

文章编号:1000-8055(2013)03-0507-06

喷丸强化对 TC11 合金模拟叶片 高周疲劳寿命影响的试验

王 梅^{1,2}, 陆 山¹, 古远兴², 刘 亮², 张 欢²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 针对三种叶片:钢丸强化、二次强化和未强化的钛合金叶片进行了振动特性测量和高周疲劳对比试验。通过试验结果,结合断口分析,对三种叶片的固有频率、振型阻尼比、高周疲劳极限及裂纹起源等方面进行了对比研究。研究表明:喷丸后叶片 1 阶振型阻尼比增大 40%~50%,高周疲劳极限提高 40%以上,叶片的高周疲劳寿命也相应地提高。从强化机理方面分析了高周疲劳极限得到提高的原因。该积累的试验数据及研究成果可为 TC11 喷丸叶片的高周疲劳工程设计提供参考。

关 键 词: 喷丸强化; 高周疲劳; 强化机理; 振动; 寿命

中图分类号: V231.95

文献标志码: A

Experiment of effect of shot peening strengthening on TC11 alloy simulation blade's HCF life

WANG Mei^{1,2}, LU Shan¹, GU Yuan-xing²,LIU Liang², ZHANG Huan²

(1. School of Power and Energy,

Northwest Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: The vibration characteristic measurement and high cycle fatigue (HCF) comparison test were applied out to unstrengthened, steel grit strengthened and double strengthened blades. Through experimental results and fracture analysis, the three kinds of blades' natural frequency, damping ratio crack origin and HCF limit were studied and compared. The study indicates that the first order damping ratio is improved about 40%—50%, and HCF limit is improved more than 40%, and HCF life is improved accordingly. The article also give the reason of HCF limit improvement was also analyzed from strengthening mechanism. The experimental data accumulated and the study result can offer references to engineering design.

Key words: shot peening strengthening; high cycle fatigue (HCF);

strengthening mechanism; vibration; life

影响材料疲劳寿命的因素很多,其中表面状态占有重要的地位,因为疲劳裂纹一般从零

件的表面开始,最大应力常常发生在零件表面层^[1-2]。此外,在表面层缺陷区也是最多的。表面强

收稿日期:2012-04-06

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130326.1743.201303.507_005.html

作者简介:王梅(1976—),女,四川内江人,高级工程师,硕士,主要从事航空发动机结构强度的研究。

化工艺可以显著改善金属零件的表面层状态(表面层状态是指表面粗糙度、表面层的结构组织及应力状态等),因此是提高构件疲劳寿命的主要手段之一^[3-10].

钛及钛合金由于密度小(约为普通结构钢密度的 56%)、比强度高、耐腐蚀性好等优点,在航空领域中有重要的应用,常用于航空发动机压气机机匣和叶片材料.叶片的损坏多为高周疲劳破坏,为了进一步提高钛合金叶片的高周疲劳性能,对钛合金叶片进行表面处理是一个有效的途径^[11-12].表面强化工艺种类较多,其中,表面喷丸强化工艺(表面形变强化工艺中的一种)以其操作简单、成本低廉、适用性广,特别是耗能低等特点,成为了各种表面强化工艺中的佼佼者.

本文通过喷丸叶片和未喷丸叶片的振动特性测量、高周疲劳对比试验及断口分析,研究了喷丸对叶片高周疲劳的作用机理及其对高周疲劳寿命的影响.

1 理论计算

理论计算的模型为未喷丸叶片,叶片材料为 TC11/GJB494-1998,结构如图 1 所示.模拟叶片第 1 阶弯曲振动频率值为 410 Hz,第 1 阶振动相对应力分布见图 2.根据第 1 阶弯曲振动最大振动应力位置确定的应变片贴片位置见图 1.

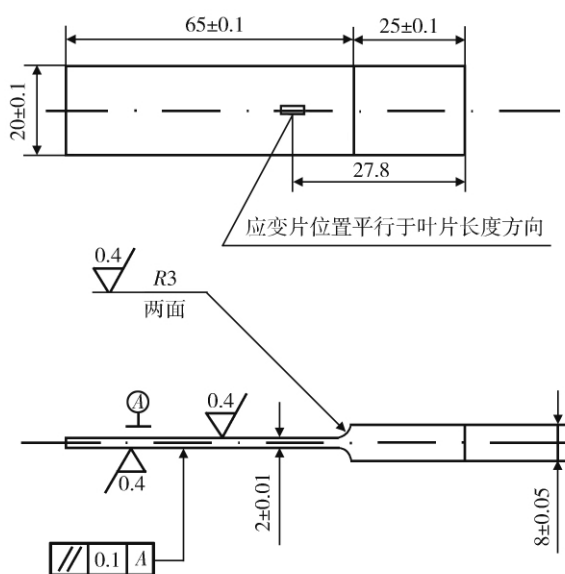


图 1 模拟叶片结构图(单位:mm)

Fig. 1 Structure figure simulated blade
(unit:mm)

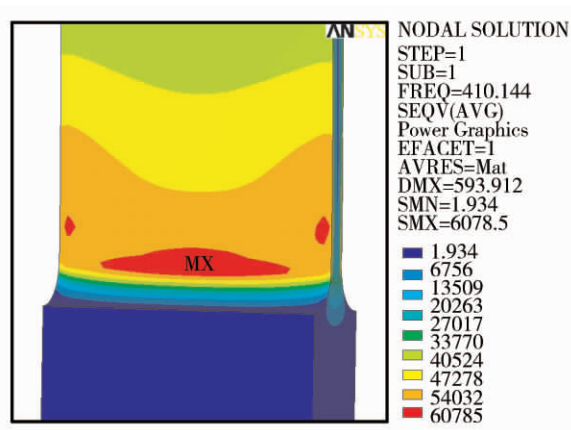


图 2 第 1 阶振动相对应力分布图

Fig. 2 Relative stress distribution first order vibration

2 试验

2.1 试验内容

- 1) 各模拟叶片振动特性测量:1 阶频率、振型和阻尼参数.
- 2) 各模拟叶片高周疲劳对比试验.
- 3) 断口分析.

2.2 试验件

试验件数量共 38 件,14 件表面未强化模拟叶片,24 件表面喷丸强化模拟叶片,其中,经过铸钢弹丸喷丸强化的 8 件,铸钢弹丸与玻璃弹丸喷丸 2 次强化的 16 件.喷丸强化在叶根约 20mm 范围内的叶背叶盆上进行.

对表面强化后叶片的表面残余应力进行了测量,其中 10 号和 25 号叶片的测量结果如下:

- 1) 10 号叶片(钢丸强化)喷丸前为 186.5 MPa,喷丸后为 463.7 MPa.
- 2) 25 号叶片(2 次强化)喷丸前为 189.3 MPa,喷丸后为 705.4 MPa.

2.3 试验设备

- 1) 激振系统:SAI60-H560BAC/2-ST 电磁振动台.
- 2) 测试系统:K8734A500 型加速度传感器,ZZF6-1 型电涡流位移传感器,DH3840 动态应变仪,LMS SCADAS V B8 动态数据采集系统.

2.4 试验方法

- 1) 沙型法测取模拟叶片 1 阶振型.
- 2) 自由振动衰减法测取各模拟叶片 1 阶振型的衰减系数.
- 3) 高周疲劳试验采用升降法.

2.5 试验结果

2.5.1 振动特性测量试验结果

采用沙型法确定叶片的 1 阶振型为 1 弯. 模拟叶片固有频率及阻尼比见表 1.

2.5.2 高周疲劳试验结果

根据试验结果拟合的各类叶片的应力寿命 $S-N$ 曲线如图 3~图 5 所示. 由图可知,未强化叶片的疲劳极限约为 300 MPa,钢丸强化叶片的约为 419 MPa,二次强化叶片的约为 444 MPa.

表 1 叶片 1 阶固有频率及阻尼比
Table 1 Blades' natural frequency and damping ratio

叶片类型	叶片编号	1 阶频率/Hz	阻尼比/%	叶片编号	1 阶频率/Hz	阻尼比/%
未强化	1 #	413.4	0.199	8 #	405.9	0.094
	2 #	414.1	0.159	33 #	405.9	0.091
	3 #	414.8	0.154	34 #	406.1	0.090
	4 #	419.0	0.142	35 #	415.5	0.190
	5 #	412.9	0.178	36 #	415.0	0.083
	6 #	417.4	0.175	37 #	408.1	0.097
	7 #	403.5	0.194	38 #	411.8	0.152
钢丸强化	9 #	406.8	0.101	29 #	405.3	0.185
	10 #	413.4	0.181	30 #	414.3	0.174
	11 #	418.6	0.181	31 #	420.9	0.147
	12 #	415.5	0.176	32 #	411.5	0.183
二次强化	13 #	419.9	0.189	21 #	417.5	0.188
	14 #	416.0	0.150	22 #	414.4	0.153
	15 #	396.4	0.193	23 #	414.2	0.157
	16 #	408.2	0.166	24 #	413.5	0.191
	17 #	411.9	0.152	25 #	408.7	0.163
	18 #	405.5	0.207	26 #	411.1	0.079
	19 #	413.9	0.075	27 #	414.0	0.150
	20 #	403.9	0.198	28 #	414.4	0.176

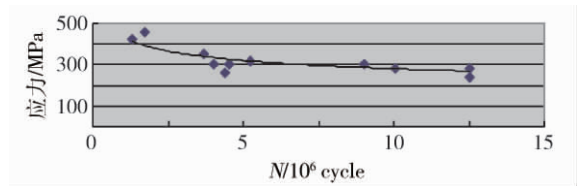


图 3 表面未强化叶片 $S-N$ 曲线
Fig. 3 Unstrengthened blades' $S-N$ curve

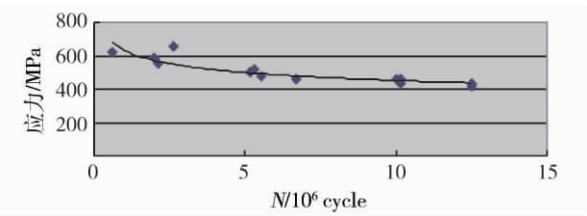


图 5 二次强化叶片 $S-N$ 曲线
Fig. 5 Double strengthened blades' $S-N$ curve

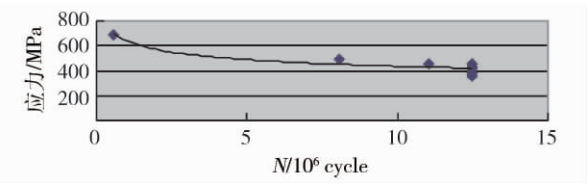


图 4 钢丸强化叶片 $S-N$ 曲线
Fig. 4 Steel grit strengthened blades' $S-N$ curve

2.6 钛合金模拟叶片试验件断口分析

2.6.1 概述

对编号为 4 # (未喷丸强化)、11 # (钢丸喷丸强化)和 13 # (二次强化)的叶片进行了断口分析. 分析研究了裂纹起源位置和扩展路径.

2.6.2 裂纹检查

由于裂纹闭合较好,为了准确确定裂纹位置,用渗透无损检测方法检查裂纹位置,并沿裂纹扩展方向将裂纹打开,其大致位置形貌见图6。三个叶片均断裂于模拟叶片根部附近,其中4#叶片裂纹位于距模拟叶片根部约3 mm处,11#叶片裂纹位于距模拟叶片根部约8 mm处,13#叶片裂纹位于距模拟叶片根部约5 mm处。



图6 模拟叶片断裂位置

Fig. 6 Simulated blades' fracture position

2.6.3 断口观察及分析

将打开的断口用超声波清洗后在扫描电镜下观察。

4#叶片有两处疲劳区,见图7。两处疲劳起源,一处位于角上表面,另一处位于次表面,次表面起源是由于该处有缺陷。图8为两个疲劳区域

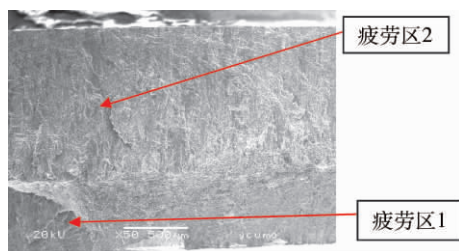


图7 4#模拟叶片断口低倍形貌

Fig. 7 4# simulated blades' fracture low power enlarged view

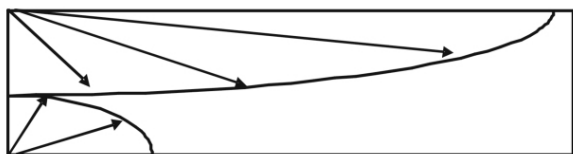


图8 4#模拟叶片2个疲劳区及其扩展示意图

Fig. 8 4# simulated blade's two fatigue area and their expansion plan

的起源与裂纹扩展路径示意图。

11#叶片断口低倍形貌见图9,两处疲劳起源,一处位于模拟叶片宽度方向表面,为线源,另一处疲劳源位于试样次表面,为主疲劳源。该模拟叶片裂纹起源与扩展路径示意图见图10。



图9 11#模拟叶片断口低倍形貌

Fig. 9 11# simulated blades' fracture low power enlarged view

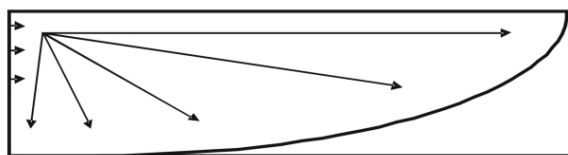


图10 11#叶片疲劳起源与裂纹扩展示意图

Fig. 10 11# simulated blade's fatigue origin and its expansion plan

13#叶片断口低倍形貌见图11,两处疲劳起源,一处位于模拟叶片宽度方向表面,为线源,另一处疲劳源位于试样次表面,为主疲劳源。裂纹起源与扩展路径示意图见图12。



图11 13#模拟叶片断口低倍形貌

Fig. 11 13# simulated blades' fracture low power enlarged view

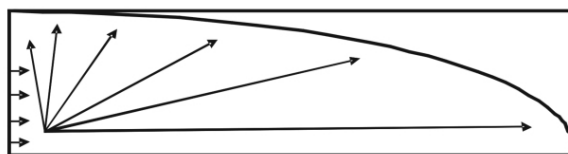


图12 13#模拟叶片裂纹起源与扩展路径示意图

Fig. 12 13# simulated blade's fatigue origin and its expansion plan

2.7 试验结果分析

1) 试验测量得到的模拟叶片的1阶振动频率与理论计算结果基本一致。

理论计算得到未强化叶片的 1 阶振动频率与实测的 1 阶频率对比见表 2。

由表 2 可见,对于未强化叶片,其 1 阶频率理论计算值与实测值基本一致;此外,强化叶片的试验测量值与未强化叶片的基本一致,因此可认为叶片强化后其 1 阶振动频率不变。

表 2 1 阶频率对比
Table 2 Comparison of frist order frequency

叶片类型	1 阶振动频率/Hz	与理论值的相对差/%
未强化叶片(理论)	410	
未强化叶片(实测平均值)	414	1.0
钢丸强化叶片(实测平均值)	414	1.0
二次强化叶片(实测平均值)	409	0.2

2) 强化后叶片的 1 阶振型阻尼比增大。

由表 1,可得出各类叶片的 1 阶振型阻尼比平均值见表 3。由表 3 可知,强化叶片的振型阻尼比增大了。这样在相同的激振能量下,其振动应力会降低,高周疲劳寿命提高。

表 3 1 阶振型阻尼比平均值
Table 3 Frist order damping ratio's mean value

叶片类型	1 阶振型阻尼比平均值/%	与未强化叶片 1 阶振型阻尼比的比值
未强化叶片	0.114	1.0
钢丸强化叶片	0.172	1.5
二次强化叶片	0.157	1.4

3) 二种强化叶片的疲劳极限较接近。

试验测出的各类叶片的疲劳极限见表 4。

根据机理研究^[13-15],对于无表面强化处理的原始材料,疲劳源总是萌生于表面,其疲劳极限可称为表面疲劳极限(SFL,量符号记为 L_{sf}),它是材料的特征值。对于强化叶片,当外施交变应力等于或稍高于强化材料的疲劳极限时,疲劳源萌生于残余压应力层下面的残余拉应力区,疲劳极限提高的幅值基本上与喷丸引入的最大残余应力值的高低和残余压应力区的深度无关,并且接近于一定值。由于疲劳源萌生于次表面,所以称为内部疲劳极限(IFL,量符号记为 L_{if})。在此情况下,残余压应力场的作用只是把疲劳源由表面驱赶至次表面,而在内部萌生疲劳源的极限应力 IFL 为材料本身的另一特征值。所以,残余压应力在这里起

着间接的强化作用。大量的试验数据表明

$$L_{if}/L_{sf} \approx 1.34 \tag{1}$$

由上所述,试验测出的强化叶片疲劳极限应为内部疲劳极限。由表 4 可知,两种强化叶片的内外疲劳极限之比较为接近,均大于 1.4。

表 4 各类叶片疲劳极限
Table 4 Fatigue limit of all kinds of blades

叶片类型	疲劳极限/MPa	内外疲劳极限的比值
未强化叶片	300	1.00
钢丸强化叶片	419	1.40
二次强化叶片	444	1.48

4) 断口分析表明喷丸强化使裂纹起源位于叶片的次表面。

由断口分析,4# 叶片(未强化)裂纹位于距模拟叶片根部约 3 mm 处,大致为应变片贴片高度,但起源却位于角上表面处;而 11# 叶片(钢丸强化)裂纹位于距模拟叶片根部约 8 mm 处,13# 叶片(二次强化)裂纹位于距模拟叶片根部约 5 mm 处,起源都位于角次表面处,且大约在 1 阶振动应力次大点处。裂纹起源不在最大应力点,而在角点的次大应力点处,原因是模拟叶片前后缘没有倒圆,此处有应力集中。

强化叶片的主疲劳源皆位于试样次表面,再次证明了其疲劳极限为内部疲劳极限。

3 结 论

通过机理分析及试验研究,对于 TC11 模拟叶片,得出如下结论:

- 1) 叶片喷丸强化后不会改变其 1 阶固有频率。
- 2) 叶片喷丸强化后其 1 阶振型阻尼比增大 40%~50%,则叶片振动应力会大幅降低。
- 3) 叶片喷丸强化后其疲劳极限为内部疲劳极限。相对未强化叶片,钢丸强化叶片的疲劳极限提高了大约 40%,二次喷丸叶片的提高了大约 48%。

综上所述,TC11 叶片喷丸强化后,其振型阻尼比和高周疲劳极限皆得到了提高,高周疲劳寿命也必将大大提高。

参考文献:

[1] 许正功,陈宗贴,黄龙发.表面形变强化技术的研究现状[J].装备制造技术,2007(4):69-71.
XU Zhenggong, CHEN Zongtie, HUANG Longfa. Re-

- search on the outline of strengthening technology of surface deformation[J]. Equipment Manufacture Technology, 2007(4):69-71. (in Chinese)
- [2] 刘春阳. 方兴未艾的喷丸强化处理新技术[J]. 世界产品与技术, 1997(2):10-11.
LIU Chunyang. The new technology of shot penning[J]. The World Production and Technology, 1997(2):10-11. (in Chinese)
- [3] 董星, 段雄. 喷丸强化机械及技术的发展[J]. 矿山机械, 2004, 32(7):66-68.
DONG Xing, DUAN Xiong. The development of shot penning strengthening[J]. Machinery and Technology, 2004, 32(7):66-68. (in Chinese)
- [4] 孙西泰. 材料表面强化技术[M]. 北京: 化学工业出版社, 2005.
- [5] 彭明镜. 喷丸强化技术最新进展与装备[J]. 铸造工程: 造型材料, 2004(1):43-44.
PENG Mingjing. New development of shot-peening strengthening technique and equipment[J]. Foundry Engineering; Molding Material, 2004(1):43-44. (in Chinese)
- [6] 袁礼. 喷丸强化工艺技术的研究与改进[J]. 成飞科技, 2006(1):22-26.
YUAN Li. The research and improvement of shot-peening strengthening technique[J]. Chengfei, 2006(1):22-26. (in Chinese)
- [7] 周正裕. 压气机第1级转子叶片喷丸强化工艺[J]. 航天工艺, 1996(3):18-21.
ZHOU Zhengyu. The shot-peening strengthening technology of the first stage compressor rotor blade[J]. Astronautics Technology, 1996(3):18-21. (in Chinese)
- [8] 李家宝, 盖秀颖, 徐建辉. 硬状态钢喷丸影响层组织强化的表征[J]. 材料研究学报, 2003, 17(2):214-218.
LI Jiabao, GAI Xiuying, XU Jianhui. Characterization of structure strengthening for shot penning affected layers of steels in hard state[J]. Chinese Journal of Materials Research, 2003, 17(2):214-218. (in Chinese)
- [9] 李家宝. 利用X射线衍射方法确定金属工艺表面的应力-应变关系[J]. 材料研究学报, 1998, 12(3):287-288.
LI Jiabao. Determination of superficial stress-strain relationship with X-ray diffraction technique[J]. Chinese Journal of Material Research, 1998, 12(3):287-288. (in Chinese)
- [10] 董星, 段雄. 高压水射流喷丸强化技术[J]. 表面技术, 2005, 34(1):48-49.
DONG Xing, DUAN Xiong. Shot-peening technique of high pressure water jet flow[J]. Surface Technology, 2005, 34(1):48-49. (in Chinese)
- [11] 漆伟玲, 涂善东. 喷丸表面改性技术研究进展[J]. 中国机械工程, 2005, 16(15):1405-1409.
LUAN Weiling, TU Shandong. Shot-peening surface modified techniques research advancement[J]. Mechanical Engineering of China, 2005, 16(15):1405-1409. (in Chinese)
- [12] 中国人民解放军第六研究院. 金属材料喷丸强化及疲劳强度[M]. 北京: 国防工业出版社, 1973.
- [13] 王仁智. 表面喷丸强化技术[M]. 北京: 航空航天部621研究所, 1990.
- [14] 王仁智. 航空材料喷丸强化手册[M]. 北京: 航空航天部AFFD系统工程局, 1988.
- [15] 张洪伟, 张以都, 吴琼. 喷丸强化残余应力场三维数值仿真分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3):603-609.
ZHANG Hongwei, ZHANG Yidu, WU Qiong. Three-dimensional numerical analysis of residual stress field for shot-peening[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3):603-609. (in Chinese)