外物损伤对不锈钢模拟叶片疲劳强度的影响研究*

王凌峰,许祥胜,赵振华,陈 伟

(南京航空航天大学能源与动力学院航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室, 江苏南京210016)

摘 要:为了研究不锈钢叶片在承受外物损伤后的剩余疲劳强度,开展了1Cr15Ni4Mo3N不锈钢模 拟真实前缘叶片的外物损伤 (FOD)与高周疲劳 (HCF)试验。使用空气炮法对模拟叶片进行了FOD试 验,结果表明,损伤主要可分为半圆型、V型和撕裂型三类,且损伤深度随着钢珠直径、入射速度的增 大而增大。基于步进法开展了FOD试样的HCF试验,试验结果表明,FOD试样的振幅疲劳强度下降了 70%以上,且随着损伤深度、入射速度的增大表现出明显的下降趋势。不同类型缺口的高周疲劳强度存 在差异,半圆型缺口疲劳强度较高,V型缺口稍低,撕裂型缺口最低。使用SEM观测了FOD缺口及断口 微观特征,疲劳裂纹源区均位于缺口根部表面附近,说明高速冲击造成的材料丢失、剪切带与剪切韧窝 等微观特征促使了疲劳裂纹的萌生。

关键词:外物损伤;高周疲劳强度;不锈钢;缺口类型;微观损伤
中图分类号: V231.95
文献标识码: A
文章编号: 1001-4055 (2021) 12-2808-10
DOI: 10.13675/j.enki. tjjs. 200120

Effects of Foreign Object Damage on Fatigue Strength of Stainless Steel Simulated Blades

WANG Ling-feng, XU Xiang-sheng, ZHAO Zhen-hua, CHEN Wei

(Key Laboratory of Aero-Engine Thermal Environment and Structure, Ministry of Industry and Information Technology, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to study the residual fatigue strength of stainless steel blade after foreign object damage (FOD), FOD and high cycle fatigue (HCF) tests of 1Cr15Ni4Mo3N stainless steel simulation specimens of real blade leading edge were carried out. FOD tests of simulation blades were performed by the air cannon system and the results show that the damage can be divided into three types: semicircle type, V type and tearing type. The damage depth increases with the enlargement of the steel ball diameter and the incident velocity. HCF tests of test samples subjected to FOD were conducted by a step-loading method. The results show that the amplitude fatigue strength of test samples subjected to FOD has decreased by more than 70%. It shows a significant downward trend with the increase of damage depth and incident speed. The HCF strength of three notch types is different. The fatigue strength of semicircle type notch is higher, while of V type notch is slightly lower, and of tearing type notch is the lowest. The micro characteristics of damage notches and fatigue fractures were observed by SEM. The fatigue source area is near the notch root surface, which indicates that the loss of material, shear bands and shear dimples caused by high-speed impact promote the initiation of fatigue crack.

* 收稿日期: 2020-03-10;修订日期: 2020-04-24。

作者简介:王凌峰,硕士生,研究领域为疲劳与可靠性。

通讯作者:赵振华,博士,讲师,研究领域为疲劳与可靠性。

引用格式: 王凌峰,许祥胜,赵振华,等. 外物损伤对不锈钢模拟叶片疲劳强度的影响研究[J]. 推进技术, 2021, 42(12):
 2808-2817. (WANG Ling-feng, XU Xiang-sheng, ZHAO Zhen-hua, et al. Effects of Foreign Object Damage on Fatigue Strength of Stainless Steel Simulated Blades[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(12):2808-2817.)

Key words: Foreign object damage; High cycle fatigue strength; Stainless steel; Notch type; Micro damage

1 引 言

飞行器在起/降/近地面工作过程中,砂石、螺钉 或金属碎片等小硬外物随着高速气流被吸入发动机 中撞击压气机叶片,会造成叶片前缘外物损伤 (FOD)^[1-2],已成为航空发动机叶片设计及服役中的 关键问题,造成了巨大的经济损失^[3-4]。在近20年 中,中国各大航空公司共遭受了1765架次发动机 FOD,受损型号包括CFM56-3、RB211等16种现役发 动机^[5]。主流航空发动机叶片制造材料为钛合金和 不锈钢,其中钛合金因质量轻,耐腐蚀性好等特点在 性能上更占优势,但是目前越来越多的压气机采用 整体叶盘的形式,损伤后更换造成的经济损失极 大^[6]。因此在中小型涡轴发动机中,不锈钢凭借价格 低廉、裂纹扩展门槛值高的特点,占据了一席之地。

近年来,国内外学者对不锈钢、钛合金等不同材 料叶片的 FOD 问题进行了大量的试验研究和数值分 析,研究了FOD的机理与规律。Bache等^[2]在弹道系 统上进行了FOD试验,使用直径为2mm的钢珠以不 同速度冲击TC4平板试样。结果表明,在低能量冲击 下试样边缘存在韧性压痕,在高速冲击下试样边缘 发生在材料丢失(LOM)现象。赵振华等^[7]在空气炮 试验系统上开展了不锈钢平板试样的 FOD 试验,观 测了宏观与微观损伤特征,结果表明损伤区域存在 材料丢失、片层结构、微缺口等特征。Farahani等^[8]在 733℃下,用三种形状和两种入射角冲击Udimet-500 平板试样表面,研究了外物形状和入射角对损伤处 应力集中系数和微观损伤的影响。叶片外物损伤过 程是一个复杂的瞬态动力学问题,涉及材料的非线 性、接触和大变形等方面。Duó等^[9]、Chen等^[10]、Oaklev 等^[11]、李均盛等^[12]、胡绪腾^[13]使用 LS-DYNA, DY-TRAN, ABAQUS 等软件和 Bammann, Johnson Cook 等 材料模型,模拟了不同材料叶片在不同尺寸外物、不 同速度、不同角度下受FOD的过程,证实了使用数值 仿真方法模拟 FOD 的准确性。Chen 等^[10]分析了数值 仿真结果中损伤位置残余应力的分布,发现缺口根 部形成的残余拉应力是疲劳裂纹萌生的主要原因。

航空发动机在起飞、巡航与着陆三个阶段中叶 片主要承受频率较低、应力变化幅值大的低周疲劳 (LCF)载荷,包括离心载荷产生的拉应力和热负荷产 生的热应力;以及频率较高、应力幅较小的高周疲劳 (HCF)载荷,包括叶片经受气体扰动、自身振动引起 的应力[14-15],其中高周载荷是促使外物损伤引发疲劳 失效的主要原因^[16]。Peters 等^[17]主要研究了Ti-6Al-4V平板承受不同速度钢球冲击的组织变化和疲劳萌 生。Ruschau 等^[18]和 Martinez 等^[19]均使用玻璃珠以 不同角度撞击模拟叶片前缘,探究了入射角和前缘 半径对模拟叶片HCF强度的影响,结果表明前缘半 径对HCF强度影响不大。波兰热舒夫科技大学学 者 Witek 等^[20-22]在叶片疲劳领域取得了相当多的成 果,通过PZ1-10W涡轴发动机一级压气机叶片的高 周疲劳试验,提出了高应力载荷和高应力梯度是叶 片疲劳失效的主要原因。他还研究了缺口叶片的裂 纹扩展规律与海洋环境下盐雾腐蚀对压气机叶片疲 劳性能的影响。对于不锈钢叶片受外物损伤后的疲 劳性能变化规律,刘超^[23],赵振华等^[7],王凌峰^[24]均 开展过相关工作,但前缘试样的拉伸疲劳尚无人 研究。

近年来,喷丸(SP)、激光冲击强化(LSP)等表面 处理手段已逐步应用于叶片抗 FOD 的设计。Spanrad 等^[25]和 Lin 等^[26]对 LSP 后的前缘 Ti-6Al-4V 试样进行 了 FOD 和 HCF 试验,观测了损伤特征,分析了裂纹萌 生和早期扩展行为。考虑到中小型涡轴发动机中整 体叶盘的广泛使用,不锈钢材料近年并不会退出发 动机叶片的舞台,因此对带前缘不锈钢模拟叶片受 FOD 后的疲劳性能研究具有重要的工程意义,同时 能为 LSP 在不锈钢叶片抗 FOD 设计上的应用提供数 据支撑。

本文使用空气炮法预制两种不同类型不锈钢模 拟叶片的外物损伤,采用步进法开展损伤叶片的高 周疲劳试验,主要研究不同试验参数(入射速度、外 物尺寸、前缘半径)对外物损伤的影响以及不同损伤 参数(缺口尺寸、冲击速度、损伤类型)对高周疲劳强 度的影响。使用 SEM 测试损伤缺口与疲劳断口的微 观特征,从微观损伤的角度分析外物损伤对高周疲 劳的影响。

2 方 法

2.1 试验件

1Cr15Ni4Mo3N不锈钢属于沉淀不锈钢,具有优 良的综合力学性能,目前应用于飞机起落架接头、航 空发动机风扇轴、压气机转子叶片、承力螺栓等场 合。其纤维组织结构为索氏体、残余奥氏体及网状碳化物,如图1所示,组织成分及室温下基本材料参数见表1,表2。



Fig. 1 Typical microstructure of 1Cr15Ni4Mo3N material

Table 1	Chemical composition of 1Cr15Ni4Mo3N material
	in wt% ^[27]

С	Mn	Si	Cr	Ni	Mo	Ν
0.11~0.16	0.50~1.25	≤0.70	14.5~15.5	4.0~5.0	2.3~2.8	0.05~0.1

 Table 2
 Basic mechanical properties of 1Cr15Ni4Mo3N and GCr15 at room temperature ^[28]

Material	Density /(kg/m ³)	Young's modulus/GPa	Poisson's ratio
1Cr15Ni4Mo3N	7770	194.2	0.30
GCr15	7850	210.0	0.30

根据涡轴发动机第一级转子叶片的外场损伤调研数据及模态分析结果,在一弯及一扭振型下的前缘最大应力位置,受外物损伤严重程度较高,是该型叶片的外物损伤危险位置。因此,根据危险位置截面前缘几何特征设计了两种拉伸疲劳模拟叶片,分别为Ⅰ型与Ⅱ型,前缘半径分别为0.1mm与0.085mm, 模拟叶片设计尺寸如图2所示。

根据 GB3075-82^[29]设计了矩形截面光滑狗骨头标准试样,用于获得未受损材料的高周疲劳强度,试样工作段几何尺寸为 30mm×20mm×2mm,如图 3 所示。外物损伤试验发射的外物为直径 3mm和 4mm的 GCr15 钢珠,室温下基本材料参数见表 2。

2.2 FOD试验

使用空气炮试验系统(图4(a))开展模拟叶片的外物损伤试验。该系统由气瓶、储气罐、装弹机构、电磁阀、压力传感器、弹托及靶室等部分组成(图4(b))。为了更全面地研究试验参数对模拟叶片外物损伤的影响,在0°冲击角度下,开展了使用不同直径(3mm/4mm)的钢珠在不同速度(200m/s,265m/s,300m/s,340m/s)的条件下冲击了不同前缘半径



Fig. 2 Design parameters of simulation blades(mm)



Fig. 3 Smooth dog bone standard sample(mm)

(0.085mm/0.1mm)模拟叶片的FOD模拟试验。试验 共分为7组,试验参数列于表3。

FOD 试验后,使用 HIROX 公司 KH-7700 型三维体视显微镜测量损伤缺口的宏观尺寸与特征。

Table 3 FOD test parameters

Group	Specimen numbers	Leading edge radius/mm	Impact velocity/ (m/s)	Diameter of steel ball/mm
1	8	0.1	265	3
2	27	0.1	200	3
3	15	0.1	340	4
4	15	0.085	265	4
5	5	0.085	265	3
6	3	0.085	280	4
7	30	0.085	340	4

2.3 HCF试验

在设计状态,该发动机压气机转子叶片在一弯 振型下危险位置的最大平均应力为425MPa,在一扭



(a) Picture of air cannon system



Fig. 4 Air cannon system

振型下危险位置的最大平均应力为182MPa。由于模拟叶片是根据危险位置处截面特征设计的,高周疲劳试验结果可用来为该压气机转子叶片在受FOD后的工作能力提供指导,因此高周疲劳试验使用固定平均应力,逐级加载应力幅的方法进行,获得叶片在该平均应力下的振幅疲劳强度。

光滑叶片疲劳试验结果用于与缺口叶片疲劳强 度进行对比,分析FOD对叶片疲劳强度的影响,考虑 到时间成本,仅在平均应力为425MPa的载荷条件下 进行。

在 QBG-100 高频疲劳试验机上使用步进法 (Maxwell and Nicholas^[30],1999)开展3件光滑叶片与 部分 FOD 模拟叶片的高周疲劳试验。在该方法中, 如果单个试样在初始应力水平下经受10⁷次循环而没 有疲劳破坏,则应力水平增加10%(本文中考虑时间 成本,加载超过5级后增加为20%),并重复试验。试 验继续进行直到试样在少于10⁷循环内失效。假设疲 劳损伤在试样失效的最后一个载荷级中线性累积, 则可根据以下公式计算10⁷循环的疲劳强度

$$\sigma_{e} = \sigma_{p} + \frac{n}{10^{7}} \cdot \left(\sigma_{f} - \sigma_{p}\right)$$
(1)

式中 σ_{e} 是10⁷循环的疲劳强度, σ_{p} 是失效前一个 载荷级的最大应力水平,n是在最后一个载荷级内失 效时的循环次数, σ_{f} 是失效载荷级的最大应力水平。 本文中,上述疲劳强度与应力水平均使用应力幅 σ_{a} 进行表达。

分别对 3 件 FOD 后的 Ⅰ型与 Ⅱ型模拟叶片进行 了高周疲劳试验的试做,初步掌握了 FOD 模拟叶片 的高周疲劳强度,考虑到FOD试验件疲劳性能的分 散性,将步进法应力幅初值设置为试做试验结果均 值的50%左右,避免第一级发生疲劳断裂的无效数 据。根据试做试验结果,得到Ⅰ型与Ⅱ型模拟叶片 的载荷谱如图5所示。



2.4 SEM试验

使用 JSM-7001 扫描电子显微镜(SEM)观察了 FOD 模拟叶片外物损伤缺口以及高周疲劳断口的微 观特征,并观察了损伤缺口的金相组织特征。损伤 缺口的主要微观特征包括 LOM、片层结构、剪切带及 组织流变等,疲劳断口的主要特征包括疲劳源区、剪 切韧窝、河流花样等。根据 SEM 试验结果,从微观角 度研究了 FOD 对高周疲劳强度的影响。主要设备 参数:分辨率 1.4nm,加速电压 20kV,放大倍数 30~ 50000。

3 结果与讨论

3.1 外物损伤试验结果及其影响因素

共对 50 件 I 型模拟叶片和 53 件 II 型模拟叶片 开展了 FOD 模拟试验,在每件模拟叶片一侧中间位 置的前缘处出预制一处外物损伤。定义缺口宽度 L₁ 为缺口沿试样前缘方向的最大损伤尺寸,缺口深度 L₂ 为从损伤最深处延伸到前缘的垂直距离。试验共造 成了三种主要缺口类型,分为半圆型缺口、V 型缺口、 撕裂型缺口。由于冲击角度固定为 0°,缺口类型以 半圆型为主,V型缺口多发生于弹道向一侧偏斜的情 况下,撕裂型缺口多发生于冲击角度偏斜的情况下, 如图6所示。



根据4组与5组265m/s速度冲击0.085mm前缘 半径模拟叶片的外物损伤试验结果(半圆型损伤), 绘制钢珠直径与损伤参量的关系如图7所示,其中以 直线连接的蓝色星点与绿色菱形点表示损伤尺寸的 平均值。分析图7可知,在相同的入射速度下,损伤 缺口的宽度L1与深度L2均随着钢珠直径的增大而 增大。

根据1,2组3mm钢珠冲击0.1mm前缘半径模拟 叶片以及4,7组4mm钢珠冲击0.085mm前缘半径模 拟叶片的外物损伤试验结果(半圆型损伤),绘制冲



Fig. 7 Relationship between damage size and ball diameter

击速度与损伤尺寸的关系如图8所示,其中以直线连 接的蓝色星点和绿色菱形点表示损伤尺寸的平均 值。分析图8可知,在相同的钢珠直径下,损伤缺口 深度L,随冲击速度的增大而增大,而损伤缺口宽度L, 与冲击速度的关系并不明显。从整体上来看,外物 损伤尺寸存在较大的分散性,这是空气炮法弹道高 速冲击试验所不可避免的。



Fig. 8 Relationship between damage size and impact velocity

根据3,7组4mm钢珠以340m/s速度冲击不同前 缘半径模拟叶片的外物损伤试验结果(半圆型损 伤),绘制前缘半径与损伤尺寸的关系如图9所示,其



Fig. 9 Relationship between damage size and leading edge radius

中以直线连接的蓝色星点和绿色菱形点表示损伤尺寸的平均值。分析图9可知,在前缘半径相差不大时,相同试验条件下的外物损伤尺寸也相差不大,表明前缘半径差异对外物损伤的影响较小,这与Ruschau等^[18]和Martinez等^[19]的研究结论是相同的。

3.2 高周疲劳试验结果及其影响因素

共开展了三件光滑狗骨头标准试样的10⁷循环高 周疲劳试验,平均应力均为425MPa,三件试验件的幅 值疲劳强度均值为400.02MPa。 由于步进法高周疲劳试验耗时极长,考虑到时间成本,从FOD后的模拟叶片中选择22件 I 型试件与18件 II 型试件开展10⁷循环高周疲劳试验。试验结果与光滑标准试样疲劳强度对比发现,所有外物损伤试样的振幅疲劳强度均低于光滑标准试样的30%,说明外物损伤会大幅度降低叶片的疲劳强度。与FOD不锈钢平板试样的HCF试验结果^[7]相比,前缘试样受FOD后的疲劳性能下降更多,考虑到发动机工作过程中的复杂应力状态,真实发动机不锈钢叶片受FOD后对疲劳失效的抵抗能力将比预期更差。

绘制 FOD 损伤参数与高周疲劳强度之间的关系 于图 10~12,包括损伤尺寸、冲击速度与损伤类型,分 别研究不同参数与外物损伤叶片振幅疲劳强度之间 的关系。图 10(a)~(d)显示了振幅疲劳强度和损伤 尺寸之间的关系(半圆型缺口),从中可以看出,损伤 深度 L₂对高周疲劳强度影响较大,随着 L₂的上升,疲 劳强度表现出明显的下降趋势。而损伤宽度 L₁对高 周疲劳强度的影响没有明显的规律,数据显得较为 杂乱。

4mm钢珠以不同速度冲击前缘半径 0.085mm 模



Fig. 10 Relationship between amplitude fatigue strength and damage size

拟叶片时的冲击速度与振幅疲劳强度的关系如图 11 所示,其中蓝色星点表示振幅疲劳强度的平均值,冲 击速度分别为 265m/s,280m/s,340m/s。在钢珠直径 相同的条件下,损伤缺口高周疲劳强度随冲击速度 的上升呈下降趋势。但由于试验数量较少,变化趋 势不够明显。

图 12 展示了不同损伤类型(半圆型、V型、撕裂型)与振幅疲劳强度的关系,其中实心点表示该点的振幅疲劳强度低于测试值,这主要是由试验过程中数据记录误差造成的。从图中可以看出,不同损伤 类型的高周疲劳强度存在明显的差异,半圆型缺口 疲劳强度较高,V型缺口疲劳强度稍低,撕裂型缺口 疲劳强度最低。



Fig. 11 Relationship between amplitude fatigue strength and impact velocity



and damage type

3.3 微观特征分析及其对高周疲劳的影响

I型模拟叶片41号试样外物损伤缺口的微观特 征见图13。这是由4mm钢珠以340m/s速度冲击造成 的半圆型缺口,在缺口根部中间形成了一个光滑区 域,缺口侧面存在LOM与材料堆积现象,而且在缺口 根部中心位置产生了塑性变形区,如图13(a)与(b) 所示。图13(c)为缺口根部侧面局部区域A区放大 图,从中可以看出A区中存在微观缺口与剪切韧窝, 这种微观缺陷易造成疲劳裂纹的萌生。图13(d)为 缺口根部中心局部区域B区放大图,该区域也能观察



(a) Overall sight (left)



(b) Overall sight (right)



(c) Zone A



Fig. 13 Microscopic features of FOD notch of type I specimen No.41

到微观缺口、剪切带与剪切韧窝的存在,并且能看到 光滑区域与剪切损伤区域之间被塑性变形带隔开。 剪切韧窝是由于高速冲击过程中产生大量热量,使 得短时间内显微空洞生核、长大、聚集直至形成韧 窝,成为疲劳裂纹萌生的原因之一^[31]。

完成该试样高周疲劳试验后,对断口平面进行 抛光与镶嵌,使用 SEM 观察了靠近缺口根部处的金 相组织特征,见图 14。外物从左侧冲击模拟叶片前 缘,造成挤压损伤的同时也对材料造成了严重的破 坏,产生了严重的初始裂纹,部分甚至脱离基体。高 速冲击过程的巨大剪切应力使得叶片内部产生了一



(a) Overall sight



(b) Zone A



(c) Zone *B* Fig. 14 Fracture metallographic observation of type I specimen No.41

条明显的绝热剪切带(ASB,图14(a)),从冲击位置向 内延伸,整体长度较长,疲劳裂纹常常会在剪切带附 近萌生。在钢珠冲击损伤缺口的根部位置,可以观 察到晶体在剪切应力作用下形成的滑移带(图14 (b)),说明缺口根部发生了严重的塑性变形,并且可 见缺口根部表层金相组织的流变(图14(c))。

使用 SEM 对 I 型模拟叶片 27 号试样的疲劳断口 进行观测,如图 15(a)~(c)所示。疲劳源区位于缺口 根部表面附近,由于在高频疲劳载荷的作用下,裂纹



(a) Fatigue source zone



(b) Zone A



Fig. 15 Microscopic features of fatigue fracture of type I specimen No.27

萌生位置表现出光滑、平坦的特征;此外,由于在空 气中暴露的时间最长,氧化作用较明显,该区域颜色 相对较深,如图15(a)所示。由于裂纹在萌生过程中 起始于不同的高度,在扩展的过程中会相遇,汇合成 放射状条带向外辐射,表现为放射状河流花样条带, 收敛处即为疲劳源位置^[32],如图15(b)所示。图中的 解理面是裂纹在扩展过程中晶体沿着扩展方向破 裂,形成的光滑平面,而河流花样则是众多解理平面 交汇形成的台阶。疲劳扩展区则显得较为平坦,颜 色也相对较浅。

疲劳源区周围存在材料丢失、塑性变形、微裂纹 等特征,这往往是疲劳萌生的重要诱因,可见FOD造 成的微观损伤是影响叶片高周疲劳强度的重要 因素。

4 结 论

本文对两型不锈钢模拟叶片的外物损伤特征和 高周疲劳强度进行了研究,得到以下结论:

(1)0°角冲击前缘模拟叶片易造成的损伤类型可 分为三类,分别是半圆型、V型与撕裂型,其中半圆型 缺口占大多数,V型缺口多发生于弹道向一侧偏斜的 情况下,撕裂型缺口多发生于冲击角度偏斜的情 况下。

(2)在相同的入射速度下,损伤缺口的宽度L₁与 深度L₂均随着钢珠直径的增大而增大;在相同的钢珠 直径下,损伤缺口深度L₂随冲击速度的增大而增大, 而损伤缺口宽度L₁与冲击速度的关系并不明显;模拟 叶片前缘半径对外物损伤尺寸的影响较小。

(3)FOD 试样的高周振幅疲劳强度较光滑狗骨 头标准试样下降了70%以上;高周疲劳强度随着损 伤深度 L₂,冲击速度的上升均表现出明显的下降趋 势,且不同缺口类型之间存在差异,半圆型缺口疲劳 强度较高,V型缺口稍低,撕裂型缺口最低。

(4)外物高速冲击会在缺口处造成材料丢失、材料堆积、塑性变形区等微观特征,部分试验件可以观察到清晰的微裂纹、剪切带与卵状剪切韧窝。

(5)疲劳源区大多位于缺口根部表面附近,颜色 相对较深,且周围往往存在材料丢失、塑性变形、微 裂纹等特征,这说明 FOD 造成的微观损伤促使了疲 劳裂纹的萌生,降低了叶片的高周疲劳强度。

参考文献

[1] Mall S, Hamrick J L. High Cycle Fatigue Behavior of Ti-6Al-4V with Simulated Foreign Object Damage[J]. Mechanics of Materials, 2001, 33(11): 679-692.

- Bache M R, Bradshaw C, Voice W. Characterization of Foreign Object Damage and Fatigue Strength in Titanium Based Aerofoil Alloys [J]. Materials Science and Engineering A, 2003, 354(1-2): 199-206.
- [3] Nicholas T. High Cycle Fatigue: A Mechanics of Materials Perspective[M]. Oxford: Elsevier, 2006.
- [4] 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.
- [5] 马 超,武耀罡,师利中,等.航空发动机风扇叶片硬物冲击损伤的统计分析[J].航空维修与工程,2016
 (3):42-43.
- [6] 王中富.整体叶盘技术在某型压气机中的应用研究 [D].成都:电子科技大学,2010.
- [7] 赵振华,陈 伟,关玉璞,等.外物损伤对不锈钢疲劳强度的影响[J]. 航空动力学报,2016,31(7): 1736-1743.
- [8] Farahani H K, Ketabchi M, Zangeneh S, et al. Characterization of Damage Induced by Impacting Objects in Udimet-500 Alloy [J]. Journal of Failure Analysis and Prevention, 2016, 16(4): 1-6.
- [9] 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.
- [10] Chen X, Hutchinson J W. Foreign Object Damage and Fatigue Crack Threshold: Cracking Outside Shallow Indents[J]. International Journal of Fracture, 2001, 107 (1): 31-51.
- [11] 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.
- [12] 李均盛,柴 桥,杨百愚,等.钢珠对某型发动机压 气机一级转子叶片撞击损伤研究[J].空军工程大学 学报·自然科学版,2013,6:5-8.
- [13] 胡绪腾.外物损伤及其对钛合金叶片高循环疲劳强度 的影响[D].南京:南京航空航天大学,2009.
- Huang Z Y, Wang Q Y, Wagner D, et al. A Rapid Scatter Prediction Method for Very High Cycle Fatigue [J].
 Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2013, 36(5): 462-468.
- [15] Han L, Chen C, Zhang X, et al. A New Modified Contrast Method for Life Prediction in Combined Cycle Fatigue Test [C]. Charlotte: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2017.
- [16] Chen X. Foreign Object Damage on the Leading Edge of a Thin Blade[J]. Mechanics of Materials, 2005, 37(4): 447-457.

- [17] 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.
- [18] 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.
- [19] 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.
- [20] Witek L. Experimental Crack Propagation and Failure Analysis of the First Stage Compressor Blade Subjected to Vibration [J]. Engineering Failure Analysis, 2009, 16 (7): 2163-2170.
- [21] Witek L. Crack Propagation Analysis of Mechanically Damaged Compressor Blades Subjected to High Cycle Fatigue [J]. Engineering Failure Analysis, 2011, 18(4): 1223-1232.
- [22] Witek L, Wierzbińska M, Poznańska A. Fracture Analysis of Compressor Blade of a Helicopter Engine[J]. Engineering Failure Analysis, 2009, 16(5): 1616-1622.
- [23] 刘 超.叶片外物损伤模拟及其疲劳强度预测技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2012.
- [24] 王凌峰. 外物损伤对不锈钢叶片高周疲劳性能的影响

[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.

- [25] 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, 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] 孙永庆,梁剑雄,杨志勇,等.1Cr15Ni4Mo3N不锈钢 材成分与力学性能的回归分析[J].特殊钢,2012,33 (1):63-64.
- [28] 《中国航空材料手册》委员会.中国航空材料手册第一 卷结构钢:不锈钢[M].北京:中国标准出版社, 2002.
- [29] GB/T 3075-2008. 金属材料 疲劳试验 轴向力控制方 法[S].
- [30] Maxwell D C, Nicholas T. A Rapid Method for Generation of a Haigh Diagram for High Cycle Fatigue [C]. West Conshohocken: ASTM International in Fatigue and Fracture Mechanics, 1999.
- [31] 孙 智. 失效分析: 基础与应用[M]. 北京: 机械工业 出版社, 2005.
- [32] 钟群鹏,赵子华.断口学[M].北京:高等教育出版 社,2006.

(编辑:张 贺)