

铺层结构对复合材料层合板拉伸性能的影响

刘岩松^{1,2}, 张子健¹, 李志歆², 王童¹, 滕飞¹

(1. 沈阳航空航天大学民用航空学院, 沈阳 110136;

2. 中国南方航空股份有限公司沈阳飞机维修基地, 沈阳 110100)

[摘要] 设计并制备了6种不同铺层结构的层合板, 通过对其进行拉伸试验, 研究了不同铺层角度及不同铺层比例对层合板拉伸性能的影响。通过试验获得了6种复合材料层合板在拉伸试验中所能承受的极限拉伸强度, 损伤特征以及载荷-位移曲线。结果表明: 随着偏轴角增大, 复合材料层合板拉伸强度逐渐降低, 当45°和90°铺层体积分数相同时, 45°铺层的层合板拉伸强度高于90°铺层的层合板; [0°/45°]铺层在表面可有效减小分层面积, 由于内部剪切作用[0/90°]铺层更易出现分层。验证了复合材料层合板可通过改变铺层角度设计其力学性能。

关键词: 复合材料层合板; 铺层结构; 拉伸强度; 分层

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.04.047



刘岩松

教授, 主要从事交通运输工程、载运工具运用工程研究。

复合材料具有比强度高、比刚度大、耐腐蚀性好还有可设计性强等优点^[1-2], 在航空航天及海洋工程领域得到广泛应用。近年来, 由于复合材料技术日臻成熟, 其在民航领域已由次承力结构发展到主承力结构^[3-4], 复合材料具有可设计性强等诸多优

点。不同铺层比例、铺层角度对层合板力学性能都产生很大的影响。

修英姝等^[5]采用神经网络和遗传算法设计了当给出铺层总数时确定规定角度下的铺层数和给出在相同重量下层合板的最佳铺层结构。梁恒亮等^[6]通过对玻璃钢复合材料层合板短梁剪切试验测试研究了不同铺层参数对层合板抗层剪能力和分层面积的影响。Khashaba^[7-8]设计了6种铺层方案研究了不同偏轴角下的层合板受拉弯结合力、弯曲应力、拉伸应力下力学性能的变化, 总结出了不同角度正交铺层组共存及其含量变化。

本文通过对6种不同铺层结构(表1)的碳纤维复合材料层合板进行拉伸试验, 研究了不同铺层比例及不同铺层角度对层合板力学性能的影响。验证了复合材料的可设计性, 给出了不同铺层结构的层合板在达到极限拉伸强度时的失效形式。

本文设计并制备的层合板均是采用对称铺层结构。对称铺层优点

有^[9]: (1)可以防止在载荷作用下产生不希望的形变;(2)可以有效减少复合材料层合板在固化制造过程中产生的结构形状畸形;(3)避免进行重复性的计算和设计。

试验

1 原材料及试验设备

本次层合板制作原料(表2)全部来自某航空公司维修基地(层合板铺层固化材料包括电热毯、热电偶、剥离层、有孔分离膜、吸胶层、无孔分离膜、透气棉、真空袋、真空胶带), 试验设备包括雕刻机和万能拉力试验机, 表3介绍了相关具体试验设备。

2 拉伸测试试验

按照 ASTM D3039-07《聚合物基复合材料拉伸性能试验方法》标准使用雕刻机进行切割, 切割后时间尺寸见表4。使用万能拉力试验机对试样进行测试, 测试速度为1mm/min, 均匀加载至试件破坏。试件形状如图1所示, 试件两端加强片均采

用铝片粘贴以减小万能拉力试验机夹具对样件产生的应力集中,避免夹具破坏试件表面并阻止试件在测试时发生滑移。试件获得破坏载荷后,求得拉伸强度^[10]:

$$\sigma = \frac{P}{b \times h}$$

式中, σ 为拉伸强度, MPa; P 为破坏载荷, N ; b 为试样宽度, mm ; h 为试件厚度, mm 。

3 试件制备

试件在某航空公司维修基地复合材料车间洁净间用预浸料铺层通过抽真空热补仪加热固化制成。制备过程如: 首先用丙酮清洁模具表面,并在模具上按照预先计划好的尺寸粘贴密封胶条;其次在密封范围内铺放有孔分离膜,在有孔分离膜上按照表1所设计好的铺层顺序以及角度逐层铺放预浸料,并在每层铺好后用压板或塑料刮刀挤压铺层使其均匀浸胶并排除气泡,最后在表面铺放透气棉并制作真空袋,安装真空袋待真空度达到 $0.005MPa$ 后保压 $5\sim 10min$ 后连接热补仪进行固化。固化工艺为^[11]: 升温速率为 $2^{\circ}C/min$,由室温升温至 $(125 \pm 5)^{\circ}C$;在 $(125 \pm 5)^{\circ}C$ 下保温 $90min$,自然冷却至 $60^{\circ}C$ 以下,卸压出模。固化完成后用小打磨器打磨掉边角毛刺,制成的复合材料层合板外观应光滑、平整。用金属锤敲击后无分层即可。

结果与讨论

1 铺层结构对复合材料层合板拉伸性能的影响

本文通过改变层合板不同铺层之间的夹角达到所需拉伸强度,从而满足设计需要和工程需求,比如当进行复合材料修理时,铺层厚度一定,还需满足力学性能要求,便可通过改变铺层参数达到其要求。

图2分别给出了 45° 质量分数铺层结构和 90° 质量分数铺层结构的拉伸强度柱状图,由图2可以看出

表1 各组试件铺层结构及质量分数

Table 1 Layer structure and mass fraction of each specimen

方案	铺层结构	45° 和 90° 铺层质量分数 /%
1-1	$[45^{\circ} / 0^{\circ}]_4$	20
1-2	$[45^{\circ} / 0^{\circ} / 45^{\circ} / 0^{\circ}]_2$	40
1-3	$[45^{\circ} / 0^{\circ} / 45^{\circ} / 0^{\circ} / 45^{\circ}]_3$	60
2-1	$[90^{\circ} / 0^{\circ}]_4$	20
2-2	$[90^{\circ} / 0^{\circ} / 90^{\circ} / 0^{\circ}]_2$	40
2-3	$[90^{\circ} / 0^{\circ} / 90^{\circ} / 0^{\circ} / 90^{\circ}]_3$	60

表2 层合板原材料

Table 2 Constituent material of composite laminates

原料	规格	厂家
预浸料	M14-48%-1237	赫克赛尔 Hexcel (美国)公司
热补仪	HCS9000B	希昂(上海)贸易有限公司

表3 试验设备

Table 3 Laboratory equipment

试验设备	型号	厂家
雕刻机	CP-6590	洛克机电系统工程有限公司
万能拉力试验机	WDW-100	长春试验机厂
应力-应变仪	CML-1H	秦皇岛信恒电子科技有限公司

表4 拉伸试件尺寸说明

Table 4 Dimensions for tensile test parts

总长 / L	标距 / L_0	加强片长度 / L_4	宽度 / b	厚度 / d	夹具间距 / L_3	加强片间距 / L_2
250	100 ± 0.5	50	25	2.5	170 ± 5	150 ± 5

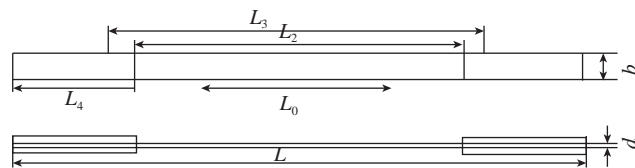


图1 复合材料层合板试件结构和尺寸

Fig.1 Geometry and dimensions of composite laminates

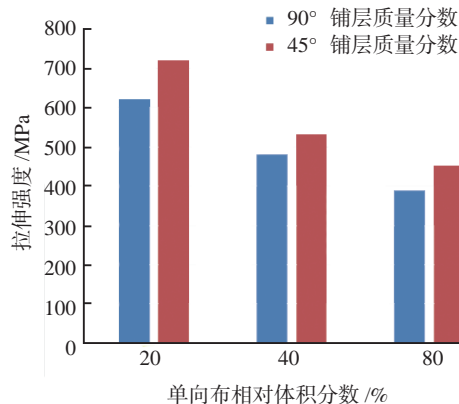


图2 不同体积分数层合板的拉伸强度

Fig.2 Tensile strength of different volume fraction laminates

在单向分布体积分数相同情况下,随着偏轴角逐渐增大,拉伸强度逐渐减小,这是因为随着偏轴角的增大,主承力纤维方向与受拉力方向夹角逐渐增大,试件所承受分力逐渐减小,在横向所能承受的分力随之增大,所以试件在轴向所能承受的载荷降低,导致其拉伸强度降低。

由表5可以看出偏轴角均为 45° 时,随着 45° 单向分布体积分数增大时,拉伸强度随之逐渐降低,当 45° 单向布体积分数分别为20%、40%、60%时,其拉伸强度分别是719.99MPa、533.2MPa、452.49MPa。分析其中原因为在拉应力作用下 45° 方向剪应力最大,因此,首先破坏的纤维出现在该方向上,其结论与材料力学一致。当 45° 单向布体积分数由20%增加到40%时其拉伸强度降低了25.03%,而当其体积分数由40%增加到60%时,其拉伸强度降低了17.84%。说明随着 45° 单向布体积分数增加其力学性能下降逐渐减缓。当 45° 和 90° 含有相同体积分数时, 45° 铺层的层合板拉伸强度高于 90° 铺层的层合板。由图3可以看出含有 45° 偏轴角铺层结构的层合板,这是因为 90° 铺层对纵向强度的贡献不大,对于具有纵向铺层的复合材料层合板,纤维强度大小决定了其拉伸强度的好坏。

2 断口形貌分析

图4为6种方案的复合材料层合板试样的拉伸载荷-位移曲线,可以看出在拉伸过程中载荷-位移线整体上保持较好的线性关系,断裂前没有明显的屈服。同时由试件宏观断裂形貌也能够看出6种方案试件均为脆性断裂,断裂形貌如图5、图6所示。图4中应力载荷-位移初始阶段出现小部分非线性关系,分析原因可能是在拉伸前试件夹持时未夹紧或者在粘贴加强片时工艺误差导致,并不影响整体结果。

复合材料主要失效行为有:纤维失效、基体失效、界面脱胶和分层。由图5、图6可以看出断口多为平直断口,由此可推断断裂破坏是由纤维

表5 层合板拉伸试验结果

Table 5 Tensile testing result of laminates

方案	拉伸强度 /MPa	伸长率 /%	方案	拉伸强度 /MPa	伸长率 /%
1-1	719.992	1.595	2-1	620.94	1.345
1-2	533.2	1.435	2-2	480.52	1.53
1-3	452.496	1.45	2-3	390.63	1.49

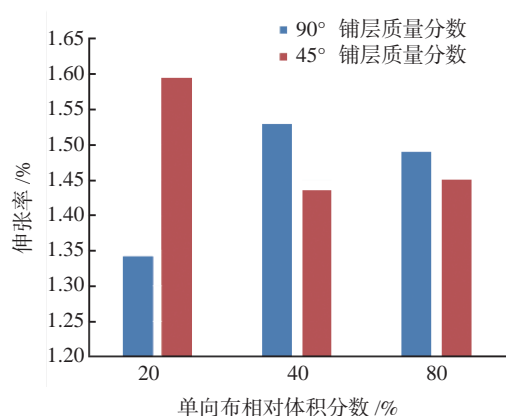


图3 不同体积分数层合板的伸长率

Fig.3 Elongation of different volume fraction laminates

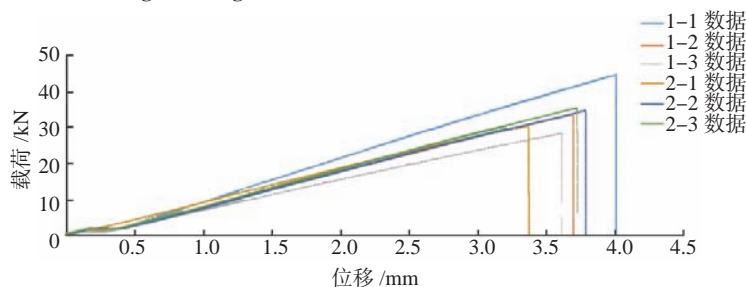


图4 位移-载荷曲线

Fig.4 Displacement-load curves



(a)方案1-1断口形貌 (b)方案1-2断口形貌 (c)方案1-3断口形貌

图5 第1组方案断裂形貌

Fig.5 Fracture morphology of first group



(a)方案2-1断口形貌 (b)方案2-2断口形貌 (c)方案2-3断口形貌

图6 第2组方案断裂形貌

Fig.6 Fracture morphology of second group

断裂造成的,在拉应力作用下,当最薄弱纤维所承受的负荷大于其断裂强度时,部分纤维发生断裂,此时负荷被分配到同一水平段其他纤维上,造成附近纤维先后断裂。

结论

随着偏轴角增大,复合材料层合板拉伸强度逐渐降低。45° 铺层主要承受剪应力,当45° 和90° 铺层体积分数相同时,含有45° 铺层的层合板拉伸强度高于含有90° 铺层的层合板。拉伸性能主要取决于纤维的强度。试验测得6种试件均为脆性断裂,且均为平直断口。

参考文献

- [1] 杨乃宾,章怡宁. 复合材料飞机结构设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
- YANG Naibin, ZHANG Yining. Composite structural design for airplane[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002.
- [2] 中国航空研究院. 复合材料设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- China Aviation Academy. Design handbook of composite materials[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001.
- [3] 彭超义, 杜刚, 曾竟成, 等. 大载荷下空间桁架结构主承力用碳/环氧推力的重量优化设计[J]. 玻璃钢/复合材料, 2003(6): 33-35.
- PENG Chaoyi, DU Gang, ZENG Jingcheng, et al. Finite element analysis of the effect of ply arrangements on shearing stresses for C/Epoxy composite tubes[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2003(6): 33-35.
- [4] 马立敏, 张嘉振, 岳广全, 等. 复合材料在新一代大型民用飞机中的应用[J]. 复合材料学报, 2015, 32(2): 317-322.
- MA Limin, ZHANG Jiazhen, YUE Guangquan, et al. Application of in new generation of large civil aircraft[J]. Acta Materialia Composite Sinica, 2015, 32(2): 317-322.
- [5] 修英姝, 崔德刚. 复合材料层合板稳定性的铺层优化设计[J]. 工程力学, 2005(6): 212-216.
- XIU Yingzhu, CUI Degang. Ply optimization design for stability of composite laminates[J]. Engineering Mechanics, 2005(6): 212-216.
- [6] 梁恒亮, 陈静, 任远春, 等. 铺层参数对层间剪切强度的影响[J]. 航空制造技术, 2014, 57(15): 78-80.
- LIANG Hengliang, CHEN Jing, REN Yuanchun, et al. Effects of the laminate stacking parameter on the interlaminar shear strength[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(15): 78-80.
- [7] KHASHABA U A. In-plane shear properties of cross-ply composite laminates with different off-axis angles[J]. Composite Structures, 2004, 65(2): 167-177.
- [8] KHASHABA U A, SEBAEY T A, ALNEFAIE K A. Failure and reliability analysis of pinned-joints composite laminates: Effects of stacking sequences[J]. Composites Part B: Engineering, 2013, 45(1): 1649-1703.
- [9] 成强. 复合材料结构铺层细节设计探讨[J]. 科技创新与应用, 2013(27): 106.
- CHENG Qiang. Discussion on the detail design of composite structure[J]. Technological Innovation and Application, 2013(27): 106.
- [10] 石小红, 李成友, 王婷婷, 等. 复合材料层合板力学性能试验研究[J]. 工程与试验, 2014, 54(1): 39-43.
- SHI Xiaohong, LI Chengyou, WANG Tingting, et al. Experimental study on mechanical properties of composites laminates[J]. Engineering & Test, 2014, 54(1): 39-43.
- [11] 赵卫生, 李玲. 玻纤铺层方向对玻纤/EVE 复合材料性能的影响[J]. 塑料助剂, 2010(1): 45-49.
- ZHAO Weisheng, LI Ling. Influences of different laying-up direction of GF on of GF/EVE resin composite[J]. Plastic Auxiliaries, 2010(1): 45-49.

通讯作者: 刘岩松, E-mail: yansong-liu2003@sina.com。

Effect of Layered Structure on Tensile Strength of Composite Laminates

LIU Yansong^{1,2}, ZHANG Zijian¹, LI Zhixin², WANG Tong¹, TENG Fei¹

(1. Civil Aviation Institute, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China

2. China Southern Airlines Shenyang Maintenance Bases, Shenyang 110100, China)

[ABSTRACT] The laminates of 6 different layers structure were designed and prepared, meanwhile the effects of the angle of different layer and different one-way zone volume mass fraction on the tensile properties of laminated plates were studied through the tensile test. The tensile ultimate strength, damage characteristics and load-displacement curves of 6 kinds of composite laminates under tensile test were obtained through experiments. The results show that the tensile strength of composite laminated plates decreases with the increase of eccentric axis angle. When the volume fraction of the 45° and 90° is the same, the tensile strength of the laminated plate in the 45° layer is higher than that of the laminated plate in the 90° layer. The delamination area can be effectively reduced on the surface of the [0°/45°] layer, and the layer is more prone to be layered because of the [0°/90°] of internal shear. It is verified that the mechanical properties of composite laminated plates can be designed by changing the angle of lamination.

Keywords: Composite laminate; Layers structure; Tensile strength; Delamination

(责编 大漠)