

准各向同性纤维增强复合材料层合板的 开孔拉伸破坏模拟

鲍宏琛, 刘广彦*

(北京理工大学 宇航学院, 力学系, 北京 100081)

摘要: 建立了一种新的有限元三维模型, 对准各向同性纤维增强复合材料层合板[45/0/-45/90]和[45/-45/90/0]进行了开孔拉伸的破坏模拟。每一层均采用三维实体单元(ABAQUS中的C3D8R单元), 由于基体比纤维强度低, 在很低的拉伸载荷下, 圆孔周围基体受到剪切力会出现沿纤维方向的纵向劈裂或基体开裂, 从而钝化圆孔, 大大减小应力集中, 提高材料承载能力。为了准确模拟层合板的破坏, 在每层圆孔周围(90°层除外)沿纤维方向引入2组基于表面的内聚力接触来模拟层内纵向劈裂, 同时用这种接触来模拟层间的分层特性。为了提高计算效率并且保证计算精度, 在圆孔周围采用精细的网格, 其余地方采用相对稀疏的网格。在内聚区保证足够的单元个数, 这样既能准确刻画内聚区应力分布, 又能缓解网格依赖性。与文献中实验结果的对照显示, 取得了较好的一致性。

关键词: 准各向同性层合板; 开孔拉伸; 损伤模拟; 劈裂; 有限元分析

中图分类号: TB330.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2016)05-1026-07

纤维增强复合材料由于其强度高、耐腐蚀等优点而被广泛应用于航空航天和海洋等领域中。其由纤维和基体不均匀地组成, 具有各向异性, 其损伤和破坏过程异常复杂^[1]。在实际工程问题中, 大部分复合材料层合板都需要打孔或者有各式各样的缺口和裂缝, 而在这些缺口附近有很严重的应力集中现象, 由于应力集中会导致裂纹扩展和损伤扩大, 进而导致层合板强度降低, 因此弄清复合材料损伤机理和最终破坏具有至关重要的意义。

复合材料层合板开孔拉伸由于圆孔周边复杂的应力场及开孔拉伸实验的简便可靠而受到大量研究关注。马立^[2]研究了纤维体积含量对开孔层压板拉伸性能的影响。关志东等^[3-4]应用材料属性退化方法(MPDM)模拟了层合板开孔拉伸与开孔压缩渐进损伤, 同时应用胶层单元模拟层间分层。闫亚萍等^[5]应用MPDM结合厚板理论, 研究了中厚尺度含孔层压板拉伸渐进失效。贾利勇等^[6]应用基于能量演化的三维Chang-Chang渐进失效模型(CDM)研究了层合板开孔拉伸与开孔压缩。叶聪杰等^[7]研

究了不同铺层对开口拉伸试件强度和刚度的影响。郭洪宝等^[8]在2D-C/SiC复合材料开孔拉伸剩余强度模拟中, 考虑了材料密度非均匀性和拉伸行为的非线性。对于含中心圆孔的无限大各向同性板, 在单向拉伸状态下, 其应力强度因子(SCF)理论解为3, 应用有限元软件可以很容易地模拟出来。而对于各向异性含中心圆孔的纤维增强复合材料单层板受远场拉伸, 圆孔周围最大切向应力强度因子可以远大于3或小于3^[9], 如Liu和Tang^[10]指出对于碳纤维增强复合材料IM7/8552, 其最大切向应力强度因子理论解可以达到9.37, 但应用有限元软件进行模拟, 即使采用特别精细的网格, 得到的应力强度因子也远远小于理论解。纤维增强复合材料是由纤维和基体组成的非均质各向异性材料, 宏观上现有的大部分文献都将其均质为各向异性连续介质。这个理论解和仿真解之间的差距可能是由于基本的破坏机理并没有被完全揭示, 或者有限元模型并不完善。对于复合材料, 其渐进损伤模式包括层内损伤和层间损伤, 层内损伤主要有基体开裂和纤维断

收稿日期: 2015-10-27; 录用日期: 2015-11-23; 网络出版时间: 2016-01-12 16:13

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1801.TB.20160112.1613.010.html

基金项目: 国家自然科学基金(11242015); 北京理工大学优秀青年教师资助计划

通讯作者: 刘广彦, 博士, 副教授, 硕士生导师, 研究方向为复合材料破坏。 E-mail: gliu@bit.edu.cn

引用格式: 鲍宏琛, 刘广彦. 准各向同性纤维增强复合材料层合板的开孔拉伸破坏模拟[J]. 复合材料学报, 2016, 33(5): 1026-1032.

BAO H C, LIU G Y. Simulation on damage in quasi-isotropic fiber-reinforced composite laminates under open-hole tension[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2016, 33(5): 1026-1032 (in Chinese).

裂, 层间损伤主要是脱层。实际上, 由于基体比纤维强度低, 在很低的拉伸载荷下, 已有研究发现含缺口的层合板在缺口尖端会出现沿纤维方向的基体开裂^[11-12], 这种纵向劈裂的扩展会钝化缺口, 从而降低应力集中, 进而提高材料承载能力。Hallett 等^[13-14]在层合板破坏模拟中应用弹簧单元 (spring element) 来模拟层内基体开裂和层间脱层, 与实验结果取得了很好的一致性。Xu 等^[15]和 Li 等^[16]应用内聚单元来模拟纵向劈裂和层间脱层, 分别对中心含裂缝层合板拉伸尺寸效应和紧凑拉伸进行了研究。Liu 和 Tang^[10]通过应用零厚度的内聚单元 (cohesive element) 来模拟层内纵向劈裂和层间脱层, 分别模拟了含中心裂纹和双缺口正交铺层板 [0/90]_s 的拉伸破坏, 也取得了很好的结果。最近, Liu 等^[17]通过应用内聚力接触模拟劈裂和脱层, 对双缺口准各向同性层合板拉伸进行了模拟。

本文进一步模拟了准各向同性纤维增强复合材料层合板 [45/0/-45/90]_s 和 [45/-45/90/0]_s 的开孔拉伸破坏。由于层合板开孔及各层纤维方向不同, 为了模拟各层纵向劈裂, 如果采用弹簧单元或零厚度的内聚力单元, 需要各层具有相同的网格, 这给网格划分及接口单元的插入提出了极高的要求, 并导致圆孔周围出现小的退化区域。为了避免这 2 种方法带来的缺失, 本文在每层圆孔周围 (90°层除外) 沿纤维方向引入 2 组基于表面的内聚力接触 (surface-based cohesive contact) 来模拟层内纵向劈裂, 同时用这种接触来模拟层间的分层特性。每层采用不同的网格, 不同部分采用绑定约束连接。模拟结果与文献中的实验结果进行了比较。

1 有限元模型

应用 ABAQUS 建立了纤维增强复合材料层合板 [45/0/-45/90]_s 和 [45/-45/90/0]_s 的三维有限元模型, 模拟了其开孔拉伸的破坏。由于对称性, 每一种层合板只模拟了 4 层。模型为正方形板, 边长为 76.2 mm, 每一层厚度为 0.125 mm。层合板正中心开圆孔, 圆孔直径为 12.7 mm。每一层均采用三维实体单元 (C3D8R)。每层圆孔周围会出现沿纤维方向的纵向劈裂, 会大大减少应力集中现象, 为准确模拟层合板的破坏, 在每层圆孔周围 (90°层除外) 沿纤维方向预插入 2 组基于表面的内聚力接触来模拟层内纵向劈裂。同时用这种接触来模拟层间的分层损伤。这样既引入了层间损伤这

种主要损伤模式, 同时考虑了层内纵向劈裂对应力集中的缓解作用。这里采用基于表面的内聚力接触而不是弹簧单元或零厚度的内聚力单元来模拟层内纵向劈裂和层间脱层, 可以简化网格的划分与纵向劈裂路径的引入。因为弹簧单元或零厚度的内聚单元的插入需要初始重合的节点 (coincident nodes), 这就需要各层具有相同的网格结构。由于各层纤维方向不同, 层合板开孔, 这给每层在圆孔周围沿纤维方向预引入纵向劈裂路径提出了极大挑战, 即使可以实现, 也极度耗费时间, 同时导致网格大小和形状极其不规则, 可能导致计算结果的不可靠。为此本模型中每层采用不同的网格结构, 保证每层核心区域单元排列与纤维方向一致。基于表面的内聚力接触与内聚力单元的功能相似。每组接触定义为主面与从面的相互作用, 这里采用双线性应力-张开位移准则形式。即在达到破坏强度之前, 应力-张开位移曲线为线弹性的, 达到破坏强度之后, 应力的减少遵循线性的退化方式。内聚力接触的应力-张开位移曲线如图 1 所示。图中: t^0 为法线、第 1 或第 2 剪切方向的最大应力, d_t 为所对应的最大位移。曲线下的面积即为能量释放率。

这种破坏机理包括起始破坏准则和损伤演化准则。起始破坏准则采用二次应力准则:

$$\left(\frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0}\right)^2 + \left(\frac{t_s}{t_s^0}\right)^2 + \left(\frac{t_t}{t_t^0}\right)^2 = 1 \quad (1)$$

式中: t_n 、 t_s 和 t_t 分别为法线、第 1 和第 2 剪切方向的名义接触应力; t_n^0 、 t_s^0 和 t_t^0 分别为只有法线方向、第 1 和第 2 剪切方向变形时名义应力的最大值; $\langle \rangle$ 为 Macaulay 括号, 表示当法线方向应力为负, 即真实情况为压缩时, 其值为 0, 这意味着压缩应力不会引起破坏。损伤演化准则采用基于能量的线性退化方式。混合模式选用幂法则形式:

$$\left(\frac{G_n}{G_n^C}\right)^\alpha + \left(\frac{G_s}{G_s^C}\right)^\alpha + \left(\frac{G_t}{G_t^C}\right)^\alpha = 1 \quad (2)$$

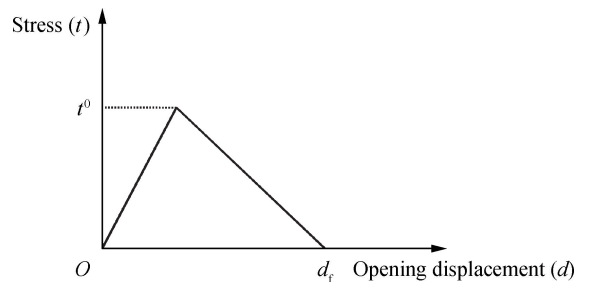


图 1 内聚力接触的应力-张开位移曲线

Fig. 1 Stress-opening displacement curves of cohesive contacts

式中： α 取2.0； G_n 、 G_s 和 G_t 分别为法向、第1和第2剪切方向对应方向上的能量释放率； G_n^c 、 G_s^c 和 G_t^c 分别为法向、第1和第2剪切方向对应方向上的临界能量释放率。而对于各层实体单元的损伤破坏，起始破坏准则选用基于强度的三维 Hashin 准则^[18]，损伤演化准则采用基于能量的线性退化方式，复合材料层合板实体单元采用的失效准则如图2所示。图中： σ_{max} 为不同破坏模式(纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸、基体压缩)对应的破坏强度； ϵ_i 为起始破坏发生时的应变。

为了在提高计算效率的同时保证计算精度，在每层圆孔周围采用精细的网格，其余地方采用相对稀疏的网格。每层不同部分采用基于表面的绑定约束连接。绑定约束也是定义在一组主面和从面之间的接触。可以用来改进网格的划分，从而不同部分可以具有不同的网格密度。本模型采用 ABAQUS 显式分析算法，加载速度足够小使得模型中的动能可以忽略不计。单向开孔拉伸碳纤维/环氧树脂 IM7/977-3 复合材料层合板有限元模型各层的网格(所示红线为预引入的内聚力接触位置，每层不同网格部分采用绑定约束连接)见图3。有限元模型中采用的

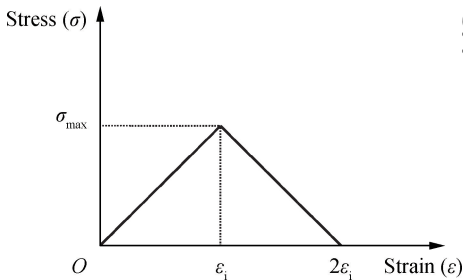


图2 复合材料层合板实体单元采用的失效准则
Fig.2 Failure criterion for solid elements used in composite laminates

碳纤维/环氧树脂 IM7/977-3 复合材料的性能^[19]见表1，有限元模型中复合材料的起始破坏和损伤演化性能参数见表2，有限元模型中内聚力接触的材料参数见表3。选取的材料体系碳纤维/环氧树脂 IM7/977-3 复合材料中纤维体积分数为60%。

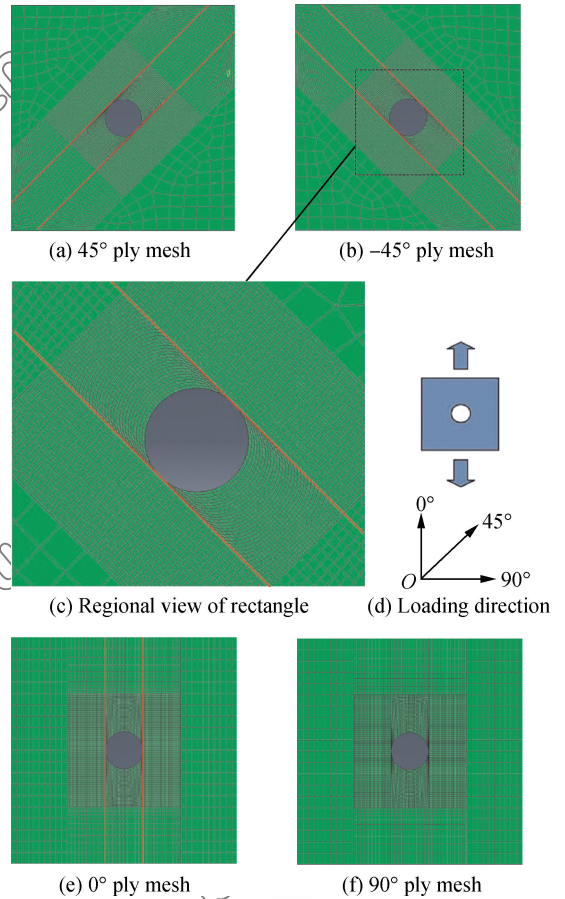


图3 单向开孔拉伸碳纤维/环氧树脂 IM7/977-3 复合材料层合板有限元模型各层的网格

Fig.3 Finite element model mesh for each layer of unidirectional carbon fiber/epoxy IM7/977-3 composite laminates under open-hole tension

表1 有限元模型中采用的碳纤维/环氧树脂 IM7/977-3 复合材料的性能^[19]

Table 1 Properties of carbon fiber/epoxy IM7/977-3 composites used in finite element model^[19]

Parameter	Modulus in fiber direction E_1 /GPa	Transverse modulus $E_2 = E_3$ /GPa	Shear modulus $G_{12} = G_{13}$ /GPa	Shear modulus G_{23} /GPa	Poisson's ratio $\nu_{12} = \nu_{13} = \nu_{23}$
Value	161.3	8.3	5.16	3.38	0.3

表2 有限元模型中复合材料的起始破坏和损伤演化性能参数

Table 2 Damage initiation and damage evolution property parameters for composites in finite element model

Parameter	Longitudinal tensile strength X_t /MPa	Longitudinal compressive strength X_c /MPa	Transverse tensile strength Y_t /MPa	Transverse compressive strength Y_c /MPa	Shear strength $S_{12} = S_{13} = S_{23}$ /MPa	Strain energy density for fiber tension/ ($J \cdot m^{-3}$)	Strain energy density for fiber compression/ ($J \cdot m^{-3}$)	Strain energy density for matrix tension (compression)/ ($J \cdot m^{-3}$)
Value	3 752	620	39	128	89	7.86×10^7	4.38×10^7	9.6×10^6

表 3 有限元模型中内聚力接触的材料参数

Table 3 Material parameters for cohesive contact in finite element model

Parameter	Stiffness in normal direction $k_n / (\text{MPa} \cdot \text{mm}^{-1})$	Shear modulus $k_t = k_s / (\text{MPa} \cdot \text{mm}^{-1})$	Normal strength N / MPa	Shear strengths $S = T / \text{MPa}$	Normal fracture toughness $G_n^C / (\text{kJ} \cdot \text{m}^{-2})$	Shear fracture toughness $G_s^C / (\text{kJ} \cdot \text{m}^{-2})$
Value	80 000	80 000	75	75	0.25	0.9

本模型中 0° 层与 90° 层采用相同的网格结构, 但只在 0° 层圆孔周围预引入内聚力接触。因为 0° 层基体纵向劈裂是由于圆孔周围局部剪切作用而产生的, 单向开孔拉伸碳纤维/环氧树脂 IM7/977-3 0° 单层板基体纵向劈裂机制^[10] 如图 4 所示。图中: σ_∞ 为远场应力它会大大降低孔边应力集中, 而 90° 层基体更多承受的是拉伸作用, 在很低的拉伸载荷下即会发生大量基体开裂, 这里出于简化的目的, 没有引入劈裂路径, 实际上 90° 层的劈裂对结果影响很小。

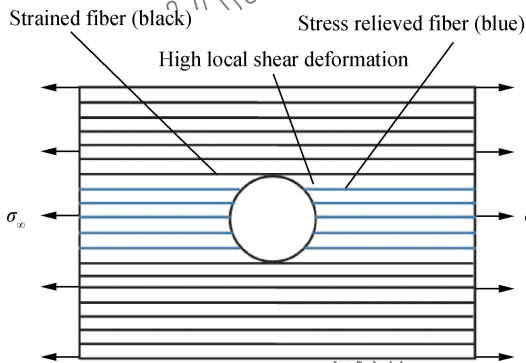


图 4 单向开孔拉伸碳纤维/环氧树脂 IM7/977-3 0° 单层板基体纵向劈裂机制^[10]

Fig. 4 Mechanism of longitudinal splitting in unidirectional 0° ply of carbon fiber/epoxy IM7/977-3 single-layer laminate under open-hole tension^[10]

2 结果与讨论

应用内聚力接触模拟纵向劈裂对单元的尺寸大小非常敏感, 因此需要进行网格依赖性分析。应用能量正则化方法 (energy regularization method) 可以缓解网格依赖性^[20-22]。在数值模型裂纹尖端可以定义一个内聚区 (cohesive zone), 在这个区域内单元处于不可逆的变形。即在双线性应力-张开位移曲线中处于线性退化阶段。为了更精确获得内聚区应力分布, 在每层圆孔周围区域要保证单元尺寸小于内聚区长度。由于本模型中基体纵向劈裂主要受剪切作用而产生, 因此可以应用式 (3)^[20] 来计算内聚区长度:

$$l_{\text{eff}} = E'_{\text{II}} \frac{G_s^C}{2S^2} \quad (3)$$

式中: S 为内聚力接触的剪切方向的强度; E'_{II} 为正交各向异性材料的一个等效弹性模量, 其计算公式为

$$\frac{1}{E'_{\text{II}}} = \sqrt{\frac{1}{2E_1}} \sqrt{\left(\frac{1}{E_1 E_3}\right)^{1/2} - \frac{\nu_{31}}{E_3} + \frac{1}{2G_{31}}} \quad (4)$$

根据表 1 和表 3 中的材料参数, 可以算出内聚区长度为 4.84 mm, 本模型中网格精细区域单元尺寸近似为 $0.42 \text{ mm} \times 0.42 \text{ mm}$, 即在内聚区长度内大约有 11 个单元, 这对于内聚区理论来说, 已经足够保守, 因此可以认为本模型既能准确刻画内聚区应力分布, 又能缓解网格依赖性。单向开孔拉伸碳纤维/环氧树脂 IM7/977-3 复合材料层合板有限元模拟得到的应力-位移曲线如图 5 所示。其中应力是通过拉伸端横截面所有节点的反力之和除以拉伸端横截面面积得到的名义应力。

对于层合板 $[45/0/-45/90]_s$ 和 $[45/-45/90/0]_s$, 模拟得到的最终失效载荷分别为 483.4 MPa 和 529.4 MPa, 实验得到的最终失效载荷分别为 413.7 MPa 和 556.4 MPa^[19], 模拟结果分别比实验

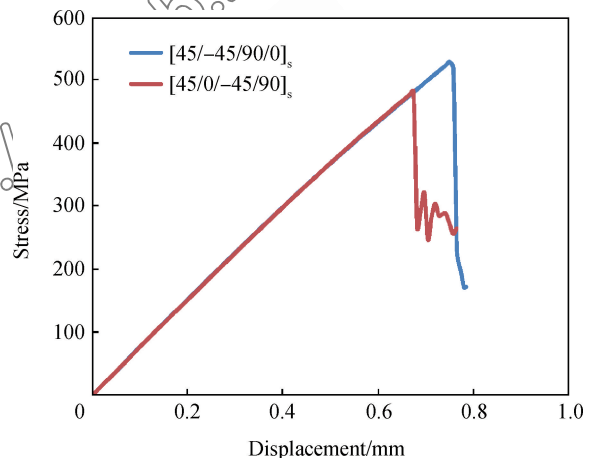


图 5 单向开孔拉伸碳纤维/环氧树脂 IM7/977-3 复合材料层合板有限元模拟得到的应力-位移曲线
Fig. 5 Stress-displacement curves obtained by finite element simulation of unidirectional carbon fiber/epoxy IM7/977-3 composite laminates under open-hole tension

值高 16.8% 和低 4.85%，可以认为模拟取得了很好的结果，模拟结果和实验结果均显示，改变铺层顺序会对层合板强度产生影响， $[45/-45/90/0]_s$ 比 $[45/0/-45/90]_s$ 具有更高的破坏强度。Hallett 等^[14]通过改变层合板的铺层顺序发现对于 0° 层处于表面或处于中心的层合板，比其他层合板的强度高，且一般至少高 20% 以上。本文的模拟结果很好地捕捉到了这种趋势。图 6 为单向开孔拉伸碳纤维/环氧树脂 IM7/977-3 复合材料层合板损伤模式的 X 射线照片^[19]。为了更简便地与破坏后的实验试件(见图 6)进行对比，层合板各种破坏模式叠加到了一起，单向开孔拉伸碳纤维/环氧树脂 IM7/977-3 复合材料层合板破坏模式叠加图如图 7 所

示。这里选取最大载荷下降后的第 1 个增量步所对应的状态为最终破坏。图 7 每张图中灰色阴影部分代表层间脱层，绿线代表每层的纵向劈裂，红线代表 0° 层的纤维断裂，灰线代表每层的基体裂纹。可以看到，模拟结果与实验结果也取得了很好的一致性，圆孔周围各种主要破坏特征都得到了很好的体现。需要指出的是，实际上每个破坏单元可能含有很多的基体裂纹，这里只用 1 条灰线代表破坏单元的基体裂纹。可以看到改变铺层顺序不仅对层合板的破坏强度产生影响，同时对层合板各种失效模式也产生了影响。这也直接导致了层合板损伤预测的困难。2 种层合板在脱层面积、纵向劈裂长度、纤维断裂长度和基体破坏区域等方面都不相同。对于层

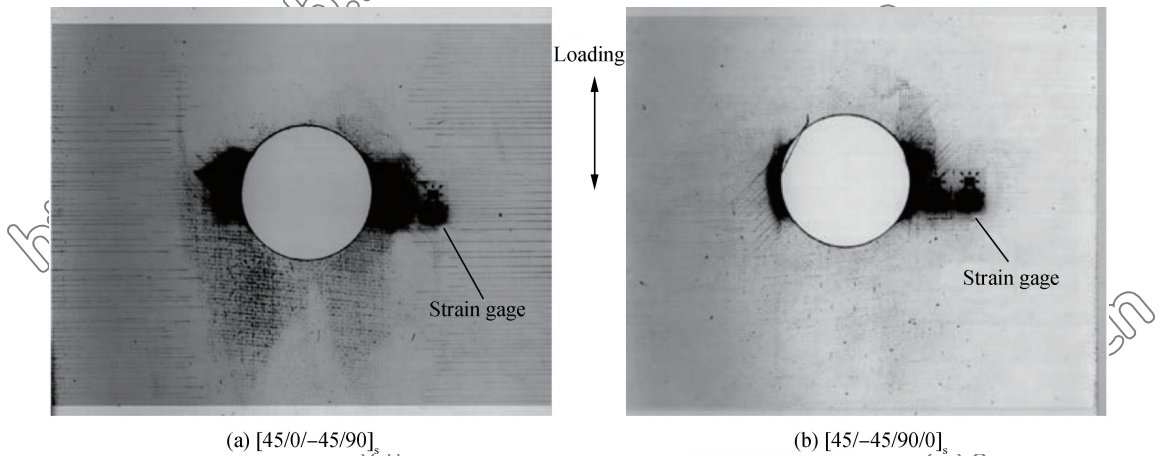


图 6 单向开孔拉伸碳纤维/环氧树脂 IM7/977-3 复合材料层合板损伤模式的 X 射线照片^[19]
 Fig.6 X-ray photographs of damage form for unidirectional carbon fiber/epoxy IM7/977-3 composite laminates under open-hole tension^[19]

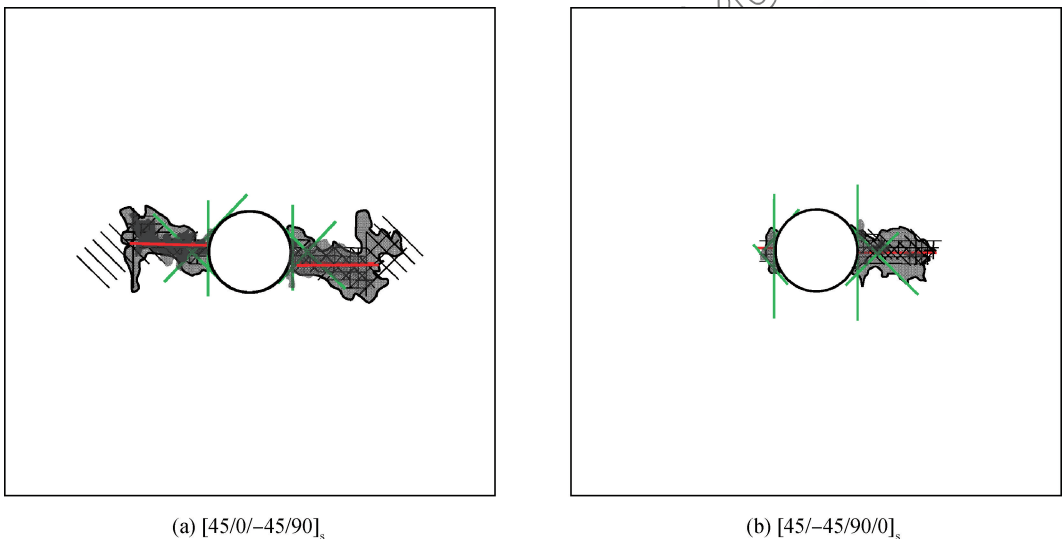


图 7 单向开孔拉伸碳纤维/环氧树脂 IM7/977-3 复合材料层合板破坏模式叠加图
 Fig.7 Superposition maps of different failure modes for unidirectional carbon fiber/epoxy IM7/977-3 composite laminates under open-hole tension

合板 $[45/0/-45/90]_s$,其各种破坏模式均比较对称, 0° 层纤维断裂左右对称并且断裂长度基本相同。各层发生的纵向劈裂也互相对称,且各层纵向劈裂长度基本相同,脱层面积和基体开裂区域基本相同。而对于层合板 $[45/-45/90/0]_s$,其各种破坏模式产生了严重的不对称性, 0° 层纵向劈裂明显长于 45° 层和 -45° 层,圆孔右侧区域脱层面积、纤维断裂长度、基体开裂区域均明显大于左侧。

3 结 论

(1) 建立了一种新的有限元模型,研究了2种不同铺层顺序的准各向同性复合材料层合板的开孔拉伸破坏过程。除了引入传统的分层特性外,还应用内聚力接触在每层圆孔周围引入纵向劈裂路径,模拟结果在最终失效载荷和各种破坏模式等方面与文献中的实验结果取得了很好的一致性,证明了该方法的可行性。

(2) 通过对比实验结果和模拟结果,可以发现,对于准各向同性复合材料层合板,改变铺层顺序不仅会对破坏强度产生影响,同时对层合板各种失效模式也会产生影响。对于 0° 层处于表面或处于中心的层合板,其破坏强度更高,本文的模拟结果也验证了这一点,这为通过观察层合板铺层顺序而预测层合板的破坏强度高低提供了一种实用的经验。这种现象发生的机理是当 0° 层处于表层时其受到更少的约束,而当 0° 层处于中心时,2层 0° 层铺在一起,使 0° 层的厚度更厚,这2种情况均使得 0° 层更容易发生纵向劈裂,对应力集中的钝化作用更加明显,从而提高了 0° 层承载能力,进而提高了层合板的破坏强度。通过观察破坏模式叠加图,也可以发现层合板 $[45/-45/90/0]_s$ 中 0° 层纵向劈裂长度比层合板 $[45/0/-45/90]_s$ 中 0° 层纵向劈裂长度要长,也即证实了这种机制。模拟得出层合板的最终破坏是由 0° 层的纤维断裂引起。

参考文献:

[1] 沈观林,胡更开,刘彬. 复合材料力学[M]. 2版. 北京:清华大学出版社,2013:178-185.
SHEN G L, HU G K, LIU B. Mechanics of composite materials[M]. 2nd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2013: 178-185 (in Chinese).

[2] 马立. 纤维体积含量对开孔层压板拉伸性能的影响[J]. 航天返回与遥感,1998,19(4):46-51.
MA L. Effect of fiber volume content on tensile properties of

open hole laminates[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 1998, 19(4): 46-51 (in Chinese).

[3] 关志东,黎增山,刘德博,等. 复合材料层板开孔压缩损伤分析[J]. 复合材料学报,2012,29(3):167-172.
GUAN Z D, LI Z S, LIU D B, et al. Damage analysis on open-hole compression of composite laminates[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2012, 29(3): 167-172 (in Chinese).

[4] 黎增山,关志东,何为,等. 复合材料层板开孔拉伸损伤分析[J]. 复合材料学报,2012,29(1):169-175.
LI Z S, GUAN Z D, HE W, et al. Damage analysis on open-hole tension of composite laminates[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2012, 29(1): 169-175 (in Chinese).

[5] 闫亚萍,陈秀华,汪海. 含孔复合材料厚板渐进失效分析[J]. 科学技术与工程,2015,15(6):32-37.
YAN Y P, CHEN X H, WANG H. Progressive failure analysis of thick composite plate with hole[J]. Science Technology and Engineering, 2015, 15(6): 32-37 (in Chinese).

[6] 贾利勇,李厚顺,贺高. 基于能量演化的复合材料三维渐进损伤分析[C]//2013年中国航空学会结构强度专业学术交流会论文集. 南昌:江西省航空学会、中国航空学会结构与强度分会、陕西省航空学会,2013:11.
JIA L Y, LI H S, HE G. A 3D progressive damage analysis for composite laminates based on energy evolution[C]//Proceedings of 2013 Academic Exchange on Structural Strength of Chinese Society of Aeronautics and Astronautics. Nanchang: Jiangxi Society of Aeronautics and Astronautics, Structure and Strength Branch of Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, Shaanxi Society of Aeronautics and Astronautics, 2013: 11 (in Chinese).

[7] 叶聪杰,矫桂琼,王波,等. 含双向布复合材料开孔薄板拉伸性能研究[J]. 机械强度,2012,34(5):767-771.
YE C J, JIAO G Q, WANG B, et al. Investigation on tensile performance of open-holed thin laminates with bi-directional cloth lamina[J]. Journal of Mechanical Strength, 2012, 34(5): 767-771 (in Chinese).

[8] 郭洪宝,王波,甄文强,等. 2D-C/SiC复合材料开孔件拉伸强度有限元计算[J]. 复合材料学报,2014,31(2):448-455.
GUO H B, WANG B, ZHEN W Q, et al. Finite element calculation of tensile strength of 2D-C/SiC open-hole composite[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2014, 31(2): 448-455 (in Chinese).

[9] KO W L. Stress concentration around a small hole in the HIMAT composite plate: NASA/TM-86038[R]. Washington, D. C.: NASA, 1985.

[10] LIU G, TANG K. Study on stress concentration in notched cross-ply laminates under tensile loading[J]. Journal of Composite Materials, 2016, 50(3): 283-296.

[11] WOLLA J M, GOREE J G. Experimental evaluation of longitudinal splitting in unidirectional composites[J]. Journal of

- Composite Materials, 1987, 21(1): 49-67.
- [12] TSAI J L, CHEN C W. Characterizing tensile strength of notched cross-ply and quasi-isotropic composite laminates[J]. Journal of the Chinese Institute of Engineers, 2009, 32(3): 327-332.
- [13] HALLETT S R, JIANG W G, WISNOM M R. Effect of stacking sequence on open-hole tensile strength of composite laminates[J]. AIAA Journal, 2009, 47(7): 1692-1699.
- [14] HALLETT S R, JIANG W G, KHAN B, et al. Modelling the interaction between matrix cracks and delamination damage in scaled quasi-isotropic specimens[J]. Composites Science and Technology, 2008, 68(1): 80-89.
- [15] XU X, WISNOM M R, LI X, et al. A numerical investigation into size effects in centre-notched quasi-isotropic carbon/epoxy laminates[J]. Composites Science and Technology, 2015, 111: 32-39.
- [16] LI X, HALLETT S R, WISNOM M R. Numerical investigation of progressive damage and the effect of layup in over-height compact tension tests[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2012, 43(11): 2137-2150.
- [17] LIU G, FANGOK L, BAO H C. Failure analysis of notched fiber-reinforced composite materials[C]//Proceedings of 20th International Conference on Composite Materials. Copenhagen: International Committee on Composite Materials, 2015: 4414-1.
- [18] HASHIN Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2): 329-334.
- [19] TAY T E, LIU G, TAN V B C. Damage progression in open-hole tension laminates by the SIFT-EFM approach[J]. Journal of Composite Materials, 2006, 40(11): 971-992.
- [20] HARPER P W, HALLETT S R. Cohesive zone length in numerical simulations of composite delamination[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2008, 75(16): 4774-4792.
- [21] TURON A, DAVILA C G, CAMANHO P P, et al. An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2007, 74(10): 1665-1682.
- [22] CHEN B Y, TAY T E, BAIZ P M, et al. Numerical analysis of size effects on open-hole tensile composite laminates[J]. Composite Part A: Applied Science and Manufacturing, 2013, 47: 52-62.

Simulation on damage in quasi-isotropic fiber-reinforced composite laminates under open-hole tension

BAO Hongchen, LIU Guangyan*

(Department of Mechanics, School of Aerospace Engineering,
Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: A new 3D finite element model was established, which had been used to simulate the open-hole tensile damage of quasi-isotropic fiber-reinforced composite laminates with stacking sequences of $[45/0/-45/90]_s$ and $[45/-45/90/0]_s$. Each ply was modeled by 3D solid elements (C3D8R in ABAQUS notation). Because the matrix constituent is much weaker than the fiber, longitudinal splitting or matrix cracking may take place at a very low tensile load due to the local shear force near the hole edge. The longitudinal splitting can blunt the hole and alleviate the stress concentration. And the load-carrying capacity of the material will be enhanced. In order to accurately simulate the damage of the laminates, two surface-based cohesive contacts had been inserted tangential to the hole along the fiber direction in each ply (except for the 90° ply) to simulate the intra-ply longitudinal splitting. Meanwhile, surface-based cohesive contacts had also been used to simulate the inter-ply delamination characteristic. In order to improve the computation efficiency and guarantee the calculation accuracy, fine mesh had been used within the region around the hole and relative coarse mesh in other regions. Within the cohesive zone, a certain number of elements was ensured, so that we can both accurately capture the stress distribution and alleviate the mesh dependency. When compared with experimental data in published literature, a good agreement is achieved.

Keywords: quasi-isotropic laminate; open-hole tension; damage simulation; splitting; finite element analysis