

引用格式:全昌彪,廖明夫,李坚,等.基于 Weibull 分布和一阶可靠性修正的钛合金 TA19 疲劳寿命预测[J].材料工程,2025,53(11):125-133.

QUAN Changbiao, LIAO Mingfu, LI Jian, et al. Fatigue life prediction of titanium alloy TA19 based on Weibull distribution and first-order reliability correction[J]. Journal of Materials Engineering, 2025, 53(11): 125-133.

基于 Weibull 分布和一阶可靠性修正的钛合金 TA19 疲劳寿命预测

Fatigue life prediction of titanium alloy TA19 based on Weibull distribution and first-order reliability correction

全昌彪^{1,2}, 廖明夫¹, 李 坚², 唐秀之³, 黄 佳^{3*}, 覃厚军^{3*}

(1 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072; 2 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002; 3 中南大学 航空航天技术研究院, 长沙 410083)

QUAN Changbiao^{1,2}, LIAO Mingfu¹, LI Jian², TANG Xiuzhi³, HUANG Jia^{3*}, QIN Houjun^{3*}

(1 School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2 AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, Hunan, China; 3 Research Institute of Aerospace Technology, Central South University, Changsha 410083, China)

摘要:随着航空发动机性能的提升,离心叶轮等关键部件在高温、高应力和复杂载荷下运行,其几何不连续区域(如通气孔和倒圆角)成为疲劳失效的薄弱环节。本工作以 TA19 材料为研究对象,制备光滑试样和 U 型缺口试样,在高温条件下开展低循环疲劳实验。通过 Weibull 分布拟合疲劳寿命数据,并针对传统模型在应力集中区域精度不足的问题,提出了引入应力集中因子(K_t)和一阶可靠性理论修正的迭代疲劳寿命模型。研究表明,U 型缺口试样因应力集中效应疲劳寿命分布更为集中,光滑试样寿命分散性较高。Kolmogorov-Smirnov 检验验证了数据符合 Weibull 分布特性,修正后的模型显著提高了预测精度,大多数预测数据落入 ± 1.5 倍分散带内,并绘制了不同失效概率的 $P-S-N$ 曲线,为复杂结构疲劳寿命预测提供了参考。

关键词:疲劳寿命预测; Weibull 分布; $P-S-N$ 曲线; 缺口; 低循环疲劳

doi: 10.11868/j.issn.1001-4381.2025.000014 **CSTR:** 32421.14.j.issn.1001-4381.2025.000014

中图分类号: V214.19; TB31 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4381(2025)11-0125-09

Abstract: With the improvement in aeroengine performance, critical components (such as centrifugal impellers) operate under high-temperature, high-stress, and complex load conditions. Geometric discontinuities (such as ventilation holes and fillet radii) have become weak points for fatigue failure. This study focused on TA19 material, preparing smooth and U-shaped notch specimens for low-cycle fatigue tests under high-temperature conditions. Fatigue life data have fitted using the Weibull distribution, and an improved iterative fatigue life model is proposed to address the limitations of traditional models in regions with stress concentration. The model incorporates the stress concentration factor (K_t) and first-order reliability theory for correction. The results indicate that due to stress concentration effects, U-shaped notch specimens exhibit more concentrated fatigue life distributions, whereas smooth specimens show greater variability. The Kolmogorov-Smirnov test verifies that the data conforms to the Weibull distribution characteristics. The revised model significantly improves the prediction accuracy, with most of the predicted data falling within ± 1.5 times the scatter band. Additionally, $P-S-N$ curves for different failure probabilities

are constructed, providing a valuable reference for the reliable fatigue life prediction of complex structures.

Key words: fatigue life prediction; Weibull distribution; $P-S-N$ curve; notch; low cyclic fatigue

随着航空发动机技术的不断进步,其核心部件承受的负荷和环境复杂性也在逐步增加,尤其是在高温、高应力等极端工况下,机械部件的失效风险显著上升。作为航空发动机的关键转动部件,空心离心叶轮在设计中引入了通气孔和空腔外侧倒圆等几何不连续特征,这些区域通常被视为承载薄弱点^[1-2]。在高负载和高频气动载荷的作用下,这些薄弱区域会产生显著的应力集中效应,易引发裂纹、疲劳失效,甚至可能导致离心叶轮的整体破坏。一旦空心离心叶轮发生失效,将对发动机的正常运行产生严重影响,甚至可能引发灾难性事故^[3]。因此,针对航空发动机离心叶轮薄弱特征区域的疲劳寿命预测方法展开研究具有重要工程应用价值。

目前,围绕应力集中区域的疲劳寿命预测方法已形成较多理论体系。早期的局部应力应变法虽然为疲劳寿命预测提供了初步分析框架,但由于忽略了缺口效应,这些方法的预测结果通常趋于保守^[4-5]。为了更好地描述缺口根附近的复杂应力场对疲劳损伤的影响,提出了基于临界距离理论的临界距离理论^[6]。该方法通过特征区域的平均应力计算实现了理论上的突破,但其单一参数的表征方式无法准确反映应力梯度与尺寸效应的耦合作用。因此,Yao^[7]提出了应力场强度法,该方法通过加权控制参数定量分析了损伤区内各点对损伤系数的影响权重。基于此,Li等^[8]结合连续介质力学与不可逆热力学的分析框架,改进了应力场强度法,考虑了平均应力、加载路径以及应力梯度等因素,从而为疲劳的耐久性设计提供了新的思路。然而,现有方法多聚焦于应力超越材料疲劳极限的单一损伤机制,对几何特征敏感性、概率分布特性及高温环境耦合效应等工程关键要素的集成建模尚不完善。这种理论局限使得传统方法在航空发动机复杂工况下的预测精度与工程适用性面临严峻考验。

在实验数据支撑体系方面, $P-S-N$ 曲线是传统疲劳寿命预测的核心工具。Zhang等^[9]基于可靠性理论构建了20CrMoH渗碳齿轮的 $P-S-N$ 曲线,Oh等^[10]遵循JSME-S002标准建立了齿轮箱齿杆焊接接头的统计测试方法,Wang等^[11]则通过20Cr2Ni4A齿轮钢实验揭示了夹杂物对疲劳断裂的影响机制。需要注意,Weibull分布凭借其参数可调性强、适应性广的特点,正逐步成为疲劳寿命概率建模的重要工具^[12-14]。Cai等^[15]证实三参数Weibull分布可显著提升 $P-S-N$ 曲线

拟合精度,Aslam等^[16]创新性地将多依赖状态抽样应用于加速寿命测试控制图设计,Zhu等^[17]更将Weibull分布与临界面理论融合,构建了新型缺口效应寿命预测模型。这些进展为复杂工况下的疲劳分析提供了新的方法论启示。

针对上述问题,本工作以航空发动机空心离心叶轮为背景,聚焦其典型薄弱特征区域(如通气孔和倒圆处),引入U型缺口试样,通过高温实验条件模拟几何不连续区域的应力集中效应和疲劳行为。结合Weibull分布与一阶可靠性理论,构建了一种改进的疲劳寿命预测模型。通过实验验证,该模型显著提高了疲劳寿命的预测精度,并为航空发动机关键部件的疲劳寿命评估及可靠性设计提供了可靠的理论依据和技术支持。

1 实验材料与方法

空心离心叶轮特征结构(如空腔通气孔、中心孔出气口倒圆及空腔出气口端外侧)因几何不连续性效应,在高温工作环境下易发生局部应力集中,成为疲劳失效的薄弱环节(如图1所示)。为精确模拟这些区域的应力集中现象及其对疲劳行为的影响,本工作选用U型缺口试样开展实验研究。U型缺口的几何特性(如曲率半径)能够有效再现叶轮特征结构处的应力集中效应,并在高温条件下表现出类似的疲劳行为。尤其在高温环境下,U型缺口试样的应力分布与叶轮特征区域的实际工况高度一致,能够真实反映叶轮在高温疲劳条件下的性能表现。

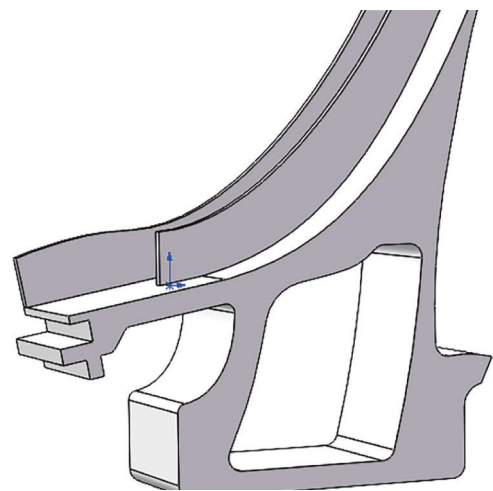


图1 离心叶轮结构薄弱点示意图

Fig.1 Schematic diagram of the weak points in the centrifugal impeller structure

本工作以 TA19 材料为研究对象,其显微组织如图 2 所示,包括等轴 α 相和片层状 $\alpha+\beta$ 共析体。实验所用试件包括光滑棒状试件和 U 型缺口棒状试件。依据 GB/T 15248—2008《金属材料轴向等幅低循环疲劳试验方法》制备 U 型缺口低循环疲劳圆棒试样,缺口宽度和深度均为 0.3 ± 0.02 mm,具体设计尺寸如图 3 所示。光滑试样的尺寸、应力集中因子(K_t)及实验数量列于表 1 中。应力集中因子 K_t 定义为缺口试样最大轴向应力与试样净截面名义应力之比,其数值通过三维有限元分析计算获得。实验在 $300\text{ }^\circ\text{C}$ 的环境下进行,采用电热炉加热,温度控制精度为 $\pm 2\text{ }^\circ\text{C}$ 。疲劳测试在 MTS 370 电液伺服疲劳试验机上完成,加载波形为正弦波,频率为 10 Hz ,应力比 $R=0.1$,加载速率为 300 N/s 。光滑试样分别在 640 、 620 、 580 、 550 MPa

应力水平下进行低循环疲劳实验;缺口试样则在 660 、 580 、 525 、 490 MPa 应力水平下进行,每个应力水平重复实验 5 次,以确保结果的可靠性和可重复性。

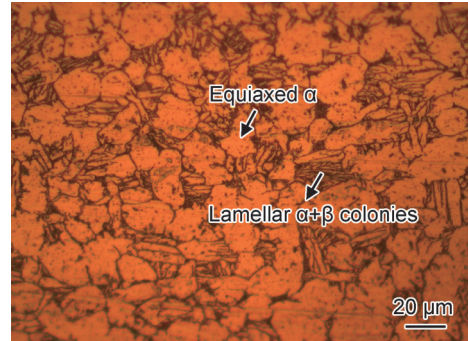


图 2 TA19 合金显微组织
Fig.2 Microstructure of TA19 alloy

表 1 试样尺寸、理论应力集中因子及实验数量

Table 1 Specimen dimensions, theoretical stress concentration factor, and tests number

Specimen shape	Notch depth/mm	Notch radius/mm	Radius/mm	K_t	Test number
Smooth bar	0	0	5	1.00	13
U-shaped notch	0.3	0.3	4.4	2.47	16

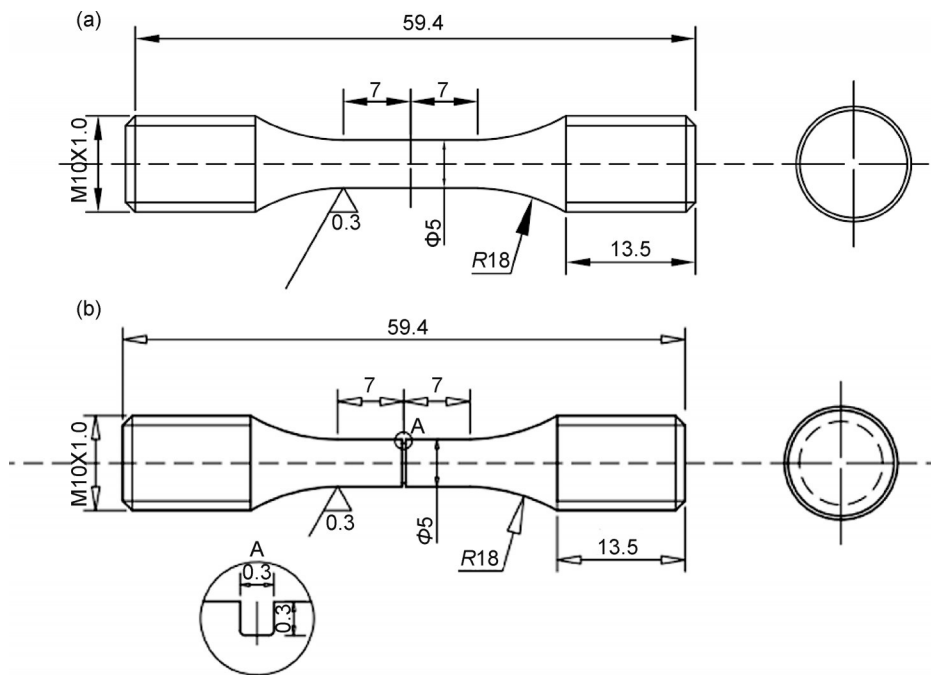


图 3 TA19 光滑(a)及 TA19 U 型(b)低循环疲劳试样

Fig.3 Low-cycle fatigue cylindrical specimen of TA19 smooth(a) and TA19 U-shaped(b)

2 疲劳寿命规律及预测方法

2.1 疲劳寿命规律及机理分析

表 2 和表 3 分别展示了 U 型试样和光滑试样在不同应力水平下的低周疲劳寿命数据。从数据对比

中可以看出,如图 4 所示,光滑试样的失效寿命较长,且疲劳寿命随着名义应力的增加逐渐下降;而 U 型缺口试样的疲劳寿命较短。由此可见,应力集中效应显著降低了材料的疲劳寿命,光滑试样的耐疲劳性能明显优于缺口试样。为分析各应力水平下疲

劳寿命数据的离散程度,本工作计算了变异系数(C_V),其作为衡量数据波动相对于均值的标准化量度,计算公式为: $C_V = \sigma/\mu$,其中, σ 为标准差, μ 为均值。结果如表4所示。通过对缺口试样和光滑试样

在不同应力水平下 C_V 的分析,可以发现光滑试样的寿命分散性整体上大于缺口试样。缺口试样的 C_V 范围为0.0103~0.0293;光滑试样的 C_V 范围为0.0110~0.0371。

表2 U型缺口试样的低循环疲劳寿命

Table 2 Low cycle fatigue life of U-shaped notch specimens

σ /MPa	lgN	μ	$\bar{\sigma}$
640	2.712, 2.729, 2.758, 2.6953, 2.676	2.714	0.028
620	2.842, 2.786, 2.901, 2.863, 2.927	2.864	0.049
580	3.010, 2.977, 2.981, 3.129, 3.189	3.057	0.086
550	3.614, 3.357, 3.595, 3.513, 3.402	3.496	0.102

表3 光滑试样的低循环疲劳寿命

Table 3 Low cycle fatigue life of smooth specimens

σ /MPa	lgN	μ	$\bar{\sigma}$
660	2.661, 2.716, 2.727, 2.653, 2.673	2.686	0.0295
580	3.185, 3.322, 3.432, 3.474, 3.413	3.365	0.1029
525	3.568, 3.741, 3.696, 3.823, 3.507	3.667	0.1148
490	3.929, 3.996, 3.890, 3.943, 4.302	4.012	0.149

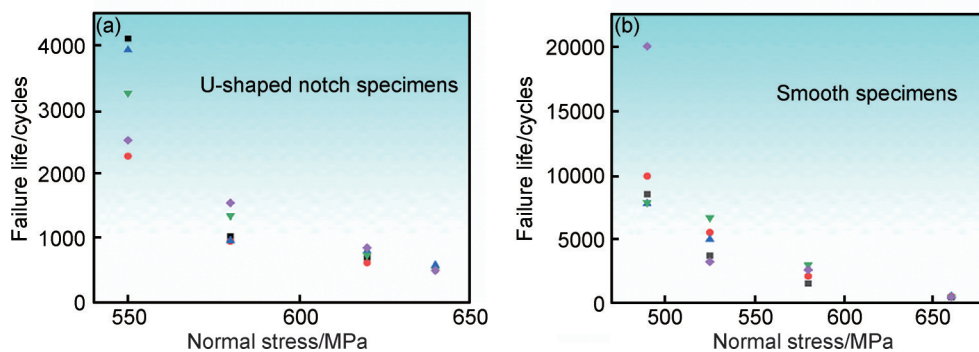


图4 光滑试件(a)与U型缺口(b)试件的低循环疲劳寿命对比

Fig.4 Comparison of low-cycle fatigue life between smooth(a)and U-shaped notch(b)specimens

表4 缺口试样和光滑试样在各应力水平下的 C_V

Table 4 Coefficient of C_V at different stress levels

Notched specimen		Smooth specimen	
Stress/MPa	C_V	Stress/MPa	C_V
640	0.0103	660	0.0110
620	0.0173	580	0.0306
580	0.0282	525	0.0313
550	0.0293	490	0.0371

光滑和缺口试样在不同应力水平下的疲劳寿命分散性表现出显著差异,并呈现一定的应力相关性。光滑试样的 C_V 随着应力水平的降低而增大,尤其在低应力水平(如490 MPa)下,由于裂纹萌生多源性和微观缺陷的随机性,其寿命分散性显著增强^[17]。相较之下,缺口试样的疲劳寿命分布较为集中, C_V 值在高应力水平(如640 MPa和620 MPa)时较低,而在低应力水平(如580 MPa和550 MPa)时显著增加,这可能与缺口根部的裂纹萌生和扩展机制复杂性有关。同一应力水平下,光滑试样的 C_V 值通常高于缺口试样,表明应力集中效应对缺口试样寿命分布具有一定的稳定化作用。此外,高应力水平下疲劳寿命主要受主应力场控制,寿命分布更加集中;而低应力水平下,微观

组织和应力集中效应对疲劳寿命的分散性影响更为显著。因此,光滑试样寿命的分散性更大,而缺口结构在一定程度上具有稳定疲劳寿命的作用。图5为不同倍率下光滑试样和U型缺口试样的低周疲劳断口形貌,二者在裂纹萌生与扩展机制上存在显著差异。光滑试样由于应力分布均匀,应力集中效应较低,裂纹通常从试样边缘多个微小缺陷同时萌生,并沿稳定路径逐步向内部扩展(图5(b))。裂纹在传播路径交汇处会引起局部应力集中,形成剪切脊结构。此外,断口上可见清晰的疲劳条纹和二次裂纹(图5(c)),表明裂纹扩展速率较慢,从而具有较高的疲劳寿命。与之相比,U型缺口试样因几何形状引发显著的应力集中效应,裂纹集中于缺口根部单点萌生,并沿最大主应力方向快速扩展(图5(d),(e))。裂纹扩展过程中易导致局部材料失稳,出现掉块现象,同时断口中可观察到更严重的次生裂纹和孔洞图5(c),表明裂纹扩展过程中局部应力波动剧烈,微观组织破坏程度更高,疲劳损伤显著重于光滑试样。整体来看,光滑试样表现出多源起裂特性,裂纹扩展路径复杂,但扩展速率较慢,导致疲劳寿命分散程度较高;而缺口试样表现为单点起裂,裂纹扩展集中且快速,断口损伤更

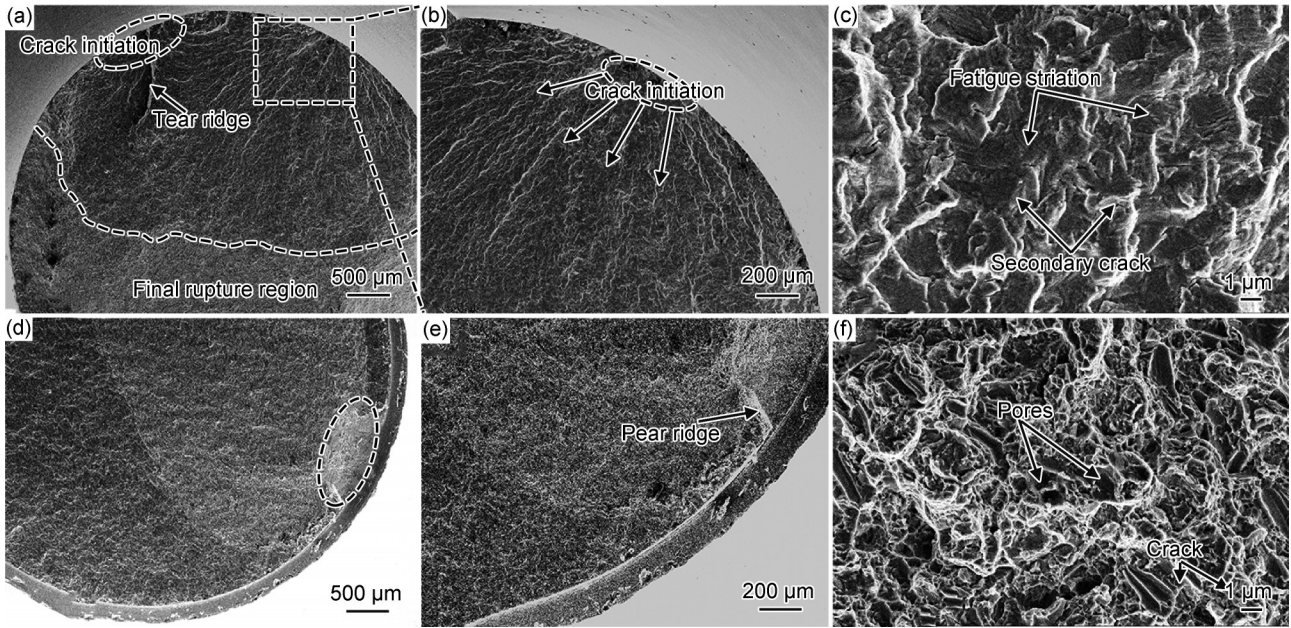


图 5 光滑(a)~(c)及U型缺口(d)~(f)试样断口形貌

Fig.5 Fracture surface morphology of smooth(a)-(c) and U-shaped notch(d)-(f) specimens

加剧。这与表 2 和表 3 中的观察结果一致,表明光滑试样寿命的分散性高于缺口试样。

2.2 疲劳数据 Weibull 分布判定及分布参数确定

为进一步研究数据的分布特性,采用 Weibull 分布对疲劳寿命数据进行了拟合。Weibull 分布的概率密度函数(PDF)为: $f(x) = \beta / [\eta(x/\eta)^{\beta-1}] \exp[-(x/\eta)^\beta]$,其中, β 为形状参数, η 为尺度参数。具体拟合与验证过程如下:将数据按从小到大的顺序排列,并计算每个数据点的经验分布函数(EDF): $F_n^*(x_i) = i/n$,其中, n 是样本总数, i 是数据点的排序编号。Weibull 分布的累积分布函数(CDF)为: $F_0(x) = 1 - \exp(-(x/\eta)^\beta)$,对于每个排序数据点 x_i ,根据给定的形状参数 β 和尺度参数 η ,计算对应的理论 CDF 值 $F_0(x_i)$ 。计算最大差异度 D_n ,即经验分布函数和理论 CDF 之间的最大绝对差值: $D_n = \max_i |F_n^*(x_i) - F_0(x_i)|$,为验证数据是否符合 Weibull 分布,采用 Kolmogorov-Smirnov (K-S) 检验。该检验的原假设是数据来自某一理论分布(在本工作中为 Weibull 分布)。K-S 检验的判定标准是计算得到的最大差异度 D_n 与临界值进行比较。K-S 检验的临界值 $D(n, \alpha=0.05)$ 为 0.294(根据样本容量 $n=10$ 和显著性水平 $\alpha=0.05$ 查表得到)。如果 D_n 小于临界值 0.294,则接受原假设,即数据符合 Weibull 分布;如果 D_n 大于临界值,则拒绝原假设,认为数据不符合 Weibull 分布。表 5 给出了 U 型缺口试样与光滑试样在不同应力水平下的最大差异度 D_n 值。由表中可见,大部分 D_n 值均小于 0.294,说明绝大多数疲劳寿命数

据在统计上可认为服从 Weibull 分布,验证了分布拟合的合理性。

表 5 不同应力水平下的疲劳寿命指数(D_n)

Table 5 Fatigue life index (D_n) at different stress levels

Notched specimen		Smooth specimen	
Stress/MPa	D_n	Stress/MPa	D_n
640	0.175	660	0.294
620	0.173	580	0.156
580	0.217	525	0.212
550	0.235	490	0.173

根据 K-S 检验的结果,所有数据的最大差异度 D_n 均小于临界值 0.294,因此可以接受原假设,认为这些数据符合 Weibull 分布。因此,本工作采用 Weibull 分布模型来预测材料的疲劳寿命。虽然三参数 Weibull 分布提供了更高的灵活性,但位置参数仅影响曲线的起点而不改变其形状。为降低计算复杂度,实际应用中通常使用双参数 Weibull 分布,其表达式如下^[18]: $P_t = 1 - \exp[-(N_t/N^*)^k]$,其中, P_t 为失效概率, N^* 为特征疲劳寿命, N_t 为实验寿命, k 为寿命分布指数。

在确定疲劳寿命 Weibull 分布参数之前,需要对样本数据进行一定的处理以获得样本中每个子样的失效概率。首先将同一载荷下的 n 个寿命子样从小到大排列,由于本工作所选用的材料在同一载荷下的寿命子样数量均小于等于 10,因此采用样本容量较小时的

失效概率预估方法,其表达式如下^[19]: $P_f=(i-0.3)/(n+0.4)$,式中, i 为第 i 个子样序号。公式(1)移相后,两边取2次对数可得: $\ln[-\ln(1-P_f)]=k(\ln N_f-\ln N^*)$,令 $y=\ln[-\ln(1-P_f)]$, $x=\ln N_f$, $a'=\ln N^*$ 将公式转化为如下的线性回归形式: $y=k(x-a')$,

通过对此公式进行线性拟合,得到方程斜率即为形状参数 k 值、特征寿命由 $N^*=e^{a'}$ 确定,拟合结果如图6所示。通过拟合的结果可以获得TA19缺口试样的特征寿命以及等效应力(σ_{eff}),如表6和表7所示。

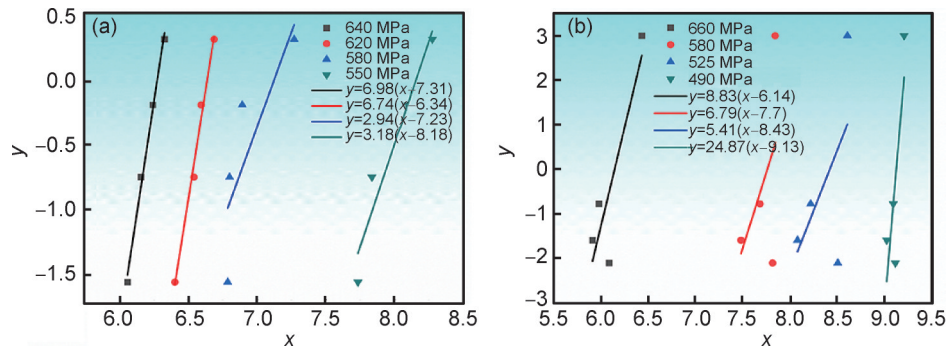


图6 U型缺口(a)和光滑(b)试件的线性回归曲线

Fig.6 Linear regression curve for U-shaped notched(a) and smooth(b) specimen

表6 TA19 U型缺口试件与光滑试件的疲劳特征寿命

Table 6 Fatigue characteristic life of TA19 U-shaped notch specimens and smooth specimens

Notched specimen		Smooth specimen	
Stress/MPa	Characteristic life (N^*)	Stress/MPa	Characteristic life (N^*)
550	3133	490	10280
580	1140	525	4645
620	731	580	2317
640	517	660	485

表7 TA19 U型缺口试件的等效应力

Table 7 Equivalent stress of TA19 U-shaped notch specimens

Stress/MPa	Equivalent stress (σ_{eff})
550	1360.70
580	1435.72
620	1534.88
640	1583.36

为进一步研究特征寿命 N^* 与等效应力间的关系,通过以下经验公式进行拟合: $\sigma_{eff}=a(N^*)^b$,可得缺口试件特征寿命与等效应力的拟合关系如图7所示,等

效应力与特征寿命之间存在明显的负相关关系,且随着特征寿命的增加等效应力下降,因此可以通过不同的等效应力值求出对应的特征寿命,通过拟合可得缺口试样的参数 $a_1=4405, b_1=-0.16507$;光滑试样的参数 $a_2=1242, b_2=-0.0973$ 。

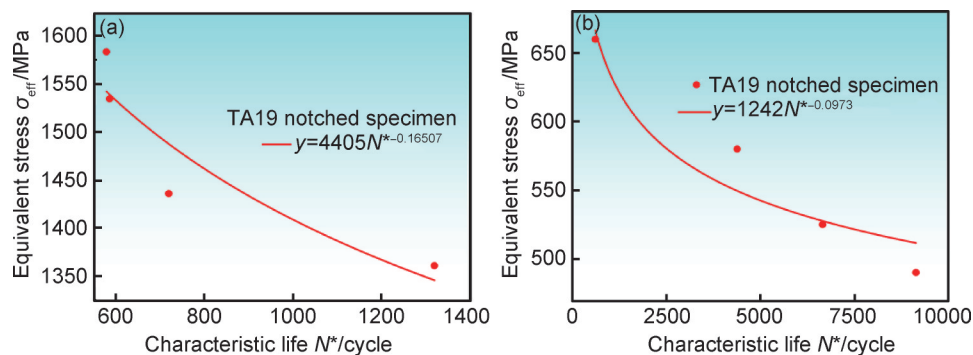


图7 U型缺口(a)和光滑(b)试件的特征寿命与等效应力的关系

Fig.7 Relationship between characteristic life and equivalent stress for U-shaped notched(a) and smooth (b) specimen

2.3 虑及应力集中影响的一阶可靠性迭代寿命预测模型及应用

在传统疲劳寿命预测方法中,Weibull分布与

Osgood-Ramberg方程的迭代模型常被用于对称循环载荷下的应力-应变关系建模。然而,实际工程中广泛存在的非对称循环载荷和应力集中效应显著影响预

测精度:非对称载荷导致材料正反向应力-应变行为不对称,而应力集中区域会加速裂纹萌生与扩展。针对这些局限性,本工作提出一种融合应力集中因子 K_t 与一阶可靠性理论的改进模型,通过等效应力转换与局部失效行为量化,实现复杂工况下的高精度寿命预测。

首先,通过等效应力方法将非对称循环载荷等效为对称形式,并基于修正的 Ramberg-Osgood 方程描述应力-应变行为: $\epsilon = \begin{cases} \sigma_{\text{eff}}/E \\ \sigma/E + (\sigma_{\text{eff}}/K')^{1/n'} \end{cases}$,其中 K' 为循环强度系数, n' 为循环应变硬化指数。此方法消除了非对称载荷对模型的干扰,使 Osgood 方程在复杂载荷下保持适用性。为进一步量化应力集中效应,引入

一阶可靠性理论。基于一阶二矩法,构建近似极限状态函数: $\tilde{g}(X) \approx g(\mu_X) + \nabla g(\mu_X)^T (X - \mu_X)$,其均值与方差分别为: $\mu_{\tilde{g}} \approx E[g(\mu_X)] = g(\mu_X)$, $\text{var}[\tilde{g}(X)] = \text{var}[g(\mu_X)] + \text{var}[\nabla g(\mu_X)^T (X - \mu_X)]$,可靠性指数 β 定义为 $\beta = \mu_{\tilde{g}}/\sigma_{\tilde{g}}$ 。结合 Weibull 分布构建性能函数: $\tilde{g}(x) = 1 - \exp[-(\frac{x}{N^*})^k]$; $\mu_{\tilde{g}} = \tilde{g}(\bar{N}_f) = 1 - \exp[-(\frac{N_f}{N^*})^k]$; $\sigma_{ij} = \sqrt{(\frac{d\tilde{g}(\bar{N}_f)}{d\bar{N}_f} \sigma)^2} = \frac{d\tilde{g}(\bar{N}_f)}{d\bar{N}_f} = \frac{k}{N^*} \exp[-(\frac{N_f}{N^*})^k] (\frac{x}{N^*})^{k-1}$,通过表 8 中缺口与光滑试样的 $\mu_{\tilde{g}}$ 、 σ_{ij} 及 β 值对比可见。

表 8 近似函数的均值、方差和 β 值

Table 8 Mean, variance, and β value of the approximate function

Notched specimen				Smooth specimen			
Stress/MPa	$\mu_{\tilde{g}}$	σ_{ij}	β	Stress/MPa	$\mu_{\tilde{g}}$	σ_{ij}	β
550	0.0318	0.000814	39.1	490	0.5678	0.0003	1892.67
580	0.0351	0.001148	30.6	525	0.3524	0.0002	1762
620	0.0403	0.00171	23.6	580	0.3406	0.0003	1135.3
640	0.0839	0.00286	2.93	660	0.4159	0.0033	126.03

修正后的流程图如图 8 所示。

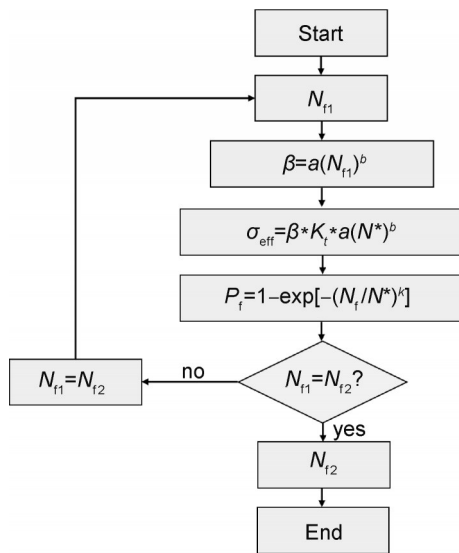


图 8 结合 Weibull 分布和一阶可靠性迭代流程

Fig.8 Iterative process combining Weibull distribution and first-order reliability

以 TA19 试样为例,采用改进模型对疲劳寿命进行预测。结果如图 9 所示,图中展示了模型在不同修正条件下的预测效果。图 9(a)为未考虑一阶可靠性修正时的预测结果,可见预测寿命与实验寿命相关性较大,但仍存在一定偏差,部分结果偏离 ± 1.5 倍寿命

带。图 9(b)在此基础上引入一阶可靠性因子与应力集中因子修正后,预测结果与实验数据的吻合度明显提升,大多数数据落在 ± 1.5 倍寿命带范围内,表明模型精度显著提高。该方法可有效提升疲劳寿命预测的准确性和可靠性。

2.4 基于 Weibull 分布和一阶可靠性因子的 P-S-N 曲线拟合

基于前文中的疲劳寿命预测,采用 Weibull 分布和一阶可靠性因子对 P-S-N 曲线进行了拟合分析。计算 Weibull 分布的形状参数和特征寿命,并结合应力集中因子修正疲劳寿命估算,进一步考虑失效概率的影响,预测不同失效概率(如 5%、50%、95%)下的疲劳寿命。最终,将疲劳寿命与应力水平进行拟合,绘制了 P-S-N 曲线。如图 10 所示,P-S-N 曲线随着失效概率的增加逐渐下降,且在 $P_f=50\%$ 时,拟合结果与实验数据高度吻合,展现出疲劳寿命的规律性。尽管其他失效概率下的实验数据较为有限,但该方法在失效概率范围 5%~95% 内对疲劳寿命的预测具有良好的参考价值,验证了基于 Weibull 分布寿命预测方法的准确性和工程应用潜力。

3 结论

(1)对光滑试样和 U 型缺口试样的疲劳行为和寿命分布进行深入研究,发现两者在疲劳性能上存在显

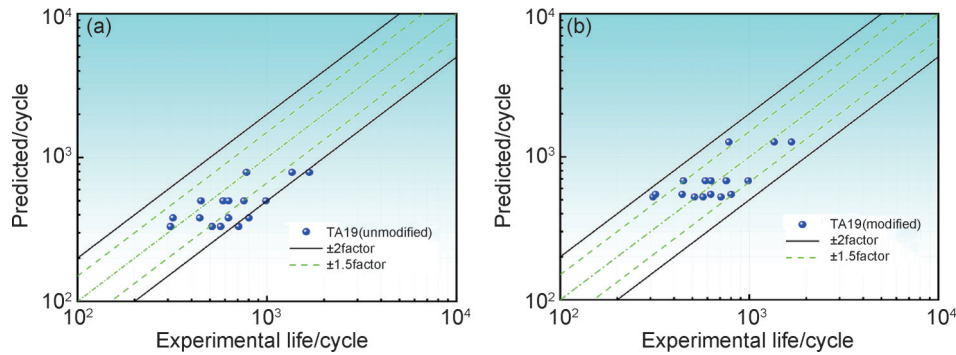


图9 考虑一阶可靠性的TA19带缺口试件寿命预测(a),考虑一阶可靠性和应力集中因子修正的TA19带缺口试件寿命预测(b)

Fig.9 Life prediction for TA19 notched specimen considering first-order reliability(a), life prediction for TA19 notched specimen considering first-order reliability and stress concentration factor correction(b)

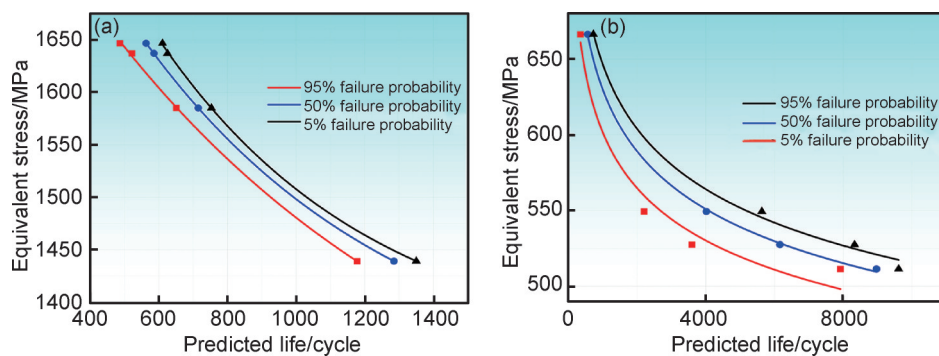


图10 基于威布尔分布的带缺口试件P-S-N曲线(a),基于威布尔分布的光滑试件P-S-N曲线(b)

Fig.10 P-S-N curves for notched specimens based on Weibull distribution(a), P-S-N curves for smooth specimens based on Weibull distribution(b)

著差异,并提出了结合应力集中因子 K_t 和一阶可靠性修正的疲劳寿命预测模型。光滑试样的寿命分散性整体高于缺口试样,变异系数(C_v)范围分别为0.0110~0.0371和0.0103~0.0293,尤其在低应力水平(如490 MPa和550 MPa)下更为显著。

(2)光滑试样应力分布均匀,裂纹萌生受微观组织和随机因素影响较大,容易从试样表面的多个微小缺陷多源萌生,表现出更高的寿命波动性;而缺口试样裂纹集中于缺口根部单点萌生,裂纹扩展路径明确,表现出更高的疲劳损伤程度和更低的寿命分散性。

(3)引入应力集中因子 K_t 和一阶可靠性修正后,疲劳寿命预测模型的精度显著提高。与传统模型相比,修正后的模型能够更准确地描述缺口试样的疲劳行为,大多数预测数据分布在 ± 1.5 倍分散带内,与实验结果高度吻合。

参考文献

[1] ZHAO B, XIE L, SONG J, et al. Fatigue life prediction of aero-engine compressor disk based on a new stress field intensity approach [J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2020, 165: 105190.
[2] BRANCO R, PRATES P A, COSTA J D, et al. Rapid assess-

ment of multiaxial fatigue lifetime in notched components using an averaged strain energy density approach [J]. International Journal of Fatigue, 2019, 124: 89-98.

[3] 毛鹏程. 离心压缩机叶轮断裂失效分析 [D]. 大连:大连理工大学, 2016.
MAO P C. Failure analysis of centrifugal compressor impeller [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2016.
[4] LIM J Y, HONG S G, LEE S B. Application of local stress-strain approaches in the prediction of fatigue crack initiation life for cyclically non-stabilized and non-Masing steel [J]. International Journal of Fatigue, 2005, 27(10/11/12): 1653-1660.
[5] MADRIGAL C, NAVARRO A, CHAVES V. Numerical implementation of a multiaxial cyclic plasticity model for the Local Strain method in low cycle fatigue [J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2015, 80: 111-119.
[6] GOMES R C, ARAÚJO J A, CARDOSO R A, et al. Fatigue life prediction using critical distance on aluminum alloy wire containing indentation produced marks [J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2023, 128: 104135.
[7] YAO W X. Stress field intensity approach for predicting fatigue life [J]. International Journal of Fatigue, 1993, 15(3): 243-246.
[8] LI H R, PENG Y, LIU Y, et al. Corrected stress field intensity approach based on averaging superior limit of intrinsic damage dissipation work [J]. Journal of Iron and Steel Research International, 2018, 25(10): 1094-1103.
[9] ZHANG J, ZHANG Q, XU Z Z, et al. A study on the evaluation of

- bending fatigue strength for 20CrMoH gear [J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2013, 14 (8) : 1339-1343.
- [10] OH K K, KIM J H, PARK J Y, et al. Evaluation of fatigue life of welded joint of gear box-shank in vibro ripper using $P-S-N$ curve [J]. Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers A, 2015, 39(12): 1207-1212.
- [11] WANG Z, XING Z, WANG H, et al. The relationship between inclusions characteristic parameters and bending fatigue performance of 20Cr₂Ni₄A gear steel [J]. International Journal of Fatigue, 2022, 155: 106594.
- [12] GARRIDO A, CARO-CARRETERO R, JIMENEZ-OCTAVIO J R, et al. A new approach to fitting the three-parameter Weibull distribution: an application to glass ceramics [J]. Communications in Statistics-Theory and Methods, 2021, 50 (14): 3403-3420.
- [13] KHALIL A, IJAZ M, ALI K, et al. A novel flexible additive Weibull distribution with real-life applications [J]. Communications in Statistics-Theory and Methods, 2021, 50(7): 1557-1572.
- [14] ZHAI J M, LI X Y. A methodology to determine a conditional probability density distribution surface from $S-N$ data [J]. International Journal of Fatigue, 2012, 44: 107-115.
- [15] CAI W, LI W, XU J. Study on the $P-S-N$ curve of sucker rod based on three-parameter Weibull distribution [J]. Materials, 2022, 15(2): 560.
- [16] ASLAM M, BALAMURALI S, PERIYASAMPANDIAN J, et al. Designing of an attribute control chart based on modified multiple dependent state sampling using accelerated life test under Weibull distribution [J]. Communications in Statistics - Simulation and Computation, 2021, 50(3): 902-916.
- [17] ZHU S Y, XU Y, YU X W. Improved homologous expression of the acidic lipase from aspergillus Niger [J]. Journal of Microbiology and Biotechnology, 2020, 30(2): 196-205.
- [18] 李德勇, 姚卫星. 缺口件振动疲劳寿命分析的名义应力法 [J]. 航空学报, 2011, 32(11): 2036-2041.
- LI D Y, YAO W X. Nominal stress approach for life prediction of notched specimens under vibration loading [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(11): 2036-2041.
- [19] BARBOSA J F, CARLOS SILVERIO FREIRE R Jr, CORREIA J A, et al. Analysis of the fatigue life estimators of the materials using small samples [J]. The Journal of Strain Analysis for Engineering Design, 2018, 53(8): 699-710.
-
- 收稿日期:**2025-01-19; **录用日期:**2025-03-10
- 通讯作者:**黄佳(1987—),男,副教授,博士,主要从事极端服役温度下结构关键件力学性能表征和损伤机理研究,联系地址:湖南省长沙市中南大学航空航天技术研究院(410083),E-mail:huangjia216@126.com; 覃厚军(1998—),男,博士,主要从事极端服役温度下结构关键件力学性能表征和损伤机理研究,联系地址:湖南省长沙市中南大学航空航天技术研究院(410083),E-mail:csu245801006qhj@csu.edu.cn
- (本文责编:齐 新)