

DOI: 10.11973/jxgccl201902016

压气机整流叶片开裂的原因

刘丽玉¹, 李佳佳², 姜涛¹, 贺进², 陶春虎¹

(1.中国航发北京航空材料研究院,中航工业失效分析中心,航空材料检测与评价北京市重点实验室,材料检测与评价航空科技重点实验室,北京 100095;2.中国航发涡轮院,成都 610500)

摘要:某型发动机在厂内试车 20 h 后,其压气机整流叶片在叶身中部出现纵向裂纹。对开裂叶片进行外观检查、显微组织和断口形貌观察、硬度测试,研究了在发动机工作转速下叶片的振动情况,分析了裂纹成因。结果表明:整流叶片的开裂性质为高周疲劳开裂,裂纹是由于在发动机工作转速范围内存在由后排转子激起的旋弯共振而形成的;采取将叶片整体加厚的调频方案,将后排转子叶片激起旋弯共振的转速调至发动机最高转速以上,可以防止压气机整流叶片裂纹的产生。

关键词:整流叶片;纵向裂纹;高周疲劳;旋弯共振

中图分类号: V232.4 **文献标志码:** B **文章编号:** 1000-3738(2019)02-0078-04

Reason for Cracking of Straightener Blades of Compressor

LIU Liyu¹, LI Jiajia², JIANG Tao¹, HE Jin², TAO Chunhu¹

(1.Failure Analysis Center of Aviation Industry Corporation of China, Beijing Key Laboratory of Aeronautical Materials Testing and Evaluation, Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Aeronautical Materials Testing and Evaluation, AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China;
2.AECC Gas Turbine Research Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: After in-plant testing for 20 h, the straightener blades of the compressor in a certain type of aero engine showed longitudinal cracks in the middle of blade body. Appearance inspection, microstructure and fracture morphology observation and hardness testing were conducted on the cracked blades. The blade vibration at the working speed of the aero engine was studied and the formation cause of cracks was discussed. The results show that the crack mode of the straightening blade was high-cycle fatigue cracking. The cracks formed by rotating bending resonance caused by rear rotor in the working speed range of the engine. By adoption of frequency modulation scheme of thickening the whole blade, adjusting the speed at which the rear rotor blade stirred up the rotating bending resonance to above the maximum engine working speed, the crack formation of the compressor straightener blade could be prevented.

Key words: straightener blade; longitudinal crack; high-cycle fatigue; rotating bending resonance

0 引言

压气机是航空发动机的一个重要部件。此部件通过接受涡轮的输出功对空气连续做功来提高空气的压力,其工作性能的好坏直接影响着发动机的性能和稳定性。压气机主要由机匣、转子叶片和整流叶片(静子叶片)组成。其中,整流叶片的工作温度相对较低,也不会承受由高速转动带来的机械离心

力和弯矩的作用,因此相对于转子叶片,其发生故障的概率较低。但是,在发动机工作过程中,整流叶片会因高速气流及其夹带的尘土和沙粒等颗粒的冲刷而发生损伤。一般在服役过程中,允许整流叶片带一定程度的裂纹继续运行^[1-2]。然而近几年来,由振动导致的整流叶片的失效事件越来越多^[3-6];而且,由于整流叶片的开裂故障往往会发展为叶片断裂,叶片碎屑会随着气流进入燃烧室和涡轮,导致发动机其他部件损伤,从而造成严重后果。因此,整流叶片的疲劳开裂问题受到了关注。

某型发动机在厂内试车进行到 20 h 后,其压气

收稿日期:2017-09-27;修订日期:2018-09-12

作者简介:刘丽玉(1983—),女,江西宜春人,高级工程师,硕士

机整流叶片(叶片材料为 1Cr11Ni2W2MoV 马氏体不锈钢)在叶身中部出现裂纹,且裂纹位置和方向与常规的疲劳裂纹有所差异;该裂纹故障具有失效叶片数量多、故障概率高(试车 100% 出现)等特点。为了研究此裂纹的性质及产生原因,作者对开裂整流叶片进行了失效分析。

1 理化检验及结果

1.1 宏观形貌

由图 1 可见:整流叶片组件由 6 个(I~VI)扇形组件组成,每个扇形组件由 13 件叶片组合而成;检查发现共 20 件叶片的叶身上有肉眼可见裂纹,裂纹集中出现在每个扇形组件的中间叶片上,均沿叶片纵向扩展;有的裂纹出现在叶背侧,有的在叶盆侧,还有的贯穿叶盆和叶背(即贯穿叶片厚度)。

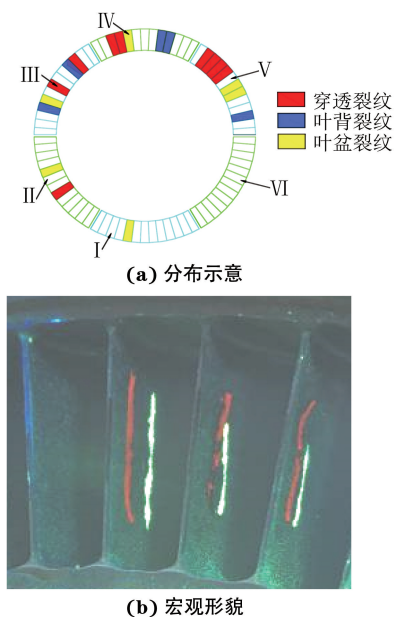


图 1 开裂叶片在叶片组件中的分布示意及典型宏观形貌

Fig.1 Diagram for distribution in blade assembly (a) and typical macromorphology (a) of cracked blades

由图 2 可见:无论是沿叶展方向还是沿叶高方向,裂纹均大致位于叶身中部;裂纹细小,闭合性较好。

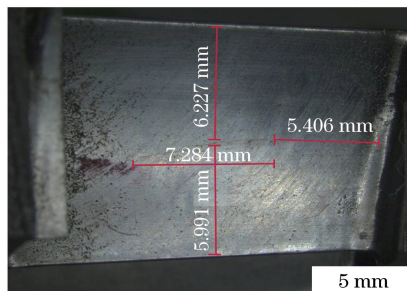


图 2 开裂叶片中裂纹的位置及形貌

Fig.2 Position and morphology of cracks in cracked blade

1.2 断口形貌

将裂纹打开后,对断口形貌进行观察。由图 3 可见:原始裂纹断口均为弧形断口,穿透裂纹的弧形侧已贯穿叶片厚度,与弧形相对的一侧呈较窄的剪切斜面;根据断口上棱线的收敛方向以及弧形的弯向,可知裂纹起源于与弧形相对一侧中部的表面。综上可知,穿透裂纹和未穿透裂纹均萌生于叶片的叶盆或叶背表面,沿叶根、叶尖以及叶片厚度方向扩展。

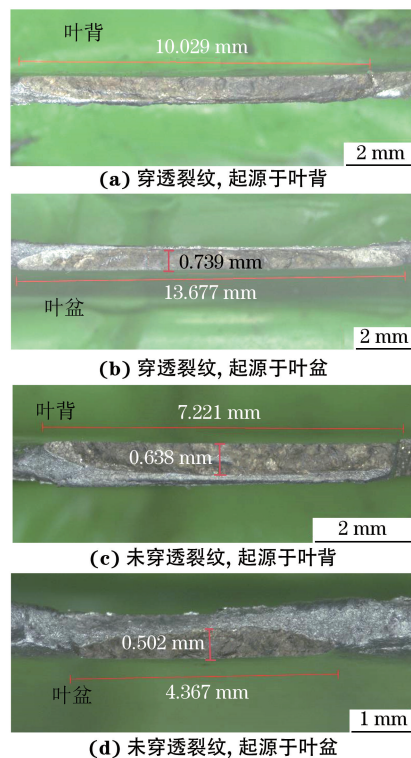


图 3 裂纹打开后的断口宏观形貌

Fig.3 Macromorphology of fracture formed by opening of cracks: (a, b) penetrated crack, initiating from blade back side and basin side; (c, d) unpenetrated crack, initiating from blade back side and basin side

用 CS3100 型扫描电镜(SEM)观察断口形貌。由图 4 和图 5 可以看出:裂纹源位于叶片的叶盆或叶背表面,呈现小线源特征;裂纹源区未见冶金缺陷,裂纹扩展区可见细密的疲劳条带。

1.3 显微组织与硬度

随机抽取一个有裂纹的叶片,截取叶身纵截面,磨抛腐蚀后,在 OLYMPUS GS51 型光学显微镜上观察显微组织。由图 6 可知:叶片组织中含有粗大、羽毛状的黑色板条马氏体。在金相试样上用 FM-ARS9000 型硬度计测显微硬度。未开裂叶片和有裂纹叶片的硬度均为 397~426 HB,均超出技术条件要求(311~388 HB)的上限。推测此批次叶片的工艺过程控制不当,导致组织中出现粗大板条马氏体,硬度

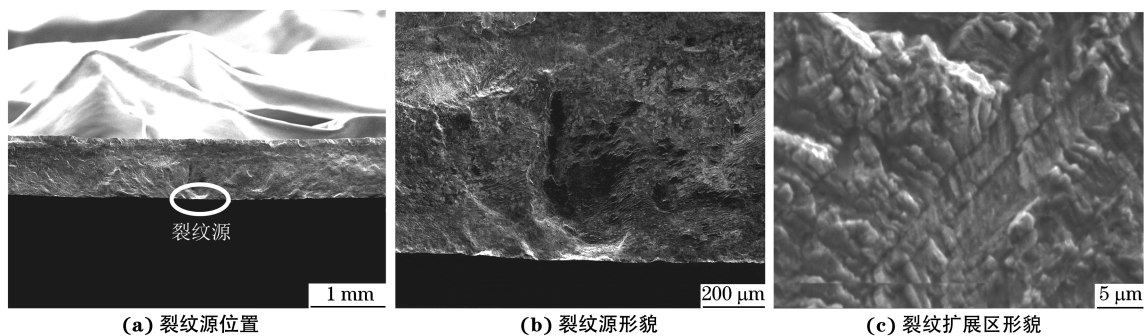


图4 穿透裂纹断口的SEM形貌(起源于叶背)

Fig.4 SEM morphology of fracture formed by penetrated crack (initiating from blade back): (a) crack source position; (b) morphology of crack source and (c) morphology of crack propagation area

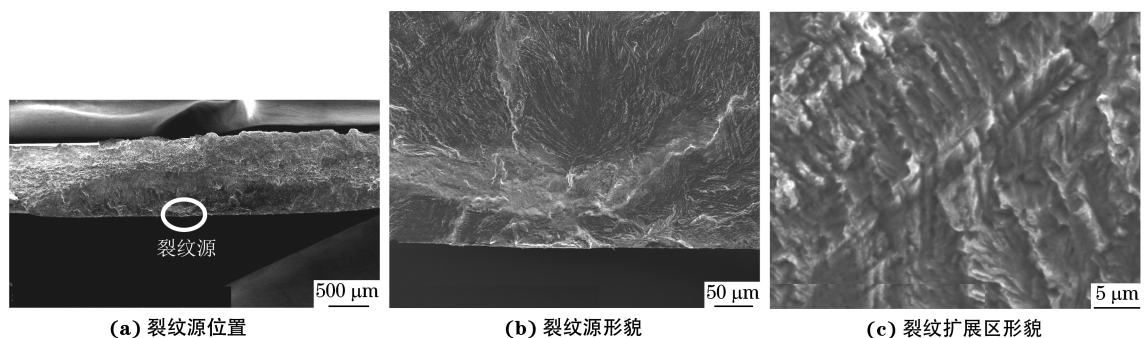


图5 未穿透裂纹断口的SEM形貌(起源于叶盆)

Fig.5 SEM morphology of fracture formed by unpenetrated crack (initiating from blade basin): (a) crack source position; (b) morphology of crack source and (c) morphology of crack propagation area

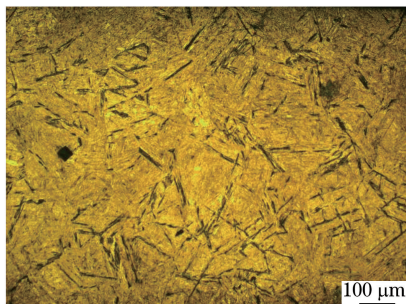


图6 叶片纵截面的显微组织

Fig.6 Microstructure of longitudinal section of blade

偏高;这不利于叶片的抗疲劳性能^[7-9]。

2 开裂原因分析

2.1 裂纹性质以及一级失效原因

此次整流叶片裂纹故障具有以下特点:(1)试车 20 h 就出现,属于早期故障;(2)叶片裂纹均为在叶身中部的纵向裂纹;(3)叶片裂纹均起源于叶盆或叶背表面,沿叶根、叶尖以及叶片厚度方向扩展。整流叶片的裂纹断口相对平坦,微观可见细密的疲劳条带,疲劳裂纹扩展充分,可知此裂纹应为高周疲劳裂纹。

高周疲劳破坏是一种在高频交变应力作用下的失效模式,叶片发生疲劳破坏说明叶片所承受的交变应力水平超出了叶片的疲劳强度。整流叶片组件中的叶片批次相同,开裂及未开裂叶片的组织相同,均出现了不利于叶片抗疲劳性能的粗大马氏体组织;整流叶片的裂纹故障表现为与寿命无关的早期故障,且裂纹的萌生和扩展具有规律性。因此,分析认为叶片疲劳裂纹萌生的主要原因为振动。叶片因振动(以弯曲振动为主)导致的故障较多^[10],其裂纹大多横向扩展^[11-14],即沿着叶片叶展方向扩展。但是此压气机整流叶片的裂纹起源于叶盆和叶背表面,裂纹纵向扩展,推测此裂纹的萌生和扩展应与某种特殊振型下的共振有关。

2.2 振动分析和二级失效原因

为进一步研究此种裂纹形式的振动模式,对此压气机叶片在工作转速下的振动特性进行有限元模拟和分析。应用敲击法得到叶片在常温、静止状态下的固有频率。根据此压气机叶片的实物建立有限元模型,叶片材料选用 1Cr11Ni2W2MoV 马氏体不锈钢,其参数见《中国航空材料手册》;充分考虑叶片在实际工况下受到的离心力和温度场的影响,采用

有限元法模拟得到在发动机工作转速下叶片的各阶振型。由图7可以看出,在发动机工作转速下由后排转子叶片(47阶)激起的旋弯共振导致的整流叶片呈现的振型和应力分布,与开裂整流叶片的裂纹源位置(约位于叶片叶身中部)和扩展方向(纵向)吻合。一般来说,若裂纹源与某种振型下应力最大的位置重合,则说明裂纹是在此振型下的振动应力作用下产生的。根据图7(b),在叶片上粘贴应力片,采用遥

测方法对叶片进行动态应力测试。结果表明,在 $34\ 100\sim 36\ 500\text{ r}\cdot\text{min}^{-1}$ 的发动机工作转速范围内,存在由后排转子叶片(47阶)激起的旋弯共振,共振频率在 $26\ 700\sim 28\ 600\text{ Hz}$,测得叶片开裂部位的应力高达 222 MPa ,远高于此类不锈钢叶片所能承受的振动应力水平。由此可见,整流叶片上的裂纹是由后排转子叶片(47阶)在发动机工作转速下激起的旋弯共振导致的。

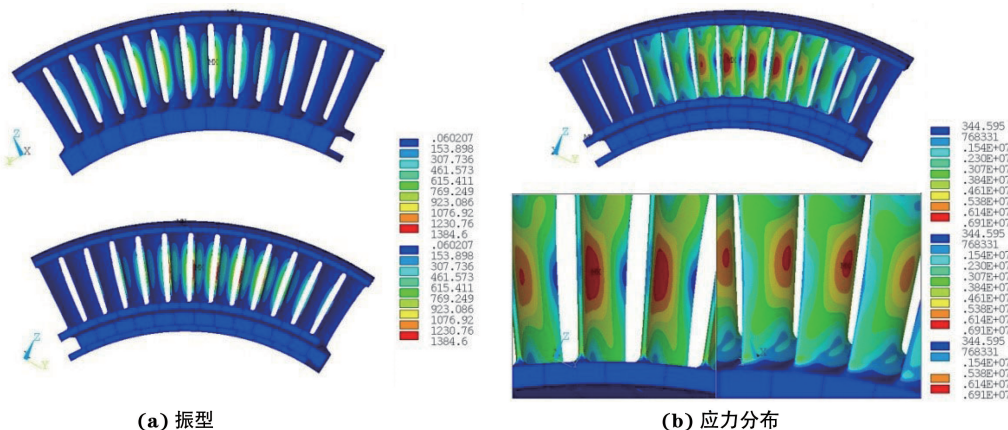


图7 整流叶片振型和应力分布的模拟结果

Fig.7 Simulation of vibration type (a) and stress distribution (b) of straightener blades

叶片产生共振,是因为在某一工作转速下叶片的激振力频率和固有频率吻合,因此可通过改变叶片固有频率和激振力频率来消除。改变叶片激振力频率势必要更改后排转子叶片结构或数目,结构调整较大;改变叶片固有频率则更具可行性。

3 结论及措施

(1) 某型发动机压气机整流叶片的开裂性质为高周疲劳开裂;裂纹产生的主要原因是由于整流叶片在发动机工作转速范围内存在由后排转子激起的旋弯共振,导致部分位置的振动应力超过了其所能承受的应力水平。

(2) 采取将叶片整体加厚以改变叶片固有频率的解决方案,将后排转子叶片激起旋弯共振的转速调至发动机最高工作转速以上,使得在工作转速范围内由前后排转子叶片等激起的振动应力均在设计许可范围内,从而防止压气机整流叶片裂纹的产生;加强锻造工艺控制,防止叶片中出现粗大马氏体组织,从而提高叶片的疲劳抗力,防止开裂。

参考文献:

- [1] 胡仁高,古远兴.带管槽的静子叶片强度、振动分析[J].燃气涡轮试验与研究,2000,13(3):36-38.
- [2] HSU S T, WO A M. Reduction of unsteady blade loading by

beneficial use of vortical and potential disturbances in an axial compressor with rotor clocking [J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(4): 705-713.

- [3] 刘丽玉,卢文海,刘德林.轴流压气机双排整流器叶片裂纹原因分析[J].失效分析与预防,2012,7(4):253-256.
- [4] 熊勇,李永斌,陈昌达,等.压气机整流导向叶片开裂故障分析[J].机械工程材料,2013,37(7):107-110.
- [5] 臧金鑫,白明远,姜涛,等.压气机整流器叶片裂纹分析[J].失效分析与预防,2008,3(2):21-25.
- [6] 邹寒松,曹江,邢晓鹏.九级整流叶片断裂分析[J].失效分析与预防,2010,5(3):160-163.
- [7] 惠卫军,董瀚,翁宇庆.中碳非调质钢的高周疲劳性能[J].钢铁,2011,46(2):1-6.
- [8] 潘大刚,杜林秀,王国栋.形变热处理工艺对马氏体和贝氏体金相组织的影响[J].钢铁研究,2004,32(3):25-29.
- [9] 查小琴,惠卫军,雍岐龙,等.钒对中碳非调质钢疲劳性能的影响[J].金属学报,2007,43(7):719-723.
- [10] 李其汉,王延荣,王建军.航空发动机叶片高循环疲劳失效研究[J].航空发动机,2003,29(4):16-18.
- [11] 吴为民,古远兴,杜文军.某压气机I级转子叶片断裂故障分析[J].失效分析与预防,2006,1(1):61-64.
- [12] 缪宏博,刘新灵.某型发动机高压压气机叶片开裂原因分析[J].金属热处理,2007,32(增刊1):79-83.
- [13] 洪杰,刘书国,张大义,等.小型短寿命涡扇发动机涡轮叶片疲劳失效分析[J].航空动力学报,2012,27(3):604-609.
- [14] CARTER T J. Common failures in gas turbine blades[J]. Engineering Failure Analysis, 2005, 12(2): 237-247.