

# 缝合复合材料制备工艺和力学性能研究\*

程小全<sup>1,†</sup> 郇正能<sup>1</sup> 赵龙<sup>2</sup>

<sup>1</sup> 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191

<sup>2</sup> 北京航空制造工程研究所, 北京 100024

**摘要** 从缝合复合材料的工程实际应用、工艺、力学性能、分析方法等方面对缝合复合材料的制备工艺和力学性能研究发展状况进行了比较全面系统的阐述与分析, 重点介绍了缝合复合材料的各种力学性能及其强度分析模型. 在强度分析模型中, 介绍了弹性矩阵场函数和缝合复合材料强度场的概念. 缝合复合材料在结构整体性、层间性能以及低速冲击损伤阻抗等方面具有明显的优势, 克服了普通层合板层间性能以及低速冲击后压缩性能低的弱点. 但是, 缝合复合材料的工艺相对比较复杂, 缝合对层合板的部分面内力学性能存在一定的负面影响, 而且在湿热环境条件下其层间强度高的优势无法发挥. 在选用缝合时, 应根据所用层合板的铺层顺序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. 在湿热性能要求不高的结构中, 如导弹结构, 缝合复合材料已经得到了很好的应用.

**关键词** 复合材料, 缝合, 应用, 工艺, 力学性能, 强度

## 1 引言

随着先进复合材料在航空航天以及民用领域应用的不断扩展, 人们对复合材料在可设计性、比刚度、比强度、抗疲劳等方面的优越性给予了充分地肯定, 但随着应用不断扩大的同时, 传统复合材料自身的不足也开始逐渐暴露出来. 突出的问题主要有两个: 一个是较高的制造成本; 另一个是较低的损伤容限<sup>[1,2]</sup>. 航空航天领域所采用的树脂基复合材料构件大多采用预浸料方法成形. 预浸料的制备、储藏以及工艺过程繁多且复杂, 需要消耗大量的辅助材料、人力和能源, 势必带来复合材料构件的高成本. 至于损伤容限较低的原因, 主要是由于传统的树脂基复合材料各铺层之间没有纤维增强, 只是靠树脂本身起着粘接和传递载荷的作用 (这种结构通常也被称作二维层合板结构), 当受到外力作用, 特别是冲击载荷作用时, 复合材料构件往往首先产生层间破坏, 并逐渐向层内扩展, 导致整个结构出现损伤, 甚至破坏<sup>[3~5]</sup>.

为了克服传统复合材料的弱点, 扩大复合材

料的应用范围, 在过去十几年中, 结构设计、材料和工艺等部门开展了大量的研究工作. 这些工作的重点主要集中在以下两个方面:

(1) 新材料的研制和应用. 如高强度大丝束碳纤维系列 (T300、T700、T800 等)、热塑性树脂体系、增韧热固性树脂体系等的研制与使用, 以提高材料组份的强度和韧性, 并且已经取得了许多突破性的进展. 采用这些材料体系制造出来的复合材料结构具有较高的损伤阻抗和冲击后压缩强度. 但也有研究表明, 增韧热固性树脂基复合材料比脆性基体复合材料的缺口敏感性更高, 这是因为在这种具有高抗损伤能力的树脂体系中, 复合材料结构反而表现为脆性断裂的缘故.

(2) 新工艺的应用. 如树脂转移模塑成形 (resin transfer molding, RTM)、树脂膜渗透成形 (resin film infusion, RFI)、织物预成形技术、拉挤成型技术、丝束自动铺放技术等的应用. 第一代先进复合材料在航空航天领域的普遍应用, 主要是利用复合材料的比强度和比刚度高、抗疲劳、耐腐蚀、可设计性好等优点, 而很少考虑成本.

收稿日期: 2007-10-30, 修回日期: 2008-08-12

\* 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

† E-mail: xiaquan\_cheng@buaa.edu.cn

但近年来,成本对于复合材料的进一步扩大应用起到了越来越重要的作用,甚至将低成本技术作为一个专门的项目进行研究.在传统意识里,人们常常把复合材料制件昂贵的原因单一归结为材料成本过高这一因素,其实,材料成本往往只占复合材料制件成本 15% 左右,所占比例不是很高,制造成本才是总成本中最高的单项因素,因此,新工艺的研究与开发一时成了人们研究的热点.

缝合/RTM、缝合/RFI 技术是针对传统工艺方法的不足而开发出的一种全新的技术<sup>[6~10]</sup>.其原理是通过三维编织干态纤维、缝合等工艺手段,使复合材料在垂直于铺层平面的方向(Z向)得到增强,从而达到提高复合材料损伤容限能力的目的.与传统工艺方法相比,缝合/RTM(RFI)的技术优势主要表现在以下几个方面<sup>[11]</sup>:

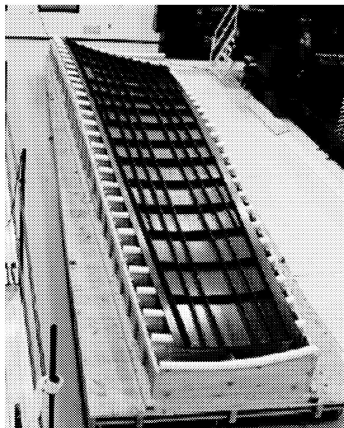
- (1) 无需制造预浸料;
- (2) 缝合技术可以提高复合材料的层间强度和冲击阻抗;
- (3) 结构整体性强,且采用无余量成形预制体技术可以减少工时和材料的浪费;
- (4) 采用真空辅助 REM (vacuum assistant resin transfer molding, VARTM) 可以减少模具费用.

## 2 缝合复合材料应用分析

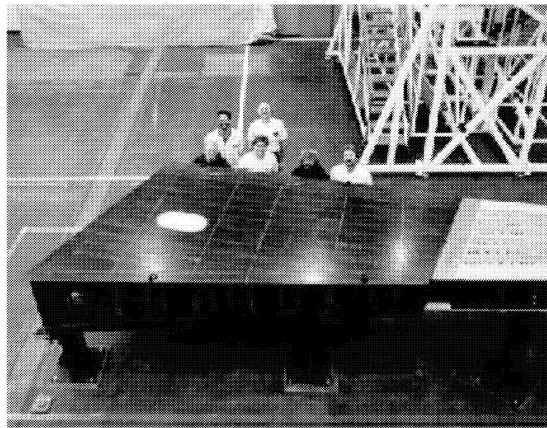
以 RTM、RFI 为代表的复合材料液体成形技术 (liquid composite molding, LCM) 自 20 世纪 80

年代出现以来,由于其工艺上具有成形效率高、成本低、污染小、适合成形复杂接头及大型复杂构件等优点而倍受人们的关注<sup>[12~17]</sup>.美国、欧洲、澳大利亚、日本等国家在该领域都开展了大量的研究工作,其中最具代表性的是美国的先进复合材料技术研究计划<sup>[18]</sup>(advanced composites technology program, ACT 计划)和先进轻型飞机机身结构计划<sup>[19]</sup>(advanced lightweight aircraft fuselage structures program, ALAFS 计划).这些计划的核心之一就是通过工艺/材料/设计的综合,实现复合材料结构的高减重和低成本.

ACT 计划是美国航空航天局 (NASA) 于 1988 年提出并开始实施的.它以发展 21 世纪高速运输机机身和机翼为牵引,选择 10 多种材料 (包括纤维、基体) 研究了 4 种不同纺织结构形式,结合 RTM 和 RFI 工艺,从基础研究到技术验证开展了系统的研究,最终目的是使这些技术得到应用.经过了 10 多年的研究, NASA 在纺织复合材料的设计/分析/制造方面积累了宝贵的经验.早在 1995 年就成功地完成了缝合/RFI 半翼展机翼壁板 (图 1(a)) 的研制,并进行了一个 200 座飞机半翼展盒段 (图 1(b)) 地面试验,该成果标志着 ACT 计划取得了突破性的进展.1998 年 10 月, NASA 发表的资料称,波音公司的第三代缝合设备研制成功,它意味着可以缝合几何尺寸更大、形状更复杂的织物预成形体,如半翼展机翼盒段、机身曲板等.



(a) 机翼壁板



(b) 机翼盒段

图 1 美国采用缝合/RFI 成形的半翼展机翼

ALAFS 是美国空军莱特试验室及美国海军航空兵总司令部联合提出的. 该计划确定了翼身整体设计、机翼结构布局、内部管路设置、机身油箱设计、梁的布置、内部筋条布置和上下大梁连续性设计等 7 大关键技术, 织物复合材料技术及 RTM、RFI 技术是实现其总体目标的主要技术途径. 最终将完成一个全尺寸的 F/A-18E/F 中机身及机翼的制造, 并将其装到 F/A-18E/F 试验机上进行新技术的演示验证.

北京航空制造工程研究所从 20 世纪 90 年代中后期开始, 在国内率先开展了缝合/RTM(RFI) 复合材料的研究, 对复合材料三维增强和 RTM、RFI 等液体成形技术开展了大量的研究工作, 在专用基体材料开发、计算机模拟仿真、复杂构型预成形体制备和 RTM、RFI 成形技术等方面均取得了突破性进展. 该研究所开发的 RTM 专用 QY8911-IV 双马来酰亚胺树脂、RFI 专用 QY9512 双马树脂

在工艺性和力学性能等方面均达到甚至超过了国外同期同类材料的水平; 开发的三维 RTM、RFI 计算机模拟软件已用于指导模具设计和工艺参数的优化. 缝合/RFI 复合材料机翼盒段壁板(图 2)、三维编织/RTM 盒型梁(图 3) 以及大尺寸、复杂构型复合材料加筋壁板(图 4) 的相继研制成功, 标志着国内缝合/RTM(RFI) 技术已日趋成熟, 并具备工程化应用的条件. 缝合技术已在某导弹复合材料结构中得到了应用.

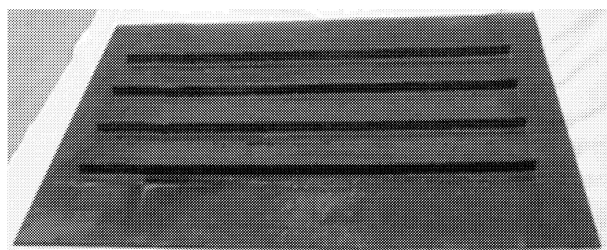


图 2 缝合/RFI 复合材料机翼盒段壁板

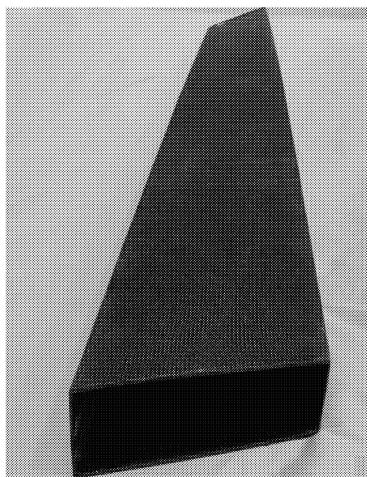


图 3 三维编织/RTM 盒型梁

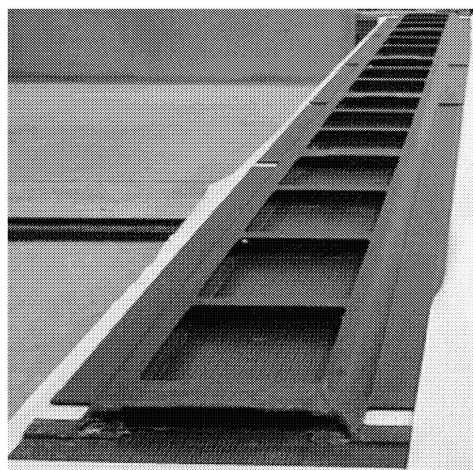


图 4 复杂构型复合材料加筋壁板

### 3 复合材料缝合工艺

#### 3.1 缝合工艺参数

缝合工艺参数是影响缝合复合材料性能的主要因素之一. 缝合工艺参数包括缝合方式、缝合密度、缝针、缝线等等.

##### 3.1.1 缝合方式

对于一般意义的缝合来说, 缝合方式主要有两种: 一种是锁式缝合(图 5(a)), 另一种是链式缝合(图 5(b)). 表 1 给出了链式缝合和锁式缝合的

工艺性能对比.

从图 5 不难看出两种缝合方式都适合纤维增强预成形体的缝合, 但两者本身又都存在一定的不足. 锁式缝合方式的不足主要表现在缝线和底线的结点在制件厚度的中间位置, 对于一般的缝合这也许不会有什么问题, 但对于复合材料来说, 结点处的应力集中很大程度上会影响复合材料性能的提高, 因此必须加以改进. 改进后的锁式缝法(图 5(c)) 结点在制件表面, 留在里面的缝线是没有结点的一条直缝线; 从受力的角度来说这是最好的.

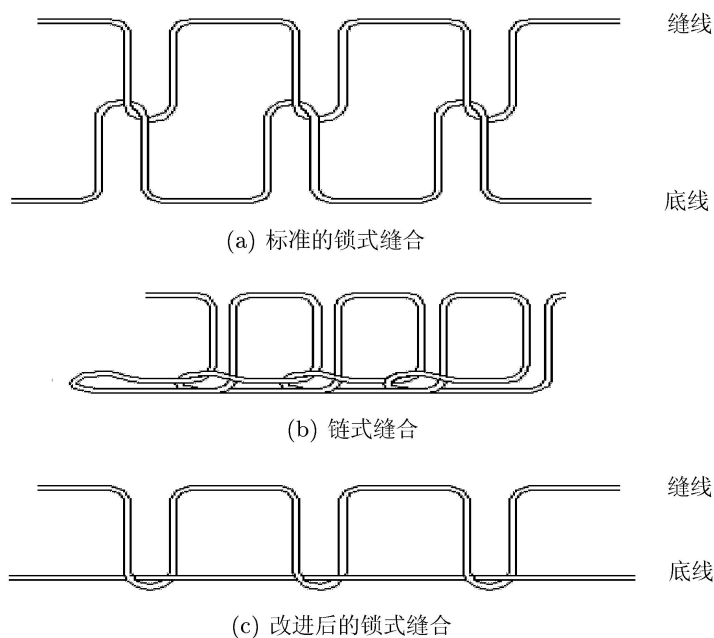


图 5 3 种缝合方式示意图

表 1 不同缝合方式的工艺性能对比

对比内容	链式缝合	锁式缝合
缝合效率	单线缝合而不需要更换底线, 缝合效率高	底线更换频繁, 缝合效率较低
缝线张力	不可调	可调
适用的预制体形式	(1) 平面、曲面及各种复杂形状的预制体; (2) 缝合后不需要修整的预制体	(1) 平面、单曲面和曲率较小的双曲面预制体 (2) 缝合后的预制体可能需要修整
对复合材料性能的影响	与锁式缝合方式的影响相当	与链式缝合方式的影响相当
固化变形	上下表面缝线不对称, 固化后复合材料构件变形较大	上下表面缝线对称, 固化后复合材料构件变形较小
缝合重量增加量	重量增加较多, 对复合材料减重影响较大	重量增加较少, 对复合材料减重影响较小

### 3.1.2 缝合密度 (行距 $\times$ 针距)

缝合增强了复合材料的层间剪切强度, 使层间损伤机理发生改变, 由原来的基体剪切破坏变成缝线的剪切和拉伸破坏. 但是, 缝合密度存在一个最优值, 如图 6 所示, 如果超过这个值, 不仅会降低层合板的面内力学性能, 对板的层间剪切性能也不利 [20].

缝合提高了复合材料层合板的层间性能, 对低速冲击后压缩强度 (CAI 值) 的提高有较大贡献, 但在对干态纤维进行缝合的同时, 缝针也会对层合板的纤维造成一定程度的损伤, 并改变纤维的准直度. 缝合密度越大, 纤维非准直度和损伤程度就越严重, 因此, 为使复合材料缝合后达到最佳性能状态, 选择适当的缝合密度是非常重要的. 图 7 和

图 8 分别给出了缝合密度与复合材料层合板的压缩强度及层间断裂韧性  $G_{IC}$  的关系曲线 [21].

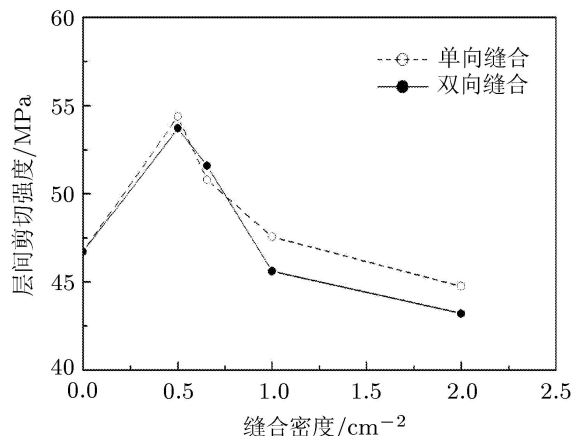


图 6 缝合密度对层合板层间剪切强度的影响

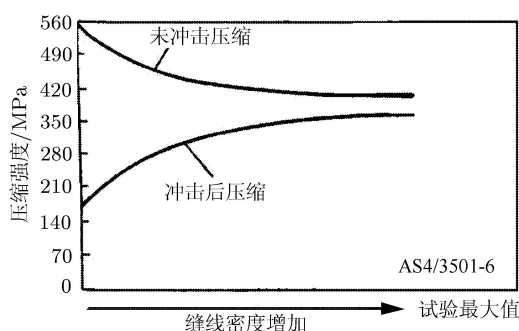
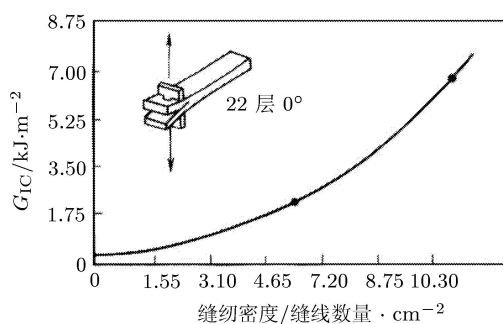


图 7 缝合密度对层合板压缩强度的影响

图 8 缝合密度对层间断裂韧性  $G_{IC}$  的影响

### 3.1.3 缝针

由于缝合过程中缝针对纤维会造成一定程度的损伤, 针尖太锋利, 纤维容易被切断; 反之, 针尖太钝, 针尖进入纤维的阻力太大, 不利于缝合的效率提高, 因此, 缝针针尖的锋利程度要适中。

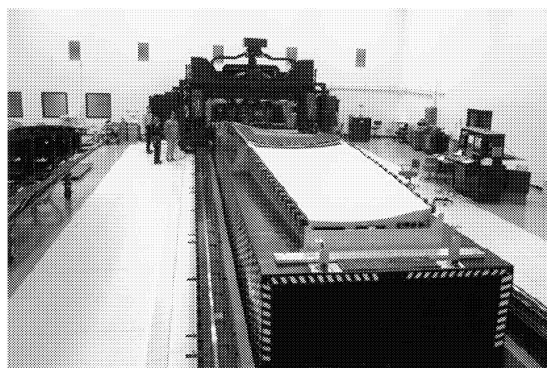
### 3.1.4 缝线

就一般意义而言, 缝线可以是能进行缝合操作的任何纤维。但对于航空航天类复合材料构件, 由于其特殊的性能要求, 应该考虑采用高性能纤维进行缝合, 如碳纤维、玻璃纤维、芳纶纤维等。碳纤维一般较脆, 缝合过程中很容易产生断线、起毛, 在目前条件下还不易进行缝合操作, 它的应用也受到了限制。但考虑到与碳纤维复合材料的匹配性, 用碳纤维作缝线是最恰当的, 因此, 在以后的工作中, 应力求通过对缝合设备改进或对碳纤维表面进行适当处理, 来实现碳纤维作为缝线的应用。目前只有芳纶纤维因为其特殊的耐磨性、良

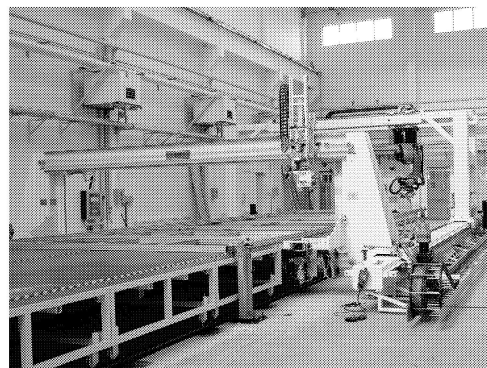
好的抗冲击韧性和较低的纤维密度, 在缝合中得到广泛应用。

## 3.2 缝合设备

为了适应缝合/RFI、缝合/RTM 技术的发展, 国内外在缝合设备的研制和开发方面投入了大量的人力和物力, 从最初的工业缝合机发展到了采用计算机控制的大型缝合设备, 因此无论是缝合速度、缝合规模以及缝合质量都得到了大幅度提高。图 9(a) 为 ACT 计划投巨资研制开发的具有 38 个可控自由度的大型缝合设备, 它不仅能够实现单曲面预成形体的缝合, 而且可以实现各种复杂曲面预制体的缝合。图 9(b) 为中国航空制造工程研究所联合国内缝合设备专业生产厂家共同研制的我国第一台专门用于复合材料预成形体缝合的设备, 其有效工作面积为  $2\text{m}\times 4\text{m}$ , 最大缝合厚度可达 20 mm。



(a) 国外最新一代数控缝合设备



(b) 国内自行研制的巨型缝合设备

图 9 国内外缝合设备

## 4 缝合复合材料的力学性能

### 4.1 厚度对缝合板力学性能的影响

人们在评定缝合层合板性能优劣的过程中,

通常以同类的无缝层合板作为基准进行比较, 但是, 有、无缝层合板在纤维与基体构成的组份上通常存在差异。差异的大小直接影响到评判的结果, 较大的差异会使得性能的比较失去意义, 如

图 10 和图 11 所示. 因此, 在研究缝合对层合板力学性能影响的同时, 应首先考虑有、无缝合层板力学性能的可比性.

通常情况下, 有、无缝合层板的厚度能够直接反映层合板的纤维体积含量. 例如, 假设层板内的空隙率为 0, 采用图 5(c) 所示的改进锁式缝合方式缝合, 缝线材料为 Kevlar29, 缝线 1400 旦尼尔, 底线 400 旦尼尔, 缝合针距  $\times$  行距为 5 mm $\times$ 5 mm,

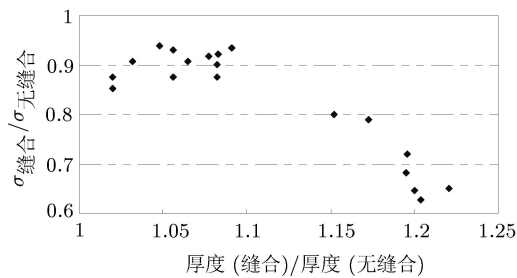


图 10 厚度增幅对缝合板拉伸强度的影响 [22,23]

如果无缝合层板厚度为 2 mm, 则当缝合层板的厚度与无缝合层板的厚度比值为 1:1.02 时, 可认为有、无缝合层板的纤维体积含量相当. 在现有的工艺水平下, 缝合层合板厚度增幅为 5% 较为理想 [22,23]. 然而, 一方面工程实际中缝合板的厚度很难精确控制, 另一方面现有缝合复合材料力学性能的研究基本不考虑此因素, 这给缝合板的性能研究带来了一定的偏差, 甚至出现相反的结果.

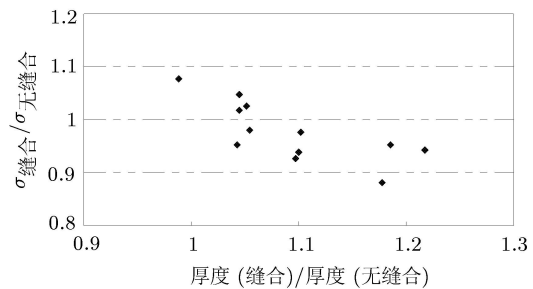


图 11 厚度增幅对缝合板压缩强度的影响 [22,23]

## 4.2 缝合板的弹性模量

缝合对单向层合板的拉压弹性模量的作用不定, 有可能使其增加, 也有可能使其减少, 然而这些影响不大, 在工程分析中通常不考虑缝合对单向铺层弹性模量的影响. 偏轴后缝合层合板的拉压弹性模量满足偏轴转换关系. 缝合对单向层合板的泊松比影响较大, 而且偏轴后缝合层合板的泊松比不满足偏轴转换关系 [24]. 缝合使单向铺层面内纵横剪切模量的下降率不超过 4% [25].

缝合提高了层合板厚度方向的弹性模量. 通常情况下, 面内拉压弹性模量比无缝合板降低 15% 左右, 而且随着缝合密度的增加层合板面内压缩模量的降低幅度可超过 20%. 但是, 也有一些研究结果表明, 缝合不会降低面内弹性模量, 甚至会使层合板的面内模量略有提高 [22].

缝合复合材料面内弹性模量取决于铺层纤维的轴向模量和各方向铺层的纤维体积含量. 然而, 缝合改变了铺层的纤维体积含量, 影响了纤维的准直性, 并且造成了铺层纤维的断裂, 这些是缝合降低层合板面内模量的 3 个主要因素. 在这 3 个因素中, 铺层纤维断裂的影响最微弱, 这是因为在典型的层合复合材料结构中, 断裂纤维内部的载荷传递给周围 0.1 mm 左右范围内的无损伤纤维, 只有当纤维断裂平均间距低于 0.5 mm 时才会造成面内弹性模量的明显下降. 而实际上, 缝合复合材料

中纤维断裂的间距通常在 3~10 mm 之间, 而且断裂纤维的含量也不超过 0.5% [26].

缝合以及固化过程中, 铺层纤维的约束条件是影响缝合板纤维体积含量的一个关键因素. 一般缝合结构的面内宽度是固定不变的, 结构的厚度可以通过模具来保证, 所制造的缝合板厚度的增幅情况就能反映出缝合板纤维体积含量的差异. 如果缝合板纤维体积含量不受缝合的影响, 那么其面内弹性模量的降低就完全取决于纤维的非准直度. 实践证明, 在缝合层合板针脚附近纤维存在局部弯曲, 因而使层合板的总体刚度和弹性模量有所下降. 但是, 弹性模量下降的程度并不大, 因此在一般情况下, 可以忽略缝合对层合板面内拉压弹性模量的影响.

## 4.3 缝合板的层间性能

缝合密度较小时, 缝合可以提高层合板的层间剪切强度; 而缝合密度较大时, 由于针脚处的缝合损伤和应力集中, 反而使剪切强度有所降低. 剪切强度开始下降的缝合密度取决于铺层顺序和缝合参数 [27].

缝合对层合板层间断裂韧性的提高有非常重要的作用. 缝合板的 I 型层间断裂韧性  $G_{IC}$  受缝线材料的影响, 但是与无缝合层板相比,  $G_{IC}$  一般都可以提高 10 倍以上 [28]. 缝合对 II 型层间断裂韧性  $G_{IIC}$  也有较大影响. 增加缝合密度、缝线强

度,降低缝线的杨氏模量,增加试件的厚度及轴向刚度,均可提高试件的  $G_{IIc}$  值。

#### 4.4 缝合板的冲击损伤阻抗及冲击后的拉压性能

缝合没有提高冲击过程中的分层损伤的起始载荷,但是有效地抑制了冲击过程中分层损伤的扩展。缝合使层合板低速冲击后的分层损伤面积明显减小,缝合针距、行距以及冲击点与针脚的相对位置对冲击分层损伤的形状和大小有明显的影响。

缝合层合板的高速冲击损伤被有效地控制在针脚所围成的区域内,而无缝合层板的高速冲击穿透区域较大。

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。随着铺层材料、缝合参数等因素的变化,缝合板的  $CAI$  值提高的程度不等,一般在 40% 以上,有的甚至可达 400%<sup>[29~31]</sup>。

缝合层合板冲击后的拉伸强度略高于无缝合层合板。拉伸载荷作用下,纤维断裂和基体开裂是导致层合板破坏的主要因素,而分层损伤变成了次要因素。与无缝合层合板相比,缝合层合板的拉伸强度提高了 4%~14%。无论是缝合层合板还是无缝合层合板,冲击所引起的分层损伤在拉伸载荷作用下基本不发生扩展。缝合层合板的破坏现象与无缝合层合板基本相同,在接近拉伸破坏载荷时试件不断发出响声,试件断口接近一条直线,在其附近伴有小面积的分层损伤。也就是说低速冲击后层合板的拉伸破坏属于强度破坏<sup>[32,33]</sup>。

#### 4.5 缝合板的面内强度

缝合改变了单向层合板的拉伸破坏机制,使层合板的拉伸强度降低,对强度的影响很大。其中以缝合方向与铺层方向相同的情况最为严重。缝合使单向层合板的压缩强度有时增加有时减少,其中以对  $0^\circ$  单向层合板的影响最大,强度减幅高达 24%;对  $90^\circ$  单向层合板几乎没有影响。缝合方向对压缩强度的影响并不明显<sup>[24]</sup>。缝合使铺层的面内纵横剪切强度下降幅度在 14% 左右<sup>[25]</sup>。

缝合以及缝合方向对正交对称层合板的拉伸强度有较大的影响, $0^\circ$  缝合引起的强度降最小, $45^\circ$  和  $90^\circ$  缝合引起的强度降基本相同,说明  $0^\circ$  缝合对正交对称层合板的拉伸性能比较有利。缝合正交对称层合板中铺层的拉伸破坏机理与缝合

单向层合板的破坏机理不同,因此不能用缝合单向层合板的强度作为正交层合板内铺层的强度极限<sup>[24]</sup>。

缝合层合板的拉伸破坏是一个较为短暂的不稳定过程,初始破坏载荷与最终的断裂载荷比较接近(缝合层合板的初始损伤载荷大约是破坏载荷的 80%,无缝合时约为 90%),缝合造成的针脚附近纤维弯曲和应力集中在层合板的损伤过程中起着主导作用,它使得缝合层合板的初始损伤载荷降低,同时也增加了未损伤区域的承载负担,导致了最终拉伸强度的下降。

孔板拉伸破坏的特点与光滑层合板不同。孔板损伤起始于孔边的应力集中区,初始损伤载荷与最终破坏载荷相差较大(无缝合孔板的初始损伤载荷大约是破坏载荷的 60%,含孔缝合板的初始损伤载荷基本上在破坏载荷的 50%~65% 之间)。尽管缝合板针脚附近存在局部应力集中,但孔边应力始终最大,孔边仍就是损伤的发源地,缝合对应力集中程度的改变,只能影响初始损伤载荷,而不能用于解释其对拉伸破坏强度有决定性影响。缝合密度、针脚位置以及缝线半径对孔板的拉伸强度有较大影响。当缝合密度较高,缝线半径过大,纤维弯曲严重时,孔板的拉伸强度同样会明显下降;而在缝线半径小,缝合密度低,纤维弯曲程度不严重的情况下,孔板的拉伸强度表现出不受缝合影响的现象<sup>[22,34]</sup>。

研究发现,层间分层扩展是无缝合层合板面内压缩破坏中的主要损伤形式,而在相应的缝合层合板中,分层损伤得到了有效地抑制。但是,缝合引起铺层纤维的弯曲对层合板的压缩性能造成了不利的影 响。在缝合层合板厚度增幅不大的情况下,有、无缝合层合板压缩强度基本相当。缝合层合板的压缩破坏过程中,分层损伤得到有效抑制,纤维断裂成为主要的破坏模式;缝合参数对以纤维断裂为主的缝合板压缩强度有一定的影响,特别是当缝线变粗时,层合板的压缩强度明显降低<sup>[23]</sup>。缝合明显提高了孔板的压缩强度。缝线针脚的位置和缝线半径对孔板压缩强度有影响,但影响的程度不大<sup>[22,35]</sup>。

弯曲过程中无缝合层合板的受压面存在明显的分层扩展破坏,受拉面为纤维断裂破坏。然而,缝合板的分层损伤得到了有效的抑制,因此,纤维断裂就成为缝合板弯曲破坏的主要形式。缝合对层合板弯曲强度的降低程度不受缝合密度的影响,

降低幅度一般不超过 20%<sup>[36,37]</sup>.

#### 4.6 缝合板的疲劳特性

缝合降低了层合板的拉伸疲劳寿命. 在拉伸疲劳载荷作用下, 弯曲纤维束中的轴向剪切力导致基体损伤, 基体损伤区通过磨损纤维最终导致了纤维的损伤, 从而影响了缝合层合板的拉伸疲劳特性<sup>[38]</sup>.

缝合降低了层板的压-压疲劳性能. 无缝层合板内平行于载荷方向的铺层比例的多少决定了其压-压疲劳特性的优劣, 但是, 对于缝合层合板, 由于缝合造成了面内纤维弯曲, 使得它在压-压循环载荷下易于出现纤维折皱, 所以其压-压疲劳特性劣于无缝层合板<sup>[39]</sup>. 缝合对分层扩展的抑制作用改变了疲劳破坏的模式, 在压缩疲劳载荷作用下, 无缝层合板疲劳损伤主要为分层扩展, 而缝合层合板的破坏模式为斜向剪切破坏<sup>[40]</sup>.

缝合对孔板拉伸疲劳损伤的扩展有明显的影 响. 45° 缝合板比 0° 和 90° 缝合板的孔边分层损伤更严重, 因为 45° 缝合时, 其孔边应力集中的程度与范围都比无缝合、0° 缝合大得多. 缝合方向不同, 缝合针脚在试件自由边附近的分布位置会不一样, 而针脚损伤对孔板自由边的疲劳损伤及其扩展有重要影响<sup>[41]</sup>.

#### 4.7 缝合板的湿热性能

湿热条件没有引起有、无缝层合板的破坏机理变化, 也没有降低缝合层合板和孔板的拉伸强度. 与同条件下的无缝层合板相比, 湿热条件对缝合层合板的压缩强度的影响较为严重; 湿热条件下缝合孔板压缩强度与无缝孔板相当. 湿热条件对缝合层合板压缩性能的不利影响主要源于对缝线纤维与基体之间界面性能的影响, 并且湿热环境对不同铺层顺序的缝合层合板压缩强度影响程度不同, 因此, 改善缝线纤维与基体之间的界面性能, 设计合适的铺层顺序, 是提高缝合层合板湿热压缩性能的关键<sup>[42~44]</sup>.

缝合抑制了层合板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, 在高温湿态环境下缝合使层合板面内压缩性能明显下降, 层合板冲击后压缩的纤维断裂破坏形式致使缝合层合板层间性能高的优越性不能够发挥, 因此, 湿热环境下有、无缝层合板的 CAI 值基本相同; 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; 缝合板湿热条件下的冲击后压缩性能与层板铺层顺序相关<sup>[28]</sup>.

#### 4.8 缝合板的机械连接性能

对单搭和双搭缝合层合板单钉连接挤压强度的研究表明: 当针脚在钉孔受挤压边缘时, 可以看作是钉孔的一个初始损伤, 对连接的挤压强度产生不利的影 响. 只有当针脚距离钉孔受挤压边缘较远时, 缝合层合板才显示出好于普通层合板的机械连接性能. 同时, 在湿热环境下其初始挤压强度值和最终挤压强度值均有显著的下降. 另外, 铺层顺序和层合板几何尺寸对缝合层合板连接强度也有一定的影响, 但都不如上两条因素严重<sup>[45,46]</sup>.

### 5 缝合复合材料层合板细观力学模型

对于缝合复合材料的力学性能, 国内外学者大都采用试验方法进行研究; 理论方面的研究工作基本上都集中在缝合复合材料的面内刚度或弹性模量上, 尚未提出合理而有效的缝合复合材料强度的分析方法<sup>[22,32]</sup>, 因此, 尽管研究者通过试验研究了缝合参数对复合材料面内强度的影响, 他们也无法对自己的试验结果作出合理的解释, 其成果也就无法作为缝合复合材料设计的依据. 文<sup>[22,32,41,46]</sup>提出了“弹性矩阵场函数”和“铺层强度场”这两个新概念, 将缝线引起的铺层纤维体积含量看成是一个非均匀的场, 因此缝合铺层内的弹性模量和强度也都是非均匀的. 然后, 利用有限元素法, 解决了缝合复合材料层合板的面内强度与刚度、低速冲击损伤、湿热性能、机械连接挤压强度等的计算问题, 计算结果得到了试验的验证. 具体的计算方法可参阅文献<sup>[22,32,41,46]</sup>, 这里仅对弹性矩阵场函数和铺层强度场进行介绍.

对于缝合层合板低速冲击后的拉伸和压缩强度, Cheng 等<sup>[33]</sup>建立了软化夹杂模型, 将低速冲击损伤表征为形状规则的软化夹杂, 然后利用点应力判据和损伤区纤维断裂判据对其进行破坏判断, 取得了很好的效果. 具体计算方法见文献<sup>[33]</sup>.

#### 5.1 弹性矩阵场函数

由于缝合针脚的影响, 铺层纤维在面内呈周期性的波状弯曲, 假设铺层纤维在面内以正弦(或余弦)规律波动. 在此假设基础上, 建立纤维在整



个面内的波动函数，根据面内各点的纤维波动情况来确定纤维体积含量和纤维方向，从而得到了层板的面内弹性矩阵场函数。

该模型在建立面内弹性矩阵场函数的过程中要求纤维的面内波动具有规律性，以便函数表达式的建立，因此该模型都是以缝合针脚在缝合方向上平行排列为前提的。在此前提下，当在缝合方

向与铺层方向成垂直或者平行时其规律性比较明显，如图 12 所示；而当铺层方向与缝合方向成 45° 时，面内纤维波动只有在缝合针距等于行距的情况下表现出明显的规律性，如图 13 所示。图 12 和图 13 是具有代表性的两种纤维弯曲分布形式，其他情况下的纤维弯曲规律与这两种情况具有相似性。下面将对这两种情况进行详细的分析。

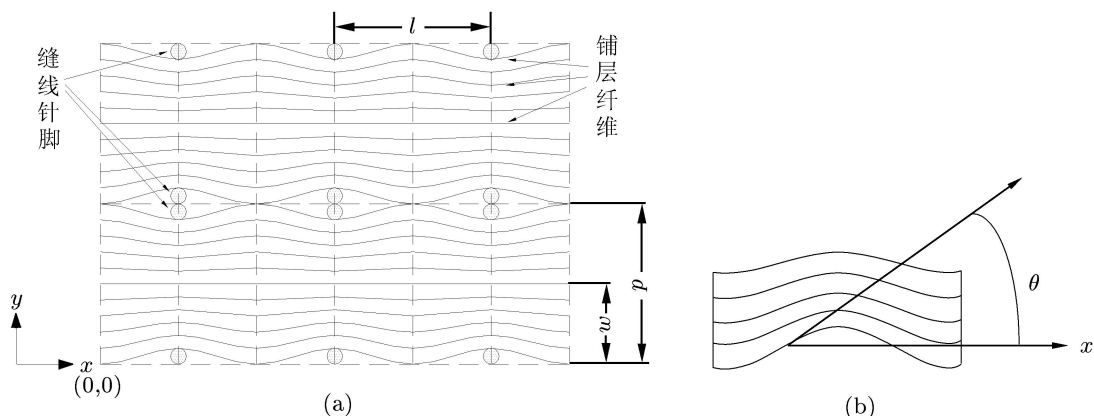


图 12 缝合方向与铺层方向垂直

5.1.1 铺层方向与缝合方向垂直

以图 12 为例，坐标原点如图中所示。设缝合针距、行距和缝线半径分别为  $p$ 、 $l$  和  $a$ ，并令： $w = p/2$ 。则纤维在整个面内的波动函数为

$$\varphi(x, y) = \begin{cases} a \left[ 1 - M\left(\frac{y}{w}\right) \right] \sin\left(\frac{2\pi x}{l} - \frac{\pi}{2}\right) & 2nw \leq y < (2n+1)w \\ -M\left(\frac{y}{w}\right) a \sin\left(\frac{2\pi x}{l} - \frac{\pi}{2}\right) & (2n-1)w \leq y < 2nw \\ n = 0, 1, 2, \dots \end{cases} \quad (1)$$

式中， $M(y/w)$  表示对  $y/w$  取余数。纤维的某切点与  $x$  轴之间的夹角  $\theta$  (如图 12(b) 所示) 则可表示为

$$\theta = \begin{cases} \tan^{-1} \left[ \frac{2\pi a}{l} \left( 1 - M\left(\frac{y}{w}\right) \right) \cos\left(\frac{2\pi x}{l} - \frac{\pi}{2}\right) \right] & 2nw \leq y < (2n+1)w \\ \tan^{-1} \left[ -M\left(\frac{y}{w}\right) \frac{2\pi a}{l} \cos\left(\frac{2\pi x}{l} - \frac{\pi}{2}\right) \right] & (2n-1)w \leq y < 2nw \\ n = 0, 1, 2, \dots \end{cases} \quad (2)$$

显然，在针脚附近的“枣核”形区域内无铺层纤维，该区域由基体和缝线填充，其面内位置表述

为

$$\begin{aligned} M\left(\frac{y}{w}\right) &< a - a \cdot \cos\left[\frac{2\pi \cdot M\left(\frac{x}{l}\right)}{l}\right] & 2nw \leq y < (2n+1)w \\ M\left(\frac{y}{w}\right) &> w - a + a \cdot \cos\left[\frac{2\pi \cdot M\left(\frac{x}{l}\right)}{l}\right] & (2n-1)w \leq y < 2nw \\ & & n = 0, 1, 2, \dots \end{aligned} \quad (3)$$

式中， $M(y/w)$ 、 $M(x/l)$  分别表示对  $y/w$ 、 $x/l$  取余数。

由于缝线的引入带来了纤维面内弯曲，使得在图 12 所示的区域中各点的纤维体积含量产生了变化。假设铺层纤维在  $y$  方向上是均匀排列，则在整个面内纤维的体积含量是  $x$  的函数

$$V_f(x) = \frac{V_f^* w}{w - a \sin\left(\frac{2\pi x}{l} - \frac{\pi}{2}\right) - a} \quad (4)$$

式中， $V_f^*$  是无缝合时铺层纤维体积含量。需要指出的是，纤维的体积含量必存在上限  $V_{f \max}$ 。由式 (4)，当  $x = l/2$  时， $V_f(x)$  取最大值。因此模型

几何参数  $w$ 、 $a$  和无缝合时纤维体积含量  $V_f^*$  之间必须满足下式

$$V_f(x) = \frac{V_f^* w}{w - 2a} \leq V_{f \max} \quad (5)$$

因此, 必须

$$a \leq \frac{p}{4} \left( 1 - \frac{V_f^*}{V_{f \max}} \right) \quad (6)$$

也就是说, 如果缝合针距  $p$  和缝线半径  $a$  不满足上式, 则缝线与铺层纤维存在空间上的矛盾, 即实

际缝合时, 在缝合方向的相邻针脚之间, 铺层纤维被挤拢, 以致缝合后超出原来的厚度.

### 5.1.2 铺层方向与缝合方向成 $45^\circ$

以图 13 为例, 坐标原点如图中所示. 若将示图顺时针旋转  $45^\circ$ , 则可看出纤维在面内具有明显的波动周期性, 设缝合针距、行距和缝线半径分别为  $p$ 、 $q$  和  $r$ , 令:  $l = \sqrt{p^2 + q^2}$ ,  $w = \frac{pq}{\sqrt{p^2 + q^2}}$ ,

$a = \frac{r}{2} \left( 1 + \frac{p}{\sqrt{p^2 + q^2}} \right)$ . 整个面内纤维方向与  $x$  轴的夹角可写为

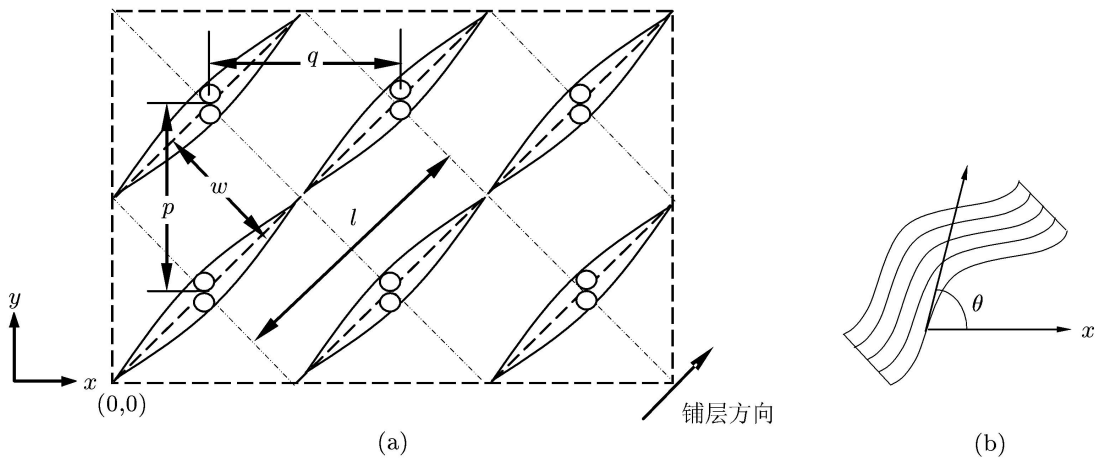


图 13 缝合方向与铺层方向成  $45^\circ$

$$\theta = 45^\circ + \tan^{-1} \left\{ \frac{2\pi a}{l} \left( -\frac{L_2}{|L_2|} \right)^{N(L_2/w)} \cos \left( \frac{2\pi L_1}{l} - \frac{\pi}{2} \right) \right\} \quad (7)$$

式中

$$L_1 = \frac{x+y}{\sqrt{2}}, \quad L_2 = \frac{y-x}{\sqrt{2}} \quad (8)$$

$N(L_2/w)$  表示取  $L_2/w$  的整数部分. 整个面内的铺层纤维体积含量为

$$V_f = \frac{V_f^* w}{w - 2a} \quad (9)$$

与缝合方向垂直于铺层方向相同时的情况相同, 纤维的体积含量也必存在上限  $V_{f \max}$ . 因此模型几何参数  $w$ 、 $a$  和无缝合时纤维体积含量  $V_f^*$  之间必须满足下式

$$V_f = \frac{V_f^* w}{w - 2a} \leq V_{f \max} \quad (10)$$

因此

$$a \leq \frac{w}{2} \left( 1 - \frac{V_f^*}{V_{f \max}} \right) \quad (11)$$

因为缝合的针距与行距相同, 式 (11) 可表示为

$$a \leq \frac{\sqrt{2}}{4} p \left( 1 - \frac{V_f^*}{V_{f \max}} \right) \quad (12)$$

在图 13 所示的区域内同样存在基体和缝线填充的枣核形区域, 该区域位置可如下表示

$$\begin{aligned} M \left( \frac{L_2}{w} \right) &< a - a \cdot \cos \left( \frac{2\pi \cdot L_1}{l} \right) \\ M \left( \frac{L_2}{w} \right) &> w - a - a \cdot \cos \left( \frac{2\pi \cdot L_1}{l} \right) \\ 2nw &\leq L_2 < (2n+1)w \\ M \left( \frac{L_2}{w} \right) &< a + a \cdot \cos \left( \frac{2\pi \cdot L_1}{l} \right) \\ M \left( \frac{L_2}{w} \right) &> w - a + a \cdot \cos \left( \frac{2\pi \cdot L_1}{l} \right) \\ (2n-1)w &\leq L_2 < 2nw \\ n &= 0, 1, 2, \dots \end{aligned} \quad (13)$$

式中  $M(L_2/w)$  表示对  $L_2/w$  取余数.

建立了纤维弯曲后面内的纤维体积含量函数后, 纤维弯曲区域内 (除去基体和缝线填充的枣核形区域) 的主方向弹性常数  $E_1$ 、 $E_2$ 、 $G_{12}$  和  $\nu_{12}$  也就成了坐标  $x$  的函数. 按下式可以由组分材料性能得到面内的弹性常数场函数

$$E_1(x) = E_f V_f(x) + E_m [1 - V_f(x)]$$

$$\begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{pmatrix} \quad (15)$$

式中的模量分量为

$$C_{11} = (1 - \nu_{32}\nu_{23}) / [E_2(x) E_3 \Delta] \quad (16)$$

$$C_{12} = [\nu_{12}(x) + \nu_{32}\nu_{13}] / [E_2(x) E_3 \Delta] \quad (17)$$

$$C_{13} = [\nu_{13} + \nu_{12}(x) \nu_{23}] / [E_2(x) E_3 \Delta] \quad (18)$$

$$C_{22} = (1 - \nu_{13}\nu_{31}) / [E_1(x) E_3 \Delta] \quad (19)$$

$$C_{23} = [\nu_{23} + \nu_{21}(x) \nu_{13}] / [E_1(x) E_3 \Delta] \quad (20)$$

$$\begin{aligned} E_2(x) &= \frac{E_f E_m}{E_f [1 - V_f(x)] + E_m V_f(x)} \\ \nu_{12}(x) &= \nu_f V_f(x) + \nu_m [1 - V_f(x)] \\ G_{12}(x) &= \frac{G_f G_m}{G_f [1 - V_f(x)] + G_m V_f(x)} \end{aligned} \quad (14)$$

式中  $E_f$  为纤维的弹性模量,  $E_m$  为基体的弹性模量,  $V_f$  为纤维的体积含量,  $V_m$  为基体的体积含量,  $G_f$  为纤维的剪切模量,  $G_m$  为基体的剪切模量.

铺层在正轴下的三维应力 - 应变关系为

$$C_{33} = [1 - \nu_{21}(x) \nu_{12}(x)] / [E_1(x) E_2(x) \Delta] \quad (21)$$

$$C_{44} = G_{23}, \quad C_{55} = G_{31}, \quad C_{66} = G_{12}(x) \quad (22)$$

$$\begin{aligned} \Delta &= (1 - \nu_{21}(x) \nu_{12}(x) - \nu_{32}\nu_{23} - \nu_{13}\nu_{31} - \\ &2\nu_{12}(x) \nu_{23}\nu_{31}) / E_1(x) E_2(x) E_3 \end{aligned} \quad (23)$$

式中  $\nu_{ij}$  为不同方向的泊松比. 此时的应力变换矩阵为

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 0 & 0 & 0 & -2 \sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & 0 & 0 & 0 & 2 \sin \theta \cos \theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ \sin \theta \cos \theta & -\sin \theta \cos \theta & 0 & 0 & 0 & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \quad (24)$$

上式中的  $\theta$  是各点的纤维切线方向与  $x$  轴的夹角, 它是面内坐标  $(x, y)$  的函数. 这样就可以建立起纤维弯曲后的弹性矩阵函数

$$\mathbf{D} = \mathbf{TCT}^T \quad (25)$$

式中  $\mathbf{C}$  为铺层的弹性矩阵或模量矩阵.

对于由基体和缝线所填充的枣核形区域, 本模型中将其假设为面内各向同性区, 并且均由基体材料填充, 其弹性常数与基体性能相同, 这样就保证了整个面内的纤维体积含量与无缝合层板一致.

对于其他缝合方向与铺层方向的匹配情况, 其纤维的面内波动都有类似的规律可循, 最终由 3 种缝合方向 ( $0^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $45^\circ$ ) 对应 4 种铺层方向 ( $0^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$ ) 而形成了 12 组弹性矩阵计算公式. 另外, 还可以通过坐标平移, 来模拟针脚位置的不同. 至此, 就建立起了一套纤维弯曲后的弹性矩阵场函数的计算方法.

## 5.2 缝合复合材料铺层的强度场

纤维面内弯曲引起的纤维体积含量的不均匀

性,势必导致铺层面内强度的不均匀性.该模型在分析过程中着重考虑沿纤维方向拉、压强度的变化,而对于其他的强度参数的变化忽略不计.

对于纤维方向的拉伸强度,按照等强度分析方法,假定纤维应变等于在纤维方向的基体应变,则复合材料的极限强度为

$$\sigma_{\max} = \sigma_{f \max} V_f + (\sigma_m)_{\varepsilon f \max} \cdot (1 - V_f) \quad (26)$$

式中  $\sigma_{f \max}$  为最大的纤维拉伸应力,  $(\sigma_m)_{\varepsilon f \max}$  为基体应变等于纤维最大拉伸应变时的基体应力.通常情况下,纤维的弹性模量远远大于基体,因此在产生相同应变的条件下基体的应力  $(\sigma_m)_{\varepsilon f \max}$  远小于  $\sigma_{f \max}$ ,而且工程中基体含量  $V_f$  的下限受到控制,这样上式中

$$(\sigma_m)_{\varepsilon f \max} \cdot (1 - V_f) \ll \sigma_{f \max} V_f$$

式(26)可近似表示为

$$\sigma_{\max} \approx \sigma_{f \max} V_f \quad (27)$$

当纤维产生面内弯曲而造成纤维含量改变时,面内纤维方向的强度参数  $X_T$  可表示为

$$X_T = X_T^* \frac{V_f(x)}{V_f^*} \quad (28)$$

式中,  $X_T^*$ 、 $V_f^*$  表示无缝层板的轴向拉伸强度和纤维体积含量,  $V_f(x)$  由式(4)、(9)确定.

而对于纤维方向的压缩强度,根据剪切型屈曲破坏方式,沿纤维压缩破坏时的临界应力可表示为

$$\sigma_{cr} = \frac{G_m}{1 - V_f} \quad (29)$$

因此,当纤维产生面内波动而造成纤维含量改变时,面内纤维方向的压缩强度参数  $X_C$  可表示为

$$X_C = X_C^* \frac{1 - V_f^*}{1 - V_f(x)} \quad (30)$$

式中,  $X_C^*$ 、 $V_f^*$  表示无缝层板的轴向压缩强度和纤维体积含量,  $V_f(x)$  由式(4)或式(9)确定.

## 6 缝合复合材料的发展

目前国内航空界对缝合复合材料的发展有两种互相争议的观点:一种认为缝合复合材料研究了20多年,但是至今还没有看到它在具体飞机型号上的应用,而且国外这方面的研究已经降温,因

此缝合复合材料没有什么发展前景;另一种观点是,虽然缝合复合材料没在具体型号上应用,但是,缝合复合材料在结构整体性以及高层间性能等方面具有明显的优势,因此,值得继续研究下去.相反,在航天界,由于亚音速巡航导弹的湿热问题并不突出,缝合复合材料已在其弹翼等关键结构上得到了应用.

作者认为,美国花了大量的时间和金钱在纺织与缝合复合材料技术的研究上,其研究成果已经达到了工程应用水平,而且还开发了缝合专用的设备,应该说他们在缝合复合材料方面的技术储备已经成熟.从作者多年的研究结果看,缝合复合材料在面内力学性能和湿热性能方面比无缝复合材料稍有降低,但是它的优点也是特别突出的;而且缝合板的湿热性能通过改进缝线界面和铺层设计可以进一步得到提高;此外,国内这方面的研究并不完善,因此,国内对缝合复合材料技术的研究应该继续深入.在选用缝合时,应根据所用层合板的铺层顺序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.

最后,引用美国军用手册 MIL-HDBK-17F 的观点来结束本文. MIL-HDBK-17F 指出:厚度方向缝合这种方法已被用于提高损伤阻抗和剩余强度,缝合的效应降低了因冲击引起的内部分层尺寸,抑制了损伤扩展.常规碳纤维/环氧试验表明,对于可比冲击能量水平,剩余强度增加高达15%(然而,按相同损伤“可检性”准则比较时,剩余强度的增加会低一些).然而,缝合工艺十分昂贵,该方法也许只考虑用在所选择的关键区域.另外,缝合会导致应力集中,垂直于缝合方向的拉伸强度通常会降低<sup>[2]</sup>.

## 参 考 文 献

- 1 戴棣,赵龙等.高性能、低成本 RTM 技术研究技术报告.北京航空工艺研究所技术报告, HKZZ-GY-200038, 2000
- 2 Department of Defense Handbook. Composite materials handbook: volume 3. Polymer matrix composites materials usage, design, and analysis. MIL-HDBK-17F, 17 June, 2002
- 3 Cantwell W J, Morton J. Impact resistance of composite materials-a review. *Composites*, 1991, 22(5): 347~362
- 4 Bibo G A, Hogg P J. The role of reinforcement architecture on impact damage mechanisms and post-impact compression behaviour. *J Mai Sci*, 1996, 31: 1115~1137

- 5 Fritz Larsson. Damage tolerance of a stitched carbon/epoxy laminate. *Composite Part A*, 1997, 28(11): 923~924
- 6 Blanton R C, Englebart R W, Green C R, et al. GLCC RTM program, tool design manual. Great Lakes Composites Consortium (GLCC), Navy RTM Manufacturing Technology (MAN-TECH) Program, TDL-91-07, Cooperative Agreement N000014-90-CA-0002. Washington, D C, Office of Naval Research. 1995
- 7 Steenkamer D A, Wilkins K J, Karbhari V M. Resin transfer molding I: Materials and performing. *Proceeding of Advanced Materials*, 1993, 3(2): 89~105
- 8 Steenkamer D A, Wilkins K J, Karbhari V M. Resin transfer molding II: Materials and performing. *Proceeding of Advanced Materials*, 1993, 3(3): 181~192
- 9 Markus A, Palmer R. Resin transfer molding for advanced composite primary aircraft structure. In: The First NASA Advanced Composites Technology Conference, 1990-10-29~11-01. Seattle, Washington, D C: National Aeronautics and Space Administration, 1991. 271~292
- 10 Markus A, Thrash P, Grossheim B. Manufacturing development and requirements for stitched/rtm wing structure. In: The Fourth NASA/DoD Advanced Composites Technology Conference, 1993-06-07~ , Salt Lake City, Utah, 1993. 503~524
- 11 Poe C C Jr. Mechanics methodology for textile preform composite materials. NASA-96-28istc-ccp, 1996
- 12 Poe C C Jr, Dexter H B, Raju I S. A Review of nasa textile composites research. AIAA Paper No. 97~1321, 1997
- 13 Dow M B, Dexter H B. Development of stitched, braided and woven composites structure in ACT program. NASA TP-97-206234, 1997
- 14 Master J E, Portanova M A. Standard text method for textile composites. NASA CR-4751, 1996
- 15 Brian N Cox, Gerry Flanagan. Handbook of analytical method for textile composites. NASA CR-4750, 1997
- 16 Bersuch L, Benson R, Owens S. Affordable composite structure for next generation fighters. In: Proc. of 43<sup>rd</sup> International SAMPE Symposium, 1998-05-31~06-04. Anaheim: SAMPE, Covina, C A, USA, 1998. 56~65
- 17 Decillis R, Caputo C D. Affordable approach to the production of complex aerospace composite components via resin transfer molding. In: Proc. of 43<sup>rd</sup> International SAMPE Symposium, 1998-05-31~06-04. Anaheim: SAMPE, Covina, C A, USA, 1998. 1710~1714
- 18 John G D Jr. Overview of the ACT program. N95-28463, 1995
- 19 Richard C H. An overview of the advanced lightweight aircraft fuselage structures (ALAFS) program. AIAA-96-1573-CP, 1996
- 20 程小全, 吴学仁. 复合材料层合板低速冲击损伤容限的改进方法和影响因素. *高分子材料科学与工程*, 2002, 18(3): 20~25
- 21 赵渠森. 先进复合材料手册. 北京: 机械工业出版社, 2003, 1376~1377
- 22 陈纲. 缝合复合材料层板特性和设计方法研究. [博士学位论文]. 北京: 北京航空航天大学, 2004
- 23 陈纲, 郦正能, 程小全, 寇长河. 厚度对缝纫层合板力学性能的影响. *复合材料学报*, 2005, 22(6): 135~138
- 24 程小全, 赵龙, 章怡宁. 缝合复合材料可用性 —— 简单层合板的基本性能. *北京航空航天大学学报*, 2003, 29(11): 1001~1005
- 25 黄涛, 矫桂琼. 湿热环境下缝合层压板的拉伸和剪切性能. *强度与环境*, 2006, 33(2): 45~49
- 26 Herszberg I, Bannister M K. Compression and compression-after-impact properties of thin stitched carbon/epoxy composites. In: Martin C A, ed. 5th Aust Aero Conf, 1993-09-13~15. Melbourne, Australia: National Conference Publication / Institution of Engineers, 1993. 20~23
- 27 Adnuar S, Tsao Y P. Stitched bonded textile structural composites. In: Proc. 26th Int. SAMPE Tech. Conf. 1994-10-17~20. Anaheim: SAMPE, Covina, CA, USA, 1994. 25~34
- 28 Sankar B V, Sharma S K. Effects of stitching on fracture toughness of uniweave textile graphite/epoxy laminates. NASA N96-17713, 1995
- 29 程小全, 寇长河, 郦正能. 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. *材料工程*, 2004, (9): 38~41
- 30 Cheng X Q, Ali. Al-Mansour, Li Z N, Kou C H. Compression strength of stitched laminates after low velocity impact. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2005, 24(9): 935~947
- 31 Sharma S K, Sankar B V. Effect of stitching on impact and interlaminar properties of graphite/epoxy laminates. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 1997, 10(3): 241~253
- 32 阿里曼索. 缝纫层合板冲击后拉伸及湿热性能研究. [博士学位论文]. 北京: 北京航空航天大学, 2007
- 33 Cheng X Q, Ali Al-mansour, Li Z N. Residual strength of stitched laminates after low velocity impact. *J Rein Plast Comp*, 2008, 0: 073168440809036801
- 34 程小全, 郦正能, 寇长河. 缝合复合材料可用性 —— 一般层合板的基本性能. *复合材料学报*, 2004, 21(4): 71~76
- 35 陈纲, 郦正能, 程小全等. 缝纫层合板压缩性能研究. *航空学报*, 2006, 27(3): 444~447
- 36 Chung W C, Jang B Z, et al. Fracture behaviour of stitched multidirectional composites. *Mat Sci and Eng*, 1989, A112(2): 157~173
- 37 Mellhagger R, Hill B J, McLaughlin P. Flexural properties of sewing carbon-fibre composites. *J Text Inst*, 1992, 83: 614~620
- 38 Mouritz A P, Cox B N. A mechanistic approach to the properties of stitched laminates. *Composites, Part A*, 2000, 31: 1~27
- 39 Hashin Z, Rotem A. A fatigue failure criterion for fiber reinforced materials. *J Comp Mater*, 1973, 7: 448~464
- 40 Furrow K W, Loos A C, Cano R J. Environmental effects on stitched RTM textile composites. *J Rein Plast Comp*, 1996, 15: 378~419

- 41 程小全, 邵世纲, 邹健等. 含孔缝层合板拉-拉疲劳性能试验研究. 见: 中国科协 2006 年学术年会论文集, 2006-09-16~20. 北京: 中国科学技术出版社/中国科学技术协会声像中心, 2006
- 42 Chen G, Cheng X Q, Li G N, et al. Hygrothermal properties of stitched and unstitched uniweave T300/QY9512 laminates (with a hole). *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2004, 23(15): 1663~1671
- 43 Chen G, Cheng X Q, Li Z N, et al. The effect of environment on tensile properties of stitched and unstitched laminates (with a hole). *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2005, 24(17): 1883~1889
- 44 Ali Al-Mansour, Cheng X Q, Chen G, et al. Experimental studies on properties of stitched laminates under environment conditions. Innovative Developments, Characterizations and Applications of Composites, In: Zhang Yao, Ni Qingqing, eds. China Agricultural Science & Technology Press, Beijing. 2006. 313~319
- 45 王栋. 复合材料机械连接结构仿真设计方法研究: [硕士学位论文]. 北京: 北京航空航天大学, 2005
- 46 Wang D, Chen G, Cheng X Q, et al. Finite element analysis of bearing strength of stitched laminates with single joint. In: Verijenko V E, Adali S, Morozov E, et al. eds. Proceedings of the 15<sup>th</sup> International Conference on Composite Materials, 2005-06-27~07-01. Duban, South Africa, University of KwaZulu-Natal, 2005

## FABRICATING PROCESS AND MECHANICAL PROPERTY RESEARCH OF STITCHED COMPOSITE STRUCTURES\*

CHENG Xiaoquan<sup>1,†</sup> Li Zhengneng<sup>1</sup> ZHAO Long<sup>2</sup>

<sup>1</sup> School of Aeronautical Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China

<sup>2</sup> Beijing Aeronautical Manufacture Technology Research Institute, Beijing 100024, China

**Abstract** Fabricating process and mechanical property research of stitched composite materials and their development are discussed, including stitched composite applications, process, mechanical properties and analysis methods. The mechanical properties and the strength analysis model of stitched composites are illustrated emphatically. The concepts of elasticity matrix field function and strength field of stitched composites are put forward firstly in the strength analysis model. There are obvious advantages with stitched composites, such as structure integrate, great interface mechanical properties, compressive properties after low velocity impact and so on, and thus they have attracted much attention in Europe and America and other advanced countries. However, the processing technologies of stitched composites are relatively more complicated. Stitching has negative effect on some inplane mechanical properties, and the advantage of great interface mechanical properties cannot be brought into play under hygrothermal conditions. Therefore, the engineering application of stitched composites is affected to certain degree. Laminate sequences, applied environment conditions, and stitching effect on in-plane lamina mechanical properties should be studied systematically when the decision whether stitched structures are adopted is made. Stitched composites have been used in missile structures where the hygrothermal properties are not so much required.

**Keywords** composites, stitching, application, process, mechanical properties, strength

\* The project supported by the National Natural Science Foundation of China (10672009), the Basic Science Foundation of Aviation, China Aviation Industry Corporation I (05B51044) and FanZhou Foundation of Beijing University of Aeronautics and Astronautics (20060501)

† E-mail: xiaoquan\_cheng@buaa.edu.cn