

激光冲击强化提高外物打伤 TC4 钛合金 疲劳强度的试验研究

李东霖¹ 何卫锋¹ 游 熙¹ 张 金² 罗思海¹ 杨竹芳¹ 聂祥樊¹

¹空军工程大学等离子体动力学重点实验室, 陕西 西安 710038

²中国人民解放军第 5702 工厂, 陕西 咸阳 712000

摘要 采用激光冲击强化(LSP)技术对 TC4 钛合金试件进行表面处理,利用空气炮试验系统对试件边缘进行外物冲击模拟,对外物打伤(FOD)试件进行拉-拉疲劳试验。结果表明,激光冲击强化有效提高了外物打伤 TC4 钛合金试件的疲劳强度;未强化试件疲劳裂纹源萌生在缺口根部靠近上表面的位置,强化试件的裂纹源萌生位置在材料内部,与缺口根部有一段距离,且裂纹萌生难度增大。数值应力分析结果表明,强化后试件凹坑的最大拉应力值为 668.90 MPa,比强化前的 1076.21 MPa 减小了 37.85%;强化后试件凹坑中心的残余拉应力比强化前平均减小了 350 MPa;加载拉应力后,强化前后试件凹坑最大应力分别增大到 1542.36 MPa 和 1124.37 MPa,强化后比强化前试件应力减小了 30.22%,说明压应力对裂纹的萌生有明显的延缓作用。残余压应力的引入是激光冲击强化提高打伤试件疲劳强度的主要原因之一。

关键词 激光技术; 疲劳强度; 激光冲击强化; 外物打伤; TC4 钛合金; 残余应力

中图分类号 V261.8

文献标识码 A

doi: 10.3788/CJL201643.0702006

Experimental Research on Improving Fatigue Strength of Wounded TC4 Titanium Alloy by Laser Shock Peening

Li Donglin¹ He Weifeng¹ You Xi¹ Zhang Jin²

Luo Sihai¹ Yang Zhufang¹ Nie Xiangfan¹

¹Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory, Air Force Engineering University,
Xi'an, Shaanxi 710038, China

²No. 5702 Factory of the Chinese People's Liberation Army, Xianyang, Shaanxi 712000, China

Abstract TC4 titanium alloy surface is treated firstly by laser shock peening (LSP), then the shock of foreign object on the specimen edge is simulated by means of a gas gun test system, and finally the tension-tension fatigue experiment is applied to the foreign object damaged (FOD) specimen. The experimental results indicate that LSP can effectively improve the fatigue strength of FOD TC4 titanium alloy. The fatigue crack initiation (FCI) of FOD specimen without LSP locates in the notch root near the upper surface, while the FCI of FOD specimen with LSP transfers to the inside of material with a certain distance from the notch root, which makes it more difficult for crack to initiate. Numerical stress analysis results indicate that the maximum tensile stress decreases by 37.85% from 1076.2 MPa to 668.9 MPa as a result of LSP treatment. In addition, the residual tensile stress in the notch center of FOD specimen with LSP decreases by an average of 350 MPa compared with that of FOD specimen without LSP. With the loading of tension stress, in the notch of the FOD specimen with LSP, the maximum stress increases to

收稿日期: 2016-03-08; **收到修改稿日期:** 2016-03-18

基金项目: 国家重点研究发展计划(2015CB04700)、国家自然科学基金(51205406, 51505496)

作者简介: 李东霖(1992—),男,硕士研究生,主要从事航空部件损伤修复与表面强化技术方面的研究。

E-mail: 1534643268@qq.com

导师简介: 何卫锋(1977—),男,博士,副教授,主要从事航空发动机结构强度和激光冲击强化方面的研究。

E-mail: hehe_coco@163.com(通信联系人)

1124.37 MPa, in contrast, the maximum stress in FOD specimen without LSP increases to 1542.36 MPa. The former is reduced by 30.22% compared with the latter, which indicates the stress can slow the crack initiation obviously. The introduction of residual stress is one of the main reasons why LSP can improve the fatigue strength of the FOD specimen.

Key words laser technique; fatigue strength; laser shock peening; foreign object damage; TC4 titanium alloy; residual stress

OCIS codes 140.3460; 140.3390; 160.3900

1 引 言

外物打伤(FOD)是指航空发动机风扇和压气机叶片在高速旋转中被高速气流吸入的外来物(如石块、沙砾等)撞击所引起的损伤^[1-3]。外物撞击后在叶片边缘出现凹坑、缺口等损伤形貌,甚至在缺口处有微裂纹和绝热剪切带产生。在高频疲劳载荷作用下,裂纹快速形成并扩展至断裂,甚至引起二次损伤,打坏发动机流道后续叶片等结构^[4-5],严重影响发动机可靠性,危及飞行安全。当前,FOD被认为是影响发动机风扇或压气机叶片使用寿命的主要因素之一^[5]。

对航空技术最发达的美国来说,每年要花费数百万美元解决 FOD 问题来保证飞行安全,英国的民航工业同样每年花费约 20 亿欧元解决 FOD 问题^[6]。目前,针对 FOD 问题,国内外学者主要是模拟研究外物冲击后试件缺口特征和 FOD 对试件疲劳强度的影响规律。Zhang 等^[7]对焊接后的铝合金进行了低速模拟外物冲击试验和损伤试件疲劳试验,观察裂纹的萌生和扩展,并对 FOD 试验和疲劳试验进行数值仿真,结果表明低速冲击在试件上形成较深的压痕和短裂纹,在循环载荷下裂纹不扩展。Duo 等^[8]用小方块在试件边缘撞出 V 形缺口,利用 X 射线衍射(XRD)方法得到表面残余应力;对试验过程进行数值仿真,得到与试验结果相近的应力场。2014 年,Marandi 等^[1]研究发现,FOD 缺口根部应力的集中因子随着缺口深度的增加而增大,准静态压痕与动态冲击产生的残余应力很接近,弹珠的直径越大,缺口两侧的残余拉应力越大。

激光冲击强化(LSP)是一种先进的表面处理技术^[9-10],通过引入残余压应力来抑制裂纹萌生和扩展进而延长疲劳寿命^[11]。Spanrad 等^[12]针对航空材料 Ti-6Al-4V,对试件进行 LSP,利用空气炮法,以小立方体为模拟外物进行冲击试验,同时进行了高低周疲劳试验,发现 LSP 能提高 FOD 叶片的裂纹扩展抗性。Zabeen 等^[13]对 Ti-6Al-4V 试件进行 LSP,并进行冲击角度为 0°,冲击速度为 200 m/s 的 FOD 模拟试验,用 XRD 方法得到试件的整体应力分布,探究裂纹扩展规律。但目前国内关于抗 FOD 方面的研究鲜有报道。

本文以 TC4 钛合金为研究对象,对试件进行 LSP 后再采用空气炮法进行 FOD 模拟试验,然后进行打伤试件的高周疲劳试验,研究 LSP 对外物打伤试件疲劳强度的影响,并对疲劳断口和应力场进行分析,讨论 LSP 提高钛合金叶片抗外物打伤能力的原因。

2 试验材料与方法

2.1 试验材料

试验材料为 TC4 钛合金,它是一种中等强度的 $\alpha+\beta$ 型两相钛合金,含有 6%(质量分数,下同)的 α 稳定元素 Al 和 4%的 β 稳定元素 V。主要化学成分(质量分数)为 Al(5.5%~6.8%),V(3.5%~4.5%),Fe(0.30%),C(0.10%),N(0.05%),H(0.015%),O(0.15%),Ti(余量)。物理性能参数:密度 $\rho=4440 \text{ kg/m}^3$,弹性模量 $E=112 \text{ GPa}$,泊松比 $\mu=0.34$ 。TC4 具有良好的工艺塑性和超塑性,可用于制造飞机的大多数部件,如机身、引擎机舱、机翼等。

2.2 LSP 方法

试验选用 130 mm×18 mm×2 mm 的平板试件,由于钛合金的高周疲劳(HCF)性能对试样的表面粗糙度等较为敏感,因此试样均采用慢走丝加工工艺,并对试样的表面和边缘进行了精磨,从而保证试样表面具有较小的粗糙度。

LSP 试验在 SGR-25A 试验系统上进行,强化参数见表 1,约束层为水,吸收保护层为铝箔。试验中对试件边缘的中心区域(区域大小为 13 mm×6.5 mm)进行 LSP 处理,对准备进行模拟 FOD 的试件表面进行强化,采用蛇形的强化路线(图 1),并对试件侧边进行 LSP。

表 1 LSP 工艺参数
Table 1 LSP process parameters

Wavelength /mm	Diameter of light spot /mm	Frequency /Hz	Overlap rate /%	Pulse width /ns	Energy /J	Number of impact
1064	2.6	1	50	20	4	1

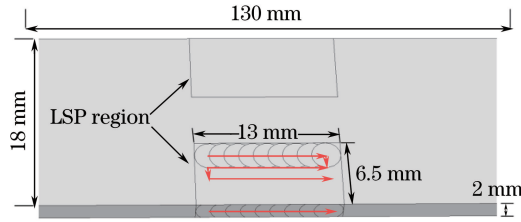


图 1 LSP 方案
Fig. 1 LSP scheme

2.3 FOD 模拟试验

FOD 模拟试验在空气炮高速弹道冲击试验装置上进行,该系统由气室、阀门、炮管、测速装置及止托器等部分组成。试验中以直径 2 mm 的钢珠为模拟外物,在气室内充入压缩氮气,达到一定压力时,打开阀门,压缩气体推动钢珠在炮管内加速,以垂直试件表面的冲击方式对试件造成冲击损伤。在发动机风扇和压气机叶片上大多数损伤均发生在叶片的边缘区域^[4],因此,夹持试件时调整试件的位置使小球以 90° 冲击角度、300 m/s 速度撞击试件的边缘,球心与试件边缘平齐。

设备调试主要是钢珠速度的调试。速度测试采用的是南京理工大学研制的 HG202A-II 型激光测速仪。测量钢珠通过两个固定间距激光探头的时间间隔,即可得到钢珠的冲击速度。两个激光探头的间距为 60 mm,安装在炮管末端,这样可以缩短探头到试件之间的距离,降低速度的试验测量值与实际撞击值之间的误差。

速度调试结果见表 2。每次速度均有偏差,但偏差可控制在 1.5% 以下,且相对稳定,可以认为每次的冲击速度都相同。

表 2 速度调试结果
Table 2 Results of speed adjustment

Time /ms	203	201	200	202	198
Speed /($m \cdot s^{-1}$)	295.6	298.5	300.0	297.0	303.0

2.4 疲劳试验方法

试验为拉-拉疲劳试验。试验中将试件分成两组:一组进行 LSP,另一组不强化。对强化前后的试件进行 FOD 模拟试验,得到 FOD 试件,对 FOD 试件进行拉-拉疲劳试验。疲劳试验在高频疲劳试验机(QBG-100,长春仟邦测试有限公司,中国)上进行。传统的疲劳试验方法对试件的同一性要求高,在同一试验条件下得到的 FOD 试件差异较大,因此试验中选用由 Maxwell 等^[14]提出的逐级加载疲劳试验方法来测定 FOD 试件的 HCF 强度,具体步骤为:初步估计材料在应力比为 R 时进行 10^6 次循环下失效的加载应力,施加低于该值的循环应力,并进行加载 10^6 次循环试验。如果试件在第一个 10^6 次循环周期内失效,则试验无效,更换试件并降低第一次加载的循环应力重新进行试验。如果试件在第一个 10^6 次循环内没有失效,则将第一步施加的循环应力增加一个小的载荷增量,继续加载下一个 10^6 次循环。如果试件仍没有失效,则再增加一个载荷增量然后继续进行试验,直至试件断裂失效。每一级载荷下的 10^6 次循环称为一个载荷块或载荷步。应力比 R 下 10^6 次循环寿命的 HCF 强度 σ_{ES} 由下面的公式计算,即

$$\sigma_{ES} = \sigma_{pr} + \frac{N_f}{\Delta N} (\sigma_f - \sigma_{pr}), \quad (1)$$

式中 σ_f 为试件发生失效的最后载荷块的最大循环应力, N_f (小于 10^6) 为循环次数, σ_{pr} 为发生失效的前一个载荷块的最大循环应力, ΔN 为循环周次。

在试验过程中,试验条件为应力比 $R=0.1$,循环周次 $\Delta N=10^6$,载荷增量为初始应力的 20%,试验加载的频率范围为 90~105 Hz。

对强化前后的 FOD 试件进行高周疲劳试验,可以得到试件的疲劳强度,进而分析研究 LSP 对 TC4 钛合金试样疲劳强度的影响。

3 试验结果与分析

3.1 疲劳试验结果

试件分为两组:一组为未进行 LSP 只进行 FOD 的试件 8 件,另一组为 LSP 后进行 FOD 的试件 5 件。对两组试件分别进行高周疲劳试验。试验结果如图 2 所示,其中 WP1~WP8 为未强化的试样,GP1~GP5 为强化后的试样。

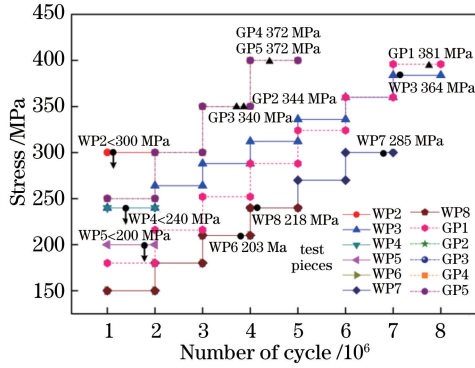


图 2 强化前后疲劳强度结果图

Fig. 2 Results of fatigue strength with or without LSP

选取试件疲劳强度进行比较,从图 2 可以看出,LSP 后试件的疲劳强度最小值为 340 MPa,最大值为 381 MPa;强化前的 8 个试件中,WP1 为冲击出弹坑的试件,未进行疲劳加载,试件 WP2、WP4 和 WP5 第一次加载失效,疲劳强度最小值小于 200 MPa,最大值为 364 MPa,且分散性较大。LSP 后 FOD 试件疲劳强度普遍大于强化前,说明 LSP 可以提高试件的疲劳强度。

缺口问题一直是抗疲劳设计的一个关键问题^[15],FOD 问题的特殊性使得它比简单的缺口问题更加复杂。首先,外来物撞击试件后会形成缺口并造成材料损伤,且形成的缺口大小不一致,应力集中系数差别很大;第二,撞击经常造成塑性变形,而材料的塑性变形会在缺口附近产生残余应力,在 FOD 试件疲劳强度的分析中必须考虑这些残余应力。同时,撞击产生的裂纹或剪切会将缺口疲劳问题转变成 HCF 载荷导致的裂纹扩展的拉伸应力强度的确定问题;最后,FOD 引起的风扇或压气机叶片前缘损伤的几何形状非常复杂。因此,对 FOD 试样进行高周疲劳试验时,得到的疲劳强度试验数据有一定的分散性。

用疲劳缺口因子 K_f 来表征疲劳强度的下降, K_f 定义为光滑试件的疲劳强度 σ_{smooth} 与缺口试件疲劳强度 σ_{FOD} 的比值^[16],即

$$K_f = \sigma_{smooth} / \sigma_{FOD}, \quad (2)$$

试验中, $R=0.1$ 时测得 $\sigma_{smooth}=492.5$ MPa。

K_f 也可以根据应力集中因子 K_t ,通过符合试验数据的经验公式估算得到。 K_t 值与圆形缺口的深度 d 、半径 r 有关^[17],可定义为:

$$K_t = 1 + 2\sqrt{d/r}. \quad (3)$$

假设缺口半径与冲击钢珠的半径相等^[17],则 $r=1$ mm。

缺口疲劳因子由参考文献^[16]给出:

$$K_f = 1 + (K_t - 1) / (1 + a_p/r), \quad (4)$$

式中 $a_p=300$ μm 是从缺口疲劳数据中获得的材料常数^[18]。试验中测得的试件缺口深度 d 值见表 3 和表 4。

表 3 未强化试件的缺口深度

Table 3 Notch depth of specimen without LSP

Number	WP1 ^a	WP2	WP3	WP4	WP5	WP6	WP7	WP8
d / mm	-	0.864	0.351	1.082	1.277	1.167	0.516	0.537

a: The test result of WP1 specimen is a crater.

表 4 强化试件的缺口深度

Table 4 Notch depth of specimen with LSP

Number	GP1	GP2	GP3	GP4	GP5
d / mm	0.641	1.094	1.15	1.061	0.853

利用(3)、(4)式,可得到 $1/K_f$ 的理论曲线;利用(2)式,结合试验所得的强化前后的疲劳强度值,可得强化前后的 $1/K_f$ 试验值。缺口强度因子的理论曲线和试验点如图 3 所示。从图 3 中可以看出,圆点为强化前 $1/K_f$ 的值,由于试件 WP2、WP4、WP5 在第一次加载时就发生断裂,因此在图中画出向下箭头,表示实际值低于加载值,且强化前的 $1/K_f$ 试验值点在理论曲线的周围,说明了试验的可靠性。而三角形点为强化后的 $1/K_f$ 试验值点,从图 3 可以看出,强化后的 $1/K_f$ 试验值点均在理论曲线上方,表明 LSP 能较好地提高试件的疲劳强度;另外强化后的 $1/K_f$ 试验值点的分布比强化前更为紧密,减小了分散性,进一步说明 LSP 可有效提高试件的疲劳强度。

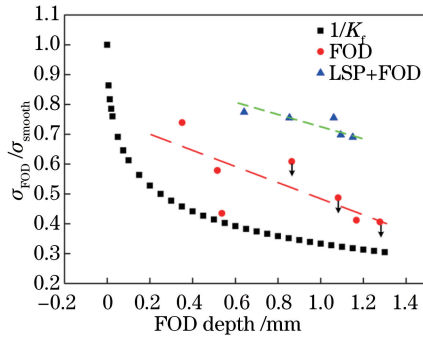


图 3 缺口强度因子的理论曲线和试验点

Fig. 3 Theoretical curve and test points of notch strength factor

3.2 疲劳断口分析

疲劳试验结束后,对试样断口进行有效保护。采用线切割对试样断口进行截取,经过超声波清洗,进行断口形貌观察,有效试件的断裂位置均在缺口损伤处。试件宏观断口形貌如图 4 所示。

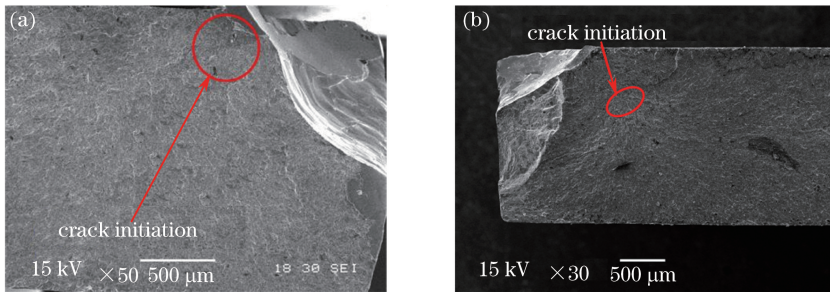


图 4 试件宏观断口形貌图。(a) 未强化试样; (b) 强化试样

Fig. 4 Macro-fracture morphology of specimen. (a) Specimen without LSP; (b) specimen with LSP

由图 4(a)可以看出,疲劳断口存在明显的放射状河流花样,放射状河流花样反方向聚集的地方即为疲劳裂纹源。疲劳裂纹源在缺口损伤位置处萌生,且在缺口根部靠近上表面的位置,即绝热剪切带区域。根据文献[19],FOD 产生的缺口处形成了严重的应力集中,应力集中与缺口边缘的残余拉应力发生叠加,为裂纹萌生创造了条件。由图 4(b)可以看出,强化试样的裂纹萌生位置不在缺口根部表面区域,而是在离缺口根部有一段距离的材料内部。裂纹萌生位置的组织光滑致密,没有明显的组织缺陷。说明 LSP 在试样表面形

成了一定厚度的残余压应力层,有效抑制了试件表面的裂纹萌生。LSP 过程产生的冲击波使钛合金表面组织细化,在强化层内产生高密度位错^[20],使得裂纹不易在试件表面萌生,而是在试件内部萌生。材料表面晶粒的位错受约束小,容易滑移和开动,导致疲劳裂纹萌生。而材料内部的位错受到的周围晶粒的约束作用强,且作用力由更多的晶粒承受,单个晶粒所受作用力较小,微观滑移不易产生,裂纹萌生难度增大,从而提高了材料的疲劳强度^[21]。

疲劳裂纹源区的微观形貌图如图 5 所示。未强化试样的裂纹源区呈现穿晶断裂特征,强化试样的裂纹源呈现穿晶、沿晶混合断裂特征,以穿晶断裂为主,且疲劳源区出现了少量微裂纹。一般情况下,晶界存在连续分布的脆性第二相及微量有害杂质元素在晶界上偏聚,这导致晶界结合强度降低而形成沿晶断裂。TC4 属于双相钛合金,由于各向异性引起的非均匀变形形成密集的滑移带,这些滑移带与相界相互作用,形成了许多不连续的损伤条带,随着损伤的积累,这些损伤条带逐渐形成裂纹源。

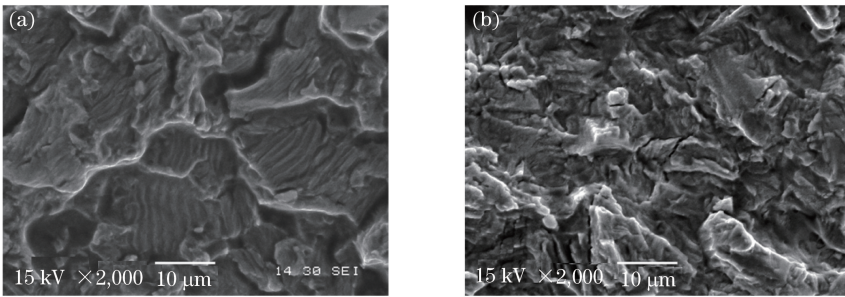


图 5 疲劳裂纹源区微观形貌图。(a) 未强化试样; (b) 强化试样

Fig. 5 Microstructure morphology of fatigue crack initiation region. (a) Specimen without LSP; (b) specimen with LSP

3.3 数值应力分析

为了得到不同状态下的残余应力分布,利用有限元软件 ABAQUS 中的 Standard 分析模块和 Explicit 求解器对 LSP 过程、FOD 过程和疲劳试验过程进行数值仿真。模型网格整体采用结构网格,单元类型为 C3D8R。在外物冲击的区域进行网格加密,网格密度为 0.05 mm,非强化区域网格逐渐稀疏,通过减小网格总体数量来减少计算时间。冲击过程中将试件一端固定。在仿真过程中,选用 Johnson-Cook 模型参数^[22-23](表 5),其中 A 为材料屈服极限, B 为加工硬化模量, n 为硬化系数, C 为应变速率常数, m 为热软化常数。

表 5 Johnson-Cook 模型参数

Table 5 Parameters of Johnson-Cook model

A /MPa	B /MPa	n	C	m
1098	1092	0.93	0.014	1.1

仿真模拟试验中的 LSP、外物撞击过程和拉-拉疲劳试验过程,参数设置和试验一致,选用激光能量为 4 J;对应试验中的强化区域,仿真时在试件表面和侧边分别进行 LSP;得到冲击后的应力分布场后,让小球以 300 m/s 的速度撞击强化前后的试件边缘,随后在试件两端施加拉应力,对凹坑附近的残余应力场进行分析。

为了验证仿真的准确性,在试验过程中对 TC4 试件进行了双面强化,激光能量为 2 J。在试验中随机选取试件表面上三点,采用爱斯特公司的 X350A 型 X 射线应力测定仪测得应力值分别为 -508.7, -476.7, -509.1 MPa;在对应的试验条件下进行相应的数值仿真,在强化区域随机选取一条线段上的应力值,通过仿真与试验数据的对比发现,仿真中选取的线段上的应力值虽然有一定的起伏波动,但总体在 500 MPa 附近(图 6),说明仿真与试验结果基本一致,证明了仿真方法是准确有效的。

由于试验中沿试件长度方向进行拉-拉疲劳试验,所以在仿真中提取试件长度方向(即 X 方向)的应力云图,如图 7 所示。

对打伤后的试件加载拉应力,由于试验中试件的疲劳强度大小不同,在仿真中选取强化后试样的最小疲劳强度 340 MPa 作为加载力。图 7 所示为 LSP+FOD 后的应力剖面图,可以看出,FOD 试件边缘后,凹坑中心形成残余拉应力场,凹坑下方形成残余压应力场。为将凹坑附近的残余应力场表现出来,选取凹坑内垂直试件边缘走向 $A-B$ 、凹坑中心应力最大处平行侧边走向 $E-F$ 和凹坑下方的残余压应力区走向 $M-N$ 三条

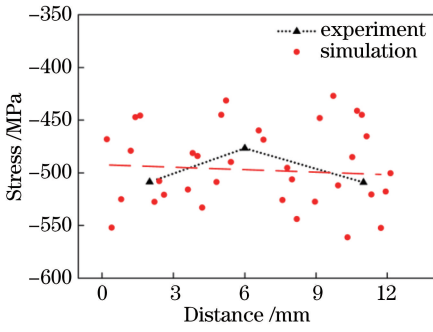


图 6 仿真-试验应力值对比图

Fig. 6 Comparison between simulated and experimental stress

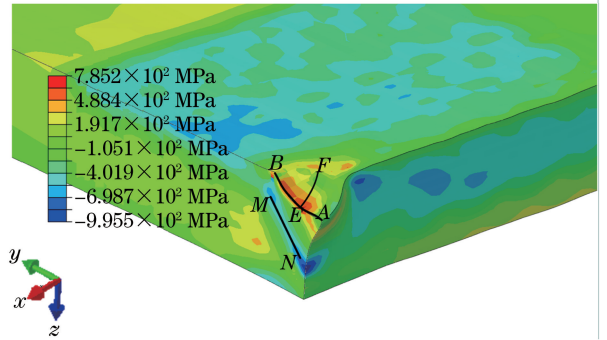


图 7 FOD 仿真剖面图

Fig. 7 FOD simulated profile map

应力曲线进行比较,如图 8 所示。

在图 8(a)~(c)三个不同走向图中,分别选取仅加载 FOD、FOD+拉应力、LSP+FOD 和 LSP+FOD+拉应力 4 种不同状态曲线来进行应力分析。FOD 曲线为仅进行外物打伤模拟后的应力曲线;FOD+拉应力曲线为外物打伤后加载拉应力的应力曲线;LSP+FOD 曲线为进行 LSP 后再进行外物打伤模拟的应力曲线;LSP+FOD+拉应力曲线为进行 LSP 后再进行外物打伤模拟并加载拉应力后的应力曲线。从图中凹坑附近不同走向的应力曲线可以看出,强化前后凹坑应力分布规律相似,但数值大小差异很大。

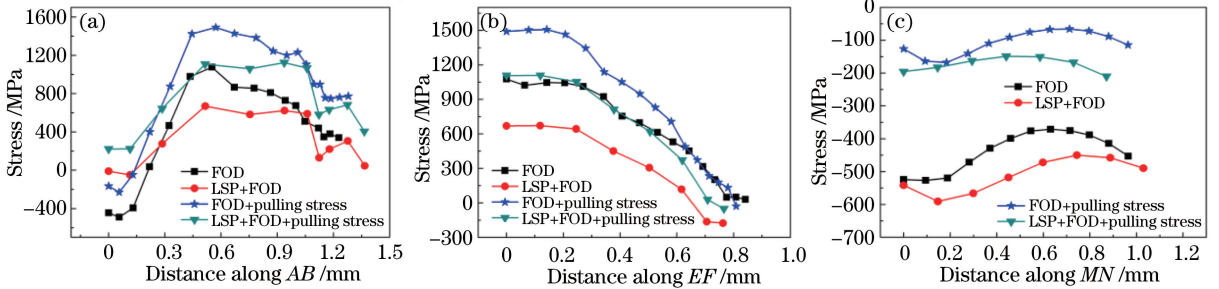


图 8 (a) A-B 走向; (b) E-F 走向; (c) M-N 走向

Fig. 8 (a) A-B direction; (b) E-F direction; (c) M-N direction

在图 8(a)中,应力曲线呈现先上升后下降的趋势,在 0.35 mm 处即凹坑中心位置处残余拉应力均达到最大,FOD 曲线上最大值为 1076.21 MPa,FOD+拉应力曲线上最大值为 1542.36 MPa,LSP+FOD 曲线上最大值为 668.90 MPa,LSP+FOD+拉应力曲线上最大值为 1124.37 MPa。由 FOD 曲线和 LSP+FOD 曲线的对比可知,LSP 能改善试件表面性能,经过 LSP 后试件凹坑最大残余拉应力比强化前减少了 37.85%;而对比 FOD 曲线和 FOD+拉应力曲线可知,加载拉应力即加载疲劳载荷后试件表面拉应力提高了 30.22%,且试件加载拉应力后,凹坑中心附近的拉应力区域更大。

在图 8(b)中,起点为凹坑中心应力最大值点,沿 X 方向(拉应力方向)一直到凹坑外。4 条应力曲线均在起点处残余拉应力最大,沿 X 方向到凹坑外拉应力逐渐减小。对比 FOD 曲线和 LSP+FOD 曲线可知,经过 LSP 后,凹坑附近残余拉应力值比未强化试件平均减小 350 MPa,说明 LSP 能减小外物冲击所引起的残余拉应力;而对比 FOD 曲线和 FOD+拉应力曲线可知,FOD 试件加载拉应力后,残余拉应力增大了 300 MPa 左右,沿走向的应力的变化规律与图 8(a)相同。

图 8(c)为凹坑下方的残余压应力区域,该处的压应力场对上方拉应力场的扩展即对上方裂纹源的扩展具有一定的抑制作用,对比强化曲线和未强化曲线,强化试件形成了比未强化试件更大体积的残余压应力层,压应力平均提高了 100 MPa。对比加载拉应力前后曲线可知,加载拉应力后,该方向上试件内部的压应力减小了 300~400 MPa。上面三组应力曲线证明了 LSP 产生的残余压应力能有效降低是因为 FOD 引起的疲劳强度降低效应。

4 结 论

主要进行了 TC4 钛合金 LSP 试验、试件边缘 FOD 模拟试验和 FOD 试件高周疲劳试验,利用数值应力分析手段对疲劳断口进行了分析,讨论了 LSP 对 TC4 钛合金外物损伤疲劳强度的影响机理。主要结论如下。

1) 经过 LSP 的 FOD 试件的疲劳强度最小值为 340 MPa,最大值为 381 MPa;而强化前试件的疲劳强度最小值小于 200 MPa,最大值为 364 MPa,且分散性较大。这说明 LSP 可以提高试件的疲劳强度;通过 $1/K_f$ 曲线对比强化前后的试验值点,可以看出强化后的 $1/K_f$ 试验值点均在未强化上方,且强化后的 $1/K_f$ 试验值点的分布更为紧密,减小了分散性,进一步说明 LSP 可有效提高试件的疲劳强度。

2) 疲劳断口分析结果表明,未强化试样的疲劳裂纹萌生位置都在缺口根部上表面区域,强化试样的裂纹源移向了缺口根部下方的材料内部区域。LSP 后试件内部受到的约束作用更强,增加了试件内部裂纹萌生的难度。

3) 数值应力分析表明,强化后凹坑周围残余拉应力值比未强化试件平均减小了 350 MPa,且凹坑下方形成了更大的残余压应力层。LSP 引入的残余压应力是 TC4 钛合金损伤试件疲劳强度提高的主要原因之一。

参 考 文 献

- 1 Marandi S M, Rahmani K, Tajdari M. Foreign object damage on the leading edge of gas turbine blades[J]. Aerospace Science and Technology, 2014, 33(1): 65-75.
- 2 Orchowski N J, Mohammed R D, Clark G, *et al.*. The post-repair performance of Ti-6Al-4V after foreign object damage [J]. Procedia Engineering, 2011, 10: 3622-3627.
- 3 Zabeen S, Preuss M, Withers P J. Residual stresses caused by head-on and 45° foreign object damage for a laser shock peened Ti-6Al-4V alloy aerofoil[J]. Materials Science and Engineering A, 2013, 560: 518-527.
- 4 Witek L. Crack propagation analysis of mechanically damaged compressor blades subjected to high cycle fatigue [J]. Engineering Failure Analysis, 2011, 18(4): 1223-1232.
- 5 Mishra R K, Srivastav D K, Srinivasan K, *et al.*. Impact of foreign object damage on an aero gas turbine engine [J]. Journal of Failure Analysis & Prevention, 2015, 15(1): 25-32.
- 6 Frankel P G, Withers P J, Preuss M, *et al.*. Residual stress fields after FOD impact on flat and aerofoil-shaped leading edges [J]. Mechanics of Materials, 2012, 55: 130-145.
- 7 Zhang X, Chan B, Lama S, *et al.*. Influence of impact dents on the fatigue strength of aluminium alloy friction stir welds [J]. Procedia Engineering, 2010, 2(1): 1691-1700.
- 8 Duo P, Liu J, Dini D, *et al.*. Evaluation and analysis of residual stresses due to foreign object damage [J]. Mechanics of Materials, 2007, 39(3): 199-211.
- 9 Zhou Z, Gill A S, Telang A, *et al.*. Experimental and finite element simulation study of thermal relaxation of residual stresses in laser shock peened IN718 SPF superalloy [J]. Experimental Mechanics, 2014, 54(9): 1597-1611.
- 10 Tian Qing, Zhou Jianzhong, Huang Shu, *et al.*. Relaxation of residual stress on laser-peened surface during cyclic loading [J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2014, 51(8): 081403.
田 清,周建忠,黄 舒,等.循环载荷下激光喷丸诱导的表面残余压应力释放特性研究 [J]. 激光与光电子学进展, 2014, 51(8): 081403.
- 11 Lin B, Lupton C, Spanrad S, *et al.*. Fatigue crack growth in laser-shock-peened Ti-6Al-4V aerofoil specimens due to foreign object damage [J]. International Journal of Fatigue, 2014, 59: 23-33.
- 12 Spanrad S, Tong J. Characterisation of foreign object damage (FOD) and early fatigue crack growth in laser shock peened Ti-6AL-4V aerofoil specimens [J]. Materials Science and Engineering A, 2011, 528(4-5): 2128-2136.
- 13 Zabeen S, Preuss M, Withers P J. Evolution of a laser shock peened residual stress field locally with foreign object damage and subsequent fatigue crack growth [J]. Acta Materialia, 2015, 83: 216-226.
- 14 Maxwell D C, Nicholas T. A rapid method for generation of a Haigh diagram for high cycle fatigue [M]// Fatigue and fracture mechanics. West Conshohocken: ASTM International, 1999, 29: 626-641.
- 15 Liu Lijun. Analysis on fatigue influencing factors and notch effect of high strength bolt used in grid structure with bolt-sphere joints [D]. Taiyuan: Taiyuan University of Technology, 2003.
刘丽君. 螺栓球节点网架用高强螺栓的疲劳影响因素及缺口效应分析 [D]. 太原: 太原理工大学, 2003.
- 16 Nicholas T, Thompson S R, Porter W J, *et al.*. Comparison of fatigue limit strength of Ti-6Al-4V in tension and torsion

- after real and simulated foreign object damage[J]. *International Journal of Fatigue*, 2005, 27(10-12): 1637-1643.
- 17 Ruschau J, Thompson S R, Nicholas T. High cycle fatigue limit stresses for airfoils subjected to foreign object damage [J]. *International Journal of Fatigue*, 2003, 25(9-11): 955-962.
- 18 Lanning D B, Nicholas T, Haritos G K. On the use of critical distance theories for the prediction of the high cycle fatigue limit stress in notched Ti-6Al-4V[J]. *International Journal of Fatigue*, 2005, 27(1): 45-47.
- 19 Lin B, Zabeen S, Tong J, *et al.*. Residual stresses due to foreign object damage in laser-shock peened aerofoils: Simulation and measurement[J]. *Mechanics of Materials*, 2015, 82: 78-90.
- 20 Feng Yayun, Ye Yunxia, Lian Zuchang, *et al.*. Experimental research on effect of surface quality of copper treated by laser shock peening[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2015, 52(10): 101401.
冯亚云, 叶云霞, 连祖焜, 等. 激光冲击强化对铜表面质量影响的实验研究[J]. *激光与光电子学进展*, 2015, 52(10): 101401.
- 21 Liu Wencai, Dong Jie, Zhai Chunquan, *et al.*. Influence of shot peening on high cycle fatigue properties of high-strength wrought magnesium alloy ZK60-T5[J]. *Journal of Zhengzhou University (Engineering Science)*, 2009, 30(1): 1-5.
刘文才, 董 杰, 翟春泉, 等. 喷丸对高强度变形镁合金 ZK60-T5 高周疲劳性能的影响[J]. *郑州大学学报(工学版)*, 2009, 30(1): 1-5.
- 22 Wang X M, Shi J. Validation of Johnson-Cook plasticity and damage model using impact experiment[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2013, 60: 67-75.
- 23 Brockman R A, Braisted W R, Olson S E, *et al.*. Prediction and characterization of residual stresses from laser shock peening[J]. *International Journal of Fatigue*, 2012, 36(1): 96-108.