

复杂型面叶片裂纹的超声红外热成像检测

寇光杰¹, 杨正伟^{1,2}, 贾庸¹, 张炜¹, 杜莹³

(1. 火箭军工程大学, 陕西 西安 710025;

2. 西安交通大学 机械工程学院, 陕西 西安 710049;

3. 中国航天科工运载技术研究院北京分院, 北京 102308)

摘要: 复杂型面叶片由于其结构复杂, 缺陷检测困难, 针对这类叶片的无损检测研究一直是国内外关注的热点。文中基于超声激励下含缺陷介质的摩擦生热模型, 分析缺陷处的热流传导, 推导了含裂纹叶片简化模型的表面温度场。针对复杂型面叶片裂纹处的生热模型, 应用有限元方法进行了数值仿真。仿真结果表明, 激励时间越长, 裂纹缺陷区域温升越大; 温升速率随时间增加呈先上升后下降的趋势。利用超声红外热成像检测平台, 对含裂纹的汽轮机叶片进行检测。实验结果表明, 当预紧力处于 100~150 N 时, 裂纹区域生热最明显, 叶片裂纹检测效果最好。基于数值仿真和实验表明, 超声红外热成像技术可以有效地检测出复杂型面叶片中的裂纹缺陷, 具有一定的工程指导意义和广泛应用前景。

关键词: 超声红外热成像; 叶片; 裂纹; 摩擦生热; 数值仿真; 实验验证

中图分类号: TG115.28 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201948.1204002

Detection on cracks in blades with complex profile based on ultrasonic infrared thermal imaging

Kou Guangjie¹, Yang Zhengwei^{1,2}, Jia Yong¹, Zhang Wei¹, Du Ying³

(1. Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;

2. School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

3. Beijing Branch, China Aerospace Science and Technology Institute of Transportation Technology, Beijing 102308, China)

Abstract: It is difficult to detect the defects in blades with complex profile due to the complex structures, thus nondestructive testing on this type blade has attracted abundant attentions around the world. In this paper, based on the frictional heat generation model of the defect-containing medium under ultrasonic excitation, the heat flow conduction was analyzed and the surface temperature field of the simplified model about cracked blades was derived. For the heat generation in cracked fields of blades with complex profile, finite element method was applied to numerical simulation. According to the simulation result, the longer the excitation time was, the greater the temperature rise in the crack defect field was; the rate of temperature rise presented a trend that the rate rose first and then fell with time.

收稿日期: 2019-06-07; 修订日期: 2019-07-21

基金项目: 国家自然科学基金(51605481, 51575516)

作者简介: 寇光杰(1995-), 男, 硕士生, 主要从事超声红外无损检测技术理论方面的研究。Email: 18119342611@163.com

通讯作者: 杨正伟(1982-), 男, 博士生导师, 博士, 主要从事飞行器推进系统检测与故障诊断方面的研究。

Email: yangzhengwei1136@163.com

The steam turbine blade with a crack was tested by the detecting platform of ultrasonic infrared thermal imaging. The result of test shows that the heat generation field is most obvious in the cracked field and the result is most clear for the crack in this blade when the preload is from 100 N to 150 N. According to the numerical simulation and test, ultrasonic infrared thermal imaging technology can efficiently detect cracks defect in blades with complex profile, it has a definite guiding significance on engineering and a broad application prospect.

Key words: ultrasonic infrared thermal imaging; blade; crack; friction heat generation; numerical simulation; test verification

0 引言

复杂型面叶片在航空航天、军用装备、交通能源、工业技术等领域发挥着重要作用,在服役过程中承受离心力及其弯矩、热应力、振动应力和气动应力等复杂的应力作用,容易产生疲劳裂纹,给结构装备带来极大安全隐患,甚至引发灾难性的后果,因此,实现叶片裂纹的快速检测尤为重要^[1-3]。常规的无损检测方法包括射线、超声、磁粉、涡流和渗透检测等五类。这些检测方法较为成熟,但也存在一定的局限性^[4]。随着科技的进步,新的无损检测方法不断出现,其中,红外热成像无损检测技术在国内外得到了广泛关注^[5]。

红外热成像无损检测技术具有灵敏度高、无污染、快速高效等特点。在检测过程中,由热激励源对物体进行热激励,产生热量向四周传播,在物体表面形成温度场,经热像仪采集数据后对图像进行处理,即可评估物体缺陷,对近表面缺陷检测效果更佳。一般激励源可分为光激励、电磁激励和机械激励^[6-8]。超声红外热成像技术是一种利用超声波激发的典型机械激励检测方法,由于激励原理是超声波在物体内部传播,具有结构适应性强的优势,引起了国内外学者的研究关注。

Fierro 等^[9]建立了各向同性结构的疲劳缺陷的非线性超声热成像模型。闵庆旭、伍济钢等^[10-11]分析了超声红外热成像检测技术中激励参数对平板构件裂纹生热的影响。张炜等^[12]利用有限元方法证明了超声红外热成像技术可有效检测出曲率构件的裂纹损伤。Dyrwal 等^[13]采用空气耦合的超声红外热成像技术,对航空发动机涡轮叶片产生的疲劳裂纹进行了检测。Lick 等^[11, 14]利用超声红外热成像检测技

术展开了对微裂纹和近表面裂纹的检测研究。江海军等^[15]利用超声红外热成像检测实验平台及系统,实现了航空发动机导向叶片和工作叶片细微裂纹的检测。以上研究均表明超声红外热成像技术对含曲率构件和航空发动机叶片缺陷的检出能力,但为实现其在复杂型面叶片无损检测上的工程化应用,仍需进一步地研究和探索。

文中基于超声激励下裂纹区域的摩擦生热模型,应用有限元方法对含裂纹的复杂型面叶片表面温度场进行了仿真分析,探究其在复杂型面叶片裂纹检测中的可行性,并利用超声红外热成像检测平台对含裂纹的汽轮机叶片开展检测实验研究,为实现超声红外热成像技术在复杂型面叶片缺陷检测的工程化应用奠定坚实基础。

1 基本原理

如图 1 所示,超声波发生器产生的电信号传送至超声枪,产生的超声波通过耦合剂传导至叶片。超声波在介质内部传播,能量会发生衰减,产生部分热效应^[16]。但裂纹区域的温升主要来自另一种作

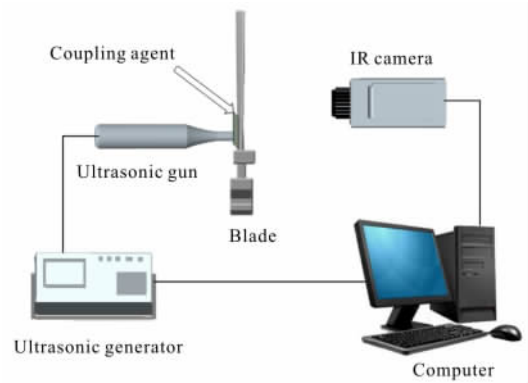


图 1 基于超声红外热成像的叶片裂纹检测原理
Fig.1 Detecting principle about blade cracks based on ultrasonic infrared thermal imaging

用——摩擦生热。在超声波的激励下,介质损伤两界面间发生接触碰撞,质点间的摩擦作用使超声波产生的机械能转化为热能^[14,17],导致裂纹区域产生的热量高于其他部分,裂纹处表面和无缺陷处表面形成较大温差。采用红外热像仪记录这一过程,得到叶片表面温度分布云图,通过云图上的温度分布即可观察缺陷位置,从而实现叶片缺陷的有效检测。

1.1 缺陷处的热流传导分析

超声波在叶片内部传播,遇到裂纹缺陷发生散射,使裂纹两界面产生振动,摩擦生热。因此,可将裂纹缺陷区域看作一均匀分布的内热源。

将裂纹处接触两界面发生摩擦振动产生的热流密度作为内热源,讨论某一微元,由能量守恒定律知:热传导的能量+内热源产生的能量=微元体内能的增加量^[18]。由傅里叶热传导定律,得到裂纹区域的热传导微分方程为:

$$\lambda_x \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \lambda_y \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \lambda_z \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} + \varphi_s = \rho c \frac{\partial T}{\partial t} \quad (1)$$

式中: $\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z$ 为 x, y, z 方向材料的导热系数,单位 $W/(m \cdot K)$; ρ 为材料密度,单位 kg/m^3 ; c 为材料比热容,单位 $J/(kg \cdot K)$; φ_s 为内热源生热率,单位 J/s ; T 为材料温度,单位 K 。

各向同性材料中 $\lambda_x = \lambda_y = \lambda_z$,公式(1)可简化为:

$$\lambda \nabla^2 T + \varphi_s = \rho c \frac{\partial T}{\partial t} \quad (2)$$

式中: $\nabla^2 T$ 为热传导的能量; $\rho c \frac{\partial T}{\partial t}$ 为微元体内能的增加量。

1.2 无限大平板超声激励下热流传导

将叶片工作部分物理模型简化为一无限大平板,推导其表面温度场。对于各向同性且均匀的弹性平板,其厚度与长度、宽度之比为无穷小,忽略不计,内部没有热源,那么热传导的热量平衡微分方程可近似看作一维方程,公式(2)可简化为:

$$\alpha \frac{\partial^2 T(z, t)}{\partial z^2} = \frac{\partial T(z, t)}{\partial t} \quad (3)$$

式中: α 为材料的热扩散系数,单位 m^2/s , $\alpha = \lambda/(\rho c)$ 。

理想条件下,不考虑热辐射和热对流。在超声激励过程中,裂纹缺陷在超声波作用下以一定频率周期性生热,生热量可记作:

$$q(z, t) = q_0(1 + b \cos(\omega t)) \quad (4)$$

式中: ω 为生热量变化频率。

初始条件:

$$T(z \rightarrow \infty, 0) = T_0 \quad (5)$$

边界条件:

$$-\lambda \frac{\partial T(z, t)}{\partial z} \Big|_{z=z_0} = q_0(1 + b \cos(\omega t)) \quad (6)$$

代入求解,经过傅里叶变换,得到叶片表面温度场:

$$T(z, t) = T_0 e^{-z \sqrt{\frac{\omega}{2\alpha}}} \cos\left(\omega t - z \sqrt{\frac{\omega}{2\alpha}}\right) + b T_0 \quad (7)$$

2 仿真分析

对于复杂型面叶片的传热问题,由于结构的复杂性,边界条件非常复杂,难以求出解析解。因此,采用有限元数值解法可更好地计算叶片的表面温度场。

2.1 模型建立与简化

以航空压气机叶片为例,对复杂型面叶片缺陷的检测进行仿真分析。含裂纹的压气机叶片模型见图2,其材料选用钛合金TC4,物理参数见表1。

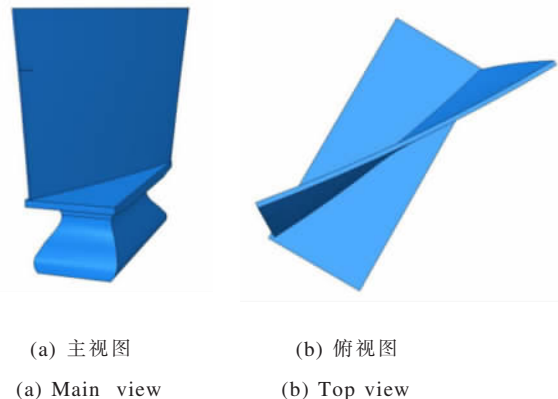


图2 含裂纹缺陷的航空压气机叶片模型

Fig.2 Blade model of aviation compressor with crack

表 1 材料物理参数

Tab.1 Physical parameters of the material

Material	Density/ kg · m ⁻³	Specific heat capacity/J · kg ⁻¹ · K ⁻¹	Heat transfer coefficient/W · m ⁻¹ · K ⁻¹	Young's modu- lus/GPa	Poisson's ratio
TC4	4 400	612	7.955	110	0.34

叶片模型总长约为 170 mm;叶片部分长度约为 140 mm,宽度约为 60 mm,厚度约为 2.5 mm;叶身型面为变曲率,并在侧边预制一个 V 字型裂纹,最大开口处宽度 10 μm,裂纹长度 10 mm。在 ABAQUS 网格划分模块中,采用 C3D8RT 单元划分模型网格,并加密裂纹区域,如图 3 所示。

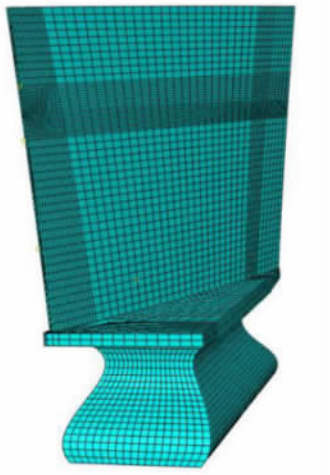


图 3 叶片模型网格划分

Fig.3 Blade model meshing

2.2 边界与约束

叶片模型外部温度设定 25 °C,裂纹两界面选择罚函数法接触作为接触算法;静摩擦系数和动摩擦系数分别设定 0.3,便于计算;材料的表面膜层散热系数 h_c 设定 10 W/(m²·K)。由于加载计算过程仅持续几百毫秒,因此不考虑裂纹区域的热辐射问题。

据此,初始条件与边界条件可设置为如下。

初始条件 $T|_{t=0}=25\text{ °C}$ 。

边界条件

(1) 约束模型 6 个自由度,两侧面完全固定。

(2) 采用正弦位移载荷作激励源:

$$S(t)=A_0 \sin(2\pi ft) \quad (8)$$

式中: A_0 为激励幅值, $A_0=30\text{ }\mu\text{m}$; f 为激励频率, $f=20\text{ kHz}$ 。

(3) 热传导

$$\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_{y=0,y=0.14\text{ m}} = \lambda \frac{\partial T}{\partial z} \Big|_{y=0,y=0.06\text{ m}} = \lambda \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{y=0,y=0.0025\text{ m}} = h_c (T-T_e) \quad (9)$$

2.3 数值计算结果分析

设定激励时间 $t=40\text{ ms}$,加载计算,得到压气机叶片裂纹检测仿真结果,如图 4 所示。可知,超声激励下叶片裂纹区域温度明显升高,而无缺陷区域温度基本不变,因此,应用超声红外热成像技术检测叶片缺陷时,相当于对缺陷区域选择性加热。

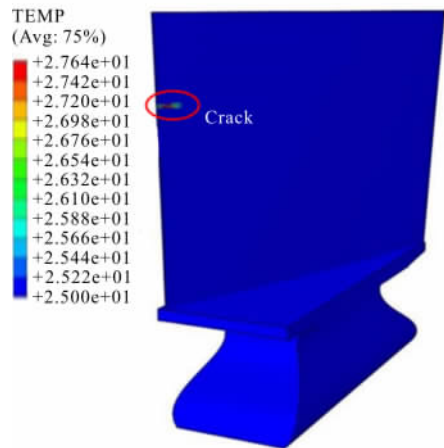


图 4 压气机叶片裂纹检测仿真结果

Fig.4 Detecting simulation results about compressor blade with crack

文中主要研究裂纹区域的生热过程,因此没有进行热传导过程的模拟,仿真结果应无横向热扩散效应。为直观研究超声激励下叶片裂纹区域的生热情况,分别提取不同时刻裂纹区域温度云图,如图 5 所示。

由图 5 知,开始在叶片表面施加超声激励时,裂纹中部靠近尖端的位置温升较为明显,而裂纹开口处温升较小,是因为裂纹中部靠近尖端的位置两界面间距较小,各结点的接触压力和相对速度较大,生热量多;而开口处两界面间距较大,在超声激励的初始阶段接触较少,生热不明显。激励时间越长,裂纹区域温升越大。由于热传导,高温区域逐渐向裂纹开口处移动,据此可更加清晰地观察到裂纹形态。

为定量分析叶片裂纹区域的温度变化,提取了裂纹区域的温度数据,作出叶片裂纹区域最大温度变化曲线,见图 6。可以看出,超声激励下,叶片裂纹区域温度逐渐上升,并于激励结束时达到最大值 27.6 °C;温升曲线的斜率先增大后减小,当 $t=0.014\sim 0.026\text{ s}$ 时,温升速率最大,是因为超声激励后,裂纹区域各结点获得较大的接触压力和相对速

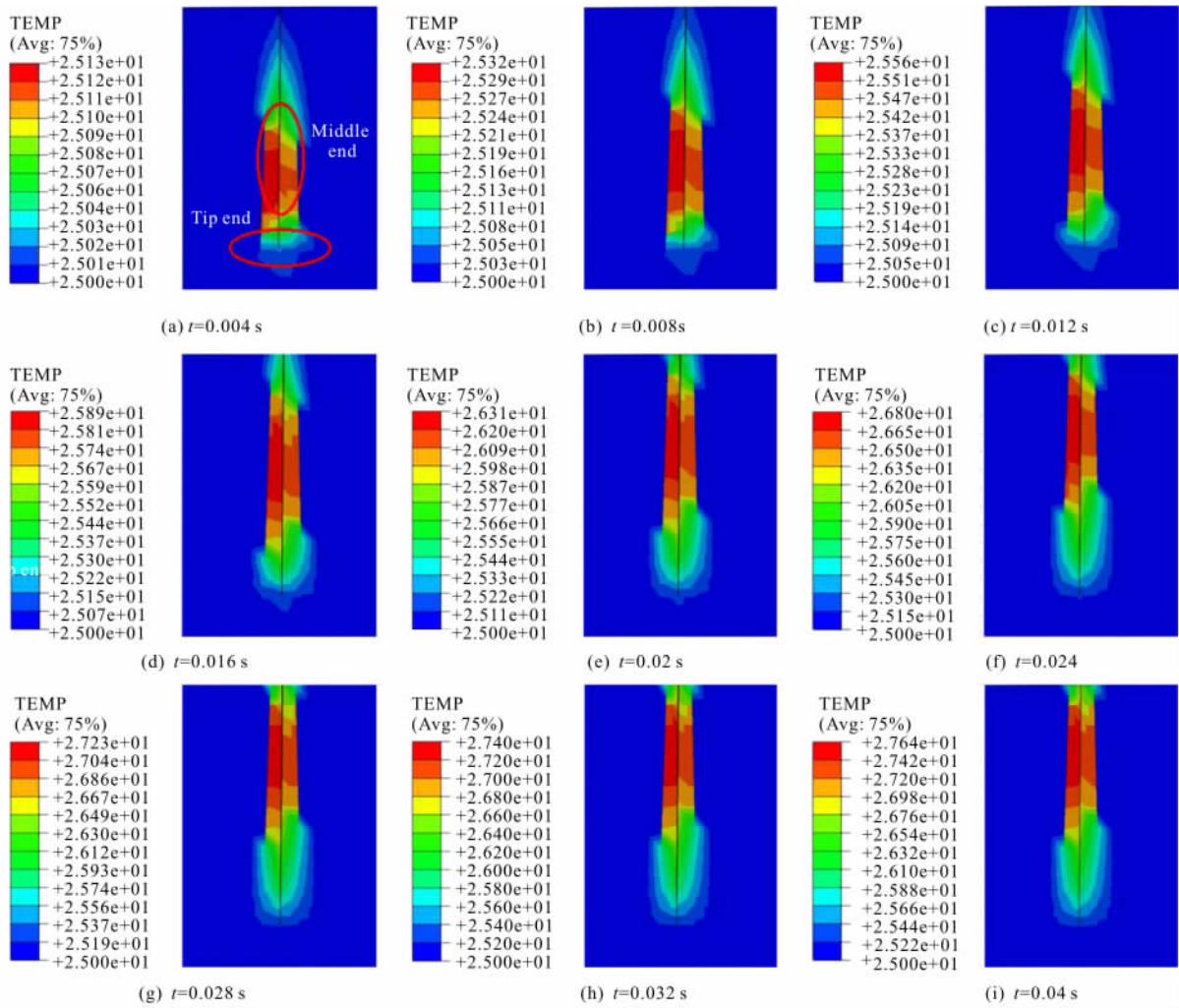


图 5 不同时刻叶片模型裂纹区域的温度云图

Fig.5 Temperature cloud figure of blade model crack region at different times

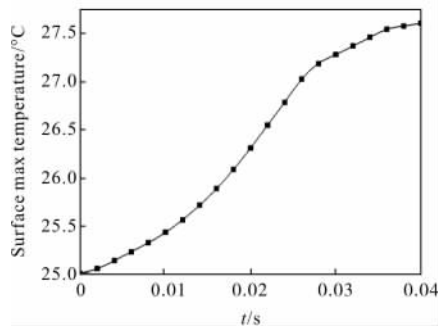


图 6 叶片裂纹区域最大温度变化曲线

Fig.6 Max temperature curve in blade crack region

度,裂纹界面相互摩擦产生热量,此时温升速率逐渐增大,而随着温度升高,热传导的散热速率逐渐增大,使得裂纹区域的温升速率减小。当激励时间为 0.01 s 时,裂纹区域温升约为 0.42 °C;当激励约 0.04 s

时,裂纹区域温升约为 2.6 °C。因此,使用红外热像仪可观测到叶片的表面温度数据,且具有较高精度。

上述分析表明,超声红外热成像技术对复杂型面叶片裂纹缺陷具有较强的检出能力。

3 实验验证

为验证上述成果,开展后续检测实验,采用超声红外热成像检测平台对含裂纹的汽轮机叶片进行检测。

3.1 实验平台介绍

采用南京诺威尔光电系统有限公司生产的超声红外热成像检测平台,平台主要由超声激励系统、红外热像仪以及计算机控制与处理系统组成,热像仪型号为德国 InfraTec 公司生产的 Vhr 680 非制冷型红外热像仪,测温精度在 30 °C 时小于 0.04 °C,实验

平台见图 7。

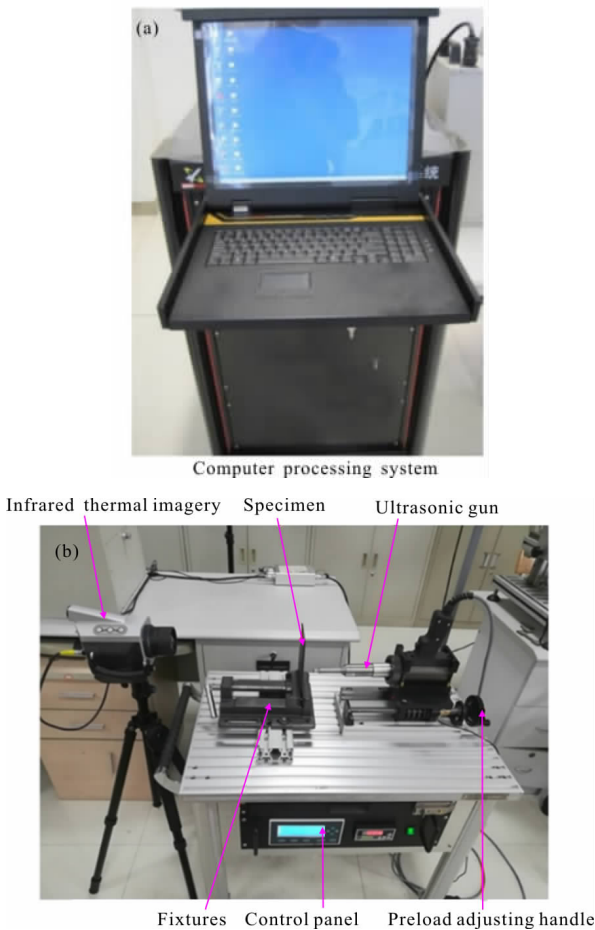


图 7 超声红外热成像检测平台

Fig.7 Detecting platform of ultrasonic infrared thermal imaging

3.2 实验参数选取

为确保超声波能量在进入试件时损失最少,需在超声枪头和叶片表面间加入医用胶布作耦合剂。前期大量实验表明这种耦合剂效果较好,激励结束后发现医用胶布表面仅轻微发黄,对叶片表面涂层不会造成影响。检测前,校准热成像装置以消除环境干扰,并用夹具固定好叶片,将热像仪放置于距检测对象 11~45 cm 之间,调节热像仪焦距,确保检测图像清晰。

实验相关参数设置为: 超声激励频率设定为 20 kHz,输出时间设定为 200 ms,幅值输出设定为 100%,预紧力设定为 150 N,红外热像仪采集频率设定为 50 Hz。

3.3 含裂纹的合金钢材料汽轮机叶片检测与分析

汽轮机叶片材料为 24CrMoV 合金钢,尺寸参数

见图 8,圆圈显示位置为采用激光切割预制的裂纹缺陷,长度约为 20 mm。

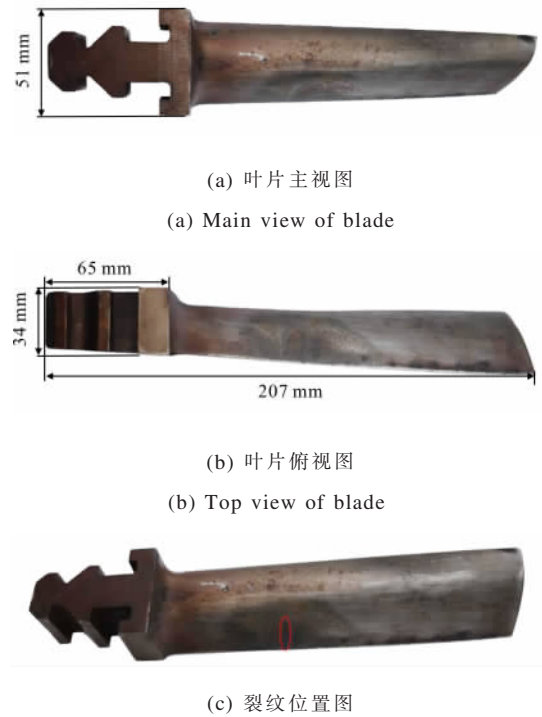


图 8 含裂纹的合金钢汽轮机叶片

Fig.8 Alloy steel steam turbine blade with the crack

被检测叶片夹持方式及激励位置如图 9 所示,检测结果如图 10 所示。

图 10 中,下方圆形热斑为枪头位置,施加超声激励后,热斑首先出现在叶片边缘,与仿真结果不同,是因为激光切割的裂纹在长度方向上宽度大致相等,叶片边缘裂纹两界面质点间相互作用强于裂纹尖端,因而热斑首先出现在边缘;在仿真过程中,叶片模型预制的是一个 V 字型切口,叶片边缘裂纹两界面宽度大于裂纹尖端,在相同的位移载荷下,摩擦生热从裂纹尖端靠近中端的部分开始。



图 9 叶片夹持方式及激励位置

Fig.9 Blade clamping method and exciting position

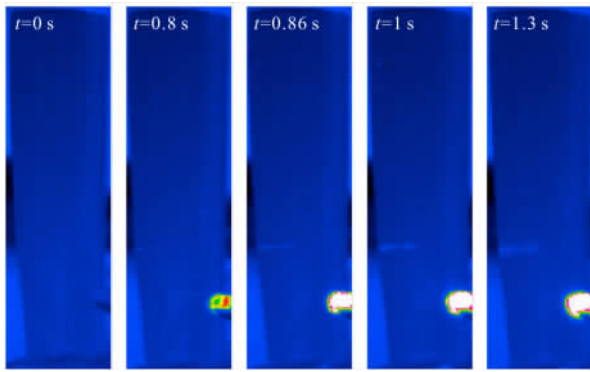


图 10 汽轮机叶片表面裂纹检测结果

Fig.10 Surface crack detecting results of steam turbine blade

叶片表面边缘出现一个细长热斑, 该热斑随激励时间的增加而逐渐变亮, 发展成一个细长热斑并于 1 s 左右达到最亮, 该热斑即为裂纹区域。超声激励结束后, 热斑逐渐变宽变暗直至消失, 这是因为横向热扩散使得裂纹区域热量逐渐耗散。绘制裂纹表面最大温度曲线, 如图 11 所示, 裂纹区域表面温度在 1 s 左右达到峰值 25.4 °C, 与图 10 结果对应。对比图 6 和图 11, 仿真和实验中裂纹区域最大表面温度温升速率均呈先增大后减小的趋势, 但由于参数选取不同及实验条件下设置了预紧力, 因此, 图 6 和图 11 中最大温度值不相等。

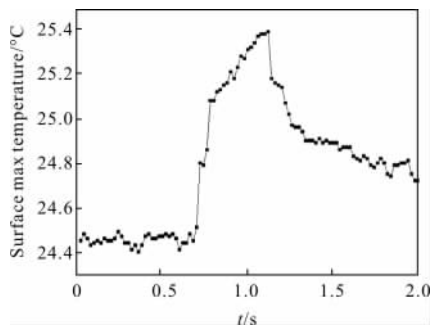


图 11 叶片裂纹表面最大温度变化曲线

Fig.11 Max temperature curve in crack surface region

为探究超声枪头与叶片间的预紧力对检测效果的影响, 分别选取预紧力为 50、100、150、200、250、300 N, 依次对该汽轮机叶片开展超声红外热成像检测实验, 结果如图 12 所示。

从图 11 可直观地看出, 预紧力较小时, 裂纹区域热斑不够清晰, 检测效果不理想, 是因为预紧力较小使得超声枪头与被检叶片表面接触不充分, 导

致裂纹区域生热量少; 随着预紧力增大, 枪头与叶片表面得以充分接触, 裂纹两界面产生高频振动的面积增大, 裂纹区域生热量增加, 检测图像中, 细长热斑愈加清晰, 可以更好地观察裂纹形态; 预紧力过大时, 枪头与叶片表面接触过于紧密, 抑制振动传播, 致使生热量减少, 检测图像中热斑又逐渐模糊。

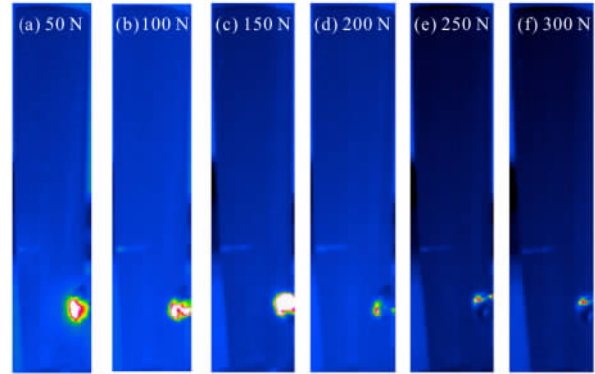


图 12 不同预紧力下叶片裂纹检测结果

Fig.12 Blade crack detecting results under different preloads

为定量分析不同预紧力对裂纹的检测效果的影响, 在裂纹区域等距选取五点, 提取其表面温度后求均值, 并与无缺陷区域平均温度作差, 绘制不同预紧力下裂纹区域最大温差曲线, 如图 13 所示, 红色为拟合曲线。从图中拟合曲线可看出, 当预紧力处于 100~150 N 时, 裂纹区域生热最明显, 检测效果最好。文中仅针对固定长度单裂纹的检测效果进行了实验, 要得到不同长度多裂纹下的最佳预紧力仍需要开展大量的实验研究, 但调节预紧力为提高裂纹的检出效果提供了借鉴手段。

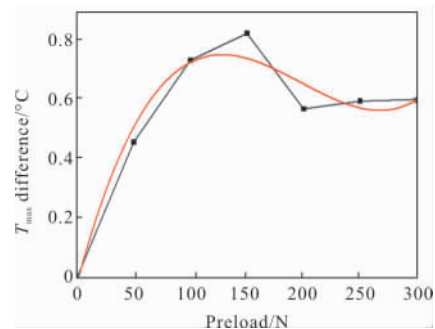


图 13 不同预紧力下裂纹区域最大温差曲线

Fig.13 Max temperature difference curve of crack region under different preloads

4 结 论

文中通过裂纹区域的摩擦生热模型,利用导热微分方程,推导了超声激励下含缺陷叶片简化模型的表面温度场;基于有限元方法,对叶片表面温度场进行了仿真分析;利用超声红外热成像检测平台,检测了汽轮机叶片的裂纹缺陷。得出的结论如下:

(1) 通过裂纹接触两界面的摩擦生热模型,能够较好解释超声激励下含裂纹复杂型面叶片的生热机理,并给出了叶片表面温度场。

(2) 有限元仿真表明,裂纹中部靠近尖端的位置温升较为明显,而裂纹开口处温升较小;通过定量分析叶片裂纹区域的温度变化,表明红外热像仪对裂纹区域识别时具有较高的精度。

(3) 实验表明,超声红外热成像检测平台能够高效快速地检测出复杂型面叶片的裂纹缺陷。通过定量分析不同预紧力下裂纹的检测效果,得出,当预紧力处于 100~150 N 时,裂纹区域生热最明显,叶片裂纹检测效果最好。

参考文献:

[1] Feng Qiang, Tong Jinyan, Zheng Yunrong, et al. Service damage and repair of gas turbine blades [J]. *Materials China*, 2012, 31(12): 21-34. (in Chinese)

[2] Geng Xiaofeng, Wei Kexiang, Wang Qiong, et al. Research on crack detection of wind turbine blade based on multi-frequency harmonic modulation [J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2018, 37(22): 201-205. (in Chinese)

[3] Song Kai, Wang Chong, Zhang Lipan, et al. Design and experimental study of automatic profile eddy current testing system for aeroengine turbine blade cracks [J]. *Nondestructive Testing*, 2018, 61(19): 45-49. (in Chinese)

[4] Gao Xiaojin, Zhou Jinshuai, Jiang Bohong. Research on non-destructive testing of C/SiC composites by infrared thermal image [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2018, 48(6): 720-725. (in Chinese)

[5] Vavilov V P, Burleigh D D. Review of pulsed thermal NDT: Physical principles, theory and data processing [J]. *NDT & E International*, 2015, 73: 28-52.

[6] Liu Yingtao, Guo Guangping, Zeng Zhi, et al. Development history, current situation and trend of

infrared thermal image non-destructive testing technology[J]. *Nondestructive Testing*, 2017, 39(8): 63-70. (in Chinese)

[7] Gan Wendong. Research on defect detection technology of pressure equipment based on infrared thermal wave [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2018, 6: 5-8. (in Chinese)

[8] He Y, Chen S, Zhou D, et al. Shared excitation based nonlinear ultrasound and vibro-thermography testing for CFRP barely visible impact damage inspection[J]. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2018, 14(12): 5575-5584.

[9] Fierro G P M, Calla D, Ginzburg D, et al. Nonlinear ultrasonic stimulated thermography for damage assessment in isotropic fatigued structures [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2017, 404: 102-115.

[10] Min Qingxu, Zhang Chaoxing, Zhu Junzhen, et al. Effect of excitation source position on crack heat generation in ultrasonic infrared thermal imaging [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(1): 0104007. (in Chinese)

[11] Wu Jigang, Li Zan, Li Xuejun, et al. Research on influence of excitation parameters in ultrasonic thermography[J]. *Laster & Infrared*, 2016, 46(9): 1096-1011. (in Chinese)

[12] Jin Guofeng, Zhang Wei, Song Yuanjia, et al. Numerical simulation of ultrasonic infrared thermal wave detection for cracks with curvature structure [J]. *Science Technology and Engineering*, 2013, 13 (3): 776-779. (in Chinese)

[13] Dyrwal A, Meo M, Ciampa F. Nonlinear air-coupled thermosonics for fatigue micro-damage detection and localization[J]. *NDT and E International*, 2018, 97: 59-67.

[14] Lick K, Urcinas J, Austin P, et al. Study of diminutive and subsurface cracks using sonic IR inspection [J]. *Review of Quantitative Nondestructive Evaluation*, 2008, 27: 504-511.

[15] Jiang Haijun, Chen Li, Wei Yibing, et al. Ultrasonic thermal wave imaging technology applied to the detection of aeroengine blade cracks [C]//2018 Far East Nondestructive Testing New Technology Forum, 2018. (in Chinese)

[16] Humphrey V F. Ultrasound and matter—Physical

- interactions [J]. *Progress in Biophysics and Molecular Biology*, 2007(93): 195–211.
- [17] Tian Gan, Yang Zhengwei, Zhu Jietang, et al. Vibration characteristics and acoustic chaos analysis in ultrasonic infrared thermal wave detection[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(3): 0304003. (in Chinese)
- [18] Jia Yong, Zhang Ruimin, Zhang Wei, et al. Detection and simulation of surface cracks in TC4 structures with curvature by ultrasonic thermal imaging [J]. *Surface Technology*, 2018, 45(10): 302–308. (in Chinese)