

基于 Gleeble 热压缩试验的 K4169 合金服役前后组织演变

何建军¹ 侯佳欣¹ 蔡宇晖¹ 龚志辉² 姚比晴¹ 王嵩钧¹

(1. 长沙理工大学能源与动力工程学院, 长沙 410114; 2. 湖南大学机械与汽车工程学院, 长沙 410082)

摘要 针对航空发动机运行过程中涡轮机匣长期承受高温交变载荷, 易因局部应力集中引发开裂失效的问题, 研究了某涡轮机匣用 K4169 镍基高温合金服役前后及模拟高温载荷下的微观组织演变规律。结果表明, 经过高温载荷服役后的 K4169 合金未生成新相; 在服役后及热压缩试验过程中, 晶界区域显著析出针状 δ 相, 并与块状/岛状 Laves 相形成空间共存的 δ -Laves 共生相; 其次, 高温载荷诱发了应变诱导晶界迁移, 导致服役后大角度晶界比例增加, 局部出现大晶粒包嵌小晶粒结构; 微观分析表明, 裂纹均萌生于晶界处密集分布的 δ -Laves 共生相。在高温载荷下, Nb 等元素向晶界迁移, 促使 Laves 相在晶界聚集并伴随 δ 相析出, 形成有害的 δ -Laves 共生相。该共生相加剧晶界脆化, 成为应力集中点, 显著降低材料的裂纹萌生抗力。在高温服役过程中, K4169 合金晶界处 δ 相与 Laves 相的伴生析出与富集, 是导致材料高温开裂失效的关键因素。

关键词 K4169 高温合金; 微观组织演变; 模拟工况; 航空发动机机匣

中图分类号 TG132.3; TG113.1; TG146.1⁺5

文献标志码 A

DOI: 10.15980/j.tzzz.T20250244

Microstructural Evolution of K4169 Alloy before and after Service Based on Gleeble Hot Compression Tests

HE Jianjun¹, HOU Jiaxin¹, CAI Yuhui¹, GONG Zhihui², YAO Biqing¹, WANG Songjun¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Changsha University of Science and Technology, Changsha 410114;

2. College of Mechanical and Vehicle Engineering, Hunan University, Changsha 410082)

Abstract: Aiming at the issues that the turbine casing is constantly subjected to high-temperature alternating loads during the operation of aircraft engines, which leads to cracking and failure due to local stress concentration, the microstructural evolution of K4169 nickel-based superalloy for turbine casing before and after service and under simulated high-temperature loads was investigated. The results indicate that absence of new phases is detected in K4169 alloy after high-temperature service exposure. Significant precipitation of acicular δ -phase at grain boundaries is observed after post-service and during hot compression experiments, which coexist with blocky/isolated Laves phase to form spatial coprecipitated δ -Laves symbiotic structures. Secondly, high-temperature loading induces strain-induced grain boundary migration, resulting in increased proportion of high-angle grain boundaries and localized granular encapsulation of large grains enveloping smaller grains. Microscopic analysis confirms all cracks initiate at densely distributed δ -Laves symbiotic phase along grain boundaries. Under elevated-temperature loading, Nb and associated elements are segregated to grain boundaries, promoting agglomeration of Laves phase accompanied with concomitant δ -phase precipitation to generate deleterious δ -Laves symbiotic phases. The symbiotic phases intensify grain boundary to embrittle, which acts as stress concentration sites, and significantly degrade the intrinsic crack initiation resistance. The high-temperature cracking failure is mainly attributed to the co-precipitation and enrichment of δ and Laves phase at grain boundaries during high-temperature service of K4169 alloy.

Key Words: K4169 Superalloy, Microstructural Evolution, Simulated Service Conditions, Aero-engine Turbine Casing

航空发动机高温部件在服役过程中需承受高温应力、机械载荷、离心载荷以及其他类型的交变载荷^[1], 易

收稿日期: 2025-06-16; 修订日期: 2025-07-25

第一作者: 何建军, 男, 1974 年出生, 教授, E-mail: hejianjun329@126.com

引用格式: 何建军, 侯佳欣, 蔡宇晖, 等. 基于 Gleeble 热压缩试验的 K4169 合金服役前后组织演变[J]. 特种铸造及有色合金, 2026, 46(7): 1 082-1 088.

HE J J, HOU J X, CAI Y H, et al. Microstructural evolution of K4169 alloy before and after service based on gleeble hot compression tests[J]. Special Casting & Nonferrous Alloys, 2026, 46(7): 1 082-1 088.

产生局部应力集中区萌生裂纹直至失稳扩展断裂^[2],进而造成损失。因此,研究服役温度范围内航空发动机高温部件材料局部区域的微观组织演变规律,对于研究航空发动机的使用寿命具有积极意义。

现代喷气发动机和航空发动机部件(如涡轮叶片,内机匣等)中,总质量约 50% 的材料是由镍基高温合金制成^[3-4]。K4169 合金是由变形合金 Inconel718 合金演变而来,是目前应用最广泛、用量最大的高温合金^[5-7]。关于该合金的研究主要集中在某一具体使用场景中的寿命预测与成分改进。潘磊^[8]研究了切削参数与表面完整性参数的映射关系,将表面完整性参数引入疲劳寿命计算,建立考虑表面状态的疲劳寿命预测模型。刘义付等^[9]采用电子束焊接技术连接 K4169 与 GH4169 合金,对 K4169 侧焊接热影响区裂纹进行了研究。通过金相与扫描电镜分析发现,熔合线邻近区域存在显著的成分偏析,导致微观组织不均匀性,进而诱发微裂纹。该研究指出,优化焊接工艺参数并强化散热条件可有效抑制热影响区微裂纹倾向。李妍佳等^[10]对比研究了标准热处理、热等静压+标准热处理以及热等静压+无均匀化热处理后合金的组织 and 力学性能,提出了一种适用于热等静压 K4169 合金的热处理工艺。从微观角度分析,K4169 合金中存在的物相种类较多,由 6 种物相组成^[11-13]: γ 相, γ'' 相(Ni_3Nb), γ' 相(Ni_3Al), δ 相(Ni_3Nb),Laves 相(Ni_3Nb)和 MC 碳化物。其中, δ - Ni_3Nb 相和 Laves 相的存在,会影响合金局部区域的循环加载变形^[14-17]。目前,关于 K4169 镍基合金的析出物相及其对材料性能造成影响的研究还存在争议,缺乏相同试验条件下的系统性研究。有研究发现,特定条件下从合金的晶粒中析出的物相对于合金的性能改变存在重要影响,RAFIEI M 等^[18]发现 δ 相形成的微观机制表征为 Nb 在基体中的扩散。

针对镍基合金在高温环境下的材料性能,当前研究主要聚焦于单一变量(如载荷、温度等)对材料微观组织强度及使用寿命的分析。KUO C M 等^[19]对新研制的微晶铸造 K4169 高温合金进行了 298 K 的应变控制低周疲劳试验,研究了合金的循环应力响应、变形和断裂行为。结果表明,与其他铸造 K4169 合金相比,该合金的疲劳寿命提高了 2 倍以上。HUANG F 等^[20]研究了 K4169 镍基合金的疲劳断裂行为,认为细晶组织在断口表面带来了多种滑移系统和裂纹扩展路径,从而提高了抗疲劳裂纹性能。但对于镍基合金在复杂环境下的服役过程中,材料内部的微观组织变化与开裂机制的研究报道目前仍较少。

本研究针对某型航空发动机机匣所采用的 K4169 镍基高温合金,在服役与未服役状态下进行微观组织

形貌特征的深入探讨。通过构建模拟高温载荷的工作环境,对裂纹产生区域进行微观组织分析,研究不同条件下 K4169 镍基高温合金的元素组成变化及其微观结构的演变规律,并进一步探讨其对材料性能的影响,旨在为相关研究提供参考。

1 试验材料与方法

1.1 试验材料

采用某航天院生产的涡轮发动机机匣。K4169 合金坯料试样及服役试样取自机匣实际服役工况下的易开裂区域,见图 1。发动机实际工况下易开裂部位对应的 K4169 镍基高温合金主要化学成分(质量分数,下同)见表 1。

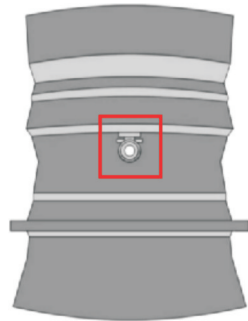


图 1 机匣坯料试样及服役试样取样位置
Fig.1 Sampling locations of casing blank specimens and in-service specimens

表 1 K4169 镍基高温合金化学成分
Tab.1 Chemical composition of K4169 nickel-based superalloy %

w_B						
Cr	Fe	Nb	Mo	Ti	Al	Ni
20.5	18.4	4.7	2.8	2.2	1.1	50.3

1.2 试验方法

1.2.1 热压缩试验

采用 Gleeble 热模拟试验机对 K4169 合金试样进行热压缩试验,见图 2。采用循环加载模式,共进行 10 次

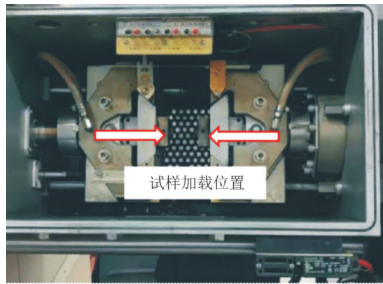


图 2 Gleeble 热模拟试验机
Fig.2 Gleeble thermal simulation testing machine

完整的温度-压力-时间循环,单次循环时长为 30 min,总时长为 5 h,其中单次循环温度-载荷-时间曲线见图 3。每次循环过程为:加热至设定温度(最高为 700 °C)并保温,采用方波加载以恒应变速率为 0.1 s^{-1} 施加轴向压缩载荷,加载至最大载荷 63.4 kN 并保载 3 min,试验结束后冷却至室温。

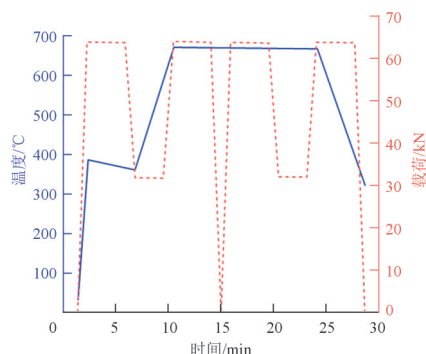


图 3 温度-载荷-时间曲线示意图

Fig.3 Schematic diagram of temperature-pressure-time curves

1.2.2 高温疲劳裂纹扩展试验

K4169 合金坯料试样依据 GB/T15248-2008 制备成宽度为 25.6 mm,厚度为 5 mm 的拉伸试样。在 700 °C 下使用 MTS810 电液伺服疲劳试验机进行疲劳裂纹扩展试验,采用 STM6 读数显微镜监测裂纹扩展,基于 $a-N$ 曲线计算裂纹扩展速率(da/dN),评估热力循环对疲劳抗性的影响。

1.2.3 微观组织表征

采用 D/MAX-2500/PC 型 X 射线衍射仪分析 K4169 合金试样晶体结构、原子排列及微晶尺寸,使用铜旋转阳极靶产生 $\text{CuK}\alpha$ 辐射($\lambda=0.154 \text{ nm}$), 2θ 范围为 $10^\circ\sim 90^\circ$,扫描速率为 $5^\circ/\text{min}$ 。将试样依次进行 240~2 000 目砂纸打磨后采用粒径为 $1\sim 2 \mu\text{m}$ 的研磨膏在 PG-2 型抛光机上抛光。对经过热压缩和热疲劳试验的试样进行滴蚀处理,腐蚀液配比为 80 mL 的 $\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$ 、20 mL 的 HCL 和 15 g 的 CuCl_2 ,腐蚀时间为 30~45 s。对服役后的试样,在抛光机上进行精抛处理,随后进行电解腐蚀,电解抛光的条件:温度为 -20°C ,电压为 30 V,电流为 0.2 A,电解抛光液采用体积分数为 20% HClO_4 与 80% $\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$ 的混合溶液,抛光时间为 5 s。采用日立 SU3900 扫描电镜对试样的疲劳断裂机制进行研究。通过二次电子成像(SE)和背散射电子成像(BSE)两种技术观察微观组织及断口形貌,使用能谱分析(EDS)来测定试样微区成分分布,并对疲劳断口进行失效机制分析。此外,采用 Symmetry S3 型电子背散射衍射

(EBSD)技术对 K4169 合金在服役前后以及经过试验处理的试样进行系统表征。

2 试验结果及分析

2.1 K4169 高温服役前后相组成对比

为探究高温交变载荷对 K4169 合金相演变的影响,对坯料试样及服役试样进行 XRD 测试,结果见图 4。可以看出,两种试样的特征衍射峰较明显,其中坯料试样的第三特征峰强度较弱,可能是试样被侧面与标准试样托板不平行导致的,但服役试样未出现新衍射峰。经高温载荷服役后的 K4169 合金相比于坯料试样并未生成新相,依然主要由 γ' 相(Ni_3Al)、 δ 相(Ni_3Nb)、Laves 相(Fe_2Nb)、 γ'' 相(Ni_3Nb)等组成。通过 Jade 软件对衍射峰积分计算半定量相含量(质量分数,下同),见表 2。可以看出,服役试样中 δ 相含量从坯料的 0% 增至 8.7%, γ' 相从 9.8% 降至 8.5%, γ''/δ 比例降至 0.47,表明高温载荷促使 γ'' 相转变为 δ 相。

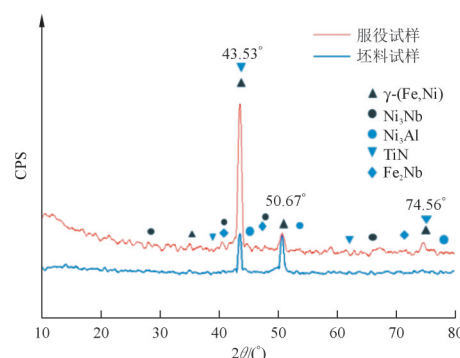


图 4 K4169 合金 XRD 衍射图谱

Fig.4 XRD patterns of K4169 alloy

表 2 K4169 合金服役前后主要半定量相含量

Tab.2 Primary semi-quantitative phase contents of K4169 alloy before and after service

相	$w_B/\%$	
	坯料试样	服役试样
γ'' 相	12.3	4.1
γ' 相	9.8	8.5
δ 相	0	8.7
Laves 相	3.2	6.5

2.2 K4169 合金高温服役前后微观组织分析

图 5 为 K4169 高温合金服役前后的金相组织。可以看出,在服役试样中,针状 δ 相与 Laves 相在晶界区域表现出共析特征。大量针状 δ 相密集析出在晶界及其邻近区域,针状 δ 相多与块状/岛状 Laves 相空间共存。在坯料试样中,Laves 相主要以孤立小块状均匀

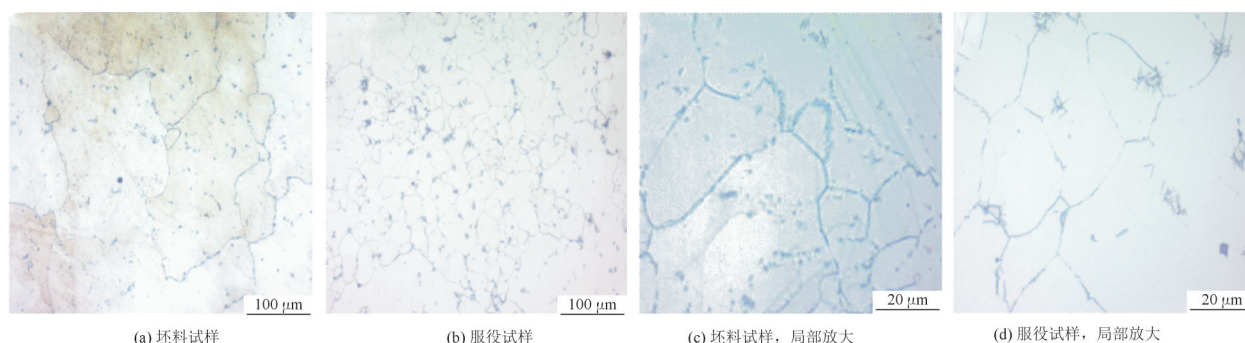


图 5 坯料试样与服役试样金相组织

Fig.5 Metallographic structure of blank specimens and in-service specimens

分布在晶粒内部,未观察到 δ 相或 δ 相与 Laves 相共存。

为分析服役前后晶粒尺寸及晶界特征,对 K4169 合金进行 EBSD 扫描测试,结果见图 6。可以看出,坯料试样晶粒尺寸分布均匀,晶粒内部存在高密度孪晶,服役试样晶粒尺寸分布显著分化,局部区域出现大晶粒包嵌细小晶粒的结构,这表明高温交变载荷诱发晶界迁移与部分动态再结晶。图 7 为 K4169 合金的 EBSD 分析图和晶粒尺寸-面积分布图。分析可知,服役试样的小尺寸晶粒面积分数几乎为 0,而在 800~1 000 μm 及超大尺寸区域形成了明显的峰值。此外,大晶粒面积分数由 15% 升至 42%,这表明服役过程驱动晶粒粗化,而晶粒粗化与晶界迁移、重组密切相关。服役后大尺寸晶粒占比剧增,反映出大角度晶界发生了显著的迁移与合并。由于高角度晶界具有较高的界

面能和较大的迁移驱动力,在热-力耦合的复杂环境下,更易发生迁移,通过吞噬小晶粒实现自身的粗化生长,表明晶界迁移导致的晶粒粗化(伴随大角度晶界比例上升)为 δ -Laves 相析出提供了形核载体与元素扩散通道。

图 8 和图 9 分别为 K4169 合金的 SEM 形貌及元素面扫描。可以看出,K4169 合金析出强化相 γ' 、 γ'' 元素的组成与形态均保持一致。图 10 为坯料试样与服役试样中沿晶界及晶内析出的 δ 相与 Laves 相的高倍 SEM 形貌对比,EDS 点扫描结果见表 3。分析可知,Laves 相中 Nb 的富集程度显著高于 δ 相,且服役试样中针状 δ 相与块状 Laves 相的析出密度明显高于坯料试样,二者多伴随分布于晶界区域,此现象与金相腐蚀观察结果相吻合。元素偏析分析表明,与服役试样相比,坯料试样中 Nb、Mo、Fe 元素的偏析程度有所减轻,高温服役过程中,Nb 向晶界迁移,促进了 Laves 相的形成并富集 Nb,导致枝晶间贫化 Nb 元素,同时驱动 $\gamma'' \rightarrow \delta$ 相变,使 δ 相形貌从无到有并呈针状析出。Mo 含量的升高促使枝晶间 Laves 相析出增多,同时抑制 δ 相的析出。Laves 相作为脆性有害相,通过加剧晶界脆化及界面应力集中,显著降低了材料的抗拉强度与伸长率,并成为裂纹萌生的位置。

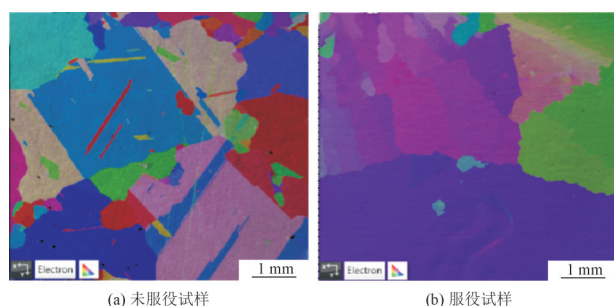


图 6 K4169 合金的 EBSD 分析图

Fig.6 EBSD images of K4169 alloy

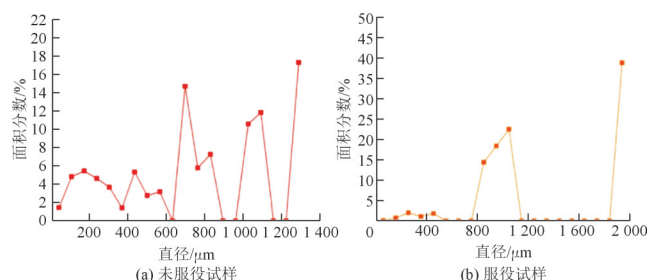


图 7 K4169 晶粒尺寸-面积分数分布图

Fig.7 Grain size-area fraction of K4169 alloy

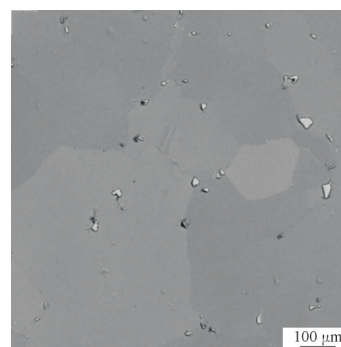


图 8 K4169 合金的 SEM 形貌

Fig.8 SEM morphology of K4169 alloy

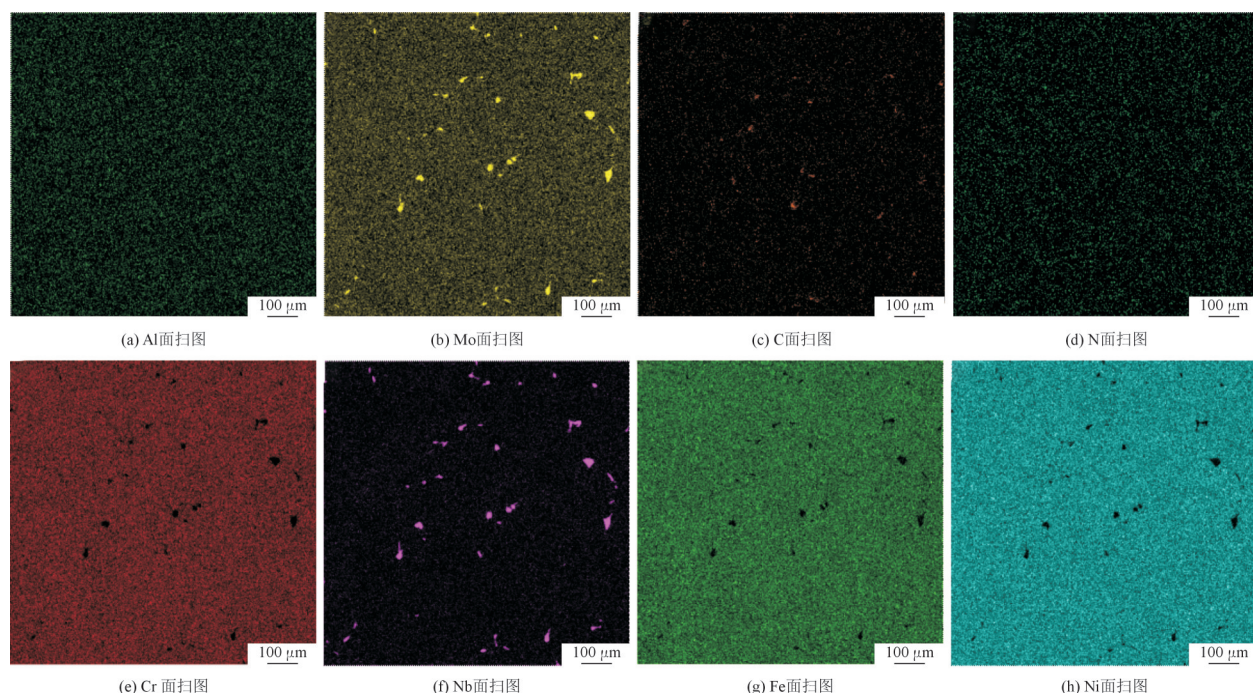


图 9 K4169 合金的强化相 EDS 面扫图

Fig.9 EDS elemental mapping of strengthening phases in K4169 alloy

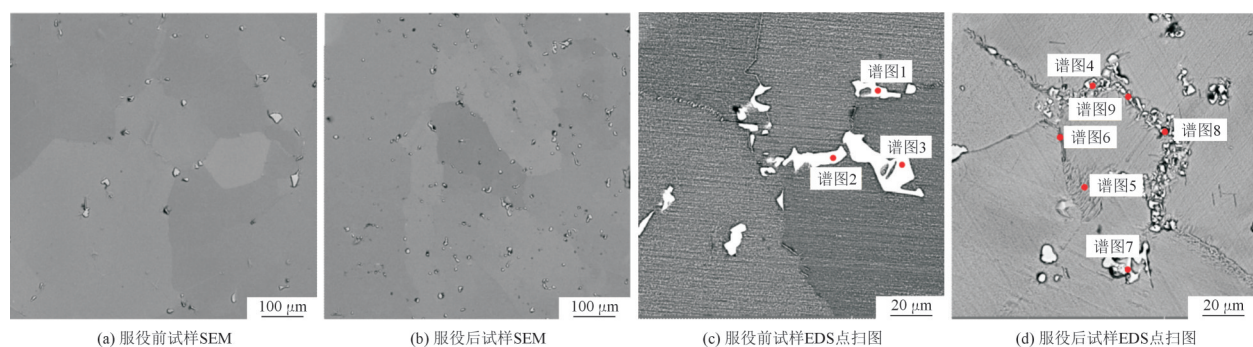


图 10 服役前后试样 SEM 组织和 EDS 点扫图

Fig.10 SEM microstructure and EDS scanning of specimens before and after service

表 3 服役前后试样 EDS 点扫结果

Tab.3 EDS results of specimens before and after service

点	$w_B/\%$							相
	C	Al	Cr	Fe	Ni	Nb	Mo	
1	26.54	0.04	0.68	0.44	1.95	69.12	1.23	Laves 相
2	25.18	0.05	0.95	0.69	2.40	69.61	1.12	Laves 相
3	24.43	0.08	0.48	0.40	1.65	71.75	1.22	Laves 相
4	9.75	0.26	10.62	10.63	46.01	15.83	6.91	δ 相
5	12.28	0.55	12.49	13.50	45.42	11.01	4.75	δ 相
6	10.36	0.49	10.69	16.36	46.46	11.52	4.12	δ 相
7	31.41	0.16	5.40	4.95	20.35	36.11	1.62	Laves 相
8	25.41	0.02	3.68	4.61	19.32	45.33	1.64	Laves 相
9	21.19	0.30	9.04	8.29	21.85	37.39	1.94	Laves 相

2.3 模拟高温载荷下 K4169 合金裂纹微观组织分析

利用光学显微镜及扫描电镜对热压缩试样加载位置进行组织观察,结果见图 11。可以发现,K4169 合金在高温及应力作用下,于晶界区域产生裂纹,并伴随 Laves+ δ (针状)相的共析现象。相较于晶粒内部,晶

界处析出的第二相主要表现为 Laves+ δ 相的共析结构。晶体变形及开裂的裂纹位置可见其紧邻 δ -Laves 共析相的集中沉淀区域,揭示了 δ -Laves 共析相易诱导邻近晶粒及晶界发生变形和开裂。

对热压缩试样开裂处进行 SEM 扫描以及 EDS 元素标定,进一步分析开裂处析出相的元素成分。图 12 为热压缩试样裂纹处 3 个区域的组织扫描图,表 4 为裂纹处 3 个区域析出相 EDS 的元素含量。观察两种 Laves 相,形貌特征为长岛状或块状结构,与坯料试样及服役后试样中 Laves 相形态变化一致。EDS 元素分析表明,单一 Laves 相 Nb 含量较高,显著高于基体平衡溶解度,说明高温载荷下 Nb 的剧烈非平衡偏析; δ 相中 Ni 含量与共生相中 δ 相含量基本一致,共生相中 Laves 相 Nb 含量介于 δ 相与单一 Laves 相之间,揭示了 Nb 在晶界迁移过程中的扩散路径,驱动 δ -Laves 共生结构的形成。共生相-Laves 相中 Mo 含量显著高于单一 Laves

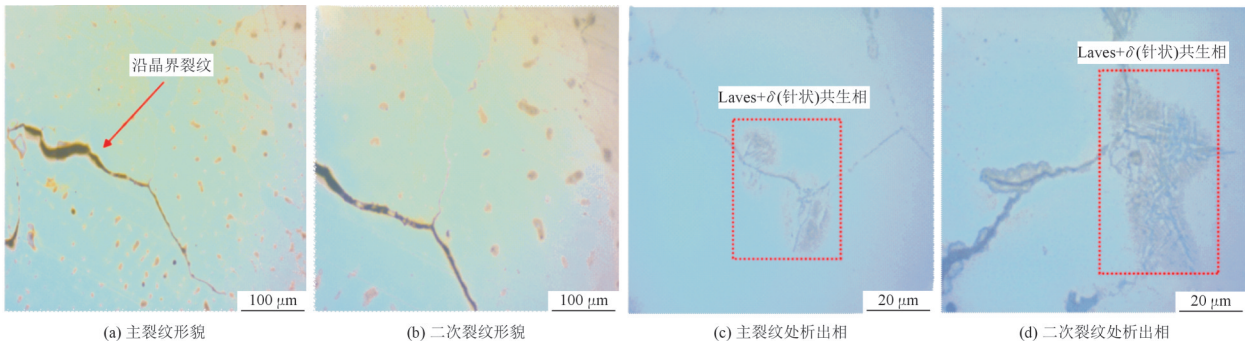


图 11 热压缩试样金组织
Fig.11 Metallographic structure of thermally compressed specimens

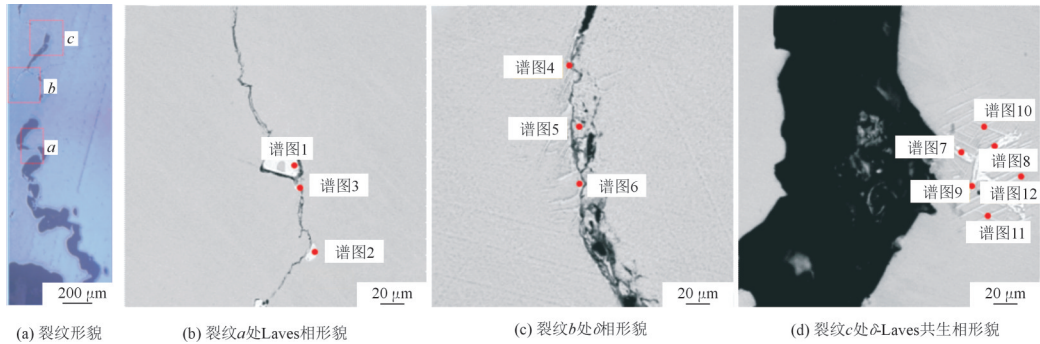


图 12 裂纹处 SEM 形貌
Fig.12 SEM images of crack regions

表 4 热压缩试样 EDS 点扫结果
Tab.4 EDS results of thermally compressed specimens

点扫 区域	$w_B/\%$							相
	C	Al	Cr	Fe	Ni	Nb	Mo	
1	22.32	0.07	0.46	0.30	1.36	73.85	1.64	Laves 相
2	22.05	0.10	0.88	0.60	1.91	72.49	1.97	Laves 相
3	18.40	0.14	4.51	3.82	10.20	61.51	1.42	Laves 相
4	12.37	0.45	16.02	14.77	47.52	5.96	2.90	δ 相
5	10.77	0.37	13.91	13.09	50.68	8.39	2.78	δ 相
6	9.54	0.66	13.28	13.89	52.11	7.17	3.35	δ 相
7	14.29	0.15	6.70	7.31	45.28	20.79	5.48	共生相-Laves 相
8	13.85	0.18	7.20	6.95	44.50	22.10	5.22	共生相-Laves 相
9	15.07	0.19	6.93	7.23	43.49	20.45	5.75	共生相-Laves 相
10	9.97	0.60	13.86	12.63	49.61	10.26	3.06	共生相- δ 相
11	8.99	0.28	11.77	11.01	52.50	12.97	2.49	共生相- δ 相
12	10.35	0.52	14.20	11.80	48.90	11.05	3.18	共生相- δ 相

相,说明 Mo 富集于共生界面。

2.4 K4169 合金在高温载荷下的开裂机制

研究发现,在高温载荷的影响下,原本在基体中弥散分布的点状 Laves 相,由于 Nb 等元素的迁移作用,趋向于在晶界处聚集。同时,针状 δ 相的析出取代了原有的 γ'' 相,导致 δ 相与 Laves 相在晶界处形成共生结构。图 13 为 K4169 合金析出相演变过程。可以看出,这种结构的形成导致 Nb、Ni 等元素在有害相中的大量富集,进而显著影响了合金在高温下的弹塑性行为,增加

了材料发生裂纹的倾向。综上,K4169 合金在高温交变载荷下的裂纹形成机制可归因于晶界 δ -Laves 共生相引起的局部脆化和应力集中效应。

在对 Inconel 718 同系合金进行研究时发现,在 700 $^{\circ}\text{C}$ 下, γ 基体中 Nb 的热力学平衡溶解度约为 5.5%^[18]。然而,能谱分析(EDS)发现,服役后试样晶界 Laves 相中的 Nb 含量显著高于基体的平衡溶解度。在热压缩试样中,单独存在的 Laves 相以及与之共生的相中 Nb 的含量均远高于平衡值,这证实了在高温载荷作用下 Nb 的显著动态偏析现象。进一步观察发现,Mo 元素在服役后的 Laves 相中的含量高于原始坯料,而在 δ 相中的含量相对较低,这表明 Mo 的富集倾向于稳定 Laves 相并抑制 δ 相的析出,从而加剧了元素分布的失衡以及枝晶间脆性相数量的增加,导致晶界脆化和开裂。从力学性能方面分析,针状 δ 相与块状 Laves 相的混合分布与 γ 基体的硬度差异会阻碍位错运动,导致相界处位错塞积。结合试验观察到的 δ -Laves 相晶界高密度富集特征,这种混合相结构及其与 γ 基体的巨大性能差异,必然在相界处造成位错塞积和局部应变集中,为裂纹萌生提供了直接驱动力。与研究的 Inconel 718 合金中每增加 $1\text{ }\mu\text{m}^{-2}$ Laves 相密度,局部应变因子升高 0.4 的规律一致。

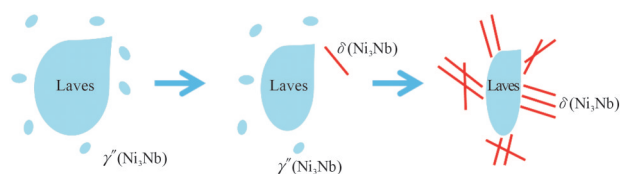


图13 K4169合金析出相演变过程

Fig.13 Precipitate evolution of K4169 alloy

3 结 论

(1) δ -Laves 共生相主导晶界脆化。高温服役后, K4169 合金晶界区域大量析出针状 δ 相与块状 Laves 相, 二者呈现空间伴生特征形成 δ -Laves 共生相, 而原始坯料中仅存在孤立分布于晶内的 Laves 相, 且无 δ 相析出。

(2) Nb 元素在高温载荷下的晶界偏析主导脆性析出。高温交变载荷诱发 Nb 元素向晶界偏析, 促进 Laves 相聚集并诱导 δ 相伴生析出。Mo 元素富集则抑制 δ 相形成, 但加剧枝晶间 Laves 相析出, 导致元素分布失衡。

(3) 高温载荷下应变诱导晶界迁移, 加剧失效风险。服役后大角度晶界比例显著增加, 晶粒尺寸分布分化, 局部区域出现大晶粒包裹细晶的再结晶特征, 晶界迁移为 δ -Laves 共生相提供形核载体, 并加速 Nb 扩散。

(4) 热压缩试验验证, 裂纹优先萌生于 δ -Laves 共生相密集区。共生相引发局部应力集中, 破坏晶界连续性, 富 Nb 相消耗基体固溶强化元素, 降低晶界抗蠕变能力, 导致开裂。

参 考 文 献

- [1] 许章华, 谢志雄, 康茂东, 等. K4169 高温合金铸件铸造缺陷修复及疲劳性能研究[J]. 材料导报, 2021, 35(22): 22 115-22 120.
- [2] 徐涛, 高行山, 温志勋, 等. 镍基单晶高温合金热机械疲劳本构模型研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2015, 44(1): 108-112.
- [3] THAKUR D G, RAMAMOORTHY B, VIJAYA R L. Machinability investigation of Inconel 718 in high-speed turning [J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2009, 45(5): 421-429
- [4] 谭喜平, 郑朝会, 周喜艳, 等. K4169 镍基高温合金薄壁机匣的热疲劳行为[J]. 特种铸造及有色合金, 2018, 38(8): 880-883.
- [5] 徐强, 张幸红, 韩杰才, 等. 先进高温材料的研究现状和展望[J]. 固体火箭技术, 2002(3): 51-55.
- [6] TIAN S G, SUN H F, JIN Y. Investigation on γ' to γ'' transition in an IN718G superalloy during heat treatment, using first principle [J]. Materials Characterization, 2020, 162: 110 168.
- [7] 李相辉, 张勇, 侯学勤, 等. 均匀化温度对 K4169 合金显微组织和持久性能的影响[J]. 稀有金属材料与工程, 2014, 43(1): 199-203.
- [8] 潘磊. 考虑车削表面状态的 GH4169 镍基高温合金疲劳寿命模型研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.

- [9] 刘义付, 郑健新, 孙瑞霞. 不同打磨下内燃机用 GH4169 镍基高温合金的高温氧化行为[J]. 材料保护, 2021, 54(6): 170-174.
- [10] 李妍佳, 柳瑞, 何金珊, 等. 不同热处理工艺对 K4169 高温合金组织和力学性能的影响[J]. 航空材料学报, 2021, 41(4): 119-127.
- [11] WU Y, LI S M, KANG M D, et al. Slip and fracture behavior of δ -Ni₃Nb plates in a polycrystalline nickel-based superalloy during fatigue [J]. Scr. Mater., 2019, 171: 36-41.
- [12] HIDALGO R, ESNAOLA J A, LLAVORI I, et al. Fatigue life estimation of cast aluminium alloys considering the effect of porosity on initiation and propagation phases [J]. Int. J. Fatigue, 2019, 125: 468-478.
- [13] XU W Y, ZHANG L C, ZHENG S H, et al. Microstructure of cast super alloy K4169 with different HIP atmosphere [J]. Chinese Journal of Rare Metals, 2020, 44(4): 363-369.
- [14] ZHAO Y D, WANG L Z, CHEN C Y, et al. Effect of a MgO-CaO-ZrO₂-based refractory on the cleanliness of a K4169 Ni-based superalloy[J]. Ceramics International, 2023, 49(1): 117-125.
- [15] JIN Y B, ZHAO J Q, ZHANG C X, et al. Research on neural network prediction of multidirectional forging microstructure evolution of GH4169 superalloy[J]. Mater. Eng. Perform., 2021(30): 2 708 - 2 719.
- [16] LUO J, YU W, XI C, et al. Preparation of ultrafine-grained GH4169 superalloy by high-pressure torsion and analysis of grain refinement mechanism [J]. Journal of Alloys and Compounds, 2019, 777: 157-164.
- [17] SUI S, CHEN J, FAN E X, et al. The influence of Laves phases on the high-cycle fatigue behavior of laser additive manufactured Inconel 718[J]. Materials Science and Engineering, 2017, A695: 6-13.
- [18] RAFIEI M, MIRZADEH H, MALEKAN M. Micro-mechanisms and precipitation kinetics of delta (δ) phase in Inconel 718 superalloy during aging[J]. Journal of Alloys and Compounds, 2019, 795: 207-212.
- [19] KUO C M, YANG Y T, BOR H Y, et al. Aging effects on the microstructure and creep behavior of Inconel 718 superalloy [J]. Materials Science and Engineering, 2009, A510: 289-294.
- [20] HUANG F, SONG Y H, LI Y G, et al. Microstructure evolution of high-temperature deformation behavior of nickel based alloys for advanced ultra-supercritical applications [J]. Materials Chemistry and Physics, 2024, 314: 128 862.

(编辑: 刘晨辉)

欢迎登陆期刊官网

投稿、查稿、审稿

欢迎登陆《特种铸造及有色合金》杂志官方网站投稿、阅读、审稿, 期刊论文彩色版本均可在网站免费在线阅读或下载 pdf 文件, 并可体验 AI 导读功能, 网址: www.special-cast.com, 欢迎访问!