

# 航空发动机自由涡轮叶片裂纹故障分析

马利丽<sup>1</sup>,何立强<sup>1</sup>,任伟峰<sup>2</sup>

(1.中国航空发动机集团,北京 100097;2.中国航发湖南动力机械研究所,湖南株洲 412002)

**摘要:**针对某涡桨发动机在试车过程中发生的自由涡轮叶片裂纹故障,对裂纹叶片进行荧光检查、叶片测频和冶金分析,并通过MSC/PATRAN有限元分析软件确定叶片的振动特性。结果表明:叶片裂纹发生的原因因为叶片的第5阶固有频率与导叶激励频率接近而发生共振,引起叶片发生高阶振动,造成叶片高周疲劳失效所致。重点调整螺旋桨的工作转速范围,使其基本处于规定的安全工作转速范围内。后经1000 h试车验证,均未再发生类似故障。

**关键词:**自由涡轮叶片;裂纹;振动;共振;高周疲劳;涡桨发动机

**中图分类号:** V232.4

**文献标识码:** A

**doi:** 10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.06.010

## Blade Crack Fault Analysis of Aeroengine Free Turbine

MA Li-li<sup>1</sup>, HE Li-qiang<sup>1</sup>, REN Wei-feng<sup>2</sup>

(1.Aero Engine Corporation of China, Beijing 100097, China; 2.AECC Hunan Powerplant Research Institute, Zhuzhou Hunan 412002, China)

**Abstract:** In view of the blade crack fault of free turbine occurred during a turboprop engine test run, the crack blade was examined by fluorescence, frequency measurement and metallurgical analysis, and the vibration characteristics of the blade were determined by MSC/PATRAN Finite Element analysis software. The results show that the cause of the blade crack is that the fifth natural frequency of the blade is close to the excitation frequency of the guide vane, which causes the blade to vibrate at higher order and causes the high cycle fatigue failure of the blade. The working speed range of propeller is mainly adjusted to make it within the specified safe working speed range. After 1000 h test run, none of the same faults occurred again.

**Key words:** free turbine blade; crack; vibration; resonance; high cycle fatigue; turboprop engine

## 0 引言

航空发动机涡轮叶片长期工作在高温、高压、高转速的恶劣环境下,在气动、机械和热的共同作用下,其结构强度和振动等问题比较突出。随着发动机性能的提高和空气流量的加大,工作叶片变得薄而长,很容易出现振动问题,并导致叶片出现裂纹甚至断裂<sup>[1-2]</sup>。

国内外很多学者对叶片强度与振动问题进行了研究。金向明等<sup>[3]</sup>对整体离心叶轮叶片的振动可靠性进行分析;李春旺等<sup>[4]</sup>分别考虑离心力场、气动力场、温度场及热力场等因素的影响,对某航空发动机涡轮叶片工作状态下的振动模态进行分析,发现温度场和离心力场是影响叶片固有频率的主要因素,但对叶片

的振型影响很小。田爱梅等<sup>[5]</sup>提出1种构件振动可靠性设计方法;徐可君等<sup>[6]</sup>建立了叶片振动非概率可靠性评估体系、方法及模型,并将其应用于航空发动机压气机、涡轮叶片的振动可靠性计算;陈立伟等<sup>[7]</sup>建立了平均应力为定值和随机变量时的结构振动可靠性模型,给出了可靠度计算的相应表达式及分析流程;欧阳德等<sup>[8]</sup>提出了1种发动机叶片振动可靠性评估方法,引入了概率故障树概念;宋兆泓<sup>[9]</sup>给出了发动机叶片故障的理论研究、计算分析、实验研究、故障结论、排故方法和使用效果等;江龙平等<sup>[10]</sup>将灰色理论与方法引入叶片的振动可靠性评估;孟越等<sup>[11]</sup>对叶片强迫响应问题提出了应用瞬态分析的方法。但在发动机实际工作中,振动问题远比静力问题复杂<sup>[12-13]</sup>,故障发生后其原因定位也更加困难。以往研究发动机叶片的振

收稿日期:2018-01-23 基金项目:航空动力基础研究项目资助

作者简介:马利丽(1984),女,工程师,主要从事航空发动机叶片断裂故障分析;E-mail: lilyma522@163.com。

引用格式:马利丽,何立强,任伟峰.航空发动机自由涡轮叶片裂纹故障分析[J].航空发动机,2018,44(6):54-58. MA Lili, HE Liqiang, REN Weifeng. Blade crack fault analysis of aeroengine free turbine[J]. Aeroengine, 2018, 44(6): 54-58.

动模态时,关注较多的是叶片的形状、结构、装配形式<sup>[14]</sup>及尾流激励<sup>[15]</sup>等因素,对真实发动机试车中发生的裂纹故障分析定位方法研究较少。

本文针对某涡桨发动机自由涡轮叶片长时间工作发生的裂纹故障,采用故障树分析法以自由涡轮叶片裂纹为顶事件,从设计、试制、试验载荷等方面自上而下对故障原因底事件进行梳理,通过无损检查与计量、叶片测频、冶金分析、试验验证等方法排查故障原因,并建立 3 维模型模拟试验工况开展强度和振动特性数值仿真分析,确定了自由涡轮裂纹发生的主要原因,提出了相应的改进建议。

1 故障概述

在对某涡桨发动机进行首翻期寿命试车中发动机例行定检时,发现在自由涡轮 1 片动叶上有 1 条疑似穿透性裂纹,在车台对该叶片进行磁流、荧光确认,通过荧光确认在位于该叶片 4/5 叶高尾缘处有长约 5~7 mm 的裂纹,如图 1 所示。经孔探仪检查其他部件未见异常,经磁堵检查未见异常金属屑,滑油光谱分析正常。试车过程共有 5 个试车谱,各试车谱的完成情况见表 1。截止到发现故障时,发动机累计工作超过 800 h。

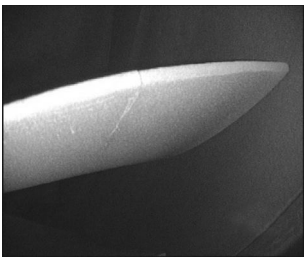


图 1 叶片裂纹照片

| 表 1 各试车谱完成情况 |      |      |
|--------------|------|------|
| 试车谱          | 应完成数 | 已完成数 |
| 1            | 34   | 18   |
| 2            | 117  | 60   |
| 3            | 32   | 31   |
| 4            | 5    | 5    |
| 5            | 50   | 14   |
| 阶段数合计        | 238  | 128  |

2 检查与分析结果

2.1 荧光检查

将发动机分解检查,并对 27 片自由涡轮叶片均进行荧光检查和 X 光检查。荧光检查发现共有 6 片叶片(含台架发现的)存在单条裂纹,存在裂纹的叶片在转子上的分布如图 2 所示。图中红色为出现裂纹的叶片,黑线为裂纹

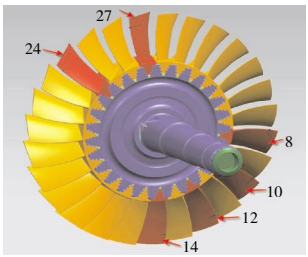


图 2 裂纹叶片分布

长度;6 片裂纹叶片榫齿表面啮合痕迹分布较均匀,未见异常接触痕迹,叶尖及型面表面均未见碰摩及击打痕迹。

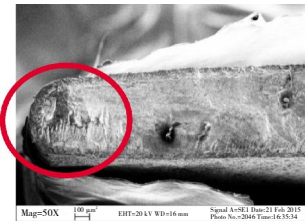
从图中可见,发生裂纹的叶片装配位置呈离散分布,无明显规律性。裂纹的位置与长度情况见表 2。其中 27 号叶片的裂纹最长,为 10 mm,其余 5 片叶片的裂纹长度均为 4 mm 左右。裂纹在叶片上的位置比较相似,距离叶尖约 8~10 mm,约为 20%叶高的位置(叶高约 45 mm)。裂纹平直,基本与排气边垂直,形貌相似。

表 2 裂纹位置与长度情况

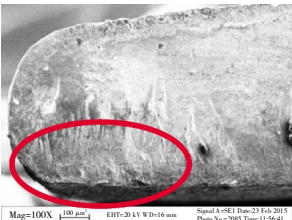
| 装配位置 | 裂纹长度 /mm | 裂纹距叶尖距离 /mm |
|------|----------|-------------|
| 27   | 10       | 10          |
| 10   | 4.5      | 8~9         |
| 8    | 4        | 8~9         |
| 24   | 4        | 8~9         |
| 12   | 4        | 8~9         |
| 14   | 3.5      | 8~9         |

2.2 断口冶金分析

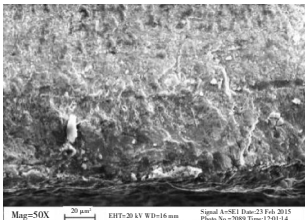
为进一步判断叶片裂纹的性质,对叶片进行断口分析,如图 3 所示。从冶金结果来看,检测的 2 个叶片成分合格,渗层及基体显微组织正常,裂纹性质为疲劳开裂。疲劳裂纹起始于叶片排气边叶盆表面,源区宽约 0.4 mm,区域可见 4 个明显的疲劳台阶,由表面起始后穿过渗层延伸至基体,呈线性多源特征,源区未见冶金缺陷。裂纹扩展前期断面均较平坦,中、后期高低起伏较大,疲劳裂纹扩展方向为由叶盆向叶背及进气边方向,局部位置的疲劳弧线扩展方向存在一定的差异性,疲劳弧线之间局部位置可见宽窄交替变化的疲劳条带,由此判断叶片在工作过程中除了



(a) 50 倍放大



(b) 100 倍放大



(c) 500 倍放大

图 3 叶片断口区形貌

承受正常的稳态工作应力外,应当还叠加有振动应力。初步判断自由涡轮叶片裂纹性质为疲劳开裂。

2.3 叶片测频

试验后对装机叶片频率进行复测,并与装机测量结果进行对比,试验前后叶片的频率基本相同,最大变化量在 3%以内,符合该核心机自由涡轮转子装配要求。初步判断试验并未对叶片频率带来很大影响,裂纹发生的原因并不是频率的改变造成的。

2.4 叶型对比复查

对 6 片存在裂纹的自由涡轮叶片和 6 片正常叶片的叶型全部进行 3 坐标计量,每片叶片计量 5 个截面,计量结果均与理论叶型进行对比。根据计量结果可知,裂纹叶片的叶型与理论叶型之间的偏差范围与正常叶片与理论叶型之间的偏差范围基本相同,均处于 0 ~ +0.18 mm,表明试验并未造成涡轮叶片的叶型变化。

3 计算分析与讨论

为进一步明确涡轮叶片裂纹故障发生的原因和机理,对自由涡轮转子叶片进行强度和振动特性计算,确定其在工作条件下的稳态应力分布情况及在工作转速范围内存在的可能发生共振的转速。

3.1 物理模型与数值方法

按设计图样构建自由涡轮叶片的 3 维模型,如图 4 所示。采用 MSC/PATRAN 进行有限元前、后处理,采用 MSC/NASTRAN 进行振动特性计算。采用 10 节点四面体单元对叶片进行有限元网格划分,共有 164308 个单元,242393 个节点。

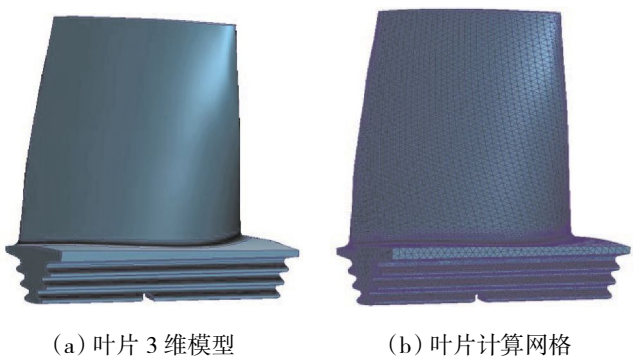


图 4 叶片 3 维模型及网格

高压涡轮叶盘结构承受着质量离心力、热载荷、叶片及前后盘腔气动力、盘与轴装配应力及叶盘的振动应力等,其中离心载荷和热载荷占主要成分,因此,

开展离心载荷 / 热载荷耦合状态下叶片结构静强度分析。根据叶片的安装方式,确定叶片的约束条件为叶片榫齿接触面的全部位移施加约束。

3.2 数值结果与分析

3.2.1 强度特性的计算结果

由于离心力对叶片的应力影响最大,所以强度计算选取在最高工作转速 43522 r/min 下进行。该发动机的涡轮叶片采用 K418B 高温合金,材料的特性见表 3。从表中可见,温度对材料的特性影响较大,所以不能用恒定温度场来模拟叶片的工作环境。因此将工作状态下的温度场数据施加于叶片表面,以模拟真实的工作环境。对于涡轮叶片的气动载荷本文在计算中并未施加,主要是因为自由涡轮的进、排气压力较低,压力面与吸力面的压差较小,由气动载荷产生的叶片弯应力相对较小,对最终的计算结果影响不大,可忽略。

表 3 K418B 合金特性

| 温度 $t/^{\circ}\text{C}$ | 弹性模量 $E/\text{GPa}$ | 泊松比 $\mu$ | 温度 $t/^{\circ}\text{C}$ | 弹性模量 $E/\text{GPa}$ | 泊松比 $\mu$ |
|-------------------------|---------------------|-----------|-------------------------|---------------------|-----------|
| 20                      | 205                 | 0.29      | 500                     | 179                 | 0.30      |
| 100                     | 199                 | 0.28      | 600                     | 173                 | 0.29      |
| 200                     | 195                 | 0.29      | 700                     | 168                 | 0.31      |
| 300                     | 190                 | 0.28      | 800                     | 160                 | 0.30      |
| 400                     | 185                 | 0.29      |                         |                     |           |

注:K418B 合金密度  $\rho=8010\text{ kg/m}^3$ 。

自由涡轮转子叶片强度计算结果如图 5 所示。涡轮叶片在工作条件下的最大稳态应力位于叶片的叶根部位。从计算结果来看,叶盆根部中间区域的应力值最大,为 834 MPa,叶片的强度满足要求,裂纹位置不存在应力过大等问题。

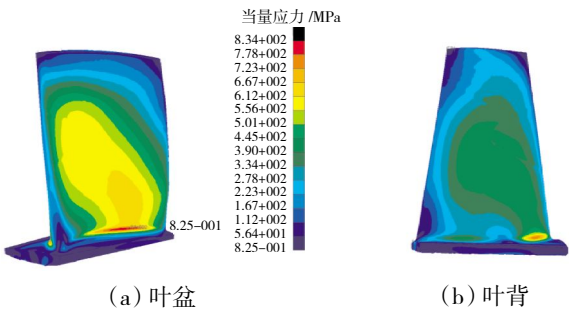


图 5 计算工况下叶片当量应力分布

3.2.2 振动特性的计算结果

根据发动机的结构特点分析,自由涡轮导叶共有 19 片,自由涡轮导叶前面有 3 个固定支板,自由涡轮后面有 6 个固定支板。由此可确定激振数为 3、6、19。

涡轮叶片的工作温度为 750 ℃, 工作转速范围为 23760 ~ 43560 r/min。

叶片固有频率和叶片共振转速的计算结果分别见表 4、5。有限元分析得到的自由涡轮叶片坎贝尔图如图 6 所示。从图中可见,在发动机工作转速范围内,  $K=3、6、19$  倍激励线与自由涡轮叶片固有的 4、5、6 等阶存在多个交点(即共振点),共振阶数多。结合发动机试车的试车谱中转速停留点,认为在 32558 r/min 时自由涡轮叶片第 5 阶的固有频率与导向器的激励频率 19 可能形成共振。

| 表 4 叶片固有频率计算结果 |             |       |        |             | Hz    |  |
|----------------|-------------|-------|--------|-------------|-------|--|
| 阶次             | 转速 /(r/min) |       | 阶次     | 转速 /(r/min) |       |  |
|                | 0           | 43560 |        | 0           | 43560 |  |
| 第 1 阶          | 2415        | 2633  | 第 6 阶  | 14371       | 13314 |  |
| 第 2 阶          | 5196        | 4933  | 第 7 阶  | 15059       | 13499 |  |
| 第 3 阶          | 7514        | 6986  | 第 8 阶  | 17486       | 15785 |  |
| 第 4 阶          | 9699        | 8972  | 第 9 阶  | 20493       | 18744 |  |
| 第 5 阶          | 11044       | 9948  | 第 10 阶 | 22486       | 20483 |  |

| 表 5 叶片共振转速计算结果  |       |       |       |       |       |       |  |
|-----------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|--|
| 阶次              | 1     | 3     | 4     | 5     | 6     | 7     |  |
| 激励 $K$          | 6     | 19    | 19    | 19    | 19    | 19    |  |
| 动力涡轮转速 /(r/min) | 25422 | 22854 | 29095 | 32309 | 42152 | 42723 |  |

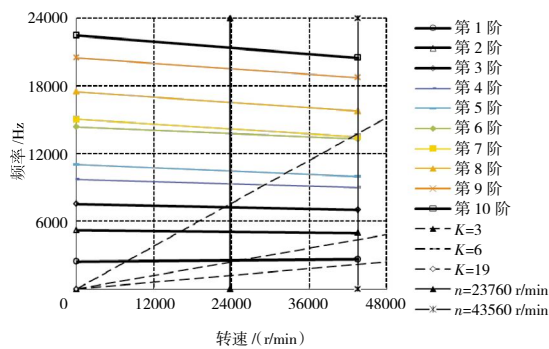


图 6 计算得到自由涡轮叶片坎贝尔图

自由涡轮叶片第 5 阶振型和自由涡轮叶片第 5 阶当量振动应力分别如图 7、8 所示。从图中可见,在叶片尾缘距离叶顶 20% ~ 30%位置的变形最大,振动应力也最大。振动应力最大位置与叶片裂纹位置基本相符,也间接证实了在 32558 r/min 时自由涡轮叶片第 5 阶的固有频率与导向器的激励频率 19 形成共振的判断。

通过以上有限元分析可知,叶片产生裂纹的主要

原因是:叶片第 5 阶固有频率与导向器叶片激励频率发生共振,振动模态为高阶弯曲振型,造成叶身高阶弯曲疲劳裂纹。

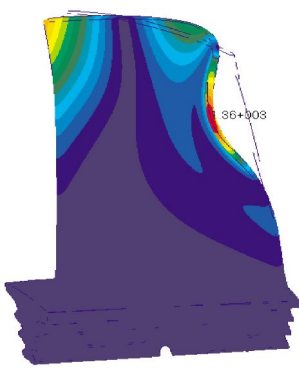


图 7 叶片第 5 阶振型

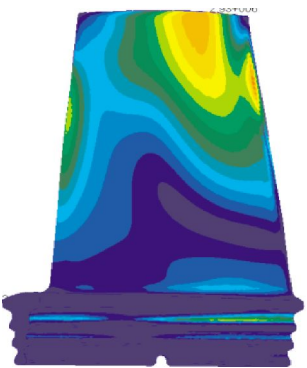


图 8 叶片第 5 阶当量  
振动应力

4 改进措施

根据分析结果,结合外场使用实际情况对试车谱进行适当调整。产生裂纹的主要原因是试验中的自由涡轮工作转速范围与外场使用存在差距,超出了设计所规定的安全范围,所以重点调整螺旋桨的工作转速范围,使其基本处于规定的安全工作转速范围内,更加接近外场使用情况。后经 1000 h 试车验证,均未再发生相同故障。

5 结论

对某发动机自由涡轮裂纹故障进行了检测分析及有限元数值模拟研究,找到导致叶片裂纹故障的主要原因,结论如下:

- (1)由金相剖切检查及能谱分析结果可知,叶片基体及渗层的成分基本正常,显微组织正常,无过热过烧现象。
- (2)由断口分析可知,叶片裂纹性质均为疲劳开裂,疲劳裂纹均起始于叶片排气边叶盆的表面,呈线性多源特征,6 片叶片裂纹属同一性质。结合有限元分析得到的叶片疲劳裂纹分布位置及涡轮叶片典型的振型图判断,叶片的振动模态属于高阶弯曲振型。
- (3)疲劳裂纹产生的原因主要是试车载荷谱的停留转速制定不合理,在试车时自由涡轮转子转速超出使用范围,部分转速停留在高阶共振点,气体经过激振源产生的激励频率与叶片的固有频率接近而形成共振,从而造成叶身高阶弯曲疲劳裂纹。

该裂纹故障原因分析与排查方法具有一定的工

程应用参考价值,可为涡轮、压气机等旋转部件的故障分析提供借鉴。

## 6 建议

为避免类似故障重复发生,提出以下改进建议:

(1)对借用或沿用的转子件应掌握其工作使用条件、强度和振动特性及其安全使用裕度,给出相应的限制使用条件;

(2)发动机试车谱的编制除了应准确体现实际使用载荷、环境条件等之外,还应充分考虑发动机关键件、转子件等的强度和振动裕度等因素,适当规避敏感转速点;

(3)发动机重大试验谱的编制和试验过程应加强设计与试验、不同专业等关键点确认和充分交流,防患于未然,减少研制风险。

### 参考文献:

- [1] 李润泽,李琳.跨声速工况下流体诱发叶片振动研究[J].航空动力学报,2008,23(4):747-753.  
LI Runze,LI Lin,An investigation of flow induced blade vibrations at the transonic operating condition [J].Journal of Aerospace Power, 2008,23(4):747-753.(in Chinese)
- [2] 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 Jing,SUN Qiang,LI Chunwang,et al.Study on the vibration fatigue life for aero-engine compressor blade [J].Chinese Journal of Applied Mechanics, 2011,28(2):189-193.
- [3] 金向明,高德平,蔡显新,等.整体离心叶轮叶片的振动可靠性分析[J].航空动力学报,2004,19(5):610-613.  
JIN Xiangming,GAO Deping,CAI Xianxin,et al. Analysis of integrated centrifugal impeller blade vibration reliability [J].Journal of Aerospace Power,2004,19(5):610-613. (in Chinese)
- [4] 李春旺,李海云,王澈,等.航空发动机涡轮叶片振动模态影响因素研究[J].空军工程大学学报,2014,15(1):5-9.  
LI Chunwang,LI Haiyun,WANG Che,et al.A study of influencing factors on frequencies and mode shapes of aeroengine turbine blades[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2014,15(1):5-9. (in Chinese)
- [5] 田爱梅,王延荣.构件可靠性方法初探[J].航空动力报,1999,14(3):320-322.  
TIAN Aimei, WANG Yanrong. Preliminary research on reliability design method of mechanical component vibration [J]. Journal of Aerospace Power, 1999,14 (4): 320 -322. (in Chinese)
- [6] 徐可君,江龙平,陈景亮,等.叶片振动的非概率可靠性研究[J].机械工程学报,2002,38(10):17-19.  
XU Kejun,JIANG Longping,CHEN Jingliang et al.Non-probabilistic reliability research on vibration of blades [J].Chinese Journal of Mechanical Engineering,2002,38(10):17-19. (in Chinese)
- [7] 陈立伟,王延荣.平均应力及其分散性对结构振动可靠性的影响[J].航空动力学报,2006,21(5):874-878.  
CHEN Liwei,WANG Yanrong. Effects of mean stress and its scatter on vibrational reliability of structures [J]. Journal of Aerospace Power, 2006,21(5):874-878.(in Chinese)
- [8] 欧阳德,孔瑞莲,宋兆泓.叶片振动可靠性评估方法研究[J].航空动力学报,1998,13(2):161-164.  
OU Yangde,KONG Ruilian,SONG Zhaozhong.An assessment method for blade vibration reliability [J].Journal of Aerospace Power,1998,13 (2):161-164. (in Chinese)
- [9] 宋兆泓.航空发动机典型故障分析[M].北京:北京航空航天大学出版社,1993,370-385.  
SONG Zhaozhong.Typical failure analysis of aeroengine[M].Beijing:Beihang University Press,1993,370-385.(in Chinese)
- [10] 江龙平,徐可君,隋育松.叶片振动的灰色可靠性研究[J].汽轮机技术,2002,44(5):285-286,309.  
JIANG Longping,XU Kejun,SUI Yusong.Gray reliability research on vibration of blades[J].Turbine Technology,2002,44(5):285-286,309. (in Chinese)
- [11] 孟越,李琳,李其汉.尾迹激振情况下叶片强迫响应瞬态分析方法[J].北京航空航天大学学报,2006,32(6):671-674.  
MENG Yue,LI Lin,LI Qihan.Transient analytical method of vane forcing response under stator-rotor wake influence [J].Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2006,32 (6): 671-674. (in Chinese)
- [12] Wei F S, Analytical dynamical model improvement using vibration test data[J]. AIAA Journal, 1988,28(1):23-25.
- [13] 马利,解江,续斌,等.工作环境下的叶片振动可靠性研究[J].汽轮机技术,2007,49(1):40-42.  
MA Li,XIE Jiang,XU Bin,et al.Study on blade vibration reliability under working environment [J]. Turbine Technology,2007,49 (1): 40-42. (in Chinese)
- [14] 谢永慧,吴君,张荻,等.具有整体围带和凸台拉筋汽轮机长叶片阻尼振动特性实验研究[J].汽轮机技术,2011,53(2):81-84.  
XIE Yonghui,WU Jun,ZHANG Di,et al. Experimental study on vibration characteristics of a steam turbine blade with integral shroud and tie wire [J].Turbine Technology,2011,53 (2):81-84. (in Chinese)
- [15] 邱瑞,郝艳华.尾流激振情况下叶片振动应力预估方法[J].华侨大学学报:自然科学版,2009,30(5):492-495.  
QIU Rui,HAO Yanhua. Method to predict the blade vibration stress induced by wake influence [J].Journal of Huaqiao University(Natural Science), 2009,30 (5):492-495. (in Chinese)

(编辑:刘 静)