

# 缝合复合材料层合板拉伸疲劳损伤及其机理<sup>1)</sup>

程小全<sup>2)</sup> 杨 琨 胡仁伟 邹 健

(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191)

**摘要** 对有、无缝复合材料层合板的拉伸疲劳性能进行了试验研究, 考察了  $0^\circ$  缝合对复合材料光滑板拉伸疲劳损伤扩展规律的影响. 通过有限元素法分析了有、无缝复合材料层合板的应力状态分布情况, 对缝合复合材料层合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层合板拉伸疲劳损伤起始与扩展的机理, 针脚附近的面内正应力  $\sigma_x$  与层间剪应力的集中对层合板拉伸疲劳损伤的发生与扩展有着重要的作用, 自由边界处的层间集中应力对缝合板的疲劳性能也有影响. 自由边界处的层间集中应力是导致无缝层合板疲劳损伤及其扩展的主要原因.

**关键词** 复合材料层合板, 缝合, 拉伸疲劳, 损伤, 机理

中图分类号: TB330.1 文献标识码: A 文章编号: 0459-1879(2010)01-0132-06

## 引 言

纤维增强复合材料因其具有比刚度和比强度高、可设计性强、耐疲劳等优点而在航空航天工业中得到了广泛应用. 美国的波音 787 复合材料结构的用量达到了 50%, 欧洲空客公司的 A350XWB 复合材料的用量高达 53%, 从而使一些人认为大型民用客机结构的复合材料化时代已经到来. 但传统的纤维增强树脂基复合材料层合板属于二维结构, 在垂直于板平面的方向(厚度方向)上没有连续纤维, 完全靠树脂的粘接力来承受和传递载荷, 因此, 当受到层间力或横向冲击力作用时, 复合材料往往首先发生层间分层破坏, 进而导致复合材料层合板的面内拉伸、压缩等力学性能明显降低, 在很大程度上影响了复合材料在飞行器主承力结构中高性能的发挥.

提高复合材料层合结构层间性能的方法很多, 如采用韧性较高的改性树脂, 在层间加韧性胶膜, 采用混杂铺层等等. 研究发现, 采用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, 达到提高层合板抗分层损伤能力的目的<sup>[1,2]</sup>. 目前, 缝合/RTM 或 VARTM 技术已经在波音 787 的操纵面结构、A380 的球面端框和某导弹复合材料结构中得到了应用<sup>[3]</sup>. 但是, 缝线的介入也导致了铺层纤维发生面内与面外局部弯曲、纤

维断裂以及缝线附近的富胶区等问题, 从而削弱了复合材料铺层的面内力学性能<sup>[2]</sup>. 目前缝合复合材料已在 A380 后机身球面框结构上得到了应用.

自 20 世纪 80 年代中期开始, 国内外学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<sup>[2,4~12]</sup>, 但较少涉及到缝合对复合材料层合板疲劳性能的影响<sup>[13~16]</sup>, 目前还很少能够找到有关缝合复合材料结构疲劳性能方面的公开研究报告. 因此, 人们对缝合复合材料结构疲劳性能及其损伤机理的了解还不多.

本文在缝合复合材料层合板面内力学性能、湿热性能以及含孔缝合层合板疲劳损伤机理等研究的基础上<sup>[2,10,13]</sup>, 通过试验测试与观察以及理论分析进一步研究了缝合对复合材料光滑层合板拉伸疲劳性能的影响以及疲劳损伤扩展的机理, 旨在对缝合复合材料的力学性能有更全面的了解, 为能够有效地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

文献<sup>[13]</sup>对无缝合、 $45^\circ$ 缝合以及 $0^\circ$ 缝合 3 种

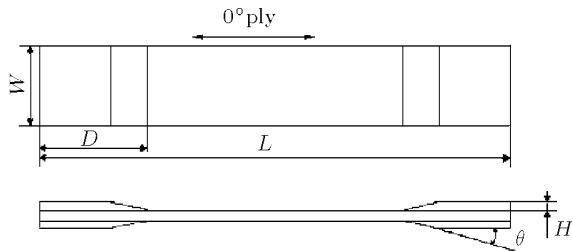
2009-01-12 收到第 1 稿, 2009-06-29 收到修改稿.

1) 国家自然科学基金(10672009), 航空基础科学基金(05B51044)和北京航空航天大学凡舟基金(20060501)资助项目.

2) E-mail: xiaoquan.cheng@buaa.edu.cn

孔板的拉伸疲劳性能进行了研究，发现 45° 缝合孔板的损伤扩展比较明显。而且由于工艺无法保证针脚不落在层合板的自由边上，45° 缝合孔板在边缘处可能出现孔边损伤以外的其它主要损伤源或损伤扩展区。也就是说，45° 缝合对孔板的拉伸疲劳性能比较不利，而 0° 缝合孔板的疲劳性能较好。因此，本文仅对 0° 缝合层合板的拉伸疲劳性能进行研究。

缝合层合板试件 T1 所用的铺层材料为 T300 帘子布/QY9512。采用改进锁式缝合方式缝合，RFI 工艺成形。试件采用准各向同性铺层形式 [45/0/-45/90]<sub>2s</sub>，缝合方向为 0°，缝线为 Kevlar-29，其中面线为 1400 旦尼尔，底线为 400 旦尼尔，缝线预紧张力很小，可以忽略不计。缝合的行距为 5 mm，针距也为 5 mm。试件形状为矩形，两端均贴有玻璃钢护片，如图 1(a) 所示。试件尺寸列于表 1 中。为了进行对比分析，同时还设计了具有相同材料相同铺层形式的无缝层合板试件 T2。无缝层合板试件的宽度为 38 mm，其他尺寸与缝合试件相同。图 1(b) 给出了 0° 缝合层合板试件的照片。



(a) 拉伸疲劳试件示意图

(a) Sketch of tension fatigue specimens



(b) 疲劳试件缝合层板

(b) Fatigue specimen of stitched laminate

图 1 拉伸疲劳试件

Fig.1 Tension fatigue specimens

表 1 试件的几何尺寸

Table 1 Dimensions of specimens

Specimen	L/mm	D/mm	W/mm	H/mm	θ/(°)
T1	230	50	25.4	2	15
T2	230	50	38	2	15

### 1.2 试验条件

试验在 INSTRON 8802 材料试验机上进行。采用正弦波循环加载，载荷频率为 10 Hz，应力比  $R = 0.1$ ，试验中的最大应力水平为相应试件静态拉伸强度的 80%。各组试件的静态拉伸强度与最大疲劳载荷见表 2 所示。

试验环境条件为自然干态，环境温度为  $23^{\circ}\text{C} \pm 3^{\circ}\text{C}$ ，相对湿度为 40%。

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

Specimen	Stitching direction	Tensile strength/MPa	Fatigue stress/MPa
T1	0°	375.92	300.76
T2	—	385.92	308.74

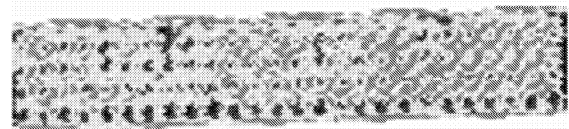
一定循环次数后，采用超声 C 扫描技术对试件内部的损伤进行无损检测。

### 1.3 试验结果分析

为了了解试件内部疲劳损伤的发展状况，对载荷循环  $1.5 \times 10^4$  次和  $9 \times 10^4$  次后的试件进行了超声 C 扫描无损检测。

图 2 是试件经历  $1.5 \times 10^4$  次拉伸循环载荷之后的 C 扫描损伤图，其中黑色部分代表试件的损伤区域。从该图中可以看出，有、无缝层合板试件的损伤情况存在较大的差别。缝合层合板中几乎所有的针脚处都出现了局部损伤(图 2(a))，且其损伤范围的大小与针脚相对于自由边的位置有较大的关系，位于或靠近自由边的针脚处的疲劳损伤明显比内部针脚处的疲劳损伤要大，试件内部针脚处的疲劳损伤局限在较小的范围内。

对于无缝层合板，如图 2(b) 所示，损伤起始于试件上端自由边缘处，损伤相对比较集中，且面积明显小于缝合层合板的情况。

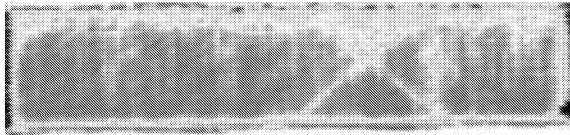


(a) 试件 T1

(a) Specimen T1

图 2 试件  $1.5 \times 10^4$  次循环后损伤的 C 扫描结果

Fig.2 C-scan damage of specimens after  $1.5 \times 10^4$  cycles



(b) 试件 T2  
(b) Specimen T2

图 2 试件  $1.5 \times 10^4$  次循环后损伤的 C 扫描结果 (续)  
Fig.2 C-scan damage of specimens after  $1.5 \times 10^4$  cycles  
(continued)

图 3 所示为循环次数增加至  $9 \times 10^4$  次时, 试件内部损伤的发展情况. 缝合板的疲劳损伤发展较快且表现复杂, 大部分针脚处的损伤沿横向 (垂直载荷的方向) 扩展, 并与其他针脚处的损伤相互连接成为较大的损伤区域. 相对而言, 针脚处损伤沿纵向 (平行载荷方向) 扩展得比较少. 但是, 损伤很小的针脚 (试件右端区域) 处损伤基本不扩展. 无缝合板的疲劳损伤基本没有扩展.



(a) 试件 T1  
(a) Specimen T1



(b) 试件 T2  
(b) Specimen T2

图 3 试件  $9 \times 10^4$  次循环后损伤的 C 扫描结果  
Fig.3 C-scan damage of specimens after  $9 \times 10^4$  cycles

循环拉伸载荷作用下, 光滑板的疲劳损伤扩展规律与孔板有很大的差别. 文献 [13] 中的研究发现,  $0^\circ$  缝合孔板主要损伤区域起源于中心孔的两边, 然后沿横向向试件两边扩展; 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. 无缝合孔板损伤同样起源于中心孔的两边, 然后沿横向向两边扩展, 损伤面积比缝合层合板的稍大.

由此可见, 缝合层合板的拉伸疲劳损伤机理与无缝合层合板有很大的差别, 与孔板情况也有很大

差别. 缝合对光滑层合板的拉伸疲劳损伤作用明显, 从这一点来看, 它削弱了层合板的疲劳性能.

## 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 [6] 在研究缝合复合材料层合板特性和设计方法时所建立的三维有限元细观力学模型, 从缝合对层合板面内和层间应力的影响来研究光滑缝合层合板拉伸疲劳损伤及其扩展的机理.

该模型假设针脚为分布在同一截面上的理想排列, 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 [2]. 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.

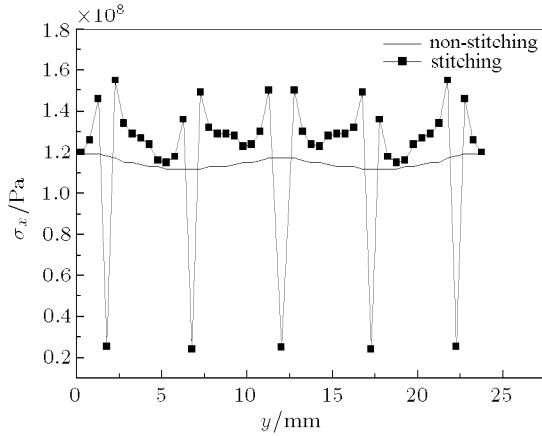
### 2.2 层合板应力分析

当层合板受单向循环拉伸载荷作用时, 板内纵向应力  $\sigma_x$  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 型层间断裂韧性, 能使之提高 4.6 到 14.6 倍, 甚至更高, 而对 II 型层间断裂韧性的改善程度却有限 [2,11]. 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  $\sigma_x$  和层间剪应力  $\tau_{yz}$ ,  $\tau_{xz}$  的分布状态.

如图 4 所示为 115 MPa 拉伸静载作用下, 有、无缝合层合板的面内平均正应力和层间剪应力分布的有限元计算结果. 其中  $y$  是试件横向的坐标.

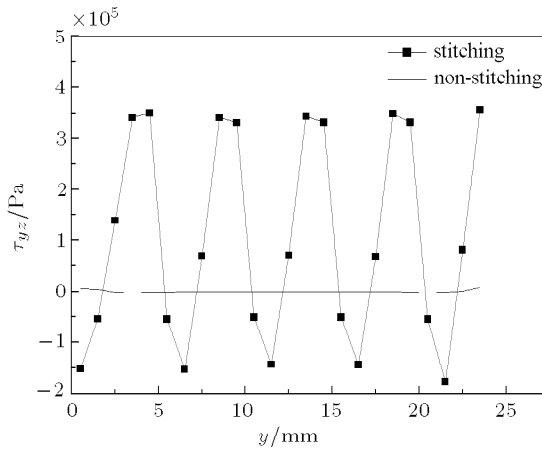
由图 4(a) 可以看出, 缝合对层合板平均正应力  $\sigma_x$  的分布有明显的影响, 每个缝线孔两边出现了应力集中, 而每个针脚的中心 (缝线中心) 却出现了应力降低的现象. 针脚周围区域所承受的应力水平比无缝合层合板的情况略高.

图 4(b) 和图 4(c) 所示为试件  $-45^\circ$  与  $0^\circ$  铺层间的层间剪切应力  $\tau_{yz}$  和  $\tau_{xz}$ . 从图中可以看出, 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. 可见, 缝合加剧了针孔边缘  $-45^\circ$  与  $0^\circ$  层间剪应力的集中程度.



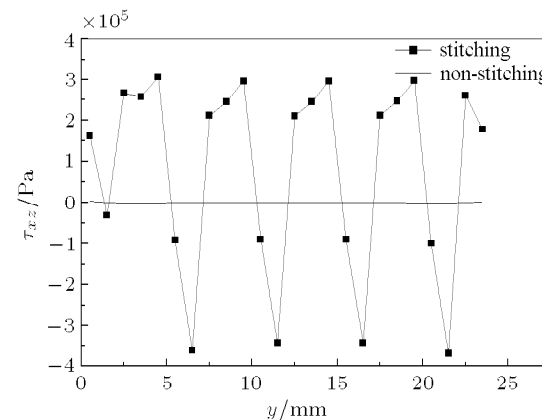
(a) 面内正应力  $\sigma_x$  的分布

(a) Distribution of inplane normal stress  $\sigma_x$



(b)  $-45^\circ$  与  $0^\circ$  铺层间的层间剪应力  $\tau_{yz}$

(b) Distribution of  $\tau_{yz}$  between  $-45^\circ$  and  $0^\circ$  ply



(c)  $-45^\circ$  与  $0^\circ$  铺层间的层间剪应力  $\tau_{xz}$

(c) Distribution of  $\tau_{xz}$  between  $-45^\circ$  and  $0^\circ$  ply

图 4 层合板的面内正应力与层间剪应力的分布

Fig.4 Inplane normal stress and interlaminar shear stress distribution of laminates

### 3 疲劳损伤机理分析

对于光滑层合板，在其自由边会出现层间正应力  $\sigma_z$  和层间剪应力  $\tau_{yz}$  集中的现象，因此，在拉伸疲劳载荷作用下，层合板在两条自由边处会首先出现损伤，然后沿着试件的纵横向向内扩展。

图 4(a) 所示的层合板横截面平均正应力  $\sigma_x$  的分布情况表明，在针脚附近  $\sigma_x$  均有应力集中，其效果如同在针脚处开了一个小孔。然而，缝线中心处的平均拉伸应力却较低。针脚区域最大应力与最小应力比高达 6 倍以上，应力变化梯度大。在这个应力梯度变化较大的区域，必定存在较大的面内剪切应力来传递缝线与层合板之间的载荷。缝线 Kevlar 纤维的浸润性不是很好，缝线与基体之间的界面比较弱，所以容易出现缝线与基体之间的界面破坏。Mouritz<sup>[16]</sup> 研究发现，在拉伸疲劳载荷作用下，针脚处基体损伤区通过磨损纤维导致纤维损伤，从而影响缝合层合板的拉伸疲劳性能。由此可见，面内正应力使缝线界面发生剪切破坏，并可导致缝线磨损断裂，因此，对缝合针脚处拉伸疲劳损伤的发生起着重要的作用。

缝合光滑板的层间剪应力  $\tau_{yz}$  和  $\tau_{xz}$  的计算结果表明，缝线中心处的层间剪应力和针脚以外的层合板区域层间剪应力出现极值，且它们的方向相反。最大剪应力与最小剪应力之比， $\tau_{yz}$  约为  $-2.3$ ， $\tau_{xz}$  接近于  $-1$ ，说明在针脚附近的区域存在较大的层间正应力。 $\tau_{yz}$  的最大值大于  $\tau_{xz}$  最大值，说明  $\tau_{yz}$  引起的层间正应力大。但是由于缝合提高了层合板的 I 型层间断裂韧性，所以该应力分量对缝合板疲劳性能的影响不大。较大的层间剪应力容易导致针脚附近的层合板发生分层扩展破坏，而且， $\tau_{yz}$  所起的作用要比  $\tau_{xz}$  的大。

试验结果显示，缝合板自由边附近针脚处的损伤与内部针脚处的损伤存在比较大的差别。这是由于在自由边界处层合板存在层间正应力和剪应力集中，该集中应力与靠近自由边的针脚区的集中应力耦合在一起，导致靠近自由边那排缝合针脚处的疲劳损伤扩展较快。因此，在设计缝合层合结构时，应当使最外面的针脚位置与自由边保持一定的距离。

对于无缝合光滑层合板，由于只在自由边界处存在层间应力集中，因此，在自由边界处比较容易出现疲劳损伤。相对缝合光滑板而言，因为除了自由边界处的集中应力外，不存在缝合损伤引起的集中

应力, 所以无缝合板的疲劳损伤起始应该比较晚, 而且扩展速度也会比较慢。

对于含孔层合板的情况, 文献 [13] 中的研究发现, 面内正应力  $\sigma_x$  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  $\sigma_x$  和层间剪应力  $\tau_{zx}$  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。

由此可见,  $0^\circ$  缝合光滑层合板与无缝光滑板、含孔缝合板的拉伸疲劳损伤机理不同。缝线的存在以及针脚对层合板的损伤, 导致面内正应力对针脚处疲劳损伤的发生起着重要的作用, 层间剪应力对针脚附近层合板分层损伤的扩展起着主要作用。针脚位置对缝合板的疲劳性能也有较大的影响。

#### 4 结 论

对  $0^\circ$  缝合与无缝光滑层合板的拉伸疲劳性能进行了试验研究, 并通过所建立的有限元模型, 分析了光滑缝合层合板拉伸疲劳损伤起始与扩展的机理, 得到以下结论:

(1)  $0^\circ$  缝合光滑层合板与无缝光滑板的拉伸疲劳损伤情况不同。光滑缝合板的疲劳损伤起源于针脚处, 并且容易向周围扩展, 而无缝合板的疲劳损伤起源于两自由边界处, 损伤起始较晚, 扩展速度比缝合板的要慢。

(2) 缝合板与无缝合板的拉伸疲劳损伤机理不同。面内正应力使缝线界面发生剪切破坏, 并可导致缝线磨损断裂, 是缝合板损伤起始的主要原因; 层间剪应力对针脚附近层合板分层损伤的扩展起着主要的作用; 层合板自由边界处的集中应力与靠近自由边的针脚区的集中应力耦合, 是导致靠近自由边那排针脚处的疲劳损伤扩展较快的原因。自由边界处的层间集中应力是导致无缝合层合板在自由边界处出现疲劳损伤的原因。

(3) 光滑缝合板与含孔缝合板的拉伸疲劳机理也有一定的差别。在缝合层合板设计中, 应当使最外面的针脚位置与自由边保持一定的距离, 以避免针脚引起的应力集中与自由边处的应力集中产生耦合, 这样可以在一定程度上改善光滑缝合层合板的拉伸疲劳性能。

#### 参 考 文 献

1 Kang TJ, Lee SH. Effect of stitching on the mechanical and impact properties of woven laminate composite. *Composites Materials*, 1994, 28 (16): 1574~1587

2 程小全, 郦正能, 赵龙. 缝合复合材料制备工艺和力学性能研究. *力学进展*, 2009, 39(1): 61~74 (Cheng Xiaoquan, Li Zhengneng, Zhao Long. Fabricating process and mechanical property research of stitched composite structures. *Advances in Mechanics*, 2009, 39(1): 61~74 (in Chinese))

3 吴志恩. 波音 787 的复合材料构件生产. *航空制造技术*, 2008, 15: 92~94 (Wu Zhien. Production for composite component of Boeing 787. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2008, 15: 92~94 (in Chinese))

4 尹昌平, 李建伟, 刘钧等. 缝合 /RTM 复合材料层合板的力学性能研究. *材料导报*, 2007, 21(11): 136~138 (Yin Changping, Li Jianwei, Liu Jun, et al. Research on mechanical properties of stitched/RTM composite laminates. *Materials Review*, 2007, 21(11): 136~138 (in Chinese))

5 魏玉卿, 张俊乾. 缝制复合材料层合板面内弹性模量分析. *力学与实践*, 2005, 27(1): 36~38 (Wei Yuqing, Zhang Junqian. On in-plane elastic modulus of stitched composite laminates. *Mechanics and Engineering*, 2005, 27(1): 36~38 (in Chinese))

6 陈纲. 缝合复合材料层板特性和设计方法研究. [博士论文]. 北京: 北京航空航天大学, 2004 (Chen Gang. Study on mechanical properties and design method of stitched laminates. [Ph D Thesis]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004 (in Chinese))

7 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. *工程力学*, 2005, 6(22): 82~86 (Wang Hai, Sun Guojun, Xu Xiwu, et al. Effects of stitching parameters on in-plane stiffness and strength of composite laminates. *Engineering Mechanics*, 2005, 6(22): 82~86 (in Chinese))

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. *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 laminates. *Acta Materialiae Compositae Sinica*, 2002, 19(1): 95~100 (in Chinese))

9 陈纲, 郦正能, 寇长河. T300 帘子布 / QY9512 缝合含孔板拉伸性能. *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. *Acta Materialiae Compositae Sinica*, 2005, 22(4): 108~111 (in Chinese))

10 Cheng Xiaoquan, Ali. Al-Mansour, Li Zhengneng. Residual strength of stitched laminates after impact. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2009, 28(14): 1679~1688

11 李晨, 许希武. 缝合复合材料层板面内局部纤维弯曲模型及剪切强度预报. *固体力学学报*, 2007, 28(3): 287~292 (Li Chen, Xu Xiwu. In-plane local fiber waviness model and prediction of shear strength of stitched laminates. *Acta Mechanica Solida Sinica*, 2007, 28(3): 287~292 (in Chinese))

12 Dransfield KA, Jain LK, Mai YW. On the effects of stitching in CFRPs-I. Mode I delamination toughness. *Composite Science and Technology*, 1998, 58(7): 815~827

13 程小全, 邹健, 张继奎等. 缝合复合材料可用性 —— 含孔层合板的疲劳性能. *航空学报*, 2009, 30(5): 867~871 (Cheng

- Xiaoquan, Zou Jian, Zhang Jikui, et al. Properties of stitched composite laminates—fatigue performance of composite laminates with an open-hole. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(5): 867~871(in Chinese)
- 14 Shan Khan MZ, Mouritz CAP. Fatigue behavior of stitched GRP laminates. *Composites Science and Technology*, 1996, 56: 695~701
- 15 Aymerich F, Onnis R, Priolo P. Analysis of the effect of stitching on the fatigue strength of single-lap composite joints. *Composites Science and Technology*, 2006, 66: 166~175
- 16 Mouritz CAP. A mechanistic approach to the properties of stitched laminates. *Material Science and Engineering*, 1989, 112(2): 157~173

(责任编辑: 刘希国)

## TENSILE FATIGUE DAMAGE AND ITS MECHANISM OF STITCHED COMPOSITE LAMINATES<sup>1)</sup>

Cheng Xiaoquan<sup>2)</sup> Yang Kun Hu Renwei Zou Jian

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

**Abstract** Stitched laminate is a new kind of composite structure to improve the interface strength of composite. But the in-plane properties of the laminate may reduce because there are local fiber bending in the laminate plane and in the thickness direction, and the damage induced by the stitching threads. A lot of researches have been carried out on the properties of laminates to push this material into engineering applications, such as in-plane tension and compression, compression after impact, hygrothermal properties, etc. But few studies have been performed on stitched composite fatigue properties. The aim of this paper is to comprehend the fatigue damage development and mechanism of stitched laminates under tensile loads. The material of the laminates was uni-weave T300/QY9512 stitched in 0° direction. Un-stitched laminates were studied for comparison with the stitched laminates.

Experimental study was carried out on the fatigue performance of stitched and non-stitched composite laminate. The finite element models were established to obtain the stress or strain distributions in the laminates. The mechanism of tensile fatigue damage origination and propagation of stitched laminates was analyzed. The results show that the tensile fatigue damage origination and propagation mechanisms of laminates have been changed by stitching. The stress concentration of in-plane stress  $\sigma_x$  and interlaminar shear stress near the stitching node plays an important role in damage origination and propagation. Stress concentration of interlaminar stress at the free sides has effect on fatigue performance of stitched laminates. The stress concentration of interlaminar stress at the free sides is the main reason that causes fatigue damage and its propagation of non-stitched laminates.

**Key words** composite laminates, stitching, tensile fatigue, damage, mechanism

Received 12 January 2009, revised 29 June 2009.

1) The project supported by the National Natural Science Foundation of China (10672009), the Aviation Basic Science Foundation (05B51044) and Fanzhou Foundation of Beijing University of Aeronautics and Astronautics (20060501).

2) E-mail: xiaoquan\_cheng@buaa.edu.cn