

文章编号:1000-8055(2011)09-2107-09

军用航空发动机 PHM 发展策略 及关键技术

尉询楷, 冯 悦, 刘 芳, 杨 立, 战立光
(北京航空工程技术研究中心, 北京 100076)

摘 要: 提出了军用航空发动机预测与健康管理系统(prognostics and health management, 简称 PHM)系统的发展策略和关键技术. 首先回顾了国外航空发动机 PHM 技术的发展历史, 简要分析了各个阶段具有代表性的技术特点; 其次, 详细论述了航空发动机 PHM 技术发展应当妥善处理的关系和重要问题, 主要包括 PHM 技术与空军军事需求、PHM 技术与技术成熟度体系、立足三代机平台发展 PHM 技术、在发动机全寿命管理体系引入 PHM 系统、建议的航空发动机 PHM 功能和结构等; 接着, 结合国内技术发展水平, 给出了应当重点优先发展关键技术的建议; 最后, 简要总结了制约国内 PHM 技术发展的因素, 展望了瞄准的技术发展目标.

关 键 词: 军用航空发动机; 预测健康管理系统 (PHM); 发展策略; 关键技术; 技术成熟度

中图分类号: V235; V233.7

文献标志码: A

Development strategy and key prognostics health management technologies for military aero-engine in China

WEI Xun-kai, FENG Yue, LIU Fang, YANG Li, ZHAN Li-guang
(Beijing Aeronautical Technology Research Center, Beijing 100076, China)

Abstract: The development strategy and key prognostics health management (PHM) technologies for military aero-engine in China were proposed. First, the development history and corresponding representative features of PHM was briefly reviewed. Then, several key relationships and important issues in PHM technology development worth emphasizing were minutely analyzed, which include the relationship between PHM technology development and the air force military requirements, the relationship between PHM technology development and the technology readiness level, developing PHM technology based on the third generation aircraft platform, introducing PHM into aero-engine full-life management system, and the proposed PHM architecture and composed functions for China air force, etc. After that, the key technologies which should be focused on with high priority in China were proposed. Finally, the factors that constrain the domestic developments of China military PHM technology and the aimed technology developing targets are shortly concluded.

Key words: military aero-engine; prognostics and health management (PHM); development strategy; key technologies; technology readiness level

收稿日期:2010-09-12; 修订日期:2011-01-30

基金项目:北京航空工程技术研究中心创新基金(Z100201)

作者简介:尉询楷(1981-),男,山东莱阳人,博士后,主要从事航空发动机 PHM 研究.

随着美军以 F22 为代表的双发重型五代战机逐步从研制定型到批产列装,以及以 F35 为代表的单发五代机(注:美军已将新机的提法更换为五代机)设计定型,外军五代战机表现出来的高可靠性、高可用率、高维修性低保障耗费,以及以性能维修和自主维修为代表的新型维修保障模式^[1]改革取得的巨大成就引起了世界范围内航空大国的高度关注,极大程度上促进了战机维修保障技术的突飞猛进。外军五代机中具有代表性的一个显著技术特点是配装预测与健康管理系统(PHM)系统^[2-3],预测与健康管理系统作为确保发动机高安全性、任务安全、高可用率、低耗费的关键使能技术已成为先进战机列装使用的核心技术之一^[4-6]。

预测健康管理技术发展对于军用维修保障体制变革具有重大的技术引导作用,如何发展预测健康管理技术、发展哪些关键技术已成为一个重大技术问题。本文结合国内外 PHM 技术发展现状,结合国内实际和需求,较为客观地分析了 PHM 技术发展中需要重点关注的若干问题,探讨了结合国情走健康管理自主创新、科学发展的技术路线。

1 国外军用航空发动机 PHM 技术发展沿革

发动机健康管理技术是航空发动机不可缺少的组成部分,国外在 20 世纪 60 年代末即开始研究开发状态监视和故障诊断综合系统,70 年代开始在民用发动机上应用,并取得成功,20 世纪 70 年代后期战斗机发动机也开始装备状态监视和故障诊断系统。到了 20 世纪 80 年代,国外服役的军用发动机无一例外地装有独立的发动机监视系统(EMS),或者将发动机状态信号提供给飞机的综合监测系统,对发动机实施监控。总的来看,国外状态监控与故障诊断技术和发动机健康管理技术的发展经历了由简单向复杂、由低级向高级、由离线向实时、由单一向综合化的过程。

1.1 以超限检测为主的机载有限监视系统

70 年代初设计的有限监视系统,由于受传感和信号处理分析硬件技术发展的限制,这一阶段的监视系统测量参数较少,功能有限。其典型的功能有:机载参数超限检查、寿命历程记录,地面故障检测和趋势分析,故障隔离诊断能力较低。监控效果对于工作应力大和工作状态变化大的军用发动机不明显,其主要原因是机载传感和分析手段有限,不能很准确的识别由于故障造成和由于工

作状态变化造成的参数异常。

1.2 以综合诊断为代表的扩展机载状态监视系统

得益于压电晶体为基础的传感技术进步,80 年代中期至 90 年代后期,复杂信号处理工作可以机载在线实现,发动机传感器覆盖率得到大幅提升,新型传感器例如静电传感、应力波、高频振动传感器不断出现并逐步进入到技术验证阶段,状态监控和故障诊断系统功能大大增强。实现的典型功能有:传感器有效性检验和恢复;发动机事件、超限检查;滑油、振动、控制参数检查;故障告警;机上振动频谱分析;部件寿命管理;地面诊断系统可进行关键参数的趋势分析并将故障隔离到单元体。这一阶段的一个显著特点是发动机监视系统开始与维修进行密切的关联,发动机监控系统对于维修保障取得的经济效益日益凸显。以性能维修为代表的新概念维修模式开始进入概念演示阶段。发动机监控系统能够主动根据装备维护需求对其性能衰退趋势进行监测、评估和预测,制定维护计划,以防止其因故障而失效。除此之外,由于人工智能、机器学习等技术的快速发展,使得这一阶段数据分析方法和手段上综合应用了更多的新技术。

1.3 以早期故障检测和实时剩余寿命估计为代表的 PHM 系统

第五代先进航空发动机的标志之一就是 PHM 系统。发动机 PHM 系统是当前飞机上使用的机内测试(BIT)和状态监控能力的进一步拓展,这种发展的主要技术要素是从状态监控向状态管理的转变,其目的是减少维修人力、增加出动架次率、实现自主式保障。这种转变引入了故障预测能力,借助这种能力可以预测、识别和管理故障的发生。PHM 代表了一种方法的转变^[7],即从传统的基于传感器的诊断转向基于智能系统的预测,反应式的通信转向先导式的 3R(即在准确的时间对准确的部位采取准确的维修活动)。PHM 重点是采用先进传感器的集成,并借助各种算法(如 Gabor 变换、快速傅里叶变换、离散傅里叶变换)和智能模型来预测、监控和管理发动机的健康状态。PHM 强化了预测的概念,对于一些关键部件进行实时状态监视和剩余寿命分析,大大提高了机载 PHM 系统对于全机关键部件的后勤管理能力,从而显著改善了外场维修保障的流程和模式,并且成为了实现基于性能和自主后勤保障模式的关键使能技术。

2 PHM 技术发展策略

军用航空发动机 PHM 技术发展与一般工业技术发展相比较有其独特性. 在军用 PHM 技术的发展过程中, 必须要处理好技术本身与军事需求之间的辩证关系, 同时要结合我国工业技术发展水平和现有技术积累. 此外, 还要强化 PHM 与型号研制、技术成熟度体系等的重要关系.

2.1 PHM 技术与空军军事需求关系

对于军用技术的发展必须以军事需求作为牵引, 防止出现技术发展不满足军方要求而产生资源浪费的情况. 美军在 PHM 技术发展中专门提出了以空军军事需求为焦点的技术发展路线^[8]. 对此, 军方必须要把握技术发展方向, 做好前期论证, 提出明确的军事需求, 确定需要发展的关键技术, 结合国内技术储备情况制订可达的战技指标, 按照验证和确认进行评估和验收.

紧紧围绕空军对于战机飞行安全的高要求主题, 确定技术远景目标和近期可实现目标, 并从系统底层架构、面临技术挑战等方面, 整合研究力量进行集体攻关, 突破制约 PHM 系统发展的关键技术, 实现空军战机的 PHM 远期目标, 是军用航空技术发展应当遵循的技术发展路线, 如图 1 所示.

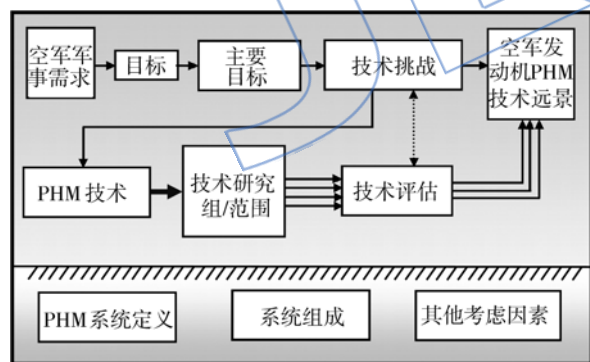


图 1 技术发展应紧扣空军军事需求

Fig. 1 Air force needs focused technology developing roadmap

2.2 推进、建立技术成熟度综合评估体系

技术成熟度是最早由 NASA (National Aeronautics and Space Administration) 在 80 年代提出并广泛被美国政府和军方使用的特定技术评估方法^[9]. 现行的技术成熟度分为 9 级. 技术成熟度主要是用于评定技术的成熟程度, 指出技术开发当中取得的成果. 如何评定技术的成熟程度

是军方需要重点关注的内容之一. 应当尽早将技术成熟度贯穿于发动机的各个阶段. 这对于军方把握技术发展进度, 验收和规范各阶段得到的技术成果具有很强的指导价值. 此外, 将技术成熟度与验证平台建设融合, 建立完善的军方技术验证和评估体系, 不但可以以第三方身份客观评价、考核工业部门发展技术的性能指标, 且可以作为军用先进技术成熟、孵化的独立平台. 因此, 加快和推进成系统、成体系验证设施建设的同时推进和建立技术成熟度体系建设具有重大战略意义.

2.3 以三代机发动机为基础, 构建 PHM 技术孵化、转化平台符合实际

对于 PHM 技术发展, 建议以三代机为技术集成平台, 面向新机研制, 针对现役机重大故障监控需求, 研制具有自主知识产权的发动机健康管理系统, 走有特色的 PHM 技术发展道路, 如图 2 所示.

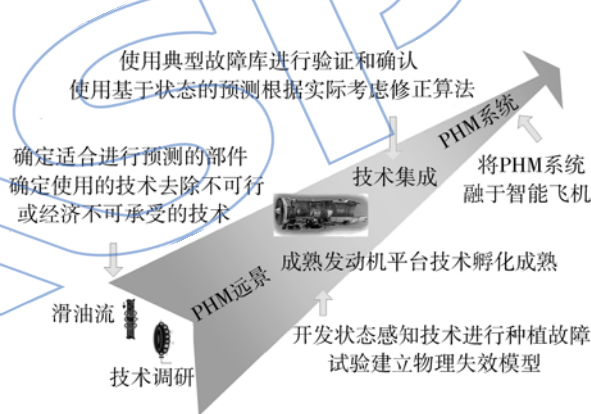


图 2 立足成熟发动机的 PHM 技术发展路线

Fig. 2 PHM technology developing blueprint based on mature fighter engines

从技术发展和部队使用情况上看, 三代机是进行未来高性能战机发动机机载健康管理技术研究的最佳载体, 原因有如下三方面:

1) 技术研究目标明确, 针对性强. 三代机发动机故障模式通过近 20 年的积累和摸索, 对于一些故障的机理和设计上的固有缺陷基本上有了初步的认识, 使得 PHM 技术研究能够有针对性地开展.

2) 技术积累坚实, 实践性、可操作性强. 对三代机发动机, 初步具备了较为完整的理论和方法体系, 使得 PHM 技术开发具有坚实的理论和理论基础.

3) 底层软硬件技术成熟度高. 复杂信号处理技术和硬件计算技术的进步使得在机载环境下在

线获取微弱故障信号并进行实时分析成为可能。高性能 DSP (digital signal processing) 计算、通讯、数据采集和记录、数据存储和传输等使得 PHM 技术能满足实时要求。

在新机发动机研制期间,应当尽早立足三代机进行新机相关技术的成熟孵化。可应用于新机的 PHM 技术应当与发动机研制进行同步攻关,并不断与发动机设计进行技术协调,确保待选技术在设计时就留有接口。充分利用成熟的三代机平台进行技术孵化,为新机进行 PHM 技术储备和成熟技术移植符合国内技术发展现状。

2.4 在发动机论证、设计、生产、验证、使用、修理全寿命管理体系引入 PHM 系统

自引进三代机以来,针对发动机暴露出来的故障问题,以往采用的解决模式基本是反向研究。通过事后分析故障件的形貌和各种故障征兆,研究能够把住故障的技术途径,并且在地面增加对应的检查内容及相关设备,从而初步形成了三代机的健康管理体系。这种模式对于发动机引进后认清三代机发动机的重大故障问题和危害程度起到了积极的作用,有效地遏制住了三代机发动机故障多发的势头。但是由于三代机发动机本身不是我国自行设计生产,因此很多技术途径并不能根除发动机故障隐患,很多问题不得不转向俄罗斯发动机设计和生产单位求助。对于三代机健康管理技术从无到有的发展,必须肯定其发挥了巨大作用。但是,应当指出对今后自主研制的发动机一定要汲取三代机引进后发动机维修保障的惨痛经验教训,借鉴吸收外军发展健康管理技术的成功经验总结^[10-11]。

对于发动机健康管理技术的开发,应当从发动机的论证阶段^[12]开始就同步结合发动机的总体战技要求开展发动机安全、任务安全、高可用率等关键指标的需求分析,确定发动机健康管理应具备的功能和达到的技术要求。在设计阶段,同时需要开展发动机健康管理系统的的设计,明确健康管理系统的结构组成和功能逻辑关系。而在发动机设计定型后,健康管理系统也要同步完成设计定型。在发动机批生产过程当中,健康管理系统应随机安装,并且全程参与发动机的各种质量通过测试。设计、生产阶段形成的发动机健康管理数据库将成为发动机交付使用过程中随机交付的重要技术档案。检验是独立于设计和生产的由使用方(一般为军方)针对健康管理系统是否能够达到设计指标而进行的第三方验证。此外,针对发动机使

用、大修过程暴露出来的新故障,健康管理系统应对其进行技术分析,并及时反馈至设计单位,若设计无法解决或代价太大且对发动机危害可控则应及时改进或更新健康管理系统。健康管理系统应当全程记录发动机整个寿命期内的健康参数信息,并且能够实现与后勤管理的对接,从而为维修保障模式改革提供技术支持。

2.5 建议军用 PHM 采用的结构和功能

将健康管理系统从 FADEC (full authority digital electronic control) 当中分离出来,专门设置一个功能模块实现机载健康管理功用是比较科学的思路^[13-17]。这当中主要问题在于,FADEC 对于控制系统的故障检测具有与生俱来的优势。振动分析、滑油碎屑分析等对计算功能要求很高的功能模块,需要特殊的信号处理方法和专用的处理器才能满足实时监控要求。此外,由于还受到重量、存储容量、硬件处理能力等因素的制约,当前健康管理系统一般分两部分:一部分是机载系统,主要功能是对故障的有效检测和早期告警,以及当控制用传感器出现故障时及时进行重构并对控制系统进行重构,硬件配置高的,则可能具备监视参数的机载在线分析和故障隔离,机载另一重要功能是进行事件和参数的记录和存储,并可在飞行后针对整机的健康管理状况进行报告分析,生成此次飞行过程中的初步报告;另一部分是地面支持保障系统,是对机载系统的细化和深入,大多数的趋势分析、故障诊断、故障原因自动分析、故障预测模型的更新、健康管理系统配置管理、后勤管理规划等都在地面实现。针对 F135 的 PHM 系统,随着现代硬件高可靠计算的技术进步,一个可能的发展方向是将 FADEC 与 PHM 区域健康管理系统合二为一,但是这需要大幅提高机载计算机软硬件和软件要求。显然,这种思路并不适用现状。

综合上述分析,结合国内实际和技术发展水平,一条较为稳妥的结构仍是采用地面+机载两部分功能、利用三代机平台进行技术孵化和转化,新机进行技术移植的总体方案。对机载部分,考虑到国内的技术储备和发展水平,PHM 区域管理器应当独立于 FADEC。除了使用成熟的双裕度 PHM 传感器设计思想、广泛使用机内测试技术提高传感器的可靠性确保输出参数正确性之外,需要有专门的发动机健康管理参数传输媒介,避免与飞行参数记录器共用同一存储介质,但是需要有与飞行参数记录器的通讯接口。此外,发动机健康管理参数需要有与地面进行数据交互的接

口,可以将数据直接进行卸载,可以将健康管理系统配置参数由地面支持保障系统上传至机载系统.机载功能模块应当重点考虑振动监视^[18],包括主轴承、主减速齿轮等的高频振动分析^[19],基于机载自适应模型的气路监视技术^[20],以及滑油碎屑分析、滑油系统性能监视、滑油消耗水平和滑油品质监视油路监视技术^[21]等.此外,还应该对于关键部件具有较为准确的寿命消耗统计能力^[22],便于在地面结合复杂的部件物理失效模型^[23]进行剩余寿命分析和后勤维修保障规划.除此之外,对于结构完整性监视方面,应当着手考虑转子叶片的气流监视技术、轮盘、轴等的高频振动分析技术.对于底层集成平台,应当采用信息融合结构,全盘考虑 PHM 系统功能融合,例如针对轴承、齿轮等从滑油和振动进行融合检测.考虑到不同类型传感器对采样频率要求的差异,需要采用多采样设计思想,从底层设计入手尽可能降低对硬件的高要求.为了能够对系统时间进行同步,需要采用同步校准手段将所有数据同步到同一频率进行分析和后续处理.

对于国产 PHM 系统的设计应当尽早出总体方案、早出原型系统,力争尽早进入发动机设计阶段,参与发动机设计阶段的各种考核试验,逐步建立、完善设计阶段的典型故障库.值得注意的是在 PHM 系统原型设计的同时需要同步考虑地面支持保障系统的方案和设计工作^[24],地面支持保障系统和机载健康管理系统具有同等重要地位,切不可忽视其中任何一个,在制定机载 PHM 系统方案时应同步进行地面支持保障系统方案的制定.同时,总体方案也需明确采用的数据记录和存储装置,数据传输方式和接口等.

3 PHM 应优先发展的关键技术

PHM 是一门综合性学科,集成了当今传感器技术、信号处理技术、嵌入式计算技术、信息融合技术、材料疲劳力学、系统建模与辨识等多个学科的前沿成熟技术.除了振动、滑油、性能之外,PHM 中的底层专用传感器、多采样率参数采集、数据同步对准、信息融合推理以及嵌入式计算和操作平台等集成关键技术,检验与确认、不确定性管理、寿命管理和后勤维修规划等也都是 PHM 当中需要解决的重要问题.结合实际,建议优先发展如下关键技术.

3.1 几种典型 PHM 专用传感器技术

PHM 系统要求有足够的传感器(类型和数

量)才能获得实现预测与健康管理的所需的底层信息^[25-27].当前,只有少数传感器(多数为气路传感器)实现了国产化,对于高频振动、常规振动,气路静电碎屑、滑油碎屑、滑油品质、滑油系统监视、电涡流机载叶片监测等新型高可靠传感器研制方面缺乏实际性突破,这些 PHM 传感器由于主要应用于军用航空发动机,技术引进难度大,应立足于自主创新.

此外,国内对于相关 PHM 传感器的概念和原理以及可能实现的技术途径基本是清晰的;再加上国内对于传感器的研制有一定的技术积累^[28].立足自主创新的条件基本具备.作者认为由空军提出明确军事需求,集中国内优势力量联合攻关,着重突破高频振动传感器、应力波传感器、电涡流叶片机载监视传感器、滑油碎屑监视传感器.这些传感器是进行 PHM 技术研究、实现视情维护保障模式基础.

3.2 发动机整机振动监视技术

振动监控是 PHM 系统的核心技术之一^[29],对于动态掌握转子系统的健康状况、提高可维修性具有重要意义.为能够监测到转子系统和传动系统,一般至少需要安装 3 个振动传感器.前中介机匣安装 1 个振动加速度传感器,在后支撑环安装 1 个振动加速度传感器,分别用于监视压气机和涡轮,在附件机匣安装 1 个振动加速度传感器用于监视主减速齿轮.

此外,为能够监视到转子系统的早期故障,传感器的测量范围至少应在 1 000 Hz 以上.整机振动监视的关键技术有:一是要首先确定传感器的测量范围;二是确定传感器的最佳安装位置;三是对应确定最佳的采样频率和后端信号处理;四是建立转子系统振动典型故障案例数据库.

3.3 滑油碎屑早期故障监视技术

油路分析监测的是滑油当中的金属颗粒,因而对于传动系统旋转部件例如轴承、齿轮等出现金属磨损和剥离时产生的故障及其早期模式较为敏感.由于油路分析方法直接与传动系统部件的健康状况相关,在早期磨损故障征兆出现后,例如产生金属颗粒,采用灵敏的传感器即可获得颗粒相关的故障信息,再采用先进的特征征兆获取和处理方法,即可将故障征兆与故障模式关联起来,从而达到故障诊断的目的.目前最缺乏的就是如何将滑油的故障征兆与故障模式进行关联.

美军针对油路监控主要包括三方面,一种是

监测滑油系统状态的传感器,即通过监视滑油的压力和温度等监视滑油系统的健康状况;第二种是监视滑油本身的品质和滑油消耗水平,即通过传感器实时监测滑油本身的理化指标,监视滑油性能的健康状况,同时测量滑油的消耗水平;第三种,用于监视整个传动系统滑油润滑部件的磨损情况,即通过监视滑油当中的碎屑间接监视传动部件的健康状况。滑油碎屑对早期发现传动系统尤其是齿轮和轴承(非中介轴承)故障非常有效^[30],建议优先开发滑油碎屑在线监视和滑油消耗水平在线监视传感器。

3.4 发动机实时机载自适应模型技术

美军除了采用双裕度 FADEC 确保发动机控制安全之外,对于传感器基本上也都设计有物理冗余。为了进一步增强传感器和控制系统的的功能,引入全包线机载自适应模型,用于从参考模型上增强系统的冗余性。普惠公司率先在 PW3000 大涵道比发动机安装了机载自适应发动机模型 STORM(self-tuning on-board real-time model),之后美军在 F-22 列装的 F-119 发动机进行了应用,主要用于提高控制用传感器的冗余备份,利用发动机基准模型实时检测传感器故障,并在冗余传感器失效时产生替代信号,以减少因传感器故障对控制系统造成的影响^[31-33]。2008 年, NASA 和普惠公司以及美国军方对 STORM 系统进行了升级,提出了增强机载自适应模型 ESTORM^[34-35](enhanced self-tuning on-board real-time model)。建议参照美军提出的 ESTORM 模型开展研究,建立发动机全包线的非线性线性变量模型集合,突破基于序贯方法的发动机混合智能模型构造方法,建立可用于控制参数替代的高逼真度线性变量模型。

3.5 关键部件早期故障融合检测技术

据报道,轴承失效是引发美军军用和商用发动机空中停车和非定期换发的主导因素之一,高速轴承(滚子或滚珠)占到了故障失效的近 90%。在 PHM 技术框架下,美军在新机 F-22 以及未来联合攻击战斗机 F-35 型号当中针对轴承开发了应力波、超高频振动、在线油液磨粒、静电、激光干涉等多项专用待选技术^[36-38],确保从地面和飞行两方面保障轴承安全。轴承故障目前也是三代机发动机面临的重大威胁,尤其是中介差速轴承故障危害极大。

为能够发现中介差速主轴承的早期故障征

兆,通过机匣安装高频振动加速度传感器,并综合利用同步采样、包络解调、希尔伯特变换等的高频振动监视配合滑油碎屑监视进行融合检测是一条可行的技术方案。除轴承之外,通过振动和滑油碎屑融合分析也是进行主减速齿轮早期故障检测的有效手段。除了传动系统的轴承和齿轮之外,转子系统工作叶片、盘、轴等在故障早期也会在高频段出现可测的早期故障征兆,采用电涡流传感器^[39-40]配合高频振动分析的融合检测是进行叶片早期故障检测和实时状态监视的有效手段。高频振动分析也是盘和轴可用的监视手段。

3.6 FMECA 分析技术

FMECA(fault mode effect and criticality analysis)是进行故障模式、影响和危害性分析的重要工具,对于确定健康管理技术的发展需求具有重要的作用,在健康管理设计过程当中应高度重视^[41-42]。AIAA(American Institute of Aeronautics and Astronautics)在 2009 年出版的《基于性能的设计》当中专门发布了关于《基于性能的 FMECA 分析方法》的标准^[43],应当尽早引进消化吸收。

3.7 技术验证与确认 V&V 技术

技术验证与确认(validation and verification, 简称 V&V)是进行 PHM 技术有效性评估的可靠方法^[44-46]。健康管理系统最直接面向的是发动机可能出现的故障及其征兆,而由于发动机装机、加工制造等会产生个体差异。为了确保开发的 PHM 能有效处理发动机各种可能出现的问题,需要开发验证与确认技术平台。验证是确保开发的技术能够达到使用要求,而确认则是确保开发的技术符合原本设计要求。对于故障诊断有效性,国外大多数采用的是故障模拟的手段,通过构建一个实验平台进行技术评估。而此平台可以是一个典型故障数据库、实物或半实物仿真平台。除此之外,还有针对健康管理软件的 V&V 技术,用于考核软件的可靠性和鲁棒性。

3.8 系统集成关键技术

系统集成是健康管理系统研制当中技术难度最大、要求最高的关键环节。在当前先进健康管理系统当中,需要着重考虑如下几方面:

1) 多采样率数据采集。这一要求是先进健康管理系统的突出表现,针对不同类型的传感器采用不同的采样率可最大化系统利用率,节约宝贵的硬件资源,同时满足系统对不同参数采集的要求。

2) 传感器有效性检验. 为确保传感器输出有效, PHM 系统都有专门的模块对传感器进行检测, 按照检测的级别看, 一般有最低级机内测试, 例如传感器自身的检测; 中间级奇异值检测, 例如传感器输出参数的异常等; 以及基于模型参数关联传感器故障检测方法, 例如基于机载自适应模型的机载传感器故障检测等。

3) 数据对准. 数据对准是针对多采样系统进行信号同步处理的重要模块. 数据对准要求在不丢失信号信息量的前提下, 将所有信号进行高频低采、低频高采同步到一个共同频率。

4) 信息融合检测与诊断. 为提高故障诊断的可靠性和准确性, 充分利用机载传感器的数据信息, 采用信息融合的框架是先进健康管理系统的亮点. 针对非同源传感器的特征级融合是当前针对机载功能模块提高监视诊断可靠性和准确率的重要途径。

3.9 故障预测技术

故障预测是 PHM 系统最具代表性的技术, 是密切联系机载系统寿命管理信息与地面维修保障、后勤规划的关键所在. 故障预测的重要意义就在于获取早期检测部件或子单元的故障症候和(或)初始故障状态, 并结合物理失效模型和材料的实际状况预计部件的剩余使用寿命, 从而实现部件或系统故障的智能预测而不是单纯的事后诊断和趋势分析. 故障预测技术是实现新型二级维修保障模式变革的关键支撑技术. 总的来看, 故障预测技术主要包含五方面研究内容^[23]:

1) 基于经验的故障预示法. 当一个系统或部件缺少物理模型且没有足够的传感器网络获取其状态时可用基于经验的故障预测法. 例如可以将获取的失效和/或特检数据拟合为威布尔分布或其他统计分布。

2) 基于演化的故障预测法. 这种方法借助分析已知性能故障推断当前部件状态(特征)的接近程度或变化率, 适用于系统级降级分析, 需要获取充足的传感器信息以获取系统或子系统的状态及此次测量当中不确定性的相对水平。

3) 基于特征传播和人工智能的故障预测法. 用神经网络或其他智能方法如支持向量机、高斯过程等利用获取的“传播到失效”特征训练数据进行训练. 其中, 失效概率由预先经验获取. 训练神经网络的信息通常由检查数据获取. 根据输入特征和期望的输出预测, 网络能够自动调节权值和阈值逼近失效概率曲线与关联特征幅值之间的关

系. 一旦训练好, 就可以用来预测类似运行条件下不同试验下相同特征的故障传播。

4) 基于状态估计的故障预测法. 例如卡尔曼滤波或粒子束滤波等算法通过最小化模型和测量值之间的误差获取滤波算法的结构参数并用来预报未来的特征参数。

5) 基于物理失效的故障预测法. 这种方法具有技术综合的特点. 对于特定的故障, 可以用来评估在部件强度/应力或状态下不确定性因素的可用部件寿命分布函数. 模型结果可以用来建造神经网络或基于概率的自治系统获取实时失效预测的预报值. 模型输入信息还包括诊断结果、当前的状态评估数据和飞行剖面预测值. 基于物理失效的预测是军用航空发动机关键部件例如主轴承、主减速齿轮以及转子系统中转子叶片、轮盘、主轴等最为理想、技术最为复杂的综合预测技术, 建议集全行业之力进行集体攻关。

4 结 论

国内从 80 年代初期开始涉及航空发动机的故障诊断和监控应用, 经过几十年的发展, 在故障诊断、预测与健康理论跟踪研究上取得了很多成果. 但是应当看到, 型号发动机真正提出健康管理要求却是近几年的事情. 这当中, 原因错综复杂, 但是总的来看却是由于人的认识受到观念、技术发展水平等诸多因素的限制, 基本上可以归结为三个分离因素的影响, 即“理论与实践分离”、“研制和使用分离”、“空中和地面分离”. 理论与实践分离主要是指国内大多数研究机构对于 PHM 工作理论上跟踪较多, 面向发动机的实用技术少. 研制和使用分离主要是指在技术发展上没有充分考虑用户需求囿于纯粹技术研究. 空中和地面分离则主要是指以往过于注重地面监控技术发展而忽视了机载监控技术的发展。

综上所述, 在 PHM 技术的发展上必须要克服三个分离因素导致的错误影响, 立足国外 80 年代的技术水平(F119), 瞄准 F135 的 PHM 设计理念, 采用机载和地面并行设计健康管理系统的思想, 只要高度关注, 突出军事需求牵引龙头^[47], 做好先期论证、严格把好验证关, 提出行之可行的技术路线. 在需求正确牵引和验证考核严格把关的双重路线引导下, 军用航空发动机 PHM 技术一定会步入科学发展的快车道。

参考文献:

- [1] Hess A, Galvello G, Dabney T. PHM a key enabler for the

- JSF autonomic logistics support concept[C]//2004 IEEE Aerospace Conference Proceedings. Big Sky, Montana: IEEE, 2004:3543-3550.
- [2] Brown E R, Moore E E, McCollom N N, et al. Prognostics and health management a data-driven approach to supporting the F-35 lightning II [C]//2007 IEEE Aerospace Conference Proceedings. Big Sky, Montana: IEEE, 2007: 1-12.
- [3] Budrow S. System analysis and integration of diagnostics and health management for the F-119-PW-100[R]. AIAA-1998-3545, 1998.
- [4] Vachtsevanos G, Lewis F L, Roemer M, et al. Intelligent fault diagnosis and prognosis for engineering systems[M]. Hoboken, NJ: John Wiley and Sons, 2006.
- [5] Pecht M G. Prognostics and health management of electronics[M]. Hoboken, NJ: John Wiley and Sons, 2008.
- [6] Jaw L C, Mattingly J D. Aircraft engine controls: design, system analysis, and health monitoring[M]. Reston, VA: AIAA, 2009.
- [7] 曾声奎, 吴际, Michael G P. 故障预测与健康管理(PHM)技术的现状与发展[J]. 航空学报, 2005, 26(5): 626-632. ZENG Shengkui, WU Ji, Michael G P. Status and perspectives of prognostics and health management technologies [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(5): 626-632. (in Chinese)
- [8] SAE Committee E-32. AIR1587B-2007 aircraft gas turbine engine health management system guide[S]. Warrendale, PA: SAE International, 2007: 3-25.
- [9] Ryan M. Technology readiness levels and maturation approaches for ISHM technologies[EB/OL]. [2010-09-1] ti.arc.nasa.gov/projects/ishm/Papers/Mac_key_ISHM_TRL.doc.
- [10] Hess A, Calvello G, Frith P. Challenges, issues, and lessons learned chasing the "Big P": real predictive prognostics Part 1 [C]//2005 IEEE Aerospace Conference Proceedings. Big Sky, Montana: IEEE, 2005: 3610-3619.
- [11] Hess A, Calvello G, Frith P, et al. Challenges, issues, and lessons learned chasing the "Big P": real predictive prognostics Part 2 [C]//2006 IEEE Aerospace Conference Proceedings. Big Sky, Montana: IEEE, 2006: 1-19.
- [12] Bodden D S, Hadden W, Grube B E, et al. Prognostics and health management as design variable in air-vehicle conceptual design[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(4): 1053-1058.
- [13] Felke T, Hadden G, Miller D, et al. Architectures for integrated vehicle health management[R]. AIAA 2010-3433, 2010.
- [14] Dimitry G, Azary S, Robert M, et al. Open architecture for integrated vehicle health management[R]. AIAA 2010-3434, 2010.
- [15] Keller K, Peek J, Swearingen K, et al. Architectures for affordable health management[R]. AIAA 2010-3435, 2010.
- [16] Glass B, Chun W, Jambor B, et al. Integrated system health management (ISHM) architecture design[R]. AIAA 2010-3453, 2010.
- [17] 姜彩虹, 孙志岩, 王曦. 航空发动机预测健康管理系统设计的关键技术[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2589-2594. JIANG Caihong, SUN Zhiyan, WANG Xi. Critical technologies for aero-engine prognostics and health management systems development [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2589-2594. (in Chinese)
- [18] SAE Committee E-32. AIR1839C-2008 a guide to aircraft turbine engine vibration monitoring systems[S]. Warrendale, PA: SAE International, 2008: 3-36.
- [19] SAE Committee E-32. AIR4174-2008 a guide to aircraft Power train monitoring[S]. Warrendale, PA: SAE International, 2008: 4-38.
- [20] SAE Committee E-32. AIR1873-2005 guide to limited engine monitoring systems for aircraft gas turbine engines[S]. Warrendale, PA: SAE International, 2005: 3-13.
- [21] SAE Committee E-32. AIR1828B-2005 guide to engine lubrication system monitoring[S]. Warrendale, PA: SAE International, 2005: 7-53.
- [22] SAE Committee E-32. AIR1872A-1998 guide to life usage monitoring and parts management for aircraft gas turbine engines[S]. SAE International, 2005: 1-30.
- [23] SAE Committee E-32. AIR5871-2008 prognostics for gas turbine engines[S]. Warrendale, PA: SAE International, 2008: 3-19.
- [24] SAE Committee E-32. AIR4175A-2005 a guide to the development of a ground station for engine condition monitoring[S]. Warrendale, PA: SAE International, 2005: 1-39.
- [25] Simon D L, Gang S, Hunter G W, et al. Sensor needs for control and health management of intelligent aircraft engines[R]. NASA/TM2004-213202, 2004.
- [26] Garg S, Schadow K, Horn W, et al. Sensor and actuator needs for more intelligent gas turbine engines[R]. NASA/TM2010-216746, 2010.
- [27] Alireza B, Kenneth S. Sensing challenges for controls and PHM in the hostile operating conditions of modern turbine engine[R]. AIAA 2008-5280, 2008.
- [28] 文振华, 左洪福, 王华, 等. 航空发动机气路静电监测传感器特性[J]. 传感器与微系统, 2008, 27(11): 28-31. WEN Zhenhua, ZUO Hongfu, WANG Hua, et al. Characters of sensor for aero-engine gas path electrostatic monitoring [J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2008, 27(11): 28-31. (in Chinese)
- [29] Roemer M J, Byington C S, Kacprzynski G J. An overview of selected prognostic technologies with application to engine health management[R]. ASME, GT2006-90677, 2006.
- [30] Miller J L, Kitaljevich D. In-line oil debris monitor for aircraft engine condition assessment[C]//2000 Aerospace Conference Proceedings. Big Sky, Montana: IEEE, 2000: 49-56.
- [31] Simon D L. An integrated architecture for on-board aircraft engine performance trend monitoring and gas path fault diagnostics[R]. NASA/TM-2010-216358, 2010.
- [32] Takahisa K, Donald L S. Evaluation of an enhanced bank

- of Kalman filters for in-flight aircraft engine sensor fault diagnostics[R]. NASA/TM-2004-213203, 2004.
- [33] Jonathan S L. An optimal orthogonal decomposition method for Kalman filter-based turbofan engine thrust estimation[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbine and Power*, 2008, 130(1):1-12.
- [34] Volponi A. Enhanced self tuning on-board real-time model (ESTORM) for aircraft engine performance health tracking[R]. Cleveland, OH: NASA, NASA/CR-2008-215272, 2008.
- [35] 黄伟斌, 黄金泉. 航空发动机故障诊断的机载自适应模型[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(3):580-584.
HUANG Weibin, HUANG Jinquan. On-board self-tuning model for aero-engine fault diagnostics[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(3):580-584. (in Chinese)
- [36] Kallappa P, Byington C S, Kalgren P W, et al. High frequency incipient fault detection for engine bearing components[R]. ASME, GT2005-68516, 2005
- [37] Theodore C G, Marty F K. Availability and potential value of high frequency vibration information for aviation diagnostics, prognostics and health management [R]. Orlando FL: SPIE, 4839-219, 2001.
- [38] Board C B. Stress wave analysis of turbine engine faults [C]// 2000 IEEE Aerospace Proceedings. Big Sky, Montana: IEEE, 2000:79-93.
- [39] Flotow A V, Mercadal M, Tappert P. Health monitoring and prognostics of blades and disks with blade tip sensors [C]// 2000 IEEE Aerospace Proceedings. Big Sky, Montana: IEEE, 2000:433-440.
- [40] Dowell M, Sylvester G. Turbomachinery prognostics and health management via eddy current sensing: current developments[C]// 1999 IEEE Aerospace Proceedings. Big Sky, Montana: IEEE, 1999:1-9.
- [41] SAE G-11 Committee. ARP5580-2001 recommended failure modes and effects analysis (FMEA) practices for non-automobile Applications[S]. Warrendale, PA: SAE International, 2001:4-57.
- [42] Kacprzynski G, Byington C, Roemer M J, et al. Enhanced FMECA: integrating health management design and traditional failure analysis[R]. U. S: Defense Technical Information Center, ADP013499, 2001.
- [43] AIAA/ANSI. S-102. 2, 4-2009 Performance-based product failure mode, effects and criticality analysis (FMECA) requirements[S]. Reston, VA: AIAA, 2009:1-15.
- [44] Feather M S, Goebel K, Daigle M. Tackling verification and validation for prognostics[R]. AIAA 2010-2183, 2010.
- [45] Abhinav S, Jose C, Bhaskar S, et al. Metrics for offline evaluation of prognostic performance[J]. *International Journal of Prognostics and Health Management*, 2010, 1:1-19.
- [46] ASME PTC 60 Committee. ASME V&V 10-2006 guide for verification and validation in computational solid mechanics[S]. New York: ASME, 2006:1-26.
- [47] Saxena A, Roychoudhury I, Celaya J R. Requirements specifications for prognostics: an overview[R]. AIAA 2010-3398, 2010.