

缝合复合材料可用性 环境条件下 层合板的冲击后压缩性能

Properties of Stitched Composite Laminates —— Post-impact
Compression of Laminates Under Different Environment

程小全, 寇长河, 郦正能

(北京航空航天大学飞机设计研究所, 北京 100083)

CHENG Xiao-quan, KOU Chang-he, LI Zheng-neng

(Aircraft Design and Research Institute,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

摘要: 为了解决缝合复合材料在航空航天结构中的应用问题, 对国内生产的缝合/树脂膜渗透成型工艺复合材料层合板在三种不同环境条件下的低速冲击后压缩性能进行试验研究。结果表明, 缝合改变了含冲击损伤层合板的压缩破坏机理, 可以大幅度提高层合板在干态常温下的冲击后剩余压缩强度, 但是对湿态高温下层合板的冲击后剩余压缩强度影响不大; 缝合方向对冲击损伤面积和剩余压缩强度的影响较小, 其中以 0 缝合较为有利。

关键词: 缝合层合板; 湿热性能; 低速冲击; 损伤; 压缩

中图分类号: V258⁺ 3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4381(2004)09-0038-04

Abstract: In order to solve the application of stitched composites in aircraft structures, experimental studies were carried out on the post-impact compressive properties of internal stitched laminates made by resin film infusion(RFI) process. Three different environments were used in this test. It shows that stitching changes compressive mechanisms of the laminates after low velocity impact. Post-impact compressive strength is improves highly through stitching at dry / normal temperature. But stitching has little influence on residual compressive strength of laminates after low velocity at wet / high temperature. Damage areas and post-impact strength are little affected by stitching directions. Stitching in 0 degree is much better than that in other directions.

Key words: stitched laminate; hygrothermal property; low velocity impact; damage; compression

随着先进复合材料在航空、航天及民用方面日益广泛的应用, 人们对复合材料在刚度、强度、湿热及可设计性等方面的优越性给予充分的肯定。同时, 随着先进复合材料在航空、航天飞行结构设计上的应用不断扩大, 其层间性能差的弱点也开始逐渐暴露出来。近十几年来, 为了进一步提高航空与航天飞行器各方面的性能, 在飞机、卫星和导弹等飞行器上应用先进复合材料已经成为选材的必然趋势。因此, 解决复合材料层间性能差的问题受到了人们的特别关注, 由此发展了复合材料纺织结构。

美国航空航天局(NASA)于1988年提出了先进复合材料技术研究计划, 即ACT计划(Advanced Composites Technology Program)^[1], 就开发新复合材料及工艺技术、复合材料结构力学分析方法, 以及设计概念与制造方法进行了为期14年的研究。纺织预成型和

缝合/RTM研究是该计划的两个主要研究课题。目前, 织物预成型与RTM或树脂膜渗透成型工艺(Resin Film Infusion, 简称RFI)相结合, 形成了航空、航天及民用织物复合材料的主流。其中航空、航天部门使用的纺织成型技术主要有四种成型工艺, 即编织(Braid)、针织(Knit)、缝合(Stitch)和机织(Weave)。

国外对缝合/RTM或RFI复合材料层合板的力学性能进行了大量的理论分析与试验研究, 并且取得了许多重大成果^[2-4]。国内这方面的研究起步较晚, 但也取得了一定的成果^[5, 6]; 现在国内已经开发出RFI工艺专用树脂QY9512体系。迄今国际上对缝合复合材料环境条件下力学性能的研究开展得不多, 目前这方面的研究基本停留在试验研究阶段。本工作就是针对国内的树脂和工艺, 在缝合简单层合板与一般层合板面内基本性能研究的基础上^[7], 针对层合板的

断裂韧性和材料许用值的评价指标 层合板冲击后的压缩(CAI) 性能进行试验研究, 并分析湿/ 热环境条件对 CAI 性能的作用, 进一步了解缝合在不同环境条件下对层合板力学性能的影响。

1 试验

1.1 试件

试件所用材料均为 T 300 帘子布/QY9512, 采用链式缝合技术, RFI 工艺成型。缝合线为 Kevlar 29, 其中面线为 1400 旦尼尔, 底线为 400 旦尼尔。试件的缝合密度为行距 5mm, 针距 3mm。缝合方向有三种, 它们是 0, 45, 90 缝合。为了研究缝合效果, 每种试验均有相应的无缝合试件与之对比。试件采用了两种常用的铺层形式: A 板为[45/0/-45/90]_{4S}, B 板为[0/45/0/-45/90/-45/0/45/0]_{2S}。试件的铺层顺序、缝合方向、环境状态以及冲击后的剩余压缩强度列于表 1。试件均为长方形, 长 150 mm, 宽 100 mm。每种试验至少 3 个试件, 表中的 CAI 是该种试验所有试件低速冲击后剩余压缩强度的平均值。

1.2 试验及环境

低速冲击试验在自制的落锤试验机上进行, 冲击能量为每毫米厚 445 J。落锤冲击试验的具体内容见文献[5]。压缩试验按 SAMCA 标准进行^[5], 在 MTS880-50kN 和 MTS880-500kN 材料试验机上完成; 该试验机的载荷、位移和应变测试误差均小于 1%。板内的损伤用超声 C 扫描技术和热揭层技术测量。

试验环境由湿、热两种因素组成, 分为干态常温、干态高温、湿态高温等三种情况。干态是指常态; 湿态是指试件在 7110 的蒸馏水中浸泡 7 天。浸泡后测得无缝合试件吸湿量约为 1%~11%。缝合试件吸湿量约为 11%~12%。常温是指 233, 相对湿度为 50%10%; 高温是指试件在温度为 1503 环境下保温至少 5min。低速冲击试验均为常温环境, 高温仅在压缩试验时使用。

2 试验结果与分析

2.1 缝合对层合板冲击损伤的影响

图 1 给出了缝合层合板 A 低速冲击后板内损伤的 C 扫描结果, 可见无论是缝合板还是无缝合板, 板内低速冲击损伤的投影均接近圆形或椭圆形; 层合板 B 的损伤形状与 A 板情况基本相同。热揭层的结果表明, 缝合板的层间分层形状与面积沿厚度的变化规律与无缝合板相同, 只是前者分层面积较小; 低速冲击损

表 1 低速冲击后层合板的剩余压缩强度

Table 1 Residual compressive strength of laminates after low velocity impact

Specimen	Lay-up sequence	Stitching direction	T /	CAI / MPa
BHS-14-1	A	Unstitched	Dry/ 23	208.5
			Dry / 150	188.3
			Wet/ 150	167.1
BHS-14-2	A	0	Dry/ 23	324.4
			Dry / 150	256.7
			Wet / 150	210.9
BHS-14-3	A	45	Dry/ 23	313.0
			Dry/ 150	275.0
			Wet/ 150	183.5
BHS-14-4	A	90	Dry/ 23	278.4
			Dry/ 150	245.4
			Wet/ 150	190.4
BHS-15-1	B	Unstitched	Dry/ 23	271.5
			Dry/ 150	245.8
			Wet/ 150	192.8
BHS-15-2	B	0	Dry/ 23	366.9
			Dry/ 150	302.7
			Wet/ 150	219.6
BHS-15-3	B	45	Dry/ 23	385.0
			Dry/ 150	295.3
			Wet/ 150	208.2
BHS-15-4	B	90	Dry/ 23	374.3
			Dry/ 150	319.6
			Wet/ 150	229.5

伤没有导致缝线纤维断裂。

图 2 和图 3 给出了缝合对层合板冲击损伤面积与宽度的影响, 可见缝合能够有效地降低层合板的冲击损伤面积, 但是缝合方向的变化对损伤面积的影响并不明显, 这主要是因为缝合增强了层合板的层间性能。环境对层合板的冲击损伤也有较明显的影响, 无论是缝合还是无缝合板, 湿态环境下层合板的损伤面积较干态要小。缝合对损伤宽度的影响与层合板的铺层形式有关, 层合板 B 的损伤宽度受缝合的影响较层合板 A 小, 缝合方向对损伤宽度的作用也不非常明显。

2.2 缝合对层合板冲击后压缩性能的影响

缝合改变了含冲击损伤层合板的压缩破坏机理。图 4 所示的是 0 缝合层合板冲击后的压缩破坏形式, 所有缝合后层合板的压缩破坏形式都是以纤维断裂为主, 无局部屈曲发生; 而含冲击损伤无缝合层合板在压

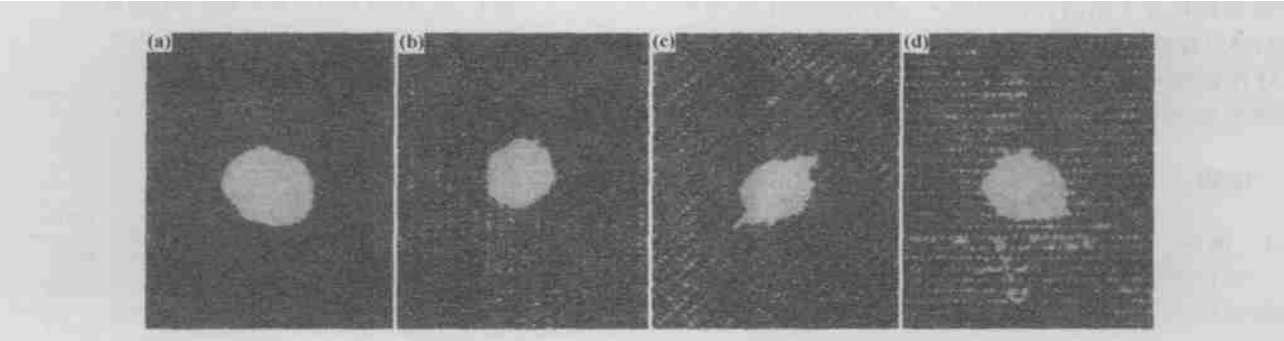


图 1 缝合层合板 A 低速冲击后板内的损伤

(a) 无缝合; (b) 0 缝合; (c) 45 缝合; (d) 90 缝合

Fig 1 Damage of stitched laminate A after low velocity impact

(a) unstitched; (b) stitching in 0 direction; (c) stitching in 45 direction ; (d) stitching in 90 direction

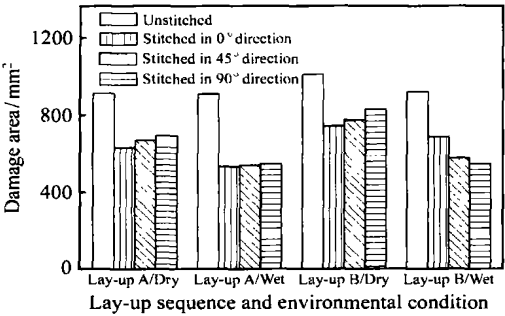


图 2 缝合对层合板冲击损伤面积的影响

Fig 2 The influence of stitching on damage area of post-impact laminates

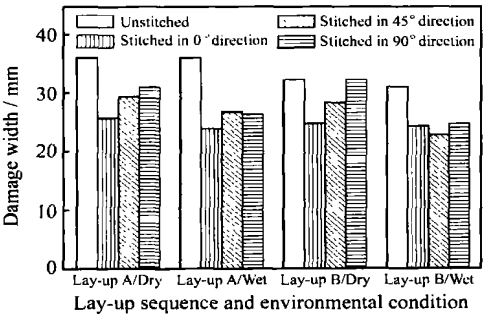


图 3 缝合对层合板冲击损伤宽度的影响

Fig 3 The influence of stitching on damage width of post-impact laminates

缩过程中, 在层合板的冲击背面首先出现局部屈曲, 然后屈曲扩展导致层合板最终破坏^[8]。

图 5 给出了缝合对层合板冲击后剩余压缩强度的影响, 图中的干常、干热和湿热分别指的是干态常温、干态高温、湿态高温。图 5 显示, 无论是哪一种环境状

态, 缝合都能够提高层合板冲击后的剩余压缩强度, 但是随着环境的不断恶化, 缝合的效果越来越差。在高温状态, 无缝合层合板的湿态剩余压缩强度下降不明显, 但缝合层合板湿态的剩余压缩强度下降明显, 其原因是 Kevlar 29 纤维树脂浸润性差, 导致缝合板吸湿量增加。显微观察发现, 吸湿进一步破坏了缝线纤维与基体的界面性能, 因此缝合层合板的湿热剩余压缩强度相对下降幅度较大。

在干态常温情况下, 缝合能够使层合板 A 和 B 的冲击后压缩强度提高 55% 和 42%, 其中以 0 缝合效果较好; 在湿态高温情况下, 两种层合板缝合后的剩余压缩强度至少提高近 10%。比较图 2、图 3 与图 5 还能够发现, 损伤面积与宽度的变化趋势与对应的剩余压缩强度的变化规律不同, 说明损伤面积与宽度不是缝合层合板的剩余压缩强度的直接影响因素, 缝合板的剩余压缩强度可能与无缝合板一样, 仍然是与层合板内分层损伤的分布直接相关^[5]。

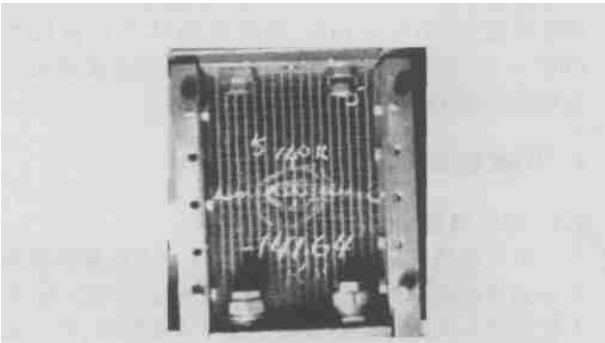


图 4 缝合层合板冲击后的压缩破坏

Fig 4 Compressive failure of stitched laminate after low velocity impact

缝合对层合板冲击后压缩强度的影响与层合板的铺层形式相关, 对于层合板 A, 缝合的效果比较明显, 而层合板 B 的缝合效果比较差。因此, 缝合对层合板低速冲击后的压缩性能的影响不能一概而论。在使用缝合时, 应根据所用层合板的铺层形式及其使用的环境条件, 同时还应兼顾缝合对铺层面内力学性能的影响, 决定是否使用缝合结构。

层合板的压缩试验结果表明, 缝合对光滑和含孔层合板干态常温下的压缩强度提高, 对湿热状态下层合板压缩强度的影响与层合板的铺层形式有关; 缝合对含孔层合板在湿热状态下的压缩强度基本没有影响。结合冲击后缝合层合板的压缩破坏形式, 可以推断, 含冲击损伤缝合层合板的剩余压缩强度与缝合导致层合板压缩性能的改变有关。在湿态高温状态下, 缝合层合板冲击后压缩破坏的形式与孔板情况基本相同, 因此缝合对层合板冲击后压缩强度的影响与含孔层合板的情况也基本一致, 说明缝合虽然可以提高层合板的层间性能, 但是湿态高温环境引起的无损伤缝合层合板面内性能的下降严重, 不足以发挥其层间性能的优势。

3 结论

(1) 缝合对损伤宽度的影响与层合板的铺层形式有关, 缝合方向对损伤面积的作用也不非常明显。

(2) 缝合抑制了局部屈曲的发生与扩展, 改变了含冲击损伤层合板的压缩破坏机理, 大幅度提高了层合板在干态常温下的冲击后剩余压缩强度, 但是, 在湿态高温下缝合所导致无缝合层合板面内压缩性能的变化, 不足以发挥缝合层合板层间性能高的优越性, 因此对层合板冲击后剩余压缩强度影响不大。

(3) 缝合方向对冲击损伤面积和剩余压缩强度的影响较小, 其中以 0 缝合较为有利。

(4) 缝合对层合板冲击后压缩强度的影响与层合板的铺层形式相关。因此, 缝合对层合板低速冲击后的压缩性能的影响不能一概而论。使用缝合时, 应根据层合板铺层形式及使用的环境条件, 同时还应兼顾缝合对铺层面内力学性能的影响, 决定是否使用缝合结构。

参考文献

[1] DAVIS J G Jr Overview of the ACT program[R] FAA Report DOT/FAA/CT-92-25(II): 577- 599

[2] DELBREY J Database of mechanical properties of textile composites [R] National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, Hampton, Virginia 23681-0001, NASA CR 4747, 1996

[3] MASTERS J E, PORTANOVA M A Standard test methods for textile composites [R] Lockheedmartin Engineering & Sciences Company, NASA CR 4751, 1996

[4] MOURITZ A P, LEONG K H, HERSZBERG I A review of the effect of stitched on the in-plane mechanical properties of fibre-reinforced polymer composites[J] Composites: Part A, 1997, 28(12): 979- 991

[5] 程小全 复合材料层合板与蜂窝夹芯板低速冲击后压缩性能研究 [D] 北京: 北京航空航天大学, 1998

[6] 桂良进 缝合层合板基本力学性能和抗冲击性能研究[D] 北京: 北京航空航天大学, 2000

[7] 程小全, 赵龙, 张怡宁 缝合复合材料可用性 简单层合板的基本性能[J] 北京航空航天大学学报, 2003, 29(11): 1001- 1005

[8] 程小全, 寇长河, 酆正能 低速冲击后复合材料层合板的压缩行为[J] 复合材料学报, 2001, 18(1): 115- 119

基金项目: 凡舟基金资助项目(20020509)

收稿日期: 2003-09-28; 修订日期: 2003-11-18

作者简介: 程小全(1966-), 男, 副教授, 博士研究生, 现主要从事复合材料损伤力学、复合材料实验力学、飞行器结构设计等方面的研究, 联系地址: 北京航空航天大学飞机设计研究所(100083)。

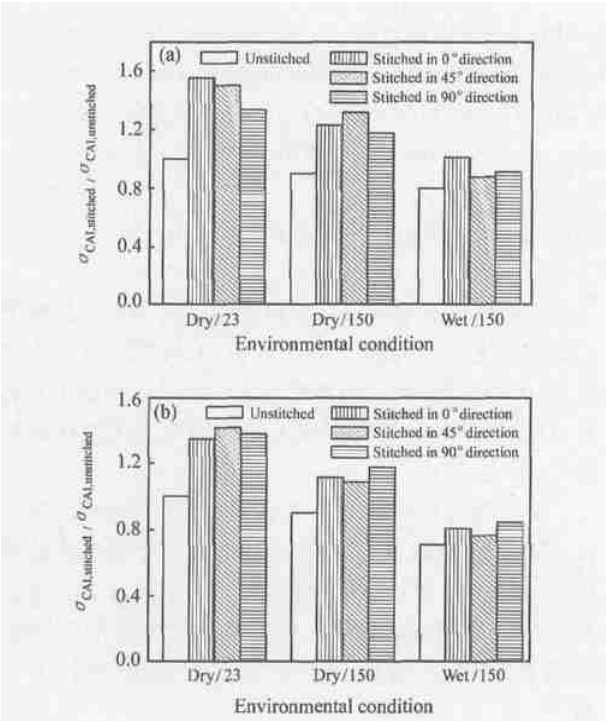


图 5 缝合对层合板冲击后剩余压缩强度的影响

(a) 层合板 A; (b) 层合板 B

Fig 5 The influence of stitching on residual compressive strength of post-impact laminates

(a) lay-up A; (b) lay-up B