外物损伤对压气机叶片高周疲劳强度的影响研究进展

周金满[1],薛　强[1,2],杨　硕[1,2],霍延利[1],马　梁[3],张桂昌[3]
(1. 天津科技大学 机械工程学院,2. 天津市轻工与食品工程机械装备集成设计与在线监控重点实验室:天津 300222;
3. 中国民航大学 航空工程学院,天津 300300)

摘要:针对外物损伤(FOD)对压气机叶片高周疲劳(HCF)强度的影响特点及其规律,总结了国内外研究现状及预期发展趋势。从FOD特征对压气机叶片HCF强度的影响、残余应力以及激光强化对HCF强度的影响、FOD叶片数值模拟以及FOD叶片寿命模型等方面,对现有研究成果进行综述。分析表明:FOD从多方面影响着压气机叶片的HCF强度,并有着一定的规律性,如:60°是较为危险的一种冲击角度,随着外物冲击损伤深度的增加会降低叶片的强度,残余拉应力的产生可以提高叶片疲劳强度,适当的表面处理同样可以提高叶片的强度。现有的FOD对压气机叶片HCF强度研究存在以下问题:试验有待进一步改进,理论模型有待深入研究,残余应力对叶片HCF强度的影响规律尚不统一等。

关键词:外物损伤;压气机叶片;高周疲劳;航空发动机
中图分类号: V19　　**文献标识码**:A　　doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.01.003

A Systematic Review on Effect of FOD on HCF Strength of Compressor Blades

ZHOU Jin-man[1], XUE Qiang[1,2], YANG Shuo[1,2], HUO Yan-li[1], MA Liang[3], ZHANG Gui-chang[3]
(1. College of Mechanical Engineering, Tianjin University of Science & Technology, Tianjin 300222, China; 2. Tianjin Key Laboratory of Integrated Design and Onine Monitoring for Light Industry & Food Machinery and Equipment, Tianjin 300222, China;
3. College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: According to the characteristics and laws of the effects of foreign object damage (FOD) on high cycle fatigue (HCF) strength of compressor blades, the research status at home and abroad and the expected development trend are summarized. The effects of FOD characteristics on the HCF strength of compressor blades, the effects of residual stress and laser shock peening on the strength of HCF, the numerical simulation of FODed blades, and the life model of FODed blades are reviewed. The analysis shows that FOD affects the HCF strength of compressor blades in many ways and follows some common rules, such as, the impact angle of 60 ° is dangerous, the increase of impact depth will reduce the strength of the blade, and the tensile residual stress can improve the fatigue strength of the blade, appropriate surface treatment can also improve the strength of the blade. There are some problems in the existing FOD research on the HCF strength of compressor blades: The experimental methods need to be further improved, the theoretical model needs to be more thoroughly studied, and the laws of the influence of residual stress on the HCF strength of compressor blades are not uniformed.

Key words: foreign object damage; compressor blade; high cycle fatigue; aeroengine

0 引言

在航空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,与高速旋转的压气机叶片碰撞造成冲击损伤,称为外物损伤(foreign object damage,FOD)。一方面,FOD导致压气机叶片产生损伤和应力集中,损伤处成为疲劳裂纹源,在交变载荷作用下裂纹逐步萌生和扩展,缩短叶片疲劳寿命[1];另一方面,FOD缺口及其产生的裂纹可能导致发动机转子失谐和气动性能失衡,引发航空发动机的异常振动,进一步恶化叶片工作环境。高周疲劳(high cycle fatigue, HCF)强度及疲劳寿命设计是压气机叶片设计的核心。进行FOD对压气机叶片的HCF强度的影响及规律研究对于保障航空安全可靠

收稿日期:2020-11-05　**基金项目**:国家自然科学基金(51705355、U1833108)、天津市自然科学基金(18JCQNJC75300、19JCZDJC33200)资助
作者简介:周金满(1995),女,在读硕士研究生,研究方向为机械结构疲劳与断裂;E-mail:843249007@qq.com。

引用格式:*周金满,薛强,杨硕,等. 外物损伤对压气机叶片高周疲劳强度的影响研究进展[J]. 航空发动机,2023,49(1):27-33. ZHOU Jinman, XUE Qiang, YANG Shuo, et al. A systematic review on effect of FOD on HCF strength of compressor blades[J]. Aeroengine, 2023, 49(1):27-33.*

性极其重要，对发展可靠的评估和预测方法、制定FOD损伤容限设计准则具有重要意义。

国内外学者从诸多方面探究了FOD对压气机叶片HCF强度的影响规律。马超等[2-3]对中国近20年民用航空发动机风扇叶片FOD数据进行了统计分析，表明缺口和凹坑为各类发动机出现最多的2类损伤类型；罗渝川等[4]对2006~2015年中国民航发生的56起事故以及2196起事故征候进行了分类统计，显示FOD占事故征候主要类型的64.2%；Boyce等[5]通过研究表明，由FOD产生的残余压缩应力会导致疲劳裂纹的形成与扩展，使压气机叶片的HCF寿命显著缩短；Chen等[6]及Peters等[7-8]研究表明，FOD在应力集中、微裂纹、残余应力、塑性变形4方面影响TC4钛合金的疲劳强度，并且造成TC4合金的疲劳极限和裂纹扩展门槛值降低；Luo等[9]及Spanrad等[10]研究表明，激光冲击强化可以提高FOD压气机叶片的疲劳强度；Zhu等[11]构建了不同部位常见异物的冲击损伤本构模型，可预测冲击角度、相对动能、损伤深度与撞击位置的关系。

本文针对国内外在FOD特征（冲击角度、深度）、残余应力及激光强化等方面对叶片HCF强度的影响研究现状进行详细介绍，总结了FOD压气机叶片的数值模拟研究成果以及具有实际意义的FOD压气机叶片HCF寿命模型，提出了在该方向上有待深入研究及改进的关键问题，并对其发展趋势进行展望。

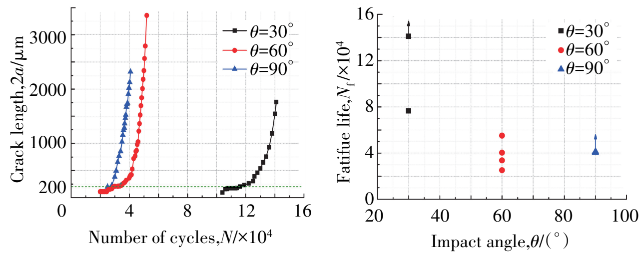
1 FOD对叶片HCF强度的影响

不同冲击角度和深度对叶片HCF强度的影响是FOD试验研究的2个重要方向，可直观地探究FOD对叶片HCF的影响规律，微观结构研究、化学处理、力学处理等操作可使研究结果更全面、准确。

1.1 FOD冲击角度对叶片HCF强度的影响

国内外学者主要对叶片试件表面及边缘进行不同冲击角度的FOD研究，角度范围为0°~90°，Zhu等[12]研究了不同冲击角度FOD对TC4合金模拟叶片裂纹萌生及扩展过程的影响，如图1所示。研究表明，在冲击角度为60°、90°时，FOD萌生裂纹的扩展速率大于冲击角度为30°时的，并发现60°冲击会导致最严重的疲劳抗力退化。

胡绪腾等[13]使用空气炮装置模拟FOD凹坑型损伤，分别以30°、45°、60°、75°的冲击角度冲击矩形平



（a）裂纹长度与源自FOD凹坑的裂纹循环次数 （b）疲劳寿命[12]

图1 不同冲击角度FOD对TC4合金模拟叶片的影响

板试样面心，表明60°是产生凹坑型损伤的最危险冲击角度；包珍强等[14]对试件边缘进行0°、30°、45°、60°、75°冲击，对表面进行30°、45°、60°、75°、90°冲击，表明60°冲击对试件平均HCF强度影响最大；Xu等[15]对叶片前缘进行30°和60°冲击，并依据叶尖至叶根的实际运动情况采用了100~350 m/s内的不同速度撞击叶片前缘，通过模拟结果和试验测试结果校正Johnson-Cook模型，可以有效预测叶片在30°和60°冲击下的动态响应；Nowell等[16]对叶片边缘进行20°、50°、80°冲击试验，表明20°冲击的试样显示出更高的疲劳强度，即对疲劳强度的影响相对较小，但更有可能在缺口附近产生压缩残余应力。

不同冲击角度对叶片HCF强度影响程度不同，且存在最危险的冲击角度，可根据这一特点进行更接近叶片真实工作情况的深入研究，更准确地探究其影响规律。

1.2 FOD冲击深度对叶片HCF强度的影响

Mall等[17]通过试验研究了不同深度FOD对Ti-6Al-4V疲劳极限的影响，使用有限元法（Finite Element Method，FEM）模拟了FOD产生的残余应力分布，与试验观测结果显示出良好的一致性；周胜田等[18]研究表明，缺口深度与冲击能量存在非线性关系，且叶片前缘的冲击损伤使HCF寿命显著缩短；李百洋[19]等的试验研究表明，随缺口深度增大，TC4合金的HCF寿命缩短趋势增大；Nowell等[16]通过Kitagawa-Takahashi图证明了缺口深度对疲劳强度的显著影响，表明疲劳强度通常会随着缺口深度增大而降低，这可能是缺口附近产生压缩残余应力所致；Zhao等[20]进行了不同冲击速度以及外物尺寸的FOD试验，分析了试件长度及宽度方向上的缺口宽度、深度与HCF的关系，表明试件的疲劳极限随着缺口尺寸的增大总体呈降低趋势，在外物尺寸相同、冲击速度相近的

情况下,穿透型缺口试样的疲劳极限远低于边缘型缺口(缺口未穿透试件)试样的;赵振华等[21]的研究表明疲劳强度随着损伤深度的增大而降低,且冲击损伤区域有较明显的塑性变形、微观裂纹和微观缺口等特征。

FOD 深度增大会降低叶片 HCF 强度,不同缺口类型对叶片 HCF 强度影响程度不同,深入研究造成不同缺口深度的因素及损伤后的材料强度,将更利于探究 FOD 对叶片 HCF 强度的影响规律。现有研究一般将缺口设在试件中间,未考虑缺口位置的影响,事实上,中国近 20 年民用航空发动机风扇叶片 FOD 数据显示,缺口、凹坑 2 类特征的分布位置遍及叶身,并且越靠近叶尖平均缺口尺寸越大。因此未来应在振动加载下研究缺口位置对叶片疲劳的影响,并充分考虑缺口的尺寸及更多类型的损伤特征如卷曲、撕裂等形状损伤的影响,有助于提高研究的准确性,也更符合实际情况。

2　FOD 残余应力对叶片 HCF 强度的影响

在 FOD 缺口处会产生复杂的残余应力场,但国内外学者的研究结果并不一致,冲击速度、角度不同,可能产生拉伸、压缩 2 种相反的残余应力场,为后续准确预测疲劳寿命带来较大干扰。Hall 等[22]依据试验结果讨论了残余应力对裂纹扩展速率的影响,指出只有在考虑残余应力的情况下,才能发现试件的小裂纹扩展行为;Thompson 等[23]研究了 FOD 产生的残余应力对 Ti-6Al-4V 疲劳极限的影响,表明 FOD 产生拉伸残余应力,造成疲劳极限的大幅降低,退火后疲劳极限大幅提高;Ding 等[24-25]进行了高低周复合加载下的 FOD 试件疲劳试验,显示 FOD 产生了较强的残余压缩应力,对裂纹形状及疲劳寿命均有较大的影响;Ruschau 等[26]通过试验发现 0° 冲击时产生压缩残余应力,疲劳极限降低不大,斜冲击时产生拉伸残余应力,对疲劳极限的影响较大;Fleury 等[27]采用 2 维位错密度法计算了凹坑裂纹前缘应力强度因子,得到了在凹坑处应力集中和冲击过程中的残余应力场对应力强度因子的影响。

胡绪腾等[13]进行了不同冲击角度下的叶盆/叶背模拟 FOD 试验、损伤特征与应力集中分析,表明去残余应力退火后,残余拉应力消除,结果如图 2 所示,不同冲击角度的凹坑型损伤试样的 HCF 强度皆有不同程度的提高,并表明微结构损伤对 HCF 强度具有一定影响;贾旭等[28]进行了不同冲击角度的叶片前缘 FOD 试验,并开展了冲击后试样的高周疲劳极限强度测试,如图 3 所示,表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%。

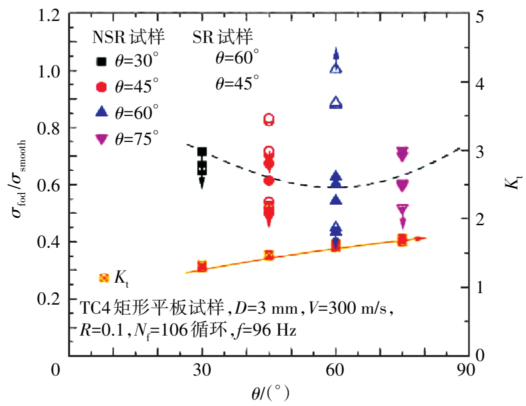


图 2　不同冲击角度下 HCF 试验结果[13]

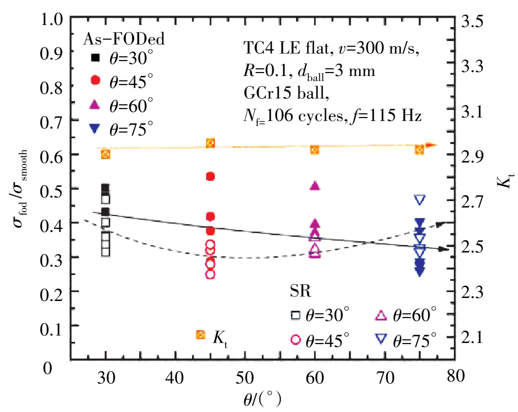


图 3　不同冲击角度下 HCF 试验结果[28]

但目前国内外学者对于残余应力的研究结果尚不统一,高速外物冲击产生的缺口处残余应力场非常复杂,当外物冲击的速度、角度不同时可能产生拉、压 2 种相反的残余应力场,而目前损伤后的疲劳试验以拉压加载为主。未来规范试验环境,开展更接近于叶片真实工作环境的冲击试验及残余应力相关试验,将有助于研究规律的统一,为制定维修准则、寿命准则等提供更准确的依据。

3　激光强化对叶片 HCF 强度的影响

激光冲击强化技术(Laser Shock Peening, LSP)是一种新型表面改性技术,可以提高材料硬度、强度和塑性[29],国内外学者针对激光强化对 FOD 叶片 HCF 影响的变化进行了大量研究。Ren 等[30-31]研究了双面激光冲击强化对试样疲劳强度的影响,得到了试样损

伤特性、局部应力演化和疲劳裂纹扩展规律，表明LSP可以减少FOD对试件疲劳强度的不利影响；Lin等[32-33]将试验和数值模拟相结合，对LSP后TC4合金缺口试件的高周疲劳条件下复杂残余应力场中的裂纹扩展进行研究，表明LSP会在冲击前缘区域产生保护性残余应力，试件高周疲劳抗力增大；Spanrad等[34]对LSP后Ti-6Al-4V叶片模拟试件受FOD后的疲劳裂纹扩展行为进行了研究，使用扫描电子显微镜（Scanning Electron Microscope，SEM）、背散射电子成像（Back-Scaterred Electron，BSE）等分析了FOD、LSP产生的复杂残余应力场，及其对裂纹扩展的影响；Altenberger等[35]研究了表面处理对TC4钛合金HCF强度的影响，指出在高温环境下滚压和LSP可分别使其疲劳寿命延长30%和10%；聂祥樊等[36]研究了LSP对材料振动疲劳强度的影响，表明经3次激光冲击处理的TC11钛合金标准疲劳试片的疲劳极限由原始483 MPa提高到593 MPa；Zabeen等[37]研究了激光喷丸强化对FOD试件裂纹扩展的影响，表明局部残余应力场可有效抵抗裂纹扩展；李东霖等[38]对激光强化后的TC4钛合金试件进行FOD模拟试验，表明LSP有效提高了外物损伤TC4钛合金试件的疲劳强度，并表明残余压应力的引入是LSP提高打伤试件疲劳强度的主要原因之一。

LSP可提高叶片的抗HCF强度，但LSP对叶片的不利影响尚不明确，有待深入探究。

4 FOD数值模拟

4.1 FOD数值模拟研究

数值模拟是研究FOD的重要手段，可以探究FOD位置、损伤半径、外物冲击角度等不同因素和叶片固有频率、残余应力、应力集中系数等之间的变化规律及关系，研究叶片前缘半径对FOD抵抗性能影响等，并可基于现有叶片损伤模型参数进行修正，拟合出叶片损伤预测模型。

前缘半径对叶片的抗FOD能力有不可忽视的影响。孙护国等[39]对TC4合金转子叶片的FOD过程进行了数值模拟，表明增大叶片前缘半径可以提高叶片抗FOD的能力，叶片前缘半径对残余应力大小和分布范围的影响较大；尹冬梅等[40-41]采用数值计算，综合运用显示、隐式有限元算法分析，得出了叶片复杂运动引起的外物相对撞击参数对叶片损伤的影响规律，表明叶片运动与静止时遭受外物撞击的损伤模式有一定差异，叶片进气边受不同形状外物的撞击后，外物撞击部位的形状直接影响凹坑底部的应力集中，进而影响疲劳裂纹的产生；杨百愚等[42]基于动量定理，以叶片为参照系，推导了外物在飞机进气道内运动的速度方程，建立了外物撞击速度和角度与外物半径和长度关系的表达式；Hu等[43]基于临界距离（，The Theory of Critical Distance，TCD）理论，提出了一种叠加凹口假设模型，如图4所示，即在FOD凹口的底部添加1个假设的小凹口，使该模型结果预测精度明显提高，相对误差可控制在±30%以内；Duó等[44]采用有限元方法模拟了FOD整个过程，如图5所示，计算得到的残余应力场分布与试验结果显示了很好的一致性；Marandi等[19]采用有限元法对叶片前缘FOD缺口进行了数值模拟，得到了裂纹萌生区域沿叶片长度的残余应力，并与试验结果进行了对比验证；柴桥等[45-46]研究了外物形状对航空发动机压气机转子叶片撞击损伤的影响，表明在相同速度（动能）下，圆柱体钢钉和钢球导致叶片产生形状、大小不同的缺口。

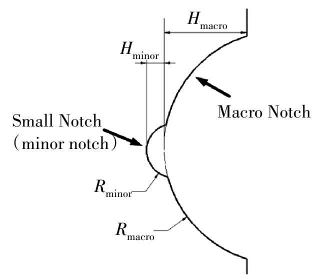


图4 叠加凹口假设模型[43]

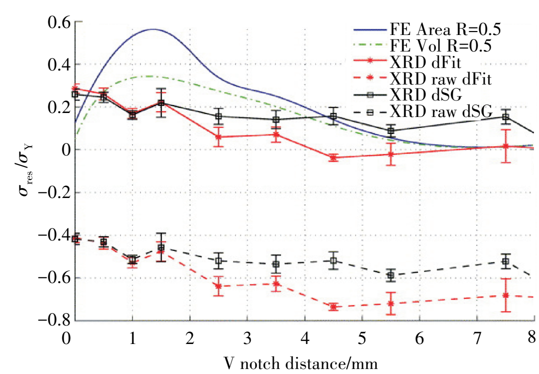


图5 Ti6Al4V叶片正面的残余应力X射线测量与有限元预测的比较[44]

数值研究有较高的准确性，可以弥补试验研究难以实现的研究内容，但叶片真实服役环境过于复杂，存在不确定因素，难以通过数值模拟探究，因此在后续的研究过程中，确保误差在合理范围内的情况下，对模型适宜的简化及更新同样重要。

4.2 FOD叶片HCF寿命预测模型

寿命预测对叶片的概率损伤容限分析和结构完整性评估具有重要意义。王延荣等[47]基于试样缺口根部区域应力分布规律,综合考虑了平均应力、应力梯度及尺寸效应的影响,发展了一种考虑梯度影响的缺口疲劳寿命预测方法,表明引入缺口局部平均应力、应力梯度影响因子和尺寸效应影响因子可以较为全面地考虑缺口对试样疲劳寿命的影响,TC4合金缺口试样疲劳寿命预测结果在2倍分散带以内;Witek等[48-49]进行了V型缺口叶片振动疲劳试验,观测裂纹形状、形貌、扩展路径等宏观特征,得到了缺口叶片疲劳寿命曲线。

Oakley等[50]将Titagawa-Takahashi图与EI Haddad小裂纹理论结合,建立了FOD叶片高低周复合加载疲劳寿命预测模型,如图6所示,模型预测结果与试验结果有较好的一致性;Ding等[24-25]进行了高低周复合加载下的FOD试件疲劳试验,并提出了双参数的寿命预测模型,用于预测FOD导致的小裂纹在高低周复合加载下的疲劳寿命;Peters等[8]进行了FOD后Ti-6Al-4V叶片模拟试件的HCF理论分析,使用修正的Kitagawa-Takahashi图综合考虑了残余应力、应力集中、微裂纹的复合影响。

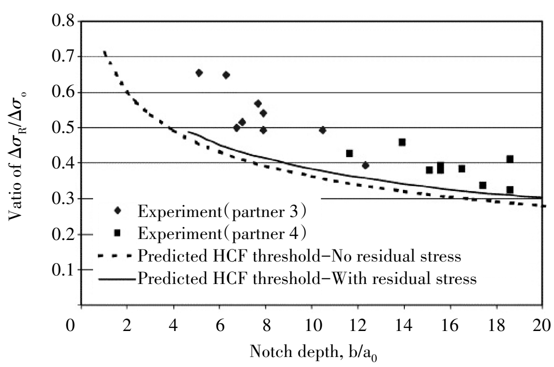


图6 有无残余应力时预测的HCF阈值与试验结果的比较[50]

目前学者普遍从损伤力学的角度进行分析,现有研究的FOD叶片HCF寿命预测模型经过不断改进与更新,有较高的准确性和实际意义;但从断裂力学角度看,FOD叶片抗断裂能力及其安全评定标准建立方面有待深入研究。

5 结束语

国内外学者针对FOD各种参数、表面处理、残余应力等因素对裂纹扩展机理和疲劳极限的影响已取得了大量研究成果。综合国内外压气机叶片的FOD研究现状来看,当前的研究普遍倾向于从损伤力学的角度分析各种因素(如残余应力、表面处理、缺口参数等)对寿命的影响,而从断裂力学的角度分析的结果有待深入研究、完善。

FOD对压气机叶片HCF强度的影响规律仍有待更深入研究:

现有FOD试验多利用规则金属硬物冲击叶片试件,难以覆盖叶片实际工作中遇到的所有外物种类及损伤情况,现有数值模型皆基于固定且有限的损伤尺寸、位置、外物冲击角度等,试验结果及模型的推广有待研究。未来应研究不同FOD位置和不同冲击外物的形状与种类对叶片HCF强度的影响,使研究结果更为全面。

进一步完善试验设备及方法,进行多种材料、不规则外物的撞击模拟试验,进行更接近真实情况的试验研究,并与数值模拟研究相结合,探究多种类、不规则外物冲击对叶片的影响,并与已有的理论或数值模型建立联系,以求更接近真实叶片的工作情况,研究更准确的影响规律。

在振动加载条件下研究叶片HCF强度和裂纹扩展及剩余寿命,进一步明确HCF强度的影响规律。

深入研究残余应力、激光强化技术的影响规律,进一步完善计算机仿真技术及理论,建立更全面的外物与叶片损伤之间的数值模型,进一步明确FOD在断裂力学方面的规律,对于保障航空安全、发展可靠的评估和预测方法,以及制定、发展FOD容限设计准则和技术有重要意义。

参考文献:

[1] 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)

[2] 马超,王玉娜,武耀罡,等.航空发动机风扇叶片硬物冲击损伤特征[J].航空动力学报, 2017, 32(5): 1105-1111.

MA Chao, WANG Yuna, WU Yaogang, et al. Hard object impact damage characteristics of aero engine fan blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1105-1111.(in Chinese)

[3] 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):41-42.

MA Chao,WU Yaogang,SHI Lizhong, et al. Statistical analysis on hard object impact damage for aeroengine fan blade[J]. Aviation Maintenance & Engineering,2016(3):41-42.(in Chinese)

[4] 罗渝川,韩新营,罗晓利.2006-2015年间中国民航事故及事故征候的统计分析[J]. 中国民航飞行学院学报,2018,29(3): 23-26,31.
LUO Yuchuan, HAN Xinying, LUO Xiaoli. Statistic analysis based on accidents and incidents of China civil aviation during 2006-2015 [J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 2018, 29 (3):23-26,31.(in Chinese)

[5] Boyce B, Chen X, Peters J, Hutchinson J,et al. Mechanical relaxation of localized residual stresses associated with foreign object damage[J]. Materials Science and Engineering: A,2003, 349(1-2): 48-58.

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

[7] Peters J O, Boyce B L, Chen X, et al. 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.

[8] 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.

[9] Luo S, Nie X, Zhou L,et al. High cycle fatigue performance in laser shock peened TC4 titanium alloys subjected to foreign object damage[J]. Materi Eng and Perform ,2018,27, 1466-1474 .

[10] 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.

[11] Zhu G, Zhang Z. Effect of foreign object damage at different impact parts for TC4 titanium alloy blades[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2020, 1549(3):032037 .

[12] Zhu L, Hu X, Jiang R, et al. Experimental investigation of small fatigue crack growth due to foreign object damage in titanium alloy TC4[J]. Materials Science and Engineering: A, 2019, 739: 214-224.

[13] 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.(in Chinese)

[14] 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)

[15] Xu Y, Cheng L, Shu C, et al. Foreign object damage performance and constitutive modeling of titanium alloy blade[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2020(1-10):2739131.

[16] Nowell D. Prediction of fatigue performance in gas turbine blades after foreign object damage[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 25(9-11): 963-969.

[17] Mall S, Hamrick J L, Nicholas T. High cycle fatigue behavior of Ti-6Al-4V with simulated foreign object damage[J]. Mechanics of Materials, 2001,33(11):679-692.

[18] 周胜田,罗荣梅,黄宝宗.转子叶片的外物损伤及疲劳寿命试验研究[J]. 辽宁工程技术大学学报,2007(3):357-359.
ZHOU Shengtian, LUO Rongmei, HUANG Baozong. Experimental study on foreign object damage and fatigue life of rotor blades[J]. Journal of Liaoning Technical University, 2007(3): 357-359.(in Chinese)

[19] 李百洋, 刘小刚, 郭海丁.FOD对TC4合金扩散焊板材HCF性能影响[J].航空发动机, 2018, 44(5): 93-97.
LI Baiyang, LIU Xiaogang, GUO Haiding. Effect of foreign object damage (FOD) on the High cycle fatigue (HCF) performance of TC4 alloy diffusion bonding plate[J]. Aeroengine, 2018, 44(5): 93-97.(in Chinese)

[20] Zhao Z, Wang L, Lu K, et al. Effect of foreign object damage on high-cycle fatigue strength of titanium alloy for aeroengine blade [J]. Engineering Failure Analysis, 2020, 118: 104842.

[21] 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)

[22] 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 & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2008, 31(5): 386-397.

[23] 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: S405-S412.

[24] Ding J,Hall R F,Byrne J,et al. Fatigue crack growth from foreign object damage under combined low and high cycle loading. part II: a two-parameter predictive approach[J]. International Journal of Fatigue, 2007,29(7):1350-1358.

[25] 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.

[26] 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.

[27] Fleury R M N,Nowell D. Evaluating the influence of residual stresses and surface damage on fatigue life of nickel superalloys[J]. International Journal of Fatigue, 2017, 105: 27-33.

[28] 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. (in Chinese)

[29] Lan L, Jin X, Gao S, et al. Microstructural evolution and stress state related to mechanical properties of electron beam melted Ti-6Al-4V alloy modified by laser shock peening[J]. Journal of Materials Science & Technology, 2020, 50: 153-161.

[30] Ren X, Chen B, Jiao J, et al. Fatigue behavior of double-sided laser shock peened Ti-6Al-4V thin blade subjected to foreign object damage[J]. Optics & Laser Technology, 2020, 121: 105784.

[31] Yang Y, Zhou W, Chen B, et al. Fatigue behaviors of foreign object damaged Ti-6Al-4V alloys under laser shock peening[J]. International Journal of Fatigue, 2020, 136: 105596.

[32] 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.

[33] 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.

[34] 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.

[35] Altenberger I, Nalla R K, Sano Y, et al. On the effect of deep-rolling and laser-peening on the stress-controlled low and high-cycle fatigue behavior of Ti-6Al-4V at elevated temperatures up to 550°C[J]. International Journal of Fatigue, 2012, 44: 292-302.

[36] 聂祥樊，何卫锋，臧顺来，等. 激光冲击对TC11钛合金组织和力学性能的影响[J]. 航空动力学报，2014，29(2)：321-327.
NIE Xiangfan, HE Weifeng, ZANG Shunlai, et al. Effects on structure and mechanical properties of TC11titanium alloy by laser shock peening[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 321-327.(in Chinese)

[37] 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.

[38] 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)

[39] 孙护国，李永建，叶斌. 前缘半径对钛合金叶片抗外物损伤能力影响的数值分析[J]. 航空发动机，2016，42(2)：1-6.
SUN Huguo, LI Yongjian, YE Bin. Numerical analysis of effects of leading edge radius on resistance to foreign object damage capability of titanium alloy blade[J]. Aeroengine, 2016, 42(2): 1-6. (in Chinese)

[40] 尹冬梅，钱林方，徐亚栋. 运动参数对叶片外物损伤的影响分析[J]. 机械设计与制造，2009(4)：148-150.
YIN Dongmei, QIAN Linfang, XU Yadong. Analysis for effects of kinematic parameters on foreign object damage of blades[J]. Machinery Design & Manufacture, 2009(4): 148-150. (in Chinese)

[41] 尹冬梅，钱林方，栗保明，等. 外物形状对发动机叶片中残余应力场的影响分析[J]. 机械强度，2012，34(3)：355-360.
YIN Dongmei, QIAN Linfang, LI Baoming, et al. Analysis for effects of foreign object shape on the residual stress field of engine blade[J]. Journal of Mechanical Strength, 2012, 34(3): 355-360. (in Chinese)

[42] 杨百愚，柴桥，李春旺，等. 外物撞击航空发动机转子叶片速度估算[J]. 航空动力学报，2017，32(2)：2842-2847.
YANG Baihui, CHAI Qiao, LI Chunwang, et al. Estimation of velocity for foreign object that impacting rotor blade of aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 2842-2847. (in Chinese)

[43] Hu X T, Wan Y W, Jiang R, et al. Fatigue strength prediction of TC4 titanium alloy following foreign object damage based on contour feature[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2019, 33(10): 4727-4734.

[44] 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.

[45] 柴桥，李均盛，杨百愚，等. 外物形状对航空发动机压气机转子叶片撞击损伤的影响[J]. 应用力学学报，2014(6)：825-829.
CHAI Qiao, LI Junsheng, YANG Baiyu, et al. Influence of foreign object shape on impact damage of aeroengine compressor rotor blade[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2014(6): 825-829.(in Chinese)

[46] 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.
LI Junsheng, CHAI Qiao, YANG Baiyu, et al. Impact damage on one kind of aeroengine compressor blade from steel sphere[J]. Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Edition), 2013(6): 5-8. (in Chinese)

[47] 王延荣，李宏新，袁善虎，等. 考虑应力梯度的缺口疲劳寿命预测方法[J]. 航空动力学报，2013，28(6)：1208-1214.
WANG Yanrong, LI Hongxin, YUAN Shanhu, et al. Method for notched fatigue life prediction with stress gradient[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1208-1214. (in Chinese)

[48] Witek L. Crack propagation analysis of mechanically damaged compressor blades subjected to high cycle fatigue[J]. Engineering Failure Analysis, 2011, 18(4): 1223-1232.

[49] Witek L, Bednarz A, Stachowicz F. Fatigue analysis of compressor blade with simulated foreign object damage[J]. Engineering Failure Analysis, 2015, 58: 229-237.

[50] Oakley S, 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.

(编辑:程　海)