



抗氧化型低膨胀 GH6783 合金的研制进展

王志刚^{1,2,3}, 韩光炜³, 周立新^{1,2}, 叶兵⁴, 曹政^{1,2}

(1 大冶特殊钢有限公司, 黄石 435001; 2 高品质特殊钢湖北省重点实验室, 黄石 435001;

3 钢铁研究总院高温材料研究所, 北京 100081; 4 上海交通大学材料科学与工程学院, 上海 200240)

摘要:总结了国内外学者对抗氧化型低膨胀 In783 合金的开发历史和应用性能研究成果,通过 β 相的析出大幅度改善了合金的抗 SAGBO 性能,使合金在 750 °C 以下具有低的热膨胀系数、良好的抗氧化性和综合力学性能,被广泛应用于制造航空发动机封严零部件和超超临界汽轮机螺栓。总结了国内学者对 In783 合金国产化(国内牌号 GH6783)过程中组织和性能研究成果,长期服役后,在 β 相内部析出针状的 Ni_3Al_3 相导致合金 650 °C 的塑性大幅度恶化。对目前进口的 In783 合金棒材组织进行解剖发现, β 相组织均匀性远差于文献报道结果,不仅含有超大块的初生 β 相组织,而且 β 相内部存在疑似针状的 Ni_3Al_3 相。大冶特殊钢有限公司对 GH6783 合金的双真空熔炼、电极退火、高温均质化及锻造工艺进行了系统性研究,成效显著,棒材微观组织和力学性能均匀性大幅度提升。针对目前国内外生产的棒材的 650 °C 高拉塑性均存在严重的各向异性现象,经分析发现与 γ' 相的取向有关,相关研究工作正在进一步开展中。最后对 GH6783 合金的应用前景及未来研究方向进行了展望,以满足国家重大需求和社会可持续发展对先进高温合金材料的需求。

关键词:GH6783; In783; β 相; 抗氧化; 低膨胀高温合金

DOI:10. 20057/j. 1003-8620. 2024-00173 **中图分类号:**TG141

Research and Development Progress of Oxidation Resistant Low Expansion GH6783 Alloy

Wang Zhigang^{1,2,3}, Han Guangwei³, Zhou Lixin^{1,2}, Ye Bing⁴, Cao Zheng^{1,2}

(1 Daye Special Steel Co., Ltd., Huangshi 435001, China; 2 Hubei Provincial key laboratory of high-quality special steel, Huangshi 435001, China; 3 High Temperature Materials Research Institute, China Iron and Steel Research Institute Group, Beijing 100081, China; 4 School of Materials Science and Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: This paper summarizes the development history and application performance research results of domestic and foreign scholars on anti-oxidation low expansion In783 alloy. The resistance of stress accelerated grain boundary oxidation (SAGBO) performance of the alloy has been greatly improved by β phase precipitation, which makes the alloy exhibit low thermal expansion coefficient (CTE), good oxidation resistance and comprehensive mechanical performance below 750 °C. It is widely used in the manufacturing of sealing components for aviation engines and bolts for ultra supercritical steam turbines. The research results of domestic scholars on the microstructure and properties of GH6783 alloy (Chinese grade GH6783) during domestication process are summarized. After long-term service, needle shaped Ni_3Al_3 phase precipitates inside the β phase, significantly deteriorating the plasticity of GH6783 alloy at 650 °C. The anatomy analysis of the microstructure of currently imported In783 alloy rods reveals that the uniformity of the β phase microstructure was far worse than the results reported in the literature. It not only contains a large mass of primary β microstructure, but also has a suspected needle-like Ni_3Al_3 phase inside the β phase. Daye Special Steel Co., Ltd. has conducted systematic research on the double vacuum smelting, electrode annealing, high-temperature homogenization and forging process of GH6783 alloy, and achieved significant results, with a significant improvement in the uniformity of microstructure and mechanical properties of GH6783 rod material. Regarding to serious anisotropy high tensile plasticity at 650 °C of GH6783 alloys rods produced at home and abroad, it is found that this is related to the orientation of the γ' phase, and the relevant research work is being further conducted. Finally, the application prospects and future research directions of GH6783 alloy are discussed to meet the major national demands and the demand for advanced high-temperature alloy materials for sustainable social development.

Key Words: GH6783; In783; β - phase; Oxidation Resistant; Low Expansion Superalloy

1903 年 12 月 17 日,莱特兄弟的“惊世一飞”打开了世界航空工业发展的大门^[1]。从此,航空工业

的发展逐步成为一个国家技术、经济、国防实力和工业化水平的重要标志^[2-3],被称为“现代工业之

花”。而航空工业的发展离不开现代工业皇冠上的“明珠”材料-高温合金材料的发展和支[4-7]。

高温合金是以 Fe、Co、Ni 为基体,添加 Cr、W、Mo、Al、Ti、Nb 等元素进行强化,可在 600 °C 以下复杂应力下长期使用,具有良好的表面稳定性和组织稳定性的一类材料[8-9]。其中,Cr 在高温合金中不仅能通过固溶强化提高合金强度,还能为高温合金提供良好的抗氧化性能和抗高温腐蚀性能,因此,一般高温合金中通常含有 10%~25% 的 Cr。但 Cr 在起到有益作用的同时,也降低了 Fe-Co-Ni 合金系的磁性转变温度,导致高温合金具有相对较高的热膨胀系数,起初,由于使用温度较低,膨胀效应不明显,这一现象并没有引起发动机设计人员足够的重视[10]。

随着航空工业的发展和发动机进出口温度的不断提高,含 Cr 型高温合金由于具有较高的热膨胀系数,在航空发动机的应用上产生了很多问题,包括设计控制间隙的难题和材料在使用过程中产生的冷热疲劳敏感性问题[11-13]。为了解决这些问题,起初设计了复杂而且价格高昂的“主动”机械冷却系统,通过降低零件温度来保障旋转部件和静止部件之间的有效间隙,相当于给热端部件加装了一个“空调”,但这需要额外消耗大量的能源。20 世纪 70 年代初,中东石油危机的爆发导致世界燃油价格的大幅度上涨,严重制约了航空工业的运营和发展,在这种情况下,无 Cr 型低膨胀高温合金迎来了发展良机,它提供了一个“被动”解决高温合金热膨胀问题的方案,减少了设计复杂而且价格昂贵的“主动”冷却系统的使用,为现代航空工业的健康发展打开了新的大门[14-15]。这种无 Cr 型低膨胀高温合金经过了三代的发展,为世界航空航天事业的发展提供了有力的支持,包括第一代代表产品 Incoloy 903、第二代代表产品 Incoloy 907 以及第三代代表产品 Incoloy 909 合金,化学成分见表 1[12]。

表 1 航空航天用低膨胀高温合金典型化学成分(质量分数)

合金	C	Si	Al	Ti	Nb	Co	Ni	Fe
Incoloy 903	0.04	0.10	0.70	1.40	3.00	15.00	38.00	Bal.
Incoloy 907	0.04	0.15	0.03	1.60	4.70	13.00	38.00	Bal.
Incoloy 909	0.01	0.40	0.03	1.60	4.70	13.00	38.00	Bal.
Inconel 783	0.01	0.05	5.50	0.15	3.00	Bal.	28.00	25.00

Incoloy 9xx 系列的低膨胀高温合金不抗氧化,无法满足 650 °C 以上复杂环境的使用需求。1995 年,美国 SMC 开发出新一代抗氧化型低膨胀合金 Inconel 783(以下简称 In783),国产化后命名为 GH6783。本文简述了 In783 合金的发明、应用、国内外研究现状以及国产化后 GH6783 合金的最新进展。

1 IN783 合金的发明

在 Incoloy 9xx 系列高温合金的研究中,发现 Al 元素严重影响合金的应力加速晶界氧化脆性(SAGBO),Cr 元素的存在可以显著增加合金的热膨胀系数,因此,对合金中的 Al 元素残余含量都有严格的限制。但是随着航空工业发展对抗氧化性低膨胀高温合金材料需求的不断加剧,Al 和 Cr 元素又一次重新回到科学家的视野。科学家在 42%Ni-18%Co-1.5%Ti-Fe 基合金中加入了大量的 Al 元素进行研究,当 Al 元素含量达到 5.0% 以上时,合金的应力断裂寿命和延展性均得到了大幅度提高[16-17],如图 1 所示,正是这个意外的发现,为抗氧化型 In783 合金的发明奠定了基础。

在这种现象的基础上,研究发现[18],添加大约 3.0%Cr 可以在不显著影响合金热膨胀系数(CTE)的前提下,达到提高合金抗氧化性的目的,同时使合金的持续裂纹扩展速率(da/dt)降低两个数量级以上。在 3.0%Cr 的条件下,继续增加钴元素含量,可以进一步降低合金的裂纹扩展速率,直到 Co 含量达到 30% 时达到顶峰。In783 合金首先通过 843 °C 时效处理析出大量的 β -NiAl 相,改善了合金的 SAGBO 性能,大幅度降低了合金抗疲劳裂纹扩展速率[19-20],随后通过 718、621 °C 的时效处理析出大量 γ' -Ni₃(Nb, Al) 相进行强化,获得了具有高的强度和良好的抗疲劳性能的抗氧化型低膨胀合金。这一系列的成分改进和热处理工艺的研究工作导致了 In783 合金的最终发明。

2 In783 合金的应用

In783 合金是目前 $w[\text{Al}]$ (5.5%) 最高的变形高温合金之一,化学成分见表 1,主要通过 β -NiAl 相和 γ' 相复合强化。该合金在 750 °C 以下具有优异的高温、室温力学性能,较低的热膨胀,较低的密度以及良好的抗氧化性能,可用于制造航空发动机封严环、承力环和机匣等间隙控制零部件[21],它的膨胀系数比 Inconel 718(以下简称 In718)合金低约 20%,密度仅有 7.8 g/cm³,是美国为第四代航空发动机和

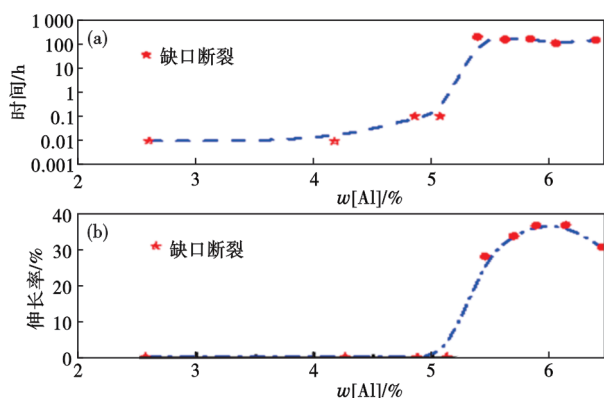


图1 Al含量变化对42%Ni-18%Co-1.5%Ti-Fe基合金649 °C/510 MPa应力断裂的影响:(a)寿命,(b)伸长率

Fig. 1 Effect of Al content change on stress fracture of 42%Ni-18%Co-1.5%Ti-Fe base alloy at 649 °C/510 MPa: (a) life, (b) elongation

燃气轮机发展而开发的抗氧化型低膨胀合金^[22-23]。与其他低膨胀高温合金相比,具有更好的抗氧化和耐盐雾腐蚀性能,以及高的拉伸强度和良好的延展性,在538 °C时具有与In718合金相似的持续载荷裂纹扩展速率^[16]。因此,In783合金是新一代航空发动机的理想选材。

同时,该合金具有足够的持久强度和抗应力松弛性能,低的缺口敏感性和 $\geq 5\%$ 的长时持久塑性,初始紧固力可以产生0.15%~0.20%的应变,能满足超超临界汽轮机对高温螺栓的使用要求。因此,经过多个牌号的对比试验^[24-25],西门子设计的百万超超临界机组最终选用了具有高强度、低膨胀系数以及良好的抗应力松弛性能的新一代抗氧化型低膨胀In783合金作为制作超超临界汽轮机主气门螺栓的材料。2006年我国引进了西门子百万超超临界机组,先后在中压阀门螺栓、汽轮机缸体法兰和气门法兰的螺栓材上选用了In783合金材料^[26-27]。因此,国内对In783合金的应用研究主要集中在长期服役后螺栓材料的组织性能变化上。

3 In783合金材料的组织性能研究

经标准固溶+时效处理后的In783合金主要由 γ 基体、 γ' 相和 β 相组成。 β -NiAl相具有有序的体心立方结构,通过沿晶界呈链状分布,阻碍了晶界氧化,消除了合金的SAGBO性能,从而使In783合金的缺口持久性能大幅度提高。合金中主要存在两种类型的 β 相,在热加工状态下,有大量的大块 β 相呈球状或棒状在合金中过饱和析出^[28],如图2所示, β 相能谱分析结果表明:这种大块 β 相的成

分为(质量分数/%) : 19.76Fe、30.35Co、37.54Ni、9.56Al、1.52Nb、0.30Ti、0.97Cr,这种 β 相的主要作用是改善合金的热加工性能。在标准热处理条件下,即通过843 °C, ≥ 2 h以上的时效处理后,会在晶界上析出不少于15%的二次 β 相,在晶界上以颗粒状或短棒状的形态析出,使合金的抗持续载荷开裂和抗SAGBO的性能得到最大限度的改善^[16, 29-30],如图3所示。

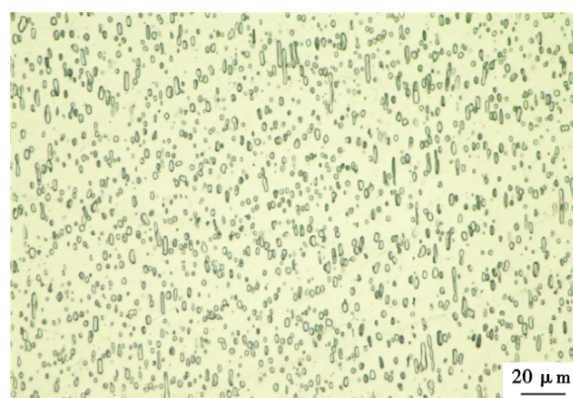


图2 GH6783合金锻态棒材的金相组织图片

Fig. 2 Metallographic structure of GH6783 alloy forged bars

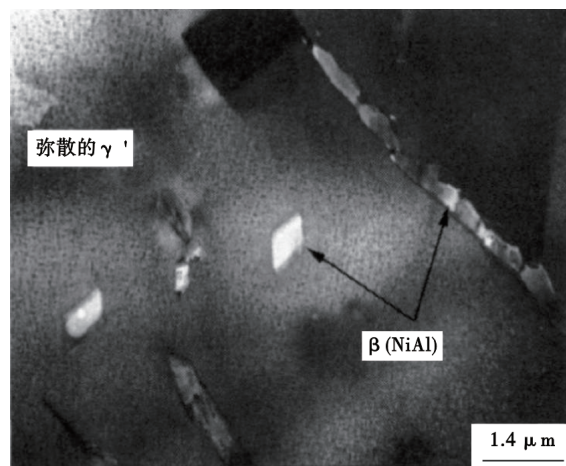


图3 标准热处理后GH6783合金的组织特征

Fig. 3 Microstructure characteristics of GH6783 alloy after standard heat treatment

β 相可以显著提高材料的抗疲劳裂纹扩展性能^[19]。图4是在650 °C、 $K_{\max}=38.5 \text{ MPa}\sqrt{m}$ 、3 s加载+100 s保载(3+100 s)循环试验下,不同负载比R恒定 ΔK 的控制疲劳裂纹扩展(以下简称“FCP”)曲线。对于未经 β 时效的试样,裂纹长度的增量与循环次数呈线性关系,如图4(a)所示。对于经过 β 时效的试样,如图4(b)所示:只有R为0.05和0.2时,观察到稳定的

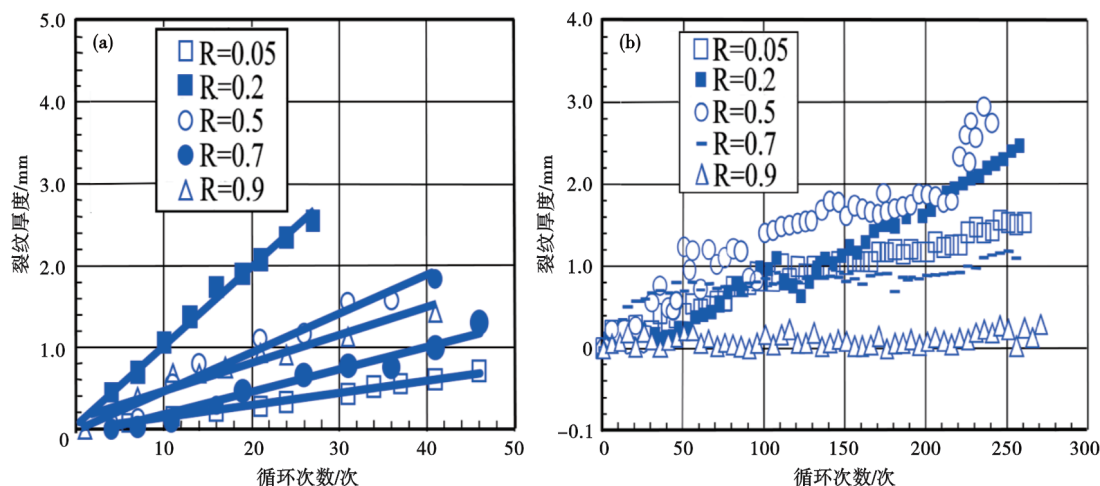


图 4 GH6783 合金在 3+100 s 保持时间下的疲劳裂纹扩展, $K_{\max}=38.5 \text{ MPa}\sqrt{m}$ 和 $650 \text{ }^{\circ}\text{C}$: (a) 无 β 时效; (b) β 时效

Fig. 4 Fatigue crack growth of alloy GH6783 at 3+100 s hold time fatigue, $K_{\max}=38.5 \text{ MPa}\sqrt{m}$ and $650 \text{ }^{\circ}\text{C}$: (a) without β aging; (b) with β aging

FCP, 当 R 增加到 0.5 时, FCP 在 150 ~ 220 次循环过程中出现了一定的波动, 裂纹扩展出现了延缓。当 R = 0.7 时, 出现了较小的裂纹扩展, 裂纹扩展迟滞的部分由 50 次增加到 200 次。当 R 增加到 0.9 时, 从 0 ~ 250 次循环过程中, 裂纹扩展完全被抑制。

γ' 相是高温合金中最主要的强化相, 具有 Cu_3Au 型 L1_2 面心立方有序结构, 与奥氏体基体共格析出。在 GH6783 (In783) 合金中, γ' 相的主要化学式是 $\text{Ni}_3(\text{Al}, \text{Nb})$, 北京钢院研究总院韩光炜^[31], 北京航空材料研究院贾新云、赵宇新等^[29, 32-33], 华中科技大学张艳艳等^[30]研究了 GH6783 合金的热处理工艺及 650、700、750 $^{\circ}\text{C}$ 长期时效对材料组织和性能的影响。研究指出: 经标准热处理后 β 相沿晶界弥散分布如图 5(a) 所示, 同时, 生成两种尺寸的 γ' 相如图 5(b) 所示, 使合金的强度、塑性和缺口持久性能均得到大幅度改善。合金在 650 $^{\circ}\text{C}$ 下长期时效后, 组织稳定, 室温强塑性无显著变化, 650 $^{\circ}\text{C}$ 的屈服强度与持久寿命略有提高。在 700 $^{\circ}\text{C}$ 下 1 000 h 内长期时效, 强化相 γ' 有粗化的趋势, 但比较缓慢, 造成 γ - γ' 共格关系破坏, 引起强度和持久寿命下降。当时效时间大于 1 000 h 后, 随时效时间的延长, 缺口持久寿命有提高的趋势, 不存在缺口敏感性。因此, 合金在 700 $^{\circ}\text{C}$ 长期时效中组织和性能是稳定的。合金在 750 $^{\circ}\text{C}$ 长期时效过程中, 随着时效时间的延长, γ' 相尺寸明显长大, β 相析出增多, 合金的强度和持久寿命有所下降, 而延伸率和面缩率有所提高。因此, 从性能热稳定上讲, GH6783 合金可以在

700 $^{\circ}\text{C}$ 以下长期使用。

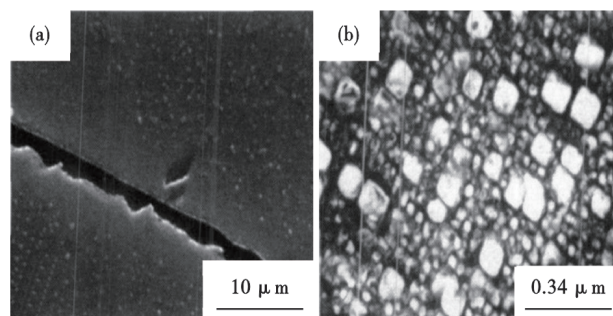


图 5 经标准热处理后的 GH6783 合金中 γ' 相的组织形貌: (a) β 相沿晶界分布; (b) 大小两种尺寸的 γ' 相

Fig. 5 Microstructure morphology of γ' phase in GH6783 alloy after standard heat treatment: (a) β phase distributed along grain boundaries; (b) bimodal γ' phase

4 GH6783 合金材料的长时服役性能研究

长时服役条件下的组织和性能稳定性, 是否有有害相析出, 是衡量高温合金产品质量的重要指标。2011 年, 韩光炜等^[31]教授在对 GH6783 (In783) 合金做 650、700、750 $^{\circ}\text{C}$ 长时效处理时, 在 650 $^{\circ}\text{C} \times 5\ 000 \text{ h}$ 、700 $^{\circ}\text{C} \times 3\ 000 \text{ h}$ 以及 750 $^{\circ}\text{C} \times 1\ 500 \text{ h}$ 的试样上均发现了在 β 相内析出了大量针状相, 如图 6 所示, 但是并没有对相的晶体结构进行鉴别。2016 年后, 因超超临界汽轮机螺栓大面积断裂, 国内科技工作者开始对 In783 合金长期服役后的失效原因进行分析。

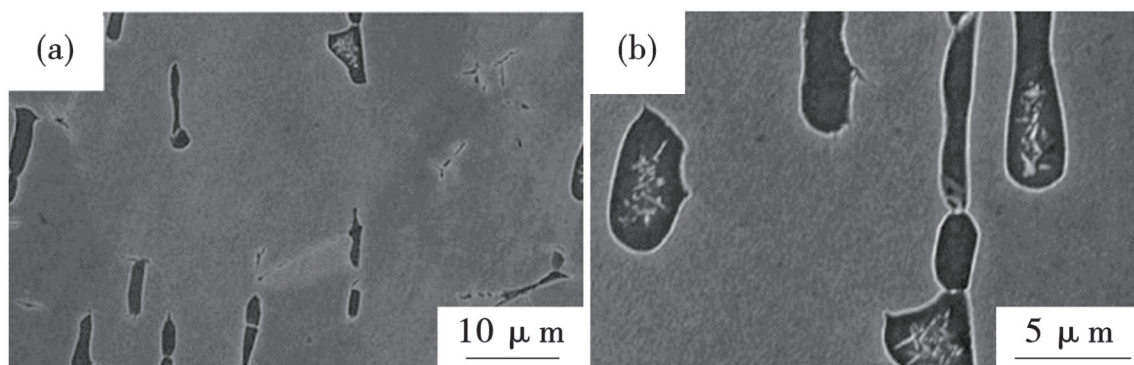


图6 经标准热处理后的GH6783合金再经650 °C×5 000 h时效后的组织特征:(a)2000×,(b)5000×

Fig. 6 SEM micrographs showing microstructure of standard heat treated GH6783 alloy after aging of 650 °C×5 000 h : (a)2000×, (b)5000×

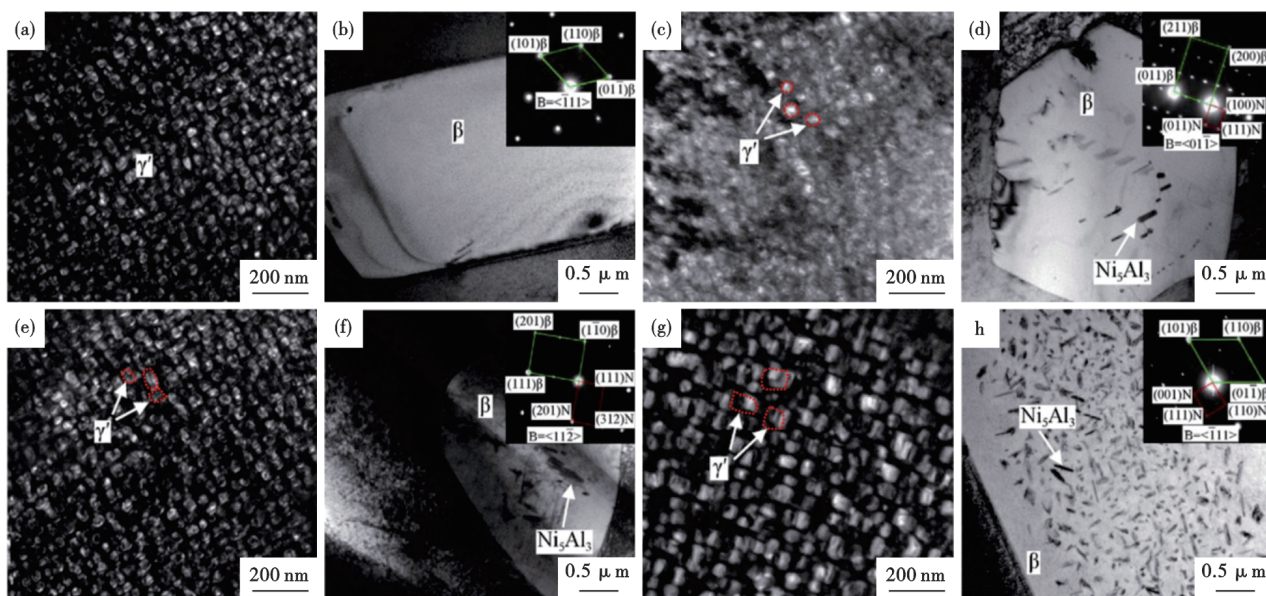


图7 In 783合金中 β 相和 γ' 相的TEM照片:(a)(b)未服役;(c)(d)服役4 000 h;(e)(f)服役23 000 h;(g)(h)服役48 000 h (β 代表 β 相;N代表 Ni_5Al_3 相);(a),(c),(e),(g)为暗场像;(b),(d),(f),(h)为明场像

Fig. 7 TEM images of β phase and γ' phase in In 783 alloy : (a) (b) without serving; (c) (d) serving 4 000 h; (e) (f) serving 23 000 h; (g) (h) serving 48 000 h (β : β phase; N: Ni_5Al_3 phase); (a), (c), (e), (g) dark filed images; (b), (d), (f), (h) bright field images

Han Zhong-Shuai 等^[34]在经过4 000、2 3000、48 000 h长期时效的In783合金的 β 相中发现了针状相,通过TEM分析,针状相为 Ni_5Al_3 相,可能是在In783合金中明确发现 Ni_5Al_3 相的最早报道。如图7所示,从图7中可以看出,在服役前,In783合金的 γ' 相很小, β 相很纯净。随着服役时间的延长, Ni_5Al_3 相在 β 相中逐渐生长,破坏了 β -NiAl相的马氏体组织,降低了韧性。同时,也会使合金的疲劳寿命大幅度下降,引起了服役螺栓的提前失效。随后,西安交通大学的吴亚克、唐柯^[35-36]、北京航空航天大学的杨茂红^[37]、华北电力大学的段鹏等分别对In783合金长期服役后形成的 Ni_5Al_3 相的危害及消除方式

进行了研究。在 β 相内部,针状 Ni_5Al_3 相的形成将大幅度恶化 β 相的塑性,至少需要在1 150 °C以上热处理才能消除^[27]。由于 Ni_5Al_3 相在大块的 β 相内部形核生成,因此,控制 β 相均匀细小分布,是优化合金长时组织稳定性的重要途径。

5 GH6783合金材料的工程化研究现状

目前GH6783合金主要采用真空感应熔炼+真空自耗重熔双联工艺冶炼,普遍采用的真空自耗熔炼锭型为 $\phi 508$ mm,常用的棒材规格为 $\phi 75$ mm~ $\phi 350$ mm。在成分一定的情况下,材料的力学性能基本上由组织决定,由于GH6783合金中含 $w[\text{Al}]$ 量

很高(5.5%),给合金的冶炼和锻造带来了很大的困难。国产化前期,由于工艺不完善,在成品棒材中发现了大量的条带状 β 相,如图8所示,甚至有些棒材上发现大块状的 β 相,大块的 β 相中有大量针状相存在,严重影响了材料的组织均匀性和性能稳定性。同时,受国外的技术封锁,进口不到高质量的棒材。图9是2022年从国外某知名公司进口的棒材组织,棒材存在大量的块状 β 相,在 β 相中有新相生成,与文献[34]中介绍的针状 Ni_5Al_3 相的相貌非常相似。说明若生产工艺不当, β 相组织不均匀同样可能会引起 Ni_5Al_3 相的生成。据文献记载^[27],针状 Ni_5Al_3 相需要在1 150 °C及以上热处理才能完全消除。因此,严格控制 β 相尺寸,控制 β 相均匀分布,减少促进 β -NiAl相长大的化学动力,是生产高质量棒材的主要攻关方向。

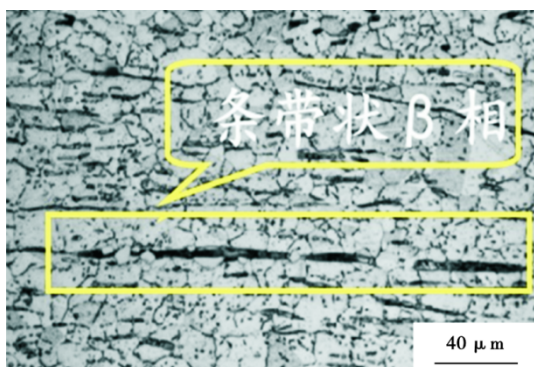


图8 In783合金的纵向微观组织

Fig. 8 The microstructure of In783 superalloy in the longitude direction

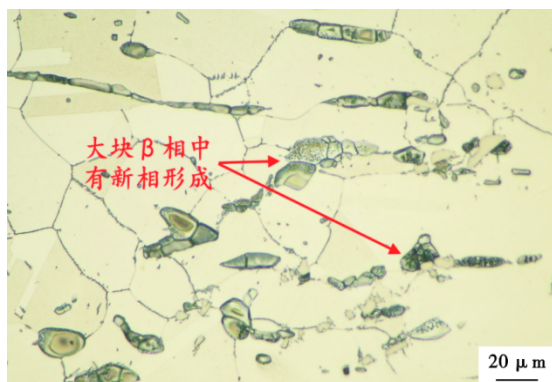


图9 某公司进口In783合金 ϕ 200 mm棒材的金相组织

Fig. 8 The metallographic structure of In783 alloy bar with a diameter 200 mm imported by a certain company

为了完成GH6783合金国产化棒材的产品质量提升,大冶特殊钢有限公司(以下简称“大冶特钢”)自

筹经费,从2021年开始,对GH6783合金的双真空熔炼、电极退火、高温均质化及锻造工艺进行了系统性研究^[38],棒材组织均匀性取得了质的飞跃,目前,可以做到全截面组织非常均匀,如图10所示, β 相均匀细小,这可以有效降低长时间时效过程中 β 相的长大,从而大幅度降低 β 相内部针状 Ni_5Al_3 相的生成,降低合金在长期服役过程中性能恶化的倾向。

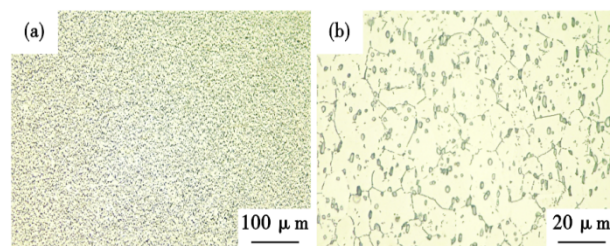


图10 大冶特钢GH6783合金棒材组织($D=\phi$ 200 mm)(a) 100X;(b)500X

Fig. 10 Structure of GH6783 alloy bar of Daye special steel ($D=\phi$ 200 mm)(a)100X; (b)500X

对连续3炉 ϕ 200 mm大规格棒材的不同部位取样进行力学性能测试,取样位置包括相当于钢锭头部、中部、尾部的边缘、1/2半径和心部取样,每个位置测试三次,沿棒材纵向的测试结果显示:GH6783合金的强度数据非常稳定,和均匀的棒材组织相对应,同时,与标准相比有很大的富裕度(不同温度和抗拉强度和屈服强度数据,如图11所示,不同温度的伸长率和面缩率数据,如图12所示)。沿棒材横向的测试结果显示:合金的强度性能和室温塑性的富裕度都很大,数据稳定,和相应的纵向性能相差不大,如图13所示,但是650 °C的高拉塑性大幅度降低,如图14所示,和相应的纵向数据相差较大,表现出明显的各向异性。这个特点在其他厂的国产材料和进口材料上都有体现,都表现出明显的纵横向各向异性。经大冶特钢和上海交通大学合作研究发现,材料的各向异性与 γ' 相的取向有关。

6 建议和展望

GH6783合金具有比GH4169合金略低的密度、较低的热膨胀系数和优异的热加工性能,可耐受海洋舰载环境的酸性腐蚀。与目前主流的机匣、叶片材料有更好的热膨胀系数匹配,国内先进的航空发动机的压气机机匣、封严环等材料已经开始逐步选用GH6783合金材料,如商发CJ-1000A、CJ-2000发

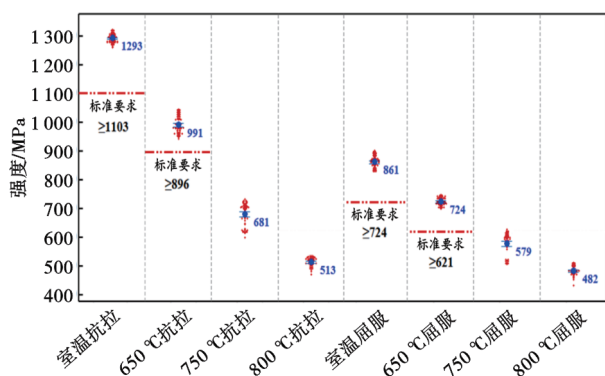


图 11 GH6783 合金不同试验温度下的抗拉强度和屈服强度的单值图(纵向)

Fig. 11 Single value plot of tensile strength and yield strength of GH6783 alloy at different test temperatures (longitudinal)

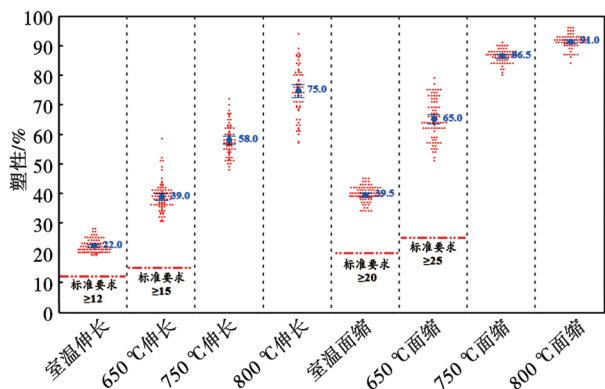


图 12 GH6783 合金不同试验温度下的伸长率和面缩率的单值图(纵向)

Fig. 12 Single value plot of elongation and surface shrinkage of GH6783 alloy at different test temperatures (longitudinal)

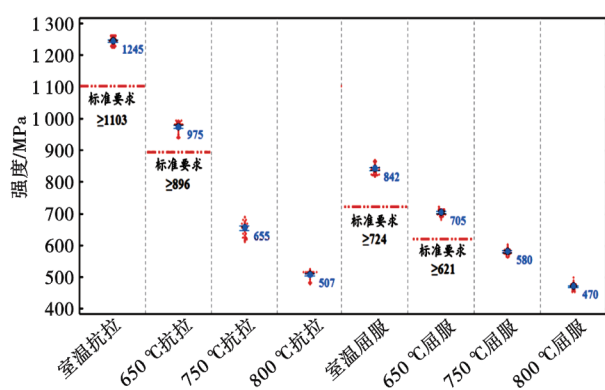


图 13 GH6783 合金不同试验温度下的抗拉强度和屈服强度的单值图(横向)

Fig. 13 Single value plot of tensile strength and yield strength of GH6783 alloy at different test temperatures (transverse)

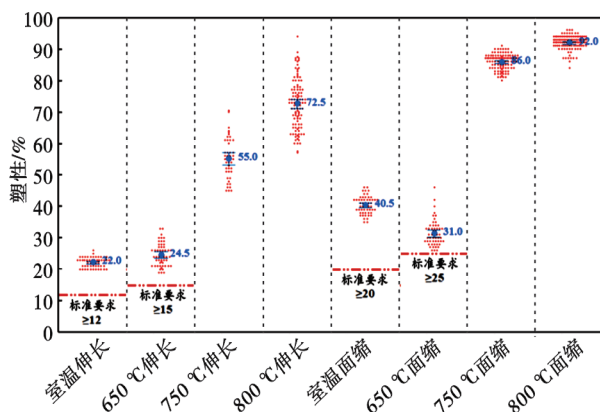


图 14 GH6783 合金不同试验温度下的伸长率和面缩率的单值图(横向)

Fig. 14 Single value plot of elongation and surface shrinkage of GH6783 alloy at different test temperatures (transverse)

动机压气机七到十级机匣、延伸机匣后安装边等零件,某些发动机压气机出口机匣、涡轮部件封严环、蜂窝等零件。随着国内航空发动机对 GH6783 合金零件的试车考核验证,其用量将逐渐增大。国产化技术成熟度的稳步提升,可进一步支撑未来新一代先进航空发动机的机匣、封严零件选材。目前,以大冶特钢为代表的国产 GH6783 合金棒材组织均匀性大幅度提升,常规力学性能稳定性好,富裕度大,完全可以满足航空航天及相关领域的使用要求。但是随着航空工业对大规格棒材需求的进一步增加,以及对合金使用温度要求的进一步提高。该合金在未来国产化过程中仍然存在几个问题需要业内同仁群策群力予以解决。第一、对国内外多个厂家的棒材解剖发现,该合金的 650 °C 高拉塑性均存在非常明显的各向异性,目前,大冶特钢和上海交大合作,初步研究结果认为与 γ' 相的取向有关,是合金固有特性。相关的研究工作还在进一步开展,希望未来能通过工艺改进,缩小合金 650 °C 的各向异性。第二、国产材料在 750 °C 的力学性能数据积累不够,影响了合金在 750 °C 的规模使用,建议开展国产料 750 °C 力学性能评价研究。第三、目前的主流锭型为 $\phi 508$ mm,开发 $\phi 660$ mm 及以上锭型更能适应未来航空工业对大规格棒材需求。

参考文献

[1] 四海. 莱特兄弟飞行秘史[J]. 科学之友, 2006(5): 30-31.
 [2] 在辉煌党史中镌刻航空报国的铿锵誓言 [N]. 中国航空报,

2021-07-01(11).
 [3] 熊文明. 科技创新那些事儿: 中国航空发动机的四面突围 [J].

- 国企, 2021(5): 80-83.
- [4] 张士宝. 高温合金: 航天军工大发展带来广阔应用前景(中) [N]. 中国有色金属报, 2018-02-10(7).
- [5] 吴苡婷. 逐梦之旅: 打造“中国产”飞机发动机叶片 [N]. 上海科技报, 2021-04-09(001).
- [6] 王旭东, 王海川. 加快高温合金发展 推动航空发动机研制 [N]. 世界金属导报, 2017-11-14(B11).
- [7] 韩 硕. 高温合金在航天发动机上的应用 [N]. 中国有色金属报, 2016-07-30(7).
- [8] 杭 材. 先进高温合金—制造先进发动机的基石 [N]. 中国航空报, 2012-12-13(T03).
- [9] 郭建亭. 高温合金材料学-中册-制备工艺 [M]. 北京: 科学出版社, 2008.
- [10] Smith D F, Smith J S. A History of controlled, low thermal expansion superalloys [J]. In: RUSSELL K C, SMITH D F, eds. *Physical Metallurgy of Controlled Expansion Invar-Type Alloys*; Las Vegas, Nevada: TMS; 1989. p. 253-269.
- [11] SMITH D F, TILLACK D J. 燃气涡轮用的低膨胀超级合金; proceedings of the 国际燃气涡轮研讨会, F, 1985 [C].
- [12] 邓 波, 韩光炜, 冯 涤. 低膨胀高温合金的发展及在航空航天业的应用 [J]. 航空材料学报, 2003, 23(z1): 244-249.
- [13] Smith J S, Smith Jr D F. Controlled expansion alloy: US4487743 [P]. 1984-12-11.
- [14] 韩光炜, 邓 波, 杨玉军, 等. 海洋环境下不同低膨胀高温合金腐蚀抗力的比较研究 [J]. 钢铁研究学报, 2011, 23(z2): 21-24.
- [15] 张绍维. 低膨胀高温合金的发展与应用 [J]. 航空制造工程, 1994, 09: 5.
- [16] Tundermann J H. Development of INCONEL alloy 783, a low thermal expansion' crack growth resistant superalloy [J]. *Acta Metallurgica Sinica*, 1996, 9(6): 503-507.
- [17] Heck K A, Smith D F, Holderby M A, et al. Three-phase controlled expansion superalloys with oxidation resistance [C]. *Superalloys 1992 (Seventh International Symposium)*. 1992: 217-226.
- [18] Smith J S, Heck K A. Development of a low thermal expansion, crack growth resistant superalloy [C]. *Superalloys 1996 (Eighth International Symposium)*. 1996: 91-100.
- [19] Ma L Z, Chang K M, Mannan S K, et al. Effects of NiAl- β precipitates on fatigue crack propagation of INCONEL alloy 783 under time-dependent condition with various load ratios [J]. *Scripta Materialia*, 2003, 48(5): 551-557.
- [20] Ma L Z, Chang K M, Mannan S K, et al. Effect of prolonged isothermal exposure on elevated-temperature, time-dependent fatigue-crack propagation in INCONEL alloy 783 [J]. *Metallurgical and Materials Transactions A*, 2002, 33(11): 3465-3478.
- [21] 韩光炜, 赵宇新. 中国航空材料手册 [M]. 中国航空材料手册. 2012: 910-925.
- [22] Duan P, Liu Z D, Li B, et al. Effect of aging at 650 °C on microstructure and mechanical properties of GH783 alloy bolt [J]. *Engineering Failure Analysis*, 2020, 118: 104853.
- [23] 王志刚, 王 立, 曹 政. Nb在变形高温合金中的作用 [J]. 特殊钢, 2023, 44(6): 1-7.
- [24] 林富生. 超超临界参数机组材料国产化对策 [J]. 动力工程, 2004, 2004(3): 311-316.
- [25] Fahrman M G, Wereszczak A A, Kirkland T P. Stress relaxation behavior and dimensional stability of INCONEL® alloy 783 [J]. *Materials Science and Engineering: A*, 1999, 271 (1-2): 122-127.
- [26] 沈 治, 沈红卫, 孙 锋, 等. IN783合金热处理工艺的热动力学评估及成分设计 [J]. 动力工程学报, 2010, 30(4): 287-292.
- [27] Sun S B, Tao S Y, Wang S L, et al. Effect of recovery heat treatment on microstructure and properties of IN783 bolts in service [J]. *Journal of Materials Engineering and Performance*, 2023, 32 (12): 5523-5534.
- [28] Yeom J T, Jung E J, Kim J H, et al. Modeling and simulation of dynamic recrystallization and grain growth during hot working of inconel 783 superalloy [J]. *Surface Review and Letters*, 2010, 17 (1): 105-109.
- [29] 贾新云, 赵宇新, 张绍维. β 时效对低膨胀高温合金GH783组织与性能的影响 [J]. 金属热处理, 2007, 32(9): 31-33.
- [30] 张艳艳, 韩光炜, 邓 波. In783合金的相组成和组织结构 [J]. 钢铁研究学报, 2007, 19(4): 58-61.
- [31] 韩光炜, 敦 博, 杨玉军, 等. 抗氧化低膨胀GH783合金长时组织性能稳定性研究 [J]. 钢铁研究学报, 2011, 23(z2): 278-281.
- [32] 贾新云, 赵宇新, 张绍维. 热处理对GH783合金组织与性能的影响 [J]. 材料工程, 2006, 2006(Z1): 165-171.
- [33] 贾新云, 赵宇新. 长期时效对低膨胀高温合金GH783组织与性能的影响 [J]. 航空材料学报, 2006, 26(4): 14-17.
- [34] Han Z S, Du J F, Liang J, et al. Evolution of In783 alloy in microstructure and properties enduring different service times [J]. *Rare Metals*, 2024, 43(1): 334-341.
- [35] Wu Y K, Tian J, Xiong W, et al. Correlation between evolving microstructures and mechanical properties of served inconel 783 superalloys [J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2021, 851: 156921.
- [36] Tang K, Zhang Z B, Tian J, et al. Hot deformation behavior and microstructural evolution of supersaturated Inconel 783 superalloy [J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2021, 860: 158541.
- [37] Yang M H, Zhang Z, Han Z S, et al. The formation of Ni₃Al₃ phase and its effect on the mechanical properties of In783 alloy [J]. *Intermetallics*, 2020, 126: 106930.
- [38] 曹 政, 伍 伟, 王志刚, 等. Inconel 783合金 ϕ 508 mm自耗锭组织分析 [J]. 特殊钢, 2023, 44(6): 96-100.