

RTM 成型 Z-Pin 增强复合材料 T 型元件拉脱性能研究

Study on Tensile Pull-off Test of Z-Pinned T-Joint Manufactured by RTM Process

中航复合材料有限责任公司 马金瑞 黄峰 赵龙 刘强 卓鹏

[摘要] 采用 RTM 工艺制备了复合材料 Z-Pin 增强与未增强的 T 型元件, 并进行了拉脱破坏对比试验, 结果表明, Z-Pin 增强的 T 型元件的拉脱破坏载荷较未增强的提高了 64.8%, 本文从试验现象和破坏模式上分析了这种情况产生的原因。

关键词: Z-Pin 复合材料 RTM T 型元件

[ABSTRACT] Two groups of Z-Pinned and non-Z-Pinned T-joint composites structures are manufactured by RTM process. The tensile pull-off test is performed and the strength of the two groups is compared. The test results show that tensile pull-off load of the Z-Pinned T-joint specimen increases by 64.8%. The causes are analyzed based on the experimental phenomenon and the failure mode of the specimen.

Keywords: Z-Pin Composites RTM T-joint

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.S1.058

为了实现飞机的进一步减重和降低制造成本, 航空复合材料结构设计已越来越倾向于采用整体化结构, 但整体化结构的界面连接是薄弱环节。为了提高界面抗分层能力, 复合材料制件研制过程中可采用多种界面连接方式, 如胶接^[1-2]、机械连接、缝合^[3]、Z-Pin^[4-5]等。从公开发表的文献来看, 研究工作主要集中在胶接、机械连接、缝合等界面增强复合材料的成型工艺、力学性能和破坏机制等方面。

Z-Pin 作为界面增强方式, 有关数值模拟方面的报道文献比较多, 即使是试验验证也主要集中在采用预浸料/热压罐工艺成型 Z-Pin 增强复合材料典型元件方面。然而, Z-Pin 增强干态纤维织物, 然后采用 RTM 成型工艺制备复合材料典型元件, 并研究其力学性能和破坏模式的报道较少。

本文的主要工作在于采用 RTM 工艺制备了复合材料界面 Z-Pin 增强与未增强的 T 型元件, 并且开展了 T 型元件的拉脱试验, 研究界面 Z-Pin 增强对 RTM 成型 T 型元件的承载能力和破坏模式的影响, 本文进行的试验

研究对于后续的复合材料整体化设计和制造具有重要意义。

1 试验材料与工艺

T 型元件是由 3 个预成型体组元(子层 1、子层 2 和子层 3)和 R 区填充物通过 RTM 工艺一次浸渍成型。Z-Pin 与未 Z-Pin 增强的 T 型元件试验件具有相同的材料体系, 铺层顺序, 铺层数和几何尺寸。材料体系为 U7192/QY8911-IV。T 型元件关于轴线几何对称, 试验件底板蒙皮子层 1 铺层数为 20 层, 铺层比例($0^\circ / \pm 45^\circ / 90^\circ$)为(50/40/10)。试件筋条子层 2 和子层 3 铺层数均为 9 层, 铺层比例($0^\circ / \pm 45^\circ / 90^\circ$)均为(22/67/11)。

Z-Pin 增强的 T 型元件是指子层 2、3 与子层 1 界面采用 Z-Pin 方式增强, Pin 针材料采用 T300 碳纤维/双马树脂, Pin 针直径为 0.5mm, T 型元件试样单侧凸缘的 Pin 针行数为 7 行, “行距(L) × 列距(S)”为“3mm × 3mm”, Pin 针垂直于铺叠表面, 沿厚度方向 Z-Pin, 内侧 Pin 钉距离对称面的距离 D 为 7mm, 两侧都进行 Z-Pin 增强处理。试验件的几何参数见图 1。

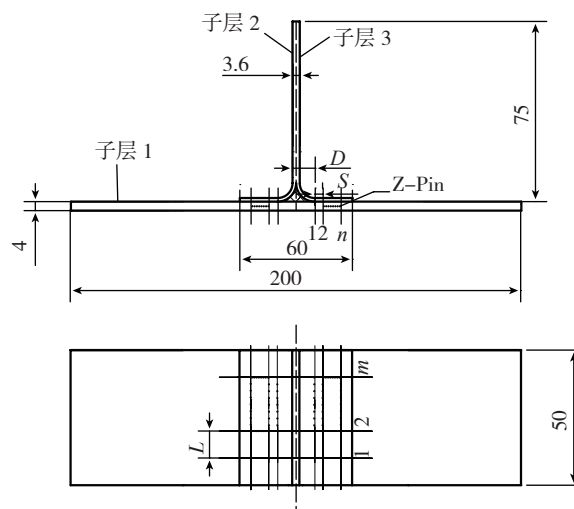


图1 T型元件的几何参数

Fig.1 Geometric parameters of T-joint

2 拉脱性能试验

T型拉脱性能元件的夹持及加载方式见图2,两端夹持方式为固支。

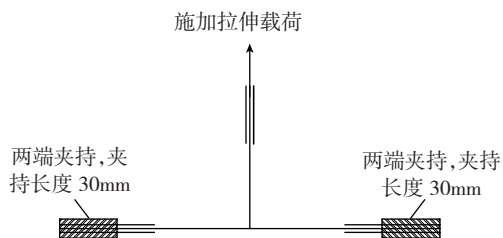


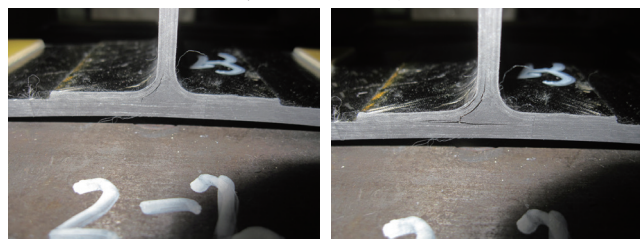
图2 支持及加载图
Fig.2 Support and loading diagram

试验机的下夹头固定蒙皮部分,上夹头夹持试验件的腹板,将其拉脱。试验件装夹时,必须保证上夹头施加载荷的作用线方向垂直于蒙皮,通过试件中心线。蒙皮两端夹持长度为30mm。

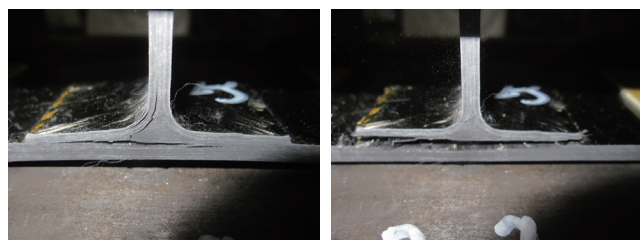
3 试验结果与分析

所用的试验都在室温条件下进行,试验使用的试验机是Z100电子万能试验机,精度等级0.5级。将试验件及试验夹具组合件安装在试验机后,调整试验机的零点,选取2mm/min左右的加载速度并按选定的加载速度,对试样施加拉脱载荷,均匀加载,连续记录载荷及位移。每种试验件的类型为5件。

对未Z-Pin增强的T型元件进行拉脱试验。通过试验观察,发现裂纹首先出现在三角填充区与腹板的圆弧界面处(图3(a)),同时载荷-位移曲线上会出现载



(a) 裂纹出现在三角填充区与腹板的圆弧界面处
(b) 裂纹向凸缘蒙皮界面和中性面扩展



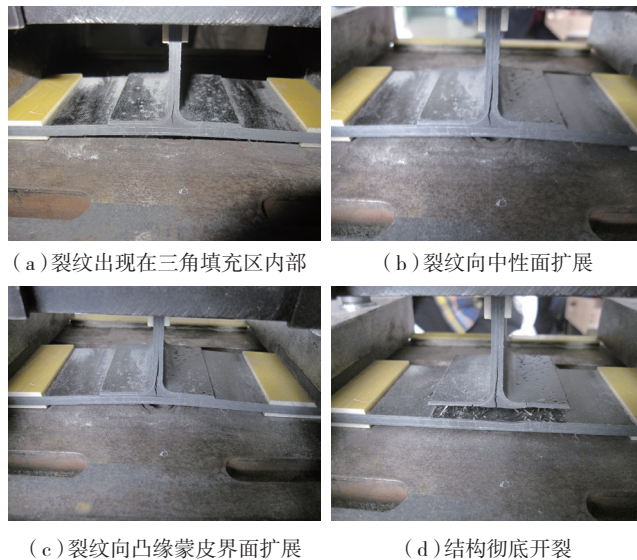
(c) 裂纹继续向凸缘蒙皮界面和中性面扩展
(d) 结构彻底开裂

图3 未增强的T型元件破坏模式

Fig.3 Failure mode of non Z-Pinned T-joint

荷降,并可听到轻微的响声;随着载荷的增加,分层裂纹沿着界面向上向下扩展,随后上部腹板中性面的裂纹很明显并不断扩展,裂纹同样从凸缘与蒙皮的界面出现并不断扩展(图3(b)、图3(c));最终,当位移载荷达到一定程度时,凸缘与蒙皮界面间的裂纹贯穿整个界面,导致结构彻底开裂(图3(a)~(d))。

对Z-Pin增强的T型元件进行拉脱试验。裂纹首先出现在三角填充区内部(图4(a));随着载荷的增加,裂纹沿填充区内部不断向筋条腹板中心处扩展,而未沿筋条凸缘与蒙皮界面扩展(图4(b));随后,当腹板中性面的裂纹扩展到腹板夹持端且位移载荷达到一定程度时,裂纹沿着筋条凸缘与蒙皮的界面传播(图4(c));最终,裂纹沿3个方向不断向深处扩展,3个方向的界面单元几乎完全失效,筋条凸缘与蒙皮界面间的裂纹贯穿整个界面,导致填充物、筋条凸缘与蒙皮脱开,结构完全失效(图4(a)~(d))。



(a) 裂纹出现在三角填充区内部
(b) 裂纹向中性面扩展
(c) 裂纹向凸缘蒙皮界面扩展
(d) 结构彻底开裂

图4 Z-Pin增强的T型元件破坏模式

Fig.4 Failure mode of Z-Pinned T-joint

试验测定Z-Pin增强与未增强T型元件的拉脱载荷-位移曲线和破坏载荷分别如图5和表1所示。

比较图5中2条曲线可以看出,曲线走向基本相同,初始曲线大致呈1条直线,它们都具有线弹性应变阶段。未增强T型元件在达到破坏强度后,载荷达到峰值并迅速下降,而Z-Pin增强的T型元件的拉伸载荷-位移曲线存在锯齿形波动,且能有效地在大位移下保持较高的承载能力。

同时由上表试验测试结果可以看出,界面无增强T型元件的最大破坏载荷 $\bar{P}_u = 2.73\text{kN}$,而界面Z-Pin增强T型元件的最大破坏载荷 $\bar{P}_u = 4.50\text{kN}$ 。Z-Pin后的T型元件较未增强T型元件最大破坏载荷得到了明显提高,

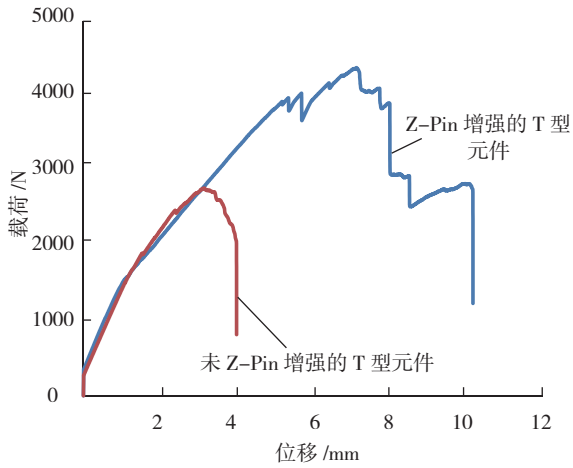


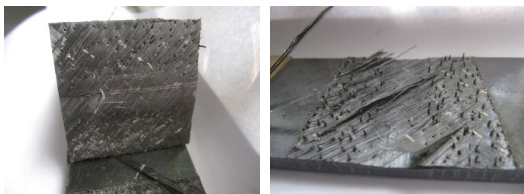
图5 Z-Pin增强与未增强的T型元件载荷—位移曲线
Fig.5 Load-displacement curves of Z-Pinned and non Z-Pinned T-joint

表1 T型元件的破坏载荷

样品	编号	破坏载荷 P_u /kN	\bar{P}_u /kN	C_v /%
界面无增强	W-1	2.70	2.73	1.86
	W-2	2.74		
	W-3	2.82		
	W-4	2.71		
	W-5	2.70		
界面Z-Pin增强	Z-1	4.69	4.50	5.21
	Z-2	4.30		
	Z-3	4.80		
	Z-4	4.29		
	Z-5	4.40		

增强幅度为 64.8%。

通过再次分析 2 种类型元件的破坏模式发现，Z-Pin 的引入，使 T 型元件的初始破坏位置由未增强前的三角填充区与腹板的圆弧界面处，转移到三角填充区内部，且随着载荷的增加，裂纹沿填充区内部不断向筋条腹板中心处扩展，而未沿筋条凸缘与蒙皮界面扩展。这主要是由于 Z-Pin 的存在：一是增加了结构分层的阻力；二是产生分层后，在分层前端形成纤维桥，这种桥联作用能够抑制分层扩展及提高界面韧性，因此分层过程中要消耗更多的外部能量，才能使所有的 Z-Pin 破坏、



(a) 破坏后的蒙皮 (c) 破坏后的凸缘

图6 Z-Pin增强T型元件破坏后形貌

Fig.6 Fracture surface appearance of Z-Pinned T-joint

断裂。即 Z-Pin 的引入延迟了裂纹的扩展，同时也提高了结构失效的最大破坏载荷。

图 6 是 Z-Pin 增强 T 型元件破坏后的照片，在试验件的分层界面上，可看到断裂的 Z-Pin，从这个现象可以推断本试验中的 Z-Pin 连接区域在载荷作用下，出现的主要破坏形式为剪切破坏。

4 结论

(1) RTM 成型 Z-Pin 增强复合材料 T 型元件拉脱初始破坏发生在三角填充区内部，未增强 T 型元件拉脱初始破坏发生在三角填充区与腹板的圆弧界面处。

(2) RTM 成型界面 Z-Pin 增强复合材料 T 型元件较未增强的 T 型元件拉脱最大破坏载荷提高了 64.8%，试验结果说明 Z-Pin 的引入可较大地提高 T 型元件的拉脱最大破坏载荷。

(3) Z-Pin 增强技术可提高结构界面厚度方向的性能，可用于复合材料结构界面的连接。

参考文献

[1] Sheno R A, Hawkins G L. Influence of material and geometry variations on the behaviour of bonded tee connections in FRP ships. Composites, 1992, 23(5): 335-345.
 [2] Phillips H J, Sheno R A. Damage tolerance of laminated tee joints in FRP structures. Composites (Part A) 1998, 29(4): 465-47.
 [3] 余治国, 柴亚南, 宋笔锋. 缝合与非缝合加筋蒙皮结构强度试验研究. 材料工程, 2008, 11: 54-58.
 [4] 李成虎, 燕瑛. z-pin 增强复合材料 T 型接头层间性能的建筑模与分析. 复合材料学报, 2010, 27(6): 152-157.
 [5] Li R, Huong N, Crosky A, et al. Improving bearing performance of composite bolted joints using z-pins. Composites Science and Technology, 2009, 69: 883-889. (责编 古京)

(上接第 57 页)

(2) 采用普通钢材料、阳模模具的成型方案成本低，成型质量好，适合工程化应用。

(3) 翼梁的凸缘回弹、热膨胀对型面的影响可通过合理的补偿予以纠正；通过对 BA9916-II 系列预浸料的精确控制，可实现对翼梁厚度的精确控制；综合以上措施，可保证翼梁外型面的尺寸精度。

参考文献

[1] 杨博, 王菲, 陈永清. 大尺寸复合材料翼梁的制造技术发展. 航空制造技术, 2013(22): 74-77.
 [2] 晏冬秀, 刘卫平, 黄钢华, 等. 复合材料热压罐成型模具设计研究. 航空制造技术, 2012(7): 44-47.
 [3] 杨博, 陈永清, 曹正华. 大厚度碳纤维复合材料层压板的试制. 航空制造技术, 2009(S): 73-74. (责编 春早)