

文章编号:1674-8190(2018)02-259-08

# 含中心圆孔复合材料层合板失效分析及强度预测研究

拓宏亮<sup>1</sup>, 马晓平<sup>1,2</sup>, 卢智先<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

(2. 中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190)

**摘要:** 对复合材料结构进行开孔将会导致结构强度显著下降。以含中心圆孔的复合材料层合板为研究对象, 根据 ASTM D 5766 标准对三种不同铺层比例的含中心圆孔复合材料层合板进行拉伸试验, 研究不同铺层比例对复合材料开孔拉伸试验件的拉伸性能和失效模式的影响。基于连续介质损伤力学, 分别采用最大应变失效准则和基于物理失效机制的三维非线性 Puck 失效准则预测纤维和基体损伤的起始, 通过应变表征损伤演化, 建立含中心圆孔复合材料层合板的三维有限元模型; 并进行数值分析, 通过与试验结果对比, 表明该模型能有效预测含中心圆孔复合材料层合板的拉伸强度和损伤扩展过程。

**关键词:** 复合材料层合板; 中心圆孔; 连续介质损伤力学; 失效分析; 有限元方法

中图分类号: TB33

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2018.02.016

## Study on the Analysis of Failure Mechanism and Strength Prediction of Composite Laminates with a Central Hole

Tuo Hongliang<sup>1</sup>, Ma Xiaoping<sup>1,2</sup>, Lu Zhixian<sup>1</sup>

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**Abstract:** The open holes of the composite structure will lead to a significant decrease in the structural strength. It takes the composite laminates with a central hole as the research object. Tensile tests are conducted on specimens with three different ply ratio according to ASTM D 5766 standard to study the influence of ply ratio on the tensile properties and failure modes on composite laminates. Based on continuum damage mechanics, the maximum strain criterion and non-linear Puck criterion which is physical-based are employed to predict the initiation of fiber and matrix damage respectively. The evolution of damage is based on strain on the fracture plane. Three dimensional finite element model of composite laminates with a central hole is built. The results of FEA model proved that the model can efficiently predict the tensile strength and damage evolution of composite laminates with a central hole.

**Key words:** composite laminates; central hole; continuum damage mechanics; failure analysis; finite element method

## 0 引言

先进复合材料由于其高比强度、高比刚度, 可

设计性以及良好的抗腐蚀性能等优点, 已在航空航天工程领域被广泛应用, 现已成为衡量飞行器先进性的重要指标之一。由于结构功能和装配的需要, 复合材料结构必须含有不同尺寸和形状的开孔。开孔将会造成应力集中和纤维被切断, 导致结构强度显著下降。因此, 需要对含孔复合材料层合板的拉伸性能和失效机理展开深入研究。

收稿日期: 2017-10-30; 修回日期: 2017-12-19

通信作者: 拓宏亮, tuohongliang@mail.nwpu.edu.cn

复合材料带孔平板在拉伸载荷作用下主要存在的损伤模式有纤维断裂、基体开裂以及其混合模式。各损伤模式之间具有关联性,可能相互交叉并诱发其他混合形式的损伤。F. K. Chang 等<sup>[1]</sup>结合 Yamada-Sun 失效准则和 Hashin 失效准则<sup>[2]</sup>建立了二维渐进损伤模型来预测开孔层合板的强度和损伤累积过程;P. P. Camanho 等<sup>[3]</sup>提出了新的退化方式,将其扩展到三维有限元模型;鲁国富等<sup>[4]</sup>在应力计算中采用了修正的 Newton-Raphson 迭代方法,建立了含缺口的三维有限元模型;姚辽军等<sup>[5-6]</sup>利用二维非线性 Hashin 准则模型研究了不同孔径、不同铺层比例对复合材料开孔层合板强度的影响规律;李明等<sup>[7]</sup>通过试验并结合场变量量子程序研究了开孔的形状和大小对层合板强度的影响;黎增山等<sup>[8]</sup>引入层间界面单元来预测分层损伤,模型能够模拟含孔层合板拉伸过程中的损伤起始、扩展和最终破坏模式和失效强度;朱建辉等<sup>[9]</sup>基于修正的 Hashin 准则和 Camanho 材料性能退化模型,建立了层合板的损伤分析方法,研究了层合板在压缩载荷作用下的承载能力和失效模式;李沛城等<sup>[10]</sup>基于应变破坏准则建立了层合板三维连续损伤介质模型,能够有效模拟开孔层合板损伤起始、扩展和失效过程,并具有较高的计算精度和效率;F. Laurin 等<sup>[11]</sup>提出了一种简化的强度分析方法,通过与大量试验数据进行对比,验证了方法的准确性;Z. C. Su 等<sup>[12]</sup>利用连续壳单元和内聚力单元建立了复合材料层合板的渐进损伤模型,研究了开孔板的尺寸效应;B. Y. Chen 等<sup>[13]</sup>结合弥散裂纹理论和内聚力单元研究了尺寸效应对开孔拉伸强度的影响,并和 M. R. Wisnom 等<sup>[14]</sup>的试验结果良好吻合;李秋漳等<sup>[15]</sup>基于连续介质损伤力学提出了复合材料层合板含中心圆孔的数值模型,分别采用 Puck 准则和 Aymerich 准则对层内和层间损伤进行判定,对不同孔径和铺层的层合板进行拉伸失效分析;吴义韬等<sup>[16]</sup>提出了预测复合材料层合板面内渐进损伤的分析模型,涵盖复合材料面内损伤起始、演化直至最终失效的全过程,并完成了对两种铺层层合板在拉伸和压缩载荷作用下的失效分析。上述研究工作建立的损伤模型中直接将材料性能参数进行退化,退化参数多依赖经验值,说服力不强,且均未考虑层合板就地强度效应,但大量试验表明,复合材料横向拉伸和剪切强度的就地强度效应较为明显。

本文以含中心圆孔复合材料层合板为研究对象,首先对其进行开孔拉伸试验;然后基于连续介质损伤力学,分别采用最大应变失效准则和基于物理失效机制的三维非线性 Puck 失效准则预测纤维和基体损伤的起始,通过应变来表征损伤演化,基于通用商业有限元软件 ABAQUS 建立含中心圆孔复合材料层合板的三维有限元模型,分析复合材料开孔结构在拉伸载荷作用下的损伤演化过程、破坏模式和失效强度,并与试验结果进行对比。

## 1 开孔拉伸试验

试验件铺层名义厚度为 0.125 mm,其几何尺寸如图 1 所示,纤维体积含量为 63%。复合材料开孔平板拉伸参照 ASTM D 5766<sup>[17]</sup>进行,每种铺层均设置三个试验件,试验件铺层情况如表 1 所示。试验机为 MTS810,控制方式为位移加载,加载速度为 1 mm/min。试验过程中同时采集引伸计的变形信号,使用应变片来采集层合板的应变值。开孔拉伸试验结果如表 2 所示。

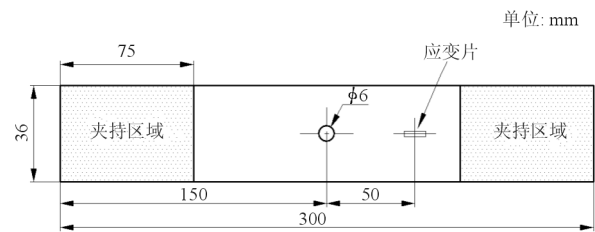


图 1 试验件尺寸

Fig. 1 Geometry of specimen

表 1 试验件铺层情况

Table 1 Stack sequences of specimens

铺层编号	铺层比例 (0°/45°/90°)	铺层参数
A	30/60/10	[(45)/-45/90/45/-45/0/0/45/-45/0] <sub>s</sub>
B	40/50/10	[(45)/-45/90/0/-45/0/0/45/-45/0] <sub>s</sub>
C	50/40/10	[(45)/-45/90/0/-45/0/0/45/0/0] <sub>s</sub>

表 2 开孔拉伸试验结果

Table 2 Results of open hole tensile test

铺层编号	强度/MPa	失效应变/ $\mu\epsilon$
A	432.74	7694.67
B	470.48	8467.45
C	554.25	8699.62

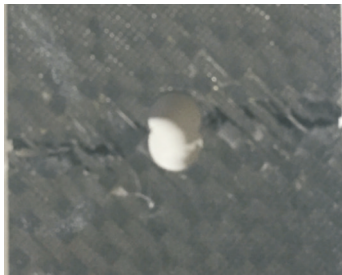
从表 2 可以看出:含孔复合材料层合板 0°铺层

比例含量从 30% 增加到 40% 时,拉伸强度和破坏应变分别增加 8.72% 和 10.04%;从 40% 增加到 50%,拉伸强度和破坏应变分别增加 17.81% 和 2.73%,表明 0° 铺层比例是决定开孔试验件拉伸强度和破坏应变的重要影响因素。

三种不同铺层类型的试验件断口如图 2 所示,可以看出:对于 A 铺层,试验件断口与加载方向垂直,纤维断裂覆盖板宽,断口处有明显的纤维拔出和分层现象,纤维拔出主要为 45° 纤维;对于 B 铺层,45° 方向部分纤维发生拔出现象;C 铺层的破坏截面较为平滑且无纤维拔出和分层现象。表明 0° 纤维含量对试验件断口有显著影响,且随着 0° 铺层比例的增加,破坏模式愈趋向于净截面拉断破坏模式。



(a) A 铺层



(b) B 铺层



(c) C 铺层

图 2 不同铺层试验件断口图

Fig. 2 Fracture modes of different laminates

## 2 损伤本构模型

复合材料层合板层内损伤行为主要包含:纤维损伤、基体损伤和二者的混合形式损伤。本文建立开孔拉伸的三维有限元模型主要包含以下三个部分:分析应力应变的本构模型、损伤起始失效准则、损伤演化准则。基于大型商业有限元软件 ABAQUS 进行应力分析,损伤起始和损伤演化通过用户子程序来完成。

对于纤维损伤和基体损伤,当纤维和基体满足失效准则后,材料进入损伤状态。对于正交各向异性连续介质损伤力学,损伤出现后,引入损伤因子张量,建立有效应力张量和真实应力张量之间的关系:

$$\sigma = M\hat{\sigma} = DC\epsilon \quad (1)$$

式中: $\hat{\sigma}$ 、 $D$ 、 $\sigma$  分别为有效应力张量、损伤因子张量及真实应力张量。

对于复合材料层合板,面内剪切 12 方向存在剪切非线性,非线性本构模型采用 H. T. Hahn 和 S. W. Tsai<sup>[18]</sup> 提出的非线性剪切本构模型,剪切模量采用割线剪切模量。

$$\epsilon_{12} = \frac{1}{G_{12}}\sigma_{12} + \alpha\sigma_{12}^3 \quad (2)$$

式中: $\alpha$  为材料剪切非线性系数。

对于纤维损伤,采用最大应变失效准则判断纤维拉伸损伤和纤维压缩损伤的起始,失效准则为

纤维拉伸模式( $\epsilon_{11} > 0$ ):

$$F_{11}^t(\epsilon_{11}) = \left(\frac{\epsilon_{11}}{\epsilon_{11}^\alpha}\right)^2 - 1 \geq 0 \quad (3)$$

纤维压缩模式( $\epsilon_{11} < 0$ ):

$$F_{11}^c(\epsilon_{11}) = \left(\frac{\epsilon_{11}}{\epsilon_{11}^\alpha}\right)^2 - 1 \geq 0 \quad (4)$$

式中, $\epsilon_{11}^\alpha$  和  $\epsilon_{11}^\alpha$  分别为纤维拉伸和压缩损伤的起始应变,由  $\epsilon_{11}^\alpha = R_{11}^t/E_{11}$ ,  $\epsilon_{11}^\alpha = R_{11}^c/E_{11}$  计算所得。

纤维损伤起始后,纤维损伤因子按照式(5)~式(6)计算:

$$d_{11}^t(\epsilon_{11}) = \frac{\epsilon_{11}^{f_t}(\epsilon_{11} - \epsilon_{11}^\alpha)}{\epsilon_{11}(\epsilon_{11}^{f_t} - \epsilon_{11}^\alpha)} \quad (5)$$

$$d_{11}^c(\epsilon_{11}) = \frac{\epsilon_{11}^{f_c}(\epsilon_{11} - \epsilon_{11}^\alpha)}{\epsilon_{11}(\epsilon_{11}^{f_c} - \epsilon_{11}^\alpha)} \quad (6)$$

$\epsilon_{11}^{f(c)}$  为纤维断裂时的破坏应变,其值与纤维断裂临界能量释放率  $G_{f(c)}$ 、材料强度  $R_{11}^{f(c)}$  及单元特

征长度  $l_{fb}$  计算相关:

$$\epsilon_{11}^{f(c)} = \frac{2G_{f(c)}}{R_{//}^{f(c)} l_{fb}} \quad (7)$$

A. Puck 等<sup>[19]</sup>通过大量关于碳纤维和玻璃纤维增强复合材料的破坏试验发现,对于复合材料基体损伤,存在一个平行于纤维方向的潜在断裂面,潜在断裂面是特定应力状态下发生失效概率最高

$$f_E(\theta) = \sqrt{\left[\left(\frac{1}{R_{\perp}^{t,is}} - \frac{p'_{\perp\psi}}{R_{\perp}^A}\right)\sigma_n(\theta)\right]^2 + \left[\frac{\tau_{nt}(\theta)}{R_{\perp\perp}^A}\right]^2 + \left[\frac{\tau_{nl}(\theta)}{R_{\perp//}^{is}}\right]^2} + \frac{p'_{\perp\psi}}{R_{\perp}^A}\sigma_n(\theta) \quad \sigma_n(\theta) \geq 0 \quad (8)$$

$$f_E(\theta) = \sqrt{\left[\left(\frac{p^c_{\perp\psi}}{R_{\perp}^A}\right)\sigma_n(\theta)\right]^2 + \left[\frac{\tau_{nt}(\theta)}{R_{\perp\perp}^A}\right]^2 + \left[\frac{\tau_{nl}(\theta)}{R_{\perp//}^{is}}\right]^2} + \frac{p^c_{\perp\psi}}{R_{\perp}^A}\sigma_n(\theta) \quad \sigma_n(\theta) < 0 \quad (9)$$

其中,

$$\begin{cases} \frac{p'_{\perp\psi}}{R_{\perp}^A} = \frac{p'_{\perp\perp}}{R_{\perp\perp}^A} \cos^2 \psi + \frac{p'_{\perp//}}{R_{\perp//}^A} \sin^2 \psi \\ R_{\perp\perp}^A = \frac{R_{\perp}^c}{2(1 + p^c_{\perp\perp})} \\ \cos^2 \psi = \frac{\tau_{nt}^2}{\tau_{nt}^2 + \tau_{nl}^2} \\ \sin^2 \psi = \frac{\tau_{nl}^2}{\tau_{nt}^2 + \tau_{nl}^2} \end{cases} \quad (10)$$

$$\begin{cases} \sigma_n(\theta) = \sigma_{22} \cos^2 \theta + \sigma_{33} \sin^2 \theta + 2\sigma_{23} \cos \theta \sin \theta \\ \sigma_{nt}(\theta) = -\sigma_{22} \cos \theta \sin \theta + \sigma_{33} \cos \theta \sin \theta + 2\sigma_{23} (\cos^2 \theta - \sin^2 \theta) \\ \sigma_{nl}(\theta) = \sigma_{12} \cos \theta + \sigma_{13} \sin \theta \end{cases} \quad (11)$$

式中:  $\sigma_n(\theta)$ 、 $\tau_{nt}(\theta)$  和  $\tau_{nl}(\theta)$  均为潜在断裂面上的应力分量,可根据式(11)计算;  $R_{\perp}^{t,is}$  为单向板横向拉伸就地强度;  $R_{\perp//}^{is}$  为就地剪切强度;  $R_{\perp}^c$  为单向板压缩强度。

G. J. Dvorak 等<sup>[20]</sup>和 P. P. Camanho 等<sup>[21]</sup>根据断裂力学假设提出了包含剪切非线性就地强度的计算模型,由于试验层合板单层厚度仅为 0.125 mm,低于碳纤维薄板和厚板 0.7 mm 的临界值,内嵌薄板和外表面薄板的就地强度计算方法如表 3 所示,其中  $G_{Ic}$ 、 $G_{IIc}$  分别为 I 型和 II 型临界能量释放率;  $t$  为层合板各子层厚度;  $\alpha$  为材料剪切非线性系数,和式(2)为同一参数,由试验获得,  $\alpha = 1.6 \times 10^{-8}$ ;  $p'_{\perp\perp}$  和  $p^c_{\perp\perp}$  为纵向斜率参数;  $p'_{\perp//}$  和  $p^c_{\perp//}$  为横向斜率参数,上标  $t$  和  $c$  分别表示拉伸和压缩状态。斜率参数分别表征潜在断裂面上法向应力状态对基体损伤的影响,若缺乏有效试验值,

的作用面。断裂面内,对于法向拉伸情况,法向拉伸应力和面内剪应力共同促进基体损伤产生,法向压缩时,随着压缩应力的增大,将通过提高失效平面的失效抵抗能力来阻碍基体损伤起始。基于上述发现,A. Puck 等建立了基于物理机制的基体失效准则:

其推荐取值如表 4 所示。

表 3 含剪切非线性就地强度的计算方法

Table 3 Mathematical expression of in-situ strength containing no-linear shear behavior

铺层类型	计算表达式	
内嵌薄层	$R_{\perp}^{t,is} = \sqrt{\frac{8G_{Ic}}{\pi t \Delta_{22}}}$	$R_{\perp}^{is} = \sqrt{\frac{(1 + \alpha \lambda 8G_{IIc}^2)^{1/2} - 1}{3\alpha G_{I2}}}$
	$\lambda = \frac{48G_{IIc}}{\pi t}$	$\Delta_{22} = 2\left(\frac{1}{E_{22}} - \frac{\nu_{21}^2}{E_{11}}\right)$
外表面薄层	$R_{\perp}^{t,is} = 1.79 \sqrt{\frac{G_{Ic}}{\pi t \Delta_{22}}}$	$R_{\perp}^{is} = \sqrt{\frac{(1 + \alpha \lambda 8G_{IIc}^2)^{1/2} - 1}{3\alpha G_{I2}}}$
	$\lambda = \frac{24G_{IIc}}{\pi t}$	$\Delta_{22} = 2\left(\frac{1}{E_{22}} - \frac{\nu_{21}^2}{E_{11}}\right)$

表 4 斜率参数的推荐取值

Table 4 Recommended inclination parameters

材料体系	$p'_{\perp//}$	$p^c_{\perp//}$	$p'_{\perp\perp}$	$p^c_{\perp\perp}$
GFRP	0.30	0.25	0.20~0.25	0.20~0.25
CFRP	0.35	0.30	0.25~0.30	0.25~0.30

对于一般的三维应力情况,应力危险系数函数  $f_E(\theta)$  的最大值对应的角度即为潜在断裂面角度。A. Puck 等<sup>[19]</sup>以纵轴为中心轴,在  $[-90^\circ, 90^\circ]$  区间内平面进行计算,计算过程以  $1^\circ$  为步长,分别求解各角度的应力危险系数,再通过比较各角度下的函数值,确定应力危险系数的最大值;最大值对应的角度即为当前载荷下基体损伤的潜在断裂面。该方法使用简单方便,但效率低且数值精度差。本文采用黄金搜索算法(Golden Section Search Algorithm)求解  $[-90^\circ, 90^\circ]$  区间内的最大值,搜索



若干次后,再采用反二次插值法求得对应的断裂面角度和应力危险系数,有效提高了搜索算法的精度和效率。当应力危险系数极大值大于或等于 1 时,表明基体损伤起始,此时的潜在断裂面即为实际发生断裂的作用面。

损伤起始后,分别定义断裂面内的等效应力和等效应变:

$$\sigma_{eq} = \sqrt{\langle \sigma_n \rangle^2 + \tau_{nl}^2 + \tau_{nt}^2} \quad (12)$$

$$\epsilon_{eq} = \sqrt{\langle \epsilon_n \rangle^2 + \epsilon_{nl}^2 + \epsilon_{nt}^2} \quad (13)$$

式中: $\epsilon_n$ 、 $\epsilon_{nl}$ 、 $\epsilon_{nt}$  均为断裂面上的应变分量,可由式(14)计算得到。

$$\begin{cases} \epsilon_n = \epsilon_2 \cos^2 \theta + \epsilon_3 \sin^2 \theta + \gamma_{23} \sin \theta \cos \theta \\ \epsilon_{nl} = 2(\epsilon_3 - \epsilon_2) \sin \theta \cos \theta + \gamma_{23} (\cos^2 \theta - \sin^2 \theta) \\ \epsilon_{nt} = \gamma_{31} \sin \theta + \gamma_{12} \cos \theta \end{cases} \quad (14)$$

定义  $\epsilon_{eq}^0$  为基体损伤起始时断裂面内的等效应变,  $\epsilon_{eq}^f$  为基体彻底失效时的等效应变,  $\epsilon_{eq}$  为当前等效应变。  $\epsilon_{eq}^f$  由单元特征长度内临界应变能释放率确定,当应变能释放率达到临界能量释放率时,材料发生完全失效,断裂面对应的等效应变即为  $\epsilon_{eq}^f$ ,建立混合模式下基于能量的损伤判据:

$$\left(\frac{g_n}{G_{mt(c)}/l_{mat}}\right)^\zeta + \left(\frac{g_{nl}}{G_{12c}/l_{mat}}\right)^\zeta + \left(\frac{g_{nt}}{G_{23c}/l_{mat}}\right)^\zeta = 1 \quad (15)$$

式中: $g_n$ 、 $g_{nl}$ 、 $g_{nt}$  分别为基体损伤起始时各应力分量对应的应变能释放密度; $G_{mt(c)}$ 、 $G_{12c}$ 、 $G_{23c}$  分别为横向拉伸、面内剪切和横向剪切临界能量释放率; $l_{mat}$  为基体的特征长度; $\zeta$  参数取值为 2。

当基体损伤完全失效时,满足:

$$g_j^f = \int_0^{\epsilon_j^f} \sigma_j d\epsilon_j \approx \frac{1}{2} \sigma_j^0 \epsilon_j^f = \frac{1}{2} \sigma_j^0 \beta_j \epsilon_{eq}^f \quad (j = n, nl, nt) \quad (16)$$

式中: $\sigma_j^0$  为基体损伤起始时断裂面的各应力分量;

$\beta_j$  为不同模式混合占比系数,其中  $\beta_n = \frac{\langle \epsilon_n \rangle}{\epsilon_{eq}}$ ,  $\beta_{nl} = \frac{\epsilon_{nl}}{\epsilon_{eq}}$ ,  $\beta_{nt} = \frac{\epsilon_{nt}}{\epsilon_{eq}}$ 。

结合上述公式,可以推导出基体损伤萌生后完全失效应变  $\epsilon_{eq}^f$  为

$$\epsilon_{eq}^f = \frac{2}{l_{mat}} \left[ \left(\frac{\sigma_n^0 \beta_n}{G_{mt(c)}}\right)^\zeta + \left(\frac{\sigma_{nl}^0 \beta_{nl}}{G_{12c}}\right)^\zeta + \left(\frac{\sigma_{nt}^0 \beta_{nt}}{G_{23c}}\right)^\zeta \right]^{-1/\zeta} \quad (17)$$

根据复合材料基体损伤双线性本构关系,定义

基体损伤变量:

$$d_{mat} = \frac{\epsilon_{eq}^f (\epsilon_{eq} - \epsilon_{eq}^0)}{\epsilon_{eq} (\epsilon_{eq}^f - \epsilon_{eq}^0)} \quad (18)$$

为了表征纤维损伤和基体损伤的不可逆性,损伤变量服从如下关系:

$$\begin{cases} d(t + \Delta t) = \max\{0, \min(1, d(t + \Delta t))\} \\ d(t + \Delta t) \geq d(t) \end{cases} \quad (19)$$

### 3 数值计算

#### 3.1 有限元模型

分别对三种不同铺层的复合材料层合板进行有限元数值分析,有限元模型的具体尺寸取试验件的名义尺寸。层合板的工程材料常数和强度参数如表 5 所示,材料的断裂韧性如表 6 所示。采用 8 节点六面体减缩积分单元 C3D8R 划分网格,沿厚度方向每一层划分一个单元。由于试验为位移控制模式,在模型中,一端固定,另一端施加位移边界条件。每一个位移增量后,读取单元的应力,根据失效准则判断单元是否发生失效,并进行损伤演化分析,当损伤累积到一定程度时,试验件发生彻底破坏。

表 5 单向板材料性能参数

Table 5 Material properties of unidirectional laminates

参数	数值	参数	数值
$E_1$ /GPa	140	$R'_{//}$ /MPa	2186
$E_2$ /GPa	8.8	$R'_{c//}$ /MPa	1240
$E_3$ /GPa	8.8	$R'_{\perp}$ /MPa	87.1
$\nu_{12}$	0.27	$R'_{\perp c}$ /MPa	229
$\nu_{13}$	0.27	$R_{\perp //}$ /MPa	165
$\nu_{23}$	0.36		

表 6 断裂韧性参数

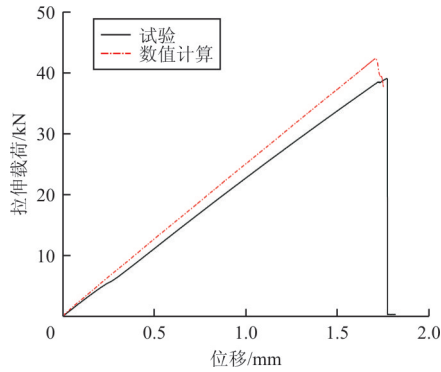
Table 6 Fracture toughness properties

参数	数值	参数	数值
$G_{\beta}$ /(kJ·m <sup>-2</sup> )	90	$G_{12c}$ /(J·m <sup>-2</sup> )	920
$G_{\beta}$ /(kJ·m <sup>-2</sup> )	82	$G_{23c}$ /(J·m <sup>-2</sup> )	920
$G_{mt}$ /(J·m <sup>-2</sup> )	520	$G_{1c}$ /(J·m <sup>-2</sup> )	520
$G_{mc}$ /(J·m <sup>-2</sup> )	1610	$G_{IIc}$ /(J·m <sup>-2</sup> )	920

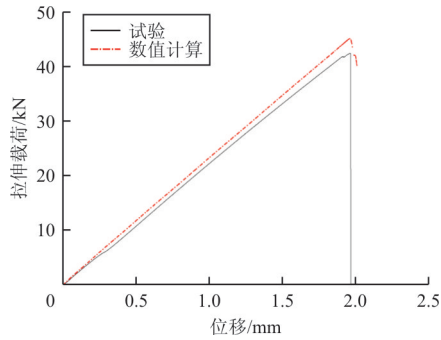
#### 3.2 强度分析

拉伸载荷作用下试验和数值计算的载荷一位移曲线如图 3 所示,可以看出:0°纤维含量越高,拉

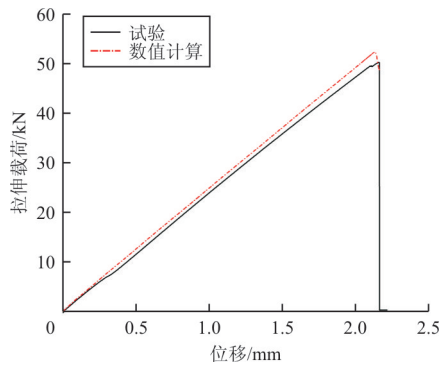
伸承载能力越强,载荷—位移曲线在损伤出现前呈线性变化;损伤出现后,曲线斜率发生轻微下降,曲线呈“弱”非线性;纤维损伤沿孔贯穿横截面后,试验件彻底破坏。



(a) A 铺层



(b) B 铺层



(c) C 铺层

图 3 层合板载荷—位移曲线

Fig. 3 Compared load-displacement curves of laminates

破坏强度根据载荷—位移曲线中的载荷最大值计算所得。三种不同铺层层合板的强度试验值和数值计算值如表 7 所示,可以看出:三种不同铺层的层合板数值计算值和试验值之间的误差都在 9%以内,表明本文所采用的方法能够准确预测复合材料中心圆孔的拉伸强度。

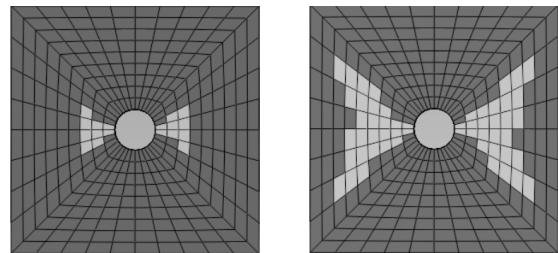
表 7 有限元模型计算结果

Table 7 Results of finite element model

铺层编号	试验值/MPa	数值计算值/MPa	误差/%
A	432.74	470.82	8.80
B	470.48	502.16	6.73
C	554.25	578.75	4.42

### 3.3 损伤扩展

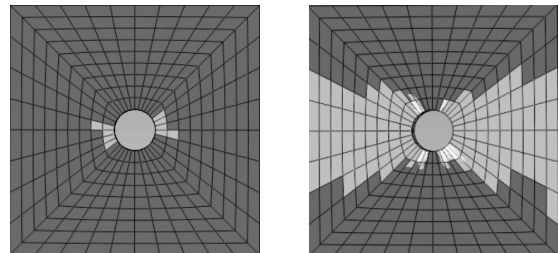
由于三种铺层层合板的几何尺寸相同,其损伤演化模式基本一致,本文只分析 A 铺层层合板的损伤扩展过程。A 铺层层合板在拉伸载荷作用下的损伤扩展过程如图 4~图 6 所示,45°铺层和—45°铺层损伤状态呈对称关系,因此只列出 45°铺层的损伤扩展过程。



(a1) 应力=430.46 MPa

(a2) 应力=457.37 MPa

(a) 纤维损伤



(b1) 应力=403.56 MPa

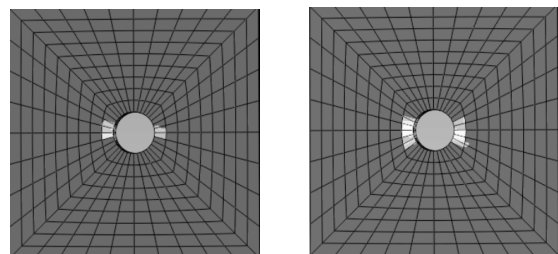
(b2) 应力=457.37 MPa

(b) 基体损伤

图 4 铺层角度为 45°时,开孔拉伸损伤扩展情况

Fig. 4 Damage expansion of opening drawing

(the layer angle is 45°)



(a1) 应力=417.01 MPa

(a2) 应力=457.37 MPa

(a) 纤维损伤

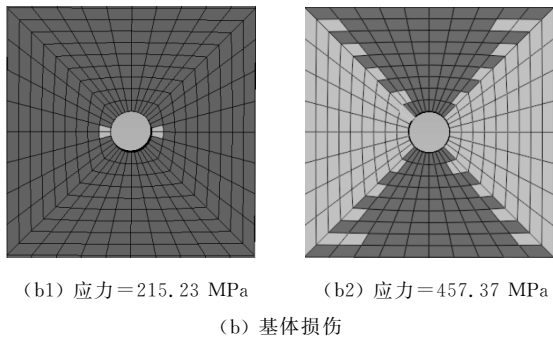


图 5 铺层角度为 90°时,开孔拉伸损伤扩展情况  
Fig. 5 Damage expansion of opening drawing  
(the layer angle is 90°)

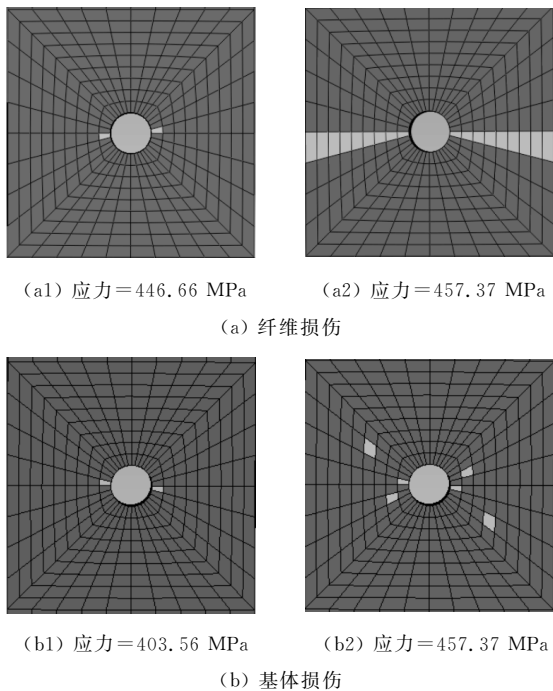


图 6 铺层角度为 0°时,开孔拉伸损伤扩展情况  
Fig. 6 Damage expansion of opening drawing  
(the layer angle is 0°)

从图 4~图 6 可以看出:随着拉伸载荷的加载,孔边由于应力集中,首先发生基体损伤,90°铺层的加载方向与纤维方向垂直,纤维方向承担载荷小且强度高,当载荷为 417.01 MPa 时才出现少量单元失效,损伤扩展速度较慢,彻底失效时仍为少量单元发生纤维损伤;其基体方向主要承载横向载荷且承载能力较弱,故在载荷达到 215.23 MPa 时,最先出现基体拉伸损伤,且损伤扩展速率较为缓慢,当彻底失效时,基体损伤沿孔横截面覆盖整个板宽;在彻底发生失效时,基体失效的单元远多

于纤维失效的单元,表明 90°铺层的主要损伤模式为基体拉伸损伤且基体损伤程度为三类铺层中最严重的。

对于 45°铺层,基体和纤维方向承受的载荷相等,由于基体承载能力较弱而首先发生基体损伤,随着基体损伤的扩展,当载荷加载至 430.46 MPa 时,出现纤维损伤;试验件彻底破坏时,45°铺层的基体损伤情况比纤维损伤情况严重。

0°铺层纤维方向与加载方向一致,纤维的承载能力强并承受了大部分载荷,故在三类铺层中首先出现纤维损伤;发生破坏时,0°铺层的纤维损伤比 45°铺层和 90°铺层的纤维损伤严重,纤维损伤沿横向扩展,且迅速扩展到边缘,试验件发生破坏,彻底丧失承载能力;0°铺层的加载方向和基体方向相互垂直,横向承受载荷较小,故出现基体损伤的单元较少,0°铺层发生基体损伤的单元为三类铺层中最少的。

### 4 结 论

(1) 随着 0°铺层比例的增加,拉伸强度和破坏应变增加,碳纤维复合材料含孔平板试验件的破坏形式主要为净截面拉伸破坏。

(2) 采用三维非线性连续介质损伤分析方法建立的含孔复合材料层合板三维有限元模型可有效预测含中心圆孔层合板在拉伸载荷作用下的损伤起始、损伤扩展和失效强度。

### 参考文献

- [1] Chang F K, Lessard L B. Damage tolerance of laminated composites containing an open hole and subjected to compressive loadings: Part I — analysis[J]. Journal of Composite Materials, 1991, 25(1): 44-64.
- [2] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites [J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2): 329-334.
- [3] Camanho P P, Maimi P, Dávila C G. Prediction of size effects in notched laminates using continuum damage mechanics[J]. Composites Science & Technology, 2007, 67 (13): 2715-2727.
- [4] 鲁国富, 刘勇, 张呈林. 含缺口复合材料层合板的三维有限元失效分析[J]. 力学季刊, 2008, 29(2): 259-265.  
Lu Guofu, Liu Yong, Zhang Chenglin. Three-dimensional finite element failure analysis of notched composite laminates[J]. Chinese Quarter of Mechanics, 2008, 29 (2): 259-265. (in Chinese)
- [5] 姚辽军, 赵美英, 周银华. 不同孔径复合材料层合板应变集

- 中及失效强度分析[J]. 机械科学与技术, 2011, 30(5): 761-764.
- Yao Liaojun, Zhao Meiyong, Zhou Yinhua. Strain concentrations and progressive damage analysis of notched composite laminates[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2011, 30(5): 761-764. (in Chinese)
- [6] 姚辽军, 赵美英. 复合材料开口板压缩载荷下损伤扩展及强度影响因素研究[J]. 机械科学与技术, 2012, 31(6): 883-887.
- Yao Liaojun, Zhao Meiyong. Damage evolution and strength influence factors of compression loaded composite laminates with an open hole[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2012, 31(6): 883-887. (in Chinese)
- [7] 李明, 马力, 吴林志, 等. 含孔复合材料层合板拉伸强度研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2011(增刊1): 1-5.
- Li Ming, Ma Li, Wu Linzhi, et al. Tensile strength of composite laminated plate containing a hole[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2011(S1): 1-5. (in Chinese)
- [8] 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 Zengshan, Guan Zhidong, He Wei, et al. Damage analysis of open-hole tension laminates[J]. Acta Material Composite Sinica, 2012, 29(1): 169-175. (in Chinese)
- [9] 朱建辉, 曾建江, 陈滨琦, 等. 复合材料层合板压缩载荷下渐进损伤分析与试验验证[J]. 机械科学与技术, 2015, 34(5): 785-789.
- Zhu Jianhui, Zeng Jianjiang, Chen Binqi, et al. Analysis and experimental validation of the progressive damage for laminate composite under compression[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2015, 34(5): 785-789. (in Chinese)
- [10] 李沛城, 姚辽军, 赵美英. 基于三维 CDM 的复合材料开口层合板失效分析[J]. 机械科学与技术, 2013, 32(2): 305-308.
- Li Peicheng, Yao Liaojun, Zhao Meiyong. Failure analysis of notched composite laminate with 3D continuum damage mechanics[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2013, 32(2): 305-308. (in Chinese)
- [11] Laurin F, Carrere N, Maire J F, et al. Enhanced strength analysis method for composite open-hole plates ensuring design office requirements [J]. Composites Engineering, 2014, 62(3): 5-11.
- [12] Su Z C, Tay T E, Ridha M, et al. Progressive damage modeling of open-hole composite laminates under compression[J]. Composite Structures, 2015, 122: 507-517.
- [13] Chen B Y, Tay T E, Baiz P M, et al. Numerical analysis of size effects on open-hole tensile composite laminates[J]. Composites Applied Science & Manufacturing, 2013, 47(1): 52-62.
- [14] Wisnom M R, Hallett S R, Soutis C. Scaling effects in notched composites[J]. Journal of Composite Materials, 2017, 44(2): 195-210.
- [15] 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 Material Composite Sinica, 2016, 33(12): 2766-2774. (in Chinese)
- [16] 吴义韬, 姚卫星, 吴富强. 复合材料层合板面内渐进损伤分析的 CDM 模型[J]. 力学学报, 2014, 46(1): 94-104.
- Wu Yitao, Yao Weixing, Wu Fuqiang. CDM model for intralaminar progressive damage analysis of composite laminate[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2014, 46(1): 94-104. (in Chinese)
- [17] ASTM D5766/D5766M-02a. Standard test method for open-hole tensile strength of polymer matrix composite laminates[S]. ASTM, 2004.
- [18] Hahn H T, Tsai S W. Nonlinear elastic behavior of unidirectional composite laminae[J]. Journal of Composite Materials, 1973, 7(1): 102-118.
- [19] Puck A, Schürmann H. Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models[J]. Composites Science & Technology, 2002, 62(12/13): 1633-1662.
- [20] Dvorak G J, Laws N. Analysis of progressive matrix cracking in composite laminates II - First ply failure[J]. Journal of Composite Materials, 1987, 21(4): 309-329.
- [21] Camanho P P, Dávila C G, Pinho S T, et al. Prediction of in situ strengths and matrix cracking in composites under transverse tension and in-plane shear[J]. Composites Applied Science & Manufacturing, 2006, 37(2): 165-176.

### 作者简介:

拓宏亮(1989—),男,博士研究生。主要研究方向:复合材料结构设计和损伤和强度分析。

马晓平(1964—),男,博士,研究员,博导。主要研究方向:无人总体、结构设计。

卢智先(1959—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:复合材料结构设计、无损检测。

(编辑:马文静)