

凹坑型硬物损伤对 TC4 材料疲劳强度的影响

胡绪腾¹, 贾旭^{1,2}, 朱自佳¹, 嵇大伟^{1,2}, 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: 针对风扇/压气机叶片中叶盆/叶背遭受的硬物损伤(FOD)凹坑型损伤,进行了不同冲击角度下模拟 FOD 试验、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研究和疲劳强度的预测。结果表明:损伤深度和应力集中系数均随着冲击角度的增加而变大,损伤深度范围为 0.1~0.5 mm,应力集中系数范围为 1.3~1.7。不同冲击角度条件下,凹坑型损伤试样疲劳强度相对光滑试样下降程度在 50%~70% 范围内,与应力集中系数并不是呈单调下降关系,最危险冲击角为 60°。去残余应力退火后凹坑型损伤试样的高循环疲劳(HCF)性能有所提高,表明残余应力的影响程度不容忽视。去残余应力试样的 HCF 性能并不是随应力集中系数的增大而下降,验证了微结构损伤的影响,说明损伤深度作为制定可用极限或维修极限的唯一参量具有一定的局限性。对凹坑型损伤试样的疲劳强度的预测误差在±20%以内。

关 键 词: 硬物损伤(FOD); 弹道冲击; TC4 钛合金; 疲劳强度; 损伤特征; 疲劳预测

中图分类号: V231.9 **文献标志码:** A

Effect of dent-type foreign object damage on fatigue strength of TC4 material

HU Xuteng¹, JIA Xu^{1,2}, ZHU Zijia¹,
JI Dawei^{1,2}, 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: For the dent-type foreign object damage (FOD) suffered by the concave side/convex side of fan/compressor blades, experimental study on FOD simulation, analysis of damage characteristics and stress concentration were carried out under different impact angles, while high cycle fatigue tests and fatigue strength prediction of as-impacted and residual stress relief annealed specimens were conducted. Conclusions were drawn as follows: damage depths and stress concentration factors increased with the increase of the impact angle. The range of the damage depth was 0.1–0.5 mm, and the range of the stress concentra-

收稿日期:2016-11-09
基金项目:国家自然科学基金(E050401)
作者简介:胡绪腾(1980—),男,讲师,博士,研究方向:航空发动机结构完整性与耐久性。E-mail:xthu@nuaa.edu.cn
引用格式:胡绪腾,贾旭,朱自佳,等.凹坑型硬物损伤对 TC4 材料疲劳强度的影响[J].航空动力学报,2018,33(4):969-979. HU Xuteng, JIA Xu, ZHU Zijia, et al. Effect of dent-type foreign object damage on fatigue strength of TC4 material[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 969-979.

tion factors was 1.3—1.7. Under the condition of different impact angles, the fatigue strength of the dent-type damage declined relative to smooth specimens within the range of 50%—70%, and didn't show a monotonic decreasing relationship with stress concentration factors. The worst angle was 60°. The high cycles fatigue (HCF) behavior of residual stress relief annealed specimens was improved, which indicated that effect of residual stress could not be ignored. The HCF behavior of residual stress relief annealed specimens did not decrease with the increase of stress concentration factors, which validated the effect of micro-structure damage. It showed that the damage depth as the single parameter to build allowable limits and repair limits had some limitations. Prediction accuracy of fatigue strength for dent-type damaged specimens was within $\pm 20\%$.

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

至 1950s 涡轮喷气式发动机装备飞机以来,蠕变和低循环疲劳(LCF)一直备受关注,但随着现代抗蠕变高温合金的应用和先进设计(例如损伤容限设计等)与寿命管理计划、计算与试验方法的引入,高循环疲劳问题成为现代喷气式发动机的突出问题^[1]。据文献[2]统计,现代典型军用喷气式发动机失效模式百分比中:高循环疲劳(HCF)失效为 24%,低循环疲劳(LCF)失效为 12%,过载(overstress)为 12%,由热(thermal)问题导致的失效只占 1%。气流激振、机械振动、发动机颤振等都能驱动转子叶片、导向叶片和轮盘等构件发生 HCF 失效。其中,转子叶片是发生 HCF 失效的主要部件,据统计^[2],典型军用喷气式发动机 HCF 失效事件有 33%发生在转子叶片,有 14%发生在导向叶片。不同于其他疲劳失效,叶片发生 HCF 失效的特点表现为:频率高(超过 1 kHz),应力幅低(在弹性循环范围内),巨大的循环数(10^7 循环及其以上)。虽然采用一些电磁式高频设备,也需要将近 1 个月的时间才能够获得一个试验数据,所以采用 S-N 曲线法来评估叶片的 HCF 性能是不理智的。目前工程中普遍采用疲劳强度(FS)的概念进行叶片高循环疲劳性能的评定^[3]。

硬物损伤是加重叶片高循环疲劳失效的重要原因之一。金属、碎片、砂砾、石块等硬物伴随着气流进入发动机气流通道与高速旋转的叶片发生碰撞形成典型 FOD 冲击损伤。尽管人们提出了如飞机跑道硬物清扫、地勤人员维修工具检查与控制等 FOD 预防措施^[4],但 FOD 总是不可避免的。对于不可避免的 FOD 问题,叶片设计时应使叶片具有一定的 FOD 容限能力,在保证安全的前提下,减少叶片在发生一定程度的 FOD 后拆卸维

修和更换的次数,提高经济性和战备完好性。文献[5]对叶片硬物损伤及其失效特点进行了深入分析,认为叶片硬物损伤容限设计的本质是考虑硬物损伤的振动应力设计。对于不可避免的 FOD 外场维护和维修,应确定叶片可用极限,可使用时间(飞行小时)、可维修极限并制定维修标准。在满足气动性能要求的前提下,应根据叶片高循环疲劳性能衰退指标作为制定这些标准的依据。1980 年, Nicholas 等人^[6]定义了疲劳强度的下降程度为叶片疲劳性能衰退的指标。

由于 FOD 具有事后性——肇事硬物(硬物的材料、尺寸、形状等)和发生条件(冲击速度、角度等)都是未知的,只能看到 FOD 后的损伤结果。所以,研究工作者不断尝试建立各种 FOD 冲击点的物理损伤的大小(宏微观特征)与疲劳强度下降程度之间的关系^[7],为叶片抗 FOD 设计、维护提供科学依据。由于 FOD 具有随机性——损伤部位和损伤结果存在较大的分散性,如何在实验室条件下人为创造更真实的 FOD 是工程中需要解决的基本问题。美国 HCF 计划^[8]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^[9]。经过大量的高速弹道冲击模拟试验^[10-12]和外场统计^[13]发现 FOD 的一般特性表现为:在宏观上主要表现为裂纹/撕裂、缺口、凹坑、局部变形、轴向或径向划痕;这些宏观特征往往伴随着几何突变产生的应力集中(应力集中系数范围为 1~7,主要集中于 3~4),冲击过程引入的微观裂纹,局部残余应力,冲击过程产生塑性变形而引起的微结构损伤。

尽管高速弹道冲击试验能够准确地模拟外场 FOD 特征,但该方法成本较高且不容易控制。为了初步建立叶片疲劳强度下降程度与 FOD 宏微

观特征的定量关系,诸多学者选择采用钢球高速冲击平板试样面心而获得凹坑型损伤作为抗 FOD 研究的对象。

Peters 等人^[10,14-16]为了确定构件的 HCF 性能对 FOD 的承受极限,首先进行了直径为 3.0 mm 钢珠 90°垂直高速冲击疲劳试样面心获取凹坑型损伤试验,随后进行了应力比 $R=0.1$ 下的 HCF 试验,并得出结论如下:对于低速冲击(200~250 m/s)产生的凹坑型损伤,疲劳裂纹萌生于凹坑底部;对于高速冲击(250~300 m/s)产生的凹坑型损伤,疲劳裂纹萌生于凹坑口周围的材料堆积区。他们认为基于疲劳裂纹扩展值的损伤容限设计方法是更为合适的叶片 HCF 设计方法,长裂纹的疲劳裂纹扩展门槛值可以作为 FOD 损伤区裂纹扩展的最低限制。同样,Chapetti^[17]采用门槛值曲线对钛合金 FOD 凹坑损伤中小裂纹的高循环疲劳进行了研究。Chen、Boyce 等人^[18-19]为了回答残余应力对门槛值对应裂纹尺寸的影响程度,对发展了评估冲击过程中变形和应力的数值模型,并采用同步辐射 X 射线衍射法对 90°冲击面心的凹坑的数值残余应力结果进行了验证。他们发现 FOD 残余应力场甚至能导致凹坑型损伤的临界裂纹尺寸降低 60%。Boyce 等人^[20]对 90°冲击面心的凹坑损伤引入的残余应力进一步研究发现,残余应力在随后的疲劳循环中逐渐松弛,松弛的程度取决于外载荷的大小。Nicholas 等人^[21]以 3.18 mm 钢球在 200、300 m/s 条件下 90°垂直冲击矩形平板试样面心产生的凹坑型损伤为对象,对比研究了凹坑损伤试样在去应力退火前后拉伸和扭转疲劳强度(10^6 循环)的变化。结果表明去应力退火试样的疲劳强度大于未退火试样的疲劳强度,但也有一些去应力退火试样的疲劳强度没有改变甚至降低。由于叶片前缘是承受 FOD 冲击的主要区域,Chen^[22]采用矩形薄片试样进行了 90°冲击薄片前缘的模拟 FOD 试验和有限元分析,确定并分析了 3 种 FOD 导致试样疲劳性能下降的主要因素:应力集中,残余应力,微观裂纹和微结构损伤。近期,印尼学者 Majina 等人^[23]对比研究了 3.2 mm 钢球在相同速度下 60°、90°冲击凹坑损伤试样在应力比为 0.1、0.5 条件下的疲劳寿命,并与相同深度和半径的机械加工缺口试样的疲劳寿命进行了对比。发现,凹坑损伤试样比机械加工缺口试样的疲劳寿命下降程度要严重得多,暗示了残余应力和微裂纹和微观结构的影响;同时发现 60°、90°冲击凹坑

损伤试样的疲劳寿命几乎没有区别。国内对 TC4 钛合金 FOD 凹坑型损伤的研究甚少,主要为本课题组先前的研究工作。例如张雪强等人^[24]为了验证数值模拟方法,进行了 3 mm 钢球分别在 90°、45°条件下以 240 m/s 速度冲击矩形平板试样面心产生凹坑型损伤的 FOD 模拟试验,测量了损伤附近的残余应力。包珍强等人^[25]采用轻气炮法进行了 30°、45°、60°、75°、90°冲击角度下 TC4 钛合金抗硬物损伤的试验研究,建立了凹坑型损伤试样的疲劳强度与冲击角度之间的关系。综上,国外在 FOD 凹坑型损伤对钛合金高循环疲劳性能的影响进行了细致深入的研究,但研究对象主要为 90°垂直冲击产生的凹坑型损伤。鉴于外场信息不能包括实际 FOD 的冲击条件,为了还原更真实的 FOD 研究不同冲击条件(冲击角度、速度、硬物类型等)下凹坑型损伤对钛合金材料高循环疲劳性能的影响是非常有意义的。虽然国内在这方面进行了一定的试验和数值模拟研究,但在凹坑型损伤的应力集中、残余应力和微结构损伤等影响疲劳性能的主要因素上的深入研究很少。

本文针对航空涡轮发动机风扇/压气机叶片中叶盆/叶背常遭受的 FOD 凹坑型损伤,首先采用轻气炮冲击装置开展了不同冲击角度冲击矩形 TC4 钛合金平板面心的模拟 FOD 试验研究和损伤特征分析,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分析,最后对 FOD 凹坑型损伤试样的疲劳强度进行了建模和预测。

1 试验

1.1 TC4 钛合金疲劳试样

本试验采用材料为航空发动机风扇/压气机叶片常用材料 TC4 钛合金,与国际上常用材料 Ti-6Al-4V 相近,其成分如下:Al 质量分数为 6.37%,V 质量分数为 4.11%,Fe 质量分数为 0.027%,O 质量分数为 0.185%,N 质量分数为 0.008%,H 质量分数为 0.006%等及 Ti 元素。本试验母材为 25 mm×1000 mm×1700 mm 的热轧 TC4 钛合金板材,热处理状态为:退火(820 °C、60 min、空冷(air coll,AC)),蠕变校平(710 °C、9 h、炉冷(finance cool,FC))。TC4 钛合金是 α - β 两相合金,本材料的初生 α 相含量为 45%~50%,横向及纵向的长条 α 相不超过 100 μ m,体积分数小于 10%。该 TC4 板材沿轧制方向的组织结构如图 1 所示。

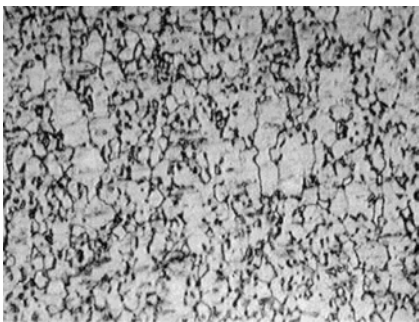


图 1 TC4 板材沿轧制方向的组织结构
Fig. 1 Structure of TC4 plate along the rolling direction

按照国标 GB/T228.1-2002 金属材料拉伸实验标准,测得具有该微观组织的 TC4 钛合金沿着轧制方向的室温基本力学性能见表 1。

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

参数	数值
拉伸应变率/ s^{-1}	0.01~1.00
屈服应力/MPa	869
极限应力/MPa	971
弹性模数/GPa	118

为了获得该 TC4 板材的高循环疲劳性能,按照 GB3075-82 金属轴向疲劳试验方法设计了光滑平板试样和加工缺口平板试样,如图 2 和图 3 所示。加工缺口试样的理论弹性应力集中系数 $K_t=2$ 。为了模拟风扇/压气机叶片中叶盆/叶背遭受 FOD 冲击产生的凹坑型损伤,本试验根据叶片普遍厚度设计了如图 4 所示的 TC4 矩形平板试样。试样均采用慢走丝线切割工艺进行加工,采用真空去应力退火^[26](如图 5)后并对光滑平板试样的表面沿加载方向进行精磨,以保证试样表面具有较小的表面粗糙度排除试样表面完整性对高循环疲劳的影响。

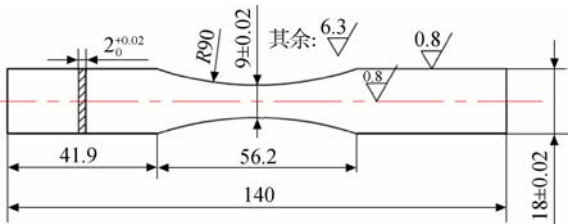


图 2 TC4 光滑平板试样(单位:mm)
Fig. 2 TC4 smooth flat specimen (unit:mm)

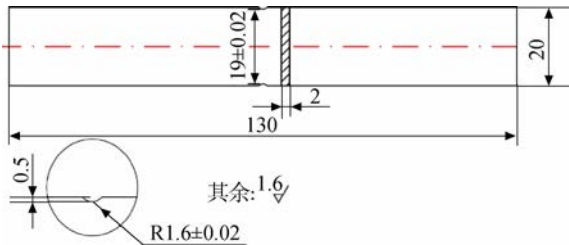


图 3 TC4 缺口平板试样(单位:mm)
Fig. 3 TC4 notched flat specimen (unit:mm)

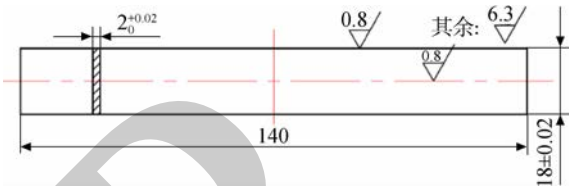


图 4 TC4 矩形平板 FOD 试样(单位:mm)
Fig. 4 TC4 rectangular flat specimen for FOD (unit:mm)

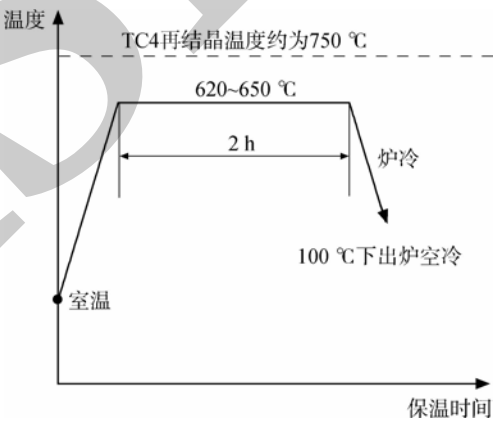


图 5 TC4 真空去应力退火工艺
Fig. 5 Vacuum stress relief annealing process for TC4

1.2 模拟 FOD 冲击试验

为了在实验室内模拟 FOD 凹坑型损伤,采用轻气炮发射速度为 300 m/s,直径(D)为 3 mm 的 GCr15 钢珠,分别以 30°、45°、60°、75°的冲击角度 θ 冲击矩形平板试样的面心(如图 6(a)所示),而非前缘(如图 6(b)所示)。轻气炮即高速弹道冲击装置(如图 7 所示)。

该轻气炮装置的原理是通过调节高压气室内的气体压力来控制弹体的发射速度,通过激光测速装置测量弹体飞行速度,通过可调夹具调整冲击角度。本试验选用的冲击速度为风扇/压气机叶片典型线速度,冲击角度为飞机速度和发动机

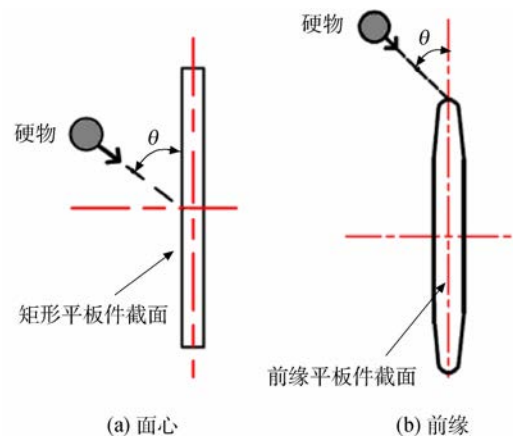


图 6 FOD 试验冲击角度示意图

Fig. 6 Diagram of impact angles in the FOD test

叶片线速度的典型合成速度角(忽略硬物本身的速度)。发动机的转速常常在监测之下,而冲击角度具有很大的随机性,所以为了简化研究首先应通过试验确定最危险角度。为了研究凹坑型损伤中残余应力对叶片疲劳强度的影响程度,本试验部分试样在模拟 FOD 冲击后进行了真空去残余应力退火处理(stress relief, SR),其退火工艺如图 5 所示。其余试样在模拟 FOD 冲击后未进行任何处理(no stress relief, NSR)。试验方案见表 2。

1.3 高循环疲劳(HCF)试验

本文高循环疲劳试验均在 QBG-100 高频

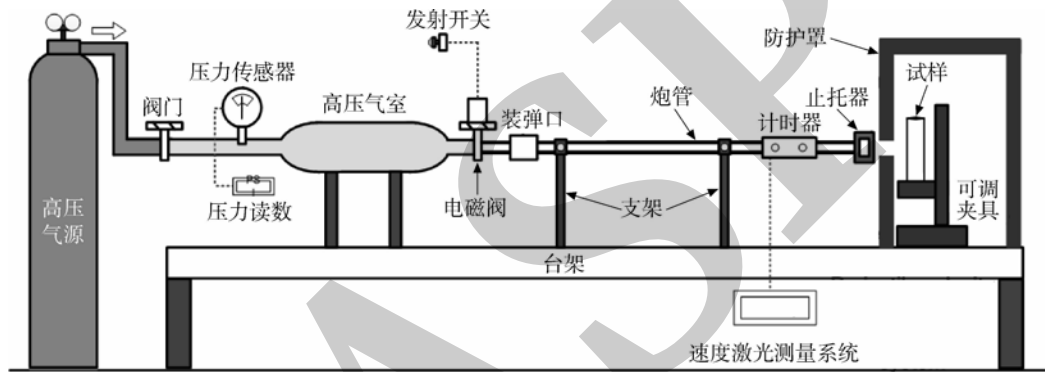


图 7 模拟 FOD 的轻气炮试验装置原理图

Fig. 7 Schematic of the gas gun used to simulate FOD

表 2 模拟 FOD 冲击试验方案

Table 2 FOD-simulation impact-test scheme

冲击速度/ (m/s)	未去残余应力(NSR)		去残余应力(SR)	
	冲击角度/ (°)	试验件数	冲击角度/ (°)	试验件数
300	30	4	危险角度	4
	45	4		
	60	4	对比角度	4
	75	4		

试验时间和经费而且能最大程度接近真实叶片的疲劳强度,虽然结果可能偏于保守^[29]。

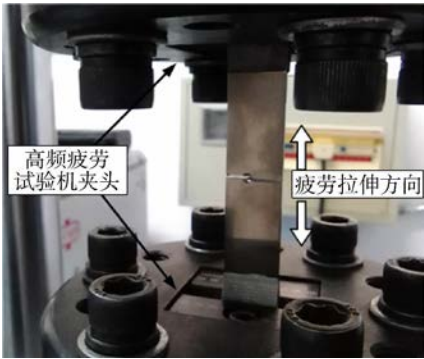


图 8 疲劳试验实物图

Fig. 8 Picture of fatigue test

鉴于模拟 FOD 轻气炮法的随机性和不可重复性,逐级加载技术被认为是测试 FOD 构件疲劳强度的首选方法^[30]。试样 10⁶ 循环下的疲劳由最后两级载荷通过以下公式获得:

疲劳试验机(图 8)上进行,所有试样均采用逐级加载技术^[27]获得其在应力比 $R=0.1$,寿命 10^6 循环下的疲劳强度(σ_{fs}),采用某应力比下振动载荷的最大循环应力表示)。据外场统计,FOD 大部分发生在靠近叶尖的前缘附近区域内,该区域承受振动载荷的应力比约为 $0.1^{[28]}$,如图 9 所示。实际上 10^7 循环寿命及以上才能代表真实叶片的 HCF 行为,但选择 10^6 循环寿命不仅能节省大量

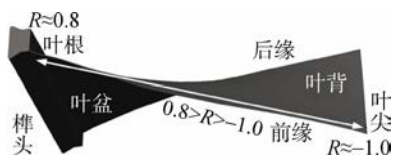


图 9 典型叶片沿前缘的应力比

Fig. 9 Stress ratios along the leading edge of a typical blade

$$\sigma_{fs} = \sigma_{pr} + \frac{N_f}{10^6} (\sigma_f - \sigma_{pr}) \tag{1}$$

式中 σ_{fs} 为试样的疲劳强度, σ_{pr} 为失效前一级振动载荷的最大循环应力, N_f (小于 10^6) 为失效级的循环数, σ_f 为失效级振动载荷的最大循环应力。

2 试验结果与分析

2.1 光滑试样及加工缺口试样的 Haigh 图

Haigh 图是一种改进的 Goodman 等寿命图, 光滑试样和加工缺口试样的 Haigh 图如图 10 所示。应力比 $R=0.1$ 下光滑试样 10^6 循环, 平均疲劳强度 $\sigma_{smooth}=462.7\text{ MPa}$ 。

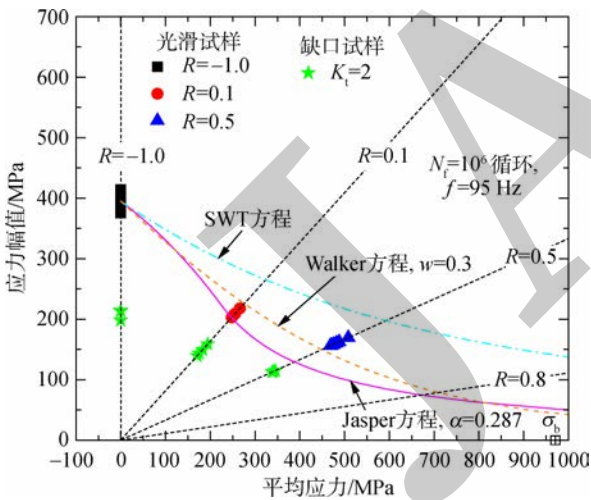


图 10 光滑与缺口试样的 Haigh 图

Fig. 10 Haigh diagram for smooth and notched specimens

图 10 中实线表示修正的 Jasper 方程^[31] (式 (2)), 点线表示 Walker 方程 (式 (3)), 点划线表示 SWT 方程 (式 (4))。

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{-1} \sqrt{1+\alpha}}{2} \sqrt{\frac{(1-R)^2}{1-\beta R |R|}} \tag{2}$$

$$\left(\frac{1-R}{2}\right)^w \sigma_{max} = \sigma_{-1} \tag{3}$$

$$\sigma_{-1} = (\sigma_{max} \sigma_a)^{1/2} \tag{4}$$

式中 α, β 为 Jasper 修正系数, 当 $R \geq 0$ 时 $\alpha = 0.287, \beta = 1$, 当 $R < 0$ 时 $\alpha = \beta = 0.287$; σ_{-1} 为对称

循环载荷下的疲劳强度; σ_a, σ_{max} 分别为疲劳强度应力幅和最大应力; w 为 Walker 方程指数。图 10 中 $w=0.3, \sigma_b$ 为 TC4 材料的极限应力, f 为频率。从图 10 可以看出 TC4 光滑试样的疲劳强度与 Walker 方程较为吻合。

2.2 凹坑型损伤宏观特征与应力集中分析

为了在实验室条件下更全面模拟凹坑型损伤的潜在特征, 采用轻气炮分别在 $30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 75^\circ$ 冲击角度条件下冲击 TC4 矩形平板试样的面心, 凹坑型损伤试样的实物图如图 11(a) 所示。随后对凹坑型损伤的宏观特征进行了测量和分析, 对其应力集中 (图 11(b)) 进行了计算。图 12 为凹坑型损伤表面尺寸定义。不同冲击角度条件下凹坑损伤的宏观特征俯视图与试样断口俯视图如图 13, 所有图片中试样的显微放大倍数均一致。凹坑型损伤表面尺寸和断口尺寸的定义如图 12 和

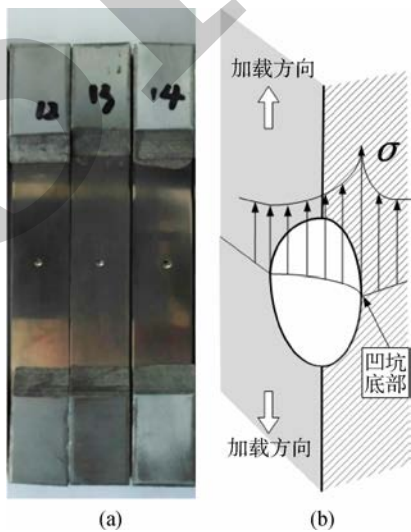


图 11 凹坑型损伤试样实物图及应力集中示意图
Fig. 11 Picture of dent-type damaged specimens and diagram for stress concentration

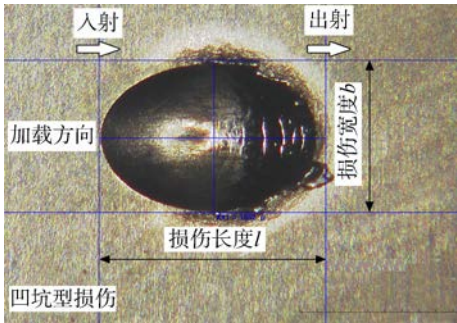


图 12 凹坑型损伤表面尺寸定义
Fig. 12 Surface size definition for dent-type damage

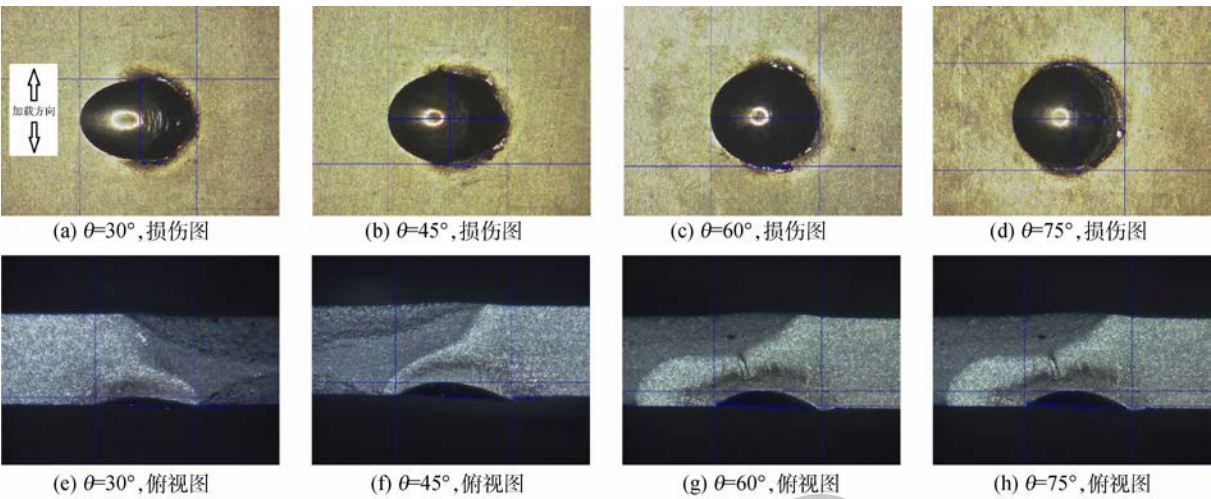


图 13 不同冲击角度条件下凹坑型损伤与断口俯视图

Fig. 13 Top view of dent-type damage and fracture surface under different impact angles

图 14 所示。本试验中所有凹坑型损伤平板试样的断裂面都穿过损伤点。

从图 13 可以看出,入射侧凹坑口部较为平整,出射一侧口部凹凸不平有明显的材料堆积。随着冲击角度的逐渐变大,凹坑型损伤在试样表面的宏观形状由卵形逐渐变成圆球形,凹坑口部平整的轮廓逐渐变小有材料堆积的轮廓逐渐变大。外场条件下检修人员可以通过对凹坑型损伤的触感初步判定硬物的入射方向和入射角度,为外场损伤与实验室损伤或经验数据之间的比对提供必要的帮助。进一步分析图 13 可以初步判断随着冲击角度的变大,凹坑型损伤表面损伤长度 l 逐渐减小,损伤宽度 b 和断裂面损伤深度 d 逐渐增大。值得注意的是,几乎所有冲击角度条件下试样断裂面上的凹坑型损伤形状可以近似于一段圆弧。通过本试验的观察发现虽然不同冲击角度下凹坑型损伤底部半径是逐渐变化的,在不破

坏试样的前提下无法直接测量损伤底部半径,但可以基于圆弧假设通过损伤长度和损伤深度推测出损伤底部半径

$$\rho = \frac{d^2 + (l/2)^2}{2d} \tag{5}$$

$$K_t = 1 + 2 \sqrt{\frac{d}{\rho}} \tag{6}$$

然后,建立了凹坑型损伤矩形平板试样的有限元模型—矩形平板割除陷入体内一定深度的球体模型,其中损伤底部半径为球体的半径和损伤深度为球体陷入矩形平板的深度,该有限元模型沿加载方向的应力分布如图 15 所示。采用有限元法(FEM)计算了所有损伤试样的应力集中系数 K_t 并与经验公式(6)进行了对比,应力集中系数定义为损伤点处的最大应力与净截面平均应力之比。凹坑型损伤宏观尺寸测量结果与应力集中系数随着冲击角度的变化如图 16 所示。所有试样的 FOD 深度处于 0.1~0.5 mm 范围内,模拟 FOD 试验结果位于 F100 发动机外场统计的结果 90% 的 FOD 深度处于 0~1 mm 范围内^[32],说明本模拟 FOD 试验结果能够代表外场的真实 FOD。图 16 中损伤长度、损伤宽度和损伤深度随着冲击角度的变化与从图 13 中得到的结论一致。损伤半径随着冲击角度的增加而减小,并逐渐趋于钢球的半径。随着冲击角度的增大,凹坑型损伤的应力集中程度逐渐增大,因为凹坑损伤深度增加和损伤半径减小导致凹坑损伤越来越尖锐。但应力集中系数随着冲击角度的变化范围不大,变化范围在 1.3~1.7 之间。

2.3 凹坑型损伤对 TC4 材料 HCF 性能的影响

使用逐步加载技术获得了应力比 $R=0.1$ 下

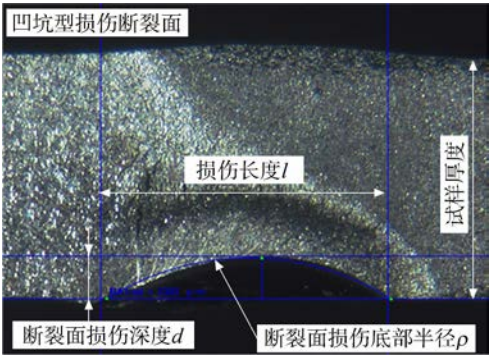


图 14 凹坑型损伤断口尺寸定义

Fig. 14 Fracture surface size definition for dent-type damage

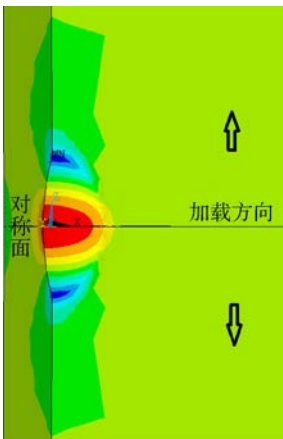


图 15 凹坑型损伤沿加载方向的应力

Fig. 15 Stress along the direction of load of dent-type damage

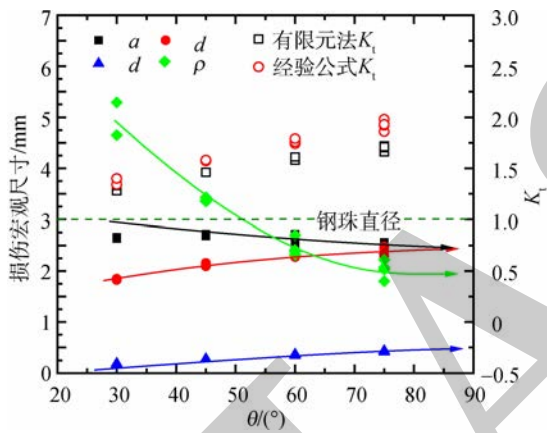


图 16 凹坑型损伤宏观尺寸结果与应力集中系数

Fig. 16 Results of the macro dimension and stress concentration factors for dent-type damage

光滑平板试样 10^6 循环下的平均疲劳强度 $\sigma_{smooth} = 462.7 \text{ MPa}$ 。本文采用 σ_{smooth} 对应力比 $R = 0.1$ 下所有 FOD 凹坑型损伤试样的 10^6 循环疲劳强度 σ_{fod} 进行了归一化处理, 即 $\sigma_{fod} / \sigma_{smooth}$ 。不同冲击角度下凹坑型损伤试样的归一化疲劳强度 (normalized FS) 如图 17 所示 (图中 D 为钢球直径, V 为钢球冲击速度)。分析图 17 中 NSR 试样的 HCF 试验结果发现: ①随着冲击角度的变大, 凹坑型损伤试样的疲劳性能先减小后增大, 在 60° 冲击角度下损伤试样的疲劳性能恶化最严重, 本文将 60° 冲击角度视为产生凹坑型损伤的最危险角度; ②不同冲击角度条件下, 凹坑型损伤导致平板试样疲劳强度下降程度在 $50\% \sim 70\%$ 范围内, 范围较为集中说明不同冲击角度条件下凹坑型损伤具有一定的相似性, 例如应力集中系数变化范围较小; ③归一化的疲劳强度与代表 FOD 宏

观损伤程度的应力集中系数 K_t 并不是呈单调下降关系。说明除了宏观应力集中以外, FOD 冲击过程产生的残余应力或微观损伤对凹坑型损伤 HCF 性能具有很大的影响。

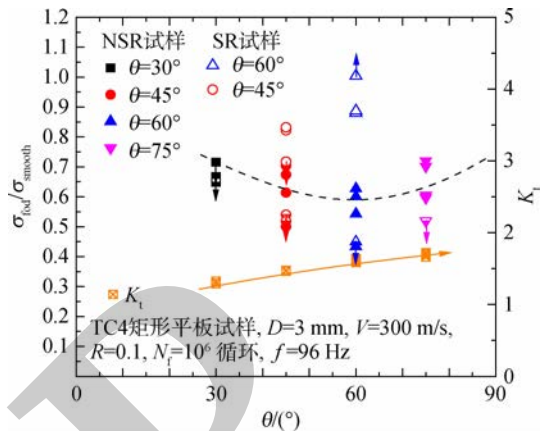


图 17 不同冲击角度下 HCF 试验结果

Fig. 17 HCF test results in different angles of incidence

为了研究残余应力对凹坑型损伤 HCF 性能的影响程度, 本试验分别对危险角度 60° 冲击角度下的损伤试样和对比角度 45° 冲击角度下的损伤试验进行真空去残余应力退火后, 进行了 HCF 疲劳试验。真空去残余应力 (SR) 试样的 HCF 疲劳试验结果如图 17, 可以看出: ①SR 试样的疲劳性能相对于 NSR 试样有不同程度的提高: 60° 冲击角度下平均疲劳强度提高 55% , 45° 冲击角度下平均疲劳强度提高 19% ; ②众所周知, 残余压应力有益于疲劳强度的提升, 残余拉应力会恶化疲劳性能。退火后的试样疲劳强度上升程度不同, 表明 FOD 引入的残余拉应力在退火中被消除导致退火件疲劳强度的上升, 也表明不同角度冲击条件下 FOD 残余拉压应力大小不同; ③退火后的试样疲劳强度并不是随着应力集中系数的增加而下降, 说明微结构损伤对 HCF 性能的影响在 60° 冲击角度下较小, 在小角度 45° 冲击条件下较大, 但也有可能是因为试验本身的分散性导致的。这里的微结构损伤可能包括微裂纹、绝热剪切带、微结构变形等等。由于篇幅有限, 本文未对微结构损伤对损伤试样 HCF 性能的影响进行详细的研究。

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 CFM56-7 发动机钛合金实心宽弦风扇叶片中叶盆/叶背凹坑型损伤的可用极限 (最大深度) 为 0.08 mm , 维修极限 (最大深度) 为 1.00

mm。图 18 反映了凹坑型损伤试样归一化的疲劳强度随 FOD 深度的变化趋势,可以看出,凹坑型损伤试样的疲劳强度随着 FOD 深度的增加先减小后增大,并不是呈现单调关系。NSR 试样的 FOD 深度和应力集中系数均低于加工缺口试样,但其疲劳强度却相比加工缺口试样的要低。说明除 FOD 深度或应力集中系数外,残余应力和微结构损伤对叶片高循环疲劳性能的影响不能忽略。为了保证航空发动机的经济性和安全性,在制定风扇/压气机叶片可用极限和维修极限时应综合考虑 FOD 深度/应力集中,残余应力和微结构损伤等对叶片疲劳性能的影响。

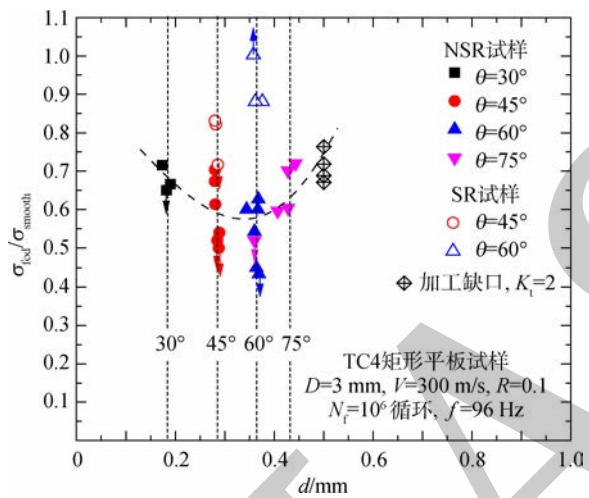


图 18 归一化的疲劳强度随 FOD 深度的变化
Fig. 18 Normalized FLS changing with FOD depth

3 凹坑型损伤 HCF 性能预测

本文采用了 Neuber 经验公式(7)对 NSR 试样的高循环疲劳强度进行了预测

$$K_t = 1 + \frac{K_t - 1}{1 + (a_n/\rho)} \tag{7}$$

$$K_f = \frac{\sigma_{smooth}}{\sigma_{fod}} \tag{8}$$

式中 σ_{smooth} 为光滑矩形平板试样的疲劳强度, σ_{fod} 、 K_t 和 ρ 分别为 FOD 凹坑型损伤试样的疲劳强度、应力集中系数和 FOD 底部半径, a_n 为钛合金 TC4 的材料常数,一般取为 $300\ \mu\text{m}$ 。文献[23]中将 FOD 底部半径取为冲积物球体的半径,而本文中采用的 FOD 底部半径是由实测的其他 FOD 凹坑型损伤宏观尺寸推测而来,与实际较为符合。凹坑型损伤试样的疲劳强度预测结果如图 19,可以发现:对于 NSR 试样而言,Neuber 经验公式的预测精度在 $\pm 20\%$ 以内;对于去残余应力的 SR

试样而言,Neuber 经验公式的预测精度偏大,但误差在 -30% 以内。Neuber 经验公式对 SR 试样的 FLS 预测精度要低于对 NSR 试样的预测精度,可能由于 Neuber 经验公式对所有 SR 试样的预测结果偏低,而 NSR 试样的 FLS 要低于 SR 试样,以致于更接近 Neuber 经验公式的预测结果。

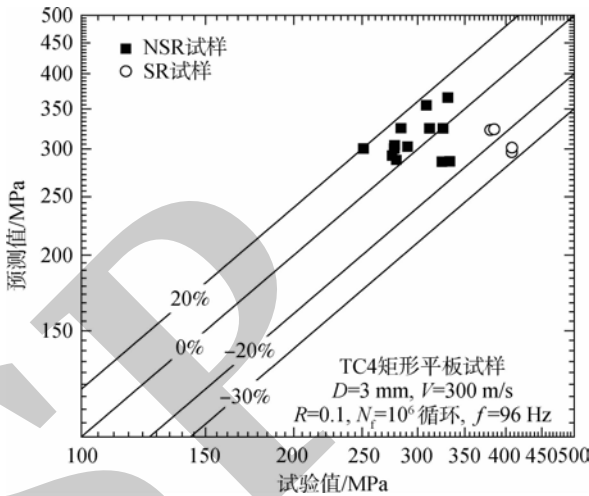


图 19 疲劳强度预测结果
Fig. 19 Result of FLS prediction

4 结 论

本文针对航空涡轮发动机风扇/压气机叶片中叶盆/叶背常遭受的 FOD 凹坑型损伤,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强度的预测。主要结论如下:

1) 模拟得到了凹坑型损伤长度、宽度、深度和底部半径随着冲击角度的变化趋势。损伤深度范围为 $0.1\sim 0.5\text{ mm}$,应力集中系数范围为 $1.3\sim 1.7$ 。损伤深度和应力集中系数均随着冲击角度的增加而变大。

2) 不同冲击角度条件下,凹坑型损伤试样疲劳强度下降程度在 $50\%\sim 70\%$ 范围内,与 K_t 并不是呈单调关系,最危险冲击角度为 60° 。去残余应力退火后凹坑型损伤试样的 HCF 性能有所提高, 60° 条件下提高 55% , 45° 条件下提高 19% ,说明残余应力的影响程度不容忽视。

3) 去残余应力试样的 HCF 性能并不是随 K_t 的增大而下降,验证了微结构损伤对 HCF 性能具有一定影响。损伤深度作为制定可用极限或维修极限的唯一参量具有一定的局限性。

4) 对凹坑型损伤试样的疲劳强度的预测精度在 $\pm 20\%$ 以内。

参考文献:

- [1] NICHOLAS T. High cycle fatigue: a mechanics of materials perspective[M]. Oxford: Elsevier Science and Technology, 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(1): 147-163.
- [3] US Department of Defense. Change 2: engine structural integrity program (ENSIP): MIL-HDBK-1783BW [S]. Washington: US Department of Defense, 2004.
- [4] US Department of Defense. Foreign object damage (FOD) prevention in aerospace products: MIL-S TD-980 [S]. Washington: Department of Defense, 1982.
- [5] 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)
- [6] 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.
- [7] ZABEEN S. Fatigue crack growth in complex residual stress fields due to surface treatment and foreign object damage under simulated flight cycles[D]. Manchester: University of Manchester, 2012.
- [8] THOMPSON S R, RUSCHAU J J, NICHOLAS T. Laboratory techniques for simulating foreign object damage on a leading edge geometry[R]. Pinehurst NC: 10th National Turbine Engine High Cycle Fatigue Conference, 2004.
- [9] 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)
- [10] PETERS J O, RITCHIE R O. Influence of foreign-object damage on crack initiation and early crack growth during high-cycle fatigue of Ti-6Al-4V[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2000, 67(3): 193-207.
- [11] 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.
- [12] SARAVANAMUTTOOH I H, AYDINMAKINE F, DOWN M G, et al. Erosion, corrosion and foreign object damage effects in gas turbines [R]. Neuilly-sur-Seine, France: Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD No. 558, 1994.
- [13] HUDAK S J, DAVIDSON D L. Characterization of service induced FOD[R]. AFRL-ML-WP-TR-2001-4159, 2002.
- [14] PETERS J O, BOYCE B L, THOMPSON A W, et al. Role of foreign-object damage on thresholds for high-cycle fatigue in Ti-6Al-4V [J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 2000, 31(6): 1571-1583.
- [15] PETERS J O, RITCHIE R O. Foreign-object damage and high-cycle fatigue: role of microstructure in Ti-6Al-4V[J]. International Journal of Fatigue, 2001, 23(1): 413-421.
- [16] PETERS J O, BOYCE B L, CHEN X. On the application of the Kitagawa-Takahashi diagram to foreign-object damage and high-cycle fatigue [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2002, 69(13): 1425-1446.
- [17] 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.
- [18] 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.
- [19] BOYCE B L, CHEN X, HUTCHINSON J W, et al. The residual stress state due to a spherical hard-body impact [J]. Mechanics of Materials, 2001, 33(8): 441-454.
- [20] BOYCE B L, CHEN X, PETERS J O. Mechanical relaxation of localized residual stresses associated with foreign object damage[J]. Materials Science and Engineering A, 2003, 349(1/2): 48-58.
- [21] 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.
- [22] CHEN X. Foreign object damage on the leading edge of a thin blade[J]. Mechanics of Materials, 2005, 37(4): 447-457.
- [23] MAJILA A N, RAMACHANDRA S, MANNAN S L, et al. Influence of foreign object damage on high cycle fatigue of Ti-6Al-4V alloy[J]. Transactions of the Indian Institute of Metals, 2016, 69(8): 1475-1481.
- [24] 张雪强, 胡绪腾, 宋迎东. TC4 平板硬物冲击损伤后的残余应力测量与数值模拟[R]. 西安: 第十一届全国冲击动力学学术会议, 2013.
- [25] 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)
- [26] 史建军, 马洪桐. 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 Hongtong. Performance research on

vacuum destressing annealing of TC4 electronbeam welded joint[J]. Hot Working Technology,2009,38(9):120-122. (in Chinese)

[27] 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(3):626-641.

[28] BIRKBECK J C. Effects of FOD on the fatigue crack initiation of ballistically impacted Ti-6Al-4V simulated engine blades[D]. Dayton,OH: University of Dayton,2002.

[29] ATRENS A,HOFFELNER W,DUERIG T W,et al. Sub-surface crack initiation in high cycle fatigue in Ti6Al4V and in a typical martensitic stainless steel[J]. Scripta Metallurgica,1983,17(5):601-606.

[30] 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.

[31] NICHOLAS T, MAXWELL D C. Mean stress effects on the high cycle fatigue limit stress in Ti-6Al-4V[J]. Fatigue and Fracture Mechanics,2002,33(2):476-492.

[32] LARSEN J M,WORTH B D,ANNIS C G,JR. An assessment of the role of near-threshold crack growth in high-cycle-fatigue life prediction of aerospace titanium alloys under turbine engine spectra:high cycle fatigue[J]. International Journal of Fracture,1996,80(1):237-255.

(编辑:叶 青)