

文章编号: 1001- 2486(2009) 02- 0036- 05

二氧化硅气凝胶隔热复合材料的性能及其瞬态传热模拟*

周祥发^{1,2}, 冯 坚¹, 肖汉宁², 张长瑞¹, 姜勇刚¹

(1. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073; 2. 湖南大学 材料科学与工程学院, 湖南 长沙 410082)

摘要: 高马赫数、新型航天飞行器承载严重的气动加热环境, 其隔热材料的性能与传热计算对飞行器热防护结构的优化和预测具有一定的指导意义。研究了二氧化硅气凝胶隔热复合材料的结构与性能, 并进行了瞬态传热模拟。结果表明复合材料热导率仅为 $0.018\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$, 瞬态传热模拟结果与考核测试值吻合, 为预测和优化隔热材料提供了一定的依据。

关键词: 隔热; 二氧化硅气凝胶; 热导率; 有限差分法

中图分类号: TQ343 **文献标识码:** A

Performance and Heat Transfer Simulation of Silica Aerogel Composites

ZHOU Xiang-fa^{1,2}, FENG Jian¹, XIAO Han-ning², ZHANG Chang-rui¹, JIANG Yong-gang¹

(1. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. College of Materials and Engineering, Hunan University, Changsha 410082, China)

Abstract: With the development of high-speed spacecrafts, the properties and heat transfer simulation of thermal protection materials used by the spacecrafts are of great significance. This study aims to study the properties of silica aerogel composites and heat transfer simulation. The results indicate that thermal conductivity of the silica aerogel composites is only $0.018\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$ and transient heat transfer simulation shows good agreement with the experimental data. Thus the simulation method can forecast the experimental conclusions and optimize the geometric structure of the composites.

Key words: insulation; silica aerogel; thermal conductivity; finite difference methods

新型航天飞行器向高马赫数、长航时方向发展, 飞行器表面累积气动加热非常严重。因此, 对高效隔热材料提出了更高的要求。对于被动式热防护系统, 二氧化硅气凝胶隔热复合材料展现了优异的隔热性能, 因为气凝胶具有三维纳米颗粒骨架(骨架颗粒 $2\sim 5\text{nm}$), 高比表面积($500\sim 1200\text{m}^2/\text{g}$), 纳米级孔隙(约 20nm) 等独特的结构^[1-4], 能够有效抑制固态热传导和气体对流传热, 是目前热导率最低的固态材料(常温为 $0.015\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$)^[5]。

为使隔热材料获得更为优异的隔热性能, 需要对材料结构与性能进行研究, 同时, 隔热材料的传热模拟计算使材料更具设计和预测性。Daryabeigi^[6] 应用二热流近似方法分析了辐射换热, 建立了多层隔热结构的数值分析模型。Kamran 等^[7] 采用能量方程和二热流密度方法对纤维隔热材料建立了传热模型, Spimmler 等^[8,9] 采用 Scaling 模型对辐射传热进行求解并建立了模型, 程远贵等^[10] 利用分形理论建立了纤维隔热材料的传热模型, 但是这些模型没有与实验相结合, 模型的解还需进一步确证。近年来, 美国军方为了解决飞行器承载与防热问题^[11-17], 开发了具有承载和隔热双重功能的金属面板 TPS 防热结构, 并对金属面板 TPS 防热结构做了一系列的重要测试和传热建模计算, NASA 的研究者编制了简化的一维程序用来设计金属及与之竞争的其它材料的热防护性能, 这个程序包含了每种热防护结构的一维非线性有限元热流近似方法, 分析辐射换热, 建立了多层隔热结构数值分析模型。

本研究测试和分析了二氧化硅隔热复合材料热物理性能; 采用有限差分隐式方法进行瞬态传热模

* 收稿日期: 2008- 11- 07

基金项目: 国防科技重点实验室基金资助项目

作者简介: 周祥发(1975-), 男, 博士生。

拟计算并进行实验验证。

1 实验

1.1 二氧化硅气凝胶隔热复合材料的制备

采用酸/碱两步法制备二氧化硅溶胶, 即将正硅酸乙酯 (tetraethyl orthosilicate, TEOS) 与一定量的乙醇混合后搅拌一段时间, 加入盐酸、水和乙醇进行酸催化, 静置一段时间后加入氨水、水和乙醇 (ethanol, EtOH) 进行碱催化, 制得二氧化硅溶胶。然后, 将一定体积分数的陶瓷纤维 (主要成分: SiO_2 , Na_2O) 热处理后与二氧化硅溶胶充分混合, 待其凝胶后老化一段时间, 使凝胶缩聚反应继续进行, 网络结构趋于完整, 再以乙醇为干燥介质 (乙醇临界点 $243\text{ }^\circ\text{C}$, 6.3 MPa) 经超临界干燥制得二氧化硅气凝胶隔热复合材料。

1.2 测试

采用 JSM-6360LV 扫描电镜观察复合材料的微观形貌; 用 Hot Disk 导热仪测试二氧化硅气凝胶隔热复合材料热物性参数, 仪器型号: TPS 2500S, 样品尺寸: ($\Phi 180\text{ mm} \times 20\text{ mm}$), 测量材料在不同温度下的热导率和比热容; 实验测试: 热面温度 $800\text{ }^\circ\text{C}$, 隔热层冷面温度随时间的变化。

2 二氧化硅气凝胶隔热复合材料传热计算

2.1 问题的描述及基本假设

飞行器在飞行过程中, 已知舱体内外壁温度随时间变化的曲线, 给定初始环境及条件, 要求计算不同厚度的隔热层内温度, 使得在工作时间内舱内空气温度在规定厚度的隔热层不高于给定温度。假定采用单隔热材料的隔热层结构在工作时间为 600 s 过程中最高温度不超过 $200\text{ }^\circ\text{C}$ 。在单隔热材料结构中, 假设只存在简单的导热过程, 同时材料的厚度与另外两个方向的尺寸相比小得多。所以, 隔热层内的传热可以简化为沿厚度方向的一维瞬态导热问题。

在建立隔热层内的传热模型时, 提出以下假设: 仅考虑厚度方向的热传导; 隔热层在加热之前各处温度相同; 加热过程中舱壁整体温度一致, 其升温方式如图 1。

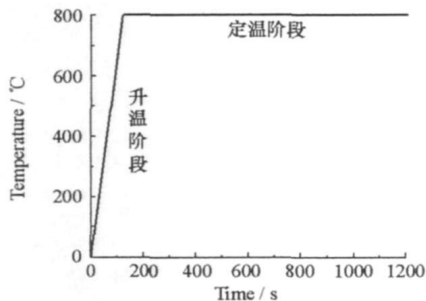


图 1 舱壁升温方式

Fig. 1 Temperature rising modes of the cabin wall

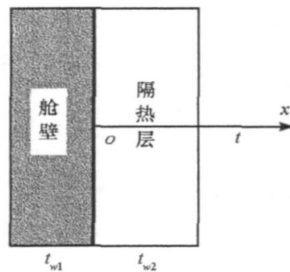


图 2 数学物理模型

Fig. 2 Mathematics-physical model

2.2 数学模型的建立

数学物理模型如图 2 所示, 隔热层与舱壁的接触处为原点 O , 隔热层的厚度为 δ , 用 x 表示厚度方向坐标, t 表示加热时间, $T(x, t)$ 表示隔热层内温度。

隔热层内数学模型的导热微分方程式为^[18]

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = \frac{\rho \cdot \partial T}{k \partial t} \quad (1)$$

其中 $T = T(x, t)$; ρ 为隔热材料的密度, c 为隔热材料的比热容, k 为隔热材料的热导率。

• 初始条件

在 $t = 0$ 时, 隔热层处于均匀温度, 故可表示为

$$T(x, 0) = t_0 \quad (2)$$

式中, t_0 为隔热层内的初始温度。

• 边界条件

前面假设隔热层表面与舱壁接触处温度相等, 舱壁温度曲线已知, 故隔热层外侧温度满足第一类边界条件, $t \geq 0$ 时, 关系式可表示为

$$t_{of} = f(t) \quad (3)$$

式中, t_{of} 为隔热层表面温度。

隔热层内侧与舱内空气之间存在对流热交换, 满足第三类边界条件, 可表示为

$$-k \frac{\partial t}{\partial x} \Big|_{x=\delta} = h(t_w - t_f) \quad (4)$$

式中, h 为对流换热表面传热系数, t_w 为隔热层内侧温度; t_f 为舱内空气温度。

2.3 导热问题数值解法^[19]

工程应用上要获得解析解是一个复杂的过程, 通常的处理方法是在工程允许的误差范围内采用数值计算得到它的近似解。本研究将用到有限差分法隐式差分格式来求解导热微分方程, 隐式差分格式不仅可提高计算的精度, 而且它是无条件稳定的。首先对导热的时间、空间区域进行离散化, x 为空间坐标, 可将计算区域划分为 i 等份, 得到 $i+1$ 个空间节点; t 为时间坐标, 可将时间坐标上的计算区域划分为 j 等份, 得到 $j+1$ 个节点。空间网格线和时间网格线的交点 (i, j) 代表了时间-空间区域中的一个节点。用有限差商代替微商, 将微分方程转化为差分方程: $\frac{\partial t}{\partial x} \cong \frac{t_{i+1,j} - t_{i,j}}{\Delta x}$, 其导数的有限差分表达式为

$$\begin{cases} t_{i+1,j} = t_{i,j} + \left(\frac{\partial t}{\partial x} \right)_{i,j} \Delta x + \left(\frac{\partial^2 t}{\partial x^2} \right)_{i,j} \frac{\Delta x^2}{2!} + \left(\frac{\partial^3 t}{\partial x^3} \right)_{i,j} \frac{\Delta x^3}{3!} + \dots \\ t_{i-1,j} = t_{i,j} - \left(\frac{\partial t}{\partial x} \right)_{i,j} \Delta x + \left(\frac{\partial^2 t}{\partial x^2} \right)_{i,j} \frac{\Delta x^2}{2!} - \left(\frac{\partial^3 t}{\partial x^3} \right)_{i,j} \frac{\Delta x^3}{3!} + \dots \end{cases} \quad (5)$$

$$\Rightarrow \left(\frac{\partial t}{\partial x} \right)_{i,j} = \frac{t_{i+1,j} - t_{i,j}}{\Delta x} + O(\Delta x) \quad (6)$$

$$\left(\frac{\partial t}{\partial x} \right)_{i,j} = \frac{t_{i,j} - t_{i-1,j}}{\Delta x} + O(\Delta x) \quad (7)$$

$$\left(\frac{\partial^2 t}{\partial x^2} \right)_{i,j} = \frac{t_{i+1,j} - 2t_{i,j} + t_{i-1,j}}{\Delta x^2} + O(\Delta x^2) \quad (8)$$

隐式差分格式向后差分式为

$$\left(\frac{\partial t}{\partial \tau} \right)_{i,k} = \frac{t_i^k - t_i^{k-1}}{\Delta \tau}$$

则

$$\frac{t_i^k - t_i^{k-1}}{\Delta \tau} = a \frac{t_{i-1}^k - 2t_i^k + t_{i+1}^k}{\Delta x^2} \quad (9)$$

等价于:

$$\frac{t_i^{k+1} - t_i^k}{\Delta \tau} = a \frac{t_{i-1}^{k+1} - 2t_i^{k+1} + t_{i+1}^{k+1}}{\Delta x^2} \Rightarrow \left(1 + 2 \frac{a \Delta \tau}{\Delta x^2} \right) t_i^{k+1} = \frac{a \Delta \tau}{\Delta x^2} (t_{i-1}^{k+1} + t_{i+1}^{k+1}) + t_i^k \quad (10)$$

3 结果与讨论

3.1 二氧化硅气凝胶隔热复合材料的微观结构

纤维经 600 °C 热处理(去除表面有机浸润剂及吸附水)后, 再将二氧化硅溶胶浸渍到定型的纤维模型中, 实验发现, 复合体的结构保持了较好的完整性, 二氧化硅溶胶渗入纤维空隙中, 填满了纤维与纤维之间的孔洞, 同时二氧化硅溶胶充分包裹住每根纤维, 相互匹配性较好。复合体经超临界干燥后的微观

结构如图 3 所示, 由于热处理改善了纤维与硅溶胶的浸润性, 纤维中大部分空隙被气凝胶所填充, 同时陶瓷纤维表面被气凝胶包裹, 形成了一个有机的整体。

3.2 二氧化硅气凝胶隔热复合材料的物性参数

经测试, 二氧化硅气凝胶隔热复合材料的密度仅为 $0.23\text{g}/\text{cm}^3$ 。表 1 是 hot disk 测试的不同温度下复合材料的热导率和比热值, 从这些数据可知, 复合材料的常温热导率低, 仅为 $0.018\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$, 复合材料随温度的升高, 热导率变化缓慢, $400\text{ }^\circ\text{C}$ 热导率较常温时上升仅为 $0.007\text{ W}/\text{m}\cdot\text{K}$ 。因此, 制备的二氧化硅气凝胶复合材料不仅轻质而且具有优异的隔热性能。

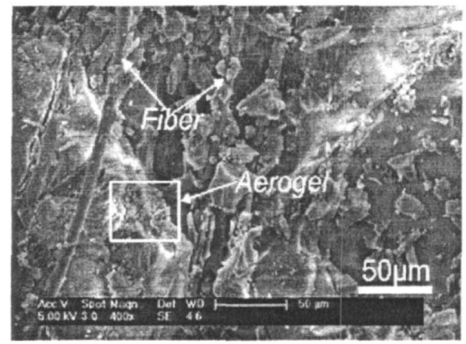


图 3 二氧化硅气凝胶隔热复合材料的微观形貌
Fig. 3 Schematic views and SEM micrographs of aerogel composite

表 1 二氧化硅气凝胶隔热复合材料的物性参数

Tab. 1 Thermal physical parameter of the silica aerogel composites

温度 ($^\circ\text{C}$)	100 $^\circ\text{C}$	200 $^\circ\text{C}$	300 $^\circ\text{C}$	400 $^\circ\text{C}$
热导率 ($\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$)	0.018(常温)	0.019	0.021	0.025
比热 ($\text{J}/\text{g}\cdot\text{K}$)	0.549	0.528	0.500	0.453

3.3 气凝胶隔热复合材料的瞬态传热模拟

3.3.1 有限差分计算

为定量计算飞行器单隔热层复合材料瞬态热传导问题, 首先分析隔热层外壁温度的变化方式, 由舱内壁升温方式曲线(见图 1): 升温阶段, 在 120s 舱壁升温至 $800\text{ }^\circ\text{C}$, 即隔热层外壁温度在 120s 升温至 $800\text{ }^\circ\text{C}$; 定温阶段, 隔热层外壁温度保持在 $800\text{ }^\circ\text{C}$ 。首先, 利用有限差分隐式方法模拟分析升温阶段隔热层内不同节点(厚度)温度随时间的变化^[20]。

经计算, 热流密度 q_0'' 为 $3160\text{W}/\text{m}^2$, 表面温度从初始温度 ($28\text{ }^\circ\text{C}$) $T(0, 0)$ 经过 120s 升至 $T(0, 120\text{s})$, 即 $800\text{ }^\circ\text{C}$, 与实际的隔热层外壁升温条件相符。所以, 对隔热层内进行节点划分, 如图 4, 每个节点的厚度 Δx 为 2mm , Δt 为 1.2s 。初始温度 $T(x, 0)$ 为 $28\text{ }^\circ\text{C}$ 。编写计算程序, 用迭代法数值求解一维瞬态导热问题, 软件计算采用复合材料的热物性数据, 见表 1。

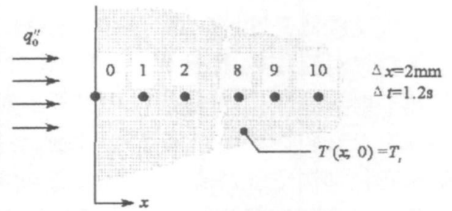


图 4 隔热层内节点划分
Fig. 4 Nodes for the composites

软件计算各节点温度随时间的变化曲线, 如图 5。各节点代表了隔热层内不同厚度处温度随时间的变化。图 5 中节点

T_0 是隔热层外壁 (0mm) 温度随时间的变化, 可以发现在时间 120s 壁面温度升至 $800\text{ }^\circ\text{C}$, 符合实际情况, $T_1 - T_9$ 是隔热层内 $2\text{mm} - 18\text{mm}$ 厚度处温度随时间的变化曲线。当隔热材料的厚度为 18mm (节点

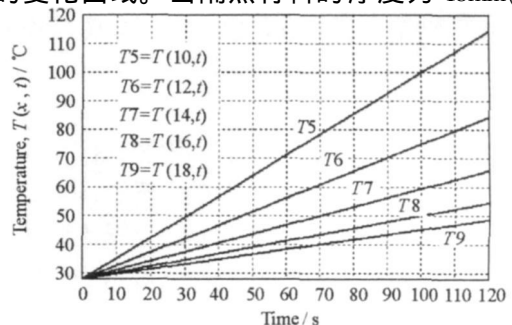
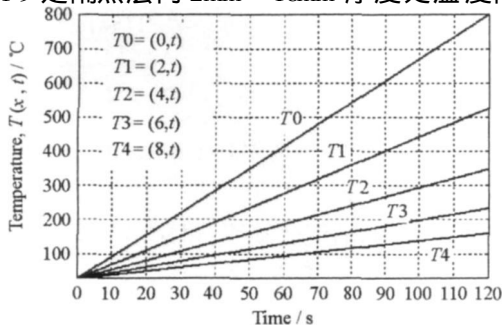


图 5 节点 $T_0 - T_9$ 温度随时间的变化曲线

Fig. 5 Temperature change curves with time of nodes $T_0 - T_9$

T_9), 升温阶段对其厚度的影响很小, 温度变化小于 22°C , 所以, 对于隔热材料厚度为小于 20mm 要考虑升温阶段的影响, 但是当隔热材料厚度为大于或等于 20mm , 为便于简化计算隔热层冷面温度与时间的关系, 可以忽略升温阶段对其厚度的影响。

3.3.2 定温阶段瞬态传热

经升温阶段的软件模拟分析, 当隔热材料的厚度在大于或等于 20mm 时, 将条件假定为外壁定温阶段, 即隔热层外壁温度 T_s 保持在 800°C 。模型如图 6, 编写计算程序, 用迭代法数值求解一维瞬态导热问题, 针对不同温度选取表 1 中的隔热材料热物性参数, 计算各时刻的冷面温度值并与实验测试值比较。

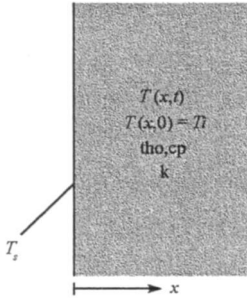


图 6 定温表面计算模型

Fig. 6 Modeling of constant surface temperature

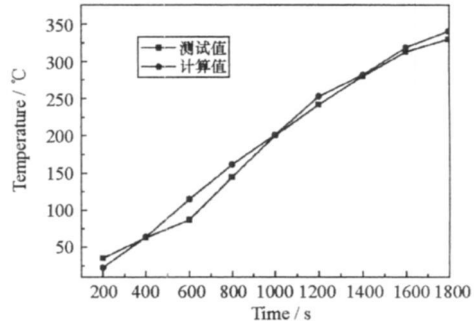


图 7 软件计算值与测试值比较

Fig. 7 Comparison of calculated and tested

隔热层冷面各时刻的温度计算值与测试值比较如图 7, 这种单隔热层结构的隔热材料在传热时间为 600s , 800s , 1000s 时, 实验测试值分别为 87°C , 145°C , 200°C ; 计算值分别为 115°C , 161.4°C , 201.2°C , 所以计算值与测试值吻合较好, 并且在给定工作时间 (600s) 内舱内空气温度在规定厚度 (20mm) 的隔热层不高于给定温度 (200°C), 该计算方法对隔热材料实际应用预测及结构优化奠定了一定的基础。

4 二氧化硅气凝胶复合材料隔热性能的理论分析及计算模型的评价

气凝胶低密度、高孔隙率有效地降低了固体传导, 同时, 低于分子平均自由程的平均孔径有效地抑制了空气对流传热, 因此, 在常温下其热导率较低。但是, 氧化硅气凝胶对于波长为 $3\sim 5\mu\text{m}$ 高温近红外热辐射具有较强的透过性, 而红外辐射产生的热导与温度的 3 次方成正比, 因此, 温度升高, 气凝胶的热导率上升较快。而当氧化硅气凝胶与纤维复合后, 一方面, 低热导的气凝胶降低了固体传热, 气凝胶纳米孔径抑制空气对流传热, 气凝胶与纤维的复合减少了纤维-纤维接触传热, 导致大部分固体传热通过低热导率的气凝胶传递, 同时气凝胶充分填充纤维间的空洞, 有效抑制了自由气体分子的传热; 另一方面, 纤维本身的挡红外能力较强, 提高了复合材料抗红外辐射能力。因此, 气凝胶复合材料在常温、高温都具有优异的隔热性能。

根据飞行器内气凝胶隔热复合材料的传热特点, 计算模型首先采用有限差分法分析计算了隔热层内温度与时间的变化规律(飞行器内单隔热材料传热模型忽略了辐射换热), 然后, 模拟计算了冷面温度随时间的变化, 对飞行器内隔热部件在服役环境下传热行为的预测具有一定的参考和指导意义。

5 结论

(1) 制备了二氧化硅气凝胶隔热复合材料, 其密度和常温热导率低, 分别为 $0.23\text{g}/\text{cm}^3$, $0.018\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$; 复合材料随温度的升高, 热导率变化缓慢, 400°C 热导率为 $0.025\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$;

(2) 计算模型采用有限差分法分析计算了隔热层内温度与时间的变化规律, 单层隔热材料传热模拟计算值与实验测试值吻合得较好, 对隔热材料性能的预测和设计提供了一定的依据。

参考文献:

- [1] Currie A, Brown M A. Wide-swath SAR[C]//IEE Proc. Inst. Elect. Eng. F., 1992, 139(2): 122– 135.
- [2] Callaghan G D, Longstaff I D. Wide-swath Space borne SAR Using a Quad-element Array[C]//IEE Proc. – Radar Sonar Navig., 1999, 146(3): 159– 165.
- [3] Suess M, Grafmueller B, Azh R. A Novel High Resolution Wide Swath SAR System[C]//Proc. IGARSS' 01, 13– 19 July 2001, Sidney, Australia, 2001.
- [4] Heer C, Soualle F, Zahn R, et al. Investigation on a New High Resolution Wide Swath SAR Concept[C]//Proc. IGARSS' 03, Toulouse, France, 2003.
- [5] 李世强, 杨汝良. 天线相位中心偏移方位多波束合成孔径雷达的误差分析[J]. 电子学报, 2004, 32(9): 1436– 1440.
- [6] 马晓岩, 吴顺华, 向家彬. 速度与 PRF 失配对 MPC SAR 成像的影响及补偿方法研究[J]. 电子学报, 2005, 33(12): 2130– 2134.
- [7] Aguttes J P. The SAR Train Concept: Required Antenna Area Distributed over N Smaller Satellites, Increase of Performance by N[C]//IGARSS 2003, Toulouse, France, 2003: 542– 544.
- [8] 杨凤凤, 王敏, 梁甸农. 基于非均匀采样的小卫星分布式多通道 SAR 无模糊成像[J]. 电子学报, 2007, 35(9).
- [9] 马仑, 李真芳, 廖桂生. 一种稳健的利用分布式小卫星获取宽域、高分辨 SAR 图像的方法[J]. 航空学报, 2007, 28(5).
- [10] Li Z F, Wang H Y, Su T, et al. Generation of Wide-swath and High-resolution SAR Images from Multichannel Small Spaceborne SAR Systems[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2005, 2(1): 82– 86.
- [11] Krieger G, Gebert N, Moreira A. Unambiguous SAR Signal Reconstruction from Nonuniform Displaced Phase Center Sampling[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2004, 1(4): 260– 264.
- [12] Goodman N A, Lin S C, et al. Processing of Multiple-receiver Spaceborne Arrays for Wide-area SAR[J]. IEEE Trans. on GRS, 2002, 40: 841– 852.
- [13] 邢孟道, 等. 分布式小卫星雷达空时频成像方法研究[J]. 宇航学报, 2005, 26: 70– 77.
- [14] Lin Y P, et al. Periodically Nonuniform Sampling of Bandpass Signals[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems—II: Analog and Digital Signal Processing, 1998, 45(3): 340– 351.

(上接第 40 页)

参考文献:

- [1] Hrubesh L W. Aerogel applications[J]. Non-cryst. Solids, 1998, 225: 335– 342.
- [2] Fesmire J E. Aerogel Insulation Systems for Space Launch Application[J]. Cryogenics, 2006, 46: 111– 117.
- [3] Reim M, Korner W, Manara J, et al. Silica Aerogel Granulate Material for Thermal Insulation and Daylighting[J]. Solar Energy, 2005, 79: 131– 139.
- [4] 沈军, 周斌, 吴广明, 等. 纳米孔超级绝热材料气凝胶的制备与热学特性[J]. 过程工程学报, 2002, 2(4): 341– 345.
- [5] Carta D, Corrias A, Mountjoy G, et al. Structural Study of Highly Porous Nanocomposite Aerogels[J]. J. Non-cryst. Solids, 2007, 353: 1785– 1788.
- [6] Kamran D. Thermal Analysis and Design of Multi-layer Insulation for Reentry Aerodynamic Heating[R]. AIAA2001– 2834, 2001.
- [7] Kamran D. Design of High Temperature Multilayer Insulation for Reusable Launch Vehicles[D]. University of Virginia, 2000.
- [8] Spinnler M. Studies on High-temperature Multilayer Thermal Insulations [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2004, 47: 1305– 1312.
- [9] Spinnler M. Theoretical Studies of High-temperature Multilayer Thermal Insulations Using Radiation Scaling[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 2004, 84: 477– 491.
- [10] 程远贵, 周勇, 朱家骅. 耐火纤维高温热导率的分形[J]. 化工学报, 2002, 53(11): 1193– 1192.
- [11] 姚草根, 吕宏军, 贾新潮, 等. 金属热防护系统材料与结构研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2005, 35(2): 10– 13.
- [12] 夏德顺. 重复运载器金属热防护系统的述评[J]. 导弹与航天运载技术, 2002, 25(2): 21– 26.
- [13] 关春龙, 赫晓东. 可重复使用热防护系统防热结构及材料的研究现状[J]. 宇航材料工艺, 2003, 33(6): 7– 11.
- [14] 曹义, 程海峰, 肖加余, 等. 美国金属热防护系统研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2003, 33(3): 9– 12.
- [15] 韩杰才, 陈贵清, 孟松鹤, 等. 新型 ARMOR 热防护系统[J]. 宇航学报, 2004, 25(3): 350– 353.
- [16] 赵颖. 2000 年世界运载器发展综述[J]. 导弹与航天运载技术, 2001, 24(1): 16– 22.
- [17] Brewer W D, Wallace T A, Bird R K, et al. Alloys and Coating Development for Metallic TPS for Reusable Launch Vehicles[C]//2000 National Space Missile Materials Symposium, San Diego, California, February 28– March 2, 2000.
- [18] Cengel Y A. Heat Transfer, a Practical Approach (2nd edition)[M]. Boston: MCB McGraw-hill, 2003.
- [19] Lienhard J H. A Heat Transfer Textbook (3rd edition)[M]. Cambridge: Phlogiston Press, 2003.
- [20] Incropera F P, DeWitt D P. Fundamentals of Heat and Mass Transfer (6th Edition)[M]. New York: John Wiley & Sons, 2007.