



防热结构多尺度热效应数值预测、飞行验证与定向调控

杨肖峰, 肖光明, 刘琦, 蔡兴考, 刘磊, 杜雁霞*, 魏东, 袁先旭, 唐志共

空天飞行空气动力科学与技术全国重点实验室, 绵阳 621000

* E-mail: yanxiadu@163.com

收稿日期: 2024-06-20; 接受日期: 2024-08-29; 网络版发表日期: 2024-11-11

摘要 复合材料和复杂结构广泛应用于新一代飞行器热防护系统, 使热防护系统呈现出宏观-细观多尺度热效应新特征, 给防热效能的精细预测与热防护系统的轻量化设计带来极大挑战. 本文针对防热结构多尺度热行为, 基于异质多尺度理论提出了HMM-CVFVM跨尺度传热特性预测方法, 并结合微结构智能重构算法, 实现了真实复合材料多尺度热效应的有效预测; 通过模型飞行试验, 获得了跨尺度热效应预测方法的飞行验证结果; 基于多尺度热行为利用和热量定向传输思想, 采用3D打印设计并制备了陶瓷点阵超结构新型热防护结构样件, 获得了数值模拟、地面实验和飞行试验多源数据, 实现了减重与控温双重成效. 本文建立的防热结构跨尺度热效应预测方法, 可为热防护系统研制提供精细的评估和设计手段, 为新型飞行器研发提供理论和技术支撑.

关键词 热防护, 跨尺度, 热效应, 飞行试验, 定向调控

1 引言

随着高速飞行器向长航时、远航程等方向的发展^[1~3], 热防护系统设计对材料轻质化、结构轻量化提出了更为严苛的要求, 低冗余与减重设计需求日趋迫切^[4]. 在此背景下, 国内外出现了以陶瓷基复合材料^[5~7]、功能梯度材料^[8]、防隔热一体结构^[9,10]、点阵夹层结构^[11,12]等为代表的多尺度特征鲜明的新型热防护材料或结构. 结构决定功能, 通过微细观结构设计达到防热、隔热、承载等特定宏观功能目的, 以期实现热防护系统力/热综合性能的同步提升.

基于复合材料的新型防热结构, 在几何和物理层

面往往跨越多个尺度, 其服役过程也伴随着复杂的多尺度热效应, 从而给热防护系统预测、设计和评估带来新的挑战. 一方面, 复合材料虽宏观上表现为均匀结构, 但微细观组元通常会因成型工艺等原因而呈现出微米甚至纳米尺度的非均匀和非连续几何特征. 另一方面, 点阵、夹芯等复杂结构因功能性要求而多具有多孔、编织等结构^[13]. 此外, 由于材料细观小尺度特征带来的界面效应与端部效应, 加之材料/结构内部导热、对流、辐射、相变等交叉耦合现象^[14], 使飞行器服役过程呈现出复杂的多尺度热效应特征^[15], 从而给飞行器热安全的精细预测与高效防护带来新的挑战^[16].

引用格式: 杨肖峰, 肖光明, 刘琦, 等. 防热结构多尺度热效应数值预测、飞行验证与定向调控. 中国科学: 技术科学, 2024, 54: 2193–2205
Yang X F, Xiao G M, Liu Q, et al. Numerical prediction, flight verification, and targeted regulation of multiscale thermal effects in thermal protection structures (in Chinese). Sci Sin Tech, 2024, 54: 2193–2205, doi: [10.1360/SST-2024-0153](https://doi.org/10.1360/SST-2024-0153)

鉴于多尺度效应的复杂性及其对飞行器热安全的重要影响, 相关研究逐渐成为当前材料及飞行器热防护领域研究的前沿问题. 实现飞行器热防护系统“对材料设计”(design THE material)与“用材料设计”(design WITH material)的有机融合^[17], 成为未来重要发展方向.

在飞行器高温服役条件下, 传统基于宏观等效的热物性及传热特性计算方法, 已难以精细预测热防护系统的防热效能. 通过引入多尺度分析思想, 充分结合宏观尺度分析方法的高效性和微观尺度分析方法的精确性, 已逐步成为处理复合材料/复杂结构的一种研究共识^[18]. Ferguson等人^[19]研发了复合材料多孔材料微结构多尺度分析(porous microstructure analysis, PuMA)软件, 以实现复合材料多尺度热效应作用下等效热物性的有效预测. Arnold等人^[15,20]建立了防热材料多尺度信息管理框架, 并从原子模拟出发建立了碳酚醛复合材料多尺度模型, 获得了该类防热材料的等效热物性参数.

国内学者也针对飞行器用防热材料多孔/弥散等多尺度特征, 从流动传热问题多尺度预测框架、周期性材料导热-辐射耦合多尺度预测模型^[21]、多尺度渐近展开方法^[22,23]、多尺度现象对防热效能的影响^[24]等角度开展了不少研究, 并取得了令人鼓舞的研究进展. 上述研究, 旨在综合考虑复合材料不同尺度的主导特性, 建立结构宏观性能与材料组元及微细观特征之间的关联关系, 揭示微细观尺度组元对宏观性能的内在影响机制.

当前多尺度分析方法主要分为两类, 即多层级分析方法与并发多尺度分析方法. 其中前者一般从微观、细观和宏观等不同尺度开展分析, 通过不同的时间和空间尺度间的参数传递实现复合材料尺度间的关联, 理论模型主要包括: Voigt-Reuss界限法^[25]、Eshelby夹杂理论^[26]、广义自洽法^[27]、Mori-Tanaka法等^[28]. 多层级分析方法一般通过工程简化自下而上串行获得宏观等效性能, 难以精细刻画体现微细结构特征的影响. 基于数值模拟的并发多尺度方法在数值计算中同时进行不同尺度计算, 在连续介质模型中同时引入介观、微观等尺度离散粒子, 通过在不通尺度间建立一定的数学关系实现耦合^[29], 该类方法主要包括均匀化方法(homogenization method, HM)^[30]、代表体元方法(representative volume element, RVE)^[31]、非均质多尺

度方法(heterogeneous multi-scale method, HMM)^[32]等. HMM的主要思想是将原方程转化为带有某些未知参数的宏观方程, 进而在宏观尺度上进行求解, 其中未知参数通过在较小的微观域上施加适当边界条件获得^[33]. 在HMM方法的总体框架下, 各国学者针对不同的物理问题发展了多种不同的多尺度方法, 如非均质多尺度有限元方法(finite element heterogeneous multi-scale method, FE-HMM)^[34]、非均质多尺度有限体积方法(finite volume heterogeneous multi-scale method, FV-HMM)^[35]、非均质多尺度有限体积有限元方法(finite volume finite element heterogeneous multi-scale method, FVFE-HMM)^[36,37]等.

目前, 复合材料热效应问题求解的数值方法主要包括有限体积方法(finite volume method, FVM)、有限元方法(finite element method, FEM)及介于二者之间的格点型有限体积法(cell vertex finite volume method, CVFVM). 其中CVFVM法可有效避免传统FVM方法在求解复合材料传热与热弹耦合问题的数值间断, 也可避免FEM在求解复合材料应力问题时的数值震荡. 但随着细观结构的愈加复杂, 网格数量的大幅度提升对计算效率提出了进一步要求, 尽管并行求解是解决上述问题的手段之一, 但仍存在求解困难的问题.

尽管国内外学者目前已开展了不少复合材料多尺度传热特性预测的相关研究, 但多为一般化通用模型和方法, 面向飞行器服役环境下热防护材料/结构及其防热效能的多尺度问题研究尚不多见, 有关多尺度热效应相关的飞行验证和性能调控方面的研究更鲜有报道.

针对防热结构多尺度热效应这一新型飞行器所面临的新问题, 本文基于异质多尺度理论, 提出了HMM-CVFVM跨尺度传热特性预测方法, 实现了复合材料、复杂结构多尺度热效应的有效预测, 并开展了模型飞行试验验证. 在此基础上, 基于多尺度热行为利用和热量定向传输思想, 设计了陶瓷点阵超结构新型热防护结构样件, 通过了数值计算、地面实验和飞行试验一体的多源数据验证, 实现减重与控温双重成效.

2 防热结构多尺度热效应预测

为厘清复合材料和复杂结构在高温气动载荷下的热行为及其影响规律, 支撑热防护系统轻量化、低冗

余设计, 需建立多尺度热效应预测模型与预示方法. 由于不同类型的材料或结构具有不同的微结构特征, 因此构建普适的模型和方法面临较大难度. 本文针对典型隔热材料的多尺度特点, 发展了相应的多尺度模型及预测方法.

2.1 材料微结构智能重构算法

目前飞行器热防护系统所采用的新型复合材料往往具有典型的各向异性特征, 如陶瓷基复合材料(ceramic matrix composite, CMC)、多孔介质类材料等, 因此, 有效刻画微结构特征及随机效应对宏观热行为的影响机制是建立精细预测方法的前提. 为了有效捕捉多尺度信息, 获得更符合物理特征的多尺度热行为, 本文发展了材料内部随机微结构形貌原位重构方法.

基于X射线计算机断层成像(X-ray computed tomography, X-CT)对复杂材料做层析扫描, 经过图像处理形成三维结构点云数据. 针对非均质材料, 采用深度学习神经网络直接对原始结构进行训练和生成新结构时, 虽能获得与原始结构形态较为相似的结构, 但材料体积分数存在较大波动. 因此, 在Kim等人^[38]所发展的深度卷积生成对抗网络(deep convolutional generative adversarial networks, DCGAN)模型基础上, 将训练数据作为输入样本加入至判别器, 引入孔隙损失函数使其适应非均质材料特征. 针对该问题, 本文在交叉熵损失函数基础上, 引入体积分数损失函数:

$$V_p = p_{G(z)} - p_x, \quad (1)$$

其中, $p_{G(z)}$ 和 p_x 分别为生成样本和原始样本中某一介质的体积分数, 网络总损失为

$$V_{total} = V_{(D,G)} + \chi V_p, \quad (2)$$

其中, χ 为体积分数损失的控制参数.

通过上述实施过程, 建立了适用于含复杂微细几何特征的防隔热材料微结构智能重构算法, 实现不同孔隙率、平均孔径尺度等参数化多孔介质结构的谱系化重构生成. 针对纤维编织CMC材料的重构过程如图1所示.

在获取复合材料微细尺度几何模型的基础上, 基于热格子Boltzmann方法^[39], 发展了考虑固/固界面间断效应的多孔介质耦合传热特性分析模型, 建立了随几何构型、温度响应及界面热阻等影响因素变化的非线性等效导热系数预测方法. 等效导热系数具有如下表达形式:

$$k_{eff} = f(x, y, z, T, R_c, \dots), \quad (3)$$

其中, x, y 和 z 为几何坐标, T 为当地温度, R_c 为多孔介质等效半径.

2.2 异质多尺度有限体积有限元方法

针对复合材料或复杂结构多组分、跨界面、含间断等特点, 基于异质多尺度理论, 建立了跨尺度传热特

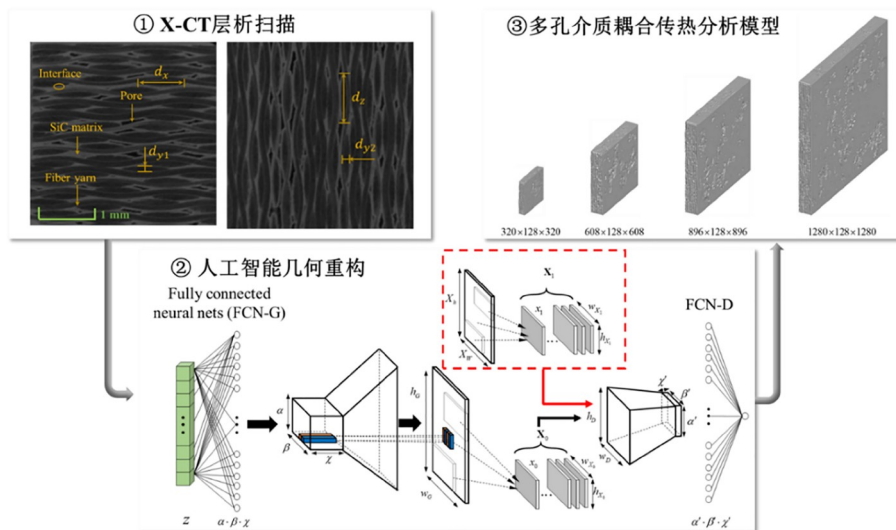


图 1 (网络版彩图)多孔介质隔热结构导热的智能重构

Figure 1 (Color online) Intelligent reconstruction of thermal conductivity in porous media thermal structures.

性HMM-CVFVM方法, 其主要思想是通过构造数值基函数, 在包含细观信息的宏观网格上进行求解, 以建立细观和宏观尺度温度场之间的联系, 不管是处理周期排布型还是功能梯度型材料或结构均有适用性. 其基本原理如图2所示, 算法构造可参阅文献[40,41].

(1) 数值基函数构造

利用数值基函数建立宏观温度场与细观温度场的联系时, 数值基函数的控制方程为

$$\nabla \cdot (\mathbf{K} \nabla \psi_{i,j,k,l}) = 0, \quad (4)$$

其中, $\mathbf{K}$ 为单胞内的导热系数矩阵, $\psi_{i,j,k,l}$ 表示四边形四个节点*i, j, k, l*的数值基函数. 针对各向异性材料的二维问题, 导热系数矩阵 $\mathbf{K}$ 可表示为

$$\mathbf{K} = \text{diag}(k_1, k_2), \quad (5)$$

其中, k_1 和 k_2 为两个空间维度的导热系数.

式(4)中数值基函数 $\psi_{i,j,k,l}$ 的求解需要施加特定的狄利克雷边界条件, 常用的有线性边界、过采样边界、周期边界以及过采样周期边界.

(2) 宏观导热方程离散格式构造

积分形式的瞬态导热方程(无内热源)为

$$\int_S \rho c \frac{\partial \varphi}{\partial t} dS = \int_L k \left(\frac{\partial \varphi}{\partial x} n_x + \frac{\partial \varphi}{\partial y} n_y \right) dL, \quad (6)$$

式中, S 为积分控制体, L 为控制体边界, 定义如图3所示. 基于粗网格单元 $IC_1(1-2-9-5)$, $IC_2(2-3-4-9)$, $IC_3(5-9-7-8)$ 和 $IC_4(9-4-6-7)$, 通过连接四个单元中心点和边中点, 围绕节点9形成的控制体 S , 图中红色虚线为控制体的边界 L . 考虑细观尺度变量 φ 在控制体内的变化较小, 式(6)左侧时间积分项简化为代数表达.

宏观尺度 Φ 和细观尺度 φ 之间通过数值基函数 Ψ 建立跨尺度关联映射, 细网格上单胞内任意节点位置处的 φ 可由相应数值基函数 Ψ 和粗网格四个角点的 Φ 进行计算:

$$\varphi = \sum_{j=1}^4 \Phi_j \Psi_j. \quad (7)$$

将式(7)带入到式(6)右侧线积分项:

$$\begin{aligned} & \int_L k \left(\frac{\partial \varphi}{\partial x} n_x + \frac{\partial \varphi}{\partial y} n_y \right) dL \\ &= \int_L k \left[\sum_{j=1}^4 \left(\frac{\partial \Psi_j}{\partial x} \Phi_j \right) n_x + \sum_{j=1}^4 \left(\frac{\partial \Psi_j}{\partial y} \Phi_j \right) n_y \right] dL, \end{aligned} \quad (8)$$

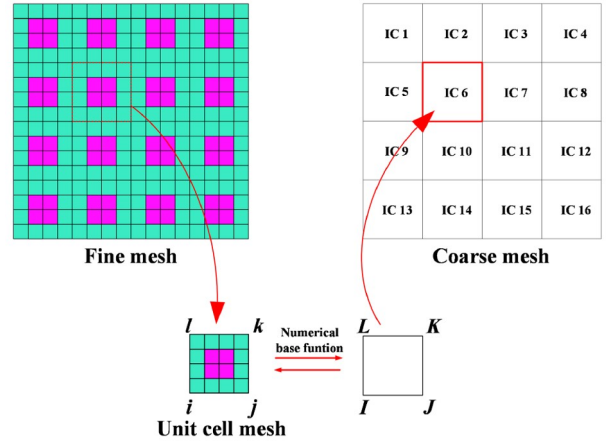


图2 (网络版彩图)基于异质多尺度理论的CVFVM示意图
Figure 2 (Color online) CVFVM diagram based on heterogeneous multi-scale theory.

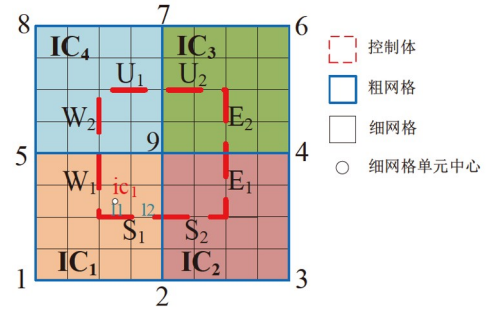


图3 (网络版彩图)粗-细网格下以节点9形成控制体示意图
Figure 3 (Color online) Control volume diagram in the coarse-fine grid.

在以节点9形成的控制体内, 以 ic_1 细观单元边界 l_1 为例, 利用式(8)可得

$$\begin{aligned} & \int_{l_1} k \left(\frac{\partial \varphi}{\partial x} n_x + \frac{\partial \varphi}{\partial y} n_y \right) dL \\ &= \int_{l_1} k \sum_i \left(\frac{\partial \Psi_i}{\partial x} n_x + \frac{\partial \Psi_i}{\partial y} n_y \right) \Phi_i dL, \end{aligned} \quad (9)$$

式中, $i = 1, 2, 9, 5$, 代表粗网格单元 $IC_1(1-2-9-5)$.

(3) 典型随机夹杂粒子复合材料传热特性预测

对于典型复合材料, 计算模型抽象为图4所示的周期随机夹杂结构, 其中随机粒子与基体导热系数之比为 $k_p/k_m=100$. 计算时上端面施加定温边界条件 $T_U=100^\circ\text{C}$, 下表面 $T_B=T_L=T_R=25^\circ\text{C}$, 其余两个面施加绝热边界. 跨尺度计算单胞网格尺寸为 12×12 , 宏观网格尺寸为 10×10 , 直接CVFVM求解网格尺寸为 120×120 .

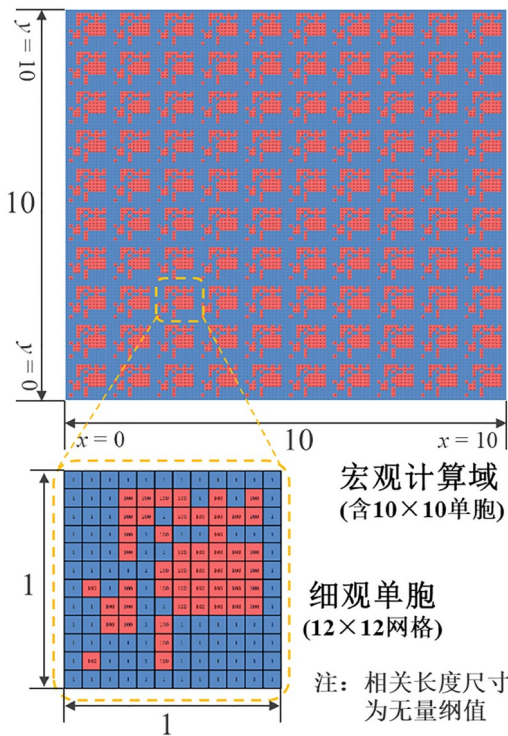


图 4 (网络版彩图)随机夹杂复合材料示意图

Figure 4 (Color online) Diagram of random inclusion composite.

图5给出了基于本文发展的HMM-CVFVM方法以及直接CVFVM方法获得的温度云图对比, 结果表明两者数值计算结果吻合良好. 也就是说, 跨尺度方法可模拟出直接细观求解的温度场分布细节.

图6进一步给出了沿横轴中心位置处 $x = 5$ 的温度对比, 可见计算结果吻合良好, HMM-CVFVM与CVFVM相对误差小于1%. 此外, 两种计算耗时结果表明, 基于直接求解的CVFVM方法耗时为9.56 s, 而HMM-CVFVM方法耗时仅为0.56 s, 相对耗时降低1个量级以上.

3 多尺度热效应预测模型的飞行验证

为验证所建方法的有效性, 本文基于模型飞行试验系统平台, 开展了复合材料试件的飞行搭载试验, 获得了飞行条件下的有效数据, 实现了对多尺度热效应预测模型的飞行验证.

3.1 飞行试验搭载设计

为验证多尺度传热预测方法对不同材料的适用

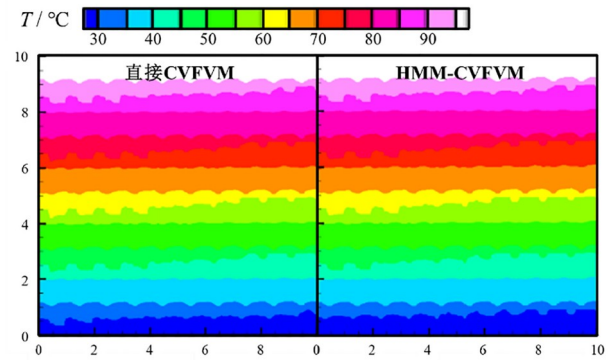


图 5 (网络版彩图)基于直接CVFVM和HMM-CVFVM的温度分布云图

Figure 5 (Color online) Temperature contours solved using direct CVFVM and HMM-CVFVM solvers.

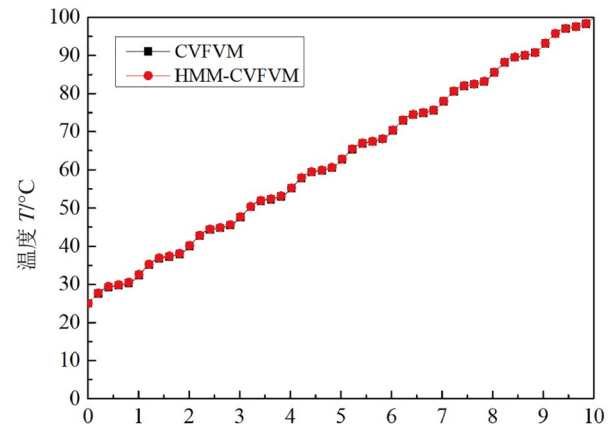


图 6 (网络版彩图)典型位置处温度计算结果对比

Figure 6 (Color online) Comparison of temperature calculation results at typical locations.

性, 本文飞行试验搭载试件采用纤维编织CMC和功能梯度陶瓷材料(functionally graded material, FGM)两类材料. CMC为编织型陶瓷材料, FGM试件采用从内部疏松多孔过渡到外部致密的功能梯度材料, 表面致密层导热系数较大而内部疏松多孔层导热系数很小. 试验飞行器局部结构和搭载位置如图7所示, 两个试件分别安装于4个倾斜面板中. 结构试件搭载部位的Y和Z向镜像位置处安装了合金钢结构, 作为控制面为试验试件提供热响应参考对比数据.

CMC和FGM试件及控制面合金钢材料内壁分别安装5支温度传感器以获得其热响应数据. 此外, FGM还安装有由4个K型热电偶组成的分层温度传感器, 温

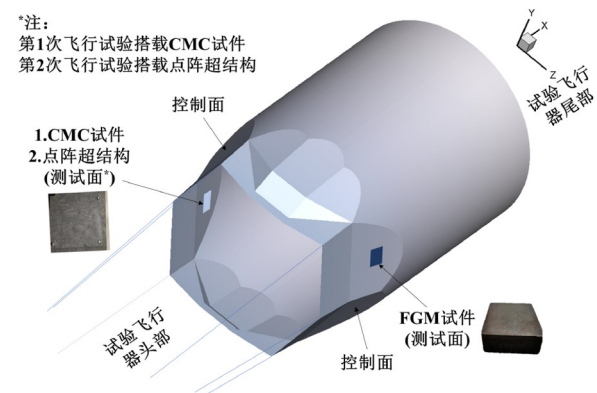


图 7 (网络版彩图)飞行试验标模搭载复合材料试件
Figure 7 (Color online) Composite material specimens mounted on the experimental flight vehicle.

度测点分别位于距离外表面0, 3, 11, 20 mm处, 以获得材料内部的分层温度数据. 材料试件搭载飞行试验方案设计如表1所示. 对于横向面对称构型, 在无攻角、无侧滑角(无偏航)条件下, 可认为试验飞行器裙部互为镜像的四个位置具有相同的气动热环境.

模型飞行试验最大飞行马赫数为7.3, 图8给出了试验飞行器飞行轨道曲线, 即飞行高度、马赫数随飞行时间的相对变化.

3.2 飞行试验验证

飞行试验采集获得了测试面和控制面上的热参数相关数据, 其中控制面合金钢结构采用热流传感器获得了表面时变热流数据, 如图9所示. 上升段气动热载荷总体呈稠密大气气动加热、高空散热的特征. 基于飞行数据, 通过对比测试面和控制面之间的温升历程, 可获得复合材料内部热响应特性. 基于作者团队提出的异质材料关联分析飞行数据处理方法^[42], 继而对CMC和FGM两类材料试件的热响应特性进行关联分析. 采用多尺度分析方法开展两类材料试件的热响应特性计算分析.

表 1 材料试件搭载模型飞行试验方案

Table 1 Composite material specimens mounted on the experimental flight vehicle

试件名称	材料说明	试件尺寸(长×宽×厚)/mm	试件位置	测量方案
CMC	纤维编织陶瓷基复合材料	60×60×6	(Y-, Z-)	5支内壁温度传感器
FGM	功能梯度陶瓷材料	80×80×30	(Y+, Z+)	5支内壁温度传感器、1套分层K型热电偶(距外表面0, 3, 11, 20 mm)

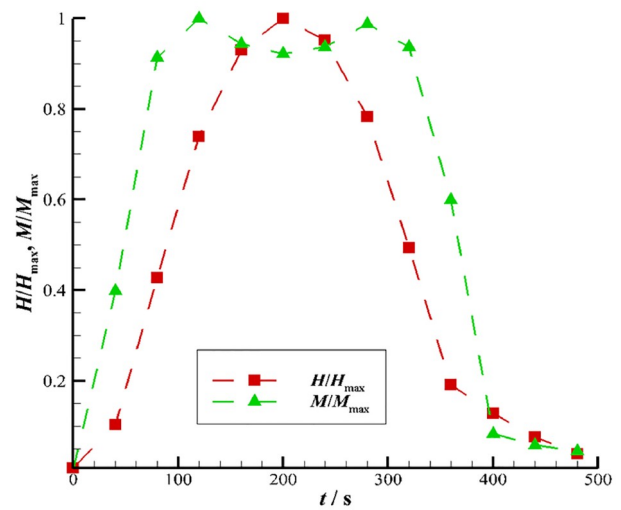


图 8 (网络版彩图)模型飞行试验典型飞行轨道点
Figure 8 (Color online) Typical flight trajectory points for the experimental flight vehicle.

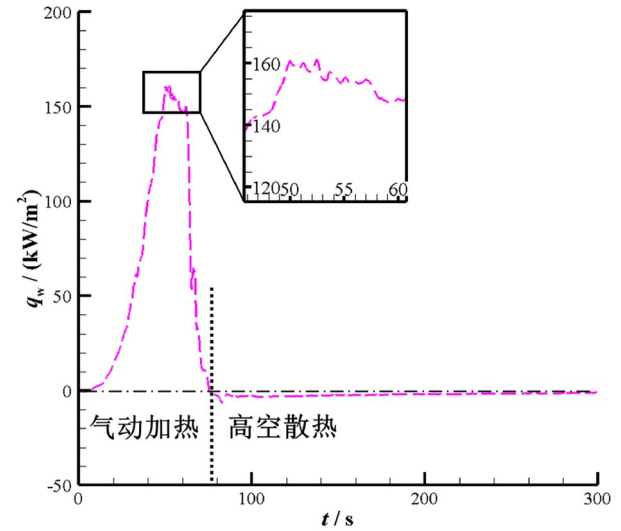


图 9 (网络版彩图)模型飞行试验对照面表面热流测量结果
Figure 9 (Color online) Heat fluxes measured on the control surface of the experimental flight vehicle.

为了消除飞行试验测量偏差及数据抖动带来的不确定性, 采用多支内壁温度传感器同步测量, 并按传感器平均、时序平均的原则对飞行试验数据进行必要处理, 处理后的温度值为

$$\bar{T} = \frac{1}{M(2N+1)} \sum_{j=1}^M \sum_{i=-(N+1)}^{N+1} T_i^{(j)}, \quad (10)$$

其中 $T_i^{(j)}$ 为第 j 个传感器在当前时刻后第 i 个测量间隔的温度测量值, M 为传感器个数(本文 $M = 5$), N 为时序平均区间半宽度(本研究中 $N = 10$, 测量间隔为 0.01 s). 采用标准差 σ 评价上述飞行试验数据处理过程的误差带, 即

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{M(2N+1)} \sum_{j=1}^M \sum_{i=-(N+1)}^{N+1} (T_i^{(j)} - \bar{T})^2}. \quad (11)$$

图10给出了搭载CMC复合材料试件的内壁热响应计算结果与飞行试验测量结果的对比. 在飞行器上升段, 试件内壁温度先升高后降低. 升温过程是因为飞行速度逐渐增大, 降温过程是因为空气随高度而渐趋稀薄. 结果分析表明, 计算与飞行试验测量平均值的最大偏差为3.6%, 总体上计算与飞行试验吻合度较好.

图11给出了搭载FGM复合材料热响应计算结果与飞行试验测量结果对比. FGM区别于CMC的核心特点在于材料本征多尺度与厚度方向空间梯度特性共同主导的双重多尺度性. 对比结果表明, 飞行上升段FGM试件温度峰值计算结果与飞行试验测量结果最大偏差为6.1%, 主要原因在于梯度型材料的强各向异性特征导致热物性存在较大的随机散布.

从两类材料的飞行试验结果可以看出, 本文提出的多尺度热效应预测方法对微结构具有自相似性, 周期/准周期特征的复合材料具有更强的适用性. 相比于CMC材料, FGM材料在气动载荷面附近因具有较大的导热系数而具有较强的热扩散能力, 壁面高温可快速传递至结构内部. 与此同时, 隔热结构内部热扩散能力沿厚度方向逐渐变弱, 传递至结构内部的热量因内层隔热主导难以进一步传递至舱内. 高温表面高导热条件下热量的快速传递避免了热防护系统表面出现局部高温超限, 进而防止材料出现热损伤与热破坏. 同时, 材料底层的低导热特点又可避免进入结构的热量快速传递至舱内空间, 进而起到保护舱内设备的作用.

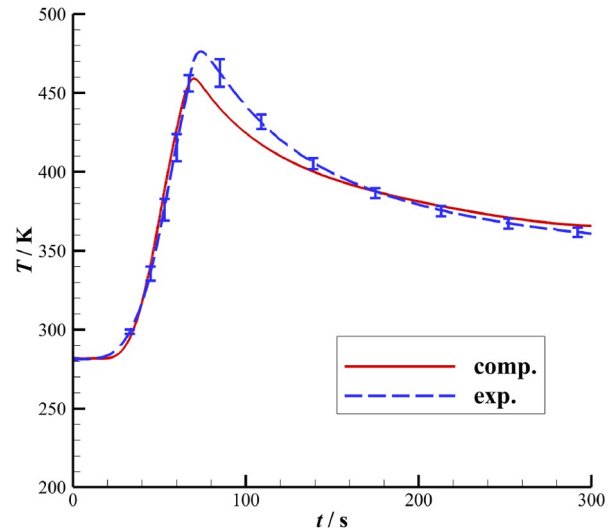


图10 (网络版彩图)CMC试件热响应计算与飞行试验测试结果曲线对比

Figure 10 (Color online) Thermal response comparison of computation and flight experiment for CMC specimen.

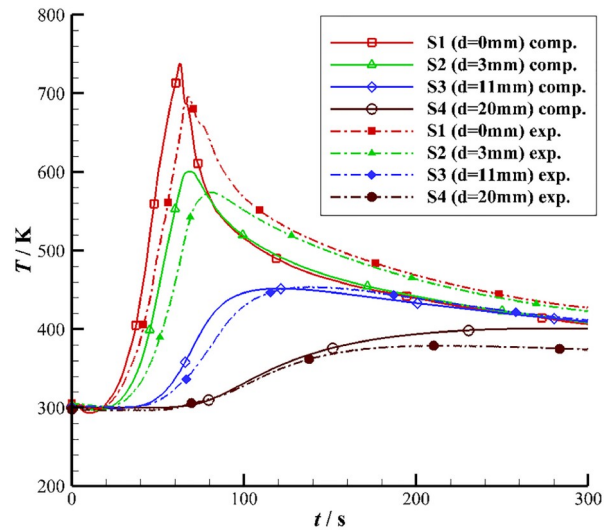


图11 (网络版彩图)FGM试件热响应计算与飞行试验测试结果曲线对比

Figure 11 (Color online) Thermal response comparison of computation and flight experiment for FGM specimen.

因此, 梯度型功能材料能够在一定程度上实现隔热与隔热的协同.

4 基于多尺度传热的防热结构定向调控

防热效能调控涉及材料、结构以及气动热载荷

等, 是一个复杂的多尺度问题, 而多尺度热效应预测方法为定向调控提供了精细化手段支撑. 本文提出的隔热结构定向调控, 是通过材料/结构几何或热物性调节实现对结构内部热量传输过程的定向控制, 进而实现综合隔热效能的有效提升.

4.1 定向调控思路与陶瓷点阵超结构设计

多尺度热效应预测可精细获取影响隔热结构内禀特征的“隐变量”及关键特征参数, 从而科学设计功能材料/结构, 以有效挖掘基于现有材料体系的结构隔热效能.

本文基于多尺度传热分析方法, 采用3D打印技术进行陶瓷点阵超结构设计, 从而实现隔热结构的定向调控. 在材料层面, 从多孔介质传热调控角度实现材料热物性的可控设计; 在结构层面, 通过不同微结构材料的模块化组合, 实现结构传热路径的优化, 以实现材料与结构隔热效能的协同. 图12为考虑不同形状因子设计的点阵结构, 包括Gibson-Ashby单元、四面体单元、八面体单元以及十四面体单元等周期型点阵结构.

通过多尺度传热分析, 可获得不同微结构材料等效导热系数随孔隙率的变化特征, 如图13所示. 分析表明, 在孔隙率为0.6~0.9的范围内, 相同孔隙率条件下Gibson-Ashby单元的等效导热系数最低, 即呈现出显著隔热效果; 而十四面体单元的等效导热系数最高, 即具有更好的导热增强性能.

基于多尺度传热分析结果, 设计了基于十四面体和Gibson-Ashby两种代表性单元的点阵超结构, 采用3D打印技术完成了 Al_2O_3 陶瓷样件制备和模块化封装, 样件外观照片见图14. 陶瓷点阵超结构试件模块化封装设计见图15. 为便于对比分析, 两种点阵超结构具有相同的外轮廓尺寸和孔隙率, 孔隙率均为75%.

4.2 点阵超结构的地面实验和数值模拟

为验证陶瓷点阵超结构设计的隔热性能和定向调控效果, 对所设计的点阵超结构试件进行地面实验测量和数值计算分析. 其中, 地面实验采用100℃均匀恒温的石墨恒温板对试件进行加热, 试件背部由热电偶采集热响应数据.

图16给出了恒温边界条件下十四面体(P14)单元和Gibson-Ashby单元两种构型热响应特性的地面实验

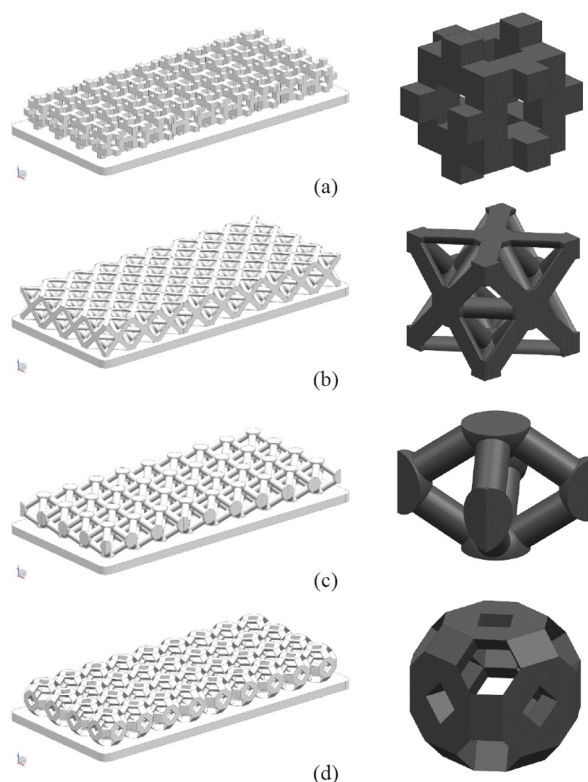


图12 陶瓷点阵超结构几何模型及其代表性单元. (a) Gibson-Ashby单元; (b) 四面体单元; (c) 八面体单元; (d) 十四面体单元

Figure 12 Geometric model of ceramic lattice superstructure and its representative unit. (a) Gibson-Ashby unit; (b) tetrahedral unit; (c) octahedral unit; (d) tetrakaidekahedral unit.

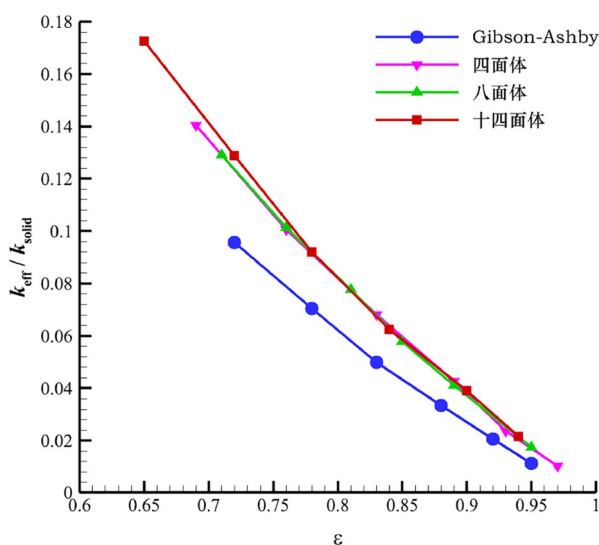


图13 (网络版彩图)不同微结构单元等效导热系数随孔隙率的变化

Figure 13 (Color online) Variation of equivalent thermal conductivity with porosity for different microstructures.

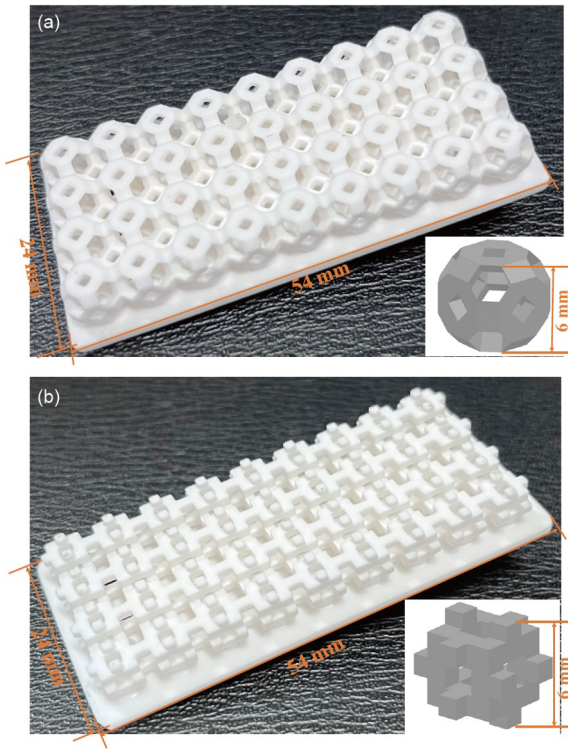


图 14 (网络版彩图)相同孔隙率的两种陶瓷点阵超结构试件. (a) 十四面体单元的3D打印点阵超结构; (b) Gibson-Ashby单元的3D打印点阵超结构

Figure 14 (Color online) Two kinds of ceramic lattice superstructure specimens with the same porosity. (a) 3D printing tetrakaidekahedral lattice superstructure; (b) 3D printing Gibson-Ashby lattice superstructure.

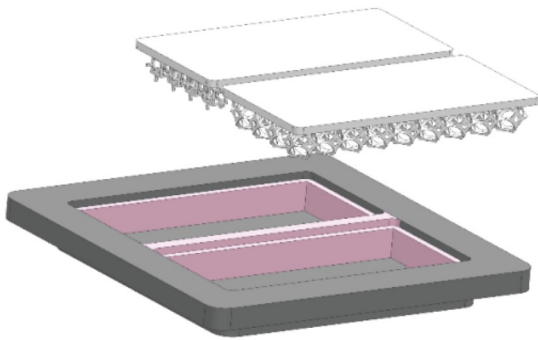


图 15 (网络版彩图)陶瓷点阵超结构试件模块化封装设计

Figure 15 (Color online) Modular package design of ceramic lattice superstructure specimen.

结果. 图中 $\Delta T = T_{P14} - T_{G-A}$ 为十四面体和Gibson-Ashby两种单元结构试件的时变温差.

总体上, 在相同加热条件及点阵孔隙率75%条件

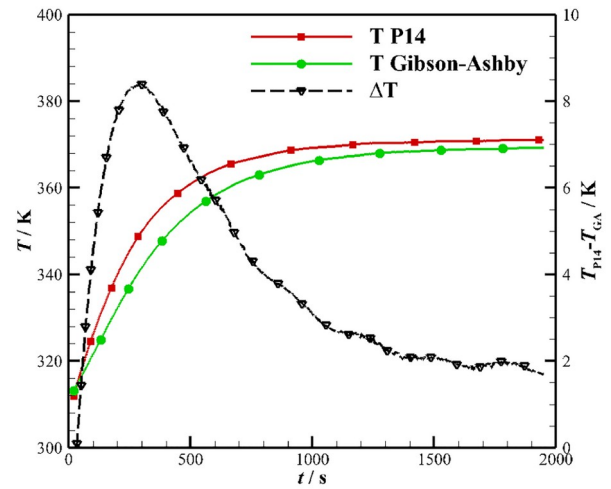


图 16 (网络版彩图)恒温边界条件下两种构型热响应特性地面实验结果

Figure 16 (Color online) Ground experimental results of thermal response characteristics of two types of specimens under constant temperature boundary conditions.

下, 两种构型典型位置温度升高过程具有相似的规律. 二者定量对比显示, Gibson-Ashby单元点阵结构实验峰值温度比十四面体单元点阵结构降低 8.3°C . 对比分析表明, 在相同重量条件下采用Gibson-Ashby单元点阵超结构具有相对更优的隔热效能.

图17进一步给出了 $t = 100\text{ s}$ 时刻计算得到的两种不同构型温度分布特性. 从分布图可见, 点阵超结构细观构型形式决定了从高温区向低温区传递的路径, 热量沿着点阵超结构路径定向传输. Gibson-Ashby单元点阵细观结构传热路径更复杂且长于十四面体单元, 造成Gibson-Ashby单元点阵峰值温度低于十四面体单元构型, 进而表现出相对更优的隔热性能.

4.3 点阵超结构隔热效能的飞行试验

基于模型飞行试验平台, 采用相同的飞行器构型, 完成了最高马赫数5.93的第二次飞行试验任务. 在试验飞行器裙部位置(图7)搭载了基于十四面体和Gibson-Ashby两种单元的点阵超结构试件, 并取得了飞行环境的有效热响应数据. 气动加热在飞行器上升段呈现先上升再下降的总体特征.

图18给出了十四面体(P14)和Gibson-Ashby两种单元结构试件热响应的飞行试验结果. 可以看出, 两种构型的防隔热特性在飞行75 s前后呈现最高约 6.5°C 的温差. 飞行数据与地面实验数据相比, 尽管加热载荷条件

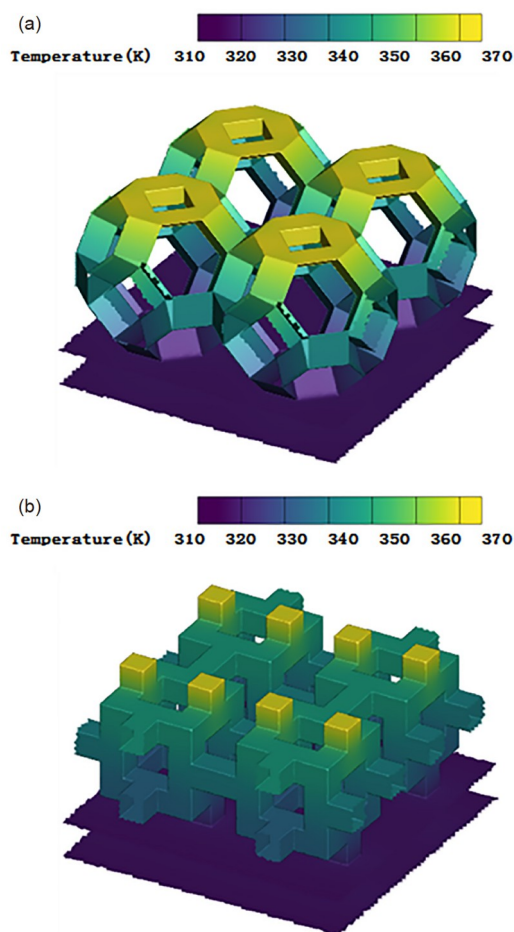


图 17 (网络版彩图)两种构型的温度分布云图。(a) 十四面体单元点阵结构; (b) Gibson-Ashby单元点阵结构

Figure 17 (Color online) Temperature contours of two types of specimens. (a) Tetrakaidekahedral lattice superstructure; (b) Gibson-Ashby lattice superstructure.

有差异(地面实验为恒温均匀加热, 飞行试验为时变气动加热), 但是十四面体和Gibson-Ashby两种单元结构试件热响应定性规律相同, 定量结果相当。对比分析进一步表明, 在相同孔隙率条件下, Gibson-Ashby单元点阵超结构隔热性能优于十四面体单元构型, 该结论符合设计预期。

数值模拟、地面实验和飞行试验对比分析结果表明, 采用多尺度传热分析方法设计的点阵超结构, 在同等孔隙率条件下, 具有定向控温效果。换言之, 定向调控设计可在同等控温效能条件下, 实现结构减重目标, 这正是飞行器热防护系统轻量化、低冗余设计要求的核心要义。

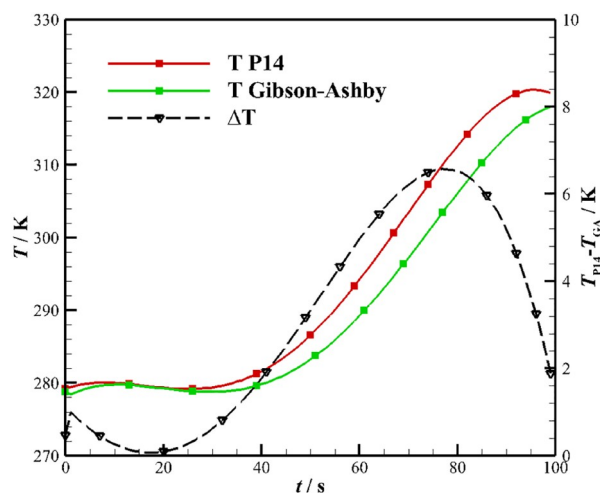


图 18 (网络版彩图)两种构型试件热响应特性的飞行测量结果

Figure 18 (Color online) Flight measurement of thermal response of two types of specimens.

5 结论与展望

多尺度热效应是高速飞行器热防护系统广泛使用复合材料、复杂结构等背景下出现的新现象, 因材料/结构微形貌内禀特性对宏观耐热效能的显著影响, 近年来得到学术界与工程界的广泛关注。本文融合数值模拟、地面实验、飞行试验等多种研究手段, 从“数值预测”“地面/飞行验证”到“定向调控”, 对耐热结构多尺度热效应开展了系统研究, 取得的主要研究结论如下。

(1) 提出了HMM-CVFVM异质多尺度预测方法, 并结合微结构智能重构算法, 实现了复合材料耐热结构多尺度热效应的有效预测。

(2) 开展了CMC和FGM两类型复合材料耐热试件的模型飞行试验, 实现了耐热结构多尺度热效应预测方法的飞行验证。

(3) 基于热量定向传输思想, 采用3D打印技术设计并制备了基于陶瓷点阵超结构的新型热防护结构样件, 获得了数值模拟、地面实验和飞行试验多源数据, 实现了基于微结构可控设计的减重与控温双重效果。

本文建立的耐热结构多尺度热效应预测方法和基于微结构热适应的调控方法, 可为热防护系统研制提供精细的评估和设计手段, 为新型飞行器研发提供理论和技术支撑。

致谢 感谢本研究团队张宏明、张超博士研究生、黄梓源硕士研究生等对本论文工作在地面试验、数据处理方面的技术支持; 感谢肖涵山研究员、吉洪亮研究员、欧朝高级工程师、杨洋高级工程师及全体参试人员对模型飞行试验的技术支撑; 感谢钱炜祺研究员、周宇高级工程师在飞行数据辨识方面的技术支持; 感谢杨庆涛研究员、哈尔滨工业大学易法军教授在传感器研制方面的技术支持; 感谢哈尔滨工业大学方国东教授、西北工业大学曾庆丰教授在材料试件制备方面的技术支持。

参考文献

- 1 Bertin J J, Cummings R M. Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going. *Prog Aerospace Sci*, 2003, 39: 511–536
- 2 Wen Y, Ma T, Zheng P, et al. Design and assessment of reusable space transportation system (in Chinese). *Chin Sci Bull*, 2020, 65: 764–770 [闻悦, 马婷婷, 郑平军, 等. 重复使用航天运输系统设计与评估. 科学通报, 2020, 65: 764–770]
- 3 Ye P J, Yang M F, Peng J, et al. Review and prospect of atmospheric entry and earth reentry technology of China deep space exploration (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2015, 45: 229–238 [叶培建, 杨孟飞, 彭兢, 等. 中国深空探测进入再入返回技术的发展现状和展望. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 229–238]
- 4 Gui Y W. Combined thermal phenomena of hypersonic vehicle (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2019, 49: 135–149 [桂业伟. 高超声速飞行器综合热效应问题. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49: 135–149]
- 5 Savino R, De Stefano Fumo M, Paterna D, et al. Aerothermodynamic study of UHTC-based thermal protection systems. *Aerospace Sci Tech*, 2005, 9: 151–160
- 6 Glass D. Ceramic matrix composite (CMC) thermal protection systems (TPS) and hot structures for hypersonic vehicles. In: 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. 2008
- 7 Arai Y, Inoue R, Goto K, et al. Carbon fiber reinforced ultra-high temperature ceramic matrix composites: A review. *Ceramics Int*, 2019, 45: 14481–14489
- 8 Liu Q, Liu L, Du Y X, et al. Research of the thermoelastic performance of the functionally graded sandwich slabs with convective-radiative boundary conditions based on FVM (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2022, 52: 124612 [刘琦, 刘磊, 杜雁霞, 等. 对流-辐射换热下功能三明治夹层结构热力耦合FVM研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2022, 52: 124612]
- 9 Stewart D, Leiser D. Lightweight TUFROC TPS for hypersonic vehicles. In: 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. 2006
- 10 Feldman J, Stewart D, Leiser D, et al. TUFROC thermal protection system. In: 2019 Hypersonic Technology & Systems Conference. 2019
- 11 Le V T, Ha N S, Goo N S. Advanced sandwich structures for thermal protection systems in hypersonic vehicles: A review. *Compos Part B-Eng*, 2021, 226: 109301
- 12 Imediegwu C, Murphy R, Hewson R, et al. Multiscale thermal and thermo-structural optimization of three-dimensional lattice structures. *Struct Multidisc Optim*, 2021, 65: 13
- 13 Bhat B N. Aerospace materials and applications. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018
- 14 Xie T, He Y L. Heat transfer characteristics of silica aerogel composite materials: Structure reconstruction and numerical modeling. *Int J Heat Mass Transfer*, 2016, 95: 621–635
- 15 Arnold S M, Murthy P L, Bednarczyk B A, et al. Multiscale modeling of carbon/phenolic composite thermal protection materials: Atomistic to effective properties. National Aeronautics and Space Administration, 2016
- 16 Bai Y, Wang H, Ke F, et al. A view on multi-scale mechanical problems from Columbia tragedy (in Chinese). *Mech Eng*, 2005, 3: 1–6 [白以龙, 汪海英, 柯孚久, 等. 从“哥伦比亚”号悲剧看多尺度力学问题. 力学与实践, 2005, 3: 1–6]
- 17 Liu X, Furrer D, Kusters J, et al. Vision 2040: A roadmap for integrated, multiscale modeling and simulation of materials and systems. National Aeronautics and Space Administration, 2018
- 18 Chen Y, Ma Y, Pan F, et al. Research progress in multi-scale mechanics of composite materials (in Chinese). *Chinese J Solid Mech*, 2018, 39: 1–68 [陈玉丽, 马勇, 潘飞, 等. 多尺度复合材料力学研究进展. 固体力学学报, 2018, 39: 1–68]

- 19 Ferguson J C, Panerai F, Borner A, et al. PuMA: The porous microstructure analysis software. *SoftwareX*, 2018, 7: 81–87
- 20 Arnold S M, Bednarczyk B A, Austin N, et al. Integration of information management system, workflow and computational tools enabling multiscale modeling within an ICME paradigm. In: 57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. 2016
- 21 Tong Z X, He Y L, Tao W Q. A review of current progress in multiscale simulations for fluid flow and heat transfer problems: The frameworks, coupling techniques and future perspectives. *Int J Heat Mass Transfer*, 2019, 137: 1263–1289
- 22 Yang Z, Cui J, Zhou S. Thermo-mechanical analysis of periodic porous materials with microscale heat transfer by multiscale asymptotic expansion method. *Int J Heat Mass Transfer*, 2016, 92: 904–919
- 23 Yang Z, Cui J, Sun Y, et al. Multiscale computation for transient heat conduction problem with radiation boundary condition in porous materials. *Finite Elem Anal Des*, 2015, 102-103: 7–18
- 24 Yu J J, Deng D Y, Luo X G, et al. Multi-scale phenomena in thermal protection materials experienced aero-heating and thermo-ablative modeling forward quantitative analysis (in Chinese). *Phys Gases*, 2021, 6: 1–18 [俞继军, 邓代英, 罗晓光, 等. 材料防热的多尺度现象与隔热建模. 气体物理, 2021, 6: 1–18]
- 25 Voigt W. Über die beziehung zwischen den beiden elastizitätskonstanten isotroper körper. *Wiedemann's Annalen*, 1889, 38: 573–587
- 26 Eshelby J D. The elastic field of an ellipsoidal inclusion, and related problems. *P Roy Soc*, 1957, 241: 376–396
- 27 Hill R. A self-consistent mechanics of composite materials. *J Mech Phys Solids*, 1965, 13: 213–222
- 28 Mori T, Tanaka K. Average stress in matrix and average elastic energy of materials with misfitting inclusions. *Acta Metall*, 1973, 21: 571–574
- 29 Zhang Z, Liu G, Liu T X, et al. Advances in multi-scale method based on the bridging domain decomposition in computational materials science (in Chinese). *Chin J Comput Mech*, 2006, 23: 652–658 [张征, 刘更, 刘天祥, 等. 计算材料科学中桥域多尺度方法的若干进展. 计算力学学报, 2006, 23: 652–658]
- 30 Babuska I. Homogenization approach in engineering. *Comput Meth Appl Sci Eng*, 1976, 134: 137–153
- 31 Liu L, Yan J, Cheng G D. Representative volume element simulation based on energy equivalence of inner cells (in Chinese). *Acta Mech Solid Sin*, 2007, 28: 275–280 [刘岭, 阎军, 程耿东. 考虑内部胞元能量等效的代表体元法. 固体力学学报, 2007, 28: 275–280]
- 32 E W N, Engquist B, Li X T, et al. Heterogeneous multiscale methods: A review. *Commun Comput Phys*, 2007, 2: 367–450
- 33 Liu H, Yang D S, Wu J K, et al. An open-source MATLAB implementation for elastic analyses of heterogeneous materials using the extended multiscale finite element method. *Int J Multiscale Com*, 2021, 19: 19–43
- 34 Jenny P, Lee S H, Tchelepi H A. Multi-scale finite-volume method for elliptic problems in subsurface flow simulation. *J Comput Phys*, 2003, 187: 47–67
- 35 He X, Ren L. Finite volume multiscale finite element method for solving the groundwater flow problems in heterogeneous porous media. *Water Resour Res*, 2005, 41: 10417
- 36 He X G. Multiscale numerical simulation for water flow problems in heterogeneous porous media (in Chinese). Dissertation for the Doctoral Degree. Beijing: China Agricultural University, 2006 [贺新光. 非均质多孔介质中水流问题的多尺度数值模拟. 博士学位论文. 北京: 中国农业大学, 2006]
- 37 Hou T Y, Wu X H. A multiscale finite element method for elliptic problems in composite materials and porous media. *J Comput Phys*, 1997, 134: 169–189
- 38 Kim S E, Yoon H, Lee J. Fast and scalable earth texture synthesis using spatially assembled generative adversarial neural networks. *J Contam Hydrol*, 2021, 243: 103867
- 39 Zhang C, Wu K, Kong X, et al. The effects of interfacial thermal contact resistance between yarns and matrixes on the thermophysical property of the plain woven C/SiC composite. *Appl Therm Eng*, 2023, 229: 120600
- 40 Costa R, Clain S, Machado G J. New cell-vertex reconstruction for finite volume scheme: Application to the convection-diffusion-reaction equation. *Comput Math Appl*, 2014, 68: 1229–1249
- 41 Qian Y, Zhang X, Zhu Y, et al. A novel vertex-centered finite volume method for solving Richards' equation and its adaptation to local mesh refinement. *J Comput Phys*, 2024, 501: 112766
- 42 Yang X, Li S Y, Cai X K, et al. Design method and thermal protection system of high heat load dredging based on directional energy flow transport (in Chinese). China Patent, CN202310443470.4 [杨肖峰, 李思逸, 蔡兴考, 等. 基于能流定向输运的高热载荷疏导设计方法及热防护系统. 中国专利, CN202310443470.4]

Numerical prediction, flight verification, and targeted regulation of multiscale thermal effects in thermal protection structures

YANG XiaoFeng, XIAO GuangMing, LIU Qi, CAI XingKao, LIU Lei, DU YanXia, WEI Dong, YUAN XianXu & TANG ZhiGong

State Key Laboratory of Aerodynamics, Mianyang 621000, China

Composite materials and complex structures are integral to the thermal protection systems of near-space high-speed vehicles, exhibiting macro/microscale thermal effects. These multiscale effects introduce prediction biases in heat transfer characteristics of materials/structures, complicating the evaluation of thermal protection performance. This paper introduces the MMM-CVFVM cross-scale heat transfer prediction method to address these challenges. By integrating a microstructure intelligent reconstruction algorithm, the method effectively predicts multiscale thermal effects in composite materials. The prediction model has been validated through flight experiments with space vehicle models. Using multiscale analysis of directional energy transport, a new ceramic lattice superstructure for thermal protection was designed. Supported by numerical simulations and ground and flight experiments, this design achieves directional weight reduction and temperature control. The multiscale thermal effect prediction model established in this paper provides refined evaluation tools and design paradigms for thermal protection systems. It provides crucial theoretical and technical support for advancing next-generation near-space high-speed vehicles in China.

thermal protection, multiscale, thermal effect, flight experiment, targeted regulation

doi: [10.1360/SST-2024-0153](https://doi.org/10.1360/SST-2024-0153)