

核热火箭发动机研制进展与关键技术

马晓秋¹, 解家春²

(1. 北京航天动力研究所 低温液体推进技术实验室, 北京 100076;

2. 中国原子能科学研究院, 北京 102413)

摘要:介绍了核热火箭发动机基本原理,回顾和分析了美、俄(苏联)核热火箭发动机的研制历程。美国在早期核热火箭发动机的研制过程中主要采用整机试验模式进行研究,Rover/NERVA期间先后建立了20余个反应堆,获得了大量的试验数据,这些数据至今仍在美国核热火箭发动机的研究中发挥着重要作用。后续在SNTF计划中以提高反应堆性能为目标进行了颗粒床反应堆(PBR)研究。在NCPS计划中提出了经济可承受的思路,并采用电加热非核模拟方式开展燃料元件的筛选研究,降低了成本和危险性。在任务需求方面,围绕载人登火和地月经济圈活动,提出了DRA5.0载人火星计划以及天龙座(DRACO)计划。俄罗斯(苏联)与美国基本同时开展了核热发动机研究,其技术路线主要以反应堆燃料元件技术为主,研制出扭转条状耐高温的多元碳化物燃料元件,参数水平居于世界领先。通过总结美俄核热火箭发动机的研制趋势,对核热火箭发动机反应堆关键技术进行了分析,并对我国未来开展核热火箭发动机的研究提出了发展建议。

关键词:核热火箭发动机;比冲;反应堆;关键技术;燃料元件

中图分类号:V434

文献标志码:A

文章编号:1672-9374(2024)04-0001-13

Development progress and key technologies of nuclear thermal rocket engine

MA Xiaoqi¹, XIE Jiachun²

(1. Laboratory of Science and Technology on Cryogenic Liquid Propulsion,

Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China;

2. China Institute of Atomic Energy, Beijing 102413, China)

Abstract: The basic principle of nuclear thermal rocket engine was introduced, the development process of nuclear thermal rocket engines in the United States and Russia (Soviet Union) was reviewed. In the early development process of nuclear thermal rocket engines in the United States, research was mainly conducted using the whole engine test mode. During the Rover/NERVA period, more than 20 reactors

收稿日期:2022-08-31 修回日期:2024-04-10

基金项目:民用航天“十三五”技术预先研究项目(D010304);军工基础性科研院所稳定支持项目

作者简介:马晓秋(1973—),男,研究员,研究领域为液体火箭发动机总体与新概念推进技术。

引用格式: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 X Q, XIE J C. Development progress and key technologies of nuclear thermal rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2024, 50(4): 1-13.

were established and a large amount of test data was obtained, which still plays an important role in the research of nuclear thermal rocket engines in the United States even today. Subsequently, research on particle bed reactors (PBR) was conducted in the SNTP program with the goal of improving reactor performance. An economically affordable approach was proposed in the NCPS program, and the fuel elements were studied by using electric heating simulation method, which can reduce costs and difficulty. In terms of mission requirements, the DRA5.0 manned Mars program and the DRACO program have been proposed for manned spaceflight and Cislunar activities. Russia (Soviet Union) has conducted research on nuclear thermal engines at the same time with US, mainly focusing on reactor fuel element technology. They have developed twisted strip high-temperature carbide fuel elements, with parameter levels highest in the world. By summarizing the development trends of nuclear thermal rocket engines in the United States and Russia, this paper analyzes the key technologies of nuclear thermal rocket engine reactors, and proposes development suggestions for future research on nuclear thermal rocket engines in China.

Keywords: nuclear thermal rocket engine; specific impulse; reactor; key technology; fuel element

0 引言

自从 20 世纪 40 年代原子弹研制成功后,美国和苏联就开始探索将核能应用于火箭推进领域,无论是化学能火箭还是核能火箭,其本质都是一种将热能转换为机械能的热机。核能近乎无限的能量,使得核技术在航天推进与能源领域具有非常广阔的应用前景。1955 年开始,在冷战的背景下,美国和苏联陆续启动了多个核热火箭发动机专项研究,获得了大量的研究成果,完成了核热火箭发动机所需的材料体系开发、发动机系统原理研究、反应堆构型设计、反应堆地面台架试验,以及发动机整机带核反应堆的演示验证热试验,为后续一系列核热火箭发动机的研究奠定了坚实的物质和技术基础^[1]。

目前冷战已经结束,但是航天技术仍是一个国家高技术的象征,特别是在中国“嫦娥工程”成功的刺激下,美国开始实施重返月球、载人登陆火星等深空飞行计划^[2]。为实现 21 世纪相应的深空探测任务,要求火箭发动机具有更高的比冲性能。当前航天运载器采用的化学推进剂液体火箭发动机,性能最高的是美国的 RL10B-2 发动机,采用了超低温的液氢/液氧推进剂组合,其比冲上限约为 465 s,但仍然不能满足未来载人深空任务需求。核热火箭发动机的比冲是氢氧火箭发动机的两倍以上,可以

满足未来人类探索宇宙深空的要求。2012 年初, NASA 选出 16 个最重要的技术发展领域作为未来 NASA 预算投资的指南,核热火箭被列入其中的显著位置^[3]。

本文回顾了美俄(苏联)两国核热火箭发动机的发展历史,分析了目前的技术发展现状以及发展趋势,提炼了核热火箭发动机反应堆所面临的关键技术,在此基础上给出了我国未来发展建议。

1 核热火箭发动机原理

核热火箭发动机的工作原理如图 1 所示,首先反应堆的控制鼓转至最大,反应堆开始运行,堆功率不断增大,同时放出的热量逐渐加热反应堆结构,当反应堆温度升高至规定值后,打开泵前阀,液氢从贮箱流出后首先进入氢涡轮泵,增压至系统所需压力后,通过导管进入发动机的喷管冷却夹套,对喷管进行冷却;然后继续进入推力室和侧反射层内对推力室内壁和反应堆的控制鼓进行冷却,液氢冷却结构的同时,自身也被加热,进入涡轮做功,驱动氢泵运转,做完功后的氢气进入核反应堆,通过堆芯核燃料元件的冷却通道时被加热至高温;最后通过发动机的收敛-扩张喷管膨胀至高超音速喷出,从而产生强大的反推力。氢气在进入涡轮前,还有一部分分流至调节阀,用来调整涡轮泵的功率。

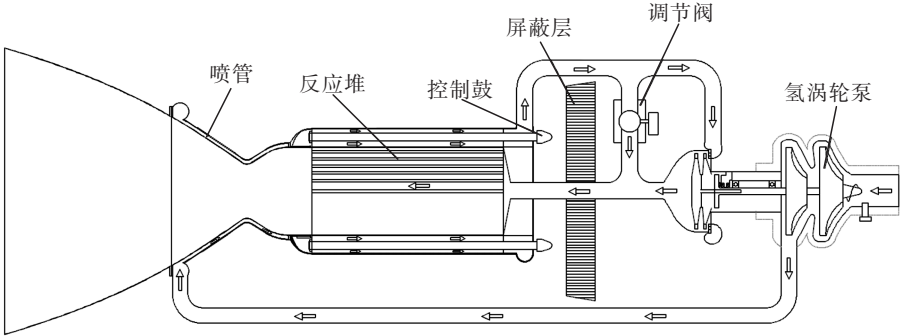


图 1 核热火箭发动机系统原理图

Fig.1 Schematic diagram of nuclear thermal rocket engine system

火箭发动机比冲的公式为

$$I_{sp} = \frac{1}{g} \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{\mu R T_c^*}{M} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (1)$$

式中: k 为气体的比热比; p_c 为室压,Pa; p_e 为出口压力,Pa; μR 为千摩尔气体常数,J/(kmol·K); M 为气体的分子量; T_c^* 为推力室内气体总温,K^[4]。

根据式(1)可知,核热火箭发动机的比冲主要与工质的分子量 M 和温度 T_c^* 有关。分子量 M 越小,比冲越高,而自然界中分子量最小的物质就是氢,所以核热火箭发动机最佳的工质就是液氢。另外,推力室内气体的温度 T_c^* 越高,比冲也越高。相比于化学火箭发动机,核热火箭发动机对于需要快速转运和有效载荷较大的空间探索任务具有明显的优势。采用核热火箭发动机执行大速度增量的任务可以显著降低任务规模和发射次数,苏联和美国的相关研究表明,以载人火星探索任务为例,火星转移飞行器推进系统采用核热火箭发动机,其初始 LEO 质量将减少 40%~45%^[5-7]。进入 21 世纪以来,世界各航天大国在地月(cislunar)经济圈、载人登陆火星、深空探测等航天计划中,频繁地提出采用核热火箭发动机方案,以提高任务的性能指标^[8-9]。

2 国内外研制进展

2.1 美国

2.1.1 美国 Rover/NERVA 计划

1955 年开始,美国启动 Rover 计划,由于当时采用化学推进剂的火箭发动机性能较低导致导弹的运载能力不足,因此 Rover 计划以大型洲际弹道导弹为应用背景,通过研制高比冲的大推力核热火箭发动机以增加导弹的投掷能力。Rover 计划分为

3 个阶段:第一阶段代号是 Kiwi(1955—1964 年),主要工作是研究反应堆的可行性;第二阶段的代号是 Phoebus(1964—1969 年),主要工作是提高反应堆的工作温度和功率;第三阶段的代号是 Pewee(1969—1972 年),主要工作是研制高功率密度的反应堆。

通过 Rover 计划,核热发动机最终获得的主要参数见表 1,其中比冲最高达到了 901 s,最大的功率密度达到了 5.2 MW/L^[10]。

表 1 Rover 计划取得的成果

Tab.1 Achievements of Rover program

参数	数值	装置代号
等效比冲/s	901.00	Pewee
出口温度/K	2 550.00	Pewee
堆芯平均热功率密度/(MW·L ⁻¹)	2.34	Pewee
燃料最大热功率密度/(MW·L ⁻¹)	5.20	Pewee

研究过程中,美国不仅十分重视反应堆和发动机的建造,还非常重视相关试验设施的建设。考虑到核试验有核泄漏的风险,发动机的试验台不能建在普通的航天试验场内,所以最后选择在内华达州 Drekaas-Flets 核试验场以及洛斯阿拉莫斯试验室内修建了核试验相关的综合试验设施^[11]。但是,受限于当时人们的环保认识,发动机试验采用了直排大气的模式,如图 2 所示,这在今天是不符合环保要求的。在实验过程中不可避免地会产生放射性泄漏,真实试验的数据显示,放射性沉降物最多的位置距离试验台架 1.6 km 左右,由于试验场周围都是沙漠戈壁,因此未对公众健康造成影响。

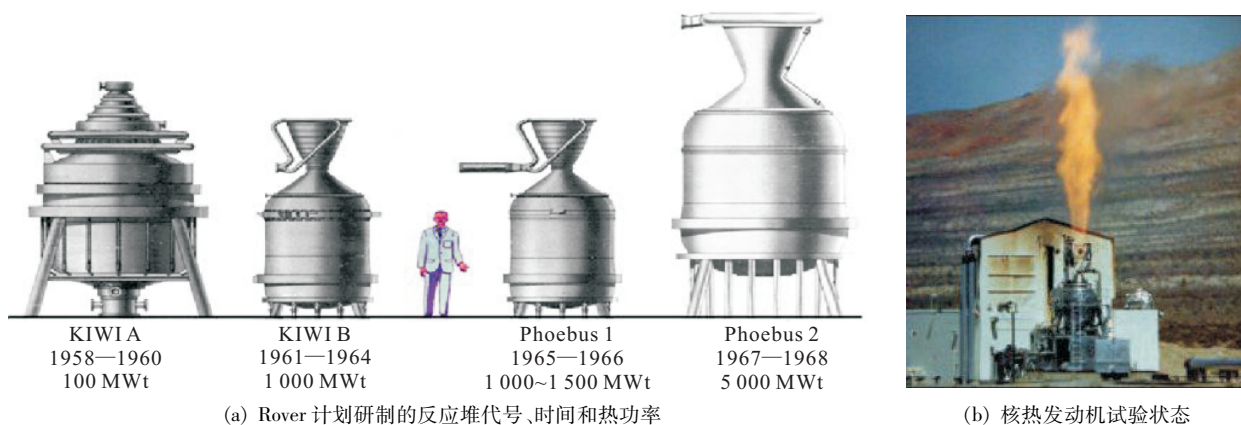


图 2 美国 Kiwi 和 Phoebus 核热火箭发动机及试验状态

Fig. 2 US Kiwi and Phoebus nuclear thermal rocket engines and test status

1961 年, Rover 计划虽然取得了较快的进展,但是由于空军的常规推进剂的导弹已经满足需求,所以军方对采用核热火箭发动机需求已经不大,此时 Marshall 太空飞行中心提出将核热火箭发动机应用到载人登月等空间任务。1962 年, NASA 启动了 NERVA (nuclear engine for rocket vehicle applications) 计划,利用 Rover 计划的技术遗产开发载人登月用核热火箭发动机,虽然取得了一些进展,但由于核热火箭发动机研制耗资巨大,而且面临的技术问题超出了当时人们的预计,因此在 1972 年计划被取消。

在整个 Rover/NERVA 计划的 18 年时间里,美国共建造和试验了 20 个反应堆,完成了 6 台核热火箭发动机整机热试验,如图 3 所示,耗费了 14 亿美元(1973 年美元价值)。通过反应堆和发动机的地面研究性试验,核热火箭发动机的系统设计得到不断完善和优化,堆芯耐高温和耐腐蚀的能力也不断提高^[12-13]。

除了反应堆带核试验研究外, NASA 还在位于刘易斯中心的 Plum Brook 试验站进行了大量发动机系统级非核模拟研究,该试验站有低温液氢的设施(7.57 m³),同时还有发动机排气的主动引射系统,可以为涡轮排气模拟一个高空环境(6.89 kPa)。冷态非核模拟试验主要研究发动机系统自身启动的特性^[14-15](仅依靠箱压和发动机组件的热沉),试验目的如下:

- 1) 评估发动机系统自身启动的能力;
- 2) 发现并解决系统启动过程中可能存在的操作问题;

3) 开发一套核火箭发动机推进剂输送系统的分析模型。

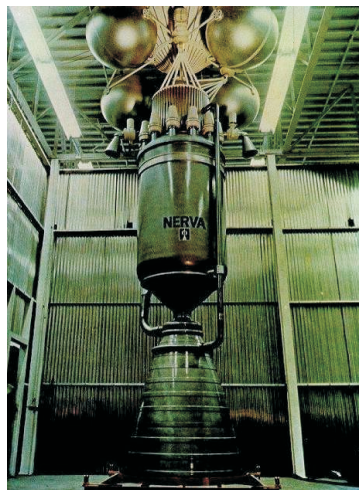


图 3 美国“涅尔瓦”(NERVA)核热火箭发动机

Fig. 3 The NERVA nuclear thermal rocket engine

Rover/NERVA 计划被停止后,美国并没有放弃核热火箭发动机的技术研发,而是通过充分利用这两个计划获得的研究成果,如反应堆的设计分析方法、材料的核数据库、发动机的控制策略等继续开展相关的研究。

2.1.2 美国“空间核热推进”(space nuclear thermal propulsion, SNTTP) 计划

1972 年后,由于研发经费高昂以及任务目标的变化,美国不再进行大规模的核火箭发动机系统级研究,这一时期的工作主要是研究结构更为紧凑、功率密度更高的反应堆,提出了颗粒床反应堆(PBR)方案^[16-18],通过结构和材料的改进设计提高

反应堆的工作温度和功率密度。

20 世纪 80 年代末至 90 年代初,美国启动了 SNTP 专项研究,以 PBR 作为发动机的核心,而不是之前的 NERVA 反应堆型。该计划的应用方向有导弹拦截器、火箭上面级、轨道转移飞行器 OTV 和轨道机动飞行器 OMV 等。SNTP 项目中发动机性能指标与 NERVA 相比有了较大的提升,如表 2 所示,特别是推重比指标比 NERVA 时期有了很大的提高,达到了 25:1~35:1 左右^[19]。图 4 为发动机的系统示意图。

表 2 PBR 发动机的主要参数
Tab.2 Main parameters of PBR engine

参数	数值
真空比冲/s	950
真空推力/kN	89~356
推力室压力/MPa	7
出口温度/K	3 000
堆芯平均功率密度/(MW·L ⁻¹)	40

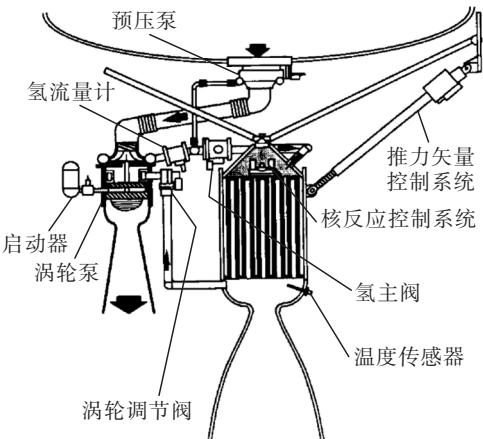


图 4 美国 SNTP 核热火箭发动机系统
Fig.4 US SNTP nuclear thermal rocket engine system

2.1.3 美国载人火星探测设计参考架构

从 20 世纪末开始,美国就不断地提出关于载人火星探测的计划和方案,提出了多个版本的载人火星设计参考架构 DRA (design reference architecture)。载人火星探测任务非常关注任务的时间指标,目的是尽量减少宇航员暴露在宇宙空间辐射环境里的时间。

2007 年 NASA 开始研究最新的 5.0 版载人火星设计参考架构 DRA5.0,并于 2009 年正式发布^[20]。DRA5.0 对比了核热火箭发动机与氢氧发动机对任务性能的影响,论证的结果显示核热火箭发动机是载人火星任务的首选动力方案。DRA5.0 使用源于 Rover 计划的“山鹬”(Pewee)核热火箭发动机^[21-22],该发动机单机推力较小,但比冲性能较高。

2.1.4 美国核低温推进级(nuclear cryogenic propulsion stage, NCPS)计划

2011 年美国启动了新一轮的核热发动机基础技术研究和试验验证,该项目后来演变为核低温推进级计划,主要目的是评估核热火箭发动机的经济可承受性和技术可行性^[23]。

NCPS 的主要研究工作包括:

- 1) 总体任务模式与需求分析、核热发动机系统特性及指标确定;
- 2) 堆芯燃料元件与涂层性能评估与研究;
- 3) 核热发动机系统设计和仿真研究;
- 4) 低成本地面试验演示方案论证;
- 5) 提出低成本核热火箭发动机研究策略。

NCPS 第一阶段研究工作的重点是利用核热火箭元件环境模拟器 (nuclear thermal rocket element environmental simulator, NTRESS) 进行堆芯燃料元件的非核模拟工作^[24-25],如图 5 所示。



图 5 美国核热火箭元件环境模拟器
Fig.5 Nuclear thermal rocket element environment simulator

NTRESS 包含电弧加热器、紧凑型热氢气试验段等,可以开展核热火箭发动机反应堆堆芯燃料元件和结构材料在接近发动机真实高温氢工作环境下的非核模拟试验,加热功率达到兆瓦级,氢加热后的温度超过 3 000 K,具体参数如表 3 所示。

表 3 NTREES 基本性能参数

Tab.3 NTREES facility performance parameters

参数	数值
最大加热温度/K	>3 000
最大氢流量/(g · s ⁻¹)	200
工作压力/MPa	0 ~ 7
功率/MW	1.2
试验件最大外廓尺寸/cm	φ30 × 250

2015 年, NASA 为 NCPS 计划的第二阶段工作提供资金支持, 计划在 10 a 内进行核热火箭发动机的地面试验, 并最终实现小型核热火箭发动机的飞行试验。小型核热火箭发动机飞行演示验证任务以飞跃月球为背景, 由一枚常规火箭将核热低温推进级发射升空, 借助月球引力使小型核热火箭发动机验证机变轨进入深空, 该任务核热火箭发动机验证机将由“德尔塔 4”运载火箭发射^[26], 采用推力 33.4 kN 的核热火箭发动机为飞行器的加速动力。

2.1.5 美国最新的核热动力研究计划

2020 年, DARPA 启动了 DRACO (demonstration rocket for agile cislunar operations, 敏捷型地月空间行动演示火箭, 也称天龙座) 计划^[27-28], 任务的主要目的是展示核热推进系统技术在轨应用的优点, 特别是应用于地球和月球之间的空间飞行的推进系统, 任务最终的目标是实现美国在太空核动力技术领域的创新。由于采用核热动力可以显著缩短地球、月球和火星之间的飞行时间, 未来也有望用于载人深空探测。2022 年, DARPA 发布了 DRACO 计划第二阶段和第三阶段的招标, 计划 2026 财年实现 NTP 系统的飞行演示。但是该计划具体的技术细节尚没有公开文献发表, 只有火箭的效果图, 如图 6 所示^[29]。



图 6 敏捷型地月空间行动演示火箭效果图

Fig.6 DRACO rocket artist concept

2021 年 9 月 29 日^[30], 美国的超安全核能公司 USNC-Tech (Ultra Safe Nuclear Corporation Technologies) 宣布开发一款“功率可调节火星演示任务核热发动机” (power-adjusted demonstration mars engine, PADME), 发动机与飞行器的效果如图 7 所示, 任务的目标是制造并演示一个用于深空探测的安全 (safe)、低成本 (affordable)、可靠 (reliable)、高性能 (high-performance) 的核热火箭发动机, 该发动机的一个特点就是采用了低浓铀方案 (19.75%)。



图 7 功率可调节火星演示任务核热发动机效果图

Fig.7 PADME rocket artist concept

2.2 俄罗斯 (苏联)

俄罗斯 (苏联) 采取的技术路线并未像美国那样开展大规模整机核热发动机试验, 而是注重开展核燃料元件的基础性研究。苏联核热火箭发动机的研究工作始于 20 世纪 50 年代, 为了提供与核热发动机实际运行工况一致的试验条件, 陆续建立了 3 个重要的研究性试验堆^[1]。其中, “IGR” 高通量石墨脉冲堆用于反应堆燃料元件和燃料组件的动态试验, 于 1958 年 5 月开始建造, 1960 年 6 月反应堆首次达到临界状态, 1967 年改造后, 可用于全尺寸燃料元件试验。该堆脉冲模式下峰值功率为 100 MW, 堆芯温度为 1 400 K。“IVG-I” 实验反应堆用于反应堆燃料元件不同功率水平下的寿命试验, 于 20 世纪 50 年代末开始建造, 1974 年投入使用, 该堆的燃料元件功率密度达到 20 MW/L, 氢气温度达到 3 100 K。“IRGIT” 实验性原型堆是为 RD-0410 核热火箭发动机建造的地面试验原型堆, 1978 年首次功率启动。

除了反应堆技术外, 苏联还开展了大量的核热发动机系统级非核模拟运行试验, 主要的目的是考核发动机系统水力特性、控制策略、调节结构以及涡轮泵组等的可靠性, 为此在莫斯科郊区化学自动

化设计局建造了专用试验系统,开展了代号为 11B91X 的试验,主要研究内容如下。

1) 获得发动机和反应堆工质流通通道的水力特性。

2) 发动机系统能量平衡的试验验证,主要是泵的功率与涡轮功率的平衡。

3) 研究发动机系统启动和停机技术,确保发动机和反应堆在约束条件下可靠工作。

4) 发动机调节系统程序测试与优化,包括发动机系统动力学特性、反应堆控制反馈特性等。

5) 评估发动机控制程序的准确度。

为了完成这些任务,在化学自动化设计局制造了不少于 65 台 11B91X 发动机,用液氢进行了 160 多次发动机试验。其中一台发动机上最长的无故障工作时间为 13 360 s,超过设定寿命两倍以上。

在 1970—1988 年的 18 a 间,苏联开展了 30 次原理样机试验,完成了 RD-0410 发动机研制,如图 8 所示^[31],反应堆功率 196 MW,推力 3.6 tf 级,比冲 900 s,由于推力相对较小,因此发动机的推重比不高,只有 1.8。



图 8 苏联 RD-0410 核热火箭发动机

Fig. 8 RD-0410 nuclear thermal rocket engine developed by Soviet Union

苏联解体后,俄罗斯在核热发动机研究方面,只是提出过用于火星探测任务的双模式核热火箭发动机方案,主要参数如下。

1) 核热模式:推力 6.9 tf 级,比冲 920 s,反应堆功率 340 MW。

2) 核电模式:电功率 50 kW,反应堆功率 98 kW。

3) 反应堆质量:1.8 t。

近期俄罗斯将主要精力放在了空间核电技术的发展上,如兆瓦级“宙斯”空间核动力飞船,未见核热推进技术研制进展的公开文献。

2.3 国内

我国在核热火箭发动机技术领域起步晚,技术储备少,我国相关研究单位主要以方案论证、数值仿真和文献调研为主^[32]。

核热火箭发动机应用背景研究方面,开展了任务需求论证,重点围绕未来载人登陆火星、深空探测等任务采用核热火箭发动机对总体构型、轨道设计、控制策略等方面的影响开展了研究。张泽旭等在载人小行星探测任务总体方案研究中提出采用双模态电源/核热的推进方式进行小行星探测^[33]。2021 年在俄罗斯召开的全球航天探索大会 (GLEX2021) 上,航天科技集团一院院长王小军发表了题为“载人火星探测航天运输系统”的演讲^[34],提出核热推进是目前载人火星探测方案设计的重要选择,设计了一种核电核热推进组合、人货分运、近地轨道组装、高轨出发的任务架构,核热发动机主要用于地火转移。

航天科技集团六院针对美国载人火星设计参考架构 (DRA5.0) 任务模式及其核热火箭发动机开展研究工作,详细分析了核热火箭发动机的工作原理和可采用的系统方案,完成了系统方案及参数的逆向计算,提出了未来我国核热火箭发动机技术研究的主要关键技术和可能解决途径。完成了百吨级^[35]和十吨级核热火箭发动机的系统方案^[36]及组合件方案论证^[37-38]、总体构型研究以及动态特性仿真系统研究等。

中国原子能科学研究院开展了基于金属陶瓷 (cermet) 堆芯的百吨级和十吨级核热火箭发动机反应堆初步方案论证,开展了超高温耐氢蚀涂层技术研究,采用 CVD 技术成功在 W-ZrO₂ 燃料模拟件表面均匀沉积了纯 W 涂层,并进行了高温氢气相容性试验测试,成功研制出多孔六棱柱形的 ZrO₂-W 燃料元件模拟件样件。在堆芯燃料方面,还探讨了低浓铀方案的可行性^[39]。

国内的高校在基础理论研究以及核能装置小

型化等方面也取得了很大成绩,西安交通大学针对高温、高流速氢气在圆管内流动换热特性和高温氢工质热物理性质进行了研究,研究方法与结果可为核热推进反应堆的热工设计与仿真模拟提供参考^[40-41]。清华大学在高温气冷反应堆及球型 235U 核燃料等技术方面已达到国际先进水平,这些技术的进步为我国后续发展空间核动力奠定了一定的基础。

3 美俄核热火箭发动机研究发展趋势分析

1) 坚持低成本、可持续发展的技术路线,并且不断降低核燃料元件的 235U 浓度。

冷战期间,美苏为了争夺太空霸权,研究投入时并不考虑成本问题。美国在 20 世纪 50~70 年代开展 Rover/NERVA 计划时,采用全尺寸反应堆和发动机整机试验的途径来探索核热火箭发动机关键技术,共建造和试验了 20 余台不同类型的研究型反应堆,完成了 6 台发动机和推进系统的地面台架试验,但是也带来费用高(当期投入 14 亿美元)、试验规模大等问题。

进入 21 世纪后,美国开始采取低成本、可持续的发展战略,在“核低温推进级”NCPS 计划中强调专注于基础技术的研发,重点开展核热火箭发动机任务模式和能力需求、反应堆堆芯燃料元件技术、发动机设计分析和数值仿真、全封闭地面试验演示验证,以及可持续的核热推进技术发展战略等研究。但是需要强调的是,美国现在的低成本技术路线也是建立在之前大量投入所获得的研究成果的基础之上的。

核热火箭发动机堆芯燃料元件的 235U 浓度在早期采用的都是超过 90% 的武器级高浓缩铀,不仅对参与单位的安全资质要求极高,而且成本也高。自从 NCPS 计划开始,美国就一直希望通过将 235U 浓度降低到 20% 以下,从而降低对研发公司的资质要求,减少开发成本。例如前述超安全核能公司提出的“功率可调节火星演示任务核热发动机”就是用了低浓铀方案(19.75%)。

2) 使用场景专注于地月空间、载人深空探测等大速度增量、空间可重复使用等任务模式。

核热发动机的特点使得其不能在大气层内应

用,为此 NASA 主要以空间探索应用为主。例如在 2009 年发布的载人火星设计参考架构(DRA5.0),该任务采用核热推进动力,可显著缩短飞行时间和减低 LEO 初始质量。再比如 2020 年 DARPA 启动的 DRACO 计划,任务的主要应用场景是地球和月球之间的空间运输,作为月球轨道和低地球轨道之间的摆渡车,可以在轨重复使用。

3) 发动机的推力适中,通过多机并联等硬件冗余手段提升系统可靠性。

在核热火箭发动机的研究历史上,发动机的推力选择有较大的变化,例如在堆芯研制中,最开始的 Kiwi-A 反应堆功率只有 100 MW,发动机推力 22 kN(2 tf 级);随后的 Kiwi-B 反应堆功率达到了 1 GW,发动机推力增加到了 222 kN;而到了 Phoebus2 反应堆,其堆芯功率达到了 5 GW,发动机推力达到了 1.112 MN(百吨级)。

在发动机研究中,NERVA 计划早期的 NRX 发动机的堆芯功率采用了 1 100 MW 级,推力为 245 kN;在 NERVA 计划的后期,发动机堆芯功率提升到了 1.5 MW,发动机设计推力为 334 kN。俄罗斯 RD-0410 发动机的推力较小,只有 3.6 tf 级,反应堆功率 196 MW。在美国后来的 SNTF 计划中,发动机的堆芯功率选择在 500~2 000 MW 之间,对应的推力为 89~356 kN。到了 21 世纪,NASA 的 DRA5.0 计划将单台发动机的推力固定在 100 kN 级。

可以看到,除了早期的 Phoebus2 反应堆的推力达到了百吨级,后续的发动机推力大都在 20~30 tf 级范围,而 DRA5.0 又将发动机的推力降低到 10 tf 级,但是通过 3 机并联,总推力仍可达 30 tf 级,而多机并联相当于进行了硬件冗余,提高了系统的可靠性,因此将是未来的一个发展趋势。

4 核热火箭发动机反应堆关键技术

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,存在诸多关键技术需要解决,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。

4.1 紧凑氢气冷却反应堆设计技术

由于核热火箭发动机反应堆结构紧凑、功率密

度大(达压水堆 10 倍以上^[42]),面临以下 4 个难点:一是要求氢气在较短的流程内将反应堆热量带出,并且要求流动阻力尽可能小;二是燃料元件内氢气处于高压、高速、高温流动状态,氢气与元件之间强化换热设计非常困难;三是反应堆内部氢气流道多,空隙份额大,发射失败情况下空隙内充满水将导致反应性增加较多,保证发射临界安全难度大;四是从堆芯入口到堆芯出口,氢气及反应堆结构部件的温度变化范围大,如果设计不当将产生较大的热应力,使得反应堆结构出现变形或破裂,导致任务失败。面对以上难点,需综合考虑工质温度、功率、体积、质量、寿期、临界安全、反应性控制等方面的要求,建立燃料元件结构、燃料元件布置方式、流道排布、反应性控制方式、反射层结构等多学科优化模型,并结合中子物理、热工水力、结构力学等方面的约束,开展迭代优化研究,最终确定反应堆结构。

4.2 耐高温燃料元件制备技术

为满足核热发动机的工作要求,堆芯基础燃料元件面临 3 方面的严酷要求^[43-44]:一是要求燃料元件能够工作在极高的温度下(3 000 K)保持足够的安全工作时间并耐氢蚀;二是要求燃料元件要具有较高的面积/体积比,以增大换热面积,提高单位体积换热率;三是要求燃料元件尺寸足够小,以尽可能减小燃料芯块中心与表面的温差,降低温度应力。为满足以上要求,目前国外已有的核热火箭发动机的燃料元件一般采用耐高温的多元碳化物^[45]、难熔金属陶瓷^[46]等特殊燃料芯体,燃料元件需制成扭转条状^[47]、多孔六棱柱^[48]等特殊形状(见图 9),并且多采用涂层来代替包壳以耐氢蚀。因此核热火箭发动机燃料元件的研制需解决高密度芯体烧结工艺、复杂结构成型工艺、致密涂层制备工艺等关键问题,结合试验验证迭代,最终掌握燃料元件研制技术。

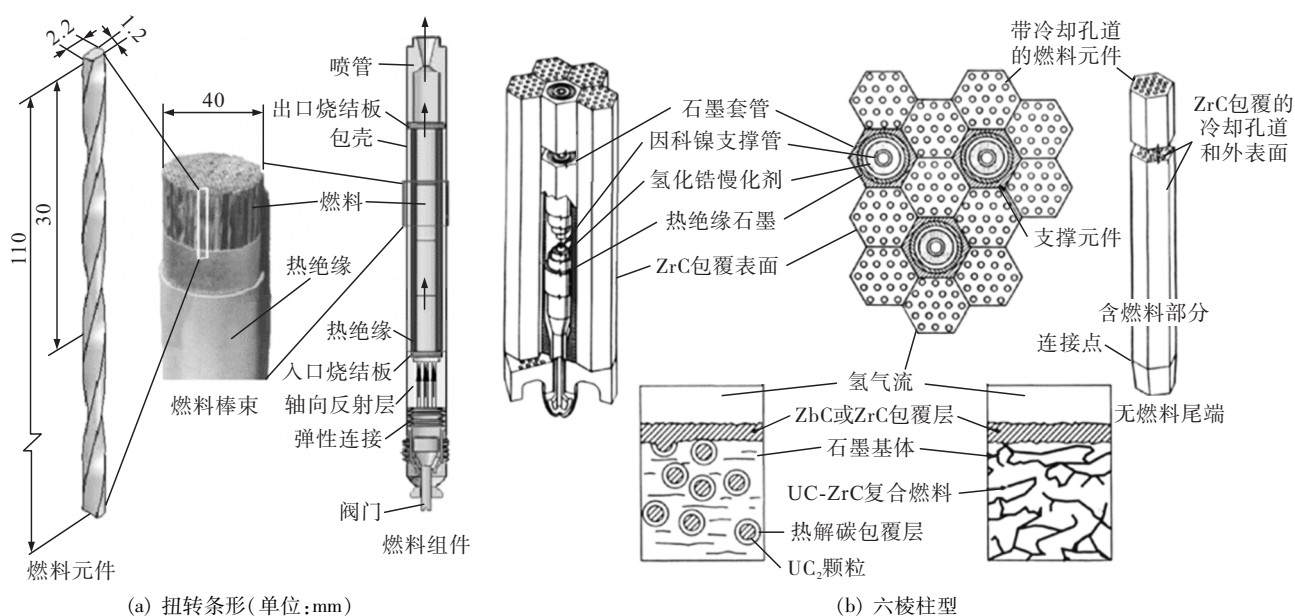


图 9 俄罗斯研制扭转条形燃料元件及组件和美国 NERVA 计划研发的六棱柱型燃料元件

Fig. 9 The twisted strip fuel elements and assemblies developed by Russia and the hexagonal prism fuel elements planned by NERVA of the United States

4.3 耐高温燃料元件试验技术

核热火箭发动机的燃料元件工作温度高、功率密度大,且采用氢气作为冷却剂,一般需要在专用的试验堆上才能开展接近真实工况的试验,且面临着试验难度大、费用高、危险性高等问题。为降低

试验难度,提高经济性,可采用非核模拟试验与堆内辐照考验相结合的方式开展燃料元件试验。研制前期采用电热加热模拟核加热开展非核模拟试验,可验证燃料元件的耐温性能、与氢气相容性、与氢气的换热性能等大部分性能^[49],后期再通过堆

内辐照考验验证燃料元件的核特性,即可较为全面地检验燃料元件的设计和制备工艺。

4.4 反应堆快速启动关机技术

民用地面反应堆从零功率到满功率的启动时间一般没有要求,可以持续数小时^[50]。航天飞行任务对时间的要求非常严格,火箭发动机的启动和关机响应的时间基本都在秒级。而目前的核热火箭发动机动态特性都不能满足要求,例如某发动机启动过程历时约 52 s,整个关机过程历时约 350 s^[51],对总体弹道的设计影响很大。反应堆启动和关机过程存在的主要矛盾如下:一是选择合适的正反应性速率,既能实现反应堆快速启动,又要防止出现瞬发临界问题;二是需要考虑核反应放热过程结构温度场的变化特性,避免温度快速变化导致结构出现过大的热应力;三是需要考虑液氢流动控制与反应堆功率匹配特性,在满足反应堆安全的前提下,尽可能提高氢气的温度,使得启动和关机阶段的发动机比冲损失最小。

5 发展建议

1) 加强任务总体需求和任务模式研究,明确发展目标、发展路线与能力规划。核热火箭发动机由于技术难度大、成本高、研制周期长,发动机的需求分析要紧密与航天器总体应用背景相结合。建议重点以地月经济圈、载人探火和深空探测应用为背景,考虑核热发动机在轨多次重复使用、低温液氢在轨零蒸发贮存等关键技术的发展。

2) 加快紧凑式空间反应堆和燃料元件研究进度,突破燃料制备技术。核热火箭发动机的燃料元件工作温度高、服役环境苛刻,其燃料芯体、结构形状、试验验证要求与地面核电站常用的燃料元件差异巨大,是核热火箭发动机研发中难度最大、成本最高、周期最长的部件,应尽快提前布局开展专项研究。

3) 开展核热发动机关键技术非核模拟试验研究,降低研制风险和成本。核热火箭发动机带核试验风险高,因此发动机系统、反应堆燃料元件等可以先期通过非核模拟加数值仿真的方式开展关键技术研究。在系统方案设计、组件研制基础上,通过核模拟试验,考核试验发动机的调节和控制特性能否满足反应堆控制要求等。同时充分利用计算

机和仿真技术的巨大进步,通过虚拟仿真,降低费用,加速研制进程。

4) 开展核热火箭发动机反应堆和系统专业技术研究。针对航天核热火箭发动机专业技术特点,重点开展空间反应堆中子物理、临界安全、反应性控制、耐强核辐射耐高温结构材料、发动机系统热力循环优化、发动机动态工作特性、紧凑高效氢工质换热及流动特性等专业基础理论研究,指导发动机工程设计。

6 结论

核热火箭发动机兼具高比冲和大推力等优点,是未来空间推进技术的一个重点发展方向。美俄两国在核热火箭发动机领域长期的投入和研究,使得两国在该领域具有较高的技术成熟度和领先优势,美国近期的 DRACO 计划准备开展在轨飞行演示。

核热火箭发动机是航天与核两大高技术领域有机结合的一种综合性的能源动力。航天主要发挥任务需求和技术牵引作用,空间反应堆是核热火箭发动机的核心,其中反应堆元件的材料体系和制备工艺是最基础的关键技术,而反应堆的构型需要通过大量的带核试验研究确定,所以核热火箭发动机的研发和应用是一个长期过程。

我国在该领域起步较晚、技术储备不足,与国外的差距较大,需要国内相关的专家团队从以下几方面联合攻关。

1) 加强航天任务总体需求分析和任务规划,建议以载人登火和地月空间任务为主。

2) 开展核热火箭发动机系统的详细方案论证,提炼出关键技术并分析其解决途径。

3) 加大发动机和反应堆关键技术预先研究和制造与试验保障能力建设力度。

4) 尽快开展发动机工程研制,并进行整机地面原理演示实验,实现我国核热火箭发动机从无到有,从弱到强,最终实现空间在轨应用的目标。

参考文献

- [1] ДЕМЯНКО Ю Г. 核火箭发动机[M]. 郑官庆, 王江, 黄丽华, 等, 译. 北京:中国原子能科学研究院, 2005.
- [2] 韩鸿硕, 陈杰. 21 世纪国外深空探测发展计划及进

- 展[J]. 航天器工程, 2008, 17(3): 1-22.
- HAN H S, CHEN J. 21st century foreign deep space exploration development plans and their progresses [J]. Spacecraft Engineering, 2008, 17(3): 1-22.
- [3] 张梦龙, 张悦, 王宝和. 空间核推进系统综述与展望[J]. 兵器装备工程学报, 2018, 39(9): 96-100.
- ZHANG M L, ZHANG Y, WANG B H. Review and prospect of space nuclear propulsion system [J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2018, 39(9): 96-100.
- [4] 刘国球, 任汉芬, 朱昌宁, 等. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.
- [5] 洪刚, 娄振, 郑孟伟, 等. 载人核热火箭登陆火星方案研究[J]. 载人航天, 2015, 21(6): 611-617.
- HONG G, LOU Z, ZHENG M W, et al. Study on nuclear thermal rocket for manned Mars exploration [J]. Manned Spaceflight, 2015, 21(6): 611-617.
- [6] 洪刚, 戚峰, 王建明, 等. 载人登陆火星任务核热推进系统方案研究[J]. 载人航天, 2018, 24(1): 102-106.
- HONG G, QI F, WANG J M, et al. Nuclear thermal propulsion system design for manned Mars mission [J]. Manned Spaceflight, 2018, 24(1): 102-106.
- [7] BOROWSKI S, MCCURDY D, PACKARD T. "7-launch" NTR space transportation option for NASA's Mars design reference architecture (DRA) 5.0 [C]//45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [8] 杨彬, 唐生勇, 李爽, 等. 核热推进载人火星探测方案设计[J]. 宇航学报, 2018, 39(11): 1197-1208.
- YANG B, TANG S Y, LI S, et al. Manned Mars exploration concept using nuclear thermal propulsion system [J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(11): 1197-1208.
- [9] BOROWSKI S K, MCCURDY D R, BURKE L M. The nuclear thermal propulsion stage (NTPS): a key space asset for human exploration and commercial missions to the moon [C]//AIAA SPACE 2013 Conference and Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2013.
- [10] 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 J C, HUO H L, SU Z T, et al. Review of nuclear thermal propulsion technology development [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(5): 417-429.
- [11] HAROLD P. Nuclear thermal propulsion ground test history [C]//2014 Nuclear Emerging Technologies for Space Conference. [S. l.]: Stennis Space Center, 2014.
- [12] SIEVERS R, LIVINGSTON J, PIERCE B. NERVA propulsion system design considerations [C]//26th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1990.
- [13] BLACK D, GUNN S. A technical summary of engine and reactor subsystem design performance during the NERVA program [C]//Conference on Advanced SEI Technologies. Reston, Virginia: AIAA, 1991.
- [14] LACY D D. Nuclear rocket simulator tests facility and research apparatus description: NASA TM X-52043 [R]. Cleveland, Ohio: Lewis Research Center, 1964.
- [15] REARDON J E. Full-scale nuclear rocket cold-flow test facility and research apparatus: NASA TM X-1763 [R]. Cleveland, Ohio: Lewis Research Center, 1969.
- [16] SANDLER S, FEDDERSEN R. Particle bed reactor engine technology [C]//Space Programs and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1992.
- [17] WALTON L, SAPYTA J. SNTP program reactor design [C]//29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1993.
- [18] WALTON L, ALES M. SNTP program fuel element design [C]//29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1993.
- [19] HASLETT R A. Space nuclear thermal propulsion program final report: PL-TR-95-1064 [R]. Kirtland: Phillips Laboratory, 1995.
- [20] DRAKE B G, HOFFMAN S J, BEATY D W. Human exploration of Mars, Design Reference Architecture 5.0 [C]//2010 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT: IEEE, 2010.
- [21] HOWE S. Identification of archived design information for small class nuclear rockets [C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [22] SCHNITZLER B, BOROWSKI S, FITTJE J. A 25 000-lbf thrust engine options based on the small nuclear rocket engine design [C]//45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [23] HOUTS M, BOROWSKI S, GEORGE J, et al. Affordable development of a nuclear cryogenic propulsion stage [C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [24] EMRICH W, KIRK D. Design considerations for the nu-

- clear thermal rocket element environmental simulator (NTREES) [C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [25] EMRICH W, MORAN R, PEARSON J. Nuclear thermal rocket element environmental simulator (NTREES) upgrade activities [C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [26] BOROWSKI S K, SEFCIK R J, FITTJE J J, et al. Affordable development and demonstration of a small NTR engine and stage; a preliminary NASA, DOE and industry assessment [C]//51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2015.
- [27] 杨开, 米鑫. 美国 2022 财年航天运输系统发展新动向[J]. 国际太空, 2021(8): 31-35.
- YANG K, MI X. New development trends of American space transportation system in FY 2022 [J]. Space International, 2021(8): 31-35.
- [28] 郭筱曦. 美国空间核动力近期政策与技术发展分析[J]. 国际太空, 2021(8): 4-8.
- GUO X X. Analysis of recent policy and technical development of space nuclear power in the United States [J]. Space International, 2021(8): 4-8.
- [29] Sierra Space Corporation. Sierra space provides integration services for new nuclear propulsion system as part of darpa's draco program [EB/OL]. [2023-12-02]. <https://www.sierraspace.com/newsroom/press-releases/sierra-space-provides-integration-services-for-new-nuclear-propulsion-system-as-part-of-darpas-draco-program>.
- [30] USNC. USNC-tech team wins contract to develop nuclear thermal propulsion system for NASA [EB/OL]. [2023-12-02]. <https://www.usnc.com/usnc-tech-nuclear-thermal-propulsion-award>.
- [31] Encyclopedia Astronautica. Russian Mars propulsion-nuclear thermal [EB/OL]. [2023-12-02]. <http://www.astronautix.com/r/russianmarsnuclearthermal.html>.
- [32] 张泽, 薛翔, 王园丁, 等. 空间核动力推进技术研究展望[J]. 火箭推进, 2021, 47(5): 1-13.
- ZHANG Z, XUE X, WANG Y D, et al. Prospect of space nuclear power propulsion technology [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(5): 1-13.
- [33] 张泽旭, 郑博, 周浩, 等. 载人小行星探测任务总体方案研究[J]. 深空探测学报, 2015, 2(3): 229-235.
- ZHANG Z X, ZHENG B, ZHOU H, et al. Overall scheme of manned asteroid exploration mission [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2015, 2(3): 229-235.
- [34] 王小军, 汪小卫. 载人火星探测任务构架及其航天运输系统研究[J]. 中国航天, 2021(7): 8-14.
- WANG X J, WANG X W. Human Mars exploration mission architecture and corresponding space transportation system [J]. Aerospace China, 2021(7): 8-14.
- [35] 朱岩, 马元, 南向谊, 等. 大推力核热火箭运载器及动力特性分析[J]. 载人航天, 2018, 24(3): 388-393.
- ZHU Y, MA Y, NAN X Y, et al. Characteristic analysis of nuclear thermal rocket launcher and high thrust engine [J]. Manned Spaceflight, 2018, 24(3): 388-393.
- [36] 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.
- WANG H Z, ZUO A J, HUO H L, et al. System design selection and parametric optimization analysis of 110 kN nuclear thermal rocket engine [J]. Atomic Energy Science and Technology, 2019, 53(1): 30-37.
- [37] 李子亮, 王浩泽, 蔡震宇, 等. 100 吨级核热火箭发动机喷管流动传热特性数值分析[J]. 载人航天, 2018, 24(6): 772-776.
- LI Z L, WANG H Z, CAI Z Y, et al. Numerical analysis of flow and heat transfer characteristics of 100 ton nuclear thermal rocket engine nozzle [J]. Manned Spaceflight, 2018, 24(6): 772-776.
- [38] 李子亮, 徐凯. 110 kN 核热发动机推力室非平衡流动传热数值模拟研究[J]. 载人航天, 2020, 26(5): 618-623.
- LI Z L, XU K. CFD simulation of non-equilibrium flow and heat transfer in thrust chamber of a 110 kN nuclear heat engine [J]. Manned Spaceflight, 2020, 26(5): 618-623.
- [39] 赵润喆, 霍红磊. 低浓铀核热火箭发动机 SCCTE 堆芯物理特性初步研究[J]. 原子能科学技术, 2021, 55(S02): 221-227.
- ZHAO R Z, HUO H L. Preliminary study on neutronic characteristic of LEU NTR reactor SCCTE core [J]. Atomic Energy Science and Technology, 2021, 55(S02): 221-227.
- [40] 房玉良, 秦浩, 王成龙, 等. 高温、高流速氢气在圆管内流动换热特性研究[J]. 原子能科学技术, 2020, 54(10): 1762-1770.
- FANG Y L, QIN H, WANG C L, et al. Heat transfer performance of high temperature and high velocity hydro-

- gen flow inside circle tube [J]. Atomic Energy Science and Technology, 2020, 54(10): 1762-1770.
- [41] 房玉良,王成龙,田文喜,等. 高温氢工质热物理性质计算分析[J]. 原子能科学技术, 2021, 55(8): 1411-1419.
- FANG Y L, WANG C L, TIAN W X, et al. Analysis of thermophysical property of high temperature hydrogen [J]. Atomic Energy Science and Technology, 2021, 55(8): 1411-1419.
- [42] POWELL J, LUDEWIG H, HORN F. The liquid annular reactor system propulsion [R]. New York, USA: Brookhaven National Laboratory, 1991.
- [43] 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 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.
- [44] 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 Y X, REN Q B, DUAN Y J, 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.
- [45] VADIM Z, VLADIMIR P. Russian nuclear rocket engine design for Mars exploration [J]. Tsinghua Science and Technology, 2007, 12(3): 256-260.
- [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. Reston, Virginia: AIAA, 1993.
- [47] BULMAN M, CULVER D, MCILWAIN M, et al. US/CIS integrated NTRE [C]//29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1993.
- [48] BLACK D, GUNN S. A technical summary of engine and reactor subsystem design performance during the NERVA program [C]//Conference on Advanced SEI Technologies. Reston, Virginia: AIAA, 1991.
- [49] EMRICH W, MORAN R, PEARSON J. Nuclear thermal rocket element environmental simulator (NTREES) upgrade activities [C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [50] 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 G H, ZHANG J, WANG C L. Application of nuclear energy in future manned space flight [J]. Manned Spaceflight, 2020, 26(1): 1-13.
- [51] 李平岐,陈海鹏,洪刚,等. 载人登火运载器核热推进末级总体方案初步研究[J]. 国际太空, 2017(9): 15-21.
- LI P Q, CHEN H P, HONG G, et al. Preliminary study on manned Mars landing vehicle with nuclear thermal propulsion system [J]. Space International, 2017(9): 15-21.