

引用格式: 郭秩维, 李昀睿, 张付震, 等. FGH4096 合金疲劳裂纹扩展规律和模型对比[J]. 航空发动机, 2026, 52(1): 112-121. GUO Zhiwei, LI Yunrui, ZHANG Fuzhen, et al. Fatigue crack growth behavior and model comparison for powder metallurgy superalloy FGH4096[J]. Aeroengine, 2026, 52(1): 112-121.

FGH4096 合金疲劳裂纹扩展规律和模型对比

郭秩维¹, 李昀睿^{2,3}, 张付震⁴, 胡绪腾^{2,3}, 万煜玮^{2,3}, 李 洋¹

(1. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015; 2. 南京航空航天大学 能源与动力工程学院, 3. 航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室: 南京 210016; 4. 中国人民解放军 93128 部队, 北京 100843)

摘要: 为了从工程应用和验证的角度更好地建立描述粉末高温合金裂纹扩展速率模型, 结合 FGH4096 合金典型使用温度和载荷, 开展了高温疲劳裂纹扩展试验, 分析了环境温度、应力比对于疲劳裂纹扩展行为的影响规律。基于试验数据, 对比分析了等应力比下的 Paris 模型、双曲正弦模型和 S 型曲线模型和考虑应力比效应的 Walker 模型和裂尖闭合效应模型。结果表明: Paris 模型、双曲正弦模型和 S 型曲线模型均可较好地描述裂纹扩展速率随应力强度因子范围变大而增大的趋势; 相对而言, 双曲正弦模型和 S 型曲线模型对于疲劳裂纹扩展数据变化的趋势描述得更好; 考虑应力比效应的 Walker 模型和裂尖闭合效应模型均可以将不同应力比下的裂纹扩展数据重合到 1 个窄带范围内, 其中 Walker 模型的效果更好; 无论是等应力比还是不同应力比模型, 双曲正弦模型都能给出更好的寿命预测结果。

关键词: 粉末高温合金; FGH4096 合金; 疲劳裂纹; 裂纹扩展; 速率模型; 应力比; 应力强度因子; 航空发动机

中图分类号: V231.95

文献标识码: A

doi: 10.12482/ISSN.1672-3147.20230531008

Fatigue Crack Growth Behavior and Model Comparison for Powder Metallurgy Superalloy FGH4096

GUO Zhiwei¹, LI Yunrui^{2,3}, ZHANG Fuzhen⁴, HU Xuteng^{2,3}, WAN Yuwei^{2,3}, LI Yang¹

(1. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China;

2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,

3. Key Laboratory of Aero-Engine Thermal Environment and Structure, Ministry of Industry and Information Technology: Nanjing 210016, China;

4. Chinese People's Liberation Army Unit 93128, Beijing 100843, China)

Abstract: To establish an improved crack growth rate model for powder alloy materials from the perspective of engineering application and verification, high-temperature fatigue crack growth tests were conducted on FGH4096 alloy under its typical service temperature and loading conditions. The effects of environmental temperature and stress ratio on the fatigue crack growth behavior were analyzed. Based on the experimental data, a comparative analysis was performed among the Paris model, the hyperbolic sine model, and the S-curve model under a constant stress ratio, as well as the Walker model and the crack closure model, which account for stress ratio effects. The results show that the Paris model, the hyperbolic sine model, and the S-curve model can all adequately describe the trend of increasing crack growth rate with increasing stress intensity factor range. The hyperbolic sine model and S-curve model better capture the variation trend of fatigue crack growth data. Both the Walker model and the crack closure model, which account for the stress ratio effects, can collapse the crack growth data under different stress ratios into a narrow band, with the Walker model exhibiting better performance. The hyperbolic sine model provides better life prediction accuracy, whether it is a constant stress ratio model or a varying stress ratio model.

Key words: powder metallurgy superalloy; FGH4096 alloy; fatigue crack; crack growth; rate model; stress ratio; stress intensity factor; aeroengine

0 引言

FGH4096 是中国研制的第 2 代损伤容限型粉末冶金高温合金, 是当前制造高推重比航空发动机涡轮盘等关键热端部件的首选材料^[1]。然而, 在材料制备

和轮盘的加工及装配分解过程中, 不可避免地会引入缺陷等微小损伤。为了降低微小缺陷/裂纹引发轮盘失效的潜在风险, 以及为发动机检修周期的制定提供科学的依据, 损伤容限设计方法已成为现代发动机轮盘关键件设计的重要准则之一^[2]。通常结构的断裂评

收稿日期: 2024-01-12 基金项目: 国家研发体系课题(ZQ20205213001-2110)资助

作者简介: 郭秩维(1981), 男, 博士, 高级工程师。

估和疲劳裂纹扩展分析是损伤容限分析的 2 大核心问题,其中研究材料在服役载荷环境下的裂纹扩展行为,以及建立准确的裂纹扩展速率模型,是发展疲劳裂纹扩展分析技术的重要基础^[3-4]。

在过去的几十年中,对于金属材料的裂纹扩展行为的描述引起了国内外学者的高度关注。目前,对于金属材料的裂纹扩展模型描述分为 2 大类,分别为材料宏观参量表征的裂纹扩展速率模型和材料微观参量描述的裂纹扩展速率模型^[5]。在宏观模型方面,1961 年,Paris 等^[6]首次提出疲劳裂纹扩展率与应力强度因子幅值 ΔK 密切相关,并将 ΔK 作为疲劳裂纹扩展速率控制的参量;1971 年,Elber^[7]在试验中发现裂纹闭合现象后,在裂纹扩展中的闭合效应逐渐受到重视,大量试验研究、数值计算和理论分析对 K_{open} 作了深入考察^[8];Newman^[9]以裂纹反向塑性区为基础建立了裂纹闭合模型;胡殿印等^[10]通过对裂纹尖端张开位移的试验观测,建立了以残余裂尖张开位移和应力比为参量的 GH2036 合金裂纹闭合模型;左平等^[11]基于 FGH95 合金的试验数据,探讨了影响裂纹闭合效应的主要因素。在微观模型方面,Sun 等^[12]基于内聚力界面单元和连续介质力学,建立了描述粉末高温合金 ME3 的裂纹扩展行为模型;Sih 等^[13]致力于发展多尺度裂纹扩展模型,提出裂纹尖端双尺度的局部应力强度和局部能量密度概念。

目前,从工程应用与验证的角度,中国对于粉末冶金制备的镍基合金裂纹扩展行为的研究尚不充分,模型描述多以 Paris 模型为主,在工程应用中缺乏裂纹扩展率模型的对比和适用性研究,也缺少对考虑裂纹闭合效应的裂纹扩展的探索研究。本文以镍基粉末高温合金 FGH4096 为研究对象,开展了高温疲劳裂纹扩展试验,分析了不同模型在不同温度、应力比下对于疲劳裂纹扩展速率的影响规律。

1 试验材料和试验方法

1.1 材料和试验件

本试验使用的材料为中国发动机涡轮盘选用的第 2 代损伤容限型粉末高温合金 FGH4096,采用热等静压和等温锻造形成工艺制备盘坯,其主要化学成分见表 1。该材料的平均晶粒尺寸约为 21 μm ,在 500 $^{\circ}\text{C}$ 下基本力学性能参数屈服强度 $\sigma_{0.2}=1140 \text{ MPa}$,抗拉强度 $\sigma_b=1460 \text{ MPa}$ 。

表 1 高温粉末合金 FGH4096 的主要化学成分

Table1 Main chemical composition of high-temperature powder alloy FGH4096 wt/%

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

本文依据疲劳裂纹扩展试验标准^[14],采用紧凑拉伸试验件(Compact Tension Specimen, CT)(如图 1 所示)开展疲劳载荷下的裂纹扩展试验,试验件厚度 $B=8 \text{ mm}$,宽度 $W=40 \text{ mm}$ 。

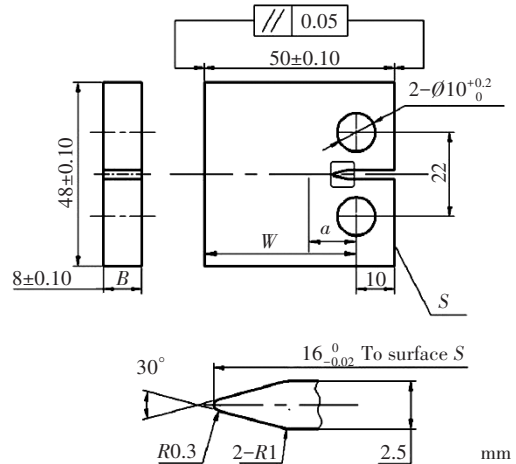


图 1 紧凑拉伸试验件

Fig. 1 Compact tensile specimen

1.2 试验方法

根据疲劳裂纹扩展试验标准,疲劳裂纹扩展试验分为裂纹预制和正式裂纹扩展 2 个阶段。

在裂纹预制阶段,采用逐步降载的方式进行,最后 1 级预制载荷小于正式试验载荷。

在正式裂纹扩展阶段,根据各试样的试验温度,对 CT 试件加温和充分保温后进行疲劳加载。本文采用直流电位法来监测疲劳裂纹的扩展过程如图 2 所示^[15],直至试件断裂,视为裂纹扩展试验结束。

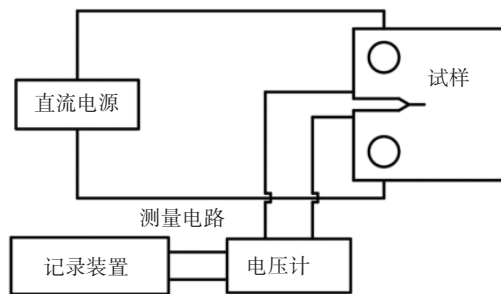


图 2 直流电位法裂纹扩展监测

Fig.2 Crack propagation monitoring by DC potential method

CT 试样裂纹尺寸与电位关系^[16]为

$$\frac{a}{W} = C_0 + C_1\left(\frac{U}{U_r}\right) + C_2\left(\frac{U}{U_r}\right)^2 + C_3\left(\frac{U}{U_r}\right)^3 \quad (1)$$

式中： a 为裂纹长度； W 为疲劳CT试件的宽度； U_r 为初始的电位差值(对应初始的裂纹长度)； U 为瞬态的电位差值(对应实时的裂纹长度)； $C_0 \sim C_3$ 为相关参数。

对于CT试验件,其裂纹尖端应力强度因子 K_1 ^[6]为

$$K_1 = \frac{F}{BW^{1/2}} g(\alpha) \quad (2)$$

$$g(\alpha) = \frac{(2 + \alpha)}{(1 - \alpha)^{3/2}} (0.886 + 4.64\alpha - 13.32\alpha^2 + 14.72\alpha^3 - 5.6\alpha^4) \quad (3)$$

式中： F 为外加载荷； $g(\alpha)$ 为形状参数， $\alpha = a/W$ 。

1.3 试验条件

为了解材料在不同温度和应力比条件下的裂纹扩展行为,对比分析不同模型在不同温度和应力比条件下对裂纹扩展数据变化趋势描述和试验寿命的预测能力,根据粉末涡轮盘的典型服役载荷环境,本文分别选取3种温度条件($T=700, 600, 500\text{ }^\circ\text{C}$)和2种应力比条件($R=0.05, 0.50$)进行了疲劳裂纹扩展试验。试验载荷的波形为三角波,频率为10 Hz,试验条件见表2。

表2 高温疲劳裂纹扩展试验条件

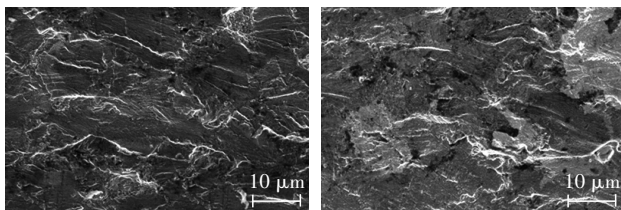
Table 2 Test conditions of high temperature fatigue crack growth

载荷条件		试验件厚度/mm	温度/ $^\circ\text{C}$	应力比	峰值载荷/ KN	试验件编号
类型	波型					
循环载荷	三角波	8	700	0.05	5	B8-700-01/ B8-700-02
				0.50	7	B8-700-03/ B8-700-04
			600	0.05	5	B8-600-01/ B8-600-02
				0.50	7	B8-600-03/ B8-600-04
			500	0.05	5	B8-500-01/ B8-500-02
				0.50	7	B8-500-03/ B8-500-04

2 试验结果分析

2.1 试验断口分析

本文采用扫描电镜(SEM)对试件的疲劳断口进行了微观观测,不同温度下疲劳裂纹断口形貌的观测结果如图3所示。疲劳裂纹扩展断口具有典型的穿晶断裂特征,且不同温度条件下裂纹扩展区的断口形貌没有显著差别,说明在500~700 $^\circ\text{C}$ 该粉末高温合金的疲劳裂纹扩展机制没有因温度环境而发生显著的变化。



(a) 700 $^\circ\text{C}$ (b) 500 $^\circ\text{C}$

图3 不同温度下疲劳裂纹断口形貌

Fig.3 Fatigue crack fracture morphology at different temperatures

2.2 温度影响分析

3种环境温度(700、600、500 $^\circ\text{C}$)下疲劳裂纹扩展速率曲线如图4所示,图中 da/dN (单位:mm/循环数)

表示循环裂纹扩展速率； ΔK (单位： $\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$)表示应力强度因子范围。从图中可见,环境温度对疲劳裂纹的扩展寿命和扩展速率存在明显的影响,在700 $^\circ\text{C}$ 下的疲劳裂纹扩展速率为最高,在600 $^\circ\text{C}$ 下的次之,在500 $^\circ\text{C}$ 下的相对较低。

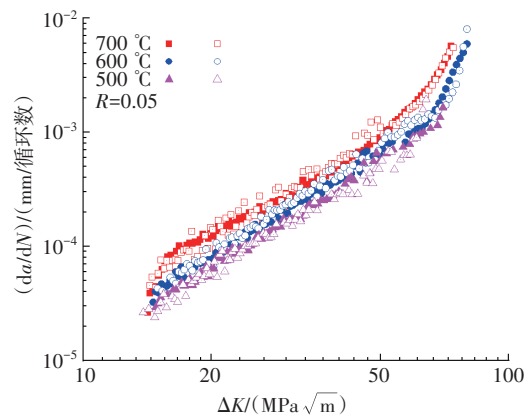


图4 不同温度下裂纹扩展速率

Fig.4 Crack propagation rate at different temperatures

2.3 应力比的影响

FGH4096合金在700、600、500 $^\circ\text{C}$ 、2种应力比($R=0.05, 0.50$)下的疲劳裂纹扩展速率曲线的对比如图5~7所示。从图中可见,温度越高,应力比越大,相同应力强度因子范围时的疲劳裂纹扩展速率越大。从

扩展率曲线在低速区的变化趋势看,应力比增大,疲劳裂纹扩展门槛值趋于减小。

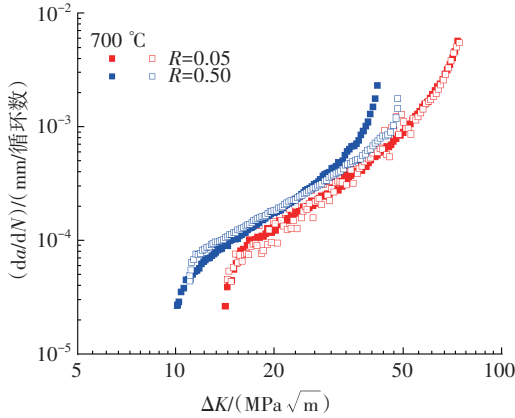


图 5 在 700 °C 下不同应力比下裂纹扩展速率

Fig.5 Crack propagation rate at 700 °C under different stress ratios

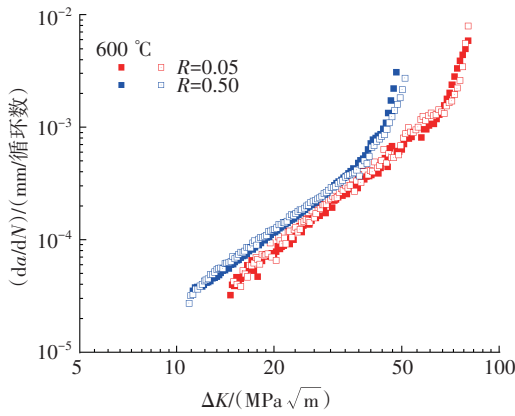


图 6 在 600 °C 下不同应力比下裂纹扩展速率

Fig. 6 Crack propagation rate at 600 °C under different stress ratios

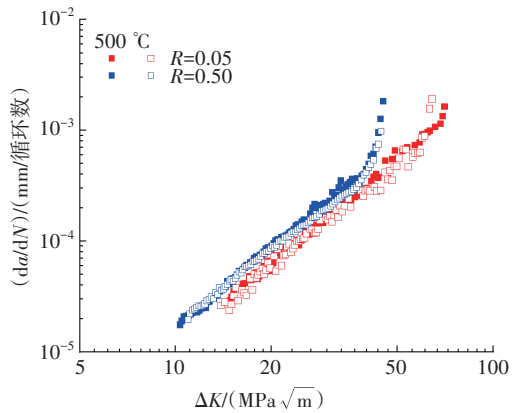


图 7 在 500 °C 下不同应力比下裂纹扩展速率

Fig. 7 Crack propagation rate at 500 °C under different stress ratios

一般应力比的影响与裂纹尖端的闭合状态有关,而裂纹闭合状态受裂纹尖端塑性变形程度的影响较

大。对于 FGH4096 合金,随温度升高,材料强度降低,应力强度因子范围相同时的裂纹尖端塑性变形程度和范围较大,裂纹闭合程度受应力比变化的影响大,因此温度较高时疲劳裂纹扩展率曲线受应力比影响较大。反之,当温度较低(如 500 °C)时,材料强度高,因而不同应力比之间的裂纹扩展速率差别小。

3 等应力比下裂纹扩展速率模型

目前损伤容限设计分析方法在中国发动机关键件的设计分析应用上刚刚起步,所用到的疲劳裂纹扩展速率模型多为 Paris 模型,工程上也缺乏后 2 种模型的使用经验。而在国外的航空发动机公司中,已形成了其固有的分析模型体系,如 PW 公司使用双曲正弦模型和 GE 公司使用 S 型曲线模型。因此,从工程应用的角度,有必要结合实际使用材料及其使用工况条件获得的试验数据,对 3 种模型进行对比分析。

3.1 Paris 模型

对于给定的材料和 1 组试验条件,可以用循环裂纹扩展速率和应力强度因子范围之间的关系来描述裂纹扩展行为。对于大多数金属材料,裂纹扩展速率和应力强度因子范围之间的关系如图 8 所示。

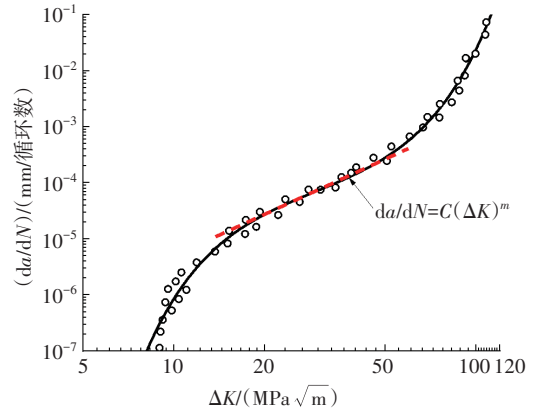


图 8 大范围应力强度因子范围下疲劳裂纹扩展速率

Fig. 8 Fatigue crack growth rate across a wide range of stress intensity factors

ΔK 的中间部分数据在双对数坐标上通常为一直线(稳定扩展阶段),描述这条直线的关系式为

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (4)$$

式中: C 为常数,表示当 $\Delta K = 1$ 时的裂纹扩展速率; m 为双对数坐标系下直线的斜率,表征了裂纹扩展速率随应力强度因子范围变化的趋势。

3.2 双曲正弦模型

双曲正弦模型最初由PW公司提出的一种基于正弦函数的形状来表征裂纹扩展曲线的数学模型。从函数曲线特性而言,该模型具有描述疲劳裂纹扩展的3个典型阶段的能力。双曲正弦模型的表达式为^[17]

$$\lg \frac{da}{dN} = C_1 \sin h [C_2 (\lg \Delta K + C_3)] + C_4 \quad (5)$$

式中: $C_1 \sim C_4$ 为材料相关参数,一般 $1 > C_1 > 0, C_2 > 0, C_3 < 0, C_4 < 0$ 。

在4个系数中, C_3 和 C_4 决定了双曲正弦曲线的拐点坐标, C_1 和 C_2 可分别对坐标进行缩放,从而对曲线形状进行调整。4个系数变化对双曲正弦曲线的影响分别如图9、10所示。

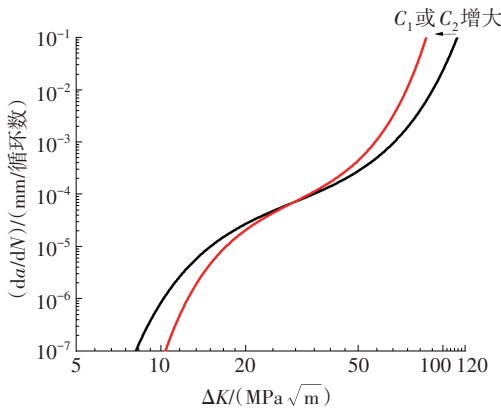


图9 C_1 或 C_2 变化对双曲正弦曲线的影响

Fig. 9 Effect of C_1 or C_2 variation on hyperbolic sine curve

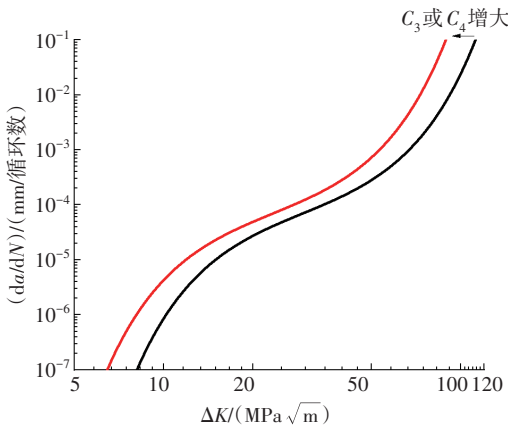


图10 C_3 或 C_4 变化对双曲正弦曲线的影响

Fig.10 Effect of C_3 or C_4 variation on hyperbolic sine curve

3.3 S型曲线模型

S型曲线模型是GE公司提出的一种描述金属材料疲劳裂纹扩展曲线的数学模型,其表达式为^[18]

$$\frac{da}{dN} = e^B \left(\frac{\Delta K}{\Delta K_i} \right)^P \left(\ln \frac{\Delta K}{\Delta K_{th}} \right)^Q \left(\ln \frac{\Delta K_c}{\Delta K} \right)^D \quad (6)$$

相比于Paris模型和双曲正弦模型,S型曲线模型的参数较多,共有 $B、P、Q、D、\Delta K_{th}、\Delta K_c$ 和 ΔK_i 7个材料参数。其中 ΔK_{th} 和 ΔK_c 可理解为材料对应温度和应力比下的裂纹门槛值和条件断裂韧度值。将式(6)两边取自然对数,可得到

$$\ln \frac{da}{dN} = B + P(\ln \Delta K - \ln \Delta K_i) + Q \ln(\ln \Delta K - \ln \Delta K_{th}) + D \ln(\ln \Delta K_c - \ln \Delta K) \quad (7)$$

式(7)由2部分组成

$$\ln \frac{da}{dN_I} = B + P(\ln \Delta K - \ln \Delta K_i) \quad (8)$$

$$\ln \frac{da}{dN_{II}} = Q \ln(\ln \Delta K - \ln \Delta K_{th}) + D \ln(\ln \Delta K_c - \ln \Delta K) \quad (9)$$

在上述对数表达式中,前2项之和 $\ln \frac{da}{dN_I}$ 在双对数坐标系中为线性函数,后2项之和 $\ln \frac{da}{dN_{II}}$ 在双对数坐标系中为S型曲线,如图11所示。

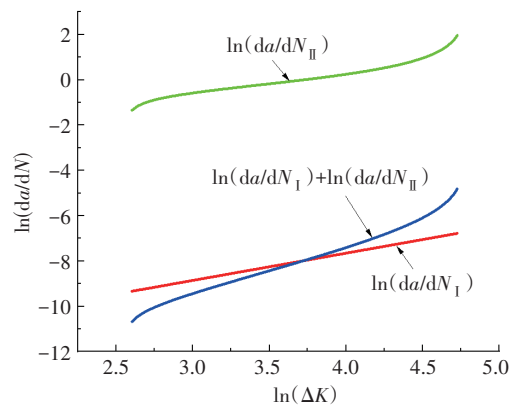


图11 S型模型曲线构成

Figure 11 Composition of S-shaped model curve

3.4 计算结果对比

基于前文介绍的Paris模型、双曲正弦模型和S型曲线模型,对温度分别为700、600、500℃,应力比 $R=0.05$ 下的试验数据进行拟合分析,不同模型曲线对比如图12~14所示。基于拟合模型,计算了试验件从初始裂纹扩展至断裂的寿命循环数,并与试验结果进行了对比。在不同模型下,试验寿命和预测寿命的对比如图15所示。

从图12~14中可见,Paris模型、双曲正弦模型和S型曲线模型都可以较好地描述裂纹扩展速率随应力强度因子范围变大而增大的趋势。相较于Paris模型,双曲正弦模型和S曲线模型能较好地描述裂纹扩展数据的初始段和结束段的数据变化趋势。在不同

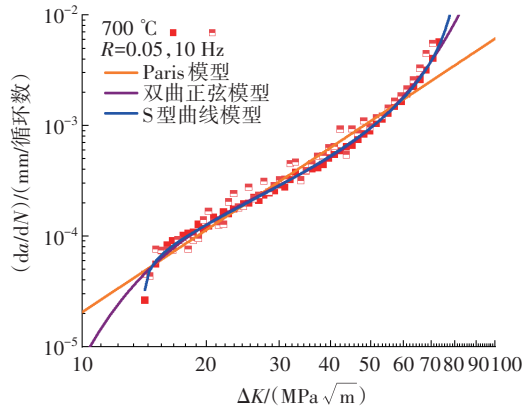


图 12 在 700 °C、 $R=0.05$ 时不同模型曲线对比

Fig. 12 Comparison of different model curves at 700 °C and $R=0.05$

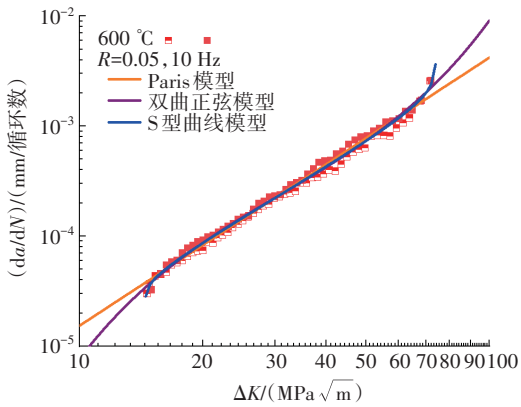


图 13 在 600 °C、 $R=0.05$ 时不同模型曲线对比

Fig. 13 Comparison of different model curves at 600 °C and $R=0.05$

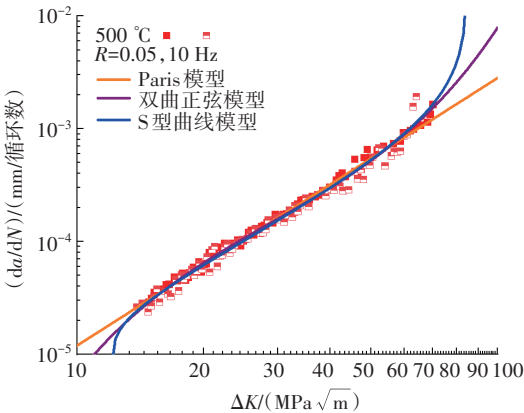


图 14 在 500 °C、 $R=0.05$ 时不同模型曲线对比

Fig. 14 Comparison of different model curves at 500 °C and $R=0.05$

温度下,当应力比 $R=0.05$ 时,不同模型的预测寿命与试验寿命的对比结果见表 3。从计算结果可见,Paris 模型、双曲正弦模型和 S 型曲线模型均能给出相当高的寿命预测精度。但相较于 Paris 模型,双曲正弦模型和 S 型曲线模型的预测均方误差更小,其中双曲正

弦模型预测的均方误差最小。

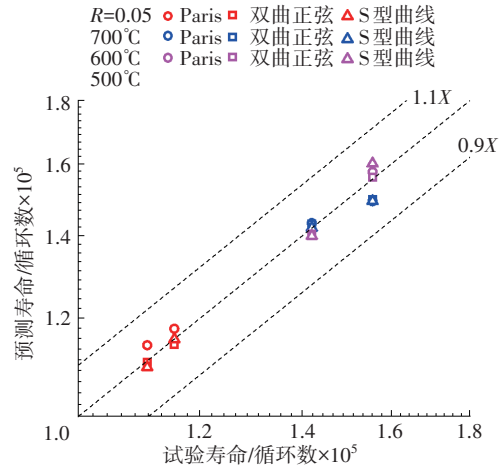


图 15 不同模型试验寿命与预测寿命对比

Fig. 15 Comparison of test life and predicted life of different models

表 3 应力比 $R=0.05$ 时试验寿命与预测寿命对比

Table 3 Comparison of test life and predicted life at stress ratio $R=0.05$

试验条件		试验寿命/ 循环数	预测/试验 (N_p/N_t)		
温度/°C	试验峰值载荷/ kN		Paris 模型	双曲正弦 模型	S 形模型
700	5	115505	1.0190	0.9897	0.9994
	5	110885	1.0295	0.9968	0.9882
600	5	155545	0.9597	0.9624	0.9599
	5	141985	1.0094	1.0078	1.0007
500	5	182820	1.0133	1.0039	1.0294
	5	237545	0.9638	0.9886	0.9857
均方差			0.0111	0.0069	0.0088

不失一般性,在 700 °C 下寿命占比随应力强度因子范围的变化趋势,如图 16 所示(基于双曲正弦模型)。从图中可见,扩展寿命的绝大部分消耗在应力强度因子在 $60 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ 以内的范围中。根据前文的拟合结果可见,在此范围内 Paris 模型、双曲正弦模型和 S 型曲线模型都能较好地描述数据的变化规律。而当应力强度因子超过 $60 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ 时,Paris 模型的裂纹扩展速率小于实际的裂纹扩展速率值,明显偏离数据点(图 12),而双曲正弦模型和 S 型曲线模型能较好地描述这个阶段数据的变化趋势,因此预测的寿命结果也越接近真实值。

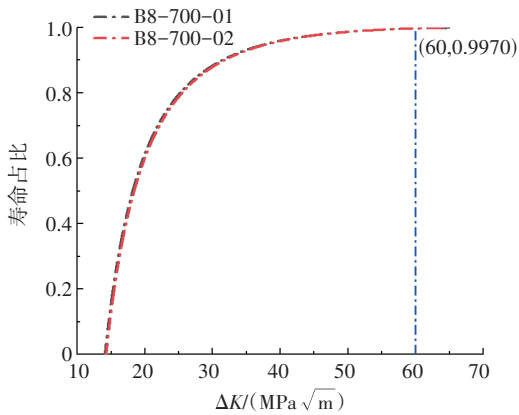


图 16 寿命占比随着应力强度因子范围的变化趋势

Fig. 16 Variation trend of life proportion with stress intensity factor range

4 考虑应力比的裂纹扩展速率模型

4.1 Walker 模型

由前文的试验结果可见,对于给定的 ΔK 值,循环载荷的 R 比值的增大会造成裂纹扩展速率的变化加快,即应力比会对材料的裂纹扩展速率造成影响。为了描述这种情况,对于同一温度不同应力比下的裂纹扩展行为, Walker 给出了考虑应力比下的应力强度因子计算的修正公式

$$\Delta K_{\text{eff}} = \Delta K (1 - R)^{\gamma - 1} \quad (10)$$

式中: γ 为与材料相关的常数。

以此有效应力强度因子范围的表达式替代了基础模型中的应力强度因子范围,即可获得考虑应力比 R 的疲劳裂纹速率模型。对于 Paris 模型、双曲正弦模型和 S 型曲线模型,其具体形式为

$$\frac{da}{dN} = C (\Delta K_{\text{eff}})^m \quad (11)$$

$$\lg \frac{da}{dN} = C_1 \sinh [C_2 (\lg \Delta K_{\text{eff}} + C_3)] + C_4 \quad (12)$$

$$\frac{da}{dN} = e^B \left(\frac{\Delta K_{\text{eff}}}{\Delta K_i} \right)^p \left(\ln \frac{\Delta K_{\text{eff}}}{\Delta K_{\text{th}}} \right)^q \left(\ln \frac{\Delta K_c}{\Delta K_{\text{eff}}} \right)^d \quad (13)$$

分别在 700、600、500 °C 下基于 Walker 修正的不同应力比的拟合曲线对比如图 17~19 所示,图中 ΔK_{eff} 表示有效应力强度因子。在不同应力比下基于 Walker 修正的不同模型的试验寿命和预测寿命对比如图 20 所示,数据结果见表 4。从图、表中可见:

- (1) 当用有效应力强度因子描述裂纹扩展速率规律时,不同应力比下的裂纹扩展速率点重合在一条窄数据带内;
- (2) Paris-Walker 模型能很好地描述不同应力比

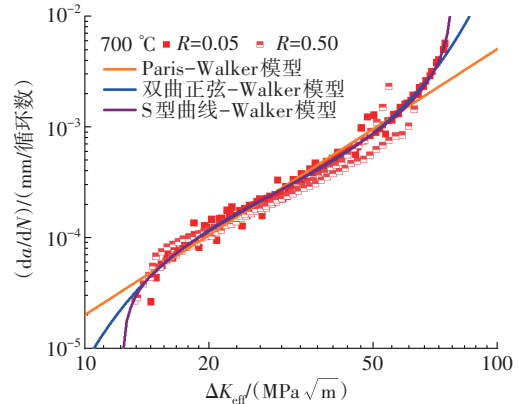


图 17 在 700 °C 下基于 Walker 修正的不同模型对比

Fig. 17 Comparison of different models based on Walker correction at 700 °C

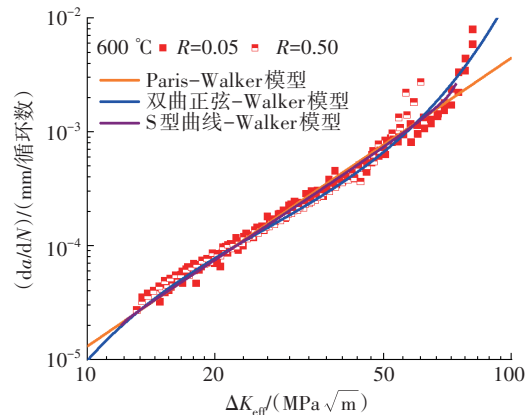


图 18 在 600 °C 下基于 Walker 修正的不同模型对比

Fig. 18 Comparison of different models based on Walker correction at 600 °C

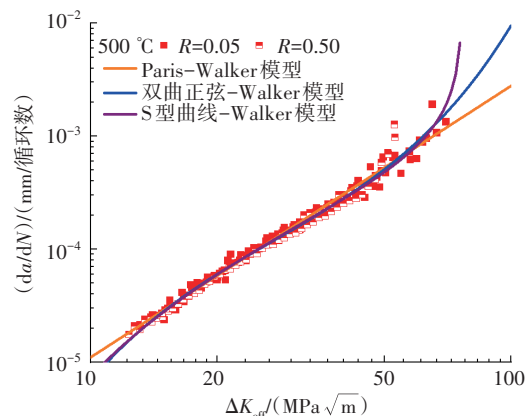


图 19 在 500 °C 下基于 Walker 修正的不同模型对比

Fig. 19 Comparison of different models based on Walker correction at 500 °C

下疲劳裂纹扩展的中间阶段,但对于初始阶段和失稳阶段没有很好的描述能力;相对而言,双曲正弦-Walker 模型和 S 型曲线-Walker 模型对于不同应力比下疲劳裂纹扩展数据变化的趋势描述的更好;

(3)从预测寿命和试验寿命的对比来看,相较于其他 2 种模型,双曲正弦-Walker 模型能给出更好的预测结果。

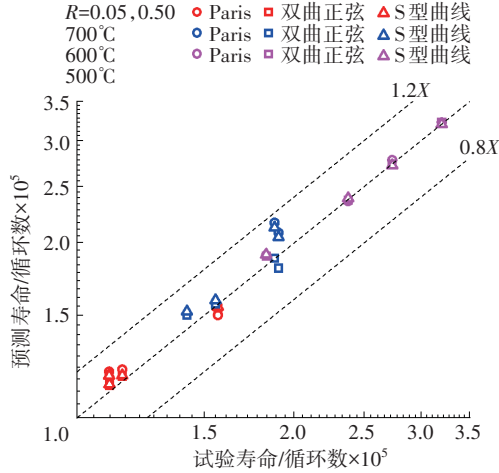


图 20 基于 Walker 修正的不同模型寿命结果对比

Fig. 20 Comparison of model life results based on Walker correction

表 4 基于 Walker 修正的不同模型的寿命预测结果对比

Table 4 Comparison of life prediction results based on different models with Walker correction

试验条件			试验 寿命/ 循环数	预测/试验(N_p/N_t)			
温度/ °C	应力比	载荷/ kN		Paris 模型	双曲 模型	S 型模型	
700	0.05	5	115505	1.0484	1.0198	1.0237	
		5	110885	1.0580	1.0257	1.0300	
	0.50	7	156721	0.9582	0.9851	0.9904	
		7	110752	1.0842	1.0715	1.0670	
	600	0.05	5	155545	1.0167	1.0082	1.0244
			5	141985	1.0643	1.0577	1.0733
0.50		7	190220	1.0939	0.9510	1.0758	
		7	187830	1.1532	1.0019	1.1316	
500	0.05	5	182820	1.0416	1.0376	1.0441	
		5	237545	0.9938	0.9974	1.0047	
	0.50	7	320134	1.0069	1.0072	0.9997	
		7	273405	1.0157	0.9999	0.9946	
均方差				0.0192	0.0097	0.0160	

4.2 闭合效应修正的模型

另一种考虑应力比影响的模型是基于裂尖闭合效应所建立的物理模型,其有效应力强度因子定义为

$$\Delta K_{\text{eff}} = \Delta K \left(1 - K_{\text{open}}/K_{\text{max}}\right) / (1 - R) \quad (14)$$

式中: K_{max} 为外加恒定应力比循环的载荷峰值对应的应力强度因子; K_{open} 为闭合的裂纹面重新张开时的载荷对应的应力强度因子值。

张田忠等^[8]给出了一种工程可用的 $K_{\text{open}}/K_{\text{max}}$ 的表达式

$$\frac{K_{\text{open}}}{K_{\text{max}}} = 1 - \frac{(1 - R^2)^{0.667} (1 + 10.34R^2)^{0.333}}{\left[(1 + 1.67R^{1.61}) + \frac{\beta}{0.15\pi^2\alpha_g} \right]^{1.533}} \quad (15)$$

式中: α_g 为考虑厚度的约束因子,定义为^[19]

$$\alpha_g = \frac{1 + 0.2088(r_{p0}/B)^{0.5} + 1.0546(r_{p0}/B)}{1 - 2\nu + 0.2088(r_{p0}/B)^{0.5} + 1.0546(r_{p0}/B)} \quad (16)$$

式中: ν 为材料的泊松比; r_{p0} 为基于 Dugdale 模型计算的裂尖塑性区大小,定义为

$$r_{p0} = \frac{\pi}{8} \left(\frac{K_{\text{max}}}{\sigma_0} \right)^2 \quad (17)$$

式中; σ_0 为塑性流动理论中定义的材料流变应力,数值上为材料屈服应力和极限应力的算术平均值。

与第 4.1 节类似,将式(14)所表达的有效应力强度因子带入 Paris 模型、双曲正弦模型和 S 型曲线模型中替换 ΔK ,可得到考虑裂纹闭合效应修正的裂纹扩展速率公式,形式与式(11)~(13)一致,不再赘述。

分别在 700、600、500 °C 下基于闭合效应修正的不同模型对比如图 21~23 所示。不同应力比下基于闭合效应修正的不同模型试验寿命和预测寿命对比如图 24 所示,数据结果见表 5。从图、表中可见:

(1)当考虑用裂纹闭合效应来描述不同应力比下的有效应力强度因子时,不同应力比下的裂纹扩展速率数据基本重合在一个窄带内,但效果不如 Walker 修正理想,寿命预测结果较 Walker 修正模型的分散性更大;

(2)从对疲劳裂纹扩展数据的描述来看,相对

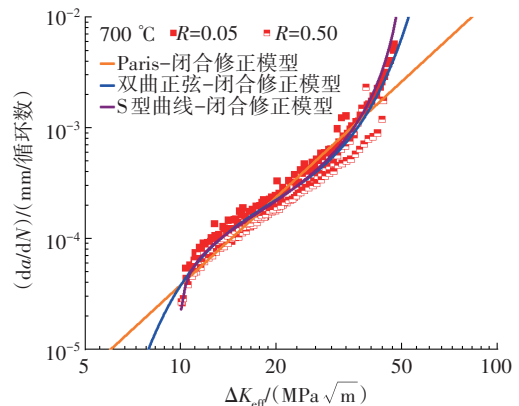


图 21 在 700 °C 下基于闭合效应修正的不同模型对比

Fig. 21 Comparison of different models modified by the closure effect at 700 °C

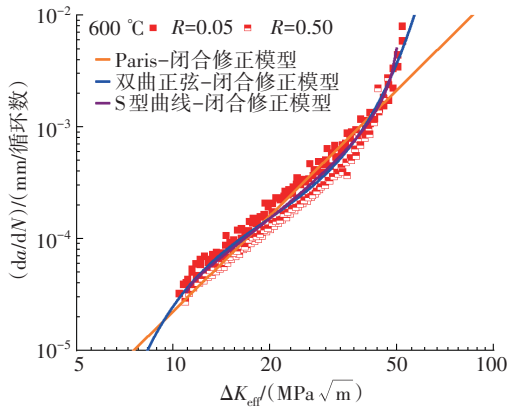


图22 在600 °C下基于闭合效应修正的不同模型对比

Fig. 22 Comparison of different models modified by the closure effect at 600 °C

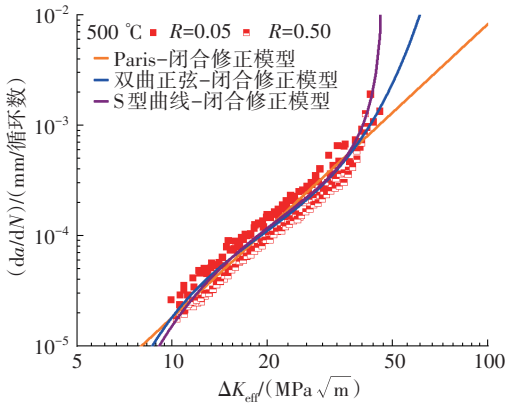


图23 在500 °C下基于闭合效应修正的不同模型对比

Fig. 23 Comparison of different models modified by the closure effect at 500 °C

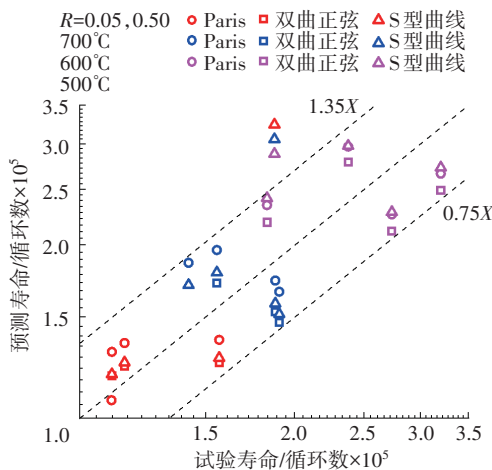


图24 基于闭合效应修正的不同模型寿命结果对比

Fig. 24 Comparison of life results from different models based on closed-loop effect correction

Paris-闭合修正模型,双曲正弦-闭合修正模型和S型曲线-闭合修正模型对不同应力比下的疲劳裂纹扩展数据变化的趋势描述的更好;

(3)从预测寿命和试验寿命的对比来看,相较于其他2种模型,双曲正弦-闭合修正模型能给出更好的预测结果。

表5 基于闭合效应修正的不同模型的寿命预测结果对比
Table 5 Comparison of life prediction results based on different models with closed effect correction

试验条件		试验寿命/ 循环数	预测/试验 (N_p/N_t)				
温度/ °C	应力比 载荷/kN		Paris 模型	双曲 模型	S型模型		
700	0.05	5	115505	1.1703	1.0666	1.0823	
		5	110885	1.1765	1.0701	1.0758	
	0.50	7	156721	0.8735	0.7973	0.8125	
		7	110752	0.9705	0.8825	0.8761	
	600	0.05	5	155545	1.2609	1.1044	1.1523
			5	141985	1.3125	1.1523	1.2008
0.50		7	190220	0.8725	0.7719	0.7978	
		7	187830	0.9242	0.8152	0.8431	
500	0.05	5	182820	1.2841	1.1987	1.3207	
		5	237545	1.2495	1.1736	1.2528	
	0.50	7	320134	0.8319	0.7779	0.8525	
		7	273405	0.8274	0.7735	0.8350	
均方差			0.0569	0.0496	0.0532		

5 结论

(1)FGH4096 合金在典型的使用温度范围内(500~700 °C)的疲劳裂纹扩展机制没有因温度环境而发生显著的变化;温度和应力比都会对材料的裂纹扩展速率造成影响,当温度较高时,应力比越大,疲劳裂纹扩展速率越大。

(2)无论是等应力比还是不同应力比,Paris模型、双曲正弦模型和S型曲线模型都可以较好地描述疲劳裂纹扩展速率随应力强度因子范围变大而增大的趋势;相对而言,双曲正弦模型和S型曲线模型对于疲劳裂纹扩展数据的变化趋势描述得更好。

(3)基于Walker和基于裂尖闭合效应的有效应力强度因子修正模型,都可以将不同应力比下的裂纹扩展数据映射到1个窄带范围内。相对而言,基于Walker的有效应力强度因子修正模型效果更好,能够给出比基于闭合效应的应力强度因子修正模型更好的寿命预测结果。

(4)从模型的应用计算方面来看,无论是等应力比还是不同应力比,相较于Paris模型和S型曲线模型,双曲正弦模型能给出更好的寿命预测结果。

参考文献:

- [1] 张义文, 刘建涛. 粉末高温合金研究进展[J]. 中国材料进展, 2013, 32(1):1-12.
ZHANG Yiwen, LIU Jiantao. Development in powder metallurgy superalloy[J]. Materials China, 2013, 32(1):1-12. (in Chinese)
- [2] 李其汉. 航空发动机结构完整性研究进展[J]. 航空发动机, 2014, 40(5):1-6.
LI Qihan. Investiagion progress on aeroengine structural integrity[J]. Aeroengine, 2014, 40(5):1-6. (in Chinese)
- [3] Hu D, Wang X, Mao J, et al. Creep-fatigue crack growth behavior in GH4169 superalloy[J]. Frontiers of Mechanical Engineering, 2019, 14(3):369-376.
- [4] Zhou C, Hu X, Wu Z, et al. Finite element analysis of creep crack growth in FGH95 powder metallurgy superalloy [J]. Journal of Changchun University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2011, 34(1):138-141.
- [5] 石凯凯, 蔡力勋, 包陈. 预测疲劳裂纹扩展的多种理论模型研究[J]. 机械工程学报, 2014, 50(18):50-58.
SHI Kaikai, CAI Lixun, BAO Chen. Various theoretical models study of prediction fatigue crack growth[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(18):50-58. (in Chinese)
- [6] Paris P C, Gomez M P, Anderson W P. A rational analytical theory of fatigue[J]. The Trends in Engineering, 1961, 13:9-14.
- [7] Elber W. The significance of fatigue crack closure[J]. American Society for Testing and Materials, Selected Technical Papers, 1971, 486:230-242.
- [8] 张田忠, 郭万林, 徐绯. 考虑应力状态的疲劳闭合分析[J]. 航空学报, 2001, 22(1):24-29.
ZHANG Tianzhong, GUO Wanlin, XU Fei. Theoretical analysis of fatigue crack closure considering stress states[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(1):24-29. (in Chinese)
- [9] Newman J C. Prediction of fatigue crack growth under variable amplitude and spectrum loading using a crack closure model[C]// American Society for Testing and Materials. Baltimore: NASA, 1982:1-36.
- [10] 胡殿印, 杨乾, 刘华伟, 等. GH2036 高温合金平板裂纹闭合效应及裂纹扩展模型[J]. 稀有金属材料与工程, 2017, 46(11):3405-3409.
HU Dianyin, YANG Qian, LIU Huawei, et al. Crack closure effect and crack growth life prediction for GH2036 superalloy plate[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2017, 46(11):3405-3409. (in Chinese)
- [11] 左平, 魏大盛, 王延荣. FGH95 粉末高温合金裂纹闭合效应及裂纹扩展特性研究[J]. 材料工程, 2015, 43(8):56-61.
ZUO Ping, WEI Dasheng, WANG Yanrong. Crack closure behavior and crack propagation characteristic of FGH95 powder metallurgy superalloy[J]. Journal of Material Engineering, 2015, 43(8):56-61. (in Chinese)
- [12] Sun Y, Maciejewski K, Ghonem H. A damage-based cohesive zone model of intergranular crack growth in a nickel-based superalloy [J]. International Journal of Damage Mechanics, 2013, 22(6):905-923.
- [13] Sih G C, Tang X S. Simultaneous occurrence of double micro/macro stress singularities for multiscale crack model[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2006, 46(2):87-104.
- [14] American Standard for Testing and Materials. Standard test method for measurement of fatigue crack growth rates: 647-08 (E) [S]. West Conshohocken: ASTM International, 2008:1-45.
- [15] 万煜玮, 周斌, 胡绪腾, 等. 某镍基粉末合金高温疲劳裂纹扩展行为与模型研究[J]. 推进技术, 2023, 44(2):255-264.
WAN Yuwei, ZHOU Bin, HU Xuteng, et al. High temperature fatigue crack growth behavior and model of a nickel-based powder metallurgy superalloy[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(2):255-264. (in Chinese)
- [16] 全国钢标准化技术委员会. 金属材料疲劳试验疲劳裂纹扩展方法: GB/T 6398-2017 [S]. 北京: 中国标准出版社, 2018:1-48.
National Technical Committee on Steel Standardization. Fatigue crack growth method for fatigue testing of metallic materials: GB/T 6398-2017 [S]. Beijing: China Standards Press, 2018:1-48. (in Chinese)
- [17] Nicholas T, Heil M L, Haritos G K. Predicting crack growth under thermo-mechanical cycling [J]. International Journal of Fracture, 1989, 41(3):157-176.
- [18] Yang J N, Salivar G C, Annis Jr C G. Statistical modeling of fatigue-crack growth in a nickel-base superalloy [J]. Engineering Fracture Mechanics, 1983, 18(2):257-270.
- [19] Guo W. Three-dimensional analyses of plastic constraint for through thickness cracked bodies[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1999, 62(3):383-407.

(编辑: 贺红井)