

喷丸强化在提高Ⅱ级涡轮盘第一榫齿高温疲劳强度方面的作用

六二一所 四二〇厂

一、前言

在使用中Ⅱ级涡轮盘第一榫齿转接圆根部经常发现裂纹,其中严重者曾引起过一等事故。历年来的试验研究业已确认,Ⅱ级盘第一榫齿裂纹属于机械疲劳裂纹。

提高航空零件疲劳强度有三种途径:即改进设计、正确选材与合理的加工工艺。当设计和选材确定之后,改进零部件的加工工艺也可以使疲劳强度获得一定程度的改善,喷丸强化工艺即是其中的一种。生产和使用实践业已表明,喷丸强化是提高零部件疲劳强度和抗应力腐蚀能力的一种行之有效的工艺。

本文总结了喷丸强化工艺对Ⅱ级涡轮盘第一榫齿疲劳强度的影响。

二、故障情况

据一九七五年统计,在106件GH-132合金Ⅱ级盘中,仅使用100小时由于第一榫齿产生裂纹而报废的占20%。故障分析结果表明(见图1),第一榫齿裂纹绝大部分产生在靠近承力环一边的转接圆根部,裂纹起始于工作面,起始点在晶内,没有腐蚀现象,裂纹垂直于工作面向内部扩展部,扩展的规律一直是穿晶,特点是既长又细而且尖。从低倍断口上看,明显地分成三个区域,即疲劳源区,裂纹扩展区和瞬时断裂区。还可以见到疲劳休止线和疲劳台阶。

电子显微镜复膜观察断口,有明显的疲劳条带,但是条带间距并不规则,间距也比较宽,

显示出疲劳断裂比较快,在使用温度下具有脆性疲劳特征(见图2)。用扫描电子显微镜观察断口附近工作表面上没有发现腐蚀点,呈现金黄色。断口与工作面相交处是拉削刀痕,断口是沿着刀痕向内部扩展的,有粘刀现象,刀痕的局部地区因范性形变而翘起来。有的地方由

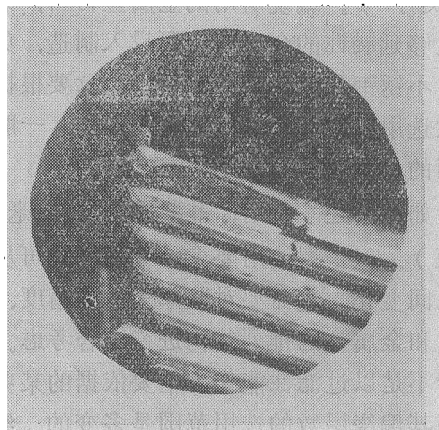


图1 低倍断口形貌 1.8X



图2 断口上的疲劳条带 3000X

于粘刀而造成接近垂直刀痕的小裂纹(见图3)。有的地方刀痕比较深而粗,以上这些地方在工作过程中都是应力集中处,在交变载荷、温度和介质的共同作用下成为疲劳源。

综上观察表明,Ⅱ级涡轮盘第一榫齿裂纹属于高温、低应力、多循环机械疲劳裂纹。疲劳源产生在以上三种缺陷比较严重的应力集中处。工作过程中,在叶片的离心力、交变振动载荷、工作温度和介质的共同作用下,产生疲劳断裂。

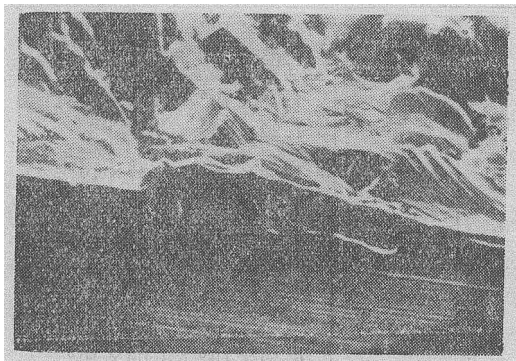


图3 疲劳源 200×

三、喷丸强化工艺参数选择

由故障分析可知,Ⅱ级涡轮盘第一榫齿转接圆根部,存在由于拉削过程粘刀而造成的各种缺陷,从这一客观事实出发,采用了喷丸强化工艺来降低这种缺陷的有害作用,从而改善和提高了第一榫齿的疲劳强度,降低了疲劳裂纹出现的机率,延长了盘的使用寿命。

喷丸强化工艺参数要选择得适当,才能显著提高疲劳强度。如果选择不合适,就达不到预期的效果,甚至会降低疲劳强度。我们选用的是饱和喷丸强度,即在丸粒、压力、距离、喷咀角度等都一定的情况下,弧高度值刚刚达到最大值的时间称饱和时间,对应的弧高度称为饱和喷丸强度(图4和表1)。

为了考核喷丸强化工艺参数选择得是否合适,还需测量喷丸强化层的深度。喷丸强化层愈深,疲劳强度愈高。我们采用逐层电抛光测

定不同深度残余应力值的方法,来测定喷丸强化层的深度(图5)。

喷丸强化层还可由金相法求出来,因为金属零件表面经喷丸强化后,产生一定深度的塑性变形,经再结晶处理后(1100℃保温半小时)

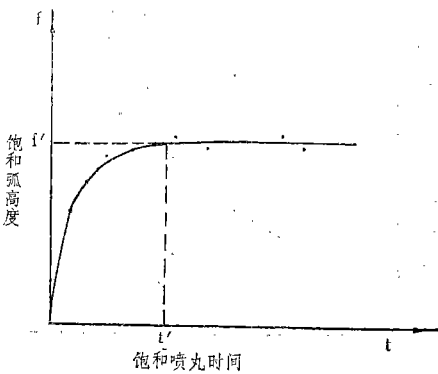


图4 饱和喷丸强度的确定

表1 各种试验件喷丸强化工艺参数

名 称	工 艺 参 数			
	旋转变曲 疲劳试棒	全齿疲劳 试 件	全齿疲劳 用假叶片	涡轮盘试 验 件
弹 丸 直 径 毫 米	0.05 ~ 0.15 (玻璃丸)	全齿疲劳 用 0.2~0.3 (玻璃丸)	0.4~0.5 (铸铁丸)	0.3~0.4 (铸铁丸)
喷咀至试验件 离距 毫米	120~130	120~130	120~130	120~130
喷咀前压缩 空气压力 公斤/厘米 ²	4	4~5	5	4~5
弹 丸 流 量 公斤/分	—	—	8.5	8.5
喷丸时间 秒	200	300	900	2700
喷咀与试验件 角 度	90°	45°	90°	45°
喷咀数量 个	1	1	1	4
试验件状态	旋 转	移 动	移 动	旋 转
喷丸机类别	气 动	气 动	气 动	气 动

强化层内的晶粒度与原来基体内的晶粒度尺寸不相同（见图6）。用X射线应力测定法和金相法求出的喷丸强化层深度一样，都是0.5毫米左右。

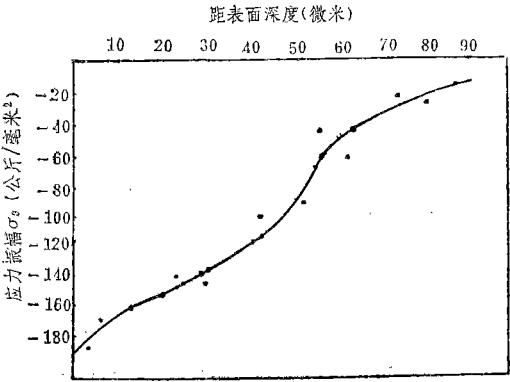


图5 GH132合金喷丸强化层深度的测定

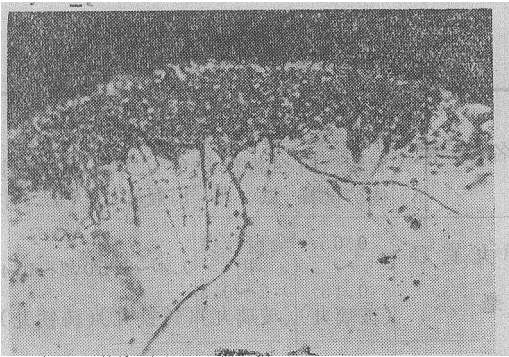


图6 喷丸强化层深度 200×

四、高温疲劳试验

我们做了缺口旋转弯曲高温疲劳试验和涡轮盘模拟高温疲劳试验，结果都有明显的提高。

1. 旋转弯曲高温疲劳试验

1) 疲劳试棒及其热处理条件

采用缺口试棒，危险断面直径为 9.5 ± 0.02 毫米，缺口半径为0.75毫米。热处理条件为：

$990^\circ\text{C} \pm 10^\circ\text{C}$ (1小时)油淬 + $710^\circ\text{C} \pm 10^\circ\text{C}$ (12小时)空冷

2) 疲劳试验结果

试验是在国产PWC-10000旋转弯曲疲劳试验机上进行的，结果列于表2和图7。

表2 GH132合金缺口试棒
650°C疲劳试验结果

表面状态	交变应力 σ_a 公斤/毫米 ²	循环次数 N, 次
未喷丸	20	2.52×10^5 , 3.64×10^5 , 1.8×10^7
	22	1.23×10^5 , 1.72×10^5 , 1.22×10^5
	23	1.22×10^5 , 1.37×10^5 , 3.11×10^5
	24	1.52×10^5 , 1.58×10^5
喷丸	25	$>1.18 \times 10^6$, $>1.20 \times 10^6$, $>1.24 \times 10^7$
	26	6.51×10^6 , 8.04×10^6 , 1.02×10^7 , 1.17×10^7 , 1.13×10^7 , $>1.03 \times 10^7$, $>1.02 \times 10^7$
	27	2.96×10^5 , 1.76×10^6 , 2.15×10^6 , 3.20×10^6 , 1.17×10^7 , 1.31×10^7 , 1.21×10^7
	28	1.61×10^6

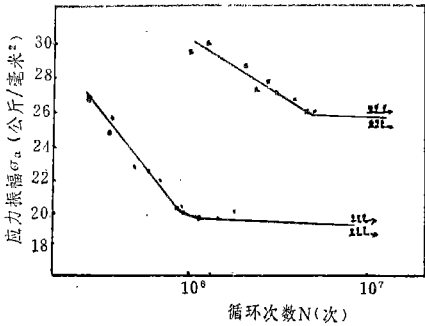


图7 GH132合金缺口试棒650°C疲劳试验S-N曲线

疲劳试验结果表明, 喷丸强化疲劳强度极限为25公斤/毫米², 未喷丸强化疲劳强度极限为<20公斤/毫米², 提高5公斤/毫米²。

2. 涡轮盘件全齿疲劳试验

为了更接近涡轮盘的使用情况, 我们做了涡轮盘的模拟试验。

1) 试验件及热处理

全齿疲劳试验件系由工厂生产线上加工并切取试件, 其热处理条件与工厂生产线上加工涡轮盘时的热处理条件完全相同。

2) 试验条件

全齿疲劳试验是在高频电磁振动疲劳试验器上做的。试验条件如下:

试验温度: 650℃

振动频率: 108~113次/秒

离心力: 200公斤/厘米²

叶片自由端振幅: 3.5毫米

每种加工工艺的试验件各取3块, 试验结果列入表3。

试验结果表明, 喷丸强化能够提高Ⅱ级涡轮盘榫齿高温疲劳强度。

表 3

材 料	榫齿加工工艺	频 率 次/秒	出现 裂纹 时间 小时	寿 命 循环次数 N	破坏情况	
					榫齿	叶片
GH132	正常拉削	113	30.00	1.22×10^7	未裂	未裂
	喷丸(五把拉刀)	111	30.00	1.22×10^7	未裂	未裂
		109	30.00	1.22×10^7	未裂	未裂
GH132	正常拉削	108	20.00	7.85×10^6	双裂	未裂
	(五把新拉刀)	109	20.00	7.85×10^6	双裂	未裂
		111	6.00	2.4×10^6	单裂	未裂
GH132	正常拉削	110	17.00	6.79×10^6	双裂	未裂
	(五把旧拉刀)	113	21.00	8.34×10^6	双裂	未裂
		—	9.00	3.66×10^6	双裂	未裂

五、喷丸强化的Ⅱ级涡轮盘 (GH132合金) 试车和试飞结果

1. 试车结果

经过喷丸强化(其工艺参数与全齿疲劳试件同)的Ⅱ级涡轮盘, 于1976年下半年在工厂经过150小时长期工艺试车后, 分解下来经过故检(电位法探伤仪检查)没有发现一处裂纹(包括单裂和双裂), 也没有磨损或其他故障。

2. 试飞结果

在生产线上任取10台 GH132 合金生产的Ⅱ级涡轮盘进行喷丸强化, 其工艺参数与全齿疲劳试验件相同, 分别装入发动机, 发往沿海地区进行试飞。到1978年年底已经全部超过100小时, 返厂检查, 结果未发现一个裂纹。

六、结 论

1. Ⅱ级涡轮盘第一榫齿裂纹属于高温应力疲劳裂纹。

2. 喷丸强化工艺能够提高 GH132 合金Ⅱ级涡轮盘第一榫齿的高温疲劳强度。

3. 可以在原寿命基础上适当延寿使用。

参 考 文 献

- [1] H.W.Hayden, S. Florcen, The Fatigue Behavior of Fine Grained Two-Phase Alloys, Met. Trans., Vol.4, No2, 561, 1973.
- [2] J.Lankford, F.N.Kusenberger, Initiation of Fatigue Crack in 4340 Steel, Met. Trans., Vol.4, No2, 553, 1973.
- [3] 金属材料喷丸强化及疲劳强度—喷丸强化技术文集, 国防工业出版社, 1973.