

引用格式：吴大方，任浩源，王峰，等。航天飞行器轻质纳米材料高温隔热性能[J].航空学报,2018,39(4):221636. WU D F, REN H Y, WANG F, et al. High temperature thermal insulation performance of light nanomaterials for aerospace craft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(4): 221636 (in Chinese). doi: 10.7527/S1000-6893.2017.21636

航天飞行器轻质纳米材料高温隔热性能

吴大方^{*}，任浩源，王峰，王怀涛

北京航空航天大学，航空科学与工程学院，北京 100083

摘要：纳米隔热材料是一种新型航天飞行器热防护材料。本文使用自行研制的高速飞行器热试验系统，对 Al_2O_3 纳米材料的高温隔热性能进行试验研究及数值计算，为高速航天器热防护系统的安全可靠性设计提供重要依据。研究结果表明，厚度仅为10 mm的 Al_2O_3 纳米材料板，当前表面温度为1200 °C时(1800 s)，前后表面的温度差高达880.9 °C，后表面温度降低了73.4%，且隔热性能稳定。另外与某空天飞行器轻质陶瓷材料进行了隔热性能的对比试验，结果显示轻质陶瓷材料板的背壁温度要比 Al_2O_3 纳米材料板高56%。说明 Al_2O_3 纳米材料的高温隔热性能非常优异，在航天器和高超声速飞行器热防护中具有重要的应用价值。由扫描电镜(SEM)图像知，当温度超过1200 °C后， Al_2O_3 纳米材料颗粒快速聚集生长，颗粒间的空洞尺寸显著增大，材料内部纤维出现熔融现象，裂纹数量增多、深度及宽度显著增大，影响材料表观导热率。另外，当温度高于1200 °C时，纳米材料板边界出现了较大的收缩变形和弯曲变形。基于试验结果可知， Al_2O_3 纳米隔热材料应该在小于1200 °C的热环境中使用。

关键词：纳米材料；高温；隔热性能；航天飞行器；热防护材料

中图分类号：V416.4

文献标识码：A

文章编号：1000-6893(2018)04-221636-12

航天飞行器在高马赫数飞行时面临的气动热环境十分恶劣，必须进行高效热防护。由于航天飞行器对隔热材料的重量和厚度有着严格的规定，必须使用轻质高效隔热材料制作热防护结构^[1-3]。纳米材料是目前公认的热导率最低的固态材料^[4-5]，纳米隔热材料的热导率最低可达到0.013 W/(m·K)，远低于静止空气^[6]，并且具有密度低及耐高温等优良性能，是一种比较理想的高效隔热材料。

关于纳米材料的隔热性能，国内外许多学者进行了大量的研究^[7-9]。Hoseini等^[10]给出了一种确定气凝胶材料导热系数的理论方法，研究分析了孔隙率及纤维热导率对气凝胶导热系数的影响。Hurwitz等^[11]研究了温度与气凝胶纳米材料内部结构变化之间的关系，研制出一种在高温

环境下能够保持结构孔隙率并能稳定工作的勃姆石结构气凝胶纳米材料。Bi等^[12]给出了一种三维数值模型，通过模拟纳米多孔气凝胶材料内部的典型有序结构来计算导热性能，并将气凝胶颗粒和孔隙的尺寸效应引入数值模型中，以提高有效热导率的预测精度。Baillis等^[13]对于有机气凝胶材料，建立了纳米尺度下的传热模型，综合考虑辐射传热、固态以及气态传热因素，计算出该有机气凝胶材料的等效热导率。杨景兴等^[14]利用非稳态阶跃平面热源法对氧化硅纳米材料进行了试验研究，得到不同温度下的导热系数，热扩散率和比热容等参数。周祥发等^[15]采用有限差分隐式法对纳米材料进行瞬态传热过程的数值模拟，计算出材料内部温度与时间的变化关系，得到二氧化硅气凝胶材料的隔热性能参数。

收稿日期：2017-07-31；退修日期：2017-10-27；录用日期：2018-01-03；网络出版时间：2018-01-16 16:03

网络出版地址：<http://hkxb.buaa.edu.cn/CN/html/20180413.html>

基金项目：国家自然科学基金(11427802)

*通信作者。E-mail: wdf1950@163.com

当今高超声速飞行器的速度不断提高,气动加热引起的高温环境变得越来越严酷,某些部位的热边界温度长时间超过1 000 ℃。因此轻质高效纳米隔热材料在高温环境下的隔热性能研究、极限使用温度的确定,对于航天飞行器热防护系统的安全可靠性设计极为重要。而目前纳米隔热材料在1 200 ℃高温环境下的隔热性能研究还未见报道。

本文通过建立航天飞行器热防护材料隔热性能试验测试系统,对 Al_2O_3 纳米材料在1 200 ℃高温环境下的隔热性能进行试验研究。基于扫描电镜(SEM)图片观测纳米材料内部结构随温度的变化,根据高温环境下材料内部纳米颗粒的生长变化、裂纹生长情况、表观形变以及隔热性能等试验结果,确定该纳米隔热材料的极限使用温度范围。并与空天飞行器轻质陶瓷隔热材料的隔热性能试验结果进行对比。同时,建立有限元计算模型,将数值计算结果与试验结果进行对比验证,以便为航天飞行器和高超声速飞行器热防护方案的确定提供重要的设计依据。

1 试验方法

1.1 试件

轻质纳米材料试件如图1所示,其平面尺寸为150 mm×150 mm,厚度为10.3 mm。主要成分由 Al_2O_3 纳米颗粒和 Al_2O_3 纤维组成。 Al_2O_3 纳米颗粒的粒径约为60~80 nm,并具有高强度、耐腐蚀、高硬度等优良特性。 Al_2O_3 纳米颗粒团聚体为亚微米级量级,比表面积为80 m²/g。 Al_2O_3 增强纤维的平均直径为3~5 μm,体积分数约为8%;典型孔隙尺寸约为60 nm,孔隙率达到85%。

为了测量纳米材料板前表面(加热面)与后表

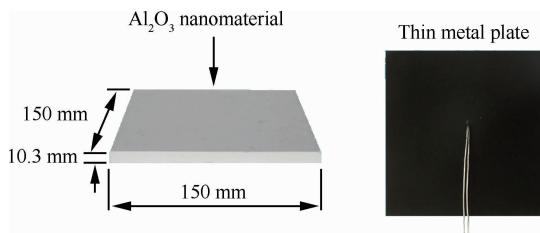


图1 试件和表面温度控制板

Fig. 1 Specimen and surface temperature control plate

面的温度差,在前后表面的中心部位均安装有温度测量传感器。由于纳米材料孔隙率非常高,且表面松软,直接在纳米材料表面上安装温度传感器有困难,主要是难于保证在测温过程中温度传感器与松散的纳米材料板表面稳定接触。因此,本试验将一片如图1所示的1 mm厚的高温金属薄板紧压在纳米材料试件的前表面上,金属薄板的中心焊接有K型测温热电偶,用以对金属薄板前表面的温度进行控制。金属薄板的表面被处理成黑色,以减少高温试验中金属板表面灰度的变化对控温带来的影响。为了对纳米材料板松散的后表面的温度进行测量,将K型热电偶丝焊接在0.1 mm的金属薄片上,紧压在纳米材料试件后表面的中心部位。在整个试验过程中,测量并记录试件前后表面温度及温度差,获得纳米材料板的隔热性能。

为了确定增加1 mm厚的金属板对纳米材料试件受热面的影响,本文通过有限元计算得到金属板前后表面的温度差,图2和表1给出了数值计算结果。金属板前表面线性升温100 s后达到1 000 ℃,之后保持恒温100 s。由图2和表1可见1 mm厚的金属板在升温及恒温过程中,其前后表面的温度差非常小。转折点(100 s时)处的最大相对误差小于0.2%(<2 ℃),当温度进入1 000 ℃的稳定段后,前后表面温度的相对误差小于0.05%(<0.5 ℃)。由此可见,在纳米材料试件前表面安装1 mm厚的金属薄板,不会产生很明显的误差,使用该方法能够有效地解决纳米材料板前表面温度难于测量的问题。

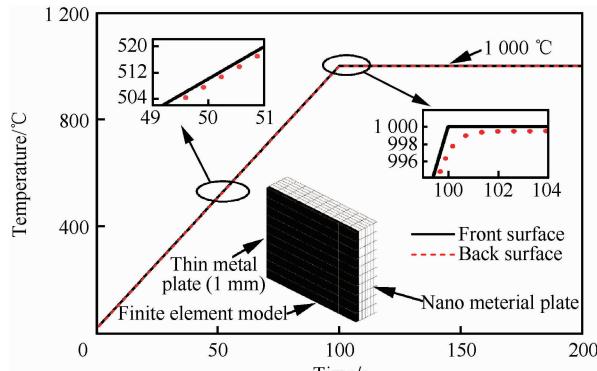


图2 耐高温金属薄板前后表面温度的计算结果

Fig. 2 Calculation results of front and back surface temperature of high temperature resistant thin metal plate

表 1 耐高温金属薄板前后表面温度值

Table 1 Temperature values on front and back surfaces of high temperature resistant thin metal plate

Time/ s	Front surface/°C	Back surface/°C	Difference/ °C	Relative error/%
100	1 000.0	998.3	1.7	0.17
125	1 000.0	999.6	0.4	0.04
150	1 000.0	999.7	0.3	0.03
175	1 000.0	999.7	0.3	0.03
200	1 000.0	999.8	0.2	0.02

1.2 试验装置

对于高速飞行器结构的高温热试验,通常没有市售的通用试验装置,需要针对不同的试验要求和结构设计制作专用的热试验装置^[16-19]。本文使用了北京航空航天大学自行研制的“高速飞行器气动热试验模拟系统”进行纳米材料板的隔热性能试验。该热试验系统具有在最高达1 700 °C

的有氧环境下材料与结构单侧面隔热性能试验的能力^[20],石英灯红外辐射方式的热冲击速率可高达210 °C/s,热流密度可达到2 MW/m²^[21],并可进行1 200 °C的结构高温热模态试验等^[22]。图3为隔热性能试验装置的结构示意图。作为热源的石英灯密集排列,水平放置,纳米材料试件竖直安放,其前表面朝向石英灯加热阵列。温度控制系统通过金属板中心的温度传感器对纳米材料试件前表面的加热过程进行闭环控制,使前表面温度按照预先设定的加热历程变化。纳米材料板的后表面为敞开式环境,通过自然对流和辐射方式向外界散热。为了减少试件四周的边界热散失,纳米材料试件被嵌入到由导热系数很低的多孔隙轻质陶瓷材料制成的绝热框架内。温度测试系统实测不同温度下纳米材料板前后表面的温度及温度差,来确定材料的隔热能力。

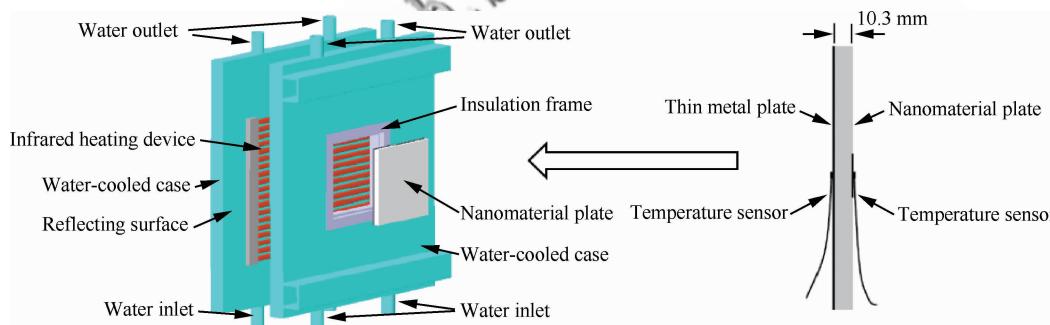


图3 红外辐射式热试验装置结构示意图

Fig. 3 Schematic diagram of equipment for infrared radiant thermal test

2 纳米材料板隔热试验结果

为了研究Al₂O₃纳米材料的高温隔热性能,设置了4种不同的温度条件(1 200、1 000、800和600 °C)。热控制系统在60 s内将试件前表面快速加热至目标温度,之后控制试件前表面的温度不变,加热全过程为1 800 s。

图4给出了纳米材料板前表面稳态温度为1 200 °C时的试验结果,图中包括设定温度、实际控制温度和后表面温度曲线。表2给出了前表面稳态温度为1 200 °C时,分别于0,200,400,⋯,1 800 s时刻的设定温度和实际控制结果的数值。由图4和表2可见,本试验中纳米材料板前表面温度的实际控制结果和设定温度二者之间的吻合性良好,在整个加热过程中,设定温度和实际控制

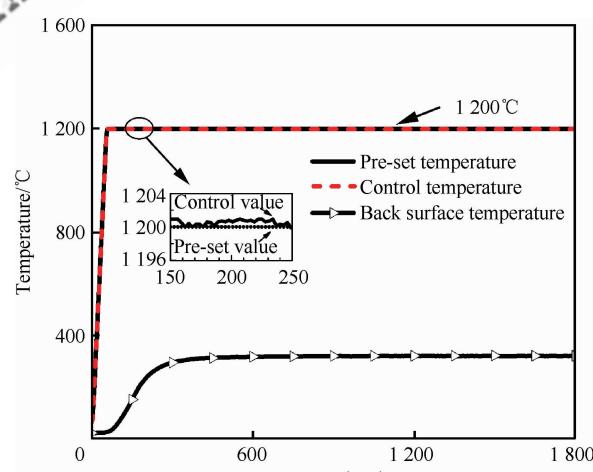


图4 纳米材料板前表面稳态温度为1 200 °C时的前后表面温度

Fig. 4 Front and back surface temperatures of nano-material plate at steady-state temperature of front surface 1 200 °C

温度的相对误差均小于 1%，说明本试验系统能够很好地模拟稳态或动态热环境。

图 5 给出了 4 种温度 (1 200、1 000、800、600 °C) 环境下纳米材料板前后表面温度的测量结果 (T_1 、 T_2 、 T_3 、 T_4 和 T'_1 、 T'_2 、 T'_3 、 T'_4)。表 3 给出了 1 800 s 时, 纳米材料板前后表面温度差以及相应的隔热效率(本文定义隔热材料板前后表面的温度差与前表面温度的比值作为材料的隔热效率)。由表 3 中的数据可知, 在 1 200 °C 高温下, 仅 10.3 mm 厚的 Al_2O_3 纳米材料板, 后表面的温度只有 319.1 °C, 前后表面的温度差高达 880.9 °C,

表 2 纳米材料板前表面温度的设定值与实际控制值

Table 2 Pre-set and controlled temperature values on front surface of nanomaterial plate

Time/ s	Pre-set temperature/°C	Controlled temperature/°C	Relative error/%
0	60.0	60.5	0.83
200	1 200.0	1 200.6	0.05
400	1 200.0	1 199.9	-0.01
600	1 200.0	1 200.5	0.04
800	1 200.0	1 200.2	0.02
1 000	1 200.0	1 200.9	0.08
1 200	1 200.0	1 200.3	0.03
1 400	1 200.0	1 199.9	-0.01
1 600	1 200.0	1 200.1	0.01
1 800	1 200.0	1 199.9	-0.01

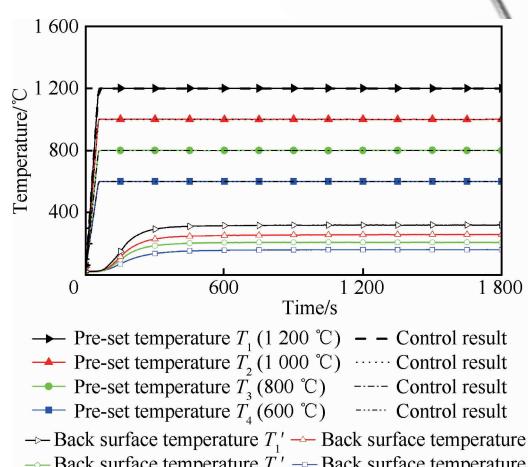


图 5 多种温度环境下的试验结果

Fig. 5 Test results for different temperature conditions

其后表面温度比前表面温度降低了 70% 以上。由此可见纳米隔热材料具有非常优异的高温隔热性能。

由于 Al_2O_3 纳米材料具有气固两相相互贯穿的纳米结构特点, 内部颗粒具有比较均匀的粒径分布, 颗粒相互连接形成链状骨架, 致使热量在固体骨架中的传递距离增大, 使得固体导热率下降。此外, 材料孔隙率高达 85%, 纳米孔隙尺寸小于室温下空气分子的平均自由程, 因此 Al_2O_3 纳米孔隙中的气体分子发生碰撞传递能量受到很大限制, 气体导热被限定在一个相对较低的水平。另外, 纳米材料中添加了氧化锆遮光剂, 降低了高温环境下材料内部的辐射传热。上述 3 点均有利于 Al_2O_3 纳米材料隔热性能的提高。

目前空天飞行器热防护结构中经常使用轻质陶瓷隔热瓦。图 6 和表 4 给出了 Al_2O_3 纳米材料与空天飞行器中使用的轻质陶瓷隔热板的隔热性

表 3 纳米材料板的隔热效率 (1 800 s)

Table 3 Thermal insulation efficiency of nanomaterial plate (1 800 s)

Front surface/°C	Back surface/°C	Difference/ °C	Thermal insulation efficiency/%
1 200	319.1	880.9	73.4
1 000	258.3	741.7	74.2
800	207.0	593.0	74.1
600	160.9	439.1	73.2

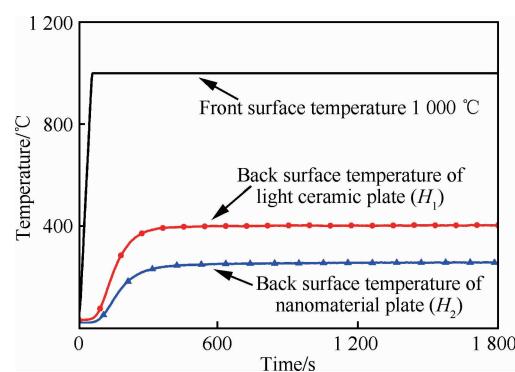


图 6 轻质陶瓷板和纳米材料板后表面温度对比

Fig. 6 Comparison of back surface temperature between light ceramic plate and nanomaterial plate

表 4 轻质陶瓷板与纳米材料板隔热效果对比

Table 4 Comparison of thermal insulation effect between light ceramic plate and nanomaterial plate

Time/s	H_1 (light ceramic plate)/°C	H_2 (nanomaterial plate)/°C	$(H_1 - H_2)/H_2\%$
200	313.9	175.8	78.6
500	398.9	249.2	60.1
1 000	403.2	256.3	57.3
1 500	404.0	257.7	56.8
1 800	403.3	258.3	56.1

能试验对比结果。由图 6 可见,前表面温度同为 1 000 °C 时,纳米材料板的后表面温度(H_2)要明显低于轻质陶瓷隔热板的温度(H_1)。从表 4 的数据可知,在温度非稳定段的 200 s 时刻,轻质陶瓷板的后表面温度(H_1)要比纳米材料板的(H_2)高 78.6%;在温度稳定段的 1 800 s 时,轻质陶瓷板的后表面温度(H_1)要比纳米材料板的(H_2)高 56%。由此可见相对于轻质陶瓷隔热板,纳米材料板的高温隔热性能非常优异。因此,纳米隔热材料在航天器和高速飞行器热防护中将具有重要的应用价值。

图 7 中给出了经过 1 400 °C 高温后纳米材料板的外观图片。由图 7 可见,经高温后,纳米材料板出现了明显的弯曲变形,四周边界出现了弧形

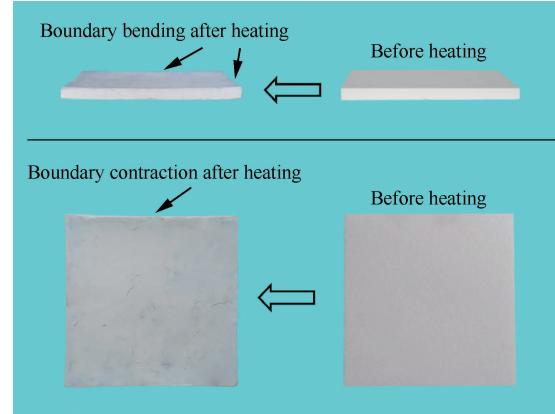


图 7 经过高温度后的形变(1 400 °C)

Fig. 7 Deformation after high temperature (1 400 °C)

收缩变形,弯曲变形和收缩变形将会严重影响其在高速飞行器中的正常使用。而 Al_2O_3 纳米材料试件在温度低于 1 200 °C 时,变形不大。因此, Al_2O_3 纳米材料一般在 1 200 °C 以下的热环境中使用比较合适。如果要在更高热环境中使用,需采用复合叠层结构,如在纳米材料的热面安装一定厚度的其他高温隔热材料进行分区段隔热设计。

图 8 给出了纳米材料在不同温度下内部微观貌的照片。扫描电镜的型号为 JSM6010 (JEOL, Tokyo, Japan),工作电压为 20 kV。由图 8 可见, Al_2O_3 纳米颗粒为随机排列,在常温条件下,纳米颗粒呈球状。当温度低于 1 000 °C 时,

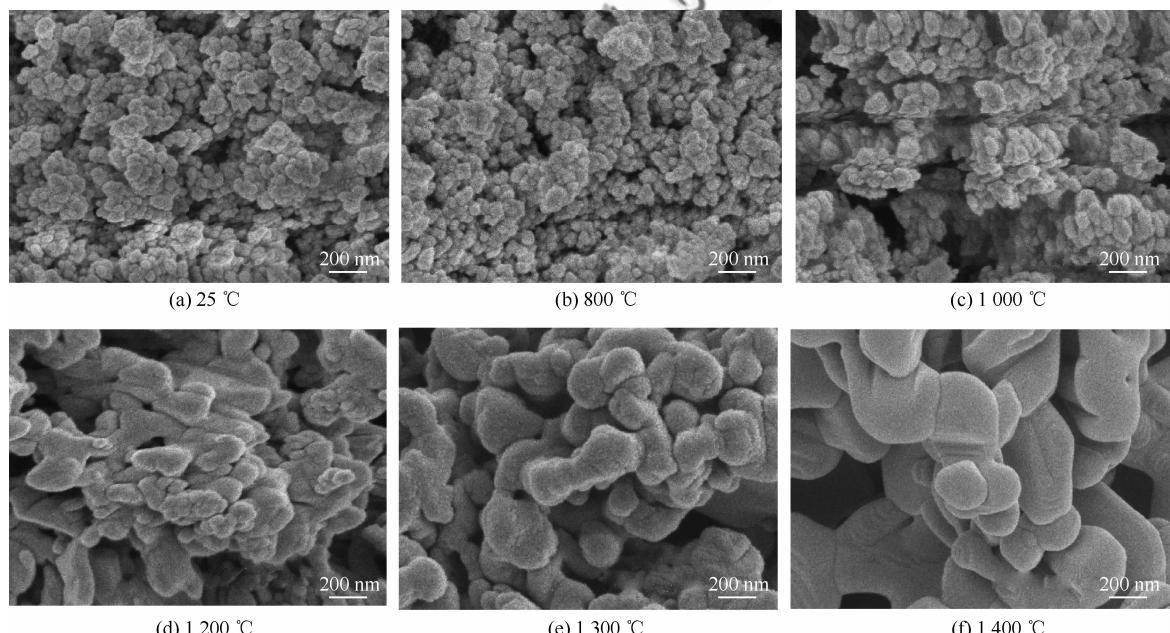


图 8 纳米颗粒随温度变化的电镜图

Fig. 8 SEM micrographs of nanometric particles changing with increasing temperature

Al_2O_3 纳米颗粒的大小和形态没有明显变化(见图 8(a)~图 8(c))。温度达到 1 200 °C 后(见图 8(d)),多个小颗粒融合团聚在一起,生长成尺寸更大的椭球状颗粒,颗粒间的孔洞也相应增大。当温度进一步增加至 1 300~1 400 °C 时,由图 8(e)和 8(f)可见颗粒生长速度明显加快,颗粒平均尺寸和孔洞尺寸显著增大。

另外,随着温度的升高, Al_2O_3 纳米材料会出现裂纹及裂纹扩展。图 9 给出了纳米材料板表面

在不同温度下出现的裂纹和裂纹扩展情况。由图 9(a)~图 9(c)可见,温度低于 1 000 °C 时,材料表面裂纹不是很明显。当温度上升至 1 200 °C 后,表面裂纹逐渐增大(图 9(d))。随着温度进一步升高至 1 300~1 400 °C,裂纹的数量、深度和宽度明显增加(见图 9(e)和图 9(f)),出现了较大尺寸的裂纹。这会影响纳米材料的表观导热率^[23],并降低试件的强度。

图 10 给出了在不同温度环境下,试件内部

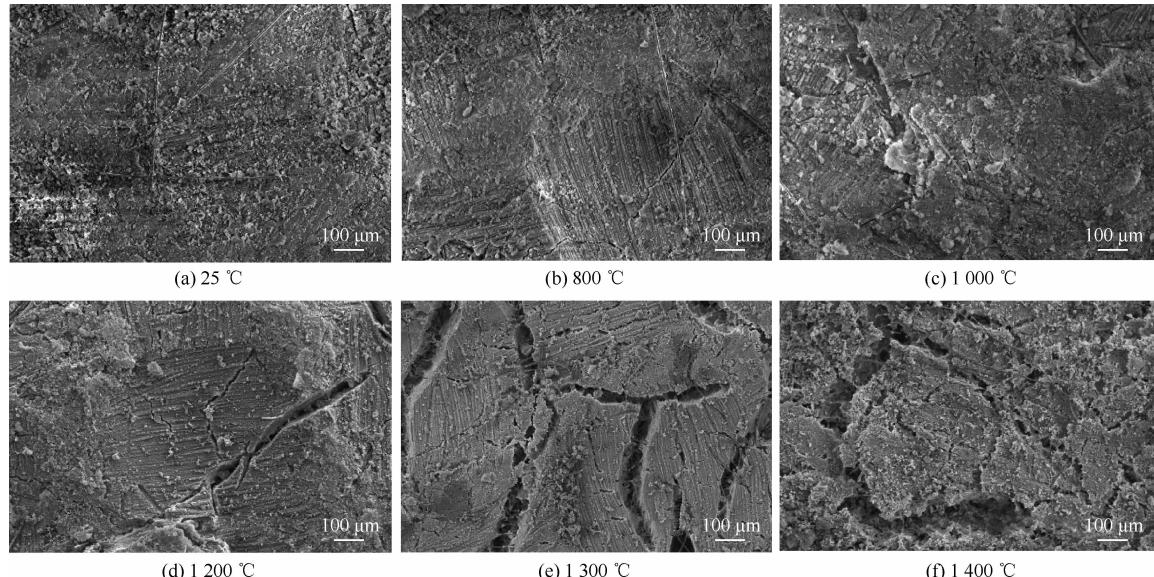


图 9 纳米材料板表面裂纹电镜图

Fig. 9 SEM micrographs of cracks on surface of nanomaterial plate

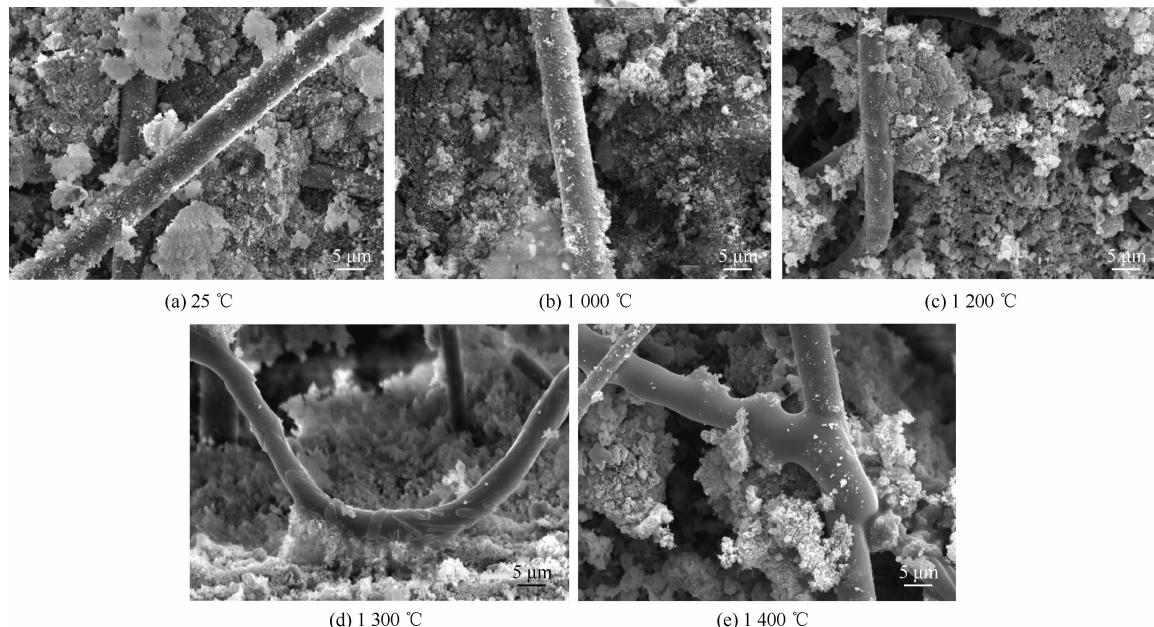


图 10 纳米材料纤维电镜图

Fig. 10 SEM micrographs of fiber in nanomaterial

Al_2O_3 纤维的变化情况。当温度小于等于 1 200 ℃ 时,由图 10(a)~图 10(c)可见,材料内部的 Al_2O_3 纤维形态没有显著变化。而当温度增高至 1 300~1 400 ℃ 时,由图 10(d)和图 10(e)可见,部分 Al_2O_3 纤维出现了一定程度的熔融现象。

纳米材料在存储期间会吸附空气中的水分子,材料内部水分子的含量与气候条件、放置环境等相关。为了获得稳定的试验结果,正式试验前需要对纳米材料试件进行干燥除湿处理。

但是,为了研究除湿前后纳米材料板后表面的温度变化情况,进行了对比试验。图 11 给出了未经过除湿,以及经过除湿处理试件的后表面温度的测试对比曲线。由图 11 可见,未经除湿的纳米材料板后表面的温度曲线 C_1 要比经过除湿后的试验温度曲线 C_2 低。在后表面温度上升阶段,未经除湿的纳米材料板后表面温度曲线 C_1 出现了一段近似水平的区域,温度约为 100 ℃,持续了近 100 s 的时间。这是因为纳米材料中所吸附的

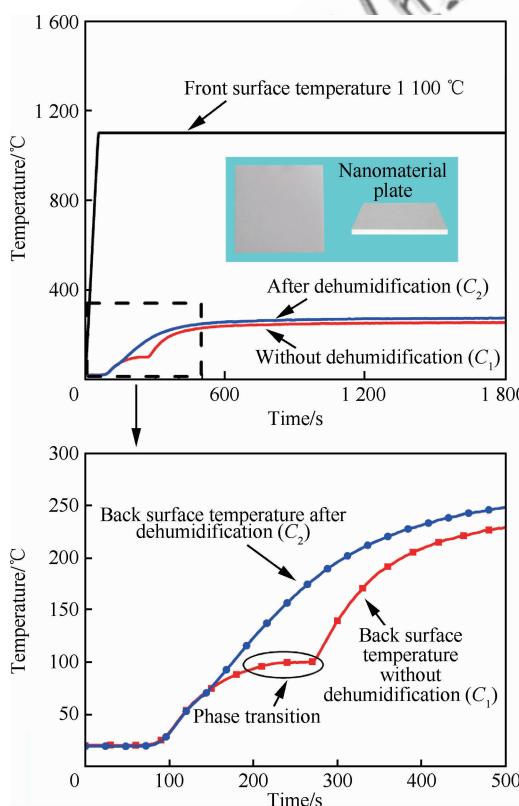


图 11 除湿前后纳米材料板隔热性能的对比

Fig. 11 Comparison of thermal insulation performance of nanomaterial plate before and after dehumidification

水分子从液态转变为气态时的相变所致,液-气相变会吸收大量的热量。因此当某些高速飞行器的高温历程不是很长时,可以考虑在隔热材料中添加如石蜡等相变材料,将温度压制在相变温度附近,可在某一时间段内大幅度提高隔热材料的热防护能力。

3 数值计算

3.1 有限元模型

本文采用 ANSYS 软件建立有限元模型,对纳米材料板的隔热性能进行数值计算,材料参数与前述试件相同。从图 12 所示的纳米材料板中部切取一块长方形条状体,尺寸为 5 mm×5 mm×10.3 mm。网格划分采用 6 面 8 节点单元(单元类型为 Solid70),单元总数为 2 000 个,节点数为 2 541。由于试件的面内温度分布基本一致,可以不考虑面内的热交换,热量主要沿厚度方向传递,视为瞬态一维传热。

温度 $T(x, t)$ 在直角坐标系中满足以下导热控制方程^[24]:

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) \quad (1)$$

式中: k 为导热系数; ρ 为密度; c 为比热容。由于本试验为单侧面加热,材料内部沿厚度方向的温度各异。因此在有限元计算过程中,对应于材料内部沿厚度方向的不同位置,应该使用不同温度下的导热系数和比热容来进行计算。表 5 给出试验材料在不用温度下的热物性参数。

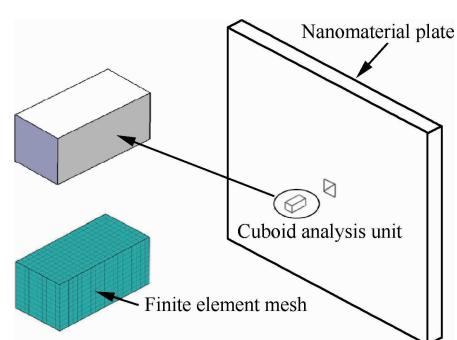


图 12 有限元网格划分

Fig. 12 Finite element grid

表 5 纳米材料板物性参数

Table 5 Physical properties of nanomaterial plate

Temperature/ ℃	Thermal conductivity/ (W·m ⁻¹ ·℃ ⁻¹)	Specific heat/ (J·kg ⁻¹ ·℃ ⁻¹)
20	0.035	449
100	0.035	560
200	0.036	620
300	0.039	665
400	0.043	697
500	0.046	721
600	0.049	737
700	0.054	749
900	0.069	763
1 200	0.110	770

3.2 边界条件

本试验中纳米材料板周边安装有轻质陶瓷隔热材料制成的边框,周向边界可近似为绝热状态。由于在平面范围内温度变化不大,从纳米材料板中部切取出的长方形条状体的边界条件主要由前后表面的状态确定。对于长方形条状体的前表面,因为试件前表面温度是热控制系统按照设定目标值生成的,长方形条状体前表面温度随时间的变化与试件前表面温度一致,因此前表面温度为已知量,数值计算中前表面为第一类边界条件(规定温度边界条件)。本文中的4种不同的温度条件分别为1 200、1 000、800、600 ℃(见图5)。

对于条状体的后表面,由于试验装置中纳米材料板的后表面为敞开方式,后表面与外部空间的热交换包含有两部分:①后表面与空气的自然对流,②后表面与外部环境之间的辐射换热。因此,数值计算中应确定试件后表面的自然对流换热系数 h 等参数。

后表面的自然对流换热系数公式为

$$h = \frac{Nu \cdot \kappa}{H} \quad (2)$$

式中: Nu 为努塞尔数; κ 为空气导热系数; H 为纳米试件的边长。

由于本文中纳米材料试件竖直放置,努塞尔数 Nu 可根据均匀壁温边界条件的大空间自然对流传热的试验关联式确定:

$$Nu = C(Gr \cdot Pr)^n \quad (3)$$

式中: Pr 为普朗特数; n 和 C 为与自然对流流态相关的常数; Gr 为格拉晓夫数,且

$$Gr = \frac{ga(T_w - T_a)H^3}{\nu^2} \quad (4)$$

其中: T_w 为后表面温度; T_a 为外部空间温度; α 为空气膨胀系数; ν 为空气运动黏性系数。

通过上述计算可得到试件后表面的自然对流换热系数。由于本试验中材料后表面温度小于400 ℃,表6给出了400 ℃以内的对流换热系数。

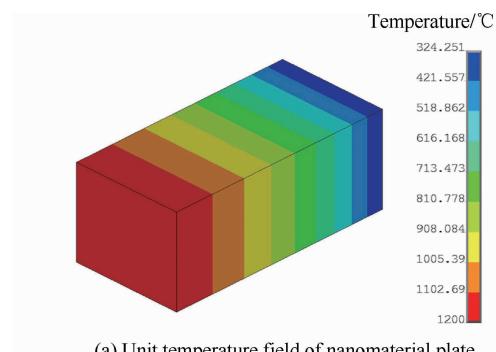
表 6 纳米材料板后表面的对流换热系数

Table 6 Convective heat transfer coefficient on back surface of nanomaterial plate

Temperature/℃	Convection heat transfer coefficient/ (W·m ⁻² ·℃ ⁻¹)
20	4.36
40	6.07
60	7.02
80	7.61
100	8.05
150	8.83
200	9.40
250	9.74
300	10.10
350	10.36
400	10.64

4 计算结果与试验结果对比

图13给出了经有限元计算得到的 Al_2O_3 纳米材料板内部的温度分布,因篇幅所限,图13(a)仅给出了前表面稳态温度为1 200 ℃时,试件沿厚度方向的温度分布云图(1 800 s时刻)。另外,图13(b)给出了试件内部沿厚度方向的温度分布曲线。由图13(b)可见,隔热材料内部的温度沿厚度方向的变化呈非线性分布。前表面温度高达1 200 ℃时,本 Al_2O_3 纳米材料板隔热材料的厚度仅约为10 mm,而后表面的温度大幅度降低,下降了近900 ℃,充分表明了 Al_2O_3 纳米材料优异的隔热性能。



(a) Unit temperature field of nanomaterial plate

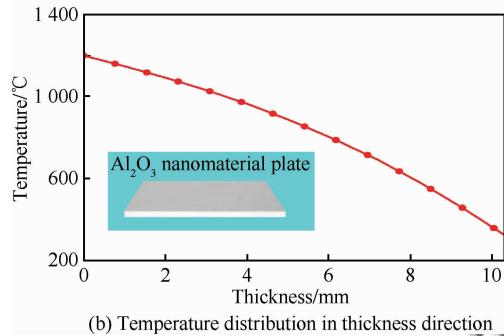


图 13 稳态温度 1 200 °C 时沿厚度方向的温度分布(1 800 s)

Fig. 13 Temperature distribution in thickness direction at steady temperature of 1 200 °C (1 800 s)

图 14 给出了多种不同温度环境下,后表面温度的试验与计算结果的对比。表 7 给出了不同的升温、恒温过程中,Al₂O₃ 纳米材料板后表面温度的试验值、计算值以及相对误差。从图 14 和表 7 中数据可知,4 种温度条件下试件后表面温度的计算值与试验值十分接近,在 1 800 s 的加热过程中,表中各点的相对误差小于 6.93%,本文的计算结果和试验结果取得了较好的一致性。

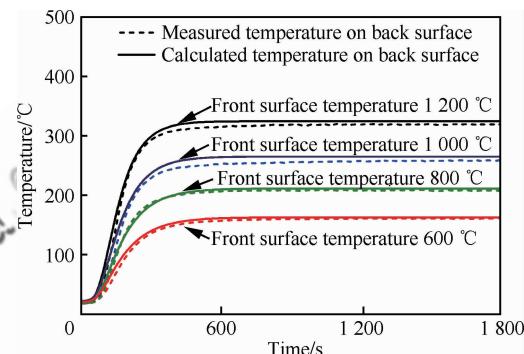


图 14 纳米材料板后表面温度的计算值和试验结果

Fig. 14 Calculation and experiment results of temperature on back surface of nanomaterial plate

表 7 纳米材料板后表面温度的试验值、计算值和相对误差

Table 7 Experimental values, calculation values and relative errors on back surface of nanomaterial plate

Time/s	Front surface temperature 1 200 °C			Front surface temperature 600 °C		
	Test result/°C	Calculation result/°C	Relative error/%	Test result/°C	Calculation result/°C	Relative error/%
0	19.6	20.0	2.00	20.8	20.0	-4.00
200	231.0	236.4	2.28	100.8	108.3	6.93
300	293.0	299.1	2.03	135.6	139.8	2.60
600	315.9	323.9	2.47	157.0	161.2	1.84
900	318.6	324.3	1.76	159.4	162.4	1.11
1 200	318.8	324.3	1.70	160.6	162.4	1.11
1 500	320.2	324.3	1.26	160.6	162.4	1.11
1 800	319.1	324.3	1.60	160.9	162.4	0.92

5 结 论

1) 本文建立了航天飞行器热环境试验系统,对 Al₂O₃ 轻质纳米材料的高温隔热性能进行了试验。试验结果表明,在 1 200、1 000、800 和 600 °C 的高温热环境下,Al₂O₃ 纳米材料板的后表面温度比前表面温度分别降低了 73.4%、

74.2%、74.1% 和 73.2%,且隔热性能稳定。

2) Al₂O₃ 纳米材料板与某空天飞行器轻质陶瓷隔热板的隔热试验对比结果显示,相同温度下轻质陶瓷板的后表面温度要比纳米材料板高 56%,可见 Al₂O₃ 纳米材料的高温隔热性能十分优异,在航天飞行器和高超声速飞行器热防护中具有重要的应用价值。

3) Al_2O_3 纳米材料板的温度超过 1 200 ℃ 后,会出现较大的弯曲变形和边界收缩,纳米材料颗粒聚集生长加快,单个颗粒及空洞尺寸明显增大,材料内部纤维出现熔融现象,裂纹数量增多、深度及宽度显著增大,影响材料强度。因此, Al_2O_3 纳米材料在小于 1 200 ℃ 的热环境中使用为宜。

4) 对 Al_2O_3 纳米材料板的隔热性能进行数值模拟的结果表明,计算结果和试验结果的相对误差小于 6.93%,取得了较好的一致性,验证了试验结果的正确性和可用性。

5) 未经过除湿处理的纳米材料板,由于高温下内部水分子从液态转变为气态(相变),吸收大量的热量,使其在某一时间区段内,温度基本保持不变。因此可以考虑在一次性使用的导弹等高速飞行器隔热材料中添加某种相变材料,将温度抑制在相变温度附近,提高材料的热防护能力。

参 考 文 献

- [1] XIE G N, ZHANG R P, MANCA O. Thermal and thermomechanical performances of pyramidal core sandwich panels under aerodynamic heating[J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2017, 9(1): 014503.
- [2] CHENG H M, XUE H F, HONG C Q, et al. Preparation, mechanical, thermal and ablative properties of lightweight needle carbon fibre felt/phenolic resin aerogel composite with a bird's nest structure[J]. Composites Science and Technology, 2017, 140: 63-72.
- [3] XU Y H, HU X, YANG Y X, et al. Dynamic simulation of insulation material ablation process in solid propellant rocket motor[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2015, 28(5): 04014118.
- [4] CARTA D, CORRIAS A, MOUNTJOY G, et al. Structural study of high porous nanocomposite aerogels[J]. Journal of Non-Crystalline Solids, 2007, 353: 1785-1788.
- [5] BAILLIS D, COQUARD R, MOURA L M. Heat transfer in cellulose-based aerogels: Analytical modelling and measurements[J]. Energy, 2015, 84: 732-744.
- [6] 胡子君, 李俊宁, 孙陈诚, 等. 纳米超级隔热材料及其最新研究进展[J]. 中国材料进展, 2012, 31(8): 25-31.
- HU Z J, LI J N, SUN C C, et al. Recent developments of nano-superinsulating materials[J]. Materials China, 2012, 31(8): 25-31 (in Chinese).
- [7] FRICKE J, EMMERLING A. Aerogels-recent progress in production technique and novel applications[J]. Journal of Sol-Gel Science and Technology, 1998, 13(1-3): 299-303.
- [8] YUE C W, FENG J, FENG J Z, et al. Efficient gaseous thermal insulation aerogels from 2-dimension nitrogen-doped graphene sheets[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 109: 1026-1030.
- [9] LIU H, XIA X L, AI Q, et al. Experimental investigations on temperature-dependent effective thermal conductivity of nanoporous silica earogel composite[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2017, 84: 67-77.
- [10] HOSEINI A, MCCAGUE C, ANDISHEH-TADBIR M, et al. Aerogel blankets: From mathematical modeling to material characterization and experimental analysis[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 93: 1124-1131.
- [11] HURWITZ F I, GALLAGHER M, OLIN T C, et al. Optimization of alumina and aluminosilicate aerogel structure for high-temperature performance[J]. International Journal of Applied Glass Science, 2014, 5(3): 276-286.
- [12] BI C, TANG G H, HU Z J. Heat conduction modeling in 3-D ordered structures for prediction of aerogel thermal conductivity[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2014, 73: 103-109.
- [13] BAILLIS D, COQUARD R, MOURA L M. Heat transfer in cellulose-based aerogels: Analytical modelling and measurements[J]. Energy, 2015, 84: 732-744.
- [14] 杨景兴, 何凤梅, 于帆, 等. SiO_2 气凝胶热参数测试及评价[J]. 宇航材料工艺, 2013(2): 92-94.
- YANG J X, HE F M, YU F, et al. Measurement and estimate of thermophysical parameters of SiO_2 aerogel[J]. Aerospace Materials and Technology, 2013(2): 92-94 (in Chinese).
- [15] 周祥发, 冯坚, 肖汉宁, 等. 二氧化硅气凝胶隔热复合材料的性能及其瞬态传热模拟[J]. 国防科技大学学报, 2009, 31(2): 36-40.
- ZHOU X F, FENG J, XIAO H N, et al. Performance and heat transfer simulation of silica aerogel composites [J]. Journal of National University of Defense of Technology, 2009, 31(2): 36-40 (in Chinese).
- [16] 李翔, 傅波. 高超声速飞行器复杂结构热试验技术[J]. 航空学报, 2016, 37(S1): S73-S79.
- LI X, FU B. Thermal test technique of complex structure of hypersonic aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(S1): S73-S79 (in Chinese).
- [17] SWANSON A D, COGHLAN S C, PRATT D M, et al. Hypersonic vehicle thermal structure test challenges: AIAA-2007-1670[R]. Reston, VA: AIAA, 2007.
- [18] 谭光辉, 李秋彦, 邓俊. 热环境下结构固有振动特性试验及分析[J]. 航空学报, 2016, 37(S1): S32-S37.
- TAN G H, LI Q Y, DENG J. Test and analysis of natu-

- ral modal characteristics of a wing model with thermal effect[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(S1): S32-S37 (in Chinese).
- [19] SPIVEY N D. High-temperature modal survey of a hot-structure control surface; NASA/TM-2011-215965 [R]. Washington, D. C. : NASA, 2011.
- [20] 吴大方, 商兰, 高镇同, 等. 1 700 ℃高温、有氧及时间变环境下隔热性能试验[J]. 宇航学报, 2015, 36(9): 1083-1092.
- WU D F, SHANG L, GAO Z T, et al. Experimental research on thermal-insulation performance under high-temperature/oxidation and time-varying environment up to 1 700 ℃[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36 (9): 1083-1092 (in Chinese).
- [21] 吴大方, 潘兵, 高镇同, 等. 超高温、大热流、非线性气动热环境试验模拟及测试技术研究[J]. 实验力学, 2012, 27(3): 255-271.
- WU D F, PAN B, GAO Z T, et al. On the experimental simulation of ultra-high temperature, high heat flux and nonlinear aerodynamic heating environment and thermo-mechanical testing technique [J]. Journal of Experimental Mechanics, 2012, 27(3): 255-271 (in Chinese).
- [22] 吴大方, 王岳武, 商兰, 等. 1 200℃高温环境下板结构热模态试验研究与数值模拟[J]. 航空学报, 2016, 37(6): 1861-1875.
- WU D F, WANG Y W, SHANG L, et al. Test research and numerical simulation on thermal modal of plate structure in 1 200 ℃ high-temperature environments[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37 (6): 1861-1875 (in Chinese).
- [23] 吴文军, 胡子君, 李俊宁, 等. Al_2O_3 掺杂对 SiO_2 纳米透波/隔热材料性能的影响[J]. 宇航材料工艺, 2014(1): 97-100.
- WU W J, HU Z J, LI J N, et al. Effect on the properties of SiO_2 nanoporous transparent-wave/heat-insulation materials doped with Al_2O_3 [J]. Aerospace Materials and Technology, 2014(1): 97-100 (in Chinese).
- [24] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2006: 33-296.
- YANG S M, TAO W Q. Heat transfer[M]. Beijing: Higher Education Press, 2006: 33-296 (in Chinese).

(责任编辑: 徐晓)

High temperature thermal insulation performance of light nanomaterials for aerospace craft

WU Dafang^{*}, REN Haoyuan, WANG Feng, WANG Huaitao

School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China

Abstract: The thermal insulation nanomaterial is a new thermal protection material with excellent thermal insulation performance for aerospace craft. Using the self-developed transient heating simulation system designed for high-speed aircraft, the high-temperature insulation performance of the Al₂O₃ nanomaterial is investigated with the experimental method and numerical simulation to provide important references for the thermal protection design of aerospace craft. The results show that for the Al₂O₃ nanomaterial plate with thickness of only 10 mm, when the front surface temperature was 1 200 °C (1 800 s), the temperature difference between the front and back surfaces was 880.9 °C, the back surface temperature reduced by 73.4%, and the thermal insulation performance was stable. A comparison between the nanomaterial plate with the light-weight ceramic plate of a space vehicle shows that the temperature on the back surface of the ceramic plate was 56% higher than that of the nanomaterial plate. These results indicate that the Al₂O₃ nanomaterial has excellent thermal insulation performance, and is thus applicable in thermal protection of spacecraft and hypersonic vehicle. When the temperature was over 1 200 °C, it was observed by Scanning Electron Microscope (SEM) that Al₂O₃ nanometric particles accreted rapidly, and the size of the cavities between particles increase significantly. The fibers inside the material were found melt, and the number, depth and width of cracks on the surface of the plate increased observably. These affected the thermal conductivity of the material surface. In addition, when the temperature was higher than 1 200 °C, large deformation due to shrinkage and bending appeared on the edges of the nanomaterial plate. Experimental results demonstrate that the Al₂O₃ nanomaterial should be used at the temperature lower than 1 200 °C.

Keywords: nanomaterial; high temperature; thermal insulation performance; aerospace craft; thermal protection material

Received: 2017-07-31; Revised: 2017-10-27; Accepted: 2018-01-03; Published online: 2018-01-16 16:03

URL: <http://hkxb.buaa.edu.cn/CN/html/20180413.html>

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11427802)

* Corresponding author. E-mail: wdf1950@163.com