

航空航天复合材料结构健康监测 技术研究进展*

武湛君¹, 渠晓溪¹, 高东岳^{1,2}, 刘科海¹, 冯建民³

(1. 大连理工大学航空航天学院工业装备结构分析国家重点实验室, 大连 116024;

2. 大连理工大学材料科学与工程学院, 大连 116024;

3. 中航工业飞机强度研究所, 西安 710065)

[摘要] 通过在线监测结构响应, 实时掌握结构的健康状况, 并在此基础上对可能发生的损伤和故障进行预报, 以便能及时采取措施, 保证复合材料结构的服役安全。综述了几种重要的结构健康监测方法的研究进展、应用场合与发展历程, 包括: 全局状态感知技术(光纤传感监测法)、全局损伤诊断技术(波传播损伤诊断法)、局部损伤诊断方法(机电阻抗监测法、真空比较监测法、智能涂层法等), 讨论了复合材料结构健康监测传感器的安装方法。结合各种技术的发展历程和优缺点展望了航空航天复合材料结构健康监测技术的发展趋势。

关键词: 航空航天结构; 复合材料; 结构健康监测; 光纤; 导波; 机电阻抗; 真空比较监测; 智能涂层

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2016.15.092



武湛君

大连理工大学航空航天学院教授, 副院长, 中国复合材料学会常务理事, 博士, 从事飞行器结构/材料性能表征与结构健康监测研究。

与传统金属材料相比, 复合材料具有更高的比强度、比刚度并具有极强的可设计性, 因此广泛应用于航空航天领域^[1-2]。美国航空航天局(NASA)兰利研究中心在《航空航天用先进复合材料发展报告》中指出, 将复合材料应用于机翼机身可实现减重 24.3% 的目标^[3]。先进复合材料在航空航天结构中的应用还可以实现抗腐蚀、减少连接结构等目标。复合材料的气动剪裁技术可显著提高结构效率^[4]; 整体成形技术可有效减少连接, 提高结构可靠性, 降低成本; 复合材料耐腐蚀抗疲劳特点可降低维护成本。因此复合材料大量应用于航空航天结构中。部分民用飞机复合材料占总重量的比例如图 1^[2] 所示。

由于材料内部存在复杂的非线性和分散性因素, 复合材料结构的强度和破坏模式预测十分困难^[5-6]。

因此, 针对航空航天复合材料结构的结构特点与应用环境发展健康监测技术(Structural Health Monitoring, SHM)可以在结构运行中采集健康状况信息, 提高航空航天结构的安全性^[7-11]。将结构健康监测技术与无损检测技术相结合有助于实现航空航天结构基于状态维护, 并最终为结构优化设计迭代提供依据。

近年来, 国内外多家研究机构及企业进行了大量有关结构健康监测的基础研究^[12-16], 并逐步将结构健康监测技术应用于先进飞行器复合材料结构安全维护中^[17-18]。NASA 于 1998 年采用光纤光栅传感器感知可重复使用运载器(RLV X-33)低温贮箱的状态(包括温度和应变场)。随后, NASA 又开发了混合诊断工具 BEAM, 并将其应用于航天飞机主引擎异常检测^[19-21]。洛克希德·马丁公司为获得较高的结构可靠性及

* 基金项目: 国家自然科学基金项目(91016024), 教育部新世纪优秀人才支持计划(NCET-11-0055), 重大项目培育科研专题(DUT13ZD(G)06)。

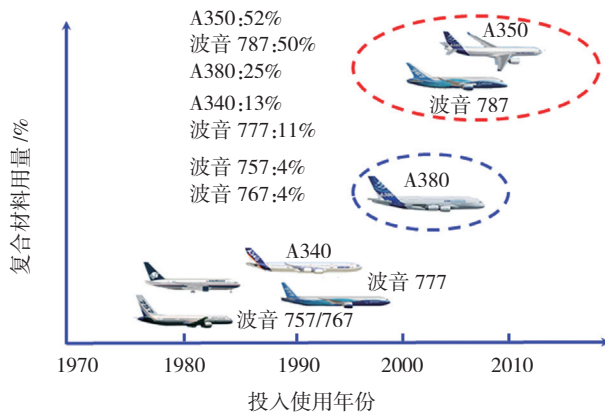


图1 民用飞机复合材料用量比例

Fig.1 Consumption of the composite materials on civil aircraft

可维修性而在其新一代战斗机 F-35 中安装了先进预测及健康管理系统 (Prognostics & Health Management, PHM), 该系统与地面的联合分布式信息系统相结合形成了飞机集成健康管理信息系统^[22]。在民用航空结构健康监测领域, 美国波音公司开展了大量探索性工作, 构建了飞机结构健康监测的基本体系结构, 在多个机型上采用结构健康监测技术对结构的微裂纹进行监测。欧洲空客公司研究了结构健康监测技术在 A320、A340、A350、A380 等型号客机上的实现, 并针对飞机不同部件提出了相应的结构健康监测需求^[20]。由空客集团主持, 历时 6 年 (2011~2016) 的飞机智能化项目——(SARISTU, Smart Intelligent Aircraft Structures) 中针对飞行器损伤诊断技术做了详细的总结, 包括: 基于光纤的飞机结构变形监测技术^[23], 基于超声导波的损伤监测技术^[24]、多损伤评估技术 (主动式)^[25] 和撞击监测技术^[26] (被动式)、基于机电阻抗的裂纹监测技术^[27]。英国的 QinetiQ 公司研发了新型的结构状态监测系统, 主要是针对结构健康监测系统与民用飞机机翼设计和生产的集成问题与内置式结构健康监测系统^[28]。这些技术项目的研究经验显示: 在航空航天复合材料结构运行过程中, 结构的

运行状态 (形状、温度场、应变场等) 和损伤情况 (位置、严重程度、扩展趋势等) 是表征结构健康状况的主要信息^[29-30]。

针对航空航天复合材料结构健康监测的关键问题, 本文介绍了应用于航空航天复合材料结构的健康监测技术, 包括结构状态监测和损伤诊断方法, 重点综述了各项技术的研究现状、关键问题及主要挑战, 最后讨论了航空航天复合材料结构健康监测技术的发展趋势。

航空航天复合材料结构健康监测技术研究现状

健康监测技术在航空航天复合材料结构中的实施流程如下:

(1) 在结构运行过程中, 首先, 通过状态感知技术获取结构的应变场、温度场等状态特征, 建立结构的状态模型;

(2) 其次, 利用损伤诊断技术识别结构可能存在的损伤特征, 包括损伤 / 撞击位置、大小和扩展趋势等;

(3) 再次, 根据损伤诊断结果修改状态模型, 并再次迭代;

(4) 在结构运行结束之后, 根据状态模型变化历程和损伤特征实施对结构的无损检测与基于状态维修, 并为结构优化设计积累数据。

健康监测技术结合无损检测技

术将大大增强航空航天结构的在役安全性、可靠性、耐久性, 显著提高结构的使用效益^[31-32]。为实现这一目标, 需要解决的关键问题包括:

(1) 如何开发轻量化状态感知方法以实现大面积结构全局状态综合感知;

(2) 如何提出损伤识别与撞击监测方法以实现复杂结构内部损伤在线诊断;

(3) 如何针对复合材料连接结构发展微裂纹萌生 / 扩展监测技术;

(4) 如何设计适用于航空航天复合材料结构健康监测技术的传感器安装方法。

从这些关键问题入手, 本节综述了几种重要的结构健康监测方法的研究进展、应用场合与使用局限, 包括: 全局状态感知技术 (光纤传感监测法)、全局损伤诊断技术 (波传播法) 和局部损伤诊断方法 (机电阻抗监测法、真空比较监测法、智能涂层法等), 并讨论了复合材料结构健康监测传感器的安装方法。

1 全局状态感知技术

结构运行状态包括结构的形状、运行姿态、温度场、应变场、应力场等。在无损检测技术中, 常用点式应变片和温度传感器在停机状态下检测结构的应变场和温度场。这种技术形式的成熟度较高, 作为重要的应变场、温度场重构手段广泛应用于静力加载、疲劳等试验中。但是这种技术传感器及其线缆用量较大, 检测速度较慢, 无法适应实时数据采集的要求。为了监测结构在运行状态的实时变化趋势, 研究人员基于光纤传感器开发了航空航天结构在线状态感知技术。光纤传感的原理是通过分析经光纤传感器调制后的光信号特征 (如光的强度、波长、频率、相位、偏振态等) 的变化来获取被测参数 (应变、温度、pH 值等)。光纤传感器具有灵敏、质量轻、尺寸小、抗电磁干扰能力强、耐腐蚀等优点^[33]。光纤传感

器在航空航天结构健康监测中的具体应用包括：结构温度场感知^[34]、结构腐蚀监测^[35]、结构冲击损伤监测^[36]等。根据有效测量段的分布情况，光纤传感器分为准分布式和分布式两种。由于加工条件的限制，目前应用在航空航天结构健康监测领域的光纤传感器多为准分布式光纤传感器。准分布式光纤光栅传感器具有测量精度高、事件位置精确定位等优点，因此，在航空航天复合材料结构状态感知研究中受到广泛关注。

NASA 从 20 世纪 80 年代开展利用应变信息反映飞机机翼形状变化的应用研究，90 年代中期开始引入光栅光纤传感技术。21 世纪初，NASA 开始研究机翼形状测量方法，研究人员在一根复合材料制成的空心管上布置了多条弱反射光纤光栅传感器，并计算弯扭组合状态下的挠度^[37]。2014 年，NASA 在基于变形测量的飞机机翼变形主动控制方面取得了进展^[38]。从 2014 年开始，NASA 阿姆斯特朗飞行研究中心逐步开展机翼蒙皮变形测量方面的研究，将之前的理论与技术积累进一步发展到工程应用领域，结合最小二乘、三次样条插值以及计算机数值模拟等方法，将局部的变形测量值进一步扩展到整个翼面，并重构整个翼面的变形状态^[39-40]。在多次往返航天飞行器项目中，基于布拉格光纤光栅原理的传感器被认为是进行集成化健康监测的最佳选择^[41]。DC-XA Flight 2 光纤结构健康监测系统如图 2^[42]所示。

国内关于光纤状态监测技术的研究大多集中在光栅光纤的原理和应用研究上，针对分布式光纤传感器在航空航天领域内应用的文献较少。与光栅光纤相比，分布式光纤的优点在于测量范围大、安装简单、损耗小、易于布网、传感单元成本相对较低，适合于大面积结构状态实时感知^[43]。

2014 年，大连理工大学与西安

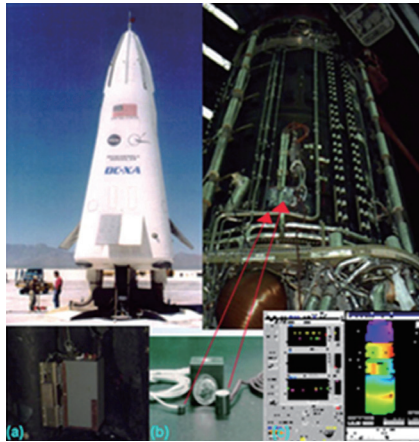


图2 DC-XA Flight 2 基于光纤的结构状态监测系统

Fig.2 Optical fiber-based health monitoring system on DC-XA Flight 2

飞机强度设计研究所共同开发了基于分布式光纤传感器的结构状态实时感知系统，并利用该系统实现了受载状态下复合材料翼梢小翼的应变场实时感知，其传感器安装形式及应变场感知结果如图 3 所示。

如图 3 (a) 所示，翼梢小翼结构表面存在一些损伤，分布式光纤传感器被布置在结构表面，安装形式为表面粘贴；如图 3 (b) 所示，利用液压加载装置在翼梢小翼结构的背面施加均布载荷；如图 3 (c) 所示，应变分布形式对结构局部刚度的变化比较敏感，基于分布式光纤传感器的应变状态监测结果准确地反映了翼梢小翼结构的健康状况。该试验验证

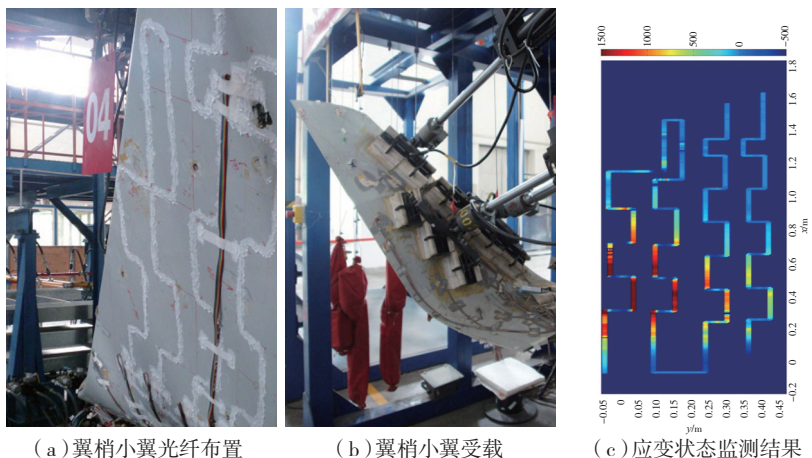


图3 复合材料翼梢小翼受载条件下状态感知

Fig.3 Condition perception of a composite winglet under loading

了基于分布式光纤传感器的全局状态感知技术在实际复合材料航空航天结构健康监测中的有效性。

基于光纤传感器的结构全局状态感知技术适用于大面积结构(如机翼蒙皮、贮箱壁等)的表面应变场重构。其中光栅光纤传感器在航空航天结构状态监测领域已有较高的技术成熟度和广泛的应用，分布式光纤传感器与光栅光纤传感器相比具有测点多、分辨率高等优势，因此更适用于应变场重构等技术领域。

基于光纤传感器的全局状态感知技术的局限性在于传感器对环境影响非常敏感，因此在实际应用中往往受到干扰较大。需要针对航空航天结构的应用环境进行光信号补偿或环境因素解耦研究。

2 全局损伤诊断技术

复合材料在生产、运输、加工过程中不可避免地存在一些微型缺陷，在使用过程中由于载荷、环境因素或撞击事件的作用可能出现新的损伤。这些缺陷和损伤(如脱层、脱胶、界面裂纹、低速撞击等)往往比较隐蔽，但是如果未被及时发现，这些微小的缺陷和损伤将会在载荷和环境的作用下迅速扩展导致结构突然失效。因此有必要研究复合材料结构全局损伤诊断技术。

超声导波在板壳类结构中具有

传播距离远、能量集中、便于激励/收集等优点。随着复合材料结构在航空航天领域内的广泛应用,人们开始注重将超声导波健康监测技术应用于机翼蒙皮、连接结构、燃料贮箱等结构中。基于超声导波的结构健康监测方法的原理如图4所示。

如图4所示,结构健康监测技术分为主动式图4(a)和被动式图4(b)两种。主动式结构健康监测基本思想是首先采用激发传感器将能量导入监测结构,与此同时传感器在结构上的其他位置接收结构响应信号,并对其进行分析,据此对结构的健康状况进行监测^[44-46]。被动式结构健康监测技术的基本思想是利用传感器采集结构在外部作用(如撞击)下发生的响应(如应变和应力波),采取特定的算法估计外部载荷及其发生位置,与渐进性损伤分析模型相配合就可以获知结构的健康状况^[32,47]。被动结构健康监测方法只需要信号接收装置,无需激励装置,一般不能离线使用。

2.1 基于超声导波的主动式损伤诊断技术

导波根据信号收发方式分为 Pitch-Catch^[48] 和 Pulse-Echo^[49] 两种模式。在 Pitch-Catch 模式中,导波信号由 A# 传感器激发,由 B# 传感器接收,之间信号路径为 A-B; 在 Pulse-Echo 模式中,导波信号由 A#

传感器激发,由 A# 传感器自身接收,信号路径为 A-A。在信号路径上的结构特性变化将会影响信号特征,在导波信号中提取这些特征以实现在全局范围内识别损伤的存在、确定损伤的位置并对损伤的严重程度进行量化评估。基于这种原理,目前国内外研究人员提出了很多基于导波的损伤识别方法,包括:相控阵成像方法^[50-53]、层析成像方法^[52,54]、偏移成像方法^[54]、延迟叠加成像^[55]和基于损伤概率分布(RAPID)成像^[53,56]等方法。

为了最大限度地发挥基于超声导波的主动式技术的损伤诊断能力,需要进行传感器网络设计、信号激发频率控制、损伤因子选择、信号环境补偿等方面的研究。针对这些问题研究人员进行了大量的研究工作。

Gao 等^[57]研究了如何控制激发频率以降低复合材料尾翼结构中超声导波传播的衰减。Kessler^[58-59]阐述了信号激励频率选择对损伤诊断精度的影响。大连理工大学结构健康监测团队与中国商飞北京民用飞机技术研究中心合作研究了多肋复合材料结构中不同损伤因子的损伤定位误差以及信号激发频率对损伤诊断精度的影响^[60],大型复合材料机身壁板演示验证表明,该方法能够有效识别大于 2cm² 的模拟附着物损伤,损伤定位误差小于 2cm。Yuan

等基于信号峰值损伤指数对蜂窝夹芯和碳纤维复合材料中由能量冲击引起的脱层损伤进行了监测,试验结果验证了该方法的有效性^[61]。航空航天结构常处于变温度的工作环境中,温度的变化对超声导波的传播特性影响很大,因此会影响基于超声导波的损伤诊断方法的精度^[61-62]。Wang 等^[63]利用构建信号空间的方式实现了对环境温度影响的补偿,试验结果证明该补偿方法提高了变温环境中损伤诊断的精度。

损伤量化评估技术是结构健康监测技术领域内的关键问题,关系到结构剩余寿命预测的准确性,该技术的顺利实施有助于实现结构基于状态维修。大连理工大学结构健康监测团队提出损伤二维形状/尺寸识别方法,该方法借助损伤边界可视化为声波信号激励源的思想,将损伤边界离散化为结构二维空间中的点,依次遍历损伤周围各激励传感器激发导波信号并与损伤作用,提取损伤全路径(反射与折射路径)散射信号的到达时间,获得各点的二维位置估计,同时结合各点位置的二元正态分布概率以及凸包函数实现损伤形状/尺寸的二维特征识别,研究结果如图5所示^[64](面积 6.5m²,粘贴 320 个压电传感器,设置 73 个随机损伤)。针对全尺寸复合材料壁板应用损伤二维形状/尺寸识别方法,实现了多个损伤的准确识别。

基于对超声导波主动式损伤诊断技术关键问题的研究,大连理工大学结构健康监测团队与中航工业北京航空制造工程研究所合作,应用该技术进行了 ARJ-21 全尺寸复合材料尾翼静力加载健康监测试验,分析了复杂结构形式对超声导波传播特性的影响^[58,64-65],提出了基于超声导波的复杂结构传感器网络布置方法^[66]、变温度下复合材料结构健康监测方法^[67]以及局部多损伤诊断方法^[68]。复合材料全尺寸尾翼结构静力加载

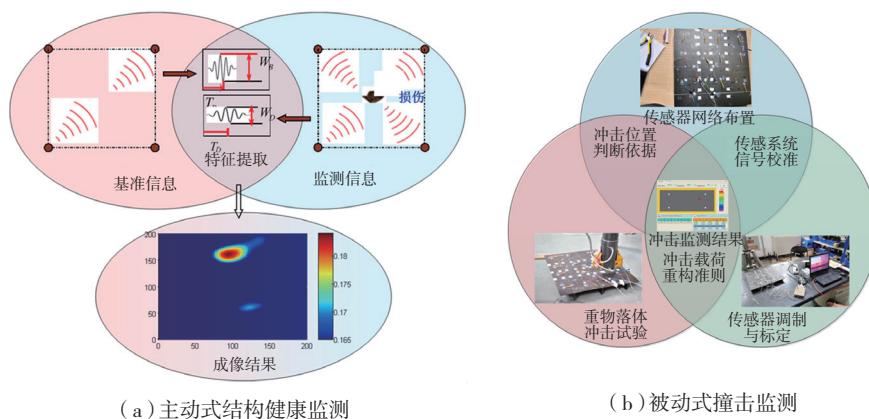


图4 基于超声导波的结构健康监测
Fig.4 Guide wave-based structural health monitoring

损伤诊断试验的试验设置及结果如图 6 所示^[66]。

如图 6 (a) 所示, 复合材料尾翼结构被装夹在试验架上, 中央翼盒和翼面终端位置固定, 在左右翼面上各分布着 7 个由液压泵驱动加载点, 传感器网络布置在翼面加强筋之间, 以监测测静力加载下的加强筋界面损伤; 如图 6 (b) 所示, 在 120% 载荷条件下加强筋界面出现了大量的健康状态变化, 上翼面的损伤情况比下翼面严重, 这与理论分析结果一致。复合材料全尺寸尾翼结构静力加载损伤诊断试验结果验证了超声导波主动式损伤诊断技术在航空航天复合材料结构中应用的有效性和可行性。

2.2 基于超声导波的被动式撞击监测技术

航空航天复合材料结构在使用

过程中将不可避免地受到外部撞击, 使结构产生目不可见的损伤, 如内部分层、基体开裂、纤维断裂等, 这将导致结构承载能力降低, 强度和稳定性退化, 严重时会引起结构的突发性破坏。因此, 实时监测复合材料结构遭受的外部撞击, 评估撞击位置、载荷大小与历程, 对于预测结构剩余寿命、保障结构安全性、实现基于状态维修、降低结构维护费等方面具有重要意义。

实现撞击损伤诊断技术的主要挑战在于: (1) 撞击事件所产生的超声导波频带较宽, 呈现复杂的多模态特点; (2) 航空航天结构内部含有大量加强筋和翼肋等结构附件, 对超声导波的衰减、散射效果比较明显。因此, 通过简单的信号分析难以准确识别撞击位置和撞击历程。

斯坦福大学 Chang 教授^[69]与南

京航空航天大学的袁慎芳教授^[70]分别根据波的到达时间, 利用三角定位法来估计撞击位置。为了应对超声导波多模态特性对波达时间 (TOF) 定位方法精确度的影响, 南卡罗来纳州立大学 Yuan 教授等利用时间反转法来确定平板结构的撞击位置, 试验表明利用该方法可准确识别多个撞击位置^[71]。大连理工大学结构健康研究团队利用改进的系统辨识方法^[72]识别复合材料结构所受撞击。同时利用基向量法^[73]实现了对撞击能量的监测, 研究结果表明利用先进的基向量法和系统辨识技术可以对复杂结构的撞击事件实现位置识别和历程监测。

压电晶片陶瓷换能器 (PZT) 如果受到结构波动的影响, 会在压电效应的作用下产生电压信号, 在受到电压信号的激励时又会因逆压电效应而发生变形。因此, PZT 可同时作为超声导波信号的激励 / 接收装置, 将多个 PZT 传感器布置在结构关键位置组成传感器网络, 可实现对结构的全方位监测。利用这套传感器网络既可以通过相互主动激励 / 接收信号来收集结构健康信息实现主动式损伤诊断, 又可以被动地接收装机产生的结构响应, 实现被动式撞击识别。主动式损伤诊断方法与被动式撞击识别方法可以利用一套传感器

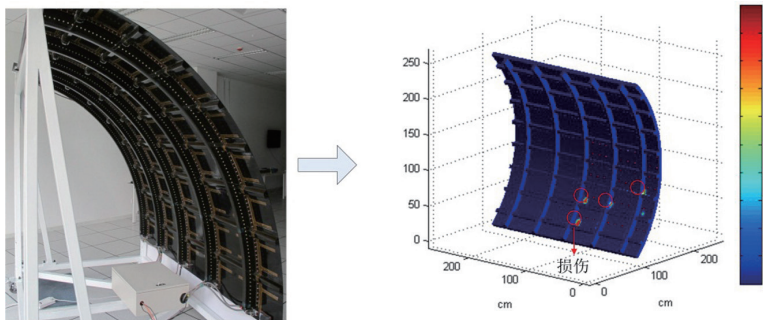
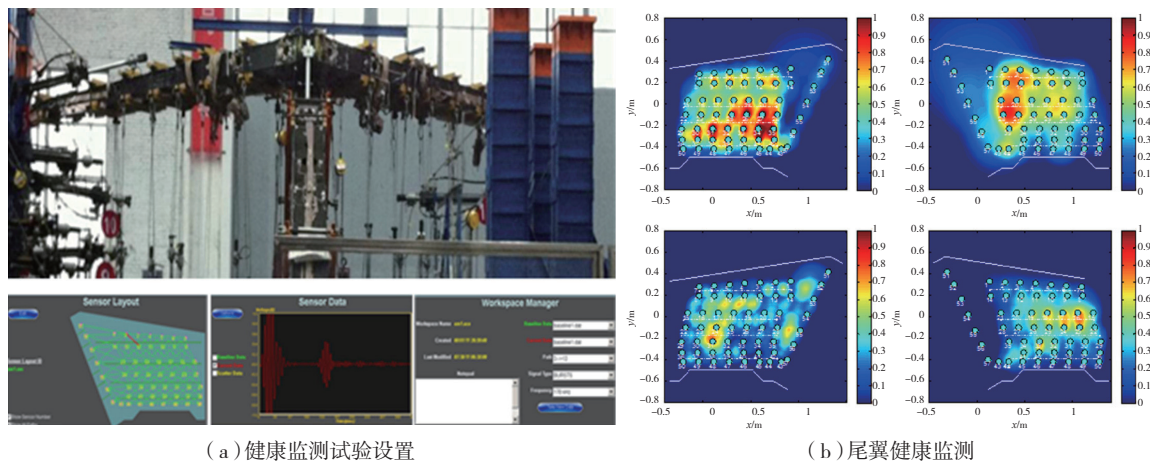


图5 复合材料机身壁板的损伤定量化监测

Fig.5 Quantitatively monitoring for composite material fuselage damage



(a) 健康监测试验设置

(b) 尾翼健康监测

图6 ARJ-21全尺寸复合材料尾翼静力加载健康监测试验

Fig.6 Health monitoring experiment of full-scale ARJ-21 composite tail under static loading

网络实现撞击事件评估、撞击损伤预报、损伤状态诊断等一系列健康监测目标。

基于分布式 PZT 传感器网络的超声导波主/被动损伤识别方法具有效率高、可量化、既可实现主动损伤诊断又可以被动撞击识别等优点,适于作为航空航天复合材料结构的全局损伤诊断技术。其关键问题在于如何排除环境(温度、载荷)对导波信号的干扰,以实现真实环境下的全局损伤诊断。

3 局部损伤诊断技术

大型复合材料结构的一些关键环节往往承受循环载荷,结构本身还具有复杂的非线性耦合因素,使得这些局部结构的强度和破坏模式分析十分困难,因此,必须针对这些结构开发局部损伤诊断技术,以监测连接松动、微裂纹萌生等损伤变化趋势。适用于航空航天复合材料结构的局部损伤诊断技术包括:基于压电传感器机电阻抗的裂纹损伤诊断方法、真空比较监测方法、智能涂层感知方法等。这些方法具有很强的实用性,可以为复合材料结构在役损伤诊断工作提供更充足的信息。这些方法的原理如图 7^[6,74-75]所示。

下文分别针对这些方法的原理、适用范围与局限展开讨论。

3.1 机电阻抗法

局部微小裂纹的产生和发展会

影响当地的机电阻抗,因此通过监测局部阻抗的变化可以表征结构微小裂纹的萌生状态。各国的科研人员对这些问题进行了许多研究^[76-77]。Chaudhry 等^[78]最早将压电阻抗法用于航空结构的损伤检测;Castanien 等^[79]提出交叉耦合电导纳概念,并利用统计方法分析耦合电导纳的变化,识别了飞机机身的损伤,Winston 等^[80]利用压电阻抗法成功地检测喷气机涡轮引擎的故障;Giurgiutiu 等^[81]用压电阻抗法对一老化的航空结构进行了健康状态评估;Lalande^[82]和 Koh^[83]等分别研究了复合材料修复层和复合粘结智能结构的损伤识别情况。

3.2 真空比较监测法

由于环境和载荷的共同作用,航空航天复合材料结构中会不可避免地出现微裂纹损伤,利用一般监测方法很难在微裂纹产生初期对其进行监测。真空比较监测方法(CVM)利用粘贴在结构表面的传感器薄膜测试结构表面真空度的变化,以表征结构表面微裂纹密度。针对该技术的实用性,美国民航局、波音、空客及美澳军方等组成的研究小组进行了测试,试验证明其耐久性达到使用标准,空客、波音等航空业巨头都表现出对该技术的兴趣^[74-84]。

3.3 智能涂层法

西安交通大学刘马宝教授提出

了利用纳米技术对飞机上广泛使用的高性能防腐涂层进行物理改性,用特殊工艺制成具有“随附损伤特性”的“智能涂层”传感器,研发了以涂层为敏感末梢、电阻为损伤监测参量、用计算机进行巡检的“信息智能涂层监测系统(ICMS)”。目前该技术已在中航工业相关研究所和空军装备研究院等单位进行了试验和考核,结果表明该技术具有较高的可靠性^[6,75]。

这几种局部损伤诊断技术的共同特点是对微小裂纹非常敏感,因此可以检测复合材料局部微裂、脱层纹萌生。其局限性在于传感器的监测范围较小,因此不适于对大面积结构实行全局监测。

4 结构健康监测传感器的安装方式

为了收集结构本身信息,需要将健康监测传感器耦合在结构中。传感器与结构的耦合方式包括:干耦合式、嵌入结构式和表面粘接式,如图 8^[85]所示。

干耦合传感器安装方式常见于管道超声导波损伤识别技术中^[85],该安装方式往往需要复杂的紧固件,如图 8(a)所示,不利于航空航天结构减重,同时航空航天结构运行时本身时常伴有的随机振动也给干耦合式传感器的信号重复性带来一定挑战。因此,在这种传感器安装方式不常见于航空航天结构健康监测技术中。

复合材料本身具有极强的可设计性,因此可以在复合材料生产制造的过程中将微传感元件集成到结构当中去,在保证结构使用性能的前提下使其具有感知功能,这就是嵌入结构式传感器安装方法的基本思想,如图 8(b)所示^[86-90]。但是,在现阶段,为了保证对结构信息的收集效率,健康结构传感器普遍尺寸较大,预埋传感器的复合材料结构可能会损失一部分界面强度,并增加结构的材料性能分散性。以预埋光纤的复合材料层合板为例,科研人员研究了嵌

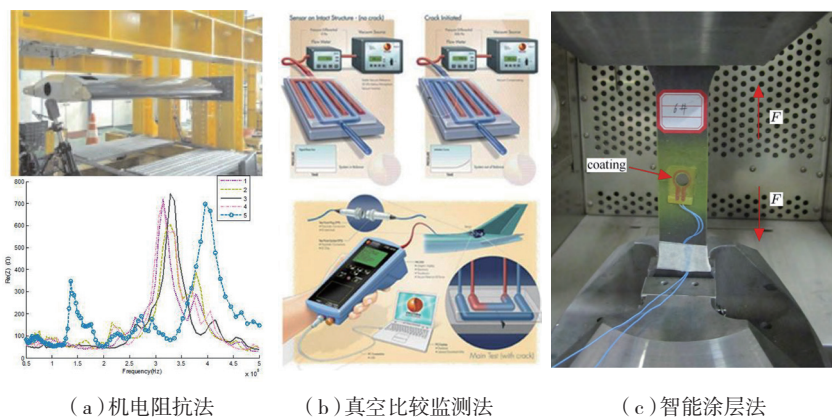


图7 局部损伤诊断技术

Fig.7 Local damage detection technology

入结构式传感器安装方法对结构本身性能的影响。丁庆东等^[90]对预埋光纤和未预埋光纤的两类层合板进行了力学试验和数值模拟,试验结果显示:预埋光纤的复合材料层合板拉伸强度和弹性模量均会略有下降,90°铺层预埋光纤的复合材料层合板中会形成一个树脂富集区,对光纤周围的材料分布有较大的影响。因此,现阶段在航空航天复合材料结构中不适合使用嵌入结构式传感器安装方式。

表面粘贴式是一种常用的传感器安装方法。如图8(c)所示,在该方法中,利用粘合剂将传感器与结构粘接在一起,以实现传感器位置固定和应变传递的传感器安装方法。在这种方法中,粘接剂起到至关重要的作用,需要保证较高的粘接强度、稳

定性和耐久性,因此,其老化问题就显得极为重要。另外,由于一些分布式传感器如主动式损伤诊断和被动式撞击监测中的压电晶片换能器,需要线缆传输信号,过多的线缆将会影响结构减重,也增加了线路故障的风险。针对这些问题,研究人员提出利用薄膜将传感器及其粘接剂包覆起来,利用印刷电路技术还可以将线缆集成在包覆薄膜中实现对传感器、粘接剂和信号线路的全面保护。解决了粘接剂老化和信号线缆等技术问题之后,表面粘贴式传感器安装方法将更加广泛地应用于航空航天复合材料结构健康监测技术之中。

5 小结

综上所述,基于光纤传感器的状态感知技术和基于超声导波的损伤诊断技术具有对结构影响小、监测范

围大等优点更适于应用于大尺寸结构全局状态监测和损伤诊断中;基于传感器机电阻抗、结构表面真空度和智能涂层的损伤诊断技术对微小损伤更加敏感,但监测范围较小,更适于监测结构局部区域可能出现的微裂纹损伤。

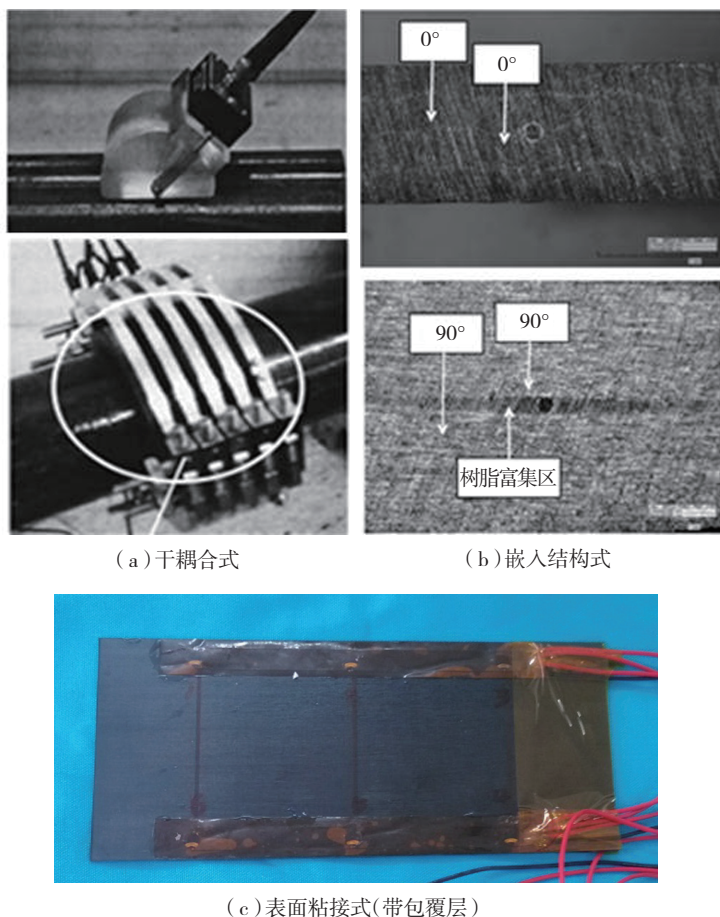
传感器安装方法方面,与干耦合式和嵌入结构式相比,表面粘贴式传感器安装方法结合传感器薄膜保护方法更适于作为航空航天复合材料结构健康监测传感器安装方法。

航空航天复合材料结构健康监测技术展望

经过多年的发展,结构健康监测技术在航空航天复合材料领域内的应用越来越广泛。许多健康监测方法已经通过了航空航天结构地面验证阶段。然而,航空航天结构往往需要承受巨大载荷,工作环境也比一般结构更加严酷,因此结构健康监测技术在航空航天复合材料领域走向全面应用还需要在以下方面进一步改进。

- (1) 发展多物理场综合监测技术,实现结构健康状况多维表征;
- (2) 研制微型传感器,通过复合材料结构内部集成传感器元件,实现航空航天结构智能化;
- (3) 发展传感器自诊断技术,借助传感器网络的自感知能力,提高航空航天结构中健康监测传感器的耐久性;
- (4) 研究结构健康监测环境补偿技术,以应对航空航天结构不断变化的应用环境;
- (5) 建立极端环境和高载荷水平下的复合材料性能预测模型,结合渐进性损伤分析技术;
- (6) 发展航空航天复合材料结构剩余寿命预测技术。

通过对这些问题的改进和研究,将实现航空航天结构健康状况全面感知,监测技术全寿命应用,感知元



(a) 干耦合式

(b) 嵌入结构式

(c) 表面粘接式(带包覆层)

图8 结构健康监测传感器的安装方式

Fig.8 Installation modes of structural health monitoring sensors

件-结构一体化等研究目标,进一步推进结构健康监测技术在航空航天领域的应用并最终达到航空航天结构智能化。

结束语

随着先进复合材料在航空航天结构中的大量应用,航空航天复合材料结构的健康状况实时监测需求日益强烈。

本文综述了航空航天复合材料结构健康监测技术和方法进展,主要包括:全局状态感知技术(光纤传感监测法)、全局损伤诊断技术(波传播损伤诊断法)、局部损伤诊断方法(机电阻抗监测法、真空比较监测法、智能涂层法等)以及传感器网络在复合材料结构中的安装方法等,分别从多学科交叉融合和工程应用角度讨论了航空航天复合材料结构健康监测技术的发展趋势,总结了各种技术的优势与应用场合,展望了航空航天复合材料结构健康监测技术的发展趋势。

基于光纤传感器的结构全局状态感知技术适用于大面积结构的状态重构。其技术局限性在于传感器对环境影响非常敏感,因此在实际应用中往往受到干扰较大。需要针对航空航天结构的应用环境进行光信号补偿或环境因素解耦研究。

基于分布式PZT传感器网络的超声导波主/被动损伤识别方法具有效率高、可量化,既可实现主动损伤诊断又可以被动撞击识别等优点,适于作为航空航天复合材料结构的全局损伤诊断技术。其关键问题在于如何排除环境(温度、载荷)对导波信号的干扰,以实现真实环境下的全局损伤诊断。

这几种局部损伤诊断技术的共同特点是对微小裂纹非常敏感,因此可以检测复合材料局部微裂、脱层纹萌生。其局限性在于传感器的监测范围较小,因此不适于对大面积结构

实行全局监测。

在现阶段,航空航天复合材料结构健康监测传感器网络适合采用表面粘贴结合包覆保护层的方法作为其安装方式。

总之,在航空航天复合材料结构的设计、制造、运行、维修中应用结构健康监测技术,有助提高结构的安全性与可维修性。针对航空航天复合材料结构的运行环境和结构特点发展结构健康监测技术对于研发先进航空航天结构具有重要意义。解决了环境补偿、传感器寿命等关键问题之后该技术将会广泛应用于航空航天复合材料结构健康监测领域。

参考文献

- [1] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报, 2007, 24(1): 1-12.
- [2] 杜善义, 关志东. 我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考[J]. 复合材料学报, 2008, 25, 24(1): 1-10.
- [3] 沈军, 谢怀勤. 先进复合材料在航空航天领域的研发与应用[J]. 材料科学与工艺, 2008(5): 737-740.
- [4] REHFELD L, CHEUNG R. Some basic strategies for aeroelastic tailoring of wings with bend-twist coupling: part one[C]// Proceedings of 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. 2003.
- [5] 张辰威, 张博明. 复合材料贮箱在航天飞行器低温推进系统上的应用与关键技术[J]. 航空学报, 2014, 35(10): 2747-2755.
- [6] 王奕首, 卿新林. 复合材料连接结构健康监测技术研究进展[J]. 复合材料学报, 2016, 33(1): 1-16.
- [7] 袁慎芳. 结构健康监测[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [8] HOUSNER G W, BERGMAN L A, CAUGHEY T K, et al. Structural control: past, present, and future[J]. Journal of Engineering Mechanics, 1997, 123(9): 897-971.
- [9] SU Z, YE L, LU Y. Guided Lamb waves for identification of damage in composite structures: A review[J]. Journal of Sound and Vibration, 2006, 295(3): 753-780.
- [10] 余振华. 面向航空结构的主动Lamb波健康监测技术研究[M]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- [11] 王强. Lamb波时间反转方法及其在结构健康监测中的应用研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- [12] LIU K, MA S, WU Z, et al. A novel probability-based diagnostic imaging with weight compensation for damage localization using guided waves[J]. Structural Health Monitoring, 2016, 15: DOI: 10.1177/1475921715627491.
- [13] GORGIN R, MA Y, WU Z, et al. Probabilistic-based damage identification based on error functions with an autofocusing feature[J]. Smart Structures and Systems, 2015, 15(4): 1121-1137.
- [14] GAO D, WANG Y, WU Z, et al. Damage extension diagnosis method for typical structures of composite aircraft based on lamb waves[J]. Structural Durability & Health Monitoring, 2013, 9(3): 233-252.
- [15] GAO D Y, WU Z J, WANG Y S, et al. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(10): 2747-2755.

- al. Influence of bonding quality for piezoelectric sensors with applications to Lamb wave damage detection[J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 330:494-499.
- [16] WU Z, QING X P, CHANG F. Damage detection for composite laminate plates with a distributed hybrid PZT/FBG sensor network[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2009, 20(9): 1069-1077.
- [17] WU Z, LIU K, WANG Y, et al. Validation and evaluation of damage identification using probability-based diagnostic imaging on a stiffened composite panel[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2014, 26(16): DOI:1045389X14549873.
- [18] GORGIN R, WU Z, GAO D, et al. Damage size characterization algorithm for active structural health monitoring using the A0 mode of Lamb waves[J]. Smart Materials & Structures, 2014, 23(3):623-626.
- [19] PARK H, MACKEY R, JAMES M, et al. Analysis of space shuttle main engine data using beacon-based exception analysis for multi-missions[J]. IEEE, 2002, 6:6-2835-6-2844.
- [20] 卿新林, 王奕首, 赵琳. 结构健康监测技术及其在航空航天领域中的应用[J]. 实验力学, 2012(5): 517-526.
- QING Xinlin, WANG Yishou, ZHAO Lin. Structural health monitoring technology and its application in aeronautics and astronautics[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2012(5): 517-526.
- [21] ZAGRAI A, DOYLE D, GIGNEISHVILI V, et al. Piezoelectric wafer active sensor structural health monitoring of space structures[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2010, 21(9): 921-940.
- [22] FERRELL B L. Air vehicle prognostics and health management[C]// Aerospace Conference Proceedings. San Diego: IEEE, 2000.
- [23] GÜEMES A, SIERRA J, GROOTEMAN F, et al. Methodologies for the damage detection based on fiber-optic sensors. Applications to the fuselage panel and lower wing panel[M]//Smart intelligent aircraft structures (SARISTU). Berlin: Springer International Publishing, 2016.
- [24] MONACO E, BOFFA N D, MEMMOLO V, et al. Methodologies for guided wave-based shm system implementation on composite wing panels: results and perspectives from SARISTU Scenario 5[M]//Smart intelligent aircraft structures (SARISTU). Berlin: Springer International Publishing, 2016.
- [25] ALCALDE A, MARTIN F, BARRERA E, et al. PAMELA shm system implementation on composite wing panels[M]. Smart intelligent aircraft structures (SARISTU). Berlin: Springer International Publishing, 2016:545-555.
- [26] LOENDERSLOOT R, BUETHE I, MICHAELIDES P, et al. Damage identification in composite panels—methodologies and visualisation[M]//Smart intelligent aircraft structures (SARISTU). Berlin: Springer International Publishing, 2015: 579-604.
- [27] LILOV M, SIEBEL T. An electromechanical impedance-based mobile system for structural health monitoring and reliability check of bonded piezoelectric sensors[M]. Smart intelligent aircraft structures (SARISTU). Berlin: Springer International Publishing, 2016:529-543.
- [28] DIAMANTI K, SOUTIS C. Structural health monitoring techniques for aircraft composite structures[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2010, 46(8):342-352.
- [29] QING X P, BEARD S J, KUMAR A, et al. A real-time active smart patch system for monitoring the integrity of bonded repair on an aircraft structure[J]. Smart Materials & Structures, 2006, 15(3):N66-N73(8).
- [30] ECCLESTON D, CLARK D, RAFTER T, et al. Development of a real-time active pipeline integrity detection system[J]. Smart Materials & Structures, 2009, 18(11):269-273.
- [31] 尚柏林, 宋笔锋, 万方义. 光纤传感器在飞行器结构健康监测中的应用[J]. 光纤与电缆及其应用技术, 2008, 208(3): 7-10.
- SHANG Bolin, SONG Bifeng, WAN Fangyi. Application of optical fiber sensors in structural health monitoring of flight vehicle[J]. Optical Fiber & Electric Cable and Their Applications, 2008, 208(3):7-10.
- [32] 尚柏林, 宋笔锋, 杨建军. 飞机结构健康监测传感器新技术[J]. 无损检测, 2008(5): 289-291, 324.
- SHANG Bolin, SONG Bifeng, YANG Jianjun. New sensor technologies in aircraft structural health monitoring[J]. Nondestructive Testing, 2008(5): 289-291, 324.
- [33] 张桂花. 表面黏贴式光纤光栅传感原理及其实验研究[D]. 西安: 西安科技大学, 2013.
- ZHANG Guihua. Study on principle of surface adhesive for fiber Bragg grating sensor monitoring and its experiments[D]. Xi'an: Xi'an University of Science and Technology, 2013.
- [34] TAKEYA H, OZAKI T, TAKEDA N, et al. Damage detection of advanced grid structure using multipoint FBG sensors[J]. Proc Spie, 2006, 6171:61710D-61710D-8.
- [35] ZAGRAI A. Piezoelectric wafer active sensor structural health monitoring of space structures[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2010, 21(9): 921-940.
- [36] 杜善义, 章继峰, 张博明. 先进复合材料格栅结构 (AGS) 应用与研究进展[J]. 航空学报, 2007, 28(2): 419-424.
- DU Shanyi, ZHANG Jifeng, ZHANG Boming. Overview of application and research on advanced composite grid structures[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(2): 419-424.
- [37] KO W L, RICHARDS W L, TRAN V T. Displacement theories for in-flight deformed shape predictions of aerospace structures[R]. NASA, 2007.
- [38] SUH P M, CHIN A W, MAVRIS D N. Virtual deformation control of the X-56A model with simulated fiber optic sensors[C]//Proceedings AIAA Atmospheric, Flight Mechanics Conference, 2014.
- [39] PAK C G. Wing shape sensing from measured strain[J]. AIAA, 2016, 54(3): 1068-1077.
- [40] KO W L, FLEISCHER V T. Variable-domain displacement transfer functions for converting surface strains into deflections for structural deformed shape predictions[J/OL]. <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20150005777>.
- [41] 刘宏月. 光纤光栅传感器在结构健康监测中的应用研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- LIU Hongyue. Fiber Bragg grating sensor in the application of structural health monitoring research[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [42] WU Z, QING X P, CHANG F. Damage detection for composite laminate plates with a distributed hybrid PZT/FBG sensor network[J]. Journal of Intelligent Material Systems

and Structures, 2009(20): 1069–1077.

[43] LALLY E M, REAVES M, KLUTE S, et al. Fiber optic shape sensing for monitoring of flexible structures[C]//Proc Spie, 2012, 8345:83452Y–83452Y–9.

[44] 王强, 袁慎芳. 主动 Lamb 波结构健康监测中信号增强与损伤成像方法[J]. 航空学报, 2008, 29(4): 1061–1067.

WANG Qiang, YUAN Shenfang. Amplifying signal and imaging damage method for active lamb wave structure health monitoring[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4): 1061–1067.

[45] 郑嘉楠. 基于时间反转的 Lamb 波无基准结构健康监测方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.

ZHENG Jia'nan. Research on baseline free Lamb wave damage detection method based on time reversal[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.

[46] 王强, 苏众庆, 王晶, 等. 主动 Lamb 波结构健康监测集成化系统研究[J]. 南京邮电大学学报(自然科学版), 2013, 33(4): 71–77.

WANG Qiang, SU Zhongqing, WANG Jing, et al. Research on integrated active lamb wave based structural health monitoring system[J]. Journal of Nanjing University of Posts and Telecommunications (Natural Science), 2013, 33(4): 71–77.

[47] 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(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 (22): 62–67.

[48] SU Z, YE L. Fundamental Lamb mode-based delamination detection for CF/EP composite laminates using distributed piezoelectrics[J]. Structural Health Monitoring, 2004, 3(1): 43–68.

[49] LU Y, YE L, SU Z. Crack identification in aluminium plates using Lamb wave signals of a PZT sensor network[J]. Smart Materials and Structures, 2006, 15(3): 839.

[50] 蔡建. Lamb 波损伤成像中的频散补偿方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.

CAI Jian. Research on dispersion compensation methods in lamb wave damage imaging[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.

[51] YU L, GIURGIUTIU V. In-situ optimized PWAS phased arrays for Lamb wave structural health monitoring[J]. Journal of Mechanics of Materials and Structures, 2007, 2(3): 459–487.

[52] PUREKAR A S, PINES D J. Damage detection in thin composite laminates using piezoelectric phased sensor arrays and guided lamb wave interrogation[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2010, 21(10): 995–1010.

[53] HAY T R, ROYER R L, GAO H, et al. A comparison of embedded sensor Lamb wave ultrasonic tomography approaches for material loss detection[J]. Smart Materials & Structures, 2006, 15(4): 946–951.

[54] ZHOU L, YUAN F G, MENG W J. A pre-stack migration method for damage identification in composite structures[J]. Smart Structures and Systems, 2007, 3(4): 439–454.

[55] MICHAELS J E, MICHAELS T E. Guided wave signal processing and image fusion for in situ damage localization in plates[J]. Wave Motion, 2007, 44(6): 482–492.

[56] 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): 1208–1217.

[57] GAO D, WANG Y, WU Z, et al. Minimum attenuation frequency selection method for composite tailplane structural health monitoring[J/OL]. https://www.researchgate.net/publication/288551810_Minimum_attenuation_frequency_selection_method_for_composite_tailplane_structural_health_monitoring.

[58] KESSLER S S, SPEARING S M, ATALLA M J. In-situ damage detection of composites structures using Lamb wave methods. 2002.

[59] KESSLER S S, SPEARING S M, SOUTIS C. Damage detection in composite materials using Lamb wave methods[J]. Smart Materials and Structures, 2002, 11(2): 269.

[60] WU Z, LIU K, WANG Y, et al., Validation and evaluation of damage identification using probability-based diagnostic imaging on a stiffened composite panel[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2014, 26(16): 1045389X14549873.

[61] WANG L, YUAN F G. Damage

identification in a composite plate using prestack reverse-time migration technique[J]. Structural Health Monitoring, 2005, 4(3): 195–211.

[62] 卿新林, 王奕首, 高丽敏, 等. 多功能复合材料结构状态感知系统[J]. 实验力学, 2011, 26(5): 611–616.

QING Xinlin, WANG Yishou, GAO Limin et al. Multifunctional structural state sensing system for composite structures[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2011, 26 (5): 611–616.

[63] WANG Y, GAO L, YAN S, et al. An adaptive filter-based temperature compensation technique for structural health monitoring[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2014, 25(17): 2187–2198.

[64] GORGIN R, WU Z, GAO D, et al. Damage size characterization algorithm for active structural health monitoring using the A0 mode of Lamb waves[J]. Smart Materials & Structures, 2014, 23(3): 623–626.

[65] GAO D, WANG Y, WU Z, et al. Damage extension diagnosis method for typical structures of composite aircraft based on lamb waves[J]. Structural Durability & Health Monitoring, 2013, 9(3): 233–252.

[66] GAO D Y, WANG Y, WU Z, et al. Design of a sensor network for structural health monitoring of a full-scale composite horizontal tail[J]. Smart Materials and Structures, 2014, 23(5): 055011.

[67] WANG Y, WU Z, RAHIM G, et al. Structural health monitoring technology for a full-scale aircraft structure under changing temperature[J]. Aeronautical Journal, 2014, 118: 1519–1537.

[68] GAO D, WU Z, YANG L, et al. Guide waves-based multi-damage identification using a local probability-based diagnostic imaging method[J]. Smart Materials and Structures, 2016, 25(4): 045009.

[69] CHANG F K, JOHNSON S B, GORMLEY T J, et al. Structural health monitoring[M]//STEPHEN B J, THOMAS G, SETH K, et al. System Health Management: With Aerospace Applications. John Wiley & Sons, Ltd, 2011.

[70] QIU L, YUAN S, ZHANG X, et al. A time reversal focusing based impact imaging method and its evaluation on complex composite structures[J]. Smart Materials and Structures, 2011, 20(10): 1487–1490.

[71] CHEN C, YUAN F. Impact source

identification in finite isotropic plates using a time-reversal method: theoretical study[J]. Smart Materials and Structures, 2010, 19(10):533-536.

[72] 许龙涛,王奕首,武湛君,等. 加筋复合材料圆筒结构的撞击识别[J]. 复合材料学报, 2013, 30(5):218-225.

XU Longtao, WANG Yishou, WU Zhanjun, et al. The recognition of the stiffened composite cylinder structure impact[J]. Acta Materialia Sinica, 2013, 30(5):218-225.

[73] WU Z, XU L, WANG Y, et al. Impact energy identification on a composite plate using basis vectors[J]. Smart Materials and Structures, 2015, 24(8):1-15.

[74] KOUSOURAKIS A, MOURITZ A P, BANNISTER M K. Interlaminar properties of polymer laminates containing internal sensor cavities[J]. Composite Structures, 2006, 75(1): 610-618.

[75] 孙洋,王彪,王巧云,等. 涂层式裂纹监测系统基体裂纹穿越行为研究[J]. 力学学报, 2015, 47(5):772-778.

SUN Yang, WANG Biao, WANG Qiaoyun, et al. Study of the substrate crack penetration mechanisms in crack-detected coating system[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2015, 47(5): 772-778.

[76] CAWLEY P. The impedance method of non-destructive inspection[J]. American Journal of Obstetrics & Gynecology, 2001, 184(4):580-583.

[77] CRAWLEY E F, LUIS J D. Use of piezoelectric actuators as elements of intelligent structures[J]. AIAA, 1987, 25(10): 1373-1385.

[78] CHAUDHRY Z A, JOSEPH T, SUN F P, et al. Local-area health monitoring of aircraft

via piezoelectric actuator/sensor patches[M]. Proceedings of SPIE - The International Society for Optics and Photonics, 1995.

[79] CASTANIEN K E, LIANG C. Application of active structural health monitoring technique to aircraft fuselage structures[M]. Proceedings of SPIE - The International Society for Optics and Photonics, 1996.

[80] WINSTON H A, SUN F, ANNIGERI B S. Structural health monitoring with piezoelectric active sensors[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 2001, 123(2):V004T04A021.

[81] GIURGIUTIU V, ZAGRAIAND A, BAO J J. Piezoelectric wafer embedded active sensors for aging aircraft structural health monitoring[J]. Structural Health Monitoring, 2002,1(1): 41-61.

[82] LALANDE F, ROGERS C A, CHILDS B W, et al. High-frequency impedance analysis for NDE of complex precision parts[M]. Proc SPIE, 1996.

[83] KOH Y L, RAJIC N, CHIU W K, et al. Smart structure for composite repair[J]. Composite Structures, 1999, 47(1): 745-752.

[84] ROACH D. Real time crack detection using mountable comparative vacuum monitoring sensors[J]. Smart Structures and Systems, 2009, 5(4): 317-328.

[85] MA S, WU Z, WANG Y, et al. The reflection of guided waves from simple dents in pipes[J]. Ultrasonics, 2015, 57(1):190-197.

[86] 赵海涛,张博明,武湛君,等. 光纤光栅智能复合材料基础问题研究[J]. 传感器与微系统, 2007, 26(12):27-30.

ZHAO Haitao, ZHANG Boming, WU

Zhanjun, et al. Infrastructure study for optical fiber grating in smart composite materials[J]. Transducer and Micro system Technologies, 2007, 26(12):27-30.

[87] 武湛君,万里冰,张博明,等. 光纤光栅应变传感器监测复合材料层板疲劳过程[J]. 复合材料学报, 2004, 21(6):75-81.

WU Zhanjun, WAN Libing, ZHANG Boming, et al. Fatigue process monitoring for composite laminates with fiber Bragg gratings[J]. Acta Material Composite Sinica, 2004, 21(6): 75-81.

[88] 武湛君,张博明,万里冰. 单根光纤光栅监测复合材料固化工艺过程多目标参量技术的研究[J]. 复合材料学报, 2004, 21(6): 82-86.

WU Zhanjun, ZHANG Boming, WAN Libing, et al. Multi-parameters monitoring for fiber reinforced plastics with a single fiber bragg gratings[J]. Acta Material Composite Sinica, 2004, 21(6): 82-86.

[89] 武湛君,张博明,王殿富,等. 用于FRP固化在线监测的光纤微弯压力传感器[J]. 复合材料学报, 2002, 19(6):125-129.

WU Zhanjun, ZHANG Boming, WANG Dianfu, et al. A novel fiber optic pressure sensor used in composite cure process monitoring[J]. Acta Material Composite Sinica, 2002, 19(6): 125-129.

[90] 丁庆东,孙志彬,周光明. 复合材料层合板中埋入光纤后的弯曲性能[J]. 江苏航空, 2014(4): 25-28.

DING Qingdong, SUN Zhibin, ZHOU Guangming. Bending property of composite laminates plate with embedded optical fiber[J]. Jiangsu Aviation, 2014(4):25-28.

Research Progress on Structural Health Monitoring Technology for Aerospace Composite Structures

WU Zhanjun¹, QU Xiaoxi¹, GAO Dongyue^{1,2}, LIU Kehai¹, FENG Jianmin³

- (1. State Key Laboratory of Structural Analysis for Industrial Equipment, School of Aeronautics and Astronautics, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;
2. School of Materials Science and Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;
3. AVIC Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China)

[ABSTRACT] Advanced composite materials (ACM) have become an important material of the aerospace engineering. Due to their complex nonlinear coupling factors, it's very difficult to analyze the strength and failure modes of aerospace-

(下转第 109 页)