

文章编号: 1000-3851(2012)06-0243-06

剪切载荷下含椭圆形大开口层合板的试验研究

高维成^{*1}, 李小乐¹, 刘伟¹, 刘婷²

(1. 哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001; 2. 上海商用飞机设计研究院, 上海 200232)

摘要: 在面内纯剪切载荷作用下, 采用试验与有限元模拟方法研究了结构中心设置椭圆形大开口的正方形复合材料层合板的应力/应变集中现象及屈曲、后屈曲行为, 通过测试结果对试验件失效模式进行了评估。研究表明: 层合板开口附近应力/应变集中程度很高; 大尺寸开口使结构稳定性显著降低, 且开口层合板具有较好的后屈曲承载能力; 由于弯曲产生高水平的层间应力, 导致局部分层损伤并伴有基纤剪切破坏; 随着横向挠度的增加, 各应力集中区域的纤维发生拉伸断裂, 导致整体结构瞬间发生脆性失效。有限元模拟结果与试验结果符合较好。

关键词: 复合材料层合板; 大开口; 剪切试验; 屈曲; 失效模式

中图分类号: TB332 **文献标志码:** A

Experimental study on composite laminate with a large elliptical cutout under shear load

GAO Weicheng^{*1}, LI Xiaole¹, LIU Wei¹, LIU Ting²

(1. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200232, China)

Abstract: Experiments and finite-element-method(FEM) analysis have been conducted to investigate the effect of a large size elliptical cutout on the stress/strain concentration and buckling, post-buckling behaviour of a square composite laminate under in-plane shear load. It is observed that the stress/strain concentration near the vicinity of cutout is considerable and the stability of the laminate declines remarkably due to the large cutout. The post-buckling loading capacity of laminate structure with a cutout is specific high. The failure modes of the test panel evaluated by experiments show that the high inter-laminar stress induced by the bending of laminate leads to the local damage of delamination companied by the fibre matrix shear-out. And with the structure's horizontal deflection increasing, the fibre in the stress/strain concentration area is stretched to fracture resulting in the whole laminate collapsed instantaneously. The FEM analysis results agree well with the experimental results.

Keywords: composite laminate; large size cutout; shear experiment; buckling; failure mode

飞机结构构件的设计中, 为满足制造及使用功能上的要求, 如工艺施工、检查维修、管道通过等, 在复合材料层合板承力结构件上开口/孔是不可避免的。与常规金属材料不同, 复合材料开口/孔将切断纤维而引起层合件整体刚度和强度的下降, 且开口/孔边缘应力集中现象和边界效应势必造成开口局部的提前破坏, 这势将对飞机的使用安全和使用寿命产生巨大的影响。因此, 对开口复合材料层合板构件力学性能的研究尤为重要, 其在特定载荷下的力学行为日益受到研究人员的重视。

按照几何尺寸大小, 开口形式可分为: 小开

口、中开口、大开口。三者受力特点不同, 对于层合板结构的影响也各不相同。杨乃宾、章怡宁将直径达到 150 mm 以上的开口/孔称作大开口^[1]。目前, 国内外主要研究中、小开口结构。Ghannadpour 等^[2-6]通过有限元方法分别探究了开口方位角等其他开口参数对面内拉伸或压缩载荷下的开口复合材料层合板应力集中现象以及结构屈曲、后屈曲行为的影响。Komur 和 Singh^[7-9]系统地研究了层合板铺层、开口形状以及载荷方向对剪切载荷作用下开口层合板屈曲和后屈曲行为的影响。Guo 等^[10-11]探讨了经过补强的开圆孔复合材料层合板结构承受

剪切载荷的应力集中现象,并对经过补强后的开口层合板模型进行了剪切试验验证补强效果。王丹勇、温卫东等^[12]发展了一种拉伸载荷下含孔复合材料层合板的三维逐渐损伤模型,并探讨了层合板的损伤机制及各类损伤的相互关联作用。韩小平等^[13-14]基于经典层合板理论及含孔偏轴单向板的孔边应力计算公式,给出了含孔的有限宽度复合材料层合板应力集中系数(SCF)的近似计算方法,并对不同孔口缝合补强参数的层合板进行了试验研究,得到了不同缝合参数、孔边位置以及载荷条件下的应变集中系数。

上述研究均针对开口直径小于 80 mm 的中、小开口层合板,且多是拉伸或压缩载荷条件下的研究。大尺寸开口区域的应力集中水平要远远高于常规中、小开口,开口对于结构稳定性的影响也不容忽视。由于成本及试验条件的限制,目前,对于含大尺寸开口层合板构件的研究大多停留在理论研究和数值仿真分析阶段,剪切载荷作用下的大开口层合板的研究更少。本文作者以含有椭圆形大开口的复合材料层合平板作为研究对象,通过试验对其在纯剪切载荷作用下的力学行为进行了研究和探索,结合试验结果和有限元分析结果,得到了一些有意义的结论,对于含大开口的复合材料层合结构的补强设计具有重要的工程意义。

1 试验设计

检修人员通过口是航空构件中典型大开口。参照航空构件中含有维修人员通过口的受剪腹板,试验件取 940 mm×940 mm×5.7 mm 的正方形薄板,结构中心设置长轴 $a=508$ mm、短轴 $b=340$ mm 的椭圆形开口,开口直径远大于 150 mm,如图 1 所示。试验件由中强度高模量单向带 T800 碳纤维增强树脂基复合材料分 30 层对称铺设构成,铺层顺序为 $[45/-45/0/0/-45/90/45/45/90/-45/0/0/-45/45/0]_s$ 。试验件四边简支,承受纯剪切载荷。

由材料强度理论,剪切载荷可以分为拉伸或压缩两个对角分量。基于这种思想设计了如图 2 所示的试验加载装置,通过对角线方向施加拉伸载荷模拟纯剪切载荷。设拉伸载荷为 F ,试验件边长为 a ,则传递到试件上的剪切载荷 $N_{xy} = F/(\sqrt{2}a)$ 。试验件在加工时边缘预留宽度 60 mm 的夹持边框,便于卡具夹持试验件。为避免夹持边框由于螺栓孔边挤压发生破坏,边框正反两面分别粘贴 940 mm×

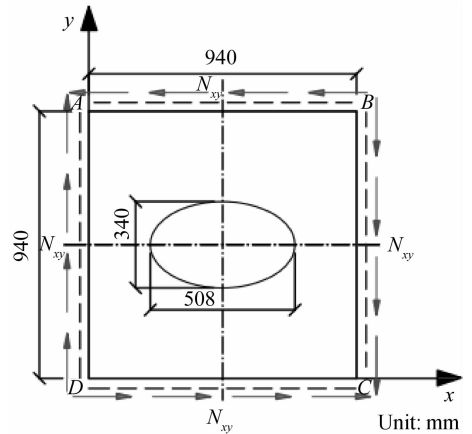


图 1 试验件几何尺寸及边界条件

Fig. 1 Geometry and boundary conditions of the test panel

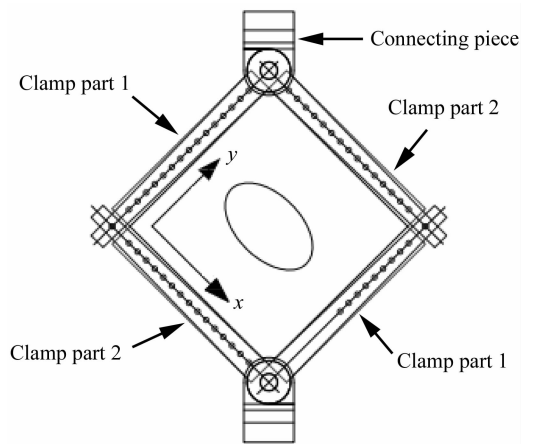


图 2 剪切试验夹具简图

Fig. 2 Clamp of the shear experiment

60 mm×4 mm 的 Q235 钢板。零件 1 和零件 2 在夹持区域,采用变宽度设计,使得剪切载荷沿夹持边均匀传递。所有零件均采用高强度钢制造,以保证在加载过程中不发生变形。

零件 1、2 及接头由直径 38 mm 销轴连接,以保证拉力始终通过试验件的对角线。试验加载装置为 WAW-1000 型电液伺服万能试验机,加载过程采用多级加载直至试验件破坏。

2 结果与讨论

2.1 试验结果分析

复合材料层合板在承受面内载荷时,由于单层的各向异性,不同方向铺层所体现的应力集中现象也各不相同。为了研究结构宏观应力/应变场,根据试验件受力情况及前期分析结果,对应变测量点进行了优化排布,共设 122 个应变测量传感器。

由经典层合板理论,当 $N_{xy} = 54.03$ N/mm 时,

对应未开口层合板 $\pm 45^\circ$ 方向应变 ϵ_{45° 为 163×10^{-6} , 0° 、 90° 方向上应变趋近 0。表 1 给出了试验件各方向测得的最大应变, 其中 $\pm 45^\circ$ 方向应变最大, 这与受剪切载荷层合板 $\pm 45^\circ$ 方向铺层是主要承载层相符。对比未开口与开口后应变数据, 相同载荷下开口层合板最大应变是未开口层合板的 5 倍, 且 0° 、 90° 方向应变增加更为明显。可见, 层合板开口边产生了严重的应力/应变集中现象。

试验测得数据量比较庞杂, 在载荷-应变曲线试验结果列出时, 选取 0° 、 45° 和 90° 方向应变测点中应变水平最高的 12 个测点及对角线上正反两面对应两个测点, 研究开口层合板的承载路径和屈

曲、后屈曲行为。图 3 列出上述开口周边关键测点应变-载荷曲线。

图 3(a) 中测点位于方板对角线上沿开口边的 45° 方向, 测点 13 布置于层合板正面, 测点 16 置于反面对应位置, 由图可得出: (1) 试验加载初期, 两测点应变值及变化趋势完全相同, 绝对值随载荷增加呈线性增长。由于试验件是对称的, 在面内载荷作用下, 如果结构没有横向弯曲变形, 正反面对应测点的应变是一致的, 图中 54.03 N/mm 之前的两对称点的应变值符合这一规律; (2) 载荷超过 54.03 N/mm 时, 测点 13 位置由压缩逐渐转变为拉伸, 而测点 16 位置应变随载荷增加而加速变化,

表 1 开口口边关键点应变测量值

Table 1 Experimentally measured strain values of keypoints at the cutout edge

Applied load/ ($\text{N} \cdot \text{mm}^{-1}$)	Status of test panel	$\times 10^{-6}$					
		0° Point 1	0° Point 2	90° Point 9	90° Point 10	45° Point 5	-45° Point 7
54.03	Undamaged	-515	511	-314	509	-822	861
68.56	Injured	985	687	646	590	903	1654
300.16	Failure	9877	6862	5182	3015	8460	12356

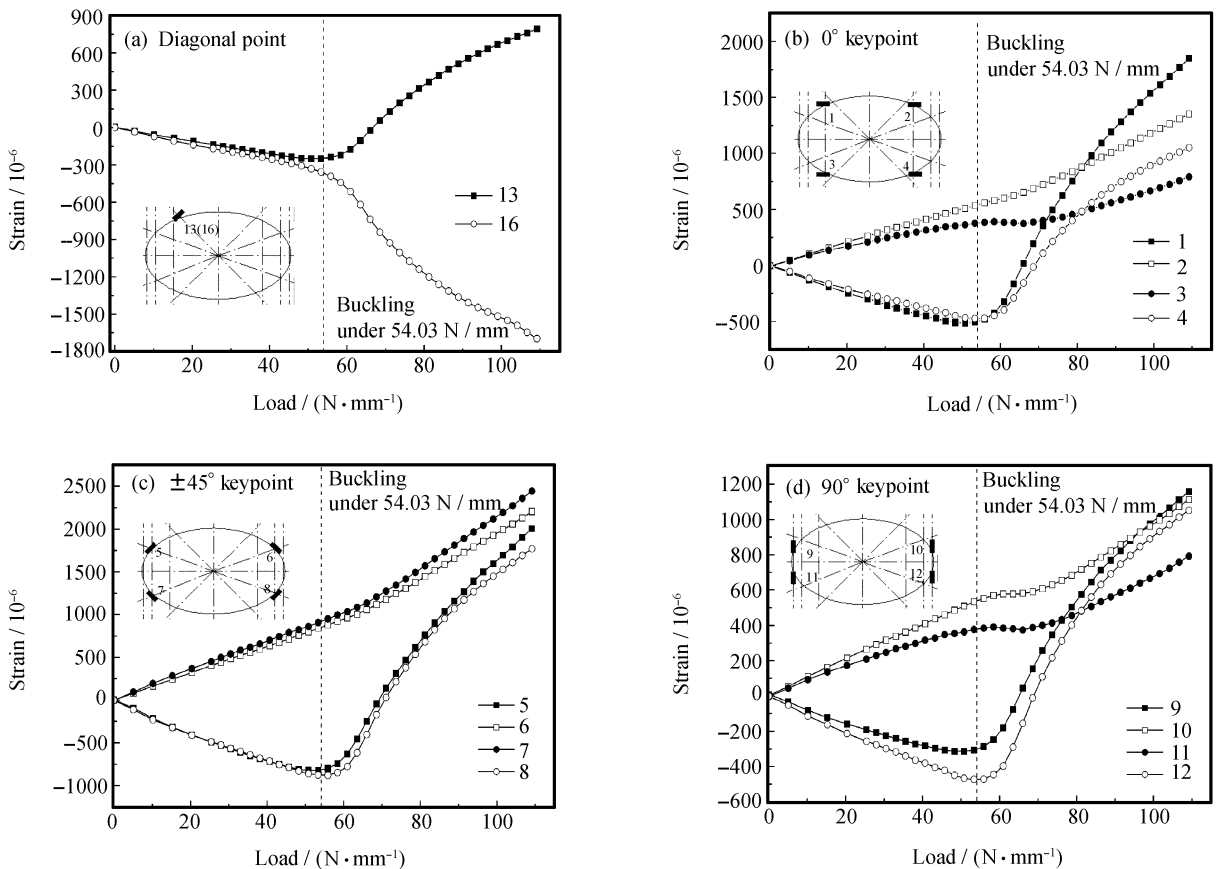


图 3 试验件关键测点应变-载荷曲线

Fig. 3 Strain-load curves of keypoints on the test panel

结构出现横向弯曲变形。观察图 3(b)、3(c)、3(d) 中的测点曲线, 在载荷增加到 54.03 N/mm 时, 曲线斜率均发生明显变化, 说明试验件此时发生屈曲, 判断 $N_{xy} = 54.03 \text{ N/mm}$ 为试验件的临界屈曲载荷 $N_{xy,cr}$; (3) 试验件在发生屈曲后并没有立即破坏, 而是进入了后屈曲承载阶段。试验中, 当试验载荷为 68.56 N/mm 时, 试验件发出轻微的层间分离声音, 结构开始发生局部损伤; 当载荷加至 86 N/mm 时明显观察到试验件的屈曲变形; 结构完全失去承载能力时, 试验载荷为 370.2 N/mm, 是结构临界屈曲载荷的 6.85 倍, 可见该层合板具有很强的后屈曲承载能力。

图 3(b) 对应试验中的 0° 方向应变集中区域测点, 理论上测点 1、4 以及测点 2、3 均具有对称性, 且这两组应变测点具有反对称性。从图中可以看到整体结构屈曲之前, 各测点对称性和反对称性保持良好; 而当结构屈曲后, 由于试件横向位移的产生, 测点应变值的反对称性发生明显改变, 原本受压的测点位置逐渐转变为受拉。图 3(c)、3(d) 分别对应 $\pm 45^\circ$ 和 90° 方向应力/应变集中区域测点试验结果, 与图 3(b) 中 0° 方向测点类似, 在结构发生屈曲之前, 各测点对称性、反对称性良好。

对比图 3 中各个阶段应变值, 可以看出当结构发生屈曲后, 由于横向变形的影响, 应力/应变重新分布, 随着载荷的增加, 试验件的挠曲率和抗弯刚度逐渐增加, 导致屈曲后各测量点应变随载荷增加的变化趋势变缓。

2.2 试验与仿真结果对比

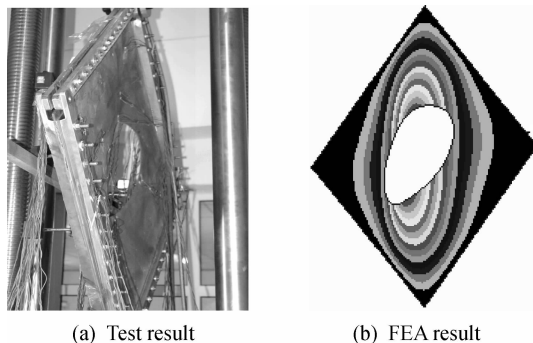
利用 Msc. Patran & Nastran 复合材料建模模块 Composite Modeler 分别建立了未开口和开口板有限元模型, 采用带弯曲和薄膜刚度耦合任选项的四边形等参单元 QUAD4 单元, 进行了剪切载荷下的有限元仿真分析, 模型边界条件如表 2 所示, 表中字母所代表的边界及坐标系选取参照图 1。

表 2 模型边界约束条件

Table 2 Boundary conditions of FE model

Boundary	A	B	AB, BC, CD, DA
Displacement	$U_x = 0$	—	—
	$U_y = 0$	$U_y = 0$	—
	$U_z = 0$	—	$U_z = 0$

图 4 对比了试验件屈曲模式的试验结果和有限元分析结果, 有限元分析得到的试验件屈曲模式与试验结果一致。开口层合板屈曲载荷仿真值为



(a) Test result (b) FEA result

图 4 屈曲模式实验和模拟结果对比

Fig. 4 Comparison of buckling situation from experimental and FEA results

52.8 N/mm, 与试验结果 $N_{xy,cr} = 54.03 \text{ N/mm}$ 吻合较好, 误差小于 5%, 对比未开口层合板的屈曲载荷仿真值 $N_{xy,cr} = 125.6 \text{ N/mm}$, 椭圆形大开口使试验件稳定性下降 57%。

图 5 列出试验件在 $N_{xy} = 44.8 \text{ N/mm}$ 时沿对角线方向应变分布的仿真结果与试验结果。对比分析可知, 仿真与试验得到的应变分布状况基本相同, 最大误差小于 10%, 证明所设计的试验方案能准确地模拟试验件受剪切载荷的状态, 同时也验证了有限元仿真模型的正确性。

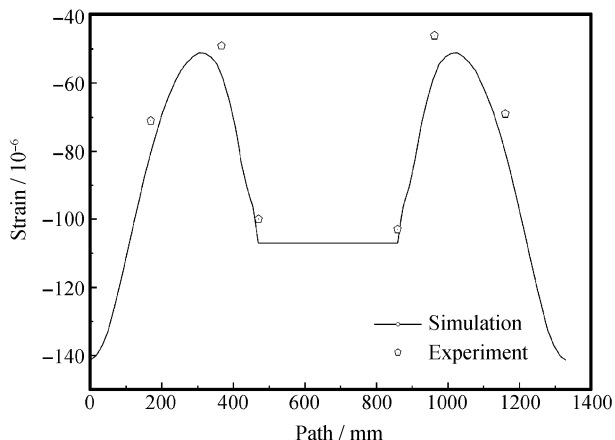


图 5 沿层合板 45° 对角线方向应变分布情况

Fig. 5 Strain distribution along 45° diagonal of the laminate

图 6 中分别是测点 13、16 及 5 试验应变-载荷曲线与有限元模拟结果。对比分析可知, 结构发生屈曲前, 试验值与计算值基本一致, 而有限元分析得到的临界屈曲载荷稍小于试验值, 且在后屈曲承载阶段, 试验测得的应变值小于仿真结果。这可能是由于试验中所使用的试验夹具对于试验件边缘的转角有一定约束, 未能达到理想的简支条件。

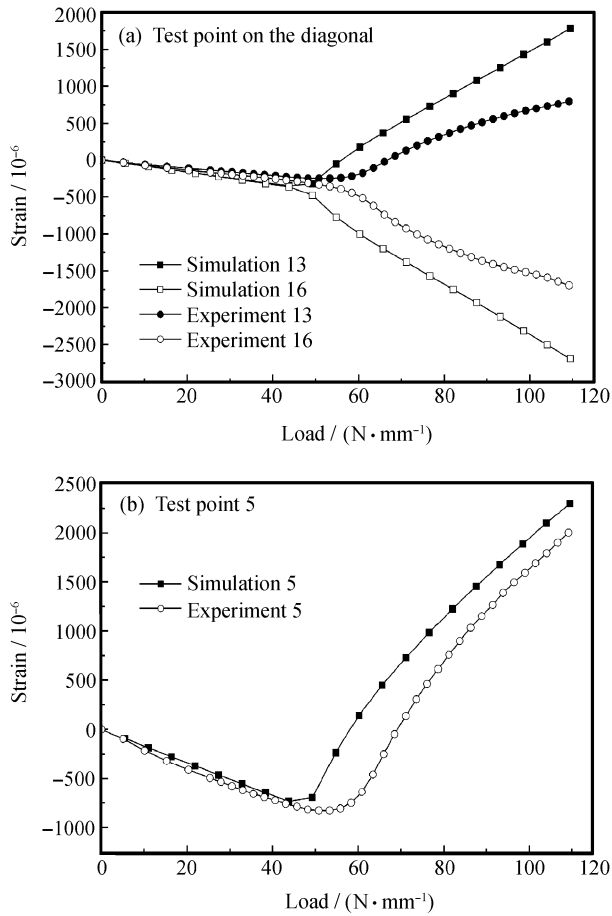


图6 测量点试验与计算得到的载荷-应变曲线

Fig. 6 Experimentally measured and numerically calculated strain against applied load on the test points

3 失效模式

复合材料结构的破坏模式有纤维断裂、基体开裂、纤维基体剪切分离、层间剪切破坏等, 这些损伤首先在层合板局部产生, 进而扩展到整个结构导致整体破坏。本文中试验件发生整体失效时的载荷远大于初期发生局部损伤时的载荷, 试验件从出现损伤到整体失效的过程较为复杂。

通过有限元几何非线性分析得到模型在 $N_{xy} = 370.2 \text{ N/mm}$ (试验件破坏载荷) 下的应力分布, 并对其进行失效判定。复合材料的失效准则有很多种, 考虑到拉伸与压缩强度的不同, 文中选择 Hoffman 强度理论作为判定准则, 具体形式如下:

$$\frac{\sigma_1^2}{X_t X_c} - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_2^2}{Y_t Y_c} + \frac{X_t - X_c}{X_t X_c} \sigma_1 + \frac{Y_t - Y_c}{Y_t Y_c} \sigma_2 + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} = 1 \quad (1)$$

式中: X_t 、 X_c 分别为轴向拉伸和压缩强度; Y_t 、 Y_c

分别为横向拉伸和压缩强度; S 表示剪切强度。

经失效分析, 给出图 7 中失效指数的分布, 可以看出失效指数最大的区域有两个, 标记为 A 和 B。预测试验件最终破坏应发生在对应区域。

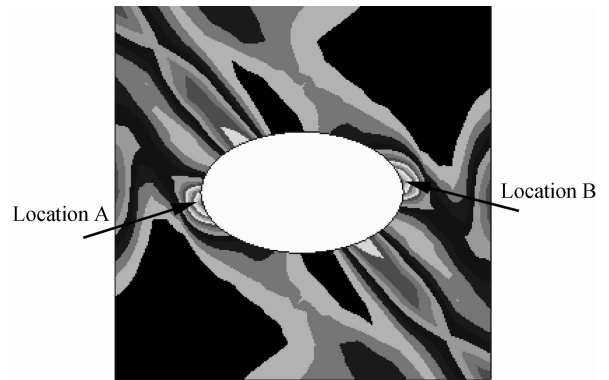
图7 $N_{xy} = 370.2 \text{ N/mm}$ 下 Hoffman 失效判定指数分布

Fig. 7 Hoffman failure indices at $N_{xy} = 370.2 \text{ N/mm}$

图 8 展示了试验件发生损伤最严重的两个区域的破坏形貌。可知, 发生可目测破坏的区域与预估损伤的区域符合非常好。破坏过程首先为结构发生屈曲, 随着横向挠度的增加, 产生高水平的层间应力, 继而导致局部产生纤维脱层及层间剥离等多种损伤形式, 但整体结构在发生局部损伤后还具有较强的承载能力, 随着外载的增加, 最终结构失效的原因是口边应力集中区域 A、B 表层纤维首先被拉断, 导致结构承载能力急剧下降, 结构瞬间崩溃, 发生脆性失效。

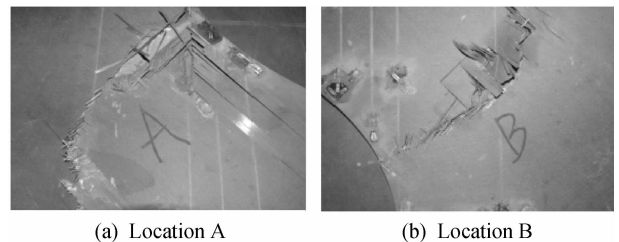


图8 试验件破坏区域形貌

Fig. 8 Failure situation of the test panel

4 结论

(1) 进行了含大开口复合材料层合板模型的剪切试验, 数值仿真分析结果与试验结果相符合。

(2) 大开口复合材料层合板结构开口周边应力/应变集中现象显著, 同未开口比, 结构稳定性承载力下降 57%。

(3) 开口层合板在剪切载荷作用下发生屈曲后还具有很强的后屈曲承载能力, 最终破坏载荷

$N_{xy} = 370.2 \text{ N/mm}$, 为结构临界屈曲载荷的 6.85 倍。

(4) 纯剪切载荷作用下, 大开口层合板结构失效过程复杂, 随着局部损伤积累, 最终发生脆性失效。

参考文献:

- [1] 杨乃宾, 章怡宁. 复合材料飞机结构设计 [M]. 沈阳: 航空工业出版社, 2002: 114-118.
- [2] Ghannadpour S A M, Najafi A, Mohammadi B. On the buckling behavior of cross-ply laminated composite plates due to circular/elliptical cutouts [J]. *Composite Structures*, 2006, 75: 3-6.
- [3] Jain P, Kumar A. Postbuckling response of square laminates with a central circular/elliptical cutout [J]. *Composite Structures*, 2004, 65(2): 179-185.
- [4] Komur M A, Sen F, Atas A, et al. Buckling analysis of laminated composite plates with an elliptical/circular cutout using FEM [J]. *Advances in Engineering Software*, 2010, 41(2): 161-164.
- [5] Komur M A, Sonmez M. Elastic buckling of rectangular plates under linearly varying in-plane normal load with a circular cutout [J]. *Mechanics Research Communications*, 2008, 35(6): 361-371.
- [6] Oabay M, Ozer D. The analysis of elasto-plastic stresses in the composite laminate with a circular hole subjected to in-plane loads by means of finite element method [J]. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2005, 24(6): 621-631.
- [7] Singh S B, Kumar A. Postbuckling response and failure of symmetric laminates under in-plane shear [J]. *Composite Science Technology*, 1998, 58(12): 1949-1960.
- [8] Kumar D, Singh S B. Postbuckling strengths of composite laminate with various shaped cutouts under in-plane shear [J]. *Composite Structures*, 2010, 92(12): 2966-2978.
- [9] Kumar D, Singh S B. Effects of boundary conditions on buckling and postbuckling responses of composite laminate with various shaped cutouts [J]. *Composite Structures*, 2010, 92(3): 769-779.
- [10] Guo S, Zhou L, Cheung C W. Cutout reinforcements for shear loaded laminate and sandwich composite panels [J]. *Int J Mech Mater Des*, 2008, 41: 57-71.
- [11] Guo S J. Stress concentration and buckling behaviour of shear loaded composite panels with reinforced cutouts [J]. *Composite Structures*, 2007, 80(1): 1-9.
- [12] 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): 788-795.
Wang Danyong, Wen Weidong, Cui Haitao. Three-dimensional progressive damage analysis of composite laminates containing a hole subjected to tensile load [J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2005, 37(6): 788-795.
- [13] 韩小平, 郭章新, 朱希平, 等. 含孔复合材料层合板孔边的力集中 [J]. *复合材料学报*, 2009, 26(1): 168-173.
Han Xiaoping, Guo Zhangxin, Zhu Xiping, et al. Stress distribution near the opening and stress concentration for composite laminates with a circular opening [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2009, 26(1): 168-173.
- [14] 韩小平, 曹效昂, 朱西平, 等. 孔口缝合补强对含孔层板应变集中影响的试验研究 [J]. *复合材料学报*, 2006, 23(4): 169-174.
Han Xiaoping, Cao Xiaoang, Zhu Xiping, et al. Experimental investigation on strain concentration in composite laminates with a circular hole [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2006, 23(4): 169-174.