航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Jul. 25 2020 Vol. 31 No.07 88-94

结构状态监测技术飞行应用的若干问题与关键技术

高丽敏[1,2,*]，杨海楠[1,2]，赵琳[1,2]，马超[1,2]，庞炜涵[1,2]，鲁明宇[1,2]，张君一[1,2]，朱凯歌[1,2]
1.中国商用飞机有限责任公司北京民用飞机技术研究中心，北京 102211
2.民用飞机结构与复合材料北京市重点实验室，北京 102211

摘　要：在民机结构设计、制造、飞行及地面维护的全生命周期，特别是在地面试验与飞行测试中，越来越需要通过采集与处理能反映结构状态的数据，对结构状态进行实时监测与分析。为了推进结构状态监测技术的应用，本文对传感器、黏结剂、线缆、接头和设备的设计及安装等方面进行了研究，分析了系统的性能、环境、安全性、可靠性和维修性要求，提出了实现飞行应用所需要完成的工作及部分应对策略，以期解决结构状态监测系统在民机应用方面的问题，推动其在飞行测试及型号中的应用。

关键词：结构状态监测；飞行应用；环境要求；可靠性；安全性；维修性

中图分类号：V241.01　　**文献标识码：**A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2020.07.012

近年来，随着结构状态监测技术的成熟，各飞机制造商在该领域已经开展了大量的地面试验与飞行试验工作。波音公司在进行全尺寸疲劳测试中应用了多种结构状态监测传感器。达美航空公司运营的7架波音737客机上装备了传感器用以监测中央翼盒铝合金配件的裂纹。空客对A350XWB开展了多种结构状态监测方法的飞行验证，包括舱门复合材料机体结构的冲击实时监测、垂尾平面连接螺钉的拉伸预应力监测、水平安定面的载荷监测等，并在2013年首飞的A350上安装了压电传感器，验证传感器的生存能力和监测能力。中国商飞在地面和飞行试验中进行了结构状态监测技术的验证，并正在论证结构状态监测技术的应用场景和具体需求。在ARJ21-700飞机试飞中，利用状态监测系统进行了结构的飞行载荷监测，对结构减载优化设计提供支持。目前来看，结构状态监测技术已从实验室的验证阶段逐步走向飞机地面测试及试飞应用中。

从民用飞机应用的角度，本文将对结构状态监测系统民机应用中涉及的传感器、黏结剂、线缆、接头及设备等若干应用问题和关键技术进行简要的分析。由于监测对象及要求不同，如应变的实时监测与损伤监测的具体要求差别很大，监测算法完全不同，算法及软件问题将不在文中讨论。无论监测对象及监测要求如何变化，软件均需要遵守RTCA/DO-178《机载系统和设备认证中的软件考虑因素》等要求。

1 传感器及其黏结剂要求

当前结构状态监测系统的传感器多以黏结的方式集成到飞机上，在飞机实际的使用过程中经历的环境条件与飞机结构的环境条件相同。传感器和黏结剂需要满足机载性能、环境、安全等方面的要求，从而确保传感器能够在各种可预期的运行条件下以一定的可靠性置信度完成预定功能。采用永久的方式集成结构状态监测传感器是此领域近年来研究的热点之一，但其对结构本身的影响及应用还有很多问题未阐述清楚，需要进行大量的地面和飞行试验验证。

1.1 性能要求

传感器精度误差通常是线性度、迟滞和重复性等参数的综合指标，统计分析大量传感测量结果，为了准确识别结构状态的变化，传感器在一段较长时间内保持其最大误差不得高于3%，以满足机载测试要求。

用于结构状态监测的一些传感器受环境温度变化的影响显著，需要采取温度补偿等方法，以提高监测的准确性及稳定性。温度补偿与标定系数的精度对监测结果的准确性有较大

收稿日期：2020-04-08；退修日期：2020-05-28；录用日期：2020-06-10
*通信作者. Tel.：010-57808823　　E-mail：gaolimin@comac.cc
引用格式：Gao Limin，Yang Hainan，Zhao Lin，et al. Issues and key technologies in flight application of structural condition monitoring technology[J].Aeronautical Science & Technology，2020，31(07)：88-94.高丽敏，杨海楠，赵琳，等. 结构状态监测技术飞行应用的若干问题与关键技术[J].航空科学技术，2020，31(07)：88-94.

的影响。例如，采用光纤传感器进行载荷或应变监测时，在被测结构上粘贴光纤温度传感器进行温补，通过地面标定试验，测得光纤传感器拟合度不低于0.999，对大量传感测量数据分析，传感器输出与输入之间呈较好线性关系并可满足机载测试需求。采用压电传感器进行损伤监测时，通过地面标定试验，测得压电传感器补偿后与基准信号相对误差不得大于–30dB，以保证机载环境下识别损伤位置和大小的准确性。

飞机结构随着环境侵蚀、材料老化和载荷的长期效应、疲劳效应与突变效应等多种因素的相互作用，将不可避免地导致传感器的损伤。传感器损坏或脱黏造成信号异常，则会直接导致监测结果不准确等问题。所以传感器的维护对结构状态监测系统的有效运行极为重要。传感器失效包括传感器破损、传输线路故障、传感器胶层质量退化等。传感器线路故障以及传感器损坏，主要通过传感器信号消失来进行判断，需要将受到损坏的传感器进行替换；传感器胶层质量的诊断基于传感器信号参数的正常与否，信号异常说明粘贴不均匀或脱胶，可以通过重新黏结进行修复。

传感器的黏结剂选择时，需要选择与被测结构性能相容的黏结剂。为保证粘贴于飞机结构表面的传感器在使用中免于脱落，黏结剂应该具备良好的延伸性，当被测结构受环境应力和机械应变时，以维持传感器的黏结安全和正常使用。建议选取可在室温和标准大气压下固化并与传感器集成的黏结剂，不需使用高温固化或紫外固化等额外条件。

1.2 环境要求

传感器及黏结剂的环境适应性应满足被测结构的环境要求，考虑到民用飞机的服役环境，具体包括高低温、湿热、振动、冲击、低气压、盐雾、吹沙尘、霉菌、流体敏感性等环境要求[1-2]，见表1。针对表1中的每一项环境要求，均需要完成一系列试验验证，证明传感器与黏结剂的组合可以在上述环境条件下正常工作。以随机振动为例，传感器及其黏结剂需完成的随机振动环境条件见表2。

1.3 可靠性要求

传感器和黏结剂的可靠性应满足在飞机服役中预期的环境条件（如温度和湿度的影响）下，仍能使用较长时间而不发生失效，且长期保持良好的使用性能，即质量稳定性，具备较强的抗破坏能力，从而维持传感器及黏结剂安全和正常使用。传感器和黏结剂的可靠性试验验证依据GJB899A—2009《可靠性鉴定和验收试验》[3]和HB6139—1987《航空机载设备可靠性试验（鉴定和验收）》[4]标准进行。传感器和黏结剂的可靠性评估，必须结合试验依据和服役经验支持的重复载荷和静力分析，以确定因综合环境、疲劳、意外损伤引起的传感器和黏结剂预期的损伤部位和损伤模式，从而建立可靠性寿命统计模型，预测传感器和黏结剂的寿命。

表1 传感器及黏结剂环境测试要求

Table 1 Environmental tests of sensors and adhesives

序号	环境类型		环境要求
1	温度（D2类）	高温存储	85℃
2		高温工作	70℃
3		低温存储	–55℃
4		低温工作	–55℃
5	温度变化（B类）	—	–55~85℃，温度变化率最小5℃/min
6	湿度（C类）	湿热	高温55℃、湿度95%
7	高度（D2类）	低气压	11.6kPa
8		温度–低气压	–55~70℃，4kPa
9	振动（S类）	随机振动	采用标准随机振动试验曲线D
10	工作冲击和坠撞安全（A类）	冲击	采用半正弦波对传感器开展冲击测试
11	盐雾（S类）	—	温度35℃；盐浓度5%
12	结冰（A类）	—	温度–10℃
13	沙尘（S类）	吹砂、吹尘	吹尘试验沙尘浓度3.5 ~ 8.8g /m³，二氧化硅含量97%~99%； 吹沙试验沙尘浓度（2.2±0.5）g /m³，二氧化硅含量（95±2）%
14	防水（R类）	喷水	喷头距表面2.5m，喷水量450L/h
15	霉菌（F类）	—	霉菌环境温度30℃、湿度97%、周期28天
16	流体敏感性（F类）	喷淋、浸渍	燃油、除冰剂和灭火剂等

表2 随机振动D曲线参数

Table 2 D-curve parameters of random vibration

频率/Hz	量级/（g²/Hz）	时间	振动方向
10 ~ 28	0.02	每轴向1h	三个轴向
40 ~ 250	0.04		
500	0.08		
2000	0.02		

1.4 安全性要求

为了保证飞行安全，结构状态监测系统必须满足一定的安全性要求，对于传感器及黏结剂，闪电防护和阻燃性要求是其中需要重点考虑的。

传感器设计必须满足民机的闪电防护要求，不致因闪击而危及飞机，或具有可接受的分流措施将产生的电流分

流而不致危及飞机。传感器中的金属组件应合适地搭接到飞机机体上(包括机体外部和机体内部),而传感器中非金属组件的设计可将产生的电流分流,同时必须保证飞机闪电防护功能的有效性。此外,传感器及其黏结剂需要满足民机阻燃性的要求。阻燃性表示材料阻止延续燃烧的程度,旨在通过各种不同的物理和化学方法防止或减缓点火的进一步发展。传感器及黏结剂材料的阻燃防火性需要满足CCAR-25-R4《运输类飞机适航标准》中D分部"设计与构造"中防火部分中飞机材料燃烧测试的要求[5]。目前主要通过燃烧速率和极限氧指数评判阻燃性能。

2 线缆及接头要求

与传感器相同,结构状态监测系统的传感器和设备之间的线缆及接头也需要满足各项机载方面的要求,从而确保线缆及接头能够配合整个监测系统正常完成预期的工作。由于线缆及接头与传感器直接相连,所以其需要满足的环境和可靠性要求与传感器相似,本节着重介绍性能、安全性和维修性要求。

2.1 性能要求

在传感器集成和组网中,传感器之间、传感器与分路器之间、传感器与数据采集设备之间线缆的选择非常关键,既要保护内部传输线,又要轻便,尽量减小附加质量。传感器走线过程中通常需要满足环境、曲率、布线空间等要求,为此,传感器传输线缆需要满足以下特点:(1)柔软性强、易于弯折;(2)直径小、重量(质量)轻;(3)环境适应性强、耐高低温、化学稳定性好、耐腐蚀、阻燃性好、低热膨胀、高抗蠕变;(4)布置方便、可操作性强等。

同样,传感器之间的连接及传感器与数据采集设备之间的接头也是工程应用中比较关键的环节,在降低损耗的同时考虑布置足够的冗余和快速维护,可以实现快速可靠的插接方式,形成不同应用特点的分线形式,避免信号的损耗,提高安装和更换维护的效率。针对结构状态监测对象在飞行工作时的环境条件,传感器接头在环境适应性、防水性能等方面需满足以下特点:尺寸小、密封防水、操作快捷方便等。

2.2 安全性要求

根据CCAR-25-R4,结构状态监测系统的线缆和接头属于电气线路互联系统(EWIS),所以线缆和接头的安全性要求,需要符合CCAR-25-R4中H分部"电气线路互联系统(EWIS)"中的相关要求。线缆和接头要与飞机结构和其他机载系统具有适当的物理和电气隔离,以保证线缆和接头不会发生摩擦和卡阻,不会影响飞机结构正常作动,也不会发生电气干扰,以使其对整机或系统的危险影响的可能性降至最低。即使线缆和接头发生物理和功能失效,也不能对飞机安全性造成负面影响。此外,要求线缆和接头本身以及为其提供保护的材料必须是阻燃和耐火的。

2.3 维修性要求

飞机结构所处的环境变化及飞机的振动等条件可能使线缆及接头受到损坏。线缆及接头的维修性设计应可以使系统便于进行信号快速检查,准确发现故障源头,若线缆及接头发生故障,应可及时安装备份线缆及接头,保障状态监测功能的正常工作。为此,航空插拔式接头的设计应由端面上左右两个导引孔与导引针进行定位对中,实现信号传输线路的快速正确对接,便于安装与维护。

另外,考虑到故障诊断性能和维护维修性能,以便更换发生故障的线缆段,传输线缆应进行分段设计,对于设备安装在电子电气设备舱中的结构状态监测系统,其线缆至少应包括:传感器引出线,由被监测结构到穿舱处、穿舱段、穿舱后与设备连接段等,如图1所示。

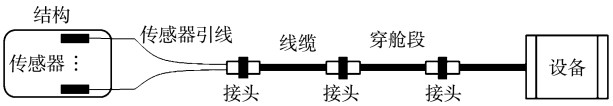

图1 线缆及接头分段设计图

Fig.1 Sectional design of cable and connector

3 设备要求

结构状态监测系统设备应可以实现系统控制,人机界面、图像用户界面和指定的数据采集控制,进而能够进行数据采集、数据存储、数据输出和自诊断等。输出的数据传送至结构状态分析软件,并进行结构状态分析。

总体来讲,飞机结构状态监测系统设备应具有如下特点:可靠性高、外形尺寸小、重量轻、成本低、工作稳定性不受其周围环境(如压力、温度和湿度等)变化的影响,不受飞机机动、振动和加速度的影响[6-7]。

3.1 性能要求

在性能方面,结构状态监测设备在全飞行包线内应具备能够通过采集和分析获取的数据,监测、测量和诊断被监测结构状态的诊断能力。能够被结构状态监测系统监测出的结构状态类型应包括结构所处环境温度、损伤及其扩展、应力、应变和载荷等。此外,应该在测量前强制性激活系统的自检功能,自动检查系统操作性能和完整性,特别要确认传感器数据的完整性,以保证不会采集到无效数据。

在设备数据采集、存储与处理方面,设备的数据采集频率和时间间隔应可由用户根据监测需求进行设定;设备内

置GPS授时模块，具有锁相石英频率标准，使设备数据与飞机系统实现时间同步；信号输出及数据传输满足监测需求，至少应包括数据采集时间、传感器编号、能够反映结构状态信息的有效数据。

电气方面，结构状态监测系统属于机载电子电气设备，所以应满足CCAR-25-R4中F分部“设备”中的总则以及电气系统和设备的要求。在满足结构状态监测功能要求的前提下，将设备耗电量降至最低；任何形式的内部供电中断和直流电源极性反转都不能对设备造成损坏；设备不会受到其他机载系统的电磁干扰，也不会对任何其他系统造成干扰。

3.2 环境要求

根据飞机需求，飞机分为若干舱段，这些飞机舱段根据功能的不同，其环境条件也不同，环境类型可分为增压温度控制区、增压温度部分控制区、非增压非温控区等，E-E（电子电气设备）舱属于气密舱，用于安装飞机各系统的电子和电气设备，具有较高的环境控制和维修性要求[8]。结构状态监测设备建议安装在E-E舱内，因为其环境要求相对较低，需要满足的环境试验项目相对较少。但也可根据就近原则，将监测设备安装在监测对象附近的舱段，具体的环境测试要求要根据相应舱段的环境条件来确定。根据RTCA/DO-160G《机载设备环境条件和测试程序》的要求，以安装在E-E舱的机载设备为例，需要完成的环境测试试验见表3。

3.3 可靠性要求

与传感器、线缆和接头相似，设备的可靠性也应满足在飞机服役环境条件下能较长时间稳定工作的要求。设备的可靠性要求要依据GJB899A—2009标准进行可靠性验证。进行可靠性试验统计方案研究，针对设备可靠性试验要求，确定可靠性试验的统计方案，并进行综合环境试验设计，开展综合环境试验的任务剖面、环境剖面和试验剖面的研究，确定设备使用中的环境条件，据此确定电应力、振动应力、温度应力和湿度应力，并完成综合环境试验，对设备进行可靠性评估，最终完成设备的开发、改进和定型。

表3 机载设备环境测试要求[9]

Table 3 Environment tests of airborne equipments

序号	环境类型		环境要求
1	温度-高度（A2类）	低温耐受	-55℃
2		低温工作	-15℃
3		高温耐受	85℃
4		高温工作	70℃
5		高度试验	4.6km
6		减压试验	15s内降到11.60kPa
7		过压试验	170 kPa
8	温度变化（B类）	-	-15~70℃，温度变化率最小5℃/min
9	湿热试验（A类）	-	高温(50±2)℃、湿度(95±4)%，两个循环
10	工作冲击和坠撞安全试验（A类）	工作冲击	冲击加速度峰值6g，脉冲持续时间11ms
11	振动试验（S类）	-	标准随机振动曲线
12	防水性试验（Y类）	防冷凝水试验	-10~40℃，湿度85%

3.4 安全性要求

结构状态监测系统硬件作为机载电子电气设备，其安全性需要符合CCAR-25-R4中第1309条款“设备、系统及安装”的要求，该条款是整个飞机及系统安全性的基础，对机载系统和设备的安装、不同失效状态发生的概率、故障告警等方面提出了通用要求。设备自身的失效或故障可能会对飞行安全产生影响，因此需要在设备安全性评估过程中对其失效模式和影响、失效状态类别及安全性需求、系统失效-安全架构设计进行评估。设备的安全性要求即使在失效状态下，设备也不能对飞机安全造成任何负面影响；不能对任何乘客和机组人员造成任何危险；不能对其他零部件或结构造成损伤或污染；当设备集成在结构中时，不显著降低材料结构的完整性（如当需要钻孔安装时）。

3.5 维修性要求

机载设备受到环境变化及飞机的振动等影响可能发生故障，导致状态监测系统失效，此时则需要对设备进行维修或更换。为了满足设备的维修性要求，在设备的设计阶段就要考虑到其维修性，不但需要设备具有自我检测和故障诊断功能，还要使其容易安装、维修和更换[10]。提高设备的小型化和模块化设计，便于维修更换发生故障的部件。例如，结构状态监测设备应具备信号发生模块（主动式设备）、信号采集模块、通道切换模块、信号调理模块、采集控制模块和数据存储模块等，任何模块发生故障时都应当可以单独进行维修或更换。

4 安装要求

将符合要求的传感器、线缆、设备等硬件集成于飞机上，完成结构状态监测系统的安装。安装质量的好坏将直接影响状态监测数据精度及飞行安全[11]。结构状态监测系统安装主要分为传感器布设与安装、线缆敷设和设备安装。

4.1 传感器布设与安装

飞行应用安装方案中的传感器布设与安装主要包括传感器布设、传感器安装和传感器检查等。

为了更好地达到测试目的和测试需求，往往需要针对被

测结构特性,设计及优化传感器布设方案,结构状态监测系统传感器具体布设要求如下:(1)传感器布设应该确保被测结构力学特性不受影响;(2)传感器构成的监测网络应满足可靠性要求;(3)在确保辨识精度和可靠性的条件下,应尽量减少传感器数量,最大限度降低对被测结构的负面影响和监测网络的复杂程度;(4)在测量关键区域时,适量增加传感器密度。

所以,针对安装结构受力特性和运动行程,结合结构状态监测系统传感器布设要求,应设计传感器布设方案,详细说明传感器位置、个数、备份情况、温度补偿信息等。传感器安装时应根据传感器布设方案,结合结构特性,给出传感器安装方案。详细说明传感器安装步骤、黏结剂选取类型及固化条件、传感器保护、注意事项等信息,建议选取常温常压固化类型的黏结剂,否则还需评估固化条件是否对被测结构有影响。传感器保护措施一般为硅胶保护。

为了确保安装于被测结构上的传感器能够进行有效监测,需要进行传感器检查,根据传感器特征指标对安装前后的传感器进行测试检查,确保传感器安装前及安装后性能完好。

4.2 线缆敷设

结构状态监测系统线缆敷设是指将从飞机被测结构传感器线缆引出端,到采集设备前端之间的线缆敷设到飞机上的流程。线缆安装主要包括线缆长度设计、分段设计、线缆敷设及线缆检查。

线缆敷设安装前,应根据飞机结构数模,估算出安装结构与监测设备之间的总长度,如果监测设备放置在飞机增压控温舱,则需要额外考虑穿舱线缆和穿舱后线缆的长度。长度设计时,应考虑冗余度。在线缆总长度确定后,要依据飞机结构对线缆进行分段设计,分段线缆之间用航插接头连接。以传感器安装在飞机平尾上的结构状态监测系统为例,图2为平尾到垂尾线缆敷设分段示意图,分段设计时将此段线缆共分成三段,第一段在平尾结构内部敷设,第二段在垂尾结构内部敷设,第三段是垂尾后端线缆敷设。

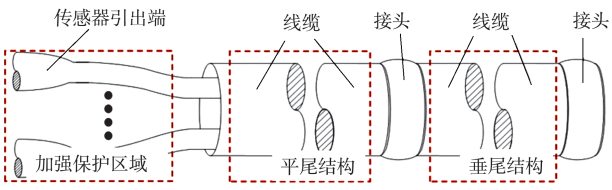

图2 线缆分段敷设设计

Fig.2 Cable section laying design

线缆敷设时,从传感器引出端第一个分支点开始就逐一用卡箍或系带进行固定,其中捆扎或固定间距建议选取为0.25~0.3m。在固定线缆时,应确保平顺、避免交叉、不得扭曲,两个固定点之间的线缆不允许过紧或过松。由于安装于结构上的传感器引出端线缆较细,在与其他传感器的分支线束合并前,应做好保护工作[12]。如图2所示,平尾结构前的传感器引出端即为需要进行额外保护的区域。当线缆敷设需进行穿舱时,需将所有线缆敷设完成后,适当调节穿舱线缆位置,防止由于某一端过紧而造成线缆应力过大,调节好之后再将穿舱孔进行密封。

线缆敷设前应先进行全面检查,确保敷设线缆完好,符合设计要求,同时还应检查飞机上线缆的敷设路径,确保实施的可行性。当线缆敷设完成后,还应对线缆是否能够正常传输信号进行检查。若信号传输正常,则表示线缆敷设成功,若信号传输异常,则采用逐级排查法进行筛查,以靠近设备端的线缆为第一级,以传感器引出端为最后一级,逐级向下检查,替换异常线缆。以共二级线缆为例,逐级排查法流程图如图3所示。

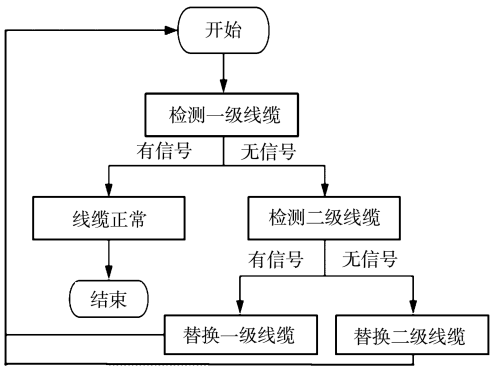

图3 线缆敷设完成后的逐级排查确认

Fig.3 Check and confirm step after cable laying

4.3 设备安装

结构状态监测设备安装时,需将设备固定到飞机上并连接电源,确保设备能够正常采集传感器信号,安装过程分为机械安装和电气安装。

结构状态监测设备机械安装前,应设计设备安装方式、安装尺寸、安装位置等。机械安装时,应选取满足强度、长度和直径要求的螺栓或螺钉,以保证能够承受飞行中出现的最大过载;应选取合适的设备支撑件(如支板和托架等),使其具有足够的强度和刚度,保证在飞机所有飞行状态下均能对设备提供固定支持;监测设备周围应留有足够的空间,保证设备通风和安装可达性。

结构状态监测设备电气安装前,根据飞机电力系统电源特性设计设备接线接头和与机载电源对接的方式。电气安装的绝缘电源线敷设时不能干扰飞机上的其他线缆。如果监测设备还有其他模块需要和飞机对接,应在设备安装时一并实施。如结构状态监测设备需要与飞机GPS信号同

步，应提前确认飞机GPS输出信号格式和输出接头类型，准备相应的对接线缆，在设备安装时一并进行敷设。

另外，在满足监测需求的同时，确定了设备安装区域后，不仅要考虑设备本身所需的安装空间，还要考虑到相关线缆和接头插拔所需要的路径和空间，以及维护维修和更换设备时使用工具所需要的必要空间，确保不与邻近的飞机结构和设备发生干涉，满足维护维修的可达性要求。

5 结论

本文对结构状态监测系统在民机应用中涉及的传感器、黏结剂、线缆、接头及设备等若干应用问题和关键技术进行了简要的分析，得出如下结论：

（1）系统应达到一定的性能要求，使其能够以较高的准确性和精度对结构的状态进行监测，以提高飞行安全性。

（2）系统应满足一定的环境试验要求，并按照相关标准规范进行环境测试，具体试验项目和测试条件根据系统安装位置进行确定。

（3）系统应满足一定的可靠性要求，在飞行环境条件下能够以较高的准确性和稳定性长时间地实现状态监测功能。

（4）系统应满足一定的安全性要求，即使在失效的状态下也不能对飞行安全造成任何负面影响；系统应满足一定的维修性要求，能够方便快捷地进行自诊断，发现故障点，并能进行及时维修或更换，保证正常的监测功能。

（5）在进行系统安装前，要进行充分的设计规划，实施安装时，要在对飞机结构不造成负面影响的前提下，满足系统安装要求，保证实现系统正常监测功能。 AST

参考文献

[1] DO-160G Environmental conditions and test procedures for airborne equipment[S]. USA：RTCA，2010.

[2] 广州电器科学研究院. GB/T 2423.25—2008 电工电子产品环境试验[S]. 北京：中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局，中国国家标准化管理委员会，2008.
Guangzhou Electric Appliance Research Institute. GB/T 2423.25—2008 Environmental testing for electric and electronic products[S]. Beijing: General Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the People's Republic of China, China National Standardization Administration, 2008. (in Chinese)

[3] 中国人民解放军总装备部电子信息基础部标准化研究中心. GJB 899A—2009 可靠性鉴定和验收试验[S]. 北京：中国人民解放军总装备部，2009.
Standardization Research Center of Electronic Information Foundation Department of General Equipment Department of the People's Liberation Army. GJB 899A—2009 Reliability testing for qualification and production acceptance[S]. Beijing: General Equipment Department of the People's Liberation Army, 2009. (in Chinese)

[4] 中华人民共和国航空工业部. HB 6139—1987 航空机载设备可靠性试验（鉴定和验收）[S]. 北京：中华人民共和国航空工业部，1987.
Ministry of Aviation Industry of the People's Republic of China. HB 6139—1987 Reliability testing (identification and acceptance) of airborne equipments [S]. Beijing: Ministry of Aviation Industry of the People's Republic of China, 1987. (in Chinese)

[5] 中国民用航空局. CCAR-25-R4 运输类飞机适航标准[S]. 北京：中国民用航空局，2011.
CAAC. CCAR-25-R4 Airworthiness standard of transport aircraft [S]. Beijing: CAAC, 2011. (in Chinese)

[6] 党举红. 新研机载设备的轻量化设计方法[J]. 航空科学技术，2017, 28(12):19-23.
Dang Juhong. Light weight design method of newly-developed airborne equipment[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(12): 19-23. (in Chinese)

[7] 王泽宇. 航空装备研制中的限成本设计[J]. 航空科学技术，2017, 28(12):61-64.
Wang Zeyu. The cost-limit-design in the development of aeronautic equipment[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(12): 61-64. (in Chinese)

[8] 田瑞娜. 民用飞机电子电气设备舱布置方法研究[J]. 科技信息，2013(18):410-411.
Tian Ruina. Study on layout method of electronic and electrical equipment cabin of civil aircraft [J]. Science and Technology Information, 2013(18): 410-411. (in Chinese)

[9] 王志刚，戴柏林. 航空环境与机载设备环境试验规范的制定[C]// 2008第六届电子产品防护技术研讨会，2008.
Wang Zhigang, Dai Bolin. Formulation of environmental test specifications for aviation environment and airborne equipment [C] // Proceedings of the 6th Symposium on Electronic Product Protection Technology, 2008. (in Chinese)

[10] 姚尧. 设备安装设计在民用航空电子电气设备架中的分析[J]. 科技与创新, 2016(20):77-78.
Yao Yao. Analysis of equipment installation design in civil avionics equipment rack [J]. Science and Technology and Innovation, 2016(20): 77-78. (in Chinese)

[11] 航空工业综合技术研究所. HB 7672—2000 飞机试飞改装通用要求[S].北京: 国防科学技术工业委员会, 2000.
AVIC China Aero-polytechnology Establishment. HB 7672—2000 General requirements for aircraft testing and modification [S]. Beijing: National Defense Science and Technology Industry Commission, 2000. (in Chinese)

[12] 中国飞行试验研究院, 中国航空综合技术研究所. GJB 1476A—2006 飞机试飞测试系统改装通用要求[S].北京: 国防科学技术工业委员会, 2006.
China Research Institute of Flight Testing, China aero-polytechnology Establishment. GJB 1476A—2006 General requirements for aircraft testing system modification[S]. Beijing: National Defense Science Technology and Industry Commission, 2006. (in Chinese)

（责任编辑 王为）

作者简介

高丽敏(1983–)女,博士,研究员。主要研究方向:复合材料及其结构状态监测技术。

Tel:010-57808823

E-mail:gaolimin@comac.cc

杨海楠(1988–)男,硕士,工程师。主要研究方向:结构状态监测设备设计及验证技术。

赵琳(1982–)女,博士,高级工程师。主要研究方向:结构状态监测传感器设计及验证技术。

马超(1992–)男,硕士,助理工程师。主要研究方向:结构状态监测信号采集及处理技术。

庞炜涵(1992–)男,硕士,助理工程师。主要研究方向:适航符合性分析及验证技术。

鲁明宇(1983–)女,博士,高级工程师。主要研究方向:基于状态监测的结构优化及减重技术。

张君一(1979–)女,博士,研究员。主要研究方向:安全性及可靠性技术。

朱凯歌(1986–)男,博士,高级工程师。主要研究方向:基于压电传感器的损伤监测技术。

Issues and Key Technologies in Flight Application of Structural Condition Monitoring Technology

Gao Limin[1,2,*], Yang Hainan[1,2], Zhao Lin[1,2], Ma Chao[1,2], Pang Weihan[1,2], Lu Mingyu[1,2], Zhang Junyi[1,2], Zhu Kaige[1,2]

1. COMAC Beijing Aircraft Technology Research Institute, Beijing 102211, China

2. Beijing Key Laboratory of Civil Aircraft Structure and Composite Materials, Beijing 102211, China

Abstract: In the whole life cycle of civil aircraft structure design, manufacturing, flight and ground maintenance, especially in the ground test and flight test of the structures, it is necessary to collect and process the data that can reflect the structure state, and to monitor and analyze the structure state in real time. In order to promote the application of structural condition monitoring technology, this paper studies the design and installation of sensors, adhesives, cables, connectors and equipment, analyzes the performance, environment, safety, reliability and maintainability requirements of the system, and puts forward the work to be completed and some countermeasures to realize the flight application, so as to solve the issues of structural condition monitoring system in aircraft application, promoting its application in flight test.

Key Words: structural condition monitoring; flight application; environmental requirements; reliability; safety; maintainability

Received: 2020-04-08; **Revised:** 2020-05-28; **Accepted:** 2020-06-10

***Corresponding author.Tel.**: 010-57808823 **E-mail**: gaolimin@comac.cc