

激光冲击强化提高外物打伤钛合金模拟 叶片高周疲劳性能

聂祥樊^{1,2}, 魏晨¹, 侯志伟², 汤毓源¹, 何卫锋¹

(1. 空军工程大学 航空等离子体动力学重点实验室, 西安 710038;

2. 华东理工大学 机械与动力工程学院, 上海 200237)

摘 要: 为指导钛合金叶片抗外物打伤激光冲击强化工艺设计,根据真实叶片叶型特征设计了刃口型模拟叶片,采用两种激光冲击强化工艺对模拟叶片进行预处理,并采用空气炮系统进行外物打伤模拟试验,最后通过疲劳试验和应力场预测进行疲劳性能影响规律及机理分析。试验结果表明:模拟叶片外物打伤后疲劳强度由 518.45 MPa 降为 290.72 MPa,而激光能量为 5 J 和 7 J 强化工艺下疲劳强度分别提升至 344.49、374.93 MPa。激光冲击引入高数值残余压应力场,大大改善了外物打伤区域的局部应力场分布,在显著提高外物打伤模拟叶片疲劳强度的同时,可承受更大的应力集中,也增大了疲劳缺口系数偏差。两种强化工艺中激光能量越大,产生的残余压应力场数值和深度越大,更加有效地降低裂纹扩展过程中的等效应力强度因子幅值,外物打伤模拟叶片疲劳强度和疲劳缺口系数偏差提高程度越大。

关 键 词: 钛合金模拟叶片; 激光冲击强化; 外物打伤; 高周疲劳强度; 疲劳缺口系数; 残余应力

中图分类号: V231.95

文献标志码: A

Improving fatigue performance of titanium alloy simulated-blade subjected to foreign object damage by laser shock peening

NIE Xiangfan^{1,2}, WEI Chen¹, HOU Zhiwei²,

TANG Yuyuan¹, HE Weifeng¹

(1. Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory,

Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. School of Mechanical and Power Engineering,

East China University of Science and Technology, Shanghai 200237, China)

Abstract: In order to design appropriate technics for solving foreign object damage (FOD) problem, a simulated-blade was designed according to aero-engine compressor blade size characteristics, then pre-treated by two laser shock strengthening processes, and impacted by air gun system. The effect rule and strengthening mechanism on fatigue performance were analyzed by high-cycle axial fatigue tests and stress field analysis. Test results indicated that fatigue strength of simulated-blade decreased from 518.45 MPa to 290.72 MPa subjected to foreign object damage. When pre-treated by laser shock peening with 5 J and 7 J, fatigue strength was improved to 344.49 MPa and 374.93 MPa, respectively. The introduc-

收稿日期: 2020-06-09

基金项目: 博士后创新人才支持计划项目(BX201700077); 博士后面项目(191785); 陕西省自然科学基金(2018JQ5125)

作者简介: 聂祥樊(1988—),男,副教授、硕士生导师,博士,主要从事激光冲击强化研究。

引用格式: 聂祥樊,魏晨,侯志伟,等.激光冲击强化提高外物打伤钛合金模拟叶片高周疲劳性能[J].航空动力学报,2021,36(1):137-147. NIE Xiangfan, WEI Chen, HOU Zhiwei, et al. Improving fatigue performance of titanium alloy simulated-blade subjected to foreign object damage by laser shock peening[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(1): 137-147.

tion of high compressive residual stress field by laser shock peening greatly improved the local stress field distribution in the damage area, which not only significantly improved the fatigue strength of the simulated blade, but also increased the deviation of fatigue notch factor. With these two technics, the greater laser energy means the greater residual stress value and depth, helping to reduce more effectively the amplitude of the equivalent stress intensity factor in the crack propagation process, and bring about the greater increase of fatigue strength and fatigue notch factor deviation of the damaged simulated blade.

Key words: titanium alloy simulated-blade; laser shock peening; foreign object damage; high-cycle fatigue strength; fatigue notch factor; residual stress

风扇/压气机叶片是航空发动机核心机三大关键部件之一,对结构疲劳强度要求很高,广泛采用钛合金。飞机起飞着陆过程中,风扇/压气机叶片难以避免被吸入的外来硬物(砂砾、金属块等)打伤,形成缺口、微裂纹和局部拉应力,称之为外物打伤(foreign object damage,FOD)。由于钛合金缺口敏感性较强,外物打伤后微裂纹会在局部拉应力和工作载荷共同作用下快速扩展,导致过早疲劳断裂,严重影响发动机可靠性,甚至危及飞行安全^[1]。激光冲击强化(laser shock peening,LSP)是利用高能(GW/cm^2 级)短脉冲(ns 级)激光诱导冲击波的力学效应,使金属材料表层发生塑性变形而形成残余压应力场,显著提升材料疲劳性能,被美国列为航空发动机叶片抗外物打伤的首位技术措施,已成功解决 F110、F119 等发动机叶片外物打伤问题^[2]。

美国 Metal Improvement Company(MIC)公司和 Laser Shock Peening Technology(LSPT)公司采用激光冲击强化技术实现了多型航空发动机风扇/压气机钛合金叶片的抗外物打伤工程应用。在已有公开报道中^[3],F119 发动机第四级整体叶盘 Ti-6Al-4V 叶片 0.127 mm 裂纹损伤后疲劳强度由 586.1 MPa 下降至 206.86 MPa,但经激光冲击强化后提升至 413.7 MPa,满足 379 MPa 的设计要求;F101 发动机第一级风扇 Ti-8Al-1V-1Mo 叶片激光冲击强化后小裂纹允许长度自 0.127 mm 延长至 1.905 mm,提高叶片边缘损伤容忍 15 倍^[4]。Lin 等人^[5]实现了强化试样外物打伤过程动态数值模拟,分析了强化试样在不同冲击角度下耦合残余应力场分布特征,研究发现 0° 正冲击和 45° 斜冲击会在强化试样缺口两侧产生严重拉应力。英国曼切斯特大学 Zabeen 等人^[6]利用轻气炮外物打伤模拟系统对激光冲击 Ti-6Al-4V 钛合金试样进行 0° 正冲击和 45° 斜冲击,通过同步

辐射测试方法对残余应力场分布进行表征,发现最大压应力区域位于冲击缺口下方,且相比斜冲击,正冲击会引起缺口下方更大的压应力。国内的李东霖等人^[7]通过高速弹道冲击和轴向拉-拉高周疲劳试验发现激光冲击强化可将外物打伤 TC4 钛合金试样疲劳强度由 240.3 MPa 提高到 281.3 MPa,并结合残余应力场分布规律分析了高周疲劳性能显著提升的原因。吴俊峰等人^[8]研究了激光冲击强化模拟叶片前缘抗外物损伤性能,研究发现与未强化 TC17 缺口模拟件相比,强化后试样表面残余应力最大值为 -403 MPa,其疲劳强度提高了 55.6%,并表明激光冲击强化的疲劳强化机理主要为高幅残余压应力。

上述研究主要通过数值仿真或同步辐射测试分析激光冲击强化试样外物打伤后的残余应力场分布规律,并通过疲劳试验验证了不同外物打伤条件下激光冲击强化的抗疲劳效果,即揭示了激光冲击强化抗外物打伤的可行性及内在原因,但并未讨论强化工艺的影响。因此,为了指导钛合金叶片抗外物打伤激光冲击强化工艺设计,本文针对某型发动机风扇叶片,设计了一种刃口型模拟叶片,采用两种激光冲击强化工艺对模拟叶片进行预处理,并采用空气炮系统进行外物打伤模拟试验,最后通过疲劳试验和应力场预测分析强化工艺对外物打伤模拟叶片疲劳性能的影响规律及机理。

1 试验材料与试样设计

1.1 试验材料

试验采用的材料为航空发动机风扇/压气机叶片广泛使用的 TC17 钛合金。TC17 作为一种富 β 稳定元素的 $\alpha+\beta$ 型双相钛合金,具有强度高、断裂韧性好、淬透性高等一系列优点。其基本力学性能如表 1 所示。

表 1 TC17 钛合金的基本力学性能

Table 1 Basic mechanical performances of TC17

材料参数	数值
密度/(g/cm ³)	4.68
弹性模量/GPa	113
泊松比	0.33
抗拉强度/MPa	1483
屈服强度/MPa	1142

1.2 模拟叶片设计

为了更加准确地模拟发动机叶片的外物打伤过程及损伤状态,设计了一种刃口型模拟叶片,其

尺寸如图 1 所示。模拟叶片刃口部位采用与真实叶片最大应力处相同的曲率半径,同时其斜边的斜率也与真实叶片的斜率相近,保留了真实叶片前缘的几何特征。

采用 Abaqus 软件对刃口试样进行拉-拉疲劳试验模拟,研究发现实际叶片的振动应力分布情况与模拟试样的分布状态基本一致(如图 2 所示):两者都在边缘部位形成最大拉应力,最大压应力都位于中间部位,且最大应力与最小应力的比值也相近,表明本文所设计的刃口试样能够较好地模拟真实叶片工况下的应力分布情况。因此,本试验采用的刃口试样可以模拟真实叶片外物打伤条件下的各种特征。

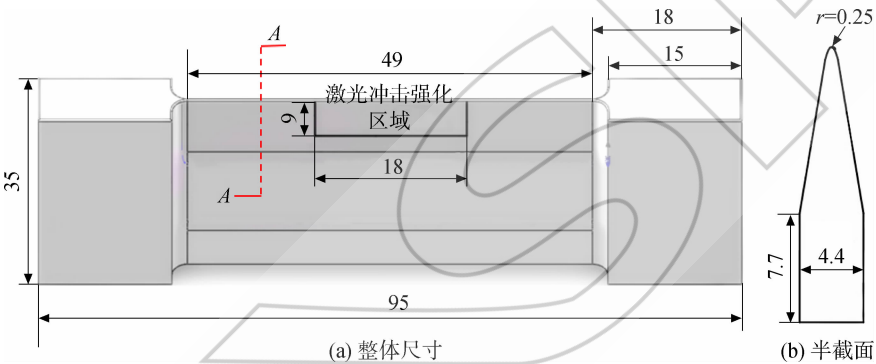
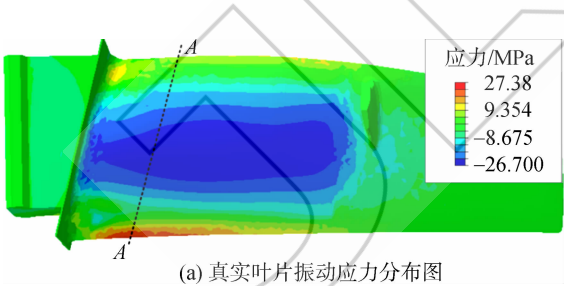
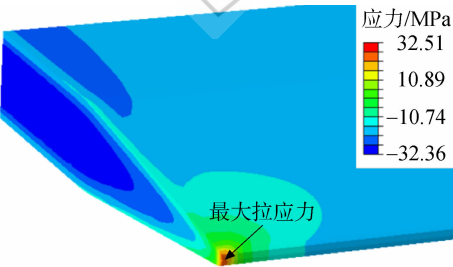


图 1 模拟试样尺寸图(单位:mm)
Fig. 1 Diagram of simulated sample size (unit:mm)



(a) 真实叶片振动应力分布图



(b) 模拟试样应力分布图

图 2 真实叶片与模拟叶片应力对比

Fig. 2 Comparison of stress between real and simulated blades

2 试验方法

2.1 激光冲击强化试验

由于模拟叶片边缘区域较薄,在冲击波作用下极易产生冲击变形,所以对叶片边缘采取双面对冲强化工艺,具体冲击路径如图 3 所示(试样两侧同时进行)。试验采用的具体激光参数为波长

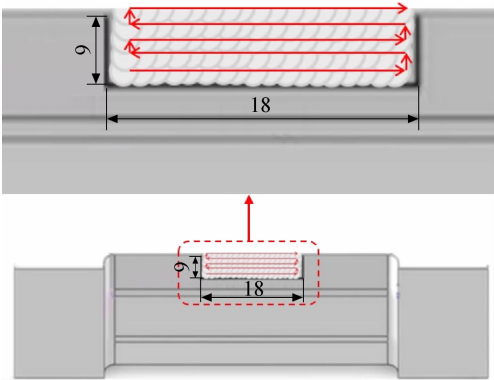


图 3 激光冲击强化路径(单位:mm)

Fig. 3 Path of laser shock peening (unit:mm)

1064 nm,脉宽 20 ns,光斑直径 3 mm,光斑搭接率 50%,激光能量为 5 J 和 7 J(两种强化工艺、其他参数相同)。

2.2 外物打伤模拟试验

外物打伤模拟试验采用空气炮系统对模拟叶片进行高速弹道冲击。本试验采用的是南京航空航天大学自行研制的空气炮高速弹道冲击试验系统,基本组成如图 4 所示。

航空发动机工作过程中,吸入外物的速度在

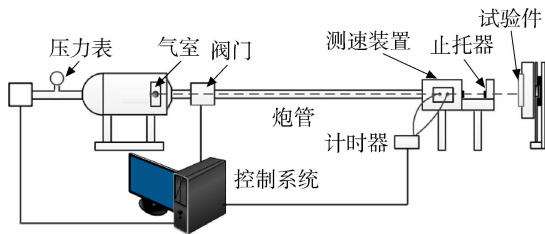


图 4 空气炮试验装置
Fig. 4 Air gun test device

100~350 m/s,而且外物打伤大都发生在叶片进气边前缘部位^[9]。此外,研究表明垂直(90°)冲击会对试样的疲劳强度造成最严重的影响^[10]。因此,本试验选用的外物打伤模拟试验参数为:气体为氮气;弹珠材料为 GCr15、直径为 3 mm;冲击角度为 90°;冲击速度为 300 m/s;冲击位置为模拟叶片边缘(弹珠中心位于边缘线上)。模拟叶片共计 28 件,分 4 种状态,每种状态 7 件,其外物冲击示意图如图 5 所示,模拟叶片具体状态参数如表 2 所示。

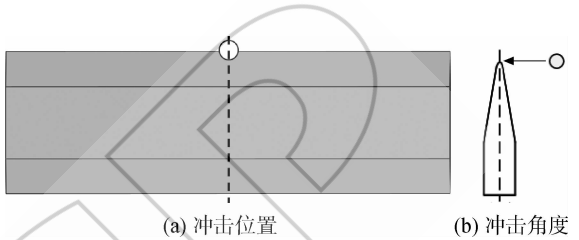


图 5 外物冲击位置和冲击角度
Fig. 5 Impact position and impact angle of steel ball

表 2 模拟叶片具体状态参数
Table 2 Detailed status parameters of simulated-blades

状态	编号	激光冲击强化参数	外物打伤参数
原始状态	G1-G7		
外物打伤	FOD1~FOD7		
强化工艺 1+外物打伤	5LSP1~5LSP7	波长 1064 nm,脉宽 20 ns,光斑直径为 3 mm, 光斑搭接率 50%,激光能量为 5 J	弹珠材料为 GCr15、 直径 3 mm; 冲击角度为 90°;
强化工艺 2+外物打伤	7LSP1~7LSP7	波长 1064 nm,脉宽 20 ns,光斑直径 3 mm, 光斑搭接率 50%,激光能量为 7 J	冲击速度为 300 m/s

2.3 高周疲劳试验

模拟叶片的高周疲劳试验采用轴向拉-拉疲劳形式,按照 Maxwell 等人^[11]提出的逐步加载法进行,该试验方法步骤为:首先预估材料在应力比 R 为进行 10^6 循环周次(Δn)的应力值,选取一个低于该应力值的初始应力,连续加载 10^6 循环。若试样在的第一级 10^6 循环内就发生断裂,那么表示此次试验失败,需要更换试样并适当降低初始应力后重新开展试验。若试样在 10^6 循环内未发生断裂,则在第一级试验初始应力的基础上增加一个小的应力增幅(一般为初始应力的 5%),保持应力比不变继续进行下一个 10^6 循环加载,直至在某个 10^6 循环加载内试样发生疲劳断裂,此时试验结束。假设材料断裂时的最后一级加载应力为 σ_f ,循环次数为 $N_f(<10^6$ 循环),发生断裂时

前一级加载应力为 σ_{pr} ,则试样在该应力比 R 下的高周疲劳强度 σ_{es} 采用式(1)的差值公式进行计算:

$$\sigma_{es} = \sigma_{pr} + \frac{N_f}{\Delta n}(\sigma_f - \sigma_{pr}) \tag{1}$$

模拟叶片轴向拉-拉高周疲劳试验在长春仟邦公司生产的 QBG-100 高周疲劳试验机上进行,试验条件:温度 $t=27\text{ }^{\circ}\text{C}$,加载时应力比 $R=0.1$,每级加载次数为 10^6 ,每级载荷的加载增量为初始应力值的 5%,试验的加载频率约为 95~103 Hz。

3 试验结果与分析

3.1 高周疲劳强度影响规律

在对外物打伤模拟叶片进行高周疲劳试验前,先利用逐步加载法测定模拟叶片原始状态的疲劳强度。通过查阅航空材料手册^[12],并根据模

拟叶片尺寸确定初始加载应力为 350 MPa,每级的加载增量为 5%。相关研究报告表明^[13],当叶片遭受外物打伤后,其疲劳强度会降低到光滑状态的 40%左右。因此为了增加试验的成功率,本试验选取一个较小的疲劳应力值(150 MPa)作为初始载荷,加载增量为 10%,即 15 MPa。

根据逐级加载法的疲劳强度计算公式得出不

同状态模拟叶片的疲劳强度,表 3 为试样高周疲劳试验结果。试验过程中大部分试样的疲劳裂纹都在损伤处产生并且沿试样宽度向内部扩展,但试样 G2、G7、FOD2 及 7LSP5 在夹持端断裂,FOD7 在第一级加载就断裂,5LSP3 在第二级发生断裂,数值明显偏小,可能的原因是试样存在试验外的损伤,将上述试样作为坏点剔除。

表 3 试样高周疲劳试验结果
Table 3 High cycle fatigue test results of samples

编号	σ_{es} /MPa	编号	σ_{es} /MPa	编号	σ_{es} /MPa	编号	σ_{es} /MPa
G1	446.85	FOD1	352.134	5LSP1	327.538	7LSP1	354.730
G2	夹持端断裂	FOD2	夹持端断裂	5LSP2	301.911	7LSP2	351.120
G3	487.75	FOD3	282.426	5LSP3	第二级断裂	7LSP3	337.618
G4	507.96	FOD4	322.096	5LSP4	436.107	7LSP4	444.525
G5	616.38	FOD5	200.730	5LSP5	328.515	7LSP5	夹持端断裂
G6	533.94	FOD6	296.244	5LSP6	353.473	7LSP6	360.496
G7	夹持端断裂	FOD7	第一级断裂	5LSP7	319.399	7LSP7	401.118

选取不同状态试样的疲劳强度进行对比,研究发现外物打伤后试样(FOD 试样)的疲劳强度最小值为 200.730 MPa,最大值为 352.134 MPa;5J 强化后的试样(5LSP 试样)疲劳强度最小值为 301.911 MPa,最大值为 436.107 MPa;7J 强化试样(7LSP 试样)的疲劳强度最小值为 337.618 MPa,最大值为 444.525 MPa。由于缺口的存在,试验数据存在一定的分散性,但激光冲击强化后外物打伤试样的疲劳强度普遍大于强化前。如图 6 所示,取试验结果平均值作为其疲劳强度,原始状态下疲劳强度为 518.45 MPa,外物打伤后仅为 290.72 MPa,下降了 43.9%;两种强化工艺模拟叶片外物打伤后疲劳强度分别为 344.49、374.93 MPa,相比未强化状态分

别提升了 15%和 28%。试验结果表明,激光冲击预处理可以提升模拟叶片外物打伤后的疲劳强度,而且激光能量越高的工艺提升效果越好。

3.2 疲劳缺口系数影响规律

由于外物打伤缺口参数的不同,疲劳试验结果具有一定的分散性^[14]。为降低疲劳试验结果的分散性,采用缺口疲劳系数 K_f 来描述外物打伤对疲劳强度的影响程度^[15]。 K_f 定义为原始状态疲劳强度 σ_{smooth} 与外物打伤状态 σ_{FOD} 的比值,即

$$K_f = \sigma_{smooth} / \sigma_{FOD} \tag{2}$$

理论上计算缺口疲劳系数 K_f 时可以采用 Neuber 疲劳缺口系数公式^[16]

$$K_f = 1 + \frac{K_t - 1}{1 + \sqrt{\frac{\alpha_n}{\rho}}} \tag{3}$$

式中 K_t 为应力集中系数; α_n 为材料常数,其值为 $300 \mu m^{[17]}$, ρ 为缺口底部的曲率半径。根据 Peterson 提出的应力集中系数算法对 K_t 进行估算,不考虑损伤缺口处的微观形貌并且将其简化为 U 型缺口^[18]。则有

$$K_t = 1 + 2 \sqrt{d/\rho} \tag{4}$$

其中 d 为缺口的深度。由于 ρ 无法在试验中准确测量,所以估算时将钢球半径作为缺口底部曲率半径进行计算^[19],即 $\rho = 1.5 \text{ mm}$ 。因此,通过计算可获得应力集中系数、疲劳缺口系数偏差与疲劳

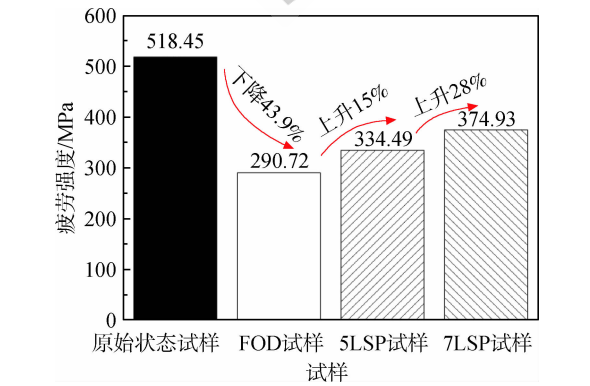


图 6 四种试样疲劳强度对比

Fig. 6 Comparison of fatigue strength of four samples

强度的关系。

图 7 为模拟叶片外物打伤后的应力集中系数与疲劳强度的关系,由图可知在更高应力集中系数条件下,强化试样的疲劳强度值更大,且激光能量越大疲劳强度数值越大;换言之,相同疲劳强度水平下,强化状态可以承受更大的应力集中,这主要是因为引入的残余压应力可以起到抵消部分应力集中的效果。所以激光能量越大,预制残余压应力越大,相同疲劳强度条件下能承受的应力集中程度也越大。

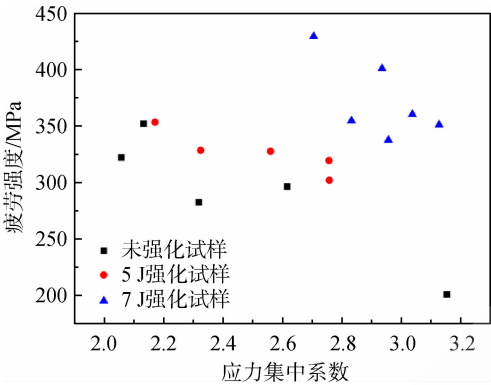


图 7 应力集中系数与疲劳强度的关系
Fig. 7 Relationship between stress concentration factor and fatigue strength

K_t 的理论值与 K_f 的实测值的差值和 K_f 实测值的比值定义为疲劳缺口系数偏差,图 8 为疲劳缺口系数偏差与模拟叶片疲劳强度的关系。由图可知激光冲击强化在提高外物打伤模拟叶片疲劳强度的同时,其疲劳缺口系数偏差也在增大,未强化状态偏差为 10%~35%,5 J 强化后偏差为 35%~50%,7 J 强化后偏差为 70%~110%。这是由于疲劳缺口系数的理论值仅与应力集中系数有关,未强化状态疲劳强度主要影响因素是缺口处的应力集中程度大小,但是强化状态缺口处存在较大残余压应力,使疲劳强度得到了显著提高,造成疲劳缺口系数偏差值较大,此时疲劳强度的主要影响因素为残余压应力的大小。激光能量越大,引入的残余压应力越大,此时疲劳缺口系数的偏差越大,疲劳强度的提高越明显,表明激光冲击强化通过引入残余压应力的方式可提高叶片抗外物打伤能力,且强化能量越大,材料抗打伤能力越强。换言之,在相同疲劳强度条件下,激光冲击强化状态可以允许外物打伤局部应力集中程度范围更广,更加有利于应对发动机叶片服役过程中随机多变的外物

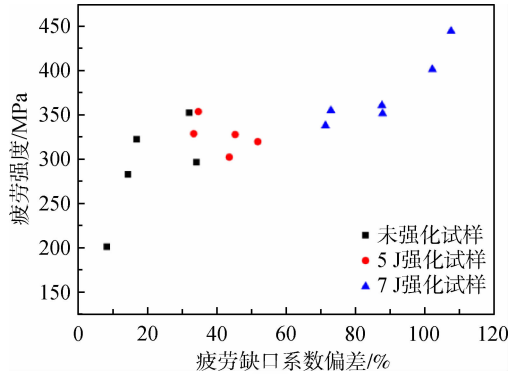


图 8 疲劳缺口系数偏差与疲劳强度关系
Fig. 8 Relationship between notch fatigue factor deviation and fatigue strength

打伤状态,提升可靠性。

3.3 疲劳性能影响机理分析

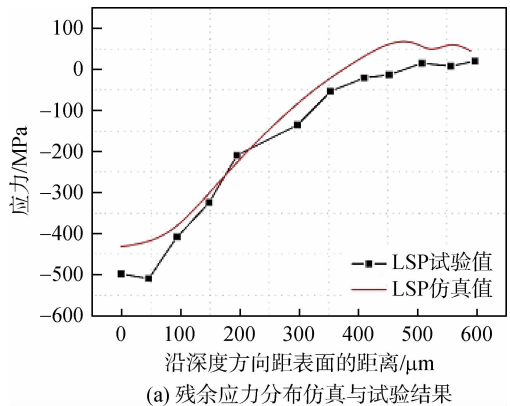
3.3.1 有限元建模及模型验证

本文采用 Johnson-Cook (J-C) 模型^[6]作为材料弹塑性本构模型分别对激光冲击强化过程和外物打伤过程进行数值模拟。选用实体单元 3D Solid 单元(C3D8R)。试样的边界条件为两端完全固定,钢球和试样之间采用面-面侵蚀接触,人工体积黏度 $Q_1=1.5, Q_2=0.06$ 。网格划分尺寸为 $0.15\text{ mm}\times 0.15\text{ mm}$,深度方向为 0.05 mm 。其中材料屈服极限 $A=1\ 100\text{ MPa}$,加工硬化模量 $B=590\text{ MPa}$,硬化系数 $n=0.263$,应变速率常数 $c=0.0197$,热软化常数 $m=0.765$ 。

为了验证仿真模型有效性和准确性,分别对 TC17 钛合金试样进行激光冲击强化试验和外物打伤试验,仿真与试验结果如图 9 所示。由图可知,钛合金试样激光冲击残余应力分布和外物打伤缺口特征与试验结果一致性较好,验证了本文数值模型及仿真方法的有效性。

3.3.2 残余应力分布

激光冲击强化会改变材料内部的应力状况。



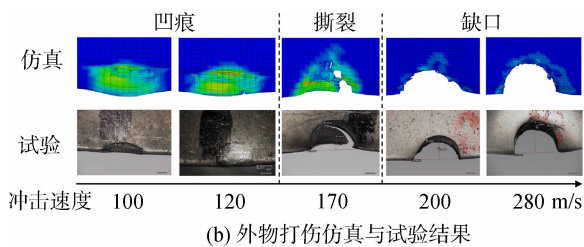


图 9 仿真与试验对比图

Fig. 9 Comparison of simulation and test data

若材料内部的拉应力很大,裂纹可能从材料内部萌生扩展,因此需要对深度方向上(路径 1)的应力进行分析。选取包含特征应力值且初始点相近的路径对应应力值进行提取,提取路径如图 10 所示。

图 11 显示了未强化与 5J 强化试样不同路径下应力的分布情况。图 11(a)显示了缺口底部深

度方向上(路径 1)的应力分布情况,发现未强化试样表面存在约为 110 MPa 的拉应力,强化试样表面则存在约 480 MPa 的压应力,说明激光冲击强化能减小外物冲击所引起的残余拉应力。图 11(b)显示了试样缺口附近最大拉应力处沿深度方向(路径 2)的应力,可以发现两者的最大拉应力相近,约为 500 MPa;并且沿着该方向拉应力值逐渐减小。而对于强化试样,由于应力的耦合作用,深度方向上形成的拉应力值更小,压应力值更大。由于采用了双面对冲的强化方式,可以发现强化试样在路径 3 和路径 4 的压应力有明显先增大后减小再增大的过程,这可以形成更大残余应力影响层。

从图 12 中可以发现,由于激光能量的不同,

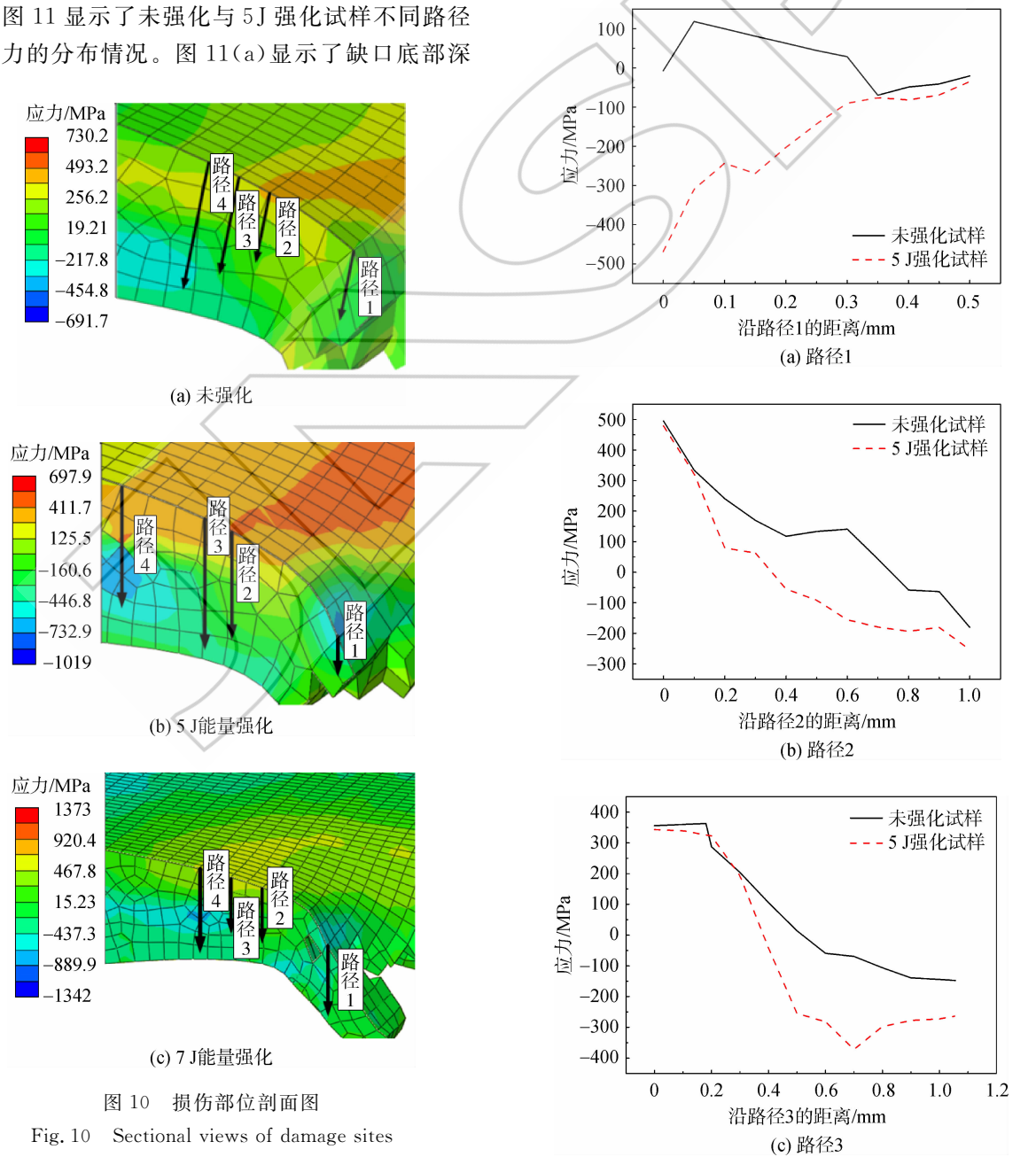


图 10 损伤部位剖面图

Fig. 10 Sectional views of damage sites

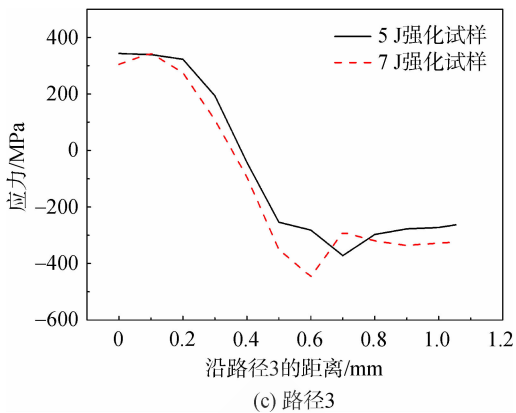
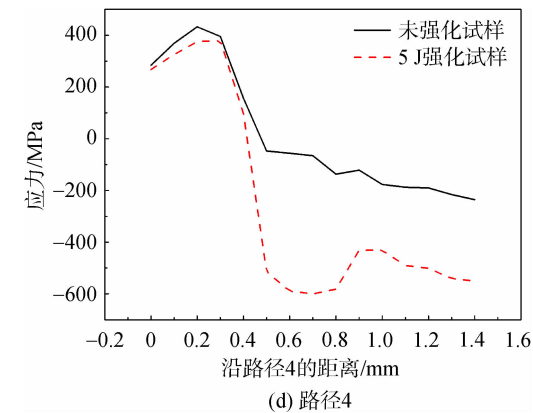


图 11 不同路径上的应力分布情况
Fig. 11 Stress distributions in different paths

7J 试样产生的残余压应力比 5J 试样更大。图 12(b) 中 7J 试样表面产生的最大拉应力值比 5J 试样的最大拉应力值小, 并且沿着深度方向拉应力值逐渐减小最后趋于稳定。图 12(c)、图 12(d) 也存在应力值先增大后减小再增大的过程, 其原因已在上述说明。此外 7J 试样在深度方向上产生的压应力同样要比 5J 试样大。

为更好地分析模拟叶片缺口处的残余应力情况, 沿着缺口底部 X、Y 轴方向每隔 0.2 mm 对应力进行提取, 其结果如图 13、图 14 所示。由图可知, 沿 X 轴方向, 5J 强化试样缺口底部的压应力

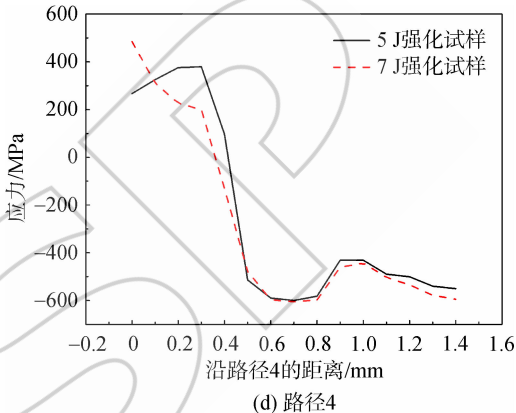
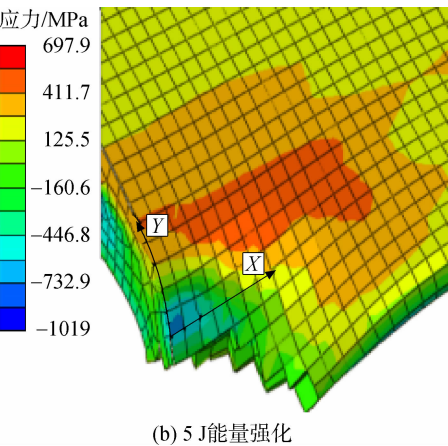
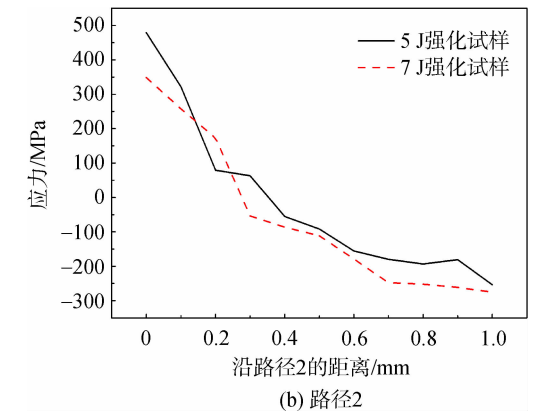
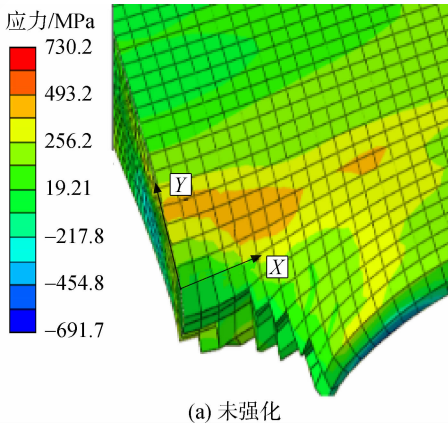
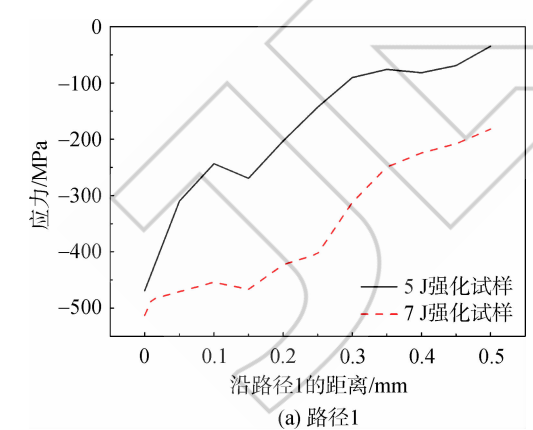


图 12 不同强化工艺的应力分布情况
Fig. 12 Stress distribution with different laser shock peening techniques



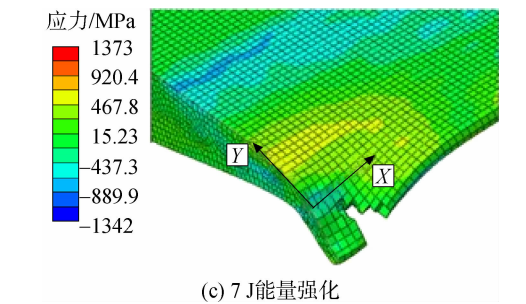


图 13 外物打伤模拟叶片入射面缺口
Fig. 13 Notch profile of incident plane in foreign object damage simulated-blade

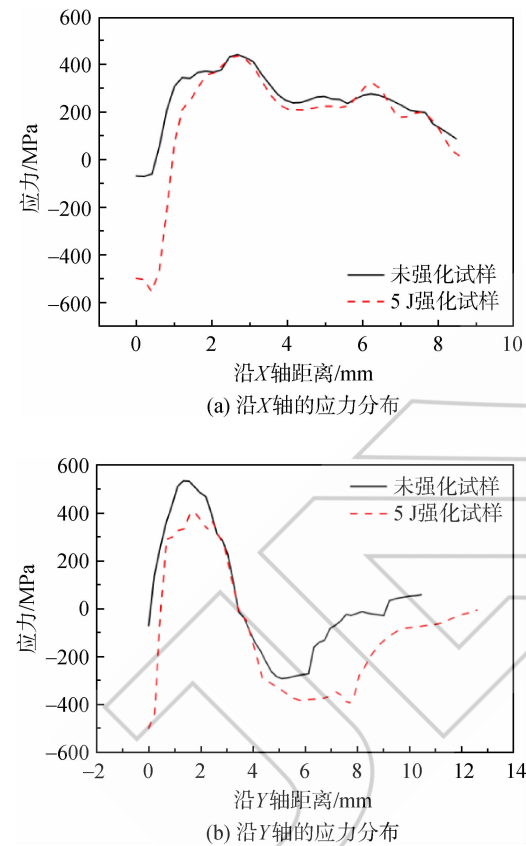


图 14 入射面应力分布
Fig. 14 Stress distribution of incident plane laser shock peening

达到 545 MPa, 远远大于未强化试样。沿 Y 轴方向, 5J 强化残余应力值相较于未强化试样整体上都发生了明显降低, 尤其靠近缺口处残余压应力达到 508 MPa。激光冲击预处理显著降低了外物打伤缺口区域残余拉应力, 改善了损伤部位入射面的应力分布情况, 有效抑制了外物打伤区域疲劳裂纹的形成和扩展。

从图 15 可以发现, 相比 5J 强化, 7J 强化后外物打伤缺口底部可形成更大的残余压应力, 达

到 600 MPa。此外, 离缺口区域较远处残余拉应力得到了更大程度的降低, 也将进一步降低疲劳裂纹稳定扩展速率, 延长裂纹扩展寿命。因此, 更高的激光强化能量会形成数值更大、范围更广的残余压应力场, 这对疲劳裂纹萌生及早期裂纹扩展都有很大的抑制和减缓作用, 从而大幅提升外物打伤模拟叶片的疲劳强度。

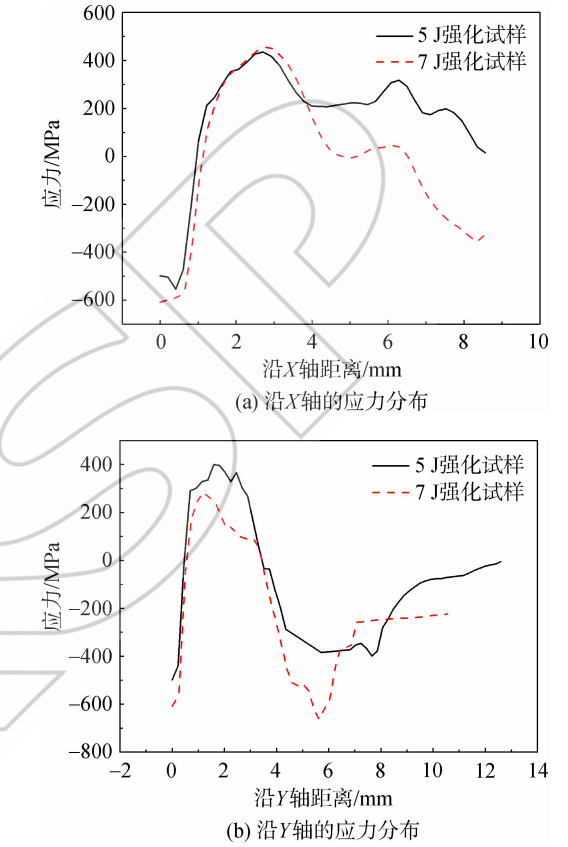


图 15 不同强化工艺下入射面应力分布
Fig. 15 Stress distribution of incident plane with different laser shock peening techniques

3. 3. 3 残余应力对疲劳性能影响机理

如图 16 所示, 若材料所受外载荷为 σ_1 , 激光冲击强化产生的残余压应力绝对值为 σ_2 , 则激光冲击强化后等效应力 $\sigma_{\text{eff}} = \sigma_1 - \sigma_2$ 。

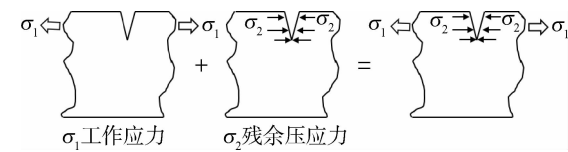


图 16 残余应力强化机理
Fig. 16 Reinforcement mechanism of residual stress

假设 K_{eff} 为等效应力强度因子, K_1 为外加拉伸载荷所产生的应力强度因子, K_2 为激光冲击强

化产生的应力强度因子,则: $K_{\text{eff}} = K_1 - K_2$ 。对于拉-拉疲劳裂纹扩展试验而言,假定 $\Delta\sigma_{\text{eff}}$ 为激光冲击强化后一次循环中的裂纹尖端应力的变化幅度,则^[20]

$$\Delta\sigma_{\text{eff}} = (\sigma_{1\text{max}} - \sigma_2) - (\sigma_{1\text{min}} - \sigma_2) \quad (5)$$

当引入残余压应力 σ_2 时,若最小拉应力 $\sigma_{1\text{min}} < \sigma_2$, 此时裂纹尖端为压应力,会抑制裂纹的开裂。根据陈传尧^[21] 的研究可知 $\Delta K = f\Delta\sigma \cdot \sqrt{\pi a}$, 其中 f 为几何修正系数, a 为裂纹长度。经激光冲击强化后 ΔK 变为 ΔK_{eff} , 所以

$$\Delta K_{\text{eff}} = Y\Delta\sigma_{\text{eff}}\sqrt{\pi a} \quad (6)$$

当 $\sigma_{1\text{min}} \leq \sigma_2$ 时 $\Delta\sigma_{\text{eff1}} \geq \Delta\sigma_{\text{eff2}}$, $\Delta K_{\text{eff1}} \geq \Delta K_{\text{eff2}}$, 这表明残余压应力的引入降低了裂纹扩展中的等效应力强度因子幅。而根据文献[20]中所推导的公式可以知道,在材料一定时循环次数 N_1 与 ΔK_{eff} 成反比, ΔK_{eff} 越小 N_1 越大,即等效应力强度因子幅的减小可有效提升材料的疲劳扩展寿命,因此可证明激光冲击强化引入的残余压应力可提升材料的疲劳寿命。且激光能量越大,引入的残余应力越大,等效应力强度因子幅的减小程度越大,材料的疲劳扩展寿命提升越明显。

4 结 论

1) 模拟叶片疲劳强度为 518.45 MPa, 外物打伤后仅为 290.72 MPa, 下降了 43.9%; 5J 和 7J 强化工艺下模拟叶片外物打伤后疲劳强度分别为 344.49、374.93 MPa, 相比未强化状态分别提升了 15% 和 28%。

2) 相同疲劳强度水平下, 强化状态可以承受更大的应力集中, 主要因为引入的残余压应力抵消了部分应力集中。激光能量越大, 预制残余压应力越大, 相同疲劳强度条件下能承受的应力集中程度越大。

3) 未强化状态疲劳缺口系数偏差为 10%~35%, 5J 强化后偏差为 35%~50%, 7J 强化后偏差为 70%~110%, 说明强化在提升模拟叶片疲劳强度的同时, 疲劳缺口系数偏差也在变大。

4) 激光冲击强化减小了撞击产生的拉应力, 同时在裂纹扩展和深度方向上形成压应力, 激光能量越大, 产生的压应力越大。残余压应力的引入降低了裂纹扩展中的等效应力强度因子幅, 提高了损伤试样的疲劳扩展寿命。

参考文献:

- [1] WITEK L. Crack propagation analysis of mechanically damaged compressor blades subjected to high cycle fatigue[J]. Engineering Failure Analysis, 2011, 18(4): 1223-1232.
- [2] 李应红. 激光冲击强化理论与技术[M]. 北京: 科学出版社, 2013: 274-275.
- [3] COWLES B, MORRIS B, NAIK R, et al. Applications, benefits, and challenges of advanced surface treatments surface treatments-an industry perspective[R]. Houston, Texas, US: the First International Conference on Laser Peening, 2008.
- [4] BARTSCH T M. High cycle fatigue (HCF) science and technology program 2002 annual report[R]. Tampa, US: Universal Technology Corporation, 2003.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] 李东霖, 何卫锋, 游熙, 等. 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[J]. 中国激光, 2016, 43(7): 122-130.
LI Donglin, HE Weifeng, YOU Xi, et al. Experimental research on improving fatigue strength of wounded TC4 titanium alloy by laser shock peening[J]. Chinese Journal of Lasers, 2016, 43(7): 122-130. (in Chinese)
- [8] 吴俊峰, 邹世坤, 张永康, 等. 激光冲击强化 TC17 叶片前缘模拟件的抗 FOD 性能[J]. 稀有金属材料与工程, 2018, 47(11): 113-118.
WU Junfeng, ZOU Shikun, ZHANG Yongkang, et al. FOD resistance of the simulator samples of TC17 blades leading edges with laser shock processing[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2018, 47(11): 113-118. (in Chinese)
- [9] ARIF A F M. Numerical prediction of plastic deformation and residual stresses induced by laser shock processing [J]. Journal of Materials Processing Technology, 2003, 136: 117-182.
- [10] CHEN X, HUTCHINSON J W. Foreign object damage and fatigue crack threshold: cracking outside shallow indentations[J]. International Journal of Fracture, 2001, 107(1): 31-51.
- [11] MAXWELL D C, NICHOLAS T A. Rapid method for generation of a Haigh diagram for high cycle fatigue[J]. Fatigue and Fracture Mechanics, 1999, 29(1): 626-641.
- [12] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册: 钛合金铜合金[M]. 第 2 版. 北京: 中国标准出版社, 2002: 15-59.
- [13] 黄伟, 陈伟, 潘辉, 等. 外物损伤对钛合金 TC4 高周疲劳强度的影响研究[J]. 机械强度, 2014, 36(3): 357-362.
HUANG Wei, CHEN Wei, PAN Hui, et al. Effect of foreign object damage upon the high cycle fatigue strength of TC4[J]. Journal of Mechanical Strength, 2014, 36(3): 357-362. (in Chinese)
- [14] 许祥胜, 赵振华, 陈伟. 外物损伤对 TC4 钛合金的高周疲

劳强度的影响[J]. 航空发动机, 2017, 43(3): 88-92.

XU Xiangsheng, ZHAO Zhenhua, CHEN Wei. The influences of foreign object damage on the high cycle fatigue behavior of titanium alloy TC4[J]. Aeroengine, 2017, 43(3): 88-92. (in Chinese)

[15] NICHOLAS T, THOMPSON S R, WILLIAM J, et al. Comparison of fatigue limit strength of Ti-6Al-4V intension and torsion after real and simulated foreign object damage[J]. International Journal of Fatigue, 2005, 27(10): 1637-1643.

[16] NEUBER H. Theory of notch stresses-principle for exact stress calculation[M]. Ann Arbor, US: Edwards Brothers Incorporation, 1946: 54-71.

[17] LANNING D B, NICHOLAS T, HARITOS G K, et al. On the use of critical distance theories for the prediction of the high cycle fatigue limit in notched Ti-6Al-4V[J]. Interna-

tional Journal of Fatigue, 2005, 27(1): 45-47.

[18] 熊再银, 秦胜欢, 李柳, 等. Q235 钢缺口试样拉压低循环疲劳的实验研究[J]. 固体力学学报, 2015, 36(5): 410-420.

XIONG Zaiyin, QIN Shenghuan, LI Liu, et al. Experimental investigation on tension-compression low cycle fatigue of Q235 steel notched specimens[J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2015, 36(5): 410-420. (in Chinese)

[19] 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.

[20] 裴亚田. 激光冲击双相钛合金 TC17 强化机理及延寿机理研究[D]. 北京: 北京化工大学, 2017.

[21] 陈传尧. 疲劳与断裂[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2002: 97-99.

(编辑: 陈 越)