

## 核热火箭发动机反应堆结构特性分析

赵润喆, 吕征, 解家春, 霍红磊

(中国原子能科学研究院 反应堆工程技术研究所, 北京 102413)

**摘要:**核热火箭具有推力大、比冲高特点,在长距离、高载荷的空间任务中相较常规推进方式具有巨大优势。与地面常规反应堆相比,核热火箭反应堆尺寸、质量要求严格,同时运行温度高,热应力大,还需承受发射时的恶劣力学环境,因而需要合理稳固的结构设计。基于此需求开展调研总结,主要整理了美国 NERVA-I 型、NERVA-II 型和 CERMET 燃料核热火箭反应堆的结构设计,梳理核热火箭反应堆典型结构设计,总结国外设计经验,为核热火箭方案迭代与实现提供参考。

**关键词:**核热火箭;反应堆;结构

中图分类号:TL99; V439.5

文献标志码:A

文章编号:1672-9374(2024)04-0031-11

## Analysis on structural characteristics of nuclear thermal rocket reactor

ZHAO Runzhe, LYU Zheng, XIE Jiachun, HUO Honglei

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

**Abstract:** Nuclear thermal rockets have the advantages of large thrust and high specific impulse, offering significant advantages over conventional propulsion methods in long-distance and high-payload space missions. Compared with conventional ground-based reactors, nuclear thermal rocket reactors have strict requirements for size and weight, as well as high operating temperatures, significant thermal stress, and the need to withstand the harsh mechanical environment during launch. Therefore, a reasonable and stable structural design is necessary. Based on this requirement, a survey and summary of the structural design of the nuclear thermal rocket reactor is conducted in this article, mainly sorting out the structural design of NERVA-I, NERVA-II and CERMET fuel reactors in the United States. And then the foreign design experience is summarized and it provides reference for the iteration and implementation of nuclear thermal rocket program.

**Keywords:** nuclear rocket; reactor; structure

收稿日期:2024-02-27 修回日期:2024-07-16

基金项目:核技术研发项目(HNKF202304(36));民用航天技术预先研究项目(D010102);原子能院院长基金项目(YZ222405000802)

作者简介:赵润喆(1997—),男,硕士,助理研究员,研究领域为空间核动力技术。

通信作者:吕征(1977—),男,博士,研究员,研究领域为空间核动力技术。

引用格式:赵润喆,吕征,解家春,等.核热火箭发动机反应堆结构特性分析[J].火箭推进,2024,50(4):31-41.

ZHAO R Z, LYU Z, XIE J C, et al. Analysis on structural characteristics of nuclear thermal rocket reactor[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2024, 50(4): 31-41.

## 0 引言

核热火箭的原理是利用核反应堆产生的裂变热把工作介质(推进剂)加热到极高温,然后将高温高压的工作介质从喷管高速喷出,从而产生巨大推力<sup>[1]</sup>。这种推进方式具有推力大、比冲高的特点,适用于载人登陆火星等长距离、高载荷的空间任务。目前外太空任务中常用的推进能源类型还有化学火箭推进和太阳能电推进,然而随着深空探测和载人登火等航天方面的需求越来越强烈,化学火箭受其燃料能量密度的限制,比冲不足;太阳能电推进虽然比冲大,但推力小,而且其应用受环境的影响和限制较大,因为太阳常数与距离的平方成反比关系,距离太阳越远太阳能发电的效率越低,并且当航天器处于阴影中时太阳能帆板就不再提供电力供应,只能依赖蓄电池。相比之下,功率高、寿命长且不受环境影响的核热火箭是更好的选择。例如在载人火星登陆任务中,由于地面到地球轨道发射能力及航天员生理和心理健康问题限制,要求飞船初始质量不大于 900 t,任务持续时间小于 550 d<sup>[2]</sup>,在这种任务需求下核热火箭优势明显。

美国和俄罗斯(苏联)都曾开展过核热火箭的研发活动<sup>[1]</sup>。美国在 1955 年启动了 ROVER 计划,研制核热火箭发动机用于大型洲际导弹,但是在 20 世纪 60 年代初期化学火箭发动机技术已逐渐完善,可以胜任这方面需求导致了 ROVER 计划的中止。随后美国开展载人探月工程,由 NASA 牵头启动了 NERVA 计划,探索核热火箭在空间任务中的应用,利用 ROVER 的成果研制出了推力 35 t,工作时间超过 1 h 的地面样机。20 世纪 80 年代中期,美国国防部开展空间核热推进(space nuclear thermal propulsion, SNTTP)计划,研发结构紧凑、质量轻的核热火箭发动机,对颗粒球床型反应堆进行了较为深入的研究,完成了堆芯的初步设计并对部分关键材料和设备进行考验。俄罗斯(苏联)的相关研究始于 20 世纪 50 年代,建造了 IGR 高通量石墨脉冲堆、IVR-1 实验堆和 IRGIT 原型堆系列反应堆,研制了扭条状三元碳化物燃料元件,完成了全尺寸核热火箭系统反应堆的建造,验证了核热火箭发动机以及双模态(推进/电源)空间核动力系统的可行性。由于国家政策调整和经济等原因,美俄的这些计划都只开展了地面试验与测试,并没有真正实现核热火箭在太空的应用。尽管如此,当时的研究还是留下

了宝贵的设计参数与试验数据,为核热火箭的发展奠定了基础。21 世纪以来,月球探测与火星探测逐渐成为世界航天领域的热点,美国开始对 ROVER/NERVA 的相关技术展开回收和恢复<sup>[3]</sup>,并建立燃料与氢气相容性测试试验台架<sup>[4]</sup>。2023 年,DARPA 与 NASA 在敏捷地月空间飞行火箭验证(DRACO)计划中,向洛克希德·马丁公司授予了 4.99 亿美金用于研制核热火箭并进行演示验证<sup>[5]</sup>,标志着美国再度向核热火箭领域发起进军。

近几十年来,国内外对核热火箭反应堆方案进行了大量设计研究,其中既有高浓铀方案<sup>[6-10]</sup>,也有低浓铀方案<sup>[11-23]</sup>。但目前这些研究多处于堆芯物理及热工方案研究阶段,没有对反应堆具体结构设计进行探讨。然而随着研究的逐步深入,开展工程化实验的需求愈发迫切,因此需要对核热火箭反应堆具体结构设计进行调研和总结经验,以便深化设计方案,为核热火箭制造与实验奠定基础,推动技术成熟度发展。目前只有 20 世纪美国及苏联开展过工程制造,当时的技术文件中包含反应堆结构设计相关内容,而且经过了试验测试,参考价值也更高。因此本文以 NERVA-I、NERVA-II 型和 CER-MET 燃料反应堆为主,介绍核热火箭反应堆结构,并进行分析和总结。

## 1 NERVA-I

NERVA-I 反应堆延续了洛斯阿拉莫斯-KIWI 和西屋-NRX 地面试验反应堆系列设计<sup>[24]</sup>。当时 NRX-A1、NRX-A2 和 NRX-A3 反应堆进行了成功的流体动力学和功率测试系列实验,证实了该系列反应堆的机械和热力学设计的合理性。NERVA-I 反应堆与 NRX-A3 设计基本一致,该发动机被设计用来作为土星五号运载火箭上航天器的推进系统。

### 1.1 概述

NERVA-I 的堆芯由石墨-铀燃料元件组件构成,这些元件通过铬镍铁合金拉杆悬挂在铝支撑板上。支撑板通过钛构件连接到圆顶压力容器法兰。堆芯被一个环形石墨圆柱体(内部反射器)包围,为堆芯燃料元件提供横向支撑。侧铍反射层包围住堆芯和内部反射层及横向支撑组件,其中包含了 12 个控制鼓。氢化锂辐射屏蔽安装在堆芯支撑板上方。反应堆堆芯组件安装在铝制压力容器内,该容器在圆柱体和圆顶部件之间使用螺栓封闭。最后将喷

管用螺栓连接到压力容器上,完成组装。反应堆结构示意图如图 1 所示。

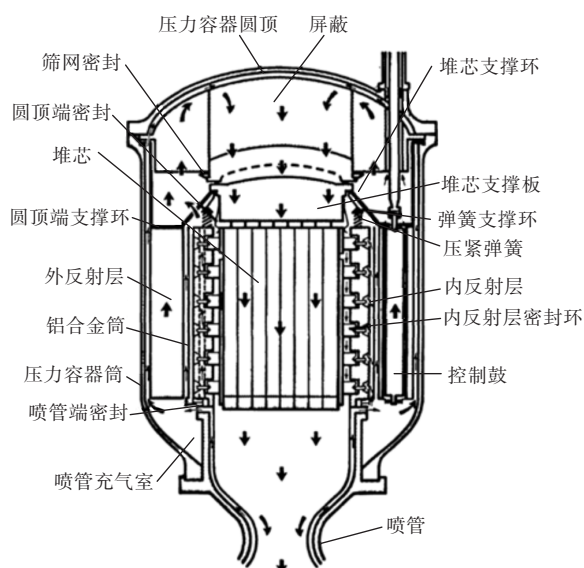


图 1 NERVA-I 反应堆结构示意图<sup>[24]</sup>

Fig. 1 NERVA-I reactor structure<sup>[24]</sup>

堆芯燃料中发生链式裂变反应,是发动机的热源。外侧反射层能够将从堆芯逃逸出的中子反弹回去,减少中子损失从而缩小临界体积,节省燃料装量,同时还可以改善堆芯边缘的功率分布,增大输出功率。在反射层中均布的控制鼓,能够通过旋转改变其中中子吸收体与堆芯距离,从而控制裂变反应。顶端屏蔽则可以阻挡大部分裂变反应产生中子与伽马射线,防止其对航天器的损害。在运行时,氢气先通过外部管道流动至尾端喷管的冷却管路中,再轴向向上依次通过喷管充气室、外侧反射层直到屏蔽顶端,然后集中到屏蔽中央轴向向下流过堆芯加热,最后喷出产生推力。

## 1.2 燃料组件

燃料材料为碳化铀颗粒弥散在石墨基体中的形式,可以耐受极高的运行温度,从而提高出口温度。标准的燃料元件为长 132.08 cm,对边距 1.91 cm 的六棱柱,其中开有 19 个冷却剂孔道。孔道直径为 0.249 cm,孔道壁面上有 0.5 mm 厚的碳化铌涂层,用来防止高温氢气的腐蚀。为了尽量减少燃料出口段,也就是氢气温度最高段的腐蚀和冲蚀,燃料元件末端连接了一块没有燃料弥散的石墨片,同时在燃料元件出口外侧也包覆了碳化铌保护层。异

型燃料元件则安装在堆芯外侧,如图 2 所示。这些不完整的燃料元件的最长边上设计了用来支撑堆芯周围填充件的凸键。

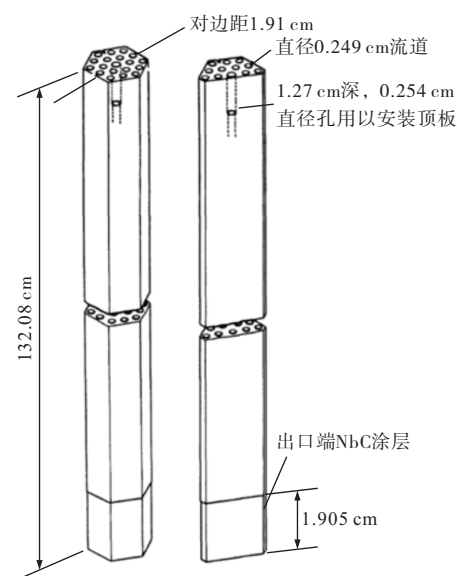


图 2 NERVA-I 燃料元件示意图<sup>[24]</sup>

Fig. 2 Fuel element of NERVA-I<sup>[24]</sup>

燃料组件是堆芯基础装配模块,标准的燃料组件由 6 个标准的燃料元件围绕一个不含燃料的石墨元件组成。如图 3 所示,燃料组件出口端由石墨块支撑,石墨块表面有碳化铌包覆层用来减轻堆芯运行过程中高温氢气的腐蚀和冲蚀。

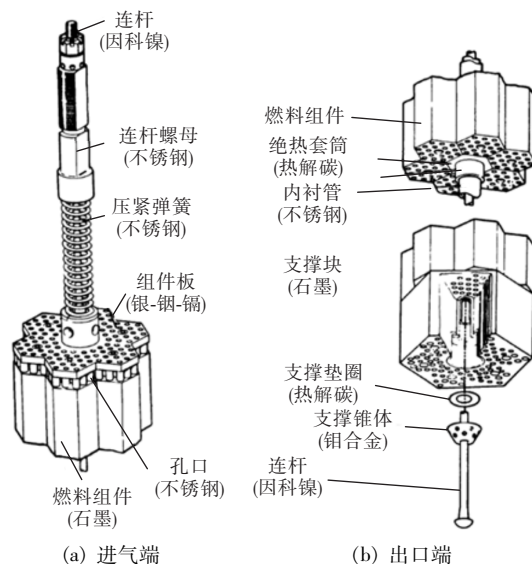


图 3 NERVA-I 燃料组件示意图<sup>[24]</sup>

Fig. 3 Fuel assembly of NERVA-I<sup>[24]</sup>

### 1.3 堆芯结构

堆芯内各组件排列组成圆柱状,连接到堆芯支撑板组件上,然后装上侧支撑及顶端撑环形成稳固的堆芯部件。堆芯如图 4 所示,由 199 个标准燃料组件、42 个异型边缘燃料组件、周围一些石墨填充块和填充条构成,这些组件构成了圆柱状的堆芯。堆芯中一共包含 1 626 个燃料元件。填充块在进气端包围着燃料元件,这些填充块通过楔形键与燃料元件固定,防止其在运行过程中可能产生的侧向滑动。填充块外围形成一个圆柱面,便于密封和固定堆芯箍圈。填充条上端与填充块相对接,填充进气端以外的其余堆芯外侧。填充条内侧贴有热解碳,用来隔绝堆芯运行产生的热量。填充条末端则由内反射层的定位部件支撑固定。装配完毕后,堆芯部分总直径约 88.90 cm,活性区长度 132.08 cm,总质量约 3 537.3 kg。

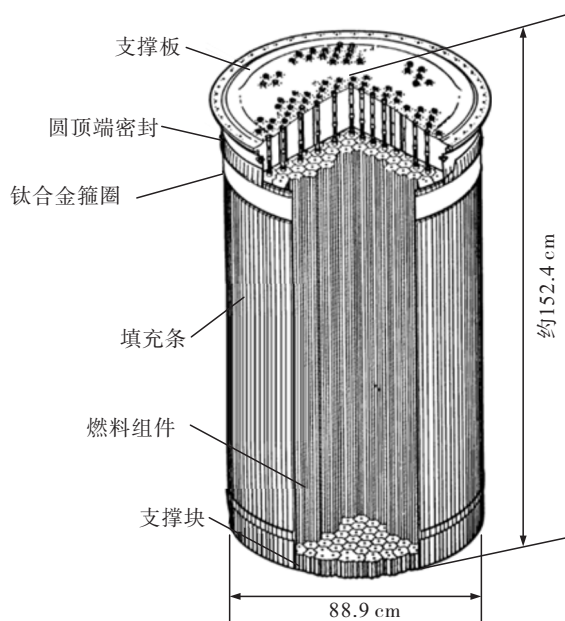


图 4 NERVA-I 堆芯<sup>[24]</sup>

Fig. 4 Reactor core of NERVA-I<sup>[24]</sup>

石墨筒内反射层安装在堆芯组件外侧,同时也用于固定侧向石墨密封环。内反射层组件如图 5 所示。图 6 展示了侧支撑系统具体装配,柱塞将堆芯侧面的密封环固定到石墨筒上,密封环外侧开有凹槽以平衡堆芯外侧的压力。紧靠着内反射层外部安装的是铝合金筒,主要作用是便于装配作业,同时也作为内部石墨反射层的保护套。

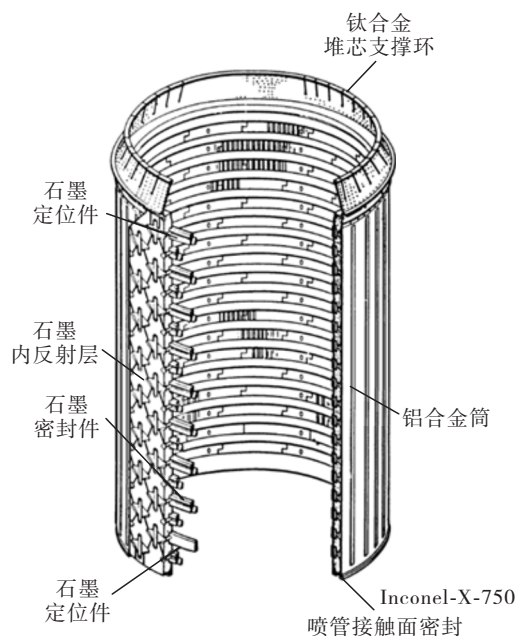


图 5 NERVA-I 内反射层<sup>[24]</sup>

Fig. 5 Inner reflector of NERVA-I<sup>[24]</sup>

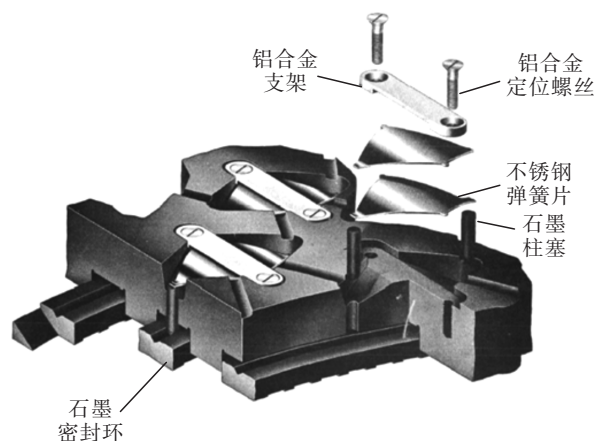


图 6 侧支撑系统<sup>[24]</sup>

Fig. 6 Lateral support system<sup>[24]</sup>

外反射层围绕在堆芯外,如图 7 所示。外反射层组件由 12 个 30° 的铍段组成,这些铍段由钛合金螺栓固定。该组件长 127 cm,厚度为 11.73 cm。

图 8 所示的控制元件由一个直径为 10.16 cm、长 127 cm 的铍圆柱体和占 120° 的中子毒物板组成。该组件封装在铝制套筒中,以确保在毒物板变形或断裂时鼓和反射层之间留有间隙。毒物板的材料是硼(高 B-10 富集度)弥散在铝基体中,其成分为 80% 铝和 20% 的 B-10(质量分数)。控制鼓位置由贯穿压力容器的驱动轴进行调节。

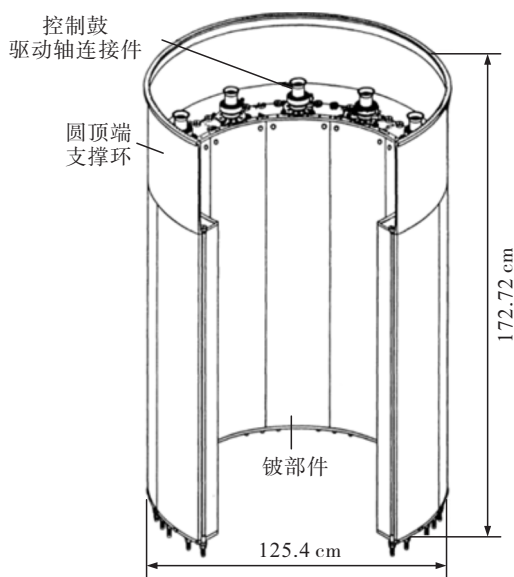


图 7 外反射层组件<sup>[24]</sup>  
Fig. 7 Outer reflector assembly<sup>[24]</sup>

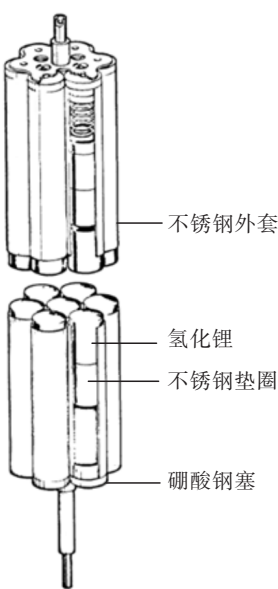


图 9 屏蔽组件<sup>[24]</sup>  
Fig. 9 Shield assembly<sup>[24]</sup>

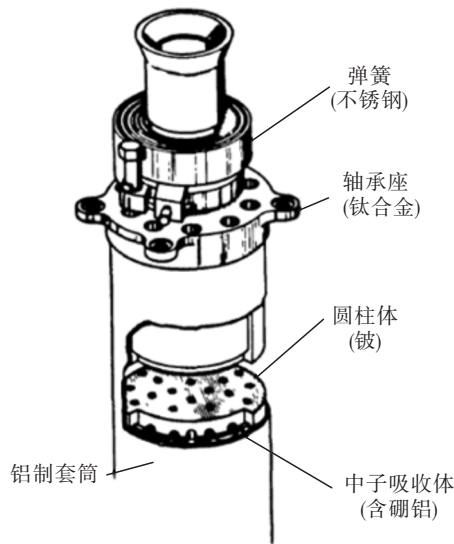


图 8 控制鼓<sup>[24]</sup>  
Fig. 8 Control drum<sup>[24]</sup>

### 1.4 屏蔽

辐射屏蔽设置在堆芯支撑板和压力容器圆顶之间,同时起到隔绝堆芯热量的作用。反应堆屏蔽由 682 个屏蔽组件构成,由各自的上下端焊接组件定位。靠近堆芯中央的组件更长,形成圆顶装屏蔽结构。每个屏蔽组件(见图 9)由 7 个元件组成,焊接在不锈钢板之间。该元件外部为不锈钢套筒,底端是一个硼酸钢塞,内部有数个氢化锂圆柱体和不锈钢垫圈。屏蔽下方设置了一个不锈钢筛网,可防止冷却剂中夹带的杂质阻塞孔口。

### 1.5 压力容器与喷管

铝制压力容器由前盖和圆筒组成。前盖是一个椭圆形圆顶,包含 9 个仪表测控凸台和 12 个控制鼓驱动轴贯穿孔。圆筒由 3 个铝制圆环锻件焊接在一起。前盖通过高强度螺栓固定到圆筒上,两者用  $\Omega$  形铍镀铝部件密封。如图 10 所示,喷管的外形先收缩后发散,收缩半角为  $45^\circ$ ,发散半角为  $17.5^\circ$ 。喷管面积的收缩膨胀比为 1:10,在喷管后还有一个裙边将收缩膨胀比扩充至 1:40(图 10 中没有展示裙边)。喷管由 186 个 347 型不锈钢管组件纵向钎焊而成,这些管件由不锈钢护套围起来。液氢推进剂通过进气管进入喷管底端,然后经过喷管中的管件流入由喷管/反射层支撑结构和压力容器形成的腔室。

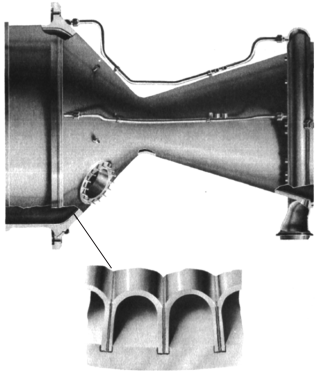


图 10 NERVA-I 喷管示意图<sup>[24]</sup>  
Fig. 10 NERVA-I nozzle<sup>[24]</sup>



2 NERVA-II

2.1 概述

NERVA-II 反应堆部分和洛斯阿拉莫斯 PHOEBUS-II 概念设计一致。NERVA-II 中大部分部件实际上就是 NERVA-I 中对应部分的放大版本,两者主要区别有以下两点:燃料组件支撑管设计和堆芯外围及横向支撑系统设计。

这两点改进主要是为了提高工质出口温度,以及去除中子物理学意义上的内反射层部件,将堆芯内外结构件的中子物理学设计解耦。NERVA-I 和 NERVA-II 的主要运行参数和结构参数区别见表 1 和表 2。从表 1 中可以看出,NERVA-II 在自重增加约 2 倍的成本下,获得了接近 5 倍于 NERVA-I 的功率与推力,以及 2 倍以上的使用寿命和携带载荷质量。结合表 2 来看,二代的燃料基本尺寸延续了一代设计,主要区别在于提高了燃料元件数目,因而堆芯更粗体积更大,铀装量大幅提高,同时需要更多的转鼓包围堆芯来提供足够的控制价值。

表 1 NERVA-I 与 NERVA-II 主要运行参数<sup>[24]</sup>

Tab. 1 Main operating parameters of NERVA-I and NERVA-II<sup>[24]</sup>

参数	NERVA-I	NERVA-II
功率/MW	1 120	5 000
推力/kg	25 560	113 430
比冲/s	759	820
出口温度/K	2 272	2 500
腔室压力/MPa	3. 79	4. 31
喷管面积扩充比	40: 1	100: 1
点火时间/s	1 500	3 600
发动机质量/kg	5 944	15 475
载荷质量/kg	65 318	120 204

表 2 NERVA-I 与 NERVA-II 主要结构参数<sup>[24]</sup>

Tab. 2 Main structural parameters of NERVA-I and NERVA-II<sup>[24]</sup>

参数	NERVA-I	NERVA-II
堆芯直径(含侧支撑)/cm	106. 680	157. 480
堆芯长度(含堆芯支撑板)/cm	152. 400	167. 640
反应堆直径/cm	125. 400	195. 580
功率密度/(MW·m <sup>-3</sup> )	1413. 400	2473. 500
铀装量/kg	172. 000	320. 000
最大铀密度/(mg·cm <sup>-3</sup> )	420. 000	390. 000
燃料元件长度/cm	52. 000	52. 000
燃料元件对边距/cm	1. 915	1. 915
燃料元件数量(包括不含燃料的棒)/个	1 900. 000	4 000. 000
控制鼓数量/个	12. 000	18. 000

2.2 燃料组件

NERVA-II 的工质出口温度更高(2 500 K 对比 2 272 K),主要是由于燃料组件中支撑结构设计的改进。在 NERVA-I 的设计中,用于冷却堆内支撑连杆的工质在通过堆芯后直接喷出,没有通过高温燃料加热,由此会降低冷却剂整体出口温度,而在 NERVA-II 中使用了支撑管,如图 11 所示。这个结构由两个同心因科镍合金管组成,是一个冷却剂逆流装置,冷却剂从堆芯圆顶端经由内管流至堆芯喷管端,然后经由外管流回堆芯圆顶端,再进入燃料内加热。

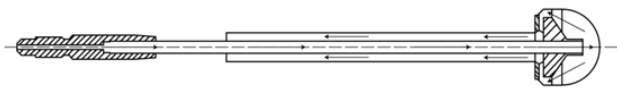
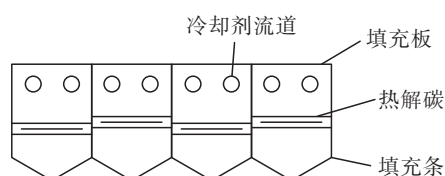


图 11 NERVA-II 支撑管设计<sup>[24]</sup>

Fig. 11 Tie-tube of NERVA-II<sup>[24]</sup>

2.3 堆芯结构

在 NERVA-I 设计中,填充条完全由热解碳制成,作用是把堆芯围成一个圆形,且具有热屏蔽的作用。而在 NERVA-II 中,这一区域采用了“三明治”结构,靠近堆芯的是石墨填充条,中间是热解碳隔热层,外侧是开有冷却剂孔道的石墨填充板,如图 12 所示,这种设计可以更好地隔绝堆芯热量。

图 12 NERVA-II 堆芯外围结构<sup>[24]</sup>Fig. 12 Lateral structure of NERVA-II<sup>[24]</sup>

NERVA-II 横向支撑设计非常接近 NERVA-I, 即内反射层、石墨密封环、石墨柱塞和板簧配置。但在上述“三明治”结构改进后, 横向支撑区域温度降低, 可以将石墨内反射层的材料更换为铝, 使其不再具备中子反射能力, 从而将堆芯内外结构件的中子物理学设计解耦, 降低设计复杂度。

### 3 CERMET 燃料核热火箭

#### 3.1 概述

CERMET 燃料来源于通用电气公司的 710 项目, 是将裂变材料  $\text{UO}_2$  均匀弥散到难熔金属(钨、铼、钼等)基体中的形式。CERMET 堆的金属陶瓷燃料对裂变产物有较强的包容能力, 与高温氢气相容性较好, 有较长的寿命和多次启动的潜力。

1965 年, 美国航天航空学会会议上, 通用电气公司提出了基于 CERMET 燃料的核热火箭设计方案<sup>[25]</sup>。该方案结构设计中考虑了以下几点设计准则。

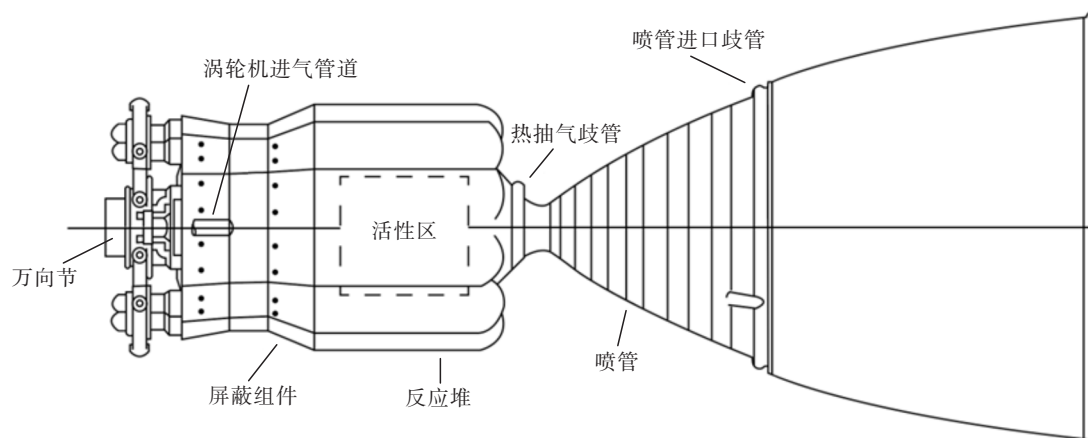
1) 压力。除腔室压力外, 所有设计压力和设计压降都留有 25% 的裕度, 以补偿可能发生的压力激增, 腔室的设计压力比运行压力高 10%。

2) 惯性载荷。在核热火箭运行期间, 横向方向设计惯性载荷为  $1g$ , 纵向为  $8g$ 。在其停止运行期间, 横向为  $4g$ , 纵向为  $8g$ , 因为核热火箭只在太空中启动, 是由化学火箭发射升空, 此阶段工况更为恶劣。

3) 推力。设计推力高于其设计载荷能力 10%。

4) 对所有结构应用最大剪切应力准则。对于脆性和非结构材料, 应用最大法向应力准则。应力强度  $S$  被定为最大剪切应力的两倍。

图 13 为 13.6 t 推力的排气循环发动机整体布置, 该发动机采用氢气作为工质, 主要部件包括反应堆堆芯、反射层、屏蔽和推进剂供给系统。涡轮泵通过锥形结构连接到发动机上, 泵入口由波纹管连接。冷却剂通过泵流至环状管, 分 3 个进料线路进入喷管。喷管上方有排气歧管, 将加热后的工质与冷工质混合后引流至涡轮泵, 从而为涡轮机提供动力, 涡轮机出口气体则通过辅助喷管排出。冷却剂首先进入尾端喷管中的冷却管路, 然后经由压力容器进入控制鼓和反射层模块, 轴向向前流动至屏蔽前段腔室, 然后穿过屏蔽内部进入堆芯加热, 最后从喷管中排出产生推力。

图 13 13.6 t 推力 CERMET 燃料核热火箭发动机布置<sup>[25]</sup>Fig. 13 13.6 t thrust engine arrangement of CERMET fuel nuclear thermal rocket<sup>[25]</sup>

### 3.2 燃料元件

该型反应堆以单根燃料棒为基本单元,将燃料元件直接固定在栅板上,并在尾端相互连接,以保证元件间的间隙。燃料棒为六棱柱型,对边距 2.62 cm,如图 14 所示,每个燃料元件由燃料部分、前端和尾端

组成,前端和尾端均通过扩散焊与燃料主体连接。燃料部分为 W-UO<sub>2</sub> 材料,外部包覆难熔合金涂层。燃料元件前端部件穿过栅板后通过螺母固定和密封,相邻的燃料元件尾部连接在一起以提供径向约束。

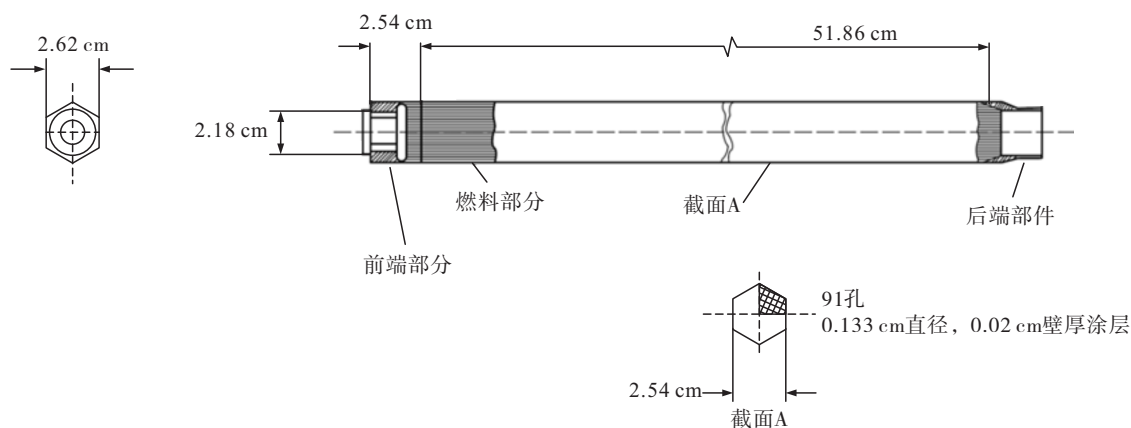


图 14 CERMET 燃料元件<sup>[25]</sup>

Fig. 14 CERMET fuel elemnet<sup>[25]</sup>

### 3.3 堆芯结构

295 根六棱柱燃料元件以蜂窝状排布构成圆形堆芯,固定于 6.35 cm 厚的栅板上。整个活性区长 51.94 cm,直径 47.29 cm,包覆在直径为 51.87 cm 的压力容器中。10 个侧反射层/控制鼓组件固定在前端屏蔽上,覆盖到压力容器外围,主体材料为中子反射材料金属铍,内部有冷却剂往返的孔道

以保证冷却,在铍柱径向 105°范围内开有较大直径的孔道,孔道内装载了中子吸收体材料,通过驱动旋转可以控制吸收体与堆芯距离,从而控制反应性。侧反射层与压力容器之间的间隙中插着 10 根棒状填充块,块中也有冷却剂孔道保证冷却。图 15 和图 16 展示了反应堆部分的轴向和径向截面图。

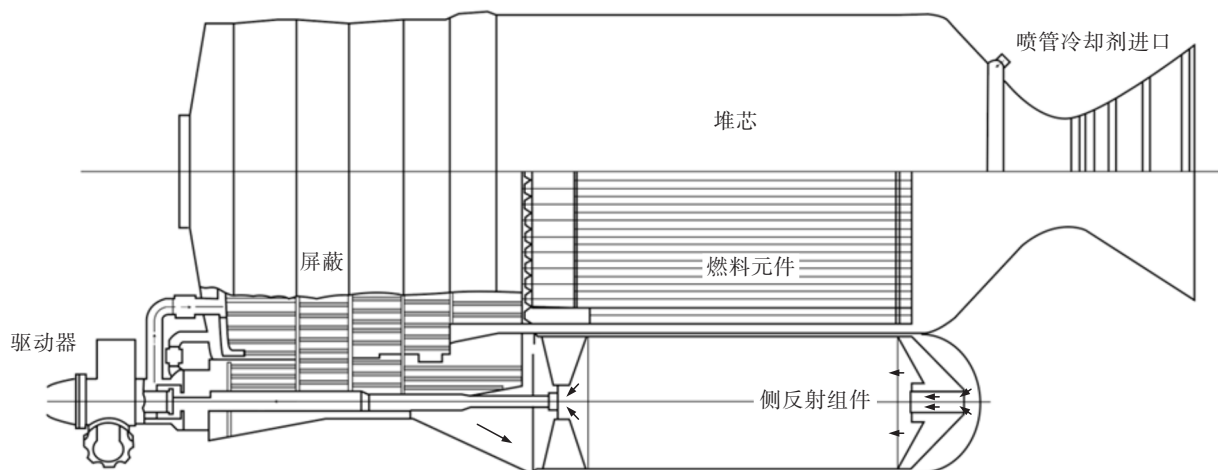
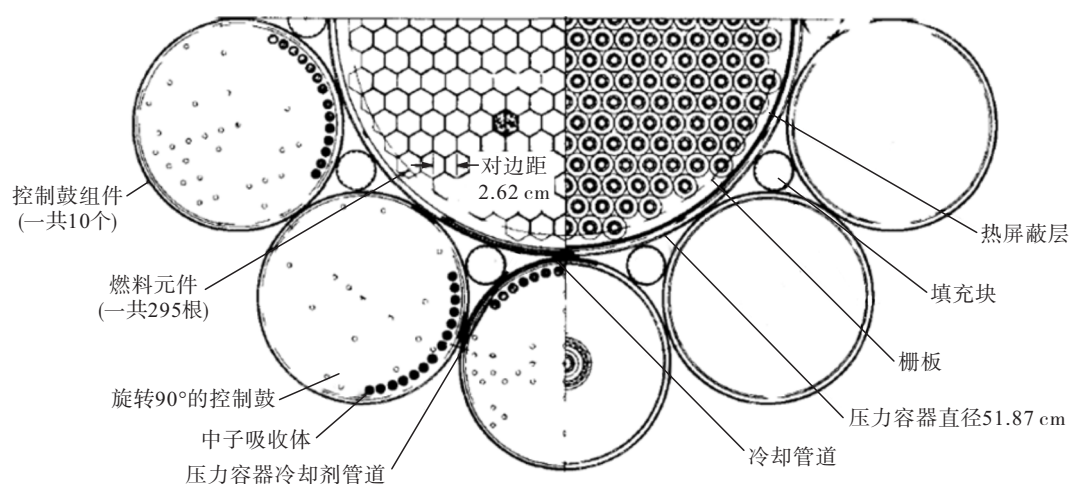


图 15 CERMET 反应堆轴向截面图<sup>[25]</sup>

Fig. 15 Axial section of CERMET reactor<sup>[25]</sup>



图 16 CERMET 反应堆径向截面图<sup>[25]</sup>Fig. 16 Radial section of CERMET reactor<sup>[25]</sup>

### 3.4 屏蔽

屏蔽在阻挡反应堆射线,保护航天器设备的同时,也充当着整个反应堆结构承力骨架,传递发动机产生的推力。其前端由几个环状钢板焊接而成,内部有交错排布的小孔,允许冷却剂流动的同时防止中子和伽马射线直接贯穿。通过万向节将屏蔽和航天器主体连接起来,从而实现推力矢量控制。

### 3.5 压力容器和喷管

压力容器和喷管在本设计中是一体的,位于堆芯和反射层之间,为冷却剂流动形成一条连续路径,无需内部密封。由于堆芯内不含慢化剂,反应堆为快中子能谱,可以采用具有较大热中子吸收截面的耐高温结构材料 Inconel X,这一点对于热堆和超热堆来说是难以接受的。喷管由一个 45°角收敛的圆锥和 80% 抛物线钟型膨胀裙边组成。在圆锥部分,喉部与出口部分面积比为 1:40,这一部分喷管有冷却,在抛物线裙边部分,喉部与出口部分面积比为 1:100,这一部分没有冷却。发动机推力矢量控制通过屏蔽前的万向节部件实现。

## 4 方案对比

核热火箭主要性能指标是比冲,推进工质的相对分子质量越小、出口温度越高则比冲越大,因此 NERVA 型和 CERMET 燃料型反应堆的工质均选用氢气,且反应堆运行温度很高,这两点因素导致两型反应堆在设计上的相似点。

1) 燃料抗氢腐蚀涂层。在高温环境下氢气对

燃料元件的腐蚀和冲蚀较为严重,NERVA 型的石墨基体燃料在冷却剂孔道壁面包覆碳化钨涂层,CERMET 燃料则采用了难熔合金涂层,近年来美国也对 CERMET 材料氢腐蚀机理进行了进一步研究以寻求更好的解决方案<sup>[26]</sup>。

2) 耐高温材料及冷却剂流道设计。堆内的高温环境对材料提出了严格的要求,包括燃料在内,NERVA 系列反应堆在堆芯部分采用了大量石墨,在堆芯与反射层间布置热解碳隔热层。而 CERMET 燃料则使用难熔合金作为燃料基体。同时两者在屏蔽、侧反射层、控制鼓、喷管等主要部件中均设有冷却通道,让最冷的进口气体先冷却最热的喷管壁面,再回到内部加热,从而保证材料温度不超限值,另一方面也提高换热面积,提高了工质加热效率。

3) 堆外反应性控制方式。两型反应堆均采用了控制鼓堆外控制方式,相较于控制棒等常见的堆内控制方式,控制鼓可以远离堆芯内部的高温环境,同时降低反应性控制系统对堆芯核功率的扰动。其缺点是离堆芯远,控制价值较低,但得益于核热火箭反应堆较小的活性区尺寸,加上寿期短初始剩余反应性小,需要的控制价值不高,控制鼓是适宜的选择。

两型反应堆的主要区别在于选用了不同类型的燃料基体材料,导致了结构设计的差异。石墨体系的 NERVA 型反应堆堆芯承力能力较弱,需要大量的堆内构件、堆外支撑部件保障结构稳固,因而系统结构更为复杂。CERMET 燃料为难熔金属基

体,本身结构强度足够高,在充当燃料的同时也能支撑堆芯,因而不需要过多结构件,系统较简单,同时由于堆内不含石墨等中子慢化剂,能谱更硬,可选用一些热中子吸收截面较大的结构材料,其缺点是难熔金属密度高,堆芯更重。

## 5 结束语

核热火箭反应堆尺寸、质量要求严格,同时运行温度高,热应力大,还需承受发射时的恶劣力学环境,需要合理稳固的结构设计。通过对 NERVA 型和 CERMET 燃料型反应堆的对比分析可知,在结构设计中要充分考虑氢腐蚀和高温问题,通过应用涂层保护燃料元件,在各部件中设置充分的冷却通道以降低材料耐温压力。在系统减重方面,可以通过合理设计让部件兼顾反应堆组件功能和结构支撑功能,以减少部件数量,降低质量。

我国在相关领域研究起步较晚,现有方案设计层面积累了一定经验,未来需要在核热火箭反应堆燃料元件研制、抗氢腐蚀涂层开发等方面开展进一步关键技术攻关工作。当前政策要求与技术基础与 20 世纪有很大差别,NERVA 计划在进行实验时直接将工质气体排入大气环境,甚至还发生过燃料破损事故,导致放射性物质泄漏,这在当前核与辐射安全要求下是不允许的,实验必须对排放气体进行回收处置,建造测试成本也相应提高。但另一方面,仿真技术也经历了长足发展,很多问题可以通过模拟进行暴露和解决,充分利用数字技术研发可以极大程度降低成本,加快方案迭代迅速推进核热火箭技术发展,助力我国核与航天强国地位。

## 参考文献

- [1] BOROWSKI S, CORBAN R, MCGUIRE M, et al. Nuclear thermal rocket/vehicle design options for future NASA missions to the moon and Mars [C]//Space Programs and Technologies Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1993.
- [2] 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.
- [3] 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.
- [4] EMRICH W, KIRK D. Design considerations for the nuclear thermal rocket element environmental simulator (NTREES) [C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [5] DARPA. NASA tap Lockheed Martin to design, build DRACO nuclear rocket for deep space missions [EB/OL]. <https://www.breakingdefense.com/2023/07/darpa-nasa-tap-lockheed-martin-to-design-build-draco-nuclear-rocket-for-deep-space-missions>, 2023.
- [6] FINSETH J. Rover nuclear rocket engine program: Overview of rover engine tests [EB/OL]. <https://www.semanticscholar.org/paper/Rover-nuclear-rocket-engine-program%3A-Overview-of-Finseth/bf743ca9a2a6060b91b2d05c6635ee34981ee14d>, 1991.
- [7] SCHNITZLER B, BOROWSKI S. Small fast spectrum reactor designs suitable for direct nuclear thermal propulsion [C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [8] PEERY S D, PARSLEY R C, ANGHAI S, et al. XNR2000: a near term nuclear thermal rocket concept [C]//AIP Conference Proceedings. Albuquerque, New Mexico: AIP, 1993.
- [9] POWELL J, PANIAGUA J, MAISE G, et al. MITEE: an ultra lightweight nuclear engine for new and unique planetary science and exploration missions [C]//49th International Astronautical Congress. Melbourne: IAF, 1998.
- [10] 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.
- [11] HUO H L, AN W J, XIE J C, et al. Core physics calculation and analysis for CERMET-SNRE [J]. Atomic Energy Science and Technology, 2016, 50(12): 2150-2156.
- [12] NAM S H, VENNERI P, CHOI J, et al. Preliminary design study of an innovative high-performance nuclear thermal rocket utilizing LEU fuel [EB/OL]. <https://www.semanticscholar.org/paper/Preliminary-Design-Study-of-an-Innovative-Nuclear-Nam-Venneri/5ab8cb372d9f0900a73ea281a77f566a25e30958>, 2015.
- [13] VENNERI P, DEASON W, HUSEMEYER P, et al. Design of a tungsten cermet LEU-NTR [C]//Nuclear Emerging Technologies for Space 2014. Washington D C: NASA, 2014.

- [13] EADES M, DEASON W, PATEL V. SCCTE: an LEU NTP concept with tungsten cermet fuel [R]. Idaho Falls, ID:Idaho National Laboratory, 2015.
- [14] PATEL V, DEASON W, EADES M. Center for space nuclear research (CSNR) NTP design team report [R]. Idaho Falls, ID:Idaho National Laboratory, 2015.
- [15] HUSEMEYER P J, PATEL V, VENNERI P F, et al. CSNR space propulsion optimization code: SPOC [C]//Nuclear and Emerging Technologies for Space. Albuquerque, New Mexico: [s. n.], 2015.
- [16] KIM Y, PAOLO V. A point design for a LEU composite NTP system: superb use of low enriched uranium (SULEU) [C]//Nuclear and Emerging Technologies for Space. [S. l.]: American Nuclear Society, 2016.
- [17] VENNERI P, KIM Y. Advancements in the development of low enriched uranium nuclear thermal rockets [J]. Energy Procedia, 2017, 131: 53-60.
- [18] ROMNES C J, CHAVEZ D E, MARTINEZ B J, et al. Low enriched uranium nuclear thermal rocket design inspired by the space nuclear thermal propulsion project [C]//Nuclear and Emerging Technologies for Space. [S. l.]: American Nuclear Society, 2019.
- [19] BENENSKY K, WANG M J, NIEMINEN J, et al. Preliminary analysis of low-enriched uranium (LEU) ultra high temperature nuclear thermal rockets capable of 1 100 s specific impulse [C]//Nuclear and Emerging Technologies for Space. [S. l.]: American Nuclear Society Huntsville, 2016.
- [20] LIN C S, YOUINOU G J. Design and analysis of a 250 MW plate-fuel reactor for nuclear thermal propulsion [C]//Nuclear and Emerging Technologies for Space. [S. l.]: American Nuclear Society, 2020.
- [21] POSTON D I. Design comparison of nuclear thermal rocket concepts [C]//Nuclear and Emerging Technologies for Space. [S. l.]: American Nuclear Society, 2018.
- [22] 赵润喆, 霍红磊, 赵爱虎, 等. 低浓铀核热火箭堆芯研究设计进展[J]. 东北电力大学学报, 2021, 41(3): 78-84.
- ZHAO R Z, HUO H L, ZHAO A H, et al. Research and design progress of low enriched uranium nuclear thermal rocket core [J]. Journal of Northeast Electric Power University, 2021, 41(3): 78-84.
- [23] 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(Sup. 2): 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(S2): 221-227.
- [24] BRIDGES J M, BROWN W S, CALL D W. Evaluation of passive re-entry approach [R]. WANL-TNR-209, 1965.
- [25] HUSSEY C C, WOIKE O G, ZWICK J. Conceptual mechanical design for a fast energy spectrum nuclear rocket engine [EB/OL]. [https://www. semanticscholar. org/ paper/Conceptual-Mechanical-Design-for-a-Fast-Energy-Hussey-Woike/f8dea748d8597e550d3760cb7e2491d1ba9a34b4](https://www.semanticscholar.org/paper/Conceptual-Mechanical-Design-for-a-Fast-Energy-Hussey-Woike/f8dea748d8597e550d3760cb7e2491d1ba9a34b4), 1965.
- [26] TUCKER W C, CHOWDHURY P, ABBOTT L J, et al. Toward an in-depth material model for cermet nuclear thermal rocket fuel elements [J]. Nuclear Technology, 2021, 207(6): 825-835.