

复合材料层合板疲劳寿命预测方法研究

拓宏亮¹, 吴涛², 卢智先³, 马晓平⁴

(1.长安大学 理学院, 陕西 西安 710064; 2.长安大学 建筑工程学院, 陕西 西安 710064;
3.西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072; 4.中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190)

摘要:复合材料由于其优异的力学性能在航空航天和地面交通运输领域得到了广泛应用,其疲劳损伤分析与寿命预测一直是复合材料力学研究领域的重点和难点。将最大应力准则和 Puck 准则扩展为疲劳失效准则,结合材料性能逐渐退化模型、正则化疲劳寿命分析方法和疲劳损伤累积理论,建立了复合材料层合板疲劳损伤分析模型。采用该模型预测了复合材料层合板疲劳损伤演化和失效过程,并进行 55%、60%和 65%三级应力水平下的疲劳试验,模型预测的疲劳寿命及失效模式与试验结果吻合。疲劳加载下层合板疲劳损伤从两侧自由边向内侧发展,90°铺层两自由边首先出现基体损伤,随后诱发 45°铺层的基体和纤维损伤,0°铺层纤维损伤最后出现,并迅速向中心扩展,直至损伤覆盖整个横截面。

关键词:复合材料;疲劳寿命;层合板;损伤演化

中图分类号: TB322

文献标志码: A

文章编号: 1000-2758(2022)03-0651-10

与金属材料相比,复合材料有相对较好的抗疲劳特性,在当前的飞机结构设计中,通常以静力覆盖疲劳(即认为在满足静力设计要求情况下,疲劳性能自然满足)为准则,但在交变载荷下,疲劳问题一定程度上必然存在。疲劳循环载荷作用下,复合材料的宏观力学性能(诸如刚度和强度)将会发生退化,细观组分纤维和基体的疲劳性能迥异,疲劳损伤起始和演化规律又各不相同,互相诱发和耦合,导致了复杂的疲劳损伤机理,严重影响复合材料的结构完整性。复合材料的脆性、损伤隐蔽性和突然失效(sudden death)等对复合材料结构安全构成严重威胁。目前飞机结构复合材料设计许用值较小,使用较为保守,未能充分发挥其潜在的减重性能。随着复合材料开始应用于复杂的主承力结构,其疲劳和耐久性问题会更加突出。

研究复合材料疲劳问题最直接的方法就是通过疲劳试验获取特定试件在特定载荷下的疲劳寿命,虽然该方法数据可靠,但复合材料具有良好的可设

计性,铺层和结构形式千变万化,分散性大,通过疲劳试验确定疲劳寿命将耗费大量的人力和物力,且试验周期长。

目前关于复合材料的疲劳损伤分析方法主要归纳为 3 类:疲劳寿命模型、宏观唯象模型和渐进疲劳损伤模型。疲劳寿命模型主要是指对 S-N 曲线或 Goodman 疲劳寿命曲线进行插值,结合疲劳失效准则,预测特定载荷下的疲劳寿命。此类模型不考虑疲劳损伤的微观机理、材料性能退化、损伤之间的耦合和损伤的累积,但需要进行大量的基础试验来确定不同结构形式、载荷水平和应力比下的 S-N 曲线。

Hashin 和 Rotem^[1]于 20 世纪 70 年代建立了区分纤维与基体失效模式的复合材料疲劳失效准则。Philippidis 和 Vassilopoulos^[2]将 Tsai-Hill 静力失效准则扩展为疲劳失效准则。Ellyin 和 El-Kadi^[3]利用幂函数关系式建立了应变能密度和疲劳寿命之间的关系。

宏观唯象模型是利用宏观力学性能在疲劳载荷

收稿日期:2021-09-24

基金项目:陕西省自然科学基金基础研究计划(2021JQ-216)与中央高校基本科研业务费(300102122102)资助

作者简介:拓宏亮(1989—),长安大学讲师、博士,主要从事复合材料结构设计、损伤分析及疲劳寿命预测等研究。

e-mail: thl@chd.edu.cn

下的退化现象来表征疲劳损伤,主要包含剩余强度模型和剩余刚度模型。Broutman 和 Sahu^[4] 提出线性剩余强度模型,该模型认为复合材料的剩余强度随疲劳循环次数的增加线性下降, Schaff 和 Davidson^[5] 对线性退化模型进行改进。Yao 和 Himmel^[6-7] 基于新的强度退化和损伤累积理论,建立了变幅疲劳载荷作用下的复合材料层合板疲劳寿命预测方法。Stojkovic 等^[8] 提出等幅谱加载下的双参数强度退化模型,该模型仅需要进行较少的疲劳试验,可以明显减少试验数量。Philippidis 和 Vassilopoulos^[9] 根据疲劳试验结果得出复合材料层合板的模量 $E(n)$ 与加载循环次数呈线性关系。Liu 等^[10] 提出了基于刚度退化的双参数复合材料疲劳损伤模型,该模型能够阐述疲劳损伤演化的三阶段特性。

渐进疲劳损伤分析模型主要涵盖疲劳加载过程中应力分析、疲劳失效准则和材料性能退化模型三部分。Shokrieh 和 Lessard^[11] 提出了单向板正则化材料性能退化模型,采用三维非线性 Hashin 疲劳失效准则进行疲劳失效判定,可有效预测螺栓连接件的疲劳损伤演化和寿命。Noll 等^[12] 考察了面内剪切非线性应力应变关系对碳纤维增强树脂基复合材料(CFRP)疲劳寿命的影响,采用断裂面失效准则评估层内损伤,基于连续介质力学与刚度退化方法处理纤维间裂纹和层间分层损伤。王丹勇^[13] 基于复合材料单向板材料性能退化,发展了剩余强度模型和剩余刚度模型,并采用正则化疲劳寿命分析方法,建立了复合材料螺栓接头疲劳载荷下三维渐进疲劳损伤分析方法,研究了不同损伤模式之间的耦合作用,疲劳数值结果与疲劳试验结果吻合较好。Lian 和 Yao^[14] 利用单向板纵向、横向和面内剪切方向的疲劳特性,采用修正的 Hashin 准则预测疲劳过程中的损伤起始,提出新的刚度退化方法,对 E-glass/epoxy 层合板的寿命进行预测。Naderi 和 Maligno^[15] 采用渐进疲劳损伤分析方法,考虑了材料性能的概率特性,结合应力分析、疲劳失效分析和材料性能退化方法,分析了 AS4/3501-6 层合板的疲劳性能。周银华^[16] 以复合材料弹塑性本构为基础,引入正则化疲劳寿命模型和剩余刚度/强度模型,结合修正的金属 Lemaitre 疲劳模型,研究了复合材料/金属混合连接结构的疲劳损伤特性。张文皎^[17] 结合连续损伤理论和 Ladevèze 理论,建立了复合材料疲劳损伤模型,研究平均应力、铺层和加载方式对单向板

疲劳性能的影响,并通过疲劳试验验证了模型准确性。刘建明等^[18] 采用了基于断裂韧性的疲劳失效准则,包含纤维、基体和分层 3 种失效模式,结合剩余强度理论、非线性损伤累积理论和正则化疲劳寿命模型,对螺栓连接结构进行疲劳寿命预测,并与王丹勇的试验数据进行对比,寿命和失效模式吻合较好。Zhao 等^[19] 提出了剩余应变模型,并与剩余刚度模型、疲劳加载下材料性能逐渐退化方法相结合,建立了复合材料双搭接三钉连接件疲劳性能的渐进疲劳损伤模型,分析了试验件分别在三级应力水平下的疲劳寿命,试验和数值计算结果吻合。Zhang 等^[20] 通过有限元和试验方法研究了 T800 大型复合材料结构件的疲劳性能。

基于复合材料疲劳损伤和寿命预测的复杂性及重要性,展开相关研究工作对于优化复合材料疲劳性能,进一步扩大复合材料的应用范围具有重要意义。本文以复合材料层合板为研究对象,展开以下研究:①将最大应力准则和基于物理失效机制的 Puck 准则扩展为疲劳失效准则;②建立能够表征复合材料疲劳损伤演化并能有效预测疲劳寿命的分析方法;③通过疲劳试验验证模型的准确性,结合试验和数值方法探究层合板疲劳加载下疲劳损伤演化过程和失效机理。

1 层合板疲劳试验

层合板材料为环氧树脂基碳纤维增强复合材料,试验件单层的名义厚度为 0.125 mm,采用的疲劳试验机为 MTS-810,具体铺层为 $[-45/90/45/0/45/0/0/-45/0/-45]$,试验件尺寸为 135 mm × 25 mm × 2.5 mm,加载方式为等幅正弦波加载,应力比 $R = -1$ 。考虑到层合板压缩强度小于拉伸强度,故选取应力水平时根据压缩载荷来确定,静力试验包含 3 件试验件,表 1 给出了试验结果。根据静压强度,选取 55%, 60% 和 65% 三级应力水平进行疲劳试验,疲劳加载频率为 6 Hz,疲劳过程中试验件表面温度均未发生明显升高现象。

表 1 静强度试验结果

试验件编号	压缩强度/MPa	平均强度/MPa
L-S-1	634.23	
L-S-2	596.31	613.59
L-S-3	610.23	

从表2的疲劳试验结果看出,层合板三级应力水平下的分散性均较小,数据可靠。65%应力水平下,疲劳寿命仅为33 699,分散性最小,仅为1.51%;当应力水平下降至55%,循环次数增加至20万~35万次之间,分散性稍有变大趋势,也验证了疲劳寿命“高应力区分散性小、低应力区分散性大”这一普遍规律。

表2 疲劳试验结果

试验件编号	应力水平	循环次数	平均循环次数	lgN	变异系数/%
L-F-1		207 066		5.32	
L-F-2	55%	267 531	274 647	5.43	2.09
L-F-3		349 345		5.54	
L-F-4		108 436		5.04	
L-F-5	60%	69 519	92 823	4.84	2.08
L-F-6		100 514		5.00	
L-F-7		31 229		4.49	
L-F-8	65%	29 887	33 699	4.48	1.51
L-F-9		39 982		4.60	

图1为层合板疲劳断口图,按照试验标准层合板试验件两端有加强片,大部分试验件疲劳断裂发生在中间段考核区,个别试验件的断口位于加强片和考核区的倒角处,疲劳损伤从两侧自由边向内侧发展,随着损伤扩展,损伤覆盖整个横截面,最终出现大量的纤维断裂,破坏断面参差不齐,出现了大面积的基体损伤。

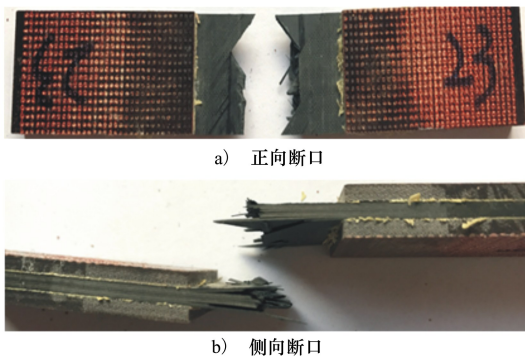


图1 层合板典型疲劳断口

2 层合板疲劳损伤模型

2.1 疲劳失效准则及损伤演化准则

复合材料在疲劳加载下,随着循环次数的增加,材料性能会发生退化,当强度退化至所施加应力时,复合材料会突然失效,因此可以认为复合材料的疲劳失效是某种意义上单次循环载荷加载下的静力失效。复合材料有多种疲劳失效模式,如纤维拉伸断裂、纤维屈曲和基体开裂等失效模式,基于这一假设,结合最大应力失效准则和基于物理失效机制的Puck准则,并将其扩展至疲劳失效准则。

对于纤维疲劳损伤,将最大应力失效准则扩展为疲劳失效准则,根据该准则判定纤维疲劳损伤的起始,失效准则如下所示:

纤维拉伸模式

$$f_{11}^t = \frac{\sigma_1}{S_{||}^t(n, \sigma, R)} \geq 1 \quad (\sigma_1 > 0) \quad (1)$$

纤维压缩模式

$$f_{11}^c = \left| \frac{\sigma_1}{S_{||}^c(n, \sigma, R)} \right| \geq 1 \quad (\sigma_1 \leq 0) \quad (2)$$

式中: $S_{||}^t(n, \sigma, R)$ 为疲劳加载下的纵向剩余拉伸强度; $S_{||}^c(n, \sigma, R)$ 为疲劳加载下的纵向剩余压缩强度; n, σ 和 R 分别为循环次数、疲劳应力和应力比。

疲劳分析过程中发生纤维损伤后,纤维损伤因子按照(3)式计算。

$$d_{11}^{(c)}(\epsilon_{11}) = \frac{\epsilon_{11}^{ft(c)}(\epsilon_{11} - \epsilon_{11}^{ot(c)})}{\epsilon_{11}(\epsilon_{11}^{ft(c)} - \epsilon_{11}^{ot(c)})} \quad (3)$$

式中: ϵ_{11}^{ot} 和 ϵ_{11}^{oc} 分别为纤维拉伸损伤和压缩损伤的起始应变,由 $\epsilon_{11}^{ot} = S_{||}^t(n, \sigma, R)/E_{11}(n, \sigma, R)$ 和 $\epsilon_{11}^{oc} = S_{||}^c(n, \sigma, R)/E_{11}(n, \sigma, R)$ 计算所得; $E_{11}(n, \sigma, R)$ 为纵向剩余弹性模量; $\epsilon_{11}^{ft(c)}$ 为纤维断裂时的破坏应变,其值由纤维断裂能量释放率 $G_f^{(c)}$ 、材料剩余强度 $S_{||}^{(c)}(n, \sigma, R)$ 及单元特征长度 l_{fb} 计算所得。

$$\epsilon_{11}^{ft(c)} = \frac{2G_f^{(c)}}{S_{||}^{(c)}(n, \sigma, R)l_{fb}} \quad (4)$$

对于基体疲劳损伤,将Puck静力失效准则扩展为疲劳失效准则:

$$f_E(\theta) = \sqrt{\left[\left(\frac{1}{S_{\perp}^{t, is}(n, \sigma, R)} - \frac{P_{\perp \psi}^t}{S_{\perp \psi}^A} \right) \sigma_n(\theta) \right]^2 + \left(\frac{\tau_{nt}(\theta)}{S_{\perp \perp}^A} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{nt}(\theta)}{S_{\perp \parallel}^{is}(n, \sigma, R)} \right)^2} + \frac{P_{\perp \psi}^t}{S_{\perp \psi}^A} \sigma_n(\theta) \quad \sigma_n(\theta) \geq 0 \quad (5)$$

$$f_E(\theta) = \sqrt{\left[\left(\frac{p_{\perp\psi}^c}{S_{\perp\psi}^A}\right)\sigma_n(\theta)\right]^2 + \left(\frac{\tau_{nt}(\theta)}{S_{\perp\perp}^A}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{nl}(\theta)}{S_{\perp\parallel}^{is}(n,\sigma,R)}\right)^2} + \frac{p_{\perp\psi}^c}{S_{\perp\psi}^A}\sigma_n(\theta) \quad \sigma_n(\theta) < 0 \quad (6)$$

式中： $\cos^2\psi = \frac{\tau_{nt}^2}{\tau_{nt}^2 + \tau_{nl}^2}$, $\sin^2\psi = \frac{\tau_{nl}^2}{\tau_{nt}^2 + \tau_{nl}^2}$, $S_{\perp\perp}^A = \frac{S_{\perp}^c(n,\sigma,R)}{2(1+p_{\perp\perp}^c)}$, $\frac{p_{\perp\psi}^{t,c}}{S_{\perp\psi}^A} = \frac{p_{\perp\perp}^{t,c}}{S_{\perp\perp}^A}\cos^2\psi + \frac{p_{\perp\parallel}^{t,c}}{S_{\perp\parallel}^A}\sin^2\psi$, $\sigma_n(\theta)$, $\tau_{nt}(\theta)$ 和 $\tau_{nl}(\theta)$ 为作用面上的应力分量,各应力分量可通过 $\sigma_{lnl} = [T(\theta)]\sigma_{123}[T(\theta)]^T$ 计算得到, $T(\theta)$ 为标准转换矩阵。 $S_{\perp\perp}^{t,is}(n,\sigma,R)$ 为疲劳过程中的横向剩余拉伸强度, $S_{\perp\parallel}^{is}(n,\sigma,R)$ 为基体剩余剪切强度,上标 is 表示就地强度,就地强度考虑了剪切非线性影响,计算方法见文献[21], $S_{\perp}^c(n,\sigma,R)$ 为疲劳加载下的横向剩余压缩强度。 $p_{\perp\perp}^t$ 和 $p_{\perp\perp}^c$ 为纵向斜率参数, $p_{\perp\parallel}^t$ 和 $p_{\perp\parallel}^c$ 为横向斜率参数,其中,上标 t 和 c 分别表示拉伸和压缩状态。斜率参数分别表征潜在断裂面上法向应力状态对基体损伤的影响,取值见参考文献[22-23]。

针对 Puck 准则中断裂面角度的求解,采用黄金搜索算法和反二次插值法来确定断裂角度,进而求得应力危险系数。当应力危险系数最大值大于或等于 1 时,表明基体损伤起始,此时的潜在断裂面即为实际发生断裂的作用面。

损伤起始后,分别定义断裂面内的等效应力和等效应变

$$\sigma_{eq} = \sqrt{\langle\sigma_n\rangle^2 + \tau_{nt}^2 + \tau_{nl}^2} \quad (7)$$

$$\varepsilon_{eq} = \sqrt{\langle\varepsilon_n\rangle^2 + \varepsilon_{nl}^2 + \varepsilon_{nt}^2} \quad (8)$$

式中, ε_n , ε_{nt} 和 ε_{nl} 为断裂面上的应变分量,则当基体损伤起始时的等效应变为 ε_{eq}^0 。

建立混合模式下基于能量的损伤判据

$$\left(\frac{g_n}{G_{mt(c)}/l_{mat}}\right)^2 + \left(\frac{g_{nl}}{G_{12c}/l_{mat}}\right)^2 + \left(\frac{g_{nt}}{G_{23c}/l_{mat}}\right)^2 = 1 \quad (9)$$

当基体损伤完全失效时,满足

$$g_j^f = \int_0^{\varepsilon_j^f} \sigma_j d\varepsilon_j \approx \frac{1}{2}\sigma_j^0\varepsilon_j^f = \frac{1}{2}\sigma_j^0\beta_j\sigma_{eq}^f \quad j = n, nl, nt \quad (10)$$

结合(9)式和(10)式,可以推导出基体损伤萌生后完全失效应变 ε_{eq}^f 为

$$\varepsilon_{eq}^f = \frac{2}{l_{mat}} \left[\left(\frac{\sigma_n^0\beta_n}{G_{mt(c)}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{nl}^0\beta_{nl}}{G_{12c}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{nt}^0\beta_{nt}}{G_{23c}}\right)^2 \right]^{-1/2} \quad (11)$$

式中, β_j 为混合模式加载下各应变分量的占比系数,即 $\beta_n = \frac{\langle\varepsilon_n\rangle}{\varepsilon_{eq}}$, $\beta_{nt} = \frac{\varepsilon_{nt}}{\varepsilon_{eq}}$, $\beta_{nl} = \frac{\varepsilon_{nl}}{\varepsilon_{eq}}$ 。

根据双线性本构关系,基体损伤变量由(12)式计算所得。

$$d_{mat} = \frac{\varepsilon_{eq}^f(\varepsilon_{eq} - \varepsilon_{eq}^0)}{\varepsilon_{eq}(\varepsilon_{eq}^f - \varepsilon_{eq}^0)} \quad (12)$$

2.2 疲劳循环加载下材料性能逐渐退化模型

本文采用基于宏观唯象的剩余强度和剩余刚度模型来表征复合材料疲劳损伤的扩展,即复合材料的强度和刚度在疲劳循环载荷下会发生逐渐退化现象。

复合材料在单轴疲劳载荷下,随着循环次数的增加,剩余强度下降,当下降至施加应力水平 σ 时,试验件彻底失效。复合材料结构在实际使用期间需承受不同载荷情况,因此需要研究不同应力水平下的强度退化规律。图 2 给出了不同应力水平下强度退化规律,在高应力水平下,退化规律呈现出“突然失效”(sudden death)现象,加载期间剩余强度几乎为常数,临近失效时,强度迅速下降,试验件彻底破坏;低应力水平下,试验件的强度退化呈现出“缓慢失效”(wear out)规律。

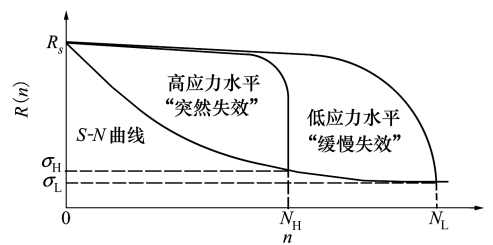


图 2 不同应力水平下强度退化规律

Shokrieh 和 Lessard^[11,24] 提出了一个能够表征不同应力水平下强度退化特征的模型,如(13)式所示,其中, α 和 β 为无量纲的参数,独立于应力水平,通过调整其具体数值来实现“缓慢失效”和“突然失效”强度退化特征之间的变换。

$$S(n,\sigma,R) = \left[1 - \left(\frac{\lg(n) - \lg(0.25)}{\lg(N_f) - \lg(0.25)} \right)^\beta \right]^{1/\alpha} (S_s - \sigma) + \sigma \quad (13)$$

式中: S_s 为静强度; n 为疲劳循环次数; σ 为施加疲劳应力; N_f 为特定应力加载下的疲劳寿命, α 和 β 为试验拟合参数。

和强度退化一样, 复合材料刚度退化也是衡量损伤的重要宏观力学性能参数。在一定应力水平下, 随着循环次数的增加, 剩余刚度下降, 当刚度下降至临界刚度值时, 试验件彻底失效。不同应力水平下刚度退化的规律不一致, 和强度退化规律类似, 在高应力水平下, 剩余刚度几乎为一常数, 临近失效时, 刚度迅速下降, 试验件彻底破坏, 低应力水平下, 刚度呈缓慢退化规律。借鉴复合材料剩余强度模型, 采用不同应力比和应力水平下的正则化剩余刚度模型

$$E(n, \sigma, R) = \left[1 - \left(\frac{\lg(n) - \lg(0.25)}{\lg(N_f) - \lg(0.25)} \right)^\lambda \right]^{1/\gamma} \left(E_s - \frac{\sigma}{\varepsilon_f} \right) + \frac{\sigma}{\varepsilon_f} \quad (14)$$

式中: $E(n, \sigma, R)$ 为剩余刚度; E_s 为初始无损刚度; σ 为施加应力; ε_f 为失效应变; N_f 为当前施加应力 σ 下的疲劳寿命; λ 和 γ 为拟合参数。

2.3 正则化疲劳寿命模型

复合材料疲劳损伤分析中, 等寿命曲线的建立和插值需要大量的试验数据和计算工作, 因此, 有学者提出了一些解析模型并结合适量的试验数据来表征平均应力对疲劳寿命的影响。Adam 等^[25] 对等寿命曲线的数据进行整理和分析, 提出了两参数的正则化疲劳寿命模型, 并通过大量层合板疲劳试验进行验证, 表明模型能够合理描述任意应力比下的疲劳寿命。

$$a/f = (1 - q)^u (c + q)^v \quad (15)$$

式中, $a = \sigma_a / \sigma_t$, $q = \sigma_m / \sigma_t$, $c = \sigma_c / \sigma_t$, $\sigma_a = (\sigma_{\max} - \sigma_{\min}) / 2$ 为疲劳载荷作用下的应力幅值, $\sigma_m = (\sigma_{\max} + \sigma_{\min}) / 2$ 为疲劳平均应力, f, u 和 v 为材料拟合常数。Gathercole 等^[26] 通过大量复合材料疲劳寿命试验, 发现复合材料的寿命曲线呈钟状分布(见图3), 指数 u 和 v 分别决定钟状曲线左侧和右侧的形状, 从图中可看出曲线两侧基本对称, 假设 $u = v = A + B \lg N_f$, 且 u 和 v 都是疲劳寿命的线性函数, 则可得

$$\frac{\ln(a/f)}{\ln[(1 - q)(c + q)]} = A + B \lg N_f \quad (16)$$

式中, f 取 1.06, A 和 B 为试验拟合参数。

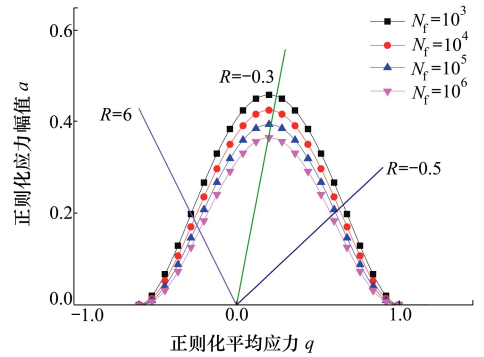


图3 正则化等疲劳寿命曲线^[27]

2.4 疲劳损伤累积理论

根据损伤力学理论, 复合材料在疲劳载荷下的损伤扩展规律可以通过不可逆损伤变量 D 来表征。

Miner 理论假设复合材料在疲劳加载过程中损伤累积满足线性关系。

$$D = \sum_i d_i = \sum_i \frac{n_i}{N_i} \quad (17)$$

式中, d_i 为第 i 个载荷谱造成的疲劳损伤, n_i 为当前加载谱下的循环次数, N_i 为当前加载谱下对应的疲劳寿命。根据(17)式, 如果 D 达到某一临界值, 材料便达到疲劳寿命, 临界值取 1。在有限元实现过程中, 定义状态变量 N_{ratio} 。

$$n_{\text{eff}} = N_f \cdot N_{\text{ratio}} \quad (18)$$

式中, N_{ratio} 在每一增量步开始前进行更新。

$$N_{\text{ratio}}^{i+1} = N_{\text{ratio}}^i + \frac{\Delta n_{i+1}}{N} \quad (19)$$

3 层合板疲劳损伤分析和寿命预测

根据复合材料试验件的尺寸, 取名义值建立数值模型, 根据疲劳试验夹持情况, 将夹持端固支, 另一端施加疲劳载荷, 不考虑加强片区损伤, 把试验件两端加强片区域单元设置为线弹性单元。整个模型单元尺寸为 $1 \text{ mm} \times 1 \text{ mm}$, 单元采用实体单元(C3D8R), 沿厚度方向各单层设置一个单元。根据试验选取三级应力水平, 分别对其进行数值计算, 材料性能参数及疲劳参数由表 3~5 给出。

表 3 单向板材料性能参数

弹性模量/GPa				泊松比			强度/MPa				
E_1	$E_2 = E_3$	$G_{12} = G_{13}$	G_{23}	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}	S_{\parallel}^t	S_{\parallel}^c	S_{\perp}^t	S_{\perp}^c	$S_{\perp \parallel}$
140	8.8	4.6	3.3	0.27	0.27	0.36	2 186	1 240	87.1	229	165

表 4 临界能量释放率参数

G_R	G_{fc}	G_{mt}	G_{mc}	G_{12c}	G_{23c}	G_{IC}	G_{IIC}
9×10^4	8.2×10^4	520	1 610	920	920	520	920

表 5 疲劳性能参数

加载方向	剩余刚度参数			剩余强度参数		疲劳寿命参数	
	γ	λ	ϵ_f	α	β	A	B
纵向拉伸	14.57	0.302 4	0.013 6	10.03	0.473	1.368 9	0.109 7
纵向压缩	14.57	0.302 4	0.013 6	49.06	0.025		
横向拉伸	14.77	0.115 5	0.006 8	9.628 7	0.125 5	0.999	0.096
横向压缩	14.77	0.115 5	0.006 8	67.36	0.001 1		
面内剪切	0.7	11	0.101	0.16	9.11	0.099	0.186

根据建立的疲劳损伤分析方法,复合材料层合板的疲劳损伤模型分析流程如图 4 所示。

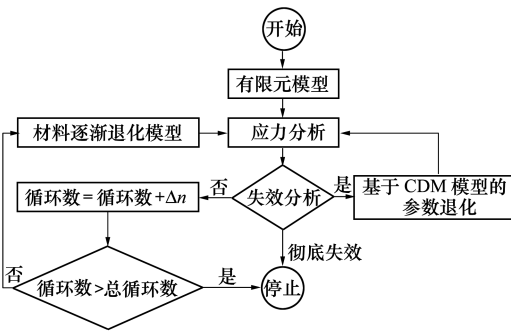


图 4 复合材料疲劳损伤模型分析流程图

为了提高疲劳数值分析模型的计算效率,可以采用如下的疲劳循环增量策略:在 10^3 疲劳循环次数内,疲劳循环增量 Δn 设置为 50;在 $10^3 \sim 10^4$ 疲劳循环次数内,疲劳循环增量 Δn 选取为 500;在 $10^4 \sim 10^6$ 疲劳循环次数内,疲劳循环增量 Δn 选取为 5×10^3 ;当达到 10^6 疲劳循环次数时终止分析程序。

本文疲劳数值模型计算所得的疲劳寿命与疲劳试验结果的比较情况见表 6 和图 5,可以看出本文发展的复合材料疲劳损伤分析模型预测结果和疲劳试验结果较好吻合。

表 6 试验结果和计算结果对比

应力水平	试验结果	lgN	数值模型	lgN	误差/%
55%	274 647	5.439	360 000	5.556	2.2
60%	92 823	4.968	129 500	5.112	2.9
65%	33 699	4.528	29 200	4.465	1.4

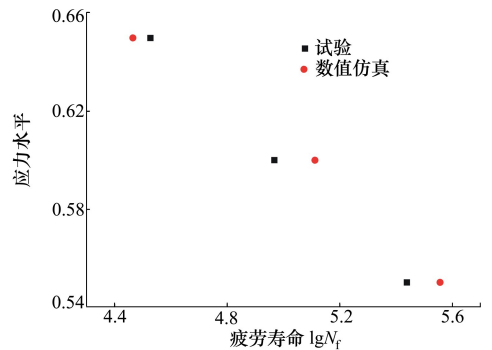


图 5 疲劳寿命试验和数值结果对比

通过本文建立的疲劳数值模型可以揭示复合材料层合板的疲劳损伤演化过程和失效机理,根据数值计算结果,三级应力水平下损伤累积呈现的规律基本相同,本文选取 65% 的应力水平进行细致分析,分析各铺层疲劳损伤出现的顺序及演化规律,

45°和-45°铺层呈对称分布,其规律相似,只选取了45°铺层为代表进行分析。后续损伤分析中,为了分

析整体损伤,损伤云图均为相同铺层的损伤叠加云图。

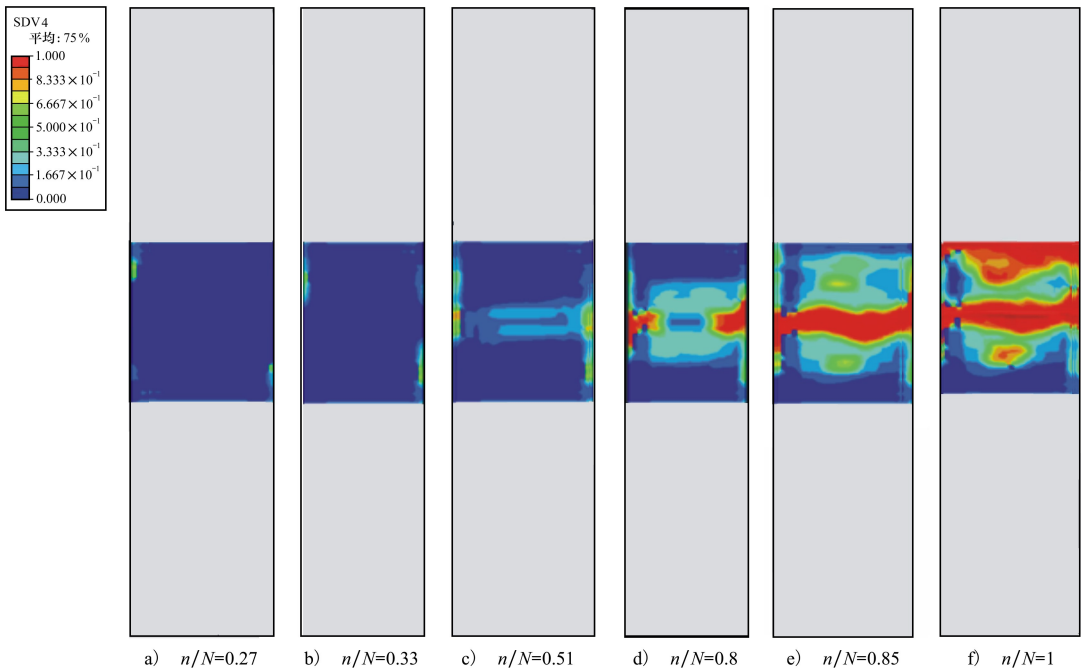


图 6 90°铺层基体损伤演化过程

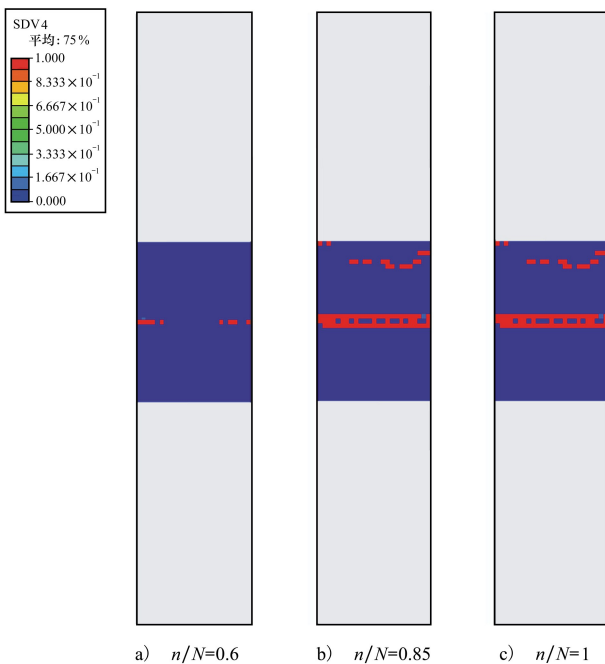


图 7 45°铺层基体疲劳损伤演化过程

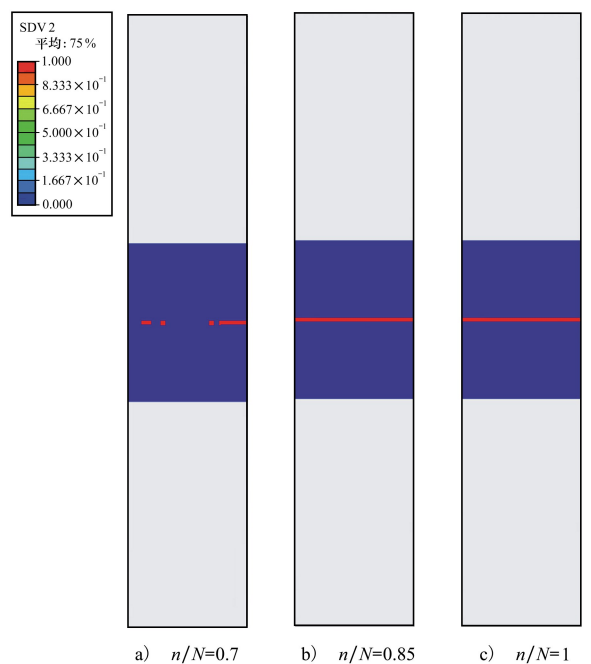


图 8 45°铺层纤维损伤演化过程

层合板 90°铺层纤维方向和加载方向垂直,承载能力较弱,主要依靠基体承受拉伸和压缩损伤,如图 6 所示,在 $n/N=0.27$ 时,90°铺层两自由边首先出现基体损伤,但基体损伤程度较轻(d 值较小)。

随后,损伤沿着两自由边不断发展,发展至一定程度后,沿中央横截面由两侧向中心区域扩展,损伤程度较为严重,90°铺层的基体损伤导致了自由边的应力集中,诱发其他铺层损伤的起始,当 $n/N=0.6$,45°铺

层出现了基体损伤(见图7),45°铺层的基体疲劳损伤会进一步导致45°铺层出现纤维损伤(见图8),随着疲劳载荷继续加载, $n/N=0.8$ 时,0°铺层中央位置两自由边边缘出现纤维损伤,损伤逐渐向中心扩展(见图9), $n/N=0.85$ 时,90°铺层基体疲劳损伤贯穿整个中央面,损伤面积宽,此时45°铺层纤维和基体疲劳损伤也贯穿了层合板中央区域,相比90°铺层的损伤,45°铺层损伤面积较小,此时0°铺层尚有

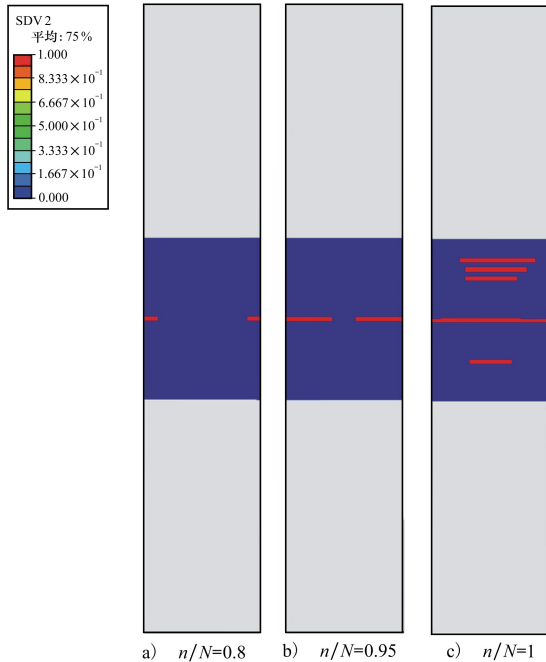


图9 0°铺层纤维损伤演化过程

承载能力,当 $n/N=0.95$,纤维损伤几乎贯穿截面,此后纤维损伤迅速扩展并贯穿整个层合板,试验件彻底丧失刚度,数值模型中以0°铺层纤维损伤贯穿层合板为试验件彻底失效的判断标准,数值结果得到的失效模式和试验结果良好吻合。

4 结 论

本文以复合材料层合板为研究对象,针对其疲劳损伤和寿命问题,展开试验和数值研究,通过系统研究得出以下结论:

1) 将复合材料的最大应力失效准则和Puck静力失效准则扩展为疲劳失效准则,结合复合材料性能退化模型,并采用复合材料正则化疲劳寿命模型和Miner线性损伤累积理论,建立了分析复合材料层合板疲劳损伤演化的数值模型。

2) 本文建立的复合材料层合板疲劳数值模型能够准确预测复合材料层合板的疲劳损伤演化过程,失效机理和疲劳寿命,并通过55%,60%和65%三级应力水平下的疲劳试验对该模型进行了试验验证。

3) 疲劳载荷作用下,复合材料层合板疲劳损伤从两侧自由边向内侧发展,90°铺层两自由边首先出现基体疲劳损伤,随后诱发45°铺层的基体和纤维疲劳损伤,0°铺层纤维损伤出现较晚,迅速向中心扩展,最终损伤覆盖整个横截面。

参考文献:

- [1] HASHIN Z, ROTEM A. A fatigue failure criterion for fiber reinforced materials[J]. Journal of Composite Materials, 1973, 7(4):448-464
- [2] PHILIPPIDIS T P, VASSILOPOULOS A P. Fatigue strength prediction under multiaxial stress[J]. Journal of Composite Materials, 1999, 33(17):1578-1599
- [3] ELLYIN F, EL-KADI H. A fatigue failure criterion for fiber reinforced composite laminae[J]. Composite Structures, 1990, 15(1):61-74
- [4] BROUTMAN L J, SAHU S. A new theory to predict cumulative fatigue damage in fiberglass reinforced plastics[J]. ASTM STP, 1972, 497: 170-188
- [5] SCHAFF J R, DAVIDSON B D. Life prediction methodology for composite structures. Part I - constant amplitude and two-stress level fatigue[J]. Journal of Composite Materials, 1997, 31(2): 128-157
- [6] YAO W, HIMMEL N. Statistical analysis of data from truncated fatigue life and corresponding residual strength experiments for polymer matrix composites[J]. International Journal of Fatigue, 1999, 21(6): 581-585
- [7] YAO W, HIMMEL N. A new cumulative fatigue damage model for fibre-reinforced plastics[J]. Composites Science and Technology, 2000, 60(1): 59-64.
- [8] STOJKOVIC N, FOLI R, PASTERNAK H. Mathematical model for the prediction of strength degradation of composites

- subjected to constant amplitude fatigue[J]. *International Journal of Fatigue*, 2017, 103: 478-487
- [9] PHILIPPIDIS T P, VASSILOPOULOS A P. Fatigue of composite laminates under off-axis loading[J]. *International Journal of Fatigue*, 1999, 21(3): 253-262
- [10] LIU H, ZHANG Z, JIA H, et al. A modified composite fatigue damage model considering stiffness evolution for wind turbine blades[J]. *Composite Structures*, 2020, 233: 111736
- [11] SHOKRIEH M M, LESSARD L B. Progressive fatigue damage modeling of composite materials. Part I: modeling[J]. *Journal of Composite Materials*, 2000, 34(13): 1056-1080
- [12] NOLL T, MAGIN M, HIMMEL N. Fatigue life simulation of multi-axial CFRP laminates considering material non-linearity[J]. *International Journal of Fatigue*, 2010, 32(1): 146-157
- [13] 王丹勇. 层合板接头损伤失效与疲劳寿命研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2006
WANG Danyong. Research on prediction of damage failure and fatigue life for composite bolted joints[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006 (in Chinese)
- [14] LIAN W, YAO W. Fatigue life prediction of composite laminates by FEA simulation method[J]. *International Journal of Fatigue*, 2010, 32(1): 123-133
- [15] NADERI M, MALIGNO A R. Fatigue life prediction of carbon/epoxy laminates by stochastic numerical simulation [J]. *Composite Structures*, 2012, 94(3): 1052-1059
- [16] 周银华. 非线性本构在复合材料多钉螺栓连接结构中的应用[D]. 西安:西北工业大学, 2016
ZHOU Yinhua. A study of nonlinear models of composites and its applications to composite multi-bolt joints[D]. Xi'an: North-western Polytechnical University, 2016 (in Chinese)
- [17] 张文姣. 纤维增强复合材料的疲劳损伤模型及分析方法[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2015
ZHANG Wenjiao. Fatigue damage modelling and analysis for fiber reinforced composite materials[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015 (in Chinese)
- [18] 刘建明, 万小鹏, 赵美英. 层合板螺栓连接结构疲劳寿命预测[J]. *航空学报*, 2015, 36(6): 1867-1875
LIU Jianming, WAN Xiaopeng, ZHAO Meiyong. Fatigue life prediction of laminated bolted joint structures[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(6): 1867-1875 (in Chinese)
- [19] ZHAO L, SHAN M, HONG H, et al. A residual strain model for progressive fatigue damage analysis of composite structures[J]. *Composite Structures*, 2017, 169: 69-78
- [20] ZHANG Y, ZHANG L, GUO L, et al. Investigation on fatigue performance of T800 composites structural component [J]. *Composite Structures*, 2018, 195: 26-35
- [21] TUO H, LU Z, MA X, et al. An experimental and numerical investigation on low-velocity impact damage and compression-after-impact behavior of composite laminates[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2019, 167: 329-341
- [22] PUCK A, MANNIGEL M. Physically based non-linear stress-strain relations for the inter-fibre fracture analysis of FRP laminates [J]. *Composites Science and Technology*, 2007, 67(9): 1955-1964
- [23] SCHIRMAIER F J, WEILAND J, KRGER L, et al. A new efficient and reliable algorithm to determine the fracture angle for Puck's 3D matrix failure criterion for UD composites[J]. *Composites Science and Technology*, 2014, 100: 19-25
- [24] 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): 1081-1116
- [25] ADAM T, FERNANDO G, DICKSON R F, et al. Fatigue life prediction for hybrid composites [J]. *International Journal of Fatigue*, 1989, 11(4): 233-237
- [26] GATHERCOLE N, REITER H, ADAM T, et al. Life prediction for fatigue of T800/5245 carbon-fibre composites. I: constant-amplitude loading[J]. *International Journal of Fatigue*, 1994, 16(8): 523-532
- [27] 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

Study on fatigue life prediction method of composite laminates

TUO Hongliang¹, WU Tao², LU Zhixian³, MA Xiaoping⁴

- 1.School of Science, Chang'an University, Xi'an 710064, China;
- 2.School of Civil Engineering, Chang'an University, Xi'an 710064, China;
- 3.School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
- 4.Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Advanced composites have been widely used in aerospace field and transportation field in ground due to their excellent mechanical properties. Fatigue damage and life prediction of composites have always been the important and difficult issues in the field of composite mechanics. In this paper, the maximum stress criterion and Puck criterion were extended to fatigue failure criterion, and the fatigue damage analysis model of composite laminates was established by combining the gradual degradation model of material properties, the regularized fatigue life analysis method and the fatigue damage accumulation theory. Then, the model was used to predict the damage evolution and failure mechanism of composite laminates, and the fatigue tests with three stress levels (55%, 60% and 65%) were conducted. The fatigue life and failure mode of the numerical results matches well with the test results. Under fatigue loadings, the fatigue damage initiated from free edges on both sides of the plate to the inside of the laminates. The matrix damage first appeared in the 90° plies on two free sides, then the matrix damage and fiber damage of 45° plies were induced. The fiber damage of 0° ply finally appears and rapidly spreads to the center of laminates until the damage covers the entire cross section.

Keywords: composites; fatigue life; laminates; damage evolution

引用格式: 拓宏亮, 吴涛, 卢智先, 等. 复合材料层合板疲劳寿命预测方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2022, 40(3): 651-660
TUO Hongliang, WU Tao, LU Zhixian, et al. Study on fatigue life prediction method of composite laminates[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2022, 40(3): 651-660 (in Chinese)