

压气机轴向扩压器叶片断裂分析

孙震^{1,2}, 关婷婷², 吉斌^{1,2}, 陈少俊², 武威²

(1. 上海航空机械有限公司, 上海 201300; 2. 中国航发常州兰翔机械有限责任公司, 江苏常州 213022)

摘要: 为了确定航空发动机压气机轴向扩压器叶片断裂故障的断裂性质和产生原因, 通过外观检查、断口分析、组织检查、硬度测试等手段进行初步检验, 并从材料、设计、加工以及环境方面进行详细的故障分析。结果表明: 轴向扩压器叶片断裂故障为高周疲劳断裂。在航空发动机工作状态下轴向扩压器发生共振, 且在工作温度下轴向扩压器叶尖与后盖为过盈配合, 此时叶尖与后盖发生刮摩, 叶尖出现毛刺及划痕, 在轴向扩压器叶片从靠近叶尖的共振节线处共振应力最大点的叶盆侧开始产生裂纹, 最终发生高周疲劳断裂。建议增大轴向扩压器叶片厚度与前、后缘圆角和轴向扩压器叶片与后盖之间的配合间隙, 以避免类似故障发生。

关键词: 轴向扩压器; 叶片断裂; 故障分析; 高周疲劳; 共振; 压气机; 航空发动机

中图分类号: V232.4

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.06.007

Fracture Analysis of Compressor Axial Diffuser Blade

SUN Zhen^{1,2}, GUAN Ting-ting², JI Bin^{1,2}, CHEN Shao-jun¹, WU Wei¹

(1. Shanghai Aeronautic Machinery Co., Ltd, Shanghai, 201300 China;

2. AECC Changzhou Lanxiang Machinery Co., Ltd, Changzhou, 213022 China)

Abstract: In order to determine the nature and cause of the axial diffuser blade fracture of an aeroengine compressor, the preliminary inspections were carried out through visual inspection, fracture analysis, microstructure inspection, hardness testing, etc. and detailed failure analysis was carried out from the aspects of materials, design, processing, and environment. The results show that the fracture failure of the axial diffuser blade is a high cycle fatigue fracture. The axial diffuser resonates under engine working conditions, and its blade tip and the rear cover are in an interference fit under working temperature, causing the scraping of the blade tip and the rear cover and the occurrence of burrs and scratches. Cracks initiate on the blade concave side of the axial diffuser from the maximum resonance stress point near the resonance nodal line of the blade tip and eventually lead to the high cycle fatigue fracture of the axial diffuser blade. To avoid the occurrence of similar failures, it is recommended to increase the thickness of the axial diffuser blade and the fillet radii of the leading and trailing edges, and to increase the clearance between the axial diffuser blade and the rear cover.

Key words: axial diffuser; blade fracture; failure analysis; high cycle fatigue; resonance; compressor; aeroengine

0 引言

航空发动机叶片工作环境恶劣, 出现叶片失效的概率相对较高^[1]。引起叶片失效的主要原因包括强度设计裕度不足、原材料缺陷、加工制造超差、工作时异常刮摩及外物打伤等^[2-3]。在叶片失效案例中, 疲劳断裂是引起叶片失效的最常见形式^[4], 对航空发动机造成的危害极大。排查叶片疲劳失效原因, 明确叶片失效机理, 对提升航空发动机使用可靠性具有极其重要意义^[5]。

在压气机叶片失效分析方面, 中国李洋等^[6]认为压气机转子叶片裂纹为高周疲劳, 主要原因是叶身表面振动应力最大区域抛光、喷丸效果差; 范顺昌等^[7]认为高压压气机转子叶片掉角处断口呈现多源疲劳特征, 主要原因是叶片与机匣之间发生了异常碰摩; 贾朝波等^[8]认为压气机转子带凸肩叶片掉块处断口符合高周疲劳断裂特征, 故障主要原因是叶片波纹度不符合设计要求, 且叶片凸肩上、下截面的叶型厚度异常减薄, 该异常改变了叶片的振动特性, 降低了共振裕度; 张再德等^[9]认为压气机转子叶片断裂为高周

收稿日期: 2021-09-24 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 孙震(1993), 男, 硕士, 工程师。

引用格式: 孙震, 关婷婷, 吉斌, 等. 压气机轴向扩压器叶片断裂分析[J]. 航空发动机, 2023, 49(6): 42-46. SUN Zhen, GUAN Tingting, JI Bin, et al. Fracture analysis of compressor axial diffuser blade[J]. Aeroengine, 2023, 49(6): 42-46.

疲劳断裂,其主要原因为非正常激励频率以及可调叶片角度不准确;李彦等^[10]、李业欣等^[11]、姜涛等^[12]认为高压压气机转子叶片断裂为疲劳断裂,断裂叶片在裂纹萌生处存在明显的加工痕迹,降低了疲劳性能;高志坤等^[13]认为某燃气轮机高压压气机转子叶片断裂为疲劳断裂,主要原因是叶尖与机匣涂层严重碰摩,使叶片承受非正常冲击载荷;刘国库等^[14]针对某型燃气轮机压气机转子叶片叶根断裂故障,利用故障树的排查方法,明确了转、静子不同心导致涂层和蜂窝发生偏摩,以及转子叶片根部的加工痕迹明显促进了故障的发生。国外 Lourenco 等^[15]分析了某压气机叶片失效故障,指出了失效起始位置在叶片坑蚀点;Poursaeidi 等^[16]通过仿真计算及试验验证分析出某压气机叶片的失效原因,认为是一弯共振造成的叶片高周疲劳失效。结合多位学者对压气机叶片的失效分析可知,压气机叶片失效形式大多数为疲劳断裂,且失效多集中在转子叶片上,静子叶片的失效情况与分析较少。

本文针对航空发动机的压气机轴向扩压器叶片断裂故障,对故障件进行外观检查、断口分析等初步检查,并从材料、设计、加工以及环境方面进行详细的故障分析。

1 故障情况

1.1 概述

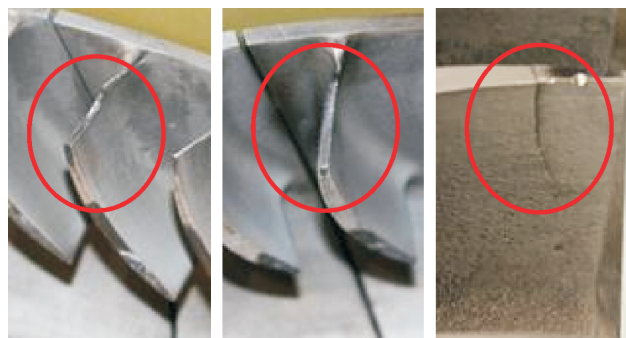
航空发动机的压气机轴向扩压器位于径向扩压器出口,安装在燃烧室机匣上,沿圆周方向均匀切分为3段,其主要功能是使来自径向扩压器的气流进一步减速增压。

该航空发动机在试车过程中出现故障,用孔探仪检查压气机各零、部件时发现轴向扩压器2片叶片掉块。发现该故障后,分解轴向扩压器,最终确认2片叶片掉块、1片叶片有裂纹。

1.2 宏观观察

轴向扩压器2片叶片掉块、1片叶片有裂纹的宏观形貌如图1所示。从图中可见,轴向扩压器2片掉块叶片均为靠近切缝处叶片,裂纹叶片为靠近另一端切缝的第4片叶片。

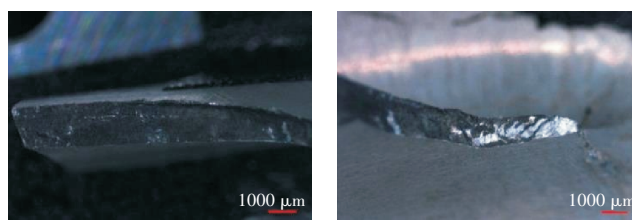
切取轴向扩压器掉块部位,经体视显微镜观察,2处叶片掉块位置、形貌均相似,均呈L形,由叶尖沿径向扩展一段距离后转向轴向扩展,尺寸约为10 mm×5 mm。径向断口较平坦,表面呈黑色,轴向断口较粗糙,有灰



(a) 掉块叶片1 (b) 掉块叶片2 (c) 裂纹叶片

图1 轴向扩压器掉块、裂纹宏观形貌

色金属光泽,局部可见纤维状断裂特征,掉块叶片径向和轴向断口宏观形貌如图2所示。观察轴向扩压器与后盖相配处的端面痕迹,出现掉块的叶片端面靠近进气边位置均存在较严重的磨损痕迹,如图3所示。



(a) 径向 (b) 轴向

图2 掉块叶片径向和轴向断口宏观形貌

1.3 微观观察

将断口经超声波清洗后在扫描电镜下观察微观形貌,径向断口上磨损严重,断面平坦,未见明显塑性变形。高倍下观察局部隐约可见细密的疲劳条带,此条带即为扩展区条带,如图4所示。根据条带的方向,可大致判断源区位于叶片排气边叶盆侧叶尖,源区磨损严重。在轴向断口局部可见撕裂韧窝形貌,具有高周疲劳断裂特征^[17-19],瞬断区形貌如图5所示。

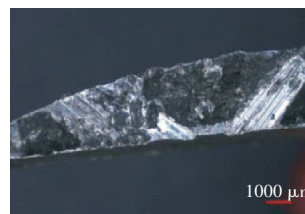


图3 掉块叶片端面磨损痕迹

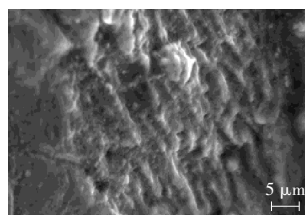


图4 扩展区条带

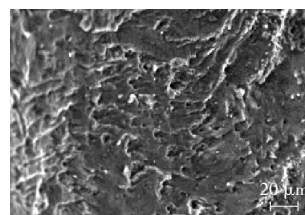


图5 瞬断区形貌

1.4 金相及硬度检查

在掉块位置附近取样进行金相检查,组织为 a+合金相,属正常组织,未发现过烧现象。硬度 HB=110,符合标准要求。

2 故障分析

2.1 材料原因

2.1.1 原材料缺陷

对轴向扩压器故障件进行化学成分及毛坯机械性能复查,均符合要求^[20],化学成分复查和毛坯机械性能复查结果分别见表 1、2。结合第 1.4 节金相及硬度检查结果可知,该故障件的原材料符合要求,故可以排除该底事件。

表 1 化学成分复查

			wt %		
元素	技术要求	分析结果	元素	技术要求	分析结果
Cu	1.9~2.5	1.9	Si	0~0.35	0.13
Mg	1.4~1.8	1.5	Zn	0~0.3	0.04
Fe	0.9~1.5	1.1	Mn	0~0.2	0.01
Ni	0.9~1.5	1.2	Ti	0.02~0.10	0.04

表 2 毛坯机械性能复查

	σ_b /MPa	δ_5 /%
要求值	355	8
实际值	410	8

2.1.2 热处理缺陷

复查故障件的热处理工序,根据随件单记录的情况复查结果,该批次零件热处理过程无异常,符合工艺规程要求,故可以排除该底事件。

2.2 设计原因

2.2.1 工作转速范围内存在共振

轴向扩压器为静子件,应分析其在发动机工作转速范围内是否存在共振。由于轴向扩压器均分为 3 段,故只需对其中 1 段进行振动模态计算分析即可。

取工作温度为 300℃,并约束 4 个螺栓孔,计算轴向扩压器前 5 阶固有频率,并根据激振源(取自身激振($K=1$)、自身激振的 2 倍频($K=2$))绘制坎贝尔图,如图 6 所示。设计转速为 n ,等转速线取发动机常用工作转速 0.97 n 、0.98 n 、 n 、1.01 n 和

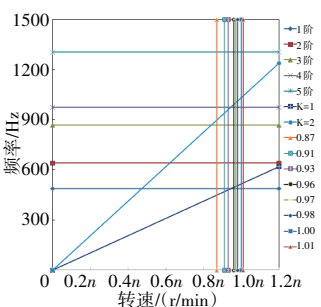
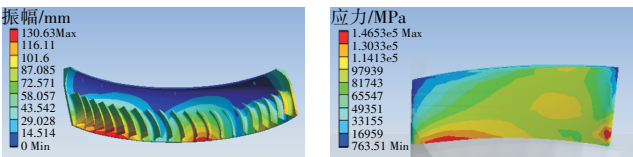


图 6 叶片共振坎贝尔图

离心压气机转子高周疲劳试验转速 0.87 n 、0.91 n 、0.93 n 和 0.96 n 。

从图中可见,轴向扩压器在各常用工作转速和离心压气机转子高周疲劳试验转速下可能由不同的激振源引起不同阶次的共振,需结合各阶模态的振型和振动应力进行共振分析。在前 5 阶模态中,与轴向扩压器裂纹、掉块模式较相似的振型为第 4 阶,该阶振型及振动应力分布如图 7 所示。



(a) 振型 (b) 振动应力
图 7 第 4 阶模态振动的振型和振动应力

在发动机常用工作转速和离心压气机转子高周疲劳试验转速下,对第 4 阶模态进行共振裕度分析,计算结果见表 3,表中仅列出了共振裕度小于 10% 的部分。

表 3 第 4 阶模态共振裕度计算结果

常用转速/ (r/min)	$K=2$ 时共振 裕度/%	高周转速/ (r/min)	$K=2$ 时共振 裕度/%
0.97 n	5.1	0.87 n	6.1
0.98 n	6.5	0.91 n	1.5
n	7.9	0.93 n	0.8
1.01 n	8.3	0.96 n	4.8

从表中可见,轴向扩压器在 2 倍激振源频率($K=2$)时,频率裕度较小,可能在 0.97 n 、0.98 n 、 n 和 1.01 n 常用工作转速下以及 0.87 n 、0.91 n 、0.93 n 和 0.96 n 高周疲劳试验转速下引起第 4 阶共振,导致叶片出现裂纹、掉块,故该底事件无法排除。

2.2.2 轴向扩压器与后盖间隙小

对轴向扩压器与后盖的径向间隙进行设计复查,轴向扩压器内径为 $\Phi 403.1^{+0.1}_0$ mm,后盖外径为 $\Phi 403^{0}_{-0.1}$ mm,配合间隙为 0.1~0.3 mm。取轴向扩压器、后盖位置温度为 300℃,计算零件的变形量,得出工作状态下轴向扩压器和后盖的配合间隙为:过盈 0.56~0.36 mm。发动机后盖、轴向扩压器和燃烧室机匣的装配局部如图 8 所示。

从航空发动机零件外观检查的结果可见,轴向扩压器叶尖与后盖配合面均可观察到明显因过盈产

生的压痕,轴向扩压器压痕和后盖压痕分别如图9、10所示。

由第2.2.1节计算分析可知,轴向扩压器在工作转速范围内存在共振。若轴向扩压器与后盖装配间隙较小,则有可能在工

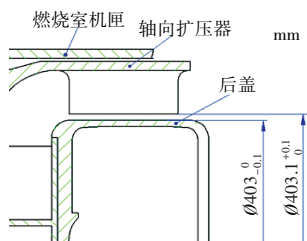


图8 发动机后盖、轴向扩压器和燃烧室机匣的装配局部



图9 轴向扩压器压痕

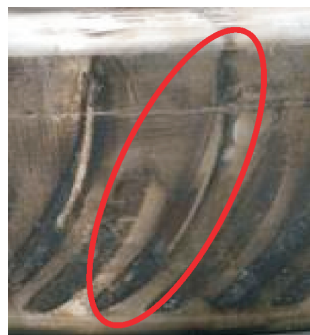


图10 后盖压痕

作状态下产生过盈,在轴向扩压器叶片与后盖过盈状态下若轴向扩压器发生共振,很可能产生叶片叶尖与后盖外径的刮摩,导致轴向扩压器叶片叶尖产生毛刺,可能促使裂纹的萌生,故该底事件无法排除。

2.3 加工原因

复查故障件轴向扩压器叶型计量记录,叶型均合格。并对故障件每段各取1片叶片计量叶型,叶型无异常(由于轴向扩压器已切开为3段,无法准确定角向及中心基准,该结果可作为参考)。综上所述,该轴向扩压器叶片叶型符合要求,故可以排除该底事件。

2.4 环境影响

2.4.1 外物打伤

叶片受到外物打伤,极易造成大应力集中的损伤,这些损伤会造成压气机叶片快速萌生裂纹而断裂。根据目视检查,叶片前缘及叶尖未见打伤痕迹,故可以排除该底事件。

2.4.2 叶片腐蚀

叶片表面被腐蚀会诱发叶片萌生裂纹,在长时间工作后会导致叶片裂纹不断扩展而断裂。根据厂内试车环境及试车时间判断不存在腐蚀痕迹,且经目视检查确认无腐蚀痕迹,故可以排除该底事件。

2.4.3 发动机异常工作

发动机在中低转速时放气活门可以正常开启,不

会导致发动机工作点距离喘振边界过近而发生旋转失速,以致叶片出现高周疲劳失效。此外,根据对试车数据的分析,在试车过程中发动机工作正常。在整个试车过程中均要求缓推油门杆来改变发动机状态,没有急剧的加减速变化。故可以排除该底事件。

3 分析与改进

轴向扩压器在航空发动机工作转速范围内存在共振,并且轴向扩压器叶尖与后盖间隙小。当航空发动机处于某工作转速时,轴向扩压器发生共振,在此工作温度下轴向扩压器叶尖与后盖处于局部过盈状态,此时叶尖与后盖可能发生刮摩,导致轴向扩压器叶尖出现毛刺及划痕,轴向扩压器叶片从靠近叶尖共振节线处且共振应力最大点的叶盆侧开始产生裂纹(如图11所示),最终导致轴向扩压器叶片出现高周疲劳裂纹或发生掉块^[21-22]。

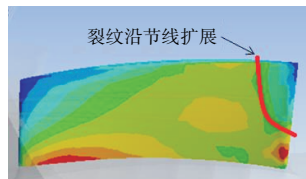


图11 裂纹产生

建议优化轴向扩压器叶型,增大叶片厚度及前、后缘圆角。除此之外,增大轴向扩压器叶片与后盖的配合间隙,以减少航空发动机在工作状态下轴向扩压器叶片与后盖产生过盈的可能性,避免类似故障再次发生。

4 结论

(1)轴向扩压器叶片失效模式为高周疲劳。

(2)轴向扩压器在工作时发生共振,且在工作温度下轴向扩压器叶片与后盖过盈,此时轴向扩压器叶尖与后盖发生刮摩,轴向扩压器叶尖出现毛刺及划痕,最终导致轴向扩压器叶片发生高周疲劳断裂。

建议对轴向扩压器叶型进行改进,增大叶片厚度及前、后缘圆角,并增大轴向扩压器叶片与后盖的配合间隙。

参考文献:

- [1] 傅国如,禹泽民,王洪伟.航空涡喷发动机压气机转子叶片常见失效模式的特点与规律[J].失效分析与预防,2006,1(1):18-24.
- FU Guoru, YU Zemin, WANG Hongwei. Main failure attributes and rules of compressor blades in aero-engine[J]. Failure Analysis and Prevention, 2006, 1(1): 18-24. (in Chinese)
- [2] 卢文海,刘丽玉,白明远.发动机燃气涡轮叶片断裂分析[J].失效分析与预防,2010,5(4):252-256.

- LU Wenhai, LIU Liyu, BAI Mingyuan. Fracture analysis of gas-turbine blades of aircraft engine[J]. Failure Analysis and Prevention, 2010, 5(4): 252-256. (in Chinese)
- [3] 赵文侠, 李莹, 范映伟, 等. 涡扇发动机二级转子叶片超温断裂分析[J]. 材料工程, 2012(8): 39-44.
- ZHAO Wenxia, LI Ying, FAN Yingwei, et al. Fracture analysis for second stage rotor turbine blade in aero-engine[J]. Journal of Materials Engineering, 2012(8): 39-44. (in Chinese)
- [4] 彭秀云. WZ8F 发动机涡轮叶片碰磨故障诊断与分析[J]. 航空发动机, 2006, 32(3): 44-47.
- PENG Xiuyun. Fault diagnosis and analysis of WZ8F engine turbine blade vane rub[J]. Aeroengine, 2006, 32(3): 44-47. (in Chinese)
- [5] 李洋, 邱丰, 佟文伟. 发动机风扇静子叶片裂纹失效分析[J]. 失效分析与预防, 2019, 14(6): 401-405.
- LI Yang, QIU Feng, TONG Wenwei. Cracking analysis of stator blade of aero-engine fan[J]. Failure Analysis and Prevention, 2019, 14(6): 401-405. (in Chinese)
- [6] 李洋, 佟文伟, 栾旭, 等. 发动机压气机转子叶片裂纹分析[J]. 失效分析与预防, 2016, 11(1): 51-55.
- LI Yang, TONG Wenwei, LUAN Xu, et al. Fracture analysis of air-compressor rotor blade of aero-engine[J]. Failure Analysis and Prevention, 2016, 11(1): 51-55. (in Chinese)
- [7] 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 Shunchang, TANG Xiaohui, ZHANG Yindong, 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)
- [8] 贾朝波, 陈勇, 侯东旭, 等. 压气机转子带凸肩叶片掉块故障分析[J]. 航空发动机, 2020, 46(4): 87-91.
- JIA Chaobo, CHEN Yong, HOU Dongxu, et al. Fracture failure analysis of a shrouded blade of compressor rotor [J]. Aeroengine, 2020, 46(4): 87-91. (in Chinese)
- [9] 张再德. 发动机压气机叶片断裂故障分析与试验验证[J]. 失效分析与预防, 2019, 14(4): 258-261.
- ZHANG Zaide. Fracture fault analysis and test verification of engine compressor blades[J]. Failure Analysis and Prevention, 2019, 14(4): 258-261. (in Chinese)
- [10] 李彦, 都建京, 陈星, 等. 高压压气机转子叶片断裂分析[J]. 失效分析与预防, 2019, 14(3): 188-192.
- LI Yan, DU Jianjing, CHEN Xing, et al. Failure analysis of rotor blades in high-pressure compressor[J]. Failure Analysis and Prevention, 2019, 14(3): 188-192. (in Chinese)
- [11] 李业欣, 张银东, 张鑫佳. 发动机高压压气机转子叶片断裂分析[J]. 失效分析与预防, 2018, 13(4): 233-237.
- LI Yexin, ZHANG Yindong, ZHANG Xinjia. Fracture analysis of compressor rotor blade in engine[J]. Failure Analysis and Prevention, 2018, 13(4): 233-237. (in Chinese)
- [12] 姜涛, 李春光, 张兵. 发动机压气机转子叶片断裂失效分析[J]. 装备环境工程, 2011, 8(3): 18-22.
- JIANG Tao, LI Chunguang, ZHANG Bing. Fracture analysis of compressor rotor blade in engine[J]. Equipment Environmental Engineering, 2011, 8(3): 18-22. (in Chinese)
- [13] 高志坤, 胡霖, 张开阔, 等. 某高压压气机第4级转子叶片断裂分析[J]. 航空发动机, 2019, 45(6): 85-89.
- GAO Zhikun, HU Lin, ZHANG Kaikuo, et al. Failure analysis of 4th rotor blade of high-pressure compressor[J]. Aeroengine, 2019, 45(6): 85-89. (in Chinese)
- [14] 刘国库, 刘冬. 压气机转子叶片叶根断裂故障分析[J]. 航空发动机, 2016, 42(3): 93-97.
- LIU Guoku, LIU Dong. Fracture failure analysis for blade root of compressor[J]. Aeroengine, 2016, 42(3): 93-97. (in Chinese)
- [15] Lourenco H J, Graca M A, Franco L L, et al. Fatigue failure of a compressor blade[J]. Engineering Failure Analysis, 2008, 15(8): 1115-1150.
- [16] Poursaeidi E, Salavatian M. Fatigue crack growth simulation in a generator fan blade[J]. Engineering Failure Analysis, 2009, 16(3): 888-898.
- [17] 孟立辉. 某型发动机架疲劳断裂分析与对策[J]. 航空发动机, 2010, 36(6): 39-42.
- MENG Lihui. An aircraft engine frame fatigue fracture analysis and maintenance[J]. Aeroengine, 2010, 36(6): 39-42. (in Chinese)
- [18] 郭峰, 刘德林, 梁伟, 等. TC17 钛合金叶盘破裂分析[J]. 失效分析与预防, 2015, 10(1): 62-66.
- GUO Feng, LIU Delin, LIANG Wei, et al. Breakage analysis of impeller disk of TC17 titanium alloy[J]. Failure Analysis and Prevention, 2015, 10(1): 62-66. (in Chinese)
- [19] 李洋, 佟文伟, 韩振宇, 等. 发动机引气管卡箍断裂原因分析[J]. 失效分析与预防, 2013, 8(3): 167-172.
- LI Yang, TONG Wenwei, HAN Zhenyu, et al. Fracture analysis of aero-engine cited trachea clamp[J]. Failure Analysis and Prevention, 2013, 8(3): 167-172. (in Chinese)
- [20] 工程材料实用手册编辑委员会. 工程材料实用手册第3卷[M]. 2版. 北京: 中国标准出版社, 2001: 127-129.
- Engineering Materials Practical Manual Editorial Committee. Engineering materials practical manual vol 3[J]. 2nd ed. Beijing: Standards Press of China, 2001: 127-129. (in Chinese)
- [21] 宋国明. 燃气轮机低压压气机转子叶片断裂分析[J]. 失效分析与预防, 2012, 7(1): 29-32.
- SONG Guoming. Fracture analysis on low-pressure compressor rotor blade of gas turbine[J]. Failure Analysis and Prevention, 2012, 7(1): 29-32. (in Chinese)
- [22] 赵萍, 何清华, 杨治国. 航空发动机叶片疲劳断裂研究领域与方法概述[J]. 航空发动机, 2009, 35(3): 58-61.
- ZHAO Ping, HE Qinghua, YANG Zhiguo. Summarize of investigation and method for blade fatigue fracture of aeroengine[J]. Aeroengine, 2009, 35(3): 58-61. (in Chinese)

(编辑: 刘 静)