

DOI: 10.7512/j.issn.1001-2303.2026.07.17

基于激光熔覆技术的航空发动机导向器内环 腐蚀坑修复工艺研究

吴 谦, 杨留东, 胡兴燕

中国航发成都发动机有限公司, 四川 成都 610500

摘 要: 针对航空发动机导向器内环腐蚀坑修复难题, 提出了一种基于激光熔覆技术的精密增材修复方法。以GH3625镍基高温合金粉末为修复材料, 实现对GH4033基体腐蚀坑的高质量修复。修复流程包括机加预处理、激光熔覆沉积、消应力热处理及无损检测与力学性能评价。在激光功率650 W、扫描速率0.01 m/s、搭接率50%等优化参数下, 修复接头室温抗拉强度为1 040~1 076 MPa, 达母材修复标准的152%~157%; 断后伸长率21.0%~21.5%, 断面收缩率26%~29%, 均远超标准要求的85%下限。高温700 °C抗拉强度826~846 MPa, 达标准的142%~145%。热影响区宽度 ≤ 1.5 mm, 修复区无裂纹、未熔合等缺陷, 各项指标满足HB/Z 20074—2018要求。工业验证中涂层粘接强度实测44.2~45.2 MPa, 不低于37 MPa的标准门槛, 验证了该工艺在导向器内环修复中的可行性。

关键词: 激光熔覆; 导向器内环; 腐蚀坑修复; GH3625高温合金; 力学性能

中图分类号: TG456.7 文献标识码: A 文章编号: 1001-2303(2026)07-0127-07

Study on Repair Process of Corrosion Pits in Aircraft Engine Guide Vane Inner Ring Using Laser Cladding Technology

WU Qian, YANG Liudong, HU Xingyan

China Aero-Engine Chengdu Engine Co., Ltd., Chengdu 610500, China

Abstract: A precision additive repair method based on laser cladding technology was proposed to address the corrosion pit damage in the inner ring of aircraft engine guide vanes. Using GH3625 nickel-based superalloy powder as the repair material, high-quality repair of corrosion pits in the GH4033 substrate was achieved. The repair procedure included machining pre-treatment, laser cladding deposition, stress relief heat treatment, and non-destructive testing together with mechanical property evaluation. Under the optimized parameters of laser power 650 W, scanning speed 0.01 m/s, and overlap rate 50%, the room-temperature tensile strength of the repaired joint was 1 040-1 076 MPa, reaching 152%-157% of the substrate repair standard; the elongation after fracture was 21.0%-21.5% and the reduction of area was 26%-29%, far exceeding the standard lower limit of 85%. The tensile strength at 700 °C was 826-846 MPa, reaching 142%-145% of the standard value. The width of the heat-affected zone was ≤ 1.5 mm, and no cracks or lack-of-fusion defects were found in the repair zone, with all indicators meeting the requirements of HB/Z 20074—2018. In the industrial verification, the measured coating adhesion strength was 44.2-45.2 MPa, not less than the standard threshold of 37 MPa, which verified the feasibility of this process for the repair of guide vane inner rings.

Keywords: laser cladding; corrosion pit repair; guide vane inner ring; GH3625 superalloy; mechanical properties

引用格式: 吴谦, 杨留东, 胡兴燕. 基于激光熔覆技术的航空发动机导向器内环腐蚀坑修复工艺研究[J]. 电焊机, 2026, 56(7): 127-133.

Citation: WU Qian, YANG Liudong, HU Xingyan. Study on Repair Process of Corrosion Pits in Aircraft Engine Guide Vane Inner Ring Using Laser Cladding Technology[J]. Electric Welding Machine, 2026, 56(7): 127-133.

收稿日期: 2026-03-14 修回日期: 2026-05-13

作者简介: 吴 谦(1987—),男,硕士,工程师,主要从事航空发动机零部件制造与维修。E-mail: wqhiol@163.com。

0 引言

航空发动机导向器是涡轮静子组件的关键组成部分,由内环、外环及导向叶片构成,主要负责固定火焰筒、传递载荷及引导冷却气流,是保障涡轮系统稳定运行的核心构件^[1]。由于长期服役在高温、高压及复杂腐蚀介质环境中,导向器表面易产生腐蚀坑、裂纹及变形等损伤,严重时会导致导向器失效^[2]。导向器内环采用 GH4033 镍基高温合金^[3]锻造而成,该合金中铝、钛元素含量较高(Al+Ti 约 3%~3.8%),焊接裂纹敏感性显著,加之构件结构复杂、尺寸精度要求极高,对修复工艺的精度、可靠性及兼容性提出了严格要求^[4]。

传统钨极氩弧焊(TIG 焊)、等离子焊等修复工艺存在热输入不易精准控制、热影响区较宽、修复区域易发生变形开裂及组织劣化等不足^[5],难以满足导向器内环这类精密构件的高质量修复需求。激光熔覆技术以高能激光束为热源,使熔覆粉末与基材表面局部熔化后快速凝固,形成与基材呈冶金结合的熔覆层,具有热输入集中、热影响区窄、熔覆层组织均匀、修复后变形小、兼容性好等优势^[6]。该技术可有效解决传统焊接修复存在的诸多问题,目前已成为镍基高温合金损伤修复领域的研究重点^[7]。

GH3625 为固溶强化型镍基高温合金,以 Mo、Nb 为主要强化元素,具有优异的耐腐蚀性能、高温结构稳定性及良好的焊接兼容性,其粉末材料常被用于高温合金构件的激光熔覆修复,可有效填补损伤区域,提升受损部件的服役寿命与可靠性^[8]。近年来,国内外学者围绕镍基高温合金激光熔覆修复开展了大量研究。在熔覆组织与性能方面,张国会^[9]等对比了 TIG 焊与激光熔覆修复 K403 镍基合金导向器叶片的组织与性能,发现激光熔覆修复区域热影响区更窄、组织更均匀。在熔覆工艺优化方面,杜东方^[10]等研究了激光选区熔化成形参数对 GH3625 合金表面粗糙度的影响,明确了工艺参数匹配对熔覆层表面质量的影响规律;朱杰^[11]等研究了铺粉厚度对选区激光熔化 GH3625 合金组织与力学性能的影响,为熔覆工艺参数优化提供了试验依据。此外,相关研究还围绕熔覆粉末改性、热处理

工艺优化等方向开展,进一步提升了激光熔覆修复质量^[12]。

虽然激光熔覆技术在镍基高温合金修复中的可行性已得到大量试验验证,但针对导向器内环这一具体构件的腐蚀坑修复研究仍较为薄弱^[13]。导向器内环结构复杂、尺寸精度要求高,且腐蚀坑形态多样、深度不均,对修复工艺的参数控制、熔覆层与基材的结合质量及修复后尺寸精度的控制提出了更高要求。同时,HB/Z 20074—2018《航空发动机零部件激光熔覆修复工艺规范》为该技术应用提供了基本框架,但针对 GH4033 基材、GH3625 熔覆粉末及腐蚀坑损伤形式的专用工艺参数窗口,仍需通过系统试验进一步验证与优化^[14]。

结合上述研究现状与工程实际需求,本文以 GH3625 粉末为熔覆材料,以 GH4033 为基体,围绕导向器内环腐蚀坑修复开展激光熔覆工艺试验研究,主要解决以下问题:(1)确定适用于 GH4033 基体的激光熔覆工艺参数窗口;(2)建立涵盖预处理、激光熔覆、热处理及检测的完整修复流程;(3)验证修复层与基体的冶金结合质量及力学性能适配性。

1 航空发动机导向器内环腐蚀坑成因及修复需求

1.1 内环结构特性与修复关联性

航空发动机导向器内环是涡轮静子组件的核心结构件,承担限位导向、振动阻尼、级间封严及结构支撑等功能,由内环本体、导向叶片及紧固件等构成。叶片通过轴颈插入内环径向孔,经内缘板前/后挡板固定,实现角度可调以优化气流。内环采用镍基高温合金 GH4033 锻造而成,表面辅以氧化钇涂层增强隔热性能,耐受 1 700 °C 以上高温。内环径向孔与叶片轴颈的精密配合要求苛刻,任何表面损伤均可能影响装配精度与气动性能。导向器内环装配关系如图 1 所示。

制造工艺涉及精密铸造、数控加工及固溶+时效热处理。装配时通过螺栓按标准扭矩紧固,配合篦齿封严减少燃气泄漏。内环在长期高温、高振动服役环境下,表面易出现腐蚀坑等局部损伤。

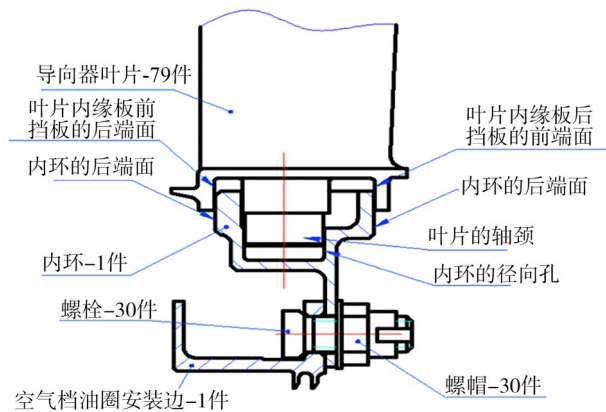


图 1 内环装配关系示意
Fig. 1 Schematic diagram of the inner ring assembly

1.2 腐蚀坑成因与失效机制

导向器内环腐蚀坑是高温、高压及腐蚀介质共同作用下的典型失效形式,成形复杂且影响显著。在海洋大气环境中,盐雾中的 Cl^- 、 SO_2 等侵蚀性离子加速电化学腐蚀,形成点蚀坑;高温工况下,含硫燃气与环境中的 NaCl 反应生成 Na_2SO_4 熔盐,破坏表面氧化层,诱发高温热腐蚀。材料缺陷如晶界贫铬、杂质偏析及装配应力集中(如螺栓紧固不均、振动应力)会加剧腐蚀进程,导致晶间腐蚀或应力腐蚀开裂。

腐蚀坑对导向器内环的服役性能构成多重威胁:点蚀坑作为应力集中源,可诱发疲劳裂纹萌生与扩展,降低叶片疲劳强度;晶间腐蚀导致叶片剥蚀,破坏叶型,影响气流导向;腐蚀坑与振动应力共同作用会加剧配合面磨损,如内环径向孔与叶片轴颈的摩擦磨损,最终导致装配失效。某型发动机涡轮导向器曾因钎焊界面孔隙引发应力集中,环件出现沿晶裂纹;叶片前缘因CMAS熔融物侵蚀,烧蚀深度达1 mm以上,形成扩展裂纹。导向器内环端面磨损如图2所示。

2 激光熔覆修复技术方案

针对导向器内环母材GH4033铝、钛总量高(3~3.8 wt.%)且为时效态、焊接性差的特点,采用GH3625镍基高温合金粉末进行激光熔覆沉积修复^[15]。本节围绕修复工艺设计、试块制备与无损检测、力学性能评估三个方面展开试验验证。



图 2 导向器内环端面磨损
Fig. 2 End-face wear of the guide vane inner ring

2.1 修复设计

修复设计针对导向器内环前端面与后端面的腐蚀磨损,首先通过机加去除损伤部位的残余涂层并测量尺寸,确定磨损深度及机加去除量,据此计算激光沉积层数与单层高度。修复流程为:机加预处理→激光熔覆沉积→消应力热处理→无损检测(目视+着色+X射线)→机加恢复端面尺寸→着色复检→恢复涂层→检验入库。同一部位修复次数严格限制不超过3次,以确保结构完整性与服役可靠性。

2.2 激光增材修复试验

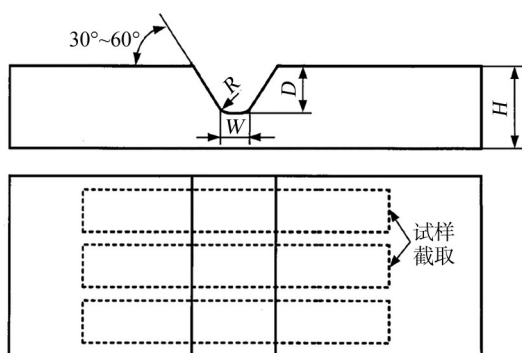
选用GH4033试块,采用GH3625粉末开展激光熔覆沉积修复工艺试验,经多次优化确定了关键工艺参数,工艺参数如表1所示。按表1参数完成激光增材修复后,进行消应力热处理。随后对修复试块进行目视检查、无损检测和力学性能测试。

表 1 激光熔覆工艺参数				
Table 1 Laser cladding process parameters				
激光功率	离焦量	激光扫描速度	搭接率	单道宽度
/W	/mm	/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	%	/mm
650	+4.5	0.010	50	2.0
保护气体流量	送粉气流量	送粉转速	喷嘴到零件修复表面高度/mm	
/($\text{L}\cdot\text{min}^{-1}$)	/($\text{L}\cdot\text{min}^{-1}$)	/($\text{r}\cdot\text{min}^{-1}$)		
13	5	0.5	8	

2.2.1 试块制备与无损检测

试块基材尺寸为 $\varnothing 100\text{ mm}\times 50\text{ mm}$ 。按GJB 3020A—2015对试块进行固溶($1\,080\text{ }^{\circ}\text{C}\pm 10\text{ }^{\circ}\text{C}$, 8 h, 空冷)及时效($750\text{ }^{\circ}\text{C}\pm 10\text{ }^{\circ}\text{C}$, 16 h, 空冷)热处理,测得基体硬度为255~321 HBW。

按HB/Z 20074—2018对待修复试块进行尺寸加工,具体如图3所示。试块待焊接表面用无水乙醇擦拭干净,进行激光熔覆沉积修复。焊后进行消



说明:
 $H=10\text{ mm}$ 或构件厚度(两者取最小值)
 $D\geq$ 修复深度
 $W=2\sim 5\text{ mm}$, $R=0.5\text{ mm}$

图3 试块加工尺寸

Fig. 3 Machining dimensions of the test block

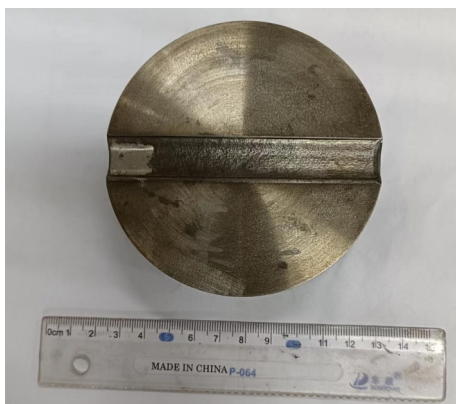


图4 激光增材修复试块

Fig. 4 Laser additive repaired test block

应力热处理。试块焊后如图4所示。

经目视、着色、X射线及金相检测确认,修复区无夹杂、裂纹、气孔及未熔合缺陷,热影响区无裂纹;无损检测确认修复区及基体热影响区表面无裂纹、未熔合及气孔缺陷。金相检测未见裂纹、未熔合、片状/带尖角状夹杂物,气孔符合要求(单个气孔 $\leq 0.3\delta$,间距 $\geq 3D$,75 mm长度累积 $\leq 1.3\delta$ 或3.0取小值,直径 $<0.2\text{ mm}$ 不计),热影响区宽度符合HB/Z 20074—2018标准($\leq 1.5\text{ mm}$)。金相如图5所示,修复层组织致密,与基材冶金结合良好。

2.2.2 力学性能评估

按HB/Z 20074—2018进行力学性能试样取样,试样尺寸见图6。力学性能评估依据HB/Z 20074—2018、GJB 3020A—2015及GJB 3615—1998执行。其中HB/Z 20074—2018规定:室温和高温拉伸强度不小于母材标准的85%或符合专业技术文件要求。



图5 激光修复试块金相

Fig. 5 Metallographic structure of the laser-repaired test block

参考GJB 3020A—2015中GH4033母材力学性能标准,室温标准见表2,高温标准见表3。

表2 GH4033修复试样室温力学性能标准

Table 2 Room-temperature mechanical property standards for GH4033 repaired specimens

材料牌号	$\sigma_{0.2}/\text{MPa}$	σ_b/MPa	断后伸长率 $A_{5.65}/\%$	断面收缩率 $\psi/\%$
GH4033	≥ 501.5	≥ 684.25	≥ 10	≥ 13

表3 GH4033修复试样高温力学性能标准

Table 3 High-temperature mechanical property standards for GH4033 repaired specimens

材料牌号	试验温度/ $^{\circ}\text{C}$	σ_b/MPa
GH4033	700	≥ 582.25

从修复试块上取6个试样,分别测试室温拉伸和高温700 $^{\circ}\text{C}$ 拉伸性能。室温拉伸试验结果如表4所示。由表4可知,修复接头室温屈服强度726~744 MPa、抗拉强度1 040~1 076 MPa,分别达母材修复标准的145%~148%和152%~157%,远超85%下限要求;断后伸长率21.0%~21.5%及断面收缩率26%~29%,均优于母材修复标准($A_{5.65}\geq 10\%$, $\psi\geq 13\%$)。

表4 修复接头的室温拉伸强度结果

Table 4 Room-temperature tensile strength results of the repaired joint

试样编号	屈服强度 $\sigma_{0.2}/\text{MPa}$	抗拉强度 σ_b/MPa	断后伸长率 $\delta_5/\%$	断面收缩率 $\psi/\%$
1	733	1 043	21.0	26
2	744	1 076	21.5	29
3	726	1 040	21.0	28

高温700 $^{\circ}\text{C}$ 拉伸试验结果如表5所示。由表5可知,修复接头高温抗拉强度826~846 MPa,达标准值($\geq 582.25\text{ MPa}$)的142%~145%,满足不低于母材标准85%的要求。所有试样经消应力热处理后力学性能稳定,无性能衰减。

表 5 修复接头的高温拉伸强度结果

Table 5 High-temperature tensile strength results of the repaired joint

试样编号	试验温度/℃	抗拉强度 σ_b /MPa
1	700	844
2		846
3		826

3 激光熔覆修复试验工业验证

3.1 激光沉积增材修复工艺验证

激光沉积增材制造工艺验证遵循修复流程及表 1 参数。首先通过磨加工去除试验件表面残余涂层,测量得厚端尺寸 4.0~4.4 mm、薄端 2.363~2.384 mm、高度 28.649~28.651 mm。使用砂带枪和锉刀清理

涂层过喷区域飞边,要求端面涂层无掉块、不损伤基体。根据薄端、厚端尺寸及单层沉积厚度,确定薄端沉积 1 层、厚端沉积 2 层以恢复尺寸。

按表 1 参数完成激光增材修复后,厚端尺寸增至 5.30~5.42 mm、薄端至 3.22~3.38 mm、高度至 30.54~30.93 mm。随后进行消应力热处理。修复件经目视、着色、X 射线检测均合格,如图 6 所示。端面磨加工后呈现金属光泽,尺寸调整为厚端 4.92~5.00 mm、薄端 2.81~3.00 mm、高度 29.93~30.00 mm,着色检查确认无缺陷。

零件修复前后状态如图 7 所示。验证结果表明,激光沉积工艺参数有效,尺寸恢复精准,修复层与基体结合良好,无裂纹、未熔合等缺陷,满足 HB/Z 20074—2018 要求。



图 6 激光沉积增材修复目视、无损检测

Fig. 7 Visual inspection and non-destructive testing of laser-deposited additive repair



(a)去除涂层 (b)激光熔覆后 (c)表面磨加工后

图 7 激光沉积增材修复工艺验证

Fig. 7 Process verification of laser-deposited additive repair

3.2 涂层粘接强度验证

为验证激光增材修复区域基体对零件原涂层(NiAlW 涂层)粘接强度的影响,对激光修复磨加工后的试验件进行恢复涂层验证。首先对试验件表面磨加工至金属光泽,随后进行喷涂作业。通过拉伸试验实测涂层粘接强度,数据见表 6。

由表 6 可知,3 组试样涂层粘接强度分别为 44.2、45.2、45.2 MPa,均不低于 37 MPa 的标准门槛,断裂位置均为涂层内聚失效(C 100%),同轴度合格。

恢复涂层后试样检测如图 8 所示,涂层组织均

表 6 激光沉积增材试块涂层粘接强度实测

Table 6 Measured coating adhesion strength of laser-deposited additive test blocks

试样编号	试样直径/mm	失效荷载/N	粘接强度/MPa	断裂位置	同轴度
1	25.4	22 413	44.2	C 100%	OK
2	25.4	22 900	45.2	C 100%	OK
3	25.4	22 886	45.2	C 100%	OK
规范要求	25.146~25.40	—	实测	—	OK

匀致密,与基体界面结合良好,无分层、裂纹等缺陷。孔隙率、氧化物含量及未熔颗粒数量均控制在

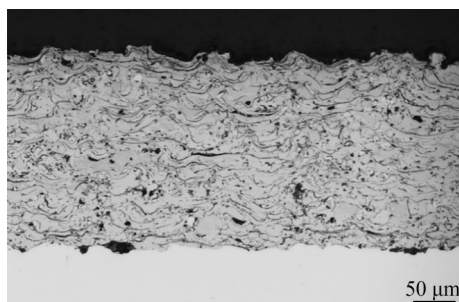


图8 激光熔覆表面恢复涂层金相

Fig. 8 Metallographic structure of the restored coating on the laser-clad surface

规定范围内;显微硬度分布均匀,符合设计要求。

4 结论

(1)在低热输入激光熔覆条件下(激光功率650 W、扫描速率0.01 m/s、搭接率50%),GH3625镍基高温合金与GH4033基体之间可形成致密的冶金结合界面,熔覆层组织均匀,无裂纹、未熔合等缺陷,热影响区宽度控制在1.5 mm以内,有效抑制了GH4033高铝钛含量带来的焊接裂纹敏感性。

(2)修复接头的室温与高温拉伸性能均显著优于母材修复标准下限,且从室温至700℃高温区间力学性能保持率良好,塑性指标充裕,断后伸长率和断面收缩率分别达到标准值的2倍以上。结果表明,GH3625熔覆层在全服役温度范围内与GH4033基体具有良好的力学适配性。

(3)工业验证中,激光沉积增材修复件的尺寸恢复精度满足设计要求,修复涂层粘接强度(44.2~45.2 MPa)为标准门槛值(37 MPa)的1.2倍以上,失效模式均为涂层内聚失效,验证了工艺在实际构件上的可靠性。

(4)该修复工艺实现了导向器内环腐蚀坑损伤的局部精密修复,同一部位可修复不超过3次,为航空发动机热端高温合金构件的在役修复提供了工程参考。

参考文献:

- [1] 陈礼顺,王琦,应湖南. 高压涡轮导向器 FTA 分析及维修方案设计[J]. 失效分析与预防, 2023, 18(1): 49-54.
CHEN L S, WANG Q, YING H N. Fault Tree Analysis and Maintenance Schedule Design of High Pressure Turbine Guide [J]. Failure Analysis and Prevention, 2023, 18(1): 49-54.
- [2] 田常棵,苏军,安中彦,等. 摩擦力对低压涡轮导向器内环气压试验影响的有限元分析[J]. 航空发动机, 2023, 49(05): 143-148.
TIAN C K, SU J, AN Z Y, et al. Finite Element Analysis of Influence of Friction on Low-pressure Turbine Guide Vane Inner-ring Pressure Test [J]. Aeroengine, 2023, 49(05): 143-148.
- [3] 钢铁研究总院. GH4033 镍基高温合金技术规范[S]. 北京: 中国标准出版社, 2020.
- [4] 徐松华,肖阳,李健. 直升机发动机涡轮导向器激光修复组织性能研究[J]. 光学学报, 2010, 30(8): 2311-2316.
XU S H, XIAO Y, LI J. Organization Property Researches of the Laser Repair Technology in the Helicopter Engine Turbine Oriented Implement [J]. Acta Optica Sinica, 2010, 30(8): 2311-2316.
- [5] 孙元,秦鑫冬,王诗洋,等. 高温合金熔化焊的研究现状及发展趋势[J]. 工程科学学报, 2024, 46(6): 1065-1075.
SUN Y, QIN X D, WANG S Y, et al. Research status and future perspectives on superalloy fusion welding, 2024, 46(6): 1065-1075.
- [6] 董世运,闫世兴. 激光再制造技术发展现状与前景展望[J]. 表面工程与再制造, 2021, 21(6): 17-26.
- [7] 陈子豪,孙文磊,黄勇,等. 镍基高温合金激光熔覆涂层组织及性能研究[J]. 激光技术, 2020, 44(12): 441-447.
CHEN Z H, SUN W L, HUANG Y, et al. Study on microstructure and properties of laser cladding coating for base superalloy [J]. Laser Technology, 2020, 44(12): 441-447.
- [8] 高钰璧,丁雨田,陈建军,等. 挤压态 GH3625 合金冷变形过程中的组织和织构演变[J]. 金属学报, 2019, 55(4): 547-554.
GAO Y B, DING Y T, CHEN J J, et al. Evolution of Microstructure and Texture During Cold Deformation of Hot-Extruded GH3625 Alloy [J]. Acta Metallurgica Sinica, 2019, 55(4): 547-554.
- [9] 张国会,秦仁耀,周标,等. 钨极氩弧焊与激光熔覆修复的 K403 镍基高温合金导向器叶片组织与性能[J]. 航空材料学报, 2024, 44(1): 121-132.
ZHANG G H, QIN R Y, ZHOU B, et al. Microstructure and properties of K403 nickel-base superalloy guide vane repaired by tungsten inert gas welding and laser

- cladding process[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2024,44(1):121-132.
- [10] 杜东方,吴代建,张光明,等.激光选区熔化成形参数对GH3625合金表面粗糙度的影响[J].应用激光,2024,44(7):89-95.
- DU D F, WU D J, ZHANG G M, et al. Effect of Selective Laser Melting Forming Parameters on Surface Roughness of GH3625 Alloy[J]. Applied Laser, 2024, 44(7):89-95.
- [11] 朱杰,周庆军,陈晓晖,等.铺粉厚度对选区激光熔化GH3625组织与力学性能的影响[J].焊接学报,2023,44(10):12-17.
- ZHU J, ZHOU Q J, CHEN X H, et al. Influence of layer thickness on the microstructure and mechanical properties of selective laser melting processed GH3625[J]. Transactions of The China Welding Institution, 2023,44(10):12-17.
- [12] 丁雨田,孟斌,高钰璧,等.固溶处理对GH3625合金板材组织及性能的影响[J].材料导报,2018,32(2):243-248.
- DING Y T, MENG B, GAO Y B, et al. Effect of Solution Treatment on the Microstructure and Mechanical Properties of GH3625 Superalloy Sheet[J]. Materials Reports, 2018,32(2):243-248.
- [13] 付延英,翟贤超,印雪梅. GH3625合金激光直接成形工艺[J].宇航材料工艺,2017,47(2):39-42.
- FU Y Y, ZHAI X C, YIN X M. Laser Metal Direct Manufacturing Process of GH3625 Alloy[J]. Aerospace Materials & Technology, 2017,47(2):39-42.
- [14] 国家国防科技工业局. HB/Z 20074-2018 航空发动机零部件激光熔覆修复工艺规范[S]. 北京:中国航空综合技术研究所,2018.
- [15] 高映德.离心泵叶轮激光熔覆增材再制造工艺参数优化[J].机械管理开发,2025,40(07):244-246.
- GAO Y D. Optimization of Laser Cladding Additive Remanufacturing Process Parameters for Centrifugal Pump Impeller[J]. Mechanical Management and Development, 2025,40(7):244-246.

编辑部网址: <http://www.71dhj.com>

☞ 上接第118页

- 63-65.
- ZHANG Y Y, QU J S, WANG D C. Analysis of welding process and joint of high-strength steel Domex 700MC[J]. Electric Welding Machine, 2005, 35(12): 63-65.
- [14] 于华,张柯柯,陈天杰,等.热输入对A517、A537钢冲击性能的影响[J].热加工工艺,2005(5):21-22.
- YU H, ZHANG K K, CHEN T J, et al. Effect of Thermal Injecting on Impact Properties of A517 and A537 Steels[J]. Hot Working Technology, 2005(5):21-22.
- [15] 何珊珊,钱强. ISO/TR 17671-2标准与高强钢焊接预热温度的确定[J].电焊机,2022,52(12):85-90.
- HE S S, QIAN Q. ISO/TR 17671-2 and Determination of Preheating Temperature for High-Strength Steel[J]. Electric Welding Machine, 2022, 52(12):85-90.
- [16] 陈丽园,穆云平,郝晓卫,等.不同坡口形式对ASTM A588焊接接头力学性能的影响[J].电焊机,2018,48(3):224-226.
- CHEN L Y, MU Y P, HAO X W, et al. Influence of different groove forms on mechanical properties of ASTM A588 welding joint[J]. Electric Welding Machine, 2018,48(3):224-226.
- [17] AWS D1.1/D1.1M: 2015. Structural Welding Code-Steel[S].2015.
- [18] AWS D15.1/D15.1M: 2012. Railroad Welding Specification for Cars and Locomotives[S].2012.

编辑部网址: <http://www.71dhj.com>