



复合材料飞机结构健康监测系统的若干问题探讨*

Discussion on Composite Structural Health Monitoring System

王利恒 / 北京长城计量测试技术研究所

摘要: 针对飞机复合材料结构状态监测技术, 从结构健康监测系统、结构健康监测研究对象和损伤识别方法, 以及复合材料飞机的结构设计和结构健康监测系统三方面之间的关系进行阐述。分析了复合材料飞机结构健康监测系统的发展趋势, 并讨论了制约该技术发展的因素。

关键词: 复合材料; 结构健康监测; 监测用传感器; 损伤识别; 基于健康管理的设计

Keywords: composite; structural health monitoring; sensors used in structure monitoring; damage identification; design based on structural health management

0 引言

复合材料具有比强度大、比刚度高、材料力学性能可设计性等优点, 是轻质高效结构设计的最理想材料。用复合材料设计的飞机, 结构减重可以达到20%~30%。复合材料优异的抗疲劳和耐腐蚀性能, 提高了飞机结构的使用寿命, 降低了维护要求; 同时为客机增加舱内压力和空气湿度, 改善舱内环境设计提供了可能性, 大大提高飞行的舒适性; 复合材料结构有利于整体设计与整体制造技术的应用, 减少了结构零部件的数量, 提高了结构的效率和可靠性, 还可以采用低成本整体制造工艺降低制造成本。总之, 复合材料的应用和发展是大幅度提高飞机安全性、经济性、舒适性和环保性的重要保证, 未来飞机复合材料用量已经成为其先进性和市场竞争力的标志^[1]。

随着复合材料的发展及其在飞机

上大量应用, 一系列的问题也随之出现, 如复合材料的设计、冲击损伤、健康监测系统等都是目前研究所关注的热点, 特别是复合材料的设计与其健康监测之间的关系日益受到重视^[2], 对复合材料飞机结构在工作状态下的力学参数提出了更高精度的测试及识别要求^[3]。本文对飞机用复合材料结构健康监测系统的若干问题进行一些述评。

1 复合材料飞机结构健康监测系统

复合材料飞机结构健康监测系统分为状态数据采集系统、无线数据通信系统和健康监测中心数据处理系统三个部分。也可以说, 复合材料飞机结构远程实时健康监控系统是由大量传感器、数据传输、数据采集设备、数据分析设备和数据分析软件组成的。因此, 该系统的成功运用, 依赖于传感器、数据

传输技术和数据分析技术等集成技术的发展、成熟以及各项技术的稳定性和可靠性研究。

1.1 传感器

在复合材料飞机结构健康监测的研究中, 通常需要测试复合材料结构在荷载作用下的响应, 如位移响应、速度响应、加速度响应、加加速度响应、应变、应力等, 测试传感器的选择取决于待测的变量、参量以及传感器的工作环境、结构、服役时间等, 要考虑传感器的抗干扰能力、工作温度环境, 传感器耐受振动、电磁、湿度等环境的能力, 传感器的耐久性及其量程。对于一些新的变量, 还需要设计研制新型传感器以满足测试要求。常用的传感器可以按照传感器采用的材料、传感器感受信号的方式及其与复合材料之间的埋置方式来划分。

复合材料飞机结构健康监测技术研究中常用的感知材料包括光导纤维、电阻应变丝、疲劳寿命丝(箔)、压电材料、碳纤维和半导体材料。上述材料可

* 航空科学基金项目(2009ZD44006);



以制成相应的传感器,大体分为光纤传感器、压电材料传感器以及金属材料传感器。光纤传感器包括FBG传感器、基于光时域反射技术的分布式光纤传感器OTDR、基于布里渊散射光时域反射技术的分布式光纤传感器BOTDR。压电材料传感器包括压电薄膜传感器(PVDF)、压电陶瓷传感器(PZT)和PCM。金属材料传感器通常为电阻应变片传感器。近年来,分布式FBG传感器在结构健康监测应用研究领域发展迅速,与传统传感器相比,分布式FBG传感器的优点包括:抗电磁干扰、防水防潮、耐高温、抗腐蚀;光纤本身既可作为传感器也可作为传输介质,容易实现长距离、分布式测量;应用于复合材料监测时,可以埋入其中。

按照接受信息方式的不同,复合材料飞机结构健康监测系统用传感器可划分为主动传感器和被动传感器。主动传感器主动发出激励信号再感知,一般为压电材料传感器;被动传感器被动感知信号,一般为光纤传感器和金属材料传感器。

按照埋置方式的不同,复合材料飞机结构健康监测系统用传感器可以划分为表面粘贴传感器和埋入式传感器。表面传感器更换方便,埋入式传感器在结构成型过程中埋入,更换困难,但是使用过程中不易损坏。复合材料中埋入的传感器还可以监测复合材料的固化过程以及复合材料成型后的残余应变。

为满足复合材料结构大范围连续监测的需求,用于复合材料飞机结构健康监测系统中的传感器不仅要满足点测量的要求,还要实现传感器之间的信号传输及信息交流,并形成传感器子系统,使某些损伤信息可在传感器子系统层面进行分析和特征提取。

1.2 采集、传输子系统

复合材料飞机结构健康监测系统的传输子系统可分为有线方式和无线方式,目前认为无线传输方式是未来的发展趋势。无线传输系统包括无线数据的发送系统和接收系统。无线数据发送系统由多个采集模块组成,每个采集模块的核心单元由采集器和无线发射器组成,采集器由前置电路、模数转换电路、数据存储模块、CPU控制模块、通信模块及电源模块组成。无线数据接收系统的实现方法和设计原理与无线数据发送系统基本相同,只是无线接收系统端不需要进行模数转换,只是一个数字化数据采集、接收命令、发送命令的模块,其内部有无线接收通信模块、主控芯片、串口通信芯片^[4]。

1.3 软件

航空飞机用复合材料结构健康监测系统可以在Visual C++平台上或Labview平台上开发中心振动监测分析软件,该软件采用网络化管理方法对每个测量点的监测设备进行管理,可同时控制多个测量设备,也可单独操作某个测量点设备,并以扫描方式从多个串口读取多个测量通道的监测数据。用户可以通过界面菜单命令向无线数据发射器发送各种控制命令。无线数据发射系统支持存储和实时数据传输两种工作模式。该监测分析软件的数据处理模块可对数据进行滤波、FFT分析等处理^[4]。实际上,可以就航空飞机用复合材料结构损伤的各种特点,设计出相应的识别方法,集成于健康监测系统软件中。

1.4 集成化发展方向

据英国《防务新闻》报道,LAHMP健康监测系统已经在F-15飞机上通过了一项飞行试验。该系统集成了众多传感器、硬件、软件(包括数据融合系统),几何尺寸小,最大边长度不超过20cm,安装便利,占用空间小,不会显著增加

飞机重量。LAHMP系统完成了6轴6g的加速试验、电磁干扰试验(EMI)、无线电射频干扰试验(RFI)以及系统内部加热试验,使用范围是-40~85℃,可耐热冲击作用。

LAHMP系统主要针对军用飞机的特点研制,具有集成化、体积小、重量轻、耐受环境影响的能力。LAHMP系统的成功研制表明,集成化是未来复合材料飞机结构健康监测系统的发展方向,将传感器、数据传输、数据采集与存储以及数据分析模块集成到一起,可增加系统的可靠性,提高系统的监测能力。

2 监测对象的选取及损伤识别方法

目前,航空飞机复合材料结构健康监测的研究对象多为梁、板、板加强部分、板连接部位、复合材料板与加强杆连接节点等。

针对复合材料板,文献[5]采用激光测振仪在每块板上扫描500个点,测其模态和对应频率,应用测得的模态数据对复合材料板的损伤识别进行研究。

针对几何尺寸为609mm×609mm×6.35 mm的复合材料(quasi-isotropic composite plate)板,文献[6]以压电材料MFC和PVDF作为传感器和执行器,得到了复合材料板在(5~20kHz)频率范围内的频响函数,采用频响函数法估计复合材料板的健康状况。此研究也采用超声扫描法对损伤识别的结果进行了验证。

针对复合材料(Narmco/BASF 5245C/G40/600)板,文献[7]通过在其上粘贴的PZT传感器和执行器测得了机电阻抗,采用机电阻抗法对复合材料的层间分离、基体开裂和纤维断裂损伤进行了识别研究。研究中采用染色渗透(荧光渗透)法和X射线法对复合材料



板的损伤状态进行检测,通过两种方法的比较验证了机电阻抗法识别损伤的可行性。为了确定损伤的大小(损伤程度),还采用RMSD损伤指数对机电阻抗数据进行了分析。

文献[8]应用模态理论和Lamb波技术对复合材料制成的梁、板以及柱面进行了损伤识别的试验研究及理论分析,研究表明,模态的方法适用于结构的整体损伤监测,而Lamb波法对PZT传感器与执行器之间的各种损伤都较为敏感。

结合主动和被动传感器的导波健康监测方法,文献[9]应用SAFE法,考虑阻尼比的影响,模拟了波在复合材料(CFRP)制成板与加强杆连接节点中的传播,在模拟中也考虑了温度变化所带来的不利影响,并在此基础上进行了损伤识别研究。

文献[10]通过试验,采用PZT与MFC传感器和执行器得到了研究对象的Rayleigh波和Lamb波特征,对复合材料(CFRP)制成板与加强杆连接节点在一定范围内的黏结失效损伤进行了监测研究。文中还介绍了在不同方向布置MFC传感器的被动损伤识别方法。

文献[11]对Lamb波在铝合金及复合材料板中的传播机理进行了理论分析,应用Lamb波法,结合PVDF传感器和执行器阵列对铝合金及复合材料板结构的健康监测进行了试验研究,也比较了采用模态方法与波动方法进行健康监测的特点。

文献[12]研究了PZT及PVDF在复合材料板结构健康监测应用中,传感器的工作性能及自身健康状况的诊断方法。研究表明,在传感器长期使用及经受极端荷载后,电容测量方法可以评价其工作性能的好坏。

总之,目前在航空飞机复合材料结

构健康监测研究领域中,已经在不同结构构件采用不同的损伤识别方法上开展了大量的研究工作,如模态法、Lamb波法、机电阻抗法、神经网络法、小波变换法、HHT法等。如何选取恰当的复合材料结构构件,针对特定的损伤提出有效的损伤识别方法,并将这些方法集成在健康监测系统的软件中是未来的一个重要研究方向。

3 监测系统与结构设计的关系

传统意义上认为,结构健康监测系统只对飞机的结构维修起到辅助作用。但是,波音公司的James H. MacConnell提出了全新观点,将结构健康监测系统与飞机结构设计联系在一起。他认为,在飞机结构概念设计阶段就应包含结构健康监测系统,即在任何预先设计和结构尺寸设计之前,就应该对结构健康监测系统能力、需求和设计的要求有清楚的认识,也就是说,结构健康监测系统是结构设计中完整不可分割的一部分^[13-15]。在飞机结构设计中引入结构健康监测系统,可以得到更多的益处,例如,在执行相同任务、达到同等水平系统安全和可靠性的要求下,采用结构健康监测技术的复合材料结构设计,较未采用此项技术的传统结构设计减重达20%,使目前许多看起来困难的任务成为可能。目前已普遍认为结构健康监测系统是飞机设计的一个完整不可分割部分,飞机设计需要基于结构健康监测系统进行,结构健康监测系统应为飞机设计提供真实的参数,从而使设计更加合理,发挥材料的潜能,减少材料的浪费,节约成本,提高飞机的安全性。

4 监测系统研究的关键技术

1) 传感器的选择及其可靠性

目前,光敏元件在复合材料飞机结

构健康监测系统中的应用日益受到关注,这主要是由于光敏元件具有不受电磁干扰的特点。应针对复合材料飞机结构传感器使用的特定环境,选择或研制可靠性高的传感器,以满足监测要求。

2) 采集、传输、存储设备的可靠性、耐久性

复合材料飞机结构监测系统的可靠性和耐久性依赖于传感器、采集、传输、存储等子系统的可靠性和耐久性,而各子系统的可靠性、耐久性又依赖于组成各子系统的元件的可靠性、耐久性。为此需要从三个层面进行研究,研究传感元件的可靠性、耐久性,子系统的可靠性、耐久性以及整个系统的可靠性、耐久性,如此才能形成可靠性、耐久性高的复合材料结构健康监测系统。

3) 结构健康监测系统的集成

为了满足飞机的减重要求,集成后的结构健康监测系统应重量轻、体积小。

4) 针对复合材料特定损伤识别方法的研究

损伤的多样性决定了识别方法的多样性,应通过调查确定重要的关键损伤,依据损伤的具体特点,制定相应的有效识别方法,且要求损伤识别方法的鲁棒性高。

5) 结构健康监测技术与结构设计的一体化发展

为了使得结构健康监测技术在复合材料结构设计中发挥应有的作用,需要在结构设计之初就对监测系统的建立进行综合考虑,将结构设计和监测系统二者紧密结合在一起,使复合材料结构健康监测系统为结构设计提供更好的设计参数,充分发挥材料的性能,降低复合材料飞机结构的成本,并提高其安全性。

6) 依据监测结果对复合材料的



剩余强度进行评价

目前,复合材料结构健康监测技术研究领域的文献,大都提供了一些损伤识别方法,旨在发现缺陷的位置、大小等。依据监测结果对复合材料的剩余强度进行评价的研究还不多见。在局部强度评价的基础上结合复合材料飞机结构的特点,判断复合材料飞机结构整体的安全性的研究更少,因此需要开展这方面的研究。

5 结束语

随着复合材料在航空飞机上用量的增加,航空飞机用复合材料结构健康监测系统的研究将日益受到重视。据报道,国外已有性能稳定的复合材料结构健康监测系统。例如,美国陆军2003年授予TRI/奥斯特丁公司开发的诊断/预测系统LAHMP系统,可以在飞行中对飞机和旋翼机结构部件进行实时监测。

我国应针对复合材料飞机结构的特点,吸取国外研究的经验,研制类似于LAHMP系统的飞机结构健康监测系统。应重视系统的可靠性、耐久性研究,使监测系统在极端恶劣环境条件下依然具有正常工作的能力;为了使监测技术进入工程化应用,需要研究可靠性高和鲁棒性好的损伤识别方法;有效识别关键位置损伤是进行飞机结构健康监测的重要环节和瓶颈技术,也是对飞机结构进行整体性能评价,乃至寿命估计的重要环节。

AST

参考文献

- [1] 关志东. 现代大型客机复合材料应用及技术发展[C]. 2008年第十五届全国复合材料学术会议, 万方数据库, 2008.
- [2] J.M.霍奇金森. 先进纤维增强复

合材料性能测试[M]. 白树林, 等, 译. 北京: 化学工业出版社, 2005.

[3] 余寿文, 王建祥. 大飞机研制中的若干复合材料力学问题[J]. 力学与实践, 2007-10.

[4] 李彩华, 郭迅, 裴强, 赵长有. 结构健康诊断无线监测系统设计[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2009(4).

[5] James G, Roach D, Hansche B, Meza R, Robinson N. Health monitoring studies on composite structures for aerospace applications[EL]. www.atominfo.com.cn/database/db_LibraryReportDetail. 1996.

[6] Park G, Rutherford A C, Wait J R, Nadler B. High-frequency response functions for composite plate monitoring with ultrasonic validation[J]. AIAA Journal, 2005, 43(11):2431-2437.

[7] Grisso B L. Considerations of the impedance method, Wave propagation and wireless systems for structural health monitoring[D]. Virginia Polytechnic Institute and State University, 2006.

[8] Kessler S S. Piezoelectric-based in-situ damage detection of composite materials for structural health monitoring systems[D]. MIT, 2002.

[9] Schmidt H J, Schmidt B B. Design benefits in aeronautics resulting from structural health monitoring [C], Structural health monitoring 2007, Quantification, Validation and Implementation Proceedings of the 6th International Workshop on Structural Health monitoring, Stanford university, Stanford, CA, 2007.

[10] Matt H M. Structural diagnostics of CFRP composite aircraft components by ultrasonic guided waves and built-in

piezoelectric transducers[D], University of California, San Diego, 2006.

[11] Purekar A S. Piezoelectric phased array acousto-ultrasonic interrogation of damage in thin plates[D]. University of Maryland, 2006.

[12] Park G, Farrar C R, Rutherford AC, Robertson AN. Piezoelectric active sensor self-diagnostics using electrical admittance measurements[J]. LA-UR-04-8109, ASME Journal of Vibration and Acoustics, 2006, 128(4):469-476.

[13] MacConnell J H. Structural health management and structural design: An Unbridgeable Gap [R]. IEEEAC paper #1607, Version 2, Updated 2007-12-13.

[14] MacConnell J H. ISHM and design: a review of the benefits of the ideal ISHM system[R]. 2007 IEEE/AIAA Aerospace Conference Proceedings, 2007-3-3.

[15] MacConnell J H. Inspectability, repairability, and integrated vehicle health monitoring[R]. Composite Crew Module (CM) Pressure Vessel Assessment, Phase I Technical Report, Volume II, NASA Engineering and Safety Center Report RP-07-28. 2007-3-29.

作者简介

王利恒, 工程师, 博士, 主要从事结构健康监测, 特别是复合材料结构健康监测、光纤传感技术在结构健康监测中应用的研究工作。