

T700 复合材料层合板拉-拉疲劳性能

王 军, 程小全, 张纪奎, 郇正能

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘要: 对 T700/9368 光滑板及两种孔径的含孔层合板进行了拉-拉疲劳试验, 测量试件刚度随加载周期的衰减规律, 并利用超声波 C 扫描和破坏断口分析方法, 对 T700 复合材料的疲劳损伤机理进行分析。根据弹性模量法建立了层合板疲劳累积损伤模型, 并从平均应力准则概念出发, 建立了含孔层合板的疲劳累积损伤模型。将试验数据运用最小二乘法拟合后代入疲劳损伤模型, 得到 T700/9368 光滑板及含孔板疲劳寿命的具体计算公式, 应用公式预测了在不同应力水平下的层合板疲劳寿命, 与试验结果的吻合良好。

关键词: T700, 复合材料层合板, 拉伸疲劳寿命

DOI: 10.3969/j.issn.1005-5053.2012.3.015

中图分类号: TB33; V215

文献标识码: A

文章编号: 1005-5053(2012)03-0085-06

由于具有优越的力学性能, 复合材料在现代航空航天结构上得到了广泛的应用, 并且越来越多的应用于飞行器的主承力结构。国际上最新型的大型客机 B-787 和 A350 上, 复合材料占全机结构比重已经超过了 50%。结构材料的疲劳性能, 对飞机的可靠性和安全性起着决定性影响, 因此复合材料疲劳性能方面的研究对于保证飞机的安全和提高飞机使用寿命具有重要的意义。但相对于金属, 复合材料结构的复杂性使其对其损伤机理和损伤扩展机制的研究都要复杂困难的多。

从 20 世纪 70 年代末开始, 国内外研究人员开展了一系列对于复合材料疲劳方面的研究, 取得了大量的研究成果^[1-10]。其中, 对于目前较为成熟的 T300 型碳纤维增强复合材料的疲劳性能的实验和寿命预测研究开展较多, 取得了很多有应用价值的成果。近年来, T700 新型纤维增强复合材料得到了日益增多的应用, 相对于 T300 纤维, T700 以其更好的加工工艺得到的更优秀的拉伸强度, 正逐渐开始替代 T300 纤维。但对 T700 碳纤复合材料的疲劳性能方面的研究, 目前仍然还较为缺乏。

本研究对 T700/9368 复合材料试件进行了拉-拉疲劳试验, 对试件刚度衰减和疲劳损伤扩展进行了初步研究, 并建立了疲劳损伤模型, 对试件的疲劳

寿命进行了预测。

1 试验

1.1 试件

试验件均为 T700/9368 层合板, 试验件的设计参考了《聚合物基复合材料手册》^[11] 及相关的试验标准。试件分为三组, 光滑板和两种不同孔径的含孔层合板各 1 组, 两端均粘贴 50mm 长加强片加固。试件几何形状及尺寸见表 1 和图 1 所示。全部试件的铺层均为 20 层 T700/9368, 铺设顺序均为 [45/90/-45/0/45/0/-45/0/90/0] s, (45° 铺层比例为 40%)。

表 1 试验件尺寸表

Table 1 geometry of specimens

Group No.	Diameter	Length	Width	Thickness
	D/mm	L/mm	W/mm	h/mm
1	—	230	38	50
2	12.5	300	50	50
3	6.4	300	38	50

1.2 试件设备与方案

拉-拉疲劳试验在 INSTRON8802 材料试验机上进行, 试验按照 HB5440—1989 (碳纤维树脂基复合材料拉-拉疲劳试验方法^[11]) 标准。试验环境条件为自然干态 (常态), 环境温度为 (23 ± 3) °C。

对三组试件分别先进行静载拉伸试验, 得到每组试件的拉伸强度, 用以确定疲劳试验所需的载荷。

收稿日期: 2012-03-21; 修订日期: 2011-02-02

基金项目: 北京航空航天大学凡舟科研基金 (20060504)

作者简介: 王军 (1975—), 男, 博士, 讲师, 主要从事复合材料结构分析与测试, (E-mail) wang_jun@buaa.edu.cn。

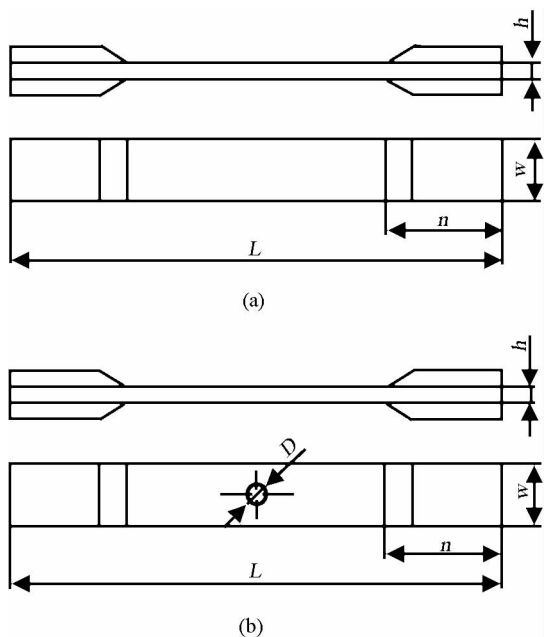


图 1 疲劳试验件

Fig. 1 specimens for fatigue test (a) smooth laminate; (b) laminate with a hole

表 2 各组试件拉伸强度

Table 2 tensile strength of specimens

Group No.	Diameter D/mm	Tensile modulus E/GPa	Tensile strength σ_b/MPa
1	—	53.98	1011.41
2	12.5	62.76	494.73
3	6.4	52.77	568.37

1.3 光滑板试验

1 组光滑板拉-拉疲劳试验加载方式为正弦波, 加载频率 10Hz, 应力比均为 0.1, 引伸计跨距为 130mm。一定循环次数后, 通过材料试验机所带的应变引伸计测量各试件应变, 获得试件的刚度变化状况。试件内部损伤采用超声 C 扫描技术检测。

1 组光滑板试验共选择 70%、65% 和 60% 三个应力水平, 前两个应力水平各取 3 个试件, 60% 应力水平取 1 个试件。

各试件疲劳寿命见表 3。从表中可以看出, 除 T700-KF1-3 试件结果明显偏离被去掉外, 每个应力水平的光滑板疲劳寿命分散性均较小, 试验具有较好的置信度。由于 T700 碳纤维相比 T300 碳纤维的延伸率较大, 因而出现大规模的纤维断裂时间点较迟且偏差小, 这也是 T700 层合板比 T300 层合板疲劳寿命分散性小的原因之一。

表 3 光滑板疲劳试验寿命

Table 3 Fatigue life of smooth laminates

Specimen No.	Stress level	Fatigue life
T700-KF1-1		92022
T700-KF1-2	70%	89470
T700-KF1-3		4604
T700-KF2-1		267251
T700-KF2-2	65%	210070
T700-KF2-3		284536
T700-KF3-1	60%	1501105

图 2 为 70% 和 65% 应力水平的试件刚度随循环次数的衰减曲线。 E_0 为初始刚度, E_n 为循环 n 次后剩余刚度; N 为疲劳寿命。从图 2 中可以看出, 疲劳加载的初始阶段, 刚度衰减比较剧烈, 当循环次数超过 10% 寿命后, 刚度衰减稳定近似为一条直线 (70% 应力水平下循环次数在 97% 全寿命点刚度明显下偏, 是因为此时已经进入了快速扩展区间)。

从图 2 中还可以看出, 应力水平在 65% 和 70% 两种情况下, 全寿命范围内试件的刚度衰减曲线相似度极好, 而且具有在较长的疲劳加载段刚度的线性变化的特点, 使得本工作后面以刚度降作为损伤量模拟的疲劳模型成为可能。

试件拉-拉疲劳破坏情况如图 3 所示。可以看出, T700 层合板试件拉-拉疲劳的主要破坏特征是出现了大面积分层, 这与静态拉伸试件只在断口处有分层明显不同。相比 T300 层合板, T700 层合板疲劳破坏后的试件分层面积更大, 分布更密, 这一方面是因为 T700 碳纤维的延伸率好, 纤维断裂出现迟; 另一方面, T700 的表面质量相比 T300 更光滑, 树脂与纤维界面强度有所下降。

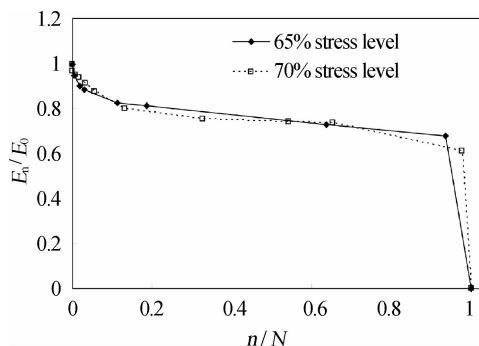


图 2 光滑板的刚度衰减曲线

Fig. 2 Stiffness attenuation curve of smooth laminates

对 60% 应力水平的 T700-KF3-1 试件在不同



图3 光滑板的拉-拉疲劳破坏

Fig. 3 Tension-tension fatigue failure of smooth laminate

循环次数下进行了 C 扫描无损检测,如图 4 所示。结果表明,在疲劳加载初始阶段,层合板内部即出现明显的分层损伤。这时的循环次数只占层合板疲劳寿命的极小一部分,而且随着循环次数的增加,首先是在两端及边缘部位出现分层,然后向中间迅速扩展,伴随着 45° 方向的分布式基体开裂,在较短的时间里就出现大面积的分层,到 30000 次循环即约 10% 疲劳寿命时,分层已经接近扩展到整个层板,这也导致了图 2 中疲劳加载初始阶段刚度迅速下降。此阶段力学性能上表现出的刚度衰减,主要来自于初始阶段分层损伤和基体开裂。

经过此阶段后,分层损伤已经达到一个稳定扩展阶段,刚度衰减如图 2 所示接近为直线,直到接近 90% 寿命后出现大面积纤维断裂导致板破坏。此结论和文献^[10]相一致。

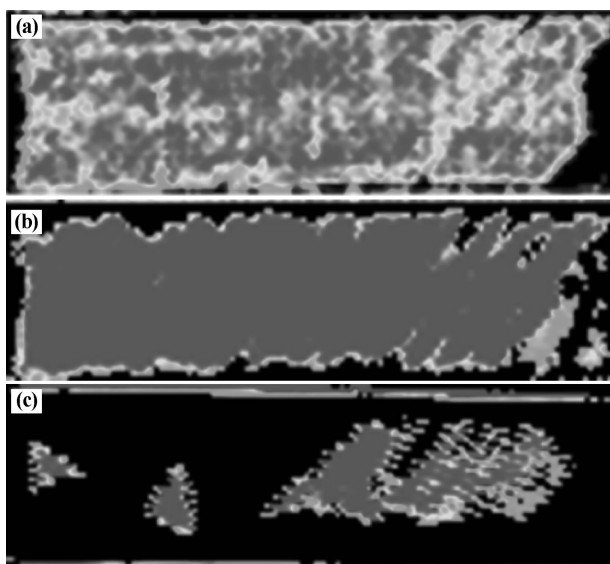


图4 光滑板拉-拉疲劳试验 C 扫描结果

Fig. 4 C-scan result of smooth laminate after tension-tension fatigue test (a)1000 cycles;(b)10000 cycles;(c)30000 cycles

1.4 含孔层合板拉-拉疲劳试验

2 组和 3 组含孔板试件拉-拉疲劳试验加载方式为正弦波,加载频率 10Hz,应力比为 0.1,引伸计跨距为 200mm。对两种孔径的试件选择不同的应力水平进行拉-拉疲劳试验。

含孔层合板试验共选择 90%、85% 和 80% 三个应力水平,前两个应力水平各取 3 个试件,80% 应力水平取 1 个试件。

各试件疲劳寿命见表 4。可以看出,除 T700-KT1-3 试件结果明显偏离外,三个应力水平的光滑层合板疲劳寿命分散性较小,试验具有较好的置信度。

表4 含孔层合板疲劳试验寿命

Table 4 Fatigue lives of laminates with holes

Specimen No.	Diameter /mm	Stress level/%	Fatigue life
T700-KT1-1	12.36		71298
T700-KT1-2	12.36	90	65789
T700-KT1-3	12.34		17658
T700-KT2-1	6.38		32623
T700-KT2-2	6.40	85	29687
T700-KT2-3	6.38		35228
T700-KT3-1	6.38	80	397326

含孔层合板试件拉-拉疲劳破坏情况如图 5 所示。试件断口位置大致与静态拉伸试件相同,位于孔两侧,但分层面积要大的多。



图5 含孔板的拉-拉疲劳破坏

Fig. 5 Tension-tension fatigue failure of laminate with a hole

对试件 T700-KT2-2 在不同循环次数下进行了 C 扫描无损检测,结果如图 6 所示。孔板内部初始损伤出现得很早,随着循环次数的增加,先是在试件中段圆孔附近出现分层损伤,然后迅速由孔边向两端沿 45° 纵向扩展,在较短的时间里就出现大面积的分层,在经历长时间的疲劳载荷作用后,最后在试件中间圆孔部位断裂破坏。

2 疲劳损伤模型

2.1 光滑板疲劳损伤模型

对复合材料疲劳寿命预测的疲劳累积损伤理论是运用固体物理学、材料强度理论和连续介质力学的唯像方法,它以材料的表观现象为依据,建立与损伤耦合的力学分析模型,通过力学和数学的分析与计算,获得所需的数值结果。

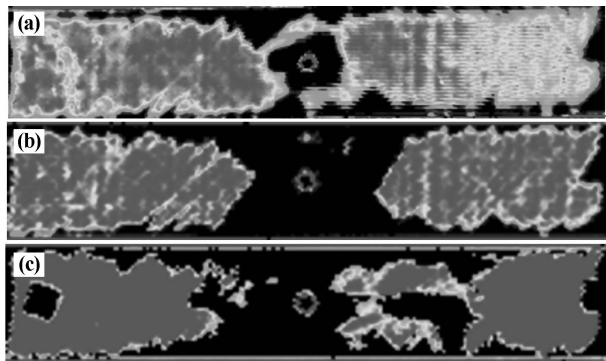


图6 孔板拉-拉疲劳试验 C 扫描结果

Fig. 6 C-scan result of laminate with a hole after tension-tension fatigue test (a)5000 cycles; (b)8000 cycles; (c)12000 cycles

在试验阶段用于复合材料的疲劳寿命预测的模型,包括剩余强度模型^[1]、剩余刚度模型^[2-6]以及耗散能模型^[7]等等。本文在实验研究所得到的刚度衰减结果基础上,建立了剩余刚度模型,对 T700/9368 层合板寿命进行预测。

Lemaitre^[8]创立的应变等效性假说认为,应力作用于受损材料所引起的变形等效于作用于一个虚拟的无损伤材料的变形,虚拟无损伤材料的承载面积等于受损材料的实际有效承载面积。对于一维问题,该原理可用公式表示为:

$$D = 1 - \frac{E'}{E} \quad (1)$$

此式即为弹性模量法即刚度下降法定义和度量损伤的基本依据。其中: D 为损伤变量; E' 为受损材料的损伤模量; E 为无损材料的损伤模量。

由此可以根据材料受损前后弹性模量的衰变来确定损伤的大小。为了把式(1)中定义的损伤因子应用到复合材料层合板的疲劳过程中,则应将损伤因子 D 和循环次数 n 建立起函数关系。

以往研究结果^[9]和本次的实验结果均表明,纤维增强复合材料的疲劳损伤过程往往呈现出两个明显不同的阶段,第一阶段损伤扩展比较平稳,占总疲

劳寿命的90%左右,而当疲劳损伤达到一定的程度后会进入第二个阶段,这时候损伤发展比前一个阶段快得多,在很短的时间内材料就发生破坏。因此本工作考虑采用分段函数对这两个过程分别进行构建。第一阶段损伤函数 D_1 用指数函数构建,第二阶段损伤函数 D_2 用线性函数构建。

Beaumont^[7]根据对横向裂纹扩展的分析提出第一阶段疲劳损伤函数 D_1 的表达式:

$$-\frac{1}{E_0} \frac{dE_n}{d\left(\frac{n}{N}\right)} = A \left[\frac{\sigma_{max}^2}{E_0^2 \left(1 - \frac{E_n}{E_0}\right)} \right]^B \quad (2)$$

式中 A, B 为材料常数; σ_{max} 为材料受到的最大循环应力。

对式(2)积分,且令:

$$a_1 = \left(\frac{A(B+1)}{E_0} \right)^{\frac{1}{B+1}}, b_1 = \frac{2B}{B+1}, c_1 = \frac{1}{B+1}$$

其中 a_1, b_1, c_1 为材料常数。

即可得到第一阶段损伤扩展模型:

$$D_1 = 1 - \frac{E_n}{E_0} = a_1 \left(\frac{\sigma_{max}}{E_0} \right)^{b_1} \left(\frac{n}{N} \right)^{c_1} \quad (3)$$

第二阶段占疲劳总寿命时间很短, D_2 可用线性函数构建:

$$D_2 = 1 - \frac{E_n}{E_0} = a_2 + b_2 \left(\frac{\sigma_{max}}{E_0} \right) + c_2 n \quad (4)$$

式中 a_2, b_2, c_2 为材料常数。

取第一阶段和第二阶段的分界循环次数为 n_c ,即当 $0 \leq n \leq n_c$ 时, $D = D_1$;当 $n_c \leq n \leq N$ 时, $D = D_2$ 。 n_c 可以根据试验测得的刚度衰减数据和多元最小二乘法进行求解。

2.2 含孔层合板疲劳损伤模型

对于带中心孔的层合板,在任意拉伸载荷作用下,只要求得特征长度 a_0 之内的平均应力 σ_y ,加上一个修正系数 β 相乘来替换前面光滑板损伤模型式中的 σ_{max} ,即可得到含孔板的疲劳累积损伤模型:

$$D = \begin{cases} D_1 = a_1 \left(\frac{\beta \sigma_y}{E_0} \right)^{b_1} \left(\frac{n}{N} \right)^{c_1} & 0 \leq n \leq n_c \\ D_2 = a_2 + b_2 \left(\frac{\beta \sigma_y}{E_0} \right) + c_2 n & n_c \leq n \leq N \end{cases} \quad (5)$$

式中 β 可以通过孔板拉伸疲劳试验确定。得到 β 值后则可以由此模型预测含孔板的拉伸疲劳寿命。

3 疲劳寿命预测

3.1 光滑板疲劳寿命预测

将 T700/9368 层合板 70% 和 65% 应力水平下试验结果对层合板疲劳损伤模型进行参数拟合。

应用最小二乘法可得到拟合系数: $a_1 = 2.43 \times 10^{-14}$, $b_1 = -6.88$, $c_1 = 0.33$, $a_2 = -553.5$, $b_2 =$

$$D = \begin{cases} D_1 = 2.43 \times 10^{-14} \times \left(\frac{\sigma_{\max}}{E_0}\right)^{-6.88} \times \left(\frac{n}{N}\right)^{0.33} & 0 \leq n \leq n_c \\ D_2 = -553.5 + 44035 \times \left(\frac{\sigma_{\max}}{E_0}\right) + 4.5 \times 10^{-5} n & n_c \leq n \leq N \end{cases} \quad (6)$$

本工作的计算和实验结果均表明,当层合板弹性模量下降的初始模量的 70% 左右时,出现疲劳损伤分界点,循环次数约占总疲劳寿命的 90%,见表 5。

表 5 损伤分界点

Table 5 Damage turning point

Stress level	Turning point n_c/N	Damage D
70%	88.4%	0.31
65%	93.0%	0.33

运用此模型对 60% 应力水平下的 T700/9368 层合板疲劳寿命进行预测。结果如表 6 所示。

表 6 60% 应力水平的疲劳寿命预测结果

Table 6 Fatigue Life Predication results at 60% stress level

Stress level	Life results by prediction N	Life results by test N^*	Error $\delta/\%$
60%	1808190	1501105	20.5

$$D = \begin{cases} D_1 = 2.43 \times 10^{-14} \times \left(\frac{\beta \times \sigma_y}{E_0}\right)^{-6.88} \times \left(\frac{n}{N}\right)^{0.33} & 0 \leq n \leq n_c \\ D_2 = -553.5 + 44035 \times \left(\frac{\beta \times \sigma_y}{E_0}\right) + 4.5 \times 10^{-5} n & n_c \leq n \leq N \end{cases} \quad (7)$$

运用此模型对 T700-KF2-1 孔板拉伸疲劳试件疲劳寿命进行预测,并与试验结果比较,结果见表 8。

表 8 T700-KF2-1 孔板寿命预测值

Table 8 Fatigue Life Predication result of specimen T700-KF2-1

Hole diameter d/mm	Life results by prediction N	Life results by test N^*	Error $\delta/\%$
6.4	512905	397326	29.1

4 结论

(1)在疲劳载荷作用下,光滑板损伤从边缘开始,含孔板损伤从孔边开始,在初始阶段分层扩展迅速,并伴随 45° 方向的基体开裂,到疲劳寿命的 10%

44035。

将拟合系数代入式(3)和(4)得到 T700/9368 层合板疲劳损伤模型表达式为:

3.2 含孔层合板疲劳寿命预测

将孔板静态拉伸试验测得的试验数据结合层合板性能参数,即可得到孔板特征长度,结合孔板拉-拉疲劳试验,即可得到修正系数 β 的值,见表 7。

表 7 不同孔径试件 β 计算值

Table 7 β calculating results for specimens with a hole of different diameter

Hole diameter d/mm	Fatigue stress σ/MPa	Average stress σ_y/MPa	β	Average β
12.5	454.70	954.36	0.7994	0.7871
6.4	483.12	836.13	0.7748	

将 β 值代入式 5,即可得到 T700/9368 含孔板疲劳损伤模型表达式为:

前,试件的刚度衰减较快。

(2)在疲劳寿命的 10% 到 90% 范围内,试件的剩余刚度随加载周期基本以线性规律下降,损伤表现为分层扩展。

(3)到达 90% 疲劳寿命时,试件刚度约降至初始刚度的 70%,此时开始出现大面积纤维断裂,试件迅速破坏。

(4)与静拉伸试件断口相比,疲劳试件表现出覆盖全试件的大面积分层,光滑板断口出现在试件中部;含孔板和静拉伸断口均出现在孔边。

(5)与 T300 碳纤维相比,T700 纤维的延伸率较大,使得 T700 层合板的疲劳寿命分散性较小,有利于对疲劳寿命准确预测;同时由于 T700 纤维表面更光滑,与树脂界面性能有所下降,断裂后试件的分层和劈丝更加明显。

(6)利用部分试验结果确定疲劳模型的参数,对 T700/9368 试件的寿命进行了预测,预测结果吻合良好。

参考文献:

- [1] RADHAKRISHNAN K. Fatigue and reliability evaluation of unnotched carbon epoxy laminates [J]. *Comp Mat*, 1984, 10(1): 21 - 31.
- [2] YANG J N. Residual strength degradation model and theory of periodic proof tests for graphite epoxy laminates [J]. *Journal of Composite Materials*, 1977, 11 (4): 177 - 197.
- [3] STINCHCOMB. Nondestructive evaluation of damage accumulation processes in composite laminates [J]. *Comp Sci & Tech*, 1986 (25): 103 - 118.
- [4] PAUL. A damage accumulation in graphite/epoxy laminates due to cyclic gradient stress fields [J]. *Rein. Plas & Comp*, 1993, 12(10): 111 - 116.
- [5] 齐红宇,温卫东.先进纤维增强复合材料疲劳寿命的预测[J], *纤维复合材料*, 2001, 2(3): 3 - 6.
QI Hong-yu, WEN Wei-dong. Prediction of Fatigue Life of Advanced Fiber Reinforced Materials [J]. *Fiber Composites*, 2001, 2(3): 3 - 6.
- [6] 齐红宇,温卫东,崔海峰.含孔复合材料层合板疲劳寿命预测研究[J]. *航空动力学报*, 2003, 18(5): 658 - 661.

- (QI Hong-yu, WEN Wei-dong, CUI Hai-tao. Fatigue Life Prediction of Notched Composite Material Laminates. *Journal of Aerospace Power* [J], 2003, 18 (5): 658 - 661.)
- [7] BADALIANE R, DILL H D. Damage in composite materials [J]. *ASTM STP775*, 1982, (6): 229.
- [8] LEMAITRE J. Evolution of dissipation and damage in metals, submitted to dynamic loading [C]. *Proc. I. C. M. I., Kyoto. Japan* 1968.
- [9] 程光旭.复合材料疲劳损伤演化两阶段模型[J]. *机械工程材料*, 2000, 24(4): 7 - 10.
(CHENG Guang-xu, WEI Wei, LI Guang-ze. A General Two stage model for accumulation of fatigue damage in composite materials [J]. *Materials for Mechanical Engineering*, 2000, 24(4): 7 - 10.)
- [10] 徐颖,温卫东,崔海峰.含冲击损伤复合材料层合板疲劳试验研究[J]. *宇航材料工艺*, 2007, (12): 73 - 80.
(XU Ying, WEN Wei-dong, CUI Hai-po. Fatigue testing of impact-damaged composite laminates [J]. *Aerospace Materials & Technology*. 2007, (12): 73 - 80.)
- [11] 陈祥宝. 聚合物基复合材料手册 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2004: 54 - 56, 73.
- [12] 杨光松. 损伤力学与复合材料损伤 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1995: 132 - 135.

Study on Tension-Tension Fatigue Properties of T700 Composite Laminates

WANG Jun, CHENG Xiao-quan, ZHANG Ji-kui, LI Zheng-neng

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

Abstract: Tension-tension fatigue test was carried out on T700/9368 composite smooth laminates and those with a hole of different diameter. The stiffness attenuation of the specimens was measured while bearing fatigue load and the fatigue damage mechanism of T700/9368 composite laminates was explored by ultrasonic C-scan. The damage model of the laminates was established according to the "Means of Elasticity Modulus". Based on average stress criterion, the damage model of the laminates with holes was established as well. The experimental data was fit into the fatigue damage model with least-squares method, to obtain a specific formula for calculating the fatigue life of T700/9368 laminates. Applying this formula to predict fatigue life of laminates under several different stress levels, the results are in a good agreement with experimental data.

Key words: T700; composite laminate; tension-tension fatigue life