

基于 FEA 的复合材料结构极限承载失效预测

章凌¹, 赵优存², 李祎², 杨帆¹, 崔浩²

(1. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076;

2. 西北工业大学民航学院, 太仓 215513)

摘要: 针对复合材料层合板失效分析, 基于经典层合板理论与一阶剪切变形理论, 通过层合板等效刚度以及各单层板的应力-应变建立了一种并行多尺度方法, 并基于此方法采用 FORTRAN 语言编写了子程序, 通过与试验结果以及有限元分析 (Finite Element Analysis, FEA) 软件内嵌的复合材料失效模型进行对比, 证实了并行多尺度方法的可行性, 实现了对复合材料层合板在多种工况情况下的渐进损伤分析。

关键词: 复合材料; 并行多尺度方法; 渐进损伤分析

中图分类号: V214.8

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2023) 05-0029-09

Failure Prediction of Composite Structures Based on FEA

ZHANG Ling¹, ZHAO Youcun², LI Yi², YANG Fan¹, CUI Hao²

(1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China;

2. Northwestern Polytechnical University, Taicang 215513, China)

Abstract: For the failure analysis of composite laminates, this paper establishes a parallel multi-scale method based on classical laminate theory by equivalent stiffness of the laminate and stress-strain of each single layer plate. Based on this method, a subroutine is written in FORTRAN language. By comparing with experimental results and the composite material failure model embedded in Finite Element Analysis (FEA) software, the feasibility of the parallel multiscale method is verified, and the progressive damage analysis of composite laminates under various working conditions is realized.

Key words: Composite; Parallel multiscale method; Progressive damage analysis

0 引言

连续纤维增强树脂基复合材料是以树脂聚合物为基体、连续纤维等为增强材料, 通过复合工艺制备而成的高性能材料, 具有高比强度、高比刚度和耐腐蚀等诸多优点^[1], 广泛应用于 C929 宽体客机、长江系列涡扇发动机以及新一代运载火箭等国产重大装备^[2]。

对于纤维增强复合材料的损伤分析, 由于试

验成本较高, 业内广泛使用有限元对试验进行模拟仿真, 并且通过渐进损伤模型预测复合材料结构的失效过程^[3]。现有有限元软件的内置损伤材料模型多数基于二维层合板理论, 有限元分析 (Finite Element Analysis, FEA) 软件中虽然内嵌三维正交各向异性模型, 但仍然缺乏三维失效判据^[4], 这导致当使用内嵌 Hashin、LaRC03 等失效判据进行失效判断或通过用户自定义子程序引入其他失效判据时, 常需要针对层合板每一层分别

收稿日期: 2023-06-25; 修订日期: 2023-09-08

基金项目: 国家自然科学基金面上项目 (12072289)

作者简介: 章凌 (1985-), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为复合材料结构强度分析。

通信作者简介: 赵优存 (1998-), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为复合材料面内剪切非线性。

建立单层模型^[5-6]。这种较为精细的模型计算效率低，计算时间长，为此，Chou等^[7]提出一种关于复合材料层合板的三维等效弹性常数计算方法，通过各单层板的属性可计算出层合板的三维等效弹性常数，从而显著提高复合材料层合板，特别是厚板问题的计算效率，但Chou等仅是通过该方法对一简单的层合板问题进行研究，得出各层对应的应力、应变场，仍未解决层合板的失效问题。在此方法基础上，Bogetti等^[8]针对厚板的失效问题，在多尺度计算方法中加入损伤准则，并基于FORTRAN语言编写有限元子程序求解厚板问题；Staniszewski等^[9]在Bogetti的工作基础上增加了材料的非线性，完善了材料的响应。上述两种针对厚板的多尺度损伤计算方法，需要在计算过程中不断获取单元的信息，包括材料以及铺层信息，这种读取会造成计算效率的降低，贾利勇等^[4]基于上述研究成果针对厚板问题提出了一种新的非线性多尺度分析方法，该方法通过刚度等效和应力-应变分解建立了一种多尺度分析模型，实现了复合材料厚板结构在子层压板水平的计算以及在铺层水平的失效判断，并通过编写子程序对复合材料首层失效进行判断。这种方法仅能判断复合材料首层的失效，无法解决复合材料层合板的渐进失效问题，同时，该方法未考虑层合板处于小应变阶段时各铺层未进入损伤状态，而是在层合板每个应变阶段均对各铺层进行损伤判断，这会导致计算效率降低。

本文采用并行多尺度的方法，基于经典层合板理论根据各单层板的铺层信息以及材料刚度计算层合板的等效刚度。在层合板小应变阶段不考虑各铺层损伤，超出一定应变阈值后，引入多种失效判据对各单层板进行渐进损伤判断，将仿真结果与FEA软件内嵌判据结果以及试验结果进行对比，以验证该方法的效率与准确性。

1 数值模型

1.1 并行多尺度计算流程

基于并行多尺度方法，本文编写的子程序其计算过程如图1所示。与通常理解的介于宏观-微观-微观体系的多尺度方法不同，本文所指多尺度参考贾利勇等^[4]、Bogetti等^[8]以及Staniszewski等^[9]关于厚板问题所提出的多尺度理解，即对于层合板从“层合板整体”到“其中每一层”两个尺度进行分析。基于该方法的层合板有限元模型，

一个单元中包含 N 个铺层，该单元即为一个层合板单元。计算起始时输入各单层板刚度，从而计算得出层合板的等效刚度。层合板在载荷较低时处于线弹性阶段，此时无需对各单层板进行损伤判断；随着加载载荷的增大，当层合板的应变大于预设安全阈值时，开始对每一层单层板进行损伤判断。对损伤后的单层板的刚度进行折减，并反馈计算得出损伤后层合板的等效刚度，最后更新应力矩阵，进行下一个的加载步。

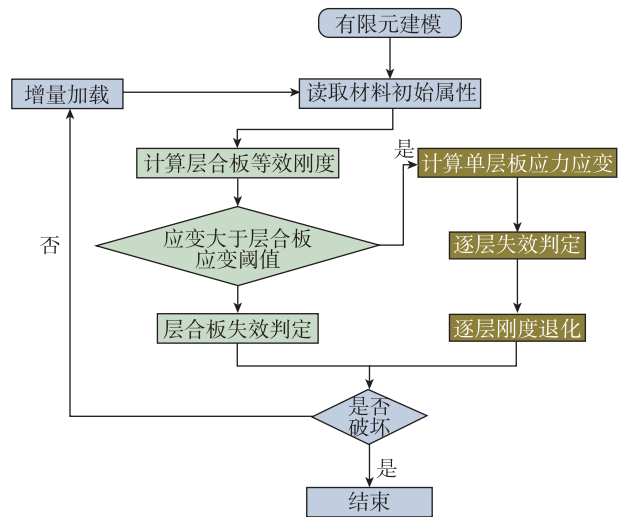


图1 并行多尺度方法计算流程图

Fig. 1 Flowchart of the parallel multiscale method

1.2 层合板弹性响应

在并行多尺度方法中，对于层合板有限元模型，一个单元中包含 N 个铺层，该单元即为一个层合板单元，通过经典层合板理论层合板的等效刚度可由下式计算得出

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (t_k - t_{k-1}), (i, j = 1, 2, 6) \quad (1)$$

$$C_{ij} = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (t_k - t_{k-1}), (i, j = 3, 4, 5) \quad (2)$$

式中， A 是拉伸刚度矩阵， C 是层间刚度矩阵， \bar{Q} 是在全局坐标下单层板的二维刚度矩阵， t_k 是第 k 层板上表面的厚度方向坐标，其中， $t_0 = -t/2$ ， $t_k = t/2$ ， t 为单层板的厚度。

子程序中，通过输入层合板的等效刚度可从FEA有限元软件中反馈计算得到层合板的应变以及应力。当层合板应变值大于预设应变阈值时，进入单层板的损伤判断，基于正交各向异性复合材料的应力应变关系^[10]，相对于材料主轴坐标系，单层板面内应力应变关系为

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_{11} \\ \epsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, Q_{66} = G_{12}$$

$$Q_{12} = Q_{21} = \frac{E_1\nu_{21}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, Q_{26} = \frac{E_1\nu_{21}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (4)$$

式中, σ_{11} , σ_{22} , τ_{12} 是单层板的面内应力分量; ϵ_{11} , ϵ_{22} , γ_{12} 是上述应力对应应变。 E_1 与 E_2 分别是平行于纤维方向和垂直于纤维方向的杨氏弹性模量; G_{12} 是面内剪切模量; ν_{12} 与 ν_{21} 为面内泊松比。

单层板层间应力应变关系为

$$\begin{bmatrix} \sigma_{33} \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{33} & 0 & 0 \\ 0 & Q_{44} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{55} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_{33} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$Q_{33} = E_3, Q_{44} = G_{23}, Q_{55} = G_{13} \quad (6)$$

式中: σ_{33} , τ_{23} , τ_{13} 是单层板的层间应力分量; ϵ_{33} , γ_{23} , γ_{13} 是上述应力对应应变。 E_3 是垂直于单层板平面方向的杨氏弹性模量; G_{23} 与 G_{13} 是层间剪切模量。

1.3 渐进损伤模型

本文针对单层板纤维、基体以及层间 3 个维度的损伤判断, 分别采用基于应力描述的最大应力准则、二维 Puck 失效准则^[11] 和 Ye 分层失效准则^[12] 来判断各单层板的初始失效。相较于以往学者仅采用一种失效准则对材料的损伤进行分析, 此处所界定的 3 种准则同时对单层板进行 3 个维度的失效判断仍然合理, 原因如下:

纤维层面采用最大应力准则进行判断实际是对二维 Puck 失效准则定义纤维失效的一种简化。二维 Puck 失效准则认为考虑泊松比效应引起的应力放大效应影响, 纤维的失效实际上受横向应力的影响, 即纤维拉伸破坏危险系数 $f_{FF,T} = \frac{1}{X_T} \left[\sigma_{11} - \left(\nu_{12} - \frac{E_{11}}{E_{11f}} \nu_{f21} \right) \sigma_{22} \right]$, 但实际上对于本文所研究多层板问题, 纤维临近破坏时横向应力做出的贡献较小, 同时并不可能出现仅由于横向应力造成的纤维破坏。简化对纤维失效的判断能大大减少计算量, 同时不至于产生错误的失效模式判断, 对精度的影响不大。同时由于二维 Puck 失效准则中未对层间失效进行判断, 故用 Ye 分层失效准则补充了针对这一维度的损伤判定。

以下是对材料各方向损伤起始的定义, 有效应力被用来判定材料的损伤起始, 当纤维出现拉伸破坏 ($\sigma_{11} \geq 0$) 时

$$f_{FF,T} = \frac{\sigma_{11}}{X_T} \geq 1 \quad (7)$$

当纤维出现拉伸破坏 ($\sigma_{11} < 0$) 时

$$f_{FF,C} = \frac{|\sigma_{11}|}{X_C} \geq 1 \quad (8)$$

相较于二维 Puck 失效准则, 三维 Puck 失效准则具有更好的预测结果, 但后者的理论需要进行额外的算法来搜索潜在的断裂平面, 这一步需要消耗大量的计算时间, 故此处选择 Puck 理论的平面应力格式^[13] 对基体损伤进行简单讨论, 二维 Puck 失效准则认为基体失效有 3 种模式, 即基体拉伸失效 (模式 A)、基体压缩失效 (模式 B) 以及基体由于更大的压缩应力而失效 (模式 C)。

当基体出现拉伸破坏 ($\sigma_{22} \geq 0$) 时, 基体破坏为模式 A

$$f_{IFF,T} = \sqrt{\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left(1 - p_{vp}^+ \frac{Y_T}{S_{12}} \right)^2 \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T} \right)^2} + p_{vp}^+ \frac{\sigma_{22}}{S_{12}} \quad (9)$$

当基体因较小压缩应力被破坏时 ($\sigma_{22} < 0$ 并且 $0 \leq \left| \frac{\sigma_{22}}{\sigma_{12}} \right| \leq \frac{R_{\sigma v}^A}{|\tau_{12C}|}$) 时, 基体破坏为模式 B

$$f_{IFF,C} = \frac{1}{S_{12}} (\sqrt{\tau_{12}^2 + (p_{vp}^- \sigma_{22})^2} + p_{vp}^- \sigma_{22}) \quad (10)$$

当基体因较大压缩应力被破坏时 ($\sigma_{22} < 0$ 并且 $0 \leq \left| \frac{\sigma_{12}}{\sigma_{22}} \right| \leq \frac{|\tau_{12C}|}{R_{\sigma v}^A}$) 时, 基体破坏为模式 C

$$f_{IFF,C} = \left[\left(\frac{\tau_{12}}{2(1 + p_{\sigma v}) S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C} \right)^2 \right] \frac{Y_C}{(-\sigma_{22})} \quad (11)$$

当层间出现破坏时

$$f_{OFF} = \sqrt{\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}} \right)^2}, \sigma_{33} \geq 0 \quad (12)$$

$$f_{OFF} = \sqrt{\left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}} \right)^2}, \sigma_{33} < 0 \quad (13)$$

式中, $f_{FF,T}$, $f_{FF,C}$, $f_{IFF,T}$, $f_{IFF,C}$, f_{OFF} 分别表示纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸、压缩以及层间损伤的状态下的损伤危险系数, 当危险系数大于 1 时, 开始出现损伤。 X_T , X_C , Y_T , Y_C , Z_T 分别表示纤维拉伸、压缩强度, 基体拉伸、压缩强度, 层间拉伸强度。 S_{12} , S_{13} , S_{23} 为

相应平面的剪切强度。斜率点 p_{vp}^+ , p_{vp}^- , p_{vv}^- 在 Puck 理论中量化了横向压缩中材料因摩擦引起的断裂阻力的增加, Puck 针对 CFRPs 和 GFRPs 的实验确定了这些参数值^[14]。 R_{vv}^A 表示作用面的断裂阻力, τ_{12C} 表示由模式 B 向模式 C 转换时的最大剪应力, 此两个参数的值与斜率点等参数值有关

$$R_{vv}^A = \frac{S_{12}}{2p_{vp}^-} \left(\sqrt{1 + 2p_{vp}^- \frac{Y_C}{S_{12}}} - 1 \right) \quad (14)$$

$$\tau_{12C} = S_{12} (\sqrt{1 + 2p_{vv}^-}) \quad (15)$$

在损伤演化方面, 采用双线性渐进损伤模式对材料刚度进行折减^[15-16], 定义损伤变量为

表 1 T800 级碳纤维增强复合材料模量与泊松比

Tab. 1 Modulus and Poisson's ratio of T800 grade carbon fiber reinforced composites

属性	E_1/GPa	E_2/GPa	E_3/GPa	G_{12}/GPa	G_{13}/GPa	G_{23}/GPa	ν_{12}
数值	170.9	9.06	9.06	5.01	5.01	4	0.35

表 2 T800 级碳纤维增强复合材料强度值

Tab. 2 Strength values of T800 grade carbon fiber reinforced composites

属性	X_T	X_C	Y_T	Y_C	Z_T	Z_C	S_{12}	S_{13}	S_{23}
数值/MPa	2 071	1 536	87.5	180	87.5	180	84.4	84.4	88.6

如图 2 所示, 开孔拉伸试验试样长度 $L = 250 \text{ mm}$, 宽度 $W = 36 \text{ mm}$, 开孔直径 $D = 6 \text{ mm}$, 层合板铺层方式为 $[0^\circ]_8 + [\pm 45^\circ]_{4S}$, 每一层单层板厚度均为 0.15 mm 。

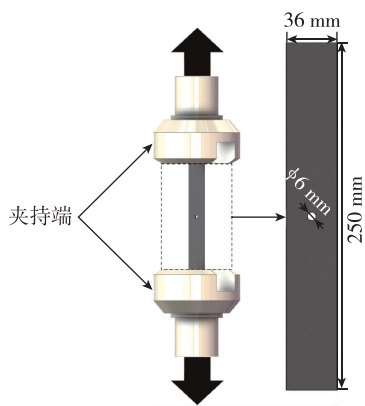


图 2 开孔板拉伸几何形状及试验条件

Fig. 2 Geometric shape and test conditions of open-hole plate tensile

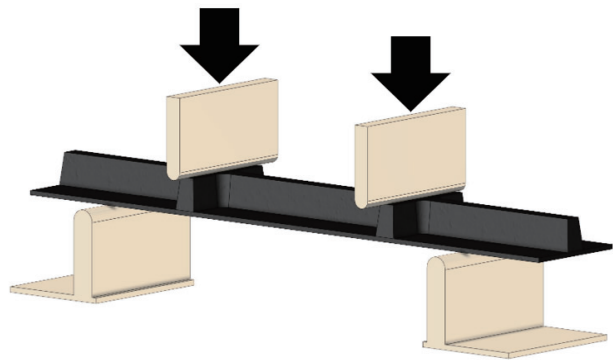
$$D = \max \left\{ 0, \min \left\{ 1, \frac{\delta_C (\delta - \delta_0)}{\delta (\delta_C - \delta_0)} \right\} \right\} \quad (16)$$

式中, δ_0 为破坏起始点的等效位移, 有效位移 δ 的值为有效应变 ϵ_{eff} 与单元特征长度 L_C 的乘积, δ_C 为完全破坏时的等效位移, 其值由混合模态断裂韧性 G_T 与完全断裂时破坏的应力计算得出。

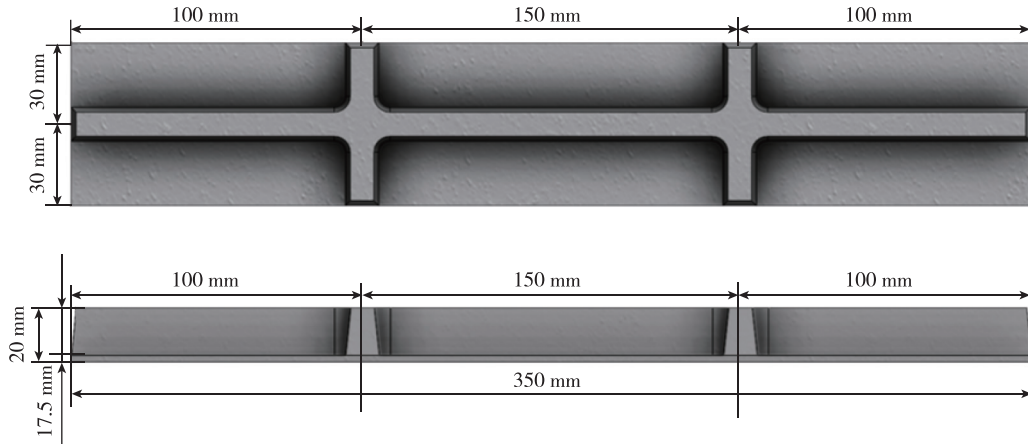
2 验证试验

本文中测试层合板材料为 T800 级碳纤维增强复合材料, 其材料参数如表 1 与表 2 所示。

图 3 (a) 为横跨两筋条四点弯试验示意图, 试样筋条厚度 $h_1 = 17.5 \text{ mm}$, 筋条连接处层合板铺层为 $[0^\circ/90^\circ]_{28S}$, 其他筋条部分层合板铺层为 $[0^\circ]_{56}$, 蒙皮部分厚度 $h_2 = 2.5 \text{ mm}$, 铺层为 $[\pm 45^\circ/0^\circ/\pm 30^\circ/0^\circ/90^\circ]_S$, 其余几何尺寸如图 3 (b) 所示。



(a) 试验条件



(b) 几何尺寸

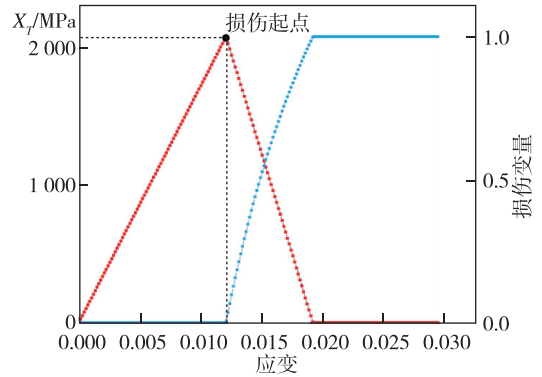
图 3 横跨两筋条四点弯几何形状及试验条件

Fig. 3 Geometric shape and test conditions of four-point bending across two ribs

3 算例分析

3.1 单个单元仿真

为验证在 FEA 软件中损伤演化的准确性，采用单个单元仿真方法对子程序进行测试。如图 4 (a) 建立 $1\text{ mm} \times 1\text{ mm}$ 单个单元加载模型，在一个端面的 4 个节点处进行相同大小位移加载，另一端面的 4 个节点处进行固支。此处对以纤维拉伸方向损伤演化为例，图 4 (b) 显示了单元双线性损伤演化的过程，红色线为单元应力，蓝色线为单元损伤变量，单元应力不超过 $2\ 067\text{ MPa}$ 时单元为线弹性、损伤为 0，单元应力达到 $2\ 067\text{ MPa}$ 时开始发生损伤，此后单元刚度降低、损伤积累，单元损伤达到 1.0 时完全失效。单元应力峰值为 $2\ 067\text{ MPa}$ ，与纤维方向拉伸强度值 $2\ 071\text{ MPa}$ 近似相等。



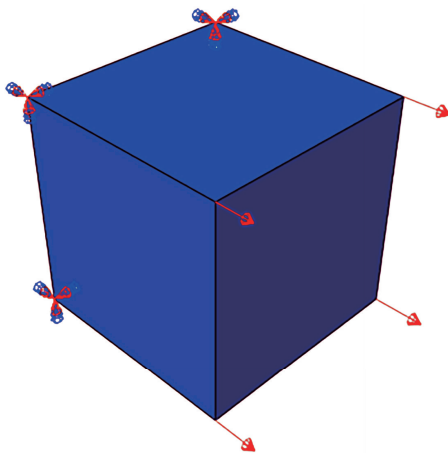
(b) 纤维方向应力与损伤变量随应变变化

图 4 单个单元的加载仿真模型

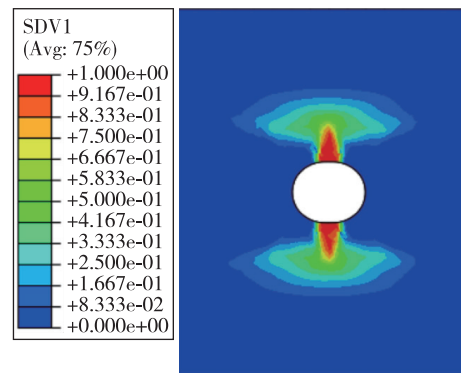
Fig. 4 Loading simulation model for a single unit

3.2 开孔板损伤分析

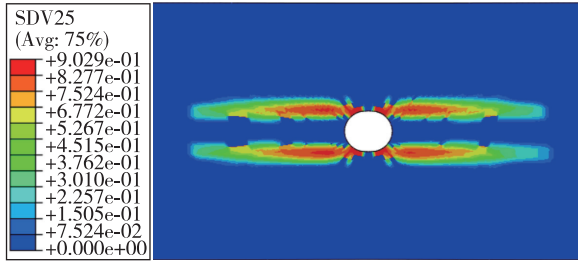
图 5 与图 6 分别是 $[0^\circ]_8$ 、 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层层合板拉伸试验的并行多尺度计算方法仿真结果以及试



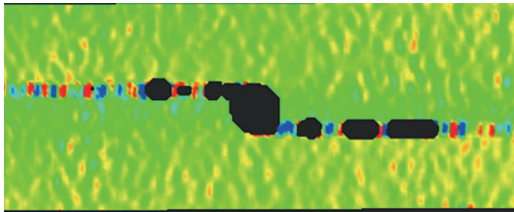
(a) 纤维方向拉伸加载



(a) 纤维损伤示意图



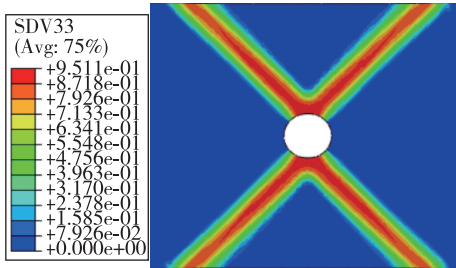
(b) 基体损伤示意图



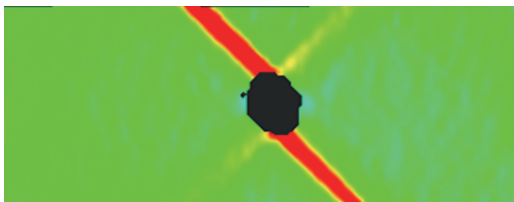
(c) 试样完全破坏前一帧 DIC 结果

图 5 开孔板 $[0^\circ]_s$ 铺层层合板拉伸损伤示意图

Fig. 5 Schematic diagram of tensile damage of $[0^\circ]_s$ laminated plate with open-hole plate



(a) 基体损伤示意图



(b) 试样完全破坏前一帧 DIC 结果

图 6 开孔板 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层层合板拉伸损伤示意图

Fig. 6 Schematic diagram of tensile damage of $[\pm 45^\circ]_{4s}$ laminated plate with open-hole plate

验数字图像相关技术 (Digital Image Correlation, DIC) 结果。可以看出：对于开孔层合板拉伸试验，其损伤主要发生在孔边， $[0^\circ]_s$ 铺层层合板纤维从孔边起裂并沿着孔板的宽度方向扩展，基体从孔边起裂沿着孔板长度方向扩展，这符合试验完全

破坏前一帧的 DIC 结果，与试验结果相近； $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层层合板的损伤主要以基体拉伸破坏为主，基体在孔边起裂并沿着 45° 方向扩展，最后形成 X 形裂纹，仿真结果同样符合试验完全破坏前一帧的 DIC 结果。

图 7、图 8 分别对应 $[0^\circ]_s$ 、 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层层合板拉伸的载荷-位移曲线，比较了在相同网格尺寸下的模拟结果与试验结果以及使用 FEA 软件中内嵌的 Hashin 损伤准则预测结果。

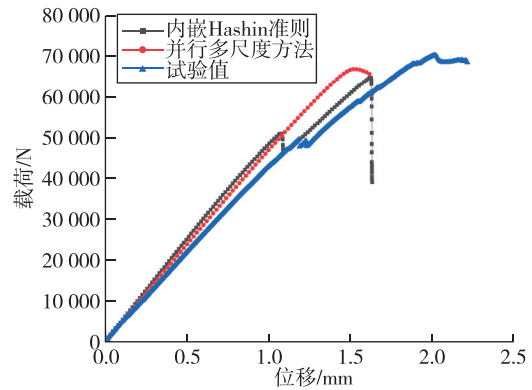


图 7 $[0^\circ]_s$ 铺层层合板拉伸载荷-位移曲线

Fig. 7 Tensile load-displacement curves for $[0^\circ]_s$ laminated

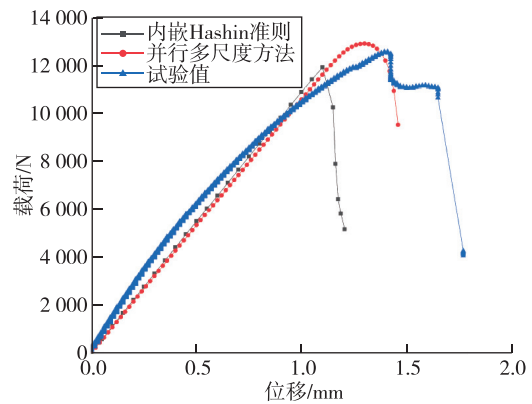


图 8 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层层合板拉伸载荷-位移曲线

Fig. 8 Tensile load-displacement curves for $[\pm 45^\circ]_{4s}$ laminated

表 3 中为两种不同铺层开孔板拉伸失效载荷的对比，结果表明，在同样网格尺寸的情况下使用本文计算方法得出的失效载荷与试验结果相近，使用本文计算方法能够较为准确地预测开孔板拉伸试验的结果，误差能够保持在 5% 以下，但在本文计算方法中未考虑剪切非线性的影响，故从图 8 曲线中可以看出，针对 $[\pm 45^\circ]_{4s}$ 铺层层合板拉伸

试验的预测，本文方法不能很好地预测损伤前的非线性趋势。

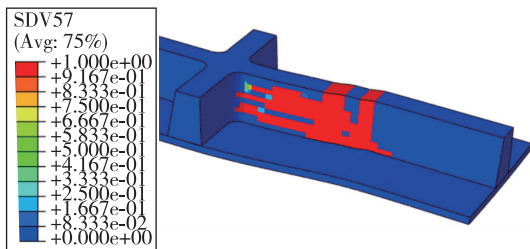
表 3 开孔板拉伸失效载荷误差对比

Tab. 3 Comparison of tensile failure load errors for open-hole plates

试验类型	失效载荷/kN			本文方法与试验误差/%
	Hashin	并行多尺度	试验值	
[0°] ₈ 拉伸	64.71	66.87	69.11	3.35
[±45°] _{4S} 拉伸	11.95	12.93	12.60	2.55

3.3 夹筋板损伤分析

图 9 是横跨两筋条四点弯试验的并行多尺度计算方法仿真结果以及试样破坏结果。从仿真结果可以看出，在筋条与蒙皮的连接处首先出现初始裂纹，并且该裂纹沿着筋条连接处扩展至横纵筋条交叉点处，与试验结果相近。



(a) 层间破坏



(b) 试样破坏

图 9 横跨两筋条四点弯试验损伤示意图

Fig. 9 Schematic diagram of four-point bending across two ribs

图 10 为横跨两筋条四点弯试验的载荷-位移曲线，比较了在不同网格尺寸下的模拟结果与试验结果以及使用 FEA 软件中内嵌的 Hashin 损伤准则预测结果。

表 4 为三横跨两筋条四点弯试验的失效载荷的对比，结果表明，在同样网格尺寸的情况下使用本文计算方法得出的失效载荷与试验结果相近，

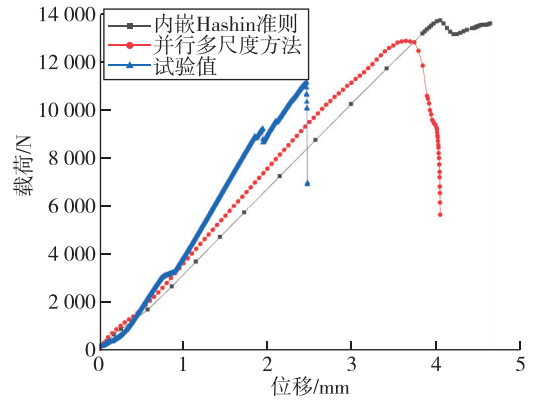


图 10 横跨两筋条四点弯试验载荷-位移曲线

Fig. 10 Load-displacement curves for four-point bending across two ribs

表 4 横跨两筋条四点弯试验失效载荷误差对比

Tab. 4 Comparison of failure load errors for four-point bending across two ribs

试验类型	失效载荷/kN			本文方法与试验误差/%
	Hashin	并行多尺度	试验值	
横跨两筋条四点弯	13.74	12.86	11.18	13.06

误差不超过 14%，相较于开孔板试验的预测误差，预测四点弯试验产生较大误差的原因是在四点弯试验过程中层合板发生层间破坏，层合板产生了较大的翘曲，但由于子程序中无法获取变形曲率值，故利用该并行多尺度方法进行仿真模拟时，难以获取层合板的弯矩与曲率，导致预测结果比试验结果偏大。

3.4 网格相关性验证及计算效率对比

为检验本文所提出方法的网格相关性，在不同的网格密度下对所建立的有限元模型进行计算，所有有限元模型均通过网格相关性检验。图 11 为四点弯有限元模型在不同网格密度下的载荷-位移曲线，其中 ele 为单元网格尺寸，单位为 mm，该结果证明了本文所提出的方法不会因网格尺寸的变化而造成结果的较大变化。

本文对计算效率进行横向对于并予以评估，使用相同的计算内核数，对相同网格尺寸情况下并行多尺度方法耗时与内嵌 Hashin 损伤判定方法耗时进行对比，计算时间从每个算例的 .msg 文件中获取，评估结果如表 5 所示，可得知，相较于使用 FEA 软件内嵌 Hashin 损伤判定方法，采用并行多尺度计算方法能够减少计算总耗时并且提

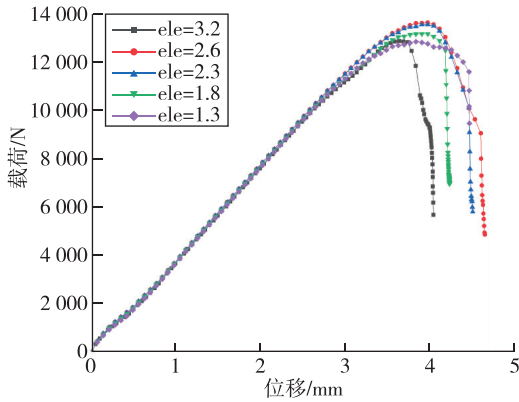


图 11 不同网格密度下四点弯有限元模型的载荷-位移曲线

Fig. 11 Load-displacement curves of four-point bending finite element models with different mesh densities

表 5 计算效率对比

Tab. 5 Comparison of computational efficiency

试验类型	并行多尺度方法耗时/s	Hashin 耗时/s	并行多尺度方法每步耗时/s	Hashin 每步耗时/s
$[0^\circ]_s$ 拉伸	67	461	0.74	1.19
$[\pm 45^\circ]_{4s}$ 拉伸	109	444	1.49	2.88
横跨两筋条四点弯	620	1 083	7.56	14.06

高每一步计算的速度，能够缩短 43%~85% 的总计算时长，并且将每步计算效率提高 1 倍。

4 结束语

本文基于经典层合板理论通过建立层合板与层合板中每一层单层板的刚度矩阵，利用元软件分别对层合板、单层板两个尺度进行损伤判断。采用基于应力描述的最大应力准则、二维 Puck 失效准则以及 Ye 分层失效准则对每一层进行损伤初始判断。采用双线性渐进损伤模式对建立了复合材料层合板的损伤演化，并通过折减单层板的刚度反馈给层合板实现层合板的等效刚度折减，完成多尺度的损伤判断。

本文所使用并行多尺度计算方法通过 T800 级碳纤维增强复合材料开孔板拉伸试验以及横跨两筋条四点弯试验的算例验证，该方法进行了网格相关性检查，将仿真结果与试验结果进行对比。结果表明：通过该方法建立的模型能够较好地预测 T800 级碳纤维增强复合材料开孔板拉伸试验以及横跨两筋条四点弯试验的失效载荷，预测值与试验值平均误差低于 10%；与使用内嵌 Hashin 损

伤判定方法相比，该方法能够缩短 43%~85% 的总计算时长，并且将每步计算效率提高 1 倍；本文所使用并行多尺度方法受网格尺寸影响较小。

参考文献

- [1] 杜善义,关志东. 我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考[J]. 复合材料学报, 2008, 25(1): 1-10.
- [2] 顾名坤,何巍,唐科,等. 中国液体运载火箭结构系统发展规划研究[J]. 宇航总体技术, 2021, 5(2): 55-67.
- [3] Zhou J J, Wen P H, Wang S N. Finite element analysis of a modified progressive damage model for composite laminates under low-velocity impact[J]. Composite Structures, 2019, 225: 111113.
- [4] 贾利勇,贾欲明,贺高. 基于多尺度理论的复合材料厚板工程分析方法[J]. 航空科学技术, 2015, 26(9): 37-41.
- [5] Wang J, Qin T, Mekala N R, et al. Three-dimensional progressive damage and failure analysis of double-lap composite bolted joints under quasi-static tensile loading [J]. Composite Structures, 2022, 285: 115227.
- [6] Tao W, Zhu P, Wang D, et al. Progressive damage modelling and experimental investigation of three-dimensional orthogonal woven composites with tilted binder[J]. Journal of Industrial Textiles, 2020, 50 (1): 70-97.
- [7] Chou P C, Carleone J, Hsu C M. Elastic constants of layered media[J]. Journal of Composite Materials, 1972, 6(1): 80-93.
- [8] Bogetti T A, Hoppel C P R, Drysdale W H. Three-dimensional effective property and strength prediction of thick laminated composite media[R]. MD: Army Research Lab Aberdeen Proving Ground, 1995.
- [9] Staniszewski J M, Bogetti T A, Keefe M. An improved design methodology for modeling thick-section composite structures using a multi-scale approach[D]. University of Delaware, 2010.
- [10] 沈观林,胡更开. 复合材料力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 2006.
- [11] Ud Din I, Hao P, Franz G, et al. Elastoplastic CDM model based on Puck's theory for the prediction of mechanical behavior of Fiber Reinforced Polymer (FRP) composites[J]. Composite Structures, 2018, 201: 291-302.
- [12] Ye L. Role of matrix resin in delamination onset and growth in composite laminates[J]. Composites Science and Technology, 1988, 33(4): 257-277.

- [13] Puck A, Schürmann H. Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models[J]. *Failure Criteria in Fibre-Reinforced-Polymer Composites*, 2004; 264-297.
- [14] Puck A, Kopp J, Knops M. Guidelines for the determination of the parameters in Puck's action plane strength criterion[J]. *Composites Science and Technology*, 2002, 62(3): 371-378.
- [15] Cui H, Thomson D, Eskandari S, et al. A critical study on impact damage simulation of IM7/8552 composite laminate plate[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2019, 127: 100-109.
- [16] 龙连春,侯剑南,王兆坤,等. 复合材料层合板热-力作用下的失效研究[J]. *宇航总体技术*, 2017, 1(2): 33-41.

引用格式:章凌,赵优存,李祎,等.基于 FEA 的复合材料结构极限承载失效预测[J].*宇航总体技术*,2023,7(5):29-37.

Citation: Zhang L, Zhao Y C, Li Y, et al. Failure prediction of composite structures based on FEA [J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2023,7(5):29-37.