液氧贮箱热分层现象数值模拟 [J]. 低温工程, 2008 (2): 10-13.
- [3] 杨修东, 尚存存, 王文. 液氧贮箱自生增压过程中气枕状态分析 [J]. 上海航天, 2014, 31 (4): 59-63.
- [4] 包轶颖, 钟奇. 某运载火箭三级贮箱滑行段热分析计算 [J]. 上海航天, 2006, 23 (3): 19-22.
- [5] Corpening J H. Analytic modeling of pressurization and cryogenic propellant conditions for liquid rocket based vehicle designs [C]. 57th JANNAF Joint Propulsion Meeting, 2010.
- [6] Behruzi P, Michaelis M, Khimeche G. Behavior of the cryogenic propellant tanks during the first flight of the Ariane 5 ESC-A upper stage [R]. AIAA 2006-5052, 2006.
- [7] 周炳红, 刘秋生, 胡炜, 等. 微重力条件下火箭贮箱内自由界面变形过程的数值模拟 [C]. 第一届液体火箭(导弹)动力系统仿真技术研讨会文集, 2008.
- [8] 周炳红, 胡炜, 蔡世界, 等. 微重力条件下火箭液氢贮箱重定位过程的数值模拟 [C]. 第二届液体火箭(导弹)动力系统仿真技术研讨会文集, 2009.
- [9] Kassemi M, Kartuzova O, Hylton S. Validation of two-phase CFD models for propellant tank self-pressurization: crossing fluid types, scales, and gravity levels [J]. Cryogenics, 2018, 89: 1-15.

引用格式: 周炳红, 王妍卉, 刘永婧, 等. 运载火箭推进剂复杂流动传热问题数值模拟中的模型简化方法[J]. 宇航总体技术, 2019, 3 (2): 26-29.

Citation: Zhou B H, Wang Y H, Ga Y J, et al. Model simplification method in numerical simulation of complex flow and heat transfer process of launch vehicle propellant [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3 (2): 26-29.