

深空探测中的钚-238同位素电源

罗洪义, 牛厂磊, 吴胜娜, 李鑫, 唐显, 罗志福

(中国原子能科学研究院 同位素所, 北京 102413)

摘要: 钚-238同位素电源(钚-238 RTG)能够在恶劣环境下长时间自持运行, 供电的同时还能提供热能, 是深空探测任务的理想能源。首先对温差型钚-238 RTG发电原理和基本结构进行了阐述, 介绍了国内外钚-238 RTG应用历史和发展趋势, 进而梳理出了钚-238 RTG研制关键技术, 然后结合国外钚-238 RTG研制技术状况及未来深空探测需求, 对上述关键技术进行了分析和讨论, 从而可为我国钚-238 RTG技术发展及其工程应用提供参考。

关键词: 钚-238 RTG; 钚-238 RHU; 温差型转换; 安全性; 可靠性

中图分类号: V41

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2020)01-0061-12

DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2020.20191129001

引用格式: 罗洪义, 牛厂磊, 吴胜娜, 等. 深空探测中的钚-238同位素电源[J]. 深空探测学报, 2020, 7(1): 61-72.

Reference format: LUO H Y, NIU C L, WU S N, et al. The Plutonium-238 radioisotope thermoelectric generator in the deep space exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2020, 7(1): 61-72.

引言

自20世纪中期以来, 由于航天技术的起步和发展开阔了人类的视野, 人类开始逐步探索太空, 但是航天技术的进步离不开空间能源的使用。目前航天领域采用的空间能源主要包括化学能、太阳能和核能源, 在远日、背日等深空探测任务中, 太阳光照强度、空间强辐射环境、极端环境温度等因素限制了太阳能和化学能源的使用, 而核能源具有不依赖太阳、能量自主产生、能量密度高、环境适应性强、免维护等显著优势, 是深空探测任务的理想能源。空间核能源包括核反应堆能源和放射性同位素能源, 对于数百瓦及以下电能需求的深空探测任务而言, 采用放射性同位素电源最为合适, 其中钚-238同位素电源以合适的半衰期(87.7年)、较高的比热功率(0.56 W/g)及无需厚重辐射屏蔽(α 衰变)等特性, 成为远日、背日等深空探测任务中数百瓦及以下电能供应的首要甚至唯一选择。

钚-238同位素电源是利用各种能量转换方式将钚-238同位素衰变产生的热能转换成电能的电源装置, 其中温差型钚-238同位素电源技术最为成熟, 迄今为止美国共发射了26艘载有47个温差型钚-238同位素电源的航天器, 输出电功率为2.7~300 W, 转换效率最高达到6.7%, 功率密度达到了5.36 W/kg^[1]。俄罗

斯在1996年发射的“火星-96”(Mars-96)探测器中使用了4个钚-238同位素电源, 由于火箭发射失败导致同位素电源坠入太平洋。我国在空间任务中使用钚-238同位素能源始于“嫦娥3号”, 使用了从俄罗斯引进的钚-238同位素热源(Radioisotope Heat Unit, RHU), 简称钚-238 RHU, 为探测器供热; 国际上首次实现在月背着陆和巡视勘察的“嫦娥4号”使用了中俄合作研制的钚-238同位素热源和同位素电源, 帮助探测器安全渡过月夜并成功唤醒。基于人类探索宇宙奥秘的迫切愿望以及世界各国对空间战略地位的重视, 钚-238同位素能源将迎来更广阔的发展机遇和更广泛的空间应用, 但也给钚-238同位素能源自身性能提出了更高要求。温差型钚-238同位素电源(Radioisotope Thermoelectric Generator, RTG), 简称钚-238 RTG, 主要由钚-238同位素热源源、温差电换能器和外壳(包括散热器)以及相应固支结构组成, 其中RHU通过放射性钚-238衰变产生热量, 温差电换能器则将热能转换电能。本文基于钚-238同位素电源发电原理, 通过对结构部件及其功能进行分析, 梳理出钚-238同位素电源研制关键技术, 并结合国内外发展现状及趋势对研制关键技术进行分析和讨论, 以期钚-238同位素电源技术发展及其在深空探测中的更广泛应用提供参考和借鉴。

1 RTG发电原理与基本结构

RTG的发电过程包括衰变热收集和温差电转换2个阶段,图1为温差型钷-238 RTG发电原理示意图。

衰变热收集阶段,放射性钷-238衰变时释放的高能粒子与周围物质相互作用,最终被阻止和吸收,粒子的动能转变成热能,使周围物质温度升高,从而向周围释放热能形成热源,其产热功率按下式计算

$$P_t = P_0 e^{-\lambda t} \quad (1)$$

公式(1)中, P_t 是t时刻产热功率; P_0 是初始时刻产热功率, $P_0 = A_0 \times \Delta m \times c^2$ (A_0 为初始放射性核素活度, Δm 为每次衰变过程质量损失, c 为光速); λ 为

放射性核素衰变常数, $\lambda = \ln 2 / T_{1/2}$, $T_{1/2}$ 为放射性核素半衰期,钷-238核素的半衰期为87.7年。

温差电转换阶段,衰变热从RTG内部向外部传导时,流经温差电偶在其两端产生温度差,利用塞贝克(Seebeck)效应将热能直接转换为电能^[2]。若温差电偶热端温度为 T_h ,冷端温度为 T_c ,温差电偶的塞贝克系数(α),则在温差电偶两端产生的温差电动势(ε)为

$$\varepsilon = \alpha(T_h - T_c) \quad (2)$$

此外,大部分未被转换成电能的热量可通过外壳及散热装置以废热和辐射传热的形式释放,可用于仪器设备的保温。

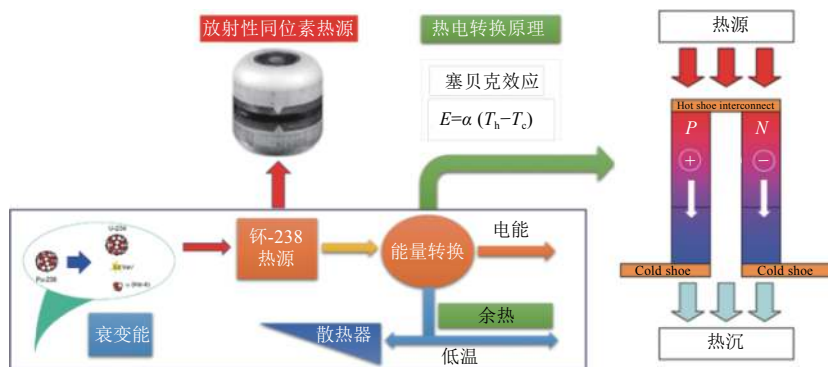


图1 钷-238 RTG发电原理示意图

Fig. 1 Electricity power generation theory of Plutonium-238 RTG

图2为RTG基本结构示意图,其中放射性同位素热源(RHU)是将放射性同位素衰变过程中释放的能量以热量形式收集起来的装置,由放射性同位素芯块和包壳构成;温差电换能器可将衰变热能转换成电能,由半导体温差电材料制成;电源外壳(包括散热装置)将RHU、温差电换能器及相应固支结构包裹固定在其内部,同时将大部分热量释放出去。

2 钷-238 RTG国内外发展情况

2.1 美国发展情况

美国早在20世纪60—70年代进行的SNAP计划中,开发了一系列的钷-238同位素电源,电功率从2.7 W (SNAP-3B)到75 W (SNAP-27)。1961年,SNAP-3B型钷-238 RTG被成功应用于“子午仪-4A”(Transit-4A)近地轨道导航卫星,这是美国首次将钷-238 RTG应用于空间探测领域;后续在“雨云卫星”(Nimbus satellite)、“阿波罗”(Apollo)、“先驱者”(Pioneer)及“海盗号”(Viking Mars)等共14个航天器中使用了SNAP-RTG。SNAP-RTG放射性芯块采用过 ^{238}Pu 金属、 $^{238}\text{PuO}_2\text{-Mo}$ 陶瓷、 $^{238}\text{PuO}_2$ 微球等多种形式,芯块包壳材料使用过金属钽、钽合金、PtRh合金等,温差电转换材料先后采用PbTe、PbTe/TAGS材料等,其转换效率也在不断提高,SNAP-19 RTG转换效率达到了6.3%,如效率也在不断提高,SNAP-19 RTG转换效率达到了6.3%,如图3所示。

美国70年代后期主要使用数百瓦级钷-238同位素

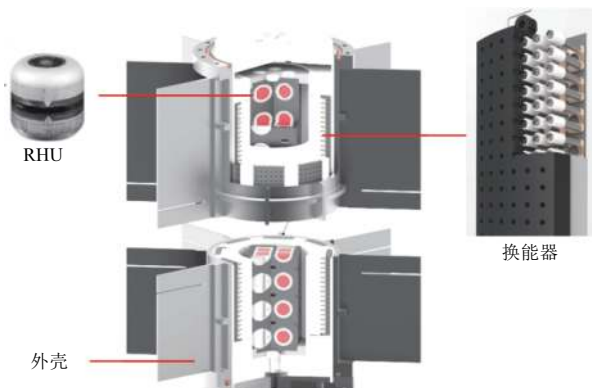


图2 RTG基本结构

Fig. 2 Basic structure of RTG

电源 (MHW-RTG)，首次航天应用为1976年发射的“林肯8号”和“林肯9号”通信卫星，之后在“旅行者1号”(Vogayer-1)和“旅行者2号”(Vogayer-2)航天器中得到使用。MHW-RTG在任务初期电功率为150 W左右，放射性芯块均采用²³⁸PuO₂陶瓷微球形式，采用Si-Ge体系高温温差电转换材料，转换效率达到6.5%。直到20世纪80年代，美国钷-238 RTG开始向集成化和模块化方向发展(GPHS-RTG)，采用通用同位素热源模块(GPHS)设计，可根据任务需求进行灵活组装，适用于多种形式换能器。1989年GPHS-RTG首次在“伽利略号”(Galileo)木星探测器上使用，之后在“尤利西斯”(Ulysses)、“卡西尼号”(Cassini)及“新地平线号”(New Horizons)探测器上应用。GPHS-RTG电功率达到280 W以上，放射性芯块采用²³⁸PuO₂陶瓷块形式，包壳材料使用了铀合金，温差电转换材料采用Si-Ge体系，转换效率达到6.7%。材料采用Si-Ge体系，转换效率达到6.7%。图4为MHW-RTG和GPHS-RTG。

示。2011年，MMRTG成功应用于“好奇号”(Curiosity)探测器中，使用了8个GPHS模块和16个温差电模块，任务初期热功率为22 000 W，电功率为125 W，输出电压28~32 V，设计寿命14年以上。MMRTG的放射性芯块沿用了²³⁸PuO₂陶瓷块形式，包壳材料仍采用铀合金，温差电转换材料使用了PbTe/TAGS体系，转换效率为6.3%，转换效率为6.3%^[3]。

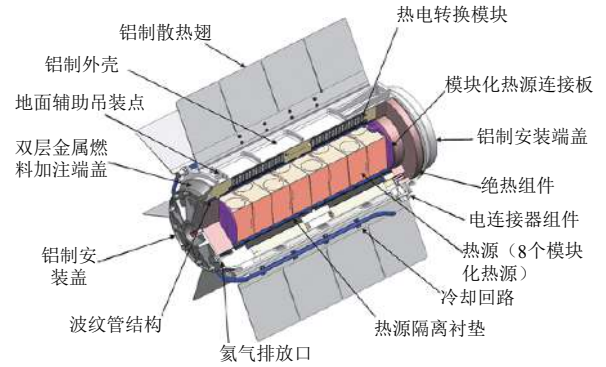
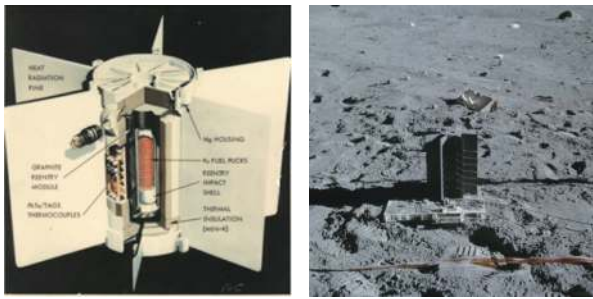


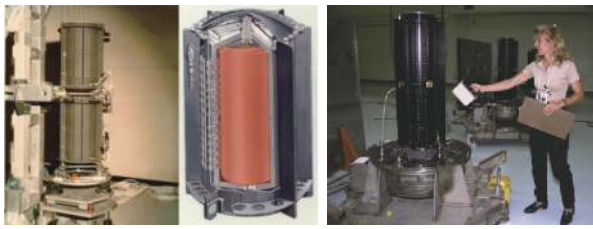
图 5 MMRTG
Fig. 5 MMRTG

2002年NASA制定了“空间核创新计划”，计划开发先进的放射性同位素电源系统(Advanced Radioisotope Power Systems, ARPSs)以扩展美国在行星或月球表面建立移动实验室并加强深空探测的能力；2008年又提出了“先进温差电转换系统项目”(ATEC)，通过开发先进温差电材料，进而研发出先进温差型同位素电源(ARTG)，以期将温差电转换效率提升至8%~10%，如图6所示^[4]；此外，美国还积极开展先进斯特林同位素电源的研发(ASRG)，计划通过采用动态转换技术实现转换效率 > 20%的目标，如图7所示^[5-6]。



(a) SNAP-19 RTG (b) SNAP-27 RTG

图 3 SNAP-RTG
Fig. 3 SNAP-RTG



(a) MHW-RTG (b) GPHS-RTG

图 4 MHW-RTG/GPHS-RTG
Fig. 4 MHW-RTG/GPHS-RTG

为提升钷-238 RTG空间应用安全性并降低研制成本，美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space American, NASA)和美国能源部(United States Department of Energy, DOE)开始改进RTG系统，研发出了能够在行星表面和深空高真空环境长期工作的多任务型同位素电源(MMRTG)，RHU和换能器均采用了更加标准、更加灵活的模块化设计，如图5所

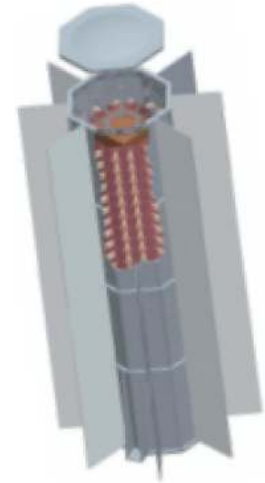


图 6 ARTG
Fig. 6 ARTG

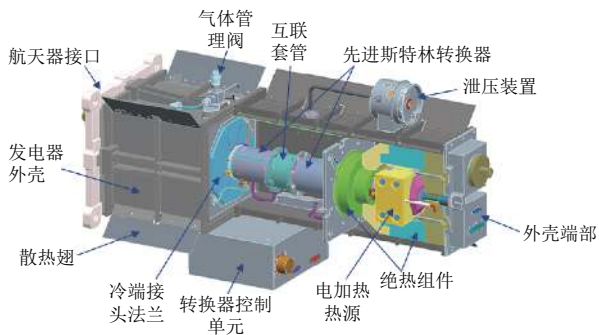


图7 ASRG
Fig. 7 ASRG

2.2 俄罗斯发展情况

俄罗斯的空间核电源研究主要集中于空间堆电源领域，在钷-238 RTG 研究方面较少。鉴于空间堆电源的寿期不满足要求，为了完成对火星进行综合研究的“火星-96”探测计划，俄罗斯重新将RTG列入研究重点。1996年11月发射的“火星-96”探测器，装备了4个钷-238 RTG用来为行星表面探测科学平台供电，每台RTG输出电功率0.15 W，电压15 V，使用的Angel RHU（如图8）热功率为8.5 W^[7]，但由于发射失败载有270 g钷-238的同位素电源随之坠入太平洋。此后，俄罗斯开展了“小型自动观察站”使用的RTG，电功率分别为200和400 mW。然而，由于其它因素的限制，该钷-238 RTG并未实现发射和空间应用^[8]。2013年俄罗斯为我国探月工程二期“嫦娥3号”探测器提供了钷-238同位素热源，用于为仪器设备供热。



图8 Angel RHU/RTG
Fig. 8 Angel RHU/RTG

2.3 中国发展情况

我国于1971年因第一颗人造卫星发射的需要，由中国科学院上海原子核研究所和二机部原子能研究所联合研制成功了第一个Po-210同位素电源（“东风1号”），输出电功率1.4 W，该RTG因任务变动，转为地面试验^[9]。之后，为了给“嫦娥3号”月球探测器提供必要的热能以实现月夜生存，我国于2009年从俄罗斯引进了6枚钷-238 RHU，包括3枚120 W、1枚8 W和2枚

4 W^[10]。2017年，我国与俄罗斯合作为“嫦娥4号”探测器提供了钷-238 RHU以及钷-238同位素电源，帮助探测器成功实现月夜生存并为月夜测温装置供电。。

3 钷-238 RTG研制关键技术

基于温差型钷-238 RTG发电原理及系统组成，综合国内外发展和应用情况，钷-238 RTG重点应考虑安全性、功率密度、转换效率、可靠性4个方面。其中，安全性是钷-238 RTG实现工程应用的基础和前提，必须保证内部放射性钷-238核素在任何情况下不会泄漏到外部环境；功率密度直接关系到RTG的质量、体积等参数指标，进而影响RTG的在深空探测设备中的装配和应用；高效可靠换能器是研制高效电源的关键，在节省昂贵放射性同位素原料和延长RTG寿命等方面起着决定性作用。以上影响因素涉及的钷-238 RTG研制技术包括：钷-238 RHU研制技术、温差电转换技术、安全性试验技术以及可靠性试验技术，下面对深空探测钷-238 RTG研制关键技术进行分析和讨论。

3.1 钷-238 RHU研制技术

钷-238 RHU是钷-238 RTG能量来源，由放射性钷-238芯块和包裹在其外部的多层包壳组成。安全性是钷-238 RHU空间应用的首要前提，要求确保内部放射性钷-238核素在各个任务阶段以及可能发生的意外事故下不会泄漏至外部环境中。钷-238 RHU研制应重点考虑钷-238芯块形式、钷-238芯块密度、包壳材料及结构、透氦阻钷4个方面。

3.1.1 钷-238芯块形式

钷-238核素半衰期长达87.7年，比功率约0.56 W/g，为100% α 衰变，无需厚重的屏蔽结构，轻小的质量和体积有利于航天装备的运载和发射，是深空探测任务RTG使用放射性核素的首选。钷-238核素属于极毒物质，一旦人体吸入微克量级就有很大概率引起肺癌等严重疾病甚至致人死亡，因此选择一种合适的钷-238芯块的化学、物理形式，对应用安全性是极其重要的。从钷-238放射性芯块安全性角度考虑^[11]，要求芯块具备良好的物理化学稳定性、耐高温、耐腐蚀、不溶于海水、不溶于弱酸弱碱、不易挥发、机械强度高、热导率高、且与包壳相容性好、功率密度高、易制备等性质。美国在钷-238 RTG研制过程中，放射性芯块先后采用过²³⁸Pu金属、²³⁸PuO₂-Zr合金、²³⁸PuO₂-Mo陶瓷、²³⁸PuO₂微球和²³⁸PuO₂陶瓷等多种形式，经过综合比较和应用验证，²³⁸PuO₂陶瓷芯块性能最为优异，在钷-238 RTG研制中得到了广泛采用。自1989年发射的“伽利略号”木星探测器开始，深空探测任务使用的钷-238 RTG均采用²³⁸PuO₂陶瓷芯块。

3.1.2 钚-238芯块密度

钚-238 RHU放射性芯块密度增大可提高比功率和机械强度，但过大密度会阻碍芯块内部因钚-238衰变产生氦气的排放，氦气集聚可能带来芯块肿胀、破裂等安全隐患，因此应在保证RHU芯块安全的前提下尽量提高其密度。美国所使用的钚-238 RHU芯块的密度均控制在 $85\% \pm 5\%$ TD范围内^[12]，制造过程中钚-238原料的化学形式、粉体颗粒大小、烧结工艺等参数对陶瓷芯块密度均有重要影响^[13]（如图9所示）。

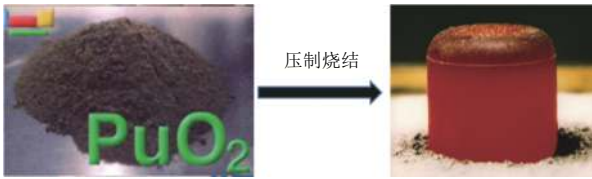


图9 钚-238粉末原料和钚-238陶瓷芯块
Fig. 9 Plutonium-238 powders and Plutonium-238 ceramic pellets

3.1.3 包壳结构及材料

钚-238 RHU/RTG在空间应用过程中，不仅要承受运输和发射阶段的强烈振动和加速度冲击，还可能经历发射失败所出现的紧急意外事故环境，使用单一材料或单层防护包壳难以保护内部钚-238核素的安全，必须采用多层、不同材料的防护包壳。美国GPHS-RTG和MMRTG使用的钚-238 RHU均采用了4层安全防护包壳，如图10所示。其中，抗烧蚀包壳（Aeroshell/Cap）可以抵抗高温烧蚀和高速冲击，该层包壳采用针刺编织的碳碳复合材料（Fine Weave Pierced Fabric, FWPF）制成；隔热层包壳（CBCF Sleeve/Cap）能够在超高温环境下阻止热量短时间传入RHU内部，从而保护金属包壳密封，该层包壳选用了低密度碳碳复合材料（Carbon Bonded Carbon Fiber, CBCF）；抗撞击包壳（Impact Shell/Cap）可以抵抗各种严苛力学载荷的破坏作用，确保内部放射性物质的密封，该层包壳为石墨材质；燃料密封包壳（Fueled Clad, FC）将高温钚-238放射性陶瓷芯块密封在其内部与环境隔离，使用了铀合金材料（DOP26）^[14-17]。

3.1.4 透氦阻钚装置

由于钚-238 RTG所使用的钚-238同位素会因衰变持续释放He气，若集聚在包壳内部则会使内压持续增大，可能导致包壳承压破裂。为规避该安全风险，通常采用包壳预留储气空间或加装透氦阻钚装置，但包壳预留储气空间会增加RHU质量和体积，不利于减重减容，同时也降低了RHU比功率，因此采用加装透氦阻钚装置的方式最为适宜。“透氦”是指及时向外释放产生的氦气，保护包壳内部压力动态平衡，避免因内

压过大而破坏包壳；“阻钚”则是阻止钚-238颗粒泄漏至外部环境。美国模块化同位素热源（GPHS）金属包壳（如图10所示）均采用透气设计（Cup Vent Set，简称CVS），通过将透气装置（Frit Vent Assembly，简称FVA）焊接在金属包壳端部内侧来实现释放氦气同时阻止钚-238微粒泄漏的功能。该透气装置厚度约为0.41 mm，直径约为9.6 mm，在带有透气孔的金属底板表面烧结金属粉末后，采用高温扩散焊方式将金属盖板 and 烧结有金属粉末的底板连接为一体，并在双层金属板接头处采用激光焊接加固，最后将透气装置整体焊接在包壳端部内侧，构成了具有透氦阻钚功能的包壳结构，如图11所示^[18-20]。

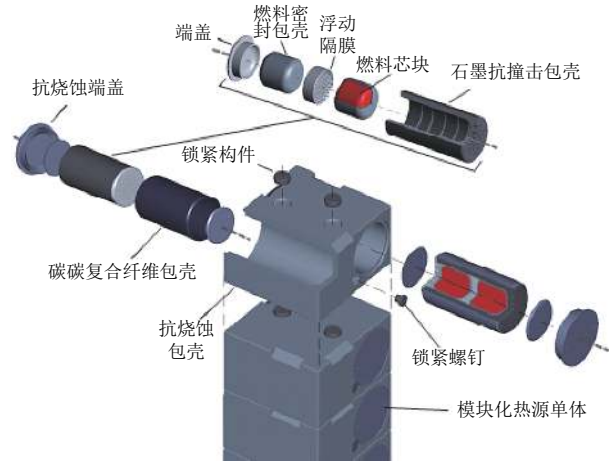


图10 美国GPHS包壳结构及材料
Fig. 10 Cladding structure and materials of GPHS in USA

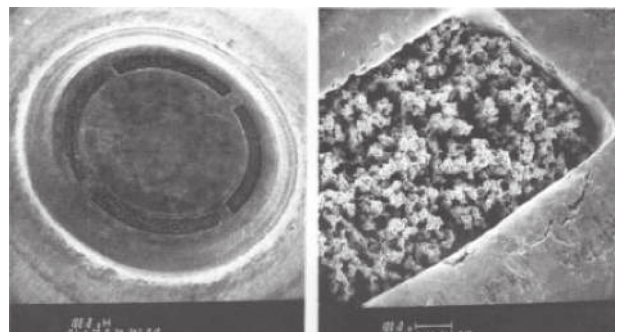
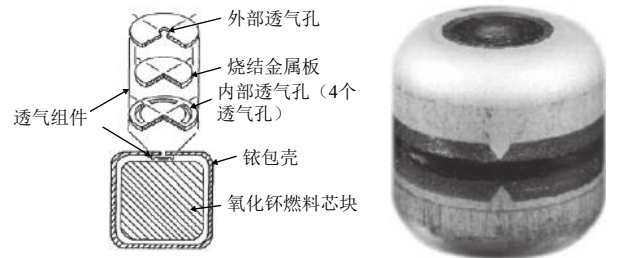


图11 美国GPHS装配的透氦阻钚装置
Fig. 11 FVA of GPHS in USA

3.2 温差电转换技术

温差电转换技术是研制高效可靠RTG的关键，高转换效率、低衰减率的温差电换能器不但可以减少同等功率RTG的放射性同位素使用量，降低RTG成本，还可以有效延长RTG使用寿命。温差电转换技术主要包括温差电材料技术、温差电单体连接及器件集成技术。

3.2.1 温差电材料技术

温差电材料的 ZT 优值决定着温差换能器的效率，通过控制在工作温度下(T)掺杂合适的杂质质量达到载流子最佳浓度，可以使温差电材料获得合适的电导率(σ)、热导率(κ)和塞贝克系数(α)，进而得到较优的 ZT 值^[21]。

$$ZT = \frac{\alpha^2 \sigma T}{\kappa} \quad (3)$$

根据温差电材料的适宜工作温度区间，可分为低温温差电材料、中温温差电材料、高温温差电材料，其中公认性能较好、在深空探测领域应用最广的温差电材料有低温 Bi_2Te_3 （工作温度 $300\text{ }^\circ\text{C}$ 以下）、中温 PbTe （工作温度 $550\text{ }^\circ\text{C}$ 以下）、高温 Si-Ge （工作温度 $1\ 100\text{ }^\circ\text{C}$ 以下）3种。美国一直致力于开发新型高效温差电材料，早期的SNAP-RTG采用 PbTe 温差电转换材料，其转换效率不足4%，功率密度约 1.78 W/kg ；为提高衰变热利用率并减少昂贵同位素原料的使用量，研发出了基于 PbTe/TAGS 材料体系的温差电转换装置，温差电转换效率较之前大幅度提高，达到6.3%，功率密度最高可达 3 W/kg 。之后，随着空间任务对能源功率需求的不断提高，研发了采用 Si-Ge 体系高温温差电转换材料的百瓦级MHW-RTG，转换效率6.5%，功率密度 4.2 W/kg ，在“林肯”通信卫星和“旅行者号”探测器上得到使用；随后研发的更大功率GPHS-RTG同样使用了 Si-Ge 体系温差电转换材料，转换效率和功率密度进一步提升，分别达到6.7%和 5.1 W/kg ，在“伽利略号”“尤利西斯”“卡西尼号”等深空探测器上成功应用。由此可见，温差电材料是提升RTG转换效率和功率密度的关键之一，可大幅降低昂贵的铀-238原料的使用量，同时也有助于减重减容。据NASA于2016年3月的报道，未来美国计划采用方钴矿材料体系的温差电转换装置，转换效率将提升至8.2%。

3.2.2 温差电单体连接及模块集成技术

温差电单体由一个P型温差电单偶、一个N型温差电单偶与电极构成，电极与温差电材料之间存在多层连接界面，图12为典型结构的温差电单体整体、局部及微观视图。

图12中电极与温差电材料连接界面的质量，直接

决定着温差电单体内阻和强度，内阻与输出功率息息相关，连接强度则影响其环境适应性以及使用寿命，为提高温差电器件的转换效率及使用寿命，温差电单体连接需考虑电极材料的热导率、电导率和热膨胀率等性质，电极与温差电材料的匹配，电极与温差电材料连接界面的强度、界面热阻和电阻、界面的物理化学稳定性等因素，因此温差电单体连接是影响RTG性能的关键技术之一^[22]。其中低温 Bi_2Te_3 温差电单体主要采用Cu电极，过渡层材料为Ni、Mo等，温差电材料与电极连接可采用钎焊、一步热压烧结法、扩散焊等方式^[23-26]。中温 PbTe 、 PbTe/TAGS 体系温差电单体采用Fe电极，使用 SnTe 、 PbTe-Fe 等材料作为过渡层与Fe电极连接，温差电材料与电极连接可采用一步热压烧结法、扩散焊等硬连接方式^[27-30]。高温 Si-Ge 体系温差电单体主要使用C、 MoSi_2 、W等作为电极材料，可采用的连接方式包括钎焊、扩散焊、等离子烧结等^[31-34]。表1列举了美国深空探测任务中使用的铀-38 RTG温差电单体电极材料、连接方式及工作状态，图13为其温差电单体典型结构^[35-37]。

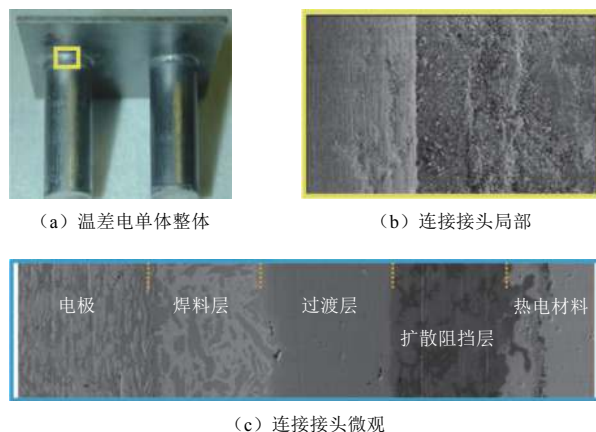


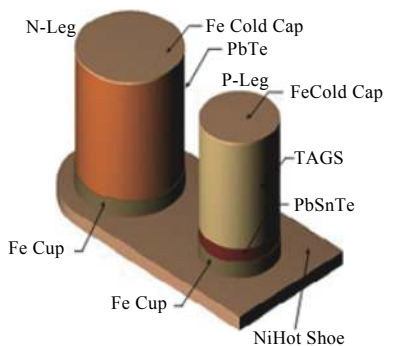
图12 典型结构温差电单体整体、局部及微观视图
Fig. 12 The overall, local and microscopic view of typical thermocouple structure

温差电模块由若干个温差电单体以串联或并联的形式连接构成，如图14所示。温差电模块是温差电换能器的核心部件，其性能直接影响着RTG转换效率、可靠性和使用寿命，可通过优化结构设计、使用轻质高强度的支撑结构件等措施来提升温差电模块性能。

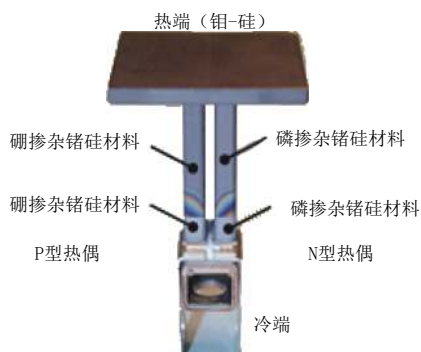
保温材料也是RTG重要组成部分，在RTG内部冷端和热端之间填充轻质、低热导率的保温材料，一方面可有效降低热源与外壳之间的热传导，减小气体对流产生的热损失，使热量最大限度地经过温差电器件转换为电能；另一方面，保温材料可对温差电器件和结构件起到增强支撑的作用。此外，RTG在运输、发

表 1 美国主要RTG型号温差电材料、电极材料、连接方式及工作状态

| RTG型号 | 温差电材料 | 电极及连接方式 | 工作状态 |
|----------|----------------|----------------------------------|-----------------------------------|
| SNAP-RTG | PbTe、PbTe-TAGS | 热端电极Fe，冷端电极Cu，焊接方式连接 | 高温端560~580℃，冷端100~165℃，转换效率为5%~6% |
| MHW-RTG | Si-Ge | 热端电极SiMo合金、冷端电极W和Cu复合层，焊接方式连接 | 高温端1 000℃，低温端300℃，转换效率6.5% |
| GPHS-RTG | Si-Ge | 热端电极SiMo合金，冷端电极W和Cu复合层，焊接方式连接 | 高温端约1 000℃，低温端约300℃，转换效率6.7% |
| MMRTG | PbTe-TAGS | 热端电极Fe和Ni复合层，冷端电极Fe和Cu复合层，焊接方式连接 | 高温端550℃，低温端165℃，转换效率6.3% |



(a) PbTe-TAGS体系温差电单体



(b) SiGe体系温差电单体

图 13 美国钷-238 RTG温差电单体典型结构

Fig. 13 The structure of Plutonium-238 RTG thermocouple in USA

射阶段会经历较高强度振动、冲击等力学环境，在温差电器件设计、集成过程中需要针对性进行抗力学环境设计和采取相应抗振加固措施等，以提升其力学环境适应性。

3.3 安全性试验技术

钷-238 RHU/RTG空间应用过程中，可能经历因发射失败导致的意外事故环境，包括：发射场火灾、火箭爆炸冲击及碎片撞击、再入后空气动力学过热、高温高速撞击地面、掉入水中热冲击、深海高外压及海水腐蚀。为确保钷-238 RHU/RTG内部钷-238核素在上述事故模式下不会发生泄漏扩散，在应用之前应在地面模拟事故环境对其安全性进行试验验证，安全性试验为钷-238 RHU/RTG研制关键环节。在钷-238 RHU空

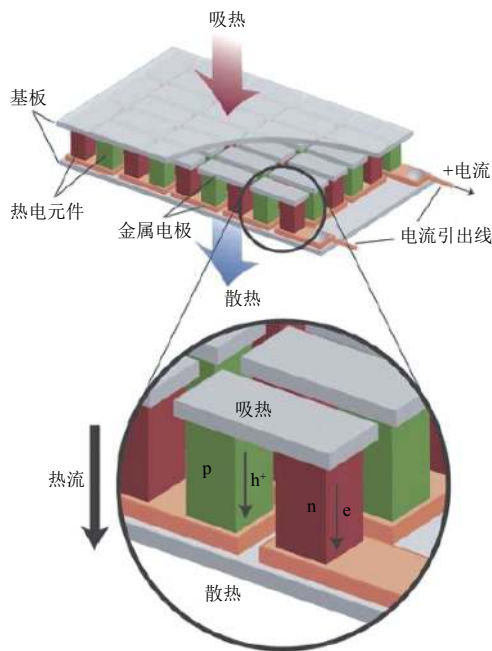


图 14 温差电器件示意图

Fig. 14 Thermoelectric module exploded view

间应用安全性方面，美国重点开展了以下试验项目验证。

3.3.1 火箭爆炸冲击试验

发射阶段，运载火箭若发生爆炸，爆炸冲击波将会对RHU/RTG产生冲击。为测试火箭爆炸冲击过程中RHU/RTG的安全性，美国桑迪亚国家实验室（Sandia National Laboratory, SNL）采用模拟GPHS开展了爆炸冲击试验，使用的炸药为含5% TNT的C-4炸药，通过调节震激管长度和炸药的使用量来控制不同超压比冲量。爆炸前将模拟GPHS加热至1 090℃，随后引爆炸药，测试超压最高达到了2 212 psi（15.25 MPa），试验过程中石墨包壳脱落，试验后检查金属铱合金包壳出现变形，但未发生泄漏^[38]。

3.3.2 火箭推进剂燃烧试验

发射阶段，运载火箭若发生爆炸，RHU/RTG可能暴露在火箭推进剂燃烧环境中。通过分析认为固体推进剂燃烧环境比液体推进剂更严酷，因此针对性开展

了火箭固体推进剂燃烧试验, 试验对象为模拟RHU。试验使用的固体推进剂型号为UTP-3001, 将一个该型号立方体固体推进剂左右及后面三面固定, 未受约束的一面垂直放置在沙地上, 模拟RHU放置在距推进剂5 mm的地方。点火后, 推进剂剧烈燃烧, 持续时间10.5 min, 试验后模拟RHU石墨包壳发生烧损, 但内部铀合金包壳无明显破坏^[39]。

3.3.3 高速碎片撞击试验

发射阶段, 运载火箭若发生爆炸, 产生的碎片可能撞击RHU/RTG。为了考核高速碎片撞击对RHU/RTG安全性影响, 开展了铝弹、钛弹、大碎片等不同类型碎片, 以不同速度分别撞击模拟RHU和裸露金属包壳的不同部位(正面撞击、边缘撞击等)的试验。铝弹、钛弹用气枪发射, 试验前模拟RHU加热至1 090 °C, 铝弹、钛弹撞击速度最高分别达550 m/s、684 m/s, 铝弹撞击模拟RHU以及钛弹撞击裸露金属包壳后, 均导致了金属包壳焊缝破裂。大碎片撞击采用火箭助推器加速, 分别以正面和侧面两个角度撞击RTG模拟件(内包含8个模拟GPHS), 正碰最高撞击速度达到了212 m/s, 试验后模拟GPHS中2个金属包壳出现裂口, 侧碰撞击速度仅为95 m/s时已出现金属包壳破裂^[40-42]。

3.3.4 再入热试验

若出现发射失败, RHU/RTG将高速再入稠密大气层, 由于大气气动加热作用, RHU/RTG会经历高温烧蚀环境。为测试空气动力学过热过程对RHU安全性的影响, 美国采用模拟GPHS开展了再入热环境试验, 将模拟GPHS装入石墨盒, 在金属包壳表面安装温差电偶用以测量试验过程中包壳温度, 然后封装在金属钽罐内。试验过程中, 使用加热炉加热钽罐, 按照图15温度与时间历程曲线加热升温。试验后, 测量了铀合金包壳的外形尺寸(高度、直径), 结果表明没有发生肿胀; 除去铀合金包壳透气端盖, 内部陶瓷芯块已破碎^[43]。

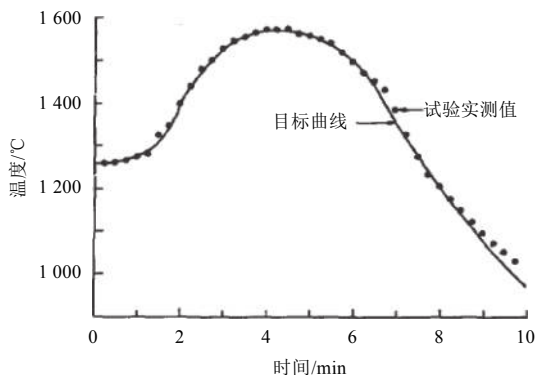


图 15 再入过程GPHS热载荷时间历程曲线

Fig. 15 Time history curve of thermal load in reentry process

3.3.5 高速撞击试验

若出现发射失败, RHU/RTG再入大气层后, 有可能会以高温高速状态撞击地面。为测试RHU在该意外事故环境下的安全性, 美国洛斯阿拉莫斯国家实验室(Los Alamos National Laboratory, LANL)分别采用空气炮和火箭推进装置进行了一系列的撞击试验^[44-45], 试验对象包括裸露金属包壳和模拟GPHS组件。其中, 裸露金属包壳加热至1 090 °C后分别撞击混凝土和钢靶, 撞击混凝土的最高速度为90 m/s, 开始出现破裂的临界速度约为65 m/s, 撞击钢靶的破坏临界速度约为54 m/s。模拟GPHS组件加热至700 °C, 然后分别以0°、15°、30°和90°角度撞击靶件, 速度约为54 m/s, 13个模拟试验组件中9个发生了不同程度泄漏, 经过评估认为泄漏情况在可接受范围内。

3.3.6 外压和海水腐蚀试验

若出现发射失败, RHU/RTG再入大气层后, 有可能掉入深海中经受高外压和海水腐蚀的同时作用。为测试该事故模式下RHU的安全性, 美国LANL试验室将2个钷-238 RHU分别放入装有模拟海水的0.25 m深的水池中保存640天和压力为68.9 MPa的镍合金高压容器内保存639天, 每周取样检测模拟海水中钷浓度, 试验过程中未检出放射性钷-238核素泄漏^[46]。

3.4 可靠性试验技术

钷-238 RHU/RTG空间应用任务过程将经历储存、运输、发射、在轨、星表工作阶段, 各个任务阶段面临的环境条件不同, 通过在地面开展环境与可靠性试验来发现薄弱环节, 采取设计和工艺改进等措施来提高环境适应性和可靠性, 以保障钷-238 RHU/RTG在全寿命周期内能够正常工作。在空间应用环境适应性与可靠性方面, DOE与NASA联合组织开展了面向钷-238 RTG不同系统级别的环境与可靠性试验序列, 按试验目的不同, 分别制备了各级试验件, 包括: 温差电单体、温差电模块、全模型温差电工程单元CET(Full-Scale Component Engineering Test Unit)、电模拟RTG工程单元EU(Non-Nuclear Electrically Heated Engineering Unit)、质量鉴定件QU(Nuclear-Heated Qualification Unit)和飞行件FU(Flight Unit)^[47]。

3.4.1 温差电单体

针对Cassini任务RTG, 开展了面向温差电单体材料性能测试试验, 对温差电单体的电功率、绝缘电阻、电压、重量等项目进行测试, 测试结果表明, 所使用的RTG中温差电单体的与前期“尤里西斯号”和“伽利略号”任务使用的温差电单体性能一致性^[15], 进而确认可转入下一层级(温差电模块)的装配与测试。

3.4.2 温差电模块

温差电模块级试验目的是验证温差电模块的环境适应性和可靠性。在“Cassini”任务中,开展了温差电模块振动试验,以验证单体内部以及与绝缘板之间的机械连接性能;此外,制备了3组由18个单体组成的温差电模块,分别开展了加速寿命试验和常规寿命试验,其中加速寿命试验的热端温度为1 408 K,常规寿命试验的热端温度为1 308 K,试验时间持续2.8万h,试验后分别对试验过程中采集到的功率因子、内阻以及绝缘电阻随时间变化数据进行统计分析,试验结果表明“Cassini”钷-238 RTG使用的温差电模块性能达到了与“尤里尼斯号”“伽利略号”任务同等水平^[15]。

3.4.3 温差电全模型工程单元

针对“伽利略号”“尤利西斯号”任务中使用的RTG,开展了面向全模型温差电组件工程单元CET的飞行验收(Flight Acceptance, FA)试验,包括Y和Z两方向的随机振动和瞬态振动,试验后测试试验件的机械损伤程度(比对试验前后10~2 000 Hz、0.5 g的正弦扫频波形变化)、功率、绝缘电阻、内阻、密封性等性能^[47-49],以考核温差电模块结构强度与质量特性。

3.4.4 RTG工程单元(电模拟)

为验证温差电换能器的整体设计,先后由General Electric (GE)和Lockheed Martin (LM)公司分别开展了面向EU的研制试验,试验序列为振动试验→振动后性能测试→热真空试验→热真空后性能测试。其中,面向EU的振动试验序列为:FA→TA(Type Acceptance,型式验收,为FA的1.5倍量级)→声学试验→爆炸冲击试验;振动后性能测试:机械损伤、功率、绝缘电阻、内阻、密封性。热真空试验后性能测试项目包括:功率、电压、绝缘电阻、内阻、密封性、壳体温度。在“尤里尼斯号”和“伽利略号”任务使用的RTG上,开展该层级振动环境试验中发现了薄弱环节,并提出了关于增加支撑结构的设计改进^[47,49],之后的成功应用,证明了开展这一层级的振动试验对于提高RTG可靠性水平具有重要意义。

3.4.5 RTG质量鉴定件

为考核RTG的整体设计,美国蒙德实验室(Mound Laboratory)先后于1985年和1996年,分别针对“伽利略号”“尤利西斯号”和“卡西尼号”开展面向QU的鉴定级试验。鉴定级试验序列为:初始性能测试→振动试验及性能测试→质量特性检测→辐射剂量检测→热真空试验。其中,振动试验的试验序列为FA空试验,通过模拟运输及发射过程中的振动环境,从而考核RTG的环境适应性;为使RTG辐射剂量达到

控制指标要求,采用¹⁶O交换技术对钷-238原料进行了处理,大幅降低RTG的中子剂量率;开展了面向QU的热真空试验(如图16所示),试验条件热沉309 K,真空压强 10^{-4} Pa,试验时间从1984年5月持续至1985年11月,对长达1年半的热真空试验中伏安特性测试数据进行了统计分析,结果表明在期望工作电压28 V和30 V处能够保持峰值功率^[47]。

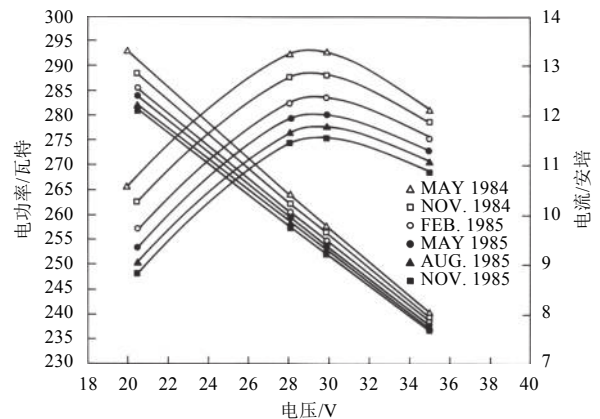


图16 热真空试验中的QU的I-V-P曲线图
Fig. 16 I-V-P curve in thermal vacuum test of QU

3.4.6 RTG飞行件

为验证RTG的可靠性是否保持在规定的水平,针对飞行件FU,包括“伽利略号”(F1, F4)、“尤利西斯号”(F3)、“卡西尼号”(F2, F6, F7)、“新视野号”(F5),开展验收级试验,其试验序列为:初始性能测试→振动试验及性能测试→磁场性能检测→质量特性检测→核辐射检测→热真空试验^[3,47,50]。2002年,美国爱达荷国家实验室(Idaho National Laboratory, INL)针对“新视野号”(New Horizons)开展面向FU的验收级试验^[51-52]。其中,振动试验用于验证装配工艺,试验序列为FA,振动试验平台如图17所示;质量特性检测内容包括测量RTG的质心和质量,从而计算其惯性,试验装置如图18所示;为测试RTG在太空环境下的性能,开展了RTG热真空试验,将“新视野号”(F5)放置于一个直径1.83 m长2.74 m的热真空试验箱内,如图19所示。试验期间测试输出功率为243 W,满足不低于237 W的设计要求^[53-54]。

4 结束语

钷-238 RTG能够在恶劣环境下长时间自持运行,可以供热的同时还能发电,是深空探测任务不可或缺的能源装备。美俄在钷-238 RTG的研制和应用方面占据领先地位,目前已在多次航天任务中成功应用共46个钷-238 RTG,为适应未来更远、更长的深空探测



图 17 振动试验平台
Fig. 17 Vibration table



图 18 质量特性测试装置
Fig. 18 Mass property equipment



图 19 热真空试验装置
Fig. 19 Thermal vacuum chamber

任务的需求, 大功率、高功率密度、高效率、长寿命成为钷-238 RTG的发展方向。本文基于钷-238 RTG发电原理过程及系统组成, 梳理出钷-238同位素电源研制关键技术包括: 钷-238 RHU研制技术、温差电转换技术、安全性试验及可靠性试验技术, 并结合国内外钷-238 RTG研制和应用情况对上述关键技术进行了分析和讨论, 以上工作对于我国钷-238 RTG研制技术发展及其在深空探测中更广泛应用具有重要参考意义。

参 考 文 献

[1] 吴伟仁, 王倩, 任保国, 等. 放射性同位素热源/电源在航天任务中的

应用[J]. *航天器工程*, 2013, 22(2): 1-6.

WU W R, WANG Q, REN B G, et al. Application of RHU/RTG in space missions[J]. *Spacecraft Engineering*, 2013, 22(2): 1-6.

- [2] 高敏, 张景韶, ROWE D M. 温差电转换及其应用[M]. 北京: 兵器工业出版社, 1996.
- [3] HAMMEL T E, BENNETT R, OTTING W, et al. Multi-Mission Radioisotope Thermoelectric Generator(MMRTG) and performance prediction model[C]//7th International Energy Conversion Engineering Conference. Denver, Colorado: [s.n.], 2009.
- [4] CAILLAT T, HUANG C. K, CHENG B, et al. Advanced thermoelectric materials for radioisotope thermoelectric generators[C]//25th Symposium on Space Nuclear Power Albuquerque. NM: [s.n.], 2008.
- [5] SCHIFER N, ORITI S. Advanced stirling convertor testing at GRC[R]. USA: Thermal Energy Conversion Branch NASA Glenn Research Center, 2013.
- [6] LEWANDOWSKI E J, SCHREIBER G J, ORITI S M. Design of a facility to test the advanced stirling radioisotope generator engineering Unit[R]. USA: NASA, 2010.
- [7] O'BRIEN R C. Radioisotope and nuclear technologies for space exploration[D]. UK: Physics Research In the Department of Physics Astronomy University of Leicester, 2010.
- [8] 崔萍, 李敬, 张楠, 等. 前苏联和俄罗斯同位素温差发电机发展状况[J]. *电源技术*, 2004, 28(12): 803-806.
- CUI P, LI X, ZHANG N, et al. The development of radioisotope thermoelectric generator in USSR & Russia[J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2004, 28(12): 803-806.
- [9] 肖伦. 放射性同位素技术[M]. 北京: 原子能出版社, 2000.
- [10] 孙佳慧. 同位素核能源的空间应用前景分析[J]. *电源技术*, 2014, 38(2): 401-404.
- SUN J H. Prospect of radioisotope heating unit in space applications[J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2014, 38(2): 401-404.
- [11] 孙树正. 放射源的制备与应用[M]. 北京: 原子能出版社, 1990.
- [12] KENT R A. LASL fabrication flowsheet for gphs fuel pellet: LA-7972-MS[R]. [S.l.]: LA, 1979.
- [13] KUTTY T R G, KHAN K B, HEGDE P V, et al. Densification behaviour and sintering kinetics of PuO₂ pellets[J]. *Journal of Nuclear Materials*, 2001, 297: 120-128.
- [14] LANGE R G, CARROLL W P. Review of recent advances of radioisotope power systems[J]. *Energy Conversion and Management*, 2008, 49: 393-401.
- [15] NASA. Cassini RTG program final technical report: RR18[R]. USA: NASA, 1998.
- [16] LIU C T, INOUE H, SCHAFFHAUSER A C. Effect of thorium additions on metallurgical and mechanical properties of Ir-0.3 percent W alloys[J]. *Metallurgical Transactions*, 1981, 12A(6): 993.
- [17] FRANCO-FERREIRA E A, MOYER M W, REIMUS M A H, et al. Characterization of Cassini GPHS fuel clad production girth welds: ORNL/TM-2000/84[R]. [S.l.]: Engineering Technology Division, 2000.
- [18] ULRICH G B. The metallurgical integrity of the frit vent assembly diffusion bond: Y/DV-1321[R]. [S.l.]: Y/DV, 1994.
- [19] Ulrich G B. Examination of frit vent from sixty watt heat source simulant fueled clad vent set: Y/DV-1393[R]. [S.l.]: Y/DV, 1995.
- [20] JOHNSON E W. Current helium venting technology for 238PuO₂ heat

- source: LM-3625-OP[R]. USA: [s.n.], 1991.
- [21] 张建中,任保国,王泽深,等. 放射性同位素温差发电器在深空探测中的应用[J]. *宇航学报*, 2008, 29(2): 644-647.
ZHANG J Z, REN B G, WANG Z S, et al. Radioisotope thermoelectric generators in deep space exploration[J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(2): 644-647.
- [22] 张琪昊,柏胜强,陈立东. 热电发电器件与应用技术: 现状、挑战与展望[J]. *无机材料学报*, 1997, 34(3): 279-293.
ZHANG Q H, BAI S Q, CHEN L D. Technologies and applications of thermoelectric devices: current status, challenges and prospects[J]. *Journal of Inorganic Materials*, 1997, 34(3): 279-293.
- [23] 湛礼群. Bi₂Te₃基热电模组钎焊连接及工艺优化研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2017.
- [24] LIAO C N, LEE C H, CHEN W J. Effect of interfacial compound formation on contact resistivity of soldered junctions between bismuth telluride-based thermoelements and copper[J]. *Electrochem. Solid-state Lett.*, 2007, 10(9): 23-25.
- [25] FENG S P, CHANG Y H, YANG J, et al. Reliable contact fabrication on nanostructured Bi₂Te₃-based thermoelectric materials[J]. *Phys. Chem. Chem. Phys.*, 2013, 15(18): 6757-6762.
- [26] LIN Y C, YANG C L, HUANG J Y, et al. Low-temperature bonding of Bi_{0.5}Sb_{1.5}Te₃ thermoelectric material with Cu electrodes using a thin-film In interlayer[J]. *Metall. Mater. Trans. A*, 2016, 47(9): 4767-4776.
- [27] 夏海洋. PbTe基热电电极接头界面扩散与反应及电极材料优化[D]. 北京: 清华大学, 2015.
- [28] SINGH A, BHATTACHARYA S, THINAHARAN C, et al. Development of low resistance electrical contacts for thermoelectric devices based on n-type PbTe and p-type TAGS-85 (AgSbTe₂)_{0.15}(GeTe)_{0.85}[J]. *J. Phys. D: Appl. Phys.*, 2008, 42(1): 015502-1-6.
- [29] WEINSTEIN D, MLAVSKY A I. Bonding of lead telluride to pure iron electrodes[J]. *Rev. Sci. Instrum.*, 1962, 33(10): 1119-1120.
- [30] LEAVITT F A, MCCOY J W, MARUDHACHALAM P, et al. Segmented thermoelectric module with bonded legs[P]. US Patent, 2012/0103381 A1, 2012.
- [31] HASEZAKI K, TSUKUDA H, YAMADA A, et al. Thermoelectric semiconductor and electrode- fabrication and evaluation of SiGe/ electrode[C]//XVI International Conference on Thermoelectrics. [S.l.]: IEEE, 2002.
- [32] 杨小燕. p型硅锗合金热电材料与元件的制备及性能研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2016.
- [33] LIN J S, TANIHATA K, MIYAMOTO Y, et al. Microstructure and property of (Si-MoSi₂)/SiGe thermoelectric convertor unit[J]. *Functionally Graded Materials*, 1997(4): 599-604.
- [34] LIN J, MIYAMOTO Y. One-step sintering of SiGe thermoelectric conversion unit and its electrodes[J]. *Journal of Materials Research*, 2000, 15(3): 647-652.
- [35] 蔡善钰. 空间同位素发电体系的应用现状与展望[J]. *核科学与工程*, 1994(4): 373-379.
- [36] 侯欣宾, 王立. 美国空间同位素能源装置发展现状[J]. *航天器工程*, 2007, 16(2): 41-49.
HOU X B, WANG L. Introduction of US space radioisotope power systems[J]. *Spacecraft Engineering*, 2007, 16(2): 41-49.
- [37] CAILLAT T, SAKAMOTO J, JEWELL A, et al. Status of skutterudite-based segmented thermoelectric technology components development at JPL[C]//23rd Symposium on Space Nuclear Power and Propulsion STAIF. USA: [s.n.], 2006.
- [38] CULL T A, GEORGE T G, PAVONE D. General Purpose Heat Source development verification test program: explosion overpressure test series: LA-10697-MS[R]. USA: NASA, 1986.
- [39] SNOW E C. Safety test NO.S-6, launch pad abort sequential test phase II: solid propellant fire: LA-6034-MS[R]. USA: Los Alamos National Laboratory, 1975.
- [40] GEORGE T G. General Purpose Heat Source safety verification test program: edge-on flyer plate tests: LA-10872-MS[R]. USA: Los Alamos National Laboratory, 1987.
- [41] GEORGE T G, TATE R E, AXLER K M. General Purpose development safety verification test program: bullet/fragment test series: LA-1036-MS[R]. USA: NASA, 1985.
- [42] 胡文军, 陈永红, 陈军红, 等. 空间核动力源的安全性研究进展[J]. *深空探测学报*, 2017, 4(5): 453-465.
HU W J, CHEN Y H, CHEN J H, et al. Advances of safety research on nuclear space power sources[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2017, 4(5): 453-465.
- [43] PETERSON D E, FRANTZ C E. Reentry thermal testing of a General Purpose Heat Source Fueled Clad: LA-9227[R]. USA: NASA, 1982.
- [44] GEORGE T G, PAVONE D. General-Purpose Heat Source safety verification test series: SVT-11 through SVT-13: LA-10710-MS[R]. USA: NASA, 1986.
- [45] GRIGSBY C O. Comparison of General Purpose Heat Source testing with the ANSI N43.6-1997(R 1989) sealed source standard: LA-UR-98[R]. USA: NASA, 1998.
- [46] TATE R E, LAND C C. Environmental safety analysis tests on the light weight radioisotope heater unit(LWRHU): LANL[R]. USA: NASA, 1985.
- [47] BENNETT G L, LOMBARDO J J, HEMLER R J, et al. Mission of daring: the General-Purpose Heat Source Radioisotope thermoelectric generator[C]//4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit(IECEC). San Diego, California: IECEC, 2006.
- [48] BENNETT G L, HEMLER R G. Development and use of the galileo and ulysses power sources[J]. *Space Technology*, 1995, 15(3): 157-174.
- [49] NASA. Final report for the General Purpose Heat Source-radioisotope thermoelectric generator program: FESP-7209[R]. USA: NASA, 1991.
- [50] HAMMEL T E, BENNETT R, KEYSER S, et al. Multi-Mission Radioisotope Thermoelectric Generator(MMRTG)performance data and application to life modeling[C]//11th International Energy Conversion Engineering Conference. San Jose, CA: [s.n.], 2013.
- [51] OTTAM G K, HERSMAN C B. The Pluto-new Horizons RTG and power system early mission performance[C]//4th International Energy Conversion and Engineering Conference. San Diego, California: [s.n.], 2006.
- [52] COCKFIELD R D. Preparation of RTG F8 for the pluto New Horizons mission[C]//4th International Energy Conversion and Engineering Conference. San Diego, California: [s.n.], 2006.
- [53] ROSENBERG K E, JOHNSON S G. Assembly and testing of a radioisotope power system for the New Horizons spacecraft[C]//AIAA 4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit(IECEC). [S.l.]: AIAA, 2006.
- [54] GRIFFIN C D. Vibration testing of pluto New Horizons radioisotope thermoelectric generator[C]//4th International Energy Conversion

Engineering Conference. San Diego, California: [s.n.], 2006.

作者简介:

罗洪义(1980-),男,高级工程师,主要研究方向:同位素热/电源。

通讯地址:北京市275信箱12分箱(102413)

电话:(010)69357704

E-mail:luohongyi401@sina.com

罗志福(1962-),男,研究员,主要研究方向:放射性同位素技术。**本文通讯作者。**

通讯地址:北京市275信箱12分箱(102413)

电话:(010)69357795

E-mail:Luozhifu1001@aliyun.com

The Plutonium-238 Radioisotope Thermoelectric Generator in the Deep Space Exploration

LUO Hongyi, NIU Changlei, WU Shengna, LI Xin, TANG Xian, LUO Zhifu

(Dept. of Isotope China Institute of Atomic Energy, Beijing 102413, China)

Abstract: The Plutonium-238 radioisotope thermoelectric generator (Plutonium-238 RTG) can work continuously without maintenance for a long time in harsh environment. It can supply power and thermal energy at the same time, which is an ideal energy source for deep space exploration missions. Firstly, the electricity power generation theory, basic structure, application history and development tendency of Plutonium-238 RTG are described in this paper. Then the key technologies for the development of Plutonium-238 RTG are presented, combined with the technology development of Plutonium-238 RTG in foreign countries and the requirements for deep space exploration. The above-mentioned key technologies are analyzed and discussed, providing a reference to the technology development and engineering application of Plutonium-238 RTG in China.

Keywords: Plutonium-238 RTG; Plutonium-238 RHU; thermoelectric conversion; safety; reliability

Highlights:

- The key technologies for the development of Plutonium-238 RHU core and cladding are proposed.
- The methods of various thermoelectric monomers connection and thermoelectric module integration are summarized.
- The safety test projects of the space application of Plutonium-238 RHU are analyzed.
- The environmental and reliability test projects of different system levels for Plutonium-238 RTG are reviewed.

[责任编辑:高莎,英文审校:朱恬]