

低循环疲劳试验后 GH4720Li 轮盘组织及高温力学性能研究

雷鸣¹, 石瑶¹, 杨洋¹, 曾佳敏¹, 李概奇¹, 曾燚¹, 晁爱芳¹

(1 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 412002)

摘要: 航空发动机涡轮盘作为关键热端部件, 其低循环疲劳是制约整机可靠性及试车成功率的瓶颈之一。本研究对低循环疲劳试验后的 GH4720Li 镍基高温合金轮盘进行了系统的显微组织表征与力学性能分析。重点观察了试验后齿根、中心孔、过渡弧、榫槽和轮缘等位置的显微组织, 研究了不同位置处显微硬度及 650 °C 高温力学性能。结果表明, 中心孔区域为应力集中最明显部位, 该位置 γ 基体晶粒尺寸明显增大, 一次 γ' 相数量明显减少, 部分区域一次 γ' 相变形后呈水滴状, 少量区域出现一次 γ' 相聚集现象。EBSD 分析揭示了小角度晶界主要分布在晶粒内部, 大角度晶界主要分布在晶界和晶界附近。结合已有显微组织可知, 小角度晶界主要分布在二次 γ' 相处, 大角度晶界主要分布在晶界及一次 γ' 相处。TEM 表明一次 γ' 相可以有效阻碍滑移带的扩展, 位错多出现在二次 γ' 相增强相边界和三次 γ' 相处。650 °C 拉伸结果表明, 该轮盘不同位置的高温力学性能保持一致, 其抗拉强度均为~1370 MPa, 屈服强度为~1090 MPa, 延伸率为~25%, 表现为韧性断裂特征。上述结果表明, GH4720Li 轮盘经低循环疲劳实验后, 仍具有较好的高温力学性能, 表明其在复杂载荷作用下, 没有出现较大的应力集中或变形位置。

关键词: GH4720Li; 低循环疲劳试验; 应力集中; 显微组织; 高温力学性能

中图法分类号: TG2146.23

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X

GH4720Li 作为一种先进的涡轮盘用高温合金^[1,2], 与传统高温合金相比, 该合金具有更加优异的强度、抗蠕变性和抗疲劳性能^[3-5]。同时, 该合金可以在 750 °C 温度下长时服役, 在 850~900 °C 温度范围内安全工作, 是轮盘的主要制备材料之一^[6]。轮盘作为航空发动机的重要组成部分, 在飞行过程中要承受极高的温度、离心载荷和热载荷, 而每一次的飞行循环都会造成疲劳损伤的累计, 最终导致轮盘裂纹的萌生、扩展乃至破裂失效^[7]。目前各种疲劳寿命预测方法分析的结果分散性较大, 还不能准确地预测轮盘的寿命^[8], 所以进行轮盘的低循环疲劳试验研究是其安全循环寿命的必经之路。

关于轮盘的寿命研究, 国内外早有开展, 中国某型发动机涡轮盘就进行过比较系统、详尽的分析; 国外从英国的斯贝发动机开始至今, 寿命研究已有 50 多年的经验积累^[9]。这些研究的主要思想是以 Miner 线性累积损伤原理为指导, 以载荷谱与零件的 S-N 曲线 (或 ϵ -N 曲线) 为基础, 主要考虑了离心载荷和温度载荷的影响^[10,11]。该方法所用的材料性能是基于固体力学假设的, 即假设材料是弹性、各向同性、均匀连接且没有缺陷的, 通过考虑疲劳寿命分散度后给出轮盘的安全寿命, 利用该方法进行寿命研究有较大的局限性^[12]。

采用真实轮盘开展低循环疲劳试验是确定发动机轮

盘安全循环寿命最直观的办法, 可根据试验设备的实际情况适当调整试验载荷或优化试验件, 以达到对轮盘关键部位的有效考核。本文针对 GH4720Li 镍基高温合金轮盘进行了系统的低循环疲劳实验, 重点观察了试验后轮盘不同部位的显微组织, 测试不同部位样品的硬度值, 研究了 GH4720Li 合金在 650 °C 高温力学性能, 并对力学实验后的断口进行观察, 明确其断裂特征和断裂机理, 以研究轮盘结构的安全性和可靠性, 为航空发动机 GH4720Li 镍基高温轮盘的设计提供了数据支撑。

1 实验材料与方法

本实验选用 GH4720Li 高温合金二级轮盘作为研究对象。该合金因其优良的耐高温性能而被广泛应用于航空发动机领域, 其化学成分如下表 1 所示。盘锻件采用等温锻造液压机在 1150 °C 下模锻成型, 锻造完成后于 40 s 内转移并进行热处理。具体热处理工艺如下: 首先进行固溶处理, 温度为 (1080~1110) $\pm$ 10 °C, 保温 4 h 后油冷; 随后进行时效处理, 在 650 $\pm$ 5 °C 下保温 24 h 后空冷; 最后进行二次时效处理, 在 760 $\pm$ 5 °C 下保温 16 h 后空冷。热处理后, 对轮盘进行低循环疲劳试验, 以模拟实际工况下的高应力加载, 并确定零件在 474 °C 下承受离心载荷的疲劳寿命 (失效循环次数为 8 万次), 从

收到初稿日期:

基金项目: 民用涡轴发动机型号研制项目资助

作者简介: 雷鸣, 男, 1994 年生, 硕士, 工程师, 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 412002, 电话: 17773371212, E-mail: 278102714@qq.com

而为可靠性设计提供依据。具体的实验过程包括：装配试验件，调整动平衡，将环境温度升高至实际工况温度后施加转速循环。转速循环通常设置为下限转速-上限转速-下限转速。通过定期拆卸零件的状态，以判断零件转子是否达到设计寿命。其中，轮心处应力循环范围为 0~1013~0 MPa，榫槽处应力循环范围为 0~1085~0 MPa。为研究该合金在低循环疲劳试验下不同位置微观组织变化、硬度变化及轮盘的整体力学性能，我们在低循环疲劳试验后从轮盘不同部位切取所需测试试样，具体步骤如下：

表 1 GH4720Li 化学成分（质量分数，wt.%）

Table 1 Chemical constituents of GH4720Li (wt.%)

Cr	Co	Mo	W	Al	Ti	C	B	Ni
16	15	3	1.25	2.5	5	0.025	0.018	Bal.

1.1 组织观察

从 GH4720Li 镍基高温合金低循环疲劳测试后轮盘中选择具有代表性的齿根、中心孔、过渡弧、榫槽和轮缘等位置进行切割，取样位置如图 1 所示。使用电火花切割机在图 1 所示位置进行取样，之后对所取试样分别进行 80#、240#、400#、800#、1000#、2000#、3000# 砂纸打磨，确保试样表面平整、光滑，使用金刚石研磨膏（W2.5）进行抛光，出现镜面后采用 5g CuCl₂+100ml HCl+100ml 酒精混合溶液对样品进行侵蚀，最后使用激光共聚焦对其组织进行金相（OM）观察，采用 Zeiss 扫描电子显微镜（SEM）对其显微形貌进行观察。通过对不同位置所取试样的微观组织形貌进行拍摄和对比，研究低循环疲劳试验后不同位置的组织变化特征。采用电子探针（EPMA）精确分析中心孔位置样品的元素分布。

此外，通过采用 25 mL 高氯酸、260 mL 甲醇和 125 mL 正丁醇溶液对中心孔位置样品进行振动抛光获得电子背散射衍射（EBSD）实验所需样品。然后利用电子背散射模式对 EBSD 样品的微观组织进行分析，通过测量反射电子的角度和相位差，确定样品的晶体结构和晶粒取向等特征。采用 Talos 透射电子显微镜（TEM）观察中心孔处的内部位错形态特征及位错分布情况。

1.2 硬度测试

使用维氏硬度计对不同位置样品的硬度进行测试。试验载荷为 9.8 N，压头类型为正四棱锥金刚石。为保证结果准确性，每个样品相应位置分别取五个点，最后取其平均值作为硬度结果。

1.3 高温力学性能测试

对低循环疲劳试验后的 GH4720Li 镍基高温轮盘整体进行 650 °C 高温下的力学性能测试。所有高温拉伸试样均取自轮盘的几何中心，并沿径向方向取样。将轮盘三等分，每个扇形取 1 个拉伸样品，将所取拉伸样品按

照机加顺序，依次标记为 1#、2#和 3#。随后采用电子万能试验机对拉伸试样进行高温拉伸测试，并记录相应试样的抗拉强度（UTS）、屈服强度（YS）和断后伸长率（EL）等参数，拉伸速度为 $1 \times 10^{-3} \text{ s}^{-1}$ 。

测试结束后，采用扫描电子显微镜（SEM）对高温力学检测后的拉伸断口进行形貌观察，以明确试样的断裂源区特征、断裂模式及损伤机理。

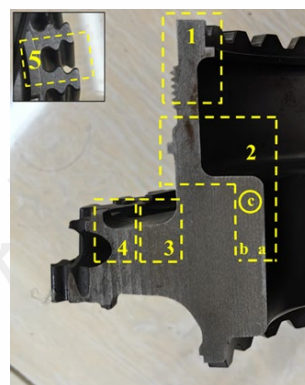


图 1 GH4720Li 低循环轮盘疲劳测试后组织观察位置取样示意图

(1) 齿根; (2) 中心孔; (3) 过渡弧; (4) 榫槽; (5) 轮缘

Fig.1 Sampling diagram of microstructure observation position after

fatigue test of GH4720Li low cycle wheel disc (1) Tooth root; (2)

Center hole; (3) Transition arc; (4) Tongue-and-groove and (5) Wheel

rim.

2 结果与讨论

2.1 显微组织对比

尽管 GH4720Li 镍基高温合金轮盘尺寸较大、几何形状复杂，导致其在低循环疲劳试验过程中不同位置的循环应力/应变存在差异，但金相结果表明，各关键位置（齿根、中心孔、过渡弧、榫槽和轮缘）的显微组织无明显差别。如图 2 所示，所有观察区域均表现为 γ 基体中分布着一次 γ' 相的典型组织形貌。

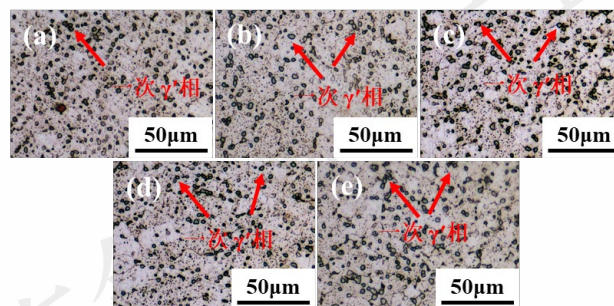


图 2 GH4720Li 低循环轮盘不同位置金相组织 (a) 齿根; (b) 中心

孔; (c) 过渡弧; (d) 榫槽; (e) 轮缘

Fig.2 The metallographic structure of GH4720Li low-cycle wheel disc

at different positions (a) Tooth root; (b) Center hole; (c) Transition arc;

(d) Tongue-and-groove and (e) Wheel rim.

GH4720Li 为镍基高温合金, γ' -Ni₃ (Al, Ti) 是该合金的主要增强相, 一般由三种尺寸组成, 分别是分布在晶界的一次 γ' 相 (1.5-2 μm)、晶内析出的二次 γ' 相 (200-300 nm) 和三次 γ' 相 (50-100 nm)。因光镜下仅能观察到一次 γ' 相, 为进一步了解不同位置显微组织变化, 图 3 展示了齿根、中心孔、过渡弧、榫槽和轮缘五个位置的显微组织变化情况。图 3(a) 中一次 γ' 相 (2.34 μm) 数量较多, 均匀分布在 γ 基体中, 呈球形或近球形。二次 γ' 相 (0.74 μm) 数量较少、尺寸较小, 呈球形或近球形分布在基体中。图 3(b) 为图 3(a) 一次 γ' 相处放大图, 可以看到三次 γ' 相弥散分布在 γ 基体中, 分布均匀, 无团聚现象。图 3(c) 中心孔位置 γ 基体晶粒尺寸明显增大, 一次 γ' 相 (3.2 μm) 数量明显减少, 部分位置一次 γ' 相变形后呈水滴状, 少量位置出现一次 γ' 相聚集现象 (如图黄色圆圈处标示), 与图 2(b) 所示结果一致, 说明中心孔处应力集中, 对基体组织影响较大。图 3(d) 所示过渡弧位置 γ 基体晶粒尺寸也出现增大现象。此外, 该位置部分一次 γ' 相 (3.19 μm) 变形后呈椭圆状, 但二次 γ' 相 (0.74 μm) 未发生明显变形, 依旧呈球形或近球形, 表明轮盘在承受极端热应力和机械应力循环载荷的情况下, 一次 γ' 相由于尺寸最大, 变形最明显。图 3(e) 为榫槽区域, 该位置一次 γ' 相 (2.12 μm) 和二次 γ' 相 (1.91 μm) 均未发生明显变形, 仅表现为 γ 基体晶粒尺寸的增大, 与图 2(d) 所示结果一致。图 3(f) 为轮缘处, 该位置亦存在圆弧, 一次 γ' 相 (1.70-3.40 μm) 分布不均匀, 出现轻微聚集现象。以上不同位置的显微组织结果表明, 随着中心孔的增大, γ 基体和一次 γ' 相的变形现象逐渐减弱, 进一步表明中心孔位置应力集中最明显。

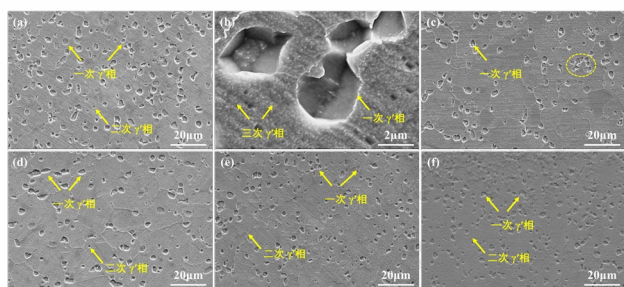


图 3 GH4720Li 低循环轮盘不同位置显微组织 (a, b) 齿根; (c) 中心孔; (d) 过渡弧; (e) 榫槽; (f) 轮缘

Fig.3 Microstructure of GH4720Li low cycle disc at different positions (a, b) Tooth root; (c) Center hole; (d) Transition arc; (e) Tongue-and-groove and (f) Wheel rim.

图 4 展示了 GH4720Li 镍基高温合金轮盘经低循环疲劳试验后中心孔位置处的 EPMA 元素面分布图。通过图 4 中的 EPMA 元素面分析发现, 一次 γ' 相和二次 γ' 相处主要为 Al、Ti 元素, 证明析出相主要为 (Al, Ti) 相。

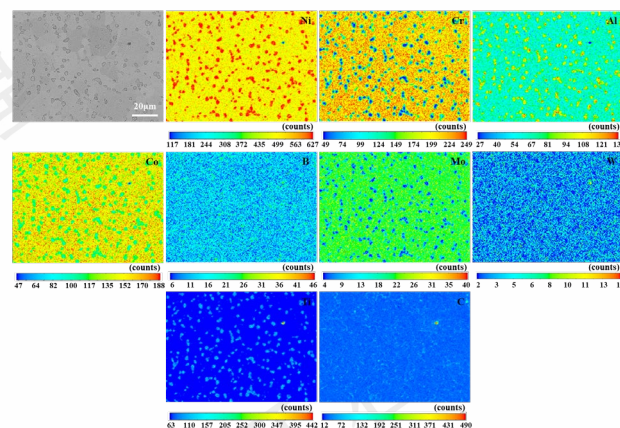


图 4 GH4720Li 低循环轮盘中心孔位置处的 EMPA 分析

Fig.4 EMPA analysis of the center hole of GH4720Li low cycle disk.

图 3 结果表明, 中心孔为应力集中最明显的位置, 进一步对靠近中心孔及远离中心孔区域进行 EBSD 测试, 分析其显微组织的变化和应力集中情况, 其结果如图 5 和图 6 所示。图 5(a) 显示了靠近中心孔位置的微观组织, 组织主要由 γ 基体、一次 γ' 相、二次 γ' 相和三次 γ' 相组成。由图 5(a) 可以看出, 靠近中心孔位置, 一次 γ' 相由球状或近球状被拉长呈水滴、椭圆等形状, 部分位置出现一次 γ' 相聚集现象。图 5(c) 为远离中心孔位置的显微组织, 一次 γ' 相均匀分布, 呈球形或近球形。图 5(b, d) 分别为靠近中心孔及远离中心孔区域的晶粒取向分布图 (IPF 图), 其颜色代表不同的晶粒取向。由 5(b) 靠近中心孔的晶粒取向分布图可以发现, γ 基体原始晶粒尺寸较大, 一次 γ' 相数量较多, 但晶粒取向没有明确方向。由 5(d) 为远离中心孔区域的晶粒取向图, 可以看出, 一次 γ' 相数量较靠近中心孔区域明显增多, 该区域也没有明显的晶粒取向。

图 6(a, c) 为靠近中心孔及远离中心孔区域的大小角度分布图, 其中红色线条代表小角度晶界 (LAGBs), 角度在 2-15° 之间; 蓝色线条代表大角度晶界 (HAGBs), 角度大于 15°。可以看出小角度晶界主要分布在晶内, 大角度晶界主要分布在晶界和晶界附近的球形或近球形颗粒处。结合已有显微组织可知, 小角度晶界主要分布在二次 γ' 相优先析出的微观区域, 大角度晶界主要分布在晶界及一次 γ' 相处。图 6(b, d) 为靠近中心孔及远离中心孔区域的平均取向差图 (KAM), KAM 图反应材料内部的塑性变形程度和位错密度信息。图 6(b) 可以看出晶界处变形程度较高, 部分晶界附近的一次 γ' 相也发生变形。由于该区域仅发生晶界和增强相的变形, 难以抵抗应力集中。故该区域组织晶粒尺寸变大, 这与中心孔处显微组织结果相一致。而图 6(d) 中晶界附近一次 γ' 相处局部变形程度相对较高, 晶界处变形程度次之, γ 基体表面较多位置存在轻微变形, 在多处位置抵抗变形的

情况下， γ 集体晶粒尺寸未发生明显变化。

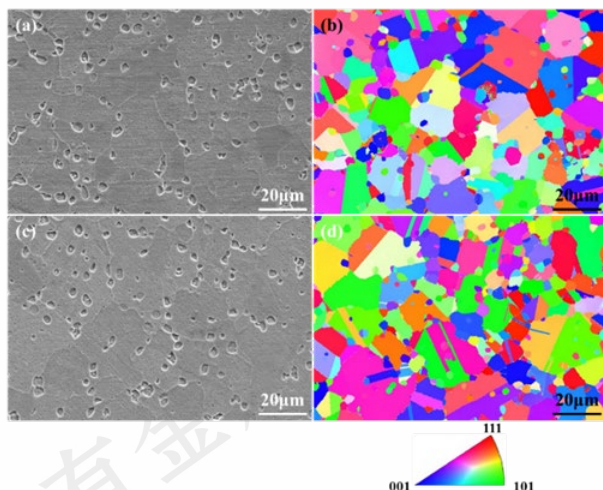


图 5 GH4720Li 低循环轮盘显微组织 (a, c) 和 IPF 图 (b, d): (a, b)

图 1 中位置 a; (c, d) 图 1 中位置 b

Fig.5 The microstructure (a, c) and IPF diagram (b, d) of GH4720Li low-cycle disk: (a, b) The position a in Fig. 1 and (c, d) Location b in

Fig. 1.

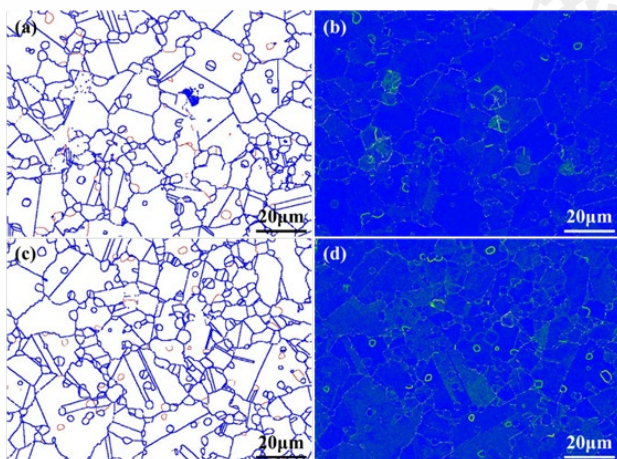


图 6 GH4720Li 低循环轮盘晶界 (a, c) 和局部取向差分布图 (b, d):

(a, b) 图 1 中位置 a; (c, d) 图 1 中位置 b

Fig.6 The grain boundary (a, c) and local misorientation distribution

(b, d) of GH4720Li low cycle disk: (a, b) position a in Fig.1 and

(c, d) Location b in Fig. 1.

图 7 通过 TEM 透射明场像更为直观的展示了图 1 位置 a 处的晶内微观信息，图 7 为明场像下的微观形貌，可以观察到球形一次 γ' 相（尺寸为 1.5-2 μm ）、二次 γ' 相（尺寸为 200-300 nm）和 γ 基体表面尺寸较小的三次 γ' 相（尺寸为 50-100 nm）。图 7(a)中细长的位错线在滑移过程中被二次 γ' 相阻挡。由于位错难以切过该相，因而选择绕过并在其周围形成位错环（Orowan 环）。位错绕过机制（Orowan 强化）显著提高了合金的变形抗力和强度。同时部分二次 γ' 相附近塞积有大量位错，形成类似“屏障”的位错墙结构。当其他位错试图滑移通过时，会受到位错墙的阻碍，需要克服额外的能量才能穿越。

这种阻碍作用增加了位错运动的阻力，从而提高了材料的强度。由基体 γ 相的[001]晶带轴上的强化相 γ' 相的相识别可知（图 7 a 绿色标示）： γ' 相与基体 γ 相晶体学取向关系为 $\{100\}\gamma' // \{100\}\gamma$, $[010]\gamma' // [010]\gamma$ 。图 7(b)中晶内二次 γ' 相增强相周围和内部均分布有较多的位错线，三次 γ' 相增强相周围分布有较多的位错线。这些位错线在 γ' 相周围和内部形成屏障，使位错难以滑移或攀移。当外力作用时，位错需克服这些阻碍才能继续运动，从而提高合金的屈服强度和抗拉强度。图 7(c)中三次 γ' 相表面出现位错线纷乱纠缠的现象，这些高密度位错区造成位错滑移的新障碍，使合金的加工硬化能力增强，提高材料在变形过程中的承载能力。图 7(d)中位错多出现在二次 γ' 相增强相边界和三次 γ' 相附近，位错之间产生交滑移，形成波浪型位错，使位错在多个滑移面上运动，有利于分散应力，提高合金的延展性。图 7(e)中可以看出大量位错在一次 γ' 相前中段，表明一次 γ' 相可以有效阻碍后续位错运动，使合金在受力时需要更大能力才能发生变形，从而显著提高合金的强度。图 7(f)的微观结构表明，合金的强塑性协同提升源于两种机制的共同作用：一方面，位错线在二次 γ' 相处塞积并形成位错环，提高了强度；另一方面，三次 γ' 相表面滑移带增多，激活了多系滑移，从而改善了塑性。

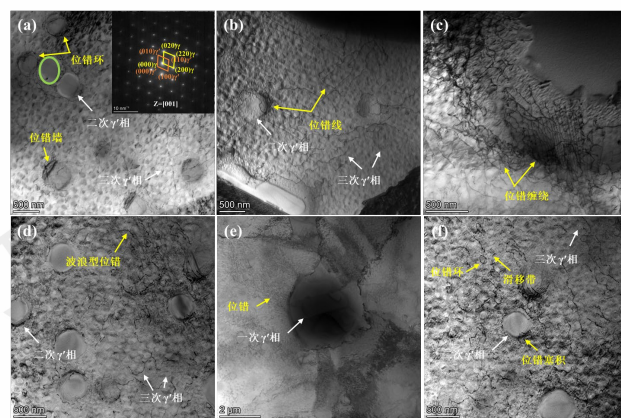


图 7 GH4720Li 低循环轮盘中心孔区域 TEM 明场像 (a, b, d, f) 二次 γ' 相和三次 γ' 相形貌图; (c) 基体表面位错缠绕; (e) 一次 γ' 相形貌图

Fig.7 TEM bright field image of the central hole area of GH4720Li

low cycle disk (a, b, d, f) Morphology of secondary γ' phase and tertiary γ' phase; (c) Dislocation winding on the substrate surface and (e) The first γ' phase morphology diagram.

硬度测试是衡量材料抵抗局部塑性变形能力的关键力学性能指标，其数值与材料的强度密切相关。通常，材料硬度越高，其抗拉强度也越高，二者存在显著的正相关性。不同位置显微硬度实测值及平均值如下表 2 所示。GH4720Li 镍基高温合金轮盘经 474 $^{\circ}\text{C}$ 低循环疲劳测试后，齿根位置处硬度平均值为 489.91 HV，中心孔

位置处硬度平均值为 470.04 HV, 过渡弧位置处硬度平均值为 494.530 HV, 榫槽位置处硬度平均值为 483.042 HV, 轮缘位置处硬度平均值为 510.418 HV。可以看出, 该轮盘中心孔位置处的平均硬度最低, 其次是榫槽、齿根、过渡弧等位置, 轮缘位置处硬度最高, 随疲劳循环测试时接触位置的增加, 硬度随之升高。GH4720Li 的硬度是由细晶强化和析出相强化两种强化机制共同作用所影响。 γ' 相是 GH4720Li 合金的主要强化相, GH4720Li 的数量、形貌、大小和分布情况是影响该合金强度的主要因素, 所以 GH4720Li 合金的硬度变化与合金中 γ' 相密切相关。

表 2 不同位置显微硬度对比

Table 2 Comparison of microhardness at different positions

取样位置	测量硬度值/HV					硬度平均值/HV
齿根	483.03	501.30	492.80	486.21	486.21	489.91
中心孔	476.53	459.58	476.60	467.20	470.29	470.04
过渡弧	526.10	486.25	482.96	486.21	491.14	494.532
榫槽	515.25	474.99	474.99	474.99	474.99	483.042
轮缘	531.70	529.82	508.18	489.53	492.86	510.418

2.2 650 °C高温力学性能分析

为了充分了解发动机服役状态, 对 GH4720Li 镍基高温合金轮盘经低循环疲劳试验后的样件进行高温力学性能测试。在轮盘主体区域取样, 对其进行 650 °C高温拉伸性能测试, 三个位置的 650 °C高温拉伸应力-应变曲线如下图 8 所示。可以看出, GH4720Li 轮盘三个位置的高温拉伸过程中, 都表现出一致的弹性变形行为。经弹性变形后, 拉伸应力会缓慢上升至抗拉强度极限, 随后缓慢降低直至断裂, 强度和塑性较好。该轮盘经低循环试验后的抗拉强度均为~1370 MPa, 屈服强度为~1090 MPa, 延伸率数值相对集中 (~25%), 显示出优良的综合力学性能。

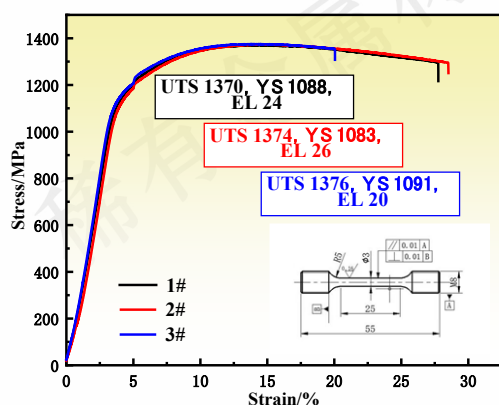


图 8 GH4720Li 低循环轮盘拉伸性能

Fig.8 Tensile properties of GH4720Li low cycle disc.

2.3 拉伸断口形貌分析

图 9 为 GH4720Li 低循环轮盘经 650 °C高温拉伸后的断口组织形貌。从图 9(a)可以看出, 该合金断口清晰可见放射区和剪切唇区, 但两区域的形貌特征差异不明显。图 9(b)所示的放射区域呈沟壑状分布, 裂纹源萌生于试样表面, 随后向试样内部扩展。图 9(c)中可见大量细小韧窝, 尺寸较小, 相邻韧窝之间通过撕裂脊连接; 局部区域存在较小的解理面, 形貌较为平坦, 韧窝底部可见颗粒增强相。图 9(d)剪切唇区的断口相对平整, 试样表面可观察到明显的河流花样, 裂纹沿试样内部向边部扩展。图 9(e)显示剪切唇区的韧窝被拉长, 韧窝尺寸明显增大, 撕裂脊数量显著减少; 部分位置存在明显的解理平面, 解理面表面光滑。综上所述, 该断口整体呈现典型的韧性断裂特征^[13, 14]。

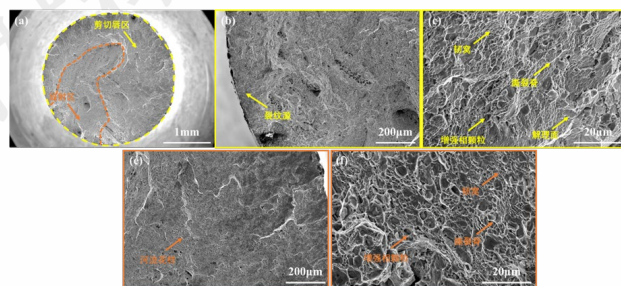


图 9 GH4720Li 低循环轮盘拉伸断口形貌

Fig.9 Tensile fracture morphology of GH4720Li low cycle disc.

3 结论

为探究低循环疲劳试验对 GH4720Li 镍基高温合金轮盘组织性能的影响, 本研究系统分析了试验后齿根、中心孔、过渡弧、榫槽和轮缘等代表性区域的微观组织与显微硬度分布, 并探讨了轮盘整体在 650 °C高温下的力学性能。主要结论如下:

(1) GH4720Li 镍基高温合金经低循环疲劳试验后, 轮盘显微组织因几何尺寸差异, 表现出轻微变化。中心孔位置应力集中最严重, 一次 γ' 相被拉长变形, 部分位置出现一次 γ' 相聚集现象, γ 基体晶粒尺寸变大。其他位置一次 γ' 相未发生明显变形, 且 γ 基体变形程度较小。

(2) 小角度晶界主要分布在晶粒内部, 呈球形或近球形分布, 尺寸较小; 大角度晶界主要分布在晶界和晶界附近的球形或近球形颗粒处。结合已有微观组织可知, 小角度晶界主要分布在二次 γ' 相处, 大角度晶界主要分布在晶界及一次 γ' 相处。

(3) 经低循环疲劳测试后, GH4720Li 轮盘抗拉强度均为~1370 MPa, 屈服强度为~1090 MPa, 延伸率数值相对集中 (~25%), 表现为韧性断裂特征。

4 参考文献

- [1] Shi Changxu(师昌绪), Zhong Zengyong(仲增墉). *Acta Metallurgica Sinica*(金属学报)[J], 2010, 46(11): 1281-1288.
- [2] Wang Yibo(王轶博), Zhao Zhanglong(赵张龙), Wang Tao(王涛) et al. *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2024, 53(08): 2351-2360.
- [3] Chen Zishuai, Dong Ruifeng, Li Jingnan, et al. *Materials Research Express*[J], 2021, 8(5): 056508.
- [4] Chen Jiayu, Zhang Panda, Dong Jianxin, et al. *Materials Transactions*[J], 2015, 56(12): 1968-1976.
- [5] Li Chuanjun, Guo Gui, Yuan Zhaojing, et al. *Journal of Alloys and Compounds*[J], 2017(5), 720: 272-276.
- [6] Ning Yalei, Zhou Yuanguo. *Chinese Journal of Traumatology*[J], 2015, 18(4): 187-193.
- [7] Wang He(王贺), Wang Ming(王明), Li Jianwei(李建伟) et al. *Gas Turbine Experiment and Research*(燃气涡轮试验与研究)[J], 2023, 36(04): 44-48.
- [8] Liu Dacheng(刘大成), Huang Zengfu(黄增福), Liu Chuang(刘闯) et al. *Journal of Aerospace Power*(航空动力学报)[J], 2014, 29(6): 1388-1394.
- [9] Wei Yong(魏勇), Chen Chen(陈晨), Peng Yu(彭煜) et al. *Aeroengine*(航空发动机)[J], 2020, 46(03): 30-34.
- [10] Guo Xiaoqiang(郭晓强). *Gas Turbine Experiment and Research*(燃气涡轮试验与研究)[J], 2016, 29(6): 6-9.
- [11] Wang Weiguo(王卫国), Gu Yuanxing(古远兴), Qing Hua(卿华) et al. *Journal of Aerospace Power*(航空动力学报)[J], 2006, 21(5): 862- 866.
- [12] Wang Weiguo(王卫国). *Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*(南京: 南京航空航天大学)[D], 2006, 29-30.
- [13] Du Beining, Hu Ziyang, Sheng Liyang, et al. *Journal of Materials Science & Technology*[J], 2018(10), 34: 1805-1816.
- [14] Wang Jian, Zhou Lanzhang, Qin Xuezhi, et al. *Materials Science and Engineering: A*[J], 2012(15), 553: 14-21.

The Microstructure and High Temperature Mechanical Properties of GH4720Li Wheel Disc after Low Cycle Fatigue Test

Ming Lei¹, Yao Shi¹, Yang Yang¹, Jiamin Zeng¹, Gaiqi Li¹, Yi Zeng¹, Aifang Chao¹

(1. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Hunan 412002, China)

Abstract: As a critical hot-end component of an aero-engine, the low-cycle fatigue of the turbine disk poses a major bottleneck that limits overall engine reliability and the success rate of test runs. In this study, the microstructure characterization and mechanical properties of GH4720Li nickel-based superalloy discs after low cycle fatigue test were systematically analyzed. The microstructure of the root, center hole, transition arc, mortise and flange after the test was observed, and the high temperature mechanical properties at 650 °C at different positions were studied. The results show that the central hole area is the most obvious part of stress concentration, where the grain size of γ matrix increases significantly, and the number of primary γ' phase decreases significantly. In some areas, the primary γ' phase is deformed into water droplets, and a small number of areas appear a γ' phase aggregation phenomenon. EBSD analysis reveals that the low-angle grain boundaries are mainly distributed inside the grains, and the high-angle grain boundaries are mainly distributed near the grain boundaries and grain boundaries. Combined with the existing microstructure, it can be seen that the small angle grain boundary is mainly distributed at the secondary γ' phase, and the large angle grain boundary is mainly distributed at the grain boundary and the primary γ' phase. TEM shows that the primary γ' phase can effectively hinder the expansion of slip bands, and dislocations mostly appear at the boundary of the secondary γ' phase and the cubic γ' phase. The tensile results at 650 °C show that the high temperature mechanical properties of the disc at different positions are consistent. The tensile strengths are all kept at ~ 1370 MPa, the yield strengths are ~ 1090 MPa, and the elongations are ~ 25%, which shows the characteristics of ductile fracture. The above results show that the GH4720Li disc still has good high temperature mechanical properties after low cycle fatigue test, indicating that there is no large stress concentration or deformation position under complex load.

Key words: GH4720Li; low cycle fatigue test; stress concentration; microstructure; high temperature mechanical properties

Corresponding author: Ming Lei, M.Eng., Engineer, AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Hunan 412002, P. R. China, Tel: 17773371212, E-mail: 278102714@qq.com