# 发动机压气机转子叶片断裂失效分析

# 姜涛',李春光',张兵'

(1.北京航空材料研究院中国航空工业集团公司失效分析中心,北京100095;2.中国民航科学技术研究院,北京100028)

摘要:某型航空发动机在长期使用后压气机Ⅲ级转子叶片断裂失效。对叶片表面及断口的宏微观形貌进行了观察和能谱分析,并对叶片的组织和硬度进行了检测。研究结果表明,发动机压气机Ⅲ级转子叶片 是在存在严重腐蚀损伤情况下发生的振动高周疲劳断裂,空气中的S,Cl元素导致叶片进气边产生严重的腐 蚀损伤,对疲劳裂纹的萌生起着重要的作用。

关键词:压气机;转子叶片;高周疲劳;腐蚀 中图分类号:V232.4 文献标识码:A 文章编号:1672-9242(2011)03-0018-05

## Fracture Analysis of Compressor Rotor Blade in Engine

JIANG Tao<sup>1</sup>, LI Chun-guang<sup>2</sup>, ZHANG Bing<sup>1</sup>

(1. Failure Analysis Center, Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China;

2. China Academy of Civil Aviation Science and Technology, Beijing 100028, China)

**Abstract**: A compressor rotor blade of Grade III in an aero–engine fractured after serving for a long time. In order to find out the fracture mode and cause, macro and micro observation, EDS analysis, and microstructure and microhardness examination were carried out. The results showed that the fracture of the blade is vibration high–cycle fatigue fracture under the condition of serious erosion. The elements of S and Cl in the air resulted in serious erosion, which promoted the initiation of fatigue crack.

Key words: compressor; rotor blade; high-cycle fatigue; erosion

压气机是航空发动机的关键部件之一,其主要 作用是提高作为发动机工作介质的空气压力。转子 叶片由于高速旋转、数量多、形体单薄,以及载荷、工 况复杂,使其成为发动机使用和实验中故障率最高 的零部件之一<sup>[1]</sup>。转子叶片中最常见的失效模式为 疲劳开(断)裂失效,引起叶片疲劳失效的原因多种 多样,主要包括共振、外物打伤、腐蚀、材质缺陷、微 动损伤等<sup>[2-4]</sup>。其中,腐蚀引起的疲劳失效是导致压

収福日期:2010-10-20

作者简介:姜涛(1980—),男,黑龙江人,工程师,主要从事机械产品失效分析及金属材料损伤行为研究。

气机转子叶片失效的一个常见因素,并且腐蚀在叶 片失效中所起的作用较难界定。

某型发动机累计工作1299h14min后返厂分解 检查,发现1片发动机压气机Ⅲ级转子叶片断裂,除 Ⅰ,Ⅱ级叶片外,其余压气机叶片均有不同程度的损 伤。转子叶片由1Cr11Ni2W2MoV马氏体不锈钢锻 造成形。

笔者对上述叶片断裂原因进行了分析,并着重 探讨了腐蚀对叶片失效的影响,其结果可为设计人 员提供借鉴。

## 1 试验过程与结果

## 1.1 宏观检查

压气机Ⅲ级叶片断裂位置如图1所示,叶片在 叶身2/3高度处发生断裂,进气边一侧断口平坦,断 面大致平行于叶片叶根;排气边一侧断口塑性变形 严重,呈从叶盆侧向叶背侧撕裂的特征。



图 1 叶片断裂部位 Fig. 1 Fracture position of the blade

叶片的叶盆侧表面为银灰色,局部可见黑色斑 点;叶背侧表面光亮,表面存在沿叶身方向的细小磨 削加工痕迹,如图2所示。对断裂叶片和1片未断的 Ⅲ级完好叶片表面进行对比观察,发现在叶片进气 边均存在大量的黑色腐蚀坑,断裂叶片腐蚀情况略 重于未断叶片,如图3所示。

叶片断口宏观形貌如图4所示。叶片进气边一 侧为相对平坦的疲劳区,疲劳区占断口面积的3/4, 排气边一侧为瞬断区。疲劳区表面可见明显的疲劳 弧线,疲劳弧线的中心都指向叶片进气边。叶片进 气边断口表面呈灰黑色,与其它区域明显不同。

## 1.2 微观观察及能谱分析

在JSM5600型扫描电子显微镜下对失效的叶片



图2 断裂叶片表面形貌











进行微观观察。

## 1.2.1 叶片断口

观察发现,断口表面未见明显疲劳扩展棱线,叶 片叶背、叶盆两侧均无疲劳源,结合疲劳弧线的收敛 中心判断,叶片的疲劳裂纹源应位于进气边。

叶片进气边的断口形貌如图5所示,可见进气边 断口表面存在明显的腐蚀区,叶盆一侧腐蚀区深约 0.3 mm,叶背一侧深约0.8 mm,该区被腐蚀产物覆 盖。腐蚀区与疲劳扩展区交界处形貌如图6所示,两 者之间存在明显分界:一侧腐蚀严重,可见泥纹花样; 一侧腐蚀轻微,表面可见轻微的马氏体条束特征,并 能够观察到细密的脆性疲劳条带,如图7所示。



图5 叶片进气边断口形貌 Fig. 5 Fracture surface near the leading edge



图6 断口腐蚀区边界形貌

Fig. 6 Boundary appearance of the erosion zone at the fracture surface



图7 靠近附独区的疲劳特征 Fig. 7 Fatigue feature near the erosion zone

对断口腐蚀区进行能谱分析,结果见表1。腐蚀 产物中腐蚀性元素主要有S,Cl,O。

叶片断口疲劳扩展中期形貌如图8所示,断口 表面存在大量疲劳弧线,弧线中心皆指向叶片进气 边。弧线间密布疲劳条带。疲劳扩展后期断面起伏 加剧,疲劳弧线更为明显,弧线间的疲劳条带仍很细 密。瞬断区的断口表面为韧窝特征。

#### 表1 叶片腐蚀表面微区成分分析结果

 
 Table 1 Results of content analysis for the corrosion surface microzone of fractured blade

- 0	7	

-	元素	0	Na	Si	S	Cl	Κ	Ca
质量分数	断面腐蚀区	36.52		0.66	3.06	2.14	0.75	_
		32.87	2.47		6.32	1.05	1.58	1.24
	进气边腐蚀坑	46.34	4.10	10.46	3.53	1.95	3.42	2.72
		47.25	1.57	16.24	1.68	0.46	1.92	0.88
		31.87	2.55	1.26	2.82	1.47	0.97	0.55

注:腐蚀产物中还含有一定量的Al,Mg等元素,以及基体合金元素。



图 8 裂纹扩展区的疲劳弧线 Fig. 8 Fatigue striations at the propagating zone

#### 1.2.2 叶片进气边腐蚀坑

对断裂叶片进气边叶背侧进行观察,裂纹走向如图9所示,进气边表面存在大的腐蚀坑,裂纹源区附近的腐蚀情况最为严重。选取的完好叶片进气边也存在腐蚀坑,相对较轻,如图10所示。

对腐蚀坑内物质进行能谱分析,腐蚀产物中主 要含有S,Cl,O腐蚀性元素(见表1)。



图 9 断裂叶片进气边腐蚀情况 Fig. 9 Erosion near the leading edge of the fractured blade

综合以上试验结果,压气机Ⅲ级叶片为疲劳断



图 10 未断叶片进气边腐蚀情况 Fig. 10 Erosion of the leading edge of an undamaged blade

裂,裂纹起源于进气边腐蚀区,之后沿叶盆侧疲劳扩展,并向叶背侧发展。叶片进气边存在大量由S,Cl 元素导致的腐蚀坑,裂纹源区的腐蚀产物中也含有 S,Cl等腐蚀性元素。

## 1.3 金相观察

在HiROX HI-SCOPE KH-2700 三维视频显微镜和OLYMPUS GX51 金相显微镜下对叶片组织进行微观观察。

垂直断裂叶片和选取的完好叶片叶身磨制金相 试样,在试样的进气边存在明显的腐蚀坑,断裂叶片 的腐蚀坑相对较深,其典型腐蚀形貌如图11所示。





Fig. 11 Sectional appearance of erosion pits near the leading edge of the fractured blade

将试样腐蚀后进行观察,两片叶片组织均为回 火马氏体,但断裂叶片的晶粒和组织相对于完好叶 片明显粗大,如图12所示。

## 1.4 硬度测试

对断裂叶片和完好叶片的叶身硬度进行检查,断裂叶片硬度为326HBW,完好叶片硬度为360HBW,



图 12 叶身截面组织 Fig. 12 Microstructure of the cross sections

均符合硬度要求(311HBW~388HBW)。

# 2 分析与讨论

叶片断口宏微观观察结果表明,叶片进气边存 在严重腐蚀,腐蚀区的深度为0.3~0.8 mm;疲劳裂纹 从进气边的腐蚀区处起源,疲劳扩展区细腻平坦,可 见细密的疲劳条带,瞬断区小,因此该叶片属高周疲 劳断裂。

根据发动机返厂后的检修结果,除了断裂叶片 以外,其他叶片中均不存在裂纹,即尚无裂纹萌生。 由于同级压气机叶片的工作情况几乎相同,也就是 说,在此叶片工作的近1300h内,叶片的正常工作 应力尚不能使叶片萌生疲劳裂纹,更不会造成叶片 发生高周疲劳断裂,因此,应重点分析促进该断裂叶 片疲劳裂纹萌生的因素。

断裂叶片进气边存在严重腐蚀。金相检查结果 表明,表面腐蚀坑的深度在0.1 mm以上,而叶片的裂 纹源区恰恰位于腐蚀区。如此深度的腐蚀坑,很容 易成为疲劳裂纹源,从而大大降低了疲劳裂纹的萌 生寿命。

压气机叶片的进气边及叶盆侧在发动机运转中 直接承受空气冲刷等作用,空气中的污染物容易沉 积在这些部位并引起叶片的腐蚀,宏观观察结果印 证了这一点。1Cr11Ni2W2MoV马氏体不锈钢在淡 水和湿空气中具有良好的耐蚀性,但在海水和海洋 性气候中使用时耐蚀性较差<sup>[5]</sup>。能谱分析表明正是 S,Cl元素导致了叶片的腐蚀,说明发动机的使用环 境对叶片失效起到了促进作用,而叶片腐蚀程度的 差异可能与叶片个体晶粒组织差异有关。

叶片的疲劳断裂失效除了与上述因素有关外, 工作中的振动应力也是一个不容忽视的因素。一些 失效案例通过精密的计算和试验证明,有些与腐蚀 相关的叶片断裂问题的主因与叶片共振有关<sup>66</sup>。

复查结果表明,叶片出厂时测频为3177 Hz,符 合 III 级压气机转子叶片修频不大于3465 Hz 的要 求,并且该型发动机经过了长期使用,设计也经过了 不断修正,正常情况下不会出现叶片共振现象。断 口观察结果也否定了共振疲劳的可能,但转子叶片 在实际工作中不可避免地存在振动,典型的振型有 一弯、二弯、三弯和一扭、二扭等。对于压气机转子 叶片,最重要的是一弯、二弯和一扭振型<sup>[7]</sup>。叶片在 这些位置处振动应力最大,也最容易发生断裂。失 效压气机叶片断裂在2/3叶身处,该位置处于二弯共 振区,振动应力较大,因此,该叶片裂纹是在存在严 重腐蚀损伤情况下发生的振动疲劳,腐蚀损伤对疲 劳裂纹的萌生起着重要的作用。

# 3 结论

1) 发动机压气机 Ⅲ级转子叶片是在存在严重

腐蚀损伤情况下发生的振动高周疲劳断裂。

2) 空气中的S,Cl元素导致叶片进气边产生严 重腐蚀损伤,对疲劳裂纹的萌生起着重要的作用。

#### 参考文献:

- [1] 苏清友. 航空涡喷、涡扇发动机主要零部件定寿指南[M]. 北京:航空工业出版社,2004:111.
- [2] 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.
- [3] 姜涛,薛润东,刘高远,等.某发动机二级涡轮叶片断裂失效分析[J].材料工程,2003,32(增刊):162—165.
- [4] 陈丹明,程丛高. 舰载飞机腐蚀防护与控制标准体系框架设计[J]. 装备环境工程,2008,5(6):41-43.
- [5] 《中国航空材料手册》编辑委员会.中国航空材料手册[M].第2版.北京:中国标准出版社,2002:474—475.
- [6] 刘庆瑔.发动机1级压气机转子叶片断裂分析[J].失效分 析与预防,2007,6(2):34—36.
- [7] 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]. 2000:41.(余不详)

(上接第17页)

$$R_{\rm vb} = 2\pi\mu_0 v_{\rm E} B\cos\frac{\alpha(2r-B)}{P^2}$$
(18)

## 4 结语

在RF MFCG 裝置运行过程中,趋肤效应、跳匝、 电击穿引起磁通损耗是不可避免的。提高炸药爆速 可以减少磁通压缩时间,从而减小因趋肤效应引起 的磁通损失,后续工作应致力于此。电枢与定子的 不对称度越大,跳匝引起的磁通损耗越多。可以在 工程上尽量做到同心度好。由于电击穿(特别是空 腔击穿)引起的磁通损耗非常大,因而在装置工作过 程中击穿现象必须尽力排除。实验中通常以加大导 线绝缘层厚度的方法来加以解决,但是导线绝缘层 厚度增加势必加大接触电阻值,从而导致磁通损耗 加大,所以装置设计时必须在保证不击穿条件下尽 量减小导线绝缘层厚度。

通过对磁通损失的分析,减小或避免以上情况 可以有效地减少磁通损失,从而提高RF MFCG的能 量转换效率。

#### 参考文献:

- ALTGILBERS L L, BROWN M D J, GRISHNAEV I, 等. 磁 通量压缩发生器[M]. 北京:国防工业出版社, 2008:20—30.
- [2] 李红梅,邱景辉,贾世楼.射频爆磁压缩发生器等效电路 分析[J].哈尔滨工业大学学报,2008,40(7):1044—1047.
- [3] 金兆鑫, 焦清介, 陈曦. 螺线型爆磁压缩发生器非Ohmic 损失分析与放大率计算[J]. 火工品, 2008(5):6—9.
- [4] 孙志奇. 螺旋型爆磁压缩装置的磁通损耗[J]. 爆轰波与 冲击波,1998(3):23-29.
- [5] 马月芬,张庆明,吴碧,等.爆磁压缩发生器的耦合损耗 因子研究[J]. 兵工学报,2009,30:80-83.
- [6] RASTY J, LE X, DICKENS J, et al. Design Criteria for Prevention of Armature "Turn-Skipping" in Helical of Magnetic Flux Compression Generators[J]. IEEE, 2003(2): 1077–1080.
- [7] 杨汉武.爆炸磁压缩发生器及其脉冲功率调制研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2002:19—21.
- [8] FREEMAN J R, GLUN J M.Numerical Studies of Helical CMF GeneratorS[M]. New York: Plenurm Press, 1980: 205-218.