

Z-pin 增强复合材料开孔层合板压缩性能

孙一凡, 李 勇, 还大军, 刘洪全, 杨 潇
(南京航空航天大学 材料科学与技术学院, 南京 210016)

摘 要: 针对复合材料开孔层合板孔边应力集中而导致承载能力降低现象,采用 Z-pin 增强技术提高性能。重点研究了开孔层合板的压缩性能,制备了不同 Z-pin 植入体积分数的开孔层合板试样并进行了压缩试验,在试验基础上,应用有限元分析方法对 Z-pin 增强开孔层合板进行建模分析,基于渐进损伤分析法和内聚单元法模拟了复合材料基体以及 Z-pin 的增强效果。试验结果表明:Z-pin 的植入可以显著提高开孔层合板的抗压性能,且随着 Z-pin 植入体积分数的提高,压缩性能不断上升,压缩强度最高可以提高 23.06%;只有沿载荷方向,位于开孔两侧的 Z-pin 可以提高结构的承载能力;在 Z-pin 桥联力的作用下,降低了损伤的扩展速度,但并没有改变层合板的最终失效模式。模拟结果表明:压缩损伤从孔边向两侧扩展,位于层合板中心的铺层最先出现损伤,其中第 6 层与第 10 层的增强单元最先发生破坏。模拟计算结果与试验结果得到了较好的吻合,该有限元模型对于 Z-pin 增强复合材料开孔层合板的适用性得到了验证。

关 键 词: 复合材料; 开孔层合板; Z-pin 增强技术; 压缩试验; 渐进损伤

中图分类号: V258; TB332 **文献标志码:** A

Compression performance of open-hole composite laminates reinforced by Z-pin

SUN Yifan, LI Yong, HUAN Dajun, LIU Hongquan, YANG Xiao
(College of Materials Science and Technology,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Z-pin reinforced technique was used to improve the performance of open-hole composite laminates, in view of load capacity reduction because of the stress concentration at the edge of the hole. The influence of the Z-pin insertion percentage on the compression performance of open-hole composite laminates was analyzed by testing the compression properties of laminates with different Z-pin inserted percentages, finite element models of the classical cohesive elements and open-hole composite laminates were established to analyze the influencing mechanism. Results showed that the reinforcing pins increased the compressive strength by 23.06% maximally. Only along the compressive loading direction, the Z-pin located on both sides of the hole can reduce the damage expansion speed by bridging force, but the ultimate failure mode of laminates was not changed. Numerical results showed that the compression damage extended from the edge of the hole to both sides, and the lamination in the center of the laminate was the first to be damaged, among which the cohesive elements in the 6th and 10th layers were the first to be damaged. The simulation results were in good

agreement with the test results.

Key words: composite; open-hole laminates; Z-pin reinforced technique; compressive tests; progressive damage

复合材料由于其轻量化以及优异的强度和刚度性能,目前已经成为航空航天中的重要结构材料,其中航空发动机作为飞机上的重要动力装置,树脂基复合材料在发动机叶片、机匣、包容环等部件上的应用也更加广泛。由于机械连接和其他设计的需要,在发动机叶片以及主轴等结构中常常需要开孔,这些开孔会引起孔边分层和应力集中现象,使得损伤累积,损伤形式变得复杂,降低了复合材料结构的整体强度,成为失效的主要原因。航空发动机在工作状态下,涡轮轴将承受循环载荷作用^[1],其中压缩载荷作用尤其突出,为了保证飞行的可靠性以及发动机工作效率,其压缩承载能力成为主要的考虑评估条件。需要一种合适的方法来改善由于开孔造成的界面损伤,增强层间连接性能。目前国内外学者通过进行大量的试验研究,得到了多种有效提高复合材料的层间韧性性能的工艺方法,包括缝合、三维编织、Z-pin 等^[2]。其中,Z-pin 增强技术由于操作简单易行,增强效果显著,适用于预浸料体系、生产效率高等优点^[3],得到了广泛的关注。

Yasaee 等^[4]研究了 Z-pin 植入长度对复合材料层合板性能的作用,并改进了 Z-pin 桥联力分析模型,预测了压缩载荷作用下桥联力的影响。Mouritz 等^[5]发现 Z-pin 的植入可以抑制层合板的大规模裂纹扩展,提高分层阻力,当 Z-pin 植入体积分数为 2% 时,层合板的分层断裂韧性得到了大幅度的提高,最高可达到 500%。Mohamed 等^[6]通过有限元分析方法,建立了另一种数值模拟方法,发现 Z-pin 的存在可以有效地提高混合模式下的断裂韧性,与试验结果得到了较好的吻合。Pegorin 等^[7]研究了 Z-pin 长度对复合材料层间断裂韧性的影响,发现由于受到剪切力作用而引起的失效行为,随着 Z-pin 长度的增加而减少。Membe 等^[8]发现 Z-pin 通过在分层表面提供强大的桥联力以提高结构的承载能力,且 Z-pin 对于 I 型断裂韧性的提高效果高于 II 型断裂韧性。清华大学的滕锦等^[9]在研究中发现,Z-pin 可以有效减少层合板的分层损伤面积,使结构在厚度方向上的刚度提高了 21.6%。陶永强等^[10]探究了 Z-pin 对复合材料层间 I 型开裂性能的影响并建立了相关的预测模型,结果表明 Z-pin 可以

延缓裂纹尖端能量释放率增大。南京航空航天大学改善了 Z-pin 的制备工艺,通过对纤维加捻提高 Z-pin 的固化压力,降低了空隙缺陷,显著提高了增强结构的抗压能力^[11]。

根据现有研究表明,Z-pin 可以明显地改善复合材料抗压性能,德国的 Knaupp 等^[12]发现随着 Z-pin 体积分数的提高,层合板抵抗冲击后压缩的能力不断上升,分层区域减少 60%,承载能力提高 20%。开孔压缩试验和冲击后压缩试验为具有缺陷的复合材料抗压强度设计提供了有效数据。由于机械连接需要,航空发动机轮盘结构上经常需要开孔^[13],开孔会在孔边产生较为严重的应力集中及分层现象,严重降低了结构的承载能力,对于压缩性能的影响更加明显。Bian 等^[14]研究了不同宽径比对复合材料开孔层合板压缩性能的影响,结果表明宽径比越大,结构的抗压性能越低,当宽径比为 4 时,压缩性能降低了 12.55%。Borkowski 等^[15]通过研究发现,复合材料开孔层合板的压缩失效过程是由于弯曲带传播受到阻碍而失效,并建立模型进行模拟分析验证。Zhou 等^[16]基于连续体壳单元和内聚单元对开孔层合板压缩损伤过程建立模型,分别模拟分析了损伤和分层扩展过程。

目前对于复合材料开孔层合板的压缩性能研究主要集中在模拟分析损伤过程,对于其性能的提高与改善的相关研究较少。因此,本文通过对 Z-pin 增强以及未增强开孔层合板压缩性能进行试验研究,并将试验结果对比,分析损伤失效模式和破坏机理;研究不同 Z-pin 植入体积分数对开孔层合板压缩性能的影响规律。通过超景深三维视频显微镜对损伤和破坏试样中的分层区域进行观测。应用 ABAQUS 有限元分析方法进行建模分析,对压缩试验的损伤破坏过程进行有效模拟,并将模拟结果与试验结果继续比较。

1 试验材料及方法

1.1 试验材料

试验中所用到的原材料规格、性能列于表 1 中。

表 1 Z-pin 增强复合材料开孔层合板压缩性能研究所用试验材料

试验材料名称	规格型号	供应商
单向预浸料	USN12500 环氧/T300,树脂质量分数为 33%,单层厚度为 0.125 mm	山东威海光威复合材料有限公司
环氧树脂	FW-125A/B	昆山裕博有限公司
碳纤维	T300(单丝数量为 3000)	日本东丽公司
Z-pin		自制
聚苯乙烯泡沫		上海嘉荣塑业有限公司

1.2 试样制备

试验设置对比试验组与 Z-pin 增强试验组,每组 3 个试样,试验试样尺寸参考 ASTM(American Society for Testing Material) D6484/D6484M-09^[17]制定。根据标准模具要求,制备试样尺寸为 300 mm(长)×36 mm(宽)×4 mm(高)的条状试样,铺层采用 $[45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}]_{4s}$ 准备向同性层合板,在试样正中心制备直径为 6 mm 的圆孔。对于 Z-pin 增强的试样,采用的 Z-pin 直

径为 0.5 mm,在开孔处两侧对称植入 Z-pin,植入间距(长×宽)分别为 4 mm×4 mm、3 mm×3 mm、3 mm×3 mm、2.5 mm×2.5 mm,对应的 Z-pin 植入体积分数 φ_{pin} 分别为 1%、1.5%、2%、3%;同时制备四周植入 Z-pin 试样,其分布方式以孔为中心,四周全部植入 Z-pin,植入间距为 3 mm×3 mm,Z-pin 植入体积分数 $\varphi_{\text{pin}}=2.5\%$,各增强试样的 Z-pin 点阵分布形式如图 1 所示。

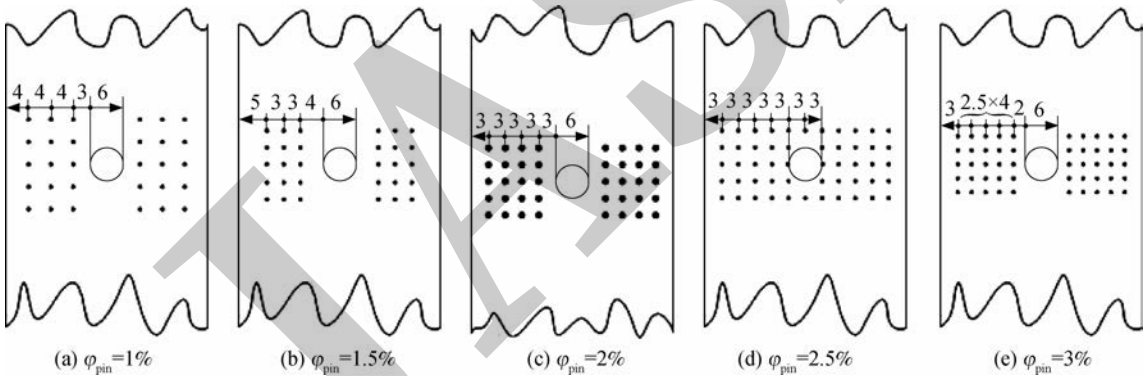


图 1 不同体积分数 Z-pin 点阵分布示意图(单位:mm)

Fig. 1 Schematic diagram of Z-pin insertion patterns with different volume fractions (unit:mm)

Z-pin 增强开孔层合板的成型工艺流程如下:
①按照标准尺寸裁剪预浸料;②根据设计好的铺层顺序铺贴层合板;③将通过拉挤设备制备的 Z-pin,应用数控植入设备植入预制体;④借助超声植入设备将 Z-pin 植入层合板中规定位置;⑤将植入 Z-pin 的层合板放入平板热压机中进行热压固化,上下对称铺放脱模布与吸胶布;⑥应用金刚石钻头,对固化好的试样中心进行开孔。
其中在进行第⑥步试验过程中,最先应用钢钻头进行开孔,孔边分层较为明显,开孔过程对于层合板的损伤较为严重,影响了对压缩性能的测试结果,多次试验之后,改用金刚石钻头进行开孔,降低了开孔过程对于层合板试样的损伤情况。

设计规划的复合材料开孔层合板示意图以及制备完成的试样如图 2 所示。

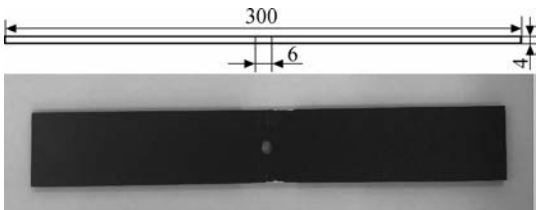


图 2 复合材料开孔层合板示意图及试样(单位:mm)
Fig. 2 Schematic diagram of and sample of open-hole composite laminate (unit:mm)

1.3 试验过程

压缩试验方法根据 ASTM D6484/D6484M-

09^[17]制定,试验在配置 5 kN 传感器的电子万能试验机上进行加载,采用如图 3 所示的标准夹具进行夹持,施加载荷为压向,加载速度为 2 mm/min。压缩试验结束后,通过超景深三维视频显微镜检测试验件的损伤范围以及损伤形貌。

试验过程中所用到的试验设备型号、规格列于表 2 中。



图 3 Z-pin 增强复合材料开孔层合板压缩试验夹具及加载装置

Fig. 3 Clamping and loading system of open-hole compressional test on open-hole composite laminates reinforced by Z-pin

表 2 Z-pin 增强复合材料开孔层合板压缩性能研究所用试验设备

Table 2 Test equipment for the compression performance of open-hole composite laminates reinforced by Z-pin

设备名称	型号	供应商
Z-pin 拉挤机		南京航空航天大学 大学自制
Z-pin 数控 植入机		南京航空航天大学 大学自制
Z-pin 超声 植入设备		南京航空航天大学 大学自制
平板 热压机	XLB-D400×400× 2-Z/0.50MN	青岛嘉瑞橡胶 机械有限公司
电子万能 试验机	CMT 5105	深圳纵横三思科技 股份有限公司
超景深三维 视频显微镜	Leica DVM6	南京宁奥仪器 有限公司

2 有限元数值模拟

2.1 层间失效准则及损伤演化

复合材料层合板的面内损伤形式一般包括纤

维断裂和基体开裂,按照断裂发生的位置以及断裂面上的应力方向可以将复合材料面内损伤分为纤维拉伸损伤、纤维压缩损伤、基体拉伸损伤和基体压缩损伤 4 种模式。在本文模型中,采用 Hashin 准则^[18]判断层内失效的发生,其不同失效模式对应表达式如下:

纤维拉伸失效

$$\left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S_{xy}}\right)^2 = 1, \quad \hat{\sigma}_{11} \geq 0 \tag{1}$$

纤维压缩失效

$$\frac{|\hat{\sigma}_{11}|}{X_c} = 1, \quad \hat{\sigma}_{11} < 0 \tag{2}$$

基体拉伸失效

$$\left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S_{xy}}\right)^2 = 1, \quad \hat{\sigma}_{22} \geq 0 \tag{3}$$

基体压缩失效

$$\left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S_{yz}}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_{yz}}\right)^2 - 1\right]\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y_c} + \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S_{xy}}\right)^2 = 1, \quad \hat{\sigma}_{22} < 0 \tag{4}$$

式中 X_t 、 X_c 、 Y_t 和 Y_c 分别表示层合板在 1 方向和 2 方向的拉伸和压缩强度; S_{xy} 、 S_{yz} 表示面内和面外剪切强度; $\hat{\sigma}_{11}$ 、 $\hat{\sigma}_{22}$ 和 $\hat{\tau}_{12}$ 分别表示两个主方向以及横向剪切方向的有效应力。

当损伤发生时,上述一种或者多种损伤判据成立,相应力学方向的刚度会按照规律发生一定程度的衰减,进而演化成破坏,而不会迅速导致相应材料组分的失效。渐近损伤退化分析方法通过逐渐减少材料参数来模拟损伤变化,当 Hashin 失效判据满足后,材料的刚度发生逐步衰减。在本文建立的模型中,当所有单元满足了失效条件,单元发生整体失效。

2.2 内聚单元模型

为了方便建立模型和计算,采用内聚单元法^[19]对 Z-pin 的损伤行为进行简化,将 Z-pin 的桥联作用平均到整个连接面积上,利用等效均布界面单元模拟界面增强效果。通过建立内聚单元层,可以借助其界面刚度的变化,从微观角度模拟宏观裂纹的扩展过程。

内聚单元性能按照双线性内聚应力(τ)-相对位移(Δ)(traction-separation, T-S)关系变化,其本构关系示意图如图 4 所示。

图 4 中 Δ_0 为初始破坏位移; Δ_f 为最终失效位移; τ_0 为内聚单元层失效强度; G_c 表示临界能量释放率; D 为单元损伤系数; $\mathbf{K}$ 为刚度矩阵。

在本模型中,应用二次应力准则作为内聚单

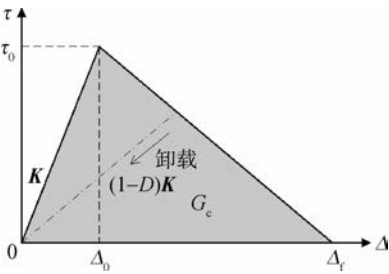


图 4 内聚单元层双线性内聚应力-相对位移曲线

Fig. 4 Bilinear stress-relative displacement curve of cohesive element layer

伸和压缩强度; S_{xy} 、 S_{yz} 表示面内和面外剪切强度。

有限元模型中的内聚单元层以 Z-pin 植入体积分数为 2%, 植入间距为 3 mm×3 mm 为例进行模拟分析, 其 cohesive 单元层的断裂应变释放率分别由双悬臂梁试验 (DCB) 和端部开口弯曲试验 (ENF) 得到, 拉伸强度及其他参数参考文献[22] 列于表 4 所示。

元层损伤的起始判据

$$\left(\frac{\langle \sigma_{33} \rangle}{\sigma_n^{\max}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{\sigma_s^{\max}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{\sigma_t^{\max}}\right)^2 = 1,$$
$$\langle \sigma_{33} \rangle = \begin{cases} \sigma_{33}, \sigma_{33} \geq 0 \\ 0, \sigma_{33} < 0 \end{cases} \quad (5)$$

式中 Macaulay 符号“ $\langle \rangle$ ”表示纯压缩过程对于内聚单元层没有损伤影响。当满足上述等式条件时, 内聚单元层出现损伤。

随着损伤的扩展, 单元层之间受到 I 型/II 型的混合应力作用, 因此内聚单元层的最终失效模式选择基于能量释放率的 BK (Benzeggagh-Kenane) 混合准则^[20]作为判据

$$G_{Ic} + (G_{IIc} - G_{Ic}) \left(\frac{G_{II} + G_{III}}{G_I + G_{II} + G_{III}} \right)^\eta = G_c \quad (6)$$

式中 η 为损伤因子, 参照相关资料, 本文中取 2^[21]。其他相关界面参数是根据试验材料制造方提供, 并结合相关工程应用方法计算对比得出, 具体参数列于表 3、表 4。

表 3 T300/USN12500 复合材料层合板铺层材料性能

Table 3 Material properties of T300/USN12500 composite laminates

参数	数值	参数	数值
E_{11} /GPa	121	X_t /MPa	1 328
E_{22}, E_{33} /GPa	8.9, 8.9	X_c /MPa	1 064
$\mu_{12} = \mu_{13}$	0.24	Y_t /MPa	70.9
μ_{23}	0.46	Y_c /MPa	221
G_{12}, G_{13} /GPa	4.5, 4.5	S_{xz}, S_{xy} /MPa	71.2, 71.2
G_{23} /GPa	3.3	S_{yz} /MPa	94.5

表 3 中 E_{11} 、 E_{22} 和 E_{33} 表示 3 个主方向的弹性模量; μ_{12} 、 μ_{13} 和 μ_{23} 表示 3 个剪切方向的泊松比; G_{12} 、 G_{13} 和 G_{23} 表示 3 个方向的切变模量; X_t 、 X_c 、 Y_t 和 Y_c 分别表示层合板在 1 方向和 2 方向的拉

表 4 Z-pin 增强区域 cohesive 单元层性能

Table 4 Properties of cohesive elements reinforced by Z-pin

参数	数值
$K_{nn}, K_{tt}, K_{ss}/10^5$	2.25, 2.25, 2.25
t_n^0, t_t^0, t_s^0 /MPa	77, 77, 77
G_n^c /(N/mm)	0.0743
G_s^c, G_t^c /(N/mm)	0.547, 0.547

表 4 中 K_{nn} 、 K_{tt} 和 K_{ss} 为 3 个方向单元刚度取值; t_n^0 、 t_t^0 和 t_s^0 为 pin 的拉伸强度; G_n^c 为 I 型层间断裂韧性; G_s^c 和 G_t^c 为 II 型层间断裂韧性。

2.3 有限元模型建立

针对 Z-pin 增强复合材料开孔层合板结构, 应用有限元 ABAQUS 软件进行模拟分析, 得到的 Z-pin 增强开孔层合板有限元模型及网格划分如图 5 所示。模拟过程中所需要的相关参数见表 3、表 4。其中 E 为复合材料的弹性模量; μ 为泊松比; G 为切变模量; X_t 、 X_c 、 Y_t 、 Y_c 分别为 1 方向和 2 方向的拉伸以及压缩强度; S 为基体剪切强度。

为了提高计算效率, 且距离开孔较远处受开孔影响作用较小, 参考相关文献资料^[23], 本模型

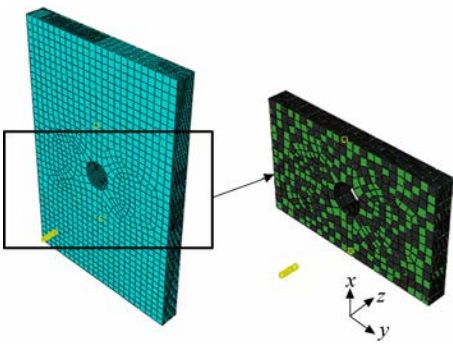


图 5 Z-pin 增强开孔层合板有限元 (FE) 模型

Fig. 5 Finite element (FE) model of open-hole laminate reinforced by Z-pin

仅对以孔为中心,长为 54 mm 与试样同宽的区域进行模拟分析。同时,根据对称性,将铺层简化为 $[45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}]_{2s}$, 共计 16 层,单层厚度增加为试验层合板单层厚度的 2 倍。

由于 Z-pin 的植入对层合板面内性能造成一定损伤,在承受载荷作用时,植入区域成为裂纹扩展起始发生位置,因此,为了模拟 Z-pin 对于裂纹扩展的作用,仅在 Z-pin 植入区域设置 cohesive 内聚单元层。复合材料铺层采用连续壳单元 SC8R 模拟,在开孔处两侧植入 Z-pin 的区域范围内,各铺层之间插入一层 cohesive 内聚单元,单元大小与 Z-pin 植入区域大小相同,共有 15 个 cohesive 单元层,并与相邻壳元素绑定约束(tie)连接,内聚单元层采用 COH3D8 模拟,本文中忽略 cohesive 层的厚度。系统设置的模型边界条件参考图 3 所示夹持系统,沿模型长度方向进行加载。

3 结果与讨论

3.1 压缩试验结果

在压缩试验过程中得到的复合材料开孔层合板,空白试验组以及增强试验组的典型载荷-位移曲线如图 6 所示。可以发现,对比组试样与增强组试样均呈线性上升趋势,随着加载位移的不断增加,承载能力不断上升至极限后,试样失效。与对比组相比较,增强组的载荷-位移曲线上升较为缓慢,极限载荷增大;且随着 Z-pin 体积分数的增加,承载能力不断提高,当 Z-pin 体积分数为 3% 时,承载能力最大提高了 22.81%。

分别计算不同试样的压缩破坏强度,得到的开孔压缩试验结果如表 5 所示,其中压缩破坏强度计算公式如下:

$$\sigma = \frac{F}{A}$$

(7)

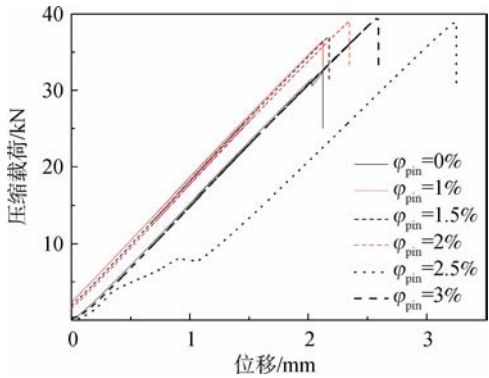


图 6 复合材料开孔层合板压缩载荷-位移曲线
Fig. 6 Compression load-displacement curves for open-hole composite laminates reinforced by Z-pin

式中 F 为压缩破坏载荷(N); A 为试样横截面积大小(mm^2); σ 为压缩破坏强度(MPa)。计算得到的离散系数表明试验数据的可靠性。通过对比发现,由于 Z-pin 的植入,使试样的压缩强度最大提高了 23.06%。

将四周植入 Z-pin 的试样与相同 Z-pin 间距体积分数为 2% 的试样进行对比,可以发现,两组试验的 Z-pin 植入间距均为 $3\text{ mm} \times 3\text{ mm}$,四周植入 Z-pin 的试样其开孔左右两侧植入 Z-pin 的体积分数与左右两侧植入 Z-pin 的试样 Z-pin 体积分数相同,均为 2%,前者仅仅在开孔上下位置增加植入了 0.5% 的 Z-pin 体积分数,但其压缩强度却略有降低。这是由于 Z-pin 的植入不仅会提高层合板的层间性能,也会对层合板面内性能造成损伤。在压缩试验过程中,损伤集中发生在开孔左右两侧,位于左右两侧的 Z-pin 对于性能的提高作用更加明显,而位于开孔上下两侧的 Z-pin 对于面内损伤的影响更加突出,增强效果被抑制,使得结构的承载能力没有得到改善。当四周植入 Z-pin 试样开始承受压缩载荷作用时,损伤作用更

表 5 复合材料开孔压缩试验结果
Table 5 Test results of open-hole composite compression

试验编号	植入位置	$\varphi_{\text{pin}}/\%$	压缩载荷/kN	压缩强度/MPa	增幅/%	离散系数/%
1	开孔两侧植入	0	32.36	259.82		2.68
2		1	36.50	293.88	13.11	1.13
3		1.5	37.07	298.47	14.88	1.60
4		2	39.09	314.73	21.13	1.96
5	开孔四周植入	2.5	38.94	313.53	20.67	2.01
6		3	39.71	319.73	23.06	1.90

加突出,使得结构压缩强度增长缓慢,随后两侧 Z-pin 的增强作用更加明显,结构压缩强度开始大幅提高。在压缩载荷的作用下,只有沿载荷方向,位于开孔两侧分布的 Z-pin 可以起到对结构承载能力提高的作用。因此,考虑到经济性等原因,只在开孔处两侧植入 Z-pin,以达到对压缩性能进行增强的目的。

3.2 最终破坏形式

图 7 所示为对比组试样与增强组试样的最终破坏形式以及损伤形貌,可以看出,当达到极限载荷时,试样发生了较为明显的分层以及层间开裂现象,损伤区域集中在开孔两侧,孔边纤维交叉压入断裂。通过对比两组试验的损伤形貌侧视图,可以发现 Z-pin 的植入并没有改变试样的压缩破坏模式,两组试验的试样均在达到承载极限时,发生剪切破坏失效,但 Z-pin 的存在抑制了裂纹的扩展。当初始裂纹发生后,Z-pin 的桥联力作用延缓了裂纹的扩大,小部分外力转化为 Z-pin 拔出过程的摩擦力,大部分力应用于 Z-pin 的拔出以及损伤消耗。随着施加的压缩载荷不断增大,当承载力达到了 Z-pin 的断裂韧性时,Z-pin 发生拔脱与剪切的混合破坏模式,Z-pin 吸收了部分压缩破坏能量后失效,随后试样发生失稳,裂纹迅速扩展至试样边界,结构整体失效。与对比试样组对比,Z-pin 的存在提高了试样的整体承载能力,其抗压性能得到了提高。

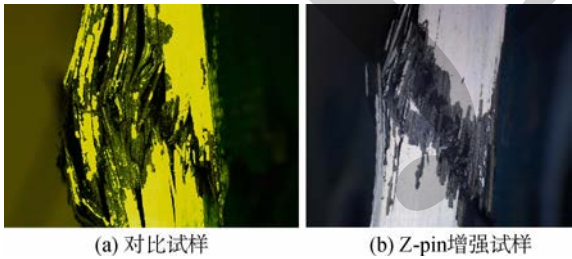


图 7 对比试样与 Z-pin 增强试样最终破坏形貌图
Fig. 7 Ultimate failure mode of blank sample and Z-pin reinforced sample

图 8 是通过建立的模型计算得到的 Z-pin 增强试样载荷-位移曲线,其变化趋势与试验得到的曲线变化趋势相同,计算得到的破坏载荷为 47.167 kN,与表 5 所示的试验结果最大误差为 17.08%,但与其所表现出的增强效果相一致。这主要是由于在试验过程中受到的干扰因素较多,而模拟过程中忽略了其他因素的影响,使得模拟结果偏高。图 9 为有限元模型所模拟出的最终失

效情况,对比图 7,其破坏形貌也与试验结果相同。由此可以得出,该有限元模型可以较好地反映出 Z-pin 增强开孔层合板在承受压缩载荷作用时,Z-pin 的增强效果、压力的分布情况以及分层损伤情况,计算结果趋势也与试验相一致。

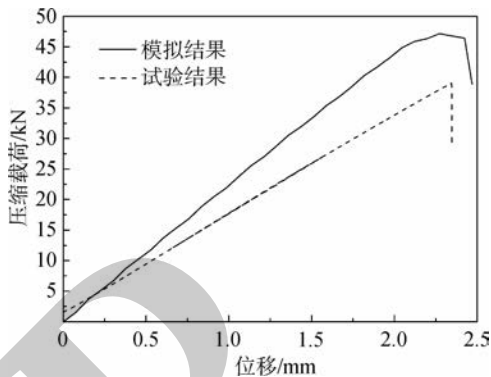


图 8 Z-pin 增强开孔层合板压缩载荷-位移曲线模拟结果
Fig. 8 Simulated result of load-displacement curves for open-hole composite laminates reinforced by Z-pin

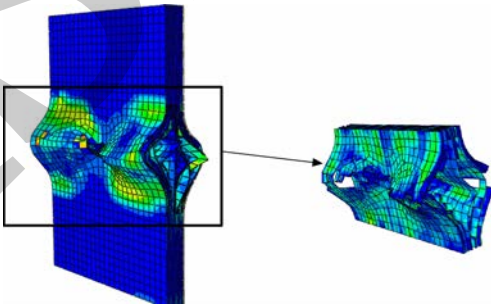


图 9 模拟所得到的有限元层合板最终失效情况
Fig. 9 Simulated result of failure mode of finite element laminate model

3.3 损伤扩展模拟分析

利用所建立的模型分析 Z-pin 增强复合材料开孔层合板受到压缩载荷作用时的分层损伤变化,模型以第 4 组试验为例,即 Z-pin 在开孔两侧植入,植入间距为 3 mm×3 mm,植入体积分数为 2%。加载过程中,不同铺层方向的基体应力集中情况如图 10 所示,应力集中现象全部存在于开孔处附近。当达到承载极限时,位于层合板中心的铺层率先发生失稳破坏,破坏向外侧铺层传递,直到全部失效,裂纹起始均发生在开孔处两侧,随后沿宽度方向迅速扩展。通过对破坏过程进行动态观测,可以发现靠近层合板中心的铺层损伤最为严重,位于中心的 90°和-45°铺层损伤最先发生,裂纹扩展最快,图 11 所示为裂纹开始发生时,该

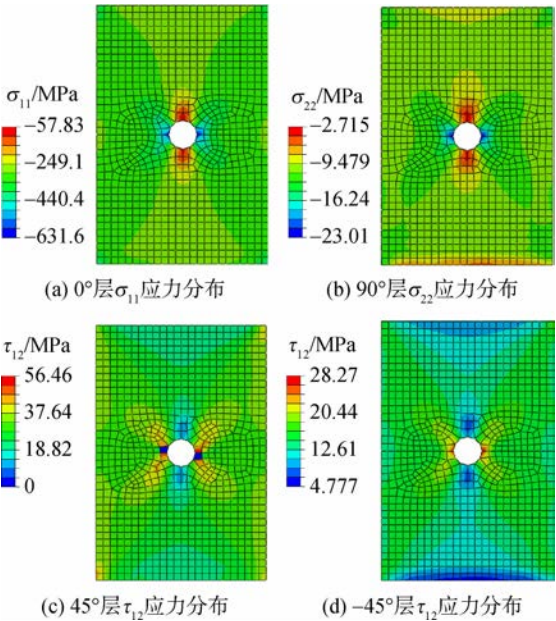


图 10 有限元模型基体损伤前各铺层应力分布情况
Fig. 10 Stress distribution of each layer of FE model before matrix damage

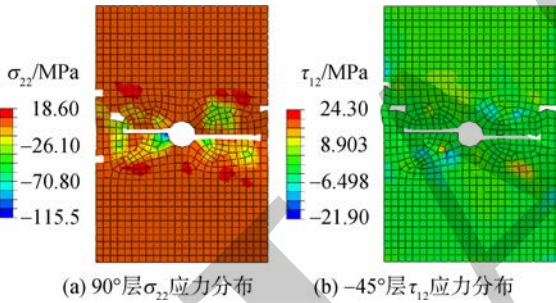


图 11 基体裂纹出现后中心铺层应力分布情况
Fig. 11 Stress distribution of center layer after the matrix crack appears

两种铺层的应力分布情况。

在计算模型中,分别定义了基体以及增强区域 cohesive 单元层的损伤强度。可以发现,cohesive 单元层的应力迅速增大,cohesive 单元损伤先于基体损伤出现,且损伤扩展迅速。输出参数 SDEG 表征损伤程度,为刚度参数(量符号记为 S_{deg})。当其数值达到 1 时,cohesive 单元层出现损伤,初始破坏发生。如图 12 所示为失效刚开始发生时,不同插入位置的 cohesive 单元层典型损伤情况。各单元的损伤均起始于孔边,当达到损伤极限时迅速扩展。通过对比不同插入位置的损伤分布,发现第 6 层以及第 10 层的 cohesive 单元层损伤最为剧烈,破坏最为明显。因此与其相临近铺层所受到的应力集中现象更加显著,损伤也尤其严重。在载荷施加的过程中,cohesive 层首

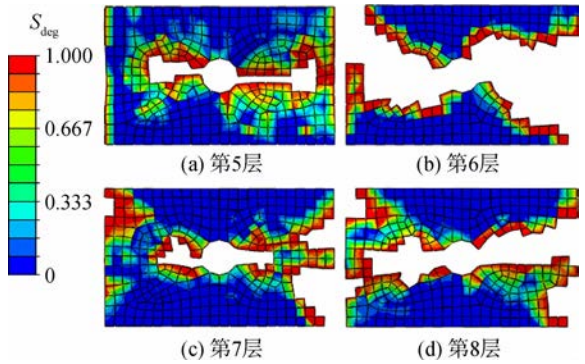


图 12 典型 cohesive 单元层损伤情况

Fig. 12 Damage condition of typical cohesive elements

先承受大部分外力的作用,当达到承载极限发生损伤后,基体纤维才开始承受压力发生变形,最终基体与增强单元同时发生破坏失效,结构失稳。

4 结 论

1) Z-pin 的植入可以显著提高开孔层合板的抗压性能,且随着 Z-pin 植入体积分数的增加,抗压性能不断提高,其压缩强度最大提高了 23.06%;在 Z-pin 桥联力的作用下,裂纹的扩展速度受到阻碍,使结构的承载能力得到提高,但 Z-pin 的植入并没有改变层合板的最终失效模式。

2) 在压缩载荷的作用下,损伤集中发生在开孔处两侧,只有沿载荷方向,分布于开孔两侧的 Z-pin 可以起到对结构承载能力提高的作用。

3) 以分区内聚力单元层模拟 Z-pin 增强区域,单元层的损伤变化近似当作 Z-pin 的承载变化,以此建立的 Z-pin 增强复合材料开孔层合板有限元模型,其模拟结果与试验结果吻合良好,验证了模型的有效性。

4) 压缩损伤从孔边沿宽度方向横向扩展,层合板内部增强区域的 cohesive 单元层最先出现损伤,随后基体损伤才发生;第 6 层与第 10 层的内聚单元层最先发生破坏,随后损伤向外侧传递,相邻铺层也发生断裂失效。当破坏传递至最外层时,结构整体失稳,纤维断裂失效。

参考文献:

[1] 沙云东,陈祎航,郝燕平,等. 纤维增强复合材料涡轮轴结构疲劳寿命预测[J]. 航空动力学报, 2017, 32(4): 769-779.
SHA Yundong, CHEN Yihang, HAO Yanping, et al. Fatigue life prediction of fiber reinforced composite turboshaft structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 769-779. (in Chinese)
[2] 郑锡涛,罗贵,李宇徒. 复合材料层间性能改善方法研究进

- 展[J]. 航空制造技术, 2013, 435(15): 26-29.
- ZHENG Xitao, LUO Gui, LI Yutu. Research progress in improving the properties between layers of composite materials[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 435(15): 26-29. (in Chinese)
- [3] 郑锡涛, 李泽江, 杨帆. Z-pin 增强复合材料层合板断裂韧性试验研究[J]. 复合材料学报, 2010, 27(4): 180-188.
- ZHENG Xitao, LI Zejiang, YANG Fan. Experimental study on fracture toughness of Z-pin reinforced composite laminates[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2010, 27(4): 180-188. (in Chinese)
- [4] YASAE M, BIGG L, MOHAMED G, et al. Influence of Z-pin embedded length on the interlaminar traction response of multi-directional composite laminates[J]. Materials and Design, 2017, 115: 26-36.
- [5] MOURITZ A P, CHANG P, ISA M D. Z-pin composites: aerospace structural design considerations[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2011, 24(4): 425-432.
- [6] MOHAMED G, ALLEGRI G, YASAE M, et al. Cohesive element formulation for Z-pin delamination bridging in fibre reinforced laminates[J]. International Journal of Solids and Structures, 2017, 132: 232-244.
- [7] PEGORIN F, PINGKARAWAT K, DAYNES S, et al. Influence of Z-pin length on the delamination fracture toughness and fatigue resistance of pinned composites[J]. Composites, Part B, 2015, 78: 298-307.
- [8] MEMBE B, GANNON S, YASAE M, et al. Mode II delamination resistance of composites reinforced with inclined Z-pins[J]. Materials and Design, 2016, 94: 565-572.
- [9] 滕锦, 李斌太, 庄苗. Z-pin 增韧复合材料层合板低速冲击损伤过程研究[J]. 工程力学, 2006, 23(增刊1): 209-216.
- TENG Jin, LI Bintai, ZHUANG Zhuo. Study on low-speed impact damage process of Z-pin toughened composite laminates[J]. Engineering Mechanics, 2006, 23(Suppl. 1): 209-216. (in Chinese)
- [10] 陶永强, 李晶, 宋月娥. Z-pins 增强陶瓷基复合材料层间 I 型开裂性能预测[J]. 航空动力学报, 2017, 32(5): 1099-1104.
- TAO Yongqiang, LI Jing, SONG Yue. Z-pins reinforced ceramic matrix composite interlayer I cracking performance prediction[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1099-1104. (in Chinese)
- [11] 张向阳, 李勇, 褚奇奕, 等. 碳纤维/酚醛树脂体系 Z-pin 加捻拉挤工艺及其性能[J]. 航空动力学报, 2015, 30(7): 1638-1644.
- ZHANG Xiangyang, LI Yong, CHU Qiyi, et al. The technology and properties of Z-pin twist extrusion for carbon fiber/phenolic resin system[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(7): 1638-1644. (in Chinese)
- [12] KNAUPP M, BAUDACH F, FRANK J, et al. Impact and post-impact properties of CFRP laminates reinforced with rectangular Z-pins[J]. Composites Science and Technology, 2013, 87(9): 218-223.
- [13] 王延荣, 李宏新, 袁善虎, 等. 考虑应力梯度的缺口疲劳寿命预测方法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(6): 1208-1214.
- WANG Yanrong, LI Hongxin, YUAN Shanhu, et al. The notch fatigue life prediction method considering stress gradient[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1208-1214. (in Chinese)
- [14] BIAN T, GUAN Z, LIU F. Compressive experiment and numerical simulation of 3D carbon/carbon composite open-hole plates[J]. Archive of Applied Mechanics, 2018, 88(1/2): 913-932.
- [15] BORKOWSKI L, KUMAR R S. Inverse method for estimation of composite kink-band toughness from open-hole compression strength data[J]. Composite Structures, 2018, 186: 183-192.
- [16] ZHOU S, SUN Y, CHEN B, et al. Progressive damage simulation of open-hole composite laminates under compression based on different failure criteria[J]. Journal of Composite Materials, 2017, 51(9): 1239-1251.
- [17] DI L, FENZA R D, BARILE A, et al. Performances' estimation by tests of composite material structures with respect to the lay-up configuration and mixing the position of tape and fabric laminae[J]. Archive of Mechanical Engineering, 2015, 62(4): 553-564.
- [18] HASHIN Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2): 329-334.
- [19] 李成虎, 燕瑛. Z-pin 增强复合材料 T 型接头层间性能的建模与分析[J]. 复合材料学报, 2010, 27(6): 152-157.
- LI Chenghu, YAN Ying. Modeling and analysis of the interlaminar properties of Z-pin reinforced composite T-joints[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2010, 27(6): 152-157. (in Chinese)
- [20] BENZEGGAGH M L, KENANE M. Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus[J]. Composites Science and Technology, 1996, 56(4): 439-449.
- [21] BARBERO E J. Finite element analysis of composite materials using AbaqusTM[M]. Gainesville, Florida, USA: Cyclic Redundancy Check (CRC) Press, 2013: 365-371.
- [22] HALDAR S, CAPUTO D, BUESKING K, et al. Flexural behavior of singly curved X-Cor(R) sandwich composite structures: experiment and finite element modeling[J]. Composite Structures, 2015, 129: 70-79.
- [23] 周睿, 关志东, 李星, 等. 复合材料开孔层板压缩渐进损伤分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1066-1072.
- ZHOU Rui, GUAN Zhidong, LI Xing, et al. Analysis of compression progressive damage of perforated laminates of composite materials[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1066-1072. (in Chinese)