第 18 卷　第 34 期　2018 年 12 月
1671—1815(2018)034-0242-06

科　学　技　术　与　工　程
Science Technology and Engineering

Vol. 18　No. 34　Dec. 2018
ⓒ　2018　Sci. Tech. Engrg.

引用格式:许　良, 何　懿, 马少华, 等. 含孔复合材料层合板拉伸失效分析[J]. 科学技术与工程, 2018, 18(34): 242—247
Xu Liang, He Yi, Ma Shaohua, et al. Tensile failure analysis of composite laminates with a hole[J]. Science Technology and Engineering, 2018, 18(34): 242—247

含孔复合材料层合板拉伸失效分析

许　良[1]　何　懿[1]　马少华[1]*　回　丽[2]
(沈阳航空航天大学机电工程学院[1],航空制造工艺数字化国防重点实验室[2],沈阳 110136)

摘　要　对国产 T700/双马树脂基复合材料的含孔层合板进行了拉伸失效分析研究,分析了不同开孔直径和开孔形状对复合材料层合板拉伸性能的影响,利用有限元软件 ABAQUS 建立逐渐损伤失效模型,对复合材料层合板的拉伸强度进行数值模拟。研究结果表明:对于不同开孔直径的复合材料层合板,随着圆孔直径的增大,拉伸强度显著下降,对于不同开孔形状的复合材料层合板,含圆孔的层合板拉伸强度最大,然后依次是椭圆孔、方形孔、菱形孔,层合板的断裂模式都为过孔破坏。数值模拟得到的强度值与试验测量的强度值吻合较好,为含孔复合材料层合板的强度预测提供了一种有效的方法。

关键词　复合材料层合板　开孔直径　开孔形状　拉伸强度　断裂模式　数值模拟
中图法分类号　V257;　　**文献标志码**　A

复合材料具有优异的特性,例如高比强度比刚度、高抗冲击性、耐高温、耐腐蚀性好、可设计性强、良好的疲劳性能和工艺性,已经被广泛应用在航空航天等领域[1—3]。在实际使用过程中,需要在复合材料结构中加工一些孔,如螺栓孔、检查用的通孔、装配孔等,当加工孔时,会切断复合材料结构中的部分碳纤维,在孔的边缘会引起严重的应力集中,并且孔的周围会发生纤维断裂、基体开裂、基体纤维剪切破坏、分层等损伤,这些将严重影响复合材料结构的强度。因此,国内外大量学者对复合材料的开孔拉伸性能进行了重点研究[4—7]。而复合材料的强度预测比较复杂,传统的设计、试验、再设计的方法将耗费大量的人力和财力。目前国际上对复合材料结构的失效过程运用有限元软件进行模拟,并预测最终失效强度一直是研究的热门。

闫亚萍等[8]使用三维 Hashin 失效准则作为复合材料层压板的失效判据,基于厚板理论和材料的参数退化准则,研究了复合材料层压板的渐进失效计算方法,发展了考虑 Z 向应力的含孔复合材料层压板中厚尺度渐进失效模型。李泽江等[9]对三维应变渐进准则进行了修正,利用有限元软件模拟了复合材料层合板的分层损伤情况,针对大开孔复合材料层合板的压缩问题进行研究,优化了复合材料层合板的损伤分析模型。肖梦丽等[10]基于复合材料层合板的失效模式和损伤机理,研究了不同失效准则对复合材料层合板剩余强度值的影响,利用有限元软件建立了二维模型,可比较准确地预测国产碳纤维复合材料含孔层合板的剩余强度。邱家波等[11]基于二维 Hashin 失效准则,研究了影响复合材料开孔层合板拉伸强度和失效模式的纤维编织工艺、铺层角度和孔径大小,利用 ABAQUS 软件建立了渐进损伤仿真模型,对比试验结果分析了试件的损伤机理。Chang 等[12]首先提出了一种逐渐损伤模型,用于分析含孔单向层合板在拉伸载荷作用下的极限强度,并研究了不同铺层顺序对复合材料层合板的破坏情况和损伤扩展的影响。Maa 等[13]基于连续损伤力学,提出了一种包含 3 种失效模式的损伤模型,研究了含孔复合材料层合板的最终拉伸破坏强度。

现针对含孔复合材料层合板进行了研究,分析了开孔直径和开孔形状对层合板拉伸性能的影响,基于应力的三维 Hashin 失效准则建立了复合材料层合板开孔拉伸损伤分析模型,分析了层合板的失效过程并观察了试件破坏后的形貌,可以为含孔复合材料结构设计和强度预测提供一定的依据。

1　试验材料及方法

1.1　试件制备

采用热压罐法制备国产 T700/双马树脂基复合材料,按照$[+45/0/-45/90]_{2s}$对预浸料进行铺层。

2018 年 8 月 5 日收到　　辽宁省教育厅项目(L201611)和沈阳市科技计划(18-013-0-25)资助

第一作者简介:许　良(1965—),男,汉族,辽宁鞍山人,教授。E-mail:sysyxu@163.com。
*通信作者简介:马少华(1980—),男,汉族,辽宁沈阳人,高级工程师。E-mail:msh1980@tom.com。

固化工艺如下:室温下抽真空,真空度 0.098 MPa,加压至 0.6 MPa,升温至 125 ℃保温 1 h,升温至 185 ℃保温 1 h,升温至 200 ℃保温 5 h,最后将温度降至 60 ℃以下泄压,升温、降温速率均为 2 ℃/min。

国产 T700/双马树脂基复合材料的力学性能如表 1 所示。

表 1　国产 T700/双马树脂基复合材料力学性能

Table 1　Mechanical properties of domestic T700/bismaleimide resin matrix composites

	基本性能	数值
刚度	纵向模量 E_{11}/MPa	145 000
	横向模量 E_{22}/MPa	10 100
	泊松比 μ	0.314
	面内剪切模量 $G_{12}=G_{13}$/MPa	5 500
	面外剪切模量 G_{23}/MPa	5 000
强度	纵向拉伸强度 X_T/MPa	2 450
	纵向压缩强度 X_C/MPa	1 400
	横向拉伸强度 Y_T/MPa	73
	横向压缩强度 Y_C/MPa	235
	厚度方向拉伸强度 Z_T/MPa	73
	厚度方向压缩强度 Z_C/MPa	235
	面内剪切强度 $S_{12}=S_{13}$/MPa	170
	层间剪切强度 S_{23}/MPa	150

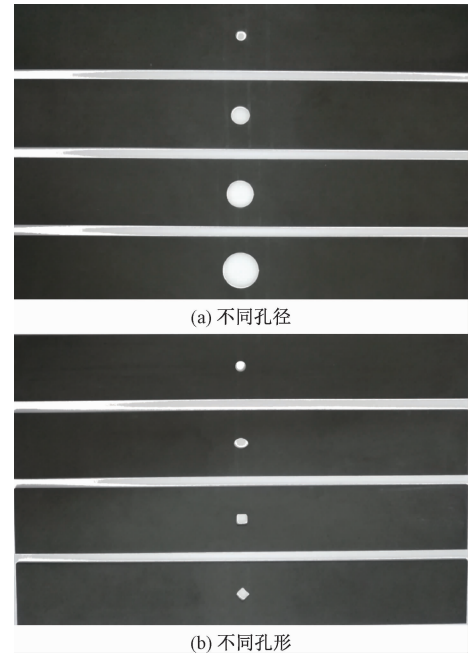
1.2　试验方案

利用复合材料雕铣机将国产 T700/双马树脂基复合材料加工成两种类型的试件,一种是不同的开孔直径,分别加工成直径 6 mm、10 mm、15 mm、20 mm 的圆孔;另一种是不同的开孔形状,加工成直径为 6 mm 的圆形孔、长轴为 8 mm 和短轴为 6 mm 的椭圆孔、边长为 6 mm 的正方形孔、边长为 6 mm 的菱形孔。使用专门的金刚石钻头进行钻孔,并对孔的边缘使用细纹锉进行打磨,确保孔的边缘光滑没有毛刺。试件的尺寸为 250 mm×36 mm×2 mm,两种类型的试件如图 1 所示。

拉伸试验参照 ASTM D5766/D5766M—11(2018)标准,为了确保试验的准确性,采用 Instron5982 型试验机对每种类型的试件测试 6 个,以 2 mm/min 的速度施加位移载荷。

2　数值模拟

理论上很难预测含孔复合材料层合板的强度,特别是当孔的几何形状不规则时,预测更加困难。通过试验来测量含孔复合材料层合板的强度需要花费大量的时间与费用,因此,数值模拟作为一种实用的方法越来越多的用在复合材料层合板强度预测的领域,本文使用有限元软件 ABAQUS 对含孔复合材料层合板进行数值模拟,并预测最终的失效强度。



(a) 不同孔径

(b) 不同孔形

图 1　两种类型的试件

Fig. 1　Two types of test pieces

2.1　失效准则

可使用不同的失效准则来预测复合材料层合板的失效过程,而基于应力的三维 Hashin 失效准则能够很好地预测含孔复合材料层合板的失效过程,因此大量应用在含孔复合材料层合板的破坏分析中。现采用有限元软件 ABAQUS 中的三维 Hashin 失效准则来预测含孔层合板的失效过程,三维 Hashin 失效准则如下。

(1)纤维拉伸失效($\sigma_{11}>0$):

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2\geqslant 1 \tag{1}$$

(2)纤维压缩失效($\sigma_{11}<0$):

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2\geqslant 1 \tag{2}$$

(3)基体拉伸失效($\sigma_{22}>0$):

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2\geqslant 1 \tag{3}$$

(4)基体压缩失效($\sigma_{22}<0$):

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2\geqslant 1 \tag{4}$$

(5)基体-纤维剪切破坏($\sigma_{11}<0$):

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2+\left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2\geqslant 1 \tag{5}$$

(6)拉伸分层($\sigma_{33}>0$):

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2+\left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2\geqslant 1 \tag{6}$$

(7)压缩分层($\sigma_{33}<0$):

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_C}\right)^2+\left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2+\left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2\geqslant 1 \tag{7}$$

式中:σ_{11}、σ_{22}、σ_{33} 分别表示层合板经向、纬向和厚度方向的正应力;τ_{12}、τ_{13}、τ_{23} 表示 3 个方向的剪切应力分量;X_T、X_C 表示铺层在经向上的拉伸、压缩强度;Y_T、Y_C 表示铺层在纬向上的拉伸、压缩强度;Z_T、Z_C 表示铺层在厚度方向上的拉伸、压缩强度;S_{12}、S_{13}、S_{23} 分别表示面内和层间剪切强度。

2.2 仿真模型

为了精确地模拟出含孔复合材料层合板每一个铺层的失效过程,选用三维实体对复合材料层合板进行建模,采用八节点连续壳减缩积分单元 SC8R[14] 对层合板模型进行网格划分,为了确保计算结果的准确性,对开孔周围的网格进行细化,远离开孔的区域的网格划分较稀。固定端约束施加在数值模型的左端,位移载荷施加在右端。层合板数值模型如图 2 所示。

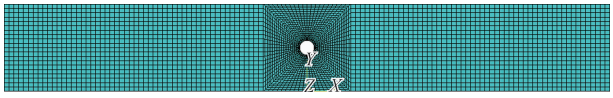


图 2 层合板数值模型

Fig. 2 Laminated plate numerical model

3 结果与讨论

3.1 开孔直径对复合材料层合板拉伸强度的影响

对于含孔复合材料层合板,试验测得的不同开孔直径下的拉伸强度值与数值模拟的强度值如图 3 所示。

从图 3 可以看出,随着复合材料层合板开孔直径的增大,层合板的拉伸强度显著下降,二者之间不满足线性关系,这是因为在试件尺寸不变的情况下,

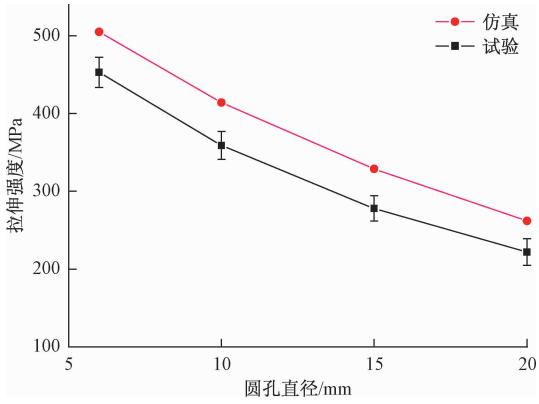


图 3 圆孔直径对复合材料层合板拉伸强度的影响

Fig. 3 Effect of diameter of round hole on tensile strength of composite laminates

随着圆孔直径的不断增大,开孔的面积也逐渐增大,导致试件受到的损伤逐渐增大,最终影响试件的抗拉能力。当层合板所含的圆孔直径大于 10 mm 时,其拉伸强度下降缓慢,当圆孔直径为 20 mm 时,复合材料层合板的拉伸强度仅为 222 MPa,与圆孔直径为 6 mm 的层合板的拉伸强度相比,保持率仅为 49%。因此,在实际工程中,若要对复合材料层合板加工孔,圆孔的直径不要太大。对于含圆孔的复合材料层合板数值模拟得到的强度值与试验测量的强度值吻合较好,误差在 20% 以内,满足工程上的要求,说明文中建立的数值模型可以很好地预测含孔复合材料层合板的拉伸强度。

3.2 开孔形状对复合材料层合板拉伸强度的影响

对于含孔复合材料层合板,试验测得的不同开孔形状下的拉伸强度值与数值模拟的强度值如图 4 所示。

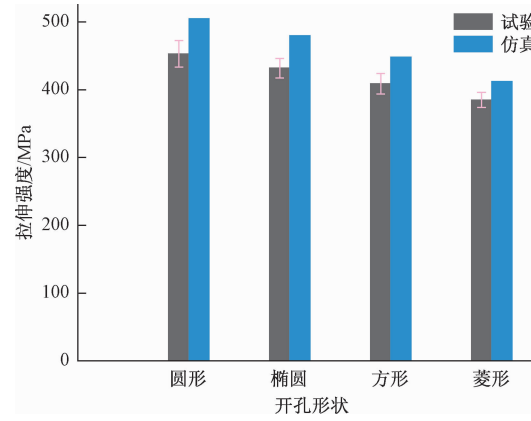


图 4 开孔形状对复合材料层合板拉伸强度的影响

Fig. 4 Effect of opening shape on tensile strength of composite laminates

从图 4 可以看出,对于具有不同开孔形状的复合材料层合板,含圆形孔的复合材料层合板的拉伸强度最大,达到 453 MPa,其次为椭圆孔,拉伸强度为 432 MPa,保持率为 95%,然后依次是方形孔、菱形孔,其中,菱形孔的拉伸强度最小。产生这种现象的原因是,圆形孔的孔边缘较为圆滑,产生的应力集中较小;对于椭圆孔,应力集中比圆形孔稍大;对于方形孔,在孔的四个角点处有较大的应力集中;对于菱形孔,在孔的尖端会产生更大的应力集中,导致孔的边缘很容易发生开裂。因此,在设计含孔复合材料层合板时,最好不要使用方形孔和菱形孔,尽量使用圆形孔。因为在实际结构中,复合材料层合板的受载方式很复杂,可能导致层合板上的孔在一个方向上是方形孔,另一个方向上是菱形孔,若必须使用方形孔,需考虑层合板的受载方向,确保层合板的拉伸强度最大。

3.3　失效分析

图 5 为含圆形孔复合材料层合板各个铺层的最终失效图。

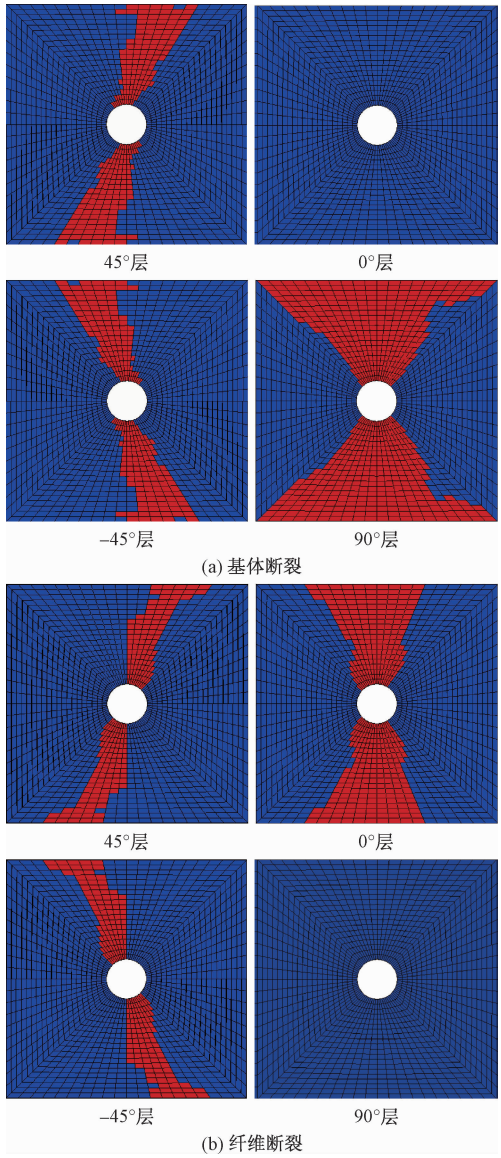


图 5　复合材料层合板各个铺层的最终失效图

Fig. 5　Final failure diagram of each laminate of composite laminates

从图 5 可以看出，90°铺层中最先发生基体的拉伸失效，当拉伸载荷逐渐变大时，由于孔边应力集中较为严重，失效破坏的区域也逐渐变大。0°铺层主要发生纤维拉伸失效，失效区域沿孔的边缘以扇形向外扩展，直至发生断裂。±45°层中不仅发生大面积的基体拉伸失效，还发生局部的纤维拉伸失效，失效都是沿孔的边缘呈现出发散状向两侧扩展。

在拉伸载荷下含孔复合材料层合板的破坏是一个逐渐失效的过程，主要破坏模式为纤维拉伸破坏和基体拉伸破坏。开孔周围处的应力集中很大，因此层合板的破坏首先发生在开孔的周边，并且以基体拉伸破坏表现出来。随着载荷的增加，孔边缘会逐渐发生纤维拉伸破坏，失效区域从孔的边缘慢慢向两侧扩展，层合板性能开始退化，随之单元逐渐消去，最终发生断裂，这与试验观察到的现象一致。

不同开孔直径和开孔形状的复合材料层合板破坏模式如图 6 所示，从断裂后的形貌可以看出在应力集中的区域首先发生破坏，断裂沿着应力集中最大的区域扩展，断裂模式都为过孔破坏。

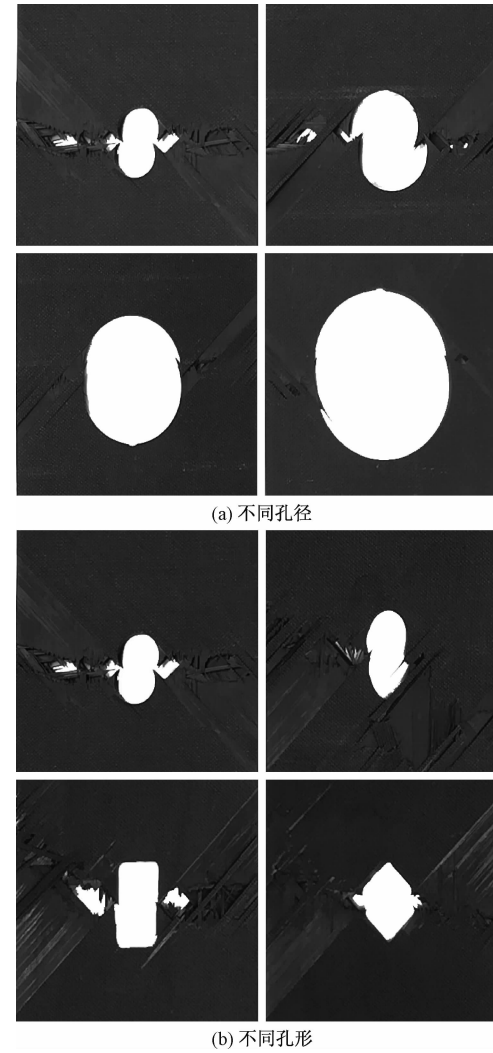


图 6　含孔复合材料层合板破坏模式

Fig. 6　Failure mode of porous composite laminates with a hole

4　结论

（1）对于具有不同开孔直径的复合材料层合板，随着圆孔直径的增大，层合板的拉伸强度显著下降，二者之间不满足线性关系，因此，在实际工程中，若要对复合材料层合板加工孔，圆孔直径不要太大。

（2）对于具有不同开孔形状的复合材料层合板，具有圆形孔的层合板的拉伸强度最大，然后依次是椭圆孔、方形孔、菱形孔，因此，实际工程中设计含

孔复合材料层合板时,最好不要使用方形孔和菱形孔,最好使用圆形孔。

(3)不同开孔直径和开孔形状的复合材料层合板的断裂模式都为过孔破坏,在应力集中的区域首先发生破坏,断裂沿着应力集中最大的区域扩展。

(4)所建立的逐渐损伤失效模型能够准确地预测含孔复合材料层合板的拉伸强度,数值模拟得到的拉伸强度值与试验测得的强度值吻合较好,可以为含孔复合材料结构设计和强度预测提供一定的依据。

参 考 文 献

1 包建文, 陈祥宝. 发动机用耐高温聚酰亚胺树脂基复合材料的研究进展. 航空材料学报, 2012; 32(6): 1—13
Bao Jianwen, Chen Xiangbao. Advances in high temperature polyimide resin matrix composites for aero engine. Journal of Aeronautical Materials, 2012; 32(6): 1—13

2 Finnegan K, Kooistra G, Wadley H N G, *et al*. The compressive response of carbon fiber composite pyramidal truss sandwich cores. International Journal of Materials Research, 2007; 98 (12): 1264—1272

3 马少华, 费昺强, 回 丽, 等. 含孔复合材料层合板的压缩性能研究. 工程塑料应用, 2015; 43(9): 106—109
Ma Shaohua, Fei Bingqiang, Hui Li, *et al*. Study on compressive properties of composite laminates with a hole. Engineering Plastics Application, 2015; 43(9): 106—109

4 马立敏, 张嘉振, 岳广全, 等. 复合材料在新一代大型民用飞机中的应用. 复合材料学报, 2015; 32(2): 317—322
Ma Limin, Zhang Jiazhen, Yue Guangquan, *et al*. Application of composites in new generation of large civil aircraft. Acta Materiae Compositae Sinica, 2015; 32(2): 317—322

5 李 明, 马 力, 吴林志, 等. 含孔复合材料层合板拉伸强度研究. 哈尔滨工业大学学报, 2011; 43(增刊1): 1—5
Li Ming, Ma Li, Wu Linzhi, *et al*. Tensile strength of composite laminated plate containing a hole. Journal of Harbin Institute of Technology, 2011; 43(S1): 1—5

6 Arslan H M, Kaltakci M Y, Yerli H R. Effect of circular holes on cross-ply laminated composite plates. The Arabian Journal for Science and Engineering, 2009; 34(2): 301—315

7 Hadi K, Rofa K. Experimental tensile strength analysis of woven-glass/epoxy composite plates with central circular hole. 5th International Seminar on Aerospace Science and Technology. Bengaluru: IOP Publishing, 2018: 12001—12006

8 闫亚萍, 陈秀华, 汪 海. 含孔复合材料厚板渐进失效分析. 科学技术与工程, 2015; 15(6): 32—37
Yan Yaping, Chen Xiuhua, Wang Hai. Progressive failure analysis of thick laminated composites containing a central hole. Science Technology and Engineering, 2015; 15(6): 32—37

9 李泽江, 郑锡涛. 基于三维应变渐进损伤准则的复合材料层合板大开孔压缩损伤研究. 科学技术与工程, 2017; 17(17): 66—71
Li Zejiang, Zheng Xitao. Damage analysis of composite laminate with large open-hole under compression using 3D strain progressive damage theory. Science Technology and Engineering, 2017; 17(17): 66—71

10 肖梦丽, 张勇波, 王治华, 等. 国产碳纤维复合材料开孔拉伸失效分析与预测. 航空动力学报, 2015; 30(12): 2857—2862
Xiao Mengli, Zhang Yongbo, Wang Zhihua, *et al*. Failure analysis and prediction on the open-hole tension of domestic carbon fiber composite. Journal of Aerospace Power, 2015; 30 (12): 2857—2862

11 邱家波, 熊 征, 朱 锡. 开孔复合材料层合板的拉伸强度和失效模式分析. 海军工程大学学报, 2014; 26(6): 12—16
Qiu Jiabo, Xiong Zheng, Zhu Xi. Analysis of tensile strength and failure mode of perforated composite laminated plate. Journal of Naval University of Engineering, 2014; 26(6): 12—16

12 Chang K Y, Liu S, Chang F K. Damage tolerance of laminated composites containing an open hole and subjected to tensile loading. Journal of Compositae Materials, 1991;25(3): 274—301

13 Maa R H, Cheng J H. A CDM-based failure model for predicting strength of notched composite laminates. Composites Part B: Engineering, 2002; 33(6): 479—489

14 黎增山, 关志东, 何 为, 等. 复合材料层板开孔拉伸损伤分析. 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. Acta Materiae Compositae Sinica, 2012; 29(1): 169—175

Tensile Failure Analysis of Composite Laminates with a Hole

XU Liang[1], HE Yi[1], MA Shao-hua[1*], HUI Li[2]

(College of Electromechanical Engineering[1], Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense of Aeronautical Digital Manufacturing Process[2], Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

[**Abstract**] The tensile failure analysis of the perforated laminates of domestic T700/bismaleimide resin matrix composite laminates was carried out. The effects of different hole diameter and hole shape on the tensile properties of composite laminates were analyzed. The finite element software ABAQUS was used to establish the tensile failure analysis. The failure model was gradually damaged, and the tensile strength of the composite laminates was numerically simulated. The results show that for composite laminates with different hole diameter, the tensile strength decreases significantly with the increase of the diameter of the circular pores. For composite laminates with different hole shape, the tensile strength of laminates with round holes is the largest, and then the elliptical, square and rhombic holes are in turn, the fracture mode of the laminate is the failure. The intensity value obtained by numerical simulation agrees well with the measured strength value, which provides an effective method for strength prediction of porous composite laminates.

[**Key words**] composite laminates　hole diameter　hole shape　tensile strength　fracture mode　numerical simulation