

文章编号: 1001-4888(2019)06-1077-08

纤维增强复合材料胶接结构疲劳特性试验研究^{*}

郭霞^{1,2}, 迟海^{1,2}, 贺俊智^{1,2}, 刘伟丽^{1,2,3}, 高峡^{1,2,3}

(1. 北京市理化分析测试中心, 北京 100089; 2. 有机材料检测技术与质量评价北京市重点实验室, 北京 100089;
3. 北京市科学技术研究院分析测试技术重点实验室, 北京 100089)

摘要: 本文对复合材料胶接结构的拉-拉疲劳特性进行了试验研究, 采用载荷-寿命曲线疲劳寿命预测方法拟合得到疲劳寿命预测模型, 并对不同载荷水平所引起的疲劳次数、刚度衰减和失效模式进行了分析探讨。结果表明: 各级疲劳载荷水平下复合材料胶接结构的失效模式均为复合材料被粘物首层与第二层之间的层间失效; 载荷-寿命曲线拟合形成的疲劳寿命模型可以预测复合材料胶接结构的疲劳寿命; 随着疲劳循环次数的增加, 复合材料胶接结构刚度呈现非线性减小的趋势。

关键词: 纤维增强复合材料胶接结构; 疲劳特性; 疲劳寿命预测; 刚度分析

中图分类号: TB33 **文献标识码:** A **DOI:** 10.7520/1001-4888-18-042

0 引言

自 20 世纪 70 年代开始, 复合材料在航空航天、风电叶片、汽车工业和体育器材等领域有着广泛的应用, 其疲劳问题逐渐引起了研究者的重视。纤维增强复合材料是各向异性的, 并且具有不均匀性的特征, 复合材料结构疲劳失效过程呈现出复杂的破坏机理, 使得其疲劳寿命的预测成为一项复杂的系统工程。疲劳寿命预测的研究方法可以分为两大类, 一种是基于经验的, 需要进行大量的试验测试; 另一种是基于物理机制的, 在解析疲劳失效机理的基础上预测疲劳损伤及疲劳寿命。其中, 基于经验的分析预测复合材料疲劳寿命问题的方法, 目前常见的有两种: 应力-寿命($S-N$)曲线疲劳寿命预测方法以及疲劳累积损伤方法。常用的复合材料的疲劳寿命预测理论主要包括: 经验疲劳理论、剩余强度衰减理论、刚度衰减理论、实际损伤状态理论等^[1]。

Adam 等^[2]通过对大量复合材料结构进行疲劳测试, 分析提取出疲劳预测模型, 给出了疲劳强度与静强度比值与疲劳寿命的关系。Epaarachechi 等^[3]由裂纹扩展速率推导出疲劳寿命的经验公式, 改写成应力-寿命关系。姚国文等^[4]将疲劳数据拟合得到线性 $S-\lg N$ 方程, 完成疲劳寿命的预测, 对疲劳次数进行取对数后再做拟合。Varvani-Farahani 等^[5]从能量变化方面分析复合材料结构的疲劳寿命, 首先将失效过程按照不同类型分成不同阶段, 然后提取能量因子作为评判寿命的指标。穆鹏刚等^[6]提出了两个参数的 $S-N$ 模型, 该模型可以描述复合材料层压板在疲劳载荷循环作用下的应力-疲劳寿命关系, 但是仅能完成常幅疲劳载荷下的疲劳寿命预测, 并且该模型在亚疲劳段的误差较大。

由于各向异性的复合材料对于开孔比较敏感, 因此胶接技术广泛应用在结构之间的连接设计中。随着复合材料结构向大型化发展, 复合材料胶接结构的疲劳问题也越来越受到关注。复合材料胶接结构中基体材料的性能与胶粘剂相近, 因此无法像金属胶接结构一样, 将被粘物和胶粘剂单独分析, 而只

^{*} 收稿日期: 2018-03-05; 修回日期: 2018-04-23

基金项目: 北京市科学技术研究院北科萌芽计划(BGS201901)

通讯作者: 郭霞(1985-), 女, 博士, 从事材料力学分析研究。Email: guoxialihua@163.com

能作为一个新型复合结构进行分析。随着复合材料胶接结构的广泛使用,人们对其破坏机理的研究也逐年增加,由于其结构的特殊性,复合材料胶接结构的失效模式除了包括复合材料常见的失效模式以外,还会出现复合材料与胶层间以及胶层自身的失效类型,因此其疲劳特性相比复合材料结构而言更为复杂。基于经验的疲劳寿命预测模型通常以 $S-N$ 曲线对复合材料疲劳性能进行预测,该方法在复合材料胶接结构的疲劳预测中仍旧适用。王华锋等^[7]通过试验测试获得金属胶接结构的载荷-寿命曲线规律,提出了疲劳强度-寿命拟合公式。Schütz 等^[8]分别对复材无损件、开孔件和胶接连接件进行疲劳特性分析,提取 $S-N$ 曲线,拟合出了疲劳强度-寿命模型。吕胜利等^[9]通过局部应力应变法建立疲劳寿命预测模型,通过数值模拟的方式,结合剩余强度衰减模型和各向异性材料塑性分析方法,开展了复合材料胶接修补结构的疲劳破坏分析。

国内外学者对金属胶接结构开展了大量研究,对复合材料结构的疲劳性能也有相关研究,但是对复合材料胶接结构的疲劳特性研究较少,复合材料胶接结构的疲劳渐进损伤过程还没有得到清晰的认识,没有形成完善的疲劳寿命预测体系。本文参考复合材料结构以及金属胶接结构的研究方法,考虑复合材料胶接结构的非对称的结构特殊性,采用载荷-寿命($F-N$)曲线疲劳寿命预测方法拟合得到寿命预测模型,并对不同加载参数所引起的疲劳次数、刚度衰减以及失效模式进行了分析探讨。

1 试验设置

1.1 试验设备及环境

复合材料单搭接胶接结构拉-拉疲劳试验是在液压伺服疲劳试验机上完成的,该试验机力值量程为 100kN,型号是 MTS 370.10,如图 1 所示。试验环境状态为室温,干态。



图 1 MTS 370.10 疲劳试验机

Fig. 1 MTS 370.10 fatigue test machine



图 2 疲劳试件照片及试样尺寸

Fig. 2 Fatigue specimen photo and specimen size

1.2 试样类别及几何尺寸

本文试验使用的复合材料单搭接胶接结构为标准承剪胶接结构,复合材料被粘物是 T300 9368,碳纤维为增强材料,环氧树脂为基体,胶层为环氧树脂胶 HWM120,胶接表面预浸料的铺层为 45° ,搭接长度 50mm,宽度 25mm。图 2 给出了疲劳试件照片和尺寸。试样两端添加与板料同等厚度的垫片以减少不对称结构引起的弯矩。

1.3 测试方法

由于复合材料胶接结构的疲劳性能尚在研究过程中,还没有系统的方法,因此该性能的测试没有对

应的国内外的测试标准。现有的相关标准有 GB/T 27595—2011,该标准是检测拉伸剪切疲劳载荷作用的结构胶粘剂的性能,其母材大多是金属材料,主要研究对象是胶粘剂。然而影响复合材料胶接结构性能的不仅仅是胶粘剂,复合材料被粘物与胶粘剂共同影响其疲劳性能,因此还需要参考 GB/T 16779—2008,该标准是纤维增强复合材料拉-拉疲劳性能的试验标准,可以参考这两个标准形成一套属于复合材料胶接结构专用的疲劳测试方法。

由于复合材料单搭接胶接结构是反对称结构,试样拉拉方向的横截面不是完全一致的,无法通过名义应力—寿命($S-N$)曲线来表征试样的疲劳性能,因此本文通过载荷—寿命($F-N$)曲线来表征复合材料单搭接胶接结构的疲劳性能。

参考标准选择正弦加载方式,疲劳加载频率为 5Hz,轴向最大拉伸载荷为考察变量,载荷比为 0.1,采用 PVC 方式进行补偿,多次循环之后试样断裂。

2 结果与讨论

2.1 疲劳性能分析

为了研究标准承剪复合材料胶接结构的疲劳性能,设计加载载荷分别为静态失效载荷的 74%,65%,56%,47%,37%,28%作为最大加载载荷,载荷比为 0.1,分别进行 5Hz 的疲劳试验,发现除了 28%载荷状态下的试样在 100 万次以外断裂,大部分疲劳次数小于 100 万次,详细数据参见表 1。

表 1 拉-拉疲劳试验结果
Tab. 1 Tension & tension fatigue test results

最大疲劳载荷 (F_u 为静态失效载荷平均值)	疲劳次数	$\lg N$	$\lg N_{50}$
100% F_u (10.74kN)	1	0	0
74% F_u (8kN)	65	1.81	1.81
65% F_u (7kN)	685	2.84	3.35
	2607	3.42	
	3322	3.52	
	4399	3.64	
56% F_u (6kN)	3047	3.48	3.81
	5261	3.72	
	16689	4.22	
47% F_u (5kN)	50197	4.70	4.80
	78470	4.89	
37% F_u (4kN)	142821	5.15	5.42
	494478	5.69	
28% F_u (3kN)	1433151	6.16	6.16

由试样的疲劳失效模式分析可知,不同疲劳载荷水平下复合材料胶接结构的失效模式相同,均为复合材料被粘物首层与第二层之间的层间失效,说明在几何形式和加载方式完全一致的情况下,复合材料单搭接胶接结构失效模式不会随着实际加载载荷大小的变化而变化,参见图 3。通过对图 3 所示的拉-拉疲劳失效模式和静载拉伸失效模式的对比,发现两者模式也基本一致。对疲劳过程中的试验观察可以发现,疲劳失效试样的裂纹萌生是从搭接区域边缘开始,逐渐向中间逐步扩展,也可以解释为结构的有效搭接长度变小,当搭接长度缩小到一定程度时,结构的静载失效载荷等于疲劳试验中设定的最大载荷,结构发生瞬断,两个搭接片分开,试验结束。由疲劳试验可以看出,复合材料在较低的载荷状态下,

在应力集中位置会发生裂纹萌生,并随着不停的重复加载,裂纹发生扩展,逐渐使得裂纹尖端慢慢向中间扩展。

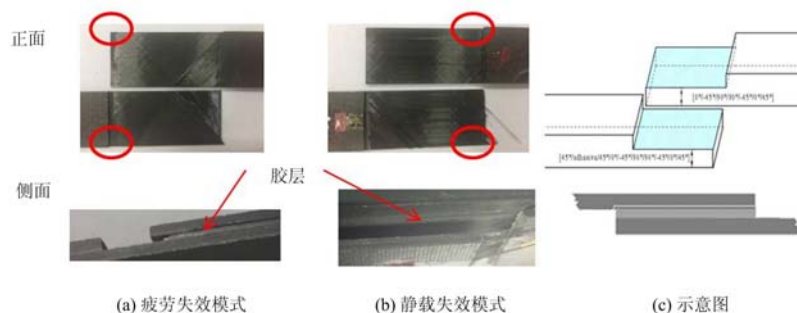


图 3 疲劳失效模式和静载失效模式对比

Fig. 3 Comparison of fatigue failure modes and static load failure modes

2.2 疲劳寿命预测

整个试验过程中,逐渐减小最大疲劳载荷,获得不同的最大疲劳载荷对应的疲劳循环次数,以循环次数为横坐标,以最大疲劳载荷为纵坐标,绘制载荷—寿命($F-N$)曲线。图 4 给出的 $F-N$ 曲线可以表征复合材料胶接结构在拉伸载荷作用下的疲劳特性,在复合材料胶接结构抗疲劳特性研究及寿命预测方面具有重要意义。

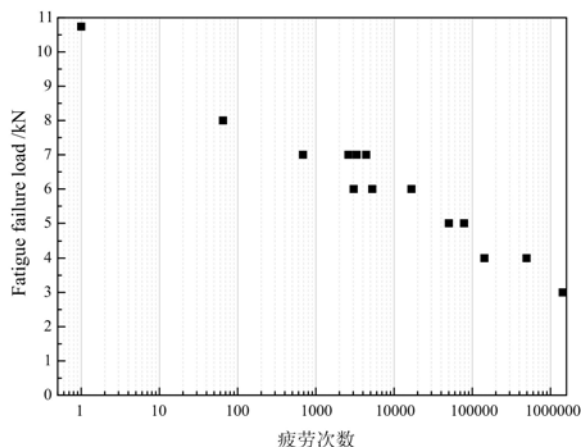


图 4 复合材料胶接结构 $F-N$ 曲线

Fig. 4 $F-N$ curve of adhesively bonded composite structures

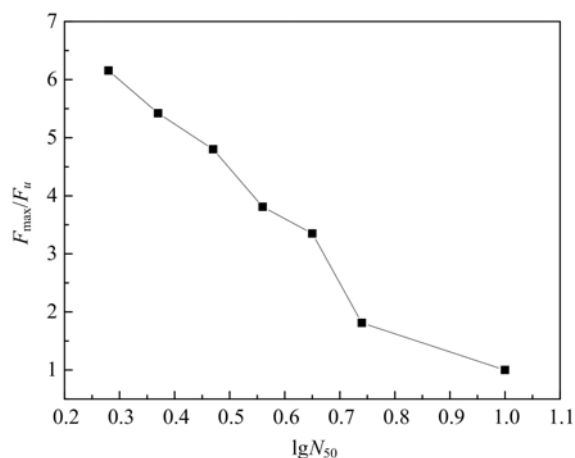


图 5 复合材料胶接结构拉-拉疲劳 $F-lgN_{50}$ 曲线

Fig. 5 Tension & tension fatigue $F-lgN_{50}$ curve of adhesively bonded composite structures

接下来首先处理疲劳数据分散性的影响,假设同一载荷水平下的对数疲劳寿命符合正态分布,那么复合材料胶接结构试样对数疲劳寿命的平均值相当于 50%存活率的对数疲劳寿命^[10],即

$$\lg N_{50} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \lg N_i \quad (1)$$

式中, $N_1, N_2, \dots, N_n$ 是相同载荷水平下所有疲劳寿命的实测值。

根据各级载荷水平下对数疲劳寿命的均值和载荷水平可绘制拉-拉疲劳试验 50%存活率的 $F-lgN_{50}$ 曲线,如图 5 所示;纵坐标是最大载荷水平 $F_{\max}/F_u$,横坐标是 50%存活率的对数疲劳寿命 $\lg N_{50}$ 。从图 5 可以看出,复合材料胶接结构的拉-拉疲劳 $F-lgN_{50}$ 曲线基本呈线性。

Beheshty 等^[11,12]开展了复合材料结构的疲劳性能测试分析研究,通过大量的疲劳数据拟合形成模型。将该模型引入到复合材料胶接结构的疲劳寿命预测分析中,考虑不同疲劳载荷状态下,疲劳极限载荷与静态极限载荷的比值与疲劳循环次数的关系:

$$a = f(1-m)(c+m) \quad (2)$$

式中, $a = F_{alt}/F_t$ 是疲劳循环载荷最大值与静拉伸极限载荷的比值; f 是对数疲劳寿命 $\lg N_f$ 的线性关系函数; $m = F_m/F_t$ 是疲劳平均载荷与静拉伸极限载荷的比值; $c = F_c/F_t$ 是静压缩极限载荷与静拉伸极限载荷的比值。

在此基础上,提出了等寿命模型计算式(3),其公式表达如下:

$$f = \frac{a}{(1 - m)(c + m)} = f_0 - b \lg N_f \tag{3}$$

式中, f, f_0 和 b 为与载荷状态无关的试验常数,可通过疲劳试验数据拟合得到。

为了研究复合材料胶接结构的拉伸方向疲劳性能,并且使该分析适用于任意载荷比及任意载荷水平情况,将上述结果绘制成曲线,对数疲劳寿命 $\lg N_f$ 是横坐标,参数 f 是纵坐标,对疲劳试验数据进行拟合,将结果绘成疲劳寿命预测曲线,如图 6 所示。

通过等寿命模型计算式(2)中的疲劳寿命 f 值,计算结果如表 2。

表 2 f 值计算表
Tab. 2 f value calculation table

载荷水平	最高载荷 /kN	最低载荷 /kN	幅值 /kN	平均载荷 /kN	a	m	c	f	$\lg N_f$
100% F_u	10.74	0	5.37	5.37	0.50	0.50	1	0.67	0
75% F_u	8.00	0.8	3.60	4.40	0.34	0.41	1	0.40	1.81
65% F_u	7.00	0.7	3.15	3.85	0.29	0.36	1	0.34	2.84
	7.00	0.7	3.15	3.85	0.29	0.36	1	0.34	3.42
	7.00	0.7	3.15	3.85	0.29	0.36	1	0.34	3.52
	7.00	0.7	3.15	3.85	0.29	0.36	1	0.34	3.64
56% F_u	6.00	0.6	2.70	3.30	0.25	0.31	1	0.28	3.48
	6.00	0.6	2.70	3.30	0.25	0.31	1	0.28	3.72
	6.00	0.6	2.70	3.30	0.25	0.31	1	0.28	4.22
47% F_u	5.00	0.5	2.25	2.75	0.21	0.26	1	0.22	4.70
	5.00	0.5	2.25	2.75	0.21	0.26	1	0.22	4.89
37% F_u	4.00	0.4	1.80	2.20	0.17	0.20	1	0.17	5.15
	4.00	0.4	1.80	2.20	0.17	0.20	1	0.17	5.69
28% F_u	3.00	0.3	1.35	1.65	0.13	0.15	1	0.13	6.16

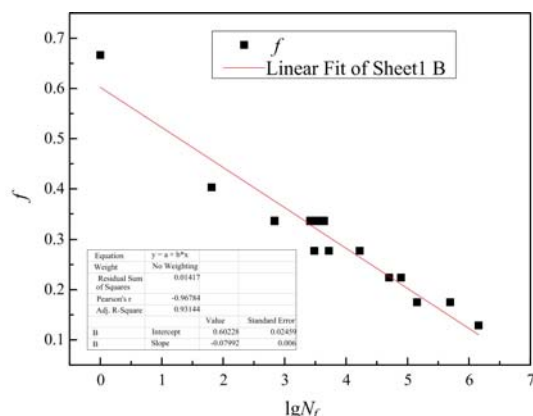
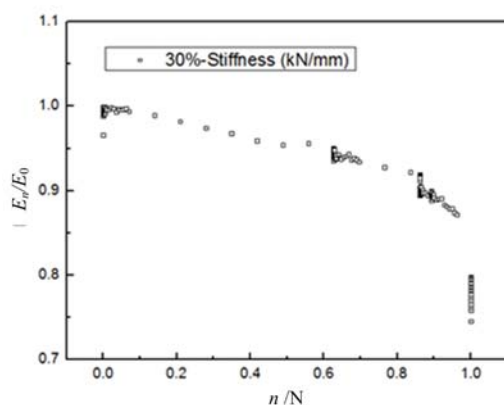
由最小二乘法拟合得式(2)中的系数, $b = 0.08, f_0 = 0.60$, 最终得出复合材料胶接结构疲劳寿命预测公式:

$$f = a/(1 - m)(c + m) = f_0 - b \lg N_f = 0.60 - 0.08 \lg N_f \tag{4}$$

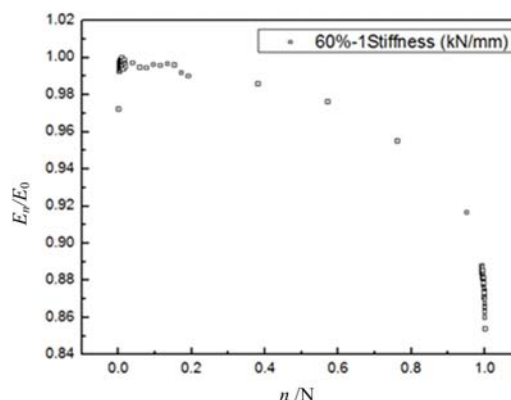
2.3 刚度退化分析

采用复合材料胶接结构的刚度衰减情况评价疲劳损伤程度,可以有效地提高分析研究效率,增加分析依据。对材料刚度的监测是宏观监测方法,同一个试件可以得到每个循环加载作用对应的刚度数据,以便对整个疲劳过程中的渐进损伤过程进行分析。对于复合材料胶接结构而言,刚度是一个宏观复杂的参数,由材料属性与结构形式共同决定,但是在疲劳过程发生损伤时会造成一定的刚度衰减,因此由刚度的变化可以定性的判断疲劳损伤的过程。

在循环加载过程中,试验机自动采集位移数据。通过对每个循环的位移数据进行处理,转化为该循环材料剩余割线刚度。以复合材料胶接结构当前剩余刚度和初始刚度之比(E_n/E_0)为纵坐标,以当前循环次数和复合材料胶接结构拉-拉疲劳寿命之比(n/N)为横坐标,如图 7 所示分别为 28% 和 56% 载荷水平的复合材料胶接结构拉-拉疲劳正则化剩余刚度退化曲线。

图 6 复合材料胶接结构拉-拉疲劳 $f-\lg N_f$ 曲线Fig. 6 Tension-tension fatigue $f-\lg N_f$ curve of adhesively bonded composite structures

(a) 30%载荷水平



(b) 60%载荷水平

图 7 复合材料胶接结构拉-拉疲劳正则化剩余刚度退化曲线

Fig. 7 Tension-tension fatigue regularization residual stiffness degradation curve of adhesively bonded composite structures

时,裂纹扩展缓慢或者新增加的裂纹较少,复合材料胶接结构的寿命延长。通过上述分析可以看出,在疲劳载荷作用下复合材料胶接结构的损伤过程大致可以分为两个阶段:第一阶段是疲劳损伤累积过程,试样逐渐发生破坏,该阶段在疲劳寿命中占有大部分周次;第二阶段为静载破坏过程,当试样逐渐破坏导致试样有效承载面积减小到不能承受当前最大载荷时,就会发生静载破坏,该阶段一般仅循环少数周次即发生破坏。

由图 4 可以看出,载荷幅增大,试样的疲劳寿命减少,图 8 给出载荷幅对复合材料胶接结构刚度的相对影响,从图 8 中可以看出,载荷幅增大,复合材料胶接结构刚度相对值减少变化率越小。将两种载荷水平的正则化试验结果做对比,可以清楚地发现载荷水平为 28% 时的疲劳寿命约为载荷水平为 56% 时疲劳寿命的 300 多倍。另外,载荷水平为 28% 时,其曲线斜率的绝对值较大,刚度变化较大。说明当载荷水平较低时,达到当前载荷水平

由图 7 可以看出,在拉-拉疲劳载荷作用下,复合材料胶接结构的剩余刚度随着疲劳次数的增加逐渐变小,反映了试样疲劳损伤逐渐累积的过程,在最终降低到初始刚度的 70%~80% 范围内时,结构无法继续承载而导致疲劳破坏。不同的最大载荷对应不同失效时的刚度。

疲劳作用初期,复合材料胶接结构的刚度退化程度较小,由复合材料胶接结构刚度的变化可以推测出疲劳过程中结构内部逐渐产生了微裂纹,有效承载面积逐渐变小。随着循环次数的增加,刚度退化逐渐明显,而且退化速率加快。当承载面积变小到不能承受疲劳循环中的最大载荷时,发生静拉伸破坏,复合材料胶接结构断裂。随着疲劳载荷水平的减小,刚度衰减的趋势变缓,此

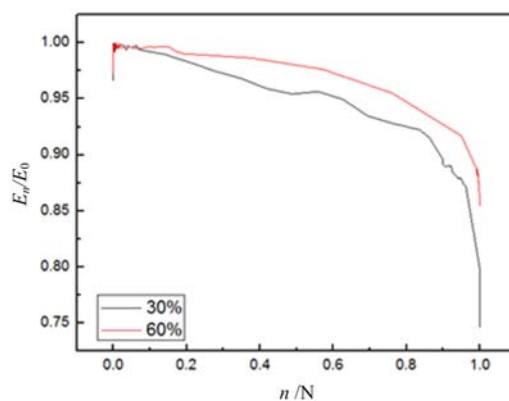


图 8 载荷幅对复合材料胶接结构刚度的影响

Fig. 8 Effect of load amplitude on stiffness of adhesively bonded composite structures

对应的静载破坏临界状态所引起的刚度衰减程度较大。

3 结束语

本文进行了胶接结构的疲劳失效分析研究,对不同载荷水平的复合材料胶接结构的疲劳次数及刚度衰减过程进行分析,得出以下结论:

(1) 各级疲劳载荷水平下复合材料胶接结构的失效模式均为复合材料被粘物首层与第二层之间的层间失效。

(2) 对 $F-N$ 曲线以等寿命模型进行拟合,得到适用于本文研究的复合材料单搭接胶接结构的疲劳寿命表达式,实现了对复合材料胶接结构的疲劳寿命预测。

(3) 随着疲劳次数的增加,复合材料胶接结构刚度呈现递减趋势,当出现载荷水平较低的情况,疲劳导致刚度衰减程度较大时,才能达到当前载荷水平对应的静载破坏临界状态。

参考文献:

- [1] 何春林, 龚成中, 邢静忠. 复合材料疲劳理论研究进展[J]. 甘肃科技, 2006, 22(3):140—143 (HE Chunlin, GONG Chengzhong, XING Jingzhong. Research progress on fatigue theory of composite materials[J]. Gansu Science and Technology, 2006, 22(3):140—143 (in Chinese))
- [2] Adam T, Gathercole N, Reiter H. Life prediction for fatigue of T800/5245 carbon-fibre composite: Variable-amplitude loading[J]. International Journal of Fatigue, 1994, 16(8):533—547.
- [3] Epaarachechi J A, Gluasen P D. A new approach to a fatigue damage model for glass-fiber reinforcement plastic composites[C]. Proceeding of the Seventh International Conference on Composites Engineering (ICCE/7) Denver, Colorad, 2000:211—222.
- [4] 姚国文, 黄培彦, 牛鹏志, 等. 循环载荷下碳纤维薄板增强 RC 梁的疲劳性能试验研究[J]. 实验力学, 2005(3): 349—353 (YAO Guowen, HUANG Peiyan, NIU Pengzhi, et al. Experimental study on fatigue behavior of RC beam strengthened with carbon fiber laminate under cycle loading[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2005 (3):349—353 (in Chinese))
- [5] Varvani-Farahani A, Haftchenari H, Panbechi M. An energy-based fatigue damage parameter for off-axis unidirectional FRP composites[J]. Composite Structures, 2007, 79:381—389.
- [6] 穆朋刚, 万小朋, 赵美英. 一种可用于复合材料的 $S-N$ 曲线模型[J]. 机械科学与技术, 2010(12):1692—1696 (MU Penggang, WAN Xiaopeng, ZHAO Meiyang. A new $S-N$ curve model of fiber reinforced plastic composite [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2010(12):1692—1696 (in Chinese))
- [7] 王华锋, 王宏雁, 陈君毅. 胶接、胶焊与点焊接头剪切拉伸疲劳行为[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2011, 39 (3):421—426 (WANG Huafeng, WANG Hongyan, CHEN Junyi. Shear tension fatigue behavior of bonded joint, weldbonded joint and spot-welded joint[J]. Journal of Tongji University (Natural science), 2011, 39(3):421—426 (in Chinese))
- [8] Schütz D, Gerharz J J, Alschweig E. Fatigue properties of unnotched, notched, and jointed specimens of a graphite/epoxy composite[J]. Fatigue of Fibrous Composite Materials, 1981:31—47.
- [9] 吕胜利, 姚磊江, 童小燕. 复合材料修补结构的疲劳寿命预测方法[J]. 机械强度, 2004(增 1):130—133 (LV Shengli, YAO Leijiang, TONG Xiaoyan. Fatigue life prediction method of the composite adhesive bonding repair [J]. Journal of Mechanical Strength, 2004(S1):130—133 (in Chinese))
- [10] 赵少汴, 王忠保. 抗疲劳设计——方法与数据[M]. 机械工业出版社, 1997 (ZHAO Shaobian, WANG Zhongbao. Anti fatigue design—methods and data [M]. Mechanical Industry Press, 1997 (in Chinese))
- [11] Beheshty M H, Harris B. A constant-life model of fatigue behaviour for carbon-fibre composites: the effect of impact damage[J]. Composites Science and Technology, 1998, 58(1):9—18.
- [12] Beheshty M H, Harris B, Adam T. An empirical fatigue-life model for high-performance fibre composites with and without impact damage[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 1999, 30(8):971—987.

Experimental study on fatigue characteristics of adhesively bonded fiber reinforced composite structures

GUO Xia^{1,2}, CHI Hai^{1,2}, HE Jun-zhi^{1,2}, LIU Wei-li^{1,2,3}, GAO Xia^{1,2,3}

(1. Beijing Centre for Physical and Chemical Analysis, Beijing 100089, China; 2. Beijing Key Laboratory of Organic Materials Testing Technology & Quality Evaluation, Beijing 100089, China; 3. Beijing Academy of Science and Technology Key Laboratory of Analysis and Testing Technology, Beijing 10089, China)

Abstract: In this paper, the tension-tension fatigue characteristics of adhesively bonded composite structures are studied experimentally. Using the load-life curve fatigue life prediction method, life prediction model was obtained by fitting, and the fatigue times, stiffness attenuation and failure modes caused by different maximum loads were analyzed and discussed. It is concluded from experimental results that the failure modes of adhesively bonded composite structures at all levels of fatigue load are interlaminar failure between the first and second layers of composite materials. The fatigue life model formed by load-life curve fitting can predict the fatigue life of adhesively bonded composite structures. As the number of fatigue cycles increases, the stiffness of adhesively bonded composite structures decreases nonlinearly. Above conclusion can provide guidance for fatigue failure analysis of adhesively bonded composite structures.

Keywords: adhesively bonded composite structures; fatigue characteristics; fatigue life prediction; stiffness