

喷丸技术在涡轮叶片修理中的应用研究

潘少杰 张 琴 刘博文

中小型航空发动机叶轮机械湖南省重点实验室 湖南株洲 412002

摘 要: 针对新叶片、修理前叶片、修理后叶片三种状态的叶片开展高温、高周振动疲劳对比试验,对试验结果进行了分析,结果表明在修理过程中应用喷丸技术能有效提高叶片的疲劳寿命。

关键词: 喷丸; 涡轮叶片; 修理

The Application of Peening Technology in Turbine Blade Repair

Pan Shaojie Zhang Qin Liu Bowen

Hunan Key Laboratory of Turbo machinery on Small and Medium Aero-Engine, Zhuzhou, China 412002

Abstract: The high cycle fatigue(HCF) with high temperature comparison test are applied out to new blades, blades without repair, blades with repair. Through experimental results analysis, the results indicates that peening technology in turbine blade repair can improve fatigue life of the blade.

Key Words: Peening; Blade; Repair

1. 前言

涡轮工作叶片是发动机的关键部件,在高温、高负荷的恶劣环境下工作,是发动机中最容易失效的零件之一,尤其是叶片的榫头,不仅承受较大的离心载荷、气动弯曲载荷、同时承受较大的叶片振动载荷,工作环境尤其恶劣,是涡轮工作叶片最容易失效的部位。通常为提提高涡轮工作叶片榫头的疲劳寿命,采用喷丸工艺对榫头进行表面强化。

喷丸强化技术是一种在多晶金属材料中广泛应用的强化技术[1],利用高速弹丸流对构件表面进行撞击,使构件表面产生塑性变形层并引入残余压应力,以提高零件的疲劳性能和改变零件的表面状态[2]。

某型发动机的燃气涡轮工作叶片为 K403 高温合金铸造叶片,榫头采用喷丸工艺进行强化,翻修寿命期为 1000 小时。在第 1 次大修时,未对叶片榫头进行喷丸强化以恢复表面应力,发动机继续工作一段时间后,发生叶片断裂故障。故障分析结果表明,叶片在长期使用过程中,由于温度、应力等因素导致残余压应力出现衰退,是叶片断裂的原因之一。为此,开展喷丸强化修理工艺技术研究,用喷丸强化方法增加表面残余压应力,恢复其抗疲劳性能。

2. 喷丸强化效果验证试验

经工艺研究确定喷丸强化的工艺后,对使用 1000 小时后的叶片进行了补充喷丸,并与新品叶片及使用 1000 小时后的待修叶片进行了疲劳寿命试验对比。

2.1 试验内容

在叶片故障产生的原因中,由于叶片振动导致的叶片高周疲劳问题尤为普遍[3],对于涡轮工作叶片,常采用高温、高周振动疲劳成组对比试验来进行寿命对比,本次对比试验即采用此种试验方法。

2.2 试验件

试验件共 36 件,其中 12 件为新品叶片(以下简称 A 组叶片),12 件为工作 1000 小时后的待修叶片(以下简称 B 组叶片),12 件为工作 1000 小时后经喷丸修复后的叶片(以下简称 C 组叶片)。通过 B 组和 C 组的对比试验,评价修理前及修理后叶片的寿命差异,通过 A 组和 C 组的对比试验,评价修理工艺是否达到“修旧如新”的标准。

2.3 试验原理及方法

在振动台控制仪的控制下,振动台激励试验件在设定的一阶弯曲振动频率下振动,激光位移传感器测量叶片振动的幅值,由动态数据采集系统实时采集振动频率计幅值。以叶冠振幅作为一弯节线最大应力的度量,在给定叶冠振幅条件下,测量叶片一弯疲劳寿命。在叶片振幅达到给定值时,作为疲劳循环试验起始时间,开始计时,试验过程中保持该振幅不变;在试验过程中,若叶片频率下降 1%,表明叶片已产生裂纹,在试验记录数据超过 1×10^7 循环,叶片仍未出现裂纹时也终止试验。

在试验前采用 B 状态叶片进行试验载荷摸索,在试验数据有效的前提下,使 B 状态的叶片疲劳寿命集中在 $5 \times 10^5 \sim 2 \times 10^6$ 次循环间,获取合理的振动幅值区间;并以此时的叶冠振幅作为测试载荷,

对正式叶片开展振动疲劳寿命试验。

3.1 试验结果

本次试验三组叶片均获得了有效结果,其试验结果见表 1~ 表 3。

3.试验结果及结果分析

表 1 A 组叶片振动疲劳试验结果

叶片号	振动频率 (Hz)	单峰振幅 (mm)	循环次数	备注
A01	2608	0.25	>1×10 ⁷	试验过程频率稳定不变,经过 1×10 ⁷ 循环后停试,未出现裂纹。
A02	2608		7.15×10 ⁶	试验过程中,频率持续缓慢下降,无稳定台阶。频率降低 1% 后停试。经过着色检查,裂纹出现在榫齿与伸根段转接 R 处。
A03	2563			
A04	2532			
A05	2606			
A06	2598			
A07	2602			
A08	2567		1.39×10 ⁶	试验过程中,频率出现稳定台阶。频率降低 1%后停试。经过着色检查,裂纹出现在底部榫齿内。
A09	2567		0.92×10 ⁶	试验过程中,频率出现稳定台阶。频率降低 1%后停试。经过着色检查,裂纹出现在中部和底部榫齿内。
A10	2560		7.73×10 ⁶	
A11	2564		4.20×10 ⁶	
A12	2600		4.99×10 ⁶	试验过程中,频率出现稳定台阶。频率降低 1%后停试。经过着色检查,裂纹出现在中部齿内。

表 2 B 组叶片疲劳试验结果

叶片号	振动频率 (Hz)	单峰振幅 (mm)	循环次数	备注
B01	2620	0.25	>1×10 ⁷	试验过程频率稳定不变,经过 1×10 ⁷ 循环后停试,未出现裂纹。
B02	2549		2.17×10 ⁶	试验过程中,频率出现稳定台阶。频率降低 1%后停试。经过着色检查,裂纹出现在榫齿与伸根段转接 R 处。
B03	2630		1.81×10 ⁶	
B04	2587		1.55×10 ⁶	
B05	2521		1.46×10 ⁶	
B06	2557		1.30×10 ⁶	
B07	2568		1.03×10 ⁶	
B08	2633		0.97×10 ⁶	试验过程中,频率持续缓慢下降。频率降低 1%后停试。经过着色检查,裂纹出现在榫齿与伸根段转接 R 处
B09	2650		0.89×10 ⁶	
B10	2540		0.74×10 ⁶	
B11	2677		0.64×10 ⁶	
B12	2527		0.59×10 ⁶	

表 3 C 组疲劳试验结果

叶片号	振动频率 (Hz)	单峰振幅 (mm)	循环次数	备注	
C01	2581	0.25	>1×10 ⁷	试验过程频率稳定不变,经过 1×10 ⁷ 循环后停试,未出现裂纹。	
C02	2641		9.33×10 ⁶		试验过程中,频率出现稳定台阶。频率降低 1%后停试。经过着色检查,裂纹出现在底部榫齿内。
C03	2634				
C04	2535				
C05	2548		8.99×10 ⁶	试验过程中,频率出现稳定台阶。频率降低 1%后停试。经过着色	
C06	2621				

			检查, 裂纹出现在榫齿 R 槽上方伸根段位置。
C07	2695	8.62×10^6	试验过程中, 频率出现稳定台阶。频率降低 1%后停试。经过着色检查, 裂纹出现在榫齿与伸根段转接 R 处。
C08	2683	7.24×10^6	
C09	2695	3.72×10^6	
C10	2632	2.82×10^6	
C11	2634	1.90×10^6	
C12	2669	0.70×10^6	试验过程中, 频率持续缓慢下降, 无稳定台阶。频率降低 1%后停试。经过着色检查, 裂纹出现在榫齿与伸根段转接 R 处

3.2 试验结果分析

试验结果分析按照材料疲劳试验统计分析方法[4]进行。

3.2.1 中值疲劳寿命

根据材料疲劳试验统计分析方法, 求得各组的中值疲劳寿命如表 4 所示。从各组叶片的中值疲劳寿命可以看出, 叶片工作一段时间后, 中值疲劳寿命明显降低, 采用喷丸强化修复工艺后, 中值疲劳寿命明显提高, 达到了新品的水平。

3.2.2 安全寿命

根据材料疲劳试验统计分析方法, 求得各组的中值疲劳寿命如表 5 所示。从各组叶片的安全疲劳寿命可以看出, 叶片工作一段时间后, 安全疲劳寿命明显降低, 采用喷丸强化修复工艺后, 安全疲劳寿命有明显提高, 达到了新品的水平。

表 4 各类叶片中值疲劳寿命

(置信度 95%, 误差限度 $\delta_{\max}=5\%$)

组别	对数平均值 \bar{x}	子样标准差 s	中值疲劳寿命 N_{50}
A	6.4870	0.4032	3069257
B	6.1215	0.3287	1322825
C	6.7386	0.3751	5478070

表 5 各类叶片安全寿命

(95%置信度, 99%存活率, $\mu_p=-2.326$, $\beta=1.023$)

组别	对数平均值 \bar{x}	子样标准差 s	对数安全寿命 X_{99}	中值疲劳寿命 N_{50}
A	6.4870	0.4032	6.3391	2183445
B	6.1215	0.3287	5.9937	985641
C	6.7386	0.3751	6.6062	4038061

3.2.3 概率密度分布

受试验件材料的不均匀性、尺寸和工艺过程的和工艺过程的不一致性、试验条件的不精确性等因素的影响, 名义上相同的一组试验件在同一应力水平下进行疲劳试验, 得到的寿命数据往往具有较大的随机性和分散性, 大量的试验结果表明, 当 $n \geq 106$, 疲劳寿命很多时候服从对数正态分布[5]。

概率密度函数如公式(1)所示, 形成的概率分布曲线如图 1 所示。由图 1 可直观的看出, 未修复叶片的疲劳寿命分散度小, 喷丸修复

后叶片的安全寿命明显高于修理前的叶片, 但分散度有一定程度的增加。相对于新品, 喷丸修复后叶片的疲劳寿命有一定程度的提高, 散度则基本相当。

$$f(x) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \frac{(x-\mu)^2}{2\sigma^2} \quad (1)$$

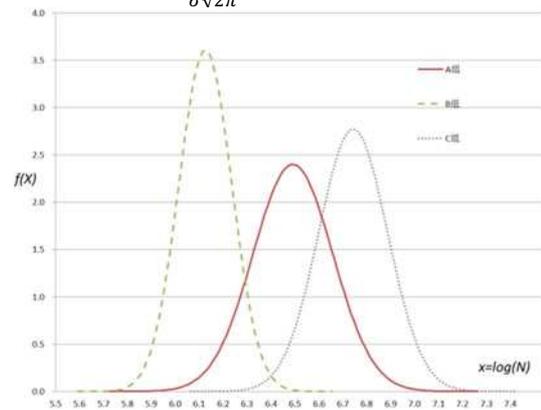


图 1 三组叶片概率分布曲线

4. 总结

通过上述试验研究, 对于采用榫头应用喷丸强化工艺的涡轮工叶片, 可得出以下结论:

- 1) 涡轮工作叶片在使用后, 喷丸所形成的表面压应力会有一定程度的衰退, 叶片疲劳寿命会有所降低;
- 2) 在叶片修理过程中, 采用合适的喷丸的工艺, 能提高叶片的疲劳寿命, 达到“修旧如新”的目标。

参考文献

[1] 高玉魁,《喷丸强化对 DZ4 定向凝固高温合金高温旋转弯曲疲劳性能的影响》[J], 航空材料学报, 2010, 6:35-37

[2] 张伟,《国内外航空喷丸技术与装备发展》[J], 航空制造技术, 2013, 17:32-35.

[3] 洪杰,《气流激励下的叶片高周疲劳寿命研究的发展》[J], 航空动力学报, 2009, 3:653-659.

[4] 《材料疲劳试验统计分析方法》(HB/Z112-86)

[5] 闫晓军,《涡轮叶片疲劳》[M], 科学出版社, 2014.

作者简介: 姓名: 潘少杰, (出生: 1979 年 6 月-), 性别: 男, 民族: 汉, 籍贯: 福建省泉州市, 学历: 大学本科, 学位: 学士, 职称: 高级工程师, 研究方向: 航空发动机设计