

基于空间分解损伤变量法的碳纤维层合板褶皱缺陷演化的数值模拟研究

郑皓成¹ 周勃^{1,2} 李慧² 王雅洁² 孙宁¹ 张雪岩¹

(1. 沈阳工业大学 机械工程学院, 沈阳 110870)

(2. 沈阳工业大学 建筑与土木工程学院, 沈阳 110870)

摘要: 为了研究含褶皱缺陷的碳纤维多向层合板的压缩损伤演化规律并准确预测损伤的萌生与扩展的力学行为, 通过采用空间分解损伤变量法建立损伤本构, 提出了一种通过减少材料参数个数以降低参数不确定性和简化空间变换计算流程的渐进损伤计算方法。首先, 利用最大应力和Puck失效准则预测层内损伤的萌生, 并结合混合模式损伤演化规律计算损伤变量。其次, 基于损伤变量的物理意义在断裂面坐标系下进行空间分解, 并代入损伤柔度矩阵推导出损伤本构。然后, 为了预测层合板层间应力状态与损伤行为, 建立了双线性牵引力-分离法则的内聚力模型。最后, 编写了相应的Vumat子程序, 并应用于Abaqus软件中完成了0.25 mm/min的准静态压缩加载的数值仿真分析。结果表明, 采用此方法建立的有限元模型所预测出的应力-位移曲线和层合板的损伤分布与试验结果相吻合。利用所提计算方法计算真实应力简单直接, 便于分析和确定含褶皱缺陷复合材料层合板的损伤位置与损伤演化情况。

关键词: 碳纤维增强复合材料; 损伤本构; 渐进损伤模型; 内聚力模型; 褶皱缺陷

中图分类号: TB332 **DOI:** 10.16579/j.issn.1001.9669.2025.04.008

0 引言

碳纤维增强复合材料(Carbon Fibre Reinforced Polymer, CFRP)具有比强度和比模量高、耐高温、耐疲劳、热稳定好等特性, 还包含制造工艺简单、成本较低、材料具有可设计性等优点, 因此在大规模整体成型以及结构减重等方面发挥了举足轻重的作用^[1]。但是, 其在制造的过程中会出现增强纤维-树脂基体热膨胀系数不匹配或人员灌注树脂操作不当等现象, 造成出现褶皱缺陷的概率极高, 极大地削弱碳纤维增强树脂基复合材料的相关力学性能, 降低原有层合板的失效强度, 限制其应用与发展^{[2][3]330-336}。因此, 研究褶皱对CFRP层合板的影响已成为近年来复合材料领域的热点课题。

目前, 国内外关于褶皱缺陷对复合材料层合板力学性能影响的研究主要采用两种手段: 解析法^{[3]330-336}和数值模拟技术^[4]。解析法大多基于层合板理论对面内的力学行为进行求解, 即使采用了损伤判据也难以预测复合材料层合板层间分层区域的方向。数值模拟技术包含4种理论: 线弹性断裂力学、连续介质损伤力学、内聚力区域模型和能量释放模型。其中, 连续介质损伤力学不仅关注裂纹, 还能够量化地描述材料

的损伤程度, 考虑了材料的各向异性以及不同损伤机制之间的相互作用。内聚力理论可在裂纹的扩展方向未知时预测复合材料层间损伤^{[5]120-129}。因此, 采用连续介质损伤力学与内聚力理论可以克服解析法所存在的不足。而在应用该技术的过程中, 如果单纯地采用层内或层间的损伤判据而缺乏损伤的累积过程, 会导致损伤历程预测得不准确, 伴随而来的是结构失效模式的判定失误, 因此构建渐进损伤模型是十分必要的。张嘉睿等^[6]采用了连续损伤与内聚力模型来探究复合材料在低速冲击下的结构损伤数值仿真模型, 并成功验证了基于Puck准则和能量释放率模型的准确性。另外, 李秋漳等^[7]应用Aymerich准则对复合材料层合板的层间损伤进行评估, 利用缺口拉伸强度试验进行数值模拟, 结果表明, 该方法能够准确预测缺口复合材料层合板的面内拉伸强度。贺利乐等^{[8]45-53}利用高阶指数函数描述剪切的非线性行为, 构建了一个渐进损伤模型来研究复合材料层合板的力学性质、失效载荷和失效机制, 进而确认了该模型的准确性和应用范围。

在构建渐进损伤模型时, 为计算复合材料层内的损伤, Puck失效准则认为基体的拉伸或压缩失效与断裂面上的应力状态有密切关联。该准则只需要采用两个损伤判定公式, 不但计算形式简洁, 而且其预测

收稿日期: 2023-07-10 修回日期: 2023-09-25

基金项目: 国家自然科学基金项目(52175105); 辽宁省教育厅高等学校基本科研项目(JYTS20231218); 沈阳市科学技术计划项目(23-407-3-21)

作者简介: 郑皓成, 男, 1998年生, 辽宁抚顺人, 博士研究生; 主要研究方向为风力机叶片的损伤预测及其机理探究; E-mail: 1016374021@qq.com。

周勃(通信作者), 女, 1976年生, 辽宁沈阳人, 博士, 教授; 主要研究方向为可再生能源系统健康监测与智能运维; E-mail: zhoubo@sut.edu.cn。

引用格式: 郑皓成, 周勃, 李慧, 等. 基于空间分解损伤变量法的碳纤维层合板褶皱缺陷演化的数值模拟研究[J]. 机械强度, 2025, 47(4): 63-69.

ZHENG Haocheng, ZHOU Bo, LI Hui, et al. Numerical simulation study on the evolution of wrinkling defects in carbon fiber laminates based on spatial decomposition damage variable method[J]. Journal of Mechanical Strength, 2025, 47(4): 63-69.

的最大应变与试验结果相符,因此在损伤分析中得到了广泛应用^{[9]108389[10]}。由于该技术涉及断裂面上的应力状态,在结合混合模式损伤演化规律求解损伤变量的过程中,未能直接求解出材料各个方向上的损伤变量,所以不可避免地会经历空间变换的流程,即需要进行两次空间变换才可间接计算出材料方向上真实的应力状态。三维 Hashin 准则相比于 Puck 失效准则多了两个分别用于判定复合材料厚度方向上压缩与拉伸的损伤起始准则,并结合损伤演化规律求解出各个材料方向上的损伤变量的数值,最终可代入材料的损伤本构当中进行应力计算^{[11]212-216},其优点为可直接求解出材料方向上真实应力的大小,但是对比 Puck 失效准则计算形式复杂。

目前还鲜有人将 Puck 失效准则下的混合模式损伤演化规律与损伤本构方程建立联系。本文先采用 Puck 准则并结合混合模式损伤演化规律求解出损伤变量,再基于损伤变量的物理意义在断裂面坐标系中进行空间分解,然后代入损伤本构方程中。相较于 Hashin 三维失效准则,此方法不仅降低了使用损伤判据的数量;相较于传统的 Puck 失效准则,在混合模式的损伤演化计算中还简化了空间变换步骤,可以直接且高效地计算出材料方向上的真实应力状态。本文提出的渐进损伤计算方法有助于分析含褶皱缺陷复合材料层合板的损伤位置,并预测其损伤发展过程,解决了由材料参数不确定性引起的计算求解精度差的问题。

1 渐进损伤模型

1.1 损伤本构方程

纤维增强复合材料未发生损伤时的应力-应变关系可以表示为

$$\bar{\sigma} = C_0 \varepsilon \quad (1)$$

式中, $\bar{\sigma}$ 为材料主轴坐标下的名义应力,MPa; ε 为应变向量; C_0 为发生损伤时单向复合材料的刚度矩阵。

纤维增强复合材料具有横观各向同性的性质,因此刚度矩阵可以采用5个独立的常数来表示。矩阵内非零项由未损伤的弹性模量 E_i 、剪切模量 G_{ij} 和泊松比 ν_{ij} 等工程常数表示。

在连续介质力学中,对材料刚度或弹性模量引入

$$C_d = \frac{1}{\psi} \begin{pmatrix} D_1 E_1 (1 - D_2 D_3 \nu_{23} \nu_{32}) & D_1 D_2 E_1 (\nu_{12} + D_3 \nu_{13} \nu_{32}) & D_1 D_3 E_1 (\nu_{13} + D_2 \nu_{12} \nu_{23}) & 0 & 0 & 0 \\ D_1 D_2 E_2 (\nu_{21} + D_3 \nu_{23} \nu_{31}) & D_2 E_2 (1 - D_1 D_3 \nu_{13} \nu_{31}) & D_2 D_3 E_2 (\nu_{23} + D_1 \nu_{13} \nu_{21}) & 0 & 0 & 0 \\ D_1 D_3 E_3 (\nu_{31} + D_2 \nu_{21} \nu_{32}) & D_2 D_3 E_3 (\nu_{32} + D_1 \nu_{12} \nu_{31}) & D_3 E_3 (1 - D_1 D_2 \nu_{12} \nu_{21}) & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \psi D_4 G_{23} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \psi D_4 G_{31} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \psi D_4 G_{12} \end{pmatrix} \quad (7)$$

$$\psi = 1 - D_1 D_2 \nu_{12} \nu_{21} - D_1 D_3 \nu_{13} \nu_{31} - D_2 D_3 \nu_{23} \nu_{32} - 2D_1 D_2 D_3 \nu_{12} \nu_{23} \nu_{31}$$

$$D_i = 1 - d_i, i = 1, 2, 3, 4$$

损伤变量 d ,使得材料刚度发生退化来表征损伤。在外界载荷不变的情况下,材料损伤后的有效应力 σ 与名义应力之间的关系为

$$\begin{cases} \bar{\sigma} = M(d) \sigma \\ M(d) = f_{\text{diag}} [1/(1 - d_1), 1/(1 - d_2), 1/(1 - d_3), \\ 1/(1 - d_4), 1/(1 - d_4), 1/(1 - d_4)] \end{cases} \quad (2)$$

式中, $M(d)$ 为损伤矩阵; d_1, d_2, d_3, d_4 分别为纵向、横向、厚度方向以及剪切方向的损伤变量^{[8]45-53},见式(3)。本文层内表征基体裂纹的损伤变量是基于断裂面坐标系求出的,由于其物理意义为结构有效承载面积的相对减少,所以可以根据断裂角 α 将损伤变量进行空间分解。

$$\begin{cases} d_1 = d_1^t \frac{\langle \bar{\sigma}_{11} \rangle}{|\bar{\sigma}_{11}|} + d_1^c \frac{\langle -\bar{\sigma}_{11} \rangle}{|\bar{\sigma}_{11}|} \\ d_m = d_m^t \frac{\langle \bar{t}_N \rangle}{|\bar{t}_N|} + d_m^c \frac{\langle -\bar{t}_N \rangle}{|\bar{t}_N|} \\ d_2 = 1 - (1 - d_m) \sin \alpha \\ d_3 = 1 - (1 - d_m) \cos \alpha \\ d_4 = 1 - d_1 d_2 d_3 \end{cases} \quad (3)$$

$$d_i(t + \Delta T) = f_{\min} \{ 1, f_{\max} [d_i(t), d_i(t + \Delta T)] \}, i = 1, m \quad (4)$$

式中, d_1^t, d_1^c, d_m 分别为不同失效形式下对应的损伤变量,在采用混合模式损伤演化规律计算损伤变量 d_m 时,通过空间分解法得到了厚度方向的损伤变量 d_3 。 t 为牵引力; \bar{t}_N 为牵引力分量; ΔT 为时间增量。为了保证损伤的不可逆性,采用式(4)进行了约束,具体的计算流程输入变量将在第1.2节中讲述。

将式(2)代入式(1)中可得

$$\varepsilon = S_0 M(d) \sigma = S_d \sigma \quad (5)$$

式中, S_0, S_d 分别为材料未损伤和含损伤的柔度矩阵。在损伤起始并演化的过程中,为了保持弹性矩阵不会出现负惯性指数并可以维持柔度矩阵的对称性,采用泊松比退化式保证上述性质^[12]:

$$\frac{\nu_{ij}^d}{E_{ii}^d} = \frac{(1 - d_{ii}) \nu_{ij}}{(1 - d_{ii}) E_{ii}} = \frac{(1 - d_{jj}) \nu_{ji}}{(1 - d_{jj}) E_{jj}} = \frac{\nu_{ji}^d}{E_{jj}^d}, i, j = 1, 2, 3 (i \neq j) \quad (6)$$

最终,结合式(3)~式(6)推导出直接求解材料方向上真实应力的三维损伤本构 C_d ,见式(7)。

1.2 层内损伤判据与演化

根据复合材料层合板发生损伤时不同的物理现象可以选取不同的损伤判据。本文基体的失效判据采用 Puck 理论,纤维失效应用最大应力准则弥补上述理论的不足,而层间损伤则采用内聚力理论进行模拟仿真。

纤维拉伸发生断裂/压缩导致失效(最大应力准则):

$$\text{拉伸为 } F_{1+} = \frac{E_1}{X_T} \varepsilon_{11} \quad (8)$$

$$\text{压缩为 } F_{1-} = \frac{E_1}{X_C} |\varepsilon_{11}| \quad (9)$$

式中, X_T 为纤维的拉伸强度, MPa; X_C 为纤维的压缩强度, MPa。下标“T”表示拉伸;“C”表示压缩。

基体产生裂纹(Puck 准则):

$$\text{拉伸为 } F_{2+} = \left(\frac{t_N}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{t_L}{S_L}\right)^2 + \left(\frac{t_{Tr}}{S_{Tr}}\right)^2 \quad (10)$$

$$\text{压缩为 } F_{2-} = \left(\frac{t_N}{S_L - \eta_L t_N}\right)^2 + \left(\frac{t_{Tr}}{S_{Tr} - \eta_{Tr} t_N}\right)^2 \quad (11)$$

式中, Y_T 为拉伸强度, MPa; S_L, S_{Tr} 分别为材料在纵向和横向的剪切强度, MPa; η_L, η_{Tr} 分别为纵向和横向摩擦因数。 t_N, t_L, t_{Tr} 为作用在基体断裂面上的牵引力 t 的分量,如图 1 所示。

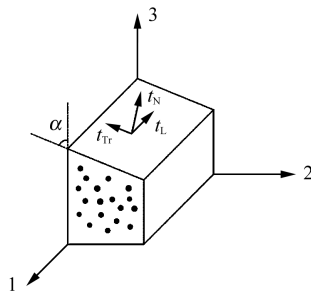


图1 断裂面应力状态

Fig. 1 Stress state of the fracture surface

表 2 不同损伤形式下的混合应力与混合断裂韧性

Tab. 2 Combined stress and combined fracture toughness under different damage forms

损伤形式 Damage form	混合应力 Combined stress	混合断裂韧性 Combined fracture toughness
纤维拉伸发生断裂/压缩导致失效 Fiber breaking under tension / compression	$\sigma = \sigma_{11}$	$K'_{IC} = \begin{cases} K_{IC 11}^T, \sigma_{11} > 0 \\ K_{IC 11}^C, \sigma_{11} < 0 \end{cases}$
基体受到拉伸/压缩时出现裂纹 Matrix cracking under tension / compression	$\sigma = \sqrt{\langle t_N \rangle^2 + t_{Tr}^2 + t_L^2}$	$K'_{IC} = K_{IC 22} \left(\frac{\langle t_N \rangle}{\sigma^0}\right)^2 + K_{IC 12} \left(\frac{\langle t_L \rangle}{\sigma^0}\right)^2 + K_{IC 23} \left(\frac{\langle t_{Tr} \rangle}{\sigma^0}\right)^2$

1.3 层间损伤判据与演化

在数值仿真建模的过程中,层合板层间填充树脂的力学行为可以采用内聚力理论来表征,本文采用二次应力准则来判断内聚力单元是否发生了损伤^{[5]120-129},

图 1 中, α 为断裂面与厚度方向之间的夹角,其法向量为 $\mathbf{n}_1 = \{0, \cos \alpha, \sin \alpha\}$,因此作用在断裂面的牵引力可利用未发生损伤时的名义应力 $\bar{\sigma}$ 计算求出:

$$t = \bar{\sigma} \cdot \mathbf{n}_1 \quad (12)$$

$$t_N = t \cdot \mathbf{n}_1, t_L = t \cdot \mathbf{n}_2, t_{Tr} = t \cdot (\mathbf{n}_1 \times \mathbf{n}_2) \quad (13)$$

式中, $\mathbf{n}_2 = \{1, 0, 0\}$ 。

对于所有类型的损伤演化,损伤变量 d 的一般形式^{[9]108389}为

$$d = \frac{\varepsilon^f (\varepsilon - \varepsilon^0)}{\varepsilon (\varepsilon^f - \varepsilon^0)} \quad (14)$$

式中, ε^f 为材料完全失效时的混合应变; ε^0 为材料发生初始损伤情况下的混合应变。表 1 中列举了不同损伤形式下所对应的混合应变与损伤变量。表 1 中, $\varepsilon_N, \gamma_{Tr}, \gamma_L$ 为应变分量。

表 1 不同损伤形式下的混合应变与损伤变量

Tab. 1 Combined strain and damage variable under different damage forms

损伤形式 Damage form	混合应变 Combined strain	损伤变量 Damage parameter
纤维损伤 Fiber damage	$\varepsilon = \varepsilon_{11}$	$\begin{cases} d = d_1^T, \varepsilon > 0 \\ d = d_1^C, \varepsilon < 0 \end{cases}$
基体损伤 Matrix damage	$\varepsilon = \sqrt{\langle \varepsilon_N \rangle^2 + \gamma_{Tr}^2 + \gamma_L^2}$	$\begin{cases} d = d_m^T, \varepsilon_N > 0 \\ d = d_m^C, \varepsilon_N < 0 \end{cases}$

结合断裂力学,当材料完全失效时混合应变可以根据式(15)计算出^{[11]212-226},即

$$\varepsilon_{ij}^f = 2K_{IC|ij} / (\sigma_{ij}^0 l_c) \quad (15)$$

式中, $K_{IC|ij}$ 为混合断裂韧性, N/mm; σ_{ij}^0 为发生初始损伤时的混合应力, MPa; l_c 为单元的特征长度, mm。混合应力、断裂韧性与损伤形式之间的关系如表 2^[13]所示。将上述公式中所求得的混合应变变量代入式(14)中即可计算出不同损伤形式下所对应的损伤变量的大小,并应用于损伤本构方程的求解。

其表达式为

$$\sqrt{\left(\frac{\langle \sigma_{33} \rangle}{\sigma_{I\max}}\right)^2 + \left(\frac{\sqrt{\sigma_{23}^2 + \sigma_{13}^2}}{\sigma_{II\max}}\right)^2} = 1 \quad (16)$$

式中, σ_{33} 为垂直于中平面的牵引分量; σ_{23}, σ_{13} 为对应

剪切分量; $\sigma_{I \max}$ 、 $\sigma_{II \max}$ 分别为对应损伤模式为 I 型和 II 型的应力强度。当胶结单元界面损伤开始发生时, 采用 Power Law 计算混合模式下的断裂能, 计算式为

$$\left(\frac{K_I}{K_{I \text{ cr}}}\right)^\kappa + \left(\frac{K_{II}}{K_{II \text{ cr}}}\right)^\kappa = 1 \quad (17)$$

式中, K_I 、 K_{II} 分别为损伤模式为 I 和 II 的断裂韧性; 下标“cr”表示临界情况; κ 为指数系数。

2 含褶皱的多向层合板数值模型

采用 Abaqus/Explicit 软件求解器, 建立了含褶皱缺陷的碳纤维环氧树脂复合材料(IM7/8552)有限元模型。针对褶皱缺陷层合板受压易损伤的特性, 本文采取 0.25 mm/min 的准静态压缩加载。使用 Vumat 子程序编写上述理论中所对应的损伤判据与演化形式, 从模拟结果中分析与总结含褶皱缺陷层合板的力学响应模型于不同缺陷几何特征下的变化规律。

2.1 几何信息与材料属性

建立了 30 mm × 30 mm × 6 mm, 铺设方式为 $[45_2/-45/0_2]_{3s}$ 的含褶皱缺陷的层合板。由褶皱的最大

幅值、最大褶皱角和褶皱的波长可以量化褶皱的严重程度, 通过修改无褶皱层合板材料厚度方向的坐标来实现其几何外形的描述^{[14][132-142]}, 表达式为

$$\begin{cases} h_w = h_0 + \Delta h \\ \Delta h = \begin{cases} \frac{B\delta}{2} \cos \frac{2\pi x}{L}, & -\frac{L}{2} \leq x \leq \frac{L}{2} \\ 0 \end{cases} \end{cases} \quad (18)$$

式中, h_w 为褶皱区域节点的厚度方向坐标; h_0 为无褶皱情况下节点厚度方向坐标; Δh 表示褶皱形貌; x 为沿着层合板长度方向的尺寸; δ 为褶皱的振幅; B 为振幅沿厚度变化的参数, 其值由层合板中位线至结构外表面线性减到零。当采用这种余弦近似的褶皱外形时, 最大褶皱角 θ 可以采用理论公式计算而得, 计算式为

$$\theta = \arctan \frac{\pi\delta}{\lambda} \quad (19)$$

式中, λ 为褶皱的波纹长度。

2.2 含褶皱缺陷的有限元模型

表 3 中列出了 IM7/8552 复合材料的参数^{[14][132-142][15]}, Abaqus/Explicit 软件中构建的对应的三维有限元模型如图 2 所示。

表 3 IM7/8552 复合材料参数

Tab. 3 Parameters of the IM7/8552 composite material

单向板 Unidirectional laminate				层间界面 Interlaminar interface		
弹性模量、剪切模量 Modulus of elasticity, shear elasticity/MPa	泊松比 Poisson ratio	强度 Strength/MPa	断裂韧性 Fracture toughness/ (N/mm)	界面刚度 Interface stiffness/(N/mm ³)	界面强度 Interface strength/MPa	断裂韧性 Fracture toughness/ (N/mm)
$E_{11}=161\ 000$ $E_{22}=E_{33}=11\ 380$ $G_{12}=G_{13}=5\ 170$ $G_{23}=3\ 980$	$\nu_{12}=0.32$ $\nu_{13}=0.32$ $\nu_{23}=0.43$	$X_T=2\ 560$ $X_C=1\ 590$ $Y_T=73$ $Y_C=250$ $S_T=113$	$K_{IC} \begin{cases} T=133 \\ C=40 \\ T=0.6 \\ T=1.0 \end{cases}$	$k'_I = k'_{II} = 10^5$	$\sigma_{I \max} = 60$ $\sigma_{II \max} = 90$	$K_{I \text{ cr}} = 0.26$ $K_{II \text{ cr}} = 1.002$

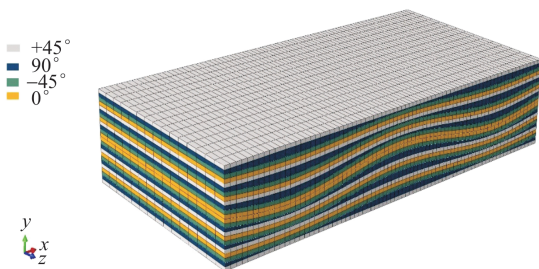


图 2 有限元模型

Fig. 2 Finite element model

渐进损伤失效行为包含在模型当中, 为了克服该理论体系下计算收敛困难的问题, 使用显示动态求解器进行结果的求解, 模型各铺层采用 8 节点的 C3D8R 单元进行建模。在每铺层之间插入零厚度 8 节点的内聚力 COH3D8 单元来模拟层间的损伤。为了防止

C3D8R 在减缩积分中出现虚假的零能量现象, 在计算当中选用“增强”沙漏选项。在绘制网格的过程中为了保证褶皱区域计算的精度, 会对网格大小进行局部加密, 面内的尺寸为 0.3 mm × 0.3 mm; 同时, 为了保证计算的速率, 其他的部位使用了相对较粗的网格。该有限元模型总的单元数为 723 800, 边界条件为左端面固定、右端面施加 0.25 mm/min 的位移加载速率。

3 结果与讨论

为了验证针对 Puck 失效准则下的混合模式损伤演化规律与损伤本构建立联系的准确性, 将模拟计算出的结果与 MUKHOPADHYAY 等^{[14][132-142]} 的模拟结果和试验数据进行了对比验证(以最大褶皱角 11.4° 为

例)。由图 3 可以看出,采用高频相机监测出来的裂纹位置与模拟仿真结果较为吻合,层合板损伤主要以基体裂纹为主。图 4 为与采用两次空间变化计算流程所求结果的对比。由图 4 可知,最大误差为 12%,出现在位移为 0.14 mm 处,主要缘由为层间内聚力单元的牵引作用导致计算结果出现了偏差,但是从两者之间变化的趋势可以看出基本一致。在 250 kN 容量的伺服液压机中,恒定加载速率为 0.25 mm/min 情况下测得的压缩失效载荷为 432 MPa,与本文模拟结果之间的误差为 4%。从以上 3 个方面的对比验证了模型的准确性。

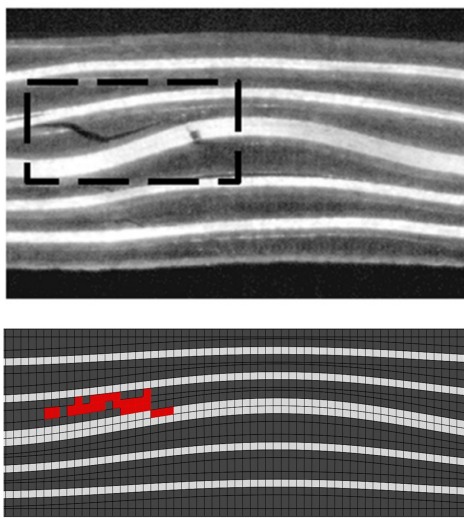


图 3 高频相机采集裂纹位置与有限元结果对比图

Fig. 3 Comparison of crack location and finite element results obtained by high-frequency camera

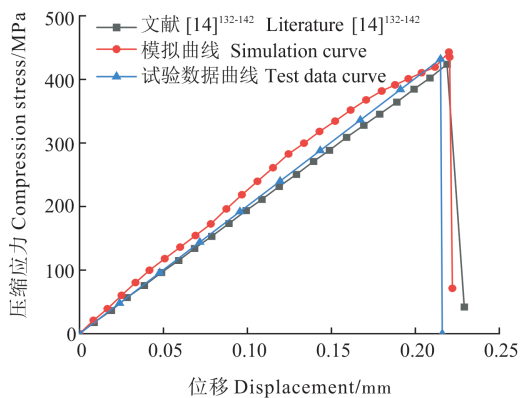
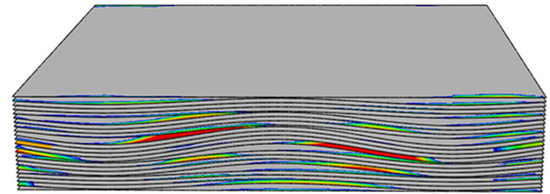


图 4 模拟计算结果对比

Fig. 4 Comparison of simulation results

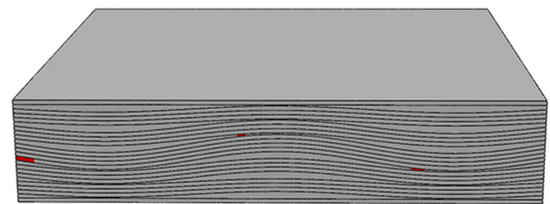
本文采用空间分解法对 Puck 失效准则下的混合模式损伤演化规律与损伤本构方程建立了联系,相比于三维 Hashin 失效准则框架下的计算流程减少了材料参数的使用个数,从而解决了材料参数不确定所带来的精度不足问题。由图 5 进一步观察可以得知,当

最大褶皱角为 11.4° 时,层合板在受到压缩载荷时首先会出现层间损伤,进而影响层内的应力状态,使得以基体裂纹为主的层内损伤逐渐产生,与文献[14]¹³²⁻¹⁴²试验结果相吻合,进一步验证了本文所推导的损伤本构方程在损伤演化流程下的准确性。



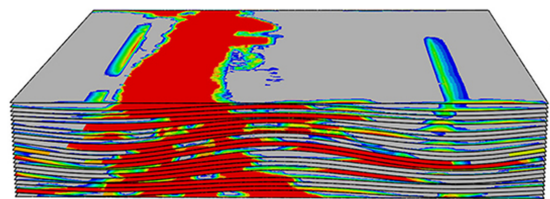
(a) 层间损伤早期阶段

(a) Early stage of the interlaminar damage



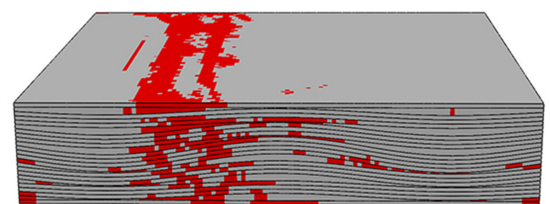
(b) 层内损伤早期阶段

(b) Early stage of the intralaminar damage



(c) 层间损伤晚期阶段

(c) Late stage of the interlaminar damage



(d) 层内损伤晚期阶段

(d) Late stage of the intralaminar damage

图 5 层合板损伤演化历程(红色为失效单元)

Fig. 5 Damage evolution of laminates(red is the failure element)

4 结论

针对含褶皱缺陷的碳纤维多向层合板的损伤行为,提出并实施了一种渐进损伤计算方法。该方法不仅优化了材料参数的使用,还确保了计算流程的简洁性。通过与试验数据的对比,验证了该方法的高度准确性和实用性。得出结论如下:

1)按照 Puck 失效准则下的混合模式基体损伤演化规律,对断裂面坐标系下的损伤变量进行分解,与损伤本构方程建立联系。这不仅相比三维 Hashin 失

效准则框架下的计算流程减少了材料参数的使用个数,解决了材料参数不确定所带来的精度不足问题,还可以略去空间变换流程,简单直接地计算出材料的真实应力状态。

2)针对损伤求解过程中所存在的问题,对二维模型进行了扩展并结合三维弹性连续损伤力学理论与内聚力理论,能够明晰三维的力学状态,充分预测复合材料层合板层间分层区域的详细形状和方向。

3)对计算结果在高频相机的监测图、仿真模拟结果以及伺服液压机所测得的应力强度值3个方面进行了对比,发现图像趋势与裂纹出现位置都十分一致。在应力强度试验中,测量出的结果为432 MPa,与本文模拟结果之间的误差仅为4%。对比结果验证了本文模型的准确性和合理性。

参考文献(References)

- [1] 俞方艾,周勃,张雪岩,等. 含分层缺陷的叶片复合材料层合板损伤识别方法的研究[J]. 机械强度,2022,44(6):1327-1334.
YU Fang'ai, ZHOU Bo, ZHANG Xueyan, et al. A study on fatigue damage identification method of a blade composite laminate with delamination defects[J]. Journal of Mechanical Strength, 2022, 44(6):1327-1334. (In Chinese)
- [2] LI H, LI Z L, XIAO Z Y, et al. Vibro-impact response of FRP sandwich plates with a foam core reinforced by chopped fiber rods[J]. Composites Part B: Engineering, 2022, 242: 110077.
- [3] 曾文浩,何鹏,刘菲,等. 含纤维波纹缺陷复合材料层合板的损伤分析[J]. 复合材料学报,2019,36(2):330-336.
ZENG Wenhao, HE Peng, LIU Fei, et al. Damage analysis for composite laminate with fiber waviness[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2019, 36(2):330-336. (In Chinese)
- [4] 于晓东,胡海晓,贾欲明,等. 褶皱缺陷影响L型层合板失效行为:实验和数值研究[J]. 复合材料学报,2020,37(8):1932-1943.
YU Xiaodong, HU Haixiao, JIA Yuming, et al. Impact of wrinkle defects on failure behavior of L-shaped laminates: experimental and numerical study [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2020, 37(8):1932-1943. (In Chinese)
- [5] BENDER J J, HALLETT S R, LINDGAARD E. Parametric study of the effect of wrinkle features on the strength of a tapered wind turbine blade sub-structure [J]. Composite Structures, 2019, 218: 120-129.
- [6] 张嘉睿,吴富强,姚卫星. 复合材料冲击损伤数值仿真模型评估[J]. 航空工程进展,2019,10(6):767-779.
ZHANG Jiarui, WU Fuqiang, YAO Weixing. Assessment of numerical simulation models for impact damage of composite materials [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(6):767-779. (In Chinese)
- [7] 李秋漳,姚卫星,陈方. 复合材料层合板缺口强度的CDM三维数值模型[J]. 复合材料学报,2016,33(12):2766-2774.
LI Qiuzhang, YAO Weixing, CHEN Fang. CDM three-dimensional numerical model for notched strength of composite laminates [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2016, 33(12): 2766-2774. (In Chinese)
- [8] 贺利乐,李书宝,郑建校,等. 考虑剪切非线性的复合材料层合板渐进损伤数值模拟[J]. 复合材料科学与工程,2024(1):45-53.
HE Lile, LI Shubao, ZHENG Jianxiao, et al. Numerical simulation of progressive damage of composite laminates considering shear nonlinearity [J]. Composites Science and Engineering, 2024(1):45-53. (In Chinese)
- [9] LIU H B, LIU J, DING Y Z, et al. A three-dimensional elastic-plastic damage model for predicting the impact behaviour of fibre-reinforced polymer-matrix composites [J]. Composites Part B: Engineering, 2020, 201: 108389.
- [10] 李玺,李亚智,磨承杰,等. 基于连续损伤力学的复合材料多钉连接失效分析和试验研究[J]. 机械强度,2022,44(4):911-920.
LI Xi, LI Yazhi, MO Chengjie, et al. Failure analysis and experimental study of composite multi-pin connections based on continuum damage mechanics [J]. Journal of Mechanical Strength, 2022, 44(4):911-920. (In Chinese)
- [11] WEI T, FALZON B G, CHIU L N S, et al. Predicting low velocity impact damage and compression-after-impact (CAI) behaviour of composite laminates [J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2015, 71: 212-226.
- [12] DEGRIECK J, LAMKANFI E, BAERE I D, et al. Monitoring quasi-static and cyclic fatigue damage in fibre-reinforced plastics by Poisson's ratio evolution [J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32(1): 184-196.
- [13] FALZON B G, LIU H B, TAN W, et al. Comment on "A tensorial based progressive damage model for fibre reinforced polymers" [J]. Composite Structures, 2017, 176: 877-882.
- [14] MUKHOPADHYAY S, JONES M, HALLETT S R, et al. Compressive failure of laminates containing an embedded wrinkle; experimental and numerical study [J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2015, 73: 132-142.
- [15] 刘伟先. 复合材料层合板真空辅助湿铺贴挖补修理分析方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2013:30-33.
LIU Weixian. The method of analysis for vacuum-assisted wet-layup flush repaired composite laminates [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013: 30-33. (In Chinese)

Numerical simulation study on the evolution of wrinkling defects in carbon fiber laminates based on spatial decomposition damage variable method

ZHENG Haocheng¹ ZHOU Bo^{1,2} LI Hui² WANG Yajie² SUN Ning¹ ZHANG Xueyan¹

(1. School of Mechanical Engineering, Shenyang University of Technology, Shenyang 110870, China)

(2. School of Architecture and Civil Engineering, Shenyang University of Technology, Shenyang 110870, China)

Abstract: In order to investigate the compression damage evolution of carbon fiber laminates with wrinkles and accurately predict the mechanical behavior of damage initiation and propagation, a progressive damage finite element model was proposed based on three-dimensional elastic theory by employing a spatial decomposition of damage variables method to establish the damage constitutive relation. Firstly, the maximum stress and Puck failure criteria were used to predict the intralaminar damage initiation, and the damage variables were calculated in combination with the mixed-mode damage evolution law. Secondly, based on the physical meaning of the damage variables, a spatial decomposition was carried out in the fracture plane coordinate system, and the damage constitutive relation was derived by substituting the damage stiffness matrix. Then in order to predict the interlaminar stress state and damage behavior of laminates, a cohesive zone model with a bilinear traction-separation law was adopted. Finally the corresponding Vumat subroutine was developed and implemented in Abaqus software for the numerical simulation analysis of quasi-static compression loading at 0.25 mm/min. The stress-displacement curves and damage distribution of laminates predicted by the finite element model are in good agreement with test results. The proposed calculation method is simple and direct for determining true stress, making it convenient for analyzing and identifying the damage location and damage evolution of composite laminates with wrinkles.

Key words: Carbon fibre reinforced composite; Damage constitutive; Progressive damage model; Cohesive zone model; Wrinkling defect

Corresponding author: ZHOU Bo, E-mail: zhoubo@sut.edu.cn

Fund: National Natural Science Foundation of China (52175105); Liaoning Provincial Department of Education Basic Research Project for Higher Education Institutions (JYTMS20231218); Shenyang Science and Technology Plan Project (23-407-3-21)

Received: 2023-07-10 Revised: 2023-09-25