

DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J1904991

飞机紧固件孔周裂纹检测远场涡流传感器设计及优化^{*}

刘平政¹, 宋凯¹, 宁宁², 黄华斌², 张丽攀¹

(1. 南昌航空大学 无损检测技术教育部重点实验室 南昌 330063; 2. 中国飞机强度研究所 西安 710065)

摘要:飞机多层金属紧固结构作为飞机重要承力部件在连续受地-空-地循环载荷作用,使铆钉、高锁螺栓等紧固件孔周产生应力集中从而萌生疲劳裂纹。传统无损检测方法难以在在役情况下进行检测,而远场涡流检测技术在原理上突破集肤效应限制,对深层隐藏缺陷检测具有巨大优势。设计研发了与传统平面远场涡流传感器结构不同的新型平面远场涡流传感器,采取激励线圈与检测线圈同轴放置,大幅缩小了传感器尺寸,检测线圈位于激励线圈内部,且在检测线圈与激励线圈之间设计有磁场分流结构。通过有限元仿真对激励线圈尺寸、磁场分流结构材料及其组成方式进行系统的分析,得出最优的传感器设计方案。试验结果表明,设计研发的新型远场涡流传感器可以检测埋深4 mm、尺寸为(长×宽×深)2×0.2×4 mm的紧固件孔周裂纹,且随着缺陷长度的增大,信号幅值也随之增大。

关键词:远场涡流;Ti-6Al-4 V 紧固件;有限元模拟;孔周隐藏缺陷

中图分类号: TG115.28 TH878 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 460.40

Design and optimization of remote field eddy current sensor for crack detection around the hole of aircraft fasteners

Liu Pingzheng¹, Song Kai¹, Ning Ning², Huang Huabin², Zhang Lipan¹

(1. Key Laboratory of Nondestructive Testing, Ministry of Education, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China;

2. Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: As an important bearing component of the aircraft, the multi-layer metal fastener structure is subjected to continuous ground-air-ground cyclic loading. The fatigue cracks occur around the hole of fastener, such as rivets and high-lock bolts due to the stress concentration. The traditional non-destructive testing method, however, is difficult to detect those cracks under in-situ conditions. The remote field eddy current testing technology breaks the skin effect limitation in principle, and has great advantages in detecting deep hidden defects. Therefore, this paper proposes a new design of remote field eddy current sensor with different structure from the traditional method. The excitation coil is placed coaxially with the detection coil, which is located inside the excitation coil with a magnetic field shunt between them. This kind of structure can greatly reduce the sensor size. The optimal design of the new sensor is obtained by utilizing the finite element simulation. This method analyzes the size of the excitation coil, structure material and composition of the magnetic field shunt. Experimental results show that the new sensor can detect perforation of the fasteners by the 2×0.2×4 mm (length×width×depth) at a depth of 4mm. With the increasing of the defect length, the signal amplitude is increased greatly.

Keywords: remote field eddy current; Ti-6Al-4 V fastener; finite element simulation; hidden defect around hole

0 引言

据统计飞机的受力构件 60% 以上由铆钉、高锁螺栓连接^[1]。长时间服役过程中飞机受力构件连续受地-空-

地循环载荷作用,使铆钉、高锁螺栓孔周产生应力集中从而萌生疲劳裂纹,严重情况下将导致飞机机体撕裂^[2-3]。为了保证飞机安全适航,需对铆钉、高锁螺栓孔周进行无损检测以监控飞机的健康状态。

现有技术范围内可使用超声、射线、涡流检测等对非

收稿日期: 2019-04-16 Received Date: 2019-04-16

^{*} 基金项目: 国家自然科学基金(51865033)、国家重大科学仪器设备开发专项(2013YQ140505)、航空科学基金(20160956002)、无损检测技术教育部重点实验室开放基金(EW201708252)资助项目

开口裂纹进行检测。超声检测需要耦合,耗时长,无法快速检测飞机上数量超过 50 000 的紧固件^[1],且由于紧固件特有结构,强烈的层间界面反射是超声检测的固有难点。射线检测技术可在不拆卸紧固件的情况下发现缺陷,但为了保证精确的检测结果,其要求射线源垂直于裂纹面,且射线检测设备较大,检测环境要求较高,在役紧固件检测领域尚未见报道^[4]。

涡流检测技术因其检测效率高、传感器体积小、检测结果可靠性高等优点被广泛应用于飞机紧固件检测。Chen 等^[5]提出了一种莲座状阵列涡流传感器,通过加权算法可定位出螺栓孔周表面裂纹的走向。Stott 等^[6]采用有限元方法证明了脉冲涡流检测螺栓孔周第 2 层裂纹长度与方向的可行性,并使用改进的主成分分析法成功识别距检测面 2.8 mm 的隐藏缺陷。Barbato 等^[7]通过数值仿真模拟螺栓孔周 C 扫描成像得到表面 C 扫描数据及缺陷参数评价标准。以上研究均采用常规涡流检测技术,在原理上未突破集肤效应限制,无法检测深层缺陷。

远场涡流检测技术在原理上突破集肤效应限制,对深层隐藏缺陷检测具有巨大优势^[8-9]。徐志远等^[10]用方波信号激励远场涡流传感器实现了管道缺陷位置的识别。Sun 等^[11]和林鹤云等^[12]设计了一种平面远场涡流传感器,其检测线圈与激励线圈呈两极放置,具有检测多层板深层隐藏缺陷能力。杨宾峰等^[13]和胥俊敏等^[14]研究了检测激励两极放置式铆接件远场涡流传感器,具有检测深 2 mm、宽 2 mm、长 20 mm 缺陷能力。以上研究所设计的传感器尺寸较大,不适合在现场检测,且其人工缺陷尺寸较大,均未触及螺栓孔周深层裂纹萌生阶段检测机理研究。Sophian 等^[15]采用脉冲涡流检测技术,通过对感应磁场进行时域的瞬态分析成功检测了铆接件埋深缺陷;远场涡流检测技术通过改变传感器结构的设计,对感应磁场进行稳态分析,即通过测量感应电压的幅值等信息来对隐藏缺陷进行检测。

本文以飞机紧固孔周裂纹检测为研究对象,建立了飞机紧固件试块及远场涡流传感器三维有限元模型,通过有限元仿真对激励线圈尺寸、磁场分流结构材料及其组成方式进行系统的分析,得到了新型飞机紧固件孔周裂纹检测远场涡流传感器的最优设计方案,并通过试验验证了远场涡流传感器对飞机紧固件孔周隐藏裂纹的检测能力,为飞机紧固件孔周裂纹萌生阶段监测提供一种高灵敏度、小体积的远场涡流传感器。

1 新型平面远场涡流磁场分流原理

1951 年 Maclean 提出远场涡流技术,远场涡流技术经历从管道远场涡流到平面远场涡流,从利用远距离磁

场自然衰减到人为增加磁场屏蔽措施,缩短近场区距离,传感器尺寸减小的同时提升了检测灵敏度^[16]。传统平面远场涡流传感器激励线圈与检测线圈同处于磁场屏蔽结构内呈两极放置,如图 1 所示。激励线圈与检测线圈之间由磁屏蔽材料填充,阻碍磁场沿直接耦合路径传播,迫使激励线圈产生的磁场向下沿平板紧固结构件传播穿透第 1 层平板,在第 2 层平板处产生涡流场从而引发二次磁场,带有缺陷信息的二次场沿间接耦合路径向上穿透双层平板被检测线圈所感应,从而完成远场涡流二次穿透原理。

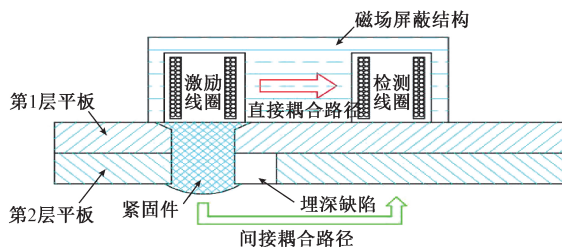


图1 传统平面远场涡流检测原理

Fig.1 Principle of traditional planar remote field eddy current testing

新型平面远场涡流传感器由激励线圈、检测线圈及磁场分流结构组成,如图 2 所示,其中激励线圈与检测线圈均为空心圆柱形载流绞线圈,磁场分流结构为单层或多层由铁磁性、抗磁性材料组合而成的多界面空心圆柱柱结构。激励线圈、检测线圈及磁场分流结构由外向内同轴放置且层层嵌套从而构成圆柱形平面远场涡流传感器。

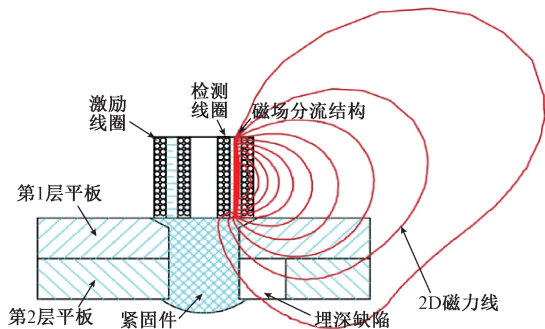


图2 新型平面远场涡流检测原理

Fig.2 Principle of new planar remote field eddy current testing

磁场在空间上是连续分布的,无源有旋度的矢量。磁场用磁力线描述,磁力线不能被打断、反射或吸收。为了实现优异的磁屏蔽效果,防止大量磁力线进入检测线圈内部,只能采用分流引导磁力线的措施^[17-18]。向激励线圈施加一定频率、电流的交流电后,激励线圈产生如图 2 所示 2D 磁力线所示交变磁场。激励线圈内部的磁力

线被磁场分流结构所约束,大部分磁力线不通过检测线圈内部,只有少量磁力线在向下传播过程中受到缺陷的影响发生畸变完成二次穿透分布于检测线圈内部,检测线圈拾取这部分带有缺陷信息的磁场转化为幅值、相位、实部分量、虚部分量的变化。新型平面远场涡流传感器由于屏蔽、传播机理的突破,使其结构较传统平面远场涡流传感器结构更为紧凑,更适用于紧固件密集的飞机机翼曲面蒙皮孔周裂纹检测。

2 新型平面远场涡流传感器设计优化

根据新型远场涡流传感器检测原理设计了如图 3 所示的 ANSYS 有限元模型。与传统平面远场涡流传感器激励线圈与检测线圈两极放置不同,新型平面远场涡流传感器采取激励线圈与检测线圈同轴放置,检测线圈位于激励线圈内部,且在检测线圈与激励线圈之间设计有磁场分流结构,减小检测线圈对表层磁场的拾取。

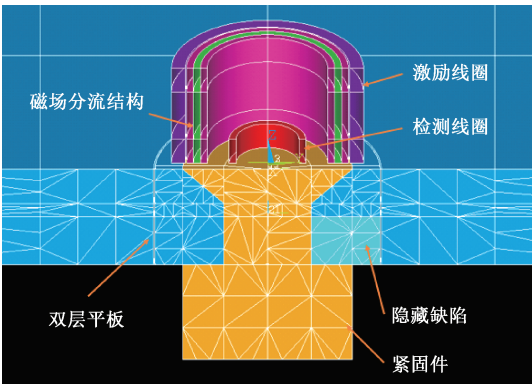


图 3 新型平面远场涡流传感器 ANSYS 模型
Fig.3 The ANSYS model of new planar remote field eddy current probe

紧固件所连接的双层平板牌号为 7075-T651 材质,紧固件牌号为 Ti-6Al-4 V 钛合金材质,其尺寸及物理参数如表 1 所示。平面远场涡流传感器磁场分流结构由铁磁性材料及抗磁性材料组成。磁屏蔽领域常用的铁磁性材料为取向硅钢;抗磁性材料常采用 T2 紫铜。上述磁场分流结构材料物理性能如表 2 所示。

表 1 紧固结构物理性能

Table 1 Physical property of fastening structure			
紧固结构部件	牌号	电阻率/(Ohm-cm)	相对磁导率
双层平板	7075-T651	5. 15e-006	1. 000 022
紧固件	Ti-6Al-4 V	1. 78e-004	1. 000 050

表 2 磁场分流结构物理性能

Table 2 Physical property of magnetic field shunt structure

材料	牌号	电阻率/(Ohm-cm)	相对磁导率
取向硅钢	23QG085	4. 4e-007	10 000
T2 紫铜	T2	1. 72e-008	0. 999 994

2.1 激励线圈直径优化

由于紧固件材质为钛合金,具有较双层平板高的电阻率,在紧固件处涡流场较弱,故激励线圈相对于紧固件的尺寸影响磁场分流效果。通过建立仅有激励线圈及磁场分流结构的有限元模型进行分析,模型如图 4 所示。激励线圈有限元模型尺寸参数如表 3 所示。采用映射划分方式对所建立的有限元模型进行网格划分,网格划分后模型如图 5 所示。

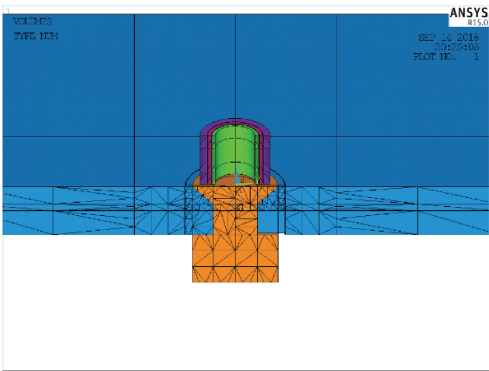


图 4 仅有激励线圈与磁场分流结构模型

Fig.4 The model of excitation coil and magnetic field shunt structure

表 3 激励线圈有限元模型参数

Table 3 Parameters of excitation coil finite element model

内径/mm	外径/mm	高度/mm	匝数
9. 3	10. 3	8	360
12. 4	13. 4	8	360
15. 5	16. 5	8	360
18. 6	19. 6	8	360

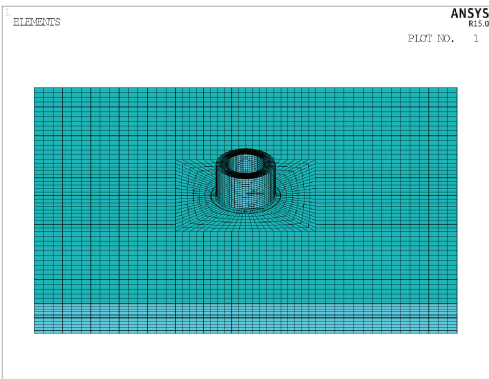
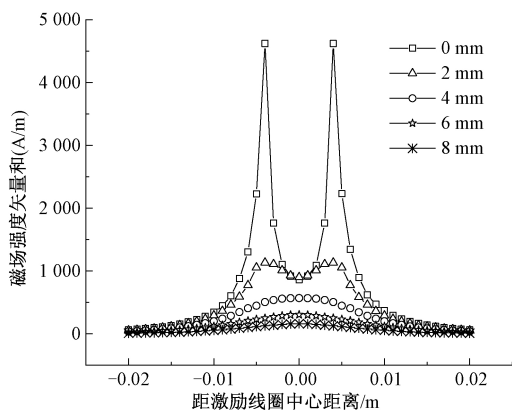


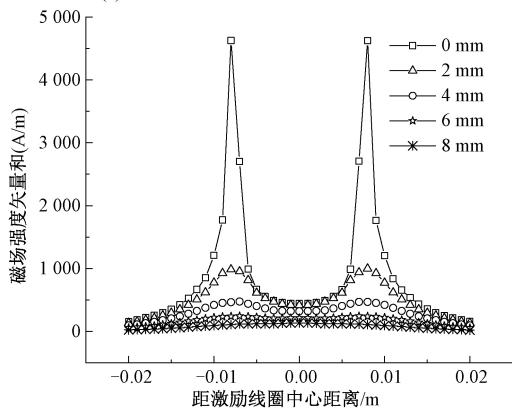
图 5 模型网格划分

Fig.5 Model meshing

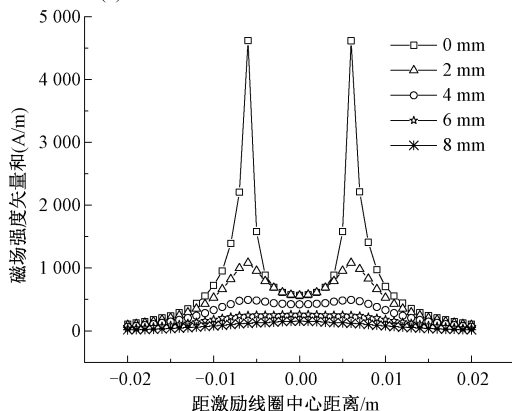
当加载有交变电流的激励线圈靠近平板时,试件中会产生涡流场,同时产生的涡流也会形成一个磁场,这个磁场反过来影响检测线圈。激励线圈所产生的涡流场受集肤效应影响,故为了在平板深处建立涡流场,对激励线圈加载 0.5 kHz 的低频交流电。另外,保持激励线圈匝数为 360 匝、高度 8 mm 不变的情况下,分别设置激励线圈的内径为 9.3、12.4、15.5、18.6 mm。在 10 V、0.5 kHz 的正弦波激励下,提取沿传感器径向,距平板表面分别为 0、2、4、6、8 mm 路径上的磁场强度矢量和,仿真结果如图 6 所示。



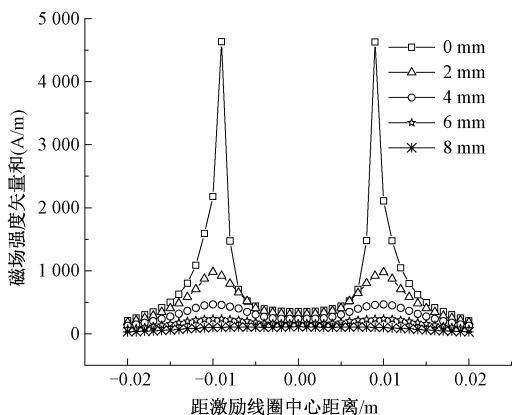
(a) 激励线圈内径为 9.3 mm
(a) The 9.3 mm inner diameter of excitation coil



(b) 激励线圈内径为 12.4 mm
(b) The 12.4 mm inner diameter of excitation coil



(c) 激励线圈内径为 15.5 mm
(c) The 15.5 mm inner diameter of excitation coil



(d) 激励线圈内径为 18.6 mm
(d) The 18.6 mm inner diameter of excitation coil

图 6 不同激励线圈内径下各路径磁场强度矢量和
Fig.6 Vector sum of magnetic field strengths of paths under different excitation inner diameters

由于检测线圈位于激励线圈中心,故激励线圈中心处的磁场强度矢量和决定检测线圈的阻抗变化。从图 6 中可以看出强磁场被磁场分流结构约束在激励线圈内壁,从而在激励线圈中心部位建立一个相对弱的磁场环境,且受到集肤效应的影响,距平板表面越远,其磁场强度矢量和越小。随着激励线圈直径增大,其最大磁场强度变化微弱,但其中心磁场强度矢量和呈减小趋势,由于检测线圈所感应的磁场包括近场分量及远场分量,所以传感器灵敏度可以用平板不同深度磁场强度矢量和占平板表面处最大磁场强度矢量和的百分比来表示。

由于不同激励线圈中心磁场强度不同,对各激励线圈中心磁场强度进行归一化处理,归一化公式如下:

$$A_i = \frac{H_{\text{SUM}i}}{H_{\text{SUMmax}}} \quad (1)$$

式中: A_i 表示不同深度下的灵敏度值; $H_{\text{SUM}i}$ 表示不同深度下中心点磁场强度矢量和; H_{SUMmax} 表示平板表面中心点磁场强度矢量和最大值。

图 7 所示为平板深度与归一化灵敏度的关系曲线。从图中可以看出激励线圈内径为 9.3 及 12.4 mm 时,其灵敏度极值位于深 2 mm 处,当深度大于 2 mm 时,其归一化灵敏度呈现下降趋势。当激励线圈直径大于一倍高锁螺栓直径时,其灵敏度极值位于平板表面处,且随着深度增加,其归一化灵敏度呈现下降趋势。当缺陷位于板深 4 mm 处时,内径为 12.4 mm 的激励线圈具有最高灵敏度;缺陷位于板深 6 mm 处时,内径为 15.5 mm 的激励线圈具有最高灵敏度;缺陷位于板深 8 mm 处时,内径为 18.6 mm 的激励线圈具有最高灵敏度。

由于飞机上高锁螺栓紧固件呈密集分布,为了远场涡流传感器不受旁边高锁螺栓的影响,应选用较小的激励线圈尺寸,由于缺陷位于第 2 层板,埋深为 4 mm,当激

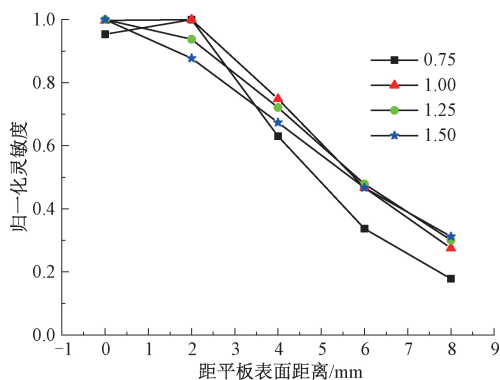


图7 平板深度与归一化灵敏度的关系曲线

Fig.7 The relationship between plate depth and normalized sensitivity

励线圈内径为 12.4 mm 时,其归一化灵敏度最高,故后续研究中选用内径为 12.4 mm 的激励线圈。

2.2 磁场分流结构优化

磁场分流结构位于激励线圈内壁与检测线圈外壁之间,是抑制大量一次场磁力线进入检测线圈内部的主要结构,其由单层或多层、铁磁性或高导电材料组成,因此,需要就磁场分流结构组成方式对磁场分流效果的影响进行深入研究。

图 8 为平板深度方向上磁场强度矢量和,从图中可以看出单独由紫铜作为屏蔽材料时,其 0 mm 处磁场强度矢量和明显大于屏蔽层中含有硅钢时的值,可见由于硅钢材料的磁导率高,使得其对磁场的分流具有显著的效果。

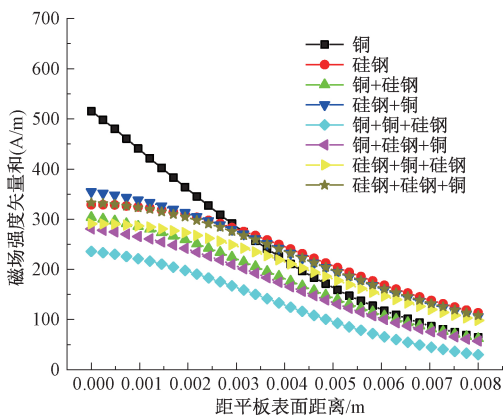


图8 平板深度方向上磁场强度矢量和

Fig.8 Vector sum of magnetic field strength in the depth direction of the plate

在磁场屏蔽结构总壁厚为 3 mm,在壁厚均匀分配情况下,对取向硅钢、T2 紫铜 2 种材料分别构成的单层磁场分流结构及取向硅钢+T2 紫铜、T2 紫铜+取向硅钢构

成的双层磁场分流结构及取向硅钢+T2 紫铜+取向硅钢、T2 紫铜+取向硅钢+T2 紫铜、T2 紫铜+T2 紫铜+取向硅钢、取向硅钢+取向硅钢+T2 紫铜所构成的 3 层磁场分流结构进行研究,提取传感器径向 0 mm 处及平板上传感器轴向磁场强度矢量和,对比以上几种磁场分流结构的磁场分流效能,结果如图 9 所示。

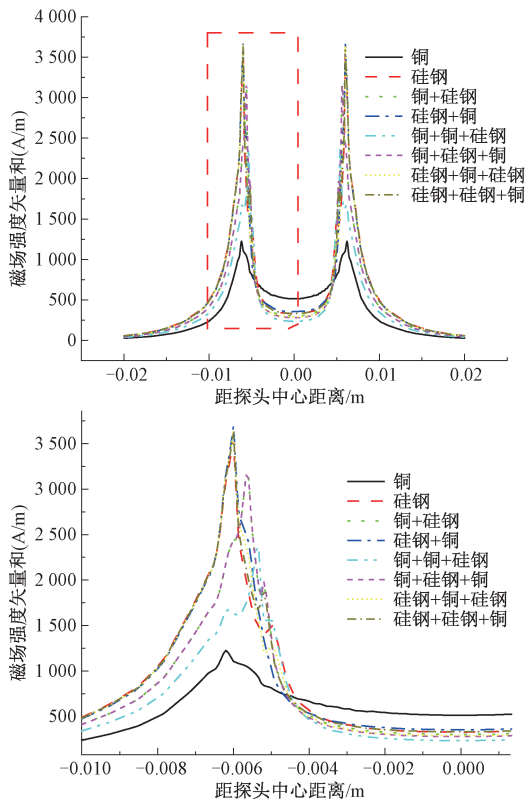


图9 磁场分流结构组合情况与磁场强度矢量和关系曲线

Fig.9 The relationship between different combinations of magnetic field shunt structure and vector sum of magnetic field strength

从图 9 可得磁场强度矢量和曲线包含磁场引流结构处最大磁场强度矢量和及传感器中心最小磁场强度矢量和两个特征量,采用磁场分流效能 SE 来评价磁场分流结构的优良。磁场分流效能公式如下:

$$SE = 20 \lg \frac{H_{SUMO}}{H_{SUMI}} \quad (2)$$

式中: SE 表示磁场分流效能, H_{SUMO} 表示磁场引流结构处最大磁场强度矢量, H_{SUMI} 表示传感器中心最小磁场强度矢量和。其中单独使用取向硅钢或 T2 紫铜作为磁场分流结构时 SE 分别为 20.67 dB、7.54 dB;组合使用取向硅钢+T2 紫铜、T2 紫铜+取向硅钢构成的双层磁场分流结构时 SE 分别为 20.36、20.28 dB;组合使用取向硅钢+T2 紫铜+取向硅钢、T2 紫铜+取向硅钢+T2 紫铜+取向硅钢+T2 紫铜+取向硅钢、取向硅钢+取向硅钢+T2 紫铜所构成

的3层磁场分流结构时 SE 分别为 21.96、21.01、20.04 和 20.76 dB。综合上述几种磁场分流结构组成方式可知,当磁场分流结构由取向硅钢+T2 紫铜+取向硅钢组成时具有最高的磁场分流效能。

2.3 紧固件孔周缺陷检测仿真

根据所优化的激励线圈内径及磁场分流结构组成方式,在磁场分流结构中心放置检测线圈,构成如图 10 所示完整的远场涡流传感器。其中激励线圈的内径 ΦA 为 12.4 mm,壁厚为 0.5 mm,高度 H 为 8 mm,匝数为 360 匝;根据仿真优化结果,磁场分流结构的第 1 层材料为取向硅钢,第 2 层材料为 T2 紫铜,第 3 层材料为取向硅钢,其第 1~3 层的内径 ΦD 、 ΦC 和 ΦB 分别为 6.4、8.4、10.4 mm,壁厚均为 1 mm,高度 H 为 8 mm;检测线圈的内径 ΦE 为 4.5 mm,壁厚为 0.5 mm,匝数为 150 匝,高度为 2 mm。

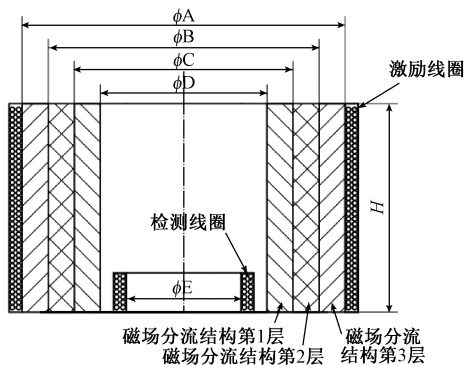


图 10 远场涡流传感器结构

Fig.10 The structure of remote field eddy current sensor

按照优化后的远场涡流传感器尺寸在 ANSYS 中建立 1:1 模型,采用映射划分方式对模型进行网格划分。采用 ANSYS 中 CIRCUI24 单元模拟电压源,将其耦合到激励线圈模型上,从而完成激励电压的加载,并在模型最外层施加磁力线平行边界条件,对检测线圈其中一节点设置为零电势,从检测线圈另一节点读取幅值信息。

将紧固件孔周缺陷的长度依次设置为 0、2、8 和 10 mm,读取在电压为 10 V,频率分别为 0.1、0.3、0.5、0.7 和 0.9 kHz 的正弦信号激励下检测线圈幅值,并以各频率下缺陷长度为 0 mm 时的检测线圈幅值为减数,对各类频率下不同缺陷长度的检测幅值做求差运算,最后所得的如图 11 所示的幅值曲线为各频率下缺陷信号幅值相对于各频率下无缺陷信号幅值的差值。

从图 11 中可知,在 0.1 kHz 到 0.9 kHz 频率下,缺陷检测信号幅值均随着缺陷长度的增加而增大;随着频率的增大,检测信号幅值的增长速率减缓。

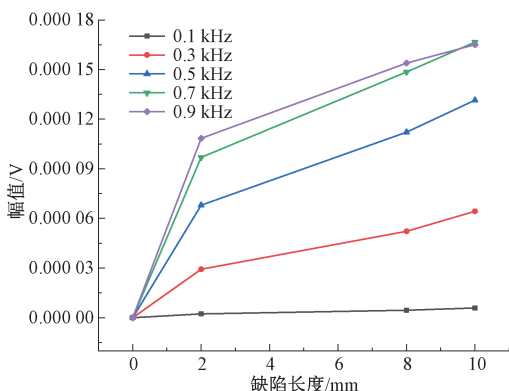


图 11 不同驱动频率下缺陷检测仿真结果

Fig.11 The results of defect detection simulation at different drive frequencies

3 试验验证

为验证仿真模型参数在实际检测飞机紧固件孔周裂纹的效果,按照仿真设计制作远场涡流传感器实物;搭建如图 12 所示的飞机紧固件孔周裂纹远场涡流检测系统。

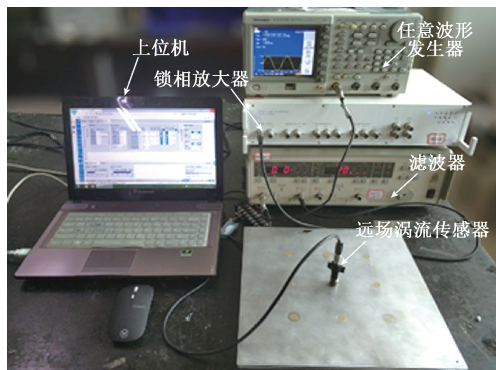


图 12 紧固件孔周裂纹远场涡流检测系统

Fig.12 The remote eddy current testing system of hidden defect around fast-hole

检测系统由任意波形发生器、远场涡流传感器、滤波器、锁相放大器、上位机组成;试块为由紧固件连接的双层平板。任意波形发生器将激励信号加载到激励线圈上,传感器的感应电压经过滤波器滤波再输入锁相放大器进行处理,最后由上位机读取信号幅值。

图 13 所示为由紧固件试块实物图,其由 2 块厚度为 4 mm 平板通过紧固件连接而成,在第 2 层平板的紧固件孔周加工有不同长度的人工缺陷,孔周缺陷位置示意图如图 14 所示,人工缺陷深度 h 均为 4 mm,宽度均为 0.2 mm,长度 a 分别为 2、8 和 10 mm。

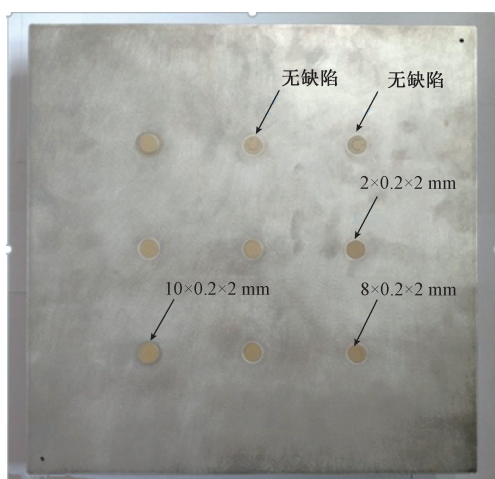


图13 紧固件试块

Fig.13 Fastener test block

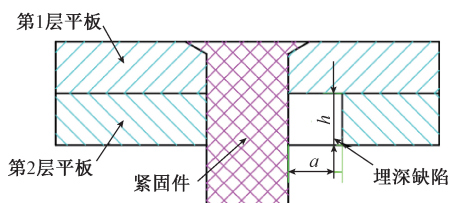


图14 孔周缺陷位置

Fig.14 Position of defect around hole

采用上述检测系统对试块上缺陷进行检测,任意波形发生器将 10 V、频率分别为 0.1、0.3、0.5、0.7 和 0.9 kHz 的正弦信号依次加载到激励线圈的两端,将远场涡流传感器放置在被检紧固件上,检测线圈接收到带有被检测试块特征的磁场信息。

首先将远场涡流传感器放置在其中一个无缺陷的紧固件上采集检测信号,并以此信号为减数,其余检测信号为被减数做检测信号的调零处理,在另一个无缺陷处检测以确保调零处理成功,所以在此无缺陷处检测到的信号为幅值接近零的噪声信号。保持调零处理的减数不变,继续检测带有不同长度缺陷的紧固件,得到的检测结果如图 15 所示。在 0.1、0.3、0.5、0.7 和 0.9 kHz 驱动频率下,检测结果均表现出随着缺陷长度的增大,信号幅值也随之增大。在检测缺陷长度为 8 mm 以下的缺陷时应采用 0.3 kHz 的驱动频率,此时由长度差异带来的信号幅值变化最显著;当缺陷长度为大于 8 mm 时,应采用 0.5 kHz 的驱动频率,使其达到最佳检测效果。

4 结 论

1) 提出与传统平面远场涡流传感器结构不同的新型

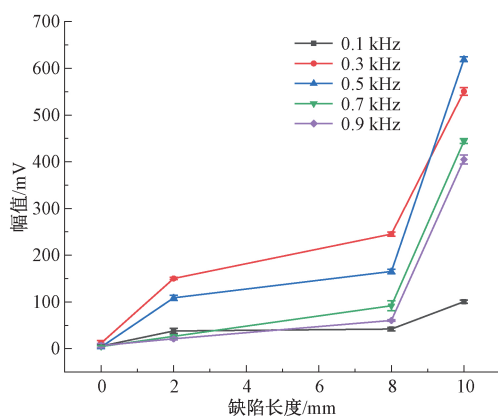


图15 不同驱动频率下缺陷检测结果

Fig.15 The results of defect detection at different drive frequencies

平面远场涡流传感器,采取激励线圈与检测线圈同轴放置,检测线圈位于激励线圈内部,且在检测线圈与激励线圈之间设计有磁场分流结构。通过有限元分析,对激励线圈尺寸,磁场分流结构材料及其组成方式进行分析,并通过试验验证了远场涡流传感器对飞机紧固件孔周隐藏裂纹的检测能力,为飞机紧固件孔周裂纹在役检测提供了一种体积小、检测速率快的远场涡流传感器。

2) 不同的埋深缺陷应选用不同尺寸的激励线圈,当缺陷埋深为 4 mm 时,应采用直径为 1 倍高锁螺栓直径的激励线圈,其归一化灵敏度最高。

3) 磁场分流结构中含有取向硅钢时能大幅度降低一次场磁力线进入检测线圈内部。当磁场分流结构由取向硅钢+T2 紫铜+取向硅钢组成时具有最高的磁场分流效能。

4) 在实际检测中新型远场涡流传感器可以检测埋深 4 mm 缺陷尺寸为(长×宽×深)2×0.2×4 mm 的紧固件孔周裂纹,并且随着缺陷长度的增大,信号幅值也随之增大。

参考文献

- [1] 崔明慧. 波音 737 飞机紧固件的应用研究[J]. 航空制造技术, 2013(13): 96-99.
CUI M H. Fastener application in Boeing 737 aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013(13): 96-99.
- [2] RAKOW A, CHANG F K. A structural health monitoring fastener for tracking fatigue crack growth in bolted metallic joints[J]. Structural Health Monitoring: An International Journal, 2011, 11(3): 253-267.
- [3] Rakow A, Banik J, Sanford G E, et al. Experimental and analytical characterization of a slit-lock TM composite boom[C]. 4th AIAA Spacecraft Structures Conference. 2017: 0174.
- [4] BABBAR V K, UNDERHILL P R, STOTT C, et al.

- Finite element modeling of second layer crack detection in aircraft bolt holes with ferrous fasteners present[J]. NDT & E International, 2014, 65: 64-71.
- [5] CHEN G L, ZHANG W M, ZHANG ZH J, et al. A new rosette-like eddy current array sensor with high sensitivity for fatigue defect around bolt hole in SHM[J]. NDT & E International, 2018, 94: 70-78.
- [6] STOTT C A, UNDERHILL P R, BABBAR V K, et al. Pulsed eddy current detection of cracks in multilayer aluminum lap joints[J]. IEEE Sensors Journal, 2015, 15(2): 956-962.
- [7] BARBATO L, POULAKIS N, TAMBURRINO A, et al. Solution and extension of a new benchmark problem for eddy-current nondestructive testing [J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2015, 51(7): 1-7.
- [8] 张伟,李焱骏,师奕兵,等.石油管道脉冲远场涡流信号特征分析与处理[J].仪器仪表学报,2019,40(1):12-20.
ZHANG W, LI Y J, SHI Y B, et al. Feature analysis and processing of pulsed remote field eddy current signal in oil pipes[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2019,40(1):12-20.
- [9] 徐志远,林章鹏,袁湘民,等.管道弯头缺陷检测外置式远场涡流探头设计[J].仪器仪表学报,2017,38(5): 1119-1125.
XU ZH Y, LIN ZH P, YUAN X M, et al. External remote field eddy current probe for defect detection at pipe elbows[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2017,38(5): 1119-1125.
- [10] 徐志远,肖奇.基于脉冲远场涡流的管道缺陷外检测与定量评估[J].电子测量与仪器学报,2019,33(2):80-87.
XU ZH Y, XIAO Q. Outside inspection and quantitative evaluation of pipe defects based on pulsed remote field eddy currents [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2019,33(2):80-87.
- [11] SUN Y S, OUANG T, UDPA S. Remote field eddy current testing: One of the potential solutions for detecting deeply embedded discontinuities in thick and multilayer metallic structures[J]. Materials Evaluation, 2001, 59(5): 632-637.
- [12] 林鹤云,孙雨施,曲民兴.远场涡流三维缺陷检测机理的有限元分析[J].南京航空航天大学学报,1993(1): 18-27.
LIN H Y, SUN Y SH, QU M X. Finite element analysis of 3-D defect detection physics in remote field eddy current inspection technique[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,1993(1): 18-27.
- [13] 杨宾峰,胥俊敏,王晓锋,等.飞机铆接结构缺陷的远场涡流检测技术研究[J].传感技术学报,2017,30(10): 1493-1496.
YANG B F, XU J M, WANG X F, et al. Research on remote field eddy current technique applied to inspect riveted structure [J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2017,30(10):1493-1496.
- [14] 胥俊敏,杨宾峰,王晓锋,等.铆接结构缺陷检测中远场涡流传感器的优化设计[J].机械工程学报,2017, 53(14):120-127.
XU J M, YANG B F, WANG X F, et al. Optimal design of remote field eddy current sensor for detection of cracks in riveted structure [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2017,53(14):120-127.
- [15] SOPHIAN A, TIAN G Y, TAYLOR D, et al. Design of a pulsed eddy current sensor for detection of defects in aircraft lap-joints [J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2002, 101(1-2): 92-98.
- [16] SCHMIDT T R. History of the remote-field eddy current inspection technique [J]. Materials Evaluation, 1989, 47(1): 14-22.
- [17] MORECROFT J H, TURNER A. The shielding of electric and magnetic fields[J]. Radio Engineers Proceedings of the Institute of, 1925, 13(4): 477-505.
- [18] SASADA I, NAKASHIMA Y. A new method of magnetic shielding: Combination of flux repulsion and backing up magnetic pathways [J]. Journal of Applied Physics, 2008, 103(7):07E932.

作者简介



刘平政,2017年于南昌航空大学获得学士学位,现为南昌航空大学无损检测技术教育部重点实验室硕士研究生,主要研究方向为电磁无损检测新技术。

E-mail: lpz033710@qq.com

Liu Pingzheng received his B. Sc. degree from Nanchang Hangkong University in 2017. He is currently a M. Sc. student in the Key Laboratory of Nondestructive Testing, Ministry of Education at Nanchang Hangkong University. His main research interests include new electromagnetic testing technology and nondestructive testing.



宋凯(通信作者),分别在1999年和2005年于南昌航空大学分别获得学士学位和硕士学位,2012年于华中科技大学获得博士学位,现为南昌航空大学教授,主要研究方向为电磁无损检测技术。

E-mail: kevin.song@foxmail.com

Song Kai (Corresponding author) received his B. Sc. degree and M. Sc. degree both from Nanchang Hangkong University in 1999 and 2005 respectively, and received his Ph. D. degree from Huazhong University of Science and Technology in 2012. He is currently a professor at Nanchang Hangkong University. His main research interest is electromagnetic non-destructive testing technology.