



# 航天器环境工程

SPACECRAFT ENVIRONMENT ENGINEERING

中国科技核心期刊

## 高导热石墨薄膜真空环境下导热性能测试验证

韦汉刚 翟载腾 付鑫 缪洪康 许志敏 史奇良 徐文杰

## Thermal conductivity test and verification of high thermal conductive graphite film under vacuum environment

WEI Hangang, ZHAI Zaiteng, FU Xin, MIAO Hongkang, XU Zhimin, SHI Qiliang, XU Wenjie

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.12126/see.2023150>

### 您可能感兴趣的其他文章

#### Articles you may be interested in

#### 基于石墨烯强化传热的微小飞行器热控设计

Thermal control design for the small aircraft based on grapheme layer enhanced heating

航天器环境工程. 2022, 39(5): 509–514 <https://doi.org/10.12126/see.2022.05.010>

#### 紫外成像光谱仪焦面CCD散热设计及验证

Heat dissipation design and verification of focal plane CCD for ultraviolet imaging spectrometer

航天器环境工程. 2023, 40(1): 13–17 <https://doi.org/10.12126/see.2022080>

#### AZO改性 $Y_2O_3$ -ZnO- $Al_2O_3$ 热控涂层性能分析

The performance of AZO conductive film modified  $Y_2O_3$ -ZnO- $Al_2O_3$  coatings as a thermal control material

航天器环境工程. 2021, 38(5): 548–554 <https://doi.org/10.12126/see.2021.05.009>

#### 航天器动力管路热控设计与试验研究

Thermal control design and experimental study of spacecraft propulsion pipelines

航天器环境工程. 2023, 40(1): 1–5 <https://doi.org/10.12126/see.2022093>

#### 热真空试验中产品控温方法研究及其效果验证

A temperature control method for test pieces in thermal vacuum test and its verification

航天器环境工程. 2022, 39(3): 274–278 <https://doi.org/10.12126/see.2022.03.009>

#### 基于故障树分析的航天器加强梁胶接头可靠性提升

Reliability improvement of a spacecraft reinforced beam adhesive joint based on fault tree analysis

航天器环境工程. 2023, 40(5): 567–574 <https://doi.org/10.12126/see.2023031>

# 高导热石墨薄膜真空环境下导热性能测试验证

韦汉刚, 翟载腾\*, 付鑫, 缪洪康, 许志敏, 史奇良, 徐文杰

(上海卫星工程研究所, 上海 201109)

**摘要:** 石墨薄膜具有极佳的导热性, 可满足航天器内部高功耗电子设备的散热需求, 但由于其易掉渣掉粉及稳定性差而不能直接应用于航天器热控系统。鉴于此, 文章提出对石墨薄膜进行封装处理, 并对制备出的封装石墨薄膜进行了性能测试, 结果表明: 石墨薄膜经过封装后解决了掉渣掉粉问题。随后将封装石墨薄膜应用于卫星单机设备, 在轨和仿真数据表明: 某型号的姿轨控扩展单元单机的最高温度较不使用封装石墨薄膜时下降了 7 °C, 另一型号的应答机单机最高温度下降了 8.5 °C, 达到控温目的。封装后的石墨薄膜适用于航天器设备且具有良好的散热性能。

**关键词:** 石墨薄膜; 封装; 热控系统; 可靠性处理; 航天器应用

中图分类号: TJ04; V45

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2024)04-0516-05

DOI: [10.12126/see.2023150](https://doi.org/10.12126/see.2023150)

## Thermal conductivity test and verification of high thermal conductive graphite film under vacuum environment

WEI Hangang, ZHAI Zaiteng\*, FU Xin, MIAO Hongkang, XU Zhimin, SHI Qiliang, XU Wenjie

(Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China)

**Abstract:** Excellent thermal conductivity of graphite film makes it a good candidate for the heat dissipation of high power consumption electronic equipment onboard spacecraft. However, due to its susceptibility to slagging, powdering, and poor stability, it may not be directly applied to spacecraft thermal control systems. Therefore, packaging the graphite film was proposed, and the performance of the prepared packaged graphite film was tested in this paper. It is shown that packaging the graphite film solves the problems of slagging and powdering. Subsequently, the packaged graphite film was utilized to a satellite single unit equipment. The in-orbit and simulation data show that the maximum temperature of a posture-orbit control extension unit decreased by 7 °C compared with that of unpackaged graphite film, and the maximum temperature of the other type of transponder decreased by 8.5 °C, achieving the purpose of thermal control. Thus, the packaged graphite film may be potentially used in spacecraft equipment for desirable heat dissipation.

**Keywords:** graphite film; packaging; thermal control system; reliability processing; spacecraft applications

收稿日期: 2023-12-05; 修回日期: 2024-07-31

基金项目: 国家重点研发计划项目 (编号: 2021YFB3701600)

引用格式: 韦汉刚, 翟载腾, 付鑫, 等. 高导热石墨薄膜真空环境下导热性能测试验证[J]. 航天器环境工程, 2024, 41(4): 516-520

WEI H G, ZHAI Z T, FU X, et al. Thermal conductivity test and verification of high thermal conductive graphite film under vacuum environment[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2024, 41(4): 516-520

## 0 引言

导热部件是航天器热控系统的重要组成部分,其作用是保证热负载散热,避免因废热集中导致部件升温而影响航天器的性能和可靠性<sup>[1-2]</sup>。航天器上常用的导热部件主要有铝合金扩热板、热管和流体回路等散热装置,其中:铝合金扩热板的导热系数较低( $120\sim 150\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ )<sup>[3]</sup>;热管通常需要埋入舱板,加工装配不便;流体回路虽然导热性能好,但装置复杂,应用难度较大。因此,航天器热控系统需要一种具有高性能、高可靠性且方便应用的导热部件,以满足航天器越来越高的散热需求。

在高导热材料方面,金属材料中银<sup>[4]</sup>的导热系数最大( $429\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ ),但其成本昂贵,且密度较高而难以满足航天器轻量化需求。非金属材料中石墨烯<sup>[5]</sup>的导热系数最高( $5300\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ ),是石墨类材料的组成单元,但现阶段无法制备大尺度的单层石墨烯。石墨薄膜是一种导热性能极佳的导热材料,它一般由聚酰亚胺薄膜在高温高压真空条件下碳化制备而成<sup>[6]</sup>;其导热系数为  $600\sim 1900\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ <sup>[7]</sup>,密度( $2300\text{ kg}/\text{m}^3$ )较铝合金更低,具备应用于航天器设备的前景。

石墨之所以具有极高的导热性,是因为其微观结构中的碳原子以极其规则的排列结构产生的晶格,通过规律的分子结构中的声子振动进行热量传递<sup>[8]</sup>。在应用方面,张兴丽等<sup>[9]</sup>将石墨烯导热层应用于微小飞行器,发现其有助于降低飞行器的温度波动幅度。Wang 等<sup>[10]</sup>提出使用石墨烯薄膜作为无人机电池系统的定向传热结构,结果表明使用该结构可以使电池最高温度下降  $15\text{ }^\circ\text{C}$ ,降幅达 34%。但是,由于石墨薄膜的组成结构是由多层石墨烯薄片堆叠,结构往往不够稳定,存在着掉渣掉粉的缺陷。童叶龙等<sup>[11]</sup>提出使用金属溅射镀层的方法,在性能下降 15% 的情况下,解决了掉黑问题,但溅射镀层工艺复杂,成本较高。

航天器热控系统对多余物控制严格,故石墨薄膜虽然具有极高的导热性能但不能直接应用于航天器设备。本文提出石墨薄膜的封装处理方案,并对封装石墨薄膜进行了性能测试以及在航天器设备上的应用测试,以研究其导热性能和应用效果。

## 1 石墨薄膜的封装

石墨薄膜的封装流程如图 1 所示:首先根据任

务需求确定薄膜的形状及尺寸,在裁切石墨原膜的同时裁切出导气孔,以避免因压合过程产生气泡无法排出而影响产品性能;然后对裁切好的石墨原膜进行清洁,去除毛刺和多余物之后,将其与封装薄膜(聚酰亚胺薄膜)进行装配和预贴;对预贴好的薄膜进行检查,若存在异物,则再重复清洁、预贴和检查步骤;若检查无异物,则先在常温常压下使用压制机对预贴好的薄膜进行压紧操作,最后在  $120\text{ }^\circ\text{C}$ 、真空条件下再压制出成品。

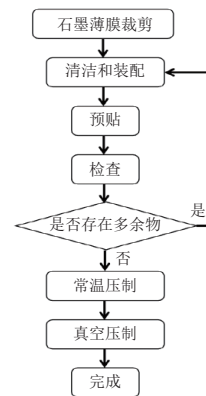


图 1 石墨薄膜的封装流程

Fig. 1 Packaging process of the graphite film

封装前后的石墨薄膜如图 2 所示,用纸巾擦拭封装前、后的薄膜表面,封装前薄膜的擦拭纸巾上有黑色粉末状物体,而封装后的未见有多余物。这说明封装石墨薄膜成功解决了石墨原膜易掉渣掉粉的缺陷。将封装后的石墨薄膜弯折,其状态如图 3 所示,可以看出封装后的石墨薄膜具有较好的柔韧性。但是,封装石墨薄膜是否能应用于航天器设备,还需要对其进行环境适应性及可靠性测试。

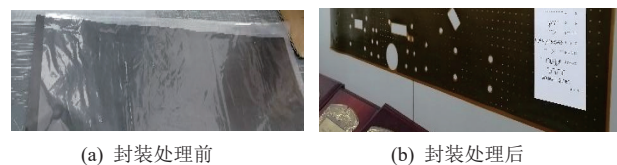


图 2 封装前后石墨薄膜的对比

Fig. 2 Graphite films before and after being packaged



图 3 弯折状态下的封装石墨薄膜  
Fig. 3 A bent packaged graphite film

## 2 封装石墨薄膜的性能测试及结果分析

### 2.1 导热系数测试和真空放气试验

为了验证封装石墨薄膜的导热性能,采用激光测试法测试了其导热系数,结果表明,厚度为 120 μm 的石墨薄膜面向导热系数为 850 W/(m·K)。为了验证石墨薄膜的真空环境适应性,对其进行了真空放气试验,在压力 ≤ 10<sup>-4</sup> Pa、温度为 125 °C 的条件下保持 24 h,测试结果为:石墨薄膜的总质量损失为 0.06%,满足 < 1% 的指标要求;在 25 °C 冷表面上的可凝挥发物 ≤ 0.05%,满足 < 0.1% 的指标要求。

### 2.2 常压高低温试验

为了验证封装石墨薄膜在空间高低温环境下的可靠性,对其开展了常压高低温试验。试验温度设置为 -40 ~ 120 °C,先是高温 120 °C 保持 1.5 h,再以 5 °C/min 的温变速率下降至低温 -40 °C 保持 2 h,然后再以相同的速率升温至 120 °C,往复循环 20 次。试验结果显示,石墨薄膜经过常压高低温试验后未出现分层和鼓泡现象,外观良好,性能正常。

### 2.3 真空热试验及仿真分析

为了验证封装石墨薄膜在真空条件下的热性能表现,将封装石墨薄膜用硅橡胶粘贴在铝蜂窝板上制作成试验件,再将试验件放入真空容器内分别开展热真空试验和热平衡试验。试验中,真空度 < 1 × 10<sup>-3</sup> Pa,热沉温度为 -190 °C。

#### 1) 热真空试验

在试验件上布置 3 个温度测点,其中:测点 3 在封装石墨薄膜上,测点 1 和 2 分别粘贴于铝蜂窝板上不同位置(如图 4 所示)。

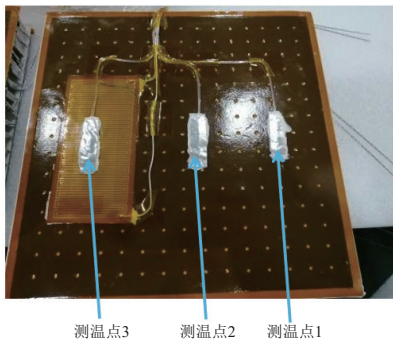


图 4 装配完成的石墨薄膜试验件  
Fig. 4 The assembled test piece of graphite film

先将粘贴有封装石墨薄膜的试验件加热至 80 °C 保持 1 h,然后冷却到 -50 °C 保持 1 h,之后再加热,共循环 14 次。测试温度曲线如图 5 所示。

试验结束后,封装石墨薄膜外观良好,未出现瑕疵,证明薄膜在真空条件下运行良好。

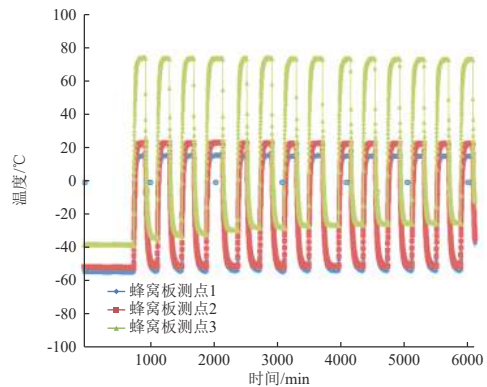


图 5 石墨薄膜试验件热真空试验温度曲线  
Fig. 5 Temperature plots of the graphite film test piece in thermal vacuum test

#### 2) 导热性能对比试验

对未粘贴封装石墨薄膜的铝蜂窝板以及分别粘贴 120 μm 封装石墨薄膜和 300 μm 未封装石墨薄膜的铝蜂窝板 3 种试验件进行了热平衡试验(如图 6 所示),测点布置与热真空试验的相同。试验件在 500 W/m<sup>2</sup> 的热负荷下,共经历 4 次高低温循环。试验结果如图 7 所示,可见,相较于未粘贴石墨薄膜的铝蜂窝板,粘贴封装处理的石墨薄膜的试验件的最高温度下降了 10 °C,且经历 4 次循环后其性能均表现稳定。

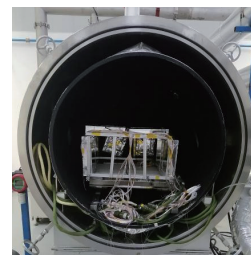


图 6 封装石墨薄膜热平衡试验  
Fig. 6 Thermal balance test of packaged graphite film

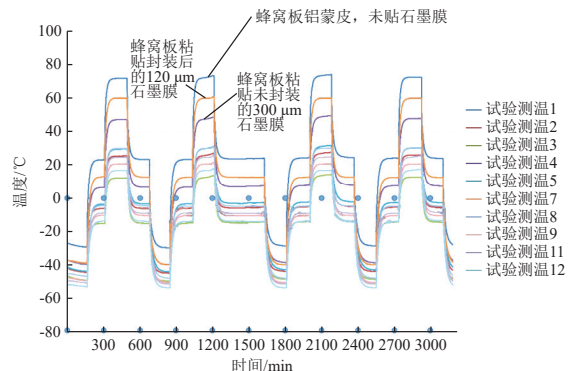


图 7 有无封装石墨薄膜试验件的热平衡试验曲线  
Fig. 7 Thermal balance test plots of packaged and unpackaged graphite film test pieces

3) 仿真计算

使用 TMG 软件仿真模拟试验件在真空罐环境下的运行状况, 以通过真空试验的温度数据和仿真计算分析倒推出封装石墨薄膜的导热系数。仿真分析中边界条件仅存在辐射换热。模拟结果显示, 当加热片功率 16 W 时, 仿真设置中封装石墨薄膜的导热系数为 700 W/(m·K), 仿真计算云图如图 8 所示, 且试验结果和仿真结果高度重合(如表 1 所示)。因此可认为封装石墨薄膜导热系数为 700 W/(m·K), 散热效果相当于厚度 1 mm 的同面积的铝合金扩热板; 虽然封装后石墨薄膜的导热系数较封装前的 850 W/(m·K) 下降了 17.6%, 但经测量, 相同面积的封装石墨薄膜的质量较厚度 1 mm 的铝合金散热板下降了 80%, 更符合航天器对系统的轻量化要求。

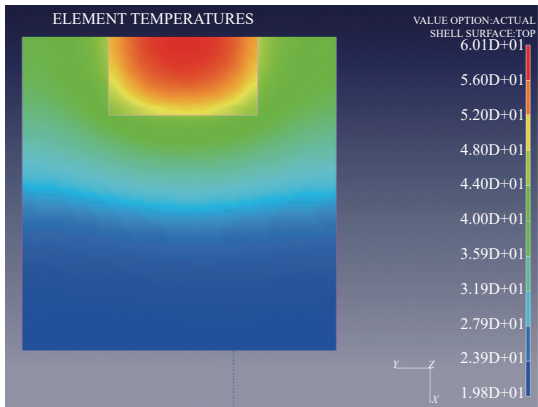


图 8 封装石墨薄膜试验件仿真云图

Fig. 8 Simulation nephogram of the packaged graphite film test piece

表 1 封装石墨薄膜的温度仿真结果与试验结果对比

Table 1 Comparison between temperature simulation results and test results

测点	试验值/°C	仿真值/°C	1 mm厚铝板仿真值/°C
1	58.1	56.4	56.3
2	28.1	30.7	29.7
3	20	21	21.5

3 在航天器上的应用验证

在试验验证了封装石墨薄膜的可靠性后, 本文将封装石墨薄膜应用于某卫星内部姿轨控扩展单元单机。该单机位置靠近星箭连接装置, 对温度的变化较为敏感, 其温度控制指标为-15~45 °C。在未粘贴封装石墨薄膜时, 热试验极端工况下该单机的最高温度为 44.8 °C, 接近温度指标上限。使用封装石墨薄膜连接该单机与卫星侧壁舱板, 通过将单机热量传输至侧板来达到散热目的。应用封装石墨

薄膜的卫星在轨温度数据和仿真数据(如表 2 所示)表明: 稳态运行时, 该单机热耗为 20 W, 此时, 使用封装石墨薄膜的单机在轨温度高点为 23.47 °C、低点为 10.8 °C, 仿真的高点温度为 24 °C、低点为 12 °C。可以看出, 仿真和试验的温度水平高度接近。再进行不应用石墨薄膜的单机温度仿真, 可以看出使用后的单机高温点峰值较不使用的下降了约 7 °C(见表 2), 说明使用封装石墨薄膜可以进一步保证单机温度控制在较低水平。

表 2 某型号单机仿真和在轨温度峰值处温度对比

Table 2 Peak temperature comparison between simulation and on-orbit test for a single machine

测温点	无石墨膜 仿真温度/°C	有石墨膜 仿真温度/°C	有石墨膜 在轨温度/°C
高温 测点1	30.9	24.0	23.47
低温 测点2	16.8	12.0	10.8

为探究封装石墨薄膜的均温性能, 将封装石墨薄膜应用于另一型号卫星应答机单机设备代替铝合金散热板作为散热装置, 其长期工作情况下热耗为 25 W, 仿真计算了使用和未使用封装石墨薄膜时的单机温度。仿真结果如图 9 所示, 可见使用封装石墨薄膜的卫星应答机单机设备温度较未使用时的平均下降了 8.5 °C, 表现出优异的散热效果。

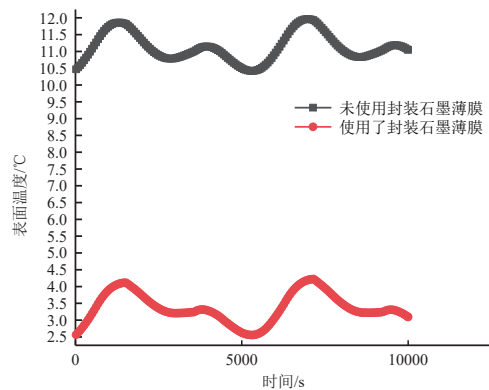


图 9 某型号单机使用封装石墨薄膜前后的表面温度仿真结果对比

Fig. 9 Comparison of simulated surface temperatures before and after the use of packaged graphite film

4 结束语

石墨薄膜的厚度较小(一般为 0.1~0.3 mm), 密度也较金属材料更低, 但其导热系数可达到同尺寸、同厚度的铝合金散热板的 5 倍以上, 导热性能更加优秀。本文提出石墨薄膜的封装方案, 并对封装石墨薄膜进行了性能测试和应用于航天器设备

的相关研究。结果表明:0.12 mm 的封装石墨薄膜均温性能可与厚度为 1 mm 的铝合金散热板相当,且通过了真空和高低温的环境模拟试验,同时在航天器应用上取得良好的表现。当存在较大的热通量时,可以加大石墨薄膜的厚度,甚至制备较厚的石墨板,以解决高热通量问题。本文所做研究为后续封装石墨薄膜在航天器上的大规模应用奠定了基础。

#### 参考文献 (References)

- [1] 雷智博,曹建光,董丽宁,等. 航天器热管理高导热材料应用研究[J]. *中国材料进展*, 2018, 37(12): 1039-1047  
LEI Z B, CAO J G, DONG L N, et al. Research on high thermal conductivity materials for thermal management of spacecraft[J]. *Materials China*, 2018, 37(12): 1039-1047
- [2] 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): 68-73  
XIANG Y C, GAO H, WEN M, et al. Progress in thermal control materials and applications of spacecraft[J]. *Material Guide*, 2022, 36(22): 68-73
- [3] 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: 108
- [4] 叶益聪,彭泳潜,余翠娟,等. 低温烧结高导热纳米银纸的制备及其烧结工艺研究[J]. *贵金属*, 2023, 53(4): 10-24  
YE Y C, PENG Y Q, YU C J, et al. Preparation and sintering process of high thermal conductivity nano silver paper at low temperature sintering[J]. *Precious Metals*, 2023, 53(4): 10-24
- [5] GHOSH S, BAO W, NIKA D L, et al. Dimensional crossover of thermal transport in few-layer graphene[J]. *Nature Materials*, 2010, 9(7): 555-558
- [6] 翁梦蔓. 基于聚酰亚胺的石墨膜材料制备及其热性能研究[D]. 广州:广东工业大学, 2023: 16-17
- [7] 蔡云飞,陈子豪,张腾飞,等. 聚酰亚胺基石墨膜材料研究进展[J]. *装备环境工程*, 2022, 19(8): 110-119  
CAI Y F, CHEN Z H, ZHANG T F, et al. Progress in polyimide-based graphite film materials[J]. *Equipment and Environmental Engineering*, 2022, 19(8): 110-119
- [8] 蒋永强. 纳米结构声子热输运特性的理论研究[D]. 南京:东南大学, 2019: 9
- [9] 张兴丽,陶国柱,叶东. 基于石墨烯强化传热的微小飞行器热控设计[J]. *航天器环境工程*, 2022, 39(5): 509-514  
ZHANG X L, TAO G Z, YE D. Thermal control design of micro-aircraft based on graphene-enhanced heat transfer[J]. *Spacecraft Environmental Engineering*, 2022, 39(5): 509-514
- [10] WANG S B, WANG H, CHANG M, et al. A novel battery thermal management system for an unmanned aerial vehicle using the graphene directional heat transfer structure[J]. *Journal of Power Sources*, 2023, 588: 2-11
- [11] 童叶龙,陶则超,李一凡,等. 碳基高导热材料及其在航天器上的应用[J]. *中国空间科学技术*, 2022, 42(1): 131-138  
TONG Y L, TAO Z C, LI Y F, et al. Carbon-based high thermal conductivity materials and their application to spacecraft[J]. *China Space Science and Technology*, 2022, 42(1): 131-138

(编辑:王 洋)

一作简介: 韦汉刚, 硕士研究生, 主要从事卫星热控技术研究。

\*通信作者: 翟载腾, 研究员, 主要从事航天器热控技术研究。