

晶粒尺寸对 GH720Li 镍基合金 蠕变-疲劳寿命的影响

胡殿印^{1,2,3}, 高 晔¹, 马琦航¹, 商莉红⁴, 王荣桥^{1,2,3}

(1. 北京航空航天大学, 北京 100191)

(2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

(3. 航空发动机结构强度北京市重点实验室, 北京 100191)

(4. McGill University, Montreal QC H3A 0C5, Canada)

摘 要: 为探明晶粒尺寸对涡轮盘材料—GH720Li 镍基高温合金的蠕变-疲劳寿命的影响机理, 开展了 650 °C 下不同晶粒尺寸的 GH720Li 高温合金圆棒蠕变-疲劳试验研究。GH720Li 高温合金的蠕变-疲劳寿命随着晶粒尺寸的减小而降低。而后, 通过断口的 SEM 分析研究晶粒尺寸对 GH720Li 高温合金的蠕变-疲劳损伤影响机制。其失效机制主要为晶界的氧化起裂, 而晶界长度随晶粒尺寸变小而增加。最后, 对基于迟滞能量的损伤方程和机械功密度 2 种方法进行了修正, GH720Li 合金的蠕变-疲劳寿命预测与试验结果吻合较好, 验证了方法的准确性。

关键词: GH720Li 高温合金; 蠕变-疲劳; 晶粒尺寸; 断口分析; 寿命预测

中图分类号: TG146.1⁺5

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2018)08-2386-06

涡轮盘作为航空发动机的关键部件之一, 在工作中承受循环载荷的作用, 易于产生低循环疲劳, 同时由于其工作温度较高, 也会产生蠕变现象。因此, 蠕变-疲劳是限制涡轮盘使用寿命的主要失效模式之一^[1,2]。GH720Li 合金是一种以 γ' 相为主要强化相的镍基高温合金, 因其良好的抗疲劳、抗蠕变、抗氧化、抗腐蚀等特性, 成为工作温度 650~750 °C 下的涡轮盘首选材料。另一方面, 晶粒尺寸对多晶金属材料的微观组织、拉伸和疲劳等性能都有重要的影响^[3]。已有研究表明, 晶粒细化可有效提高镍基合金的疲劳寿命, 但会降低其蠕变性能^[3,4]。这主要由两方面原因导致: 首先, 对于多晶体镍基高温合金而言, 晶粒尺寸的大小决定了晶界的长度, 而由于晶界存在诸如空洞、位错等高密度的缺陷, 在高温环境中易于产生氧化、腐蚀等; 其次, 镍基高温合金的蠕变机制受晶界滑移的影响, 这也与晶粒尺寸有密不可分的关系。因此, 研究晶粒尺寸对 GH720Li 合金的蠕变-疲劳特性影响具有重要学术价值和工程意义。

目前, 学者对镍基高温合金的蠕变-疲劳交互作用规律和机理进行了较为深入的研究^[5-9]。郭建亭等^[5]对比了高温、真空和空气环境下 IN738LC 合金的蠕变-

疲劳-环境交互机理, 发现空气环境下疲劳裂纹扩展速率明显大于真空环境中, 这是由于在空气中裂纹形核主要沿着氧化晶界进行; 同时应变速率也对裂纹扩展速率有很大的影响。Carroll 等^[10]对镍基合金 617 进行了 950 °C 下的蠕变-疲劳试验, 试验结果表明, 高温条件下由于蠕变的作用, 合金表面和内部晶界有大量空洞形成; 随着保持时间的增加, 裂纹扩展机制从穿晶演变为沿晶。尽管这些研究对于镍基合金的蠕变-疲劳扩展机理进行了相应的阐述, 但均未考虑晶粒尺寸对蠕变-疲劳寿命的影响。

为此, 本研究对从真实涡轮盘上取样的 GH720Li 高温合金圆棒, 开展了高温条件下不同晶粒尺寸的 GH720Li 圆棒蠕变-疲劳试验, 研究了晶粒尺寸对寿命的影响机理, 并建立了相应的寿命预测模型。

1 实 验

试验材料取自 GH720Li 涡轮毛坯盘, 采用等温锻造方式, 热处理工艺为(1080~1110) °C/(2~4) h/油淬+650 °C/24 h/空冷+760 °C/16 h/空冷。盘锻件经固溶+时效处理, 基体中 γ' 强化相的体积分数可达 40%~50%, 具有良好的高温持久和蠕变性能。材料化学成

收稿日期: 2017-08-20

基金项目: 国家自然科学基金(51675024, 51305012, 51375031); 航空科学基金(2014ZB51)

作者简介: 胡殿印, 女, 1980 年生, 博士, 副教授, 北京航空航天大学能源与动力工程学院, 北京 100191, 电话: 010-82313841, E-mail: hdy@buaa.edu.cn

分见表 1。

蠕变-疲劳试验的圆棒试件尺寸见图 1，分别取自涡轮盘不同部位：盘缘(I 区)、幅板(II 区)和盘心(III 区)，如图 2 所示。

为了确定试验件在不同取样位置的晶粒尺寸，首先对试件进行抛光处理，然后采用 10 g CuCl₂ + 100 mL HCl + 100 mL C₂H₅OH 溶液腐蚀 20~40 s，并利用扫描电子显微镜 Hitachi SU3500 观察显微组织。晶粒尺寸用 Image-Pro Plus 软件对图像进行处理，并将晶粒等效为面积相等的圆，晶粒尺寸即为圆的直径。

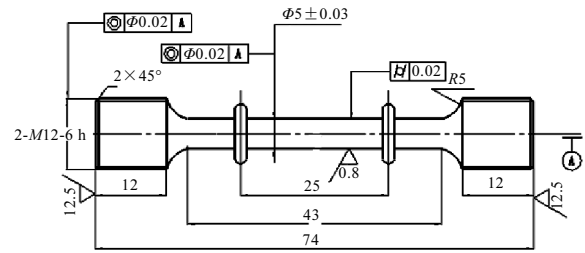


图 1 蠕变-疲劳试件几何尺寸

Fig.1 Geometry of specimen for creep-fatigue test

表 1 GH720Li 材料化学成分
Table 1 Chemical composition of GH720Li (wt%)

C	Si	Mn	Cr	Co	Al	Mo	Fe	B	W	Cu	Ti	P	Zr	Ni
0.01~0.02	≤0.2	≤0.15	15.5~16.5	14~15.5	2.25~2.75	2.75~3.25	≤0.05	0.01~0.02	1~1.5	≤0.01	4.75~5.25	≤0.015	0.025~0.05	Bal.

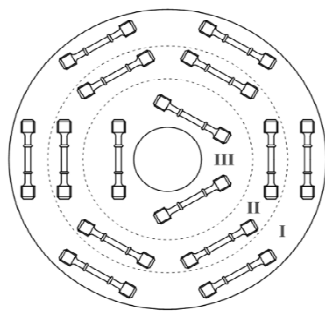


图 2 不同取样位置示意图

Fig.2 Different sampling positions of specimens

为了对比不同位置试件二次相形貌，用质量分数为 20% H₂SO₄ + 80% CH₃OH 溶液对试样进行电解抛光，电压为 25~30 V，时间为 5 s 左右；然后用 150 mL H₃PO₄ + 10 mL H₂SO₄ + 15 g CrO₃ 溶液电解侵蚀，电压 3 V，时间为 3 s 左右。

蠕变-疲劳试验采用长春试验机研究所生产的试验机 CSS-3905。该试验机能进行载荷控制、应变控制的试验，引伸计的标距为 25 mm。采用电阻加热炉加热，最高试验温度可达 1000 °C。为保证试件各部分温度均匀，试验中通过 3 只热电偶分别测量试件标距段的三点表面温度，进行闭环控制。在整个试验期间，温度波动不超过 ±2 °C。

试验参考 GB2039-1997-T 《金属拉伸蠕变及持久试验方法》^[11]和 GB/T4338-1995 《金属材料高温拉伸试验》^[12]执行。开展了不同晶粒尺寸的 GH720Li 合金的蠕变-疲劳试验，直到试件断裂。试验波形如图 3 所示，峰值压力 1000 MPa，应力比 0.1，保持时间 12 min (CF12)。每个疲劳循环的周期为 30 s (加载、卸载时

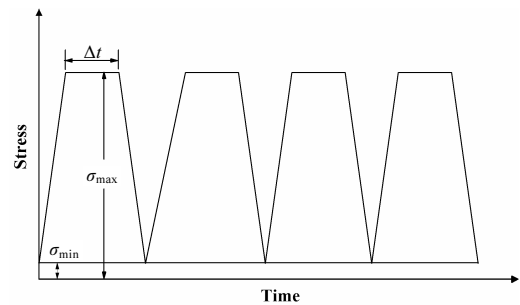


图 3 应力加载梯形波示意图

Fig.3 Trapezoidal stress wave used in the creep-fatigue test

间各 15 s)，试验温度 650 °C。

为研究不同取样位置蠕变-疲劳微观机理，首先对试件断口进行去氧化层处理，处理方法为：先用丙酮试剂对进行超声波清洗，再在 20 g NaOH+100 mL HCl+10 g KMnO₄ 溶液中煮沸，最后用 20% HCl 乙醇溶液洗净。随后用扫描电镜进行观测。

2 结果与讨论

图 4 为不同取样位置试件的显微组织。由图 4 可以看出，盘缘、幅板、盘心 3 个取样位置处的晶粒尺寸依次减小，分别为：17.3、13.1、10.8 μm。造成这种现象的原因可能为，由于涡轮盘不同部位在冷却、加热等制造过程中存在温度不均，从而导致不同位置的晶粒尺寸存在差异性^[13]。

图 5 为不同取样位置试件的二次相形貌。由图 5 可以看出，不同位置试件第一和第二 γ' 相形状、尺寸及体积分数无明显差异。

图 6 为不同晶粒尺寸试件在 650 °C、CF12 下包

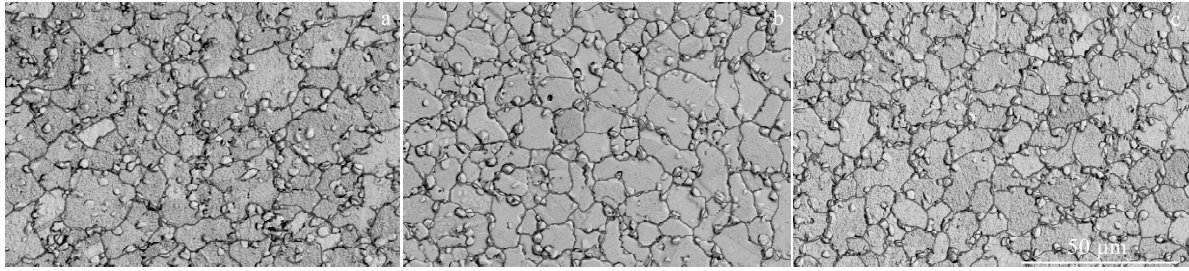


图 4 不同位置试验件的显微组织

Fig.4 Microstructures of specimens at different positions: (a) rim region (I), (b) off-center hole region (II), and (c) bore region (III)

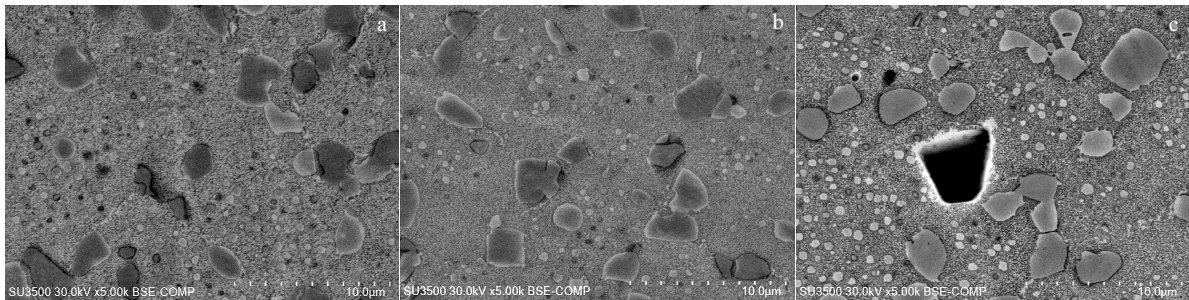


图 5 不同位置试验件的二次相形貌

Fig.5 SEM images of second phase of specimens at different positions: (a) rim region (I), (b) off-center hole region (II), and (c) bore region (III)

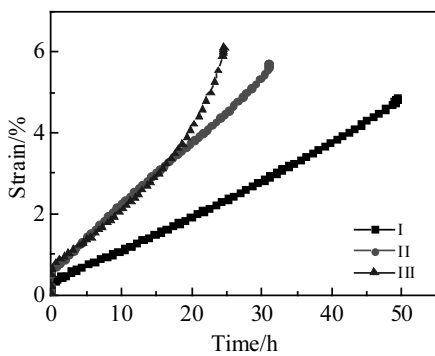


图 6 650 °C、CF12 不同位置试件包迹应变-时间曲线

Fig.6 Envelope strain vs. time of specimens from different positions at 650 °C, CF12

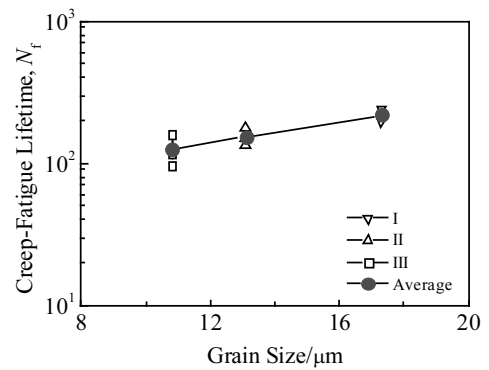


图 7 晶粒尺寸对试样蠕变-疲劳循环寿命的影响

Fig.7 Effect of grain size on the creep-fatigue cycle life of specimens

迹应变-时间曲线,包迹应变为每个加载循环中最大应变。可以看出,晶粒尺寸最大时(I区试件)包迹应变率最低,而晶粒尺寸最小时(III区试件),在寿命前70%(<18 h),包迹应变率与II区试件几乎相等,但在寿命后30%(>18 h),包迹应变率显著增加,导致试件快速断裂。此外,GH720Li循环寿命也随晶粒尺寸的增大而不断增加,如图7所示。

图8为不同取样位置试件断口宏观形貌。如图8

所示,试件的宏观断口均呈现出3个区域:裂纹起裂位置均在试件表面,然后沿径向扩展(区域A),随后可观察到疲劳裂纹条带(区域B),直到试件快速断裂(区域C)。对裂纹源区(图8箭头位置)进行高倍率下进一步观测发现,不同取样位置试件的断口形貌均以沿晶裂纹为主,如图9所示。此外,低倍率观测发现,断口表面存在大量孔洞,见图10。这说明在650 °C、CF12情况下,蠕变损伤占主要地位,不同试件蠕

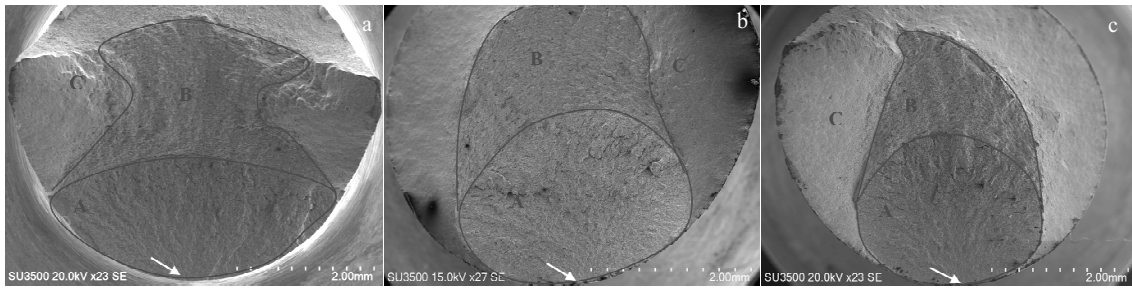


图 8 不同取样位置试件断口宏观形貌

Fig.8 Macroscopic fracture surface of specimens from different positions: (a) rim region (I), (b) off-center hole region (II), and (c) bore region (III)

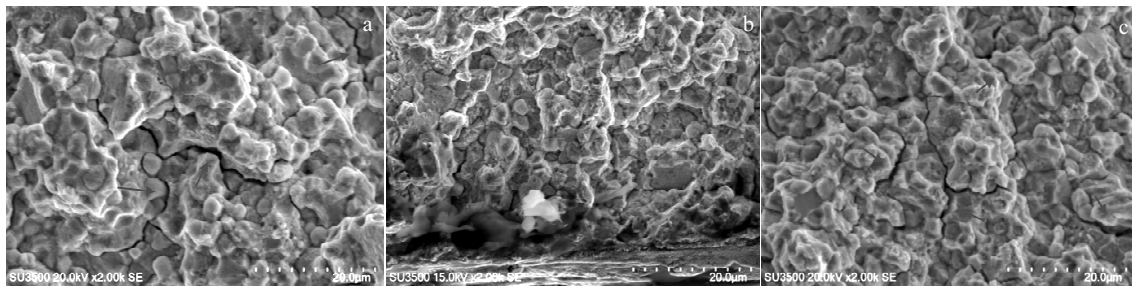


图 9 不同取样位置裂纹源区 SEM 断口形貌

Fig.9 SEM images near the initiation site from different positions: (a) rim region (I), (b) off-center hole region (II), and (c) bore region (III)

变-疲劳裂纹起裂机制均主要为晶界氧化起裂，不同试件裂纹扩展机制没有本质上的区别。由图 4 和图 5 可知，不同位置试件二次相无明显差异，但晶粒尺寸存在较大不同，由此可以分析得出，导致不同寿命结果的原因为：晶粒尺寸较小时合金内晶界尺寸较长，在高温保持时，易于产生氧化、腐蚀等，增加裂纹扩展速率，减小蠕变-疲劳寿命。

3 蠕变-疲劳寿命预测模型

3.1 基于迟滞能量的损伤方程法

Ostergren^[14]提出了基于拉伸迟滞能量的损伤方程，

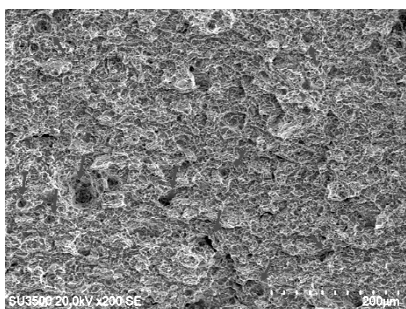


图 10 断口表面孔洞

Fig.10 Cavitation on fracture surface

该方法考虑了平均应力的影响可有效预测不同保持时间，不同频率下的蠕变-疲劳寿命：

$$\sigma_T \Delta \epsilon_p N_f^\beta v^{\beta(k-1)} = \text{constant} \quad (1)$$

式中， σ_T 为拉伸应力峰值； $\Delta \epsilon_p$ 为稳定阶段循环非弹性应变范围，一般取自半寿命时应力-应变曲线； v 为加载频率，包含疲劳加载频率和保持时间。在本研究 $v=1/(t_c+t_d)$ ， t_c 为疲劳加载周期， t_d 为拉伸保持时间。 β 、 k 为与材料相关的常数，可通过曲线拟合获得。

首先对盘缘（I 区）试验数据进行处理^[15]，结果如图 11 所示。拟合结果为： $\beta=3.011$ ， $k=0.0661$ ，相关系数 $R^2=0.9558$ 。此外，幅板（II 区）和盘心（III 区）部位的试验数据也在图 11 标出（由红圈选中），从图中很清楚地看到，这些数据与拟合直线存在较大的偏差，说明由盘缘数据拟合所得的损伤公式参数不能直接应用于其他位置，再次印证了晶粒尺寸对 GH720Li 蠕变-疲劳寿命的影响。

在式(1)中考虑晶粒尺寸 d 的影响，并进行修正：

$$\sigma_T \Delta \epsilon_p N_f^\beta v^{\beta(k-1)} d^\gamma = \text{constant} \quad (2)$$

所得拟合结果见图 12。 $\beta=3.0864$ ， $k=0.0632$ ， $\gamma=3.3707$ ，相关系数 $R^2=0.9521$ 。由图 13 可见，试验寿命与预测寿命均落在 2 倍分散带内，说明该修正方法可有效预测不同晶粒尺寸、不同保持时间下的

GH720Li 高温合金的蠕变-疲劳寿命。

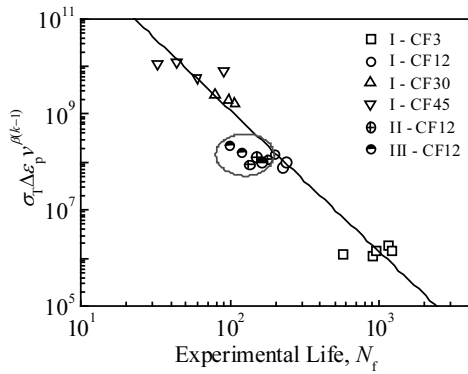


图 11 盘缘 (I 区) 试件蠕变-疲劳循环寿命 N_f 与损伤公式 $\sigma_T \Delta \epsilon_p N_f^\beta v^{\beta(k-1)}$ 的关系

Fig.11 Correlation of number of cycles to creep-fatigue failure N_f of specimens from rim region (I) with damage function $\sigma_T \Delta \epsilon_p N_f^\beta v^{\beta(k-1)}$

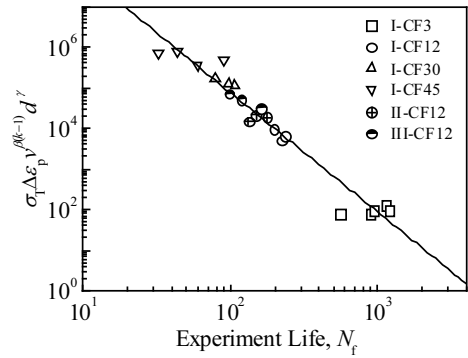


图 12 所有试件蠕变-疲劳循环寿命 N_f 与本研究修正损伤公式 $\sigma_T \Delta \epsilon_p N_f^\beta v^{\beta(k-1)} d^\gamma$ 的关系

Fig.12 Correlation of number of cycles to creep-fatigue failure N_f of all specimens with the modified damage function $\sigma_T \Delta \epsilon_p N_f^\beta v^{\beta(k-1)} d^\gamma$

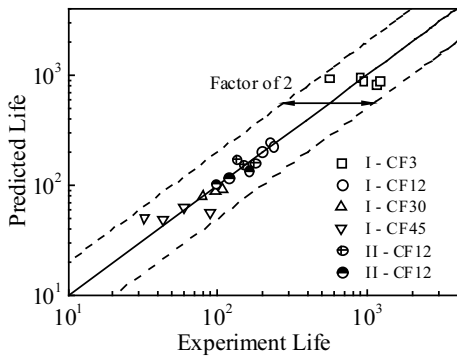


图 13 基于修正迟滞能量的损伤方程所得所有试件预测寿命与试验寿命

Fig.13 Creep-fatigue life prediction of all specimens by the modified damage function based on hysteresis energy

3.2 机械功密度法

Ji^[16]等人提出了机械功密度法(applied mechanical work density, AMWD)来评估材料的蠕变-疲劳寿命,该方法认为:通过负载在组件上所做的外功转化为的应变能是势能的一种形式。弹性变形形式下的应变能大部分是可恢复的。如果发生塑性变形,应变能的一部分是不可逆的,会导致部件损伤。在一定程度上,部件消耗并造成损伤的应变能与外部对部件施加的机械功有关。

文献[15]应用该方法对 GH720Li 涡轮盘盘缘试件进行了数据梳理,预测寿命结果与试验寿命结果符合度良好。在此基础上,本研究考虑了晶粒尺寸 d 对疲劳寿命的修正:

$$N_f \Delta W_p^{\beta'} d^{\gamma'} = A \tag{3}$$

拟合结果如图 14 所示。 $\beta'=0.6012$, $\gamma'=0.3277$, 相关系数 $R^2=0.8591$ 。由此预测的蠕变-疲劳寿命与试验寿命均落在 2.3 倍分散带内,如图 15 所示。

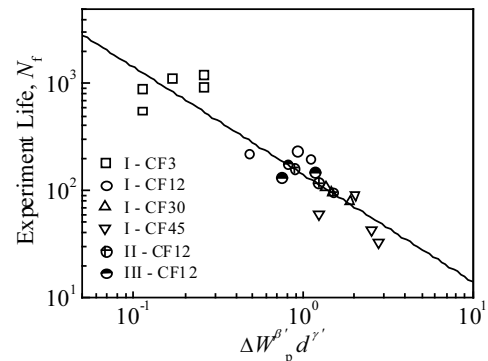


图 14 所有试件蠕变-疲劳循环寿命 N_f 与本研究修正机械功密度 $\Delta W_p^{\beta'} d^{\gamma'}$ 的关系

Fig.14 Correlation of number of cycles to creep-fatigue failure N_f of all specimens with the modified AMWD $\Delta W_p^{\beta'} d^{\gamma'}$

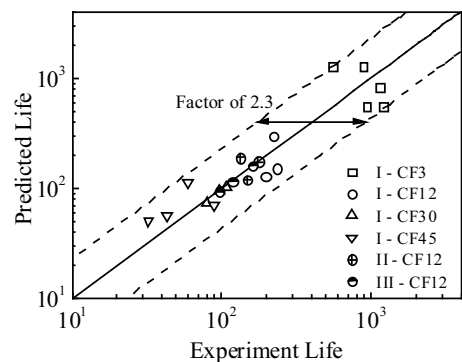


图 15 修正机械功密度法所得所有试件预测寿命与试验寿命

Fig.15 Creep-fatigue life prediction of all specimens by the modified AMWD method

4 结 论

1) 涡轮盘不同位置晶粒尺寸存在明显差异, 这可能是由于在轮盘制作工艺过程中不同位置加热、冷却速度不同引起的。

2) 在高温环境下, 晶界易于产生孔洞、氧化, 而晶粒尺寸越小, 晶界长度越大, 因此 GH720Li 高温蠕变-疲劳包迹应变速率随晶粒尺寸的减小而增加。

3) 用修正的基于迟滞能量的损伤方程法和机械功密度法对 GH720Li 蠕变-疲劳寿命进行预测的结果表明: 修正后 2 个模型均可准确预测 GH720Li 寿命, 其中修正后的基于迟滞能量的损伤方程法预测精度较高, 可在工程实际中得到重要应用。

参考文献 References

- [1] Jiang R, Everitt S, Lewandowski M *et al. International Journal of Fatigue*[J], 2014, 62: 217
- [2] Chen Lijia(陈立佳), Wang Zhongguang(王中光), Tian Jifeng(田继丰) *et al. Journal of Aeronautical Materials(航空材料学报)*[J], 1998, 18(3): 1
- [3] Du B N, Yang J X, Cui C Y *et al. Materials & Design*[J], 2015, 65: 57
- [4] Hanlon T, Kwon Y N, Suresh S. *Scripta Materialia*[J], 2003, 49(7): 675
- [5] Guo Jianting(郭建亭), Yuan Chao(袁超), Hou Jieshan(侯介山). *The Chinese Journal of Nonferrous Metals(中国有色金属学报)*[J], 2011, 21(3): 487
- [6] Hu Dianyin(胡殿印), Wang Rongqiao(王荣桥), Hong Jie(洪杰) *et al. Journal of Aerospace Power(航空动力学报)*[J], 2008, 23(4): 742
- [7] Silva J M, Cláudio R A, Branco C M *et al. Procedia Engineering*[J], 2010, 2(1): 1865
- [8] Billot T, Villechaise P, Jouiad M *et al. International Journal of Fatigue*[J], 2010, 32(5): 824
- [9] Yeratapally S R, Glavicic M G, Hardy M *et al. Acta Materialia* [J], 2016, 107: 152
- [10] Carroll L J, Cabet C, Carroll M C *et al. International Journal of Fatigue*[J], 2013, 47: 115
- [11] GB/T2039-1997[S], 1997
- [12] GB/T4338-1995[S], 1995
- [13] Jiang R, Karpasitis N, Gao N *et al. Materials Science and Engineering A*[J], 2015, 641: 148
- [14] Ostergren W J. *Journal of Testing and Evaluation*[J], 1976, 4(5): 327
- [15] Hu D Y, Ma Q H, Shang L H *et al. Materials Science and Engineering A*[J], 2016, 670: 17
- [16] Ji D M, Shen M H H, Wang D X *et al. Journal of Materials Engineering and Performance*[J], 2015, 24(1): 194

Effect of Grain Size on the Creep-Fatigue Life of GH720Li Superalloy

Hu Dianyin^{1,2,3}, Gao Ye¹, Ma Qihang¹, Shang Lihong⁴, Wang Rongqiao^{1,2,3}

(1. Beihang University, Beijing 100191, China)

(2. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

(3. Beijing Key Laboratory of Aero-Engine Structure and Strength, Beijing 100191, China)

(4. McGill University, Montreal QC H3A 0C5, Canada)

Abstract: The creep-fatigue experiments were conducted in nickel-based superalloy GH720Li, one of the most important turbine disk materials, at an elevated temperature of 650 °C with different grain sizes, to investigate the influence mechanism of grain size on the creep-fatigue life of GH720Li. Results show that the creep-fatigue life of GH720Li superalloy decreases with the decrease of grain size. SEM fracture analysis indicates that the oxidation and cracking are the main mechanism of GH720Li in the process of creep-fatigue at high temperature, and the smaller grain size will result in the longer length of grain boundary. Finally, two methods including the damage function based on hysteresis energy and the applied mechanical work density (AMWD) are modified to predict the creep-fatigue life of GH720Li, which match well with experimental data.

Key words: GH720Li superalloy; creep-fatigue; grain size; fracture analysis; life predication

Corresponding author: Hu Dianyin, Ph. D., Associate Professor, School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, P. R. China, Tel: 0086-10-82313841, E-mail: hdy@buaa.edu.cn