

用声发射和超声-声发射监控老化结构

摘要:

在现在的经济观点中, 结构必须保持工作的时间要比初始预期的时间要长的多。这些结构的老化效应变得很显著, 并在确定关于这些结构使用、维护和退役方案时必须考虑老化效应。

用于监控结构状况的无损检验技术的发展是非常活跃的, 且这些发展主要集中于已存在结构现有寿命的延长和维护费用的降低。一种快速、准确和成本较低的结构监控方法是声发射(AE)和超声-声发射(AU), 这种方法已被证明非常可靠, 并能检测“局部”和“全局”。AE/AU 技术可以在可能的灾难性故障以前检测结构缺陷, 补充其他的无损检测检验方法。AE/AU 技术在预定的维护计划中结构健康监控已被证明是可靠的、合理的技术。这是因为在危及结构完整性和结构故障发生之前, 中断处可以产生可检测到的声发射。

声发射技术和超声-声发射技术可以应用于现在很多的老化结构问题, 范围涉及航天工业中的结构健康监控。确定混合复合材料结构由活动缺陷引起的不连续处。本文将检验这种技术, 并讨论几种应用和监控案例。

介绍:

声发射(AE)是从材料中的损伤源快速释放能量而产生的弹性应力波。这些弹性波可以监测到并转换成压电信号, 这些由安装在材料表面的小的压电晶体传感器完成。传感器响应通过前后滤波器去除频率低于 100KHz 的可听得见的噪声。结果表明即使是周围的噪声水平很高使用声发射也能监控结构的损伤。声发射的损伤源包括断裂、塑性变形、冲击、磨擦、腐蚀膜层破坏及其他过程。对于检测几百平方微米或更小的表面上新形成的裂纹, 声发射有足够的灵敏度。

超声-声发射(AU)是在具有声发射应用特征的频率范围内使用超声波方法。该技术能检测和描绘单层和多层金属、陶瓷和复合板材料结构的差异。也能对微观结构、金属厚度和厚的复合材料进行腐蚀及分布差异的检测。AU 使用脉冲发生器和接收传感器以低超声范围内的共振频率, 结合波传播动力学预测来检测损伤。超声波被表面和界面反射回来, 由于散射和吸收衰减, 在反射和播送中模式发生变化。这些结果主要依赖于波的频率、方向、初始模式和表面损伤的位置和方位。当结构发生损伤时, 信号发生变化就表示损伤类型。通过计算信号中给定的损伤类型和度的平均变化。可以从 AU 测量值来估算损伤。

结构健康状态监控(SHM)系统:

声发射-直升机健康状态和使用监控系统(AE-HUMS)是一种用于直升机动力传动系统中检测损伤的装置。该系统使用 SH-60 动力传动系统(组成见图 1)获得的实验数据研制而来。使用该数据显示 AE-HUMS 系统有能力检测动力传动系统中不同部件的多种损伤过程, 能估算相对损伤危害度, 及能识别损



图 1. 中间齿轮桌所示传感器(自导线、中心贴到螺栓上).

伤进展,例如:裂纹扩展等。在副齿轮中扩展的裂纹能在故障发生前 15 分钟检测出来,同时,还能检测和监控裂纹形成前数小时由损伤引起的裂纹(如图 2),有迹象表示将来对系统修改将允许裂纹的形成和裂纹扩展,并可以与其他类型的损伤扩展区分开来。在广泛的应用范围内 AE-HUMS 系统用来监控动力传动系统、齿轮箱及转动零件有很大的潜力。

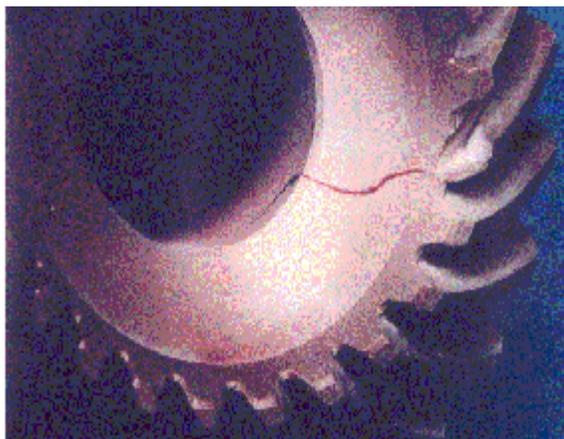


图 2.在副齿轮中检测到的裂纹及照片

象超声波、涡流和放射线照相术要求很高的经过培训的技术人员,花费很多时间寻找显著区域,且经常分解机架结构以确定裂纹位置和长度。目前,检测位置和间隔必须依据以前的缺陷统计特征。然后必须在所有位置进行无损检测扫描来确定是否有真正的缺陷存在。使用声发射允许通过裂纹扩展声音识别点位置检测。

全尺寸疲劳试验是依据在实际产品结构预先加载与服役中一样的循环载荷原理。试验的自动加载系统在比实际运行服役短很多的时间段内提供很多次载荷循环。因为强迫缺陷扩展,在维修它时要和实际操作规程一样。这个试验全部目的是确定疲劳临界位置和在这些位置上疲劳寿命和裂纹扩展特征。

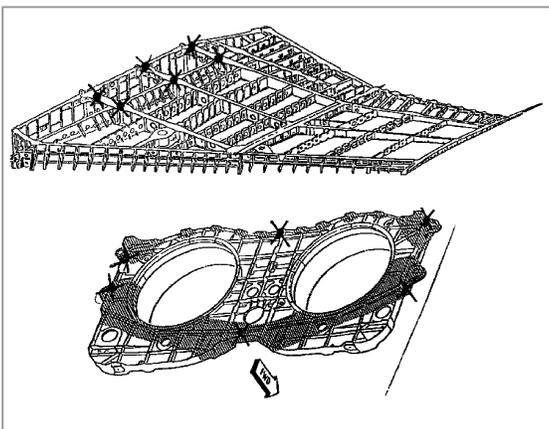


图 4 隔壁和机翼结构上典型传感器安装

“听”结构的技术。在预加应力的结构中裂纹或缺陷发射声波。这些波通过结构传播并由一组压电晶体传

目前装配的 AE-HUMS 系统提供了四个级别的损伤指标。每个通道显示一个状态条,四种颜色中的一种表示部件的一种状态。这些颜色是:绿色表示无故障情况;黄色表示可能的最小无扩展损伤;橙色表示明确的和严重的无扩展损伤;红色表示严重的扩展损伤。无声音报警。操作员可以关掉任一通道或整个系统。

飞机全尺寸疲劳试验(FSFT):现在的无损检测技术



图 3 用声发射监控的全尺寸疲劳试验战斗机的照片

FSFT 的独特方面是载荷模式,即:疲劳载荷谱依据于实际运行数据。在早期产品阶段(图 3)完成全尺寸试验通常使用很低危害的疲劳载荷谱(和多数飞行目前进行载荷谱比较),期望的飞行使用寿命也比现在要求机架寿命短。这就导致要保持我们旧的飞行就要求越来越多的 FSFTS。

声发射试验是一项在应力状态下

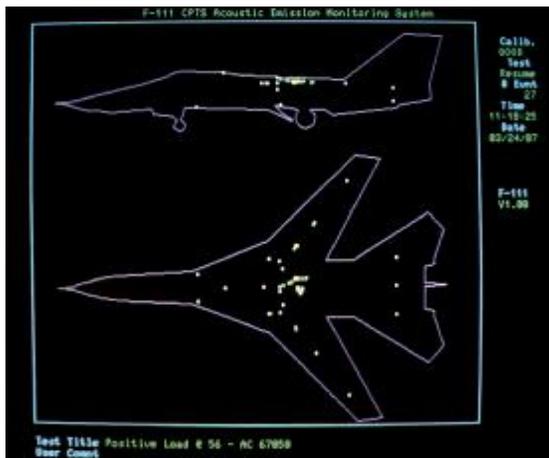


图 5.全尺寸疲劳试验上的典型 AE 迹象

传感器收集信号。这些信号传输到基于仪器的计算机中来分析波形特征，通过比较在传感器组中不同传感器信号的到达时间，可以确定缺陷点所在的位置。

声发射在 F-15 疲劳试验上的应用主要集中于飞机上的几个关键的结构(图 4)。主要感兴趣的点是在机翼和机身之间的连接耳片。这些中间的和主翼梁上的耳片在工作过程承受巨大的载荷并经常在现场进行检测。机翼和机身固定耳片将机翼主梁与机身隔壁连成一体，由 2124 铝合金，7075 铝合金和 6A1-4V 钛锻件加工而来。即使使用最现代的传统检测技术确定疲劳裂纹的位置也常常很困难。声发射有告诉检测人员什么时间什么区域检测的能力。用这个系统可以节省试验停车时间，减少试验样机发生灾难性故障的机率，用该系统获得较好地裂纹形成的理解。这种类型的仪器(图 5)对疲劳研究是非常有用的，总有一天我们将看到空中声发射监控设备作为一种重要的监控系统。图 6 和图 7 所示为传感器和前置放大器在 FST 飞机上的位置。

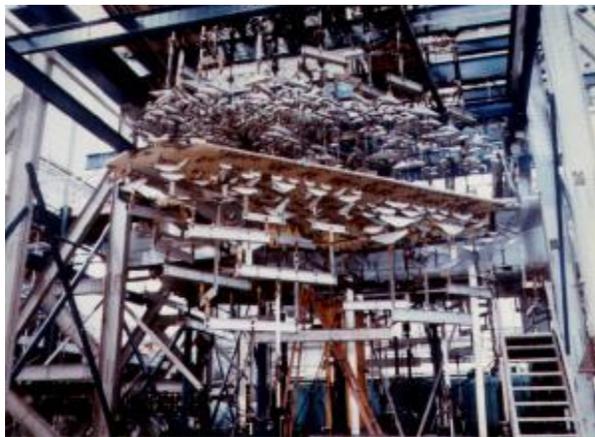


Figure 6. Wiffle Tree, which transfers zonal actuator loads into pad loads.

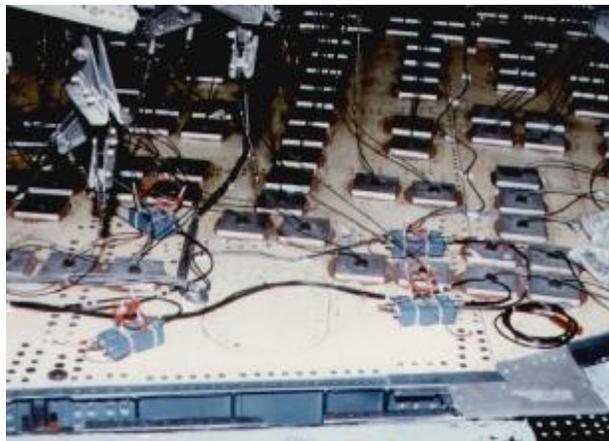


图 7. 安装于机翼上带前置放大器的声发射

飞行声发射 (AE) 作为一种健康状态管理试验在 DC-XA 三角机翼运输机技术验证机上获得了成功地验证。AE 系统作为商业可买到的仪器单元修改用于自动控制和重设计 AEFIS, AEFIS 表示声发射飞行仪器系统。声发射技术预示着对满足新的要求有了希望：能监控和反馈关于结构、燃油箱和燃油系统状态的信息并传递给机载计算机。未来空间旅行的最关心的问题之一就是微陨石冲击，它能碰击飞行器上升、下降及在轨道上运动，特别是复合材料结构逐步成为主流。在飞行器上用声发射，它能被动地“听”结构并确定冲击发生的位置。一旦发生冲击，系统确定冲击部位并评估它的危害度。确定位置以后，系统横过冲击区域完成 AU 试验：主动发射脉冲到 AE 传感器及获得收到的数字化波形并和地面标定获得的波形进行比较。然而这个试验结果进入人工智能化(AI)算法以便给进行下一步或不进行下一步命令(即：如果损伤发生在陶瓷热防护罩上，就可以从分裂及燃烧掉的状况前挽救结构。)象前面提到的，AEFIS 最初设计作为一种原型反馈关于 LH₂ 箱结构和工



图 8.DC-XA 技术验证和火箭

作环境，包括温度极限、振动和背景噪声等信息。其他技术挑战有：

- 修改标准的 AE 系统不用主动冷却就能工作；
- 通过滤波器去除高背景声音和电噪声；
- 去除电磁干扰(EMI)；
- 随状态更新能直接与火箭 PC 机通信，自检查和指示；
- 由结构完整性分析数据并将数据相关联；
- 由火箭飞行器提供飞行数据基线。

研制一套 AEFIS 装置可能采用现成的产品将超过 6 个月时间。在飞行器内部将最后的配置安装到着陆脚支柱上，将 AE 传感器由电缆连到 LH₂ 箱上并包括前置放大器(图 9)。该装置使用耐用的工业 PC 机带后板 CPU，(2) PAC AEDSP 32/16AE 板，一块 24VDC 电源用飞行器动力并且是固体状态硬件驱动。最后配置尺寸为 6.5"X9.5"X15.5"，重 23 磅，无可移动零件(图 10)。软件来自标准软件，在安装过程中允许有多种选择增加自控自检能力，系统状态 I/O 及通过母系连接加载/下载能力等特征。母系连接常用来加载新的试验配置和下载试验数据，通过位于飞行器外面的一面板接入的笔记本电脑完成。

使用的传感器也是现成的产品并包括三种不同类型，选择传感器根据它们的频率响应、大小、灵敏度及在火箭中燃料加载，飞行和着陆过程中承受苛刻温度和振动振荡的能力，图 11 所示为三种传感器中的两种及它们的大小。

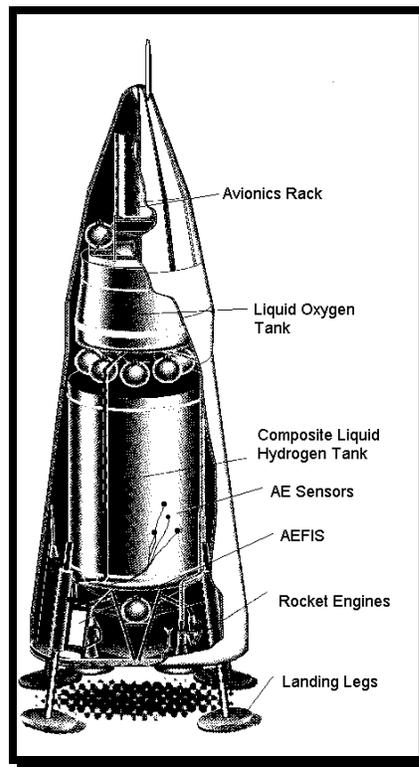


图 9. AEFIS and AE 传感器安装位置



图 10. 4 通道 AEFIS 装置,最近升级到 6 通道系统



图 11. 声发射传感器

总结：

从这里报导的工作中很明显声发射和声-超声波在航天无损检验和健康状态监控技术中有一席之地。同时这里所说的两个系统都是最新研制的。非常明显以前非常困难和不可能检测的结构中裂纹和分层现在用上面两系统可以解决。这些系统的工作目前研制其他系统并应用于这样的平台：X-34 和 Delta 火箭

致谢：

我们将非常感谢：陆军航空和导弹司令部 AATD 的 Bruce Thompson 及 Boeing 公司的 Gerry Nissen 和 Jerry Huang，感谢对本文工作的支持。