

文章编号: 2097-1974(2026)02-0001-13 DOI: 10.7654/j.issn.2097-1974.20260201

核热运载器发展挑战与关键技术问题研究

吴胜宝^{1,2}, 郝宇星^{1,2}, 李扬^{1,2}, 王旭^{1,2}, 艾立强^{1,2}

(1. 中国运载火箭技术研究院研究发展中心, 北京, 100076; 2. 天地往返高效运输技术全国重点实验室, 长沙, 410073)

摘要: 核热运载器作为一种具有革命性潜力的航天运输工具, 能够显著降低空间轨道运输的任务规模或提升运输能力。简要介绍了美国和俄罗斯(苏联)的核热运载器研发历程, 分析了其走向工程应用所面临的发展挑战。设计了适用于核热运载器的地月往返重复运输和载人火星探测运输的任务剖面, 从工程应用角度, 研究了核热运载器总体优化、大功率核热火箭发动机、核安全设计与辐射防护等关键技术问题。最后, 建议加强核热运载器关键技术攻关, 推进非核与带核试验能力建设。

关键词: 核热运载器; 核热火箭发动机; 核反应堆; 核安全; 空间运输任务

中图分类号: V51 文献标识码: A

Challenges and Key Technical Issues in the Development of Nuclear Thermal Rockets

WU Shengbao^{1,2}, HAO Yuxing^{1,2}, LI Yang^{1,2}, WANG Xu^{1,2}, AI Liqiang^{1,2}

(1. R&D Department, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing, 100076; 2. National Key Laboratory of High-efficiency Reusable Aerospace Transportation Technology, Changsha, 410073)

Abstract: Nuclear thermal rockets, as a revolutionary potential space launch vehicle, have the capability to significantly reduce the scale of space transportation missions or enhance transportation capacity. The historical research of nuclear thermal propulsion (NTP) technology in the United States and Russia (The Soviet Union) is reviewed, the development challenges of nuclear thermal rocket are analysed. By proposing feasible lunar return missions and manned Mars exploration transportation tasks for nuclear thermal rocket, the study examines key technological challenges from an engineering application perspective, including optimization of overall parameters, high-power thermal propulsion, nuclear safety design and protection. At the end of the research, it is suggested to strengthen the research and development of key nuclear thermal rocket technologies and promote the construction of non nuclear and nuclear testing capabilities.

Keywords: nuclear thermal rocket; nuclear thermal propulsion; nuclear reactor; nuclear safety; space transportation

0 引言

核热运载器是指以核热火箭发动机为动力的一类运载工具, 其核心与关键在于核热火箭发动机。核热火箭发动机工作原理如图1所示, 利用核裂变反应堆产生的巨大能量直接加热工质, 然后通过收缩扩张喷管加速到超声速流从而产生推力, 推力大小可与化学火箭发动机相当。与化学火箭发动机不同, 核热火箭发动机工质不参与能量产生, 一般采用分子量较小的液氢作为工质以提高比冲。在工质固定时, 核热火箭发动机的比冲只受限于反应堆堆芯结构材料的使用温度, 对于固相反应堆, 温度不超过3 300 K^[1], 比冲可达900 s, 约为化学推进剂中比冲最高的氢氧火箭

发动机的2倍。

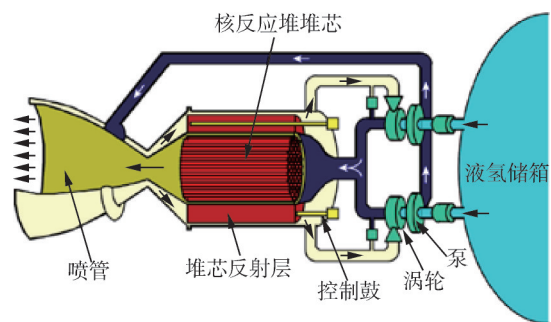


图1 核热火箭发动机原理示意

Fig.1 Schematic diagram of the principle of nuclear thermal rocket engine

核热火箭动力是空间核动力的两种类型之一,具有能量密度高、不受环境影响等优点,已成为航天大国竞争的焦点领域,美国在2020年的第6号“航天政策指令”《空间核电源与推进国家战略》,明确要求开发和部署空间核动力以“确保美国在全球太空领域的领导地位和领先优势”^[2]。

针对核热运载器以及核热火箭发动机的研究,最早可以追溯至20世纪初苏联研究人员关于在飞行器上使用核能的想法,较为深入的研究始于二战后。美国于20世纪50至70年代先后实施了“漫游者(ROVER)”“涅尔瓦(NERVA)”计划,两个计划分别以大型洲际弹道导弹、空间飞行任务为背景,投入了大量资金,建造了20余台核热火箭发动机试验反应堆,完成了6台核热火箭发动机台架试验,验证了多种推力水平、基于碳化物的高温核燃料、发动机持续运行能力和再启动能力,达到了较高的技术成熟度(5~6级),具备了开展飞行试验样机研制的技术条件,但由于化学火箭发动机技术的快速发展,NERVA计划于1972年被尼克松政府取消。20世纪80年代至21世纪10年代,面向高速拦截器与空间轨道机动、载人火星探测任务等场景,美国先后实施“空间核热推进”“核低温推进级”计划,在更紧凑的颗粒床反应堆、石墨基体复合燃料元件、金属陶瓷燃料元件、燃料元件环境模拟器升级改造、核热火箭发动机设计、测试试验方案等方面取得了进展。2021年,在太空机动战的理论指引下^[3],DAPPA启动了“地月间敏捷火箭行动演示(DRACO)”计划,目标是2026年发射由核热火箭发动机提供动力的航天器,演示地月空间快速机动的可行性,为未来发展地月空间核动力航天器奠定技术基础。2023年,NASA加入该计划并负责核热火箭发动机研制。由于无法全面监测核热火箭发动机测试排放气体的放射性和技术经济性问题,项目于2025年6月被无限期搁置,停留在初步技术审查阶段^[4]。

苏联于1958年正式开始核热火箭发动机技术研究,不同于美国大规模进行核热火箭发动机试验,苏联更注重燃料元件的基础性研究,开发了能耐3000 K高温的三元碳化物燃料元件,设计了RD-0410核热火箭发动机原理样机,完成了30次热试车。苏联解体后,大规模的核热火箭发动机研制工作不再持续,但技术研究工作并未停止。当前,俄罗斯重点开展海燕核动力巡航导弹和核动力太空拖船研究。

纵观美国、苏联/俄罗斯研究核热运载器和核热

火箭发动机的历史,可谓是持续探索、从未间断,这是因为核热火箭发动机具有高比冲、大推力、长工作寿命的优势,会大幅提升运输能力,产生颠覆性、变革性影响,是航天运载领域的重要发展方向。然而,经过70多年研究仍未工程应用,多个研究计划被终止取消、搁置,究其原因,一方面是因为相关任务场景中核热运载器以及核热火箭发动机并非唯一选择,可被化学发动机所替代,缺少强有力的任务需求牵引,影响核热运载器的研发资源投入。另一方面是因为核热运载器尤其是核热火箭发动机技术上存在诸多难点和挑战,如耐高温耐氢蚀核燃料元件、核反应堆小型化、带核试验、核安全设计与辐射防护等,技术难度大,不易突破,也会影响工程应用的信心和决心。

本文基于航天现状以及未来发展方向,分析了核热运载器的应用方向,开展了应用场景设计,并对核热运载器总体优化、大功率核热火箭发动机、核安全设计与辐射防护等关键技术问题进行了分析,供未来深入研究参考。

1 核热运载器应用场景设计

作为运载工具的一种类型,核热运载器发展过程中,会面临着与化学动力运载器的应用场景竞争,实质是核热火箭发动机与化学火箭发动机的竞争,例如在20世纪50年代大型洲际弹道导弹发射任务场景中,核热火箭发动机败于化学火箭发动机。面向未来,找到合适的应用场景、充分发挥核热火箭发动机的优势是核热运载器走入工程应用一个关键点,因此,场景设计是核热运载器发展面临的挑战之一。

1.1 不用于地面入轨发射的原因分析

从飞行环境上看,运载器发射载荷进入特定轨道的过程可以分为两个阶段,一是地面入轨发射阶段,运载器从地面向上升飞行进入近地轨道;二是空间轨道运输阶段,运载器从近地轨道机动至目标轨道。

核热运载器的最大特点是带有核热反应堆,不用于地面入轨发射的原因主要是出于安全因素:一是地面入轨发射是高风险飞行过程,一旦发射故障容易引发核泄漏危险,运载器发射故障可能导致箭体的失控、爆炸或坠毁,核反应堆可能破裂、熔毁、泄漏或坠落,带来大范围的人员与环境安全危害影响,并且这一风险因火箭飞行过程中故障发生的速度、高度不同而具有很大不确定性;二是核热反应堆工作过程中会产生大气污染。图1所示的核热反应堆是开式循

环,也称为直接循环,发动机工质经反应堆堆芯加热后排出,带有放射性,大气层中飞行时排出的工质会给大气带来放射性污染。

对于采用闭式循环的核反应堆,也被称为间接循环,是通过二回路对工质进行加热产生推力,适用于巡航飞行,如俄罗斯海燕核动力巡航导弹,对于高度、速度需要持续提升的入轨发射不适合。

此外,运载器地面入轨发射需要发动机大推力、高推重比,核热火箭发动机推力与推重比小,与化学发动机相比,在地面入轨发射任务中没有优势。以推力为10 t级的核热火箭发动机为例,其核反应堆功率已达到500 MW级,自重3~4 t,多个核热火箭发动机并联,虽可形成大推力,但会带来结构干重的成倍增加。

1.2 空间轨道运输的适宜场景分析

核热运载器用于空间轨道运输任务的原因:一是工作在数百公里以上高度的轨道,可有效控制反应堆事故风险,即使发生故障、事故导致运载器或反应堆失控,自然再入仍需要数十年^[5],足以让反应堆的辐射降到安全水平;二是核热火箭发动机提供的吨级推力能够满足大多数空间轨道运输任务需求;三是相比入轨发射阶段,空间轨道运输阶段对动力的比冲要求更高,更有利于发挥核热火箭发动机高比冲的优势。

对于空间轨道运输任务,本文依据齐奥尔科夫斯基公式,以减小运载器规模为目标,分析核热运载器适宜的任务场景。

依据齐奥尔科夫斯基公式,在假定推进剂全部消耗的情况下,空间轨道运输过程提供的速度增量与发动机比冲、初始质量、最终质量的关系式如下所示:

$$\Delta v = I_{sp} \cdot g_0 \cdot \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right) \quad (1)$$

式中 Δv 为速度增量 (m/s); I_{sp} 为发动机比冲 (s); g_0 为标准重力加速度,即 9.8 m/s^2 ; m_0 为初始质量,为运载器和有效载荷的质量和,即运载器出发规模; m_f 为最终质量,为运载器到达规模,包括运载器干重和有效载荷质量。

为了考虑核热火箭发动机、化学动力发动机等不同类型发动机的影响,将初始质量与最终质量的关系式写成如下公式:

$$m_0 = m_c + m_s + m_p + m_y \quad (2)$$

$$m_f = m_c + m_s + m_y \quad (3)$$

式中 m_c 为发动机质量; m_s 为除发动机外其他系统干重; m_p 为推进剂质量; m_y 为有效载荷质量。

根据以上公式可得到初始质量与任务速度增量、有效载荷、发动机比冲的关系如下:

$$m_0 = e^{\frac{\Delta v}{I_{sp} \cdot g_0}} \cdot (m_c + m_s + m_y) \quad (4)$$

可以看出,初始质量与发动机质量、有效载荷质量成线性正比关系,与速度增量成指数正比关系,与比冲成指数反比关系。由于核热火箭发动机的干重质量大,在较小的速度增量需求下,即便有高比冲优势,也不一定能降低运载器规模。

为了定量分析核热运载器相对化学动力运载器的规模优势,设定任务有效载荷质量固定为5 t,评估了不同速度增量下核热运载器、液氢液氧运载器的出发规模,如图2所示。

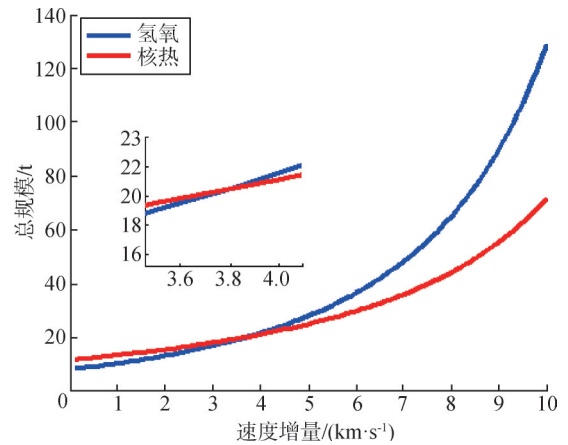


图2 运载器出发规模与速度增量关系

Fig.2 Relationship between launch scale of vehicle and velocity increment

从图2可以看出,在速度增量需求小时,氢氧运载器在规模上更有优势。随着速度增量需求的增大,核热运载器高比冲带来的规模优势开始显现,临界速度增量约为3.8 km/s,即对于速度增量超过临界速度增量的各类任务,核热运载器在规模上更有优势。

进一步分析临界速度增量与有效载荷规模的关系,如图3所示,随着有效载荷的增大,临界速度增量开始下降,当有效载荷达到30 t以上后,对于1 km/s以上速度增量的任务,核热运载器更具规模优势。

基于以上分析,对于空间轨道运输任务,结合核热火箭发动机高比冲、推重比小(干重大)、能源充足等特点,核热运载器适合应用于速度增量需求大、有效载荷规模大的任务场景。

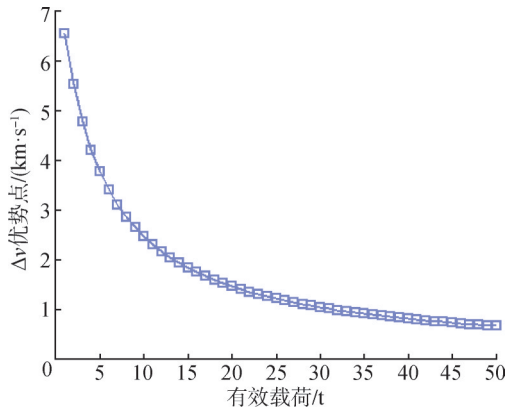


图3 临界速度增量与有效载荷规模关系

Fig.3 Relationship between critical velocity increment and payload scale

1.3 地月往返重复运输任务剖面设计

近年来,月球探测的发展进入常态化,中国提出建设国际月球科研站的发展规划,地月空间向着资源开发与利用的方向发展,对地月间的运输需求更为迫切。

针对地月间运输任务,在核热运载器应用场景设计时,重点考虑以下因素:符合发展需求和趋势,运输任务的速度增量需要尽可能大,充分用好核反应堆的充沛能量。

基于以上因素,本文将地月往返重复运输任务作为核热运载器的应用场景,设计的任务剖面如图4所示,过程如下:

- a) 由化学动力火箭将核热运载器发射进入近地轨道;
- b) 核热运载器点火加速,携带去程载荷进入地月转移轨道;
- c) 经过3天左右飞行,核热运载器第2次点火,减速制动,携带去程载荷进入环月轨道,去程载荷与核热运载器分离;
- d) 核热运载器与返程载荷对接,第3次点火,加速进入月地转移轨道;
- e) 经过3天左右飞行,核热运载器第4次点火制动,进入近地轨道,返程载荷与核热运载器分离;
- f) 核热运载器在近地轨道待命,在下次任务前在轨加注,与去程载荷对接,重复b~e操作,执行下一次地月往返运输任务。

地月往返重复运输任务包括去程载荷对接、近地轨道点火加速、近月制动进入环月轨道、去程载荷分离、返程载荷对接、环月轨道点火返回、减速进入近地轨道、在轨加注等重点环节,单次往返运输任务需

要核热火箭发动机启动4次,考虑在轨加注、载荷对接的时间,往返运输全程最快约7天。

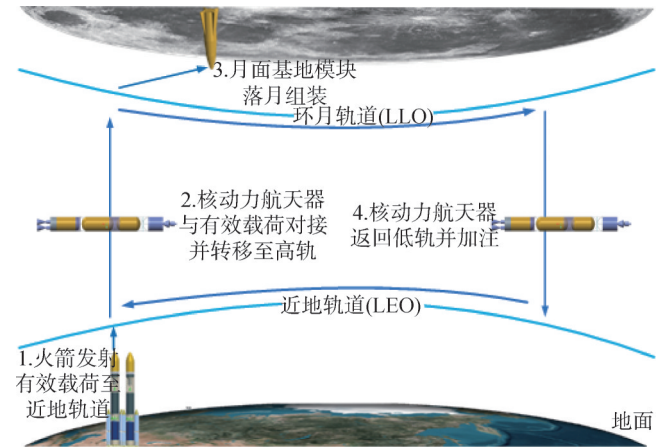


图4 地月往返运输任务飞行剖面

Fig.4 Flight profile of earth-moon round-trip transportation mission

地月往返重复运输任务核心要点有两个方面:一是核热运载器在地球、环月轨道之间往返运输,速度增量,达到8 km/s,能够发挥核热运载器的高比冲优势;二是核热运载器在近地轨道加注,补充液氢工质,在轨重复使用成为可能。执行多次重复运输任务能够充分利用核反应堆燃料能量密度极大的优势,并且通过重复使用、均摊核热运载器的产品费用,提高高效费比。

1.4 载人火星探测运输典型剖面分析

随着人类社会和深空探测技术的不断发展,载人火星探测日益成为国际航天界的研究热点,其在科学探测与研究、技术发明与验证、火星移民、促进人类社会发展与进步等方面具有重要意义^[6]。

载人火星探测任务是核热运载器的最重要应用场景之一。美国NASA针对载人火星探测任务开展详细论证,在DRA5.0的任务架构中,指出核热运载器是首选方案,最为可行^[7]。

核热运载器在载人火星探测任务中执行地火往返转移运输功能,将航天员、载人飞船、深空居住舱等有效载荷从近地轨道送至火星轨道,并在完成火星表面作业任务后,将航天员、载人飞船、深空居住舱等有效载荷从火星轨道送回地球。

图5为核热运载器载人火星探测运输任务的一个典型飞行剖面,过程如下:

- a) 由重型火箭分别将核热运载器舱段、深空居住舱、载人飞船运送至近地轨道;

- b) 核热运载器舱段在轨组装完成，并与深空居住舱、载人飞船交会对接，组成地球出发组合体飞行器；
- c) 核热运载器点火加速，进入地火转移轨道；
- d) 经过200天左右的飞行，核热运载器第2次点火，减速制动，进入火星轨道；
- e) 组合体飞行器在火星轨道，与火星着陆与上升飞行器对接，航天员进入火星着陆与上升飞行器，火星着陆与上升飞行器与组合体飞行器分离，携带航天员着陆火星，航天员开启火星表面作业任务；
- f) 航天员完成火星表面作业任务后，在返回窗口前，乘坐火星上升飞行器进入火星轨道，与组合体飞行器对接并进入组合体飞行器；
- g) 组合体飞行器与火星上升飞行器分离，核热运载器第3次点火加速，进入火地转移轨道；
- h) 经过200天左右的飞行，组合体飞行器到达地球附近。航天员进入载人飞船，载人飞船与组合体飞行器分离，高速再入返回、着陆地球。

5 000 s。

载人火星探测中应用核热运载器的另一个关键点在于巨大的有效载荷规模，在DRA5.0任务中，载人飞船、深空居住舱的总质量约65 t，火星着陆与上升飞行器、火星表面设施的总质量约102 t。应用核热运载器能够显著降低地球出发规模，例如针对65 t有效载荷的载人运输任务，基于图5所示任务剖面开展计算，得到氢氧运载器、核热运载器的规模如表1所示，核热运载器在规模上具有优势，可将氢氧运载器的规模降低40%~57%。

表1 地火往返运输系统规模

Tab.1 Scale of Earth-Mars round-trip transportation system

类型	运输规模估计/t	比冲/s
氢氧运载器	500~700	450
核热运载器	~300	900

2 核热运载器总体优化技术

核热运载器总体优化是指运载器总体设计层面，为满足任务需求并适应核热火箭发动机工作条件、充分发挥核能效能而采取的各项措施，其中关键难点是液氢工质在轨蒸发量控制与管理、考虑长后效推力的轨道与制导、大尺寸箭体结构在轨组装技术。

2.1 液氢工质在轨蒸发量控制与管理

从核热火箭发动机的基本原理出发，要提高比冲性能，最理想的推进工质选择是氢。为提高氢工质的密度，降低存贮空间，需要以液氢状态贮存。液氢的饱和温度极低（0.1 MPa压力下为20.3 K），在轨环境受太阳辐照、地球反照等空间热流影响，极易蒸发，必须采取措施控制液氢工质的在轨蒸发，并进行推进剂管理。

美国针对液氢工质在轨蒸发量控制与管理技术，开展了数十年攻关研究，投入大量资源，目前，航天工程任务中液氢在轨贮存最长约12 h，采用被动蒸发抑制技术可实现液氢日蒸发率约2%的目标^[8]。

针对载人火星探测任务，液氢工质在轨运行周期需要达到900天，需要采取多种主、被动蒸发量控制措施，实现准零蒸发。其中，被动蒸发量控制措施包括复合绝热结构、太阳遮挡屏、热力学排气技术等^[9-10]，主动控制措施的核心是空间低温制冷机^[11]，通过循环回路将冷量源源不断地扩散到贮箱表面的复合绝热结构中，使得绝大部分漏热被制冷系统带走，大幅减少液氢贮箱漏热^[12]。

空间低温制冷机可采用斯特林循环或逆布雷顿循

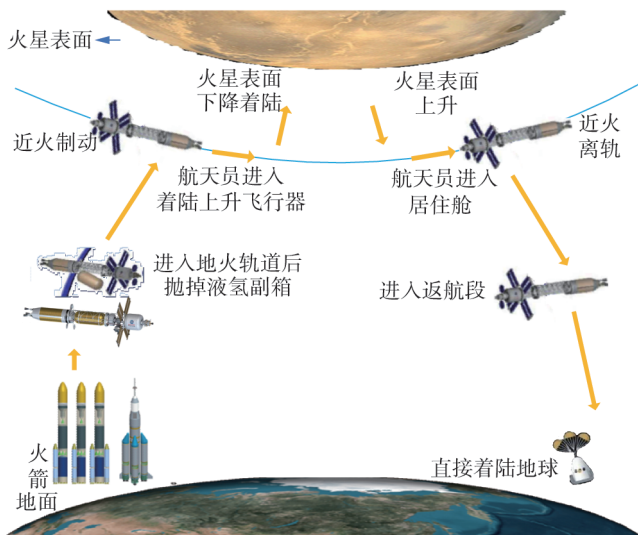


图5 典型载人火星运输任务剖面

Fig.5 Typical mission profile for manned Mars transportation

在载人火星探测任务中，人货转移模式、地火转移轨道类型、出发时间、火星捕获方式是关键设计因素，影响核热运载器的速度增量需求、飞行时间和整体规模。以图5所示的典型任务为例，在人货分运、最佳出发时间、最优的霍曼转移、近火点火制动的运输模式下，核热运载器的速度增量需求至少为7.2 km/s，当核热运载器需要返回至近地轨道以备多次使用时，速度增量需求将增加至9.4 km/s。核热运载器任务总时间约900天，但核热火箭发动机工作时间仅约

环制冷方案。斯特林循环制冷机采用压缩机驱动脉管实现制冷,具有设备紧凑、体积小、无低温运动部件、可靠性高等优势,但总体效率相对较低。逆布雷顿循环制冷机采用高效的透平膨胀机和气体轴承,具有制冷量大、安装布置简单、振动小等优点,且总体效率相对较高,更适合大规模核热运载器液氢蒸发量控制的主动制冷需求。

NASA为载人火星探测任务制定的制冷机研制目标为20 K温区制冷量20 W^[13]。美国Creare公司所设计的逆布雷顿循环制冷机,在20 K的温区内膨胀循环效率可达23%,制冷总效率可达1.6%,制冷功率可达20 W,输入电功率1 235 W,总质量88 kg^[11]。上述设计指标可以满足核热运载器地火转移任务液氢准零蒸发的需求,但目前还没有实现工程应用。

表2计算了典型载人火星探测任务中采用复合绝热结构、大面积冷屏、逆布雷顿循环制冷机等主被动结合蒸发量控制方案所能达到的推进剂蒸发量结果,地火转移过程液氢日蒸发率在0.01%左右,达到准零蒸发。地火转移过程中液氢蒸发量变化见图6。

表2 液氢工质主被动蒸发量控制结果

Tab.2 Results of active and passive evaporation control for liquid hydrogen propellant

运载器位置		日蒸发量/kg	日蒸发率/%
近地轨道	最大值	12.16	0.017
	最小值	7.84	0.011
地火转移	最大值	8.43	0.012
	最小值	1.44	0.002
环火飞行	最大值	4.57	0.006
	最小值	3.74	0.005

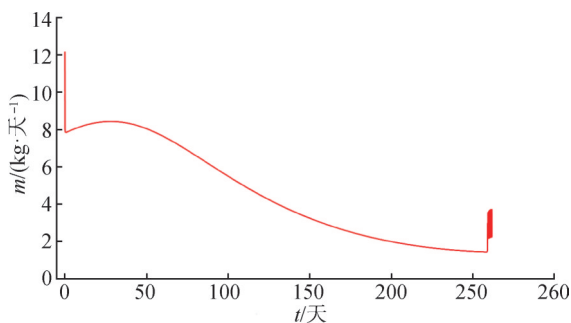


图6 地火转移过程中液氢蒸发量变化

Fig.6 Variation of liquid hydrogen evaporation during Earth-Mars transfer

除主、被动蒸发量控制技术之外,核热运载器等深空探测航天器可利用在轨加注技术在一定程度上降

低对蒸发量控制技术的较高要求。地火任务过程中,可在近地轨道、地月拉格朗日点、环火轨道进行加注,补充在轨蒸发损失的推进剂,有效保障任务顺利进行。目前常温推进剂在轨加注的相关技术难题已基本被解决,但低温推进剂在轨加注尚未建立完善的技术体系,仍需要大量研究^[14-17]。微重力低温加注过程的界面稳定性将直接影响加注效率,加注流量稳定性也受到温度、压力等多因素的制约和影响,需要进一步开展在轨加注过程热力学参数变化规律及安全控制研究。

2.2 考虑长后效推力的轨道与制导设计

核热火箭发动机开机、关机过程与传统液体火箭发动机有显著不同,需要控制核反应堆的功率平稳变化,耗时较长。国外典型核热火箭发动机的开机时间为分钟级,关机时间可达数小时^[18]。在开机、关机的长时过程中,需要有工质进入核反应堆进行换热,会产生动态变化的推力,分别叫作前效推力和后效推力。

核热运载器轨道与制导设计中,必须要考虑核热火箭发动机前效推力与后效推力的影响,尤其是长时间的后效推力。若考虑不足,将会影响核热运载器的飞行精度,如在载人火星探测任务地火转移运输过程中,影响地火射入轨道的入轨精度以及最终进入火星轨道的精度,进而影响任务成败^[19]。考虑长后效推力的核热运载器轨道与制导设计难点可归纳为:

a) 轨道优化设计过程,控制变量少,终端约束多,属于典型的欠驱动控制问题,终端约束选择合适与否直接影响求解的可行性。奔火轨道优化设计的数学模型为非线性模型,同时不具有凸特性,这些特点相互叠加,大幅增加了轨道优化设计的难度。

b) 制导设计过程中,后效作用时间长,初始的位置/速度偏差、后效推力偏差的积累等因素都可能导致较大的入轨偏差。制导系统可调节的变量有限,无法根据需求调节推力大小,这些因素给制导系统的设计带来了较大的挑战。

考虑长后效推力的轨道与制导设计问题,可分为标称后效推力下的轨道设计和后效推力偏差下的制导设计两个问题,详细步骤如下:

a) 基于 Lambert 问题设计理想的地火转移轨道。通过求解 Lambert 问题确定发射窗口,利用圆锥曲线拼接法来确定奔火轨道不同飞行段的初始轨道参数。

b) 基于飞行动力学模型和标称后效推力推线,

并结合上一步的初始轨道参数，利用高斯伪谱法以燃料最优为目标函数，对奔火轨道进行优化设计，得到能量最优的奔火轨道^[20]。

c) 由于推力偏差、后效偏差、导航位置、速度误差等因素，需要在不同飞行段采用与之适应的制导方式以保证最终入轨精度。在奔火轨道射入段、环火轨道制动段均采用PD跟踪制导方案，对地心矢量和速度进行跟踪；为保证地火转移轨道精度，地火转移段采用闭路制导进行中途修正，保证入轨精度。

采用高斯伪谱法开展连续推力作用的奔火轨道优化设计，在计算量、计算时间不会大幅增长的情况下，能够充分利用核热火箭发动机后效，有效减少推进剂消耗，仿真结果显示，优化后燃料消耗减少了5%以上。采用PD跟踪制导和闭路制导等多种组合制导方案，核热运载器最终进入火星影响球的速度偏差小于100 m/s，位置偏差小于150 km。

2.3 大尺寸箭体结构在轨组装技术

大尺寸箭体结构在轨组装是核热运载器的工程实施难点之一。针对载人火箭探测任务，核热运载器（见图7）近地轨道出发规模达到300 t级，直径10 m级，长度在100 m级，受火箭运载能力、整流罩尺寸限制影响，难以将核热运载器一次性送入轨道，其任务执行依赖于在轨组装技术，需要重型火箭将核热运载器分舱段2~3次发射进入近地轨道，在轨组装成完整系统。

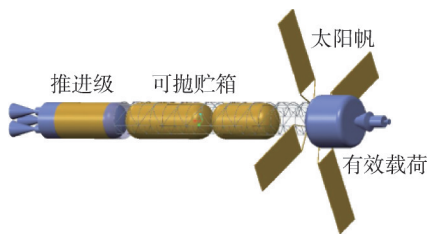


图7 核热运载器

Fig.7 Nuclear thermal launch vehicle

不同于现有航天器在轨交会对接，核热运载器的在轨组装特点在于组装对象属于运载器舱段（见图8），规模与尺寸大，单个舱段的质量在100 t级。以在轨组装2次的核热运载器为例，其组装舱段可分为3个，第1个为核热推进级，含有核热火箭发动机与推进剂贮箱，第2个舱段是可抛贮箱1与桁架，第3个舱段是可抛贮箱2与桁架。

在核热运载器箭体结构方案中，可抛贮箱的设计

是为了及时将无用质量抛弃，提升运输效率；桁架长度在数十米量级，在任务中不抛离，能够保证航天员、仪器设备与核热反应堆有足够的距离，降低核辐射的影响。桁架构型设计包括轻质化、强度与刚度要求，并保证可抛贮箱分离时能够稳定快速可靠分离，设计成半圆柱结构，由弧架部分和直架部分组成^[6]。

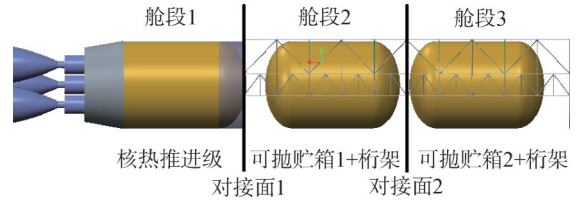


图8 核热运载器舱段

Fig.8 Nuclear thermal vehicle module

核热运载器在轨组装有两种方案，一种是基于天基组装平台开展，实施过程如下：核热运载器舱段由重型火箭发射入轨，靠近天基组装平台，在天基组装平台上的辅助机械臂捕获舱段后，重型火箭末级与核热运载器舱段分离，辅助机械臂支撑核热运载器舱段间完成对接。另一种是依靠重型火箭末级的动力进行交会与对接，在轨组装过程类似于航天器交会对接，主要过程如下：重型火箭末级携带发射入轨的舱段作为追踪航天器，已在轨的核热运载器舱段作为目标航天器，追踪航天器与目标航天器对接后，重型火箭末级与核热运载器分离，此种方案对于重型火箭末级的辅助动力系统要求高。

对接面接口设计是在轨组装技术研究的一项重点内容。针对核热运载器，对接面1位于核热推进级前端框与桁架处，对接面2位于两个桁架接口处，在每个对接面上设置3个对接点。接口包括机、电、气、液接口，需要设计成标准接口，并具有通用、大容差、易操作、即插即用的快速连接等特点，以便于在轨组装快速完成^[21]。

在轨组装还需要解决“轨道-姿态-结构”耦合动力学问题。由于组装过程中结构的大尺度效应和构性变化与空间环境效应相耦合，会产生复杂的动力学现象，需要抑制组装过程中的轨道与姿态漂移、结构变形与振动^[22]。

3 大功率核热火箭发动机技术

大功率核热火箭发动机的研发关键在于一系列关键技术的突破与工程化实现，其发展不仅依赖于小型化耐高温核反应堆，还需要在发动机循环方式、匹配

控制及高效换热环节形成协同优化,同时辅以完善的试验与验证体系支撑。

3.1 发动机循环方式和匹配控制

发动机循环方式直接影响反应堆释放的核能与推进工质之间的能量吸收、传递和转化效率,从而决定发动机的比冲、推力特性及整体系统的可靠性与安全性。核热火箭发动机有3种主要的循环模式:抽气循环、开式膨胀循环和闭式膨胀循环^[23]。

抽气循环是美国“涅尔瓦(NERVA)”和“森林风(Timberwind)”项目中所采用的循环方式^[24],是将部分燃烧室高温燃气引出以驱动涡轮泵,从而实现推进剂的加压与循环。该循环方式可达到较高的燃烧室室压和循环效率,但高温燃气给发动机的阀门和管路设计带来了较大挑战。

开式膨胀循环则可以降低对耐温材料的要求,工质通过发动机喷管再生冷却通道和反射层升温后,一部分流量用于驱动涡轮。由于涡轮入口温度较低,发动机结构相对简单,涡轮可靠性更高。但涡轮从这部分流体中获得的功率有限,导致系统循环效率较低,也会导致部分工质浪费。

为了充分利用所有工质,闭式膨胀循环方案成为了一种新的选择。该循环方案的优点包括:较低的涡轮前温度,涡轮泵可靠性高,以及没有工质被直接排放,从而获得更高的使用效率。从未来对高性能核热火箭发动机需求角度出发,采用闭式膨胀循环有利于获得更高的比冲性能^[23]。

反应堆工作过程中氢工质流量匹配控制是确保反应堆安全可靠运行的关键技术,尤其是在开机、关机过程中,反应堆功率变化会导致燃料元件内部产生显著的热量波动。为防止过大的温度梯度引起燃料元件热应力开裂或局部过热熔化,必须实施精准的热-流匹配控制。系统通过实时监测元件温度,动态调节氢工质流量,使其与反应堆瞬时热功率相匹配。在启堆阶段,随着功率的逐步提升,氢流量需要同步增加以带走多余热量,停堆则需要协调降低氢流量,避免推进剂的浪费。

3.2 耐高温耐氢蚀核燃料元件

核燃料元件是核反应堆的核心部件。由于需要在近3 000 K、10 MPa与热氢环境下长时间稳定工作,燃料元件需要耐高温、高压和氢腐蚀。目前常用结构材料在高温环境下容易失去强度和稳定性,导致安全风险,需要研制具备热膨胀稳定性、高温强度稳定性、高导热性、良好可加工性的新型结构材料。自20

世纪50年代以来,随着技术进步和任务需求的变化,燃料元件材料及铀浓度经历了多次演进,主要包括石墨基、陶瓷金属复合材料(CERMET)、三元碳化物燃料与低浓缩铀燃料。

美国漫游者项目时期,石墨基燃料元件成为初期设计的主流,这些燃料通常采用高浓铀石墨复合材料(UO₂/石墨)。然而,石墨在高温氢气环境中易发生氧化和腐蚀,导致燃料寿命受限。为此,研究者采用了铌碳化物(NbC)或锆碳化物(ZrC)涂层,以提高抗氢气腐蚀性能。尽管涂层有效延长了燃料寿命,但在高温下仍存在裂纹和剥落问题^[25]。因此,石墨基燃料在高温氢气环境中的应用受到了限制。

进入20世纪70年代,陶瓷金属复合材料(CERMET)作为燃料元件的替代方案被提出。CERMET燃料结合了陶瓷的高熔点和金属的良好导热性,具有更好的高温稳定性和抗辐照性能^[26]。例如,被广泛研究的铀碳化物(UC₂)与锆碳化物(ZrC)复合材料。然而,CERMET燃料在高温下仍面临裂纹和膨胀问题,且制造工艺复杂,成本较高,在实际应用中仍面临挑战。同期,苏联所开发的三元碳化物燃料(U, Zr, Nb)C燃料元件耐温甚至达到了3 200 K,并具备抗辐射稳定性。

进入21世纪,考虑到国际对核试验的严格约束,国际上开始提出低浓缩铀方案,即U²³⁵含量低于20%的铀燃料(通常在13.13%~19.75%之间)^[27]。相比高浓铀方案,尽管可以规避国际条约限制,但U²³⁵装量大幅减少,对空间核反应堆小型化带来了巨大的挑战。

3.3 堆芯结构与高效换热技术

核热火箭发动机的效率主要受限于功率而非能量。以U²³⁵为例,1 kg铀燃料完全裂变所释放的能量高达 8×10^7 MJ(化学燃料中最高热值组合的氢氧推进剂仅为13 MJ/kg),其能量密度远远超出当前任何星际探测任务的需要。因此,核热火箭发动机设计过程中,最重要的问题是如何确定最佳方案,实现从反应堆燃料中最大速率获取能量加热工质。换言之,热交换系统的效率将直接影响核热推进系统的总体性能和推进效率。

从传热角度考虑,影响核反应堆能量传递速率的主要因素为燃料最高运行温度和传热表面积。燃料的最高运行温度对于核反应堆的热传递性能有着决定性的影响,更高的燃料运行温度,可以为热交换系统提供更强的热源。然而,高温环境对燃料的材料性能提

出了极为苛刻的要求。早期美国NERVA计划中采用的石墨基铀复合材料在高温下具有良好的化学稳定性,但在约3 000 K时开始熔化^[28]。因此,在Pewee项目中推进剂最高出口温度设计在2 750 K。后期采用金属-陶瓷复合材料后,其最高耐温达到3 000 K以上(尤其是钨基材料),使得堆芯出口温度进一步提升^[29]。苏联开发的耐高温三元碳化物燃料,将氢气出口温度提升至3 000 K,进一步提高了核热火箭发动机的推进效率^[30-31]。

增大换热面积也是提高系统效率的重要途径。20世纪80年代所开发的颗粒床反应堆(Particle Bed Reactor, PBR),通过使用微小颗粒燃料增加换热面积,燃料比表面积比NERVA中使用的棱柱形燃料高出20倍,使得PBR的传热性能极佳,发动机推重比达到了20~40^[32]。然而PBR面临着冷却剂流动不均和容易产生局部热点问题,尤其在高功率密度下。地面试验曾出现由于局部颗粒燃料熔化后凝结所导致的严重流动阻塞问题^[33-35]。随后,针对换热过程中的热不稳定性问题,研究人员还提出槽道式环形燃料元件方案。这种设计赋予了系统高度的灵活性,能够实现更大的燃料比表面积并有效降低堆芯压损,同时维持优良的热稳定性^[36-37]。其中热稳定性的提升主要源于燃料环内凹槽流道对推进剂流动的严格控制,使其必须按照特定路径通过燃料区域。此外,可以通过调整各环中铀的富集度以实现相对平坦的轴向功率分布。更重要的是,从生产制造角度来看,槽道式环形燃料元件相比长条棱柱形元件,在制造工艺上具有更高的简便性。然而,在实际设计过程中,如何确保冷却剂在各流道中均匀分配,避免局部过热,仍然是一个难题。相比之下,苏联在换热结构设计中选择了另一种全新方案:在RD-0410核热推进系统中采用了扭曲带状结构的燃料结构设计^[30-31]。这一创新性结构相比经典六棱柱燃料元件有效提升了堆芯换热表面积,从而提高了热交换效率。

基于上述燃料元件的特性,过去半个世纪里已经发展了多种典型反应堆堆芯结构方案,如表3所示。从堆芯功率密度角度考虑,PBR颗粒床堆芯由于采用颗粒燃料使得其相比NERVA六棱柱方案表面积比高出20倍,功率密度甚至达到了40 MW/L(NERVA方案约为2 MW/L)。然而,在测试中也发现该方案存在热不稳定性,燃料床内容易出现局部热点。因此,从技术成熟度来看,经过NERVA计划多轮测试与改进的蜂窝式换热结构依旧是当前成熟度最高的方案。总

的来看,反应堆堆芯早期以均匀堆为主,燃料元件换热比表面积小,堆芯普遍体积大、寿命短。随着技术发展,后期开始转向非均匀堆,燃料元件基材以金属陶瓷复合材料、碳化物和难熔金属为主。此外,在燃料结构设计方面,采用颗粒床及扭条状元件以增大换热面。最后,为了进一步提升反应堆安全性,低浓缩铀燃料堆芯正成为当前研究热点。核热推进反应堆典型堆芯方案见表3。

表3 核热推进反应堆典型堆芯方案

Tab.3 Typical core scheme of nuclear thermal propulsion reactor

堆芯方案	优点	缺点	功率密度	技术成熟度
NERVA 蜂窝式换热 结构堆芯	技术成熟、中子 慢化强、耐高温	体积大、易腐蚀、 换热差	中	高
CERMET 金属陶瓷燃料 堆芯	高温适应、耐腐 蚀、裂变产物包 容度好	质量大、成本高、 制造复杂	较高	中
PBR 颗粒床反应堆 堆芯	换热优、高功率 密度、轻质	结构复杂、冷却 不均、实现难	高	中
MITEE 微型反应堆 发动机堆芯	最轻量、换热 好、微型适配	功率低、局限性 强、数据不足	较高	较低
CIS 三元碳化物 燃料堆芯	耐高温、结构优 化、材料先进	制造难、结构复 杂、设计要求高	中	较高
SCCTE 低浓铀燃料 堆芯	安全高、低浓 铀、防扩散、成 本低	功率低、在研阶 段、验证不足	低	低

3.4 燃料元件及整机地面试验

任何发动机开展飞行试验前都必须经过由部件级到整机的地面试验验证。由于试验过程中涉及放射性裂变产物,核热火箭发动机试验比常规火箭发动机更为复杂和危险。因此,试验必须遵循渐进式的逻辑顺序,按照燃料部件级到整机级、非核试验到核试验、低功率测试到满功率测试等顺序开展。

发动机运行过程中反应堆通常需要耐受数小时的高温高压等恶劣环境。因此,开展针对这种极端环境的模拟试验是评估燃料元件适用性和性能的关键环节。在研究前期,可以通过非核试验设施来模拟燃料元件需要经受的温度、压力及流体流动环境。非核试验不仅可以用较低成本获得大量有效数据,同时还能规避不必要的试验风险。美国马歇尔太空飞行中心的核热元件环境模拟器(Nuclear Thermal Rocket Element Environmental Simulator, NERESS)能够模拟最

高压力 6.89 MPa、温度 3 000 K、原型机同等功率密度及氢气流动的逼真热工流体环境^[38]。该设施主要利用电磁感应加热装置来模拟核裂变所产生的高温。由于试验过程中没有核辐射,可以确保燃料元件及人员的安全。当燃料元件通过非核试验测试后,仍需要进行真实核热环境测试评估。NERVA 项目研制后期,利用在内华达建立的“1号核反应炉”的水冷反应堆开展了针对备选燃料元件测试,其可以提供温度 2 444 K、运行功率 44 MW 和时间不低于 90 min 的测试环境。

对于发动机地面整机试验,在 NERVA 项目中,几乎所有发动机均在开放空间直接开展。发动机喷管所喷出的含辐射燃气也被直接排入大气,甚至还进行了反应堆破坏试验。然而,在如今的监管下,这种露天的发动机试验不可能再出现。为了避免将未经处理的燃气直接排入大气,一种方案是将发动机向一个地下钻井排气,该钻井过去被设计用于容纳核武器试验或属于废弃矿井,这种方案被称为地下土壤放射性过滤技术,主要依赖钻井或废弃矿井周围疏松土壤的多孔特性来吸收放射性排气;另一种方案是将排气全部收集起来,引入一个水冷扩压气,然在其中喷注氧气混合燃烧。此后,将含有放射性的水蒸汽及氧气进行冷却。产生的污染水被储存在水箱进化后再排放,而其余的气体同样被干燥和净化,最后被排放至大气。

4 核安全设计与辐射防护技术

核安全与辐射防护是核能应用领域两个相辅相成、缺一不可的支柱,也是公众能否接受的重要因素。针对核热运载器,由于功率大、小型化要求高、运行环境恶劣、空间应用的不可维护维修性,需要愈加重视核安全与辐射防护。

4.1 核动力源应用安全设计技术

核动力源应用安全设计技术是指在核热火箭发动机与核热运载器的试验、建造、运行和退役期间,采取综合设计、技术保障和组织措施,保护人员和环境免受放射性及其他因素的危害。其与核安全法律与政策、核安全监管一起,共同构成核安全体系。

核动力源的应用需要遵守相关的国际规则,目前直接规范空间核动力源的国际文件有 1992 年通过的《关于在外层空间使用核动力源的原则》,以及《外层空间核动力源应用安全框架》,为制定核热运载器的应用安全设计原则提供了技术性规范,如表 4 所示。

表 4 核热运载器应用安全设计原则

Tab.4 Safety design principles for nuclear thermal launch vehicle applications

类别	因素	设计原则
试验与地面操作安全	整机试验安全	发动机喷出的含辐射燃气不能直接排入大气,需要搜集和处理
	地面操作安全	在核燃料运输、装配、测试等环节中保证安全,避免碰撞、坠落,确保放射源的辐射剂量在限值内
飞行任务全周期安全	发射前安全	反应堆在发射场保持在次临界状态
	入轨发射安全	反应堆在发射中保持在次临界状态,必须在达到指定轨道(通常是高度超过 800 km 轨道)后启动
	在轨运行安全	反应堆考虑地球轨道碎片撞击的可能性,并将影响降至最低
	任务后处置安全	将反应堆系统推至更高的“坟墓轨道”,在放射性核素衰变到安全水平之前不会重返大气层
事故下安全与风险降低	发射中止安全	在所有可能的发射失败场景下(如爆炸、撞击、坠毁),反应堆结构能最大限度地保持完整或者在高空完全烧毁并完全扩散
	飞行任务中止安全	应有足够的备用推进能力将反应堆置于预定或备用安全轨道
	意外再入安全	反应堆应保证完整或全部放射性物质在高空扩散

历史上,美国、苏联在进行空间核动力的飞行试验中均发生了与核安全相关的事故,出现了火箭自毁、反应堆再入落海/空中解体等情况,对环境以及社会均造成了不良影响。在发射与任务执行期间开展潜在事故分析是核安全设计的一项重要工作,表 5 为核热运载器全任务周期的潜在事故分析,包含发射场操作、发射入轨、在轨运行和任务后处置等环节,除反应堆自身运行控制导致的风险以外,运载器的爆炸、坠落、失控、解体均可能引发反应堆的安全风险,并随着运载器发射、运行过程中的高速移动、无人操控等特点使风险更加难以控制,其中意外临界、热再入、火灾和爆炸是潜在事故安全分析的重点。

表 5 核热运载器全任务周期内潜在事故分析

Tab.5 Potential accident analysis of nuclear thermal launch vehicle during the full mission cycle

任务阶段	任务阶段定义	潜在事故	潜在事故结束状态
第 0 阶段	在发射场活动中	组装过程中的临界、发生火灾、氢泄漏、爆炸	反应堆意外临界、火灾、爆炸
第 1 阶段	点火初期	发射场内的掉落、解体、爆炸	反应堆冷再入、反应堆意外临界、水污染、土地污染、爆炸、火灾

续表5

任务阶段	任务阶段定义	潜在事故	潜在事故结束状态
第2阶段	上升段中期	发射场外区域掉落、解体、爆炸	反应堆冷再入、反应堆意外临界、水污染、土地污染、人员伤亡、爆炸、火灾
第3阶段	抵达低地球轨道	亚轨道再入、系统运行中止、爆炸	反应堆意外临界、冷再入、在大气中燃烧
第4阶段	低轨道至转移轨道	轨道再入、系统运行中止、爆炸	反应堆意外临界、冷再入
第5阶段	运行工作轨道	意外再入、反应性偏移、热控失灵	意外临界、芯热拆解、热再入
高轨道处理	反应堆的最终处置	寿终后过早再入地球	热再入

4.2 分布式辐射防护技术

辐射防护技术是研究核热运载器任务过程中辐射影响与防护的相关技术，主要包括辐射来源分析、辐射防护限值研究、防护方案设计与屏蔽计算等，是核热运载器研制需要攻克的关键环节。

核热运载器在轨运行过程中同时承受空间辐射与反应堆两种辐射的影响，为整器辐射防护设计带来了诸多挑战。空间辐射来自空间天然存在的各种能量的带电粒子，主要包括银河宇宙线、太阳宇宙线、地球辐射带、等离子体、太阳风等多个来源，并且与空间位置、太阳活动密切相关。反应堆辐射则来自裂变反应释放出的中子和光子（ γ 射线），虽然不带电，但仍会对运载器结构材料、推进剂、仪表设备及人员产生干扰甚至不可逆损伤。

核热运载器辐射防护限值研究方面，因国内外尚无统一的标准，需要结合具体应用任务模式，如载人火星探测任务场景，并参考航天工业和核工业相关辐射防护的标准，特别是航天员和空间核反应堆电源的辐射防护标准，确定航天员、仪器仪表的辐照剂量限值。此外，由于液氢推进剂本身具有良好的中子吸收能力，核辐射的能量可能会较多地沉积在氢罐内的液氢中，造成液氢温度升高，产生气化的风险。因此，核热运载器辐射防护限值还需要关注任务中液氢推进剂的温度。

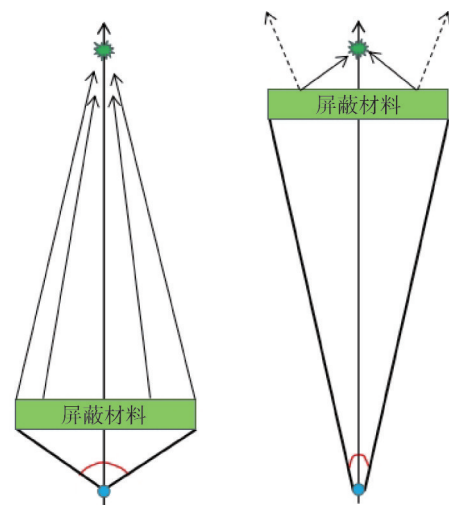
辐射防护取决于屏蔽材料的性能和辐射屏蔽结构的优化设计，在保证结构特性和屏蔽效果的同时使系统质量最小，并满足任务过程中的环境力热要求。采用反应堆质量屏蔽+器件屏蔽+居住舱防护的分布式辐射防护方案，是辐射屏蔽结构优化设计的体现之一。反应堆屏蔽方面，采用阴影屏蔽方案，中子屏蔽材料选择富集的碳化硼，拥有优秀的中子屏蔽能力，而且

熔点高，结构稳定性好，能够有效吸收热中子，减少中子与重屏蔽材料产生的高能 γ 射线。 γ 屏蔽材料选择钨铼合金和贫铀，二者相结合不仅 γ 屏蔽效果好，而且能通过非弹性散射有效慢化高能中子，并且是良好的高温结构材料。器件屏蔽方面，运载器径向以光子、中子屏蔽为主，周向以宇宙射线屏蔽为主。电子设备布置在屏蔽层后侧，聚集在辐射阴影后方，采用聚乙烯材料进行中子屏蔽，采用铅为主的材料进行光子屏蔽，并根据电气设备类型对安装壳体进行抗辐射加固设计。居住舱防护方面，可为航天员设置单独的屏蔽舱^[6]，面向反应堆一侧布置含铅和硼的聚乙烯复合材料，同时在周向放置含铅和硼的聚乙烯复合材料，用于阻挡飞船壳体和内部设备散射过来的中子。

辐射屏蔽结构优化设计还包括整体布局优化，基本原则包括：

- a) 尽可能让运载器全运行周期内整体处于反应堆的阴影屏蔽范围以内；
- b) 充分利用运载器贮箱、推进剂、仪器外壳等提供固有的有效质量屏蔽；
- c) 利用距离降低辐射抵达设备截面的剂量，并根据设备辐射敏感性高低优化设备布置关系。

在分布式辐射防护设计中，对于单独添加的屏蔽层装置，需要考虑其长期吸收后导致的二次辐射情况。屏蔽材料的屏蔽性能规律见图9。



距离辐射源较近时，大部分粒子穿过屏蔽材料 距离辐射源较远时，散射使屏蔽材料变成次级辐射源，辐射强度变大

图9 屏蔽材料的屏蔽性能规律

Fig.9 Shielding performance laws of shielding materials

5 结束语

核热运载器具有高比冲、大推力、长工作寿命等特点, 技术优势显著, 发展前景广阔, 是未来具备革命性能力的航天运输方式, 适合于执行载人火星探测等大规模的轨道转移任务。初期一次性使用, 未来可以拓展执行重复使用任务。核动力运载器技术的工程应用还需要一个长期的过程, 有必要尽快开展核动力运载器的前期技术研究, 满足中国未来载人火星探测和大型星际货物运输等任务的发展需求, 同时, 为中国大规模探索空间、利用空间夯实基础。

参 考 文 献

- [1] 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.
KOPOTEEBA C. Nuclear rocket engine[M]. ZHENG Guanqing, WANG Jiang, HUANG Lihua, et al, translated. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2020.
- [2] NASA. NASA supports America's national strategy for space nuclear power and propulsion[EB/OL]. (2020-12-16)[2025-10-26]. <https://www.nasa.gov/news-release/nasa-supports-americas-national-strategy-for-space-nuclear-power-and-propulsion>.
- [3] CHRISTOPHER Stone. Maneuver warfare in space: the strategic mandate for nuclear propulsion[EB/OL]. (2022-01-13)[2025-10-26]. <https://www.mitchellaerospacepower.org/maneuver-warfare-in-space-the-strategic-mandate-for-nuclear-propulsion>.
- [4] WIKIPEDIA. Demonstration rocket for agile cislunar operations[EB/OL]. (2025-08-22)[2025-10-26]. https://en.wikipedia.org/wiki/Demonstration_Rocket_for_Agile_Cislunar_Operations.
- [5] 刘林, 汤靖师. 关于HEO空间飞行体的轨道寿命问题[J]. 空间科学学报, 2007(4): 327-335.
LIU Lin, TANG Jingshi. On the orbital lifetime of HEO space vehicles[J]. Chinese Journal of Space Science, 2007(4): 327-335.
- [6] 王小军. 载人火星探测航天运输系统[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2023.
WANG Xiaojun. Manned Mars exploration space transportation system[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2023.
- [7] BOROWSKI S, MCCURDY D, PACKARD T. "7-Launch" NTR space transportation option for NASA's Mars design reference architecture (DRA) 5.0[C]. Denver: The 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2009.
- [8] DE KRUIF J S, KUTTER B F. Centaur upperstage applicability for several-day mission durations with minor insulation modifications[C]. Cincinnati: 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2007.
- [9] JIANG W B, ZUO Z Q, HUANG Y H, et al. Coupling optimization of composite insulation and vapor-cooled shield for on-orbit cryogenic storage tank[J]. Cryogenics, 2018, 96: 90-98.
- [10] BELCHER T W, GIDDENS P A, HAMILL B D, et al. Development of a test article to demonstrate the long duration storage of liquid hydrogen via a two-stage active cooling approach[C]. National Harbor: AIAA SciTech Forum, 2023.
- [11] DESERRANNO D, ZAGAROLA M, LI X, et al. Optimization of a Brayton cryocooler for ZBO liquid hydrogen storage in space[J]. Cryogenics, 2014, 64: 172-181.
- [12] 刘欣, 张晓屿. 低温推进剂长期在轨蒸发量主动控制技术发展前景分析[J]. 深空探测学报, 2017, 4(3): 203-211.
LIU Xin, ZHANG Xiaoyu. Development analysis of active long-term on-orbit cryogenic propellant boil-off control technology[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(3): 203-211.
- [13] PLACHTA D, STEPHENS J, JOHNSON W, et al. NASA cryocooler technology developments and goals to achieve zero boil-off and to liquefy cryogenic propellants for space exploration[J]. Cryogenics, 2018, 94: 95-102.
- [14] MORAN M E, NYLAND T W, PAPELL S S. Liquid transfer cryogenic test facility: initial hydrogen and nitrogen no-vent fill data[R]. NASA TM-102572, 1990.
- [15] VAUGHAN D A, SCHMIDT G R. Analytical modeling of no-vent filling process[J]. Journal of Spacecraft, 1991, 28(5): 574-579.
- [16] MA Y, ZHANG Y, LUO X Z, et al. Analysis and modeling of no-vent filling process for liquid-hydrogen tank in orbital conditions[J]. Processes, 2023, 11(5): 15-23.
- [17] MA Y, LI Y Z, ZHU K, et al. Investigation on no-vent filling process of liquid hydrogen tank under microgravity condition[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2017, 42(12): 8264-8277.
- [18] 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.
- [19] 刘涛, 解永春, 王晓磊, 等. 火星轨道交会自主导航与制导方法[J]. 宇航学报, 2019, 40(4): 406-414.
LIU Tao, XIE Yongchun, WANG Xiaolei, et al. An autonomous rendezvous navigation and guidance method in Mars orbit[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(4): 406-414.
- [20] 彭坤, 曾豪, 田林, 等. 小推力航天器的地球-火星转移轨道混合设计方法[J]. 航天返回与遥感, 2020, 41(1): 10-17.
PENG Kun, ZENG Hao, TIAN Lin, et al. Hybrid design method of Earth-Mars transfer trajectory for low-thrust spacecraft[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2020, 41(1): 10-17.
- [21] 芦瑶. 空间在轨装配技术发展历程研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
LU Yao. The study of space on-orbit assembly technology[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011.
- [22] 杨自鹏, 刘敏, 张群, 等. 天基在轨组装技术研究趋势及应用设

- 想[J]. 导弹与航天运载技术(中英文), 2023(6): 31-36.
- YANG Zipeng, LIU Min, ZHANG Qun, et al. Research trend and application ideas of space-based in-orbit assembly technology[J]. Missiles and Space Vehicles, 2023(6): 31-36.
- [23] 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.
- WANG Ge, Lang Minggang, LI Jiawen, et al. Comparison and analysis of cycle schemes in nuclear thermal rocket engine[J]. Manned Spaceflight, 2019, 25(2): 196-201.
- [24] SMYTH G B. Final report CFDTS series I, II and III tests[R]. NASA Report RN-S-0298, 1966.
- [25] GRIMM T, HAMKE R. NERVA derived engine and operations concept[R]. AIAA 2006-4557, 1966.
- [26] MARINA Sessim, MICHAEL R Tonks. Multiscale simulations of thermal transport in W-UO₂ cermet fuel for nuclear thermal propulsion[J]. Nuclear Technology, 2021, 207: 1004-1014.
- [27] MICHAEL G Houts, DOYCE P Mitchell, KEN Aschenbrenner. Low-enriched uranium nuclear thermal propulsion systems[C]. Breckenridge: 2017 AAS Guidance and Control Conference, 2017.
- [28] STEWART M E M, BRUCE G Schnitzler. A comparison of materials issues for cermet and graphite-based NTP fuels[C]. San Jose: 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2013.
- [29] 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.
- [30] BENENSKY K. Summary of historical solid core nuclear thermal propulsion fuels[D]. State College: The Pennsylvania State University, 2013.
- [31] 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.
- [32] 廖宏图. 核热推进技术综述[J]. 火箭推进, 2011, 37(4): 1-11.
- LIAO Hongtu. Overview of nuclear thermal propulsion technologies[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2011, 37(4): 1-11.
- [33] EL-GENK M S, YANG J Y, MORLEY N J. Thermal hydraulics analyses of pellet bed reactor[C]. Cleveland: AIAA/NASA/OAI Conference on Advanced SEI Technologies, 1991.
- [34] MORLEY N J, EL-GENK M S. Thermal-hydraulics analyses of pellet bed reactor for nuclear thermal propulsion[J]. Nuclear Engineering and Design, 1994, 149(1-3): 387-400.
- [35] 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, 1966, 30(1): 1-65.
- [36] JEFF A G, SAMIM A. A computational model for thermal fluid design analysis of nuclear thermal rockets[J]. Nuclear Technology, 1997, 117(1): 87-108.
- [37] MISHAAL N A, JULIEN M A, DANIEL R K. Analysis of a grooved-ring reactor concept for nuclear thermal rocket propulsion [C]. Hartford: 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008.
- [38] WILLIAM E J. Nuclear thermal rocket element environmental simulator(NTREES) [C]. Albuquerque: 25th Symposium on Space Nuclear Power and Propulsion, 2008.

作者简介

- 吴胜宝 (1985—), 男, 研究员, 主要研究方向为运载火箭总体设计。
- 郝宇星 (1992—), 男, 工程师, 主要研究方向为运载火箭总体设计。
- 李扬 (1981—), 女, 研究员, 主要研究方向为运载火箭总体设计。
- 王旭 (1996—), 男, 博士, 工程师, 主要研究方向为空间先进推进技术。
- 艾立强 (1992—), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为飞行器热控。