

# 导风轮折断原因分析

空军五七〇四厂 秦淑芳

## 一、基本情况

材料为锻铝LD6的导风轮,是WP5甲型发动机转子组合件之一,工作中主要承受离心力和脉动气流的动载荷作用。该折断件在出厂后于地面停放试车,刚工作1小时20分钟,当转速加到11500转/分时,即发生故障。其折断叶片击穿进气管、压缩机匣飞出。经分解检查,发现导风轮一片叶片折断,六片从根部折断(图1)。一般,导风轮经模锻、热处理(淬火+时效)、表面喷涂环氧树脂膜等工序制成。

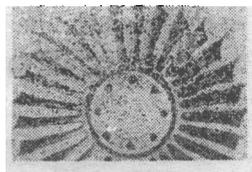


图1 叶片折断的导风轮  $\times 1:6$ (缩去5/9)

## 二、试验研究

### 1. 外孔检查

叶片在根部R转接处折断,相邻六片的裂纹在同一圆周上(图1用小箭头示出了四片的裂纹部位)。轮缘上的8个螺栓孔形变成椭圆形。表面的粘环氧结合面为正常的银灰色。

### 2. 断口观察

折断叶片的叶根段的断口示于图2。裂纹起始于向机轮结合盆面过渡的棱边上,断口没有宏观变形。在精细断面上分布着同心圆的弧形线,显示为典型的疲劳断口。对裂纹起源



图2 叶片断口(1:2)

部位放大观察,没有发现加工损伤及非金属夹杂、大块析出相等缺陷。

取折断叶片相邻的裂纹叶片作断口检查,也为疲劳裂纹。

### 3. 显微组织分析

取正常件与断裂件磨片腐蚀后观察,发现正常件组织清晰、均匀(图3),而折断件晶粒及条带状组织分布均明显不同于正常件(图4)。

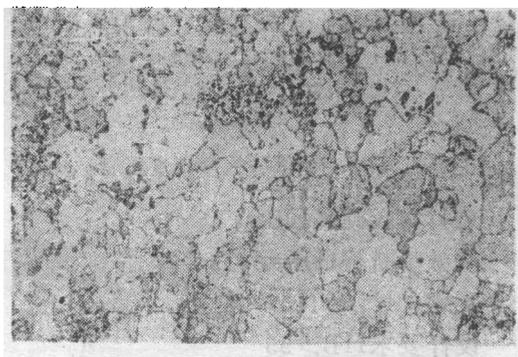


图3 正常件组织  $\times 150$



图4 折断件组织  $\times 150$

### 4. 硬度检查

(1) 显微硬度HV

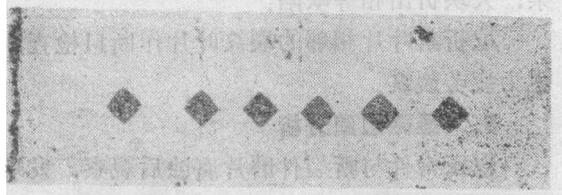
测量数据列于表1。

从表1结果看出,正常件显微硬度比折断件高出一倍。两者的压痕形状及尺寸大小示于

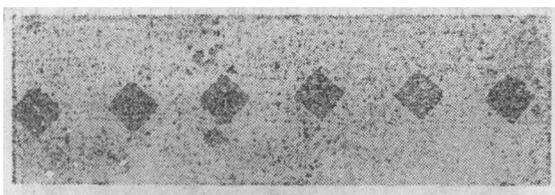
图 5.

表 1

项目	点值 HV					平均
正常件	125.5	122.5	120.0	120.0	125.5	122.7
折断件	63	62	66.5	65.0	71.0	65.5



(a)正常件



(b)折断件

图 5 正常件与折断件显微硬度压痕 ×200

(2) 布氏硬度HB

失效折断件HB=65.5

正常件HB=114~121

设计要求HB≥95

显然，折断件硬度不能满足设计要求。

5. 热处理试验

为探索折断件硬度低的原因，用不同加热温度和保温时间进行热处理试验，其结果示于表 2。

从表 2 结果看出，折断件在试验温度范围内加热保温，硬度值不变，但表面环氧层却随温度的升高而变化，并会鼓泡和剥落。

正常件随试验温度升高，保温时间延长，硬度值明显下降，表面鼓泡和剥落，但高温短时加热时，硬度值和表面颜色不变。

三、结果分析

1. 导风轮叶片一片折断，六片裂纹，断口检查均为疲劳损伤。对断裂源的观察，没有发现加工损伤及材质冶金缺陷。轮缘上的 8 个

表 2

项目	加热温度 °C	保温时间 min	硬度值 HB	表面环氧层变化情况
正常件 折断件*	210~220	60	107	二者均为金黄夹银灰色，无剥落
			65.5	
正常件 折断件	300	30	65.5	二者均为棕黄色，鼓泡，无剥落
			62.5	
正常件 折断件	380	30	62.4	二者均为鼓泡，呈烧焦的黄黑色
			62.4	
正常件 折断件	380	180	62.4	二者均为表面烧焦
正常件 折断件	380	3	107~114	二者与 220°C 加热相似
			65.5	

\*均分别从包括表面完整的工件上取样。

螺栓孔形变成椭圆形。这种情况的发生只有两种可能性：一种是导风轮在使用中承受了过负荷的作用；一种是其本身强度不足，因而在短期内(地面停放试车1小时20分)出现疲劳损伤。

2. 取折断件与正常件对比所做的金相分析和硬度试验结果表明，折断件组织不同于正常件，硬度相差约一倍。这样在相同工作条件下折断件自然处于大应力状态，易出现早期疲劳失效。

3. 折断件在热处理试验前后，硬度值基本不变，保持在退火状态范围，而其表层的环氧树脂膜又保持银灰色，表明该零件在使用过程中未曾发生超温现象，从而证明它确实是遗漏了淬火+时效这一热处理工序所致。

四、结 论

导风轮叶片折断属于疲劳损伤，原因是零件遗漏热处理所致。

五、预防措施

1. 对库存件及装机件作硬度检查，凡低于规定值的零件拆换后进行补充热处理。

2. 加强生产管理，防止零件在生产过程中遗漏工序。

采取上述措施后，未出现过类似故障。