

厦门大学飞行器健康管理技术研究团队

2020 年度工作进展

厦门大学飞行器健康管理技术研究中心以国家特聘专家卿新林教授、教育部新世纪优秀人才曾志伟教授为学科带头人，形成了一支年龄结构合理、富有朝气的多学科交叉研究队伍。研究中心致力于解决飞行器高端装备无损检测与结构健康监测的科学与技术问题，在先进传感技术、无损检测、健康监测、智能结构等领域开展研究工作，重点研究涡流检测，超声检测，多场耦合传感网络和结构健康监测的理论、方法和工程应用关键技术等，在 2020 年取得了可喜的成果。

1 涡流检测理论与应用研究

1.1 理论研究

团队系统、深入地研究了涡流检测趋肤效应，内容包括：金属板材扁平线圈检测趋肤效应，金属管材内通式线圈检测趋肤效应，金属棒材外穿式线圈检测趋肤效应，有限厚度金属平板涡流检测趋肤效应（见图 1），复合金属板涡流检测趋肤效应，多层金属板涡流检测趋肤效应，各向异性材料涡流检测趋肤效应，脉冲涡流检测趋肤效应，以及加感和屏蔽对趋肤深度的影响；基于涡流扩散效应、对消效应、复合扩散 - 对消效应和涡流反射，揭示了涡流检测趋肤效应的机理。

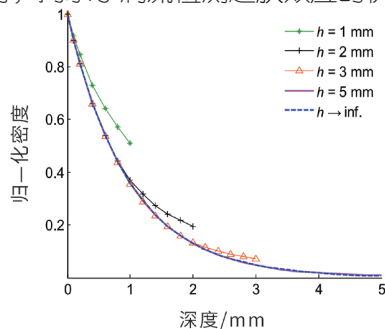


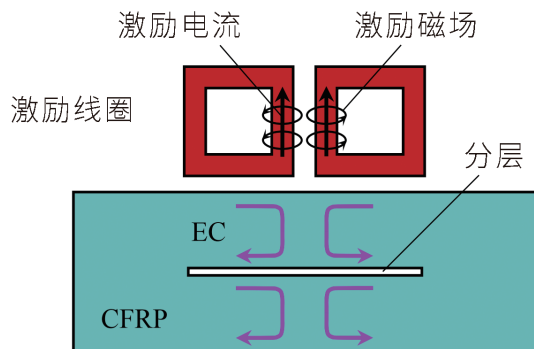
图 1 不同厚度 (h) 铝板典型涡流衰减曲线

1.2 数值分析方法研究

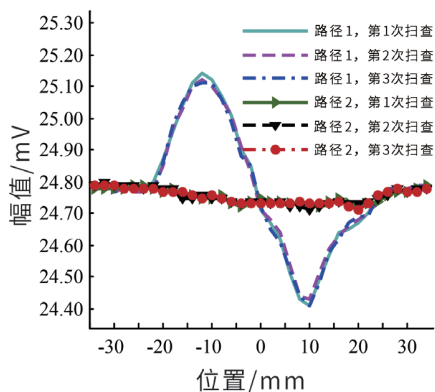
主要研究了涡流检测有限元模拟，提出用于低频电磁场分析的区域分解方法，解决了磁芯线圈扫描涡流检测模拟难题，并以此为基础实现了磁芯线圈扫描脉冲涡流检测模拟，碳纤维增强树脂基复合材料 (CFRP) 铺层变形涡流检测模拟，以及 CFRP 面板 - 铝蜂窝芯夹层结构涡流检测模拟。团队又提出混合表述区域分解有限元法，进一步提高了计算效率。

1.3 检测技术研究

开展 CFRP 全寿命周期涡流检测技术研究。在有限元分析的基础上，探明 CFRP 中铺层内及厚度方向上的涡流分布规律。利用 CFRP 的结构特点及电各向异性，根据涡流沿纤维方向衰减慢的特点，使用远场涡流检测方法检测纤维断裂缺陷，根据涡流主要沿纤维方向流动的特点，使用正交矩形线圈检测纤维弯曲缺陷并重构纤维分布。解决了传统涡流检测方法不能检测与探测面平行的面积形缺陷的难题，提出垂直涡流法检测 CFRP 分层缺陷（见图 2）。



(a) 检测原理示意



(b) 扫描信号

图2 CFRP 分层缺陷垂直涡流检测

(分层缺陷长 × 宽 × 厚为 20 mm × 20 mm × 50 μm)

开展 CFRP 面板 - 铝蜂窝芯夹层结构涡流检测技术研究, 检测芯子断裂、节点脱开、节点压缩、芯子皱褶和冲击损伤等缺陷。

开展铝合金残余应力状态涡流检测技术研究, 同时获取主应力的方向和大小。

2 非线性超声检测理论与应用研究

研究中心针对航空工业关键金属、复合材料结构中不同类型微损伤检测的迫切需求, 开展了较为深入的、系统的非线性超声检测理论与应用研究。近 5 年来, 在该研究方向上获得 3 项国家自然科学基金项目, 1 项国防科工局技术基础项目及多项企业横向课题的资助, 成果在 *Experimental Mechanics*、*NDT&E International*、*Ultrasonics* 和 *Measurement Science and Technology* 等期刊上发表。

2.1 非线性超声体波检测理论与应用

在材料的制造和服役过程中, 可能形成点、线、面和体等微观组织缺陷, 会明显地影响材料的性能。针对不同热处理工艺后材料微观组织结构的不均匀程度、晶粒大小和晶格尺寸排布发生的改变, 开发了利用非线性超声评价及优化材料热处理工艺的方法和装置。

利用声谐振的方法提高电磁超声换能器能量转换效率, 结合电磁超声检测的非接触特性, 创造性地建立了非线性电磁声(横波)谐振评价方法(见图 3), 并成功应用于航空用铁磁性、非铁磁性金属材料微损伤检测和微组织结构评价中。该方法具有非接触测量超声非线性效应的特点,

可应用于高温环境条件下的装备微损伤、材料性能退化的早期在线监测和剩余寿命评估。

2.2 非线性超声导波检测理论与应用

鉴于非线性超声高灵敏度的优点和超声导波检测技术的优势, 开展了非线性超声导波检测理论与应用研究。提出基于模式选择的非线性超声导波检测方法, 成功应用于航空复合材料、金属管道等结构中的微损伤检测; 构建基于超声导波二次谐波的微损伤成像理论和方法, 实现了微损伤位置、尺寸的可视化检测(见图 4)。

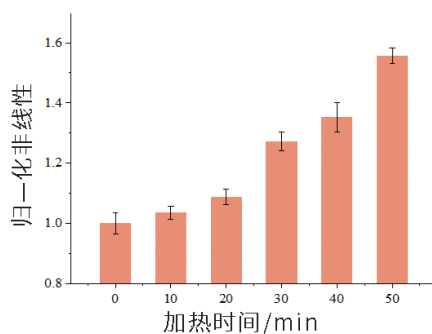
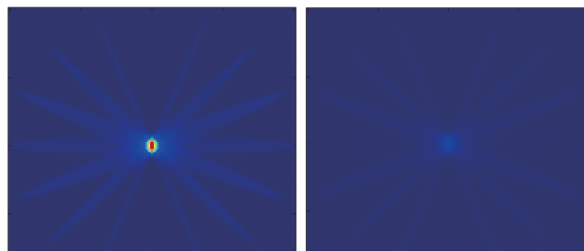


图3 试件非线性电磁声谐振评价结果



(a) 基于线性超声信号的成像结果

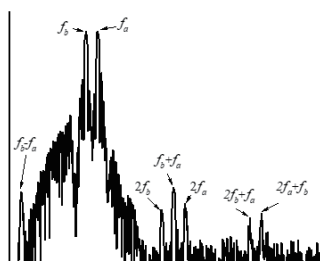
(b) 基于非线性超声信号的成像结果

图4 微损伤超声成像结果

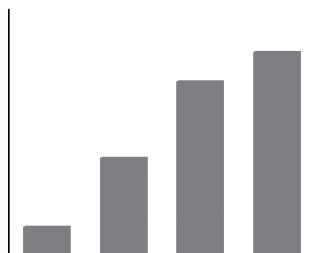
针对基于二阶谐波法的非线性超声导波方法无法准确判定诱发非线性响应损伤的具体位置, 无法有效区分非线性来源等问题, 团队结合波束混叠理论和非线性超声导波传播理论, 建立了完整的导波共线混叠非线性效应的解析理论, 从机理上揭示了导波混叠非线性效应发生的物理过程, 明确了导波混叠后发生强烈非线性效应所需满足的条件。提出了非线性超声导波混频效应的试验测量方法, 以及基于非线性超声导波混频效应的频谱阈值法(MFPC)检测方法(见图 5), 解决了基于二阶谐波法的非线性超声导波检测方法的技术难题, 可实现对大型构件的非线性超声扫描检测。

3 飞行器结构健康监测方法与应用关键技术

研究中心围绕国家重大装备安全经济运营的迫切需求，在国防基础科研计划重大项目、国家自然科学基金项目和国家级企业委托课题的资助下，提出基于压电传感网络的超声导波与机电阻抗监测、搅拌摩擦焊缝特征导波监测、压电与光纤混杂传感和智能螺栓等多种结构健康监测新方法，突破了传感器网络布设、多场信息融合、损伤监测定量化、环境补偿等关键技术，成果在 **Structural Health Monitoring**、**Mechanical Systems and Signal Processing**、**Ultrasonics**、**Smart Materials and Structures**、**Sensors and Actuators A: Physical** 和 **Journal of Intelligent Materials and Structure System** 等期刊上发表。



(a) 导波混频谐波信号



(b) 导波混频非线性与冲击损伤能量的关系

图5 结合频谱阈值法和导波混叠非线性效应评估
复合材料冲击损伤

3.1 飞行器表面压力柔性传感技术

针对现有飞行器表面气动压力测量方法（测压孔法和压敏漆法）存在安装复杂、准确率低、计算量大等问题，提出了基于柔性电阻和电容传感的飞行器结构表面气动压力监测技术。柔性微流体电阻传感器由一个带有空腔的柔性基底、导电液体和电极组成。柔性基底空腔采用“主流道-分流道”设计，将传感器的灵敏度提高到 $2.15 \times 10^{-2} \text{kPa}^{-1}$ ，并且可以避免导电液体的泄漏。柔性电容传感器研究重点围绕介电层材料展开，

在机理上揭示了柔性电容传感器的传感原理，制备了三维多孔离子薄膜、三维多孔复合薄膜、表面微结构薄膜等一系列介电层，并对电容传感器的压力传感特性进行了详细的测试与分析（技术原理示意图6）。

3.2 基于嵌入式涡流传感阵列薄膜的螺栓连接结构健康监测技术

针对多层螺栓连接结构孔边损伤定量表征难的问题，提出了一种基于缠绕于螺杆表面的嵌入式柔性涡流传感阵列薄膜的螺栓连接结构孔边损伤角度、深度及扩展程度的在线定量追踪技术。通过有限元模拟深入研究了可能存在的孔边损伤形式诱发孔壁涡流发生变化的规律和机理，进而对涡流传感薄膜线圈阵列进行二维拓扑优化设计，提升了涡流传感阵列对孔边损伤多个参数的同步监测能力。提出涡流传感薄膜的传感阵列信息的深度融合方案，对螺栓连接结构孔边损伤的角度、深度、扩展度进行精确定量和表征。通过试验验证了所提出的柔性涡流传感阵列薄膜不仅适用于金属连接结构孔边裂纹监测，还适用于 CFRP 连接结构的孔边损伤监测。相关成果在 **The 7th Asia-Pacific Workshop on Structural Health Monitoring** 上获唯一的最佳论文奖。

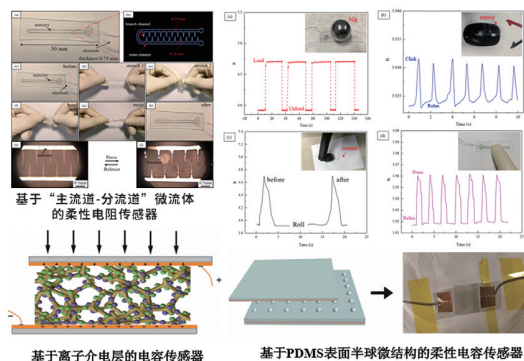


图6 柔性压力传感技术原理示意

3.3 基于压电传感网络的主被动监测系统研发

压电传感器具有质量小、体积小、频响宽和可设计性强等优点，不仅可激励出所需模态的超声导波，而且可接收撞击或裂纹萌生及扩展产生的应力波，广泛应用于管网和大型板状结构的损伤监测中。研究中心针对热点区域监测中的串扰过大问题，基于 SPI（串行处设接口）控制总线设计了模拟开关切换矩阵和低噪声电荷放大电路，以及具有互锁隔离结构的两级衰减电路，研制了

一发多收主动式超低串扰超声导波系统(见图7);针对复合材料结构外部撞击监测存在的传感器网络布设密度高、识别算法复杂等问题,研制了基于稀疏传感网络的低功耗多通道同步采集被动式监测系统,并开发了基于机器学习和时间序列分析的撞击识别算法(见图8)。

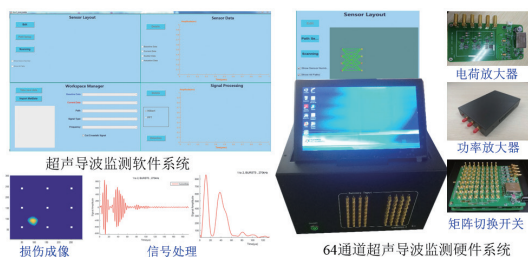


图7 64通道一发多收超声导波监测系统

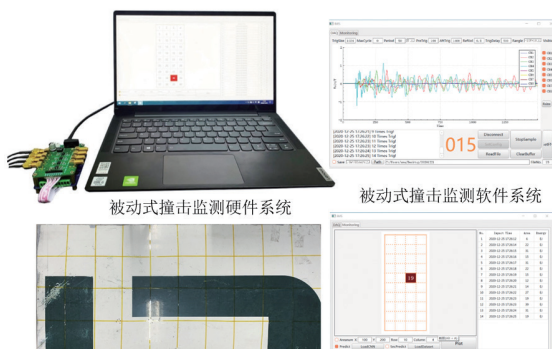


图8 基于稀疏传感网络的低功耗被动式撞击监测系统

3.4 工程应用案例

研究中心研发的结构健康监测技术成功应用于大型民机、火箭贮箱和飞行器复材尾翼等航空航天装备关键结构地面试验验证中(见图9),获取关键参数,为飞行器关键结构设计和性能验证提供技术支持,得到了用户单位的一致好评。

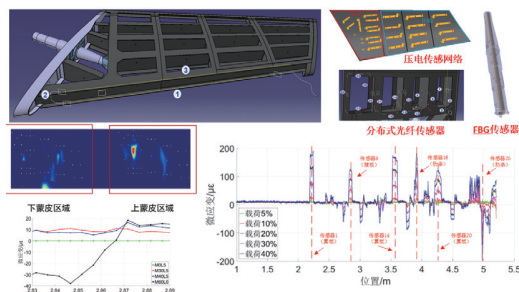


图9 可重复使用飞行器尾翼力热耦合试验结果

厦门大学 航空航天学院
曾志伟, 王奕首, 李卫彬, 孙虎, 卿新林 供稿