

直升机关键连接结构孔边裂纹导波监测方法

王化吉¹ 施利明² 戴玉山¹ 邱雷²

(1. 中国直升机设计研究所, 景德镇 333000)

(2. 南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016)

摘要: 直升机恶劣的工作环境使得其结构极易萌生孔边裂纹并演化扩展,使其结构完整性及承载能力降低。为监测直升机连接结构的孔边裂纹,常采用压电导波的结构健康监测技术开展监测研究。但由于裂纹扩展初期的小裂纹不易监测且连接结构具备大尺寸通孔构型,导波监测的准确性仍有待提高。因此,围绕耳片连接结构裂纹监测的准确性问题,提出了一种基于压电导波阵列的孔边裂纹监测方法。首先,通过获取的压电导波阵列信号,提取了全网络损伤特征信息。其次,基于均值法构建了损伤报警阈值,实现了损伤报警。再次,基于连接结构形式改进了延时累加成像算法,优化了概率分布,进而实现了裂纹的准确定位。最后,通过耳片连接结构裂纹扩展监测试验进行了验证。试验结果表明,所提方法能够实现孔边裂纹的准确报警及定位,定位误差仅在2.01 mm以内,验证了所提方法的有效性和准确性。

关键词: 关键连接结构; 孔边裂纹监测; 压电导波; 损伤报警; 损伤定位

中图分类号: V219 **DOI:** 10.16579/j.issn.1001.9669.2025.08.014

0 引言

直升机结构是各类直升机研制的重要支撑平台,也是确保直升机安全、长寿命使用的重要承力结构^{[1][2]8-10}。在直升机结构中,很多不规则的连接部位均是采用耳片连接结构连接,如短翼与机身的连接,发动机与支架的连接等。因此,耳片连接结构是重要的受力连接件^[3]。然而,耳片连接结构服役过程环境恶劣,在通孔附近会产生严重的应力集中现象,并且在载荷作用下极易引起裂纹萌生,进而导致裂纹扩展直至断裂失效,造成灾难性的后果^[4]。因此,耳片连接结构的孔边裂纹监测问题是众多科研人员的研究重点^[5]。

结构健康监测技术是监测结构裂纹的重要手段^[6]。利用集成在结构中的监测传感器,比如压电传感器、光纤传感器、智能涂层传感器、薄膜传感器、应变传感器、涡流传感器等^[7-8],在线实时获取与结构健康状态有关的信息(应力、应变等参量),结合先进的信号处理算法提取结构特征参数,识别和评估结构的状态,从而实现对结构裂纹损伤的监测^[9-12]。其中,基于压电导波的结构健康监测技术具备在线监测潜力、热点区域原位监测、监测成本低等优点,因而受到了极大的关注^{[13][15-33][14-16]}。

针对耳片连接结构的孔边裂纹监测,YUAN等^[17]提出了一种导波监测的隐马尔可夫模型,用于航空耳片连接结构孔边裂纹扩展评估的研究中,实现了孔边裂纹长度状态的分类,但裂纹监测的分辨力为2 mm。SONI等^[18]建立了耳片连接结构裂纹损伤导波监测的有限元模型,提取导波信号的频谱特征信息进行了裂纹长度的分类诊断,但监测分辨力也仅为2 mm。此外,也有研究表明,在裂纹扩展初期,对于小裂纹(长度小于5 mm的裂纹),导波信号特征对损伤不够敏感,使得裂纹长度预测误差超过3 mm^[19-20]。因此,耳片连接结构孔边裂纹监测的准确性仍然有待提升。

近年来,国内外学者对裂纹监测方法开展了大量研究,包括传感器布局优化设计、导波监测算法优化等,旨在提升裂纹监测的准确性。MOTAMED等^[21]研究了传感器阵列布局方式以及阵元数量对裂纹损伤成像的影响,结果表明环形阵列的监测精度最高,且传感器阵元数量大于20个,定位误差可在2.27 mm之内。LIU等^[22]通过导波频率的筛选,优化了损伤特征(Damage Feature, DF)的提取,进而改善了成像定位算法,实现了横截面积1.13%的结构周向小裂纹的准确定位。WANG等^[23]采用环形压电导波阵列对裂纹损伤进行了概率成像研究,基于交叉扫描方法提取裂纹

收稿日期: 2025-05-20 修回日期: 2025-06-19

基金项目: 中央高校青年教师科研创新能力支持项目(ZYGXQNJ-SKYCXNLZCXM-D6)

作者简介: 王化吉,男,1983年生,江苏宿迁人,在读博士研究生,研究员; 主要研究方向为直升机健康管理技术; E-mail:whjwyt@163.com。

戴玉山(通信作者),男,1987年生,江苏东台人,高级工程师; 主要研究方向为直升机健康管理技术; E-mail:350701802@qq.com。

引用格式: 王化吉,施利明,戴玉山,等. 直升机关键连接结构孔边裂纹导波监测方法[J]. 机械强度,2025,47(8):115-122.

WANG Huaji, SHI Liming, DAI Yushan, et al. Monitoring method-based guided wave for hole-edge crack in key connection structure of helicopter[J]. Journal of Mechanical Strength, 2025, 47(8): 115-122.

方向特征信息,并优化传统的定位成像算法中的概率分布,实现了裂纹角度的准确评估,角度误差在 7° 之内。然而,也有研究表明,导波监测方法中边界反射对裂纹成像定位存在干扰影响,降低监测的准确性^[24]。综上所述,这些研究对于提升裂纹监测效果具有指导意义。此外,耳片连接结构中存在螺栓通孔形式,增强了边界反射现象,对裂纹损伤的准确定位也增加了一定的难度。因此,需要结合结构形式优化监测方法以实现准确的监测效果。

围绕耳片连接结构裂纹损伤准确监测的关键问题,本文提出了一种基于压电导波阵列的裂纹损伤监测方法,结合损伤报警算法和优化延时累加成像算法实现孔边裂纹损伤的准确监测。

1 试验及方法

1.1 导波监测试验设置

金属耳片连接结构的材料为铝合金 2024-T4,宽度为 180 mm,长度为 343.5 mm,厚度为 5 mm,试件中存在 1 个半径为 24 mm 的螺栓通孔,如图 1 所示。

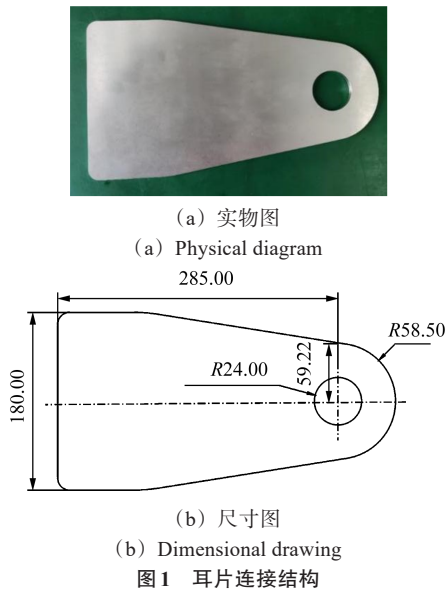


图 1 耳片连接结构
Fig. 1 Attachment lug structure

环形压电传感器阵列与结构通孔呈同心圆布置,如图 2 所示。环形阵列共有 22 个压电传感器,任意一个压电传感器作为激励传感器,其余 21 个压电传感器作为接收传感器,组成全激励-全传感的导波网络,共有 462 个导波通道。

搭建的试验系统包括集成结构健康监测系统 (SHM-ISS-4.0C)、数码显微镜 (Belona-SC210)、计算机等,如图 3 所示。试验过程中,激励信号采用 3 波峰的汉宁窗调制正弦脉冲信号,信号幅值为 ± 70 V,中心频率为 150 kHz。集成结构健康监测系统设置的采样率为 10 MHz,采样长度为 10 000 个数据点。数码显微

镜连接计算机使用,用于观察裂纹的尺寸。在耳片试件外边缘粘贴消声材料以减小在信号采集过程中的边界反射的影响。

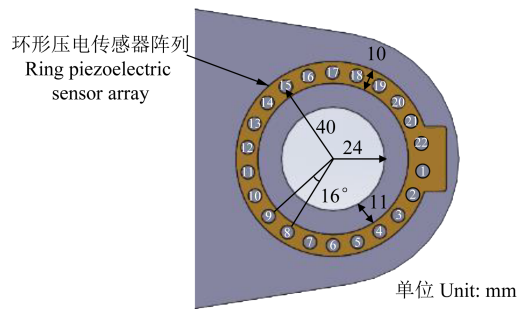


图 2 压电传感器阵列布局

Fig. 2 Layout of piezoelectric sensor array

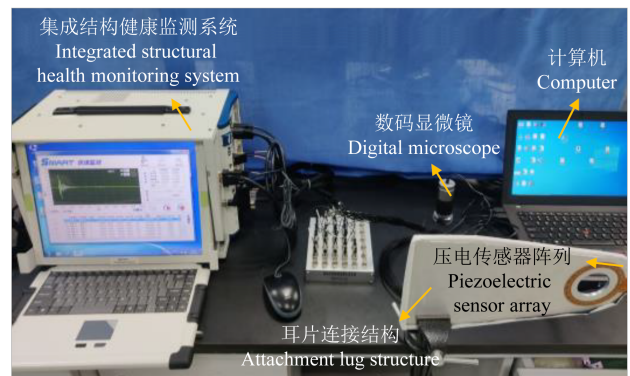


图 3 孔边裂纹导波监测试验系统

Fig. 3 Hole-edge crack guided wave monitoring test system

在图 4 所示位置处采用金刚砂线锯的方式人工切割制造孔边裂纹,每次施加 1 mm 的切割长度,从而使得裂纹切割长度逐渐增加形成裂纹扩展,共实施了 9 次切割,即裂纹长度由 1~9 mm,裂纹扩展间隔为 1 mm,其损伤状态分别记为 $D_1 \sim D_9$ 。通过数码显微镜对裂纹长度进行观察,其中 1、5、9 mm 裂纹的状态如图 5 所示。

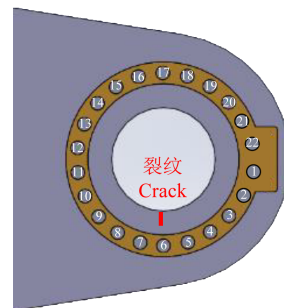


图 4 孔边裂纹损伤位置

Fig. 4 Location of hole-edge crack damage

1.2 全网络损伤特征报警方法

通过压电导波在结构表面传播,利用压电传感器采集导波监测信号,并提取其中的损伤特征信息,进而实现对结构状态的监测。

一旦出现裂纹损伤,受损伤影响的导波监测信号

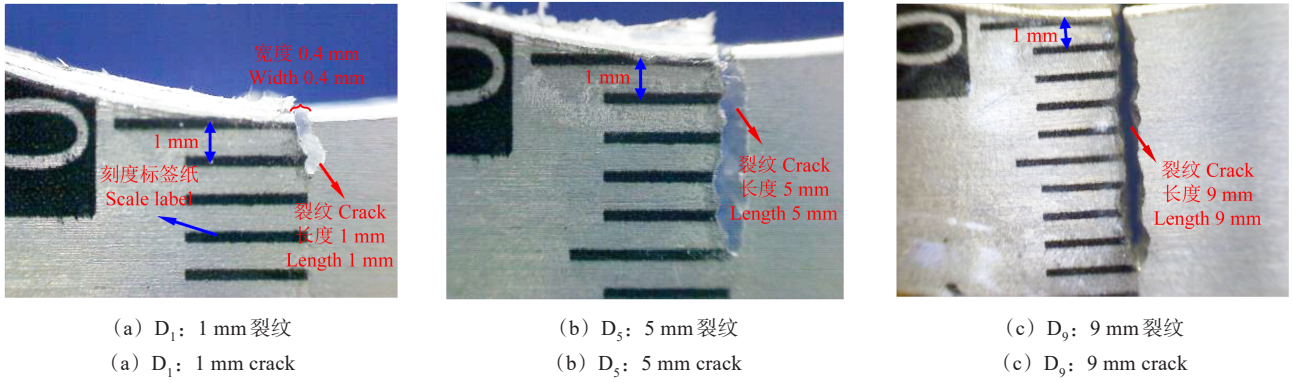


图 5 不同长度的孔边裂纹状态

Fig. 5 Crack conditions at hole-edges of varying lengths

会发生变化,主要体现在信号幅值、相位等特征的差异^[25]。提取这些差异进行定量分析导波对损伤的响应和监测规律,形成损伤特征,可表示为

$$D_F = \sqrt{\frac{\int_{t_1}^{t_2} [B(t) - M(t)]^2 dt}{\int_{t_1}^{t_2} B^2(t) dt}} \quad (1)$$

式中, $B(t)$ 、 $M(t)$ 分别为基准状态和监测状态的时域信号; t_1 、 t_2 分别为信号截取时间区间的起止点。损伤特征 D_F 可反映导波信号受到损伤影响的程度。

由于压电效应,压电传感器既可以产生导波信号,也可以接收导波信号。在实际监测过程中,结构表面往往布置多个压电传感器,以阵列形式组成不同的激励传感通道,构建激励传感网络,提高监测效果^{[2]8-10}。对每一个激励传感通道提取损伤特征 D_{Fi} ,得到全网络的损伤特征集,表示为

$$S_{NDF}(N) = \{D_{F1}, D_{F2}, \dots, D_{FN}\} \quad (2)$$

$$N = n(n - 1) \quad (3)$$

式中, S_{NDF} 为损伤特征集; $D_{Fi}(i = 1, 2, \dots, N)$ 为全网络中第 i 个通道的损伤特征; N 为全网络的总通道数; n 为压电传感器阵列中的传感器个数。

研究表明,损伤产生前后,靠近甚至经过损伤的通道 D_F 值急剧上升,而远离损伤通道的 D_F 值变化不大^[26]。基于这种规律,借鉴算术平均法的思想,提出了一种全网络损伤特征报警法,报警阈值表示为

$$T_{Th} = k \frac{\sum_{i=1}^N D_{Fi}}{N} \quad (4)$$

式中, T_{Th} 为损伤特征报警阈值; k 为报警系数,一般取4^[27]。遍历损伤特征集 S_{NDF} ,超过报警阈值 T_{Th} 的通道触发损伤报警,提示结构产生损伤。

1.3 全网络延时累加成像方法

基于上述损伤报警方法对结构状态进行有无损伤判定。一旦产生损伤,便进行损伤定位,确定损伤产生位置。本文基于延时累加成像算法开展损伤定

位监测,其原理如图6所示,对在监测区域采用适当的空间规则对损伤信号进行延时并叠加,从而得到反映损伤位置的像素图。

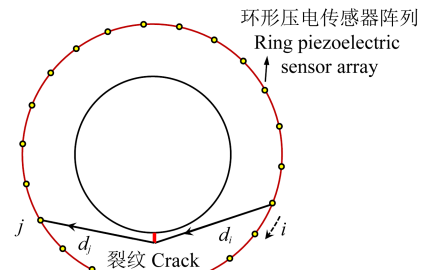


图 6 延时累加成像算法原理

Fig. 6 Principle of delay-and-sum imaging algorithm

通过监测信号和基准信号做差运算提取每个通道的损伤散射信号,计算得到损伤散射信号到达时间,具体表示为

$$T_{ij}(x, y) = T_{on} + \frac{d_i + d_j}{v} = T_{on} + \frac{\sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2} + \sqrt{(x - x_j)^2 + (y - y_j)^2}}{v} \quad (5)$$

式中, T_{ij} 为通道 i - j 的损伤散射信号到达时间; i 为激励传感器; j 为接收传感器; T_{on} 为激励信号的产生时间; v 为导波群速度; d_i 为裂纹至激励传感器 i 的距离; d_j 为裂纹至接收传感器 j 的距离; x_i 、 y_i 为激励传感器 i 的坐标位置; x_j 、 y_j 为接收传感器 j 的坐标位置。获取全网络中每个通道的损伤散射信号到达时间,对监测区域内每个空间位置进行信号叠加以获取空间像素分布,可表示为

$$P_{pr}(x, y) = \sum_{i=1}^{n-1} \sum_{j=i+1}^n \alpha S_{ij}^{WTE} [T_{ij}(x, y)] \quad (6)$$

式中, P_{pr} 为像素值; α 为概率系数; S_{ij}^{WTE} 为损伤散射信号经小波变换后的信号。

在本文的研究对象中,监测区域中存在一个大尺寸的螺栓通孔,使得损伤可能定位在通孔内部区域。

针对该结构形式对延时累加成像算法进行改进,优化其概率分布,具体表现为

$$\alpha = \begin{cases} 0, & x^2 + y^2 \leq R^2 \\ 1, & \text{其他} \end{cases} \quad (7)$$

式中, R 为结构通孔的半径。像素值 P_{pr} 代表损伤出现概率,损伤位置出现在像素值最大处^{[13]15-33}。之前的研究表明,可将损伤的中心点作为损伤坐标^[28]。因此,成像定位误差可表示为

$$\varepsilon = \sqrt{(x_{pr} - x_{tu})^2 + (y_{pr} - y_{tu})^2} \quad (8)$$

式中, ε 为定位误差; x_{pr} 、 y_{pr} 为定位算法中像素值最大位置; x_{tu} 、 y_{tu} 为裂纹损伤中心的真实坐标位置。

2 监测试验结果

2.1 导波传播特性分析

以12号传感器作为激励传感器,选取了典型通道对比裂纹损伤产生前以及扩展后的导波信号,并分析耳片连接结构中导波信号特性。

2.1.1 过损伤通道信号对比

根据图4中裂纹损伤的位置,导波信号经过损伤的典型通道有通道12-2,其导波信号如图7所示,可以看到 A_0 模式受到损伤影响较大,幅值变化达到100 mV。

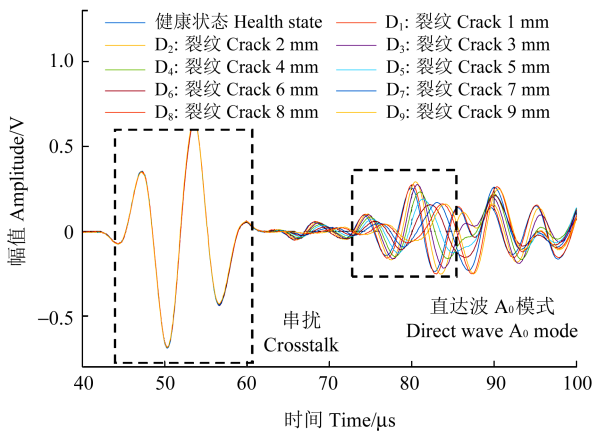


图7 裂纹扩展下通道12-2导波信号

Fig. 7 Guided wave signal of channel 12-2 with crack propagation

由图7可知,随着裂纹扩展增长,相位偏移和幅值衰减也逐渐明显,扩展至9 mm时相位偏移可达42个数据点,幅值衰减达到100 mV。结果说明裂纹产生及扩展对于过损伤通道12-2的影响较大。

2.1.2 远离损伤通道信号对比

远离损伤的典型通道为通道12-18,其导波信号如图8所示。由图8可知,通道12-18在裂纹扩展前后,健康信号和损伤信号直达波段几乎完全重合,相位偏移在1个数据点之内,幅值相差最大仅为24 mV,直达波段相位、幅值变化较小。结果表明损伤扩展前后该通道的信号几乎没有变化。

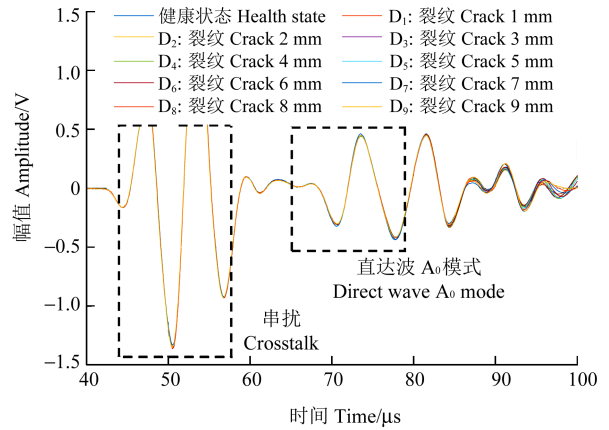


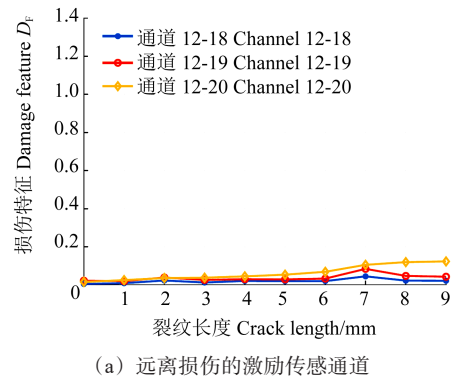
图8 通道12-18的导波信号

Fig. 8 Guided wave signal of channel 12-18 with crack propagation

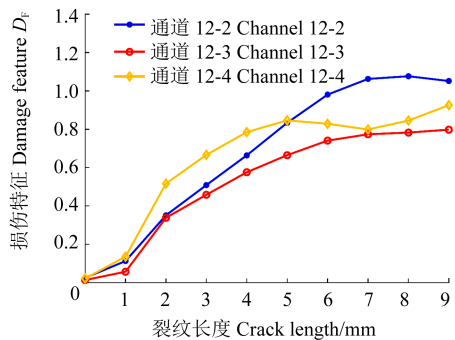
2.2 裂纹扩展损伤报警结果

2.2.1 裂纹扩展损伤特征变化

采集健康状态下的基准信号以及每次裂纹扩展后损伤状态下的监测信号,计算损伤特征值,选取其中典型的远离损伤通道以及经过损伤通道,得到损伤特征随裂纹扩展的变化结果,如图9所示。



(a) Excitation-sensing channel away from damage



(b) Excitation-sensing channel passing through damage

图9 裂纹扩展损伤特征变化趋势

Fig. 9 Variation trend of the damage feature with crack propagation

由图9可知,随着裂纹长度的增加,远离损伤的激励传感通道的 D_f 值变化很小,增加幅度仅在0.15之内,而经过损伤的激励传感通道则整体呈现上升趋势,增幅均超过0.8, D_f 值变化明显。

2.2.2 裂纹扩展损伤报警结果

采用本文提出的全通道损伤特征报警法进行裂纹扩展损伤报警,裂纹扩展的损伤监测结果如图 10 所示。

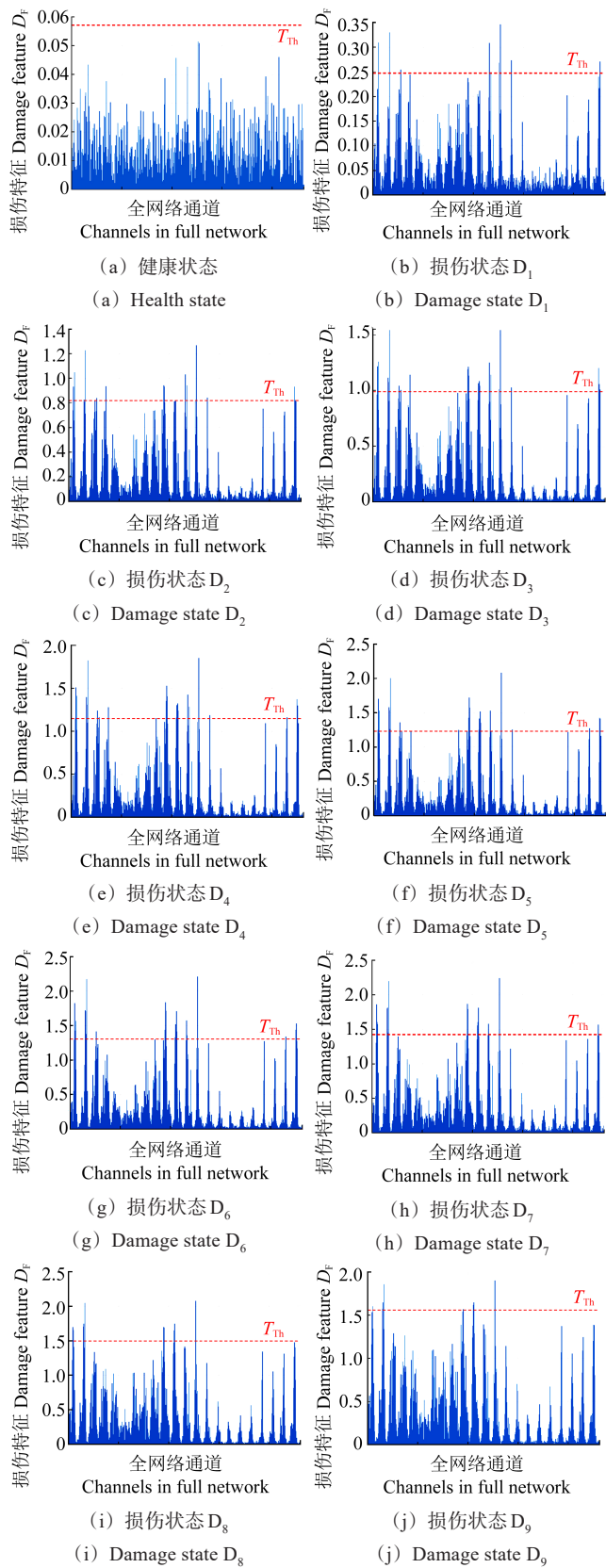


图 10 裂纹扩展损伤报警结果

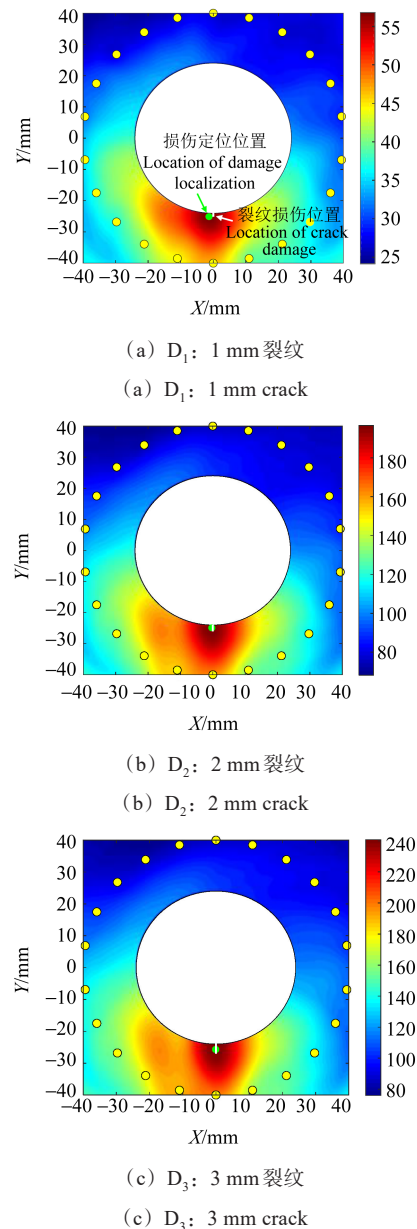
Fig. 10 Damage alarm results with crack propagation

由图 10 可知,随着裂纹扩展,基于损伤特征的损伤报警方法可实现孔边裂纹扩展的准确报警,健康状态不虚警,损伤状态下准确报警,验证了所提报警方法的有效性和可靠性。

2.3 裂纹扩展损伤定位结果

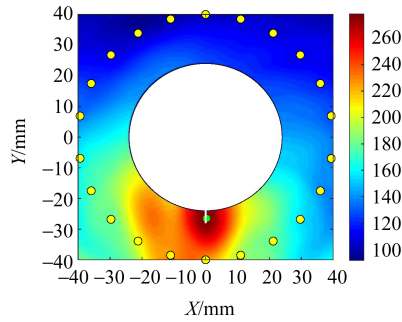
通过所提出的成像定位算法对裂纹扩展状态进行定位成像,结果如图 11 所示。由图 11 可知,其成像结果均在裂纹扩展位置形成聚焦区域,且聚焦区域与实际裂纹损伤位置较为吻合,实现了裂纹扩展损伤的定位。随着裂纹扩展,成像图中的像素值也逐渐增大。通过式(8)计算的成像算法的定位误差,结果如表 1 所示。

由表 1 和图 11 可知,随着裂纹扩展,本文所提成像算法大部分的定位误差在 1 mm 以内,最大误差仅为 2.01 mm,验证了所提定位方法的准确性。

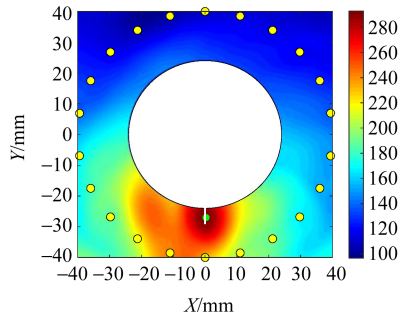


(c) D_3 : 3 mm 裂纹

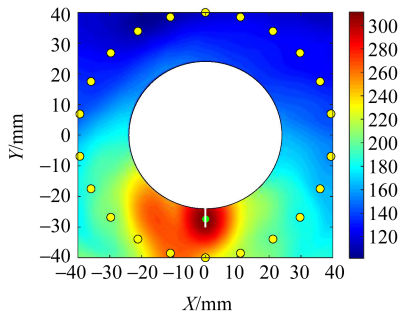
(c) D_3 : 3 mm crack



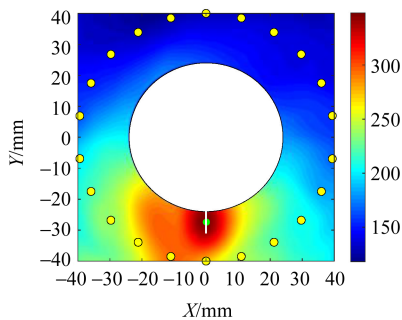
(d) D_4 : 4 mm 裂纹
(d) D_4 : 4 mm crack



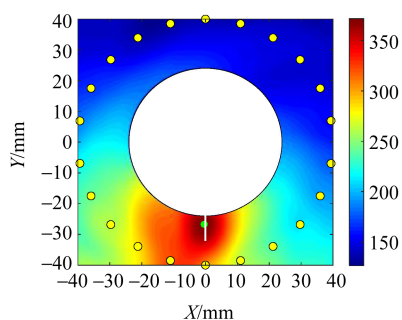
(e) D_5 : 5 mm 裂纹
(e) D_5 : 5 mm crack



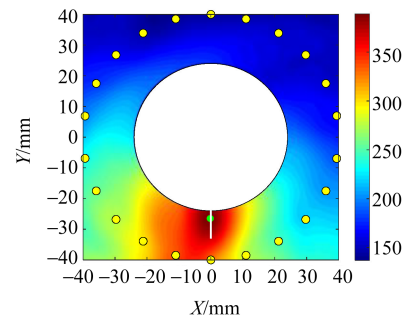
(f) D_6 : 6 mm 裂纹
(f) D_6 : 6 mm crack



(g) D_7 : 7 mm 裂纹
(g) D_7 : 7 mm crack



(h) D_8 : 8 mm 裂纹
(h) D_8 : 8 mm crack



(i) D_9 : 9 mm 裂纹
(i) D_9 : 9 mm crack

图 11 裂纹扩展损伤定位结果

Fig. 11 Damage localization results with crack propagation

表 1 裂纹扩展监测的损伤定位结果

Tab. 1 Damage localization results of the crack propagation monitoring

损伤状态 Damage state	裂纹位置 Crack position/ mm	定位结果 Localization result/mm	定位误差 Localization error ε /mm
D_1	(0, -24.5)	(-1.3, -25.1)	1.43
D_2	(0, -25.0)	(-0.3, -24.9)	0.32
D_3	(0, -25.5)	(-0.1, -25.7)	0.22
D_4	(0, -26.0)	(0.3, -26.5)	0.58
D_5	(0, -26.5)	(0.3, -27.0)	0.58
D_6	(0, -27.0)	(0.1, -27.4)	0.41
D_7	(0, -27.5)	(0.1, -27.4)	0.14
D_8	(0, -28.0)	(-0.4, -26.7)	1.36
D_9	(0, -28.5)	(-0.2, -26.5)	2.01

3 结论

针对耳片连接结构孔边裂纹准确报警、定位等问题,提出了一种基于压电导波阵列的孔边裂纹监测方法,通过开展孔边裂纹扩展监测试验验证了所提方法的有效性和准确性。得出以下主要结论:

1)提出了一种损伤特征提取方法,量化表征孔边裂纹损伤对导波的影响程度,并基于全网络损伤特征建立了一种损伤报警方法,实现了健康状态不虚警、损伤状态准确报警。

2)基于结构形式优化延时累加定位算法,实现了耳片连接结构孔边裂纹的准确定位,定位误差在 2.01 mm 之内。

未来研究将围绕存在时变服役环境下的不可见裂纹监测开展研究,以及利用数据驱动、深度学习、统计学概率模型等方法挖掘特征信息,提升裂纹监测方法的实际应用能力。

参考文献(References)

- [1] 袁慎芳. 结构健康监测[M]. 北京:国防工业出版社,2007:2-3.
YUAN Shenfang. Structural health monitoring and damage control [M]. Beijing:National Defense Industry Press,2007:2-3. (In Chinese)
- [2] 邱雷. 基于压电阵列的飞机结构监测与管理研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2011:8-10.
QIU Lei. Research on aircraft structure monitoring and management system based on piezoelectric array[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2011:8-10. (In Chinese)
- [3] 伍黎明,何宇廷,张海威,等. 耳片斜切角对孔边疲劳裂纹扩展速率的影响[J]. 机械工程材料,2012,36(11):106-108.
WU Liming, HE Yuting, ZHANG Haiwei, et al. Effect of attachment lug's bevel angle on fatigue crack growth rate[J]. Materials for Mechanical Engineering,2012,36(11):106-108. (In Chinese)
- [4] BOLJANOVIĆ S. Computational modeling of aircraft lugs failure under fatigue loading [J]. International Journal of Fatigue, 2018, 114:252-261.
- [5] 于翀,宋昊. 航空结构件孔边裂纹监测技术研究综述[J]. 航空科学技术,2021,32(12):1-17.
YU Chong, SONG Hao. Summary of research on hole edge crack monitoring of aviation structures[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(12):1-17. (In Chinese)
- [6] 袁慎芳,邱雷,吴键,等. 大型飞机的发展对结构健康监测的需求与挑战[J]. 航空制造技术,2009,52(22):62-67.
YUAN Shenfang, QIU Lei, WU Jian, et al. Challenge in structural health monitoring of large aircraft development [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(22):62-67. (In Chinese)
- [7] QING X L, LI W Z, WANG Y S, et al. Piezoelectric transducer-based structural health monitoring for aircraft applications[J]. Sensors, 2019, 19(3):545.
- [8] 汪玉,邱雷,黄永安. 面向飞行器结构健康监测智能蒙皮的柔性传感器网络综述[J]. 航空制造技术,2020,63(15):60-69.
WANG Yu, QIU Lei, HUANG Yong'an. Review of flexible sensor networks for structural health monitoring of aircraft smart skin[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(15):60-69. (In Chinese)
- [9] BAO Y Q, CHEN Z C, WEI S Y, et al. The state of the art of data science and engineering in structural health monitoring [J]. Engineering, 2019, 5(2):234-242.
- [10] 孙侠生,肖迎春. 飞机结构健康监测技术的机遇与挑战[J]. 航空学报,2014,35(12):3199-3212.
SUN Xiasheng, XIAO Yingchun. Opportunities and challenges of aircraft structural health monitoring [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(12):3199-3212. (In Chinese)
- [11] 刘俭辉,徐建平. 基于HRR场的疲劳裂纹扩展模型研究[J]. 机械强度,2024,46(5):1207-1215.
LIU Jianhui, XU Jianping. Research on fatigue crack growth model based on hrr field [J]. Journal of Mechanical Strength, 2024, 46(5):1207-1215. (In Chinese)
- [12] 郭巧荣,宋依良,徐建新,等. 含孔复合材料层合板的单轴拉伸渐进损伤研究[J]. 机械强度,2024,46(5):1243-1252.
GUO Qiaorong, SONG Yiliang, XU Jianxin, et al. Study on uniaxial tensile progressive damage of composite laminates with a hole [J]. Journal of Mechanical Strength, 2024, 46(5):1243-1252. (In Chinese)
- [13] 鲍峤,邱雷,袁慎芳. 飞行器结构健康监测中压电-导波成像技术的发展与挑战[J]. 航空科学技术,2020,31(3):15-33.
BAO Qiao, QIU Lei, YUAN Shenfang. Development and challenges of PZT-guided wave based imaging technique in aircraft structural health monitoring [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(3):15-33. (In Chinese)
- [14] YUAN S F, JING H T, WANG Y, et al. A whole service time SHM damage quantification model hierarchical evolution mechanism [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2024, 209:111064.
- [15] JING H T, YUAN S F, CHEN J, et al. A multi-scale deep residual network-based guided wave imaging evaluation method for fatigue crack quantification [J]. Measurement Science and Technology, 2025, 36(1):016115.
- [16] WANG H, YUAN S F, XU Q H, et al. A new GW-based heteroscedastic Gaussian process method for online crack evaluation [J]. Structural Health Monitoring, 2022, 21(6):2874-2889.
- [17] YUAN S F, ZHANG J J, CHEN J, et al. A uniform initialization Gaussian mixture model-based guided wave-hidden Markov model with stable damage evaluation performance [J]. Structural Health Monitoring, 2019, 18(3):853-868.
- [18] SONI S, DAS S, CHATTOPADHYAY A. Simulation of damage-features in a lug joint using guided waves [J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2009, 20(12):1451-1464.
- [19] XU Q H, YUAN S F, HUANG T X. Multi-dimensional uniform initialization Gaussian mixture model for spar crack quantification under uncertainty [J]. Sensors, 2021, 21(4):1283.
- [20] CHEN J, YUAN S F, WANG H. On-line updating Gaussian process measurement model for crack prognosis using the particle filter [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2020, 140:106646.
- [21] MOTAMED P K, ABEDIAN A, NASIRI M. Optimal sensors layout design based on reference-free damage localization with lamb wave propagation [J]. Structural Control and Health Monitoring, 2020, 27(4):e2490.
- [22] LIU K H, WU Z J, JIANG Y Q, et al. Guided waves based diagnostic imaging of circumferential cracks in small-diameter pipe [J]. Ultrasonics, 2016, 65:34-42.
- [23] WANG Z, ZHANG S D, LI Y H, et al. A cross-scanning crack damage quantitative monitoring and imaging method [J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2022, 71:9600610.
- [24] 杨晓华,刘学君,张珂,等. 基于振动声调制的板类结构裂纹定位成像[J]. 北京航空航天大学学报,2017,43(8):1509-1516.
YANG Xiaohua, LIU Xuejun, ZHANG Ding, et al. Localization and imaging of crack damage in plate-like structures based on vibro-acoustic modulation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(8):1509-1516. (In Chinese)
- [25] QIU L, YUAN S F, CHANG F K, et al. On-line updating Gaussian

- mixture model for aircraft wing spar damage evaluation under time-varying boundary condition [J]. *Smart Material Structures*, 2014, 23(12):125001.
- [26] 郑辉, 邱雷, 袁慎芳, 等. C/C 热防护结构高温气流损伤导波监测实验方法 [J]. *航空学报*, 2022, 43(8):225659.
ZHENG Hui, QIU Lei, YUAN Shenfang, et al. Experimental method of guided wave monitoring for high temperature airflow damage of C/C thermal protection structures [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(8):225659. (In Chinese)
- [27] SHI L M, DENG B, XU Q Y, et al. Hole-edge crack monitoring in attachment lug with large bolt hole based on guided wave and circular piezoelectric sensor array [J]. *Smart Materials and Structures*, 2024, 33(3):035040.
- [28] REN Y Q, QIU L, YUAN S F, et al. Gaussian mixture model and delay-and-sum based 4D imaging of damage in aircraft composite structures under time-varying conditions [J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2020, 135:106390.

Monitoring method-based guided wave for hole-edge crack in key connection structure of helicopter

WANG Huaji¹ SHI Liming² DAI Yushan¹ QIU Lei²

(1. China Helicopter Research and Design Institute, Jingdezhen 333000, China)

(2. School of Aeronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The harsh operational environment of helicopters renders their structures highly susceptible to the initiation and propagation of hole-edge cracks around bolt holes, thereby compromising structural integrity and load-bearing capacity. To monitor hole-edge cracks in helicopter attachment lug structures, piezoelectric guided wave-based structural health monitoring (SHM) techniques are commonly employed. However, due to the difficulty in detecting small cracks at the early stages of propagation and the presence of large through-hole configurations in attachment lug structures, the accuracy of guided wave monitoring remains suboptimal. Therefore, addressing the accuracy issues in crack monitoring of attachment lug structures, this study proposes a piezoelectric guided wave array-based method for hole-edge crack detection. Firstly, damage feature information was extracted from acquired piezoelectric guided wave array signals encompassing the entire sensor network. Subsequently, a damage alarm threshold was established using a mean-value method to facilitate damage detection. Furthermore, an improved delay-and-sum imaging algorithm was developed based on the specific configuration of the attachment lug structure to optimize probability distribution and achieve precise crack localization. Finally, validation was conducted through test monitoring of crack propagation in attachment lug structures. Test outcomes demonstrate that the proposed method enables accurate alarm triggering and localization of hole-edge cracks around bolt holes, with localization errors confined within 2.01 mm, thereby confirming the efficacy and precision of the proposed approach.

Key words: Key attachment structure; Hole-edge crack monitoring; Piezoelectric guided wave; Damage alarm; Damage location

Corresponding author: DAI Yushan, E-mail: 350701802@qq.com

Fund: Research and Innovation Capability Support Project for Young Scholars of the Central Universities (ZYGXQNJ-SKYCXNLZCXM-D6)

Received: 2025-05-20 Revised: 2025-06-19