

文章编号:1000-6893(2009)05-0867-05

缝合复合材料可用性——含孔层合板的疲劳性能

程小全, 邹健, 张纪奎, 酆正能

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

Properties of Stitched Composite Laminates—Fatigue Performance of Composite Laminates with an Open-hole

Cheng Xiaoquan, Zou Jian, Zhang Jikui, Li Zhengneng

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

摘要: 对含孔缝合复合材料层合板的疲劳性能进行了试验研究,考察了缝合及其方向对复合材料孔板拉伸疲劳损伤扩展规律的影响。通过有限元法分析了有、无缝合复合材料含孔板的应力分布状态,对缝合复合材料孔板的拉伸疲劳损伤及其扩展机理进行了分析。研究表明,缝合改变了复合材料含孔板的拉伸疲劳损伤起始与扩展的机理,缝合方向对含孔层合板的拉伸疲劳损伤的发生与扩展有比较明显的影响。层间剪切应力对 45°缝合孔板内的损伤发生与扩展起着重要作用,而且 45°缝合孔板可能会出现孔边损伤以外的其他主要损伤区。

关键词: 复合材料层合板; 缝合; 疲劳; 刚度; 损伤扩展

中图分类号: V215.4; TB330.1 **文献标识码:** A

Abstract: Experimental study was carried out on the fatigue performance of stitched composite laminates with an open-hole, in which the effect of stitching and its direction on the tensile fatigue damage propagation rule of the composite laminates with a hole was studied. The stress distribution of non-stitched and stitched laminates with a hole was calculated through finite element method (FEM). Based on this, the mechanism of tensile fatigue damage origination and propagation of stitched laminates with a hole was analyzed. The results show that the mechanism for the tensile fatigue damage origination and propagation of laminates with a hole has been changed by stitching. Stitching direction has an obvious effect on tensile fatigue damage propagation. The interlaminar shear stress plays an important role in damage origination and propagation for 45° stitched laminates with a hole. It is likely that certain other main damage areas will arise with 45° stitched laminates with a hole in addition to the damage at the hole edge.

Key words: composite laminates; stitching; fatigue; stiffness; damage propagation

由于优越的力学性能,复合材料在现代航空航天结构上得到了广泛的应用,并且越来越多地应用于飞行器的主承力结构。复合材料的使用量已经成为衡量现代飞行器结构先进性的一个重要指标。然而,结构中常用的复合材料层合结构的层间性能较差,不同方向的相邻铺层间由于刚度不匹配而容易出现层间残余应力和应力奇异性,使得分层成为复合材料的主要损伤形式之一。这在很大程度上制约了复合材料面内高性能的发挥。

研究发现,纺织技术能比较经济有效地解决

这一问题。其中的缝合技术是通过在层合板厚度方向增加缝线来增强复合材料的层间力学性能,提高了层合板抗分层损伤的能力^[1-2]。但是,缝线的介入也导致了铺层纤维发生面内甚至面外局部弯曲、纤维断裂以及针脚处的富胶区等,从而削弱了复合材料铺层的面内力学性能。

自 20 世纪 80 年代中期开始,国内外研究者对缝合复合材料技术及缝合层合板的力学性能进行了一系列的研究,针对其特殊的结构形式建立了不少分析模型,取得了大量的研究成果,其中以缝合对复合材料层合板的面内强度与刚度、冲击损伤阻抗以及冲击后的拉伸和压缩性能的影响为主^[3-10],较少涉及到缝合对复合材料疲劳性能的影响^[11-12]。这在很大程度上影响了对缝合复合材料结构疲劳性能的了解。

收稿日期:2008-03-17; 修订日期:2008-06-18

基金项目:国家自然科学基金(10672009);航空基础科学基金(05B51044);北京航空航天大学凡舟科研基金(20060501)

通讯作者:程小全 E-mail: xiaoquan_cheng@buaa.edu.cn

本文在缝合复合材料层合板面内力学性能、湿热性能等研究的基础上^[3-4,13],通过试验进一步研究缝合对复合材料孔板 $[45/0/-45/90]_4s$ 拉伸疲劳性能的影响,并分析缝合复合材料孔板的拉伸疲劳损伤扩展机理,旨在对缝合复合材料的性能有更全面的了解,为合理利用缝合复合材料技术奠定一定的技术基础。

1 试验

1.1 试件

试件材料均为 T300 帘子布/QY9512。采用如图 1 所示的改进锁式缝合方式缝合,树脂膜熔渗(RFI)工艺成形。试件的铺层形式为 $[45/0/-45/90]_{4s}$,试件为矩形,试件长为 250 mm,宽为 38 mm,孔径为 6 mm。缝线为 Kevlar-29,其中面线为 1 400 旦尼尔,底线为 400 旦尼尔。缝合的行距为 5 mm,针距也为 5 mm。



图 1 改进的锁式缝合

Fig. 1 Modified locked stitching

试件分为 3 组:无缝孔板、 0° 缝合孔板以及 45° 缝合孔板。试件的编号及其厚度列于表 1 中。试件由北京航空制造工程研究所制造并加工。

表 1 拉伸疲劳试件

Table 1 Specimens for tensile fatigue testing

试件	缝合方向/ $^\circ$	数量	厚度/mm
T1	—	5	4.63
T2	0	3	4.68
T3	45	5	4.61

1.2 试验条件

试验在 INSTRON 8802 材料试验机上进行。采用循环正弦波加载,加载频率为 10 Hz,应力比 $R=0.1$,试验中的应力水平为相应试件破坏载荷的 80%。各组试件的拉伸破坏载荷和疲劳载荷见表 2。试验环境条件为自然干态(常态),环境温度为 $(23\pm 3)^\circ\text{C}$ 。

一定循环次数后,试件的刚度变化情况通过材料试验机随机所带的应变引伸仪测量。试件内部的损伤采用超声 C 扫描技术检测。

表 2 各组试件的拉伸强度及疲劳载荷

Table 2 Tensile strength and fatigue stress of each specimen group

试件	拉伸强度/MPa	疲劳载荷/MPa
T1	285.3	221.9
T2	294.2	230.6
T3	298.0	240.4

1.3 试验结果分析

为了了解试件疲劳损伤的发展状况,对载荷循环 5×10^5 次后的试件进行了 C 扫描(如图 2 所示)及刚度测量。

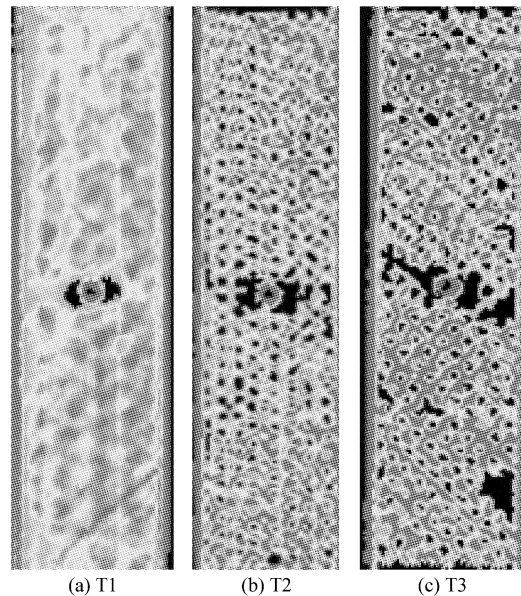


图 2 试件 5×10^5 次循环后损伤的 C 扫描结果

Fig. 2 C-scan damage of specimens after 5×10^5 cycles

图 2 是试件经历 5×10^5 次拉伸疲劳载荷循环之后的 C 扫描损伤图,其中黑色部分代表试件的损伤区域。从图 2 可以看出,各组试件损伤区域存在较大的差别。对于无缝孔板(图 2(a)),损伤起源于中心孔的两边,然后沿着垂直载荷的方向(横向)向两边扩展。与无缝层合板差别较大的地方是,缝合层合板中所有的针脚的位置都是其局部损伤源。对于 0° 缝合孔板(图 2(b)),其主要损伤区域仍起源于中心孔的两边,然后沿横向向试件两边扩展,但其面积比无缝层合板的稍大;其他针脚处的损伤均有不同程度的扩展,不过损伤区域都较小。对于 45° 缝合孔板(图 2(c)),孔边仍是损伤集中区域,其损伤程度比其他两组试件都要严重,且损伤是沿着与载荷成 45° 的方向扩展。其针脚处的损伤与 0° 缝合层

合板相比也发生了较大的变化。在板的中间区域,针脚处的损伤仍局限在较小的范围内,但相对 0° 缝合的情况,这些局部损伤的扩展更为明显。而在自由边处,由于 45° 缝合的针脚有些正好落在层合板的两侧边上,有些边缘针脚处的损伤发生了较大的扩展,成为了缝合复合材料孔板的另一个主要损伤源。

表3给出了疲劳试验前以及 5×10^5 次拉伸疲劳循环后试件中央的刚度变化情况。表中的 K_0 和 K_i 分别表示试件的初始刚度和一定循环次数后的刚度。

表3 试件刚度
Table 3 Specimen stiffness

循环次数/ 10^5	0	5	
T1	K_i/GPa	13.98	13.76
	$1 - \frac{K_i}{K_0}/\%$	—	1.6
T2	K_i/GPa	13.21	12.78
	$1 - \frac{K_i}{K_0}/\%$	—	3.2
T3	K_i/GPa	12.16	11.07
	$1 - \frac{K_i}{K_0}/\%$	—	8.9

从表3可以看出,缝合降低了含孔层合板的内面拉伸刚度,而且缝合方向对试件的初始刚度存在一定的影响。但从总体上来讲,缝合对孔板初始拉伸刚度的影响并不大。这主要是因为缝合改变了铺层纤维的准直度,而且缝合方向不同,纤维局部弯曲的程度会有一定的差别^[5]。

当载荷循环次数达到 5×10^5 时, 45° 缝合孔板的拉伸刚度下降在3组试件中最为严重, 0° 缝合孔板次之,无缝合孔板最轻。这与从C扫描中观察到的现象相吻合。

2 有限元模型与应力分析

2.1 有限元模型

本文采用了文献^[5]在研究缝合复合材料层板特性和设计方法时所建立的三维有限元细观力学模型,从缝合对孔板层间应力的影响来研究含孔缝合复合材料层合板拉伸疲劳性能的机理。

该模型假设铺层纤维在面内以正弦(或余弦)规律波动,以此考虑缝合引起的复合材料纤维面内的局部弯曲以及针脚富胶区的影响。在此基础上建立了纤维在整个面内的波动变化函数,进而构建了单层板的面内弹性模量场函数和层合板的弹性矩阵场函数。缝线在厚度方向的作用通过梁

单元进行模拟。该有限元模型能够比较准确地计算出缝线所引起的层合板的刚度变化和应力分布,并能计算缝合层合板的面内强度。

2.2 含孔层合板的应力分析

影响缝合复合材料疲劳性能的因素较多,其中包括加载方式、板内应力应变分布、缝线材料与粗细、缝合方向等等。下面对含孔缝合层合板内的应力分布情况进行分析,研究缝合针脚处的应力状态,进而讨论它们对缝合孔板疲劳性能的影响。

当孔板受单向拉伸载荷作用时,孔边纵向应力 σ_x (平行加载方向)的分布对层合板的拉伸性能起着决定性的作用。此外,研究表明,缝合可显著改善复合材料层合板的I型分层断裂韧性,能使之提高4.6~14.6倍,甚至更高,而对其II型分层断裂韧性改善程度有限^[2,10]。显然,与层间正应力相比,对于缝合层合板来说,层间剪应力的分布情况显得更为重要。因此,这里主要分析面内正应力 σ_x 和层间剪应力 τ_{xz} 的分布状态。

图3所示为有、无缝合复合材料孔板在拉伸载荷作用下的孔边正应力和层间剪应力分布的有限元计算结果^[5]。

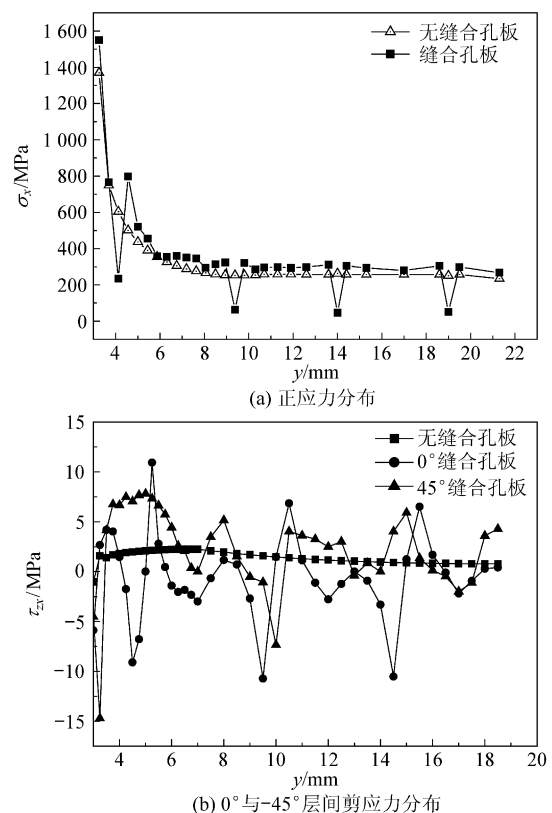


图3 孔板正应力与层间剪应力分布

Fig. 3 Normal stress and shear stress distribution of laminate with a hole

由图 3(a)可以看出,缝合对层合板孔边的正应力 σ_x 的分布有明显的影响,每个针脚位置都会出现应力降低的现象。当针脚距孔边位置较近(距孔边 1.25 mm)时,该针脚处周围区域所承受的应力水平较高,它周围的应力集中程度也比较高。远离孔边针脚处的应力水平较低,周边纤维承载区的应力比无缝合板的情况略高。

从图 3(b)可以看出,无缝合板的层间剪应力无论是量值还是变化都很小,而缝合层合板的层间剪应力在量值和变化两方面都比较大。缝合加剧了孔板 0° 与 -45° 层间剪应力 τ_{xz} 的集中程度,特别是 45° 缝合时,其孔边针脚处的应力集中程度比 0° 缝合与无缝合孔板大得多。

3 疲劳损伤机理分析

含孔层合板的应力计算结果表明,所有的层合板都出现了孔边应力集中,因此,在拉伸疲劳载荷作用下,层合板的损伤主要起源于孔边。

缝合对层合板在孔边局部区域内拉伸正应力 σ_x 的分布有比较明显的影响。但是,由于有、无缝合层合板在孔边都会出现应力集中现象,缝合引起的针脚处的局部高应力对于层合板孔边区域强度的影响并不明显。而且,在离开孔边一定距离后,针脚处的正应力反而急剧下降。因此, σ_x 在试件拉伸疲劳过程中对缝合层合板的损伤所起的作用不大。

由于缝合对层合板的 II 型分层断裂韧性的改善程度极其有限,而缝合引起的孔板层间剪应力 τ_{xz} 的变化却很大,因此,可以认为在拉伸疲劳载荷作用下,层间剪切应力是导致缝合层合板孔边损伤扩展以及针脚处损伤扩展的主要原因。而且,由于 45° 缝合所引起的针脚处的应力集中程度比 0° 缝合大,这正好可以解释 45° 缝合孔板的孔边损伤面积比 0° 缝合的大,针脚处的损伤程度也比较严重等现象。

综上所述,面内正应力 σ_x 对无缝合层合板孔边损伤的起始与扩展起着决定性的作用;而对于缝合层合板则是 σ_x 和 τ_{xz} 同时对孔边损伤的起始及其扩展发生作用,层合板其他部位的损伤发生与扩展主要是针脚处的层间剪切应力作用的结果。因此,含孔缝合层合板的拉伸疲劳损伤机理与无缝合层合板的不同。

试验结果还显示,有、无缝合试件在自由边上的损伤扩展也存在一定的差异,且在不同的缝合方向下,其损伤程度有较大的区别。其主要原因

分析如下。

对于 0° 缝合和 45° 缝合孔板,缝合在试件的自由边上可能会存在一定的差别。 0° 缝合层合板,由于其缝合方向与自由边平行,它最外面的一行针脚要么全部落在自由边上,要么都不落在自由边上。从图 2(b)中可以看出, 0° 缝合孔板最外边一行针脚的分布属于后一种情况。在实际情况中, 0° 缝合自由边处针脚的位置情形多是后者。而对于 45° 缝合层合板来说,由于其缝合方向并不与自由边平行,现在的缝合工艺很难保证不同行之间针脚位置的一致性,因此,这种层合板最外边针脚位置的分布有一定的随机性,可能会有一部分针脚处于自由边上,一部分则处于自由边附近。而且,对于 0° 缝合来说,它最外边针脚的缝线可以始终保持连续,而 45° 缝合则无法做到这一点,这会对缝合在自由边附近的增强作用产生一定的影响。

文献[5]对缝合复合材料的研究结果表明,在缝合针脚处,层板的层间正应力和剪切应力会出现集中。这对于有针脚位于自由边上的 45° 缝合层合板来说是很不利的,这些局部的应力集中与自由边处的层间应力集中相互耦合,从而加剧了该处的应力集中。再加上平行自由边的方向上缝线的不连续性,其直接后果就是造成了 45° 缝合孔板自由边上的针脚损伤随着循环次数的增加不断扩展,以致最终变成了 45° 缝合孔板的分层损伤的另一个主要损伤区。

虽然 0° 缝合针脚处的层间力也会有这样的应力集中,但由于层合板最外面的针脚并未处在自由边上,其耦合程度相对比较小,且其最外边针脚上的缝线连续,从而使孔板的边缘处层间强度比较大,因此,其自由边处的损伤相对 45° 缝合孔板而言比较小。

4 结论

对含孔缝合层合板的拉伸疲劳性能进行了初步的试验研究,分析了缝合对孔板在拉伸疲劳载荷作用下的刚度变化以及疲劳损伤机理的影响,得到以下结论:

(1) 缝合方向对含孔层合板的拉伸疲劳损伤的发生与扩展有比较明显的影响。

(2) 缝合方向对含孔层合板的初始刚度存在一定的影响,但缝合所产生的影响不大,基本上可以忽略。一定次数的循环载荷作用之后, 45° 缝合孔板的拉伸刚度下降最为严重, 0° 缝合孔板次之,

无缝孔板最轻。

(3) 有、无缝层合板的主要损伤源或损伤扩展区都在孔边,且损伤一般沿垂直载荷方向向两边扩展。

(4) 由于工艺无法保证针脚不落在层合板的自由边上,所以,45°缝合孔板在边缘处可能出现其他主要损伤源或损伤扩展区。

(5) 有、无缝孔板损伤起始与扩展的机理不同,面内正应力 σ_x 对无缝孔板起决定性的作用;面内正应力 σ_x 和层间剪应力 τ_{xz} 同时对缝合孔板发生作用,缝合板其他部位的损伤发生与扩展主要是针脚处的层间剪切应力作用的结果。

参 考 文 献

- [1] Kang T J, Lee S H. Effect of stitching on the mechanical and impact properties of woven laminate composite [J]. *Composites Materials*, 1994, 28(16): 1574-1587.
- [2] 程小全, 酆正能, 赵龙. 缝合复合材料的应用与力学性能 [J]. *高分子材料科学与工程*, 2009, 25(3): 145-149. Cheng Xiaoquan, Li Zhengneng, Zhao Long. Application and mechanical properties of stitched composite structures [J]. *Polymer Materials Science and Engineering*, 2009, 25(3): 145-149. (in Chinese)
- [3] 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. Cheng Xiaoquan, Zhao Long, Zhang Yining. Properties of stitched composite laminates—the principle properties of simple laminates [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2003, 29(11): 1001-1005. (in Chinese)
- [4] 程小全, 酆正能, 寇长河. 缝合复合材料可用性——一般层合板的基本性能 [J]. *复合材料学报*, 2004, 21(4): 71-76. Cheng Xiaoquan, Li Zhengneng, Kou Changhe. Properties of stitched composite laminates—the principal properties of general laminates [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2004, 21(4): 71-76. (in Chinese)
- [5] 陈纲. 缝合复合材料层板特性和设计方法研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2004. Chen Gang. Study on mechanical properties and design method of stitched laminates [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)
- [6] 汪海, 孙国钧, 许希武, 等. 缝合参数对复合材料板面内刚度和强度影响研究 [J]. *工程力学*, 2005, 22(6): 82-86. Wang Hai, Sun Guojun, Xu Xiwu, et al. Effects of stitching parameters on in-plane stiffness and strength of composite laminates [J]. *Engineering Mechanics*, 2005, 22(6): 82-86. (in Chinese)
- [7] Cheng X Q, Mansour A A, Li Z N. Residual strength of stitched laminates after impact [J]. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. (in Press)
- [8] 桂良进, 范子杰, 陈宗渝, 等. 缝合层合板的本构关系研究 (I): 缝合单层板有效弹性常数分析 [J]. *复合材料学报*, 2002, 19(1): 95-100. Gui Liangjin, Fan Zijie, Chen Zongyu, et al. Study on constitutive relationship of stitched laminates—analysis of effective elastic constants of stitched lamina [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2002, 19(1): 95-100. (in Chinese)
- [9] 陈纲, 酆正能, 寇长河. T300 帘子布/QY9512 缝合含孔板拉伸性能 [J]. *复合材料学报*, 2005, 22(4): 108-111. Chen Gang, Li Zhengneng, Kou Changhe. Behavior of stitched uniweave T300/QY9512 laminates (with a hole) under in-plane tension [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2005, 22(4): 108-111. (in Chinese)
- [10] 桂良进, 程小全, 寇长河, 等. 缝合对复合材料层合板强度和抗冲击性能的影响 [J]. *航空学报*, 2000, 21(4): 368-371. Gui Liangjin, Cheng Xiaoquan, Kou Changhe, et al. Effects of stitching on strength and impact damage resistance of composite laminates [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2000, 21(4): 368-371. (in Chinese)
- [11] Shan Khan M Z, Mouritz A P. Fatigue behavior of stitched GRP laminates [J]. *Composites Science and Technology*, 1996, 56(6): 695-701.
- [12] Aymerich F, Onnis R, Priolo P. Analysis of the effect of stitching on the fatigue strength of single-lap composite joints [J]. *Composites Science and Technology*, 2006, 66(2): 166-175.
- [13] 程小全, 寇长河, 酆正能. 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 [J]. *材料工程*, 2004(9): 38-41. Cheng Xiaoquan, Kou Changhe, Li Zhengneng. Properties of stitched composite laminates—post-impact compression of laminates under different environment [J]. *Journal of Materials Engineering*, 2004(9): 38-41. (in Chinese)

作者简介:

程小全(1966—) 男,博士,教授。主要研究方向:复合材料结构分析与设计技术研究。

E-mail: xiaoquan_cheng@buaa.edu.cn

(责任编辑:李铁柏,杨冬)