

# 监测复合材料结构剩余疲劳寿命的剩余刚度方法

姚卫星<sup>1,2</sup> 宗俊达<sup>1</sup> 廉伟<sup>3</sup>

(1. 南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京, 210016;

2. 南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京, 210016;

3. 中国商用飞机有限责任公司上海飞机设计研究院, 上海, 200232)

**摘要:**通过疲劳试验获得了复合材料层合板刚度退化的两参数模型, 基于此模型提出了复合材料结构剩余疲劳寿命监测的剩余刚度方法, 它以实验室中获得的归一化的剩余刚度曲线为基准, 结合复合材料结构疲劳危险点的实测剩余刚度值, 预测该危险部位的剩余疲劳寿命。该方法抓住了复合材料结构刚度退化的本质, 借助实测刚度值, 消除了疲劳性能分散性的大部分影响。通过4种玻璃/环氧复合材料光滑试验件和中心孔试验件的疲劳试验结果对该方法进行了验证。结果显示, 本方法可以准确地预测复合材料结构的剩余寿命, 且仅需利用前20%左右的剩余刚度数据, 预测结果便与试验结果吻合较好。

**关键词:**复合材料; 层合板; 疲劳; 剩余刚度; 寿命预测

**中图分类号:** TB323; V257

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1005-2615(2012)05-0677-06

## Residual Stiffness Method for Monitoring Life of Composite Laminates

*Yao Weixing<sup>1,2</sup>, Zong Junda<sup>1</sup>, Lian Wei<sup>3</sup>*

(1. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

3. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Shanghai, 200232, China)

**Abstract:** A stiffness degradation model with two parameters is presented to describe the composite laminate's characteristic stiffness degradation rule under cyclic loading. The normalized stiffness degradation curves processed by this model agrees well with each other for different specimens under the same fatigue loading. Therefore a new fatigue life prediction method is presented considering the specimen's individual historical fatigue information and the stiffness degradation rule. Four kinds of E-glass/Epoxy laminates and five kinds of laminates with central holes are tested to verify the presented method. Results show that the fatigue life of composite specimen can be accurately predicted when considering its individual historical information. The prediction results agree fairly well with the experimental results by adopting the residual stiffness data about the characteristic damage state(CDS) only.

**Key words:** composite; laminate; fatigue; residual stiffness; life prediction

随着复合材料在飞机结构中的大量应用, 复合材料的疲劳问题开始出现并受到研究人员的重视。

复合材料疲劳损伤模式众多, 包括基体裂纹、界面脱胶、纤维断裂、分层等。这些损伤的萌生、扩展及

相互影响导致了复合材料复杂的损伤和失效机制。鉴于复合材料疲劳问题的复杂性,目前主要采用唯象学方法进行研究。唯象学方法避开了复合材料内部复杂的疲劳机理,建立起宏观可测材料参数与材料损伤量及寿命之间的关系,降低了复合材料疲劳问题研究的难度。常用的唯象模型如基于剩余强度、剩余刚度的模型<sup>[1-2]</sup>。

复合材料疲劳问题复杂性的另一个方面是其疲劳性能具有更大的分散性,特别是含孔复合材料结构,其在同一应力水平下的疲劳寿命分散性非常大<sup>[3-4]</sup>,这给结构的可靠性设计带来极大困难。

对于复合材料结构由于影响其疲劳寿命的因素很多,即便已经有了该结构材料的疲劳性能数据库,想准确地预测一个正在服役结构的疲劳寿命也是一件困难的事情。无论采用哪种寿命分析方法,都是采用材料数据(如S-N曲线),结合结构的循环应力应变分析和累积损伤理论来估算结构危险部位的疲劳寿命。但是,复合材料复杂的损伤演化机理以及特有的铺层顺序多样性、自由边效应和就位特性使得传统上采用材料的疲劳性能估算结构的疲劳寿命的方法可行性差。

针对复合材料疲劳寿命估算的困难,本文工作从复合材料在疲劳载荷作用下的剩余刚度退化规律出发,提出了一个以归一化的剩余刚度曲线为基准,结合疲劳危险部位的剩余刚度的实测数据,预测复合材料结构剩余寿命的方法,较好地预测了复合材料结构的疲劳寿命。

## 1 刚度退化模型

前人通过试验观察发现复合材料疲劳过程中的损伤演化可以明显地区分为3个阶段<sup>[5]</sup>,其对应的损伤机理及刚度退化规律如图1所示。I阶段为疲劳损伤起始阶段,该阶段的主要损伤为横向层/斜铺层基体裂纹,这些裂纹的出现造成了刚度的明显下降,该阶段所占寿命比例一般小于20%,以基体裂纹密度达到一个饱和状态,称为特征损伤状态(Characteristic damage state, CDS)<sup>[6]</sup>为标志而结束。II阶段占据了疲劳寿命的大部分,表现为剩余刚度的缓慢线性下降,这一阶段内发生的损伤类型主要为基体-纤维界面的脱胶及分层。III阶段为临近失效的阶段,表现为刚度的快速下降,这一阶段内发生的损伤类型主要为纤维断裂,损伤局部集中演化,其所占寿命比例非常小,表现出“突然死亡”

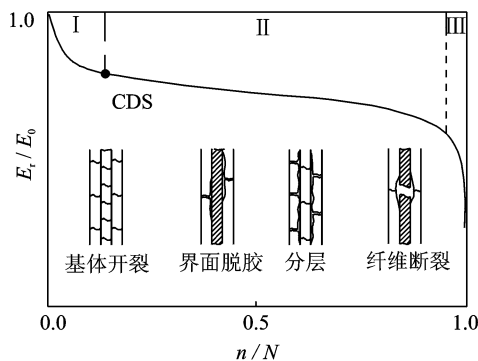


图1 典型复合材料损伤演化及刚度退化特征

特征<sup>[7]</sup>。

基于以上复合材料剩余刚度退化规律,作者提出如下的剩余刚度退化模型<sup>[8]</sup>

$$\frac{E_0 - E_r}{E_0 - E_{rc}} \triangleq f\left(\frac{n}{N}\right) = 1 - \frac{1 - (n/N)^u}{(1 - n/N)^v} \quad (1)$$

式中: $E_0$ 为初始刚度; $E_r$ 为剩余刚度; $E_{rc}$ 为失效时的临界剩余刚度; $u, v$ 为模型参数,通过试验确定,其中 $u$ 决定了刚度在初始阶段退化速率, $v$ 决定了临近失效时的刚度退化速度,中间线性段的刚度退化速率与 $u, v$ 均有关。式(1)可变换得到归一化的剩余刚度的表达式

$$\frac{E_r}{E_0} = 1 - \left(1 - \frac{E_{rc}}{E_0}\right) \left(1 - \frac{1 - (n/N)^u}{(1 - n/N)^v}\right) \quad (2)$$

对于铺层顺序一定的层合板,不同试件的静强度及疲劳寿命均可能存在较大的分散性。作者通过试验发现,在相同的疲劳载荷作用下,由式(1,2)处理得到的不同试件的剩余刚度退化曲线具有很好的一致性,很多文献<sup>[9-14]</sup>也有相似的结论。这是复合材料疲劳过程中表现出的一种规律。究其原因:虽然疲劳过程中,不同试件的绝对疲劳寿命可以有很大差异,疲劳过程中不同层出现各种损伤类型的过程相同,不同损伤出现的先后顺序固定,不同损伤的出现与刚度降之间存在定量关系。所以,通过式(1,2)处理消除了试件的个体差异后,其疲劳过程表现出共同的规律,相同载荷条件下刚度退化曲线非常接近。这也同时说明,一次循环对复合材料造成的损伤的绝对值对不同的试件个体来说是不同的,但在相对尺度上是基本相同的。

## 2 疲劳试验

试件材料为E-glass/Epoxy层合板,见图2,材料参数见表1。4种层合板铺层形式和静强度见表2。试验机为MTS809,试验频率为5 Hz,应力比 $R=0$ 。每种层合板选择4~5种应力水平进行试验,同

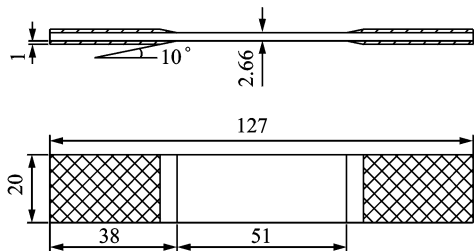


图2 光滑试件

表1 E-glass/Epoxy 材料参数

材料参数	数值/MPa
$E_{11}$	42 000
$E_{22}$	11 300
$\nu_{12}$	0.3
$G_{12}$	4 500
$X_1$	899
$Y_1$	36
$S$	60

表2 4种层合板铺层及静强度

铺层	静强度/MPa
$[0/90]_{2s}$	488
$[\pm 45]_{2s}$	118
$[45/0_2/-45]_s$	591
$[45/90/-45/0]_s$	372

一应力水平测试4个试件。试验中系统自动采集试件的位移、载荷数据用于计算试件的剩余刚度。

通过试验观察发现,  $[0/90]_{2s}$  正交层合板在疲劳过程初始阶段发生  $90^\circ$  层开裂, 随后疲劳过程完全为  $0^\circ$  层控制, 剩余刚度在初始阶段存在一个明显的下降, 随后大部分循环中保持微幅下降, 最后突然断裂, 呈现突然死亡特征。  $[\pm 45]_{2s}$  的疲劳过程的绝大部分范围内的损伤为各层基体开裂, 裂纹沿着纤维方向, 在临近失效时, 发生局部分层导致试件断开。  $[45/0_2/-45]_s$  在疲劳初始阶段出现的损伤为  $45^\circ$  层开裂, 当裂纹密度饱和后, 疲劳过程为  $0^\circ$  层所控制, 最后突然断裂。  $[45/90/-45/0]_s$  层合板在初始的循环中首先发生  $90^\circ$  层开裂, 随后随着载荷的重新分配,  $45^\circ$  层发生开裂, 随后在  $90/-45$  层界面处发生分层并显著扩展, 最后发生纵向纤维断裂。从试验观察可以发现, 所有试件刚度退化的 III 阶段占寿命比例极小, 故将  $E_{rc}$  定义为“突然死亡”发生前的剩余刚度。

通过试验中记录的循环载荷和位移曲线计算试件的剩余刚度, 然后拟合得到式(1,2)中参数  $u$ ,  $v$ , 见表3。

表3 各层合板刚度退化模型参数

层合板	应力水平 $s$	$u$	$v$	$E_{rc}/E_0$
$[0/90]_{2s}$	0.8	1.0	0.68	0.805
	0.7	0.67	0.46	0.821
	0.6	0.52	0.66	0.802
	0.5	0.44	0.74	0.852
	0.8	0.71	0.39	0.313
$[\pm 45]_{2s}$	0.6	0.85	0.55	0.245
	0.5	0.75	0.63	0.228
	0.45	0.50	0.60	0.394
	0.42	0.37	0.49	0.403
	0.8	0.26	0.77	0.797
$[45/0_2/-45]_s$	0.65	0.73	0.41	0.733
	0.53	0.41	0.54	0.780
$[45/90/-45/0]_s$	0.45	0.53	0.45	0.859
	0.80	1.0	0.44	0.814
	0.65	0.91	0.44	0.737
	0.55	0.57	0.01	0.636
	0.40	0.43	0.65	0.546

注:  $s$ =加载应力/拉伸强度。

### 3 寿命估算方法

#### 3.1 估算方法

基于对复合材料疲劳机理认识和试验观察, 本文认为复合材料的剩余刚度能够很好地反映复合材料的损伤状态。为此本文提出如下复合材料疲劳寿命估算方法, 基本步骤如下:

(1) 首先对需要估算的复合材料结构确定疲劳危险部位;

(2) 针对疲劳危险部位的层合板结构与铺层形式, 进行标准件疲劳试验, 获得式(1)中的参数;

(3) 对结构进行疲劳试验, 加载  $n_1, \dots, n_m$  次循环, 记录下疲劳危险部位剩余刚度退化数据  $E_{r1}, \dots, E_{rm}$ ;

(4) 采用最小二乘法, 依式(2), 由记录的  $m$  个点, 拟合得到临界剩余刚度  $E_{rc}$  和疲劳寿命  $N$ 。此时的  $N$  即为疲劳寿命  $N^*$ 。

上述估算方法与传统方法比较, 主要差别在于考虑了被估算结构已经历的疲劳损伤的个体信息, 这些信息反映了结构自身的损伤状态。理论上讲, 参与估算寿命的数据点对越多采集到的剩余刚度循环数占试件最终寿命的比例越大, 被估算结构的损伤累积状态和个体信息反映越充分, 估算越准确。而传统估算方法要先建立材料的 S-N 曲线(或 P-S-N 曲线), 试验量大, 还不能考虑结构个体在疲劳过程中表现出来的信息, 估算精度低。

#### 3.2 光滑试件疲劳寿命分散性消减

采用 3.1 节试验中所记录的刚度退化数据中

的部分数据来预测试件的疲劳寿命  $N^*$ ，以验证本文所提的方法可以有效消减分散性对疲劳寿命预测的影响。数据点对表示为  $\{(1, E_{r0}), (2, E_{r2}), \dots, (i, E_{ri})\}$ ，其中  $i$  表示循环次数， $E_{ri}$  表示第  $i$  次循环的剩余刚度。定义  $r=i/N^*$ ，表示加载循环的寿命分数。疲劳试验寿命结果见表4，不同应力水平下的疲劳寿命分散性在4倍左右。

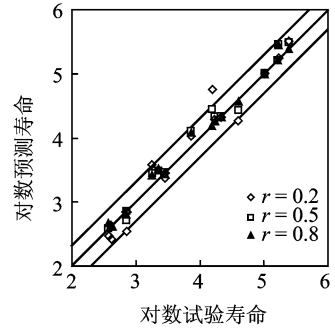
表4 试验疲劳寿命

层合板	$s$	疲劳寿命
[0/90] <sub>2s</sub>	0.8	376,420,720,722
	0.7	875,1 798,2 304,2 810,2 812
	0.6	15 566,21 872,40 180,7 234
	0.5	100 795,163 685,165 933,236 136
	0.8	150,186,190,219
[±45] <sub>2s</sub>	0.6	1 058,1 208,1 283,1 365
	0.5	4 815,7 029,10 391,14 054
	0.45	85 131,66 472,64 759,127 729
[45/0 <sub>2</sub> /-45] <sub>s</sub>	0.42	494 832,234 674,265 142
	0.8	209,304,259,214
	0.65	1 616,2 155,2 341,1 838
	0.53	19 740,19 989,20 099,28 210
[45/90/-45/0] <sub>s</sub>	0.45	105 527,112 380,123 936,160 743
	0.80	172,172,204,196
	0.65	1 045,1 155,1 210,1 929
	0.55	11 160,7 883,9 742,9 338
	0.40	155 501,145 983,168 040,170 550

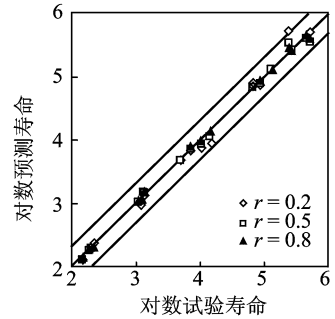
本文对所有试件都进行了  $r=0.1, 0.2, \dots, 0.8$  比例下的寿命估算。发现  $r=0.1$  条件下估算效果很差，这是因为数据少、试件的刚度退化规律表现不明显而导致估算偏差大。其中  $r=0.2, r=0.5, r=0.8$  条件下的寿命估算数据在图3中给出。从图中可以看出：总体来说，考虑了试件个体疲劳历史信息后，寿命估算精度非常高，只有极少数预测值落在2倍寿命误差带外部；用以估算的数据点越多，寿命估算越准确；当  $r=0.2$  时，估算的寿命已经比较准确，20%寿命比例一般对应于复合材料疲劳的CDS，CDS外在表现特征明显，此时较准确地估算材料的最终寿命和剩余寿命具有重要意义。

### 3.3 含中心孔试验件的验证试验

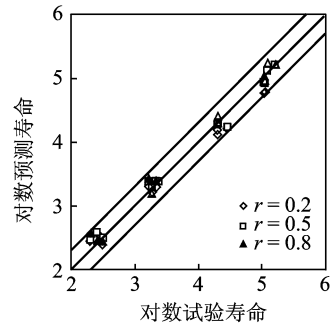
含中心孔层合板试件是在图2所示的光滑试件上钻孔加工而成的，孔径为4 mm，见图4。加工过程中，先加工3 mm直径的钻孔，然后采用绞刀加工孔径到4 mm，从而保证孔边无加工缺陷。加载条件与光滑件加载条件相同，静强度试验采用1 mm/min的加载速率。疲劳试验频率为5 Hz，应力比为0。每种层合板用5个试件进行静强度试验。疲



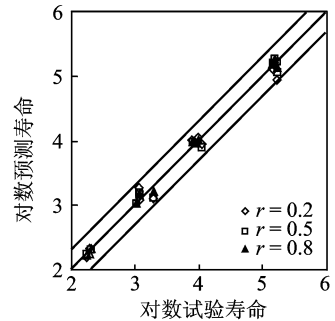
(a) [0/90]<sub>2s</sub>



(b) [±45]<sub>2s</sub>



(c) [45/0/-45]<sub>s</sub>



(d) [45/90/-45/0]<sub>s</sub>

图3 层合板疲劳寿命估算结果

劳试验选择3个应力水平进行疲劳加载，每个应力水平选用3个试件进行测试，寿命范围覆盖了  $10^3 \sim 10^5$  循环。

表5给出含中心孔层合板的静强度试验结果。可以看到，由于孔的存在，含孔板的静强度有所下降，含90°层的比例越大，下降越多，即缺口效应越明显。

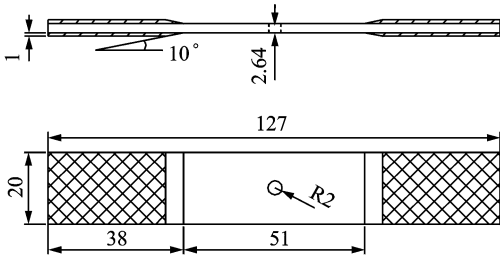


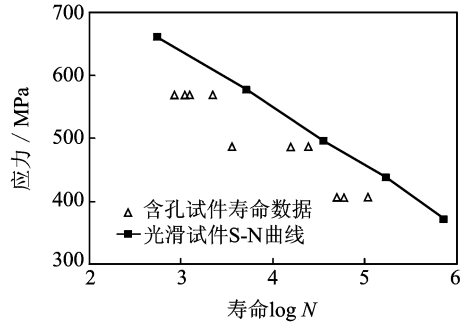
图4 含中心孔层合板试件

表5 含中心孔层合板静强度

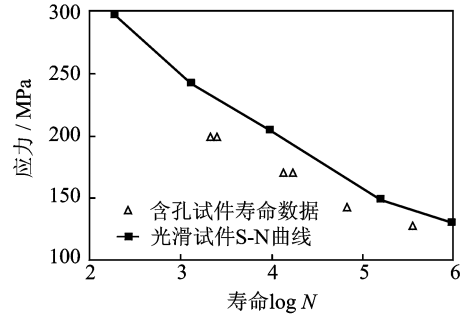
层合板	光滑件	含孔件	静面积强度 缩减量/%
[0] <sub>s</sub>	32.606	22.846	-1.518
[0/90] <sub>2s</sub>	26.725	16.848	-12.149
[±45] <sub>2s</sub>	6.247	4.712	-7.086
[45/0 <sub>2</sub> /-45] <sub>s</sub>	31.024	18.180	-27.249
[45/90/-45/0] <sub>s</sub>	19.236	12.001	-23.598

疲劳试验的结果数据较多,图5给出了两种层合板的试验结果,图中应力为静面积应力。可以看到,疲劳缺口效应较大,且疲劳寿命的分散性比光滑试验件大。

采用本文提出的方法,利用疲劳试验中采集的孔边刚度退化性能数据对各试验件的疲劳寿命进



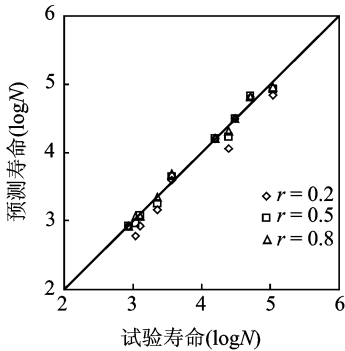
(a) [0]<sub>s</sub>



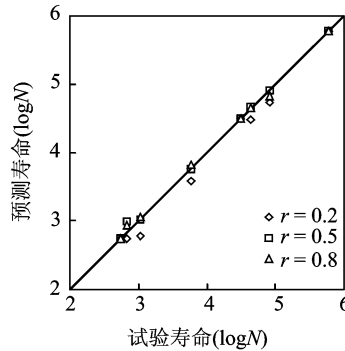
(b) [45/90/-45/0]<sub>s</sub>

图5 含中心孔试件静面积应力-寿命曲线

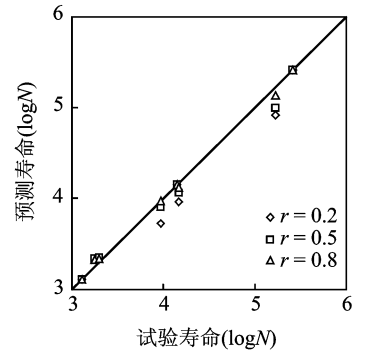
行了预测,预测结果见图6,预测结果十分令人满意。在利用了前20%寿命的剩余刚度数据后,预测寿命的精度在2倍左右;在利用了前50%的剩余刚度数据后,预测精度就很高了。



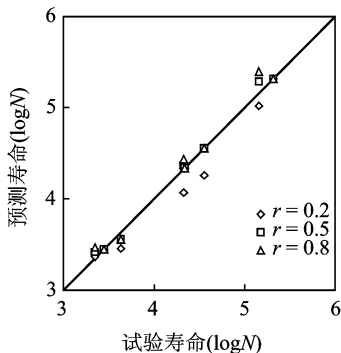
(a) [0]<sub>s</sub>



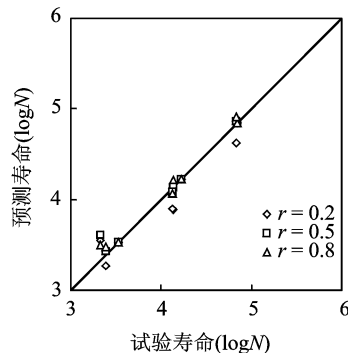
(b) [0/90]<sub>2s</sub>



(c) [±45]<sub>2s</sub>



(d) [45/0<sub>2</sub>/-45]<sub>s</sub>



(e) [45/90/-45/0]<sub>s</sub>

图6 含中心孔层合板疲劳寿命预测结果

## 4 结束语

本文以复合材料层合板疲劳剩余刚度的退化模型为基准,提出了一个在线监测结构疲劳的方法。该方法基本消除了指定结构的个体疲劳行为的差异和充分利用了历史信息,能准确地预测出试件(构件)的最终寿命。

通过对玻璃纤维增强塑料层合板的疲劳试验验证发现,采用占寿命比例20%以上的剩余刚度信息就能较准确地预测结构的最终寿命,具有工程应用价值。

### 参考文献:

- [1] Van Paepegem W, Degrieck J. A new coupled approach of residual stiffness and strength for fatigue of fiber-reinforced composites [J]. *International Journal of Fatigue*, 2002, 24(7): 747-762.
- [2] Philippidis T P, Vassilopoulos A P. Fatigue of composite laminates under off-axis loading [J]. *International Journal of Fatigue*, 1999, 21(3): 253-262.
- [3] Muc A, Kedziora P, Krawiec Z. Damage analysis and monitoring of composite materials and structures under cyclic loads [J]. *Procedia Engineering*, 2011, 10: 1315-1320.
- [4] Jen M H R, Kau Y S, Wu I C. Fatigue damage in a centrally notched composite laminate due to two-step spectrum loading [J]. *International Journal of Fatigue*, 1994, 16(1): 193-201.
- [5] Reifsnider K L, Henneke E G, Stinchcomb W W, et al. *Damage mechanics and NDE of composite laminates* [M]. New York: Pergamon Press, 1983: 399-420.
- [6] Highsmith A L, Reifsnider K L. Stiffness-reduction mechanisms in composite laminates [C]//*Damage in Composite Materials*, ASTM STP 775. Philadelphia, USA: American Society for Testing and Materials, 1982: 103-117.
- [7] 翟洪军,姚卫星. 纤维增强树脂基复合材料的疲劳剩余刚度研究进展 [J]. *力学进展*, 2002, 32(1): 69-80. Zhai Hongjun, Yao Weixing. A survey on stiffness reduction models of fiber reinforced plastics under cyclic loading [J]. *Advances In Mechanics*, 2002, 32(1): 69-80.
- [8] 廉伟,姚卫星. 复合材料层合板剩余刚度-剩余强度关联模型 [J]. *复合材料学报*, 2008, 25(5): 151-156. Lian Wei, Yao Weixing. Residual stiffness-residual strength coupled model of composite laminates [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2008, 25(5): 151-156.
- [9] Mao H, Mahadevan S. Fatigue damage modeling of composite materials [J]. *Composite Structures*, 2002, 58(4): 405-410.
- [10] Jitendra S T, Ajit D K. Stiffness degradation model for biaxial braided composites under fatigue loading [J]. *Composites; Part B*, 2008, 39: 548-555.
- [11] Nathan L P, John B, Scott W C, et al. Modeling the remaining strength of structural composite materials subjected to fatigue [J]. *International Journal of Fatigue*, 2006, 28(10): 1100-1108.
- [12] 姚卫星. 飞机结构疲劳寿命分析的一些特殊问题 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2008, 40(4): 433-441. Yao Weixing. Some special subjects of fatigue life prediction on aircraft structures [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2008, 40(4): 433-441.
- [13] Tserpes K I, Papanikos P, Labeas G, et al. Fatigue damage accumulation and residual strength assessment of CFRP laminates [J]. *Composite Structures*, 2004, 63(2): 219-230.
- [14] Jessen S M, Plumtree A. Fatigue damage accumulation in pultruded glass/polyester rods [J]. *Composites*, 1989, 20(6): 559-567.