

引文格式: 曲文卿, 张斯涵, 吕彦龙, 等. 航空发动机GH3230高温合金层板结构TLP扩散焊接制备及力学性能研究[J]. 航空制造技术, 2024, 67(3): 24-29.

QU Wenqing, ZHANG Sihan, LÜ Yanlong, et al. TLP diffusion welding and joint mechanical property of GH3230 superalloy laminate structure in aero-engine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(3): 24-29.

# 航空发动机GH3230高温合金层板结构TLP 扩散焊接制备及力学性能研究\*

曲文卿<sup>1</sup>, 张斯涵<sup>1</sup>, 吕彦龙<sup>1,2</sup>, 滕俊飞<sup>2</sup>, 汪 森<sup>2</sup>, 杨文静<sup>2</sup>, 庄鸿寿<sup>1</sup>

(1. 北京航空航天大学, 北京 100191;

2. 中国航空制造技术研究院, 北京 100024)

[摘要] 随着更高推重比需求的不断提高, 航空发动机热端部件不仅需要耐高温材料, 更需要冷却效率更高的结构形式, 本文采用自主研制的KNiCr-5中间层在1200℃保温4h的工艺条件下TLP扩散焊接制备了GH3230高温合金多孔层板冷却结构, 测试了层板结构模拟件的焊接质量和接头力学性能。超声检测结果表明, 层板模拟件所有柱形结构(扰流柱)与底板(冲击板)焊接完好, 未发现任何缺陷。焊缝形成了均匀的固溶体组织, 无任何化合物相、裂纹和孔洞缺陷存在。室温/950℃高温拉伸测试结果表明, 层板板柱结构模拟件和GH3230高温合金棒材对接结构全部断裂在GH3230高温合金基体, 焊缝强度均明显高于GH3230高温合金。高温拉伸断裂试件的延伸率高达52%, 薄板焊缝90°三点弯曲后无开裂, 微观观察无裂纹等缺陷, 表明了焊缝具有优异塑性。优异的焊接质量和性能保证了焊缝结构承受高温载荷时能达到GH3230高温合金基体的传热和承力性能, 避免了焊缝成为整个层板结构薄弱环节。

关键词: GH3230 高温合金; 多孔层板冷却结构; TLP 扩散焊; 微观组织; 力学性能; 室温 / 高温

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2024.03.024



曲文卿

副教授, 博士, 研究方向为焊接材料和工艺、焊接结构完整性、理论材料与工艺和异种材料连接技术。

航空发动机核心高温部件(如燃烧室火焰筒、加力燃烧室隔热屏、内锥体和尾喷管等)长期承受高温燃气冲刷腐蚀, 需要具有优异的耐高温和高温力学性能。随着高推重比航空发动机技术需求的不断提高, 单纯耐高温材料的性能提升已经不能满足要求, 需要部件结构的设计优化来提高冷却空气对核心高温部件的冷却效率<sup>[1-4]</sup>。多孔层板冷却结构具有复杂的内部通道供冷却空气流动, 在板表面形成气膜, 避免与高温气体直接接触, 如图1所示, 能够同时完成气膜冷却、冲击冷却和对流冷却, 冷却效率可以达到0.8以上<sup>[5-6]</sup>, 显著高于当前其他发动机壁板冷却结构。

多孔层板冷却结构是由两块厚度为1~2mm的, 具有密排孔、柱阵列特征的薄板(称之为冲击板和发散板)连接而成, 由图1可知, 冲击板和发散板表面密布众多尺寸很小的气膜孔, 用于冷却空气流动; 发散板上有众多尺寸很小的柱型结构, 通过柱形结构与冲击板结合在一起形成多孔层板冷却结构。

层板结构特征决定了钎焊和扩散焊是较为可行的连接方案, 发散板柱形结构与冲击板之间的结合焊缝很难获得与基体材料相同或类似的微观组织, 性能无法与基体材料相同, 因而成为多孔层板冷却结构的最薄弱环节<sup>[7]</sup>。过渡液相(Transient

\* 基金项目: 航空发动机及燃气轮机重大专项基础研究(J2019-VII-0012)。

liquid phase, TLP) 扩散连接结合了钎焊与扩散焊的综合优势,不仅能够实现复杂的孔柱阵列特征结构的高精度焊接,还可以通过扩散过程形成与母材相同或类似焊缝组织,优异的焊缝质量将对航空发动机热端部件的整体制造和安全服役起到决定性的作用。国内外针对高温合金 TLP 扩散焊开展了大量研究工作,如 Tarai 等<sup>[8]</sup>使用粉末中间层对 IN718 合金进行了 TLP 扩散焊,焊缝组织中存在多种未完全溶解的次生相和孔洞,硬度低于母材。Duvall 等<sup>[9]</sup>在 1121 °C 保温 16 h 条件下 TLP 扩散焊接了 Haselloy X 固溶强化合金,接头在高温(871 °C)的拉伸强度和延伸率均不低于母材。美国 P&W 公司研制了与母材 PWA1480 单晶合金成分接近的中间层在 1232 °C 保温 24 h 条件下 TLP 扩散焊,焊后经固溶和时效处理,接头在高温(982 °C)条件下的持久强度和等温低周疲劳性能与 PWA1480 母材相当<sup>[10]</sup>。侯金保等<sup>[11]</sup>使用自主研发的 KNi3A 中间层在 1240 °C 保温 10 h 对 IC10 合金进行了 TLP 扩散焊,焊后 1260 °C 固溶处理,1000 °C 高温性能测试,横、纵向抗拉强度均超过母材的 89% 以上。

本研究针对一种新型的镍基高温合金 GH3230 航空发动机层板冷却结构采用了自主研发的镍基中间

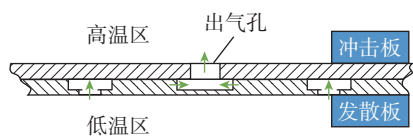


图1 多孔层板冷却结构示意图

Fig.1 Schematic diagram of porous laminate cooling structure

层进行了 TLP 扩散焊接,对结构焊接质量、模拟件的微观组织和室/高温力学性能进行了检测观察与测试。研究结果对 GH3230 高温合金多孔层板冷却结构的 TLP 扩散焊,以及在航空发动机热端部件的工程应用提供了理论和技术支持。

## 1 试验材料与方法

本研究采用的 GH3230 高温合金是一种以 W、Mo 作为固溶强化和以碳化物作为第二相强化的镍基高温合金, W+Mo+Cr 元素总含量超过 35%, 具有优异的高温强度、蠕变性能、抗疲劳、抗腐蚀和抗高温氧化性能,在氧化气氛下长期使用温度可达到 1150 °C,是新一代航空发动机高温部件用重要材料。GH3230 镍基高温合金具体成分如表 1 所示。

中间层材料是自主研发的 Ni 基中间层 KNiCr-5,主要成分包含抗氧化耐高温合金元素,如 Cr、Co、W 等,以及降熔元素 B 等。采用真空熔炼+氩气保护的单辊急冷法制备成箔带状非晶态,厚度 0.025~0.035 mm,熔化温度 1050~1100 °C,如图 2 所示。

GH3230 高温合金层板模拟结构采用照相电解工艺将 GH3230 平板制备出图 3 所示的发散板,整体尺寸为 125 mm × 125 mm; 其中每一个四方块上面有梅花状图案,为制备的 5 个柱形结构,每个正方形尺寸为 10 mm × 10 mm; 整个层板上面有 100 个四方块,即 500 个圆柱代表层板的扰流柱; 然后与冲击板(平板)组合在一起进行 TLP 扩散焊。根据前期工艺优化试验研究<sup>[12]</sup>,采用 TLP 扩散焊最佳工艺规范: 焊接温度 1200

°C,与 GH3230 高温合金固溶处理温度相同; 保温时间 4 h; 焊态真空度为  $1 \times 10^{-3} \sim 3 \times 10^{-3}$  Pa。

由于层板结构厚度很小,无法进行标准力学性能测试。为了准确地评估层板结构的力学性能,设计了 3 种类型的力学性能测试试样。

(1) 板柱结构焊接拉伸试样。

模拟层板密排板柱焊接结构样式,采用两块四方棒材对接试样,四方棒材尺寸为 20 mm × 20 mm × 20 mm,其中一个棒材端面加工成平面,模拟层板结构的冲击板; 另一个棒材端面加工成图 4(a) 所示的带有四方柱形结构的表面,模拟层板结构的带扰流柱的发散板,20 mm × 20 mm 的表面上分为 4 组密排方柱结构,每组均有 5 个 1 mm × 1 mm 方柱形结构,高度与层板扰流柱高度相同,均为 0.5 mm,与另一个平面棒材表面对接形成板柱对接结构,与非晶态中间层装配后如图 4(b) 所示,将 4 组对接板柱模拟结构拉伸试样装配到图 4(c) 所示的工装,放入真空炉中进行 TLP 扩散焊,焊后取出; 焊接成功的结构按照图 4(b) 所示将表面十字线切割为 4 个图 4(d) 所示的拉伸试样。该拉伸试样同样不符合国家标准拉伸试验方法的要求,但是能比较精确地模拟出层板焊接接头的拉伸性能,除试样形式不符合国标要求外,试验设备与方法均按照《GB/T 228.1—2010 金属材料拉伸试验 第 1 部分: 室温试验方法》和《GB/T 228.2—2015 金属材料拉伸试验 第 2 部分: 高温试验方法》对 GH3230 高温合金层板板柱焊接结构和 GH3230 高温合金棒材分别进

表 1 GH3230 高温合金成分(质量分数)

Table 1 Compositions of GH3230 superalloy (mass fraction)

%

项目	C	Cr	Co	W	Mo	Al	Ti	Fe	B	Si	Mn	Ni
标准含量	0.05~0.15	20~24	≤5	13~15	1~3	0.2~0.5	≤0.1	≤3	≤0.015	0.25~0.75	0.3~1	余量
实际含量	0.1	21.8	1.47	14.44	1.32	0.36	0.03	0.96	0.002	0.35	0.52	余量

行室温和高温拉伸性能测试。

(2) GH3230 高温合金棒材对接焊缝拉伸试样。

为把握焊缝拉伸性能,设计了  $\Phi 10 \text{ mm} \times 20 \text{ mm}$  棒材对接结构,焊后加工成图 5 所示的标准拉伸试样。

(3) GH3230 高温合金薄板焊接弯曲试样。

层板后续需要进行高温蠕变时效加工成弯曲形状,以用来制造航空发动机燃烧室火焰筒等环形结构,需要准确评估 GH3230 高温合金层板焊缝的塑性。本研究参照《GB/T 232—2010 金属材料弯曲试验方法》对焊后 GH3230 高温合金薄板弯曲强度进行测试。测试采用厚度为 1 mm 的 GH3230 高温合金薄板 ( $10 \text{ mm} \times 40 \text{ mm}$ ) 搭接焊在一起,焊后进行三点弯曲试验,将焊缝整体弯曲为  $90^\circ$ ,然后观察焊缝是否开裂或出现裂纹,来考核 GH3230 高温合金层板焊缝弯曲性能。

GH3230 高温合金层板结构模



图 2 KNiCr-5 非晶态镍基中间层  
Fig.2 KNiCr-5 nickel base interlayer amorphous foil

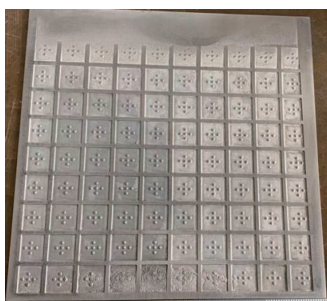


图 3 照相电解工艺制备的 GH3230 高温合金发散板模拟件  
Fig.3 GH3230 superalloy divergent plate structure prepared by photographic electrochemical machining process

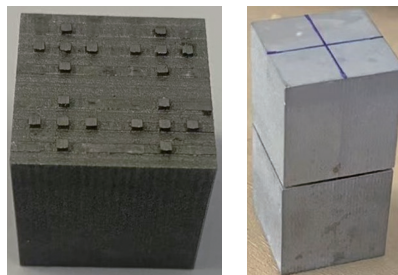
拟件 TLP 扩散焊质量采用相控阵超声无损检测方法进行。力学性能进行了室温和高温 ( $950^\circ\text{C}$ ) 拉伸力学测试和薄板三点弯曲  $90^\circ$  试验。

针对层板模拟件焊缝、GH3230 高温合金薄板焊缝和薄板弯曲后的焊缝进行了微观组织观察与分析,焊缝试样表面采用腐蚀液 ( $10 \text{ mL HCl} + 2 \text{ g CuSO}_4 \cdot 5\text{H}_2\text{O} + 10 \text{ mL H}_2\text{O}$ ) 腐蚀 5~6 s,然后采用光学显微镜和扫描电镜进行微观组织观察,采用 EDX 和 EMPA 进行成分分析。

## 2 结果与讨论

### 2.1 GH3230 高温合金层板模拟件焊接质量与缺陷

采用相控阵超声技术对 GH3230



(a) 柱形表面

(b) 装配



(c) 装配工装

(d) 拉伸试样

图 4 GH3230 高温合金层板焊接结构拉伸试验件及焊接装配

Fig.4 GH3230 superalloy laminate welding structure for tensile test piece and its welding assembly

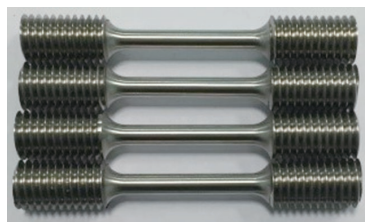


图 5 GH3230 高温合金 TLP 扩散对接焊缝拉伸试样

Fig.5 GH3230 superalloy TLP diffusion butt weld tensile specimens

高温合金层板模拟结构 TLP 扩散焊缝质量进行了检测。图 6 给出了 GH3230 高温合金层板模拟结构 TLP 扩散焊缝质量的无损检测结果 (黑色表明焊接完好),可知,层板结构所有柱形结构 (扰流柱) 与底板 (冲击板) 焊接完好,未发现任何缺陷,未出现连续两个以上扰流柱未焊合现象,表明 GH3230 高温合金层板模拟结构的整体焊合率不低于 95%。

### 2.2 GH3230 高温合金板柱结构模拟件拉伸性能

图 7 给出了 GH3230 高温合金板柱结构模拟拉伸件室温拉伸之后断裂的表面形貌,可以清晰地看到,拉伸断裂试样的两侧表面上都存在方柱,焊缝一侧原来没有方柱的表面上也存在方柱,说明断裂发生在方柱 (母材) 中央,而没有断裂在焊缝位置上,焊缝室温强度达到与母材等强。

GH3230 高温合金方柱母材室温拉伸强度平均值为  $849 \text{ MPa}$  ( $846 \text{ MPa}$ ,  $844 \text{ MPa}$ ,  $856 \text{ MPa}$ ),  $950^\circ\text{C}$  高温拉伸强度平均值为  $212 \text{ MPa}$  ( $200 \text{ MPa}$ ,  $251 \text{ MPa}$ ,  $185 \text{ MPa}$ )。GH3230 高温合金板柱结构拉伸模拟件室温拉伸强度平均值为  $971 \text{ MPa}$  ( $1019 \text{ MPa}$ ,  $903 \text{ MPa}$ ,  $992 \text{ MPa}$ ), 室温拉伸强度明显高于相同 GH3230 高温合金方柱的母材强度。GH3230 高温合金板柱结构拉伸模拟件  $950^\circ\text{C}$  高温拉伸强度平均值为  $246 \text{ MPa}$  ( $174 \text{ MPa}$ ,  $264 \text{ MPa}$ ,  $300 \text{ MPa}$ ), 高温拉伸强度同样高于 GH3230 高温合金方柱的母材

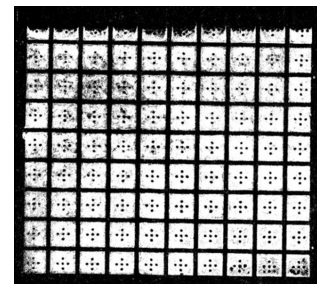


图 6 GH3230 高温合金 TLP 扩散焊缝超声检测照片

Fig.6 Ultrasonic detecting photo of GH3230 superalloy laminate TLP diffusion weld seam

高温强度。图 8 给出了 GH3230 高温合金板柱结构模拟件焊接接头室温 / 高温拉伸强度对比, 清楚看到层板焊缝性能优于基体材料。

### 2.3 GH3230 高温合金棒材对接焊缝室/高温拉伸性能

GH3230 高温合金棒材对接焊缝室温和 950 °C 高温拉伸断裂后的试件如图 9 所示。可以看出, GH3230 高温合金棒材 TLP 扩散焊接为完整的棒材结构, 机械加工为圆形标准拉伸试样, 无论是室温还是 950 °C 高温条件下拉伸, 断裂均发生在远离 TLP 扩散焊缝的 GH3230 高温合金基体材料上, 充分说明 TLP 扩散焊缝的室温 / 高温拉伸性能优于 GH3230 高温合金基体; 另外中间拉伸段发生明显的塑性变形, 尤其是断裂位置发生显著的颈缩, TLP 扩散焊缝位置未出现变形不均匀的现象, 说明 TLP 扩散焊缝具备了与基体材料相类似的塑性。

图 10 给出了 GH3230 高温合金

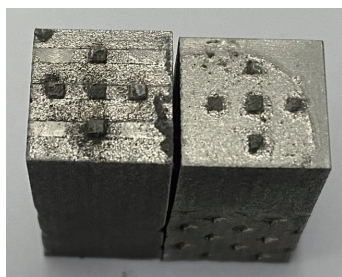


图 7 GH3230 高温合金板柱结构焊缝拉伸断裂形貌(室温)

Fig.7 Fracture morphology of GH3230 superalloy laminate welded structure after tensile test (room temperature)

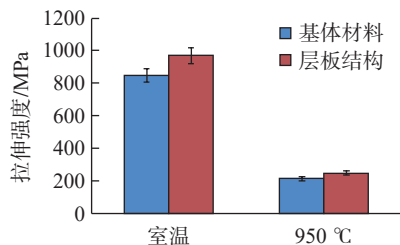


图 8 GH3230 高温合金层板焊接结构与基体材料(母材)拉伸强度对比  
Fig.8 Tensile strength contrast of GH3230 superalloy laminate welded structure and base metal

棒材对接 TLP 扩散焊接头室温 / 高温拉伸强度对比, 可以清楚看到层板焊缝性能优于基体材料。GH3230 高温合金棒材拉伸模拟件室温拉伸强度平均值为 899 MPa (902 MPa、908 MPa、887 MPa), 室温拉伸强度明显高于相同 GH3230 高温合金方柱的母材强度 (849 MPa)。GH3230 高温合金棒材拉伸模拟件 950 °C 高温拉伸强度平均值为 213 MPa (206 MPa、212 MPa、220 MPa), 高温拉伸强度与 GH3230 方柱的母材高温强度基本相同。此外高温拉伸延伸率超过了 52%, 说明整体接头具有优异的高温塑性。

### 2.4 GH3230 高温合金薄板焊缝弯曲性能

图 11 为三点弯曲试验后 GH3230 高温合金薄板焊缝试样照片, 可以



(a) 室温



(b) 高温950 °C

图 9 GH3230 高温合金棒材对接焊缝结构室温和高温拉伸断裂试样

Fig.9 Fractured samples of GH3230 superalloy butt welded structures after room temperature/high temperature tensile tests

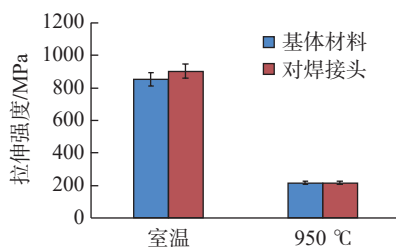


图 10 GH3230 高温合金焊接接头和基体材料拉伸强度对比  
Fig.10 Tensile strength contrast of GH3230 superalloy welded joint and base metal

清楚看到, GH3230 高温合金薄板焊缝通过三点弯曲成 90° 之后, 整体焊缝依然结合良好, 未发生任何开裂现象, 整体呈现了优异的弯曲塑性。

图 12 给出了弯曲 90° 的焊缝截面微观组织照片, 可以看到, GH3230 高温合金薄板 TLP 扩散焊缝从微观上也没有发现任何裂纹存在, 从微观上证明了焊缝具有优异的塑性, 能够承受后续弯曲加工。

### 2.5 GH3230 高温合金 TLP 扩散焊缝微观组织

图 13 给出了 GH3230 高温合金在 1200 °C 保温 4 h 进行 TLP 扩散

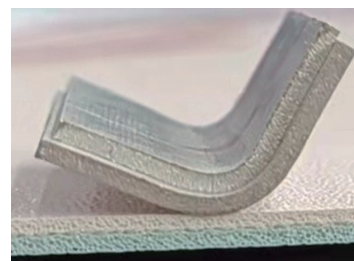


图 11 GH3230 高温合金薄板焊缝 90° 弯曲后试样

Fig.11 GH3230 superalloy thin plate weld seam after 90° bending test

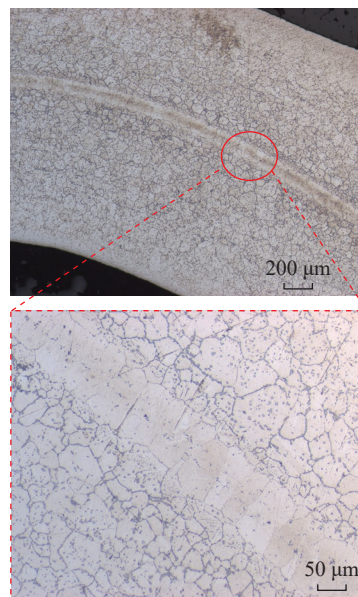


图 12 GH3230 高温合金薄板焊缝 90° 弯曲后试样截面微观组织

Fig.12 Microstructure of the cross-section of GH3230 superalloy thin plate weld after 90° bending

焊所获得的焊缝微观组织。可以明显看出,在 1200 °C 保温 4 h 的工艺条件下,采用 KNiCr-5 镍基中间层 TLP 扩散焊接 GH3230 高温合金,焊缝区域经过等温凝固后形成了均匀无缺陷的固溶体组织,焊缝宽度均匀一致,由两侧母材界面开始等温凝固的晶粒最后完全形成了一个完整的焊缝晶粒,并且与基体结合良好,无任何缺陷存在;基体中析出的强化相在焊缝区晶粒较少存在,大多聚集在焊缝附近区域。

为了分析 GH3230 高温合金 TLP 扩散焊接头区域组织成分与基体材料的差异,给出了 GH3230 高温合金 TLP 扩散焊接头沿图 14 (a) 中所示红线的各元素分布情况,由图 14 (b) 可以看到,除了 Co 元素以外,所有元素的线分布比较均匀,说明焊缝中元素分布与基体材料基本上没有什么差异,但是由于 KNiCr-5 镍基中间层材料中 Co 含量较高,且 Co 元素向基体中扩散的速度较缓慢,在焊缝区域存在一个坡状突起,焊缝 Co 含量较高也能有效提升焊缝的耐温性能。

与 GH3230 高温合金母材组织和成分基本相同的焊缝晶粒组织保证了焊缝不仅具有与母材强度和塑性一致的力学性能,而且由于焊缝和母材的组织成分相同,还保证了结构承受高温载荷时焊缝传热性能和 GH3230 高温合金母材基本相同,因而避免了焊缝成为整个层板结构传热和受力的薄弱环节。

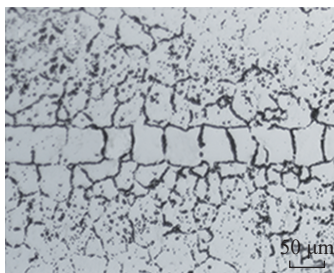


图 13 GH3230 高温合金 TLP 扩散焊缝区域微观组织(1200 °C)

Fig.13 Microstructure of GH3230 superalloy TLP diffusion weld seam zone (1200 °C)

### 3 结论

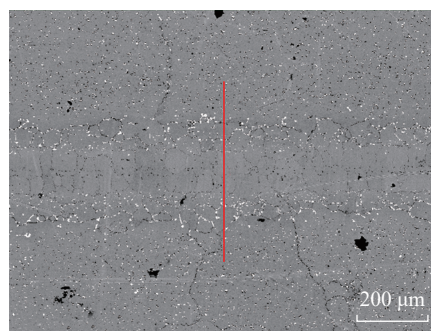
采用自主研制的 KNiCr-5 镍基中间层在 1200 °C 保温 4 h 的最佳工艺条件下对 GH3230 高温合金层板结构进行了 TLP 扩散焊。经相控阵超声检测发现,层板结构所有柱形结构(扰流柱)与底板(冲击板)焊接完好,未发现任何缺陷,未出现连续两个以上扰流柱未焊合现象,表明 GH3230 高温合金层板模拟结构整体焊合率不低于 95%。微观组织观察发现,焊缝形成了均匀的固溶体组织,无任何化合物相和孔洞缺陷的存在,保证了结构承受高温载荷时,焊缝也能达到 GH3230 高温合金母材的传热性能,避免了焊缝成为整个层板结构传热薄弱环节。

对板柱结构模拟件和 GH3230 高温合金棒材对接结构进行室温和高温拉伸测试,结果表明,所有的拉伸全部断裂在 GH3230 高温合金基体材料上,焊缝强度平均值均明显高于 GH3230 高温合金基体性能。高温拉伸断裂试件的延伸率高达 52%, GH3230 高温合金薄板焊缝 90° 三点弯曲后无开裂,微观观察无裂纹等缺陷,表明焊缝具有优异塑性。

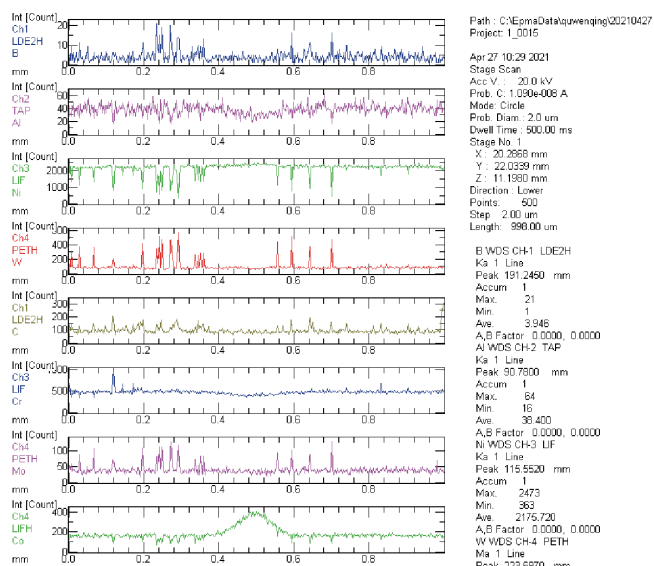
### 参考文献

[1] 邵天巍,杨秀娟,任萍,等.航空发动机浮壁式燃烧室制造技术[J].航空制造技术,2013,56(9):55-57.

SHAO Tianwei, YANG Xiujuan, REN Ping, et al. Manufacturing technology of aeroengine floating-wall combustor[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(9): 55-57.



(a) GH3230 高温合金 TLP 焊缝区域线扫描位置



(b) 沿图14 (a) 所示红线分布各元素含量

图 14 GH3230 高温合金 TLP 扩散焊缝区域主要合金元素分布

Fig.14 Main alloy elements profiles in GH3230 superalloy TLP diffusion weld seam area

[2] WANG T P, SUN B, LIU D, et al. Experimental investigation of two-dimensional wall thermal loads in the near-injector region of a film-cooled combustion chamber[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 138: 913–923.

[3] 赵清杰, 李彬, 陈志杰, 等. 浮动壁燃烧室试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(1): 17–19, 58.

ZHAO Qingjie, LI Bin, CHEN Zhijie, et al. An experimental study of floating-wall combustor[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(1): 17–19, 58.

[4] 高建辉, 温卫东, 崔海涛. 火焰筒浮动瓦块的壁温-结构一体化优化[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 588–594.

GAO Jianhui, WEN Weidong, CUI Haitao. Optimal design for temperature and structure of the float-wall of flame tube[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 588–594.

[5] 谭晓茗, 李业芳, 张靖周. 致密多孔层板冷却结构研究[J]. 机械工程学报, 2012, 48(12): 144–149.

TAN Xiaoming, LI Yefang, ZHANG

Jingzhou. Numerical investigation on structures of lamilloy[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2012, 48(12): 144–149.

[6] 董威, 韩树军, 曹玉璋. 多孔层板换热特性实验研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 122–126.

DONG Wei, HAN Shujun, CAO Yuzhang. Experimental investigation on heat transfer characteristic of porous lamellar tablet[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 122–126.

[7] JIAO Y J, SHENG G M, ZHANG Y T, et al. Transient liquid phase bonding of Inconel 625 with Mar–M247 superalloy using Ni–Cr–B interlayer: Microstructure and mechanical properties[J]. Materials Science and Engineering: A, 2022, 831: 142204.

[8] TARAI U K, ROBI P S, PAL S. Thermal properties of Ni–Cr–Si–B–Fe based interlayer material and its application in TLP bonding of IN 718 superalloy[J]. Acta Metallurgica Sinica (English Letters), 2020, 33(12): 1666–1680.

[9] DUVAL D S, OWCZARSKI W, PAULONIS D. TLP bonding: A new method for

joining heat resistant alloys[J]. Welding Journal, 1974, 53(4): 203–214.

[10] 张邦强. Mar–M247 镍基高温合金瞬时液相连接研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2018.

ZHANG Bangqiang. The research on transient liquid phase bonding of Mar–M247 nickel-based superalloys[D]. Chongqing: Chongqing University, 2018.

[11] 侯金保, 吴松, 滕俊飞, 等. IC10合金TLP扩散焊技术[J]. 航空制造技术, 2011, 54(23/24): 98–100.

HOU Jinbao, WU Song, TENG Junfei, et al. TLP diffusion welding technology of IC10 alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011, 54(23/24): 98–100.

[12] 张志强, 滕俊飞, 杨文静, 等. GH3230合金TLP扩散焊工艺试验[J]. 焊接, 2022(6): 42–48, 64.

ZHANG Zhiqiang, TENG Junfei, YANG Wenjing, et al. Experiment on TLP diffusion welding of GH3230 alloy[J]. Welding & Joining, 2022(6): 42–48, 64.

## TLP Diffusion Welding and Joint Mechanical Property of GH3230 Superalloy Laminate Structure in Aero-Engine

QU Wenqing<sup>1</sup>, ZHANG Sihan<sup>1</sup>, LÜ Yanlong<sup>1,2</sup>, TENG Junfei<sup>2</sup>, WANG Miao<sup>2</sup>,  
YANG Wenjing<sup>2</sup>, ZHUANG Hongshou<sup>1</sup>

(1. Beihang University, Beijing 100191, China;

2. AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China)

**[ABSTRACT]** With the increasing demand for higher thrust-weight ratio, the aero-engine hot-end components not only need the superalloy used for high temperature, but also need the structural configuration with higher cooling efficiency. In this paper, the new GH3230 superalloy porous laminated structure for cooling was TLP diffusion welded at the temperature of 1200 °C holding 4 h using the self-developed KNiCr–5 interlayer alloy. The welded quality and mechanical property of the laminated structure are tested. The results of ultrasonic testing show that, all the connection between the column structure and flat impingement plate of the laminated structure simulated sample is high quality and welded together, and no flaw is found. The homogeneous solid solution microstructure is formed in the welded seam zone, and no compound phase, crack and pore defect exist. The tension tests at room temperature and 950 °C high temperature reveal that all fractures happened at GH3230 superalloy base metals, when the tension loads were applied on column-to-base connection of laminated structure simulated samples and GH3230 superalloy rod-rod butt joints. The room/high temperature strength of weld seam are obviously higher than those of GH3230 superalloy base metal. The sample elongation at high temperature tension is over 52%, no macrocrack and microcrack existed in the weld seam after the thin plate welded joint was applied three-point bend to 90° angle, indicating the good plasticity of the weld seam. The excellent welded quality and property can provide the weld seam with the same heat conductivity and mechanical property as GH3230 superalloy base metal when the weld seam endure, high temperature load, avoid it becoming the bottleneck in the whole laminated structure.

**Keywords:** GH3230 superalloy; Porous laminated structure for cooling; TLP diffusion welding; Microstructure; Mechanical property; Room temperature/High temperature

(责编 阳光)