

TC4钛合金外物损伤疲劳极限及预测研究*

郑广东¹, 赵振华², 黄宗峥³, 李坚³, 米栋³, 郭小军³,
陆楷楠¹, 陈伟¹

1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 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, 江苏 南京 210016;
3. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘要: 为研究外物损伤对航空发动机TC4叶片高周疲劳极限的影响, 以模拟叶片为研究对象, 采用空气炮法, 预制不同工况下钢球冲击模拟叶片前缘外物损伤, 为获得损伤叶片的疲劳极限, 对损伤叶片开展了高周疲劳试验, 在此基础上, 通过有限元仿真探究了缺口残余应力分布对疲劳裂纹的萌生以及疲劳极限的影响, 最后通过修正Peterson公式对叶片疲劳极限进行预测研究。结果表明, 冲击所造成的缺口尺寸随冲击能量的增大而增大; 叶片的高周疲劳极限随冲击能量增大而降低, 其中缺口深度对疲劳极限的影响较大; 缺口底部残余拉应力可能对叶片疲劳极限有一定影响; Peterson公式对疲劳极限进行预测所得结果误差较大, 修正后预测结果误差从-30%~30%降至-15%~15%。

关键词: 航空发动机; 外物损伤; 模拟叶片; 高周疲劳极限; 有限元仿真; 残余应力; 预测

中图分类号: V231.95 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 11-2206005-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2206005

Fatigue Limit and Predication of Foreign Object Damage of TC4 Titanium Alloy

ZHENG Guang-dong¹, ZHAO Zhen-hua², HUANG Zong-zheng³, LI Jian³, MI Dong³, GUO Xiao-jun³,
LU Kai-nan¹, CHEN Wei¹

1. 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;
3. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: In order to study the effects of foreign object damage (FOD) on the high-cycle fatigue limit of aero-engine TC4 blade, the simulated blade was taken as the research object. The air gun method was used to simulate the foreign object damage of the leading edge of the blade under the impact of prefabricated steel balls under different working conditions. In order to obtain the fatigue limit of the damaged blades, the high-cycle fatigue test was carried out on the damaged blades. On this basis, the effects of notch residual stress distribution on the initiation of fatigue cracks and the fatigue limit were explored by finite element simulation. Finally, the fatigue limit of the blade was predicted by modifying the Peterson formula. The results show that the notch size caused by impact increases with the increase of impact energy. The high-cycle fatigue limit of the blades decrease

* 收稿日期: 2022-06-02; 修订日期: 2022-12-27。

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-IV-0014-0082)。

作者简介: 郑广东, 硕士生, 研究领域为航空发动机结构强度与振动。

通讯作者: 赵振华, 博士, 讲师, 研究领域为航空发动机结构强度与振动。E-mail: zhaozhenhua@nuaa.edu.cn

引用格式: 郑广东, 赵振华, 黄宗峥, 等. TC4钛合金外物损伤疲劳极限及预测研究[J]. 推进技术, 2023, 44(11): 2206005. (ZHENG Guang-dong, ZHAO Zhen-hua, HUANG Zong-zheng, et al. Fatigue Limit and Predication of Foreign Object Damage of TC4 Titanium Alloy[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(11): 2206005.)

with the increase of impact energy, and the notch depth has a great influence on the fatigue limit. The residual tensile stress at the bottom of notch may have some effect on the fatigue limit of blade. The error of Peterson formula in predicting the fatigue limit is large, and the error of prediction result after correction decreases from $-30\% \sim 30\%$ to $-15\% \sim 15\%$.

Key words: Aircraft engine; Foreign object damage; Simulated blades; High cycle fatigue limit; Finite element simulation; Residual stress; Prediction

1 引言

飞机在起飞降落或低空飞行时,航空发动机在吸入空气的同时会不可避免地吸入外来硬物,这些硬物的速度一般都很高,会对发动机风扇或压气机叶片造成“外物损伤”^[1](Foreign Object Damage, FOD)。叶片的疲劳极限会受到外物损伤的严重影响,使得在工作过程中的叶片发生难以预估的疲劳断裂,引发严重的飞行事故。研究FOD对叶片疲劳极限的影响对减少和预防FOD引发的飞行事故、降低维修成本、提高飞行安全性及保障发动机的战备完好性具有重要意义。

国内外学者在外物损伤的试验和仿真方面开展了诸多研究。在试验方面,20世纪90年代,美国高周疲劳(High Cycle Fatigue, HCF)计划评估了六种FOD试验模拟方法^[2]。对FOD能够精确模拟的方法只有整机吸入试验,但是其成本过大,一般不在实验室条件下使用。Roder等^[3]利用空气炮冲击TC4平板并对损伤处进行电子显微镜扫描,通过扫描,在损伤位置发现绝热剪切带说明空气炮法能够较好地还原外场FOD的高应变率过程,可以较为准确地模拟外场FOD的微观特征。南航刘超等^[4]研究了空气炮法模拟FOD的可行性,表明空气炮法具有较强的可控制性及可重复性,而且冲击损伤处具有材料丢失、剪切撕裂、微裂纹等真实FOD的损伤特征。

在仿真方面,Chen等^[5]通过对钢珠撞击TC4平板边缘的数值仿真研究,说明了FOD缺口处存在较大残余应力,这也是造成FOD缺口处疲劳裂纹萌生的主要原因。Oakley等^[6]采用数值模拟的方法研究了外物的形状和尺寸、冲击速度和冲击角度对试件外物损伤的影响规律。Hamrick^[7]通过有限元仿真分析,研究了钢珠冲击TC4平板后损伤处残余应力分布情况,并且通过对损伤后的试件进行疲劳试验,显示裂纹萌生的位置与应力集中的位置吻合。

为了使设计出的叶片具有较强的抗外物损伤能力,不得不进行外物损伤对叶片疲劳极限影响的研究^[8],在这一方面国内外学者也开展了诸多研究。

2000年,Peters等^[9]研究了FOD对HCF门槛值的影响,通过对比光滑试件,发现外物损伤后的平板试件的疲劳寿命明显降低。Peters等^[10]还指出,在冲击后若有裂纹形成,要考虑初始裂纹扩展门槛值的影响。Martinez等^[11]针对入射角度、前缘半径两个因素对平板叶片的高周疲劳极限进行了研究。研究指出,入射角度对疲劳极限的影响较大,前缘半径并无明显影响。Ruschau等^[12]研究了前缘厚度对损伤后模拟试件疲劳极限的影响。试件前缘半径对疲劳极限没有明显的影响。黄伟等^[13]采用空气炮法研究了FOD对TC4叶片HCF强度的影响规律。FOD致使TC4叶片的疲劳极限显著降低,并且疲劳极限随缺口深度的增加有明显的下降趋势,采用传统的缺口疲劳理论可以对FOD试件的疲劳极限进行预测,但存在一定的误差。孙泊涵等^[14]采用空气炮法制备外物损伤TC4试样,并进行疲劳试验,通过对比S-N曲线得到损伤深度是影响疲劳的关键因素。张涛等^[15]使用最差缺口模型对某型发动机高压压气机外物损伤叶片进行疲劳强度的预测和评估,结果表明该模型预测结果偏危险。此外,贾旭等^[16]、胡绪腾等^[17]以及刘超^[18]也做了相关方面的研究,为外物损伤对疲劳极限的影响积累了大量数据。

本文首先利用空气炮法预制TC4模拟叶片外物损伤,并探究其损伤规律,然后对损伤后试件进行了高周疲劳试验,通过有限元仿真的方法研究了外物损伤后缺口处残余应力的分布情况,并且通过修正后的Peterson公式对疲劳极限进行了预测,为叶片疲劳极限的预测研究提供了数据支撑。

2 研究方法

2.1 研究对象

试验对象为TC4模拟叶片,叶片分为平直段、过渡段和夹持段,叶片前缘根据真实压气机叶片工作状态下应力最大位置几何特征设计,为避免中性层出现在叶片前缘处,使前缘平面与主体成 20° 倾角。叶片材料为TC4钛合金(Ti质量分数85.56%~87.80%,Al质量分数5.50%~6.75%,V质量分

数 3.50%~4.50% 及其他少量的 Fe, C, H, N)。TC4 模拟叶片尺寸和三维模型如图 1, 2 所示。

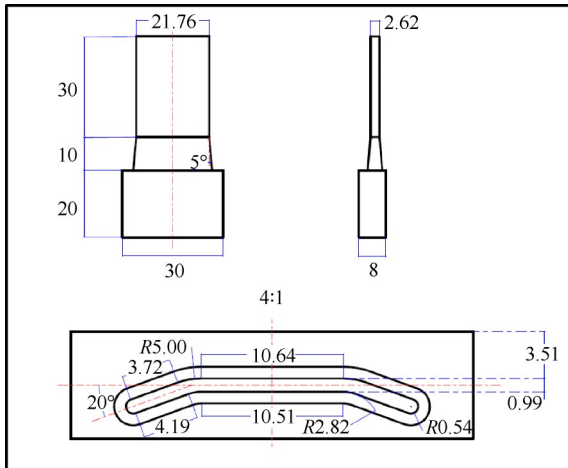


Fig. 1 TC4 simulated blade dimension (mm)

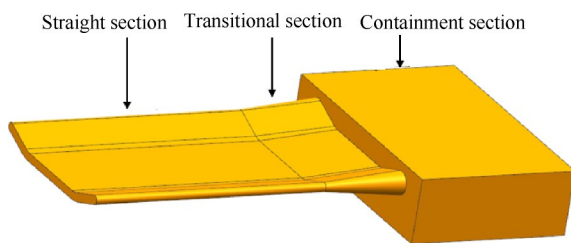


Fig. 2 Three-dimensional model of simulated blade

2.2 外物损伤试验

试验分两批进行, 首先共对 21 件 (1-1~1-21) TC4 模拟叶片进行了外物损伤试验, 作为修正 Peterson 公式的样本组, 然后对 7 件 (2-1~2-7) TC4 模拟叶片进行了外物损伤试验, 作为修正 Peterson 公式的检验组。试验中采用直径为 3mm, 4mm 和 5mm 的钢珠作为外物, 其材料为 GCr15 轴承钢, 冲击速度有 200m/s, 250m/s 和 300m/s, 冲击位置距叶尖 25mm, 冲击角度为 0°, 冲击位置和冲击角度如图 3, 4 所示。

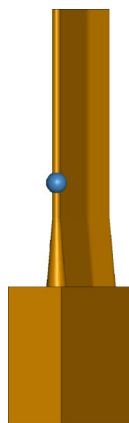


Fig. 3 Impact location

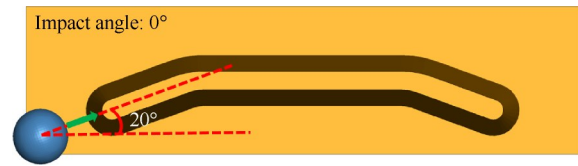


Fig. 4 Impact angle

使用南京航空航天大学自主开发的 NH-10 空气炮试验系统开展模拟叶片外物损伤试验, 空气炮试验系统主要包括以下部件: 炮管、气罐、电磁阀、压力传感器、气瓶、控制箱及装有控制软件的电脑和靶室, 试验设备如图 5 所示。采用三维体视显微镜对试验后的损伤缺口进行测量, 从而得到缺口的损伤宽度和损伤深度。

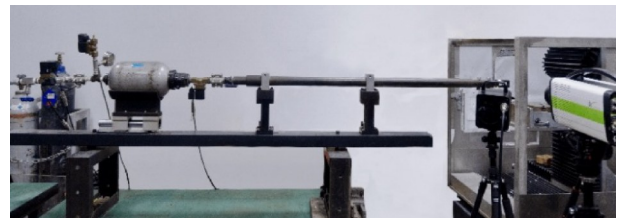


Fig. 5 NH-10 air gun test system

2.3 高周疲劳试验

对已经进行过外物损伤试验的模拟叶片进行高周疲劳试验。试验采用步进法, 使用步进法可以获得每一件独立试验件的疲劳极限, 适用于空气炮法预制的外物损伤试验件的疲劳极限测试试验。试验使用东菱数字式电动振动试验系统。首先对模拟叶片进行扫频试验, 得到模拟叶片一阶自振频率 f , 然后进行模拟叶片的驻频试验, 根据《中国航空材料手册》^[19] 中 TC4 高周疲劳极限相关数据和张朝贺^[20] 试验方法, 初步确定损伤模拟叶片的高周疲劳初始载荷 $\sigma_1=60\text{MPa}$, 调节振动加速度, 在该载荷下进行第一级的 $N(10^7)$ 循环高周疲劳试验。在驻频试验中, 通过应变片来检测应变, 当监测的测点应变数据下降 10% 以上, 对模拟叶片重新进行扫频试验, 若重新扫频得到的模拟叶片的自振频率下降了 1% 以上, 则可以认为发生了疲劳裂纹的萌生, 采用着色渗透探伤剂检验裂纹。若模拟叶片在第一级加载中发生了疲劳破坏, 说明该模拟叶片的疲劳极限小于初始载荷 σ_1 , 应降低初始载荷重新开始试验。若在第一级加载中未发生疲劳破坏, 增大振动的加速度, 将试验载荷从 σ_1 增加到 $\sigma_2(\sigma_2=(1+5\%)\sigma_1)$, 对模拟叶片进行第二级 N 循环高周疲劳试验。重复上述过程直至试件发生疲劳破坏。

模拟叶片的疲劳强度可通过式(1)线性插值的方法计算得到,叶片装夹的夹具及装夹图如图6所示。

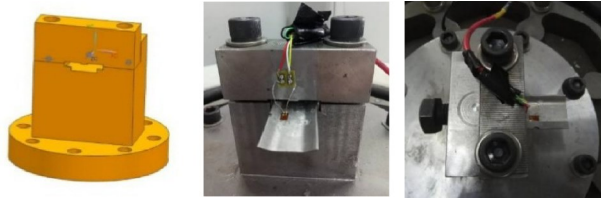


Fig. 6 High cycle fatigue test fixture and simulation blade clamping diagram

$$\sigma_D = \sigma_p + \frac{n_f}{N} \cdot (\sigma_f - \sigma_p) \quad (1)$$

式中 n_f 为试验件发生疲劳破坏时该级试验的循环数, N 为每一级循环数, σ_D 为疲劳极限, σ_p 为前一级的载荷, σ_f 为试件发生疲劳失效时的载荷。

2.4 有限元仿真方法

使用 Hypermesh 软件,对模拟叶片模型进行有限元网格划分,采用的是八节点六面体单元。为了提高计算精度,模拟叶片划分了16层单元,并对冲击区域的网格进行了加密处理,总单元数为216224,网格模型如图7所示。

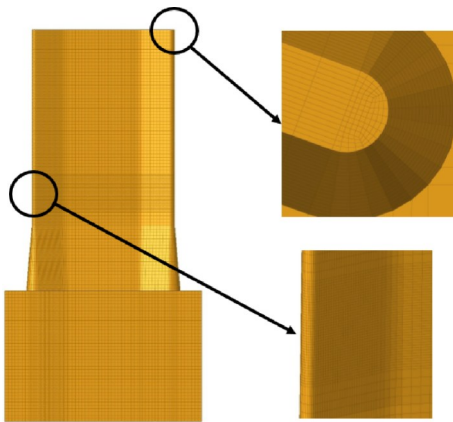


Fig. 7 Mesh model

模拟叶片材料模型采用 JOHNSON_COOK 本构模型,冲击用 GCr15 钢珠的材料模型采用 PLASTIC_KINEMATIC 模型,材料参数如表1,表2所示。表中 A 为屈服强度, B 为硬化强度, n 为应变硬化系数, c 为应变速率常数, m 为热软化指数, E 为弹性模量, μ 为泊松比, G 为切变模量, ρ 为密度, $D_1 \sim D_5$ 为失效常数, σ_s 为屈服强度, σ_b 为强度极限, E_T 为切线模量。

在 Hypermesh 中对不同尺寸的钢珠模型进行网格划分,采用八节点六面体单元,划分完成后在 LS-

PrePost 进行前处理,设置钢珠的初始位置和初始速度,钢珠的冲击位置与冲击角度与外物损伤试验中保持一致,见图3和图4。

缺口处残余应力为钢珠冲击叶片后得到的稳定应力分布,为节省计算时长,参考 Lin 等^[21]的残余应力计算方法,在 LS-PrePost 中利用 *DAMPING_PART_MASS 关键字给叶片施加质量阻尼以减少叶片振动。

Table 1 J-C parameters of TC4^[19, 22]

Parameter	Value	Parameter	Value
A/MPa	1098	σ_b/MPa	971
B/MPa	1092	G/GPa	42.9
n	0.93	$\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$	4440
c	0.014	D_1	-0.09
m	1.1	D_2	0.27
E/GPa	111	D_3	0.48
μ	0.34	D_4	0.014
σ_s/MPa	869	D_5	3.87

Table 2 P-K parameters of GCr15^[19]

Parameter	Value
$\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$	7810
E/GPa	212
μ	0.29
σ_s/MPa	170
E_T/GPa	82.5

3 试验和仿真结果分析

3.1 外物损伤试验结果分析

在外物损伤试验中,以不同尺寸的钢球模拟不同大小的外物并以不同冲击速度对 TC4 模拟叶片进行冲击,冲击的损伤类型均为典型的 U 型缺口,使用三维体视显微镜对损伤进行测量,损伤尺寸定义示意图如图8所示,详细结果如表3所示,其中 d 为钢珠直径, v 为冲击速度, L_w 为损伤宽度, L_d 为损伤深度, σ_D 为疲劳极限。不同尺寸的钢球对模拟叶片的冲击损伤如图9,可见随着钢球尺寸的增大,冲击损伤缺口的尺寸也在增大。

根据在外物损伤试验中得到的不同模拟叶片缺口的损伤参数绘制出图10。从图中可以看出,损伤宽度为1.50~5.25mm,损伤深度的大小主要集中在0.75~3.50mm,由于空气炮法的随机性,所以结果呈现出一定的分散性,但是,从图中依然可以看出损伤参数与冲击速度和外物尺寸呈现出正相关的关系,这是由于冲击速度与外物尺寸的增大相当于外物的

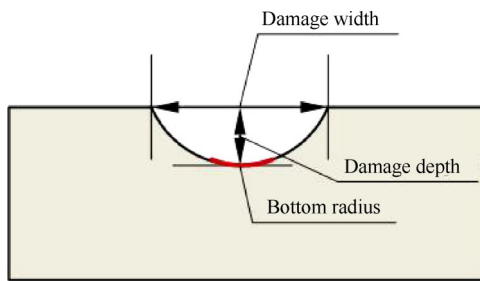


Fig. 8 Schematic diagram of damage size

冲击能量的增大。

3.2 高周疲劳试验结果分析

根据高周疲劳试验得出的结果,可以绘制出损伤后的TC4模拟叶片的疲劳极限与损伤参数的关系如图11所示。从图中可以得出损伤后模拟叶片的疲劳极限主要集中在100~200MPa,并且随着损伤宽度与损伤深度的增大,疲劳极限呈现下降趋势,损伤深度对疲劳极限的影响更加明显。从外物尺寸来看,

显而易见,外物尺寸的增大导致损伤参数的增大,继而降低了模拟叶片的疲劳极限。

3.3 有限元仿真结果分析

对不同工况下的冲击进行仿真分析,通过有限元计算得到了不同工况下的损伤形貌,并与试验中得出的结果进行对比,如图12为5mm钢珠以250m/s的速度冲击叶片后损伤形貌仿真结果与试验结果对比图,各工况试验结果与仿真结果详细数据对比如表4所示(由于损伤宽度主要取决于钢珠直径,在此只比较损伤深度),其中 d 为钢珠直径, v 为冲击速度, L_d 为损伤深度,通过对比发现有限元计算得出的结果与试验所得结果误差较小,损伤形貌也基本相同,仿真较好地模拟了钢珠冲击TC4模拟叶片的过程以及材料变形和失效。

为分析钢珠冲击后缺口处残余应力分布对叶片高周疲劳的影响,在有限元计算时对叶片施加一定

Table 3 Test result

No.	d/mm	$v/(\text{m/s})$	L_w/mm	L_b/mm	σ_b/MPa
1-1	3	200	2.510	0.941	293.84
1-2	3	200	2.615	1.452	149.89
1-3	3	200	2.298	1.144	160.61
1-4	3	250	2.747	1.023	171.43
1-5	3	250	2.955	1.546	120.88
1-6	3	250	3.100	1.354	148.56
1-7	3	250	2.729	1.223	154.24
1-8	3	250	3.134	1.395	144.35
1-9	3	250	3.381	1.491	121.05
1-10	4	200	1.577	1.625	123.22
1-11	4	200	1.529	1.962	132.56
1-12	4	250	2.029	1.558	155.32
1-13	4	300	2.906	0.978	137.84
1-14	4	300	3.065	1.148	198.23
1-15	4	300	3.799	2.278	93.05
1-16	4	300	3.974	2.173	101.27
1-17	4	300	4.016	1.836	112.31
1-18	4	300	2.916	1.584	150.88
1-19	5	250	5.201	2.909	88.20
1-20	5	250	5.117	3.021	112.98
1-21	5	250	5.201	3.301	98.41
2-1	3	250	2.976	1.588	133.24
2-2	3	300	2.941	1.176	120.02
2-3	4	200	2.867	0.785	189.94
2-4	4	250	1.962	2.173	101.18
2-5	4	300	3.995	1.717	105.13
2-6	5	250	4.058	2.075	109.84
2-7	5	250	5.173	3.049	95.32

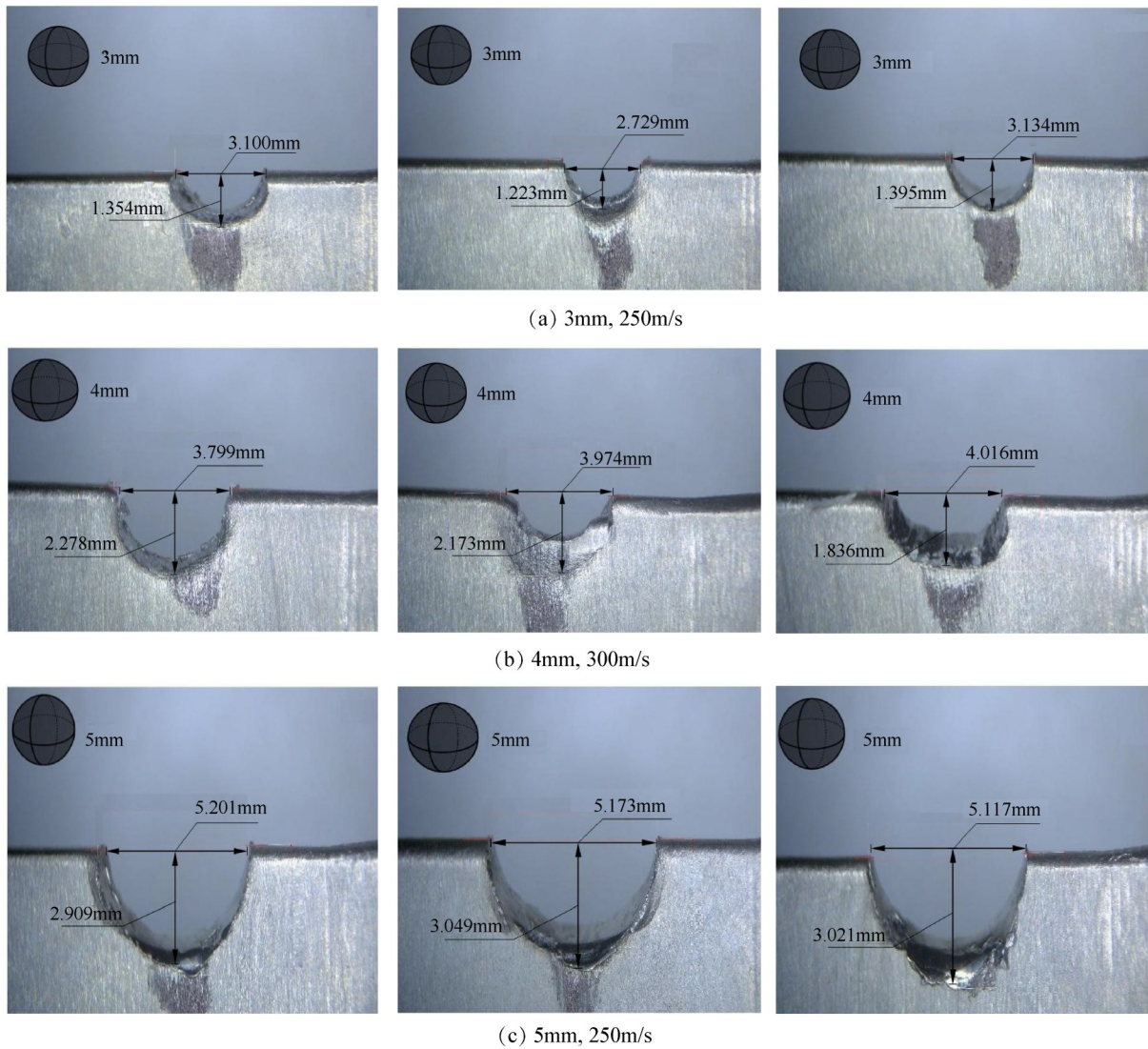


Fig. 9 Damage diagram of steel balls with different sizes

的质量阻尼,减小叶片被冲击后的振动,以缩短显式计算的时间,更快得到缺口处稳定的残余应力分布。

图 13(a)~(c)为三种工况下缺口处稳定的残余应力分布云图,其中拉应力为正,压应力为负,由于真实的压气机和风扇叶片在服役过程中主要受到离心拉应力的载荷,所以在此主要研究叶片z方向上的残余应力分布规律。从图中不难看出,由于钢珠的冲击导致叶片前缘的材料缺失以及缺口底部材料的塑性变形,进而阻碍了弹性势能的释放,所以形成了明显的残余应力分布。

对比不同工况下的残余应力云图,发现钢珠的直径和冲击速度越大即冲击能量越大,残余拉应力最大值越大且都发生在叶盆侧缺口底部,仅通过仿真结果与高周疲劳试验结果来看,其可能对高周疲劳极限有一定的影响,缺口底部处残余拉应力越大,疲劳极限越低。

4 TC4模拟叶片疲劳极限预测

4.1 Peterson公式预测结果及分析

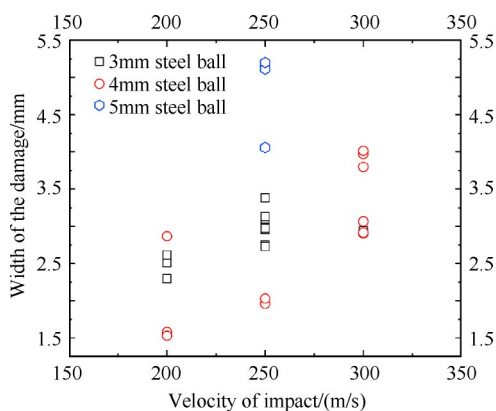
本文采用Peterson公式^[23](式(2))含缺口的模拟叶片的疲劳极限进行预测。

$$K_t = 1 + \frac{K_t - 1}{1 + a_p/\rho} \tag{2}$$

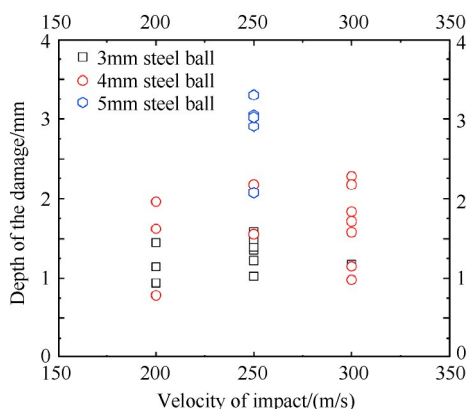
$$K_t = 1 + \sqrt{\frac{d}{\rho}} \tag{3}$$

$$K_t = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma'_{\max}} \tag{4}$$

式(2)中 K_t 可以使用无限大平板中椭圆孔的1/2模型做近似计算,如式(3)所示,其中 d 为缺口深度, ρ 为缺口底部半径,本文中 ρ 通过模拟外物即钢珠的半径来近似^[24]。式(2)中 a_p 为考虑拉伸应力值影响下的材料常数,确定Peterson公式中材料常数的经验公式^[25]



(a) Different notch damage width



(b) Different notch damage depth

Fig. 10 Distribution diagram of different notch damage parameters

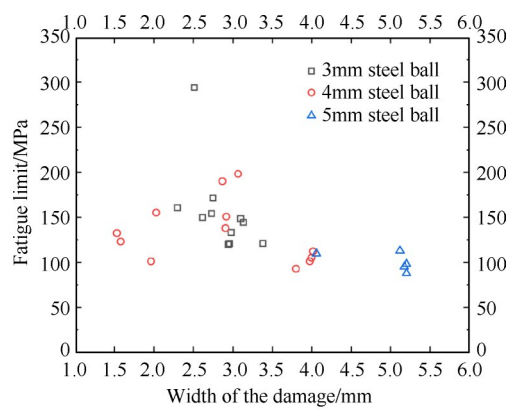
为 $a_p=(270/\sigma_b)^{1.8}$, σ_b 是材料的抗拉强度, TC4 的抗拉强度为 895MPa。式(4)为疲劳缺口系数 K_f 的定义式, 为光滑试件的疲劳极限与缺口试件的疲劳极限的比值。通过以上预测方法, 对本次高周疲劳试验结果进行预测。

根据上述预测模型可以对本次高周疲劳试验模拟叶片的疲劳极限进行预测, 得出的预测结果和试验得到的结果进行误差计算并绘制成图, 如图 14 所示, 可以看出经此预测模型得到的疲劳极限结果与试验结果的误差在 $-30\% \sim 30\%$, 总体来看此预测模型可以对一些缺口疲劳试验件进行预测, 但是整体的误差偏大, 故对其模型做出修正, 以达到缩小预测误差的目的。

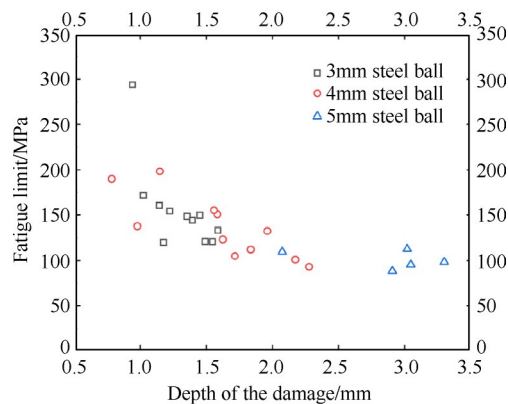
4.2 修正 Peterson 公式预测结果

为缩小预测误差, 以本次试验结果对 Peterson 公式做出修正。如式(5)所示, 将公式的常数部分替换成变量 a, b, c 和 e , 再通过本次试验数据对公式进行拟合求值, 从而对公式修正。

$$K_f = a + \frac{b(K_f - c)}{e + a_p/\rho} \quad (5)$$

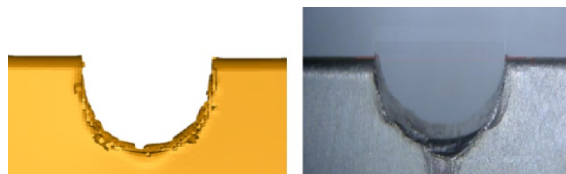


(a) Relationship between fatigue limit and damage width



(b) Relationship between fatigue limit and damage depth

Fig. 11 Relationship between fatigue limit and damage parameters



(a) Simulation result (b) Test result

Fig. 12 FOD morphology at 5mm and 250m/s

Table 4 Comparison of simulation and test results

No.	d/mm	$v/(m/s)$	Type	L_q/mm
1	3	200	Simulation	1.128
			Test	1.144
2	3	250	Simulation	1.431
			Test	1.395
3	4	200	Simulation	1.638
			Test	1.625
4	4	250	Simulation	2.234
			Test	2.173
5	4	300	Simulation	2.486
			Test	2.278
6	5	250	Simulation	3.361
			Test	3.301

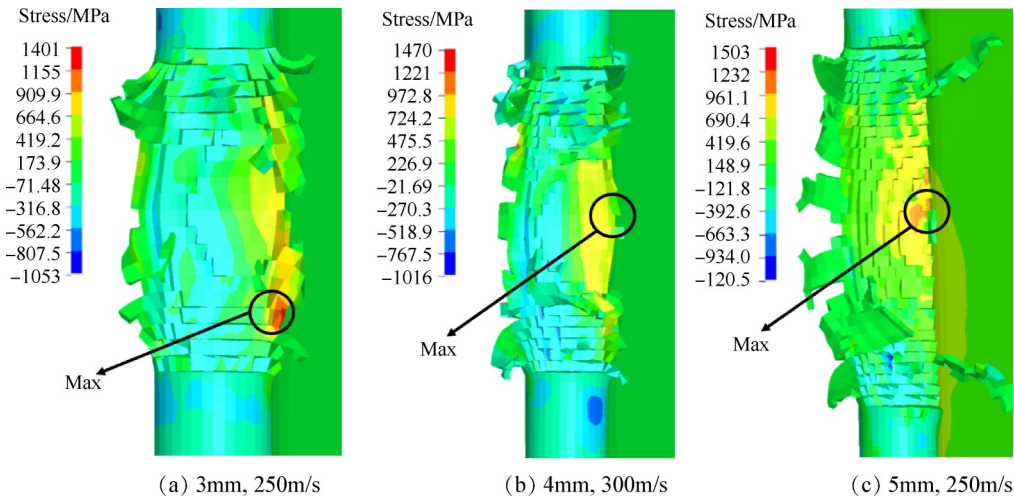


Fig. 13 Distribution of residual stress at the damage position

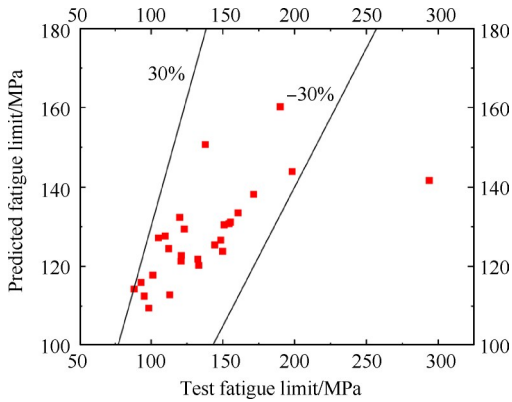


Fig. 14 Predicted results of Peterson formula

根据样本组(1-1~1-21)数据对公式进行修正,修正后结果如式(6)。通过修正拟合后的公式对检测组(2-1~2-7)进行预测,预测结果如图 15 所示,可以看出修正后的模型误差集中在-15%~15%,达到了缩小误差的目的,并且除个别点以外,整体预测结果较为贴近试验所得疲劳极限。

$$K_r = 3.8 + \frac{4.2(K_t - 3.5)}{2.9 + a_p/\rho} \quad (6)$$

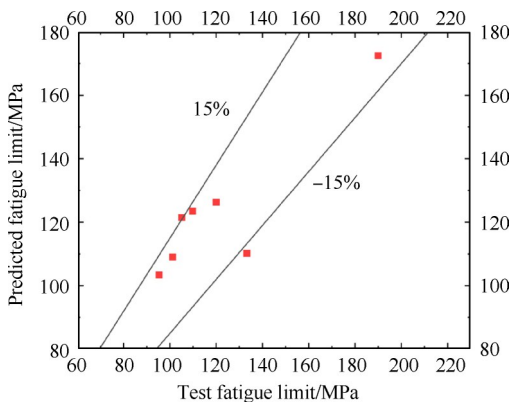


Fig. 15 Predicted result of modified Peterson formula

5 结论

本文通过试验和数值仿真,得出以下结论:

(1)TC4 模拟叶片在受到外物冲击后,缺口的损伤宽度和损伤深度都随着外物尺寸和冲击速度的增大而增大,即冲击能量的增大导致缺口的损伤增大。

(2)TC4 模拟叶片在受到外物损伤后,高周疲劳极限随着冲击能量的增大而降低,损伤深度对高周疲劳极限的影响更加明显。

(3)通过有限元仿真方法可以较好地模拟钢珠冲击模拟叶片的过程,仿真所得损伤形貌与试验基本一致。

(4)缺口处残余拉应力最大值随冲击能量的增大而增大,其可能对高周疲劳极限有一定的影响,残余拉应力越大疲劳极限越低。

(5)修正后 Peterson 公式预测得出的模拟叶片疲劳极限与试验结果误差更小,误差从-30%~30%降至-15%~15%,可以更好地进行疲劳预测。

致谢:感谢国家科技重大专项的资助。

参考文献

[1] 关玉璞,陈 伟,高德平. 航空发动机叶片外物损伤研究现状[J]. 航空学报, 2007, 28(4): 851-857.
 [2] 潘 辉,赵振华,陈 伟. 航空发动机叶片外物损伤试验模拟方法[J]. 航空发动机, 2012, 38(1): 51-54.
 [3] Roder O, Thompson A W, Ritchie R O. Simulation of Foreign Object Damage of Ti-6Al-4V Gas-Turbine Blades[C]. San Antonio: Third National Turbine Engine High Cycle Fatigue Conference, 1998.
 [4] 刘 超,赵振华,陈 伟. 叶片外物损伤的实验模拟及其疲劳极限的研究[J]. 推进技术, 2014, 35(3):

- 403-407. (LIU Chao, ZHAO Zhen-hua, CHEN Wei. Investigations into Simulation Test and Fatigue Strength of Foreign Object Damage of Blades[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(3): 403-407.)
- [5] Chen Xi, John W, Hutchinson J W. Foreign Object Damage and Fatigue Crack Threshold: Cracking Outside Shallow Indents [J]. *International Journal of Fracture*, 2001, 107(1): 31-51.
- [6] 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.
- [7] Hamrick J L I. Effects of Foreign Object Damage from Small Hard Particles on the High-Cycle Fatigue Life of Ti-6Al-4V [D]. USA: *Air Force Institute of Technology*, 1999.
- [8] 胡绪腾. 外物损伤及其对钛合金叶片高循环疲劳极限的影响[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- [9] 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.
- [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. Effects of Ballistic Impact Damage on Fatigue Crack Initiation in Ti-6Al-4V Simulated Engine Blades[J]. *Materials Science & Engineering K*, 2000, 325(1-2).
- [12] 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.
- [13] 黄伟, 陈伟, 潘辉, 等. 外物损伤对钛合金TC4高周疲劳极限的影响研究[J]. *机械强度*, 2014, 36(3): 357-362.
- [14] 孙泊涵, 何玉怀, 罗作炜, 等. TC4钛合金外物损伤后疲劳行为研究[J]. *失效分析与预防*, 2021, 16(6): 380-384.
- [15] 张涛, 赵振华, 杜文军, 等. 风扇/压气机叶片外物损伤验证方法及疲劳强度预测研究[J]. *推进技术*, 2023, 44(2): 210618. (ZHANG Tao, ZHAO Zhen-hua, DU Wen-jun, et al. Verification Method of Foreign Object Damage and Fatigue Strength Prediction of Fan/Compressor Blades [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(2): 210618.)
- [16] 贾旭, 胡绪腾, 朱自佳. 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.
- [17] 胡绪腾, 贾旭, 朱自佳. 凹坑型硬物损伤对TC4材料疲劳极限的影响[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(4): 969-979.
- [18] 刘超. 叶片外物损伤模拟及其疲劳极限预测技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- [19] 中国航空材料手册编辑委员会. 《中国航空材料手册》第4卷 钛合金 铜合金[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002.
- [20] 张钧贺. 外物损伤TC17钛合金叶片高周疲劳强度预测方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2021.
- [21] 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(3): 78-90.
- [22] Seo S, Min O, Yang H. Constitutive Equation for Ti-6Al-4V at High Temperatures Measured Using the SHPB Technique[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2005, 31(6): 735-754.
- [23] Peterson R E. The Role of Stress Distribution in Fatigue [J]. *Experimental Mechanics*, 1961, 1(4): 105-115.
- [24] 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): 955-962.
- [25] 金丹, 邵宁. 缺口形式对022Cr17Ni12Mo2钢疲劳特性的影响[J]. *机械设计与制造*, 2017(9): 168-170.

(编辑:白鹭)