

含裂口损伤复合材料层合板拉伸试验及数值模拟分析*

陈娟¹, 王星²

(1. 中航通用飞机研究院有限责任公司, 珠海 519040;

2. 西北工业大学力学与土木建筑学院, 西安 710129)

[摘要] 通过对无损、含损(不同长度的裂口损伤)的碳纤维复合材料层合板进行拉伸试验,研究了裂口损伤形式对碳纤维复合材料层合板拉伸性能的影响。经试验研究,碳纤维复合材料无损层合板的拉伸强度为 517.37MPa;且裂口损伤使碳纤维复合材料层合板的拉伸性能显著降低。相比无损层合板的拉伸性能,裂口为 5mm 的层合板拉伸强度降低 26.3%,裂口为 15mm 的层合板拉伸强度降低 23.4%。采用基于三维渐进损伤失效准则编写的子程序对碳纤维复合材料层合板进行拉伸数值模拟分析,模拟了含损层合板的损伤起始过程。通过与试验结果进行比较,验证了模型的合理性。

关键词: 含损; 复合材料层合板; 损伤失效准则

Tensile Test and Numerical Simulation Analysis of Composite Laminates With Crack Damage

CHEN Juan¹, WANG Xing²

(1. China Aviation Industry General Aircraft Co., Ltd., Zhuhai 519040, China;

2. School of Mechanics, Civil Engineering and Architecture, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

[ABSTRACT] The crack damage forms on the tensile properties of carbon fiber composite laminated plates and the effect of damage by tensile test of nondestructive, containing loss (the crack damage of different the length) of carbon fibre composite laminated plate have been studied. The tensile strength of carbon fiber composite laminates is 517.37MPa, and the tensile properties of carbon fiber composite laminates are significantly reduced. Compared with the tensile properties of non-destructive laminates, the tensile strength of laminates with a crack of 5mm was reduced by 26.3% and the tensile strength of laminates with a crack of 15mm was reduced by 23.4%. Tensile numerical simulation analysis was carried out on the carbon fibre composite laminated plates based on the three-dimensional progressive damage failure criterion subroutines, including loss of laminated plates at damage initiation and extension stages. A good agreement was found between the predicted results and the test data.

Keywords: Damage; Laminated composite; Damage failure criterion

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2017.18.106

复合材料由于具有比强度高、比刚度、抗振、抗疲劳、破损安全性好、耐热性和成型工艺性好等优点,在现代航空结构中得到了越来越广泛的应用^[1]。其主要应用于雷达罩、垂尾、平尾、机翼、整流罩、腹鳍、内部接头和座舱盖、舱盖等部位^[2]。目前,在航空领域,先进军用飞机的主承力构件上已广泛使用复合材料,所占比重达 25% 左右,直升机已达到 60%,无人机则高达 80%;航天方面,先进复合材料问世后已被大量运用于导弹、火箭、航天飞机和卫星结构上^[3]。可见,复合材料在航

空航天领域的需求及发展极具前景。

但是复合材料有其固有缺点,在实际应用中发现,由于完全不同于金属的组织结构,复合材料结构的抗冲击阻抗、抗冲击韧性低^[4]。受低速冲击后的复合材料的损伤不像金属一样呈现在表面,而是隐藏于结构的内部^[5]。这些不可见的损伤可引起材料强度的急剧下降,它们往往出现在制造、修理、维护中^[6]。飞机在服役期间受损是难免的,研究飞机的损伤问题很有必要^[7]。在航空领域,飞行器中的复合材料结构件不可避免地会受到飞鸟、冰雹等低速冲击,发生不可见的内部分层损伤,最终导致结构强度的急剧降低,直接威胁到飞行器的使用安

* 基金项目: 工信部民机科研基金项目(MJ-Y-2013-26)。

全^[8]。

纤维增强复合材料层合板结构的损伤失效在工程领域中占据重要的地位,对于层合板的损伤模拟分析,使用的方法比较广泛。Tan^[9]在研究中考虑了纤维和基体破坏两种模式,提出二维逐渐失效模型,基体破坏采用 Tsai-Wu 准则来判断,通过一个退化因子来实现材料性能退化,因子的取值范围为 0~1,但该取值在工程实际应用中难以进行测定。Chang 等^[10]在进行层合板渐进失效分析的过程中,考虑了有关应力集中的问题,但此模型也是二维模型,并未考虑分层失效的影响。Kashfuddoja 等^[11]研究了应力集中因子的计算公式,分析损伤的原因。可见目前对于层合板的损伤分析失效准则并未统一,模型的可靠性还需进一步提高。

综上所述,本文根据层合板尺寸,设计了不同孔径的穿孔损伤、不同长度的裂口损伤,对无损、含损碳纤维层合板进行拉伸试验,研究了不同形式的损伤对碳纤维复合材料层合板拉伸性能的影响;编写了基于三维渐进损伤失效准则的子程序来实现对含损层合板损伤失效的分析,并与试验结果进行对比,验证了模型的可靠性。

1 拉伸试验

1.1 试验过程

碳纤维树脂基层合板采用平纹织物预浸料 TORAY T700SC-12K-50C/#2510,具体参数见表 1。层合板尺寸长 300mm,宽 200mm,厚 1.7472mm。单层厚度为 0.2184mm,共 8 层,铺层为 [45/0/-45/90/90/-45/0/45]。裂口损伤的裂口长度 L 分别为 5mm、15mm。具体尺寸见图 1。

无损及不同损伤形式的试验件各做 6 件。拉伸试验按照 ASTM D 5766《聚合物基复合材料层压板开孔拉伸强度标准试验方法》执行,加载速度为 2mm/min,试验设备采用型号为 CRIMS DDL600 的电子万能试验件,量程为 60t。

1.2 试验结果

通过对碳纤维层合板无损及含裂口损伤的试件进行拉伸试验,得到其拉伸强度(见表 2),可以看出,裂口损伤导致复合材料层合板的拉伸强度降低。相比无损复合材料层合板的拉伸强度,裂口 1 ($L=15\text{mm}$)的拉伸强度降低了 26.3%,裂口 2 ($L=5\text{mm}$)的拉伸强度降低了 23.4%。试验值的变异系数均较小,都小于 10%,说明该试验数据的分散性小。

图 2 为复合材料层合板拉伸破坏照片,可以看出,无损层合板在中间偏上的位置断裂,穿孔层合板穿过孔

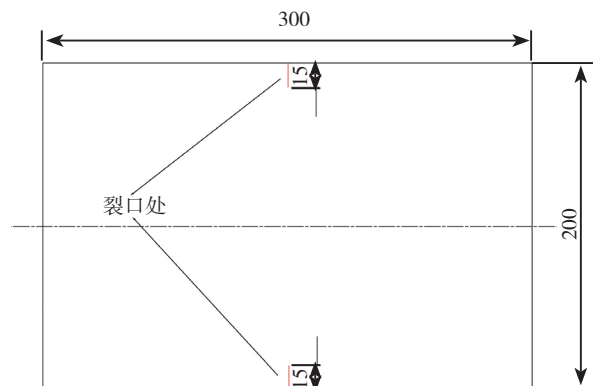
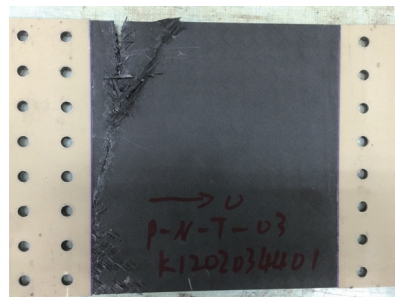


图1 含损层合板尺寸示意图 (mm)

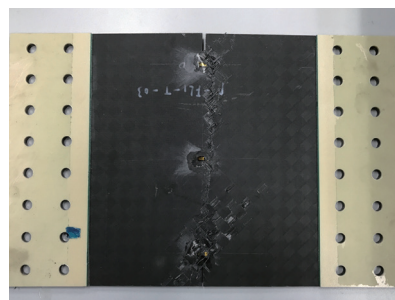
Fig.1 Schematic of dimension of damaged laminates

表2 含裂口损伤的碳纤维复合材料层合板拉伸强度及变异系数

试验项目	损伤说明	拉伸强度 F^m 平均值 /MPa	变异系数 /%
无损拉伸	—	517.37	4.74
(裂口 1) 拉伸	15mm	381.27	4.68
(裂口 2) 拉伸	5mm	396.06	7.56



(a) 无损



(b) 裂口

图2 层合板拉伸破坏照片

Fig.2 Laminates tensile failure

表1 平纹织物预浸料TORAY T700SC-12K-50C/#2510性能数据

0° (经向) 拉伸强度 σ_{11} /MPa	0° (经向) 压缩强度 σ'_{11} /MPa	90° (纬向) 拉伸强度 σ_{22} /MPa	90° (纬向) 压缩强度 σ'_{22} /MPa	纵横剪切强度 τ_{12} /MPa	0° (经向) 拉伸模量 E_{11} /MPa	90° (纬向) 拉伸模量 E_{22} /MPa	纵横剪切模量 G_{12} /MPa	主泊松比 ν_{12}
912	708	771	698	132	55779	54572	4214	0.04

中心断裂,裂口层合板沿着裂口位置在层合板中间断裂。可见裂口损伤处均在层合板上形成应力集中,裂纹均产生于损伤处。

2 数值模拟分析

采用 Abaqus 有限元分析软件对层合板裂口损伤试件进行建模。裂口模型在板的中间设置两处裂口,分别位于板中间的两侧。裂口宽度为 0.5mm,裂口长度沿着板宽的方向共两类,一类裂口长度为 $L=15\text{mm}$,一类裂口长度为 $L=5\text{mm}$ 。三维层合板穿孔结构采用三维 Hashin 准则来模拟其失效,预测层合板的失效载荷。

采用 Solid 单元模拟,单元类型为 C3D8R (8 节点线性减缩积分实体单元)。对模型施加面内拉伸载荷,采用位移加载。边界条件为一端完全固定 ($U_1=U_2=U_3=UR_1=UR_2=UR_3=0$),一端施加 X 方向的位移,固定其余方向 ($U_2=U_3=UR_1=UR_2=UR_3=0$)。

模拟输出了复合材料层合板的拉伸失效的载荷-位移曲线,如图 3 所示。无损结构的最大拉伸破坏载荷为 153582N,裂口 1 ($L=15\text{mm}$) 的最大拉伸破坏载荷为 134488N,裂口 2 ($L=5\text{mm}$) 的最大拉伸破坏载荷为 146392N。

由图 3 可知:在结构发生破坏前,载荷随着位移线性增加,表现为脆性断裂形式。裂口损伤的拉伸极限载荷显著低于无损层合板。裂口越长,其拉伸极限载荷越低。

表 3 为层合板裂口损失的试验值与模拟值由表 4 可以看出,模拟值与试验值误差较小,基本吻合。这说明损伤模型正确。

取裂口长度为 $L=15\text{mm}$ 的裂口损伤层合板进行分析。当拉伸载荷为 34.9kN (100MPa) 时层合板上的应力云图见图 4。

选取试件中心点的应力与划伤尖端处的应力作比较(见表 4),可知:裂口处存在着应力集中现象,含损(裂口)模型 45° 、 0° 、 -45° 铺层中间点的应力值均大

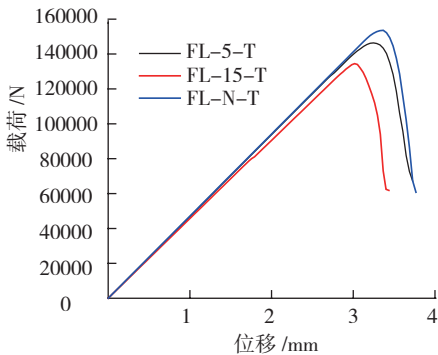


图3 层合板裂口损伤拉伸载荷-位移曲线

Fig.3 Load-displacement curve of laminates with crack damage

于无损模型中间点的应力值,而 90° 铺层刚好相反。

模型中采用三维 Hashin 失效准则模拟复合材料层合板的失效。图 5 所示为层合板裂口结构在拉伸载荷作用下的破坏位置,可知,拉伸失效始于裂口处,失效类型为纤维拉伸失效。

3 结论

(1)通过对复合材料层合板无损、含损(裂口)试件进行拉伸试验,裂口损伤导致复合材料层合板的拉伸强度降低。相比无损复合材料层合板的拉伸强度,裂口 1

表3 层合板裂口损伤的试验值与模拟值对比

名称	试验值 /kN	模拟值 /kN	误差 /%
裂口 1 (15mm)	109	134	18.6
裂口 2 (5mm)	141	146	3.42

表4 不同铺层中心点及裂口尖端应力值

铺层	中间点应力 /MPa		划伤尖端点应力 /MPa		无损试件中 中间点应力 / MPa
	L=15mm	L=5mm	L=15mm	L=5mm	
45° 铺层	56.8	51.1	237	120.1	50.5
0° 铺层	141.9	137.3	369.4	217.9	136.8
-45° 铺层	55.7	49.6	235.8	120.7	48.8
90° 铺层	28.0	35.5	105.1	23.7	37.1

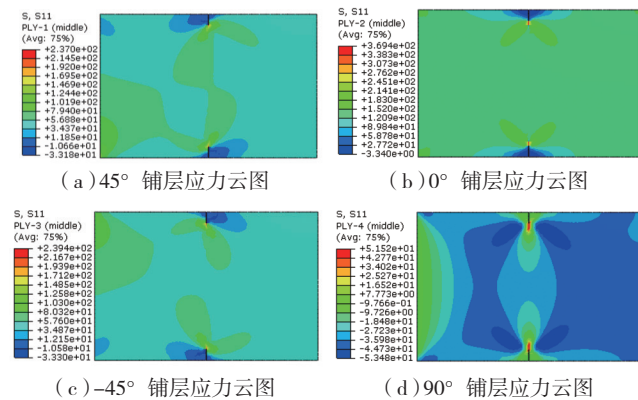


图4 层合板划伤结构拉伸应力云图

Fig.4 Tensile stress cloud of laminates with crack damage

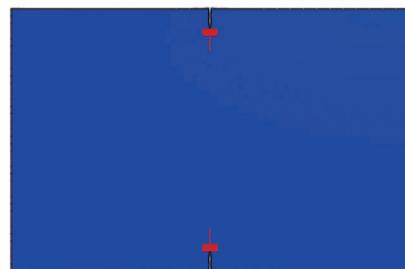


图5 层合板裂口损伤拉伸破坏位置

Fig.5 Tensile failure location of laminates with crack damage

($L=15\text{mm}$)的拉伸强度降低了26.3%,裂口2($L=5\text{mm}$)的拉伸强度降低了23.4%。

(2)采用三维Hashin准则来模拟复合材料层合板裂口损伤失效,预测含损层合板的失效载荷。对比模拟值与试验值,两者几乎吻合,验证了模型的可靠性。

(3)通过有限元模拟,可以看出孔边及裂口处均存在明显的应力集中,拉伸失效始于孔边或裂口处。失效类型为纤维拉伸失效。

参考文献

- [1] ZHANG X C, LI C, TIE Y, et al. Influence of bonded repairing composite plates on the failure forms for each layer[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(10): 84-89.
- [2] 许占显,孙占华. 飞机复合材料结构的修补与无损评估[J]. 航空制造技术, 2003(12): 59-61.
- XU Zhanxian, SUN Zhanhua. Repairing and nondestructive evaluation of aircraft composite structures[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2003(12): 59-61.
- [3] 王伦. 复合材料层合板胶接挖补工艺与性能分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- WANG Lun. Scarf patch repair techniques and analysis for carbon fiber composite laminates[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [4] 童谷生,孙良新. 飞机结构损伤的复合材料胶接修补技术研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2002, 32(5): 20-29.
- TONG Gusheng, SUN Liangxin. A review on composite bonded repair technique for damaged aircraft structures[J]. Aerospace Materials & Technology, 2002, 32(5): 20-29.
- [5] PAPANIKOS P, TSERPES K I, LABEAS G. The progressive damage modeling for bonded composite repairs[J]. Applied and Theoretical Fracture Mechanics, 2006, 43(3): 187-199.
- [6] 孟凡颖,陈绍杰,董善艳,等. 复合材料损伤结构胶接补强修补分析及设计[J]. 飞机设计, 2002(1): 18-21.
- MENG Fanhao, CHEN Shanjie, DONG Shanyan. Analysis and design of the adhesive bonding repair of the damaged composite components[J]. Aircraft Design, 2002(1): 18-21.
- [7] 苗学周,李成,铁瑛. 补片形状和尺寸对复合材料胶接修补的影响[J]. 机械工程学报, 2014, 50(20): 64-69.
- MIAO Xuezhou, LI Cheng, TIE Ying, et al. Influence of patch shape and size on adhesively bonded composite repair[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(20): 64-69.
- [8] 陈先有,崔晶. 航空复合材料结构修补技术与应用[J]. 新技术新工艺, 2007(6): 74-77.
- CHEN Xianyou, CUI Jing. Application of repair of the aviation composite structure[J]. New Technology & New Process, 2007(6): 74-77.
- [9] TAN S C. A progressive failure model for composite laminates containing opening[J]. Journal of Composite Materials, 1991, 25(5): 556-577.
- [10] CHANG F K, CHANG K Y. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations[J]. Journal of Composite Materials, 1987, 12(9): 834-855.
- [11] KASHFUDDOJA M, RAMJI M. Design of optimum patch

shape and size for bonded repair on damaged carbon fiber reinforced polymer panels[J]. Materials and Design, 2014, 54(2): 174-183.

通讯作者: 陈娟, 工程师, 研究方向为复合材料结构强度, E-mail: chenjuan341@126.com。

(责编 铃兰)

(上接第96页)

应用[J]. 航空制造技术, 2011(11): 42-45.

CHEN Guoqing, ZHANG Binggang, FENG Jicai. Application of electron beam welding technology in aerospace industry[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011(11): 42-45.

[6] KAH P, PIRINEN M, SUORANTA R, et al. Welding of ultra high strength steels[J]. Advanced Materials Research, 2004, 849: 357-365.

[7] 韩鹏,毛智勇,王西昌,等. AF1410钢母材及电子束焊接接头预腐蚀疲劳对比研究[J]. 航空制造技术, 2013(10): 88-91.

HAN Peng, MAO Zhiyong, WANG Xichang, et al. Comparative study on pre-corrosion fatigue of base material and electron beam joint for AF1410 steel[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013(10): 88-91.

[8] 余伟,韩鹏,吴冰. 预腐蚀对AF1410电子束焊接接头疲劳性能的影响[J]. 航空制造技术, 2010(20): 86-88.

YU Wei, HAN Peng, WU Bing. Influence of pre-corrosion on fatigue property of AF1410 EBW joint[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010(20): 86-88.

[9] MURTY S V S N, RAO G S, VENEUGOPAL A, et al. Metallurgical analysis of defects in the weld joints of large-sized maraging steel rocket motor casing[J]. Metallography Microstructure & Analysis, 2014, 3(6): 433-447.

[10] TARIQ F, BALOCH R A, AHMED B, et al. Investigation into microstructures of maraging steel 250 weldments and effect of post-weld heat treatments[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2010, 19(2): 264-273.

[11] 张国栋,袁鸿,王金雪,等. 焊后热处理对AF1410钢电子束焊接接头组织及性能的影响[J]. 热加工工艺, 2015, 44(13): 205-207.

ZHANG Guodong, YUAN Hong, WANG Jinxue, et al. Influence of PWHT on microstructure and mechanical properties of electron beam welded joints of AF1410 steel[J]. Hot Working Technology, 2015, 44(13): 205-207.

[12] 梁锦奎,王六定,李志,等. AerMet100钢有效晶粒细化与逆转变奥氏体稳定性的提高[J]. 材料热处理学报, 2010, 31(50): 57-60.

LIANG Jinkui, WANG Liuding, LI Zhi, et al. Refinement of effective grain and enhancement of reverted austenite stability for AerMet 100 steel[J]. Transactions of Materials and Heat Treatment, 2010, 31(50): 57-60.

[13] LEE Y J, LEE I K, WU S C, et al. Effect of post-weld heat treatment on microstructure and mechanical properties of electron beam welded flow formed maraging steel weldment[J]. Science and Technology of Welding and Joining, 2007, 12(3): 226-273.

通讯作者: 毛智勇, 研究员, 研究方向为高能束流焊接, E-mail: zhanghyx@sina.com。

(责编 铃兰)