

# 基于导波的飞机结构腐蚀损伤监测研究\*

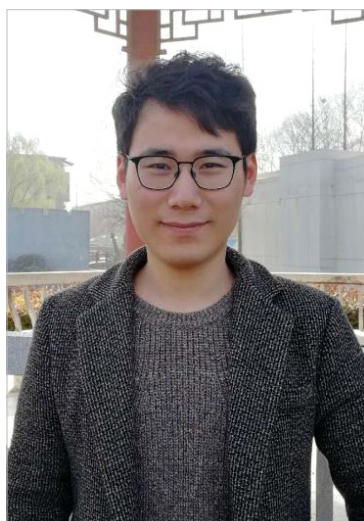
郭方宇,袁慎芳,鲍 峤

(南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室,结构健康监测与预测研究中心,南京 210016)

[摘要] 飞机结构腐蚀损伤会显著降低飞机结构的安全性能,危害飞行安全。提出一种基于导波的航空结构腐蚀损伤概率重建算法用于航空结构腐蚀损伤的在线监测。针对结构上真实的腐蚀损伤,采用频谱幅度差损伤因子表征 Lamb 波参考信号和监测信号的相关性,并作为损伤概率重建算法方法中的图像重建参数;根据损伤概率重建算法的成像结果,提出了一种融合损伤因子方法对腐蚀深度进行评估,同时采用超声检测方法测量结构上的腐蚀损伤与上述方法进行了对比。试验结果表明,该方法有效实现了结构腐蚀损伤的定位和腐蚀深度的评估。

关键词: 导波; 腐蚀损伤; 损伤概率重建算法; 损伤因子; 结构健康监测

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2018.07.070



郭方宇

硕士研究生,主要研究方向为结构健康监测、飞机结构腐蚀损伤监测与评估。

目前全世界有超过 14000 架老龄飞机,在全球机队中仅美国制造的飞机中就有超过 60% 服役时间超过 20 年,而腐蚀损伤是老龄飞机上最常见的损伤形式之一<sup>[1]</sup>。根据美国联邦航空管理局(Federal Aviation Administration, FAA)的统计,美国海军和空军的飞机每年花费在腐蚀损伤维修保养上的费用超过全年维修保养费用总支出的 30%<sup>[2]</sup>。腐蚀问题已经成为当前乃至今后制约各国飞机特别是老龄飞机正常使用的一个重要因素,特别是飞机结构腐蚀随着飞机服役年限增加而日益严重,而且腐蚀只能有效抑制而无法根本消除,当服役时间超过飞机日历寿命时更是如此<sup>[3]</sup>。飞机上腐蚀损伤出现的部位主要集中在外场无法检查、平时无法采取措施的机体结构内部、机身蒙皮铆接处、机翼、尾翼、起落架,以及可检性较差的承力件、框架、机身密封舱等容易积水的部位。传统

的无损检测方法对于较易出现腐蚀的隐蔽、狭小结构不易到达,应用上存在局限<sup>[4]</sup>。

Lamb 波是导波的一种,由于 Lamb 波对小损伤敏感,能够长距离传播和实现对结构的区域监测,因此基于压电传感器的 Lamb 波损伤在线监测方法被认为是最有潜力的结构健康监测(Structure Health Monitoring, SHM)技术之一<sup>[5]</sup>。腐蚀损伤对飞机特别是老龄飞机结构危害性大,并且隐蔽性强,因此对飞机结构上的腐蚀损伤监测一直是结构健康监测中的热点和难点问题<sup>[1,6]</sup>。损伤概率重建算法(Reconstruction Algorithm for Probabilistic Inspection of Damage, RAPID)是一种基于监测信号和参考信号相关性的成像方法,当 RAPID 方法用于飞机结构损伤监测时,可以提取 Lamb 波参考信号和监测信号的相关特征差异作为损伤因子,再通过 RAPID 方法能够直观

\* 基金项目: 国家自然科学基金重点项目(51635008); 国家自然科学基金杰出青年基金项目(51225502); 江苏高校优势学科建设工程资助项目; 青蓝工程。

重建出飞机结构上损伤的位置、程度等信息<sup>[7]</sup>。

针对结构上真实的腐蚀损伤,本文采用频谱幅度差损伤因子表征 Lamb 波参考信号和监测信号的相关性,并作为 RAPID 方法中的图像重建参数,对结构上的腐蚀损伤进行了成像研究;根据 RAPID 方法的成像结果,提出了一种融合损伤因子方法对腐蚀深度进行评估,同时采用 PACSCAN 超声 C 扫描系统测量了结构上的腐蚀损伤与上述方法进行了对比。

## 基于导波的腐蚀监测方法

### 1 损伤因子

由于结构上出现的腐蚀、裂纹等损伤,损伤的影响,使用压电传感器在结构中激励产生 Lamb 波信号时,经过损伤位置的 Lamb 波信号会发生衰减、散射等现象,与结构上无损伤状态时的 Lamb 波信号相比会出现幅值、相位等特征的差异,因此采用基于 Lamb 波的方法进行结构健康监测时,可以提取这些相关特征进行损伤监测。基于压电传感器的导波腐蚀在线监测方法的原理如图 1 所示, Lamb 波在结构中被激励时,压电传感器接收响应信号,如果结构上出现腐蚀损伤,提取损伤状态下的监测信号和健康状态下的参考信号的相关特征可以实现对腐蚀损伤的在线监测。

损伤因子是将腐蚀损伤与 Lamb 波响应信号的某种特征关联起来,定量的分析 Lamb 波对腐蚀损伤的响应和监测规律。在 RAPID 方法中,损伤因子被用来表征参考信号和监测信号的相关性并作为图像重建参数对损伤进行成像研究。低频时腐蚀损伤会对 Lamb 波幅值产生较明显的影响<sup>[8]</sup>,因此本文考虑主要表征信号幅值变化的频谱幅度差损伤因子进行腐蚀损伤监测。频谱幅度差损伤因子  $DI$  可以表示为:

$$DI = \frac{\int_{f_1}^{f_2} \left( \left| \int_{t_1}^{t_2} D(t) e^{-j2\pi f t} dt \right| - \left| \int_{t_1}^{t_2} H(t) e^{-j2\pi f t} dt \right| \right)^2 df}{\int_{f_1}^{f_2} \left| \int_{t_1}^{t_2} H(t) e^{-j2\pi f t} dt \right|^2 df} \quad (1)$$

其中,  $H(t)$  是参考信号,  $D(t)$  是监测信号,  $t_1$  为直达波开始时刻,  $t_2$  为直达波的截止时刻,信号的采样率是  $f_s$ 。

$\left| \int_{t_1}^{t_2} H(t) e^{-j\omega t} dt \right|$  是对信号进行傅里叶变换后取复系数模值。频谱幅度差损伤因子的物理意义是通过衡量信号频率响应幅度的差别,表征损伤引起的信号幅值和能量的变化大小,从而表征损伤对信号的影响程度。根据式(1)可以看到,频谱幅度差损伤因子是在频域中取复系数模值进行损伤因子计算,因为信号的傅里叶

变换是将信号在复平面内展开,傅里叶变换后复系数模值反映了信号中每个频率成分的幅度,复系数的相位角表示了每个频率成分之间的相位变化,因此信号傅里叶变换以后的复系数模值仅和信号的幅度有关,主要反映了信号幅值的变化,适于描述腐蚀损伤对 Lamb 波幅值影响明显的特征。相比其他损伤因子,频谱幅度差损伤因子可以在频域选择激励信号所在的主要频谱宽带计算损伤因子,不在主要频谱宽带里的噪音幅值变化可以被消除,具有优点,因此本文选择了频谱幅度差损伤因子对腐蚀损伤进行成像和深度评估。

3mm 厚 2024 铝板上的 Lamb 波群速度频散曲线如图 2 所示,当

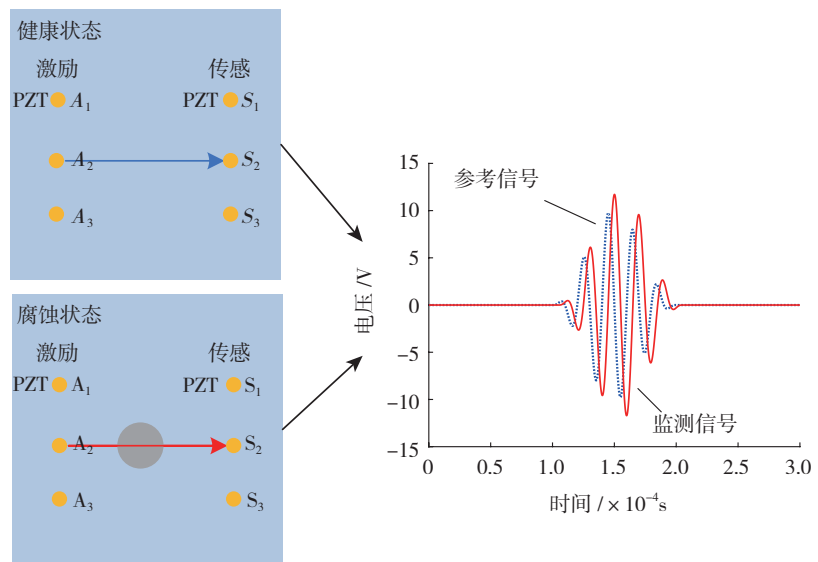


图1 基于导波的腐蚀损伤监测

Fig.1 Corrosion damage monitoring based on guided wave

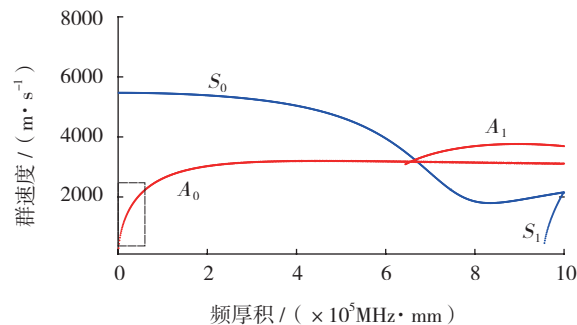


图2 3mm厚2024铝板上Lamb波群速度频散曲线

Fig.2 Lamb wave group velocity dispersion curve of 3mm thick 2024 aluminum plate

Lamb 波的中心频率一定时, Lamb 波  $A_0$  模式在低频时对铝板厚度变化比较敏感<sup>[9]</sup>。实测扫频信号的分析结果表明: 中心频率 70kHz 的 Lamb 波  $A_0$  模式直达波信号波形比较清晰, 与其他模式下的波包基本无混叠, 信号幅值较大, 在进行信号分析时便于提取直达波信号, 因此将选择中心频率 70kHz 的 Lamb 波  $A_0$  模式直达波信号进行腐蚀损伤监测和损伤因子计算。

## 2 RAPID方法原理

RAPID 方法原理如图 3 所示, 对某条路径而言, 首先计算该条路径上的损伤因子, 通过损伤因子值判断在以该条路径为长轴的椭圆区域内损伤出现的概率。对传感器阵列中所有路径确定的椭圆区域进行融合叠加, 通过求取损伤概率最大的像素点判定损伤出现的位置。成像区域中一个像素点在某条路径中发生损伤的概率是:

$$P_{ij}(x, y) = \left[ \frac{\beta - R_{ij}(x, y)}{\beta - 1} \right] DI_{ij} \quad (2)$$

其中,  $DI_{ij}$  表示该条路径上的损伤因子,  $\beta$  是一个大于 1 的参数,  $R_{ij}(x, y)$  是两个距离的比值。

$$R_{ij}(x, y) = \frac{\sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2} + \sqrt{(x - x_j)^2 + (y - y_j)^2}}{\sqrt{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2}} \quad (3)$$

同时作如下处理:

$$R_{ij}(x, y) = \begin{cases} R_{ij}(x, y) & (R_{ij}(x, y) < \beta) \\ \beta & (R_{ij}(x, y) \geq \beta) \end{cases} \quad (4)$$

以图 3 中的路径  $A_4 \rightarrow S_1$  为例, 对于像素点  $A$ ,  $R_{41}(x, y)$  表示点  $A$  分别到传感器  $A_4$  和  $S_1$  的距离之和与传感器  $A_4$  和  $S_1$  之间距离的比值, 当  $R_{41}(x, y) < \beta$  时, 值不变; 当  $R_{41}(x, y) \geq \beta$  时,  $R_{41}(x, y) = \beta$ , 根据式(2)此时该点出现损伤的概率为 0。通过式(2)、(3)、(4)定义了一个椭圆区域, 通过控制  $\beta$  的大小可以控制椭圆区域即路径  $i \rightarrow j$  上损

伤因子影响区域的大小, 该条路径上的损伤因子对椭圆区域外的像素点没有影响。对路径  $A_4 \rightarrow S_1$ , 当损伤因子不为 0 时, 即有损伤出现时,  $A$  点出现损伤的概率由式(2)求得为  $R_{41}(x, y)$ ,  $B$  点出现损伤的概率为 0。对某一条路径而言, 成像区域中的每个像素点都参与了该条路径上的损伤概率计算, 因此上述计算过程是对整个网格中所有像素点进行的<sup>[6]</sup>。

依次计算每条路径中的损伤因子, 对于  $A$  点而言, 通过叠加每条路径中关于  $A$  点的计算结果, 可以获得  $A$  点出现损伤的概率, 同理成像区域中所有像素点的集合能够反映结构上整个成像区域中的健康状态, 同时值最大的点可以判定为损伤出现的位置。当成像区域中激励-传感路径越密集时, RAPID 方法的成像精度越高。若传感器网络中有  $N$  条激励传感路径, 监测区域内最终的成像结果为:

$$P(x, y) = \sum_{i=1}^{N-1} \sum_{j=i+1}^N P_{ij}(x, y) \quad (5)$$

因为判定损伤位置出现在像素最大的点, 则损伤出现的位置  $(x_0, y_0)$  是:

$$(x_0, y_0) = (X_{\max(P(x,y))}, Y_{\max(P(x,y))}) \quad (6)$$

当真实的腐蚀中心位置坐标是

$(x_c, y_c)$  时, 将通过成像方法获得的像素最大点所在位置与实际上腐蚀损伤的中心位置之间的距离定义为 RAPID 方法的定位误差, 该定位误差  $D_{\text{Error}}$  的计算方法为:

$$D_{\text{Error}} = \sqrt{(x_c - x_0)^2 + (y_c - y_0)^2} \quad (7)$$

## 3 腐蚀深度测量与评估

腐蚀深度对飞机腐蚀损伤修复方法和程序的确定, 以及确定材料腐蚀量是否满足损伤容限要求方面是一个很重要的指标<sup>[10]</sup>。因为导波是一种体波, 其传播是贯穿结构上下表面传播, 导波传播幅值衰减和其通过的结构厚度直接相关, 因此可以通过反映导波幅值衰减程度的频谱幅度差损伤因子进行腐蚀深度评估方面的研究。由于损伤位置在监测区域中是随机发生, 因此单独考察某一条或者几条路径上的损伤因子不能准确判断结构上的损伤信息; 每次仅仅求取、分析所有路径上的损伤因子进行腐蚀程度判断和评估效率低下, 特别是路径较多时, 信号处理更为繁杂, 因此需要找到一个简单、可靠、具有代表性的参数进行腐蚀深度测量和评估。

由于 RAPID 方法成像结果中每个像素点值是所有路径中计算出的

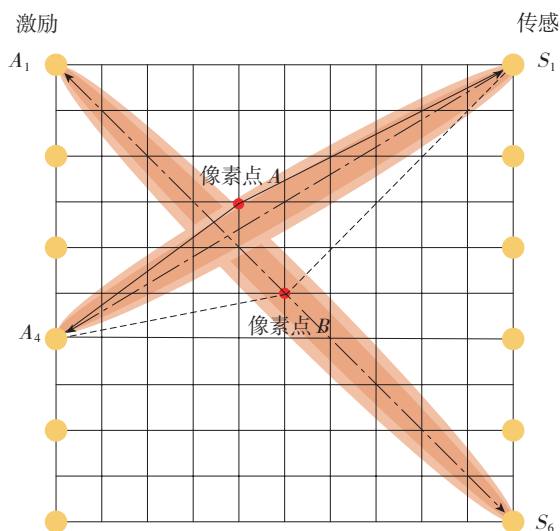


图3 RAPID方法原理

Fig.3 Principle of RAPID method

损伤因子共同作用的结果,因此每个像素点上的信息是所有路径中获取的监测区域中信息的集合,是一种融合了所有路径上频谱幅度差损伤因子信息的参数,因此通过分析某点的融合损伤因子可以判断出该点出现损伤概率的大小和损伤的程度。监测区域内一点 $(x_{\Delta}, y_{\Delta})$ 的融合损伤因子 $\hat{DI}$ 可以定义为:

$$\hat{DI} = P(x_{\Delta}, y_{\Delta}) = \sum_{i=1}^{N-1} \sum_{j=i+1}^N P_{ij}(x_{\Delta}, y_{\Delta}) \quad (8)$$

$$= \sum_{i=1}^{N-1} \sum_{j=i+1}^N \left[ \frac{\beta - R_{ij}(x_{\Delta}, y_{\Delta})}{\beta - 1} \right] DI_{ij}$$

从 RAPID 方法原理可知,损伤所在位置处的融合损伤因子 $\hat{DI}$ 值最大,定义为 $\hat{DI}_{\max}$ 。

基于上述原理,本文在结构上同一位置获得了 5 个阶段的腐蚀损伤,随着腐蚀阶段的增加,腐蚀深度不断加深。使用 PACSCAN 超声 C 扫描系统测量了不同腐蚀阶段下腐蚀损伤的深度。利用最小二乘法拟合了 $\hat{DI}_{\max}$ 与腐蚀深度对应关系,获得了该种结构上腐蚀深度扩展预测的数学模型,实现了对腐蚀深度的测量和评估。

基于导波的腐蚀损伤监测方法流程如图 4 所示。

## 试验结果与讨论

试验在厚度 3mm 的 2024 航空铝板上进行,压电传感器布置方式和腐蚀位置设置如图 5 所示。使用本实验室自主研制的集成压电健康监测扫查系统<sup>[12]</sup>进行 Lamb 波激励和传感,该系统使用 12 位数采模块。以中心频率为 70kHz 的正弦调制五波峰窄带信号作为激励信号,幅值为 $\pm 70V$ ,信号采样频率是 10MHz。试验过程中, $A_1$ 激励时, $S_1 \sim S_9$ 同时接收 Lamb 波直达波响应信号, $A_2 \sim A_9$ 分别激励时亦然。在开始腐蚀铝板表面之前,首先依次激励 $A_1 \sim A_9$ ,使用集成压电健康监测扫查系统<sup>[12]</sup>采

集一组健康状态下的信号作为参考信号。

为了在铝板表面获得试验研究所需要的真实腐蚀损伤,采用浓度 20% 的盐酸(HCL)溶液腐蚀 2024 铝板表面。在腐蚀监测试验中,首先使用玻璃胶将内径 13mm 的耐腐蚀 PVR 管固定在图 5 中预设的腐蚀位置,在铝板表面形成一个腐蚀溶液槽,如图 6 (a)所示。待玻璃胶固化后,使用带刻度的医用注射器吸取

1ml 盐酸并完全注入 PVR 管腐蚀溶液槽中,在前期试验中发现盐酸腐蚀铝板表面时会有气泡产生,因此当观察到腐蚀溶液槽中没有继续产生气泡时,表明盐酸腐蚀铝板已经完全消耗,此时判定为一个腐蚀阶段完成。去除 PVR 管和玻璃胶,与参考信号采集方式和设置一致,首先使用集成压电健康监测扫查系统<sup>[11]</sup>采集一组监测信号,随后在该腐蚀阶段使用 PACSCAN 超声 C 扫描系统测量出此

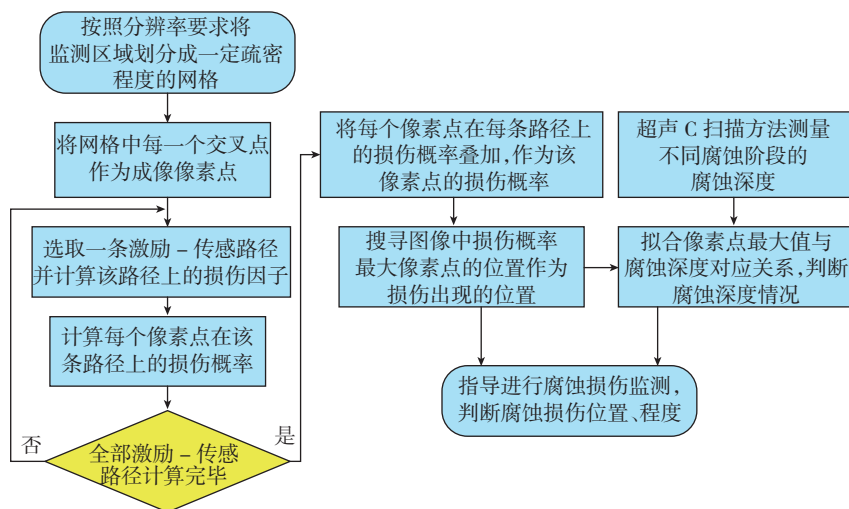


图4 基于导波的腐蚀损伤监测方法流程图

Fig.4 Flowchart of corrosion damage monitoring method based on guided wave

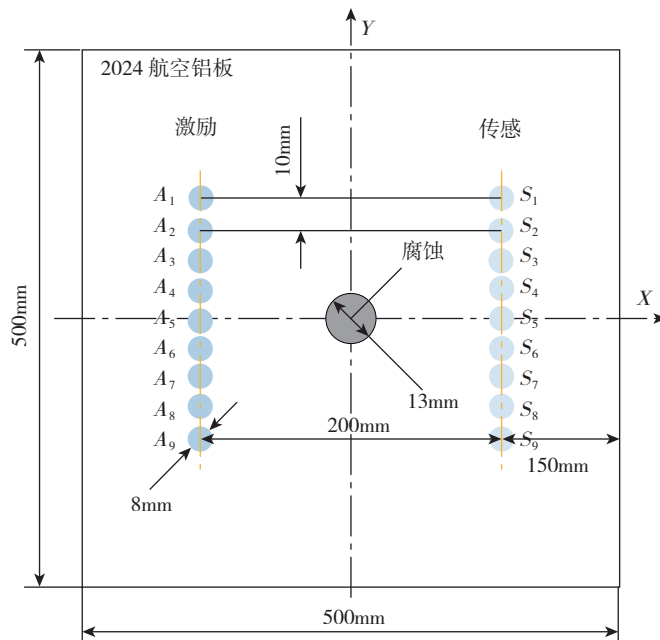


图5 传感器布置方式与腐蚀位置设置

Fig.5 Sensor layout and corrosion location setting

时腐蚀损伤的深度。在图 5 中的腐蚀位置上总共重复进行了 5 次上述过程,腐蚀结果和超声 C 扫描测量结果如图 6 (b) 所示,试验过程和腐蚀损伤总深度如表 1 所示。

在图 5 所示的传感器阵列中总共需要计算 81 条激励-传感路径中的频谱幅度差损伤因子,使用集成压电健康监测扫描系统<sup>[12]</sup>采集的  $A_0$  模式直达波典型信号如图 7 (a) 所示,根据 RAPID 方法原理,融合 81 条路径对监测区域腐蚀损伤的监测信息,对结构上腐蚀损伤的成像结果

如图 7 (b) 所示,成像位置与预设腐蚀位置基本吻合。为了判断 RAPID 的成像精度,给出 5 个腐蚀阶段中

$\hat{DI}_{max}$  所在点与设置的腐蚀中心位置所在点的距离,即由式(7)计算出的定位误差  $D_{Error}$ ,如表 2 所示。由表

表1 腐蚀状态与腐蚀深度测量结果

腐蚀状态	加入盐酸量 /mL	腐蚀深度 /mm	信号采集
无腐蚀	0	0	参考信号
第 1 次盐酸腐蚀	1	0.10	监测信号 1
第 2 次盐酸腐蚀	1	0.21	监测信号 2
第 3 次盐酸腐蚀	1	0.33	监测信号 3
第 4 次盐酸腐蚀	1	0.45	监测信号 4
第 5 次盐酸腐蚀	1	0.57	监测信号 5

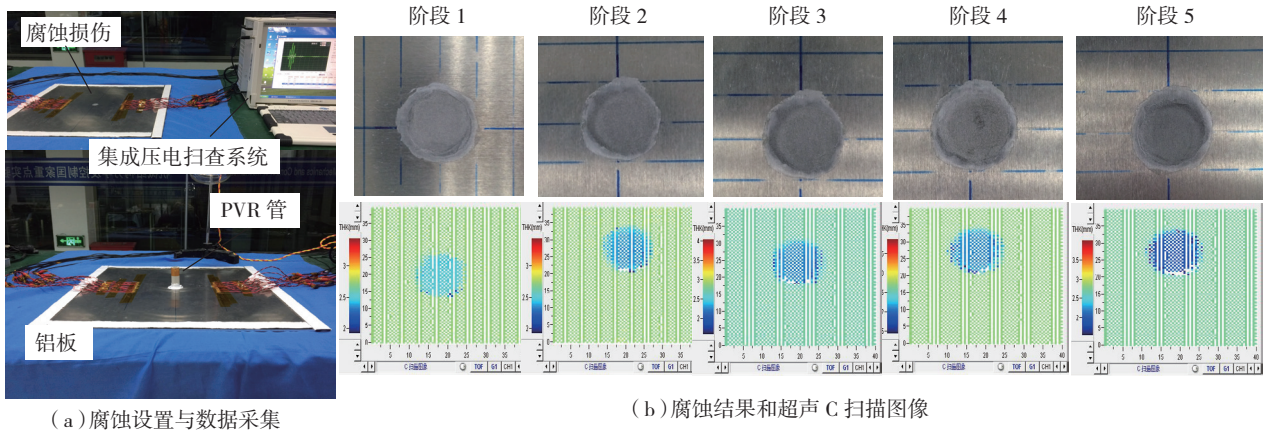


图6 腐蚀与超声C扫描结果  
Fig.6 Corrosion and ultrasonic C-scan results

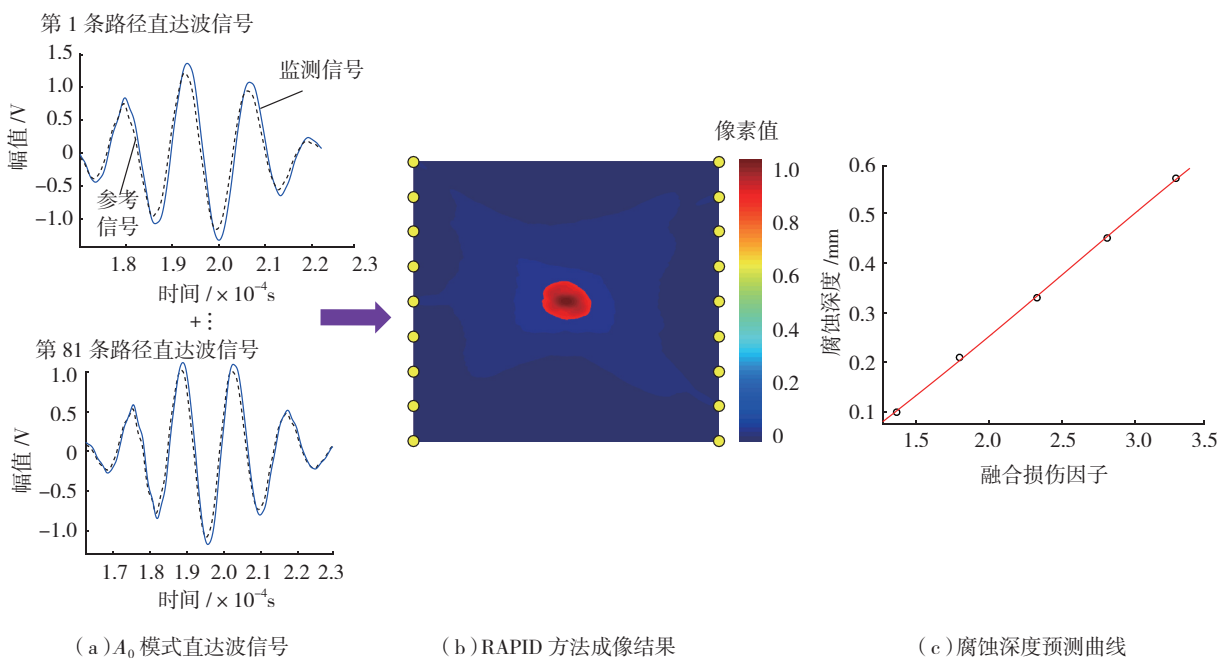


图7 RAPID方法成像结果与腐蚀深度预测曲线  
Fig.7 RAPID method imaging results and corrosion depth prediction curve

表2 不同腐蚀阶段的定位误差

腐蚀中心位置	$\hat{DI}_{\max}$ 位置	$D_{\text{Error}}/\text{mm}$
(100, 40)	(99.21, 40.36)	0.88
(100, 40)	(100.33, 39.91)	0.34
(100, 40)	(100.31, 40.05)	0.32
(100, 40)	(100.37, 39.65)	0.51
(100, 40)	(100.44, 39.60)	0.60

2 中的误差计算结果可知平均定位误差仅为 0.53mm, 最大定位误差是 0.88mm。

为了获取表征腐蚀程度的参数, 给出在 5 个腐蚀阶段中, 每阶段成像结果中最大融合损伤因子  $\hat{DI}_{\max}$  分别为: 阶段 1 为 1.37, 阶段 2 为 1.80, 阶段 3 为 2.33, 阶段 4 为 2.81, 阶段 5 为 3.28。

以 5 个腐蚀阶段中的  $\hat{DI}_{\max}$  为定义域, 腐蚀深度  $h$  (mm) 为值域, 采用最小二乘法拟合得到腐蚀深度与最大像素点值的对应函数关系是:

$$h = 0.244 \cdot \hat{DI}_{\max} - 0.234 \quad (9)$$

式(9)即为评估腐蚀深度的数学模型, 拟合曲线如图 7(c)所示, 实际测量值比较均匀地落在拟合曲线上。

## 结论

通过上述研究, 可以获得以下结论: (1) 基于频谱幅度差损伤因子的 RAPID 方法能够实现对腐蚀损伤的定位。(2) 通过求取 RAPID 方法成像结果中最大像素值点获得融合损伤因子  $\hat{DI}_{\max}$ , 可以通过监测  $\hat{DI}_{\max}$  实现腐蚀损伤的在线监测。(3) 实际结构中的腐蚀比较复杂, 不仅和腐蚀

深度有关, 还和腐蚀面积等其他因素相关, 因此本文在针对腐蚀损伤监测的方法研究中, 仅通过控制腐蚀深度的方式改变腐蚀程度, 研究了导波方法对腐蚀损伤的监测能力, 所得结果表明损伤因子与腐蚀深度具有可近似线性的关系。

## 参考文献

- [1] ALEXOPOULOS N D, DALAKOURAS C J, SKARVELIS P, et al. Accelerated corrosion exposure in ultra thin sheets of 2024 aircraft aluminum alloy for GLARE applications[J]. Corrosion Science, 2012, 55(2): 289-300.
- [2] DEMO J, FRIEDERSDORF F, ANDREWS C, et al. Wire less corrosion monitoring for evaluation of aircraft structural health[C]//Proceedings of Aerospace Conference. New York: IEEE, 2012:1-10.
- [3] 于海蛟, 王逾涯, 陈群志. 飞机结构腐蚀监测技术现状及发展趋势[J]. 装备环境工程, 2014(6): 70-78.
- YU Haijiao, WANG Yuya, CHEN Qunzhi. Progress and prospect of corrosion monitoring techniques of aircraft structure[J]. Equipment Environmental Engineering, 2014(6): 70-78.
- [4] 李旭东, 朱武峰, 穆志韬, 等. LD2 铝合金腐蚀行为研究[J]. 装备环境工程, 2013, 10(1): 8-12.
- LI Xudong, ZHU Wufeng, MU Zhitao, et al. Corrosion behavior investigation of LD2 aluminum alloy[J]. Equipment Environmental Engineering, 2013, 10(1): 8-12.
- [5] 袁慎芳. 结构健康监测[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- YUAN Shenfang. Structure health monitoring and control[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007.
- [6] ZHAO X, GAO H, ZHANG G, et al. Active health monitoring of an aircraft wing with embedded piezoelectric sensor/actuator network: I. Defect detection, localization and growth monitoring[J]. Smart Materials & Structures, 2007, 16(4): 1208.
- [7] MOUSTAFA A, SALAMONE S. Fractal dimension-based Lamb wave tomography algorithm for damage detection in plate-like structures[J]. Journal of Intelligent Material Systems & Structures, 2012, 23(11): 1269-1276.
- [8] THOMAS D T, WELTER J T, GIURGIUTIU V. Corrosion damage detection with piezoelectric wafer active sensors[J]. Proc Spie, 2003, 5394(3): 565-581.
- [9] CHEN J, SU Z, CHENG L. Identification of corrosion damage in submerged structures using fundamental antisymmetric Lamb waves[J]. Smart Materials and Structures, 2009, 19(1): 015004.
- [10] 陈群志, 房振乾, 康献海. 军用飞机外场腐蚀防护方法研究[J]. 装备环境工程, 2011, 8(2): 72-77.
- CHEN Qunzhi, FANG Zhenqian, KANG Xianhai. Methods for military aircraft field corrosion prevention and control[J]. Equipment Environmental Engineering, 2011, 8(2): 72-77.
- [11] 袁慎芳, 邱雷, 王强, 等. 压电-光纤综合结构健康监测系统的研究及验证[J]. 航空学报, 2009, 30(2): 348-356.
- YUAN Shenfang, QIU Lei, WANG Qiang, et al. Application research of a hybrid piezoelectric-fiber integrated structural health monitoring system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(2): 348-356.

通讯作者: 袁慎芳, 博士、长江学者特聘教授、博士生导师, 研究方向为结构健康监测、先进智能传感技术、无线传感器网络、信号信息处理技术等, E-mail: ysf@nuaa.edu.cn。

# Research on Corrosion Damage Monitoring of Aircraft Structure Based on Guided Wave

GUO Fangyu, YUAN Shenfang, BAO Qiao

(Research Center of Structure Health Monitoring and Prognosis, State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**[ABSTRACT]** The corrosion damage of aircraft structure can significantly reduce the safety performance of aircraft structure and endanger the flight safety. In this paper, an aircraft structure corrosion damage probability reconstruction algorithm based on guided wave is proposed to monitor the corrosion damage of aircraft structures. Targeted at structurally real corrosion damage, in this paper, the correlation between the Lamb wave reference signal and the monitoring signal is characterized by the spectrum amplitude difference damage index and used as the image reconstruction parameter in the reconstruction algorithm for probability inspection of damage (RAPID). According to the imaging results of the RAPID method, a fusion damage index method is proposed to evaluate the corrosion depth, and the structural corrosion damage measured by the ultrasonic C-scan system is compared with the above method. The experimental results show that the proposed method can effectively locate the corrosion damage and evaluate the corrosion depth.

**Keywords:** Guided wave; Corrosion damage; Reconstruction algorithm for probabilistic inspection of damage; Damage index; Structure health monitoring

(责编 铃兰)

(上接第 53 页)

系统设计[D]. 杭州: 浙江大学, 2013.

GAI Yuchun. Design of pose adjustment tool system for aircraft digitization assembly[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2013.

[3] 李涛, 张世炯, 张宁. 工业 4.0 牵引的飞机总装工艺流程设计技术浅析[J]. 航空制造技术, 2015, 58(21): 81-86.

LI Tao, ZHANG Shijiong, ZHANG Ning. Preliminary research on aircraft final assembly process design in Industry 4.0[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(21): 81-86.

[4] 郭志敏, 蒋君侠, 柯映林. 基于定位器的飞机大部件调姿系统静刚度[J]. 浙江大学学报(工学版), 2010, 44(11): 2077-2082.

GUO Zhimin, JIANG Junxia, KE Yinglin.

Static stiffness of attitude adjustment system for large parts of aircraft based on positioner[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2010, 44(11): 2077-2082.

[5] XIONG L, MOLFINO R, ZOPPI M. Fixture layout optimization for flexible aerospace parts based on self-reconfigurable swarm intelligent fixture system[J]. The International Journal of Advanced Manufacture Techonlogy, 2013(9): 1305-1307.

[6] SHIRINZADEH B. Flexible fixturing for workpiece positioning and comstraining[J]. Assembly Automation, 2002, 22(2): 112-117.

[7] 刘胜兰, 罗志光, 谭高山, 等. 飞机复杂装配部件三维数字化综合测量与评估方法

[J]. 航空学报, 2013, 34(2): 409-418.

LIU Shenglan, LUO Zhiguang, TAN Gaoshan, et al. 3D measurement and quality evaluation for complex aircraft assemblies[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(2): 409-418.

[8] 胡宝海. 基于 EMSCON 的多激光跟踪仪协同测量关键技术研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2012.

HU Baohai. EMSCON-based collaborative measurement technologies of multi-laser tracher[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2012.

通讯作者: 巩玉强, E-mail: gongyuqq@163.com。

## Research on Process Design of Automatic Docking of Aircraft Components

GONG Yuqiang

(Huanan Aircraft Industry Co., Ltd., Zhuhai 519040, China)

**[ABSTRACT]** In light of the advantages of the automatic docking technology, we have analyzed the process of aircraft docking, and expounded the main problems of existing products and process designs of automated docking technology. We have put forward the general requirements of automation docking for aircraft design, and highlighted the importance of assembly process design in the application of automated docking technology. As for the existing problems in design and process, we have discussed topics like the improvement of product structure, the design of assembly coordination plan, the planning of assembly process, the layout design of fuselage joint and the planning of measuring process. The specific research is clarified in the context, meanwhile key points and solutions of automation docking technology are proposed.

**Keywords:** Automatic docking; Product design; Measurement; Fuselage joint; Process design

(责编 铃兰)