

文章编号: 1000-8055(2007)04-0602-06

复合材料层合板疲劳逐渐累积损伤 寿命预测方法

徐 颖, 温卫东, 崔海涛

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对疲劳载荷作用下的纤维增强复合材料层合板, 发展了疲劳逐渐累积损伤寿命预测方法. 该方法主要包括应力分析、失效分析及材料性能下降三部分. 其中, 应力分析是通过三维有限元数值分析技术实现的; 失效分析采用改进的 Hashin 静态失效准则判断疲劳损伤的产生和扩展; 材料性能是基于突降和渐降两种准则进行退化的. 所发展的方法可以预测不同铺层顺序、不同几何尺寸的复合材料层合结构在疲劳载荷下的损伤起始、扩展、直至结构最终破坏整个过程, 并预测其疲劳寿命. 同时, 在 ANSYS 软件平台上, 开发了相应的参数化复合材料层板结构的疲劳逐渐损伤分析程序. 与已有文献结果比较, 误差在 10% 以内.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 逐渐损伤; 复合材料层合板; 疲劳; 数值模拟

中图分类号: TB33

文献标识码: A

Progressive fatigue damage analysis method of laminated composites

XU Ying, WEN Wei-dong, CUI Hai-tao

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: A progressive fatigue damage analysis method was developed to predict damage propagation and life of laminated composites subjected to constant amplitude cyclic loading. It consists of stress analysis, fatigue damage analysis and material property degradation technique. Stress analysis of composite laminates was performed by creating a three-dimensional finite element model using the ANSYS FE code. Modified Hashin failure criterion was used to fatigue damage analysis. The rules of sudden degradation and gradual degradation were applied in material property degradation technique for modifying element stiffness and strength. Simulation results show that this progressive fatigue damage method is competent for simulating progressive damage and predicting fatigue life of laminated composites with arbitrary geometry and ply stacking sequence. A parametric progressive fatigue damage analysis programme was developed based on the ANSYS FE code. The error between the predicted results and the test data is within 10%.

Key words: aerospace propulsion system; progressive damage; laminated composites; fatigue; numerical simulation

收稿日期: 2006-04-05; **修订日期:** 2006-06-11

作者简介: 徐颖(1979-), 女, 浙江衢州人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事复合材料结构强度方面的研究工作.

纤维增强复合材料以其比强度、比刚度高,可设计性强等诸多优越的力学性能,已在航空、航天领域得到广泛应用。复合材料的疲劳特性对结构的可靠性和安全性有很大影响,疲劳载荷引发的损伤是结构失效的重要原因之一。因此,对结构内疲劳损伤的产生、扩展及疲劳寿命等问题进行研究具有重要的工程意义。自20世纪70年代以来,国内外许多学者都对其进行了分析^[1-8]。

与金属等一些各向同性材料相比,复合材料具有强度和刚度上的各向异性、内部构造上的不均匀性和不连续性等特点。这些特点致使其疲劳损伤及破坏机理非常复杂,所呈现的损伤模式包括基体开裂、基体挤压、基纤剪切、纤维断裂、纤维压缩和分层等。这些损伤模式在循环加载过程中同时存在,彼此诱发并相互耦合,导致了从微观角度定量研究疲劳损伤更加困难,故目前的研究多数是采用宏观唯象法^[1-3]。然而,宏观唯象法无法具体考虑各种损伤模式,且对于不同层合板都需要通过实验确定其疲劳失效模型参数。

90年代后,逐渐累积损伤理论发展起来。通过逐渐累积损伤分析可以清楚地了解承载层合板内产生损伤后载荷的重新分布和损伤相互作用及扩展过程。因此,在疲劳分析时应用该理论,可以模拟疲劳损伤的起始、扩展及最终破坏全过程,并克服了宏观唯象法的不足,从而为工程技术人员进行合理的结构设计提供了重要依据。然而,目前国内外对复合材料层合板进行疲劳逐渐累积损伤分析的文献还不多见。

本文针对复合材料层合结构在疲劳载荷作用下的逐渐破坏过程,开展了进一步研究。利用三维有限元数值技术对结构进行应力分析,采用改进的 Hashin^[4]静态失效准则判断损伤的产生和扩展,并基于渐降及突降准则对材料性能进行退化,最终发展了一个普遍适用的、不依赖于叠层方式的复合材料层合结构疲劳逐渐累积损伤寿命预测方法。为了使该方法更有工程应用价值,本文在 ANSYS 有限元软件平台上,利用 APDL 语言进行二次开发,完成了相应的分析程序,并实现了参数化建模。该程序可以模拟不同几何尺寸、不同铺层顺序的复合材料层合结构在疲劳载荷作用下,各种损伤模式产生、扩展直至最终破坏的整个过程,并预测其疲劳寿命。

1 疲劳逐渐累积损伤寿命预测方法

疲劳逐渐累积损伤寿命预测方法主要包括三

个方面的关键技术:应力分析、疲劳损伤判据的建立及累积损伤过程中的材料性能退化。

1.1 有限元建模及应力分析

本文应用 ANSYS 有限元软件建立复合材料层合结构的三维有限元模型,并进行应力分析。层合板建模选择八节点三维层单元 SOLID46。当相邻层铺层角不同时,单元厚度定义为单层板厚度。为了能够对各种材料、任意铺层顺序及不同几何尺寸的复合材料层合结构进行应力分析,本文利用 ANSYS 软件中的 APDL 语言进行二次开发,实现了结构的参数化建模。

1.2 疲劳损伤判据

为了对层合板的疲劳破坏过程进行准确分析,需建立损伤产生和扩展的判据。本文在 Hashin^[4]静态失效准则的基础上发展了适用于疲劳损伤模式的失效准则,如下所示:

纤维拉伸损伤疲劳准则($\sigma_{xx} \geq 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{xx}}{X_T(n, \sigma, k)} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}(n, \sigma, k)} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{yz}}{S_{yz}(n, \sigma, k)} \right)^2 \geq 1 \quad (1)$$

纤维压缩损伤疲劳准则($\sigma_{xx} < 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{xx}}{X_C(n, \sigma, k)} \right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

基纤剪切疲劳准则($\sigma_{xx} < 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{xx}}{X_C(n, \sigma, k)} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}(n, \sigma, k)} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{yz}}{S_{yz}(n, \sigma, k)} \right)^2 \leq 1 \quad (3)$$

基体开裂疲劳准则($\sigma_{yy} \geq 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{yy}}{Y_T(n, \sigma, k)} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}(n, \sigma, k)} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{yz}}{S_{yz}(n, \sigma, k)} \right)^2 \geq 1 \quad (4)$$

基体挤压疲劳准则($\sigma_{yy} < 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{yy}}{Y_C(n, \sigma, k)} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}(n, \sigma, k)} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{yz}}{S_{yz}(n, \sigma, k)} \right)^2 \geq 1 \quad (5)$$

层间拉伸损伤疲劳准则($\sigma_{zz} \geq 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{zz}}{Z_T(n, \sigma, k)} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xz}}{S_{xz}(n, \sigma, k)} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{yz}}{S_{yz}(n, \sigma, k)} \right)^2 \geq 1 \quad (6)$$

层间压缩损伤疲劳准则($\sigma_{zz} < 0$):

$$\left(\frac{\sigma_{xx}}{S_{xx}(n, \sigma, k)} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{yy}}{S_{yy}(n, \sigma, k)} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{zz}}{Z_c(n, \sigma, k)} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{xy}}{S_{xy}(n, \sigma, k)} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{yz}}{S_{yz}(n, \sigma, k)} \right)^2 \geq 1 \quad (7)$$

式中, $\sigma_{xx}, \sigma_{yy}, \sigma_{zz}$ 为分别单向板 x, y, z 主轴方向的应力; $\sigma_{xy}, \sigma_{xz}, \sigma_{yz}$ 为单向板相应面内剪应力; $X_i(n, \sigma, k), Y_i(n, \sigma, k)$ 和 $Z_i(n, \sigma, k)$ 分别为在单轴疲劳载荷作用下, 单向板纵向、横向和法向的剩余疲劳强度, 其中 i 为 T 时, 表示拉伸, i 为 C 时, 表示压缩; $S_{xy}(n, \sigma, k), S_{xz}(n, \sigma, k), S_{yz}(n, \sigma, k)$ 分别为在单轴剪切疲劳载荷作用下, 单向板相应面内剪切剩余疲劳强度; n 为循环次数; σ 为应力; k 为应力比。

1.3 材料性能退化准则

在疲劳载荷作用下, 复合材料层合板的材料性能下降分两种情况: (a) 当层合板内出现损伤时, 材料性能将发生突变, 本文定义在该情况下的材料性能退化遵从突降准则; (b) 试验证明在疲劳加载过程中, 即使没有产生损伤, 材料性能也会随着循环数的增加发生逐渐退化, 本文定义在该情况下的材料性能退化遵从渐降准则。

1.3.1 材料性能突降准则

根据公式 (1) ~ (7) 判断层合板中出现损伤时, 损伤区域的材料性能将发生退化, 退化方式遵从突降准则。不同损伤模式对应的退化方式如下:

(1) 纤维拉伸或压缩损伤: 假设该损伤区不能承受任何载荷, 材料性能退化方式为: $E_{xx}, E_{yy}, G_{xy}, G_{yz}, G_{xz}, u_{xy}, u_{yz}, u_{xz}$ 退化到初始值的 0.07;

(2) 基体开裂或挤压损伤: 假设该损伤区不能承受横向载荷, 材料性能退化方式为: $E_{yy}, G_{xy}, G_{yz}, u_{xy}, u_{yz}$ 退化为初始值的 0.2;

(3) 基纤剪切损伤: 假设该损伤区不能承受剪切载荷, 材料性能退化方式为: G_{xy}, u_{xy} 退化到 0;

(4) 层间拉伸或压缩损伤 (分层): 假设该损伤区不能承受法向载荷, 材料性能退化方式为: $E_{zz}, G_{xz}, G_{yz}, u_{xz}, u_{yz}$ 退化到 0。

1.3.2 渐降准则:

随着循环次数的增加, 材料性能将发生逐渐变化。Shokrich^[6,7] 等基于单向板疲劳试验结果, 并利用 Adam^[9] 的幂律疲劳损伤模型, 提出了疲劳过程中的材料性能渐降准则。本文应用了该准则对材料性能进行逐渐退化, 如下所示:

$$R(n, \sigma, k) = \left[1 - \left(\frac{\log n - \log 0.25}{\log N_f - \log 0.25} \right)^\beta \right]^{1/\alpha} (R_0 - \sigma + \alpha \sigma) \quad (8)$$

$$E(n, \sigma, k) = \left[1 - \left(\frac{\log n - \log 0.25}{\log N_f - \log 0.25} \right)^\lambda \right]^{1/\gamma} \left(E_0 - \frac{\sigma}{\varepsilon_f} \right) + \frac{\sigma}{\varepsilon_f} \quad (9)$$

式中, R_0 和 E_0 分别为单层板初始强度和初始刚度; α, β, λ 和 γ 为四个曲线拟合系数, 与应力状态无关; ε_f 为破坏时的平均应变, 由相应的单向板疲劳实验测定; N_f 为单层板在最大疲劳应力水平 σ 及应力比 k 下的疲劳寿命, 可通过 Beheshty^[10] 等提出的等寿命模型计算得到, 其模型表述如下:

$$\frac{\ln(\sigma/f)}{\ln[(1-m)(c+m)]} = A + B \log N_f \quad (10)$$

$$a = \frac{\sigma_c}{\sigma_t}, m = \frac{\sigma_m}{\sigma_t}, c = \frac{\sigma_c}{\sigma_t} \quad (11)$$

式中, σ_t 和 σ_c 分别为拉伸和压缩强度; σ_m 为疲劳载荷幅值; σ_m 为疲劳载荷平均应力; f, A 和 B 为与应力状态无关的拟合系数, 可通过相应的单向板疲劳试验获得。对于剪切疲劳载荷下, 公式 (10) 修正为:

$$\log_{10} \left(\frac{\ln(\sigma/f)}{\ln[(1-m)(1+m)]} \right) = A + B \log N_f \quad (12)$$

1.4 疲劳逐渐累积损伤分析方法流程图

根据上述分析方法, 本文在 ANSYS 软件基础上, 开发了参数化复合材料层合结构在疲劳载荷下的逐渐损伤分析模拟程序, 流程如图 1 所示。具体步骤为:

(1) 输入结构的几何尺寸和材料常数, 建立结构的实体模型和三维有限元模型, 确定载荷及边界条件;

(2) 对结构进行应力分析, 得到各单元应力分量;

(3) 根据各单元的应力状态, 利用公式 (1) ~ (7) 判断单元是否产生损伤;

(4) 分以下两种情况进行材料性能退化: (a) 单元产生新的损伤: 先判断结构是否最终破坏, 如果没有达到最终破坏, 则根据各单元的损伤状态应用突降准则进行材料性能退化, 回到步骤 (2) 重新进行应力分析; 否则停止计算, 分析结束。 (b) 单元没有产生新的损伤: 判断是否达到循环极限, 如果没有达到循环极限, 则增加循环数, 应用渐降准则进行材料性能退化, 回到步骤 (2) 重新进行应力分析; 否则停止计算, 整个分析过程结束。其中, 最终破坏判据对于不同铺层形式、不同结构形式的层

合板,根据实际工程的要求,有不同的定义。

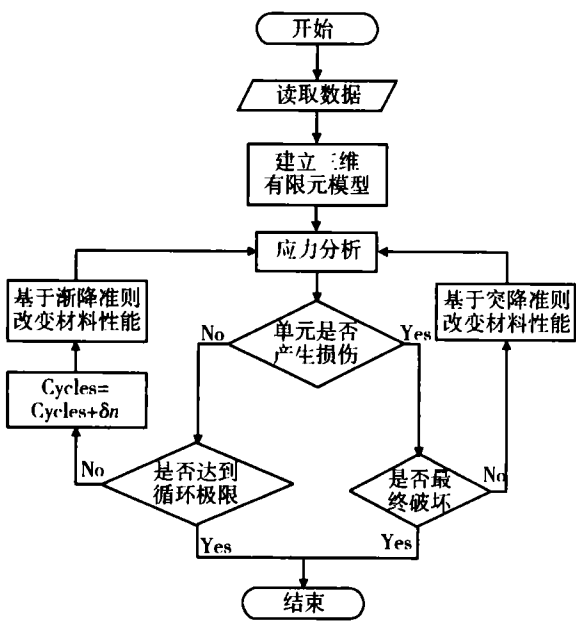


图 1 疲劳逐渐累积损伤分析流程图

Fig. 1 Flowchart of the progressive fatigue damage analysis

2 算例分析

为了验证方法及程序的正确性,本文分别模拟了材料为 AS4/ 3501-6 的偏轴单向板及含销钉孔正交铺层层合板的疲劳逐渐损伤破坏过程,并与已有文献的试验结果^[11,12]进行了比较. AS4/ 3501-6 的材料属性及材料渐降准则中的试验系数参见文献[11,12].

算例 1: AS4/ 3501-6 偏轴单向板

单向板铺层顺序为 $[30]_{16}$,几何尺寸为 116 mm×25.4 mm×2.29 mm. 有限元模型如图 2 所示. 板沿长度方向一端固定,另一端承受拉伸疲劳载荷. 施加的最大疲劳载荷分别为静拉伸强度的 80%,75%,70%以及 65%,应力比为 0.1. 对于 30°偏轴单向板,其最终破坏判据为板内发生大面积基体损伤.

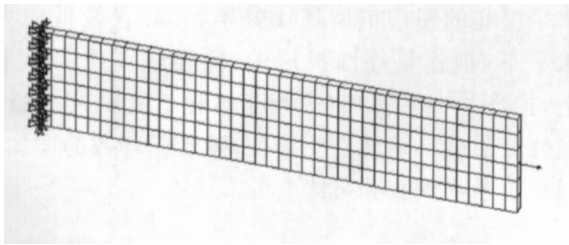


图 2 单向板有限元模型

Fig. 2 Finite element model of unidirectional plies

本文预测结果与文献[11]结果的比较如表 1 所示,表中的寿命以对数形式给出. 从表中可以看出,本文预测结果的最大误差为 5.1%,与试验结果吻合较好. 除了 80%的应力水平外,其余三种应力水平的预测结果与文献[11]的预测结果相比,精度略有提高.

本文预测结果表明,在不同应力水平下,结构内部的损伤扩展规律并不相同. 当疲劳载荷为静拉伸强度的 80%,75%和 70%时,在失效之前,单向板内部几乎没有损伤产生,基体开裂损伤是在临界破坏前突然产生的,并迅速在板内扩展. 失效时基体开裂损伤面积占整个板面积的 80%以上.

当疲劳载荷为静拉伸强度的 65%时,基体开裂损伤是逐渐扩展的如图 3 所示. 当循环数为 85 630 时,在板的约束端开始产生基体开裂;当循环数增加到 97 200 时,基体开裂扩展到整个板面积的 20%,之后缓慢扩展;在板临界失效前,基体开裂大面积扩展. 失效时,损伤面积占整板面积的 76.7%.

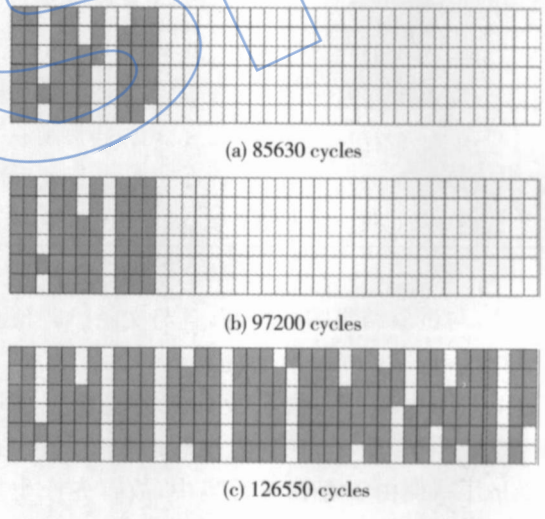


图 3 单向板疲劳损伤逐渐扩展过程

Fig. 3 Progressive fatigue damage of unidirectional plies

算例 2: AS4/ 3501-6 含销钉孔正交铺层层合板

层合板铺层顺序为 $[0_4/90_4]_s$,几何尺寸及有限元模型如图 4 所示. 在销钉与孔的接触面上定义接触单元,不允许相互穿透. 销钉不允许发生刚体位移,在板远离销钉孔的一端施加拉伸疲劳载荷,最大疲劳载荷为静拉伸强度的 80%,应力比为 0.1.

本文预测结果与文献[12]结果的比较如表 1 所示. 从表中可以看出,本文预测结果的误差为

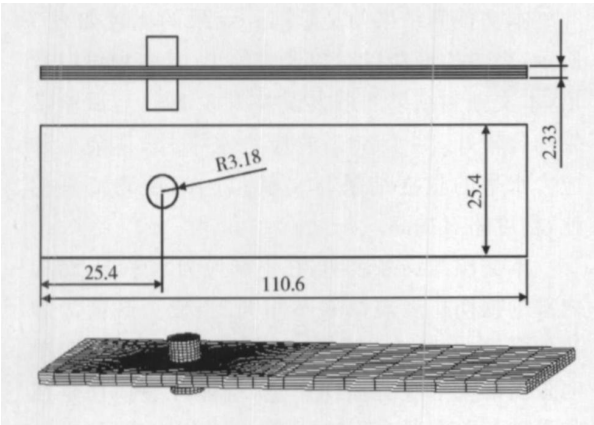


图 4 含销钉孔层合板几何尺寸与有限元模型
Fig. 4 Geometry size and finite element model of pin-loaded laminated composites

表 1 疲劳寿命及误差比较
Table 1 Comparison of fatigue life and error

算例	载荷/ %	试验平均 寿命 ^[11,12]	本文预测		文献预测	
			寿命	误差/ %	寿命	误差/ %
1	80	3.080	3.238	5.1	3.174	3.1
	75	3.700	3.831	3.5	3.843	3.9
	70	4.370	4.462	2.4	4.519	3.4
	65	5.020	5.102	2.1	5.204	3.7
2	80	3.99	3.90	2.16	4.19	5.0

2.16 %,与试验结果吻合较好,且与文献[12]预测结果相比,本文的精度有所提高。

图 5 为含销钉孔层合板的疲劳损伤扩展过程。从图中可以看出,在疲劳加载的初始阶段,孔边受挤压一侧由于存在应力集中,故首先产生损伤。其中,0°铺层产生的主要损伤为 0°方向附近的纤维挤压、基纤剪切以及接近 ±45°方向的纤维拉伸损伤;90°铺层产生的主要损伤为 0°方向附近的基体挤压、基纤剪切以及接近 45°和 90°方向的基体开裂损伤。随着循环数的增加,层合板内损伤面积逐渐增大,并产生了新的损伤模式。当循环数为 2 010 时,0°铺层中的纤维挤压、纤维拉伸以及基纤剪切略有扩展,同时在孔边产生了较大面积的分层;在 90°铺层中,基体挤压损伤沿 0°方向扩展较快,而基体开裂则沿 90°方向扩展,同时在孔周围也产生了较大面积的分层。当循环数增大到 8 010 时,0°和 90°铺层内的分层损伤沿 90°方向扩展到板的边缘,在 0°铺层孔边接触区周围,纤维挤压损伤和基纤剪切损伤进一步扩展,根据华玉

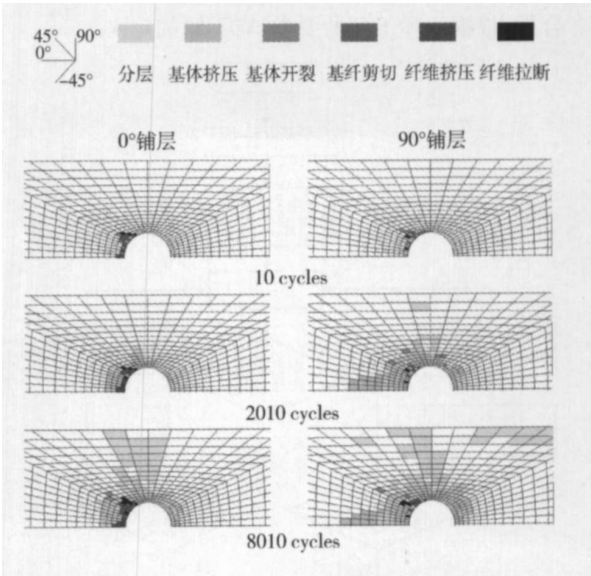


图 5 含销钉孔层合板疲劳损伤逐渐扩展过程

Fig. 5 Progressive fatigue damage of pin-loaded laminated composites

等^[13]的含销钉孔复合材料层合板总体破坏判据可知,此时整板发生挤压破坏。

3 结 论

(1) 针对疲劳载荷作用下的纤维增强复合材料层合结构,发展了疲劳逐渐累积损伤寿命预测方法。该方法综合考虑了七种主要疲劳损伤模式,并利用改进的 Hashin 静态失效准则判断损伤的产生和扩展,同时基于突降和渐降两种准则对材料性能进行退化。与已有文献结果相比,预测精度有所提高。

(2) 在 ANSYS 通用有限元软件平台上,利用 APDL 语言开发了参数化复合材料层合结构的疲劳逐渐损伤分析模拟程序。该程序可以模拟不同铺层顺序、不同几何尺寸的复合材料层合结构各种疲劳损伤模式起始、扩展直至最终破坏的全过程,并预测疲劳寿命,为复合材料层合结构的设计及损伤分析提供了较好的技术平台。

(3) 对 30°单向板的预测结果表明,不同应力水平引起的损伤扩展规律并不相同。在较低应力水平下,损伤是逐渐扩展的,而在较高应力水平下,损伤是突然扩展的。对于含销钉孔的层合板,在疲劳加载早期就产生损伤,随着循环数的增加,损伤不断扩展直到最终失效。

参考文献:

[1] Reifsnider K L , Stinchcomb W W . A critical-element model of the residual strength and life of fatigue-loaded composite

- coupons[A]. In : Hahn HT, editor. Composite materials: fatigue and fracture[C]. ASTM STP 907, 1986:298-313.
- [2] Lee L J, Fu K E, Yang J N. Prediction of fatigue damage and life for composite laminates under service loading spectra[J]. Composites Science and Technology, 1996, 56(6): 635-648.
- [3] Himmel. Fatigue life prediction of laminated polymer matrix composites [J]. International Journal of Fatigue, 2002, 24(2-4):349-360.
- [4] Hashin Z, Rotem A. Fatigue failure criterion for fiber reinforced materials [J]. Journal of Composite Materials, 1973, 7:448-464.
- [5] 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.
- [6] Shokrieh M M, Lessard L B. Multiaxial fatigue behaviour of unidirectional plies based on uniaxial fatigue experiments-I: Modelling[J]. International Journal of Fatigue, 1997, 19(3):201-207.
- [7] Shokrieh M M, Lessard L B. Progressive fatigue damage modeling of composite materials, part I: Modeling[J]. Journal of Composite Materials, 2000, 34(13):1 056-1 080.
- [8] 崔志华. 复合材料层合板的疲劳特性[M]. 北京:航空工业出版社, 1996:3.
- [9] Adam J, Dickson R F, Harris B. A power law fatigue damage model for fibre-reinforced plastic laminates [J]. Proc. Instn. Mech Engrs, 1986, 200(c3):155-165.
- [10] 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, 199, 30(8):971-987.
- [11] Shokrieh M M, Lessard L B. Multiaxial fatigue behaviour of unidirectional plies based on uniaxial fatigue experiments-II. Experimental evaluation[J]. International Journal of Fatigue, 1997, 19(3):209-217.
- [12] Shokrieh M M, Lessard L B. Progressive fatigue damage modeling of composite materials, Part II:Material characterization and model verification[J]. Journal of Composite Materials, 2000, 34(13):1 081-1 116.
- [13] 华玉, 郇正能, 寇长河, 等. 复合材料单钉接头的损伤累积模拟[J]. 航空学报, 1995, 16(2):153-159.
HUA Yu, LI Zhengneng, KOU Changhe, et al. Progressive damage simulation for single fastener composite joints[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1995, 16(2):153-159.