

核热推进技术发展综述

解家春, 霍红磊, 苏著亭, 赵泽昊

(中国原子能科学研究院 反应堆工程技术研究部, 北京 102413)

摘要: 核热推进具有比冲高、推力大, 及工作时间长等特点, 在载人深空探测、大型星际货物运输等方面有广阔的应用前景。介绍了美国和俄罗斯/前苏联的核热推进技术研发历程和技术发展状态, 归纳总结了发展过程中呈现出的推力水平中等化、堆芯构成模块化、燃料元件高性能化、试验手段非核化和多功能模式化的发展趋势, 并初步分析了核热推进研发过程中所涉及的反应堆设计技术、核安全防护设计技术、燃料芯块制备技术、燃料元件成型技术、排气处理技术, 及发动机启动技术等关键技术。最后对我国核热推进技术发展提出了核与航天部门合作研发、借鉴美俄经验教训、及早并持续开展研究的发展建议。

关键词: 核热推进; 核热火箭发动机; 载人深空探测; 核反应堆

中图分类号: TL99; V439.5

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2017)05-0417-13

DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2017.05.003

引用格式: 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.

Reference format: 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.

0 引言

随着科学技术的发展和人类文明的进步, 人类研究宇宙起源与演化、探寻地外生命信息的渴望更加迫切, 因此需要更快、更远、更频繁地开展空间飞行任务, 对月球、行星等天体进行探测和研究。

空间推进系统是空间飞行任务的核心技术之一。空间推进系统的推力、比冲和工作寿命直接决定了任务的范围、规模和周期^[1]。目前空间飞行任务主要使用的是化学火箭发动机, 最高比冲约为500 s左右, 且已基本达到极限^[2]。如采用化学火箭发动机执行未来的深空探测任务, 尤其是载人深空探测, 其将无法完成发射规模大、任务周期长的任务且将难以承受高额的成本费用, 不能满足未来载人火星探测、大型星际货物运输等空间任务的需求^[3]。因此, 发展先进的空间推进技术已成为必然选择。

先进的空间推进技术包括电推进技术、太阳能推进技术、激光推进技术、核热推进技术等。这些推进技术的主要特点是比冲很高, 可达千秒甚至上万秒。其中激光推进受限于激光器功率、激光束控制、能量转换等方面的限制, 推力较小, 技术成熟度也不高^[4-5]; 太阳能推进依赖阳光照射, 不适合远离太阳的推进任

务, 且推力也较小^[6-7]; 电推进受到输入电功率和效率等因素的限制, 推力也很小^[7-8]。以上3种先进的推进技术很难满足未来空间飞行任务对推进系统的高比冲、大推力的要求。

核热推进采用核反应堆加热推进工质, 比冲可达1 000 s左右, 推力可达数十千牛甚至上百千牛^[9], 兼具比冲高和推力大的特点, 是未来空间飞行任务, 尤其是载人深空探测任务和大型星际货运飞行任务的理想推进选择之一。

本文将对核热推进的原理和用途进行阐述, 分析总结国际核热推进技术的发展历史、发展现状和技术发展趋势, 总结归纳核热推进研发的主要关键技术, 并针对我国技术现状提出发展建议, 以期为我国核热推进技术的发展提供一定的参考和借鉴。

1 核热推进技术简介

1.1 核热推进原理

核热推进又称核热火箭发动机, 是利用核反应堆的裂变热能将工质加热到很高的温度, 而后使高温高压工质经喷管排出, 从而产生推进动力。核热推进的原理如图1所示。

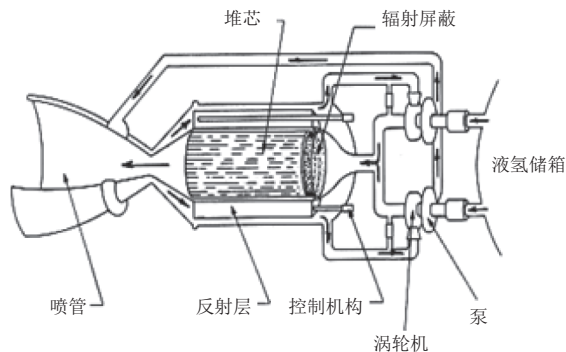


图1 核热推进原理示意图

Fig. 1 The schematic diagram of nuclear thermal propulsion

核热推进一般采用氢气作为工质，工质的流程如下：液氢泵将液氢从工质储箱中抽出，并通过管道将其送入喷管外部的环腔。氢气向上依次流过喷管环腔、反射层、堆顶环腔和辐射屏蔽层；然后进入涡轮机，驱动氢泵，从涡轮机排出后，向下通过反应堆堆芯；最后，经过堆芯加热的高温、高压氢气进入喷管加速喷出，产生推进动力。在流动过程中，作为工质的氢气依次冷却喷管壁、反射层和堆顶屏蔽等结构，带走堆芯产生的热量。同时，在这一过程中，由于不断受热，氢的温度上升很快，其物理状态也相应地从液氢泵出口时的低温液态迅速变成从反应堆出口时的高温气态（约3 000 K）。

核热推进的能量传递和转换过程为：核燃料发生裂变反应产生的裂变能在堆芯内转换为热能，而后经传导、对流等方式传递给氢气工质，使工质温度升高，成为工质的内能。高温氢气从反应堆排出后，进入收缩扩张喷管，其内能大部分转换为定向动能，使氢气以很高的速度喷出，从而产生推力。

1.2 核热推进的反应堆

核热推进的反应堆按照燃料形态可分为固态堆芯、液态堆芯和气态堆芯3种。

固态堆芯的核燃料为固态，反应堆运行温度不能超过燃料的熔点。固态堆芯与陆地应用的核反应堆形态相同，燃料形状固定，易于约束，与工质分界明显，可形成固定的工质流道，便于与工质之间的传热，因此实现难度相对较小。但由于固态核燃料耐受温度较低，只能将工质加热到3 000 K左右，以致于该种类型的核热推进比冲较低。

液态堆芯的核燃料为熔融状态，不存在熔化问题，但不能气化。由于液态堆芯的运行温度更高，可将工质加热到5 000 K左右，故可获得更高的比冲^[10]。对于液态堆芯而言，熔融状态燃料的形成、熔融状态燃料的包容和控制，工质与熔融燃料之间的高效传热

等问题很难解决。

气态堆芯的燃料为等离子气态，采用磁场等方式将燃料约束在堆芯内。气态燃料不与包容材料直接接触，因此可达到上万K的温度，获得超过5 000 s的比冲^[11-12]。气态堆芯的问题在于高温燃料难约束、燃料损失率较高、除燃料外的结构温度过高、喷管难以承受高温等。

对于液态堆芯的核热推进，仅开展了概念研究，技术成熟度很低。对于气态堆芯核热推进，在20世纪中期开展了理论分析，采用铀箔片模拟气态铀进行了临界试验^[10]，采用氟利昂和空气模拟了燃料与工质之间的流动传热，但此后未再进行深入研究，技术成熟度也较低。而对于固态堆芯的核热推进，不仅进行了大量的方案设计和理论分析，而且研发出了耐高温的燃料元件，建成了地面原型样机，并进行了大量的启动运行试验，技术成熟度最高，始终是研究的主要方向。因此，除非特别说明，本文中的核热推进仅指固态堆芯核热推进。

1.3 核热推进的特点

衡量火箭发动机的一个重要参数是比冲。比冲反映了火箭发动机利用工质的效率。对于热火箭而言，比冲与推力室工质温度的平方根成正比，与工质分子量的平方根成反比。因此，如要提高比冲，要么提高推力室工质温度，要么降低工质分子量。工质温度受到推力室材料的最高许可工作温度的限制。从目前各种材料的性能来看，最高许可工作温度约3 000多K^[13]，其基本没有进一步提升的空间。因此，很难通过提高推力室工质温度的方法来增大火箭发动机的比冲，可行的办法是减小工质的分子量。

核热推进的能量来源于核燃料的裂变反应，而不是工质的燃烧，工质只是被核反应堆加热，不参与裂变能量的产生，因此核热推进仅需要一种工质即可，不像化学火箭那样既需要燃料又需要氧化剂，这就扩大了工质的选择范围。当核热推进选用分子量最小的氢气（分子量为2）作为工质时，在推力室工质温度与化学火箭发动机相差不多的情况下，其比冲可达1 000 s左右，约为液氧液氢火箭比冲的两倍。由于核燃料的能量密度极大，核热推进只需装载稍多于临界质量的核燃料就能实现长时间工作。核反应堆的热功率还可以做到很大，能够使核热推进产生与化学火箭发动机相当的推力。综上，核热推进具有比冲高、推力大、工作时间长的特点。

1.4 核热推进的应用展望

核热推进适用于载人深空探测、大型空间运输等需要高比冲、大推力的空间飞行任务。

对于火星探测等载人深空探测任务,因受到近地轨道初始质量和任务时间的限制,故很难采用化学推进和电推进,而采用核热推进可以同时满足这两方面的要求^[14]。从20世纪90年代开始,美国的载人火星设计参考任务DRM-1、DRM-3、DRA-5等的系统中,都采用核热推进作为载人火星任务的主推进动力^[15-17]。其中DRA-5任务于2009年发布,采用多次发射、多次对接的方式。在该任务设计中,3个推力为111.2 kN的核热推进发动机构成了通用推进舱,用于载物火星飞行和载人火星往返,单个核热推进的质量约为3.5 t,当用于载人推进时,比冲为906 s,用于载物推进时,比冲为940 s^[18]。经分析,采用核热推进后可将地球出发规模由1 400 t降低至800 t左右,总飞行时间约为350天^[17]。我国研究人员也提出了类似的载人火星探测方案设想^[19]。

张泽旭等人设计了采用核热推进的载人小行星探测任务的飞船,用于探测编号4660的nereus小行星任务^[20]。李志海、王开强等在载人小行星探测任务中,都提出了采用核热推进作为主推进方式的设想,并将其列为需要攻关的关键技术之一^[21-22]。高朝辉等在基于新型动力的载人火星探测任务展望中也提出采用核热推进具有突出优势^[23]。

空间太阳能电站是指在地球同步轨道布置大规模的太阳能帆板和转换装置,将太阳能转换为电能,再通过无线能量传输方式将电能传回地面^[24]。据估算,一个实用化的空间太阳能电站的入轨质量需达到万吨级^[25],同时需要在较短的周期内实现发射入轨和在轨组装。因此,为了使空间太阳能电站发电的成本合理,需要采用经济的发射方式运送大批材料。如采用核热推进作为发射空间太阳能电站模块的运载火箭的末级,由于其比冲高,可大幅提升火箭的运载能力,可使建设空间太阳能电站的成本大幅下降^[26-27]。

近年来,世界主要航天大国纷纷启动了月球探测活动,而在这些新一轮的探月高潮中,很多国家都把建立月球基地作为最终目的^[28]。为了将人员和建设材料运往月球,飞行器需要多次往返于地月之间。如果采用核热推进,从地球表面到月球表面的整个运输过程包括以下3个步骤,即采用化学火箭将载荷从地球表面运输到地球近地轨道,再使用核热推进将载荷从地球轨道运输到月球轨道,最后再使用化学火箭将载荷从月球轨道运输到月球表面^[29-30]。由于核热推进工作时间长、可多次启动,经补充工质后,可多次在地月之间穿梭,所以能够有效地缩短地月之间的飞行时间,降低成本。

2 国外核热推进技术的发展

国外对核热推进技术的研究可追溯到20世纪50年代,在其后的半个多世纪中,美国和俄罗斯/前苏联对核热推进技术开展了大量的研究工作,设计了多个核热推进方案,研制出耐高温的反应堆燃料元件,建成了地面专用试验设施,开展了发动机整机地面试验,取得了巨大的成就,但尚未进行飞行试验,与实际应用还有一定距离。近年来,随着载人探索火星和小行星任务的提出,美国核热推进技术研究正在迅速复兴,渐入高潮。

2.1 美国核热推进技术的发展

美国原子能委员会(United States Atomic Energy Commission, AEC)和美国国防部(United States Department of Defense, DOD)于1955年启动了致力于核热推进技术研究的“流浪者”(ROVER)计划,拟将核热推进应用于推进大型洲际弹道导弹^[31]。ROVER计划初期由洛斯·阿拉莫斯实验室(Los Alamos National Laboratory, LANL)负责开展先期理论研究工作,劳伦·斯利弗莫尔国家实验室(Lawrence Livermore National Laboratory, LLNL)负责核燃料和反应堆的设计,洛克达因公司(Rocketdyne)负责工质输送系统和再生冷却喷管的设计^[32];不久后,在内华达州的拉斯维加斯西北部建立了大型的核热推进试验基地。整个ROVER计划期间共进行了14个不同系列核热推进反应堆部件和发动机组件的热试车,如KIWI系列、Phoebus系列、Peewee-1及Nuclear Furnace-1等,取得了丰富的数据,为发动机整机研制奠定了基础^[33]。

60年代“阿波罗”载人航天计划启动后,AEC和美国国家航空航天局(NASA)又以ROVER计划开发成果为基础,启动了NERVA(Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application)计划,设想将这项技术用于80年代初的火星、木星、土星及更遥远行星的载人探索任务^[34]。NERVA计划对高比冲、大推力、可重复使用的核热推进系统进行示范论证,技术目标是将推力达到334 kN、比冲达到化学火箭的两倍即825 s、运行时间600 min。NERVR计划期间共进行了6次发动机的热试车(NRX系统、XE-PRIME发动机),考核了包括比冲、重复启动性、变推力能力、持续工作寿命等在内的多种性能^[35-37]。

ROVER/NERVA计划取得了丰硕的成果,表1给出了在试验中取得的性能最优值^[38]。在ROVER/NERVA计划期间,通过多种地面试验反馈,发动机及其反应堆的设计不断得到完善,尤其是改进了核燃料元件的设计^[39]。燃料元件的燃料类型从最初的二氧化铀(UO₂)弥散于石墨基体及热解石墨包覆的碳化铀颗粒弥散于

石墨基体，最终发展为碳化铀/钨复合燃料弥散于石墨基体；元件外形从最初的板形、圆柱形，发展为带 19 个工质孔道的六棱柱形；工质通道包覆材料从碳化铌/钼，发展为碳化锆（ZrC）^[40-41]。随着设计的改进，燃料元件的耐高温、耐热氢腐蚀、功率密度等性能不断提高，并解决了元件与包覆材料的热膨胀系数不匹配问题，使得堆芯出口的工质温度出口温度提高到 2 550 K 以上^[42-43]。后期在反应堆内还加入了含有氢化锆的支撑元件，增强了中子慢化能力，进一步提高了堆芯的功率密度，从而提高了发动机的推重比，如图 2 所示。总体来说，ROVER/NERVA 计划达到了较高的技术成熟度（5~6 级），验证了多种推力水平（25、50、75 和 250 klbf）、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，具备了开展飞行试验样机研制的技术条件^[44]。

表 1 ROVER/NERVA 计划试验中取得的最优性能值
Table 1 The best acquired values in ROVER/NERVA tests

参数	值	装置
功率/MW	4 082	Phoebus-2A
推力/kN	930	Phoebus-2A
氢流量/（kg·s ⁻¹ ）	120	Phoebus-2A
等效比冲/s	845	Pewee-1
反应堆最小比质量/（kg·MW ⁻¹ ）	2.3	Phoebus-2A
工质平均出口温度/K	2 550	Pewee-1
燃料最高温度/K	2 750	Pewee-1
堆芯平均功率密度/（MW·m ⁻³ ）	2 340	Pewee-1
燃料最大功率密度/（MW·m ⁻³ ）	5 200	Pewee-1
满功率累计运行时间/min	109	Nuclear Furnace-1
启动次数/次	28	XE-Prime

和推进的高性能、快中子谱的难熔金属反应堆^[45]。在 710 计划期间，通用电气公司成功开发出将 UO₂ 弥散于难熔金属（钨（W）、钼（Mo）、钽（Ta）等）的金属陶瓷燃料元件，并进行了性能测试。在测试中，这种燃料元件表现出良好的耐高温性能、结构稳定性和裂变产物滞留能力，并且与高温氢气的相容性很好，具有较长的寿命和多次启动的潜力^[46]，成为了核热推进反应堆的候选燃料元件之一。基于这种燃料元件，美国阿贡国家实验室（Argonne National Laboratory, ANL）设计了 ANL2000 和 ANL200 核热推进发动机^[47]，反应堆热功率分别为 2 000 MW 和 200 MW，推力分别为 445 kN 和 44.5 kN，比冲为 821 s，运行时间可达 10 h，燃料峰值温度为 2 973 K。ANL2000 反应堆如图 3 所示。

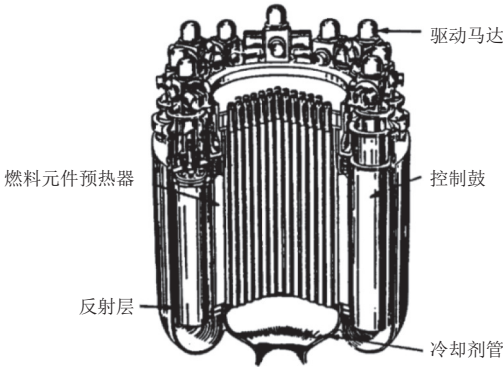


图 3 ANL2000 反应堆
Fig. 3 The reactor of ANL2000

20 世纪 80—90 年代初，美国开展了星球大战计划，DOD 和美国战略防御计划局设想使用核热推进作为拦截弹道导弹和进行空间轨道转移的动力，于 1987 年制定了 Timberwind 计划^[48]。后由于冷战结束，1992 年该计划改名为 SNTP（空间核热推进），并持续到 1994 年^[49]。在 Timberwind/SNTP 计划期间对颗粒床反应堆进行了深入研究。

颗粒床反应堆（PBR）由布鲁克海文国家实验室（Brookhaven National Laboratory, BNL）提出。PBR 采用类似于包覆燃料颗粒构成燃料床。包覆燃料颗粒的核心为碳化铀，内包覆层为热解碳，起包容裂变产物的作用，外包覆层为 ZrC，可阻止高温氢气侵蚀。燃料颗粒直径约 400 μm，运行温度可达 3 000 K 以上。燃料床装于冷套管和热套管的同轴空间内。冷热套管和燃料床构成的燃料元件被装入六棱柱慢化剂块（⁷LiH）内。工质从慢化体与燃料元件的间隙进入，沿径向通过冷套管、燃料床和热套管，最后沿燃料元件中心孔轴向排出堆芯^[50]。PBR 的构成如图 4 所示。

PBR 的优点在于：选用了性能更好的慢化剂，减

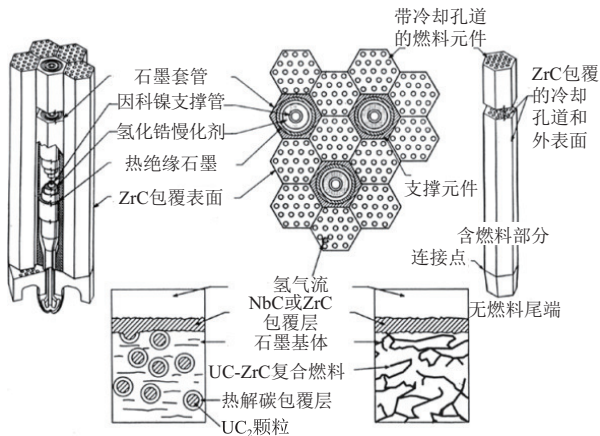


图 2 ROVER/NERVA 计划期间的燃料元件/支撑元件
Fig. 2 Fuel element and tie tube of ROVER/NERVA

在 ROVER/NERVA 计划进行的同时，AEC 发起 710 计划，委托通用电气公司开发一种可用于移动电源

小了堆芯的体积和质量;采用包覆颗粒构成燃料床,增大了换热面积,使功率密度提高到40 MW/L^[51];冷却剂在燃料床内径向流动,缩短了流程,降低了流动阻力。据称基于PBR的核热推进发动机推重比可达

20以上^[52],但直至计划结束时,其可行性还没有得到完全验证,燃料的物理特性和热力学特性还需验证,工质在燃料床内的流动稳定性和是否会出现不可接受的热点还需要评估^[53-54]。

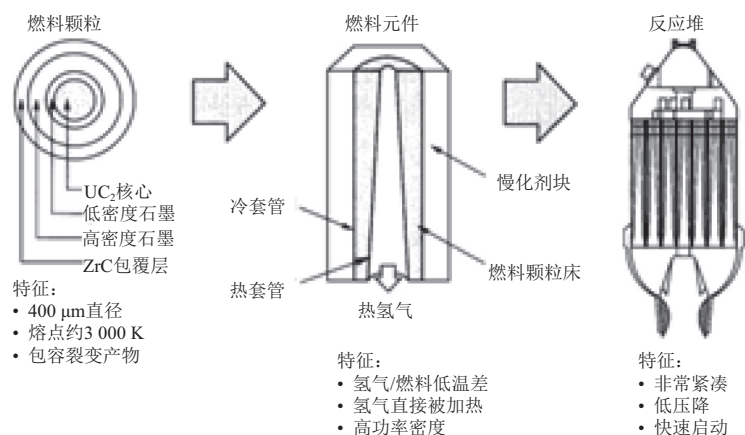


图4 PBR的构成示意图

Fig. 4 Diagrammatic form of PBR

1989年,在纪念人类登陆月球20周年会议上,时任美国总统乔治·布什(George W. Bush)发布了太空探索倡议(SEI),提出要重返月球并探索火星^[55]。在综合各方面信息后,NASA认为核热推进是探索火星的比较理想的推进动力选择,提出了发展模块式的核热推进系统^[56]。模块式核热推进系统即每个核热推进发动机的大小、参数完全相同,使用不同数目发动机组合构成的核热推进系统可以完成登月、登陆火星等任务。模块式核热推进系统能够增强任务的灵活性和安全性,简化飞船设计和组装,并且通过使用大量标准化部件降低费用。

1990年,DOD、美国能源部(United States Department of Energy)和NASA组织了一个联合专家小组,对各种核热推进方案进行了评价,最后认为NDR(NERVA Derivative Reactor)、CERMET(Ceramic metal)和CIS(Commonwealth of the Independent States)三种方案最有发展前景^[57]。

NDR方案是NERVA的改进型,通过采用更加耐高温耐侵蚀的燃料,减少了燃料破裂,提高了工质温度^[58]。CERMET方案采用来源于通用电气710项目的金属陶瓷燃料元件,该燃料元件对裂变产物有较强的包容能力,与高温氢气的相容性较好,有较长的寿命和多次启动的潜力^[59]。CIS是与俄罗斯合作研究的方案,采用俄罗斯成熟的燃料元件技术^[60]。这3个方案所采用的燃料元件都经过了大量试验,技术相对比较成熟,预计研制费用较少。在SEI计划中,大多数研究工作都停留

在纸面上,并没有进行有关试验。

在此之后,美国核热推进技术研发陷入低谷,仅一些研究结构维持着技术研究,提出了数个核热推进的设计方案,例如普惠公司(Pratt & Whitney)的XNR 2000方案^[61]、布鲁克海文实验室(Brookhaven National Laboratory, BNL)的MITEE方案^[62]、佛罗里达大学(University of Florida)的SLHC方案^[63]等。

2010年美国发布新版《国家太空政策》,提出“在2025年以前启动月球以远的载人任务,包括把宇航员送到小行星上;到21世纪30年代中期,把宇航员送到火星轨道上并使之安全返回地球”^[64]。根据这一政策,NASA在探索技术开发与论证计划(ETDD)下重新启动了核热推进技术开发与论证工作。该工作包括两部分,首先进行基础技术开发,而后开展技术论证。

基础技术开发的第一阶段为2012—2014年的核低温推进级项目(NCPS)^[65]。该项目包括5项关键任务:①重新掌握核燃料工艺技术,制造两种燃料元件样品,即NERVA衍生的石墨基体复合燃料和W-UO₂金属陶瓷燃料;②发动机概念设计;③任务分析和需求定义;④为地面测试找到经济可承受的方案;⑤拟定经济可承受、可持续发展的发展战略。

截至2014年,在燃料研究方面,橡树岭国家实验室(Oak Ridge National Laboratory)开展了石墨基体复合燃料的工艺处理、元件制造和元件包覆等工作^[66];爱达荷国家实验室(Idaho National Laboratory, INL)和马歇尔飞行中心(George C. Marshall Space Flight

Center)开展了W-UO₂金属陶瓷燃料的制造工艺开发^[67]。在试验设施方面,完成了燃料元件环境模拟器(NTREES)的升级改造,改造后该设施的加热功率达1.2 MW,氢气流量可达200 g/s以上,氢气压力约7 MPa,温度接近3 000 K,可在接近原型反应堆功率密度的条件下测试燃料元件^[68]。在发动机概念设计方面,开展了基于两种燃料的核热推进发动机建模和设计。在地面测试方案方面,研究了发动机测试排放物的地面处理和地下处理两种手段^[69]。

2014年7月,独立评估委员会对两种燃料进行了评估选型。由于石墨基体复合燃料在压制和包覆上取得了较大进展,且基于该种燃料的核热推进发动机进行了大量的地面试验,拥有丰富的试验数据,故该种燃料被确定为首选燃料,将集中资源重点开发,尽快提高成熟度并通过鉴定;而W-UO₂金属陶瓷燃料的制造工艺尚缺少充分研究,没有进行基于该种燃料的发动机建造和测试,且近期的热循环测试结果也并不令人满意,因此被作为后备燃料,继续进行基础研究开发^[70]。

2015年核低温推进级项目被重新命名为核热推进项目,进入了基础技术开发的第二阶段(2015–2017年)^[71]。该阶段将继续进行发动机的建模、概念设计和运行要求定义;重点对石墨基体复合燃料开展单项效应测试(包括在NTREES中进行测试、辐照考验以及辐照后检验),证明其可行性与性能;对地面测试候选方案进行评估,并选择一种首要方案开展概念验证。

对于核热推进的技术论证,主要包括地面测试论证和飞行测试论证。为缩短开发周期,降低成本,这两项论证都计划采用小型的小推力发动机(7.5 klbf或16.5 klbf),并采用通用的燃料元件^[72]。这样如有需要,可通过增加燃料元件数目和堆芯直径的方式,将小推力发动机放大为大型发动机(例如25 klbf)。目前计划建造测试1~2个地面测试装置和1个飞行测试装置。地面测试将在内华达试验场(Nevada Test Site, NTS)进行,而飞行测试设想采取简单的一次性月球飞掠任务^[73]。

2.2 俄罗斯/前苏联核热推进技术的发展

前苏联于1958年正式开始了核热推进技术研究。与美国最初采用的均匀化反应堆技术路线并建造反应堆进行试验验证的思路不同,前苏联采用了非均匀反应堆、堆芯模块化构成的技术路线和在试验台架上对反应堆的各部件(燃料组件、慢化剂、反射层等)尽最大可能进行逐个演练的原则。这种技术路线和试验原则为前苏联核热推进技术的研发取得领先地位打下

了基础,这一点也得到了美国专家的认可^[74]。

在非均匀反应堆中,慢化剂与燃料分开布置,相对于均匀堆具有以下优点:①工质在反应堆内的热工过程可在单个燃料组件内再现,这样可通过在实验堆内对单个或数个燃料组件进行测试而知晓反应堆性能,不必一开始就建造全尺寸反应堆进行试验,显著减少了试验费用,提高了安全性;②燃料与慢化剂分开,使得慢化剂可以单独冷却,选择慢化剂材料时可只考虑慢化性能,而不用过多考虑耐高温性能;③减少了暴露于高温环境下的结构部件,使得可用结构材料的种类显著增加。

堆芯模块化构成是指在核热推进的具体参数尚不明确的情况下,研制标准的燃料元件和燃料组件,通过组合不同数量的燃料元件和燃料组件,可构建多种尺寸和功率水平的反应堆,从而实现不同的推力。这样就不必为每个具体的核热推进装置单独开发燃料元件和燃料组件。

对核热推进反应堆各个部件进行包括可靠性试验在内的充分试验研究,而反应堆作为一个整体只需要进行简单的检验测试,以确定各部件之间的影响,这样可以减少反应堆综合实验的内容,减低试验成本。

俄罗斯/前苏联在核热推进技术上取得的显著成就包括:建造了三座专用试验堆、研制出了耐高温的燃料元件、设计建造了多个核热推进装置、开展了双模式核热推进系统研究。

为了提供与核热推进实际运行工况相一致的试验条件,前苏联建造了IGR、IVG-1和IRGIT三座试验堆^[75]。IGR反应堆是高中子通量密度的石墨脉冲堆,能够在短暂时间内产生极高通量密度的中子和伽马射线。IGR反应堆的堆芯内没有金属结构,也没有冷却系统,因而可以达到更高的温度。反应堆脉冲持续时间仅受由石墨热稳定性决定的堆芯最高许可温度的限制。在该反应堆上检验了燃料元件及其包覆层在高中子通量密度和伽马射线环境下的可靠性,证明了燃料元件的适宜稳态运行温度,核实的燃料组件的结构及制造方法,获得了燃料组件的动态特性和理想控制模式,研究了燃料组件的运行特性。IVG-1反应堆是非均匀气冷的水慢化反应堆,有独立的氢气供气装置向燃料组件供应氢气。IVG-1反应堆堆芯组成结构可进行大范围调整,直至更换全部燃料组件、慢化剂和反射层,因此可对多种设计的燃料元件和燃料组件进行各种功率水平下的试验。在IVG-1反应堆上对核热推进反应堆的燃料组件开展了各种功率水平下的寿期试验和加速运行方式的试验,包括10多种设计的约300个燃料组件和7个堆芯方案。燃料元件释热密度达到20 kW/cm³,

氢气温度达到3 100 K，加热速率达150 K/s。IRGIT反应堆是前苏联RD-0410核热推进发动机的地面原型堆。该反应堆进行了从物理启动、功率运行直到试验后检验的全过程试验，试验最大功率42 MW，堆芯出口工质平均温度超过2 600 K。

在燃料方面，前苏联重点开发了耐高温、耐腐蚀的三元碳化物燃料（UC-ZrC-NbC）。这种燃料制成扭转条状的元件（类似于钻头形状），并由多根元件构成燃料棒束，而6~8个棒束轴向排列构成燃料一个组件^[76]，如图 5所示。这种燃料组件具有以下优点：①扭转条状的元件构型具有较高的表面积/体积比，改善了燃料和工质之间的传热；②UC-ZrC-NbC燃料的熔点高、导热系数大、与高温氢气相容性较好，许可工作温度高；③可沿燃料组件轴向调整燃料棒束的富集度，以获得更好的轴向功率分布。在进行的燃料元件/燃料组件试验中，功率密度最高达到35 MW/L，最高运行温度达到3 200 K，在工质温度3 100 K条件下持续了1 h，在工质温度2 000 K下持续了4 000 h。俄罗斯在21世纪初期还开发了碳氮化物核燃料，并进行了2 800 K下100 h的试验，性能得到了验证^[77]。这种燃料也将成为核热推进反应堆的备选燃料之一。

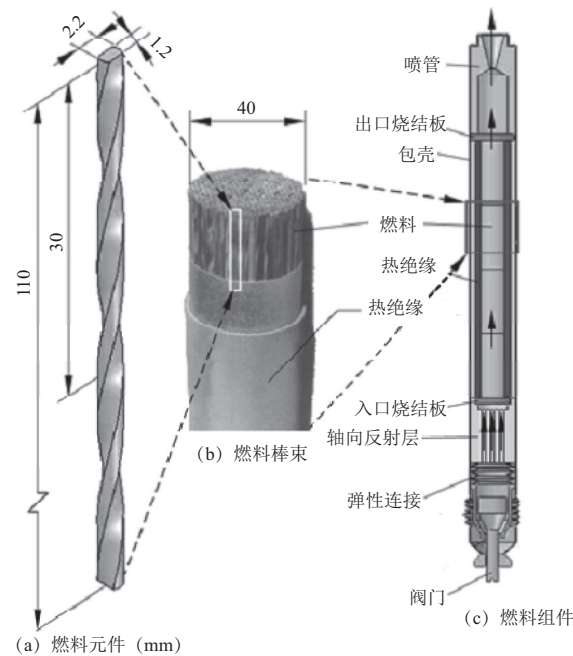


图 5 俄罗斯核热推进燃料组件
Fig. 5 The fuel assembly of Russian NTP

根据燃料元件/燃料组件的试验结果，俄罗斯/前苏联设计了大量核热推进装置，其中开发程度最高的是RD-0410样机，如图 6所示。

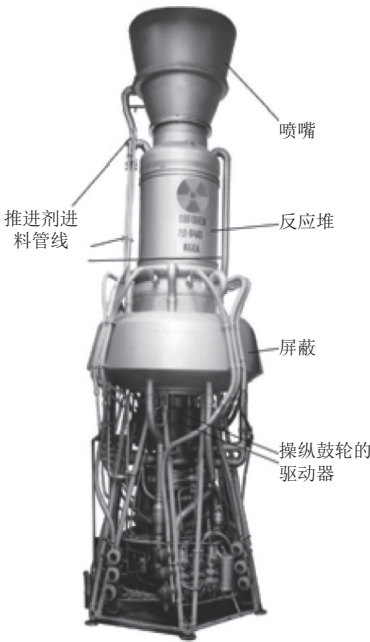


图 6 RD-0410样机
Fig. 6 RD-0410 prototype

RD-0410样机在试验台架上开展了电加热试验，其地面原型堆（即IRGIT反应堆）进行了数次功率试验。这些试验证实了采用的结构方案、工艺方案和材料方案的正确性，证明了建造核热推进装置的可行性。

基于深厚的核热推进技术和空间核反应堆电源技术基础，21世纪初俄罗斯参与了国际科学技术中心的第2120号项目，设计了具有几十千牛推力和几十千瓦电功率的双模式空间核动力系统，用于空间载人飞行，其主要参数如表 2所示^[78]。但由于投资规模的缩减，该双模式核动力系统的开发只能在科学研究的水平上开展，未进行有关实验研究。

表 2 双模式核动力系统的主要参数

Table 2 Parameters of bi-model nuclear power system	
参数	值
推力/kN	68
工质流速/($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	7.1
真空比冲/s	920
反应堆出口温度/K	约3 000
推力室压力/MPa	6
发电方式	布雷顿循环
发电功率/kW	50
发电回路工质	氦气
推进模式热功率/MW	340
发电模式热功率/MW	0.098
推进模式工作寿命/h	5
发电模式工作寿命/a	10

2009年，俄罗斯宣布计划研发核电推进方式的兆瓦级核动力飞船^[79]。针对兆瓦级核动力飞船的技术路线，俄专家指出，核热推进技术用途受到限制，开发成本高昂，而俄罗斯核电推进技术取得进步，使核电推进方案具有优势^[80]。因此，未来俄罗斯核热推进技术研究可能将退居次要位置。

表 3 各种核热推进方案主要参数对比

参数	方案名称									
	NERVA	ANL 200	ANL 2000	PBR	NDR	CIS	XNR 2000	MITEE	SLHC	RD-0410
功率/MW	1 560	200	2 000	1 945	1 600	335	490	75	512	196
推力/kN	330	44.5	445	440	333.4	65.7-66.7	111	14	111.2	35.28
比冲/s	825	821	832	950	925	940-955	883	1 000	950	900
堆芯出口温度/K	2 360	2 400	2 428	3 000	2 700	2 900-3 075	2 669	3 000	2 800	3 000
腔室压力/MPa	4	6.89	6.89	6.89	6.89	7	5.28	6.89	3.45	7
氢气流量/(kg·s ⁻¹)	41.4	5.5	54.6	47.3	36.8	7.1	12.6	1.4	11.9	4
质量/kg	15 700	1 268	9 091	1 700	8 816	2 224	2 155	200	2 270	2 000

2.3 发展趋势

美国和俄罗斯/前苏联设计的核热推进方案参数如表 3 所示。

从美俄的研发和技术演变历程来看，核热推进技术呈现出以下发展趋势：

1) 发展中等推力的核热推进发动机，通过“捆绑”构成大推力推进系统。早期设计的核热推进应用任务都采用一个大推力的发动机（如970 kN、334 kN）。大推力核热推进发动机研发技术难度大，试验成本高，而且载人飞行任务应用单个发动机的安全可靠性和较差，因此逐渐被放弃。而通过3~4个中等推力发动机“捆绑”实现大推力，一方面可增强推进系统的可靠性，另一方面也可以降低发动机研制的难度，目前已成为载人火星探测等任务的主流方案。

2) 开发通用燃料元件，采用模块化堆芯方案，使发动机推力水平可缩放。模块化堆芯由通用的燃料元件构成，可通过增减燃料元件的数量来达到不同的热功率，实现多种推力水平，从而能够满足各种任务需求。并在地面整机试验和飞行试验时，采用小型的小推力发动机，以缩短开发周期，降低成本。

3) 持续开发耐高温、耐氢蚀的燃料来提高核热推进的性能。燃料元件是提升核热推进性能的关键，也是研制难度最大的部件，因此始终是研发关注的焦点。在燃料研发方面，俄罗斯大力发展了三元碳化物燃料，并积极探索碳氮化物燃料；而美国则试图重新获取石墨基体燃料和钨（W）金属陶瓷燃料的制备技术和试验基础。

4) 注重采用非核试验方式来降低试验难度和费用。非核试验采用电加热模拟核加热，不产生放射性，

没有辐射安全风险。对于核热推进的燃料元件试验，可先采用非核试验方式检验元件的热物理性能、与高温氢气的相容性和传热特性，而后再进行入堆辐照，考验核特性。目前美国的核热推进研发就采用了这种思路。

5) 发展多模式空间核动力系统满足飞行任务对能源动力的全面需求。把核热推进设计成既能推进又能发电的双模式系统，可在推进航天器的同时提供几十千瓦电力用于人员生命保障、数据传输通信和液态氢长期贮存等，从而可省去太阳能电池阵。核热推进系统还可设计成加力燃烧室方案，或称氧增强模式，即在喷管扩张段加入氧气，与高温氢气混合并发生超声速燃烧，释放氢气含有的化学能，从而在不改变反应堆功率的情况下获得更大的推力，并可通过调整氢氧混合比，使发动机在一定范围内调节推力和比冲。多种模式的核热推进系统如图 7 所示。

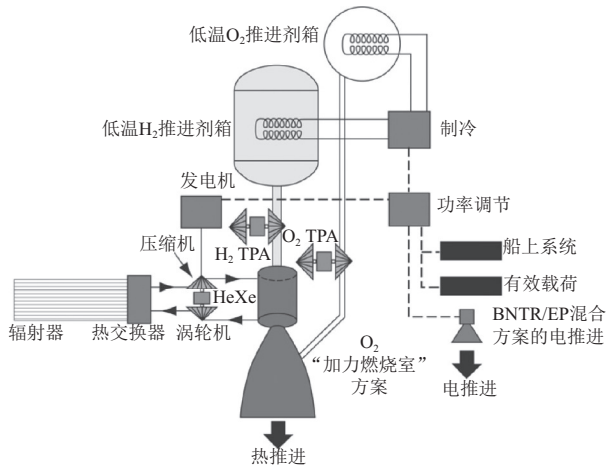


图 7 多种模式的核热推进
Fig. 7 Multiple model NTP

3 核热推进关键技术分析

按照构成和研制流程,核热推进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大关键技术领域,如图8所示。其中,反应堆设计技术、核安全防护设计技术、燃料芯块制备技术、燃料元件成型技术、排气处理技术、发动机启动技术等属于核心关键技术。

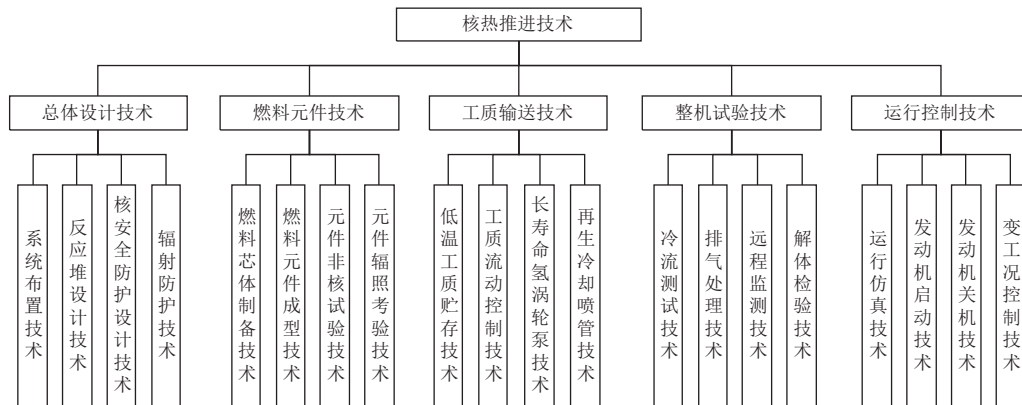


图8 核热推进关键技术

Fig. 8 Key technologies of NTP

反应堆设计技术:反应堆是核热推进系统的核心部件,是产生能量的来源,反应堆设计的优劣,将直接影响到发动机系统的整体性能。核热推进的反应堆与一般反应堆显著不同。核热推进的反应堆要求结构紧凑、质量轻,并且在发射过程中出现一切事故下,反应堆都不能临界。核热推进的反应堆要在较短的流程内把氢气加热到高温,要求燃料芯体的功率密度高(达到压水堆的10倍以上^[81]),燃料元件与工质之间的换热能力强,燃料元件结构形式复杂,工质温度变化范围大,核热推进反应堆的以上特点给设计带来了很大的难度。对于核热推进的反应堆设计,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,合理确定燃料元件结构、燃料元件布置、流道排布、反应性控制方式、反射层结构等,并结合中子物理、热工水力和燃耗等方面的计算分析反馈,经反复迭代优化,最终确定反应堆结构,完成设计。

核安全防护设计技术:核安全是核热推进发展必须直面的问题,在核热推进能否应用上具有一票否决权。核热推进发动机需要由常规运载火箭将其送入工作轨道后再启动,之后工作于宇宙空间。与地面常规核设施相比,核热推进一直处于运动状态,且周围的环境也有所不同。因此核热推进在应用全过程所面临的安全问题、应遵循的安全原则、需要采取的安全措施等与地面核设施完全不同。核安全防护设计技术分析核热推进应用各阶段可能发生的事故,进行归纳分类,提出每个阶段对应的核安全要求,提出安全目标

和安全原则;找出公众关注度高、发生概率大、后果严重的重点事故,如发射掉落事故、在轨失冷事故等,开展理论分析,提出应对措施,并反馈到核热推进的总体设计中,从而确保核热推进的安全在可控范围之内。

燃料芯体制备技术:核热推进的燃料工作温度达到3 000 K,因此需要选用耐高温的燃料材料,同时还要求燃料芯体不易与高温氢气发生反应,裂变气体释放量少。目前常用的 UO_2 燃料、氮化铀和碳化铀燃料都不适合单独作为核热推进的燃料芯体材料使用。从美国和俄罗斯的研究来看,他们多选用三元碳化物燃料(UC-ZrC-NbC)、石墨基体燃料(将 UC_2 弥散在石墨中)、难熔金属陶瓷燃料(如把 UO_2 弥散在W或Mo中)等形式的燃料芯体。这些燃料芯体基本属于全新的燃料体系,需要对燃料芯体的成分配比、粉末制备工艺、烧结工艺等进行探索,逐步固化工艺,最终掌握燃料芯体制备技术。

燃料元件成型技术:为强化与工质之间的换热,核热推进的燃料元件一般需要制成特殊形状,例如俄罗斯的燃料元件为扭转条状,美国燃料元件多制成带多个小孔的六棱柱状。除结构较复杂外,为降低燃料中心温度,减小工质与中心温差,核热推进的燃料元件尺寸也较小,为加工成型带来较大困难。此外,为避免高温氢气对燃料芯体的腐蚀,还需要在燃料元件的外表面沉积一层保护层,保护层与燃料芯体的热膨胀系数要尽量一致,以避免温度变化时保护层的破裂。燃料元件成型技术首先需要与工质强化换热一起

确定合适的燃料元件形状,而后根据燃料芯体类型采用合适的加工成型工艺,最后采用化学方法在元件外表面沉积保护层,并通过非核试验、辐照考验等方法验证元件的成型工艺。

排气处理技术:在20世纪五六十年代,对核热推进整机进行地面试验时,排出的氢气直接排放到大气中。随着人们环保意识和安全意识的增强,可能带有放射性的高温氢气将不能再直接排放到大气中,因此需要对排气进行处理。核热推进整机试验时,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;需要对排气中的放射性物质进行捕集,经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后处理等多种方式。

发动机启动技术:化学火箭的启动时间为毫秒量级,而一般的反应堆从零功率到满功率的启动时间至少需要数小时。对于核热推进的反应堆来说,长达数小时的启动时间是难以接受的,因此需开展快速启动技术研究。在反应堆启动过程中,需要选择合适的正反应性引入速率,考虑各种反应性效应的大小和反馈时间,要求既能实现快速启动,又要防止发生瞬发临界;需要考虑燃料和结构材料温度变化情况,避免温度快速变化出现过大的热应力;需要工质流动控制与反应堆功率上升相匹配,既要避免工质低效消耗,降低比冲,又要防止反应堆冷却不足导致燃料烧毁。

4 我国核热推进技术发展的思考

4.1 我国核热推进技术研究情况

早在1949年,钱学森就提出了发展核火箭的设想,1958年在原北京航空学院设立了核火箭发动机系,到1962年终止^[82]。其后,我国核热推进技术研究处于停滞状态。

在“十五”和“十一五”期间,中国原子能科学研究院开展了核热推进的工作原理和总体结构研究,重点对核热推进反应堆开展了方案研究,以载人火星探索任务为应用背景,完成了多个核热推进反应堆方案设计^[83-88]。中国航天科技集团第六研究院11所(北京)对核热推进的系统方案和系统仿真开展了一定的研究工作,对核热推进的氢涡轮泵和喷管开展了方案论证^[89]。

与美俄等国家相比,我国核热推进技术研究基础薄弱,仅处于起步阶段,理论分析方法有待验证,设计工具还需补充完善,核燃料研究和相关试验设施建设处于空白状态。

4.2 对我国核热推进技术发展的建议

近年来,我国航天事业取得了飞速发展。“神舟”

系列飞船的成功发射标志着我国载人航天取得了巨大进步;而“嫦娥”系列探月飞船的发射则揭开了我国探测其他星体的序幕。可以预见,更遥远的深空探测和载人登陆其他星体必将成为我国航天发展的下一步发展重点。核热推进相对于化学火箭具有突出的性能优势,是满足这些任务的理想推进方式之一,是未来空间推进技术的重要发展方向。因此我国有必要发展核热推进技术。

核热推进具有技术难度大、研发周期长的特点,美俄经过多年研究仍未达到实际应用的技术水平。我国研究起步晚,技术基础薄弱,并存在多项技术空白,因此为满足未来空间任务需求,必须尽早启动相关研究,并持续给予人力、物力支持。

核热推进技术是核技术与航天技术的有机结合,其研发需要核与航天部门大力协同、各自发挥专业特长、密切配合、通力合作才可能取得成功。

美俄在发展核热推进技术的过程中积累了许多成功的经验,也得到了深刻教训。我们应充分分析总结这些经验和教训,并加以借鉴和吸取,从而在研发流程、技术选择等方面少走弯路,加快研发步伐,争取尽快实现赶超。

5 结束语

核热推进具有比冲高、推力大、工作时间长等突出优点,可满足载人火星探测、大型空间运输等任务需求,是空间推进技术的重要发展方向。美国和俄罗斯/前苏联自20世纪50年代以来,持续开展核热推进技术研究,研制出耐高温、耐氢蚀的燃料元件,完成了多个发动机方案设计,建成了地面样机并开展了深入的试验研究,取得了令人瞩目的成就。近年来,随着载人火星和载人小行星探测任务的提出,核热推进技术研究进入了快速复兴阶段。我国航天事业的快速发展必将对核热推进提出应用需求,但目前我国核热推进技术研究基础薄弱,存在诸多空白,因此需要核研究部门与航天研究部门大力协作,尽早开展相关工作,攻克关键技术,为核热推进技术的未来应用奠定坚实的技术基础。

参 考 文 献

- [1] 褚桂柏. 航天技术概论 [M]. 北京:中国宇航出版社,2002: 60-65.
- [2] 萨顿,比布拉兹. 火箭发动机基础 [M]. 北京:科学出版社,2003: 20-70.
- [3] Enrich W J. Principle of nuclear rocket propulsion [M]. Oxford: Elsevier, 2016: 31-53.
- [4] 张楠,徐智君,朱晓农,等. 激光推进技术[J]. 红外与激光工程,2011, 40(6): 1025-1037.

- Zhang N, Xu Z J, Zhu X N, et al. Laser propulsion technology[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, 40(6): 1025-1037.
- [5] 洪延姬, 李修乾, 窦志国. 激光推进研究进展[J]. *航空学报*, 2009, 30(11): 2003-2015.
- Hong Y J, Li X Q, Dou Z G. Advances in study of laser propulsion [J]. *Acta Aeronautica et astronautica sinica*, 2009, 30(11): 2003-2015.
- [6] 张纯良, 高芳, 张振鹏, 等. 太阳能热推进技术的研究进展[J]. *推进技术*, 2004, 25(2): 187-192.
- Zhang C L, Gao F, Zhang Z P, et al. Investigation and development on solar thermal propulsion[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(2): 187-192.
- [7] 杭观荣, 洪鑫, 康小录. 国外空间推进技术现状和发展趋势[J]. *火箭推进*, 2013, 39(5): 7-15.
- Hang G R, Hong X, Kang X L. Current status and development trend of space propulsion technologies abroad [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2013, 39(5): 7-15.
- [8] 刘红军. 新概念推进技术及其应用前景[J]. *火箭推进*, 2004, 30(4): 36-40.
- Liu H J. New concept propulsion systems and their application prospect [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2004, 30(4): 36-40.
- [9] 苏著亭, 杨继材, 柯国土. 空间核动力[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2016: 11-58.
- [10] Powell J, Ludewig H, Horn F. The liquid annular reactor system propulsion, 1991N22145 [R]. New York, USA: Brookhaven National Laboratory, 1991.
- [11] Robert G. Ragsdale. Status of open-cycle gas-core reactor project through 1970[R]. Cleveland, Ohio, USA: Lewis research center, 1971.
- [12] Koehlinger M W, Bennett R G, Motloch C G. Gas core nuclear thermal rocket engine research and development in the former USSR[J]. *Rockets*, 1992(4): 94.
- [13] 斯科洛夫. 反应堆材料学[M]. 北京: 原子能出版社, 1989: 9-91
- [14] 段小龙. 载人火星计划空间推进方案的任务性能[J]. *火箭推进*, 2002, 28(6): 42-47.
- [15] Hoffman S J, Kaplan D J. Human exploration of Mars: the reference mission of the NASA Mars exploration study team, NASA-SP-6107 [R]. NASA: Johnson Space Center, 1997.
- [16] Drake B G. Reference mission version 3.0 addendum to the human exploration of Mars: the reference mission of the NASA Mars exploration study team [R]. NASA: Johnson Space Center, 1998.
- [17] Drake B G. Human exploration of Mars design reference architecture 5.0 [R]. NASA: Johnson Space Center, 2009.
- [18] Borowski S K, McCurdy D R, Packard T W. Nuclear thermal rocket/vehicle characteristics and sensitivity trades for NASA's Mars design reference architecture (DRA) 5.0 study [C]//Nuclear and Emerging Technologies for Space 2009. Atlanta, USA: NASA, 2009.
- [19] 洪刚, 姜振, 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.
- [20] 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.
- [21] 王开强, 张柏楠, 王悦, 等. 载人小行星探测的任务特点与实施途径探讨[J]. *航天器工程*, 2014, 23(3): 105-111.
- Wang K Q, Zhang B N, Wang Y, et al. Character and technological approach of human asteroid exploration mission [J]. *Spacecraft Engineering*, 2014, 23(3): 105-111.
- [22] 李志海, 张柏楠, 杨宏, 等. 载人小行星探测推进技术初步方案设想[J]. *国际太空*, 2013(7): 32-37.
- [23] 高朝辉, 童科伟, 时剑波, 等. 载人火星和小行星探测任务初步分析[J]. *深空探测学报*, 2015, 2(1): 10-19.
- Gao C H, Tong K W, Shi J B, et al. Analysis of the manned mars and asteroid missions [J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2015, 2(1): 10-19.
- [24] Wang L, Hou X B. Key technologies and some suggestions for the development of space solar power station[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2014, 31(4): 343-350.
- [25] 张钧屏. 空间太阳能电站构想及其相关技术的发展[J]. *航天返回与遥感*, 2011, 32(5): 10-18.
- Zhang J P. The concept of solar power satellite (SPS) and its key technologies[J]. *Space Recovery & remote sensing*, 2011, 32(5): 10-18.
- [26] 高朝辉, 王俊峰, 童科伟, 等. 重型运载火箭发射空间太阳能电站相关问题分析[J]. *导弹与航天运载技术*, 2016(3): 51-54.
- Gao C H, Wang J F, Tong K W, et al. Technology analysis of the questions on space solar-power station launching by the heavy launch vehicles [J]. *Missile and Space Vehicles*, 2016(3): 51-54.
- [27] Beeson R T, Faler A C, Garner R J. Design of an evolvable nuclear thermal rocket ferry for geosynchronous transfer[C]//Nuclear and Emerging Technologies for Space 2014. Slidell, USA: [s.n.], 2014.
- [28] 果琳丽, 王平, 朱恩涌, 等. 国外月球基地发展概况[J]. *科技创新导报*, 2014(27): 16-17.
- [29] Borowski S, Clark J, Sefcik R, et al. An accelerated development, reduced cost approach to Lunar/Mars exploration using a modular NTR-based space transportation system [R]. Cleveland, USA: Lewis Research Center, 1992.
- [30] Borowski S K, McCurdy D R, Packard T W. Modular growth NTR space transportation system for future NASA human Lunar, NEA and Mars exploration missions[C]//AIAA SPACE 2012 Conference and Exposition. Pasadena, USA: [s.n.], 2012.
- [31] Borowski S K. Nuclear thermal rocket workshop reference system - ROVER/NERVA, 92N11091[R]. Cleveland, USA: Lewis Research Center, 1992.
- [32] Donald P M. Los Alamos nuclear rocket project ROVER [R]. Los Alamos, USA: University of California, 1963.
- [33] Finseth J L. ROVER nuclear rocket engine program: overview of ROVER engine tests final report[R]. Huntsville, USA: Marshall Space Flight Center, 1991.
- [34] Gary L N. Nuclear thermal propulsion program overview[R]. Washington D C, USA: NASA, 1992.
- [35] Thomas G R, Arnold W H. NERVA program NRX-A1 test final report[R]. Pennsylvania, USA: Westinghouse Electric Corporation, 1964.
- [36] James T W. An overview of tested and analyzed NTP concepts[C]//AIAA/NASA/OAI Conference on Advanced SEI Technologies. Cleveland, USA: [s.n.], 1991.
- [37] Robbins W H, Finger H B. Anhistorical perspective of the NERVA nuclear rocket engine technology program[C]//AIAA/NASA/OAI Conference on Advanced SEI Technologies. Cleveland, USA: [s.n.], 1991.
- [38] Durham F P, Krik W L, Bohl R J. A review of the Los Alamos effort in the development of nuclear rocket propulsion[C]//AIAA/NASA/OAI Conference on Advanced SEI Technologies. Cleveland, USA: [s.n.],

- 1991.
- [39] David L. Black, Stanley V. G. A technical summary of engine and reactor subsystem design performance during the NERVA program[C]//AIAA/NASA/OAI Conference on Advanced SEI Technologies. Cleveland, USA: [s.n.], 1991.
- [40] Simmons C R., Yario W R, Ivins R O. Final report on the testing of graphite-type nuclear rocket fuel in a pulsed reactor, 10.2172/4258954 [R]. Illinois, USA: Argonne national laboratory, 1964.
- [41] Matthews R, Blair H, Chidester K, et al. Carbide fuels for nuclear thermal propulsion[C]//AIAA/NASA/OAI Conference on Advanced SEI Technologies. Cleveland, USA: [s.n.], 1991.
- [42] Cooper R H. Materials for space nuclear thermal propulsion system[C]//AIAA/NASA/OAI Conference on Advanced SEI Technologies. Cleveland, USA: [s.n.], 1991.
- [43] Lyon L L. Performance of(U, Zr)C-graphite(composite)and of(U, Zr) C(carbide)fuel elements in the nuclear furnace 1 test reactor, 10.2172/4419566 [R]. California, USA: Los Alamos laboratory, 1973.
- [44] Stanly V. G. Development of nuclear rocket engine technology[C]//AIAA/ASME/SAE/ASEE 25th Joint Propulsion Conference. Monterey USA: [s.n.], 1989.
- [45] Nuclear technology department, Nuclear energy division. 710 high temperature gas reactor program summary report: Volume 1 summary[R]. Ohio, USA: General Electric, 1973.
- [46] Brengle R G, Hartly R B. The promise and challenges of cermet fueled nuclear thermal propulsion reactors [C]//AIAA/SAE/ASME/ASEE 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Monterey USA: AIAA, 1993.
- [47] Marchaterre J F. Nuclear rocket program terminal report[R] Illinois, USA: Argonne National Laboratory, 1968.
- [48] 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.
- [49] Haslett R A. Space nuclear thermal propulsion program final report, AD-A--305996/1/XAB[R]. Bethpage, USA: Grumman Aerospace Corporation, 1995.
- [50] Ludwig H, Powell J R, Todosow M, et al. Design of particle bed reactors for the space nuclear thermal propulsion program [J]. Nuclear news, 1996, 30(1): 1-65.
- [51] Horn F L. Seven element blow down experiment-department safety report[R]. New York, USA: Brookhaven National laboratory, 1990.
- [52] Polansky G F. Comparison of selected nuclear thermal propulsion concepts[C]//AIAA/NASA/OAI Conference on Advanced SEI technologies. Cleveland, USA: AIAA, 1991.
- [53] Kerrebrock J L, Kalamas J. Flow instability in particle bed nuclear reactor[C]//AIAA/SAE/ASME/ASEE 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Monterey USA: AIAA, 1993.
- [54] Lawrence T J, Powell J. Flow instability tests for a particle bed reactor nuclear thermal rocket fuel element[C]//AIAA/SAE/ASME/ASEE 31st Joint Propulsion Conference and Exhibit. San Diego USA: AIAA, 1995.
- [55] Brandhorst H W, Cataldo R L. SEI needs for space nuclear power[C]//AIAA/NASA/OAI Conference on Advanced SEI technologies. Cleveland, USA: AIAA, 1991.
- [56] Cohen A. Report of the 90-day study on human exploration of the Moon and Mars[R]. Washington D C, USA: NASA, 1989.
- [57] John S C, Stanly K B, Melvin C M. Nuclear thermal propulsion transportation system for Lunar/Mars exploration[C]//Nuclear power engineering in space-nuclear rocket engines. Semipalatinsk, Kazakhstan: [s.n.], 1992.
- [58] Stanley K B. The rationale/benefits of nuclear thermal rocket propulsion for NASA's Lunar space transportation system[C]//AIAA/SAE/ASME/ASEE 27th Joint Propulsion Conference. Sacramento, USA: AIAA, 1991.
- [59] Parsley R C. Advanced propulsion engine assessment based on a CERMET reactor[C]//Nuclear propulsion TIM.USA: [s.n.], 1992.
- [60] Bulman M J, Culver D W, McIlwain M C, et al. US/CIS integrated NTRE[C]//AIAA/SAE/ASME/ASEE 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Monterey USA: [s.n.], 1993.
- [61] Peery S D, Parsley R C, Anghaie S, et al. XNR2000—a near term nuclear thermal rocket concept[C]//10th Symposium Space Nuclear Power and Propulsion. Maryland, USA: AIP Publishing, 2008, 271(3): 1743-1752.
- [62] Powell J, Maise G, Paniagua J. Phase 1-final report, lightweight high specific impulse space propulsion system[R]. New York, USA: Plus Ultra Technologies, 1999.
- [63] Gouw R R. Nuclear design analysis of square-lattice honeycomb space nuclear rocket engine[D]. Florida: University of Florida, 2000.
- [64] 李虹琳. 美国的载人小行星和火星探测[J]. 中国航天, 2014(8): 45-50.
- [65] Houts M G, Borowski S K, George J A, et al. Nuclear cryogenic propulsion stage[C]//Nuclear and Emerging Technologies for Space 2012. The Woodlands, USA: [s.n.], 2012.
- [66] Trammell M P, Jolly B C, Miller J H, et al. Recapturing graphite-based fuel element technology for Nnuclear thermal propulsion[C]//AIAA/ASME/SAE/ASEE 49th Joint Propulsion Conference and Exhibit. San Jose, USA: AIAA, 2013.
- [67] Hickman R R, Broadway J W, Mireles O R. Fabrication and testing of CERMET fuel materials for nuclear thermal propulsion[C]//AIAA/ASME/SAE/ASEE 48th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Atlanta, USA: AIAA, 2012.
- [68] William J, Emrich J. Nuclear thermal rocket element environmental simulator(NTREES)upgrade activities[C]//Nuclear and Emerging Technologies for Space 2014. Slidell, USA: [s.n.], 2014.
- [69] Gerrish H P. Current ground test options for nuclear thermal propulsion[C]//Nuclear and Emerging Technologies for Space 2014. Slidell, USA: [s.n.], 2014.
- [70] Stewart M, Schnitzler B G. Multidisciplinary simulation of graphite-composite and cermet fuel elements for NTP point of departure designs[R]. Cleveland, USA: NASA Glenn research Center, 2015.
- [71] Houts M G, Mitchell D P, Kim T, et al. NASA's nuclear thermal propulsion project[C]//SPACE Conference & amp. Pasadena, USA: [s.n.], 2015.
- [72] Borowski S K, Sefcik R J, Fittje J E, et al. Affordable development and demonstration of a small NTR engine and stage: how small is big enough[C]//Space 2015 forum & Exposition. Pasadena, USA: [s.n.], 2015.
- [73] Borowski S K, Sefcik R J, Fittje J E, et al. Affordable development and demonstration of a small NTR engine and stage: A preliminary NASA, DOE and Industry assessment[C]//AIAA/ SAE/ASEE 51st Joint Propulsion Conference. Orlando, USA: AIAA, 2015.
- [74] Nikolai N P. Russian space nuclear power and nuclear thermal propulsion systems [J]. Nuclear News, 2000, 43(13): 37-46.

- [75] 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.
- [76] Zakirov V, Pavshook V. Russian nuclear rocket engine design for Mars exploration[J]. Tsinghua Science and Technology, 2007, 12(3): 256-260.
- [77] Anghaie S. Nuclear thermal propulsion – fuels[R]. Russia: FSUE SRI SIA <Luch>, 2006.
- [78] Ponomarev-Stepnoy N N, Ranchuk V S, Smetannikov V P. Space nuclear power and propulsion plants based on solid core nuclear reactor with external power conversion unit[C]//Nuclear Energy in Space-2005. Russia: [s.n.], 2005.
- [79] 许春阳. 俄罗斯计划开发兆瓦级核火箭发动机[J]. 研究堆与核动力, 2010(4): 1-6.
- [80] Zakirov V, Pavshook V. Feasibility of the recent Russian nuclear electric propulsion concept: 2010[J]. Nuclear Engineering and Design, 2011, 241(5): 1529-1537.
- [81] 郭国伟. 核反应堆工程设计[M]. 北京: 原子能出版社, 1997.
- [82] 何伟锋, 向红军, 蔡国飙. 核火箭原理、发展及应用[J]. 火箭推进, 2005, 31(2): 37-43.
He W F, Xiang H J, Cai G B. The fundamentals, developments and applications of nuclear rocket propulsion [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2005, 31(2): 37-43.
- [83] 苏著亭. 核热推进工作原理及应用分析[R]. 北京: 中国原子能科学研究院, 2003.
- [84] 孙征, 苏著亭. 14kN核热推进反应堆方案研究[R]. 北京: 中国原子能科学研究院, 2005.
- [85] 解家春, 赵守智, 贾宝山. SNRE堆芯物理计算分析[J]. 核动力工程, 2010, 31(5): 134-138.
Xie J C, Zhao S Z, Jia B S. Core physics calculation and analysis for SNRE[J]. Nuclear Power Engineering, 2010, 31(5): 134-138.
- [86] 解家春. 载人登陆火星用核热推进系统方案研究[R]. 北京: 中国原子能科学研究院, 2010.
- [87] 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.
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.
- [88] 孙薇. CANP-1堆芯热工水力分析[D]. 北京: 中国原子能科学研究院, 2010.
Sun W. Thermal-Hydraulic analysis of CANP-1 reactor core[D]. Beijing: China Institute of Atomic Energy, 2010.
- [89] 刘忠恕. 核热火箭发动机系统方案研究[D]. 北京: 中国航天科技集团, 2017.
Liu Z S. Research on the system of nuclear thermal rocket engine[D]. Beijing: China Aerospace Science and Technology Corporation, 2017.
- 作者简介:
解家春(1979-), 男, 副研究员, 主要研究方向: 研究堆设计, 空间核动力。
通信地址: 北京275信箱33分箱(102413)
电话: (010)69358324
E-mail: xiejiachun@139.com

Review of Nuclear Thermal Propulsion Technology Development

XIE Jiachun, HUO Honglei, SU Zhuting, ZHAO Zehao

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

Abstract: NTP (Nuclear Thermal Propulsion) has special features of high specific impulse, powerful force and long operating time. NTP could be used for manned deep space exploration and large-scale cargo shipment between stars. The NTP research history and technology development in America and Russia are introduced in this paper. The trends of NTP development are summarized, namely medium thrust engine, modularized reactor core, high performance fuel element, non-nuclear experiment method and multiple function design. The key technologies of reactor design, nuclear safety protection design, fuel preparation, fuel element manufacture, exhaust handling, and engine startup, are analyzed. At last, some suggestions for NTP development in China are given, including cooperation between nuclear and aerospace industries, drawing lessons from American and Russian experiences and initiating research work as soon as possible.

Key words: nuclear thermal propulsion; nuclear rocket engine; manned deep space exploration; nuclear reactor

High lights:

- NTP (Nuclear Thermal Propulsion) has special features of high specific impulse, powerful force and long operating time.
- The trends of NTP development are medium thrust engine modularized reactor core, high performance fuel element, non-nuclear experiment method and multiple function design.
- The key technologies of NTP are reactor design, fuel preparation, fuel element manufacture, exhaust handling, engine startup and nuclear safety protection design.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 朱恬]