

# TC11 钛合金转子叶片断裂分析

何玉怀, 刘昌奎, 张 兵

(北京航空材料研究院, 北京 100095)

**摘 要:** 某型发动机在使用过程中一片钛合金转子叶片在叶根部发生断裂故障。针对该故障叶片, 开展了外观形貌观察、断口宏观观察、金相组织检查、化学成分及硬度检测等研究工作, 结合发动机工作特点, 确定了叶片断裂性质和原因。结果表明: 压气机转子叶片断裂性质为高周疲劳断裂, 疲劳裂纹的形成与叶片局部应力状态有关, 而微动磨损促进了疲劳裂纹的萌生。

**关键词:** 转子叶片; 疲劳; 微动磨损; 断裂; 失效分析

**中图分类号:** TG 407

**文献标志码:** A

## Fracture analysis of rotor blade of titanium alloy TC11

HE Yu-huai, LIU Chang-kui, ZHANG Bing

(Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

**Abstract:** A rotor blade of titanium alloy TC11 in an aero-engine fractured at the root segment during service. Appearance observation, fracture surface observation, metallurgical structure examination, chemical composition analysis and hardness testing were carried out to find out the failure mode and cause of the fractured blade. The results show that the fracture mode of the rotor blade is high-cycle fatigue fracture. The initiation of the fatigue crack is related to local stress state of the blade, and inching wear promotes the initiation of fatigue crack.

**Key words:** rotor blade; fatigue; inching wear; fracture; failure analysis

压气机转子叶片是航空发动机结构件中的关键零部件之一, 由于其数量多、形体单薄、载荷状况严酷、工作环境复杂, 因而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>。压气机低压转子叶片可由铝合金、结构钢和钛合金经锻造或铸造而成, 但是先进的高推重比发动机的压气机低压转子叶片大多数采用钛合金制成<sup>[2]</sup>。由于转子叶片断裂导致的严重飞行事故不但在过去、现在, 而且在将来都不可能完全避免, 各型号航空发动机均发生过转子叶片故障<sup>[3-4]</sup>, 因此对发生故障的发动机转子叶片进行分析, 找出其失效特点和规律, 对于解决故障问题及预防同类故障的发生具有重要的意义。某型号发动机的压气机转子叶片采用 TC11 钛合金锻造制成。其中一台发动机在进行地面开车检查中发现一叶片在叶根断裂, 其余叶片被严

重打伤。本文作者对断裂叶片进行了外观观察、断口宏观分析、榫头表面接触痕迹观察、叶片显微组织观察和显微硬度检测, 确定了叶片断裂性质, 并对其原因进行了分析。

## 1 实验

### 1.1 外观及断口宏观观察

断裂叶片外观如图 1 所示, 断口主要由 A、B、C 三部分组成。A、B 断口之间存在明显裂缝。在榫头与榫槽接触痕迹边缘可见明显的损伤带, 损伤带内有裂纹与 A 断口相连。

A、B 断口宏观上可见大量的疲劳弧线, 由疲劳

弧线方向可判定 A 断口疲劳裂纹起始于叶背, 向叶盆和排气边方向扩展。B 断口疲劳源位于叶盆表面, 向叶背和进气边方向扩展。C 断口位于叶片进气边一侧, 与叶身呈  $45^\circ$  左右, 为叶片最后断裂区。有裂纹与 A 断口相连。

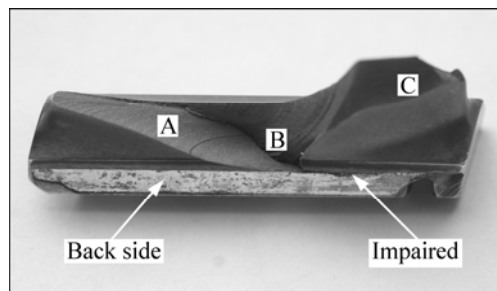


图 1 断裂叶片外观形貌

Fig.1 Appearance of fractured blade

打开 A、B 断口之间的裂缝, 发现 A 断口疲劳源位于裂缝内与损伤带对应处, 具有多源特征, 主源为线源, 宽度在 3.5 mm 左右由疲劳源为中心的疲劳弧线明显, 如图 2 所示。

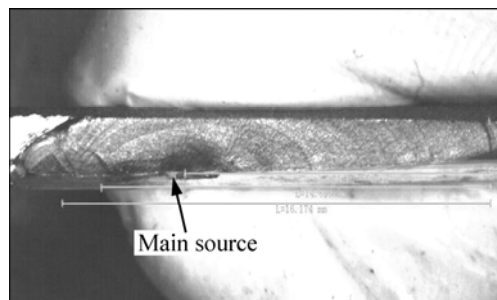


图 2 A 断口疲劳源位置及形貌

Fig.2 Appearance and location of fatigue source of fracture A

## 1.2 断口微观观察

采用 JSM5600 扫描电镜对断口进行微观观察。A 断口主源区低倍形貌如图 3 所示, 以疲劳源为中心的疲劳弧线清晰, 裂纹扩展棱线也以疲劳源为中心呈放射状, 但疲劳源区磨损严重。A 断口扩展区放大观察可见细密疲劳条带特征, 如图 4 所示。B 断口疲劳源位于叶盆表面, 放射棱线和疲劳弧线清晰, 扩展区也呈疲劳特征。C 断口微观特征为韧窝形貌。

## 1.3 叶片榫头痕迹观察

痕迹观察也采用扫描电镜。叶背榫头表面损伤带位于叶片榫头与榫槽接触痕迹边缘, 损伤带内存在多

条裂纹, 可见明显的摩擦条痕, 如图 5 所示。此外, 叶盆侧榫头表面也有类似的接触损伤痕迹, 镀银层可见挤压和磨损, 如图 6 所示。

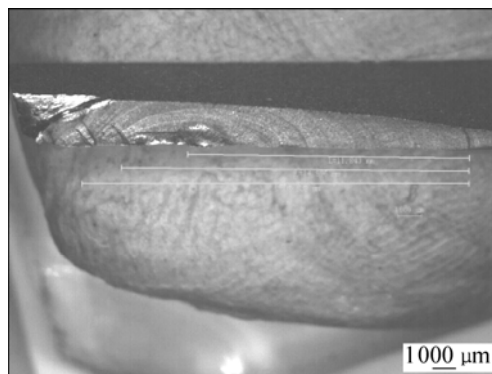


图 3 A 断口主源区低倍形貌

Fig.3 Low-magnification appearance of main source region of fracture A

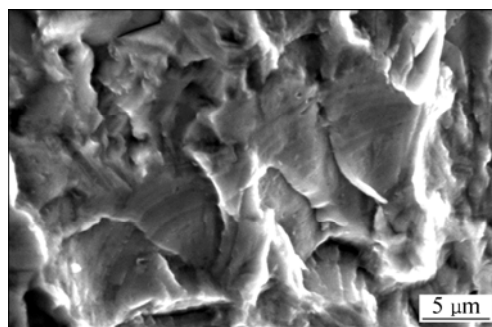


图 4 A 断口扩展区疲劳条带特征

Fig.4 Fatigue strips characteristic of extension region of fracture A

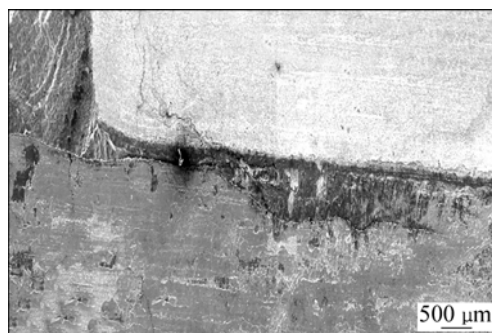


图 5 叶片叶背侧榫头 A 断口源区处的损伤带

Fig.5 Damage band at counterpart of source region of fracture A

## 1.4 显微组织观察

在断裂叶片榫头纵向截取金相试样, 磨抛腐蚀后采用 OLYMPUS GX51 光学显微镜进行观察。叶片显微组织如图 7 所示。由图 7 可见, 叶片显微组织为双

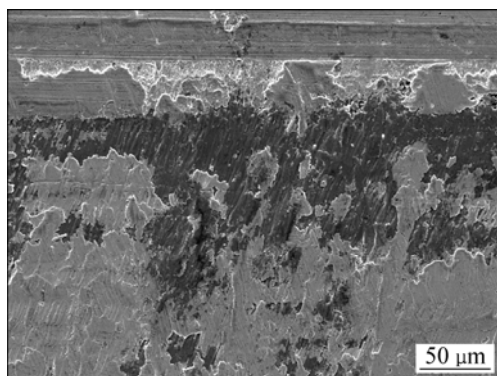


图6 叶片榫头接触痕迹边缘存在的纵向摩擦条痕

Fig.6 Longitudinal friction streaks at counterpart of source region of fracture A

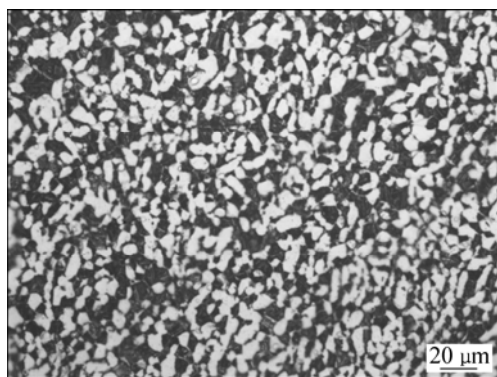


图7 断裂叶片纵向显微组织

Fig.7 Longitudinal microstructure of fractured blade

态组织,即 $\beta$ 基体上分布等轴 $\alpha$ 相,显微组织未见异常。

## 2 分析与讨论

### 2.1 断裂性质、主源及断裂过程分析

通过对断口的宏微观观察可知,断口宏观上可见大量的疲劳弧线,微观上可见细密疲劳条带,断口上疲劳扩展充分,疲劳扩展区面积占整个断口面积的90%以上,且主疲劳源为线源。因此,叶片断裂性质为高周疲劳断裂。

由于叶片A、B断口均为疲劳断口,且两断口源区分别位于叶背和叶盆,因此判断该叶片断裂主疲劳源十分重要。A断口起始于叶片叶背面榫头与压气机盘榫槽接触痕迹边缘,向排气边和叶盆方向扩展,而B断口起始于叶盆中部,向进气边和叶背方向扩展,如图1所示。由于A断口整个都是疲劳断裂特征,而瞬断区位于进气边,由此可初步判断A断口源区为叶

片断裂主疲劳源。另外,根据“T”型法<sup>[5]</sup>,A断口与B断口之间有明显的裂缝,即满足“T”型法判定条件。可见,叶片疲劳断裂起源于叶背A断口疲劳源,B断口疲劳源为次源。

根据主源的判定,可得到叶片的断裂过程:首先在叶片叶背面榫头与压气机盘榫槽接触痕迹边缘萌生疲劳裂纹,在应力的作用下,裂纹向叶片排气边叶盆方向扩展形成A断口;当疲劳裂纹扩展接近叶盆表面时,叶盆侧疲劳裂纹萌生并向叶片进气边叶背方向扩展形成B断口,并最终发生瞬时断裂形成C断口。

### 2.2 断裂原因分析

叶片断裂起始于叶片叶背面榫头与压气机盘榫槽接触痕迹边缘,且断口疲劳源区及榫头表面存在以下特征:1)断口上有一个主疲劳源,还存在次疲劳源,属于多源疲劳断裂;2)主源和次源均起源于叶片叶背面榫头与压气机盘榫槽接触痕迹边缘的损伤带内;3)损伤带上有明显的接触损伤痕迹和与叶身纵向方向一致的摩擦条痕;4)损伤带内有多条平行于断口表面的二次裂纹;5)能谱检测结果表明,损伤带内镀银层已脱落,主要为钛合金基体及其氧化物(磨损带呈黑色)。以上特征均为钛合金微动磨损的主要现象<sup>[6]</sup>,叶片断裂具有微动磨损导致叶片疲劳裂纹萌生的特征。对压气机叶片来说,能够产生磨损的部位只有与盘榫槽接触的榫头部位。由于安装后允许叶片有一定的切向活动量,在工作过程中,气流的扰动与振动使叶片与盘榫槽之间产生微小的相对滑动,因此,两者之间不可避免地产生微动磨损,从而导致疲劳裂纹的萌生。但是该转子叶片主疲劳源为线源起裂,并且存在次疲劳源,表明疲劳裂纹起始应力较大。以上特征说明,叶片疲劳裂纹的形成主要与其局部受到的应力状态有关。而局部应力状态则主要受到工作应力和榫槽与榫头安装及配合状态的影响。

## 3 结论

- 1) 叶片裂纹起源于叶背侧榫头与压气机盘榫槽接触痕迹边缘,断裂性质为高周疲劳断裂。
- 2) 叶片疲劳裂纹的形成主要与其局部受到的应力状态有关,微动磨损促进了疲劳裂纹的萌生。

## REFERENCES

- [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.
- SU Qing-you. Life prediction guide for main components in WP&WS aero-engines[M]. Beijing: Aeronautical Industry Publishing Company, 2004.
- [2] 陶春虎, 钟培道, 王仁智, 聂景旭. 航空发动机转动部件的失效与预防[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
- TAO Chun-hu, ZHONG Pei-dao, WANG Ren-zhi, NIE Jing-xu. Failure analysis and prevention for rotor in aero-engine[M]. Beijing: National Defence Industry Publishing Company, 2002.
- [3] 胡安辉, 马康民. 某型航空发动机压气机四级转子叶片振动特性分析[J]. 失效分析与预防, 2006, 1(4): 10-12.
- HU An-hui, MA Kang-min. Investigation on vibration characteristics of 4th compressor blades in an aero-engine[J]. Failure Analysis and Prevention, 2006, 1(4): 10-12.
- [4] 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 Guo-ru, YU Ze-ming, WANG Hong-wei. Main failure kinds attributes and rule of compressor-blades in aero-engines[J]. Failure Analysis and Prevention, 2006, 1(1): 18-24.
- [5] 张 栋, 钟培道, 陶春虎, 雷祖圣. 失效分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- ZHANG Dong, ZHONG Pei-dao, TAO Chun-hu, LEI Zu-sheng. Failure analysis[M]. Beijing: National Defence Industry Publishing Company, 2008.
- [6] 陶春虎, 刘庆琛, 曹春晓, 张卫方. 航空用钛合金的失效及其预防[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- TAO Chun-hu, LIU Qing-quan, CHAO Chun-xiao, ZHANG Wei-fang. Failure and prevention of aeronautical titanium alloy[M]. Beijing: National Defence Industry Publishing Company, 2002.
- (编辑 李向群)