

文章编号: 1674-8190(2024)01-001-14

基于健康监测的飞机结构寿命预测技术

张彦军, 王斌团, 宁宇, 雷晓欣, 薛海峰

(航空工业第一飞机设计研究院 强度设计研究所, 西安 710089)

摘要: 飞机结构健康监测技术在飞机的结构设计、飞行及维护过程中发挥着重要作用, 该技术可用于结构健康状况预判、辅助维修与维护决策。本文首先介绍了当前结构健康监测的概念及其适用范围, 讨论了结构健康监测相关规范要求, 以 F-35 和 A400M 为例分析了国外飞机结构健康监测技术的典型工程案例, 并给出了典型飞机单机跟踪和寿命控制、某老龄飞机载荷谱实测及寿命预测, 总结了基于裂纹的监测方法研究及限制其应用的主要因素。在此基础上, 提出了飞机结构健康监测系统设计的主要思路, 给出了寿命预计的基本流程, 阐述了其中控制点选择、飞行参数筛选、载荷/应变方程构建、损伤计算及寿命评估、结果输出及方程验证等主要环节。最后, 对航空领域未来开展结构健康监测智能化研究进行了展望。

关键词: 结构健康监测; 单机跟踪(监测); 寿命预测; 疲劳; 载荷谱

中图分类号: V267; V215

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.01.01

Life prediction technology of aircraft structures based on structural health monitoring

ZHANG Yanjun, WANG Bintuan, NING Yu, LEI Xiaoxin, XUE Haifeng

(Department of Strength Design, AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: Aircraft structural health monitoring technology plays an important role in the process of aircraft structural design, flight and maintenance. This technology can be used to predict structural health conditions and assist in maintenance and repair decisions. In this paper, several concepts of structural health monitoring and their applications are introduced. The requirements of structural health monitoring are discussed, and the typical engineering cases of aircraft structural health monitoring technology are analyzed with the examples of F-35 and A400M. Then, the individual aircraft tracking and life control of typical aircraft, the load spectrum survey and life prediction of an aging aircraft are given, and the research on crack monitoring method and the main limitation of its application are discussed. The main idea of aircraft structural health monitoring system design and basic flow path of life prediction are put forward, and main tasks of structural health monitoring including selection of control points and flight parameters, construction of load/strain equation, calculation of damage and fatigue life, results output and verification of the equation are also introduced. Finally, the future research of aircraft structural health monitoring is prospected.

Key words: structural health monitoring; individual aircraft tracking (monitoring); life prediction; fatigue; load spectrum

收稿日期: 2022-10-16; 修回日期: 2023-04-16

基金项目: 航空科学基金(2020Z009003002)

通信作者: 王斌团(1966-), 男, 博士, 研究员。E-mail: wang_bintuan_student@sina.com

引用格式: 张彦军, 王斌团, 宁宇, 等. 基于健康监测的飞机结构寿命预测技术[J]. 航空工程进展, 2024, 15(1): 1-14.

ZHANG Yanjun, WANG Bintuan, NING Yu, et al. Life prediction technology of aircraft structures based on structural health monitoring[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(1): 1-14. (in Chinese)

0 引言

故障预测与健康管理的(Prognostics and Health Management, 简称 PHM)技术,使得飞机能够实现从传统单机监控、健康监测到新的健康管理理念的转变,在寿命周期内保证系统结构安全,性能完整,兼顾经济性和安全性,已逐渐成为压缩维修保障费用、支撑装备实现高效保障、自主健康管理的关键技术^[1]。

作为 PHM 重要组成部分之一的飞机结构健康监测 (Structural Health Monitoring, 简称 SHM) 在飞机的结构设计、飞行以及维护过程中都发挥着重要作用。通过在飞机结构上内置的传感器网络,可以获得结构响应、操作以及服役环境等信息,基于传感数据的诊断结果可以用于结构健康状况预判及辅助维修与维护决策^[2-3]。

近年来,国内外开展了较多飞机结构健康监测系统相关的技术研究,但仍缺少关于该项技术的系统性研究,对开展飞机结构健康监测系统的设计及基于监测数据的寿命预测等研究指导性不强。

本文在分析国内外军用飞机研制规范对结构健康监测的要求的基础上,总结国外当前飞机结构健康监测典型工程案例,阐述国内已开展的重心过载单机寿命跟踪研究和结构健康监测系统的部分实践,提出飞机结构健康监测及寿命预计的流程,对控制点选择、载荷/应变方程构建、控制点应力计算、损伤计算及寿命评估、结果输出等方面进行详细阐述,并从现有设计技术向未来智能化应用的发展方向进行展望。

1 结构健康监测的 8 种概念分析

一般谈及结构健康监测,文献中常见有以下 8 种表述:①故障预测与健康管理的^[1](Prognostics and Health Management, 简称 PHM),②飞行器集成健康管理^[4](Integrated Vehicle Health Management, 简称 IVHM),③结构健康监测/管理^[2](Structural Health Monitoring/Management, 简称 SHM),④结构故障预测与健康管理的^[5](Structural Prognostics and Health Management, 简称 SPHM),⑤使用监测功能^[6](Usage Monitoring Function, 简称 UMF),⑥单机跟踪^[7-9](Individual Aircraft Tracking, 简称 IAT),⑦预测和概率性单机跟踪^[10]

(Prognostic and Probabilistic Individual Aircraft Tracking, 简称 P2IAT),⑧运载工具健康监测^[11](Vehicle Health Monitoring, 简称 VHM)。

健康管理最早起源于美国在航天运载工具上安装传感器和相应软件来监测系统的健康状态,在此基础上发展起来 VHM 概念。后来出现了对于“监测 (Monitoring)”和“管理 (Management)”两种用词的表达方式,后者更多是以突出“采取主动措施消除潜在的故障或失效对系统运行的影响”的作用。

IAT 是飞机结构完整性大纲五项任务中的部队管理实施的基本要求,瞄准以单机实际测量的使用数据为基础,来确定和调整检查、维修间隔。

2013 年起,美国空军推出了飞机机体数字孪生 (Aircraft Digital Twin, 简称 ADT) 计划^[10],重点是开发新的 IAT 框架,即预测和概率性单机跟踪,用来替代当前的基准确定性 IAT 框架。

使用监测功能 UMF 的表述少量见于空客飞机的结构健康监测,其中 A400M 开发了该项设备并使用 UMF 的术语。

飞机结构 PHM 思想是从飞机结构寿命监控和管理开始形成的,而飞机结构健康监测 SHM 技术随着先进传感技术的发展,已逐步与传统的单机疲劳寿命监控技术进行融合,推动飞机结构健康监测技术的应用^[12]。上述概念无论是结构健康监测、还是结构故障预测与健康管理的其实质目的都是为了实现对高价值飞机平台的实时跟踪,诊断故障,预测未来,实现飞行器的安全运行。合理指导飞机使用安排和结构维护决策,推动飞机由定检维修向不等间隔的视情维修转变。

综上,PHM、IVHM、SHM、SPHM、UMF、IAT、P2IAT、VHM 不同概念由不同的学术团体或工业组织提出,其侧重点有所不同,但其基本的概念框架和关键技术却是相通的。

P2IAT 是 IAT 的进一步发展方向,比当前的 IAT 方法多了概率性(或不确定性)、可诊断性和可预测性的功能。IVHM 在 VHM 中引入了“综合 (Integrated)”一词,突出强调了在整个系统级别上的健康信息的集成(如飞机整机),以区别于单个子系统级别的健康管理(如动力系统)^[11],且从“监测”向“管理”一词的转变更突出了主动的含义。

PHM 和 IVHM 均为相对覆盖领域更宽泛的定义,瞄准的均是飞行器整机级(包含结构、系统

等在内)能力状态。对飞机而言,PHM更倾向于故障预测,而飞行器集成健康管理IVHM的内涵和范畴则更大一些。

飞机SHM或SPHM是从PHM概念中演化而来,重点针对飞机结构开展的故障预测、健康管理相关的具体描述。这两个概念均在文献中常见,但普遍认为SHM更具有通用性一些,且通常使用的为结构健康监测。

对于飞机结构主要使用的SHM和IAT两种表述方式,其差异更多体现在使用习惯和应用场景方面。在单独谈及飞机结构健康监测技术本身时,建议使用结构健康监测(SHM);当更侧重于飞机的使用跟踪、寿命消耗评估时,建议使用单机跟踪(IAT)。

2 飞机结构健康监测相关设计规范要求

国外最新型号的研制已将结构健康监测列入研制要求^[3,8,13-14]。

2016年发布的MIL-STD-1530D^[6]规定要建立单机跟踪系统,要求建立包括硬件、飞行数据下载设备、数据处理、数据转换及软件的系统开展的单机跟踪的使用数据可用于调整单机检查间隔。同时要求所有军用飞机都应能够记录可确定结构损伤扩展速率和影响使用寿命因素的充足使用参数。该系统应至少有足够的能力和可靠度来记录飞机使用寿命期所有数据中最低90%的数据量。

美国SAE(Society of Automotive Engineers)组织,包括空客、波音、美国空军和海军、美国航空航天局、欧洲航空安全局、斯坦福大学等多个组织及机构,共同编制了ARP6461《固定翼飞机结构健康监测标准》^[14],以指导结构健康监测技术的定义、开发和认证。该文件主要提供SHM在固定翼飞机的应用实施指南,以确定系统的测量、精度、可靠性和其他要求,通过术语标准化等来协调行业对SHM的理解,同时提供如何将SHM纳入维护规程和适航文件的指南。

我国GJB67.6A—2008《重复载荷、耐久性和损伤容限》^[15]中,关于部队管理实施,提出“使用方在部队使用期间应完成载荷/环境谱测量、单机跟踪数据、单机维修时间、结构维修记录等工作,以保证每架飞机的损伤容限和耐久性”。

我国GJB 775A—2012《军用飞机结构完整性大纲》^[9]要求“建立部队使用管理程序和方法,以保证每架飞机在其整个寿命期内的结构完整性”,并明确要求“建立单机跟踪大纲”。给出结构完整性(Structural Integrity)定义为“在要求的结构安全性、结构能力、耐久性和可保障性水平下,结构可正常使用以及功能未受削弱时所处的状态,其内容包含影响飞机安全使用和成本费用的机体强度、刚度、耐久性、损伤容限和功能等^[9]”。

现行的国内外飞机设计标准并未对飞机结构健康给出具体定义。对飞机结构健康可参照标准规定理解为飞机结构保持完整性的能力,即飞机结构正常使用以及功能未受削弱时所处的状态。

单机跟踪大纲以单机实际测量的使用数据为基础,主要用于“调整结构检查、更改、大修和更换的时间;确定在整个使用中相应环境条件下的损伤扩展,并将使用任务的变化量化;确定当量飞行小时,并针对每架飞机上所有关键部位调整维修计划;预报何时达到飞机结构件的寿命限制。”

由此可见,单机跟踪的目的可归纳为两条:一是通过使用监测跟踪评估机队训练大纲的执行情况,以评估设计使用寿命的条件(任务组成)有无变化;二是根据以上变化,对机队飞机做差别化的寿命分析评估,优化机队飞机训练任务分配,修订服役机队的结构完整性控制计划。

3 国外飞机结构健康监测技术典型工程案例

美国和欧洲针对飞机结构强度的健康监控技术已开展了多年的基础研究、试验验证到机载应用研究,通过飞行试验和地面试验进行验证,并建立了基于飞行实测的分析、试验及标定的模板库。

美国从第一种完全按照飞机结构完整性大纲(Aircraft Structure Integrity Program,简称ASIP)要求加装以微信息处理机为基础的记录结构载荷历程数据记录器的B-1B飞机,到F/A-18、F-15、F-16、F-111、F-22等飞机上的单机跟踪系统,其基本原理都是通过机载设备获得关键部位实际飞行条件下的载荷环境,进行单机寿命预计,以此监控飞机的结构健康情况。

以F-35和A400M飞机为例,给出结构健康监测技术应用的典型工程案例。

3.1 F-35 飞机结构健康监测研究

美国 F-35 飞机在装备研制过程中开发了配套的结构故障诊断和健康管理^[16]系统,用于飞机使用与寿命管理。该系统采用载荷方程计算和应变传感器测量两种方法来获取外载荷,其中应变测

量数据对于建立、完善载荷方程起到十分重要的作用。全机在飞机单侧(以机身中心线为对称线)10个部位安装了应变传感器,另一侧的载荷由载荷方程计算给出,应变传感器在全机上的具体分布情况如图1所示。

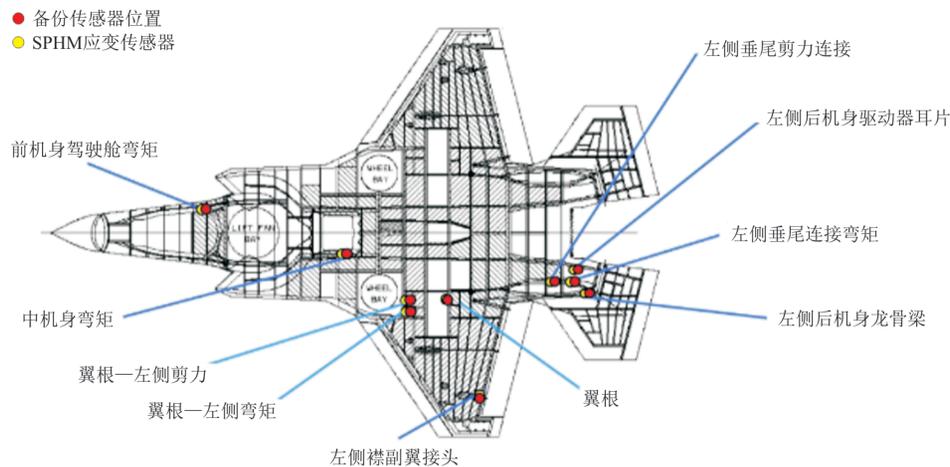


图1 F-35 飞机应变传感器安装位置示意图

Fig. 1 Strain gauges locations on F-35

F-35 仅在部分飞机上安装应变传感器,具体如下^[16]:①研制阶段的飞机全部安装;②批量生产阶段的飞机选10%进行安装。

应变传感器在使用过程中一直用到传感器自然失效,不进行维护。每个控制点的局部应力通过已建立的外载荷函数方程计算得到。

在开展单机寿命监控时,采用与设计阶段相同的损伤模型:对 F-35A (Conventional Take-off and Landing, 简称 CTOL) 采用损伤容限分析模型,对 F-35B (Short Take-off and Vertical Landing, 简称 STOVL) 和 F-35C (Carrier Variant, 简称 CV) 采用应变寿命法计算损伤。

通过采用 SPHM 技术,已交付的 F-35 飞机中预期 90% 可延长到 30 日历年或 8 000 fh 使用寿命。

F-35 飞机同时提供腐蚀监测功能,目前有两种腐蚀传感器:一种安装在天线罩隔框前表面,另一种装在燃油/热交换器舱壁上^[17]。一项研究确定机队中 27% 的腐蚀传感器已经失效,目前正在开发新的腐蚀传感器。地面管理系统通过增强训练管理系统来提高任务保障能力,而其中腐蚀管

理能力就是其中一项重要组成部分。

3.2 A400M 飞机结构健康监测研究

A400M 是空客研制的一款多用途军用运输机,为覆盖预期服役期内各种使用任务类型,其采用使用监控功能 (Usage Monitor Function, 简称 UMF) 来开展结构健康监测,评估每架飞机实际使用的疲劳损伤。

A400M 飞机的 UMF 包括 3 个互补的功能^[6]:

1) 非直接测量功能。基于飞机系统记录的参数,重构典型结构部位的载荷和应力历程,并用之评估疲劳和裂纹扩展损伤。

2) 统计使用功能。提供每架飞机实际使用导出的疲劳参数。

3) 直接测量功能。仅装于某些飞机,包括监控使用载荷和交叉检验预估载荷和应力历程的应变传感器。

A400M 采用的 UMF 方法重构了所关注的部位——控制点 (Pilot Point) 的局部载荷历程。通过构建任一时刻大量飞行参数数据记录结果和载荷或应力间的转换方程,由此得到每个关注点的应

力谱并计算疲劳损伤。转换方程的建立比较复杂,因为其要求建立验证后的精度满足要求的载

荷模型,并可覆盖任一飞行剖面的情况。A400M 飞机的载荷监测流程图如图 2 所示。

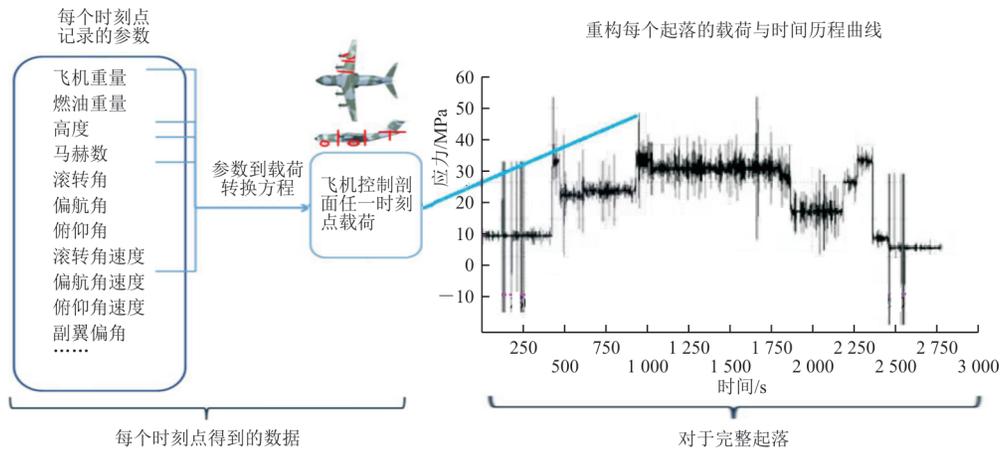


图 2 A400M 飞机载荷监测理论流程图^[6]

Fig. 2 Process of load monitoring for A400M^[6]

UMF 功能为 A400M 提供了控制点的疲劳控制参数,可计算出每架机自服役以来的累积损伤状态。

4 飞机结构健康监测方法研究及应用

4.1 国内相关研究进展

我国目前在役的各型飞机,无法像新机研制一样通过直接安装传感器来开展单机跟踪,但可立足飞机使用现状,采用基于单机实际飞行参数记录历程寿命的监控方法来开展单机跟踪研究,并取得了一些有益的进展,对于新机型,现已建立了单机寿命监控体系并投入实施^[18-24]。

高潮等^[18]研究了飞机接头疲劳寿命分散系统,提出采用等损伤原理可将飞行小时数折算为当量飞行小时数,得到的飞机结构安全寿命可作为单机寿命管理的基准寿命值。

黄季堃等^[19]对某型先进战斗机定延寿工作进行了论述,详细阐述了单机监控技术等的应用情况,计算了基于重心过载的损伤,制定了相应的单机监控措施,并初步实现了每架飞机的使用寿命管理。

张福泽^[20]给出了飞机疲劳寿命单机监控各节点的判据式和相应的类比计算模型,将单机监控飞机结构损伤、机群飞机各节点平均损伤和各节

点寿命有机联系起来,推导出了寿命耗损系数,用之确定单机使用寿命和剩余寿命。

宋日晓等^[21]研究了寿命监控方式的优缺点,分析认为依赖于智能材料的飞机结构健康监测系统的监控是未来单机寿命监控的发展方向。

宋恩鹏等^[22]研究了我国飞机结构寿命监控与寿命管理的主要发展过程以及技术构成,提出了当前飞机结构健康监测系统和技术应用的展望。

我国飞机的单机跟踪和寿命监控,引入了当量损伤的概念,形成了基于当量损伤的单机寿命监控技术^[25]。将飞机机体结构作为整体来处理,以当量损伤的大小来衡量机体结构疲劳损伤的潜在增长情况或疲劳寿命消耗情况,以统一的当量损伤增长来度量飞机结构寿命消耗情况。

4.2 单机跟踪和寿命控制

在某型机的单机跟踪中,根据外场飞机单机历史飞行参数数据和全机疲劳试验载荷谱,采用相对损伤类比法,确定了当量损伤模型及指数,解决了飞行参数到损伤自动化计算技术、在役飞机寿命消耗评估等关键技术,为飞机单机跟踪提供了成熟、可靠的单机跟踪和寿命监控方法、软件。单机跟踪和寿命监控流程如图 3 所示。

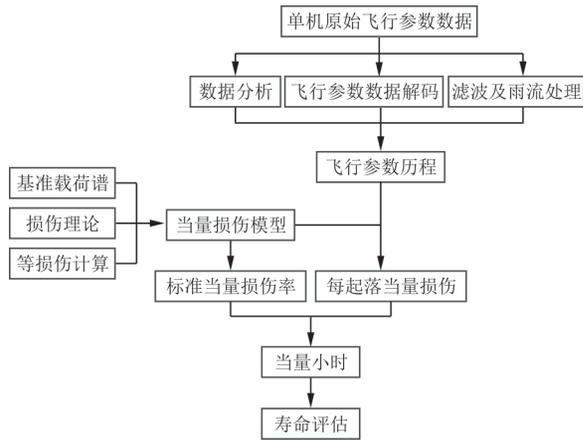


图3 单机跟踪和寿命监控流程图

Fig. 3 Process of individual aircraft tracking and life monitoring

根据飞机结构的材料、传力特点以及载荷历程,将全尺寸疲劳试验的载荷谱作为基准谱,结合各种等损伤计算公式,通过数值计算确定基于重心过载的当量损伤计算公式及损伤指数。在此基础上,研究确定了单机跟踪采样率、机群跟踪中考虑效率和精度共同影响下的滤波阈值,为实施寿命监控提供技术支持。

在役飞机寿命消耗评估是给出部队单机使用轻重相对关系的直接手段,也是单机跟踪管理的基本依据。

由基准谱计算确定对应每飞行小时的基准当量损伤(标准当量损伤率)后,根据各架飞机的飞行参数数据处理结果,通过损伤类比折算得到已飞实际飞行小时数所对应的当量损伤。单机寿命消耗评估给出了机队飞行寿命的消耗评估、年度寿命消耗评估、典型科目当量损伤统计以及寿命比统计评估等。通过单机疲劳寿命消耗指数(Fatigue Life Expenditure Index,简称FLEI)给出单位小时单机寿命消耗的快慢程度,单机FLEI示意图如图4所示。

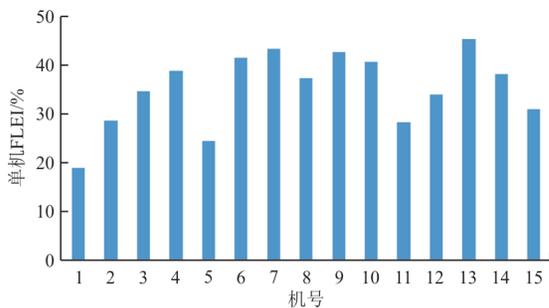


图4 不同飞机寿命消耗示意图

Fig. 4 Sketch of life consumption for different aircraft in fleet

从图4可以看出:同一机队中不同飞机的寿命消耗快慢不同,均低于基准损伤状态。

A、B、C三个不同科目连续6年的科目平均起落损伤情况(损伤为根据重心过载计算得出的当量损伤,无量纲)如表1所示,可以看出:随使用时间变长,科目A、科目B的损伤总体呈增大趋势,科目C的损伤变化不大,不同科目随不同年度当量损伤变化较大。

表1 飞行科目随不同年度损伤变化

Table 1 Variation of annual damage for flight subjects

年度	当量损伤		
	科目A	科目B	科目C
第 <i>i</i> -5年	210	205	538
第 <i>i</i> -4年	394	385	245
第 <i>i</i> -3年	403	305	510
第 <i>i</i> -2年	702	1228	496
第 <i>i</i> -1年	658	570	480
第 <i>i</i> 年	741	610	474

通过单机寿命消耗评估,识别出机队中单机寿命消耗的轻重程度、年度寿命消耗的轻重程度、典型科目寿命消耗的情况,从而提供全方位、多层次的寿命消耗比较,找到机群、机队和单机在寿命消耗上存在的问题,给出相应的解决措施,并对后续使用提出具体建议。

4.3 基于载荷谱实测的老龄飞机疲劳寿命预计

针对某老龄飞机改装结构到寿问题,国内相关研究单位提出了在机体疲劳关键部位布置应变传感器,并通过试飞获取了应变传感器布置位置的实时应变历程,加上从飞行参数系统导出的与飞行载荷紧密相关的飞机飞行参数确定关键部位应力历程(即实测应变谱^[26])的技术方案,局部载荷谱实测及疲劳寿命评估路线图如图5所示。

对飞行参数数据和应变实测数据按时间历程进行合并,部分飞行参数和局部应变历程曲线如图6所示,经检测各参数变化符合性良好。

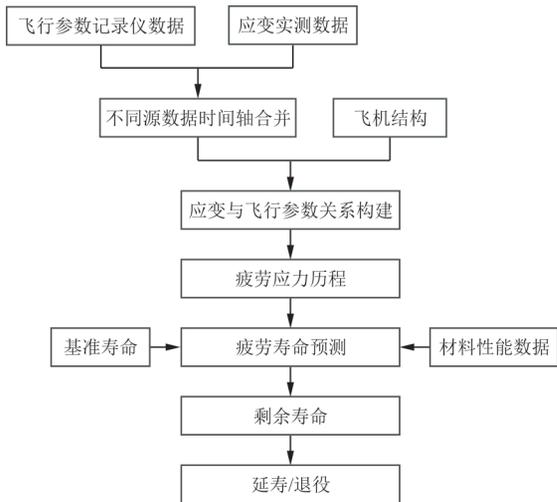


图 5 老龄飞机局部实测载荷谱及寿命预计示意图
Fig. 5 Flowchart of local strain spectrum development from flight tests and fatigue life estimation for aging aircraft

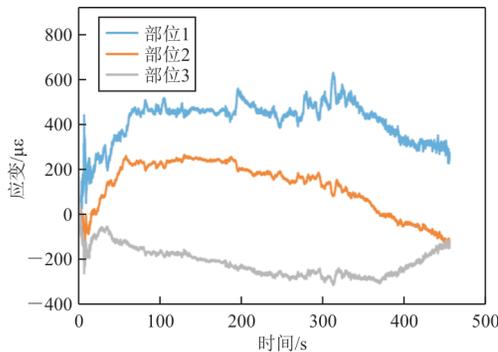


图 6 部分飞行参数与局部应变历程示意图
Fig. 6 History of local strain and some flight parameters

通过关键部位应变历程与飞机飞行参数数据的相关性分析,筛选了过载、角速率等 7 个主要飞行参数,获得飞机疲劳关键部位的应变数据与该飞机的飞行参数数据关系^[26]。

在此基础上,开展改装结构谱载下疲劳试验,得到试验结果。假定疲劳试验寿命服从双参数威布尔分布,其分布函数为

$$F(N) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \quad (N \geq 0) \quad (1)$$

式中: β 为特征寿命; α 为材料形状参数。

文献[27]给出高强钢的 α 值为 2.0~2.5,钛合金的 α 值为 2.5~3.0,低强钢的 α 值为 3.0~3.5,铝合金的 α 值为 3.5~4.5。根据飞机上不同的材料类型或结构件,可根据试验数据统计求得 α 值。

根据文献[28],计算由试验数据求得特征寿命 β :

$$\beta = \left[\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n N_i^\alpha \right]^{\frac{1}{\alpha}} \quad (2)$$

可得到 95% 置信度和不同可靠度 γ 下的由试验表征的结构寿命为

$$N_{95/\gamma} = \frac{\beta}{S_T S_C S_R} \quad (3)$$

依据试验件材料、有效样本,可确定试件系数 S_T 、置信度系数 S_C ,由此确定 95% 置信度下不同可靠度所对应的试验寿命如图 7 所示。

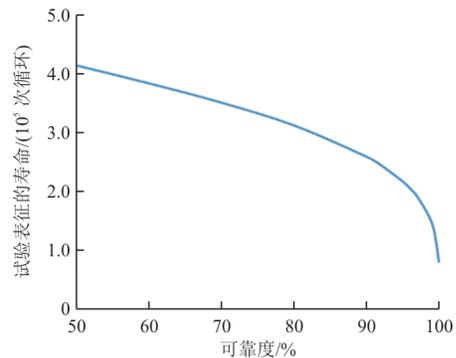


图 7 不同可靠度下结构寿命(95%置信度)
Fig. 7 Fatigue lives with different reliability levels (95% confidence level)

为保证飞机使用安全,可保守给出不同可靠度下的由试验表征的结构寿命。用此寿命减去实际已消耗寿命,即可得到外场飞机结构剩余寿命。

4.4 基于裂纹的监测方法研究及应用情况

疲劳损伤断裂是金属结构失效的主要形式之一,对裂纹进行在线监测是十分必要的^[29]。对疲劳裂纹扩展的研究已成为当前结构健康监测的热点方向,结构健康监测的方法从信号来源上可以分为主动监测和被动监测。

主动监测的方式通过向结构施加激励信号,并获取传感器所接收到的结构响应信号来对结构进行健康监测。主动 Lamb 波技术的设备相对简单,可以实现平板类结构远距离大面积监测。杨伟博等^[30]利用互相关损伤因子实现了平尾大轴裂纹萌生及裂纹尺寸的定量化监测;李政鸿等^[31]采用解析解和有限元解获得的应力强度因子预测疲劳裂纹扩展寿命;Masserey 等^[32]研究了结构紧固件孔边产生的疲劳裂纹引起的高频 Lamb 波的散射特性;Cho 等^[33]研究了含疲劳裂纹的紧固件孔在 Lamb 波不同发射—接收路径下的传输特性。主

动监测方法在裂纹扩展监测方面已有很多应用,但其缺点在于无法进行连续监测。

被动监测方法是指随着裂纹扩展而连续监测结构响应参数的方法。其中结构的应变受到裂纹扩展的影响,比较容易监测,并且可以实现连续监测。Verstryngge 等^[34]提出了一种用于裂纹扩展识别的分布式应变监测方法,由于结构裂纹扩展的情况比较复杂,在状态监测和故障诊断时采用单一传感器难以准确获取故障的特征,可靠性较低;常琦等^[35]利用压电传感器和电阻应变片两种传感器、连续监测结构损伤的被动监测方法和对微小损伤敏感的主动监测方法等两种监测方法对裂纹扩展监测进行研究,在通过被动监测方法实现对裂纹扩展过程连续监测的同时,兼顾了主动监测方法对微小损伤敏感的优点,两种传感器优势互补,综合反映裂纹扩展的总体状态信息,获得更加准确的裂纹扩展预测结果。

国内外发展了几种对微小裂纹敏感的、适用于关键结构局部敏感区域裂纹的监测,包括基于光纤传感器的裂纹监测、基于智能涂层的裂纹监测、涡流阵列裂纹监测以及真空比较监测(CVM)方法等。邱雷等^[36]发展了一种基于 T 矩阵的方法来仿真光纤反射强度并重构裂纹损伤的方法;He J J 等^[37]采用光纤反射光谱在裂纹通过光纤光栅传感器前后的变化来判断裂纹扩展的位置;蔡佳昆等^[38]提出了用具有“随附损伤特性”的智能涂层传感器来监测结构损伤,研制的“信息智能涂层监测系统(ICMS)”以电阻的变化作为损伤监测参量,在地面试验中得到了广泛应用,并可用于监测飞机服役中重点连接区的损伤状态。CVM 传感器是一种粘贴在结构表面对结构损伤引起的真空度变化感知来监测局部敏感区域损伤的方法^[39],该方法国外应用和研究较多,目前国内的研究较少。杜金强等^[40]研究了柔性涡流阵列传感器在裂纹检测中对提高距离的敏感性研究,并搭建了试验平台通过各种试验进行了验证。

当前的裂纹和损伤监测,在地面试验研究和应用较为广泛,但在装机应用方面仍存在不足,主要体现在:

1) 传感器对损伤的检出率提升、虚警率下降方面仍不理想;

2) 监测设备的功能、性能等指标作为机载设备来说成熟度还需提升;

3) 传感器与机体连接工艺的耐久性、可靠性和一致性尚未得到突破;

4) 监测系统与飞机机载系统的匹配性包括电磁兼容性、高低温服役环境等工程适用性问题还需要进一步研究。

5 飞机结构健康监测系统设计

飞机结构的失效特点与寿命特征,除重大结构损伤需实时监测并做出决策外,全机的损伤监测和寿命预计等均可离线在地面开展,这可大幅减少机载设备数量并减轻结构健康监测系统附加质量。一般来说,结构健康监测系统应包括机载和地面两部分。

机载部分通过加装传感器实现载荷相关数据的采集,如关键部位应变、加速度、振动加速度等参数,并与机载系统保持通讯,调用相关飞行参数,将关键部位的载荷/应变、加速度和相关飞行参数按规定格式实时存储在载荷数据采集设备中,用于飞行后的关键部位载荷历程和寿命预计离线分析。

地面部分包括损伤分析与数据管理设备,设计并安装相关数据处理及分析软件,可下载和读取载荷数据采集设备存储的各类数据,并进行数据处理和分析,给出各控制点每个飞行起落的载荷历程和损伤情况,给出飞机使用寿命消耗或结构损伤的相应解决措施,且具备一定的风险状态预警功能。

结构健康监测系统原理框图如图 8 所示。

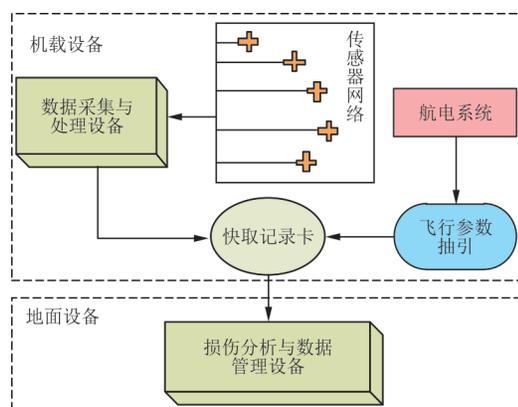


图 8 结构健康监测系统原理框图

Fig. 8 Frame of structural health monitoring device

对新研机型和在役飞机或老龄飞机监测,应采取不同的方法:①新研机型。在设计初期即设

计结构健康监测系统,参照机载成品的研制流程和管理办法执行;②在役飞机或老龄飞机。可通过关注部位的适应性加改装实现结构健康的监测和寿命预计。

6 飞机结构寿命预测技术

无论是新研飞机还是在役飞机,飞行参数记录仪和相关传感器在飞行过程中连续记载的所有参数使得确定任一时刻关键部位的载荷或应力成为可能。依据健康监测技术获取相关结构状态参数后,可确定关键部位应力应变历程,即可基于此开展飞机结构损伤评估和寿命预计。

6.1 控制点选择

在设计结构健康监测系统时,需要在具有代表性的部件上设置控制点并布设传感器以反映整个飞机主要部位的受载特点。一般来说,控制点不宜太多,但至少应能够反映关键部位的受载特征。

国外相关机型控制点设置:F-35在10个控制点布设传感器^[16]、A400M设置40个控制点^[6]、F-22设置10个控制点^[41]、F-18设置10个控制点^[42]、F-2设置22个控制点^[43]、苏-22设置8个控制点^[44]、EF2000设置16个控制点^[45]。如A400M的40个控制点主要包括典型的结构部位,如机身截面和主要的加强框,机翼根部和翼梁,翼身连接,垂尾和平尾区域,主起落架安装区域,吊挂机翼连接,以及垂平尾连接等。

6.2 飞行参数筛选

寿命预计需要飞机的使用载荷历程。可从每次飞行连续记录的数百个飞行参数数据中筛选出与载荷关系密切相关参数用于结构健康监测。通常应包括如下参数^[6,46-47]:①飞机重量;②海拔高度;③飞机速度(地速、空速)、马赫数、发动机数据(推力、转速等);④控制面位置(扰流板、副翼、方向舵、升降舵);⑤飞机构型(襟翼、缝翼打开角度);⑥重心处俯仰、滚转、偏航角速度及角加速度;⑦起落架位置。

6.3 载荷/应力转换方程

从飞行参数构建高精度结构载荷回归模型是

保证载荷识别和寿命预计准确性的关键。通常采用基于有限个飞行参数和监测的传感器数据的神经网络法或多元线性回归构建^[48]。

飞机在不同任务段下受载不同,因此需要建立不同任务段下的转换方程来反映相对任务段上的关注点的载荷和应力关系,每个任务段均需不同的飞行参数到载荷的转换方程。以F-22飞机为例,其载荷和应力均至少有三个不同的方程,分别对应飞机亚声速、跨声速、超声速和舱门开启等状态^[41]。

一种较为简单的办法是采用基于部分参数而又足够精确的线性插值来预估某个任务段或整个起落的载荷,每个任务段间载荷的系数可通过最优插值确定。载荷的典型方程形式可写作:

$$F = \sum_{i=1}^n C_i X_i \quad (4)$$

式中: X_i 为飞行参数; C_i 为飞行参数对应的系数。

关注点处应力可通过某些关注点上的飞行参数到应力转换方程以及对某些部位应力直接从载荷到应力的转换方程实现。

“飞行参数到应力”转换方程的构建方法与“飞行参数到载荷”的转换方程构建方法相似,即通过有限个飞行参数(马赫数、重量、高度……)的线性回归或神经网络法来构建得到各任务段载荷的转换方程。

6.4 损伤及寿命预计

开展单机损伤及寿命预计,需要对单机每架次实际使用的载荷历程和作为基准的设计/实测载荷历程进行载荷谱下的当量损伤计算,以评估由使用差异所带来的损伤累积、寿命消耗的差异,进而对飞机的使用情况进行分析和预测。

每次飞行的损伤及寿命预计采用工程方法进行,可与型号设计所用方法相同。目前主要有两类:疲劳裂纹起始寿命计算方法;裂纹扩展寿命计算方法。具体采用哪种方法,主要取决于飞机寿命的设计思想。一般按安全寿命设计的飞机,以疲劳裂纹起始计算分析方法为主;按损伤容限设计的飞机,则以裂纹扩展计算分析方法为主^[46]。

从评估飞机使用情况的角度出发,当前的当量损伤计算方法,一般都是考虑平均应力(或应力比)对寿命影响,同时假设应力与过载为线性关系,将载荷谱中的每次循环($\Delta G_i, R_i$)等损伤地折

算为脉动循环,从而建立当量损伤计算公式:

$$D = \sum_{i=1}^n (G_{\max, 0i})^m \quad (5)$$

式中: $G_{\max, 0i}$ 为脉动循环的最大过载; m 为损伤指数; n 为载荷谱中载荷循环数。

将载荷谱中任一循环 ($\Delta G_i, R_i$) 等损伤地折算为脉动循环的方法一般有基于奥丁公式的变换和基于等寿命曲线的变换^[25,49]。

以设计使用载荷谱或者全机疲劳试验载荷谱作为基准使用载荷谱,其所对应的损伤作为基准损伤,对飞机实际使用中任一起落可计算得到当量损伤,并给出相应的当量飞行小时作为对单机进行寿命跟踪的管理参数之一。

6.5 监测及分析结果输出

基于结构健康监测的寿命预计通过集成于地面设备来实现。飞行记录数据由地勤人员下载到该设备并按损伤评估算法软件进行处理。处理后的结果输出应包括:载荷和应力历程,损伤及寿命管理参数,可视化预测工具。

损伤及寿命管理参数可用飞行起落损伤与基准谱平均起落损伤之比来定义。基准谱优选实测谱,无实测载荷谱时可用设计谱。通过可视化预测工具来跟踪任一控制点的预估损伤和实际损伤随飞行起落数的变化情况,便于对飞机寿命消耗情况进行及时跟踪^[50-51]。

6.6 转换方程和试验验证

结构健康监测中寿命预测使用的原理尤其是载荷转换方程的合理性需经过验证,以确保计算得到的载荷和应力处于真实的载荷和应力范围之内。验证需满足不同类型飞行的累积损伤的相对轻重程度、不同结构部件的损伤累积水平需处于合理范围。

一般可通过飞行试验和全尺寸静力/疲劳试验来验证^[50-51]。

飞行试验验证主要包括:

1) 可借助批产阶段的载荷试飞飞机或后续的载荷谱实测飞机开展。

2) 通过飞行试验对飞机各参考剖面的“参数到载荷”转换方程进行验证,通过比较几个完整飞行起落中计算和测量的载荷序列,以确定它们与

参考飞行剖面的相似性。

3) 利用测量在所研究的飞机各剖面上的应变数据得到测量载荷,并通过参数—载荷转换方程得到计算值。

全尺寸静力/疲劳试验验证主要包括:

1) 全尺寸静力/疲劳试验的验证由对有限工况安装应变传感器的控制点处“测量应力”和“计算应力”的对比实现。

2) 应力的对比需保证关键部件在最主要的载荷情况下(如机翼剪力及弯矩、机身充压或弯矩、尾翼剪力及弯矩)载荷预测误差控制在 10% 以内。

7 应用展望

结构健康监测及基于此的寿命预测与管理领域的发展势必向智能化应用方向发展,主要可体现在以下 5 方面:

7.1 智能材料/结构

智能材料/结构将是结构健康监测方面的重点研究领域,短期主要考虑在智能结构下的传感功能。可将传感功能及可能的激励设备集成于结构或材料中,传感设备和激励设备通过控制器相连。这种传感—激励—控制的组合可以是宏观层面的结构也可以是微观层面的材料。将该理念应用于损伤监控意味着损伤和激励器与结构融为一体,也即无损检测成为结构的一部分^[52]。

7.2 实时寿命预计模型

当前的寿命预计模型多是基于物理状态的模型,无法真实考虑根据结构实时状态变化的寿命预计模型。未来需要考虑结构实时损伤与结构健康状态数据的动态关联特性,构建基于结构健康的损伤预测模型,综合运用理论、数值分析方法,建立数据驱动—物理基结合的实时寿命预计及损伤预测模型^[50-51]。

7.3 视情维修的实现

视情维修又称基于状态的维修(Condition based Maintenance, 简称 CBM),其目的是在确实需要时才进行维修,保证装备的安全性和可靠性的同时,降低使用和维修费用。

通过应用结构健康监测技术,并根据飞机的

重要程度、测试性和维修性水平,科学合理的选择不同的维修方式,推动当前飞机“预防性单一定时翻修”方式向基于飞机及设备实际技术状态的“视情维修”方式转变,以精确掌握设备“实际技术状态”为前提(手段先进、仪器精确、方法正确),以“少拆、少卸,轻修理、重检测”为原则,以最大限度延长机件工作时间和提高经济效益为目标(省时、省力、省人、省材、效益高),充分利用飞机现有大量的飞行参数、故障和维修信息数据,运用大数据处理技术,研究故障特征和故障规律,建立飞机状态监控管理系统,最终形成全机视情维修能力^[53-54]。

7.4 损伤智能识别

损伤智能识别主要体现在:有无损伤、损伤位置、损伤大小。智能识别结构损伤是进行飞机结构寿命预计和损伤评估的基础,也是决定飞机结构是否需要维修的重要依据。可通过各传感器路径上信号受结构损伤影响情况,结合大数据统计分析模型,对结构中的损伤实现智能量化监测^[52,55]。

7.5 传感网络智能诊断

为消除因传感网络部分传感器故障引起的误检、漏检,未来需要发展针对各型传感器网络的自检方法,发现并去除故障传感器的信号,同时对应区域的信息采集由其他传感器补偿采集,从而实现传感器网络的智能诊断。当传感器网络中受损传感器太多影响数据采集精度时,则须对传感器网络维修以达到健康监测要求的采集精度^[56-58]。

8 结束语

根据国内外相关机型的实践经验,无论是新研飞机还是在役飞机,开展结构健康监测、单机跟踪研究时,基本都是根据飞行参数记录仪和相关传感器在飞行过程中连续记载的所有参数,来确定任一时刻关键部位的载荷、应力,并基于此开展单机的损伤评估和寿命预计。并逐步发展包括控制点部位的选择、载荷/应力方程的构建、控制点应力计算、损伤计算及寿命评估、结果输出等内容来丰富飞机结构健康监测的评价策略。

在结构健康监测系统设计和开发方面,结合

机载成品研制流程和飞机研制进度,需要开发适用于结构参数采集的机载结构健康监测系统和地面结构健康监测系统,并逐步向以机载采集存储、地面处理预测转向机载智能化采集、预测集成实现功能,推进视情维修模式的实现,提升飞机的使用智能化水平。

飞机结构健康监测将向数字孪生领域发展和应用,实现飞机结构的预警、剩余寿命预测和单机跟踪维护,对下一代飞机的发展起到重要作用。数字孪生特别是飞行参数和传感器参数的深度融合、应变传感和仿真获取高精度载荷数据、多尺度分析理论和预测软件的开发,包括含损结构的仿真和数字孪生降阶模型的自适应仿真,将是未来的重要研究方向。

参考文献

- [1] TORHORST S, HLZEL N B, GOLLNICK V. Identification and evaluation of the potentials of prognostics and health management in future civil aircraft[C]// PHM Society European Conference. [S.l. : s.n.], 2014: 1-5.
- [2] 张卫方,何晶靖,阳劲松,等.面向飞行器结构的健康监测技术研究现状[J].航空制造技术,2017(19):38-47.
ZHANG Weifang, HE Jingjing, YANG Jinsong, et al. Research status on structural health monitoring technology for aircraft structures[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017(19): 38-47. (in Chinese)
- [3] Ministry of Defense. Design and airworthiness requirements for service aircraft: Def Stan 00-970[S]. UK: Ministry of Defense, 2006.
- [4] EZHILARASU C M, SKAF Z, JENNIONS I K. The application of reasoning to aerospace integrated vehicle health management (IVHM): challenges and opportunities [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2019, 105: 60-73.
- [5] 张立新,钟顺录,刘小冬,等.先进战斗机强度设计技术发展与实践[J].航空学报,2020,41(6):523480.
ZHANG Lixin, ZHONG Shunlu, LIU Xiaodong, et al. Development and application of strength design technology of high performance fighter[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(6): 523480. (in Chinese)
- [6] ALEXIS F, JEAN P K, ALAIN S. The A400M usage monitoring function[C]// 28th ICAF Symposium. Helsinki: [s.n.], 2015: 681-693.
- [7] 李玉海,王成波,陈亮,等.先进战斗机寿命设计与延寿技术发展综述[J].航空学报,2021,42(8):525791.
LI Yuhai, WANG Chengbo, CHEN Liang, et al. Overview on development of advanced fighter life design and extension technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8): 525791. (in Chinese)

- [8] Department of Defense. Aircraft structure integrity program: MIL-STD-1530D[S]. US: Department of Defense Standard Practice, 2016.
- [9] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构完整性大纲: GJB 775A—2012[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2012.
- The General Armament Department of PLA. Military aircraft structural integrity program: GJB 775A—2012[S]. Beijing: Publication and Distribution Center of Military Standard of the General Armament Department, 2012. (in Chinese)
- [10] TUEGEL E. The airframe digital twin: some challenges to realization [C] // 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Hawaii: AIAA, 2012: 1153-1158.
- [11] 左洪福, 孙见忠, 李鑫, 等. 民用飞机预测维修建模方法及应用[M]. 北京: 科学出版社, 2020.
- ZUO Hongfu, SUN Jianzhong, LI Xin, et al. Predictive maintenance modeling and application for commercial aircraft [M]. Beijing: Science Press, 2020. (in Chinese)
- [12] 王智, 王磊. 国外战机单机寿命监控与结构健康预测管理技术综述[C]// 2014年航空安全与装备维修技术学术研讨会. 桂林: 中国航空学会, 2014: 283-291.
- WANG Zhi, WANG Lei. Review of life monitoring and structural health prediction management of foreign fighter jets [C] // 2014 Aviation Safety and Equipment Maintenance Technology Academic Seminar. Guilin: CSAA, 2014: 283-291. (in Chinese)
- [13] Department of Defense. Joint service specification guide: aircraft structures: JSSG—2006[S]. US: Department of Defense, 1998.
- [14] SAE International. Guidelines for implementation of structural health monitoring on fixed wing aircraft: ARP6461A[S]. US: SAE International, 2021.
- [15] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构强度规范(第6部分): 重复载荷、耐久性和损伤容限: GJB 67.6A—2008[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2008.
- The General Armament Department of PLA. Military airplane structural strength specification (Part 6): Repeated loads, durability and damage tolerance: GJB 67.6A—2008[S]. Beijing: Publication and Distribution Center of Military Standard of the General Armament Department, 2008. (in Chinese)
- [16] FALLON T, MAHAL D, HEBDEN I. F-35 joint strike fighter structural prognostics and health management: an overview[C]// 2009 ICAF Conference. Rotterdam: ICAF, 2009: 1-11.
- [17] 张宝珍, 王萍. 飞机 PHM 技术发展近况及在 F-35 应用中遇到的问题及挑战[J]. 航空科学技术, 2020, 31(7): 18-26.
- ZHANG Baozhen, WANG Ping. Recent development of aircraft PHM technology and problems and challenges encountered in the application on F-35[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(7): 18-26. (in Chinese)
- [18] 高潮, 何宇廷, 侯波, 等. 飞机结构疲劳寿命分散系数研究[J]. 机械强度, 2016, 38(5): 1076-1081.
- GAO Chao, HE Yuting, HOU Bo, et al. On fatigue life scatter factor for the aircraft structure[J]. Journal of Mechanical Strength, 2016, 38(5): 1076-1081. (in Chinese)
- [19] 黄季堃, 隋福成. 某型先进战斗机定延寿取得重大突破的理论和实践[C]// 第十四届全国疲劳与断裂学术会议论文集. 井冈山: 中国航空学会, 2008: 121-126.
- HUANG Jichi, SUI Fucheng. Theory and application of major breakthrough in the life extension of an advanced fighter aircraft[C]// Proceedings of the 14th National Conference on Fatigue and Fracture. Jinggangshan: CSAA, 2008: 121-126. (in Chinese)
- [20] 张福泽. 飞机疲劳寿命单机监控各节点的判据式和相应的类比计算模型[C]// 第16届全国疲劳与断裂学术会议. 厦门: 中国航空学会, 2012: 78-85.
- ZHANG Fuzhe. The criteria and the corresponding analogical calculation models of aircraft fatigue life monitoring nodes [C] // Proceedings of the 16th National Conference on Fatigue and Fracture. Xiamen: CSAA, 2012: 78-85. (in Chinese)
- [21] 宋日晓, 姚卫星. 飞机单机寿命监控技术评述[J]. 航空工程进展, 2014, 5(4): 411-417.
- SONG Rixiao, YAO Weixing. Review of individual aircraft life monitoring technology[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2014, 5(4): 411-417. (in Chinese)
- [22] 宋恩鹏, 周丽君, 陈亮, 等. 飞机结构健康管理的工程应用研究[J]. 飞机设计, 2014, 34(4): 27-30.
- SONG Enpeng, ZHOU Lijun, CHEN Liang, et al. Applying researcher of the aircraft structure health management technology[J]. Aircraft Design, 2014, 34(4): 27-30. (in Chinese)
- [23] 陈志伟, 朱青云, 薛军, 等. 战斗机单机寿命监控中起飞重量的影响[J]. 航空学报, 2009, 30(4): 678-682.
- CHEN Zhiwei, ZHU Qingyun, XUE Jun, et al. Effect of take-off weight in fighter fatigue life monitoring[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(4): 678-682. (in Chinese)
- [24] 顾宇轩, 隋福成, 宋恩鹏. 神经网络技术在单机应变寿命监控中的应用研究[J]. 装备环境工程, 2018(12): 74-77.
- GU Yuxuan, SUI Fucheng, SONG Enpeng. Application of neural network technique in individual strain life monitoring [J]. Equipment Environmental Engineering, 2018(12): 74-77. (in Chinese)
- [25] 刘文琰, 王智, 隋福成, 等. 单机寿命监控技术指南[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
- LIU Wenting, WANG Zhi, SUI Fucheng. Individual aircraft life monitoring technique guide[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010. (in Chinese)

- [26] 朱亮, 雷晓欣, 李小鹏, 等. 加改装飞机局部结构载荷谱实测与数据处理方法研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(6): 46-52.
ZHU Liang, LEI Xiaoxin, LI Xiaopeng, et al. Research on load measurement and data processing method of local structure of modified aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(6): 46-52. (in Chinese)
- [27] TUEGEL E, BELL R, BERENS A, et al. Aircraft structural reliability and risk analysis handbook (Vol. 1): basic analysis methods: AFRL-RQ-WP-TR-2013-0132 [R]. US: AIAA, 2013: 1-112.
- [28] 郑晓玲. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册(上册): 疲劳设计与分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003.
ZHENG Xiaoling. Handbook of civil aircraft structural durability and damage tolerance design (Vol. 1): fatigue design and analysis[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [29] ANGULO A, ALLWRIGHT J, MARES C, et al. Finite element analysis of crack growth for structural health monitoring of mooring chains using ultrasonic guided waves and acoustic emission[J]. Procedia Structural Integrity, 2017, 5: 217-224.
- [30] 杨伟博, 袁慎芳, 邱雷. 基于 Lamb 波的平尾大轴裂纹扩展监测[J]. 振动测试与诊断, 2018, 38(1): 143-147, 211.
YANG Weibo, YUAN Shenfang, QIU Lei. Crack growth monitoring of horizontal stabilizer shaft based on Lamb wave [J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2018, 38(1): 143-147, 211. (in Chinese)
- [31] 李政鸿, 徐武, 张晓晶, 等. 多孔多裂纹平板的疲劳裂纹扩展试验与分析方法[J]. 航空学报, 2018, 39(7): 221867.
LI Zhenghong, XU Wu, ZHANG Xiaojing, et al. Experimental and analytical analyses of fatigue crack growth in sheets with multiple holes and cracks[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(7): 221867. (in Chinese)
- [32] MASSEREY B, FROMME P. Analysis of high frequency guided wave scattering at a fastener hole with a view to fatigue crack detection[J]. Ultrasonics, 2017, 76: 78-86.
- [33] CHO H, LISSENDEN C J. Structural health monitoring of fatigue crack growth in plate structures with ultrasonic guided waves [J]. Structural Health Monitoring, 2012, 11(4): 393-404.
- [34] VERSTRYNGE E, De WILDER K, DROUGKAS A, et al. Crack monitoring in historical masonry with distributed strain and acoustic emission sensing techniques [J]. Construction and Building Materials, 2018, 162: 898-907.
- [35] 常琦, 杨维希, 赵恒, 等. 基于多传感器的裂纹扩展监测研究[J]. 航空学报, 2020, 41(2): 223336.
CHANG Qi, YANG Weixi, ZHAO Heng, et al. A multi-sensor based crack propagation monitoring research [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(2): 223336. (in Chinese)
- [36] 邱雷, 袁慎芳, 苗苗. 基于 FBG 的机翼盒段结构健康监测系统功能验证研究[J]. 压电与声光, 2009, 31(3): 350-353.
QIU Lei, YUAN Shenfang, MIAO Miao. An evaluation research on the wing box structural health monitoring system based on FBG sensor [J]. Piezoelectrics & Acousto-optics, 2009, 31(3): 350-353. (in Chinese)
- [37] HE J J, YANG J S, WANG Y X, et al. Probabilistic model updating for sizing of hole-edge crack using fiber bragg grating sensors and the high-order extended finite element method [J]. Sensors, 2016, 16(11): 1956.
- [38] 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]// 第 15 届全国疲劳与断裂学术会议. 佛山: 中国航空学会, 2010: 9-15.
CAI Jiakun, WANG Zhi, LIU Mabao. Study on the application of intelligent coating technology in aircraft structure crack monitoring [C]// The 15th National Conference on Fatigue and Fracture. Foshan: CSAA, 2010: 9-15. (in Chinese)
- [39] ROACH D. Real time crack detection using mountable comparative vacuum monitoring sensors [J]. Smart Structures and Systems, 2009, 5(4): 317-328.
- [40] 杜金强, 何宇廷, 李培源. 矩形柔性涡流阵列传感器裂纹检测研究[J]. 传感器与微系统, 2014, 33(5): 12-17.
DU Jinqiang, HE Yuting, LI Peiyuan. Research on crack inspecting of rectangular flexible eddy current array sensor [J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2014, 33(5): 12-17. (in Chinese)
- [41] GARCIA W, BAIR R. F-22 force management: overcoming challenges to maintain a robust usage tracking program [C] // 2006 USAF ASIP Conference. San Antonio: [s. n.], 2006: 1-10.
- [42] TIKKA J, SALONEN T. Practical experience of neural network based fatigue life monitoring [C]// 8th ICAF Symposium. Helsinki: ICAF, 2015: 16-21.
- [43] KANEKO H, FURUKAWA T. Operational loads regression equation development for advanced fighter aircraft [C]// 24th International Congress of the Aeronautical Sciences. Yokohama, Japan: [s. n.], 2004: 121-129.
- [44] KURDELSKI M, REYMER P, STEFANIUK M, et al. Service life extension program based on operational load monitoring system and durability test of the ageing fighter-bomber jet [C]// 29th ICAF Symposium. Nagoya: ICAF, 2017: 1132-1137.
- [45] BOLLER C. Structural health management of ageing aircraft and other infrastructure [C]// Monograph on Structural Health Monitoring, Inst. of Smart Structures and Systems. India: [s. n.], 2002: 17-28.
- [46] MOLENT L, BARTER S, FOSTER W. Verification of an individual aircraft fatigue monitoring system [J]. Interna-

- tional Journal of Fatigue, 2012, 43: 128-133.
- [47] AKTEPE B, MOLENT L. Management of airframe fatigue through individual aircraft loads monitoring programs [C]// International Aerospace Congress. Adelaide: AIAA, 1999: 234-253.
- [48] 兑红娜, 王勇军, 董江, 等. 基于飞行参数的飞机结构载荷最优回归模型[J]. 航空学报, 2018, 39(11): 222158.
DUI Hongna, WANG Yongjun, DONG Jiang, et al. Optimal regression model for aircraft structural load based on flight data [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(11): 222158. (in Chinese)
- [49] 张彦军, 王斌团, 闵强, 等. 单机寿命监控当量损伤计算模型研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(9): 101-107.
ZHANG Yanjun, WANG Bintuan, MIN Qiang, et al. Study on equivalent damage calculation model of individual aircraft life monitoring[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(9): 101-107. (in Chinese)
- [50] 李玉海, 王成波, 陈亮, 等. 先进战斗机寿命设计与延寿技术发展综述[J]. 航空学报, 2021, 42(8): 525791.
LI Yuhai, WANG Chengbo, CHEN Liang, et al. Overview on development of advanced fighter life design and extension technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8): 525791. (in Chinese)
- [51] 兑红娜, 刘小冬, 王勇军, 等. SPHM 技术在新机研制中的实践与发展[J]. 航空科学技术, 2020, 31(7): 72-79.
DUI Hongna, LIU Xiaodong, WANG Yongjun, et al. SPHM technology practice and development in a new generation of fighter [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(7): 72-79. (in Chinese)
- [52] 张永芳, 王霞, 邢志国, 等. 面向机械装备健康监测的振动传感器研究现状[J]. 材料导报, 2020, 34(13): 10-15.
ZHANG Yongfang, WANG Xia, XING Zhiguo, et al. Research status of vibration sensor for health monitoring of mechanical equipment[J]. Materials Reports, 2020, 34(13): 10-15. (in Chinese)
- [53] 王砚, 付金跃. 飞机基地级视情维修规划方法研究[J]. 航空标准化与质量, 2020(4): 4-9.
WANG Yan, FU Jinyue. Research on planning method of aircraft base-level maintenance based on condition[J]. Aviation Standardization and Quality, 2020(4): 4-9. (in Chinese)
- [54] 范晨杰. 视情维修技术及其在飞机维修中的实践[J]. 设备管理与维修, 2019(12): 2-8.
FAN Chenjie. Situational maintenance technology and its practice in aircraft maintenance[J]. Equipment Management and Maintenance, 2019(12): 2-8. (in Chinese)
- [55] 占锦文, 任明翔. 基于“模型+数据”驱动的航空器损伤智能识别算法[J]. 航空维修与工程, 2021(11): 59-61.
ZHAN Jinwen, REN Mingxiang. Intelligent aircraft damage recognition algorithm based on "Model+Data" drive [J]. Aeronautical Maintenance and Engineering, 2021(11): 59-61. (in Chinese)
- [56] 季赛, 袁慎芳, 吴键, 等. 基于时空特性的无线传感器网络节点故障诊断方法[J]. 传感器与微系统, 2009, 28(10): 4-13.
JI Sai, YUAN Shenfang, WU Jian, et al. Fault diagnosis method of wireless sensor network node based on spatiotemporal characteristics [J]. Transducers and Microsystems, 2009, 28(10): 4-13. (in Chinese)
- [57] 宋永, 杨阔, 覃觅觅. 基于循环神经网络的多模态无线传感数据自适应融合方法[J]. 传感技术学报, 2023, 36(1): 112-117.
SONG Yong, YANG Kuo, QIN Mimi. Adaptive fusion method for multimodal wireless sensing data based on recurrent neural network[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2023, 36(1): 112-117. (in Chinese)
- [58] 赵万里, 郭迎清, 徐柯杰, 等. 基于多模型的航空发动机传感器混合故障诊断方法[J]. 推进技术, 2023, 44(3): 359-367.
ZHAO Wanli, GUO Yingqing, XU Kejie, et al. Hybrid fault diagnosis method of aero-engine sensor based on multi-model[J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(3): 359-367. (in Chinese)

(编辑:马文静)