

超声热成像对含曲率 TC4 结构 表面裂纹的检测仿真

贾庸¹, 张瑞民², 张炜¹, 刘继方², 杨正伟¹

(1. 火箭军工程大学, 西安 710025; 2. 火箭军士官学校, 山东 青州 262500)

摘要: **目的** 针对含曲率 TC4 结构的表面裂纹, 在分析超声红外热成像检测原理的基础上, 进行有限元仿真模拟, 研究激励条件对检测效果的影响规律, 得到最佳激励参数。**方法** 首先, 设置不同激励幅值、激励频率、激励时间及激励位置等多组方案进行仿真计算。然后基于仿真优化出的最佳激励方案, 对含表面裂纹的某航空发动机叶片进行检测, 证明仿真结果的准确性。**结果** 在超声激励过程中, 裂纹缺陷区域与非缺陷区域的温差逐渐上升, 并在激励结束时达到最大表面温差。随着激励幅值的增加, 最大表面温差逐渐上升, 上升速率逐渐减小; 随着激励频率的增加, 最大表面温差逐渐上升, 上升速率逐渐增大; 随着激励时间的增加, 最大表面温差逐渐上升, 80 ms 后逐渐趋于定值。在裂纹扩展方向上, 超声激励施加在构件中央时, 检测效果最佳; 在垂直于裂纹扩展方向上, 超声激励施加在裂纹正下方时, 检测效果较差, 激励源向两侧移动 10~20 mm 时, 检测效果最佳。通过对含表面裂纹的某航空发动机叶片进行检测试验, 可以清晰地看到裂纹信息, 检测效果较好, 表明仿真结果可靠。**结论** 研究成果有效地揭示了激励幅值、激励频率、激励时间及激励位置对检测效果的影响规律, 为超声红外热成像技术检测含曲率结构表面裂纹的优化奠定了理论基础。

关键词: 钛合金 TC4; 含曲率结构; 表面裂纹; 超声红外热成像; 检测仿真; 叶片

中图分类号: TG115.28 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3660(2018)10-0302-07

DOI: 10.16490/j.cnki.issn.1001-3660.2018.10.041

Simulation of Surface Crack Detection of TC4 Curvature Structure by Ultrasonic Infrared Thermography

JIA Yong¹, ZHANG Rui-min², ZHANG Wei¹, LIU Ji-fang², YANG Zheng-wei¹

(1. Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China; 2. Rocket Force Petty Officer College, Qingzhou 262500, China)

ABSTRACT: The work aims to apply finite element method to detect the surface cracks of TC4 curvature structure based on the principle of ultrasonic infrared thermography and investigate effects of excitation conditions on the detection effect to obtain the optimal excitation parameters. Firstly, several schemes consisting of different excitation amplitudes, different excitation frequencies, different excitation time and different excitation positions were designed for simulation calculation. Secondly, the sur-

收稿日期: 2018-03-12; 修订日期: 2018-05-27

Received: 2018-03-12; Revised: 2018-05-27

基金项目: 国家自然科学基金 (51605481, 51575516)

Fund: Supported by National Natural Science Foundation of China (51605481 and 51575516)

作者简介: 贾庸 (1994—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为红外热波无损检测技术。

Biography: JIA Yong (1994—), Male, Master graduate student, Research focus: infrared thermal wave non-destructive technique.

通讯作者: 杨正伟 (1982—), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为导弹动力系统无损检测与故障诊断。邮箱: yangzhengwei1136@163.com

Corresponding author: YANG Zheng-wei (1982—), Male, Doctor, Associate professor, Research focus: nondestructive testing and fault diagnosis for missile power system. E-mail: yangzhengwei1136@163.com

face crack of aero-engine blade was detected based on the optimal excitation scheme to verify accuracy of the simulation. During the ultrasonic excitation, the temperature difference between the defect region and the non-defect region increased gradually and the maximum surface temperature difference was reached at the end of the excitation. The maximum surface temperature difference increased gradually and the increasing rate gradually decreased with the increase of excitation amplitude. However, the maximum surface temperature difference increased gradually and the increasing rate gradually increased with the increase of excitation frequency. The maximum surface temperature difference increased gradually and tended to be constant after 80 ms with the increase of excitation time. The detection effect was best when the ultrasonic excitation was applied to the center of the component in the direction of crack propagation. The detection effect was poorer when the ultrasonic excitation was applied just below the crack in the direction perpendicular to the crack propagation direction, but the effect was best when the excitation source was moved to the side for 10~20 mm. From the detection for surface crack of aero-engine blade, the crack information could be clearly seen and the good detection effects indicated the simulation results were reliable. The research results effectively reveal the impact of excitation amplitude, excitation frequency, excitation time and excitation position on the detection effect and lay a theoretical foundation for the detection optimization of surface crack detection of curvature structure by ultrasonic infrared thermography.

KEY WORDS: titanium alloy TC4; curvature structure; surface crack; ultrasonic infrared thermography; detection simulation; blade

在航空航天领域,飞行器更新换代的速度越来越快,而在飞行器内部各部件中,发动机是最重要的部分。叶片作为航空发动机实现能量转换的关键部件,在服役过程中长期承受着离心力、热应力、振动应力以及气动应力等多种应力作用,表面容易产生裂纹,这对发动机正常工作存在较大的安全隐患,轻则造成部件损坏,重则导致重大的安全事故^[1-3]。因此,如何准确有效地检测出叶片损伤或缺陷,对于提高发动机安全性和可靠性具有重要意义。目前,对于叶片等含曲率结构的检测主要采用超声波检测^[4]和涡流检测^[5],但是超声波检测技术对复杂结构的检测效率较低,检测结果不直观,涡流检测技术一般只可检测缺陷的有无,对缺陷的定性、定位、定量较为困难。因此,有必要探究新的适用于叶片等含曲率结构表面裂纹缺陷的无损检测技术。

超声红外热成像检测技术是一种采用超声脉冲作为激励源,以红外热成像的方式检测物体表面或近表面缺陷的新型无损检测技术,具有检测能力强、速度快、观测面积大、结构适应性强等优点,引起了国内外学者的广泛关注^[6-8]。韦恩州立大学的 HAN X Y 团队对超声红外热成像检测裂纹开展了一系列的理论和实验研究^[9-11]。爱荷华州立大学的 RENSHAW J 等人对超声激励下试件裂纹处的生热分布特征进行研究,并通过实验验证了缺陷处的生热主要来源于摩擦、塑性变形和粘弹性效应^[12-13]。南京大学的张淑仪团队设计研发了超声波红外热像检测系统,对铝合金板裂纹检测开展验证性实验,并通过建立有限元模型对裂纹区域生热进行数值仿真^[14]。金国锋等人采用数值计算方法,研究了超声红外热成像检测对含曲率结构裂纹检测的可行性^[15]。这些研究从理论和实验上揭示了超声激励下试件裂纹处的生热现象,充分表明超

声红外热成像技术可以有效检测出裂纹等缺陷。然而,这些研究所选用的有限元模型和被检测试件大多为平板结构,对于含曲率结构只是初步研究了表面裂纹可检性问题,含曲率结构缺陷的检测条件优化并没有得到深入系统的研究。

鉴于此,本文针对曲率结构表面裂纹的最优化检测问题,在分析超声红外热成像检测机理的基础上,通过建立三维有限元数值仿真模型,对超声红外热成像检测过程进行数值模拟,分析激励幅值、激励频率、激励时间、激励位置对检测效果的影响规律,得到最优的检测参数,进而为利用超声红外热成像技术实现含曲率结构表面裂纹的最优化检测奠定基础。

1 超声红外热成像检测原理

超声红外热成像技术采用超声波能量作为激励源,超声波在构件内部传播会发生能量衰减,当遇到裂纹等缺陷区域时会发生散乱反射,使裂纹等缺陷区域发生接触、碰撞、摩擦等作用,大量机械能转化为热能,从而导致裂纹等缺陷区域的温度明显升高。由于热传导作用,热量由缺陷区域向被测构件表面传导,引起表面温度变化,最后利用红外热像仪记录被测构件表面温度场分布,并传入计算机进行红外热图序列分析,从而实现缺陷检测。其检测原理如图 1 所示。由上述分析可知,缺陷生热和热流传导是超声红外热成像检测技术的关键原理。

1.1 超声激励下裂纹缺陷生热

裂纹缺陷区域的生热机理主要包括裂纹接触界面摩擦作用、裂纹缺陷区域塑性变形及材料粘弹性效应,其中最主要的热量来源于裂纹接触界面的摩擦生

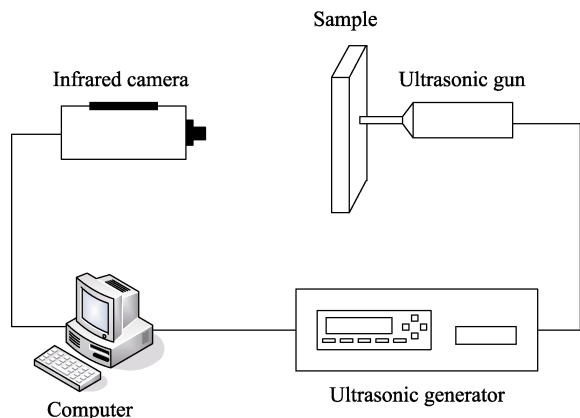


图 1 超声红外热成像基本原理

Fig.1 Basic principle of ultrasonic infrared thermography

热^[13]。因此,采用接触动力学理论分析裂纹缺陷的生热现象,将被测结构件看作弹性体,裂纹缺陷区域可视为多自由度的振动系统,在超声激励下受迫振动的控制方程为:

$$\mathbf{M} \frac{d^2 \mathbf{U}}{dt^2} + \mathbf{C} \frac{d\mathbf{U}}{dt} + \mathbf{K}\mathbf{U} = \mathbf{F} + \mathbf{R} \quad (1)$$

式中: \mathbf{U} 为节点位移矩阵 (m); \mathbf{M} 为质量矩阵 (kg); \mathbf{C} 为阻尼矩阵 (kg/s); \mathbf{K} 为刚度矩阵, (kg/s²); \mathbf{F} 为超声波引起的外载荷矩阵 (N); \mathbf{R} 为缺陷界面接触力矩阵 (N)。

根据接触界面摩擦生热方程,结合牛顿第三定律和热力学第一定律,可得到裂纹接触界面生热的热流密度为^[16]:

$$q(t) = \gamma \cdot [\mu_d + (\mu_s - \mu_d)e^{-\beta|v|}] R_N(t) \cdot v_T(t) \quad (2)$$

式中: $R_N(t)$ 为法向摩擦力 (N); $v_T(t)$ 为接触点的切向相对速度差 (m/s); γ 为摩擦机械能转化为热能的比例系数; β 为静摩擦转换为动摩擦的速度系数; μ_s 为静摩擦系数; μ_d 为动摩擦系数。

1.2 裂纹缺陷处热流的传导

将裂纹接触界面摩擦生热的热流密度作为内热源,在微元体内利用能量守恒定律可得:热传导的能量+内热源产生的能量=微元体的内能增加量,根据傅里叶热传导定律可知,裂纹区域的热传导微分方程为:

$$\lambda \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) + \delta_s = \rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} \quad (3)$$

式中: ρ 为材料的密度 (kg/m³); C_p 为材料的比热容 (J/(kg·K)); λ 为材料的热导率 (W/(m·K)); δ_s 为内热源的生热率 (J/s); T 为材料的温度 (K)。其中,

$\lambda \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right)$ 为导入微元体热量与导出热量之差,即热传导的能量; $\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t}$ 为微元体的内能增加量。

2 有限元仿真

2.1 仿真模型

采用有限元软件建立超声红外热成像三维检测模型,在 ABAQUS/Explicit 显示瞬态动力学分析模块中,对含曲率结构表面裂纹进行仿真求解与分析。以钛合金 TC4 作为模型材料,其主要物理参数:密度 4400 kg/m³,弹性模量 110 GPa,泊松比系数 0.34,热传导系数 7.955 W/(m·K),比热为 612 J/(kg·K)。

建立如图 2 所示的小曲率 ($k=2 \text{ m}^{-1}$) 含表面裂纹缺陷的三维模型,其长度为 200 mm,侧边弧长为 200 mm,厚度为 5 mm,并在中央边缘处预制一个 V 字型裂纹,最大开口处的宽度为 8 μm,裂纹长度为 10 mm。采用自适应网格划分方法,并对裂纹区域进行网格加密,如图 3 所示。

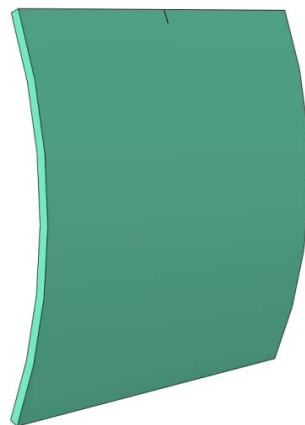


图 2 小曲率结构模型

Fig.2 Small curvature structure model



图 3 网格划分

Fig.3 Mesh generation

2.2 初始条件与边界条件

模型初始温度与环境温度设为 25 °C,裂纹面之间的接触算法选用罚接触方法,动、静摩擦系数均设为 0.3,材料表面膜层的散热系数 h_c 设为 10 W/(m²·K)。由于加载计算过程持续时间仅为几百毫秒,因此忽略

裂纹缺陷区域的辐射换热。

根据超声激励生热的特点, 初始条件与边界条件设置如下。

初始条件: $T|_{t=0} = 25\text{ }^{\circ}\text{C}$

边界条件:

1) 模型两个侧面完全固定(即约束 6 个自由度)。

2) 激励位置施加正弦位移载荷, 见式(4)。

$$S(t) = A_0 \sin(2\pi ft) \quad (4)$$

式中: A_0 为激励幅值; f 为激励频率。

3) 热传导见式(5)。

$$\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_{y=0, y=0.2m} = \lambda \frac{\partial T}{\partial z} \Big|_{z=0, z=0.2m} =$$

$$\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x=0.005m} = h_c(T - T_c) \quad (5)$$

根据上述条件, 进行加载求解计算。

3 仿真结果分析

超声红外热成像技术可有效检测出含曲率结构的表面裂纹缺陷, 但不同的超声激励参数对检测效果影响较大, 因此通过数值仿真研究不同激励幅值、激励频率、激励时间、激励位置对检测效果的影响, 从而提出最佳检测条件。

3.1 激励幅值的影响

设置激励频率 $f=20\text{ kHz}$ 、激励时间 $t=40\text{ ms}$ 保持不变, 分别选取激励幅值 $A_0=20、25、30、35、40、45\text{ }\mu\text{m}$, 依次对仿真模型进行求解计算, 得到不同激

励幅值下裂纹区域的温度云图, 如图 4 所示。

从图 4 可以看出, 超声激励下裂纹区域的温度明显高于其他非缺陷区域, 随着激励幅值的增加, 裂纹区域的温度逐渐升高。当激励幅值 A_0 为 $20\sim 25\text{ }\mu\text{m}$ 时, 裂纹区域的高温位置主要集中在裂纹顶端开口处, 裂纹尖端区域温升不够明显, 但随着激励幅值的增加, 裂纹区域的高温位置逐渐向裂纹尖端移动, 沿裂纹扩展方向形成一条高温带, 可以更清楚地看到裂纹形态。

为定量研究激励幅值对检测效果的影响, 分别提取裂纹缺陷区域与非缺陷区域的温度, 并做差, 得到不同激励幅值下的温差-时间曲线, 如图 5 所示, 其中 T_d 为温差。由图 5 可以看出, 随着时间的增加, 裂纹缺陷区域与非缺陷区域的温差逐渐上升, 且在 $0.012\sim 0.016\text{ s}$ 之间的温差上升速率最大, 在激励结束时达到最大温差。随着激励幅值的增加, 所能达到的最大温差逐渐增大, 检测效果越来越好。这充分说明在激励过程中, 裂纹区域一直产生热量, 且激励幅值越大, 产生的热量越多。提取各激励幅值下的最大表面温差 $T_{d\max}$, 作出散点图(图 6), 发现最大表面温差与激励幅值的对应关系可以近似采用二次多项式进行拟合, 拟合结果见式(6), 其中可决系数 $R^2=0.982\ 41$ 。

$$T_{d\max} = -0.003\ 95A_0^2 + 0.494\ 58A_0 - 7.984\ 59 \quad (6)$$

当激励幅值 $A_0=25\text{ }\mu\text{m}$ 时, 最大表面温差达到 $1.6\text{ }^{\circ}\text{C}$, 可以明显地检测出裂纹的存在。为确保构件不受过高的振动载荷, 超声激励幅值应控制在 $20\sim 30\text{ }\mu\text{m}$ 之间。

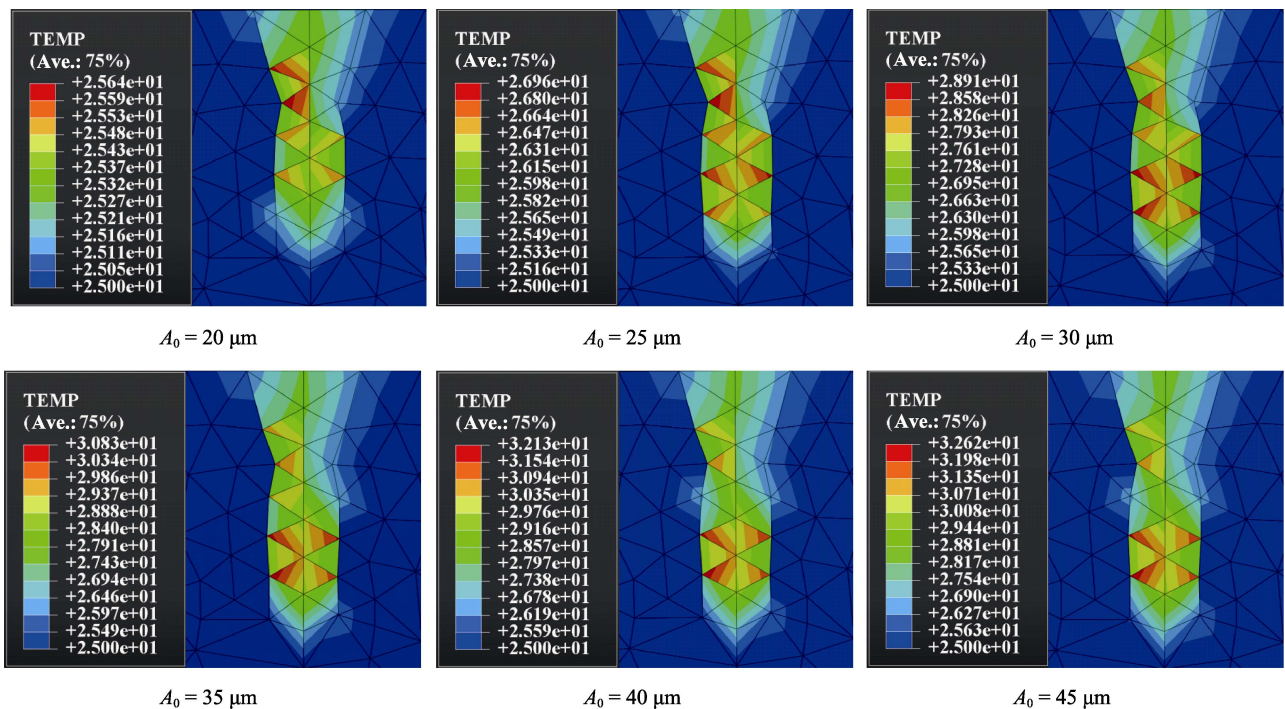


图 4 不同激励幅值下裂纹区域的温度云图

Fig.4 Temperature cloud of crack region in different excitation amplitudes

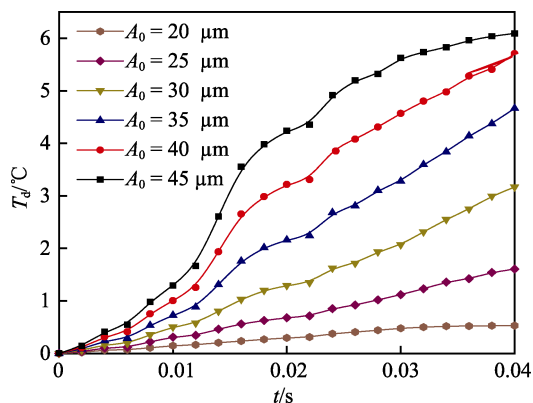


图5 不同激励幅值下的温差-时间曲线

Fig.5 The curve of temperature difference & time in different excitation amplitudes

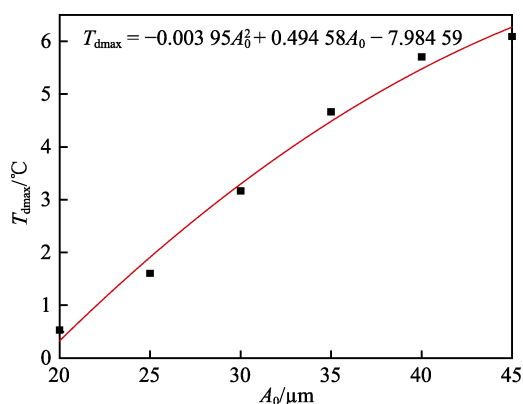


图6 最大表面温差与激励幅值的对应关系

Fig.6 Corresponding relationship between maximum surface temperature difference and excitation amplitude

3.2 激励频率的影响

设置激励幅值 $A_0=25\ \mu\text{m}$ 、激励时间 $t=40\ \text{ms}$ 保持不变,分别选取激励频率 $f=20、22、24、26、28、30\ \text{kHz}$,依次对仿真模型进行求解计算。提取各激励频率下的最大表面温差,作出散点图(图7)。由图7可以看出,随着激励频率的增加,最大表面温差逐渐增大,检测效果越来越好,这是因为超声激励频率增加,被测构件振动愈加剧烈,使得裂纹面摩擦产生的

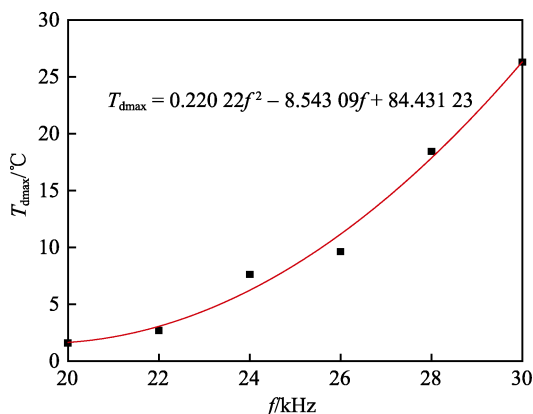


图7 最大表面温差与激励频率的对应关系

Fig.7 Corresponding relationship between maximum surface temperature difference and excitation frequency

热量增大。当激励频率 f 为 $20\sim 26\ \text{kHz}$ 时,最大表面温差上升速率较小,而 f 为 $26\sim 30\ \text{kHz}$ 时,最大表面温差上升速率明显增大,因此最大表面温差与激励幅值的对应关系可近似采用二次多项式进行拟合,拟合结果见式(7),其中可决系数 $R^2=0.982\ 74$ 。为确保构件不受过高的温度载荷,超声激励频率应控制在 $20\sim 25\ \text{kHz}$ 之间。

$$T_{d\max} = 0.220\ 22f^2 - 8.543\ 09f + 84.431\ 23 \quad (7)$$

3.3 激励时间的影响

设置激励幅值 $A_0=25\ \mu\text{m}$ 、激励频率 $f=20\ \text{kHz}$ 保持不变,分别选取激励时间 $t=20、40、60、80、100、120\ \text{ms}$,依次对仿真模型进行求解计算。提取各激励时间下的最大表面温差,作出散点图(图8)。由图8可以看出,随着激励时间的增加,最大表面温差逐渐增大,检测效果越来越好,当激励时间增加到 $80\ \text{ms}$ 以后,最大表面温差升高不明显,逐渐趋于定值。这是因为当激励时间较小时,裂纹面摩擦所产生的热量随激励时间的增加而增大,导致裂纹区域温度升高,最大表面温差增大;而当激励时间增大到一定值后,裂纹面摩擦产生的热量与热传导的热量逐渐形成一个平衡状态,导致裂纹区域温度不再升高,逐渐趋于定值。观察图8可以看出,最大表面温差与激励时间的对应关系可以近似采用二次多项式进行拟合,拟合结果见式(8),其中可决系数 $R^2=0.995\ 63$ 。

$$T_{d\max} = -329.504\ 46t^2 + 68.597\ 48t - 0.574\ 63 \quad (8)$$

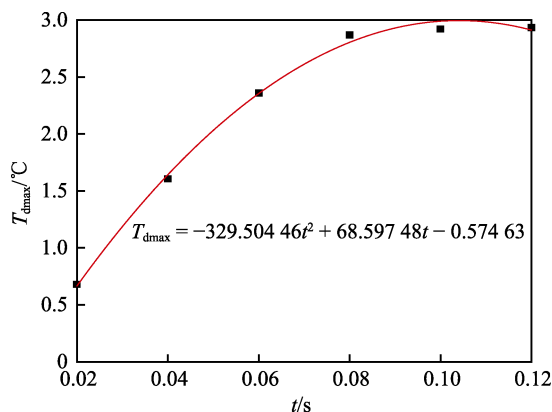


图8 最大表面温差与激励时间的对应关系

Fig.8 Corresponding relationship between maximum surface temperature difference and excitation time

当激励时间 $t=40\ \text{ms}$ 时,最大表面温差达到 $1.6\ ^\circ\text{C}$,可以明显检测出裂纹的存在,而最大表面温差在激励时间 $80\ \text{ms}$ 以后逐渐趋于定值,因此超声激励时间应控制在 $40\sim 100\ \text{ms}$ 之间。

3.4 激励位置的影响

超声红外热成像检测中,超声波通过超声枪头注入被测构件,枪头截面为直径 $10\ \text{mm}$ 的圆形,因此在有限元仿真中取加载面积为 $10\ \text{mm}\times 10\ \text{mm}$ 。设置

激励幅值 $A_0=25\text{ }\mu\text{m}$ 、激励频率 $f=20\text{ kHz}$ 、激励时间 $t=40\text{ ms}$ 保持不变, 首先研究沿裂纹扩展方向激励位置对检测效果的影响。由于在实际检测过程中, 夹具通常夹持试件四周边缘处, 因此选取如图 9 所示的 14 个激励位置, 并依次对仿真模型进行求解计算。提取不同激励位置下的最大表面温差, 作出散点折线图如图 10 所示。由图 10 可以看出, 最大表面温差随激励位置的改变呈波动变化趋势, 在激励位置 8 处达到最大值, 激励位置 1—7 处所对应的最大表面温差明显小于激励位置 9—14。即沿裂纹扩展方向, 超声激励施加在构件中央时, 最大表面温差最大, 检测效果最佳; 相比裂纹缺陷区域附近, 超声激励施加在远离裂纹缺陷区域的位置时, 检测效果更优。

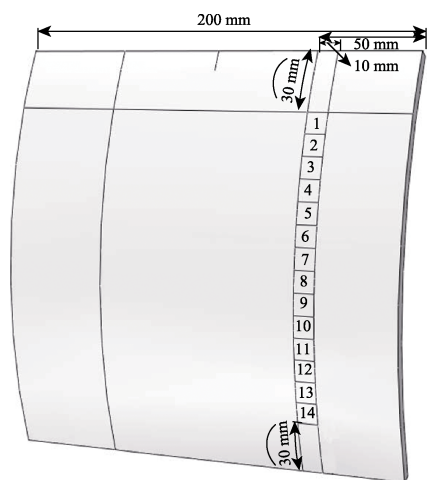


图 9 沿裂纹扩展方向不同激励位置示意图
Fig.9 Diagram of different excitation positions along crack propagation direction

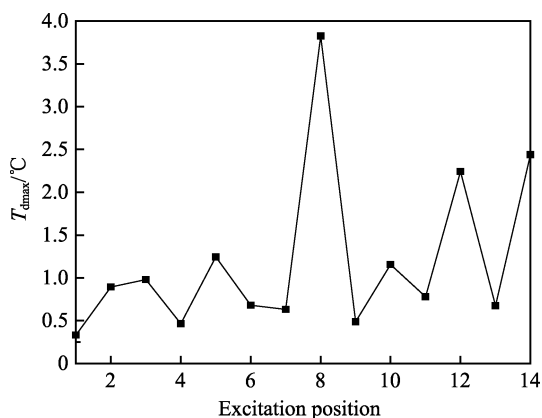


图 10 最大表面温差与激励位置的对应关系
Fig.10 Corresponding relationship between maximum surface temperature difference and excitation position

以图 9 中位置 8 确定出沿裂纹扩展方向的激励位置, 为研究沿垂直于裂纹扩展方向激励位置对检测效果的影响, 选取如图 11 所示的 15 个激励位置, 并依次对仿真模型进行求解计算。提取不同激励位置下的最大表面温差, 作出散点折线图如图 12 所示。由图 12 可以看出, 最大表面温差在激励位置 8 处达到最小值 0.16°C , 即超声激励施加在裂纹正下方时, 裂

纹缺陷区域温升很不明显, 检测效果较差。这是因为当超声激励施加在裂纹缺陷正下方时, 裂纹面两侧振动同步, 摩擦生热效果会受到抑制。超声激励由激励位置 8 向两侧移动时, 最大表面温差呈现出先波动上升后波动下降的趋势, 并分别在激励位置 6 和 10 处达到最大值, 即沿垂直于裂纹扩展方向, 超声激励施加在距中央区域 10~20 mm 时, 最大表面温差最大, 检测效果最佳。

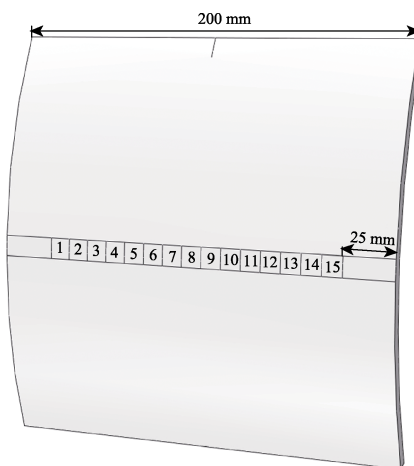


图 11 垂直于裂纹扩展方向不同激励位置示意图
Fig.11 Diagram of different excitation positions perpendicular to crack propagation direction

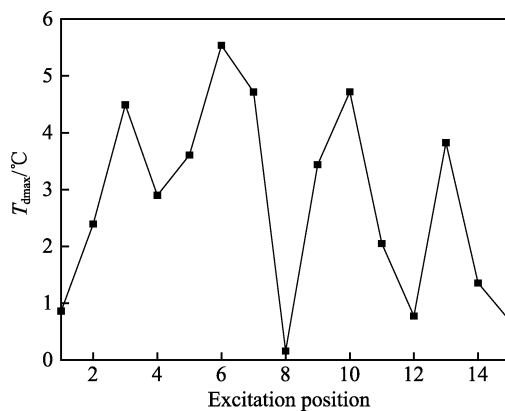


图 12 不同激励位置的最大表面温差
Fig.12 Maximum surface temperature difference in different excitation positions

在实际检测过程中, 被测构件表面形状各不相同, 裂纹等缺陷的位置也不确定, 因此实际检测中没有最佳检测位置, 需要对激励位置进行反复调整以寻求更好的检测效果。

4 试验分析

根据以上超声激励幅值、激励频率、激励时间、激励位置对检测效果的影响分析, 采用激励幅值 $A_0=30\text{ }\mu\text{m}$ 、激励频率 $f=20\text{ kHz}$ 、激励时间 $t=100\text{ ms}$, 对如图 13 所示的含表面疲劳裂纹的某航空发动机叶片进行检测, 叶片材料为钛合金 TC4, 得到检测结果如图 14 所示。



图13 试验用航空发动机叶片
Fig.13 The aero-engine blade used in test

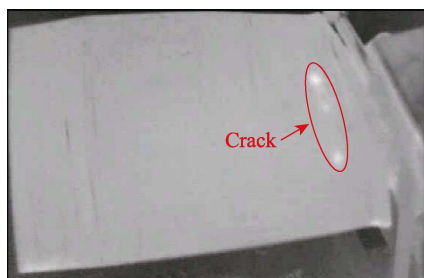


图14 超声热成像检测结果
Fig.14 Detection results of ultrasonic infrared thermography

由图14可以看出,当采用上述超声激励参数进行激励时,裂纹缺陷区域温度明显高于非裂纹缺陷区域,裂纹信息得到很好的显现,检测效果较好,从而验证了仿真分析所得到最佳激励参数的准确性,对超声热成像检测含曲率结构表面裂纹具有一定的实际指导意义。

5 结论

1) 通过对含表面裂纹的曲率结构模型进行有限元仿真分析,采用控制单一变量的方法研究激励幅值、激励频率、激励时间对检测效果的影响。结果表明,最大表面温差随激励幅值、频率、时间的增加而增大,并得出最佳激励参数为: $A_0=20\sim30\ \mu\text{m}$, $f=20\sim25\ \text{kHz}$, $t=40\sim100\ \text{ms}$ 。

2) 在保证激励幅值、频率、时间不变的条件下,研究激励位置对检测效果的影响。在裂纹扩展方向上,超声激励施加在构件中央时,检测效果最佳;在垂直于裂纹扩展方向上,超声激励施加在裂纹正下方时,检测效果较差,激励源向两侧移动10~20 mm时,检测效果最佳。

3) 采用仿真优化出的超声激励参数,对含表面疲劳裂纹的某航空发动机叶片进行检测,可以清晰地看出裂纹信息,检测效果较好,从而证明了仿真结果的准确性。

参考文献:

[1] ARAKERE N K, SWANSON G. Fretting stresses in single crystal super alloy turbine blade attachments[J]. Journal of tribology, 2001, 123(2): 413-423.
[2] 孙宇博, 雷娟娟. 航空发动机叶片 TC4 钛合金振动疲劳裂纹扩展研究及剩余寿命预测[J]. 表面技术, 2016,

45(9): 207-213.

SUN Yu-bo, LEI Juan-juan. Research on fatigue crack propagation and remain fatigue life prediction of aero-engine blade TC4titaniumalloy[J]. Surface technology, 2016, 45(9): 207-213.

[3] 林杰威, 张俊红, 张桂昌, 等. 基于连续非线性损伤的航空发动机叶片疲劳研究[J]. 机械工程学报, 2010, 46(18): 66-70.

LIN Jie-wei, ZHANG Jun-hong, ZHANG Gui-chang, et al. Study on fatigue damage of aero-engine blade based on non-linear continuum damage model[J]. Journal of mechanical engineering, 2010, 46(18): 66-70.

[4] 李政, 罗飞路, 潘孟春. 基于支持向量机的航空发动机叶片超声检测[J]. 传感技术学报, 2008, 21(11): 1940-1943.

LI Zheng, LUO Fei-lu, PAN Meng-chun. Ultrasonic test of aero-engine blades based on support vector machine[J]. Journal of sensors and actuators, 2008, 21(11): 1940-1943.

[5] 秦峰. 航空涡轮叶片缺陷的扫查式涡流检测技术研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2016.

QIN Feng. Research of scanning eddy current testing technology for the defects on aircraft turbine blades[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016.

[6] MIAN A, HAN X Y, ISLAM S, et al. Fatigue damage detection in graphite/epoxy composites using sonic infrared imaging technique[J]. Compos sci technol, 2004, 64(5): 657-666.

[7] FENG F Z, ZHANG C S, MIN Q X, et al. Identification and reconstruction of cracks in ultrasonic infrared thermography[J]. Applied mechanics & materials, 2012, 249-250(4): 46-50.

[8] HONG Y, MIAO P C, ZHANG Z N, et al. Installation and application of ultrasonic infrared thermography[J]. Acoustical science & technology, 2004, 25(1): 77-80.

[9] FAVRO L D, HAN X Y, OUYANG Z, et al. Infrared imaging of defects heated by a sonic pulse[J]. Review of scientific instruments, 2000, 71(6): 2418-2421.

[10] OUYANG Z, FAVRO L D, THOMAS R L, et al. Theoretical modeling of thermosonic imaging of cracks[J]. AIP conf proc, 2002, 615: 577-581.

[11] LU J P, HAN X Y, NEWAZ G, et al. Study of the effect of crack closure in sonic infrared imaging[J]. Nondestructive testing & evaluation, 2007, 22(2-3): 127-135.

[12] HOLLAND S D, RENSHAW J. Physics based infrared image enhancement for thermography[J]. NDT&E International, 2010, 43(5): 17-25.

[13] RENSHAW J, CHEN J C, HOLLAND S D, et al. The sources of heat generation in vibrothermography[J]. NDT&E International, 2011, 44: 736-739.

[14] 张淑仪. 超声红外热像技术及其在无损评价中的应用[J]. 应用声学, 2004, 23(5): 1-6.

ZHANG Shu-yi. Ultrasonic infrared thermography and its applications in nondestructive evaluation[J]. Applied acoustics, 2004, 23(5): 1-6.

[15] 金国锋, 张伟, 宋远佳, 等. 含曲率结构裂纹的超声红外热波检测数值仿真[J]. 科学技术与工程, 2013, 13(3): 776-779.

JIN Guo-feng, ZHANG Wei, SONG Yuan-jia, et al. Numerical simulation for ultrasonic infrared thermal wave detecting of curvature structural crack[J]. Science technology and engineering, 2013, 13(3): 776-779.

[16] 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.

QIN Lei, LIU Jun-yan, GONG Jin-long, et al. Testing surface crack defects of sheet metal with ultrasonic lock-in thermography[J]. Infrared and laser engineering, 2013, 42(5): 1123-1130.