

缝合技术在复合材料上的应用及研究进展

于倩倩 陈 刚 郑志才

(中国兵器工业集团第五三研究所, 济南 250031)

摘要 从缝合工艺特点及缝合参数等方面简述缝合技术, 综述了近年来缝合复合材料的主要微观力学模型及缝合对复合材料力学性能的影响, 介绍了缝合复合材料力学性能的研究进展, 并对缝合复合材料的发展趋势进行了展望。

关键词 缝合技术 复合材料 微观模型 力学性能

先进树脂复合材料以其比强度高、可设计性好等优异特性而在飞机及其它军民用结构中得到了广泛应用^[1-2]。目前为了实现弹箭轻质化, 树脂基复合材料得到越来越多的应用。但复合材料受到冲击载荷时会在两层间的界面上产生分层。这一现象从微观力学的原理来看是一种能量释放的过程, 它使引起材料破坏的能量逐渐释放而不致引起即时的结构崩溃。这类破坏从材料的表面不能观察到, 但实际上低能量冲击引起的分层破坏在外表无明显特征时, 就使材料的压缩强度降低到原来的 $1/2$, 这导致设计的极限强度低于纤维破坏强度的 $1/3$ ^[3]。此外, 在进行复合材料层合板的轻量化设计时, 必须考虑层合板的外层屈曲破坏后, 破坏的外层和内层增强材料之间将产生剥离载荷, 它将影响层合板材料的强度。分层的存在将造成复合材料层合板结构强度和刚度的降低, 使其性能得不到充分的发挥。因此, 如何抑制复合材料层合板的分层损伤, 提高其层间强度和抗分层、抗冲击的能力是使用复合材料层合板时必须解决的问题^[4]。

缝合技术是针对传统工艺方法不足而开发的一种全新的技术^[5-7]。其原理是通过缝合手段, 使复合材料在垂直于铺层平面的方向得到增强, 从而提高材料层间损伤容限。笔者现就缝合工艺、缝合复合材料的力学性能、微观力学模型及国内外学者对于缝合复合材料研究现状进行探讨, 以便对缝合技术进行进一步改进来提高复合材料的性能。

1 缝合技术简介

缝合技术是将多层织物沿其厚度方向用缝线缝合成纺织预成型件的方法。缝合技术起源于 20 世纪 70 年代, 80 年代 L. A. Mingenery 等^[8]在环氧树脂 (EP)/碳纤维 (CF) 体系固化前将 CF 缝入层合板的厚度方向起承力作用, 显著提高了层间强度。此后, 缝合技术得到了人们的重视和研究。目前, 人们已开发出一些用于提高缝合织物产量且自动化程度高的缝合工艺。

1.1 缝合技术工艺特点

作为一种层间强度增强技术, 与传统工艺方法相比, 缝合技术具有如下优点^[9]:

(1) 缝合工艺具备多样性, 如铺层方向、铺层距离和纤维结构可以调整, 可以由预浸带经缝合-固化而成型, 也可以由预成型织物工艺经缝合-浸润-固化而成型。

(2) 缝合不仅是一种增强技术, 而且也是一种连接技术, 与复合材料的其它连接技术如粘结、铆接相比, 缝合材料整体性强、不易产生局部应力集中, 因此为制作大型复合材料制件提供了一种有效手段。

(3) 缝合对原有纤维分布没有大的影响, 而通过调整缝合参数如缝合密度、缝合花样和跨距可获得一定程度的整体结构, 达到合理的均匀应力状态。

(4) 缝合可用于局部增强, 尤其对自由边的缝合可大大降低层间垂直应力, 减少自由边脱层。

(5) 由于缝线承受了大部分载荷而且减少了周围树脂的应力集中, 所以显著提高层间强度。1% 体积分数的缝线可提高 I 型断裂韧性 10 倍。

1.2 缝合参数

缝合既可缝合预浸料又可缝合织物预成型件。缝合预浸料通常直接固化成型, 在缝合过程中容易对纤维造成较大损伤; 而缝合织物预成型件则需通过脂膜熔渗 (RFI) 或树脂传递成型 (RTM) 浸渍树脂后固化成型。缝合过程中不受高粘树脂的阻挡, 对纤维的损伤相对较小。缝合过程中对材料性能影响较大的缝合参数通常包括缝线类型、缝线直径、缝合密度 (针距和行距) 及缝合方向等。

(1) 缝线类型

缝线不但要求具有高强度、一定的可延伸性和耐磨损性, 而且其性能不应受复合材料固化的影响。常用的缝线有芳纶纤维、玻璃纤维 (GF)、涤纶和 CF 等。CF 一般较脆, 缝纫过程中很容易产生断线起毛, 目前还不易进行缝纫操作; GF 虽然强度高, 但由于其刚度较低、密度较大且容易断丝; 芳纶纤维由于具有特殊的耐磨性、良好的冲击韧性和较低的密度, 在缝合过程中得到广泛应用。

(2) 缝线直径

缝线直径大可提高缝合复合材料的层间断裂韧性和抗冲击损伤能力。不过, 缝线直径增大会引起复合材料更多面内纤维损伤, 从而使其拉伸、压缩强度降低。

(3) 缝合密度

缝合可以提高复合材料层合板的层间性能, 但缝合的同

时缝针对层合板平面方向的纤维会造成一定程度的损伤。缝合密度越大,缝针穿过预成型件的次数越多,层合板平面内纤维受损伤的程度就越严重;反之,缝纫密度越小,层合板垂直方向上纤维数量就越少,阻止垂直方向破坏的力也就越小。因此,缝合密度存在一个最优值,超过这个值不仅会降低层合板的面内力学性能,对层合板的层间性能也不利^[10]。赵龙等^[11]的研究表明,缝合密度为 5~6 针/cm²时,获得的材料性能较佳。

(4) 缝合方向

缝合方向对复合材料的性能影响较大,常采用的缝合角度为 0°、45°和 90°。程小全等^[12]指出缝合方向对正交对称层合板的拉伸强度有较大影响,0°缝合引起的强度降最小,45°和 90°缝合引起的强度降基本相同。

2 缝合对复合材料力学性能影响

2.1 缝合对复合材料平面性能的影响

缝合的主要缺点是会引起材料内部纤维的损伤,特别是在浸胶织物中,纤维不易被针尖推到旁边,而使其比不浸胶织物更容易受针刺破坏。另外,缝线容易引起周围纤维的弯曲。纤维弯曲所引起的空间将在浸胶后形成树脂富集区,进而形成应力集中点。因此,在缝合层合板中纤维弯曲是引起材料平面性能下降的主要原因。

(1) 面内拉伸强度

缝合复合材料的面内拉伸强度主要由缝合结构形式和缝合参数决定。T. Kand 等^[13-14]的研究表明,缝合复合材料的拉伸强度会随缝线直径和缝合密度的增大而减小。王春敏等^[15]指出,拉伸强度由单根缝线及其变形决定,但与缝合密度没有明显关系。还有研究^[16]发现,沿加载方向缝合机织层合板时拉伸强度显著增加。

(2) 面内弯曲性能

缝合可削弱材料的弯曲强度。研究表明,其削弱程度受层合板的材料和厚度、缝合参数等因素影响。L. K. Jain^[17]发现,CF 增强速率(CFRP)层合板的弯曲弹性模量随着缝合密度和缝线直径的增加而逐步削弱,这归因于缝合过程中引起的平面纤维断裂和弯曲所造成的应力集中。与未缝合材料相比,缝合材料的微观破坏(如树脂和纤维的断裂、分层等)在较低应力下就可出现,且集中在缝线周围,表明弯曲应力在缝线周围最高。CFRP 材料的弯曲强度和弯曲弹性模量分别下降了 15% 和 40%。

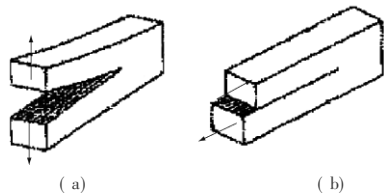
(3) 面内压缩强度

大量研究表明,缝合复合材料的压缩强度与缝合参数有关,但是各研究中压缩强度与缝合参数间的关系有很大差异。D. T. Geogery^[18]发现,用 Kevlar 400 或 GF 缝合时随缝合密度增加复合材料的压缩强度降低,而用 Kevlar 1600 缝合时压缩强度随缝合密度增加而提高。李晨等^[19]的研究表明,采用 Kevlar 29 缝合后横向压缩强度平均增加 11%,纵向压缩强度基本与未缝合时一致,总体上缝合改善了材料的平面压缩强度。而王春敏等^[15]的研究则表明,缝合平均降低

压缩强度 15%,少数也有提高,但强度的改变与缝合密度无明显关系,压缩破坏不是决定于缝线的集体作用,而由单根缝线的变形所控制。

2.2 缝合对复合材料层间性能的影响

缝合复合材料具有优良的抗分层能力,在外力作用下,缝合复合材料分层扩展方式多为张开型(I型,也称拉伸型),其次为滑开型(II型,也称剪切型),如图 1 所示。



a—张开型破坏; b—滑开型破坏

图 1 分层破坏形式

缝合复合材料的层间强度大小与缝合参数有很大关系。文献^[20]报道,随着缝合密度的增加,抗张开型破坏能力随之增加,但当缝合密度过低时,缝合不能有效阻止裂纹的失稳扩散;复合材料的抗剪切型层间破坏能力则先增加后降低。但当缝合密度超过一临界值时,缝合对面内纤维的损伤和引起的应力集中占主导地位,直接导致了分层韧性的降低。

E. Wu^[21]等研究了 0°/90°铺层的 EP/GF 层合板分别用 1000、3000 旦尼尔的 Kevlar 缝合后的层间强度。在冲击实验中,缝合显示出对材料层间强度有很明显的增强效果。而且 3000 旦尼尔的缝线的增强效果更好。此外,缝合的步长、间距及冲击点和缝线的位置关系都会影响层合板受冲击后分层的形状和面积大小。

王春敏等^[15]指出大部分复合材料的剪切强度随缝合密度增大而稳定提高,其增加幅度在 15%~20%。破坏方式研究表明,不缝合层合板在较高剪切应力作用下沿试样中面形成分层破坏;而缝合层合板分层裂纹最前方是相当小的尖端区(包括微裂纹、树脂裂纹和树脂塑性屈服),接着是在微裂纹带产生一层碎料,形成摩擦区。缝合使剪切强度提高,这是由于需要很高的能量克服摩擦力和破坏缝线;而个别材料剪切强度降低是由于缝合时弯曲变形严重的面内纤维先于层面破坏。

S. K. Sharma 等^[22]用冲击后压缩、短梁剪切、双臂悬梁等实验测试了 EP/石墨纤维层合板的层间断裂性能后发现,用冲击后压缩强度和分层面积评价时,缝合提高了抗分层能力 25%~40%。

3 缝合复合材料的微观力学模型

由于缝合复合材料结构复杂,力学分析难度大,完整的实验研究体系很难建立。目前主要的理论研究方法是利用其结构特点建立模型,并进行简化,然后根据模型利用经典层合板理论对材料刚度等进行计算。目前,比较典型的模型主要有纤维倾角模型、DPS 模型、纤维弯曲模型、三维有限元模型和无旋流场模型等^[23]。

3.1 纤维倾角模型

纤维倾角模型^[24]如图2所示,它主要强调纱线的取向,是基于以下假设:(1)树脂浸渍后所有位于同一层平行单元中的纤维将形成单向“倾斜层片”;(2)每一单向层片有与之对应的纤维倾角; α ;(3)纱线交织点处纤维屈曲和单元中心处层片的交叉效应可被忽略;(4)层片中纤维体积分数与复合材料中的纤维体积分数相同。对图2中的单胞在整个厚度上进行积分,可以求得相应的柔度矩阵,然后根据弹性常数和柔性矩阵的关系即可求得相应的工程弹性常数。

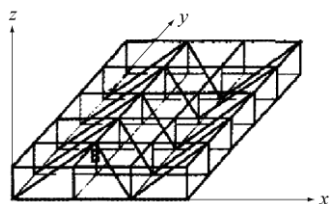


图2 纤维倾角模型图

3.2 DPS模型

DPS模型是魏玉卿等^[25]针对锁式缝合方式而建立的一种预测缝合复合材料弹性常数的模型,如图3所示。他们近似地认为,缝合时两根紧密并列的缝合纤维是在垂直方向将面内的增强纤维分开,使得增强纤维在缝线处发生弯折,并且在每一个针距 P 重复这种作用。而在每一个缝合的行距 S 内,总是一定宽度(2倍的缝线直径 D)的增强纤维受到影响,由此把缝合层压板单层简化成DPS弯折模型。

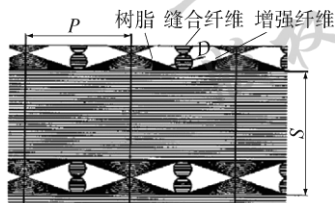


图3 缝合复合材料单层的DPS模型

3.3 纤维弯曲模型

魏玉卿等^[26]根据缝合对层合板面内所造成的局部损伤,提出了纤维弯曲模型。该模型假定缝线孔在板内均匀周期性地分布,如图4所示,取其单胞如图5所示。单胞由未

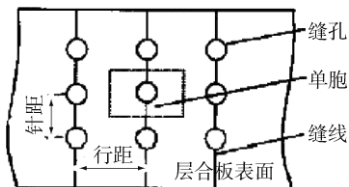


图4 缝纫结构示意图

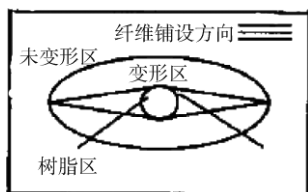


图5 单层合板缝孔单胞结构示意图

变形区、变形区、树脂区和缝线区4部分组成。描述了单层合板内纤维的弯曲几何变形,可以得到层内任一点处的纤维偏转角及纤维的体积含量。由此很容易过渡到经典的层合板理论,得到整个层合板的刚度矩阵。

3.4 三维有限元模型

燕瑛等^[27]采用细观力学的方法,取缝合复合材料的一个代表单元体来研究,并基于能量法建立了三维有限元模型,如图6所示。模型中将层合板和缝线分别考虑,把缝线划分为另一种材料的单元体;而层合板的每一层给予原来未缝合时的单向层合板的材料性能,将每一层划分为若干个体单元。这样,整个模型就相当于一个使用缝线连接起来的各单向层合体结构。然后根据缝线和层合板的尺寸,把缝合复合材料层合板的几何单元体离散化,生成有限元模型。

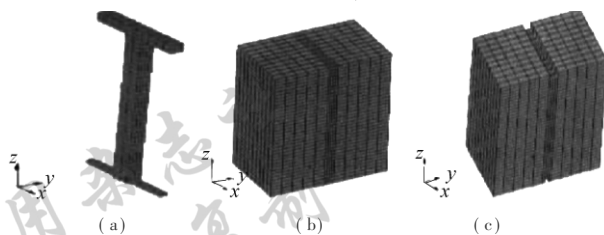


图6 缝合复合材料三维有限元模型

3.5 无旋转流场模型

刘兵山等^[28-29]从复合材料单层的纤维变形与绕流流场中流线形状的相似性出发,建立了与缝合单胞相对应的有限空间定常二维无粘性不可压缩理想流体的无旋绕流场模型,描述面内纤维的变形及分布,如图7所示。该模型以流场中流速的变化模拟面内纤维体积含量随坐标位置的变化,用流线形状描述面内纤维的变形。在此基础上,考虑局部纤维走向和分布的不均匀性,用细观力学方法计算单层各处的局部弹性常数,再由均匀化方法求得缝合单层的弹性常数。

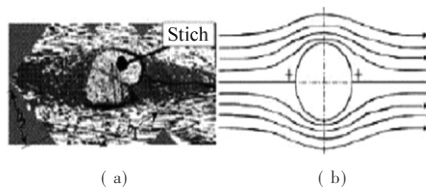


图7 缝线附近纤维变形与圆柱绕流

4 缝合复合材料现状与展望

国外在缝合复合材料层合板力学性能方面进行了大量的理论分析和试验研究,并且取得了许多重大成果^[30-31]。在20世纪80年代末,美国航空航天局就提出了为期14年的先进复合材料技术研究计划^[32]。美国耗费大量的人力、物力发展缝缝设备,已从第一代针头、手工控制的工业缝缝机和第二代可以在XY面内运动、由计算机控制的可缝小型构件的缝缝机,发展到由38台计算机控制的4针头缝缝机。德国KSL公司已研究出多种型号二维/三维缝合设备,并已应用到航空材料生产中。

近年来,国内在复合材料研究与应用方面已取得了长足进步^[33-34]。北京航空制造工程研究所从20世纪末开始对复合材料三维增强技术进行研究,在缝合复合材料计算机模拟仿真、复杂构件预制体成型等方面取得了突破性进展。另外,由于缝合复合材料应用范围的不断扩大,我国相应的缝纫设备也得到了迅猛的发展,从最原始的工业缝纫机发展到了由计算机控制的大型缝纫设备。

目前缝合技术主要用来提高材料的层间性能,抑制损伤扩展。但是,对于复合材料的力学性能还有很多未解决的问题,如:(1)缝合会引起材料内部纤维损伤和弯曲,致使面内性能下降;(2)缝合工艺成本较高,导致材料成本增加从而限制其应用范围;(3)缝合参数对复合材料层间韧性、冲击损伤容限等性能的影响还需建立更为准确的数学模型,并结合实验研究,确立能够指导设计与实际生产的工艺参数。

总之,缝合复合材料还有许多问题需要进一步探究,解决好这些问题将可以进一步推进我国航空航天及一系列军用和民用材料的发展。

参考文献

- [1] Dexter H B. Development of textile reinforced composites for aircraft structures[R]. Kyoto: 4th International Symposium for Textile Composites, 1998.
- [2] Poe C C, et al. A review of the NASA textile composites research [R]. Hampton: NASA Langley Research Center, 1997.
- [3] Liu D. J Rein Plast Comp, 1990(9): 59 - 69.
- [4] Kudo H, et al. Journal of Engineering Materials and Technology, 2001, 123: 191 - 197.
- [5] Blanton R C, et al. GLCC RTM program. tool design manual[R]. Washington D C: Office of Naval Research, 1995.
- [6] Steenkamer D A, et al. Proceeding of Advanced Materials, 1993, 3(3): 181 - 192.
- [7] Huang S L, et al. Cross reinforcement in a GF/EP laminate[C]. San Francisco: American Society of Mechanical Engineers, 1978: 10 - 15.
- [8] Mingeney L A, et al. The use of stitching to suppress delamination in laminated composites[C]. STP: ASTM, 1985: 371 - 385.
- [9] 刘原. 剑麻纤维/环氧树脂复合材料的缝合增强[D]. 广东: 中山大学, 2000.
- [10] 程小全, 等. 高分子材料科学与工程, 2002, 18(3): 20 - 25.
- [11] 赵龙, 等. 复合材料缝纫技术研究[C] //第十一届全国复合材料学术会议论文集. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2000: 343 - 374.
- [12] 程小全, 等. 缝合复合材料技术与发展[C] //复合材料技术与应用可持续发展工程科技论坛. 北京: 中国复合材料学会, 2006: 125 - 136.
- [13] Kang T J, et al. J Comp Mater, 1994, 28: 1574 - 1587.
- [14] Pelstring R M, et al. Thermoplastic Composite Materials, 1989, 9: 151 - 160.
- [15] 王春敏, 等. 纤维复合材料, 2002, 18(1): 18 - 22.
- [16] Pang F Y, et al. Composites Science and Technology, 1997, 57: 91 - 98.
- [17] Jain L K. Improvement of interlaminar properties in advanced fiber composites with through - thickness reinforcement[C]. CRC - ASTM, 1994: 4012.
- [18] Geogery D T. A characterization of the properties of a stitched hybrid composite[D]. California: University of California, 2001.
- [19] 李晨, 等. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(2): 192 - 198.
- [20] 艾滔, 等. 材料导报, 2005, 19(1): 64 - 70.
- [21] Wu E, et al. J Comps Mater, 1995, 29(17): 2254 - 2277.
- [22] Sharma S K. Thermoplastic Composite Materials, 1997, 10: 241 - 253.
- [23] 吴华利, 等. 纤维复合材料, 2007(1): 52 - 56.
- [24] Chou T W. Microstruchral design of fiber composites [D]. Shanghai: Tongji University, 1991.
- [25] 孟凡颖. 用 DPS 模型预测缝合复合材料弹性常数[C] //第十三届全国复合材料学术论文集. 北京: 航空工业出版社, 2004: 1537 - 1541.
- [26] 魏玉卿, 等. 重庆大学学报, 2002, 25(12): 35 - 38.
- [27] 燕瑛, 等. 航空学报, 2004, 25(3): 267 - 269.
- [28] 刘兵山, 等. 复合材料学报, 2006, 23(4): 129 - 135.
- [29] 刘兵山, 等. 复合材料学报, 2006, 23(4): 136 - 141.
- [30] Delbre Y J. Database of mechanical properties of textile composites[R]. Hampton: NASA, 1996.
- [31] Masters J E, et al. Standard test methods for textile composites [R]. Bethesda: Lockheed Martin Engineering & Sciences Company, 1996.
- [32] Davis Jr J G. Overview of the ACT program[R]. FAA Report DOT/FAA/CT - 92 - 25 (II), 1992: 577 - 599.
- [33] 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.
- [34] 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.

APPLICATION AND REVIEW OF RESEARCH IN STICHING TECHNOLOGY FOR COMPOSITES

Yu Qianqian, Chen Gang, Zheng Zhicai

(CNGC Institute 53, Jinan 250031, China)

ABSTRACT Stitched technology is introduced from the aspects of stitching parameters and stitching characteristics. The micro-mechanical models of stitched composites and the effects of stitching on the mechanical properties of composites are discussed. The recent advance on the mechanical properties of stitching composites is reviewed, and the deveolpment trend of stitching composites is expected.

KEYWORDS stitching technology, composite, micro-mechanical model, mechanical property