

SPHM 技术在新机研制中的实践与发展



兑红娜*, 刘小冬, 王勇军, 董江, 张立新

航空工业成都飞机设计研究所, 四川 成都 610091

摘要:新一代先进战斗机对机体平台的要求为轻重量、高承载、长寿命及多功能。为实现这个目标,结构故障预测与健康健康管理(SPHM)技术是一项亟须解决的关键技术,是实现由传统的事后维修和定期维修转向基于状态的视情维修的重要手段。针对SPHM的主要功能、关键技术和系统设计与研制,本文阐述了强度设计团队近年来在SPHM方面的研究成果、设计实践、技术发展及后续展望。这些技术成果已成功应用于新一代战机SPHM系统的研制。

关键词:SPHM; 载荷/环境谱; 金属结构损伤评估; 复合材料损伤监测; 腐蚀损伤监测

中图分类号:V215.5+1

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.07.010

近年来,随着现代战争对军用飞机任务出勤率和战备完好率要求的提高,以及材料科学、测试技术、信号分析和人工智能技术的发展,在新一代先进战斗机上采用故障预测与健康健康管理(prognostic and health management, PHM)技术的需求日益增强^[1-2]。PHM技术是基于先进的传感器/驱动器集成,综合利用信息融合、信息处理、人工智能等技术,通过强大的故障监测、故障诊断和预测,实现自主保障能力。

新一代先进战斗机以突出“作战能力”“生存能力”“保障能力”和“经济可承受能力”四大能力为标志,PHM技术是实现这些能力的重要技术基础之一。战机对机体平台的研制要求为轻重量、高承载、长寿命及多功能,结构强度设计/分析/验证技术必须提升以适应这些要求^[3],其中,结构故障预测与健康健康管理(SPHM)技术是一项亟待解决的关键技术。

SPHM系统是飞机PHM系统的重要组成部分,从早期单机寿命监控技术^[4-6]发展而来。通过飞机状态参数及传感器数据,实时监测飞机结构使用环境(载荷、振动、温度、腐蚀等),并对这些监测参数进行深度学习和智能分析,获取飞机结构的使用环境和受载情况,诊断结构健康状态,合理指导飞机使用安排和结构维护决策。采用SPHM技术是实现由传统的事后维修和定期维修转向基于状态维修的重要手段,在保证结构安全性和可靠性的前提下,可有效减少维修时间

和费用,同时可大幅提高飞机的战备完好率和任务成功率。

本文针对SPHM的主要功能、关键技术和系统设计与研制,对强度设计团队近年来在SPHM方面的研究成果、设计实践、技术发展及后续展望进行阐述。

1 SPHM主要功能

飞机使用中机体结构的主要故障表现为金属结构的疲劳开裂、断裂、腐蚀、应力腐蚀,复合材料结构的基体开裂、纤维断裂、分层、脱黏以及运动机构的卡滞、磨损、失效等。通过建立并不断完善SPHM系统,应逐步实现以下功能:(1)量化评定维护/断裂关键件的损伤状态,综合预测机体结构剩余寿命,给出单机使用调整和维修计划调整的建议;(2)识别和记录使用中的结构超限事件(超过载、超速、超载荷、重着陆),评估超限事件影响,并提出相应的维护方法;(3)跟踪记录单机结构损伤、维护、修理、更换等信息;(4)为制订和修订部队结构维护计划(FSMP)、完成和更新载荷/环境谱测量(L/ESS)、单机跟踪(IAT)等结构完整性大纲规定的任务提供可靠的数据和维护决策建议;(5)逐步实现对复合材料结构的损伤监测和识别;(6)逐步提高对结构腐蚀状态的检测能力和预测准确性;(7)逐步实现对关键运动机构

收稿日期: 2020-04-09; 退修日期: 2020-06-01; 录用日期: 2020-06-11

*通信作者: Tel.: 028-65020287 E-mail: duihn060379@126.com

引用格式: 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(07): 72-79. 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(07): 72-79.

(武器舱门、起落装置等)的健康监控和预测。

2 SPHM 关键技术

2.1 数据融合与处理分析

SPHM 系统涉及多种类型的传感器数据,除包括飞行状态、姿态角/角速度、操纵面位置、武器信息、发动机参数、各种开关量等基本飞行参数,还包括载荷传感器、腐蚀传感器和损伤监控传感器等专门的 SPHM 传感器。

SPHM 系统从信号提取、故障检测/诊断和预测、状态评估、决策支持等各个阶段都需要广泛使用数据融合技术,且需在传感器级、特征级、决策级等多个层级上进行,以实现多层次、多角度、多参数的故障检测和诊断以及决策命令的综合智能化^[5]。

数据处理包含对原始数据的有效性判断、异常值检测和修正、数据滤波与平滑(采用傅里叶分析、小波分析等)、同步采样率、补全伪码/缺失信号等功能。

数据分析分为在线(机上)处理和地面处理,对于简单的故障识别和代码可以在机上完成,前提是不增加机载设备的负担。对于涉及大量运算的结构载荷识别、疲劳损伤评估和腐蚀寿命分析模块,通常需在地面系统完成。

2.2 结构使用载荷/环境谱获取

获取单机结构使用载荷的方法有应变法和飞参法^[6-8]。应变法是基于应变载荷电桥数据,通过“应变—载荷”方程(通过载荷标定试验和飞行载荷测试数据构建)获取结构载荷历程;飞参法是基于飞行参数,通过由神经网络、线性/非线性回归分析等机器学习算法^[8]构建的“飞参—载荷”方程获取结构载荷历程。飞参法的前提是可靠性较高的飞参和载荷样本,样本依赖于载荷实测飞机的直接测量(应变法)结果。

目前国外各种机型采用的载荷监控方式不尽相同,大多采用以飞参法为主、应变法为辅的方式^[9-10]。在飞机使用过程中,不断积累/扩充实测飞机的飞参和载荷数据库,后续新样本既可用于修正和完善载荷方程,又可作为校验样本对载荷方程进行验证。

为构建高精度的“应变—载荷”方程,本团队以虚拟样机和虚拟载荷标定作为辅助,确定应变电桥的最佳数量和方位。根据欧式空间的施密特正交化法,提出一种从设计载荷工况库中筛选地面标定工况的有效方法,既最大限度地简化地面试验,又能确保载荷工况的完备性和充分性。同时采用多元回归分析和线性修正技术,结合虚拟载荷方程和地面载荷方程,实现高精度“应变—载荷”方程的构建。

通常,采用抽取一架飞机进行专门的载荷测试改装和

地面标定试验的途径,获得“应变—载荷”方程。对于在多架飞机上安装应变载荷传感器的情况,由于结构原材料、制造、装配、应变片粘贴方位、黏合剂厚度、应变片自身灵敏度等差异,不同飞机在同一载荷状态下的电桥响应通常是不同的。若每架飞机都采用复杂的地面标定试验会大大增加实施 SPHM 的成本和难度,而且一次性的地面标定试验不能解决飞机长期使用后应变输出值的漂移问题。

为了在满足载荷精度要求的基础上,尽可能简化批产飞机载荷标定试验的规模和难度,本团队提出一种空中载荷标定方法,通过构建单机飞参与应变实测值之间的关系,对基准飞机载荷方程进行线性修正获取单机载荷方程,以实现“单机标定、他机可用”。若飞机在出厂前或在外场进行简单的地面标定,空中标定可通过地面标定进行校验和修订。

由于飞机结构的复杂性、飞机飞行状态的多样性以及载荷与飞行参数之间的非线性关系,建立基于飞行参数的高精度载荷识别模型并非易事。国内外在这方面开展了大量研究,采用了神经网络技术、回归分析技术、机动识别技术、混合型识别技术等多种手段和方法^[6-8]。

为构建高精度的“飞参—飞行载荷”方程,本团队基于战斗机大量实测飞参和载荷数据,从数据清洗、数据融合、数据压缩、状态分类和机器学习等方面展开研究,设计了完整的数据挖掘和人工智能算法系统,建立了一套基于飞行参数的结构飞行载荷获取方法,突破了机动识别^[11](见图 1)、输入参数优选技术^[12-13](结合多重共线性分析和逐步回归分析方法,见图 2)以及基于遗传算法优化的神经网络法^[14]等多项关键技术。

在图 2(a)中, R_{x_i, x_j} 是多元线性回归分析中自变量 x_i 和 x_j 的偏相关系数, $R_{x_i, y}$ 和 $R_{x_j, y}$ 是自变量 x_i 和因变量 y 、自变量 x_j 和因变量 y 分别在剩余自变量(排除 x_i 和 x_j)下的偏相关系

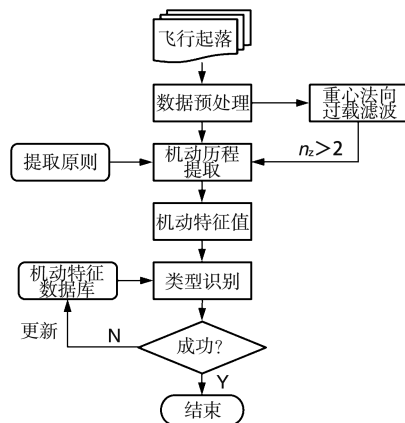


图 1 机动识别流程

Fig.1 Maneuver identification process

数,详细解释参见参考文献[13]。

在图2(b)中, t 统计量是线性回归系数进行显著性检验的统计量(服从 t 分布), p 是 t 统计量对应的超越概率, α 是门限值,详细解释参见参考文献[13]。

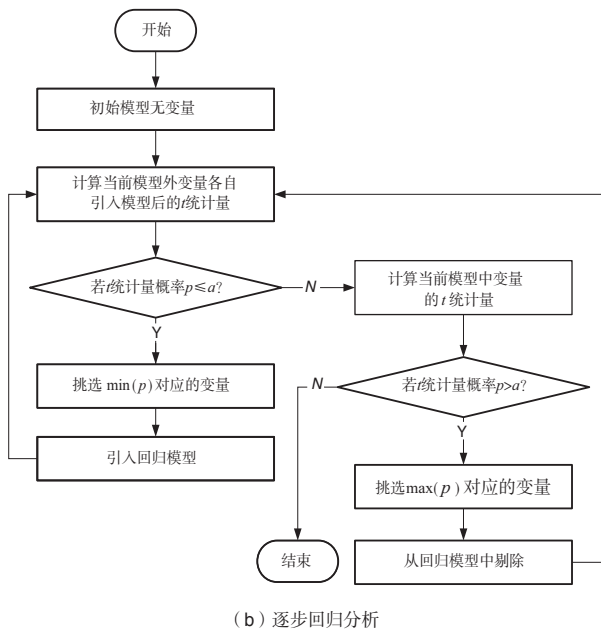
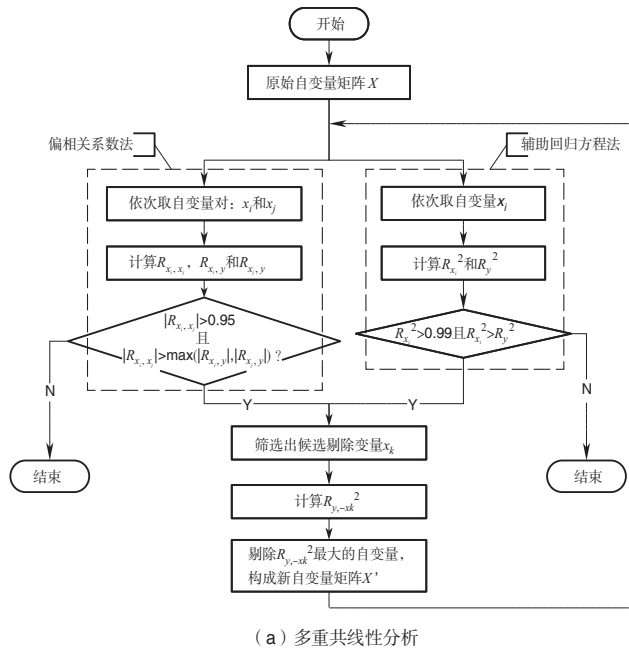


图2 输入参数优选方法

Fig.2 Selection of input parameters

选取某架实测飞机多次飞行中若干非对称机动在亚声速下的实测飞参和机翼根部弯矩载荷样本,对不同机器学习方法建模的拟合精度进行对比分析可知:在拟合精度和泛化(预测)能力方面,经遗传算法优化的BP神经网络法是

最优的。训练样本拟合精度对比如图3所示。

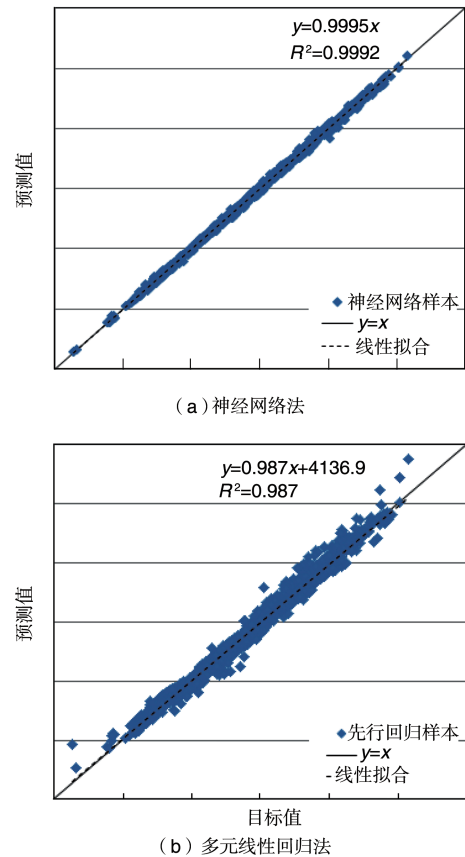


图3 载荷拟合精度对比

Fig.3 Comparisons of load fit accuracy

结构寿命监控关注的是整个载荷历程对关键部位造成的疲劳损伤,而非某一时刻的载荷值。针对中机身框某关键部位,采用局部应力—应变法,进一步对比实测与预测载荷谱下每个起落累积疲劳损伤的差异,如图4所示。可见两种载荷谱下累积疲劳损伤差异小于5%。

为构建高精度的“飞参—地面载荷”方程,本团队通过对战斗机起落架实测载荷数据的深度挖掘,建立了一套基于飞行参数的起落架地面载荷获取方法,不需要额外在起落架上安装传感器,首先采用模糊识别技术对地面典型任务段进行识别,然后采用数据挖掘技术分别构建各任务段的“飞参—地面载荷”模型。

某典型起落的主起落架载荷预测结果如图5所示,虽然个别载荷点误差较大,但整个载荷谱对与起落架连接的机体结构造成的疲劳损伤误差较小。

除了常规的大部件载荷和起落架载荷,还需对发动机载荷、阻力伞载荷、油箱载荷、座舱载荷、武器投放载荷等局部载荷进行视情监测。对于如垂尾抖振、进气道噪声、舱门

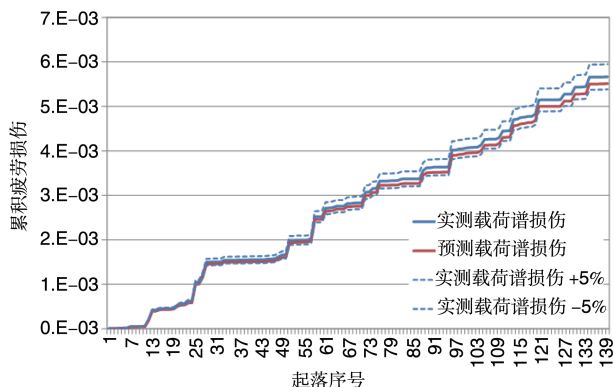


图4 实测与预测载荷谱下累积疲劳损伤对比

Fig.4 Comparison of fatigue damage accumulation under actual and predicted load spectra

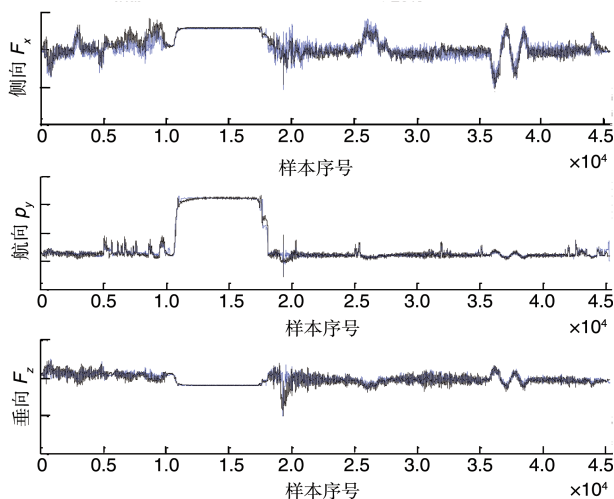


图5 某典型起落地面载荷预测结果

Fig.5 Ground load prediction of some typical flight

振动等局部高频载荷,不能被飞参数据充分表征,应结合有限元模型、模态分析及相关载荷传感器,构建动态事件模型。目前该项技术本团队正在攻关中。

2.3 金属结构关键部位损伤评估

目前主要针对影响飞行安全的金属结构疲劳/断裂关键件,根据全机有限元分析、关键件细节应力分析和疲劳寿命分析、模拟件/部件/全机疲劳试验、外场实际暴露的结构故障等对耐久性/损伤容限关键部位进行筛选。

对关键结构部位的损伤监控和预测,有间接监控和直接监控两种方法^[9-10]。间接监控是基于对结构所经受的疲劳载荷(通过“飞参—载荷”方程或“应变—载荷”方程获得)的监控结果,通过分析获得结构关键部位应力历程,按疲劳理论或断裂力学理论进行结构疲劳损伤计算和剩余寿命预测。直接监控是在结构关键部位布置传感器,如应变、光

纤、压电或智能涂层传感器,直接监控该部位的应变或损伤。在目前的技术水平下,损伤直接监控方法具有局限性,尚不具备大范围工程应用的成熟条件,仅作为基于载荷监控的结构损伤间接监控方法的有益补充。

关于金属结构疲劳损伤评估方法,目前尚未有一种通用的疲劳损伤模型能够全面涵盖疲劳寿命的所有阶段和影响因素,且不同国家不同机型所采用的损伤模型和方法各有不同^[15-17]。针对飞机不同结构类型及可能的疲劳/断裂破坏模式,尽可能采用多种疲劳分析(当量、应力、应变)和基于断裂力学的裂纹扩展方法,也采用寿命类比法^[18-20],用各单机关键部位应力/应变历程,与基准载荷谱下该部位的试验和分析结果进行对比,评估结构寿命消耗情况,预测结构剩余寿命。综合各种分析方法的结果,给出该部位的疲劳损伤评定结论。

对于上述每种损伤模型和寿命分析方法,不同的关键部位有不同的损伤计算所需参数,如材料参数、几何参数、各种损伤模型参数和修正系数等,部分参数需要通过元件/部件疲劳试验获得,因此,应对每个关键部位进行疲劳损伤评定参数化模型研究,以理论分析、模拟件试验结果初步确定这些参数,并用部件/全尺寸疲劳试验结果进行验证和修正。

针对包含重复谱块等可产生稳定裂纹扩展速率的随机载荷谱,本团队构建一种形式简单的工程平均扩展速率模型,并结合经典断裂力学模型,进一步提出速率类比法,较寿命类比法对裂纹扩展具有更强的通用性和适应性。基于结构模拟件/部件/全机疲劳试验数据融合,提出一套采用广义类比法(含寿命类比和速率类比)^[21]的疲劳损伤评估方法,并根据不同关键部位特性定制耐久性和损伤容限损伤模型参数,流程如图6所示。目前该套技术方法已应用于新机 SPHM 系统。此外,本团队提出了一种基于贝叶斯理论采用 Walker 公式预测随机谱下裂纹扩展曲线的方法^[22]。

针对单机结构疲劳分散系数的选取,本团队开展不同结构部位和特性的差异化分散系数和可靠性系数研究^[23]。单机寿命监控中的结构可靠性系数不仅是传统的分散系数,还应考虑载荷预测模型、疲劳损伤算法等引起的误差。

2.4 疲劳损伤表征与剩余寿命预计

关键结构损伤可通过当量飞行小时、寿命比、损伤度、损伤率等表征参数来确定,根据损伤表征参数,假设未来飞行载荷情况,可计算预计剩余寿命,进一步指导维修决策建议和调整飞行计划。

对于针对结构关键部位的疲劳损伤评估,根据单机当前已飞起落的应力谱序列,若采用裂纹萌生类模型,可计算当前飞行小时(FH)下的累积理论损伤,将其等损伤折算到

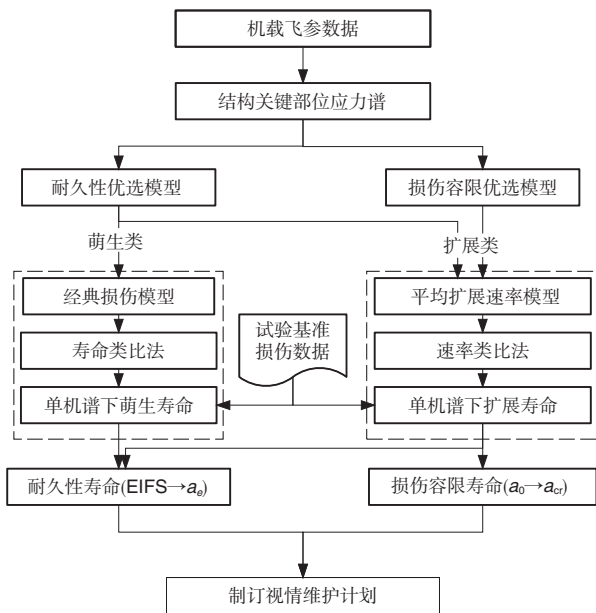


图6 基于广义类比的疲劳损伤评估流程

Fig.6 Flowchart of fatigue damage assessment with generalized correction methodology

基准载荷谱下,可获取当量飞行小时。若采用裂纹扩展类模型,可预测在单机实际使用情况下的裂纹扩展曲线,在基准扩展曲线上找到当前裂纹尺寸所对应的寿命,即为当量飞行小时,如图7所示。

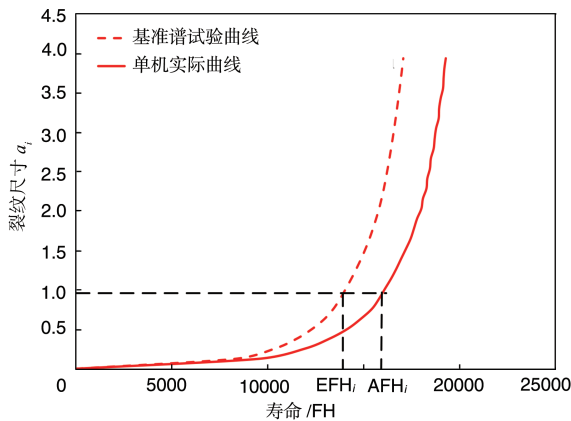


图7 裂纹扩展曲线当量飞行小时示意

Fig.7 Equivalent flight hour in crack growth curve

获取当量飞行小时之后,可计算寿命比、损伤度、损伤率等其他表征参数。将单机结构关键部位损伤表征参数的实际值与基准值进行对比,对关键结构损伤程度以及单机飞行轻重程度进行评估,进一步将评估结果落实到单机乃至机群的结构寿命管理中,主要包括单机使用安排(飞行科目和使用频次)的调整、各机队飞机的适当调换以及单机维修计划(检修时间与方法)的调整。

单机寿命管理的目标^[24]为:(1)合理地调整单机、机队及机群的使用,保证单机当量飞行小时数(或疲劳损伤)与实际飞行小时数的协调增长,保证机队及机群的使用情况满足规定的均衡性要求;(2)根据单机实际使用情况制订合理的部队结构维护计划(FSMP),保证每架飞机服役的安全性和经济性。

2.5 复合材料损伤监测

先进战斗机复合材料用量越来越大,复合材料的损伤监测和识别是影响飞机结构完整性的一个重要方面。复合材料损伤监测常用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。在国内外近些年来的研究和试验中,应用最为广泛的是压电材料传感器^[25],包括压电薄膜传感器(PVDF)和压电陶瓷传感器(PZT)。

离散源低能量冲击损伤是影响复合材料结构完整性的主要损伤模式。由于低能量冲击可能发生在飞机使用、停机维护的各个阶段,要全程实时监控所有复合材料结构所遭受的各种冲击是几乎不可能的。

对复合材料结构的损伤监测,在新一代战机中拟采用以下技术途径:(1)对外场使用中易遭受冲击损伤的部位,布置基于压电传感器的区域冲击监测系统,全程在线监控冲击部位和冲击次数,为地面检查和维护提供依据;(2)对外场不易接近的部位(如进气道),在复材结构内部或表面预置压电传感器,地面离线检测以定位损伤,用超声波检测进行损伤定量。

本团队联合国内有关院所当前重点开展复合材料损伤监测传感器的工程化应用以及损伤识别算法的研究。

2.6 腐蚀/老化损伤监测

腐蚀/老化是飞机结构不可避免要面临的问题,腐蚀环境还会促使和加速疲劳损伤的发生和扩展。对使用中存在较严酷腐蚀环境的部位,不考虑腐蚀影响的寿命评估结果是不可靠的。由于影响因素众多,飞机结构的腐蚀和老化问题是非常复杂的,各单机腐蚀和老化状况的分散性也高于疲劳损伤的分散性,因此,准确预测腐蚀/老化损伤是很困难的。

腐蚀和老化主要与飞机的防腐体系和使用环境相关,在对防腐体系的抗腐蚀品质有较准确的试验评估结果,并对飞机的使用环境(包括局部腐蚀环境)有比较准确、完整记录的前提下,通过合理的损伤预测模型,可以给出比较有价值的结构腐蚀/老化预测结果,有助于指导外场飞机的腐蚀防护和维护工作。应特别注意不断积累同类飞机外场使用和维护中发现的结构腐蚀/老化信息,逐步完善腐蚀预测模型。

目前新一代战机采用在易腐蚀部位布置涂层退化传感

器(CDS)并结合腐蚀监测自制件的方式,定期采集数据并对自制件腐蚀情况进行检测,以实现结构防腐涂层老化状态的评估和监控。

腐蚀/老化损伤预测的技术途径为:以电化学理论、贝叶斯理论为基础,通过飞机服役腐蚀环境的测试和积累,以实验室加速腐蚀/老化试验和自然腐蚀/老化试验相结合,建立腐蚀/老化概率预测模型;研制腐蚀损伤传感器和涂层退化传感器,不断提高对腐蚀/老化预测和监控的准确性。目前该项技术本团队正在攻关中。

3 SPHM 系统设计与研制

在当前国内 SPHM 技术尚未成熟、结构损伤监测传感器工程化应用成熟度较低的情况下,新一代战机 SPHM 系统的设计研制思路是:充分借鉴国外 SPHM 技术发展路线;以目前国内在单机寿命监控和飞行载荷实测等方面已有的成熟技术为基础;同时,组织国内有关院所对各项关键技术进行专项攻关;在型号研制、地面试验、试飞和服役使用的过程中,持续开展 SPHM 技术的工程化应用研究,逐步实现新机 SPHM 系统能力的增长与成熟。

SPHM 系统目前采取“在线测量、离线分析”的方式,包括机载系统和地面系统。机载系统的主要功能是实现 SPHM 监测数据的采集、存储和传输,包括飞参数据、载荷传感器数据和腐蚀监测传感器数据。

机体载荷测量子系统如图 8 所示,采用成熟的应变电桥来测量机体载荷。机体腐蚀监测子系统如图 9 所示,涂层退化传感器(CDS)和腐蚀监测自制件(CMC)与所监控舱位的结构材料及表面防护体系完全一致,并处于相同的局部环境。定期将地面保障设备与 CDS 相连,读取并存储机上 CDS 的涂层阻抗数据,判断涂层是否失效。定期将 CMC 取回并进行检测,与 CDS 监测结果互相验证。

SPHM 地面系统为功能分析软件系统,属于自主保障

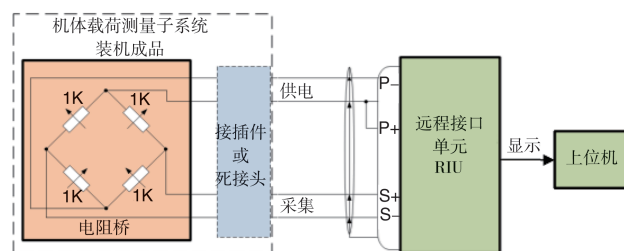


图8 机体载荷测量子系统概览图

Fig.8 Overview of structural load measurement subsystem

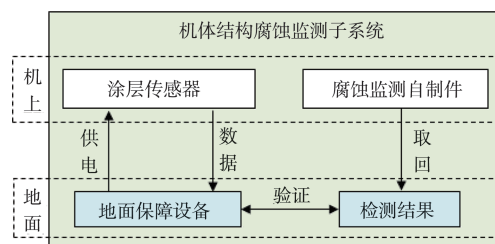


图9 机体腐蚀测量子系统概览图

Fig.9 Overview of structural corrosion measurement subsystem

信息支持系统(ALISS)的一个模块,实现包括数据综合处理分析、结构载荷识别、超限事件分析、结构损伤评估和剩余寿命预测等功能。将机载数据下载到地面系统,结合飞机结构的设计分析资料、试验数据、制造和使用维护信息,对飞机关键结构的疲劳损伤情况进行评估,诊断结构健康状况及预测结构剩余寿命,指导制订结构检查维护计划。软件数据流如图 10 所示。

采用以上章节所述的技术研究成果,对 SPHM 系统进行模块开发和软件集成,并在外场部队部署使用。

4 结论

本文阐述了强度设计团队近年来在 SPHM 方面的研究成果、设计实践及技术发展。这些技术成果已成功应用于新一代战机 SPHM 系统的研制。

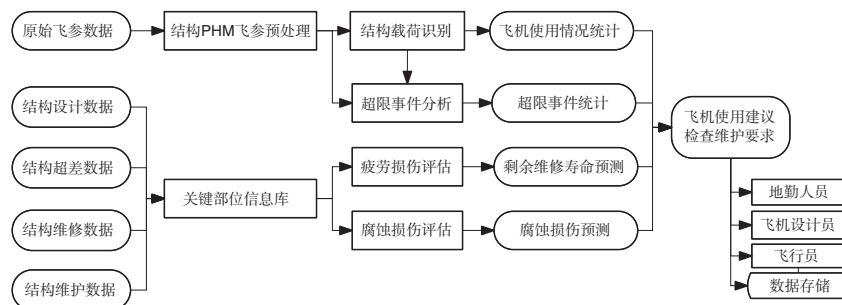


图10 SPHM地面系统软件数据流

Fig.10 Software dataflow of SPHM off-board system

实现对机体结构各种故障类型的准确监控和预测是一个长期的过程,基于目前技术水平,SPHM仅针对影响飞行安全和机体结构寿命的主承力金属结构开展故障预测和健康管理。随着技术发展,将逐步扩大SPHM的监控范围,实现对复合材料结构和关键运动机构的健康监控和预测。SPHM系统研制还会面临越来越多的挑战,本团队将在技术突破和工程实践方面不懈开展工作,为提升军用装备的结构健康管理水平做出更大贡献。

AST

参考文献

- [1] Smith G, Schroeder J B, Navarro S, et al. Development of a prognostics and health management capability for the joint strike fighter [C]//Institute of Electrical and Electronics Engineers, 1997.
- [2] Tim F, Devinder M. F-35 joint strike fighter structural prognostics and health management: an overview [C]// 25th ICAF Symposium-Rotterdam, 2009.
- [3] 张立新, 钟顺录, 刘小冬, 等. 战斗机强度设计技术发展与实践 [EB/OL]. 航空学报, <http://hkxb.buaa.edu.cn/CN/10.7527/S1000-6893>.
Zhang Lixin, Zhong Shunlu, Liu Xiaodong, et al. Strength design technology development and practice of high performance fighter [EB/OL]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, <http://hkxb.buaa.edu.cn/CN/10.7527/S1000-6893>. (in Chinese)
- [4] Aktepe B, Molent L. Management of airframe fatigue through individual aircraft loads monitoring programs [C]// Proceedings 8th International Aerospace Congress, Adelaide, Australia, 1999.
- [5] 熊泽涛, 邱雷, 刘彬. 飞机结构PHM及其关键技术 [J]. 测控技术, 2012, 31(增刊):198-201.
Xiong Zetao, Qiu Lei, Liu Bin. The prognostic and health management of aircraft structure and its key technologies [J]. Measurement & Control Technology, 2012, 31 (Supplement): 198-201. (in Chinese)
- [6] Kaneko H, Furukawa T. Operational loads regression equation development for advanced fighter aircraft [C]// 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2004.
- [7] Tikka J, Salonen T. Parameter based fatigue life analysis for F-18 aircraft [C]// 24th ICAF Symposium - Naples, 2007.
- [8] Reed S, Mccoubrey B, Mountfort A. Introduction to service of an artificial neural network based fatigue monitoring [C]// 25th ICAF Symposium - Rotterdam, 2009.
- [9] Molent L, Aktepe B. Review of fatigue monitoring of agile military aircraft[J]. Journal of Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 2000, 23:767-785.
- [10] Molent L, Agius J. Structural health monitoring of agile military aircraft [C]// Encyclopedia of SHM-shm137, 2008.
- [11] Wang Yongjun, Dong Jiang, Liu Xiaodong, et al. Identification and standardization of maneuvers based upon operational flight data [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(1):133-140.
- [12] Dui Hongna, Wang Yongjun, Dong Jiang, et al. Research on an optimal multiple linear regression model for aircraft structural load analysis [C]// 29th ICAF Symposium - Nagoya, 2017.
- [13] 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)
- [14] Wang Yongjun, Dong Jiang, Dui Hongna, et al. Aircraft structural load identification technology with high accuracy in SPHM system [C]// 29th ICAF Symposium - Nagoya, 2017.
- [15] Hongchul L. Estimation of aircraft structural fatigue life using the crack severity index methodology [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(5): 1672-1678.
- [16] Iyyer N, Sarkar S. Aircraft life management using crack initiation and crack growth models: P-3C aircraft experience [J]. International Journal of Fatigue, 2007 (29):1584-1607.
- [17] Iyyer N, Sarkar S. Management of aging aircraft using deterministic and probabilistic metrics [C]// 11th Joint NASA/FAA/DOD Conference on Aging Aircraft, 2008.
- [18] 张福泽. 裂纹形成寿命的类比计算方法[J]. 航空学报, 1982, 3(2): 51-60.
Zhang Fuze. An analogy calculating method of fatigue life in the crack initiation [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1982, 3(2): 51-60. (in Chinese)
- [19] 薛军, 王智, 陈志伟. 飞机结构疲劳损伤的工程类比法[J]. 机械强度, 2004, 26(5): 138-141.

- Xue Jun, Wang Zhi, Chen Zhiwei. Engineering analogy method for calculating structural fatigue damage of aircraft [J]. Journal of Mechanical Strength, 2004, 26(5): 138-141. (in Chinese)
- [20] 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 model for individual aircraft life monitoring [J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(9): 101-107. (in Chinese)
- [21] Dui Hongna, Liu Xiaodong, Dong Jiang, et al. Assessment of aircraft structural service life using generalized correction methodology [C]// 30th ICAF Symposium – Krakow, 2019.
- [22] 潘绍振, 刘小冬, 董江, 等. 一种预测随机载荷谱下裂纹扩展曲线的新方法[J]. 机械科学与技术, 2017, 36(7): 1143-1148.
- Pan Shaozhen, Liu Xiaodong, Dong Jiang, et al. A new method for predicting crack propagation curve under random load spectrum [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2017, 36(7): 1143-1148. (in Chinese)
- [23] Li Tang, Wang Yongjun, Dui Hongna, et al. Research on the scatter of structural load-time history in a fleet [C]// 30th ICAF Symposium – Krakow, 2019.
- [24] 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, et al. Individual aircraft tracking technology guide [M]. Beijing: Defense Industry Press, 2010. (in Chinese)
- [25] 王利恒. 复合材料飞机结构健康监测系统的若干问题探讨[J]. 航空科学技术, 2011(5): 63-66.
- Wang Liheng. Discussion on composite structural health monitoring system [J]. Aeronautical Science & Technology, 2011(5): 63-66. (in Chinese) (责任编辑 王为)

作者简介

兑红娜(1988-)女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机结构疲劳强度设计与分析。

Tel: 028-65020287

E-mail: duihn060379@126.com

刘小冬(1965-)男, 博士, 研究员。主要研究方向: 飞机结构疲劳强度设计与分析。

Tel: 028-66329595 E-mail: liuxiaodong611@126.com

SPHM Technology Practice and Development in a New Generation of Fighter

Dui Hongna*, Liu Xiaodong, Wang Yongjun, Dong Jiang, Zhang Lixin

AVIC Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu 610091, China

Abstract: The requirements for the airframe of a new generation of advanced fighter are light weight, high g capacity, long life and multi-function. To achieve this goal, SPHM is one of the key techniques that need to be solved, and also an important means to realize on-condition maintenance from the traditional breakdown maintenance and regular maintenance. This paper describes the research results, design practice and technical developments in SPHM by the strength team in recent years, which include the main function, key technologies and system designs of SPHM. These research results have been successfully applied to the development of a new generation of high performance fighter airframe.

Key Words: SPHM; load/environment spectrum; metal structure damage assessment; composite damage monitoring; corrosion damage monitoring

Received: 2020-04-09; Revised: 2020-06-01; Accepted: 2020-06-11

*Corresponding author. Tel.: 028-65020287 E-mail: duihn060379@126.com