

文章编号: 1000-8055(2003)05-0658-04

含孔复合材料层合板疲劳寿命预测研究

齐红宇^{1,2}, 温卫东¹, 崔海涛¹

(1 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083;)

摘要: 运用损伤力学理论, 从应变等效性假设出发, 基于复合材料结构“点应力”准则的概念, 提出了一种考虑残余应变影响的刚度下降疲劳损伤模型。以我国新近研制的高性能复合材料 T300/KH304为研究对象, 采用该模型预测了带有孔径为5 mm 层合板的疲劳寿命并对模型的合理性进行了实验验证, 从不同应力水平的疲劳试验的结果可以看出, 其最大相对误差为12.2%。

关键词: 航空、航天推进系统; 疲劳寿命; 复合材料; 残余应变; 刚度下降

中图分类号: V 232.95

文献标识码: A

Fatigue Life Predication of Notched Composite Material Laminates

Q I Hong-yu¹, W EN W ei-dongying², CU I H ai-tao²

(1 Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2 Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on damage theory and strain equivalent hypothesis, a fatigue model is presented in which the residual strain and stiffness degradation are included. A high capability composite material 300/KH304 developed recently is studied in this paper. Using this model, the fatigue life of these laminates with 5 mm holes is predicated. At the same time the fatigue tests are carried out under different stress levels. Compared with the result, the relative tolerance is less than 12.2%.

Key words: aerospace propulsion system; fatigue life; composite material; residual strain; stiffness degradation

1 引言

复合材料疲劳特性可以用 $S-N$ 曲线描述。但简单的 $S-N$ 曲线不能够适当地解释由于复杂和很多的损伤模式发生的复合材料疲劳过程, 因此损伤机理和累积损伤的理论也就应运产生^[1,2]。

复合材料疲劳损伤的定义有很多种, 一般可分为宏观、微观以及宏微观相结合等三种方式定

义, 目前大多采用宏观唯象方法来定义损伤变量^[3]。用损伤力学理论分析材料受交变载荷的疲劳行为时, 首要和最基本的问题是选择恰当的损伤定义来描述材料的损伤状态。经典的“弹性模量法”是基于应变等效性假说的基础上, 以损伤前后材料弹性模量的变化来定义或度量损伤的方法。应变等效性假说和以此为基础的“弹性模量法”实质是一种弹性材料损伤描述方法, 它只适于弹性

收稿日期: 2002- 11- 18; 修订日期: 2003- 01- 16

基金项目: 航空发动机结构强度“九五”项目预研课题(24 8 1 26)

作者简介: 齐红宇(1969-), 男, 黑龙江齐齐哈尔人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院博士后

材料的损伤行为, 而不适于非弹性行为或含有不可恢复的损伤变形行为。利用这种方法描述或测量后两种材料的疲劳损伤不能真实地反映材料损伤行为^[4]。本文基于复合材料结构“点应力”准则的概念, 提出一种考虑残余应变影响的刚度下降疲劳累积损伤模型, 并采用该模型预测了带孔层合板的疲劳寿命, 试验研究验证了所提出模型的合理性。

2 层合板的疲劳累积损伤模型

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伤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:

$$\epsilon = \frac{\sigma}{\tilde{E}} = \frac{\tilde{\sigma}}{E} \tag{1}$$

式中, σ 为横截面上的名义应力; $\tilde{\sigma}$ 为有效截面上的应力; E 为未损材料弹性模量, $\tilde{E}$ 为受损材料的弹性模量。Lemaitre^[5]将假定的式(1)表示为:

$$\epsilon = \frac{\sigma}{\tilde{E}} = \frac{\sigma}{(1 - D)E} \tag{2}$$

式(2)为一维问题基于应变等效性假说的受损材料本构方程。由式(2)得:

$$D = 1 - \tilde{E}/E \tag{3}$$

式(3)为弹性模量定义和度量损伤的基本依据。不难看出式(1)实质上是一种弹性变化规律。其中 $\tilde{E}$ 是变形模量, 即对应于应力—应变曲线瞬时损伤状态点的割线斜率(割线刚度)。由于切线刚度与割线刚度之间存在转换关系, 即:

$$\tilde{E} = \frac{\epsilon - \epsilon_0}{\epsilon} E' \tag{4}$$

式(4)中 ϵ_0 为疲劳过程的残余应变; ϵ 为总应变, 等于残余应变与弹性应变之和; E' 为切线刚度。利用这种关系, 可以运用假说的定义来描述和测量疲劳损伤的行为。即将其代入式(3)得:

$$D = 1 - \frac{\epsilon - \epsilon_0}{\epsilon} \left(\frac{E}{E'} \right) \tag{5}$$

$$\left. \begin{aligned} D_1 &= 1 - \left[1 - a_1 \left(\frac{\sigma_{\max}}{E_{(0)}} \right)^{b_1} \left(\frac{n}{N} \right)^{c_1} \right] \times \left[1 - a_2 \left(\frac{\sigma_{\max}}{\sigma_s} \right)^{b_2} (\lg n)^{c_2} \right] \\ D_2 &= 1 - \left[a_3 + b_3 \left(\frac{\sigma_{\max}}{E_{(0)}} \right) + c_3 n \right] \times \left[a_4 + b_4 \left(\frac{\sigma_{\max}}{\sigma_s} \right) + c_4 \lg n \right] \end{aligned} \right\} \tag{8}$$

式(8)中的 $\sigma_{\max}$ 和 n 分别表示循环的最大应力、极限强度和循环次数, $E_{(0)}$ 为初始的刚度, N 为材料的

式(5)为考虑残余应变的损伤定义。对弹性损伤行为: $\epsilon_0 = 0$ 。

为将在(5)中定义的损伤因子应用到复合材料的疲劳过程中, 求得疲劳累积损伤模型的具体数学表达, 需要建立损伤因子 D 与循环次数 n 之间建立函数关系。在加载频率、方式、环境温度和应力比等为常量的情况下, 建立了如下的函数关系表达式:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\epsilon - \epsilon_0}{\epsilon} &= f_1(n, \sigma_s, \sigma_{\max}) \\ \frac{E'}{E} &= f_2(n, \sigma_{\max}, E_0) \end{aligned} \right\} \tag{6}$$

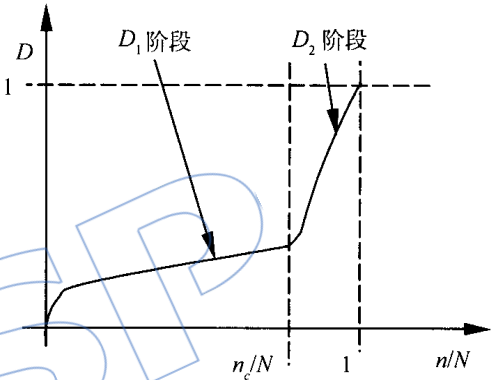


图1 复合材料疲劳损伤演化规律简图

Fig. 1 Scheme of fatigue damage evolution

在研究疲劳损伤的演化规律时, 为准确地描述损伤的发展规律, 利用分段函数描述疲劳损伤, 这种方法是对以往单一函数描述的发展。在求解函数 f_1 和 f_2 时, 应考虑复合材料的损伤演变规律, 如图1。为准确地描述损伤的发展过程, 可以把函数 f_1 和 f_2 用分段函数构建。对于图1所示损伤演化规律的疲劳损伤过程, D_1 阶段用指数函数构建, D_2 阶段用线性函数构建。本文利用 Beaumont^[6]提出的表达式基础上, 构建的函数表达式如式(7)所示:

$$D = \begin{cases} D_1 & n \geq n_c \\ D_2 & N \geq n \geq n_c \end{cases} \tag{7}$$

其中:

疲劳寿命, a_i , b_i 和 c_i 为材料试验常数。

3 含孔层合板的疲劳累积损伤模型

Whitney 和 Nuisner 根据具有中心切口板的净截面的正应力的分布,提出了带有圆孔和直裂纹复合材料层合板缺口强度的“点应力”准则。点应力准则认为,圆孔尖端某一距离 d 处的应力达

到或超过无缺口层合板的强度时,层合板将发生断裂破坏,即:

$$\sigma_y(x, 0) \Big|_{x=R+d} = \sigma_s \tag{9}$$

根据点应力准则概念认为含有圆孔半径为 R 的无限大各向异性板,在无穷远处有 σ^∞ 作用,其孔边正应力沿 x 轴分布的规律为:

$$\sigma_y(x, 0) = \frac{\sigma^\infty}{2} \left\{ 2 + \left(\frac{R}{2} \right)^2 + 3 \left(\frac{R}{2} \right)^4 - (K_T^\infty - 3) \left[5 \left(\frac{R}{x} \right)^6 - 7 \left(\frac{R}{x} \right)^8 \right] \right\}$$

$$(x > R) \tag{10}$$

式中, K_T^∞ 为应力集中系数,表示如下:

$$K_T^\infty = 1 + \left[\frac{2}{A_{22}} \left(\sqrt{A_{11}A_{22}} - A_{12} + \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{2A_{66}} \right) \right]^{1/2} \tag{11}$$

式中, $A_{i,j}$ 是层合板的刚度系数。对于参数特征长度 d 和无缺口层合板的断裂极限强度 σ_s 来讲,一旦层合板给定, d 和 σ_s 是常数。当临界状态时, $\sigma_y = (R + d, 0) = \sigma_s$, 则由式(9)可得到:

$$\frac{\sigma_s}{\sigma^\infty} = \frac{1}{2} [2 + \xi_1^2 + 3\xi_1^4 - (K_T^\infty - 3)(5\xi_1^6 - 7\xi_1^8)] \tag{12}$$

式中: $\xi_1 = R/(R + d)$ 为了获得特征尺寸 d , 令 σ^∞ 为带孔板的破坏强度,代入上式,求得 d , σ^∞ 依复

合材料静强度损伤破坏的原则程序进行计算或进行带孔板静态拉伸的试验确定。

对于带中心孔的层合板来讲,对于任意外载荷 σ_s , 只需把 d 代入式(9)就可求得特征尺寸处的点应力 $\sigma_y(R + d, 0)$ 或简写 $\sigma_y(d, 0)$ 。利用求的特征尺寸点应力 $\sigma_y(d, 0)$ 与修正系数 β 相乘替换式(8)中的 σ_{max} , 即可得到带孔板疲劳累积损伤模型:

$$D = \begin{cases} D_1 = 1 - \left[1 - a_1 \left(\frac{\beta \times \sigma_y(d, 0)}{E_{(0)}} \right)^{b_1} \left(\frac{n}{N} \right)^{c_1} \right] \times \left[1 - a_2 \left(\frac{\beta \times \sigma_y(d, 0)}{\sigma_s} \right)^{b_2} (\lg n)^{c_2} \right] & n \geq n_c \\ D_2 = 1 - \left[a_3 + b_3 \left(\frac{\beta \times \sigma_y(d, 0)}{E_{(0)}} \right) + c_3 n \right] \times \left[a_4 + b_4 \left(\frac{\beta \times \sigma_y(d, 0)}{\sigma_s} \right) + c_4 \lg n \right] & N > n > n_c \end{cases} \tag{13}$$

式(13)中: β 定义为应力修正因子,它是当量循环应力 $\sigma_{d,max}$ 与特征尺寸应力 $\sigma_y(d, 0)$ 之比。

4 含孔层合板的疲劳寿命测试及试验验证

对孔径为 5 mm 的 T300/KH-304 层合板 ([45/- 45/90/0/- 45/0/45/0/90/0]_s) 的疲劳寿

命进行预测。层合板试件的两端用高性能结构 AB 型胶—WD-1001 粘贴有厚度为 1.2 mm 的环氧树脂玻璃纤维板加固。

寿命预测之前需要一定的试验确定上述分析模型中的待定系数。为此,先把孔径为 7 mm 的层合板进行试验,确定出其疲劳累积损伤模型的表达式为^[7]:

表1 不同应力水平的疲劳寿命预测值与试验值

Table 1 The experimental and predicaive fatigue life under various stress levels

应力水平/MPa	470	490	515
预测值	253470	170290	78561
试验值	280114	188538	70038
相对误差/%	9.5	9.7	12.2

$$D = \begin{cases} D_1 = 1 - \left[1 - \left(\frac{0.7804 \times 6.33 \times \sigma(d, 0)}{E_{(0)}} \right)^{1201} \left(\frac{n}{N} \right)^{0.42} \right] \times \\ \left[1 - \left(275 \times 10^{-4} \left(\frac{0.7804 \times \sigma(d, 0)}{\sigma_s} \right)^{1157} (\lg n)^{6.45} \right) \right] & n \leq n_c \\ D_2 = 1 - \left[1098 - 2018 \times \left(\frac{0.7804 \times \sigma(d, 0)}{E_{(0)}} \right) - 9.07n \right] \times \\ \left[12423 - 91.16 \times \left(\frac{0.7804 \times \sigma(d, 0)}{\sigma_s} \right) - 11.55 \lg n \right] & N \geq n > n_c \end{cases} \tag{14}$$

然后应用上式对类似或同种层合板的疲劳寿命进行预测。

对孔径为 5 mm 的试件, 其静强度为 542 MPa, 特征尺寸为 1.436 mm, 代入上式可得到其疲劳寿命。表 1 给出了不同应力水平下的疲劳寿命预测值与试验值。

可以看出, 预测值在高应力区高于实验值, 在低应力区低于实验值, 预测的最大误差为 12.2%, 因此所提出的带孔板复合材料的寿命预测模型是满足工程的要求的。

5 结 论

本文基于复合材料结构“点应力”准则的概念, 并考虑残余应变的影响, 提出一种刚度下降疲劳累积损伤模型, 并采用该模型预测了带孔层合板的疲劳寿命。研究结果表明所提出的疲劳累积损伤累积模型是合理的, 对带孔层合板的疲劳寿命预测可以满足工程实际要求。

参考文献

[1] Zweben, Hahn H. T. Mechanical behavior and properties of composite materials[M]. Technomic Publishing Company, Inc 1989

[2] Morton Damage Characteristics in Notched Carbon Fiber Composites Subject to Fatigue Loading-Environmental Effects[J]. J. Comp Mat, 1988, 22: 171- 177.

[3] Stinchcomb Nondestructive Evaluation of Damage Accumulation Processes in Composite Lam inates[J]. Comp Sci & Tech 1986, 25: 103- 118

[4] 谢和平. 经典损伤定义中的“弹性模量法”探讨[J]. 力学与实践, 1997, 19: 45- 47.

[5] Lemaitre J. How to Use Damage Mechanics[J]. Nuclear Engineering and Design, 1984, 80: 233- 245

[6] 罗祖道, 王震鸣. 复合材料力学进展[M]. 北京: 北京大学出版社, 1992

[7] 齐红宇. 复合材料及发动机机匣的屈曲与疲劳研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2001.