

FOD 缺口型损伤对 TC4 疲劳极限强度的影响

贾 旭^{1,2}, 胡绪腾¹, 朱自佳¹, 嵇大伟¹, 宋迎东^{1,2}

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 针对 TC4 钛合金风扇/压气机叶片前缘常遭受的外物损伤(FOD)缺口型损伤,进行了不同冲击角度下高速弹道冲击试验研究、损伤特征与应力集中分析,开展了冲击后不处理和冲击后去残余应力退火试样的高循环疲劳试验和疲劳极限强度预测。结果表明:随着冲击角度的增大入射侧损伤尺寸和应力集中系数基本保持不变,出射侧缺口损伤深度和损伤长度减小。损伤深度范围为 0.6~1.5 mm,应力集中系数范围为 2.6~3.4。缺口型损伤试样的疲劳极限强度下降为光滑试样的 27%~53%,与应力集中系数并不是呈反比关系。退火试样的高循环疲劳(HCF)性能或略微下降或基本不变,表明残余应力影响较小,残余应力对疲劳极限强度的影响程度不足光滑试样的 10%。缺口型损伤试样的 HCF 性能与损伤底部半径的相关性不明显,随着最大损伤深度和损伤长度的增加而下降,表明制定维修手册时应着重考虑缺口型损伤的最大深度和损伤长度。Peterson 经验公式对 HCF 性能的预测精度不理想,误差最大为 45%,需要发展高精度的 FOD 缺口型损伤构件 HCF 性能预测方法。

关 键 词: 外物损伤 (FOD); 弹道冲击; TC4 钛合金; 疲劳极限强度(FLS); 损伤特征; 疲劳预测
中图分类号: V231.9 **文献标志码:** A

Effect of FOD notch-type damage on fatigue limit strength of TC4

JIA Xu^{1,2}, HU Xuteng¹, ZHU Zijia¹, JI Dawei¹, SONG Yingdong^{1,2}

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To deal with foreign object damage (FOD) notch-type damages which the leading edge of TC4 titanium alloy fan/compressor blades suffered, test study on high-speed ballistic impacts, and analysis of damage characteristics and stress concentrations were carried out under different impact angles, while high cycle fatigue tests and fatigue limit strength prediction of as-impacted and residual stress relief annealed specimens were conducted. Conclusions were made below: with the increase of impact angles, damage sizes at incident side and stress concentrating coefficients remained constant, and the notched damage depth and length decreased. The range of the damage depth was 0.6–1.5 mm, and the range of stress concentrating coefficients was 2.6–3.4. The fatigue limit strength of notch-type damaged specimens reduced to 27%–35% of smooth specimens, and was not inverse to

收稿日期:2016-12-19

基金项目:国家自然科学基金(51105198)

作者简介:贾旭(1989—),男,博士生,主要研究方向为航空发动机结构完整性与耐久性。

引用格式:贾旭,胡绪腾,朱自佳,等. FOD 缺口型损伤对 TC4 疲劳极限强度的影响[J]. 航空动力学报,2018,33(7):1584-1594. JIA Xu, HU Xuteng, ZHU Zijia, et al. Effect of FOD notch-type damage on fatigue limit strength of TC4[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(7): 1584-1594.

stress concentrating coefficients. The high cycle fatigue (HCF) behavior of annealed specimens declined slightly or remained basically unchanged, indicating that the effect of the residual stress was slight. Influence of the residual stress on the fatigue limit strength was less than 10% of the smooth specimen. The HCF behavior of notch-type damaged specimens had no obvious correlation with the damage root radius, but declined with the increase of the maximum damage depth and damage length, indicating that special consideration must be given when preparing the maintenance manual. Prediction accuracy of HCF behavior by Peterson formula was unsatisfactory, of which the maximum error was 45%. It required to develop high precision prediction method for HCF behavior of FOD notch-type damaged components.

Key words: foreign object damage(FOD); ballistic impact; TC4 titanium alloy; fatigue limit strength(FLS); damage characterization; fatigue prediction

航空涡轮发动机正常工作中气流通道内不可避免会吸入金属、碎片、砂砾、石块等硬物,与高速旋转的风扇/压气机叶片碰撞造成冲击损伤,称为外物损伤(foreign object damage,FOD)。在发动机正常工作中,大部分 FOD 损伤深度都不会超过 2 mm。但 FOD 对现代航空涡轮发动机旋转件(如风扇/压气机叶片)具有极其有害的影响^[1-2],即使是通过肉眼难以发现的损伤。有许多实例表明高循环疲劳(HCF)失效会发生在极其微小的 FOD 损伤点,以至于需要频繁地采用手指甲检查或操作牙线上下滑动检查发现风扇叶片的前缘的凹坑或缺口。外场统计^[3]表明发生在叶片前缘部位、宏观上表现为缺口的 FOD 损伤(称为缺口型损伤)为发动机中最常见的外物损伤形式之一。

由于 FOD 无法避免,叶片设计过程中,发动机公司都以考虑 FOD 损伤叶片的振动应力设计^[4],使叶片具有一定的 FOD 容限能力。发动机公司首先建立叶片原始材料的等寿命曲线(constant-life haigh 图),确定“完好”叶片的许用振动应力。然后将“完好”叶片的许用振动应力降低一定程度后作为可能出现 FOD 的非关键区域的许用振动应力。对于叶片前缘和后缘等关键区域,发动机公司往往基于 FOD 外场统计经验首先根据损伤宏观尺寸(例如损伤深度)预估最坏 FOD 损伤(worst-case damage),然后通过应力集中系数 K_t 将其等效为叶片对缺口的敏感性问题。这就是通常被称为的 $K_t=3$ 设计准则。后来,由于 K_t 计算精度问题和尺寸效应^[5]等局限性, $K_t=3$ 设计准则被疲劳缺口系数 $K_f=3$ 设计准则所代替^[6-7]。发动机使用过程中,发动机公司应确定叶片合理的可用极限、可使用时间(飞行小时)、可维修极限并制定维修标准,在保证安全的前提下,应

尽量减少叶片在发生一定程度的 FOD 后拆卸维修和更换的次数,提高发动机经济性和战备完好性。虽然上百年来缺口的高循环或低循环疲劳领域已存在大量的试验数据、经验公式和分析方法,许多年来发动机公司也更愿意将 FOD 问题简化为构件对缺口敏感性问题,但随着航空涡轮发动机技术的发展,现在越来越需要充分利用先进材料的能力,那么就需要发展更加准确的分析方法,例如疲劳寿命预测方法。FOD 缺口型损伤对叶片疲劳性能的影响相比机械加工缺口更为复杂^[8-9]:①宏观几何更为复杂,底面凹凸不平,往往不能单纯采用缺口深度、底部半径和张开角度来描述,应力集中程度难以准确评估;②损伤区域存在微观损伤,例如微裂纹、微观缺口、绝热剪切带、微结构损伤等;③存在复杂的残余应力场,会影响裂纹的萌生和扩展。

鉴于 FOD 缺口型损伤的复杂性,研究过程中需要克服两个基本难题:其一,如何人为创造真实 FOD;其二,如何评估构件对 FOD 的抵抗能力。由于难以在真实发动机条件下复现真实 FOD 冲击过程,美国 HCF 计划^[10]研究了不同实验室条件下模拟 FOD 的试验方法。他们认为高速弹道冲击模拟试验(轻气炮法)是能准确地模拟外场 FOD 特征的 FOD 试验方法^[11-12]。为了评估叶片对 HCF 的抵抗能力,疲劳极限强度(fatigue limit strength,FLS)的下降程度被认为是叶片疲劳性能衰退的指标^[13]。

国外学者 Ruschau 等^[9]采用轻气炮法研究了不同角度(0°、15°、30°、45°、60°)玻璃珠冲击条件下模拟前缘试样缺口型损伤的高循环疲劳强度,并对损伤的宏微观特征进行了观察。他们认为斜冲击比正冲击对 HCF 的影响更大,前缘厚度和缺口型损伤深度与 HCF 强度的关系并不明

显。虽然 Ruschau 等进行了多种角度下 FOD 对 Ti-6Al-4V 钛合金 HCF 性能的影响研究,但并未考虑损伤区域残余应力的影响。Thompson 等^[14]通过去残余应力退火的方式研究了 0°和 30°弹道冲击条件下外物损伤中残余应力对 HCF 性能的影响。他们发现去残余应力退火可能普遍提高 FOD 试样的疲劳极限强度,但由于试验数据较少,残余应力对 HCF 性能影响随着冲击角度的变化规律不明显。随后,文献[15]通过去残余应力退火方式和简单缺口分析手段着重研究了 30°钢球冲击条件下无残余应力时 FOD 宏观几何对前缘试样 HCF 性能的影响。结果表明,在残余应力和材料损伤不是特别严重时,简单缺口分析预测 FOD 下的 HCF 性能是合适的。考虑到实际叶片的振动方式,Nicholas 等^[16]开展对比了 FOD 后单向拉伸、弯曲和扭转 HCF 试验,采用有限元法计算了不同加载条件下的应力集中系数。Chen^[17]对刚体球冲击矩形薄板试样产生的缺口型损伤进行了数值模拟研究。他认为应力集中和残余应力之间的博弈将影响裂纹的萌生位置。随着残余应力测量装置的发展,Duó 等^[18]采用同步辐射 X 射线衍射装置对立方块冲击产生的 FOD 缺口型损伤的残余应力空间形状和大小进行了测量,并对 FOD 数值模拟方法进行了验证。为了模拟叶片实际疲劳载荷,文献[19-21]等对叶片采用钛合金材料遭受 FOD 缺口型损伤后的高/低周复合疲劳性能进行了研究。为了发展更准确的 FOD 后疲劳性能分析方法,文献[22-24]等对 FOD 过程引入的小裂纹门槛值和早期裂纹扩展进行了研究。学者 Spanrad 等^[25]和 Lin 等^[26]对表面激光强化钛合金翼型试样遭受高速弹道冲击后的损伤特征和早期裂纹扩展行为进行了研究。近年来,国内学者包珍强等^[27]对不同冲击角度下 FOD 缺口型损伤对 TC4 钛合金 HCF 强度的影响进行了研究。

综上所述可以看出,国外在 FOD 缺口型损伤对叶片常用钛合金材料的疲劳性能影响方面给已经有了长足的发展,主要有 5 个方面:①由单独考虑高循环疲劳或低循环疲劳转变为考虑高/低周复合疲劳;②为了产生更真实损伤,由采用球形硬物冲击转变为采用立方形硬物冲击;③由进行单轴拉伸疲劳转变为进行弯曲或扭转疲劳;④由采用表面未强化的翼型试样转变为采用表面强化的翼型试样;⑤由简单的缺口分析手段转变为考虑门槛值和裂纹扩展的分析方法。以上的发展过程目的

在于如何在实验室条件下模拟更真实的外场信息和发展更准确的疲劳分析方法。我国虽然能够自主研发和生产航空发动机,但在抗外物损伤设计和发动机维修手册的制定方面经验不足,而且国内在外物损伤领域的研究文献甚少。所以有必要对外物损伤中常见的缺口型损伤对叶片常用材料 TC4 钛合金疲劳极限的影响进行研究。

本文针对风扇/压气机叶片前缘常遭受的 FOD 缺口型损伤,采用高速弹道冲击装置开展了不同冲击角度条件下冲击 TC4 钛合金前缘平板试样前缘的 FOD 模拟试验研究和损伤特征分析,并进行了冲击后不处理和冲击后去残余应力退火试样的高循环疲劳试验研究和分析,最后对 FOD 缺口型损伤前缘平板试样进行了建模和疲劳极限强度的预测。

1 试 验

1.1 TC4 钛合金疲劳试样

α - β 两相 TC4 钛合金为航空发动机风扇/压气机叶片常用材料。本文所采用的钛合金母材为发动机公司提供的 TC4 板材,其沿轧制方向的组织结构如图 1,其室温下的基本力学性能见表 1。

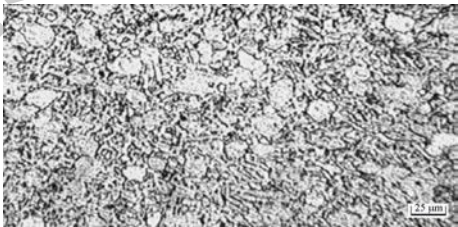


图 1 TC4 板材沿轧制方向的组织结构
Fig. 1 Structure of TC4 plate along the rolling direction

表 1 室温下 TC4 板材的基本力学性能
Table 1 Basic mechanical properties of TC4 plate at room temperature

参数	数值
拉伸应变率/ s^{-1}	0. 01
屈服强度/MPa	869
极限强度/MPa	971
弹性模量/GPa	118

为了减小试样表面粗糙度和加工残余应力对试样 HCF 性能的影响,在采用慢走丝线切割工艺加工完成光滑平板试样(图 2)和模拟叶片前缘

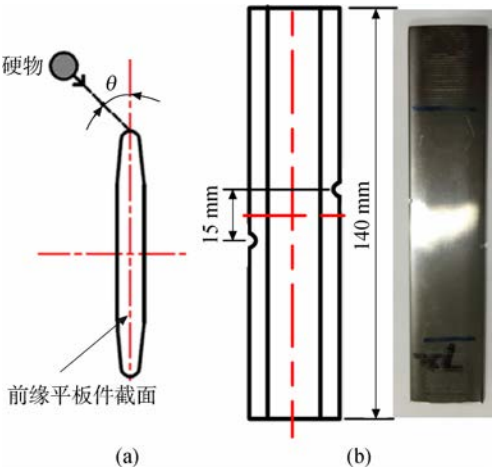


图 6 前缘平板试样冲击角度和冲击位置示意图和实物图

Fig. 6 Sketch and picture of impact angles and impact positions for leading-edge flat plate specimen

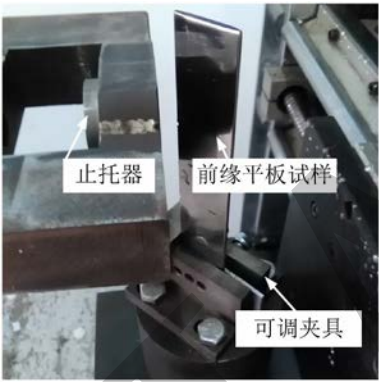


图 7 冲击试验台上的前缘平板试样

Fig. 7 Leading-edge flat plate specimen in impact-test rig

表 2 模拟外物损伤冲击试验方案

Table 2 FOD-simulation impact-test scheme

方案 编号	冲击速度/ (m/s)	冲击角度/ (°)	未去残余应力 试验件数	去残余应力 试验件数
1	300	30	5	5
2	300	45	5	5
3	300	60	5	5
4	300	75	5	5

极限强度 (fatigue limit strength, 量符号记为 σ_{fls} , 本文采用某应力比下振动载荷的最大循环应力表示), 该试验机的频率 f 范围为 $60 \sim 300$ Hz。实际上 10^7 循环寿命及以上才能代表真实叶片的 HCF 行为, 虽然结果可能偏大^[32] 但选择 10^6 循环

寿命不仅能节省大量试验时间和经费而且能最大程度接近真实叶片的疲劳极限强度。

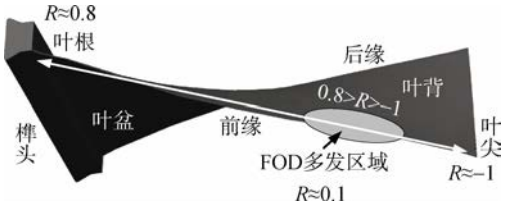


图 8 典型叶片沿前缘的应力比

Fig. 8 Stress ratios along the leading-edge of typical blade

使用逐级加载技术由最后两级载荷获得试样 10^6 循环下的疲劳极限, 如下:

$$\sigma_{\text{fls}} = \sigma_{\text{pr}} + \frac{N_f}{10^6} (\sigma_f - \sigma_{\text{pr}}) \quad (1)$$

其中 σ_{fls} 表示试样的疲劳极限强度, σ_{pr} 表示失效前一级振动载荷的最大循环应力, N_f (小于 10^6 循环) 表示失效级的循环数, σ_f 表示失效级振动载荷的最大循环应力。

2 试验结果与分析

2.1 缺口型损伤宏观特征与应力集中分析

不同冲击角度条件下, TC4 前缘平板试样的典型缺口型损伤形貌图见图 9, 所有图片中试样的显微放大倍数均一致。图 10 中定义了缺口型损伤的尺寸: 入射侧损伤深度与损伤底部, 出射侧损伤深度与损伤底部半径, 损伤长度和损伤宽度。随后本文对缺口型损伤的宏观特征进行了测量和分析, 并对其应力集中(图 11)进行了计算。图 11 中 σ 为缺口型损伤试样承受单向拉伸时其缺口根部及其沿试样宽度方向的应力分布。本试验中所有缺口型损伤平板试样的断裂面都穿过损伤点。

从图 9 发现: 入射侧损伤形状规则呈 C 型, 损伤边缘较为圆滑; 出射侧损伤形状不规则, 主要呈近似 V 型, 损伤边缘参差不齐。从正视图中可以明显看出: 钢球并未在厚度方向上直接击穿前缘平板试样, 而是钢球在入射侧依靠冲击动能压入试样的同时, 厚度方向上钢球未能压入的材料被冲击剪切掉, 造成试样的材料损失; 厚度方向上钢球接触的大部分材料被挤压或挤出形成材料在弹坑底部的褶皱和弹坑边缘的堆积, 小部分材料因冲击剪切而损失。所以入射侧大部分损伤形貌由于钢球的直接压入和少量的材料损失而呈现 C 型, 损伤边缘也相对圆滑; 而出射侧损伤形貌由材料损失造成, 所以损伤形状奇怪且边缘凹凸不平。

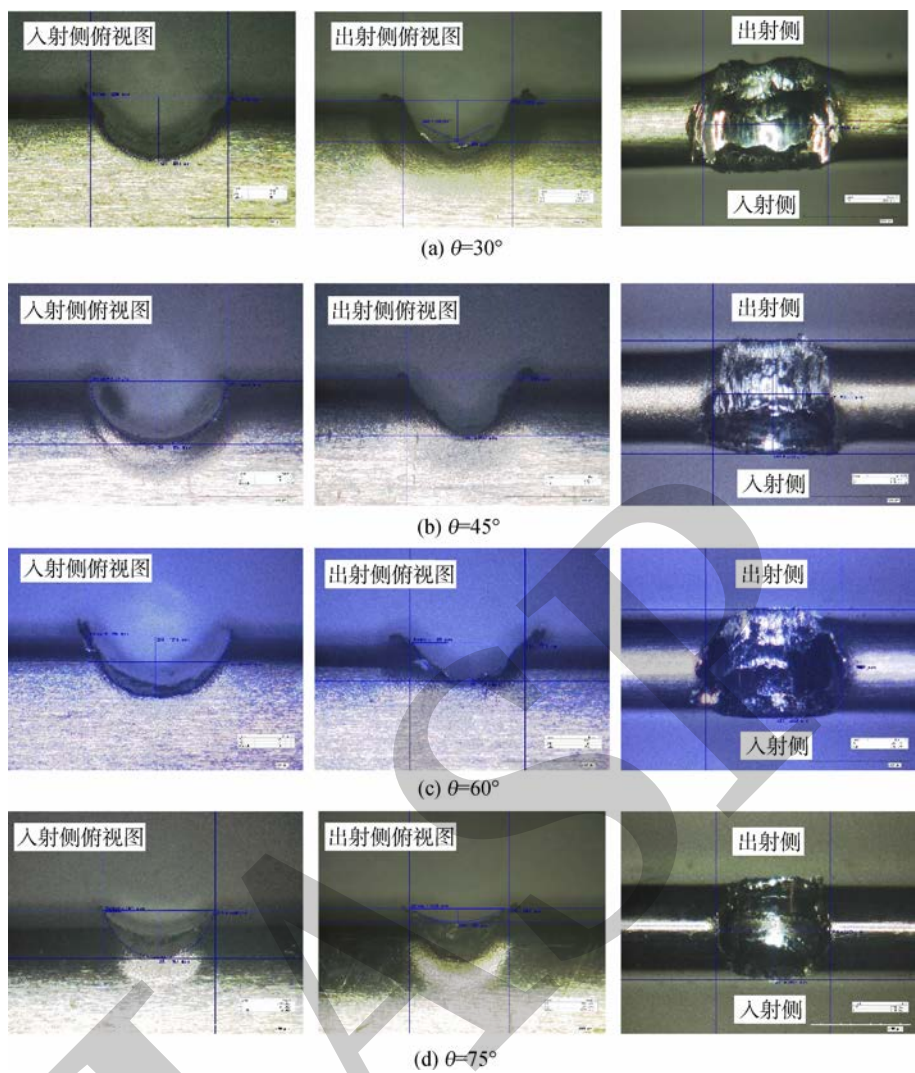


图 9 不同冲击角度条件下缺口型损伤形貌图

Fig. 9 Morphologies of notch-type damage under different impact angles

经过测量(如图 12)进一步发现,随着冲击角度的增大入射侧损伤尺寸基本保持不变;出射侧缺口损伤深度和损伤长度逐渐减小,损伤半径有略微变化。图 13 给出了所有前缘平板试样缺口型损伤深度的测量结果。可以出,由于模拟 FOD 试验的分散性,入射侧与出射侧损伤深度的分散性较大,但两者基本分布在 0.6~1.5 mm 范围内。随后,本文利用在入射侧和出射侧实际测量得到的损伤尺寸,采用 Peterson 应力集中系数计算公式(2)对缺口型损伤的应力集中系数进行了计算。计算分别获得入射侧和出射侧的应力集中系数,本文取两者最大值作为该前缘平板试样的应力集中系数,计算结果如图 13。

$$K_t = 1 + 2 \sqrt{\frac{d}{\rho}}$$

(2)

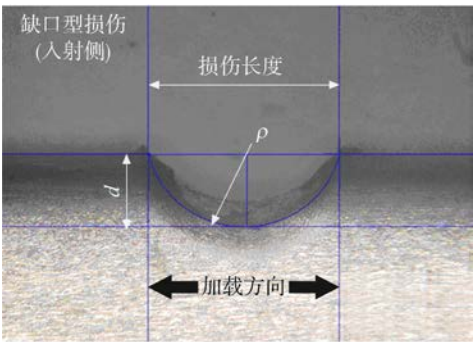
其中 d 和 ρ 分别为入射侧损伤深度和底部半径或

出射侧损伤深度或底部半径。从图 13 看出,典型冲击速度、不同冲击角度下,缺口型损伤的应力集中系数分布在 2.6~3.4 范围内;应力集中系数与冲击角度之间并没有明显的相关关系;由于高速导弹冲击模拟试验具有一定的分散性,应力集中系数的计算结果也因为损伤尺寸的分散性而呈现较大的分散性。

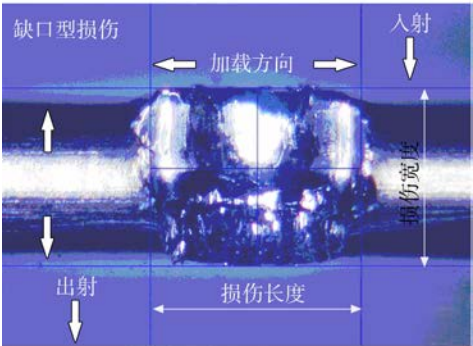
2.2 缺口型损伤对 TC4 材料 HCF 性能的影响

应力比 $R=0.1$ 下光滑平板试样 10^6 循环下的疲劳极限强度 σ_{smooth} 见表 3,表中 σ_{smooth} 表示 σ_{smooth} 的均值。采用 σ_{smooth} 对 $R=0.1$ 下所有 FOD 缺口型损伤试样的 10^6 循环疲劳极限强度 σ_{fod} 进行了归一化处理,即 $\sigma_{fod}/\sigma_{smooth}$ 。不同冲击角度下去残余应力退火和未退火缺口型损伤试样的归一化疲劳极限强度(normalized FLS)如图 14 所示。

从图 14 中未退火前缘平板试样的 HCF 试



(a) 侧视图



(b) 正视图

图 10 缺口型损伤尺寸定义

Fig. 10 Size definition for notch-type damage

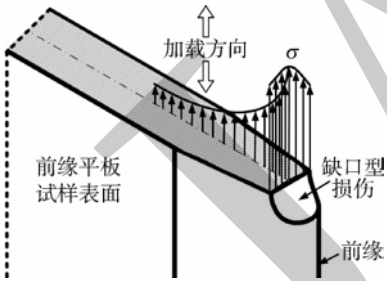


图 11 缺口型损伤应力集中示意图

Fig. 11 Diagram of stress concentration for notch-type damage

验结果可以发现:在同一冲击速度、不同冲击条件下,未退火缺口损伤试样的疲劳性能下降为光滑试样的 27%~53%。随着冲击角度的增加,未退火缺口型损伤试样的归一化疲劳极限强度逐渐减小,但减小的程度并不明显。未退火缺口型损伤试样的疲劳性能与代表 FOD 宏观损伤程度的应力集中系数 K_t 的关系并不呈反比关系。说明同一冲击速度不同冲击条件下的缺口型损伤虽然在宏观损伤上表现接近,但在各个冲击过程产生的残余应力或微观损伤上具有一定的差异。这种差异导致了不同冲击条件下缺口型损伤试样疲劳性能的不同。

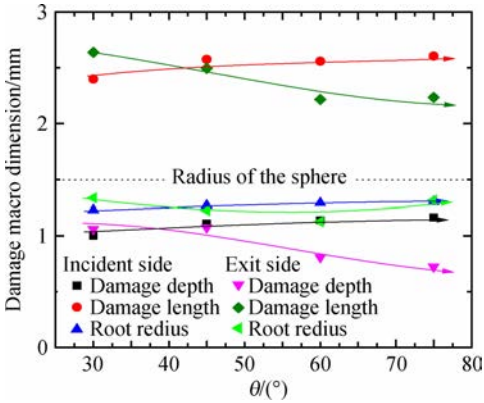


图 12 损伤平均宏观尺寸结果

Fig. 12 Results of the average macro dimension for damage

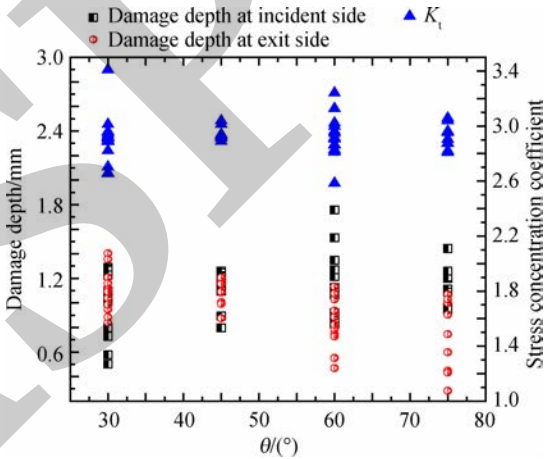


图 13 损伤深度和应力集中系数

Fig. 13 Damage depth and stress concentration coefficient

表 3 光滑平板试样的疲劳极限强度 ($R=0.1$)

Table 3 Fatigue limit strength for smooth flat plate specimens ($R=0.1$)

参数	试样编号					$\bar{\sigma}_{\text{smooth}} /$
	# 1	# 2	# 3	# 4	# 5	MPa
$\bar{\sigma}_{\text{smooth}} /$ MPa	484.2	460.8	465.0	452.5	450.9	462.7

观察图 14 中真空去残余应力 (SR) 试样的 HCF 疲劳试验结果发现:SR 试样的疲劳性能相对于 as-FODed 试样的疲劳性能略微下降或基本保持不变,冲击角度在 45° 左右 SR 试样的疲劳性能下降最为严重。说明冲击过程引入了一定的残余压应力且残余压应力对疲劳性能的强化程度要略微大于残余拉应力对疲劳性能的损害程度。但

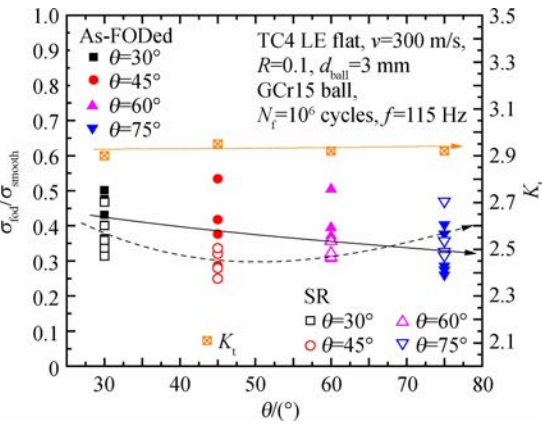


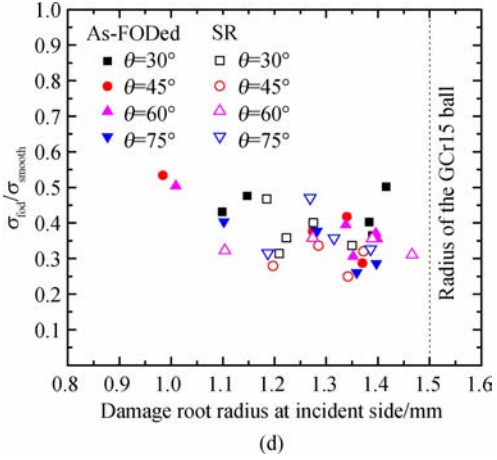
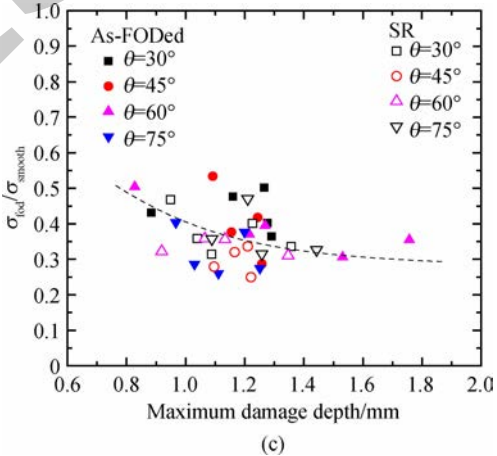
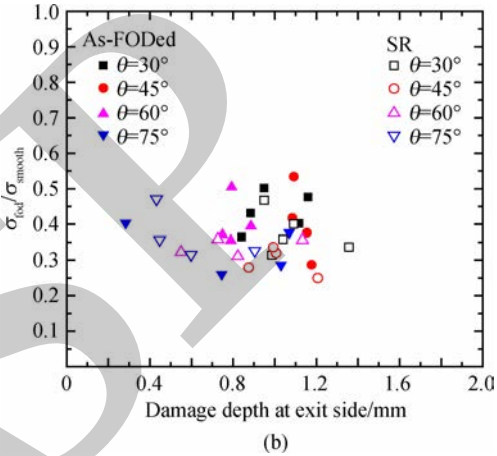
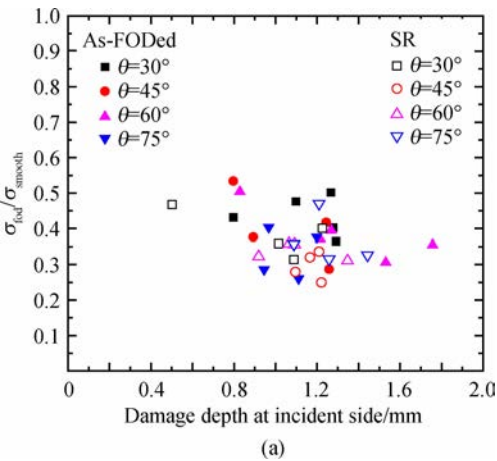
图 14 不同冲击角度下 HCF 试验结果

Fig. 14 HCF test results in different impact angles

针对本文所采用的 TC4 钛合金总体而言,残余应力对缺口型损伤前缘平板试样的影响较小,对疲劳极限强度的影响程度不足 10%。退火后的试样疲劳极限强度并不与应力集中系数具有一致的关系,说明微裂纹、绝热剪切带、微结构变形等微观损伤对缺口型损伤试样的疲劳性能具有一定影响,但影响较小。

由于 FOD 具有事后性,外场在判断风扇/压气机叶片可用或可修时,既无法获得实时的 FOD 冲击条件,也无法获得 FOD 损伤的微观损伤程度,唯一能获取的是 FOD 损伤的宏观尺寸。航空发动机设计与使用过程中,抗 FOD 的风扇/压气机叶片设计和维修标准的制定都需要依赖 FOD 宏观尺寸与叶片疲劳极限强度之间的关系。目前航空发动机维修手册采用 FOD 深度作为评判风扇/压气机叶片可用极限与维修极限的标准,例如 CFM56-7B 发动机^[33]钛合金实心宽弦风扇叶片前缘缺口型损伤的可用极限(最大深度)为 0.08 mm,不同前缘区域维修极限(最大深度)分别为 1 mm 或 2 mm 或 4.3 mm。本文给出了典型冲击条件下 FOD 中常见的缺口型损伤归一化的疲劳极限强度随损伤宏观尺寸的变化趋势,如图 15 所示。

图 15(a)和图 15(b)分别展现了缺口型损伤前缘平板试样归一化的疲劳极限强度随入射侧和出射侧损伤深度的变化趋势。可以看出,归一化的疲劳极限强度随着入射侧损伤深度的增加有下降趋势,但与出射侧损伤深度并没有明显的趋势。由于外场很难判断硬物冲击的方向,那么区分入射侧和出射侧损伤深度的意义只能停留在实验室条件下。所以,本文分析了归一化的疲劳极限强度与前缘两侧中最大损伤深度之间的关系,如图



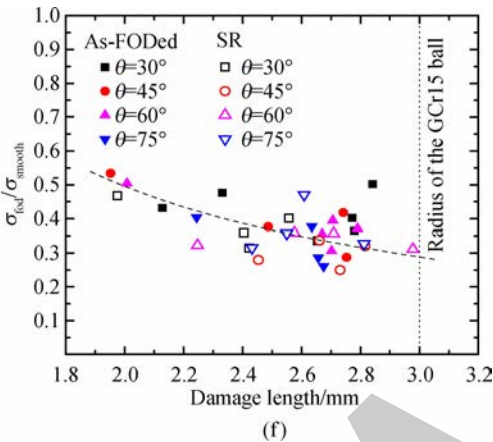
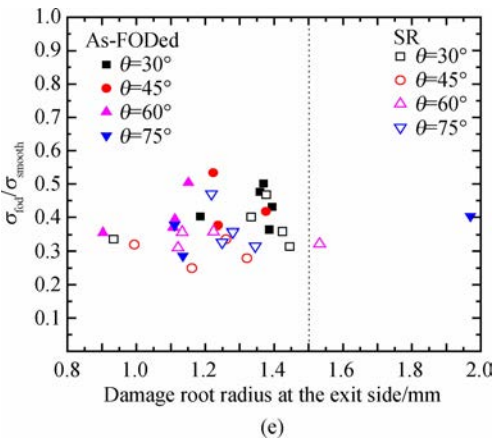


图 15 归一化的疲劳极限强度随缺口型损伤尺寸的变化 (TC4 LE 平板, $v=300\text{ m/s}$, $R=0.1$, $d_{\text{ball}}=3\text{ mm}$, GCr15 钢珠, $N_f=10^6$, $f=15\text{ Hz}$)

Fig. 15 Variation of normalized FLS with dimensions of notch-type damages (TC4 LE flat, $v=300\text{ m/s}$, $R=0.1$, $d_{\text{ball}}=3\text{ mm}$, GCr15 ball, $N_f=10^6$, $f=15\text{ Hz}$)

15(c)所示。结果发现缺口型损伤试样的疲劳性能随着最大损伤深度的增加而下降,其下降趋势如图 15(c)中的虚线所示。为了更全面分析缺口型损伤宏观尺寸对 TC4 疲劳极限强度的影响,进而绘制了归一化疲劳极限强度分别与入射侧、出射侧损伤底部半径以及损伤长度之间的关系图,如图 15(d)、图 15(e)和图 15(f)所示。可以看出,TC4 前缘缺口型损伤试样的疲劳性能与损伤底部半径的相关性并不明显,可能由于硬物为单一尺寸的钢球导致缺口底部半径具有一定的相似性,也可能是由于损伤底部凹凸不平致使平均的宏观底部半径无法决定缺口型损伤的局部应力集中程度。缺口型损伤试样的疲劳性能随着缺口型损伤长度的增加而减小。对于单一尺寸的球形硬物而言,损伤长度越大表示球形硬物作用前缘的面积越大(损伤长度的极限为球的直径)导致硬物向前缘输入的能量越大,所以冲击过程引起的损伤程

度也越大。所以,虽然实际中冲击硬物的形状千奇百怪产生的缺口形状更是不规则,但综合考虑缺口型损伤的最大深度和损伤长度与叶片疲劳极限强度下降程度之间的关系具有一定的工程意义。

3 缺口型损伤 HCF 性能预测

本文采用了 Peterson 经验公式(式(3))对 as-FODed 试样的高循环疲劳极限强度进行了初步预测

$$K_f = 1 + \left[\frac{K_t - 1}{1 + (a_p/\rho)} \right] \tag{3}$$

$$K_f = \frac{\sigma_{\text{smooth}}}{\sigma_{\text{fod}}} \tag{4}$$

其中 K_f 为疲劳缺口系数, σ_{smooth} 为光滑平板试样的疲劳极限强度, σ_{fod} 和 K_t 分别为 FOD 缺口型损伤试样的疲劳极限强度和应力集中系数, ρ 为缺口型损伤入射侧或出射侧中 K_t 最大值对应的损伤底部半径, a_p 为材料常数取为 0.13 mm ^[34]。文献[29]中将损伤底部半径 ρ 取为冲击球形硬物的半径,而本文中采用与实际较为符合的实测损伤底部半径对缺口型损伤退火和未退火试样的 HCF 性能进行了预测,其预测结果如图 16 所示。可以看出,缺口型损伤退火和未退火试样的 Peterson 经验公式预测结果最大相对误差为 45%。虽然残余应力和微观影响较小,但仅基于宏观尺寸的预测结果仍相对较大,可能由于 FOD 缺口型损伤的宏观形貌较为复杂与传统所研究的机械加工缺口有明显差异(例如,损伤底部凹凸不平而加工缺口底部是平滑的)。说明基于传统机械加工缺口而来的经验公式的预测能力已无法满足工程需求,需要采用适用于 FOD 缺口型损伤 HCF 预测的其他预测方法。

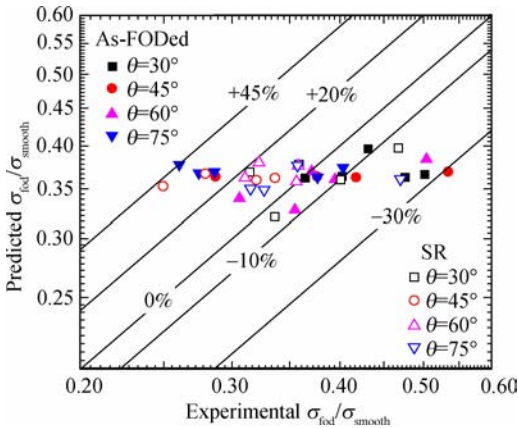


图 16 疲劳极限强度预测结果

Fig. 16 Result of FLS prediction

4 结 论

本文针对航空涡轮发动机风扇/压气机叶片前缘常遭受的 FOD 缺口型损伤,首先在不同冲击角度下进行了模拟 FOD 试验研究、损伤特征与应力集中分析,随后开展了冲击后不处理和冲击后去残余应力退火试样的高循环疲劳试验研究和疲劳极限强度的预测。主要结论如下:

1) 模拟得到了缺口型损伤入射侧与出射侧损伤深度、底部半径、损伤长度和应力集中系数随着冲击角度的变化趋势。损伤深度范围为 0.6~1.5 mm,应力集中系数范围为 2.6~3.4。随着冲击角度的增大,入射侧损伤尺寸基本保持不变,出射侧缺口损伤深度和损伤长度逐渐减小。应力集中系数与冲击角度之间并没有明显的相关关系。

2) 不同冲击角度条件下,未退火缺口型损伤试样的疲劳性能下降为光滑试样的 27%~53%,与 K_t 并不是呈反比例关系。去残余应力退火后缺口型损伤试样的 HCF 性能或略微下降或基本不变,说明残余应力对缺口型损伤前缘平板试样的影响较小,其影响程度不足光滑试样的 10%。

3) 缺口型损伤试样的疲劳性能与损伤底部半径的相关性不明显,随着最大损伤深度和损伤长度的增加而下降。表明制定维修标准时应着重考虑缺口型损伤的最大深度和损伤长度。

4) Peterson 经验公式的 HCF 预测结果最大误差为 45%,预测精度不理想,需要寻找适用于 FOD 缺口型损伤 HCF 预测的其他预测方法。

参考文献:

[1] NICHOLAS T. High cycle fatigue: a mechanics of materials perspective[M]. Oxford, UK: Elsevier, 2006.

[2] COWLES B A. High cycle fatigue in aircraft gas turbines-an industry perspective: high cycle fatigue[J]. International Journal of Fracture, 1996, 80(2/3): 147-163.

[3] HUDAK S J, DAVIDSON D L. Characterization of service induced FOD[R]. United States Air Force Technical Report AFRL-ML-WP-TR-2001-4159, 2002.

[4] 胡绪腾, 宋迎东. 叶片外物损伤容限设计的本质特点及设计准则的发展[J]. 航空动力学报, 2008, 23(12): 2153-2161.

HU Xuteng, SONG Yingdong. Essential characteristic of foreign object damage tolerance design for airfoils in aero-engine and development of design criteria[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12): 2153-2161. (in Chinese)

[5] HARITOS G K, NICHOLAS T, LANNING D B. Notch size effects in HCF behavior of Ti-6Al-4V[J]. International Journal of Fatigue, 1999, 21(7): 643-652.

[6] US Department of Defense. USAF Engine Structural Integrity Program (ENSIP): MIL-STD-1783[S]. Washington: US Department of Defense, 1984: 109-110.

[7] US Department of Defense. Engine Structural Integrity Program (ENSIP): MIL-HDBK-1783B w/CHANGE 2[S]. Washington: US Department of Defense, 2004: 167-168.

[8] MARTINEZ C M, EYLON D, NICHOLAS T, et al. Effects of ballistic impact damage on fatigue crack initiation in Ti-6Al-4V simulated engine blades[J]. Materials Science and Engineering: A, 2002, 325(1/2): 465-477.

[9] RUSCHAU J J, NICHOLAS T, THOMPSON S R. Influence of foreign object damage (FOD) on the fatigue life of simulated Ti-6Al-4V airfoils[J]. International Journal of Impact Engineering, 2001, 25(3): 233-250.

[10] THOMPSON S R, RUSCHAU J J, NICHOLAS T. Laboratory techniques for simulating foreign object damage on a leading edge geometry[R]. Pinehurst, NC: the 10th National Turbine Engine High Cycle Fatigue Conference, 2004.

[11] 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(10/11/12): 1637-1643.

[12] 胡绪腾, 宋迎东. 外物损伤对风扇/压气机叶片高循环疲劳性能影响的研究[J]. 航空发动机, 2012, 38(3): 18-23.

HU Xuteng, SONG Yingdong. Research on effect of foreign object damage on high cycle fatigue performance for fan/compressor blades[J]. Aeroengine, 2012, 38(3): 18-23. (in Chinese)

[13] NICHOLAS T, BARBER J P, BERTKE R S, et al. Impact damage on titanium leading edges from small hard objects[J]. Experimental Mechanics, 1980, 20(10): 357-364.

[14] THOMPSON S R, RUSCHAU J J, NICHOLAS T. Influence of residual stresses on high cycle fatigue strength of Ti-6Al-4V subjected to foreign object damage[J]. International Journal of Fatigue, 2001, 23(1): 405-412.

[15] 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(9/10/11): 955-962.

[16] NICHOLAS T, THOMPSON S R, PORTER W J, et al. Effects of foreign object damage (FOD) on the fatigue limit strength of Ti-6Al-4V[R]. Turin, Italy: International Conference on Fracture, 2005.

[17] CHEN X. Foreign object damage on the leading edge of a thin blade[J]. Mechanics of Materials, 2005, 37(4): 447-457.

[18] DUÓ 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.

[19] DING J, HALL R F, BYRNE J, et al. Fatigue crack

- growth from foreign object damage under combined low and high cycle loading: Part I experimental studies[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29(7): 1339-1349.
- [20] OAKLEY S Y, NOWELL D. Prediction of the combined high- and low-cycle fatigue performance of gas turbine blades after foreign object damage[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29(1): 69-80.
- [21] HALL R, BYRNE J, ZHAO T, et al. Influence of foreign object damage on fatigue crack growth of gas turbine aerofoils under complex loading conditions [J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 2008, 31(5): 386-397.
- [22] NOWELL D, DUÓ P, STEWART I F. Prediction of fatigue performance in gas turbine blades after foreign object damage[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25(9/10/11): 963-969.
- [23] CHAPETTI M D. Application of a threshold curve model to high-cycle fatigue behavior of small cracks induced by foreign-object damage in Ti-6Al-4V[J]. International Journal of Fatigue, 2005, 27(5): 493-501.
- [24] WITEK L. Crack propagation analysis of mechanically damaged compressor blades subjected to high cycle fatigue [J]. Engineering Failure Analysis, 2011, 18(4): 1223-1232.
- [25] SPANRAD S, TONG J. Characterization of foreign object damage (FOD) and early fatigue crack growth in laser shock peened Ti-6Al-4V aerofoil specimens[J]. Procedia Engineering, 2010, 2(1): 1751-1759.
- [26] 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.
- [27] 包珍强, 胡绪腾, 宋迎东. 不同冲击角度外物损伤对 TC4 钛合金高循环疲劳强度的影响[J]. 航空动力学报, 2015, 30(9): 2226-2233.
- BAO Zhenqiang, HU Xuteng, SONG Yingdong. Effect of foreign object damage at different impact angles on high cycle fatigue strength of TC4 titanium alloys[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(9): 2226-2233. (in Chinese)
- [28] 史建军, 马洪炯. TC4 钛合金电子束焊接接头的真空去应力退火工艺研究[J]. 热加工工艺, 2009, 38(9): 120-122.
- SHI Jianjun, MA Hongjiong. Performance research on vacuum destressing annealing of TC4 electron beam welded joint[J]. Hot Working Technology, 2009, 38(9): 120-122. (in Chinese)
- [29] BIRKBECK J C. Effects of FOD on the fatigue crack initiation of ballistically impacted Ti-6Al-4V simulated engine blades [D]. Dayton, Ohio, USA: University of Dayton, 2002.
- [30] 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: 626-641.
- [31] BELLOWS R S, MUJU S, NICHOLAS T. Validation of the step test method for generating haigh diagrams for Ti-6Al-4V[J]. International Journal of Fatigue, 1999, 21(7): 687-697.
- [32] ATRENS A, HOFFELNER W, DUERIG T W, et al. Sub-surface crack initiation in high cycle fatigue in Ti-6Al-4V and in a typical martensitic stainless steel[J]. Scripta Metallurgica, 1983, 17(5): 601-606.
- [33] CFM International. Engine shop manual: fan rotor blade inspection: task 72-21-01-200-001-0 CFM56-7B[S]. Cincinnati OH: CFM International, 2013: 801-811.
- [34] 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): 45-57.

(编辑:王碧琚)