

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2024.02.02

飞机结构健康监测技术发展研究

刘雪蓉, 曹贺, 张宝珍*

(中国航空工业发展研究中心, 北京 100029)

摘要: 介绍了结构健康监测技术(Structural Health Monitoring, SHM)的概念以及主动和被动损伤监测方法的原理, 分析了飞机结构健康监测技术的国内外研究现状, 阐述了比较真空监测(Comparative Vacuum Monitoring, CVM)传感技术、智能涂层传感器技术、光纤传感技术、压电传感器(Piezoelectric Sensors, PZT)技术和无线传感器网络(Wireless Sensor Network, WSN)等目前较为先进的传感技术的原理以及传感器技术在各类装备上的应用情况, 介绍了飞机结构健康监测技术在F-35联合攻击机(Joint Strike Fighter, JSF)上的典型应用。指出飞机结构健康监测技术正向智能化方向发展; 未来需要重点研究传感器网络的智能诊断技术、复杂环境下的SHM技术、基于结构健康监测的健康管理技术、智能材料/结构健康监测技术, 并将深度学习、数字孪生等前沿技术应用于航空领域, 以推动我国飞机结构健康监测技术发展。

关键词: 飞机; 结构健康监测; 先进传感器; 结构预测与健康监测; 深度学习; 数字孪生

中图分类号: V214; TP212; TB9 **文献标志码:** A **文章编号:** 1674-5795 (2024) 02-0013-12

Research on the development of aircraft structural health monitoring technology

LIU Xuerong, CAO He, ZHANG Baozhen*

(Aviation Industry Development Research Center of China, Beijing 100029, China)

Abstract: This article introduces the concept of structural health monitoring (SHM) technology and the principles of active and passive damage monitoring methods, and analyzes the current research status of structural health monitoring technology for aircraft both domestically and internationally. It elaborates on the monitoring principles and applications of advanced sensor technologies such as comparative vacuum monitoring (CVM) sensing technology, intelligent coating sensor technology, fiber optic sensing technology, piezoelectric sensor (PZT) technology, and wireless sensor network (WSN) in various types of equipment. Typical applications of SHM technology on the F-35 joint strike fighter (JSF) are presented. It is pointed out that aircraft SHM technology is developing towards intelligence. In the future, it is necessary to focus on the intelligent diagnosis technology of sensor networks, SHM technology in complex environments, health management technology based on SHM technology, health monitoring technology for intelligent materials or structures, and to apply frontier technologies such as deep learning and digital twins to the aviation field to promote the development of aircraft structural health monitoring technology in China.

Key words: aircraft; structural health monitoring; advanced sensors; prognostics and health management; deep learning; digital twins

收稿日期: 2024-03-14; 修回日期: 2024-04-10

基金项目: 航空科学基金项目(2022Z064028002)

引用格式: 刘雪蓉, 曹贺, 张宝珍. 飞机结构健康监测技术发展研究[J]. 计测技术, 2024, 44(2): 13-24.

Citation: LIU X R, CAO H, ZHANG B Z. Research on the development of aircraft structural health monitoring technology[J]. Metrology & Measurement Technology, 2024, 44(2): 13-24.



0 引言

随着新技术的不断应用,飞机的各项性能得到了快速发展,服役期限也逐渐延长。随着飞行时间的增加,飞机将不可避免地出现性能退化或结构破坏。结构健康监测技术通过布设在结构中的传感器网络进行损伤数据测量,提取出实时的损伤特征参数以识别结构的健康状态,实现了在役结构健康诊断^[1-2]。结构健康监测技术最初应用于大型建筑结构的载荷状态监控,之后在航空领域得到了广泛应用^[3]。利用结构健康监测技术对飞机结构状态进行实时监测,在线确定飞机的健康状况,能够显著降低飞机的维护成本,缩短维护时间,对提高飞机的安全性、可靠性具有重要作用。

1979年,美国航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的“智能蒙皮”计划中,研究者将光纤传感器集成在飞机蒙皮上,对结构损伤进行判断,这是飞机结构健康监测技术在航空航天领域的首次应用^[4-5]。2000年,洛克希德-马丁公司利用声发射技术监测了F-16尾部隔框结构的裂纹损伤^[6];2001年,该公司利用光纤布拉格光栅传感器监测X-33箱体结构的应力和温度分布^[7]。目前结构健康监测技术已广泛应用于飞机损伤监测领域。

美国的高校、NASA等实验室开展了飞机结构健康监测技术基础理论研究;结构健康监测领域的专业公司(例如Acellent公司等)进行相关监测系统的开发;美国空军、NASA、海军研究实验室以及波音、洛克希德-马丁、西北航空、达美航空等对飞机结构健康监测技术进行了实机验证并实现了工程应用,推动了该技术的发展。美军F-35攻击战斗机的预测与健康管理系统(Prognostics and Health Management, PHM)系统和波音公司多种民机的健康管理(Aircraft Health Management, AHM)中都采用了先进的结构健康监测技术。美国研究者利用结构健康监测技术监测波音747飞机的结构腐蚀情况,采用飞机结构健康监测技术监测波音787飞机的微裂纹。美国空军针对F-16、F/A-18、F-22、F-35等系列飞行器进行了大量的飞机结构健康监测技术研究并进行飞行演示验证,例如利用

压电和光纤联合的测量方法对F/A-18战机机翼的健康状态进行监测。

英国宇航局、英国国防评估与研究局(Defence Evaluation and Research Agency, DERA)等研究机构开展了飞机结构健康监测技术基础研究;空中客车公司、法国Bertin公司、德国戴姆勒航空航天公司(Daimler Aerospace, DASA)在飞机结构健康监测技术的工程应用方面取得了较多成果。空客公司将结构健康监测技术应用于多种型号的飞机,并开发了飞机维护分析(Aircraft Maintenance Analysis, AIRMAN)管理软件,该软件可应用于A320、A330和A340飞机的维修养护管理。2019年,美联航和空客签署协议,成为空客公司开放式数据平台的新成员,同年,达美航空与空客公司组建了为航空公司客户开发预测性维护和健康监控系统的数字联盟。除了波音和空客这两大飞机制造商外,巴西航空、庞巴迪等公司均有飞机结构健康监测技术应用方面的报道。此外,日本太空总署(Japan Aerospace Exploration Agency, JAEA)与东京大学合作,以一架中型喷气式客机作为试验机,对分布式光纤传感监测技术进行了验证。瑞典光学研究院与瑞典国防研究院(Swedish Defence Research Agency, FOI)实施了利用光纤传感器监测战斗机复合材料结构应变和温度测量系统的“Smart”国家计划^[8]。

我国的研究机构也针对飞机结构健康监测技术开展了相关研究。南京航空航天大学开发了飞机结构健康监测设备;西安交通大学在智能涂层技术领域开展了深入研究;重庆大学研发了基于智能材料和结构的分布光纤智能感知系统;航空工业飞机设计研究所、中国飞机强度研究所等也开展了飞机结构健康监测技术研究。整体上看,我国研究机构在飞机结构健康监测技术原理性研究方面已取得了一定成果,但是飞机结构健康监测技术的系统集成化和功能化应用报道较少,与国外尚存在差距。

本文阐述飞机结构健康监测技术的概念,介绍先进传感器技术的原理及其在航空装备上的应用情况,探讨飞机结构健康监测技术的发展现状,最后针对我国飞机结构健康监测技术发展提出建议,旨在为相关领域的研究者提供借鉴。

1 飞机结构健康监测技术概述

飞机结构健康监测技术的概念：利用在飞机结构中布设的传感器网络采集损伤前后的监测信号，利用信号处理方法，提取出与结构损伤相关的信号特征参数，再利用相关的损伤成像算法或损伤识别方式，实时在线地判断结构损伤情况，监测飞机的健康状态^[9-12]。

飞机结构健康监测系统的组成^[13]：①传感器监测网络，将待测物理量转化为电信号；②信号采集与处理系统，采集载荷、变形、应变、温度、加速度等数据并进行处理；③通信系统，完成信息的传输过程；④监控中心和报警设备，通过将数据信号转化为有价值的结构响应或者状况信息，对损伤的发生、位置和程度进行判断，对飞机健康状态进行评估。

根据监测机理的不同，飞机结构健康监测技术可分为被动监测和主动监测两类。被动监测通过捕获待监测结构发生的响应信号实现对损伤的监测^[14]。主动监测则通过主动向结构激励一定形式的波信号，利用分布在结构各处的传感器接收响应信号，通过分析损伤前后响应信号的差异变化来提取损伤特征信息，实现损伤监测和诊断。主动和被动结构健康监测技术原理如图1所示。典型的主动和被动监测技术优缺点对比如表1所示。

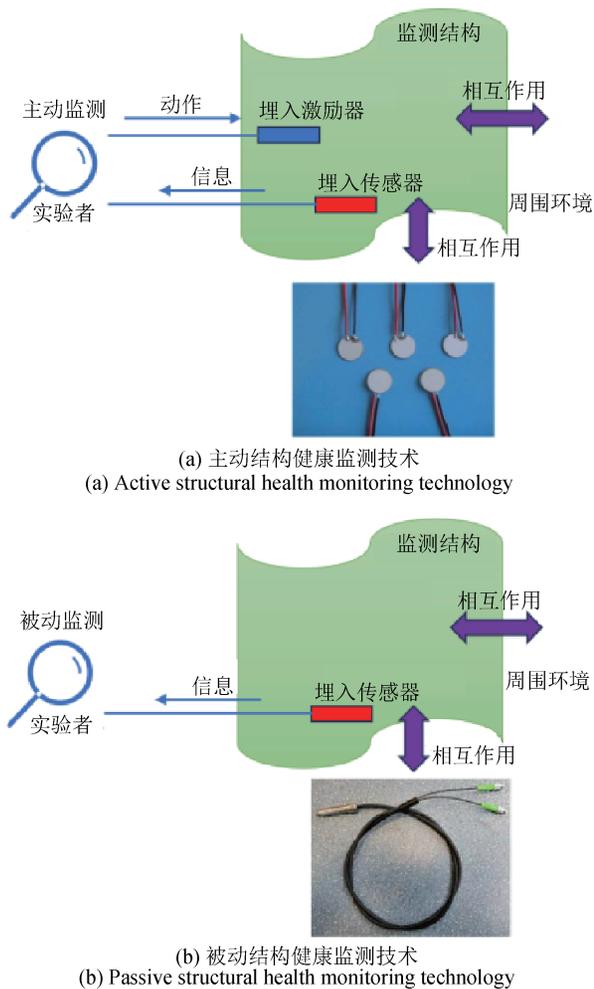


图1 主动和被动结构健康监测技术原理

Fig.1 Principles of active and passive structural health monitoring technology

表1 典型的主动和被动监测技术优缺点对比

分类	技术	优点	缺点
被动监测	声发射技术	监测信号与结构所受环境载荷协调，可进行实时损伤预警；对环境要求不高；装置体积小巧	对监测对象材质敏感；在金属、复合材料中传播方式不唯一，影响损伤定位准确性
	光纤光栅监测技术	抗电磁干扰；装置体积小、重量轻；绝缘性好；安全可靠；传输损耗小；传输容量大	在温度变化较大的环境中测量应变时，需要进行温度补偿；不适合测量动态信号；不耐恶劣环境
	智能涂层传感器技术	灵敏度高；覆盖面广；适用于复杂结构；安全高；性价比高；可实现飞机内部关键部位的裂纹萌生和扩展动态监控	装置耐腐蚀性能差，易老化
主动监测	基于机械阻抗法的监测技术	响应快；频带宽；对早期损伤敏感	复杂载荷对机械阻抗的影响规律难以确定；对损伤敏感的频谱特性无法准确鉴定；建模和仿真需要进一步研究
	压电监测技术	高频率响应；高瞬态响应；高输出；装置尺寸小且结构坚固	存在电磁兼容问题，复杂结构信号难以解调；输出阻抗高，输出信号弱

2 先进传感技术

飞机结构健康监测技术的应用中涉及很多关键技术，包括系统集成技术、传感器技术、数据处理技术、复杂环境下的SHM技术等，其中，传感器技术是飞机结构健康监测技术的基础。应用于飞机结构健康监测领域的传统传感技术主要包括应变片、声发射传感技术等。目前，较为先进的传感技术主要包括比较真空监测传感、智能涂层传感器(Intelligent Coating Sensors, ICMS)、光纤传感、基于弹性波的压电传感以及无线传感器网络等。

2.1 比较真空监测传感技术

CVM技术根据真空度和压差监测机体是否存在裂纹，通过测量结构表面的真空度变化来监测微裂纹损伤^[15-16]。目前，CVM技术是波音、空客、BAE等公司首选的裂纹监测方法。

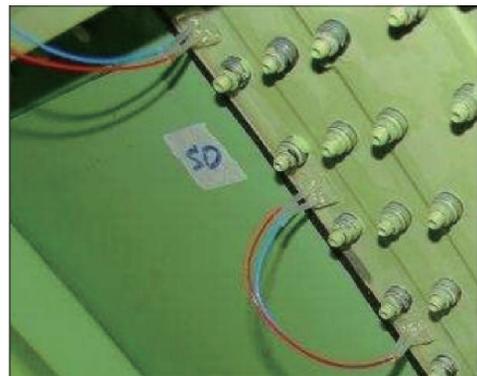
巴西航空工业在E-Jets喷气机上安装了260个CVM传感器并进行了地面全机疲劳试验(Full-Scale Fatigue Test, FSFT)，如图2(a)所示，并且将传感器安装到 Embraer-190 试验飞机上检测裂纹，如图2(b)所示，每4个月进行一次监测，测量结果与预期相同^[9]。

2020年12月，澳大利亚结构健康监测公司开展了CVM传感器的美国联邦航空局(Federal Aviation Administration, FAA)认证，在取证后，该传感器应用于波音737-800飞机Wi-Fi系统天线结构的监测。

2022年3月，FAA批准了一项利用CVM传感器快速检测飞机结构裂纹的技术。图3为CVM传感器安装在波音737后压力隔框上以检测裂纹^[17]。该项技术由SMS公司(Structural Monitoring Systems)和达美技术公司联合研究，已在波音737-800飞机的Wi-Fi系统天线结构上进行了多年的技术测试。

2.2 智能涂层传感器技术

智能涂层传感器由保护层、传感层和驱动层组成，如图4所示。将智能涂层传感器安装于飞机结构的关键部位，当飞机结构产生裂纹或者腐蚀时，智能涂层传感器的电阻值就会发生变化，从而对损伤进行预测^[18]。但是实际应用中智能涂层传感器与基体的变形并不完全一致，会出现虚警和漏检的现象。



(a) 安装在E-Jets飞机上的CVM传感器
(a) CVM sensor installed on E-Jets aircraft



(b) 安装在Embraer-190试验飞机上的CVM传感器
(b) CVM sensors installed on Embraer-190 test aircraft

图2 安装在巴西航空工业公司飞机结构上的CVM传感器
Fig.2 CVM sensors installed on Embraer aircraft structures

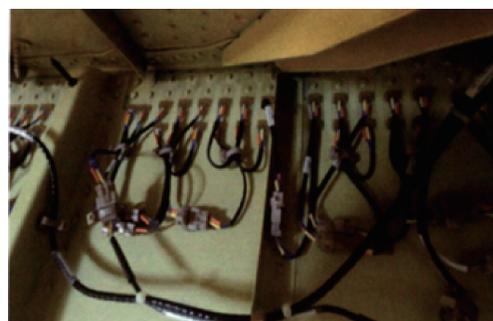


图3 安装在波音737后压力隔框上的CVM传感器
Fig.3 CVM sensor installed on the rear pressure divider of Boeing 737

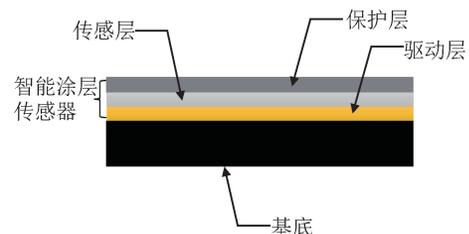


图4 智能涂层传感器

Fig.4 Intelligent coating sensor

2.3 光纤传感技术

光纤布拉格光栅传感器(Fiber Bragg Grating, FBG)利用光纤中的布拉格光栅来测量光的折射率,只有波长与Bragg中心波长相同的入射光才会在栅区被反射。在损伤监测过程中,将光纤光栅粘贴

在监测区域,当被监测区域的状态受到温度、应变影响时,栅区折射率的变化会引起反射光中心波长的变化,通过提取反射波的特征参数可识别结构的健康状态^[19-20]。图5为光纤光栅传感器工作原理。图6为光纤光栅传感器监测铝合金板损伤。

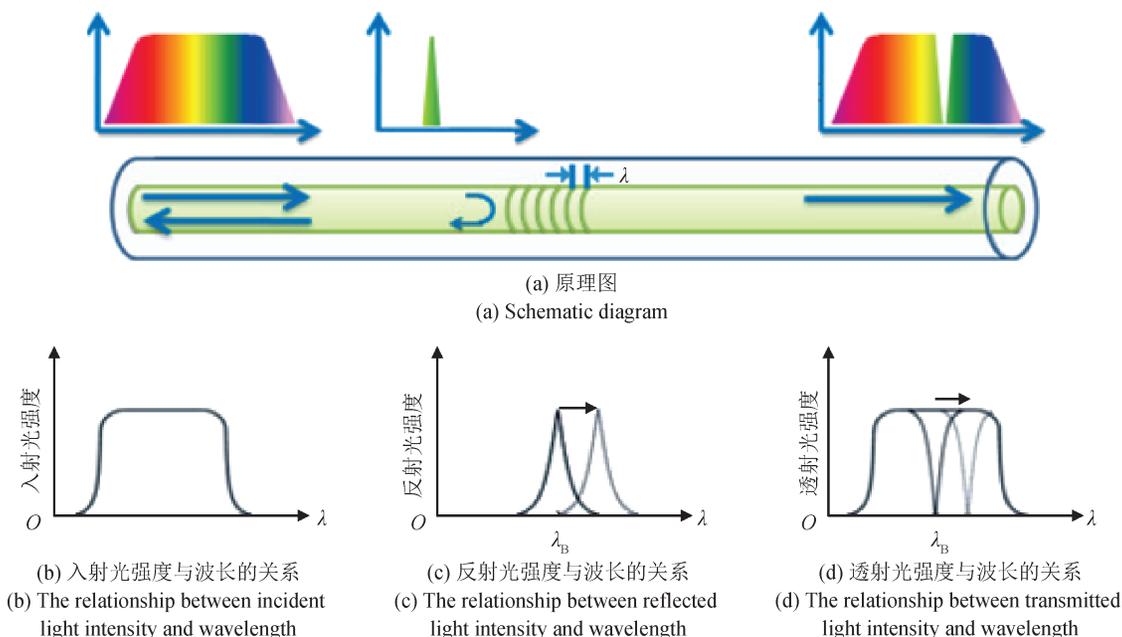


图5 光纤光栅传感器工作原理

Fig.5 Operating principle of fiber Bragg grating sensor

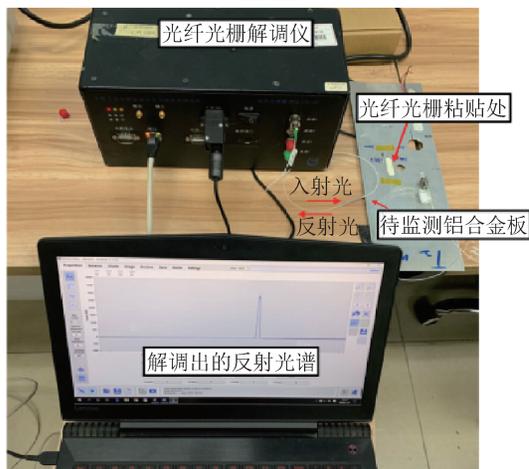


图6 光纤光栅传感器监测铝合金板损伤

Fig.6 Monitoring damage to aluminum alloy plates using fiber optic grating sensors

FBG传感器具有体积小、抗电磁干扰、灵敏度高、耐腐蚀等特点,在应变、变形测量以及结构健康监测等领域得到了广泛应用^[21-23]。空客、波音、NASA和德国宇航中心(German Aerospace Center,

DLR)等机构针对FBG传感器开展了大量研究。

2015年8月,欧盟完成一项“智能飞机结构(Saritsu)”研究项目,该项目使用了光纤和超声技术。光纤传感器安装在翼盒、翼肋、纵梁和机翼附近,图7(a)为光纤传感器在结构上的粘接过程,图7(b)为光纤传感器监测复合材料加筋结构。该项目希望在欧盟“洁净天空”2计划的支持下将机翼减阻、降噪、结构健康监测、减重和其他方面集成设计的技术成熟度(Technical Maturity Level, TRL)提高到6,达到可供实际产品研制使用的水平。

2017年7月,俄罗斯未来研究基金会举办的莫斯科航展上展示了一种内置于复合材料结构中的光纤传感器网络系统构成的机载“神经系统”,该系统用于评估结构缺陷并进行状态维护,预计将安装在第五代战斗机T-50上。2023年12月,印度国防部国防研究与发展组织(Defense Research and Development Organization, DRDO)成功完成了“自主飞翼技术演示验证机”(Autonomous Flying Wing



(a) 光纤传感器粘接过程
(a) Fiber optic sensor bonding process



(b) 复合材料加筋结构监测
(b) Monitoring of reinforced composite structures

图7 光纤传感器结构健康监测过程

Fig.7 Process of structural health monitoring using fiber optic sensors

Technology Demonstrator)的第7次试飞,该型无人机通过在复合材料结构中嵌入的光纤传感器实现结构健康状态监测。

2.4 基于弹性波的压电传感技术

PZT技术基于压电传感器的正/逆压电效应。当向电介质施加力使其发生机械变形时,电介质内部会产生电荷,且正负电荷分布在介质的两个相对面,两个相对面的电荷符号相反,大小相等,此现象被称为正压电效应,如图8所示。反之则为逆压电效应。

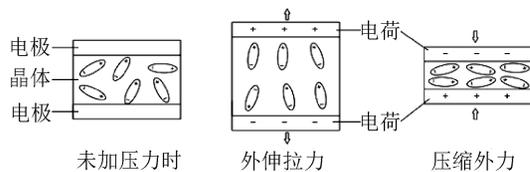


图8 正压电效应示意图

Fig.8 Schematic diagram of positive piezoelectric effect

压电传感器响应快、频率响应范围宽,而且能在高频(30~400 kHz)范围内有效地产生局部激振。基于压电的飞机结构健康监测技术在损伤成像领域得到广泛应用^[24-25]。通过提取结构损伤前后监测信号的特征参数,利用成像算法可以实现对结构损伤的定位、定量监测,从而对结构的健康状况进行诊断。损伤监测信号图如图9所示,损伤

成像图如图10所示。

空客搭建了一套基于压电传感器的结构疲劳裂纹监测系统,对A380飞机的健康状态进行实时监控。图11为巴西航空工业公司将压电传感器安装在Embraer-190飞机的尾翼上进行损伤监测,如图11所示。

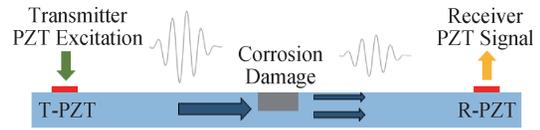


图9 损伤监测信号

Fig.9 Damage monitoring signal

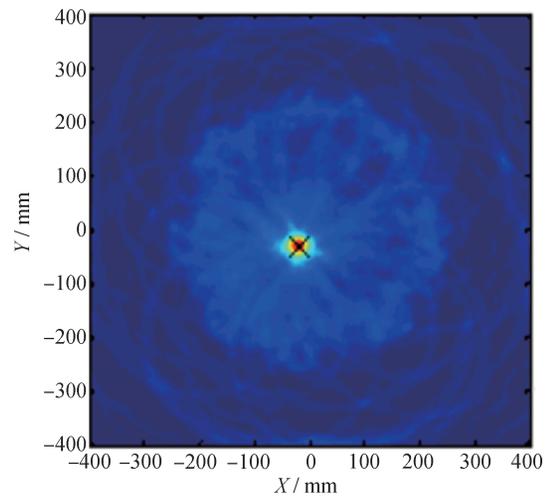


图10 损伤成像图

Fig.10 Damage imaging image

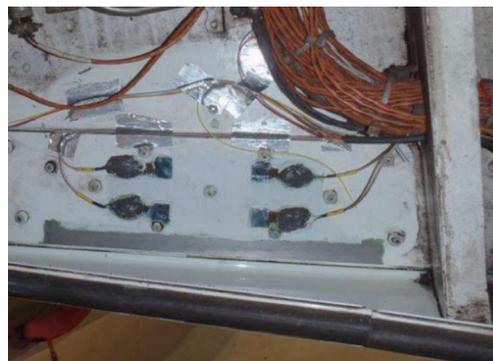


图11 安装在Embraer-190飞机尾翼的压电传感器
Fig.11 Piezoelectric sensor installed on the tail wing of Embraer-190 aircraft

2.5 无线传感器网络

目前,各类飞行器的内部信息主要依赖于有线电缆进行传输,大量的电缆占据了有效载重量

和载荷空间。例如，波音 787 飞机的电缆长度约为 500 km，总质量约为 7 400 kg；空客 A380-800 飞机约有 10 万根电缆，总长度约为 470 km，总质量超过 5 700 kg。基础设施布线增加了飞机的额外设计成本，同时，电缆的插接会导致飞机可靠性降低，增加维修成本，降低系统的灵活性。

WSN 是由多个节点组成的面向任务的无线自组织网络，通过在监测区域布置大量的微型传感器节点，对监测数据进行传输和处理。将 WSN 技术应用于飞机结构健康监测系统中，实现多点传感测量系统的全部无线缆化，减轻了重量，节省了空间，增加了系统的灵活性。WSN 能够快速布局，并准确监测数据，实时传输动态信息，有力推动了飞机结构健康监测技术的发展。美陆军研究实验室、空军研究实验室和美国航空航天局格伦研究中心提出将 WSN 技术应用到航空发动机的健康管理；普惠加拿大公司针对利用 WSN 技术监测飞机发动机和机舱以及滑油系统的一系列参数进行了探索；通用电气公司 (General Electric Company, GE) 正在研究将无线传感器网络应用于发动机状态监控领域。

3 飞机结构健康监测技术的应用

美国空军的 F-16、F/A-18、F-22、F-35 等多种军用飞机及波音、空客等各种民用飞机均广泛应用了飞机结构健康监测技术。PHM 和自主保障信息系统 (The Autonomic Logistics Information System, ALIS) 是美军未来空中作战力量的核心装备 F-35 实现自主保障的关键技术，是实现飞机状态预测、故障诊断、健康监控和管理的重要手段。

F-35 的 PHM 系统结构如图 12 所示，其采用分层智能推理结构^[26]。PHM 是一个高度集成的系统，包含机载 (空中) 和地面的故障诊断与预测功能，依托多层次的功能、信息接口实现互联。其中，PHM 的机下系统驻留在 ALIS 中。ALIS 是一款分布式数据收集与分发系统，通过维修信息和供飞行员使用的知识信息来判断飞机的状态，生成维修计划^[27]。实际应用中，ALIS 存在数据不准确或丢失、难以部署、程序不成熟等问题，目前已被运行数据集成网 (Operational Data Integrated Network, ODIN) 所取代。ODIN 是一个基于云的系统，相较 ALIS，ODIN 的硬件成本降低了近 30%，体积缩小了 75%，

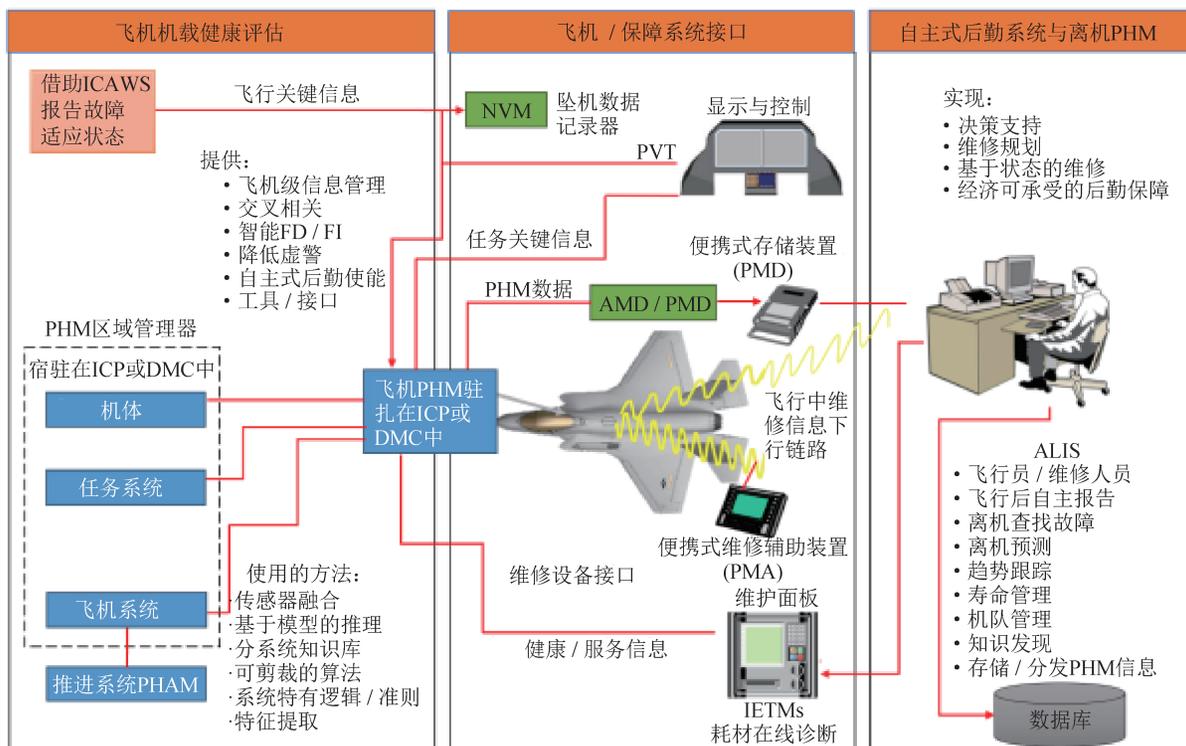


图 12 F-35 的 PHM 系统结构
Fig.12 PHM system structure of F-35

计算能力明显增强，处理时间缩短了50%，另外，ODIN具有更好的适用性和易用性，其服务器基于当前可用的模式组建，更易于维护和支持。

基于PHM的F-35战斗机机身传感器布设如图13所示。F-35战斗机包括常规起降(Conventional Takeoff and Landing, CTOL)、短距离起飞/垂直降落

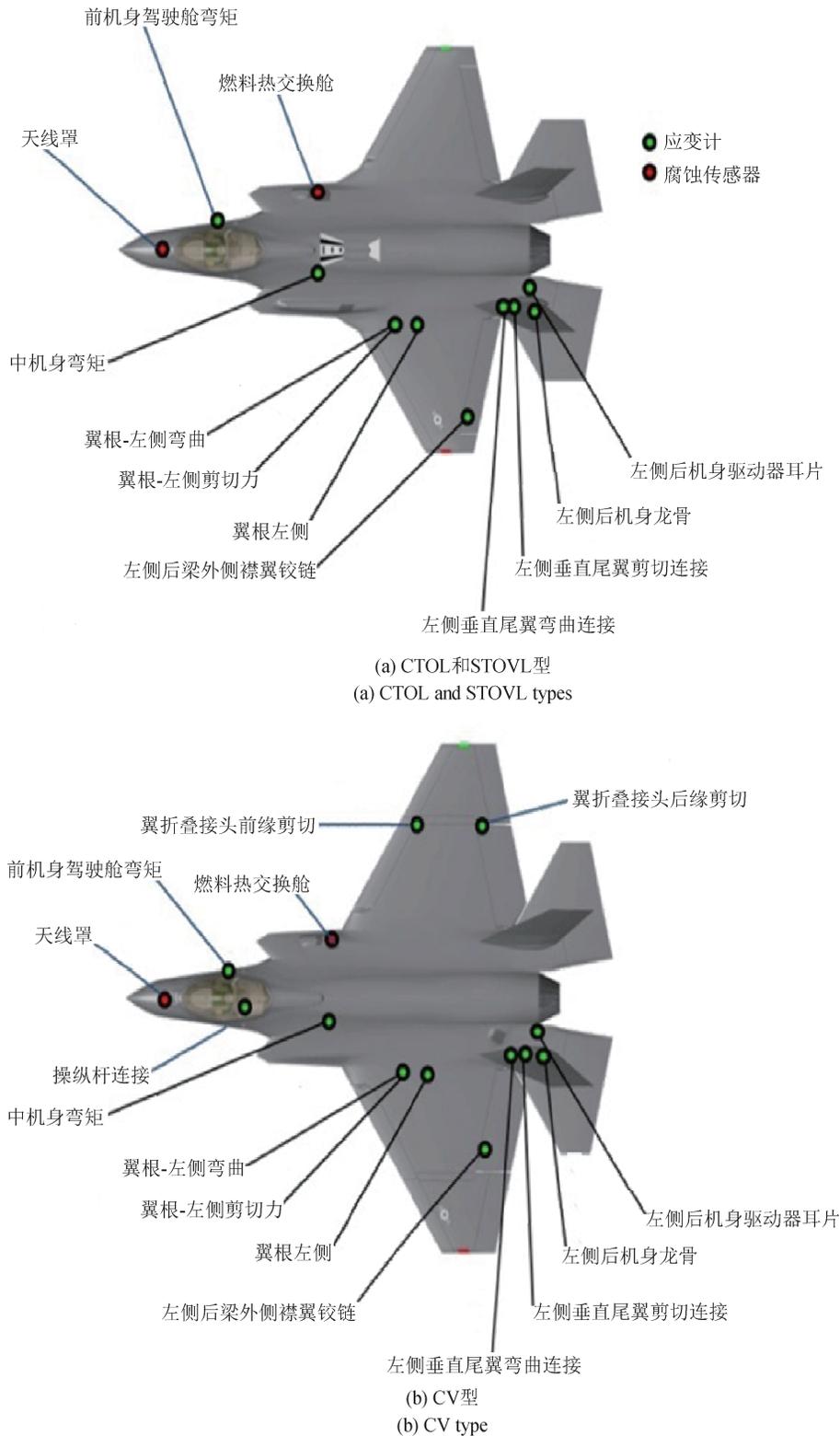


图13 基于PHM的F-35战斗机机身传感器布设

Fig.13 Sensor placement for three variants of F-35 fighter jets based on PHM

(Short Takeoff and Vertical Landing, STOVL)和舰载(Carrier Variant, CV)三种型号, CTOL型和STOVL型战机需安装10个应变传感器, CV型战机需安装13个应变传感器, 应变传感器直接对粘接位置处的参数进行测量, 并由飞机记录相应的时间历程, 用于离机分析。应变传感器的采集频率为320 Hz, 可以保证对动态响应的监测。此外, 每架飞机安装了两个腐蚀传感器, 一个安装在天线罩上, 另一个安装在燃料热交换舱上。腐蚀传感器记录飞行开始和结束时的数据, 可以对飞机经历的环境做出响应。

作为PHM技术的重要组成部分, F-35的结构预测与健康管理系统(Structural Prognostics and Health Management, SPHM)技术利用基于飞机结构的监测信息等确定飞机结构部件是否能完成其设计功能, 并对其剩余使用寿命进行预测。SPHM技术实现的内容包括飞机飞行载荷测量、结构过载测量、辅助结构数据收集和腐蚀环境监测等。其中, 飞行载荷测量部分利用应变测量法进行外载荷测量, 即测量地面加载方式下飞机机身、机翼、起落架、尾翼等部件的载荷相关参数。在飞机的一侧安装有应变传感器, 另一侧利用载荷测量仪器进行验证。所有的应变传感器都处于基线设计中, 需要进行工程更改才能将其移除。应变传感器可能位于难以接近的位置, 运行到期前不再进行维护。应变传感器受力示意图如图14所示, 应变测量原理图如图15所示, 左侧垂尾应变传感器粘贴位置

图如图16所示。

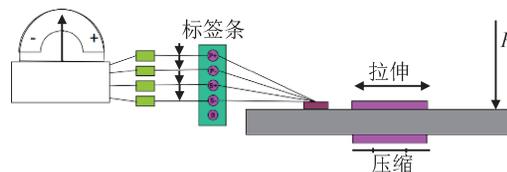
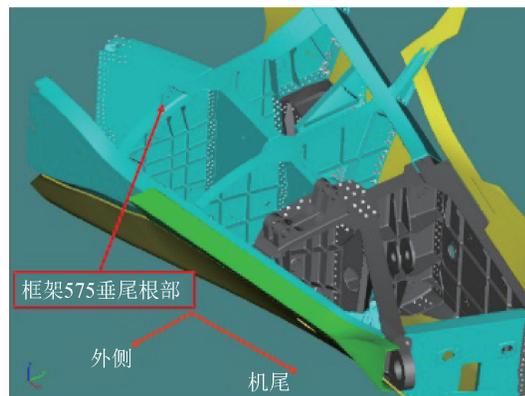


图15 应变测量原理

Fig.15 Principle of strain measurement



(a) 左侧垂尾示意图

(a) Schematic diagram of left vertical tail

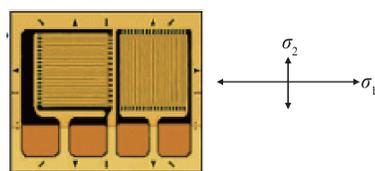


(b) 左侧垂尾传感器粘贴图

(b) Physical image of left vertical tail sensor pasting

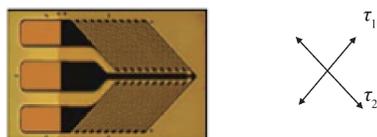
图16 左侧垂尾应变传感器粘贴位置

Fig.16 Left vertical tail strain sensor pasting position



(a) 应变传感器受拉力示意图

(a) Schematic diagram of strain sensor under tensile force



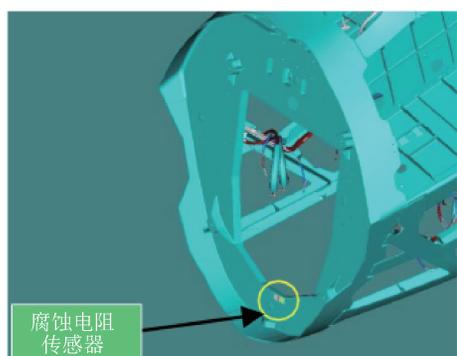
(b) 应变传感器受剪力示意图

(b) Schematic diagram of strain sensor under shear force

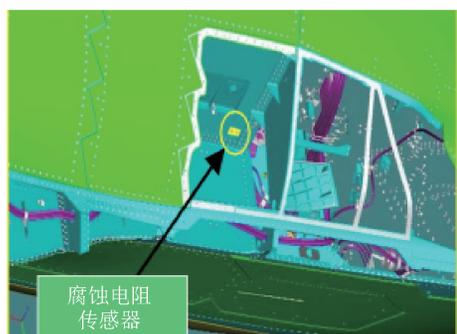
图14 应变传感器受力示意图

Fig.14 Schematic diagram of strain sensor stress

SPHM技术中, 结构腐蚀损伤监测的检查方式由“定期检查”替换为“条件检查”。F-35上安装了2个腐蚀传感器, 这2个传感器处于难以接近的高价值位置, 分别为天线罩面和燃料热交换舱上。在腐蚀环境作用下, 电阻传感器上预先校准的条带会开始腐蚀, 导致传感器的电阻发生变化。电阻传感器连接到飞机总线, 在飞行开始和结束时自动记录数据。腐蚀监测用电阻传感器布贴位置如图17所示。



(a) 天线罩面上布贴的腐蚀监测用电阻传感器
(a) Resistance sensors for corrosion monitoring pasted on the antenna cover surface



(b) 燃料热交换舱上布贴的腐蚀监测用电阻传感器
(b) Resistance sensors for corrosion monitoring attached to the fuel heat exchange module

图 17 腐蚀监测用电阻传感器布贴位置

Fig.17 Placement of resistance sensors for corrosion monitoring

4 总结与展望

结构健康监测技术对于评估飞机健康状态、提高航空装备安全性与可靠性具有重要意义。随着技术成熟度的提高以及新技术的不断发展,飞机结构健康监测技术得到了更大范围的应用,同时飞机结构健康监测技术正在向飞机健康管理的方向发展。本文系统介绍了飞机结构健康监测技术以及与其相关的先进传感器技术,详细分析了飞机结构健康监测技术的国内外发展现状,具体阐述了飞机结构健康监测技术在F-35等飞机上的典型应用。国外已实现了飞机结构健康监测技术的多项工程应用,而目前我国的飞机结构健康监测技术应用研究仍处于初级水平。针对我国飞机结构健康监测技术及相关技术应用于此领域的未来发展趋势给出预测及建议。

1) 研究传感器网络的智能诊断技术

在实际工程应用中,传感器的损伤会极大降

低传感器网络的可靠性,监测过程中可能会出现假阳性和假阴性结果。因此,未来需要重点研究传感器网络的补偿信息采集、状态智能诊断以及维修技术,以提升飞机结构健康监测传感器网络的准确性和可靠性。

2) 研究复杂环境下的SHM技术

传感器监测网络和飞机结构处于相同的服役环境,需要提升监测系统在复杂电磁环境下的抗干扰能力,并提升系统在温度剧烈变化、高强度振动等复杂环境中的可靠性。

3) 研究基于结构健康监测的健康管理技术

实现结构健康预测与健康管理是未来的重要发展方向,需要利用高精度测量方法及设备提高损伤的定位、定量监测精度,从而较准确地预测结构的剩余寿命,实现航空部件的故障精准预测与综合健康管理。

4) 将柔性电子、智能材料/结构应用于飞机结构健康监测领域

将传感器、激励器与结构融为一体,形成具有智能感知功能的材料结构并应用于航空装备领域,实现飞机部件的自动化、智能化、高效化监测。

5) 将深度学习、数字孪生等前沿技术应用于飞机结构健康监测领域

深度学习、数字孪生等技术对于提高反馈控制准确性、优化决策具有重要作用,利用前沿技术实现传感器网络诊断智能化、损伤识别智能化、寿命预测智能化是飞机结构健康监测和寿命管理领域发展的必然方向。需要充分利用这些创新性技术,推动我国飞机结构健康监测技术向高准确性、高可靠性、智能化方向发展。

参考文献

- [1] DENG L, YAN W, NIE L. A simple corrosion fatigue design method for bridges considering the coupled corrosion-overloading effect [J]. *Engineering Structures*, 2019, 178: 309-317.
- [2] PEDEFERRI P, ORMELESE M. *Corrosion science and engineering*[M]. Springer, 2018.
- [3] 顾钧元,徐廷学,余仁波,等. 结构健康监测及其关键技术研究[J]. *兵工自动化*, 2011, 30(8): 61-64.

- GU J Y, XU T X, YU R B, et al. Study on structural health monitoring and its key Technologies [J]. *Ordnance Industry Automation*, 2011, 30 (8) : 61-64. (in Chinese)
- [4] 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, 51(22): 44-48.
YU M, BAO P Y, FU Z, et al. Aircraft structural health monitoring technology and sensor network [J]. *Aviation Manufacturing Technology*, 2008, 51 (22) : 44-48. (in Chinese)
- [5] 张锋. 感觉无处不在 — 英国发布新的飞机智能蒙皮概念[J]. *环球飞行*, 2014(8): 70-73.
ZHANG F. Feeling everywhere — UK releases new concept of intelligent aircraft skin [J]. *World Flight*, 2014 (8): 70-73. (in Chinese)
- [6] IKEGAMI R, HAUGSE E D. Structural health management for aging aircraft[J]. *Proceedings of SPIE — The International Society for Optical Engineering*, 2001, 4332: 60-67.
- [7] 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 [R]. NASA Dryden Flight Research Center, 2002.
- [8] 王文娟, 薛景锋, 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 W J, XUE J F, ZHANG M J. Application progress and prospect of optical fiber sensor in aircraft structural health monitoring[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2020, 31(7): 95-101. (in Chinese)
- [9] JOHNSON E A, LAM H F, KATAFYGIOTIS L S, et al. Phase I IASC - ASCE structural health monitoring benchmark problem using simulated data [J]. *Journal of Engineering Mechanics*, 2004, 130(1): 3-15.
- [10] HOUSNER G W, BERGMAN L A, CAUGHEY T K, et al. structural control: past, present, and future [J]. *Journal of Engineering Mechanics*, 1997, 123 (9) : 897-971.
- [11] LOPEZ M R, SERGIYENKO O Y, TYRSA V V. et al. Optoelectronic method for structural health monitoring [J]. *Structural Health Monitoring*, 2010, 9 (2) : 105-120.
- [12] SHI Y, YANG B, LIAW P K. Corrosion-resistant high-entropy alloys: a review [J]. *Metals*, 2017, 7(2): 43.
- [13] 熊海贝, 李志强. 结构健康监测的研究现状[J]. *结构工程师*, 2006, 22(5): 86-90.
XIONG H B, LI Z Q. State of the art of structural health monitoring [J]. *Structural Engineers*, 2006, 22(5) : 86-90. (in Chinese)
- [14] GIURGIUTIU V, XU B, CHAO Y, et al. Smart sensors for monitoring crack growth under fatigue loading conditions [J]. *Smart Structures and Systems*, 2006, 2 (2) : 101-113.
- [15] PINHEIRO RULLI R, DOTTA F, DA SILVA P A. Flight tests performed by EMBRAER with SHM systems [J]. *Key Engineering Materials*, 2013, 558: 305-313.
- [16] SWINDELL P, DOYLE J, ROACH D. Integration of structural health monitoring (SHM) solutions onto commercial aircraft via the FAA SHM research program [J]. 2016.
- [17] 传感器探测裂纹技术首次获批[J]. 赵平, 译. *航空维修与工程*, 2022(7): 27.
FAA certified the first application of structural health sensors [J]. ZHAO P, translate. *Aviation Maintenance and Engineering*, 2022(7): 27. (in Chinese)
- [18] 蔡佳昆, 王智, 刘马宝. 智能涂层技术在飞机结构裂纹监控中的应用研究 [C]// 全国疲劳与断裂学术会议. 第十五届全国疲劳与断裂学术会议论文集. 佛山, 2010.
CAO J K, WANG Z, LIU M B. Research on the application of intelligent coating technology in aircraft structural crack monitoring [C]// National Conference on Fatigue and Fracture. Proceedings of the 15th National Conference on Fatigue and Fracture. Foshan, 2010. (in Chinese)
- [19] KAHANDAWA G C, EPAARACHCHI J, WANG H, et al. Use of FBG sensors for SHM in aerospace structures [J]. *Photonic Sensors*, 2012, 2(3): 203-214.
- [20] 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.
- [21] PENA F, MARTINS B L, RICHARDS W L. Active in-flight load redistribution utilizing fiber-optic shape sensing and multiple control surface [J]. *NASA Technical Memorandum*, 2018.
- [22] HE Y, DONG M, SUN G, et al. Shape monitoring of morphing wing using micro optical sensors with different embedded depth [J]. *Optical Fiber Technology*, 2019, 48

(MAR.): 179-185.

[23] MARTINS B L, KOSMATKA J B. Health monitoring of aerospace structures via dynamic strain measurements: an experimental demonstration [C]// AIAA Scite 2020 Forum, 2020.

[24] LEVINSON L. Electronic ceramics: properties, devices and applications[M]. 2020.

[25] CHATTOPADHYAY A, NAM C, KIM Y. Damage detection and vibration control of a delaminated smart composite plate[J]. Advanced Composites Letters, 2000, 9(1): 7-15.

[26] 秦荀, 李三军. F-35战斗机的状态预测与健康管理系统[J]. 航空维修与工程, 2017(4): 33-37.

QIN X, LI S J. Prognostics and health management for F-35 fighter [J]. Aviation Maintenance and Engineering, 2017(4): 33-37. (in Chinese)

[27] 朱斌, 陈龙, 强弢, 等. 美军F-35战斗机PHM体系结构分析[J]. 计算机测量与控制, 2015, 23(1): 1-4.

ZHU B, CHEN L, QIANG T, et al. Analysis on PHM architecture of US F-35 fighter[J]. Computer Measurement

& Control, 2015, 23(1): 1-4. (in Chinese)

(本文编辑: 刘圣晨)



第一作者: 刘雪蓉(1994—), 女, 工程师, 博士, 主要从事结构健康监测、寿命预测、情报研究。



通信作者: 张宝珍(1967—), 女, 研究员, 主要从事通用质量特性及试验测试技术情报研究。