

螺栓连接结构孔边损伤定量化监测技术研究进展



孙虎¹, 肖达², 侯俊¹

1. 厦门大学, 福建 厦门 361102

2. 工业和信息化部 产业发展促进中心, 北京 100846

摘要:螺栓连接结构的孔边失效模式复杂、损伤参数繁多,不同损伤模式下深层损伤多特征参数的可监测性是螺栓连接结构孔边损伤监测的瓶颈问题。本文综述了螺栓连接结构孔边损伤定量化监测方法,重点提出了基于嵌入式涡流传感阵列的孔边损伤多参数定量监测技术及其在金属与复合材料螺栓连接结构中的应用进展。与其他方法相比,嵌入式涡流传感阵列技术构建了完全覆盖多层搭接板螺栓孔边的涡流场,并通过涡流线圈阵列的多传感信号与孔边损伤的多参数建立映射关系,解决了金属或复合材料搭接板孔边损伤角度、深度和长度/面积的监测和反演难题。针对螺栓复合材料化的需求,本文提出了一种基于高相容性嵌入式涡流传感器的复合材料智能螺栓制备方法,在不影响螺栓力学性能的前提下,智能螺栓可以对螺栓孔边损伤实现自诊断。为保障飞机结构完整性、提升飞机结构设计水平提供新的理论方法和技术手段。

关键词:结构健康监测; 螺栓连接结构; 孔边损伤监测; 涡流传感; 智能螺栓

中图分类号: V241

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2025.07.002

螺栓连接因承载能力强、拆卸维护便捷等特点,成为飞机金属结构以及碳纤维增强树脂基复合材料(CFRP)结构工艺分离面的主要连接方式之一。然而,由于开孔处应力集中,以及CFRP结构开孔造成的纤维不连续,螺栓连接结构是飞机结构需重点关注的部位^[1]。统计显示,80%的结构机械失效源于连接结构失效,严重影响飞机飞行安全^[2-3]。另外,由于制孔、紧固件安装等工艺的离散性,螺栓连接结构处载荷分配的复杂性,以及多数连接结构的低可达性和低可检性等特点,螺栓连接结构的孔边损伤萌生和失效演化难以准确模拟、检测和预测。

结构健康监测技术通过与结构集成一体的传感器网络,对结构状态及可能存在的损伤进行实时的定量化监测,是确定结构完整性的革命性创新技术,是提高飞机飞行安全、改进损伤容限设计理念的关键技术^[4-6]。在地面验证试验或飞机飞行过程中,通过与结构集成一体的传感器网络在线实时监测螺栓连接结构孔边失效早期的损伤萌生,定

量追踪其扩展轨迹,有利于监测失效演化进程、预测孔边失效模式和螺栓连接结构剩余寿命,对于确保结构完整性和保障飞行安全具有重要意义。

螺栓连接结构的失效模式除了包含螺栓松动失效,还有劈裂失效、剪切失效、拉伸失效和挤压失效4种典型的孔边失效^[7]。结合结构承力特点,4种失效沿螺栓孔环向角度(以下简称角度)分布区别明显:劈裂失效 $[-15^{\circ}, 15^{\circ}]$ 、剪切失效 $[30^{\circ}, 60^{\circ}]$ 、拉伸失效 $[75^{\circ}, 105^{\circ}]$ 和挤压失效 $[-15^{\circ}, 15^{\circ}]$ 。虽然劈裂失效和挤压失效角度近似,但是二者失效形式有很大不同,而剪切失效、拉伸失效和劈裂失效角度分布区别明显,可以考虑通过损伤角度辨别失效模式。

结合螺栓连接结构的多板连接结构特点及失效特征,实现螺栓连接结构的孔边失效模式辨识及损伤定量追踪,需要监测方法具有以下能力:(1)为了预测螺栓连接结构孔边失效模式甚至获取更精确角度信息对结构剩余寿命进行精准预测,监测方法需要具备连接结构孔边损伤角度

收稿日期: 2025-01-22; 退修日期: 2025-04-16; 录用日期: 2025-05-19

基金项目: 国家自然科学基金(12272331); 航空科学基金(20200033068001); 航空航天结构力学及控制全国重点实验室开放基金(MCMS-E-0423G02)

引用格式: Sun Hu, Xiao Da, Hou Jun. Research progress of hole-edge damage quantification technology for bolted joints[J]. Aeronautical Science & Technology, 2025, 36(7): 8-18. 孙虎, 肖达, 侯俊. 螺栓连接结构孔边损伤定量化监测技术研究进展[J]. 航空科学技术, 2025, 36(7): 8-18.

的监测能力;(2)螺栓连接结构一般为多层结构甚至是厚板结构,损伤可能发生在内层结构或某层结构内部,监测方法需要具备连接结构孔边损伤深度的监测能力;(3)连接结构孔边损伤的径向扩展程度对结构性能预测至关重要,监测方法还需要具备螺栓连接结构孔边损伤长度/面积等扩展度的监测能力。

目前,螺栓连接结构的常用结构健康监测方法有超声导波法、机电阻抗法、真空比较监测法、智能涂层法、光纤传感器监测法、声发射法及表面粘贴式涡流监测法等。但 these 方法对螺栓连接孔边损伤的监测能力各有不足,难以实现高精度量化监测。因此,本文综述了可用于螺栓连接损伤监测的典型结构健康监测技术,重点提出了基于嵌入式涡流传感阵列的螺栓连接结构损伤监测技术,综述了其在孔边损伤角度、深度和径向扩展程度方面的监测能力,并探讨其未来发展趋势,旨在为螺栓连接结构孔边损伤的定量化监测提供理论依据和技术参考,推动螺栓连接结构健康监测技术的进一步发展和实际工程应用,从而提高我国飞机型号的安全可靠性和结构设计水平。

1 螺栓连接结构的常用结构健康监测技术

螺栓连接结构健康监测一直是飞机结构健康监测的重点和难点。螺栓连接在服役过程中,主要面临螺栓松动以及孔边损伤两大典型失效模式。国内外研究人员在螺栓松紧度和预紧力的监测方面开展了一些研究工作^[8-10]。在螺栓连接孔边损伤监测方面,近年来学术界与工业界主要有以下几种方法。

1.1 超声导波法

超声导波(UGW)技术有着对各类微小损伤敏感、有效监测区域广、可实现主动损伤监测且适用于金属和复合材料结构等特点,因而被广泛应用于螺栓连接结构损伤监测。基于压电 UGW 的检测原理,在结构中激励诊断超声导波,导波遇到新产生的损伤时,会产生二次散射,分析二次散射波的特征,可以反演损伤参数。Haynes 等^[11]基于 UGW 方法识别了 CFRP 连接孔的拉伸失效。为了能够较好地跟踪孔边裂纹扩展情况,Soleimanpour 等^[12]实现了对螺栓孔边损伤的检测和定位,并为使用非线性导波检测和定位损伤提供了良好的物理见解。南京航空航天大学袁慎芳教授课题组^[13-15]应用粒子滤波技术消除导波信号中由于时变环境、材料等带来的不确定性,通过导波信号损伤特征的观测器实施修正裂纹扩展准则建立的状态方程的预测结果,实现了动态裂纹扩展的准

确预测。Sun Hu 等^[16]研究了孔边辐射型压电阵列不同激励-传感路径的导波信号对裂纹径向扩展的相似性,基于此推导了孔边裂纹扩展追踪的修正公式,并对裂纹扩展进行成像监测。

但由于 UGW 的多模态特性及孔边复杂的反射特性,导波与孔边损伤的相互作用规律非常复杂,仅能将导波信号的变化特征映射为孔边损伤的某一个参数(通常是径向长度)的变化,难以对孔边损伤的多参数进行精确定量辨识。

1.2 机电阻抗法

机电阻抗(EMI)法是采用嵌入或胶合方式耦合到螺栓连接结构的压电传感器来采集压电传感器与待检测结构的耦合阻抗,当待检结构出现损伤时,其阻抗特性发生变化,反映在压电传感器测到的阻抗特性中,通过获知阻抗或导纳信号在损伤前后的变化,可以反演确定损伤的发生与扩展^[17]。Bhalla 等^[18]基于 EMI 描述了损伤对螺栓连接等效刚度的影响,并对结构的剩余寿命进行了评估。Yu Hui 等^[19]利用压电片研究了不同黏结层厚度对螺栓松动监测的影响。

EMI 方法需要建立包含损伤参数的物理模型,对损伤参数进行定量描述。但针对含损伤的螺栓连接结构难以建立准确的 EMI 物理模型,难以定量监测孔边损伤角度和深度,只能综合描述损伤严重程度。

1.3 损伤直接测量方法

还有一些原理简单的直接损伤测量技术,如真空比较监测(CVM)法、智能涂层法(ICM)及光纤传感器(FOS)应变监测法。澳大利亚结构监测公司提出的 CVM 法,基于表面损伤对纳米真空管内真空度的影响来表征损伤^[20];西安交通大学刘马宝课题组^[21]提出的 ICM 法利用表面涂层的电阻变化来表征损伤;Fan Jinsong 等^[22]利用嵌入光纤布拉格光栅的螺栓和布里渊光时域分析(BOTDA)组成创新混合监测系统,推导了光纤传感器在距离螺栓不同距离下的应变传输系数,研究了该系统在评估螺栓应力方面的潜在应用。

上述方法监测原理简单,实用可靠,在监测孔边表面或亚表面损伤方面有良好的表现。但 CVM 法和 ICM 法只能根据沿圆周方向分布的多个传感器确定损伤角度范围,无法识别准确的损伤角度。这三种方法都难以表征亚表面损伤的深度信息,更难以探测螺栓连接结构(尤其是厚板)的深层损伤。

1.4 声发射法

声发射(AE)法基于螺栓连接部位损伤或变形时材

料释放应变能,产生声发射信号,通过传感器捕捉并分析信号特征来判断结构的损伤情况。Wang Furui^[23]提出了一种新的形状增强的声发射方法,该方法采用新开发的双形状网络分类器来识别声发射波,有效表征螺栓界面上的摩擦和碰撞,从而为多螺栓松动检测提供了新的方向。Saeedif等^[24]基于K均值、自组织映射和高斯混合模型对复合材料的裂纹、基体开裂和分层进行分类。Sun Jiaying等^[25]分析螺栓连接结构界面摩擦与声发射信号之间的定量关系,可以将声发射技术应用于螺栓监测。

声发射信号也仅能综合描述孔边损伤的变化情况,难以对孔边损伤的角度、深度进行定量评估。此外,声发射信号通常较为微弱,实际应用于飞机结构健康监测还需解决工程应用中的环境敏感性问题。

1.5 花萼状涡流传感器

Goldfine等^[26]提出将花萼状涡流传感器(RECS)粘贴在螺栓孔边的表面上,当孔边裂纹产生时,结构中的感应电流会发生变化,基于RECS的阻抗或感应电压的变化可以监测孔边疲劳裂纹。空军工程大学何宇廷课题组^[27-28]在RECS方面开展了大量的研究工作,建立了涡流分析理论模型,通过优化线圈构型,提升了裂纹监测的灵敏度。Chen Guolong等^[29]发展了一种交叉分布的RECS,提升了裂纹的角度辨识精度。将RECS粘贴在结构表面,对金属结构表面裂纹的监测效果明显,利用周向分布的线圈阵列识别裂纹的角度范围,利用径向分布的线圈阵列识别裂纹长度。

但RECS无法监测螺栓连接搭接板的深层损伤和CFRP板层的内部损伤,也无法定量描述损伤的深度信息。

图1所示为螺栓连接常用的结构健康监测技术。各监测方法的监测能力总结见表1,其中,√表示具备监测能力;○表示可以监测但能力不足;×表示无法监测。主要存在以下局限性:(1)虽然上述方法都能表征损伤扩展,但其中许多方法只能对损伤扩展进行综合性描述;(2)虽然有些方法具有监测损伤角度的能力,但这些方法(FOS方法除外)只能监测损伤的大致角度范围,而不能准确识别损伤角度;(3)在监测多层板内侧是否有损伤的时,所有方法都显得能力不足,也不具备识别损伤深度的能力。

2 螺栓孔边损伤的嵌入式涡流传感监测方法

2.1 检测原理

斯坦福大学 Chang Fukuo 课题组^[30]提出了一种基于嵌入式柔性涡流传感薄膜的智能螺栓理念,如图2所示,

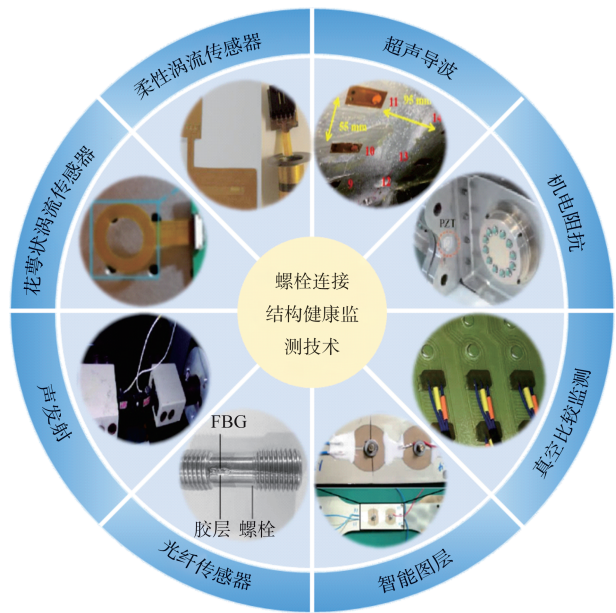


图1 螺栓连接常用结构健康监测技术

Fig.1 Common structural health monitoring technologies for bolted joints

表1 螺栓连接结构损伤监测技术能力对比

Table 1 Comparison of technical capabilities for damage monitoring of bolted joint structures

参数	UGW	EMI	ICM	CVM	FOS	AE	RECS
厚板深处	○	○	×	×	○	√	○
内侧板	√	○	×	×	×	×	×
CFRP搭接板	√	√	○	○	○	√	×
损伤角度	×	×	√	√	√	×	√
损伤深度	×	×	×	×	×	×	×
扩展度	○	○	√	√	√	○	√

设计单激励单接收的矩形线圈,通过柔性电路印刷技术制成柔性涡流传感薄膜,粘贴在螺栓表面,用于监测孔边裂纹的扩展。螺栓连接结构的损伤主要集中在孔边,将此传感器粘贴在螺栓表面,产生的涡流刚好覆盖在孔边,可以很好地监测孔边损伤的产生和扩展。该方法对厚板及多搭接接头孔边裂纹有较强的监测能力。

嵌入式柔性涡流传感薄膜对螺栓孔边损伤监测的工作原理如图3所示。将涡流传感器与螺栓结构装配在一起,在激励线圈上通以交流电,激励线圈会在周围空间产生一个交变的原始磁场 H ,而 H 又会产生一个感应电场,在电场作用下搭接板内部产生初始涡流,初始涡流的方向与 H 的变化有关,进而在空间产生一个交变的二次磁场 H_e 。当搭接板无损伤时,如图3(a)所示,涡流传感器周围的空间耦合磁场 H 是由 H 和 H_e 叠加而成的。当孔边

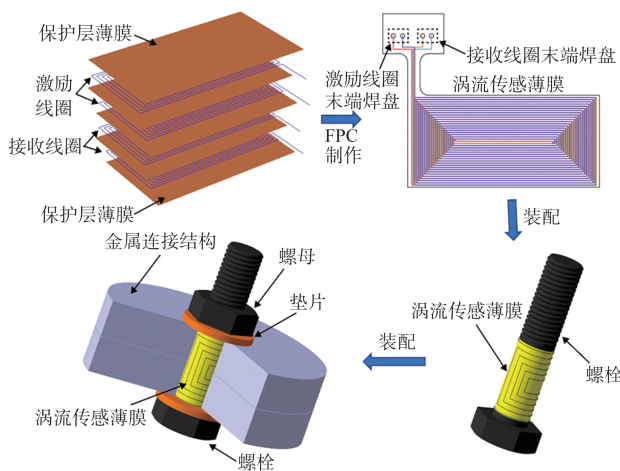


图2 基于嵌入式涡流传感薄膜的智能螺栓

Fig.2 Intelligent bolt based on embedded eddy current sensing film

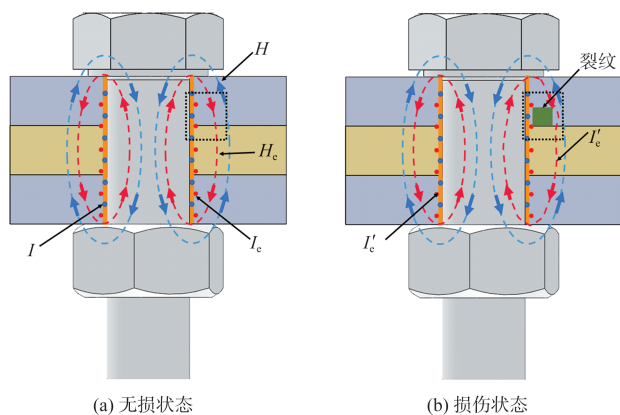


图3 嵌入式涡流传感器工作原理

Fig.3 Working principle of the embedded eddy current sensor

处出现裂纹时,如图3(b)所示,原有涡流的流动路径受到阻碍,使涡流的分布位置和大小发生改变,形成新的二次磁场 H' 。接收线圈在空间耦合磁场作用下产生感应电压,通过比较接收线圈感应电压的变化可以得知空间耦合磁场的变化,根据线圈感应电压的变化定量监测孔边裂纹的扩展情况。

嵌入式涡流传感器与表面粘贴的花萼式涡流传感器相比,安装位置、磁场分布与监测目标均存在明显不同。花萼式涡流传感器的磁场主要集中在结构表面及近表面区域,磁场分布较浅,更适合监测结构表面的裂纹和缺陷,对于深层缺陷无法监测;嵌入式涡流传感器直接缠绕布置在螺栓杆部,产生的磁场完全覆盖搭接板孔边缘区域,而螺栓孔边损伤恰好都是在孔边,因此,该传感器尤其适合监测螺栓孔边损伤的萌生及扩展,在多层板(尤其

是厚板)的深层损伤监测方面具有表1中传感器无可比拟的优势。

2.2 嵌入式涡流传感阵列

斯坦福大学提出的涡流线圈为单发射单接收形式,无法从一个接收线圈的感应信号中区分和表征裂纹的角度、深度和径向长度。孙虎等^[31-33]采用改进的涡流传感薄膜对螺栓孔边裂纹进行了监测,取得了较好的监测效果。提出的矩形阵列涡流传感薄膜沿螺栓孔轴向分布的单激励、多接收矩形线圈组成。如图4(a)所示,激励线圈形状与接收线圈相似,由4个沿螺栓轴线分布的小矩形线圈组成。激励线圈为单激励,4个小线圈串联激励产生磁场,而接收线圈中的4个小线圈分别接收信号。激励线圈包括构型I和构型II;构型I是指相邻子线圈交界处激励线圈的电流方向相同,而构型II则相反。构型I和构型II在孔壁上产生的涡流轴向分布如图4(c)和图4(d)所示。可以看出,与构型II相比,构型I具有更强的涡流强度,但对裂纹深度的判别性较差。因此,构型II适用于金属螺栓连接中裂纹深度的识别。当裂纹沿螺栓孔径向(即沿长度方向)扩展时,涡流线圈感应电压变化具有良好的单调性,如图4(c)所示。

除了裂纹深度和长度的识别,如图5所示,孙虎等^[34]开发了一种能够识别裂纹角度的二维涡流阵列传感薄膜。其中,激励线圈设计为沿轴向的 4×1 线圈阵列,如图5(a)所示,而接收线圈设计为沿轴向和周向的 4×4 线圈阵列,如图5(b)所示,这样可以保证激发的涡流场沿周向均匀分布。裂纹角度对感应电压的影响只与接收线圈的配置有关。然而,单个线圈表征裂纹角度的绝对值易受传感器安装和环境参数的影响,尤其是在高频激励下。为了解决这个问题,孙虎等^[35]设计了一个双层交叉阵列作为接收线圈,其中两组与图5(b)相同的矩形线圈阵列相互交错,如图5(c)所示。这种交叉阵列将圆周方向分成多个角度范围,如图5(d)所示。在图5(e)所示的每个角度范围内,当裂纹以不同的角度出现时,环向交叉的线圈感受到的感应电压变化趋势正好相反,如图5(f)所示。因此,两个交叉线圈的感应电压变化量的比值接近于正切函数,如图5(g)所示。交叉线圈的比值可用于确定裂纹的角度,并且该方法具有良好的稳定性。

但交错排列的涡流阵列传感膜增大了膜厚度,而且由于与孔壁距离不同,交叉线圈的提离值也需要补偿。为了解决这个问题,孙虎设计了图5(h)中单层交错排列的三角形线圈阵列^[36]及减少线圈数量的平行四边形线圈

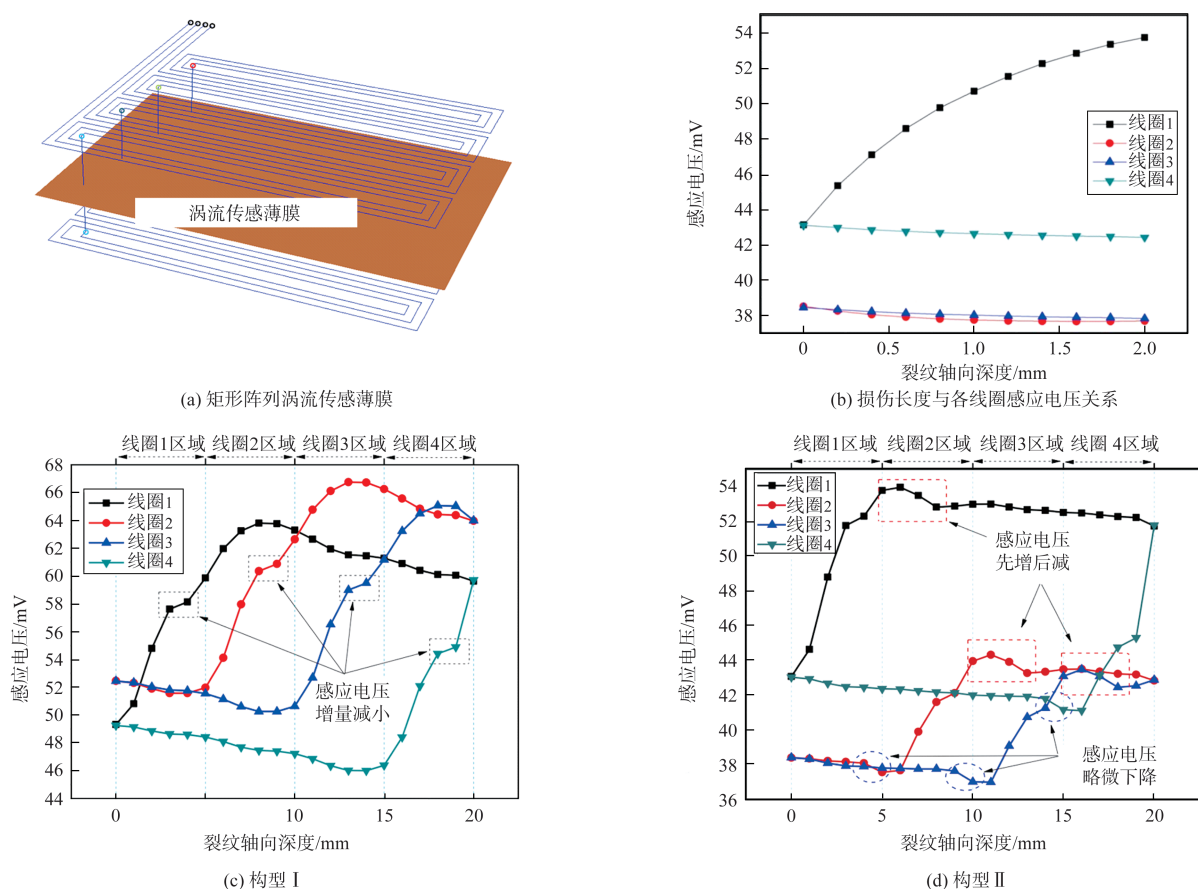


图4 矩形阵列涡流传感薄膜
Fig.4 Rectangular array eddy current sensing films

阵列^[37]。但结果表明,三角形和平行四边形线圈都难以检测到锐角顶点处的裂纹,造成角度识别的盲区。进一步设计了五边形线圈阵列^[38],以消除顶点处的涡流抵消现象,并获得与交错矩形线圈阵列类似的结果。

3 复材螺栓连接孔边损伤的涡流监测

3.1 复合材料板涡流检测技术概述

CFRP层压板采用导电碳纤维作为增强材料,使得CFRP整体呈现导电性。一般来说,CFRP层压板沿纤维方向的电导率为5000~50 000 S/m,这使得利用涡流检测CFRP材料有了可能。

近几十年来,凭借检测速度快、非接触等优势,CFRP的涡流检测引起了研究者的广泛关注。德国Fraunhofer无损检测研究所^[39]采用涡流探头阵列和多探头技术,以及高频涡流技术对单向碳纤维布和层压板中的损伤进行检测,对原始信号进行滤波和二维FFT逆变换,可分离出各纤维层的图像,检测出纤维编织花纹、纤维束回缩、间隙大、错位等

缺陷,结果表明,采用先进的涡流成像方法可以对复合材料进行准确的损伤检测。Koichi等^[40]通过改变铜线圈的结构和优化组合形式,检测了CFRP中的平面内和平面外纤维波纹和分层缺陷。Wu Dehui等^[41]提出了一种基于PCB的方形螺旋线圈,并成功地估计了裂纹的长度和实际位置,结合C扫描技术对CFRP板进行检测。上述研究表明,尽管CFRP的电导率比金属小4个数量级以上,并表现出电各向异性,但使用涡流检测方法仍然可以有效、可靠地检测CFRP中的缺陷。

3.2 复合材料连接结构孔边损伤监测

上述复合材料涡流检测的损伤检测能力为螺栓连接复合材料结构孔边损伤监测提供了很好的基础。但由于CFRP的导电性较弱,涡流法存在检测灵敏度低的问题,不同的CFRP层合板具有不同的导电性和涡流特性,这些特性决定了碳纤维复合材料的涡流检测与金属有很大的不同,需要进行细致深入的研究。

刘琦等^[42-43]将提出的一维嵌入式涡流阵列传感膜引

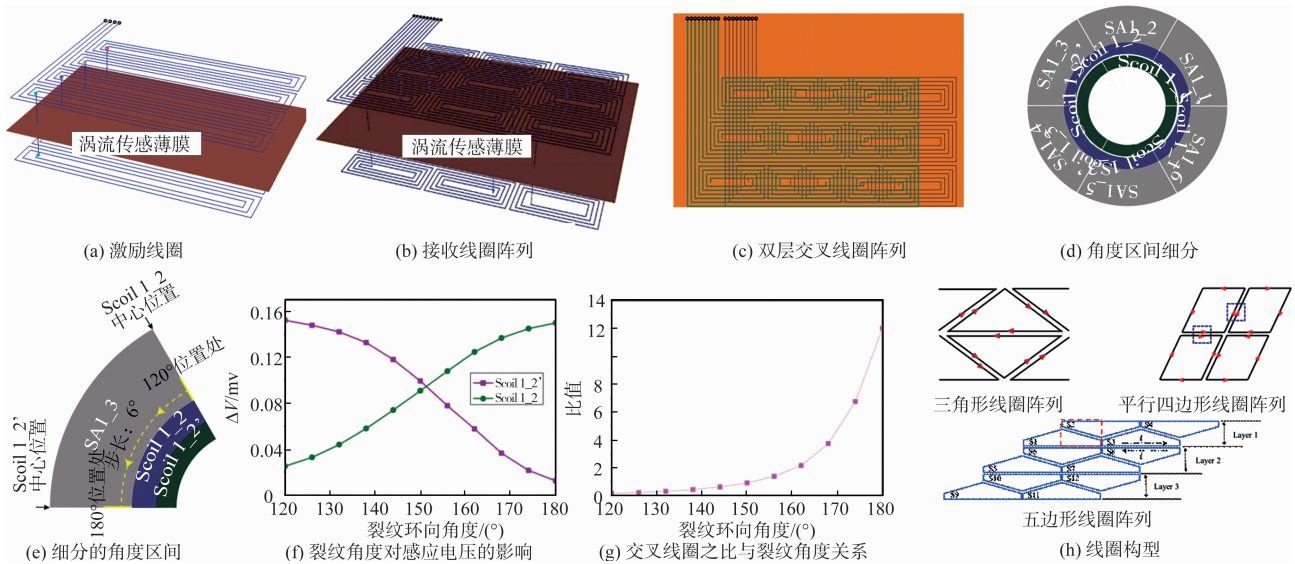


图5 不同构型的涡流传感阵列及角度识别效果

Fig.5 Eddy current sensing arrays of different configurations and angle recognition effects

入复合材料螺栓中,实现了螺栓连接复合材料板层孔边损伤的在线监测,如图6所示。涡流阵列由一个激励线圈和4个接收线圈组成。分别在螺栓连接单向CFRP板和编织板中开展试验,设置不同径向长度和不同深度的孔边损伤,在此条件下柔性涡流线圈的变化具有良好的监测能力。在拉伸试验机上对CFRP单搭接接头进行了传感器的实用性和真实损伤监测效果的测试和研究,并在试验过程中实现了对挤压失效损伤参数及扩展的识别和跟踪。

3.3 智能复材螺栓的设计与应用

将传感器埋入结构中实现结构与功能的一体化一直是结构健康监测研究人员的研究热点之一。随着复合材料使用比例的逐渐增大,新一代飞行器复合材料应用呈现次承力结构向主承力结构转变、常温服役环境向宽温度环境转变的发展趋势。而在宽温度服役环境下,传统的金属螺栓和复合材料连接件之间异构材料的热膨胀系数不匹配严重削弱了螺栓连接结构的力学性能,工程经验表明,150℃温度差异导致的热失配应变甚至可达2000 $\mu\epsilon$ 以上。因此,螺栓连接结构复合材料化,成为具有宽温度服役环境的新一代飞行器工程研制国家战略的重大需求。在此背景下,如何利用复合材料强大的可设计性,将涡流传感器的导线埋置并集成到复合材料螺栓中,实现复合材料螺栓的结构与功能一体化,形成真正的智能复合材料螺栓,成为亟待深入探索与研究的关键课题。

根据嵌入材料和复合材料本征材料是否相同,传感器嵌入方式可以分为异质嵌入和同质嵌入两种。Todd等^[44]

将光纤光栅传感器嵌入螺栓孔边的复合材料中监测螺栓扭矩。Qing Xinlin等^[45]提出一种薄膜封装的压电智能夹层,嵌入复合材料监测结构中可能存在的损伤。上述均属于传感器异质嵌入结构,对结构本身性能可能造成入侵性影响。

Liao Yaozhong等^[46-47]研制了一种碳基纳米复合导电油墨,这种油墨可以直接沉积在环氧树脂上形成封装的传感器,并嵌入复合材料中感知结构中的超声导波。由于埋置传感器的成分与被测结构相同,同质嵌入方式不会引起对宿主复合材料的侵入或降低原有结构完整性。因此,针对复合材料螺栓内部空间小、结构复杂的特殊情况,通过埋置同质传感器可有效提高涡流传感器与螺栓接头的结合度,从源头上优化对孔边损伤的监测效果。

为了提高对小型复杂螺栓连接件的兼容性,提高传感器的集成度,侯俊等^[48]提出了能够实现CFRP螺栓连接结构挤压损伤自我监测的智能CFRP螺栓,如图7所示。所提出的涡流传感器主要由与CFRP螺栓增强体同质的碳纳米管薄膜制成的线圈组成,并用与CFRP螺栓基体同质的环氧树脂薄膜进行封装。CFRP螺栓采用模压工艺制造,并将碳纳米管涡流传感器嵌入集成于螺栓杆中实现一体化成形。对嵌入传感器和未嵌入传感器的CFRP螺栓进行力学性能试验,结果表明,经过试验验证,制备的智能CFRP螺栓剪切刚度与普通复合材料螺栓性能接近,强度略高于普通螺栓。试验验证智能CFRP螺栓中涡流传感器的阻抗幅值可以有效监测CFRP搭接板孔边挤压损伤的扩展,在

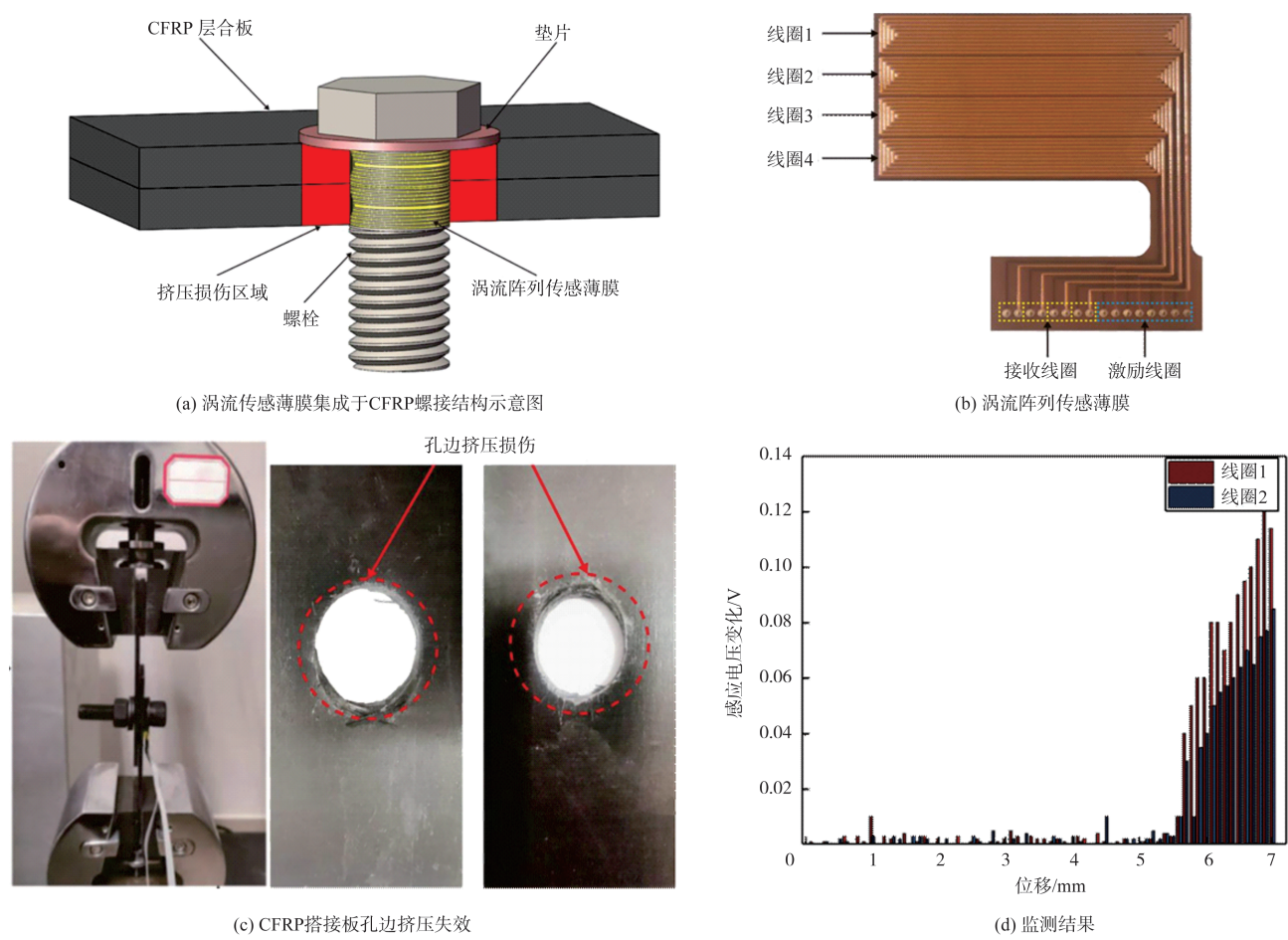


图6 复合材料螺栓连接孔边挤压失效监测

Fig.6 Bearing failure monitoring at the hole edge of composite bolted joints

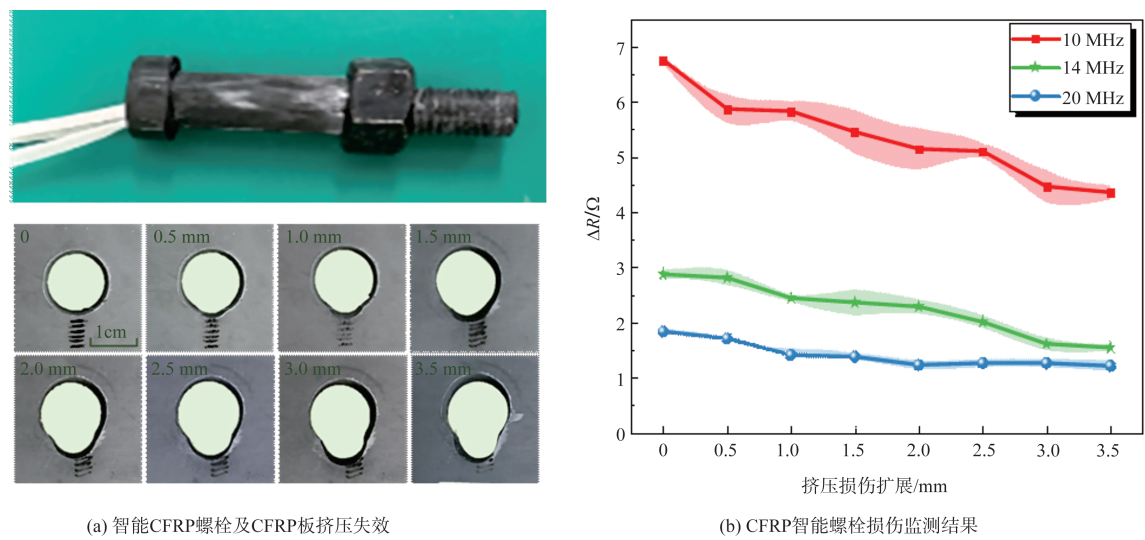


图7 智能复合材料螺栓及损伤监测效果

Fig.7 Intelligent composite bolts and damage monitoring effect

10 MHz工作频率下,传感器对CFRP板0.5 mm挤压损伤的检测灵敏度达到4.20%。

4 结论

螺栓连接结构孔边损伤是结构健康监测的重点关注内容,但现有诸多损伤监测方法对孔边损伤的角度、深度、长度/面积等扩展程度的监测能力不足。嵌入式涡流传感阵列技术构建了覆盖孔边的涡流场,通过孔边的多线圈阵列信号有效表征孔边损伤的多参数,解决了孔边损伤多参数的定量表征难题。综合当前研究态势和产业未来发展需求,基于嵌入式涡流传感阵列的螺栓连接结构健康监测技术,其未来发展趋势主要聚焦于以下4个方面:

(1)进一步提高螺栓孔边损伤监测技术的定量化水平。如何提高监测技术的定量监测能力和环境适应性,使之在飞机各种复杂飞行条件下都能高精度地定量监测螺栓结构损伤参数,是推动该方法工程化应用的前提。

(2)研制专用的小型化、低功耗系统,对多螺栓进行同时监测。本文提出的涡流阵列传感器对于一个螺栓连接需要多个通道,而一架飞机的螺栓数量众多,如何设计一个低功耗、可结合无线节点的小型化监测系统网络是该技术实现在线监测的前提。

(3)评估涡流传感技术对飞机在线监测电磁兼容性的影响。这种影响包括两个方面,一是涡流传感器的电磁场对飞机其他机载设备的影响,二是飞机电磁环境对涡流传感器监测结果的影响。

(4)构建基于涡流传感在线定量监测结果的结构剩余寿命预测或数字孪生技术。定量化是涡流传感技术的目标,在获得高精度损伤监测结果后,如何更好地利用结果对结构进行评估是需要进一步考虑的问题。

AST

参考文献

- [1] 赵丽滨,刘丰睿,黄伟,等. 复合材料螺栓连接失效分析研究进展[J]. 强度与环境, 2017, 44(3): 1-11.
Zhao Libin, Liu Fengrui, Huang Wei, et al. Advances in failure analysis methods of bolted composite joints[J]. Structure & Environment Engineering, 2017, 44(3): 1-11.(in Chinese)
- [2] 王奕首,卿新林. 复合材料连接结构健康监测技术研究进展[J]. 复合材料学报, 2016, 33(1): 1-16.
Wang Yishou, Qing Xinlin. Progress on study of structural health monitoring technology for composite joints[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2016, 33(1): 1-16. (in Chinese)
- [3] 卿新林,黄媛,颜佳佳,等. 先进碳纤维增强复合材料螺栓连接结构损伤监测技术[J]. 航空制造技术, 2023, 66(17): 14-25.
Qing Xinlin, Huang Yuan, Yan Jiajia, et al. Damage monitoring technology for advanced carbon fiber reinforced composite bolted joints [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(17): 14-25. (in Chinese)
- [4] 袁慎芳,徐秋慧,陈健. 可靠性评价:从无损检测到结构健康监测[J]. 航空学报, 2025, 46(5): 342-362.
Yuan Shenfang, Xu Qiuhui, Chen Jian. Reliability evaluation: from nondestructive testing to structural health monitoring [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2025, 46(5): 342-362. (in Chinese)
- [5] 孙侠生,肖迎春,白生宝,等. 民用飞机复合材料结构健康监测技术研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(7): 53-63.
Sun Xiasheng, Xiao Yingchun, Bai Shengbao, et al. Research on the structural health monitoring technology of composite materials for civil aircraft [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(7): 53-63.(in Chinese)
- [6] Qing Xinlin, Li Wenzhuo, Wang Yishou, et al. Piezoelectric transducer-based structural health monitoring for aircraft applications[J]. Sensors, 2019, 19 (3): 545.
- [7] Sun H T, Chang Fukuo, Qing Xinlin. The response of composite joints with bolt-clamping loads, Part I: Model development [J]. Journal of Composite Materials, 2002, 36(1): 47-67.
- [8] Du Fei, Xu Chao, Ren Huaiyuan, et al. Structural health monitoring of bolted joints using guided waves: A review[J]. Structural Health Monitoring from Sensing to Processing, 2018: 163-180.
- [9] Wang Furui, Huo Linsheng, Song Gangbing. A piezoelectric active sensing method for quantitative monitoring of bolt loosening using energy dissipation caused by tangential damping based on the fractal contact theory[J]. Smart Materials and Structures, 2017, 27(1): 015023.
- [10] Yang Jinkyu, Chang Fukuo. Detection of bolt loosening in C-C composite thermal protection panels: I. Diagnostic principle[J]. Smart Materials and Structures, 2006, 15(2): 581-590.
- [11] Haynes C, Todd M, Nadabe T, et al. Monitoring of bearing failure in composite bolted connections using ultrasonic guided waves: A parametric study[J]. Structural Health Monitoring-An International Journal, 2014, 13 (1): 94-105.

- [12] Soleimanpour R, Soleimani S M, Mohammad N K. Damage detection and localization in loose bolted joints[J]. *Procedia Structural Integrity*, 2022, 37: 956-963.
- [13] Yuan Shenfang, Chen Jian, Yang Weibo, et al. On-line crack prognosis in attachment lug using Lamb wave-deterministic resampling particle filter-based method[J]. *Smart Materials and Structures*, 2017, 26(8): 085016.
- [14] 任元强, 严嘉慧, 袁慎芳, 等. 时变影响下导波健康HMM的损伤定量诊断方法 [J]. *机械工程学报*, 2024, 60(16): 54-61.
Ren Yuanqiang, Yan Jiahui, Yuan Shenfang, et al. Damage quantitative diagnosis method of guided wave health hidden markov model (HMM) under time-varying influence [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2024, 60(16): 54-61. (in Chinese)
- [15] 陈健, 孟义兴, 袁慎芳, 等. 融合导波监测的搭接结构裂纹扩展寿命孪生预测 [J]. *机械工程学报*, 2024, 60 (16): 34-42.
Chen Jian, Meng Yixing, Yuan Shenfang, et al. Twin prediction of crack propagation life of lap joint structure by fusing guided wave monitoring [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2024, 60(16): 34-42.(in Chinese)
- [16] Sun Hu, Hou Jun, Chen Wei, et al. An improved probabilistic diagnosis imaging algorithm for quantifying hole-edge crack growth[J]. *Measurement*, 2023, 215: 112881.
- [17] Liao Weilin, Sun Hu, Wang Yishou, et al. A novel damage index integrating piezoelectric impedance and ultrasonic guided wave for damage monitoring of bolted joints[J]. *Structural Health Monitoring-An International Journal*, 2023, 22(5): 3514-3533.
- [18] Bhalla S, Vittal P A, Veljkovic M. Piezo-impedance transducers for residual fatigue life assessment of bolted steel joints[J]. *Structural Health Monitoring-an International Journal*, 2012, 11 (6):733-750.
- [19] Yu Hui, Guo Chengguang, Yue Haitao, et al. Research on the influence of an adhesive layer on the monitoring signal of piezoelectric sensors[J]. *Smart Materials and Structures*, 2023, 32(11): 115019.
- [20] Wishaw M, Barton D. Comparative vacuum monitoring: a new method of in-situ real-time crack detection and monitoring[C]// *Proceeding of 10th Asia-Pacific Conference on Nondestructive Testing*, 2001:18-21.
- [21] 吕志刚, 戚燕杰, 刘马宝, 等. 提高飞机结构安全性与经济性的新对策[J]. *中国民用航空*, 2009(7): 56-59.
- Lyu Zhigang, Qi Yanjie, Liu Mabao, et al. New strategies for enhancing both safety and economics of aircraft structure[J]. *China Civil Aviation*, 2009(7): 56-59. (in Chinese)
- [22] Fan Jinsong, Yuan Qiang, Wei Like, et al. Experimental study of anchor bolt stress evaluation with hybrid optical fiber monitoring[J]. *Optical Fiber Technology*, 2023, 80: 103415.
- [23] Wang Furui. Multi-bolt looseness detection using a new acoustic emission strategy[J]. *Structural Health Monitoring*, 2023, 22(3): 1543-1553.
- [24] Saeedif M, Najafabadi M, Zarouchas D. Clustering of interlaminar and intralaminar damages in laminated composites under indentation loading using acoustic emission[J]. *Composite Part B: Engineering*, 2018, 144: 206-219.
- [25] Sun Jiaying, Li Dongwu, Yang Huiyi, et al. Quantitative relationship between sliding-generated acoustic emission and friction conditions at bolted joint interfaces[J]. *Tribology Letters*, 2024, 72(3): 1-11.
- [26] Goldfine N, Zilberstein V, Washabaugh A, et al. Eddy current sensor networks for aircraft fatigue monitoring[J]. *Materials Evaluation*, 2003, 61 (7): 852-859.
- [27] Li Peiyuang, Li Chen, He Yuting, et al. Mutual interference effect of a rosette eddy current array sensor for quantitative crack monitoring in metallic structures[J]. *Insight*, 2018, 60(9): 495-500.
- [28] Yang Fei, He Yuting, Fan Xianghong, et al. A flexible eddy current TMR sensor for monitoring internal fatigue crack[J]. *Sensors*, 2023, 23(23): 9507.
- [29] Chen Guolong, Zhang Weimin, Zhang Zhijing, 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.
- [30] 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*, 2012, 11 (3): 253-267.
- [31] Wang Yishou, Qing Xinling, Liang Dong, et al. Multi-field coupled sensing network for health monitoring of composite bolted joint[C]. *SPIE Conference on Health Monitoring of Structural and Biological Systems*, 2016.

- [32] Sun Hu, Wang Tao, Liu Qijian, et al. A novel eddy current array sensing film for quantitatively monitoring hole-edge crack growth in bolted joints[J]. *Smart Materials and Structures*, 2019, 28 (1): 015018.
- [33] Liu Qijian, Sun Hu, Wang Tao. Hole-edge damage monitoring of bolted composite joints with a flexible eddy current array sensing film[C]. *7th Asia-Pacific Workshop on Structural Health Monitoring*, 2018.
- [34] Sun Hu, Wang Tao, Liu Qijian, et al. A two-dimensional eddy current array-based sensing film for estimating failure modes and tracking damage growth of bolted joints[J]. *Structural Health Monitoring-an International Journal*, 2021, 20(3): 877-893.
- [35] Sun Hu, Yi Juyan, Wang Tao, et al. A new interleaving eddy current array-based sensing film for fatigue crack quantification of bolted joints[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2021, 32 (16): 1867-1877.
- [36] Fan Shilei, Yi Junyan, Sun Hu, et al. Quantifying hole-edge crack of bolt joints by using an embedding triangle eddy current sensing film[J]. *Sensors*, 2021, 21(7): 2567.
- [37] Sun Hu, Zhang Yiming, Yi Junyan, et al. Crack quantification of bolted joints by using a parallelogram eddy current array sensing film[J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2022, 39(1): 98-107.
- [38] Sun Hu, Hou Jun, Chen Wei, et al. A novel pentagonal eddy current sensing array film for quantifying hole-edge crack of bolted joints[J]. *IEEE Sensors Journal*, 2022, 22(23): 22464-22472.
- [39] Henning H, Schulze M H. Eddy current testing of carbon fiber materials by high resolution directional sensors[C]. *Smart Materials, Structures & NDT in Aerospace*, 2011: 1-13.
- [40] Koichi M, Syukri IA, Keiji O, et al. Enhancement of sensitivity to delamination in eddy current testing of carbon fiber composites by varying probe geometry[J]. *Composite Structures*, 2019, 226: 111227.
- [41] Wu Dehui, Cheng Fang, Yang Fei, et al. Non-destructive testing of carbon-fiber- reinforced plastics with a PCB-based T-R probe[J]. *Composite Structures*, 2020, 240: 112080.
- [42] Liu Qijian, Sun Hu, Wang Tao, et al. On-site health monitoring of composite bolted joint using built-in distributed eddy current sensor network[J]. *Materials*, 2019, 12: 2785.
- [43] Liu Qijian, Sun Hu, Chai Yuan, et al. On-site monitoring of bearing failure in composite bolted joints using built-in eddy current sensing film[J]. *Journal of Composite Materials*, 2021, 55(14): 1893-1905.
- [44] Yeager M, Whitaker A, Todd M. A method for monitoring bolt torque in a composite connection using an embedded fiber Bragg grating sensor[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2018, 29(3): 335-344.
- [45] Qing Xinlin, Beard S, Kumar A, et al. Advances in the development of built-in diagnostic system for filament wound composite structures[J]. *Composites Science and Technology*, 2006, 66(11): 1694-1702.
- [46] Liao Yaozhong, Zhou Pengyu, Pan Dongyue, et al. An ultra-thin printable nanocomposite sensor network for structural health monitoring[J]. *Structural Health Monitoring*, 2021, 20 (3): 894-903.
- [47] Su Yiyin, Xu Lei, Zhou Pengyu, et al. In situ cure monitoring and in-service impact localization of FRPs using pre-implanted nanocomposite sensors[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2022, 154: 106799.
- [48] Hou Jun, Bai Shengbao, Zhang Xinlong, et al. An intelligent CFRP bolt with embedded carbon nanotube eddy current sensors for damage self-diagnosis of bolted composite joints [J]. *Polymer Composites*, 2025, 46(3): 2545-2559.

Research Progress of Hole-Edge Damage Quantification Technology for Bolted Joints

Sun Hu¹, Xiao Da², Hou Jun¹

1. Xiamen University, Xiamen 361102, China

2. Industry Development and Promotion Center, Ministry of Industry and Information Technology, Beijing 100846, China

Abstract: Bolted joints are characterized by complex hole-edge failure modes and multiple damage parameters, where the monitorability of multi-characteristic parameters for deep damage under different failure modes remains a bottleneck in hole-edge damage monitoring. This paper reviews quantitative monitoring methods for hole-edge damage in bolted joints, highlighting the development of a multi-parameter quantitative monitoring technique based on embedded eddy current sensor arrays and its application progress in metallic and composite bolted joints. Compared with other methods, this technology establishes an eddy current field fully covering bolt holes in multi-layer overlapping plates, and solves the challenges of monitoring and inversion for hole-edge damage angle, depth, and length/area through mapping relationships between multi-sensor signals from eddy current coil arrays and damage parameters. To meet the demand for composite bolts, a preparation method for composite smart bolts with highly compatible embedded eddy current sensors is proposed, enabling self-diagnosis of hole-edge damage without compromising bolt mechanical properties. It provides new theoretical methods and technical approaches to ensure aircraft structural integrity and enhance structural design capabilities.

Key Words: structural health monitoring; bolted joints; hole edge damage monitoring; eddy current sensing; intelligent bolts

Received: 2025-01-22; **Revised:** 2025-04-16; **Accepted:** 2025-05-19

Foundation item: Natural Science Foundation of China (12272331); Aeronautical Science Foundation of China (20200033068001); State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures (MCMS-E-0423G02)