

深空探测RTPV高温多层隔热技术研究

苏生^{1,2}, 艾素芬³, 邱家稳⁴, 宋馨^{1,2}, 田岱¹, 马彬¹, 曹亚茹⁵

(1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094; 2. 空间热控技术北京市重点实验室, 北京 100094; 3. 北京卫星制造厂有限公司, 北京 100094; 4. 中国空间技术研究院, 北京 100094; 5. 西北工业大学材料学院, 西安 710072)

摘要: RTPV作为一种用于深空探测的高效率核电源, 其高温隔热技术是影响系统热电转换效率的关键因素之一。针对基于陶瓷点阵间隔层、铝箔反射屏的新型高温多层隔热组件, 对比了烧结法、物理气相沉积法、大气等离子喷涂等陶瓷点阵制备工艺, 优选出大气等离子喷涂法, 成功在铝箔表面制备了直径1.5 mm、厚度0.1 mm、间距15 mm的ZrO₂颗粒点阵, 并将其作为高温多层的1个单元。仿真结果显示, 氧化锆陶瓷点阵高温多层隔热组件的瞬态与稳态隔热性能均优于传统高温多层隔热组件, 且具有在小尺寸下边缘漏热小、不产生多余物、长期耐受1000 °C高温的特点, 可满足深空探测同位素热光伏电源的隔热需求。

关键词: 陶瓷点阵间隔层; 铝箔反射屏; 高温多层隔热; 同位素热光伏; 深空探测

中图分类号: V416

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2024)05-0462-07

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2024.20230133

引用格式: 苏生, 艾素芬, 邱家稳, 等. 深空探测RTPV高温多层隔热技术研究[J]. 深空探测学报(中英文), 2024, 11(5): 462-468.

Reference format: SU S, AI S F, QIU J W, et al. Preparation and thermal performance study of multilayer insulation in RTPV for deep space exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11(5): 462-468.

引言

在木星及以远的深空探测任务中, 由于太阳光照强度小, 传统的太阳能发电无法满足探测器功率需求, 核电源将是供能的主要技术途径。空间同位素热光伏电源(Radioisotope Thermo Photo Voltaic, RTPV)作为一种百瓦级核电源, 其利用材料性能, 将核源热能转化为红外光能, 通过光电转换实现发电, 系统没有运动部件, 可以实现超过20%的能量转换, 该转换效率可以与斯特林发电的效率相媲美, 且避免了斯特林发电机带来的扰振以及机构寿命问题; 与温差发电相比, RTPV具有与其相当的工作寿命, 系统效率则远高于温差发电(温差发电系统效率约6.5%)。因此, 空间同位素热光伏电源是中国重点发展的空间核电源形式之一^[1-2]。

减少系统漏热、提升内部热源温度是保证RTPV实现系统高效率的关键^[3-5]。对于RTPV在发射入轨后所处的高温、真空工作环境, 高温多层隔热组件(Multi-Layer Insulator, MLI)是隔热性能最优的^[6]。传统的高温多层隔热组件选用耐高温、低发射率的不锈钢箔或镍箔作为反射屏, 选用耐高温、低导热系数的纤维织

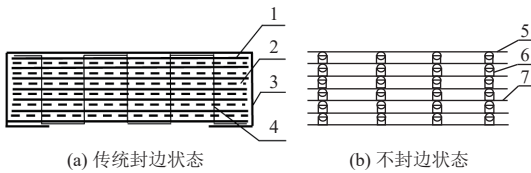
物或气凝胶作为间隔层, 该形式的高温多层隔热组件辐射隔热效果良好, 在航天器中广泛使用。卫星高温多层隔热组件采用不锈钢箔、镍箔与铝箔作为反射屏, 采用高硅氧玻璃纤维布或硅酸铝纤维布作为间隔层, 用于防护发动机短期点火形成的950 °C高温环境^[7-9]。再入飞行器热防护结构外部为隔热瓦, 内部为高温多层隔热组件, 其组成采用不锈钢箔作为反射屏、采用无机纤维布或气凝胶作为间隔层^[10-12]。然而, 在同位素热光伏电源这样的多层内置的分米级小尺寸应用场景中, 现有的高温多层隔热组件存在如下问题: ①传统高温多层隔热组件利用多层面膜封边, 将造成高温侧向低温侧的大比例漏热, 严重影响整体隔热性能; ②在不封边情况下, 传统高温多层隔热组件内部的纤维织物或气凝胶等间隔层材料极有可能产生多余物, 对RTPV内部的光伏电池性能造成影响; ③传统高温多层隔热组件所用材料耐受长期高温、真空的能力稍弱, 蒸发量较大, 影响RTPV内部光学器件寿命。美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)和麻省理工大学(Massachusetts Institute of Technology, MIT)分别在其RTPV地面样

机中采用钼箔和陶瓷颗粒 (ZrO₂ particles)^[3]/陶瓷粉末 (Zirconia powder)^[13]作为高温多层的反射屏、间隔层, 但陶瓷颗粒/粉末间隔层的成形工艺未见报道。因此, 亟需开展新型高温多层隔热组件制备工艺及其性能研究。

针对 RTPV 隔热需求, 本文设计了耐高温、低导热系数的陶瓷颗粒作为间隔层, 抛光的钼箔作为反射屏的高温多层隔热组件; 利用陶瓷颗粒的低接触面积以及钼箔的耐高温性能和低发射率, 获得高效的系统隔热性能; 开展了在钼箔上制备陶瓷点阵的工艺研究, 采用等离子喷涂工艺, 形成了新型耐高温多层隔热组件, 并研究了其隔热性能。

1 陶瓷点阵间隔层设计

多层隔热组件由 N 个单元叠加而成, 每个单元由 1 层反射屏 (Reflector) 和 1 层间隔层 (Seperator) 组成, 其构成如图 1 所示。



1,7-反射屏 2-间隔层 3-5-面膜 4-缝合线 6-陶瓷颗粒间隔层

图 1 多层隔热组件结构示意图

Fig. 1 Sketch of MLI

当间隔层将反射屏充分隔开, 相邻反射屏互不接触时, 在真空条件下, 通过多层隔热组件的传热是下式所示的辐射换热 Q_{rad} 和固体导热 Q_{cond} 的组合^[7,14]。

$$Q_{rad} = \frac{n^2 \sigma A_r (T_1^4 - T_2^4)}{(N+1) \left(\frac{2}{\varepsilon} - 1 \right) + (\alpha + 2s) \frac{\delta}{2}} \quad (1)$$

$$Q_{cond} = \lambda_D A_c \frac{T_1 - T_2}{\delta} \quad (2)$$

其中: n 为间隔层的折射系数; σ 为斯忒藩-玻尔兹曼常数; A_r 和 A_c 分别为垂直于多层隔热组件厚度方向的反射屏面积和间隔层面积; T_1 为热面温度; T_2 为冷面温度; N 为多层单元数量; ε 为反射屏表面发射率; α 为间隔层吸收系数; s 为间隔层散射系数; δ 为间隔层厚度; λ_D 为间隔层当量热导率。

从式 (1) 可见, 反射屏发射率越低、单元数量越多时, 通过多层隔热组件的辐射换热量越低。从式 (2) 可见, 间隔层材料导热系数越小、垂直于热流方向的面积越小、厚度越大时, 通过多层隔热组件的固体导热热量越低。基于上述分析, 加之同位素热光伏电源尺

寸限制了陶瓷颗粒高温多层隔热组件的面内尺寸与厚度, 因此, 为保证高温多层隔热组件的隔热效果, 要求陶瓷点阵应满足以下需求:

1) 在能实现间隔作用前提下, 陶瓷点阵高度尽量小。陶瓷点阵是间隔层, 其首要指标是确保相邻反射屏能被充分隔开。此外, 在高温多层隔热组件侧面不能封边的情况下, 为减小通过侧面向外辐射漏热量, 应尽量减小各单元厚度, 因此, 陶瓷点阵高度应尽量小。

2) 在能实现间隔作用前提下, 陶瓷点阵间距尽量大, 陶瓷颗粒直径尽量小, 以减小相邻反射屏之间通过陶瓷点阵产生的导热漏热。

3) 陶瓷点阵单元的高度、间距和直径尺寸应与制造能力相匹配, 且陶瓷点阵单元具有足够的附着力和强度。

基于上述原则, 确定本研究的陶瓷颗粒高温多层隔热组件采用表 1 所示主要尺寸。图 2 给出了陶瓷颗粒在钼箔上的布局示意, 该图也体现由 1 层反射屏和 1 层间隔层组成的 1 个单元高温多层的结构示意图。

表 1 陶瓷颗粒高温多层隔热组件主要尺寸
Table 1 Size of MLI with ceramic particles

部件	厚度/高度	截面尺寸	间距
反射屏 (钼箔)	0.1	100 × 100	/
间隔层 (ZrO ₂ 颗粒)	0.075~0.1	∅0.5~∅2	15

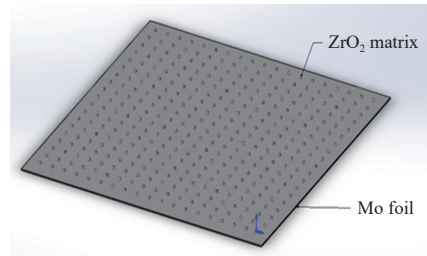


图 2 陶瓷颗粒高温多层 (1 单元) 示意图

Fig. 2 Sketch of 1 unit of MLI

2 ZrO₂陶瓷点阵间隔层制备

烧结法、物理气相沉积法和大气等离子喷涂法^[15-18]是较为常见的陶瓷颗粒制备方法, 分别对这 3 种方法开展在钼箔上制备 ZrO₂陶瓷点阵间隔层的工艺研究。

2.1 烧结法

在烧结法中, 为提升 ZrO₂陶瓷点阵与钼箔之间的结合力, 从两方面着手: 一是对钼箔的点阵区域进行粗糙化处理; 二是选用与钼箔热膨胀系数相当的材料作为连接层, 莫来石的热膨胀系数 (4.4 × 10⁻⁶/°C ~ 5.6 × 10⁻⁶/°C) 与钼 (4.9 × 10⁻⁶/°C) 相当, 选莫来石作为

ZrO₂与钼箔反射屏之间的连接层。

具体制备步骤如下:

步骤1: 对钼箔基体进行整体抛光处理, 随后采用掩膜-刻蚀-吹砂的方式, 对钼箔表面陶瓷点阵基体位置进行粗糙化处理。对比了在0.5 μm、1 μm、1.5 μm、2 μm、2.5 μm等5种粗糙度值下的结合力, 其中在2 μm粗糙度值时, 陶瓷点阵与反射屏之间结合力最优。**图3**为对选区进行2 μm粗糙度值粗糙化处理后的钼箔。

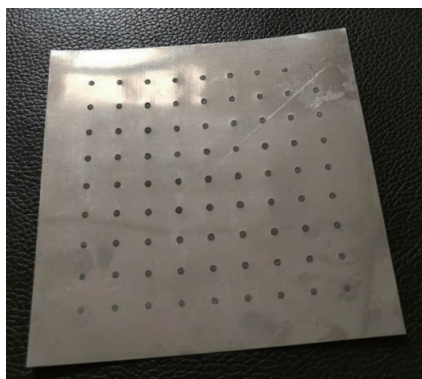


图3 选区粗糙化处理的钼箔
Fig. 3 Roughened Mo foil in selected areas

步骤2: 利用硅溶胶以及氧化铝粉制备莫来石(3Al₂O₃·2SiO₂)前驱体, 并掺杂少量TiO₂烧结助剂促进烧结, 运用压缩空气喷涂法在点阵位置依次喷涂莫来石和ZrO₂陶瓷浆料, 并置于60 °C烘箱中去除浆料中的水分。

步骤3: 采用真空烧结方式, 在1 200 °C经2 h烧结, 使干燥后的陶瓷生坯烧结致密化。

步骤4: 微观形貌分析。**图4**为莫来石/ZrO₂陶瓷断面的扫描电子显微镜图(Scanning Electron Microscope, SEM), 从图中可以看出陶瓷结构疏松, 为多孔结

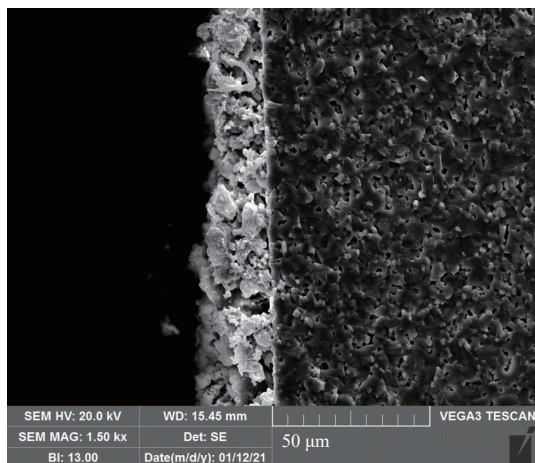


图4 烧结法制备的莫来石/ZrO₂断面SEM图
Fig. 4 SEM diagram of mullite and ZrO₂ profile using sintering

构, 有利于隔热和高温状态下ZrO₂点阵与莫来石连接层之间的热膨胀匹配。

该方法工艺简单, 但存在明显缺点: 在制备工艺中, 由于少量烧结助剂的加入改变了硅溶胶的pH值, 使得莫来石前驱体稳定性恶化, 加速了浆料絮凝, 难以控制喷涂时间, 易堵枪头; 虽然对钼箔基体进行了粗糙化处理, 但陶瓷薄膜与钼箔基体之间的结合力仍不足, 制备的陶瓷薄膜易脱落。

2.2 物理气相沉积法

通过物理气相沉积法在钼箔表面制备ZrO₂涂层, 该方法制备的涂层结构致密且附着力相对较强。具体制备步骤如下:

步骤1: 对钼箔基体进行抛光处理, 并选区粗糙化处理基体。

步骤2: 通过激光刻蚀法构建点阵微结构表面, 提供ZrO₂点阵制备位置(如**图5**所示)。

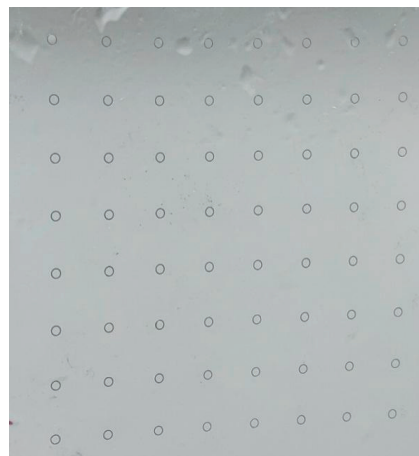


图5 激光刻蚀点阵微结构表面
Fig. 5 Matrix microstructure after laser ablation

步骤3: 通过磁控溅射仪, 利用氧化钇稳定氧化锆(YSZ)靶材制备ZrO₂陶瓷薄膜点阵, 具体工艺参数如**表2**所示。

表2 射频磁控溅射ZrO₂薄膜的工艺参数
Table 2 Process parameters of RF magnetron sputtering

控制参数	控制值
本底真空/Pa	$6.0 \times 10^{-4} \sim 8.0 \times 10^{-4}$
溅射功率/W	180~300
溅射气压/Pa	0.6~1.0
靶极距/cm	8~10
溅射温度/°C	25
溅射速率/(nm·min ⁻¹)	5.1~10.0

步骤4: 微观形貌分析。**图6**为ZrO₂陶瓷的断面SEM图, 可以看出通过磁控溅射方法制备的ZrO₂陶瓷结构比较致密。

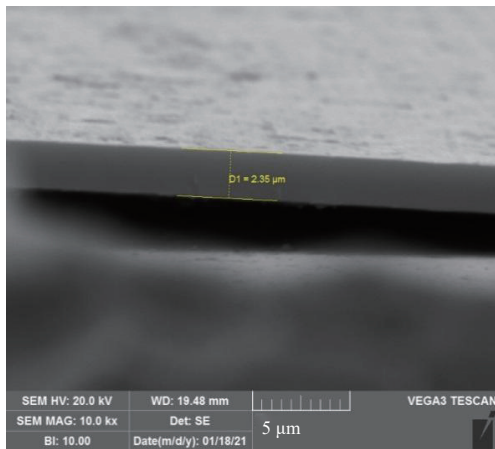


图6 物理气相沉积法制备的ZrO₂断面SEM图
Fig. 6 SEM diagram of ZrO₂ profile using PVD

通过射频溅射法在钼箔表面制备的ZrO₂涂层致密度高,在常温环境下的结合力显著优于烧结法。但存在两方面缺点:一是镀膜速率低,耗时长,成本高;二是ZrO₂涂层与钼箔致密连接,没有用于适应高温热胀匹配的过渡层结构,势必影响高温附着等热结构匹配性能。

2.3 大气等离子喷涂法

采用大气等离子喷涂法,选用氧化钇稳定氧化锆制作陶瓷点阵。通过对基材选区粗糙化处理,结合多层点阵结构设计改善点阵-基材热膨胀系数渐变匹配,从而改善陶瓷点阵与钼板基体的热膨胀系数匹配性以及附着力。

具体制备步骤如下:

步骤1:对钼箔基体进行抛光处理,并选区粗糙化处理基体。

步骤2:通过大气等离子喷涂法,使用镍合金打底,选用氧化钇稳定氧化锆制作多层结构陶瓷点阵。制备过程中,通过调整功率及气压等参数,采用相对较低的等离子体温度和流速,减少等离子体对基体的冲击力,避免基体和工装变形,精确控制陶瓷点阵高精度成型。具体工艺参数如表3所示。

表3 大气等离子喷涂ZrO₂薄膜的工艺参数

Table 3 Process parameters of ZrO₂ air plasma spraying

控制参数	控制值
主气体(Ar)压强/MPa	0.4~0.5
功率/kW	18~21
载粉气体压强/MPa	0.2
喷涂距离/mm	80
供粉速率/rpm	0.3

步骤3:微观形貌分析。图7为ZrO₂陶瓷点阵的断面SEM图,可以看出陶瓷结构为疏松的多孔结构。镍

合金粉末打底层连接层厚度为30 μm左右,其余为ZrO₂涂层,镍合金连接层有利于实现陶瓷点阵-钼箔基材热膨胀系数渐变匹配,提升了高温状态下的结合力。

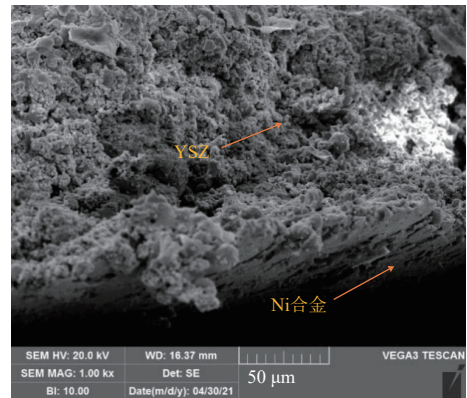


图7 大气等离子喷涂法制备的ZrO₂断面SEM图
Fig. 7 SEM diagram of ZrO₂ profile using atmospheric plasma spraying

步骤4:附着力测试。参照QJ990.14-86《涂层附着力检验方法》^[19],用剥离强度≥2.0 N/cm的纸基胶带进行常温拉离实验(如图8所示)。实验结果:陶瓷点阵结构稳定,未脱落。

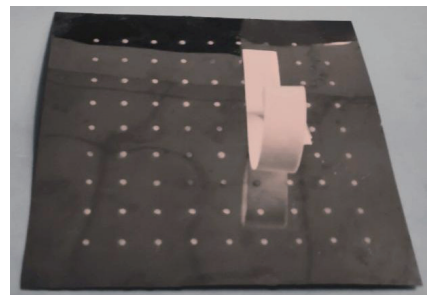


图8 拉脱法测试附着力
Fig. 8 Adhesion test by pull-off method

大气等离子喷涂法操作简单,耗时短,效率高。相较烧结法和物理气相沉积法,通过对基材选区粗糙化处理,结合多层点阵结构设计改善了点阵-基材的热匹配性能,ZrO₂颗粒与钼箔之间常温结合力强,且具有适应高温的结构。

2.4 制备方法对比

通过分别利用烧结法、PVD法和大气等离子喷涂法在钼箔上制备陶瓷颗粒的工艺研究与结果分析,得出:

1) 烧结法制备出的陶瓷颗粒致密性稍差,与钼箔基体结合力弱,在室温状态即易脱落。

2) PVD法制备出的陶瓷颗粒致密性极高,但由于未采用适应高温热胀匹配的过渡层结构,势必影响热结构匹配性能。同时,该方法效率低,在制备毫米级厚度的陶瓷颗粒时,突显出经济性差的劣势。

3) 大气等离子喷涂法制备出的陶瓷颗粒致密性介于烧结法与PVD法之间,与钼箔基体结合力满足涂层附着力规范要求;采用的镍合金连接层提升了热结构匹配性能。利用该方法制备的产品效果最优,对比结果见表4。

表4 三种制备方法的效果对比

Table 4 Effect comparison of 3 methods

性能	烧结法	PVD法	等离子喷涂法
点阵常温附着力	差(易脱落)	好	好
高温热结构匹配性	好	差(致密连接)	好
经济性	好	差	好

3 多层隔热性能评估

3.1 评估方法

使用ThermalDesk软件建模分析多层隔热性能。按文献[8]方法,设计了32单元的大面积传统高温隔热屏模型,由10单元高温多层、17单元中温多层和5单元低温多层叠加而成,模型具体组成见表5,安装结构示意图见图9。在该基于传统高温多层的高温隔热屏实例中:镍箔红外发射率取值0.07;镍箔与硅酸铝布之间的等效接触换热系数取值 $3 \text{ W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{K}^{-1}$;对高温多层面膜设置 $1050 \text{ }^{\circ}\text{C}$ 定温边界,对低温多层冷面设置 $20 \text{ }^{\circ}\text{C}$ 定温边界。该模拟方法的正确性已在文献[8]中通过实验验证,此处不再赘述。

表5 高温隔热屏组成

Table 5 Components of heat shield

部件名称	单元数量	单元组成	位置
高温覆盖层	1	不锈钢箔	高温侧
高温多层	10	不锈钢箔面膜+镍箔+硅酸铝布	高温侧
中温多层	17	铝箔+玻璃纤维布	中部
低温多层	5	双面镀铝聚酯膜+涤纶网	低温侧

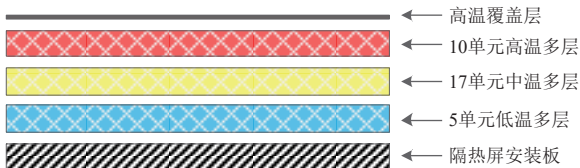


图9 高温隔热屏装配示意图
Fig. 9 Sketch of heat shield

在上述分析模型基础上,将表5所示隔热屏中的高温多层替换为10单元钼箔反射屏+陶瓷颗粒间隔层的不封边高温多层,建立基于陶瓷颗粒高温多层隔热组件的高温隔热屏(下文简称新型隔热屏)分析模型进行隔热性能分析。分析模型中的主要参数设置如下:

1) 钼箔红外发射率取值0.1。

2) 相邻钼箔之间的等效接触换热系数取值为 $1.5 \text{ W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{K}^{-1}$ 。该值计算条件为:陶瓷颗粒高度 0.1 mm ,点阵间距 15 mm ,陶瓷颗粒与自身单元反射屏之间的接触换热系数取值 $3000 \text{ W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{K}^{-1}$,陶瓷颗粒与相邻单元反射屏之间的接触换热系数取值 $300 \text{ W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{K}^{-1}$,假设每个陶瓷颗粒与相邻单元反射屏之间的接触区域为一个直径为 1.2 mm 的圆。

3) 中温多层和低温多层设置与文献[7]相同。

4) 考虑木星及以远的深空轨道环境中的太阳辐射强度小的特点,在分析模型中忽略外热流波动,将外部边界条件简化为定温边界。具体边界条件与文献[7]相同:对高温多层面膜设置 $1050 \text{ }^{\circ}\text{C}$ 定温边界,对低温多层冷面设置 $20 \text{ }^{\circ}\text{C}$ 定温边界。

3.2 评估结果

两种隔热屏的隔热效果对比见图10。图中的“高中温区之间温度”为高温多层与中温多层之间的温度,“中低温区之间温度”为中温多层与低温多层之间的温度。

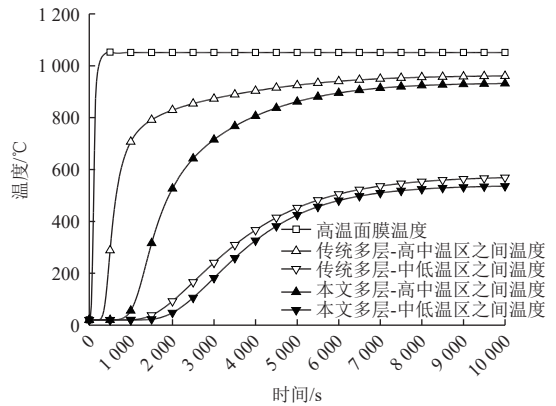


图10 多层隔热组件隔热效果
Fig. 10 Thermal insulation performance of MLI

从图10可以看出,受益于陶瓷颗粒产生的较大的导热热阻,在钼箔反射屏比镍箔反射屏的发射率更大的相对恶劣条件下,新型隔热屏仍具有更好的隔热效果,其中:

1) 在加热初期的瞬态过程中,显著延缓了热量传递速度。在传统隔热屏中,外部热量在约250 s时传递至中温多层、约500 s时传递至低温多层;在新型隔热屏中,外部热量在约700 s时传递至中温多层、约1500 s时传递至低温多层。

2) 在加热初期的瞬态过程中,形成了更大的隔热温差。在传统隔热屏中,当外部热量传递至低温多层时,“高中温区之间温度”与高温面膜之间的温差为 $655 \text{ }^{\circ}\text{C}$ 。在新型隔热屏中,当外部热量传递至低温多层时,“高中温区之间温度”与高温面膜之间的温差为 $735 \text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

3) 长期稳态隔热效果更优。随着运行时间的延长,中温多层和低温多层的隔热效果逐渐显现,并掩盖了新型隔热屏对传统隔热屏的部分优势,即便如此,在最终平衡状态下,“高中温区之间温度”仍比传统隔热屏低29℃。

4 结束语

本文针对深空探测同位素热光伏电源对多层隔热组件的不封边、不产生多余物需求,设计了新型陶瓷颗粒间隔层高温多层隔热组件,研究了在铝箔上制备陶瓷颗粒间隔层的工艺方法,并通过热分析仿真方法评估了隔热性能。结果显示:陶瓷颗粒间隔层高温多层隔热组件具有更大的热阻,其瞬态隔热性能和稳态隔热性能均优于使用硅酸铝布作为间隔层的传统高温多层隔热组件。研究结果可为深空探测同位素热光伏电源隔热技术提供参考。

参 考 文 献

- [1] 朱安文,刘磊,马世俊,等.空间核动力在深空探测中的应用及发展综述[J].深空探测学报(中英文),2017,4(5):397-404.
ZHU A W, LIU L, MA S J, et al. An overview of the use and development of nuclear power system in deep space exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(5): 397-404.
- [2] 牛厂磊,唐显,李鑫,等.238Pu同位素热/电源的发展及展望[J].原子能科学技术,2020,54:342-350.
NIU C L, TANG X, LI X, et al. Development and prospect of RHU/RTG[J]. Atomic Energy Science and Technology, 2020, 54: 342-350.
- [3] SCHOCK A, MUKUNDA M, OR C, et al. Design, analysis, and optimization of a radioisotope thermophotovoltaic (RTPV) generator, and its applicability to an illustrative space mission[C]//Proceedings of 45th Congress of the International Astronautical Federation, Jerusalem, 1994, IAF-94-R1: 363.
- [4] WILT D, CHUBB D, WOLFORD D, et al. Thermophotovoltaics for space power applications[C]//In AIP Conference Proceedings. [S.1.]: AIP, 2007.
- [5] WOLFORD D, CHUBB D, CLARK E, et al. Emission measurements relevant to a 250 Wt class RTPV generator for space exploration: NASA/TM-2009-215619[R]. USA: NASA, 2009.
- [6] 苗建印,钟奇,赵啟伟,等.航天器热控制技术[M].北京:北京理工大学出版社,2018.
MIAO J Y, ZHONG Q, ZHAO Q W, et al. Spacecraft thermal control technology[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2018.
- [7] 张栋,薛淑艳,宁献文,等.大推力发动机高温隔热屏设计及优化研究[J].航天器环境工程,2017,34(4):350-354.
ZHANG D, XUE S Y, NING X W, et al. Design and optimization of high temperature heat shield for large thrust engines[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2017, 34(4): 350-354.
- [8] 张线,高天,刘冈云,等.嫦娥五号轨道器3000N发动机高温隔热屏设计[J].上海航天(中英文),2022,39(s1):27-32.
ZHANG Y, GAO T, LIU G Y, et al. Heat shield design for 3000N engine of Chang'e-5 orbiter[J]. Aerospace Shanghai (Chinese & English), 2022, 39(s1): 27-32.
- [9] 向艳超,高鸿,文明,等.航天器热控材料及应用研究进展[J].材料导报,2022,36(22):22050193.
XIANG Y C, GAO H, WEN M, et al. Review of spacecraft thermal control materials and applications[J]. Materials Reports, 2022, 36(22): 22050193.
- [10] 邢亚娟,孙波,高坤,等.航天飞行器热防护系统及防热材料研究现状[J].宇航材料工艺,2018(4):9-15.
XING Y J, SUN B, GAO K, et al. Research status of thermal protection system and thermal protection materials for aerospace vehicles[J]. Aerospace Materials & Technology, 2018(4): 9-15.
- [11] 李健,张凡,张丽娟,等.一种耐高温多层热防护组件结构设计及性能研究[J].北京理工大学学报,2019,39(10):1051-1056.
LI J, ZHANG F, ZHANG L J, et al. Structure design and performance study of a multi-layer thermal protection component with high temperature endurance[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2019, 39(10): 1051-1056.
- [12] 王飞,王秦阳,孙创,等.一种耐高温多层热防护结构的优化设计与性能[J].航空动力学报,2023,38(5):1075-1082.
WANG F, WANG Q Y, SUN C, et al. Optimization design and performance for multi-layer thermal protection structure at high temperature[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(5): 1075-1082.
- [13] WANG X W, LIANG R R, PETER F, et al. Radioisotope thermophotovoltaic generator design methods and performance estimates for space missions[J]. Journal of Propulsion and Power, 2020, 36(4): 20-29.
- [14] 江经善.多层隔热材料及其在航天器上的应用[J].宇航材料工艺,2000(4):17-25.
JIANG J S. Multilayer insulation materials and their application to spacecrafts[J]. Aerospace Materials & Technology, 2000(4): 17-25.
- [15] 季玉平.冷烧结制备钼基微波复合陶瓷及其5G原型天线应用研究[D].杭州:杭州电子科技大学,2000.
JI Y P. Coldsintering molybdenum based microwave composite ceramics and its application on 5G prototype antenna[D]. Hangzhou: Hangzhou Dianzi University, 2000.
- [16] 孙健,刘书彬,李伟,等.电子束物理气相沉积制备热障涂层研究进展[J].装备环境工程,2019,16(1):1-6.
SUN J, LIU S B, LI W, et al. Research progress of thermal barrier coating prepared by electron beam physical vapor deposition[J]. Equipment Environmental Engineering, 2019, 16(1): 1-6.
- [17] 何庆兵,李忠盛,吴护林,等.等离子喷涂ZrO₂基纳米涂层研究进展[J].兵器装备工程学报,2016,37(11):128-132.
HE Q B, LI Z S, WU H L, et al. Research progress of plasma sprayed ZrO₂-based nano-coatings[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2016, 37(11): 128-132.
- [18] 付倩倩,通雁鹏.等离子喷涂氧化钇稳定氧化锆涂层的分形特征与断裂韧性[J].粉末冶金技术,2021,39(2):122-126.
FU Q Q, TONG Y P. Fractal character and fracture toughness of plasma sprayed yttria-stabilized zirconia coatings[J]. Powder Metallurgy Technology, 2021, 39(2): 122-126.

- [19] 航天工业部. QJ990.14-86, 涂层附着力检验方法[S]. 北京: 航天工业部, 1986.
Ministry of Aerospace Industry of PRC. QJ990.14-86, Inspection methods of coating adhesion force[S]. Beijing: Ministry of Aerospace Industry of PRC, 1986.

作者简介:

苏生(1981-), 男, 高级工程师, 主要研究方向: 航天器热控制。
通信地址: 中国空间技术研究院5142信箱364分箱(100094)
电话: (010)68112240
E-mail: sus_81@163.com

Preparation and Thermal Performance Study of Multilayer Insulation in RTPV for Deep Space Exploration

SU Sheng^{1,2}, AI Sufen³, QIU Jiawen⁴, SONG Xin^{1,2}, TIAN Dai¹, MA Bin¹, CAO Yaru⁵

(1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

2. Beijing Key Laboratory of Space Thermal Control Technology, Beijing 100094, China;

3. Beijing Spacecrafts, Beijing 100094, China;

4. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;

5. School of Materials Science, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: For RTPV, As a high-efficiency deep space nuclear power for deep space exploration, RTPV's high temperature insulation is one of the key factors affecting the system's thermoelectric conversion efficiency. A new high temperature MLI using ceramic lattice separator and molybdenum foil reflector was studied. Based on a comparison of the ceramic lattice preparation processes such as sintering, PVD and atmospheric plasma spraying, ZrO₂ lattice with a diameter of 1.5mm, a thickness of 0.1mm, and spacing of 15mm was prepared on molybdenum foil through atmospheric plasma spraying, which was used as 1 unit of MLI. The thermal insulation performance of a 10 units high temperature MLI was simulated. The results show that, its transient and steady thermal insulation performance is better than that of the traditional high temperature MLI. It can meet the insulation requirements of deep space RTPV with little edge heat leakage, no residue generation, and long term resistance to 1 000 °C in a small size.

Keywords: ceramic lattice separator; molybdenum foil reflector; high temperature MLI; RTPV; deep space exploration

Highlights:

- A high-temperature MLI using ceramic particle spacers is designed, which is used for long term thermal insulation at 1 000 ~ 1 200 °C level in RTPV.
- A process method for preparing ceramic particle lattice on molybdenum foil is given.
- The thermal insulation performance of high-temperature MLI is compared and analyzed.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]