

# 表面强化对薄壁空心结构疲劳性能影响研究

邓 瑛<sup>1,2,3</sup>, 邵 杰<sup>1,2,3</sup>, 盖鹏涛<sup>1,2,3</sup>, 张 杰<sup>1</sup>

(1. 中国航空制造技术研究院, 北京 100024;

2. 塑性成形技术航空科技重点实验室, 北京 100024;

3. 数字化塑性成形技术及装备北京市重点实验室, 北京 100024)

**[摘要]** 制备了具有真实零部件几何特征的试验件,采用干喷丸、湿喷丸方法完成薄壁空心试验件表面强化并开展振动疲劳对比试验。试验结果表明:未采用表面强化处理的试件疲劳寿命最短;干喷强化试件寿命居中,且相同试验条件下干喷强化试件寿命是前者的10.4倍;湿喷丸试件寿命最长,是相同条件下干喷强化试件寿命的3.3倍以上。该研究成果对优化薄壁空心结构表面强化工艺及参数具有重要意义。

**关键词:** 钛合金;空心结构;疲劳性能;喷丸;表面强化

## Effect of Surface Strengthening on Fatigue Property of Thin Wall Hollow Structures

DENG Ying<sup>1,2,3</sup>, SHAO Jie<sup>1,2,3</sup>, GAI Pengtao<sup>1,2,3</sup>, ZHANG Jie<sup>1</sup>

(1. AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China;

2. Aeronautical Key Laboratory for Plastic Forming Technologies, Beijing 100024, China;

3. Beijing Key Laboratory of Digital Plasticity Forming Technology and Equipment, Beijing 100024, China)

**[ABSTRACT]** Hollow structure specimens which represent the similar topology of components are produced, and dry blast and wet blast are used to strengthen the surface. Then, fatigue tests are carried out. The experimental results show that the fatigue property of polished specimen is the lowest, and specimen by the dry blast process is higher and the fatigue life is as 10.4 times as that of polished specimen. The experimental results also show that the fatigue property of specimen by wet blast processed is the highest, and the fatigue life is at least as 3.3 times as that of specimen by dry blast processed. This conclusion can be useful to improve shot peening parameters.

**Keywords:** Titanium alloy; Hollow structure; Fatigue property; Shot peening; Surface strengthening

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2018.04.078

利用超塑成形/扩散连接(SPF/DB)组合工艺制造的薄壁空心结构相对于传统实体结构获得了20%~40%的减重优势<sup>[1]</sup>,这一特点使其在先进飞行器、动力装置中得到广泛使用,并大量取代用于承受静态载荷的实心结构或铆接薄壁结构。近年来,薄壁空心结构应用范围向着关键承载部件发展。

关键承载结构工作条件复杂,通常承受交变载荷,因而需具备足够的抗疲劳强度,对于钛合金材料零件,通常要求满足 $3 \times 10^7$ 次循环条件下的疲劳强度不低于300MPa。研究表明,结构表面是承受周期载荷零部件的薄弱区域,裂纹通常萌生于高应力区表面<sup>[2]</sup>,而在表面及其附近区域预制压缩应力场能够有效地抑制裂纹萌生时间,提高结构疲劳性能<sup>[3-5]</sup>,常用的方法有滚压强化、喷丸强化、激光冲击强化、超声波强化等。文献[3]

开展了标准试验件及部件试验,研究表明,基于标准试验件优化得到的工艺参数,可将传统实体结构的高周疲劳强度提高数十兆帕。

当表面强化后的零部件不受外力作用时,内部应力处于静平衡状态,但在位于结构表层、亚表层压缩应力场下方将产生拉伸应力场,拉伸应力对结构疲劳性能具有不利影响<sup>[2-6]</sup>。研究表明,零部件表面强化后,裂纹萌生位置将从结构表面转移到亚表面或结构内部<sup>[7-9]</sup>。对于薄壁空心结构,由于条件限制,不能对内部表面进行强化,内部表面将处于拉伸应力状态,因此这一现象将对其疲劳性能产生不利影响。然而,有关表面强化对薄壁空心结构疲劳性能及失效模式的影响规律,尚未见到相关报道。

本文研究基于薄壁空心结构特征试验件,以便降低

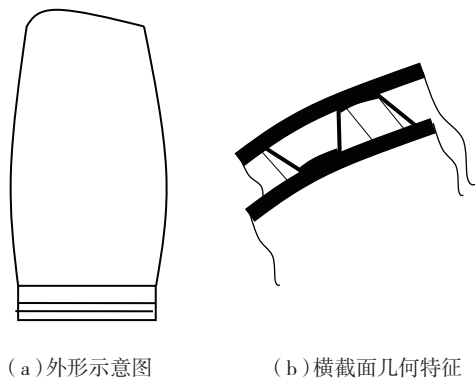
试验件制备周期和测试难度;通过开展高周疲劳对比试验,获得未强化试验件以及表面强化试验件之间疲劳性能、失效模式的差异,为优化薄壁空心结构表面强化方法和参数提供支撑。

## 1 试验件设计及制备

为具有真实零部件相似的力学性能,并准确获得结构的力学性能,特征试验件应满足以下3个方面要求:(1)具有真实结构的典型几何特征和制造工艺特点;(2)考核部位应力分布相对简单;(3)试验难度小,便于夹持、激励和监控。

典型钛合金3层空心部件及其横截面几何特征如图1所示;结合文献[10]中提出特征试验件设计的思路,按照真实部件工艺路线制备出特征试验件,横纵截面如图2所示,试验件外形如图3所示。此次研究中采用的内部结构几何参数为:最大厚度10mm,蒙皮厚度2mm,桁架厚度0.5mm,焊缝宽4mm,桁架夹角 $90^{\circ}$ 。

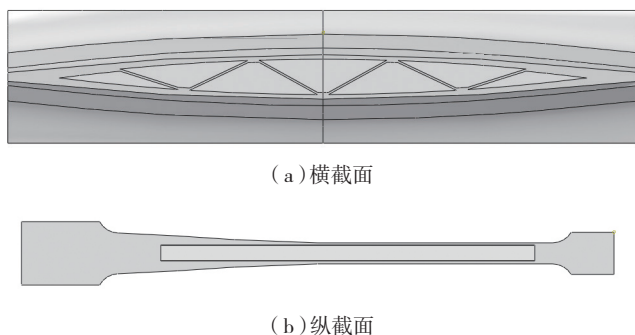
特征试验件采用TC4钛合金制备,母材力学性能为:弹性模量 $E=115000\text{MPa}$ ,泊松比 $\mu=0.34$ ,密度 $\rho=4440\text{kg/m}^3$ ,成形后采用3轴数控砂带磨削设备抛光零件表面(仅打磨考核部位),使得表面粗糙度达到 $R_a=0.4\mu\text{m}$ ,如图4(a)所示;随后采用干、湿喷丸方法



(a)外形示意图 (b)横截面几何特征

图1 钛合金3层结构部件

Fig.1 Three-layer Ti-alloy component



(a)横截面

(b)纵截面

图2 特征试验件截面

Fig.2 Cross section of specimen

进行表面强化,干喷丸强化时采用铸钢弹丸,湿喷丸时采用陶瓷丸,以水为介质,关键强化参数如表1所示。表1中提供的试验参数为塑性成形技术航空科技重点实验室研究成果,是基于标准试验件旋转弯曲疲劳对比试验获得,研究所确定的干喷丸强化参数与现有文献数据接近<sup>[8-9]</sup>。干喷丸、湿喷丸强化后试验件外表面特征如图4(b)、图4(c)所示。

检测3类特征试件表面状态可知,打磨试件表面质量最高;湿喷丸强化后表面质量次之,粗糙度约为 $R_a=0.6\mu\text{m}$ ;干喷丸强化试验件表面粗糙度最大。采用XRD并结合剥层法测试两种状态下残余应力分布规律,如图5所示,可知干喷丸获得的峰值压缩应力及压缩应

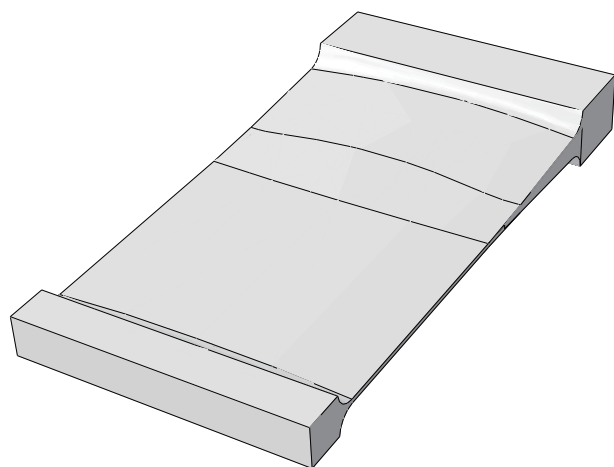
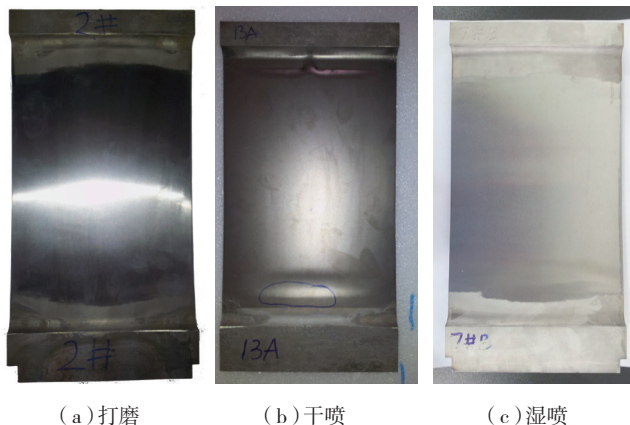


图3 特征试验件外形

Fig.3 Profile of specimen

表1 表面强化参数

强化方式	试验件数量/件	喷丸强度
无强化	3	—
干喷丸	3	0.15mm (A)
湿喷丸	3	0.30mm (N)



(a)打磨

(b)干喷

(c)湿喷

图4 3类试验件外观

Fig.4 Profile of three kinds of specimens

力场深度均大于湿喷丸。

## 2 振动疲劳试验

按照文献 [10] 的试验方法开展特征试验件高周疲劳试验,采用共振原理使得试验件发生变形,通过控制试验件自由端振幅控制考核部位应力幅值;试验中采用的激励源为苏州试验机厂生产的 4t 级推力振动台,测试现场特点如图 6 所示,试验件一端刚性夹持、一端自由,激励由夹持端输入。

试验中,首先在一阶谐振条件下测试被测件固有频率,随后设置试验机激励频率与之相同并开始试验,加载频率为  $(161 \pm 3)$  Hz,考核部位应力比  $R=-1$ ,应力幅值为 340MPa。在稳定正弦周期应力作用下,获得试件破坏时间,试验结果如表 2 及图 7 所示。可知,表面打磨试验件的疲劳寿命最低;干喷强化试验件寿命居中,寿命均值为表面打磨试验件的 10.4 倍;湿喷强化试验件寿命最高,并且全部通过考核。随后,提高应力水平直至湿喷丸强化试验件全部破坏。

图 8 所示为 3 类试验件裂纹萌生位置,可见,裂纹萌生位置相同,均位于计算预测<sup>[10]</sup>以及试验标定获得

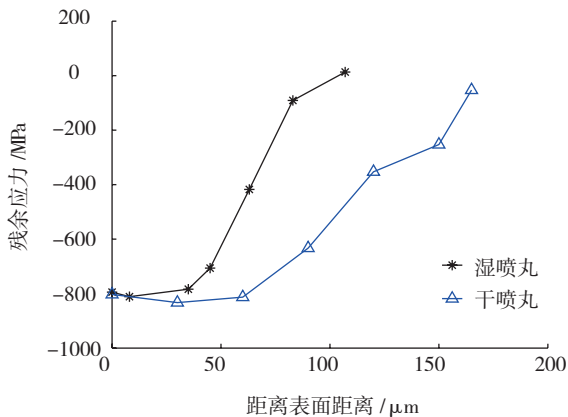


图5 干、湿喷丸压缩应力场对比

Fig.5 Contrast of compressive stress field of dry blast and wet blast

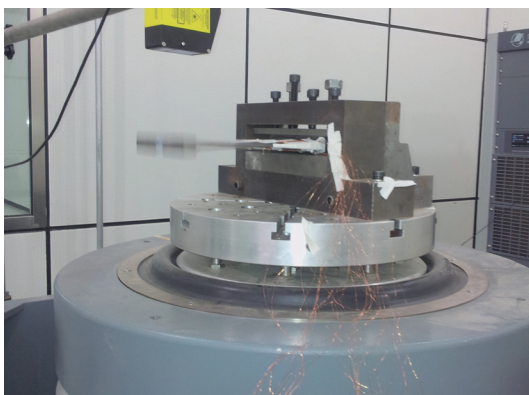


图6 疲劳试验特点

Fig.6 Feature of fatigue test

的最大应力区,试验数据有效。

## 3 试验结果及讨论

打开特征试验件断口并进行观察,结果如图 9~11 所示。

表面打磨试验件典型裂纹源区形貌如图 9 所示,图中箭头所示部位为裂纹萌生位置。从源区图像可知,源区存在放射状棱线,棱线汇聚于试验件表面且棱线汇集处有一直径约为 0.25mm 的凹坑。进一步分析认为,该缺陷是特征试验件成形过程中由磨具表面未清理干净微小氧化物颗粒引起,而由于工艺特点,这类零部件预留的加工余量较小,通常为数十微米,供表面抛光至规定的表面粗糙度,而表面抛光去除量较小,通常去除量小于 10 μm,故未能将该这类缺陷完全去除。这一现象表明,必须采用适当的工艺对薄壁空心结构进行表面强化,消除表面微小缺陷对结构疲劳性能的不利影响。

干喷强化试验件典型裂纹源区形貌如图 10 所示,从源区图像可知,源区存在放射状棱线,棱线汇聚于桁架与内表面形成的三角形区域。

这是由于干喷强化提高了表面完整性,但是干喷工

表2 试验结果

编号	表面强化特点	应力幅值 $\Delta\sigma$ /MPa	寿命 $N_f$ / 次	寿命均值 / 次
1	表面抛光	340	$2.58 \times 10^5$	$2.89 \times 10^5$
2		340	$2.94 \times 10^5$	
3		340	$3.14 \times 10^5$	
4	干喷丸强化	340	$3.97 \times 10^6$	$3.02 \times 10^6$
5		340	$3.17 \times 10^6$	
6		340	$1.91 \times 10^6$	
7	湿喷丸强化	340	$1.00 \times 10^7$	$1.00 \times 10^7$
8		340	$1.00 \times 10^7$	
9		340	$1.00 \times 10^7$	

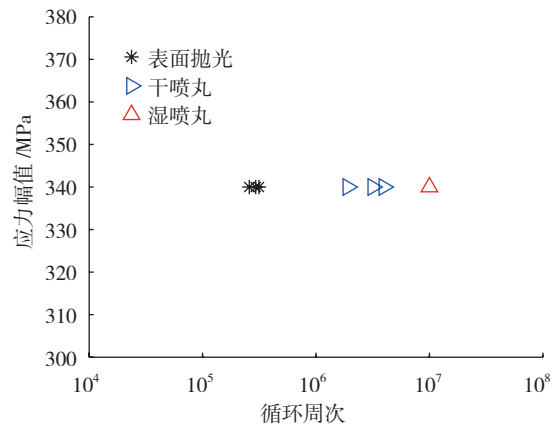
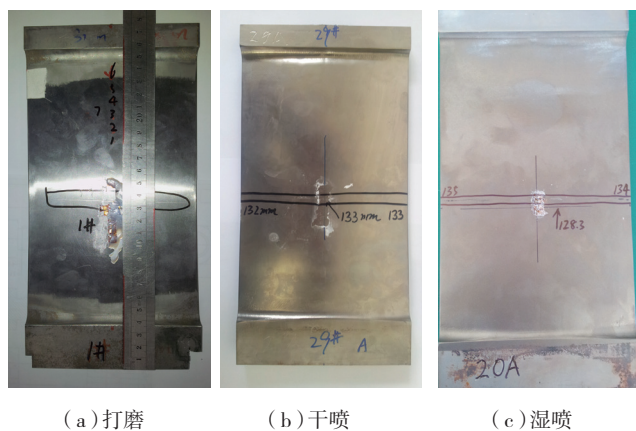


图7 疲劳试验结果

Fig.7 Fatigue test results



(a)打磨 (b)干喷 (c)湿喷

图8 疲劳裂纹位置

Fig.8 Location of fatigue cracks

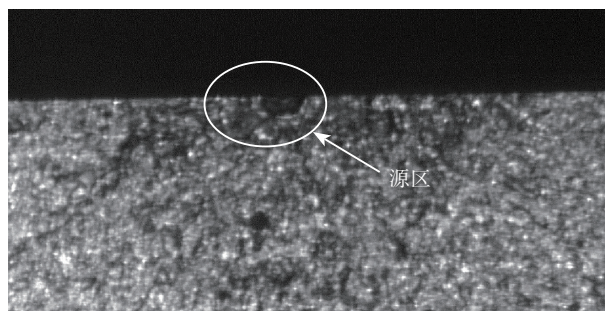


图9 表面打磨试验件裂纹萌生位置

Fig.9 Crack initiation site on polish specimen

艺产生的压缩应力场较深,且仅能对外表面进行强化,使得内部表面产生过高的拉伸残余应力,裂纹萌生位置几何不连续,拉伸残余应力、交变应力均出现应力集中,因而裂纹从试验件内部表面应力集中位置萌生(图10所示的三角区处)。

湿喷强化试验件典型裂纹源形貌如图11所示,源区存在放射状棱线特征,棱线汇聚于试验件亚表面。这是由于湿喷强化工艺产生的压缩应力场较浅,压应力场深度仅有干喷强化的约60%(图5所示),这一特点使得该工艺在提高结构表面完整性的同时,也使得内部表面产生的拉伸残余应力低于干喷工艺,因此裂纹从试验件亚表面萌生。

#### 4 结论

采用对比试验方法研究了表面强化方法对薄壁空心结构疲劳性能以及失效模式的影响规律,得出结论如下。

(1) 表面强化对薄壁空心结构疲劳性能及失效模式影响显著,表面强化方法和参数差异可能致使裂纹萌生位置位于结构外表面、外表面亚表面或内部表面应力集中区;

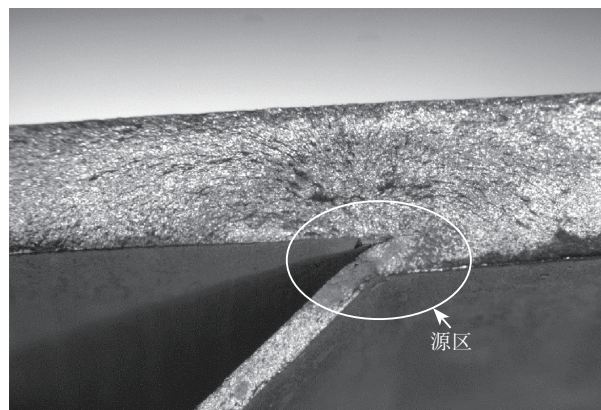


图10 干喷试验件裂纹萌生位置

Fig.10 Crack initiation site of dry blast specimen

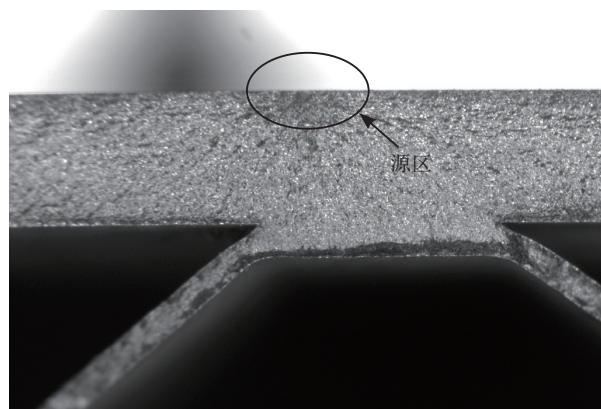


图11 湿喷试验件裂纹萌生位置

Fig.11 Crack initiation site of wet blast specimen

(2) 按照传统实体结构的研究思路选择薄壁空心结构的表面强化参数,可能导致结构内部产生不利的残余应力,结构疲劳性能降低,在适当范围内降低表面强化程度,协调内部、外部残余应力,能够获得最佳的强化参数;

(3) 根据本文试验数据,湿喷更适合于薄壁空心结构表面强化。

#### 参考文献

- [1] PETER S. Gas turbine technology[J]. Physics Education, 2003, 38(6): 504-511.
- [2] 陶春虎,刘庆琛,曹春晓,等. 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 Chunhu, LIU Qingquan, CAO Chunxiao, et al, Failure and prevention of aeronautical titanium alloy[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002.
- [3] 夏明莉,刘道新,杜东兴,等. 喷丸强化对 TC4 钛合金表面完整性及疲劳性能的影响[J]. 机械科学与技术, 2012, 31(8): 1349-1354.  
XIA Mingli, LIU Daoxin, DU Dongxing, et al. Effects of shot peening

(下转第101页)