

HANGKONG FADONGJI
JINGDIAN JIANCE JISHU



航空发动机 静电监测技术

文振华◎著



知识产权出版社
全国百佳图书出版单位

HANGKONG FADONGJI
JINGDIAN JIANCE JISHU



航空发动机 静电监测技术

文振华◎著



知识产权出版社

全国百佳图书出版单位

图书在版编目(CIP)数据

航空发动机静电监测技术/文振华著. —北京:
知识产权出版社, 2014. 8
ISBN 978-7-5130-2925-4

I. ①航… II. ①文… III. ①航空发动机—监测
IV. ①V231

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2014)第 197811 号

内容提要

本书全面系统地介绍了面向航空发动机健康管理的静电监测方法及其关键技术,深入地研究了静电监测技术的基本原理,静电传感器的工作原理,传感器特性影响因素分析以及静电监测技术在航空发动机气路、油路的监测应用。系统地介绍了航空发动机静电监测技术的最新研究成果。

全书内容新颖,总结了作者和研究团队成员在近些年的科研成果,同时参考了国内外同行在该领域内的研究及应用情况,反映了当前该领域的前沿研究水平。

本书可供从事航空发动机状态监测,故障诊断以及维修工程领域的科研人员阅读,也可供相关专业的研究生参考。

责任编辑:宋 云
封面设计:张 冀

责任校对:董志英
责任出版:谷 洋

航空发动机静电监测技术

文振华 著

出版发行: 知识产权出版社有限责任公司	网 址: http://www.ipph.cn
社 址: 北京市海淀区马甸南村 1 号	邮 编: 100088
责编电话: 010-82000860 转 8388	责编邮箱: songyun@cnipr.com
发行电话: 82000860 转 8101/8102	发行传真: 010-82000893/82005070/82000270
印 刷: 北京中献拓方科技发展有限公司	经 销: 各大网上书店、新华书店及相关专业书店
开 本: 787mm×1092mm 1/16	印 张: 13.25
版 次: 2014 年 9 月第 1 版	印 次: 2014 年 9 月第 1 次印刷
字 数: 212 千字	定 价: 45.00 元

ISBN 978-7-5130-2925-4

出版权专有 侵权必究

如有印装质量问题,本社负责调换。

前 言

航空发动机的状态监控与故障诊断技术进一步地向状态管理技术发展,以实现基于状态的维修,即视情维修。视情维修是根据定期或连续的状态监测信息所实施的预防性维修策略,视情维修的思想是以系统的实际状态为基础,制订维修方案,理论上可以准确地控制故障风险,充分利用剩余寿命,避免“过修”和“失修”问题,提高系统的利用率,从而合理地权衡了使用、维修中安全和经济的矛盾。要想实现发动机的视情维修,必须解决发动机关键部件、多发故障的监测问题,尤其是航空发动机气路部件,由于长期在恶劣的环境下工作,而成为故障的主要发生源,就故障类型而言,航空发动机磨损类故障是最常见、最主要的失效形式,因此发动机磨损类故障的监测与诊断在发动机性能监控与故障诊断中占有重要的地位。

本书主要针对航空发动机的气路关键部件和常见的磨损类故障缺乏适用的在线监测技术,导致监测范围和深度覆盖不够,监测信息不完备,安全事故时有发生的问题,研究了基于静电感应原理的航空发动机监测技术,全书共分为八章,涉及航空发动机静电监测技术原理、静电传感器原理、传感器特性分析、特征提取以及异常颗粒识别规则获取、发动机气路静电监测模拟实验和台架实验验证以及静电监测技术在油液在线监测中的应用研究等。本书的研究成果新颖前沿,可供从事航空发动机、重大型机械设备状态监测、故障诊断等研究领域的研究人员、工程技术人员阅读。同时也希望对从事相关研究的学者及研究生的知识面拓宽和思路的开阔有所裨益。

本书以静电监测技术的前沿性、综合性、适用性为原则,根据作者多

年从事航空发动机静电监测技术的研究成果并参考该领域最新的研究进展和相关文献撰写而成，并得到国家自然科学基金项目（51105344），航空科学基金项目（2012ZB55003），河南省科技攻关计划项目（112102210455），河南省基础与前沿技术研究项目（132300410269），河南省教育厅科学技术重点研究项目（14A590001），河南省创新型科技团队、河南省科技创新杰出人才计划（134200510024），河南省高校科技创新团队支持计划（2012IRTSTHN014），郑州市创新型科技人才队伍建设工程资助计划（112PCXTD350），郑州航院科研创新团队（2014TD01）等课题的支持，在此表示衷心的感谢！

在航空发动机静电监测技术的研究和本书的撰写过程中。得到了南京航空航天大学左洪福教授、中航工业370厂的热心指导与帮助，在此向他们表示衷心的感谢！本书还借鉴或引用了静电监测技术研究团队中研究人员的相关成果和经验，在此对原作者表示由衷的敬意和感谢！

由于本书的研究领域涉及多个学科交叉，该技术新颖、前沿，且发展得很快，限于作者的学识水平，书中疏漏及不当之处在所难免，敬请广大读者批评指正！

作者

2014年5月于郑州

目 录

第1章 绪论	/1/
1.1 航空发动机状态监测的意义	/1/
1.2 航空发动机气路状态监测与诊断技术现状	/3/
1.3 气路静电监测技术历史与现状	/6/
1.4 本书的主要内容	/10/
第2章 航空发动机气路静电监测技术原理	/18/
2.1 发动机气路静电监测系统的构成	/18/
2.2 航空发动机气路颗粒物来源	/19/
2.3 航空发动机气路颗粒荷电机理	/21/
2.4 发动机气路电荷水平影响因素	/29/
2.5 航空发动机气路静电监测技术原理	/32/
2.6 小结	/35/
第3章 静电传感器的设计、测量模型及特性分析	/38/
3.1 传感器概述	/38/
3.2 静电传感器原理及设计	/39/
3.3 静电传感器探极的测量模型	/43/
3.4 静电传感器探极灵敏度影响因素分析	/54/
3.5 静电传感器探极的空间感应场分析	/61/
3.6 探极频率响应特性及影响因素分析	/68/
3.7 静电传感器前置放大器设计	/69/
3.8 静电传感器输出信号的影响因素分析	/77/

3.9	实验验证	/81/
3.10	小结.....	/86/
第4章	静电监测信号处理及特征提取方法	/88/
4.1	基于小波分析的静电监测信号去噪方法研究	/89/
4.2	基于独立分量分析的静电监测信号去噪方法研究.....	/100/
4.3	降噪效果评价.....	/109/
4.4	静电监测信号特征提取研究.....	/110/
4.5	小结.....	/116/
第5章	航空发动机气路异常颗粒识别方法	/123/
5.1	基于静电信号特征参数的异常颗粒识别方法研究.....	/123/
5.2	分类知识规则获取.....	/133/
5.3	实例验证与应用.....	/135/
5.4	小结.....	/138/
第6章	航空发动机气路静电监测技术模拟实验	/141/
6.1	气路模拟实验系统配置.....	/141/
6.2	管道内颗粒运动速度的估计.....	/143/
6.3	传感器可行性验证实验.....	/145/
6.4	典型工况模拟及颗粒特征分析实验.....	/148/
6.5	小结.....	/153/
第7章	航空发动机静电监测技术台架实验	/155/
7.1	台架实验平台与方案.....	/155/
7.2	静电监测信号特征参数的影响因素分析及实验.....	/161/
7.3	特征参数基线确定方法.....	/178/
7.4	小结.....	/187/

第 8 章 航空发动机油路磨粒静电监测技术	/189/
8.1 常规的滑油监测与分析方法	/189/
8.2 滑油磨粒在线监测技术进展	/190/
8.3 油液中磨粒荷电机理	/192/
8.4 油液静电在线监测传感器	/193/
8.5 油液磨粒静电监测实验	/196/
8.6 小结	/199/

第 1 章 绪 论

1.1 航空发动机状态监测的意义

2002 年美国国防部提出的 CBM + (Condition - Based Maintenance Plus) 扩展了 CBM 的基本内涵, 包括了状态监测、故障诊断和预测、寿命管理和维修决策、交互式维修系统、交互式训练系统和维修资源自动保障等功能, 是一个完全由状态和故障信息为“驱动”的主动式系统^[3,4]。2003 年底, 美国国防部发表了《2003 年维修政策、计划和资源手册》, 该手册中明确指出增强的基于状态的维修 (CBM +) 是未来以维修为中心的后勤保障的基础, 目标是在每个武器系统全寿命周期中提高装备使用可用度和战备完好性, 即利用高效的预测和诊断工具以及维修辅助装置, 明显改善装备状态并降低寿命周期维修费用, 实现 CBM + 的核心要点之一就是采用嵌入式诊断和预测工具^[5-12]。2004 年起, 美国国防部陆续在陆军的未来对抗系统 (Future Combat System) 项目、空军的联合战斗机 (JSF, Joint Strike Fighter) 项目中开始推行 CBM + 计划^[13]。

要实现有效的视情维修, 其基础是状态监测技术和故障预测与健康管理^[14] (PHM, Prognostics and Health Management), 美军 JSF 的后勤保障方案采用了先进的预测及健康管理系统, 加上地面的联合分布式信息系统 (JDIS, Joint distribute information system), 形成综合飞行器健康管理系统或称为自主后勤保障系统 AL (Autonomic Logistics), 用以在成本可承受条件下实现高的可靠性及可维修性^[12,15]。其中 JDIS 是向用户提供使用和维修 JSF 所必需信息的一种电子化环境, 是 AL 方案的神经中枢, 而 PHM 是一种机载系统, 主要是利用先进传感器的集成, 借助于各种算法 (如 Ga-

bor 变换、快速傅里叶变换、离散傅里叶变换) 和智能模型 (如专家系统、神经网络、模糊逻辑等) 来预测、监控和管理飞机的状态^[16-19]。在 JSF 中引入 PHM 不是为了直接消除故障, 而是为了了解和预测故障何时发生, 或在出现未料到的故障时触发一种简单的维修活动, 提高安全性、提高出动架次率、降低寿命周期费用, 同时作为 AL 系统的触发器启动自主后勤功能。PHM 实现了由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 (在准确的时间对准确的部位采取准确的维修活动), 它一方面强调了监测技术的在线化、实时化和集成化; 另一方面加强了寿命适时预测和以状态和可靠性为基础的维修决策, 极大地促进了视情维修取代事后维修和预防性维修的进程^[8,9,16]。

2006 年 1 月, 我国将大飞机 (含发动机) 项目确定为《国家中长期科学和技术发展规划纲要》的 16 个重大专项之一, 国家适时启动大飞机计划, 大型航空发动机的制造也再次成为备受世人瞩目的重大挑战。这也促使 PHM、AL 等新概念和方法的引入, 借鉴到飞机发动机设计、制造、运营、维修和保障等环节中, 以满足高安全性和低全寿命周期运营成本等要求。

航空发动机是军用、民用飞机的核心, 是可靠性要求极高、技术最为复杂的大型装备。不仅要在高温、大应力的苛刻条件下工作, 而且对军用发动机而言, 还需要经常变换发动机的工况, 承受大的、变化的载荷, 发动机状态的监测是保证飞机安全性和可靠性的基础技术。

统计资料表明, 发动机故障在飞机飞行故障中占有相当大的比例, 在我国近十年的飞行事故中, 由航空发动机导致的故障占机械和机务故障的 60% 以上, 且常常因发动机的故障导致飞行中的安全事故, 因此需要借助于一定的有效方式对发动机各部件工作状态紧密相关的各种参数实施监测, 并根据所监测的数据对各部件工作状态的发展趋势做出有价值的判断, 准确、实时地把握发动机的健康状态和发展趋势, 保证飞机安全性和可靠性^[14,17,20]。除安全性因素外, 经济可承受性也是不可避免的问题, 发动机一次送修成本达数百万美元, 发动机维修成本占总维修成本的 30% ~ 40%, 一台备用发动机价格是上千万美元, 拥有费用和使用与保障费用都非常庞大。由于发动机价格昂贵, 提高视情维修部件所占的比例将是改善发动机经济性的重要手段^[9]。

发动机的状态准确把握是实施有效视情维修的基础，而发动机状态的准确把握依赖于完善的监测技术，因此状态监测与故障诊断技术是实现先进的维修思想和维修方式的必要手段与前提条件^[21]，正因为如此，航空发动机状态监测和故障诊断技术已经愈来愈受到世界各航空公司和发动机制造厂商的重视。

通过对与发动机工作状态紧密相关的各种参数实施监测并实时评估其健康状况，从而对已发生的故障做出诊断性结论或预报即将发生的故障，确定故障的部位及故障严重程度，有利于确保飞行安全以及减少投入维修的人力物力，缩短飞行器的停飞时间，提高飞行器的利用率。对军机而言，先进战斗机的性能要求日益提高，发动机的结构也日益复杂，同时由于其工作在高温、高压、高速旋转以及大应力等苛刻条件下，因此发动机的状态监控对预防故障的发生具有十分重要的国防意义和社会意义。对民用飞机而言，实时监控发动机的工作状况是保障飞行安全、合理制订维修计划以及发动机机队规划的前提，从预防故障、延长发动机的使用寿命上看，发动机的状态监控又具有十分重要的经济意义^[22]。

1.2 航空发动机气路状态监测与诊断技术现状

要真正实现发动机健康管理和 CBM + 的功能，必须解决发动机关键部件的状态监测问题，尤其是航空发动机气路部件，由于长期在恶劣的环境下工作，而成为故障的主要发生源^[1,2]，目前的研究成果表明，在航空发动机总体故障中，气路部件故障约占 90% 以上，其维护费用占发动机总体维护费用的 60%^[23]，因此气路部件状态监测在发动机性能监控与故障诊断中占有重要的地位。

1.2.1 现有的航空发动机气路状态监测技术

研究如何监测发动机气路部件的工作状态是一个涉及空气动力学、热力学、力学、流体力学、化学等不同学科的复杂工程。针对发动机的状态监测与故障诊断问题，众多学者进行了深入的研究^[24-29]。目前，关于气路监测与诊断，根据其监测原理、方法和监测对象的不同，气路监测与诊断技术主要有以下几种：基于发动机气路性能参数的状态监测与诊断技

术、振动监测与诊断技术、发动机内部气路部件的孔探检测技术。其中各自的特点如下：

(1) 基于气路参数和气路热力学模型的状态监测与诊断技术，主要用来解决发动机整机性能状态的监视和诊断问题^[24]。它主要通过对气流通道的压力、温度、燃油流量和转速以及发动机性能参数（如推力或功率等参数）进行监测^[30]，发动机气路上的气动热力参数可以用能量守恒、流量连续、动量守恒等关系严格地以数学表达式联系起来，即可以建立待诊断的发动机的数学模型（认为是线性模型），确定测量参数随单元体几何参数、工作状态以及性能参数的变化关系。这样，通过监测信息和测量参数，利用数学模型即可求解单元体性能参数变化，再通过与无故障单元体的性能对比，即可诊断气路部件或单元体的损伤故障。例如，美国 Honeywell 公司把实际测量的发动机稳态参数换算到标准的温度和压力条件下与经验模型生成残差，用残差结合作为模糊推理系统的输入进行了涡轮部件整体性能衰退的定性诊断分析^[28]。

(2) 振动监测主要是针对发动机气路转静件碰摩、转子及其他旋转部件不平衡、转子永久弯曲变形等转子系统故障^[31,32]。如今研究较多的发动机转子部件的故障监测就是通过对处于运行中的部件进行振动信号测量，或者采用人工激励振动信号测量，并对所测到的信号进行分析处理，将其特征参数与事先通过统计或预先测量、计算所得的标准参数进行比较，根据参数间的关系，判断部件的故障。振动诊断具有较好的在线性、遥感性和提取信号的方便性，即诊断可以在结构工作状态中进行，易安排传感器至结构深处和人不易接近的部位，并可探测到距传感器一定距离的部件的故障。

(3) 基于内部探伤的孔探检测技术主要用来解决发动机气路零部件损伤状态的检测与预报问题^[33]。该技术的基本原理是通过光学手段将密封物体内部的状况传导出来，然后对光学图像进行评估、检测与诊断。由于航空发动机的关键部件如主气流通道部件、高压压气机、高低压涡轮的各级轮盘及叶片、燃油喷嘴、燃烧室等都是不易拆卸且检验可达性较差的零部件，采用孔探针也是目前对气路部件的损伤进行窥探和分析实现发动机无损探伤的重要手段，有效地避免了分解发动机和减少相应的发动机拆装、运输等费用以及不必要的飞机停运损失，节省了维修成本。

1.2.2 现有监测技术的不足

虽然现有的监测技术对安全性和经济性的保证取得了显著的效果,但时有发生的安全事故折射出现有监测技术的安全保障能力不足、监测范围和深度不够,发动机部分部件难以实现在线监测,相应的维修决策只能采取保守的定时维修策略,不能采用视情维修的方式,在存在安全隐患的同时还会造成剩余寿命的浪费,究其根本原因主要是现有的监测手段本身原理所限。

(1) 基于气路参数和气路热力学模型的状态监测技术:在现有的监测系统中,转速、压力、流量是通过一个相应的稳态数据采集系统实现的,这种数据采集系统性能稳定,测点数多,通用性好,采样速度低,对于发动机稳态的性能评价非常适用,也在航空领域得到了广泛应用,但对于发动机的过渡态性能评价,就有些不足,不能较好地反映发动机的瞬时性能^[34]。此外,航空发动机本身就是一个极其复杂的系统,加上工作环境恶劣多变,所建立的诊断模型必然复杂且难以求解,而且气路模型往往侧重于发动机的整机性能,故障定位深度有限。

(2) 振动监测技术:由于发动机的结构复杂,是一个无限多自由度的振动系统,无论用解析法或实验法都难以彻底研究其振动特性,一般方法是将发动机简化为某种理论化的振动模型进行研究;状态异常引起的振动载荷往往被正常的工作噪声覆盖,如直升机齿轮磨损引起的载荷只有 $g/4$,而正常工作的载荷为 $1000g$,信噪比 $1:4000$ ^[35],此外发动机振动监测由于受结构的限制,传感器的布局也受限制,传感器的振动信号往往反映的是整体的振动情况,其振动异常也往往是反应宏观系统级的,而故障原因则往往是部件级或材料级的,因此导致故障定位困难。

(3) 基于内部探伤的孔探检测技术:由于孔探的内窥镜直径很小($3\sim 6\text{mm}$),因而其内的照明灯功率很小,亮度有限,使孔探图像平均灰度偏低;同时由于照明灯体积很小,可以将光源看作点光源,使得距离光源近的区域在图像上亮度很高,距离光源稍远的区域在图像上亮度很低,整幅图像灰度严重不均,对比度下降,充满了噪声;从成像的分辨率来看,图像中细节不够清晰,边缘加粗。此外由于发动机内部结构复杂,其内部有平面、曲面、直线棱边、曲线棱边、凸台、凹坑等复杂几何形状,

在点光源照明下,各个表面相互遮挡,图像中形成较多的阴影。这种图像在边缘检测时,容易形成虚假边缘,不利于图像特征提取和后续的诊断^[36]。

从 PHM 的要求来看,发动机监测技术需要具有提供早期故障预警的能力并能够监测故障的发展趋势,从而采取及时措施。现有的监测技术中,都是基于当前状态下的异常信息检测技术,根据当前的异常现象特征进行故障诊断或预测,气路性能监测技术和振动监测主要依靠监测故障的主要特征。例如,在叶尖间隙足够大,以致影响到测量的性能参数时才能检测到故障,在叶片碰摩的情况下,只能在磨损掉了足够的材料导致失衡以后,振动监测才能检测到这一故障;因此振动和性能监测主要用来指示故障发展的后期阶段。而孔探技术只能作为离线检测的手段,实时性不强。

1.3 气路静电监测技术历史与现状

航空发动机的安全性、经济性以及发动机未来的发展趋势都迫切需要具有提供早期故障预警能力的监测技术,以此来检测故障的发展趋势,以便执行适时的维修活动。因此需要监测技术能够尽早地捕获到发动机在失效之前的状态信息,也就是说监测技术需要具备以下两点要求:一是所监测的信息源本身就含有状态预知的信息,二是监测技术能够有效地检测到该类信息,航空发动机气路静电监测技术正是具备该能力的监测技术之一^[37]。它通过实时监测发动机气路电荷水平的变化情况,来达到提供初始故障状态的早期预警的目的,为发动机气路部件的碰摩、烧伤类故障的实时在线监测和诊断,提供一种全新的理论方法和技术手段。

1.3.1 国外静电监测技术研究状况

针对航空发动机的静电监测技术的研究起源于1970年,当时美国空军技术研究所(AFIT, Air Force Institute of Technology)的学生发现发动机在失效之前,气路的电气活动性会增加,起初认为是个别荷电的颗粒撞击到了静电传感器探极所产生的信号^[38,39],然而通过吸入颗粒以及模拟颗粒进行实验,并没有产生像先前描述的单个颗粒那样产生相同的信号,发动机

相关的数据采集实验也就中止了。随后在1975年，Sajben、Peng和Shaef-fer等人认为这是发动机气路环境中过量的电荷产生的一个特里切尔脉冲，通过一些统计数据表明，在发动机失效前会在气路中出现过量的电荷，但他们没有找到电荷和发动机性能退化之间的物理关系。随后，AFIT的学生Dunn R W和Mitchell J E在喷气发动机碰摩和烧蚀实验的过程中^[40,41]发现：当发生碰摩和烧蚀时，大量的金属颗粒物（粒径为5~100 μm ）从发动机气路部件表面脱落，形成了气路中过量的电荷，正是这些过量的电荷产生了感应信号。后续的实验还发现，在发动机正常工作时，电荷的数量和大小变化趋势与退化率的趋势相同^[42]。1978年，美国的Robert P. Couch博士研究并验证了通过监测尾气中因为部件碰摩、腐蚀以及烧伤等产生的静电脉冲信号能够有效地监测到涡轮发动机的性能退化，实验表明，采用该方法后大约2/3的发动机至少能提前4小时预测到气路故障，且虚警率约为5%^[43]。1997年，英国Smith公司H. E. G. Powrie等人对静电监测技术做了大量的实验研究并研制了对发动机气路颗粒碎片带电颗粒进行监测的发动机损伤监测系统（EDMS, The Engine Distress Monitoring System）和吸入物监测系统（IDMS, Ingested Debris Monitoring System）。通过发动机的加速任务实验，EDMS提供了发动机在正常运行下早期故障预警信息，包括压缩机碰摩，以及更有意义的燃烧室系统故障。后续的发动机的性能跟踪报告证明了预警信息的正确性，因而有效地证明了EDMS能够用于发动机气路故障征兆并确定定位到部件（模块级）。并且EDMS特征在不同型号的发动机上的实验都有类似的特征，表明了EDMS具有普遍的早期故障探测能力^[44]。1999年，H. E. G. Powrie在面向全面预测的EHM（Engine Health Management）概念中，提出要实现故障预测与健康管理的概念，则需要具有提供早期故障预警能力的监测技术来检测故障的发展趋势，以便能够采取适时的维修活动。借助于IDMS和EDMS的帮助便有可能达到这个目标^[37,45]。2000年，Fisher将发动机气路静电监测技术作为面向21世纪的PHM工具进行了总结，介绍了通过故障注入实验对气路静电监测技术研究的部分实验结果。主要研究了在碰摩故障条件下静电信号特征参数随转速的变化规律，加力燃烧室故障条件下静电信号特征参数随燃油流量的变化，以及进行外来吸入物检测实验，最后指出需要进行信号处理和决策算法的研究以提高诊断效果^[46]。经过二十多年的模拟实验、台架实验和机载实验，静电

监测技术作为一种新型的监测技术被引入到 F35 战斗机的 PHM 能力设计中^[19]，主要用来对发动机的推进系统进行实时监控，包括发动机吸入碎屑监控系统 IDMS、发动机排气颗粒监测系统（EDMS，The Exhaust Debris Monitoring System），静电监测技术的应用极大提高了发动机的 PHM 能力。

在文献^[47]中，Honor Powrie 详细地介绍了 IDMS 和 EDMS 在 F35 战斗机推进系统中的应用情况，图 1.1 为 IDMS 和 EDMS 两个系统在 F35 上的硬件配置以及安装位置。其中 EDMS 传感器的安装位置对于不同的机型，稍有差别。F35 联合式战斗机有三种型号：空军的常规起降型（CTOL，Conventional Take - Off and Landing）、海军陆战队的短距起飞/垂直降落型（STOVL，Short Take - Off and Vertical Landing）、海军的舰载型（CV，Carrier Variant）。对于 CTOL/CV，EDMS 传感器安装在发动机的排气管道，对于 STOVL 型，EDMS 传感器安装在 3BSM（3 Bearing Swivel Module）处。EDMS 的信号调理单元安装在距离传感器较远的位置，还包括了热处理组件，用来满足该位置的工况温度要求。

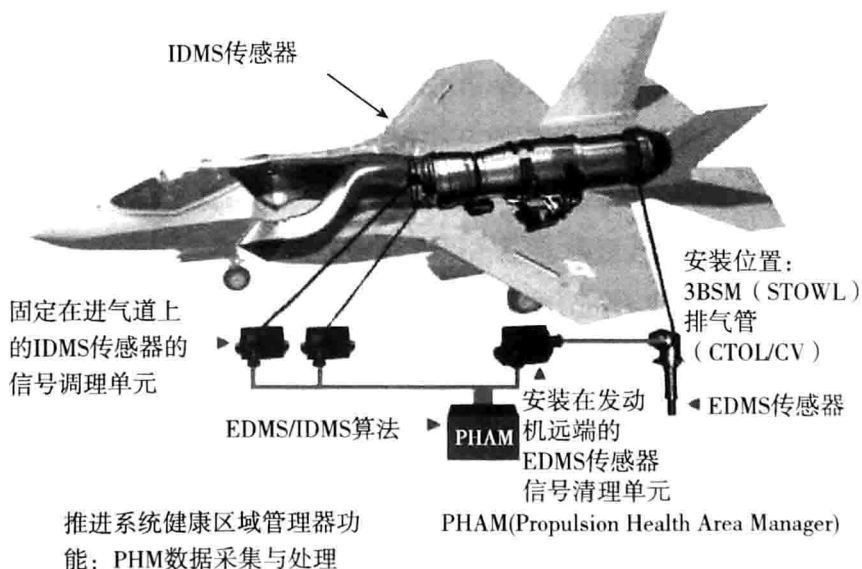


图 1.1 F35 的 IDMS 和 EDMS 硬件配置图

IDMS 主要用来检测和识别进入发动机进气道的碎屑，IDMS 检测进入发动机的碎屑所携带的静电荷。当检测到一片碎屑时，该系统结合具体特征，评估其可能产生的损害（如无损害或有损害）。将这个数据与 EDMS 结果结合到一起，可以确定发动机吞咽外物的综合影响。为了满足 PHM 系统的早期告警要求，必须检测出可能有害的吸入材料，以便降低后续损

害,并采取适当的补救措施。EDMS 主要用来检测发动机尾气中的碎屑所携带的静电荷,通过 EDMS 可以实时地监测气路部件的退化并提供对初期故障状态的早期告警。该系统可以跟踪故障的严重性变化,从而为维修计划的制订获得了更多的决策时间,并能实现发动机模块级的故障诊断。通过将 EDMS 与现有的监测技术进行综合,可以确保在故障的早期发出报警并跟踪故障的进展。具备早期检测功能,有助于降低后续损坏,并及时采取维修措施,从而降低维修的时间和费用。通过持续的监测以及 EDMS 数据与发动机工作状态的关联,还可以找出哪些发动机工作状态相对而言造成了更多的部件损坏,从而进行避免和改进。

在发动机静电监测技术的研究中,Smith 公司一直作为该领域的先驱,他们不仅研制了发动机气路静电监测系统,还开发了基于相同原理的静电油液磨粒监测系统 (EODM, Electrostatic Oil Debris Monitor),包括油路传感器 (OLS, Oil-Line Sensor) 和磨损区域传感器 (WSS, Wear-Site Sensor),通过实际应用实验证明,该系统可以监测较微小的磨粒和非金属磨粒,能够在磨损发生的初始阶段就提供预警信息^[26,48,49]。

除了美英军方外,俄罗斯学者 Vatazhin 等人从 1995 年开始也进行了发动机尾气静电监测技术的研究,通过亚音速的模拟实验,给出了电场近似模型和探针理论,结果表明检测信号的特征受到带电颗粒速度和大小的影响^[50-55],近年没有再看到相关的文献报道。

静电监测技术不仅在发动机的气路、油路状态监测中得到了应用,而且在气固两相流流动参数的测量中也有很多研究。在气固两相流中,固体颗粒在流化或气力输送过程中,由于颗粒与装置壁面以及颗粒之间的碰撞、摩擦、分离,颗粒和输送管道上会累积大量的电荷,而颗粒的荷电信息反映了颗粒的流动特性,在气固两相流参数检测中利用静电传感器的研究和应用主要集中在流速^[56]、流量^[57]和浓度的测量应用中^[58,59]。

到目前为止,国外研究机构已经开发了多种适用于气固两相流管道内颗粒流动参数检测系统,其中核心元件均为圆环形静电传感器。许多学者基于点电荷静电感应原理的思想,针对环状的传感器建立了多种静电测量的物理和数学模型,研究了传感器的空间灵敏度、空间滤波效应以及频率响应等传感特性。典型的有波兰的 Gajewski 教授^[58],英国蒂赛德大学的 Yan Yong 教授^[60,61],格林威治大学的 Murane、Woodhead 等人^[62]。