DOI: 10.16579/j.issn.1001.9669.2024.05.028

含孔复合材料层合板的单轴拉伸渐进损伤研究*

STUDY ON UNIAXIAL TENSILE PROGRESSIVE DAMAGE OF COMPOSITE LAMINATES WITH A HOLE

郭巧荣** 宋依良 徐建新*** 吕伟航

(中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300)

GUO QiaoRong SONG YiLiang XU JianXin LÜ WeiHang

(*College of Aeronautical Engineering*, *Civil Aviation University of China*, *Tianjin* 300300, *China*)

摘要 针对复合材料的分层现象,结合考虑材料脆性断裂的三线性内聚力模型,通过Fortran语言,编写了Abaqus用户子程序,建立了三维的含孔复合材料层合板渐进损伤分析模型。针对4种不同的铺层方式,进行了单轴拉伸试验,使用大型商用有限元分析软件Abaqus进行建模,对层合板的孔边损伤进行了分析。结果表明,模型可以较好地预测含孔复合材料层合板单轴拉伸失效的极限载荷和损伤形貌,层合板的失效区域主要集中于孔边。此研究方法和成果可为复合材料层合板设计和维修提供参考依据。

关键词 含孔复合材料层合板 分层扩展 脆性断裂 单轴拉伸 渐进损伤

中图分类号 TB332

Abstract In response to the delamination phenomenon of composite materials, combined with a trilinear cohesive force model considering brittle fracture of materials, an Abaqus user subroutine was written using Fortran language to establish a three-dimensional progressive damage analysis model for composite laminates with a hole. Uniaxial tensile tests were conducted for four different layering methods, and modeling was conducted by using the commercial finite element analysis software Abaqus to analyze the hole edge damage of laminated plates. The results indicate that the proposed model can effectively predict the ultimate load and damage morphology of uniaxial tensile failure of composite laminates with a hole, and the failure zones of laminated plates are mainly concentrated at the hole edge. The research methods and results of this model can provide a reference for the design and maintenance of composite laminates.

Key words **Composite laminates with a hole; Delamination growth; Brittle fracture; Uniaxial tensile; Progressive damage**

Corresponding author: *XU JianXin*, *E-mail*: *jxxu_cauc*@163.*com*

The project supported by the Fundamental Research Funds for the Central Universities (No. 3122019074).

Manuscript received 20240616, in revised form 20240704.

0 引言

目前,复合材料结构在民航领域中已得到了广泛的应用。其中,在国产大飞机C919上,复合材料大量应用于基体结构中,占比超过了10%;空中客车与波音的旗下,都有复合材料用量超过50%的民用客机。但是,复合材料层合板在厚度方向上强度较弱,层合板在厚度方向上的强度仅有层内强度的几百分之一左右,在遭受外力或冲击时容易在不同铺层之间发生分层损伤,有超过半数的结构失效是由分层引起的[1]。对于复合材料的分层损伤检测,目前已有较成熟完善的试验标准,但实际工作中往往由于结构件过于复杂、工作环境条件较差等原因导致损伤不易检测,数值仿真仍然是预测层合板失效的重要方式。在实际工作中,往往由于结构设计或工作环境的要求,需要对结构进行开孔设计。

复合材料结构发生分层损伤后将导致其截面形状突变与材料不连续,在分层区域周围引起应力集中

*20240616收到初稿, 20240704收到修改稿。中央高校基本科研任务费(3122019074)资助。

**郭巧荣, 女, 1982年生, 河北邢台人, 汉族, 中国民航大学航空工程学院讲师, 硕士, 主要研究方向为飞机结构损伤与修理、复合材料力学。

***徐建新(通信作者), 男, 1967年生, 江苏苏州人, 汉族, 中国民航大学航空工程学院教授, 博士, 主要研究方向为复合材料力学。

现象，结构整体的刚度和强度将会下降[2-7]。因此，在对复合材料结构进行强度分析时，必须研究结构的分层损伤扩展过程[8-12]。

研究人员在模拟复合材料层合板界面的力学状态与分层损伤扩展时，常使用内聚力模型作为主要的研究方法[13-14]。然而，内聚力单元的界面刚度和尺寸大小通常是根据研究人员的经验选取，存在一定的主观性[15-16]。已有大量的试验表明，对于金属、聚合物和陶瓷等材料，脆性断裂是其在拉伸和剪切状态下的一种主要的失效模式。纤维与基体之间的界面也是复合材料中的一相，因此脆性断裂也可能是它的一种失效行为[17]。

此外，在研究含损伤结构的剩余强度时，使用开孔等效损伤区域是一种常用的保守方法。例如，对于含有冲击损伤的复合材料层合板，可以将冲击损伤区域等效为开孔结构。因此对于含孔复合材料层合板层间界面的失效研究具有一定的工程意义。李姝等[18]研究了单层板力学性能不确定性对具有不同孔径和铺层顺序的开孔复合材料层合板破坏强度的影响。郭峰等[19]研究了低温条件下含孔碳纤维复合材料层合板拉伸损伤特性。杨钧超等[20]基于断裂面失效理论研究了铺层和尺寸对含孔复合材料层合板拉伸性能的影响。张华伟等[21]讨论了层合板的受力与失效形式，分析了铺层角度、中心孔尺寸对极限载荷的影响。孙振辉等[22]采用解析计算和拉伸试验相结合的方法，对开孔复合材料板的孔边应力和损伤进行了研究。

基于徐建新等[23]提出的材料脆性断裂的内聚力模型和三维Hashin层合板失效准则，并结合含孔复合材料层合板的渐进损伤过程建立仿真模型，通过与试验结果进行对比，验证了模型的可行性，分析了层合板的孔边失效过程与整体失效过程。

1 理论基础

1.1 层合板层间数值模拟

针对复合材料的分层现象，结合复合材料的脆性断裂失效模式，提出了一种三线性内聚力模型；这种考虑界面材料脆性断裂过程的三线性内聚力模型不仅计算速度提高了约10%，而且能够更准确地模拟复合材料的分层现象，因此本文基于此模型进行层合板层间的数值仿真分析。

1.2 层合板失效准则

层合板的失效准则采用三维Hashin失效准则，该准则现在已经在学术和工程领域得到了广泛应用，且被各大有限元软件集成。本文采用基于应变的Hashin失效准则对材料的失效进行判断：

1）纤维拉伸失效（$\varepsilon_{xx} \geqslant 0$）：

$$f_{\mathrm{f}} = \sqrt{\left(\frac{\varepsilon_{xx}}{X_{\mathrm{T}}^{\varepsilon}}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{xy}}{S_{12}^{\varepsilon}}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{xz}}{S_{13}^{\varepsilon}}\right)^2} \tag{1}$$

2）纤维压缩失效（$\varepsilon_{xx} < 0$）：

$$f_{\mathrm{f}} = \sqrt{\left(\frac{\varepsilon_{xx}}{X_{\mathrm{C}}^{\varepsilon}}\right)^2} \tag{2}$$

3）基体拉伸失效（$\varepsilon_{yy} + \varepsilon_{zz} \geqslant 0$）：

$$f_{\mathrm{m}} = \sqrt{\left(\frac{\varepsilon_{yy}}{Y_{\mathrm{T}}^{\varepsilon}}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{xy}}{S_{12}^{\varepsilon}}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{yz}}{S_{23}^{\varepsilon}}\right)^2} \tag{3}$$

4）基体压缩失效（$\varepsilon_{yy} + \varepsilon_{zz} < 0$）：

$$f_{\mathrm{m}} = \sqrt{\left(\frac{\varepsilon_{yy}}{Y_{\mathrm{C}}^{\varepsilon}}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{xy}}{S_{12}^{\varepsilon}}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{yz}}{S_{23}^{\varepsilon}}\right)^2} \tag{4}$$

式中，f_{f}、f_{m}分别为复合材料层合板单层的纤维失效指数和基体失效指数；$X_{\mathrm{T}}^{\varepsilon}$、$X_{\mathrm{C}}^{\varepsilon}$、$Y_{\mathrm{T}}^{\varepsilon}$、$Y_{\mathrm{C}}^{\varepsilon}$、$S_{12}^{\varepsilon}$、$S_{13}^{\varepsilon}$、$S_{23}^{\varepsilon}$分别为复合材料单层的纵向拉伸失效应变、纵向压缩失效应变、横向拉伸失效应变、横向压缩失效应变和面内剪切失效应变。其中，

$$X_{\mathrm{T}}^{\varepsilon} = \frac{X_{\mathrm{T}}}{E_{11}};X_{\mathrm{C}}^{\varepsilon} = \frac{X_{\mathrm{C}}}{E_{11}};Y_{\mathrm{T}}^{\varepsilon} = \frac{Y_{\mathrm{T}}}{E_{22}};$$

$$Y_{\mathrm{C}}^{\varepsilon} = \frac{Y_{\mathrm{C}}}{E_{22}};S_{12}^{\varepsilon} = \frac{S_{12}}{G_{12}};S_{13}^{\varepsilon} = \frac{S_{13}}{G_{13}};S_{23}^{\varepsilon} = \frac{S_{23}}{G_{23}} \tag{5}$$

式中，X_{T}、X_{C}分别为纤维方向上的抗拉和抗压强度；Y_{T}、Y_{C}分别为垂直于纤维方向的抗拉和抗压强度；S_{12}、S_{13}、S_{23}为层内的剪切强度。E_{11}、E_{22}、G_{12}、G_{13}、G_{23}分别为复合材料单层相应的弹性模量和剪切模量。

f_{f}、f_{m}大于1，说明材料发生了相应的失效，则需要对材料的属性进行相应的退化。

1.3 材料退化方案

对于层合板材料损伤演化模型，本文使用应变形式的基于断裂韧性的指数型连续退化模型[24]，以此描述复合材料的纤维方向与垂直于纤维方向的损伤，为

$$d_{\mathrm{f}} = 1 - \frac{\exp\left[C_{11}(X_i^{\varepsilon})^2(1 - f_{\mathrm{f}})L_{\mathrm{C}}/G_i\right]}{f_{\mathrm{f}}} \tag{6}$$

$$d_{\mathrm{m}} = 1 - \frac{\exp\left[C_{22}(Y_i^{\varepsilon})^2(1 - f_{\mathrm{m}})L_{\mathrm{C}}/G_i\right]}{f_{\mathrm{m}}} \tag{7}$$

式中，d_{f}、d_{m}分别为纤维损伤状态变量和基体损伤状态变量；C_{11}、C_{22}为刚度矩阵$\boldsymbol{C}$的矩阵元素；X_i^{ε}、Y_i^{ε}分别为复合材料单层的失效应变。当材料发生纤维拉伸失效时$X_i^{\varepsilon} = X_{\mathrm{T}}^{\varepsilon}$；发生纤维压缩失效时$X_i^{\varepsilon} = X_{\mathrm{C}}^{\varepsilon}$；当材料发生基体拉伸失效时$Y_i^{\varepsilon} = Y_{\mathrm{T}}^{\varepsilon}$；发生基体压缩失效时$Y_i^{\varepsilon} = Y_{\mathrm{C}}^{\varepsilon}$；$L_{\mathrm{C}}$为有限元单元的特征长度；$G_i$为材料在不同失效模式下的断裂能量释放率。

通过损伤状态变量d_f、d_m分别控制损伤后的刚度折减，其形式如下[25]：

$$\boldsymbol{C}_d=\begin{bmatrix}\alpha C_{11} & \alpha\beta C_{12} & \alpha C_{13} & 0 & 0 & 0\\ \alpha\beta C_{12} & \beta C_{22} & \beta C_{23} & 0 & 0 & 0\\ \alpha C_{13} & \beta C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & \alpha\beta C_{44} & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66}\end{bmatrix} \tag{8}$$

式中，$\alpha=(1-d_f)$；$\beta=(1-d_m)$。

2　单轴拉伸试验

本节对含孔复合材料层合板进行了单轴拉伸试验，如图 1 所示，所用的试验设备为电液伺服疲劳试验机（Instron 8801 型）；试验参数参照 ASTM D5766 标准[26]进行设置；采用位移加载方式，加载速率为 2 mm/min，当试验过程中监控的参数出现突变时结束试验。试验夹具为液压夹具，可以避免加强片与夹具之间的相互滑动，从而提高试验的精度。



图 1　电液伺服疲劳试验机

Fig. 1　Electro-hydraulic servo fatigue tester

含孔复合材料层合板单轴拉伸试验的试件材料为 T300/YH69；为了提高试验精度，试件各位置的厚度与设计值之间的差距不能超过 0. 1 mm；且各铺层角与设计值偏差不能超过 1°；试件的孔隙率小于 2%。试件的几何尺寸如图 2 所示，图中阴影部分为试件的加强片，中间段为试件的工作段。

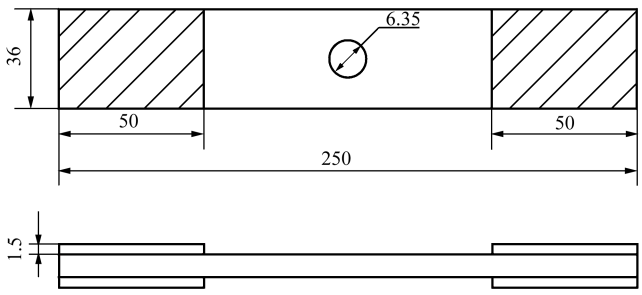


图 2　含孔复合材料层合板单轴拉伸试件的几何尺寸

Fig. 2　Geometry dimensions of uniaxial tensile specimens of composite laminates with hole

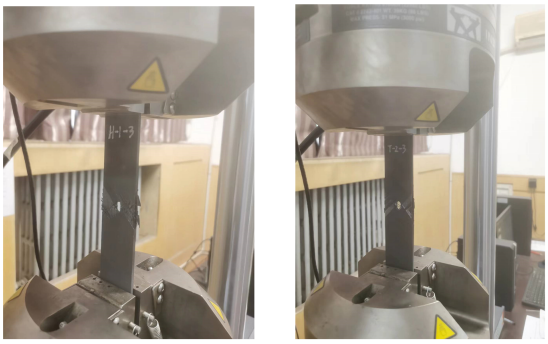
试验在室温大气环境下进行，试验共设计 4 种不同的铺层，其编号与铺层情况如表 1 所示。

表 1　试件的编号与铺层角度

Tab. 1　Numbering and layering angle of the specimen

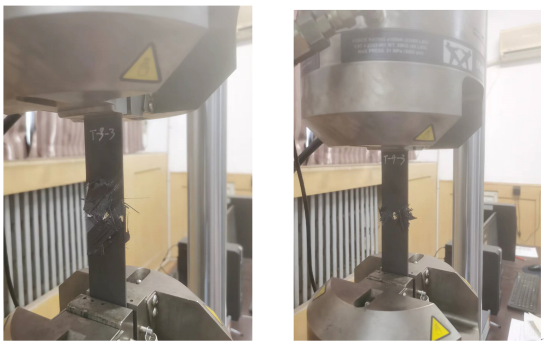
编号 Number	铺层角度 Layering angle
T-1	$[-45/0/45/0/-45/0/45/0/-45/90/45/\overline{0}]_s$
T-2	$[45/-45/90/0/-45/0/45/0/90/0]_s$
T-3	$[45/-45/0/-45/0/45/0]_s$
T-4	$[45/-45/0/-45/45/0/-45/90/0/45/\overline{0}]_s$

图 3 为电液伺服疲劳试验机停止加载时（即试件失效时）的试验概况图。从图 4 可以看出，T-1、T-2 和 T-4 三种试件的损伤形貌较为类似，沿着 45°方向，出现了纤维/基体的开裂，损伤集中于孔边区域，有明显的孔边分层与基体开裂现象。对于 T-3 试件，除了以上现象，还出现了孔边区域的爆炸形式的破坏。



（a）T-1 的失效形貌　（b）T-2 的失效形貌

（a）Failure morphology of T-1　（b）Failure morphology of T-2



（c）T-3 的失效形貌　（d）T-4 的失效形貌

（c）Failure morphology of T-3　（d）Failure morphology of T-4

图 3　含孔复合材料层合板单轴拉伸试件的试验概况图

Fig. 3　Test profile of uniaxial tensile specimens of composite laminates with hole

3　数值分析

3. 1　强度分析

基于上述的理论基础编制含孔复合材料层合板的渐进损伤模型的 Vumat 子程序，并使用该模型对第 2 节的试验进行仿真预测，试件的材料参数如表 2 所

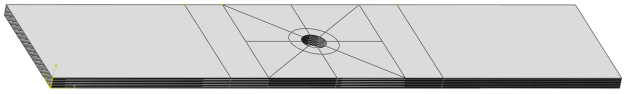
示。表2中，G_{IC}、G_{IIC}分别为层间Ⅰ型、Ⅱ型裂纹的断裂韧性；σ_{I}^{max}、σ_{II}^{max}分别为层间抗拉强度和层间剪切强度。

表2 T300/YH69的材料参数

Tab. 2 Material parameters for T300/YH69

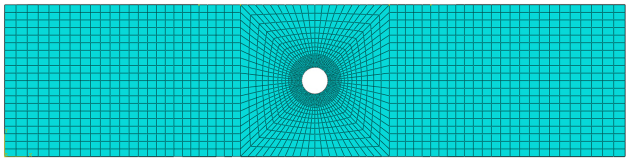
参数 Parameters	值 Value	参数 Parameters	值 Value
E_{11}/GPa	153	Y_C/MPa	130
$E_{22}=E_{33}$/GPa	10.3	S_{12}/MPa	90
$G_{12}=G_{13}$/GPa	6	S_{13}/MPa	13
G_{23}/GPa	3.7	S_{23}/MPa	50
$\nu_{12}=\nu_{13}$	0.3	G_{IC}/(N/mm)	0.6
ν_{23}	0.4	G_{IIC}/(N/mm)	2.1
X_T/MPa	2 537	σ_{I}^{max}/MPa	30
X_C/MPa	1 580	σ_{II}^{max}/MPa	30
Y_T/MPa	51	—	—

由于4种试件的几何模型仅在厚度方向有差异，因此采用相似的有限元建模方式，如图4所示；对试件的工作段进行建模，对孔边区域进行切分，并沿中心孔环向切分出2R的同心圆区域，对孔边的重点关注区域进行网格加密；在验证网格收敛性的情况下，模型在长度方向划分70个网格，宽度方向划分20个网格，孔边划分80个网格，孔边重点关注区域的径向划分10个网格，次重点区域的径向划分8个网格，厚度方向上每层划分一层网格，并对孔边区域插入内聚力单元，层合板整体采用C3D8R单元。



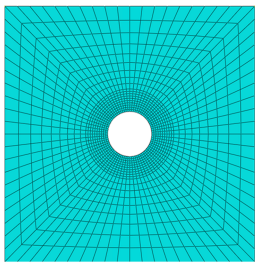
（a）含孔复合材料层合板的几何模型切分情况

（a）Geometrical modeling of cut-outs of porous composite laminates



（b）含孔复合材料层合板的网格划分情况

（b）Meshing of porous composite laminates



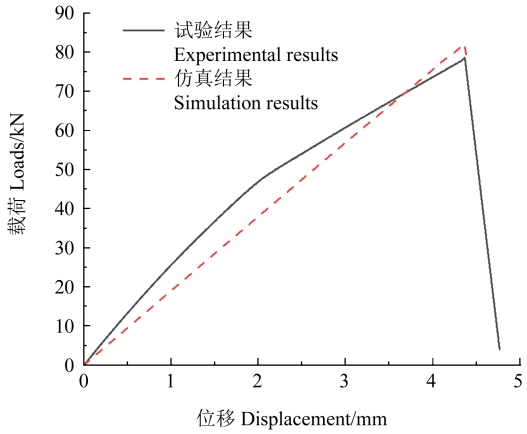
（c）含孔复合材料层合板孔边区域的网格划分情况

（c）Mesh delineation of pore-containing composite laminates in the region of the pore edges

图4 含孔复合材料层合板有限元建模情况示意图

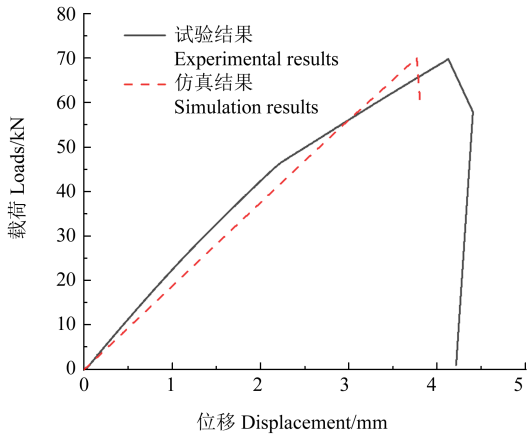
Fig. 4 Schematic diagram of finite element modeling of composite laminates with hole

仿真预测结果与试验结果的对比如图5所示。从图5可以看出，试件在加载过程中随着载荷的不断上升，刚度会逐渐下降，直至最终发生突然的失效，仿真模型虽然也有逐渐退化的特点，但在载荷-位移曲线上表现得不是很明显；模型对于试件极限载荷的预测较好，预测结果如表3所示，平均相对误差为4.969%，其中T-3铺层的误差最大为-10.512%，由于缺少90°铺层，在孔边出现了爆炸形式的破坏。



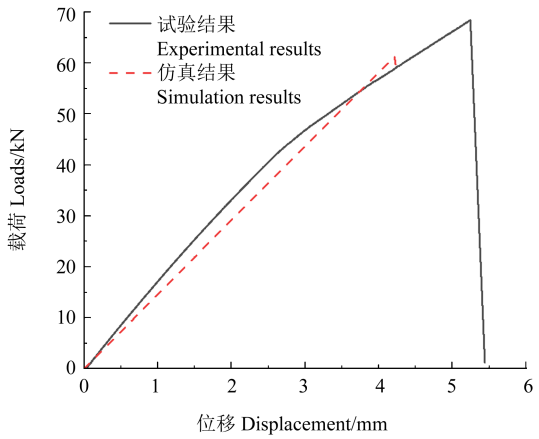
（a）T-1试件的仿真结果与试验结果对比

（a）Comparison of simulation and test results for T-1 specimen



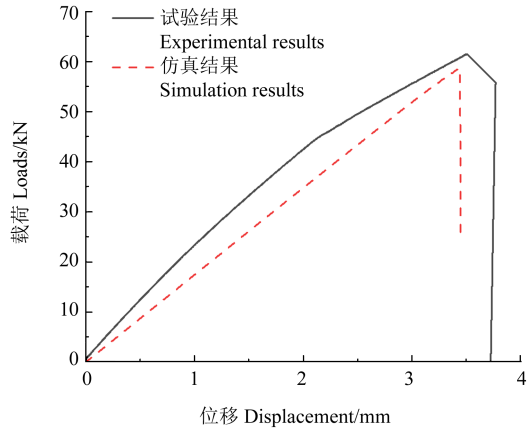
（b）T-2试件的仿真结果与试验结果对比

（b）Comparison of simulation and test results for T-2 specimen



（c）T-3试件的仿真结果与试验结果对比

（c）Comparison of simulation and test results for T-3 specimen



（d）T-4 试件的仿真结果与试验结果对比

（d）Comparison of simulation and test results for T-4 specimen

图 5　含孔复合材料层合板单轴拉伸试验的载荷-位移曲线

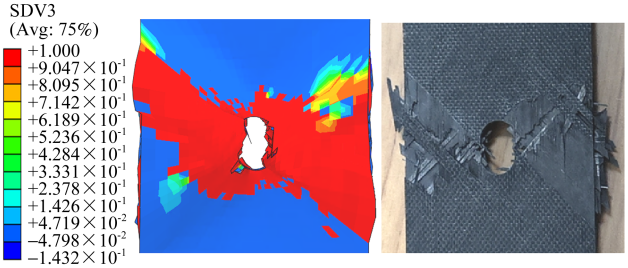
Fig. 5　Load-displacement curves for uniaxial tensile testing of composite laminates with hole

表 3　T300/YH69 含孔复合材料层合板的极限载荷预测

Tab. 3　Ultimate load prediction of T300/YH69 composite laminate with hole

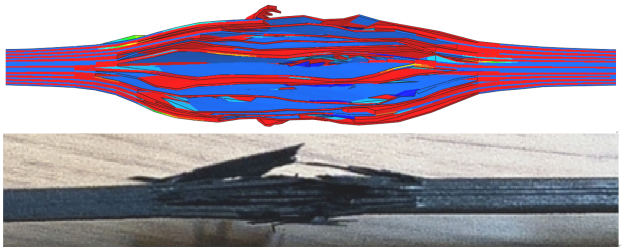
编号 Number	试验结果 Test results/kN	仿真结果 Simulation results/kN	相对误差 Relative error/%
T-1	78.6	82.1	4.5
T-2	69.9	70.1	0.4
T-3	68.4	61.2	−10.5
T-4	61.5	58.7	4.5

层合板仿真预测的损伤形貌与试验结果的对比如图 6 所示，灰色表示单元已经完全失效，黑色表示单元未发生损伤，其余表示单元已损伤但未完全失效；从图 6 可以发现，对于 4 种铺层的层合板，孔边均发生了严重的分层损伤，对于±45°铺层，出现了基体开裂与纤维拔出；0°铺层作为承载拉伸载荷的主要部分，从孔边沿着垂直于加载的方向发生了纤维断裂，并贯穿整个 0°铺层；90°铺层则主要发生了基体拉伸失效与基体压缩失效。



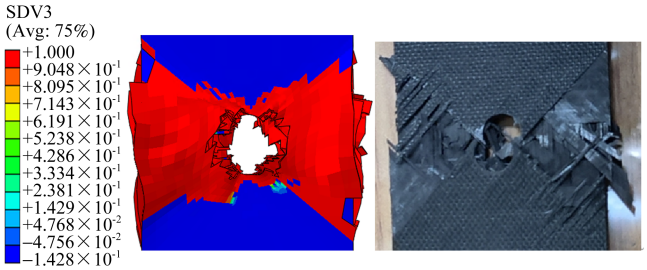
（a）T-1 试件正面损伤形貌对比

（a）Comparison of frontal damage morphology of T-1 specimen



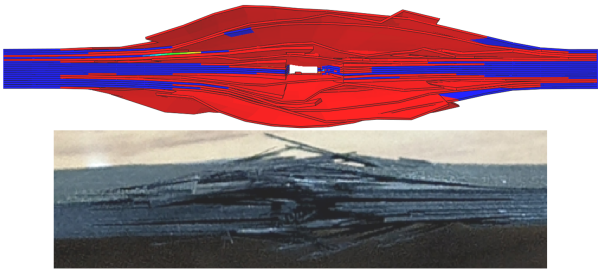
（b）T-1 试件侧面损伤形貌对比

（b）Comparison of lateral damage morphology of T-1 specimen



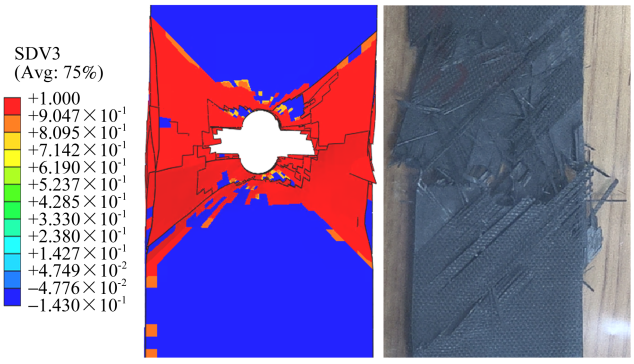
（c）T-2 试件正面损伤形貌对比

（c）Comparison of frontal damage morphology of T-2 specimen



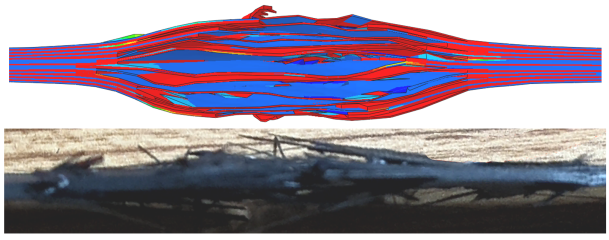
（d）T-2 试件侧面损伤形貌对比

（d）Comparison of lateral damage morphology of T-2 specimen



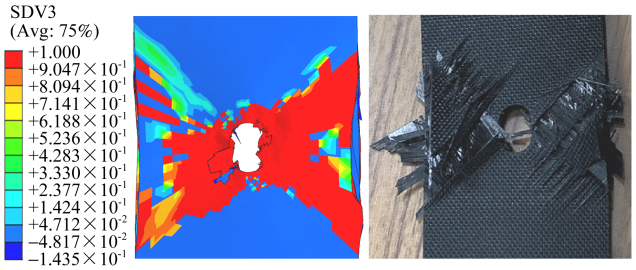
（e）T-3 试件正面损伤形貌对比

（e）Comparison of frontal damage morphology of T-3 specimens



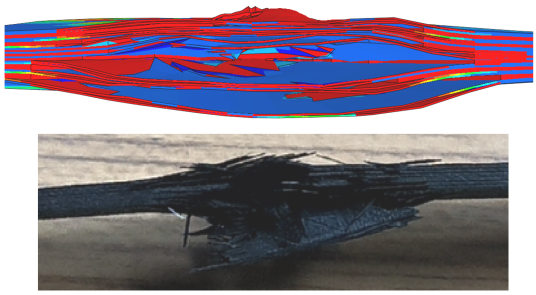
（f）T-3 试件侧面损伤形貌对比

（f）Comparison of lateral damage morphology of T-3 specimen



（g）T-4试件正面损伤形貌对比

（g）Comparison of frontal damage morphology of T-4 specimen



（h）T-4试件侧面损伤形貌对比

（h）Comparison of lateral damage morphology of T-4 specimen

图6 含孔复合材料层合板仿真预测的损伤形貌与试验结果的对比

Fig. 6 Comparison of damage morphology predicted by simulation and test results for composite laminates with hole

3.2 层间应力分析

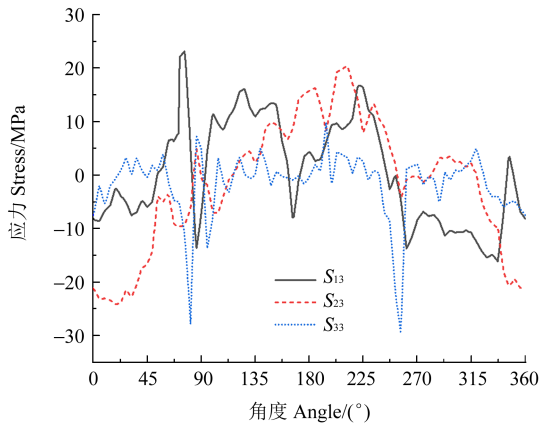
由分析可以发现，含孔复合材料层合板的孔边区域发生了严重的分层损伤，层间应力可以反映层合板层间界面的失效趋势；然而通过试验难以测量复合材料层合板的层间应力分布情况，本文使用上述三维渐进损伤模型，通过数值分析方法，对层合板的层间应力分布情况进行分析。

现选取T-4型铺层，分别对[0/90]、[45/0]、[45/−45]和[45/90]四种不同铺层的层间界面的层间应力进行分析，如图7所示，为沿孔边不同铺层组合方式下，损伤演化前后的界面层间应力环向分布情况。

图7中，S_{13}、S_{23}表示层间界面的面内切应力，S_{33}表示沿垂直于面内方向的层间正应力；0°方向为加载方向，沿孔边逆时针方向增加；经过分析可以发现，对于[0/90]界面，层间切应力在0°、90°、270°和360°方向周围的分布较大，而层间正应力沿孔边分布明显小于层间切应力，但在90°和270°方向突然增加，且失效区域集中于90°方向；对于[45/0]界面，层间切应力在45°和225°方向出现了极值，层间正应力则在90°方向突然增加，且层间切应力S_{13}明显大于另外两种层间应力S_{23}和S_{33}，失效后失效区域集中于45°~135°和225°~315°；对于[45/−45]界面，层间切应力在0°、90°、270°和360°方向较大，层间正应力的水平则明显小于层间切应力，失效区域集中于45°~135°和225°~315°，即垂直于加载方向的±45°铺层相交的区域；对于[45/90]界面，层间切应力的极值出现在0°、90°、180°、270°和360°方向周围，层间正应力在90°和270°方向出现极值，失效区域集中于45°~135°和225°~350°。

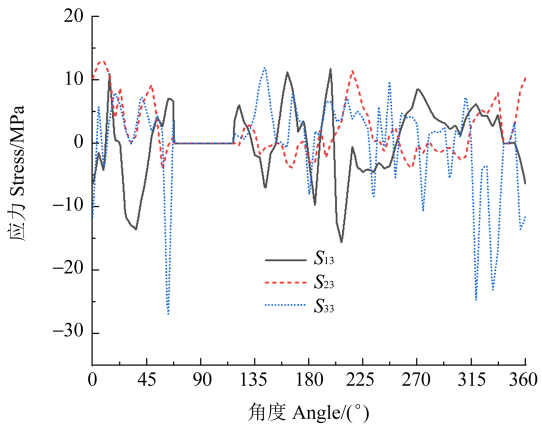
从图7可以发现，无论层间正应力相较于层间切应力的大小如何，失效区域总是集中在垂直于加载方向的孔边周围，一般也是层间正应力出现极值的区域附近；而且对于含有90°方向铺层的层间界面，层间正应力的水平会明显升高。

为了研究随着离孔边距离的增加，层间应力的变化程度和铺层内应力水平的变化程度，选取[45/−45]界面为研究对象；[45/−45]界面离孔边不同距离的主应力环向分布情况与含孔复合材料层合板的顶面45°铺层主应力离孔边不同距离的环向分布情况如图8(a)和图8(b)所示。



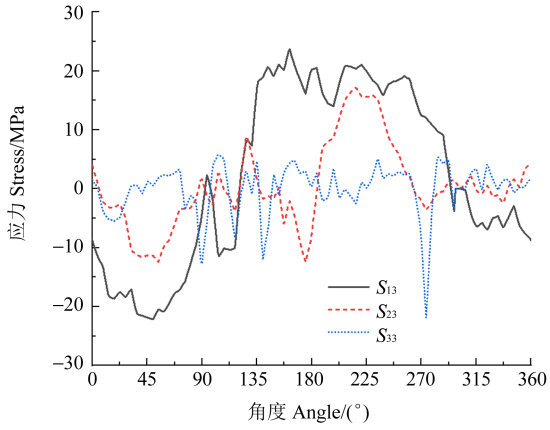
（a）[0/90] 界面失效前的层间应力分布

（a）[0/90] interlayer stress distribution before interface failure



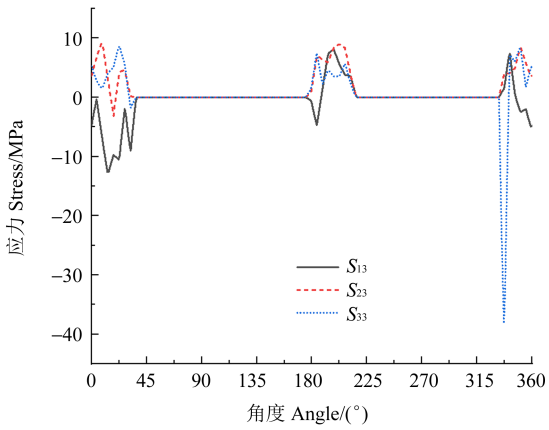
（b）[0/90] 界面失效后的层间应力分布

（b）[0/90] interlayer stress distribution after interface failure



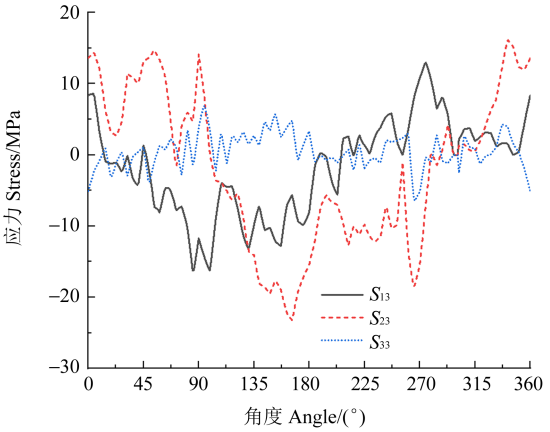
（c）［45/0］界面失效前的层间应力分布

（c）［45/0］interlayer stress distribution before interface failure



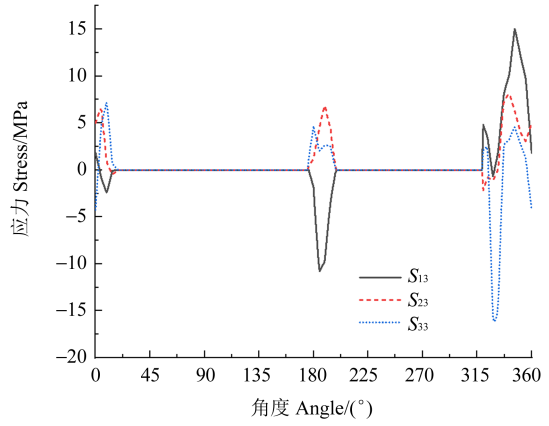
（d）［45/0］界面失效后的层间应力分布

（d）［45/0］interlayer stress distribution after interface failure



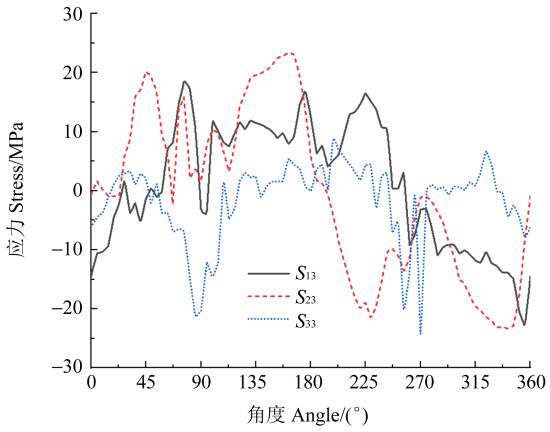
（e）［45/-45］界面失效前的层间应力分布

（e）［45/-45］interlayer stress distribution before interface failure



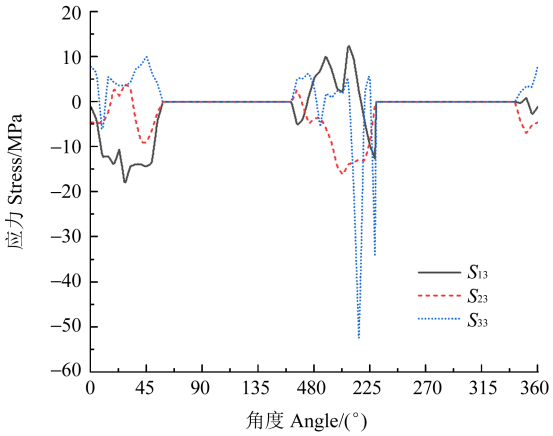
（f）［45/-45］界面失效后的层间应力分布

（f）［45/-45］interlayer stress distribution after interface failure



（g）［45/90］界面失效前的层间应力分布

（g）［45/90］interlayer stress distribution before interface failure



（h）［45/90］界面失效后的层间应力分布

（h）［45/90］interlayer stress distribution after interface failure

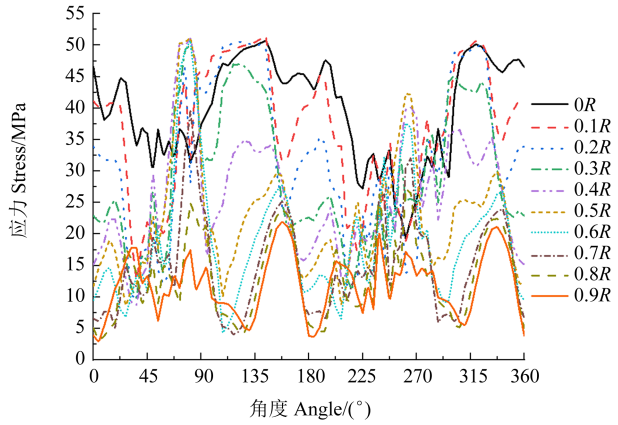
图 7　界面层间应力环向分布情况

Fig. 7　Circumferential distribution of interlayer stress at the interface

图 8 中，R 为含孔复合材料层合板中心圆孔的半径，0.0~0.9R 表示距离中心圆孔边界的距离。由图 8(a)可以发现，孔边有明显的自由边效应，在 0.0~0.5R，界面的层间应力发生了明显的下降，之后下降趋势逐步放缓，总体上看，距离孔边越近，则应力水平越高，两者成线性关系；由图 8(b)可以发现，对于顶部 45°铺层的应力分布情况，与层间界面相似，总体上呈逐渐下降的趋势，且下降速度逐渐放缓，但在 0.0~0.2R 内则出现了先下降后上升的趋势。

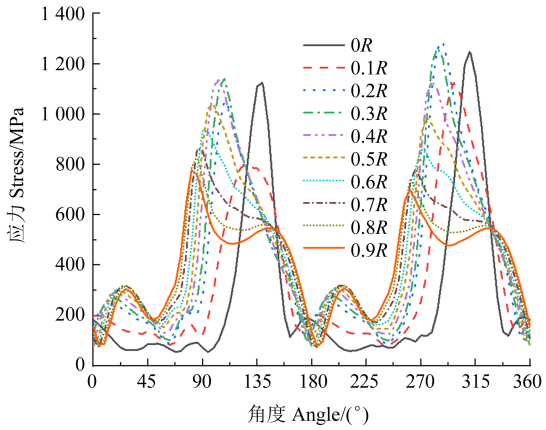
图 9(a)~图 9(c)分别为[45/−45]界面在 0°、45°和

90°方向沿中心圆孔径向的层间应力分布情况。



（a）[45/−45]界面层间正应力离孔边不同距离的环向分布情况

（a）Circumferential distribution of positive interlayer stresses at the [45/−45] interface at different distances from the hole edge



（b）顶面45°铺层第一主应力离孔边不同距离的环向分布情况

（b）Circumferential distribution of the first principal stress in the top 45° pavement at different distances from the edge of the hole

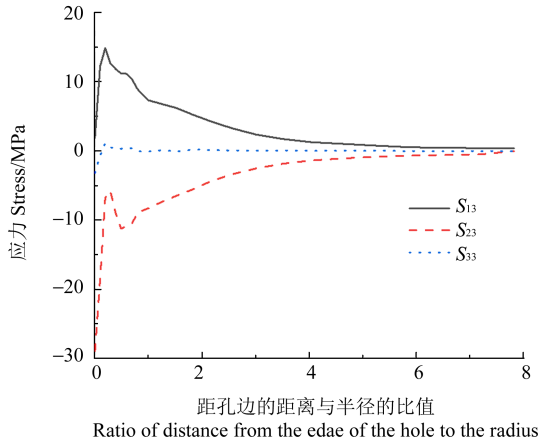
图8 [45/−45]界面与顶面的应力环向分布情况

Fig. 8 Circumferential distribution of stresses at the [45/−45] interface and the top surface

图9中，为了便于观察层间应力的分布情况与孔边距和孔径的关系，将横坐标设计为距孔边的距离与孔径的比值。由图9可以发现，对于各个方向，层间应力在0.5R时均出现了剧烈变化：从一个极值迅速变化到另一个极值；在0.5R之后的0°方向上，由于仅在孔边区域插入了内聚单元，层间应力呈逐渐下降的趋势；在45°与90°方向上，由于自由边效应的原因，层间应力呈先下降后上升的趋势。

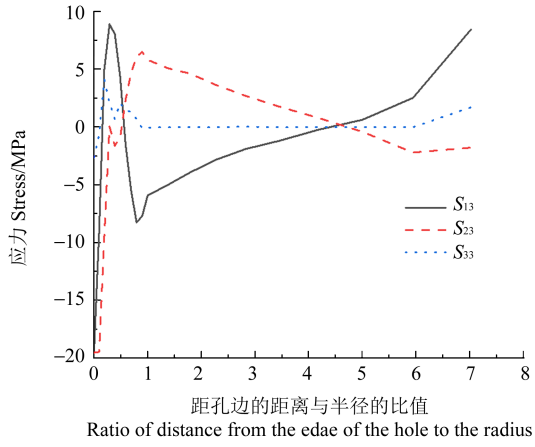
4 结论

本文针对复合材料的分层现象，考虑界面材料的脆性断裂过程，针对4种不同的铺层方式，进行了单轴拉伸试验，对层合板的孔边损伤进行了分析。主要结论如下：



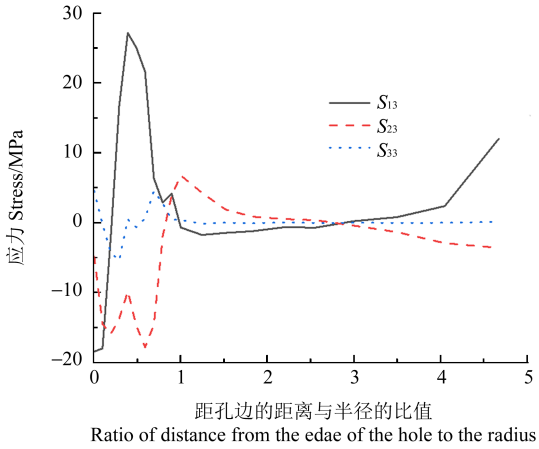
（a）层间应力在0°方向沿径向的分布

（a）Distribution of interlayer stresses in the radial direction at 0°



（b）层间应力在45°方向沿径向的分布

（b）Distribution of interlayer stresses in the radial direction at 45°



（c）层间应力在90°方向沿径向的分布

（c）Distribution of interlayer stresses in the radial direction at 90°

图9 [45/−45]界面层间应力在0°、45°和90°方向沿径向的分布

Fig. 9 Distribution of [45/−45] interfacial interlaminar stresses along the radial direction at 0°, 45° and 90°

1）考虑材料脆性断裂的模型可以较好地预测含孔复合材料层合板单轴拉伸失效的极限载荷和损伤形貌。

2)层合板的失效区域主要集中于孔边，±45°铺层的孔边区域出现了纤维控制的失效，远离孔边的区域主要发生基体控制的失效；0°铺层从孔边沿垂直于加载的方向发生了纤维拉伸失效，90°铺层则主要发生了基体拉伸失效。

3)层合板层间界面的分层损伤，总是集中在垂直于加载方向的孔边周围，并在垂直于加载方向的±45°区域内，向试件的边界扩展，90°铺层的层间界面的层间正应力水平大于其他层间界面，且分层损伤集中于层间正应力较大的区域；对于不同方向的层间应力，由于自由边效应，层间应力在孔边出现极值，并在0.0~0.5R内迅速变化，且90°方向的应力水平大于0°与45°方向的应力水平，应重点关注含孔复合材料层合板孔边1R的层间应力分布情况。

参考文献(References)

[1] 侯怡鑫.含纤维桥接的复合材料层合板分层扩展内聚力模型[D].重庆:重庆大学,2018:1-63.
HOU YiXin.Cohesion model of layered expansion of composite laminates with fiber bridging[D].Chongqing: Chongqing University, 2018:1-63(In Chinese).

[2] HAN W Q, HU K J, SHI Q H , et al.Damage evolution analysis of open-hole tensile laminated composites using a progress damage model verified by AE and DIC[J].Composite Structures, 2020, 247: 112452.

[3] WANG Q, CHEN Q Y, CHEN Y J, et al. The effect of internal delamination damage on the tensile strength of aeronautical composites[J]. Acta Mechanica Solida Sinica, 2022, 35(6): 979-986.

[4] 俞方艾,周　勃,张雪岩,等.含分层缺陷的叶片复合材料层合板损伤识别方法的研究[J].机械强度,2022,44(6):1327-1334.
YU FangAi, ZHOU Bo, ZHANG XueYan, et al. A study on fatigue damage identification method of a blade composite laminate with delamination defects[J]. Journal of Mechanical Strength, 2022, 44(6): 1327-1334(In Chinese).

[5] 张笑宇,徐　绯,张玉林,等.复合材料蜂窝夹芯板冰雹冲击及多次冲击数值研究[J].航空科学技术,2021,32(12):74-83.
ZHANG XiaoYu, XU Fei, ZHANG YuLin, et al.Numerical study on single and repeated impact of hail on composite honeycomb sandwich panels[J].Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(12): 74-83 (In Chinese).

[6] 李玉莲,王虎林,何龙龙.翼梁腹板复合型裂纹扩展分析及试验验证[J].航空科学技术,2020,31(2):31-36.
LI YuLian, WANG HuLin, HE LongLong. Research on mixed model crack growth analysis and experimental verification of wing spar web[J].Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(2): 31-36 (In Chinese).

[7] YASHIRO S, OKUDA T, OGI K, et al.Simple approach for modeling unidirectionally arrayed chopped strand laminates via the extended finite-element method[J].Composite Structures, 2019, 229: 111457.

[8] HUO L, KASSAPOGLOU C, ALDERLIESTEN R C. A criterion for predicting delamination growth in composite laminates[J]. Materials & Design, 2022, 223: 111160.

[9] KÖLLNER A. Predicting buckling-driven delamination propagation in composite laminates: an analytical modelling approach[J]. Composite Structures, 2021, 266: 113776.

[10] 任毅如,邓亚斌.基于非线性铺设角复合材料层合板的抗低速冲击性能研究[J].航空科学技术,2021,32(12):84-90.
REN YiRu, DENG YaBin.Research on low-velocity impact resistance of composite laminates with non-linear angle based layups[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(12): 84-90(In Chinese).

[11] 饶玉文.复合材料分层内聚力模型参数反演研究[D].南京:南京航空航天大学,2020:1-81.
RAO YuWen. Parameter inversion study of delamination cohesion model for composite materials[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020: 1-81(In Chinese).

[12] 袁　菲,刘　富,柴亚南,等.复合材料加筋壁板帽型筋条包覆层对界面脱粘起始的影响[J].机械强度,2022,44(6):1490-1497.
YUAN Fei, LIU Fu, CHAI YaNan, et al.Internal cladding layer influence on the debonding of hat-stringer stiffened composite panels under axial compression[J].Journal of Mechanical Strength, 2022, 44(6): 1490-1497(In Chinese).

[13] ELICES M, GUINEA G V, GÓMEZ J, et al.The cohesive zone model: advantages, limitations and challenges[J].Engineering Fracture Mechanics, 2002, 69(2): 137-163.

[14] CAMANHO P P, DAVILA C G, DE MOURA M F.Numerical simulation of mixed-mode progressive delamination in composite materials[J].Journal of Composite Materials, 2003, 37(16): 1415-1438.

[15] 庄福建,陈普会.纤维增强复合材料层合结构虚拟试验技术[J].航空科学技术,2019,30(10):1-15.
ZHUANG FuJian, CHEN PuHui. Virtual testing of fiber reinforced composite laminated structures[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(10): 1-15 (In Chinese).

[16] 王　轩,江庆庸,张世秋.平纹编织面板泡沫夹芯结构修补后侧向压缩有限元渐进失效分析[J].航空科学技术,2022,33(4):81-93.
WANG Xuan, GANG QingYong, ZHANG ShiQiu.Progressive failure analysis of repaired foam sandwich structure with plain weave faceplate under edgewise compression[J].Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(4): 81-93 (In Chinese).

[17] 赵玉萍.复合材料中纤维/聚合物界面粘结失效机理研究[D].广州:暨南大学,2015:1-165.
ZHAO YuPing.Research on bonding failure mechanism of f iber/polymer interface in composites[D].Guangzhou: Jinan University, 2015: 1-165(In Chinese).

[18] 李 姝,李 宴,韩 飞.开孔复合材料层合板强度不确定性分析[J].力学季刊,2023,44(2):293-305.
LI Shu, LI Yan, HAN Fei. Strength uncertainty analysis for notched composite laminates[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2023, 44(2):293-305(In Chinese).

[19] 郭 峰,王哲峰,王共冬,等.低温条件下含孔碳纤维复合材料层合板拉伸损伤特性研究[J].复合材料科学与工程,2022(4):56-61.
GUO Feng, WANG ZheFeng, WANG GongDong, et al. Study of tensile damage characteristics of carbon fiber composite laminates containing holes under low temperature conditions[J]. Composites Science and Engineering, 2022(4):56-61(In Chinese).

[20] 杨钧超,邹 鹏,邓凡臣,等.铺层和尺寸对含孔复材层板拉伸性能的影响[J].复合材料科学与工程,2021(11):5-11.
YANG JunChao, ZOU Peng, DENG FanChen, et al. Effect of ply and dimension on tensile properties of composite laminates with holes[J]. Composites Science and Engineering, 2021(11):5-11 (In Chinese).

[21] 张华伟,吴佳璐.碳纤维增强树脂开孔层合板轴向拉伸失效模拟分析[J].东北大学学报(自然科学版),2021,42(1):91-95.
ZHANG HuaWei, WU JiaLu. Failure simulation analysis of carbon fiber reinforced polymer laminate with a hole in axial tension process[J]. Journal of Northeastern University (Natural Science), 2021, 42(1):91-95(In Chinese).

[22] 孙振辉,铁 瑛,李 成,等.开孔CFRP复合材料层合板的损伤解析和实验探究[J].玻璃钢/复合材料,2019(1):5-10.
SUN ZhenHui, TIE Ying, LI Cheng, et al. Damage analysis and experimental study of open-hole CFRP composite laminates[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2019(1):5-10 (In Chinese).

[23] 徐建新,宋依良,郭巧荣.一种考虑脆性断裂的三线性内聚力模型[J].航空科学技术,2023,34(3):97-103.
XU JianXin, SONG YiLiang, GUO QiaoRong. A trilinear cohesive model considering brittle fracture [J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(3):97-103 (In Chinese).

[24] 胡祎乐,余 音,汪 海,等.纤维增强复合材料机翼长桁压缩破坏预测方法[J].上海交通大学学报,2012,46(9):1471-1475.
HU YiLe, YU Yin, WANG Hai, et al. A failure prediction method of fiber-reinforced composite wing stringer subjected to compressive loading[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2012, 46(9):1471-1475(In Chinese).

[25] 王 刚,贾普荣,黄 涛,等.含切口复合材料层合板拉伸应变集中与失效分析[J].材料工程,2018,46(2):134-141.
WANG Gang, JIA PuRong, HUANG Tao, et al. Strain concentration and failure analysis of notched composite laminates under tensile loading[J]. Journal of Materials Engineering, 2018, 46(2):134-141 (In Chinese).

[26] ASTM. Standard test method for open-hole tensile strength of polymer matrix composite laminates: ASTM D5766M-11[S]. West Conshohocken: American Society for Testing and Materials International, 2011: 1-7.