

文章编号: 1000-8055(2026)11-20250366-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20250366

基于三参数临界距离模型的轮盘偏心孔 低周疲劳寿命预测

陈欢欢^{1,2}, 胡殿印^{1,3,4}, 王贵灿¹, 黄宏扬^{1,2}, 郭民昕²,
钱正明², 毛建兴^{1,3,4}, 王荣桥^{3,4,5}

(1. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191;

2. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

3. 北京航空航天大学 航空发动机结构强度北京市重点实验室, 北京 100191;

4. 中小型航空发动机联合研究中心, 北京 100191;

5. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为提升航空发动机轮盘关键部位疲劳寿命评估精度, 支撑长寿命高可靠性轮盘设计, 聚焦轮盘偏心孔低周疲劳寿命精准预测, 提出三参数临界距离模型, 解决传统临界距离模型因应力梯度与寿命复杂关联导致拟合精度受限问题。核心创新在于: 引入归一化应力梯度与高应力区尺寸, 建立三参数临界距离表达式, 揭示应力梯度与临界距离的强相关性, 通过缺口件试验验证高/低应力梯度下临界距离随寿命的差异化演变规律, 构建完整寿命评估流程, 结合弹塑性有限元仿真与 Smith-Watson-Topper 疲劳寿命模型, 实现临界距离的直接解算与寿命精准预测。轮盘偏心孔模拟件低周疲劳试验验证表明, 所提出的三参数临界距离模型将寿命预测误差从传统方法的3倍分散带外精准至1.5倍分散带内, 显著提升轮盘应力集中部位的寿命预测精度, 为航空发动机轮盘强度设计、安全裕度优化及延寿决策提供直接支撑, 具有重要工程实用价值。

关 键 词: 应力梯度; 临界距离; 低周疲劳; 损伤参量; 寿命预测

中图分类号: V232.3

文献标志码: A

Prediction of low-cycle fatigue life of eccentric holes in disk based on a three-parameter critical distance model

Chen Huanhuan^{1,2}, Hu Dianyin^{1,3,4}, Wang Guican¹, Huang Hongyang^{1,2}, Guo Minxin²,
Qian Zhengming², Mao Jianxing^{1,3,4}, Wang Rongqiao^{3,4,5}

(1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

3. Beijing Key Laboratory of Aero-Engine Structure and Strength,
Beihang University, Beijing 100191, China;

4. United Research Center of Mid-Small Aero-Engine, Beijing 100191, China;

收稿日期: 2025-08-03

基金项目: 国家重点研发计划(2024YFB4609000);

国家科技重大专项(J2019-IV-0009-0077, Y2022-VII-0007-0049, J2022-IV-0011-0025, Y2022-IV-0001-0018);

北京市自然科学基金(3252007)

作者简介: 陈欢欢(1988—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事结构强度与可靠性方向研究。E-mail: chenhuan2023@buaa.edu.cn

通信作者: 毛建兴(1989—), 男, 副研究员, 博士, 主要从事结构强度与可靠性方向研究。E-mail: maojx@buaa.edu.cn

引用格式: 陈欢欢, 胡殿印, 王贵灿, 等. 基于三参数临界距离模型的轮盘偏心孔低周疲劳寿命预测[J]. 航空动力学报, 2026, 41(11): 20250366.

Chen Huanhuan, Hu Dianyin, Wang Guican, et al. Prediction of low-cycle fatigue life of eccentric holes in disk based on a three-parameter critical distance model[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(11): 20250366.

5. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: To enhance the fatigue life assessment accuracy for critical regions of aero-engine turbine disks and support high-reliability, long-life disk design, the challenge of accurate low-cycle fatigue (LCF) life prediction for disk eccentric bore structures was addressed. An innovative three-parameter critical distance (TCD) model was proposed to overcome the limitations of traditional TCD models, which suffered from restricted fitting accuracy due to the complex relationship between stress gradients and fatigue life. The core innovations lied in: introducing normalized maximum stress gradient and high-stress zone dimensions to characterize stress gradient effects, establishing the three-parameter critical distance expression; revealing a strong correlation between stress gradients and critical distance, and validating through notch specimen LCF tests demonstrating differential evolution of critical distance with life under contrasting high and low stress gradients; establishing a comprehensive life assessment framework integrating elastoplastic finite element simulation with the Smith-Watson-Topper fatigue life model, enabling direct critical distance calculation and accurate life prediction. Validation via LCF testing on simulated disk eccentric bore specimens demonstrated that the proposed model significantly reduced life prediction error, bringing results from outside the triple error dispersion band of traditional methods to within a 1.5-fold dispersion band. A substantial improvement in prediction accuracy for life-critical regions with stress concentrations was achieved, directly supporting the aero-engine turbine disk strength design, safety margin optimization, and life extension decision-making, and underscoring its significant practical engineering value.

Keywords: stress gradient; critical distance; low cycle fatigue; damage parameter; life prediction

航空发动机轮盘作为核心承力部件,其服役寿命直接决定整机安全边界。由于几何结构特征影响,如安装边螺栓孔、辐板圆弧过渡、榫槽燕尾/枞树形结构等,轮盘关键考核部位存在显著的应力集中^[1-2]。在高温、高压及高转速的极端服役环境下,极易发生疲劳失效,严重影响航空发动机的安全服役。轮盘关键考核部位疲劳寿命的准确预测对于确保发动机的安全运行和长期耐用至关重要。为此,需建立考虑应力梯度影响的轮盘关键考核部位疲劳寿命预测方法^[3-5],支撑轮盘强度设计。

通常,疲劳裂纹萌生于轮盘的孔边、倒圆等应力集中部位。传统“热点”法基于最大循环应力或应变预测关键部位低周疲劳寿命^[6]。但由于应力集中区域存在显著的应力梯度^[7],仅依赖最大值的预测结果往往偏于保守。随着发动机性能指标不断提升,轻质化与高可靠性的结构设计需求日益迫切,传统“热点”法难以准确评估复杂几何特征的疲劳寿命。为克服这一局限,基于临界距离理论(theory of critical distance, TCD)的寿命预测方法得以发展和应用^[8-10]。

临界距离法最早由 Neuber^[11]提出并应用于

高周疲劳寿命评估,经过进一步发展拓展至低周疲劳领域^[12]。该方法通过定义材料临界距离 L ,对应力集中区域的应力梯度进行平均化处理,显著降低预测结果保守性。因其形式简洁、计算高效且精度可靠,临界距离法在结构疲劳寿命评估中得到广泛应用^[13]。按照平均应力计算方式的差异,临界距离法可分为点法、线法、面法和体法,分别对应零维、一维、二维与三维的应力场平均化处理方式。在理论发展层面,Taylor 等^[14]基于断裂力学理论,将临界距离与裂纹扩展门槛值 ΔK_{th} 和疲劳极限幅值 $\Delta\sigma_0$ 建立关联,解决了临界距离的求解问题。对于低周疲劳寿命预测,Susmel 建议将临界距离 L 与结构的疲劳寿命 N_f 建立联系^[15]。此外,研究者还针对不同构件的疲劳失效模式,分别从晶粒尺寸、塑性区尺寸、最大应力区等方向提出了临界距离的求解方法。但目前主流的思想还是将临界距离看作是寿命或者材料常数的函数^[16],将临界距离假设为与材料常数有关的函数,这一假设适用于高周或者超高周疲劳,将临界距离看作是寿命的函数,适用于中、低周疲劳^[17]。但也有研究指出,临界距离与疲劳寿命表达式仅适用于 V 型缺口件,将其运用到其他尺

寸缺口或含复杂结构特征的试验件上会产生较大预测误差^[18]。已有研究表明, 试验件的疲劳寿命与缺口尺寸、形状密切相关^[19], 这是由应力梯度的不同导致的。因此, 需要找到一个对几何结构特征适应性更好的模型。

为此, 本文针对轮盘关键部位显著应力梯度导致的疲劳失效问题, 以轮盘偏心孔为研究对象, 设计模拟件并开展低周疲劳试验, 分析应力梯度对疲劳寿命的影响; 引入归一化最大应力梯度和高应力区尺寸, 提出反映应力梯度影响的三参数临界距离模型; 支撑轮盘关键考核部位疲劳寿命预测精度提升。

1 缺口件/模拟件低周疲劳试验

1.1 试验材料与试验件

以某型发动机涡轮盘为研究对象, 材料牌号为 GH4169, 其在不同温度下的弹性模量 E 、泊松比 μ 和屈服应力 $\sigma_{0.2}$ 如表 1 所示^[20]。

表 1 GH4169 力学性能

Table 1 Mechanical properties of GH4169

温度/℃	E/GPa	μ	$\sigma_{0.2}/\text{MPa}$
20	200	0.3	1 030
400	176	0.31	960
500	163	0.32	920
600	150	0.32	880

轮盘静强度分析表明, 最大应力点位于偏心孔区域。因此, 本文选取偏心孔结构, 基于临界距离范围内损伤参量一致原则设计模拟件^[21]。鉴于轮盘偏心孔的主要失效模式为低周疲劳, 采用 Smith-Watson-Topper (SWT) 参量作为损伤控制参量, 记为 P_{SWT} , 通过式(1)进行计算。

$$P_{\text{SWT}} = \sigma_{\text{normal,max}} \frac{\Delta \varepsilon_1}{2} \quad (1)$$

式中 $\sigma_{\text{normal,max}}$ 为最大主应变所在平面的最大正应力, $\Delta \varepsilon_1$ 为最大主应变范围。

进一步定义模拟件与真实构件 SWT 参量分布误差为 e , 其计算式如式(2)所示。

$$e = \frac{\max_{0 \leq x \leq L} \left\{ \left| P_{\text{SWT,specimen}}(x) - P_{\text{SWT,disk}}(x) \right| \right\}}{\max_{0 \leq x \leq L} \left\{ P_{\text{SWT,disk}}(x) \right\}} \times 100\% \quad (2)$$

式中 x 为位置坐标, 下标 specimen 表示模拟件, disk 表示轮盘。

通过调整偏心孔模拟件考核面的直径厚度、圆弧半径及弧孔间距等几何参数, 使其临界距离范围内的 SWT 参量分布与真实构件一致。最终模拟件损伤参量分布较真实轮盘最大误差为 4.8%, 如图 1 所示, 验证了设计有效性。模拟件夹持段采用销钉夹持, 试验件设计图纸及详细几何尺寸如图 2 所示。

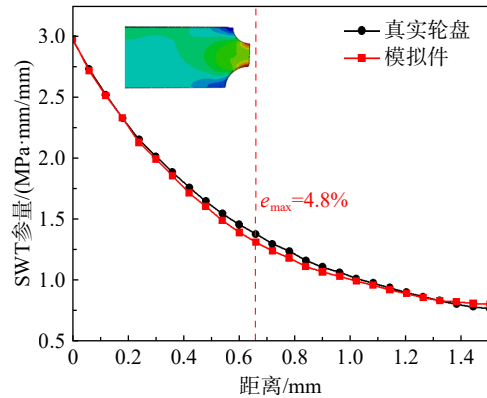


图 1 偏心孔模拟件与真实轮盘损伤参量对比

Fig. 1 Comparison of damage parameters between eccentric hole simulating specimen and real disk

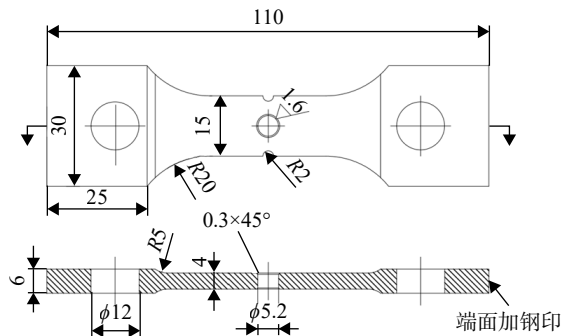


图 2 偏心孔模拟件图纸(单位: mm)

Fig. 2 Drawing of eccentric hole simulating specimen (unit: mm)

为支撑临界距离模型参数的获取, 同步设计了 GH4169 缺口件(缺口应力集中系数 K_t 分别为 2.0 和 4.9)开展低周疲劳试验, 试验件图纸和详细几何尺寸如图 3 所示。

1.2 低周疲劳试验结果及分析

依据涡轮盘实际服役工况, 设计偏心孔模拟件低周疲劳载荷, 温度为 500 ℃, 名义应力 σ_n 分别为 820、900、1 025 MPa, 应力比 $R=0.05$, 加载频率为 10 Hz。偏心孔模拟件低周疲劳试验结果如图 4 所示。

采用扫描电子显微镜(scanning electron microscope, SEM)对试验件断口进行观测分析。不同

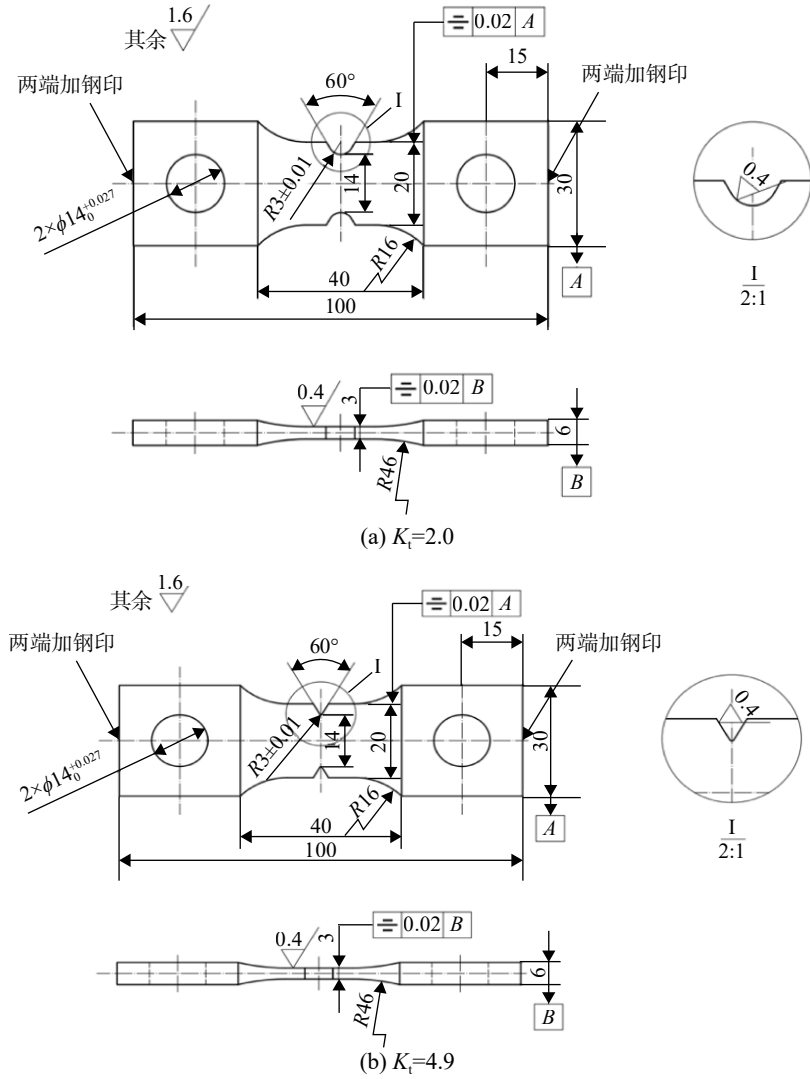


图 3 缺口件图纸(单位: mm)
Fig. 3 Drawing of notched specimen (unit: mm)

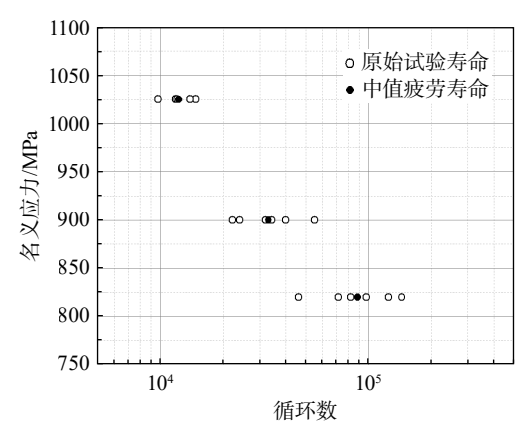
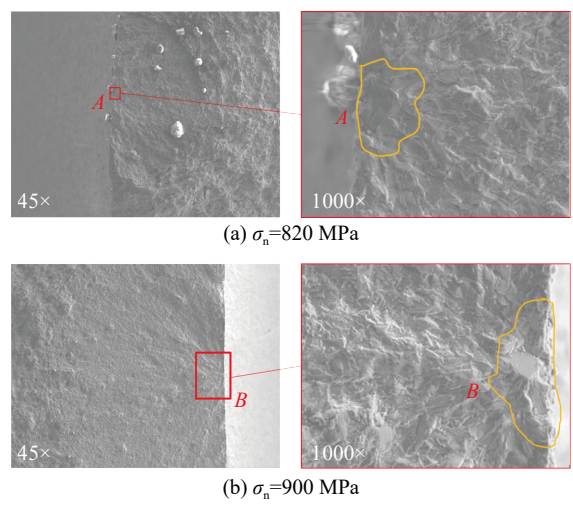


图 4 偏心孔模拟件低周疲劳试验结果
Fig. 4 Low cycle fatigue test results of eccentric hole
simulating specimens

应力水平下 SEM 断口分析结果如图 5 所示。可见, 偏心孔模拟件低周疲劳裂纹源位于孔边应力

集中处, 且均为表面单源起裂。
缺口件低周疲劳试验中, 每种 K_t 缺口件设计了 3 个应力水平, 应力比 $R=0.05$, 加载频率为 10 Hz, 试验结果如图 6 所示。



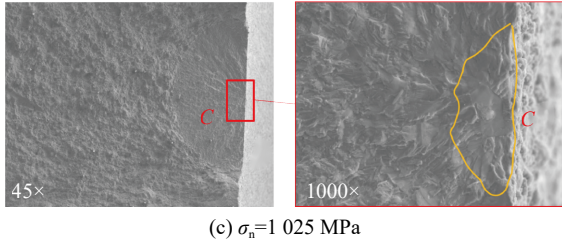


图 5 偏心孔模拟件断口观测结果

Fig. 5 Fracture observation result of eccentric hole simulating specimens

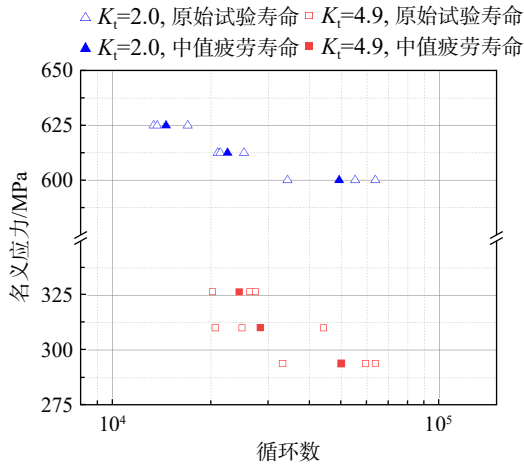


图 6 缺口件低周疲劳试验结果

Fig. 6 Low cycle fatigue test results of notched specimens

2 临界距离模型

2.1 经典临界距离模型

经典的临界距离模型主要有两种,一种是基于线弹性断裂力学理论推导的,将临界距离与裂纹扩展门槛值(临界应力强度因子) ΔK_{th} 和疲劳极限幅值 $\Delta \sigma_0$ 建立关联,其表达式为:

$$L = \frac{1}{\pi} \left(\frac{\Delta K_{th}}{\Delta \sigma_0} \right)^2 \quad (3)$$

另一种则是将临界距离 L 与结构的疲劳寿命 N_f 建立联系,提出的两参数临界距离模型形式,其表达式为:

$$L = \alpha (N_f)^\beta \quad (4)$$

式中 α 、 β 为模型参数。通过联立寿命模型方程进行迭代求解,可以获得结构的临界距离 L 和疲劳寿命 N_f 。

2.2 三参数临界距离模型

在本文中,上述两种模型均被用于临界距离的求解和疲劳寿命评估中。然而,可以预见的是,

基于断裂力学的临界距离模型其临界距离取值固定,而两参数临界距离模型虽能反映出临界距离取值与疲劳寿命长短相关,但无法有效反映由于结构特征导致应力梯度差异的影响。

因此,考虑到临界距离与应力梯度的相关性,本文提出了一种距离模型形式,首先将临界距离与最大应力梯度建立关联,其表达式为:

$$L = AG^B \quad (5)$$

式中 A 、 B 为模型参数, G 为归一化最大应力点的梯度,其计算式为 $G = d\bar{\sigma}(x)/dx$, $\bar{\sigma}$ 为归一化最大应力。

然而,式(5)的形式仍存在不足,其无法反映尺寸效应的影响,相同几何特征在不同尺寸下的应力梯度是不同的。因此,引入归一化临界距离和应力梯度,将式(5)修改为:

$$\bar{L} = A\bar{G}^B \quad (6)$$

式中归一化临界距离 $\bar{L} = L/L_{pe}$, L_{pe} 为高应力区域沿临界距离路径上的尺寸,高应力区域定义为应力不低于最大应力 99% 的区域,尺寸归一化梯度则可表示为:

$$\bar{G} = \frac{d\bar{\sigma}(x)}{dx/L_{pe}} = G \cdot L_{pe} \quad (7)$$

将式(7)代入式(6)可得:

$$\frac{L}{L_{pe}} = A (G \cdot L_{pe})^B \quad (8)$$

移项合并后得到绝对的临界距离表达式为:

$$L = AG^B L_{pe}^{B+1} \quad (9)$$

由此,临界距离由应力梯度和高应力区域尺寸共同决定。进一步放松对变量 L_{pe} 的约束,得到三参数形式的临界距离模型表达式,如式(10)所示。

$$L = AG^B L_{pe}^C \quad (10)$$

式中 C 为模型参数,由不同应力梯度的缺口件疲劳试验结果拟合获取。三参数临界距离模型同时反映了应力梯度和尺寸效应对临界距离取值的影响,具有明确的物理意义,应力梯度 G 可以根据实际选取的损伤参量进行替换,如应变梯度、应变能梯度、SWT 参数梯度等。进一步,将给出临界距离模型参数的拟合过程,并结合寿命预测模型验证三参数临界距离模型的预测精度。

3 考虑应力梯度影响的疲劳寿命评估方法

3.1 低周疲劳寿命预测模型

对于低周疲劳失效,通常采用应变法进行寿命预测,其基础公式为 Manson-Coffin 方程。该方程通过塑性项和弹性项分别表征循环加载下塑性应变和弹性应变对寿命的影响。然而,传统 Manson-Coffin 公式只能适用于应变比 $R_\varepsilon = -1$ 条件。为此,SWT 疲劳寿命预测模型^[22-23]作为 Manson-Coffin 公式的一种修正形式被提出,有效克服了传统模型的局限性,被广泛应用于低周疲劳寿命评估,其表达式为:

$$\frac{\Delta \varepsilon_t}{2} \sigma_{\max} = \frac{(\sigma'_f)^2}{E} (2N_f)^{2b} + \sigma'_f \varepsilon'_f (2N_f)^{b+c} \quad (11)$$

式中 $\Delta \varepsilon_t$ 为总应变范围, $\sigma_{\max}$ 为最大应力, σ'_f 为疲劳强度系数, b 为疲劳强度指数, ε'_f 为疲劳延性系数, c 为疲劳延性指数。

SWT 疲劳寿命预测模型中的参数可通过不同材料光滑圆棒试件在不同应变幅下的疲劳寿命拟合得到。查阅航空发动机设计材料数据手册^[24],拟合 SWT 模型参数,参数取值如表 2 所示,拟合精度达到决定系数 $R^2=0.99$,如图 7 所示。

表 2 SWT 模型参数取值
Table 2 Parameter values of the SWT model

参数	数值
σ'_f	917.07
ε'_f	1.00
b	-0.025
c	-0.689 2

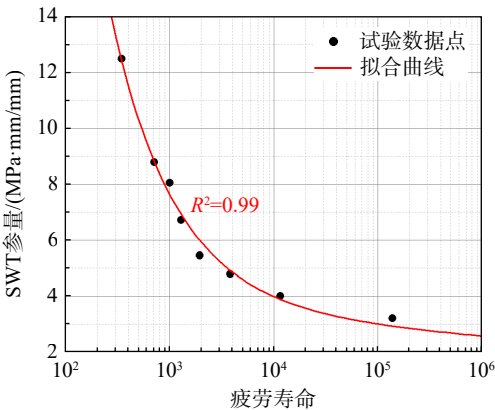


图 7 SWT 模型拟合结果

Fig. 7 Fitting results of SWT model

3.2 临界距离模型参数获取

3.2.1 经典临界距离模型参数获取

基于断裂力学理论的临界距离模型(式(3))参数直接与材料性能相关,参考文献[24]中的数据,GH4169 材料裂纹扩展门槛值 $\Delta K_{th}=3.75 \text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$,疲劳极限幅值 $\Delta \sigma_0 = 772 \text{ MPa}$,计算得到临界距离 $L=0.007 6 \text{ mm}$ 。该模型对应的点法、线法临界距离分别为 $0.5L$ 和 $2L$ 。

对于两参数模型(式(4)),其参数获取过程如下:首先,通过有限元仿真计算试验载荷下两种 K_t 缺口件 SWT 参量沿缺口深度方向分布;其次,将缺口件试验中值疲劳寿命代入 SWT 疲劳寿命预测模型(式(11))计算得到对应寿命下的 SWT 参数值;接着,根据选取的平均应力计算方式,在缺口件 SWT 参量分布上取出相应的临界距离;最后,根据临界距离和寿命的关系拟合两参数临界距离模型参数。

本文中,平均应力计算方式采用点法和线法,其数学表达式分别如式(12)、式(13)所示。

$$\sigma_{\text{mean}} = \sigma|_{r=L_{PM},\theta=0} \quad (12)$$

$$\sigma_{\text{mean}} = \frac{1}{L_{LM}} \int_0^{L_{LM}} \sigma(r, \theta = 0) dr \quad (13)$$

式中 σ 为最大主应力, σ_{mean} 为平均应力, L_{PM} 和 L_{LM} 分别为点法和线法对应的临界距离, γ 、 θ 为以缺口根部为原点建立的球坐标系的坐标。

缺口件临界距离计算结果如表 3、图 8 所示。可见,线法计算得到的临界距离取值较点法大,值得注意的是,两种应力梯度缺口件的临界距离取值随着寿命增大(载荷减小)呈现相反的规律,且点法和线法规律一致:高应力梯度下($K_t=4.9$),临界距离取值随疲劳寿命增大而减小,而低应力梯度下($K_t=2.0$),临界距离取值随疲劳寿命增大而增大。这反映了应力梯度与临界距离取值的显著相关性。临界距离 L 与缺口件疲劳寿命 N_f 的

表 3 缺口件临界距离取值

Table 3 Critical distance values of notched specimens

缺口件类型	中值寿命	临界距离 L_{PM}/mm	临界距离 L_{LM}/mm
$K_t=4.9$	24 456	0.122	0.265
	28 381	0.111	0.237
	50 087	0.097	0.230
$K_t=2.0$	14 585	0.174	0.361
	22 459	0.237	0.495
	49 383	0.348	0.727

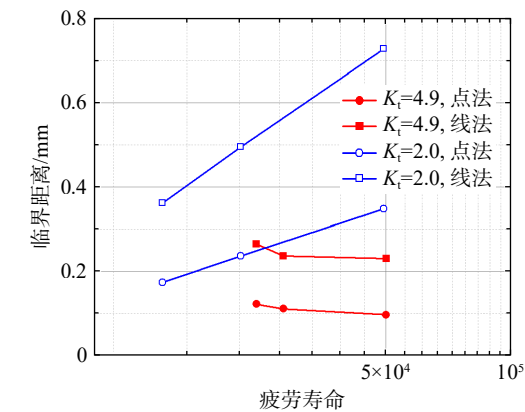


图 8 缺口件临界距离取值

Fig. 8 Critical distance values of notched specimens

两个相反关系直接导致两参数模型参数无法拟合，在此场景下，两参数模型难以适用。

3.2.2 三参数临界距离模型参数获取

在 SWT 参量分布和点法、线法临界距离取值计算方面，三参数临界距离模型与两参数临界距离模型相同，区别在于三参数模型需根据缺口件 SWT 参量分布计算相应的最大应力梯度 G 和高应力区范围 L_{pe} ，计算结果如表 4 所示。进一步拟合相应的模型参数，拟合结果如表 5 所示。

3.3 应力梯度影响下疲劳寿命评估流程

在确定临界距离模型参数后，开展结构件的疲劳寿命评估，其具体流程如下：首先，采用弹塑性有限元模拟计算结构件关键考核部位 SWT 参量分布。在此基础上，分模型执行相应的临界距离和疲劳寿命计算流程。对于两参数模型，首先

表 4 缺口件临界距离及应力梯度取值

Table 4 Critical distance and stress gradient values for notched specimens

缺口件类型	中值疲劳寿命	临界距离 L_{PM}/mm	临界距离 L_{LM}/mm	最大应力梯度 G	高应力区范围 L_{pe}/mm
$K_t=4.9$	24 456	0.122	0.265	5.731	0.001 0
	28 381	0.111	0.237	5.793	0.001 5
	50 087	0.097	0.230	5.870	0.001 9
$K_t=2.0$	14 585	0.174	0.361	0.870	0.004 2
	22 459	0.237	0.495	0.875	0.006 3
	49 383	0.348	0.727	0.882	0.009 0

表 5 三参数临界距离模型参数取值

Table 5 Parameter values of the three-parameter critical distance model

参数	取值(点法)	取值(线法)
A	0.186 1	0.389 4
B	-0.336 2	-0.302 9
C	-0.01	-0.01

联立临界距离模型(式(4))与 SWT 疲劳寿命预测方程(式(11)), 通过迭代求解获得同时满足双约束条件的临界距离与预测寿命。而基于断裂力学的临界距离模型及三参数模型具有直接解算的优势。在获取结构件 SWT 参量分布后, 可直接计算出临界距离, 随后依据点法、线法等平均应力计算方式提取该距离下的 SWT 参量, 最终代入 SWT 疲劳寿命预测模型(式 11)完成疲劳寿命预测。基于两参数临界距离模型和三参数临界距离模型的疲劳寿命预测流程如图 9 所示。进一步将基于

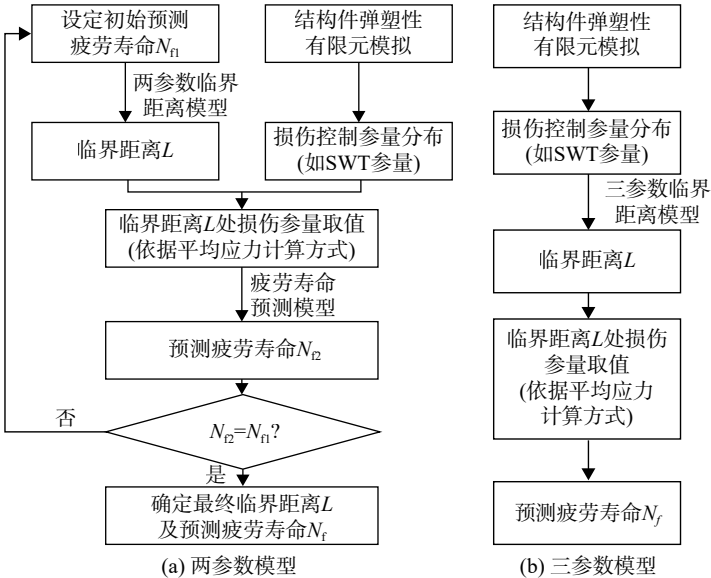


图 9 基于临界距离法的疲劳寿命预测流程

Fig. 9 Fatigue life prediction process based on the critical distance method

上述流程,以偏心孔模拟件为对象,开展考虑应力梯度影响下的孔结构疲劳寿命评估及验证。

4 偏心孔部位疲劳寿命预测

4.1 损伤参量分布计算

通过弹塑性有限元模拟分别计算轮盘偏心孔模拟件在名义应力 σ_n 为 820、900、1 025 MPa 三种载荷状态下的损伤参量分布,其中,以 900 MPa 为例,应力分布云图如图 10 所示。提取应力/应变场计算得到三种载荷状态下孔边 SWT 参量分布如图 11 所示。

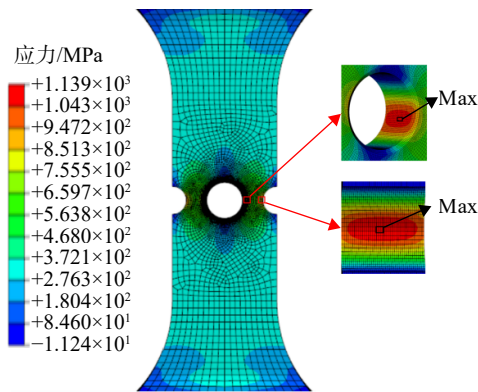


图 10 $\sigma_n=900$ MPa 下偏心孔模拟件孔边应力分布
Fig. 10 Stress distribution at the hole edge of the eccentric hole simulating specimens under $\sigma_n=900$ MPa

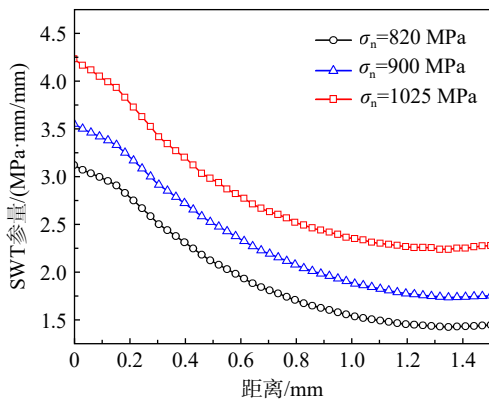


图 11 三种载荷下偏心孔模拟件孔边 SWT 参量分布
Fig. 11 SWT distribution at the hole edge of the eccentric hole simulating specimens under three loads

4.2 临界距离计算

如 3.2.1 节所述,对于基于断裂力学理论的临界距离模型,500 ℃ 下 GH4169 材料的临界距离 $L=0.0076$ mm,则偏心孔模拟件的临界距离(点法)为 0.003 8 mm、临界距离(线法)为 0.015 2 mm,三种载荷状态下并无差异。

对于三参数临界距离模型,首先提取三种载荷下 SWT 参量分布的最大应力梯度 G 和高应力区范围 L_{pe} ,代入式(10),计算得到临界距离如表 6 所示。

表 6 三参数模型计算偏心孔模拟件临界距离
Table 6 Critical distances of the eccentric hole simulating specimens from three-parameter model calculations

中值寿命	最大应力 梯度 G	高应力区 L_{pe}/mm	临界距离 L_{PM}/mm	临界距离 L_{LM}/mm
88 465	0.518	0.019 1	0.242	0.494
33 031	0.492	0.023 0	0.245	0.501
12 280	0.466	0.015 3	0.251	0.512

4.3 疲劳寿命预测结果及分析

根据基于断裂力学理论的临界距离模型和三参数临界距离模型计算得到的临界距离,在各名义应力下偏心孔模拟件孔边 SWT 分布上计算临界距离取值处的 SWT 参量如表 7、表 8 所示。

表 7 基于断裂力学理论的临界距离模型 SWT 计算结果
Table 7 SWT calculation results of critical distance model based on fracture mechanics theory

平均应力 计算方式	中值寿命	临界距离 L/mm	SWT 参量/ (MPa·mm/mm)
点法	88 465	0.003 8	3.117
	33 031		3.544
	12 280		4.231
线法	88 465	0.015 3	3.094
	33 031		3.524
	12 280		4.208

表 8 三参数临界距离模型 SWT 计算结果
Table 8 SWT calculation results of three-parameter critical distance model

平均应力 计算方式	中值寿命	临界距离 L/mm	SWT 参量/ (MPa·mm/mm)
点法	88 465	0.242	2.676
	33 031	0.245	3.084
	12 280	0.251	3.611
线法	88 465	0.494	2.623
	33 031	0.501	3.033
	12 280	0.512	3.574

将上述 SWT 参量代入 SWT 疲劳寿命预测模型(式(11)),分别得到采用基于断裂力学理论的临界距离模型点法和线法、三参数临界距离模型点法和线法的偏心孔模拟件疲劳寿命预测结果,

如图 12 所示。

以中值疲劳寿命为基准, 采用基于断裂力学理论的临界距离模型点法的寿命预测精度在 3.2 倍分散带内, 线法的寿命预测精度在 3.0 倍分散带内; 而采用三参数临界距离模型点法的寿命预测精度在 1.1 倍分散带内, 线法预测精度在 1.4 倍分散带内。这一预测精度的显著差异可以归结于反映应力梯度影响的建模能力, 基于断裂力学理论的临界距离模型参数取值只与材料本身性能相关, 不同载荷下临界距离均为固定值, 无法反映应力梯度对临界距离取值的影响, 因此预测精度较低。相比之下, 三参数临界距离模型具有反映应力梯度影响的能力, 在结构件疲劳寿命预测精度提升方面具有显著优势。

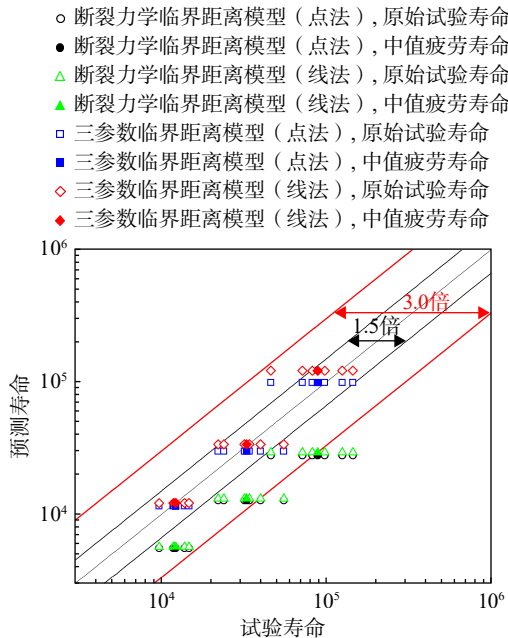


图 12 采用不同临界距离模型的疲劳寿命预测精度对比

Fig. 12 Comparison of fatigue life prediction accuracy using different critical distance models

5 结 论

本文聚焦航空发动机轮盘偏心孔结构的低周疲劳寿命预测难题, 开展了基于临界距离理论的结构件疲劳寿命评估方法研究, 结合缺口件、模拟件低周疲劳试验结论, 提出并验证了一种新型三参数临界距离模型, 显著提升了寿命评估精度, 解决了传统临界距离模型在应力梯度效应表征中的局限。得到的主要结论如下:

1) 针对传统两参数模型因应力梯度与寿命复杂关联导致的参数拟合失效问题, 创新性引入

归一化最大应力梯度与高应力区尺寸, 建立普适性表达式, 首次将尺寸效应与梯度非线性纳入统一框架, 克服了传统方法对几何特征适应性差的瓶颈。

2) 通过多组缺口件低周疲劳试验, 定量刻画了高应力梯度下临界距离随寿命增大而减小、低应力梯度下临界距离随寿命增大而增大的试验规律, 为模型参数标定提供物理基础, 解决了传统模型无法统一描述梯度效应的核心问题。

3) 耦合弹塑性有限元仿真与 SWT 疲劳寿命模型, 实现临界距离的直接求解, 分别采用传统基于断裂力学理论的临界距离模型点法、线法和所提出的三参数临界距离模型的点法、线法开展偏心孔模拟件低周疲劳寿命预测, 三参数临界距离模型将预测精度由传统方法的 3 倍预测分散带外精准至 1.5 倍分散带内, 具有显著精度优势。

参考文献:

参考文献:

- [1] 孙国芹. 高温多轴疲劳行为及寿命预测研究[D]. 北京: 北京工业大学, 2009.
- [2] 叶文龙. 基于临界距离理论的缺口疲劳强度分析与寿命评估[D]. 成都: 电子科技大学, 2022.
Ye Wenlong. Theory of critical distance-based fatigue strength analysis and life evaluation of Notch parts[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2022. (in Chinese)
- [3] Spaggiari A, Castagnetti D, Dragoni E, et al. Fatigue life prediction of notched components: a comparison between the theory of critical distance and the classical stress-gradient approach[J]. *Procedia Engineering*, 2011, 10: 2755-2767.
- [4] Kozáková K, Klusák J. Fatigue lifetime predictions of notched specimens based on the critical distance and stress concentration factors[J]. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 2024, 133: 104579.
- [5] Zhao Wang, He Weifeng. Unveiling the sequence effect of critical plane/distance methods on predicting the fretting fatigue life of dovetail joints[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2025, 325: 111312.
- [6] 钱桂安, 王茂廷, 王莲. 用局部应力应变法进行高周疲劳寿命预测的研究[J]. 机械强度, 2004, 26(增刊 1): 275-277.
Qian Guian, Wang Maoting, Wang Lian. High cycle fatigue life prediction by local stress-strain method[J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2004, 26(Sup 1): 275-277. (in Chinese)
- [7] 文保平, 张镇生, 闵行. 非均匀应力场对构件疲劳强度的影响-应力梯度效应[J]. 机械强度, 1990(1): 13-18, 53.
Wen Baoping, Zhang Zhensheng, Min (Hang) Xing. Influence of inhomogeneous stress field on the member fatigue strength: stress gradients effect[J]. *Journal of Mechanical Strength*, 1990(1): 13-18, 53. (in Chinese)
- [8] Klusák J, Kozáková K. Fatigue life predictions of notched samples based on average strain energy density[J]. *Procedia Structural Integrity*, 2025, 68: 660-665.

- [9] Ye Wenlong, Zhu Shunpeng, Niu Xiaopeng, et al. Fatigue life prediction of notched components under size effect using critical distance theory[J]. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 2022, 121: 103519.
- [10] Zhu Shunpeng, He Jinchao, Liao Ding, et al. The effect of Notch size on critical distance and fatigue life predictions[J]. *Materials & Design*, 2020, 196: 109095.
- [11] Neuber H. Theory of notch stresses: principles for exact calculation of strength with reference to structural form and material[M]. 2nd ed. Oak Ridge: USAEC Office of Technical Information, 1961.
- [12] Peterson R E. Notch sensitivity[M]//Metal Fatigue. New York: McGraw-Hill, 1959: 293-306.
- [13] He Jinchao, Zhu Shunpeng, Tadesse A T, et al. Evaluation of critical distance, highly stressed volume, and weakest-link methods in Notch fatigue analysis[J]. *International Journal of Fatigue*, 2022, 162: 106950.
- [14] Taylor D. The theory of critical distances: a new perspective in fracture mechanics[M]. Oxford: Elsevier, 2007.
- [15] Susmel L. The theory of critical distances: a review of its applications in fatigue[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2008, 75(7): 1706-1724.
- [16] Susmel L, Taylor D. An elasto-plastic reformulation of the theory of critical distances to estimate lifetime of notched components failing in the low/medium-cycle fatigue regime[J]. *Journal of Engineering Materials and Technology*, 2010, 132(2): 021002.
- [17] 刘俭辉, 吴生磊. 基于临界距离理论的缺口件多轴疲劳寿命预测[J]. *西安理工大学学报*, 2024, 40(4): 538-544.
Liu Jianhui, Wu Shenglei. Multiaxial fatigue life prediction of notched parts based on the theory of critical distance[J]. *Journal of Xi'an University of Technology*, 2024, 40(4): 538-544. (in Chinese)
- [18] 何金超, 朱顺鹏, 牛晓鹏, 等. 缺口-尺寸效应下疲劳寿命预测: 考虑应力梯度的临界距离理论[J]. *机械工程学报*, 2023, 59(16): 90-106.
He Jinchao, Zhu Shunpeng, Niu Xiaopeng, et al. Notch fatigue life prediction under size effect: stress gradient-based theory of critical distance[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2023, 59(16): 90-106. (in Chinese)
- [19] 刘香, 王延荣, 田爱梅, 等. 考虑尺寸效应的缺口疲劳寿命预测方法[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(2): 429-437.
Liu Xiang, Wang Yanrong, Tian Aimei, et al. A life prediction method for size effects on notched fatigue[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(2): 429-437. (in Chinese)
- [20] 毛建兴, 戚志帆, 王欣, 等. 孔挤压强化对 GH4169 孔结构高温疲劳裂纹扩展行为影响研究[J]. *推进技术*, 2024, 45(9): 2312011.
Mao Jianxing, Xian Zhifan, Wang Xin, et al. Effects of cold expansion process on high temperature fatigue crack growth behavior of GH4169 hole structure[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2024, 45(9): 2312011. (in Chinese)
- [21] 赵森东, 胡殿印, 毛建兴, 等. 轮盘低周疲劳模拟件设计及试验[J]. *航空学报*, 2023, 44(18): 228320.
Zhao Miaodong, Hu Dianyin, Mao Jianxing, et al. Simulating specimen for low cycle fatigue of aero-engine disc: Design and experiment[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(18): 228320. (in Chinese)
- [22] Coffin L F Jr. A study of the effects of cyclic thermal stresses on a ductile metal[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1954, 76(6): 931-949.
- [23] Smith K N, Watson P, Topper T H. A stress-strain function for the fatigue of metals[J]. *Journal of Materials*, 1970, 5(4): 767-778.
- [24] 飞机发动机设计委员会. 飞机发动机设计材料数据手册: 第三册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2008.

(编辑: 秦理曼)