

Z-pin 点阵分布对层合板面内压缩性能的影响

张向阳, 李勇*, 褚奇奕, 肖军, 董晓阳

南京航空航天大学 材料科学与技术学院, 江苏 南京 210016

摘要: Z-pin 三维增强技术能显著提高层合板层间性能, 但会一定程度上引起层合板面内性能劣化。本文着重研究 Z-pin 植入点阵分布对层合板的内性能的影响, 设计加工了在层合板中植入一定体积分数不同点阵分布的 Z-pin 增强层合板试样, 并进行了面内压缩性能测试, 获得了 Z-pin 的点阵分布对层合板面内压缩强度的影响规律, 并利用有限元软件分析了 Z-pin 点阵分布对面内压缩强度的影响机制。研究表明, Z-pin 的植入降低面内压缩强度的原因是其破坏了层合板中的部分承载纤维, 层合板的压缩强度与垂直于加载方向截面上的 Z-pin 分布数量成反比; 在层间增强要求允许条件下, Z-pin 应尽量平行于面内载荷的承载方向植入。

关键词: Z-pin 增强层合板; 点阵分布; 压缩强度; 劣化; 影响规律

中图分类号: V258; TB332 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-6893(2014)01-0195-08

Z-pin 增强技术是 20 世纪 90 年代兴起的一种新型层间增强技术^[1-3], 是在未固化复合材料厚度方向植入直径 0.2~1.0 mm 的复合材料细杆(称为“Z-pin”)固化后产生“钉扎”效应, 从而显著地提高层合板的层间性能。与缝合等其他层间增强技术相比, Z-pin 特别适用于目前应用最广的预浸料成形复合材料。

早期关于 Z-pin 技术的研究主要集中于 Z-pin 增强层合板层间力学性能的试验及理论研究。但在 Z-pin 实现增强层合板层间性能的同时, 对材料的面内性能也会造成不容忽视的破坏。Steeves 和 Fleck^[4] 的研究表明, 0.28 mm Z-pin 增强单向层合板与未经 Z-pin 增强的同种材料相比, 压缩强度降低了 30%, 拉伸强度降低了 27%。Mouritz^[5] 的试验研究证明, Z-pin 增强层合板压缩性能的降低分别与 Z-pin 的体积分数和直径成

正比, 且与铺层方式有关, 层合板中 0° 铺层越多, Z-pin 对压缩性能的影响越大。上海交通大学匡国强^[6] 关于 Z-pin 增强层合板面内性能模型研究证明了随着增强密度的增加, 层合板的拉伸强度大致呈线性下降。Chang 等^[7] 对 Z-pin 增强层合板的面内弯曲性能进行了研究, 试验证明, 随着 Z-pin 植入密度和直径的增大, 层合板的弯曲强度均呈线性下降。

根据上述研究, 若要降低 Z-pin 增强层合板面内性能的劣化, 应相应降低 Z-pin 的植入密度或减小 Z-pin 直径。然而, 在特定使用条件下, 层间性能的增强要求对 Z-pin 的直径和植入密度均有特定的要求。为解决此矛盾, 本文研究 Z-pin 的分布规律对其增强层合板面内压缩性能的影响, 探索降低 Z-pin 对层合板面内性能劣化影响的新方法。

收稿日期: 2013-04-15; 退修日期: 2013-04-22; 录用日期: 2013-06-13; 网络出版时间: 2013-06-19 16:02

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20130619.1602.005.html

基金项目: 军品配套项目(JPPT-1146)

* 通讯作者. Tel.: 025-84892980 E-mail: lyong@nuaa.edu.cn

引用格式: Zhang X Y, Li Y, Chu Q Y, et al. Influence of Z-pins insertion pattern on in-plane compression properties of laminates[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 195-202. 张向阳, 李勇, 褚奇奕, 等. Z-pin 点阵分布对层合板面内压缩性能的影响[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 195-202.

1 试验材料和设备

根据 Grassi 和 Zhang^[8] 的研究, Z-pin 通过与层合板间的桥联力实现对层合板层间性能的增强作用。在一定范围内, Z-pin 对层合板层间性能的提高效果随着 Z-pin 的体积分数的增加而增大; 同时, 较小的 Z-pin 直径和较大的植入深度均有利于阻碍层合板 I 型裂纹的扩展。本文以 Z-pin 直径、宏观体积分数以及植入深度均一定为前提进行试验设计。Z-pin: T300/FW125 环氧树脂, 直径为 0.51 mm, 分布密度(按体积分数算)为 0.82%, 植入深度为 3 mm; 层合板: 环氧 USN12500/T300 预浸料热压成形, 铺层为 [0/90]_{6s}。CMT 系列电子万能试验机, 新三思材料检测有限公司, 加载速度为 1.3 mm/min; 电阻应变计, BE120-4AA, 中航电测仪器股份有限公司。

2 压缩试验

2.1 试验设计

目前, 关于 Z-pin 各个参数(Z-pin 直径、植入密度等)对其增强层合板性能影响的研究已经比较全面, 而多数学者选择忽略 Z-pin 几何分布的影响^[9-12]。为了初步探索 Z-pin 的点阵分布对层合板面内性能的影响, 选定相同体积分数的 2 种 Z-pin 植入点阵分布类型: 四方点阵和六方点阵, 如图 1 所示, 并定义平行加载方向为 Z-pin 植入的列, 垂直加载方向为 Z-pin 植入的行。六方点阵与四方植入点阵的横向植入间距均为 a , 不同之处在于六方点阵中每相邻两行 Z-pin 错开 $a/2$, 试验中 $a=5$ mm。

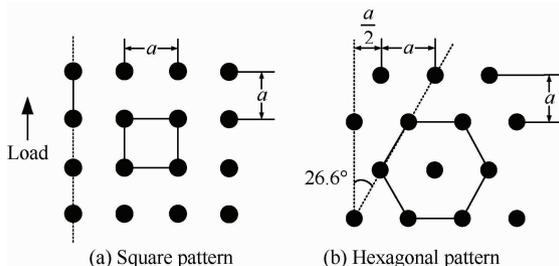


图 1 Z-pin 植入点阵分布示意图

Fig. 1 Schematic diagram of Z-pin insertion patterns

同体积分数 Z-pin 的待固化层合板显微照片, 明显看到, 每根 Z-pin 植入处都造成了纤维了弯曲和错排, 形成了一个眼状的缺陷区, 即所谓的富树脂区^[3]。四方点阵分布的 Z-pin 形成的“眼状区”相互连接成一条线, 而六方点阵分布的 Z-pin 形成的“眼状区”则分散均匀, 在加载方向间距较大, 互不连接。



(a) Square pattern



(b) Hexagonal pattern

图 2 植入 Z-pin 的预浸料原坯

Fig. 2 Prepreg blank inserted with Z-pin

两组试样压缩强度和压缩模量的测量结果如表 1 所示。

表 1 四方和六方点阵 Z-pin 增强层合板压缩试验结果
Table 1 Results of compression tests of square pattern and hexagonal pattern Z-pin reinforced laminates

Insertion pattern	Compressive strength		Compressive module	
	$\bar{\sigma}$ /MPa	\bar{S} /%	\bar{E} /GPa	\bar{S} /%
Square	418.7	10.9	65.6	8.4
Hexagonal	337.6	6.0	62.7	6.7

表 1 中: $\bar{\sigma}$ 为层合板压缩强度平均值; \bar{S} 为离散系数; \bar{E} 为层合板压缩模量平均值。

表 1 中试验结果表明, Z-pin 的植入分布由四方点阵变为六方点阵后, 压缩强度下降了

19.4%, 压缩模量降低了 4.43%, 压缩性能明显变弱。由此可见, Z-pin 的点阵分布对其增强层合板的面内压缩性能影响显著。

为了进一步探索 Z-pin 点阵分布对其增强层合板面内压缩性能的具体影响规律, 本文设计了如下试验。试验包括 4 组试样, 其中 3 组试样按照不同的点阵分布植入直径 0.51 mm Z-pin, 体积分数为 0.82%, 1 组为未植入 Z-pin 的空白试样, 具体试样规格如表 2 所示。定义参数 λ 为垂直于加载方向截面上的 Z-pin 面积分数:

$$\lambda = \frac{Dn}{W} \times 100\% \quad (1)$$

式中: D 为 Z-pin 的平均直径, mm; n 为试样垂直于加载方向截面上 Z-pin 的个数; W 为试样的宽度, mm。

表 2 试样植入参数

Table 2 Insertion parameters of specimens

Insertion pattern	Z-pin diameter/mm	Spacing between lines/mm	Spacing between columns/mm	$\lambda / \%$
A	0.51	10	2.5	18.36
B	0.51	5	5	10.20
C	0.51	2.5	10	4.08
D (Blank)	—	—	—	0

压缩性能试验按照 ASTM D 6641-01《采用复合加载压缩(CLC)试验夹具测量聚合物基复合材料层压板压缩性能的试验标准》进行。

2.2 试验结果分析

4 组试样的压缩试验结果列于表 3 中。

表 3 Z-pin 增强层合板压缩试验结果

Table 3 Results of compression tests of Z-pin reinforced laminates

Insertion pattern	$\lambda / \%$	Compressive strength			Compressive model	
		$\bar{\sigma} / \text{MPa}$	$\bar{S} / \%$	$\omega / \%$	\bar{E} / GPa	$\bar{S} / \%$
A	18.36	351.0	7.4	33.05	70.3	1.4
B	10.20	401.5	21.2	23.42	69.7	2.9
C	4.08	490.2	11.0	6.503	68.5	3.8
D (Blank)	0	524.3	12.5	—	72.4	3.1

表 3 中, ω 表示与空白试样组比较, Z-pin 增

强层合板压缩强度的下降比率。

分析表 3 中的结果, 与空白试样组相比, Z-pin 增强层合板的压缩强度有较大的下降, 压缩模量改变很小。随着 λ 的降低, 压缩强度的降低程度变小, 即破坏截面上 Z-pin 的数量减小有利于压缩强度的提高, 压缩强度下降比率随 λ 的变化如图 3 所示。

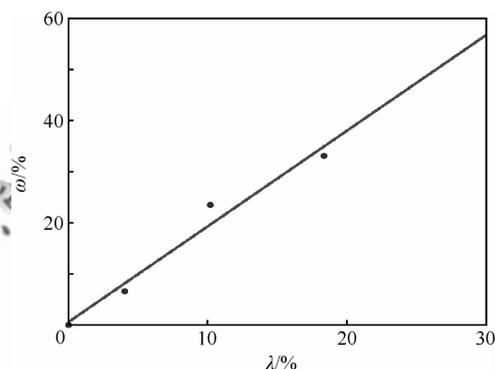


图 3 $\omega - \lambda$ 拟合直线

Fig. 3 Fitting line of $\omega - \lambda$

由图 3 可以看出, Z-pin 增强层合板面内强度的下降比率随 λ 的提高呈近似线性增长趋势, 经拟合得到:

$$\begin{cases} \frac{\sigma_z - \sigma_0}{\sigma_0} \times 100 = 1.872\lambda + 0.47 \\ R^2 = 0.97 \end{cases} \quad (2)$$

式中: σ_z 为 Z-pin 增强层合板面内压缩强度, MPa; σ_0 为无 Z-pin 增强的层合板面内压缩强度, MPa; 0.47 为拟合常数; R^2 为拟合优度。式(2)表明在 Z-pin 体积分数一定时, Z-pin 增强层合板的面内压缩强度与一行内 Z-pin 的数量成反比, 行方向上 Z-pin 排列越稀疏, 即列方向上排列的 Z-pin 越密集, 越有利于 Z-pin 面内压缩强度的提高。

2.3 破坏机理分析

如图 4 所示, Z-pin 增强使得层合板的压缩破坏模式发生了明显的变化。未经 Z-pin 增强的层合板在压缩载荷作用下产生的破坏包括纵向劈裂、分层和微小的端部压碎, 如图 4(a)所示, 而 Z-pin 增强层合板破坏试样(以点阵类型 C 为例)中未发现明显分层现象, 如图 4(b)所示, 断口比较

平整,原因是 Z-pin 的钉扎作用阻碍了裂纹在层间的纵向扩展,从而降低了发生分层破坏的可能性;另一方面,在 Z-pin 增强层合板试样的断口截面上均有贯穿厚度方向的 Z-pin 裸露出来,即层合板横截面上植入 Z-pin 产生的缺陷是造成材料破坏的主要原因。



(a) Control group



(b) Z-pin reinforced laminate (insertion pattern C)

图 4 破坏试样断面

Fig. 4 Cross-sections of broken specimens

复合材料破坏是细观裂纹损伤累积的过程,其强度对材料中的缺陷比较敏感。如图 5 所示, Z-pin 作为异物植入层合板中,在周围区域产生一个“眼状”缺陷区,区域内的缺陷包括部分纤维的断裂、畸变与错排,以及周围基体被挤压后产生的应力集中。“眼状”缺陷区对面内压缩强度的影响机制包括 3 个方面:①被破坏的纤维增强体无法继续承载;② Z-pin 与层合板之间通过共固化形成的结合较弱,在载荷作用下,结合界面首先被破坏形成裂纹,如图 6 所示;③ Z-pin 植入处存在缺口应力集中,成为裂纹扩展的优选路线。垂直于加载方向上的 Z-pin 分布密度较大时,横截面上微裂纹数量多,而且应力集中面积大,对面内强度影响较严重,由此可以解释层合板面内压缩强度与垂直于承载方向的 Z-pin 分布密度的反比关系。

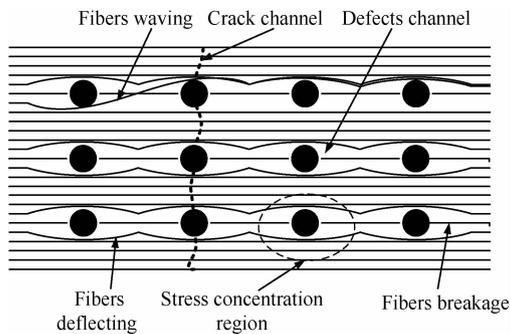


图 5 Z-pin 增强层合板缺陷

Fig. 5 Defects in Z-pins reinforced laminates

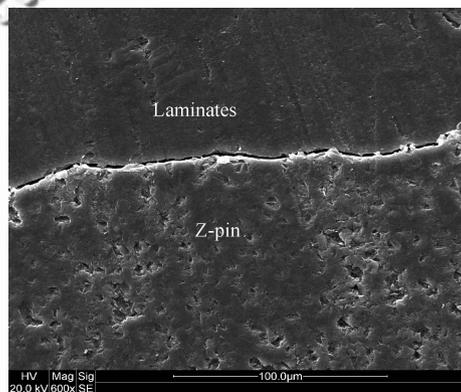


图 6 “眼状区”边界扫描电镜照片

Fig. 6 SEM photo of the eye-shape region edges

复合材料的模量计算符合混杂法则,被破坏的仅为少量纤维,且被破坏的纤维不会对其他纤维的贡献造成影响,因此,层合板的面内压缩模量受 Z-pin 点阵分布的影响很小。

3 有限元分析

3.1 有限元模型

在 Abaqus 环境中,建立层合板压缩试样原尺寸模型,考察按照不同点阵分布植入相同数量 Z-pin 试样各方向的应力水平,尤其是 Z-pin 周围基体的应力集中。选用 S4R 单元模拟层合板材料,铺层为正交铺层,厚度为 3 mm,材料常数设置参考试验数据,参考 O'Brien 和 Kureger 提出的 Z-pin 增强层合板单胞模型^[13-14],此处采用 $\varnothing 0.51$ mm 孔代表 Z-pin,为了减小计算量,仅在模型中部植入 20 根 Z-pin,即开 20 个孔。建立

2 组模型进行分析,组 a 包括四方点阵与六方点阵模型,组 b 包括 A、B 和 C 植入点阵模型,其示意图如图 7 所示。

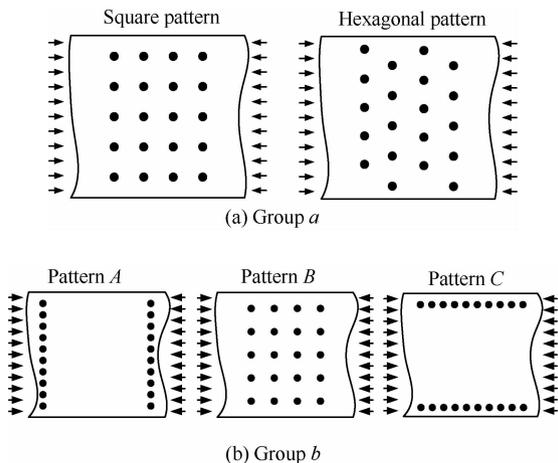
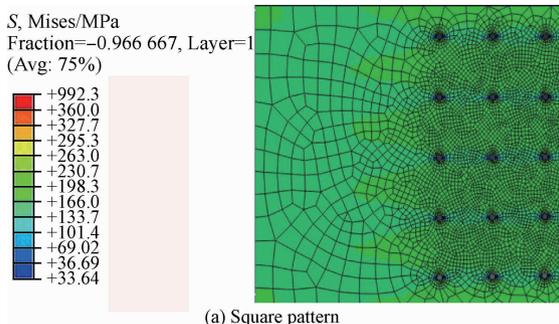


图 7 有限元模型中 Z-pin 点阵示意图

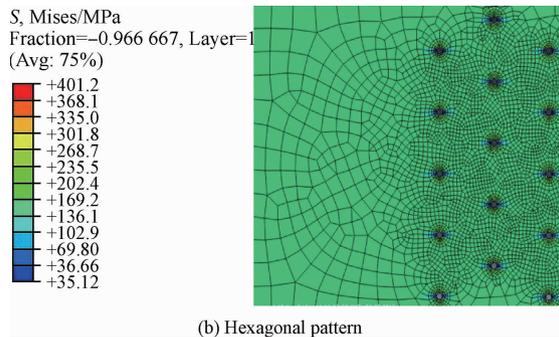
Fig. 7 Schemes of Z-pin insertion pattern in the finite analysis models

3.2 计算结果及分析

通过将模型一端固定,在另一端施加 350 MPa 均布载荷,对 Z-pin 周围基体的应力集中水平进行分析。根据如图 8 所示的四方点阵和六方点阵模型的有限元计算结果,以垂直于加载方向的横截面为视角分析,Z-pin 两侧基体存在严重的应力集中现象,Z-pin 植入处孔边应力水平明显高于基体正常应力。Z-pin 的植入使得两侧纤维发生扭曲,从而引起两侧基体树脂含量减少,纤维与树脂间的界面结合受到损伤,加之两侧基体较大的切应力作用,导致两侧纤维之间的基体发生脱粘或屈服。Z-pin 两侧的纤维相继断裂,多处裂纹分别以 Z-pin 为源点横向扩展,最终导致了材料



(a) Square pattern



(b) Hexagonal pattern

图 8 有限元分析应力云图

Fig. 8 Stress map of finite analysis model

的破坏。其中六方点阵 Z-pin 增强层合板的最大应力为 401.2 MPa,高于四方点阵 Z-pin 增强层合板的 392.3 MPa,由此解释了试验中 Z-pin 点阵由四方变为六方,压缩强度下降的试验现象。

模型的应力云图显示,Z-pin 两侧基体的应力集中区域呈现以 Z-pin 为中心的扇形分布。将模型中两根 Z-pin 间的距离 20 等分,取其中一侧 10 个节点上的应力绘制应力在横截面上的分布曲线如图 9 所示。随着距 Z-pin 植入孔边距离的增大,两侧基体的应力先是相应降低,距离超过约 1 mm 后,应力变化趋于平缓。根据 Chang 等^[15]的研究发现, $\varnothing 0.51$ mm Z-pin 周围的“眼状”缺陷区单侧扭曲纤维带的宽度为 0.75 mm,表明应力集中现象基本仅存在于纤维扭曲的区域。六方及四方两种点阵最大应力均约为正常应力的 2 倍。

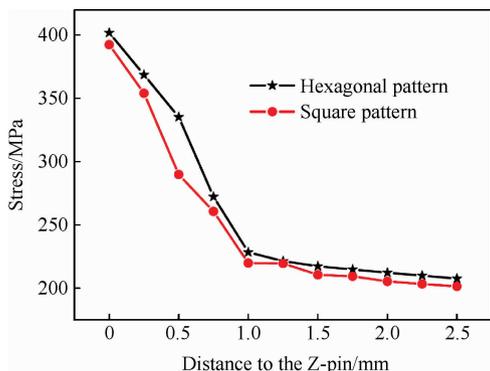


图 9 横截面上单根 Z-pin 周围基体的应力分布曲线

Fig. 9 Stress distribution curve on cross-section of laminate through a single Z-pin

平行于加载方向的一系列“眼状”缺陷区相互连接成为缺陷通道(如图 5 所示),与四方点阵相比,六方点阵中相邻两条缺陷通道中心距离由 5 mm

转变为 2.5 mm, 而 Z-pin 周围的应力集中区域宽度约为 1 mm, 因此, 六方点阵中相邻两条缺陷通道相接, 导致了整体应力水平的提高。

根据组 *b* 的计算结果得到 A、B 和 C 型点阵 Z-pin 增强层合板的最大应力列于表 4 中。结果表明, 相同体积分数下, 随着分布在垂直于加载方向截面上 Z-pin 数量的减少, 应力集中程度降低, 与试验结果相吻合。

表 4 不同植入点阵 Z-pin 增强层合板最大应力

Table 4 Maximum stress of Z-pin reinforced laminates with different insertion patterns

Insertion pattern	A	B	C
Maximum stress/MPa	459.2	392.5	371.1

4 桥率试验

Z-pin 通过与层合板共固化提供的桥联作用, 不仅可提高层合板的层间强度, 且可大幅度改善层间断裂韧性。孙先念和刘书田^[16]的数值计算结果证明, Z-pin 几何分布对其增强层合板双悬臂梁 I 型层间断裂韧性的影响相对较小, 即对层间韧性增强效果的影响很小。为了进一步证明 Z-pin 点阵分布对其增强层合板的层间性能的影响, 本文根据 Shao 等^[17]的研究中提到的试验方法设计桥率试验, 探索 Z-pin 点阵分布对层间桥联强度的影响, 试验加载装置及 Z-pin 几何分布如图 10 和图 11 所示, Z-pin 点阵按照表 3 中类型 A 和类型 B 的参数设计。

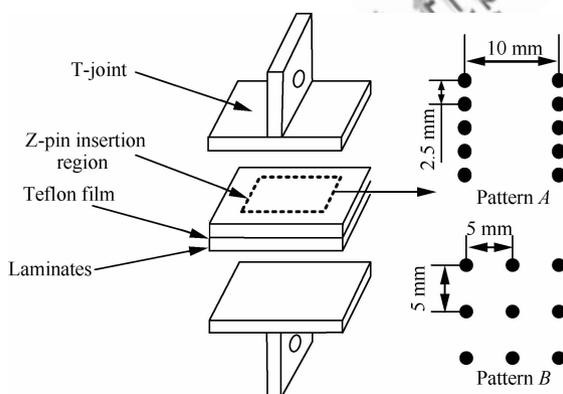


图 10 桥率试验夹具示意图及 Z-pin 植入分布

Fig. 10 Schematic picture of bridging test fixture and Z-pin insertion patterns



图 11 桥率试验装置

Fig. 11 Device of bridging tests

桥率试验中, 试验机记录下 Z-pin 从层合板中拔脱前的最大载荷, Z-pin 全部以拔脱形式破坏为有效破坏模式。Z-pin 与层合板的桥联率定义为 Z-pin 与层合板单位结合面积上承受的载荷, 两组试样中虽所含的 Z-pin 个数不同, 但不影响桥联率的定义, 试验结果列于表 5 中。

表 5 Z-pin 增强层合板桥率试验结果

Table 5 Results of bridging tests of Z-pin reinforced laminates

Specimen No.	$B_A /$ ($N \cdot mm^{-2}$)	$B_B /$ ($N \cdot mm^{-2}$)
1	29.59	27.05
2	31.43	29.40
3	29.80	30.80
4	—	28.66
5	31.95	29.39
6	—	26.64
7	31.34	26.32
Average	28.22	30.82
Coefficient of dispersion/%	3.4	5.9

表 5 中, B_A 和 B_B 分别为点阵 A 和点阵 B 中 Z-pin 的桥联率, 即 Z-pin 与层合板单位结合面积上的桥联力。由表 5 中的结果可知, 不同点阵分布的 Z-pin 与层合板的桥联作用相差不大, 经过 *t* 检验证明, 两组数据属于同一母体, 因此, Z-pin 点阵分布对其增强层合板的层间性能影响很小。

5 结论

1) 在相同 Z-pin 体积分数下, Z-pin 的点阵分

布对其增强层合板层间性能影响很小,而对内压缩性能有较大的影响,横向间距 2.5 mm(纵向间距 10 mm)与横向间距 10 mm(纵向间距 2.5 mm)相比,压缩强度下降了 28.4%。

2) Z-pin 增强层合板的面内压缩强度与垂直于面内载荷的加载方向截面上 Z-pin 分布数量成反比。在面外性能要求允许下,Z-pin 应尽量平行于面内载荷的承载方向植入。

3) 根据有限元计算结果,“眼状”缺陷区内纤维扭曲引起周围基体应力集中,垂直于加载方向截面上 Z-pin 数量越多,应力集中越严重,与压缩试验结果的变化趋势相吻合。

4) 在条件允许下,可通过根据结构具体承载方式设计 Z-pin 分布点阵来改善 Z-pin 造成的层合板面内性能劣化。

参 考 文 献

- [1] Mouritz A P. Review of Z-pinned composite laminates[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2007, 38(12): 2383-2397.
- [2] Cartie D D R. Effect of Z-fibres™ on the delamination behaviour of carbon fibre/epoxy laminates[D]. Cranfield: School of Industrial and Manufacturing Science Advanced Materials Department, Cranfield University, 2000.
- [3] Partridge I K, Cartie D D R, Bonnington T. Manufacture and performance of Z-pinned composites [J]. Advanced Polymeric Composites, 2003: 103-139.
- [4] Steeves C A, Fleck N A. In-plane properties of composite laminates with through-thickness pin reinforcement [J]. Solids and Structures, 2006, 43(10): 3197-3212.
- [5] Mouritz A P. Compression properties of Z-pinned composite laminates [J]. Composite Science and Technology, 2007, 67(15-16): 3110-3120.
- [6] Kuang G Q. Research on in-plane mechanics performance of Z-pin reinforced laminate[D]. Shanghai: School of Naval Architecture, Ocean and Civil Engineering, Shanghai Jiao Tong University, 2009. (in Chinese)
匡国强. Z-pin 增韧复合材料层压板面内性能预测[D]. 上海: 上海交通大学船舶海洋与建筑学院, 2009.
- [7] Chang P, Mouritz A P, Cox B N. Flexural properties of Z-pinned laminates [J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2007, 38(2): 244-251.
- [8] Grassi M, Zhang X. Finite element analyses of mode I interlaminar delamination in Z-fiber reinforced composite laminates [J]. Composite Science and Technology, 2003, 63(12): 1815-1832.
- [9] Liu H Y, Yan W Y, Yu X Y, et al. Experimental study

on effect of loading rate on mode I delamination of Z-pin reinforced laminates [J]. Composites Science and Technology, 2007, 67(7-8): 1294-1301.

- [10] Huang H, Waas A M. Compressive response of Z-pinned woven glass fiber textile composite laminates: Experiments [J]. Composites Science and Technology, 2009, 69(14): 2331-2337.
- [11] Cartie D D R, Troulis M, Partridge I K. Delamination of Z-pinned carbon fiber reinforced laminates [J]. Composites Science and Technology, 2006, 66(6): 855-861.
- [12] Maurin R, Baley C, Cartie D D R, et al. Influence of through-thickness pinning on composite shear properties [J]. Applied Composite Materials, 2012, 19(6): 853-864.
- [13] O'Brien T K, Kureger R. Influence of compression and shear on the strength of composite laminates with Z-pinned reinforcement [J]. Applied Composite Materials, 2006, 13(3): 173-189.
- [14] Li C H, Yan Y, Cui Y B, et al. Experiment and simulation study on tensile properties of Z-pinned composite laminates [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(12): 2435-2441. (in Chinese)
李成虎, 燕瑛, 崔玉波, 等. Z-pin 增强复合材料层合板拉伸性能的试验研究及模拟分析 [J]. 航空学报, 2010, 31(12): 2435-2441.
- [15] Chang P, Mouritz A P, Cox B N. Properties and failure mechanisms of Z-pinned laminates in monotonic and cyclic tension [J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2006, 37(10): 1501-1513.
- [16] Sun X N, Liu S T. Effect of Z-pins distribution on mode I delamination toughness of Z-pinned laminated double cantilever beam specimens [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2007, 24(3): 160-166. (in Chinese)
孙先念, 刘书田. Z-pins 几何分布对其增强复合材料双悬臂梁 I 型层间韧性的影响 [J]. 复合材料学报, 2007, 24(3): 160-166.
- [17] Shao S C, Yan W Y, Liu H Y, et al. Experimental study on Z-pin bridging law by pullout test [J]. Composite Science and Technology, 2004, 64(16): 2451-2457.

作者简介:

张向阳 女, 博士研究生。主要研究方向: 复合材料三维增强技术。

Tel: 025-84892980

E-mail: zhangxy@nuaa.edu.cn

李勇 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 先进复合材料自动化成形及工艺研究。

Tel: 025-84892980

E-mail: lyong@nuaa.edu.cn

Influence of Z-pins Insertion Pattern on In-plane Compression Properties of Laminates

ZHANG Xiangyang, LI Yong^{*}, CHU Qiyi, XIAO Jun, DONG Xiaoyang

College of Material Science and Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

Abstract: Z-pin technology is a notable method for laminated composites to improve the resistance to delamination. However, the presence of the Z-pins unavoidably leads to a degradation of the in-plane strength of the composite. This paper mainly explores the influence of the Z-pin insertion pattern on the in-plane compression performance of laminates by testing the compression properties of laminates with Z-pins inserted in different patterns. Meanwhile, the influencing mechanism is researched by means of finite element analysis. The results show that the through-thickness reinforcing pins decreases the compressive strength by vitiating several bunches of load-bearing fiber. The compression strength of Z-pinned laminates is inversely proportional to the fraction of the Z-pins inserted in the cross-section vertical to the compression loading direction. If permitted by the demands of inter-layer reinforcement, Z-pins should be distributed along the compressive loading direction.

Key words: Z-pin reinforced laminates; insertion pattern; compression strength; degradation; influence law

Received: 2013-04-15; **Revised:** 2013-04-22; **Accepted:** 2013-06-13; **Published online:** 2013-06-19 16:02

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20130619.1602.005.html

Foundation item: Military Product Item (JPPT-1146)

*** Corresponding author.** Tel.: 025-84892980 E-mail: lyong@nuaa.edu.cn