



航天复合材料结构健康监测技术应用进展

刘青旭 陈海峰 BRYANSKY Anton 熊健 韦兴宇

Progress in application on health monitoring technology for aerospace composite structures

LIU Qingxu, CHEN Haifeng, BRYANSKY Anton, XIONG Jian, WEI Xingyu

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20240606.002>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

形状记忆合金在复合材料损伤监测中的应用

Application of shape memory alloy in damage monitoring of composite materials

复合材料学报. 2021, 38(4): 1177–1191 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20201111.001>

基于应变传递的形状记忆合金复合材料损伤监测模型

Damage monitoring model of shape memory alloy composites based on strain transfer

复合材料学报. 2023, 40(11): 6462–6470 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20230310.004>

基于FBG传感技术的复合材料T型加筋板低速冲击损伤监测

Low-velocity impact damage monitoring of composite T-stiffened panels based on FBG sensors

复合材料学报. 2019, 36(10): 2266–2274 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20181114.002>

加筋复合材料结构分层损伤的贝叶斯诊断及预测

Bayesian diagnosis and prognosis of delamination damage in the stiffened composite structure

复合材料学报. 2021, 38(11): 3726–3736 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20210202.003>

C/C热防护结构弹性波仿真分析方法及损伤对弹性波的影响

Elastic wave simulation analysis method and damage effect on elastic wave in C/C thermal protection structures

复合材料学报. 2019, 36(10): 2448–2457 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20181210.001>

航天先进复合材料研究进展

Research progress of advanced composite materials for aerospace applications

复合材料学报. 2022, 39(9): 4187–4195 <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20220926.003>



扫码关注微信公众号，获得更多资讯信息

航天复合材料结构健康监测技术应用进展

刘青旭^{1,2}, 陈海峰³, BRYANSKY Anton¹, 熊健^{1,2}, 韦兴宇^{*1,2}

分享本文

(1. 哈尔滨工业大学 复合材料与结构研究所, 哈尔滨 150001; 2. 哈尔滨工业大学 特种环境复合材料技术国家级重点实验室, 哈尔滨 150001; 3. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

摘要: 随着飞行器中复合材料的使用占比逐年增加, 对其安全性的要求也日益严苛。复合材料的损伤部位隐蔽且情况复杂, 使预测失效模式和使用寿命变得困难。因此, 需要实时监测结构响应, 收集状态信息, 评估运行情况, 判断损伤和剩余寿命, 以确保飞行器结构的安全稳定运行。本文瞄准航天飞行器对复合材料结构健康监测的需求, 首先简述了复合材料结构在典型飞行器结构应用情况以及复合材料结构健康监测技术的研究及应用情况, 随后分别对常见的结构健康监测技术进行了详细的讨论, 包括光纤传感监测技术、超声导波监测技术、声发射监测技术、机电阻抗监测法等技术的研究进展, 接着针对结构健康监测技术在航天飞行器的各种结构如燃料贮箱结构、热防护结构、发动机结构以及机翼前缘结构等其他结构的应用情况进行了分析讨论, 然后对典型的结构健康监测技术评估方法的研究进展进行了分析总结, 最后讨论总结了航天复合材料结构健康监测技术的发展趋势与面临的挑战。

关键词: 复合材料; 航天结构; 结构健康监测; 损伤监测; 剩余寿命分析

中图分类号: TB33; V19 文献标志码: A 文章编号: 1000-3851(2024)09-4563-26

Progress in application on health monitoring technology for aerospace composite structures

LIU Qingxu^{1,2}, CHEN Haifeng³, BRYANSKY Anton¹, XIONG Jian^{1,2}, WEI Xingyu^{*1,2}

(1. Center for Composite Materials and Structure, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China; 2. National Key Laboratory of Science and Technology on Advanced Composites in Special Environments, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China; 3. Beijing Space Vehicle General Design Department, Beijing 100094, China)

Abstract: The increasing utilization of composite materials in aircraft necessitates increasingly stringent safety requirements. The hidden nature and complexity of damage to the composite make predicting failure modes and service life challenging. Consequently, real-time monitoring of structural responses, state information collection, operation evaluation, and damage and remaining life assessment are essential for ensuring the safe and stable operation of aircraft structures. This paper first provides a brief overview of the application of composite structures in typical aircraft structures and the research and application of composite structure health monitoring technology. It then delves into common structural health monitoring techniques, including the research progress of optical fiber sensing monitoring technology, ultrasonic guided wave monitoring technology, acoustic emission monitoring technology, and electromechanical impedance monitoring technology. The application of structural health monitoring technology in various spacecraft structures, such as fuel tank structures, thermal protection structures, engine structures, and wing leading edge structures, is also analyzed and discussed. The research progress of typical structural health monitoring technology evaluation methods is analyzed and summarized. Finally, the development trends and challenges of aerospace composite structure health monitoring technology are discussed and summarized.

收稿日期: 2024-03-19; 修回日期: 2024-05-17; 录用日期: 2024-05-18; 网络首发时间: 2024-06-06 17:03:07

网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20240606.002>

基金项目: 国家自然科学基金(12302170); 黑龙江省青年人才托举基金(2022QNTJ002)

National Natural Science Foundation of China (12302170); Heilongjiang Provincial Youth Talent Promotion Fund (2022QNTJ002)

通信作者: 韦兴宇, 博士, 助理教授, 硕士生导师, 研究方向为超轻高稳复合材料结构设计、制备及力学性能表征及评价 E-mail: xingyu.wei@hit.edu.cn

引用格式: 刘青旭, 陈海峰, BRYANSKY Anton, 等. 航天复合材料结构健康监测技术应用进展 [J]. 复合材料学报, 2024, 41(9): 4563-4588.

LIU Qingxu, CHEN Haifeng, BRYANSKY Anton, et al. Progress in application on health monitoring technology for aerospace composite structures[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2024, 41(9): 4563-4588(in Chinese).

Keywords: composite material; aerospace structure; structural health monitoring; damage monitoring; residual life analysis

先进复合材料因其本身比强度高、比刚度高、在高温、疲劳与腐蚀等环境中耐受性优良、减震抗损、安全可靠且可设计性强而被广泛地运用于航空航天工业的主要和次要结构件中，包括火箭发动机铸件、天线罩、天线盘、发动机短舱、水平和垂直安定面、中心翼盒、飞机机翼、压力舱壁、起落架门、发动机罩、襟翼轨道板、垂直和水平稳定器等^[1,2]，高强度以及可设计性强的复合材料极大程度上地降低了航空航天结构的维护成本。在早期的航空航天结构中，高强度钢以及后来的铝合金结构是最常用的结构材料，占结构自身重量的90%以上，而随着先进复合材料相关研究的不断深入，轻质的复合材料逐渐替代了各种金属材料成为了结构的主体，为航空航天结构减重提供了一种行之有效的手段。波音公司所研制的波音787飞机复合材料使用率达到了50wt%，燃油节省了20%~22%，同时，空客公司推出了A350 XWB系列飞机，从而使结构维护和机身检查频率降低了50%^[3]。除了提高燃料利用效率，降低维护成本，复合材料可以实现复杂结构的一体化制造，材料与结构可同时成型，一定程度上减少了二次加工以及复杂的连接装配工作，提高了结构的制造效率，降低了制造成本^[4]。

在航天结构方面，美国所制造的通信卫星“GSAT-702”的天线罩就采用了复合材料制造，重量仅有5kg左右，并且具有较好的透波能力，使得卫星的通讯能力得到了极大的提升^[5]。SpaceX在2016年研制“行星际运输系统”火箭(后改名为“星舰”)时采用碳纤维复合材料制备了直径为12m液氧贮箱，使液氧贮箱的自重大大降低，但结构能够承受的内压力大大提高了^[6]。波音公司研制的轨道试验飞行器如X-33、X-37等均采用了高性能的双马树脂基复合材料，应用的部位包括机身蒙皮、机翼面板蒙皮以及梁等，在降低了结构自重的同时，也极大地提升了机体的耐高温性能^[7]。国际通讯卫星V-A号采用了碳纤维复合材料替代了铝合金材料，质量减少了约30%，增加了有效的电话线路约为450条^[8]。而我国的许多航天器如风云二号、风云三号卫星以及神舟系列飞船的承力结构都采用了碳纤维/环氧树脂结构，大大降低了航天器的重量，降低了发射成本^[9]。

当各种先进复合材料不断地被研发出来，其所覆盖的性能也逐渐增多，在航空航天结构中的使用量占比也随之增大：2000年，波音公司研制的可搭载300名乘客的远程双发喷气式飞机波音777中复合材料占比仅为11%，而到了2007年，波音公司推出了波音787梦想飞机，其结构中先进复合材料的用量超过了50%，总重达到了32 000 kg^[2,10]。因此，复合材料结构的稳定与可靠直接影响了航空航天结构的能否实现安全、高效地长期运行这个目标。与金属材料不同的是，复合材料内部存在大量的非线性及分散性结构因素，其结构本身强度以及破坏失效模式难以预测，并且复合材料的损伤具有隐蔽性，许多损伤情况如冲击导致的分层损伤、内部微裂纹等均无法通过外部观察的方式进行判断分析，这也严重影响了航空航天结构的安全运行^[11-12]。例如在2015年，SpaceX研制的猎鹰9号火箭在执行CRS-7任务时复合材料氦罐及其支撑结构出现损伤失效导致氦泄漏引发爆炸解体，图1(a)为其氦罐残骸^[13]；2016年猎鹰9号运载火箭在静态点火测试时由于液氧在内胆与复合材料层内累积导致复合材料压力容器破裂引发了火箭爆炸，图1(b)为其爆炸瞬间^[14]。为了解决这个问题，许多研究者们逐渐开始关注结构健康监测技术。



图1 航天结构重大事故^[13-14]：(a) 猎鹰9号解体后的氦罐残骸；(b) 猎鹰9号在点火测试时爆炸

Fig. 1 Major accident of space structure^[13-14]：(a) Helium tank wreckage after the disintegration of Falcon 9; (b) Falcon 9 exploded during ignition test

结构健康监测(Structural health monitoring, SHM)技术是源于智能材料结构的概念，该技术

是将传感器与驱动器按照一定方式排布在结构中, 收集结构信息(应变、应力、模态、温度等), 并根据收集到的结构信息对结构状态进行判断分析, 监视评估结构运行状况以及检测损伤情况并且预估结构的剩余运行寿命^[15-17]。结构健康监测与目前常用的无损检测(Non destructive testing, NDT)技术是有着较大的区别的: 无损检测技术需要进行停机检查, 且依赖外部设备, 而结构健康监测是实时传递结构信息的, 无需额外的停机拆卸工作。事实上, 目前航空飞行器结构的定期维修多数采用无损检测技术进行检测, 但是检修时对于结构的拆卸可能会对结构会造成额外的损伤, 对于航天运载器结构与卫星结构等, 定期维修基本是无法实现的, 这些问题都极大的增加了维修的成本, 因此, 能够实时反映结构安全的SHM技术就成为了航空航天结构精细化管理技术的核心要素之一^[18-20]。

随着复合材料结构在航空航天领域的大量应用, 国内外诸多研究者均开始着手研究面向航空航天复合材料结构的SHM技术。在1998年, 美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)在X-33航天飞机项目中首次引入了运载器健康管理技术, 利用光纤传感器实时监控低温油箱的安全状况。同时, NASA还研发了一种基于经验融合技术的混合诊断工具, 用于监测航天飞机引擎的运行状态。自那时起, SHM技术得到了广大科研人员的关注, 并在各个领域得到了快速发展^[21]。美国的诺斯洛普格鲁门公司对F-18战斗机机翼结构进行了监测, 采用压电传感器与光纤传感器结合的手段, 成功获取了机翼结构的损伤及应变信息。欧盟的第六框架计划资助的SMIST(Structural Monitoring with Advanced Integrated Sensor Technologies)项目, 将SHM技术的发展分为4个阶段: 地面结构试验应用、在役飞机的离线监测(子系统)、在役飞机的在线监测(子系统)以及与飞机其他监测系统全面集成的应用阶段^[22-23]。在民航领域, SHM技术被认为是确保大规模使用复合材料并提高飞机可靠性、降低维护成本的关键技术。因此, 全球主要的飞机制造商都非常注重对结构健康监测技术的研究和应用。波音公司已经在多个飞机型号上尝试使用结构健康监测技术来检测结构微裂纹。此外, 该公司还推出了一种名为飞机健康管理系

统的新技术, 主要用于飞机的维护工作。目前, 这种系统已经在波音747、波音777和波音787等飞机的研发过程中得到了广泛应用^[19-20]。空客公司通过内部研究和联合研发的方式, 以最小的时间和成本推动SHM技术的发展。该公司将SHM技术分为4个层次: 结构监测、在役飞机维护、设计减重以及制造装配质量评估, 全方位地推动其结构健康监测系统的发展。空客公司推出的飞机维护分析系统已经在空客A320、A350和A380等型号的飞机上得到了应用^[24-26]。

俄罗斯联合航空制造集团公司(United Aircraft Corporation, UAC)也发现了SHM在飞机上的优势。该公司在SSJ-100的开发和MC-21与新的PD-14发动机的测试过程中使用了SHM系统。UAC报道了他们为SSJ-100更新SHM系统的情况, 以及2017年MC-21飞行的飞行测试开始情况。这是一个重要的决定, 这些测试表明, 这样的诊断设备虽然增加了飞机质量但是对关键细节和结构的监测极大地提高了结构的可靠性^[27-28]。后来, 在2023年, UAC报告称正在开发现代复合材料机翼监控系统, 该系统将以Ka-52直升机的SHM为原型进行制造。

国内对于结构健康监测技术的研究起步稍晚, 但也有许多研究团队在相关技术研究方面做出了突出的贡献。南京航空航天大学的邱雷等^[29]针对SHM的实际应用, 开发了一种基于有源兰姆(Lamb)波和锆钛酸铅压电陶瓷($Pb(Zr_{1-x}Ti_x)O_3$, PZT)传感器网络的集成多通道扫描系统, 该系统结构紧凑、便于携带, 并且可以扫描大量执行器-传感器通道并自动进行损伤评估。中国飞机强度研究所的杨宇等^[30]对声发射技术在结构健康监测方面的应用进行了研究, 进行了高可靠性自动化声发射监测技术的研究, 并提出了一种新的声发射损伤识别技术, 该技术基于载荷同步并通过数据清洗、数据同步、数据分割提取和异常判别等步骤, 该技术能够解决全尺寸民机结构试验中声发射损伤监测的效率低下、损伤识别困难和无法可靠识别等问题。天津大学的江俊峰等^[31]为了解决光纤光栅传感器在温度和应变交叉敏感的问题, 进行了在热真空环境下的光纤传感器封装技术的研究, 设计并制造了多种封装形式的光纤传感器, 并使用温度补偿算法来消除温度变化的影响, 从而实现了应变参数的传感并成功令光纤传感器在低温

环境下能够长时间保持稳定性能。西安交通大学在智能涂层技术领域处于全球领先水平，已经研发出了具有工程应用潜力的损伤监测传感器，这些传感器已经开始进行飞行测试和验证^[24]。

以上研究均表明：结构健康监测技术能够有效地传递结构实时运行状态信息，极大程度上延长航空航天结构的运行寿命并降低其维护成本。根据国家航天局颁布的《2021年的中国航天》白皮书以及2024年中国航天科技集团有限公司颁布的《中国航天科技活动蓝皮书》所述，随着深空探测工程以及载人航天工程的不断推进，复合材料结构在大型空间站结构以及可重复使用航天运载器结构中的应用比例不断上升，面对航天复合材料结构的SHM技术研究也被提上了日程，对航天器结构的在轨SHM技术及其评估方法的研究是两项重大工程的共同需求。针对航空航天领域中复合材料结构的结构健康监测技术，本文介绍了多种监测技术及其研究现状、关键问题与挑战，并讨论了航空航天工程中复合材料结构的健康监测技术的未来发展趋势。

1 典型SHM技术的研究与应用进展

结构健康监测被定义为“从机载传感器获取和分析数据以评估结构的健康状况的过程”。这

个定义来自于国际自动机工程师学会(Society of Automotive Engineers, SAE)标准ARP6461^[32]，是SAE的航空工业结构健康监测指导委员会的参与者达成的共识，并由活跃在SHM领域的主要工业界代表们和学术界代表们所撰写的，其概念图如图2所示。SHM技术脱胎于无损检测技术，现在应用于航天飞行器结构中的SHM技术多数是自航空飞行器技术中移植而来，因此，要讨论航天复合材料结构中的健康监测技术，首先应该对航空结构中的典型SHM技术进行分析与探讨。

结构健康监测系统包括3个关键元素^[33]：

(1)一个永久地附着在结构上传感器网络。这个方面与传统的无损检测程序形成了主要的区别，并且对于执行自动化检查至关重要。

(2)数据处理和计算设施。大量的传感器持续产生大量需要实时处理的数据。20世纪80年代中期，大容量电脑被开发出来之后，SHM技术才变得可行。

(3)算法。将储存的原始结构数据与最近获取的数据进行比较，经过环境因素校正后，计算损伤指数，并通知损伤的存在、定位和类型。自20世纪70年代SHM作为一种独立的技术被确立之后，其工作原理、典型技术、应用结构以及发展历程如图2所示。

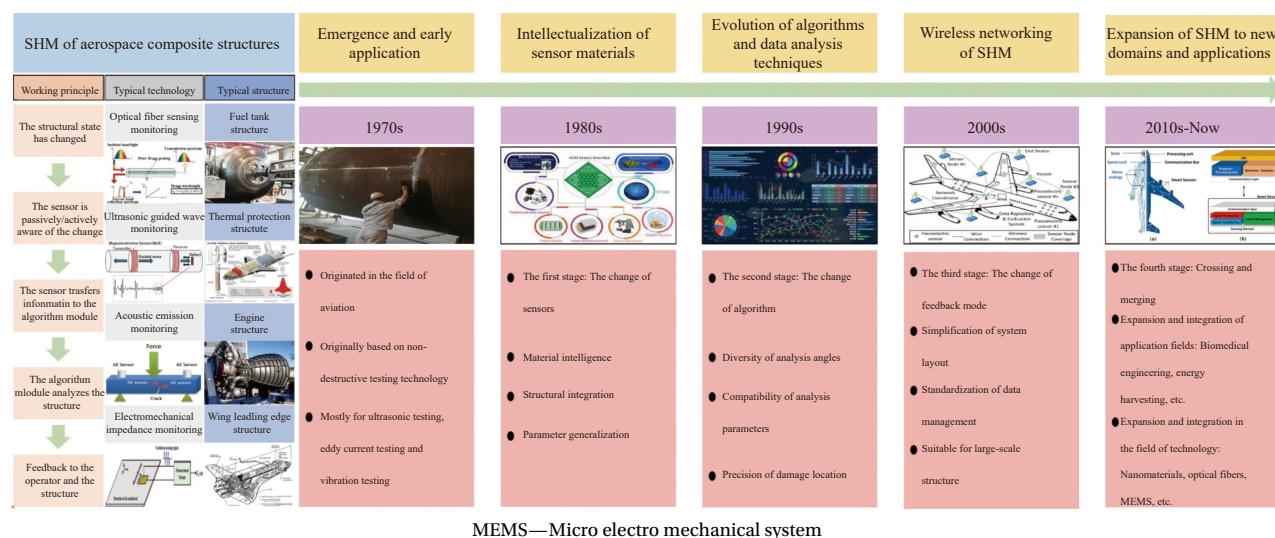


图2 结构健康监测(SHM)的原理、分类、应用及其发展

Fig. 2 Principle, classification, application and development of structural health monitoring (SHM)

随着科技的不断进步，SHM技术也在不断的增多。根据不同的分类方式，可将SHM技术进行分类：根据有无外部激励可将SHM技术分为主动监测和被动监测；根据监测的范围可将SHM技术

分为局部监测和全局监测；根据SHM技术所涉及的物理原理可将技术分为基于连续介质力学原理的技术、基于弹性波原理的技术、基于流体动力学原理技术与基于电磁原理的技术等，如表1所示。

表 1 结构健康监测技术 (SHM) 的分类
Table 1 Classification of structural health monitoring technology (SHM)

Physical principle	Technique	Main sensor type	Range	Monitoring mode
Continuous mechanics	Strain-based methods	Fiber optic sensors	Mid-range	Passive
	Vibration methods	Accelerometers	Global local	Passive/active
Elastic waves/waves propagation	Guided waves	Pb _{(Zr_{1-x}Ti_x)O₃} (PZT)	Mid-range	Active
	Acoustic emission (AE)	PZT, AE probes	Mid-range	Passive
	Phased arrays	PZT	Mid-range	Passive/active
	Ultrasonics	PZT/laster	Local	Active
Electricity and magnetism	Electromechanical impedance (EMI)	PZT	Local	Active
	Electrical impedance tomography	Carbon nanotube (CNT)-doped resins	Local	Active
	Eddy currents	Eddy probes	Local	Active
Fluid dynamics	Comparative vacuum monitoring (CVM)	Patch with microchannels	Local	Passive

目前在航空航天领域, SHM 技术在航空飞行器结构上的应用相对较为成熟, 本节将重点综述国内外研究者们在光纤传感监测法、超声导波监测法、声发射监测法、阻抗法等常用的 SHM 技术方面的研究与应用情况。

1.1 光纤传感监测法

将输入的光信号的光学特性进行修改或调制的设备可称之为光学传感器 (Optic sensors, OS), 如果在这个过程中全部或者部分采用了光纤技术, 该传感器即为光纤传感器^[34] (Fiber optic sensors, FOS)。光纤传感器的操作原理是当光源发射的光束通过光纤传输到调制器, 在调制器内部, 该光束与外部测量参数进行交互, 导致光的光学特性 (例如: 强度、波长、频率、相位和偏振状态) 发生变化。这种变化产生了被调制的光信号。然后, 这个被调制的光信号通过光纤传输到光电设备, 并在经过解调器处理后, 得到了被测参数^[35]。光纤传感器的主要模块如图 3 所示。

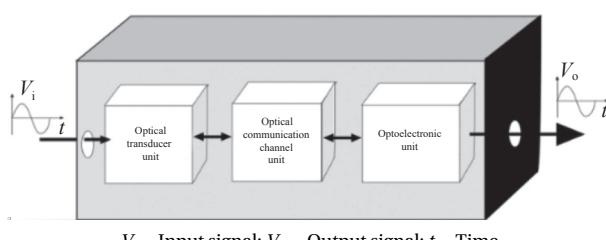


Fig. 3 Main modules of optical fiber sensing^[36]

光纤传感器的分类方式众多, 根据空间分布方式, 光纤传感器可分为^[36]:

(1) 点测量式。在不同光通道访问的离散点上

进行测量。换句话说, 每个传感器仅监测一个点;

(2) 积分式。将测量值从对象变量的所有值积分成一个结果值;

(3) 准分布式。测量位于单个光通道中的空间离散点处的变量状态值;

(4) 分布式。可以连续确定空间每个点的对象变量的值。

根据传感器工作原理, 迄今为止开发的用于 SHM 的光纤传感器可分为 3 种主要类型: 干涉式、光栅式和分布式。这 3 种传感器除了工作原理不同外, 还提供了不同的空间分辨率测量能力。一般来说, 干涉式传感器适合于点测量和积分式测量, 基于光栅的传感器适用于准分布式测量。光纤传感器的基本原理概述如图 4 所示^[37]。准分布式和分布式光纤传感器在航空航天结构健康监测领域具有更大的潜力, 尤其是基于布拉格光栅的光纤传感器 (Fiber Bragg grating sensor, FBG) 以及基于瑞利及布里渊光散射的分布式光纤传感技术 (Distributed optic fiber sensing, DOFS)。

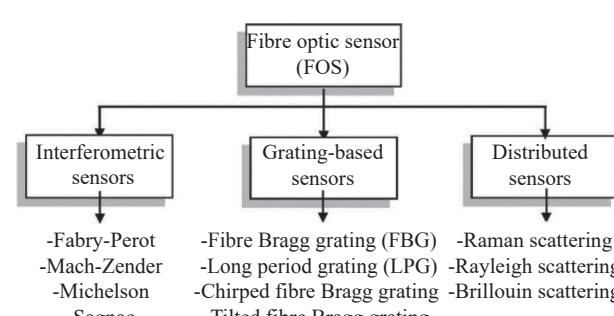
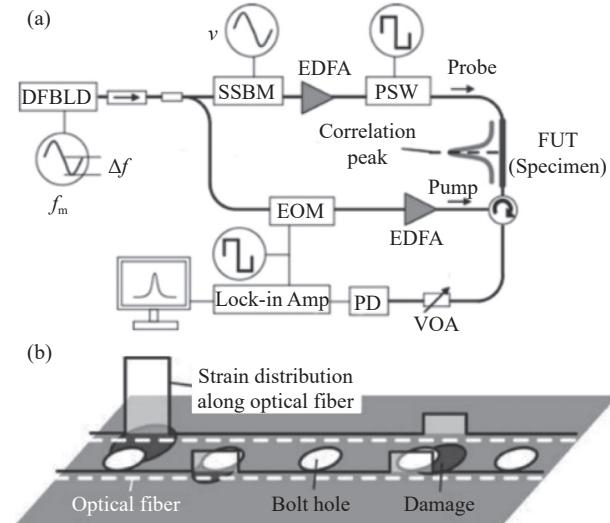


Fig. 4 Overview of basic principles and types of fibre optic sensors^[37]

国外对于 FBG 以及 DOFS 的研究相对较早。2001 年, 英国宇航系统系统公司^[38]设计了一种用于结构监测的光纤布拉格光栅应变传感器, 并将其成功布置在了涡轮螺旋桨飞机上。该系统为未来集成到机身中的自主操作负载监测系统开辟了道路。2003 年, NASA 的 Helios 机翼在飞行中解体, 于是在 2007 年 NASA 的德莱顿飞行中心^[39]提出了新的技术, 采用布拉格光栅监测飞行器机翼的应变情况并收集应变数据, 同时开发了一种新的算法能够根据数据估算变形场重建机翼变形形状。2010 年, 马德里理工大学 Guemes 等^[40]采用分布式光纤传感技术监测了碳纤维增强复合材料 (Carbon fiber reinforced polymer, CFRP) 的冲击损伤, 相较于准分布式技术, 分布式技术可以使用单根光纤创建非常高密度的传感器网络, 并且通过建立传感网格监测范围广大的区域, 空间分辨率精度低至几毫米。

2011 年, 东京大学的水口秀等^[41]将布里渊光学相关域分析系统结合分布式传感技术对飞机结构中的 CFRP 螺栓接头进行监测, 如图 5 所示。系统能够捕获由于纤维微屈曲 (扭结) 损坏或周围层的残余变形而导致的永久应变变化。根据毫米分辨率的应变分布模式, 还可以评估损伤的大小和方向, 因此表明这种系统对于承载大量螺栓接头的大型复合材料结构的潜在适用性。除了螺栓连接, 粘接也是航空航天领域经常采用的连接方式。2023 年, 那不勒斯腓特烈二世大学的 Palma 等^[42]基于 FBG 传感器开发了一种能够连续远程监测航空结构粘接质量的新方法, 该方法利用了光纤传感器由温度引起的应变敏感性与粘接质量的敏感性之间的关系, 能够监测到仅有几摄氏度的热变化并通过 FBG 的波长偏移来监测材料, 为日后更高效、更便捷地监测粘接结构提供了新思路。与此同时, 为了能够拓展分布式光纤传感技术的应用范围。博洛尼亚大学的 Falchetelli^[43]开发了一种生成复合材料 DOFS 检测概率曲线的方法用于表征 DOFS 的应变传递以及开发实验和模型辅助方法来了解影响 DOFS 性能的参数, 从而优化 DOFS 结构以适应多种结构。

国内对于光纤传感器的研究起步稍晚, 并且多集中于 FBG 传感器, 对于 DOFS 技术的研究相对较少。南京航空航天大学的芦吉云等^[44]以某型飞机机翼为研究对象, 采用波分复形式构建了 DOFS 系统用于测量机翼的应变, 设计了光纤传



f_m —Modulation frequency; Δf —Frequency modulation width; DFBLD—Distributed feedback laser diode; SSBM—Single-sideband modulator; PSW—Polarization switch; EOM—Electro-optical modulator; EDFA—Erbium-doped fiber amplifiers; PD—Photo detector; FUT—Fiber under test; VOA—Variable optical attenuator

图 5 布里渊光学相关域分析 (BOCDA) 系统: (a) BOCDA 测量系统概述; (b) 光纤传感器在大型结构中的应用^[41]

Fig. 5 Brillouin optical correlation domain analysis (BOCDA) system:
(a) Summary of BOCDA measurement system; (b) Application of optical fiber sensor in large structure^[41]

感器的排布方式, 结果表明传感器的波长偏移与载荷呈线性关系, 而斜率则因加载点位置的变化而有所不同, 最大载荷监测灵敏度达到了 3.09 pm/N 。南京航空航天大学的杨钰^[45]对 FBG 传感器进行了研究, 建立了 FBG 传感器的温度与应变模型, 对其封装技术进行了研究, 成功设计出了具备高灵敏度与高可靠性并且适用于主战飞机的 FBG 传感器系统。

中航工业计量所的王文娟等^[46]将 FBG 传感器埋入了飞机结构内部, 如图 6 所示, 通过其监测到的波长的突变来判断结构是否受到冲击, 并且定位冲击位置, 误差小于 5 cm , 满足了航空复合材料结构实时定位冲击位置的需求, 提高了结构的安全与可靠性。武汉理工大学的谭跃刚等^[47]提出了一种超声波激励光纤光栅传感系统, 以及基于椭圆技术的用于损伤监测的定位算法, 可监测损伤尺寸阈值提高至 6 mm 。实验表明该算法估计方法简单, 但位置监测精度受到超声波模式变化的限制。中国地震局力学研究所的欧进萍等^[48]提出了一种集成了 7 核 FBG、空间复用拉曼分布式温度传感器和基于偏振监测的振动传感器的多参数传感器, 该系统能够精确测量振动频率, 而

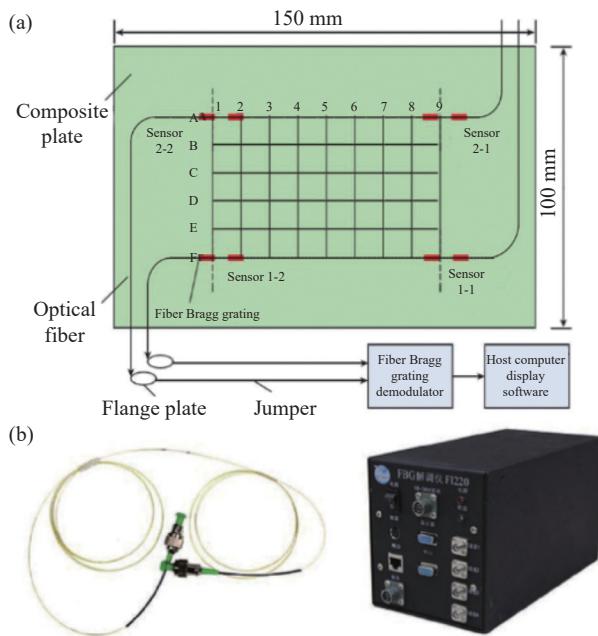


图 6 FBG 传感器及其排布方式: (a) 传感器布置位置及测试系统;
(b) 光纤光栅传感器及解调仪^[46]

Fig. 6 FBG sensor and its arrangement: (a) Sensor location and test system; (b) Sensor location and test system^[46]

不受施加的应变和环境温度的影响, 并且更适合嵌入复合材料层合板中。

光纤传感器具有轻质, 灵敏度高, 尺寸小, 耐电磁干扰以及抗腐蚀性能好等优点, 并且传感器使用寿命长, 能够预埋进复合材料结构内, 实现完美匹配。综合国内外研究, 不难发现, 基于布拉格光栅的光纤传感器与分布式光纤传感技术是目前最具潜力的光纤传感监测技术, 并且相关研究多数集中于传感器精度、应用环境以及大型光纤传感器网络的构建。目前, 国外对于光纤传感器的研究起步早, 程度深, 国内在光纤传感技术研究方面仍旧需要深入: 如 FBG 传感器在极端温度环境下的灵敏度研究和在冲击波影响下的灵敏度与响应问题, FBG 传感器的真空监测范围以及对高速流动流体参数的监测方法, 分布式传感器的制造与结构集成方式, 分布式传感器采集频率限制问题以及冲击损伤监测策略问题等。

1.2 基于超声导波的监测技术

导波 (Guided waves) 指的是能量集中在传播介质边界附近且传播方向平行于边界的波, 超声导波是以导波方式传播的超声波。传播超声导波的载体称为波导, 波导的种类众多, 例如板壳结构、杆结构、梁结构、管结构等均可称为波导结构。基于超声导波的结构健康监测技术的原理主

要是利用导波在传播时, 经过损伤部位的时候, 会令导波发生散射, 改变其传播特性, 通过信号处理方法即可获取损伤参数并判断损伤情况^[49-50]。基于超声导波的监测技术分为主动监测方式和被动监测方式, 其原理如图 7 所示。其中, 主动监测方式需要采用驱动器之类的结构作为激励源, 通过主动激发导波并接收分析返回的导波从而确定损伤位置; 被动式监测则主要用来监测冲击、振动等损伤, 通过接收冲击引起的导波信号从而分析并判断结构所受损伤情况。

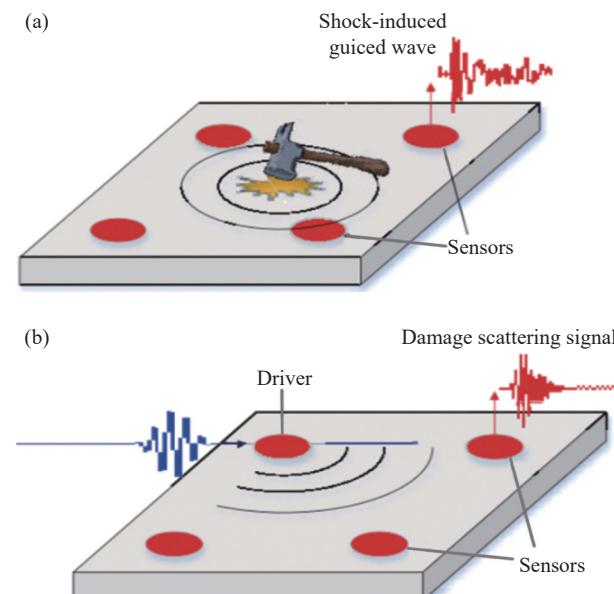


图 7 基于超声导波的结构健康监测原理: (a) 被动监测; (b) 主动监测^[50]

Fig. 7 Principle of structural health monitoring based on ultrasonic guided wave: (a) Passive monitoring; (b) Active monitoring^[50]

由于航空飞行器结构中板结构居多, 因此板波——在板状波导中传播的导波在航空 SHM 中的应用逐渐增多, 其中最具有应用潜力的是兰姆 (Lamb) 波。兰姆波是一种在具有平行自由边界的板状薄板中传播的导波, 由 Lamb^[51]于 1917 年发现, 并由 Mindlin 于 1950 年建立了兰姆波的综合理论。兰姆波最早用于结构的无损检测, 由 Worlton^[52]于 1961 年开发, 随着信息技术的不断进步, 兰姆波也逐渐开始应用于 SHM 中。基于兰姆波的结构健康监测技术具备以下特点^[53]:

- (1) 能够在保留涂层和绝缘层的同时检查大型结构;
- (2) 能够检查结构的整个横截面;
- (3) 不需要复杂且昂贵的插入/旋转装置且能够检查期间结构的运动;

- (4) 对多种缺陷具有优异的灵敏度, 识别精度高;
 (5) 能耗低, 性价比高。

目前国内外对于基于兰姆波结构健康监测技术屡见不鲜。早期用于接收导波信号并监测结构的传感器网络多采用压电传感器, 2001年, 斯坦福大学的 Lin 等^[54]开发了一种名为 SMART layer 的传感器网络, 该网络采用一定量的分布式压电陶瓷 (PZT) 元件集成到介电薄膜之中并且可以嵌入复合结构中或粘合到表面上以激发和收集兰姆波信号, 而不会明显降低主体结构的完整性。2008 年斯坦福大学的 Ihn 等^[55]开发了一种采用 PZT 传感器接收兰姆波信号的主动健康监测系统, 如图 8 所示^[56], 使用一对压电致动器和传感器的一发一收方法来生成损伤指数, 该指数可用于表征已知位置处的损伤, 该系统可用于监测机身结构中的金属与复合材料部分的裂纹与脱粘并且已经在空客公司的飞机上进行了验证。除了 PZT 传感器, 激光多普勒振动计也被用于导波结构健康监测技术中, 2013 年法国国家航空航天研究中心 Lamboul 等^[57]研究探讨了使用兰姆波激励和激光多普勒振动计采集的信号监测复合材料夹层结构冲击损伤的可行性, 该技术在监测此类材料中几乎不可见的损坏方面表现良好, 并且在存在波混响的情况下表现出鲁棒性, 但由于波-缺陷相互作用的机制, 导致缺陷的范围难以确定。随着超声导波监测技术的不断发展, 该技术也逐渐应用于航空复合材料结构的健康监测中, 但是由于复合材料的各向异性, 从而极大程度上的影响了兰姆波的监测精度。因此, 在 2023 年, 伦敦大学的 Hervin 等^[56]研究材料各向异性和方向性对准各向同性 CFRP 面板损伤周围导波散射的影响, 如图 9 所示, 通

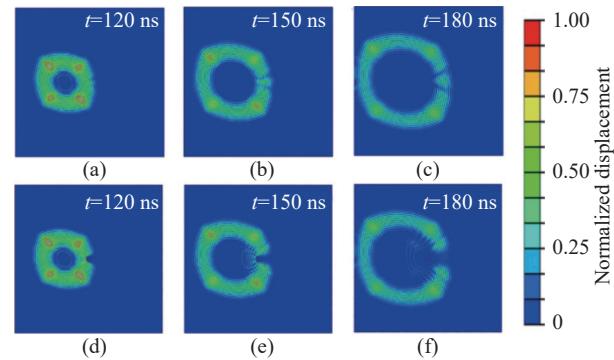


图 9 CFRP 层合板对兰姆波的散射影响^[56]

Fig. 9 Scattering effect of CFRP laminates on Lamb waves^[56]

过非接触式激光测量和全三维有限元模拟, 研究了人工插入分层和永磁体周围的模式的多个入射波方向, 分析并比较了两种损伤类型的散射模式, 总结了材料各向异性对兰姆波的影响规律, 为后续设计用于监测复合材料结构的兰姆波监测系统提供了参考。

国内研究方面, 南京航空航天大学的王强等^[58]针对兰姆波监测过程中损伤散射信号的信噪比进行研究, 提出了基于时间反转聚焦原理的信号增强与损伤成像方法, 根据兰姆波的特性, 采用聚焦的方法放大散射的信号能量, 从而增大信噪比, 研究表明该方法能够较为准确的监测出损伤的位置与范围等信息。2012 年, 大连理工大学的高东岳等^[59]提出了一种基于表面拟合的带有附加或嵌入传感器网络的复合板的频率选择方法, 以自动实现原位驱动频率选择。利用该方法可以通过多项式拟合得到衰减系数的表达式, 在搜索到的频率范围内可以找到振幅最大的导波频率, 提高结构监测的效率。2016 年, 大连理工大学的武湛军等^[60]针对基于导波的多损伤识别技术提出了一种基于导波的局部基于概率的诊断成像方法的多损伤识别方法, 该方法包括路径损伤判断阶段、多重损伤判断阶段和多重损伤成像阶段, 结果表明, 基于导波的多损伤识别方法能够可视化结构损伤的存在、数量和位置。2021 年, 北京工业大学的刘增华团队^[61]提出了一个简化的七参数非线性汉宁窗线调频小波模型和实数编码的多目标遗传算法, 实现了信号参数的精确估计。实验结果表明, 相比九参数模型, 该简化模型在表征 Lamb 波信号方面表现出更强的鲁棒性, 并成功确定了波包的到达时间、幅度和瞬时频率。2023 年, 北京工业大学的高翔等^[62]提出了一种改进的粒子群反演

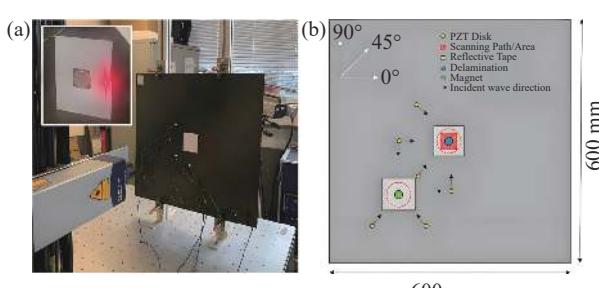


图 8 CFRP 层合板导波散射影响实验示意图: (a) 散射效应实验装置图; (b) 传感器位置示意图^[56]

Fig. 8 Experimental diagram of guided wave scattering effect of CFRP laminates: (a) Experimental equipment diagram of scattering effect; (b) Schematic diagram of sensor position^[56]

方法, 基于实测色散曲线和 Lamb 波零阶模式, 成功反演得到材料的厚度和弹性常数。相较于遗传算法和 SAA 算法, 该方法在抗干扰、收敛速度、效率和精度等方面表现优异, 为基于 Lamb 波的板结构无损测量提供了新的理论支持。

兰姆波是基于超声导波的结构健康监测技术中所应用的最广泛的超声导波, 具有诸多优点以及巨大的应用潜力。国内外研究者们致力于扩大导波监测技术的应用范围与应用场景、研究影响导波监测技术的因素以提高监测精度以及更加先进的导波监测结果分析算法。尽管研究者们对兰姆波的进行了大量的研究, 目前兰姆波的应用仍旧受到很大程度上的限制, 在许多方面也需要进一步研究, 如进一步开发能够处理复杂形状并且计算成本较低的超声导波监测技术; 研究波-损伤相互作用规律, 并且结合改进的损伤模型分析损伤对导波的影响; 利用非线性导波的监测技术仍旧处于起步阶段, 可以以非线性体波为基础进行研究等^[63]。

1.3 声发射技术

声发射 (Acoustic emission, AE) 是一种物理现象, 其发生在材料受到外部力或内部应力的影响时。声发射的原理如图 10 所示, 当材料的局部区域出现应力集中, 会以瞬态弹性应力波的形式释放能量^[64]。这种能量释放过程即为声发射。声发射最早应用于结构的无损检测中, 但当传感器结构固定于飞机机身结构中时, 声发射技术也可应用于 SHM。声发射技术是一种典型的被动监测技术, 传感器捕获的弹性波基本是由不断增长的裂缝释放的, 随后对于接收到的波信号的处理类似与超声导波监测技术, 但不同于导波技术的是, 导波技术可以主动激励产生导波, 这就意味着发射器的信号是可控的且始终具有相同的波形, 而声发射信号则是短脉冲串, 结构信息包含在频率、强度和持续时间中^[65]。声发射传感器的输出电压微弱, 经过长距离传输后, 信噪比可能会降低。为了提高信噪比, 需要在传感器附近设置了前置放大器。这样, 即使信号经过长距离传输, 也能保证其质量。

声发射技术的发展始于上世纪中叶, 近年来在美国的航空航天工业中得到了广泛的应用^[66]。作为 SHM 基础的 AE 技术的第一次的成功应用是在 1960 年在 Aerojet 公司检查北极星导弹的舱室期间^[67]。20 世纪 70 年代初, 人们开始研究声发射

法作为纤维增强材料无损检测的可靠方法, 并开发了多种不同的检测方式。丹佛大学的 Hamstad^[68]在他的研究中描述了 20 世纪 80 年代发展起来的主要方法, 这些方法主要基于对复合材料加载过程中声发射计数时间变化的分析。美国物理声学公司的 Pollock^[69] 和 NASA 的 Prosser^[70] 在他们的文章中指出, 2000 年左右, 研究人员的主要兴趣转向了声发射源定位精度和材料中声发射信号衰减的研究。21 世纪初, 随着计算能力的提高, 数字信号处理技术在声发射技术中得到了广泛的应用。数字信号处理允许使用不同的方法和计算技术来将声发射信号转换到频域。然而, 许多研究人员遇到了声发射换能器传递函数不同、用于纤维增强复合材料的部件不同等问题^[71], 从而确定了使用各种记录设备对声发射源进行分析对于统计分析的统一是极为重要的, 因为它有助于建立考虑记录设备传递函数和材料声学特性的单一纤维增强复合材料断裂评估模型^[72]。

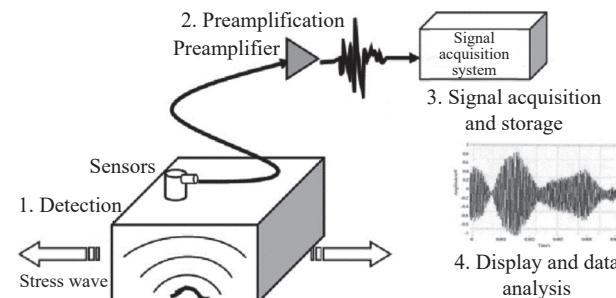


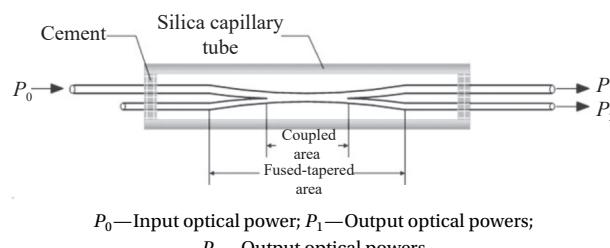
图 10 声发射 (AE) 技术原理示意图^[64]

Fig. 10 Schematic diagram of the principle of acoustic emission (AE) technology^[64]

现代声发射信号的处理仍然是面向频域的, 因为材料的力学性能和破坏特征与声发射信号的特征参数有很强的相关性。然而, 研究者们利用统计方法和机器学习方法, 将主要任务从定义原始的声发射描述符转变为了在特定环境下对声发射进行聚类和分类的任务^[73-74]。因此, 用于层合复合材料的现代声发射技术可以分为两类^[75]: 损伤诊断和剩余强度预测。第一组包括解决损伤起始检测、定位和识别任务。通常使用特定的测试技术来研究损伤起始监测和识别, 这允许在纤维增强复合材料结构中开发特定的损伤类型(例如, 在双悬臂梁测试期间层合板的分层)以及相应的声发射描述符的分析。

目前, 国内外对于声发射的研究众多, 荷兰

帝斯曼研究所的 de Groot 等^[76]研究了不同加载条件下 CFRP 失效时声发射信号的频率响应。研究表明, 基体失效和纤维失效分别产生 100 kHz 和 300 kHz 频率的弹性波, 而间歇频率响应则针对脱粘和拉出失效, 对每一类故障进行实时分析, 这比故障发生后进行的分析更有效。亚利桑那州立大学的 Das 等^[77]则是采用压电传感器结合声发射技术来监测复合材料中的分层。该研究的主要目的是优化传感器的放置位置以定位材料中的分层。传感器的放置基于传感器输出信号的强度和确定性区域的概念。哈尔滨工业大学的付涛等^[78]提出了一种如图 11 所示的基于熔锥耦合器的光纤声发射传感器结构, 并对其在 SHM 中的应用进行了研究, 采用断铅实验对光纤声发射传感器 (Fiber optic acoustic emission sensors, FOAES) 进行测试并分别通过表面安装和嵌入式 FOAES 监测碳纤维/环氧复合材料层压板在三点弯曲试验过程中的损坏情况, 如图 12 所示。北京机电工程研究所的肖登红等^[79]则是开发了一种利用声发射技术监测随机振动环境下 C/SiC 结构损伤特性的方法, 分析了随机振动试验中典型声发射信号的参数特征, 得到了声发射信号参数与振动载荷之间的关系, 结果表明, 声发射技术可以有效地应用于研究 C/SiC 复合材料在随机振动环境中的损伤行为。



P₀—Input optical power; P₁—Output optical powers;
P₂—Output optical powers

图 11 用于声发射的光纤传感器结构^[78]

Fig. 11 Optical fiber sensor structure for acoustic emission^[78]

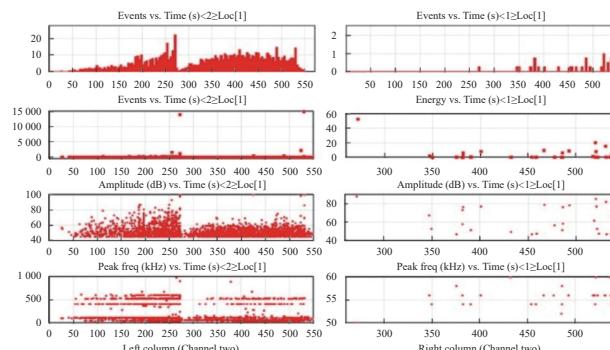


图 12 复合材料层合板中 AE 传感器监测结果^[79]

Fig. 12 Monitoring results of AE sensor in composite laminates^[79]

然而, 声发射技术的改进主要有两个方向。一是发展声发射信号源定位、特征提取和处理的新方法, 二是发展新型传感器。

传统的压电式传感器在结构声发射应用中仍然发挥着最大的作用, 因为压电晶片主动传感器 (Piezoelectric wafer active sensors, PWAS) 已经开始变得更小、功能性更强, 航空航天方面的应用潜力更大^[80]。

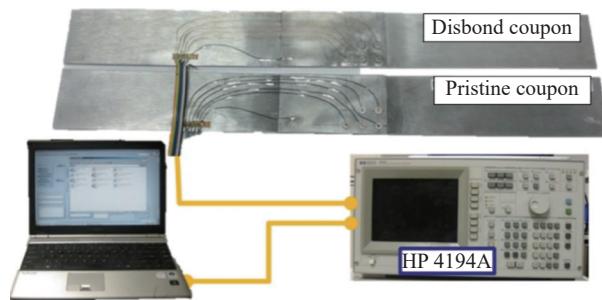
声发射技术在结构损伤检测以及健康监测方面的研究均已有不少的成果, 综合国内外研究来看, 声发射技术早期多用于无损检测, 随着 SHM 技术的不断发展, 研究者们也将声发射技术作为研究重点之一, 考虑到技术原理与需求, 研究者们对于声发射在 SHM 系统中的应用研究多数集中于声发射信号的接收以及处理, 研究角度以传感器形式、信号传输设备以及信号优化处理等方面为主。声发射技术在局部监测方面的研究较为成熟, 但在航空结构整体健康监测方面仍处于实验室研究阶段, 并且背景噪声的影响以及声发射信号的衰减也是目前声发射技术需要解决的几个主要问题, 进一步的研究可以提高声发射 SHM 技术的可靠性, 促进航空结构转向视情维修的模式。

1.4 机电阻抗法

局部微裂纹的形成和扩展会对结构局部的机电阻抗产生影响。因此, 通过监测局部阻抗的变化可以表征结构微裂纹的萌生状态, 这种方法称为机电阻抗法 (Electromechanical impedance, EMI)。基于机电阻抗的 SHM 技术装置如图 13 所示, 该技术利用附着在结构上的小型压电传感器 (通常为 PZT 传感器) 作为自感执行器, 通过高频激励同时激励结构, 并监测传感器电阻抗特征的变化, 从而进行结构健康监测^[33, 81]。

二十多年来, 机电阻抗技术一直是国内外研究的热点之一, EMI 技术的理论研究首先由弗吉尼亚理工大学的 Liang 等^[82]开展, 从那时起, 许多研究人员就对其进行研究: 该技术利用单个 PZT 传感器 (通常尺寸为 10 mm²) 以高于 20 kHz 的频率激励主体结构, 此时使用相同的 PZT 传感器获取响应。随后弗吉尼亚理工大学的 Chaudhry 等^[83]则是将 EMI 技术首先应用于飞机的局部健康监测。南卡罗莱纳大学的 Giurgiutiu 等^[84]讨论了 EMI 技术对老化飞机的结构健康监控方法策略, 这些方法是在简单几何样本和具有裂纹和腐蚀的

真实老化飞机面板上开发和验证的, 实验方法、信号处理、损伤检测算法根据结构情况进行调整, 并且提出了EMI结构健康监测系统的概念设计, 以及利用有源传感器阵列、数据集中器、无线传输以及健康监测和处理单元对老化飞机安装的建议。里加工业大学的Pavelko等^[85]采用基于EMI技术对飞机全尺寸部件螺栓连接进行结构健康监测, 并建立了新的EMI二维模型, 事实证明, 螺栓接头的松动会导致EMI指标发生显着且统计上稳定的变化, 使用开发的二维模型对Mi-8直升机与EMI测量系统的螺栓连接进行了仿真, 仿真结果与测试吻合良好。南卡罗莱纳大学的Roth等^[86]采用EMI方法对航空航天结构中粘合剂的剥离行为进行了监测, 开发一种连续监测原位粘合接头的方法, 以便粘合剂可以用于主要的航空航天结构, 实验结果表明, 该方法能够准确预测引起脱粘局部振动的频率。

图 13 机电阻抗法实验装置^[86]Fig. 13 Experimental device of electromechanical impedance method^[86]

根据目前国内外的研究状况来看, EMI技术作为SHM技术更多被应用于监测连接问题如螺栓松动以及微裂纹问题如复合材料局部脱粘等, 国外对于机电阻抗法的研究较国内成熟, NASA对于EMI技术在航空航天领域的应用已经开展了多项研究, 国内对于EMI技术在航空航天领域的应用大多数处于实验室应用阶段。后续国内在机电阻抗法的研究方面仍需集中于粘合耐久性、压电材料优化、监测范围以及参考信号等, 以加快机电阻抗法在大型航空航天复合材料结构中的应用进度。

1.5 小结

综上所述, 光纤传感监测法与基于超声导波的监测技术具有监测方式多样、监测范围广以及对结构影响较小等优点, 适用于监测大范围乃至整个结构, 声发射技术与机电阻抗法则对于局部损伤更为敏感, 适合监测结构的局部微小损伤例

如结构中的微裂纹。目前国内外在相关SHM技术方面的优势与差距并存, 主要在于:

(1) 光纤传感健康监测技术方面: 国外对于光纤传感技术的基础研究较为成熟, 并且开展了大量的地面试验验证以及飞行试验验证, 技术创新方面具备优势; 国内相关研究最早出现于20世纪70年代, 相关研究发展迅速, 在民用领域应用更加成熟, 基础工程应用经验丰富, 但在特殊应用环境如航空航天方面应用经验相对较少, 发展潜力巨大;

(2) 基于超声导波的监测技术方面: 国外对于超声导波监测的研究起步较早, 在基础理论、信号处理、传感器设计等方面具有较高的水平, 应用领域逐渐囊括航空航天、军工国防等领域; 国内今年对于超声导波监测技术的研究发展较为迅猛, 民用领域应用经验较为丰富, 在算法识别等方面具有一定优势, 但对于极端环境下的导波监测研究还需要进一步研究;

(3) 声发射技术: 国外声发射相关研究起源于20世纪50年代, 起步较早, 基础研究较为成熟, 在航空航天大型结构的声发射损伤监测方面的研究与应用较为成熟; 国内声发射研究自20世纪七八十年代开始, 发展迅速, 民生基础工程方面应用经验丰富, 并且在航空航天材料的损伤特征及损伤阶段信息识别方面略有优势;

(4) 机电阻抗法: 针对机电阻抗法的研究, 国外起步较早, 形成了较为完善的技术体系, 已能在一定程度上将EMI技术应用于部分航空飞行器结构中, 国内对于机电阻抗法的研究起步较晚, 在传感器设计、信号处理及系统集成方面取得了一定的突破, 但在航空领域的相关实际应用中仍处于小范围关键部件监测的程度。

2 SHM技术在航天结构中的研究应用

回顾SHM技术的发展以及应用的历史, 可以发现复合材料SHM技术目前多以航空领域为主。然而随着航天科技的不断发展, 近年来航天运载器的发射日益频繁, 关于航天结构的结构健康监测的需求更加迫切, 原因如下:

(1) 在研制阶段, 通常会对航天器结构进行样件制备并对样件进行结构性能验证, 随后再根据合格的样件制备正式结构来执行发射任务。这种研制方式会导致材料成本以及研发成本大大增加, 并且由于复合材料损伤的隐蔽性, 导致样件只能

保存而无法使用。随着结构无损检测技术以及健康监测技术的不断发展，用于验证结构性能的样本便存在复用的可能性，大大降低研制成本。

(2) 在总装阶段，航天器结构通常处于全封闭状态，并且会持续相当长的时间。在这期间，航天器结构内部变化未知，结构状态无法监测，不利于发射任务的后续开展。随着 SHM 技术手段愈加丰富可靠，工作人员可以根据 SHM 系统所反馈的结构信息进行航天器发射前的调整与准备^[87]。

(3) 在运行阶段，航天器所面对的环境较航空器更加恶劣：微重力、真空、辐射、大幅度的温度变化、机械振动等环境问题无时无刻不影响着航天器结构的运行，而目前研制的航天器结构通常具有长寿命但基本不可维修的特点，因此采用 SHM 技术进行在轨运行监测能够在一定程度上令航天器逼近预设的服役期限，SHM 系统所返回的数据能够协助研究者们及时地调整航天器运行策略，保证航天器的任务平稳进行^[88-89]。

(4) 日益频繁地发射任务也意味着逐渐增加的太空探索成本。为了降低成本并且保证太空探索任务进行，各国逐渐将航天器的研究重心转移至了可重复使用运载器 (Reusable launch vehicle, RLV) 上。为了保证可重复运载器的运行，在发射阶段、运行阶段以及再入阶段都需要 SHM 技术对结构进行监控，评估结构的性能的变化以及运行环境的情况等^[90]。

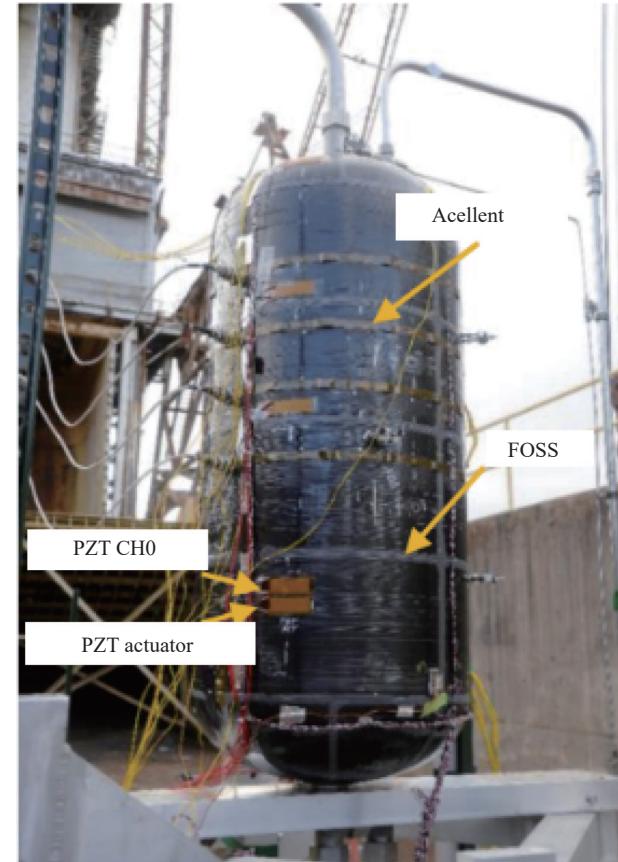
根据波音公司在 2005 年做出的一项研究，对于航天器结构，SHM 技术应用的高回报部位共有 5 个：燃料贮箱结构、发动机结构、热防护结构、前缘结构以及机翼结构^[91]。本节将从结构的角度出发，以航天器结构中常见的结构为例，综述国内外研究者们对这些结构进行 SHM 技术研究与应用测试的情况。

2.1 燃料贮箱结构

在航天结构中，燃料贮箱结构是极为重要的结构之一。在发射、运行过程中，燃料贮箱的完整性至关重要，需要对燃料贮箱进行监测，实时关注其结构情况，从而保证航天器结构以及航天员的安全。航天运载器结构的发动机结构采用的燃料通常是液体燃料，如液氧、液氢等，因此燃料贮箱结构需要承受极低的温度。而极端恶劣的低温环境会极大地降低 SHM 系统中传感器的使用寿命，并且目前航空航天结构中的传感器结构大

多数采用粘贴的方式来集成到结构中，低温同样会影响粘合剂的效果^[92]，因此需要对低温环境下的 SHM 系统进行研究。

自 1991 年起，麦道公司与美国防部和 NASA^[93-95]合作研发了 DC-X 系列的可重复使用火箭原型机。该公司为 DC-XA 设计了一套实时监测复合材料燃料贮箱的系统，包括用于测量应变的四通道光纤布拉格光栅传感器和用于监控关键部位损伤的声发射传感器。经过 3 次飞行试验，证明了该监测系统的有效性。此外，针对航天器燃料贮箱 SHM 系统，NASA 还在更多型号上开展了研究。例如，在洛克希德马丁公司^[96-98]研制的 X-33 可重复使用无人航天飞机技术演示机上，NASA 采用了具有高密度低反射率的光纤光栅传感器阵列绘制了数千个点，用来监测液氢燃料贮箱的应变情况、温度变化以及结构损伤情况等，如图 14 所示。



FOSS—Fiber optic sensing system

Fig. 14 液氮复合罐中压电陶瓷传感器 (PZT) 布局图^[97]

Fig. 14 Layout diagram of piezoelectric ceramic sensor (PZT) in liquid nitrogen composite tank^[97]

2015 年，NASA 在其开发的太空发射系统 (SLS)^[99] 上对多种 SHM 技术进行了比较实验，目

的是为了选择监控全复合材料的液氧以及液氢燃料贮箱, 该实验在 100 加仑容积的液氮复合罐上进行, 测试的技术包含了 PZT 主动振动监测技术、声发射技术、Acellent 智能传感器以及其他 NASA 阿姆斯特朗飞行研究中心开发的技术。

除了美国以外, 在 20 世纪末到 21 世纪初这段时间内, 也有其他国家对 RLV 结构进行了研究, 如苏联设计的 Zarya 可重复使用太空舱; 并且对燃料贮箱结构的 SHM 技术展开了研究, 如日本宇宙航空研究开发机构 (JAXA) 与宇宙科学研究所 (ISAS) 开展的 RVT 项目^[100]。该项目中, JAXA 在液氢燃料贮箱上集成了 FBG 传感器, 并且针对光纤传感器的温度敏感性开展了相关的研究, 同时为了验证 SHM 系统, JAXA 在 1998 年至 2003 年期间进行了多次试飞试验, 飞行器结构如图 15 所示。

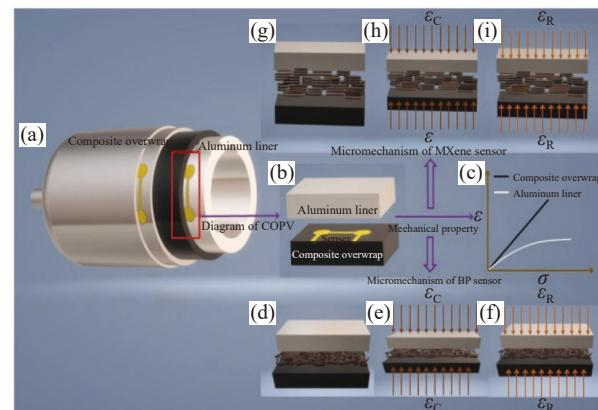


图 15 JAXA 可重复使用火箭第四次静态发射实验^[100]

Fig. 15 JAXA's fourth static launch test of the reusable rocket^[100]

国内方面, 沈阳航空航天大学的卢少微等^[101]针对复合材料包覆压力容器 (Composite overwrapped pressure vessel, COPV) 的超压爆炸现象进行了研究。如图 16 所示, 他们设计并嵌入了 MXene 和巴基纸 (Bucky paper, BP) 两种传感器以监测 COPV 的应变和压力状态。研究发现, BP 传感器对微裂纹的产生和扩展更敏感, 而 MXene 传感器对塑性变形或压缩残余应变更敏感。大连理工大学的尹晚^[102]设计并制作了一种能应用于低温下的 SHM 传感系统, 通过超声导波损伤成像方法成功的对低温复合材料进行损伤识别, 研究结果表明: 应用柔性传感阵列结合 Araldite 胶层作为传感系统, 结合超声导波识别成像方法, 可以识别低温复合材料板中不同程度的损伤。哈尔滨工

业大学的李志彬等^[103]研究了航天飞行器燃料贮箱的损伤机制。如图 17 所示, 他们以碳纤维复合材料夹芯圆柱壳为例, 分析了其在弯曲载荷下的变形和载荷分布, 并使用声发射技术解析了结构损伤的机制。研究发现, 累积声发射命中数在载荷减小前上升, 并在载荷突变时出现拐点, 反映了各类损伤的累积次数。



ε_C —Compressive strain; ε_R —Residual strain; COPV—Composite overwrapped pressure vessel; BP—Bucky paper

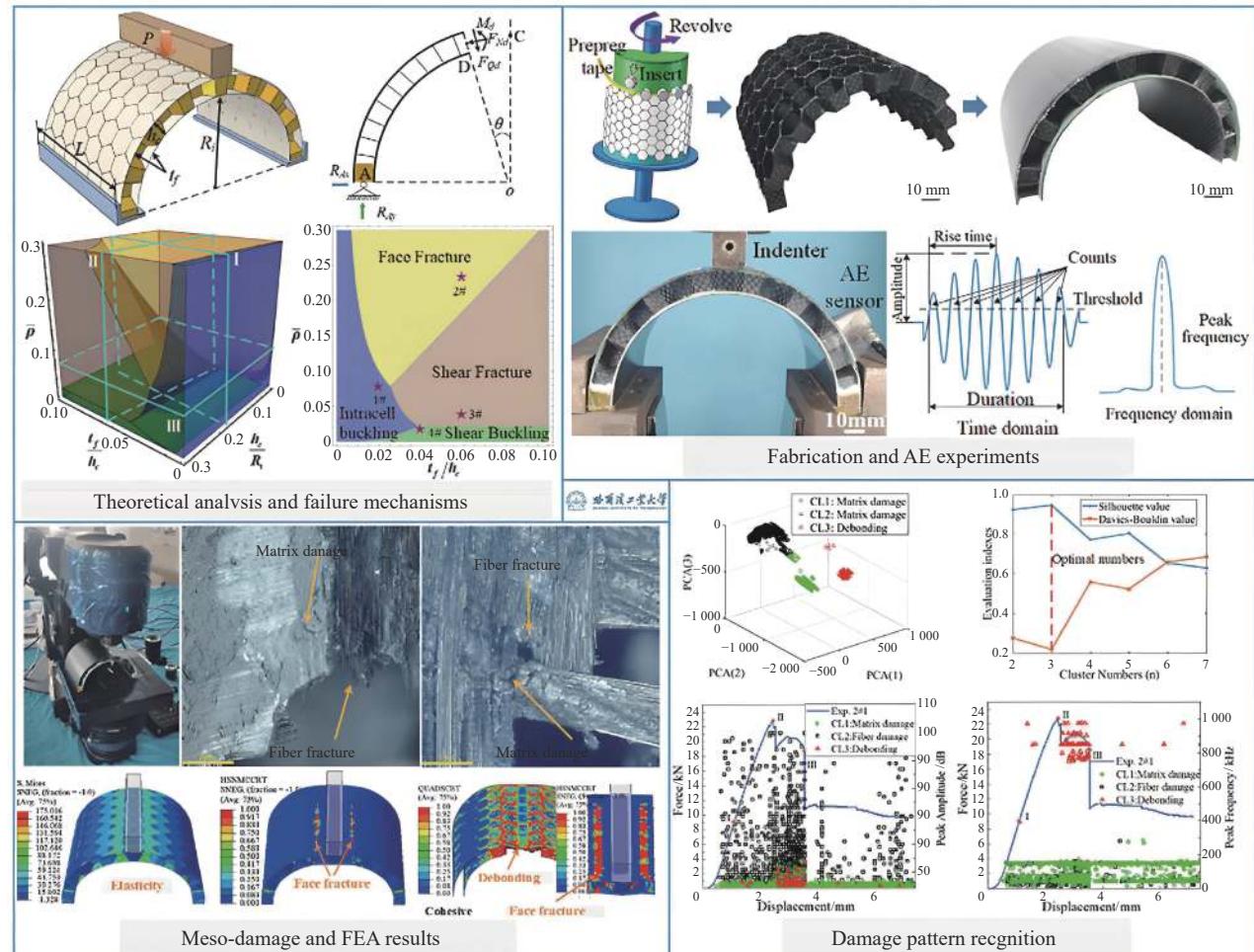
图 16 复合材料包覆压力容器传感器结构^[101]

Fig. 16 Sensor structure of composite coated pressure vessel^[101]

从上述研究可以发现, 由于液体燃料带来的低温与高压环境, 导致燃料贮箱的 SHM 技术的研究大多集中于低温、内压环境下传感器结构的可靠性、灵敏度以及极端环境下监测数据的处理算法。但是随着复合材料技术的飞速发展, 国外率先开展了燃料贮箱结构的健康监测技术的工程应用, 国内也即将应用于相关工程, 因此对于燃料贮箱结构的健康监测技术, 垂待研究的方面是如何从损伤力学的角度对 SHM 系统所得到的监测结果进行评估分析, 明确损伤来源、损伤形式、损伤演化以及对结构性能的影响从而对结构进行合理的修复与处理, 将燃料贮箱结构的损伤定性评价转为定量评价^[104]。

2.2 热防护结构

热防护 (Thermal protection system, TPS) 结构是航天器结构中极为重要的机构, 对于可重复使用的航天器结构, TPS 结构的完整性以及结构性能状态对于决定了该结构能否完成再入过程并且履行下一次发射任务。未来研制的新型航天器所面临的热环境会更加的复杂严苛, 因此对热防护系统进行结构健康监测以保证航天器的正常运行并且藉此不断改进热防护系统是非常有必要的。



FEA—Finite element analysis; L —Length of the sandwich shell; R_i —Sandwich shell inner radius; t_f —Skin thickness; h_c —Core height; P —Compression load; R_{Ax} —Support reaction force in x direction; R_{Ay} —Support reaction force in y direction; θ —Angle between the cross section and the mid-surface; M_d —Section bending moment; F_{Nd} —Axial force on cross section; F_{Qd} —Cross-sectional shear force; AE—Acoustic Emission; CL1—Matrix damage; CL2—Fiber damage; CL3—Debonding; PCA—Principal component analysis

图 17 采用声发射技术探究燃料贮箱的损伤机制^[103]

Fig. 17 Damage mechanism of fuel tank investigated by acoustic emission technology^[103]

Yang 等^[105]在斯坦福大学开发了一套用于监测 C/C 复合材料为主的 TPS 面板的 SHM 系统, 如图 18 所示, 包括监控螺栓松动和识别外部冲击造成的损伤。他们将该系统在模拟再入环境的声室中进行了测试, 以验证其可行性、生存能力和灵敏度。结果显示, 14 个嵌入 PZT 的传感器垫圈经受住了剧烈的测试, 并成功定位了松动的螺栓。莱特-帕特森空军基地的 Derriso 等^[106]将 SHM 系统集成到 C/C 复合材料的 TPS 面板中, 以监测振动响应对紧固件的损伤。分析数据显示, TPS 面板的振型和共振频率与紧固件扭矩值相关, 振动响应测量有助于确定紧固件是否故障。弗吉尼亚理工大学的 Grisso 等^[107]采用阻抗法进行 TPS 结构的健康监测, 制备了样件并验证了压电传感器的

有效性。他们还讨论了阻抗法对 TPS 结构损伤的灵敏度, 为复杂 TPS 结构的监测提供了新思路。亚利桑那大学的 Kundu 等^[108]研究了导波在陶瓷金属复合 TPS 系统的冲击点预测和分层检测中的应用。他们通过分析无源传感器接收到的导波信号的到达时间来定位冲击点, 并通过调整激励频率来产生适合检测分层缺陷的导波模式, 强调了导波在 TPS 结构健康监测中的重要性。澳大利亚联邦科学与工业研究组织的 Hoschke 等^[109]结合了压电声发射传感器网络和光线布拉格光栅传感器网络, 以检测、定位冲击并评估其对 TPS 结构的影响。他们通过测量 TPS 材料的弹性特性来确定声发射传感网络的设计和位置, 并讨论了光纤光栅传感器交换网络的可行性, 为集成多种 SHM 技

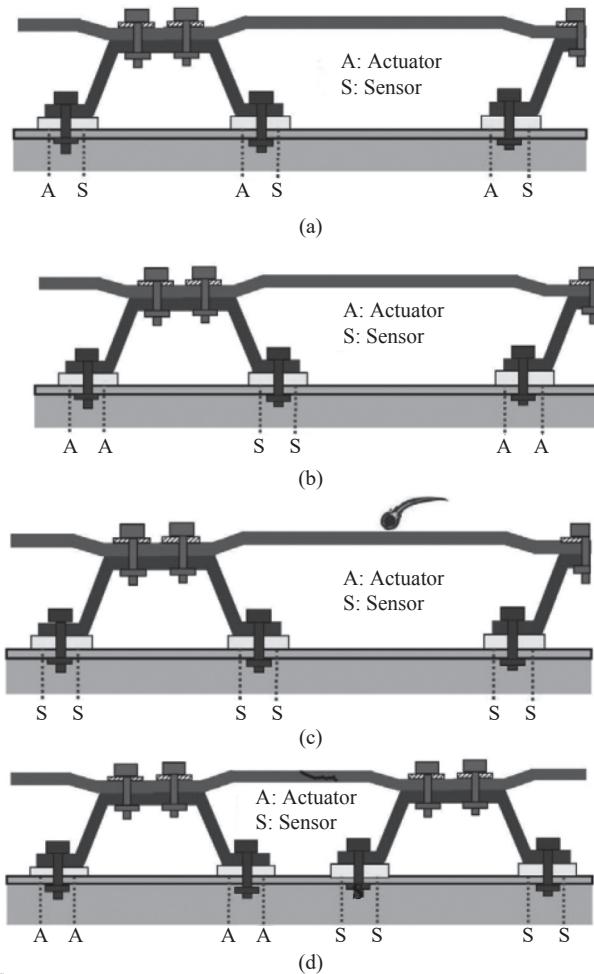
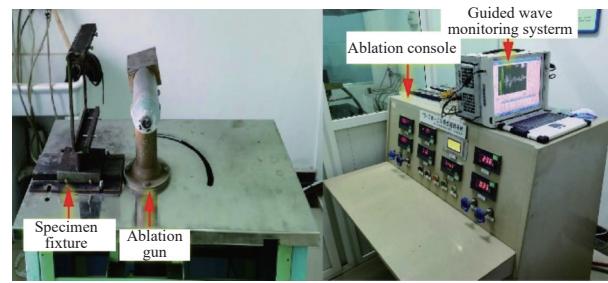
图 18 热防护 (TPS) 结构分级健康监测系统^[105]

Fig. 18 Thermal protection system (TPS) structure graded health monitoring system^[105]

术提供了新的技术路径。

国内方面,南京航空航天大学的张超等^[110]通过实验比较不同状态下 Lamb 波信号特征差异,发现 PZT 感应的 Lamb 波能够反映出 C/SiC 复合材料在 20℃ 至 150℃ 温度范围内因暴露于高温而导致的结构完整性改变。结果显示,随着温度升高,从传感器收集到的 Lamb 波信号幅值有所降低,并且相位速度略有减小。南京航空航天大学的郑辉等^[111]针对 C/C 结构的高温气流损伤问题,提出并验证了一种基于导波的 TPS 真实损伤监测方法,装置如图 19 所示。结果显示,损伤后 TPS 上导波的幅值和波速有显著变化,通过量化这些变化,可以反映出 TPS 的损伤程度。这为 TPS 导波监测理论研究提供了依据。

目前对于航天器复合材料 TPS 结构的 SHM 技术研究多数处于实验室研究阶段,可以看出,热防护结构面临的工况复杂且多变,高温、冲击、

图 19 TPS 结构高温气流损伤导波监测平台^[111]Fig. 19 TPS structure guided wave monitoring platform for high temperature airflow damage^[111]

连接失效等问题之间相互耦合、关联,导致 TPS 结构的健康监测技术研究更趋向于极端环境下的稳定精确监测以及针对热载荷下的冲击损伤监测,因此国内外的研究者们对于热防护结构的健康监测技术的研究重心仍旧集中于温度补偿、极端环境下的数据传输以及极端环境数据结果处理算法等方面,研究者将目光放在 SHM 结果的力学评估上面的情况并不多见,尤其是对于热防护结构,将热力学原理与 SHM 技术结合是未来结构健康监测技术评估方法发展的路径之一。

2.3 发动机结构

在航天器结构中,液体燃料相关结构的密封性与稳定性至关重要,除了燃料贮箱以外,发动机结构的健康监测也是航天器 SHM 中的重要的一环。国际上有许多重大的航天事故都是由于发动机出现问题导致的,例如 1968 年美国挑战者号事故就是由于助推器零件在低温下失灵导致的;2003 年巴西研制的火箭 VLS-1 的发动机熄火引发爆炸,导致 21 人死亡;2023 年日本固体运载火箭 Epsilon-S 火箭的发动机因结构损伤导致了大爆炸。因此,需要对航天器结构中发动机结构进行 SHM 技术以及相关系统的设计进行研究。为了满足航空航天运载器不断提升的性能要求,许多国家都将发动机壳体结构的材料由传统金属材料向先进复合材料以实现结构减重,而复合材料的损伤隐蔽且复杂,对于运行中的航天发动机结构是致命的,因此对于发动机壳体结构进行实时的结构健康监测也是航天复合材料 SHM 技术研究的重要一环。

NASA 在 1994 年^[112]开展了针对火箭发动机复合材料壳体受到冲击情况下的损伤监测研究,采用了声发射技术定位损伤位置,并且通过有限元模型成功确定了不同壁厚下壳体受到冲击后所产

生的失效模式，然而该测试仅在样品级结构中进行了测试，难以推导至大型结构中，并且监测技术仅用来定位损伤，具体的损伤分析则是采用了另一套程序，不具备实时性。日本 IHI 检测与仪器有限公司的中岛朋夫等^[13]在 2013 年采用 FBG 传感器对固体火箭发动机复合材料壳体结构进行了应变监测以及声发射监测方面的研究，该研究采用了多个 FBG 传感器协作监测，成功将监测系统的应变测试范围提高至 1%，声发射频率范围增加至 100 kHz，然而该研究的主要重点仍在提高传感器的可靠性，对于所监测的损伤的模式分析以及其对结构性能影响的评估尚未考虑。印度国立理工学院的 Srivastava 等^[14]采用压电传感器与声发射技术对在压力环境下固体火箭发动机的复合材料壳体进行了健康监测，成功提高了对于结构的形变及应变水平的监测精确度，并且一定程度上从监测结果中分析出了结构损伤的模式与成因，但对于损伤结果的后续力学评估不足，对于后续的拓展应用比较不利。

国内方面，北京工业大学的张芸山等^[15]设计了一种飞秒光栅阵列光纤传感器，突破了现有的光纤传感器植入技术，一定程度上解决了应力集中对于传感器测量的影响，提高了监测精度。Chang 等^[16]采用了嵌入式 FBG 传感器网络对固体火箭发动机复合材料壳体结构的分层损伤进行了监测，结果表明嵌入式 FBG 传感器网络在监测复合材料壳体损伤方面具有较高的精确度以及发展潜力，但对于损伤模式甄别、损伤结构后续力学性能评估方面尚未考虑。Li 等^[17]也对嵌入发动机复合材料壳体中的光纤传感器的准确性与可靠性进行了研究，结果表明嵌入式光纤传感器的测量结果的非线性与重复性分别为 1.95% 和 1.84%，具有应用潜力，然而研究停滞在精确定损并未进行损伤评估。

随着复合材料壳体结构在火箭发动机结构中的研究应用逐渐增加，相关的 SHM 技术的研究也得到了长足的发展。国外对于发动机结构的复合材料壳体健康监测的研究起步较早，并且具有一定的大型工程应用经验，国内的研究多数仍停留在实验室规模。并且随着研究的深入，嵌入式的健康监测传感器系统逐渐成为了研究的主流，目前国内外的研究者们仍旧将重点放在了提高传感器监测系统的监测范围、可靠性以及精确度方面，

对于监测系统得到的结果评估也大多从数据角度出发，从力学角度去评估 SHM 的结果的研究并不多见，对于发动机结构损伤的起因以及后续处理方式尚不明确，亟待研究者们关注。

2.4 其他典型结构

随着复合材料技术的不断发展，航天器结构中的复合材料结构占比愈发增加，除却燃料贮箱结构、热防护结构以及发动机结构等较为典型的结构，卫星的承力筒结构以及连接结构、航天器密闭结构、航天飞机的机翼前缘结构等均存在应用复合材料的情况。这些结构对于航天器结构的功能性与完整性的影响不容小觑，因此对这些结构开展 SHM 技术的相关研究是必要的。

哥伦比亚号航天飞机的机翼前缘采用了增强型碳基复合材料板与金属蜂窝结构组合的形式，2003 年，哥伦比亚号机翼前缘受到冲击并损坏导致了爆炸。在哥伦比亚号航天飞机事故后，NASA 开发了一种基于声发射技术的机翼前缘碰撞检测系统 (Wing leading edge impact detection system, WLEIDS)^[18]，用于探测空间冰块、微小星体和轨道碎片的撞击，并辅助航天员做出关键决策，如图 20 所示。该系统包括翼腔、机翼前缘和机翼边缘的传感器单元组以及主控系统。为验证系统可行性，进行了锤击实验、弹道冲击试验、超高速冲击试验和轨道碎片冲击的仿真模拟分析。

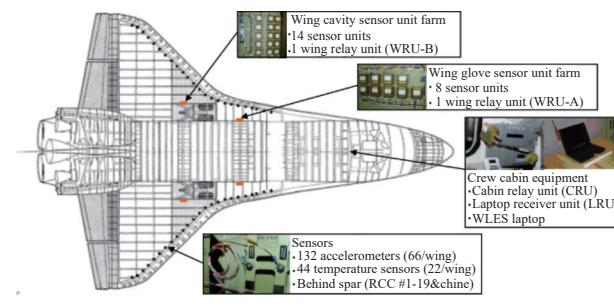


图 20 机翼前缘碰撞检测系统示意图^[18]

Fig. 20 Schematic diagram of wing leading edge collision detection system^[18]

2010 年，美国空军研究实验室的 Reynolds 等^[19]针对卫星结构中连接复合材料夹芯板的螺栓松动问题进行了研究，采用了导波监测技术对松动的螺栓进行定位，误差在 3 cm 内，并且能够对螺栓扭矩进行量化，同时将量化的扭矩与损坏位置的损伤参数联系了起来。2024 年，意大利航空航天研究中心的 Totaro 等^[20]将光纤传感器嵌入了

CFRP 网格承力筒内用以验证光纤传感器在卫星承力筒结构中应用的可能性, 结果表明, 嵌入到旋转肋中心的光纤传感器能够较为精确地传递结构的应变信息, 并且在肋条扭转变形方面具有较为优异的灵敏度。

除了声发射技术以外, 国内研究者们也开发出了基于导波的撞击监测技术。北京空间飞行器总体设计部的王晓宇等^[121]针对航天器密闭结构在轨运行时易受冲击导致结构损伤的问题, 利用基于超声导波的结构健康监测技术开发了能够感知空间碎片冲击的系统, 同时设计了基于信号互相关分析的算法用于确定冲击位置, 并且在实验室环境中验证了该监测系统的可行性。2023 年南京航空航天大学的陈健等^[122]提出了一种基于数字孪生和主动导波监测的裂纹扩展寿命预测方法。该方法结合了 SHM 技术和断裂力学原理, 有效地评估了结构的剩余力学性能和损伤情况, 并准确地预测了结构的剩余寿命。实验验证表明, 该方法的最大误差小于 5%。

目前, 国内外对于航天器其他典型 SHM 的研究多数仍集中在监测系统的可行性和可靠性以及精确性方面, 并且随着计算机技术的不断发展, 类似机器学习、数字孪生等新技术也被应用在 SHM 系统中。然而, 国内外的研究者们对于其他典型结构的 SHM 的评估大多数停留在数据结果方面, 将力学理论以及评估方法与监测结果结合的研究并不多见, 导致难以对结构健康状态以及性能情况进行更加合理准确的掌握。

2.5 小结

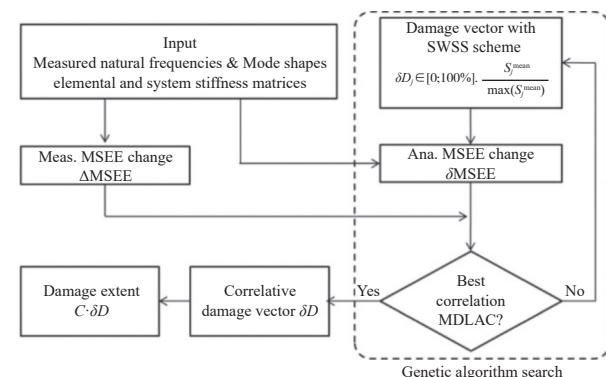
综上所述, SHM 技术在航天复合材料结构中的应用研究多数集中燃料贮箱结构、热防护结构、发动机结构等对损伤较为敏感的结构, 这些结构的健康状态对于整个航天飞行器结构的安全运行状态具有重大影响, 因此也成为了国内外研究者们关于航天复合材料结构 SHM 技术研究的重点, 并且随着复合材料技术以及 SHM 技术的发展, 关于航天复合材料结构的 SHM 技术也逐渐辐射至其他航天复合材料结构中, 如卫星网格承力筒、航天飞机机翼前缘以及航天复合材料连接结构等。目前关于 SHM 技术在航天复合材料结构的研究多数集中于可靠性、敏感性以及高效性等方面, 评估方法也多数基于数据技术, 需要结合力学模型, 提出新的评估方法, 提高 SHM 技术监测结果的可

信度以及分析程度。

3 航天结构 SHM 技术评估方法研究应用

在采用 SHM 技术监测典型的航天飞行器复合材料结构的过程中, 传感器作为 SHM 技术网络的重要一环, 在感知损伤方面起到了决定性的作用。然而, 传感器所传递的信息往往并非直观的, 如光信号、电信号、波动信号等, 需要采用一定的评估方法对数据进行处理分析, 将其转化为实际的结构损伤信息, 并且根据指标进行评估和判断。

航天复合材料飞行器结构的 SHM 技术的评估方法众多, 常见的有基于响应的方法、基于可靠性的方法、特征提取方法、计算机视觉以及机器学习等^[123]。基于响应的方法主要依赖于结构的响应结果, 通过接收并分析结构在工作时所产生的各种响应来分析结构的工作状态与生命周期。该方法的核心在于, 结构的物理特性(如质量、刚度)的变化会影响其力学特性(如应变、频率、振型、阻尼), 因此, 通过监测这些响应的变化, 可以推断出结构的健康状况。该方法常选择分析的响应有位移、应变、惯性、阻尼、刚度、频率、振型、模态曲率、应变能等。昆士兰科技大学的 Nguyen 等^[124]提出了一种利用从实验模态信息中直接估计的模态应变能与特征值之比变化的相关方法, 方法流程如图 21 所示, 该方法采用结合遗传算法的灵敏度加权搜索空间方案, 克服了导致误检测误差的不稳定性问题。结果表明, 改进后的方法对复杂桁架结构的损伤定位和评估是有效的。



MSEE—Sodal strain energy to eigenvalue; SWSS—Sensitivity-weighted search space

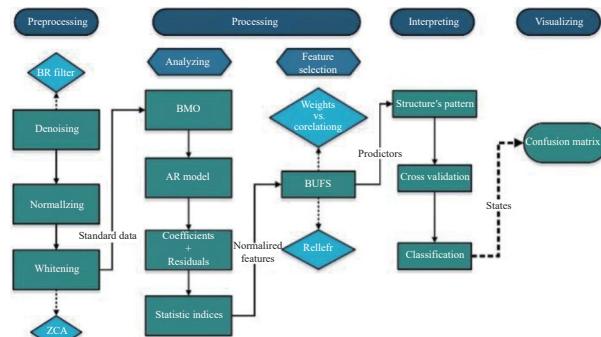
图 21 损坏识别方法示意图^[124]

Fig. 21 Damage identification method diagram^[124]

基于可靠性的方法是一种概率方法, 工程师们一直倾向于使用 SHM 来优化基于结构剩余使用

寿命的维护成本。然而, 目前的程序中存在许多不确定因素。因此, 为了考虑这些不确定性, 采用基于可靠性的方法来克服现有的差距。许多研究人员已经开发出基于可靠性的方法, 作为一种定量工具来扫描结构的健康状态, 以防止恶化或损坏, 例如昆士兰科技大学的 Jamali 等^[125]就采用了非线性分析的方法, 开发了一种基于可靠性的 SHM 评估方法, 用于分析结构的老化问题, 结果表明, SHM 技术与可靠性方法和非线性有限元方法相结合时, 结构的评估的准确性大大提高。

特征提取方法指的是采用信息处理技术从测量信号的时域、频域和时频域中提取所需的结构特征信息, 从而分析结构的工作状况从而及时更新使用策略。例如, 伊朗花剌子米大学的 Gharehbaghi 等^[126]使用 AR 时间序列以及能够选择敏感的不相关特征的稳健算法。随后, 他们建立了一个模式, 然后将其用于超级向量机 (Super vector machine, SVM) 算法, 以在分析模型中对不同的劣化情况进行分类, 流程如图 22 所示。按照这种方法, 他们可以定位和定性环境变量的影响下的恶化, 例如高噪音和操作错误。



IIR—Infinite-duration impulse response; ZCA—Zero-phase component analysis; BMO—Best model order; AR—Autoregressive; BUFS—Best-uncorrelated features selection

图 22 结构劣化监测流程图^[126]

Fig. 22 Flow chart of structural deterioration detection^[126]

计算机视觉是因人工智能而发展出来的方法, 研究者们试图通过将计算机和机器配对, 从数字数据(包括图像或视频)中获取信息。该方法的最终目标是自动将图像或视频数据转换为可推断的信息。计算机视觉由视觉系统、计算机和图像处理软件平台组成, 如图 23 所示。

普渡大学的 Chen 等^[127]提出了一种像素级的裂缝监测方法。在该研究中, 明确利用裂纹的旋转不变性特征, 建立了一个称为 ARF-Crack 的旋

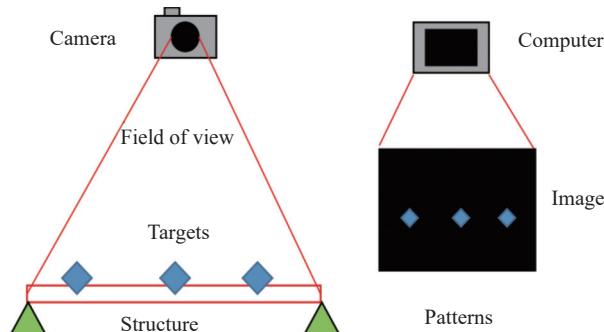


图 23 计算机视觉 SHM 示意图^[123]

Fig. 23 Schematic of computer vision SHM^[123]

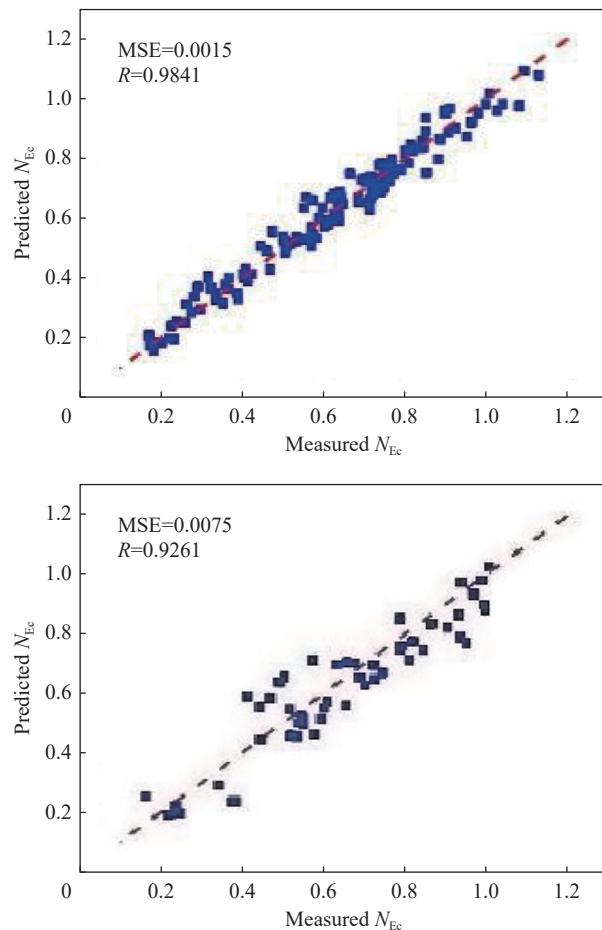
转不变性全卷积网络 (Fully convolutional network, FCN)。采用并改进了用于像素级裂纹监测的 FCN 架构 DeepCrack, 利用主动旋转滤波器 (Active rotation filters, ARFs) 将旋转不变性特征编码到网络中。

机器学习是一种较为先进的基于数据驱动的方法, 该方法利用从受监控结构获得的信息来揭示反映系统状态的特征, 而无需了解结构的物理属性。基于数据驱动的方法在以下情况下很实用:

- (1) 有足够数量的传感器可用;
- (2) SHM 项目中的计算操作成本高昂;
- (3) 结构的物理特性未知或建模复杂。

机器学习方法被应用于从测量数据中提取的特征, 以对从传感器获得的结构模式进行分类和预测。监督、半监督和无监督是此范围内不同学习方案的类别。机器学习范围内考虑了 3 个主要问题, 即分类、回归和密度估计。悉尼科技大学的 Yu 等^[128]采用了 5 种不同的机器学习技术, 即 SVM、人工神经网络 (ANN)、自适应神经模糊推理系统、回归树模型 M5P 和遗传表达式编程来量化材料与结构内部变化引起的水泥基体材料的弹性模量退化 N_{Ec} 。如图 24 所示, 研究表明, 该研究提出的方法在广泛的统计指标上优于 3 种常用的实证模型。

在航天复合材料结构中, 复合材料因组成元素复杂多样, 内部微结构情况繁杂导致其损伤形式、失效机制以及损伤演化会更加复杂。如图 25 所示, 常见的损伤分为层内损伤和层间损伤: 层内损伤包括基体断裂、纤维拉伸断裂、纤维压缩屈曲以及纤维基体间界面失效; 层间损伤主要是相邻铺层之间的界面失效损伤, 即分层损伤。复合材料结构在外部载荷作用下, 微观尺度上会产生各种形式的损伤, 例如基体内部微裂纹、界面



MSE—Mean-square error; R—Correlation coefficients; N_{Ec} —Elastic modulus degradation of concrete

图 24 实际弹性模量退化与人工神经网络模型预测结果的比较^[128]

Fig. 24 Comparisons between real elastic modulus degradations and the results predicted from the artificial neural network model^[128]

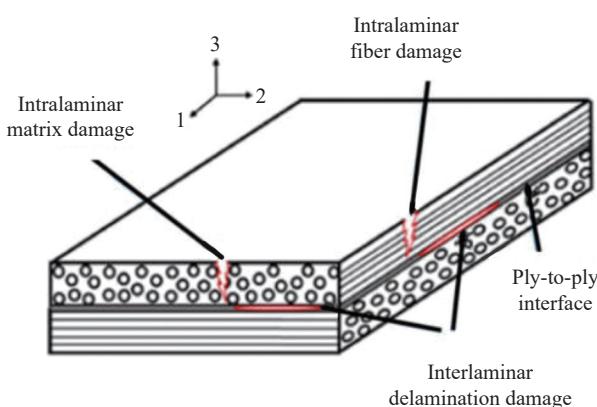


图 25 复合材料的损伤模式示意图^[129]

Fig. 25 Schematic diagram of damage mode of composite materials^[129]
之间脱胶、铺层之间的微裂纹等等, 这些损伤逐渐发展演化将会导致宏观裂纹直至结构失效, 而且各损伤之间并无绝对联系, 因此导致复合材料的各个损伤模式会出现相互耦合以及相互影响的

情况, 导致了复合材料损伤分析极为复杂^[129]。这也就导致了各类结构健康监测方法在判断复合材料内部损伤时遇到了极大的困难, 不仅要排除航天复杂环境所带来的外部影响, 还要分辨内部损伤之间耦合所带来的内部干扰。以声发射技术为例, Fotouhi 等^[130-132]通过研究发现频率特征可以用来区分不同的复合材料损伤模式。de Groot 等^[76]对于 CFRP 进行了测试, 得出了不同损伤类型的频率: 基体开裂 (90~180 Hz)、纤维拉出 (180~240 Hz)、界面脱胶 (240~310 Hz)、纤维断裂 (>300 Hz)。然而, 目前现有的模式识别方法无法将信号分为几类, 对于复合材料的损伤模式仅能识别出当前的主要损伤形式, 对于一些潜在的损伤形式难以识别, 并且对于损伤机理的识别流程涵盖方面虽广, 但是各流程之间难以整合, 甚至需要大规模的人为干预来完成整个流程的识别^[133]。同理, 对于如光纤传感监测技术、超声导波监测技术, 通过信号特征分辨损伤类型、量化损伤情况并分析其对结构性能的影响也是目前需要研究的重点^[134]。因此, 结合力学原理的信号识别技术和数据分析技术是目前航天复合材料结构健康监测技术的重要发展方向之一。

随着信号处理方法以及数据处理技术的飞速发展, SHM 技术的评估方法逐渐多样化, 例如计算机视觉、机器学习、数字孪生等等, 然而多数新型技术等囿于流程复杂、分辨率限制、模型优化困难等问题而导致难以实际应用, 仍处于实验室规模; 而较为成熟的基于响应的方法、基于可靠性的方法等虽然能够实际应用, 但是随着监测的结构愈发复杂, 这些方法的分析模型也愈发庞大, 所占用的资源和产生的数据也愈发庞大, 逐渐无法适用于日新月异的航天飞行器结构中。目前对于 SHM 技术的评估方法研究大多数从数据技术角度出发, 评估的重点集中于损伤的定性分析, 针对从力学角度出发对监测结果的评估较为少见, 例如对损伤位置、损伤规模以及部分损伤模式, 对于结构的详细损伤模式、损伤起源、损伤演化、损伤后结构的力学性能情况等的评估。力学的评估方法对于结构健康情况的分析以及结构后续针对损伤的处理方案具有重要意义。当前国内的研究针对于 SHM 结果的力学评估方式的研究暂未对航天复合材料结构以及相关 SHM 技术进行全范围的覆盖, 并且缺少实际工程应用方面的研究, 亟待研究者们深入探讨与研究。

4 航天复合材料结构 SHM 技术的展望

随着传感器技术、智能材料与结构、数据融合与处理等技术不断发展, SHM 技术的应用也逐渐广泛。在航空航天领域, 由于结构形式以及涉及到的因素过于复杂, SHM 技术的研究工作仍旧集中在原理验证、系统开发和工程转化上。由于结构、材料以及环境等因素的特殊性, 航空航天领域的 SHM 技术想要进行广泛地应用于实际工程之中还需要进行更多的研究, 例如:

(1) 传感器技术的创新: 传感器是 SHM 技术的核心组成部分, 其性能、稳定性、灵敏度、可靠性、成本等都直接影响着监测效果和效率。因此, 开发新型的传感器技术, 如基于纳米材料、智能材料、无线技术、微机电系统技术等的传感器, 是 SHM 技术的重要发展方向。新型传感器技术可以提高监测精度、降低监测成本、增强监测范围和适应性, 实现对飞行器结构的全面、实时、连续的监测;

(2) 数据处理技术的优化: 数据处理技术是 SHM 技术的关键环节, 其目的是从传感器采集的海量数据中提取有效的特征信息, 以实现对结构的损伤检测、定位、识别、评估和预测。因此, 优化数据处理技术, 如基于信号处理、图像处理、机器学习、人工智能、大数据分析等的数据处理技术, 是 SHM 技术的重要发展方向。优化的数据处理技术可以提高监测准确性、降低监测误差、增强监测智能性, 实现对飞行器结构的快速、准确、自动的监测;

(3) 系统集成技术的完善: 系统集成技术是 SHM 技术的支撑环节, 其目的是将传感器、数据处理、通讯、控制等各个子系统有效地集成成为一个完整的监测系统, 以实现对飞行器结构的全方位的监测和管理。因此, 完善系统集成技术, 如基于模块化、标准化、网络化、云计算等的系统集成技术, 是 SHM 技术的重要发展方向。完善的系统集成技术可以提高监测系统的可靠性、兼容性、扩展性、灵活性, 实现对飞行器结构的高效、可持续的监测和管理;

(4) 融合设计技术的发展: 融合设计技术是 SHM 技术的前沿领域, 其目的是将 SHM 技术与飞行器结构设计相结合, 以实现结构与监测的一体化和协同化。因此, 发展融合设计技术, 如基于多学科优化、多功能材料、多尺度建模等的融

合设计技术, 是 SHM 技术的重要发展方向。发展的融合设计技术可以提高飞行器结构的性能、效率、寿命, 实现对飞行器结构的优化、自适应、自修复的监测和控制;

(5) SHM 结果的力学评估方法: 目前面对航天结构的 SHM 技术结果的评估方法多数以数据技术为主, 集中于损伤监测结果的处理难度和准确度, 然而对于监测结果代表何种结构的性能变化尚未有完整系统的评估方法。因此, 需要从力学的角度出发, 将力学理论融入进 SHM 评价系统中, 形成一套合理且完整的 SHM 结果评估方法, 对于后续可重复使用航天结构、航天结构的视情维修以及航天器自修复结构的发展具有重要意义。

随着 SHM 技术在航空结构上的不断应用以及航天结构 SHM 系统在轨实验的不断展开, SHM 技术在航空航天领域的重要性正在不断攀升, 随着研究的不断深入, SHM 技术将是推动航空航天复合材料结构走向智能化的重要力量。

5 结束语

随着复合材料结构大量出现在航空航天工程结构中, 关于航空航天复合材料结构的健康状态监测的需求也愈发迫切。

本文综述了航空航天复合材料结构中结构健康监测 (SHM) 技术的方法原理、研究进展以及应用情况, 先以技术类型的角度出发, 综述了航空结构中常见的 SHM 技术: 光纤传感监测技术、基于超声导波的监测技术、声发射监测技术以及机电阻抗监测技术, 随后又以结构的角度出发, 综述了 SHM 技术在航天结构中的研究以及应用情况, 然后分析总结了常见的几种 SHM 技术评估方法及研究情况, 最后分别从多学科交叉融合以及工程应用的角度讨论了航空航天复合材料 SHM 技术的发展趋势, 并且对未来研究方向进行了展望。本文旨在引起学术界及工业界对于航空航天复合材料 SHM 技术的重视, 推动 SHM 技术由实验室研究阶段迈入工程应用阶段, 促进我国对航空航天结构尤其是航天器结构的健康监测技术的进一步研究。

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.
DU Shanyi. Advanced composite materials and aerospace

- engineering[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2007, 24(1): 1-12(in Chinese).
- [2] RANA S, FANGUEIRO R. Advanced composites in aerospace engineering[M]//Advanced composite materials for aerospace engineering. Cambridge: Woodhead Publishing, 2016: 1-15.
- [3] ZHANG J, LIN G, VAIDYA U, et al. Past, present and future prospective of global carbon fibre composite developments and applications[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2023, 250: 110463.
- [4] 杨智勇, 张东, 顾春辉, 等. 国外空天往返飞行器用先进树脂基复合材料研究与应用进展 [J]. *复合材料学报*, 2022, 39(7): 3029-3043.
- YANG Zhiyong, ZHANG Dong, GU Chunhui, et al. Research and application of advanced resin matrix composites for aerospace shuttle vehicles abroad[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2022, 39(7): 3029-3043(in Chinese).
- [5] 谷雨. 碳纤维增强聚合物复合材料在航空航天领域的研究进展 [J]. *冶金与材料*, 2023, 43(7): 118-120.
- GU Yu. Research progress of carbon fiber reinforced polymer composites in aerospace field[J]. *Metallurgy and Materials*, 2023, 43(7): 118-120(in Chinese).
- [6] MUSK E. Making humans a multi-planetary species[J]. *New Space*, 2017, 5(2): 46-61.
- [7] 赵云峰, 潘玲英. 航天先进结构复合材料及制造技术研究进展 [J]. *宇航材料工艺*, 2021, 51(4): 29-36.
- ZHAO Yunfeng, PAN Lingying. Research progress of aerospace advanced polymer matrix composites and manufacturing technology[J]. *Aerospace Materials & Technology*, 2021, 51(4): 29-36(in Chinese).
- [8] 周苑生. 先进复合材料在航空航天领域的应用 [J]. *中国新技术新产品*, 2018(3): 129-130.
- ZHOU Yuansheng. Application of advanced composite materials in aerospace field[J]. *China New Technology and New Products*, 2018(3): 129-130(in Chinese).
- [9] 熊健, 李志彬, 刘惠彬, 等. 航空航天轻质复合材料壳体结构研究进展 [J]. *复合材料学报*, 2021, 38(6): 1629-1650.
- XIONG Jian, LI Zhibin, LIU Huibin, et al. Advances in aerospace lightweight composite shell structure[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2021, 38(6): 1629-1650(in Chinese).
- [10] SONI R, VERMA R, GARG R K, et al. A critical review of recent advances in the aerospace materials[J]. *Materials Today: Proceedings*, 2023[2024-01-18]. <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2214785323043663>.
- [11] 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.
- WANG Yishou, QING Xinlin. Progress on study of structural health monitoring technology for composite joints[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2016, 33(1): 1-16(in Chinese).
- [12] 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.
- ZHANG Chenwei, ZHANG Boming. Application and key technologies of composite tank in cryogenic propulsion system of spacecraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(10): 2747-2755(in Chinese).
- [13] 中国载人航天工程办公室. 附录六: NASA 发布 SpaceX CRS-7 故障调查报告 [EB/OL]. (2019-04-08)[2024-05-17]. https://www.cmse.gov.cn/dmt/cbw/zrhtndbg/202004/t20200427_46306.html.
- China Manned Space Engineering Office. Appendix VI: NASA issues SpaceX CRS-7 fault investigation report [EB/OL]. (2019-04-08)[2024-05-17]. https://www.cmse.gov.cn/dmt/cbw/zrhtndbg/202004/t20200427_46306.html(in Chinese).
- [14] 龙雪丹. SpaceX 公司公布法尔肯 9 爆炸调查结果 [J]. *航天制造技术*, 2017(1): 70-71.
- LONG Xuedan. SpaceX released the results of the Falcon 9 explosion investigation[J]. *Aerospace Manufacturing Technology*, 2017(1): 70-71(in Chinese).
- [15] 武湛君, 渠晓溪, 高东岳, 等. 航空航天复合材料结构健康监测技术研究进展 [J]. *航空制造技术*, 2016(15): 92-102, 109.
- WU Zhanjun, QU Xiaoxi, GAO Dongyue, et al. Research progress of structural health monitoring technology for aerospace composites[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2016(15): 92-102, 109(in Chinese).
- [16] BROER A A R, BENEDICTUS R, ZAROUCHAS D. The need for multi-sensor data fusion in structural health monitoring of composite aircraft structures[J]. *Aerospace*, 2022, 9(4): 183.
- [17] TOWSYFYAN H, BIGURI A, BOARDMAN R, et al. Successes and challenges in non-destructive testing of aircraft composite structures[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(3): 771-791.
- [18] FARRAR C R, WORDEN K. An introduction to structural health monitoring[J]. *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 2007, 365(1851): 303-315.
- [19] 张卫方, 何晶靖, 阳劲松, 等. 面向飞行器结构的健康监控技术研究现状 [J]. *航空制造技术*, 2017(19): 38-47.
- ZHANG Weifang, HE Jingjing, YANG Jinsong, et al. Research status of health monitoring technology for aircraft structure[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2017(19): 38-47(in Chinese).
- [20] QING X, LI W, WANG Y, et al. Piezoelectric transducer-based structural health monitoring for aircraft applications[J]. *Sensors*, 2019, 19(3): 545.
- [21] 穆鹏飞, 李忠剑, 戴喜妹. 飞机结构健康监测技术 [J]. *民用飞机设计与研究*, 2020(3): 35-41.
- MU Tengfei, LI Zhongjian, DAI Ximei. Aircraft structural health monitoring technology[J]. *Civil Aircraft Design*

- and Research, 2020(3): 35-41(in Chinese).
- [22] SPECKMANN H, BROUSSET C. Structural health monitoring (SHM) a future alternative to conventional NDT[C]//49th Annual NDT Forum-Fort Worth, Texas. Cologne: European Union Aviation Safety Agency, 2006: 17-19.
- [23] BOLLER C, BUDERATH M. Fatigue in aerostructures—Where structural health monitoring can contribute to a complex subject[J]. *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 2007, 365(1851): 561-587.
- [24] 孙侠生, 肖迎春. 飞机结构健康监测技术的机遇与挑战 [J]. *航空学报*, 2014, 35(12): 3199-3212.
- SUN Xiasheng, XIAO Yingchun. Opportunities and challenges of aircraft structural health monitoring technology[J]. *Journal of Aeronautics and Astronautics*, 2014, 35(12): 3199-3212(in Chinese).
- [25] 袁梅, 鲍鹏宇, 付重, 等. 飞机结构健康监测技术及传感器网络 [J]. *航空制造技术*, 2008(22): 44-48.
- YUAN Mei, BAO Pengyu, FU Zhong et al. Aircraft structural health monitoring technology and sensor networks[J]. *Aviation Manufacturing Technology*, 2008(22): 44-48(in Chinese).
- [26] 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, 27(5): 517-526.
- QING Xinlin, WANG Yishou, ZHAO Lin. Structural health monitoring technology and its application in the aerospace field[J]. *Experimental Mechanics*, 2012, 27(5): 517-526(in Chinese).
- [27] DUBINSKII S V, ZICHENKOV M C, ZHARENOV I A. Safety provision for composite structures in aviation: Today and tomorrow[J]. *Journal of Machinery Manufacture and Reliability*, 2020, 49: 920-931.
- CHERNYSHEV S L, KOLESNIKOV V I, VERMEL V D, et al. Diagnostics of dissipative characteristics of friction damper[C]//IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. Bristol: IOP Publishing, 2020, 996(1): 012009.
- [29] QIU L, YUAN S, WANG Q, et al. Design and experiment of PZT network-based structural health monitoring scanning system[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2009, 22(5): 505-512.
- [30] 杨宇, 王彬文, 祁小凤. 面向全尺寸民机结构疲劳试验的声发射监测技术 [J]. *航空学报*, 2022, 43(6): 248-260.
- YANG Yu, WANG Binwen, QI Xiaofeng. Acoustic emission monitoring technology for full-scale fatigue testing of civil aircraft structures[J]. *Journal of Aeronautics*, 2022, 43(6): 248-260(in Chinese).
- [31] JIANG J, SONG L, LIU T, et al. Performance characterization of fiber Bragg grating thermal response in space vacuum thermal environment[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2013, 84(12): 123107.
- [32] Society of Automotive Engineers. Guidelines for implementation of structural health monitoring on fixed wing aircraft: ARP6461[S]. Warrendale, PA: Society of Automotive Engineers, 2013.
- [33] GÜEMES A, FERNANDEZ-LOPEZ A, POZO A R, et al. Structural health monitoring for advanced composite structures: A review[J]. *Journal of Composites Science*, 2020, 4(1): 13.
- [34] 祝诗平, 张星霞. 传感器与检测技术 [M]. 北京: 中国林业出版社, 2006: 181-186.
- ZHU Shiping, ZHANG Xingxia. Sensor and detection technology[M]. Beijing: China Forestry Publishing House, 2006: 181-186(in Chinese).
- [35] 王文娟, 薛景峰, 张梦杰. 光纤传感在飞机结构健康监测中的应用进展和展望 [J]. *航空科学技术*, 2020, 31(7): 95-101.
- WANG Wenjuan, XUE Jingfeng, ZHANG Mengjie. Application progress and prospect of optical fiber sensing in aircraft structural health monitoring[J]. *Aeronautical Science and Technology*, 2020, 31(7): 95-101(in Chinese).
- [36] LÓPEZ-HIGUERA J M, COBO L R, INCERA A Q, et al. Fiber optic sensors in structural health monitoring[J]. *Journal of Lightwave Technology*, 2011, 29(4): 587-608.
- [37] DI SANTE R. Fibre optic sensors for structural health monitoring of aircraft composite structures: Recent advances and applications[J]. *Sensors*, 2015, 15(8): 18666-18713.
- [38] READ I J, FOOTE P D. Sea and flight trials of optical fibre Bragg grating strain sensing systems[J]. *Smart Materials and Structures*, 2001, 10(5): 1085.
- [39] KO W L, RICHARDS W L, TRAN V T. Displacement theories for in-flight deformed shape predictions of aerospace structures: NASA/TP-2007-214612[R]. Washington: NASA, 2007.
- [40] GÜEMES A, FERNÁNDEZ-LÓPEZ A, SOLLER B. Optical fiber distributed sensing-physical principles and applications[J]. *Structural Health Monitoring*, 2010, 9(3): 233-245.
- [41] MINAKUCHI S, NAKAMURA T, NADABE T, et al. Damage detection of CFRP bolted joints using embedded optical fibers with BOCDA system[J]. *Japan Society of Aeronautical Space Sciences*, 2011, 59(690): 176-182.
- [42] DI PALMA P, LEONE M, RUSSO M, et al. Bonding quality monitoring of carbon fiber reinforced plastics bonded structures by fiber bragg gratings[J]. *Optics & Laser Technology*, 2023, 161: 109119.
- [43] FALCETELLI F. Qualification of optical fiber sensors for the structural health monitoring of aerospace structures[D]. Bologna: University of Bologna, 2023.
- [44] 芦吉云, 梁大开, 潘晓文. 基于准分布式光纤光栅传感器的机翼盒段载荷监测 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2009, 41(2): 217-221.
- LU Jiyun, LIANG Dakai, PAN Xiaowen. Load monitoring

- of wing box based on quasi-distributed fiber bragg grating sensor[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 41(2): 217-221(in Chinese).
- [45] 杨钰. 光纤传感技术在飞机结构健康监测中的应用研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- YANG Yu. Study on the application of optical fiber sensing technology in aircraft structure health monitoring[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014(in Chinese).
- [46] 王文娟, 宋昊, 吴天, 等. 基于光纤光栅传感器内埋的复合材料加筋板冲击位置识别 [J]. 航空制造技术, 2016(15): 103-109.
- WANG Wenjuan, SONG Hao, WU Tian, et al. Identification of impact position of composite stiffened plate based on fiber Bragg grating sensor[J]. *Aviation Manufacturing Technology*, 2016(15): 103-109(in Chinese).
- [47] TAN Y, CAI L, PENG B, et al. An investigation of structural damage location based on ultrasonic excitation-fiber bragg grating detection[J]. *Advances in Acoustics and Vibration*, 2013, 2013(1): 525603.
- [48] FENG Q, TANG M, OU J. Monolithic multicore fiber based multi-parameter measurement based on spatial-division-multiplex sensing mechanisms[J]. *Measurement*, 2020, 151: 107128.
- [49] 郑跃滨, 武湛君, 雷振坤, 等. 基于超声导波的航空航天结构损伤诊断成像技术研究进展 [J]. 航空制造技术, 2020, 63(18): 24-43.
- ZHENG Yuebin, WU Zhanjun, LEI Zhenkun, et al. Research progress of damage diagnosis and imaging technology of aerospace structures based on ultrasonic guided waves[J]. *Aviation Manufacturing Technology*, 2020, 63(18): 24-43(in Chinese).
- [50] 鲍峤, 邱雷, 袁慎芳. 飞行器结构健康监测中压电-导波成像技术的发展与挑战 [J]. 航空科学技术, 2020, 31(3): 15-33.
- BAO Qiao, QIU Lei, YUAN Shenfang. Development and challenge of piezoelectric-guided wave imaging technology in aircraft structural health monitoring[J]. *Aeronautical Science and Technology*, 2020, 31(3): 15-33(in Chinese).
- [51] LAMB H. On waves in an elastic plate[J]. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Containing Papers of A Mathematical And Physical Character*, 1917, 93(648): 114-128.
- [52] WORLTON D C. Experimental confirmation of Lamb waves at megacycle frequencies[J]. *Journal of Applied Physics*, 1961, 32(6): 967-971.
- [53] ROSE J L. A vision of ultrasonic guided wave inspection potential[C]//Proceedings of the 7th ASME NDE Tropical Conference-2001. San Antonio: Penn State, 2001: 1-22.
- [54] LIN M, CHANG F K. The manufacture of composite structures with a built-in network of piezoceramics[J]. *Composites Science and Technology*, 2002, 62(7-8): 919-939.
- [55] IHN J B, CHANG F K. Pitch-catch active sensing methods in structural health monitoring for aircraft structures[J]. *Structural Health Monitoring*, 2008, 7(1): 5-19.
- [56] HERVIN F, FROMME P. Anisotropy influence on guided wave scattering for composite structure monitoring[J]. *Structural Health Monitoring*, 2023, 22(4): 2626-2640.
- [57] LAMBOUL B, PASSILLY B, ROCHE J M, et al. Impact damage detection in sandwich composite structures using Lamb waves and laser vibrometry[C]//AIP Conference proceedings. College Park: American Institute of Physics, 2013, 1511(1): 1003-1010.
- [58] 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(4): 1061-1067.
- WANG Qiang, YUAN Shenfang. Signal enhancement and damage imaging in active Lamb wave structural health monitoring[J]. *Acta Aeronautica*, 2008(4): 1061-1067(in Chinese).
- [59] GAO D, WANG Y, WU Z, et al. Minimum attenuation frequency selection method for composite tailplane structural health monitoring[C]//6th European Workshop on Structural Health Monitoring, London: Springer Nature, 2012: 1025-1032.
- [60] 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.
- [61] CHEN H, LIU Z, WU B, et al. A technique based on non-linear Hanning-windowed chirplet model and genetic algorithm for parameter estimation of Lamb wave signals[J]. *Ultrasonics*, 2021, 111: 106333.
- [62] GAO X, TIAN Y, JIAO J, et al. Non-destructive measurements of thickness and elastic constants of plate structures based on Lamb waves and particle swarm optimization[J]. *Measurement*, 2022, 204: 111981.
- [63] MITRA M, GOPALAKRISHNAN S. Guided wave based structural health monitoring: A review[J]. *Smart Materials and Structures*, 2016, 25(5): 053001.
- [64] 李小丽, 张海兵, 朱龙翔. 声发射技术在航空维修中的应用进展 [J]. *国防制造技术*, 2017(1): 64-66.
- LI Xiaoli, ZHANG Haibing, ZHU Longxiang. Application progress of acoustic emission technology in aviation maintenance[J]. *Defense Manufacturing Technology*, 2017(1): 64-66(in Chinese).
- [65] ONO K. Review on structural health evaluation with acoustic emission[J]. *Applied Sciences*, 2018, 8(6): 958.
- [66] DAHMENE F, YAACOUBI S, MOUNTASSIR M E L. Acoustic emission of composites structures: story, success, and challenges[J]. *Physics Procedia*, 2015, 70: 599-603.
- [67] GREEN A T, LOCKMAN C S, STEELE R K. Acoustic verification of structural integrity of Polaris chambers[J]. *Modern Plastics*, 1964, 41(11): 137-139.
- [68] HAMSTAD M A. A review: Acoustic emission, a tool for composite-materials studies[J]. *Experimental Mechanics*

- nics, 1986, 26: 7-13.
- [69] POLLOCK A A. Critical AE problems for the researcher [J]. *Journal of Acoustic Emission*, 1990, 9(2): 140-141.
- [70] PROSSER W H. Advanced AE techniques in composite materials research [J]. *Journal of Acoustic Emission*, 1996, 14(3-4): S1-S11.
- [71] ONO K. Acoustic emission in materials research—A review [J]. *Journal of Acoustic Emission*, 2011, 29: 284-308.
- [72] MANTEROLA J, AGUIRRE M, ZURBITU J, et al. Using acoustic emissions (AE) to monitor mode I crack growth in bonded joints [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2020, 224: 106778.
- [73] MUIR C, SWAMINATHAN B, ALMANSOUR A S, et al. Damage mechanism identification in composites via machine learning and acoustic emission [J]. *npj Computational Materials*, 2021, 7(1): 95.
- [74] HOLFORD K M, EATON M J, HENSMAN J J, et al. A new methodology for automating acoustic emission detection of metallic fatigue fractures in highly demanding aerospace environments: An overview [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, 90: 1-11.
- [75] SAEEDIFAR M, ZAROUCHAS D. Damage characterization of laminated composites using acoustic emission: A review [J]. *Composites Part B: Engineering*, 2020, 195: 108039.
- [76] DE GROOT P J, WIJNEN P A M, JANSSEN R B F. Real-time frequency determination of acoustic emission for different fracture mechanisms in carbon/epoxy composites [J]. *Composites Science and Technology*, 1995, 55(4): 405-412.
- [77] DAS S, CHATTOPADHYAY A, ZHOU X. Acoustic based structural health monitoring for composites using optimal sensor placement: analysis and experiments [J]. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2009, 28(1): 83-97.
- [78] FU T, LIU Y, LI Q, et al. Fiber optic acoustic emission sensor and its applications in the structural health monitoring of CFRP materials [J]. *Optics and Lasers in Engineering*, 2009, 47(10): 1056-1062.
- [79] XIAO D, GAO Y. Damage monitoring of carbon fiber reinforced silicon carbide composites under random vibration environment by acoustic emission technology [J]. *Ceramics International*, 2020, 46(11): 18948-18957.
- [80] GIURGIUTIU V. Structural health monitoring (SHM) of aerospace composites [M]//Polymer composites in the aerospace industry. Cambridge: Woodhead Publishing, 2020: 491-558.
- [81] PARK S, YUN C B, INMAN D J. Structural health monitoring using electro-mechanical impedance sensors [J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 2008, 31(8): 714-724.
- [82] LIANG C, SUN F P, ROGERS C A. Coupled electro-mechanical analysis of adaptive material systems—determination of the actuator power consumption and system energy transfer [J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 1994, 5(1): 12-20.
- [83] CHAUDHRY Z A, JOSEPH T, SUN F P, et al. Local-area health monitoring of aircraft via piezoelectric actuator/sensor patches [C]//Smart Structures and Materials 1995: Smart Structures and Integrated Systems. San Diego: SPIE, 1995, 2443: 268-276.
- [84] GIURGIUTIU V, ZAGRAI A, BAO J J. Piezoelectric wafer embedded active sensors for aging aircraft structural health monitoring [J]. *Structural Health Monitoring*, 2002, 1(1): 41-61.
- [85] PAVELKO I, PAVELKO V, KUZNETSOV S, et al. Bolt-joint structural health monitoring by the method of electromechanical impedance [J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, 2014, 86(3): 207-214.
- [86] ROTH W, GIURGIUTIU V. Structural health monitoring of an adhesive disbond through electromechanical impedance spectroscopy [J]. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 2017, 73: 109-117.
- [87] 王群, 焦竟仪, 王端志, 等. 结构健康监测技术在航天运载器结构中的应用探索 [J]. *宇航计测技术*, 2018, 38(2): 77-81.
- WANG Qun, JIAO Jingyi, WANG Duanzhi, et al. Application of structural health monitoring technology in the structure of space launch vehicle [J]. *Astronautical Metrology and Measurement Technology*, 2018, 38(2): 77-81(in Chinese).
- [88] 李钰, 李晨, 王常龙, 等. 面向航天器结构健康状态监测的数据压缩感知算法研究 [J]. *工程数学学报*, 2022, 39(1): 37-49.
- LI Yu, LI Chen, WANG Changlong, et al. Research on data compression sensing algorithm for spacecraft structural health monitoring [J]. *Journal of Engineering Mathematics*, 2022, 39(1): 37-49(in Chinese).
- [89] MCKENZIE I, IBRAHIM S, HADDAD E, et al. Fiber optic sensing in spacecraft engineering: An historical perspective from the European space agency [J]. *Frontiers in Physics*, 2021, 9: 719441.
- [90] 杜飞, 徐超, 鱼则行. 可重复使用运载器结构健康监测技术研究进展 [J]. *宇航学报*, 2019, 40(10): 1177-1186.
- DU Fei, XU Chao, YU Zexing. Research progress of structural health monitoring technology for reusable launch vehicles [J]. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(10): 1177-1186(in Chinese).
- [91] JOHNSON S B, GORMLEY T J, KESSLER S S, et al. System health management: With aerospace applications [M]. Hoboken: John Wiley & Sons, Ltd, 2011: 139-142.
- [92] LASSITER J, ENGBERG R. Piezoelectric sensor evaluation for structural health monitoring of cryogenic structures: 20050207560 [R]. Washington: NASA, 2005.
- [93] ELLERBROCK P J. DC-XA structural health-monitoring

- fiber optic-based strain measurement system[C]//Smart Structures and Materials 1997: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies. San Diego: SPIE, 1997, 3044: 207-218.
- [94] BAUMANN E W, BECKER R S, ELLERBROCK P J, et al. DC-XA structural health-monitoring system[C]//Smart Structures and Materials 1997: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies. San Diego: SPIE, 1997, 3044: 195-206.
- [95] WILKERSON C. Acoustic emission monitoring of the DC-XA composite liquid hydrogen tank during structural testing: NAS 1.15:108520[R]. Washington: NASA, 1996.
- [96] LETCHWORTH G. X-33 reusable launch vehicle demonstrator, spaceport and range: KSC-2011-232R[C]//AIAA Space 2011 Conference & Exposition. Long Beach: AIAA, 2011: 7314.
- [97] SCHWEIKHARD K A, RICHARDS W L, THEISEN J, et al. Flight demonstration of X-33 vehicle health management system components on the F/A-18 systems research aircraft[C]//19th Digital Avionics Systems Conference. Edwards: NASA, 2001: 1-11.
- [98] UDD E. Structural health monitoring using FBGs for aerospace and composite manufacturing[C]//Optical Fiber Sensors. Cancun: Optica Publishing Group, 2006: MF2.
- [99] WERLINK R J, PENA F. NASA prototype all composite tank cryogenic pressure tests to failure with structural health monitoring[C]//International Workshop on Structural Health Monitoring 2015. Stanford: NASA, 2015: 1-11.
- [100] MIZUTANI T, TAKEDA N, TAKEYA H. On-board strain measurement of a cryogenic composite tank mounted on a reusable rocket using FBG sensors[J]. *Structural Health Monitoring*, 2006, 5(3): 205-214.
- [101] LIN L, WANG X, YANG B, et al. Condition monitoring of composite overwrap pressure vessels based on buckypaper sensor and MXene sensor[J]. *Composites Communications*, 2021, 25: 100699.
- [102] 尹晚. 低温复合材料贮箱结构健康监测方法 [D]. 大连: 大连理工大学, 2016.
- YIN Wan. Structural health monitoring method of cryogenic composite tank[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2016(in Chinese).
- [103] LI Z, GAO Y, WANG Y, et al. Failure mechanisms and acoustic emission pattern recognition of all-CFRP cylindrical honeycomb sandwich shell under three-point bending[J]. *Composites Science and Technology*, 2023, 237: 110003.
- [104] 王奕首, 王明华, 刘德博, 等. 声发射在复合材料贮箱上的应用研究进展 [J]. 仪器仪表学报, 2022, 43(4): 1-17.
- WANG Yishou, WANG Minghua, LIU Debo, et al. Research progress of acoustic emission application in composite tank[J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2022, 43(4): 1-17(in Chinese).
- [105] YANG J, CHANG F K, DERRISO M M. Design of a hierarchical health monitoring system for detection of multilevel damage in bolted thermal protection panels: a preliminary study[J]. *Structural Health Monitoring*, 2003, 2(2): 115-122.
- [106] DERRISO M, BRAISTED W, ROSENSTENGEL J, et al. The structural health monitoring of a mechanically attached thermal protection system[J]. *JOM*, 2004, 56: 36-39.
- [107] GRISSO B L, INMAN D J. Impedance-based structural health monitoring of thermal protection systems[C]// Nondestructive Evaluation and Health Monitoring of Aerospace Materials, Composites, and Civil Infrastructure V. San Diego: SPIE, 2006, 6176: 155-162.
- [108] KUNDU T, DAS S, JATA K V. Health monitoring of a thermal protection system using Lamb waves[J]. *Structural Health Monitoring*, 2009, 8(1): 29-45.
- [109] HOSCHKE N, PRICE D C, SCOTT D A, et al. Structural health monitoring of space vehicle thermal protection systems[J]. *Key Engineering Materials*, 2013, 558: 268-280.
- [110] QIAN H, ZHANG C, QIU J, et al. Research of effects of temperature change and thermal cycles on lamb waves in the thermal protection structure[C]//2022 Global Reliability and Prognostics and Health Management (PHM-Yantai). Yantai: IEEE, 2022: 1-4.
- [111] 郑辉, 邱雷, 袁慎芳, 等. C/C 热防护结构高温气流损伤导波监测实验方法 [J]. 航空学报, 2022, 43(8): 428-440.
- ZHENG Hui, QIU Lei, YUAN Shenfang et al. Experimental method for guided wave monitoring of high temperature airflow damage in C/C thermal protection structures[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(8): 428-440(in Chinese).
- [112] PARIS H G. Assessment of impact damage of composite rocket motor cases: NASA-CR-195143[R]. Atlanta: NASA, 1994.
- [113] NAKAJIMA T, SATO E, TSUDA H, et al. Development of simultaneous measurement system for strain and AE using FBG sensors for structural health monitoring of solid rocket motor composite chamber[J]. *Journal of Solid Mechanics and Materials Engineering*, 2013, 7(2): 324-339.
- [114] SRIVASTAVA L, KRISHNANAND L, NATH N K, et al. Online structural integrity monitoring of high-performance composite rocket motor casing[J]. *Materials Today: Proceedings*, 2022, 56: 1001-1009.
- [115] ZHANG Y, FAN L, ZHANG Y. Interface debonding monitoring of solid rocket motor based on femtosecond grating array[J]. *Optics Express*, 2023, 31(8): 12367-12383.
- [116] CHANG X, HE X, HU J, et al. Experimental research on embedded fiber Bragg grating sensors network for solid rocket motors health monitor[C]//2008 First Internation-

- al Conference on Intelligent Networks and Intelligent Systems. Wuhan: IEEE, 2008: 170-173.
- [117] LI W, LI Y, ZHANG C. Application of optical fiber sensor in strain monitoring of solid rocket motor shell [C] // Advanced Optical Manufacturing Technologies and Applications 2022; and 2nd International Forum of Young Scientists on Advanced Optical Manufacturing (AOMTA and YSAOM 2022). Changchun: SPIE, 2023, 12507: 485-493.
- [118] YAP K C. Structural health monitoring analysis for the orbiter wing leading edge [C] // Joint JANNAF Conference Space Vehicle and Propulsion Systems Wireless Sensors Workshop. Orlando: NASA, 2010: 1-20.
- [119] REYNOLDS W D, DOYLE D, ARRITT B. Active loose bolt detection in a complex satellite structure [C] // Health Monitoring of Structural and Biological Systems 2010. San Diego: SPIE, 2010, 7650: 117-130.
- [120] TOTARO G, DE NICOLA F, SPENA P, et al. CFRP conical grid space structure with embedded fiber optics: Design, manufacturing and test [J]. *Aerospace*, 2023, 11(1): 41.
- [121] 王晓宇, 张超, 孙维, 等. 航天器密封舱加筋壁板碎片撞击监测技术研究 [J]. *实验流体力学*, 2014, 28(4): 70-77.
- WANG Xiaoyu, ZHANG Chao, SUN Wei, et al. Study on debris impact monitoring technology of stiffened panel in spacecraft sealed cabin [J]. *Experimental Fluid Dynamics*, 2014, 28(4): 70-77 (in Chinese).
- [122] 陈健, 孟义兴, 袁慎芳, 等. 融合导波监测的搭接结构裂纹扩展寿命孪生预测 [J/OL]. 机械工程学报, 2023: 1-9 [2023-10-09]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2187.TH.20230628.1528.1514.076.html>.
- CHEN Jian, MENG Yixing, YUAN Shengfang, et al. Prediction of crack propagation life twinned by fusion guided wave monitoring in lap structures [J/OL]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2023: 1-9 [2023-10-09]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2187.TH.20230628.1528.1514.076.html> (in Chinese).
- [123] GHAREHBAGHI V R, NOROOZINEJAD FARSANGI E, NOORI M, et al. A critical review on structural health monitoring: Definitions, methods, and perspectives [J]. *Archives of Computational Methods in Engineering*, 2022, 29(4): 1-27.
- [124] NGUYEN K D, CHAN T H T, THAMBIRATNAM D P, et al. Damage identification in a complex truss structure using modal characteristics correlation method and sensitivity-weighted search space [J]. *Structural Health Monitoring*, 2019, 18(1): 49-65.
- [125] JAMALI S, CHAN T H T, NGUYEN A, et al. Reliability-based load-carrying capacity assessment of bridges using structural health monitoring and nonlinear analysis [J]. *Structural Health Monitoring*, 2019, 18(1): 20-34.
- [126] GHAREHBAGHI V R, NGUYEN A, FARSANGI E N, et al. Supervised damage and deterioration detection in building structures using an enhanced autoregressive time-series approach [J]. *Journal of Building Engineering*, 2020, 30: 101292.
- [127] CHEN F C, JAHANSHAHI M R. ARF-Crack: Rotation invariant deep fully convolutional network for pixel-level crack detection [J]. *Machine Vision and Applications*, 2020, 31(6): 47.
- [128] YU Y, NGUYEN T N, LI J, et al. Predicting elastic modulus degradation of alkali silica reaction affected concrete using soft computing techniques: A comparative study [J]. *Construction and Building Materials*, 2021, 274: 122024.
- [129] 拓宏亮. 先进复合材料损伤分析方法及应用研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2019.
- TUO Hongliang. Advanced damage analysis method and application of composite materials [D]. Xi'an: Northwest University of Technology, 2019 (in Chinese).
- [130] FOTOUHI M, SAEEDIFAR M, SADEGHI S, et al. Investigation of the damage mechanisms for mode I delamination growth in foam core sandwich composites using acoustic emission [J]. *Structural Health Monitoring*, 2015, 14(3): 265-280.
- [131] PASHMFOROUSH F, FOTOUHI M, AHMADI M. Acoustic emission-based damage classification of glass/polyester composites using harmony search k-means algorithm [J]. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 2012, 31(10): 671-680.
- [132] FOTOUHI M, SADEGHI S, JALALVAND M, et al. Analysis of the damage mechanisms in mixed-mode delamination of laminated composites using acoustic emission data clustering [J]. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 2017, 30(3): 318-340.
- [133] 杨红娟, 杨正岩, 杨雷, 等. 碳纤维复合材料损伤的超声检测与成像方法研究进展 [J]. 复合材料学报, 2023, 40(8): 4295-4317.
- YANG Hongjuan, YANG Zhengyan, YANG Lei, et al. Research progress of ultrasonic detection and imaging methods for damage of carbon fiber composites [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2023, 40(8): 4295-4317 (in Chinese).
- [134] 刘哲军, 陈博, 金珂, 等. 航天复合材料智能健康监测技术研究进展 [J]. *宇航材料工艺*, 2022, 552(2): 109-115.
- LIU Zhejun, CHEN Bo, JIN Ke, et al. Research progress of intelligent health monitoring technology for aerospace composites [J]. *Aerospace Materials Technology*, 2022, 552(2): 109-115 (in Chinese).