

开孔层压板拉伸破坏的 2D 渐进损伤模拟

2D Progressive Damage Simulation of Tensile Failure of Laminated Plate With Open Hole

沈阳发动机设计研究所 罗鹏 朱峰 越冬峰

[摘要] 运用渐进损伤的唯象描述方法,结合应力分析、失效判断、材料刚度退化对开孔层压板在拉伸载荷下从材料开始出现局部破坏直到整个构件失效的过程进行了基于 2D 有限元模型的数值模拟,模拟得到的位移载荷曲线与文献曲线基本一致,对最终破坏载荷的预测与文献中的试验值相差 -2.0%,与文献预测值相差 1%,表明渐进损伤方法可以在工程上用于层压板的失效模拟和预测。

关键词: 复合材料 渐进损伤分析 拉伸破坏

[ABSTRACT] The simulation of tensile failure process of a laminated plate with an open hole is presented here based on 2D FE model with a phenomenological method that is progressive damage analysis combining stress analysis and failure judgment with stiffness reduction of materials. Good conformity of displacement-load curves is shown between simulated result here and literature result. The predicted ultimate tensile failure load value is only -2.0% less than the test data and 1% greater than the predicted data in the literature, which validates the application of progressive damage analysis for composites laminate failure simulation and prediction in engineering.

Keywords: Composites Progressive damage analysis Tensile failure

随着复合材料在结构件上的深入应用,为了更准确地预测复合材料层合结构件的承载能力,研究人员已不满足采用理想均匀材料下的一次分析结果,依据最上一层失效即层板失效或所有层失效即层板失效的原则来确定层板的极限强度,对渐进损伤分析的方法兴趣越来越浓厚^[1-3],本研究即通过对开孔层板的拉伸破坏模拟,研究这种方法的工程适用性。

1 问题描述

模拟对象为文献 [3] 所描述的开孔层板拉伸破坏试验,试验所用

试件及加载形式见图 1,试件尺寸参数见表 1,其中 H 为试件厚度,材料的力学性能参数如表 2 所示。

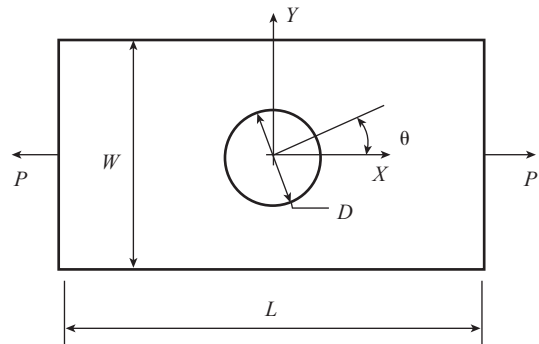


图1 开孔层板拉伸试验试件
Fig.1 Laminate specimen for tensile experiment

表1 试件尺寸及铺层形式

D/mm	L/mm	W/mm	H/mm	Lay-up
6.350	203.2	25.4	2.616	[0/(±45)/90 ₃] _s

根据文献 [3],该试件的拉伸强度为 235.8MPa,对应的构件极限载荷为: $P=235.8\text{MPa} \times 25.4\text{mm} \times 2.616\text{mm} = 15.668\text{kN} \approx 15.7\text{kN}$ 。

2 2D 渐进损伤模拟

根据问题的对称性,取开孔矩形板的 1/2 建立 2D 有限元模型如图 2 所示,网格数为 1762,固定模型左侧

表2 层板材料的力学性能参数

名称	E_1/GPa	E_2/GPa	G/GPa	ν_{12}	ν_{23}	X_T/MPa	X_C/MPa	Y_T/MPa	Y_C/MPa	S_{12}/MPa
T300/1034-C	146.9	11.4	6.18	0.3	0.4	1370.6	1379.0	66.5	268.2	133.8

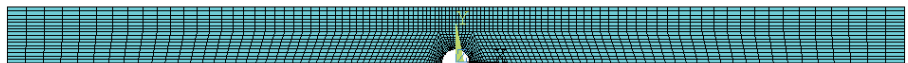


图2 开孔矩形板的有限元模型
Fig.2 FE model of rectangle specimen with open hole

边界位移,模型下侧施加对称边界条件,右侧施加载荷。

2.1 分析流程

- (1) 施加载荷 P ;
- (2) 结构应力分析;
- (3) 根据应力分析结果和失效准则判断是否出现材料破坏, 若否则转向 f , 是则转向 d ;
- (4) 对失效处材料的刚度参数按失效模式依材料退化准则进行退化;
- (5) 根据材料退化结果判断构件是否彻底失效, 若是则结束, 否则转下一步 f ;
- (6) 更新载荷值: $P=P+\Delta P$, 转 a 。

2.2 失效准则

由于 Tsai-Wu 准则这类统一失效准则不能在判断材料失效的同时指出失效模式, 因而在渐进损伤分析中较少被采用或只用来与其他准则进行比较^[4-5]。进行渐进损伤分析常用的准则有 Hashin 准则^[6]、Chang-Chang 准则^[7]、Christensen 准则^[8]等或这些准则的修正形式, 这些准则既考虑了多个应力分量对材料失效的耦合作用, 又在判断材料失效的同时指出了失效模式。这有利于在渐进损伤分析中既得到初始失效强度和最终失效强度, 又得到损伤形式及损伤扩展规律。

在进行开孔层板拉伸破坏的 2D 有限元模拟时, 采用 Hashin 最初依单层复合材料失效模式提出的失效准则^[6]:

$$\text{纤维拉伸破坏: } \left(\frac{\sigma_{11}}{F_1^{tu}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{F_{12}^{su}}\right)^2 = 1, \quad \sigma_{11} > 0;$$

$$\text{纤维压缩破坏: } \left(\frac{\sigma_{11}}{F_1^{cu}}\right)^2 = 1, \quad \sigma_{11} < 0;$$

$$\text{基体拉伸破坏: } \left(\frac{\sigma_{22}}{F_2^{tu}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{F_{12}^{su}}\right)^2 = 1, \quad \sigma_{22} \geq 0;$$

基体压缩破坏:

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{2F_{23}^{su}}\right)^2 + \left[\left(\frac{F_2^{cu}}{2F_{23}^{su}}\right)^2 - 1\right] \left(\frac{\sigma_{22}}{F_2^{cu}}\right) + \left(\frac{\sigma_{12}}{F_{12}^{su}}\right)^2 = 1, \quad \sigma_{22} < 0。$$

2.3 材料退化准则

损伤后的材料退化性能退化方式也有多种, 本文采用文献 [9-10] 中提出的损伤材料弹性常数折减模型, 认为破坏对材料刚度的作用效果可以用中间状态变量 D_i^T 和 D_i^C 表示, 具体为:

$$\text{基体拉伸或剪切开裂: } E_2^d = D_2^T E_2, \quad G_{12}^d = D_4^T G_{12}, \quad G_{23}^d = D_4^T G_{23};$$

$$\text{基体压缩或剪切开裂: } E_2^d = D_2^C E_2, \quad G_{12}^d = D_4^C G_{12}, \quad G_{23}^d = D_4^C G_{23};$$

$$\text{纤维拉伸断裂: } E_1^d = D_1^T E_1;$$

$$\text{纤维压缩屈曲: } E_1^d = D_1^C E_1;$$

基体拉伸或剪切和纤维拉伸断裂同时发生:

$$E_1^d = D_1^T E_1, \quad E_2^d = D_2^T E_2, \quad G_{12}^d = D_4^T G_{12}, \quad G_{13}^d = D_4^T G_{23};$$

基体拉伸或剪切和纤维压缩屈曲同时发生:

$$E_1^d = D_1^C E_1, \quad E_2^d = D_2^T E_2, \quad G_{12}^d = D_4^T G_{12}, \quad G_{23}^d = D_4^T G_{23};$$

基体压缩或剪切和纤维拉伸断裂同时发生:

$$E_1^d = D_1^T E_1, \quad E_2^d = D_2^C E_2, \quad G_{12}^d = D_4^C G_{12}, \quad G_{23}^d = D_4^C G_{23};$$

基体压缩或剪切和纤维压缩屈曲同时发生:

$$E_1^d = D_1^C E_1, \quad E_2^d = D_2^C E_2, \quad G_{12}^d = D_4^C G_{12}, \quad G_{23}^d = D_4^C G_{23}。$$

文献根据大量的 AS4/3502 准各向同性试件模拟校核, 推荐退化因子的取值为: $D_1^T=0.07, D_1^C=0.14, D_2^T=D_4^T=0.2, D_2^C=D_4^C=0.4$ 。在此针对 T300/1034-C, 取退化因子 $D_1^T=0.08, D_1^C=0.14, D_2^T=D_4^T=0.11, D_2^C=D_4^C=0.19$ 。

3 分析结果

文献 [3] 中该试件的拉伸破坏试验数据为: 235.8MPa, 对应的构件破坏载荷为:

$P=235.8\text{MPa} \times 25.4\text{mm} \times 2.616\text{mm}=15.668\text{kN}$, 本课题预测的破坏载荷为 15.36kN, 相对误差为 -2.0%, 文献 [3] 预测的破坏载荷为 $P=228.6\text{MPa} \times 25.4\text{mm} \times 2.616\text{mm}=15.189\text{kN}$ 。图 3 显示了本课题模拟的位移-载荷曲线, 图中红色直线表示无损伤时构件的载荷-位移关系, 蓝色线对红色线的下偏表明了出现损伤后, 构件刚度下降。图 4 为文献 [3] 的预测曲线。

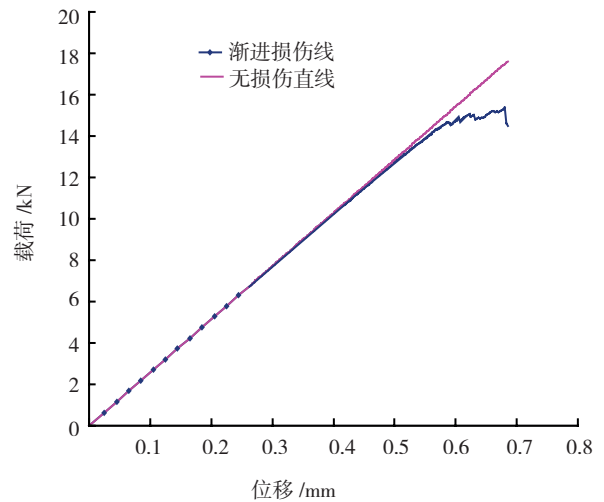


图3 本课题数值模拟的位移-载荷曲线
Fig.3 Displacement-load curve of data simulation in this study

损伤的起始和演化: 模拟计算的损伤起始时的位移为 0.265mm 对应载荷为 6.813kN, 由于铺层对称, 图 5 展示了 1~10 层在损伤起始时的损伤情况, 黄色表示只

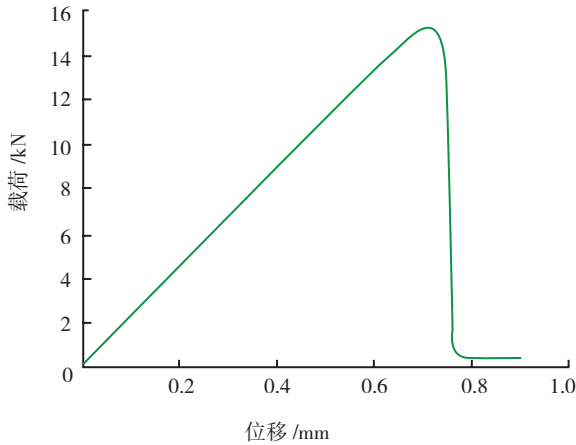


图4 文献[3]模拟的位移-载荷曲线
Fig.4 Displacement-load curve from literature [3]

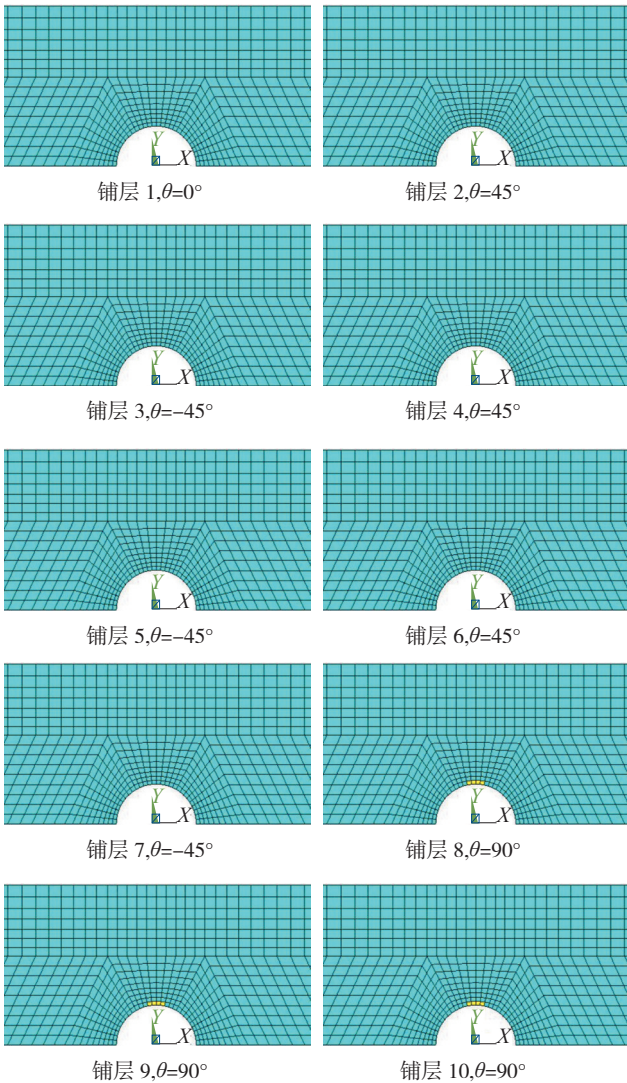


图5 载荷为6.81kN时开孔层板的损伤情况
Fig.5 Damage distribution at load=6.81kN

出现基体失效,红色表示只出现纤维失效,灰色表示纤维和基体都出现失效,其余蓝绿色部分表示未出现失效。由图可见,最先出现失效的为 90° 铺层的第8、9、10三层,位置为垂直于载荷方向的孔边应力集中处,且3层的损伤情况一样。

损伤起始于 90° 铺层,在 9° 铺层随后的扩展情况见图6,与之对应的在 45° 铺层随后的扩展情况见图7, -45° 铺层的损伤情况与 45° 铺层损伤情况沿Y轴对称,在 0° 铺层随后的扩展情况见图8。

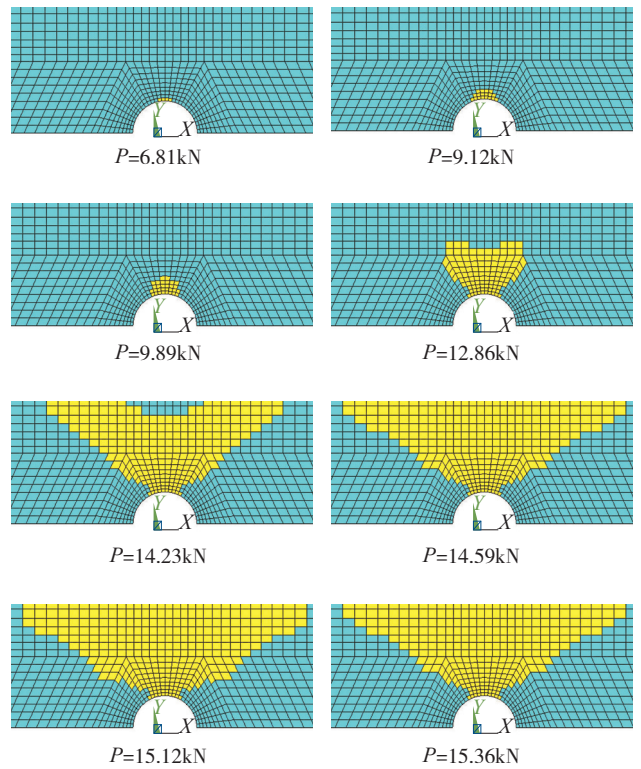


图6 拉伸破坏过程中 90° 层的损伤扩展
Fig.6 Damage progressing in 90° layer during tensile failure

4 结束语

由前一节模拟的拉伸位移-载荷曲线及各层损伤扩展过程可以得出如下5点结论:

(1) 当层压板承受 0° 方向的面内载荷时,对于 90° 铺层,主要靠基体承受拉伸载荷;对于 $\pm 45^\circ$ 铺层,纤维和基体共同承担载荷,以剪切载荷为主;而对于 0° 铺层,主要靠纤维承受拉伸载荷。由于基体的拉伸强度远低于纤维的拉伸强度, 90° 铺层将最先出现基体损伤形式的失效,随后是 $\pm 45^\circ$ 铺层基体在剪切载荷下失效,导致 0° 铺层的纤维承受越来越大的载荷,故而 0° 铺层首先出现的是纤维失效。

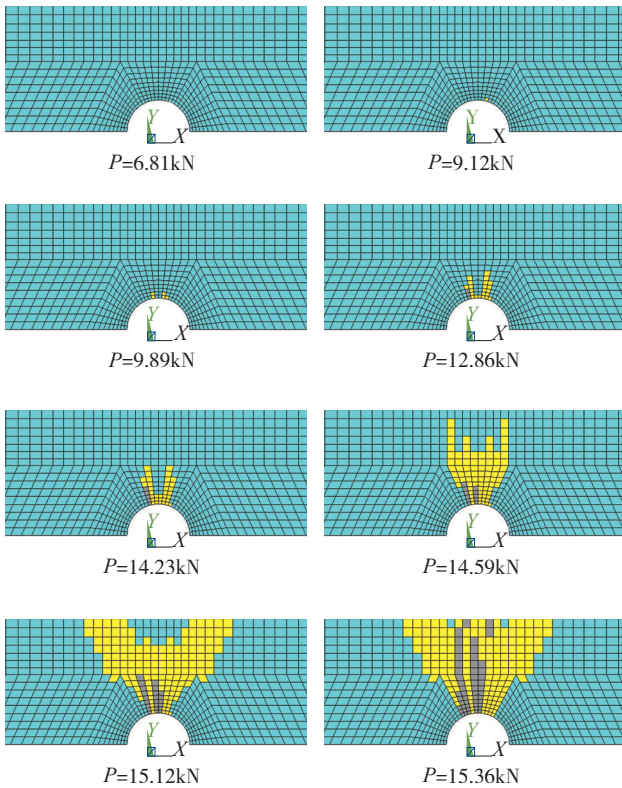


图7 拉伸破坏过程中45°层的损伤扩展

Fig.7 Damage progressing in 45° layer during tensile failure

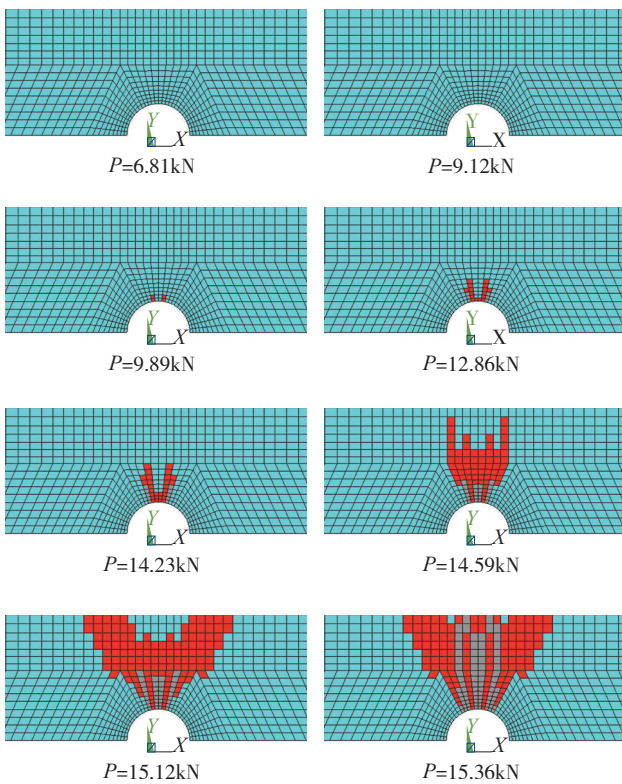


图8 拉伸破坏过程中0°层的损伤扩展

Fig.8 Damage progressing in 0° layer during tensile failure

(2) 当 90° 铺层在最小净截面处基体全部损伤时, ±45° 和 0° 铺层仍有相当部分材料未发生失效, 其中 0° 铺层由于载荷沿纤维方向, 该方向强度较高, 故而失效范围最小。

(3) 当 0° 铺层在最小净截面处完全失效时, 意味着构件达到其承受载荷的极限, 构件完全失效, 失去承载能力。

(4) 2D 模型的模拟结果表明, 铺设角度相同的单层, 损伤情况相同, 这是采用经典层压板理论的 2D 层压板单元的局限所在, 而非真实情况。

(5) 简单的 2D 模型对于承受面内载荷的层压板的失效进行较好的模拟, 相对于采用 3D 模型所费计算成本也较小, 对破坏载荷的预测误差在工程允许误差范围内, 可以基本反映其失效机理; 但是对失效机理的更为精细的描述则需要建立 3D 模型, 以包含非面内因素的影响; 也需要更紧密的结合试验, 研究退化因子的取值对预测精度的影响。

参考文献

- [1] 王丹勇, 温卫东, 崔海涛, 累积损伤方法在复合材料接头研究中的应用. 机械工程材料, 2006, 1(30): 1-8.
- [2] Basu S. Simulation of Progressive Failure in Multidirectional Composite Laminated Panels 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. 18-21 April 2005, Austin, Texas.
- [3] Wang Y Q, Tong M B, Zhu S H. Three dimensional continuum damage mechanics model of progressive failure analysis in fiber-reinforced composite laminates. 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC structures, structural dynamics, and materials conference 17th 4-7 May 2009, palm Springs, California.
- [4] Knight N F. Factors influencing progressive failure analysis prediction for laminated composite structure 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC structures, structural dynamics, and Materials conference. 7-10 April 2008, Schaumburg, IL.
- [5] Moncada A M. Micromechanics-based progressive failure analysis of composite laminates using different constituent failure theories. 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. 7-10 April 2008, Schaumburg, IL.
- [6] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fibre composites. J. Appl. Mech, 1980, 47: 329-334.
- [7] Chang F K, Chang K Y. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentration. Journal of composite materials, 1987, 21: 834-835.
- [8] Sleight D W. Progressive failure analysis methodology for laminated composite structures. NASA/TP-1999-209107, 1999.
- [9] Tan S C. A progressive failure model for composite laminates containing openings. Journal of Composite Materials, 1991, 25: 556-577.
- [10] Camanho P P, Matthews F L. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates. Journal of composite materials, 1999, 33: 2248-2280.

(责编 小城)