

2.5D机织复合材料经向和纬向振动疲劳行为对比

王雅娜 任素娥 张琴 刘燕峰 何玉怀

Comparison of vibration fatigue behaviors of 2.5D woven composites in warp and weft directions

WANG Yana, REN Sue, ZHANG Qin, LIU Yanfeng, HE Yuhuai

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20220223.001>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

2.5D机织石英纤维增强树脂复合材料不同方向力学性能测试与模量预测2.5D机织石英纤维增强树脂复合材料不同方向力学性能测试与模量预测

Mechanical properties testing for 2.5D quartz fiber reinforced resin composites in different directions and module prediction

复合材料学报. 2019, 36(6): 1364–1373 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20180906.001>

2.5D机织复合材料的渐进损伤与失效模拟

Progressive damage and failure simulation of 2.5D woven composites

复合材料学报. 2021, 38(8): 2747–2757 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20201116.006>

全湿热场下碳纤维/环氧树脂复合材料弯曲性能及寿命预测

Flexural properties and life-time estimation of carbon fiber/epoxy composite under hygrothermal conditions

复合材料学报. 2020, 37(1): 104–112 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20190517.002>

不平衡2.5D碳纤维机织预制体偏轴拉伸性能

Bias-tensile properties for the unbalanced 2.5D carbon fibre woven preforms

复合材料学报. 2020, 37(2): 293–301 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20190430.002>

三维机织碳纤维/环氧树脂复合材料在两种测量方法下的热响应机制对比

Comparison of thermal response mechanisms for three dimensional woven carbon fiber/epoxy resin composites under two measurement methods

复合材料学报. 2018, 35(1): 103–109 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20170322.002>

2.5D石英纤维增强硼酚醛树脂可陶瓷化复合材料的制备与烧蚀性能

Preparation and ablation performance of 2.5D quartz fiber reinforced boron phenolic resin ceramizable composites

复合材料学报. 2020, 37(4): 767–774 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20190730.002>

DOI: 10.13801/j.cnki.fhclxb.20220223.001

2.5D 机织复合材料经向和纬向振动疲劳
行为对比



分享本文

王雅娜^{*1,2,3}, 任素娥¹, 张琴¹, 刘燕峰¹, 何玉怀¹

(1. 中国航发北京航空材料研究院检测研究中心, 北京 100095; 2. 航空材料检测与评价北京市重点实验室, 北京 100095;
3. 中国航空发动机集团材料检测与评价重点实验室, 北京 100095)

摘 要: 2.5D 机织复合材料抗分层、耐冲击, 在航空发动机结构上具有巨大的应用前景。本文对一种 2.5D 机织碳纤维增强双马树脂基复合材料经向和纬向试件, 开展了不同名义应力水平下的一阶弯曲共振疲劳试验。试验结果表明: 经向试件的振动疲劳性能优于纬向试件, 随着应力水平的提高, 经向和纬向试件的寿命明显缩短, 而固有频率下降百分比增加, 试件内部的损伤严重程度和损伤扩展速度都随之提高。2.5D 机织复合材料经向和纬向试件在共振疲劳试验过程中的主要失效模式是纱线与基体之间脱粘造成的结构完整性丧失, 从而导致试件的刚度持续下降。试件内部损伤的三维电子计算机断层扫描 (Computerized tomography, CT) 重构图像表明, 损伤散布于试件工作段区域, 应力水平越高, 2.5D 机织复合材料经向和纬向试件内部损伤范围越大, 损伤程度越高, 而且纬向试件内部损伤状态比经向试件严重。利用双对数线性寿命模型, 对经向和纬向试件在不同名义应力水平下的共振疲劳试验数据进行拟合, 得到 2.5D 机织复合材料经向和纬向试件共振疲劳应力-寿命 (Stress-life, S-N) 曲线的数学模型, 得到的 S-N 曲线可用于预测 2.5D 机织复合材料的寿命。
关键词: 复合材料; 碳纤维; 2.5D 机织; 振动疲劳; 寿命预测

中图分类号: TB332 文献标志码: A 文章编号: 1000-3851(2023)01-0109-10

Comparision of vibration fatigue behaviors of 2.5D woven
composites in warp and weft directions

WANG Yana^{*1,2,3}, REN Sue¹, ZHANG Qin¹, LIU Yanfeng¹, HE Yuhuai¹

(1. Aeronautical Material Testing Research Center, AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China; 2. Beijing Key Laboratory of Aeronautical Material Testing and Evaluation, Beijing 100095, China; 3. Key Laboratory of Aeronautical Material Testing and Evaluation, Aero Engine Corporation of China, Beijing 100095, China)

Abstract: 2.5D woven composites are resistant to delamination and impact, which have great application prospects in aeroengine structures. The first-order bending vibration fatigue tests under different stress levels were carried out for the specimens made of 2.5D woven carbon fiber reinforced bismaleimide resin matrix composites in the warp direction and weft direction, respectively. The experimental results show that the vibration fatigue performance of the warp specimens is better than that of the weft specimens. With the increase of stress levels, the lives of the specimens are shortened obviously, and the decline percentage of natural frequency increase, and the damage degree and damage propagation speed within specimens also increase. In the process of vibration fatigue test, the main failure mode of 2.5D woven composites was the loss of structural integrity caused by the debonding of the yarns and the matrixes, which led to the continuous decrease of the stiffness of the specimens. 3D CT reconstruction images of the internal damage of the specimens show that the damages spread throughout in the working sec-

收稿日期: 2021-12-09; 修回日期: 2021-12-31; 录用日期: 2022-02-11; 网络首发时间: 2022-02-23 18:44:46
网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20220223.001>
基金项目: 航材院益材基金 (KJ53200716)

Benefit Material Foundation of Beijing Institute of Aeronautical Materials (KJ53200716)
通信作者: 王雅娜, 博士, 高级工程师, 研究方向为复合材料力学性能测试与表征技术 E-mail: wangyana1988@163.com

引用格式: 王雅娜, 任素娥, 张琴, 等. 2.5D 机织复合材料经向和纬向振动疲劳行为对比 [J]. 复合材料学报, 2023, 40(1): 109-118.
WANG Yana, REN Sue, ZHANG Qin, et al. Comparison of vibration fatigue behaviors of 2.5D woven composites in warp and weft directions[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2023, 40(1): 109-118(in Chinese).

tion of the specimens. The higher the stress levels are, the greater the internal damage ranges and the higher the damage degrees are. And the internal damage state of the warp specimens is more serious than that of the weft specimens. The mathematical model of stress-life ($S-N$) curve of vibration fatigue of 2.5D woven composites is obtained by data fitting for vibration fatigue results under different nominal stress levels by using the log-log-linear life model, which can be used to predict the life of 2.5D woven composites.

Keywords: composites; carbon fiber; 2.5D woven; vibration fatigue; life prediction

2.5D 机织复合材料因其独特的层间角联锁结构而获得耐冲击、抗分层的优点^[1-3]。同时, 2.5D 机织复合材料具有可设计性, 通过调整机织参数, 例如经向和纬向纱线密度、纬纱层数, 衬经纱角度等, 可以获得期望的力学性能^[4]。此外, 与传统的三维编织复合材料相比, 2.5D 机织复合材料的制备工艺更简单, 制造成本更低^[5-8]。鉴于上述显著优点, 2.5D 机织复合材料在工程领域引起了广泛关注, 已成为航空发动机结构的理想选择, 据报道最新一代 GE9X 发动机的风扇叶片正是采用 2.5D 机织方案^[9]。振动疲劳是航空发动机结构所处的一种典型工况环境^[10], 为此, 有必要对 2.5D 机织复合材料经向和纬向的振动疲劳行为开展研究, 以便为 2.5D 机织复合材料发动机结构的设计提供有用的指导。

在复合材料振动疲劳行为方面, 国内外研究人员已经开展了一些研究。李典森等^[11]研究三维编织复合材料的振动阻尼特性, 分析了影响三维编织复合材料振动阻尼特性的因素; 杨强等^[12]对发动机复合材料叶片开展振动疲劳试验, 通过监控全时域曲线, 获得了复合材料叶片固有频率随疲劳循环次数的变化规律; 武海鹏等^[13]对玻璃纤维、碳纤维混杂的复合材料进行了模态和固有频率测试; Berthelot^[14]采用悬臂梁支撑形式对复合材料梁进行水平支撑, 研究了复合材料梁的固有频率、频响函数和模态阻尼; 漆文凯等^[15]对自由状态和一端固支条件下的无损伤和含开孔损伤的复合材料层合板进行了模态试验, 研究了层合板在不同边界条件下开孔损伤位置和开孔损伤大小对层合板振动特性的影响; Maheri 等^[16]利用声波激励法, 获得了自由状态下复合材料层合板的固有频率; Magi 等^[17-18]通过对碳纤维增强复合材料叶片开展一阶弯曲振动疲劳试验, 得到了振动疲劳 $S-N$ 曲线; Maio 等^[19]采用扫描激光多普勒测振仪, 在线监测了碳纤维增强复合材料层合板在振动疲劳试验过程中的内部损伤, 获得了材料在循环载荷作用下的损伤演化规律。

现存的关于复合材料振动疲劳行为的文献资

料大多是针对复合材料层合板或传统三维编织复合材料, 尚缺少 2.5D 机织复合材料振动疲劳行为和损伤演变机制方面的报道。本文基于悬臂梁一阶弯曲振动的方法, 对一种 2.5D 机织碳纤维增强双马树脂基复合材料经向和纬向试件, 分别开展了 4 个不同名义应力水平下的共振疲劳实验, 研究了不同应力水平下 2.5D 机织复合材料经向和纬向试件在振动疲劳载荷作用下内部损伤的演化规律, 获得了 2.5D 机织复合材料经向和纬向共振疲劳的应力-寿命 ($S-N$) 曲线, 有望为 2.5D 机织复合材料发动机叶片的设计提供有用的指导。

1 试验材料及方法

1.1 原材料与试件

本文研究的材料为一种发动机叶片用 2.5D 机织复合材料, 由中国航发北京航空材料研究院软材料研究中心提供, 其中 2.5D 机织预制体采用国产 T800 制备, 基体为一种热固性双马树脂 EC230R, 由北京航空材料研究院软材料中心自主研发。通过树脂模塑传递 (Resin transfer molding, RTM) 工艺制备获得的 2.5D 机织复合材料板的名义厚度为 4 mm, 纤维体积含量为 56vol%。2.5D 机织预制体由天津工业大学制备, 该预制体由弯曲的接结经纱 (也简称经纱)、直的纬纱、直的衬经纱组成, 上述 3 种纱线的规格均为 12K。纬纱的密度为 6 根/cm, 层数为 6; 接结经纱的密度为 4 根/cm, 层数为 5; 衬经纱的密度为 4 根/cm, 层数为 5, 图 1(a) 展示了该 2.5D 机织预制体编织结构示意图。通过准静态拉伸试验, 测得该 2.5D 机织复合材料的经向拉伸强度 X_1 为 691 MPa, 经向拉伸模量 E_1 为 66.1 GPa; 纬向拉伸强度 X_2 为 662 MPa, 纬向拉伸模量 E_2 为 59.2 GPa。

设计加工了经向和纬向两种振动疲劳试件各 12 根, 其中经向试件的长度方向沿着 2.5D 机织复合材料的经纱方向, 实物照片见图 1(b), 而纬向试件的长度方向沿着 2.5D 机织复合材料的纬纱方向, 实物照片见图 1(c)。上述 2.5D 机织复合材料振动疲劳试件的设计参考《发动机叶片及材料振

动疲劳试验标准》(HB 5722—1984)^[20], 试件的具体尺寸如图 2 所示。

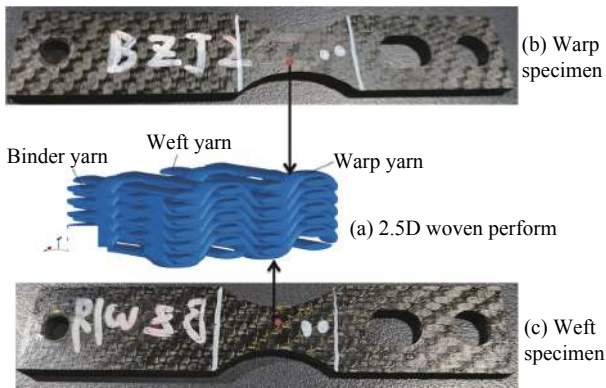


图 1 2.5D 机织复合材料振动疲劳试件

Fig. 1 Vibration fatigue specimens of 2.5D woven composite

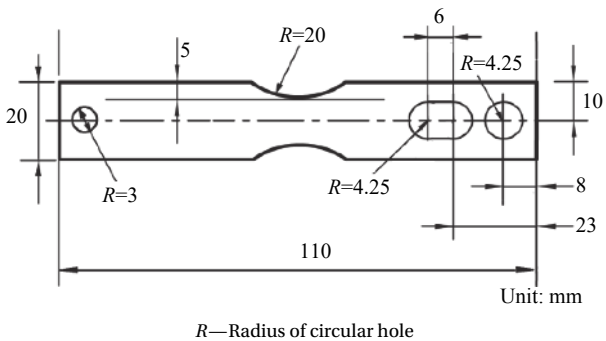


图 2 2.5D 机织复合材料试件的构型和尺寸

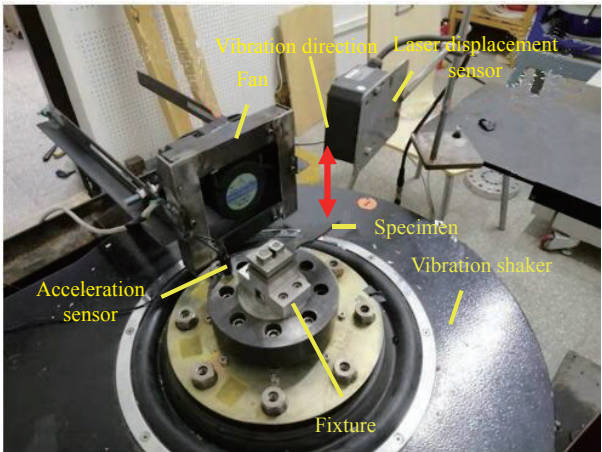
Fig. 2 Configuration and dimension of 2.5D woven composite specimens

1.2 试验装置与试验方法

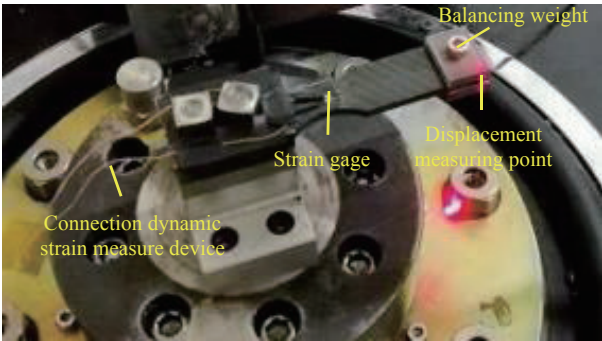
1.2.1 振动疲劳试验装置

振动疲劳试验系统 (FS-10D-240, 苏州东菱振动试验仪器有限公司) 由振动台、激光位移传感器、加速度传感器、夹具、动态应变测量装置和风扇组成, 如图 3 所示。激光位移传感器实时监控试件端部位移, 加速度传感器实时监控振动台的加速度。振动疲劳试验系统采用闭环控制, 以试件端部振幅为目标反馈, 可通过自动调整控制仪驱动电压来改变激振加速度, 获得预设的振幅。另外, 振动疲劳装置的频率控制也采用闭环控制系统, 通过采用相位追踪模式 (控制输入-输出疲劳曲线相位角的一致性), 自动实时追踪试件的共振频率, 使得输出的激励频率始终等于试件的固有频率, 保证试件始终处于共振状态^[21-22], 以便开展共振疲劳试验。本文研究的 2.5D 机织复合材料采用树脂基体, 考虑树脂基复合材料在高频振

动中发热严重, 而材料散热性差, 为此在振动疲劳试件末端打孔部位附加一个铝合金的配重块, 如图 3(b) 所示, 以降低共振频率, 并在共振疲劳试验全程采用风扇对试件工作段处 (温度最高部位) 进行吹风冷却。增加配重块, 降低试件共振频率, 一方面可以防止材料过度发热造成的力学性能变化; 另一方面便于振动疲劳试验的控制。振动台振动方向见图 3(a) 中的红色双箭头, 试件在振动台的激励下发生交变弯曲变形。



(a) Overall view



(b) Close-up view

图 3 振动疲劳试验系统

Fig. 3 Vibration fatigue test system

1.2.2 振动疲劳试验方案

根据图 1(a) 所示的 2.5D 机织复合材料预制体的三维编织结构, 可见材料经向和纬向纱线的空间分布形态具有显著差异, 因此有必要对 2.5D 机织复合材料经向和纬向试件分别开展共振疲劳试验, 以便进行对比研究。

图 4(a)、图 4(b) 分别展示了 2.5D 机织复合材料经向和纬向拉伸的应力-应变曲线。可见经向和纬向拉伸应力-应变曲线均呈现双线性特征, 两段非线性曲线转折点处的应力水平分别为 280 MPa 和 220 MPa。2.5D 机织复合材料经向和纬向拉伸

应力-应变曲线的双线性特征与纤维/基体界面的脱粘有关,曲线转折点前材料内部没有发生纤维/基体界面脱粘,转折点后纤维/基体界面大范围脱粘,造成 2.5D 机织复合材料编织结构的完整性丧失,导致材料刚度降低,因此转折点前、后应力-应变曲线的斜率显著不同,应力-应变曲线由此呈现明显的双线性特征。为了保障安全服役,振动疲劳工况的设计应力水平需低于该转折点的应力值。为此,本文对 2.5D 机织复合材料经向和纬向试件所开展的共振疲劳试验分别在低于相应方向材料单轴拉伸转折点应力值的应力水平下进行。

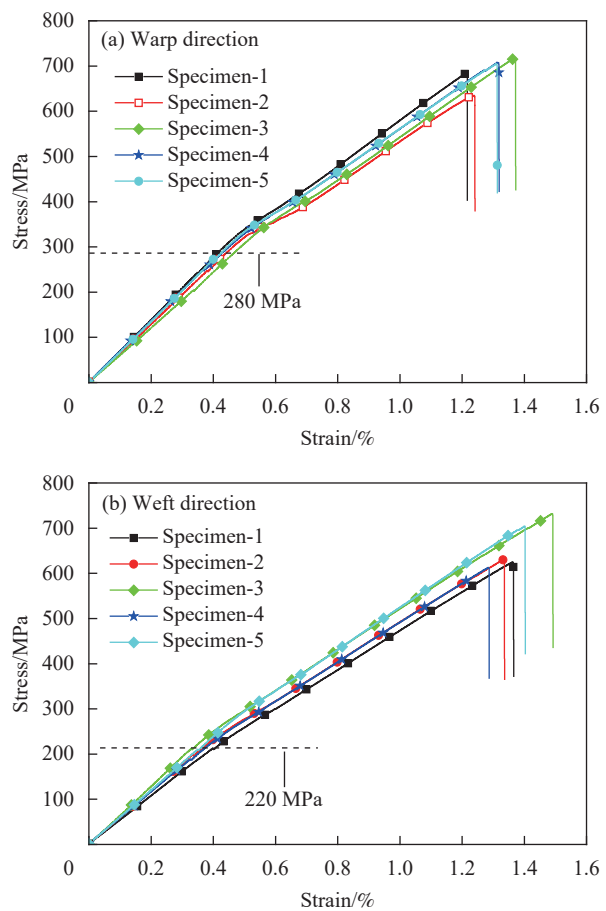


图 4 2.5D 机织复合材料拉伸应力-应变曲线

Fig. 4 Tensile stress-strain curves of 2.5D woven composites

对于经向试件,拟在 $0.24X_1$ 、 $0.26X_1$ 、 $0.28X_1$ 、 $0.32X_1$ 这 4 个名义应力水平下,开展共振疲劳试验,对于纬向试件,拟在 $0.18X_2$ 、 $0.24X_2$ 、 $0.26X_2$ 、 $0.29X_2$ 这 4 个名义应力水平下,开展共振疲劳试验。其中,每个名义应力水平下分别对 3 个试件进行测试。

1.2.3 共振疲劳试验步骤

本文开展的疲劳试验是基于共振的常幅共振

疲劳试验,试验采用的是周期性的正弦振动,应力比为 $R=-1$ 。具体试验步骤如下:

(1) 利用扫频法确定每根试件的共振频率

将试件夹持在振动台上,打开激光位移传感器,对试件末端位移测量点的位移进行监测,开启振动台,设置扫频范围为 180~260 Hz,使振动台的输出频率由低到高增加,图 5 展示了 2.5D 机织复合材料振动疲劳试件典型的幅频曲线。可见在某个频率下试件末端位移测量点的振幅达到最大值,说明此时试件发生了共振,此时振动台输出的激振频率等于试件的固有频率。

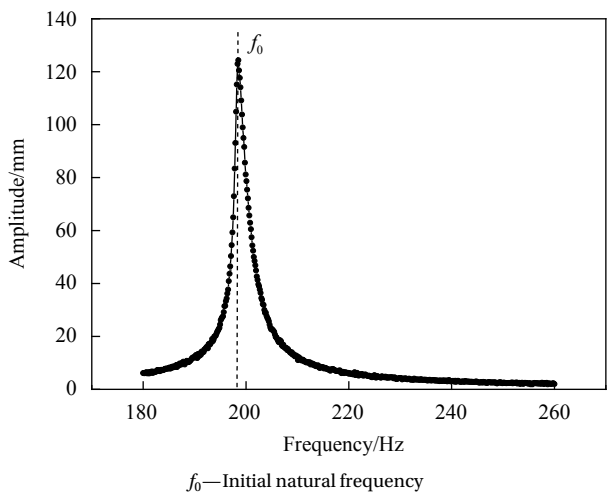


图 5 2.5D 机织复合材料振动疲劳试件典型的幅频曲线

Fig. 5 Typical amplitude-frequency curve of vibration fatigue specimen made of 2.5D woven composite

(2) 开展标定试验,确定设定应力下的振幅

本文采用的是常幅共振疲劳试验方法,试验中的直接控制参数是振幅,为了确保试件达到设定的应力水平,在开展共振疲劳试验前,需首先对每一根试件进行动态应变-位移曲线标定,以便获得关于试件末端位移和试件工作段最小截面处上表面应变的曲线,即标定曲线。

标定试验的步骤如下:在试件工作段最小截面处的上表面粘贴应变片,如图 3(b) 所示。将试件夹持在振动台后,开启振动台和应变仪,设定振动台输出的激振频率等于试件初始的固有频率 f_0 ,通过控制振动台的加速度,由小到大逐渐增大试件末端的位移,并记录若干个不同的位移值下应变片的稳定示值。以激光位移传感器获得的试件末端处的位移为横坐标,以应变值为纵坐标,得到 12 根经向试件和 12 根纬向试件的位移-应变标定曲线,分别如图 6(a)、图 6(b) 所示。

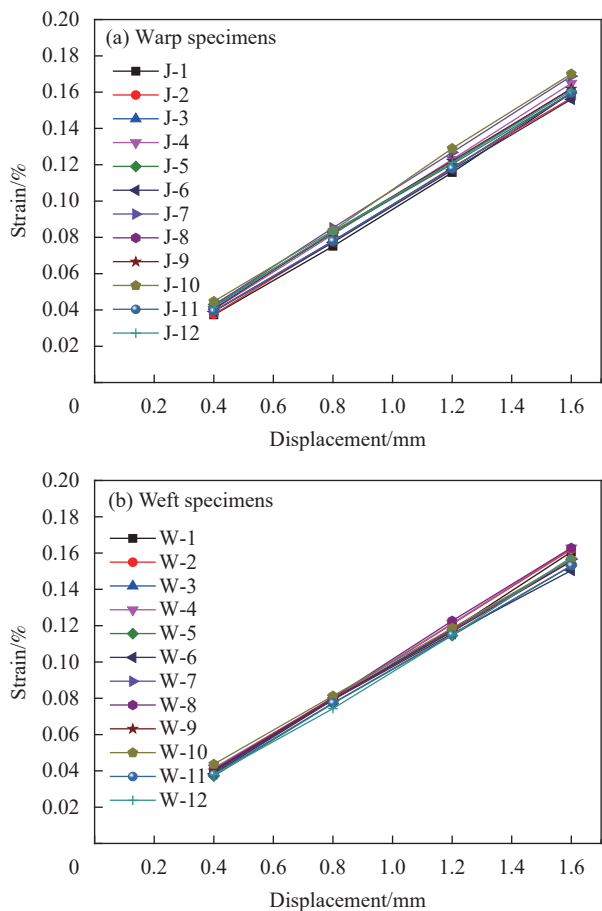


图6 2.5D 机织复合材料试件应变-位移标定曲线

Fig. 6 Strain-displacement calibration curves of 2.5D woven composite specimens

根据 1.2.2 节的描述，在拟对 2.5D 机织复合材料经向和纬向试件开展共振疲劳试验的 4 个应力水平下，材料应力-应变关系可保持为线弹性。因此，根据设定的应力水平，可利用胡克定律 $\varepsilon=\sigma/E$ ，其中： ε 为应变； σ 为应力； E 为模量，确定设定应力水平下的应变值。进一步，根据标定曲线，可插值得到对应的试件末端的位移值，在共振疲劳试验中只需控制该试件末端位移值达到设定值，便可保证试件工作段中心区域上表面处的最大应力可达到设定的应力水平。振动疲劳试验过程中不对试件工作段的应变片进行监测，试件工作段粘贴的应变片仅仅是为了得到位移-应变标定曲线，以便作为设定的名义应力水平下试件末端位移(振幅)的确定依据。表 1 给出了利用标定实验，确定的 12 根经向试件和 12 根纬向试件共振疲劳试验的应力水平、振幅、初始固有频率等信息。

(3) 实施设定名义应力水平下的共振疲劳实验

表 1 不同应力水平下 2.5D 机织复合材料经向和纬向试件共振疲劳试验参数

Table 1 Vibration fatigue test parameters of warp and weft 2.5D woven composite specimens under different nominal stress levels

Type	Stress level/MPa	Strain level/%	No.	Amplitude/mm	f_0 /Hz
Warp	0.24X ₁	0.25	J-1	2.38	204
			J-2	2.50	211
			J-3	2.57	202
	0.26X ₁	0.27	J-4	2.60	204
			J-5	2.71	209
			J-6	2.63	211
	0.28X ₁	0.29	J-7	2.82	208
			J-8	2.69	215
			J-9	2.75	211
	0.32X ₁	0.33	J-10	3.09	215
			J-11	3.34	212
			J-12	3.44	207
Weft	0.18X ₂	0.20	W-1	2.64	226
			W-2	2.41	231
			W-3	2.03	227
	0.24X ₂	0.27	W-4	2.80	229
			W-5	3.08	227
			W-6	2.68	226
	0.26X ₂	0.29	W-7	2.86	215
			W-8	3.02	220
			W-9	2.92	224
	0.29X ₂	0.32	W-10	3.30	213
			W-11	3.68	217
			W-12	3.45	220

Notes: X₁, X₂—Tensile strengths of the 2.5D woven composites in the warp direction and weft direction, respectively.

开启振动台，使振动台激振频率等于每根试件的固有频率。设定疲劳应力比为-1，采用逐级加载的方式，使试件末端位移达到设定的各振幅值并稳定后同步进行循环计数。同时，开启相位追踪模式，以便实时监控试件固有频率的下降，并自动调整振动台的激振频率，以便试件始终处于共振状态。在整个振动疲劳试验过程中，始终保持在初始设定的振幅下对试件进行常幅加载，出现损伤后，试件的应力水平肯定无法与初始设定的应力水平保持一致，因此振动疲劳试验中试件的应力水平其实是名义应力水平。共振疲劳试验的停机判据为：材料破坏到一定程度导致试验机无法寻找到共振频率，或疲劳累积循环次数达到设定的最大循环次数 10⁷。

(4) 断口形貌观察

振动疲劳试验后，采用三维体视显微镜 (LEICA

DMS 1000, 德国徕卡公司)对不同应力水平下开展过振动疲劳试验的 2.5D 机织复合材料经向和纬向试件工作段侧面的断口形貌进行观察。为了进一步研究试件内部的损伤状态,采用高分辨率全能型微纳米焦点 CT 检测系统 (Diondo D2, 德国 Diondo 公司)的微纳米焦点 CT 扫描功能对共振疲劳试验后试件内部的损伤进行检测,CT 检测所用参数如下:电压 90 kV, 电流: 90 μ A, 焦点到探测器的距离 (Distance from focus to detector, FDD): 803 mm, 焦点到检测物的距离 (Distance from focus to object, FOD): 72 mm, 分辨率: 0.009。

2 试验结果与分析

2.1 2.5D 机织复合材料经向和纬向试件共振疲劳时域特征

4 个不同应力水平下 2.5D 机织复合材料经向和纬向试件的共振疲劳试验结果见表 2, 表中罗

列了名义应力水平、疲劳循环次数、停机时试件共振频率相对初始加载时共振频率的下降百分比。可见,随着应力水平的增加,共振疲劳试验中试件端部的振幅增加,疲劳试验停止时试件的共振频率下降百分数随之增加,而试件的疲劳寿命也明显缩短。由此推测,随着应力水平的提高,2.5D 机织复合材料经向和纬向试件的共振疲劳损伤程度和损伤演变速度均呈上式趋势。

试验过程中记录了试件共振频率随循环次数的变化曲线,通过对共振频率下降规律的分析,能够实现对试件在共振疲劳实验中损伤演化的监控。为此将试验中记录的共振频率随循环次数变化的全时域值曲线进行归一化处理,具体操作方法如下:将变化的共振频率 f 除以试件初始时的固有频率 f_0 , 得到 4 个不同名义应力水平下 12 根经向试件归一化的全时域值曲线,如图 7(a) 所示。

表 2 不同名义应力水平下 2.5D 机织复合材料经向和纬向试件共振疲劳测试结果

Table 2 Vibration fatigue results of warp and weft 2.5D woven composite specimens under different nominal stress levels

Type	Stress level/ MPa	No.	Decline percentage of natural frequency/%	Cycles
Warp	0.24X ₁	J-1	1.70	10 000 300
		J-2	2.59	10 000 200
		J-3	2.28	10 002 900
	0.26X ₁	J-4	4.73	3 451 410
		J-5	5.53	5 839 000
		J-6	5.21	6 143 660
	0.28X ₁	J-7	6.13	761 800
		J-8	6.04	1 402 170
		J-9	5.79	1 820 000
	0.32X ₁	J-10	9.70	162 823
		J-11	8.64	102 829
		J-12	8.86	175 556
Weft	0.18X ₂	W-1	1.03	10 002 900
		W-2	2.06	10 003 000
		W-3	1.70	10 003 000
	0.24X ₂	W-4	5.37	2 374 300
		W-5	5.67	2 272 020
		W-6	5.17	4 338 750
	0.26X ₂	W-7	6.03	736 122
		W-8	6.08	931 322
		W-9	6.07	436 673
	0.29X ₂	W-10	7.98	250 112
		W-11	7.80	72 917
		W-12	8.25	194 576

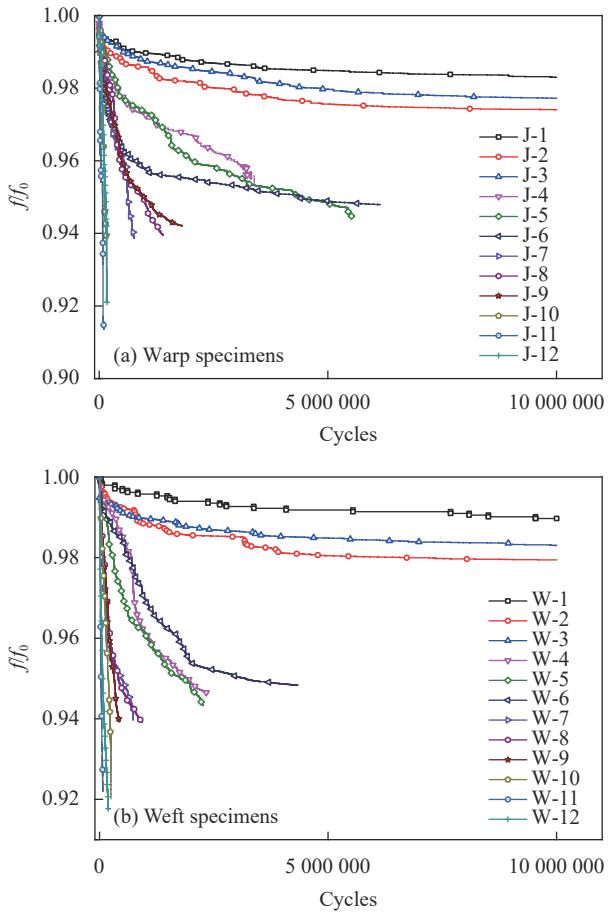


图 7 2.5D 机织复合材料振动疲劳试件归一化共振频率 f/f_0 随循环次数的变化曲线

Fig. 7 Variation curves of normalized resonance frequency f/f_0 with the number of cycles for the 2.5D woven composite vibration fatigue specimens

采用同样的方法，得到 4 个不同名义应力水平下 12 根纬向试件归一化的全时域值曲线，如图 7(b) 所示。

本文的共振疲劳试验采用的是悬臂梁的加载方式，此时试件的固有频率与试件的刚度满足下式^[23]：

$$f = \frac{1}{2\pi} \times 1.015 \frac{h}{l^2} \sqrt{\frac{E}{\rho}} \tag{1}$$

其中： h 是试件厚度； l 是试件长度； ρ 是材料密度； E 是试件的刚度。

刚度是材料内部损伤的直接表征量，根据式 (1) 可知共振疲劳实验过程中的共振频率 (等于试件的固有频率) 与刚度的平方根成正比关系，故可用于表征材料内部损伤程度，因此通过对归一化的全时域值曲线的分析可实现对材料内部损伤演化规律的揭示。根据图 7(a) 可知，随着应力水平的提高，经向试件共振频率随循环次数的下降速度越来越快。在较低的应力水平下，固有频率先快速下降，随后逐渐趋于平缓，并最终达到一个恒定的状态，说明试件内部损伤最终可以达到饱和状态。在较高的应力水平下共振频率下降速度极快，说明此时试件内部材料的损伤演变速度也非常快，并且损伤会持续扩展，直到整个试件破坏。

根据图 7(b) 所示的纬向试件归一化共振频率随循环次数的变化曲线，可见纬向试件的振动疲劳损伤演化规律与经向试件类似，在较低的应力水平下，共振频率先显著下降，随后共振频率下降速度逐渐降低，试件的共振频率最终趋于一个恒定值，说明低应力下材料内部损伤扩展存在止裂行为。随着应力水平的提高，纬向试件共振频率随循环次数的下降速度会陡然提升，在高应力水平下，材料共振频率自试验开始便快速下降，试件的疲劳寿命极大缩短，说明高应力水平下纬向试件内部材料损伤程度高，损伤演变速度极快。

2.2 2.5D 机织复合材料经向和纬向试件共振疲劳微观损伤特征

图 8 展示了利用高倍光学显微镜 (10×) 观察到的经向试件在 0.24X₁、0.26X₁、0.28X₁、0.32X₁ 这 4 个应力水平下经历共振疲劳试验后工作段侧面的损伤状态。可见在较低的应力水平 0.24X₁ 下，试件在高倍光学显微镜下观察不到明显的损伤，因此试件的最终寿命可以达到设定的最大循环次数 10⁷。在应力水平 0.26X₁ 下，可见材料内部发生

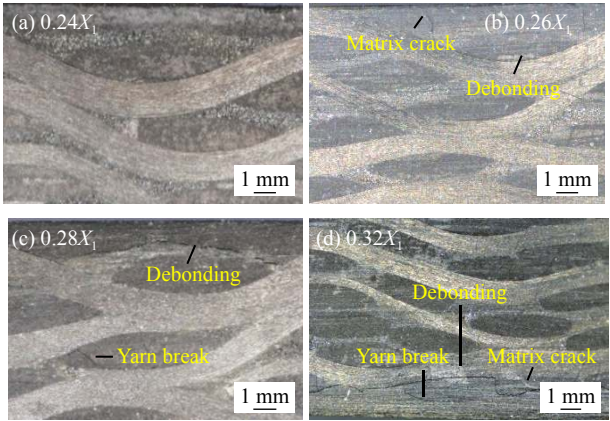


图 8 2.5D 机织复合材料经向试件不同名义应力水平下共振疲劳试验后断面形貌

Fig. 8 Fracture morphologies of warp-direction 2.5D woven composite specimens after vibration fatigue tests under different nominal stress levels

了基体开裂损伤，当基体裂纹遇到经纱后被阻挡而迁移到纱线和基体的界面处，造成纱线与基体脱粘。在应力水平 0.28X₁ 下，材料内部的损伤表现为纱线与基体脱粘，以及纬向纱线横向劈裂。在应力水平 0.32X₁ 下，材料内部的损伤程度进一步提高，不仅有基体开裂，经向纱线与基体之间也发生了明显的脱粘；另外，纬向纱线也发生了横向劈裂。

图 9 展示了利用高倍光学显微镜观察到的纬向试件在 0.18X₂、0.24X₂、0.26X₂、0.29X₂ 这 4 个应力水平下经历共振疲劳试验后工作段侧面的损伤状态。可见在较低的应力水平 0.18X₂ 下，材料内部也未见明显的损伤，共振疲劳试验持续到设

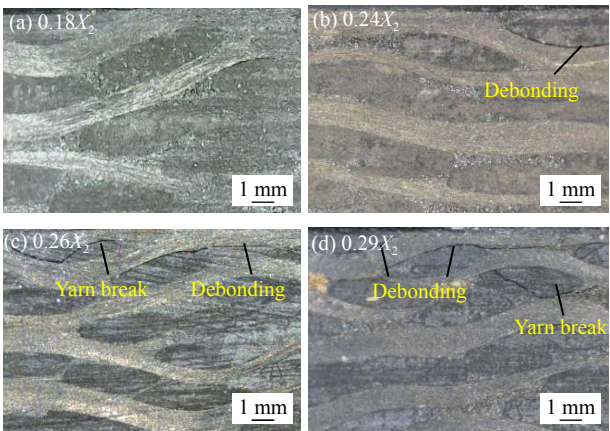


图 9 2.5D 机织复合材料纬向试件不同应力水平下共振疲劳试验后断面形貌

Fig. 9 Fracture morphologies of weft-direction 2.5D woven composite specimens after vibration fatigue tests under different nominal stress levels

定的最大循环次数 10^7 。在应力水平 $0.24X_2$ 下，可观察到比较明显的纬向纱线与基体之间的界面脱粘。在应力水平 $0.26X_2$ 和 $0.29X_2$ 下，纬向纱线与基体之间的界面脱粘程度进一步加深；另外，经向纱线还发生了严重的横向劈裂。

图 10(a) 和图 10(b) 分别展示了在 $0.24X_1$ 和 $0.32X_1$ 应力水平下经历共振疲劳试验后经向试件内部三维损伤的重构图像，图中红色到蓝色的渐变代表损伤程度由大到小变化。可见在 $0.24X_1$ 的应力水平下材料内部损伤程度较小，而在 $0.32X_1$ 的应力水平下，材料内部损伤严重，且损伤最严重的部位集中于试件工作段中间处。图 11(a) 和图 11(b) 分别展示了在 $0.18X_2$ 和 $0.29X_2$ 应力水平下经历共振疲劳试验后纬向试件内部三维损伤的重构图像，可见在 $0.18X_2$ 的应力水平下纬向试件内部损伤程度较小，损伤主要集中在纬向纱线的边缘，是典型的纱线/基体脱粘损伤。在 $0.29X_2$ 的应力水平下，纬向试件内部损伤特别严重，基体、纱线都发生了明显的损伤。

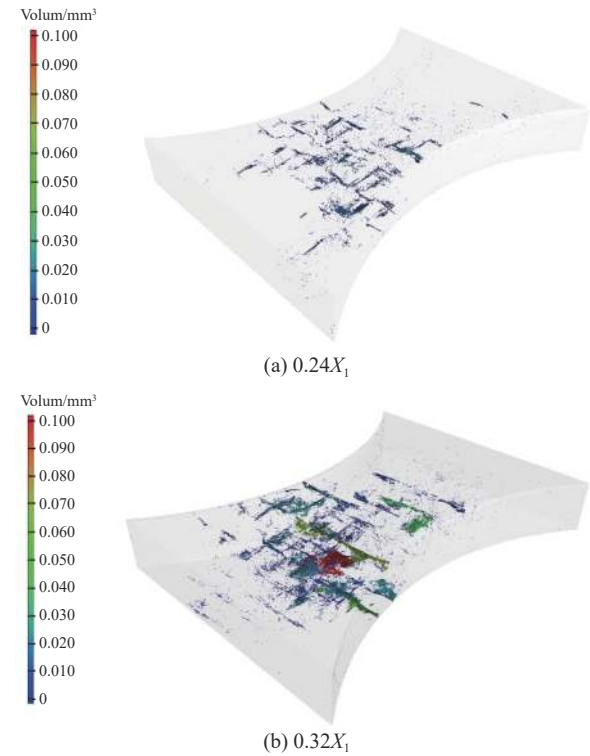


图 10 2.5D 机织复合材料经向试件内部损伤 CT 图像
Fig. 10 CT images of internal damage of warp 2.5D woven composite specimens

2.3 2.5D 机织复合材料经向和纬向试件共振疲劳 S-N 曲线

利用双对数线性寿命模型 $\lg\sigma_{\max}=A+B\lg N_f$ ，其

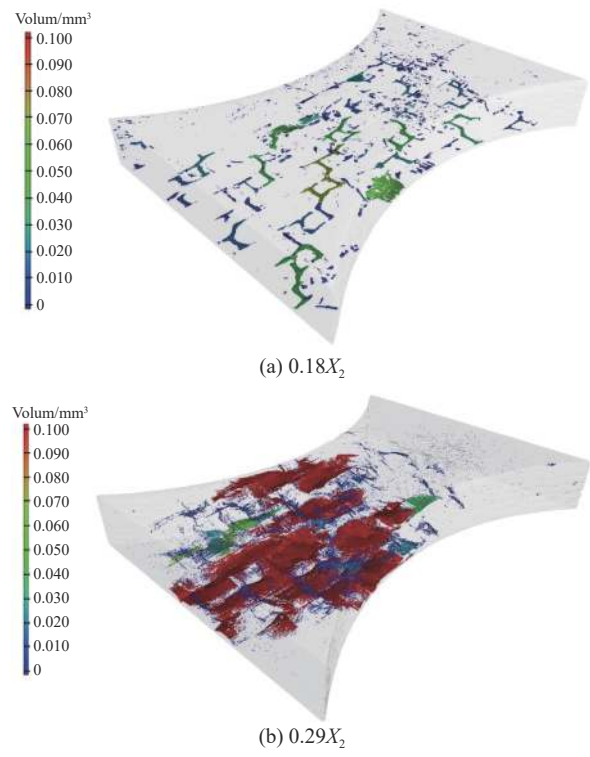


图 11 2.5D 机织复合材料纬向试件内部损伤 CT 图像
Fig. 11 CT images of internal damage of weft 2.5D woven composite specimens

中： $\sigma_{\max}$ 为最大应力； A 、 B 为拟合参数； N_f 为试样破坏时的循环次数，即寿命。对表 2 所列的经向试件共振疲劳试验结果，采用最小二乘回归方法进行线性拟合得到 2.5D 机织复合材料经向试件的共振疲劳应力-寿命 (Stress-life, S-N) 曲线，如图 12(a) 所示，试样达到设定的最大循环次数 10^7 而未破坏代表数据越出，在图中以横向箭头表示。S-N 曲线的数学表达式如下式所示：

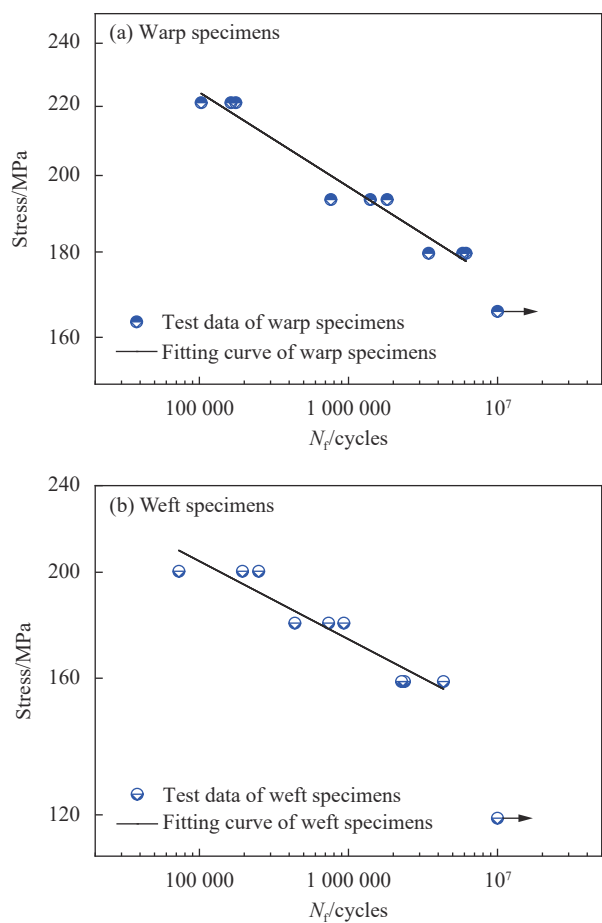
$$\lg \sigma_{\max_warp} = 2.63 - 0.0571 \lg N_{f_warp} \tag{2}$$

其中： $\sigma_{\max_warp}$ 表示不同应力级数下经向试件振动疲劳试验中上表面的最大应力； N_{f_warp} 表示经向试件不同应力级数下的疲劳寿命。

采用同样的方法和模型，对 2.5D 机织复合材料纬向试件的共振疲劳试验结果进行线性拟合，得到 2.5D 机织复合材料纬向试件的共振疲劳 S-N 曲线，如图 12(b) 所示，S-N 曲线模型的数学表达式如下式所示：

$$\lg \sigma_{\max_weft} = 2.67 - 0.0711 \lg N_{f_weft} \tag{3}$$

其中： $\sigma_{\max_weft}$ 表示不同应力级数下纬向试件振动疲劳试验中上表面的最大应力； N_{f_weft} 表示不同应力级数下纬向试件的疲劳寿命。



N_f —Cumulative fatigue cycle life of specimen under failure

图 12 2.5D 机织复合材料振动疲劳应力-寿命 (S-N) 曲线

Fig. 12 Vibration fatigue stress-life (S-N) curves of 2.5D woven composites

根据图 12(a) 和图 12(b) 所示的 2.5D 机织复合材料经向和纬向试件的 S-N 曲线, 可见经向试件比纬向试件具有更高的条件疲劳极限 (对应 10^7 的寿命), 并且在同等应力水平下经向试件相比纬向试件具有更长的寿命。上一节经向和纬向试件内部损伤检测结果也发现纬向试件内部损伤程度显著高于经向试件。综上可知, 对 2.5D 机织复合材料经向试件的振动疲劳性能优于其纬向试件。

3 结论

采用悬臂梁一阶弯曲振动的试验方法, 对一种发动机叶片用 2.5D 机织复合材料的经向和纬向试件, 分别开展了 4 种不同名义应力水平下的共振疲劳试验, 对试验结果进行了定性、定量分析, 观测了共振疲劳试验后试件内部的损伤状态。主要结论如下:

(1) 2.5D 机织复合材料经向和纬向试件的振动

疲劳损伤行为类似, 随着应力水平的提高, 2.5D 机织复合材料经向和纬向试件的振动疲劳损伤程度及共振疲劳试验过程中内部损伤的扩展速度均呈上升趋势;

(2) 2.5D 机织复合材料经向和纬向试件在共振疲劳试验过程中的微观损伤模式包括纱线与基体之间的脱粘、基体开裂、纱线横向劈裂等, 这些微观损伤导致 2.5D 机织复合材料编织结构的完整性丧失, 最终导致试件的破坏;

(3) 根据经向和纬向试件振动疲劳试验后内部损伤的 CT 图像, 可见损伤散布于试件工作段区域, 应力水平越高, 损伤区域越大, 损伤程度越高。同等应力水平下, 2.5D 机织复合材料纬向试件的疲劳寿命更短, 且纬向试件的内部损伤程度比经向试件严重, 说明 2.5D 机织复合材料的纬向对振动疲劳载荷的损伤阻抗低于其经向;

(4) 采用双对数线性寿命模型可以很好地描述 2.5D 机织复合材料经向和纬向试件的共振疲劳应力-寿命 (Stress-life, S-N) 曲线, 利用试验结果拟合得到的 2.5D 机织复合材料经向和纬向共振疲劳 S-N 曲线可作为设计用力学性能数据, 用于预测发动机结构中 2.5D 机织复合材料的寿命。

参考文献:

[1] 郭瑞卿, 张一帆, 吕庆涛, 等. 多层多向层联三维机织复合材料的拉伸性能[J]. 复合材料学报, 2020, 37(10): 2409-2417.
GUO Ruiqing, ZHANG Yifan, LV Qingtao, et al. Tensile properties of multilayer multi-axial interlock 3D woven composites[J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2020, 37(10): 2409-2417(in Chinese).

[2] MORSCHER G N, YUN H M, DICALO J A. In-plane cracking behavior and ultimate strength for 2D woven and braided melt-infiltrated SiC/SiC composites tensile loaded in off-axis fiber directions[J]. American Ceramic Society, 2007, 90(10): 3185-3193.

[3] MORSCHER G N. Stress-dependent matrix cracking in 2D woven SiC-fiber reinforced melt-infiltrated SiC matrix composites[J]. Composites Science and Technology, 2003, 64(9): 1311-1317.

[4] HALLAL A, YOUNES R, FARDOUN F. Improved analytical model to predict the effective elastic properties of a 2.5D interlock woven fabric composite[J]. Composite Structures, 2012, 94(10): 3009-3028.

[5] 王雅娜, 曾安民, 陈新文, 等. 2.5D 机织石英纤维增强树脂复合材料不同方向力学性能测试与模量预测 2.5D 机织石英纤维增强树脂复合材料不同方向力学性能测试与模量预测[J]. 复合

- 材料学报, 2019, 36(6): 1364-1373.
- WANG Yana, ZENG Anmin, CHEN Xinwen, et al. Mechanical properties testing for 2.5D quartz fiber reinforced resin composites in different directions and module prediction[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2019, 36(6): 1364-1373(in Chinese).
- [6] LI C, ZHU J, LIU Y, et al. Mechanical properties and micro-structure of 3D sinking woven quartz fiber-reinforced silica composites by silicasol-infiltration-sintering[J]. *Journal of the Textile Institute Proceedings & Abstracts*, 2012, 103(11): 1189-1196.
- [7] 卢子兴, 杨振宇, 李仲平. 三维编织复合材料力学行为研究进展[J]. *复合材料学报*, 2004, 21(2): 1-7.
- LU Zixing, YANG Zhenyu, LI Zhongping. Development of investigation into mechanical behaviour of three dimensional braided composites[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2004, 21(2): 1-7(in Chinese).
- [8] 卢子兴, 周原, 冯志海, 等. 2.5D机织复合材料压缩性能实验与数值模拟[J]. *复合材料学报*, 2015, 32(1): 150-159.
- LU Zixing, ZHOU Yuan, FENG Zhihai, et al. Experiment and numerical simulation on compressive properties of 2.5D woven fabric composites[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2015, 32(1): 150-159(in Chinese).
- [9] HUANG T, WANG Y, WANG G. Review of the mechanical properties of a 3D woven composite and its applications[J]. *Polymer Plastics Technology & Engineering*, 2018, 57(8): 740-756.
- [10] 李静, 孙强, 李春旺, 等. 某型航空发动机压气机叶片振动疲劳寿命研究[J]. *应用力学学报*, 2011, 28(2): 189-193.
- LI Jing, SUN Qiang, Li Chunwang, et al. Study on the vibration fatigue life for aero-engine compressor blade[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2011, 28(2): 189-193(in Chinese).
- [11] 李典森, 卢子兴, 李嘉禄, 等. 三维编织复合材料振动阻尼特性的实验研究[J]. *机械强度*, 2009, 31(2): 211-214.
- LI Diansen, LU Zixing, LI Jialu, et al. Experimental research on the vibration damping properties of 3D braided composite[J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2009, 31(2): 211-214(in Chinese).
- [12] 杨强, 邵闯, 方可强. 航空发动机复合材料叶片振动疲劳特性研究[J]. *实验力学*, 2014, 29(3): 361-367.
- YANG Qiang, SHAO Chuang, FANG Keqiang. Vibration fatigue characteristic study of aeroengine composite blade[J]. *Journal of Experimental Mechanics*, 2014, 29(3): 361-367(in Chinese).
- [13] 武海鹏, 侯涤洋, 孙立娜. 玻璃纤维, 碳纤维复合材料的阻尼性能分析[J]. *应用力学学报*, 2012, 29(1): 65-69.
- WU Haipeng, HOU Diyang, SUN Lina. Damping analysis of glass and carbon fiber composites[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2012, 29(1): 65-69(in Chinese).
- [14] BERTHELOT J M. Damping analysis of laminated beams and plates using the Ritz method[J]. *Composite structures*, 2006, 74(2): 186-201.
- [15] 漆文凯, 程博, 刘磊. 复合材料层合板的振动模态试验研究[J]. *航空发动机*, 2013, 39(6): 53-58.
- QI Wenkai, CHENG Bo, LIU Lei. Research of vibration modal experiment for composite laminates[J]. *Aeroengine*, 2013, 39(6): 53-58(in Chinese).
- [16] MAHERI M R, ADAMS R D. Finite-element prediction of modal response of damped layered composite panels[J]. *Composites Science and Technology*, 1995, 55(1): 13-23.
- [17] MAGI F, MAIO D D, SEVER I. Damage initiation and structural degradation through resonance vibration: Application to composite laminates in fatigue[J]. *Composites Science & Technology*, 2016, 132: 47-56.
- [18] MAGI F, MAIO D D, SEVER I. Validation of initial crack propagation under vibration fatigue by finite element analysis[J]. *International Journal of Fatigue*, 2017, 104: 183-194.
- [19] MAIO D D, MAGI F, SEVER I. Damage monitoring of composite components under vibration fatigue using scanning laser doppler vibrometer[J]. *Experimental Mechanics*, 2018, 58(3): 499-514.
- [20] 中华人民共和国航空工业标准委员会. 发动机叶片及材料振动疲劳实验方法: HB 5277—1984[S]. 北京: 航空工业标准出版社, 1984.
- Aviation Industry Standards Commission of the People's Republic of China. Test method for vibration fatigue of engine blades and materials: HB 5277—1984[S]. Beijing: Aviation Industry Standards Press, 1984(in Chinese).
- [21] 许巍, 杨宪峰, 郭广平, 等. 基于振动的钛合金膜盘材料疲劳性能试验研究简[J]. *实验力学*, 2018, 33(2): 239-244.
- XU Wei, YANG Xianfeng, GUO Guangping. Experimental study of titanium alloy film disc fatigue performance based on vibration fatigue measurement[J]. *Journal of Experimental Mechanics*, 2018, 33(2): 239-244(in Chinese).
- [22] 杨宪峰, 许巍, 郭广平. 基于非线性振动的联轴器膜盘振动疲劳试验研究[J]. *实验力学*, 2016, 31(3): 763-768.
- YANG Xianfeng, XU Wei, GUO Guangping. Experimental study of vibration fatigue of coupling diaphragm based on nonlinear vibration[J]. *Journal of Experimental Mechanics*, 2016, 31(3): 763-768(in Chinese).
- [23] 卢子兴, 夏彪, 杨振宇. 三维编织复合材料悬臂梁的振动特性[J]. *复合材料学报*, 2010, 27(6): 172-178.
- LU Zixing, XIA Biao, YANG Zhenyu. Vibration characteristics of 3D braided composites cantilever[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2010, 27(6): 172-178(in Chinese).