

文章编号:1000-8055(2012)02-0289-06

基于复合疲劳试验的涡轮叶片 振动应力反推法

孙瑞杰, 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 100191)

摘 要: 提出了一种利用复合疲劳试验和外场故障数据反推涡轮叶片实际振动应力的方法. 该方法针对与故障叶片同批次的叶片, 开展数个振动应力水平下的单件试验和某一特定振动应力水平下的成组试验, 利用极大似然法推导出叶片的概率-应力-寿命曲线($P-S-N$); 最后基于 99.87% 存活率下的概率-应力-寿命曲线($P_{99.87\%}-S-N$), 结合叶片的外场故障统计结果, 反推出叶片实际工作中振动应力的范围和可能的最大振动应力.

关 键 词: 涡轮叶片; 改型; 高、低周复合疲劳 (HCF/LCF); 振动应力; 疲劳特性曲线; 故障统计
中图分类号: V216.3 **文献标志码:** A

Inverse method for estimating the vibration stress of turbine blades based on combined high-and-low cycle fatigue tests

SUN Rui-jie, YAN Xiao-jun, NIE Jing-xu

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: An inverse method based on combined high-and-low cycle fatigue (HCF/LCF) tests and the outfield practical failure data was developed to estimate the vibration stress of the turbine blade in working condition. All the test specimens of the turbine blades owned the same production procedures as the outfield failure blades. Two groups of HCF/LCF tests were performed, one was median life test at six vibration stress levels, and the other was life dispersion test at a given vibration stress level. Then, $P-S-N$ curves were extrapolated with the maximum likelihood method. Finally, vibration stress of the turbine blade in working condition was determined by the $P_{99.87\%}-S-N$ curve combined with the statistical life of the outfield practical failure data.

Key words: turbine blade; retrofitting; combined high-and-low cycle fatigue (HCF/LCF); vibration stress; fatigue curve; failure statistics

在燃气涡轮发动机的使用过程中, 针对所暴露的缺陷, 不断改进零部件的设计合理性、工艺性等, 提高发动机的性能, 从而延长其使用寿命、扩大使用范围. 这种改进改型的过程是发动机研制过程中不可缺少的阶段, 也是目前发动机型号研

发的普遍模式. 涡轮转子叶片作为发动机上最易发生故障的一类部件, 其使用可靠性直接影响到发动机的整机寿命. 因此, 针对涡轮叶片的改进改型和寿命预测一直是发动机可靠性研究中最主要的内容之一.

收稿日期:2011-03-30; 修订日期:2011-07-30

基金项目:国家自然科学基金(10872015)

作者简介:孙瑞杰(1983—), 女, 甘肃庆阳人, 博士生, 主要从事高温结构力学、铸造工艺过程及组织演化的研究.

叶片工作中损伤最大的部位最易出现裂纹并发生断裂,这一部位的性能决定了叶片的寿命,是叶片的关键部位^[1-2].因此叶片寿命预测的核心就是考核其关键部位在实际工作条件下的承载性能.

涡轮叶片在工作中同时承受由离心载荷、气动载荷和高温负荷引起的低周疲劳,以及由气动微弱扰动和系统振动引起的高周振动疲劳的复合作用^[3-6].其中,低周应力水平高,是导致裂纹萌生和稳态扩展的主要因素;而振动应力虽然幅值较小,但频率很高,叠加在低周循环上会显著地降低叶片的疲劳寿命,当裂纹扩展到某一临界尺寸后,高周疲劳主导了裂纹的失稳扩展和断裂过程^[3,6-8].实际上,统计数据表明,叶片的损坏事故很多都是由于振动引起的^[9-11].由于低周载荷比较容易确定,因此准确得到高周振动的应力水平,对于涡轮叶片设计、改进和定寿都具有重要意义.

通常,工程上采用动测法来测量实际飞行状态或台架试车状态下叶片上某几处的振动应力,再由计算推断整个叶片的振动应力分布情况.这种方法需要针对高速旋转的叶片进行振动监测,难度大,成本高,影响因素复杂^[11-14].而且,动测法得到的振动应力与具体选择哪个叶片及叶片上的监测位置密切相关.一方面,由于不同发动机的振动应力水平不同,即使同一台发动机同一级转子上的不同叶片,其振动应力也存在差异,因而动测结果还需要进一步处理才能用于该型号发动机的寿命评估.另一方面,对于所测叶片而言,动测推算出的应力分布还与监测位置的选择有关,很难准确地预测出叶片上的最大振动应力.

此外,对于出现故障的叶片,可以对断口的形貌特征进行定量分析,计算出导致故障的振动应力^[11,15].这种方法需要具备高精度的断口特征测量技术和断裂力学分析程序,其准确度受限于断口表面的清晰度、裂纹类型的复杂程度和计算状态的选择等因素,很难将故障叶片最直接的信息——寿命数据与其振动应力建立联系.

因此,如何确定叶片在工作中的振动应力,仍是目前在叶片设计和定寿过程中最难解决又最迫切需要解决的问题之一.为此,本文针对与故障叶片同批次的叶片开展高、低周复合疲劳(HCF/LCF)试验,绘制概率-应力-寿命曲线($P-S-N$)曲线,结合叶片故障数据,反推确定叶片实际工作条件下的振动应力,并将反推结果用于估算改型叶片的复合疲劳寿命.

1 反推法的原理和思路

构件的疲劳寿命取决于其疲劳性能和承载环境两个因素.在试验室条件下,针对疲劳性能与故障叶片相同的试验件进行复合疲劳试验,模拟叶片在实际工作状态的载荷条件,则试验所得寿命应与叶片外场故障寿命相同.根据这一原理,选择能够反映故障叶片疲劳性能的试验件,保证其它载荷与叶片实际工作条件相同,调整振动应力幅值 σ_h 的大小进行试验,当试验寿命 N_t 与故障叶片寿命 N_f 相同时,所对应的 σ_h 即为导致叶片外场故障的振动应力 σ_a ,由此可以建立 σ_h 与 N_t 之间的对应关系,即应力寿命($S-N$)曲线(式(1)).

$$\sigma_h = f(N_t) \quad (1)$$

研究发现,复合疲劳分散性很大^[16-17],因此不存在 σ_h 与 N_t 的一一对应关系,只存在一定概率下的应力与寿命的对应关系,即 $P-S-N$ 曲线(式(2)).其中, $N_{t,P}$ 表示一定存活率 P 所对应的叶片寿命, P 的大小代表了整批叶片抗疲劳性能的差异. $P-S-N$ 曲线反映了叶片疲劳性能、载荷条件与疲劳寿命的关系.

$$\sigma_h = f(N_{t,P}) \quad (2)$$

实际上,发动机中产生故障的叶片只是其中的极少数,据统计,故障叶片在故障发动机的叶片中占 3.9%,在整批叶片中仅占 0.13%(即失效率为 0.13%).因此根据“弱强度破坏”的理论,故障叶片属于整批叶片中疲劳性能最差的少数叶片(存活率为 99.87%),所以导致叶片故障的振动应力应该用 $P_{99.87\%}-S-N$ 曲线来确定.

基于上述思路,确定振动应力 σ_a 的过程如图 1 所示,包括两个步骤:①开展高、低周复合疲劳试验,绘制故障叶片的 $P-S-N$ 曲线;②对外场故

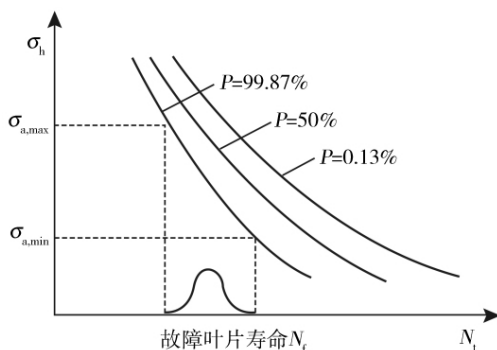


图 1 振动应力反推示意图

Fig. 1 Illustration of the reverse method

障数据进行统计处理, 结合 $P_{99.87\%}-S-N$ 曲线反推导致叶片外场故障的振动应力 σ_a .

2 高、低周复合疲劳试验

2.1 试验件及考核部位

开展叶片的寿命试验, 首先必须确定试验件及其考核部位. 本次试验的目的在于获得故障叶片的 $P-S-N$ 曲线, 这就要求试验件的疲劳性能与故障叶片相同, 即保证试验件的几何结构、材料和成型工艺与故障叶片都完全一致. 因此, 选择与故障叶片同批次生产的叶片作为试验件. 此外, 根据叶片的外场实际故障情况和有限元分析结果 (图 2), 可以确定叶片的关键部位为第一榫齿排气边圆角处, 因此选择叶片第一榫齿部位作为试验的考核部位.

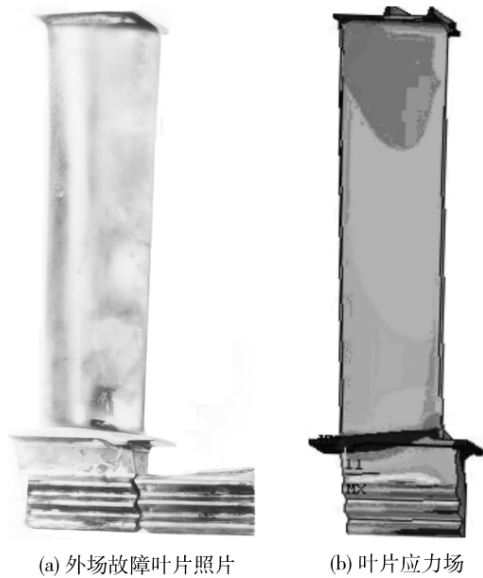


图 2 叶片考核部位的确定

Fig. 2 Fracture position and the stress field of the blade

2.2 载荷谱

由于不同的工况状态下发动机转速和涡轮前温度均是已知的, 因此作用在涡轮叶片上的低周载荷幅值是确定的. 对于高周振动载荷, 不同工况下其幅值是变化的, 造成叶片损伤最大的是危险共振状态的振动应力, 因此选择该工况下的载荷条件进行寿命试验得到的结果. 对于涡轮叶片的设计和定寿具有重要指导意义. 按照等损伤原则, 叶片的载荷谱可以等效处理为梯形波叠加三角波的复合谱形式 (图 3). 其中, 梯形波为低周载荷

谱, 叠加在其峰值平台上的三角波为高周载荷谱.

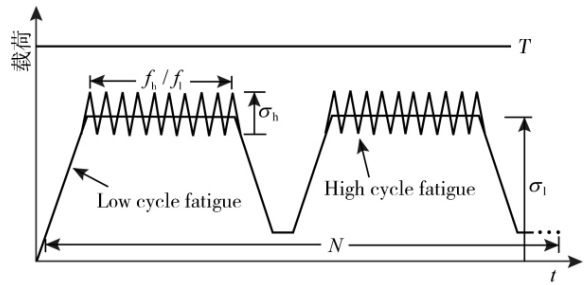


图 3 复合疲劳载荷谱

Fig. 3 Load spectrum of combined high-and-low cycle fatigue (HCF/LCF)

载荷谱中需要确定的参数包括低周工作应力 σ_l 、高周振动应力 σ_h 、高、低周载荷频比 f_h/f_l 以及试验温度 T . 其中, σ_l 可通过理论计算获得; f_h/f_l 可根据危险共振的持续时间和共振频率求得 (本次研究的叶片危险共振时间为 $4\sim 5\text{ s}$, 频率为 1100 Hz , 频比可定为 5000); T 选择叶片的最高工作温度作为恒温考虑. 因此载荷谱中唯一不确定的参量是 σ_h , 如何确定叶片实际工作中的振动应力正是本次研究的目标.

2.3 加载方案

高、低周复合疲劳试验的关键在于如何同时施加高、低周载荷, 且保证它们互不影响. 为此, 设计确定了图 4 所示的试验加载方案. 试验前, 将叶片榫头部分安装在真实轮盘榫槽内, 叶身以上部分安装在试验夹具中. 该夹具可同时将试验机提供的低周拉伸载荷以及电磁激振器提供的高周振

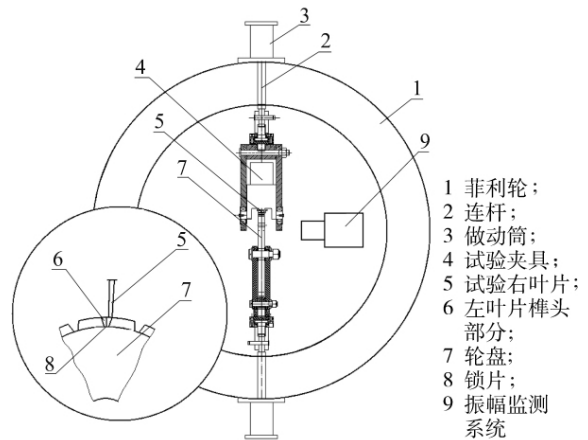


图 4 试验装置示意图

Fig. 4 Illustration of the test equipment

动载荷传递到试验件上,并借助一套位于低周载荷传递路径中的轴承机构(轴线与叶片的振动中心重合)消除高、低周载荷之间可能存在的干涉。

试验时,采用高频感应加热线圈实现温度载荷的施加;利用体式显微镜摄像放大系统监测叶尖的振幅(可换算出考核部位的振动应力^[16-17]),继而实现对叶片考核部位振动应力水平的控制。

2.4 试验结果

利用上述载荷谱和加载方案,在相同的低周载荷、高、低周频比和温度载荷水平下,对叶片开展 A 和 B 两组复合疲劳疲劳试验:A 为不同振幅水平下的单件试验(表 1),B 为 1.3 mm 振幅下的成组试验(表 2)。前者可以得到叶片考核部位不同振动应力水平与其复合疲劳寿命的对应关系,后者可以得到特定振幅下的寿命分散性。

表 1 叶片不同振幅复合疲劳试验数据

Table 1 HCF/LCF test data for six amplitude levels

序号	叶尖 振幅/mm	振动 应力/MPa	复合疲劳寿命	
			低周循环 数 N_l	高周循环 数 N_h
A-1	2.0	392	22	110 000
A-2	1.5	294	86	430 000
A-3	1.3	255	167	835 000
A-4	1.0	196	130	650 000
A-5	0.8	158	1 044	5 220 000
A-6	0.5	98	5 338	26 690 000

表 2 叶片 1.3 mm 振幅下复合疲劳试验数据

Table 2 HCF/LCF test data at the amplitude level 1.3 mm

序号	振动 应力/MPa	复合疲劳寿命	
		低周循环数 N_l	高周循环数 N_h
B-1	255	53	265 000
B-2		138	690 000
B-3		163	815 000
B-4		336	1 680 000
B-5		441	2 205 000
B-6		455	2 275 000

全部试验叶片的破坏照片如图 5 所示,可以看出,除 B-4 号叶片在叶身起裂外,其余所有叶片均在试验考核部位破坏。这说明试验状态能够较好地模拟叶片考核部位的实际工作环境。

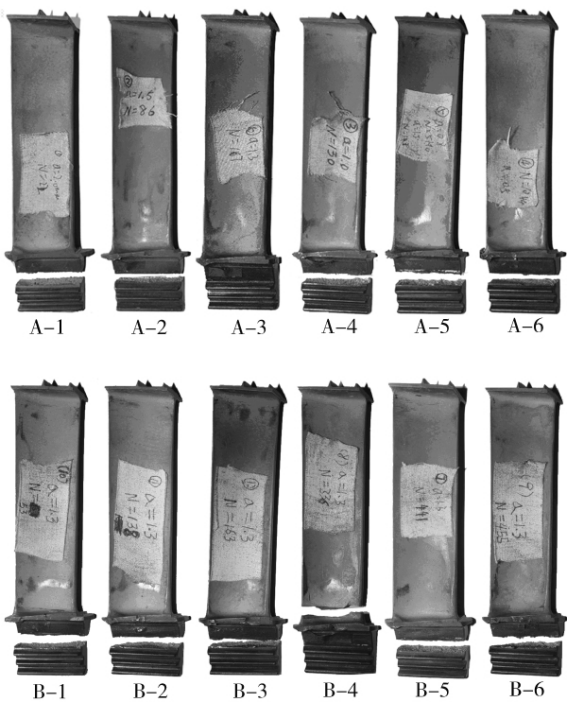


图 5 叶片复合疲劳试验断裂照片

Fig. 5 Ruptured blades of combined high-and-low cycle fatigue (HCF/LCF) test

2.5 复合疲劳 P-S-N 曲线

根据复合疲劳特性曲线的双对数线性规律和极大似然法原理^[16,18-19],对表 1、表 2 中的试验数据进行处理,推导得出叶片的复合疲劳 P-S-N 曲线如图 6 所示。

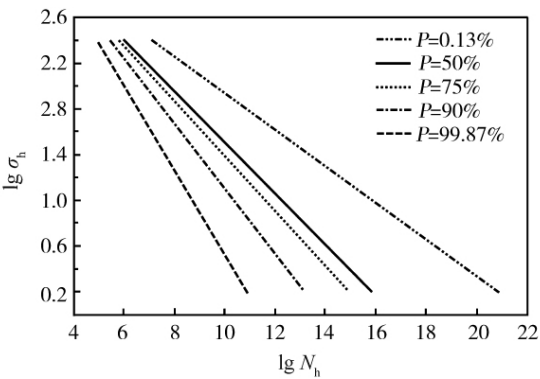


图 6 涡轮叶片 P-S-N 曲线

Fig. 6 P-S-N curves of the turbine blade

3 叶片实际振动应力的确定

对叶片的外场故障数据进行对数正态分布处理(图 7),得到其中值寿命为 1 219 次低周循环,标准差为 1.549,安全寿命(即存活率为 99.87% 的寿命)为 326 次低周循环。

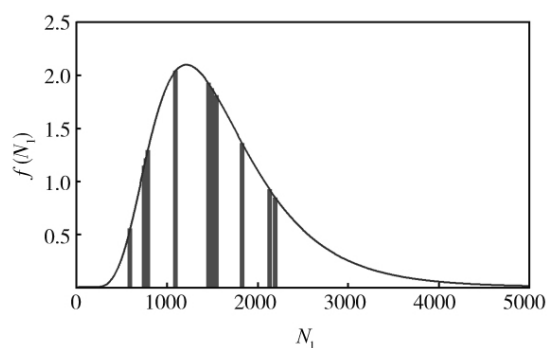


图7 叶片外场故障统计

Fig. 7 Probability density function (PDF) and histogram of the outfield failure blades

根据上述故障统计结果,结合图6中的 $P_{99.87\%}-S-N$ 曲线,利用图1所示的反推原理,可以求得导致外场故障的振动应力范围为21~41 MPa,基于对数正态分布的最大振动应力为56 MPa。由于故障数据来自多台发动机的外场实际故障的统计结果,所以反推得到的振动应力适用于同型号发动机同一级转子上的所有叶片。

4 应用实例

在叶片的改型设计中,最常见的措施包括更换材料和改进工艺两种,改型叶片与原型叶片的工作条件相同,引起振动的环境因素相似。因此,利用反推法得到的原型叶片工作状态的振动应力,就可以估算出改型叶片的复合疲劳寿命。

图8为利用原型叶片的最大振动应力估算两种改型叶片(改进工艺后的叶片 B_1 和更换材料后的叶片 B_2)复合疲劳寿命的示意图。目前,据此定寿的 B_1 和 B_2 叶片在外场使用中均未出现故障。

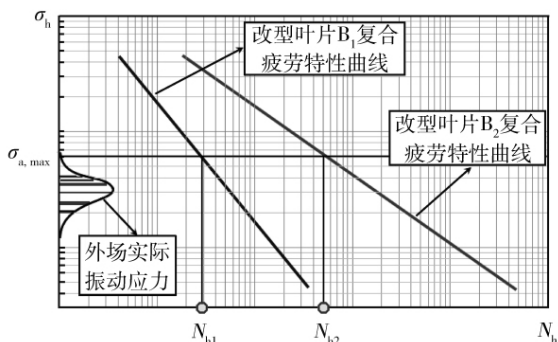


图8 改型叶片复合疲劳寿命估算

Fig. 8 HCF/LCF life prediction of retrofitted blades

可以看出,这种定寿方法充分利用了原型叶片的故障数据和研究结果,为叶片改进措施的贯彻和在外场的安全使用都提供了寿命依据,因而在叶片的改型设计中具有广泛的应用价值。

5 结论

1) 本文提出了一种新的确定叶片外场振动应力的方法——反推法。该方法得到的叶片振动应力是一个范围,可估算出基于概率分布的最大振动应力,符合“不同发动机、不同叶片之间振动应力存在差异”的实际情况。

2) 利用反推法得到的原型叶片振动应力,估算了两类改型叶片的复合疲劳寿命,所得结果与其外场使用情况吻合,表明了反推法在叶片排故、改型、定寿等工作中的可行性和有效性。

3) 反推法弥补了叶片振动监测的不足,可推广用于其他类型旋转件的振动应力的确定。

参考文献:

- [1] 孙瑞杰,闫晓军. 涡轮叶片榫齿部位疲劳/蠕变试验的新特点[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 419-424.
SUN Ruijie, YAN Xiaojun. New characteristics of fatigue-creep tests on serration of turbine blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 419-424. (in Chinese)
- [2] YAN Xiaojun, NIE Jingxu. Creep-fatigue tests on full scale directionally solidified turbine blades[J]. J. Eng. Gas Turbines Power, 2008, 130(4): 044501(5 pages).
- [3] Oakley S Y, Nowell D. Prediction of the combined high- and low-cycle fatigue performance of gas turbine blades after foreign object damage[J]. Int. J. Fatigue, 2007, 29(1): 69-80.
- [4] 王红,左华付. 某航空发动机第三级涡轮叶片失效分析[J]. 失效分析与预防, 2007, 2(1): 24-28.
WANG Hong, ZUO Huafu. Failure analysis of 3rd turbine blade of aero-engines[J]. Failure Analysis and Prevention, 2007, 2(1): 24-28. (in Chinese)
- [5] Witek L. Experimental crack propagation and failure analysis of the first stage compressor blade subjected to vibration[J]. Engineering Failure Analysis, 2009, 16(7): 2163-2170.
- [6] Hou N X, Wen Z X, et al. Application of a combined high and low cycle fatigue life model on life prediction of SC blade[J]. Int. J. Fatigue, 2009, 31(4): 616-619.
- [7] Peters J O, Ritchie R O. Influence of foreign-object damage on crack initiation and early crack growth during high-cycle fatigue of Ti-6Al-4V[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2000, 67(3): 193-207.
- [8] Byrne J, Hall R F, Powell B E. Influence of LCF overloads on combined HCF/LCF crack growth[J]. Int. J. Fatigue, 2003, 25(9-11): 827-834.

- [9] 张锦, 刘晓平. 叶轮机振动模态分析理论及数值方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
- [10] Cesare M A, Sues R H, Wuj Y T. Probabilistic high cycle fatigue of jet engine blades[R]. AIAA-2001-1379, 2001.
- [11] LI Haiyan, ZHANG Xueren, YAN Xiaojun, et al. A new method to calculate the vibrational stress of rotating blades [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2001, 73(1): 26-30.
- [12] Lawson C P, Ivey P C. Tubomachinery blade vibration amplitude measurement through tip timing with capacitance tip clearance probes[J]. Sensors and Actuators A, 2005, 118(1): 14-24.
- [13] Aeauseroy P, Lengelle R. Nonintrusive turbomachine blade vibration measurement system [J]. Mech. Syst. Signal Process, 2007, 21(4): 1717-1738.
- [14] 艾延廷, 张凤玲. 航空发动机转子叶片振动测量技术研究[J]. 仪器仪表学报, 2008, 27(6): 1242-1244.
AI Yanting, ZHANG Fengling. Study on rotor blade vibration measurement in aero-engine[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2008, 27(6): 1242-1244. (in Chinese)
- [15] 刘新灵, 张峥, 陶春虎. 疲劳断口定量分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
- [16] 刘芝娜. 全尺寸涡轮叶片高、低周复合疲劳试验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2009.
LIU Zhina. Combined fatigue test methods on full-scale aero-engine turbine blades[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [17] 康宁, 闫晓军, 李小甫. 高、低周复合疲劳试验中振动应力的监测与计算[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 23(4): 22-25.
KANG Ning, YAN Xiaojun, LI Xiaofu. Numerical calculation and measurement of the vibration stress in combined high and low cycle fatigue tests[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 23(4): 22-25. (in Chinese)
- [18] 闫晓军, 孙瑞杰, 邓瑛, 等. 涡轮叶片复合疲劳特性曲线及其规律的试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(8): 1824-1829.
YAN Xiaojun, SUN Ruijie, DENG Ying, et al. Experimental study on fatigue curve law of turbine blade under combined high and low cycle loading[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(8): 1824-1829. (in Chinese)
- [19] Ling J, Pan J. A maximum likelihood method for estimating $P-S-N$ curves[J]. Int. J. Fatigue, 1997, 19(5): 415-419.