



GH4706 合金涡轮盘锻件不同部位的组织及高温力学性能

徐烨玲¹, 王冲², 侯翔益¹, 黄嘉良¹, 廉心桐^{1,4}, 黄烁³

(1 上海大学材料科学与工程学院, 上海 200444; 2 东北大学材料科学与工程学院, 沈阳 110004; 3 北京钢研高纳科技股份有限公司, 北京 100081; 4 上海大学(浙江)高端装备基础件材料研究院, 嘉兴 314100)

摘要: 为了研究 GH4706 涡轮盘不同部位的组织及高温力学性能差异性, 基于典型服役性能要求, 开展了 400、500、600、650 °C 条件下的高温拉伸, 400、500、600 °C 条件下的高温低周疲劳和 650 °C/690 MPa、600 °C/700 MPa 的高温持久寿命对比分析。试验结果表明, 轮毂、辐板及轮缘位置的晶粒组织存在显著差异, 其中轮毂晶粒度为 4 级(平均晶粒尺寸为 84 μm), 辐板晶粒度为 3 级(平均晶粒尺寸为 120 μm), 轮缘晶粒度为 2 级(平均晶粒尺寸为 183 μm)。不同部位试样的 γ' - γ 复合相均以球状弥散析出。轮毂和辐板位置的 η 相呈长针状, 尺寸较大, 且与晶界平行分布; 轮缘部位的 η 相呈短棒状析出, 尺寸较小, 在晶界的排列比较分散。不同位置的高温拉伸强度无明显差异, 轮毂部位的低周疲劳性能最优(4 363 循环周次), 而轮缘部位的高温拉伸塑性和持久寿命最优(1 259 h)。GH4706 涡轮盘锻件不同部位的组织差异性对其高温力学性能的影响较为显著。

关键词: GH4706 合金; 涡轮盘; 晶粒度; 高温力学性能

DOI: 10. 20057/j. 1003-8620. 2024-00004 **中图分类号:** TG 113. 25

Microstructure and High-temperature Mechanical Properties of Different Positions of Turbine Disc Forgings in GH4706 Superalloy

Xu Yeling¹, Wang Chong², Hou Xiangyi¹, Huang Jialiang¹, Lian Xintong^{1,4}, Huang Shuo³

(1 School of Materials Science and Engineering, Shanghai University, Shanghai 200444, China; 2 School of Materials Science and Engineering, Northeastern University, Shenyang 110004, China; 3 Gaona Aero Material Co., Ltd., Beijing 100081, China; 4 Zhejiang Institute of Advanced Materials, SHU, Jiaxing 314100, China)

Abstract: In order to study the differences in microstructure and high temperature properties of different positions of turbine disc forging in GH4706 alloy, comparative analysis of mechanical properties at high temperature were carried out. Detailed experiments included high-temperature tensile property (conducted at the temperature of 400 °C, 500 °C, 600 °C and 650 °C), high-temperature low-cycle fatigue (conducted at the temperature of 400 °C, 500 °C and 600 °C) and high-temperature stress rupture life (conducted at the condition of 650 °C/690 MPa and 600 °C/700 MPa) based on typical service performance requirements. The test results showed that the grain sizes of the hub, spoke and rim varied significantly, with the hub grain size level 4 (average grain size 84 μm), spoke grain size level 3 (average grain size 120 μm) and rim grain size level 2 (average grain size 183 μm). The γ' - γ composite of the samples in different positions were dispersed in spherical shape. The η phase of hub and plate is in needle shape, with larger size, and distributed parallel to grain boundaries. The η phase of rim precipitates in the shape of short rods with smaller size and dispersed arrangement at grain boundaries. There was no significant difference in high-temperature tensile strength at different locations. However, the samples from hub had excellent low-cycle fatigue performance (4 363 cycle number), while the tensile plasticity and stress rupture life of rim was the longest (1 259 h). The study indicated that the variation of microstructure from different positions of turbine disc forging in GH4706 alloy had significant effects on mechanical properties.

Key Words: GH4706 Alloy; Turbine Disc; Grain Size; High-temperature Mechanical Properties

GH4706 合金, 是一种镍基高温合金, 通过 γ' 相 $\text{Ni}_3(\text{Al}, \text{Ti})$ 和正方结构的 γ'' 相 Ni_3Nb 进行沉淀强化, 具有低成本、低偏析、热加工性能优异等特点^[1-4]。

GH4706 合金具备在 650 °C 以下长期服役的特性, 相比耐热钢具备更高的承温能力, 已成功应用于重型燃气轮机的大尺寸涡轮盘锻件的制备^[5-7]。

基金项目: 国家重点研发计划(2022YFB3705104)

作者简介: 徐烨玲(1999—), 女, 硕士; E-mail: xuyeling@shu.edu.cn; 收稿日期: 2024-01-03

通信作者: 廉心桐(1989—), 女, 博士, 副研究员; E-mail: xtlian@shu.edu.cn

作为发动机燃烧室的核心部件,涡轮盘发挥着关键作用,其服役环境苛刻,需承受高温、高机械负荷、高温差热负荷等交互作用,一旦发生服役失效,将严重影响发动机的安全性,缩短其使用寿命^[8-9]。随着重型燃气轮机的迅速发展,涡轮盘尺寸也随之增大,在均匀化处理、开坯锻造、盘件锻造和热处理调控等过程中必然会产生温度梯度变化,对涡轮盘不同部位的组织均匀性与性能一致性产生较大影响^[10-11]。因此,探究涡轮盘不同位置的组织和力学性能演变规律,对保证涡轮盘的成材率和提高工艺技术成熟度具有深远意义。

研究表明,GH4706合金的力学性能是评价该合金在高温环境下长期使用的重要指标,而晶粒组织变化对其高温力学性能存在显著影响^[12-13]。因此,选取GH4706合金涡轮盘锻件的不同部位,观察其组织变化,并基于其典型服役状态,开展了不同条件下的高温拉伸、高温低周疲劳和高温持久寿命的对比研究,探究晶粒尺寸对GH4706合金涡轮盘锻件高温力学性能的影响规律,以期为GH4706合金涡轮盘的组织性能调控提供有利的数据支撑,促进涡轮盘用高温合金的工艺制备水平的提高。

1 试验材料及方法

试验所用合金为一种镍基高温合金GH4706,采用三联冶炼工艺(真空感应熔炼VIM+电渣重熔ESR+真空电弧重熔VAR)制备铸锭,铸锭尺寸为 $\phi 1050$ mm,随后锻造开坯为 $\phi 950$ mm棒材,通过模锻成型制备尺寸为 $\phi 2350$ mm的盘锻件,锻造温度为 1060 °C,再经过热处理后获得涡轮盘锻件。热处理工艺为: 980 °C保温2 h,空冷至室温, 720 °C保温12 h,以 55 °C/h炉冷至 620 °C保温20 h,空冷至室温。GH4706合金的主要化学成分见表1。

表1 GH4706合金的化学成分(质量分数)

Table 1 Chemical compositions of GH4706 alloy %									
C	B	P	Ti	Al	Nb	Cr	Fe	Ni	
0.01	0.003	0.007	1.66	0.29	2.92	16.1	37.1	Bal.	

图1为涡轮盘取样位置示意图,对涡轮盘的轮毂、辐板及轮缘中部位置进行线切割取样,组织观察试样尺寸为 12 mm \times 10 mm \times 10 mm,微观组织表征面尺寸为 10 mm \times 12 mm,如图1所示,切向观察。经砂纸研磨并抛光,金相试样采用 20 g CuCl_2 + 100 mL HCl + 100 mL $\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$ 溶液进行化学腐蚀,利用金相

显微镜观察显微组织。采用 15 g CrO_3 + 10 mL H_2SO_4 + 150 mL H_3PO_4 混合溶液侵蚀不同取样位置的试样,电解电压 5 V,电解时间 5 s,利用扫描电镜观察析出相。

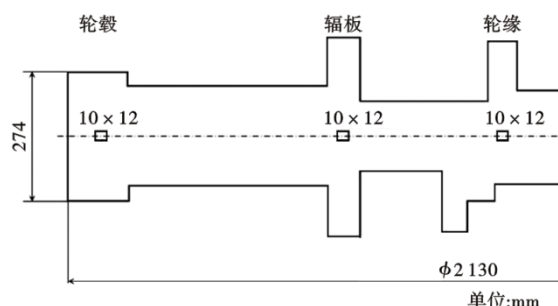


图1 涡轮盘取样位置示意图

Fig. 1 Schematic diagram of sampling position for turbine disk forging

在涡轮盘轮毂、辐板及轮缘中部位置沿弦向进行取样,并加工制备成拉伸、疲劳和持久测试试样,每个测试项目的平行试样为2支。根据对应标准GB 6397—86《金属拉伸试验试样》,GB/T 3075—2021《金属材料疲劳试验轴向力控制方法》,GB/T 2039—2012《金属材料单轴拉伸蠕变试验方法》,分别开展高温拉伸试验(测试温度为 400 、 500 、 600 、 650 °C)、低周疲劳试验(测试温度为 400 、 500 、 600 °C)和高温持久试验(测试条件为 650 °C/ 690 MPa和 600 °C/ 700 MPa)并进行力学性能分析。试验结束后,采用扫描电镜对断口形貌特征进行分析。

2 试验结果与讨论

2.1 显微组织对比

GH4706合金涡轮盘锻件热处理后不同位置的金相组织对比,如图2所示。由图2可知,轮毂、辐板和轮缘部位的晶粒尺寸存在显著差异。图2(a)的轮毂组织中存在明显的混晶现象,但晶粒较细,平均晶粒度为4级,平均晶粒尺寸为 84 μm。图2(b)辐板的晶粒组织较为均匀,尺寸有所增大,平均晶粒度为3级,平均晶粒尺寸为 120 μm。图2(c)轮缘也出现了混晶现象,晶粒粗大,平均晶粒度为2级,平均晶粒尺寸达到 183 μm。晶粒组织尺寸差异的原因主要在于锻造开坯及模锻成型等热变形过程中,轮毂处于工件中心,其变形量最大、温度最高,有利于合金动态再结晶的进行,促使晶粒尺寸降低;而轮缘部位在热变形过程中难免出现热量散

失,使得该位置的温度降低,保留了畸变能较低的大尺寸晶粒,在随后的热处理中也无法充分静态再结晶,增大了晶粒尺寸;辐板位置是在最后的模锻成型环节,其变形量降低,辐板位置的晶粒尺寸比轮毂大且小于轮缘。同时,为确保工件在热变形和热处理的保温过程中完全热透,轮缘位置的保温时间会显著长于中心位置,促进了轮缘位置的晶粒长大。值得指出的是,研究表明,GH4706合金的再结晶温度约为927 °C^[14],固溶后980~927 °C的冷却范围对轮毂位置的晶粒长大影响较小。

GH4706合金涡轮盘锻件轮毂、辐板及轮缘部位的析出相形貌,如图3所示。GH4706合金强化相常以 γ' - γ'' 复合相形式析出^[15],图3(d)~(f)为 γ' - γ'' 复合相形貌,其中呈白亮色的是 γ'' 相, γ' 相则呈灰色球状。轮毂、辐板及轮缘部位的 γ' - γ'' 复合相尺寸接近,分布均匀,而 η 相的形貌有明显的差异。轮毂和辐板部位的 η 相呈长针状,尺寸较大,导致晶

界 γ' 相贫化区较大,且与晶界平行分布。而轮缘部位的 η 相呈短棒状析出,尺寸较小,在晶界的排列比较分散。这是因为,相对于轮缘位置,轮毂位置在固溶后冷却过程中的温度降低较慢,促进了晶界处 η 相的形核与长大。

2.2 高温拉伸性能对比

GH4706合金涡轮盘锻件在400、500、600、650 °C下的拉伸性能对比情况,如图4所示。随着测试温度的升高,涡轮盘锻件不同取样位置的屈服强度和抗拉强度均有所下降,其中,抗拉强度下降得更为显著。轮毂、辐板和轮缘部分的强度差值并不明显。伸长率和断面收缩率总体呈上升趋势,但三个位置的拉伸塑性存在差异。在同一温度下,轮毂的拉伸塑性最低,轮缘的拉伸塑性最高。

GH4706合金不同取样部位在600 °C下的高温拉伸典型断口形貌,如图5所示。由图5可知,三个不同取样位置的断口平整,形貌较为相近。拉伸断

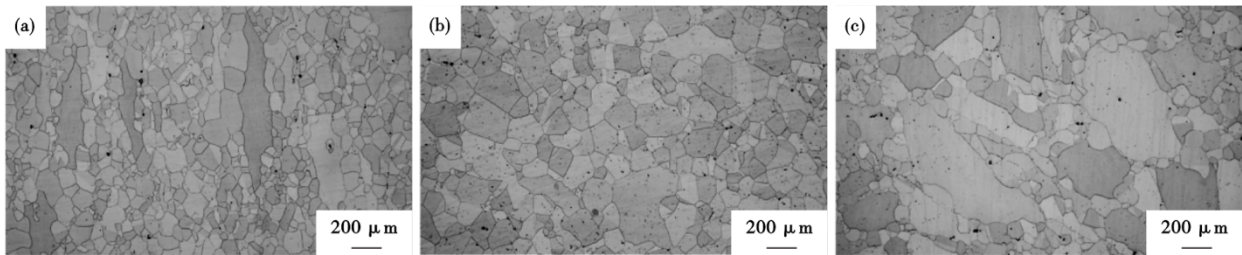


图2 GH4706合金涡轮盘锻件热处理后不同部位的金相组织:(a)轮毂,(b)辐板,(c)轮缘

Fig. 2 Metallographic structure of different positions of turbine disc forging in GH4706 alloy after heat treatment: (a) hub, (b) plate, (c) rim

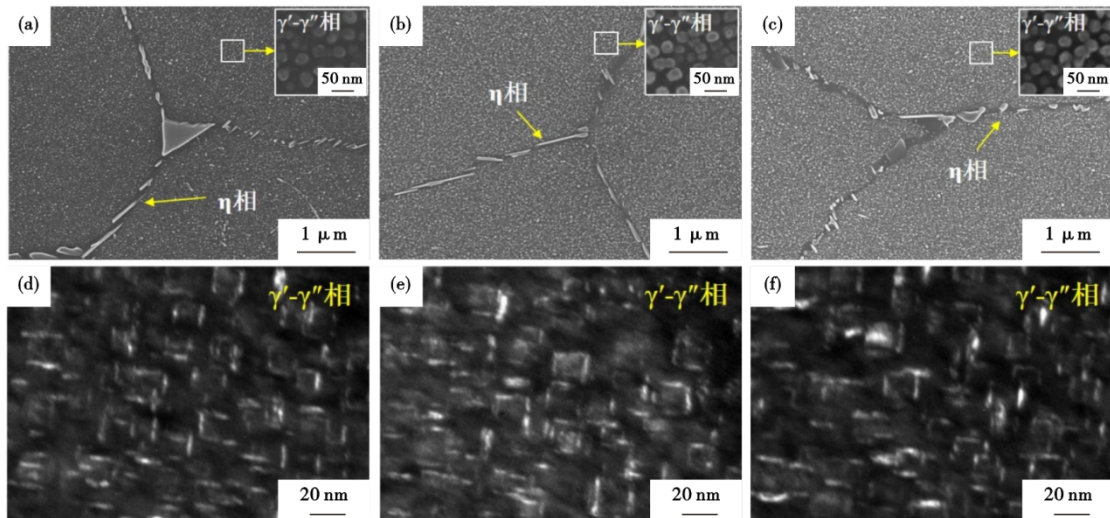


图3 GH4706涡轮盘锻件不同部位的析出相形貌:(a) (d)轮毂,(b) (e)辐板,(c) (f)轮缘

Fig. 3 Morphology of precipitated phases of different positions of turbine disc forging in GH4706 alloy: (a) (d) hub, (b) (e) plate, (c) (f) rim

口主要特征为混合型断裂,即同时具备沿晶和韧窝断裂形貌,韧窝尺寸较小且浅。结果表明,拉伸过程中晶界处的大尺寸 η 相产生较大的应力集中促进了沿晶断裂,降低了晶粒协调变形的能力,进而导致轮毂位置塑性降低。

2.3 高温低周疲劳性能对比

GH4706合金涡轮盘锻件在400、500、600℃下的高温低周疲劳性能,见表2。随着试验温度的提高,涡轮盘锻件不同取样位置的循环周次出现了先升高再降低的趋势。以600℃为例,轮毂部位的循环周次最高可达4363,相比辐板位置的循环周次2971提高了47%,相比轮缘位置的循环周次2691提高了62%。说明晶粒组织细化能够显著提高高温低周疲劳性能。

GH4706合金不同取样部位在600℃下的高温

低周疲劳的典型断口形貌,如图6所示。可以看出,疲劳裂纹源均出现在试样表面,且呈现典型的解理特征^[16]。然而,疲劳辉纹的特征出现了显著差异。辐板和轮缘部位裂纹扩展区的疲劳辉纹更深,且伴有少量二次裂纹出现,而轮毂部位的疲劳辉纹致密且深度更浅,表明轮毂位置对疲劳裂纹扩展的阻碍作用更明显,疲劳寿命明显更长。

2.4 高温持久性能对比

GH4706合金涡轮盘锻件在650℃/690MPa和600℃/700MPa下的高温持久寿命数据见表3。随着试验温度的下降和初始应力的提高,涡轮盘锻件不同取样位置的持久寿命显著提高。以600℃/700MPa为例,轮缘部位的持久寿命可达1259h,而轮毂和辐板部位的持久寿命仅为489h和449h,轮缘持久寿命提高了将近3倍。

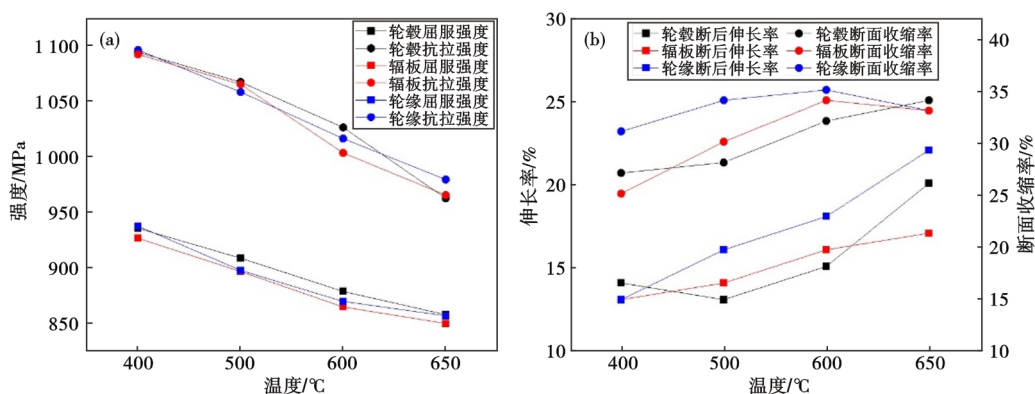


图 4 GH4706合金涡轮盘锻件不同部位的高温拉伸性能对比:(a)强度,(b)塑性

Fig. 4 Comparison of high-temperature tensile properties of different positions of turbine disc forging in GH4706 alloy: (a) strength, (b) plasticity

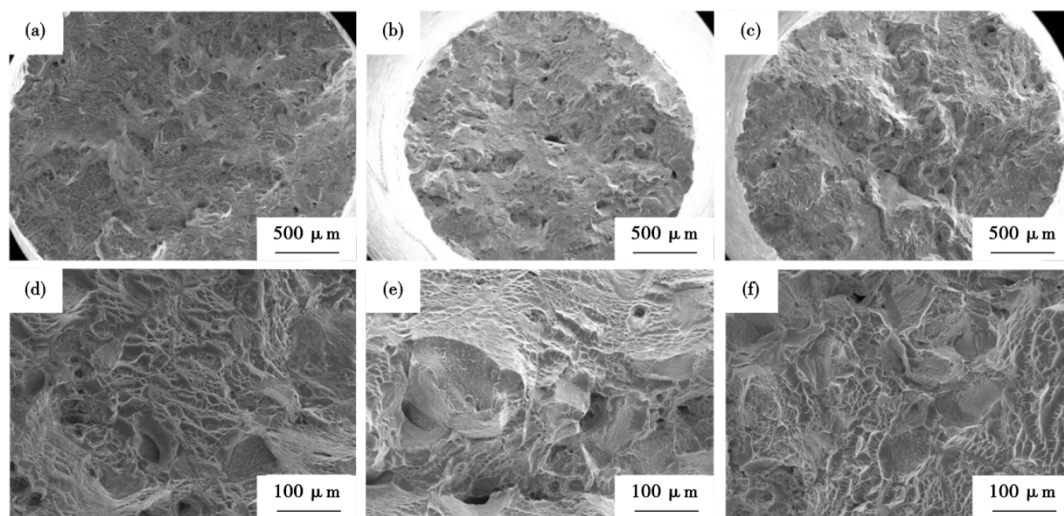


图 5 GH4706合金涡轮盘锻件不同部位的600℃拉伸断口形貌对比:(a)(d)轮毂,(b)(e)辐板,(c)(f)轮缘

Fig. 5 Comparison of high-temperature tensile fracture morphology of different positions of turbine disc forging in GH4706 alloy at 600℃: (a)(d) hub, (b)(e) plate, (c)(f) rim

表 2 GH4706 涡轮盘锻件不同部位的高温低周疲劳性能数据

Table 2 Data of high-temperature low-cycle fatigue properties of different positions of turbine disc forging in GH4706 alloy

取样位置	循环周次/周次					
	400 °C		500 °C		600 °C	
轮毂	3 861	4 023	4 429	5 036	3 058	4 363
辐板	2 729	3 297	4 084	5 197	2 798	2 971
轮缘	2 418	2 435	3 862	4 469	2 470	2 691

表 3 GH4706 涡轮盘锻件不同部位的高温持久寿命数据
Table 3 Data of high-temperature rupture life of different positions of turbine disc forging in GH4706 alloy

取样位置	650 °C/690 MPa			600 °C/700 MPa		
	持久寿命/h	伸长率/%	断面收缩率/%	持久寿命/h	伸长率/%	断面收缩率/%
轮毂	49	2.4	9	489	2.6	9
辐板	95	3.2	8	449	2.2	8
轮缘	130	3.1	11	1259	2.7	10

文献[17-19]表明,高温合金的持久寿命随着晶粒尺寸的增大而提高,较大晶粒度的材料一般具有较高的持久性能。因此,轮缘部位的平均晶粒尺寸最大,其持久寿命最长。

另外, η 相也是GH4706高温合金锻件持久性能的重要影响因素之一。图3中轮毂和辐板部位的 η 相呈长针状,尺寸较大,导致晶界 γ' 贫化区较大,且与晶界平行分布,从而使裂纹产生后形成快速扩展通道,造成持久性能下降^[20]。而轮缘部位的 η 相呈短棒状析出,尺寸较小,在晶界的排列比较分散。

文献[21]表明,短棒状 η 相之间存在一定的塑性区,且 η 相周围不存在明显 γ' 贫化区,因而,使晶界既有高的强度又保持高的塑性,降低了裂纹的萌生和扩展速率。从而,GH4706合金涡轮盘锻件轮缘部位的合金获得了最长的持久寿命和最高的持久塑性。

综上所述,轮毂部位的平均晶粒尺寸最小,其低周疲劳性能最优。而轮缘部位的平均晶粒尺寸最大,且短棒状的 η 相较轮毂和辐板的针状 η 相更有利于合金持久性能,故其高温持久寿命显著优于其他两个部位。结果表明,随着涡轮盘尺寸的扩大,在热变形和热处理等过程中会不可避免的产生温度梯度变化,进而对涡轮盘的组织均匀性与性能一致性产生一定的影响。应针对热变形和热处理过程进行组织调控和性能改善,结合工件热变形设备的实际工况,进一步优化锻造温度、精确控制保温时间,采取工艺手段降低工件的热量散失,可有效改善涡轮盘锻件的热变形晶粒组织均匀性;热处理制度主要在于固溶后冷速和时效制度调控,在促进晶粒组织均匀性的前提下,结合强化相析出的热动力学规律,改善 γ' 、 γ'' 和 η 相的析出行为。

3 结论

(1)GH4706合金涡轮盘锻件不同位置的晶内 γ' - γ'' 复合相均弥散析出。但晶粒组织和 η 相存在显著差异,其中轮毂平均晶粒尺寸最小为4级,轮缘平均晶粒尺寸最大为2级。轮毂和辐板部位的 η 相呈长针状,尺寸较大,且与晶界平行分布。而轮缘

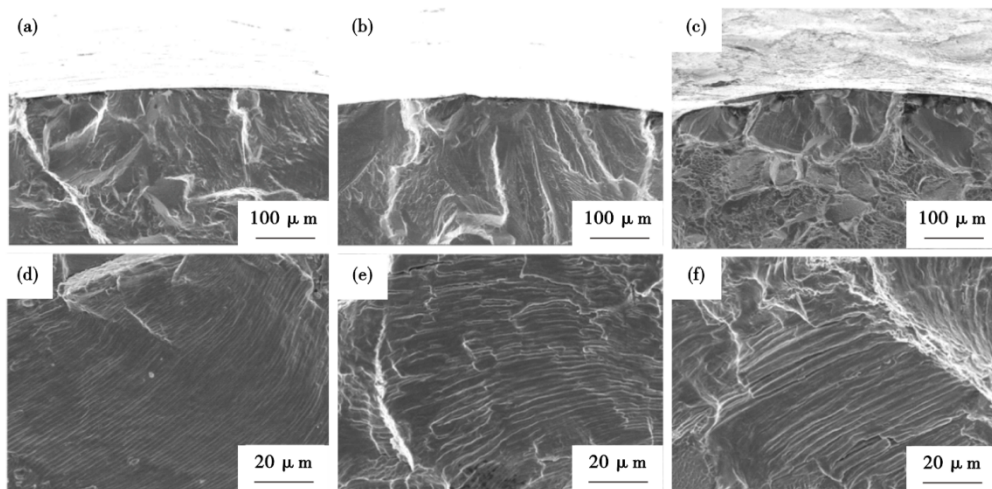


图 6 GH4706 合金涡轮盘锻件不同部位的 600 °C 低周疲劳断口形貌对比: (a) (d) 轮毂, (b) (e) 辐板, (c) (f) 轮缘
Fig. 6 Comparison of low-cycle fatigue fracture morphology of different positions of turbine disc forging in GH4706 alloy at 600 °C: (a) (d) hub, (b) (e) plate, (c) (f) rim

部位的 η 相呈短棒状析出,尺寸较小,在晶界的排列比较分散。

(2)GH4706合金涡轮盘锻件不同位置的高温拉伸强度无显著差异,轮缘的拉伸塑性最高,轮毂的拉伸塑性最低。轮毂部位的600℃低周疲劳性能最优,可达4363循环周次。轮缘部位的持久寿命可达1259h,较轮毂部位提高近3倍。

参考文献

- [1] 杜金辉,吕旭东,董建新,等. 国内变形高温合金研制进展[J]. 金属学报, 2019, 55(9): 1115-1132.
- [2] Zhang S, Jia D, Zhao D Q, et al. Influence of stabilization heat treatment temperature on microstructure and stress rupture properties of Inconel 706 superalloy [J]. Journal of Materials Research and Technology, 2023, 27: 7998-8007.
- [3] Huang S, Wang L, Zhang B J, et al. Hot deformation behavior and microstructure evolution of GH4706 alloy [J]. Journal of materials engineering, 2015, 43(2): 41-46.
- [4] Hyogeon K, Hojun O, Ju B H, et al. Effect of heat treatment conditions on the plastic deformation behavior of the Inconel 706 alloy [J]. Journal of Materials Research and Technology, 2022, 21: 2145-2155.
- [5] 黄 烁,王 磊,张北江,等. GH4706合金的动态再结晶与晶粒控制[J]. 材料研究学报, 2014, 28(5): 362-370.
- [6] 杨 浩,王方军,李 采,等. 镍基高温合金的熔炼工艺研究进展[J]. 特殊钢, 2023, 44(3): 1-9.
- [7] 白亚冠,聂义宏,朱怀沈,等. Al-Nb对700℃发电机组转子用GH706合金组织和拉伸性能的影响[J]. 特殊钢, 2013, 34(4): 62-66.
- [8] Gudivada G, Pandey A K. Recent developments in nickel-based superalloys for gas turbine applications: Review [J]. Journal of Alloys and Compounds, 2023, 963:171128.
- [9] 张北江,黄 烁,张文云,等. 变形高温合金盘材及其制备技术研究进展[J]. 金属学报, 2019, 55(9): 1095-1114.
- [10] 张冰冰,白亚冠,张 鑫,等. 固溶和时效处理时间对IN706合金组织与性能的影响[J]. 特殊钢, 2022, 43(4): 75-81.
- [11] 毕中南,秦海龙,董志国,等. 高温合金盘锻件制备过程残余应力的演化规律及机制[J]. 金属学报, 2019, 55(9): 1160-1174.
- [12] Huang S, Wang L, Lian X T, et al. Development of constitutive equation and processing maps for IN706 alloy [J]. Acta Metall Sinica, 2014, 27(2): 198-204.
- [13] Gu Y, Harada H, Cui C, et al. New Ni-Co-base disk superalloys with higher strength and creep resistance [J]. Scripta Materialia, 2006, 55(9): 815-818.
- [14] Schilke P W, Pepe J J, Schwant R C. Alloy 706 Metallurgy and Turbine Wheel Application [J]. Superalloys, 1994: 1-12.
- [15] Dubiel B, Kruk A, Stepniowska E, et al. TEM, HRTEM, electron holography and electron tomography studies of γ' and γ'' nanoparticles in Inconel 718 superalloy [J]. Journal of Microscopy, 2009, 236: 149-157.
- [16] 陈 静,石多奇,苗国磊,等. 镍基高温合金GH536的热疲劳行为[J]. 航空动力学报, 2017, 32(6): 1381-1387.
- [17] 袁 科,李 钊,王 强,等. 两种固溶强化型镍基合金环锻件高温性能对比[J]. 塑性工程学报, 2023, 30(5): 172-179.
- [18] 唐 超,于 凯,罗俊鹏,等. GH4738合金断口附近的组织特征与持久寿命的关联性研究[J]. 热加工工艺, 2021, 50(14): 62-67.
- [19] 于 凯,乔峰源,张麦仓. 断口附近组织对GH4080A合金缺口持久性能的影响[J]. 稀有金属材料与工程, 2022, 51(3): 953-959.
- [20] 聂义宏,白亚冠,金嘉瑜,等. 700℃先进超超临界汽轮机转子锻件用铁镍基合金的高温组织稳定性研究[J]. 动力工程学报, 2019, 39(8): 661-665.
- [21] 信 昕,孙文儒,冯贞伟,等. 热处理制度对GH706高温合金持久性能的影响[J]. 材料研究学报, 2010, 24(6): 649-654.