

文章编号: 1000-6893(2000)04-0368-04

缝纫对复合材料层合板强度和抗冲击性能的影响

桂良进¹, 程小全², 寇长河¹, 酆正能¹, 谢向莉³

(1. 北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系, 北京 100083)

(2. 北京航空材料研究院, 北京 100095)

(3. 北京航空工艺研究所, 北京 100024)

EFFECTS OF STITCHING ON STRENGTH AND IMPACT DAMAGE RESISTANCE OF COMPOSITE LAMINATES

GUI Liang-jin¹, CHENG Xiao-quan², KOU Chang-he¹, LI Zheng-neng¹, XIE Xiang-li³

(1. Dept. of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics, Beijing Univ. of

Aero. and Astro., Beijing 100083, China)

(2. Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

(3. Beijing Aeronautical Manufacturing Technology Research Institute, Beijing 100024, China)

摘 要: 主要研究了缝纫对复合材料层合板的强度和抗冲击性能的影响。通过对不同缝纫密度、缝纫方向、缝线材料和缝线直径的试件进行试验研究, 分析了缝纫参数对层合板的压缩强度、层间剪切强度、断裂韧性 G_{IC} 和 G_{IIC} 、低速冲击损伤以及冲击后压缩(CAI)强度的影响。结果表明: 缝纫使层合板的 G_{IC} 和 G_{IIC} 有明显提高; 随缝纫密度的增大, 层间剪切强度和 CAI 强度有显著提高, 冲击分层损伤面积有一定程度的减小; 但它们与缝线的直径关系不大。

关键词: 缝纫层合板; 断裂韧性; 冲击损伤; 冲击后压缩强度

中图分类号: TB332; V257 **文献标识码:** A

Abstract: Stitching can improve the delamination resistance of traditional 2D laminates obviously. However, it may result in the degradation of other mechanical properties due to the creation of resin pockets or the breakage of in-plane fibers. In this paper, the effects of through-the-thickness stitching on compression strength, interlaminar shear strength, Mode I and Mode II fracture toughness, impact damage resistance of composite laminates and compression-after-impact (CAI) strength were investigated experimentally. Specimens with varying stitching density, stitching direction, thread type and thread diameter are studied. The results show that stitching significantly improves G_{IC} and G_{IIC} of laminates; with increase in stitching density, interlaminar shear strength and CAI strength increase rapidly, and the impact damage area decreases slightly; however, they are not closely related to the thread diameter. In addition, the mechanisms by which stitching increases the CAI strength and fracture toughness were discussed.

Key words: stitched laminates; fracture toughness; impact damage; CAI strength

复合材料层合板的层间强度较低, 对横向载荷特别是低速冲击载荷非常敏感, 其损伤在撞击前表面却往往难以察觉到^[1]。研究表明, 这种目视不可检损伤会导致层合板承载能力的降低, 特别是分层损伤会导致层合板承压能力的显著下降。

为了克服传统层合板层间强度低的缺点, 80 年代, Mignery^[2] 等人开始研究将缝纫应用于层合板的可能性。研究发现, 将层合板在固化前缝合起来, 因为缝线在厚度方向的增强作用, 使层合板的层间性能有了很大改善, 其抗分层能力有较大提高。许多试验研究表明^[3~5], 缝纫层合板的抗冲击损伤能力, 特别是冲击后压缩强度有很大提高。

虽然缝纫提高了层板的层间强度, 但由于在缝纫过程中对铺层纤维造成了损伤, 破坏了铺层的整体性, 而且缝线的存在导致了铺层纤维的局部弯曲, 这些因素削弱了层板的面内力学性能。因而在研究缝纫层合板抗冲击性能的同时, 需要综合考虑缝纫对这些性能的影响, 以获得合理的缝纫参数。

对缝纫层合板的试验研究尚属探索阶段, 而且由于目前国内缝纫层合板制造工艺也还处于研究阶段, 因此本文目的在于对比分析缝纫参数对层合板强度和抗冲击性能的影响, 并对其机理进行探讨, 以确定较合理的缝纫参数。试验数据仅供参考。

1 试验及结果分析

采用的缝纫试件按湿法缝纫工艺制造, 其缝

纫方式为改进的锁扣缝纫, 所有试件针距、行距相等。规定试件长方向为 0° , 压缩试验、层间剪切试验和冲击后压缩试验的载荷方向均为 0° 。所有试件按以下规则分类编号: U 代表无缝纫试件; S 代表有缝纫试件; S 后面的数字表示缝纫的针距和行距(单位: mm); K 表示缝线材料为 Kevlar; C 表示缝线材料为 T300; K 或 C 后面的数字表示缝纫方向(单位: 度)。例如, S6K90 表示缝纫针距、行距均为 6mm, 缝线材料为 Kevlar, 缝纫方向为 90° 。

(1) 压缩强度 压缩试件为长方形, 尺寸有 3 种, 试验段的长 \times 宽分别为 $20\text{mm} \times 10\text{mm}$, $15\text{mm} \times 10\text{mm}$ 和 $10\text{mm} \times 10\text{mm}$ 。未缝纫试件的厚度为 4mm, 缝纫后试件的厚度约为 4.5mm。

表 1 中列出了各类试件的试验结果。 R_c 为同类试件的平均压缩强度, R_U 是试件 U 的压缩强度平均值。如果面内缝线条数和总的针数出现小数, 表示试件的边界正好在缝线(或针脚)上。

表 1 有、无缝纫层合板的压缩强度对比

试件分类	长度 / mm	试件数	面内缝线条数	总针数	R_c/R_U
U	20	2	—	—	1.0
U	15	3	—	—	1.0
S6K90	20	3	3	4.5 或 6	0.75
S6K90	15	2	2.5	5	0.75
S6K0	10	2	1.5 或 2	3 或 4	0.77
S8K90	20	3	3	3 或 4.5	0.83
S8K90	15	2	2	2 或 4	0.83
S8K0	10	2	1 或 1.5	2	0.78
S10K90	20	1	2	2	0.87
S10K90	15	3	1.5 或 2	1 或 1.5	0.87
S10K0	10	2	1	0.5 或 1	0.80

(铺层材料: T300/双马树脂-I, 铺层方式: [- 45/90/45/0]_{4s})

试验表明, 同类试件中, 试验段长度为 20mm 或 15mm 时, 压缩强度差别很小, 而且它们的压缩破坏断口形式相同, 所以取这 2 种尺寸试件的压缩强度作平均。对缝纫试件, 面内缝线条数和总针数是小数或整数, 对压缩强度和破坏形式影响不大。

无缝纫试件的压缩破坏断口的形貌为: 试件前、后两面的铺层断裂后向外突起, 中间部分的铺层在断口的一边为尖劈形压入断口的另一边, 这是层合板典型的压缩破坏形式。缝纫板的破坏形式有 2 种: 一种与无缝纫板相似; 另一种为约 45° 的斜断口。2 种破坏形式都在缝纫的针脚处断裂。

表 1 中的试验结果表明, 缝纫后层合板的压缩强度有所下降, 并且随着缝纫密度的增大(针距

或行距减小), 压缩强度呈下降趋势。这是因为缝纫不仅破坏了层板的整体性, 在针脚处有应力集中, 而且缝纫损伤了铺层纤维, 另外也导致铺层纤维在面内和厚度方向发生弯曲。

在实际结构中, 层合板的尺寸比本试验中的要大得多, 大尺寸层合板的压缩破坏以分层失稳为主, 因为缝纫可以抑制分层的扩展, 所以缝纫后压缩强度不一定会减小。

(2) 层间剪切强度 采用图 1 所示的试件研究缝纫对层间剪切强度的影响。图中 1 为试验段长度; b 为试件宽度; h 为厚度, 两个切口的深度稍大于试件厚度的 1/2。

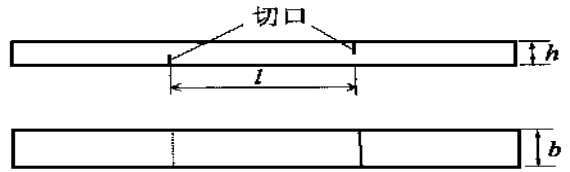


图 1 层间剪切试件示意图

表 2~表 4 列出了层间剪切强度试验结果。其中, 表 3 中缝线粗细中的 k 是纤维的数量单位, 1k 表示 1000 根纤维; S_r , S_c 分别代表拉伸、压缩层间剪切强度平均值; S_{rU} , S_{cU} 分别是未缝纫试件 U 的拉伸和压缩层间剪切强度平均值。结果表明, 缝纫后试件的层间剪切强度有明显的提高。

表 2 有、无缝纫层合板的拉伸层间剪切强度对比

试件分类	试件数	面内缝线条数	总针数	S_r/S_U
U	4	0	0	1.0
S6K0	4	2	5~6	1.65
S8K0	4	1 或 1.5	2~3	1.38
S10K0	4	1	1.5 或 2	1.38

(铺层材料: T300/双马树脂-I, 铺层方式: [- 45/90/45/0]_{4s}, 试验段尺寸: $20\text{mm} \times 15\text{mm}$)

表 3 有、无缝纫层合板的拉伸层间剪切强度对比

试件分类	试件数	缝线粗细	总针数	S_r/S_U
U	3	—	0	1.0
S10C0	3	3k	2 或 4	1.20
S10C0	3	6k	2~4	1.24
S5C0	3	6k	12 或 14	1.77

(试验段尺寸: $20\text{mm} \times 15\text{mm}$, 铺层材料: T300/环氧, 铺层方式: [[45/0/- 45/90/2/- 45/0]4]_s)

表 4 有、无缝纫层合板的拉、压层间剪切强度对比

试件分类	试件数	总针数	拉伸 S_r/S_{rU}	压缩 S_c/S_{cU}	S_r/S_c
U	3 2	0	1.0	1.0	0.53
S5K90	5 3	8~9	1.87	1.15	0.86
S5C90	5 4	7~9	2.24	1.44	0.83

(试验段尺寸: $20\text{mm} \times 10\text{mm}$, 铺层材料: T300/双马树脂, 铺层方式: [- 45/90/45/0]_{4s})

从表2可知,随着缝纫密度增大,试验段内的缝纫针数增加,缝纫层合板的拉伸层间剪切强度随之提高。由此可以推测缝纫密度是影响试件的拉伸层间剪切强度的主要因素。

表3的结果也证明了缝纫密度的增加能够提高试件的拉伸层间剪切强度,然而缝线中的纤维根数即使增加了1倍,层间剪切强度变化也不明显,这说明并不是缝线越粗对提高板的层间剪切性能越有利。

由表4可知,无论是缝纫试件或无缝纫试件,拉伸层间剪切强度比压缩层间剪切强度要低,而且缝纫对提高拉伸层间剪切强度更为有效。这是由于拉伸时试验段的两端因边界效应在切口处发生偏弯,使试验段的两端先发生分层,所以试件层间剪切强度的实测值比实际承剪能力低;缝线的存在增强了层间强度,抑制了拉剪分层的过早发生与扩展,因此拉伸层间剪切强度会有明显的提高;而压缩时,不会发生偏弯现象,所以压缩层间剪切强度更接近实际值。

(3) 层间断裂韧性 G_{IC} , G_{IIC} 层间断裂韧性 G_{IC} , G_{IIC} 是复合材料层合板的重要力学性能指标,本文采用碳纤维复合材料层合板单层板 I, II 型层间断裂韧性的试验方法^[6]来测试缝纫板的 G_{IC} 和 G_{IIC} 。预制裂纹离缝线距离为 1~2mm,缝线是粗细为 3k 的 T300 纤维。表5中给出了试验测量的结果,结果表明缝纫密度越大,缝纫试件的 G_{IC} , G_{IIC} 也越大。根据以往试验的经验,无缝纫的 T800/环氧层合板的 G_{IC} 值大约在 200~300J/m² 之间, G_{IIC} 的值在 400J/m² 左右,可见缝纫后 G_{IC} 的值提高了 2 倍以上, G_{IIC} 的值提高了 20%~30%。

表5 缝纫层层合板的层间断裂韧性 G_{IC} , G_{IIC}

试件分类	I 型		II 型	
	试件数	G_{IC} (J·m ⁻²)	试件数	G_{IIC} (J·m ⁻²)
S10C90	3	1266	3	506
S6C90	3	1974	3	543

铺层材料: T800/环氧, 铺层方式: [0°]₂₄

(4) 低速冲击损伤 试验按美国先进复合材料供应商协会 SACMA 推荐的标准 SRM2-88 进行,试件共分 5 类: U, S5(3k), S5(6k), S10(3k) 和 S10(6k), 尺寸均为 150mm × 100mm × 4.5mm。冲击能量级为 4.45J·mm。冲击后先进行目视检测,除试件 S10 的后表面有多条劈丝外,其它试件的前、后表面均未发现可见冲击损伤。

本文采用 C 扫描和热揭层方法来检测缝纫试件内部损伤情况。C 扫描和热揭层结果表明:

¹ 冲击损伤投影近似为圆形,由图2可知,缝纫板的损伤面积比未缝纫板的略有减小;损伤投影面积随缝纫密度的增加而减少,与缝线粗细关系不大。缝纫方向为 0°或 90°对层合板冲击损伤影响不大,这是因为分层主要是层间剪应力作用,而缝纫方向的变化并没有改变针脚的分布密度和形式,因此从理论上说不应影响层间剪切强度,即缝纫方向不会使分层损伤改变很大。

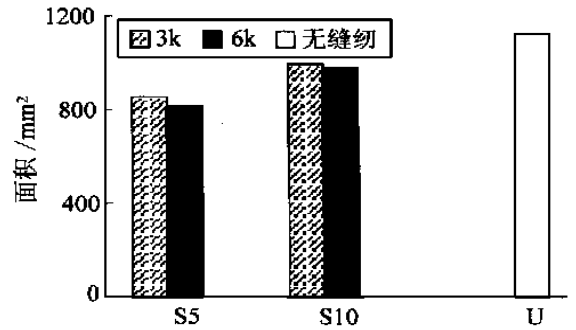


图2 有、无缝纫试件低速冲击损伤投影面积对比 (铺层材料: T300/环氧, 铺层方式: [[45/0/-45/90₂/-45/0/45]_s])

° 缝纫对铺层造成多种损伤,因此会对铺层的力学性能产生不利的影 响,缝纫密度越大,对板的初始损伤也越严重。这些损伤包括破坏铺层的整体性,改变纤维的走向,切断部分纤维。

» 在将缝纫试件一层层分开前,将缝纫针脚和板剩下一面的缝线先拔出,结果发现所有的针脚保持完好,说明低速冲击没有导致缝线断裂。

¼ 缝纫板各界面分层损伤的形状、方向、分布等与未缝纫板的情况基本相同,但是前者的分层面积较小,而且分层损伤与缝纫方向无明显关系。

½ 在本试验采用的冲击能量级条件下,损伤是以分层为主。大体上说,越靠近后表面分层面积越大;纤维方向相同的 2 个铺层间没有分层损伤。很多分层的前边缘正好在某一针脚处,说明缝线可以抑制分层裂纹的扩展。

综上所述,缝纫虽然会给层合板带来初始损伤,却能够减少冲击分层损伤的投影面积,改善板的冲击性能。而且,相对无缝纫试件而言,从缝纫试件的表面更难判断其内部的损伤状态。在试验采用的冲击能量级条件下,低速冲击一般不会导致缝线的断裂。根据缝纫板内部分层损伤的形状及其在界面上的分布,可以进一步说明引起分层损伤的主要因素是层间剪应力的推断是合理的。

(5) 冲击后缝纫层合板的压缩破坏 冲击后压缩 (CAI) 强度是衡量层合板抗冲击性能的重要

指标之一。图3、图4比较了2组试件的CAI强度,这里所有试件的冲击能量量为 $4.45\text{J}/\text{mm}$ 。图中 R_{CAI} 是各种缝纫试件的压缩强度平均值, $R_{\text{CAI,U}}$ 为无缝纫试件压缩强度平均值。

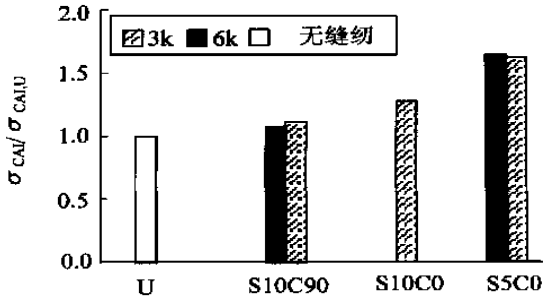


图3 有、无缝纫层合板冲击后压缩强度对比
(铺层材料: T300/环氧, 铺层方式: [[45/0/-45/90/-45/0/45]_s])

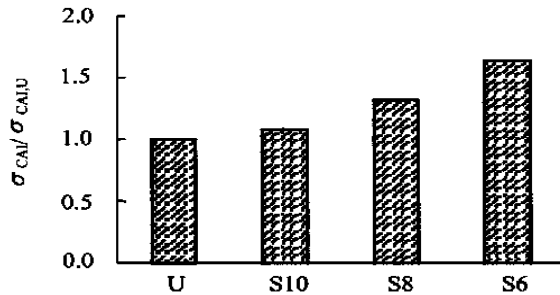


图4 有、无缝纫层合板冲击后压缩强度对比
(铺层材料: T300/双马树脂-I, 铺层方式: [-45/90/45/0]_{4s})

由图可知, 缝纫试件的CAI强度比无缝纫板的要高, 而且随缝纫密度的增大, CAI强度呈增大趋势; 缝线粗细对CAI强度的影响不大; 缝纫密度相同时, 缝纫方向为 0° 的试件CAI强度较大。

根据冲击后压缩试验结果, 可得以下结论:

1 尽管缝纫方向对冲击损伤面积无明显影响, 但对CAI强度有显著影响。这是因为子层失稳是沿着 90° 方向扩展的, 因此试件S10C90的CAI强度比试件S10C0的要低得多。 $^\circ$ 缝纫密度对冲击后压缩破坏过程和破坏形式有重要影响。缝纫密度较小时, 如试件S10C90, S10C0的压缩破坏过程与无缝纫板相似; 缝纫密度较大时, 如试件S5C0在压缩破坏前, 仅在两缝线间有一豆粒状凸起, 表面多处针脚处因应力集中而出现细小裂纹, 且逐渐增多并汇合导致试件被压断破坏。当缝纫密度不是特别大时, 分层裂纹的扩展以及子层失稳是导致压缩破坏的主要因素。因为缝线有抑制分层裂纹扩展的作用, 因而随缝纫密度的增大, CAI强度也随之提高。

2 结论

研究表明, 缝纫参数对层合板强度和抗冲击性能的影响趋势与国外的研究结果^[7]相比是一致的。小标距情况下, 缝纫层合板的压缩强度随缝纫密度增大而减小。层间剪切强度随纫密度增大而增大, 但对缝线粗细、缝纫方向的变化并不敏感。与无缝纫试件相比, 缝纫试件的 G_{IC} 有显著提高, G_{IC} 也有所提高。

缝纫试件的冲击损伤面积随纫密度增大略有减小, 与缝线粗细、缝纫方向的关系不大。缝纫试件的冲击后压缩试验表明, 分层扩展和子层失稳是导致压缩破坏的主要原因, 因而纫密度、纫方向对CAI强度有较大影响, CAI强度随纫密度的增大而提高, 纫方向为 0° 的试件有较高的CAI强度。

参考文献

- [1] Liu D. Impact-induced delamination—A view of bending stiffness mismatch[J]. J of Composite Materials, 1988, 22: 674~692.
- [2] Mignery L A, Sun C T, Tan T M. The use of stitch to suppress delamination in laminated composites [A]. ASTM STP 876[C]. Philadelphia: American Society for Testing and Materials, 1985. 371~385.
- [3] Dransfield K, Baillie C, MAI Yiu-wing. Improving the delamination resistance of CFRP by Stitching—a review [J]. Composites Science and Technology, 1994, 50(3): 305~317.
- [4] 陈蔚, 沈宝华, 王彬彬, 等. 缝纫增强复合材料冲击损伤与冲击后压缩破坏研究[J]. 航空材料学报, 1997, 17(4): 49~53.
- [5] Hawley V. Development of stitched/RTM primary structures of transport aircraft[R]. NASA C95110-3, 1993.
- [6] 中国航空研究院. 复合材料飞机机构耐久性/损伤容限设计指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995. 305~310.
- [7] Sankar B V, Sharma S K. Effects of stitching on fracture toughness of uniweave textile graphite/epoxy laminates [R]. NASA N96-17713, 1995.

作者简介:



桂良进 男, 28岁, 1992年毕业于哈尔滨工业大学力学系, 后于中国直升机设计研究所强度室从事结构强度分析工作, 1995年于哈尔滨工业大学航天工程与力学系攻读硕士学位, 1997年考入北京航空航天大学攻读飞行器设计专业博士学位。主要研究方向: 复合材料冲击损伤。



程小全 男, 32岁, 1987年毕业于西北工业大学飞机系, 之后在中国直升机设计研究所升力系统室工作5年, 1992年到1998年到北京航空航天大学攻读硕士、博士学位, 先后师从于寇长河、酆正能二位老师, 现正在北京航空材料研究院作博士后, 从事复合材料损伤力学研究。