

文章编号: 1000-8055(2027)01-20250296-08

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20250296

波纹点阵夹芯平板高温压缩行为的多尺度模拟与试验验证

张 龙, 廖文林, 陈晓光, 范钧滔
(中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为了掌握高超声速飞行器防隔热/承载一体化点阵夹芯平板结构的宏观力学响应规律, 本文开展了波纹点阵夹芯平板高温压缩行为的多尺度模拟与试验验证。首先介绍了通用单胞方法 (general method of cells, GMC) 的基本理论; 然后根据波纹点阵夹芯平板的周期性结构特征, 提取其代表性体积元开展了基于通用单胞方法的多尺度模拟与宏观等效力学性能参数预测; 最后, 设计了高温压缩试验对本文方法进行验证。试验结果表明, 本文方法预测的宏观应力应变曲线、内部细观应力分布与试验结果基本吻合, 所预测的弹性模量与试验测试结果最大相对误差不超过 5.0%。

关 键 词: 波纹点阵夹芯平板; 高温压缩; 多尺度模拟; 试验验证; 通用单胞方法
中图分类号: V41; O342 **文献标志码:** A

Multi-scale simulation and test verification for the high-temperature compression behavior of corrugated lattice sandwich panel

Zhang Long, Liao Wenlin, Chen Xiaoguang, Fan Juntao
(China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: In order to master the macroscopic mechanical response rules of the integrated thermal insulation and load bearing lattice sandwich panel structure of hypersonic aircraft, this paper carried out multi-scale simulation and test verification of the high-temperature compression behavior of corrugated lattice sandwich panels. First, the basic theory of general method of cells (GMC) is introduced. Then, on the basis of the periodic structural characteristics of corrugated lattice sandwich panels, the representative volume element is extracted to carry out multi-scale simulation and macroscopic effective mechanical parameters prediction based on the GMC method. In the end, a high-temperature compression test is designed to verify this developed method. It shows that the macroscopic stress strain curve and interior mesoscopic stress distribution predicted by this method are basically consistent with the test results, and the maximum relative error between the predicted elastic modulus and the test results is within 5.0%.

Keywords: corrugated lattice sandwich panel; high-temperature compression; multi-scale simulation; test verification; general method of cells

增材制造^[1]等先进制造技术的不断突破, 使得基于点阵几何形式设计制造高性能承载结构成为可能^[2]。点阵材料/结构是一种多孔、微观结构呈规则周期性特征的新型功能材料/结构, 具有密

收稿日期: 2025-06-20

基金项目: 四川省自然科学基金(2024NSFSC1349)

作者简介: 张龙(1991—), 男, 工程师, 博士, 研究领域为飞行器结构设计。E-mail: zhanglong@buaa.edu.cn

通信作者: 廖文林(1984—), 男, 正高级工程师, 博士, 研究领域为飞行器结构设计。E-mail: liaowenlin_work@163.com

引用格式: 张龙, 廖文林, 陈晓光, 等. 波纹点阵夹芯平板高温压缩行为的多尺度模拟与试验验证[J]. 航空动力学报, 2027, 42(1): 20250296.
Zhang Long, Liao Wenlin, Chen Xiaoguang, et al. Multi-scale simulation and test verification for the high-temperature compression behavior of corrugated lattice sandwich panel[J]. Journal of Aerospace Power, 2027, 42(1): 20250296.

度低、承载能力强、可设计性高、缓冲吸能等突出优点^[3],近年来受到了越来越多的关注并得到了越来越多的应用,例如点阵结构强化主动冷却的超燃冲压发动机燃烧室^[4]、碳纤维复合材料栅格点阵夹芯圆柱壳^[5]、防隔热/承载一体化蜂窝/波纹/金字塔点阵夹芯平板^[6-9]等。

由于点阵结构微观几何形式复杂,开展其力学性能评估也遇到了新的挑战并引起了越来越多的关注。当前研究主要集中于点阵结构的宏观等效力学性能评估,即采用刚度平均法^[10]、渐进均匀化法^[11]、细观有限元法^[12-13]等手段,预测点阵结构的宏观等效力学性能参数。Maskery 等^[14]采用经验公式计算了体心立方点阵结构的相对密度、弹性模量和极限拉伸强度,并通过试验研究了单胞尺寸及数量对点阵结构宏观等效力学性能的影响。Leary 等^[15]通过仿真和试验对比研究了体心立方点阵结构的宏观应力应变响应情况,得到了相对密度与压缩应力的关系。黄垵轩等^[16]基于 Kriging 模型构建了梯度点阵结构的宏观等效力学性能预测模型,以刚度最大为优化目标,开展了最优化梯度分层设计研究。Liu 等^[17]研究了温度对点阵夹芯结构弯曲性能及损伤模式的影响,并给出了不同温度条件下弯曲刚度与极限载荷之间的数学关系式。

点阵结构具有明显的多尺度特征^[18],开展多尺度模拟技术研究,并通过试验测试点阵夹芯结构内部细观应力/应变修正理论模型,是掌握宏细观力学参量传递模型、准确预测点阵夹芯结构力学响应的关键。但是当前研究大多针对点阵夹芯结构的宏观等效力学性能,而对于多尺度力学行为研究还不足,特别是缺乏相应的试验验证研究。而防隔热/承载一体化点阵夹芯平板结构通常受气动热力载荷耦合作用^[19-20],研究其在高温环境下的力学响应,掌握结构宏细观应力分布特征,对于开展先进飞行器热防护结构优化设计和提高可靠性具有重要意义^[21]。鉴于此,本文针对高超声速飞行器大面积热防护使用的波纹点阵夹芯平板,开展了基于通用单胞方法(general method of cells, GMC)^[22]的高温压缩行为多尺度模拟和试验验证研究。通过该方法,获得了点阵夹芯结构的宏观等效力学性能参数、宏观应力应变曲线以及内部细观应力分布,并与试验验证结果进行了对比分析和讨论。

1 通用单胞方法基本理论

1.1 几何划分

Abouti 等^[22]发展了二维 2×2 划分的单胞方法(method of cells, MOC),以及二维/三维精细划分的通用单胞方法,主要用于纤维增强复合材料及其编织结构的多尺度响应模拟。本文根据波纹点阵夹芯平板的结构特征,拟采用二维通用单胞方法,开展其高温力学响应的多尺度模拟。

首先以纤维增强复合材料为例,简要介绍二维通用单胞方法基本理论的推导过程。如图 1 所示,用 (x_1, x_2, x_3) 表示总体坐标系,根据纤维增强复合材料周期性结构特征,提取其 x_2 、 x_3 方向上的二维重复性单胞(repeating unit cell, RUC),单胞在 x_2 和 x_3 方向的边长分别用 h 和 l 表示。然后,在 x_2 、 x_3 方向分别采用 N_β 、 N_γ 个矩形子胞(Sub-cell),对单胞进行几何划分,子胞在 x_2 和 x_3 方向的边长分别用 h_β 和 l_γ 表示。其中,下标 β 、 γ 表示在总体坐标系 x_2 方向序号为 β 、 x_3 方向序号为 γ 的子胞。以每个子胞的中心为坐标原点,建立局部坐标系 $(x_1, \bar{x}_2^{(\beta)}, \bar{x}_3^{(\gamma)})$ 。

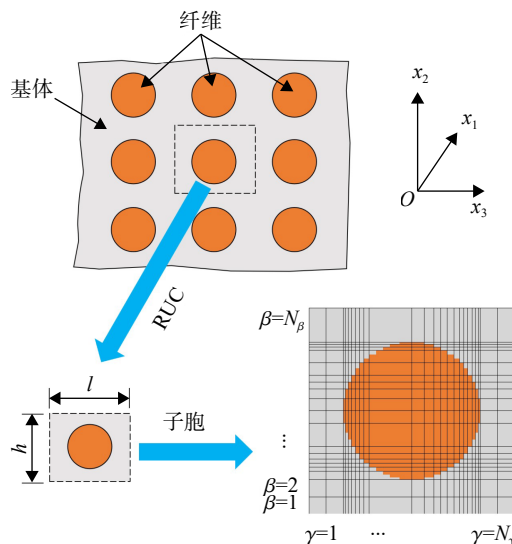


图 1 纤维增强复合材料通用单胞模型示意图

Fig. 1 Sketch of GMC model for fiber reinforced composites

1.2 控制方程

基于图 1 所示的几何划分,可采用体积平均方法得到单胞的宏观等效应力 $\bar{\sigma}$ /应变 $\bar{\epsilon}$ 与子胞的细观应力 $\sigma^{(\beta\gamma)}$ /应变 $\epsilon^{(\beta\gamma)}$ 之间的关系如式(1)所示。式(1)中, $V=hl$ 、 $v_{\beta\gamma}=h_\beta l_\gamma$ 分别表示单胞与子胞的体积。

$$\begin{cases} \bar{\sigma}_{ij} = \frac{1}{V} \sum_{\beta=1}^{N_\beta} \sum_{\gamma=1}^{N_\gamma} v_{\beta\gamma} \sigma_{ij}^{(\beta\gamma)} \\ \bar{\epsilon}_{ij} = \frac{1}{V} \sum_{\beta=1}^{N_\beta} \sum_{\gamma=1}^{N_\gamma} v_{\beta\gamma} \epsilon_{ij}^{(\beta\gamma)} \end{cases} \quad (1)$$

其中子胞的应变 $\epsilon^{(\beta\gamma)}$ 可以根据几何方程计算得到,如式(2)所示。

$$\epsilon_{ij}^{(\beta\gamma)} = \frac{1}{2} (\partial_j u_i^{(\beta\gamma)} + \partial_i u_j^{(\beta\gamma)}) \quad (2)$$

进一步地,子胞的应力可以根据式(3)计算得到,式中 $\mathbf{C}^{(\beta\gamma)}$ 表示子胞材料刚度矩阵,上标 i 和 t 分别表示非弹性项和热效应项。

$$\sigma^{(\beta\gamma)} = \mathbf{C}^{(\beta\gamma)} (\epsilon^{(\beta\gamma)} - \epsilon^i^{(\beta\gamma)} - \epsilon^t^{(\beta\gamma)}) \quad (3)$$

然后,基于子胞之间的位移/应力连续条件、单胞的周期性边界条件、以及力的平衡方程,可以建立子胞的细观应变 $\epsilon^{(\beta\gamma)}$ 与单胞的宏观应变 $\bar{\epsilon}$ 之间的关系如式(4)所示。式中, $\mathbf{A}^{(\beta\gamma)}$ 和 $\mathbf{D}^{(\beta\gamma)}$ 为应变集中系数矩阵,由各子胞尺寸与材料性能决定。

$$\epsilon^{(\beta\gamma)} = \mathbf{A}^{(\beta\gamma)} \bar{\epsilon} + \mathbf{D}^{(\beta\gamma)} (\epsilon_s^i + \epsilon_s^t) \quad (4)$$

最后,将式(2)~式(4)代入式(1),可得到单胞宏观等效应力 $\bar{\sigma}$ /应变 $\bar{\epsilon}$ 关系如下

$$\bar{\sigma} = \mathbf{B} (\bar{\epsilon} - \bar{\epsilon}^i - \bar{\epsilon}^t) \quad (5)$$

其中矩阵 $\mathbf{B}$ 为单胞的宏观等效刚度矩阵,采用式(6)计算。

$$\mathbf{B} = \frac{1}{V} \sum_{\beta=1}^{N_\beta} \sum_{\gamma=1}^{N_\gamma} v_{\beta\gamma} \mathbf{C}^{(\beta\gamma)} \mathbf{A}^{(\beta\gamma)} \quad (6)$$

矩阵 $\bar{\epsilon}^i$ 与 $\bar{\epsilon}^t$ 为单胞的宏观非弹性应变与热应变,采用式(7)计算。

$$\begin{cases} \bar{\epsilon}^i = \frac{\mathbf{B}^{-1}}{V} \sum_{\beta=1}^{N_\beta} \sum_{\gamma=1}^{N_\gamma} v_{\beta\gamma} \mathbf{C}^{(\beta\gamma)} (\mathbf{D}^{(\beta\gamma)} \epsilon_s^i - \epsilon_s^{i(\beta\gamma)}) \\ \bar{\epsilon}^t = \frac{\mathbf{B}^{-1}}{V} \sum_{\beta=1}^{N_\beta} \sum_{\gamma=1}^{N_\gamma} v_{\beta\gamma} \mathbf{C}^{(\beta\gamma)} (\mathbf{D}^{(\beta\gamma)} \epsilon_s^t - \epsilon_s^{t(\beta\gamma)}) \end{cases} \quad (7)$$

1.3 迭代求解

基于以上推导公式,可对宏观等效应力 $\bar{\sigma}$ /应变 $\bar{\epsilon}$ 进行迭代求解。即假设在某增量步中单胞的宏观应变 $\bar{\epsilon}$ 的增量为 $\Delta\bar{\epsilon}$,则采用通用单胞方法进行宏观应力应变的迭代求解过程如下:

- 1) 采用式(4),根据单胞的宏观应变增量 $\Delta\bar{\epsilon}$,计算更新子胞的细观应变增量 $\Delta\epsilon^{(\beta\gamma)}$;
- 2) 采用式(3),计算更新的细观应力 $\sigma^{(\beta\gamma)}$ /应变 $\epsilon^{(\beta\gamma)}$;

3) 根据第2步计算结果,进行子胞的损伤判别与刚度退化,更新应变集中系数矩阵 $\mathbf{A}^{(\beta\gamma)}$ 和 $\mathbf{D}^{(\beta\gamma)}$;

4) 采用式(6)与式(7),计算更新单胞的宏观等效刚度矩阵 $\mathbf{B}$ 、非弹性应变 $\bar{\epsilon}^i$ 、以及热应变 $\bar{\epsilon}^t$;

5) 采用式(5),计算更新宏观应力 $\bar{\sigma}$;

6) 继续下一个增量步。

2 波纹点阵夹芯多尺度模拟

2.1 提取单胞

波纹点阵夹芯平板的结构示意图如图2所示,用 (x_1, x_2, x_3) 表示总体坐标系,可以看出波纹点阵夹芯平板的 x_1 方向类似于纤维增强复合材料的纤维方向,波纹点阵夹芯平板的 x_2 方向类似于纤维增强复合材料的面外方向,波纹点阵夹芯平板的 x_3 方向类似于纤维增强复合材料的纤维横向。并且,波纹点阵夹芯平板在 x_1 与 x_3 方向上呈现出周期性结构特征。根据这一结构特征,可提取其重复性单胞如图2所示。

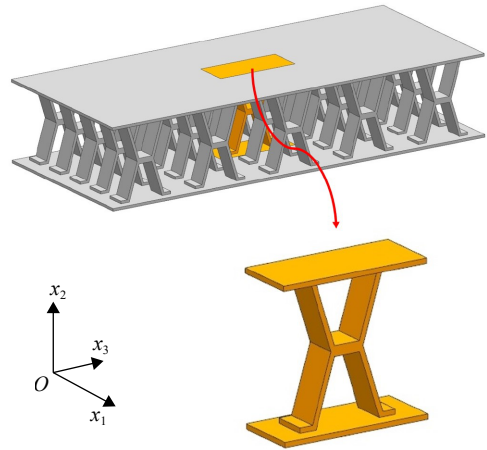


图2 波纹点阵夹芯平板的单胞提取示意图

Fig. 2 Sketch of extracting RUC for corrugated lattice sandwich panel

2.2 子胞划分

从图2可以看出,所提取的单胞呈三维空间变化,还无法采用文中第2节的二维通用单胞方法直接进行模拟。为此,还需要进一步对单胞进行拆解,如图3所示。首先将单胞划分为三部分,即中间的单胞1和两侧单胞2。基于混合法则,原始单胞的宏观等效力学性能参数,可以依据单胞1和单胞2的宏观等效力学性能参数,采用Chamis公式^[23]计算得到。

其中,单胞1的结构沿 x_1 方向无变化,仅沿 x_2 与 x_3 方向变化,即呈现出二维结构特征,可以

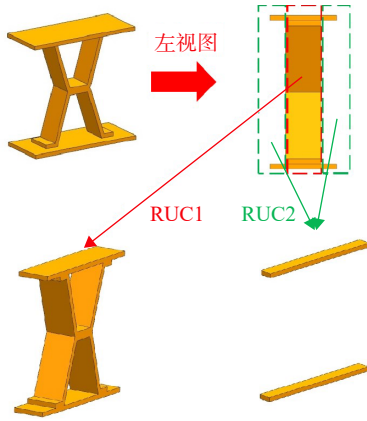


图 3 将原始单胞分解为单胞 1 和单胞 2

Fig. 3 Dividing original RUC into RUC1 and RUC2

采用文中第 2 节的二维通用单胞方法进行模拟。基于图 1 所示的研究思路,对图 3 的单胞 1 进行几何划分,得到的通用单胞模型如图 4 所示,共包含 $34 \times 42 = 1428$ 个矩形子胞。其中,黄色矩形子胞表示波纹点阵夹芯平板的本体材料,灰色矩形子胞表示波纹点阵之间的空隙或者填充物。

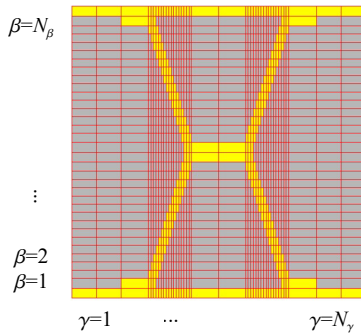


图 4 单胞 1 的子胞划分示意图

Fig. 4 Sketch of dividing RUC1 into subcells

单胞 2 由上下面板与中空层组成,其宏观等效力学性能参数也可以依据上下面板和中空层的力学性能参数,简单采用 Chamis 公式^[23]计算得到,不作展开叙述,后文仅介绍基于通用单胞方法对单胞 1 进行的多尺度模拟。

2.3 多尺度模拟

采用图 4 所示的 GMC 模型开展点阵夹芯平板的多尺度模拟仿真,分别沿 x_1 、 x_2 与 x_3 方向施加 0.001 的正应变,并沿 x_{12} 、 x_{13} 与 x_{23} 方向施加 0.001 的切应变,计算所得的单胞内细观应力分布结果如图 5 所示。本算例中,单胞的上下面板和夹芯点阵均采用 GH3625 材料,填充材料为低密度隔热材料气凝胶。由于气凝胶材料的弹性模量极低,约 $0.5 \sim 4.5 \text{ MPa}$ ^[24],不足 GH3625 材料的弹性模量

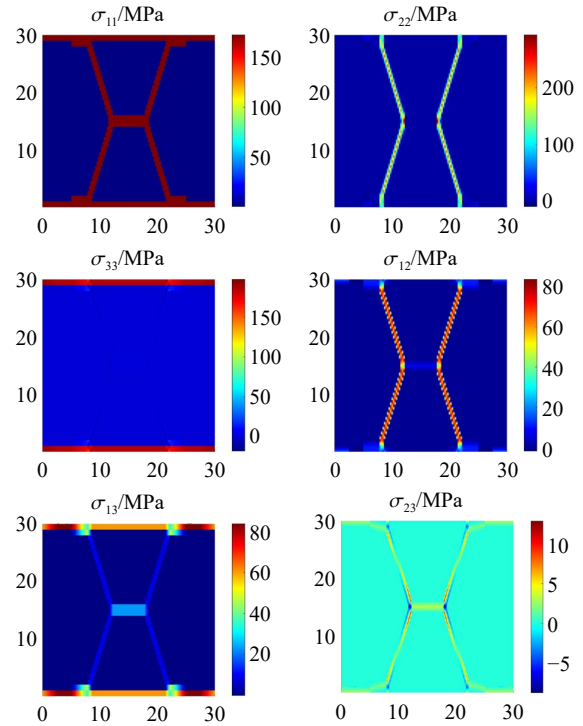


图 5 GMC 模型多尺度模拟结果

Fig. 5 Multi-scale simulated results of the GMC model

(室温 206 GPa、600 °C 下 173 GPa) 的万分之一。因此,该 GMC 模型所受的载荷主要由 GH3625 材料的上下面板和夹芯点阵承担,气凝胶填充材料刚度弱易变性,应力接近于 0。

采用细观有限元法^[12-13]计算得到单胞 1 的细观应力分布结果如图 6 所示,用于对比验证本文

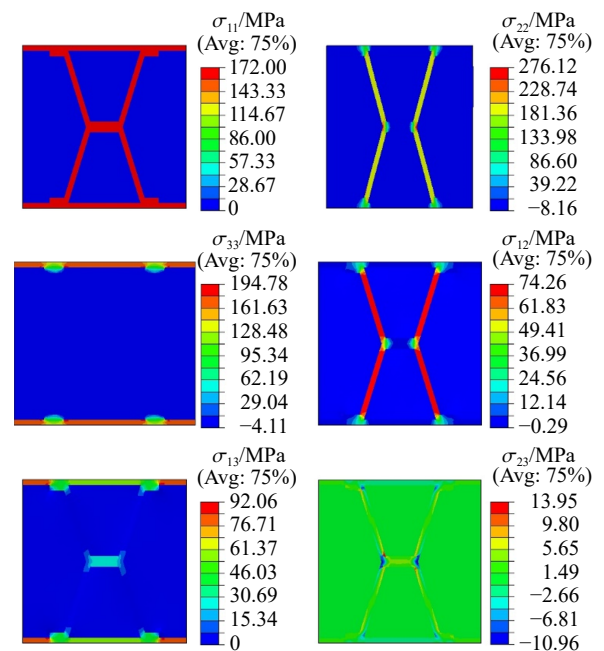


图 6 细观有限元法模拟结果

Fig. 6 Simulated results of meso-scale FEM

方法的准确性。对比图 5 与图 6 可以看出, 本文方法与细观有限元法模拟所得的应力分布结果一致, 最大应力结果也吻合较好, 证明了本文方法的准确性。

从图 5 与图 6 还可以看出, 当点阵夹芯平板受沿 x_1 方向的作用力时, 上下面板和夹芯点阵均匀承载; 当点阵夹芯平板受沿 x_2 方向的作用力时, 主要由夹芯点阵承载; 当点阵夹芯平板受沿 x_3 方向的作用力时, 主要由上下面板承载; 当点阵夹芯平板受沿 x_{12} 方向的剪切作用时, 主要由夹芯点阵承载; 当点阵夹芯平板受沿 x_{13} 方向的剪切作用时, 主要由上下面板承载; 当点阵夹芯平板受沿 x_{23} 方向的剪切作用时, 主要由上下面板和夹芯点阵承载。

2.4 宏观等效力学性能参数

从图 2 可以看出, 波纹点阵夹芯平板在 x_1 与 x_3 方向上呈现出不同的周期性结构特征, 导致其在宏观上表现为正交各向异性。其应力应变关系可以表示为

$$\bar{\varepsilon}_{kl} = S_{ijkl} \bar{\sigma}_{ij} \quad (8)$$

式中 $\bar{\sigma}_{ij}$ 、 $\bar{\varepsilon}_{kl}$ 分别为单胞的平均应力和平均应变, 可采用式(1)计算; S_{ijkl} 表示等效柔度矩阵, 其表达式为

$$S_{ijkl} = \begin{Bmatrix} \frac{1}{E_{11}} & -\frac{\nu_{12}}{E_{11}} & -\frac{\nu_{13}}{E_{11}} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_{11}} & \frac{1}{E_{22}} & -\frac{\nu_{23}}{E_{22}} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_{11}} & -\frac{\nu_{23}}{E_{22}} & \frac{1}{E_{33}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{31}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{Bmatrix} \quad (9)$$

根据文中第 3.3 节的 GMC 模型多尺度模拟结果, 可以计算得到 $\bar{\sigma}_{ij}$ 、 $\bar{\varepsilon}_{kl}$ 。代入式(8), 即可解得等效柔度矩阵 S_{ijkl} , 最后从 S_{ijkl} 中计算得到宏观等效材料常数, 结果如表 1 所示。

表 1 单胞 1 的宏观等效材料参数

Table 1 Macroscopic effective material property parameters for RUC1

材料性能	数值
E_{11} /GPa	26.62

续表

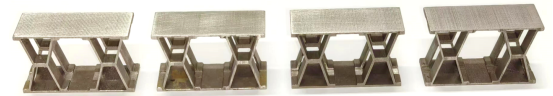
材料性能	数值
E_{22} /GPa	9.96
E_{33} /GPa	12.40
ν_{12}	0.33
ν_{13}	0.33
ν_{23}	0.10
G_{12} /GPa	3.89
G_{13} /GPa	5.45
G_{23} /GPa	0.30

3 试验验证

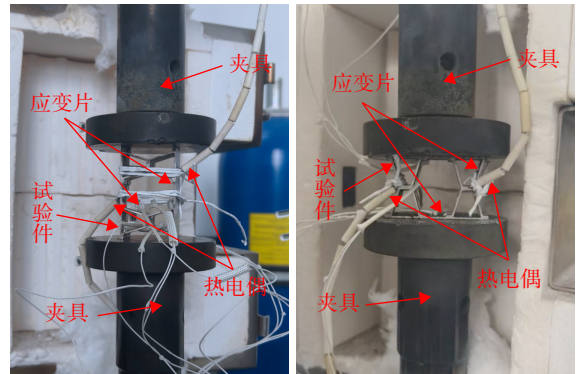
3.1 测试方法

高超飞行器飞行过程中, 波纹点阵夹芯平板主要承受气动热载荷和气动压力载荷。其中, 气动压力载荷为面外压缩; 气动热载荷使得平板升温发生面内膨胀, 而平板四周边界上的约束又要抑制其膨胀变形, 因此体现为面内压缩。总之, 波纹点阵夹芯平板典型的载荷模式为面内压缩和面外压缩。鉴于此, 本文开展了波纹点阵夹芯平板的在 600 °C 高温下的面内压缩和面外压缩试验, 以验证本文所发展的多尺度模拟方法。

所采用波纹点阵夹芯平板试验件共 4 件, 如图 7(a) 所示。其中两件用于 600 °C 高温下的面内压缩测试(图 7(b)), 两件用于 600 °C 高温下的面外压缩测试(图 7(c))。试验件外面板表面和内部点阵筋板上各粘贴 1 个热电偶, 用于监测试验件温度是否已经均匀、稳定; 外面板内壁面与



(a) 试验件



(b) 面内压缩

(c) 面外压缩

图 7 波纹点阵夹芯平板高温力学性能验证试验

Fig. 7 Verification test for high-temperature mechanical property of the corrugated lattice sandwich panel

内部点阵筋板上亦各粘贴 1 个高温应变片,用于测量压缩过程中点阵夹芯平板内部的细观应变变化情况。

试验前,首先采用高温炉对试验件进行加热,待热电偶读数上升稳定至 600 ℃ 后,保温 15min,然后再开始面内/面外压缩试验。试验过程中,同步记录试验机夹具的载荷/位移数据,以及高温应变片的应变数据。

3.2 分析讨论

(1)宏观应力应变曲线

图 8 为点阵夹芯平板试验件面内压缩时点阵结构宏观应力应变曲线的多尺度模拟结果与试验件 1、试验件 2 测试结果对比;图 9 为点阵夹芯平板试验件面外压缩时点阵结构宏观应力应变曲线的多尺度模拟结果与试验件三/四测试结果对比。其中,图中的多尺度模拟结果的宏观应力应变曲线是根据所计算的弹性模量直接生成的,即其各方向宏观应力应变曲线的斜率直接采用该方向弹

性模量。需要注意的是,此处的弹性模量不是表 1 中的弹性模量(单胞 1)。如前所述,点阵结构的弹性模量由单胞 1 和单胞 2 的弹性模量采用混合法则 Chamis 公式^[23]计算得到。

从图 8 与图 9 可以看出,试验测试的宏观应力应变曲线初始加载部分接近线弹性,但是当载荷继续增大时,内部细观应力超过了材料屈服值,以致内部点阵筋板发生屈服或者屈曲变形,使得曲线表现出明显的非线性特征。随着载荷继续增大,内部细观应力超过了材料承载极限,材料发生破坏导致曲线越过峰值后开始下降。一般来说,大面积热防护结构在线弹性范围内使用^[25-26],因此本研究的多尺度模拟不包含非线性项,所模拟生成的宏观应力应变曲线是线弹性的。对比图 8 与图 9 可以看出,多尺度模拟结果与试验初始加载部分接近线弹性的应力应变曲线基本吻合。

(2)宏观等效力学性能参数

为了定量对比多尺度模拟结果与试验测试结果的相对误差,表 2 给出了两种方法获得的宏观等效力学性能参数结果。其中,试验测试的弹性模量结果,是采用所测得的应力应变曲线初始加载近线弹性部分数据进行拟合得到的,即在曲线出现明显的非线性拐点之前。按保守原则,本研究采用宏观应变小于 0.1% 的曲线段数据进行拟合。从表 2 可以看出,根据多尺度模拟预测的弹性模量结果值与试验测试结果值基本吻合,最大相对误差为 4.48%,不超过 5.0%,预测精度较高。

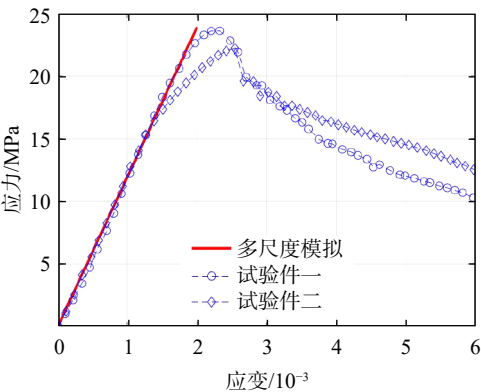


图 8 面内压缩宏观应力应变曲线对比
Fig. 8 Comparison of macroscale strain-stress curves for the in-plane compression

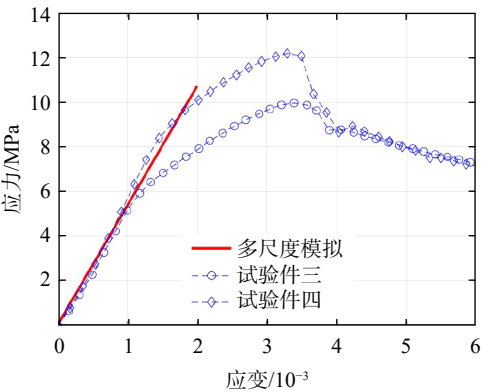


图 9 面外压缩宏观应力应变曲线对比
Fig. 9 Comparison of macroscale strain-stress curves for the out-of-plane compression

表 2 宏观等效材料性能参数结果对比
Table 2 Comparison of macroscopic effective material property parameters

材料性能	模拟结果	测试结果
E_{11}/GPa	16.09	
E_{22}/GPa	5.36	5.21 (Specimen #3) 5.60 (Specimen #4)
E_{33}/GPa	11.97	11.85 (Specimen #1) 12.22 (Specimen #2)
ν_{12}	0.18	
ν_{13}	0.33	
ν_{23}	0.05	
G_{12}/GPa	2.09	
G_{13}/GPa	5.45	
G_{23}/GPa	0.16	

(3)内部细观应力分布

图 10 为点阵夹芯平板试验件面内压缩时点

阵结构内部细观应力分布的多尺度模拟结果与试验件1、试验件2测试结果对比;图11为点阵夹芯平板试验件面外压缩时点阵结构内部细观应力分布的多尺度模拟结果与试验件3、试验件4测试结果对比。图中,测点1位于外面板内壁面中部,测点2位于内部点阵筋板上;横坐标表示试验加载或多尺度模拟时试验件所受到的压缩量,纵坐标表示随着压缩量增加测点位置的应力变化情况。

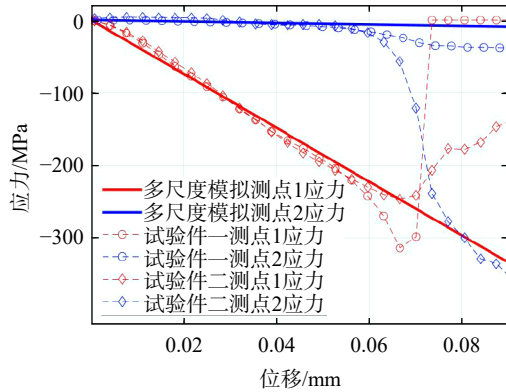


图10 面内压缩内部细观应力结果对比

Fig. 10 Comparison of interior mesoscale stress results for the in-plane compression

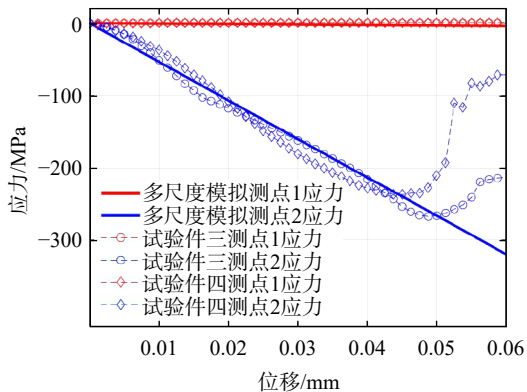


图11 面外压缩内部细观应力结果对比

Fig. 11 Comparison of interior mesoscale stress results for the out-of-plane compression

从图10与图11可以看出,试验初始加载部分的内部细观应力分布变化接近线弹性,多尺度模拟结果与试验测试结果基本吻合。当试验件受面内压缩时,外面板(测点1)应力较大,内部筋板(测点2)应力较小,即受面内压缩时波纹点阵夹芯平板结构主要由外面板承载;当试验件受面外压缩时,外面板(测点1)应力较小,内部筋板(测点2)应力较大,即受面外压缩时波纹点阵夹芯平板结构主要由内部点阵筋板承载。

4 结 论

1) 本文基于通用单胞方法发展的多尺度模拟技术,可用于模拟获取波纹点阵夹芯平板结构的宏观力学响应和内部细观应力分布。

2) 本文方法不包含非线性项,多尺度模拟结果与试验初始加载部分接近线弹性的应力应变曲线基本吻合。

3) 本文方法预测的弹性模量结果值与试验测试结果值最大相对误差不超过5.0%。

4) 本文方法预测的内部细观应力分布与试验测试结果基本吻合,受面内压缩时波纹点阵夹芯平板结构主要由外面板承载,受面外压缩时波纹点阵夹芯平板结构主要由内部点阵筋板承载。

参考文献:

- [1] Blakey-milner B, Gradl P, Snedden G, et al. Metal additive manufacturing in aerospace: a review[J]. *Materials & Design*, 2021, 209: 110008.
- [2] 杨伟东, 李浩南, 王媛媛, 等. 面向增材制造的非均匀点阵结构综述[J]. *机械科学与技术*, 2024, 43(8): 1283-1296.
Yang Weidong, Li Haonan, Wang Yuanyuan, et al. Review of non-uniform lattice structures for additive manufacturing[J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2024, 43(8): 1283-1296. (in Chinese)
- [3] 吴文旺, 夏热. 轻质点阵超结构设计及多功能力学性能调控方法[J]. *力学进展*, 2022, 52(3): 673-718.
Wu Wenwang, Xia Re. Design of lightweight lattice meta-structures and approaches to manipulate their multi-functional mechanical properties[J]. *Advances in Mechanics*, 2022, 52(3): 673-718. (in Chinese)
- [4] 徐熠熠, 胡建新, 苗训, 等. 超燃冲压发动机热防护技术及点阵结构应用[J]. *空天技术*, 2024(4): 24-42.
Xu Yiyi, Hu Jianxin, Miao Xun, et al. Thermal protection technology and lattice structure application of scramjet engine[J]. *Aerospace Technology*, 2024(4): 24-42. (in Chinese)
- [5] Fan Hualin, Fang Daining, Chen Liming, et al. Manufacturing and testing of a CFRC sandwich cylinder with Kagome cores[J]. *Composites Science and Technology*, 2009, 69(15/16): 2695-2700.
- [6] 时圣波, 唐硕, 梁军. 临近空间飞行器防隔热/承载一体化热结构设计及力/热行为[J]. *装备环境工程*, 2020, 17(1): 36-42.
Shi Shengbo, Tang Shuo, Liang Jun. Design and thermomechanical behavior of full-composite structurally integrated thermal protection structure for near space vehicles[J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2020, 17(1): 36-42. (in Chinese)
- [7] Le V T, Ha N S, Goo N S. Advanced sandwich structures for thermal protection systems in hypersonic vehicles: a review[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2021, 226: 109301.
- [8] Xu Yingjie, Xu Ningxin, Zhang Weihong, et al. A multi-layer integrated thermal protection system with C/SiC composite and Ti alloy lattice sandwich[J]. *Composite Structures*, 2019, 230: 111507.
- [9] Chen Junwei, Hu Li, Wu Jing, et al. Bilayer lattice structure integrated with phase change material for innovative thermal protec-

- tion system design[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 141: 108576.
- [10] 孔春元, 孙志刚, 高希光, 等. 2.5 维 C/SiC 复合材料单胞模型及刚度预测[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(11): 2459-2467.
Kong Chunyuan, Sun Zhigang, Gao Xiguang, et al. Unit cell of 2.5 dimension C/SiC and its stiffness prediction[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(11): 2459-2467. (in Chinese)
- [11] De Macedo R Q, Ferreira R T L, Guedes J M, et al. Intraply failure criterion for unidirectional fiber reinforced composites by means of asymptotic homogenization[J]. *Composite Structures*, 2017, 159: 335-349.
- [12] 张超, 许希武, 许晓静. 三维多向编织复合材料宏细观力学性能有限元分析研究进展[J]. *复合材料学报*, 2015, 32(5): 1241-1251.
Zhang Chao, Xu Xiwu, Xu Xiaojing. Research progress in finite element analysis on macro-meso mechanical properties of 3D multi-directional braided composites[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2015, 32(5): 1241-1251. (in Chinese)
- [13] 胡殿印, 曾雨琪, 张龙, 等. 二维编织 SiC/SiC 陶瓷基复合材料宏观弹性常数预测及模态试验研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(2): 465-472.
Hu Dianyin, Zeng Yuqi, Zhang Long, et al. Effective elastic constants prediction and modal test of 2D braided SiC/SiC ceramic matrix composites[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(2): 465-472. (in Chinese)
- [14] Maskery I, Aremu A O, Simonelli M, et al. Mechanical properties of Ti-6Al-4V selectively laser melted parts with body-centred-cubic lattices of varying cell size[J]. *Experimental Mechanics*, 2015, 55(7): 1261-1272.
- [15] Leary M, Mazur M, Elambasseril J, et al. Selective laser melting (SLM) of AlSi₁₂Mg lattice structures[J]. *Materials & Design*, 2016, 98: 344-357.
- [16] 黄培轩, 丁喆, 张严, 等. 高承载梯度分层点阵结构的拓扑优化设计方法[J]. *力学学报*, 2023, 55(2): 433-444.
Huang Kaixuan, Ding Zhe, Zhang Yan, et al. Topological optimization design method of layer-wise graded lattice structures with high load-bearing[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2023, 55(2): 433-444. (in Chinese)
- [17] Liu Jiayi, Zhu Xiang, Li Tianyun, et al. Experimental study on the low velocity impact responses of all-composite pyramidal truss core sandwich panel after high temperature exposure[J]. *Composite Structures*, 2014, 116: 670-681.
- [18] 肖李军, 李实, 冯根柱, 等. 增材制造三维微点阵材料力学性能表征与细观优化设计研究进展[J]. *固体力学学报*, 2023, 44(6): 718-754.
Xiao Lijun, Li Shi, Feng Genzhu, et al. Research progress in mechanical characterization and mesoscopic optimal design of additively-manufactured 3D microlattice materials[J]. *Chinese Journal of Solid Mechanics*, 2023, 44(6): 718-754. (in Chinese)
- [19] 周印佳, 孟松鹤, 解维华, 等. 高超声速飞行器热环境与结构传热的多场耦合数值研究[J]. *航空学报*, 2016, 37(9): 2739-2748.
Zhou Yinjia, Meng Songhe, Xie Weihua, et al. Multi-field coupling numerical analysis of aerothermal environment and structural heat transfer of hypersonic vehicles[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(9): 2739-2748. (in Chinese)
- [20] Wang Huanfang, Gong Zheng, Gu Jiahui, et al. In-situ 3D visualization of high-temperature damage of ceramifiable FRP composites under compressive loading using X-ray tomography and deep learning[J]. *Journal of Materials Science & Technology*, 2026, 243: 209-219.
- [21] 柏龙, 熊飞, 陈晓红, 等. SLM 制备的 Ti₆Al₄V 轻质点阵结构多目标结构优化设计研究[J]. *机械工程学报*, 2018, 54(5): 156-165.
Bai Long, Xiong Fei, Chen Xiaohong, et al. Multi-objective structural optimization design of Ti₆Al₄V lattice structure formed by SLM[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2018, 54(5): 156-165. (in Chinese)
- [22] Aboudi J. The generalized method of cells and high-fidelity generalized method of cells micromechanical models: a review[J]. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, 2004, 11(4/5): 329-366.
- [23] Sendekyj G P, Wang S S, Steven Johnson W, et al. Mechanics of composite materials: past, present, and future[J]. *Journal of Composites Technology and Research*, 1989, 11(1): 3.
- [24] 祖国庆, 沈军, 邹丽萍, 等. 弹性气凝胶的制备及其力学、热学性能研究[J]. *无机材料学报*, 2014, 29(4): 417-422.
Zu Guoqing, Shen Jun, Zou Liping, et al. Preparation, mechanical properties and thermal properties of elastic aerogels[J]. *Journal of Inorganic Materials*, 2014, 29(4): 417-422. (in Chinese)
- [25] 邓通相, 匡格平, 胡兆财, 等. 多再入工况下一体化热防护系统拓扑优化设计[J]. *应用数学和力学*, 2023, 44(11): 1299-1310.
Deng Tongxiang, Kuang Geping, Hu Zhaoai, et al. Topology optimizations of integrated thermal protection systems in multiple reentry load cases[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2023, 44(11): 1299-1310. (in Chinese)
- [26] 徐世南, 吴催生. 导弹结构热防护一体化设计与优化[J]. *国防科技大学学报*, 2020, 42(2): 78-84.
Xu Shinan, Wu Cuisheng. Design and optimization of structure-thermal protection integrated for missile[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2020, 42(2): 78-84. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)