

基于点阵结构的高超声速飞行器热防护设计及3D打印验证

杨江悦

新加坡南洋理工大学机械与航空学院, 新加坡, 裕廊西

收稿日期: 2026年7月6日; 录用日期: 2026年8月21日; 发布日期: 2026年8月31日

摘要

针对高超声速飞行器热防护件轻量化、隔热与承载协同需求, 开展点阵结构热防护系统的参数化设计、热学仿真、耦合优化、3D打印工艺开发及性能验证研究。以蜂窝胞元、四面体桁架胞元和再入式胞元为几何基元, 建立单元尺寸、壁厚、杆件倾角、孔隙率和面板厚度的参数映射关系, 并基于热传导分析与响应面法实现结构质量、背温升、抗压强度和抗热震性能的综合优化。材料筛选结果表明, SiC纤维增强SiC陶瓷基复合材料更适用于点阵热防护件成形。静态试验中, 试样在1473 K保温600 s时背面稳定温度为514 K, 隔热效率达到65.1%。动态热-力耦合试验中, 在0.42 MW/m²热流密度和0.45 MPa法向载荷下, 最大背面温度为556 K, 中心残余变形为0.41 mm, 质量损失率为0.93%。结果表明, 3D打印SiC纤维增强SiC点阵结构具备较好的隔热缓冲能力、结构完整性和重复使用潜力。

关键词

点阵结构, 热防护系统, 3D打印, SiC陶瓷基复合材料, 热-力耦合

Lattice Structure-Based Thermal Protection Design for Hypersonic Vehicles and 3D Printing Validation

Jiangyue Yang

School of Mechanical and Aerospace Engineering, Nanyang Technological University, Jurong West, Singapore

Received: July 6, 2026; accepted: August 21, 2026; published: August 31, 2026

Abstract

To meet the demands of lightweight, thermal insulation, and load-bearing synergy for thermal

文章引用: 杨江悦. 基于点阵结构的高超声速飞行器热防护设计及 3D 打印验证[J]. 国际航空航天科学, 2026, 14(3): 89-97. DOI: 10.12677/jast.2026.143011

protection components of hypersonic vehicles, this study conducts parametric design, thermal simulation, coupled optimization, 3D printing process development, and performance verification of lattice-structured thermal protection systems. Using honeycomb cells, tetrahedral truss cells, and re-entry cells as geometric primitives, parametric mapping relationships are established for cell size, wall thickness, strut inclination, porosity, and face-sheet thickness. Based on heat conduction analysis and response surface methodology, comprehensive optimization is achieved for structural mass, back-face temperature rise, compressive strength, and thermal shock resistance. Material screening indicates that SiC fiber-reinforced SiC ceramic matrix composites are more suitable for forming lattice thermal protection components. In static tests, the specimen exhibited a stable back-face temperature of 514 K after 600 s at 1473 K, achieving an insulation efficiency of 65.1%. In dynamic thermo-mechanical coupling tests, under a heat flux of 0.42 MW/m^2 and a normal load of 0.45 MPa, the maximum back-face temperature was 556 K, the central residual deformation was 0.41 mm, and the mass loss rate was 0.93%. Results demonstrate that the 3D-printed SiC fiber-reinforced SiC lattice structure possesses good thermal insulation and buffering capacity, structural integrity, and reusability potential.

Keywords

Lattice Structure, Thermal Protection System, 3D Printing, SiC Ceramic Matrix Composite, Thermo-Mechanical Coupling

Copyright © 2026 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

高超声速飞行器在再入、巡航及机动飞行过程中会承受强烈气动加热、压力载荷和振动扰动，热防护系统既要限制背温升高，又要保持足够的结构承载能力[1]。传统烧蚀型热防护材料依靠热解和表面退蚀消耗热量，虽然能够满足短时极端热环境需求，但服役后存在厚度衰减、外形改变和重复使用能力不足等问题，难以适应新一代可重复使用飞行器的发展方向。点阵结构具有高孔隙率、低密度、可设计传热路径和较好的比强度优势，可在同一构型中实现隔热、承载和减重功能协同。随着增材制造技术的发展，复杂点阵胞元、薄壁面板及多尺度杆件结构具备了一体化成形条件，为热防护件构型创新提供了新的技术路径。因此，围绕点阵结构参数设计、材料适配、打印工艺控制和热-力性能验证开展系统研究，对提升热防护构件的轻量化水平、服役可靠性和工程应用价值具有重要意义。

2. 点阵结构热防护系统的设计与优化

2.1. 点阵结构的参数化设计与热学仿真分析

面向热防护件轻量化以及隔热协同需求，点阵结构模型把蜂窝胞元、四面体桁架胞元以及再入式胞元当作可调几何基元来使用，围绕单元尺寸、壁厚、杆件倾角、孔隙率以及面板厚度建立参数映射关系，结构构型见图 1。

热学仿真阶段借助有限元软件开展稳态以及瞬态热传导分析，材料等效热导率按照孔隙率变化进行赋值，边界条件设置为高温面定热流输入以及背温面对流散热[2]。为描述点阵内部热量扩散过程，引入傅里叶热传导方程如下：

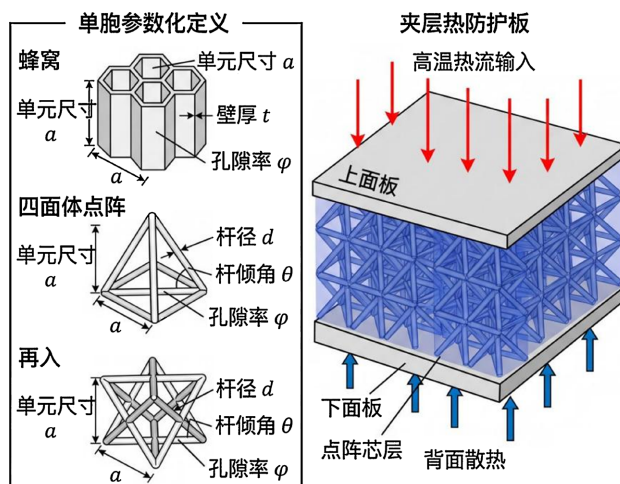


Figure 1. Schematic diagram of the parametric model of the lattice structure
图 1. 点阵结构参数化模型示意图

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (k \nabla T) + q$$

其中, ρ 表示材料密度, 单位为 kg/m^3 , c_p 表示定压比热容, 单位为 $\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$, T 表示温度, 单位为 K , t 表示传热时间, 单位为 s , k 表示等效热导率, 单位为 $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$, q 表示单位体积内热源强度, 单位为 W/m^3 。

结合图 2 所示温度分布, 可进一步观察不同孔隙率对热流通道的影响; 孔隙率升高会削弱实体传热路径, 但过高孔隙率也会使局部杆件形成热集中区域, 因此初始方案宜在隔热能力、承载连续性以及可打印成形裕度之间进行参数筛选。

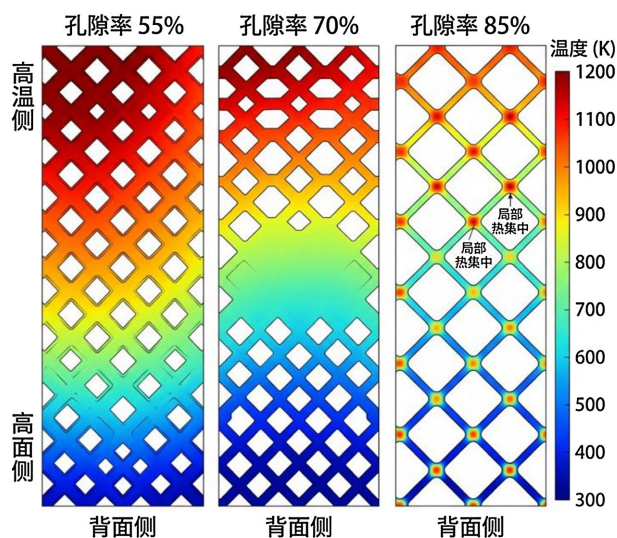


Figure 2. Temperature distribution heat maps of lattice structures with different porosities
图 2. 不同孔隙率点阵结构温度分布热力图

2.2. 点阵结构的力学性能与热防护耦合优化

面向高超声速飞行器热防护件在气动加热以及惯性载荷共同作用下的服役需求, 点阵结构优化不宜

仅把低热导率当作单一目标来开展,而需把抗压强度、抗热震性以及隔热效率纳入同一设计空间。抗热震性指材料在快速升降温条件下抵抗裂纹萌生以及扩展的能力,其约束对象主要囊括杆件交汇区热应力峰值以及面板和芯层界面温度梯度[3]。

鉴于单元尺寸、壁厚、杆件倾角、孔隙率以及面板厚度之间存在非线性耦合关系,本研究选用响应面法构建参数变量与性能指标之间的近似映射,并且把轻量化需求转化为质量惩罚项,把隔热需求转化为背温升约束项。耦合优化目标函数可表示为:

$$\min F(\mathbf{x}) = w_1 \frac{m(\mathbf{x})}{m_0} + w_2 \frac{\Delta T_b(\mathbf{x})}{\Delta T_{b0}} - w_3 \frac{\sigma_c(\mathbf{x})}{\sigma_{c0}} - w_4 \frac{R_{ts}(\mathbf{x})}{R_{ts0}}$$

其中, $\mathbf{x}$ 表示设计变量向量,主要包括单元尺寸、壁厚、杆件倾角、孔隙率以及面板厚度, $F(\mathbf{x})$ 表示综合优化目标函数, $m(\mathbf{x})$ 表示结构质量,单位为 kg, $\Delta T_b(\mathbf{x})$ 表示背温升,单位为 K, $\sigma_c(\mathbf{x})$ 表示等效抗压强度,单位为 MPa, $R_{ts}(\mathbf{x})$ 表示抗热震评价指标, w_1 至 w_4 表示各性能目标的权重系数,下标 0 表示对应指标的基准值。

在参数寻优过程中,需把可打印最小杆径以及悬垂成形角度作为工艺边界同步纳入约束,使优化得到的构型在热阻提高的同时保持载荷传递连续性。由此形成的参数组合更适宜支撑后续热防护件的结构设计以及增材制造工艺衔接[4]。

2.3. 点阵多目标响应面优化过程

本研究采用完整二阶多项式响应面模型构建设计变量与 4 项性能指标的映射关系,通用形式为:

$$y = \beta_0 + \sum_{i=1}^5 \beta_i x_i + \sum_{i=1}^5 \sum_{j=i+1}^5 \beta_{ij} x_i x_j + \sum_{i=1}^5 \beta_{ii} x_i^2$$

式中:

x_1 = 单元尺寸(a)、 x_2 = 杆件/壁厚(d/t)、 x_3 = 杆件倾角(θ)、 x_4 = 孔隙率(ϕ)、 x_5 = 面板厚度(h);
 y 分别对应 4 个响应: 结构质量 $m(x)$ 、背温升 $\Delta T_b(x)$ 、抗压强度 $\sigma_c(x)$ 、抗热震指标 $R_{ts}(x)$; β_0 、 β_i 、 β_{ij} 、 β_{ii} 为最小二乘拟合回归系数。

采用拉丁超立方抽样生成 120 组有限元样本,70%样本用于拟合,30%样本用于模型校验,拟合精度指标如表 1 所示。

Table 1. Fitting accuracy of the response surface model for four performance responses

表 1. 四项性能响应面模型拟合精度

响应指标	决定系数 R2	修正决定系数 Radj2	均方根误差 RMSE	模型显著性 P 值	精度判定
结构质量 m	0.987	0.982	0.0021	<0.001	优秀
背温升 ΔT_b	0.979	0.973	1.86	<0.001	优秀
抗压强度 σ_c	0.965	0.958	0.32	<0.001	良好
抗热震指标 R_{ts}	0.972	0.966	0.047	<0.001	优秀

3. 点阵结构热防护件的 3D 打印工艺开发

3.1. 打印材料的选型与性能测试

面向点阵结构热防护件的增材制造过程,打印材料需同时匹配高温服役稳定性、低热导传递以及细杆件成形连续性[5]。鉴于热防护件在高温面热流冲刷以及背温面散热约束下存在较大的温度梯度,本研

究把 SiC 纤维增强 SiC 陶瓷基复合材料、C/SiC 陶瓷基复合材料、TiAl 金属间化合物、TiB₂颗粒增强钛基复合材料以及 Inconel 718 镍基合金纳入候选范围，并且围绕粉末流动性、浆料固含量、烧结收缩率以及层间结合稳定性开展材料适配性判断。

材料性能测试内容覆盖 1473 K 高温抗弯强度、热膨胀系数、室温导热系数、1473 K 比热容以及成形收缩率等指标，相关参数见表 2。陶瓷基复合材料在低导热以及低热膨胀方面更契合隔热需求，但其打印后致密化过程对孔隙残留较敏感；金属基复合材料具有较好的塑性储备以及层间冶金结合能力，不过较高导热系数会削弱背温控制效果。综合点阵细杆件成形裕度以及热防护功能需求，SiC 纤维增强 SiC 陶瓷基复合材料更适宜作为优先打印材料，C/SiC 可作为抗热震强化备选体系。

Table 2. Comparison of high-temperature properties of candidate printing materials

表 2. 候选打印材料高温性能对比表

候选材料	适配打印工艺	密度 kg/m ³	1473 K 抗弯 强度 MPa	热膨胀系数 10 ⁻⁶ /K	导热系数 W/m·K	1473 K 比热容 J/kg·K	成形收缩 率%
SiC 纤维增强 SiC 陶瓷基复合材料	直写成形以及浸渍裂解	2650	285	4.3	8.5	1040	1.8
C/SiC 陶瓷基复合材料	光固化成形以及反应熔渗	2100	240	2.6	12.0	1180	2.4
TiAl 金属间化合物	激光选区熔化	3900	520	11.2	18.5	720	0.9
TiB ₂ 颗粒增强钛基复合材料	激光选区熔化	4300	610	9.1	16.8	760	1.1
Inconel 718 镍基合金	激光选区熔化	8190	690	13.0	22.5	680	0.7

3.2. 点阵结构的 3D 打印工艺参数优化

针对 SiC 纤维增强 SiC 陶瓷基复合材料的点阵热防护件成形需求，工艺参数优化把细杆件连续沉积、节点区致密连接以及面板芯层界面稳定成形作为主要控制对象。鉴于点阵胞元内部存在小尺寸杆件以及多方向交汇节点，激光功率、扫描速度以及层厚会直接改变单道熔凝宽度、层间搭接状态以及热输入累积程度，进而影响打印件致密度以及抗压承载基础。激光功率偏低时，浆料或粉末区域的烧结颈发育不足，杆件表面容易保留开放孔隙；功率过高则会把局部温升推向较高水平，使节点处出现收缩不均以及边缘翘曲。扫描速度提高能够减小热影响区，但过快扫描会削弱层间结合；层厚增大有利于提高成形效率，却会放大台阶效应以及细杆截面偏差[6]。

本研究围绕激光功率、扫描速度以及层厚建立 3 因素 3 水平正交试验方案，并且把致密度、杆径偏差以及节点完整性作为工艺评价指标。参数筛选阶段不单独追求高能量输入，而是把单位层内热量分布均匀性作为约束条件来开展组合判断。结合图 3 所示统计关系，致密度随激光功率提高呈现先升高后趋缓的变化趋势，扫描速度处于中等水平时更有利于形成连续搭接熔凝区，层厚控制在较小范围内可降低孔隙连通概率[7]。由此可把中等扫描速度 600 mm/s、适中偏高激光功率 190 W、薄层铺展 30 μm 组合当作点阵热防护件的优先工艺窗口，为后续精度控制以及缺陷检测提供较稳定的成形基础。

不同工艺窗口下杆件、节点微观形貌差异直接决定点阵结构性能，各组正交试样切割后采用 SEM 观测杆件截面与节点交汇区形貌：

- 1) 低功率 160 W、扫描速度 750 mm/s：杆件表面布满连通孔隙，节点烧结颈断裂，实测杆径偏差-48 μm，致密度仅 93.1%，受压时节点率先失效，抗压强度下降 31%；
- 2) 最优工艺 190 W、600 mm/s、30 μm：杆件截面均匀致密，节点圆角完整无微裂纹，杆径偏差控制

在 $\pm 8\ \mu\text{m}$ 以内，致密度 96.4%，杆件与面板界面无分层缺陷；

3) 高功率 220 W、层厚 $70\ \mu\text{m}$ ：节点热累积严重，出现局部过烧凹陷，杆径偏差 $+36\ \mu\text{m}$ ，台阶效应显著，高温下节点热应力集中，抗热震性能下降 18%。

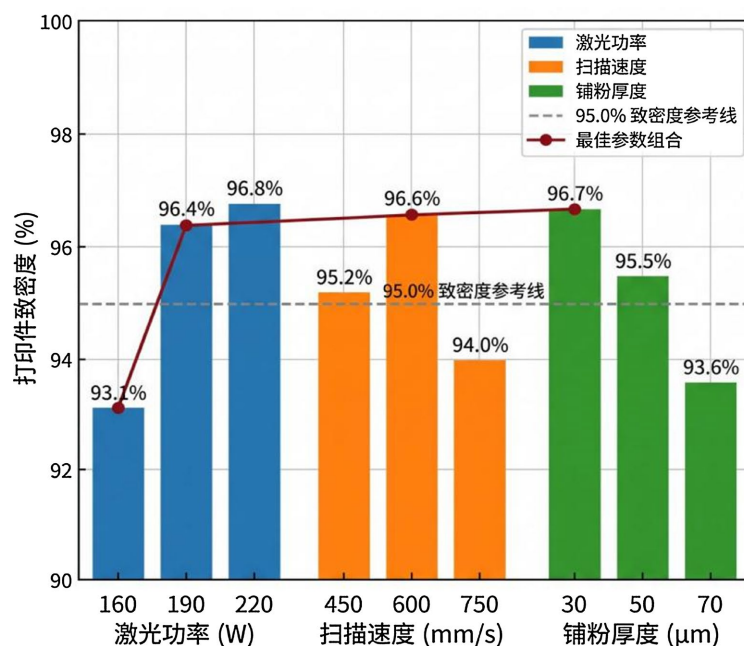


Figure 3. Statistical chart of the effect of process parameters on the density of printed parts

图 3. 工艺参数对打印件致密度影响的统计图

3.3. 打印件的精度控制与缺陷检测

点阵热防护件的成形精度受细杆件尺度、节点热累积以及面板约束变形共同影响，缺陷形态通常集中在杆件内部孔隙、节点微裂纹、层间未结合、表面挂渣以及局部翘曲等方面。对于 SiC 纤维增强 SiC 陶瓷基复合材料而言，浆料脱脂、烧结收缩以及浸渍裂解过程会进一步放大细杆截面偏差，使设计孔隙率和实际孔隙率之间产生偏离[8]。由此来看，精度控制不能仅停留在打印完成后的尺寸复核，而需把成形路径、支撑约束、热输入分布以及后处理收缩补偿纳入同一工艺链条中开展协同控制。

本研究针对 SiC 纤维增强 SiC 坯体 1.8%烧结收缩率，采用模型预放大分区补偿法：

1) 基础补偿公式：模型缩放系数 $k = 1/(1-S)$ ， $S = 1.8\%$ ，全局基础放大系数 $k = 1.018$ ；

2) 杆件局部附加补偿：细杆($d \leq 0.8\ \text{mm}$)额外增加外径补偿 $+12\ \mu\text{m}$ ，抵消杆件径向收缩导致的截面缩小；

3) 面板反变形补偿：面板高温打印单向收缩会产生凹翘，切片模型中对面板施加 $0.06\ \text{mm}$ 反向拱起补偿量；

4) 迭代修正机制：首件打印后采用工业 CT 扫描实测杆径、面板平面度，将尺寸偏差反馈至切片补偿参数，二次打印后尺寸偏差由 $\pm 42\ \mu\text{m}$ 降至 $\pm 9\ \mu\text{m}$ ，满足热防护件装配公差要求。

在路径规划阶段，可把连续杆件优先沉积当作基本原则来使用，减少节点区频繁启停造成的材料堆积以及热影响重叠。针对倾斜杆件以及悬垂胞元，支撑结构设计应兼顾临时承载和后续去除便利性，支撑接触区宜布置在面板边缘或非主承载杆件附近，以降低支撑剥离对点阵芯层的扰动[9]。对于多胞元阵列结构，还需结合扫描方向轮换以及分区成形策略来削弱单向热收缩累积，并且在切片模型中预置杆径

补偿量和面板反变形量,使烧结后外形尺寸更接近目标几何[10]。

缺陷检测环节宜运用光学检测以及工业 CT 扫描进行互补识别。光学检测主要面向表面粗糙度、杆径偏差、节点塌陷以及边缘翘曲开展快速筛查,可借助高倍率显微成像提取杆件轮廓和孔口形貌[11]。工业 CT 扫描则适宜识别内部闭合孔隙、层间未熔合以及节点区隐蔽裂纹,并且能够把缺陷位置同参数化点阵模型进行空间对应。检测数据反馈至打印路径和烧结补偿参数后,可形成面向细杆连续性、节点完整性以及面板平整度的闭环修正机制,从而为点阵热防护件后续性能评价提供稳定的几何基础[12]。

4. 点阵结构热防护件的性能验证与效果分析

4.1. 静态热防护性能测试

静态高温隔热测试围绕点阵热防护件在持续热流作用下的背温控制能力来开展,试样选用 SiC 纤维增强 SiC 点阵打印件,外形尺寸为 $100\text{ mm} \times 100\text{ mm} \times 18\text{ mm}$,高温面施加均匀辐射加热,背温面保持自然对流散热状态[13]。测试平台由电阻辐射加热炉、水冷夹具、K 型热电偶以及红外测温仪组成,热电偶布置在高温面、背温面以及边缘过渡区,用于记录升温阶段以及恒温阶段的温度响应。为降低夹持区热桥对数据的干扰,试样四周选用氧化铝纤维毡进行隔热封边,并且把采样间隔控制为 1 s。

在 873 K、1073 K、1273 K 以及 1473 K 工况下,背温随加载温度升高而上升,但升温速率在恒温保持后逐渐降低,说明点阵芯层内部孔隙对实体导热路径产生了削弱作用。1473 K 保温 600 s 时,背面稳定温度维持在 514 K,隔热效率达到 65.1%,边缘区域温差未出现突变[14]。结合升温曲线可知,节点区虽然存在一定热量汇聚,但面板与芯层界面未发生明显热穿透现象,打印点阵结构在静态高温环境下具备较稳定的隔热缓冲能力[15]。

以 1473 K 恒温 600 s 工况为例,时序曲线特征:

0~120 s 升温阶段:背温快速由 300 K 升至 462 K,杆件实体导热为主,升温速率 1.35 K/s;

120~600 s 恒温阶段:孔隙空气隔热效应逐步占优,升温速率降至 0.12 K/s,600 s 稳定至 514 K,曲线趋于水平无持续爬升;

降温阶段(600~900 s):热源关闭后背温匀速下降,无温度滞后突变,证明点阵无内部蓄热隐患。曲线直观证明孔隙结构有效阻断稳态热传导,量化表征点阵隔热缓冲时序特性。

4.2. 动态热 - 力耦合环境模拟试验

面向高超声速飞行器再入段的非稳态热载荷以及气动压力叠加场景,动态热 - 力耦合试验把高温气流冲刷、法向压缩载荷以及周期振动载荷纳入同一加载过程来开展。试样仍选用 $100\text{ mm} \times 100\text{ mm} \times 18\text{ mm}$ 的 SiC 纤维增强 SiC 点阵打印件,高温面气流温度设置为 1473 K,热流密度为 0.42 MW/m^2 ,背温面保持自然对流散热,机械载荷按照 0.25 MPa 至 0.45 MPa 分级施加,同时叠加 20 Hz 低幅振动,用于模拟热防护件在连接约束下的动态扰动[16]。试验过程中借助红外测温、位移传感器以及声发射监测记录背温、中心挠度以及裂纹活动信号,相关数据见表 2。随着载荷水平提高,最大背面温度由 528 K 升至 556 K,中心残余变形由 0.18 mm 增至 0.41 mm,但节点区未出现贯通裂纹,质量损失率保持在 1.0% 以内,说明打印点阵芯层在热流冲刷下仍具有较稳定的载荷传递连续性以及隔热缓冲能力。

4.3. 热防护效果对比与工程应用潜力分析

与传统酚醛基以及碳基烧蚀热防护材料相比,点阵结构热防护件的优势并不单纯表现为材料密度降低,而是把承载骨架、隔热孔隙以及面板约束整合在同一构型中。以 $100\text{ mm} \times 100\text{ mm} \times 18\text{ mm}$ 试样为

Table 3. Comparison of dynamic test performance data for lattice-structured thermal protection components
表 3. 点阵结构热防护件动态试验性能数据对比表

试验工况	气流温度 K	热流密度 MW/m ²	法向载荷 MPa	振动频率 Hz	加载时间 s	最大背面温度 K	中心残余变形 mm	质量损失率%	结构完整性评价
工况 1	1473	0.42	0.25	20	300	528	0.18	0.42	杆件连续，节点无可见裂纹
工况 2	1473	0.42	0.35	20	300	541	0.29	0.67	局部节点出现轻微声发射信号
工况 3	1473	0.42	0.45	20	300	556	0.41	0.93	边缘面板轻微翘曲，芯层未贯通损伤

参照, SiC 纤维增强 SiC 点阵件在 1473 K 保温 600 s 条件下背面稳定温度为 514 K, 隔热效率达到 65.1%; 动态热流密度 0.42 MW/m² 以及 0.45 MPa 法向载荷叠加后, 最大背面温度为 556 K, 中心残余变形为 0.41 mm, 质量损失率为 0.93%, 如表 3 所示。传统烧蚀材料依靠热解、炭化以及表面退蚀消耗热量, 短时隔热能力较强, 但服役后厚度衰减和表面形貌改变会削弱重复使用基础, 典型热冲刷条件下质量损失率常达到 5%至 12%。从抗热震角度来看, 点阵芯层的孔隙空间能够缓释温度梯度诱发的局部应力, 节点连续性又维持了载荷传递路径, 因此更契合可重复使用热防护构件的设计取向。后续工程应用仍需围绕 SiC 纤维体积分数、C/SiC 韧化相引入、界面抗氧化涂层以及杆径补偿算法开展复合优化, 同时把工业 CT 缺陷数据反馈至打印路径修正过程, 以进一步降低节点微裂纹和层间未结合风险。

5. 结语

本文围绕点阵结构热防护件完成了从构型设计、仿真优化、材料筛选、3D 打印工艺到性能验证的研究闭环。结果表明, 合理调控孔隙率、杆径、面板厚度和成形参数, 可在降低传热效率的同时维持节点连续性和载荷传递能力。SiC 纤维增强 SiC 点阵件在静态和动态热 - 力环境下均表现出较低背温、较小残余变形和较低质量损失, 显示出面向可重复使用热防护构件的应用潜力。

5.1. 研究局限性客观分析

本文仅开展 100 mm × 100 mm 平面平板试样验证, 未覆盖高超飞行器前缘、舵面等大曲率曲面点阵构件, 曲面打印带来的不均匀收缩、层间应力集中问题未开展研究; 静态试验仅 600 s 恒温、动态耦合仅 300 s 单次加载, 未模拟飞行器多次往返再入的长时、循环热 - 力疲劳工况, 点阵结构循环氧化疲劳、裂纹扩展寿命规律缺失; 集成工艺缺失。仅独立制备点阵夹层试样, 未研究点阵芯层与飞行器金属/陶瓷基体的连接结构、界面热阻、装配应力匹配问题; 此外还有环境边界简化。试验为常压空气环境, 真实高超飞行为高空低压、原子氧耦合环境, 低压下 SiO₂氧化膜挥发、原子氧侵蚀损伤机理未验证; 仅研究四面体桁架胞元, 梯度孔隙、变杆径多功能点阵的隔热承载协同潜力未挖掘。

5.2. 未来重点研究方向

大尺寸曲面点阵一体化打印工艺: 开发曲面分层切片、分区热输入调控、变曲率收缩补偿算法, 解决曲面点阵翘曲、杆径不均缺陷, 建立曲面构件精度闭环控制体系;

长时循环热 - 力耦合疲劳寿命预测: 搭建多周期再入模拟试验平台, 结合 SEM 原位观测循环氧化裂纹演化, 构建点阵结构高温疲劳损伤本构与寿命预测模型;

点阵夹层与机身主体一体化连接技术: 开发梯度过渡界面、抗氧化连接涂层, 降低连接界面热阻与应力集中, 解决热防护系统整机装配适配问题;

高空低压原子氧复合环境损伤研究：引入原子氧辐照试验，量化 SiO₂ 氧化膜挥发速率，开发复合抗氧化涂层提升高空重复服役稳定性；

梯度多功能点阵多尺度优化：设计沿热流方向梯度孔隙、变杆径点阵，耦合主动气膜冷却，实现轻量化、隔热、承载、抗烧蚀多性能协同提升。

后续研究应进一步优化纤维增强体系、抗氧化界面涂层和打印补偿算法，并结合工业 CT 缺陷数据完善缺陷反馈修正机制，同时突破上述曲面制造、循环疲劳、整机集成等短板，提升复杂点阵热防护件的制造一致性和长期服役可靠性。

参考文献

- [1] 宋孟杰, 刘思源, 陈龙, 等. 高超声速飞行器热防护与热管理计算研究进展[J/OL]. 哈尔滨工业大学学报, 1-23. <https://link.cnki.net/urlid/23.1235.t.20260323.1140.004>, 2026-07-04.
- [2] 李江漫, 陈伟雄. 高超声速飞行器被动热防护设计、热密封及产品保障的思考[J]. 战术导弹技术, 2026(1): 40-48.
- [3] 戴婷, 杨传梁, 李斌. 基于变换热学的疏导式热防护结构设计及传热特性分析[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2026, 57(1): 96-110.
- [4] 刘华耀, 牛清华, 张蓝洁, 等. 宽范围超临界二氧化碳布雷顿循环高超声速发动机热防护和发电一体化研究[J]. 推进技术, 2026, 47(5): 61-73.
- [5] 汪球. 磁流体流动控制技术在高超声速飞行器热防护与流动结构调控应用中的理论与实验突破[Z]. 北京市, 中国科学院力学研究所, 2024-12-01.
- [6] 周帆, 田志林, 李斌. 热防护系统用碳化物超高温陶瓷抗烧蚀涂层研究进展[J]. 无机材料学报, 2025, 40(1): 1-16.
- [7] 左婧滢, 章思龙, 韦健飞, 等. 高超声速飞行器内流道燃料超声速气膜防热/减阻协同技术研究进展[J]. 推进技术, 2025, 46(1): 6-24.
- [8] 罗艺, 牛波, 张亚运, 等. 高超声速飞行器的动态热密封技术研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2024, 54(3): 11-21.
- [9] 李星剑, 连华奇, 李育隆, 等. 航空发动机热防护超临界 CO₂ 闭式循环方案设计[J]. 航空发动机, 2024, 50(4): 88-94.
- [10] 康瑾, 董俊言, 田恬. 高超声速飞行器前缘部件热防护结构的可靠性分析[J]. 自动化与仪器仪表, 2024(2): 114-117+122.
- [11] 李斌, 戴婷. 飞行器热防护结构粗糙界面热阻预测及仿真分析[J]. 应用力学学报, 2025, 42(2): 286-297.
- [12] 秦强, 成竹, 蒋军亮. 高超声速飞行器热-结构试验体系与发展概况[J]. 空天技术, 2023(4): 59-69.
- [13] 刘嘉成, 闻洁, 刘启航, 等. 基于流体网络法的微小通道冷却结构流量分配计算方法[J/OL]. 推进技术, 1-16. <https://doi.org/10.13675/j.cnki.tjjs.2205091>, 2026-07-04.
- [14] 谢永旺, 夏雨, 许学伟, 等. 航天飞行器热防护系统研究概况及其发展趋势[J]. 空天技术, 2022(4): 73-86.
- [15] 郑辉, 邱雷, 袁慎芳, 等. C/C 热防护结构高温气流损伤导波监测实验方法[J]. 航空学报, 2022, 43(8): 428-440.
- [16] 康瑾. 高超声速飞行器结构热防护技术研究[J]. 中阿科技论坛(中英文), 2020(9): 87-89.