

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.03.012

复材风扇叶片榫头元件低周疲劳和损伤模式

肖贾光毅¹, 唐旭², 张煜坤², 陈勇^{2,3}

(1. 中国航发商用发动机有限责任公司, 上海 200241; 2. 上海交通大学机械与动力工程学院, 上海 201100;
3. 燃气轮机与民用航空发动机教育部工程研究中心, 上海 201100)

摘要: 为考核层合结构复材风扇叶片在 1.5 倍离心载荷下的低周疲劳寿命, 制备一批风扇叶片, 在薄弱部位取样。通过建立层合结构风扇叶片有限元模型, 模拟榫头的应力状态, 从而确定拉伸载荷水平, 开展拉-拉载荷低周疲劳测试。在相邻铺层间引入内聚力单元, 并考虑榫头试样单向带面内损伤, 模拟损伤变量随循环数累积的过程, 增加虚拟拉伸载荷, 得到榫头低周疲劳失效时刻的损伤状态。试验结果说明榫头元件形成分层裂纹的平均寿命为 17 207 次循环, 首次出现分层裂纹的位置基本一致。数值仿真结果表明榫头单向带基体和层间损伤累积引起裂纹扩展, 导致低周疲劳失效。本研究可为建立层合结构复材风扇叶片低周疲劳寿命试验流程和疲劳失效判据提供支撑。

关键词: 低周疲劳寿命; 风扇叶片; 复合材料; 有限元法; 渐进损伤分析

中图分类号: V231.95 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2024)03-0486-08

Low Cycle Fatigue and Damage Modes of Dovetail Elements in Laminated Composite Fan Blades

XIAO Jianguangyi¹, TANG Xu², ZHANG Yukun², CHEN Yong^{2,3}

(1. AECC Commercial Aircraft Engine Co. Ltd., Shanghai 200241, China; 2. School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 201100, China; 3. Engineering Research Center of Gas Turbine and Civil Aero Engine, Ministry of Education, Shanghai 201100, China)

Abstract: To validate the low cycle fatigue (LCF) life of laminated composite fan blade at 1.5 fold nominal design speed, multiple fan blades were manufactured, and dovetail specimens were sampled at one of weak locations of fan blade to conduct tension-tension fatigue test. The corresponding finite element model was established to simulate the reaction forces in blade root regions, thus the maximum longitudinal forces applied to dovetail elements were determined. By introducing cohesive elements between adjacent layers and considering in-plane damage of laminas, the maximum load in the sinusoidal spectrum was dynamically enlarged so that the actual static reaction forces in simulations caused the propagation of cracks similar to those in the test. The evolution of damage variables in terms of loading cycles were effectively represented, and the multiple damage modes were obtained when fatigue failure occurred under the circumstance that no design curves were currently available to formulate their relationship. Test results showed that the average loading cycle was 17 207 until the delamination cracks appeared within the dovetail body. There was small dispersity regarding the locations of damage onset and propagation. Numerical results showed that the tensile matrix and the interlaminar debonding were the dominating damage modes that led to the ultimate low cycle

基金项目: 国家重点研发计划(2022YFB3709100)。

收稿日期: 2024-02-27; **修订日期:** 2024-05-26

通信作者: 肖贾光毅, 男, 工程师, 博士, E-mail: xiaojianguangyi@163.com。

引用格式: 肖贾光毅, 唐旭, 张煜坤, 等. 复材风扇叶片榫头元件低周疲劳和损伤模式[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(3): 486-493. XIAO Jianguangyi, TANG Xu, ZHANG Yukun, et al. Low cycle fatigue and damage modes of dovetail elements in laminated composite fan blades[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(3): 486-493.

fatigue failure. This study will support the establishment of low cycle fatigue test process and fatigue failure criterion.

Key words: low cycle fatigue life; fan blade; fiber reinforced composite material; finite element method; progressive damage analysis

复合材料风扇叶片具有高比强度、高比刚度、抗颤振性能好和疲劳寿命长的优点。当前在研或已服役的先进大涵道比涡扇发动机中,风扇叶片主体基本都采用复合材料设计制造方案^[1-3],如GE90-115B、GEnx、GE9x、Ultrafan、LEAP-X系列等。预浸料/热压罐成型工艺是其中一种主要的复合材料风扇叶片成型技术,GE90-115B是世界上最早采用此方案并成功实现商业运行的案例^[4],于1995年取得适航认证后,在近30年的服役中,发动机只因鸟撞而更换过3片风扇叶片,展现出良好的可靠性和经济性。另一方面,复合材料风扇叶片本身的响应较传统金属合金材料更加复杂,力学性能分散性大,与铺层设计、制造工艺和运行环境等有关,导致了理论模型预测困难和适航认证繁琐的问题。中国在复合材料风扇叶片研制起步较晚,经验积累较少,有较多技术细节需要攻关^[4]。其中之一便是复合材料风扇叶片疲劳寿命,其制约着复合材料风扇叶片结构完整性的基础。在非设计工况下,如为保持最优气动效率,风扇转速常常动态地偏离设计转速,此时交变的离心载荷容易引起风扇叶片低周疲劳失效断裂,造成严重事故。确定低周疲劳设计寿命是保证复合材料风扇叶片结构完整性的基础。因而,测试低周疲劳寿命并揭示疲劳损伤特性,对验证结构设计、复合材料体系和成型工艺具有重要作用。

由于近几十年来复合材料广泛应用于工业界各领域,已经有较多学者提出最优铺层设计准则,并研究复合材料结构本身的力学行为。朱启晨等^[5-6]、邵帅等^[7]基于线弹性有限元模型,展示了不同铺层设计的复合材料风扇叶片铺层应力、叶片变形和振动固有特性,并讨论了最优铺层设计。在转子叶片的疲劳寿命研究方面,刘红彬等^[8]和王妍等^[9]对标准试样开展疲劳试验,基于高-低周疲劳寿命经验模型预测复合疲劳寿命。温班宁等^[10]和由于等^[11]搭建可独立施加低周疲劳拉伸载荷和高周疲劳弯曲载荷的试验系统,实现测量不同载荷水平下的转子叶片复合疲劳寿命。但由于没有通用的叶片S-N曲线可供查询,难以准确地预测疲劳寿命。Wan等^[12]对碳/玻璃纤维混合增强三维五向编织复合材料标准试样进行了单轴拉-拉疲劳失效试验。在疲劳寿命为 $4 \times 10^3 \sim 6 \times 10^6$ 次范围内,采用三维Hashin准则和刚度突降模型,捕捉纱线

面内疲劳初始失效,退化疲劳失效单元工程弹性常数和开展介观单胞损伤机理模拟。在复合材料风扇叶片结构适航符合性证明中,积木式试验可有效降低试验成本和排除潜在风险。按照试样件尺寸,将层合结构复材风扇叶片划分为整个部件、子部件和元件3个层级,自低向上考核风扇叶片结构完整性,从而逐步降低各层级试验样品数量^[13-14]。由于复合材料风扇叶片元件级相关研究与实际航空发动机型号研制任务密切相关^[15],公开文献报道较少,尚没有成熟的试验搭建流程和疲劳测试数据可供参考。

相比于其他部位元件,榫头承受较大的静态载荷,因此本文选择榫头元件作为考核风扇叶片低周疲劳寿命的试样件。自主设计了一套榫头元件低周疲劳夹持工装,并试制一批层合结构复材风扇叶片,开展榫头元件级低周疲劳试验。其中采用有限元方法,建立介观等效和多层实体单元数值模型。通过全尺寸复材风扇叶片等效有限元模型,确定低周疲劳循环载荷谱的最大拉伸力,模拟风扇级1.5倍设计转速离心力下的真实载荷状态;考虑单向复合材料面内和层间渐进损伤演化,对榫头目视不可见损伤进行高保真数值模拟,综合考察叶片成型工艺的稳定性 and 低周疲劳特征损伤模式。

1 榫头元件低周疲劳试验

开展低周疲劳试验是考核复材风扇叶片选取原材料和正向设计的其中一种重要方法。旨在获取榫头的低周疲劳循环次数、失效模式和失效位置等特征,为制定复材风扇叶片在极限服役工况下的许用低周疲劳寿命提供参考。根据中国民用航空局颁发的某型复材风扇叶片专用条件,叶片保持系统材料能承受2倍的设计转速离心载荷而不发生失效^[16],红线转速则对应1.44倍设计离心力载荷,设置循环最大载荷为1.5倍离心力可覆盖风扇转子转速停留的最危险工况。如图1所示,榫头低周疲劳元件级试验系统依托疲劳试验机改造完成,包括加载系统,夹持系统和测量系统。加载系统为疲劳试验机、榫槽夹具与拉钩组成,榫头元件级试样件与加强片通过夹具固定构成夹持系统,加载系统和夹持系统通过M30螺栓连接,低周疲劳试验流程如下:

(1) 试验准备。榫头试验件与加强块进行装

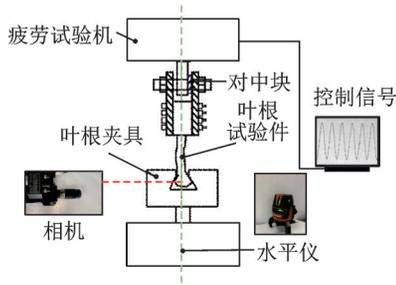


图1 榫头元件低周疲劳试验方案

Fig.1 Low cycle fatigue test scheme for dovetail elements

夹,拧紧扭矩。

(2)装夹及对中。榫头装夹到疲劳试验机上,使用对中块进行对中,然后借助水平仪进行对中检查,使拉力方向能够与试样件的中心方向对齐。控制疲劳机横梁位置,使榫头装夹各部分预拉紧。预拉紧载荷为50~100 N,避免加载过大,影响榫头低周疲劳加载的真实值。

(3)调试测试系统。采集软件进行采集设置,以保证数据采集的顺利进行。测试开始前,疲劳试验机进行数据清零,基于高保真复材风扇叶片有限元模型,确定最大载荷水平 F_{max} 。

(4)试验加载。为了防止榫头端面与燕尾槽夹具之间的微动接触,应力比不宜过小,本文设置应力比0.1,施加等幅正弦拉伸载荷谱,使试样处于拉-拉循环应力状态。经过前期调试,试验频率设置为3 Hz。

(5)失效判别。如果寿命超过 2×10^4 次,则视为越出;若寿命小于 2×10^4 次,但试样出现目视勉强可见裂纹,停止试验,记录该时刻循环数。

1.1 榫头取样

本文研究的榫头元件级低周疲劳试验件取样示意图如图2所示。图2(a)中,榫头元件级试验件高度为风扇叶片径向高度的30%,包括榫头段,伸根段和部分叶身段。榫头元件级试验件从风扇叶片切割取下,为满足试验件切割质量与其表面粗糙度要求,榫头试验件采用金刚线切割,并留有足够加工余量,而后采用1、数字控制机床(Computer numerical control machine tools, CNC)精加工达到设计尺寸。

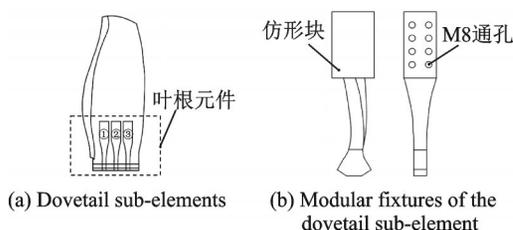


图2 榫头元件取样及夹具示意图

Fig.2 Composite dovetail sub-elements sampled from fan blade and modular fixture

1.2 夹持工装

风扇叶片①号榫头试样件为非标准件,与标准试验件存在明显差异。非标准试验件强度较高,承载能力高于标准试样件,为了避免施加的拉伸载荷使夹持端出现打滑,在叶身段端面开孔;同时,增加两个仿形加强片以保证可靠夹持,夹持宽度中线与叶根底部中心在同一竖直平面内,如图2(b)所示,与试样进行组合打孔,使用8个M8高强度螺栓紧固。经前期疲劳强度校核,该设计方案可以满足低周疲劳试验的要求。榫槽夹具及拉杆可参考笔者之前的工装设计^[14,17],榫槽夹具的竖杆及拉杆上部均额外加工花纹,以增大疲劳试验机的夹持摩擦力,防止试验过程中夹持端打滑。

1.3 最大拉伸载荷

按照铺层设计方法^[5-6],定义高度高于榫头最小厚度的铺层为结构层,高度低于榫头最小厚度的铺层为插入层。结构层中,4层铺层为一组,组内铺层角度为 $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/0^\circ]$,自铺贴面到中面重复铺放;插入层中,9层铺层为一组,组内铺层角度为 $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ/0^\circ]$ 。叶片本体所选预浸料为IM7-M91,单层厚度为0.183 mm;加工层使用AS4C-M21斜纹编织预浸料,单层厚度为0.285 mm;加工层仍然使用单向IM7-M91预浸料,共设计6个层合板。

基于介观预浸料单胞模型,输入碳纤维和环氧树脂基体力学性能等效宏观均匀工程弹性常数,建立高保真复材风扇叶片等效有限元模型^[17]。对叶片施加气动载荷和离心载荷,并在叶根端面施加固定约束,初步确定低周疲劳循环最大载荷。根据榫头元件单元外表面面积 A_e ,按照式(1)计算得到榫头元件端面合力 F_{max} 为36.9 kN。由于当前分析模型为线弹性,1.5倍离心力下的支反力合力为55 kN。

$$F_{max} = \sum_e A_e \sigma_{r,e} \quad (1)$$

式中: A_e 为单元接触面积, $\sigma_{r,e}$ 为接触表面径向应力。

2 试验结果

2.1 低周疲劳寿命

榫头元件低周疲劳试验布置如图3所示,采用相同的循环载荷工况,开展了6件榫头元件的低周疲劳试验,其中有2件试样越出,得到有效低周疲劳寿命数据见表1。榫头元件在最大为1.5倍离心载荷的等幅循环载荷作用下平均历经17 207循环会发生疲劳失效,变异系数为8.62%,体现出由于制造工艺和初始缺陷等引起的疲劳强度分散特点。



图 3 榫头元件低周疲劳测试布置

Fig.3 Experimental setups of low cycle fatigue for dovetail elements

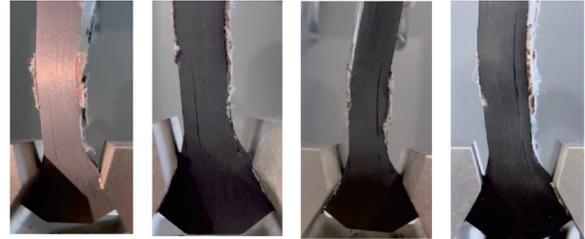
表 1 相同载荷条件下低周疲劳试样结果

Table 1 Low cycle fatigue samples at the same loading condition

序号	试验频率/Hz	失效循环次数	均值	变异性/%
1	3	19 825	17 207	8.62
2		15 018		
3		16 950		
4		17 034		

2.2 目视损伤状态

低周疲劳失效时刻目视可见损伤如图 4 所示,前 3 件试样在失效前均出现两条裂纹,裂纹尖端均沿着层间界面迅速扩展,疲劳损伤类型可被判断为界面分层,损伤具有突发性的特点;左侧裂纹出现在预浸料层间区域,右侧裂纹出现在榫头主体和垫层之间,由于层间应力在接触区域更大,右侧裂纹先扩展。4 号试样只在预浸料层间区域出现 1 条裂



(a) Sample 1 (b) Sample 2 (c) Sample 3 (d) Sample 4

图 4 榫头元件疲劳失效时刻的损伤状态

Fig.4 Fatigue damage status of dovetail specimens when dovetail elements failed

纹,该榫头主体和垫层之间的界面强度较其它试样得到增强。对于目视勉强可见损伤类型,在不引入疲劳累积损伤材料本构模型的基础上,本文采用数值方法,模拟榫头的面内损伤演化过程,获得目视难以检查出来的面内损伤状态。

3 疲劳损伤状态模拟

本节对复材风扇叶片榫头元件部位额外开展渐进损伤模拟,捕捉高周疲劳失效时刻的目视勉强可见损伤状态,补充对榫头元件低周疲劳失效行为的客观描述。为降低榫头两端面与燕尾槽之间的接触应力,两侧覆盖垫层和机加层。单向带和编织材料均质化工程弹性常数如表 2 所示,适当简化复合材料各向异性力学行为,以横观各向同性处理。表 2 中 E 、 G 和 ν 分别为弹性模量、剪切模量和泊松比; X 、 Y 、 Z 和 S 分别为面内纤维方向强度、面内垂直纤维方向强度、面外强度和剪切强度;下标 1、2、3 分别代表面内纤维方向、面内垂直纤维方向和面外方向;下标 t 和 c 分别代表拉伸和压缩方向。

表 2 复合材料无损伤状态工程弹性常数和强度

Table 2 Engineering elasticity and strength of composite materials without damage

IM7-M91	Moduli / GPa	$E_1=176, E_2=E_3=8.56, G_{12}=G_{13}=5.84, G_{23}=2.46$
	Poisson's ratios	$\nu_{12}=\nu_{13}=0.27, \nu_{23}=0.46$
	Strengths / MPa	$X_t=3\ 290, Y_t=Z_t=88, X_c=2\ 000, Y_c=Z_c=300, S_{12}=S_{13}=150, S_{23}=55$
AS4C-M21	Moduli / GPa	$E_1=E_2=91.82, E_3=9, G_{12}=3.6, G_{13}=G_{23}=3$
	Poisson's ratios	$\nu_{12}=0.05, \nu_{13}=\nu_{23}=0.3$
Epoxy resin	Modulus / MPa	$E=3\ 780$
	Poisson's ratio	$\nu=0.35$

3.1 面内损伤起始和演化理论

本文采用 LaRc04 失效准则描述单向带面内损伤起始。与唯象复合材料失效准则相比,考虑原位效应和纤维扭结缺陷^[18-19],能够较为准确地预报单向碳纤维复合材料损伤过程。式(2~3)用于捕捉复合材料单向带纤维和基体损伤起始模

式,其中 σ_2^m 、 σ_{12}^m 和 σ_{23}^m 表示纤维扭结面上的应力分量, σ^n 、 σ^i 和 σ^l 表示平行于纤维方向潜在断裂面上的应力分量, σ_m^n 、 σ_m^i 和 σ_m^l 表示平行于扭结纤维方向潜在断裂面上的应力分量, g 表示单向带横向基体拉伸、压缩断裂韧性比,取 0.29;式(4)给出材料特性突降模型描述单向带发生面内损伤后的刚

度下降软化行为, D_d 为损伤柔度矩阵, σ 和 ϵ 表示以Voigt标记单向带材料主轴坐标系下的应力和应变张量, 纤维拉伸断裂(ft), 纤维压缩弯折(fc), 基体拉伸断裂(mt), 基体压缩破碎(mc)可分别对应最大允许的损伤变量 d , 其中 d_m 和 d_f 分别为基体和纤维损伤变量, 剪切损伤变量 $d_s=1-(1-d_{ft})(1-d_{fc})(1-d_{mt})(1-d_{mc})$, 本文采用的刚度突降系数如表3所示, 原位强度和摩擦因数 η 如表4所示。

表3 刚度突降损伤变量

Table 3 Damage variables of instantly reduced composite material stiffness

d_{ft}	d_{fc}	d_{mt}	d_{mc}
0.9	0.9	0.8	0.8

表4 单向带原位强度和摩擦系数

Table 4 In-situ strengths and friction coefficients of lamina

S^l / MPa	S^t / MPa	Y^t / MPa	η^l	η^t
212.1	113.0	139.4	0.35	0.35

$$\epsilon = D_d \sigma, D_d = \begin{cases} \begin{matrix} \frac{1}{E_1(1-d_f)} & \frac{-\nu_{12}}{E_2} & \frac{-\nu_{13}}{E_3} \\ \frac{-\nu_{21}}{E_1} & \frac{1}{E_2(1-d_m)} & \frac{-\nu_{23}}{E_3} \\ \frac{-\nu_{31}}{E_1} & \frac{-\nu_{32}}{E_2} & \frac{1}{E_3(1-d_m)} \end{matrix} & \begin{matrix} \sigma_1 \geq 0 \\ \sigma_1 < 0, \sigma_2^m < 0 \\ \sigma_1 < 0, \sigma_2^m \geq 0 \end{matrix} \\ \frac{1}{G_{23}(1-d_s)} & \begin{matrix} (1-g) \frac{\sigma_2}{Y^t} + g \left(\frac{\sigma_2}{Y^t} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S^l} \right)^2 + \\ G_{12} \left(\frac{1}{E_2} - \frac{\nu_{12}\nu_{21}}{E_1} \right) \left(\frac{\sigma_{23}}{S^l} \right)^2 \\ \left(\frac{\sigma^t}{S^t - \eta^t \sigma^n} \right)^2 + \left(\frac{\sigma^l}{S^l - \eta^l \sigma^n} \right)^2 \\ \left(\frac{\sigma_m^t}{S^t - \eta^t \sigma_m^n} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_m^l}{S^l - \eta^l \sigma_m^n} \right)^2 \end{matrix} & \begin{matrix} \sigma_2 \geq 0 \\ \sigma_2 < 0, \sigma_1 > |Y_c| \\ \sigma_2 < 0, \sigma_1 \leq |Y_c| \end{matrix} \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{matrix} \frac{1}{G_{23}(1-d_s)} \\ \frac{1}{G_{13}(1-d_s)} \\ \frac{1}{G_{12}(1-d_s)} \end{matrix} \quad (4)$$

3.2 层间界面损伤起始和演化理论

除了单向带面内损伤外, 层间分层损伤也较为普遍。内聚力模型基于断裂力学概念^[20-21], 能够解释层合结构复材的层间分层现象。本文采用双线性界面材料本构模型: 在损伤起始前, 界面力(T_n, T_t)与界面分离位移(δ_n, δ_t)成正比, 如式(5~6)

所示。表5给出内聚力区域极限分离位移 δ 和界面强度参数 K , 分层损伤变量 d_{inter} 和演化行为按照式(7)定义。

$$T_n = K_n \delta_n (1 - d_{inter}) \quad (5)$$

$$T_t = K_t \delta_t (1 - d_{inter}) \quad (6)$$

$$d_{inter} = \begin{cases} 0 & \sqrt{\left(\frac{\delta_n}{\delta_n^c} \right)^2 + \beta^2 \left(\frac{\delta_t}{\delta_t^c} \right)^2} \leq \lambda_{cr} \\ \min \left(1, \frac{\delta_n^c}{\delta_n^c - \delta_n^*} \left(\frac{\sqrt{\left(\frac{\delta_n}{\delta_n^c} \right)^2 + \beta^2 \left(\frac{\delta_t}{\delta_t^c} \right)^2} - \delta_n^*}{\sqrt{\left(\frac{\delta_n}{\delta_n^c} \right)^2 + \beta^2 \left(\frac{\delta_t}{\delta_t^c} \right)^2}} \right) \right) & \sqrt{\left(\frac{\delta_n}{\delta_n^c} \right)^2 + \beta^2 \left(\frac{\delta_t}{\delta_t^c} \right)^2} > \lambda_{cr} \end{cases} \quad (7)$$

式中: β 为界面切向分离位移与法向分离位移的比值, λ_{cr} 为等效位移, 下标n,t代表层间界面法向和切

表 5 单向带层间界面材料属性

Table 5 Material properties of the interfaces between adjacent layers

δ_n^c/mm	δ_i^c/mm	$K_n/(N \cdot mm^{-3})$	$K_t/(N \cdot mm^{-3})$	β	λ_{cr}
0.01	0.007	3.85×10^3	6.93×10^3	0.5	0.02

向,上标 c 代表界面完全损伤时的分离位移, δ_n^* 为界面损伤起始时的法向分离位移。

3.3 损伤状态模拟结果

3 号试验件低周疲劳寿命接近榫头元件平均寿命,在该试样疲劳失效时刻分层裂纹扩展位置插入 Interface 205 单元。为防止隐式有限元迭代算法在求解渐进损伤分析遇出现单元畸变,设置黏性系数为 $0.001 s^{-1}$ 来保证计算收敛。由于在试验中没有观察到加工层和垫层部位出现目视可见裂纹,不考虑该部分材料损伤起始和演化本构行为。将铺层信息映射到有限元层合实体单元,模拟 IM7-M91 预浸料的渐进损伤过程;绑定加工层和垫层,使用位移边界条件代替上端拉伸载荷传递工装和下端榫槽对榫头的约束,得到榫头元件有限元模型。图 5 显示了的各单元铺层应力分布,等幅循环载荷谱最大拉伸载荷没有引起榫头本体面内和层间的损伤。通过等效地增加静态拉伸载荷,模拟疲劳损伤累积过程。当分层裂纹长度达到实际裂纹长度时,便认为是疲劳失效时刻的损伤状态。将虚拟拉伸载荷搜索范围设置为 [55 kN, 100 kN], 步长为 1 kN, 逐步增加拉伸载荷。当虚拟载荷增加到 65 kN 时,仿真模拟预测的分层裂纹扩展长度

与榫头目视分层裂纹长度相同,表明达到疲劳失效时的榫头元件损伤状态。

如图 6 所示,榫头元件在拉伸载荷谱峰值未发生损伤,低周疲劳循环导致单向带累积损伤,加工层与榫头分层导致一侧表面发生纤维拉伸和压缩损伤;而基体损伤发生内部铺层,且在榫头另一侧表面出现沿轴向扩展的损伤;在纤维和基体损伤区域,伴随面内剪切损伤,均没有达到完全损伤状态。提取各损伤变量,将虚拟拉伸载荷折算成低周疲劳循环数,得到损伤变量随低周疲劳循环数的演化曲线,如图 7 所示。剪切损伤从 175 个等幅载荷循环开始累积,而经历 6 474 个循环后,纤维拉伸和基体损伤开始累积,面内各模式对应的损伤变量均小于 1,表明榫头发生低周疲劳失效时单向带发生部分损伤,未达到极限寿命。

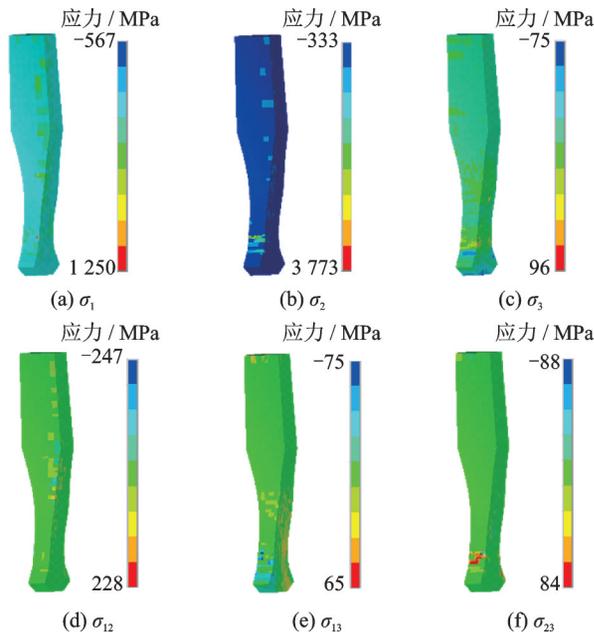


图 5 载荷谱峰值对应的榫头主体铺层应力

Fig.5 Ply stresses of dovetail body corresponding to maximum tensile load

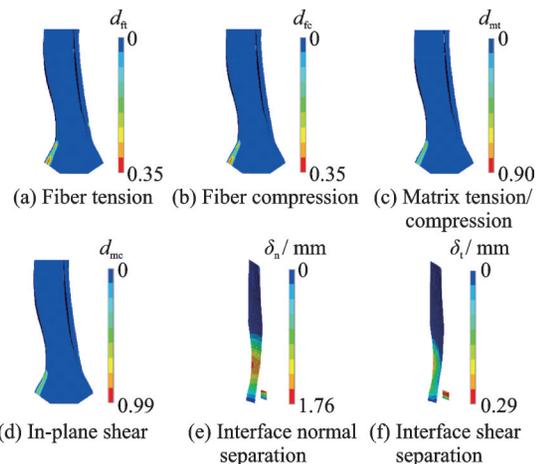


图 6 低周疲劳失效时刻榫头本体各失效模式损伤变量

Fig.6 Damage status of dovetail body at low cycle fatigue failure by progressive damage analysis

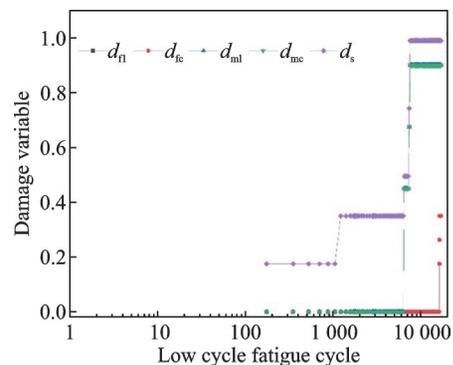


图 7 损伤变量演化历程

Fig.7 Damage accumulation of each failure modes

4 结 论

为了涵盖风扇叶片1.5倍离心力危险工况,建立了包含所有铺层设计信息的复合材料风扇叶片宏观高精度有限元模型,确定低周疲劳等幅循环载荷谱最大拉伸载荷;为客观描述榫头元件低周疲劳复杂失效模式,额外开展渐进损伤数值模拟,揭示榫头元件单向带面内损伤和层间分层损伤起始和演化过程。主要结论为:

(1) 自主设计的层合结构复材风扇叶片榫头元件夹持工装系统可以满足低周疲劳测试要求,榫头元件平均寿命为17 207次,不同批次之间由热压固化成型工艺引起的寿命变异性为8.62%,各试样疲劳失效时刻的损伤模式基本一致。

(2) 渐进损伤数值模拟有效地补充了榫头本体面内起始损伤模式和损伤起始后的演化行为。等幅循环载荷谱最大拉伸载荷没有引起榫头本体面内和层间的损伤;剪切损伤从175个等幅载荷循环开始累积,而经历6 474个循环后,纤维拉伸和基体损伤开始累积;层合结构复材风扇叶片榫头元件的低周疲劳损伤类型主要为分层,伴随面内基体和剪切;最后时刻失效模式中,纤维损伤变量最小,表明榫头没有彻底丧失承载能力。

本文揭示了榫头元件低周疲劳渐进损伤累积过程,无法保证对其它层合结构复合材料的通用性,将在未来研究中验证方法有效性。

参考文献:

- [1] 陈巍. 先进航空发动机树脂基复合材料技术现状与发展趋势[J]. 航空制造技术, 2016(5): 68-72.
CHEN Wei. Status and development trends of polymer matrix composites on advanced aeroengine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016(5): 68-72.
- [2] 陈光. 用于波音787客机的GENx发动机设计特点[J]. 航空发动机, 2010, 36(1): 1-6.
CHEN Guang. Design characteristics of GENx engine for B787[J]. Aeroengine, 2010, 36(1): 1-6.
- [3] 陈璐璐. 大涵道比航空发动机风扇叶片的集成设计[J]. 航空动力, 2023(6): 57-60.
CHEN Lulu. Integrated design for high by-pass ratio fan blades[J]. Aerospace Power, 2023(6): 57-60.
- [4] 张媛媛, 陈璐璐, 苏震宇, 等. 复合材料风扇叶片成型关键技术探索[J]. 纤维复合材料, 2023, 40(2): 3-7.
ZHANG Yuanyuan, CHEN Lulu, SU Zhenyu, et al. Research on composite fan blade manufacturing technology[J]. Fiber Composites, 2023, 40(2): 3-7.
- [5] 朱启晨, 陈勇, 肖贾光毅. 复合材料风叶片铺层设计方法研究[J]. 航空发动机, 2018, 44(3): 49-54.
ZHU Qichen, CHEN Yong, XIAO Jiaguangyi. Study on laminate design method of composite fan blade[J]. Aeroengine, 2018, 44(3): 49-54.
- [6] 朱启晨, 陈勇. 复合材料宽弦风扇叶片模态仿真分析[J]. 航空发动机, 2019, 45(1): 28-32.
ZHU Qichen, CHEN Yong. Modal simulation analysis of a composite wide-chord fan blade[J]. Aeroengine, 2019, 45(1): 28-32.
- [7] 邵帅, 曹航, 王相平, 等. 航空发动机复合材料风扇叶片强度分析与铺层优化设计[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2023, 35(4): 20-25.
SHAO Shuai, CAO Hang, WANG Xiangping, et al. Strength analysis and ply optimization of aero-engine composite fan blades[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2023, 35(4): 20-25.
- [8] 刘红彬, 陈伟, 杜文军. TC11材料高低周复合疲劳试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(2): 23-26.
LIU Hongbin, CHEN Wei, DU Wenjun. Experimental investigation on low and high cycle fatigue combined fatigue performance of TC11 titanium alloy[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(2): 23-26.
- [9] 王妍, 毕俊喜, 葛新宇, 等. 航空发动机叶片高低周复合疲劳寿命预测与损伤机理研究[J]. 内蒙古工业大学学报, 2023, 42(4): 324-329.
WANG Yan, BI Junxi, GE Xinyu, et al. Aero-engine blade high and low circumference composite fatigue life prediction and damage mechanism research[J]. Journal of Inner Mongolia University of Technology, 2023, 42(4): 324-329.
- [10] 温班宁, 李少林, 石多奇, 等. 复合材料高低周复合疲劳试验技术[EB/OL]. (2023-09-15)[2024-02-27]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20230096>.
WEN Banning, LI Shaolin, SHI Duoqi, et al. Combined cycle fatigue test technology for composite materials [EB/OL]. (2023-09-15) [2024-02-27]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20230096>.
- [11] 由于, 张伟, 王春生. 叶片高低周复合疲劳试验技术研究[J]. 机械强度, 2020, 42(2): 331-336.
YOU Yu, ZHANG Wei, WANG Chunsheng. Research of HCF/LCF combined cycle fatigue experimental technique for blade[J]. Journal of Mechanical Strength, 2020, 42(2): 331-336.
- [12] WAN Aoshuang, SHI Junfeng, LI Dinghe. Experimental and numerical investigation on tension-tension fatigue behavior of three-dimensional five-directional hybrid braided composites[J]. International Journal of Fatigue, 2024, 178: 107975.
- [13] 美国CMH-17协调委员会. 复合材料手册: 聚合物基

- 复合材料. 第3卷, 材料应用、设计和分析[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2015.
- CMH-17 PMC Coordination Meeting. Composite materials handbook, volume 3: Polymer matrix composites: Materials usage, design, and analysis[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2015.
- [14] 张煜坤, 陈勇, 唐旭. 铺层复合材料风扇叶片榫头元件级静强度试验方法[J]. 推进技术, 2022, 43(3): 342-351.
- ZHANG Yukun, CHEN Yong, TANG Xu. Test method for static strength of laminated composite fan blade dovetail in element level[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(3): 342-351.
- [15] 张媛媛, 王祯鑫, 陈璐璐, 等. 复合材料风扇叶片关键原材料验证与应用[J]. 航空动力, 2023(3): 24-26.
- ZHANG Yuanyuan, WANG Zhenxin, CHEN Lulu, et al. Verification and application of key raw materials for composite fan blades[J]. Aerospace Power, 2023(3): 24-26.
- [16] 民航局航空器适航审定司. 颁发专用条件CJ-1000A型发动机复合材料风扇叶片征求意见稿[EB/OL]. (2023-04-26). <http://www.caac.gov.cn/HDJL/YJZJ/202304/P020230428334930851576.pdf>.
- Civil Aviation Administration of China. Draft for soliciting opinions on the issuance of special conditions CJ-1000A engine composite material fan blades[EB/OL]. (2023-04-26). <http://www.caac.gov.cn/HDJL/YJZJ/202304/P020230428334930851576.pdf>.
- [17] 康永强. 复合材料风扇叶片榫头铺层设计及分析验证[D]. 上海: 上海交通大学, 2020.
- KANG Yongqiang. Laminate design and analysis of composite fan blade dovetail[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2020.
- [18] PINHO S T, DALVIA C G, CAMANHO P P, et al. Failure models and criteria for FRP under in-plane or three dimensional stress states including shear non-linearity: NASA/TM-2005-213530[R]. [S.l.]: NASA, 2005.
- [19] 王湘江, 夏俊康, 冀运东, 等. 复合材料开孔板拉伸损伤对剩余压缩强度的影响[J]. 复合材料学报, 2024, 41(4): 2111-2125.
- WANG Xiangjiang, XIA Junkang, JI Yundong, et al. Effect of tension damage on structures residual compression strength of open-hole composite laminates[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2024, 41(4): 2111-2125.
- [20] ALFANO G, CRISFIELD M A. Finite element interface models for the delamination analysis of laminated composites: Mechanical and computational issues [J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2001, 50: 1701-1736.
- [21] ZHANG Hanyu, ZHANG Lei, XU Can, et al. Global sensitivity analysis of mechanical properties in hybrid single lap aluminum-CFRP (plain woven) joints based on uncertainty quantification[J]. Composite Structures, 2022, 280: 114841.

(编辑:张蓓)