

文章编号: 1000-8055(2005) 06-0925-07

定向结晶涡轮叶片蠕变/疲劳寿命 的试验与分析

闫晓军, 聂景旭

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 针对定向涡轮叶片的使用工况, 提出了用于涡轮叶片蠕变/疲劳试验的方法, 包括摩擦原理的夹具设计和标定及相关试验、计算和分析技术, 并以某型定向涡轮叶片为例, 介绍了该方法的实现。试验结果表明: 试验方法能够模拟涡轮叶片考核截面在实际工作状态下的应力场和温度, 利用所提出的试验方法和分析技术得到叶片的寿命数据是合理的。此次提出的基于构件的定向结晶涡轮叶片的蠕变/疲劳试验方法, 对于涡轮叶片的定寿、故障预防、以及维修都有重要意义。

关键词: 航空、航天推进系统; 涡轮叶片; 定向结晶; 蠕变/疲劳; 试验技术

中图分类号: V216.3

文献标识码: A

New Experimental Approach in Determining Creep/Fatigue Life of Directionally Solidified Alloy Turbine Blade

YAN Xiao-jun, NIE Jing-xu

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A new experimental method, in which the turbine blade was loaded by applying friction force and heated by eddy current induction, was proposed to study creep/fatigue life of directionally solidified alloy turbine blade. Design of the test devices, determination of blade's key section and the equivalent accelerated test loading-spectrum, test data analysis etc. was described in detail. Test results show that the method can simulate turbine blade key section's working "stress field" and temperature in the laboratory and give reasonable life data for turbine blade. The safe service life of aeroengine component determined by the component creep/fatigue tests will be more accurate than that obtained with the plain specimen.

Key words: aerospace propulsion system; turbine blade; directionally solidified alloy; creep/fatigue; experimental technology

随着燃气涡轮发动机涡轮前的燃气温度和核
心机的增压比不断提高, 发动机热端部件, 尤其是

涡轮叶片的工作条件越来越恶劣。在各种影响涡
轮叶片寿命的损伤中, 高温疲劳、蠕变/疲劳 (蠕

收稿日期: 2005-01-25; 修订日期: 2005-07-10

基金项目: 航空科学基金资助(02C51031); 全国优秀博士学位论文作者专项资金资助(200351)

作者简介: 闫晓军(1973-), 男, 山西永济人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院副教授, 主要从事高温结构力学、智能材料结构的研究。

变疲劳交互作用)是涡轮叶片工作中主要的损伤因素,因此准确预测涡轮叶片的蠕变/疲劳寿命,对于涡轮叶片在设计中的定寿研究、叶片故障的预防和分析都有重要意义。

通过大量的材料试验数据,辅之以现代有限元计算和分析技术,可以从理论上对涡轮叶片进行蠕变/疲劳寿命预测;但准确预测涡轮叶片蠕变/疲劳寿命,需要在实验室利用加载设备对涡轮叶片进行蠕变/疲劳试验,原因如下:(1)实际叶片与标准试件的的材料性能有一定差异。对于先进的定向、单晶材料,工艺过程的细微差异,便会影响到其力学性能。(2)在进行材料试件取样时,可以采取特殊的取样办法,来保证试件和叶片之间的材料性能接近一致,但由于实际叶片和标准试件体积、形状的差异,也会引起寿命数据的差异^[1]。(3)通过发动机长期试车可以对叶片的蠕变/疲劳寿命进行“验证”;但作为定寿、排故研究,长期试车不太适合,原因有:①试车过程中影响叶片失效的因素多;叶片裂纹不易检测;②一旦单个叶片失效断裂,即会引起事故,非常困难得到较为全面的叶片寿命分布的子样数据;③成本高。(4)在实验室进行构件或模拟构件的试验,可以针对叶片在使用中出现的故障,或者对于特殊结构的试验研究,采取特殊的夹具设计来模拟加载形式^[2]。因

此,进行构件(叶片)试验,有很强的针对性和有效性。

对于涡轮叶片而言,在实际工作状态下的应力场、温度场沿叶片高度、弦向都是变化的,因此在实验室条件下模拟叶片各个部位的真实工作条件,在技术上的难度是非常大的。而实际上,叶片的寿命取决于叶片损伤大的部位,即考核部位/截面,因此叶片的高温蠕变/疲劳寿命试验仍以考核危险截面为主,通过试验装置来模拟考核截面上的温度场和应力场。

本文旨在介绍用于高温定向或单晶涡轮叶片的蠕变/疲劳试验研究及相关分析方法和技术,并结合某型定向结晶涡轮叶片的蠕变/疲劳试验,阐述了试验、分析方法的实现过程。

1 考核部位的确定

利用加载设备对涡轮叶片进行蠕变/疲劳试验,首先要确定叶片的考核部位。而考核部位的确定,可以根据叶片实际使用中的故障部位来确定,也可以通过有限元计算和分析来确定。利用有限元方法计算和分析时,对定向结晶叶片的损伤演变过程采用了粘塑性损伤统一本构方程。修正后的正交各向异性 Walker 粘塑性损伤统一本构模型如公式(1)~(7)所示^[3]:

$$\dot{C} = \frac{(\sigma^*)^{n-1} \left[\frac{3}{2} s_{ij} - \Omega_{ij} \right]}{[K(1-D)]^n} \quad (1)$$

$$\dot{\Omega}_{ij} = (n_1 + n_2) \dot{C}_{ij} + \dot{C}_{ij} \frac{\partial n_1}{\partial \theta} - \left(\Omega_{ij} - \dot{\Omega}_{ij} - n_1 C_{ij} \right) \cdot \left(\dot{G} - \frac{1}{n_2} \frac{\partial n_2}{\partial \theta} \theta \right) \quad (2)$$

$$K = K_1 - K_2 e^{-n_3 R} \quad (3)$$

$$\dot{G} = (n_3 + n_4 e^{-n_5 R}) \dot{R} + n_6 (\Omega_{ij} \dot{\Omega}_{ij}) \frac{m-1}{2} \quad (4)$$

$$\dot{R} = \frac{2}{3} \dot{C}_{ij} \dot{C}_{ij} \quad (5)$$

$$\dot{D} = \dot{D}_c + \dot{D}_f \quad (6)$$

$$\sigma^* = \frac{1}{2} \left[(a_2 + a_3)(s_{11} - \Omega_{11})^2 + (a_1 + a_3)(s_{22} - \Omega_{22})^2 + (a_1 + a_2)(s_{33} - \Omega_{33})^2 + 3a_4(s_{23} - \Omega_{23})^2 + 3a_5(s_{31} - \Omega_{31})^2 + 3a_6(s_{12} - \Omega_{12})^2 - 2a_1(s_{22} - \Omega_{22})(s_{33} - \Omega_{33}) - 2a_2(s_{11} - \Omega_{11})(s_{33} - \Omega_{33}) - 2a_3(s_{11} - \Omega_{11})(s_{22} - \Omega_{22}) \right]^{1/2} \quad (7)$$

上式中: Ω , n , m , n^1 , n^2 , n^3 , n^4 , n^5 , n^6 , n^7 , K_1 和 K_2 为与温度相关的材料常数; D_c 和 D_f 分别为蠕变和疲劳损伤, 其演变规律参考文献[3]; σ^* 为等效屈服应力; 参数 $a_1 \sim a_6$ 为与材料主方向有关的 6 个独立的各向异性参数。对于大多数高温合金材料,

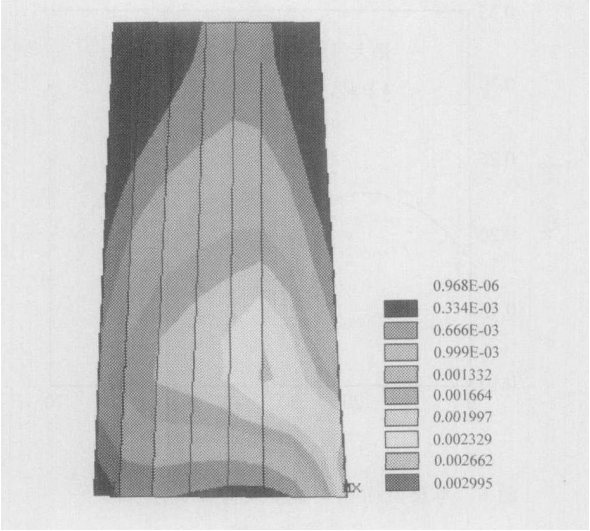


图 1 某型叶片在最大气动状态的损伤场

Fig.1 Damage distribution on the airfoil under the maximum aerodynamic condition

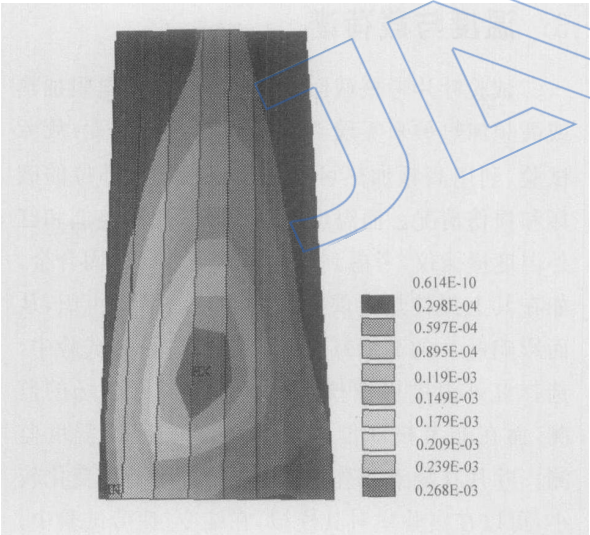


图 2 某定向涡轮叶片在设计状态的损伤场

Fig.2 Damage distribution on the airfoil under the design condition

目前均缺少上述参数确定所需的试验数据, 例如航空材料手册中仅能提供比较全面的蠕变曲线, 其循环应力应变曲线和单向拉伸曲线由于没考虑应变率的影响所以无法直接利用。文献[3]提出了一种从现有试验数据(蠕变, 疲劳和拉伸)出发来确定粘塑性参数和损伤参数的有效方法, 利用现

有的传统试验曲线和数据来确定粘塑性损伤统一本构模型中的材料参数, 为粘塑性损伤统一本构模型在实际工程中的广泛应用奠定基础。通过 Ansys 有限元软件的二次开发功能, 把上述粘塑性损伤统一本构方程与有限元程序有机结合起来, 用以完成构件的应力和损伤演化模拟计算。损

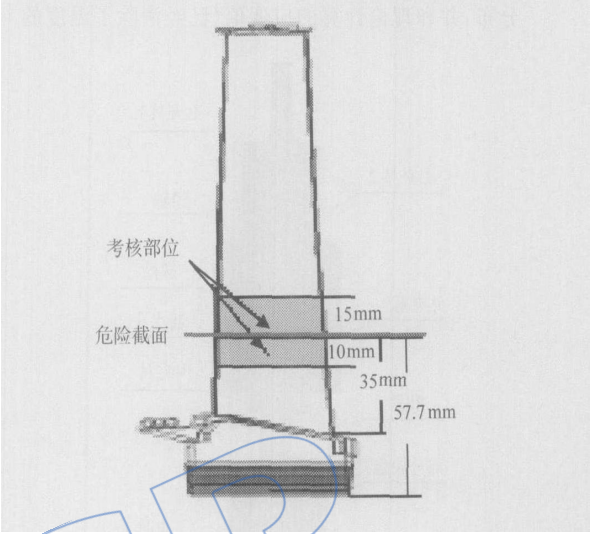


图 3 叶片考核部位的确定

Fig.3 Location of the key section and dangerous area

伤计算考虑了离心力、气动力、温度场和叶冠扭角四种载荷, 得到叶片在几种工作状态下(设计状态、最高温度状态、最小气动状态、最大气动状态)的损伤分布(图 1, 图 2 为两个状态), 在此基础上, 进一步确定出决定叶片寿命的危险考核部位如图 3 所示。

2 工作应力场的模拟

叶片的考核部位确定后, 设计合适的试验夹具和设备来实现对叶片的加载。夹具设计的核心就是一定要保证基本模拟叶片考核部位在实际工作状态下的应力场。为了保证考核部位的应力场和实际相符, 在近年来课题组进行涡轮叶片高温蠕变/疲劳试验工作的基础上, 设计了如图 4 所示的夹具系统。该夹具通过摩擦原理来对叶片进行加载, 解决了由于叶片的特定形状, 容易造成滑脱的问题; 同时设计有适当的冷却系统, 避免了夹具在高温下的强度不足; 另外, 合理的设计既能够在叶片上施加一定的弯矩, 同时又能够避免该弯矩传到试验机上下夹头上, 起到保护试验机的作用。

虽然在设计状态、最高温度状态和最小气动状态等三种状态下叶片的最大损伤均发生在叶

背,但在最大气动状态下排气边的损伤也比较严重,和实际故障一致,故选择最大气动状态下考核截面的应力分布作为模拟目标,标定试验在常温下进行。沿考核截面的叶片表面弦向一周共贴 12 个应变片,通过调整上夹具销轴上的调整垫片,可以得到几个不同载荷位置上的考核截面上的应变分布,并和理论计算的应变值(已经消除了温度的

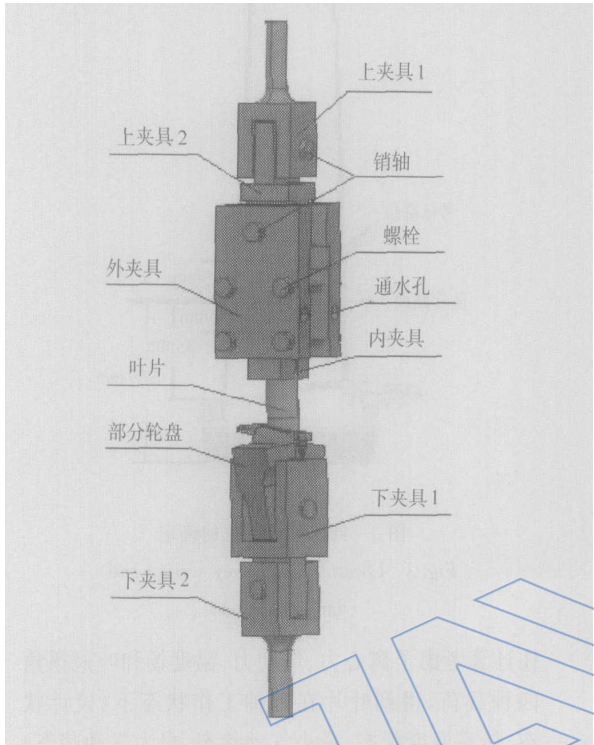


图 4 定向结晶叶片蠕变/疲劳试验夹具图
Fig. 4 Illustration of the loading rig

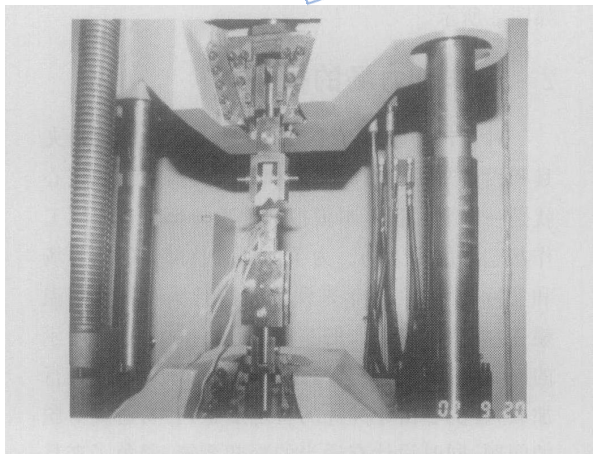


图 5 试验条件下叶片考核截面应变标定
Fig. 5 Validation experiments facilities

影响)相比较,从而精确确定试验的拉伸载荷及载荷位置。标定试验装置如图 5 所示。按照上述标定方法,最终确定以某个载荷位置来模拟考核截

面最大气动状态的应力场。试验载荷下考核截面的应变分布以及计算得到的最大气动状态下考核截面应变分布如图 6 所示。可以看到,通过夹具的合理设计和标定,在实验室可以模拟涡轮叶片考核截面的应力场分布。

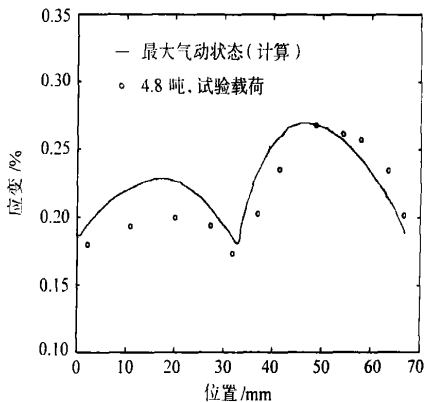


图 6 考核截面在实验室载荷和工作状态下
Z 向应变比较

Fig. 6 Strain distribution comparison between
working condition (calculated)
and experimental condition

3 温度与载荷谱

试验叶片考核截面的温度场可以由电阻加热或高频加热炉来实现。对于涡轮叶片的蠕变/疲劳试验,利用高频加热可以方便观察考核部位的破坏和损伤情况。而温度测量可以采用热电偶和红外温度摄像仪,考虑到叶片材料为定向凝固合金,如在其上焊接热电偶会破坏叶片的晶体组织,从而影响叶片的高温蠕变/疲劳性能,因此试验中,选择红外温度摄像仪进行试验叶片温度场的监测,而在非考核部位,可利用热电偶进行温度监测。叶片在稳态工作中,考核截面上温度变化较小,可以在实验室对其模拟,在蠕变/疲劳试验中,考核部位的温度保持为恒温(如图 7,图 8)。

为了方便叶片的寿命计算和试验,需要把工作载荷谱转化为一个等效的简单梯形载荷谱(如图 7)来进行试验。按照等损伤的原则,利用线性损伤累积法则,把工作载荷谱中各工况下一定飞行小时内(如 1 000 小时)的持久时间和疲劳循环数分别转换为最恶劣工况(寿命最短工况)下的等效承载时间和等效疲劳循环数,(以某型定向涡轮叶片为例,根据外场载荷谱转换后,其蠕变损伤 D_c 和疲劳损伤 D_f 分别为: 0.220 和 $5.99E-6$,

$\frac{D_f}{D_c} = 2.722 \times 10^{-5}$, 可见, 其损伤以蠕变损伤为主, 其中: $D_f = \sum_{i=1}^n \frac{N_i}{N_{fi}}$, $D_c = \sum_{i=1}^m \frac{t_i}{t_{ci}}$, n 为疲劳载荷水平个数, m 为蠕变载荷水平个数, N_i 为第 i 种疲劳载荷下的实际循环数, N_{fi} 为第 i 种疲劳载荷下的疲劳循环寿命, t_i 为第 i 种蠕变载荷下的实际作用时间, t_{ci} 为第 i 种蠕变载荷下的持久寿命)。

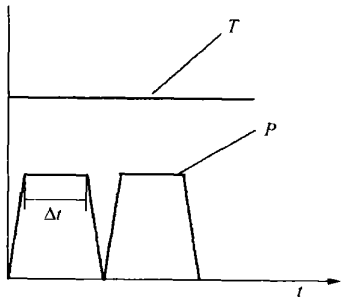


图 7 试验温度和载荷谱示意

Fig. 7 Load spectrum of the blade creep-fatigue tests

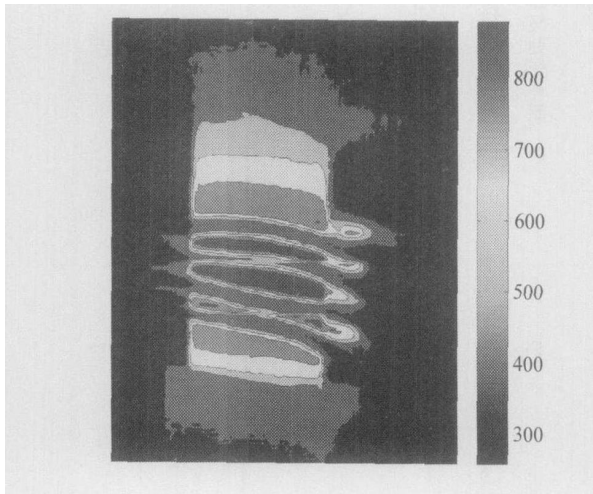


图 8 叶片考核部位温度场云图

Fig. 8 Measured Temperature distribution by TVS (°C)

根据总的等效蠕变时间和等效疲劳循环数得到一个标准的等效梯形载荷谱。得到标准梯形载荷谱后, 实际的试验载荷谱需要根据试验设备以及可以承受的试验时间等多种因素来确定。通常, 可以通过提高载荷或增高温度, 或者载荷、温度都提高的方法来完成加速试验。但为了使试验结果符合实际情况, 对于蠕变/疲劳试验, 应该保持蠕变损伤与疲劳损伤在总损伤中所占的比例不变 (即 D_f/D_c 保持不变)。

根据上述的载荷谱换算理论, 在试验中采用

的载荷谱为: 温度 $T = 880^{\circ}\text{C}$; 拉伸载荷 $P = 4.8T$; 保持时间 $\Delta t = 28\text{ s}$; 加载频率 $f = 2$ 次/分。考虑到叶片蠕变/疲劳试验的周期太长, 在上述试验载荷谱的基础上, 还需要确定加速试验的载荷谱, 制定加速试验载荷谱考虑到此次研究的定向结晶材料在 $760^{\circ}\text{C} \sim 900^{\circ}\text{C}$ 之间的疲劳性能基本不发生变化, 同时夹具在增大载荷后可能会滑脱, 因此, 采用提高试验温度 (即加快蠕变损伤) 来加速试验。由于试验温度的提高, 保载时间将相应缩短, 以保持在一个循环内疲劳和蠕变损伤的比例保持不变。加速试验谱为: 温度 $T = 900^{\circ}\text{C}$, 拉伸载荷 $P = 48\text{ kN}$, 保持时间 $\Delta t = 13\text{ s}$, 加载频率 $f = 4$ 次/分。

4 试验结果及分析

利用上述试验方法, 结合先进的光学、裂纹检测设备, 可以对定向涡轮叶片随着循环数增加考核部位的破坏、损伤情况进行监测。试验至叶片断裂, 进而获得叶片的蠕变/疲劳寿命数据, 进行统计分析后, 得到叶片在一定置信度下的安全寿命 (可靠度 99.9%)。对于涡轮叶片的寿命试验数据, 可以采用 Weibull 分布的相关理论和方法来处理和分析。下面以某型定向结晶材料的涡轮叶片的试验结果为例, 来说明叶片损伤过程的演变、以及寿命分布特点。为了进行对比, 总共进行了新旧两类叶片的蠕变/疲劳试验。

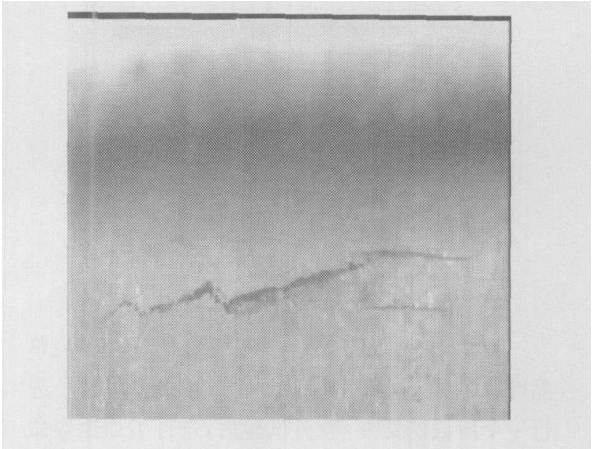


图 9 初始裂纹出现在中间(放大拍摄)

Fig. 9 Cracks initiate in the middle of the airfoil

试验过程中记录的现象主要有: (1) 由于定向结晶材料的使用, 一般情况下, 叶片 (无局部再结晶) 的寿命长, 断裂前未观测到裂纹, 但在断口分析中则有明显疲劳特征; (2) 叶片在断裂前, 能够检测到沿径向方向位移明显变大, 说明蠕变损伤起到很重要的作用, 这和前面在的计算和分析结

果是一致的; (3) 有的试件上观测到裂纹, 在叶盆靠进气或排气边, 裂纹出现的位置不是固定不变的, 可能与叶片本身的材质有关系(图 9); (4) 如果排气边有缺陷, 则裂纹明显出现在排气边, 直至扩展、断裂(图 10)。

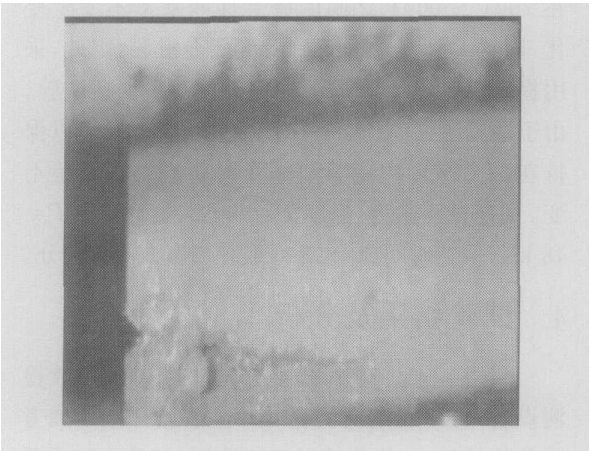


图 10 排气边有缺陷后, 裂纹的扩展
Fig. 10 Crack extension when flaw exists on the airfoil

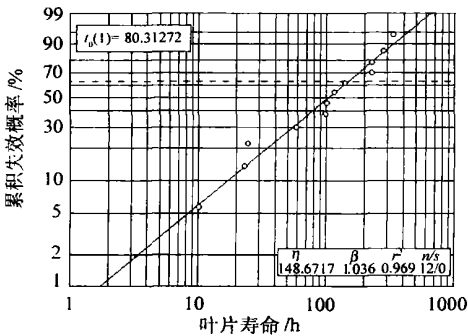


图 11 新叶片的威布尔概率分布分析
(n 为总数目; s 为持起数目)
Fig. 11 Weibull distribution analysis of the new blades

根据上述的试验现象, 一般情况下, 定向、单晶叶片的蠕变/疲劳寿命会很长, 因此, 在已经进行一个阶段的蠕变/疲劳试验后, 进行了加速寿命试验。此次进行的某型涡轮叶片的蠕变/疲劳试验, 新叶片的试验首先在一个温度下(880℃)进行, 后面几个试件在 900℃下进行了加速试验, 所有旧叶片试验均在 900℃加速进行。根据材料性能数据, 换算到 880℃下新旧叶片的试验结果如表 1 所示。可以看到, 两类叶片的寿命数据符合 Weibull 分布, 图 11 和图 12 为 Weibull 分布检验图, 图 13 和图 14 为试验数据的概率密度函数曲线和分布直方图。

此外, 从表 1 的数据还可以发现, 把旧叶片的寿命都统一加上新旧叶片寿命的平均值之差, 其分布规律大致和新叶片相近; 并且, 新旧叶片平均

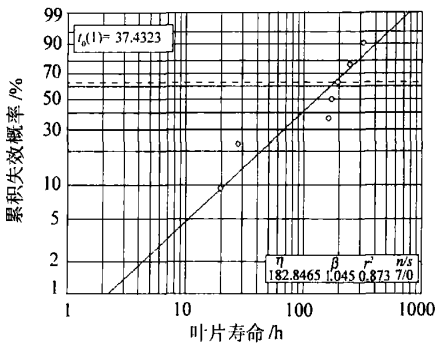


图 12 旧叶片的威布尔概率分布分析
Fig. 12 Weibull distribution analysis of the used blades

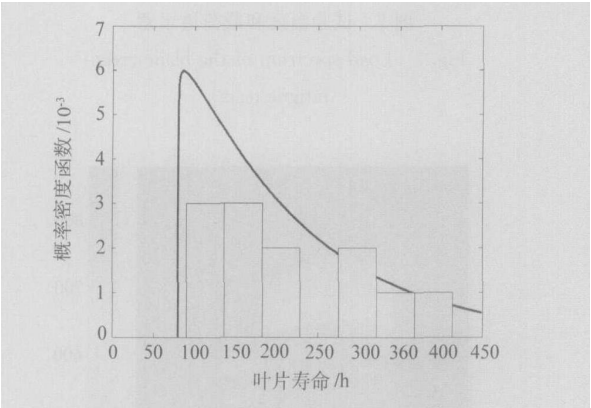


图 13 新叶片的概率分布函数与直方图
Fig. 13 Histogram and PDF of the used blades

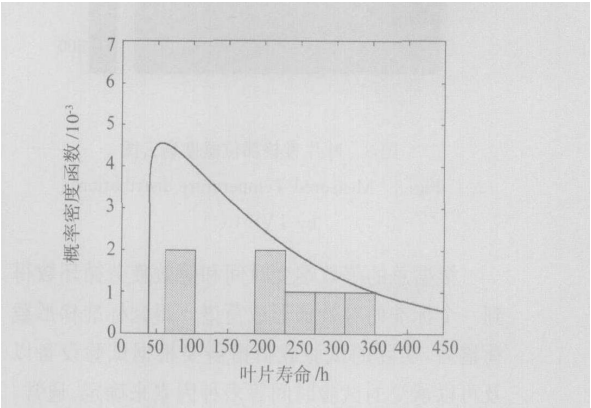


图 14 旧叶片的概率分布函数与直方图
Fig. 14 Histogram and PDF of the used blades

寿命的差值与旧叶片已经工作的情况是相符合的, 充分说明了试验结果是可信的, 所得到的试验数据将为叶片的外场定寿提供可靠的信息和数据。

表 1 某定向结晶涡轮叶片的蠕变/疲劳寿命试验数据(换算到 880℃下)
Table 1 Creep-fatigue life of one directional solidified turbine blades (880℃)

试件	试验条件	叶片寿命(小时, 循环)							算术平均值
		试件序号	1	2	3	4	5	6	
新叶片	未加速	t/hour	90.4	104.883 3	138.05	181.974 6	305.840 3	359.028 8	t= 216.7 N= 21 238
		N/Cycle	10848	12 586	16 567	20 070	31 410	35 116	
		试件序号	7	8	0	10	11	12	
	加速	t/hour	103.245 2	178.766 7	196.453 2	219.976 3	07.701 6	413.511 3	
		N/Cycle	9273	16 066	18 003	19 848	27 763	37 308	
旧叶片	加速	试件序号	1	2	3	4	5	6	t= 199.9 N= 18 088
		t/hour	57.083 3	65.086 5	198.840 9	208.480 1	231.959 0	283.471 0	
		N/Cycle	5 166	5 896	17 986	18 843	20 988	25 643	

5 结 论

定向、单晶涡轮叶片的蠕变/疲劳寿命试验需要模拟叶片在实际使用工况下的应力场、温度条件,有一定的难度。本文在利用摩擦原理加载的试验方案基础上,发展了相应的试验和理论分析方法,试验得到的蠕变/疲劳寿命数据是合理的。通过叶片的蠕变/疲劳试验研究,可以得到如下的结论:

- (1) 采用目前经过探索和研究的试验方法,实现对涡轮叶片考核部位的模拟试验,能够模拟涡轮叶片实际工况下的应力场和温度,实现对考核部位的寿命研究。
- (2) 试验方案得到的新旧叶片的寿命数据,符合新旧叶片的使用情况,可以作为叶片定寿的依据;对于故障叶片,试验方案能够实现故障再现。

(3) 蠕变/疲劳试验耗时太长,针对此问题,提出、实施了试验加速方案。通过试验结果可以看到,通过适当提高试验温度来进行蠕变/疲劳试验的加速试验,为蠕变/疲劳试验提供了一种新的缩短试验周期的途径。

参考文献:

[1] Harrison G F, Tranter P H, Shepherd D P, et al. Application of Multi-Scale Modelling in Aeroengine Component Life Assessment[J]. *M aterials Science and Engineering*, A 365, 2004: 247~256.

[2] Stephan Issler, Eberhard Roos. Numerical and Experimental Investigations into Life Assessment of Blade-Disc Connections of Gas Turbines[J]. *Nuclear Engineering and Design*, 2003, 226: 155~164.

[3] 李海燕. 正交各向异性粘塑性损伤统一本构模型的研究与应用[D]. 北京航空航天大学, 2002.