

引用格式: 董成利, 范姜波, 陆麒羽, 等. FGH96 合金带孔平板疲劳失效机理及寿命预测方法研究[J]. 航空材料学报, 2025, 45(2): 102-109.
DONG Chengli, FAN Jiangbo, LU Qiyu, et al. Research on fatigue failure mechanism and life prediction method of FGH96 flat plate with a hole[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2025, 45(2): 102-109.

FGH96 合金带孔平板疲劳失效机理 及寿命预测方法研究

董成利^{1,2,3}, 范姜波⁴, 陆麒羽⁴, 石多奇⁴, 郭广平^{1,2,3*}

(1. 中国航发北京航空材料研究院, 北京 100095; 2. 中国航发材料检测与评价重点实验室, 北京 100095; 3. 北京市航空材料检测与评价重点实验室, 北京 100095; 4. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘要: 针对 FGH96 合金带孔平板在 600 °C 下开展疲劳实验研究, 采用黏塑性本构模型计算 FGH96 合金带孔平板的应力和非弹性应变分布情况, 结合扫描电子显微镜 (SEM) 对疲劳断口的微观形貌观察分析疲劳失效机理。基于 SEM 观测结果和 FGH96 合金带孔平板的几何特征, 定义临界疲劳损伤参数和应力集中因子, 并对连续损伤力学 (CDM) 模型进行修正。研究结果表明, 相较于传统的疲劳寿命预测方法, 考虑临界疲劳损伤和应力集中因子的改进 CDM 模型对 FGH96 合金带孔平板的疲劳寿命具有更高的预测精度, 预测结果均位于实验结果的 ± 2 倍分散带以内。

关键词: 带孔平板; 疲劳; 失效机理; 寿命预测; 连续损伤力学

doi: 10.11868/j.issn.1005-5053.2024.000082

中图分类号: V231.95

文献标识码: A

文章编号: 1005-5053(2025)02-0102-08

Research on fatigue failure mechanism and life prediction method of FGH96 flat plate with a hole

DONG Chengli^{1,2,3}, FAN Jiangbo⁴, LU Qiyu⁴, SHI Duoqi⁴, GUO Guangping^{1,2,3*}

(1. AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China; 2. AECC Key Laboratory of Material Testing and Evaluation, Beijing 100095, China; 3. Beijing Key Laboratory of Aeronautical Material Testing and Evaluation, Beijing 100095, China; 4. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Fatigue tests were conducted on FGH96 flat plates containing a hole at 600 °C. Utilizing a viscoplastic constitutive model, the stress and plastic strain distributions within these plates were meticulously calculated. Scanning electron microscopy (SEM) was employed to analyze the fatigue failure mechanism. Based on SEM observations and the geometric attributes of the FGH96 plates with holes, the critical fatigue damage and stress concentration coefficient were defined. Subsequently, the CDM (cumulative damage model) was refined accordingly. The findings revealed that, in comparison to conventional fatigue life prediction techniques, the revised CDM model, which incorporates critical fatigue damage and stress concentration coefficients, exhibited enhanced prediction accuracy for the fatigue life of FGH96 flat plates with holes. Notably, all prediction results fell within a ± 2 error band.

Key words: flat plate with a hole; fatigue; failure mechanism; life prediction; cumulative damage model

涡轮盘作为航空发动机的关键承力部件, 其结构可靠性和安全性受到重点关注^[1-5]。为满足减

重、连接和通气的功能需求, 涡轮盘通常设计有螺栓孔、中心孔和减重孔等带有倒角特征的孔结构。

在航空发动机启停过程中,应力集中将会导致孔边应力增大,使其成为疲劳失效的薄弱部位^[6]。AL31F和JT8D-219发动机均因为轮盘中孔结构导致的疲劳失效而发生过大安全事故^[7-8]。因此,针对涡轮盘上孔的典型结构开展疲劳寿命评估对航空发动机服役安全性、可靠性和经济性具有重要意义。

作为先进航空发动机涡轮盘的主要材料,粉末高温合金的力学性能和抗疲劳能力受到了国内外的广泛关注^[9]。张国栋等^[10]对FGH95和FGH96两种合金进行温度循环为350℃到600℃的同相位和反相位热机械疲劳实验,并分析比较两种合金的热机械疲劳滞后回线、循环应力响应行为和疲劳寿命,证明FGH96合金热机械疲劳性能的优越性。刘昌奎团队^[11]针对FGH96合金开展原位疲劳实验,分析FGH96合金在高循环疲劳条件下的失效机理,并揭示FGH96合金中不同级别的原始颗粒边界在550℃下对高周疲劳力学行为的影响。苗国磊等^[11]通过宽载荷水平大子样实验研究了缺陷对FGH96合金的疲劳寿命分散性的影响,并获得内部缺陷与FGH96合金疲劳寿命的相关性。冯引利等^[12]分析表面加工状态对FGH96合金疲劳性能的影响,并基于Manson-Coffin公式建立考虑表面加工状态的FGH96合金低循环疲劳寿命分析

方法。肖阳等^[13]对Walker指数 γ 的计算公式进行改进,同时结合Manson-Halford模型对Smith-Watson-Topper模型(简记为SWT模型)中的塑性变形参数进行修正,提出一种基于SWT模型的FGH96合金改进的低周疲劳寿命预测方法,从而获得了良好的寿命预测结果。此外,施祎等^[14]和赵作鹏等^[15]揭示FGH96合金高温损伤机制并基于断裂力学方法提出了疲劳寿命预测方法。综上所述,目前已有多种与FGH96合金相关的疲劳寿命预测方法,但针对FGH96合金带孔平板的寿命预测研究仍然较为匮乏。

本工作运用黏塑性本构方法开展FGH96合金带孔平板在涡轮盘服役条件下的应力应变计算与分析,采用SEM观测断口形貌特征,基于黏塑性本构方法计算结果和断口形貌特征建立FGH96合金带孔平板的疲劳寿命预测方法。

1 实验材料及方法

1.1 材料

实验所使用的材料是第二代损伤容限型粉末高温合金FGH96^[15],密度约为8.32 g/cm³,主要化学成分见表1。

表1 FGH96合金化学成分表(质量分数/%)

Table 1 Chemical composition table of FGH96 alloy (mass fraction/%)

C	Cr	Co	W	Mo	Nb	Al	Ti	Zr	Ni
0.05	16	13	4	4	0.7	2.1	3.7	0.05	Bal.

实验所用FGH96合金的固溶处理制度为:1150℃,保温2~5h,油冷至427℃以下;时效处理制度为:760℃,保温8~24h,空冷或炉冷至300℃以下。经过热处理后,FGH96合金在600℃下的弹性模量约为188.32 GPa,泊松比约为0.3,屈服强度 σ_s 约为1052 MPa,抗拉强度 σ_b 约为1520 MPa。为了充分模拟涡轮盘的几何特征,设计并使用如图1所示的FGH96合金带孔平板。该带孔平板标距段长20 mm,宽16 mm,其中孔直径为7.6 mm,带孔平板的孔边包含倒角特征。

1.2 实验矩阵

为模拟FGH96合金带孔平板实际载荷特征,设计如表2所示的实验矩阵,并在Instron 8801疲劳实验机上开展应力控制的疲劳实验。其中,测试标准参照HB 20449—2018执行,实验温度为600℃,应力比为0.05,加载波形为三角波。载荷谱

如图2所示。

疲劳实验结束后采用SEM对疲劳断口形貌进行观测,对比FGH96合金带孔平板在不同实验条件下的断口形貌特征,分析疲劳失效机理。

1.3 黏塑性本构模型建模方法

采用黏塑性本构模型分析FGH96合金带孔平

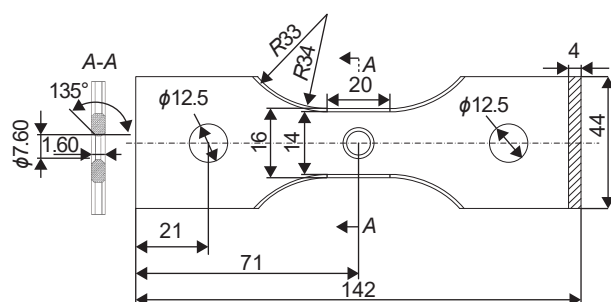


图1 FGH96合金带孔平板图纸

Fig. 1 Flat plate with a hole of FGH96 alloy

表2 实验矩阵
Table 2 Experiment matrix

Project	Loading scheme	Load/kN	Stress amplitude/MPa	Mean stress/MPa	Stress ratio
1	Load 0.5 s, unload 0.5 s	23	297.5	328.8	0.05
2	Load 0.5 s, unload 0.5 s	28	362.2	400.3	0.05
3	Load 0.5 s, unload 0.5 s	33	426.9	471.8	0.05
4	Load 0.5 s, unload 0.5 s	38	491.6	543.3	0.05

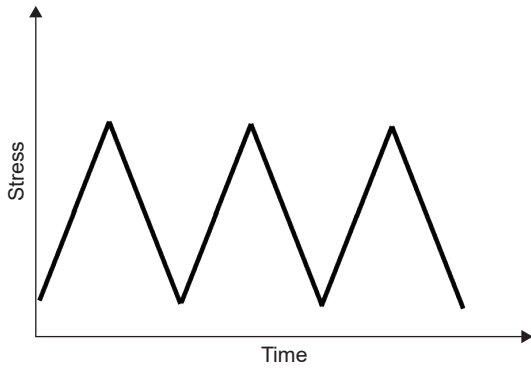


图2 实验载荷谱

Fig. 2 Experimental load spectrum

板的应力应变状态,并结合较为危险的位置分析其主要破坏特征,为寿命建模提供理论基础。其中所采用的黏塑性本构理论框架如式(1)~(6)^[16-17]所示。

流动方程为:

$$d\varepsilon_{in} = \left(\frac{\left| \frac{\sigma}{1-D} - 1.5X \right| - k - R}{K} \right)^n \text{sign}(\sigma - 1.5X) \frac{1}{1-D} \quad (1)$$

为更好模拟材料的循环硬化/软化和蠕变的第3阶段,在式(1)中引入材料的总损伤 D 。 σ 表示考虑损伤后的有效应力; X 为背应力; K 和 n 为材料参数; R 为各向同性硬化标量; k 为初始屈服强度。

背应力演化方程为:

$$dX = c d\varepsilon_{in} - \alpha \varepsilon_{in} |d\varepsilon_{in}| - \beta |1.5X|^r X \quad (2)$$

式中: c 、 α 、 β 、 r 均为材料参数,第一项称为线性硬化项,第二项称为动态回复项,第三项称为热回复项(常用于考虑高温蠕变变形)。

各向同性硬化标量演化方程为:

$$dR = b(W - R) |d\varepsilon_{in}| \quad (3)$$

式中: b 与 W 是材料参数。

损伤演化方程为:

$$dD = D_0 \left(\frac{\left| \frac{\sigma}{1-D} - 1.5X \right| - R - k}{K_d} \right)^{n_d} \frac{1}{(1-D)^{k_d}} \quad (4)$$

在损伤演化方程中, D_0 、 K_d 、 n_d 、 k_d 表示损伤演化的材料常数。

应力-应变关系为:

$$d\sigma = E \cdot d\varepsilon_e \quad (5)$$

$$d\varepsilon_e = d\varepsilon_t - d\varepsilon_{in} \quad (6)$$

式中: E 为杨氏模量; ε_t 、 ε_e 和 ε_{in} 分别为总应变、弹性应变和塑性应变。

2 实验结果分析

2.1 有限元计算与寿命实验结果

图3为通过单调拉伸和蠕变数据标定黏塑性本构模型参数,计算得到的标准试样在不同应力比下

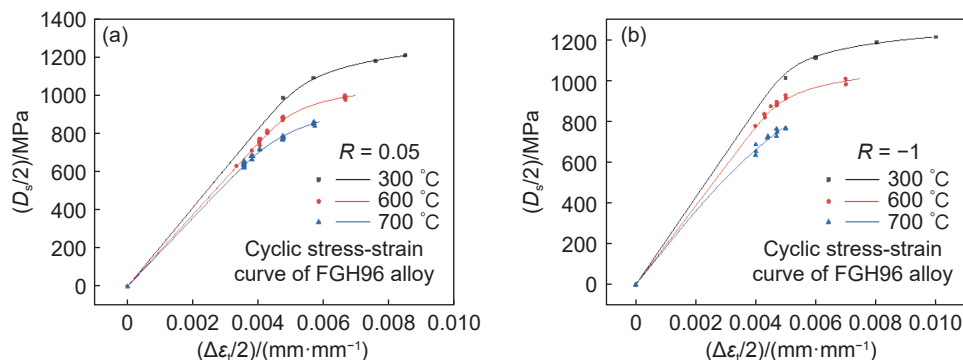


图3 FG96合金循环应力-应变曲线 (a)R=0.05;(b)R=-1

Fig. 3 Cyclic stress-strain curves of FG96 alloy (a)R=0.05;(b)R=-1

的循环应力-应变曲线。图中点为实验值, 曲线为计算值。计算结果表明所使用的黏塑性本构模型对于 FGH96 合金的循环应力-应变曲线相对计算误差不超过 10%。其中, 相对计算误差公式如下:

$$\text{error} = \sum_{i=1}^m \frac{|\sigma_{\text{exp}} - \sigma_{\text{sim}}|}{\sigma_{\text{exp}}} \frac{1}{m} \quad (7)$$

式中: m 为数据点个数; σ_{exp} 和 σ_{sim} 分别为实验值和计算值。

采用黏塑性本构模型计算 23 kN 载荷下 FGH96 合金 1/4 带孔平板的应力应变, 如图 4 所示。计算结果表明, FGH96 合金带孔平板和 $K_t=3$ 的带

孔平板应力集中位置相同^[18], 均位于垂直于加载方向的最大半径处。由于孔径和倒角的影响, FGH96 合金带孔平板的应力集中系数为 2.49。此外, 相较于应力集中位置处, FGH96 合金带孔平板其他位置的非弹性应变几乎可以忽略不计。因此, 应力集中位置是疲劳裂纹萌生的主要源区。

FGH96 合金带孔平板疲劳寿命实验结果如图 5 所示。由于孔边应力集中, FGH96 合金带孔平板的疲劳寿命远低于标准试样, 但寿命随应力衰减趋势基本相同。相比于 $K_t=3$ 的疲劳寿命结果, FGH96 合金带孔平板的寿命偏高, 这与应力集中密切相关。

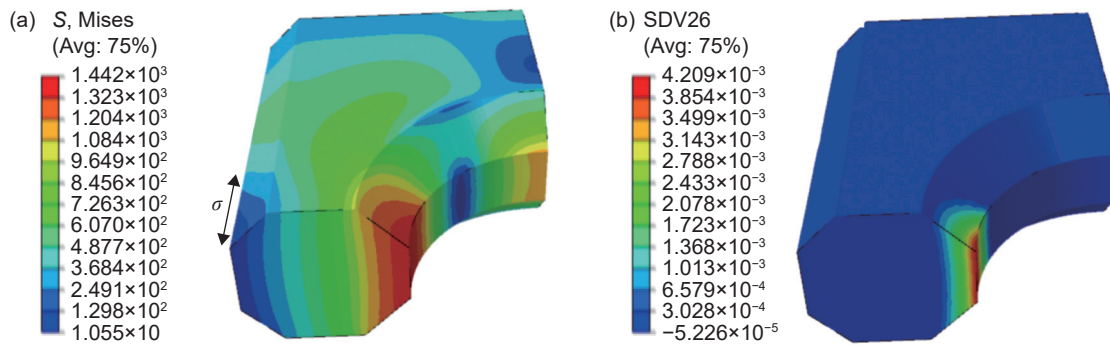


图 4 23 kN 下的 Mises 应力和非弹性应变 (a)Mises 应力; (b)非弹性应变
Fig. 4 Mises stress and inelastic strain at 23 kN (a)Mises stress; (b)inelastic strain

2.2 断口分析

疲劳裂纹均萌生于有限元计算所获得的高应力区, 如图 6 所示。除传统的疲劳断口形貌特征外, 疲劳源随着载荷的增大由点状分布逐渐转变为线状分布。除此之外, 载荷对疲劳扩展区的面积同样产生影响。随着载荷的增大, 疲劳扩展区逐渐减小, 瞬断区的比例逐渐增大。而疲劳扩展区面积与疲劳损伤密切相关, 因此可以通过 SEM 观测结果定义临界疲劳损伤。

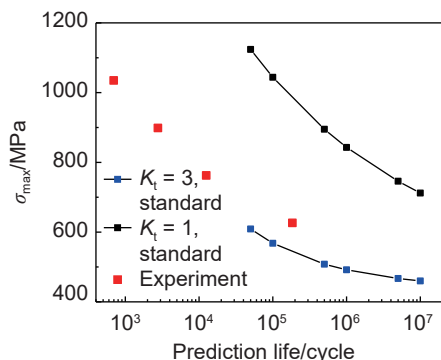


图 5 FGH96 合金带孔平板疲劳寿命
Fig. 5 Fatigue life of FGH96 alloy plate with holes

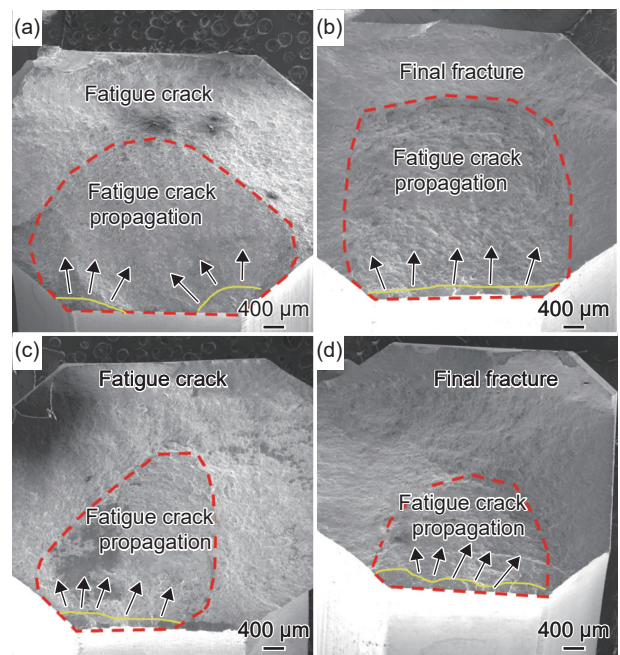


图 6 不同载荷下的疲劳断口图
(a)23 kN; (b)28 kN; (c)33 kN; (d)38 kN
Fig. 6 Fatigue fracture diagram under different loads
(a)23 kN; (b)28 kN; (c)33 kN; (d)38 kN

如图7(a)中的蓝色虚线框所示,在靠近疲劳源区附近的FGH96合金带孔平板侧面上存在大量的裂纹,即在高应力区内存在裂纹萌生的竞争机制。而在远离疲劳源(如图7(a)中的黑色虚线框所示)100 μm

处的红色线框内出现了大量的疲劳条带,同时在疲劳条带中存在大量与疲劳条带平行的二次裂纹,如图7(b)所示。FGH96合金带孔平板断口分析结果表明,在疲劳扩展过程中,二次裂纹可能萌生于疲劳条带处。

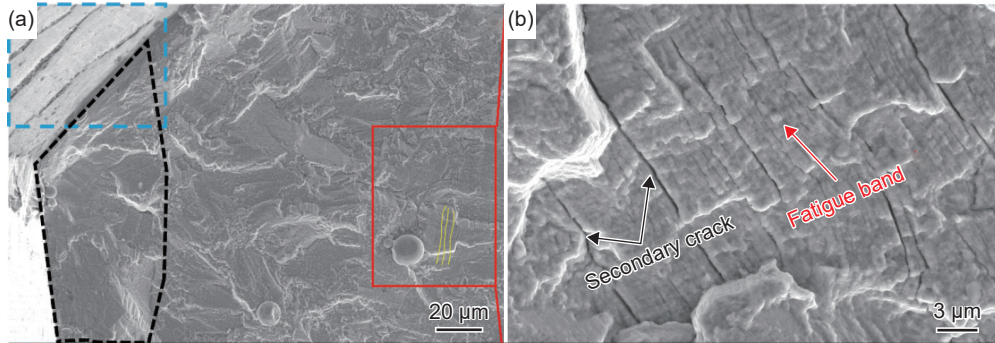


图7 疲劳源区特征 (a)裂纹萌生区;(b)疲劳条带

Fig. 7 Fatigue source region characteristics (a) crack initiation zone; (b) fatigue bands

3 寿命预测模型

3.1 修正的CDM模型

连续损伤力学理论在工程实践中得到广泛应用,被认为是表征材料从损伤到失效这一连续物理过程的有效方法^[19]。Chaboche和Lesne提出了一种非线性连续损伤力学(NLCDM)模型^[20-22]来表达材料的退化过程,在工程领域中该模型提供了较好的寿命预测精度。在CDM框架中,初始状态下的损伤被定义为0,而材料的临界损伤值通常被定义为1。然而,断口分析结果表明疲劳损伤的临界值通常小于1。在疲劳载荷下,试样断口通常会分为疲劳源区、疲劳扩展区和瞬断区。其中,瞬断区是由于疲劳损伤达到临界值时试样在外载荷的作用下瞬间拉断而形成的。因此,通过瞬断区面积可以定义疲劳失效的临界损伤值,如式(8)所示:

$$D_f = \frac{S - S_{in}}{S} = \frac{\sigma_b - \sigma_{f, \max}}{\sigma_b} \quad (8)$$

式中: S 为试样的有效承载面积; D_f 为疲劳失效的临界损伤值; S_{in} 为疲劳损伤达到临界值时的有效承载面积,在纯疲劳载荷下可以认为是瞬断区面积; σ_b 和 $\sigma_{f, \max}$ 分别是抗拉强度和疲劳载荷的最大应力。

CDM模型的表达式如式(9)所示:

$$N_f = \frac{[1 - (1 - D_f)^{1+\beta}]^{1-\alpha}}{(1+\beta)(1-\alpha)} \left(\frac{\sigma_a}{M_0(1-m\sigma_m)} \right)^{-\beta} \quad (9)$$

式中: N_f 为疲劳寿命; σ_a 和 σ_m 分别是应力幅和平均应力; α 、 β 、 m 和 M_0 是和材料相关的模型参数。

使用材料手册^[23]中FGH96合金的光棒疲劳实验数据拟合后可以获得如表3所示的模型参数。如

图8所示,CDM模型预测的标准试样寿命均在实验结果的±2倍寿命分散带内,证明模型参数合理。

表3 CDM模型参数

Table 3 CDM model parameters

α	β	M_0	m
0.8124	9.53	2624	0.000535

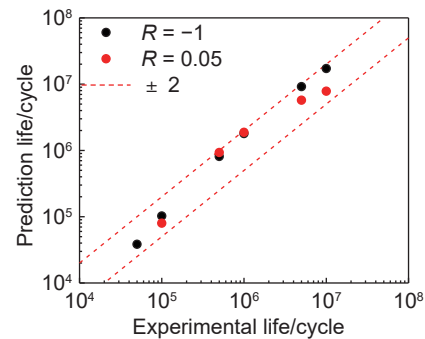


图8 CDM模型对标准试样的寿命预测结果
Fig. 8 Life prediction results of CDM model for standard sample

对于FGH96合金带孔平板而言,几何特征使得经典CDM模型的预测结果出现较大的误差。究其原因主要是孔边的应力集中加速了FGH96合金带孔平板破坏,削减了其疲劳寿命。因此需要在CDM模型中考虑应力集中的影响。本工作引入应力集中因子对CDM模型进行修正,如式(10)所示:

$$N_f = \frac{[1 - (1 - D_f)^{1+\beta}]^{1-\alpha}}{(1+\beta)(1-\alpha)} \left(\frac{S_{eq} \cdot \sigma_a}{M_0(1-m\sigma_m)} \right)^{-\beta} \quad (10)$$

式中: S_{eq} 为应力集中因子,是标距段中最大截面面积与最小截面面积之比。

3.2 寿命预测结果

为验证修正的CDM模型在低循环寿命预测中

的准确性和优越性,使用 4 种现有常用的寿命预测模型进行对比,模型中所涉及的材料参数均来自于参考文献 [24]:

(1) Manson-Coffin 模型

$$\epsilon_t = \frac{\sigma'_f}{E}(2N_f)^e + \frac{\epsilon'_f}{E}(2N_f)^d \quad (11)$$

式中: σ'_f 为疲劳强度系数; e 为疲劳强度指数; ϵ'_f 为疲劳延性系数; d 为疲劳延性指数。FGH96 合金的 Manson-Coffin 模型参数见表 4。

表 4 Manson-Coffin 模型参数
Table 4 Manson-Coffin model parameters

Strain ratio, R	σ'_f	e	ϵ'_f	d
-1	3332.65	-0.12	0.077	-0.6
0.05	2320.14	-0.12	0.075	-0.7

(2) SWT 模型

$$\epsilon_a \sigma_{\max} = \frac{\sigma'^2_f}{E}(2N_f)^{2e} + \sigma'_f \epsilon'_f (2N_f)^{e+d} \quad (12)$$

式中: σ_{\max} 为最大应力。其中, FGH96 合金的 SWT 模型参数如表 5 所示。

表 5 SWT 模型参数
Table 5 SWT model parameters

Strain ratio, R	σ'_f	e	ϵ'_f	d
-1	1406.56	-0.11	0.26	-0.6
0.05	1562.35	-0.12	0.05	-0.7

(3) Morrow 模型

$$\epsilon_a = \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{E}(2N_f)^e + \epsilon'_f (2N_f)^{e+d} \quad (13)$$

式中: ϵ_a 为应变幅值; σ_m 为平均应力。其中, FGH96 合金的 Morrow 模型参数如表 6 所示。

表 6 Morrow 模型参数
Table 6 Morrow model parameters

Strain ratio, R	σ'_f	e	ϵ'_f	d
-1	1964.23	-0.11	0.27	-0.68
0.05	1857.77	-0.12	0.05	-0.71

(4) Walker 模型

$$\epsilon_t = \frac{\sigma'_f}{E} \left(2N_f \left(\frac{1-R}{2} \right)^{\frac{1-\gamma}{e}} \right)^e + \frac{\epsilon'_f}{E} \left(2N_f \left(\frac{1-R}{2} \right)^{\frac{1-\gamma}{e}} \right)^d \quad (14)$$

式中: R 为应力比; γ 为拟合参数^[25]。其中, FGH96 合金的 Walker 模型参数如表 7 所示。

图 9 为寿命预测结果。由图 9 可知, 相比于传

表 7 Walker 模型参数
Table 7 Walker model parameters

σ'_f	e	ϵ'_f	d	γ
1857.61	-0.08	9.644	-1.1	0.96

统的寿命预测模型, 修正的 CDM 模型预测结果均位于实验结果的 ± 2 倍分散带以内, 预测结果与实验结果吻合较好。而其他 4 种常用的寿命预测模型获得的预测结果过于保守, 并且预测误差较大。

为进一步对比上述五种模型的寿命预测能力, 平均相对误差 (mean relative error, MRE) 被用于直观比较五种模型的预测能力, 其表达式为:

$$MRE = \frac{1}{k} \sum_{i=1}^k \left| \frac{N_{fp} - N_{ft}}{N_{ft}} \right| \quad (15)$$

式中: k 为实验数量; N_{fp} 为预测的疲劳寿命; N_{ft} 为实验获得的疲劳寿命。

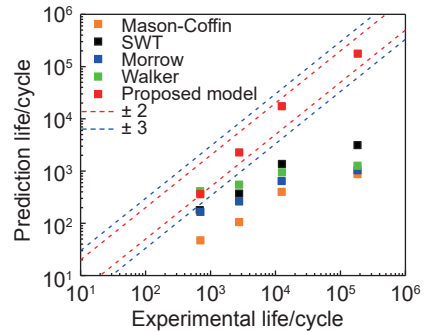


图 9 寿命预测结果
Fig. 9 Life prediction result

通过对比上述 5 种模型的 MRE 结果可知, 本工作所提出的修正的 CDM 模型具有最高的预测精度, 预测结果均位于实验结果的 ± 2 倍分散带以内。而其他 4 种模型的预测结果均超过实验结果的 ± 3 倍分散带, 并且预测结果差异不明显, 如图 10 所示。

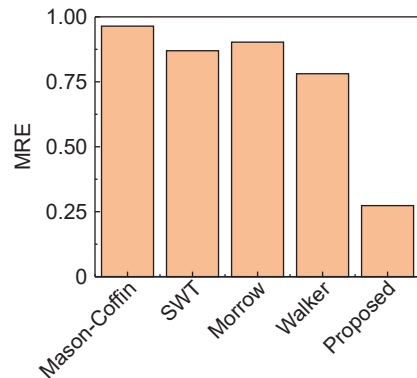


图 10 5 种模型的平均相对误差
Fig. 10 Average relative error of the five models

4 结论

(1) 由于孔径较大, FGH96 合金带孔平板的应力集中系数通常小于 3。FGH96 合金带孔平板的疲劳裂纹通常在应力集中处萌生, 并且随着应力的逐渐增大, FGH96 合金带孔平板的疲劳源逐渐由点源向线源转变。

(2) 结合断口形貌特征, 定义了 CDM 模型中的临界损伤值, 并依据几何特征对 CDM 模型进行了修正, 提出一种适用于 FGH96 合金带孔平板的疲劳寿命预测方法。

(3) 相比于传统寿命预测方法, 改进的 CDM 模型对于 FGH96 合金带孔平板的疲劳寿命具有更好的预测精度, 预测结果均位于实验结果的 ± 2 倍分散带以内。

参考文献:

- [1] 周静怡, 刘昌奎, 赵文侠, 等. 粉末高温合金 FGH96 原始颗粒边界及高温原位高周疲劳研究[J]. *航空材料学报*, 2017, 37(5): 83-89.
ZHOU J Y, LIU C K, ZHAO W X, et al. Prior particle boundary of FGH96 superalloy and its *in-situ* high-cycle fatigue at elevated temperature[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2017, 37(5): 83-89.
- [2] 李林翰, 张继, 张文云, 等. 镍基高温合金 GH4065A 高温疲劳断裂机制研究[J]. *材料工程*, 2025, 53(1): 72-80.
LI L H, ZHANG J, ZHANG W Y, et al. Fatigue fracture mechanism of Ni-base superalloy GH4065A at elevated temperatures[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2025, 53(1): 72-80.
- [3] 董建民, 李嘉荣, 甄真, 等. 渗铝涂层对 DD6 单晶高温合金疲劳性能的影响[J]. *材料工程*, 2025, 53(1): 65-71.
DONG J M, LI J R, ZHEN Z, et al. Effect of aluminizing coating on fatigue properties of DD6 single crystal superalloy[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2025, 53(1): 65-71.
- [4] 张丁非, 戴庆伟, 胡耀波, 等. 塑性损伤的发展与应用[J]. *材料工程*, 2011(1): 92-98.
ZHANG D F, DAI Q W, HU Y B, et al. Development and application of ductile damage[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2011(1): 92-98.
- [5] 陈传尧. 疲劳与断裂[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2002.
CHEN C Y. Fatigue and fracture[M]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology Press, 2002.
- [6] 魏大盛, 冯俊淇, 马梦弟, 等. 航空发动机轮盘中心孔模拟试验件设计方法及试验验证[J]. *航空动力学报*, 2022, 37(10): 2157-2166.
WEI D S, FENG J Q, MA M D, et al. Design method and test verification of simulated specimen of aeroengine disc center hole[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(10): 2157-2166.
- [7] 杨兴宇, 董立伟, 郑小梅, 等. 某压气机轮盘均压孔挤压强化数值仿真和挤压头设计[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(8): 1769-1776.
YANG X Y, DONG L W, DENG X M, et al. Simulation of extrusion strengthening of pressure equalizing hole of an engine compressor disc and design of extrusion heads[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(8): 1769-1776.
- [8] National Transportation Safety Board. Aircraft accident report-uncontained engine failure[R]. Virginia: National Technical Information Service, 1996.
- [9] 吴杰, 吴小飞, 田凯, 等. Ti₂AlNb 粉末合金制备及力学性能影响[J]. *材料工程*, 2025, 53(1): 175-185.
WU J, WU X F, TIAN K, et al. Preparation and mechanical properties influencing of Ti₂AlNb powder alloy[J]. *Journal of Materials Engineering*, 2025, 53(1): 175-185.
- [10] 张国栋, 何玉怀, 苏彬. 粉末高温合金 FGH95 和 FGH96 的热机械疲劳性能[J]. *航空材料学报*, 2011, 31(6): 96-100.
ZHANG G D, HE Y H, SU B. Thermal-mechanical fatigue performance of powder metallurgy superalloy FGH95 and FGH96[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2011, 31(6): 96-100.
- [11] 苗国磊, 杨晓光, 石多奇. 粉末冶金镍基高温合金 FGH96 高温疲劳寿命分散性特征[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(2): 424-428.
MIAO G L, YANG X G, SHI D Q. Behavior of fatigue life variability of nickel-based powder metallurgy superalloy FGH96 at elevated temperature[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(2): 424-428.
- [12] 冯引利, 杨健, 吴长波. 考虑表面加工状态的粉末盘低循环疲劳寿命分析[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(2): 265-272.
FENG Y L, YANG J, WU C B. Analysis of powder alloy disk's low cycle fatigue life with surface machining status[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(2): 265-272.
- [13] 肖阳, 秦海勤, 徐可君, 等. 基于改进 SWT 模型的 FGH96 合金低周疲劳寿命预测[J]. *航空学报*, 2021, 42(5): 328-336.
XIAO Y, QIN H Q, XU K J, et al. Low cycle fatigue life prediction of FGH96 alloy based on modified SWT model[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(5): 328-336.

- [14] 施祎, 杨晓光, 吕双祺, 等. 粉末镍基高温合金缺陷破坏的认识及力学方法[J]. *中国有色金属学报*, 2023, 33(1): 40-54.
SHI Y, YANG X G, LV S Q, et al. Understanding and mechanical method of failure induced by defects in powder metallurgy nickel-based superalloys[J]. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, 2023, 33(1): 40-54.
- [15] 赵作鹏, 胡绪腾, 郭秩维, 等. FGH96 粉末涡轮盘结构模拟件疲劳小裂纹扩展试验[J]. *航空发动机*, 2024, 50(2): 83-87.
ZHAO Z P, HU X T, GUO Z W, et al. Fatigue small crack propagation test of FGH96 turbine disc structure simulation specimen[J]. *Aeroengine*, 2024, 50(2): 83-87.
- [16] 隋天校, 石多奇, 杨秦政, 等. 晶体塑性本构模型材料参数识别方法研究[J]. *推进技术*, 2023, 44(3): 200-209.
SUI T X, SHI D Q, YANG Q Z, et al. Material parameter identification method of crystal plastic constitutive models[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(3): 200-209.
- [17] 隋天校, 石多奇, 王相平, 等. 取向相关的单晶高温合金低周疲劳寿命评估方法[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(10): 2139-2148.
SUI T X, SHI D Q, WANG X P, et al. Orientation-dependent low-cycle fatigue life evaluation method for single crystal superalloys[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(10): 2139-2148.
- [18] ZHANG H, SHI D, LI Z, et al. Creep-fatigue behavior of thin-walled plate with holes: stress state characterization and life estimation[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 2022, 45(10): 3053-3066.
- [19] WANG H, LI B, XUAN F Z. Fatigue-life prediction of additively manufactured metals by continuous damage mechanics (CDM)-informed machine learning with sensitive features[J]. *International Journal of Fatigue*, 2022, 164: 107147.
- [20] CHABOCHE J L. Continuous damage mechanics—a tool to describe phenomena before crack initiation[J]. *Nuclear engineering and design*, 1981, 64(2): 233-247.
- [21] CHABOCHE J L, LESNE P M, MAIRE J F. On the constitutive damage modelling of composite systems[C]// *Engineering Mechanics*. Reston, VA: American Society of Civil Engineers, 1995.
- [22] CHBOCHE J L, LESNE P M A. A non-linear continuous fatigue damage model[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 1988, 11(1): 1-17.
- [23] 中国金属学会高温材料分会. 中国高温合金手册[M]. 北京: 中国标准出版社, 2012.
High Temperature Materials Branch of the Chinese Society of Metals. Chinese superalloy handbook[M]. Beijing: Standards Press of China, 2012.
- [24] 梁逸君. 基于特征模拟件的粉末涡轮盘寿命预测方法[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2021.
LIANG Y J. Life prediction method of powder metallurgy turbine disk based on simulated specimens[D]. Beijing: Beihang University, 2021.
- [25] 张国乾, 赵明, 章胜, 等. 基于 Walker 等效应变的涡轮盘低周疲劳寿命预测[J]. *航空材料学报*, 2013, 33(6): 81-85.
ZHANG G Q, ZHAO M, ZHANG S, et al. Low cycle fatigue life prediction of turbine disks based on walker equivalent strain[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2013, 33(6): 81-85.

收稿日期: 2024-05-15; 录用日期: 2024-07-16

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-VI-0008); 稳定支持项目(2019-363)

通讯作者: 郭广平(1969—), 男, 博士, 研究员, 研究方向为航空材料及结构的力学行为与无损检测, 联系地址: 北京市 81-8 信箱(100095), E-mail: guangping.guo@163.com

(本文责编: 张 琴)