CFRP 孔板拉伸疲劳环境效应的正交试验

孙崇强 张建宇 费斌军

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为研究环境因素对 CFRP 孔板疲劳性能的影响,针对 T300/QY8911 含中心孔层压板设计并开展了正交试验研究. 试验中采用标准试件在给定环境条件下测试其拉伸疲劳寿命,并通过对正交试验结果的方差分析研究了有无涂层、紫外辐射、环境湿度等环境因素及其交互作用对 T300/Y8911 复合材料孔板拉伸疲劳寿命影响的显著性. 研究表明:在紫外、涂层、湿度及任意二者的交互作用中,有无涂层对复合材料孔板的拉伸疲劳寿命影响高度显著,有无紫外及涂层与湿度的交互作用对复合材料孔板拉伸疲劳寿命影响显著;而湿度、紫外与涂层的交互作用及紫外与湿度的交互作用对复合材料孔板拉伸疲劳寿命的影响均不显著.

关 键 词: 复合材料; 环境; 疲劳寿命; 正交试验

中图分类号: V 258⁺3

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)10-1341-05

Orthogonal test on environmental effects of fatigue life of CFRP composite laminates

Sun Chongqiang Zhang Jianyu Fei Binjun

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

Abstract: In order to research the environmental effects on fatigue performance of CFRP composite laminates, an orthogonal test was carried out for T300/QY8911 composite laminates. Standard specimens were prepared and then the tension fatigue life was tested in the given condition. To obtain the significance of the environmental effects such as coating, ultraviolet, humidity and their interactions on the tension fatigue life of T300/QY8911 composite laminates, the variance analysis method was applied. The results indicate that the environments of coating have highly significant effect on the fatigue life of the composite laminates. The environments of ultraviolet, interaction of coating and humidity have significant effect on the fatigue life of the composite laminates. Humidity, interaction of coating and ultraviolet, interaction of ultraviolet and humidity have no significant effect on the fatigue life of the composite laminates.

Key words: composite materials; environment; fatigue life; orthogonal test

碳纤维/树脂基复合材料具有比质量小,比强度、比模量高,耐腐蚀,抗疲劳等特点,在国防、航空航天等领域的应用日益广泛. 在实际使用过程中,复合材料结构除了承受各种复杂的载荷外,还承受着各种环境因素的影响,包括温度、潮湿环境、紫外辐射、化学腐蚀等[1-2]. 湿热环境对复合材料性能的影响[3-5]主要是通过树脂基体、增强纤维以及树脂-纤维粘接界面不同程度的破坏而引起其转变;温度变化产生热应力损伤;吸湿结晶化而产生裂纹扩展、基体的降解等. 紫外辐射会[6-7]引起高分子聚合物类基体材料的老化,降低基体材料的强度、刚度等性能. 涂层工艺[8-10]除了对恶劣环境具有防护作用,某些特殊的工艺还能改善复合材料表面性能,进而提高其力学性

收稿日期: 2011-09-27; **网络出版时间**: 2012-09-26 11:04

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120926.1104.006.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10902004); 高等学校基本科研业务费资助项目(YWF-10-02-090)

作者简介: 孙崇强(1983 -),男,山东莒县人,博士生,scqscq411@163.com.

能.

国内外学者对单一或多个环境因素对碳纤维/树脂基复合材料影响做了大量的研究[1-10],对于环境影响交互作用的研究还很少,为研究环境因素及其交互作用对 T300/QY8911 疲劳性能的影响,本文设计并开展了针对 T300/QY8911 含中心孔层压板拉-拉疲劳的正交试验. 试验中采用标准试件在给定环境条件下测试其拉-拉疲劳寿命, 并通过对正交试验结果的方差分析研究了有无涂层、紫外辐射、湿度等环境因素及其交互作用对 T300/Y8911 复合材料孔板拉-拉疲劳寿命影响的显著性.

1 试验设计

1.1 试 验 件

试验件材料体系为 T300/QY8911,试验件形式为含中心孔拉伸层板,按照标准 ASTM D5776 设计加工,见图 1. 尺寸如下:300 mm × 36 mm × 2.52 mm,中心孔尺寸为 ϕ6,试件孔隙率不大于 1%,试件的纤维体积含量(63 ± 3) %. 结构铺层:[45/ −45/0/ −45/45/0/ −45/90/0/45/0] s.

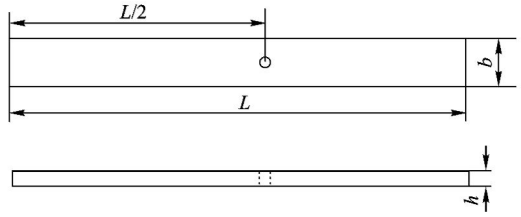


图 1 试件示意图

1.2 正交试验设计

为研究紫外、湿度、涂层 3 个环境因素及其交互作用对 T300/QY8911 孔板拉-拉疲劳寿命的影响,本文采用正交试验法[11]. 如果考虑 3 个环境因素及其交互作用的影响,就相当于有 6 个因子,故选用 $L_8(2^7)$ 正交表,见表 1. 试验的因子和水平标记如下:

A:紫外(MJ/m^2),分别为 0 和 600;

B:涂层,分别为无涂层和带涂层;

C:湿度,分别为干燥和湿润.

正交表的行数代表试验次数,各列中的数字“1”和“2”分别代表该列所填因子的相应水平,而每一行就是一个试验方案,各因子的各个水平代表哪一个具体数据也可以是随机的,但应该在排表前确定好.

按正交试验设计原则,对试验件进行分组,分组情况见表 2.

表 1 $L_8(2^7)$ 正交表[11]

试验号	列号						
	1	2	3	4	5	6	7
1	1	1	1	1	1	1	1
2	1	1	1	2	2	2	2
3	1	2	2	1	1	2	2
4	1	2	2	2	2	1	1
5	2	1	2	1	2	1	2
6	2	1	2	2	1	2	1
7	2	2	1	1	2	2	1
8	2	2	1	2	1	1	2

表 2 试件分组情况 件

潮湿环境	无涂层		带涂层	
	无紫外	紫外 600 MJ/m^2	无紫外	紫外 600 MJ/m^2
干燥	2	2	2	1
湿润	3	3	3	3

1.3 交互作用

利用正交设计可以方便地分析因素间的交互作用[11]. 考虑交互作用时,表头设计变得相对复杂一些,各因子不能随便填在表头上,而把要考虑交互作用的 2 个因子排在某 2 列之后,要查交互作用表找出这 2 列的交互作用列,这一列决不能再排其他因子,否则在该列就会发生“混杂”. 这样,当该列的变动平方和较大时,就不能区分是交互作用引起的还是第 3 个因子引起的. 在正交表上作表头设计时,应避免“混杂”的出现,这是考虑交互作用的正交表头设计的一条基本原则,表 3 给出了考虑交互作用的表头.

表 3 考虑交互作用的表头

因子	A	B	A × B	C	A × C	B × C	
列号	1	2	3	4	5	6	7

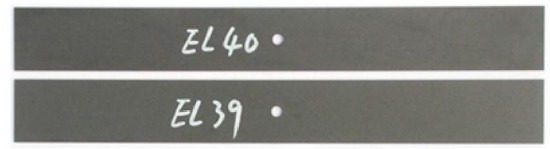
2 试验及试验结果

2.1 紫外和湿润试验

按照 GJB150. 7—86 标准进行紫外试验,试验设备为国产的 LXD270A 氙气灯光老化试验箱. 一组试件控制在温度(35 ± 5)℃、干燥环境中进行紫外辐射,另一组控制在温度(35 ± 5)℃、湿度(60 ± 10) % RH 的环境中进行了紫外辐射,紫外辐射量均为 600 MJ/m^2. 紫外辐射后,试件表面呈现黄色,如图 2 所示.

2.2 静强度预试验

为确定疲劳寿命试验的载荷,选用无紫外试件进行静强度预试验. 参照 ASTM D3039 标准,试验在 Instron 8803 液伺服材料试验机上完成. 静力破坏效果见图 3,试验结果见表 4.



a　无涂层试件紫外辐射前



b　无涂层试件紫外辐射后



c　有涂层试件紫外辐射前



d　有涂层试件紫外辐射后

图 2　有无涂层试件表面紫外辐射前后对比



图 3　静力拉伸破坏试件

表 4　静力拉伸试验数据

试验类型	试件编号	破坏载荷/kN	均值 $\bar{X}$/kN	标准差 S	离散系数 C_v/%
静力拉伸	EL1	35.816	35.68	1.023	2.88
	EL2	36.566			
	EL3	35.024			
	EL4	34.295			
	EL5	36.697			

2.3　拉-拉疲劳寿命试验

选取静力拉伸破坏载荷的 80% 作为疲劳载荷的最大值,采用正弦波加载,应力比 $R=0.06$,试验频率取为 6 ~ 10 Hz,试验在 Instron 8803 电液伺服材料试验机上完成. 由超声 C 扫描得到的典型拉-拉疲劳试件内部损伤随着循环数扩展情况见图 4,拉-拉疲劳对数寿命试验结果列入表 5.

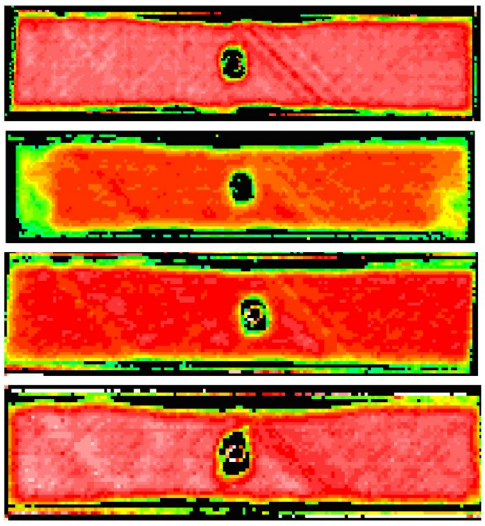


图 4　典型的拉-拉疲劳试件内部损伤扩展

表 5　拉-拉疲劳对数寿命试验数据

潮湿环境	无涂层		带涂层	
	无紫外	紫外 600 MJ/m²	无紫外	紫外 600 MJ/m²
干燥	5.322	5.384	5.699	5.464
	5.176	5.003	5.531	
湿润	5.301	5.324	5.756	5.532
	5.301	5.062	5.771	5.525
	5.204	5.002	5.505	5.644

3　试验结果分析

将表 5 的试验数据填入正交表中,对其进行统计分析[11],见表 6,方差分析结果见表 7. 表 6 中,I_j 和 II_j 表示第 j 列的各水平数据和,T 为数据总和,S_j 为各列的变动平方和,可由式(1)表示,S_T 为总的变动平方和,可由式(2)表示.

$$S_j = \left(\frac{I_j^2}{n_1} + \frac{II_j^2}{n_2}\right) - \frac{T^2}{n} \tag{1}$$

其中,n 为数据总数;n_1,n_2 分别为水平 1,2 所对应的数据数.

$$S_T = \sum S_j \tag{2}$$

表 7 中,f 为因子的自由度,各列的自由度皆为水平数减 1,S_T 的自由度为 $n-1$,且有:

$$f_T = \sum f_j \tag{3}$$

即总变动平方和的自由度等于各列变动平方和的自由度之和. 由柯赫伦分解定理可知,在因子作用不显著时,各列 S_j 相互独立,F 的表达式由公式(4)给出:

$$F = \frac{S_j/f_j}{S_e/f_e} \sim F(f_j, f_e) \tag{4}$$

其中,S_e,f_e 分别为误差项及其自由度.

表 6 正交试验表数据处理

试验号	A 1	B 2	A×B 3	C 4	A×C 5	B×C 6	7	数据 y	合计
1	1	1	1	1	1	1	1	5.322,5.176	10.498
2	1	1	1	2	2	2	2	5.301,5.301,5.204	15.806
3	1	2	2	1	1	2	2	5.699,5.531	11.230
4	1	2	2	2	2	1	1	5.756,5.771,5.505	17.032
5	2	1	2	1	2	1	2	5.384,5.003	10.387
6	2	1	2	2	1	2	1	5.324,5.062,5.002	15.388
7	2	2	1	1	2	2	1	5.464	5.464
8	2	2	1	2	1	1	2	5.532,5.525,5.644	16.701
I_j	54.566	52.079	48.469	37.579	53.817	54.618	48.382		$T=102.506$
II_j	47.940	50.427	54.037	64.927	48.689	47.888	54.124		$\bar{y}=5.395$
S_j	0.0800	0.7394	0.0016	0.0079	0.0038	0.0941	0.0064	$S_T=0.9330$	

表 7 方差分析结果

影响因子	S	f	$\bar{S}$	F	显著性
A	0.0800	1	0.0800	5.10	*
B	0.7394	1	0.7394	47.10	* *
C^{Δ}	0.0016	1	0.0016		
$A\times B^{\Delta}$	0.0079	1	0.0079		
$A\times C^{\Delta}$	0.0038	1	0.0038		
B×C	0.0941	1	0.0941	5.99	*
S_e	0.2222	12	0.0185		
S_e^{Δ}	0.2355	15	0.0157		

当 $F>F_{1-\alpha}(f_j,f_e)$ 时,则以检验水平 α 推断因子作用的显著性. 重复试验时,总的试验误差包含空列误差和重复试验误差两部分. 若记空列误差和为 S_{e1},重复试验误差为 S_{e2},则总的试验误差为

$$S_e = S_{e1} + S_{e2} \tag{5}$$

其中,S_{e2} 的计算公式为各个条件下的数据变动平方和,即

$$S_{e2} = \sum (y-\bar{y})^2 \tag{6}$$

S_{e2} 的自由度为各个条件下自由度之和,即

$$f_{e2} = \sum (n_i - 1) \tag{7}$$

其中,n_i 为各个条件下的试验重复数.

在实际应用时,常常先算出各列的平均变动平方和 $\bar{S}_j=S_j/f_j$,当 $\bar{S}_j<\bar{S}_e$ 时,S_j 就可以当作误差平方和,并入 S_e 中去,这样使误差的自由度增大,从而在作 F 检验时会更灵敏.

$$F=\frac{S_j/f_j}{S_e^{\Delta}/f_e^{\Delta}} \sim F(f_j,f_e^{\Delta}) \tag{8}$$

当 $F>F_{1-\alpha}(f_j,f_e^{\Delta})$ 时,则以检验水平 α 推断给因子作用的显著性,高度显著 α 取 0.99,显著性 α 取 0.95.

结果表明,在紫外、涂层、试件干湿状态及其中任意二者的交互作用中,有无涂层对复合材料孔板的拉-拉疲劳寿命影响高度显著,有无紫外及涂层与湿度的交互作用对复合材料孔板的拉-拉疲劳寿命影响显著;而湿度、紫外与涂层的交互作用及紫外与湿度的交互作用对复合材料孔板拉-拉疲劳寿命的影响均不显著.

对结果进一步分析,紫外辐射显著降低了该复合材料的疲劳寿命,而紫外与涂层的交互作用对其寿命影响不显著,这说明涂层对紫外辐射有防护作用. 涂层工艺不仅起到防护作用,对复合材料表面也起到了处理作用,这可能是涂层显著提高该复合材料疲劳寿命的原因之一. 湿润对复合材料影响不显著,但其与涂层的交互作用对复合材料寿命起到了显著影响,究其原因,可能是由于该涂层在湿润条件下与复合材料表面更好地结合,显著抑制了疲劳损伤的萌生与扩展.

4 结 论

本文通过正交试验研究了环境因素及其交互作用对 CFRP 孔板拉-拉疲劳性能的影响,并得出以下结论:

1) 紫外辐射后复合材料孔板表面发生了明显的颜色变化.

2) 通过 C 扫描发现,复合材料孔板内部损伤(分层面积)随着拉-拉疲劳循环数的增加而扩展.

3) 有无涂层对复合材料孔板的疲劳寿命影响高度显著;有无紫外及涂层与湿度的交互作用对复合材料孔板的疲劳寿命影响显著;湿度、紫外

与涂层的交互作用及紫外与湿度的交互作用对疲劳寿命的影响均不显著.

4）复合材料涂层工艺对紫外起到了很好的防护作用,同时对复合材料孔板拉伸疲劳寿命会产生有利影响.

参考文献（References）

[1] Friedrich K. Application of fracture mechanics to composite materials [M]. Amsterdam:Elsevier,1989:426 – 487

[2] 李耀华,张宁. 飞机结构设计中对复合材料的环境考虑[J]. 航空标准化与质量,2004(5):32 – 34
Li Yaohua,Zhang Ning. The environments effect of compsite materials in aircraft structure design [J]. Aeronautic Standardization & Quality,2004(5):32 – 34(in Chinese)

[3] Selzer R,Friedrich K. Mechanical properties and failure behavior of carbon fiber-reinforced polymer composites under the influence of moisture [J]. Composites Part A,1997,28A:595 – 604

[4] Wolff E G. Moisture effects on polymer matrix composites [J]. SAMPE Journal,1993,29(3):11 – 19

[5] Hu H W,Sun C T. The characterization of physical aging in polymeric [J]. Composites Science and Technology,2000,60(14):2693 – 2698

[6] 姜利祥,刘向鹏,童靖宇,等. 真空紫外辐射对碳/环氧复合材料性能影响[J]. 航天器环境工程,2005,22(2):81 – 85
Jiang Lixiang,Liu Xiangpeng,Tong Jingyu,et al. Effect of vacuum ultraviolet radiation on properties of carbon/epoxy composite [J]. Spacecraft Environment Engineering,2005,22(2):81 – 85 (in Chinese)

[7] Shokrieh M M ,Bayat A. Effects of ultraviolet radiation on mechanical properties of glass/polyester composites [J]. Journal of Composite Materials,2007,41(20):2443 – 2455

[8] Li Yan,Chen Yi. Effects of ultraviolet and moisture aging on the mechanical properties of natural fiber reinforced composites[J]. SAMPE,2009(2):427 – 433

[9] Cao Yibin. Coating with controlled temperature in space environment [J]. Aerospace Mater Technol,1997,27(3):18 – 20

[10] Zhang Jianyu,Hao Xueping. Experiment research on effect of environment on fatigue life of composite laminates with a central hole [J]. SAMPE,2007(1):53 – 56

[11] 韩於羹. 应用数理统计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2004:208 – 281
Han Yugeng. Applied mathematical statistics [M]. Beihang University Press,2004:208 – 281(in Chinese)

（编　辑:李　晶）