

低微烧蚀和非烧蚀材料防隔热性能 与机制的对比

董 晓, 王 鹏, 李 亮, 牛 波, 张亚运, 龙东辉

(华东理工大学 化工学院, 上海 200237)

摘 要: 轻质热防护材料是当前飞行器大面积热防护系统的重要材料。通过耦合气动传热及热化学过程建立热响应模型, 对比研究了纳米孔树脂基低微烧蚀材料和非烧蚀型陶瓷瓦在两种典型热环境下的防隔热性能, 揭示了其能量耗散路径及贡献权重。结果表明: 相较于陶瓷瓦, 低微烧蚀材料通过热阻塞、热沉、热解气体逸散与热解反应的多机制协同作用, 实现了 10%~15% 的综合能量耗散, 展现出其多途径散热的优越性。辐射散热是两类材料共有的核心防隔热机制, 其贡献随热载荷的加剧而显著增大。此外, 低微烧蚀材料凭借其纳米孔结构赋予的低热导率优势, 以及更高的比定压热容和密度, 在相同条件下能够更有效地将热量阻滞在上层区域, 显著抑制热量向内部传递, 从而获得比陶瓷瓦更低的背温。研究证实树脂基材料通过动态调节能量耗散机制的配比与厚度方向的热沉分布, 实现了宽域热环境下的高效防隔热性能。

关 键 词: 有限元方法; 烧蚀材料; 非烧蚀材料; 防隔热性能; 热耗散机制

中图分类号: V250.1; V47

文献标志码: A

Comparison on thermal protection performance and mechanisms of low-ablation and non-ablative materials

Dong Xiao, Wang Peng, Li Liang, Niu Bo, Zhang Yayun, Long Donghui

(School of Chemical Engineering,

East China University of Science and Technology, Shanghai 200237, China)

Abstract: Lightweight thermal protection materials are a key solution for large-area thermal protection systems in modern aerospace vehicles. A thermal response model coupling aerodynamic heat transfer and thermochemical processes was developed to comparatively investigate the thermal protection performance of nanoporous resin-based low-ablation materials and non-ablative ceramic tiles under two typical of thermal environments. It revealed the energy dissipation pathways and their respective contribution weights. Results showed that, compared with ceramic tiles, low-ablation materials achieved an overall energy dissipation of approximately 10%—15% through a synergistic combination of mechanisms including thermal blockage, heat sink effects, pyrolysis gas release, and pyrolysis reactions, demonstrating superior multi-path heat dissipation capabilities. Radiative heat dissipation was identified as a core mechanism shared by both materials, with its contribution significantly increasing under intensified thermal loads. Moreover, the nanoporous structure of the low-ablation material presented low thermal conductivity, along with higher specific heat capacity and density, enabling more effective heat confinement in the upper layer and significantly reducing heat transfer to the interior, thus resulting in a

收稿日期: 2025-07-16

基金项目: 国家自然科学基金(52472095, U2341291)

作者简介: 董晓(2000—), 男, 硕士生, 从事热防护材料的仿真研究。E-mail: dxiaocust@163.com

通信作者: 龙东辉(1983—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 从事热防护材料与技术方向。E-mail: longdh@ecust.edu.cn

引用格式: 董晓, 王鹏, 李亮, 等. 低微烧蚀和非烧蚀材料防隔热性能与机制的对比[J]. 航空动力学报, 2026, 41(9): 20250333. Dong Xiao, Wang Peng, Li Liang, et al. Comparison on thermal protection performance and mechanisms of low-ablation and non-ablative materials[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(9): 20250333.

lower backside temperature compared with ceramic tiles. The study confirmed that resin-based materials can dynamically regulate the proportion of energy dissipation mechanisms and the distribution of heat sinks along the thickness direction, achieving efficient thermal protection across a wide range of thermal environments.

Keywords: finite element method; ablative materials; non-ablative materials; thermal protection performance; energy dissipation mechanisms

热防护系统(thermal protection system, TPS)是保证飞行器安全飞行的基石^[1]。随着空天飞行器向更高马赫数和可重复使用的方向发展,TPS 面临热载荷加剧、长时间热暴露等极端工况挑战^[2-3]。防隔热材料是 TPS 开发的关键,从防热机制上可分为通过热解作用主动耗散能量的烧蚀型材料和依赖物理隔热机制的非烧蚀性材料两类^[4-5],两者的防热机理差异与协同效应亟待系统解析。陶瓷隔热瓦是典型的非烧蚀防隔热材料,广泛应用于重复使用的飞行器 TPS 系统^[6-8]。其通过超临界干燥、高温烧结等工艺形成高孔隙率和低密度特征^[9-10]。涂层敷设可使陶瓷瓦表面辐射率达到 0.85,且内部纳米孔结构产生的 Knudsen 效应可显著抑制气体热传导^[11]。因此其主要通过表面辐射和内部的热滞效应实现中、低温区的热防护作用^[12-15]。然而,其脆性断裂倾向和抗热震性能不足在热机械耦合环境下可能存在安全隐患^[16-17]。

烧蚀材料通过基体热解、碳化层重构等质量损失过程实现相变吸热与边界层冷却的多重防隔热作用,在一次性再入任务中能够有效抵御极端高温环境对飞行器结构的热损伤^[18]。随着载人航天、深空探测、探月工程等领域的快速发展,长时间热防护任务的需求不断增加。轻质烧蚀材料经历了从蜂窝增强到多孔结构,再到梯度化设计的逐步发展与优化^[19-21]。值得注意的是,相较于陶瓷瓦的固有脆性,树脂基烧蚀材料可通过增强相与基体形成的三维互穿网络结构提升其力学性能^[22]。烧蚀材料优异的力热性能为高马赫数飞行器 TPS 的轻量化设计提供了新路径^[23]。

近年来,兼具纳米孔热阻滞优势和传统烧蚀材料散热机制的新型低微烧蚀材料得到广泛关注和关注^[24]。这类材料以轻质多孔的树脂基体为核心,通过调控孔隙率可实现密度在 0.3~1.2 g/cm³ 范围内优化,成为当前应对飞行器热防护挑战的重要方案之一^[25]。其独特之处在于:一方面,内部高度发达的纳米孔结构能够有效抑制气体热传导,提供优异的基础隔热性能;另一方面,树脂基体在高温下发生可控的热解反应,通过吸热分解、

气体阻塞等热耗散机制,协同增强整体防热效果。这种“被动隔热”与“主动耗散”的复合机制,使其在宽域热环境下展现出巨大的应用潜力。

本文以纳米孔酚醛树脂基材料(IPC-50,密度为 0.5 g/cm³)和陶瓷瓦(含涂层,密度为 0.35 g/cm³)为研究对象,基于傅里叶定律和阿伦尼乌兹方程,考虑热量传递、气动加热等过程并结合树脂基材料的热解、气体流动和热阻塞效应等因素,建立了三维热响应模型,采用商用软件 COMSOL Multiphysics 6.3 实现数值求解。通过与电弧风洞测试的试验结果进行对比,验证了模型的准确性。系统地对比分析了低微烧蚀材料 IPC-50 和非烧蚀的陶瓷瓦在两种典型热环境下的防隔热性能,并揭示了其能量耗散机制。相比于非烧蚀材料,低微烧蚀材料通过表面辐射、质量损失与热沉效应的多机制协同作用,有效抑制热量流入,表现出其多途径能量耗散的优势。同时低微烧蚀材料高比定压热容、低热导率的材料特征能够抑制热量向下传递,将大量热量沉积在材料表层,因此其在不同热载荷下表现出优异的防隔热性能。本研究为工程应用中特定热环境下材料的选型及优化设计提供了依据。

1 计算模型与数值方法

1.1 材料热响应过程

飞行器飞行过程中,其表面附近的高温气体形成高焓边界层,热量通过热对流及热辐射的方式向材料表面传递^[4,26]。

1.1.1 陶瓷瓦的热响应控制方程

在加热过程中,烧蚀和非烧蚀型材料表现出不同的防热机制。陶瓷瓦的能量守恒方程可由式(1)表示:

$$\rho_t c_{pt} \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (\kappa_t \nabla T) \quad (1)$$

式中 ρ_t 为陶瓷瓦密度, c_{pt} 为陶瓷瓦比定压热容, κ_t 为陶瓷瓦热导率, T 为响应温度, t 为时间。

如图 1 所示,对于陶瓷瓦 TPS,其表面热平衡

包括对流加热、面内传热和表面辐射散热过程, 该过程可由式(2)表示:

$$q_{\text{cond}} = \frac{q_0}{h_e} (h_e - h_w) - \delta \sigma (T_w^4 - T_e^4) \quad (2)$$

其中 q_{cond} 为流入材料的净热流密度; q_0 为冷壁热流密度; h_e 为恢复比焓; h_w 为壁面比焓; δ 为表面辐射率; σ 为斯蒂芬-玻尔兹曼常数; T_w 为表温; T_e 为环境温度。

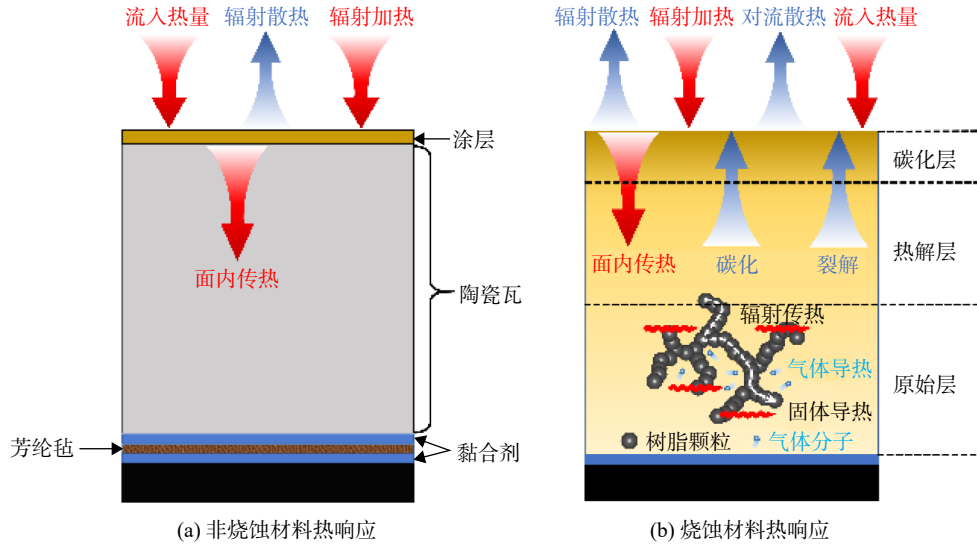


图1 烧蚀材料和非烧蚀材料的热响应示意图

Fig. 1 Schematic thermal response of ablative and non-ablative materials

1.1.2 树脂基材料的热响应控制方程

不同于陶瓷瓦, 在树脂基材料中还应当考虑质量损失的影响^[27-28]。总控制方程由式(3)表示:

$$\rho_r c_{pr} \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (\kappa_r \nabla T) - \nabla \cdot (\varepsilon \rho_g h_g \mathbf{u}_g) + \mu \varepsilon^2 (K^{-1} \cdot \mathbf{u}_g) \cdot \mathbf{u}_g - \bar{h}(T) \frac{\partial \rho_r}{\partial t} \quad (3)$$

式中 ρ_r 、 c_{pr} 、 κ_r 分别为陶瓷瓦的密度、比定压热容和热导率; ε 为材料孔隙率; K 为材料渗透率; μ 、 h_g 、 $\mathbf{u}_g$ 、 ρ_g 分别为热解气体的动力黏度、比焓、速度和密度; $\bar{h}(T)$ 为热解比焓, 是温度的函数。式中各项从左到右分别为储热、导热、气体逸散带出热量、热解气体在多孔介质中流动的黏性效应衍生的部分能量、热解反应热。

热解气体在多孔材料中流动的速度场由式(4)中达西定律^[29]给出:

$$\mathbf{u}_g = -\frac{1}{\varepsilon \mu} \cdot K \cdot \nabla p \quad (4)$$

热解气体的质量守恒如式(5)所示:

$$-\frac{\partial \rho_r}{\partial t} = \frac{\partial (\varepsilon \rho_g)}{\partial t} + \nabla \cdot (\varepsilon \rho_g \mathbf{u}_g) \quad (5)$$

热解反应可由式(6)中阿伦尼乌兹方程表示^[29-30]:

$$\frac{\partial \rho_r}{\partial t} = -A \rho_v \left(\frac{\rho_r - \rho_c}{\rho_v} \right)^n \exp \left(-\frac{E}{RT} \right) \quad (6)$$

式中 p 为压力; ρ_v 为原始材料密度; ρ_c 为碳化层材料密度; E 为反应活化能; A 为指前因子; n 为反应级数; R 为摩尔气体常数。

热解气体因压力梯度作用向材料表面流动并逸出, 这个过程将会带出大量热量, 且改变材料表面的气体环境, 降低热量的流入^[31-32]。如图1所示, 树脂基材料的边界热平衡方程包含对流换热、辐射换热、热解气体流动和表面烧蚀作用, 由式(7)给出:

$$q_{\text{cond}} = \frac{\psi q_0}{h_e} (h_e - h_w) + \dot{m}_g (h_g - h_w) + \dot{m}_c (h_c - h_w) - \sigma \delta (T_w^4 - T_e^4) \quad (7)$$

式中各项从左到右依次表示净热流密度、气动热、热解热流密度、烧蚀热流密度、热解产物带走的热量和辐射换热量; $\dot{m}_g$ 为热解气体质量通量; $\dot{m}_c$ 为烧蚀气体质量通量; h_c 为碳化层的材料比焓。热阻塞系数 ψ 可由式(8)表示:

$$\psi = \frac{\xi}{e^\xi - 1} \quad (8)$$

其中

$$\xi = \frac{2\lambda m h_e}{q_0} \quad (9)$$

式中 λ 为修正因子, 湍流时取 0.4, 层流时取 0.5; m 为质量损失通量, 由式(10)定义:

$$\dot{m} = \dot{m}_g + \dot{m}_c \quad (10)$$

为便于计算, 引入无因次的热解 B_g 和烧蚀质量流 B_c ^[33]:

$$B_g = \frac{\dot{m}_g h_e}{\psi q_0} \quad (11)$$

$$B_c = \frac{\dot{m}_c h_e}{\psi q_0} \quad (12)$$

将式(11)、式(12)代入式(7)得到修正后的边界热平衡方程:

$$q_{\text{cond}} = \frac{\psi q_0}{h_e} [(h_e - h_w) + B_g h_g + B_c h_c - (B_g + B_c) h_w] - \sigma \delta (T_w^4 - T_e^4) \quad (13)$$

材料表面烧蚀后退速率由式(14)表示:

$$\chi = \frac{\psi q_0 B_c}{\rho_c h_e} \quad (14)$$

材料的热导率和比定压热容在加热过程中发生变化, 如式(15)、式(16)所示:

$$\kappa = F_{\text{au}} \kappa_v + (1 - F_{\text{au}}) \kappa_c \quad (15)$$

$$c_p = F_{\text{au}} c_{pv} + (1 - F_{\text{au}}) c_{pc} \quad (16)$$

式中 κ_v 为原始材料热导率; κ_c 为碳化后的材料热导率; c_{pv} 为原始材料比定压热容; c_{pc} 为碳化后的材料比定压热容; F_{au} 表示材料热解程度, 由式(17)给出:

$$F_{\text{au}} = \left(1 - \frac{\rho_c}{\rho}\right) \left/ \left(1 - \frac{\rho_c}{\rho_v}\right) \right. \quad (17)$$

在加热过程中树脂基材料根据热解程度可分为 3 个区域, 分别是低温树脂尚未热解的原始材料层、树脂受热分解成气体和残碳的热解层、树脂基体完全热解后的碳化层^[34]。材料的碳化伴随着物性变化, 影响其应用性能。

1.2 三维热响应的建模过程

为揭示 IPC-50 和陶瓷瓦的能量耗散机制对其防隔热性能的调控规律, 本文基于有限元方法, 运用 COMSOL Multiphysics 6.3 软件, 耦合热化学过程和气动加热过程建立了树脂基防隔热材料和陶瓷瓦的三维热响应模型。如图 2 所示, 在加热过程中, 陶瓷瓦仅需考虑辐射散热和传热过程; 对于树脂基材料的建模还应考虑碳化过程的密度变化以及热解反应、热解气体在多孔介质中的流动和表面烧蚀。

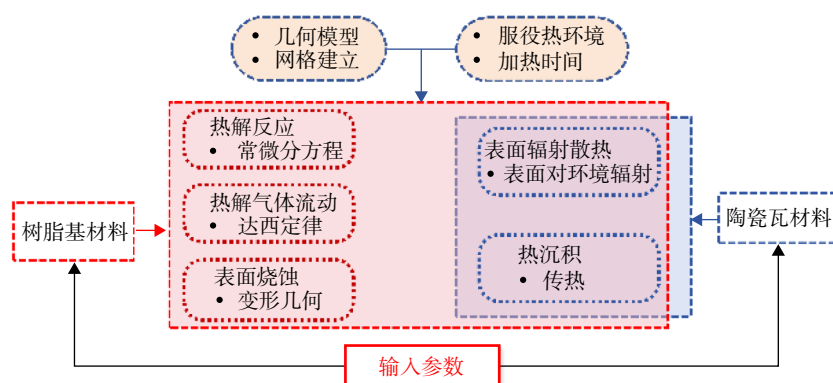


图 2 材料三维热响应的建模流程

Fig. 2 Modeling flow of three-dimensional thermal response of materials

热响应模型应基于以下假设开展。

对于树脂基材料: ①忽略热解气体组分之间的反应以及焦炭与热解气体之间的反应; ②假设固相与热解气体之间存在热平衡; ③忽略碳化层外表面的机械侵蚀; ④忽略树脂基体在热解过程中的体积变化。

对于陶瓷瓦: ①忽略由收缩引起的几何变形;

②忽略陶瓷瓦内部材料组成和微观结构的不均匀性; ③忽略陶瓷瓦内部化学反应及其他过程产生的热量交换与结构变化; ④忽略陶瓷瓦横向传热。

2 试验测试与模型验证

2.1 材料物性参数

本文选取华东理工大学自研的纳米孔杂化树

脂基复合材料 IPC-50 和陶瓷瓦作为典型的低微烧蚀和非烧蚀材料进行对比研究^[35]。两种材料部分物性参数如表 1 所示。

表 1 IPC-50 和陶瓷瓦的材料参数		
Table 1 Material parameters for IPC-50 and ceramic tiles		
物性参数	IPC-50	陶瓷瓦
密度/(g/cm ³)	0.5	0.35
基体质量残留率/%	84	
热导率/(W/(m·K))	0.05	0.046
比定压热容/(J/(g·K))	1.1	0.9
表面辐射率	0.85	0.85

2.2 电弧风洞验证试验

电弧风洞用于模拟飞行器所面临的高温环境，对于考核飞行器防热性能、突破热障具有重要作用^[36]。为了验证模型的准确性，本研究采用电弧风洞对 IPC-50 和陶瓷瓦进行了加热测试。测试中，IPC-50 和陶瓷瓦的厚度均为 30 mm，并在其背面垫有 3 mm 厚的铝合金衬底以模拟实际工况。如图 3 所示，通过对比试验数据与模拟结果可知，

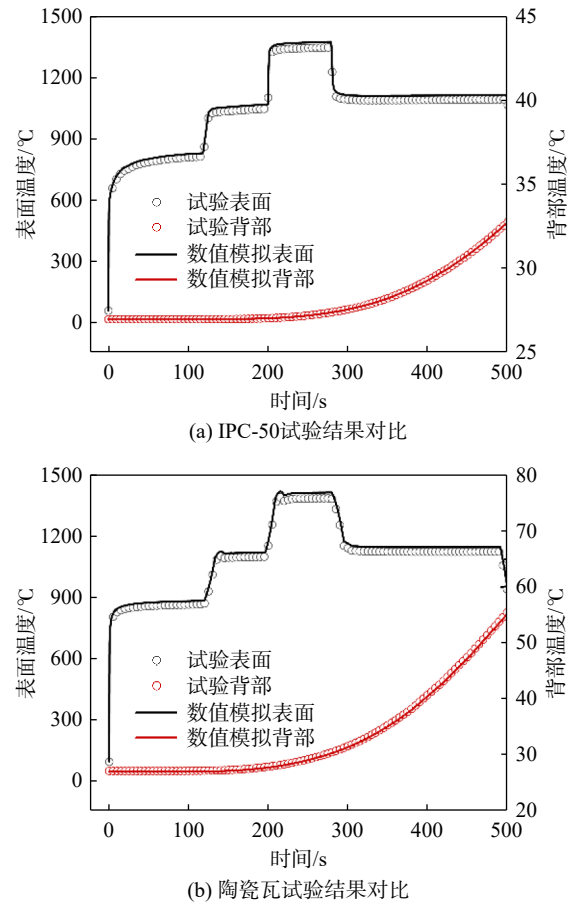


图 3 模型计算与试验数据的结果对照
Fig. 3 Results of model calculations against experimental data

两者误差小于 5%。因此，可以认为所建立的模型能够较为准确地描述材料在热环境下的热响应过程。

需要说明的是，本文数值计算基于热力学温度(K)进行公式求解，最终结果转换为工程常用的摄氏温度(℃)呈现，转换过程不影响温度梯度及能量耗散规律的有效性。

3 结果分析

TPS 对飞行器升空、在轨及再入段的性能保障至关重要^[37]。为全面分析两类材料的防隔热性能，本文选取飞行器高空巡航轨迹和航天飞机再入段两个典型热环境(表 2 所示)用于测试两类材料的防隔热性能并系统分析其能量耗散特性。其中具体加热条件如图 4 所示。测试中，两类材料在工况 1 下的厚度设定为 15 mm，工况 2 下为 25 mm。

表 2 用于材料防隔热性能分析的两类典型热环境
Table 2 Two typical thermal environments for material thermal insulation analysis

工况	任务	时长/s
1	飞行马赫数为 6, 27 km 高空巡航轨迹	1 000
2	航天飞机再入地球大气层 ^[38]	1 500

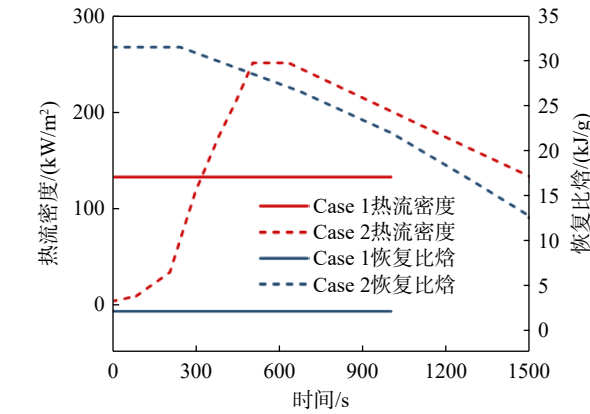


图 4 两种典型热环境的边界条件^[38]
Fig. 4 Boundary conditions for two typical thermal environments^[38]

3.1 温度场演化与防隔热性能

考察材料在热载荷下的温度梯度分布可揭示热量传递效率，评估其热防护性能。IPC-50 与陶瓷瓦在工况 1 和工况 2 下的响应温度场分别如图 5 (a)、图 5(b)所示，图中 d 为距离材料受热表面的垂直深度。工况 1 下，陶瓷瓦表温在加热开始

100 s 内升至 739 ℃, 而 IPC-50 因表面热解气体的主动冷却作用, 表温仅达 678 ℃, 且其背温上升速率显著滞后, 背温达到 100 ℃ 所需时间比陶瓷瓦延长 350 s。这一优势在工况 2 中更加显著(图 5(b))。陶瓷瓦在加热开始 400 s 背温显著上升, 在 1 070 s 达到 150 ℃, 而 IPC-50 在加热前 700 s 内背温无明显变化, 加热结束时的背温为 102 ℃。

IPC-50 与陶瓷瓦在工况 1 和工况 2 下加热结束时的背温随材料厚度的变化如图 5(c)、图 5(d) 所示。在不同厚度下 IPC-50 的隔热热性能均优于陶瓷瓦。此外, 陶瓷瓦在两种工况下均呈现线性温度衰减, 表明其依赖物理厚度被动耗能; 而 IPC-50 因质量损失与热阻塞效应影响材料内部的传热, 背温随厚度呈非线性变化。

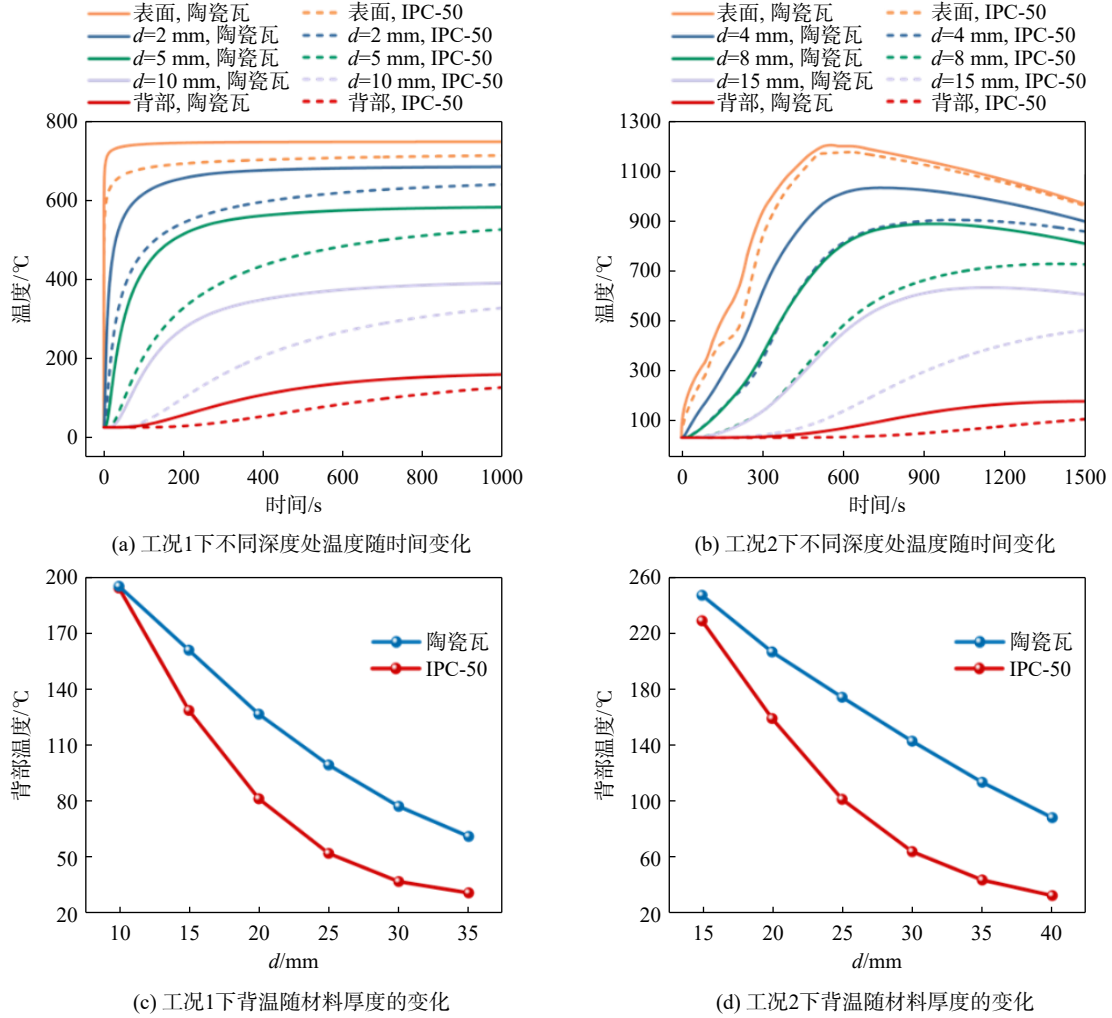


图 5 不同工况下两种材料热响应温度对比图

Fig. 5 Comparison of the thermal response temperatures of the two materials under different operating conditions

3.2 能量耗散机制对比

IPC-50 与陶瓷瓦的热防护机制差异导致两者在相同热环境下的净热流密度分布存在显著不同。陶瓷瓦依赖表面辐射的稳态热耗散, 而 IPC-50 通过树脂热解气体生成引发的对流散热、动态热阻塞效应与辐射散热耦合作用形成协同防热机制, 致使流入材料内部的热流密度降低。IPC-50 的总能量耗散由辐射散热、热沉、热阻塞、热解气体对流及热解反应协同贡献, 各机制的耗散能量需通

过“时间-空间积分”量化, 由式(18)~式(22)给出:

$$Q_{\text{rad}} = \int_0^t \iint_S \delta \sigma T_w^4(\mathbf{r}, t) dS dt \quad (18)$$

$$Q_{\text{se}} = \int_0^t \iiint_V \rho(\mathbf{r}) \cdot c_p(\mathbf{r}, T(\mathbf{r}, t)) \cdot \frac{\partial T(\mathbf{r}, t)}{\partial t} dV dt \quad (19)$$

$$Q_{\text{phi}} = \int_0^t \iint_S (q_{\text{in}} - q_{\text{conv}}) dS dt \quad (20)$$

$$Q_{\text{flu}} = \int_0^t \iint_S \dot{m}_g h_g(p, T) dS dt \quad (21)$$

$$Q_{re} = \int_0^t \iiint_V \bar{h}(T) \cdot \frac{dF_{au}(\mathbf{r}, t)}{dt} \cdot \rho(\mathbf{r}, t) dV dt \quad (22)$$

式中 Q_{rad} 为辐射散热; Q_{se} 为热沉; Q_{phi} 为热阻塞热量; Q_{flu} 为热解气体逸散携带出的热量; Q_{re} 为反应热; q_{in} 为无热阻塞状态下的热流密度; q_{conv} 为考虑热阻塞后的热流密度; $\mathbf{r}$ 表示积分范围内微元的空间位置。

各防隔热机制的能量占比由式(23)给出:

$$\eta_i = \frac{Q_i}{\sum Q_{total}} \times 100\% \quad (i = rad, se, phi, flu, re) \quad (23)$$

其中 $\sum Q_{total}$ 为防隔热机制耗散能量的总和, 由式(24)给出:

$$\sum Q_{total} = Q_{rad} + Q_{se} + Q_{phi} + Q_{flu} + Q_{re} \quad (24)$$

陶瓷瓦的能量耗散仅考虑表面辐射和热沉, 热耗散的计算方法与树脂基材料相同。

通过对 IPC-50 和陶瓷瓦的防隔热机制耗散能量进行积分, 得到其能量占比分布如表 3 所示。在不同热载荷条件下, 辐射散热对陶瓷瓦和 IPC-50 的防隔热性能均起到决定性作用(能量耗散占比在 85% 以上), 而其他辅助散热途径的贡献度呈显著弱化趋势, 因此辐射散热是最关键的防热机制。

表 3 陶瓷瓦和 IPC-50 防隔热机制的贡献权重
Table 3 Contribution weights of ceramic tiles and IPC-50 for thermal insulation mechanisms

防隔热机制	贡献权重/%			
	工况 1		工况 2	
	陶瓷瓦	IPC-50	陶瓷瓦	IPC-50
辐射散热	93.8	85.8	97.6	89.2
热沉	6.2	7.7	2.4	3.8
热阻塞		3.1		4.6
热解气体		2.8		2.1
热解反应		0.6		0.3

在工况 1 下, IPC-50 通过热阻塞、热解气体流动和热解反应分别带走了 3.1%、2.8% 和 0.6% 的热量, 同时热沉也贡献了 7.7% 的能量耗散; 而陶瓷瓦仅有 6.2% 的单一热沉作用。在工况 2 下, IPC-50 具有 10.8% 的综合能量耗散。其中热阻塞、热解气体流动、反应热和热沉分别贡献了 4.6%、2.1%、0.3% 和 3.8%, 显著高于陶瓷瓦 2.4% 的热沉散热。

低微烧蚀材料 IPC-50 通过热阻塞、热解气体流动、热解反应吸热和材料热沉的多途径防隔热

机制有效实现热量削减, 综合能量耗散贡献显著高于陶瓷瓦的单一热沉机制。在两种典型热环境下, IPC-50 通过热解-热沉途径分别贡献了 14.2% 和 10.8% 的额外能量耗散。需要指出的是, 相较于辐射散热, 多途径散热的贡献处于次要地位。

3.3 辐射散热及其调控

辐射散热是 TPS 重要的能量耗散途径。根据斯蒂芬-玻尔兹曼定律, 表面温度与辐射率对材料防隔热机制能量分配具有显著调控作用^[32]。陶瓷瓦基体辐射率为 0.7, 表面涂层处理可将其辐射率提升至 0.85; 而树脂基材料在碳化过程中表面辐射率会从 0.85 演变为 0.95。为揭示辐射率对材料防隔热性能的作用机制, 本文对比了工况 1 和工况 2 下辐射率变化前后的数值计算结果。如图 6(a)、图 6(b) 所示, 在低热流密度条件下, 材料表面温度整体较低(陶瓷瓦与 IPC-50 的响应表温分别低于 772 °C 和 705 °C)时, 辐射率变化对陶瓷瓦背温的调控幅度小于 7 °C, 对 IPC-50 背温的调控幅度小于 3 °C。但随着热流密度增加, 辐射散热的主导作用开始显现。图 6(c) 显示工况 2 加热 1 500 s 后, 完全碳化的 IPC-50($\delta=0.95$)背温较未碳化状态($\delta=0.85$)降低 5 °C; 图 6(d) 中经涂层处理的陶瓷瓦($\delta=0.85$)相比基体($\delta=0.7$), 加热 1 500 s 后表温降低 33 °C, 背温降幅达 12 °C。这表明随着表面温度升高, 材料结构优化通过增大辐射散热强度, 对材料内部导热的抑制效果越明显。通过计算可知, 陶瓷瓦涂层通过 0.15 的辐射率增量, 使材料背温降低约 10 °C; 而 IPC-50 碳化形成的 0.1 辐射率增幅, 直接导致其背温下降约 4 °C, 验证了表面辐射调控对材料热防护性能的显著优化作用。

陶瓷瓦的涂层处理和树脂基材料碳化过程可有效增大辐射散热量, 优化防隔热系统的能量耗散路径。IPC-50 的能量耗散机制呈现多物理场耦合特征。如表 4 所示, 碳化过程引发的表面形貌演变显著改变了其辐射散热。计算结果表明, 随着热载荷增大, 辐射散热占比从工况 1 的 85.8% 提升至工况 2 的 89.2%。树脂基体的碳化使工况 1 的辐射散热占比从 85.8% 提升至 87%, 而工况 2 下增幅较小。值得注意的是, 碳化过程同时导致热沉、热解气体对流散热及热解反应的贡献度均小幅下降。该现象可归因于碳化过程中表面粗糙度增加, 导致辐射率提升约 0.1, 从而强化了辐射主导的热耗散机制。

陶瓷瓦的辐射散热主导特性随热环境强度增

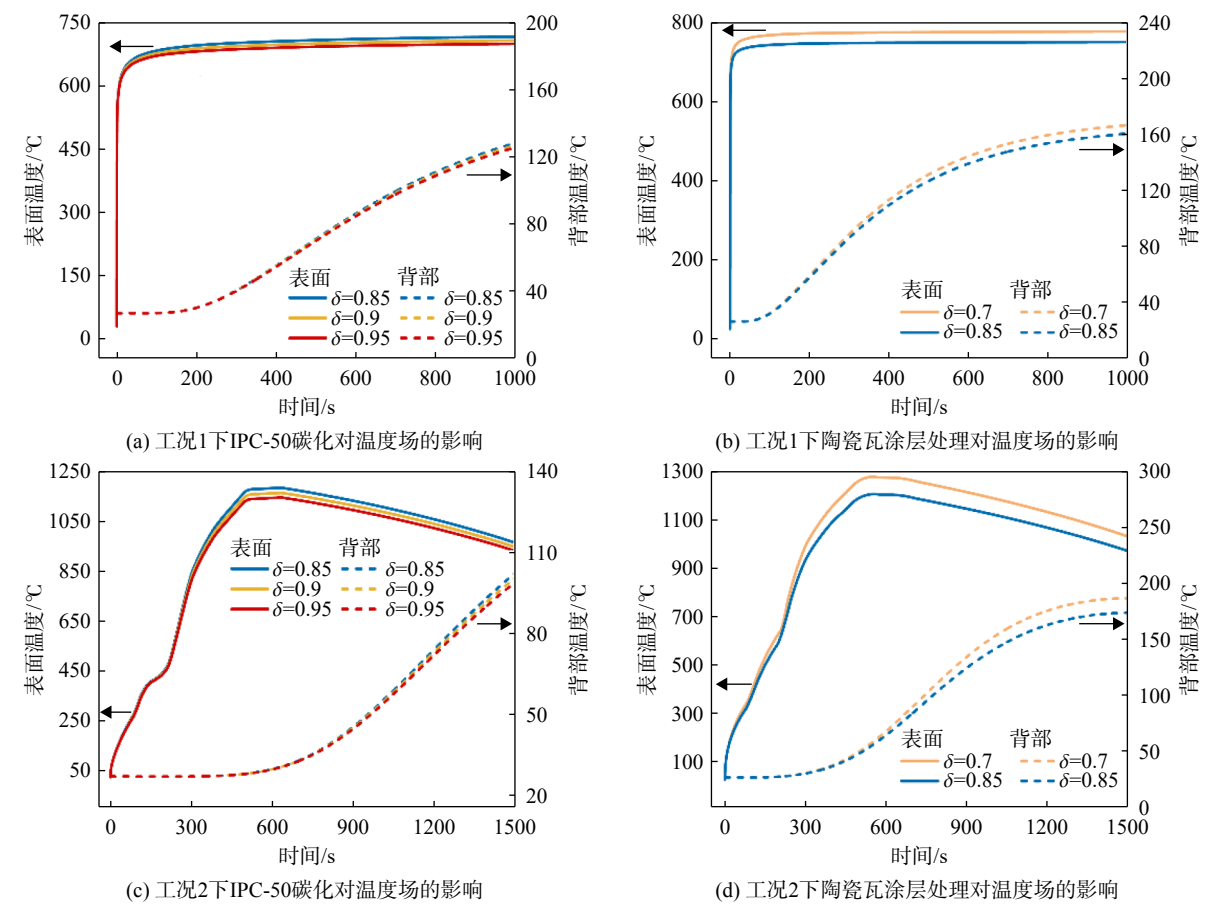


图 6 不同表面辐射率下材料的响应温度随时间的变化趋势

Fig. 6 Response temperature trends of materials with time for different surface emissivities

防隔热机制	贡献权重/%			
	工况 1		工况 2	
	$\delta=0.85$	$\delta=0.95$	$\delta=0.85$	$\delta=0.95$
辐射散热	85.8	87.0	89.2	90.3
热沉	7.7	7.0	3.8	3.5
热阻塞	3.1	2.9	4.6	4.2
热解气体	2.8	2.6	2.1	1.8
热解反应	0.6	0.6	0.3	0.2

强愈发显著,其占比从工况 1 的 93.8% 递增至工况 2 的 97.6%。表 5 通过对比分析揭示了涂层处理对陶瓷瓦防隔热机制的重构作用。在工况 1 下,表面辐射率提升使辐射散热占比从 93% 提升至 93.8%,同时热沉贡献由 7% 降至 6.2%;在工况 2 下,尽管辐射散热已占据绝对主导地位,涂层处理仍使热沉效应进一步降低 0.2%。这种非线性变化特征证实,当辐射散热占比超过临界阈值(约 95%)后,表面改性对能量分配格局的调控空间趋于饱和。

防隔热机制	贡献权重/%			
	工况 1		工况 2	
	$\delta=0.7$	$\delta=0.85$	$\delta=0.7$	$\delta=0.85$
辐射散热	93	93.8	97.4	97.6
热沉	7	6.2	2.6	2.4

该量化分析结果揭示,表面改性技术对防隔热机制的调控效能具有显著的温度梯度特性:在低热载荷条件(工况 1)下,涂层处理与碳化过程分别带来 0.8% 和 1.2% 的辐射散热增益;而在中温条件(工况 2)下,相同改性措施产生的热耗散增量为 0.2% 和 1.1%。这验证了表面辐射特性优化在 TPS 设计中的边际效应规律——当系统进入辐射主导状态后,需通过多机制协同才能实现防隔热性能的突破性提升。

3.4 热阻塞及其调控

边界层是紧贴材料表面的低速流体薄层,热解气逸散在表面能够改变边界层状态,降低对流

热, 这种现象称为热阻塞效应^[39]。

从材料设计的角度出发, 可通过材料改性调节碳化前后的树脂基体密度, 实现对树脂基体质量残留率 γ 的调节。 γ 由式(25)定义:

$$\gamma = \frac{\rho_c - \varphi_f \cdot \rho_f}{\rho_v - \varphi_f \cdot \rho_f} \quad (25)$$

式中 φ_f 为纤维体积分数, ρ_f 为纤维密度。

调节 γ 可以控制热阻塞效率从而优化材料防隔热性能。如图7(a)、图7(b)所示, 在热载荷下,

树脂基材料因其热阻塞效应引发的能量衰减随时间呈动态变化。随着 γ 减小, 热阻塞效应更加显著。如图7(c)、图7(d)所示, 随着 γ 从84减小到50: 在工况1下IPC-50加热100 s时, 表温从677 °C降低到647 °C, 加热结束时背温从128 °C降低到122 °C; 在工况2下, 加热300 s的表温从835 °C降低到637 °C, 加热结束时背温从102 °C降低到94 °C。结果表明热阻塞可以有效降低表温。

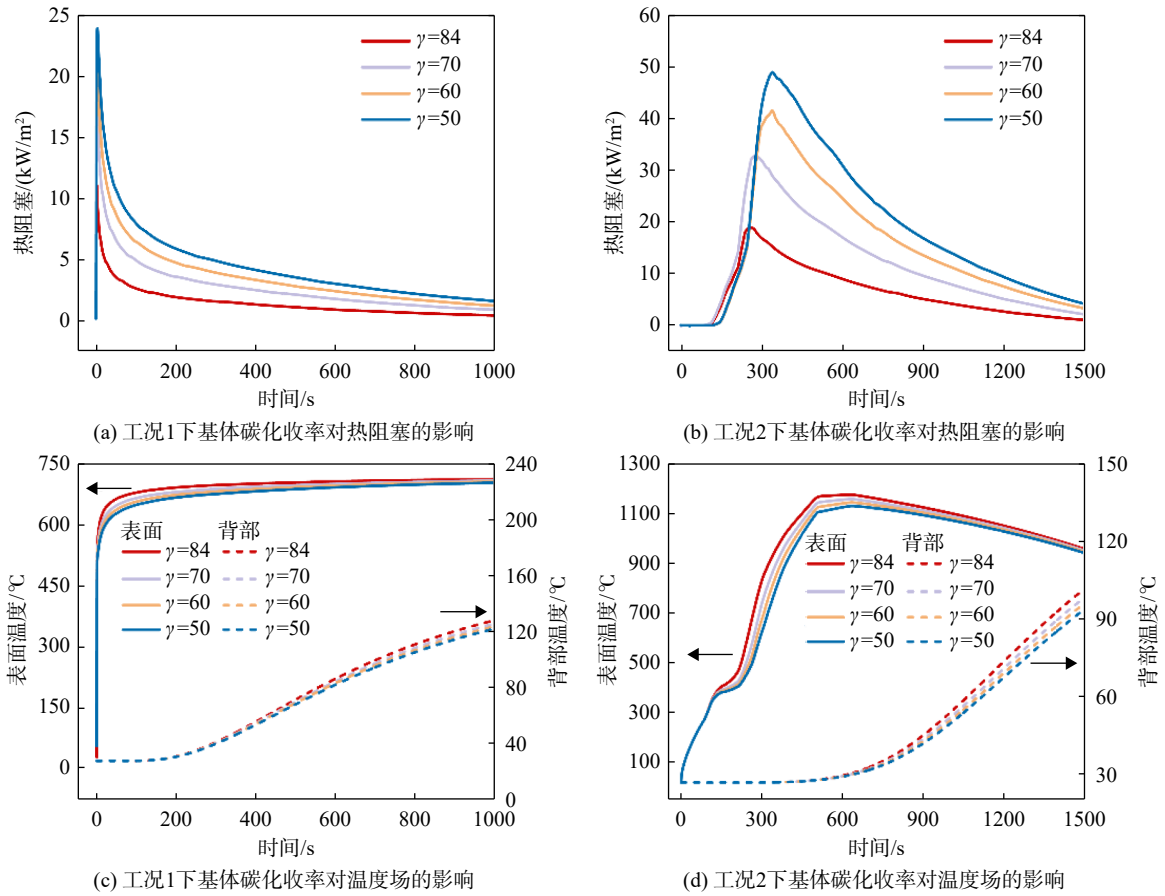


图7 质量残留率对热阻塞效应的影响

Fig. 7 Influence of mass residue rate on thermal blocking effects

能量分析结果如表6所示, 随着热载荷增大, 热阻塞所带来的能量衰减从工况1的3.1%增大至工况2的4.6%。随着 γ 从84减小到50, 工况1下热阻塞能量占比从3.1%增大到8.7%, 工况2下由4.6%上升到12.2%。分析结果表明, 热阻塞能量占比随热载荷的增大而增大。此外, 通过材料设计降低 γ 能有效增大热阻塞效应的贡献权重, 使其能量耗散占比达到12.2%。针对 γ 的材料设计能够实现材料优化, 但其热阻塞效应贡献仍低于15%, 且基体质量残留率受到碳化结构失效和

有效导热系数增长等因素的应用限制, 因此调控程度有限。

3.5 材料传热机制探究

TPS的传热特征是其防隔热性能的决定性因素。对陶瓷瓦而言, 热导率(κ_t)和比定压热容($c_{p,t}$)为温度的函数, 初始物性由超临界干燥、高温烧蚀工艺决定的孔隙率主导; 酚醛树脂基材料的热导率和比定压热容则与加热过程中碳含量及结构变化相关, 本研究如式(15)、式(16)所示, 将烧蚀材料的热导率和比定压热容简化为基于热解程度

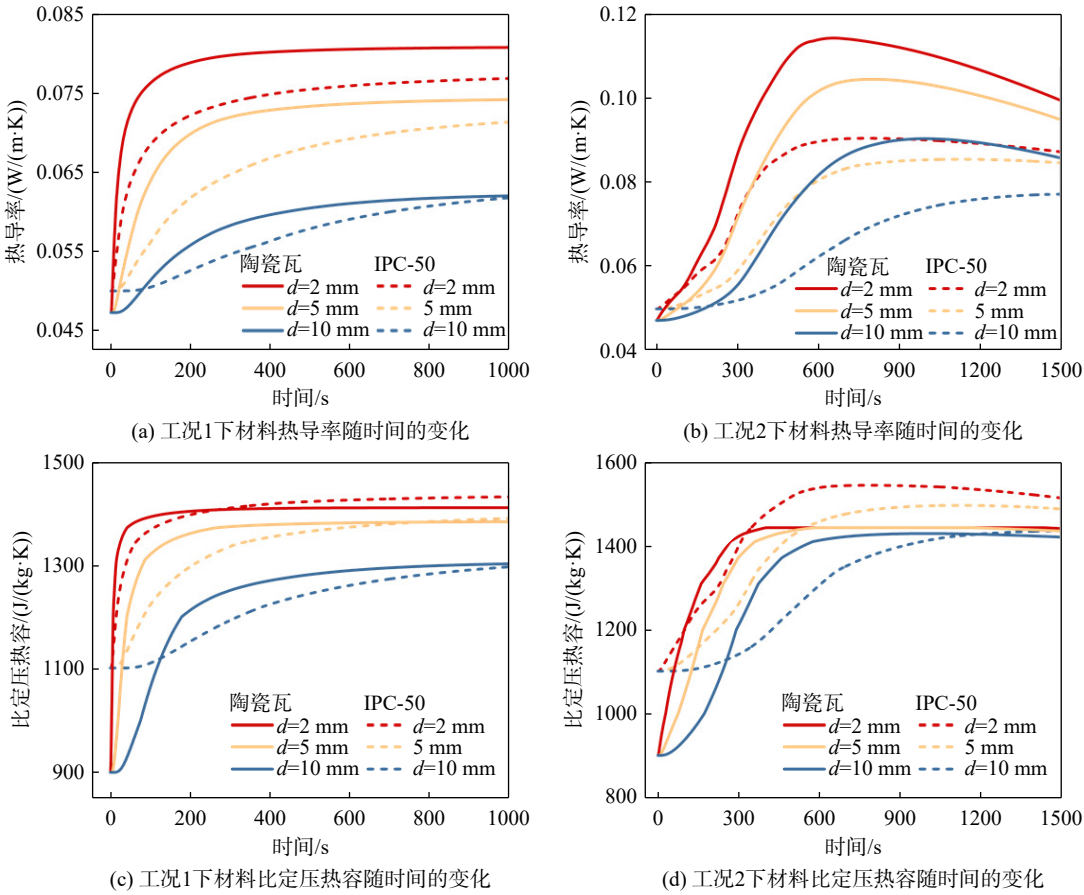
表 6 不同基体质量残留率下 IPC-50 防隔热机制的贡献权重

Table 6 Contribution weights of IPC-50 thermal insulation mechanisms at different matrix mass retention rate

防隔热机制	贡献权重/%							
	工况 1				工况 2			
	$\gamma=84$	$\gamma=70$	$\gamma=60$	$\gamma=50$	$\gamma=84$	$\gamma=70$	$\gamma=60$	$\gamma=50$
辐射散热	85.8	81.5	77.8	75.5	89.2	84.9	80.4	78.4
热沉	7.7	7.1	7.0	6.6	3.8	3.4	3.5	3.2
热阻塞	3.1	5.5	7.3	8.7	4.6	7.7	10.7	12.2
热解气体	2.8	4.9	6.4	7.6	2.1	3.5	4.7	5.4
热解反应	0.6	1.1	1.4	1.7	0.3	0.5	0.6	0.7

的插值形式,两者共同反映材料向内传递热量的能力^[40-41]。高热导率促使热量快速向内部传递,低比定压热容缩短在表层沉积的时间。材料不同深度热导率、比定压热容随时间的变化如图 8(a)~图 8(d)所示(注:数据为模拟值,实际材料物性可能局部波动)。模拟结果表明,在工况 1 与工况 2 下,经一段时间加热后,IPC-50 在 2、5、10 mm 深度处的热导率低于陶瓷瓦;同样 3 个深度处比定压热容特性显示,工况 1 下两种材料比定压热容整体相差不大,而工况 2 下升温阶段两者比定压热容呈交替波动态势,进入高温状态后,IPC-50 的比定压热容整体高于陶瓷瓦。这些特性表

明 IPC-50 将热量沉积在表层,并阻碍其向内传递的能力更强,因此具有更优异的防隔热性能。为定量描述热量在材料内部的沉积分布,对加热过程中传入材料内部的热流密度随时间积分,得到工况 1 和工况 2 下热沉随材料几何厚度的变化。如图 8(e)、图 8(f)所示,距离表面越远,热沉越少。在工况 1 下,IPC-50 在 1 mm 深度处的热沉(400 MJ/m³)显著高于陶瓷瓦(300 MJ/m³)。随着深度增加,IPC-50 热沉的下降速率高于陶瓷瓦,说明其热量更集中于表层。在背部两种材料的热沉均降至 100 MJ/m³。在工况 2 下,IPC-50 在 0~15 mm 深度的累积热量均高于陶瓷瓦,大约 17 mm 深度



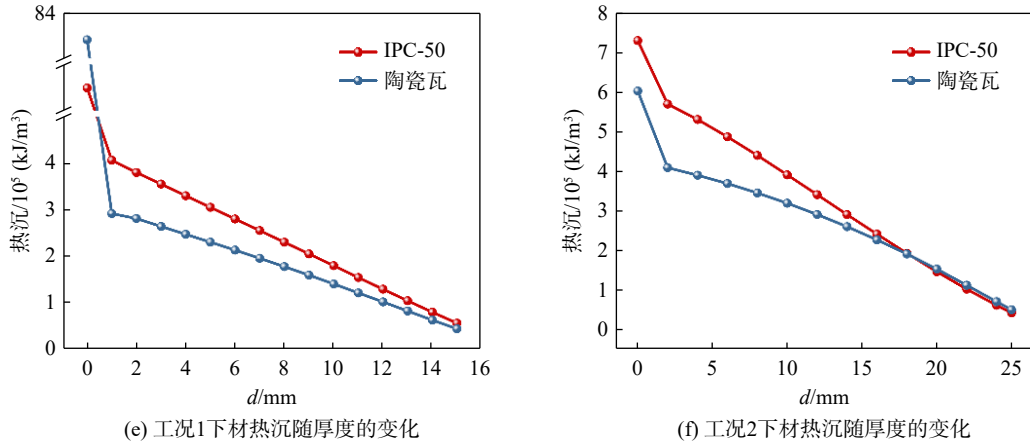


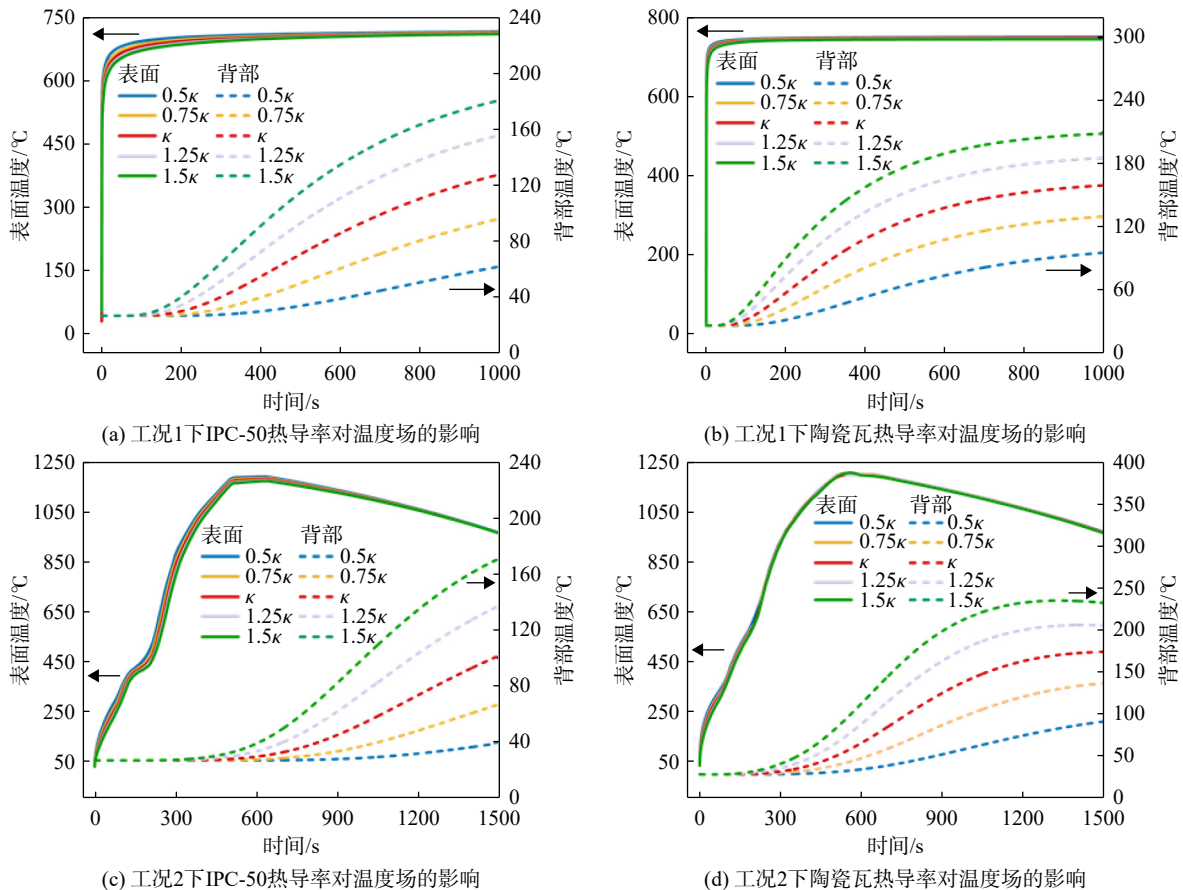
图8 材料物性变化及热沉的分布图

Fig. 8 Plot of material physical property changes and heat of deposition

处两者相等,此后 IPC-50 热量沉积更低。综合以上分析,IPC-50 依赖其低热导率、高比定压热容、高密度的特点,具备更优异的热阻滞效应,将热量更高效地沉积在材料表层区域,有效抑制了热量向内部传递,因此其背温更低。结果揭示了低微烧蚀材料优异防隔热性能的核心机理。

热导率和比定压热容的调控是材料优化设计的关键方向。为探究其影响,计算中保持参数随温度、碳化程度的动态规律,将全工况的热导率

和比定压热容整体缩放为 $0.5\kappa \sim 1.5\kappa$, $0.5c_p \sim 1.5c_p$,并对结果进行对比分析。图9展示了热导率变化对材料响应温度的影响。图9(a)、图9(b)为工况1下 IPC-50 和陶瓷瓦在不同热导率条件下表温、背温变化。随着热导率增大,材料内部传热加剧,表层热量积聚减弱,因此材料背温显著升高且表温降低。加热结束时,IPC-50 表温温差为 6°C ,背温温差达 118°C ;陶瓷瓦的表温温差仅为 5°C ,背温温差达 113°C 。图9(c)、图9(d)展示



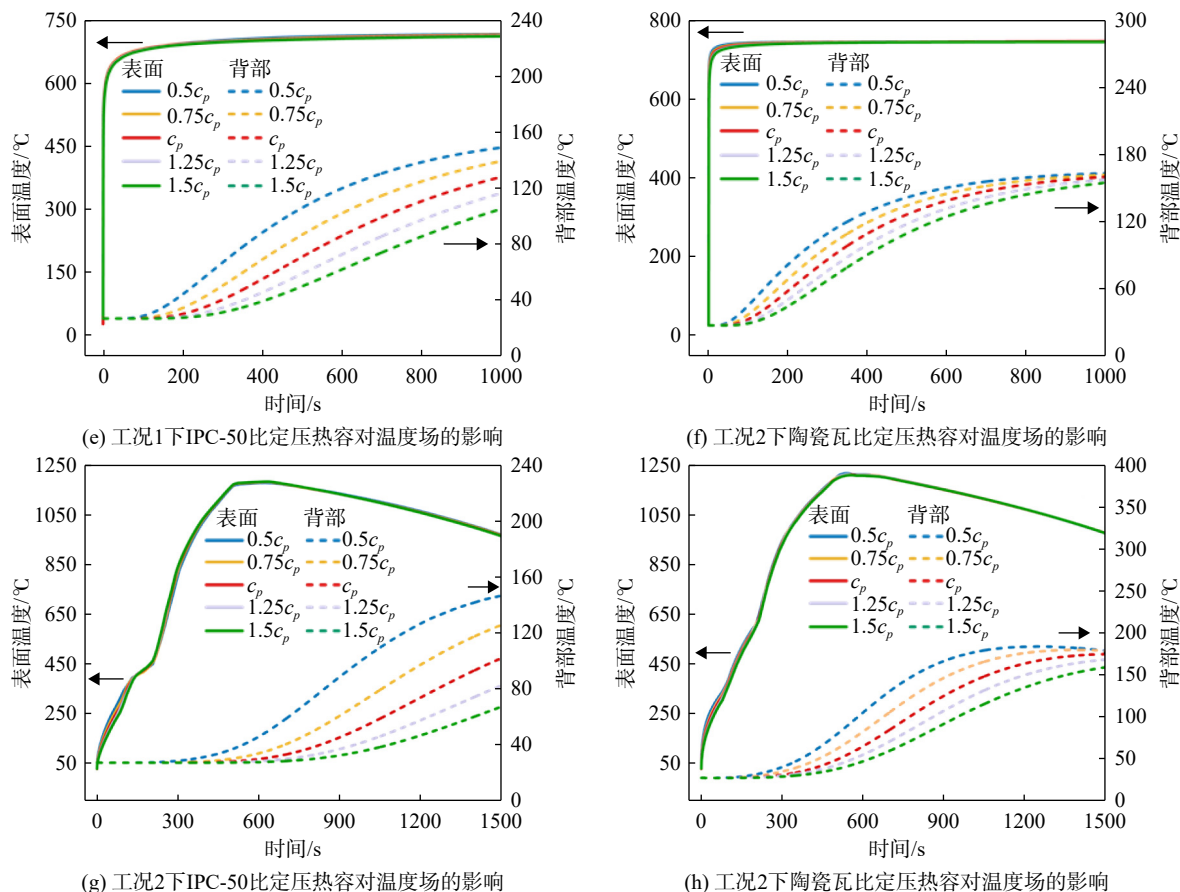


图 9 不同热导率和比定压热容下材料的响应温度随时间的变化趋势

Fig. 9 Response temperature trends with time for materials with different thermal conductivities and specific heat capacities

了工况 2 下的温度响应趋势,表现出相同的规律。加热结束时,IPC-50 背温温差达 132 °C,陶瓷瓦背温温差则为 141 °C。图 9(e)、图 9(f)展示了工况 1 下比定压热容变化的影响。随着比定压热容增大,材料内部传热减缓,热量更多地积聚在表层,因此材料背温降低且表温升高。在加热结束时,IPC-50 表温温差为 5 °C,背温温差达 43 °C;陶瓷瓦的表温温差仅为 2 °C,背温在加热 300 s 时达到最大温差 42 °C。图 9(g)、图 9(h)为工况 2 下的结果,规律一致。IPC-50 对比定压热容变化表现出更显著的背温变化(加热结束时,IPC-50 的背温温差达 79 °C;陶瓷瓦在加热 840 s 时达到最大背温温差 76 °C)。上述结果说明,热导率和比定压热容是调控材料内部温度梯度分布的关键参数,通过协同优化降低热导率并提高比定压热容,可以有效管理热量传递路径,增强热量在表层的积聚,抑制向内部传递,从而显著提升材料的防隔热性能。

4 结 论

1) 辐射散热是两类材料的核心防隔热机制,

其贡献权重随热载荷加剧显著提升。相较于陶瓷瓦的单一热沉机制,低微烧蚀材料 IPC-50 通过热阻塞、热解气体逸散、反应吸热与热沉的多机制协同,可额外实现 10%~15% 的能量耗散,凸显多途径散热的独特优势。

2) 低微烧蚀材料 IPC-50 凭借其低热导率、高比定压热容和高密度特性,将热量高效沉积于材料表层,在两种典型热环境下的响应背温均低于陶瓷瓦;通过协同优化热导率与比定压热容,可进一步调控温度梯度,为 TPS 性能提升提供关键技术路径。

3) 陶瓷瓦凭借轻质化、可重复使用和稳态辐射散热的特点,在中低温、长时间热暴露工况中展现出显著的工程应用价值,但其脆性限制了在瞬态高热流密度条件中的应用。低微烧蚀材料通过多机制协同作用及低热导率、高比定压热容的优势,实现高效的背温控制,且树脂基体系具备潜在的成本优势。

参考文献:

[1] 邢亚娟,孙波,高坤,等.航天飞行器热防护系统及防热材

- 料研究现状[J]. *宇航材料工艺*, 2018, 48(4): 9-15.
- Xing Yajuan, Sun Bo, Gao Kun, et al. Research status of thermal protection system and thermal protection materials for aerospace vehicles[J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2018, 48(4): 9-15. (in Chinese)
- [2] 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.
- [3] Squire T H, Marschall J. Material property requirements for analysis and design of UHTC components in hypersonic applications[J]. *Journal of the European Ceramic Society*, 2010, 30(11): 2239-2251.
- [4] 李仲平. 防热复合材料发展与展望[J]. *复合材料学报*, 2011, 28(2): 1-9.
- Li Zhongping. Major advancement and development trends of TPS composites[J]. *Acta Materialia Composita Sinica*, 2011, 28(2): 1-9. (in Chinese)
- [5] 李亮, 任智毅, 王鹏, 等. 轻质树脂基防隔热一体化材料研究进展[J]. *空天防御*, 2024, 7(6): 58-75.
- Li Liang, Ren Zhiyi, Wang Peng, et al. Research progress on lightweight resin-based thermal protection materials[J]. *Air & Space Defense*, 2024, 7(6): 58-75. (in Chinese)
- [6] Chiu S, Pitts W. Reusable surface insulations for reentry spacecraft[R]. AIAA 1991-695, 1991.
- [7] 周聪, 徐淑琼, 李云芳. 返回式航天器高温隔热材料综述[J]. *科技视界*, 2019(18): 168-169, 173.
- Zhou Cong, Xu Shuqiong, Li Yunfang. Review on high temperature insulation materials of returning spacecraft[J]. *Science & Technology Vision*, 2019(18): 168-169, 173. (in Chinese)
- [8] 王康太, 冯坚, 姜勇刚, 等. 陶瓷纤维刚性隔热瓦研究进展[J]. *材料导报*, 2011, 25(23): 35-39.
- Wang Kangtai, Feng Jian, Jiang Yonggang, et al. Development of ceramic fiber rigid insulation tiles[J]. *Materials Review*, 2011, 25(23): 35-39. (in Chinese)
- [9] Parmenter K E, Shuman K, Milstein F, et al. Compressive response of lightweight ceramic ablators: silicone impregnated reusable ceramic ablator[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2002, 39(2): 290-298.
- [10] 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, et al. Fabrication and properties of aerogels impregnated high-temperature insulating tiles[J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2017, 47(3): 33-36, 41. (in Chinese)
- [11] 兰志丹, 任伟敏, 安楠, 等. 陶瓷纤维隔热瓦及其高发射涂层的研究进展[J]. *硅酸盐通报*, 2023, 42(12): 4465-4474.
- Lan Zhidan, Ren Weimin, An Nan, et al. Research progress of ceramic fiber insulation tiles and its high emissivity coating[J]. *Bulletin of the Chinese Ceramic Society*, 2023, 42(12): 4465-4474. (in Chinese)
- [12] 李伶, 张文苑, 隋学叶, 等. 陶瓷隔热瓦耐高温高辐射率涂层的制备及表征[J]. *现代技术陶瓷*, 2016, 37(2): 131-137.
- Li Ling, Zhang Wenyuan, Sui Xueye, et al. Preparation and characterization of high temperature resistant and high emissivity multi-component coating for ceramic insulation tile[J]. *Advanced Ceramics*, 2016, 37(2): 131-137. (in Chinese)
- [13] 姚荣迁, 黄雯燕, 郑艺浓, 等. 一种多孔碳化硅高温隔热瓦及其制备方法: CN115894069A[P]. 2023-04-04.
- [14] Wu Tianyu, Wu Mingming, Luo Yi, et al. Low-density silicone aerogel composites with excellent flexibility, thermal insulation and anti-ablation properties for flexible thermal protection systems[J]. *Ceramics International*, 2025, 51(20): 30870-30880.
- [15] Krenn A, Youngquist R, Gibson T, et al. Development of a thermal control coating optimized for cryogenic space applications[J]. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2022, 1240(1): 012001.
- [16] Zhang X H, Wang Z, Hu P, et al. Mechanical properties and thermal shock resistance of ZrB_2 -SiC ceramic toughened with graphite flake and SiC whiskers[J]. *Scripta Materialia*, 2009, 61(8): 809-812.
- [17] Fahrenholtz W G, Hilmas G E. Ultra-high temperature ceramics: Materials for extreme environments[J]. *Scripta Materialia*, 2017, 129: 94-99.
- [18] Lane J, Salmassy O. An evaluation of ablative materials for a lunar transfer vehicle aerobrake[R]. AIAA 1993-2791, 1993.
- [19] Smith W D. Gemini launch vehicle development[C]//Gemini Mid-program Conference. Houston: Johnson Space Center, 1966: 107-124.
- [20] Willcockson W H. Stardust sample return capsule design experience[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1999, 36(3): 470-474.
- [21] Ellerby D, Driber D, Gasch M, et al. Overview of heatshield for extreme entry environment technology (HEEET) project[R]. Boulder: NASA Ames Research Center ARC-E-DAA-TN57451, 2018.
- [22] Dong Wencai, Bao Chonggao, Lu Wenqi, et al. Fabrication of a continuous carbon fiber-reinforced phenolic resin composites via in situ-curing 3D printing technology[J]. *Composites Communications*, 2023, 38: 101497.
- [23] 冯志海, 师建军, 孔磊, 等. 航天飞行器热防护系统低密度烧蚀防热材料研究进展[J]. *材料工程*, 2020, 48(8): 14-24.
- Feng Zhihai, Shi Jianjun, Kong Lei, et al. Research progress in low-density ablative materials for thermal protection system of aerospace flight vehicles[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2020, 48(8): 14-24. (in Chinese)
- [24] Cai Hongxiang, Niu Bo, Qian Zhen, et al. Mechanical, thermal insulation, and ablation behaviors of needle-punched fabric reinforced nanoporous phenolic composites: the role of anisotropic microstructure[J]. *Composites Science and Technology*, 2024, 245: 110325.
- [25] Cai Hongxiang, Jiang Zhen, Li Liang, et al. Mechanical failure and strengthening mechanism of nanoporous phenolic composites reinforced with needle-punched fiber preforms of different needle-punched densities[J]. *Polymer Composites*, 2025, 46(S1): S326-S337.
- [26] 吴大方, 林鹭劲, 吴文军, 等. 1500℃极端高温环境下高超声速飞行器轻质隔热材料热/振联合试验[J]. *航空学报*, 2020, 41(7): 223612.
- Wu Dafang, Lin Lujin, Wu Wenjun, et al. Thermal/vibration test of lightweight insulation material for hypersonic vehicle under extreme-high-temperature environment up to 1500 °C[J]. *Acta Astronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(7): 223612. (in Chinese)
- [27] Dotts R, Battley H, Hughes J, et al. Space shuttle orbiter-reusable surface insulation subsystem thermal performance[R]. AIAA 1982-0005, 1982.
- [28] Lachaud J, Cozmuta I, Mansour N N. Multiscale approach to ablation modeling of phenolic impregnated carbon ablators[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2010, 47(6): 910-921.
- [29] Ene H I, Sanchez-palencia E. On thermal equation for flow in porous media[J]. *International Journal of Engineering Science*, 1982, 20(5): 623-630.
- [30] Cheng G C, Venkatachari B S, Cozmuta I. Multi-scale simulations

- of in-depth pyrolysis of charring ablative thermal protection material[J]. *Computers & Fluids*, 2011, 45(1): 191-196.
- [31] Park C. Calculation of stagnation-point heating rates associated with stardust vehicle[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(1): 24-32.
- [32] Wang Peng, Zhou Xiaoyi, Li Liang, et al. Modeling and validation of ablative thermal response combined with microscopic heat transfer for porous ablative materials[J]. *Thermal Science and Engineering Progress*, 2024, 47: 102256.
- [33] Ewing M E, Laker T S, Walker D T. Numerical modeling of ablation heat transfer[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2013, 27(4): 615-632.
- [34] Trick K A, Saliba T E, Sandhu S S. A kinetic model of the pyrolysis of phenolic resin in a carbon/phenolic composite[J]. *Carbon*, 1997, 35(3): 393-401.
- [35] 贾献峰, 刘旭华, 乔文明, 等. 酚醛浸渍碳烧蚀体 (PICA) 的制备、结构及性能[J]. *宇航材料工艺*, 2016, 46(1): 77-80, 90.
- Jia Xianfeng, Liu Xuhua, Qiao Wenming, et al. Preparation and properties of phenolic impregnated carbon ablator[J]. *Aerospace Materials and Technology*, 2016, 46(1): 77-80, 90.
- [36] Holden M, Wadhams T, Maclean M, et al. Experimental studies of shock wave/turbulent boundary layer interaction in high Reynolds number supersonic and hypersonic flows to evaluate the performance of cfd codes[R]. AIAA-2010-4468, 2010.
- [37] Niu Bo, Shen Haochen, Li Tong, et al. 2.5D quartz fabric reinforced nanoporous phenolic composites with weakened heat transfer and optimized mechanical properties[J]. *Composites Science and Technology*, 2022, 230: 109726.
- [38] Arnold A H. Exploratory development of a flexible ablative covering for space shuttle application[EB/OL]. [2025-02-26]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19720023301>.
- [39] Guo Jin, Huang Haiming, Xu Xiaoliang. Protective effect of pyrolysis gases combustion against surface ablation under different Mach numbers[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 166: 209-217.
- [40] Smith D S, Alzina A, Bourret J, et al. Thermal conductivity of porous materials[J]. *Journal of Materials Research*, 2013, 28(17): 2260-2272.
- [41] Huang Congliang, Qian Xin, Yang Ronggui. Thermal conductivity of polymers and polymer nanocomposites[J]. *Materials Science and Engineering: R: Reports*, 2018, 132: 1-22.

(编辑: 陈 越)