

大型飞机机载系统预测与健康管理关键技术

王少萍*

北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191

摘要: 为确保飞机的高可靠性、高安全性和高维修保障性,大型飞机机载系统均装备了先进的故障预测与健康管理(PHM)系统,以实现高可靠运行和健康服役。从大型飞机健康管理體系结构入手,介绍了基于国际标准分层开放式的故障预测与健康管理空地结构,及其开放式、模块化和标准接口规范。着重分析了机载健康管理传感器网络和鲁棒故障特征提取方法、分层聚类 and 交叉增强校核的智能故障诊断算法和基于数据驱动与失效物理结合的故障预测算法等关键技术,探讨了基于健康状态的维修保障决策方法。最后,给出了空地一体的飞机故障预测与健康管理评价方法和健康管理技术的适用性分析。

关键词: 飞机机载系统; 故障诊断推理; 故障预测; 健康管理; 维修保障评价

中图分类号: V215.7; TP206⁺.3

文献标识码: A

文章编号: 1000-6893(2014)06-1459-14

大型飞机故障监测与诊断起源于20世纪50年代,美国的Palo Alto公司首先研制了飞机发动机自动测试系统和故障诊断装置^[1-2]。1961年,美国开始推行阿波罗登月计划,由于出现了一系列设备故障造成了事故,1967年美国国家航空航天局(NASA)成立了美国机械故障预防小组,从事故障机理、检测、诊断及预报技术的研究^[3]。20世纪70年代,第1代飞机采用了机内测试(Built-In-Test,BIT)完成飞机电子设备故障诊断与隔离^[4],分别装备在波音737飞机和空客A300上,实现对模拟电子设备进行故障诊断隔离。由于当时的BIT设计简单分散,诊断能力差以及虚警率高,其使用和推广受到了极大地挑战。为了解决飞机系统BIT诊断能力差和维修保障费用高的问题,美国罗姆航空发展中心在20世纪80年代初率先提出运用人工智能技术来改善BIT的效能,以降低虚警、识别间歇故障^[5],并装备于

波音757和空客A310上。到了80年代末期,随着总线技术和分布式系统的成熟度不断提升,出现了第3代故障诊断系统并装备于波音747和空客A320,该系统主要采用了综合故障诊断和集中式故障显示系统,减少了检测系统的复杂性,提高了标准化程度^[6]。到了20世纪90年代,人们要求飞机不仅要在执行任务过程中保证万无一失,而且可以实时提供系统的健康状态,准确快速地进行故障诊断与定位,预测故障和剩余寿命,为维修人员提供辅助决策支持,动态调度维修资源,从而减少地面维护和修理的停机时间,提高飞机的完好性、运营效益和综合保障性。于是美、英等国相继开始了复杂装备的预测与健康管理(Prognostics and Health Management,PHM)系统研究,通过引入智能推理和故障预测以提高飞机系统的故障诊断能力和维修保障能力^[6-8],并装备于波音777,解决了飞机故障检测、定位、隔离、预测和维修

收稿日期: 2014-01-03; 退修日期: 2014-02-13; 录用日期: 2014-02-17; 网络出版时间: 2014-02-26 14:11

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/S1000-6893.2013.0548.html

基金项目: 国家“973”计划(2014CB046402); 国家自然科学基金(51175014); 国家“111”计划

* 通讯作者. Tel.: 010-82338933 E-mail: shaopingwang@vip.sina.com

引用格式: Wang S P. Prognostics and health management key technology of aircraft airborne system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(6): 1459-1472. 王少萍. 大型飞机机载系统预测与健康管理关键技术[J]. 航空学报, 2014, 35(6): 1459-1472.

等方面的问题。为 PHM 研制做出突出贡献的有美国的 NASA、DARPA、NAVY 等机构。20 世纪 90 年代后期,计算机网络技术的飞速发展,先进的微传感器层出不穷,智能信息融合算法大量涌现,大容量存储器的出现,使得实时状态监测和空地一体的飞机维修保障成为可能,于是出现了机载和地面一体化的预测与健康管理系统^[9-10]。目前,为飞机提供 PHM 系统的公司有美国的 Honeywell International 公司、Impact 公司、Lockheed Martin Aeronautics 公司以及 Moog 公司等。

在 PHM 领域有影响力的研究学者分为两派:大学派和公司派。大学派以 Andrew、Ian、Michael 和 Ian 教授为代表,Andrew^[11]于 2009 年创建了 PHM 协会,被称为美国海军航空推进故障诊断之父;Ian 是亚太、北美等地区 100 多个公司 PHM 领域的咨询专家;Michael 教授在马里兰大学创立了先进生命周期工程中心(CALCE),并在香港大学创立了 PHM 研究中心;Ian 30 年致力于发动机故障诊断的研究,是集成飞行器健康管理中心(IVHM)主任。公司派以 Impact 公司的 Douglas^[12]、Michael^[13]、Carl^[14],Honeywell Aerospace 公司的 Philip^[15],NASA Ames 研究中心的 Mark^[16],Lockheed Martine Aeronautics 公司的 Michael 和 Kevin,他们结合飞行器的 PHM 型号研制给出了 PHM 关键技术。

PHM 技术是 21 世纪提高复杂系统可靠性、安全性、维修性、测试性和保障性以及降低寿命周期费用的一项非常有前途的军民两用技术。其技术广泛应用于航空航天、舰船、电力、交通、核能及石油探测等多个领域。PHM 技术代表了飞机后勤保障方法的一种转变,即从传统的基于传感器(Built-In-Test/Built-In-Test-Equipment, BIT/BITE)的诊断向基于智能系统的预测转变,从反应式的通信向在准确时间对准确的部位进行准确维修的主动积极的转变。这一技术使得原来以事件为主导的事后维修或以时间相关的定时维修被基于状态的视情维修所取代。它不仅着眼于系统的故障诊断,更着重故障预测和维修策略支持,以提高系统的可靠性、维修性和综合保障性。PHM 技术通过检测系统的状态来预测系统及其部件的故障情况,通过部件的损伤退化规律和当前状态

确定部件的剩余寿命;利用多传感器信息融合技术诊断系统故障,并基于可用资源和使用需求对维修活动做出管理和决策。

目前国外先进的飞机均采用了 PHM 系统,如 F-35、波音 787 和 A380 等。不同的飞机采用的 PHM 系统不同,如英国直升机的健康与使用监控系统(Health and Usage Monitoring System, HUMS)、航天飞机的集成健康管理系统(Integrated Vehicle Health Management, IVHM)以及波音公司的成员信息保障系统(Crew Information System/Maintenance System, CIS/MS)等。据波音初步估计,采用 PHM 技术后,可使航空公司节省约 25% 因航班延误和取消而导致的费用,并可以大大减少维修保障费用,如 JSF 飞机的维修保障费用比 F-16 降低约 30%^[17]。

1 飞机 PHM 系统的体系结构

飞机 PHM 系统体系结构设计依赖于系统划分、系统间约束管理、系统结构模式使用及系统构建集成策略等体系结构理论。飞机 PHM 系统是一个开放的系统,具有可移植性、可伸缩性和可协同性,具有信息管理及与后勤保障管理信息系统(NALCOMIS)的接口^[11]。常采用基于 IEEE1471-2000(软件密集型系统体系结构描述的推荐规程)、ARINC604(机内测试系统设计与应用指南)、ARINC624(机载维护系统设计指南)和 ISO13374 开放式视情维修体系结构标准(Open System Architecture for Condition Based Maintenance, OSA-CBM)构建飞机系统的 PHM 体系。根据以上国际标准,构建的 PHM 系统如图 1 所示。

该系统具备以下特点:①系统具有分层结构;②系统具有分布式、跨平台特点;③具有开放式、模块化和标准接口规范;④系统诊断、预测与维修决策具有实时性;⑤软件可以使能驱动。该体系结构可以为各种诊断及预测算法提供灵活一致的运行环境,可以方便集成多种推理算法,并能方便地与主流仿真运行环境集成,实现高效实时运行。该系统可以改善飞机安全性、增加可靠性和可用性,进行机载系统健康状态的快速确定,减少维修费用。

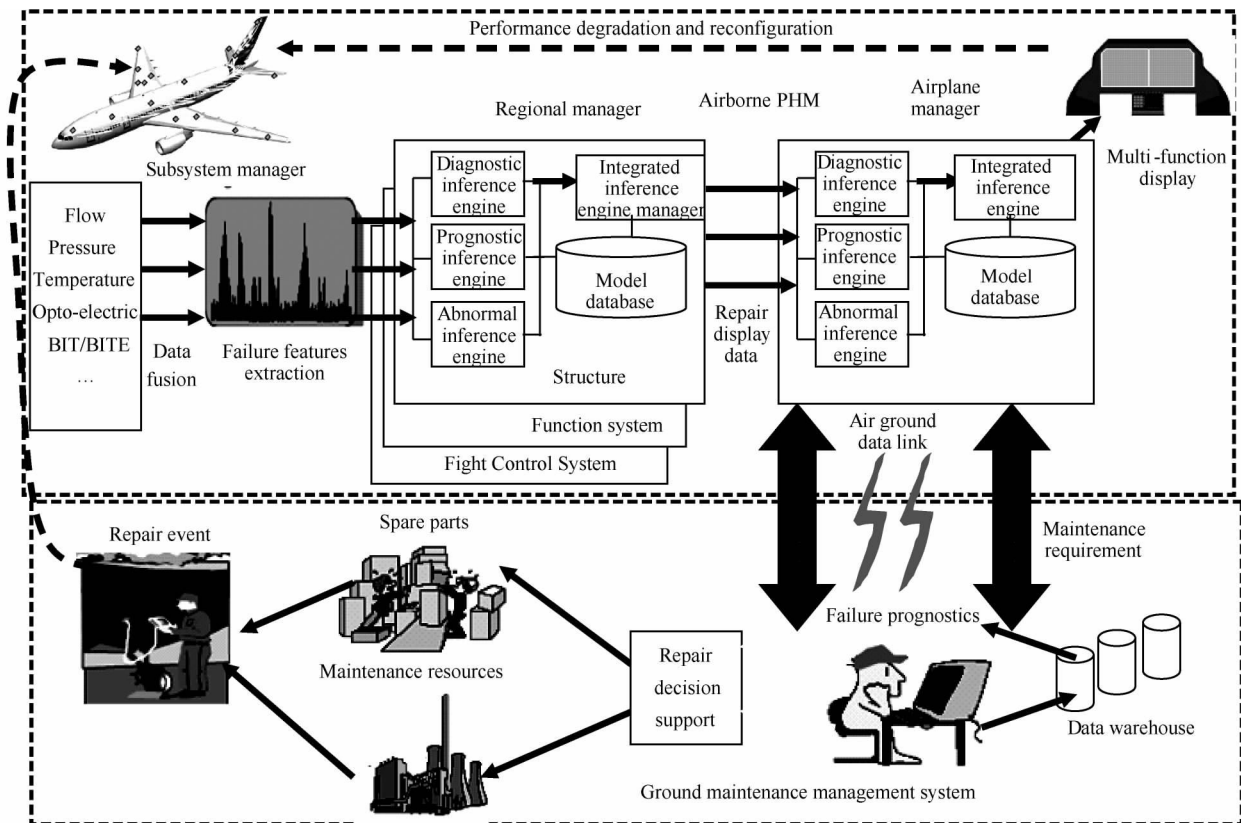


图1 飞机故障预测与健康管理(PHM)系统体系结构

Fig. 1 Structure of aircraft fault prognostics and health management (PHM) system

由图1可知,飞机PHM系统体系结构主要包括3个部分:机载PHM系统、空地数据链系统及地面维护管理系统。其中,机载PHM系统负责完成飞机各子系统(如液压系统、飞控作动系统等)健康状况的实时监控和异常/诊断/预测推理。为了提高故障诊断和推理的准确性,飞机机载PHM系统基于数据/信息源按3层结构布局:包括子系统管理器(传感器布局与特征提取等)、区域管理器(如液压系统、飞控作动系统等异常/诊断/预测推理)及飞机管理器(飞机层面的异常/诊断/预测推理)。

在机载PHM系统设计中,根据机载系统的故障模式影响分析,布置关键特征信息检测的多传感器网络;多种传感器感知的信息通过信号处理进行特征提取,输入到区域管理器推理机中。推理机采用先进的推理和数据融合技术,监控健康状态、性能降级和故障状态、维修需求以及剩余寿命估计结果。其中故障检测采用鲁棒故障特征

提取技术,故障诊断采用智能故障诊断算法,通过分层聚类 and 交叉增强校验提高故障诊断定位能力,减少虚警次数。区域管理器汇总所辖区域的信息,通过故障诊断算法进行异常/诊断/预测推理,并将结果传输到飞机管理器。飞机管理器宿驻在飞行管理计算机中,完成最高层次的PHM综合,借助交叉相关技术和其他功能系统信息融合,确认并隔离故障,将重大故障结果报告驾驶员,以便根据需要对机载系统进行重构或者任务降级,从而有效防止故障蔓延保障飞行安全。同时,通过空地数据链系统将飞机机载系统健康状态及其维修需求传给地面维护管理系统,使地面维护系统可以及时调度备件和维修设备,为系统后勤保障和维修决策提供依据,缩短维修时间和提高飞机服役效率。

地面维护管理系统以维护管理数据仓库为核心,实时接受空地数据链系统传输的飞行数据,更新仓储维护的后勤数据和泵源系统的维修数据,

对于特定机载系统(如液压系统和飞控作动系统),结合先验知识和设计模型评价其健康状况,对系统或部件的故障进行预先估计,根据故障预测模型进行寿命预测。通过专家知识库决定是否出现故障或即将发生故障的系统和部件进行替换和维护,并动态调度维修资源,生成自主后勤保障策略,实现快速维修。

飞机 PHM 系统的核心优势是将机载系统健康状况与后勤保障衔接起来,能够实时向飞机维修人员和用户提供机载系统所必需的信息,动态调度维修资源,生成后勤保障决策和快速维修策略,实现快速维修和自主式后勤保障。快速维修保障策略支持以维修保障时间最短作为决策依据。

PHM 系统涉及的学科领域包括失效物理、模糊数学、模式识别和人工智能等,其关键技术包含先进传感器、鲁棒故障检测技术、智能故障诊断技术、信息融合技术、人工智能技术、数据挖掘和故障预测技术等。下面对飞机 PHM 系统涉及到的关键技术进行说明和分析。

2 飞机 PHM 系统信息采集与故障特征提取

飞机 PHM 系统的信息采集一方面来源于机上传感器网络,另一方面来源于飞行数据和维修数据,如图 2 所示。飞机上传感器的要求是体积小、重量轻、抗电磁干扰和易于与机上处理单元联网,常用的有光纤传感器、无线传感器、虚拟传感器、智能传感器、压电传感器等^[12-13]。这些传感

器故障感知能力更强,抗电磁等干扰能力更强。飞机对飞行数据和维修数据的要求是可以方便加载到 PHM 系统数据库并进行推理。

为了提取飞机机载系统的健康状态和故障特征,以最小传感器个数感知最多特征信息的理念精心设计了飞机上的传感器网络,通过传感器及其相关参数进行故障诊断和预测。由于飞机系统结构复杂工况多变,在飞行过程中机载系统受环境和上下游系统和元部件工作的干扰较大,因此在进行故障推理前需要对检测到的信号进行处理,有效提取故障特征,剔除干扰影响,凸显故障特征。

PHM 系统常用的信号处理技术包括:小波分析法、倒谱包络法、经验模态法和混沌微弱信号提取法等,如图 3 所示。其中,小波分析法是通过检测信号多分辨率的正交变换,采用多滤波器组的计算原理对频域进行细致分解,可以清晰、完备、更精细地凸显故障特征^[18]。倒谱包络法是对检测到的信号进行到频谱分析,并进行 Hilbert 包络,剔除干扰通道对检测信号的影响^[19]。经验模态法是将检测到信号分解为有限数目的固有模态函数,有选择地对固有模态函数进行 Hilbert 变换,突出故障特征,因此该方法又被称为 Hilbert-Huang 变换^[20]。混沌微弱信号提取法是将检测信号经过互相关去噪后,送入混沌振子检测阵列,通过混沌系统相轨迹变化判断检测信号是否含有周期信号,从而提高信号对噪声的免疫力^[21]。

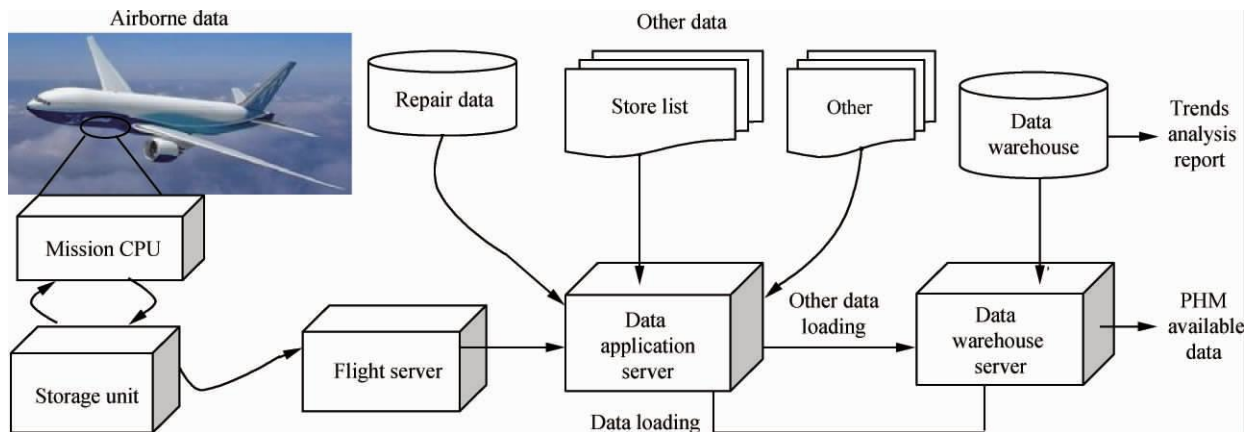


图 2 飞机 PHM 系统数据来源

Fig. 2 Data resources of aircraft PHM system

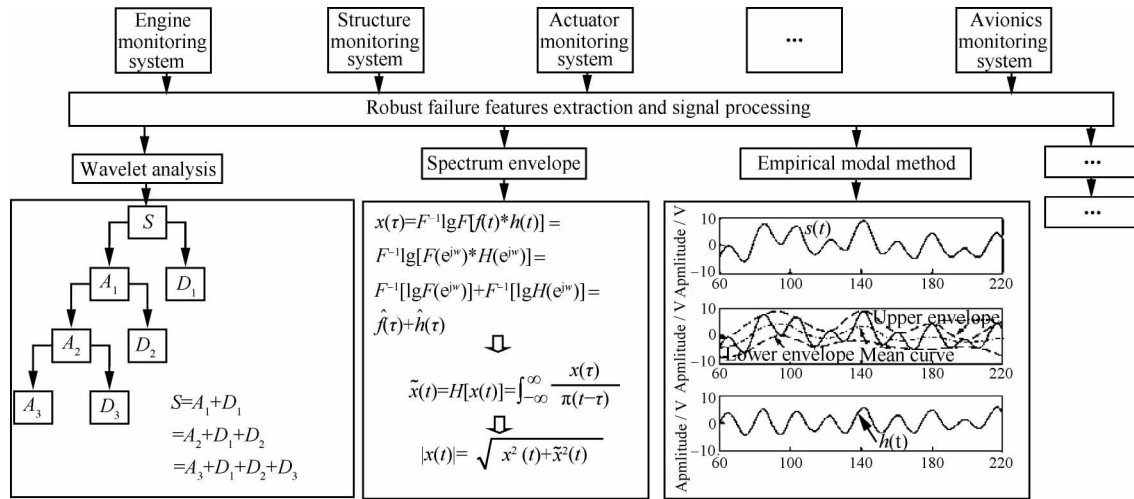


图3 鲁棒故障特征提取和信号处理方法

Fig. 3 Robust feature extraction and signal processing methods

3 飞机 PHM 系统分层智能故障诊断

一般而言,对于系统的故障诊断推理仅仅依赖于一个判据或一种信号时,往往会出现误判或漏判的情况。与传统的 BIT 故障诊断不同的是,飞机 PHM 系统采用了分层智能推理机制和交叉增强校验技术,可以逐层推理判断并进行综合,最后形成推理结论,从而大大提高了其故障诊断成功率,降低了虚警率。

3.1 分层智能推理

根据飞机 PHM 系统的体系结构,PHM 系统分为子系统级、区域管理级和飞机管理级 3 个层次(如图 1 所示)。子系统又包括子系统 BIT 数据和参数采集、子系统故障诊断、子系统区域管理;区域管理除了进行子系统故障诊断与预测,还包含交叉校验功能。各层次间推理采用不同的数据(如图 4 所示),每一层各司其职,层与层之间进

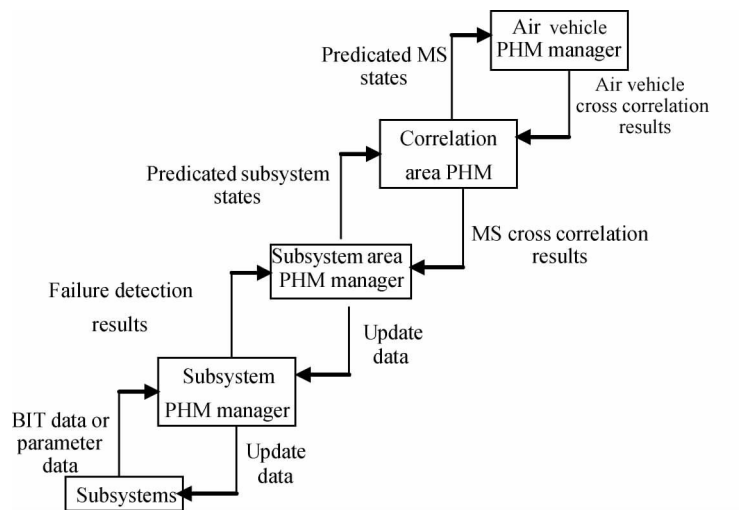


图4 飞机 PHM 系统分层结构

Fig. 4 Hierarchy structure of aircraft PHM system

行相互校核,以提高飞机管理的准确性^[17]。

考虑到飞机系统包括开关量信号、连续量信号和性能降级信号,推理机设计了3种推理机:

1) 异常推理 对开关量或慢变信号,设计固定阈值,若经处理的检测信号超过阈值,则判断为异常,并输出;否则为正常。

2) 诊断推理 对快变的连续检测信号,设计智能故障诊断算法,判定机载系统故障,并告知驾驶员,将故障隔离到可更换部件上。

3) 预测推理 确定飞系统性能退化规律,根据检测到的健康状态估计出未来故障发生的时间,并将维修请求传输给地面维护系统。

3.2 交叉增强校核

为了提高层与层之间的推理准确性,采用基于状态、元件、传感器和功能的交叉增强校核方法提高诊断精度和准确性^[22]。层与层之间的校核采用基于模型的推理,如图5所示。其中,元件支持功能,传感器检测功能实现与否,状态控制功能实现。图5(b)给出了余度飞机液压系统的部分交叉增强校正的流程图,其中虚线圈中部分为故障隔离的部分。飞机其他加载系统的交叉增强校核以此类推。

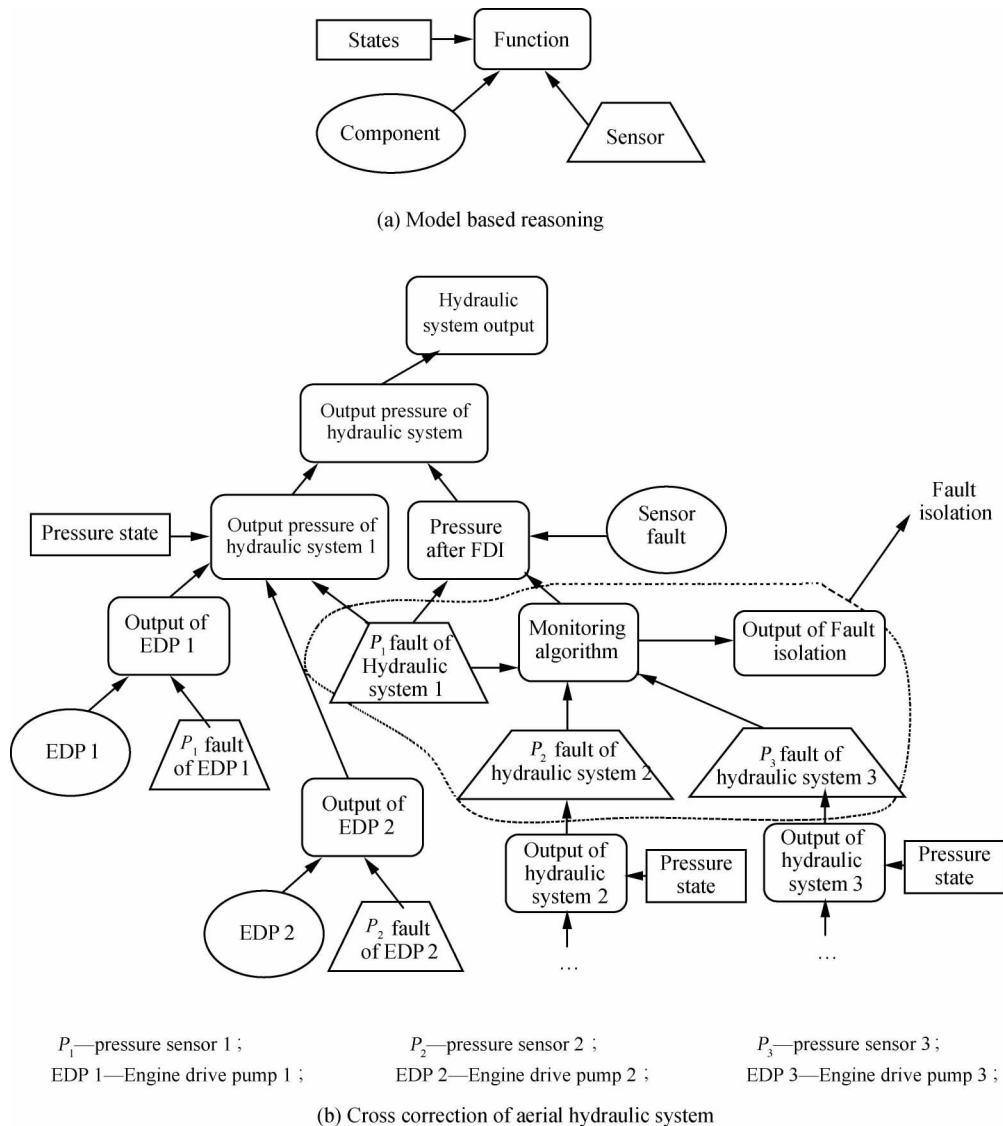


图5 飞机 PHM 系统交叉增强校正

Fig. 5 Cross correction of aircraft PHM system

3.3 智能故障诊断算法

飞机 PHM 系统智能故障诊断算法依赖于人工智能技术,常用的智能诊断方法有以下 4 种。

1) 基于神经网络的故障诊断

将系统正常工作检测到的数据进行数据预处理,

理,提取出特征量,离线输入到神经网络进行学习,获得神经网络权值,该神经网络作为系统正常的模型^[23]。当实际系统运行时,检测系统进行处理后与神经网络比较,当系统输出与神经网络输出之差超出阈值,则可以判断为系统故障,如图 6 所示。

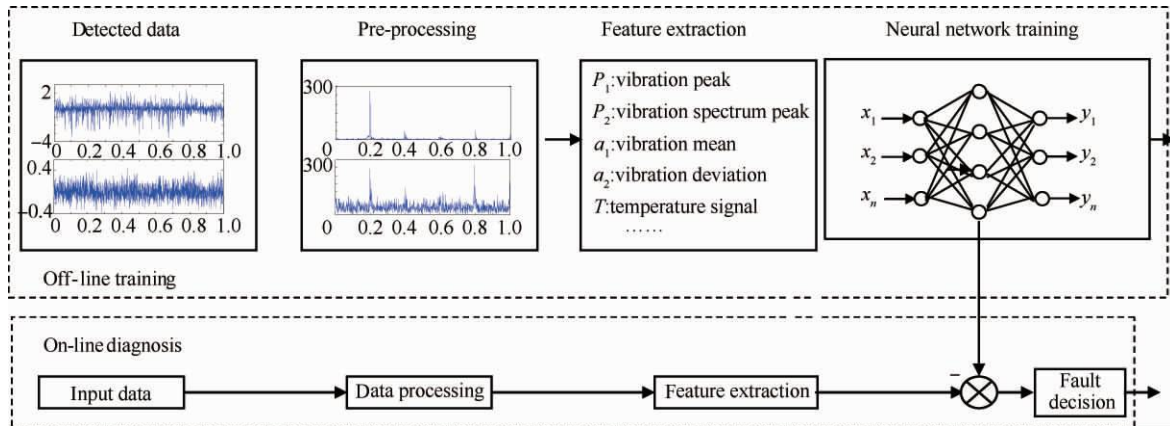


图 6 基于神经网络的故障诊断

Fig 6 Fault diagnosis based on neural network

2) 基于支持向量机的故障诊断

支持向量机 (Support Vector Machines, SVM) 是建立在结构风险最小化的原则基础上,追求有限样本下最优解的方法。SVM 用于故障诊断实质上是一个分类问题,它根据飞机运行过程中产生的各种信息(如振动频谱、波形特征、相关运行参数等),判断其是否有故障,并判断故障产生的原因和部位。采用 SVM 能在训练样本很小的情况下很好的达到分类推广的目的,而且不需要预先知道故障分类的先验知识,如图 7 所示。图中 R_1 、 R_2 和 R_3 分别为 3 个故障区域; ω_1 、 ω_2 和 ω_3 分别为 R_1 、 R_2 和 R_3 的权值。

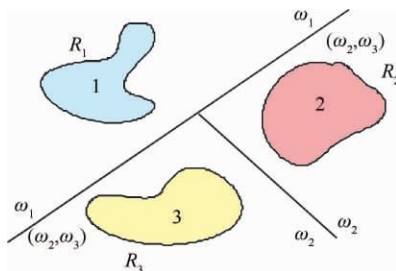


图 7 支持向量机故障分类

Fig 7 Fault classification based on support vector machine (SVM)

3) 多传感器信息融合故障诊断

信息融合是将多源信息加以智能合成,产生比单一信息源更精确、更完全的估计和判决。多传感器信息融合方法包括基于权系数的融合方法、基于参数估计的信息融合方法、基于 D-S 推理理论的融合方法、基于 Kalman 滤波的融合方法、基于模糊神经网络的融合方法和基于粗糙集理论的融合方法等^[24],PHM 系统常采用的混合式信息融合结构如图 8 所示。

图 8 所示结构可以同时进行原始传感器数据和特征数据的融合,在数据融合的过程中可以根据需要从原始传感器信号中寻找有用信息,进而有效提高运算结果精度。然后再采用独立故障分类算法对特征信号进行处理,实现故障隔离。

4) 模糊逻辑推理

模糊逻辑推理基于隶属度函数将系统输入进行融合,产生输出^[25]。在完成了隶属度函数度量之后,通过诸如求和或求最大值等方法将不同隶属度函数融合在一起,最终利用融合后的隶属度函数计算融合输出结果,如图 9 所示。

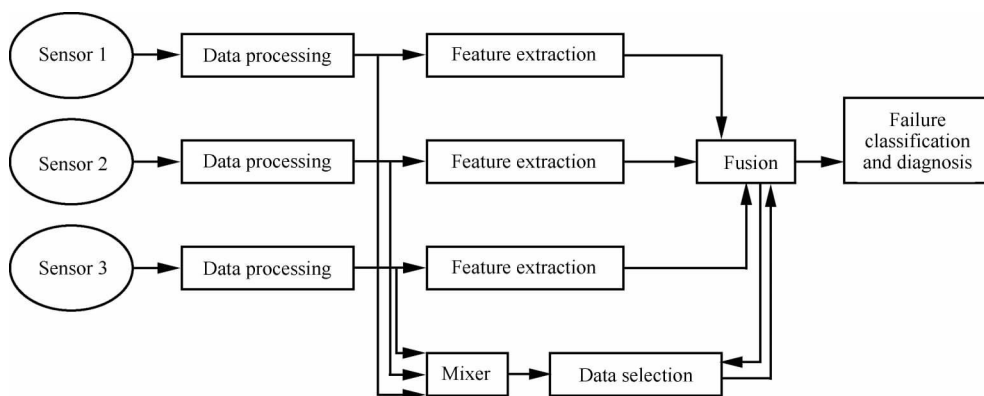


图 8 多传感器信息融合故障诊断

Fig. 8 Data fusion fault diagnosis based on multiple sensors

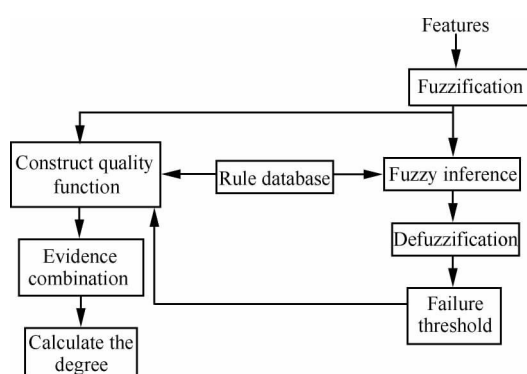


图 9 模糊逻辑推理

Fig. 9 Fuzzy logic diagnosis reasoning

4 飞机 PHM 系统故障预测技术研究

飞机 PHM 系统与传统设备诊断方法最大的不同点是它具有故障预测功能。飞机 PHM 系统利用已掌握的飞机系统故障知识,对运行期间的状态动态特性数据进行实时监测,根据设备的实际运行状态,结合历史数据和相关模型,利用预测方法预计一定时间之后的参数和性能变化趋势,准确、快速地提供故障预测信息。通过对飞机系统的故障预测,可以有效指导故障发生前的维修决策,阻止更大的连续性故障发生。只有通过故障预测技术的不断研究,掌握装备状态退化规律,才能防患于未然。故障预测技术主要可以分为以下三大类^[26]。

4.1 基于模型的故障预测技术

基于模型的故障预测包括两类:基于失效物

理模型预测和基于数学模型预测。

1) 基于失效物理模型预测技术

基于失效物理模型的方法依赖于飞机系统关键的失效物理,如磨损、疲劳和老化等,不同的失效物理有不同的失效进程规律。对于磨损性故障,一般服从摩擦学理论^[26]:

$$r = kp^mq^n \quad (1)$$

式中: r 为磨损速度; k 为一定工况下的耐磨系数; p 为摩擦表面的压力; q 为摩擦表面的相对速度; m 和 n 为取值在 $[1, 3]$ 的系数。根据摩擦学理论及其作用载荷 (p 和 q) 可以得到其磨损规律,进而得到其磨损速度曲线,实现故障预测。

对于疲劳失效常采用线性疲劳累积损伤理论——Miner 理论,即在交变应力 $S_i (i = 1, 2, \dots)$ 作用下循环次数为 n_i ,机械材料的循环寿命次数为 N_i ,假定交变应力作用下元件发生的故障是随机的,且服从指数分布,其损伤按线性累积,那么故障事件同时发生的概率为^[27]

$$\prod e^{-\frac{n_i}{N_i}} = e^{-\sum \frac{n_i}{N_i}} \quad (2)$$

根据式(2)可以得到交变应力循环下的疲劳损伤规律,进而可以进行故障预测。

图 10 给出了某机载产品疲劳裂纹寿命预测的流程和失效物理与寿命的关系,图 11 给出了某机载齿轮疲劳损伤寿命预测曲线。

2) 基于数学模型的故障预测

对于数学模型已知的系统,通常采用基于随机滤波理论和粒子滤波的故障预测。设系统为

$$\begin{cases} \mathbf{x}(t) = f(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), \mathbf{w}(t), t) \\ \mathbf{y}(t) = g(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), \mathbf{v}(t), t) \end{cases} \quad (3)$$

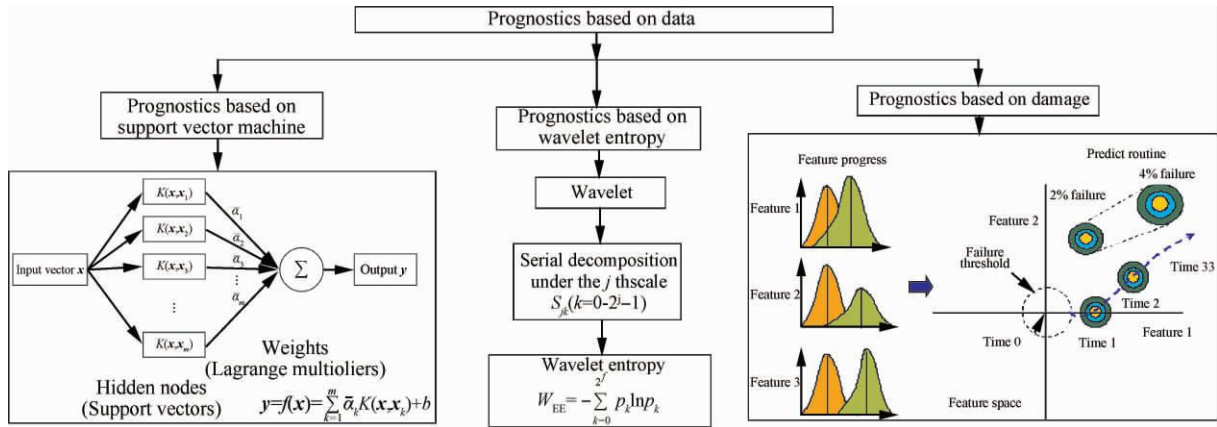


图 12 基于数据的故障预测

Fig. 12 Fault prognostics based on data

技术是将检测到的广义平稳或不平稳的时间序列分解,进行逐项分析,再综合最终的结果^[32]。基于小波能谱熵的故障预测技术,是将信号经小波包变换后,在第 j 层分解尺度下的分解序列为 $S_{jk} (k = 0 \sim 2^j - 1)$, 计算其小波能谱熵 W_{EE} 进行故障预测的技术。图 13 为某轴承采用小波能谱熵得到的全生命周期性能退化趋势。基于渐进式故障预测方法是依靠测量部件当前的近似状态(即特征)及其变化率,获得其性能降级规律和故障信息。由于传感器检测的信号输出具有很多不确定性,如边界状态、材料特性、阻尼特性和脉冲等,传感器的输出不一定能够与模型预测的响应匹配,于是出现了偏差。将这些偏差集合在一起,就可以进行故障预测了。

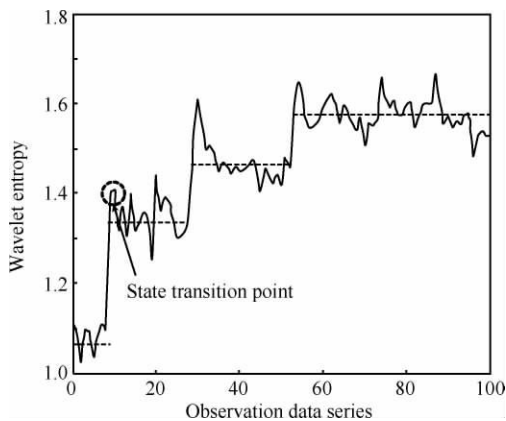


图 13 基于小波能谱熵的轴承故障预测

Fig. 13 Bearing fault prognostics based on wavelet energy entropy

5 飞机 PHM 系统的维修保障

飞机 PHM 系统与传统维修不同,依赖的是自主式后勤保障 (Autonomous Logistics Support, ALS)。ALS 是一种完全基于信息和知识的飞机后勤保障系统,目前世界各主要发达国家均在大力发展这一先进的后勤保障技术^[17]。在 ALS 中,通过系统的健康状态监测,向维修中心提供使用和维修所必需的信息,实现了故障的实时检测、快速维修、动态调度备件物流等关键功能,可以有效缩短装备维修准备时间,保证装备始终处于完好状态,提高设备的可用性,满足使用率、任务可靠性和功能/保障要求。

维修保障性 (Maintenance Supportability) 表示在规定的条件下,按照规定的维修策略提供维修元件或系统所需资源的能力。自主式后勤保障系统除了准确定位故障,还要能够根据系统当前的健康状态,以及目前维修基地拥有的可用维修资源,动态决定维修策略。

通常,快速维修保障策略以维修保障时间最短作为决策依据,即

$$T_m = \min f(C, D, P) \quad (4)$$

式中: T_m 为维修时间; C 为维修费用; D 为故障定位情况; P 为维修资源(包括备件和人员)。

最后,通过人机交互界面将维修保障策略提供给机务维修人员,并为维修保障提出建议和保障策略,如图 14 所示。

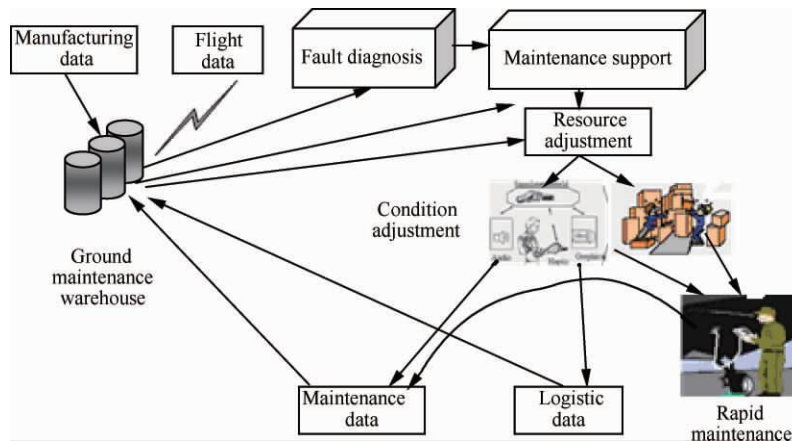


图 14 地面维护管理系统

Fig. 14 Ground maintenance management system

核心调度模块是维修保障的关键,它完成特征算法、诊断与预测算法和推理与决策算法的管理,有效地根据实时检测的系统健康状态将机载系统与后勤保障衔接起来,向飞机维修人员和用户提供机载系统所必需的信息,动态调度维修资源,生成后勤保障决策和快速维修策略,实现快速维修和 ALS。

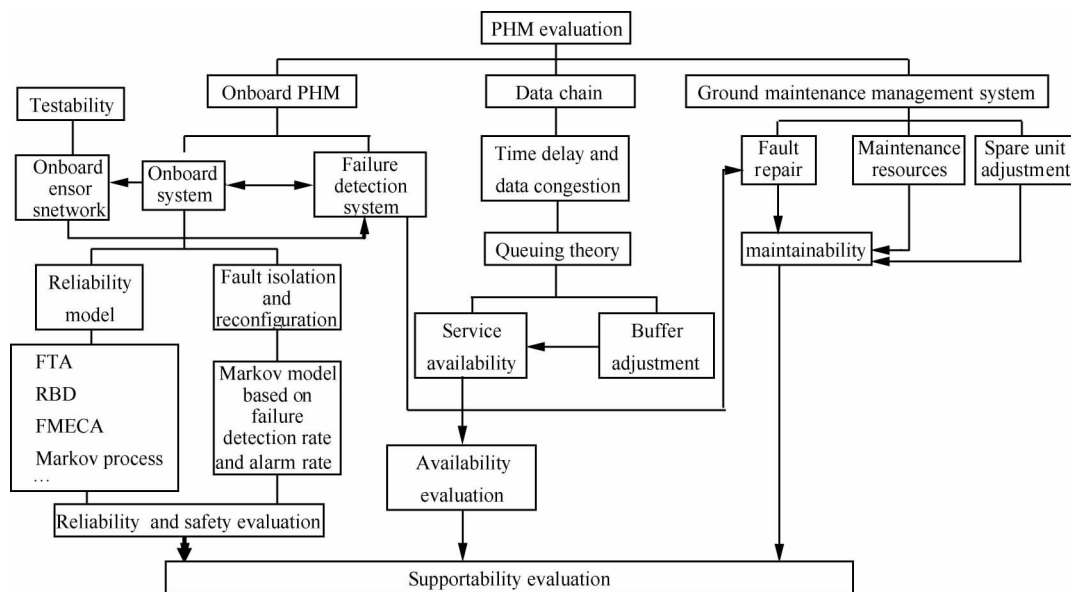
6 飞机 PHM 系统的评价

6.1 飞机 PHM 系统的五性评价

飞机 PHM 系统的评价指标有可靠性、安全

性、维修性、测试性和维修保障性。鉴于飞机 PHM 系统具有机载 PHM 系统、地面维护管理系统和空地数据链系统,不同的组成部分采用不同的评价指标和评价方法。

图 15 给出了飞机 PHM 系统的评价体系及其相应的评价方法。在图中,需要在不同的部分分别考虑可靠性、安全性、维修性、测试性、故障监控覆盖率和虚警率等指标,同时考虑飞机系统健康服役的响应指标,如飞机的操纵品质等、故障维修环节维修时间等。根据飞机 PHM 系统的组成,建立机载系统健康监测系统、空地数据链、地面维护管理系统 3 阶段 PHM 系统综合状态转移



FTA—Fault free analysis RBD—Reliability block diagram FMECA—Failure model, effect and critical analysis

图 15 飞机 PHM 系统评价指标

Fig. 15 Aircraft PHM system evaluation index

图(如图 16 所示)。

对图 16 的分阶段马尔可夫状态转移过程解算,可以得到飞机系统的 PHM 的综合可用性评价。

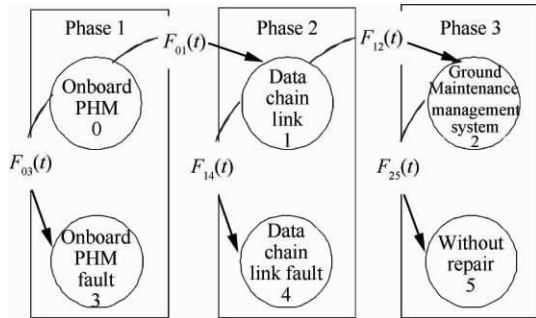


图 16 飞机 PHM 马尔可夫状态转移图

Fig. 16 Markov state transfer diagram of aircraft PHM

6.2 飞机 PHM 系统关键技术的适用性分析

飞机 PHM 系统的关键技术包括故障模式与机理分析、故障特征提取、故障诊断和故障预测等。由于飞机 PHM 系统的故障处理分为以下几个级别:致命级、严重级、监控级和维修级。通常致命级主要指该故障发生会造成机毁人亡的事故,如发动机故障或关键任务系统失效,这个级别的故障要求系统级故障诊断和预测要高效准确;严重级主要指该故障发生会导致飞机完不成任务,飞机性能严重衰减,如飞机液压系统故障或燃油系统故障,这个级别的故障要求系统级和子系统级诊断和预测要高效准确;监控级故障主要指子系统故障,但对飞机性能没有影响,故障信息保留在子系统信息页上,这个级别的故障要求子系统的故障诊断与预测要高效准确;维修级故障指部件级故障不影响飞机子系统性能,故障维护信息保留在维护页上,这个级别的故障要求元件级故障诊断高效准确。

由于飞机 PHM 系统检测大量的参数且子系统间存在复杂的交互作用关系,因此机载健康监测系统要求高置信度、高准确性和高可靠的故障诊断和预测技术。为了确保以上功能,需要开发相应的工具和软件进行以上关键技术的验证和确认:

1) 确认物理系统的观测值足以判定检测系

统故障与否。

2) 确认故障诊断与故障预测算法对非线性系统和非高斯故障行为足以准确。

3) 认证 PHM 具有故障处理和减缓能力。

4) 验证和确认软件驱动故障诊断算法的可行性。

5) 验证基于健康状态的维修保障决策支持有效性。

6) 验证空地数据交换的真实性和实时性。

参 考 文 献

- [1] Smith C, Broadie M, DeHoff R. Turbine engine fault detection and isolation program, ADA119998[R]. Wright-Patterson: Air Force Space Command, 1982.
- [2] Urban L A. Gas path analysis applied to turbine engine condition monitoring[J]. Journal of Aircraft, 1973, 10(7): 400-406.
- [3] James G E T, Robert S, John H S, et al. Failure mechanisms in high performance materials[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1985: 21-30.
- [4] Lord D H, Gleason D. Design and evaluation methodology for built-in-test[J]. IEEE Transactions on Reliability, 1981, 30(3): 222-226.
- [5] Stan O. A approach to intelligent integrated diagnostic design tools[C] // Proceedings of Autotestcon, 1991: 319-328.
- [6] Hammond W E, Jones W G. Vehicle health management[J]. Aerospace Engineering, 1994, 14(6): 17-23.
- [7] Hess A, Fila L. The joint strike fighter (JSF) PHM concept: Potential impact on aging aircraft problems[C] // Proceedings of IEEE Aerospace Conference, 2002, 6: 3021-3026.
- [8] Roger K N, Kenneth W W. Flight testing of the Boeing 747-400 central maintenance Computer System[C] // Annual Symposium, Society of Flight Test Engineers, 1990, 6(10): 6. 1. 1-6. 1. 9.
- [9] Matt D, John S. Advanced health management system for the space shuttle main engine [C] // Proceedings of the 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2004: 11-14.
- [10] Zuniga F A, Maclise D C, Dennis J. R. Integrated system health management for exploration systems[C] // Proceedings 1st Space Exploration Conference, 2005: 1-16.
- [11] Andy H. Biography[EB/OL]. [2013-12-13]. <http://www.phmtechnology.com/7/our-advisory-board/andy-hess.html>
- [12] Brown D W. Biography[EB/OL]. [2013-12-13]. http://www.researchgate.net/researcher/70625506_Douglas_

- W_Brown/.
- [13] Roemer M J. Biography[EB/OL]. [2013-12-13]. <http://sbirsource.com/sbir/people/1666-dr-michael-j-roemer>.
- [14] Carl B. Biography[EB/OL]. [2013-12-13]. http://www.researchgate.net/profile/Carl_Byington/.
- [15] Andrew M H. Biography[EB/OL]. [2013-12-13]. http://scheller.gatech.edu/directory/faculty/vitas/phd/hess_vita.pdf.
- [16] Mark S. Biography[EB/OL]. [2013-12-13]. <http://ti.arc.nasa.gov/profile/schwabac/publications/>.
- [17] Michael G, Kevin L. Joint strike fighter—prognostics and health management (PHM), AER200307014[R]. USA: Lockheed Martin Aeronautics Company, 2003.
- [18] Ricker N. Wavelet contraction, wavelet expansion and the control of seismic resolution[J]. *Geophysics*, 1953, 18(4): 769-792.
- [19] Bogert B P, Healy M J R, Tukey J W. The frequency analysis of time series for echoes: cepstrum, pseudo-autocovariance, cross-cepstrum and saphe cracking[C]//Proceedings of the Symposium on Time Series Analysis, 1963: 209-243.
- [20] Huang N E, Shen Z, Long S R, et al. The empirical mode decomposition and the Hilbert spectrum for nonlinear and non-stationary time series analysis[J]. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A: Mathematical, Physical and Engineering Science*, 1998, 454(1971): 903-995.
- [21] Yi W S. Research on chaos theory and method of weak signal detection[D]. Changchun: College of Communication Engineering, Jilin University, 2006. (in Chinese)
衣文索. 微弱信号的混沌检测理论与方法研究[D]. 长春: 吉林大学通信工程学院, 2006.
- [22] Policker S, Geva A B. A new algorithm for time series predication by temporal fuzzy clustering[C]//Proceedings of 15th International Conference on Pattern Recognition, 2000, 2: 728-731.
- [23] Clark G J, Vian J L, West M E, et al. Multi-platform airplane health management [C]//IEEE Aerospace Conference, 2007: 1-13.
- [24] Xiong N, Svensson P. Multi-sensor management for information fusion: issues and approaches[J]. *Information Fusion*, 2002, 3(2): 163-186.
- [25] Zadeh L A. Fuzzy logic and approximate reasoning[J]. *Synthese*, 1975, 30(3-4): 407-428.
- [26] Hong Y S, Lee S Y, Kim S H, et al. Improvement of the low-speed friction characteristics of a hydraulic piston pump by PVD-coating of TiN[J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2006, 20(3): 358-365.
- [27] Christensen R M. An evaluation of linear cumulative damage (Miner's law) using kinetic crack growth theory[J]. *Mechanics of Time-Dependent Materials*, 2002, 6(4): 363-377.
- [28] Chelidze D. A nonlinear observer for damage evolution tracking[D]. Pennsylvania: The Pennsylvania State University, 2000.
- [29] Orchard M, Wu B, Vachtsevanos G. A particle filter framework for failure prognostics [C]//Proceedings of World Tribology Congress III, 2005: 1-2.
- [30] Lembessis E, Antonopoulos G, King R E, et al. CAS-SANDRA: an on-line expert system for fault prognosis, computer integrated manufacturing [C]//Proceedings of the 5th CIM Europe Conference, 1989: 371-377.
- [31] Biagetti T, Sciubba E. Automatic diagnostics and prognostics of energy conversion processes via knowledge based systems [J]. *Energy*, 2004, 29(12): 2553-2572.
- [32] Yang Z, Guo J, Xu W, et al. Multi-scale support vector machine for regression estimation [J]. *Lecture Notes in Computer Science*, 2006, 3971: 1031-1037.

作者简介:

王少萍 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 故障诊断与可靠性, 机电控制与仿真。

Tel: 010-82338933

E-mail: shaopingwang@vip.sina.com

Prognostics and Health Management Key Technology of Aircraft Airborne System

WANG Shaoping

School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China

Abstract: In order to guarantee high reliability, safety and supportability of passenger aircraft, they are usually equipped with prognostics and health management (PHM) to realize reliable operation and health service. This paper introduces the prognostics and health management structure based on on-board monitoring system, air-ground data link and ground maintenance management system under open standards and three-level reasoning. With the multiple data resources from on-board sensors network, historical flight data and maintenance data, this paper gives the way to extract the failure features robustly. Through the hierarchy design, aircraft prognostics and health management adopts the intelligent fault diagnosis algorithm based on hierarchy clustering and enhanced cross check to realize high precision fault diagnosis and isolation. Even in the aircraft health service, the prognostics and health management can also predict the failure based on data driven reasoning, knowledge and failure physics, and then provide the condition-based maintenance strategy. Finally, this paper gives the prognostics and health management evaluation and applicability analysis of the corresponding technology of PHM.

Key words: aircraft airborne system; fault diagnosis reasoning; failure prediction; health management; supportability evaluation

Received: 2014-01-03; Revised: 2014-02-13; Accepted: 2014-02-17; Published online: 2014-02-26 14:11

URL: www.cnki.net/kcms/detail/S1000-6893.2013.0548.html

Foundation items: National Basic Research Program of China (2014CB046402); National Natural Science Foundation of China (51175014); Programme of Introducing Talents of Discipline Universities of China.

✱ Corresponding author. Tel.: 010-82338933 E-mail: shaopingwang@vip.sina.com