

# 民用飞机结构健康监测系统的设计方法

魏元雷, 高飞鹏

(上海飞机客户服务有限公司 运行支持部, 上海 200241)

**摘要:** 国内民用飞机结构健康监测领域尚未形成完整的健康管理系统, 飞机结构健康监测地面支持系统的架构研究处于起步阶段; 通过借鉴国际先进的民机结构健康监测的技术、规范和成功经验, 深入研究了金属结构和复合材料结构损伤、载荷、部位、损伤类型等飞机结构健康监测需求, 以及理想 SHM 系统的要求; 给出了民机结构健康监测的主要参数体系及适用的传感器, 提出了民用飞机结构健康监测系统总体架构设计方案; 依据该架构设计方案, 开发了 SHM 原型系统, 并进行了试验验证; 试验显示, SHM 原型系统能够正确解码原始数据, 各模块演示功能符合预期, 从而表明了 SHM 系统架构设计方案的可行性。

**关键词:** 结构健康监测; 损伤; 监测参数; 构架设计; 传感器

## Architecture Design Method for Structural Health Monitoring System (SHM) of Civil Aircraft

WEI Yuanlei, GAO Feipeng

(Operation Support Dept., Shanghai Aircraft Customer Service CO., LTD., Shanghai 200241, China)

**Abstract:** A complete Structural health management system has not been developed in the field of civil aircraft structural health monitoring (SHM) in China, and the research on the ground support system structure of the aircraft SHM is in its initial stage. Based on the international advanced technologies, specifications and successful experience of civil aircraft SHM system, the operation and application requirements of the SHM such as damage, load, location and damage types of metal structure and composite structure are deeply investigated, and the requirements of ideal SHM system are also studied; The main parameters and applicable sensors of the civil aircraft SHM system are given, and the functional structure design scheme of civil aircraft SHM system is proposed. According to the structure design scheme, the SHM prototype system is developed and verified by the experiment data. The test results show that the SHM prototype system can correctly decode the original data, and the demonstration functions of each module meet the requirements, then the SHM prototype system shows the technical feasibility of the SHM system structure design.

**Keywords:** structural health monitoring; damage; monitoring parameter; architecture; sensor

## 0 引言

结构健康监测 (SHM) 是近年来出现在飞机结构维修上的新理念、新技术之一, 是利用集成在结构中的先进传感器网络, 在线、实时地获取与结构健康状况有关的信息 (如应力、应变、温度等), 结合先进的信息处理方法和建模方法, 提取结构特征参数, 识别结构的完好程度和故障信息, 实时感知结构健康状态, 如外部撞击和内部损伤等, 从而实现对结构完好状态评估的一种技术系统<sup>[1-3]</sup>。因此波音、空客等全球领先的民机主制造商都非常重视这项技术的研究和应用, 也是我国发展大型客机迫切需要的创新技术之一。

波音在飞机结构健康监测方面开展了大量探索性工作<sup>[4-6]</sup>, 针对不同的结构特点和热点区域损伤类型, 研究发展了多种损伤监测的技术手段, 包括基于 Lamb 波的压电

(PZT, lead zirconate titanate) 传感技术、基于光纤应力应变分析的损伤监测技术、声发射 (AE, acoustic emission) 监测技术和比较真空 (CVM, comparative vacuum monitoring) 监测技术等, 构建了飞行器结构健康监测的基本体系结构, 探索了在多个机型上采用结构健康监测技术对结构的微裂纹及载荷进行监测, 取得了丰富的研究成果, 技术水平处于行业领先地位。波音于 2016 年 6 月发布服务通告允许将 CVM 传感技术作为结构健康监测的常规手段, 作为 737NG 飞机中央翼盒前梁剪切配件裂纹的备选监测方法。在波音 777 上应用光纤布拉格光栅 (FBG, fiber bragg grating) 传感器技术跟踪温度、应力和应变等物理量变化的实验中取得了显著成果, 并在波音 787 机身结构内部采用光纤监测技术, 减轻了飞机的拆卸及功能测试负担。

空客公司在结构健康监测方面也开展了多年的研究<sup>[5-8]</sup>, 希望把结构健康监测技术发展为同时可以监测飞机

收稿日期: 2022-02-09; 修回日期: 2022-03-16。

基金项目: 工信部与欧盟研究与创新总署联合资助项目 (MJ-2015-H-G-103)。

作者简介: 魏元雷 (1972-), 男, 山东临沂人, 博士, 高级工程师, 主要从事民用飞机故障预测与健康研究方向的研究。

高飞鹏 (1984-), 男, 山西晋城人, 硕士, 高级工程师, 主要从事民用飞机故障预测与健康研究方向的研究。

引用格式: 魏元雷, 高飞鹏. 民用飞机结构健康监测系统的设计方法[J]. 计算机测量与控制, 2022, 30(8): 38-43.

关键结构缺陷、损伤、应力等的综合健康状态监测手段, 以作为无损检测技术的有效补充, 并逐步替代飞机的定期维护。为了应用基于压电传感的结构健康监测技术对碳纤维复合材料冲击损伤进行监测, 空客开展了数年的研究和试验工作并以 A350 客机为载体进行了飞行测试。为 A350 和 A380 开发了尾部撞击提示系统, 该系统安装了两套裂纹传感器, 监测起飞时飞机尾部是否与地面发生接触。另外一个例子是空客为 A400M 提供了一项可供选装的全寿命监测系统, 该系统利用应变片测量并记录飞机结构载荷, 包括过载和硬着陆。空客研究了常用的结构健康监测技术, 并统计了不同损伤和缺陷可以应用的技术, 形成了结构健康监测技术“工具箱”。

从波音和空客的 SHM 研究规划来看, 都是先实现飞机结构地面试验过程中的监测, 实现载荷、关键构件或连接部位区域损伤、腐蚀监测技术的熟化和信心建立, 作为无损检测的补充; 再进一步发展为在役飞机的在线监测, 持续推进视情维护。

飞机结构健康监测系统对于主制造商和航空公司来说, 此项技术的实际应用, 有助于其实时掌握飞机结构损伤数据信息, 从而提高飞机运营的安全性和经济性, 减少甚至避免因结构损伤而造成的飞机重大事故的发生概率。

目前我国民用飞机研制刚刚起步, 民机结构健康监测系统的体系架构还没有建立。因此需要通过开展飞机结构健康监测系统设计技术研究, 形成合理可行的规范化的系统架构, 从而为后续业务应用系统研制奠定基础。

## 1 飞机 SHM 系统的要求

理想的飞机 SHM 系统应该能够准确地早期发现裂纹的萌生或损伤的出现, 能够确定损伤的位置和损伤程度, 能够评估结构的安全性, 预报受损结构的剩余寿命。对工程应用的 SHM 系统的要求是 SHM 系统在全寿命期内的所有使用条件下都能保证系统的可靠性、耐久性和可维护性外, 还要求 SHM 系统新的监测能力必须和适航规章兼容。具体的要求可表述为:

1) 系统应具有结构损伤实时监测功能, 具有损伤趋势推理分析及预测的功能, 可以对监测的数据进行筛选、识别和推理; 2) 系统应具有智能诊断功能, 损伤特征信号传送到损伤诊断知识库, 可实现自动诊断和针对不同类型损伤的评定功能; 3) 系统应具有维护决策功能。

为了确保飞机结构的完整性, 一般来说, 对金属结构需要监测的损伤类型是:

- 1) 裂纹萌生 (位置和大小);
- 2) 裂纹扩展 (位置和尺寸);
- 3) 意外损伤 (位置和强度);
- 4) 腐蚀 (位置和严重程度);
- 5) 载荷/应变分布 (位置和强度)。

对复合材料结构需要监测的损伤类型是:

- 1) 冲击 (位置和冲击力或冲击能量);

- 2) 层板的分层 (位置和尺寸);
- 3) 共固化/共胶接元件和夹层结构芯子/面板的脱粘 (位置和尺寸);
- 4) 夹层结构的水浸入 (位置和强度);
- 5) 载荷/应变分布 (位置和强度)。

为推动飞机结构健康监测技术的发展与应用, SAE 成立的国际航空工业 SHM 指导委员会 (AISC-SHM, aerospace industry steering committee on structural health) 截至目前已发布 3 项<sup>[9-11]</sup>, 涉及了固定翼和旋翼飞机结构健康监测实施、损伤检测能力评估分析、适航要求。

ARP6461 提供了固定翼飞机结构健康监测实施指南, 适用于 SHM 的定义、开发和认证。

AIR6892 提供了旋翼飞机 SHM 技术的定义、开发、集成、认证和部署方面的指导。重点解决旋翼飞机上实施 SHM 的独特性, 没有重复 ARP6461 中的通用部分。

ARP6821 提供了结构健康监测系统损伤检测能力评估指南。本指南将给出了量化评价方法, 评价 SHM 系统的能力。AIR6245 给出了军方和工业方关于 SHM 的要求与难点, 帮助 SHM 系统开发人员理解军方发布的大量适航规章、要求和标准。

## 2 飞机 SHM 的主要参数分析

### 2.1 载荷/环境谱监测

载荷/环境谱 (包括意外冲击载荷) 监测的目的是检查飞机是否在设计的包线内飞行, 主要监测参数是:

- 1) 基于飞行参数的载荷平衡监测;
- 2) 基于传感器的载荷和应力平衡监测;
- 3) 结构关键点温度/湿度监测, 并与设计许用值比较, 记录并评估可能产生的影响。

### 2.2 关键部位应变场监测

应变场监测的目的是检查结构的应变是否在设计许用值之内和基于应变场的载荷反演, 主要监测参数是:

1) 关键部位应变场是否在设计许用值之内, 特别关注指定的应变监控点的应变, 如果某个部位的应变出现突变状况, 记录并对事件进行离线确认和提炼, 根据应变突变事件的类型和程度, 评定可能产生的影响。

2) 如果预判可能产生裂纹, 进行离线确认, 若已出现裂纹, 评定裂纹的影响, 根据评定结论制订裂纹扩展跟踪监测方案。

3) 如果预判可能未出现裂纹, 修正预判准则, 并对该监控点的应变继续跟踪监测。

### 2.3 关键部位损伤监测

1) 关键部位损伤监测的目的是保证不同类型结构的完整性, 对按安全寿命设计的结构, 如起落架, 由于在结构寿命期内不允许出现可能导致结构破坏的裂纹, 因此选择适合起落架材料的裂纹监测方法。

2) 对于破损安全结构, 允许出现裂纹, 但大多为隐藏裂纹, 根据监测部位选择合适的监测方法。

3) 对于损伤容限结构, 监测裂纹的起始和扩展, 根据监测部位选择合适的监测方法。

4) 金属腐蚀监测策略主要侧重于刚开始腐蚀的早期检测, 监测参数包括腐蚀点位置、腐蚀坑深度和面积比率、腐蚀总面积比率等。

5) 离散源损伤, 民机主要是鸟撞和跑道碎石冲击, 对于金属结构一般目视可检。

6) 目前复材结构主要监测整体结构关键部位的脱粘/分层, 机械连接部位的挤压分层等。

7) 复合材料及其夹层结构意外损伤主要是低能冲击损伤, 主要监测参数为冲击位置、冲击能量或荷载大小、损伤尺寸等。

## 2.4 结构健康监测传感器的选取

传感器是飞机结构健康监测技术的数据来源, 其性能和分布形式等将直接影响结构健康监测技术的应用效果。由于没有一种传感器可以兼顾到所有的飞机结构损伤类型, 某种类型的传感器只能感应特定的损伤类型, 因此要首先了解不同类型损伤的典型特征和损伤机理, 选择最适于检测这类损伤的传感器。表 1 给出目前可应用各类传感技术的功能, 其中 FBG、PZT、CVM 和 AE 等传感技术发展较为成熟, 已从实验室演示验证走向结构地面试验验证和飞行状态下的测试。传感器的选择可以根据其监测的损伤类型以及监测部位确定。

表 1 各传感器技术的功能表

传感器技术	应用场景	监测模式
布拉格光栅 FBG	载荷、冲击、分层	在线
压电 PZT	分层、脱粘、冲击	在线
声—超声 AU	分层、裂纹	离线
真空比较 CVM	裂纹、腐蚀、脱粘	离线
敏感涂层 SC	腐蚀、裂纹	离线
声发射 AE	冲击、裂纹、分层、脱粘	离线
图像超声 IU	超声可检测的损伤	离线
环境退化监测传感器 EDMS	腐蚀	在线
微波传感器/ $\mu$ W	水浸入	离线
应变片/阻抗片 MFC	冲击、裂纹、应力、应变	在线

## 3 飞机结构健康监测系统总体构架

飞机结构健康监测系统的应用目标是对现役飞机实时地获取与结构健康有关的信息, 诊断和预判飞机的健康状态, 进行风险评估, 确定后续的维修计划<sup>[12-13]</sup>, 以保证飞机结构的完整性和飞行安全。其运行模式有两种: 一是在线监测, 二是离线检测。

要使飞机结构健康监测系统要达到上述应用目标, 所涉及的数据包括:

1) 飞机结构信息(包括部件区域划分, 框、肋站位信息), 需要监测的关键部位的元件、或部件的结构形式、几何尺寸(或 CAD 模型)、所用材料、载荷、应力设计许用值等数据;

2) 飞机结构强度试验数据(包括材料、元件、组件、部件的静力、动力、耐久性/损伤容限等);

3) 监测点布置信息: 包含 3 个方面, 一是监测点在飞机结构上的位置信息, 二是测量类型信息, 如载荷、应变、以及测量数据的分类信息, 三是该点测量数据的阈值;

4) 传感器信息: 传感器型号、功能、性能等参数, 具体的参数设置要能满足监测点传感器选择和数据处理的要求;

5) 监测数据: 载荷、应变、损伤。除了测量数据本身应设置的属性外, 可以通过测量点关联变量建立与测量点布置信息的关系。

基于上述飞机结构损伤或缺陷监测对象、监测参数和数据需求, 设计了民机结构健康监测系统的总体构架, 如图 1 所示, 可以看出, 飞机结构健康监测系统主要由结构健康实时监测子系统、结构损伤维修支持子系统和结构健康分析子系统三部分组成。当飞机在空中飞行时, 健康监测系统主要通过机载的结构健康监测系统对飞机结构进行实时在线监测, 并通过 ACARS 系统将重要的结构信息发送到地面。地面系统监测系统则主要负责对这些数据信息的收集处理、结构损伤分析评估、健康状态分析工作, 帮助航空公司实时掌握飞机结构的完整性信息。

### 3.1 结构健康实时监测子系统

结构健康实时监测子系统的的信息收集与处理整个民机结构健康监测系统运行的关键和基础, 主要包括 ACARS 报文解码器、信息收集以及信息处理 3 个模块。系统需要实时接收空地链路下传的报文, 并根据报文体格式定义进行解码, 然后将解码后的数据存储于数据库中, 报文源文件则保存在文档服务器中。在报文解码完成的同时, 系统自动将解码报文发送给需要的模块或系统进行后续处理。

ACARS 报文解码器模块主要实现 ACARS 报文的解码功能, 报文接收者在收到报文后, 要首先对报文进行解码才能读取报文中的相关信息。接收飞机飞行中经 ACARS 链路数据等实时下传的数据, 一方面实时解析和存储, 另一方面传输至系统各业务模块调用。同时, 该模块还通过 ACARS 链路实现对命令的配置和编码上传。

信息收集模块主要实现对所接收到的信息按照预先设定的类别进行分类收集和存储, 包括结构实时受力信息、结构实时载荷信息、结构实时损伤信息等。

信息处理模块主要实现对所搜集到的不同类别的信息进行处理, 主要处理方式包括结构信息的过滤与邮件分发、结构状态/损伤的分级报警、MEL/CDL/SRM 手册关联、结构损伤信息的归类存储。

### 3.2 结构损伤维修支持子系统

结构损伤维修支持子系统主要包括结构损伤/修理评估模块、维修决策支持模块、维修案例管理模块组成。子系统内部工作流程如下:

1) 根据结构健康实时监测子系统输入的结构损伤信息

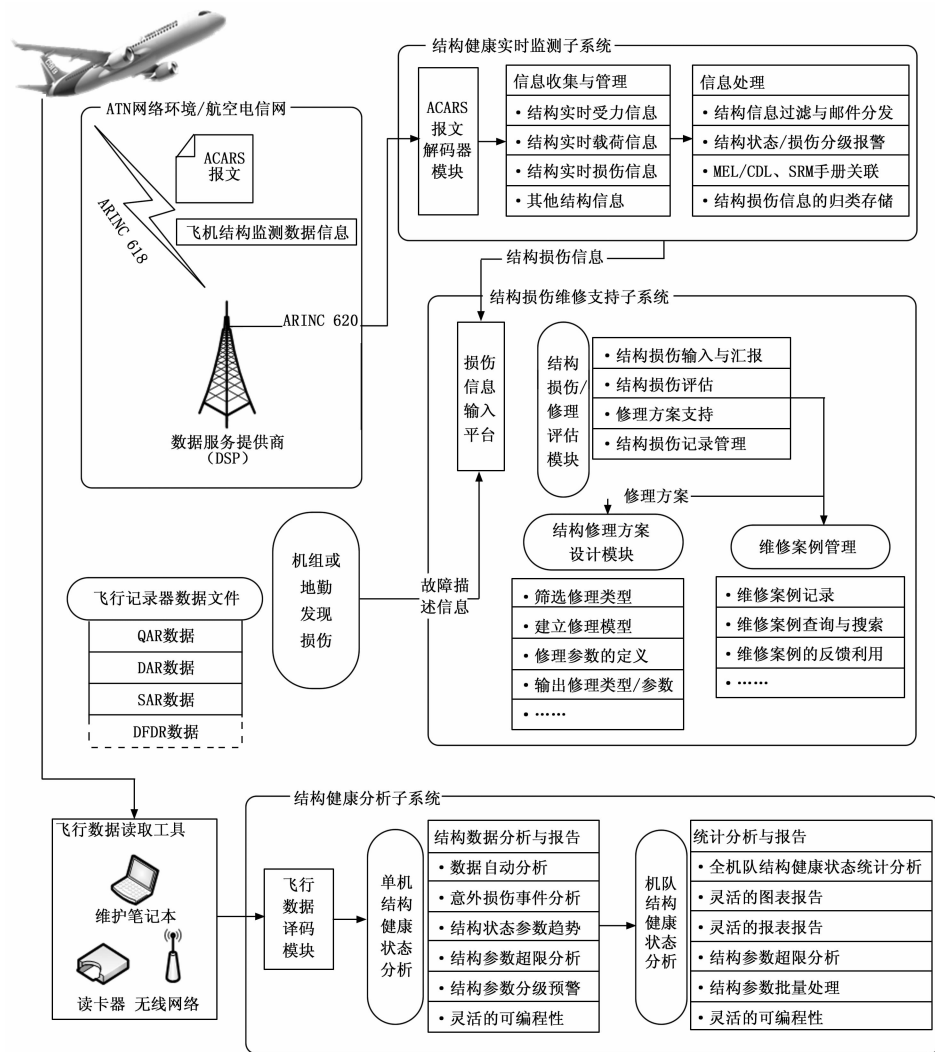


图 1 民用飞机结构健康监测系统总体构架

自动调用带损伤结构建模模块进行损伤结构建模。

2) 系统自动调用结构完整性分析模块对带损伤结构模型进行结构完整性评估。

3) 若带损伤结构满足结构完整性要求, 则得出不修理的结论, 直接转到第 10 步。

4) 若带损伤结构不满足结构完整性要求, 则进行修理方案设计。

5) 调用结构修理方案支持模块和维修案例管理模块进行辅助修理方案设计。

6) 系统自动调用修理后结构建模模块, 根据上一步设计得到的修理方案, 进行修理后结构建模。

7) 系统自动调用结构完整性分析模块对修理后结构模型进行结构完整性评估。

8) 若修理后结构不满足结构完整性要求, 则回到第 5 步重新设计维修方案, 直至修理后结构可通过结构完整性评估。

9) 若带修理后结构满足结构完整性要求, 则结束维修

方案设计。

10) 生成结构损伤的维修预案及维修方案实施后的新案例的编辑入库。

### 3.2.1 结构损伤维修支持模块

结构损伤/修理评估模块内部功能架构如图 2 所示, 该模块具备 3 个功能: 带损伤结构建模、修理后结构建模、结构完整性分析, 后续可拓展到其他结构分析功能, 如疲劳、动力学分析、适航性评估分析等, 为结构修理决策提供依据。该模块内部工作流程说明如下:

1) 从系统的损伤信息收集与管理模块得到损伤信息。

2) 若该损伤信息的状态为未处理, 则自动建立修理项目。

3) 修理项目的定义包括损伤部件及其分析区域的自动选择、损伤单元的定义。损伤单元的定义包括损伤位置的确定、损伤单元有限单元集合的确定、损伤类型和损伤参数的定义。

4) 建立修理前损伤部件的有限元模型, 同时支持调用结构维修方案设计模块进行维修方案设计, 进而建立修理后损伤部件的有限元模型。

5) 进行有限元模型分析计算, 读取计算结果, 判断结构是否失效。

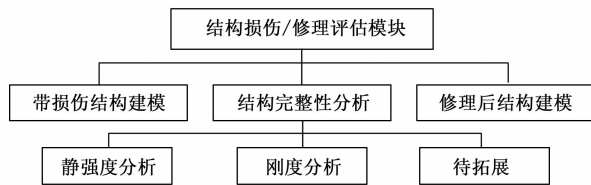


图 2 结构损伤/修理评估模块功能架构

### 3.2.2 结构修理方案设计模块

结构修理方案设计模块用于针对不同的损伤类型筛选出合适的修理类型, 建立各种修理类型的程序模型, 修理类型及其对应修理参数的定义, 修理类型及其对应修理参数的输出。结构修理方案设计模块功能架构如图 3 所示。

1) 修理类型集合存储各种损伤类型对应的修理类型/工艺。如: 针对机身蒙皮的裂纹, 则对应修理类型/工艺为穿孔法、止裂加强法等;

2) 系统根据输入的损伤信息自动检索损伤修理类型, 选定具体的修理类型;

3) 根据选定的修理类型, 建立相应的程序模型, 并进

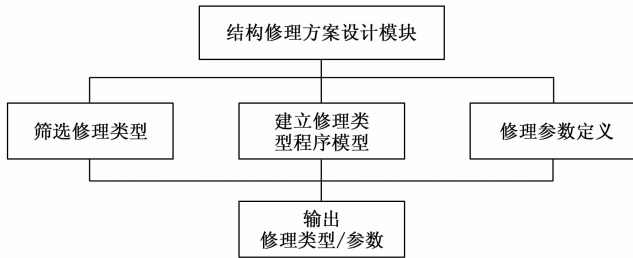


图 3 结构修理方案设计模块功能架构

一步定义具体的修理参数，完成结构修理方案的定义。如：采用止裂加强法修理机身蒙皮裂纹时，须定义补片的材料、外形尺寸、铆钉排列及间距等具体的维修参数；

4) 存储并输出以上分析所得的损伤类型及修理方案的具体参数。

### 3.2.3 维修案例管理模块

维修案例管理模块用于存储飞机结构维修案例，维修案例来源于统计所得的各航空维修单位的飞机结构维修记录，包括损伤信息、维修方案、维修效果等内容。维修案例管理模块功能架构如图 4 所示。

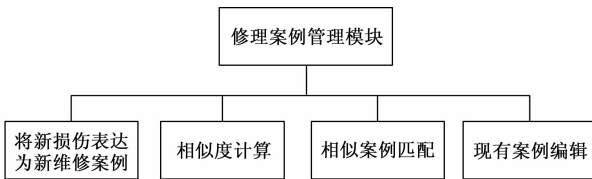


图 4 维修案例管理模块功能架构

维修案例数据库的内容可被调用，主要用于对相似结构损伤修理进行维修方案辅助设计；与此同时，系统生成的结构维修方案也可在得到航空公司的良好回馈后，亦可添加到维修案例数据库中，以充实案例。也可根据回馈对现有案例进行修改、保留或删除，以扩充维修案例的适用范围。该模块主要功能：

1) 将新的结构损伤表达为新的维修案例即创建新维修案例；

2) 根据损伤信息计算相似度，根据相似度查询/检索飞机结构维修案例库，输出材料类型相同、损伤类型相同、损伤部位类似、损伤结构相似的具有较高相似度的维修案例并参考相似度较高的现有维修案例辅助损伤维修方案的制定；

3) 根据获取的维修案例可对现有案例进行编辑，如修改、保留或删除，以扩充维修案例的适用范围。

### 3.3 健康分析

结构健康分析主要包括飞行数据译码模块、单机结构健康状态分析模块以及机队结构健康状态分析模块。

飞行数据译码模块主要实现对飞机记录器数据文件进行数据译码的功能。飞机的数据记录器主要包括 QAR、DAR、SAR 和 DFDR。这些数据只有是飞机在空中实时记

录的。在飞机落地后，地面维护人员通过无线网络、读卡器或者维护笔记本将其中的数据下载到本地。

单机结构健康状态分析模块主要实现单机结构数据的自动分析、结构意外损伤事件分析、结构状态参数趋势、结构参数超限分析、结构参数分级预警等功能，其具有灵活的可编程性。

机队结构健康状态分析模块则主要通过统计所有飞机的结构健康状态数据，对全机队结构健康状态进行统计分析，并采用图表和报表的形式形成专门的结构健康监测报告。同时，也具有很强的可编程性，可以根据研究需要不断添加新的功能。

## 4 原型系统测试验证

基于上述 SHM 系统架构设计方案，开发了具备基本功能的原型系统，用于验证系统总体架构设计的合理性和可行性。原型系统在功能方面主要实现了飞机 ACARS 报文数据解码、实时信息收集以及信息处理、结构损伤/修理评估、结构修理方案设计、维修案例管理、单机结构健康状态分析等功能的演示验证。

为对原型系统进行验证，从航空公司收集了若干航线真实 ACARS 报文数据和上海交大复合材料结构冲击损伤监测试验数据，作为驱动原型系统演示运行的源数据。验证了系统对源数据进行数据解码处理，并利用复材结构冲击损伤监测试验数据的驱动结构损伤/修理评估、结构修理方案设计等各个子系统功能和相关演示功能模块的调用。试验验证显示，原型系统能够正确接收并解码飞机数据、处理结构损伤监测试验数据，迅速判断该结构损伤是否需要修理，对损伤结构进行静强度评估，如需要修理，则辅助生成修理方案，验证了系统的业务流程和架构设计。表明了上述民用飞机结构健康监测系统总体架构设计的合理性和可行性。

## 5 结束语

本文首先介绍了民机结构健康监测技术国际研究现状，论述了民机结构健康监测系统需要监测的金属结构和复合材料结构损伤载荷、部位、损伤类型，以及理想 SHM 系统的要求。给出了民用飞机结构健康监测系统设计方法，即首先要根据结构健康监测对象和应用场景，明确损伤或缺陷监测需求和参数；再根据需求选择最适于检测这类损伤的传感器监测方法；最后提出有针对性的监测技术数据处理和系统功能设计。在此基础上，给出了民机结构健康监测系统的总体架构，开发了具备基本功能的 SHM 原型系统，实现了 SHM 系统的基本目标需求。

通过系统测试验证，从而表明了本文提出的民机结构健康监测系统架构设计、功能分配的可行性和合理性，形成的相关技术成果可为我国民机结构健康监测技术应用系统研制提供参考。发展量化化和高可靠性的结构健康监测技术，从离线监测到在线实时监测，从实验室功能验证到

实际飞行环境的验证, 建立集先进传感技术、诊断与预测为一体的实时化、集成化、智能化的民机结构健康监测系统, 是我国民机结构健康监测技术研究的共同目标。

#### 参考文献:

[1] 卿新林, 王奕首, 赵琳. 结构健康监测技术及其在航空航天领域中的应用 [J]. 实验力学, 2012, 27 (5): 517-526.  
 [2] 张博明, 郭艳丽. 基于光纤传感网络的航空航天复合材料结构健康监测技术研究现状 [J]. 上海大学学报 (自然科学版), 2014, 20 (1): 33-42.  
 [3] 宁宁. 飞机结构损伤在役检测技术新进展 [C] //2016 中国无损检测年度报告, 上海: 中国机械工程学会无损检测分会编辑出版委员会, 2016: 18-21.

[4] HUSSAIN N. Structural health monitoring and its role in affordability [C] //Proceedings of the 10th international workshop on structural health monitoring, Stanford University, 2015: 1-17.  
 [5] GIRALDO C M, et al. Demonstration and methodology of structural monitoring of stringer runs out composite areas by embedded optical fiber sensors and connectors integrated during production in a composite plant [J]. Sensors, 2017, 17 (7): 1683-1705.

~~~~~  
 (上接第 18 页)

#### 参考文献:

[1] 罗荣蒸, 孙波, 张雷, 等. 航天器预测与健康管理系统研究 [J]. 航天器工程, 2013, 22 (4): 95-102.  
 [2] 张智. 载人运载火箭技术回顾与展望 [J]. 宇航总体技术, 2018, 2 (2): 56-61.  
 [3] 谭永华. 大推力液体火箭发动机研究 [J]. 宇航学报, 2013, 10: 1303-1308.  
 [4] 李斌, 张小平, 高玉闪. 我国可重复使用液体火箭发动机发展的思考 [J]. 火箭推进, 2017, 43 (1): 1-7.  
 [5] 夏鲁瑞. 液体火箭发动机涡轮泵健康监控关键技术及系统研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2010.  
 [6] 周磊, 朱子环, 耿卫国, 等. 美国液体火箭发动机试验中健康管理技术研究进展 [J]. 导弹与航天运载技术, 2013, 5: 20-25.  
 [7] 张楠, 孙慧娟. 低温液体火箭发动机重复使用技术分析 [J]. 火箭推进, 2020, 46 (6): 1-12.  
 [8] 佟艳春, 才满瑞. 美国新一代重型运载火箭发展分析 [J]. 国际太空, 2012, 5: 46-52.  
 [9] DVIDSON M, STEPHENS J. Advanced health management system for the space shuttle main engine [R]. AIAA-2004-3912, 2004.  
 [10] PALADE V, BOCANIALA C D, JAIN L. Computational Intelligence in Fault Diagnosis [M]. London, UK, Springer Verlag, 2010.  
 [11] 蒋艳. 基于改进遗传算法的混流装配线的协同优化及其仿

[6] 袁慎芳, 邱雷, 等. 大型飞机的发展对结构健康监测的需求与挑战 [J]. 航空制造技术, 2009, 22: 62-67.  
 [7] FERREL B L. Air vehicle prognostics & health management [C] //Proceedings of IEEE Aerospace Conference, 2006: 145-146.  
 [8] SPECKMANN H, DANIEL J P. Structural health monitoring for airliner, from research to user requirements, a European view [C] //CANEUS 2004 Conference on Micro-Nano-Technologies, 2004: 1-5.  
 [9] AIR6892S. Structural health monitoring considerations and guidance specific to rotorcraft [S]. SAE, 2020.  
 [10] AIR6245. Perspectives on integrating structural health monitoring systems into fixed-wing military aircraft [S]. SAE, 2019.  
 [11] ARP6461. Guidelines for implementation of structural health monitoring on fixed wing aircraft [S]. USA; SAE, 2013.  
 [12] 谢娜, 雷江妮. 民机故障预测与健康管理系统顶层架构设计技术研究 [J]. 计算机测量与控制, 2020, 28 (2): 19-22.  
 [13] 付昕, 王菲, 熊毅, 等. 民用客机 PHM 地面支持系统体系结构研究 [J]. 计算机测量与控制, 2018, 26 (10): 57-60.

真研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.  
 [12] 黄强. 液体火箭发动机神经网络实时在线故障检测算法研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2006.  
 [13] 谢光军. 液体火箭发动机涡轮泵实施故障检测技术及系统研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006.  
 [14] 薛微, 张强, 武小平. 基于 ARMA 模型的液体火箭发动机实时故障诊断方法研究 [J]. 计算机测量与控制, 2019, 27 (9): 4-8.  
 [15] 刘洪刚, 魏鹏飞, 谢廷峰, 等. 液体火箭发动机地面试车过程的实时故障检测方法研究 [J]. 宇航学报, 2007, 28 (6): 1660-1663.  
 [16] 谢廷峰, 刘洪刚, 黄强, 等. 液体火箭发动机地面试车数据采集与实时故障检测系统 [J]. 测控技术, 2008, 1: 56-58.  
 [17] 吴建军, 黄强, 程玉强, 等. 液体火箭发动机故障检测诊断理论与方法 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.  
 [18] 何涛, 黄敏超, 胡小平, 等. 某火箭发动机故障检测及诊断算法设计分析 [J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51 (SD): 50-55.  
 [19] 刘垠杰. 液体火箭发动机启动阶段故障检测与诊断方法研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.  
 [20] 张炜, 张玉祥, 黄先祥. 基于神经网络的涡轮泵多故障诊断 [J]. 推进技术, 2003, 24 (1): 18-20.  
 [21] 刘国球. 液体火箭发动机原理 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005.  
 [22] 邓晨, 薛微, 郑孟伟, 等. 基于改进 ARMA 模型的火箭发动机稳态工况过程实时故障诊断方法研究 [J]. 计算机测量与控制, 2020, 28 (2): 33-38.