

平板叶片非线性振动及疲劳试验

李思路¹, 程 礼^{1,2✉}, 刘景元¹, 鲁凯举¹, 许 煜¹

(1. 空军工程大学航空航天工程学院, 西安, 710038; 2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京, 100191)

摘要 针对航空发动机压气机叶片掉角故障, 提出了一种采用方形平板试件弯扭复合共振开展试验研究的方法, 研究了试件非线性振动特性及振动疲劳试验方法。结果表明: 叶片模拟试件存在十分复杂的“软化并存”非线性特征, 对试件开展振动疲劳试验产生重要影响; 由于非线性原因振幅具有明显的突跳现象, 须使激振频率稍小于曲线峰值频率以保持振动状态的稳定; 为了更精准地确定试件裂纹出现节点, 在进行疲劳试验时针对试件制定裂纹判定标准; 利用制定的裂纹判定标准可成功确定疲劳强度, 验证了裂纹判定标准的有效性和可行性。

关键词 叶片模拟试件; 弯扭复合共振试验; 非线性振动; 裂纹判定标准; 疲劳强度

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2017.05.001

中图分类号 V232.4 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2017)05-0001-06

A Study of Nonlinear Vibration and Fatigue Experiment on Square Blade

LI Silu¹, CHENG Li^{1,2✉}, LIU Jingyuan¹, LU Kaiju¹, XU Yu¹

(1. Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. Co-Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: Aiming at the problem that fracture of blade exists in the aero-engine compressor, this paper proposes a testing methodology by using composite bending-torsional resonance of the square plate testing specimen, and researches on nonlinearity vibration characteristic and vibration fatigue testing method of the specimen. The results show that simulated testing specimens have quite complicated nonlinearity characteristics of softening and hardening to seriously impact on vibration fatigue testing of the specimen. And the phenomenon of amplitude jumping is obvious because of nonlinearity, driving frequency must be slightly less than peak frequency to maintain vibration stability. In order to accurately determine testing specimen crack appearing node, crack criterion is developed. Fatigue strength can be accurately determined by the developed crack criterion, and the test and the verification show that the crack criterion is valid and feasible.

Key words: simulated blade testing specimen; composited bending-torsion resonance testing; nonlinear vibration; crack criterion; fatigue strength

航空发动机(下文简称发动机)压气机叶片疲劳 断裂属多发故障,严重影响发动机甚至飞机正常运

收稿日期: 2017-05-23

基金项目: 国家重点基础研究发展(973)计划(2015CB057400)

作者简介: 李思路(1994—),男,陕西岐山人,硕士生,主要从事动力装置结构强度与振动研究. E-mail: slli2016@163.com

通信作者: 程 礼(1963—),男,黑龙江哈尔滨人,教授,博士生导师,主要从事发动机故障监控与诊断、转子动力学研究. E-mail: cheng_qiaochu@foxmail.com

引用格式: 李思路,程礼,刘景元,等. 平板叶片非线性振动及疲劳试验[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2017, 18(5): 1-6. LI Silu, CHENG Li, LIU Jingyuan, et al. A Study of Nonlinear Vibration and Fatigue Experiment on Square Blade [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2017, 18(5): 1-6.

行安全^[1]。其原因多种多样,主要包括共振、外物打伤^[2]、腐蚀、材质缺陷、微动损伤等。而叶片掉角是一种常见的故障形式,由于叶片发生掉角而产生的(叶片)掉块随气流进入压气机后面级及燃烧室对发动机造成二次损伤甚至引发连锁反应,产生严重的后果。因此,有效预防并解决叶片掉角故障对发动机安全运行具有重要意义。

针对发动机压气机叶片掉角故障,王婧等^[3]对压气机二级转子叶片掉角故障进行机理分析,并提出治理方法;范顺昌等^[4]对高压压气机三级转子叶片掉角故障进行分析研究;可成河等^[5]对高压压气机第六级静子叶片掉角故障进行分析,这些研究发现掉角故障主要是由高阶弯扭复合共振引起的高周疲劳破坏造成。

关于叶片疲劳断裂问题,在试验方面(主要通过振动疲劳试验方式开展,该方法在模拟叶片疲劳破坏形式方面具有不可替代的地位)许多学者进行了研究。Shiryayev等^[6]设计了一种新的控制软件,可以在非线性动态响应疲劳测试下精确有效地对共振点进行跟踪;George等^[7]利用电动振动台在接近特定固有频率处对悬臂平板试件进行振动试验,但是这种方法不能实现试验的自动控制;Yun等^[8]主要针对闭环高周疲劳测试系统的发展进行了介绍,该系统可快速有效地实现高阶弯扭复合共振试验;XU Wei等^[9]利用圆盘和 10° 切割件分别进行振动疲劳试验获得S-N曲线和疲劳极限应力,并提出多轴疲劳准则来预测圆盘的疲劳属性;ZHOU等^[10]在共振疲劳测试设备上通过一种扫频方法来测试疲劳裂纹的扩展速率,这种方法能被应用于复杂的结构和部件上;李静等^[11]以某型航空发动机压气机叶片为研究对象,在室温条件下进行了一阶弯曲振动疲劳试验,对Basquin方程进行修正,提高了方程寿命预测精度;何胜帅等^[12]在电动振动台上对发动机叶片进行了高应力振动疲劳试验,从试验角度对振动台激励与叶片振动应力响应之间的关系进行研究。胡海涛、杨强等^[13-14]针对铝合金试件及复合材料叶片分别开展了振动疲劳特性研究。然而,在叶片振动疲劳试验方面主要采用一阶弯曲振动,少有开展高阶复合共振研究。李思路等^[15]利用铝合金菱形平板试件模拟真实叶片对振动过程中存在的双稳态现象进行研究分析,总结出双稳态振动特性及其产生机理。

1 叶片模拟试件设计

叶片掉角是发动机的一种多发故障,多发生于

飞行中,一般在飞行后地面检查时才能发现。以某型发动机压气机叶片掉角故障为例,在飞行后进行地面检查时发现1件某级转子叶片排气边发生掉块,打伤同级叶片1件,打伤下级转子叶片2件,其掉块故障模式见图1(a)。故障主要表现为叶片排气边叶尖掉块,大小一般在 $15\text{ mm}\times 15\text{ mm}$ 内,严重时会导致压气机五级、六级转子叶片打伤和发动机尾喷口挂铝,图1(b)为实际叶片掉块情况。分析发现,断口呈明显的疲劳特征,均为共振引起的高周疲劳断裂,裂纹起始于叶尖与叶盆或叶背的交角处,疲劳扩展充分^[16]。

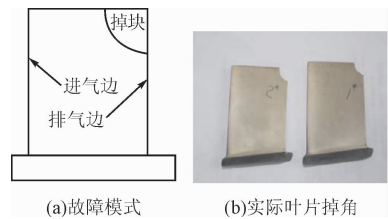


图1 叶片掉角故障

Fig. 1 Blade fracture failure

分析掉角故障原因,对某级叶片进行有限元模态分析,图2所示为得到的高阶弯扭复合振型对应位移云图和应力云图,应力集中区域位于叶片顶端中间位置,此振动频率下共振易发生叶片掉角故障,因此该阶振型引起高周疲劳破坏是造成叶片掉角故障的主要原因。

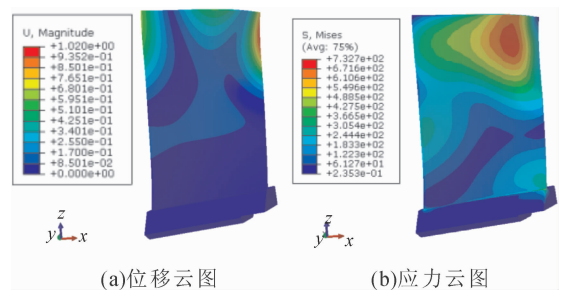


图2 叶片振型

Fig. 2 The vibration mode of blade

若直接采用真实叶片开展振动疲劳试验研究掉角故障机理存在以下困难:①叶片型面复杂,耦合因素多;②共振频率高,振动台激振困难等等。为了更好地揭示故障机理,发现故障规律,提出排故措施,有必要将非常复杂的叶片实际故障问题转化成相对简单的叶片模拟试件进行研究。转化应遵循以下原则:①振动应力分布相似,同为高阶弯扭复合共振;②破坏机理相似,同为(超)高周疲劳破坏;③试验可行性好,试验频率处于振动台工作频率范围内。为保证实验结果可靠,还应使设计试件的最大应力区(即试验区)远离夹持端,避免由于夹持应力过大造

成夹持端起裂。

对叶片模拟试件的选择,主要考虑形状和尺寸。尺寸主要考虑共振频率和夹具限制,若要保证试验可行性,则需选择试件共振频率与夹具共振频率尽量接近以实现激振能量的高效利用,另外受夹具尺寸限制,若试件尺寸过大则不能实现有效夹持。

本文以常用矩形试件为基础,参考文献[7]的设计方法,通过有限元优化分析,设计了一种满足上述原则的方形平板试件,见图 3,阴影部分为试件夹持区域。试件材料为 2024-T4 铝合金,尺寸 120 mm × 120 mm × 2 mm,材料属性见表 1。

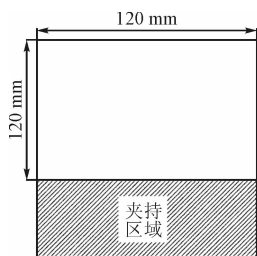


图 3 方形平板试件

Fig. 3 Square plate testing specimen

表 1 2024-T4 铝合金材料参数

Tab. 1 2024-T4 aluminum alloy material parameters

密度 /($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	弹性模量 /MPa	泊松比	强度极限 /MPa	屈服极限 /MPa
2 780	72 400	0.33	470	325

对试件进行有限元仿真模态分析,得到各阶振型应力云图和位移云图,选取图 4 振型进行研究,可以发现应力最大区域位于试件上边缘中间位置。该阶振动模态与造成叶片掉角故障的共振模态相似,故该试件在此振型下可有效模拟真实叶片发生掉角故障时的应力分布及破坏形式,为通过试验揭示故障机理奠定基础,进一步可以研究排除故障的工艺方法。

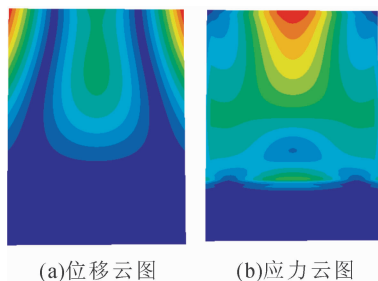


图 4 试件振型

Fig. 4 The vibration mode of specimen

试验采用东菱振动 ES-50-445/LT0808 电动振动试验系统,使用 Vibstar 振动控制仪通过电荷式加速度传感器对振动台的振动输出进行闭环控制,

保持振动输出稳定在设定值,利用位移传感器测量振动位移确定试验加载应力水平。振动试验系统见图 5。试验中加速度传感器对试验过程的控制作用至关重要,传感器型号 DL100,电荷灵敏度 27.05 pC/g,频率范围 1~8 000 Hz。

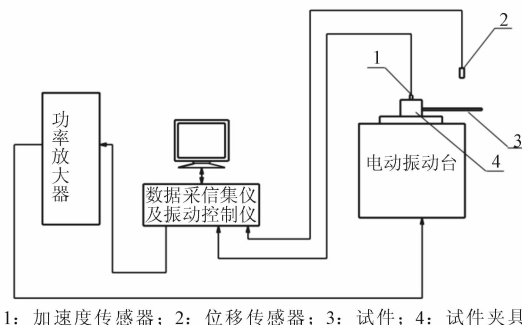


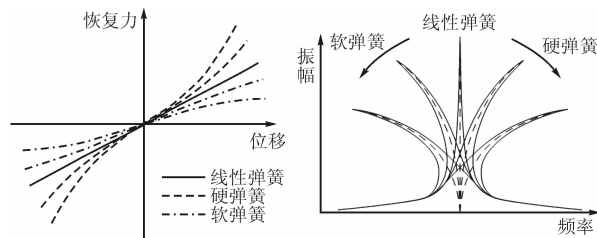
图 5 振动试验系统

Fig. 5 Vibration testing system

2 试件的非线性振动特性

叶片模拟试件振动特性复杂,在高阶弯扭复合共振试验中存在非线性振动特性,该特性与振动疲劳性能息息相关,对振动疲劳试验影响较大,故开展试件非线性振动特性研究。

图 6(a)为典型的刚度非线性情况,其刚度随着位移的变化而变化。图 6(b)幅频响应曲线中的虚线是假想存在的曲线,称之为骨架线,该曲线可以体现出刚度及共振频率随振幅变化的情况。若是线性振动,则骨架线为垂直于横轴的直线,与横轴的交点为共振点。图中刚度随着位移的增大而增大,称之为硬弹簧特性,其骨架线会弯向右边,即出现非线性硬化现象;与之相反,如果其刚度随着位移的增大而减小,则称之为软弹簧特性,其骨架线会弯向左边,展现出非线性软化现象。



(a)软、硬弹簧的弹性恢复力特性 (b)软、硬弹簧的幅频响应特性

图 6 刚度非线性特性

Fig. 6 Stiffness nonlinearity

在进行振动试验过程中,易产生振动非线性现象,见图 7,为扫频响应曲线,向上扫频过程中,扫频曲线会沿着 A→B→C→E→F 的轨迹进行,其中扫频到 C 点时,突跳到 E 点;向下扫频过程中,扫频曲

线会沿着 $F \rightarrow E \rightarrow D \rightarrow B \rightarrow A$ 的轨迹进行,其中扫到 D 点时,突跳到 B 点; BC 段(DE 段)频率范围内,存在 2 个振动稳态,即 BC 段曲线和 DE 段曲线 2 个稳定状态(DC 段曲线是不稳定状态)。这是一种典型的非线性硬化特征,文献[15]中利用菱形平板试件已从试验角度对该特征进行了研究分析。然而在对方形平板试件进行试验得到结果展现出“软硬化并存”的非线性特征,见图 8。

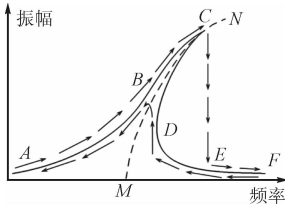


图 7 非线性硬化振动特性

Fig. 7 Nonlinear hardening vibration characteristics

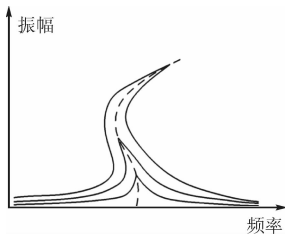


图 8 软硬化并存振动特性

Fig. 8 Softening and hardening vibration characteristics

在振动试验中首先进行扫频试验,分别在各激振加速度下采集向上扫频和向下扫频的幅频响应数据,见图 9。

分析发现,随着激振加速度增加,振动响应幅值不断增大,试件振动非线性特征愈发明显;当激振加速度达到 $10g$ 时,试件展现出非线性特征;当激振加速度达到 $22g$ 时,幅频响应曲线出现明显的双稳态区域,并且在上下扫频过程中均出现突跳点;随着激振加速度继续增大,双稳态区域也随之增大。

将不同激振加速度下的上扫曲线和下扫曲线分别进行整合,得到图 10(a)、(b)。在较小加速度时($0.2g$ 和 $1g$),幅频响应曲线均展现出轴对称形状,这是线性振动的典型特征,在振动疲劳试验中可保持激振频率与共振频率(固有频率)一致。然而,当加速度增大时,幅频响应曲线开始展现出非轴对称形状,须在振动试验时寻找响应幅值较大的频率点进行应力加载,以保证试验有效进行。

随着激振加速度不断增加,上扫曲线和下扫曲线均展现出“软硬化并存”的非线性特性,即幅频响应曲线先向左偏再向右偏。当激振加速度增加到 $10g$ 时,曲线峰值频率不断左偏达到最左端,展现出

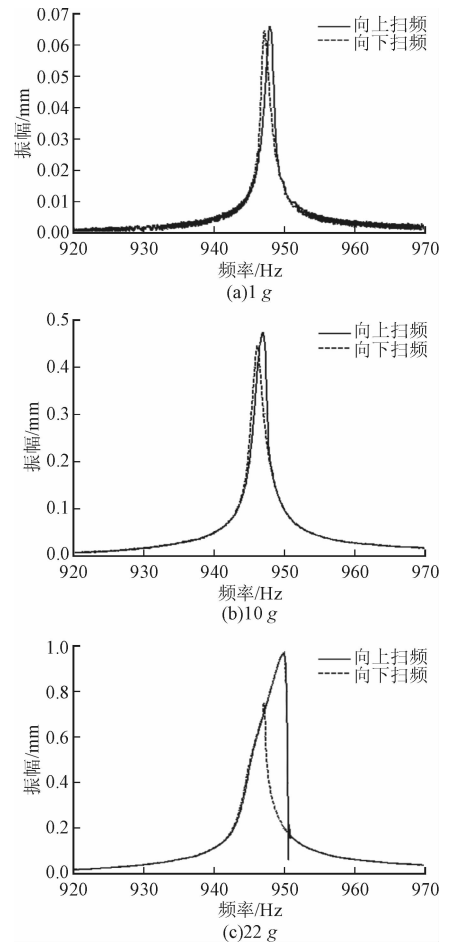


图 9 不同激振加速度幅频响应曲线

Fig. 9 Amplitude-frequency response curves of different excitation acceleration

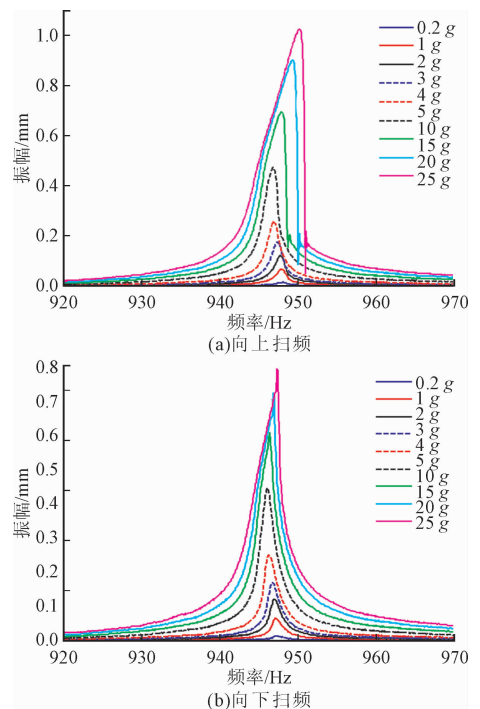


图 10 幅频响应曲线整合图

Fig. 10 Integration diagrams of Amplitude-frequency response curves

非线性软化特性,且下扫曲线较上扫曲线更为明显;继续增加激振加速度到 25g,曲线峰值频率开始向右偏并不断增大,展现出非线性硬化特性,且上扫曲线较下扫曲线更为明显。对于上扫曲线(图 10(a)),随着右偏趋势不断明显,试件非线性硬化特性增强,并出现明显的突跳点,在叶片模拟试件的振动试验过程中,由于振幅突跳使得振动试验存在不稳定性。为了控制振动处于稳定状态,即要保持激振频率稍微小于曲线峰值频率,防止由于发生振幅突跳而造成突然性的意外或事故。

3 振动疲劳试验方法与验证

3.1 疲劳裂纹判定方法

为了精确评估试件疲劳寿命,在确定试件非线性特性后开展高阶弯扭复合共振疲劳试验。

试验中应力求解采用逐步加载试验法^[16],该方法可通过对单个试件的测试获取高周疲劳强度。如图 11 所示,首先对试件加载低于该试件疲劳强度估计值的循环应力,进行 10⁶ 的循环周期,若试件在该循环周期内产生裂纹发生疲劳失效,则该试件数据无效;如果试件未发生疲劳失效,则在初始应力水平上增加小于 5% 的应力增量,再次进行 10⁶ 的循环周期,重复操作,直至在某个循环周期内试件出现裂纹发生疲劳失效,试验停止。该试件的高周疲劳强度由最后两级的应力水平差值得到,计算公式如下:

$$\sigma_{ES} = \sigma_{pr} + \frac{N_f}{N_i}(\sigma_f - \sigma_{pr}) \quad (1)$$

式中: σ_{ES} 为试件高周疲劳强度; σ_f 为试件发生疲劳失效对应应力水平; N_f 为试件失效应力水平对应循环次数; σ_{pr} 为发生失效前一应力水平应力值; N_i 为固定循环次数 10⁶。

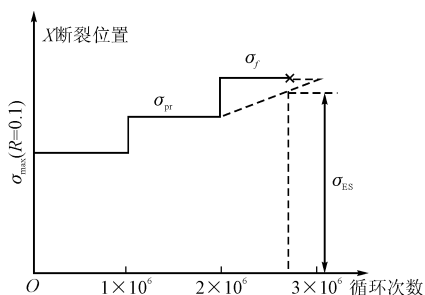


图 11 逐步加载试验法示意图

Fig. 11 Step-test method

利用逐步加载试验法对 1 号试件进行加载,加载数据见表 2。

在进行完第 2 次(115 MPa)加载后试件出现裂纹,然而并不能精确确定试验进行到多少循环时试

件出现裂纹。为了更精确地确定试件出现裂纹时的循环次数,分别对 2 个试件(2 号和 3 号)进行高阶弯扭复合共振疲劳试验,3 号试件试验数据如图 12 所示。最终将裂纹判定标准定为频率下降 15 Hz 左右(14~16 Hz)。

表 2 1 号试件试验数据

Tab. 2 The testing data of the first specimen

应力水平 /MPa	循环次数	频率 /Hz	频率下降量/Hz	
			各次下降量	总下降量
	0	962.63	0	
110	10 ⁶	960.90	1.73	
115	10 ⁶	933.93	26.67	28.70
120	373 173	915.93	18.00	46.70

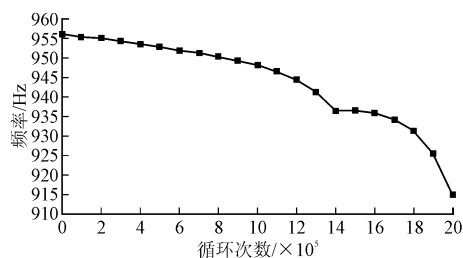


图 12 3 号试件频率下降曲线

Fig. 12 Frequency decline curve of the third specimen

3.2 疲劳试验实例

分别对 3 个试件(4、5、6 号)利用逐步加载试验法进行高阶弯扭复合共振疲劳试验,6 号试件试验数据见表 3,通过裂纹判定标准成功确定疲劳强度分别为 115 MPa、112.06 MPa、110.84 MPa,试件裂纹见图 13。

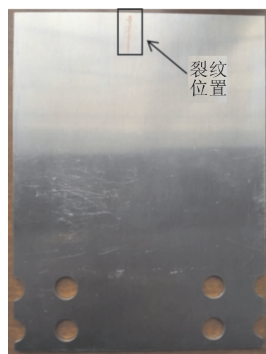


图 13 试件裂纹图示

Fig. 13 Testing specimen crack

表 3 逐步加载试验法弯扭复合共振疲劳试验数据

Tab. 3 The testing data of the sixth specimen

应力水平 /MPa	循环次数	频率 /Hz	频率下降量/Hz	
			各次下降量	总下降量
	0	965.01	0	
110	10 ⁶	960.55	4.46	
115	412 686	949.85	10.70	15.16

4 结论

1) 叶片模拟试件存在十分复杂的“硬化并存”非线性特征, 由于非线性原因振幅具有明显的突跳现象, 为了控制振动处于稳定状态, 须保持激振频率稍小于曲线峰值频率, 防止由于发生振幅突跳而造成突然性的意外或事故;

2) 为了更精准地确定试件裂纹出现节点, 在进行疲劳试验时针对试件制定裂纹判定标准; 利用制定的裂纹判定标准可成功确定疲劳强度, 验证了裂纹判定标准的有效性和可行性。

参考文献(References):

- [1] 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, 2008. TAO C H, ZHONG P D, WANG R Z, et al. Failure Analysis and Prevention for Rotor in Aero-Engine [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008. (in Chinese)
- [2] 包珍强, 胡绪腾, 宋迎东. 不同冲击角度外物损伤对 TC4 钛合金高循环疲劳强度的影响 [J]. 航空动力学报, 2015, 30(9): 2226-2233. BAO Z Q, HU X T, SONG Y D. Effect of Foreign Object Damage at Different Impact Angle on High Cycle Fatigue Strength of TC4 Titanium Alloys [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(9): 2226-2233. (in Chinese)
- [3] 王婧, 王德友, 韩清凯. 压气机叶片掉角故障的机理分析及其治理 [J]. 中国机械工程, 2008, 19(9): 1048-1050. WANG J, WANG D Y, HAN Q K. Mechanism Analysis and Treatment on Loss Corner Faults of Compressor Blades [J]. China Mechanical Engineering, 2008, 19(9): 1048-1050. (in Chinese)
- [4] 可成河, 巩孟祥, 赵鑫. 某型发动机高压压气机第 6 级静子叶片掉角故障分析 [J]. 航空发动机, 2012, 38(2): 55-58. KE C H, GONG M X, ZHAO X. Fracture Failure Analysis of Sixth-stage Stator Blade for an Aero-engine HP Compressor [J]. Aeroengine, 2012, 38(2): 55-58. (in Chinese)
- [5] 范顺昌, 唐晓辉, 张银东, 等. 航空发动机高压压气机三级转子叶片掉角分析 [J]. 失效分析与预防, 2014, 9(2): 110-114. FAN S C, TANG X H, ZHANG Y D, et al. Failure Analysis of Third-stage Rotor Blade of High-pressure Compressor in Aero-engine [J]. Failure Analysis and Prevention, 2014, 9(2): 110-114. (in Chinese)
- [6] SHIRYAYEA O V, SLATER J C, CROSS C J, et al. Control of Resonant Fatigue Tests in the Existence of Bifurcations [C]// ISABE, 2003, 1193: 1-6.
- [7] GEORGE T J, SEIDT J, SHEN M H, et al. Development of a Novel Vibration-based Fatigue Testing Methodology [J]. International Journal of Fatigue, 2004, 26: 477-486.
- [8] YUN G J, ABDULLAH A B M, BINIENDA W. Development of a Closed-Loop Resonant Fatigue Testing System [J]. Experimental Mechanics, 2012, 52: 275-288.
- [9] XU W, YANG X F, ZHONG B, et al. Multiaxial Fatigue Investigation of Titanium Alloy Annular Discs by a Vibration-based Fatigue Test [J]. International Journal of Fatigue, 2017, 95: 29-37.
- [10] ZHOU X, YU X L. Fatigue Crack Growth Rate Test Using a Frequency Sweep Method [J]. Journal of Zhejiang University SCIENCE A, 2008, 9(3): 346-350.
- [11] 李静, 孙强, 李春旺, 等. 某型航空发动机压气机叶片振动疲劳寿命研究 [J]. 应用力学学报, 2011, 28(2): 189-193. LI J, SUN Q, LI C W, et al. Study on the Vibration Fatigue Life for Aero-engine Compressor Blade [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2011, 28(2): 189-193. (in Chinese)
- [12] 何胜帅, 陈立伟, 强笑辉, 等. 航空发动机叶片高应力振动疲劳试验技术研究 [J]. 装备环境工程, 2013, 10(4): 41-46. HE S S, CHEN L W, QIANG X H, et al. High Stress Vibration Fatigue Test Technology of Aero-engine Blade [J]. Equipment Environmental Engineering, 2013, 10(4): 41-46. (in Chinese)
- [13] 胡海涛, 李玉龙, 索涛, 等. 2024 铝合金振动疲劳特性及断口分析 [J]. 航空材料学报, 2013, 33(4): 78-83. HU H T, LI Y L, SUO T, et al. Vibration Fatigue and Fracture Performance of Aluminum Alloy 2024 [J]. Journal of Aeronautical Material, 2013, 33(4): 78-83. (in Chinese)
- [14] 杨强, 邵闯, 方可强. 航空发动机复合材料叶片振动疲劳特性研究 [J]. 实验力学, 2014, 29(3): 361-367. YANG Q, SHAO C, FANG K Q. Vibration Fatigue Characteristic Study of Aero-engine Composite Blade [J]. Journal of Experimental Mechanics, 2014, 29(3): 361-367. (in Chinese)
- [15] 李思路, 刘景元, 程礼. 叶片模拟件双稳态振动试验研究 [C]//第十八届航空发动机结构强度与振动学术会议, 成都, 2016: 88-93. LI S L, LIU J Y, CHENG L. Bistable Vibration Experiment of Simulated Blades Testing Specimen [C]// 18th Aeroengine Structure Strength and Vibration Academic Conference, Chengdu, 2016: 88-93. (in Chinese)
- [16] 蔡文波, 邹武. 某型发动机压气机转子叶片掉块故障分析 [J]. 西安航空学院学报, 2015, 33(5): 20-23. CAI W B, ZOU W. Fracture Analysis on Compressor Rotor Blade of an Aero-engine [J]. Journal of Xi'an Aeronautical University, 2015, 33(5): 20-23. (in Chinese)
- [17] MAXWELL D C, NICHOLAS T. A Rapid Method for Generation of a Haigh Diagram for High Cycle Fatigue [J]. Fatigue and Fracture Mechanics, 1998, 29: 626-641.