

2.5 维机织复合材料疲劳寿命预测方法

邱 睿¹, 温卫东^{1,2}, 崔海涛¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院

江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;

2. 南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 针对疲劳载荷作用下的 2.5 维机织复合材料,建立了疲劳寿命预测方法.该方法主要包括单胞模型、疲劳失效判定准则和材料性能退化方法 3 部分.选取单胞模型为研究对象,利用三维有限元技术进行应力分析;引入改进的三维 Hashin 疲劳失效准则和 Mises 准则作为纤维束和树脂基体的疲劳失效判据;采用刚度性能突降准则描述疲劳失效后的材料性能,采用考虑纤维体积分数影响的剩余刚度和剩余强度退化模型描述失效前材料的性能.通过疲劳寿命预测值与试验值的对比,验证了疲劳寿命预测方法的有效性.研究表明:经向拉-拉疲劳寿命随经纱纤维体积分数增大而增加,纬向拉-拉疲劳寿命受纬纱纤维体积分数影响较小.

关 键 词: 2.5 维机织; 单胞模型; 疲劳寿命; 纤维体积分数; 逐渐损伤

中图分类号: V21; TB332

文献标志码: A

Fatigue life prediction method of 2.5 dimensional woven composites

QIU Rui¹, WEN Wei-dong^{1,2}, CUI Hai-tao¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

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

2. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A fatigue life prediction method was developed to predict fatigue life of 2.5 dimensional woven composites subjected to fatigue loading. This method consisted of unit-cell model, fatigue damage criterion and material property degradation technique. Stress analysis was performed by three dimensional finite element technology based on the unit-cell model. Modified three dimensional Hashin fatigue damage criterion and Mises criterion were adopted to identify fatigue damage separately for the yarns and matrix. The stiffness property sudden degradation rules were applied to establish the fatigue damaged material properties; the residual stiffness and strength models considering fiber volume fraction were used to establish the undamaged material properties. The coincidence of predicted fatigue life and experimental data was studied, and the comparison results validated the fatigue life prediction method. The results indicate that the tensile-tensile fatigue life in warp direction increases with the warp fiber volume fraction increasing, while weft fiber volume fraction has little effect on tensile-tensile fatigue life in weft direction.

Key words: 2.5 dimensional woven; unit-cell model; fatigue life;
fiber volume fraction; progressive damage

2.5 维机织结构是在三维机织结构基础上衍生出来的一种新型结构形式,其经纱和纬纱相互正交的空间网状结构,使以此结构为增强体的复合材料具有比强度高、层间性能好、能最大限度满足织物尺寸和形状需要等优点,在航空航天领域具有较大的应用潜力。

目前,国内外学者对 2.5 维机织复合材料细观结构和静载力学性能方面的研究较多。细观几何模型研究方面,从最初的单一截面假设模型^[1],到考虑不同走向纤维束结构差异性的双截面假设模型^[2-4],所建模型越来越逼近材料的真实结构。静载力学性能研究方面,研究人员对 2.5 维机织复合材料拉伸力学性能试验研究^[5-8]和弹性性能预测方法研究^[3,9-12]比较充分,静载应力分析及强度预测方法研究也取得了一定的进展^[4,13-15]。

动态力学性能研究方面,目前针对三维机织复合材料疲劳性能的研究相对较多^[16-20],但鲜有建立有效的疲劳寿命预测方法。由于出现得较晚,2.5 维机织复合材料疲劳性能的研究工作非常有限,现有的研究主要针对陶瓷基(C/SiC)复合材料。Zhang 等^[21]试验研究了 2.5 维 C/SiC 复合材料在室温和 900℃ 下的拉伸疲劳性能,研究表明室温条件下材料的抗拉伸疲劳性能明显优于高温条件。杨福树^[22]在李龙彪^[23]提出的基于界面磨损机理预测复合材料应力-寿命(S-N)曲线方法的基础上,模拟了 2.5 维 C/SiC 复合材料疲劳应力-应变曲线的迟滞规律。已有的关于 2.5 维 C/SiC 复合材料疲劳性能的研究工作大多仍处于试验研究阶段,鲜有建立有效的疲劳寿命预测模型和分析方法。公开发表的文献中,鲜有搜集到有关树脂基 2.5 维机织复合材料疲劳试验研究和疲劳寿命预测方法研究的相关报道。

本文选取 2.5 维机织复合材料单胞模型为研究对象,将纤维束视为单向复合材料,采用考虑纤维体积分数影响的疲劳剩余刚度和剩余强度退化模型^[24]来描述经纱和纬纱的材料性能逐渐退化,建立 2.5 维机织复合材料疲劳寿命预测方法。基于此方法,一方面预测 2.5 维机织复合材料拉-拉疲劳寿命,并进行试验验证;另一方面,讨论纤维束内纤维体积分数对 2.5 维机织复合材料疲劳寿命的影响。

1 疲劳寿命预测方法

本文疲劳寿命预测方法以疲劳逐渐损伤理论为基础,主要包含单胞模型、疲劳失效判定准则和

材料性能退化方法等要素。

1.1 单胞模型

细观几何模型是 2.5 维机织复合材料力学性能分析的基础,其合理性直接影响力学性能的预测精度。文献[4]的细观几何模型纤维束几何形态简单,便于使用现有的失效判据,建立在该细观几何模型基础上的单胞模型在 2.5 维机织复合材料静载损伤分析和强度预测中取得了很好的效果。

因此,本文选取文献[4]的单胞模型为研究对象,其纤维束截面形状和几何形态假设如下:纬纱截面形状为六边形,沿纬向平直分布;经纱截面形状为矩形,几何形体为折线形式。具体的形状参数如图 1 所示(图中的物理量含义见文献[4])。

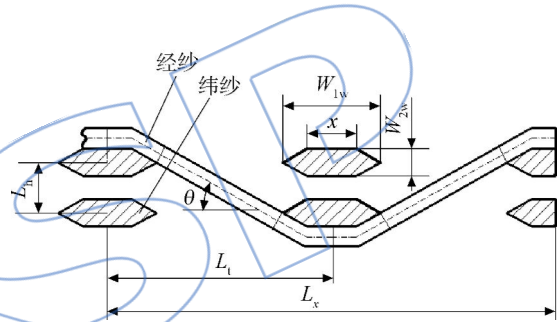


图 1 几何模型形状参数示意图^[4]

Fig. 1 Illustration of geometric model parameters^[4]

矩形截面形状参数通过下式计算:

$$A_{\text{warp}} = \frac{T}{1000\rho p_{\text{warp}}} \quad W_{1\text{warp}} = \frac{10}{M_{\text{warp}}} \\ W_{2\text{warp}} = \frac{A_{\text{warp}}}{W_{1\text{warp}}} \quad (1)$$

式中 A_{warp} 为经纱纤维束截面面积(mm^2); $W_{1\text{warp}}$, $W_{2\text{warp}}$ 分别为经纱纤维束截面的宽度和高度(mm); ρ 为纤维密度(g/cm^3); T 为纤维束线密度(g/km); p_{warp} 为经纱纤维聚集密度; M_{warp} 为经纱排列密度(根/ cm)。

六边形截面形状参数通过下式计算:

$$A_{\text{weft}} = \frac{T}{1000\rho p_{\text{weft}}} = xW_{2\text{weft}} + \frac{1}{2}W_{2\text{weft}}^2 \cot \theta \\ W_{2\text{weft}} = \frac{L_z - (N_h + 1)W_{2\text{warp}}}{N_h} \\ \frac{L_x}{2} = W_{1\text{weft}} + W_{2\text{warp}} \cot \theta + (W_{2\text{warp}} + W_{2\text{weft}}) \cot \theta \quad (2)$$

式中 A_{weft} 为纬纱纤维束截面面积(mm^2); $W_{1\text{weft}}$, $W_{2\text{weft}}$ 为纬纱纤维束截面的宽度和高度(mm); θ 为经纱倾斜段取向角; L_x 为复合材料厚度(mm); L_z 为单胞模型的经向长度(mm); N_h 为纬纱层

数; p_{weft} 为纬纱纤维聚集密度。

采用 ANSYS 软件进行单胞实体建模及网格离散, 1/4 单胞有限元模型如图 2 所示。在应力分析过程中, 为保证相邻单胞模型位移和应力连续, 对单胞模型相对平行面施加周期性位移边界条件^[25], 并完成每次循环加载过程中单胞模型内部应力-应变场的计算。

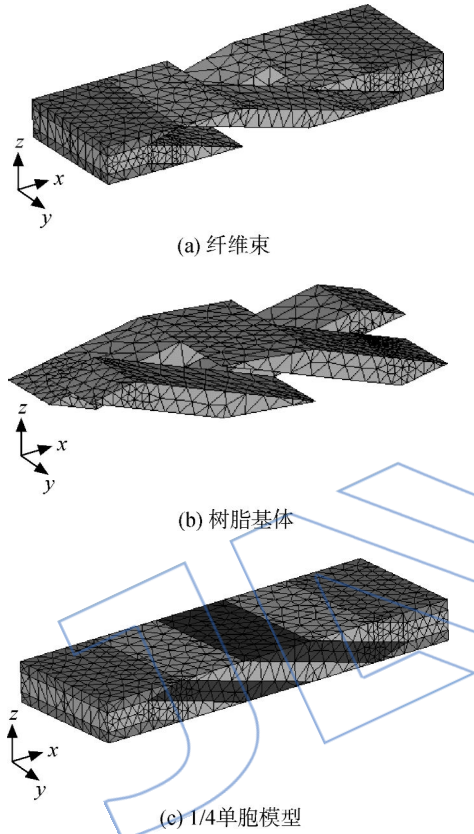


图 2 1/4 单胞模型有限元模型

Fig. 2 Finite element model of 1/4 unit-cell model

1.2 疲劳失效判定准则

基于本文单胞模型, 可将纤维束视为横观各向同性材料, 树脂基体为各向同性材料。采用改进的三维 Hashin 疲劳失效准则^[26]作为纤维束的失

效判据, 采用 Mises 准则作为树脂基体的失效判据。改进的三维 Hashin 疲劳失效准则形式如下:

1) 纤维束内纤维断裂失效

$$\left[\frac{\sigma_1}{X_t(n)} \right]^2 + \alpha \left[\frac{\sigma_{12}}{S_{12}(n)} \right]^2 + \alpha \left[\frac{\sigma_{13}}{S_{13}(n)} \right]^2 \geq 1 \quad (3)$$

2) 纤维束内树脂基体开裂失效

$$\left[\frac{\sigma_2 + \sigma_3}{Y_t(n)} \right]^2 + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_2 \sigma_3}{S_{23}^2(n)} + \left[\frac{\sigma_{12}}{S_{12}(n)} \right]^2 + \left[\frac{\sigma_{13}}{S_{13}(n)} \right]^2 \geq 1 \quad (4)$$

式中 σ_i, σ_{ij} 分别为第 n 次循环载荷作用下纤维束各主方向的轴向应力及切应力; $X_t(n), Y_t(n)$ 分别为第 n 次循环载荷作用下纤维束纵向和横向剩余拉-拉强度, $S_{ij}(n)$ 为第 n 次循环载荷作用下纤维束各主方向剩余剪切强度; α 为失效权重因子。

Mises 准则的具体形式为

$$(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2 + 6(\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2 + \sigma_{23}^2) \geq 2\sigma_m^2 \quad (5)$$

式中 σ_m 取树脂基体的剪切强度。

1.3 疲劳加载材料性能退化方法

根据疲劳失效判定准则对纤维束和树脂基体单元逐一进行失效判断。若单元失效, 根据失效形式进行材料刚度性能退化, 刚度性能退化遵从突降准则; 若单元尚未失效, 对纤维束单元进行材料刚度和强度性能逐渐退化, 退化规律遵从渐降准则。

1.3.1 刚度性能突降准则

根据 2.5 维机织复合材料经、纬纱结构特点, 采用不同的刚度折减方法: 纬纱平直, 失效单元相应的弹性模量乘以一个较小的折减系数; 经纱走向较复杂, 考虑周围单元的支撑作用, 失效单元相应的弹性模量乘以一个较大的折减系数^[1]。不同失效形式相应的弹性模量折减系数见表 1 (表中 E_1, E_2 为纤维束各主方向的弹性模量; G_{12}, G_{13}, G_{23} 为纤维束各主方向的切变模量)。

表 1 不同失效形式纤维束与树脂基体弹性模量折减系数

Table 1 Reduction coefficient of yarns and matrix elastic modulus with different failure modes

失效形式	E_1	E_2	G_{12}	G_{13}	G_{23}
经向拉-拉疲劳	纬纱内树脂基体开裂	1.0	0.1	1.0	0.1
	经纱断裂	0.4	1.0	0.4	1.0
纬向拉-拉疲劳	经纱内树脂基体开裂	1.0	0.1	1.0	0.1
	纬纱断裂	0.1	1.0	0.1	1.0
树脂基体开裂	0.1	0.1	0.1	0.1	0.1

1.3.2 刚度与强度性能渐降准则

随着疲劳载荷循环次数的增加,尚未失效的纤维束单元刚度和强度性能将发生逐渐退化.由于不同结构和机织参数 2.5 维机织复合材料的纤维束纤维体积分数(纱线纤维聚集密度)存在一定差别,在纤维束刚度和强度性能渐降模型中需要考虑纤维体积分数的影响.本文作者在前期研究工作中建立了考虑纤维体积分数影响的单向复合材料剩余刚度和剩余强度退化模型^[24],模型形式如下:

$$\frac{E(n)}{E_0} = 1 - \left[1 - \frac{E(N)}{E_0} \right] \left[q \left(\frac{n}{N} \right)^{m_1} + (1 - q) \left(\frac{n}{N} \right)^{m_2} \right] \quad (6)$$

$$\frac{S(n)}{\sigma_u} = 1 - \left[1 - \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_u} \right] \left[q_1 \left(\frac{n}{N} \right)^{n_1} + (1 - q_1) \left(\frac{n}{N} \right)^{n_2} \right] \quad (7)$$

其中 E_0 , σ_u 分别为初始刚度和静强度; $E(n)$, $S(n)$ 分别为第 n 次循环次数下的剩余刚度和剩余强度; $\sigma_{\max}$, $E(N)$ 分别为最大疲劳应力水平和材料破坏时的临界剩余刚度; n , N 分别为循环次数和疲劳寿命; q , m_1 , m_2 为剩余刚度退化模型中的拟合参数; q_1 , n_1 , n_2 为剩余强度退化模型中的拟合参数. 参数 q , m_1 , m_2 和 q_1 , n_1 , n_2 定义如下:

$$q = p^{k_1} \varphi_f^{k_2} \quad m_1 = p^{a_1} \quad m_2 = (1/p)^{a_2} \quad (8)$$

$$q_1 = p^{k_3} \varphi_f^{k_4} \quad n_1 = p^{b_1} \quad n_2 = (1/p)^{b_2} \quad (9)$$

其中应力水平 $p = \sigma_{\max}/\sigma_u$; φ_f 为纤维体积分数; k_1 , k_2 , a_1 , a_2 及 k_3 , k_4 , b_1 , b_2 为与材料相关的常数.

比较理想的情况应该直接进行纤维束的疲劳试验研究并建立相应的疲劳剩余刚度和剩余强度退化模型.但是,直接开展纤维束疲劳性能研究难度大,且试验条件不完全具备.本文通过单向板疲劳试验来代替纤维束疲劳试验,采用单层板疲劳剩余刚度和剩余强度退化模型来描述纤维束材料性能逐渐退化规律,基本做法如下.

单向板可分解为若干单层板的铺叠,而单层板又可视作纤维束的整齐排列.假设某 $[0]_a$ 铺层单向板,每一铺层单层板由 b 根纤维束整齐排布构成,则单层板的刚度 E_{lam} 、强度 S_{lam} 与纤维束的刚度 E_{fib} 、强度 S_{fib} 的关系如下:

$$S_{\text{lam}} = \frac{F_{\text{pla}}}{A_{\text{pla}}} = \frac{a \cdot b \cdot F_{\text{fib}}}{a \cdot b \cdot A_{\text{fib}}} = S_{\text{fib}} \quad (10)$$

$$E_{\text{lam}} = \frac{\sigma_{\text{pla}}}{\epsilon} = \frac{F_{\text{pla}}}{\epsilon \cdot A_{\text{pla}}} = \frac{a \cdot b \cdot F_{\text{fib}}}{\epsilon \cdot a \cdot b \cdot A_{\text{fib}}} = \frac{\sigma_{\text{fib}}}{\epsilon} = E_{\text{fib}} \quad (11)$$

式中 F_{pla} , A_{pla} , σ_{pla} , ϵ 分别为单向板的载荷、截面积、应力和应变; F_{fib} , A_{fib} , σ_{fib} 分别为纤维束的载荷、截面积和应力.

由式(10)和式(11)推导可得,单层板的纵向剩余刚度和剩余强度与纤维束的平均纵向剩余刚度和剩余强度可以近似等效.对于 $[\pm 45]_a$ 铺层层合板,可得到相似结论,即:单层板面内剪切剩余刚度和剩余强度与纤维束面内剪切剩余刚度和剩余强度近似等效.

因此,本文用单层板的剩余刚度和剩余强度来代替纤维束的剩余刚度和剩余强度,通过单向板疲劳试验,获取剩余刚度退化模型式(8)和剩余强度退化模型式(9)中的材料常数,并将其用于描述纤维束的纵向和面内剪切疲劳性能退化规律.

2 疲劳寿命预测与损伤分析流程

将有限元分析技术用于 2.5 维机织复合材料疲劳寿命预测方法中,利用 ANSYS 软件的 APDL 语言,开发了 2.5 维机织复合材料疲劳逐渐损伤与寿命预测程序,程序流程如图 3 所示.主要分为以下模块:

1) 单胞建模模块

采用参数化设计方法,选取经纱排列密度 M_{warp} 、纬纱排列密度 M_{weft} 、纬纱层数 N_h 、复合材料厚度 L_z 作为重要的设计参数,对单胞模型进行参数化建模.

2) 应力分析模块

进行有限元应力分析时,由于单胞模型施加的是周期性位移边界条件,不能直接施加应力载荷,可采用二分法反复迭代,直至单胞模型平均应力 $\bar{\sigma}$ 达到最大疲劳应力水平 $\sigma_{\max}$,并在 $\sigma_{\max}$ 下进行应力分析.

3) 失效判定模块

分别利用式(3)~式(5)对纤维束单元和树脂基体单元进行疲劳失效判定.

4) 材料性能退化模块

在循环次数 n 尚未达到条件疲劳极限寿命前,若没有单元发生失效,则利用渐降准则对纤维束单元进行剩余刚度和剩余强度逐渐退化,同时增加循环次数,返回应力分析模块;若单胞模型内

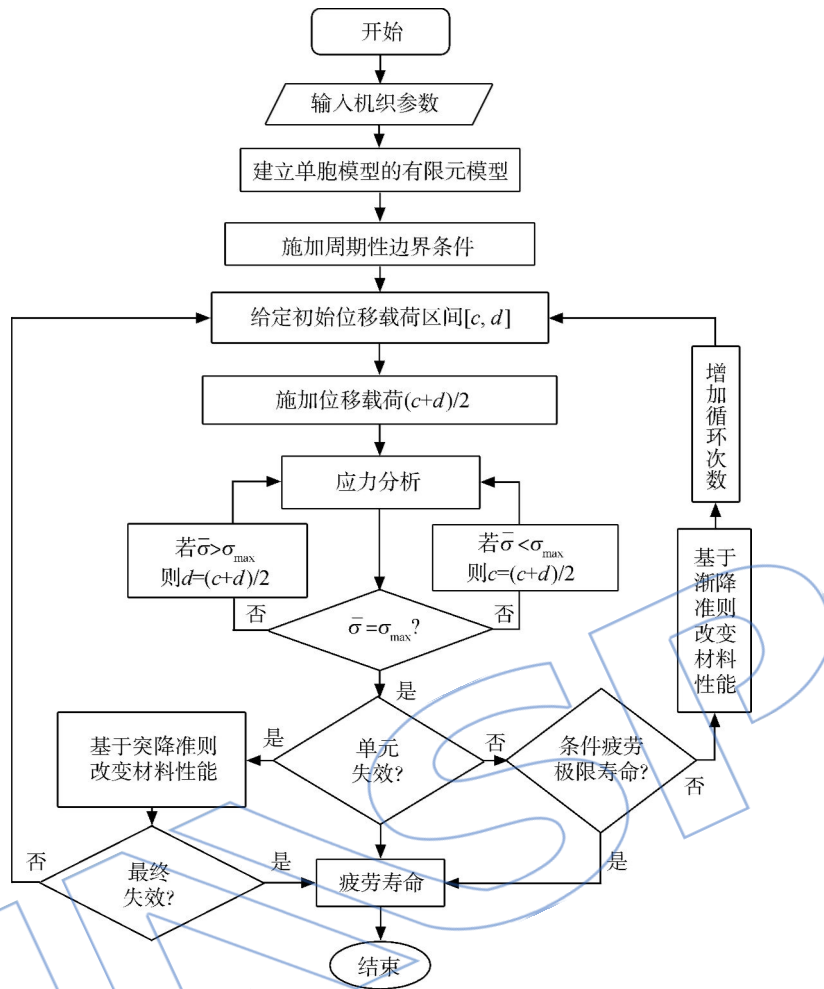


图 3 疲劳逐渐损伤分析流程图

Fig. 3 Flowchart of progressive fatigue damage analysis

有单元发生失效,则根据突降准则对失效单元的刚度性能进行折减.循环求解直到材料最终破坏或者循环次数 n 达到条件疲劳极限寿命,停止计算,获取疲劳寿命.

3 试验验证与分析

3.1 理论计算和试验验证

为验证上述疲劳寿命预测方法,对浅交弯联结构 2.5 维机织复合材料进行了拉-拉疲劳试验,材料为 T300-3K/HCGP-1. 纤维束线密度 $T=198\text{ g/km}$;经纱排列密度 $M_{\text{warp}}=10\text{ 根/cm}$,经纱纤维聚集密度 $p_{\text{warp}}=0.785$;纬纱排列密度 $M_{\text{weft}}=3.5\text{ 根/cm}$,纬纱纤维聚集密度 $p_{\text{weft}}=0.75$;纬纱层数 $N_h=6$,复合材料厚度 $L_z=1.92\text{ mm}$;条件疲劳极限寿命取为 10^6 循环次数.

计算所用的机织参数与试验条件相同,单层板纵向及面内剪切性能渐降模型中的参数见表 2^[24](表中下标 s 表示中心对称形式).

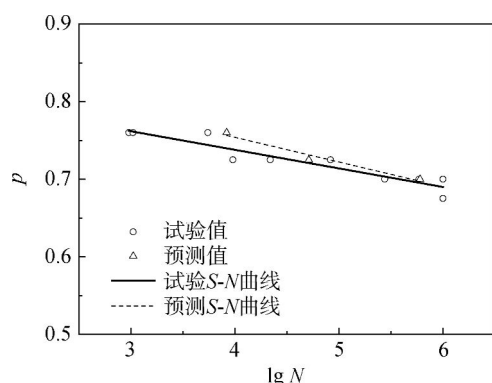
表 2 单向复合材料性能渐降模型参数

Table 2 Gradual degradation model parameters of unidirectional composites properties

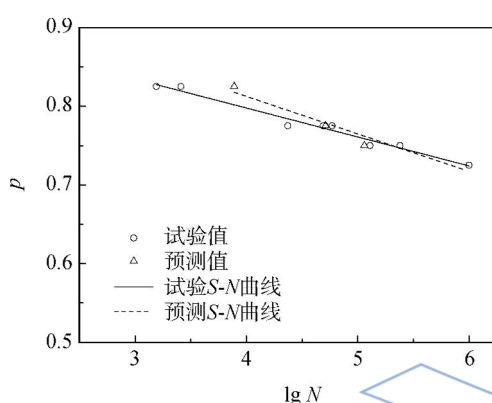
参数	剩余刚度退化模型		参数	剩余强度退化模型	
	$[0]_{16}$	$[\pm 45]_{4s}$		$[0]_{16}$	$[\pm 45]_{4s}$
k_1	-4.97	1.51	k_3	-0.007	-0.04
k_2	0.72	-0.36	k_4	1.68	1.29
a_1	13.54	2.95	b_1	295.64	1.81
a_2	41.46	5.46	b_2	22.13	8.72

3.1.1 疲劳寿命预测与验证

图 4(a)和图 4(b)分别给出了经向和纬向不同应力水平拉-拉疲劳寿命试验值和预测值的对比(p 为应力水平).对比可见,经向和纬向拉-拉疲劳试验 S-N 曲线和预测 S-N 曲线都近似为直线,除纬向应力水平为 0.825 下的疲劳寿命预测值略高于试验值外,经向各级应力水平和纬向较



(a) 经向拉-拉疲劳



(b) 纬向拉-拉疲劳

图4 疲劳寿命预测值与试验值对比

Fig. 4 Comparison of predicted data and experimental data of fatigue life

低应力水平下的疲劳寿命预测值均在试验值范围内。

表3列出了经向和纬向拉-拉疲劳寿命试验值和预测值的对比结果。对比发现,2.5维机织复合材料的纬向抗疲劳性能优于经向;预测值与试验值比较接近,经向和纬向各级应力水平下的预测值与试验值均处于同一数量级以内,预测结果基本满意。

3.1.2 疲劳损伤扩展分析

基于本文疲劳寿命预测方法,在预测2.5维机织复合材料疲劳寿命的同时,还可模拟材料微观几何结构的疲劳损伤扩展过程。

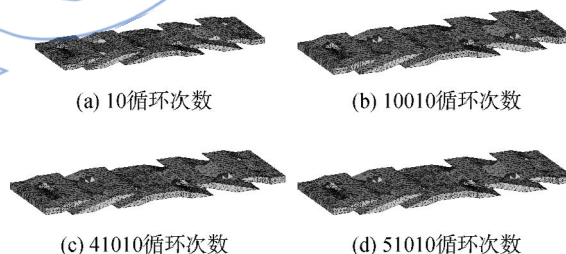
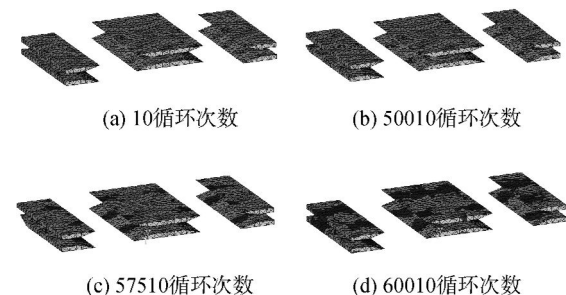
图5和图6分别简要描述了经向应力水平为0.725和纬向应力水平为0.775载荷条件下纤维断裂失效扩展过程。图5和图6对比可见,两种应力水平下的疲劳寿命比较接近,但几何形态和走向的不同,使得经纱和纬纱的纤维断裂失效扩展规律呈现不同的特点:经向拉-拉疲劳载荷作用下,由于经纱呈相互交织的复杂结构,单元失效扩展的速率较慢,从开始出现单元失效到材料最终

破坏,经历的疲劳载荷周期较长;而纬向拉-拉疲劳载荷作用下,纬纱出现纤维断裂失效较晚,但失效扩展速度很快,经历较短的疲劳载荷周期材料最终破坏。

表3 2.5维机织复合材料疲劳寿命预测值与试验值对比

Table 3 Comparison of predicted data and experimental data of fatigue life of 2.5 dimensional woven composites

载荷方向	应力水平 p	疲劳寿命试验值 $\lg N_{50}$	疲劳寿命预测值 $\lg N$	两者比值
经向拉-拉疲劳	0.760	3.40	3.92	1.15
	0.725	4.41	4.71	1.07
	0.700	5.74	5.78	1.10
	0.675	>6	>6	
纬向拉-拉疲劳	0.825	3.07	3.89	1.27
	0.775	4.34	4.78	1.10
	0.750	5.25	5.06	0.96
	0.725	>6	>6	

图5 经纱纤维断裂失效扩展过程
(经向 $p=0.725$)Fig. 5 Progressive fatigue damage of warp yarns
(warp direction $p=0.725$)图6 纬纱纤维断裂失效扩展过程
(纬向 $p=0.775$)Fig. 6 Progressive fatigue damage of weft yarns
(weft direction $p=0.775$)

3.2 纤维体积分数对疲劳寿命的影响分析

为研究纤维束内纤维体积分数对2.5维机织复合材料疲劳寿命的影响,利用本文疲劳寿命预测方法,计算了不同经纱和纬纱纤维体积分数条件下,2.5维机织复合材料疲劳寿命随纤维体积分数的变化规律,如图7所示。

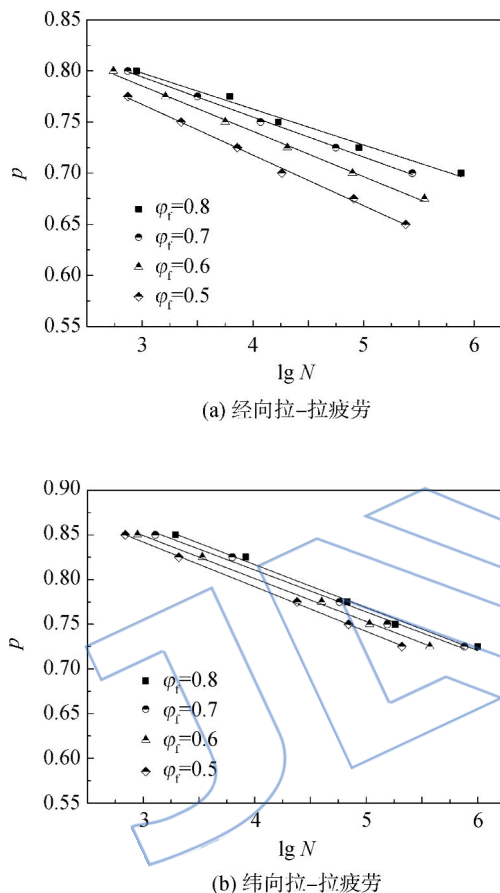


图7 疲劳寿命随纤维束纤维体积分数的变化

Fig.7 Variation of fatigue life with fiber volume fraction within yarns

由图7(a)可见,2.5维机织复合材料经向疲劳寿命与经纱内纤维体积分数密切相关,当其他机织参数固定时,随经纱纤维体积分数增大,经向疲劳寿命增加,抗疲劳性能增强。由图7(b)可见,纬向疲劳寿命受纬纱纤维体积分数影响较小,不同纬纱纤维体积分数条件下,2.5维机织复合材料纬向抗疲劳性能差别不大。

究其原因,纬纱平直分布,主要受拉应力作用,单向复合材料纵向拉-拉疲劳性能受纤维体积分数影响较小^[27];经纱倾斜段主要受拉伸和切应力作用,而纤维体积分数对剪切疲劳性能影响较大^[26]。

4 结 论

1) 以单胞模型为研究对象,结合有限元分析技术,引入改进的三维 Hashin 疲劳失效准则和 Mises 准则分别作为纤维束和树脂基体的失效判据,引入单层板疲劳剩余刚度和剩余强度退化模型描述纤维束材料的刚度和强度性能逐渐退化,采用不同的刚度折减方法表征不同的失效形式,建立了2.5维机织复合材料疲劳寿命预测方法。

2) 2.5维机织复合材料拉-拉疲劳寿命预测值与试验值对比结果表明,本文疲劳寿命预测方法可行有效;可以通过单层板疲劳剩余刚度和剩余强度退化模型来描述纤维束的疲劳性能退化规律。

3) 经纱和纬纱结构形式的差异,使得2.5维机织复合材料经向和纬向疲劳损伤扩展规律不同,经向和纬向拉-拉疲劳寿命随纤维束纤维体积分数的变化规律也不同。其中,经向拉-拉疲劳寿命随经纱纤维体积分数增加而增加,纬向拉-拉疲劳寿命受纬纱纤维体积分数影响较小。

参考文献:

- [1] 董伟峰. 2.5D编织复合材料力学性能及损伤机理的有限元研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.
DONG Weifeng. Research on mechanical properties and damage mechanism of 2.5D braided composites[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [2] 郑君,温卫东,崔海涛,等. 2.5维机织复合材料的几何模型[J]. 复合材料学报,2008,25(2):143-148.
ZHENG Jun, WEN Weidong, CUI Haitao, et al. Geometric model of 2.5 dimensional woven structures[J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2008, 25(2): 143-148. (in Chinese)
- [3] 孔春元,孙志刚,高希光. 2.5维C/SiC复合材料单胞模型及刚度预测[J]. 航空动力学报,2011,26(11):2459-2467.
KONG Chunyuan, SUN Zhigang, GAO Xiguang. Unit cell of 2.5 dimension C/SiC and its stiffness prediction[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2459-2467. (in Chinese)
- [4] 邱睿,温卫东,崔海涛. 基于细观结构的2.5维机织复合材料强度预测模型[J]. 复合材料学报,2014,31(3):512-520.
QIU Rui, WEN Weidong, CUI Haitao, et al. Unit cell of 2.5D woven composites and its strength prediction model[J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2014, 31(3): 512-520. (in Chinese)
- [5] 董伟峰,朱建勋,肖军,等. 2.5维机织复合材料的强度特性[J]. 材料科学与工程学报,2010,28(6):818-822.
DONG Weifeng, ZHU Jianxun, XIAO Jun, et al. Strength

- for 2.5D woven composite[J]. Journal of Materials Science and Engineering, 2010, 28(6): 818-822. (in Chinese)
- [6] Wang Y, Zhang L, Cheng L, et al. Tensile performance and damage evolution of a 2.5-D C/SiC composite characterized by acoustic emission[J]. Applied Composite Materials, 2008, 15(4/5/6): 183-188.
- [7] 孔春元, 孙志刚, 高希光. 2.5 维 C/SiC 复合材料经向拉伸性能[J]. 复合材料学报, 2012, 29(2): 192-198.
KONG Chunyuan, SUN Zhigang, GAO Xiguang. Tensile property of 2.5D C/SiC composites in warp direction[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2012, 29(2): 192-198. (in Chinese)
- [8] 郑君, 温卫东, 崔海涛, 等. 2.5 维机织复合材料纬向拉伸过程初始屈服准则[J]. 航空学报, 2009, 30(2): 254-258.
ZHENG Jun, WEN Weidong, CUI Haitao, et al. Original yield of 2.5D woven composites loaded in weft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(2): 254-258. (in Chinese)
- [9] 郑君, 温卫东, 崔海涛, 等. 2.5 维机织结构复合材料弹性性能预测[J]. 航空动力学报, 2008, 23(11): 2031-2035.
ZHENG Jun, WEN Weidong, CUI Haitao, et al. Elastic property prediction of 2.5 dimensional woven structures[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(11): 2031-2035. (in Chinese)
- [10] 杨振宇, 俸翔, 苏洲, 等. 2.5D 编织复合材料细观结构及弹性性能[J]. 宇航材料工艺, 2010, 40(2): 67-71.
YANG Zhenyu, FENG Xiang, SU Zhou, et al. Meso-structure and elastic properties of 2.5D braided composites[J]. Aerospace Materials and Technology, 2010, 40(2): 67-71. (in Chinese)
- [11] Hallal A, Younes R, Fardoun F, et al. Improved analytical model to predict the effective elastic properties of 2.5D interlock woven fabrics composite[J]. Composite Structures, 2012, 94(10): 3009-3028.
- [12] 朱永新, 崔海涛, 温卫东. 2.5 维机织复合材料经向拉伸弹性模量预测与试验验证[J]. 复合材料学报, 2013, 30(3): 198-204.
ZHU Yongxin, CUI Haitao, WEN Weidong. Elastic property prediction and experimental verification in warp direction of 2.5D woven composites[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2013, 30(3): 198-204. (in Chinese)
- [13] Ma J, Xu Y, Zhang L, et al. Microstructure characterization and tensile behavior of 2.5D C/SiC composites fabricated by chemical vapor infiltration[J]. Scripta Materialia, 2006, 54(11): 1967-1971.
- [14] Dong W F, Xiao J, Li Y. Finite element analysis of the tensile properties of 2.5D braided composites[J]. Materials Science and Engineering: A, 2007, 457(2): 199-204.
- [15] Lu Z, Zhou Y, Yang Z, et al. Multi-scale finite element analysis of 2.5D woven fabric composites under on-axis and off-axis tension[J]. Computational Materials Science, 2013, 79: 485-494.
- [16] Mouritz A P. Tensile fatigue properties of 3D composites with through-thickness reinforcement[J]. Composites Science and Technology, 2008, 68(12): 2503-2510.
- [17] Rudov-Clark S, Mouritz A P. Tensile fatigue properties of a 3D orthogonal woven composite[J]. Composites: Part A Applied Science and Manufacturing, 2008, 39(6): 1018-1024.
- [18] Tsai K H, Chiu C H, Wu T H. Fatigue behavior of 3D multi-layer angle interlock woven composite plates[J]. Composites Science and Technology, 2000, 60(2): 241-248.
- [19] Karahan M, Lomov S V, Bogdanovich A E, et al. Fatigue tensile behavior of carbon/epoxy composite reinforced with non-crimp 3D orthogonal woven fabric[J]. Composites Science and Technology, 2011, 71(16): 1961-1972.
- [20] Jin L M, Hu H, Sun B Z, et al. Three-point bending fatigue behavior of 3-D angle-interlock woven composite[J]. Journal of Composite Materials, 2012, 46(8): 883-894.
- [21] Zhang C, Wang X, Liu Y, et al. Tensile fatigue of a 2.5D C/SiC composite at room temperature and 900°C[J]. Materials and Design, 2013, 49: 814-819.
- [22] 杨福树. 2.5 维编织陶瓷基复合材料疲劳行为研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
YANG Fushu. Research on fatigue behavior of 2.5D woven ceramic matrix composites[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [23] 李龙彪. 长纤维增强陶瓷基复合材料疲劳损伤模型与寿命预测[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
LI Longbiao. Fatigue damage models and life prediction of long fiber reinforced ceramic matrix composites[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [24] 邱睿, 温卫东, 崔海涛. 考虑纤维体积分量的单向层合板材料退化模型[J]. 材料科学与工程学报, 2013, 31(5): 728-731.
QIU Rui, WEN Weidong, CUI Haitao. Material degradation models of unidirectional laminas considering fiber volume fraction[J]. Journal of Materials Science and Engineering, 2013, 31(5): 728-731. (in Chinese)
- [25] Xia Z H, Zhang Y F, Ellyin F. A unified periodical boundary conditions for representative volume elements of composites and applications[J]. International Journal of Solids and Structures, 2003, 40(8): 1907-1921.
- [26] Fang G D, Liang J, Wang B L. Progressive damage and nonlinear analysis of 3D four-directional braided composites under unidirectional tension[J]. Composite Structures, 2009, 89(1): 126-133.
- [27] Abdulmajeed A A, Nārhi T O, Vallittu P K, et al. The effect of high fiber fraction on some mechanical properties of unidirectional glass fiber-reinforced composite[J]. Dental Materials, 2011, 27(4): 313-321.