

文章编号:1000-8055(2011)08-1824-06

涡轮叶片复合疲劳特性曲线及其规律的试验

闫晓军, 孙瑞杰, 邓 瑛, 刘芝娜, 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: 为了解高周振动载荷对于涡轮叶片高温疲劳性能的影响,对某型涡轮叶片进行高低周复合疲劳试验.试验结果表明,在低周载荷基础上叠加高频振动载荷,显著缩短了叶片的疲劳寿命;复合疲劳的分散性很大,且不存在疲劳极限,当叶片高周循环次数超过 10^7 时,继续试验叶片仍会发生断裂;在双对数坐标下,叶片的振动应力与其高周循环寿命成线性关系,即复合疲劳特性曲线(应力-寿命曲线、概率-应力-寿命曲线)服从双对数线性规律,进一步研究发现该规律对于高温合金材料的复合疲劳特性曲线具有普遍性.

关 键 词: 涡轮叶片; 高低周复合疲劳; 振动应力; 疲劳特性曲线; 双对数线性

中图分类号: V231.95

文献标志码: A

Experimental study on fatigue curve law of turbine blade under combined high and low cycle loading

YAN Xiao-jun, SUN Rui-jie, DENG Ying, LIU Zhi-na, NIE Jing-xu

(School of Jet Propulsion,

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

Abstract: The effect of the high cycle vibration load on the high-temperature fatigue properties of the turbine blade were addressed. Combined high and low cycle fatigue tests were carried out on several blade specimens. The results show that the superposition of high-frequency vibration on low-cycle load can significantly reduce the fatigue life of the blade. It is noteworthy that combined high and low cycle fatigue has two features: great dispersion and no fatigue limit. The former is exhibited by much broader life range than the low cycle fatigue (LCF) test, and the latter indicated by fracture of the blades over 10^7 high cycles (which is considered as the life limit of the metal materials for the invariable-amplitude fatigue). In addition, the fatigue data suggest a double logarithmic linear relationship between vibration stress level and the combined fatigue life. Further research has found that the law for superalloys operates universally.

Key words: turbine blade; combined high and low cycle fatigue; vibration stress; fatigue curve; double logarithmic linear

燃气涡轮发动机的涡轮叶片,在工作中同时承受着起飞-巡航-着陆过程中由离心载荷、高温

负荷和气动载荷引起的低周疲劳(LCF),以及由气动微弱扰动和系统振动引起的高频小幅值振动

收稿日期:2010-07-28; **修订日期:**2010-11-02

基金项目:国家自然科学基金(10872015);教育部“新世纪优秀人才支持计划”(NCET-06-0178);航空科学基金(2008ZB51017);全国优秀博士学位论文作者专项资金(200351)

作者简介:闫晓军(1973—),男,山西永济人,教授,博士,主要从事高温结构力学及智能材料结构方面的研究.

疲劳(HCF)的作用. 早期对于涡轮叶片的疲劳寿命研究, 认为叶片的破坏主要是由高周疲劳引起的, 并以此作为强度设计和寿命估算的依据^[1-2]. 之后, 普遍认为高循环振动应力水平较低, 且可以控制, 而由离心力和温度载荷引起的低循环应力水平高, 因此将低周疲劳作为叶片的主要损伤因素^[3-4]. 但实际使用中发现, 用单一的高周疲劳或者低周疲劳预测得到的叶片疲劳寿命误差都较大. 这是因为: 高循环应力幅值虽小, 但其频率很高, 当其叠加在低周循环上会显著地降低试样的疲劳寿命^[5-8]; 叶片的实际失效模式为高低周复合疲劳断裂, 纯高周疲劳或纯低周疲劳均不足以反映叶片在工作中的实际损伤过程^[9]. 因此, 对于涡轮叶片这类承受复合疲劳作用的构件, 在其寿命研究中, 应考虑高低周循环载荷的作用, 即研究其复合疲劳特性, 对于更准确地估算寿命, 进行疲劳设计、故障分析等十分必要.

目前, 对于复合疲劳特性的研究都是基于圆棒或平板试件进行材料性能试验, 保持其他载荷因素不变, 研究单一的低周载荷幅值或高周载荷幅值的变化对于试件寿命的影响, 并将这种影响描述为横轴为对数刻度、纵轴为线性刻度的复合疲劳应力-寿命曲线(S-N曲线)^[5-7, 10-11]. 然而, 由于构件尺寸、成形工艺、应力分布趋势等因素对于疲劳寿命存在不可忽视的影响^[12]. 等应力分布的标准圆棒/平板试件试验, 并不能完全反映出带有应力梯度分布的真实结构的疲劳特性, 因此对构件的复合疲劳研究尤为重要. 本文对某型涡轮叶片进行复合疲劳试验, 研究了在低周载荷基础上叠加高周振动载荷对于叶片疲劳寿命的影响, 在此基础上绘制了叶片的复合疲劳特性曲线, 并对曲线的一般规律进行了分析验证.

1 叶片高低周复合疲劳试验

1.1 考核部位的确定

叶片的疲劳破坏是一种损伤累积的过程, 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疲劳寿命, 是叶片的考核部位^[13]. 通过试验装置来模拟考核部位的实际工作应力场和温度场所得出的数据, 对于涡轮叶片的定寿研究、排故分析有重要指导意义. 因此在试验室对涡轮叶片进行寿命试验, 首先要确定其考核部位. 本次研究的叶片为双榫带冠叶片, 根据叶片在外场的实际故障情况, 结合有限元分

析结果(图1), 可以确定叶片的考核部位为右叶片第一榫齿排气边.

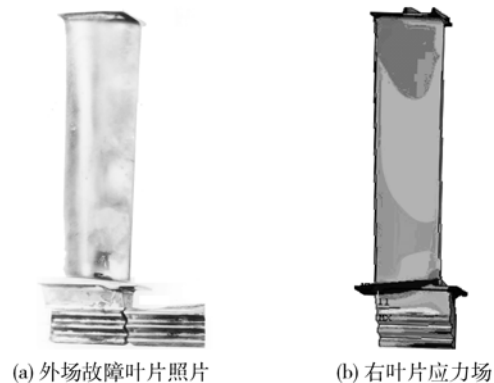


图1 叶片考核部位的确定

Fig. 1 Fracture position and the stress field of the blade

1.2 试验载荷谱

根据叶片的实际工况, 按照等损伤原则, 将叶片的工作载荷谱等效处理为由梯形波叠加正弦波的复合疲劳载荷谱(图2). 其中, 梯形波为低循环载荷谱, 叠加在其峰值平台上的正弦波为高循环载荷谱. 另外, 由于叶片工作中温度变化较小, 试验中温度载荷作为恒温考虑.

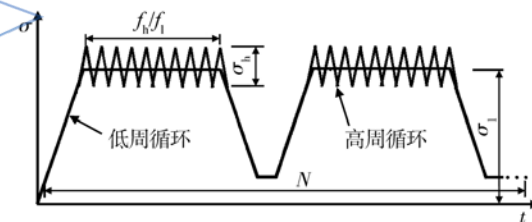


图2 复合疲劳试验载荷谱

Fig. 2 Load spectrum of combined high and low cycle fatigue test

如图2所示, 载荷谱中需要确定的参数包括低周工作应力幅值 σ_l 、高周振动应力幅值 σ_h 以及高低周载荷频比 f_h/f_l . 由于该叶片基于等转速调节规律设计, 在起飞、巡航、额定等各种工作条件下转速相同, 因此叶片工作中承受的离心力是一定的, 由此可以确定低周工作应力幅值 σ_l ; 而根据叶片的故障寿命统计结果(外场使用约2000次低周循环)和一般金属材料的疲劳极限寿命(10^7 次高周循环), 确定本次试验的高低周载荷频比 f_h/f_l 为5000.

1.3 加载方案

对叶片进行高低周复合疲劳试验, 关键在于

如何同时施加高低周载荷,且保证它们相互不影响.基于课题组近年来开展的叶片高温疲劳试验的工作^[13-15],设计了图3所示的试验加载方案.

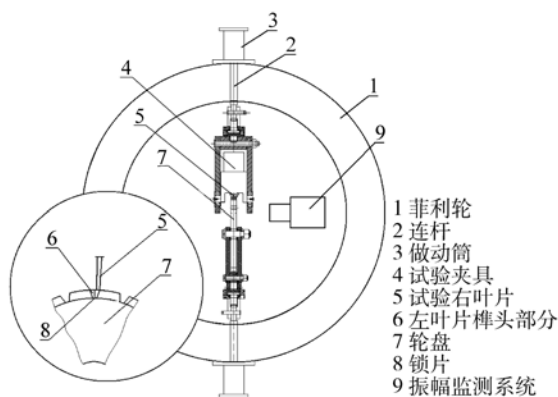


图3 试验装置示意图

Fig. 3 Illustration of the test equipment

试验前,将右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.通过安装在同一榫槽内的左叶片榫头部位实现试验件的定位.试验时,夹具可将试验机提供的拉伸载荷(模拟低周离心载荷)以及电磁激振器施加的高周振动载荷传递到试验件上(图4).在低周载荷传递路径中设计了一套轴承机构(图4(a)),其轴线与叶片的振动中心同轴,从而消除了高低周载荷之间可能存在的干涉.此外,采用高频感应加热线圈实现温度载荷的施加;利用体式显微镜放大摄像系统监测叶尖振幅(可换算为考核部位的振动应力,两者之间为线性关系^[14-15]),继而实现对叶片考核部位振动应力水平的控制.

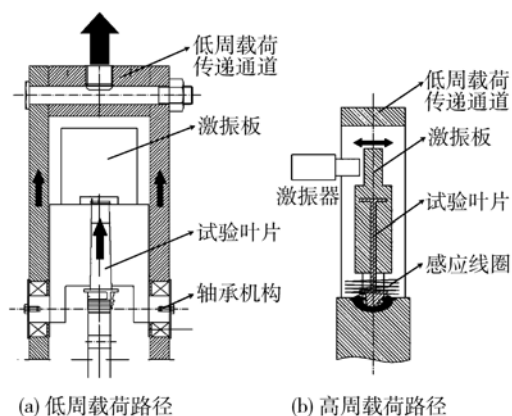


图4 涡轮叶片复合疲劳试验载荷传递路径

Fig. 4 Load path of combined high and low cycle fatigue test

1.4 试验结果及讨论

基于上述试验方法,在同一低周载荷水平下,

对涡轮叶片开展了如下三类疲劳试验:低周疲劳试验;不同振幅水平下的高低周复合疲劳试验;2.0 mm 振幅下的成组复合疲劳试验.其试验数据分别如表1、表2、表3所示.

表1 叶片低周疲劳试验数据

Table 1 LCF test data of the blades

试件个数	低周循环数 N_L
7	41555, 61755, 33600, 31890, 45205, 38252, 31453

表2 叶片不同振幅复合疲劳试验数据

Table 2 Combined high and low cycle fatigue test data for seven 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
1	0.5	98	4676	23380000
2	0.8	158	1268	6340000
3	1.0	196	652	3260000
4	1.5	294	158	790000
5	2.0	392	55	275000
6	2.5	490	75	375000
7	3.2	618	26	166400

表3 叶片2.0 mm 振幅下复合疲劳试验数据

Table 3 Combined high and low cycle fatigue test data at the amplitude level 2.0 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 $N_H/10^3$
1		41	205
2		43	215
3		44	220
4	392	46	230
5		52	260
6		68	340
7		161	805

可以看出,叶片的低周疲劳试验寿命都比较长(表1);在低周疲劳基础上叠加高周振动载荷,明显减小了叶片的疲劳寿命,且振动应力水平越高,叶片寿命的减小幅度越大(表2).当振动应力较小时(如98 MPa),叶片的高周循环数(2.338×10^7)超过了金属材料的疲劳极限寿命(10^7 次循

环), 试件仍会发生断裂, 可见复合疲劳不存在疲劳极限(表 2)。

此外, 对比振幅为 2.0 mm 时的成组复合疲劳试验数据(表 3)和低周疲劳试验数据(表 1), 在试验叶片数同为 7 的条件下, 复合疲劳呈现的寿命分散性大于低周疲劳, 其最长的寿命达到了最短寿命的 3.93 倍, 而低周疲劳为 1.96 倍。这是因为在复合疲劳试验中, 最主要的损伤因素是高周疲劳, 其频率高, 应力幅值小, 对试件的表面质量, 尤其是垂直于主应力方向的加工痕迹(包括抛光)非常敏感。而低周疲劳则不同, 表面质量对其影响较小。

2 叶片复合疲劳特性曲线

2.1 中值 S-N 曲线

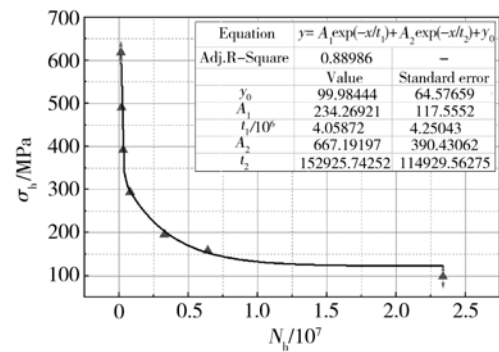
材料的疲劳特性, 通常用循环应力 S 与破坏时的寿命 N 之间的关系描述, 即 S-N 曲线。基于材料的 S-N 曲线, 可以研究其疲劳强度、疲劳极限等; 结合构件的实际循环应力水平, 也可对构件进行寿命设计和评估。这种应力-寿命分析方法是进行疲劳研究的最常用的方法之一。

本次研究所开展的三类疲劳试验, 低周载荷、高低周载荷频比和温度载荷都相同, 载荷谱中唯一的变量是高周振动应力 σ_h , 研究的主要目标是分析振动应力对高低周复合疲劳寿命的影响, 因此其 S-N 曲线即为 σ_h - N 曲线, 研究该曲线的规律及其数学表达式, 对于了解叶片的复合疲劳特性、准确预测其使用寿命至关重要。

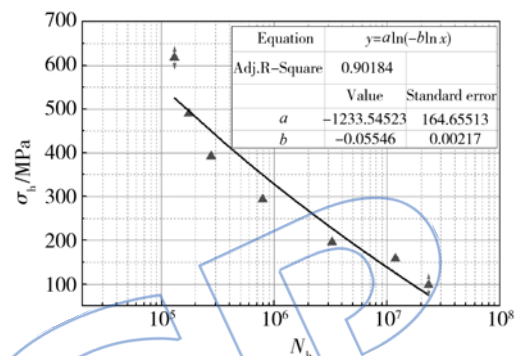
根据试样在不同振幅水平下的复合疲劳试验数据(表 2), 在线性坐标、单对数坐标及双对数坐标下依照不同的函数规律对数据点进行最小二乘拟合(图 5), 可以得到叶片考核部位振动应力与复合疲劳试验寿命的对应关系。对比发现, 在双对数坐标下(图 5(c)), 振动应力与复合疲劳试验寿命的关系曲线可表达为直线, 且拟合系数最高, 达到 0.98282, 这说明叶片的振动应力与其复合疲劳试验寿命符合双对数线性规律, 其数学表达式为幂函数形式。

2.2 P-S-N 曲线

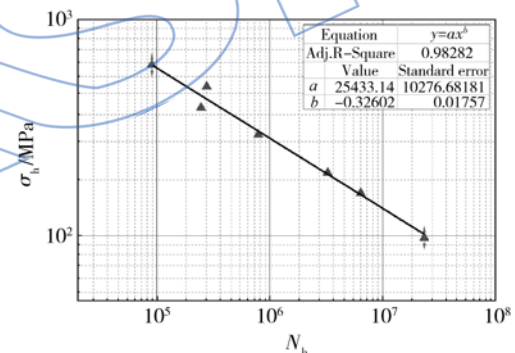
中值 S-N 曲线反映的是不同应力水平与中值疲劳寿命的对应关系, 而叶片的复合疲劳数据的分散性较大, 因此, 基于统计方法得到的不同存活率 P 下的 S-N 曲线, 即概率-应力-寿命曲线(P-S-N 曲线), 是对疲劳特性的一种更合理的表



(a) 线性坐标, 指数函数



(b) 单对数坐标, 对数函数



(c) 双对数坐标, 幂函数

图 5 涡轮叶片复合疲劳中值 S-N 曲线拟合

Fig. 5 Determine the median S-N curve of the combined high and low cycle fatigue using the least-squares method

达形式, 在工程上的应用也更为广泛。

基于双对数直线规律的中值 S-N 曲线, 结合某一应力水平下的成组试验数据, 可以利用极大似然法推导出 P-S-N 曲线^[16]。首先, 对表 3 中振幅 2.0 mm 处的成组复合疲劳试验数据进行对数正态分布处理, 得到其中值寿命为 285 096 次高周循环, 标准差为 1.523。图 6 给出了该组试验数据的对数正态分布概率密度函数曲线与直方图。

图 7 给出了利用极大似然法基于图 5(c) 中的中值 S-N 曲线推导得出的叶片复合疲劳试验

P-S-N 曲线. 可以看出, P-S-N 曲线是一族直线, 存活率 P 越大, 直线越陡; 同一振动应力水平下, 叶片的中值寿命(50%存活率下的寿命)约为其安全寿命(99.87%存活率下的寿命)的 10 倍, 这表明复合疲劳的分散性很大; 且振动应力水平越低, 各 P-S-N 曲线之间的横向距离越大, 复合疲劳寿命的分散性就越大.

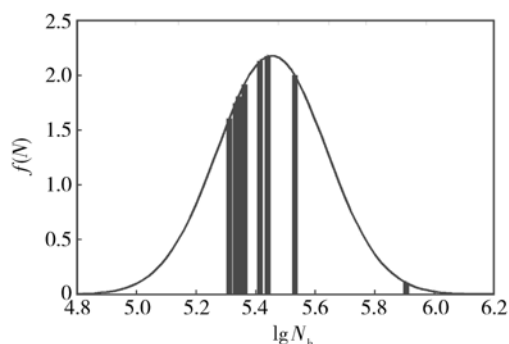


图6 2.0 mm 振幅成组试验对数正态概率密度函数
Fig. 6 Lognormal probability density function (PDF)

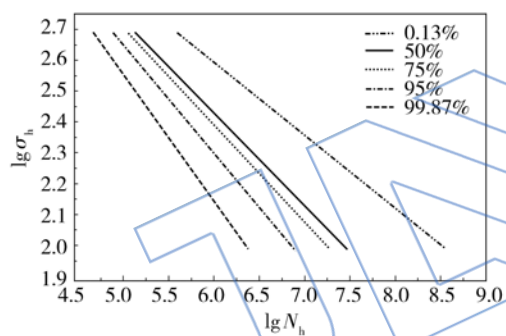


图7 涡轮叶片 P-S-N 曲线
Fig. 7 Typical P-S-N curves of the turbine blade

2.3 振动应力阈值

利用对数正态分布规律对本次试验获得的低周疲劳数据(表1)进行处理, 得到不同存活率下叶片的低周疲劳寿命, 结合其复合疲劳特性曲线, 可以确定出本次研究的涡轮叶片振动应力对其疲劳寿命产生影响的阈值(图8). 如果叶片实际工作中的振动应力小于其阈值, 则高周疲劳损伤较小, 叶片以低周疲劳破坏为主; 否则, 叶片承受高低周复合疲劳作用, 在其疲劳设计、定寿研究中必须同时考虑高低周载荷的作用.

3 双对数线性规律的验证

疲劳特性曲线用来描述材料的疲劳性能, 一般通过标准试验件的疲劳试验获得. 本文所得到的复合疲劳特性曲线是基于涡轮叶片的高低周复

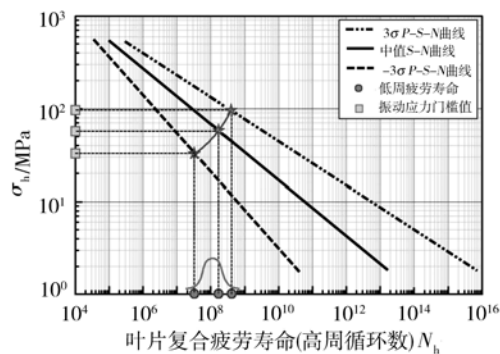


图8 振动应力阈值的确定
Fig. 8 Threshold of vibration stress

合疲劳试验获得的, 该叶片为双榫带冠结构, 其材料为 GH4033 高温合金. 由于所采用的试验方法和特殊的几何形状对于材料的复合疲劳特性可能存在影响, 且不同材料的复合疲劳特性可能存在差别, 故而不能直接将上述双对数线性规律作为高温合金构件复合疲劳特性曲线的一般规律.

对此, 在同样的试验方法下, 对几何结构完全相同的 GH4133 合金叶片进行试验, 所得复合疲劳 S-N 曲线同样呈现双对数线性特点. 对形状类似(双榫带冠结构)和尺寸不同的 K403 合金、DZ22B 合金叶片的复合疲劳试验结果也得到了符合这一特点的 S-N 曲线. 这说明上述双对数线性规律与叶片的材料、尺寸、工艺(锻造、普通铸造或定向铸造)无关, 对于镍基高温合金叶片普遍适用. 此外, 利用文献[5]中 DZ22 合金标准试验件的复合疲劳试验数据, 对上述曲线规律进行验证. 绘制其中值 S-N 曲线如图9所示, 可以看出, 在 760 °C 和 850 °C 两个温度条件下, 试件的振动应力与复合疲劳寿命均符合对数线性关系, 且拟合系数达到 0.99 左右. 因此, 复合疲劳 S-N 曲线的双对数线性规律在标准试件试验中同样成立. 这说明对于高温合金构件, 双对数线性规律的复合疲

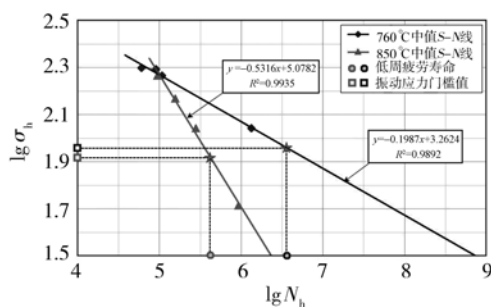


图9 DZ22 合金不同温度下中值 S-N 曲线
Fig. 9 Median S-N curve of DZ22 alloy specimens

劳特性曲线具有一定的普遍性,是材料本身固有的疲劳特性,与试验方法、试件几何形状、成形工艺等因素无关。

相比标准试件试验或构件低周疲劳试验,开展构件的高低周复合疲劳试验存在系统复杂、影响因素多、试验周期长等困难;而获得其复合疲劳特性曲线(尤其是 P-S-N 曲线),需要较多的数据点,因此试验难度极大。基于本次研究所获得的复合疲劳特性曲线的双对数线性规律,在研究高温合金构件的复合疲劳特性时,利用较少的、较高的几个振动应力水平下的寿命数据和某一振动应力水平下的成组试验分散性处理结果,即可得到完整的叶片复合疲劳特性曲线。这对于缩短研究周期、节省试验成本具有十分重要的意义,在构件的疲劳设计、排故分析、定寿研究中具有广泛的工程应用价值。

4 结 论

针对某型涡轮叶片开展了高低周复合疲劳试验,得到双对数线性规律的中值 S-N 曲线,在此基础上利用极大似然法推导出不同存活率下的 P-S-N 曲线,并结合低周疲劳试验结果,求得叶片的振动应力门槛值,从而获得了完整的叶片复合疲劳特性曲线及其一般规律,研究结论如下:

1) 复合疲劳的分散性很大,不存在疲劳极限,但存在门槛值。当振动应力低于门槛值时,高周疲劳损伤很小,叶片的失效为低周疲劳破坏;当振动应力接近或高于门槛值时,会显著降低叶片的疲劳寿命,振动应力越大,寿命降低的幅度越大,叶片的失效模式为高低周复合疲劳破坏。

2) 在双对数坐标下,叶片的振动应力与其复合疲劳寿命关系曲线呈直线特点;且这一规律对于高温合金材料具有一定的普遍性。

参考文献:

- [1] 陆榕海,廖振魁. 略论发动机涡轮叶片的振动疲劳[J]. 洪都科技,1997:19-23.
LU Ronghai, LIAO Zhenkui. Briefing on vibration fatigue of engine turbine blade[J]. Hongdu Science and Technology, 1997:19-23. (in Chinese)
- [2] Cesare M A, Sues R H, Wu Y T. Probabilistic high cycle fatigue of jet engine blades[R]. AIAA-2001-1379, 2001.
- [3] Naeem M, Singh R, Probert D. Implications of engine deterioration for a high-pressure turbineblade's low-cycle fatigue life-consumption[J]. International Journal of Fatigue, 1999, 21(8):831-847.
- [4] Salam I, Tauqir A, Khan A Q. Creep-fatigue failure of an aero engine turbine blades[J]. Engineering Failure Analysis, 2002, 9(3):335-347.
- [5] 王海清. DZ-22 定向合金高低周复合疲劳特性研究[C]// 全国热疲劳学术会议论文集. 大连:中国金属学会, 1998: 63-69.
- [6] 侯学勤,刘新灵,陶春虎. FGH95 合金高低周复合疲劳行为[J]. 粉末冶金材料科学与工程, 2008, 13(4):201-207.
HOU Xueqin, LIU Xinling, TAO Chunhu. Combined fatigue behavior of low-and-high cycle stress for FGH95 alloy[J]. 2008, 13(4):201-207. (in Chinese)
- [7] Oakley S Y, Nowell D. Prediction of the combined high-and low-cycle fatigue performance of gas turbine blades after foreign object damage[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29(1):69-80.
- [8] Hou N X, Wen Z X, Yu Q M, et al. Application of a combined high and low cycle fatigue life model on life prediction of SC blade [J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31(4):616-619.
- [9] 王红,左华付,何训,等. 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, HE Xun, et al. Failure analysis of 3rd turbine blade of aero-engines[J]. Failure Analysis and Prevention, 2007, 2(1):24-28. (in Chinese)
- [10] 王时越,李建云,刘其勇. 高低周复合载荷下的 P-S-N 曲线研究[J]. 昆明理工大学学报, 2006, 31(2):90-92.
WANG Shiyue, LI Jianyun, LIU Qiyong. Investigation of P-S-N curve under high-low cycle complex loading [J]. Journal of Kunming University of Science and Technology, 2006, 31(2):90-92. (in Chinese)
- [11] Ding J, Hall R F, Bytne J, et al. Fatigue crack growth from foreign object damage under combined low and high cycle loading Part I: experimental studies [J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29(7):1339-1349.
- [12] 陈传尧. 疲劳与断裂[M]. 武汉:华中科技大学出版社, 2002.
- [13] YAN Xiaojun, NIE Jingxu. Creep-fatigue tests on full scale directionally solidified turbine blades[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130 (4): 044501. 1-044501. 5.
- [14] 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)
- [15] 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)
- [16] 高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京:国防工业出版社, 1986.