

# 基于结构健康监测的飞机结构 MSG-3 分析

蔡禹舜<sup>1</sup> 朱昊<sup>1</sup> 卿新林<sup>2</sup>

(1 上海飞机客户服务有限公司, 上海 200241)

(2 中国商飞北京民用飞机技术研究中心, 北京 102211)

**文 摘** 结构健康监测(SHM)技术被广泛引入到了飞机设计与维护,本文依据现阶段 SHM 技术的发展现状,将 SHM 技术与 MSG-3 分析思想融合,制定了一种针对采用 SHM 技术飞机结构的计划维修分析流程。

**关键词** 飞机结构,复合材料,结构健康监测,计划维修分析,MSG-3

中图分类号: V267+.31

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2015.06.015

## Aircraft Structure MSG-3 Analysis Based on Structural Health Monitoring

CAI Yushun<sup>1</sup> ZHU Hao<sup>1</sup> QING Xinlin<sup>2</sup>

(1 Shanghai Aircraft Customer Service CO., Ltd, Shanghai 200241)

(2 Beijing Civil Aircraft Technology Research Center of COMAC, Beijing 102211)

**Abstract** Structural health monitoring (SHM) technology was widely introduced to the aircraft design and maintenance, based on the current development of SHM technology, this paper integrates the SHM and MSG-3 analysis, and presents a formulation process of the aircraft structural scheduled maintenance task with the application of SHM technology.

**Key words** Aircraft structure, Composite material, Structure health monitoring, Schedule maintenance analysis, MSG-3

### 0 背景

新一代大型民用飞机有别于以往同类飞机的一个重要标志就是机体结构大量采用复合材料。复合材料的大量应用减少了结构损伤的相对数量,特别是腐蚀和疲劳损伤,减少了防腐剂的使用也给结构的接近和修理带来便利。但仅就损伤的检测而言,由于复合材料内部缺陷不易检测,无疑给运营商带来了更多的负担和成本压力。在这种情况下,SHM (Structural Health Monitoring, 结构健康监测)为结构的检测与维护提供了良好的选择。

民用飞机结构健康监测技术是通过在飞机结构上布置的先进传感器/驱动器网络,获取与结构健康状况相关的传感器数据;对所获得的数据进行处理、分析、特征提取与数据挖掘;结合结构的使用与维护历史、操作状态,确定结构的健康状态;与结构剩余强度和寿命预测模型有机结合起来,实现民机服役期内结构寿命预测及安全评估<sup>[1-2]</sup>。

SHM 系统的加入将给飞机结构维护工作带来革命性的改变,特别是飞机的计划维修策略。改变传统基于经验和损伤预测的周期性维护方式,实现维护的视情化,能够大幅降低维护成本,保障飞行安全。未来的先进民用客机,必将逐步利用 SHM 系统来监测结构的状况,辅助运营商进行更有效的结构维护工作。

本文以民航业通用的 MSG-3 分析方法为基础,结合现阶段 SHM 技术的发展水平,制定了一种针对采用 SHM 技术飞机结构的计划维修分析流程。

### 1 传统飞机结构 MSG-3 分析

#### 1.1 MSG-3 维修大纲制定指南

MSG-3 维修大纲制定指南是由美国航空运输协会编制,民航业通用的用于制定飞机维修大纲的指导性文件,它从可靠性方案管理经验出发,给出了初始维修大纲的决断逻辑。飞机结构计划维修分析是基于最新 MSG-3 结构维修大纲制定逻辑进行的,目的

收稿日期: 2015-04-15

作者简介:蔡禹舜,1973 年出生,主要研究方向为民机结构技术服务支援、维修工程分析与技术出版物。E-mail: caiyushun@comac.cc  
宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2015 年 第 6 期

是为了在飞机的使用寿命期内,探测和预防由疲劳、环境退化或偶然损伤引起的结构恶化<sup>[3]</sup>。

## 1.2 MSG-3 分析步骤

现阶段,针对飞机结构进行 MSG-3 分析,形成计划维修方案主要分为以下几个步骤。

(1)从飞机结构中筛选出 SSI (Significant Structure Item,重要结构项目)和其他结构项目。SSI 指的是那些承受飞行载荷、地面载荷、增压载荷和操纵载荷,并且失效可能影响保证飞机安全性所必需的结构完整性的任何结构细节、结构元件和结构组件。

(2)对 SSI 进行 AD (Accident Damage, 意外损伤)、ED (Environmental Deterioration, 环境退化)、FD (Fatigue Damage, 疲劳损伤)分析,通过对结构、材料特性的评估和对损伤可能性的预测,结合预设的飞机维修框架体系,分析得到 MSG-3 任务的检查方式、检查间隔。需要特别指出的是,现阶段的飞机复合材料结构设计“损伤不扩展”理念与复合材料优异的抗疲劳性能,决定了其在飞机寿命周期内不会发生疲劳

问题。因此,复合材料结构一般不进行疲劳分析。

(3)对其他结构项进行分析,主要依据运营经验和相似机型的数据,确定 MSG-3 任务的检查方式、检查间隔。

(4)将分析得到的 MSG-3 任务汇总形成 MRB (Maintenance Review Board, 维修审查委员会)任务,提交由飞机用户组成的 SWG (Structure Working Group, 结构工作组)和 ISC (Industry Steering Committee, 工业指导委员会)讨论通过,再由适航当局的 MRB 批准,最终形成飞机结构的计划维修任务。

以上的计划维修任务,基于飞机设计状态、损伤预测确定,进行一定维护间隔的强制性结构检测,能够较好的保证飞机结构的安全。但是,任务的制定与结构实际状态的脱离会导致维护资源的浪费。

## 2 基于 SHM 的飞机结构 MSG-3 分析

### 2.1 SHM 技术与 MSG-3 分析的联系

表 1 列出了一些目前 SHM 中常用的传感器所对应的功能。

表 1 SHM 系统传感器功能  
Tab.1 Function of SHM sensors

传感器	可监测的损伤类型	监测区域	监测对象	监测模式
光纤 (FBG)	载荷、冲击和分层	整体/局部	金属/复合材料	在线
压电传感器 (PZT)	裂纹、分层/脱粘和冲击	局部	金属/复合材料	在线
声-超声探头 (AU)	分层、裂纹	整体	金属/复合材料	离线
比较真空检测传感器 (CVM)	裂纹、腐蚀、脱粘	局部	金属/复合材料	离线
声发射传感器 (AE)	冲击、裂纹、分层/脱粘	整体	金属/复合材料	在线
敏感涂层 (SC)	腐蚀、裂纹	整体	金属/复合材料	离线
环境退化监测传感器 (EDMS)	腐蚀	局部	金属/复合材料	在线
微波传感器 ( $\mu$ W)	水侵入	局部	金属/复合材料	离线
图像超声 (IU)	超声可检损伤	局部	金属/复合材料	离线
箔式涡流传感器 (ETFS)	裂纹、腐蚀	局部	金属	离线
阻抗片 (MFC)	冲击、裂纹	局部	复合材料夹层	在线

为了在 MSG-3 分析过程中考虑 SHM 系统的输出影响,按照以下三类损伤考虑 MSG-3 分析内容和 SHM 系统检测内容的联系。

(1)偶然损伤:由于随机发生的离散事件造成的结构固有剩余强度水平降低。

对于地面操作设备、货运设备、人为失误、跑道碎片残骸等会造成复合材料结构变形的损伤源,压电传感器、光纤传感器、声-超声探头、阻抗片可实现对结构应变、应力的监测。

对于雷击、雨水、液体浸泡等会影响到所处区域的温度、pH 值的损伤源,微波传感器、比较真空检测

传感器、环境退化监测传感器、敏感涂层、箔式涡流传感器可实现温度以及环境情况的监测。

(2)环境退化:由于不良天气或者环境所引起的结构强度的变化。

环境损伤中的温度可通过对温度的监测来实现,湿气、液体环境等腐蚀环境可通过监测 pH 值来实现。温度传感器、比较真空检测传感器、环境退化监测传感器、敏感涂层、箔式涡流传感器可实现对此类参数的监测。

(3)疲劳损伤:由于交变载荷引起的开裂及其持

续扩展。  
宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2015 年 第 6 期

对于疲劳损伤,光纤传感器可以测出裂纹的位置,电阻应变计可以测出裂纹的长度;被动超声波传感技术可监测到结构因发生裂纹扩展而产生的声发射信号;已经成功应用于金属结构裂纹监测的比较真空监测技术也已初步应用到复合材料结构的裂纹监测<sup>[1-2]</sup>。

以上分析可以看出,大量的结构健康监测手段已经被研发并验证,足够覆盖 MSG-3 分析中的损伤源和损伤,完成所需的监测工作。

## 2.2 基于 SHM 的计划维修任务确定

SHM 系统重要的目标就是改变在飞机维护工作

中与实际结构状态无关的检查方式,用类似飞机系统的监测思想来管理结构的健康状态,在确定具体的维护任务时能够有实际的结构状态作为依据。

从维护的角度,结构健康检测技术可分为 S-SHM 和 A-SHM,分别代表计划性的结构健康检测和自动化的结构健康监测,前者通过周期性的间隔提取、分析监测数据,对结构故障进行诊断和预测,产生按一定周期进行的 S-SHM 任务;而后者实现实时的结构状态监控和分析,并能够依据诊断结果向机组和维护人员及时反馈损伤信息,产生视情维护任务。<sup>[4]</sup>

基于 SHM 技术的 MSG-3 分析流程见图 1。

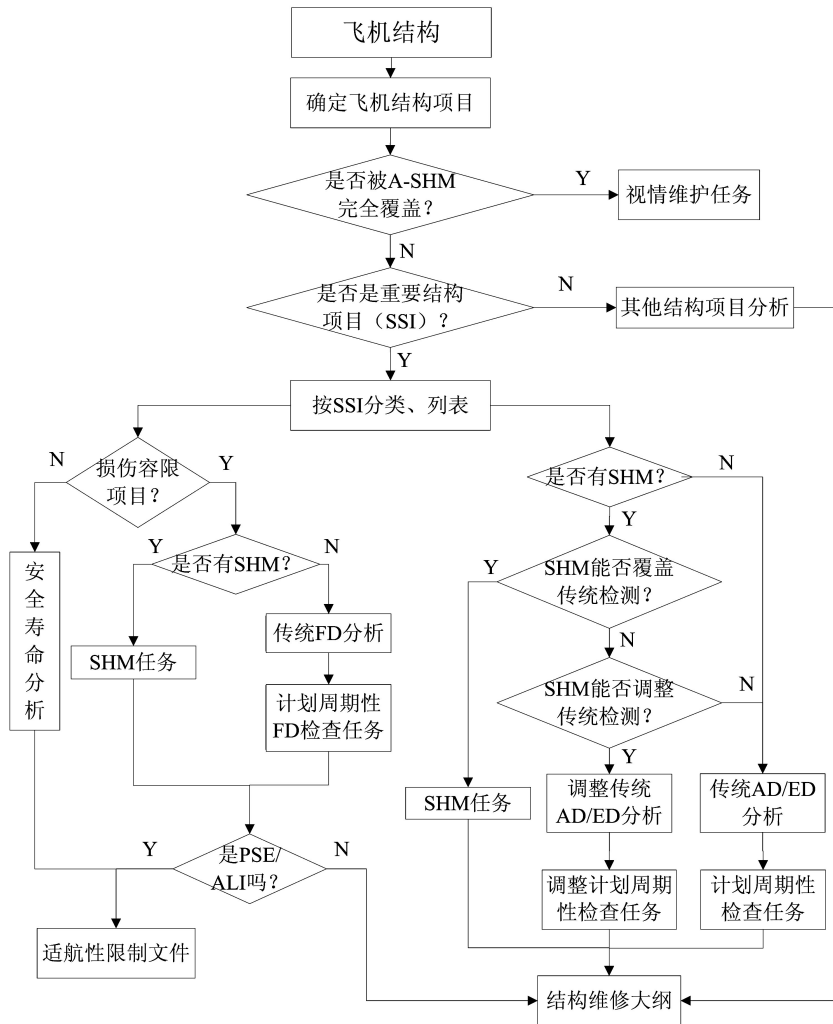


图 1 基于 SHM 的 MSG-3 分析流程

Fig. 1 MSG-3 analysis process base on SHM

(1)对于所有损伤形式都能够被 A-SHM 完全覆盖的结构,结构状态能够实时反馈,不再需要计划维修任务保证结构完整性,直接产生视情维护任务。因此,这类结构不再作为 MSG-3 分析的对象。

(2)对于非安全寿命项目的疲劳损伤分析,判断是否有 SHM 系统对疲劳裂纹进行监控。若有,则根

据 SHM 系统设计情况直接生成相应的 S-SHM 任务或者视情维护任务作为对应的 FD 任务;否则,按照传统损伤容限分析方法进行 FD 分析,得到 FD 任务。后续,对生成的任务进行 PSE/ALI 判断,分别列入适航性限制文件和结构维修大纲。

SHM 技术的加入会对复合材料结构设计理念产

生影响:能有效的探测隐蔽的缺陷和损伤,不再需要很高的安全裕度去保证结构强度,从而优化结构质量,更好地发挥复合材料的优势。这样的设计方法转变可能会为复合材料结构带来疲劳损伤问题。因此,加入 SHM 系统后,复合材料的疲劳损伤也需要进行分析。

(3)对于 AD/ED 分析,无 SHM 系统布置则按照传统流程进行 AD/ED 分析;有则分为以下三种情况:

(a)SHM 能够覆盖传统检测需求,针对 A-SHM 和 S-SHM 系统生成视情维护任务和 S-SHM 任务。S-SHM 任务的门槛值由主制造商直接提供,它和传统的意外损伤和环境退化因素相关,但更多取决于 S-SHM 系统本身的构架和性能。

(b)SHM 不能完全覆盖传统检测需求,但能够对其进行调整,则同时产生 SHM 任务和调整后的传统检查任务。当 SHM 系统只能监测部分损伤源和损伤时,对于可监测的部分,通过 S-SHM 任务或者视情维护进行覆盖,其他部分则进行传统分析得到传统检查任务,而这些传统检查任务会由于 SHM 系统的加入增长检查间隔、简化检查程序、降低检查难度。

(c)S-SHM 不能覆盖传统检测需求,也无法对其进行有效调整,需要按照传统 MSG-3 流程进行 AD/ED 分析,得到相应检查任务。这类的 SHM 系统所检测的数据可能无法直接对应到 AD/ED 分析中的参数,不会直接影响初始 MSG-3 分析结果。但随着飞机的运营,大量统计数据可以反馈到 AD/ED 的分析流程中,从而实现对维修计划的优化。同时,这些数据也能够为后续机型的 MSG-3 分析提供有力参考。

### 2.3 基于 SHM 计划维修流程实施要点

(1)S-SHM 任务与传统的检查任务地位相当,需列入计划维修大纲结构部分。

(2)视情维护任务虽然不属于计划维修任务,但是由于其直接取消了相关结构计划维修分析流程、取代了计划维修分析任务,因此视情维护任务内容也应该提供相应清单和基于技术本身的流程性文件,与结构计划维修大纲一起提供给适航当局审批。

(3)飞机中的 SHM 系统应该满足不作为 MSI (Maintenance Significant Item, 重要维修项目)的条件,即其失效对空勤人员来说是非隐蔽的、失效不影响飞机在地面和空中的安全性、失效没有重要的运行

性影响、失效没有重要的经济性影响。因此,S-SHM 系统本身不应该产生系统 MSG-3 检查任务。

### 2.4 基于 SHM 计划维修流程优势分析

经过了上述流程,最终形成了两大类的维修任务:S-SHM 任务和 GVI、DET、SDI 任务,以及视情维护任务。与传统分析结果相比,有如下优势:

(1)视情维护任务能够保证任务与结构实际状态相匹配,实现以最少的维护资源完成最有效地维护工作。

(2)S-SHM 任务将传统包括拆卸、接近、检查、恢复的结构检查工作转变为对数据的采集和分析工作,大大减少了人力和时间的投入。后续的数据积累也为任务优化提供有力的支持。

(3)传统计划维修任务也由于 SHM 系统和大量数据的存在得到简化,并逐步向最优的形式靠拢。

### 3 结论

(1)以民航业通用的 MSG-3 分析方法为基础,结合现阶段 SHM 技术的发展水平,制定了一种针对采用 SHM 技术飞机结构的计划维修分析流程。

(2)本流程将 SHM 系统的输出应用于维修大纲的制定过程中,核心思想是用 A-SHM 产生的视情维护任务和 S-SHM 产生的 S-SHM 任务去替代对应的传统计划维修任务,同时对其他传统任务进行优化(包括检查间隔、检查方式)。

(3)为 SHM 系统设计提供了结构维护方面的要求,后续应进一步开展针对飞机结构部段、形式及 SHM 类型的维修任务差异性分析及适用性分析,以期应用于先进民机设计。

### 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] 朱新宇,卢俊文. 复合材料结构健康监测技术在飞机中的应用[J]. 宇航材料工艺,2011,41(6):23-27
- [3] ATA MSG-3 operator/manufacturer scheduled maintenance development. Revision 2011. 1. Air Transport Association of America, Inc
- [4] Luís Gustavo dos Santos. EMBRAER Perspective on the Challenges for the Introduction of Scheduled SHM (S-SHM) applications into Commercial Aviation Maintenance Programs[J]. Key Engineering Materials,2013,558:323-330

(编辑 任涛)