

机车内燃机涡轮增压器涡轮盘的激光修复

陈 江¹, 朴新欣¹, 张静波¹, 董志宏²

(1. 沈阳大陆激光技术有限公司, 沈阳 110136; 2. 中国科学院金属研究所, 金属腐蚀与防护国家重点实验室 沈阳 110016)

摘 要: 某机车内燃机涡轮增压器运行时发生故障, 其涡轮盘(材质为 GH2036 合金)明显磨损, 提出采用激光熔覆技术进行修复。为验证激光修复的可行性, 采用横流连续波 CO₂ 激光器在 GH2036 合金基材表面熔覆厚约 1 mm 的 Ni 基合金, 并对原始合金及激光熔覆后合金在室温及模拟涡轮盘服役温度(650 ℃)条件下的力学性能进行对比测试。激光熔覆后合金的室温冲击韧性从 31.5 J/cm² 提高到 48.1 J/cm²。冲击韧性的提高使得熔覆后合金在 260 MPa 时的室温疲劳寿命由 3.28×10⁵ 周次增加到 4.91×10⁵ 周次。650 ℃条件下, 激光熔覆对合金的拉伸性能影响不大。激光熔覆后合金的持久寿命略有降低, 如 320 MPa 条件下由 68.6 h 降低到 60.5 h, 350 MPa 条件下由 21.2 h 降低到 20.5 h。总之, 激光熔覆技术对 GH2036 合金的综合力学性能影响较小, 可用于涡轮盘的修复。

关键词: 涡轮增压器; 涡轮盘; 磨损; 激光修复

中图分类号: TG174.44

文献标识码: A

文章编号: 1007-9289(2014)02-0110-05

Laser Repair of Turbine Disc of a Locomotive Internal Combustion Engine Turbocharger

CHEN Jiang¹, PU Xin-xin¹, ZHANG Jing-bo¹, DONG Zhi-hong²

(1. Shenyang Dalu Laser Technology Company, Shenyang 110136; 2. State Key Laboratory for Corrosion and Protection, Institute of Metal Research, Chinese Academy of Sciences, Shenyang 110136)

Abstract: A turbine disc (made of GH2036 alloy) was worn during service. A laser cladding method has been presented to repair the turbine disc. To verify the feasibility of the laser repair technique, laser cladding on GH2036 alloy using Ni-based alloy powders by CO₂ laser and the test of mechanical properties for the alloy with and without cladding coating at room temperature and 650 ℃ were carried out. The thickness of the cladding coating was about 1 mm. For the clad alloy, the impact toughness was enhanced from 31.5 to 48.1 J/cm² and thereby the fatigue life for 260 MPa at room temperature increased from 3.28×10⁵ to 4.91×10⁵. At the temperature of 650 ℃, the laser cladding has slight influence on the tensile property of the alloy. The endurance life of the clad alloy decreased from 68.6 to 60.5 h at 320 MPa and from 21.2 to 20.5 h at 350 MPa. It was found that the laser cladding method slightly influences the comprehensive mechanical property and can be used to repair the turbine disc.

Key words: turbocharger; turbine disc; wear; laser repairing

0 引 言

高温、高压、高转速的服役条件造成涡轮增压器成为发动机中最容易出现故障的总成^[1-2]。

涡轮增压器的故障原因很多, 如因润滑问题造成的部件磨损, 密封不良造成的渗漏, 或因离心应力、热应力及振动应力造成的涡轮叶片断裂等。

收稿日期: 2013-11-06; **修回日期:** 2014-03-03

作者简介: 陈江(1968—), 男(汉), 辽宁沈阳人, 高级工程师, 硕士; **研究方向:** 腐蚀与防护

网络出版日期: 2014-03-18 16:41; **网络出版地址:** <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.3905.TG.20140318.1641.007.html>

引文格式: 陈江, 朴新欣, 张静波, 等. 机车内燃机涡轮增压器涡轮盘的激光修复 [J]. 中国表面工程, 2014, 27(2): 110-114.

由于涡轮增压器各部件的制造成本较高,因此对受损部件进行修复是延长增压器使用寿命的重要手段。自大功率激光问世以来,激光修复技术逐渐在涡轮热端部件的维修领域广泛应用。激光修复技术具有对基材输入热量小、热影响区窄、熔覆组织细小和易于实现自动化等优点^[3-6]。文中通过分析某机车内燃机故障涡轮增压器的涡轮盘的故障原因,提出以激光技术对其修复,并通过对修复后样品的抗冲击、疲劳性能、拉伸性能及持久度的测试,验证激光修复的可行性。

1 增压器涡轮的失效分析

图 1 为东风 DF 系列内燃机车增压器涡轮进气侧整体照片。该涡轮服役温度不超过 650 ℃,涡轮转速为 27 500 r/min。其中,涡轮盘材质为铁基变形高温合金 GH2036,其化学成分(质量分数/%)为 12.8Cr、9.1Mn、8.6Ni、1.9Mo、1.7V、余量 Fe。由图可见,有过半数的叶片叶尖部位发生程度不同的撕断,其排气边端部尤甚;多数撕断的涡轮叶片端部可见明显的扭转变形、还有平行于叶片轴向的裂纹;断口呈锯齿状。另外,所有嵌入涡轮盘榫槽中的涡轮叶片都发生了向排气侧方向的位移,位移量约 2~6 mm。涡轮盘的

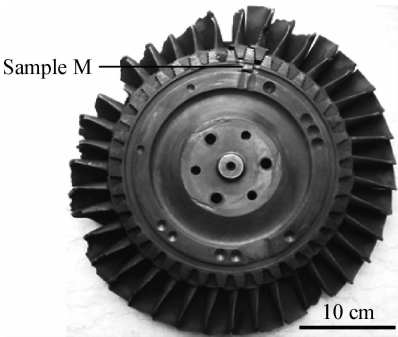


图 1 增压器涡轮外观与涡轮盘取样图
Fig. 1 Turbine disc and specific sampling position

磨损部位主要位于进气侧的榫槽端面。
通过对叶片断口的观察和分析可判断,服役过程中,涡轮叶片在某一过渡转速下可能多个叶片发生共振。由于内燃机涡轮增压器运行时经历多次起停,叶片共振情况多次发生。共振力加上离心应力及气动力等形成的复合应力的多次作用导致叶片逐渐向排气侧发生位移。最终,叶片与其前方其他部件发生严重摩擦造成其从排气侧尖端部位开始发生折断。叶片与其他部件的摩擦与挤压造成涡轮盘整体向进气侧移动,因此造成涡轮盘进气侧的榫槽端面的磨损。
图 2 给出了涡轮盘榫槽位置切得试样 M 磨

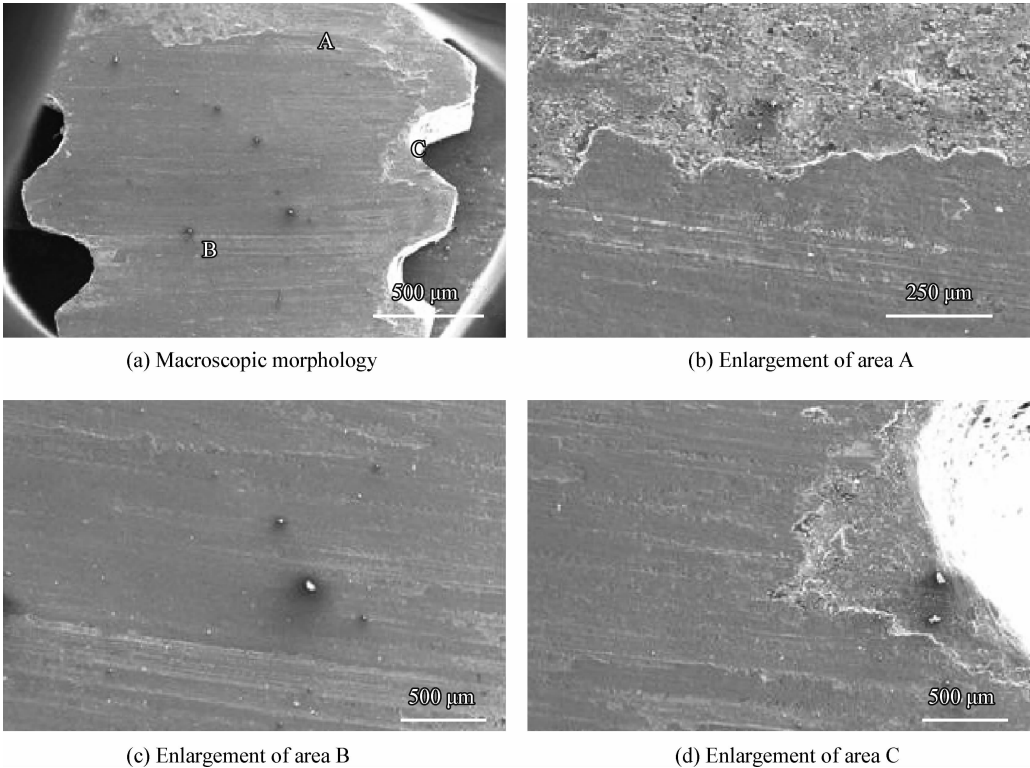


图 2 涡轮盘榫槽 M 试样端面的磨损形貌
Fig. 2 Worn surface morphology of the sample M

损部位的表面形貌。其中,图 2(a)是宏观图像,表明涡轮盘榫槽下缘(图 2(a)之上部)和其一侧的榫齿表面氧化膜发生明显的剥落;图 2(b)是表面氧化膜剥落界面附近的形貌,可见上半部已被研磨掉一层,露出许多残留的细研仍粘附在表面上,下半部有明显的刮擦伤痕,但表面仍完整;图 2(c)是榫齿中部表面发生刮擦损伤的形貌;图 2(d)为榫齿端头形貌,这里也发生研磨致氧化膜(甚至还连带基体)的剥落,而其后部则有更为明显的刮擦损伤;这些都说明涡轮盘在旋转过程中榫槽端头与贴近它的部件发生了刮擦,使生成的保护性氧化膜遭破坏,甚至连膜下的合金都可能被刮磨而剥落。

2 激光熔覆及性能测试

2.1 试验方法

试验用基体材料为 GH2036 合金,激光熔覆前,样品表面采用 600 号砂纸打磨,然后用丙酮清洗并烘干。激光熔覆材料为 NiCrMo 合金粉末,粒度 53~180 μm ,其化学成分(质量分数/%)为 16.5Cr、16Mo、4.5W、3Fe、1.2Mn、0.5Si、0.12C、余量 Ni。试验前,对粉末进行真空烘干处理,以去除粉末表面吸附的水分。

试验在 DL-HL-T5000 型横流连续波 CO_2 激光器(额定功率 5 kW)上进行。合金粉末通过侧向送粉方式送入激光熔池。激光参数为:功率 3 400 W,扫描速度 9 mm/s,光斑直径 3 mm,送粉速度 220 g/min,搭接率 60%。激光熔覆层厚度约 1 mm。采用高纯氩气保护激光熔池防止氧化。

为了验证激光熔覆技术修复受损涡轮盘的可行性,对原始合金及激光修复后合金在室温及模拟涡轮盘服役温度(650 $^{\circ}\text{C}$)条件下的力学性能进行测试,包括抗冲击性能、疲劳性能、拉伸性能以及持久度等。冲击性能测试按照 GB/T229-2007《金属材料 夏比摆锤冲击试验方法》的要求,在 JB-30B 冲击试验机、室温条件下进行。试样为带 U 型缺口的标准试样。疲劳性能测试按照 GT/T3075-2008《金属材料 疲劳试验 轴向力控制方法》的要求,在 Instron 8801 疲劳试验机上、室温条件下进行,应力比-1,频率 30 Hz。拉伸性能测试按照 GT/T4336-2006《金属材料 高温拉伸试验方法》的要求,在岛津 AG-250KNE 材料试验机上、650 $^{\circ}\text{C}$ 条件下进行。持久度测试按照 GT/

T2039-1997《金属拉伸蠕变及持久试验方法》的要求,在 R2-3 持久试验机上、650 $^{\circ}\text{C}$ 条件下进行。

2.2 结果与分析

表 1 给出了 GH2036 合金基体及激光熔覆后合金在室温条件下的冲击测试结果。被测试的样品中,其缺口处截面尺寸接近,而激光熔覆后合金的冲击功高于基材。根据测试结果可计算出单位面积上消耗的功,即冲击韧性,结果如图 3 所示。对于激光熔覆合金,其冲击韧性约为 48.1 J/ cm^2 ,高于基体合金的 31.5 J/ cm^2 。可见,激光熔覆层的存在并没有降低合金的抗冲击能力,反而有所改善。这可能与熔覆层快速凝固发生晶粒细化进而产生细晶强化效果有关。

表 1 室温冲击测试结果			
Table 1 Impact test results at room temperature			
Sample	No.	Section size at notch / cm^2	Impact energy/J
Substrate	1	1.002 $\times$ 0.803	30
	2	1.002 $\times$ 0.798	19
	3	1.003 $\times$ 0.803	27
Cladded sample	R1	1.001 $\times$ 0.802	40
	R2	0.996 $\times$ 0.801	33
	R3	1.004 $\times$ 0.805	43

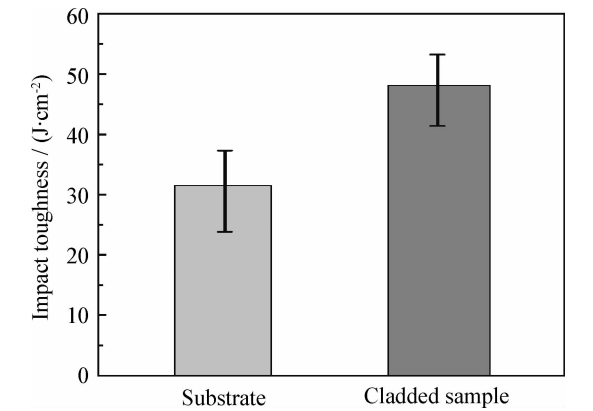


图 3 GH2036 基体合金与激光熔覆后合金的冲击韧性
Fig. 3 Impact toughness of the substrate and laser clad sample

激光熔覆后合金冲击韧性的提高在一定程度上也会改善合金的抗疲劳性能。图 4 给出了 GH2036 合金基体及激光熔覆后合金在不同交变

应力条件下的疲劳寿命。当交变应力为 240 MPa 时,基体与激光熔覆合金的疲劳寿命接近,分别为 2.23×10^6 周次和 2.5×10^6 周次。当交变应力增加到 260 MPa 时,激光熔覆后合金的寿命降低到 4.91×10^5 周次,但高于基体的 3.28×10^5 周次。较大交变应力作用下,疲劳裂纹更易产生和快速扩展。激光熔覆层的晶粒细化可减小不均匀滑移的程度,从而推迟疲劳裂纹的产生。当疲劳裂纹产生后,其扩展又会受到大量晶界的阻碍。因此,激光熔覆后合金的疲劳寿命有所延长。

为了确切表征激光熔覆后合金在服役条件下的表现,模拟涡轮盘实际服役温度(650 ℃)进行了相关高温力学性能测试。

图 5 给出了 GH2036 合金基体及激光熔覆后合金在 650 ℃ 条件下的拉伸结果。可见,激光熔覆合金的抗拉强度 R_m 为 566.7 MPa,略低于基体的 580 MPa。激光熔覆合金的屈服强度 $R_{p0.2}$ 为 443.3 MPa,高于基体的 413.3 MPa。激

光熔覆层的存在对合金的断后延伸率 A 影响不大,熔覆前为 14.7%,熔覆后为 14.3%。总体来看,激光熔覆对 GH1036 合金的高温拉伸性能影响不大。

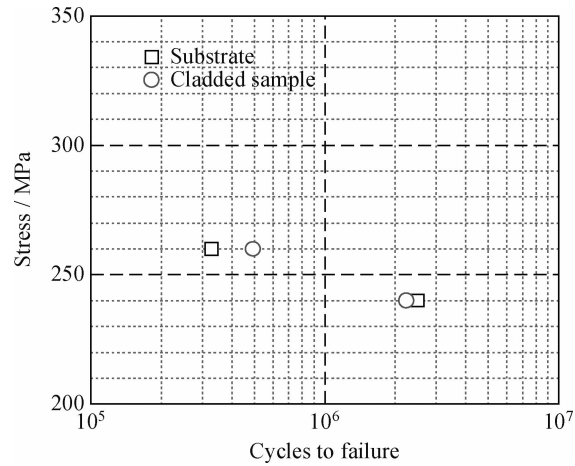


图 4 GH2036 基材和带熔覆层试样的疲劳应力-寿命图
Fig.4 Stress-life diagram of the GH2036 alloy with and without laser cladding coating

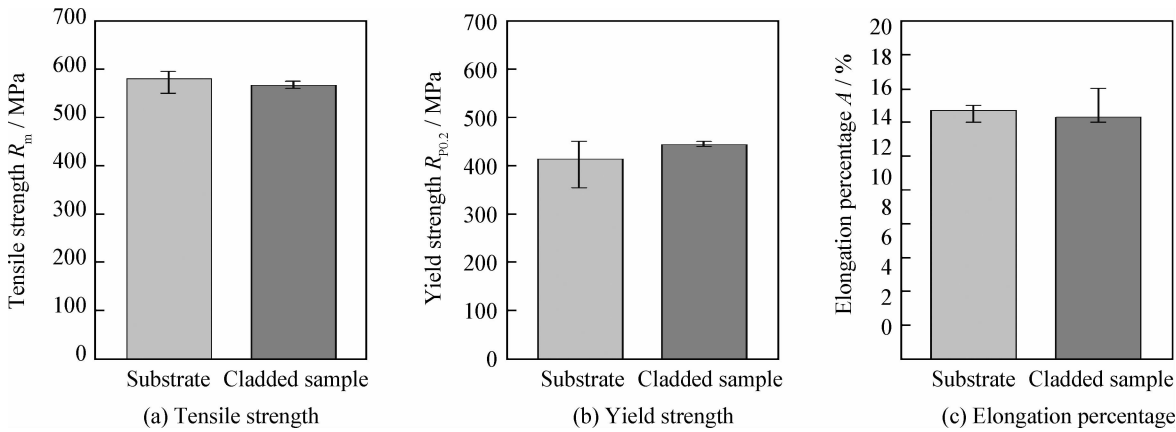


图 5 GH2036 基材和带熔覆层试样 650 ℃ 下的拉伸测试结果

Fig.5 Tensile testing results of the GH2036 alloy with and without laser cladding coating at 650 ℃

在高温下服役的材料,即使在低于屈服强度的应力条件下,蠕变现象仍是相当显著,当蠕变变形达到一定程度即引发蠕变断裂。因此,高温条件下仅靠瞬时拉伸性能指标无法全面认识材料的行为特征。因此对 GH2036 合金基体及激光熔覆合金在 650 ℃ 条件下进行了持久度测试,结果如图 6 所示。

高温下,材料的蠕变变形包括晶内变形和晶界滑动。晶粒越小,晶界滑动对总变形量的贡献越大。激光熔覆后的合金包括一部分晶粒尺寸较小的激光熔覆层,故其高温蠕变速度应高于无熔覆层的合金基体,持久寿命应较短。实际测试

结果也是如此,在应力为 320 MPa 条件下,带熔覆层合金的寿命为 60.5 h,低于合金基体的 68.6 h。当应力增加到 350 MPa 时,两种材料的蠕变程度均加剧,持久寿命缩短但差距缩小,分别为 21.2 h 和 20.5 h。

通过以上测试可以发现,激光熔覆合金的力学性能与 GH2036 合金基体存在微小差别,并在可接受范围内。因此,采用激光熔覆技术可实现该增压器涡轮盘的修复。

3 结 论

采用横流连续波 CO₂ 激光器在 GH2036 合

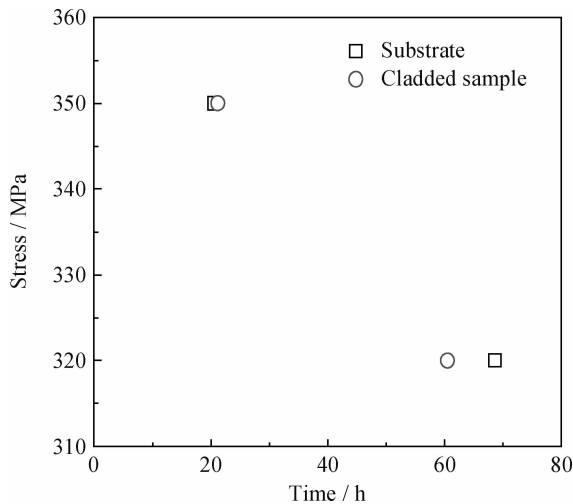


图 6 GH2036 基材和带熔覆层试样在 650 °C 下的耐久度
Fig. 6 Endurance of the GH2036 alloy with and without laser cladding coating at 650 °C

金基材表面熔覆厚约 1 mm 的 Ni 基合金,通过对比原始合金及激光熔覆后合金在室温及模拟涡轮盘服役温度(650 °C)条件下的力学性能,可能得如下结论:

(1) 室温条件下,激光熔覆后合金的冲击韧性从 31.5 J/cm² 提高到 48.1 J/cm²,260 MPa 时的疲劳寿命由 3.28×10^5 周次增加到 4.91×10^5 周次。

(2) 650 °C 条件下,激光熔覆对合金的拉伸性能影响不大,激光熔覆后合金的持久寿命略有降低,320 MPa 时由 68.6 h 降低到 60.5 h,350 MPa 时由 21.2 h 降低到 20.5 h。

(3) 激光熔覆技术对 GH2036 合金的综合力学性能影响较小,可用于涡轮盘的修复。

参考文献

- [1] 张子辰,孙模师,刘洪德. 涡轮增压器工作原理及失效模式分析 [J]. 内燃机与动力装置, 2008(1): 33-36.
- [2] 田少民. 涡轮增压器的故障诊断及失效分析 [J]. 工程机械, 2001, 32(7): 39-43.
- [3] 张大伟,雷廷权,李强. 激光熔覆金属表面改性研究进展(上) [J]. 中国表面工程, 1999, 12(3): 11-15.
- [4] 王茂才. 先进的燃气轮机叶片激光修复技术 [J]. 燃气轮机技术, 2001, 14(4): 53-56.
- [5] 杨洗陈,李会山,刘运武,等. 激光再制造技术及其工业应用 [J]. 中国表面工程, 2003, 16(4): 43-46.
- [6] 陈江,刘玉兰. 激光再制造技术工程化应用 [J]. 中国表面工程, 2006, 19(5): 50-55.

作者地址: 沈阳市道义经济开发区正义路 18 号 110136
沈阳大陆激光技术有限公司
Tel: (024) 8973 7212
E-mail: dalujg@126.com

(责任编辑: 王文字)

• 学术动态 •

2014 年全国青年摩擦学学术会议将于湖北宜昌召开

由中国机械工程学会摩擦学分会青年工作委员会主办的 2014 年全国青年摩擦学学术会议将于 5 月 15-18 日在湖北宜昌召开。会议设大会报告、分会场报告以及展览交流 3 种形式,热诚欢迎全国各高等院校、研究机构、企事业单位从事摩擦学研究和工业应用的人员参加大会,展示研究成果或提交论文。

本次会议的主题是:摩擦与磨损的基础研究、润滑的基础研究、表面工程、摩擦化学与界面、环境与生态、生物与仿生、工业摩擦学、微纳摩擦学与应用、摩擦学创新研究——新理论、新现象、新方法及应用。特别欢迎能源装备关键零部件摩擦学问题研究、节能减排等方面的研究成果。会议届时邀请院士、专家以及厂矿企业技术负责人出席。

(摘自中国机械工程学会表面工程分会 网)