

缝合复合材料的制备及层间断裂韧性研究

郭 勇 蒋 云* 钱 坤

(江南大学生态纺织教育部重点实验室, 无锡 214122)

摘 要 采用锥管针刺技术将铺层平纹碳布在厚度方向上进行缝合, 通过控制针距和行距, 得到缝合密度不同的缝合预制体, 利用树脂传递模塑成型工艺(RTM)制备出碳纤维/环氧树脂缝合复合材料。通过端部开口弯曲试验(ENF)方法, 研究缝合复合材料的Ⅱ型层间断裂韧性及缝合密度对缝合复合材料Ⅱ型层间断裂韧性的影响。结果表明: 缝合技术可有效地提高复合材料Ⅱ层间断裂韧性, 缝合密度越大, 层间增韧效果越显著, 缝合密度为 $2.5\text{mm} \times 2.5\text{mm}$ 时, G_{IIC} 增量最大达到 212%。同时, 对试样的断口形貌进行了讨论, 发现缝合线改变了复合材料的破坏模式。

关键词 碳纤维/环氧树脂, 缝合, 复合材料, Ⅱ型层间断裂韧性

Research on preparation and delamination toughness property of stitched composite

Guo Yong Jiang Yun Qian Kun

(Key Laboratory of Eco-Textiles, Ministry of Education, Jiangnan University, Wuxi 214122)

Abstract Using taper tube acupuncture technology stitched the layer carbon cloth in the thickness direction. By controlling the stitch distance and line spacing, the stitched performs with different stitching densities were obtained, and carbon fiber/epoxy stitched composite was prepared by the resin transfer molding process (RTM). The effect of Mode II interlaminar fracture toughness and stitch density on the fracture toughness of stitched composite was investigated by the end opening bending test (ENF). The research shown that the stitching technique can effectively improve the Mode II interlaminar fracture toughness of composite. The greater the stitching density, the more significant the toughening effect between layers. With the stitching density was $2.5\text{mm} \times 2.5\text{mm}$, G_{IIC} incremental maximum was up to 212%. At the same time, the fracture morphology of the sample was discussed and it was found that the stitch changed the failure mode of the composite.

Key words carbon fiber/epoxy resin, stitching, composite, mode II interlaminar fracture toughness

碳纤维增强树脂基复合材料(CFRP)由于具有较高的比强度和比刚度、轻量化等优点被广泛应用于航空航天、汽车与土木工程领域^[1-3]。然而, 纤维强度远高于树脂基体强度, 低层间强度和高层间应力导致复合材料分层损伤, 分层损伤会降低复合材料的强度与刚度, 进而造成复合材料整体结构失效^[4-6]。缝合技术通过使用高强度的缝线在铺层织物厚度方向上进行缝合, 增强了复合材料 Z 向性能, 使其具有更好的层间性能和冲击损伤容限^[7]。研究表明, 缝合不可避免地降低了复合材料面内力学性能, 但对其层间性能有不同程度的提高^[8-9]。王瑞等^[10-11]研究了缝合密度对缝合复合材料层间断裂

韧性, 结果表明缝合提高了复合材料层间断裂性能, 且缝合密度对裂纹扩展有较大影响。Tan 等^[12]通过准静态压痕力(QSD)实验结合超声波 C 扫描研究不同缝合密度和不同缝合线细度的缝合复合材料, 探究缝合复合材料分层损伤机制。

本研究采用锥管针刺缝合技术, 在锥管针刺缝合设备上将铺层碳纤维平纹织物缝合得到 4 种缝合密度的预制体, 之后采用 RTM 工艺将预制体与环氧树脂复合, 制备得到碳纤维/环氧树脂缝合复合材料。通过端部开口弯曲试验(ENF)方法, 研究其Ⅱ型层间断裂韧性, 探究缝合密度对缝合复合材料Ⅱ型层间断裂韧性和破坏模式的影响, 以期缝合复

基金项目: 国家重点研发计划项目(2018YFC0810300); 中央高校基本科研业务费专项资金(JUSRP51718A)

作者简介: 郭勇(1994-), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为复合材料结构设计。

联系人: 蒋云, 男, 教授, 主要从事纺织复合材料研究。

合材料的结构设计和工程应用提供参考。

1 实验部分

1.1 原料与仪器

平纹碳布(经密 6 根/cm、纬密 6 根/cm,厚度 0.34mm 的 T300-3K)、碳纤维缝线 T300-3K(单股线密度 200tex,强度 3800~3900MPa),东丽碳纤维有限公司;E-51 型环氧树脂,南通星辰合成材料有限公司;聚醚胺 WHR-H023 固化剂,无锡阿克力股份有限公司。

缝合工装设备(KS700 型),苏州勤耘纤维集体科技有限公司;树脂传递模塑机(69960-CORBAS 型),法国 ISOJET 公司;万能试验机(Instrong3385-H 型),美国 INSTONG 公司;电子天平,赛多利斯科学仪器有限公司;电热鼓风干燥箱(101A-4S 型),南京沃环科技实业有限公司;数控超声波清洗器(KH-400KDB 型),昆山禾创超声仪器有限公司;分散砂磨机(SK1.1KW 型),光阳化工设备有限公司;超景深数码显微镜(VHX-5000 型),日本基恩士公司。

1.2 样品的制备

1.2.1 缝合预制件结构设计

设计 4 种缝合密度(针距×行距):2.5mm×2.5mm、5mm×5mm、7.5mm×7.5mm、10mm×10mm。将碳纤维平纹布按 $[0/90]_{ss}$ 即 0°和 90°交替铺层 8 层方式进行铺设,铺层平纹布使用缝合工装夹具夹持后,以设计好的缝合针距将锥管刺入布内,之后使用缝针将缝线(碳纤维两股不加捻)带入锥管,缝针插入锥管的同时将锥管推出,缝线留在织物内,缝合一行后,以设计行距按上述相同方式重新缝合下一行,如此反复得到缝合预制体。

1.2.2 缝合复合材料的制备

选用树脂传递模塑(RTM)工艺制备三维缝合复合材料,模具为实验室自制。具体步骤如下:按环氧树脂:固化剂=3:1的质量比配制树脂,搅拌均匀后在超声波清洗器中超声至无气泡备用。模具用酒精、脱模剂擦拭。在缝合预制件试样一端的中面铺入聚四氟乙烯薄膜,为形成预制裂纹,再将预制件放入模具中,合模。将配制好的树脂倒入反应釜中,使用导流管将模具与 RTM 机器相连。打开 RTM 机设置注胶流速、压力值、注胶时间,打开真空泵检查模具气密性,确定气密性良好后开始注胶。将完成注胶后的模具放入烘箱中,经过 70℃、3h,80℃、2h,90℃、7h 固化后取出复合材料。

1.3 测试与表征

端部开口弯曲试验(ENF)参考 HB7403—96《碳纤维复合材料层合板 II 型层间断裂韧性 G_{IIc} 试验方法》,切割尺寸为 140mm×25mm×3mm,缝线与试样长度保持垂直,端口预制裂纹长度 40mm,加载速度为 2mm/min,保证每组试验有效试验件至少 5 个,所有试验均在室温下使用万能试验机进行。利用超景深数码显微镜对试样的断面形貌进行观察。

2 结果与讨论

2.1 缝合密度对缝合复合材料 II 型层间断裂韧性的影响

根据 HB7403—96《碳纤维复合材料层合板 II 型层间断裂韧性 G_{IIc} 试验方法》标准,II 型层间断裂韧性 G_{IIc} 可通过式(1)计算得到。

$$G_{IIc} = \frac{9P\delta a^2}{2W(2L^3 + 3a^3)} \times 10^3 \quad (1)$$

式中, G_{IIc} 为材料 II 型层间断裂韧性, J/m²; P 为裂纹扩展临界载荷, N; δ 对应 P 的试样受载点挠度, mm; a 为有效裂纹长度, mm; W 为试样的宽度, mm; $2L$ 为跨距, mm。

表 1 给出不同缝合密度缝合复合材料 II 型层间断裂韧性 G_{IIc} 值。由表 1 可见,缝合线的引入对 G_{IIc} 有明显提高,并且随着缝合密度的增加 II 型层间断裂韧性呈现上升趋势,在缝合密度为 2.5mm×2.5mm 时 G_{IIc} 提高率达到最大值为 212%。分析其原因,一方面,厚度方向的缝合使铺层织物挤压贴紧,进而使复合材料具有更高的整体性;另一方面,在较高剪切载荷作用下,缝合线的拉伸变形和断裂抽拔消耗裂纹扩展能量,有效阻止了裂纹的扩展;从而提高了材料层间断裂韧性。且随着缝合密度的增加,即缝合针距和行距缩小,裂纹扩展需要经历更多的缝合点,分配到单个缝合点的应力减少,则缝合线更不易断裂抽拔从而使层间断裂韧性提高。

表 1 II 型层间断裂韧性 G_{IIc} 值

试样	铺层方式	缝合密度 (针距 mm× 行距 mm)	纤维体 积含量/ %	G_{IIc} 平均值/ (J·m ⁻²)	G_{IIc} 增量/ %	离散 系数/ %
1	$[0/90]_{ss}$	未缝合	44.5	1391.11	—	8.1
2	$[0/90]_{ss}$	10×10	47.0	1754.23	26.1	11.6
3	$[0/90]_{ss}$	7.5×7.5	47.0	2390.53	71.8	10.8
4	$[0/90]_{ss}$	5×5	47.0	2607.13	87.4	13.0
5	$[0/90]_{ss}$	2.5×2.5	47.0	4339.87	212.0	12.4

2.2 缝合复合材料Ⅱ型层间断裂韧性分析

未缝合与缝合复合材料Ⅱ型层间断裂韧性载荷-挠度曲线见图1。由图可知,挠度在0~1.5mm为复合材料弹性阶段,故出现平滑曲线,材料未出现裂纹,此时把荷载降为0时,发生的变形可以在宏观上恢复。未缝合复合材料曲线的峰值最低,即所能承受的最大荷载最小,最大荷载所对应的挠度最小,仅4mm左右,同时在试验过程中未缝合复合材料层间裂纹扩展相对连续平稳,初始裂纹出现后,裂纹迅速扩展至试样失效,加载点挠度随荷载增大线性增加。

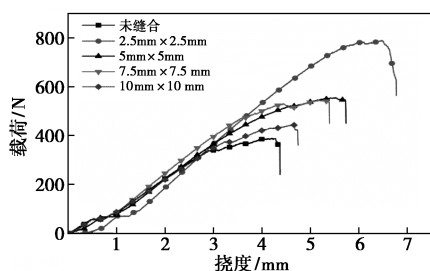


图1 未缝合与缝合复合材料Ⅱ型层间断裂韧性载荷-挠度曲线图

与未缝合复合材料相比,不同密度缝合复合材料破坏荷载及所对应的挠度都有不同程度的提高,且破坏荷载及所对应的挠度随着缝合密度的增大逐渐增大。这是因为在层间断裂模式下未缝合复合材料的耗散功全部来自于裂纹扩展形成新表面的能量。缝合复合材料ENF试样在受到三点弯曲荷载时,缝合线受到剪切力作用,随着荷载增加,剪切力逐渐增加,直到缝线发生拉伸变形至抽拔断裂。同时复合材料层间发生相对滑移时,缝合线在厚度方向增强作用消耗裂纹扩展能量,阻止层间相互滑动,抑制裂纹扩展。当缝合线与树脂基体的界面被破坏后,缝合线的拉伸及其与基体的摩擦,产生桥联作用,继续对层间裂纹产生约束作用,直到缝合线被拉伸变形至断裂失效。在载荷-挠度曲线上表现为在达到最大荷载前,随着位移增加荷载会发生小幅下降接着增强至最大荷载,最终急剧下降至材料完全失效。说明缝合线的增加使外力所施加的功未全部用于形成新的裂纹表面,从而使复合材料层间断裂韧性提高。缝合密度越大,针距和行距越小,单位面积内缝合线体积含量越大,缝合线的层间增韧效果越显著。

2.3 缝合复合材料断面形貌分析

未缝合复合材料与缝合复合材料层间的断口形貌见图2。由图可见,未缝合复合材料断面形貌显

示,裂纹扩展是在碳纤维和树脂基体界面进行的,试样从初始裂纹开始,裂纹从左到右平滑连续扩展,没有震荡起伏,如图2(a)所示。进一步验证未缝合复合材料主要破坏模式为分层损伤至试样失效。缝合复合材料断裂模式为树脂基体的断裂、纤维增强体与基体的脱粘、缝线拉伸断裂,同时伴随着初始的分层损伤,缝合密度越大其断裂特性越显著,如图2(b—d)所示。这是因为缝合复合材料层间界面由“碳纤维增强体-树脂基体”变为“碳纤维增强体-缝合线-树脂基体”形式,增强了复合材料的界面结合力,有效地提高了材料的层间强度,抑制了裂纹扩展。同时,在受到剪切应力时,缝合线拉伸变形和断裂吸收了大量能量,从而增加了复合材料层间断裂韧性,改变其断裂破坏模式。

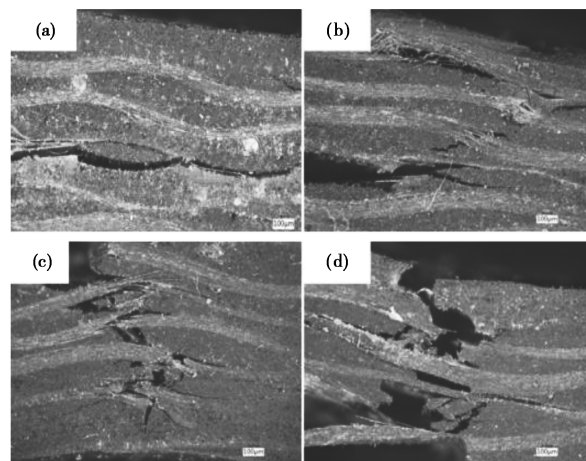


图2 未缝合与缝合复合材料层间的断口形貌图
[(a)未缝合;(b)缝合密度7.5mm×7.5mm;(c)缝合密度5mm×5mm;(d)缝合密度2.5mm×2.5mm]

3 结论

(1)未缝合与缝合复合材料Ⅱ型能量释放率 G_{IIc} 结果对比表明,缝合可有效地提高复合材料层间断裂韧性,随着缝合密度的增加,缝合复合材料Ⅱ型层间断裂韧性 G_{IIc} 逐渐增大,在缝合密度2.5mm×2.5mm时提高率最大达到212%。

(2)未缝合复合材料临界开裂点荷载与挠度较低,初始裂纹出现后,在层间迅速扩展至试样失效。而缝合复合材料由于缝合线的增强作用,抑制裂纹扩展,其临界开裂点荷载与挠度明显高于未缝合复合材料,且缝合密度越大,层间增韧效果越显著。

(3)缝合线在厚度方向的增强作用,提高了复合材料的整体性,改变了未缝合复合材料Ⅱ型层间断

(下转第151页)