多种损伤影响下正交层合板刚度退化研究

张泰峰,杨晓华,张勇

(海军航空工程学院青岛分院,山东青岛 266041)

摘要:通过对纤维增强树脂基复合材料层合板的细观力学分析,建立了基体裂纹和纤维断裂2种损伤共存时正交层合板刚度退化模型。给出了纤维断裂损伤的计算方法,对正交层合板刚度退化过程进行了量化计算。结果表明,所建立的模型采用较少的几个参数即可描述层合板刚度退化过程,并与试验结果吻合较好。

关键词:复合材料; 刚度; 损伤; 基体裂纹; 纤维断裂 中图分类号: TB333; O346.1 文献标识码: A 文章编号: 1672-9242(2011)02-0025-04

Research on Stiffness Reduction of Cross-ply Laminate after Multi-damages

ZHANG Tai-feng, YANG Xiao-hua, ZHANG Yong

(Qingdao Branch of Navy Aeronautic Engineering Academy, Qingdao 266041, China)

Abstract: Meso-mechanical analysis was carried out on FRP cross-ply laminate. A model was established to describe the stiffness reduction of the laminate with coexistence of cracks damage and fibre breakage. The calculation method of fibre breakage was put forward and the stiffness reduction process of the laminate was calculated. The simulation results showed that the proposed model has good capacity to describe the stiffness reduction of FRP laminate with a few parameter; the simulation results is in consistence with test result.

Key words: FRP; stiffness; fatigue damage; matrix crack; fibre breakage

纤维增强树脂基(Fibre Reinforced Polymer, FRP) 复合材料具有优异的力学性能,已广泛应用于飞机制 造、兵器工业、化学工程、车辆制造等领域。复合材料 的疲劳损伤行为和损伤机理相比于一般的均质各向 异性材料有着非常大的不同,其疲劳损伤的扩展过程 可用图1定性描述,损伤的发展过程主要分为3个阶段: I阶段,各单层内基体均匀开裂,同时伴有部分纤维断裂; II阶段,基体裂纹之间的相互作用逐渐增加, 纤维断裂的数目和速度也不断增加; II阶段,层合板 出现了明显的层间分层和纤维大量断裂,承载能力迅

收稿日期: 2010-10-14

作者简介: 张泰峰(1976—),男,满族,辽宁大连人,硕士,讲师,主要研究方向为复合材料腐蚀疲劳。





Fig. 1 Fatigue damage process of the fibre-reinforced polymer

速下降,在比较短的时间内失效,因此这一阶段具有 "突然死亡"的特点。

由于复合材料的疲劳损伤有着明显的分段性, 各个阶段又有着不同的主导损伤形式,目前研究基 体开裂影响的成果较多,而对纤维断裂损伤影响的 研究模型还比较少。在损伤发展的Ⅲ阶段,由于损 伤形式多样且耦合复杂,目前很多学者的研究都是 基于有限元分析来进行的。

笔者对复合材料层合板疲劳损伤扩展前2个阶段的主导损伤形式进行了分析,建立了基体裂纹和 纤维断裂共同影响下的损伤扩展模型。

1 损伤对弹性性能的影响

1.1 基体裂纹损伤

设不含裂纹损伤的基体弹性常数为*E*_m,μ_m。在 损伤发展的 I 阶段,基体裂纹基本上分布均匀,裂纹 之间的相互作用很弱。从中取出一个包含裂纹的单 元体,如图2所示。由于裂纹的存在,该弹性单元体 的弹性常数为^{III}: $E_{m2}^{(c)} = \frac{E_{m}}{1 + 4\pi D_{m}^{2}}$ $\mu_{m12}^{(c)} = \mu_{m}$ $G_{m12}^{(c)} = \frac{E_{m}G_{m}}{E_{m} + 4\pi G_{m}D_{m}^{2}}$ (1)

式中: D_m 为损伤量,表示基体裂纹的密度,是一个 无量纲的参数, $D_m = \frac{L}{\sqrt{lb}} = \frac{L}{\sqrt{S_e}}$;c表示裂纹损伤;m

表示基体;L为纤维断裂脱胶长度;l为纤维长度。





1.2 纤维断裂损伤

设单层板包含n根纤维,在疲劳载荷作用下,其 中有k根纤维发生了断裂(如图3所示),则其纤维断 裂率 $D_{\rm f} = \frac{k}{n}$ 。



图 3 单层板纤维断裂损伤 Fig. 3 Fibre breakage in single ply

由于纤维的断裂,该单层板的弹性常数为四:

$$E_1^{(f)} = E_1^0 \left[1 - \frac{\lambda E_f V_f}{\lambda V_f E_f + E_m V_m} D_f \right]$$

 $E_{\rm m1}^{\rm (c)}$ = $E_{\rm m}$

$$(\mu_{21}^{(f)} = \mu_{21}^{0} \left[1 - \frac{\lambda E_{f} V_{f}}{\lambda V_{f} E_{f} + E_{m} V_{m}} D_{f} \right]$$

$$E_{2}^{(f)} = E_{2}^{0} \left[1 - (E_{2} / E_{2}^{'} - 1) D_{f} \right]$$

$$G_{2}^{(f)} = G_{12}^{0} \left[1 - (G_{12} / G_{12}^{'} - 1) D_{f} \right]$$
(2)

式中:λ是一个由基体和纤维界面性质所决定 的常数,对于给定材料,λ在纤维稳定断裂过程中是 常数,λ=L/l;f表示纤维素损伤。

2 含损伤的正交层合板弹性性能

2.1 正轴层

层合板的正轴层最常见的损伤形式是纤维断裂 以及与纤维方向垂直的基体开裂(如图4所示),这2 种损伤都会对该层的弹性性能产生影响。一方面, 单层在2方向的受力会使裂纹闭合,从而对2方向的 弹性常数没有影响;另一方面,1方向的受力会使裂 纹张开,从而会影响到该方向的单层弹性常数,不过 考虑到纤维在这个方向上的弹性模量远高于基体的 弹性模量,裂纹的影响也可以忽略。这样,对于包含 多种损伤的正轴层就可以只考虑纤维断裂的影响, 即可用式(2)来计算其弹性性能。





2.2 90° 层

对于没有损伤的单层板,其弹性常数可用式(3) 表示:

$$E_{1}^{0} = E_{f}V_{f} + E_{m}^{0}(1 - V_{f})$$

$$E_{2}^{0} = E_{m}^{0} \left[1 + \frac{V_{f}(1 - E_{m}^{0}/E_{f})}{1 - \sqrt{V_{f}}(1 - E_{m}^{0}/E_{f})} \right]$$

$$G_{12}^{0} = G_{m}^{0} \left[1 + \frac{V_{f}(1 - G_{m}^{0}/G_{f})}{1 - \sqrt{V_{f}}(1 - G_{m}^{0}/G_{f})} \right]$$

$$\mu_{21}^{0} = \mu_{f}V_{f} + \mu_{m}^{0}(1 - V_{f})$$
(3)

正交层合板 90° 层常见的损伤形式是基体的横 向开裂。开裂后的基体弹性常数可以由式(1)得到, 因此将式(3)中表示基体的弹性常数用式(1)代替, 即可得到包含基体裂纹的单层板的弹性常数: $E_1^{(m)} = E_t V_t + E_m^0 (1 - V_t)$

$$E_{2}^{(m)} = \frac{E_{m}^{0}}{1 + 4\pi D_{m}^{2}} \Big[1 + \frac{V_{f}(4\pi D_{m}^{2} + 1 - E_{m}^{0}/E_{f})}{1 + 4\pi D_{m}^{2} - \sqrt{V_{f}}(1 - E_{m}^{0}/E_{f})} \Big]$$

$$G_{12}^{(m)} = \frac{E_{m}^{0}G_{m}^{0}}{E_{m}^{0} + 4\pi G_{m}^{0}D_{m}^{2}} \Big[1 + \frac{V_{f}U}{1 + \mu_{m} + 2\pi D_{m}^{2} - \sqrt{V_{f}}U} \Big]$$

$$U = 2\pi D_{m}^{2} + 1 + \mu_{m}^{0} - 0.5E_{m}^{0}/E_{f}$$

$$\mu_{21}^{(m)} = \mu_{f}V_{f} + \mu_{m}^{0}(1 - V_{f})$$
(4)

2.3 含损伤的正交层合板刚度

将描述0°层刚度的式(2)和描述90°层刚度 的式(4)结合起来,采用经典层合板理论,即可得到 包含多种损伤的正交层合板刚度计算式。问题的关 键是如何对式中损伤扩展量D_m和 *ζ*进行计算。

3 损伤的扩展

3.1 损伤量D_的演化模型

对基体裂纹损伤有主要影响的是应力 σ_2 (如图 5所示)。Broutman 和 Sahu³³通过对正交层合板的疲劳行为研究,采用两参数 Weibull 分布来描述层合板 偏轴层的基体裂纹损伤累积:

$$\frac{D_{\rm m}}{D_{\rm c}} = 1 - \exp\left[-\left(\frac{N}{\alpha}\right)^{\beta}\right] \tag{5}$$

式中:D。为饱和状态的裂纹损伤;α,β是由应 力水平和材料属性决定的常数。Daniel⁴⁴从实验结果 总结出了Weibull分布参数与循环应力水平的关系:

$$lg\alpha = a + b(\sigma_{max}/\sigma_{TS})$$

$$\beta = c + d(\sigma_{max}/\sigma_{TS})^{1/2} + e(\sigma_{max}/\sigma_{TS})$$
(6)

式中: σ_{max} 和 σ_{TS} 分别为循环应力峰值和静载拉伸强度;a, b, c, d, e为常数。对于[0/90₂]。玻璃-环氧层合板,Plumtree^[5]的拟合结果为:

$$lg\alpha = 8.03 - 7.78(\sigma_{max}/\sigma_{TS})$$

$$\beta = 1.08 + 0.3237(\sigma_{max}/\sigma_{TS})^{1/2} - 0.3095(\sigma_{max}/\sigma_{TS})$$
(7)







Fig. 5 The basic cell of multi-diretional single ply

该模型能够很好地体现出基体裂纹扩展的初始 期和平稳期。

3.2 损伤量 *ξ* 演化模型

对于层合板的每一个单层而言,对纤维断裂有 主要影响的是应力 σ₁(如图5所示)。由于纤维断裂 控制着单层板的寿命,考虑到纤维断裂后剩余纤维 将承受更多的应力,单层板的纤维断裂率和断裂速 度随着载荷循环次数的增加而增加,在循环次数为0 时,其纤维断裂百分比为0;当达到该应力水平下的 疲劳寿命时,其纤维将全部断裂。因此,文中给出纤 维断裂率指数函数形式的演化模型:

$$D_{\rm f} = \left[\frac{N}{N_{\rm f}(\sigma_1)}\right]^{\gamma} \tag{8}$$

式中: γ 为材料控制参数,可由实验数据计算得 到;N为载荷循环次数; $N_{\rm f}(\sigma_1)$ 为在应力水平 σ_1 下单 层板的寿命。文献[6]研究表明,单向玻璃-环氧复合 材料在交变拉伸载荷作用下,其寿命与拉伸应力幅 在双对数坐标系下近似为一条直线,因此, $N_{\rm f}$ 的具体 函数形式可以根据单层板的实验数据拟合得到。图 6为一个玻璃环氧单向板试验数据。由 $E_{\rm r}$ 74 GPa, $E_{\rm m}$ =3.2 GPa, $G_{\rm m}$ =1.18 GPa, $\mu_{\rm f}$ =0.23, $\mu_{\rm m}$ =0.356, $V_{\rm f}$ = 0.6,得到:

$$\lg N_{\rm f}(\sigma_1) = -15.037 \lg \sigma_1 + 127.8 \tag{9}$$

将该单向板在 800 MPa 应力水平下做疲劳试验,所得试验结果如图7所示,结合式(9),即可拟合得到: γ=3.578。

4 算例

上述试验中使用的单层板所铺设的[0/902]。正



图6 单向板的寿命-应力水平实验数据

交层合板,其单层厚度 d=1.25 mm,应力水平为600 MPa,应力比 R=0,用 MATLAB 编程计算,计算流程如图 8 所示。试验结果与模型计算值如图 9 所示。

从图9中可以明显看出层板刚度退化的3个阶段。其中Ⅰ,Ⅱ阶段文中模型的计算结果与试验结 (下转第41页) 青藏高原典型地区 1981—2008 年地面交换站累年 平均日照时数、地面气温、降水量等数据的量化分 析,为研究太阳辐射强度和温度等环境特性对涂层 老化内在影响机理提供了量化依据。

参考文献:

- [1] 徐永祥,严川伟,丁杰,等.紫外光对涂层的老化作用[J]. 中国腐蚀与防护学报,2004,24(3):168—172.
- [2] ARMSTRONG R D, JENKINS A T A, JOHNSON B W. An Investigation into the UV Breakdown of Thermoset Polyester Coating using Impedance Spectroscopy[J]. Corrosion Science, 1995, 37(10):1615–1625.
- [3] BAUER D R. Melamine/Formaldehyde Crosslinkers: Characterization, Network Formation and Crosslik Degradation [J]. Prog Org Coat, 1986(14): 193.
- [4] PAPPAS S P. Weathering of Coatings-formulation and Eval-

uation[J]. Prog Org Coat, 1989(17):107.

- [5] OOSTERBROEK M, LARMMERS R J, VAN DER VEN L GJ, et al. Crack Formation and Stress Development in an Organic Coating[J]. Coat Tech, 1991, 63(797):55-60.
- [6] Ooterhold M, Glockner P. Influence of Weathering on Physical Properties of Clearcoats[J]. Prog Org Coat, 2001(41): 177–182.
- [7] 溶剂可溶性氟聚物涂料的化学结构与耐候性[J]. 黄汉 生,译. 有机氟工业,2003(4):50-54.(余不详)
- [8] 材料自然老化手册[M]. 马艳秋, 王仁辉, 刘树华, 译. 北京: 中国石化出版社, 2004. (余不详)
- [9] 潘莹,张三平,周建龙,等.大气环境中有机涂层的老化 机理及影响因素[J].涂料工业,2010,40(4):68—71.
- [10] DEHRI I, ERBIL M. The Effect of Relative Humidity on the Atmospheric Corrosion of Defective Organic Coating Material: an EIS Study with a New Approach[J]. Corrosion Science, 2000, 42(6):969—978.

(上接第28页)

果吻合得较好。在Ⅲ阶段,层合板则出现了各种损 伤形式的耦合和交联,从而大大加速了纤维的断裂 速度,使层板的刚度出现急速下降。

5 结论

1) 纤维断裂和基体开裂都对 FRP 层合板刚度 性能有影响,在不同阶段其各自的影响程度不同。 从文中的模型计算结果可以看出,采用双参数模型 可以很好地描述层合板在疲劳载荷下刚度退化过程 的整体趋势,对前2个阶段描述比较准确。

2) 采用应力等效的方法,利用已有的正交层合

板裂纹损伤累积的经验公式可将文中方法推广至计 算任意斜置铺层的基体裂纹损伤。

3)纤维断裂对层合板刚度的影响在中后期很大。层板的分层、裂纹的扩展等多种因素会在中后期加速纤维断裂,这使得文中模型计算寿命高于其实际的寿命。

参考文献:

- DUAN X,YAO W X. Multi-directional Stiffness Degradation Induced by Matrix Cracking in Composite Laminates [J]. International Journal of Fatigue, 2002, 24(2-4):119-125.
- [2] 姚卫星,翟洪军.纤维断裂引起层合板多向刚度减缩的 细观力学模型[J].南京航空航天大学学报,2002,34(5); 413-417.
- [3] BROUTMAN L, SAHU S. Progressive Damage of a Glass Reinforced Plastic During Fatigue[C]//Proceedings of 24th Annual Technology Conference of the Society of the Plastics Industry.USA, 1969.(余不详)
- [4] DANIEL I M, LEE J W, YANIV G. Damage Development and Property Degradation in Composite Materials[J]. Mechanics of Composite Materials, 1988(92):149-160.
- [5] PLUMTREE A. SHEN G. Prediction of Fatigue Damage Development in Unidirectional Long Fibre Composites[J].Polymers and Polymer Composites, 1994, 2(2):83-89.
- [6] RMESH Talerja. 复合材料疲劳[M]. 北京:航空工业出版 社,1990.