

飞行器隔热瓦 1 200 °C性能测试中接触热阻影响仿真与验证

夏吝时¹, 杨海龙², 那伟¹, 杨凯威¹, 孙波¹, 石宝丽¹

(1.北京航天长征飞行器研究所, 防隔热实验中心, 北京 100076;

2.航天材料及工艺研究所 先进功能复合材料技术重点实验室, 北京 100076)

摘要: **目的** 建立统一的飞行器隔热材料性能测试标准。**方法** 利用数值方法对飞行器隔热瓦 1 200 °C热环境性能测试中的传热模型进行计算。设计 3 种不同热导率和表面粗糙度的绝热材料隔热性能对比试验。在考虑接触面间凹凸点完全接触导热、接触间隙介质导热和相邻界面辐射传热联合作用时, 能够获得与实测数据基本一致的计算结果。**结果** 试验证明, 接触热阻是导致实测数据与理想传热结果相悖的主要原因。获得了接触热阻条件下热扩散系数随传热过程的变化关系, 定量得到了相同测试条件下给定的 3 种不同热导率与粗糙度底部绝热材料对隔热性能测试结果的影响。**结论** 测试结果存在较大偏差的主要原因是表面粗糙度所致, 两接触面在高温条件下更有利于热流传播。研究结果可为飞行器热防护系统设计与性能考核试验方案的确定提供重要参考依据。

关键词: 接触热阻; 隔热材料; 试验测试; 传热过程; 数值模拟; 陶瓷隔热瓦

中图分类号: V416.5

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2023)02-0042-08

DOI: 10.7643/ issn.1672-9242.2023.02.006

Simulation and Verification of Effects of Contact Thermal Resistance on Performance Test of Aircraft Thermal Insulation Tile at 1 200 °C

XIA Lin-shi¹, YANG Hai-long², NA Wei¹, YANG Kai-wei¹, SUN Bo¹, SHI Bao-li¹

(1. Thermal Protection Experimental Center, Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing 100076, China;

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Advanced Functional Composites Technology, Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076, China)

ABSTRACT: The work aims to establish a unified performance test standard for aircraft insulation materials. The heat transfer model of aircraft insulation tile in thermal environment performance test at 1 200 °C was calculated by the numerical method. A comparative test of thermal insulation performance of three kinds of thermal insulation materials with different thermal conductivity and surface roughness was designed. The calculated results were basically consistent with the measured data when the combined effects of complete contact heat conduction between the concave and convex points, heat conduction of the contact gap medium and radiation heat transfer of the adjacent interface were considered. It was proved that the contact thermal resis-

收稿日期: 2022-04-20; 修订日期: 2022-06-17

Received: 2022-04-20; Revised: 2022-06-17

作者简介: 夏吝时 (1984—), 男, 硕士。

Biography: XIA Lin-shi (1984-), Male, Master.

引文格式: 夏吝时, 杨海龙, 那伟, 等. 飞行器隔热瓦 1 200 °C性能测试中接触热阻影响仿真与验证[J]. 装备环境工程, 2023, 20(2): 042-049.

XIA Lin-shi, YANG Hai-long, NA Wei, et al. Simulation and Verification of Effects of Contact Thermal Resistance on Performance Test of Aircraft Thermal Insulation Tile at 1 200 °C [J]. Equipment Environmental Engineering, 2023, 20(2): 042-049.

tance was the main reason for the inconsistency between the measured data and the ideal heat transfer results. The relationship between thermal diffusivity and heat transfer process under the condition of contact thermal resistance was obtained, and the effect of three different thermal conductivity and roughness bottom insulation materials on thermal insulation performance was quantitatively obtained under the same test conditions. It is concluded that the main reason for the large deviation of test results is the surface roughness. The two contact surfaces are more favorable for heat flux propagation at high temperature. The research results can provide an important reference for the design of aircraft thermal protection system and the determination of performance test scheme.

KEY WORDS: contact thermal resistance; insulation materials; experiment test; heat transfer process; numerical simulation; ceramic insulation tile

在大国竞争背景下, 全球都将高超声速飞行技术视为现代化高端军事能力建设的核心。随着飞行距离和飞行速度的不断增加, 飞行器所处服役环境越来越恶劣, 气动加热导致的高温效应使得飞行器局部热环境长时间超过 1 000 °C, 因此安全可靠的热防护系统是保证其生存能力和战术目标实现的有效途径^[1-3]。隔热瓦区别于热解烧蚀防热材料^[4], 在美国 X 系列飞行器上的应用已显示出了优异的隔热性能和可重复使用性^[5-6]。NASA 及其研究中心一直开展对现有隔热瓦的性能改进研究, 国内航天材料及工艺研究所、北京航空航天大学、国防科技大学、山东工业陶瓷研究设计院、解放军后勤工程学院等科研院所也在开展新型高效隔热瓦的研究^[7-10]。在隔热瓦性能不断提高、工艺不断改进、成本逐步降低的过程中, 对产品性能测试的准确性也提出了更高要求。由于目前国内外对飞行器用高性能隔热瓦没有统一的测试方法和标准, 使得在相同测试热环境下的同一测试件升温响应过程及末时刻背温会受到边界条件的影响, 导致测试结果产生较大相对误差。在不统一测试条件的情况下, 将严重影响测试结果的可信性和可比性^[11]。

在对大量可重复使用飞行器隔热瓦 1 200 °C 热环境长时间隔热性能测试数据统计后发现, 同一测试件在相同试验条件、不同底部绝热材料边界下, 测试结果存在较大差异。为定量对比测试结果间差异, 利用数值方法对飞行器隔热瓦热环境测试中的传热模型进行了计算, 得到了接触热阻条件下热扩散系数随传热过程的变化关系。设计了底部绝热材料分别为纳米隔热材料^[12] (纳米级骨架 SiO₂ 气凝胶隔热瓦)、刚性隔热瓦和柔性隔热毡 (柔性多晶氧化铝纤维隔热毡) 的 3 000 s 长程对比试验, 验证了计算结果的准确性和合理性。实测三者间的最大相对偏差达到 22.92%, 该偏差是由底部隔热材料热导率、比热容等参数和表面粗糙度共同作用的结果, 其中底部绝热材料表面粗糙度的影响较材料物性参数更大, 证明接触热阻是导致实测数据与理想传热结果相悖的主要原因。

国内外众多学者已对接触热阻进行了广泛的理论和试验研究, 理论上有弹性 G-W、低载荷 BGT、表面粗糙度 ASPERSIM 等接触热阻预测模型, 试验

上也可通过接触/非接式、瞬态/稳态等方法对其进行测量, 还可通过数值建模进行分析研究^[13-17]。由于理论模型中大量参数需由试验结果统计确定, 试验和数值建模过程需对大量数据进行测量和修正, 在实际工程应用中具有较大难度, 因此本文仅对接触热阻在飞行器地面热环境试验中产生的影响进行分析与验证, 以期对飞行器热防护系统地面试验标准的建立提供参考依据。

1 模型与材料

1.1 计算模型

接触热阻是由于机械加工精度限制导致 2 固体接触面间离散接触, 接触间隙引起的热流线收缩产生的附加阻力。微观上, 2 固体表面间相互接触时因粗糙度而产生的接触热阻将阻碍热流传播^[18]。传热模型结构如图 1 所示。由于测试件质量较轻, 因此与底部绝热边界接触时的相互作用力较小而未发生完全接触, 在未完全接触的部分会形成接触间隙, 间隙中充满空气或其他介质而产生附加热阻^[19]。热量在接触界面间凹凸点完全接触的部分通过热传导传递, 在接触间隙通过热辐射和空气热传导共同传递, 如图 2 所示。

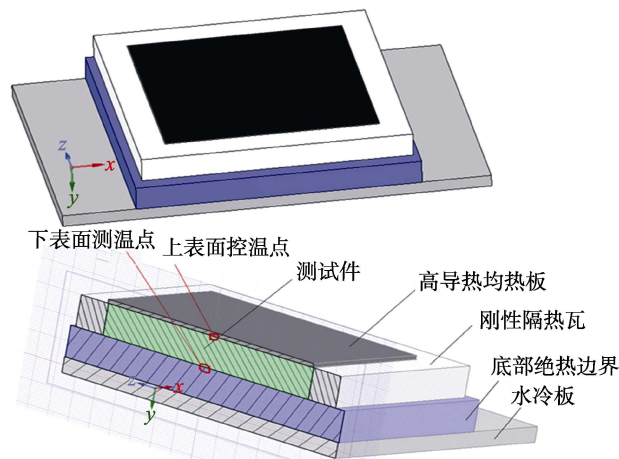


图 1 传热模型结构

Fig.1 Structure of heat transfer model

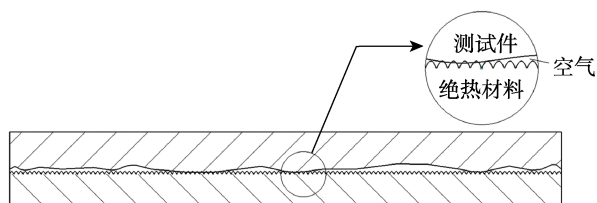


图2 接触面传热
Fig.2 Heat transfer at contact surface

由于接触面间附加接触热阻改变了测试件和绝热边界间的实际热导率^[20-22],因此在已知测试件热导率 λ_1 的前提下,将接触间隙空气热导率 λ_2 和绝热材料热导率 λ_3 叠加得到接触面当量热导率 λ_s ,由式(1)表示。多层材料当量热导率 λ 由测试件热导率 λ_1 和接触面当量热导率 λ_s 组成^[23]。材料物性参数^[24-26]见表1。

$$\lambda_s = \frac{\lambda_2 \lambda_3}{\lambda_2 + \lambda_3} \quad (1)$$

在无内热源的传热过程中,材料内部热传导控制方程为:

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\lambda}{\rho C_p} \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \quad (2)$$

式中: ρ 为材料密度, kg/m^3 ; λ 为多层材料当量热导率, $\lambda = \frac{\lambda_1 \lambda_s}{\lambda_1 + \lambda_s}$, $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$; C_p 为材料比热容, $\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$; T 为物面温度, $^{\circ}\text{C}$; t 为时间, s 。

接触面间辐射换热由能量传递求解方法建立各表面间的辐射换热关系,微观接触间隙测试件下表面 i 与绝热边界上表面 j 间的辐射角系数为:

$$F_{ij} = \frac{1}{A_i} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos \theta_i \cos \theta_j}{\pi \delta^2} dA_i dA_j \quad (3)$$

根据角系数的互换关系可知:

$$A_j F_{ji} = A_i F_{ij} \quad (4)$$

则测试件下表面 i 向绝热边界上表面 j 传递的辐射热为:

$$q_{i,j} = A_i F_{ij} \varepsilon \sigma (T_i^4 - T_j^4) \quad (5)$$

式中: A 为面积, m^2 ; δ 为2个非接触面间的距离, m ; θ 为平面法向量与直线距离间夹角。

根据材料热物性参数,可获得不同底部绝热边界时的热扩散系数 a :

$$a = \frac{\lambda_s}{\rho C_p} \quad (6)$$

表1 材料物性参数
Tab.1 Physical parameters of materials

序号	材料名称	常压热导率/ ($\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)	比热容/ ($\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)	密度/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)
1	柔性隔热毡	20~600 $^{\circ}\text{C}$: 0.16	1 150	165
		600~1 000 $^{\circ}\text{C}$: 0.33		
		1 000~1 200 $^{\circ}\text{C}$: 0.49		
2	刚性隔热瓦	20~300 $^{\circ}\text{C}$: 0.046 7	1 080	339
		300~500 $^{\circ}\text{C}$: 0.071 5		
		500~800 $^{\circ}\text{C}$: 0.147		
		800~1 200 $^{\circ}\text{C}$: 0.208		
3	纳米隔热材料	20~200 $^{\circ}\text{C}$: 0.021	900	400
		200~400 $^{\circ}\text{C}$: 0.022		
		400~600 $^{\circ}\text{C}$: 0.025		
		600~800 $^{\circ}\text{C}$: 0.027		
		800~1 200 $^{\circ}\text{C}$: 0.034		

1.2 材料表面状态

各材料表面状态和电镜照片如图3所示。测试件和纳米隔热材料表面的玻璃布与刚性隔热瓦表面状态均相对平整,刚性隔热瓦显微结构更致密紧凑。柔性隔热毡表面状态凹凸不平,显微结构疏松膨胀。

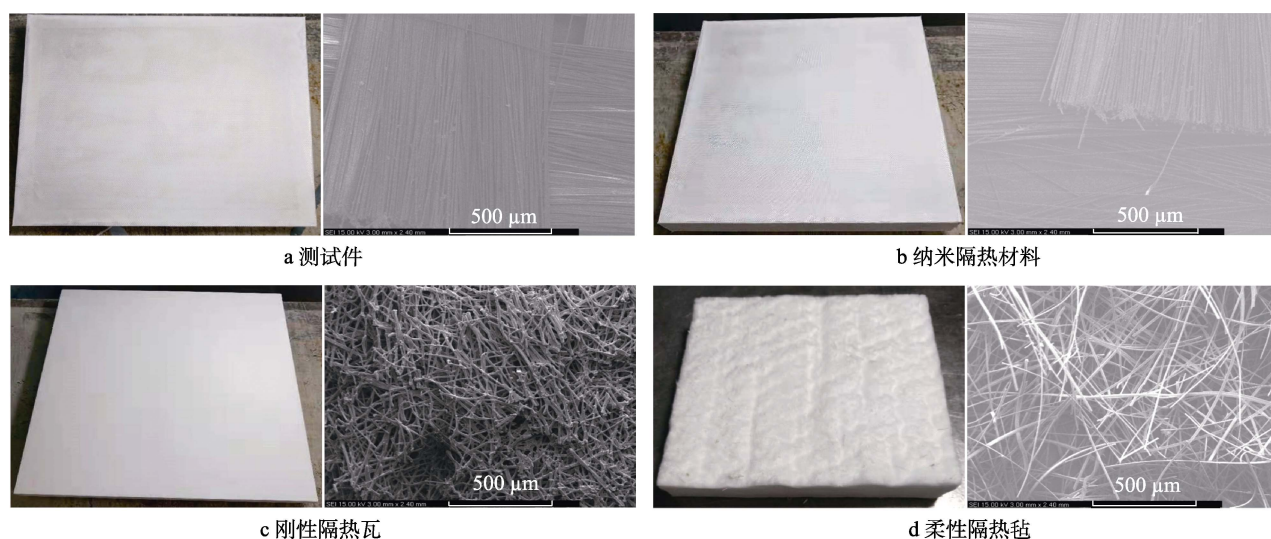


图3 各材料表面状态和电镜照片照片

Fig.3 Surface condition and electron microscope photos of different materials: a) test piece; b) nano thermal insulation material; c) rigid insulation tile; d) flexible insulating felt

2 对比试验与结果

2.1 试验方案

使用石英灯阵对 3 件外尺寸均为 300 mm×300 mm×40 mm (长×宽×厚) 的某飞行器隔热瓦上表面进行 500 s 升至 1200 ℃、保持 2 500 s 的热环境加载试验^[27]。试验全程测试其下表面在 3 种不同绝热边界材料时的温升响应历程, 试验项目见表 2。测试过程中, 在测试件上表面无缝放置一个 300 mm×300 mm×5 mm 的高导热均热板, 测试件周向套有厚度 40 mm 的刚性隔热瓦做绝热保护, 避免多余热量从侧面传入。

表 2 试验方案
Tab.2 Test scheme

序号	底部绝热材料	上表面温度/℃	测试件编号	试验编号
1	柔性隔热毡			1#Z
2	刚性隔热瓦	1 200	1#	1#W
3	纳米隔热材料			1#N
4	柔性隔热毡			2#Z
5	刚性隔热瓦	1 200	2#	2#W
6	纳米隔热材料			2#N
7	柔性隔热毡			3#Z
8	刚性隔热瓦	1 200	3#	3#W
9	纳米隔热材料			3#N

2.2 试验结果

1 200 ℃热环境加载曲线如图 4 所示。多次试验过程中, 上表面温度控制效果稳定, 试验开始后第 500 s 时, 热面温度达到 1 200 ℃, 超调后逐渐进入 (1 200±1) ℃的稳定状态。试验系统工作稳定, 满足对比试验要求。试验过程中, 测试件未发生整体结构变形, 说明隔热瓦内部在较大温度梯度作用下能够消除自身热应力的影响, 不存在宏观上的尺寸变化。试验中无明显粉尘挥发或冒烟放气现象发生, 测试件试验后质量较试验前平均减少 1.745 g, 应为隔热瓦内

部纤维孔隙吸潮后水分散失所致。试验末时刻, 测试件下表面温度测量值见表 3。单次试验中, 柔性隔热毡绝热边界下表面温度相对刚性隔热瓦的最大相对偏差为 22.92%, 3 次试验的平均最大相对偏差为 21.27%。测试结果存在较大偏差的原因是底部绝热材料热导率、比热容等物性参数和表面粗糙度共同作用的结果, 其中表面粗糙度对介质传热和辐射传热过程起到了更为直接和重要的影响。其中最大相对偏差由式 (7) 计算得到。

$$\eta = \left| \frac{T_{\max} - T_{\min}}{T_{\max}} \right| \times 100\% \tag{7}$$

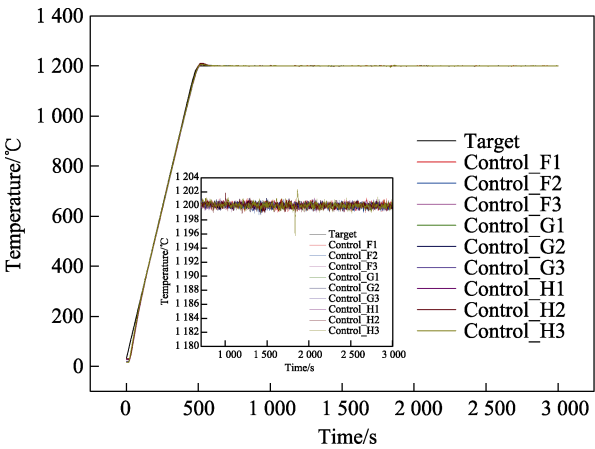


图 4 1 200 ℃温度控制实测数据
Fig.4 Measured data of control at 1 200 ℃

各测试件不同底部边界条件时的下表面温度时间历程测试数据如图 5 所示。底部边界为柔性隔热毡时的末时刻背温最高, 纳米隔热材料次之, 刚性隔热瓦最低。在不存在表面粗糙度的理想状态下, 应为纳米隔热材料底部边界时的末时刻背温最高, 柔性隔热毡底部边界时的末时刻背温最低。结合表 1 所列物性参数, 高温热导率最低的纳米隔热材料做底部绝热边界时的下表面温度均低于高温热导率最高的柔性隔热毡, 有悖于理想的理论传热过程, 说明分体结构间的接触热阻是导致实际传热过程与理论情况发生偏差的主要原因。

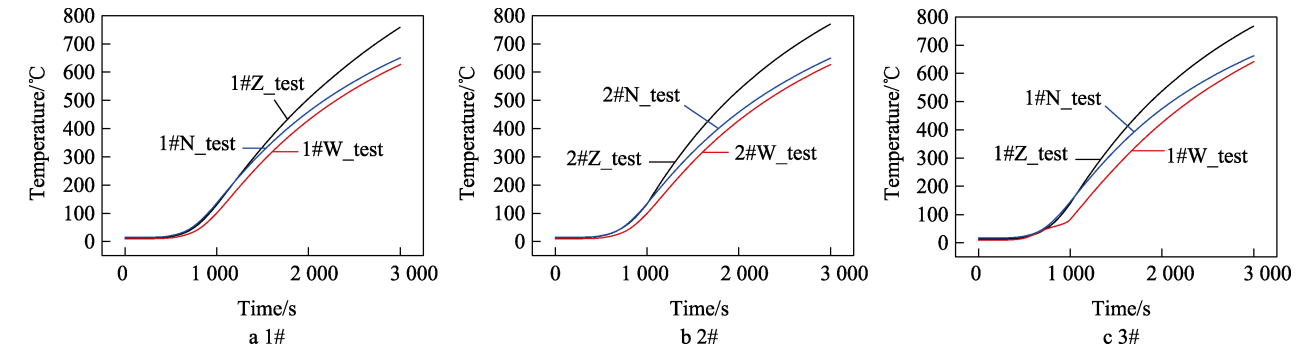


图 5 热环境 1 200 ℃下不同底部边界条件下表面温度时间历程测试数据
Fig.5 Measured data of surface temperature under different bottom boundary conditions at 1 200 ℃

3个测试件在相同底部绝热边界材料时的下表面温度时间历程测试数据如图6所示。可以看出,同类测试件在相同底部绝热条件时的下表面末时刻温度基本一致,柔性隔热毡、刚性隔热瓦和纳米隔热材料时各自最大相对偏差分别为1.45%、2.31%、1.94%。刚性隔热瓦和纳米隔热材料条件下的升温历程较柔

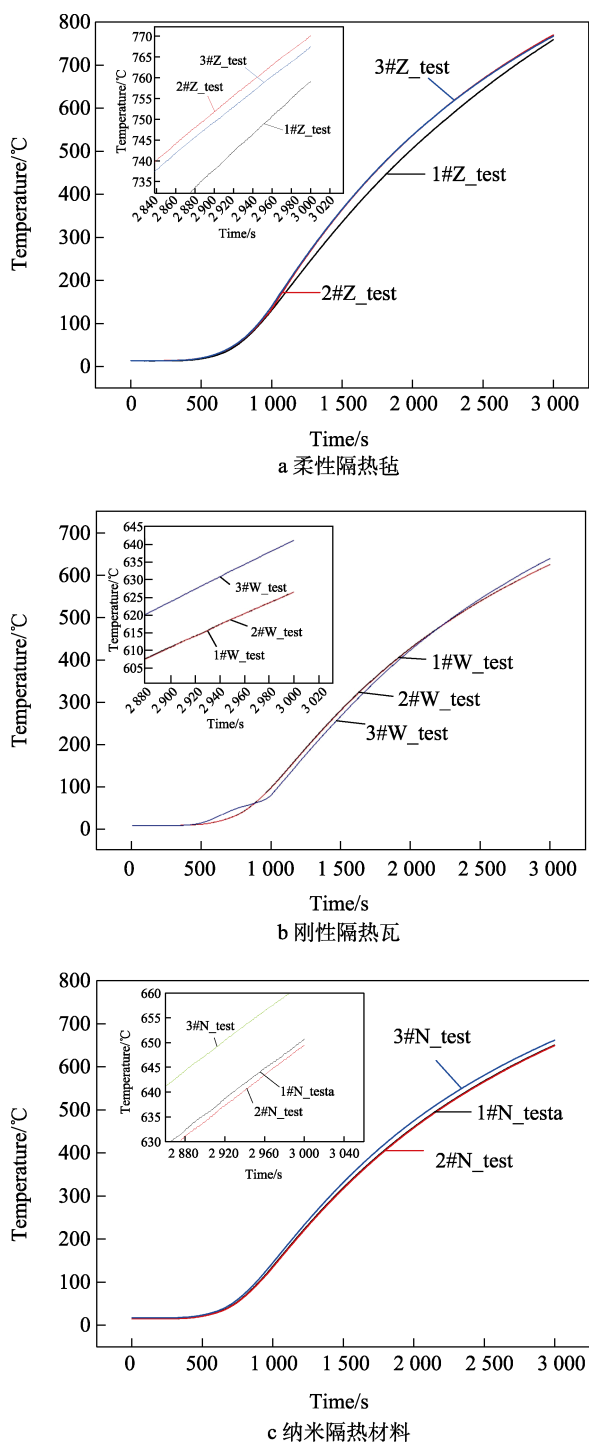


图6 热环境1200℃下相同底部边界条件下表面温度时间历程测试数据

Fig.6 Measured data of surface temperature under same bottom boundary conditions at 1200 °C: a) flexible insulating felt; b) rigid insulation tile; c) nano thermal insulation material

性隔热毡更平稳,传热过程中下表面温度随时间推移的相对误差更小。刚性隔热瓦和纳米隔热材料作为底部绝热材料时,3#测试件的下表面温度均高于1#、2#测试件,说明材料隔热性能相对一致,符合材料间自身性能差异造成的测试影响。在多次重复测试中,测试件具有较好的可重复使用性^[28-30],测试系统多次测量过程中稳定性较好。柔性隔热毡作为底部绝热材料时,下表面温度并未体现出该规律,这是由于3次试验时柔性隔热毡表面平整度差异较大导致。

3 结果与讨论

1200℃热环境计算结果如图7所示。图7a为理想条件下的理论计算结果,测试件下表面末时刻温度高低与各材料高温热导率大小呈负相关,说明仅考虑测试件热导率 λ_1 和绝热边界热导率 λ_3 时的计算结果与理论情况相一致,符合预期。图7b为考虑接触热阻条件下的计算结果,测试件下表面温度响应过程和末时刻温度均与理想计算值有较大差别,说明由2固体接触面间各自表面粗糙度造成的接触热阻是真实存在的,采用以接触间隙空气热导率 λ_2 和绝热材料热导率 λ_3 叠加方式表征的接触面当量热导率 λ_s 方法,可用于实际传热过程计算。

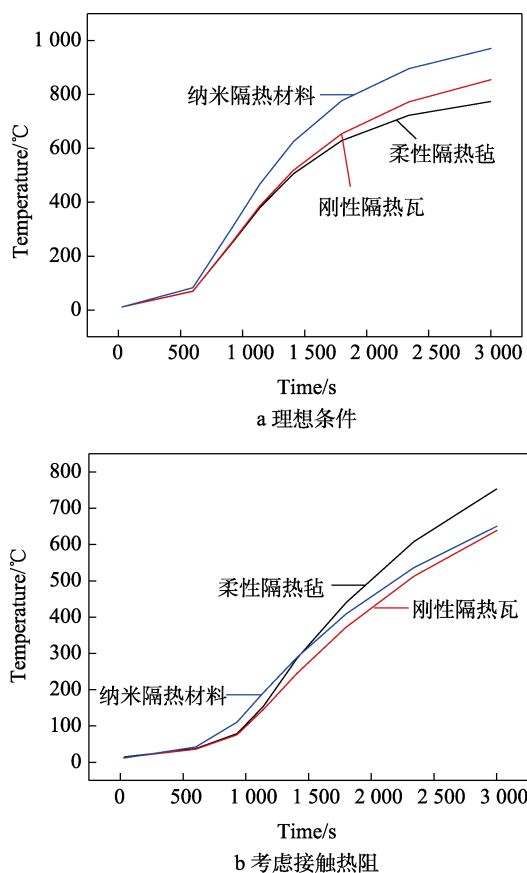


图7 热环境1200℃下表面温度计算值

Fig.7 Calculated value of surface temperature at 1200 °C: a) ideal condition; b) considering contact thermal resistance

3种不同绝热材料作为底部边界条件时,测试件下表面温度的计算和实测结果对比如图8所示。当考虑接触面间附加热阻时,计算结果与实测值基本吻合,验证了计算结果的可信性与合理性。进一步说明了接触热阻在热量传递过程中改变了传热结构总热阻,使得底部绝热边界和测试件间的当量热导率比理想情况有所减小。实际测试结果和理论计算结果相比较,反映出测试件和绝热边界间接触热阻在纳米隔热材料底部边界时的影响最大,刚性隔热瓦次之,柔性隔热毡时最小。其主要原因是接触面当量热导率中底

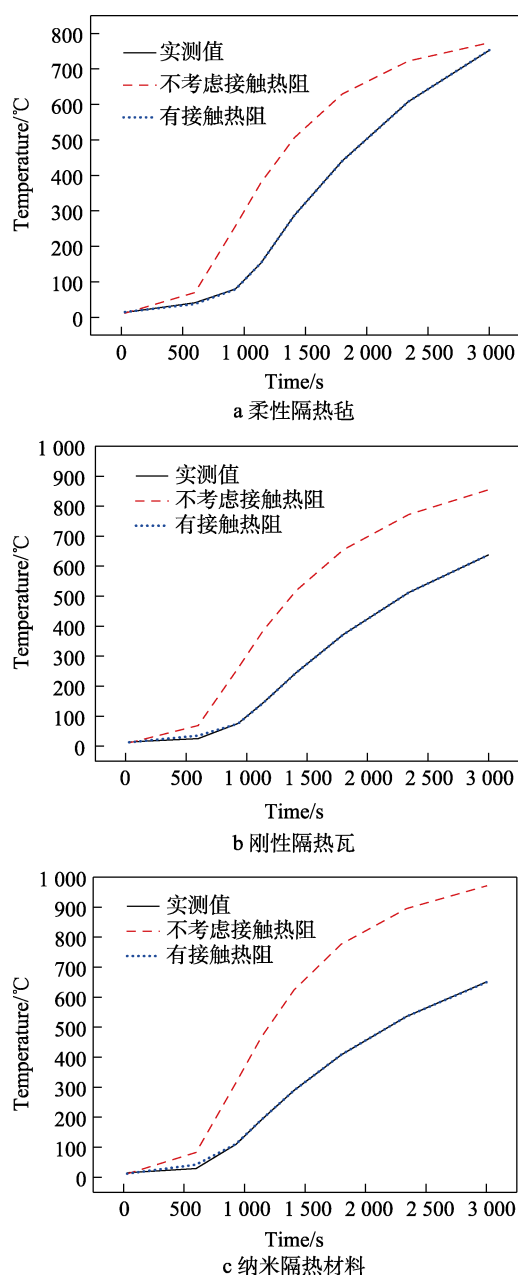


图8 3种不同绝热材料作为底部边界条件时测试件下表面温度的计算和实测结果

Fig.8 Calculated and measured results of the lower surface temperature of the test piece when three different insulation materials are used as the bottom boundary conditions: a) flexible insulating felt; b) rigid insulation tile; c) nano thermal insulation material

部绝热材料热导率随温度升高过程的增量不同导致,其中纳米隔热材料高温热导率变化最小。

由图9可以看出,1200℃热环境下各底部绝热边界的热扩散率随传热过程的延续而减小,主要原因是在总加热量较大的情况下,底部绝热材料与测试件接触区域迅速接近热平衡状态,热量传导受阻所致。随着热量持续向测试件下表面传递,底部绝热材料热导率逐渐升高,最终达到平衡状态。其中,柔性隔热毡底部边界热扩散率降低幅度大于刚性隔热瓦和纳米隔热材料,纳米隔热材料变化速率最小,这与各材料高温热导率增幅规律相同,与增长趋势相反。

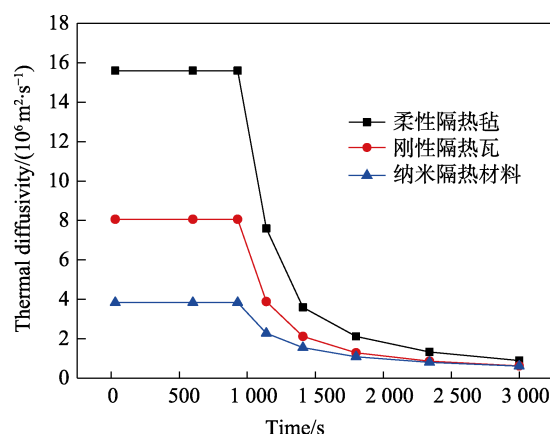


图9 1200℃热环境下各底部绝热边界的热扩散率
Fig.9 Thermal diffusivity of each bottom adiabatic boundary at 1200℃

4 结论

高温测试状态下,接触热阻存在时更有利于热流传播。一方面,高温环境导致测试件和底部绝热材料本身热胀后增大了接触面积;另一方面,测试件和底部绝热材料的热导率随温度的增加而增大,同时高温下接触面间的热辐射效应随接触界面间温度的升高而增大,更有利于界面间的热量传递。在对试验模型进行传热计算过程中,考虑接触面间附加热阻时的计算结果与实测值基本吻合,验证了测试结果的可信性与合理性。其中接触热阻主要由底部绝热材料表面粗糙度引起。

飞行器热防护系统设计人员应尽可能参考真实隔热结构条件下的测试数据,避免因绝热边界条件不同造成的地面试验结果与真实使用条件不一致产生的设计冗余或缺。材料生产和试验单位在对产品进行筛选或考核测试时,应对测试过程中测试件底部边界条件予以关注,建立统一的试验标准以保证测试结果的可信性和可比性。本文仅对1200℃热环境下无附加界面应力条件时,隔热瓦产品地面性能测试中不同底部绝热材料接触热阻对测试结果的影响进行了研究。在工程应用中,还应考虑实际使用环境时接触应力对接触热阻的影响。

参考文献:

- [1] UYANNA O, NAJAFI H. Thermal Protection Systems for Space Vehicles: A Review on Technology Development, Current Challenges and Future Prospects[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 176: 341-356.
- [2] 张灿, 王轶鹏, 叶蕾. 国外近十年高超声速飞行器技术发展综述[J]. *战术导弹技术*, 2020(6): 81-86.
ZHANG Can, WANG Yi-peng, YE Lei. Summary of the Technological Development of Overseas Hypersonics in the Past Ten Years[J]. *Tactical Missile Technology*, 2020(6): 81-86.
- [3] 龙乐豪, 蔡巧言, 王飞, 等. 重复使用航天运输系统发展与展望[J]. *科技导报*, 2018, 36(10): 84-92.
LONG Le-hao, CAI Qiao-yan, WANG Fei, et al. Development of Reusable Space Transportation Technologies [J]. *Science & Technology Review*, 2018, 36(10): 84-92.
- [4] 张军, 许阳阳, 张运法, 等. 石英灯辐射加热条件下低密度碳/酚醛复合材料高温响应及分析[J]. *装备环境工程*, 2020, 17(1): 51-57.
ZHANG Jun, XU Yang-yang, ZHANG Yun-fa, et al. High Temperature Response and Analysis of Low Density Carbon Fiber/Phenolic Composites under Quartz Lamp Radiation Heating[J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2020, 17(1): 51-57.
- [5] LEISER D A, HSU M S, CHEN T S. Refractory Oxidative-Resistant Ceramic Carbon Insulation: US6225248B1 [P]. 2001-05-01.
- [6] STEWART D A, LEISER D B. Toughened Uni-Piece, Fibrous, Reinforced, Oxidization-Resistant Composite: US7381459[P]. 2008-06-03.
- [7] 陈玉峰, 洪长青, 胡成龙, 等. 空天飞行器用热防护陶瓷材料[J]. *现代技术陶瓷*, 2017, 38(5): 311-390.
CHEN Yu-feng, HONG Chang-qing, HU Cheng-long, et al. Ceramic-Based Thermal Protection Materials for Aerospace Vehicles[J]. *Advanced Ceramics*, 2017, 38(5): 311-390.
- [8] 杨海龙, 胡子君, 孙陈诚, 等. 纳米隔热材料的孔隙结构特征与气体热传输特性[J]. *工程科学学报*, 2019, 41(6): 788-796.
YANG Hai-long, HU Zi-jun, SUN Chen-cheng, et al. Pore Structure of Nano-Porous Thermal Insulating Materials and Thermal Transport via Gas Phase in Their Pores[J]. *Chinese Journal of Engineering*, 2019, 41(6): 788-796.
- [9] 王飞, 刘朝辉, 丁逸栋, 等. SiO₂ 气凝胶的制备方法及其应用研究进展[J]. *装备环境工程*, 2015, 12(6): 84-92.
WANG Fei, LIU Zhao-hui, DING Yi-dong, et al. Research Progresses on the Preparation Methods and Application of Silica Aerogel[J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2015, 12(6): 84-92.
- [10] 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 Da-fang, WANG Feng, REN Hao-yuan, et al. 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.
- [11] 桂业伟, 刘磊, 魏东. 长航时高超声速飞行器的综合热效应问题[J]. *空气动力学学报*, 2020, 38(4): 641-650.
GUI Ye-wei, LIU Lei, WEI Dong. Combined Thermal Phenomena Issues of Long Endurance Hypersonic Vehicles[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2020, 38(4): 641-650.
- [12] 李俊宁, 胡子君, 吴文军, 等. SiO₂ 纳米孔隔热材料制备与热导率计算[J]. *工程热物理学报*, 2018, 39(12): 2784-2788.
LI Jun-ning, HU Zi-jun, WU Wen-jun, et al. SiO₂ Nanoporous Thermal Insulator: Preparation and Thermal Conductivity Calculation[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2018, 39(12): 2784-2788.
- [13] FIEBERG C, KNEER R. Determination of Thermal Contact Resistance from Transient Temperature Measurements[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2008, 51(5-6): 1017-1023.
- [14] AZUMA K, HATAKEYAMA T, NAKAGAWA S. Measurement of Surface Roughness Dependence of Thermal Contact Resistance under Low Pressure Condition[C]//2015 International Conference on Electronic Packaging and iMAPS All Asia Conference (ICEP-IAAC). Kyoto: IEEE, 2015.
- [15] JI Song, HUANG hai ming, HUANG Guo. Experimental Study on Thermal Contact Resistance between Cuprum and Aluminum[J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2011, 80-81: 1340-1344.
- [16] 王向往, 胡芑, 刘阳. 界面热阻实验装置与碳纤维增强板胶接热阻研究[J]. *中国科学技术大学学报*, 2018, 48(7): 600-604.
WANG Xiang-wang, HU Peng, LIU Yang. Study on Experimental Device and Measurements for Interface Thermal Resistance of Adhesive Structure of CFRP[J]. *Journal of University of Science and Technology of China*, 2018, 48(7): 600-604.
- [17] 宣益民, 李强, 张平. 高温条件下的固-固界面接触热阻测试方法与系统[J]. *中国科学: 技术科学*, 2019, 49(5): 491-500.
XUAN Yi-min, LI Qiang, ZHANG Ping. Measurement Method and Instrument of Thermal Contact Resistance at High Temperature[J]. *Scientia Sinica (Technologica)*, 2019, 49(5): 491-500.
- [18] 汪献伟, 王兆亮, 何庆, 等. 宏观接触热阻研究综述[J]. *工程科学学报*, 2019, 41(10): 1240-1248.
WANG Xian-wei, WANG Zhao-liang, HE Qing, et al. Research Overview of Macroscopic Thermal Contact Resistance[J]. *Chinese Journal of Engineering*, 2019, 41(10): 1240-1248.
- [19] 曹玉璋, 邱绪光. 实验传热学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1998.
CAO Yu-zhang, QIU Xu-guang. *Experimental Heat Transfer*[M]. Beijing: National Defense Industry Press,

- 1998.
- [20] 史林全, 李强. 高温条件下接触热阻的数值模拟与试验研究[J]. 热科学与技术, 2021, 20(5): 462-470.
SHI Lin-quan, LI Qiang. Numerical Simulation and Experimental Investigation on Thermal Contact Resistance at High Temperature Conditions[J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2021, 20(5): 462-470.
- [21] 唐中华, 钱国红, 钱炜祺. 材料热传导系数随温度变化函数的反演方法[J]. 计算力学学报, 2011, 28(3): 377-382.
TANG Zhong-hua, QIAN Guo-hong, QIAN Wei-qi. Estimation of Temperature-Dependent Function of Thermal Conductivity for a Material[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2011, 28(3): 377-382.
- [22] 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.
- [23] 陈思安, 李海玉, 迟蓬涛, 等. 耐1200℃陶瓷瓦重复使用性能[J]. 国防科技大学学报, 2021, 43(4): 69-75.
CHEN Si-an, LI Hai-yu, CHI Peng-tao, et al. High-Temperature Reusability of Ceramics Tile Resistant to 1200℃[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2021, 43(4): 69-75.
- [24] 杨景兴, 何凤梅, 于帆, 等. SiO₂气凝胶热参数测试及评价[J]. 宇航材料工艺, 2013, 43(2): 92-94.
YANG Jing-xing, HE Feng-mei, YU Fan, et al. Measurement and Estimate of Thermophysical Parameters of SiO₂ Aerogel[J]. Aerospace Materials & Technology, 2013, 43(2): 92-94.
- [25] 夏齐时, 张利嵩, 张凯, 等. 长时间高温热环境考核试验中石英灯阵的破坏及预防[J]. 装备环境工程, 2020, 17(10): 75-81.
XIA Lin-shi, ZHANG Li-song, ZHANG Kai, et al. Destruction and Prevention of Quartz Lamp Array in High Temperature Long-Term Thermal Environment Assessment Test[J]. Equipment Environmental Engineering, 2020, 17(10): 75-81.
- [26] 杨海龙, 周洁洁, 姚先周, 等. 刚性隔热瓦重复使用性评价研究[J]. 宇航材料工艺, 2014, 44(5): 61-64.
YANG Hai-long, ZHOU Jie-jie, YAO Xian-zhou, et al. Evaluation on Reusability of Ceramic Fiber Rigid Insulation Tiles[J]. Aerospace Materials & Technology, 2014, 44(5): 61-64.
- [27] 杨景兴, 何凤梅, 陈聪慧, 等. 高温长时使用隔热材料热导率评价[J]. 复合材料学报, 2013, 30(S1): 279-282.
YANG Jing-xing, HE Feng-mei, CHEN Cong-hui, et al. Evaluation of Thermal Conductivity of Insulation Materials at High-Temperature for Longtime[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2013, 30(S1): 279-282.
- [28] 黄红岩, 苏力军, 雷朝帅, 等. 可重复使用热防护材料应用与研究进展[J]. 航空学报, 2020, 41(12): 023716.
HUANG Hong-yan, SU Li-jun, LEI Chao-shuai, et al. Reusable Thermal Protective Materials: Application and Research Progress[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(12): 023716.
- [29] 余远锋, 李泽卫, 郑晓亚. 粗糙表面之间接触热阻反问题研究[J]. 力学学报, 2018, 50(3): 479-486.
YU Yuan-feng, LI Ze-wei, ZHENG Xiao-ya. The Inverse Problem of Thermal Contact Resistance between Rough Surfaces[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2018, 50(3): 479-486.
- [30] 孙佳, 陈伟, 邓云中, 等. 刚性陶瓷瓦隔热响应特性及接触热阻试验研究[J]. 热力透平, 2021, 50(4): 253-259.
SUN Jia, CHEN Wei, DENG Yun-zhong, et al. Experimental Study of Thermal Insulation Response Characteristics and Thermal Contact Resistance between Rigid Ceramic Tile and Stainless Steel[J]. Thermal Turbine, 2021, 50(4): 253-259.

责任编辑: 刘世忠