

某压气机叶片疲劳失效分析

谢郭湘林

中国航发贵州黎阳航空动力有限公司 贵阳 55000

摘要: 某叶片从榫头断裂, 对叶片及其对应榫槽进行宏观检查、微观检查、金相组织及硬度检查等工作, 结果表明, 叶片材质及金相组织均未见异常, 硬度符合要求, 叶片断裂性质为高周疲劳, 有多个疲劳区, 源区为短线源, 裂纹的萌生与榫头侧面微动损伤有关; 叶片榫头与榫槽配合面上边缘附近银层不完整, 金属基体表面有砂粒残留, 榫头与榫槽配合紧, 这些因素都会恶化表面接触状态, 造成局部微动损伤。

关键词: 叶片; 钛合金; 疲劳断裂; 痕迹分析; 微动磨损

Analysis of the Blade fracture

Xie Guoxianglin

Abstract: A blade broke from the tenon. Macroscopic inspection, microscopic inspection, metallographic structure and hardness inspection were carried out on the blade and its corresponding mortise and groove. The results showed that there were no abnormalities in the blade material and metallographic structure, and the hardness met the requirements. The fracture nature of the blade was high-cycle fatigue, with multiple fatigue zones, and the source area was a short-term source. The initiation of cracks was related to fretting damage on the side of the tenon; The silver layer near the edge of the mating surface of the blade tenon and the mortise is incomplete, there is residual sand on the surface of the metal substrate, and the tenon and the mortise are tightly fitted. These factors will deteriorate the surface contact state and cause local fretting damage.

Keywords: blade; titanium alloy; fatigue fracture; trace analysis; fretting wear

1 引言

TC11 钛合金, 作为一种马氏体型 ($\alpha + \beta$) 两相热强钛合金, 因其卓越的力学性能和耐热性, 被广泛应用于制造航空和宇航领域关键构件【1-2】。国内外多型压气机叶片【3-5】均采用 TC11 钛合金制造, 以承受高速旋转和高载荷的工作环境。然而, 压气机叶片在工作过程中容易因疲劳而失效, 据统计, 50%的航空发动机事故由于航空发动机叶片疲劳失效【6】。钛合金的高缺口敏感性【7】使得微动磨损成为叶片表面完整性的主要威胁, 进

而促进疲劳裂纹的萌生。本研究聚焦于一起典型的叶片疲劳失效案例，其中叶片表面镀银层损伤，榫头与卡槽间的微动磨损导致疲劳失效。通过对这一案例的深入分析，我们旨在揭示叶片疲劳失效的机理，并希望通过本案例，为后续同类型故障模式分析提供借鉴，也为该类型叶片设计、工艺、制造的改善提供思路。

2 试验过程

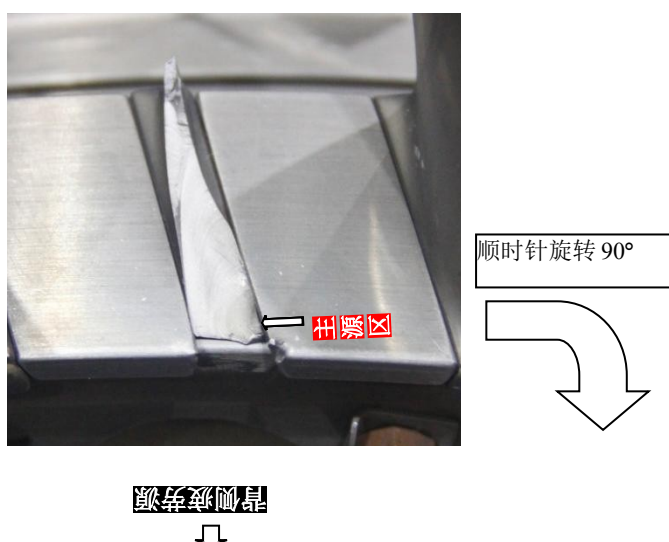
2.1 宏观检查

2.1.1 断口宏观检查

某 TC11 钛合金叶片从榫头处断裂，断口宏观形貌见图 1，断口上可见两个明显的疲劳区，主疲劳区从叶盆面靠近进气边侧榫头与榫槽配合面起始，向叶背面及进、排气边方向扩展；次疲劳区从叶背面中部起始向排气边及叶盆方向扩展，与主疲劳裂纹在叶身中部汇合，最终在靠近排气边处发生瞬断，断面疲劳扩展区占比约 90%。

根据疲劳弧线收敛方向判断，主疲劳区上有两个疲劳源，主疲劳源位于叶盆侧榫头与榫槽配合面上边缘，为短线源，距榫头卡环槽后端面约 2.5 mm，距榫头底面约 4.9mm，见图 2；次疲劳源也位于叶盆侧榫头与榫槽配合面上边缘，距榫头卡环槽后端面约 10mm，源区磨损严重，呈淡蓝色。叶背侧次疲劳源位于叶身，距榫头与叶身转角 R 棱线 2.2mm，距排气边 18.1mm。见图 3。

此外，在卡环槽上端与主疲劳区之间有一相对独立的小疲劳区，见图 4，形状近似三角形，宽约 1.8mm，高约 1.5mm，疲劳裂纹从卡环槽上端面线性起始，基本沿叶片纵向扩展至主疲劳区。



三角疲劳区

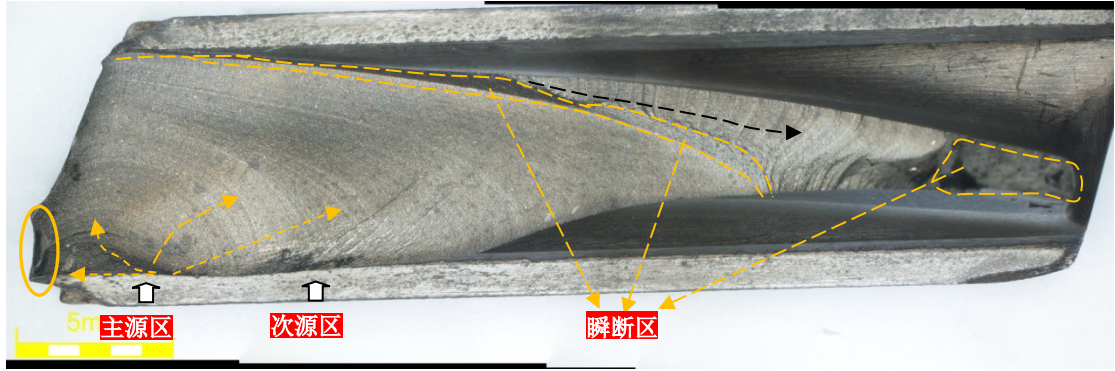
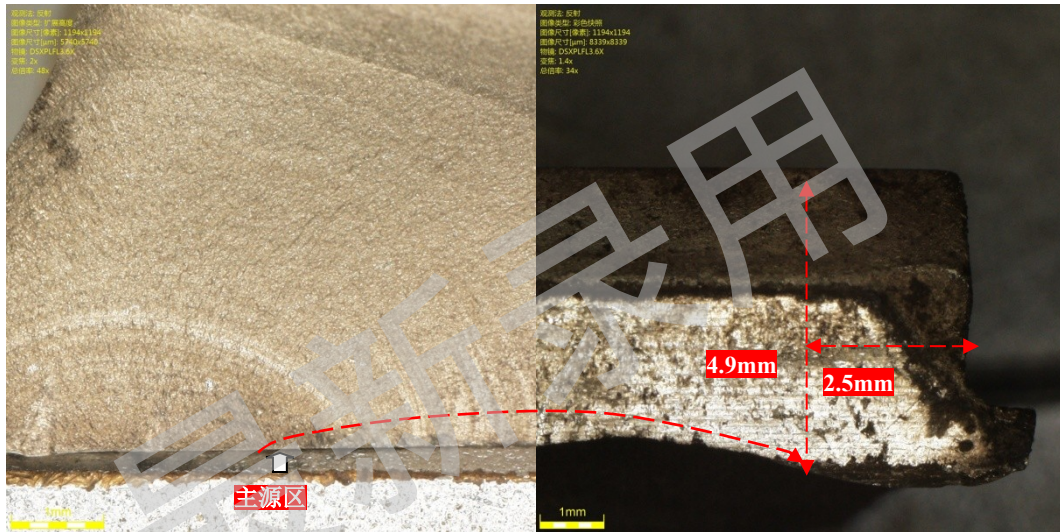


图1 断口整体宏观形貌

Fig1. The overall macroscopic morphology of the fracture



a. 主源区



b. 次源区

图2 主疲劳区两个疲劳源宏观形貌特征

Fig2. Macroscopic morphological characteristics of two fatigue sources in the main fatigue zone

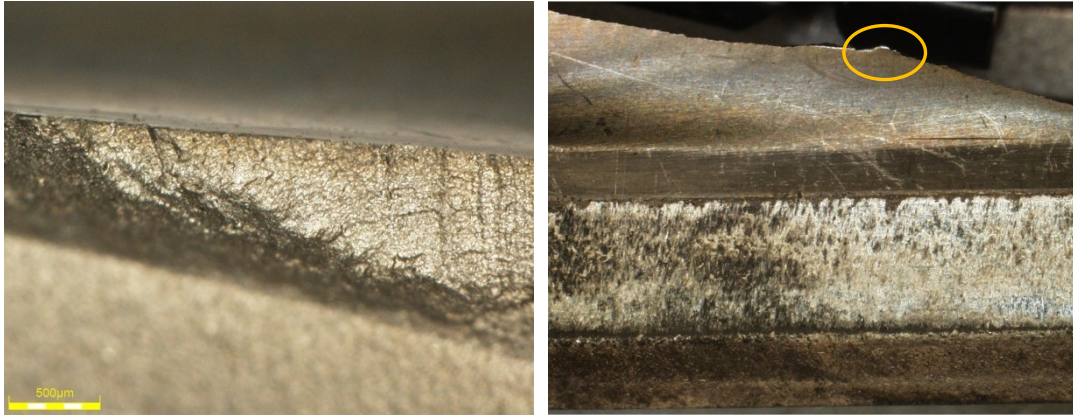


图3 背侧疲劳源

Fig3. Sources of dorsal fatigue



图4 三角疲劳区

Fig4. Triangular fatigue zone

2.1.2 榫头表面形貌

榫头侧面大部分区域仍可见镀银层，在靠近叶身宽约 1mm 的区域无镀银层。在榫头靠排气边一侧可以看到镀银层与榫槽配合的清晰压痕轮廓，主疲劳区两个疲劳源均位于无镀银层区，靠近卡环槽的镀银层明显氧化发黑，见图 5。

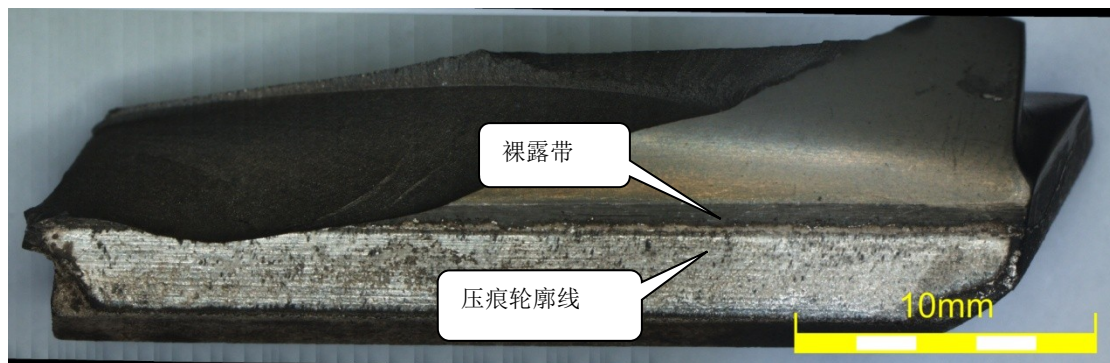




图5 榫头侧表面镀银层形貌

Fig5. Topography of the silver plating layer on the surface of the side of the tenon

2.2 微观检查

2.2.1 断口微观分析

将断口放置在扫描电镜下观察，主源区为短线源，萌生于表面，未见冶金缺陷，源区附近断口被蹭伤，见图6，能谱分析结果见图7。扩展区弧线及条带特征清晰，条带细密，见图8，能谱分析结果见图9。



图6 主源区形貌

Fig6. Topography of the main source area

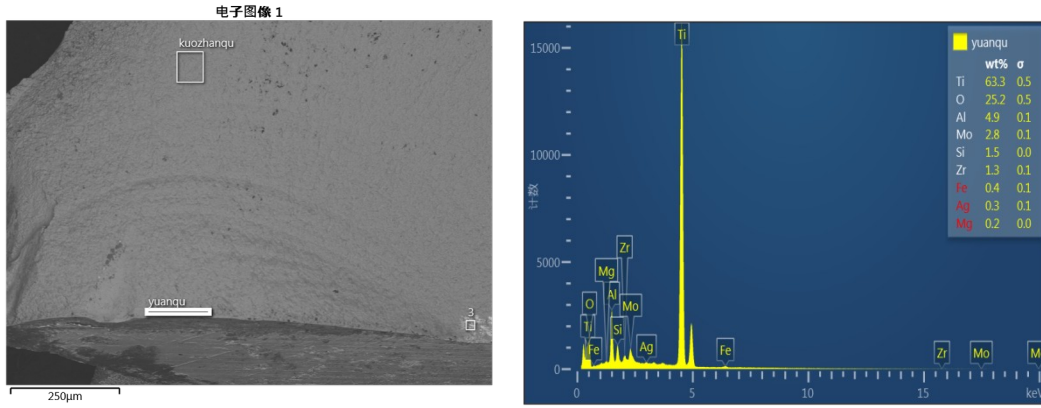


图7 源区能谱成分分析

Fig7. Component analysis of energy spectrum in the source region

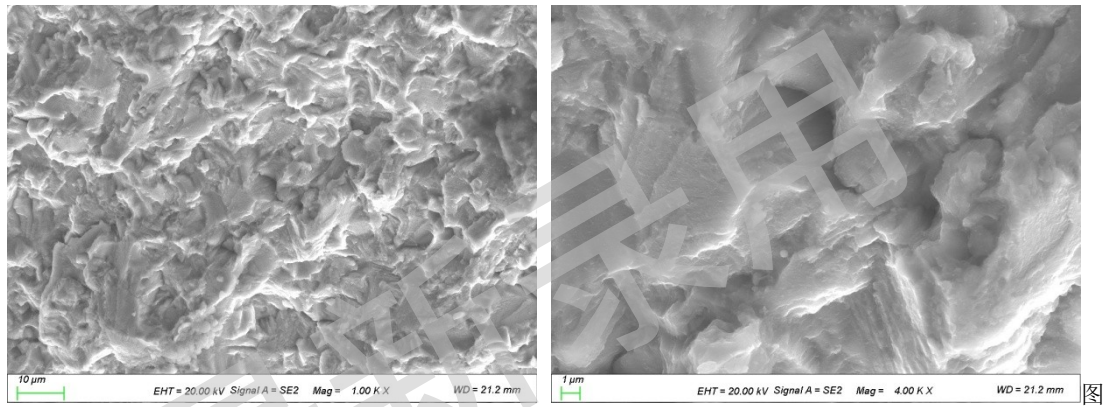


图8 扩展区疲劳条带特征

Fig8. Characteristics of fatigue bands in the expansion zone

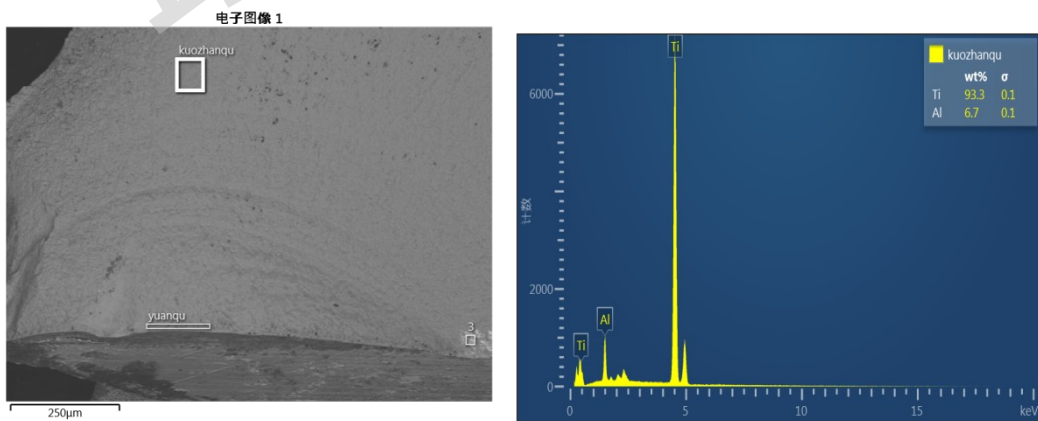


图9 扩展区能谱成分分析

Figure 9. Component analysis of energy spectrum in the expansion region

叶背侧疲劳裂纹从表面起源，为点源，未见冶金缺陷，源区侧面被刚蹭损伤，见图 10。该区域疲劳裂纹扩展后期断口相对粗糙，弧线明显，局部可见韧窝带与二次裂纹特征见图 11。叶盆侧与叶背侧两条疲劳裂纹在叶身中部的交汇后发生瞬断，瞬断区微观形貌均为韧窝，见图 12，能谱分析结果见图 13。

从上述源区，扩展区，瞬断区能谱分析结果得知，叶片材质与 TC11 钛合金相符，均未见冶金缺陷。

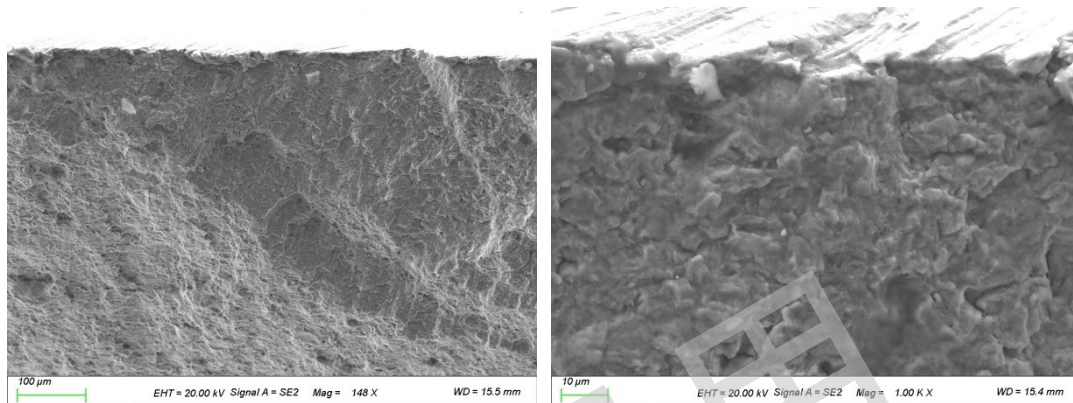


图 10 次疲劳裂纹源区形貌

Fig10. Morphology of the source area of secondary fatigue cracks

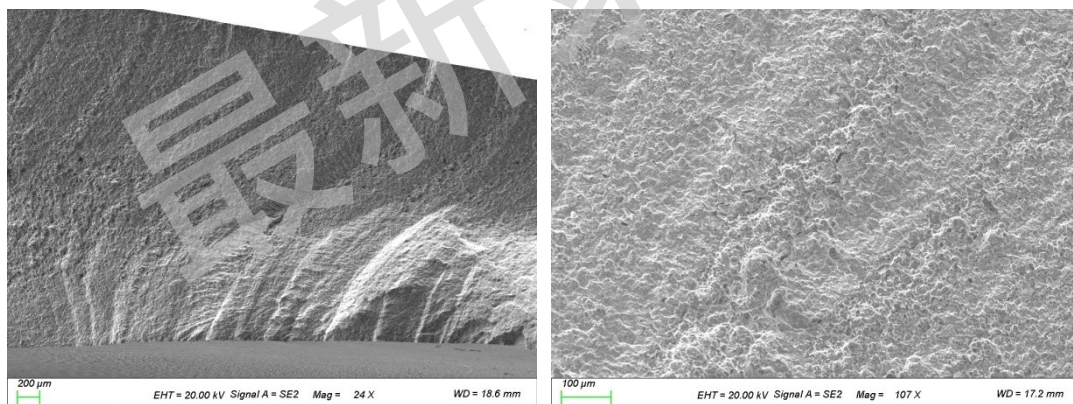


图 11 次疲劳裂纹疲劳扩展后期微观形貌

Fig11. Microscopic morphology in the late stage of fatigue expansion

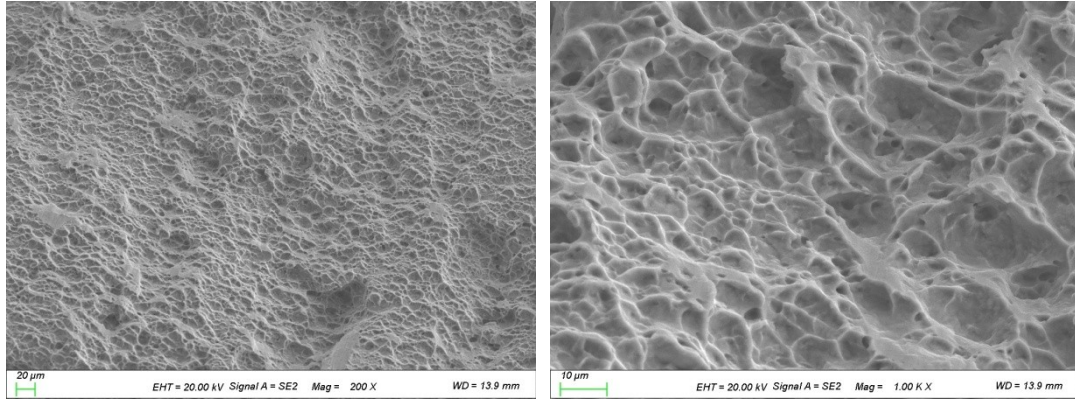


图 12 瞬断区微观形貌

Fig12. Microscopic morphology of the transient fault zone

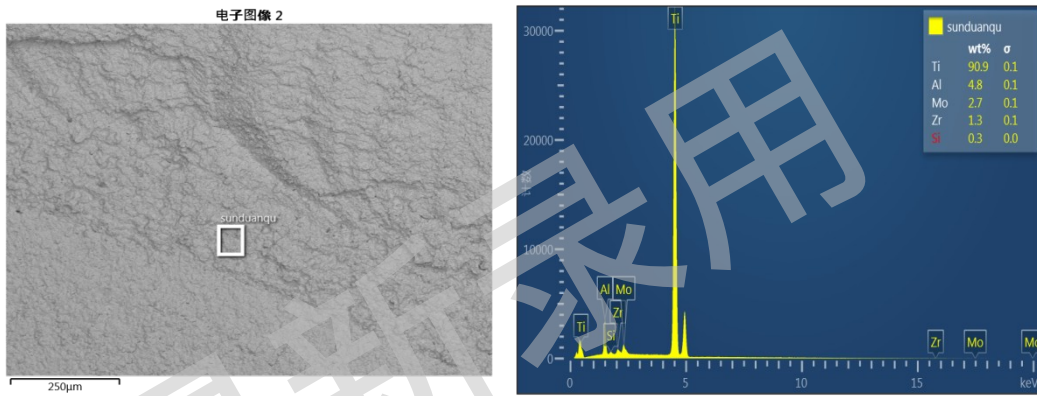
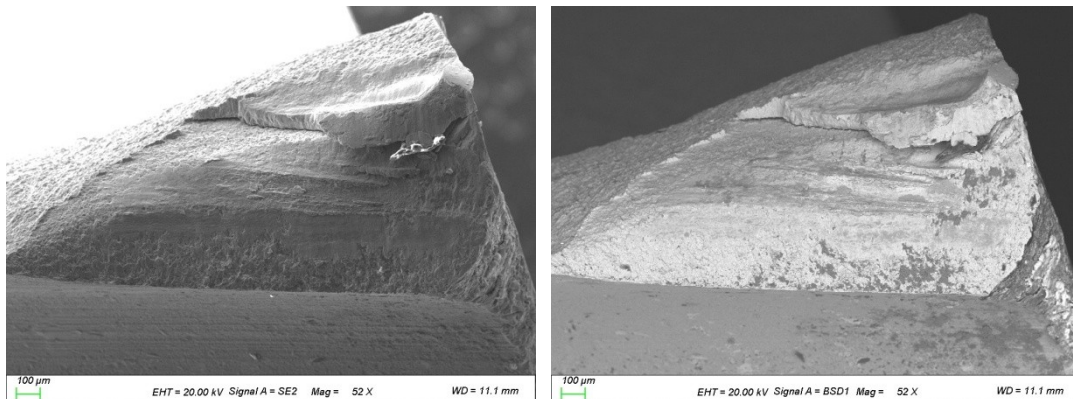


图 13 瞬断区能谱分析结果

Figure 13. The results of energy spectrum analysis in the instantaneous region

卡环槽上方三角疲劳区从榫头卡环槽上端面线源起源，源区未见冶金缺陷，裂纹沿叶片纵向扩展，与主疲劳裂纹交汇，见图 14。



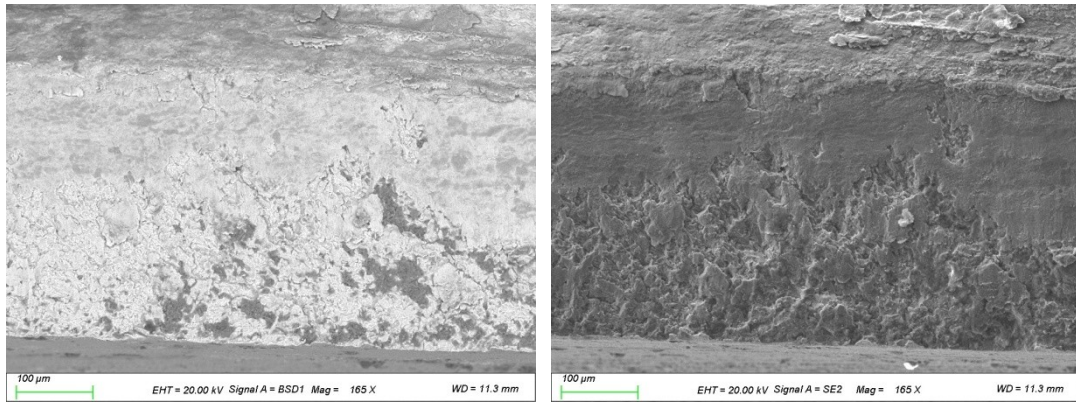


图 14 榫头进气边侧面疲劳掉块形貌

Fig14. The shape of the tenon intake side fatigue off the block

2.2.2 榫头表面痕迹分析

观察主源区侧表面，表面镀银层不完整，镀银层及裸露的金属基体均可见严重的挤压磨损痕迹，部分镀银层氧化发黑，裸露的金属基体上有微小剥落坑，局部可见颗粒物嵌入及微裂纹，见图 15，嵌入物能谱分析结果见图 16，能谱成分分析结果表明，嵌入物主要含 Si、O 元素，表面磨损及嵌入物影响下的元素成分未发生变化。

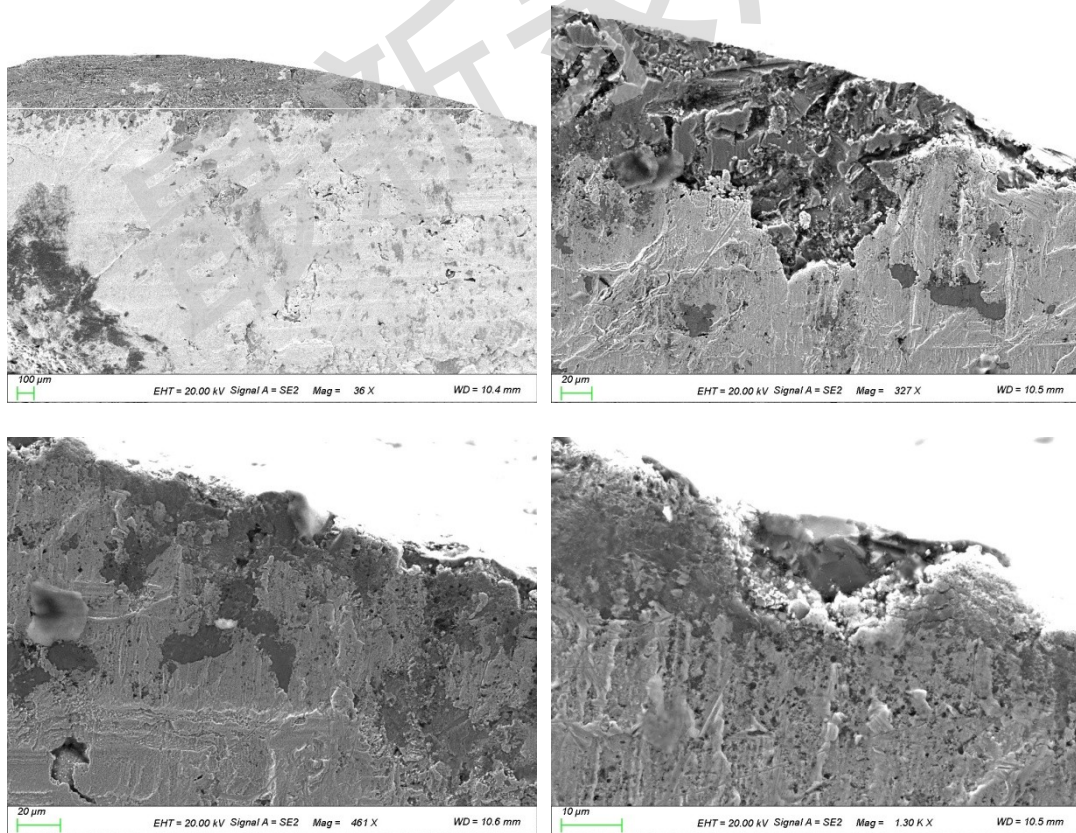


图 15 源区侧表面形貌

Fig15. Surface topography on the side of the source region

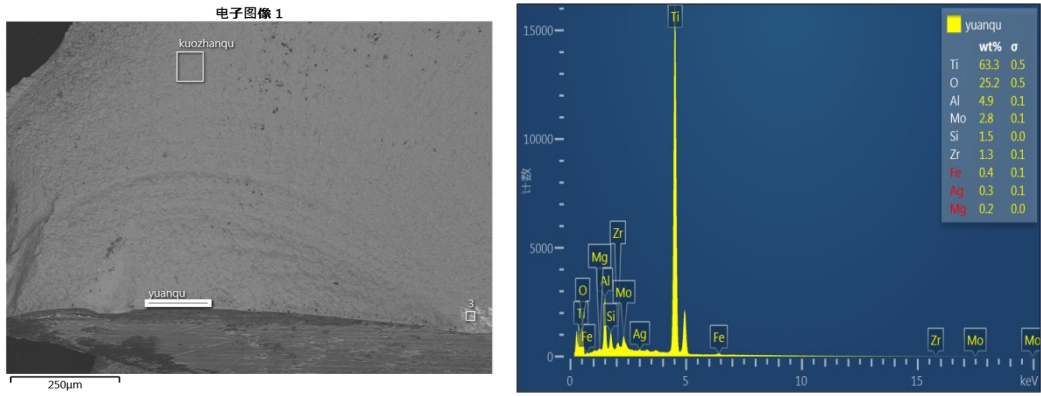


图 16 源区电镜及能谱谱图

Figure 16. Electron microscope images and energy spectrum patterns of the source zone

2.2.3 榫槽痕迹分析

检查叶片对应的榫槽侧表面痕迹，接触面可见大量纵向摩擦痕迹及残留的银层，榫槽上边缘棱边处挤压痕迹较重，主疲劳源区对应部位可见细小纵向摩擦痕迹和金属堆积现象见图 17。

宏观检查发现榫槽上方非接触区有刮蹭损伤，扫描电镜下观察该区域可见粗大纵向沟痕，大的沟痕金属由下向上变形，其中还有幅度较小的由上向下的挤压变形痕迹，见图 18，根据变形特点和沟痕位置判断，该区域是榫头开裂后叶片脱离榫槽过程中形成的。

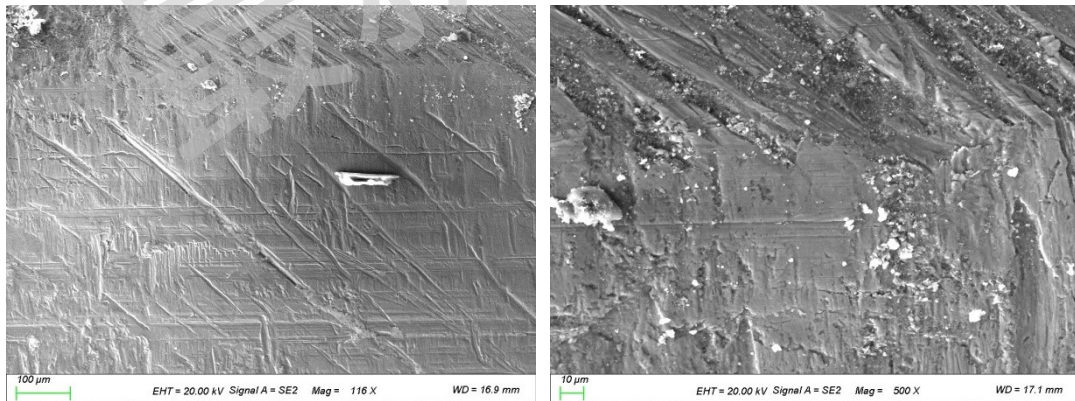


图 17 榫槽表面与主源区对应部位磨损形貌

Fig.17 Wear morphology of the corresponding parts of the surface of the tongue and groove and the main source

area

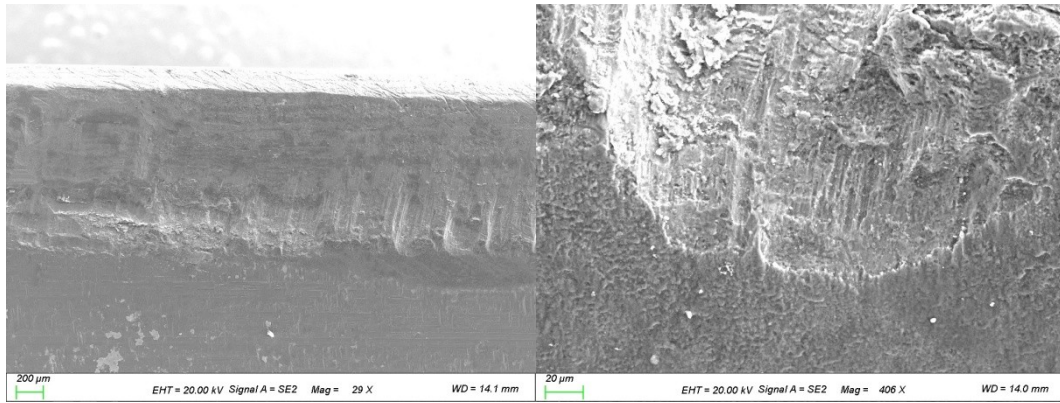
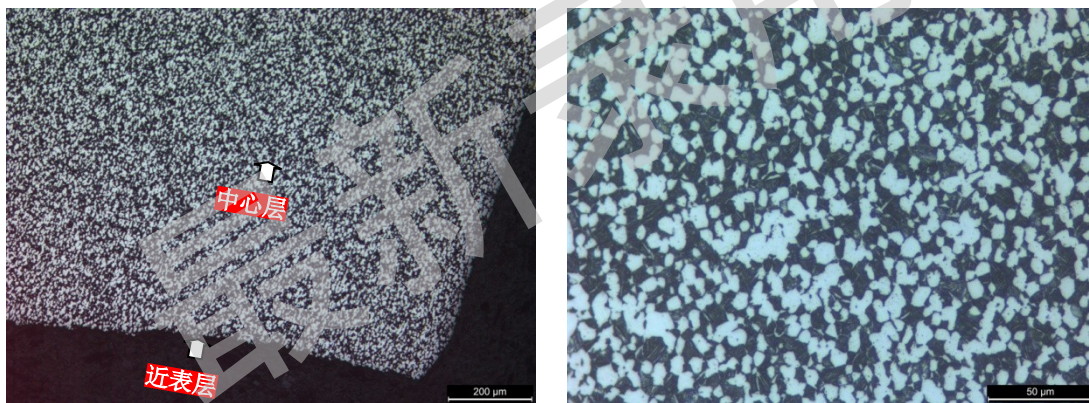


图 18 榫头非接触面粗大接触痕迹

Fig18. Coarse contact marks on the non-contact surface of the tenon

2.3 金相组织及硬度检查

在断裂叶片源区附近及扩展区截取断口截面磨制金相试样，表面组织与中心组织未见明显差异，均为双态组织，见图 19，符合黎阳动力相关标准要求，在榫头侧面与榫槽配合区域，银层不连续，局部银层嵌入基体，见图20。



组织低倍特征

组织高倍特征

图 19 断口截面金相组织

Fig19. Fracture cross-section metallographic structure

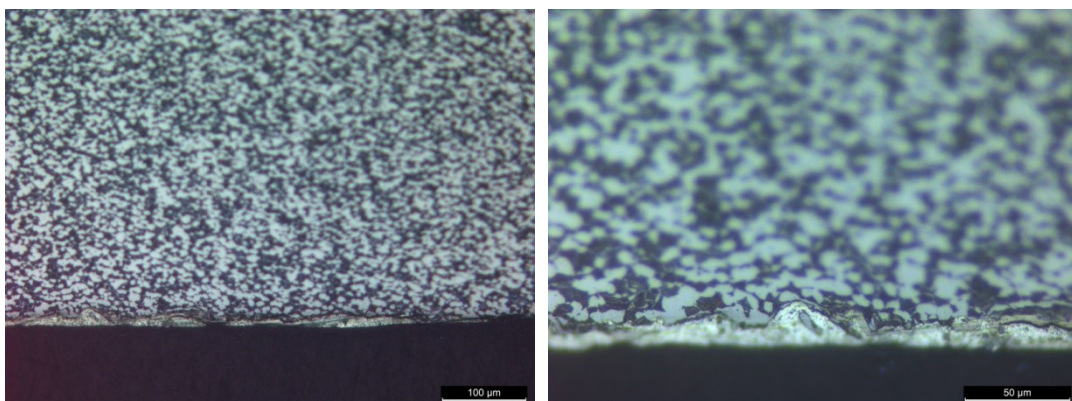


图 20 榫头侧面银层嵌入形貌

Fig20. The silver layer on the side of the tenon is embedded in the topography

对榫头进行维氏硬度检查，加载时间 10S，加载载荷 300g，检查 5 点取平均值，检查结果见表 1。维氏硬度检查结果表明，榫头中心硬度为 363 HV0.3，符合技术条件硬度为 351 HV-385 HV 的要求。

表 1 维氏硬度检查结果 (HV 0.3)
Table1. Vickers hardness test results(HV 0.3)

1	2	3	4	5	平均值
371	352	350	371	371	363

3 综合分析

叶片榫头断口具有典型疲劳断裂特征，断口上有多个疲劳区，疲劳扩展充分，约占断口面积的 90%，扩展区疲劳条带细密。这一现象充分体现了高周疲劳的典型特征之一，即疲劳寿命长。相较于低周疲劳在较少的循环次数下就会发生断裂，本案例中的叶片在经历了大量的应力循环后才最终失效，这是由于其处于航空发动机的工作环境中，尽管每次所受交变应力的幅值相对较小，但发动机的高转速运转使得应力循环次数高达数百万次甚至更多，满足高周疲劳对循环次数的要求，从而导致叶片在长时间的使用过程中逐渐累积疲劳损伤，最终发生断裂。

进一步观察断口的源区，主疲劳区从榫头与榫齿配合面上边缘起始，距卡环槽后端面约 2.5mm，距榫头底面约 4.9mm。源区附近表面镀银层不完整，镀银层及露出的金属基体均有明显挤压痕迹，局部镀银层氧化发黑，金属基体上有微小剥落坑。这些特征表明，裂纹的萌生是经过长时间的微观结构变化和局部损伤积累过程。在高周疲劳中，由于初始应力水平相对较低，裂纹需要在大量的循环加载下，通过材料内部微观缺陷的逐渐发展和相互作用才会逐渐形成，这体现了高周疲劳裂纹萌生期在整个疲劳寿命中所占比例较大的特点。

再看扩展区，其疲劳条带细密的特征与高周疲劳断口的一般特征相吻合。在高周疲劳过程中，裂纹在较低的应力幅下缓慢扩展，每次应力循环对裂纹扩展的贡献较小，因此在断口上呈现出细密的疲劳条带。这进一步证实了本案例中叶片的失效模式为高周疲劳断裂，且在整个疲劳过程中，裂纹的扩展遵循高周疲劳的规律。

结合发动机分解检查叶片损伤状况，可确定该叶片为率先断裂件，失效模式为高周疲

劳断裂。榫头侧面与榫槽配合面有明显挤压摩擦痕迹，在榫槽侧表面棱边处存在基体金属纵向摩擦痕迹，棱边基本对应于裂纹起始部位。这些特征表明，断裂叶片榫槽与榫头之间存在微动损伤，且微动损伤极有可能是导致裂纹萌生的关键因素，进而引发高周疲劳断裂。

综上所述，通过对叶片断口的宏观和微观观察、材质和金相检查以及痕迹分析等多方面的综合研究，可以认定微动磨损是本次叶片失效的直接原因，各因素之间相互影响，共同作用，引发了叶片的高周疲劳断裂，且在整个过程中，高周疲劳的特点得到了充分的体现。

4 结论

1) 送检叶片材质与 TC11 钛合金相符，断口上未见冶金缺陷，金相组织为双态组织，符合黎阳动力相关标准要求。叶片失效与材质及热处理工序无关。

2) 送检叶片失效模式为高周疲劳断裂，榫头与卡槽间的微动磨损为叶片失效的直接原因。榫头表面良好的镀银层，制造及装配时保证榫头与榫槽之间均匀接触、间隙适当等有利于减少微动磨损。

5 参考文献

- [1]沈雪红,韩栋,关艳英 & 张定华. (2024). TC17 钛合金叶片振动疲劳寿命研究. 振动与冲击(14), 211-216. doi:10.13465/j.cnki.jvs.2024.14.024.
- [2]秦飞,方军,王珂 & 万冰峰. (2020). TC11 钛合金强化热处理工艺研究. 金属加工(热加工)(01), 60-62+67.
- [3]李鹏涛,左洪福,肖文,郭泽中 & 袁哲恂. 航空发动机叶片损伤及其修复技术研究展望. 航空学报 1-27.
- [4]张晓晶,古远兴,孙海鹤 & 郝永振. 某航空发动机压气机转子叶片腐蚀断裂分析. 海军航空大学学报 1-8.
- [5]马若晨,张玉胜,李军,彭桢,张桂明,王政凯... & 黄凌达. (2024). 某型试验压气机总装工艺技术分析研究. 现代制造技术与装备(07), 195-197. doi:10.16107/j.cnki.mmte.2024.0446.
- [6]白碧森. (2023). 多失效模式下涡轮叶片的疲劳寿命预测与可靠性分析(硕士学位论文,西安电子科技大学). 硕士 <https://link.cnki.net/doi/10.27389/d.cnki.gxadu.2023.000321>doi:10.27389/d.cnki.gxadu.2023.000321.
- [7]罗学昆,赵春玲,查小晖,郭婧,王欣,汤智慧 & 宇波. (2021). 喷丸对TB6 钛合金疲劳应力集中敏感性的影响. 材料导报(12), 12114-12118.