

# 裂纹参数变化对叶片低阶弯曲振动特性的影响

范博楠, 张玉波, 王海斗, 徐滨士, 赵杨

(装甲兵工程学院 装备再制造技术国防科技重点实验室, 北京 100072)

**摘要:**目的 研究叶盘叶片进气及出气边萌生的横向贯穿型裂纹的分布位置及深度变化对叶片一阶弯曲振动特性的影响。方法 根据叶片尺寸及工况建模,得到正常叶片在静止及不同旋转速度下的一阶振动频率,并进行拟合。在正常叶片模型的基础上,通过布尔运算建立裂纹模型,研究横向贯穿型裂纹在不同分布位置及不同深度下对一阶弯曲振动频率的影响,并进行拟合。针对裂纹深度变化采集的定时信号通过 DFT 变换,得到正常及含有不同深度裂纹叶片的一阶频率,对建模结论进行验证。结果 一阶弯曲振动频率先减小后增大,在距离叶根 4.23 mm 时为最小值 801.16 Hz;当裂纹距叶根的距离大于 35 mm 时,振动频率先接近后大于正常叶片,振幅先接近后小于正常叶片,最终将 35 mm 设定为位置的阈值;裂纹深度的增加使振动频率单调减小,且速率不断增大。采集的信号经 DFT 变换得到的一阶弯曲振动频率与建模结果的误差分别为 1.9%,2.0%,1.5%,0.6%。结论 当叶片进气或出气边位置阈值内出现裂纹萌生及扩展时,一阶弯曲振动频率会小于正常值,此时叶片的一阶弯曲共振区域会增大,需要对旋转机械进行严格的工况监测,同时裂纹深度的增加可提高叶尖定时监测的准确性。

**关键词:** 裂纹分布; 裂纹深度; 叶片; 共振; 弯曲振动; 高周疲劳

中图分类号: TB301; O327 文献标识码: A 文章编号: 1001-3660(2015)09-0096-06

DOI: 10.16490/j.cnki.issn.1001-3660.2015.09.016

## Effect of Variation in Crack Parameters on the Characteristics of Blades Low-order Flexural Vibration

FAN Bo-nan, ZHANG Yu-bo, WANG Hai-dou, XU Bin-shi, ZHAO Yang

(National Key Laboratory for Remanufacturing, Academy of Armored Forces Engineering, Beijing 100072, China)

**ABSTRACT:** **Objective** To research the effect of the location and depth of the lateral and penetrating cracks initiating at the leading or trailing edge of the disk blades on the frequency of the first-order flexural vibration of the blades. **Methods** The frequencies of normal blades in static and rotation were calculated through modeling according to the size and working condition, then the mod-

收稿日期: 2015-06-01; 修订日期: 2015-06-26

Received: 2015-06-01; Revised: 2015-06-26

基金项目: 国家杰出青年科学基金(51125023); 国家重点基础研究发展计划(973 计划, 2011CB013405)

**Fund:** Supported by the National Natural Science Fund for Distinguished Young Scholars of China (51125023) and the National Basic Research Program of China(2011CB013405)

作者简介: 范博楠(1991—), 男, 山西人, 硕士研究生, 主要从事健康监测及信号处理研究。

**Biography:** FAN Bo-nan(1991—), Male, from Shanxi, Master graduate student, Research focus: health monitoring and signal processing.

通讯作者: 王海斗(1969—), 男, 四川人, 教授, 主要研究方向为表面工程及再制造产品寿命预测研究。

**Corresponding author:** WANG Hai-dou(1969—), Male, from Sichuan, Professor, Research focus: surface engineering and life prediction of remanufacturing products.

els for lateral and penetrating cracks were built by Booleans operation on the basis of normal blades to research the variation of frequencies affected by location and depth of the lateral and penetrating cracks and all the data was fitted. The modeling results were verified by the frequencies of the first-order flexural vibration of normal blades and those with different crack depth through DFT analysis of BTT signals. **Results** The results showed that the frequency decreased at first and then increased. The minimum frequency of 801.16 Hz was got at the distance of 4.23 mm. When the distance to the root was greater than 35 mm, the frequency became close to and then greater than the normal value, so the distance of 35 mm was set as the threshold of location. In addition, the frequency decreased with the increase of the crack depth, and the speed of changing kept increasing. The measurement errors of BTT signals with the results of FEM were 1.9%, 2.0%, 1.5% and 0.6%, respectively. **Conclusion** When cracks initiate at the leading or trailing edge within the location threshold, the frequencies of the first-order flexural vibration are lower than the normal values, and the resonance region of first-order flexural vibration will expend so that the working condition needs to be monitored seriously. Meanwhile, the increase of the crack depth can improve the accuracy of BTT data.

**KEY WORDS:** location of cracks; depth of cracks; blade; resonance; flexural vibration; high-cycle fatigue

叶盘是航空、能源等领域广泛应用的装置<sup>[1-4]</sup>,其研制和保障能力是国家装备制造业乃至综合国力的象征。通常在旋转机械的设计研制中,叶盘结构应具有谐调性,即各部分具有相同的几何及物理性质。由于材料性质差异、制造工艺误差等不确定因素的影响,叶盘各扇区间的几何或物理参数均可能存在偏差,这种现象称之为失谐<sup>[5-8]</sup>。此外,叶盘叶片在长期的服役过程中很可能出现磨损、腐蚀及其它一些损伤,会引起局部应力集中进而萌生裂纹,改变结构的刚度从而加剧失谐。失谐程度的增大使叶片之间的激励不能均匀传递,少部分叶片振动能量较大,使叶片的振幅、振动频率等参数发生明显变化,在高循环应变作用下极易引发叶片高周疲劳失效,威胁旋转机械的安全运行。因此研究由叶片裂纹引发的失谐对提高旋转机械的可靠性具有重要意义。

对端部自由叶片而言,低阶弯曲振动<sup>[9]</sup>是促使裂纹萌生<sup>[10]</sup>、引发疲劳断裂<sup>[11-12]</sup>的主要形式之一。研究发现,含裂纹的失谐叶片在静止和旋转条件下的固有频率均会发生改变<sup>[13]</sup>。近年来基于叶尖定时技术监测叶片振动频率的研究,为叶片振动监测提供了可行的技术支撑,因此低阶弯曲振动频率的监测为叶片损伤的判定开辟了方向<sup>[14-16]</sup>。统计资料显示<sup>[13]</sup>,横向贯穿型裂纹容易在弯曲振动的节线附近产生,也可能由于材料缺陷或加工工艺的不足在叶边其它位置处萌生,而靠近叶片端部则更可能出现扭转振动导致的掉角损伤。本文主要针对实际工况中通常在叶片进气边或出气边上萌生的贯穿型裂纹进行模拟分析,在探索运用叶尖定时系统监测裂纹的同时,针对试验台叶盘叶片进行建模,主要研究分布在不同位置及不同深度的贯穿型横向裂纹对叶片一阶弯曲振动频率的影响,并通过信号分析进行相应的验证。

1 叶片建模

根据旋转试验台所用叶轮叶片的实际尺寸建立模型。设定长、宽、高依次为 45,20,2 mm,材料为 45 钢,采用 solid 95 几何单元,运用智能划分方式,对等截面直叶片的模型进行网格划分,并根据实际工况在叶片根部施加约束及围绕  $x$  轴的旋转载荷,再进行求解。表 1 为叶片在静止及 3000 r/min 的速度下模态分析的结果。

表 1 正常叶片模态分析结果  
Tab.1 The result of modal analysis for normal blades

阶次	旋转态频率/Hz	静止态频率/Hz
1	848.53	844.02
2	3864.6	3863.7
3	5224.2	5218.6
4	7281.4	7280.6
5	12353	12350
6	14445	14440

在此基础上,改变叶片的旋转载荷,在不同转速下对叶片的一阶弯曲振动进行模态分析,如图 1 所示。

结果表明,正常叶片在旋转时的固有频率要大于静态的固有频率,即叶片的动频大于静频;同时叶片动频随着转速的增加而增大,表明叶片随离心力载荷的增大,结构刚度得以提高,进而增大了固有频率,这与坎贝尔图中一阶弯曲振动频率的曲线分布一致。

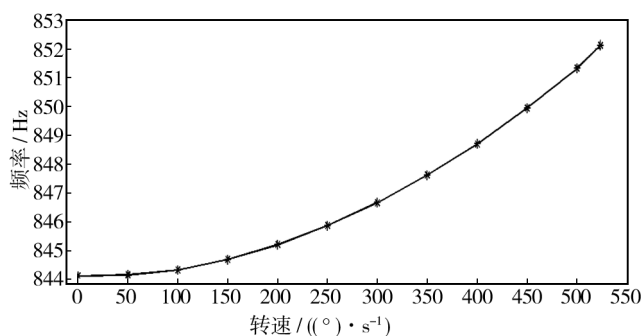


图1 一阶弯曲振动频率随转速变化的曲线

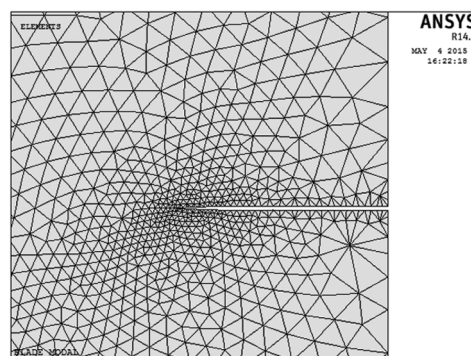
Fig. 1 The variation curve of first-order flexural vibration frequency with speed

## 2 裂纹分布位置对叶片弯曲振动特性的影响

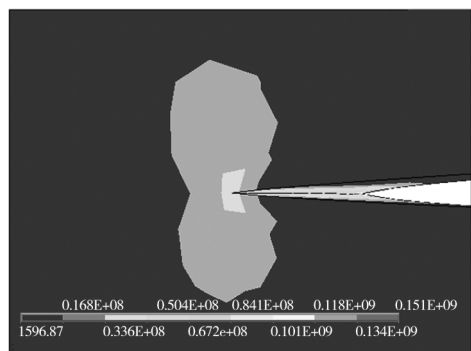
通过对正常叶片在加载情况下的应力应变情况进行分析可知,叶片最大应力分布在叶片根部,并随着与叶根距离的增大而不断减小,叶片应变分布的情况与此大致相同。当旋转叶片进气或出气边萌生横向贯穿型裂纹时,分布在叶片根部的裂纹由于应力较大而更容易扩展,叶片弯曲振动特性的变化也会发生较明显的改变,此时靠近根部的裂纹产生危害的可能性明显高于远离根部的裂纹。因此,研究裂纹分布位置对弯曲振动特性的影响具有重要意义。

本文在无裂纹叶片模型的基础上,在不同预定位置处建立一个  $5\text{ mm} \times 2\text{ mm} \times 0.1\text{ mm}$  的长方体,将其顶部修改为三角状以模拟裂纹尖端,其模型的网格划分及尖端效应如图2所示。通过运用布尔减运算从整体中减去该结构体,从而构建出深  $5\text{ mm}$ 、宽  $0.1\text{ mm}$  的横向贯穿型裂纹模型。通过静力学及模态分析,就不同裂纹分布位置对叶片一阶弯曲振动特性的影响进行研究。图3为一阶弯曲振动频率的曲线拟合结果,图中横线为同转速下叶片的动频分布。

模态分析结果表明,当裂纹由根部向叶尖转移时,叶片的一阶振动频率先减小后增加,越远离叶根振动频率越大。同时当裂纹与根部的距离大于  $35\text{ mm}$  而靠近叶片端部时,一阶弯曲振动频率先接近并随后稍大于正常值。叶片振幅先接近而后小于正常叶片,这表明裂纹分布在靠近端部附近时对叶片一阶弯曲振动特性的影响已不明显,对叶片高周疲劳失效的影响也较小,叶片端部出现掉块损伤的概率进一步增大。在分析横向贯穿型裂纹对一阶弯曲振动的影响时,本文将影响振动特性的裂纹分布阈值设定为距



a 裂纹区域的网格划分



b 裂纹尖端的应力集中

图2 模型网格划分及尖端效应

Fig. 2 Meshing in the zone of the crack (a) and stress concentration (b) in the area of crack tip

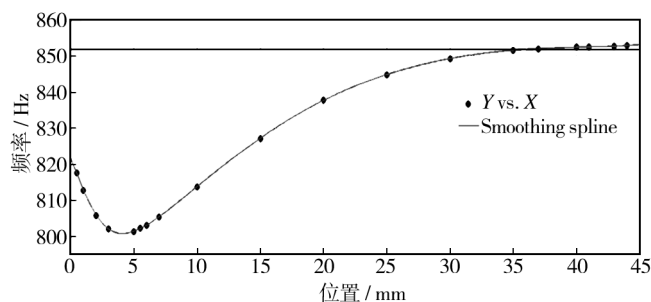


图3 平滑样条拟合

Fig. 3 Fitting of smoothing spline

叶根  $35\text{ mm}$  处。当裂纹分布位置处于阈值以内,叶片一阶弯曲振动频率的变化较为明显,通过在线监测振动频率的变化即可初步断定裂纹的存在,为进一步探伤奠定基础;而当裂纹分布位置超出阈值范围,叶片一阶振动频率的变化已不明显,难以进行裂纹的动态监测。此处阈值主要与叶盘所用叶片材料及结构的长宽比有关。因此,在研究横向贯穿型裂纹分布对叶片高周疲劳的影响时,应着重考虑分布在端部以下阈值以内的区域。

在叶片边缘的不同位置上多次构建相同尺寸的横向贯穿型裂纹模型,并进行模态分析,得到了裂纹分布位置对叶片一阶弯曲振动频率的对应关系。运用多项式和平滑样条两种方法对离散结果进行拟合并对比分析,在方程确定系数(R-square)一致的情况下,多项式拟合误差(SSE)与均方根误差(RMSE)均小于平滑样条,因而精度更高,其表达式为:

$$f(x) = p_1 \times x^9 + p_2 \times x^8 + p_3 \times x^7 + p_4 \times x^6 + p_5 \times x^5 + p_6 \times x^4 + p_7 \times x^3 + p_8 \times x^2 + p_9 \times x + p_{10}$$

式中:  $p_1, \dots, p_{10}$  为系数,依次为  $-4.906 \times 10^{-12}$ ,  $1.622 \times 10^{-9}$ ,  $2.137 \times 10^{-7}$ ,  $1.517 \times 10^{-5}$ ,  $-6.49 \times 10^{-4}$ ,  $0.017\ 51$ ,  $-0.2999$ ,  $3.095$ ,  $-14.35$ ,  $824.2$ 。

在此基础上,将九阶拟合公式进行一阶求导得到导函数,令导函数为零,求得分布在  $0 \sim 5$  之内的实数解为  $4.23$ 。根据拟合的结果判断,当裂纹分布在距叶根约  $4.23\text{ mm}$  处,叶片的一阶弯曲振动频率最小,为  $801.16\text{ Hz}$ 。

### 3 裂纹深度对叶片在弯曲振动特性的影响及验证

裂纹深度的变化对于叶片进气或出气边上的贯穿型裂纹而言即裂纹的扩展,这对于叶片局部柔度及整体结构刚度的影响也逐渐增大,因而叶片一阶弯曲振动频率也会发生相应改变。在控制裂纹分布位置不变的情况下,选用靠近叶片根部的一个位置进行裂纹尺寸的研究,以便更显著地分析裂纹长度对振动频率的影响。本文在距叶根  $10\text{ mm}$  处建立裂纹模型,通过对不同深度的裂纹进行建模分析,得到叶片一阶弯曲振动频率随裂纹深度变化的情况。拟合后如图4所示,其中黑点为实验值。

建模结果表明,一阶弯曲振动频率随裂纹深度增加呈下降态势,且速度不断加快,但振动频率始终小

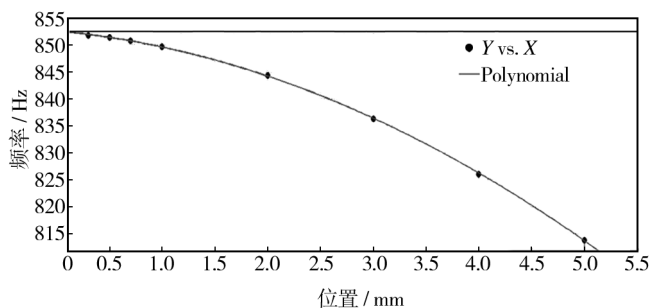


图4 多项式拟合

Fig.4 Fitting of second-order polynomial

于正常叶片的对应值,表明裂纹的存在减弱了叶片的结构刚度,降低了叶片的固有频率。同时裂纹深度逐渐增大时,叶片的振幅和最大应力呈增加态势,均大于正常叶片旋转的对应值,表明裂纹深度的增加使叶片的振动程度加剧,裂纹的尖端效应更加显著,这与实际中裂纹加速扩展最终导致叶片疲劳失效的案例相一致<sup>[17-19]</sup>。

运用指数和多项式进行拟合并对比后发现,多项式在方程的确定系数上大于指数拟合,同时拟合误差与均方根误差均小于指数,因而多项式拟合精度更高,其表达式为:

$$f(x) = p_1 \times x^2 + p_2 \times x + p_3$$

式中的  $p_1, p_2, p_3$  均为系数,其值分别为  $-1.196$ ,  $-1.808$ ,  $852.6$ 。

在建模分析的基础上,对采集的定时信号<sup>[21]</sup>经预处理后进行DFT变换,得到了  $835.8\text{ Hz}$  的正常叶片一阶频率及3个不同裂纹深度时振动频率的对应值。对比后发现,含裂纹叶片频率值小于正常叶片,并且随着裂纹深度的增加,频率值不断减小,证实了上述的建模结果。其中实测信号与仿真值的误差依次为  $1.9\%$ ,  $2.0\%$ ,  $1.5\%$ ,  $0.6\%$ , 误差值随裂纹深度的增加而减小,如图5所示。

### 4 结论

本文对裂纹分布位置及裂纹深度变化进行了建模研究,分析了不同的横向贯穿型裂纹对叶片一阶弯曲振动特性的影响并进行了相应的验证,得到如下结论:

1) 对正常无裂纹叶片而言,在离心力的作用下,叶片整体的结构刚度增大,使旋转态的一阶弯曲振动频率大于静止态,同时随着转速增加离心力不断增大,叶片的一阶弯曲振动频率也相应增大。

2) 建模发现,对高周疲劳影响很大的叶片一阶弯曲振动频率在靠近叶根  $4.23\text{ mm}$  处存在最小值  $801.16\text{ Hz}$ ,并且当距离超过  $35\text{ mm}$  的阈值时,一阶弯曲振动频率与正常值接近,此时相对于高周疲劳叶片更容易出现掉块损伤。叶片裂纹的出现减小了振动频率,使坎贝尔图中的曲线向下拓展,整个叶盘叶片的一阶弯曲共振区域有所增大,因此需对工况进行严格的监测。

3) 裂纹深度的增加使叶片的结构刚度不断减小,局部柔度不断增大,叶片振动频率减小速率不断



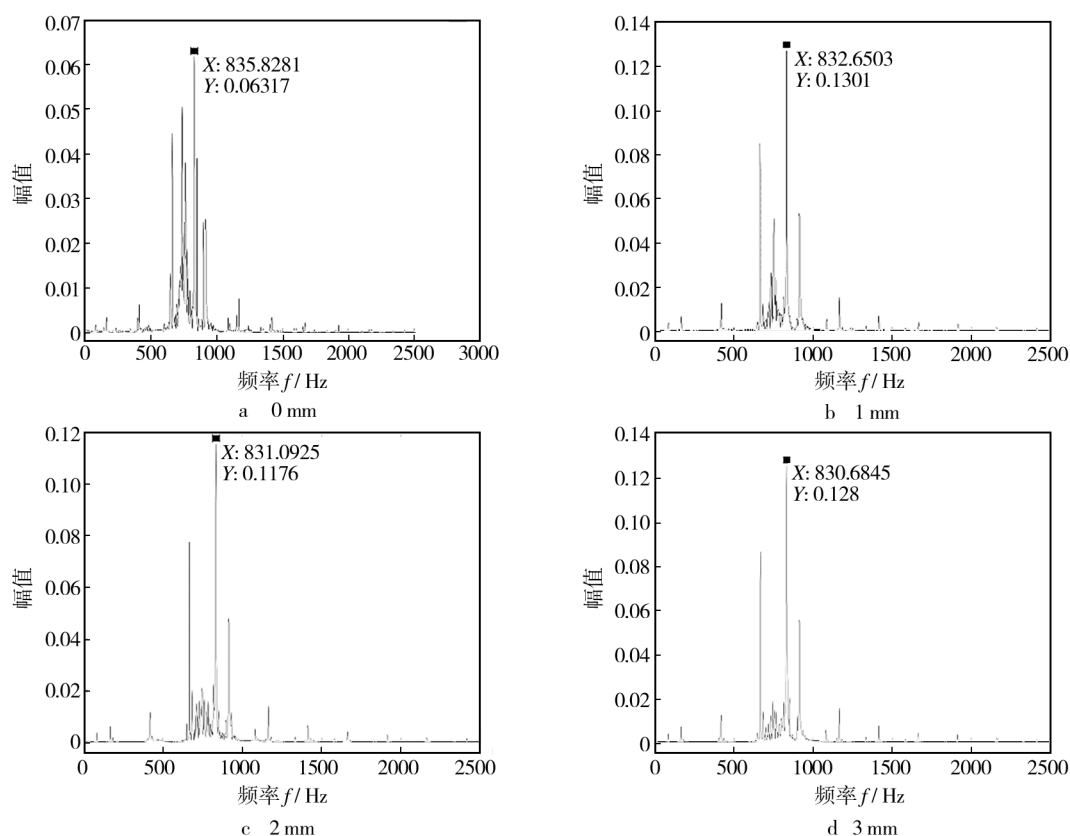
图5 裂纹叶片振动频率<sup>[20]</sup>

Fig. 5 Frequencies of blades with cracks

增大,同时增大的叶片振幅与裂纹尖端的应力集中加速了叶片的断裂失效。叶片裂纹的扩展使整级叶片的频率在坎贝尔图中不断向下偏移,从而增大了旋转机械发生共振的可能性。对定时信号进行的DFT变换所得到的正常及不同裂纹深度时叶片的一阶弯曲振动频率,与建模结果的误差随深度增加而减小,表明裂纹深度的增加可提高叶尖定时监测的准确性。

## 参考文献

- [1] XIONG X H, ZHANG H O, WANG G L, et al. Hybrid Plasma Deposition and Milling for an Aero-engine Double Helix Integral Impeller Made of Superalloy [J]. Robotics and Computer-integrated Manufacturing, 2010, 26 (4): 291—295.
- [2] QU S, FU C M, DONG C. Failure Analysis of the 1st Stage Blades in Gas Turbine Engine [J]. Engineering Failure Analysis, 2013, 32: 292—303.
- [3] PUNIT S, FRANZ N. Internal Hydraulic Analysis of Impeller Rounding in Centrifugal Pumps as Turbines [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2011, 35 (1): 121—134.
- [4] SIVAPRASAD S, NARASIAH N. Investigation on the Failure of Air Compressor [J]. Engineering Failure Analysis, 2010, 17 (1): 150—157.
- [5] 臧朝平, 兰海强. 失谐叶盘结构振动问题研究新进展 [J]. 航空工程进展, 2011, 2 (2): 133—142.  
ZANG Chao-ping, LAN Hai-qi. Advances in Research Vibration Problem of Mistuned Blisk Assemblies [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2 (2): 133—142.
- [6] VARGIU P, FIRRONE C M, ZUCCA S, et al. A Reduced Order Modal Based on Sector Mistuning for the Dynamic Analysis of Mistuned Bladed Disks [J]. 2011, 53 (8): 639—646.
- [7] HE Zhi-jiang, BOGDAN L E, CHRISTOPHE P. Parametric Study of the Aeroelastic Response of Bladed Disks [J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2007, 85 (11—14): 852—865.
- [8] MOHAMMAD R, SAEED Z. Uncertainty Treatment in Forced Response Calculation of Mistuned Bladed Disks [J]. Mathematics and Computers in Simulation, 2010, 80 (8): 1746—1757.

- [9] 王瑞杰, 尚德广. 基于固有频率变化的两焊点接头的疲劳损伤参量[J]. 机械工程学报, 2007, 43(5): 74—79.  
WANG Rui-jie, SHANG De-guang. Damage Parameters of Two-spot Welds using Variation of Natural Frequency[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2007, 43(5): 74—79.
- [10] 王云英, 张建明. 分型下材料裂纹的临界表面能[J]. 表面技术, 2012, 41(3): 30—32.  
WANG Yun-ying, ZHANG Jian-ming. Critical Surface Energy of Materials Crack in Fractal[J]. Surface Technology, 2012, 41(3): 30—32.
- [11] 田峰, 杨辉. AM50 镁合金孔挤压强化对其疲劳性能的影响[J]. 表面技术, 2014, 43(1): 55—58.  
TIAN Feng, YANG Hui. Effects of Hole-expansion on Fatigue Property of AM50 Magnesium Alloy[J]. Surface Technology, 2014, 43(1): 55—58.
- [12] 闻勃, 郭兴伍, 陈洁, 等. 2024 铝合金表面维护氧化及风控处理对其疲劳性能的影响[J]. 表面技术, 2012, 41(5): 44—46, 63.  
WEN Bo, GUO Xing-wu, CHEN Jie, et al. Effect of Micro-arc Oxidation Coatings and Micro-arc Oxidation Coatings after Sealing Treatment on Fatigue Properties of 2024 Aluminum Alloys[J]. Surface Technology, 2012, 41(5): 44—46, 63.
- [13] 陶春虎, 钟培道, 王仁智, 等. 航空发动机转动部件的失效与预防[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.  
TAO Chun-hu, ZHONG Pei-dao, WANG Ren-zhi, et al. Failure Analysis and Prevention for Rotor in Aore-engine [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2000.
- [14] CHEN Z S, YANG Y M, XIE Y, et al. Non-contact Crack Detection of High-speed Blades Based on Principal Component Analysis and Euclidian Angles using Optical-fiber Sensors[J]. Sensors and Actuators Physical, 2013, 201: 66—72.
- [15] MADHAVAN S, JAIN R, SUJATHA C, et al. Vibration Based Damage Detection of Rotor Blades in a Gas Turbine Engine[J]. Engineering Failure Analysis, 2014, 46: 26—39.
- [16] ANINDA B, VENKATESH R, AJAY B, et al. System to Monitor Blade Health in Axial Flow Compressors[C]//2011 IEEE Prognostics and Health Management, 2011.
- [17] LEEA B W, SUHA J, LEEA H, et al. Investigations on Fretting Fatigue in Aircraft Engine Compressor Blade[J]. Engineering Failure Analysis, 2011, 18(7): 1900—1908.
- [18] LUCJAN W. Crack Propagation Analysis of Mechanically Damaged Compressor Blades Subjected to High Cycle Fatigue[J]. Engineering Failure Analysis, 2011, 18(4): 1223—1232.
- [19] INFANTE V, SILVA J M, FREITAS M D, et al. Failure Analysis of Compressor Blades of Aeroengines due to Service[J]. Engineering Failure Analysis, 2009, 16(4): 1118—1125.
- [20] 谢勇. 高速旋转叶片异常振动非接触在线检测与诊断技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2012.  
XIE yong. Non-contact On-line Detection and Diagnosis of Abnormal Vibration of High-speed Rotating Blades [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012.