

文章编号: 1001-4888(2012)05-0517-10

结构健康监测技术及其在航空航天领域中的应用*

卿新林, 王奕首, 赵琳

(中国商用飞机有限责任公司 北京民用飞机技术研究中心, 北京 102211)

摘要:对飞行器结构中的裂纹、腐蚀、脱层、材料性能退化及其它损伤进行及时且准确的检测是确保服役飞行器安全可靠运行的必要手段。结构健康监测是确定结构完整性的革命性创新技术,它在飞行器的结构设计、飞行及维护过程中都可发挥重要作用,它的使用可以提高飞行安全性、降低维护成本。本文简要介绍结构健康监测的系统组成、基本原理及关键技术,并通过实例阐述了基于智能层的结构健康监测技术在飞行器上的应用情况。

关键词:结构健康监测; 飞行器; 结构完整性; 传感器网络; 损伤检测

中图分类号: V25; TB381; TB55 **文献标识码:** A

0 引言

飞行器结构不仅要承受复杂、长时间的疲劳载荷、意外冲击载荷等作用,而且还要承受温度、湿度等严苛的外部环境因素的考验。这些因素不论是单独还是同时作用,均可导致飞行器结构的性能变化或破坏。监测飞行器结构的完整性是避免飞行器由于结构失效而引起突发的灾难性事故、降低维护成本、延长使用寿命的重要手段。无论是金属还是复合材料的飞行器结构,损伤通常发生在不易观察的隐藏部位,从而给检测带来很大困难。特别是对于已开始广泛应用于飞行器结构的复合材料,不但损伤模式复杂多样,而且不易从表面观察到。如果这些损伤/破坏在产生的初期不能被使用者与维护者及时发现,就有可能导致结构突发性破坏,造成结构失效,如图 1 所示。因此,必须对飞行器结构的健康状态进行监测、预测,对可能发生的缺陷或损伤、故障进行预报,制定维护策略和维修方案,以保证飞行器的安全服役并取得最大的经济效益。如何对飞行器结构的潜在、实际损伤及其扩展进行实时监测,并快速评价其对飞行器结构可靠性的影响,是一个极富挑战性的课题。

传统的无损检测技术,如 C-扫描、超声相控阵、剪切散斑干涉、红外热像技术等,在飞行器结构损伤检测中可以发挥一定的作用,但这些技术无法对飞行器结构中的损伤进行实时监测,现场检测局限性较大,无法检测隐藏部位的损伤,人工干预多,人为因素影响较大,且费时。另外,随着复合材料在飞行器结构中用量的不断增加,对飞行器结构损伤检测技术的要求也在进一步提高,特别是随着复合材料结构尺寸越来越大,如波音公司 B787、空客公司 A380 的复合材料机翼壁板长达十几甚至几十米,传统无损检测技术不仅检测成本可能相当高昂,而且检测速度和效率都难以满足制造商、客户及维护部门的要求。

以永久安装在飞行器结构表面或嵌入复合材料结构内的分布式传感器网络为基础的结构健康监测是确定结构完整性的革命性创新技术。结构健康监测技术在飞行器的结构设计、飞行以及维护过程中

* 收稿日期: 2012-02-26; 修订日期: 2012-07-15

基金项目: 国家自然科学基金资助(No. 11172053)

通讯作者: 卿新林(1967-),男,博士,研究员,主要研究方向为智能材料与结构、结构健康监测及飞行器的健康与安全管理。

E-mail: qingxinlin@comac.cc



1988年阿罗哈航空公司/波音737, 机身顶部在飞行中与结构分离



2001年美国航空公司/空客300, 在飞行中垂直尾翼分离

图1 因飞行器结构失效引起的典型飞行事故

Fig. 1 Typical aviation accidents due to failure of aircraft structures

都可以发挥重要作用。通过在飞行器结构上内置的传感器网络,可以获得结构状态、操作以及服役环境等信息,基于传感数据的诊断结果可以进一步用于结构健康状况预判及辅助维修与维护决策。建立在结构实际健康状况与性能基础上的维护管理可大幅降低飞行器结构的维护成本、提高飞行安全性。飞行器结构健康监测与评价技术和相应控制理念的实施,将在原有结构设计基础上进一步显著提高飞机结构安全性和全可靠性。结构健康监测技术产生的上述益处和作用如图2所示。

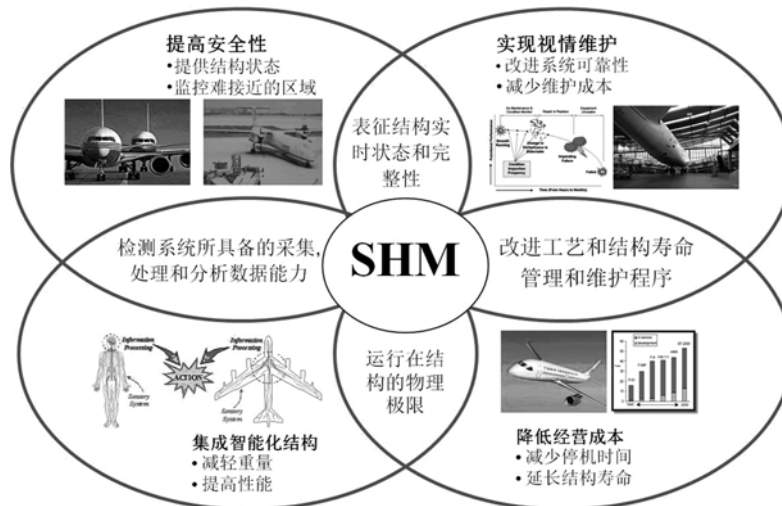


图2 结构健康监测技术的益处

Fig. 2 Benefits of structural health monitoring (SHM)

国际上对结构健康监测开展了大量的研究工作,在美国空军及 NASA 的多个项目中都包含了对结构健康监测技术的研究与探索,具体包括:(1) 1998 年 NASA 采用光纤光栅传感器监测可重复使用运载器(RLV X-33)低温贮箱的状态(包括温度和应变)^[1];(2) NASA 开发了结合经验组件方法的混合诊断工具(BEAM)^[2],并将 BEAM 应用于航天飞机主引擎异常检测;(3) NASA 集成 JPL 开发的 BEAM 和 ARC 开发的 Livingstone 构成混合推理系统原型,并用于 X-34 主推进反馈系统健康监测^[3];另外美国空军还针对 F-15、F-16、F-18、F-22、JSF 等飞行器的结构健康监测技术进行了大量基础研究并已开始进行飞行演示验证,例如 F-35 中采用了先进的预测及健康管理(Prognostics & Health Management, PHM)系统^[4]。在民用航空领域,结构健康监测技术被视为保障复合材料大量使用和提高飞机可靠性、降低维护费用的关键技术。因此世界上的主要飞机制造公司都非常重视结构健康监测技术的研究与应用。波音公司探索了在多个机型上采用结构健康监测技术探测结构微裂纹,还在继续研究大面积复合材料结构的健康监测技术在新型飞机 Boeing 787 上的应用。空客公司研究了结构健康监测技术在 A320、A340、A350、A380 等型号上的实现。

国内南京航空航天大学在结构健康监测研究领域取得了可喜成果^[5],研究内容涉及压电传感技术、

光纤传感技术、无线传感网络和系统集成等方面,并在无人机典型结构和复合材料结构典型构件上进行了验证,建立了基于多主体协作管理的用于大型铝板结构的三种典型对象监测验证系统^[6]。

尽管如此,由于结构健康监测技术涉及传感器、材料、力学、信号处理、系统集成、信号解释等多学科领域,要实现结构健康监测技术在实际飞行器上的成功应用尚需要解决如下几方面的挑战:1)大型传感器网络(成百上千的传感器)的安装与连接技术;2)传感器网络的自我诊断与维护技术;3)消除环境变化对结构损伤诊断结果影响的补偿技术;4)不同损伤模式的辨识及监测结果的定量化技术;5)多功能信息处理平台的建立等等。

本文介绍结构健康监测的系统组成、基本原理及关键技术,并通过实例阐述该技术在飞行器上的应用情况,最后探讨了结构健康监测的发展方向及在航空航天领域中的应用前景。

1 结构健康监测的系统组成与基本原理

结构健康监测系统通常由传感器网络、信号驱动与采集硬件、控制与信号处理软件三部分组成,如图3所示。

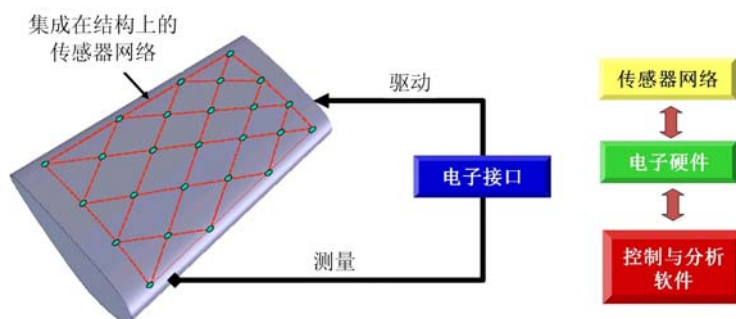


图3 结构健康监测系统的组成

Fig. 3 Components of SHM system

目前可用于结构健康监测的传感器种类很多^[7-12],包括:压电传感器、光纤光栅传感器、MEMS传感器和应变片等。在这些传感器中,压电传感器由于其灵敏度高,控制系统简单,且能同时用作主动与被动监测,从而被广泛采用。近年来,集成了压电驱动器和传感器、以Lamb波作为损伤信息传递媒介的结构健康监测技术得到国际上研究人员的高度重视,并进行了多方面研究和尝试^[12-16]。本文主要介绍基于压电传感器的结构健康监测技术。

根据系统功能的不同,结构健康监测可分为主动监测与被动监测两种^[17]。基于压电传感器的主、被动结构健康监测系统的原理如图4所示。在被动监测时,传感器对发生在结构上的冲击所产生的应力波进行监测,通过建立系统辨识模型,根据传感器测量信号重构载荷历程(冲击位置、冲击能量等)。在主动监测时,驱动器向被监测结构输入高频激励信号,分布在驱动器周围的传感器接收结构响应信号,当结构发生变化时,传感器的测量信号发生改变,通过分析测量信号的改变,提取信号损伤特征,来监测结构内的损伤。

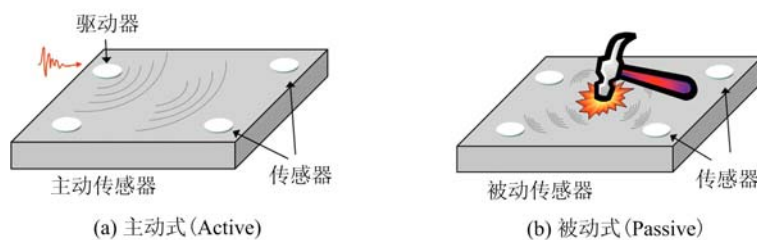


图4 主、被动结构健康监测系统的原理

Fig. 4 Principle of active and passive SHM system

集成在飞行器结构上的传感器网络可对飞行器结构的损伤(包括分层与脱层、疲劳裂纹以及腐蚀

等)进行主动监测,也可同时对结构应变、气动压力以及外部冲击等进行被动监测,如图5所示。

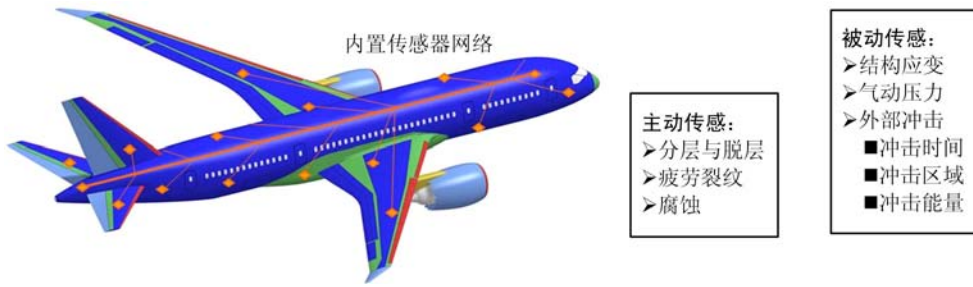


图5 基于传感器网络的结构健康监测系统

Fig. 5 Sensor network based structural health monitoring

2 传感器网络智能层

集成在被监测结构上的传感器网络是结构健康监测的重要组成部分。智能层(Stanford Multi-Actuator-Receiver Transduction (SMART) Layer)为在结构上安装传感器网络提供了方便、有效的手段^[18-20]。智能层的基本结构如图6所示,分布式传感器网络被嵌入在很薄的柔性载体上。根据不同的要求,智能层可以有不同的结构形式^[20]。除压电传感器外,智能层同时也可集成其它类型传感器,如应变、温度与湿度传感器等。图7所示是集成了压电传感器与光纤传感器的智能层样品。

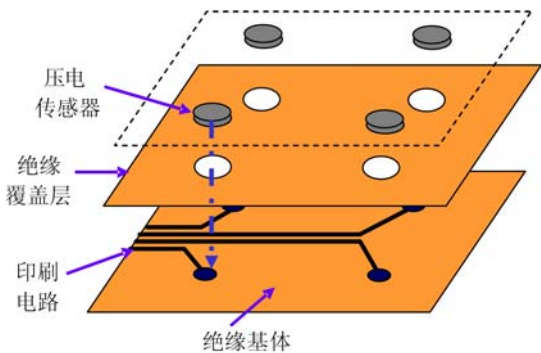


图6 智能层结构示意图

Fig. 6 Schematic diagram of SMART Layer

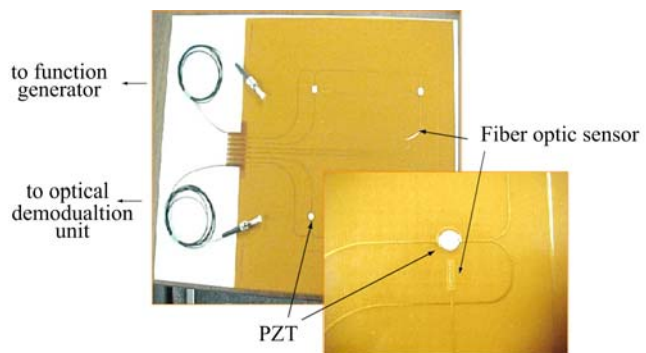


图7 混合压电与光纤传感器的智能层

Fig. 7 Hybrid SMART Layer with piezoelectric and optical fiber sensors



图8 智能层粘贴安装于现有结构表面

Fig. 8 SMART Layer bonded on structure surfaces

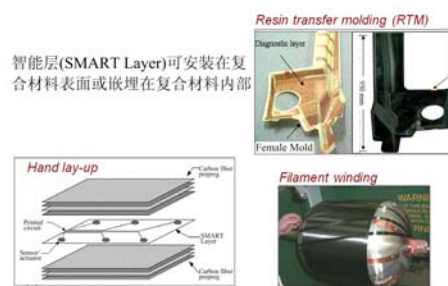


图9 智能层埋入复合材料内部

Fig. 9 SMART Layer embedded into composite structures

智能层的主要特点包括:1)易于安装;2)电磁屏蔽以减少电磁噪声;3)提供持续可重复信号;4)稳定可靠的硬件连接,等等。智能层既可粘贴安装于现有结构表面,也可在复合材料制造过程中埋入结构内部。图8和图9分别是智能层安装在飞行器结构表面和埋入复合材料结构内部的几个实例^[21]。有关智能层的性能、环境适应性,以及埋入复合材料结构内部的智能层对复合材料性能的影响在文献^[21]中有详细论述。

3 结构健康监测技术在飞行器结构上的应用

根据航空航天领域的应用情况,结构健康监测系统可分为离线结构健康监测系统和在线结构健康监测系统。对于离线结构健康监测系统,通常只有传感器网络永久地安装在被监测的飞机结构上,当飞行器在地面时,通过使用在地面上的信号驱动与数据采集系统从安装在飞行器结构上的传感器获取数据,进而获得结构的健康状态;离线结构健康监测通常只能对结构进行主动监测,获得结构内部的损伤信息。对于在线结构健康监测系统,监测系统的每一个部分都安装在飞行器上,在线结构健康监测系统能同时对结构内部损伤以及发生在结构上的撞击进行实时监测。尽管在线结构健康监测是结构健康监测技术在飞行器结构上应用的主要目标,由于技术成熟度的限制,结构健康监测技术近期在飞行器结构上应用还将主要是离线结构健康监测系统。

本节给出几个以智能层为基础的结构健康监测技术在航空航天领域中的典型应用例子,包括疲劳裂纹监测、复合材料损伤监测与冲击事件监测。

3.1 疲劳裂纹监测

图 10 是使用基于智能层的结构健康监测技术对复合材料粘贴补片下疲劳裂纹扩展监测的一个例子,该试验是作为美国空军复合材料粘接修复监测技术评估项目的一部分,在美国赖特-帕特森空军基地完成的。基于智能层的主动结构健康监测系统用来监测裂纹在疲劳载荷下的扩展,该方法通过采用一个半经验化方法来量化损伤的大小,对损伤扩展进行实时定量监测。在这个半经验化的方法中,通过给出损伤指数曲线的几个初始数据点(裂纹长度),来确定损伤指数与实际裂纹长度的关系^[22]。

美国空军对该技术的环境适应性在 F-16 上进行了飞行演示验证,如图 11 所示。有关此验证试验的详细情况在文献[23]中介绍。

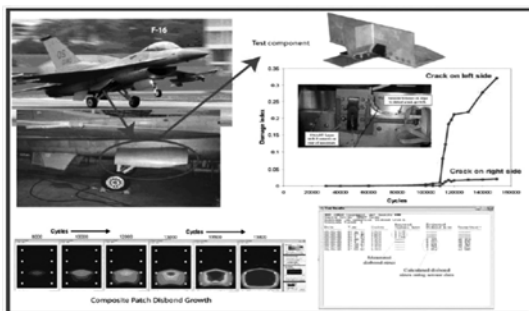


图 10 复合材料粘贴补片下裂纹扩展监测

Fig. 10 Monitoring of crack growth under bonded composite repair patch

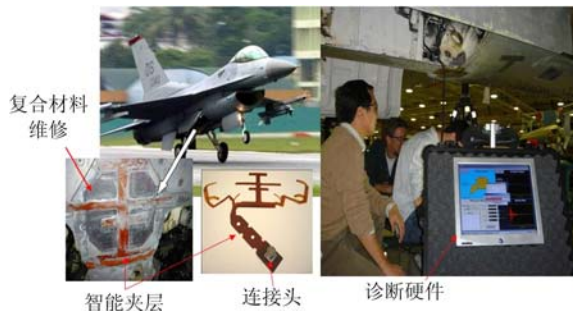


图 11 F-16 上补片健康监测的飞行试验

Fig. 11 Flight testing of health monitoring for bonded repair on F-16

美国陆军航空技术局资助的运营支持和维持技术计划(Operations Support and Sustainment Technologies (OSST) Program)的一个重要研究内容,就是发展以传感器网络智能层为基础的直升机疲劳裂纹监测方法,图 12 所示是直升机尾桁一个高应力关键区域疲劳裂纹监测结果^[24]。

3.2 复合材料结构中损伤的监测

由于复合材料具有比强度和比刚度高、可设计性强等优点,大量使用复合材料是世界航空发展趋势,这已经成为行业内共识,先进复合材料正在逐步成为新一代飞行器的主要结构材料。各向异性的复合材料在结构形式上具有多样性,在微观构造上具有不均匀性,在宏观构造上具有呈层性,再加上所承载荷和使用环境的复杂性,上述特点使得复合材料结构完整性和耐久性的分析变得非常复杂和困难。因此,现有的复合材料结构设计许用值建立在较大隐藏损伤存在于复合材料中的假设上,这种设计方法使得复合材料的优越性能无法得到充分发挥。为了充分利用复合材料的优越性能,必须发展先进的传感技术,对复合材料结构的状态及其可能产生的损伤进行全面监测,为全面快速评价与确定复合材料结构在使用环境中的完整性提供有效的技术手段,进而为复合材料结构高效设计提供技术支撑。

以内置传感器网络智能层为基础的结构健康监测系统可用来对纤维缠绕复合材料压力容器-空间

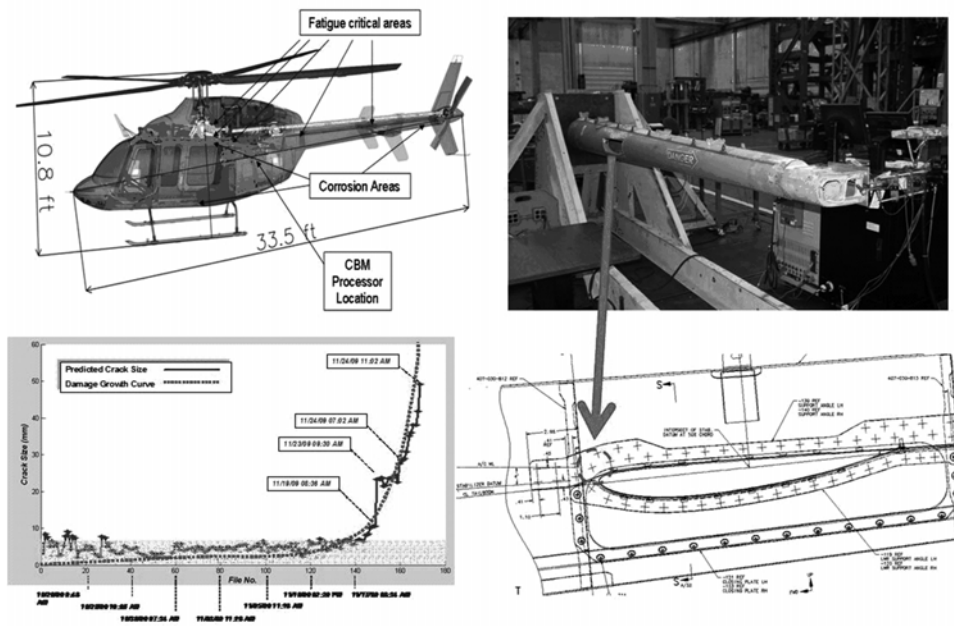
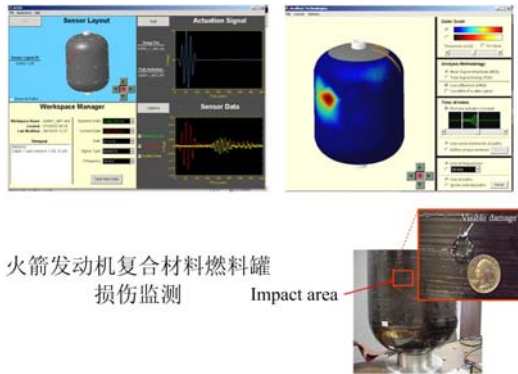


图 12 Bell 直升机尾桁上的疲劳裂纹监测

Fig. 12 Monitoring of fatigue crack on Bell Helicopter tailboom

飞行器贮箱的完整性进行监测^[25]。图 13 所示是一个在美国航空航天局马歇尔航天飞行中心成功制备的含有嵌入式智能层的纤维缠绕复合材料贮箱样品。在记录了传感器网络中的每一驱动器-传感器路径的基线数据后,在复合材料贮箱中引入冲击损伤,然后观察由损伤而引起的传感器信号改变。通过处理所有驱动器-传感器路径信号的变化,可以获得表示损伤位置和大小损伤图像。

上述用于纤维缠绕复合材料贮箱的结构健康监测系统同样可以用来对碳纤维增强复合材料飞机机身上的损伤进行监测。如图 14 所示,美国波音公司在 2001 年制造了一个大型复合材料机身样品来展示它的新型飞机研发概念,此复合材料结构为结构健康监测系统在全尺寸飞行器结构部件级上的应用提供了一个很好的演示机会。通过将总共含有 72 个压电传感器的三块智能层成功地安装在复材机身的内表面,演示了基于内置传感器网络智能层的结构健康监测系统的损伤监测功能^[26]。



火箭发动机复合材料燃料罐
损伤监测

Impact area

图 13 复合材料燃料贮箱损伤监测

Fig. 13 Monitoring of damage in filament-winding composite bottle



图 14 大型复合材料机身圆筒损伤监测

Fig. 14 Damage detection in a large composite fuselage barrel

3.3 发生在飞行器结构上的冲击监测

基于传感器网络智能层的被动监测系统可对发生在结构上的外部冲击进行监测,包括冲击的时间、位置以及冲击能量的大小。如图 15 所示,使用 ATK 全尺寸的 GEM60 复合材料火箭发动机对被动监测系统进行了验证^[17]。

一个结构健康监测系统要在航空航天领域得以实际应用,必须满足几个条件^[27]:

- 1) 容易使用,包括容易安装、简单校正、自动数据分析、标准输出等;
- 2) 明确定义的结果,包括可量化的检测概率、损伤位置与尺寸等;
- 3) 高可靠性,包括环境补偿、自我诊断及可维护性等。



ATK 全尺寸GEM60 复合材料火箭发动机

- 进行了超过300次的撞击试验
- 检测到所有撞击事件
- 损伤定位误差<10%的传感器间距
- 撞击载荷重构误差<25%

图 15 外部冲击监测

Fig. 15 Impact monitoring

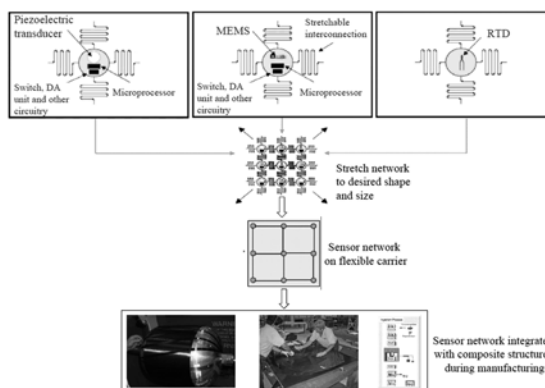


图 16 可伸缩性柔性多功能传感器网络

Fig. 16 Stretchable multifunctional sensor network

4 结构健康监测成功应用的几个关键技术问题

本节对结构健康监测系统在实际应用中得以成功实施需要解决的几个关键问题进行讨论。

4.1 大型传感器网络的设计与安装

当结构健康监测系统用于大范围或大面积结构监测时,例如监测大型飞机的整个机身与机翼,所需的传感器可能成千上万。智能层为传感器网络的安装提供了方便,成千上万的传感器可由多块智能层来承载^[28]。文献[29]提出了一种与复合材料结构集成一体的多功能传感器网络,构成一种具有多模式探测与感知功能的传感系统新概念,使得未来的复合材料结构可以“感觉”和“思考”自身状态、具有智能传感功能与环境适应性等多功能。图 16 是一种可伸缩性柔性多功能大型传感器网络制造与集成流程图。

4.2 压电传感器的应变承受能力

试验证明当用于主动监测的压电陶瓷传感器在被监测结构上布置位置的应变不大于压电陶瓷传感器所能承受的最大应变时,智能层的可靠性最高^[21]。但由于压电陶瓷的物理特性,它所能承受的最大拉伸应变较低,只有 0.1%左右。为了保证结构健康监测系统在长期实际使用过程中的可靠性,压电传感元件(压电陶瓷)的拉伸应变承受能力问题需得以解决。可以从以下几个方面来考虑提高传感器网络的应变承受能力:

- 1) 充分利用压电陶瓷可承受高压缩应变的能力,在智能夹层的制作与安装过程中对压电陶瓷施加预压应力;
- 2) 研究不同杨氏模量、不同厚度的胶层对应变传递的影响,通过使用特定杨氏模量和特定厚度的胶层来抑制传递到传感器上的应变;
- 3) 通过合理封装传感器来抑制传递到传感器上的应变;
- 4) 优化传感器网络设计,使传感器远离高应变区;
- 5) 研发新的能承受高拉伸应变的压电传感材料。

4.3 传感器网络的自我诊断

如果传感器网络中的一个或多个传感器出现功能退化或损坏,结构健康监测系统可能就无法正常工作,出现误检或漏检现象。对于压电传感器,可以通过测量传感器的阻抗信号或透射/反射信号,对传感器网络进行自检,找出功能退化或已损坏的传感器,然后利用智能软件将功能退化或已损坏的传感器从传感器网络中移去,并通过增加周围的驱动器-传感器路径的信号对移去的传感器(或驱动器)所覆盖

的区域进行补偿,以实现传感器网络的自我诊断与维护。如果损坏的传感器比较多,就必须对传感器网络进行维修,增加新的传感器,以保证监测结果的可靠性。

4.4 环境条件的补偿

应用于飞行器的结构健康监测系统通常需要在不同的环境条件下运行。目前最实用的损伤监测方法需要使用结构在未产生损伤时所采集的传感器信号作为基准信号,通过比较新采集的传感器信号与先前所采集的传感器信号(基准信号或基线),根据传感器信号的变化来计算结构内的损伤。然而任何环境的变化(例如温度的变化)都会引起传感器信号的变化,如果损伤检测算法/软件不能对这些由于环境变化引起的传感器信号变化进行补偿,就会出现结构损伤误检,如图17所示。

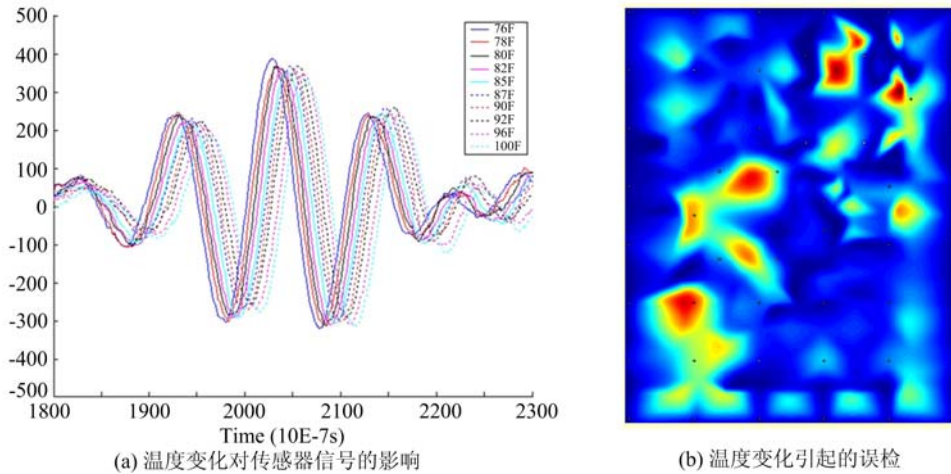


图17 温度变化对监测结果的影响

Fig. 17 Temperature effect on diagnostic result

通过使用不同温度环境条件下的多个基准信号,可以对环境条件的影响进行补偿^[27]:

- 1) 在不同温度环境下,获取健康结构的传感器信号,并存储在基线空间的数据库中;
- 2) 健康结构在每个温度对应的基线信号可用来生成每个驱动器/传感器路径信号的基准参考面;

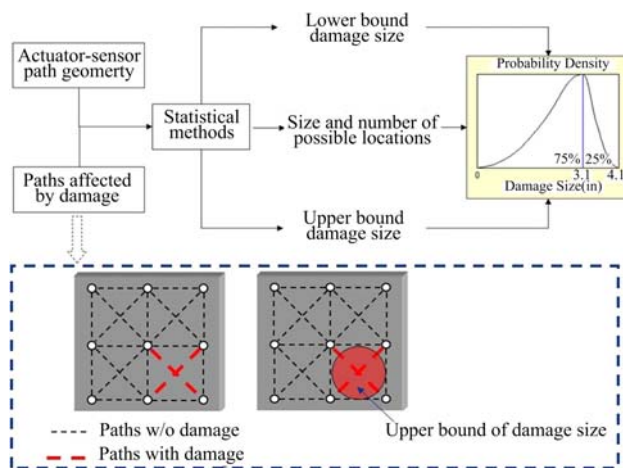


图18 大面积范围内损伤的量化监测

Fig. 18 Quantification of damage within a large area

强度和寿命预测的重要基础,也是决定飞行器结构是否需要维修的主要依据。

如图18所示,根据各驱动器-传感器路径的传感器信号受结构损伤的影响情况,结合统计模型,可对大面积结构中的损伤进行定量监测^[27]。

3) 当驱动器激励信号搜索结构损伤时,接收并记录传感器信号,并与对应基线进行比对以确定沿温度轴的最佳匹配;

4) 由于温度变化所引起的传感器信号改变是全场性的,而损伤引起的信号改变是局部性的,利用这一特点,将统计模型引入信号分析与算法中,可以显著减少进行温度补偿所需的基线。

4.5 监测结果的量化

结构健康监测可分为三个不同层次:

- 1) 损伤/冲击事件是否发生的监测,
- 2) 损伤/冲击位置的监测,
- 3) 损伤尺寸/冲击能量大小的监测,即监测结果的量化。量化的监测结果是进行飞行器结构剩余

5 结语

结构健康监测作为一项确定和评价飞行器结构完整性的革命性创新技术,在飞行器的结构设计、飞行及维护过程中都可发挥重要作用。但结构健康监测技术涉及多学科领域包括传感器、材料、力学、信号处理、系统集成、信号解释等,要实现结构健康监测技术在实际飞行器上的成功应用仍然存在很多挑战性问题需要解决。本文介绍了结构健康监测的系统组成、基本原理及关键技术,并通过实例阐述了基于传感器网络智能层的结构健康监测技术在飞行器上的应用情况。这些成功应用的例子表明结构健康监测技术在飞行器结构上有着广阔的应用前景,但同时还需开展更多的研究来提高结构健康监测技术的成熟度以推动其在飞行器结构上广泛应用。

参考文献:

- [1] Keith A Schweikhard, Richards W Lance, John Theisen, et al. Flight Demonstration of X-33 Vehicle Health Management System Components on the F/A-18 Systems Research Aircraft[R]. NASA/TM-2001-209037, 2005.
- [2] Park H, Mackey R, James M, et al. Analysis of Space Shuttle Main Engine Data using Beacon-based Exception Analysis for Multi-missions[C]. IEEE Aerospace Conference Proceedings, 2002, 2835—2844.
- [3] Park H G, Cannon H, Bajwa A, et al. Hybrid Diagnostic System: Beacon-Based Exception Analysis for Multimissions-Livingstone Integration [C]. Society for Machinery Failure Prevention Technology (MFPT) Conference, Virginia Beach, VA2004.
- [4] Ferrel B L. Air Vehicle Prognostics & Health Management[C]. Proceedings of IEEE Aerospace Conference, 2006, 145—146.
- [5] 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(in Chinese))
- [6] 赵霞, 袁慎芳, 周恒保, 孙红兵. 基于主体协作的盒段级结构健康监测系统[J]. 压电与声光, 2008, 30(5):643—645(Zhao Xia, Yuan Shenfang, Zhou Hengbao, Sun Hongbing. The Wing Box SHM System Based on Multi-agent Cooperation Technology[J]. Piezoelectrics & Acousto-optics, 2008, 30(5):643—645(in Chinese))
- [7] Ansari F. Fiber Optic Health Monitoring of Civil Structures using Long Gage and Acoustic Sensors[J]. Smart Materials and Structures, 2005, 14:S1—S7.
- [8] Giurgiutiu V, Zagrai A. Characterization of Piezoelectric Wafer Active Sensors[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2000, 11: 959—975.
- [9] Kwun H, Kim S-Y, Light G M. Magnetostrictive Sensor Guided-wave Probes for Structural Health Monitoring of Pipelines and Pressure Vessels[C]. Proceedings of the 5th International Workshop on SHM, Stanford University, 2005.
- [10] Calkin F T, Flatau A B, Dapino M J. Overview of Magnetostrictive Sensor Technology[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2007, 18:1057—1066.
- [11] Varadan V K, Varadan V V. Microsensors, Microelectromechanical Systems (MEMS), and Electronics for Smart Structures and Systems[J]. Smart Materials and Structures, 2000, 9:953—972.
- [12] Lee B C, Staszewski W J. Modeling of Lamb Waves for Damage Detection in Metallic Structures: Part II. Wave Interactions with Damage[J]. Smart Materials and Structures, 2003, 12:815—824.
- [13] Kessler S, Spearing S, Soutis C. Damage Detection in Composite Materials using Lamb Wave Methods[J]. Smart Materials and Structures, 2002, 11:269—278.
- [14] Qing X, Chan H, Beard S, Kumar A. An Active Diagnostic System for Structural Health Monitoring of Rocket Engines[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2006, 17:619—628.
- [15] Ihn J, Chang F-K. Detection and Monitoring of Hidden Fatigue Crack Growth using a Built-in Piezoelectric Sensor/actuator Network: I. Diagnostics[J]. Smart Materials and Structures, 2004, 13(3): 609—620.
- [16] 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.

- [17] Qing X, Beard S, Ikegami R, Chang F-K, Boller C. Aerospace Applications of SMART Layer Technology[M]. Encyclopedia of Structural Health Monitoring, Wiley, 2009.
- [18] Lin M, Chang F-K. The Manufacture of Composite Structures with a Built-in Network of Piezoceramics[J]. Composite Science and Technology, 2002, 62:919-939.
- [19] Lin M, Qing X, Kumar A, Beard S. SMART Layer and SMART Suitcase for Structural Health Monitoring Applications[C]. SPIE, 2001, 4332:98-106.
- [20] Qing X, Chang F-K. Method of Manufacturing a Structural Health Monitoring Layer[P]. US Patent 7,413,919, 2008.
- [21] Qing X, Beard S J, Kumar A, Li I, Lin M, Chang F-K. SMART Layer Technology and its Applications[M]. Encyclopedia of Structural Health Monitoring, Wiley, 2009.
- [22] Beard S, Kumar A, Qing X P, Zhang D C, Patterson J. A Smart Patch System for Monitoring of Bonded Pairs [C]. Proceeding of the 5th International Workshop on Structural Health Monitoring, Stanford University, September 2005.
- [23] Malkin M, Qing X, Leonard M, Derriso M. Flight Demonstration; Health Monitoring for Bonded Structural Repairs[C]. Proceedings of the Third European Workshop on SHM; Structural Health Monitoring, July 2006.
- [24] Qing X, Wilson H, Baines A G, Bordick N, Banerjee S, Chung H, Beard S, Pappakostas M. Hot-Spot Fatigue and Impact Damage Detection on a Helicopter Tailboom[C]. Proceeding of the 8th International Workshop on Structural Health Monitoring. Stanford University, September 2011.
- [25] Qing X, Beard S, Kumar A, et al. Advances in the Development of Built-in Diagnostic System for Filament Wound Composite Structures[J]. Composite Science and Technology, 2006, 66:11-12.
- [26] Dugnani R, Malkin M. Damage Detection on a Large Composite Structure[C]. Proceeding of the 4th International Workshop on Structural Health Monitoring, Stanford University, September 2003.
- [27] Beard B, Liu B, Qing P, Zhang D. Challenges in Implementation of SHM[C]. Proceeding of the 6th International Workshop on Structural Health Monitoring, Stanford University, September 2007.
- [28] Qing X, Banerjee S, Zhang C, Beard S, Li I, Chang F-K. Structural Health Monitoring Network[P]. US patent publication number: 20100161283, 2010.
- [29] 卿新林, 王奕首, 高丽敏, 武湛君. 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, Wu Zhanjun. Multifunctional Structural State Sensing System for Composite Structures[J]. Journal of Experiment Mechanics, 2011, 26(5):611-616(in Chinese))

Structural Health Monitoring Technology and Its Application in Aeronautics and Astronautics

QING Xin-lin, WANG Yi-shou, ZHAO Lin

(Aeronautical Science and Technology Research Institute of COMAC, Beijing 102211, China)

Abstract: Timely and accurate detection the cracking, corrosion, delamination, material degradation and other types of damage in an air vehicle structure is essential to ensure the safety and reliability of in-service aircrafts. Structural health monitoring (SHM) technology is regarded as a revolutionary method for determining the structure integrity. It plays an important role in aircraft design, flight and maintenance. The application of SHM can improve flight safety, reduce maintenance costs. The system composition, basic principles and key technologies of SHM are introduced in this article. Through examples, the application of SHM technology for air vehicle based on SMART Layer is also elaborated in this article.

Keywords: structural health monitoring; aircraft; structure integrity; sensor network; damage detection