

基于超声红外热成像技术的涡轮叶片裂纹检测

程世扬¹, 苏清风¹, 袁雅妮¹, 江海军², 陈 飞², 张 凯²

(1. 中国南方航空工业有限公司, 株洲 412002; 2. 南京诺威尔光电系统有限公司, 南京 210014)

摘要: 使用等离子喷涂工艺对涡轮叶片喷涂镍铬铝钇涂层, 采用超声红外热成像技术对喷涂前和喷涂后的涡轮叶片进行检测, 可以检测到 2 处裂纹缺陷; 采用渗透检测技术只能检测到喷涂前涡轮叶片的 1 处裂纹缺陷, 无法检测出喷涂后涡轮叶片的裂纹缺陷; 最后对喷涂后的涡轮叶片进行剖析和金相显微镜检测, 发现 2 处裂纹缺陷, 验证了超声红外热成像技术对含涂层涡轮叶片裂纹检测的有效性。对比试验表明, 超声红外热成像技术可检测喷涂前和喷涂后涡轮叶片的裂纹缺陷。

关键词: 超声红外热成像; 涡轮叶片; 裂纹检测; 超声激励

中图分类号: TG115.28 文献标志码: A 文章编号: 1000-6656(2023)03-0001-05

Turbine blade crack detection based on ultrasonic infrared thermography

CHENG Shiyang¹, SU Qingfeng¹, YUAN Yanji¹, JIANG Haijun², CHEN Fei², ZHANG Kai²

(1. AEEC South Industry Co., Ltd., Zhuzhou 412002, China; 2. Novelteq Co., Ltd., Nanjing 210014, China)

Abstract: The plasma spraying process was adopted to spray the turbine blade with NiCrAlY coating. ultrasonic infrared thermography technique was used to detect turbine blade before and after spraying and achieve two crack defect detection. The penetration detection technology can only detect one crack defect in the turbine blade before spraying and however cannot detect crack defects in the turbine blade after spraying. Finally, the turbine blade after spraying was dissected and detected by metallographic microscopy and two crack defects were found. It verified the effectiveness of ultrasonic infrared thermography for crack detection of turbine blade with coating layer. The comparison results show that ultrasonic infrared thermography can detect the crack defects in turbine blades before and after spraying.

Key words: ultrasonic infrared thermography; turbine blade; crack detection; ultrasonic excitation

航空发动机作为航空飞行器的核心部件, 其结构特别复杂, 需要产生足够的动力支撑航空飞行器的飞行安全^[1]。航空发动机工作时主要靠涡轮叶片的旋转做功, 涡轮叶片的正常运转对整个航空飞行器的安全至关重要。由于长期工作在高温、高压、强烈气流冲击、巨大离心力环境下, 涡轮叶片需具有高强度、高韧性、抗压能力, 更重要的是能抗高温和高压^[2-3]。涡轮叶片的燃气温度从最初的 1 150 K 增长至 2 000 K, 高温引起的氧化腐蚀是叶片损伤的

主要形式之一, 为提高叶片的使用寿命, 需要在叶片表面喷涂耐高温涂层。裂纹是涡轮叶片最致命的缺陷, 如果不能及时检测出裂纹, 将给航空飞行器带来极大的威胁^[4-7]。

目前, 检测涡轮叶片缺陷主要采用传统的无损检测技术, 例如射线检测、超声检测、渗透检测、涡流检测、目视检测等^[8-10]。射线检测一般用于叶片内部气孔、砂眼检测; 超声检测一般用于锻造叶片的毛坯内部质量检测; 渗透检测用于叶片表面裂纹的检测, 型腔清洗不彻底会形成大量的荧光背景; 目视检测仅能检测叶片表面缺陷。综上可见, 传统的无损检测技术对涡轮叶片裂纹检测存在不同程度的灵敏度低、检测周期长、操作过程复杂等局限, 特别是当叶片形状复杂, 裂纹细小, 表面有涂层覆盖等情况时, 检测就变得更加困难。

收稿日期: 2022-07-12

作者简介: 程世扬(1965—), 男, 研究员级高工, 主要从事检验技术研究工作

通信作者: 江海军(1988—), 男, 主要从事红外无损检测研究及图像处理工作, hjiang@novelteq.com

超声红外热成像技术一般应用于金属裂纹的检测^[11-13]。寇光杰等^[14]采用超声红外热成像技术对复杂型面叶片展开了仿真研究与试验验证,表明采用超声红外热成像技术可以有效检测出复杂型面叶片裂纹缺陷;韩梦等采用超声红外热成像对铝金属的疲劳微裂纹进行检测,微裂纹最小宽度为 $20\text{ }\mu\text{m}$;习小文等采用超声红外热成像技术对航空发动机未喷涂前的叶片裂纹进行检测,最小检测裂纹宽度为 $0.5\text{ }\mu\text{m}$ 。采用超声红外热成像技术对喷涂前和喷涂后的涡轮叶片裂纹进行检测,并采用渗透检测进行对比研究,同时采用金相显微镜进一步检查验证。

1 超声红外热成像技术的检测原理

超声红外热成像检测过程包括超声波能量产生和传播、裂纹摩擦生热、能量热扩散、涡轮叶片表面温度采集等。超声红外热成像检测系统主要包括超声激励装置、红外热像仪、图像控制和处理系统、被测试件共4部分。其检测原理是以超声波发生器产生的高频超声波($20\text{--}40\text{ kHz}$)作为激励源,将高频超声波耦合到涡轮叶片内部,当高频超声波传播到涡轮叶片裂纹位置时,裂纹位置处由于塑性变形、摩擦作用、粘弹性效应等产生热量,温度升高;又由于三维热扩散,热量可从裂纹位置传播到涡轮叶片表面对应的位置,利用红外热像仪采集涡轮叶片表面的红外序列图像,对红外序列图像进行处理便可得到内部或者表面裂纹信息。

红外热成像技术中常用的热激励方式包括闪光灯激励、激光激励、卤素灯激励、超声激励等。超声激励相对于其他激励方式,有如下特点:①属于选择性激励,仅对裂纹缺陷区域激励,对非裂纹区域不激励,可避免缺陷周围热波信号的干扰;②不用考虑热激励均匀性,对复杂异形结构试件可以取得较好的检测效果;③属于内部激励、体激励方式,而热激励是通过摩擦生热,发热区域比实际裂纹区域要大。因此,超声激励方式将有助于微小裂纹的检测。

2 试验系统与试验制备

2.1 超声红外热成像系统

超声红外热成像系统如图1所示,主要由超声激励系统、红外热像仪、预紧力系统、夹具、图像处理与控制系统组成;其中超声激励系统包括超声枪(由工具杆、换能器、调幅杆、枪头组成)和超声电源。红外

热像仪型号为FLIR A655sc,属于非制冷型红外热像仪,工作波段为 $7.5\text{--}14\text{ }\mu\text{m}$,室温下等效噪声温差为 0.04 K ,图像分辨率为 640×480 (像素)。超声激励系统最大功率为 1 200 W ,超声频率为 20 kHz ,超声系统激励时间为 $0.2\text{--}20\text{ s}$ 。预紧力系统通过旋转预紧力手柄迫使预紧力单元向前移动,内部弹簧挤压对超声枪头产生压力,预紧力可调范围为 $0\text{--}1\text{ 000 N}$ 。夹具用于将超声换能器的能量耦合到涡轮叶片中,使涡轮叶片中的声场均匀分布,呈混沌状态,需要在激励头与叶片间施加恒定的初始静力。夹具需承受一定的预紧力,同时还需保护受检叶片不受损伤。



图1 超声红外热成像系统

2.2 涡轮叶片

涡轮叶片是航空发动机的核心组成部件,采用高温合金制造,对叶片表面喷涂耐高温、耐磨涂覆层后,更能延长其在极端环境中的寿命。选取某涡轮叶片,该叶片存在1处裂纹,喷涂前后涡轮叶片的光学图像如图2所示,光学图像仅显示试件裂纹区域



(a) 喷涂前



(b) 喷涂后

图2 喷涂前后涡轮叶片的光学图像

的局部轮廓, 涂覆层为镍铬铝钇材料(采用等离子喷涂工艺)。

3 试验与结果分析

超声波在涡轮叶片内部传播, 遇到裂纹缺陷时, 发生散射, 使得裂纹两边界面产生振动, 裂纹位置处产生热量, 温度升高。在超声激励时间内, 裂纹位置温度持续升高并向周围热扩散, 在裂纹位置处形成亮斑, 实际裂纹尺寸比亮光斑区域要小。超声最大功率为 1 200 W, 激励频率为 20 kHz, 激励时间为 0.5 s, 红外热像仪分辨率为 640×480 (像素), 采集频率为 50 Hz, 采集时间为 2 s, 共采集 100 帧图像。超声激励后裂纹以光斑的形式显示出来, 在实际检测过程中, 预紧力大小和超声激励位置对检测结果影响比较大, 需要通过多次试验确定预紧力大小和超声激励位置, 最终预紧力大小设置为 200 N。

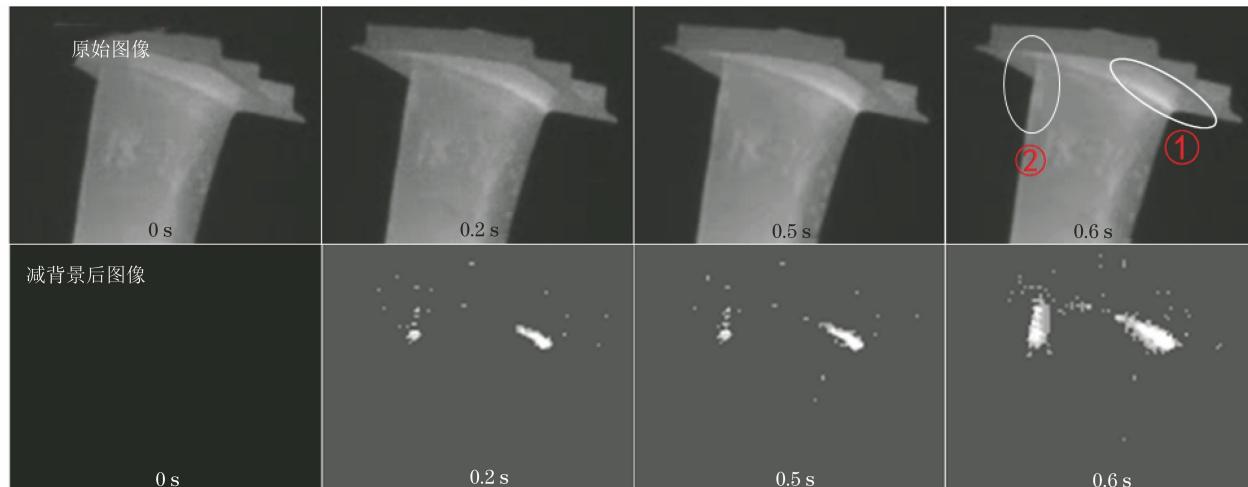


图 3 涡轮叶片喷涂前的红外序列图像

3.2 涡轮叶片喷涂后检测

涡轮叶片喷涂镍铬铝钇涂覆层后, 采用上述同一系统、相同参数对其进行超声红外热成像检测, 检测结果如图 4 所示, 0 s 时为背景图像, 此时还未进行超声激励; 超声激励后, 裂纹区域温度开始升高, 此时裂纹不在表面, 而是在涂层之下。超声持续激励过程中, 裂纹区域近似于一个热源, 持续生热, 由于三维热传导, 热量传播到裂纹区域相对应的涂层表面位置, 于是涂层表面出现亮斑。对比 0.2, 0.5, 0.6 s 的红外图像, 裂纹区域对应的亮斑面积逐渐增大。依然采用背景差分法处理图像使裂纹缺陷区域更加明显。由图 4 可知, 上缘板肋板区域有亮斑, 图中矩形框对应的区域为等离子喷涂区域的边缘, 在

3.1 涡轮叶片喷涂前检测

在超声激励前采集背景图像(图 3 中 0 s 对应的图像), 此时叶片基本处于稳态, 叶片表面温度基本一致, 看不出缺陷信息; 超声激励后, 裂纹区域温度开始升高, 随着持续加载超声激励, 裂纹区域温度持续升高, 形成亮斑区域, 伴随三维热扩散, 裂纹区域亮斑逐渐增大, 约至 0.6 s 时, 裂纹亮斑区域达到最大, 之后亮斑逐渐变暗直到消失。由于温升比较小, 直接采用原始图像不容易看出裂纹缺陷信息, 采用背景差分法, 对原始图像进行减背景图像操作, 可以得到温升信息, 很好地识别出缺陷信息。从图 3(图中上部分为原始图像, 下部分为相应的减背景后图像)可以看出, 未激励图像减去背景信息, 温升图像为全黑, 从 0.2, 0.5, 0.6 s 的温升图像可以看出, 该叶片含有两处裂纹缺陷, 且裂纹区域面积逐渐增加。裂纹缺陷①为进气边与上缘板转接 R 处裂纹, 缺陷②为排气边与上缘板转接 R 处裂纹。

超声激励下, 涂层喷涂不均和喷涂不牢, 以及涂层粘接不牢也会形成亮斑区域。涂层粘接不牢一般呈现区域性, 热斑区域呈面分布; 裂纹一般较细, 热斑区域更多呈线分布, 需要辅助目视检测加以区分。在超声激励过程中, 涂层与涡轮叶片产生相对运动, 摩擦生热等造成温度升高。从图 4 可以看出两处裂纹缺陷, 裂纹缺陷①为进气边与上缘板转接 R 处裂纹, 裂纹②为排气边与上缘板转接 R 处裂纹, 裂纹区域与喷涂前基本一致。

3.3 渗透检测效果对比

渗透检测采用荧光渗透剂覆盖在涡轮叶片表面, 喷涂前先清洗涡轮叶片, 防止杂质影响判定结果。由于表面开口的缺陷区域被荧光渗透液渗透, 在

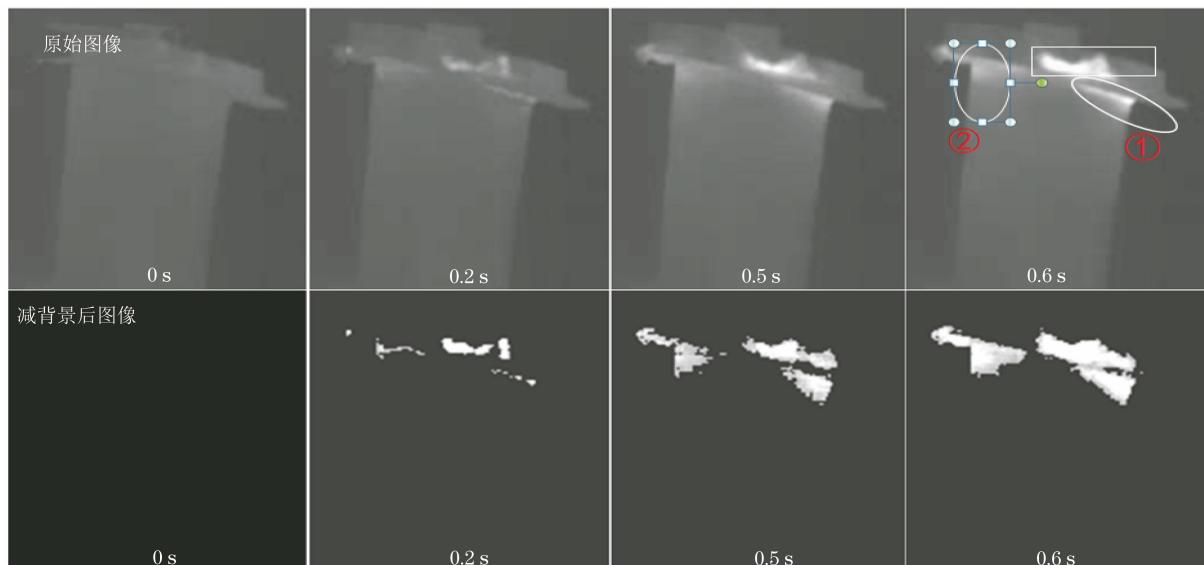


图 4 涡轮叶片喷涂后的红外序列图像

清洗去除后依然存在, 在涡轮叶片表面喷涂显影剂, 在一定的光源下荧光渗透痕迹显示出来, 发亮的区域就是缺陷位置。渗透检测只能用于检测试件表面开口缺陷, 且要求试件本身具有致密特性。试验采用 4 级灵敏度(德国凯密特尔 981 系列)乳化型荧光渗透剂及德国凯密特尔 9D4A 系列显影剂。

涡轮叶片没有喷涂镍铬铝钇涂覆层前, 表面光滑, 叶片表面致密性高, 采用渗透检测可以发现一处裂纹, 是进气边与上缘板 R 处裂纹[见图 5(a)]; 当涡轮叶片喷涂镍铬铝钇涂覆层后, 涂层表面状态相对松散, 致密性低, 荧光渗透剂可以渗透到涂层内

部, 清洗不彻底会形成大量的荧光背景而影响评定, 当用显影剂显示时, 镍铬铝钇涂覆层表面都是亮斑, 无法发现缺陷, 渗透检测失效[见图 5(b)]。

3.4 金相验证结果

制作了涡轮叶片试件, 用超声红外热成像技术对该试件完成检测后, 采用等离子喷涂法喷涂镍铬铝钇涂覆层, 并对比了喷涂前、后叶片的渗透检测结果, 同时采用金相显微镜进一步验证。使用金相显微镜对涡轮叶片喷涂后的裂纹缺陷区域进行放大显示, 检查需要对涡轮叶片进行剖切。图 6 为涡轮叶片裂纹 ① 处的基体贯穿裂纹, 叶片表面涂层厚度

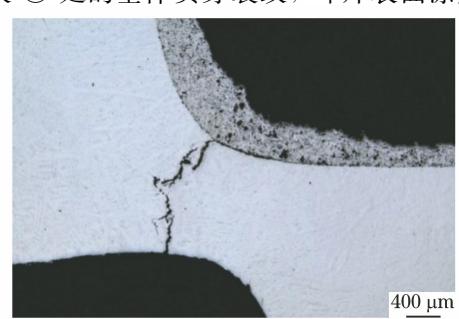


(a) 喷涂前

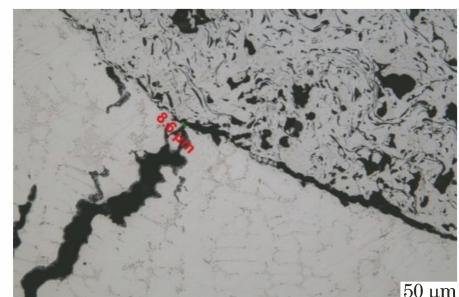


(b) 喷涂后

图 5 涡轮叶片渗透检测结果



(a) 250倍



(b) 1 000倍

图 6 涡轮叶片裂纹 ① 处显微金相组织

为 0.45 mm, 裂纹开口宽为 8.6 μm 。

图 7 为涡轮叶片裂纹 ② 处的基体内部裂纹, 裂纹开口宽约 0.6 μm , 长 0.14 mm, 表面涂层厚度为 0.5 mm。

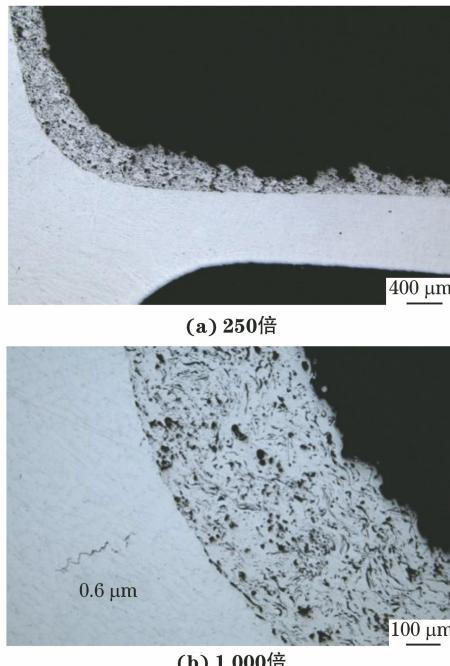


图 7 涡轮叶片裂纹 ② 处显微金相组织

3.5 结果对比分析

由于试件制作困难, 仅使用一个叶片进行试验, 试件喷涂前已经存在裂纹, 大部分裂纹是喷涂后才出现的。喷涂后产生的叶片裂纹较大概率会延伸到涂层面, 涂层面也会产生裂纹; 相对于涂层完整的情况, 试件检测的难度可能会更大。文章主要验证服役后带涂层叶片的裂纹检测。对图 2 所示的某涡轮叶片, 采用超声红外热成像技术进行检测, 不论是喷涂前, 还是喷涂后, 均发现了 2 处裂纹。渗透检测时, 没有喷涂涂层的情况下可以检测到 1 处表面裂纹信息, 喷涂涂层后, 无法发现裂纹信息, 渗透检测失效。对喷涂镍铬铝钇涂覆层的涡轮叶片进行剖切, 采用金相显微镜技术对检测的 2 处裂纹进行观察, 叶片裂纹①对应的裂纹开口宽度为 8.6 μm , 叶片裂纹②对应的开口宽度为 0.6 μm ; 进一步验证了采用超声红外热成像技术可实现喷涂前和喷涂后涡轮叶片裂纹缺陷的检测。

4 结语

选取某涡轮叶片, 采用等离子喷涂工艺对该涡轮叶片喷涂了 0.5 mm 厚的镍铬铝钇涂覆层, 开展了涡轮叶片喷涂涂层前、后的超声红外热成像试验。

试验结果表明, 超声红外热成像技术能检测出叶片喷涂前、后的两处裂纹; 采用渗透检测进行对比研究, 渗透检测仅能检测出涡轮叶片喷涂前的 1 处裂纹, 无法检测叶片喷涂后的裂纹; 最后使用金相显微技术进一步验证, 发现两处裂纹信息, 与超声红外热成像技术检测出的位置一致, 验证了超声红外热成像技术可有效检测喷涂前和喷涂后涡轮叶片裂纹缺陷。

参考文献:

- [1] 于霞, 张卫民, 邱忠超, 等. 航空发动机涡轮叶片裂纹检测信号特征提取[J]. 兵工学报, 2014, 35(8): 1267-1274.
- [2] 万利, 李舜酩, 金业壮. 某型发动机压气机第 1 级整流叶片疲劳试验研究[J]. 航空发动机, 2008, 34(3): 15-17.
- [3] 宋凯, 刘堂先, 李来平, 等. 航空发动机涡轮叶片裂纹的阵列涡流检测仿真[J]. 航空学报, 2014, 35(8): 2355-2363.
- [4] 许锷俊. 缺陷、损伤、微裂纹对航空发动机构件服役总寿命及可靠性的影响[J]. 航空发动机, 2003, 29(2): 11-15.
- [5] 郭海鸥. 飞机某型发动机压缩机一级叶片裂纹检测研究[J]. 无损探伤, 2004, 28(5): 45-46.
- [6] 冯强, 童锦艳, 郑运荣, 等. 燃气涡轮叶片的服役损伤与修复[J]. 中国材料进展, 2012, 31(12): 15.
- [7] 耿荣生, 郑勇. 航空无损检测技术发展动态及面临的挑战[J]. 无损检测, 2002, 24(1): 1-5.
- [8] 孙护国, 霍武军. 航空发动机涡轮叶片的检测技术[J]. 航空发动机, 2002, 28(1): 23-25.
- [9] 徐桂荣, 刘甜甜, 关雪松, 等. 航空产品磁粉检测与渗透检测分析[J]. 兵器材料科学与工程, 2021, 44(6): 124-128.
- [10] 苏清风, 习小文, 石剑, 等. 铸造闭式叶轮内型面荧光渗透检测[J]. 失效分析与预防, 2018, 13(6): 367-372.
- [11] 冯辅周, 张超省, 闵庆旭, 等. 超声红外热像技术中金属平板裂纹的生热特性[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(5): 1456-1461.
- [12] 秦雷, 刘俊岩, 龚金龙, 等. 超声红外锁相热像技术检测金属板材表面裂纹[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(5): 1123-1130.
- [13] LI W, YUAN X A, CHEN G M, et al. High sensitivity rotating alternating current field measurement for arbitrary-angle underwater cracks [J]. NDT&E International, 2016, 76: 123-131.
- [14] 寇光杰, 杨正伟, 贾庸, 等. 复杂型面叶片裂纹的超声红外热成像检测[J]. 红外与激光工程, 2019, 48(12): 1-9.