# 准一维传热下冷面绝热边界材料对隔热试验结果的影响

夏吝时[1]　杨海龙[2]　钱　丽[2]　孙　波[1]　张春伟[1]

（1　北京航天长征飞行器研究所，北京　100076）

（2　航天材料及工艺研究所，北京　100076）

**文　摘**　为评估冷面绝热边界对试验结果的影响，在充分验证测控系统可控性和试验方法稳定性的基础上，分别以柔性隔热毡、刚性隔热瓦和纳米隔热材料为冷面绝热边界，对陶瓷纤维刚性隔热材料进行500 ℃、3 000 s的石英灯热辐射考核试验，并利用迭代绝热边界当量热导率的方法对试验结果进行了模拟计算和分析。结果表明，以柔性隔热毡为冷面绝热边界时隔热材料的冷面温度最高，刚性隔热瓦和纳米隔热材料为冷面绝热边界时则冷面温度较低且相近，3者间最大相对偏差高达19.0%。模拟计算证实由冷面绝热边界材料引起的接触热阻对试验结果起到了决定性作用，而不简单地取决于绝热边界材料的隔热性能。

**关键词**　石英灯热辐射，绝热边界，隔热材料，接触热阻

中图分类号：V416.5　　DOI：10.12044/j.issn.1007-2330.2023.06.013

# Effect of Cold Surface Adiabatic Boundary Material on Thermal Insulation Test Under Quasi-one-dimensional Heat Transfer

XIA Linshi[1]　YANG Hailong[2]　QIAN Li[2]　SUN Bo[1]　ZHANG Chunwei[1]

（1　Beijing Institute of Space Long March Vehicle，Beijing　100076）

（2　Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology，Beijing　100076）

**Abstract**　In order to evaluate the influence of cold surface adiabatic boundary, after fully verifying the controllability and the stability of the heat radiation testing system, flexible insulation mat, rigid insulation tile and nano insulation material were used as cold surface insulation boundary respectively. The thermal radiation test of quartz lamp at 500℃ and 3 000 s was carried out, and the test results were simulated and analyzed by using iterative equivalent method. The results show that the cold surface temperature of ceramic fiber rigid insulation material is the highest when flexible insulation mat is used , while the cold surface temperature is lower and similar when rigid insulation tile and nano insulation material are used as the boundary, with maximum relative deviation of 19.0 % between the highest and lowest. Simulation results show that the contact thermal resistance caused by the cold surface insulating boundary material plays a decisive role in tests, rather than simply depending on the insulation performance of the insulating material.

**Key words**　Quartz lamp heat radiation, Adiabatic boundary, Heat insulation material, The contact thermal resistance

## 0　引言

在航空航天领域，世界各国着力发展的具有巡航、滑翔或轨道机动特征的新型飞行器飞行速度高、时间长，对热防护系统的性能要求更加严苛[1]。隔热材料作为热防护系统的重要组成部分，其性能的优劣将直接关系飞行试验的成败。从工程应用角度来讲，地面热环境模拟试验是评价隔热材料性能的最直接和最有效手段。其中，石英灯热辐射考核试验具有加热成本低、时间长、功率大和热效率高等突出特点，特别适用于隔热材料性能考核与评价[2]。但是，由于这一考核测试国内外尚无统一标准，无法保证每个测试单位的测试状态完全相同，导致试验结

收稿日期：2022-04-14

第一作者简介：夏吝时，1984年出生，高级工程师，研究方向：飞行器地面防隔热试验及试验技术。E-mail：18010498927@189.cn

果之间出现了不可忽略的较大差距，已引起相关学者的关注[3-5]。例如，北京航空航天大学的吴大方教授研究发现，石英灯阵列竖直放置、水平放置散热面向上和向下时的试验结果最大偏差可高达19.7%[6]。隔热材料往往不能独立成型作为飞行器外壳体直接使用，因此其非受热面较多处于封闭环境，如常用的刚性隔热瓦材料因具有疏松轻质的特点，安装过程中常在冷面一侧使用应变隔离垫消除与金属承力壳体间的形变应力。本文以陶瓷纤维刚性隔热材料为测试对象、冷面封闭条件为研究背景，在验证了被测隔热材料性能和测试系统稳定性后，以3种不同绝热材料作为冷面绝热边界条件进行了500 ℃、3 000 s的对比考核试验，并采用数值模拟方法结合冷面绝热边界材料的热物性进行了计算和分析，有望为隔热材料性能的准确评价以及飞行器热防护系统设计提供依据，同时也为石英灯热辐射考核试验标准的建立奠定基础。

## 1 试验

### 1.1 试验方案

图1为石英灯热辐射考核试验测试件安装示意图。其中，石英灯阵列水平放置且辐射面朝下，对测试件的隔热材料（300 mm×300 mm×25 mm）实施加热；测试件周向以刚性隔热瓦做绝热保护，避免多余热量从侧面传入，保证测试过程中实现一维传热；测试件热面放置一块300 mm×300 mm×5 mm的高导热石墨板作为均热板，两者之间紧密贴合；测试件受热面几何中心位置安装控温用热电偶，该温度响应数据定义为“热面温度”；隔热材料冷面设置40 mm厚的隔热材料作为冷面绝热边界，并与水冷平台紧密贴合，水冷平台用于在热环境加载过程中承载测试件和各绝热边界；测试件的冷面几何中心位置两侧间距20 mm处同样安装热电偶，用于监测试验件的冷面温度变化，该温度定义为“冷面温度”。

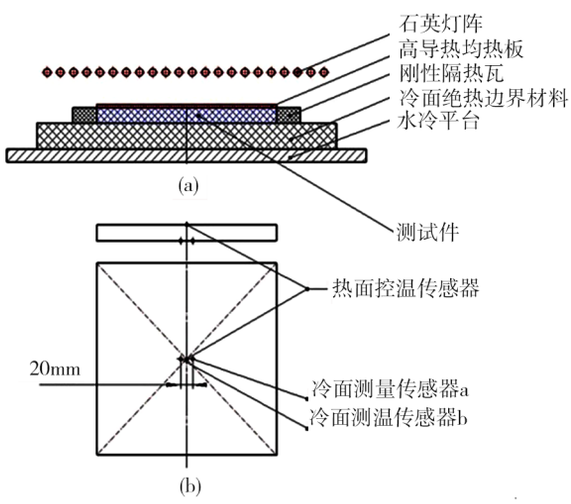



图1 试验方案示意图

Fig. 1 Test set-up

### 1.2 试验条件和测试

隔热材料的热试验考核条件：500 s升至500 ℃，再恒温2 500 s，试验总时长3 000 s。共对5件同种隔热材料进行了15次试验，表1和表2为测试方案及作为冷面绝热边界材料的热物性参数表[7-11]，样件A和B用于验证隔热材料性能和测试系统的稳定性，其余用于对比试验。

表1 测试方案

Tab. 1 Test scheme

| 测试件编号 | 试验编号 | 冷面绝热边界材料 | 冷面测点编号 | |
|---|---|---|---|---|
| A | A1 | 柔性隔热毡 | A1a(左) | A1b(右) |
| | A2 | 柔性隔热毡 | A2a(左) | A2b(右) |
| | A3 | 柔性隔热毡 | A3a(左) | A3b(右) |
| B | B1 | 柔性隔热毡 | B1a(左) | B1b(右) |
| | B2 | 柔性隔热毡 | B2a(左) | B2b(右) |
| | B3 | 柔性隔热毡 | B3a(左) | B3b(右) |
| C | C1 | 柔性隔热毡 | C1a(左) | C1b(右) |
| | C2 | 刚性隔热瓦 | C2a(左) | C2b(右) |
| | C3 | 纳米隔热材料 | C3a(左) | C3b(右) |
| D | D1 | 柔性隔热毡 | D1a(左) | D1b(右) |
| | D2 | 刚性隔热瓦 | D2a(左) | D2b(右) |
| | D3 | 纳米隔热材料 | D3a(左) | D3b(右) |
| E | E1 | 柔性隔热毡 | E1a(左) | E1b(右) |
| | E2 | 刚性隔热瓦 | E2a(左) | E2b(右) |
| | E3 | 纳米隔热材料 | E3a(左) | E3b(右) |

表2 冷面绝热边界材料的热物性数据

Tab. 2 Thermal properties data of cold surface adiabatic boundary materials

| 材料名称 | 常压热导率 $k$/ mW·(m·K)$^{-1}$ | 比热容 $C_p$/J·(kg·K)$^{-1}$ | 密度 $\rho$/kg·m$^{-3}$ |
|---|---|---|---|
| 柔性隔热毡 | 30~490 (常温~ 1200 ℃) | 1150 | 165 |
| 刚性隔热瓦 | 54~258 (常温~1000 ℃) | 1080 | 339 |
| 纳米隔热材料 | 18~34 (常温~800 ℃) | 900 | 400 |

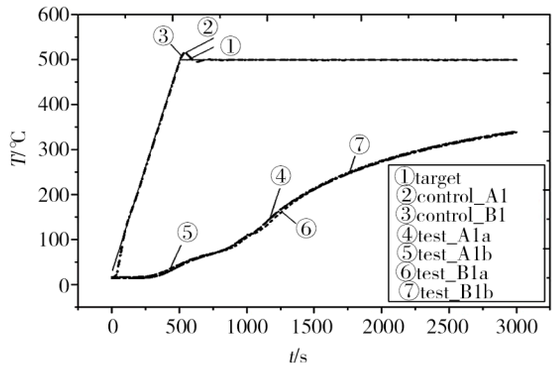
## 2 结果与讨论

### 2.1 测控系统的可控性和试验方法的稳定性

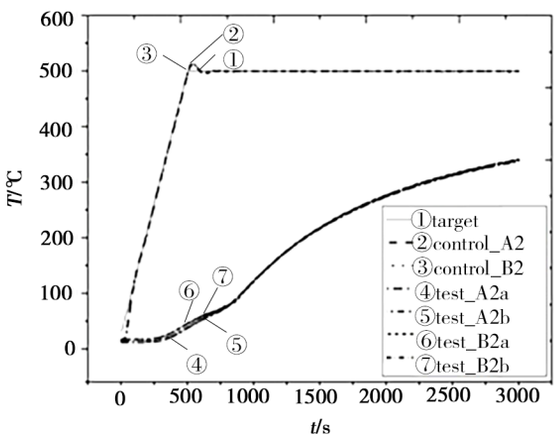
图2为测试件A和B的实测数据。由热面温度曲线可以看到，500 s时温度升至500 ℃，超调后在

530 s内便可进入(500±1)℃的稳定状态,并且6次的实测数据差距很小,整个控制过程的温度与设计目标温度基本一致,说明测控系统的稳定性和可控性良好,满足研究需求。

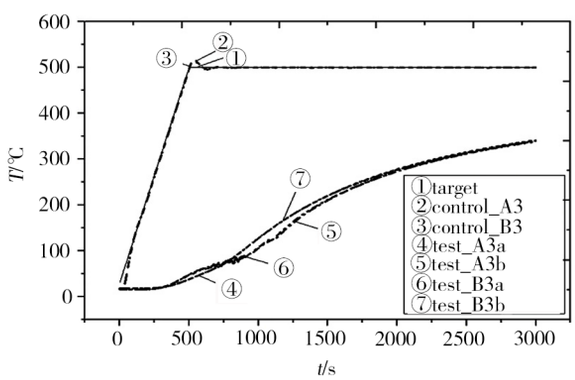
图3为对比试验结果。由相同冷面绝热边界材料下的测试件测点a、b实测数据可以看出,单次试验中测试件末时刻冷面温度数据基本一致,说明隔热材料在多次测试过程中性能不会发生明显变化,这种性能的稳定性为本文研究提供了良好基础。同时也说明试验方法的重复性和稳定性较高。




(a) 第1次测试



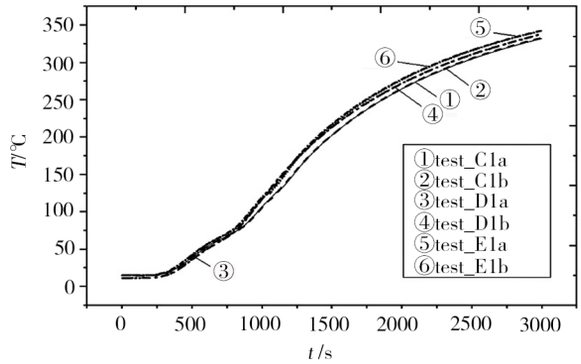

(b) 第2次测试



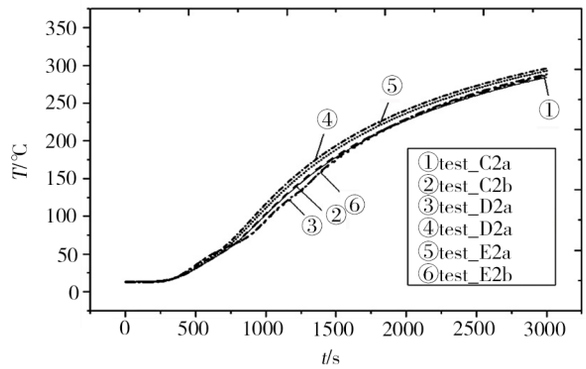

(c) 第3次测试

图2 验证试验实测数据

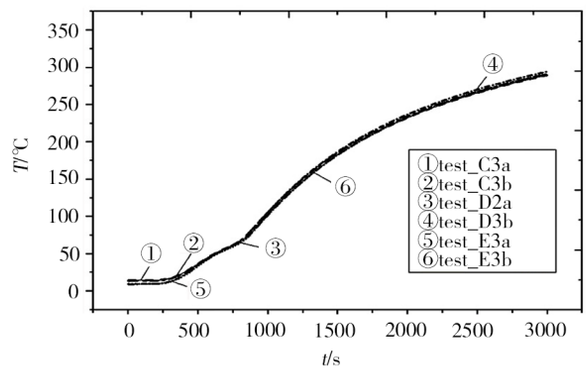
Fig. 2 Measured cold surface temperature (verification test)




(a) 柔性隔热毡




(b) 刚性隔热瓦




(c) 纳米隔热材料

图3 热环境500℃冷面温度实测数据

Fig. 3 Measured cold surface temperature (comparative test)

## 2.2 不同冷面绝热边界材料典型试验结果

结合图3可知,柔性隔热毡作为冷面绝热边界时3 000 s末时刻测试件的冷面温度最高,刚性隔热瓦和纳米隔热材料作为冷面绝热边界时较低且相近。具体来说,绝热边界为柔性隔热毡时的冷面温度均值相对冷面绝热边界为刚性隔热瓦时高16.8%,相对冷面绝热边界为纳米隔热材料时高16.1,冷面绝热边界为刚性隔热瓦时相对纳米隔热材料仅低0.6%,单次试验中冷面绝热边界为柔性隔热毡时的冷面温度相对刚性隔热瓦时最多高达19.0。

从传热理论上来说,作为冷面绝热边界材料的

隔热性能将对测试件的冷面温度起到决定性作用，且其隔热性能越好，测试件的冷面温度应该越高。由表2中冷面绝热材料的热物性可知，纳米隔热材料作为冷面绝热边界时测试件的冷面温度应该最高，刚性隔热瓦次之，柔性隔热毡最低。但是，这分析结论显然与实测结果相矛盾。

上述分析是基于测试件与冷面绝热边界材料之间紧密接触的理想状态得出的。实际上，材料表面并非完全光滑平整，以宏观上最为平整光滑的刚性隔热瓦为例，使用便携式粗糙度仪测试获得的轮廓平均粗糙度 $Ra$=9.638 μm、轮廓最大高度 $Rz$=54.172 μm 和长度内轮廓最高点和最低点间距 $R_{max}$=57.643 μm。因此，测试过程中无法保证与测试件之间为紧密接触，需要对偏离理想状态情况进行再分析。

### 2.3 模拟计算、分析与验证

传热学理论认为，相互接触的两固体表面间因粗糙度而产生的介质热阻将阻碍热流传播，图4为接触面传热示意图。接触面上接触点热量通过热传导传递，接触间隙内热量则通过热辐射的方式传递。这种介质热阻常被称为“接触热阻”，将导致绝热边界的热导率发生巨大变化，即引起绝热边界隔热性能发生改变。

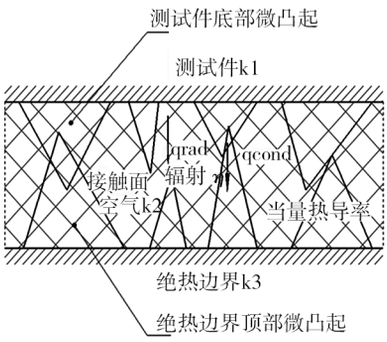



图4 接触面传热示意图

Fig. 4 Schematic diagram of heat transfer at the contact surface

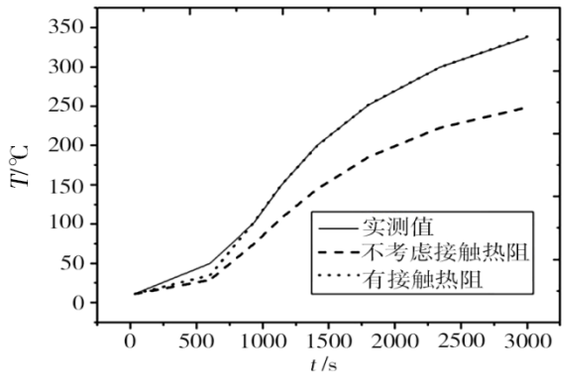
利用Workbench商业软件将图1所示的传热模型等效为三层平壁结构，由上至下分别为测试件层、接触面层和底部绝热层。因接触面间空气不流动，忽略对流换热影响，在准一维传热过程中，在已知测试件热导率 $k_1$ 的前提下，将接触间隙空气热导率 $k_2$ 和绝热材料热导率 $k_3$ 叠加得到接触面当量热导率 $k_x$，由(1)式表示：

$$k_x = \eta \frac{k_2 k_3}{k_2 + k_3} \tag{1}$$

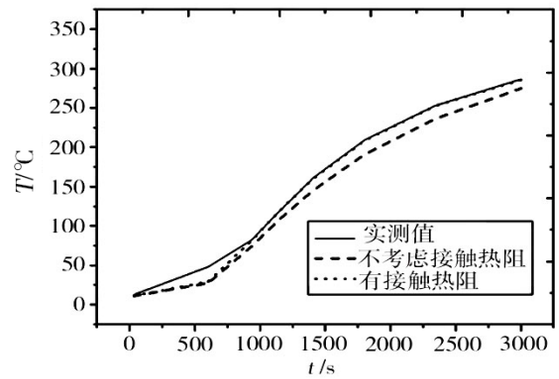
式中，$\eta$ 为考虑微元面间辐射换热的效率系数。

为进一步定量研究材料热物性及接触热阻对冷面温度的影响，采用绝热边界当量热导率迭代方法对测试件冷面温度进行了模拟计算，结果见图5。

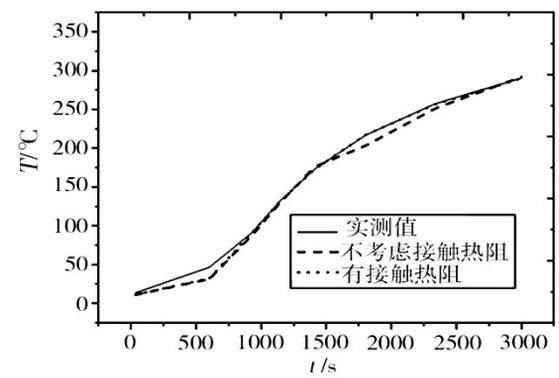
由模拟计算结果可以看到，未考虑接触热阻时与上述传热学理论分析结论一致，但与实测数据存在很大差距，而考虑接触热阻后模拟计算结果与实测数据基本吻合，说明接触热阻对冷面温度试验结



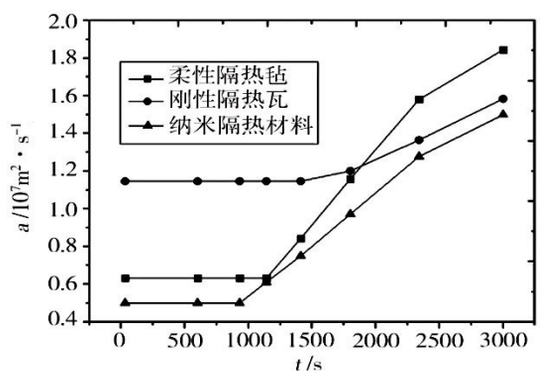

(a) 柔性隔热毡




(b) 刚性隔热瓦




(c) 纳米隔热材料




(d) 热扩散率

图5 热环境500℃冷面温度计算值

Fig. 5 Calculated temperature cold surface at 500℃

果造成了不可忽略的影响，并导致实测结果与理想状态规律相矛盾，进一步说明这种由接触面表面粗糙度引起的接触热阻对试验结果造成了决定性影响。因此，石英灯热辐射考核试验中，不仅要考虑绝热边界材料的隔热性能，更应注意绝热边界材料表面状态带来的影响。因此建议依据考核要求选择合适的冷面绝热边界材料，或者在对比试验中严格要求冷面绝热边界材料及表面粗糙度等状态，否则会对材料隔热性能评价造成严重影响，甚至有可能导致颠覆性的试验结论。

## 3 结论

（1）柔性隔热毡作为冷面绝热边界时，500 ℃、3 000 s时隔热材料的冷面温度最高，而以刚性隔热瓦和纳米隔热材料作为冷面绝热边界时较低且相近，前一状态的冷面温度均值相对后两状态分别高16.8 %和16.1%，刚性隔热瓦冷面绝热边界时较纳米隔热材料冷面绝热边界时仅低0.6 %。就单次试验而言，柔性隔热毡冷面绝热边界时测试件的冷面温度相对刚性隔热瓦冷面绝热边界时最多高19.0 %。

（2）仅考虑冷面绝热边界材料的热物性时，理论分析和传热模拟计算均表明，柔性隔热毡冷面绝热边界时测试件的冷面温度最高，刚性隔热瓦次之，纳米隔热材料最低，与试验结果规律相矛盾。

（3）综合考虑冷面绝热边界材料的热物性及因材料表面粗糙引起的接触热阻时，模拟计算结果与实测数据基本吻合，说明测试过程中存在不可忽略的接触热阻，并对试验结果起到了决定性的作用。

（4）石英灯热辐射考核试验中，需要依据考核要求选择合适的冷面绝热边界材料，特别是在对比试验中要对冷面绝热边界材料及表面粗糙度等状态做出明确要求，否则会对材料隔热性能评价造成严重影响，甚至有可能得出颠覆性的试验结论。

## 参考文献


[1] 王长青. 空天飞行技术创新与发展展望[J]. 宇航学报，2021，42(7)：807-819.

WANG Changqing. technological innovation and development prospect of aerospace vehicle[J]. Journal of Astronautics，2021，42(7)：807-819.

[2] 夏吝时，齐斌，张昕，等. 防隔热试验用平板型石英灯加热器热环境分析[J]. 红外技术，2016，38(7)：617-621.

XIA Linshi，QI Bin，ZHANG Xin. The thermal-environment analysis of flat quartz lamp heater system for thermal protection &insulation test[J]. Infrared Technology，2016，38(7)：617-621.

[3] 王晓婷，张宏波，杨海龙等. 耐高温隔热材料组合结构模拟研究与试验验证[J]. 宇航材料工艺，2014，44(1)：92-96.

WANG Xiaoting，ZHANG Hongbo，YANG Hailong. High temperature r esistant heat insulating material simulation and experimental verification[J]. Aerospace material & Technology，2014，44(1)：92-96.

[4] 时圣波，王韧之，严立等. 运载火箭尾段防热/承载一体化热防护系统设计及性能分析[J]. 上海航天，2020，37(4)：64-73.

SHI Shengbo，WANG R enzhi，YAN Li，et al. Design and property analysis of integrated thermalprotection system for tail cabin of launch vehicle[J]. Aerospace Shanghai，2020，37(4)：64-73.

[5] 吴大方，商兰，高镇同等. 1700℃高温、有氧及时变环境下隔热性能试验研究[J]. 宇航学报，2015，36(9)：1083-1092.

WU Dafang，SHANG Lan，GAO Zhentong. Experimental r esearch on thermal-insulation performance under high-temperature/oxidation and time-varying environment up to 1700℃[J]. Journal of Astronautics，2015，36(9)：1083-1092.

[6] 吴大方，王峰，任浩源等. 航天器热防护材料不同边界条件下的隔热性能试验研究[J]. 航天器环境工程，2018，35(4)：315-322.

WU Dafang，WANG Feng，REN Haoyuan. Experimental research of thermal insulation performance of thermal protection materials for spacecraft under different boundary conditions[J]. Spacecraft Environment Engineering，2018，35(4)：315-322.

[7] 杨景兴，何凤梅，于帆. $SiO_2$气凝胶热参数测试及评价[J]. 宇航材料工艺2013，43(2)：92-94.

YANG Jingxing，HE Fengmei，YU Fan. Measurement and estimate of thermophysical parameters of $SiO_2$ aerogel[J]. Aerospace material & Technology，2013，43(2)：92-94.

[8] Mitsubishi Chemical Corporation. Polycrystalline alumina fiber MAFTEC[EB/OL]. https://www. m-chemical. co. jp/en/products/departments/mcc/maf-metal/product/1201261_7532. html，2022-2-10.

[9] 孙晶晶，胡子君，吴文军，等. 氧化铝气凝胶复合高温隔热瓦的制备及性能[J]. 宇航材料工艺，2017，47(3)：33-36，41.

SUN Jingjing，HU Zijun，WU Wenjun. Fabrication and properties of aerogels impregrated high-temperature insulating tiles[J]. Aerospace material & Technology，2017，47(3)：33-36，41.

[10] 李俊宁，胡子君，吴文军. $SiO_2$纳米孔隔热材料制备与导热系数计算[J]. 工程热物理学报2018，39(12)：2784-2788.

LI Junning，HU Zijun，WU Wenjun. $SiO_2$ nanoporous thermal insulator：preparation and thermal conductivity calculation[J]. Journal of Engineering Thermophysics，2018，39(12)：2784-2788.

[11] 杨景兴，何凤梅，陈聪慧. 高温长时使用隔热材料热导率评价[J]. 复合材料学报，2013，30(12)：279-282.

YANG Jingxing，HE Fengmei，CHEN Conghui. Evaluation of thermal conductivity of insulation materials at high -temperature for longtime[J]. Acta Materiae Compositae Sinica，2013，30(12)：279-282.