

文章编号:1674-8190(2013)03-285-07

基于 CDM 的开口复合材料层合板结构损伤研究

王文智, 万小鹏, 姚辽军
(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 为研究含开口复合材料层合板结构在面内载荷作用下的损伤破坏问题, 基于 CDM 基本原理, 从平面应力状态下的 Gibbs 自由能出发, 建立描述复合材料层合板结构层内断裂破坏的二维渐进损伤关系; 基于 ABAQUS 材料用户子程序, 将上述渐进损伤关系与二维 Hashin 失效准则相结合, 开发复合材料损伤本构模型, 并对含开口复合材料层合板结构在拉伸载荷作用下的破坏过程进行数值模拟; 通过与文献试验数据的对比, 证明该模型在平面拉伸载荷状态下可以有效预测含开口层合板结构的损伤起始与扩展过程, 对层合板强度的预测误差较小。应用上述模型对三种不同开口类型层合板结构在剪切载荷作用下的损伤、破坏分析, 结果表明: 对于相同面积的开口, 不同的开口类型会导致层合板抗剪强度产生较大的差异; 而在铺层相同情况下, 椭圆形开口层合板的剪切强度相对较高。

关键词: 复合材料; CDM; 剪切破坏; 损伤扩展; 开口结构
中图分类号: TB33 **文献标识码:** A

Damage and Failure Study of Composite Laminates with Reinforced Cutout Based on CDM

Wang Wenzhi, Wan Xiaopeng, Yao Liaojun

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

Abstract: Based on the continuum damage mechanics(CDM) theory and Gibbs free energy principle, a two dimensional progressive damage model is built to describe the damage and failure process of composite laminates under the plane stress state. This damage mode is combined with the Hashin damage criterion and coded by the ABAQUS user subroutine as a new damage constitutive model for composite laminates. To verify its capacity, a FE model with above damage constitutive is applied to analyze the damage onset and propagation of the composite laminates with centric cutout. Compared with the experimental, the results show that the above damage constitutive has relative high capability in describing the laminates structural damage propagation processes. This material model is further used to study damage evolution in different layers for laminates with three different cutout-shapes under the shear load, and the results show that the cutout-shape has very sensitive influence on damage and failure processes of composite laminates.

Key words: composite; continuum damage mechanics(CDM); shear failure; damage propagation; cutout-shapes

0 引言

纤维增强树脂基复合材料层合板结构是目前飞行器制造中应用最广泛的一种复合材料结构形

式。然而在结构设计与制造过程中, 经常需要层合板结构包含开口, 而开口的存在打断了长纤维的传力路线, 使得结构因为局部刚度、强度的突变产生应力集中现象甚至导致破坏。因此, 对含开口复合材料层合板结构在平面载荷条件下的损伤问题进行研究, 对于该类材料的应用有着重要意义。

复合材料层合板的损伤属于多模式混合损伤过程。目前公认的损伤模式有纤维拉伸/压缩损

收稿日期: 2012-09-28; 修回日期: 2013-03-02

通信作者: 王文智, w5020646@hotmail.com

伤、基体拉伸/压缩损伤、纤维-基体剪切损伤以及分层损伤等,而结构的最终破坏则是各种损伤相互耦合作用的结果。对于复合材料损伤分析,渐进损伤分析方法是一种公认的有效方法,该方法能够较好地模拟层合板不同铺层的损伤起始、扩展情况,并对结构破坏模式以及最终破坏强度的预测均有较好的效果。而在实际应用中,可以根据材料退化阶段的退化方式不同,将渐进损伤分析方法划分为突降型渐进损伤预测方法和基于损伤状态变量的渐进损伤预测方法。这两种方法的应力分析和失效模式分析过程完全相同,主要差异在于材料损伤后性能退化方式的选取上。

突降型渐进损伤方法,是材料发生某种形式的损伤后,采用一次性退化假设,即每个单元材料同种失效模式只退化一次。该方法的优点是计算效率较高,缺点是当材料体系发生改变时,原有的退化方案也将不再有效,需要重新通过试验对原有的材料性能退化方案进行修改。而基于损伤状态变量的渐进损伤预测方法则是根据连续介质损伤力学(Continuum Damage Mechanics,简称 CDM)观点,采用损伤状态变量对复合材料中不同形式的损伤进行描述,该方法能够对材料发生初始损伤后的损伤状态进行连续性描述,从而能够更精确地描述复合材料结构内部连续损伤过程。

针对复合材料渐进损伤问题,国内外研究者进行了大量的研究。S. C. Tan 等^[1]利用二维模型,对开口层合板在压缩载荷作用下的损伤扩展情况进行了数值模拟,针对材料性能退化问题,通过引入损伤状态变量来表征由于不同形式损伤引起的复合材料强度下降,并通过大量试验研究确定了这些损伤状态变量的取值。P. P. Camanho 等^[2]针对复合材料连接结构的损伤问题,将二维渐进损伤模型扩展到了三维情况,利用内部损伤状态变量来表征不同形式的材料损伤引起的材料性能退化。Th. Kermanidis 等^[3]采用三维渐进损伤模型对面板内拉伸载荷作用下复合材料单搭接接头进行数值模拟,采用了与 Camanho 不同的材料退化准则,该准则不仅考虑了材料失效后其刚度的退化,同时也考虑了材料泊松比的退化。王丹勇、崔海坡、温卫东等^[4-5]对拉伸、压缩载荷作用下复合材料含孔板的损伤破坏情况进行了深入研究,较为全面地讨论了基体开裂、纤维-基体剪切、分层和纤维断裂四

种损伤形式下层合板的最终破坏情况。鲁国富等^[6]在对含孔复合材料层合板在拉伸载荷作用下的损伤破坏研究中,讨论了层合板材料参数 ν_{23} 对层合板最终失效情况的影响。

本文针对开口复合材料层合板结构在平面载荷下的损伤问题,基于 Gibbs 自由能密度,建立二维复合材料参数退化模型,对含开口复合材料的损伤破坏过程进行研究,从而为未来复杂复合材料结构的损伤预测提供一定参考。

1 复合材料二维渐进损伤模型

相对于三维复合材料渐进损伤模型,二维渐进损伤模型具有建立简便、计算效率高、所需参数少等优点。本文从平面应力状态下的 Gibbs 自由能密度出发,建立二维复合材料含损伤本构模型。考虑到线性退化方式易产生模型收敛性问题,采用指数型退化方式定义损伤状态变量。

1.1 损伤状态变量的建立

在平面应力状态下,Gibbs 自由能密度的表达式为

$$G = \frac{\sigma_{11}^2}{2(1-d_1)E_{11}} + \frac{\sigma_{22}^2}{2(1-d_2)E_{22}} + \frac{\tau_{12}^2}{2(1-d_4)G_{12}} - \frac{\nu_{12}\sigma_{11}\sigma_{22}}{E_{11}} \quad (1)$$

式中: E_{11} 、 E_{22} 、 G_{12} 、 ν_{12} 为复合材料单层板的材料性能参数; d_i ($i=1,2,4$)为材料内部损伤状态变量,其表达式按文献[7]所述方法计算得到,各损伤参数表达式如下

$$d_1 = 1 - \frac{\exp\left[-\frac{X_{T,C}\epsilon_f^{t,c}L^c(d_f-1)}{G_{c,1}}\right]}{d_f} \quad (2)$$

$$d_2 = 1 - \frac{\exp\left[-\frac{Y_{T,C}\epsilon_m^{t,c}L^c(d_m-1)}{G_{c,2}}\right]}{d_m} \quad (3)$$

$$d_f^2 = \begin{cases} \left(\frac{\epsilon_{11}}{\epsilon_f^t}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{12}}{\epsilon_f^t}\right)^2 \geq 1 & (\epsilon_{11} \geq 0) \\ \left(\frac{\epsilon_{11}}{\epsilon_f^c}\right)^2 \geq 1 & (\epsilon_{11} < 0) \end{cases} \quad (4)$$

$$d_m^2 = \begin{cases} \left(\frac{\epsilon_{22}}{\epsilon_m^t}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{12}}{\epsilon_f^t}\right)^2 \geq 1 & (\epsilon_{22} \geq 0) \\ \left(\frac{\epsilon_{22}}{\epsilon_m^c}\right)^2 + \left(\frac{\gamma_{12}}{\epsilon_f^t}\right)^2 \geq 1 & (\epsilon_{22} < 0) \end{cases} \quad (5)$$

式中: $X_{T,C}$ 、 $Y_{T,C}$ 分别为材料面内两方向的拉伸/压

缩强度; $G_{c,i}$ ($i=1,2$) 分别为材料两个主方向的临界断裂应变能释放率; d_f, d_m 为材料失效参数, 本文参考基于平面应变的二维 Hashin 失效准则对其进行定义; L^c 为单元特征长度。

1.2 复合材料二维渐进损伤模型的建立

通过对 ABAQUS 材料用户子程序进行二次开发, 将二维 Hashin 失效准则与上述材料渐进损伤模型相结合, 建立复合材料损伤本构模型。在材料损伤之前, 将层合板按照线弹性各向异性体处

$$C_d = \begin{bmatrix} (1-d_1)C_{11} & (1-d_1)(1-d_2)C_{12} & 0 \\ (1-d_1)(1-d_2)C_{12} & (1-d_2)C_{22} & 0 \\ 0 & 0 & (1-d_1)(1-d_2)C_{44} \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: C_{ij} ($i, j=1, 2, 4$) 为无损状态下正交各向异性材料各刚度系数; d_i ($i=1, 2$) 根据公式(2)和公式(3)计算得到。

1.3 粘性正则化

选择商用软件 ABAQUS 作为计算平台, 采用其材料用户子程序库 (UMAT) 实现上述退化模型。在 ABAQUS 材料用户子程序的每个分析步中, 需要对每个单元材料积分点的应力和刚度矩阵 $D_{DS}D_{DE}(I, J)$ 进行更新; 其中, 单元材料积分点处的矩阵 $D_{DS}D_{DE}(I, J)$ 表示计算过程中, 每个载荷增量步所得到的第 J 个应变分量的改变引起的第 I 个应力分量的变化, 因此对 $D_{DS}D_{DE}(I, J)$ 的更新合理与否, 会直接影响模型计算过程中的收敛速度。

为了保证计算收敛性, 在各个分析步中对材料内部损伤状态变量 d_i ($i=1, 2$) 采用公式(8)进行粘性正则化^[8-9]:

$$d_i^v \Big|_{t_0} + \Delta t = \frac{\Delta t}{\eta + \Delta t} d_i \Big|_{t_0} + \Delta t + \frac{\eta}{\eta + \Delta t} d_i^v \Big|_{t_0} \quad (i=1, 2) \quad (8)$$

各损伤状态变量进行粘性正则化后, 再采用如公式(9)所示的表达式对 $D_{DS}D_{DE}(I, J)$ 进行更新。

$$\frac{\partial \Delta \sigma}{\partial \Delta \epsilon} = C_d + \left[\left(\frac{\partial C_d}{\partial d_1^v} : \epsilon \right) \left(\frac{\partial d_1}{\partial d_f} \frac{\partial d_f}{\partial \epsilon} \right) + \left(\frac{\partial C_d}{\partial d_2^v} : \epsilon \right) \left(\frac{\partial d_2}{\partial d_m} \frac{\partial d_m}{\partial \epsilon} \right) \right] \frac{\Delta t}{\Delta t + \eta} \quad (9)$$

式中: Δt 为单位增量时间步长; 参数 η 为粘性正则化系数。

理, 通过刚度矩阵计算其各项应力, 并通过 Hashin 失效准则判断材料是否损伤; 当材料发生损伤时, 引入指数型损伤状态变量, 对复合材料层合板的不同类型损伤扩展过程进行描述。

单层复合材料含损本构关系为

$$\sigma = C_d : \epsilon \quad (6)$$

式中: C_d 为含损伤正交各向异性材料刚度矩阵, 由损伤状态变量对复合材料刚度矩阵中不同参数的折减得到, 其表达式为

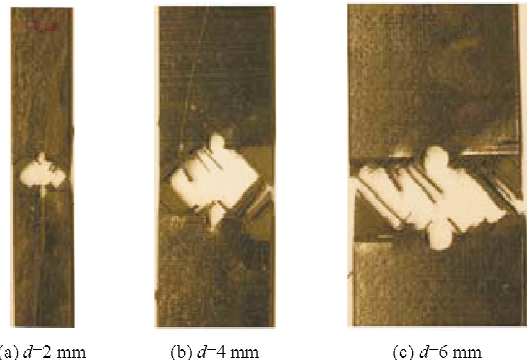
2 基于渐进损伤模型的含开口层合板数值分析

2.1 二维渐进损伤模型的有效性验证

为了验证二维渐进损伤模型的有效性, 参照 P. P. Camanho 等^[10]的试验, 对含开口复合材料层合板在拉伸载荷下的破坏过程进行数值模拟研究。

各试验件模型的长度为 150 mm, 板宽与开口直径之比均为 6, 试验件的开口直径分别为 2、4、6、8 和 10 mm; 材料为 IM7-8552, 其性能参数见文献^[10]; 各试验件铺层顺序均为 $[90/0/\pm 45]_{3s}$ 。

不同孔径下各层合板完全破坏后的试验结果与数值模拟结果如图 1 和图 2 所示。通过对比二者的断口形貌可以看出, 不同开口尺寸层合板均在开口边缘沿水平方向产生损伤并逐渐扩展, 最终导致层合板的完全断裂; 而由数值模拟所得结果可知, 层合板开口边缘处同样发生明显的损伤, 且扩展方向与试验所得结果相符。



(a) $d=2$ mm

(b) $d=4$ mm

(c) $d=6$ mm

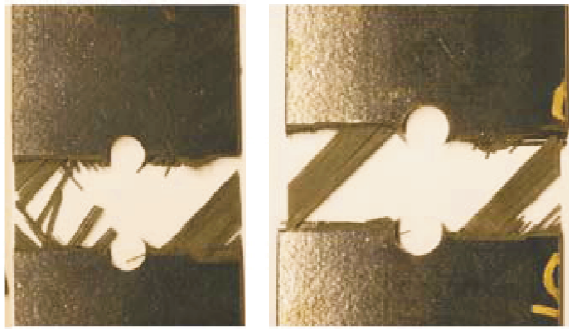
(d) $d=8\text{ mm}$ (e) $d=10\text{ mm}$

图1 含各种孔径层合板结构拉伸破坏最终形貌
Fig. 1 Final morphology of tensile failure laminates with different sizes of cutout

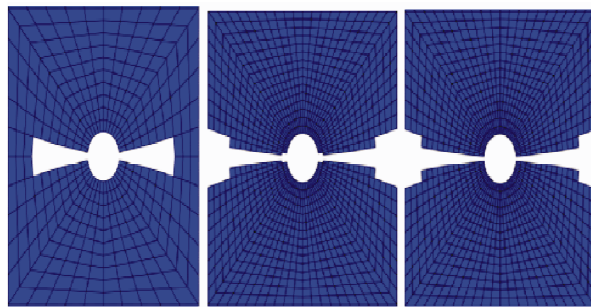
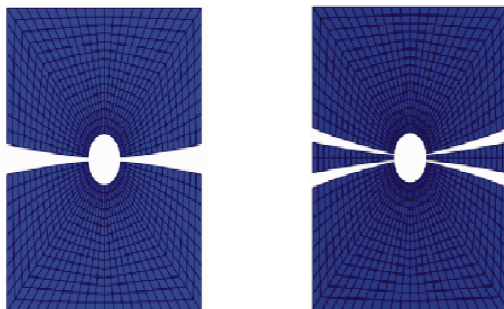
(a) $d=2\text{ mm}$ (b) $d=4\text{ mm}$ (c) $d=6\text{ mm}$ (d) $d=8\text{ mm}$ (e) $d=10\text{ mm}$

图2 采用渐进损伤模型得到的层合板破坏数值模拟结果
Fig. 2 Numerical simulation results of laminates damaged by CDM

采用渐进损伤模型计算得到的各层合板强度值与试验结果对比如表1所示,采用本文所述的二维渐进损伤模型能够有效预测复合材料含开口层合板的强度,总体误差低于10%,能够满足工程设计要求。

表1 含开口层合板结构试验强度与数值模型预测强度对比

Table 1 Failure strength comparison of test and numerical results for laminates with cutout

开口直径 d/mm	试验值/ MPa	预测值/ MPa	相对误差/ $\%$
2	555.7	515.5	-7.2
4	480.6	428.4	-10.1
6	438.7	397.5	-9.4
8	375.7	387.2	3.1
10	373.7	382.8	2.4

采用二维渐进损伤模型计算得到的各层合板在拉伸载荷作用下的载荷一位移曲线如图3所示。

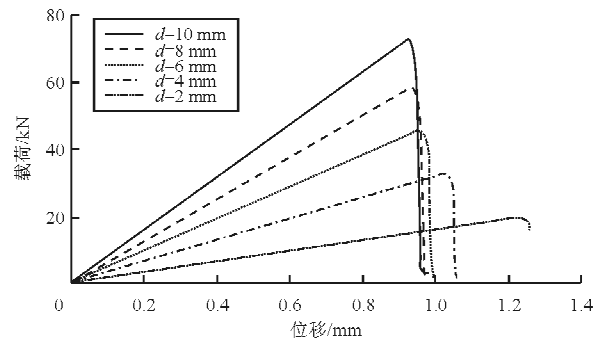


图3 含不同孔径层合板结构的拉伸载荷一位移曲线
Fig. 3 Tensile load-displacement curves of laminates with different sizes of cutout

从图3可以看出:在层合板未发生损伤时,载荷一位移曲线呈线性上升趋势;随着载荷逐渐增大,开口出现损伤并快速扩展,最终发生脆性断裂破坏,载荷迅速下降。本文所采用的材料模型在模拟层合板损伤破坏过程中,具有较好的收敛性,可以对该结构从初始损伤到完全破坏的全过程进行模拟。

2.2 层合板剪切载荷损伤破坏分析

上述二维渐进损伤材料模型经与试验对比后,进一步应用于对含开口复合材料层合板在纯剪切载荷作用下的损伤破坏规律数值研究。数值模型采用 $40\text{ mm}\times 40\text{ mm}$ 的正方形层合板,在开口面积不变的情况下,设计了圆形、长圆形和椭圆形三种开口形状。层合板材料为IM7-8552,各试验件铺层顺序均为 $[0/\pm 45/90]_{2s}$ 。载荷工况采用如图4所示的正剪切载荷工况,通过剪切位移加载。

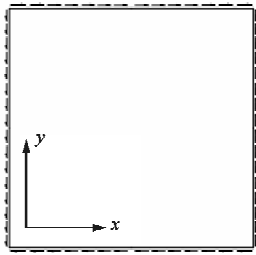


图 4 正剪切载荷工况

Fig. 4 Positive shear load condition

由数值模型得到的各型开口结构在剪切载荷作用下的损伤破坏情况如图 5~图 7 所示。

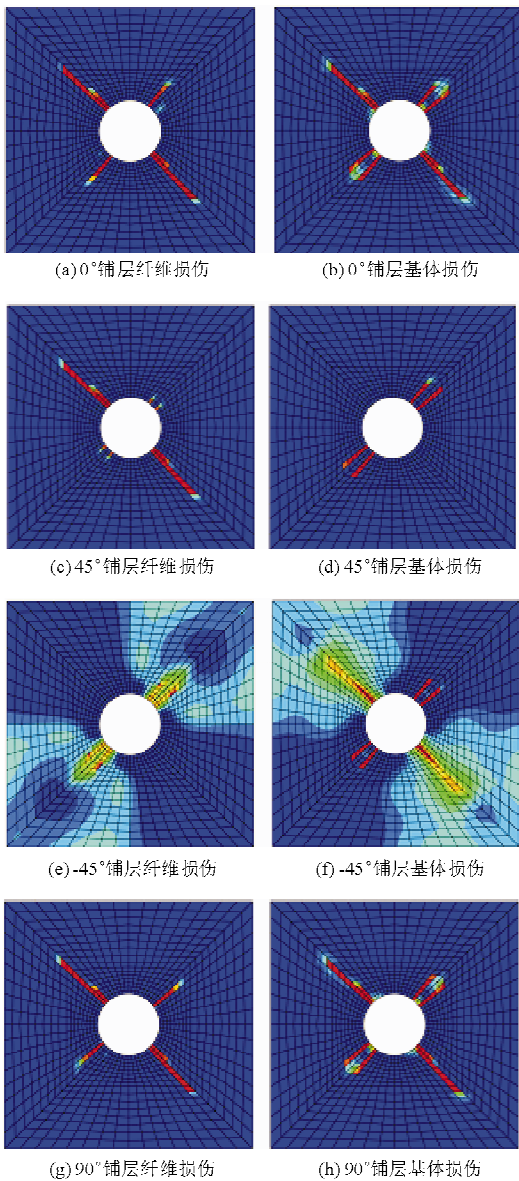


图 5 圆形开口层合板在剪切载荷作用下各铺层的损伤情况

Fig. 5 Damage evolution in different layers for laminates with round cutout under the shear load

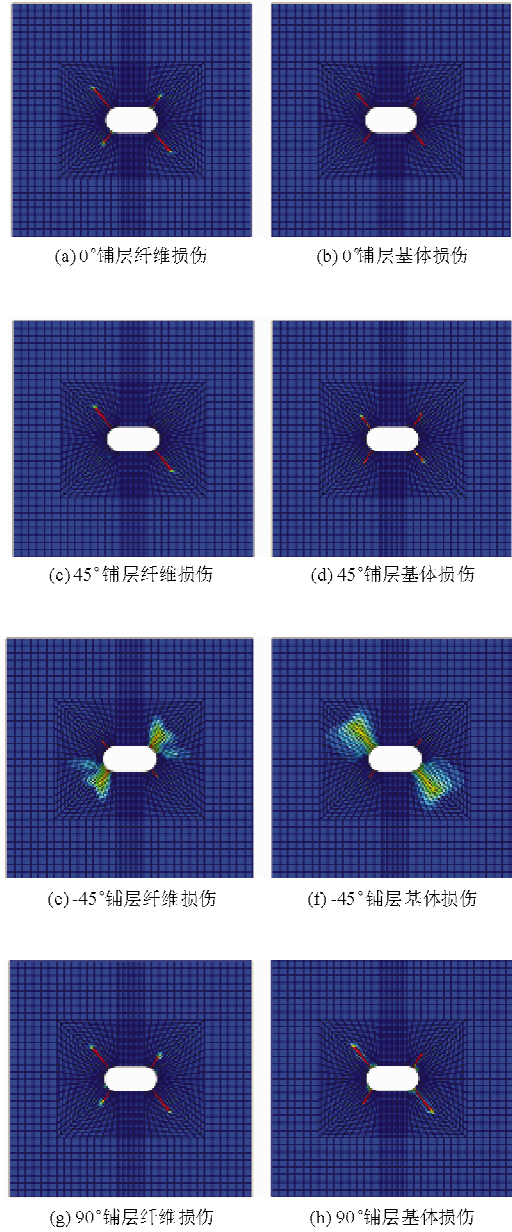


图 6 长圆形开口层合板在剪切载荷作用下各铺层的损伤情况

Fig. 6 Damage evolution in different layers for laminates with obround cutout under the shear load

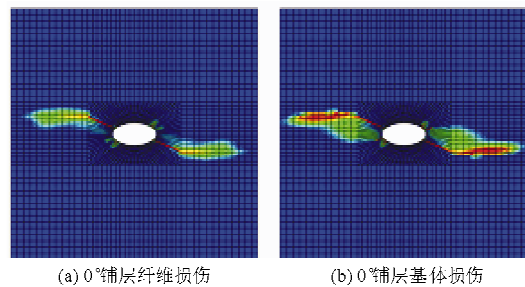


图 7 椭圆形开口层合板在剪切载荷作用下各铺层的损伤情况

Fig. 7 Damage evolution in different layers for laminates with oval cutout under the shear load

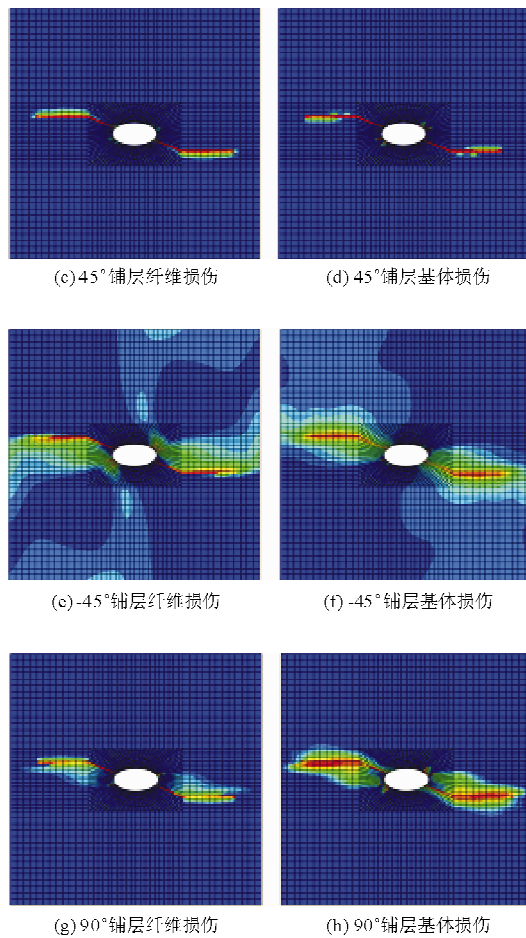


图7 椭圆形开口层合板在剪切载荷作用下各铺层的损伤情况

Fig. 7 Damage evolution in different layers for laminates with ellipse cutout under the shear load

从图5~图7可以看出,在剪切载荷作用下,层合板的损伤起始位置均在开口区域,并沿着一定角度向四周扩展。

从图5可以看出:对于圆形开口层合板结构,各铺层中均会发生纤维损伤和基体损伤,并沿 $\pm 45^\circ$ 对角线方向扩展; 0° 铺层与 90° 铺层的损伤扩展情况基本相同,而 45° 铺层中主要是纤维拉伸损伤, -45° 铺层中主要是基体拉伸损伤。

从图6可以看出,长圆形开口层合板各铺层的纤维与基体损伤均出现在开口处的圆弧与直边连接位置,并沿 $\pm 45^\circ$ 对角线方向扩展。

从图7可以看出,椭圆形开口层合板各铺层中的纤维损伤区域与基体损伤区域基本重合,初始损伤出现在开口处并沿 $\pm 30^\circ$ 方向扩展。

不同开口类型层合板结构在剪切载荷作用下的载荷-位移曲线如图8所示。

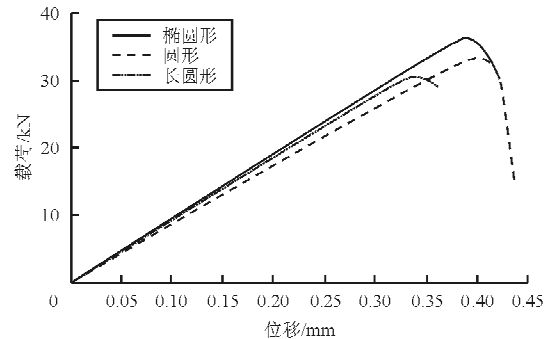


图8 不同开口类型层合板结构剪切载荷-位移曲线
Fig. 8 Shear load-displacement curves of laminates with different cutout shapes

从图8可以看出:在开口面积相同的情况下,椭圆形开口层合板的剪切强度最高,长圆形开口层合板的剪切强度最低;而在层合板未发生损伤破坏前,椭圆形开口层合板的剪切刚度最高,圆形开口层合板的剪切刚度最低。通过与图3对比可知,开口层合板在剪切载荷作用下的损伤破坏呈现出一定的非线性特性,与拉伸载荷作用下层合板的脆性断裂有较大差异。

3 结论

(1) 基于CDM方法建立的复合材料二维渐进损伤模型能够对复合材料层合板的面内损伤进行较为有效地预测,在断口形式、结构强度方面具有较高的准确性,并具有良好的模拟收敛性。

(2) 开口形状直接影响着层合板结构的损伤起始与扩展过程;对于圆形、长圆形开口层合板,其不同铺层中的损伤主要在开口附近沿 $\pm 45^\circ$ 方向扩展;而椭圆形开口层合板的损伤则主要在开口附近沿 $\pm 30^\circ$ 方向扩展。

(3) 在开口面积相同的情况下,开口的形状会导致层合板抗剪强度与刚度产生相当大的差异;椭圆形开口层合板的剪切强度与刚度均较高,长圆形开口层合板的剪切刚度次之,其强度则最低。

参考文献

- [1] Tan S C, Perez J. Progressive failure of laminated composites with a hole under compressive loading[J]. Journal of

- Reinforced Plastics & Composites, 1993, 10(12): 1043-1057.
- [2] Camanho P P, Matthews F L. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates[J]. Journal of Composite Materials, 1999, 24(23): 2248-2280.
- [3] Kermanidis Th, Labeas G, Tserpes K I, et al. Finite element modeling of damage accumulation in bolted composite joints under incremental tensile loading[C]. European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, Barcelona, 2000.
- [4] 王丹勇, 温卫东, 崔海涛. 含孔复合材料层合板静拉伸三维逐渐损伤分析[J]. 力学学报, 2005, 37(6): 788-794.
Wang Danyong, Wen Weidong, Cui Haitao. Three-dimensional progressive damage analysis of composite laminates containing a hole subjected to tensile loading[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2005, 37(6): 788-795. (in Chinese)
- [5] 崔海坡, 温卫东, 崔海涛. 含孔复合材料层合板在压缩载荷下的三维逐渐损伤[J]. 机械工程学报, 2006, 42(8): 89-94.
Cui Haipo, Wen Weidong, Cui Haitao. Three-dimensional progressive damage of laminated composites with a hole under compressive loading[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2006, 42(8): 89-94. (in Chinese)
- [6] 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 Quarterly of Mechanics, 2008, 29(2): 259-265. (in Chinese)
- [7] Lemaitre J, Desmorat R. Engineering damage mechanics, ductile, creep, fatigue and brittle failures [M]. Berlin: Springer-Verlag, 2010.
- [8] Hai Qing, Leon Mishnaevsky Jr. 3D constitutive model of anisotropic damage for unidirectional ply based on physical failure mechanisms[J]. Computational Materials Science, 2010, 50(2): 479-486.
- [9] Peter Linde, Jurgen Pleitner, Henk de Boer, et al. Modeling and simulation of fibre metal laminates [C] // 2004 ABAQUS Users' Conference. Boston: ABAQUS Inc., 2004: 412-439.
- [10] Camanho P P, Maimi P, Davila C G. Prediction of size effects in notched laminates using continuum damage mechanics[J]. Composites Science and Technology, 2007, 67(13): 2715-2727.

作者简介:

王文智(1984—),男,博士研究生。主要研究方向:复合材料结构损伤分析。

王小朋(1962—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:飞行器总体设计、飞行器结构设计、航空器事故分析。

姚辽军(1986—),男,博士研究生。主要研究方向:复合材料结构损伤分析、高分子材料断裂力学。

(编辑:马文静)

(上接第279页)

- [5] 吴石林, 张玘. 误差分析与数据处理[M]. 北京: 清华大学出版社, 2010.
Wu Shilin, Zhang Qi. Error analysis and data processing [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2010. (in Chinese)
- [6] 费业泰. 误差理论与数据处理[M]. 北京: 机械工业出版社, 2011.
Fei Yetai. Error theory and data processing[M]. Beijing: China Machine Press, 2011. (in Chinese)

作者简介:

张冰融(1984—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计。

詹浩(1972—),男,博士,教授。主要研究方向:飞行器设计、飞行动力学、流体力学。

张怡哲(1972—),男,博士,副教授。主要研究方向:火力、飞行、推进控制系统综合、自动攻击系统等。

张炜(1963—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞行器设计、人机系统工程。

(编辑:赵毓梅)