

气凝胶隔热材料在空间探测领域研究与应用进展

孟昊轩^{1,2} 常晓晶¹ 艾素芬¹ 邱家稳³ 刘佳¹

(1 北京卫星制造厂有限公司, 北京 100080)

(2 北华航天工业学院, 廊坊 065099)

(3 中国空间技术研究院遥感卫星总体部, 北京 100094)

文 摘 气凝胶材料具有纳米颗粒组成的骨架结构,形成独特的纳米尺度孔洞,密度和热导率极低,可以节省航天器空间和质量资源,是空间探测领域极端低温和高温温度环境(-230~1 800 °C)下优选的隔热保温材料。本文详细综述了气凝胶材料在国内外航天器中装置隔热、空间电源保温、低温储箱保温以及星际宇航服等领域应用进展,并对气凝胶在空间探测中的未来发展进行了展望。

关键词 空间探测,气凝胶,应用

中图分类号:V19

DOI: 10.12044/j.issn.1007-2330.2023.01.002

Research and Application Progress of Aerogel Insulation Materials in the Field of Space Exploration

MENG Haoxuan^{1,2} CHANG Xiaojing¹ AI Sufen¹ QIU Jiawen³ LIU Jia¹

(1 Beijing Spacecrafts, Beijing 100080)

(2 North China Institute of Aerospace Engineering, Langfang 065099)

(3 General Department of Remote Sensing Satellite, China Academy of Space Technology, Beijing 100094)

Abstract Aerogel materials have unique nano-scale holes and nano-particle skeleton structure, extremely low density and thermal conductivity, which can save space and weight resources of spacecraft. It is the optimal thermal insulation material in the field of space exploration under extreme low and high temperature environment (-230~1 800 °C). In this paper, the application progress of aerogel materials in the fields of device heat insulation, space power supply insulation, cryogenic storage box insulation and interstellar spacesuits in spacecraft at home and abroad is reviewed in detail, and the future development of aerogel in space exploration is prospected.

Key words Space exploration, Aerogel, Application

0 引言

气凝胶是通过溶胶凝胶法,用一定的干燥方式使气体取代凝胶中的液相而形成的纳米级多孔固态材料(图1)。气凝胶纳米孔洞结构具有非常高的比表面积(200~1 200 m²/g)、高孔隙率(80.0%~99.8%),低密度(1~250 kg/m³)等特征。另一方面,气凝胶的纳米孔结构尺寸可控制在10~50 nm,小于空气分子平均自由程(70 nm),其纳米尺寸孔径限制空气分子自由流动,从而具有极佳的抑制对流效果。气凝胶纳米级骨架结构和极低固体比例,最大程度限制了气体传热和固体传热,使气凝胶室温热导率达0.013 W/(m·K)。气凝胶低密度、低热导率的特

点,可以在较小的空间内,以较轻的质量实现绝热效果,在空间探测等质量资源紧缺领域发挥着重要作用,具有巨大应用优势。气凝胶还具有化学结构稳定的特点,可以耐受航天极端的高低温环境,使用寿命长,适用于高可靠性的航天任务中。

气凝胶材料最早在1931年由美国科学家S S KISTLER首次使用硅酸钠酸性溶液合成^[1],之后随着有机硅烷溶胶-凝胶技术及超临界CO₂干燥技术的完善,气凝胶制备水平不断提升,高品质气凝胶相继被开发。20世纪末,美国首次将气凝胶应用在火星探测项目中,气凝胶在航天器中应用研究愈发重要。随着国内空间探测任务发展,对于环境隔热要求越

收稿日期:2022-06-06

基金项目:国家自然科学基金资助项目(U20B2008)

第一作者简介:孟昊轩,1998年出生,硕士,主要从事航天高性能防隔热材料研究工作。E-mail:1765157571@qq.com

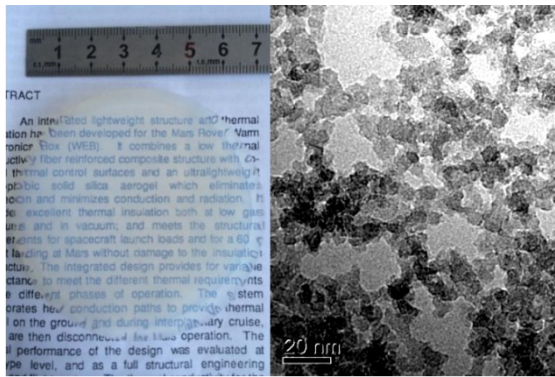


图1 气凝胶及其三维网络结构

Fig. 1 Aerogel and its three-dimensional network structure

来越严苛,气凝胶材料已在多个型号中实现多个工程应用。本文将对气凝胶作为隔热材料在国内外空间探测领域研究与应用进展进行简要综述。

1 气凝胶材料的应用进展

1.1 火星探测隔热保温

1.1.1 在火星低温环境的应用

火星表面存在平均压力约 600 Pa 的大气环境,最低温度约 $-123\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。为了保证火星车舱内电子设备在正常温度范围内工作,迫切需要一种被动、高效的隔热措施。火星上气体传热和对流换热方式直接影响着火星车隔热保温材料的选择。空间探测中常用的传统多层隔热组件基于真空环境抑制辐射换热性能,真空环境中理论热导率可达 $0.85\times 10^{-5}\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$,然而在有气体条件下,多层隔热组件的热导率衰减至 $0.038\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 。气凝胶极佳的抗气体对流性能成为火星车优选绝热方式。

1997年,气凝胶首次应用于火星探测中。美国国家航空航天局(NASA)探路者(Pathfinder)火星探测器释放的索杰纳(Sojourner)火星车,采用了环氧玻璃钢平板-桁架结合的结构,内部25~32 mm的厚度充满了密度为 $20\text{ kg}/\text{m}^3$ 的 SiO_2 气凝胶材料,在火星大气环境下(1 kPa, CO_2 , $24\text{ }^{\circ}\text{C}$)隔热装置热导率约为 $0.0163\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 。由于气凝胶红外透明性较好,需要增加反射层来减少辐射热传导,所以采用夹层结构,利用 $5\text{ }\mu\text{m}$ 厚的镀金聚酰亚胺膜起到反射作用,增加系统抗辐射性能(图2)。结果表明,Pathfinder的气凝胶材料在火星表面 CO_2 低压环境下提供了理想的保温隔热效果^[2-4],为系统节省了约为5 kg质量。该应用实例也说明,虽然气凝胶脆性较大,但是固定得当,气凝胶结构也可以承受发射和着陆过程中巨大的冲击。

2003年,美国MER(Mars Exploration Rovers)火星探测器中勇气号(Spirit)和机遇号(Opportunity)巡游车再次使用 SiO_2 气凝胶作为保温材料^[5](图3)。MER所使用的 SiO_2 气凝胶密度为 $20\text{ kg}/\text{m}^3$,气凝胶块体上同样使用了镀金的聚酰亚胺膜。为了进一步解

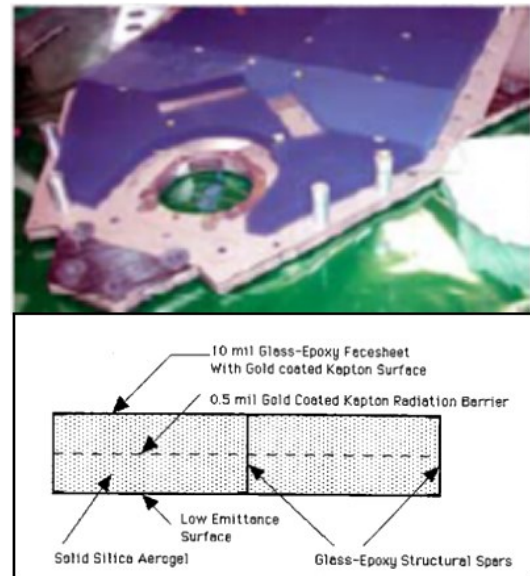


图2 Pathfinder隔热装置中的气凝胶

Fig. 2 Aerogel in Pathfinder insulation device

决气凝胶红外透明导致的热辐射问题,MER上气凝胶掺杂了质量分数0.4%的石墨作为遮光剂,提高了MER上所使用透明 SiO_2 气凝胶块体材料的隔热性能。MER所使用 SiO_2 气凝胶密度为 $20\text{ kg}/\text{m}^3$,气凝胶块体同样使用镀金聚酰亚胺膜。该气凝胶材料在火星大气环境(1 kPa, CO_2 , $25\text{ }^{\circ}\text{C}$)下热导率约为 $0.012\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 。MER火星车设计为腔式面板-桁架结构,增加气凝胶机械性能和可操作性。其中气凝胶切割成相应块体结构后,后粘贴到火星车结构板,组成结构组件,实现保温隔热功能^[6]。

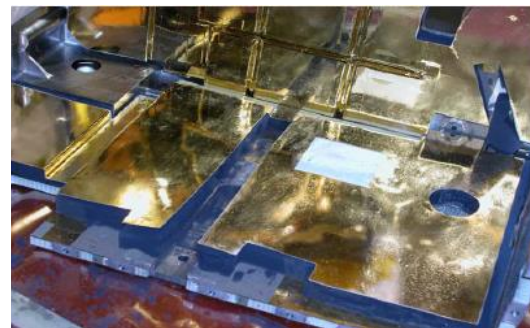


图3 MER上的气凝胶隔热装置

Fig. 3 Aerogel insulation device on MER

2021年,我国首辆火星车—“祝融号”登陆火星乌托邦平原,并展开为期90 d的巡视探测。“祝融号”火星车采用新研制密度的超低密度纳米 SiO_2 气凝胶隔热复合材料作为热控系统保温材料^[7-9],该材料密度极低($30\text{ kg}/\text{m}^3$),但经材料设计为复合材料后,具有可机加性能,可加工异型复杂结构,经过封装后组成纳米气凝胶隔热装置^[10],安装于在火星车的主体结构中。超低密度气凝胶隔热板热导率 $0.0069\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$,远低于美国“机遇号”和“勇气号”火星车气

凝胶产品同条件下的热导率 $0.012\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ (图4)。“祝融号”火星车全车使用纳米气凝胶隔热板面积约为 3.2 m^2 ,总质量为 1.97 kg ,仅占火星车质量的 0.8% 。“祝融号”火星车在轨数据表明,超低密度纳米气凝胶隔热板经结构封装为纳米气凝胶隔热装置后,在火夜无太阳外热流加热时,舱板内外两侧温差最大达 $53.8\text{ }^\circ\text{C}$,舱内侧温度在 $-28\text{ }^\circ\text{C}$ 以上,保证舱内设备在零加热功率补偿下,温度仍处于允许范围内,有力地保障了火星车舱内设备的正常工作和有效探测。

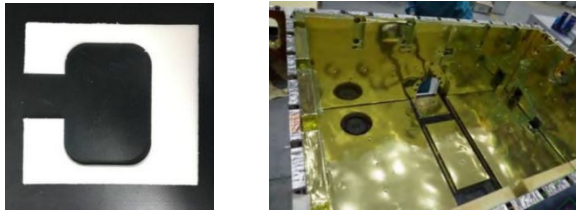


图4 “祝融号”火星车超低密度纳米气凝胶复合材料及装配后的火星车结构

Fig. 4 Ultra-low density nano-aerogel composite material and assembled structure of Zhurong Rover

对于未来火星居住,NASA喷气推进实验室搭建了一个试验装置^[11](图5),模拟太阳光到达火星表面强度对气凝胶照射,经测量发现照射面与非照射面有超过 $50\text{ }^\circ\text{C}$ 温差。由于气凝胶透光性好,植物生长所需波长的光可以穿过,并且阻隔对植物有害的紫外光, SiO_2 气凝胶还可以形成温室效应,为植物生长提供适宜的光照和温度。



图5 火星温室概念图

Fig. 5 Mars greenhouse concept

1.1.2 在火星高温环境下应用

火星车进入火星大气时,探测器会和大气剧烈摩擦产生上千度高温。针对着陆时热防护,NASA开展极音速充气气动减速器(HIAD)研制工作^[12]。其中,J A DELCORSO等人开始探索其主要环节——柔性热防护系统(FTPS),FTPS一般分为三层,由外至内分别为热防护层、隔热层、气密层,其中的隔热层主要采用气凝胶,包括PI-POSS型聚酰亚胺气凝胶,以及可耐 $1100\text{ }^\circ\text{C}$ 高温、纤维增强Pyrogel 3350型 SiO_2 气凝胶等^[13]。国内北京空间机电研究所曹旭等^[14]设

计的FTPS,隔热层采用耐高温织物与气凝胶多层铺设结构,在热冲击试验中,耐热效果显著。

2021年,NASA“毅力号”(Perseverance)火星车搭载了面包机大小“火星氧气原位资源利用实验(MOXIE)”装置(图6),该装置能够制造“火星氧气”,将稀薄、高 CO_2 含量的火星大气转化为 O_2 。转化过程中需要大量的热,环境温度约为 $800\text{ }^\circ\text{C}$ 。为保证MOXIE装置正常工作,其主要部件由耐高温材料制作,并使用了气凝胶材料作为隔热材料。

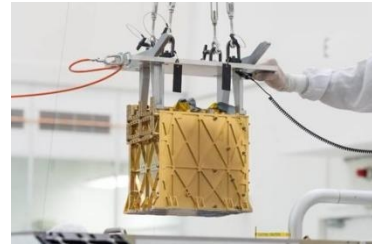


图6 “毅力号”火星车的火星氧气原位资源利用实验(MOXIE)装置

Fig. 6 The Mars Oxygen in Situ Resource Utilization Experiment (MOXIE) device for the Rover Perseverance

针对发动机等高温应用环境,耐高温气凝胶也发挥重要作用。我国“天问一号”探测器在着陆过程中,采用推力发动机逐步减小下落速度的方式,稳定点火时喷管平均温度超过 $1000\text{ }^\circ\text{C}$,设计采用可耐受 $1200\text{ }^\circ\text{C}$ 的 SiO_2 气凝胶高温隔热装置(图7),隔绝发动机其他部位热量^[15-16]。



图7 耐高温 SiO_2 气凝胶实物

Fig. 7 SiO_2 aerogel of high temperature resistant

1.2 空间同位素电源保温

基于深空探测的恶劣自然条件以及对电源更高稳定性和耐久性要求,空间工作的供电系统性能决定着深空探测进程的发展。空间电源技术发展至今应用最为成熟的是同位素温差电池(RTG)。在过去40年中,NASA有关地球轨道、月球、火星等太空船车载电力项目基本采用RTG。在空间工作过程中,RTG通过放射性同位素衰变产生热能,同时利用余热为热控系统提供热能,以在极低温度条件下保护探测器。如何减少热量散失损耗,以提高热电转换效率是其中RTG技术应用的关键问题。

目前技术在真空条件中绝热效果最好的多层绝热(MLI)形式,其由反射膜和涤纶网组成的多层结构,不具有组装性能,易引起系统漏热。耐高温气凝胶材料真空、室温热导率可低至 $0.001\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$,且具有一定结构强度,能够通过机械加工出沟、槽等结构,从而组装形成异型结构,搭建完整的隔热装置。相比较于多层结构,气凝胶材料更能有效地避免系统漏热。因此RTG的隔热主要采用气凝胶材料。

RTG的核心部件是温差电组件,其基本单元是温差电元件,通过N型和P型两端的温差持续产生电流。气凝胶合成采用溶胶-凝胶成型方法,可在狭窄空间内实现分子尺度构筑。该方法可以在气凝胶制备前期液体状态下与温差电组件P-N电元件形成分子尺寸的结合凝胶膜,经超临界干燥后在电极外表面形成气凝胶材料。采用 SiO_2 气凝胶作为冷热两端绝热材料,通过与电极完整贴合,极大地降低了热损耗,提高了RTG的热效率。

气凝胶包裹RTG电极另一个作用是防止电极在高温下升华。如图8所示, SiO_2 气凝胶包裹Sb电极,成为一种防止Sb升华有效手段。首先, SiO_2 气凝胶对Sb蒸汽具有化学稳定性。第二,气凝胶具有较低弹性模量,可以通过扩张与热电极相结合,通过多次热循环仍然能保持紧密接触。最后,气凝胶的微孔和介孔使Sb蒸汽的逃逸路径高度曲折,因此升华率显著降低。实验表明,包裹有气凝胶的热电极升华率在数百个小时后,其升华率只有未被气凝胶包裹电极的 $1/1\ 000$ ^[17]。

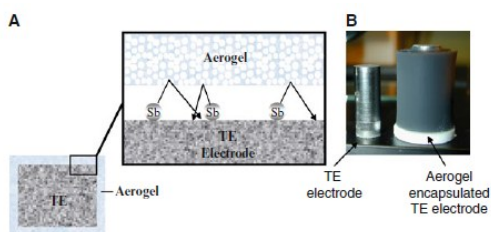


图8 气凝胶包裹的RTG电池中P-N电极

Fig. 8 P-N electrodes in the aerogel-coated RTG cell

RTG中的同位素作为热源,也需要严格隔热,减少热散失,对空间热源保温也是提高RTG电源热电转换效率手段之一。RTG电源中的热源模组主要采用气凝胶复合材料作为保温材料^[18]。纯气凝胶在热源工作温度范围($700\sim 800\text{ }^\circ\text{C}$),纳米结构被破坏隔热能力大大减弱,通过添加增强纤维减小气凝胶纳米结构在高温下的收缩,添加 TiO_2 作为高温遮光剂降低气凝胶材料高温下的热辐射,因此同位素热源一般采用气凝胶复合材料作为保温材料,其真空下热导率可低至 $0.0024\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ (图9)。

中国电子科技集团公司第十八研究所^[19]在百毫

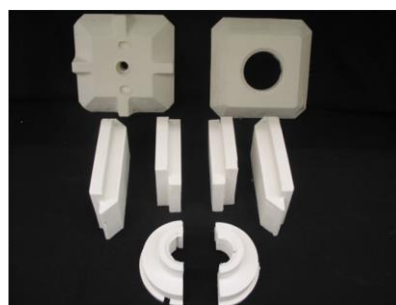


图9 RTG中的热源气凝胶保温复合板

Fig. 9 Heat source aerogel insulation composite board in RTG

瓦级同位素电源中采用 SiO_2 气凝胶作为 ^{238}Pu 同位素热源保温材料。结果表明, ^{238}Pu 同位素温差电池经过3 307 h放电试验,其最大电输出功率为409.5 MW,平均热电转换效率为3.66%,远超技术指标要求。嫦娥四号探测器的RTG^[20]内部填充了低热导率 SiO_2 气凝胶以减少热量损失,使热量尽可能多地通过温差电单体实现热-电能量转换。隔热层还对内部连接件起到定位和电绝缘作用(图10)。

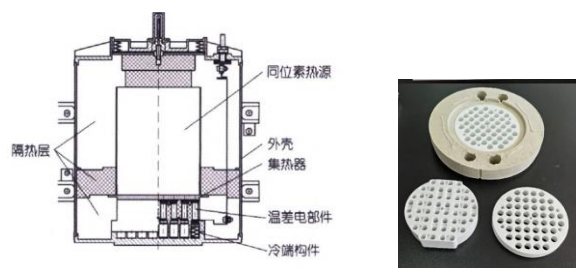


图10 同位素温差电池整体结构以及所用气凝胶材料

Fig. 10 The overall structure of isotope thermobattery and the aerogel material used

在空间电源其他部分,NASA的火星科学实验室(MSL)于2011年发射,采用 SiO_2 气凝胶为同位素热动力装置(MMRTG)上热交换器提供隔热,隔热交换器采用气凝胶来使冷热两端分开,采用蜂窝板为天线结构支撑,且将掺杂了石墨的气凝胶填充入树脂基蜂窝板起到隔热作用,保证其在火星表面环境稳定提供动力。图11为换热器的绝热板^[21]。



图11 美国好奇号火星车同位素热电发生器的热交换器绝热板

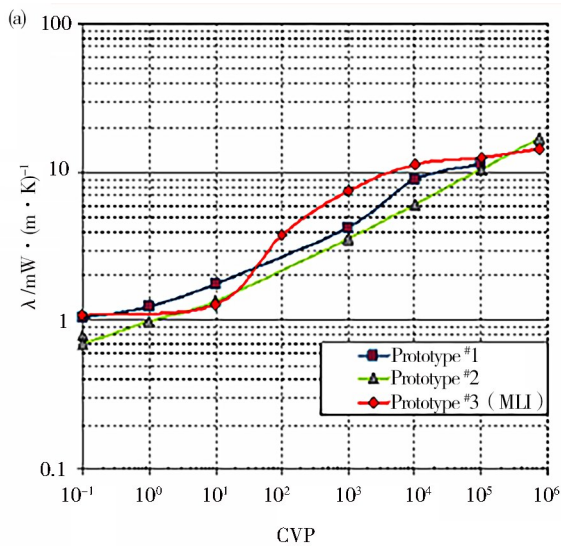
Fig. 11 The heat exchanger insulation panel for the isotope thermoelectric generator of the Curiosity Rover

1.3 低温储箱保温

低温液体在空间中用途广泛,随着空间技术的发展,对于低温液体储存条件的要求越来越高,具有低密度、低导热等特性气凝胶在低温液体储存方面可以做到更长寿命、更低损耗。NASA将阿斯彭(Aspen)技术成熟的低温气凝胶毡和MLI联合制成隔热组件^[22],这种低密度气凝胶复合材料与MLI组装有望成为一种满足隔热及相关空间性能需求的隔热构件,它可以克服MLI目前面临的问题:(1)组装过程中容易破损;(2)价格高;(3)时间长性能退化。气凝胶/MLI组合结构可以提供一种可靠、性能优异的方案。

NASA肯尼迪航天中心(Kennedy Space Center)及其低温测试实验室(Cryogenics Test Laboratory, CTL)研究了气凝胶/MLI组合结构,并与MLI结构(0.3048 m厚,90层)在低温,不同真空度条件下进行对比考察(图12)。实验在CTL进行,真空度控制在高真空($<10^{-3}$ Pa)到常压(10^3 Pa)范围(1 Torr = 133.32 Pa)。热量通过隔热系统传入冷质容器的传递速率与液氮蒸发流速成正比。通过平面热传导测试热导率。热流速度是由总热传递速率除以有效传热面积得到。

图13(a)表明在真空测试范围内,Prototype #2性



# Prototype	Description	Thickness (inch)	Density (g/cm ³)
Prototype #1	2 aerogel layers (10 mm each) separated by MLI (10 layers bottom, 10 layers middle)	1	0.048
Prototype #2	3 aerogel layers (6 mm each), separated by MLI (9 layers bottom, and 2 × 9 layers between aerogel layers)	1	0.052
Prototype #3	MLI (90 layers)	1	0.039

图12 3种气凝胶/MLI结构方案

Fig. 12 Three aerogel /MLI structural schemes

能都优于Prototype #1。Prototype #2隔热性能比Prototype #1高出23%~30%,即使是真空条件下Prototype #2也优于MLI。Prototype #3曲线形状形成原因主要是层间大尺寸空隙有利于气相热传导,相比之下,Prototype #1和Prototype #2中的气凝胶存在纳米孔结构可以有效地限制气相热传导。从图13(b)可以看出,低密度气凝胶/MLI组合结构对隔热性能相对纯气凝胶毡有更明显提升。在高真空条件下隔热性能比MLI更优。另外,低密度气凝胶/MLI组合结构由于气凝胶存在,可以对易损坏的MLI有一定力学支撑作用。

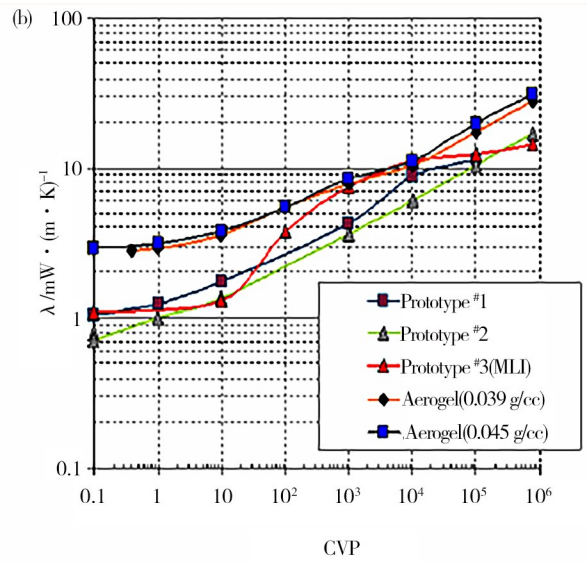


图13 3种气凝胶/MLI结构方案的热导率变化曲线

Fig. 13 Thermal conductivity curves of three aerogel /MLI structural schemes

FESMIRE通过气凝胶绝热来储存液氢^[23],箱体金属顶部利用气凝胶作为绝热材料,几乎不影响原有结构,因为气凝胶低密度特性,相较于其他隔热材料大大减轻了箱体质量。Aspen的R BEGAG等人利用气凝胶与MLI相结合研制出一种复合材料^[24],鲁棒性良好,且真空下性能优于MLI,目前主要应用于低温推进剂储存绝热。NASA研制了一种组合材料

料^[22,24],利用镀铝聚酯薄膜和B4A涤纶隔层组成多层结构与纤维增强气凝胶组合,既能保证推进剂储存箱达到良好的绝热效果,还可以抵挡微流星和轨道碎片撞击。

气凝胶材料应用于低温储箱隔热另外一种应用形式是将气凝胶与RTV655进行结合。RTV655是一种硫化硅橡胶,2022年美国孟菲斯大学将气凝胶嵌

入 RTV655 基体^[26],进行了探索性试验,他们搭建了 RTV655 低温储箱实验平台,结合目前文献数据对 RTV655 低温储箱建立热力学模型。通过实验与模型结果对比,发现 RTV655 材料性能具有复杂的温度依赖性。对于 RTV655 和气凝胶,热力学性能参数是只有少数已知测量值,许多材料参数无法确定,后续还将结合文献和实验,获取一套更完整、更精确的机械和热性能数据。RTV655 和气凝胶的组合将是低温液体储箱隔热的重要发展方向,不过目前还处于探索阶段。

1.4 星际宇航服保温

随着空间技术发展,针对宇航服绝热需求主要针对两种应用环境:高真空环境和气体星际环境。在火星大气环境下,传统多层材料隔热效果降低。而气凝胶材料新型宇航服可适应真空或低压大气,还具备传统压力服性能,因此气凝胶材料是理想选择^[27]。约翰逊航天中心(JSC)着力于气凝胶和 MLI 隔热材料研究和应用,经过试验验证,在高真空环境下 MLI 比气凝胶的热导率更低,但二者都能满足目标热导率 $0.005 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$,而在低真空环境下气凝胶比 MLI 热导率更低。

纤维增强气凝胶劣势体现在其易碎、易掉粉、机械性差、封装整合困难等问题。气凝胶在重复使用后,其中硅系气凝胶容易破裂并从纤维基质中分离。为增强气凝胶机械性能,愈来愈多的研究团队从硅系气凝胶转向了有机气凝胶体系。2011 年,美国俄亥俄州宇航研究所、NASA 及 Akron 大学国家聚合体研发中心联合首次报道了交联多面体低聚倍半硅氧烷聚酰亚胺气凝胶合成物(图 14)。此种气凝胶密度约为 $0.1 \text{ g}/\text{cm}^3$ 、孔隙率超过 90%、比表面积达 $230 \sim 280 \text{ m}^2/\text{g}$ 、室温下热导率可达 $0.014 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 。并且此种气凝胶机械性好,可以简单地被加工成块状或薄膜,是一种理想的宇航服绝热材料^[28]。

Aspen Aerogels 公司 LEE 等人开发出不易掉粉、



图 14 柔性聚酰亚胺气凝胶

Fig. 14 Flexible polyimide aerogel

密度更小、纳米孔洞细密的聚脲气凝胶材料,并检测其在室温(1 Pa)~ $-120 \text{ }^\circ\text{C}$ (1 067 Pa)的热导率,这将是星际宇航服的理想材料之一^[29-30]。

气凝胶纤维具有许多优点,包括较大的比表面积和良好的柔韧性、延伸性和悬垂性,具有广泛的工业应用潜力。但由于其缺乏灵活性、扩展性,而且网络结构脆弱,导致应用受限。2020 年中国科学技术大学利用反应纺丝法制备了透明 SiO_2 纤维^[31],将正硅酸乙酯和 HCl 按一定浓度制作纺丝液,同时用浓氨水作为缩合催化剂和凝固剂。通过凝固浴使其实现快速凝胶化,从而实现连续反应纺丝。透明 SiO_2 气凝胶纤维具有比表面积高(可达 $890 \text{ m}^2/\text{g}$)、工作温度灵活、隔热性能优异($0.018 \sim 0.023 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$)和可疏水功能化等优点,在包括宇航服在内的等许多领域都具有潜在应用前景。2020 年美国加州大学采用湿法纺丝空心纤维,将空心纤维注入气凝胶前驱体,制备出纤维素纳米气凝胶纤维^[32]。纤维鞘层具有多尺度的孔隙,包括微孔($14.5 \text{ }\mu\text{m}$)、亚微米孔(133 nm)和约 $25 \sim 26 \text{ nm}$ 表面纳米孔。该多孔同轴纤维具有低密度($0.2 \text{ g}/\text{cm}^3$)、高孔隙率(85%)、高拉伸强度($23.5 \text{ MPa}/\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$)、宽工作温度范围($-20 \sim 150 \text{ }^\circ\text{C}$),以及可连续大规模生产、可生物降解性等优点,为该领域开发建立了基础。

以上结果表明,气凝胶在真空或者大气环境下隔热效果都能满足宇航服要求,尤其在大气环境下体现出较大优势。并且随着气凝胶纤维等新型产品发展,气凝胶产品将在空间探测领域发挥重要作用。但是其工程性还有待提高,需要适应现有的加工技术水平,目前来看聚酰亚胺气凝胶具备较好力学性能,未来航天服隔热应用中具有一定优势。

2 结语

SiO_2 气凝胶由于有优异的隔热性能,广泛应用于航天器部组件热控系统,产品有块体材料、块体/蜂窝结构、气凝胶复合材料,及气凝胶复合材料/MLI 复合结构等多种应用形式,可满足在 $-230 \sim 1\ 200 \text{ }^\circ\text{C}$ 的使用需求。随着气凝胶基础研究和工程应用发展,将在航天热控系统中发挥着越来越重要的作用。未来我国还需着力于气凝胶理论基础研究,加快空间探测应用、火星探测和低温储存等方面应用技术的研究。

参考文献

- [1] KISTLER S S. Coherent expanded aerogels and jellies [J]. Nature, 1931, 127(3211):741.
- [2] NOVAK K S, PHILLIPS C J, BURIR G C, et al. Development of a thermal control architecture for the Mars exploration rovers [R]. Space Technology Applications 宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2023 年 第 1 期

International Forum, 2003.

[3] MATIJEVIC J R, BICKLER D B, BRAUN D F, et al. The pathfinder microrover [J]. *Journal of Geophysical Research*, 1997, 102(E2): 3989-4001.

[4] JOY A C, MARK A, JACOB R M, et al. Mars exploration rover mission [J]. *Journal of Geophysical Research*, 2003, 108(E12): 1-17

[5] STEVEN M J, JEFFREY S. Applications of aerogels in space exploration [M]. Springer: *Aerogels Handbook*, 721-746.

[6] HICKEY G S. Materials thermal control for MARS surface operations[J]. *Mat. Res. Soc. Symp. Proc.*, 1999, 551: 25-31.

[7] 艾素芬, 向艳超, 雷尧飞, 等. 火星车低密度纳米气凝胶隔热材料制备及性能研究[J]. *深空探测学报*, 2020, 7(5): 466-473.

SU S F, XIANG Y C, LEI Y F, et al. Preparation and properties of low-density nano-aerogel thermal insulation materials for spacecraft [J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2020, 7(5): 466-473.

[8] 雷尧飞, 韩妙玲, 艾素芬, 等. 低密度气凝胶复合材料的火星环境适应性性能[J]. *宇航材料工艺*, 2019, 49(6): 86-90.

LEI Y F, HAN M L, AI S F, et al. Effect of low density aerogels on the performance of low density aerogels composites in Mars environment[J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2019, 49(6): 86-90.

[9] 孙言, 艾素芬, 雷尧飞, 等. 低密度 SiO₂ 气凝胶微观结构与隔热性能表征[J]. *北京化工大学学报(自然科学版)*, 2018(1): 43-48.

SUN Y, AI S F, LEI R F, et al. Microstructure and thermal insulation properties of low-density silica aerogel [J]. *Journal of Beijing University of Chemical Technology (Natural Science edition)*, 2018(1): 43-48.

[10] 薛淑艳, 贾阳, 张冰强, 等. 祝融号火星车纳米气凝胶隔热装置设计及应用[J]. *航空学报*, 2022, 43(3): 626586.

XUE S Y, JIA Y, ZHANG B Q, et al. Design and application of nano-aerogel thermal insulation device for Zhurong Rover [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(3): 626586.

[11] WORDSWORTH R, KERBER L, COCKELL C. Enabling martian habitability with silica aerogel via the solid-state greenhouse effect [J]. *Nature Astronomy*, 2019, 3(10): 898-903.

[12] 沈登雄, 房光强, 刘金刚, 等. 聚酰亚胺气凝胶的研究与应用进展[C]//中国宇航学会深空探测技术专业委员会第十届学术年会论文集, 2013: 142-147.

SHEN D X, FANG G Q, LIU J G, et al. Research and application of polyimide aerogels [C]//*Proceedings of the 10th Annual Conference of Deep Space Exploration Technology Committee, Chinese Society of Astronautics*, 2013: 142-147.

宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2023年 第1期

[13] CORSO J, CHEATWOOD F M, III W, et al. Advanced high-temperature flexible TPS for inflatable aerodynamic decelerators [J]. *AIAA Journal*, 2011: 108956012.

[14] 曹旭, 黄明星, 丁弘, 等. 充气式再入与减速系统柔性热防护材料的热冲击试验[J]. *载人航天*, 2018(24): 26-33.

CAO X, HUANG M X, DING H, et al. Impact test of flexible thermal protection material for inflatable reentry and deceleration system [J]. *Manned Space Flight*, 2018(24): 26-33.

[15] 郑凯, 饶炜, 向艳超, 等. 火星着陆发动机气凝胶材料热防护装置设计研究[J]. *航空学报*, 2022(1): 1-9.

ZHENG K, RAO W, XIANG Y C, et al. Design and research of aerogel material thermal protection device for mars landing engine [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*: 2022(1): 1-9.

[16] 于登云, 邱家稳, 向艳超. 深空极端热环境下热控材料研究现状与发展趋势[J]. *深空探测学报*, 2021(8): 447-453.

YU D Y, QIU J W, XIANG Y C. Research status and development trend of thermal control materials in deep space extreme thermal environment [J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2021(8): 447-453.

[17] SAKAMOTO J, CAILLAT T, FLEURIAL J P, et al. Improving thermo-electric device performance and durability through the integration of advanced aerogel based ceramics [J]. *Ceramics Transactions*, 2006, 196: 275-290.

[18] JONES S M, SAKAMOTO J. Applications of aerogels in space exploration [J]. *Journal of Sol-Gel Science and Technology*, 2006, 40: 352-357.

[19] 侯旭峰. 百毫瓦同位素温差电池技术研究[D]. 天津: 天津大学, 2014.

HOU X F. Research on the technology of 100 milliwatt isotope temperature difference battery [D]. Tianjin: Tianjin University, 2014.

[20] 彭磊, 侯旭峰, 阎勇, 等. 嫦娥四号着陆器同位素温差电池设计与验证[J]. *电源技术*, 2020, 44(4): 607-612.

PENG L, HOU X F, YAN Y, et al. Design and verification of isotope thermoelectric battery for Chang'e-4 lander [J]. *Power Supply Technology*, 2020, 44(4): 607-612.

[21] HICKEY G S, BRAUN D, WEN L C, et al. Integrated lightweight structure and thermal insulation for Mars rover [J]. *SAE transactions*, 1995: 656-666.

[22] BEGAG R, WHITE S, FESMIRE J E, et al. Hybrid aerogel-mli insulation system performance studies for cryogenic storage in space applications [J]. *MRS Online Proceedings Library*, 2011, 1306: 103.

[23] FESMIRE J E, SASS J P. Aerogel insulation applications for liquid hydrogen launch vehicle tanks [J]. *Cryogenics*, 2008, 48: 223-231.

[24] WARE J, FERL J, WILSON J, et al. Design and

testing of improved spacesuit shielding components [C]//32nd International Conference on Environmental Systems. San Antonio:SAE,2002.

[25] JONES R, GRAZIOSI D, FERL J et al. Micrometeoroid and orbital debris enhancements of shuttle extravehicular mobility unit thermal micrometeoroid garment[C]//36th International Conference on Environmental Systems. Norfolk:SAE,2006.

[26] BOWEN W D, MARCHETTA J. Thermomechanical simulation of an aerogel/rtv based cryogenic propellant tank [C]//AIAA Scitech 2022 Forum, 2022: 2493.

[27] HENRY H T, EVELYNE S O, LUIS A T. Thermal performance of space suit elements with aerogel insulation for moon and mars exploration [C]// SAE 36th ICES Conference, 2006:2235.

[28] GUO H Q, MARY A M, LINDA M C, et al. Polyimide aerogels cross-linked through amine functionalized polyoligomeric silsesquioxane [J]. ACS Applied Materials and Interfaces,2011,3(2):546-552.

[29] LEE J K, GOULD G L, RHINE W. Polyurea based aerogel for a high performance thermal insulation material[J]. J. Sol-Gel Sci. Tech. ,2009(49): 209-220.

[30] LYNDON B. Polyurea-based aerogel monoliths and composites[N]. NASA Tech Briefs,2012(9):19.

[31] DU Y, ZHANG X, WANG J, et al. Reaction-spun transparent silica aerogel fibers[J]. ACS Nano. , 2020, 14(9) : 11919-11928.

[32] ZHOU J, HSIEH Y L. Nanocellulose aerogel-based porous coaxial fibers for thermal insulation [J]. Nano Energy, 2020(68):104305.