

Active health monitoring of an aircraft wing with embedded piezoelectric sensor/actuator network: I. Defect detection, localization and growth monitoring

具有嵌入式压电传感器/执行器网络的飞机机翼的主动健康监测：I. 缺陷检测、定位和增长监测

Active health monitoring of an aircraft wing with embedded piezoelectric sensor/actuator network: I. Defect detection, localization and growth monitoring

1. Introduction
2. Aircraft wing test-bed description
3. PZT transducer array network for wing panel SHM
4. Defect characterization with correlation analysis and RAPID

1. Introduction

由于湿度、温度、压力、速度和负载条件的巨大变化，飞行环境非常恶劣。这些影响会对飞机框架造成很大的压力。因此，一旦飞机投入使用一段时间，腐蚀、分层、裂缝、脱胶和其他故障就会蔓延。传统上，结合超声波体波或涡流技术的目视检查通常用于获取有关结构健康状况的一般信息。然而，检查仅限于逐点方式，并且非常耗时。在大多数情况下，需要架设脚手架或拆卸结构来检查内部和难以接近的部件，这是非常劳动密集型的，并且还可能导致维护引起的损坏。开发一种通用的原位健康监测系统，可以检查相对较大的区域，即时提供可靠和定量的结构健康数据，如缺陷类型、位置和严重程度，最大限度地减少并最终消除结构拆卸的需要，并进行无线通信远程检查员或维护人员是本研究的目的和动机。

超声波导波是在具有边界的固体中传播的弹性波[1-3]。它已被用于飞机结构中各种缺陷的无损检测 (NDI) [4-6]。该技术的一些主要优点包括快速扫描能力、低成本、远距离最近，小型和保形压电陶瓷和晶片换能器，无论是表面安装还是嵌入在结构上，已被广泛研究用于生成和接收用于结构完整性监测的导波。Keilers 和 Chang [7]、Ihn 和 Chang [8, 9] 以及 Yang 和 Chang [10, 11] 使用内置压电传感器进行复合板的分层识别、铆接搭接接头的疲劳裂纹检测和生长监测以及修复分别对复合热防护板进行补片和螺栓接头松动检查。基于传感器/执行器网络概念 [12] 开发了一个名为 SMART 层的商业产品。Giurgiutiu 等人 [13] 使用嵌入式压电晶片有源传感器 (PWAS) 研究了梁和板中的超声波。当 PWAS 长度等于特定 Lamb 波模式波长的一半而其他模式最小化时，实现最大耦合。因此，模式调谐可以通过 PWAS 尺寸的变化来实现 [14]。Matt 等人 [15] 用导波 PZT 圆盘检查了复合翼梁粘合接头。Lin 和 Yuan [16]、Yang 和 Qiao [17] 以及 Annamdas 和 Soh [18] 还报道了 PZT 换能器在各种材料和结构（例如板和夹层梁）中的几种应用。然而，仍然缺乏一种有效的算法来协同处理 PZT 传感器网络数据以产生准确的缺陷检测、尺寸估计和定位，特别是在单个简单缺陷信号不易获得的大型复杂结构中由于多径、多模、强波散射和衰减等的影响。

飞机机翼是一个非常复杂的结构，所有蒙皮板、翼梁、加强筋和加强筋都铆接在一起。在高循环载荷或腐蚀环境下，疲劳裂纹可能从铆钉孔开始，并沿加强筋或翼梁向翼展方向发展。肖等人 [19] 报告了他们对三种由各种材料（铝合金、CFRP 和 GLARE）制成的飞机襟翼盒结构在声学载荷下的疲劳耐久性的研究。仍然需要 NDT 检查来表征这些缺陷。本文将导波 PZT 传感器/执行器网络技术应用于飞机机翼部分的缺陷监测。具体来说，将 E-2 侦察机的机翼部分切成小块进行实验研究。首先对机翼面板上的角束兰

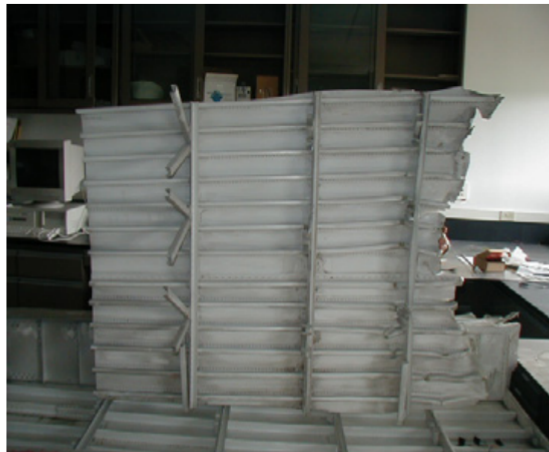
姆波换能器进行了初步测试，以评估波的传播能力。油漆和铆钉行的强烈衰减和散射对波浪检测范围有负面影响。然后将直径为1英尺的相对稀疏的PZT阵列粘合到机翼的内表面以产生和接收超声波导波。对翼板上的铆钉松动、铆孔裂纹和材料损失等模拟缺陷进行了研究。为了解释从 PZT 圆盘阵列收集的信号，开发了一种称为 RAPID 的基于相关分析的算法，用于缺陷检测、定位和生长监测 [20]。将模拟缺陷映射到机翼面板上获得了良好的结果。应该注意的是，飞机机翼上的实际缺陷可能与机加工缺陷不同，传感器响应也可能不同。这里介绍的工作旨在证明 PZT 执行器/传感器网络和真实飞机结构 SHM 的 RAPID 算法的可行性。

2. Aircraft wing test-bed description

图 1(a) 显示了从美国海军获得的用于本研究的 E-2 侦察机机翼部分。它由铝合金制成并涂有油漆。为了便于传感器实施和实验，机翼部分的顶部蒙皮用等离子切割工具拆卸。图 1(b) 显示了拆卸的顶部蒙皮片的图片。解剖后制作了几个顶部蒙皮面板样品，并且机翼的内部结构，例如 Dspars、肋和加强筋，可用于实验研究。



(a)



(b)

Figure 1. (a) E-2 surveillance aircraft wing section; (b) the disassembled top panel of the wing.

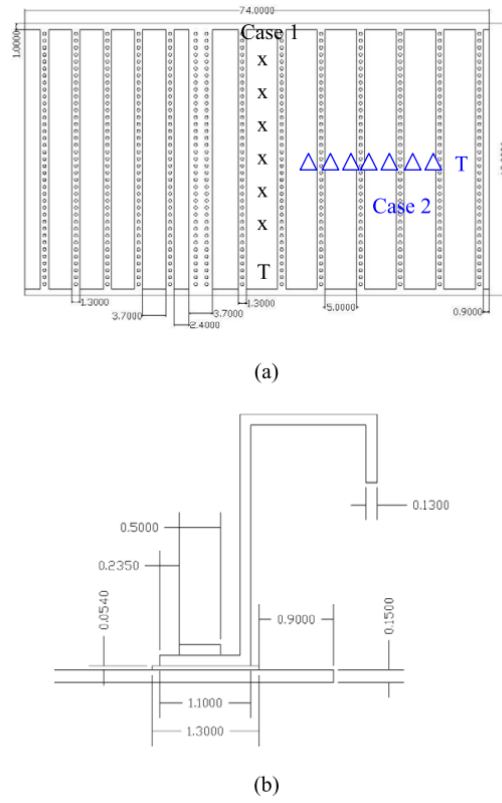


Figure 2. Wing skin structure: (a) sketch of the rivet row and angle beam transducer locations; (b) typical geometry of a stiffener riveted to the skin (all scales are in centimetres).

图 2 (a) 显示了一块顶部翼板及其铆钉分布（空心圆圈）的示意图。这些铆钉用于将翼板固定到翼梁和肋条等内部结构上，但大多数是用 L 形加强筋来加强机翼蒙皮。图 2(b) 显示了铆接在机翼蒙皮上的加强筋的详细示意图。如图 2(b) 所示，加劲肋下的机翼蒙皮比没有加劲肋的地方厚一些。用千分尺进行厚度测量。涂漆的机翼蒙皮在不同机翼截面的平均厚度分别约为 1.08 和 1.51 mm，加劲肋下方的附加厚度从 0.3 到 0.6 mm 不等。

翼板的几何复杂性导致复杂的超声波波传播特性。传统的等厚板模型在这里不能直接应用，因为厚度的变化会导致波速、振型和模式转换等的变化。机翼蒙皮在外表面也至少涂有两层油漆，一个在内表面上，它大大衰减了超声波能量。此外，翼板每 6.5 厘米分布一排铆钉，铆钉间距小于 9 毫米。这为穿过铆钉行的波引入了巨大的能量散射和阻塞。我们在机翼面板上进行了初始波传播研究，其中两个角度波束换能器处于直通模式。在第一种情况下，传感器被放置在两个相邻的铆钉行之间，并且接收器从发射器 (T) 移开，沿着图 2(a) 中的“x”线移动。因此波传播主要平行于铆钉行。图 3 显示了当接收器传感器距离发射器 20–200 mm 时收集的样本 1.8 MHz S_0 模式 Lamb 波信号。由于光束扩散、波泄漏到涂料和衰减，波幅减小随距离变化非常明显。 S_0 模式 Lamb 波的平均信号衰减率约为 0.044 dB mm^{-1} 。在第二种情况下，传感器垂直于铆钉行放置，接收器位置如图 2(a) 所示，为“ Δ ”。1.8 MHz S_0 模式 Lamb 波在铆钉散射、板厚变化、波泄漏到加强筋粘合接头等引起的传播。信号形状也在时域扩展，多路径/散射信号进入 (此处未显示)。从以上研究可以看出，衰减、漏波和散射效应确实限制了导波的检测范围。实现导波致动器/传感器网络。

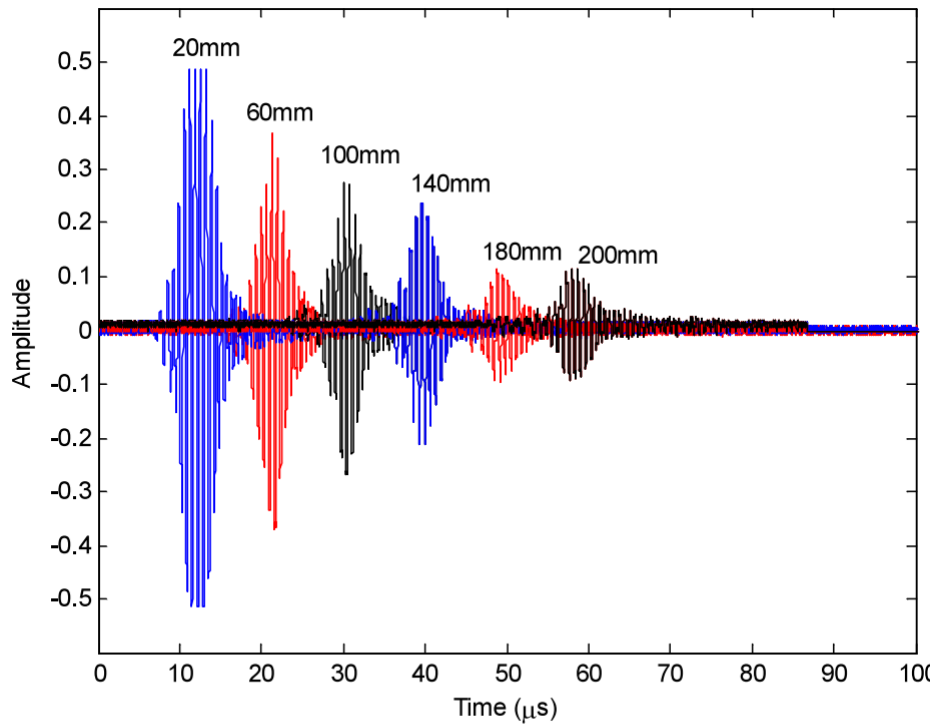


Figure 3. Guided wave signals between rivet rows show the wave attenuation with propagation distance.

3. PZT transducer array network for wing panel SHM

铅钛酸铅（PZT）是一种具有机电耦合系数的压电材料。它广泛用于声学 and 超声波设备中以产生和接收声波。我们实验中使用的 PZT 圆盘换能器由 PZT 陶瓷制成，圆盘两侧均带有银电极。它们是从 American Piezo Ceramics Inc（材料型号 850）订购的。当换能器在厚度方向上被电极化时，可以通过在顶部和底部电极之间施加交流电压来激发几种振动模式。我们实验中使用的 PZT 圆盘换能器样品如图 4 所示。陶瓷的厚度和直径分别为 10 密耳（0.254 毫米）和 1/4 英寸（6.3 毫米）。通常，在这种厚度极化盘中可以激发两种振动模式：厚度模式和径向模式。模式频率由厚度和直径的设计参数以及材料特性控制。在这个超声波导波实验中使用了径向共振。厚度共振也可以在较高频率下以较低的波激发效率观察到。

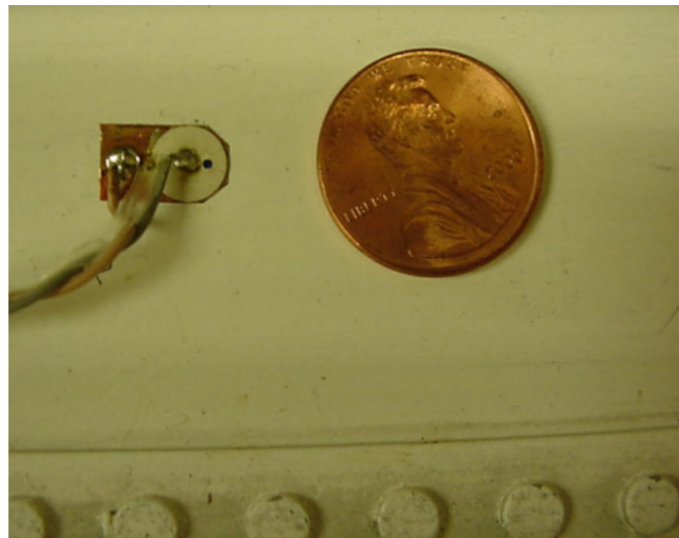


Figure 4. The overall size of the surface mounted PZT sensor/actuator.

要将 PZT 传感器连接到机翼结构上，首先用酒精清洁机翼部分的表面，然后将铜带贴在清洁后的表面上。然后用导电环氧树脂将 PZT 圆盘粘在铜带上。最后，将导线焊接或用导电环氧树脂胶粘到传感器的顶部表面，作为信号线，铜带用作电气接地。为了使传感器绝缘并保护其免受冲击或振动，传感器组件可以用环氧树脂覆盖，只有信号线和地线引出。使用阻抗分析仪 (HP 4192) 测量传感器的电气机械阻抗以检查其性能。分贝阻抗是从阻抗分析仪的 Z_{Ω} 读数中获得的，其中 $Z_{dB} = 20\log_{10}(|Z_{\Omega}|)$ 。在图5中，虚线表示空气中的自由振动盘；实线表示与机翼粘合后的PZT阻抗，自由振动曲线对应于圆盘径向的共振。高阶共振是机翼蒙皮，共振现象不如自由振动条件显着。然而，在 350 kHz 附近运行仍具有良好的波激发效率。此外，传感器实现的一致性和翼板机械性能的电位差会导致这些附加传感器的阻抗谱略有不同。

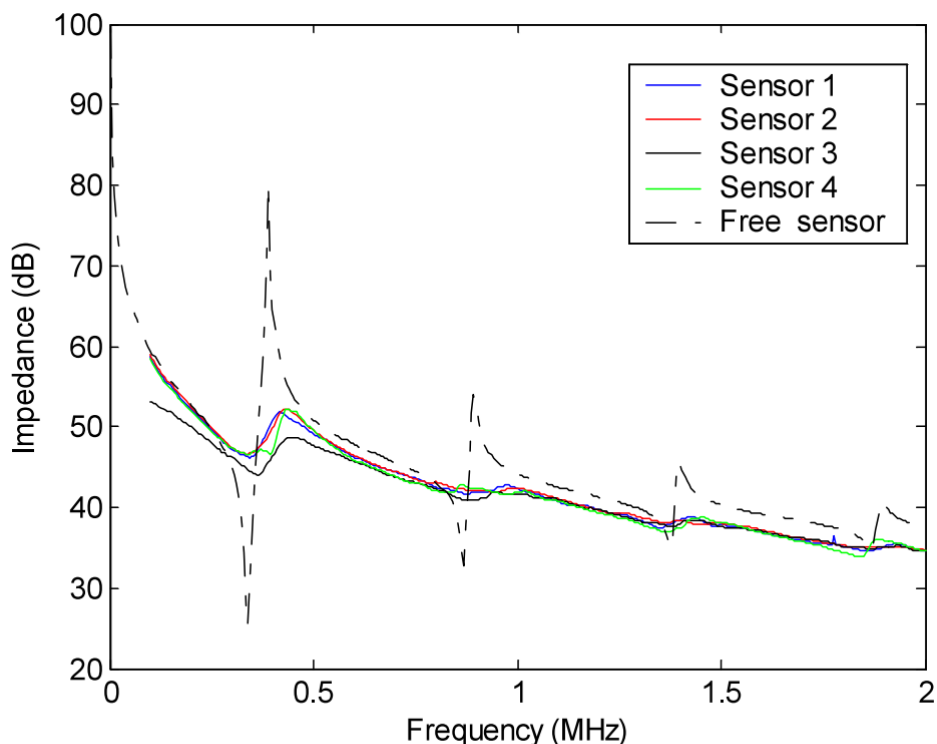


Figure 5. The impedance spectra of a free PZT disc and sample PZT discs when mounted on the wing panel.

出于演示目的，在翼板上实施了 PZT 换能器网络的圆形阵列配置，用于缺陷监测。这种配置对于监控最有可能出现缺陷的明确定义的区域或结构“热点”应该很有用。在我们的研究中，八个压电陶瓷盘以直径约 10 英寸的圆形连接到飞机机翼表面。圆盘几乎等间距。图 6 显示了示例数组，在附近标记了阿拉伯数字 1、2、...、8 以识别每个 PZT。MATEC TB-1000 音调脉冲发生器/接收卡用于产生和接收超声波信号。使用 100 V 峰峰值 350 kHz 加窗正弦信号（三到四个周期）来驱动 PZT 致动器。PZT 圆盘轮流产生超声波信号，而其余的圆盘正在监听。例如，当圆盘 1 发送信号时，传感器 2-8 处于接收模式；然后光盘 2 正在传输信号，传感器 1、3-8 正在监听，依此类推。收集每个致动器-传感器对的波形。图 7 显示了从执行器传感器对 1 和 8 收集的示例波形，有裂纹和无裂纹。请注意，在 350 kHz 时，S0 和 A0 模式 Lamb 波可能存在于机翼面板中；此外，来自铆钉行的导波的散射也使波形复杂化，因此即使不是不可能，也很难从原始信号中识别波模式。因此，开发了一种基于物理的统计数据处理算法，用于实时处理数据，从而可以有效地监控缺陷的存在、增长和位置。当然，为了将 PZT 致动器/传感器网络应用于一般结构，例如，可以将单个圆形阵列配置扩展到六边形阵列网络，以便可以监控大的结构区域。

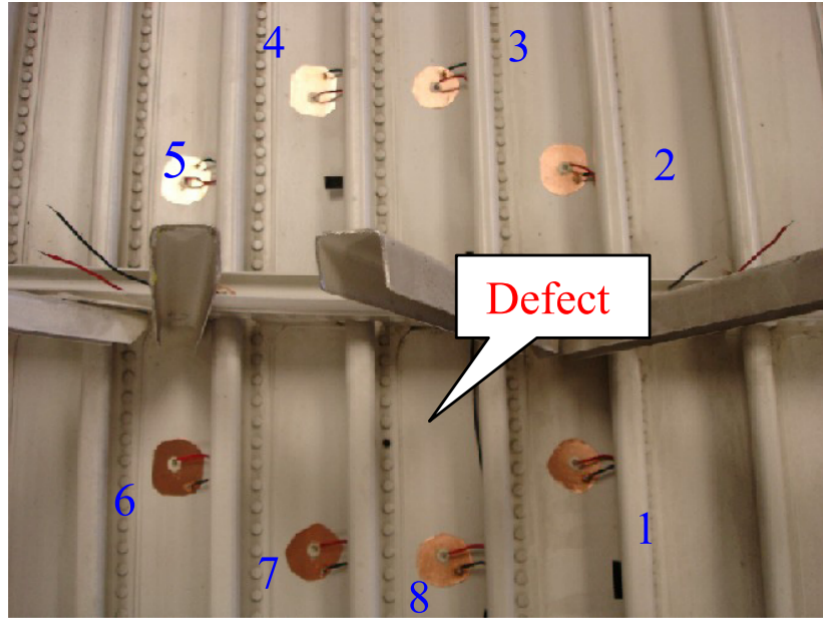


Figure 6. PZT sensor/actuator array attached at the inner surface of the wing panel for defect monitoring.

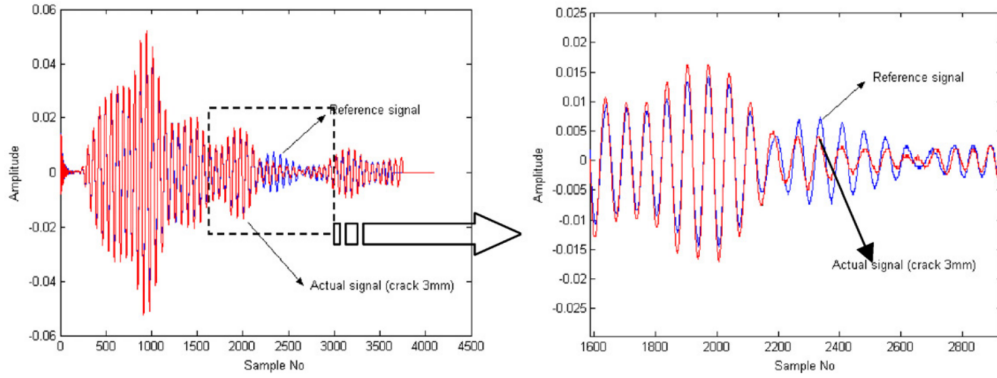


Figure 7. Sample waveforms of the sensor pair (1, 8). One curve is for reference (normal condition) and the other is from the rivet hole with a 3 mm crack. The figure on the right is the zoom-in of the dashed window.

4. Defect characterization with correlation analysis and RAPID

已经通过计算机断层扫描方法研究了使用波速、衰减或能量作为图像重建特征的导波阵列的缺陷检测、生长监测和位置映射 [21, 22]。然而，虽然可以获得准确的缺陷图像，但这些方法非常耗时，并且对于稀疏传感器的灵敏度并不令人满意。本研究开发了一种简单而有效的相关分析技术，通过测量正常和故障条件之间导波信号的差异来检测小缺陷。具体而言，将传感器阵列安装在结构上后获取的初始波形用作参考数据。之后收集的新信号将与参考数据进行比较，以确定信号特征是否有重大变化。在相同的环境和测量条件下，这种变化归因于缺陷的产生。也可以通过跟踪与正常情况的信号差的增加来监测缺陷的生长。在一个简单的数学公式中，信号变化可以用相关系数 ρ 表示

$$\rho = \frac{C_{XY}}{\sigma_X \sigma_Y} \quad (1)$$

其中 C_{XY} 是 X 和 Y 的协方差

$$C_{XY} = \sum_{k=1}^K (X_k - \mu_x)(Y_k - \mu_y) \quad (2)$$

其中 μ 是相应数据集的平均值， K 是数据集的长度。在这种情况下，数据集 X 是参考数据， Y 是经过一段时间服务时间后记录的每组新数据。 σ_x 和 σ_y 分别是 x 和 y 的标准差，它们的乘积为

$$\sigma_X \sigma_Y = \sqrt{\sum_{k=1}^K (X_k - \mu_X)^2} \sqrt{\sum_{k=1}^K (Y_k - \mu_Y)^2} \quad (3)$$

为了确定缺陷的位置，我们假设可以根据不同传感器对的信号变化的严重程度以及该缺陷与传感器的相对位置来估计某一点出现缺陷的概率对。这背后的物理直觉是，缺陷会导致直接波路径中最显著的信号变化，如果缺陷远离传感器对的直接路径，信号变化效果会降低。（请注意，可能存在与缺陷一起存在镜面反射的情况，上述假设不适用；多个传感器对的统计性质可以在一定程度上适应它。）因此，传感器网络内的缺陷分布概率可以表示为每个可能的发射器-接收器对的所有信号变化效应的线性总和，其中每个都具有空间分布。这里假设一个简单的线性递减椭圆分布，发射器和接收器 PZT 在焦点处。假设在传感器网络的阵列簇中总共有 N 个 PZT 元素，则重建区域 $P(x, y)$ 内位置 (x, y) 处的缺陷概率的估计可以写为

$$P(x, y) = \sum_{i=1}^{N-1} \sum_{j=i+1}^N P_{ij}(x, y) = \sum_{i=1}^{N-1} \sum_{j=i+1}^N A_{ij} \left[\frac{\beta - R_{ij}(x, y)}{\beta - 1} \right] \quad (4)$$

这里， $P_{ij}(x, y)$ 是来自发射器 i 和接收器 j 传感器对 S_{ij} 的缺陷分布概率估计。 A_{ij} 是传感器对 S_{ij} 和 $A_{ij} = 1 - \rho_{ij}$ 的信号差系数 (SDC)，遵循等式 (1)。请注意，由于互易性，从传感器对 S_{ji} 收集的信号应该与从 S_{ij} 收集的信号相同，因此只需要 $N(N-1)/2$ 组数据。在实际实验中，传感器对 S_{ji} 的信号仍然被收集用于验证和平均目的。 $(\beta - R_{ij}(x, y))/(\beta - 1)$ 是 S_{ij} 的非负线性递减空间分布函数，其轮廓为集合形状的椭圆。图 8 显示了该分布函数的几何解释。在公式，

$$R_{ij} = \begin{cases} RD_{ij}(x, y) & \text{when } RD_{ij}(x, y) < \beta \\ \beta & \text{when } RD_{ij}(x, y) \geq \beta \end{cases} \quad (5)$$

$$RD_{ij}(x, y) = \frac{\sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2} + \sqrt{(x - x_j)^2 + (y - y_j)^2}}{\sqrt{(x_j - x_i)^2 + (y_j - y_i)^2}} \quad (1)$$

是点 (x, y) 到发射器 i 和接收器 j 的距离之和（焦点半径）与发射器和接收器之间的距离之比。 β 是控制椭圆有效分布区域大小的缩放参数， $\beta > 1$ 。当 $R_{ij}(x, y) = 1$ ，即点 (x, y) 在发射机-接收机对 S_{ij} 的直线上， $P_{ij} = A_{ij}$ ；当 $R_{ij}(x, y) = \beta$ ，即点 (x, y) 在有效分布区域的边界上， $P_{ij} = 0$ 。通常， β 选择在 1.05 左右。如果 β 太小，则会引入伪影，如果 β 太大，则会丢失分辨率。通常，如果出现缺陷，一组传感器对信号将受到影响。结果，与其他点相比，位于缺陷中的概率明显更大。因此，通过应用图像处理技术，例如明智地选择缺陷估计图像的阈值，可以估计缺陷位置。

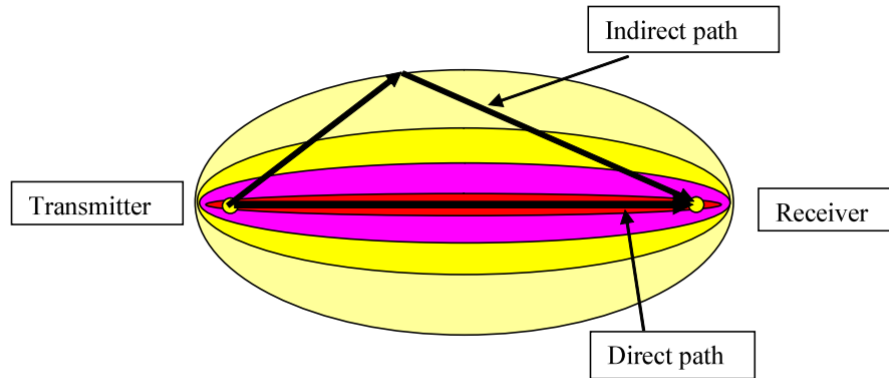


Figure 8. Illustration of the elliptical distribution function of the RAPID algorithm.