



2017

中国航空学会系列出版物



第六届 民用飞机航电国际论坛 论文集

安向阳 余 策 主编

航空工业出版社

第六届民用飞机航电 国际论坛论文集

安向阳 余 策 主编

航空工业出版社
北 京

内 容 提 要

本书为2017年第六届民用飞机航电国际论坛论文集,包含会议遴选的论文101篇,主要内容为民用飞机航电系统及其相关技术的最新科研进展。

本书可供高等院校教师、研究生和本科生,航空航天电子以及相关领域的专业技术人员参考使用。

图书在版编目(CIP)数据

第六届民用飞机航电国际论坛论文集/安向阳,余策主编. --北京:航空工业出版社,2017.7

ISBN 978-7-5165-1245-6

I. ①第… II. ①安… ②余… III. ①民用飞机—航空电气设备—文集 IV. ①V242-53

中国版本图书馆CIP数据核字(2017)第150781号

第六届民用飞机航电国际论坛论文集

Diliujie Minyong Feiji Hangdian Guoji Luntan Lunwenji

航空工业出版社出版发行

(北京市朝阳区北苑2号院 100012)

发行部电话:010-84936597 010-84936343

北京京华虎彩印刷有限公司印刷

全国各地新华书店经售

2017年7月第1版

2017年7月第1次印刷

开本:889×1194 1/16

印张:33.5

字数:1133千字

印数:1—500

定价:98.00元

目 录

某型机燃油测量系统测试方法的研究	杨俊杰 (1)
23 部飞机综合模块化航电系统适航验证方法研究	宋成艳 (5)
一种用于 IMA 系统安全性综合分析的方法研究	陈旭双 (9)
综合模块化航电系统集成测试策略研究	陈旭双 (13)
飞机空速系统延迟特性研究与适航验证技术	宋 歌 (17)
民用机载维护系统发展初探	唐大鹏 (23)
综合模块化航电系统构型管理策略研究	徐见源 (26)
基于大数据技术民用飞机维护系统发展研究	马双云 (29)
面向大数据的民机状态监控系统关键技术研究	余 汇 曹 建 唐大鹏 (32)
民用飞机航线维修中机载维护系统作用浅论	曹 建 余 汇 (35)
基于 RTCA/DO - 178C 标准的机载软件研制过程研究	胡晓莉 孙景华 居 慧 (39)
基于 RTCA/DO - 178C 的机载软件数据耦合和控制耦合研究	孙景华 刘建方 童岳威 花 卉 (44)
失速保护系统容差研究	张兆亮 (49)
基于模型系统工程设计与机载系统开发研究	鞠文煜 付 昕 (53)
基于目标速度控制的民机起飞导引系统设计	邵 慧 岳 峰 沙力塔那提·包拉提 李栋成 (57)
可收放拖锥自动收放系统设计及关键技术分析	龙秀兵 徐 敦 (62)
在屏交互式航电人机接口技术简介	许 健 吴 磊 褚江萍 何 珂 (66)
基于 UML2.0 顺序图的高可信实时软件建模技术研究	刘传会 陈睿璟 黄河赞 张广泉 (71)
基于 MBSE 的 FADEC 控制软件需求建模技术研究	刘传会 杜 伟 狄名轩 (79)
等价类与边界值在航空发动机控制软件测试中的应用研究	单贵平 (86)
基于 ADS - 2 设备的航空发动机数控系统 RS422 通信仿真与自动化测试研究	王 栋 (92)
基于需求模型的测试数据分析工具	郝小蕾 徐神鹏 储 星 (98)
基于配置管理环境的自动发布技术	方 义 朱 烨 周 成 方 伟 (103)
航空发动机配套电子产品可靠性强化试验验证技术	高 阳 万里勇 翟 月 (107)
航空发动机子系统六性一体化设计技术	高 阳 刘慧娟 安燕霞 (112)
基于 PLC 的加温控制系统在涡轮试验中的应用与研究	王 东 梅 繁 刘建明 才彦双 (118)
民用飞机软件研制过程的构型标识研究	郝朝杰 (124)
无线电高度表测高可靠度提高的研究	张 翱 李大伟 王泉翔 (130)
一种机电管理系统控制的开放式和通用化设计方法	董鹏辉 车飞锋 李 强 张 楠 (133)
基于飞参协议适配器的通用飞参外场检测	
处理机设计	孟 伟 韩海青 江 舟 闫宝祝 王 琦 (138)
现代飞机飞行管理系统分析	钱向农 杨丰辉 孙 康 (142)
面向对象设计模式在航电显控软件开发中的应用	付 强 李柏瑞 (152)
基于 AMESim 的电静液刹车系统建模与仿真	李 强 (158)
基于大型运输类飞机虚拟训练系统的座舱压力控制系统仿真方法研究	王丽丽 (162)

一种机载航电数据记录系统的设计与实现	刘 钰 王昱月 何 理	(167)
城市飞行管理设计探讨	马 智 蒋汉杰 张 帅 张引妮	(172)
基于信号流的接口管理研究	程 刚	(177)
民机电传飞行控制系统鉴定试验 FRACA 方法研究	路 宽 刘正圆 何一强 孟宪锋	(181)
LRM 模块及其在航电系统中的应用研究	黄子林 卢正人	(188)
基于任务模型的新型民用飞机控制方法研究	崔玉伟	(192)
基于 PMMEL 的民机飞控系统签派可靠度计算	陈 洁	(198)
基于 STP 的民机维护功能软件需求验证方法	刘赛遥 曹睿婷 常 华	(205)
民用客机系统研制计划的管控与研究	赵 阳 刘 阳	(212)
民用航空电子产品直接维修成本分析与控制	于 沛 刘 鑫 李 莉	(216)
通用飞机飞行管理系统设计方法研究	缪炜涛 薛芳芳 王亮亮	(222)
无人直升机飞行数据采集及模型辨识研究	李雪源 马晓晨 韩 康 杨 佳	(228)
民用飞机传感器加温系统的研究及应用	钱海兵 贺慧敏 张恒瑞	(236)
飞机高强辐射场数值仿真分析	刘 刚	(244)
民用支线飞机 PBN 系统适航验证方法	张亚光	(249)
民用飞机机载维护系统故障诊断字定义研究	杨跃奇	(253)
综合电子备用仪表安全性分析探讨	王永鑫	(257)
基于 ARP 4754A 的航电系统设计研究	陈 雷 于 蒙	(262)
民用支线飞机飞控系统构架研究	陈 雷	(270)
浅析民用飞机大气数据及总 - 静压系统	赵恒坤	(278)
民用飞机机组告警系统浅析	于 蒙 陈 雷 马 亮	(284)
液压驱动装置类产品的随机振动疲劳计算方法	喻 琴 杨世彦 刘启华 李 刚	(289)
基于有限加速度测点数据预测抖振响应的方法	殷广强 安增勇 冉 钧 李 杰	(298)
A Novel Starter Control Design For More Electric Aircraft	Junzhe Wang Mingming Yin	(304)
Control Design for PMM-based Generator in More Electric Aircraft	Mingming Yin Junzhe Wang	(309)
分层次结构和单数据流向的飞行管理功能软件设计与实现	赵 倩	(314)
机载电子设备适航符合性验证分析	仓黎黎 王 玥 钱 君	(319)
基于 ASME Y14. 100 民用机载设备构型项标识的应用研究	朱海游 张爱国 翟 宁	(323)
基于混合监视技术的空中交通告警与防撞系统	翟 宁 史志举 钱 君	(327)
通用飞机综合航电系统研究	赵 健 曹 峰 张 杰 范 威	(332)
基于 Matlab/Simulink 平台的民用多电飞机储能系统建模仿真	陶思钰 王林玉	(337)
基于 SCADE 平台触摸操控方式的飞行管理系统 HMI 程序设计	李 立 尹彦清	(344)
支持四维航迹运行的航空通信研究	闫鑫阳 王 丹 齐 林 孙晓敏	(350)
民机航电系统试飞验证的现状与展望	刘 强	(355)
基于水平引导的航线跟踪技术研究	刘博文 孙晓敏 齐 林	(358)
机载语音控制系统综合验证平台开发	郭航宇 徐 克 原 帅	(363)
基于 VxWorks 653 中断响应机制的设计与实现	王 羽 洪 沛 王 冠	(368)
一种改进的航电数据加载系统的设计与实现	张 英 闫 乐	(375)
基于 VxWorks 653 操作系统的民机显示系统监控机制的设计与实现	景文君 励建东	(381)
基于 ASAAC 标准的通用型系统管理架构设计	张成成 王 震	(385)

基于 OMS 模型的高层 BIT 需求捕获方法研究	林谢贵 周元辉 刘经华 (389)
民用航空工业的设计质量保证	徐 芳 (395)
一种基于 VAIS 的民用飞机综合显示系统需求测试验证方法	张福凯 (399)
基于 VxWorks 653 的 IO 自动配置管理系统研究与应用	王 月 龚声民 王志宏 (404)
基于时间触发的通信构架在民用飞机配电系统中的设计与实现	徐庆飞 (413)
军用运输类飞机机载设备的适航管理	朱春晖 (418)
基于 Welch 法的功率谱估计算法仿真分析	张 强 肖 刚 (423)
高密度机场终端区多阶段流量管理快速推演仿真系统研究	李印凤 傅子涛 阮 昌 (429)
多雷达协同监视关键问题研究	毛 亿 童 明 郭宝华 (434)
Assessment of Wireless Technology for Use in Civil	
Aircraft Data Network	Xin Wang Jinsong Zheng Cun Li Jiusheng Yin (438)
民用飞机航电系统高寒试验研究	肖 妮 曹红旗 (444)
民机 RNP 运行能力飞行试验技术	张少莉 汤恒仁 (449)
民用飞机试验采集系统数据传输方法研究	蔡 芳 (454)
某型平视显示器系统组合仪避撞功能试验研究	王亚锋 苗 娟 杨 欢 (458)
基于 SOC 的北斗导航接收机系统设计	孔令杨 张向阳 孙成立 (463)
ARINC 429 总线在大气数据计算机测试中的应用	边海关 (469)
某型机直流电源系统发电机不并网故障分析	姜水艳 (473)
大型飞机飞行指引控制律设计与验证	杨 汀 高亚奎 (478)
低空综合服务保障系统的研究与实现	胡文娟 张 翔 陈俊杰 (482)
机载娱乐系统网络技术研究	寇含军 廖达科 (488)
基于 U-Test 平台的航电系统集成验证环境设计	曾 锋 (494)
民机航电系统适航研制中的问题与思考	辜迎佳 吴 斌 (498)
浅析低空空管系统测试用例设计方法	刘春容 (503)
通航飞行服务站远程监控方案研究	邹健飞 苏向东 (508)
满足适航要求的数据追踪与变更控制方法研究与应用实践	王云明 (513)
基于机载设备的适航取证分析	李 鹏 包 欢 郝杰民 (516)
技术状态管理在民机体系中的应用	包 欢 李 鹏 郝杰民 (523)

某型机燃油测量系统测试方法的研究

杨俊杰

(航空工业哈飞公司, 哈尔滨, 150066)

摘要: 本文简要介绍了燃油测量系统的功能和组成, 详细介绍了某型机燃油测量系统的测试方法。建立了燃油测量系统的模拟测试方法, 通过对其进行装机前测试, 可避免因误判断返厂造成的浪费现象。

关键词: 燃油测量系统; 模拟; 检测

Abstract: The article introduced briefly the function and the form of fuel measure system, and introduced in detail fuel measure system test method in some type of the helicopter. We can build a simulation test method of fuel measure system. Based on the test before installed in some type of the helicopter, we can avoid the waste phenomena because of the mistakenly estimate.

Key Words: Fuel Measure System; Simulation; Test

引言

燃油测量系统是飞机、直升机的一个重要组成部分, 它主要包括油量传感器、油量表放大器及油量指示器。燃油测量系统提供有关油箱内所储存的油量数据。油量信息是驾驶员在飞行中, 尤其是远距离飞行时判度的一个重要数据。因此装机前必须对其进行测试, 保证其性能良好, 否则会影响整个系统的工作, 进而导致飞机、直升机事故的发生。

1 燃油测量系统的功能和组成

燃油测量系统由油量传感器、油量表放大器和油量指示器组成。

油量传感器提供有关油箱内所储存的油量数据。传感器是一个电容器, 其内外管表面的铜镀层构成了极板, 电容器的介质即为燃油和周围的空气。油量表放大器将油量传感器电容量的变化量进行处理后, 输出与油量成正比的直流电压给油量指示器。

2 燃油测量系统的测试方法

为了保证燃油测量系统能在飞机、直升机上正常工作, 对某型机燃油测量系统各组成部分进行研究, 建立了相应的模拟测试方法。

某型直升机的燃油测量系统主要由油量传感器 GUC-46/1、GUC-46/2 与 GUC-46/3, 双通道油量表放大器 FUC-46D 与油量指示器 2ZUC-46D 组成。

2.1 油量传感器的检测

由于油量传感器本身是一个电容器, 要对其进行测试, 只需检测其电容值即可。为此, 我们用一台电容测量仪就能对其进行测试。其测试原理如图 1 所示。

某型直升机燃油测量系统油量传感器包括 GUC-46/1、GUC-46/2 和 GUC-46/3 三种传感器。通过电缆将电容测量仪分别与这四种传感器相连, 测量其初始电容值。为实现电容初始值的精准测量, 须做好电磁干扰的防护处理。

将 475 电容测量仪量程置 PF 挡, 分别测量其初始电容值。按下电源开关, 开始测试: GUC-46/1 的电容实测值应为 (34.5 ± 0.8) pF; GUC-46/2 的电容实测值应为 (36.25 ± 0.8) pF; GUC-46/3 的电容实测值应为 (21.9 ± 0.8) pF。

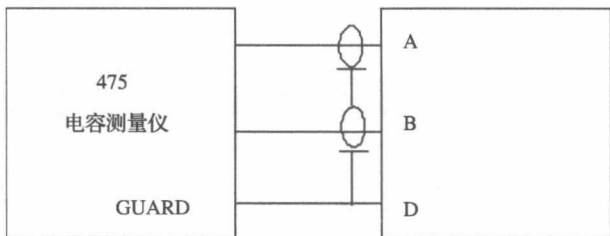
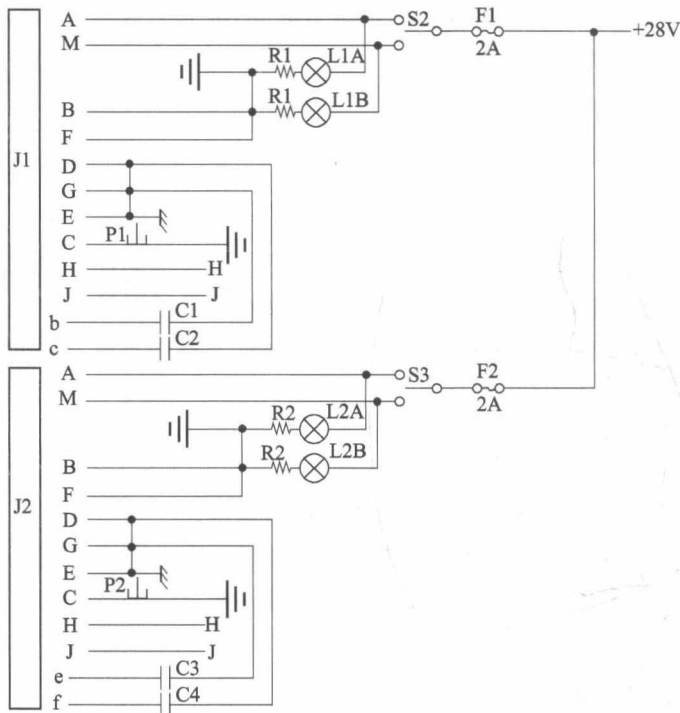


图1 油量传感器测试原理图

2.2 油量表放大器的检测

对油量表放大器的检测，须用本人研制的油量表放大器试验器对其进行测试。

FUC-46D 双通道油量表放大器将油量传感器电容信号变化转化为输出电压，放大后将其传输给油量指示器。双通道油量表放大器试验器用于对双通道油量表放大器进行性能测试。对规定输入电容情况下的输出电压值进行检测，检查双通道油量表放大器的测试输出情况。其测试原理如图2所示。



C1 为 58.8pF, C2 为 115pF, C3 为 45pF, C4 为 90pF

图2 油量表放大器测试原理图

2.2.1 测试连接

(1) 通过电缆 J1、J2 连接试验器与被测部品。J1 用于实现通道 1 的测试，J2 用于实现通道 2 的测试。

(2) 同轴电缆 J3 标有“G”的一端连接至试验器的“G”测试孔（电容信号地），标有“E”的一端连接至试验器的“E”测试孔（屏蔽地）；另一端分别连接至试验器面板标有“58.8pF”“115pF”（用于模拟通道 1 空油、满油时的电容信号）、“45pF”“90pF”（用于模拟通道 2 空油、满油时的电容信号）的左端处。

(3) 将同轴电缆 J4 的一端分别连接至试验器面板标有“58.8pF”“115pF”“45pF”“90pF”的右端处，另一端连接至油量表放大器通道 1/通道 2 的 BNC 插座上。

2.2.2 试验前检查

试验器各开关位置如下：开关 S2 置于中立位置；开关 S3 置于中立位置。

2.2.3 通道 1 检查

同轴电缆 J3 中标有“G”的一端连接至试验器“CHANNEL 1”中“G”测试孔，标有“E”的一端

连接至试验器“CHANNEL 1”中“E”测试孔。将标有“J3”的电缆连接至试验器通道 1 空油 BNC 插座上，即试验器面板上“58.8pF”处。

将同轴电缆 J4 的一端连接至试验器通道 1 空油 BNC 插座上，即试验器面板上“58.8pF”处；另一端连接至油量表放大器通道 1 的 BNC 插座上。将 S2 置于“1”的位置，L1A 灯燃亮，将通道 1 方式选择开关“TOTAL/SUB”置于“SUB”位置，用数字电压表检测通道 1 的 H、J 测试孔，并用绝缘螺丝刀在通道 1 左侧空载调试孔中调空载值，使数字电压表测试电压在 0 ~ 50mV DC 之间。将开关 S2 置于中立位置。

将 S2 开关置于“2”位置，L1B 灯燃亮，将通道 1 方式选择开关“TOTAL/SUB”置于“SUB”位置，用数字电压表检测通道 1 的 H、J 测试孔，并用绝缘螺丝刀在通道 1 左侧空载调试孔中调空载值，使数字电压表测试电压在 0 ~ 50mV DC 之间。将开关 S2 置于中立位置。

将标有“J3”的电缆连接至试验器通道 1 满油 BNC 插座上，即试验器面板上“115pF”处。将同轴电缆 J4 的一端连接至试验器通道 1 满油 BNC 插座上，即试验器面板上“115pF”处；另一端连接至油量表放大器通道 1 的 BNC 插座上。将 S2 置于“1”的位置，L1A 灯燃亮，将通道 1 方式选择开关“TOTAL/SUB”置于“TOTAL”位置，用数字电压表检测通道 1 的 H、J 测试孔，并用绝缘螺丝刀从通道 1 右侧满载调试孔中调满载值，使数字电压表测试电压在 4.95 ~ 5.05V 之间；此时按压测试按钮“P1”，数字电压表应指示的电压不大于 0V。将开关 S2 置于中立位置。

将 S2 开关置于“2”位置，L1B 灯燃亮，将通道 1 方式选择开关“TOTAL/SUB”置于“TOTAL”位置，用数字电压表检测通道 1 的 H、J 测试孔，并用绝缘螺丝刀从通道 1 右侧满载调试孔中调满载值，使数字电压表测试电压在 4.95 ~ 5.05V 之间。此时按压测试按钮“P1”，数字电压表应指示的电压不大于 0V。测试完毕后，关闭电源。

通道 2 检查的测试过程同通道 1。

油量表放大器的性能指标如表 1 所示。

表 1 油量表放大器检查表

1. 电压测试	左通道	空载	电容值：58.8pF	电压值：0 ~ 50mV
		满载	电容值：115pF	电压值：4.95 ~ 5.05V
	右通道	空载	电容值：56.3pF	电压值：0 ~ 50mV
		满载	电容值：112pF	电压值：4.95 ~ 5.05V
2. 按压测试	不大于 0V			

2.3 油量指示器的检测

当直升机燃油油箱内的油量变化时，电容式传感器的电容量也随之变化，经油量表放大器将电容量变换为 0 ~ 5V 的直流电压信号，该信号被输入到油量指示器 A/B、E/F 输入端，A/D 模数转换电路将该直流电压信号变换成相应的数字信号，经过光电耦合电路送往译码驱动电路，在数码管上显示出燃油油箱的剩余油量（kg）。

对油量表指示器的检测，须用本人研制的油量指示器试验器对其进行测试。其测试原理图如图 3 所示。

2.3.1 通道 1 检查

将信号电源 +、- 端分别与试验器通道 1 部分中 A +、B - 端连接，数字电压表接入 1、2 信号测量孔处，即用数字电压表检测输入电压（V），将试验器 S1 开关由中立置于向上位置。L1 指示灯燃亮。按规定输入电压（V）调直流稳压电源显示值与标准值相符，测毕把输入电压调至 0V，关闭电源。

2.3.2 通道 2 检查

将信号电源 +、- 端分别与试验器通道 2 部分中 E +、F -

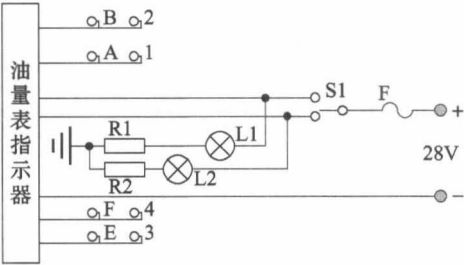


图 3 油量指示器测试原理图

端连接，数字电压表接入 3、4 信号测量孔处，即用数字电压表检测输入电压（V），将试验器 S1 开关由中立置于向上位置。L1 指示灯燃亮。按规定输入电压（V）调直流稳压电源显示值与标准值相符，测毕把输入电压调至 0V，关闭电源。

2.3.3 显示质量检查

油量指示器具有自动感光功能：用手在其附近晃动，使光线发生变化，数码管显示亮度应能随之改变。

油量指示器的性能指标如表 2 所示。

表 2 油量指示器检查表

左组	显示值/kg	0	100	200	300	400	470
	直流电压值/V	0	1.06	2.12	3.18	4.25	5.00
	误差/mV	25	85	170	250	340	400
右组	显示值/kg	0	100	200	300	400	470
	直流电压值/V	0	1.06	2.12	3.18	4.25	5.00
	误差/mV	25	85	170	250	340	400
显示质量	显示（左）			显示（右）			

3 总结

通过不断探讨与研究燃油测量系统的检测方法，使我们对燃油测量系统有了更加深入的理解，积累了较多的工作经验。随着我国现代航空技术的发展，机载设备所提供的飞行信息越来越丰富，这对燃油测量系统测试方法的研究提出了更高的要求。

参考文献

- [1] 阎石. 数字电子技术基础 [M]. 北京：高等教育出版社，2006.
- [2] GUC-46/1、2、3 油量表传感器机载设备维护手册，1995.
- [3] FUC-46D 油量表双通道放大器机载设备维护手册，1993.
- [4] 2ZUC-46D 油量表指示器机载设备维护手册，2003.

作者简介：

杨俊杰（1978— ），女，硕士，高级工程师。研究方向：航空器综合保障技术。

Tel: 0451-86583480, 18646325775

e-mail: yjj-leaf@163.com

23 部飞机综合模块化航电系统适航验证方法研究

宋成艳

(航空工业哈飞公司, 哈尔滨, 150066)

摘要: 本文从四个大的方面研究 23 部飞机综合模块化航电系统适航验证方法。首先明确 23 部飞机综合模块化航电系统适航验证流程, 然后给出 23 部飞机综合模块化航电系统适航验证要素, 接着总结出 23 部飞机综合模块化航电系统中国民用航空局 (CAAC) 适航审查要点, 最后提炼出 23 部飞机综合模块化航电系统美国联邦航空局 (FAA) 重点关注问题及申请人解决思路。

关键词: 流程; 要素; 审查要点; 重点关注问题

Abstract: The text researches the compliance verification method of integrated modular avionics for part 23 aircraft from four great aspects: First, the compliance verification flow of integrated modular avionics for part 23 aircraft is confirmed. Second, the compliance verification elements of integrated modular avionics for part 23 aircraft are given. Third, the CAAC essentials for examination of integrated modular avionics for part 23 aircraft are summarized. Finally, the FAA issues for special attention and proposer solutions of integrated modular avionics for part 23 aircraft are epurated.

Key Words: Flow; Element; Essential for Examination; Issues for Special Attention

引言

安装综合模块化航电系统是 23 部飞机的发展趋势, 但是国内对其航电系统的适航验证还停留在传统航电系统的适航验证上, 缺少综合模块化航电系统适航验证的方法和经验。因此, 需要一个通用的符合适航当局适航要求的 23 部飞机综合模块化航电系统适航验证方法进行指导。

1 23 部飞机综合模块化航电系统适航验证流程

首先, 申请人向局方提出型号合格证的应用, 局方对应用进行受理。局方责任审定单位与申请人共同确定综合模块化航电系统适用的审定基础, 申请人编写合格审定计划 (CP) 草案。合格审定计划是一份动态文件, 将随着项目的进展而细化完善, 每完善一版都需要与审查代表先行沟通, 然后双方签字确认。

其次, 申请人向局方责任审定单位提交综合模块化航电系统合格审定计划中所列的每个适航条款的符合性说明文件, 局方责任审定单位对这些文件进行审批。条款的符合性说明文件也是一份动态文件, 也随着项目的进展而细化完善, 审查代表仅需要对最终版本的符合性说明文件进行审批。

然后, 申请人向局方责任审定单位提交综合模块化航电系统的符合性验证文件, 局方责任审定单位对这些验证文件进行审批。符合性验证文件的类型与符合性方法是对应的, 不同的符合性方法对应的验证文件类型如表 1 所示。

表 1 符合性方法与验证文件类型对应表

符合性方法	验证文件类型	符合性方法	验证文件类型
MC0—符合性声明	—	MC5—地面试验	机上地面试验大纲、报告
MC1—说明性文件	图样、顶层设计文件、需求文件、符合性说明文件、随机审定设备说明文件、系统说明文件等	MC6—飞行试验	飞行试验大纲、报告

表 1 (续)

符合性方法	验证文件类型	符合性方法	验证文件类型
MC2—分析/计算	分析报告、计算报告	MC7—航空器检查	航空器检查大纲、报告 驾驶舱检查大纲、报告
MC3—安全评估	安全性分析报告	MC8—模拟器试验	模拟器试验大纲、报告
MC4—实验室试验	实验室试验大纲、报告	MC9—设备合格性	设备合格证、试验报告等

如果某个条款的所有符合性验证文件均被批准,那么该条款的符合性说明文件就可以批准了,该条款也就可以关闭了。所有条款都关闭后,申请人向局方责任审定单位提交符合性检查清单,局方责任审定单位对符合性检查清单进行批准。

最后,申请人完善随机文件中综合模块化航电系统的相关内容。随机文件的过程版本和最终版本提交局方责任审定单位进行审批。

2 23 部飞机综合模块化航电系统适航验证要素

23 部飞机综合模块化航电系统适航验证有四个要素:硬件适航验证、软件适航验证、人机因素适航验证和验证试验适航验证。

2.1 硬件适航验证

综合模块化航电系统越来越多地使用复杂电子硬件,尤其是客户化的可编程逻辑器件,这给适航性设计和审定带来了挑战。机载电子硬件的安全性水平由美国航空无线电技术委员会(RTCA)的 DO-254 标准《机载电子硬件设计保证指南》来保证。FAA 通过咨询通告 AC 20-152 认可了这部标准,申请人可采用此标准作为客户化的可编程逻辑器件对适航要求的符合性。CAAC 目前虽未颁布相关的咨询通告或程序,但在新研制的飞机项目中,一般局方会与申请方达成一致,明确以 DO-254 作为 1301 和 1309 条款的符合性方法之一。

2.2 软件适航验证

综合模块化航电系统的功能越来越多地依靠软件来完成,因此局方越来越关注机载设备软件的合格审定。与硬件的合格审定类似,机载电子设备软件的安全性水平由 RTCA 的 DO-178 标准《机载系统和设备合格审定中的软件考虑》来保证。FAA 通过咨询通告 AC 20-115B 认可了这部标准,申请人可采用此标准作为机载设备软件对适航要求的符合性。CAAC 通过咨询通告 AC 21-02 也认可了这部标准,因此在新研制的飞机项目中,申请人采用 DO-178 作为 1301 和 1309 条款的符合性方法之一。

2.3 人机因素适航验证

人机因素在综合模块化航电系统设计中是十分重要的,人机因素考虑得全面、运用得好,将会极大地提高人机工效,减轻驾驶员工作负担。因此,局方对综合模块化航电系统设计中人机因素的合格审定尤为重视。基于人在飞行中的重要作用,FAA 制订了一份 23 部小飞机人机因素取证计划评估指南,要求申请人制订一份人机因素合格审定计划(HFCP),确保人机因素在审定过程中得到充分考虑和评估。申请人和审查代表基于双方认可的人机因素合格审定计划开展人机因素审定工作。综合模块化航电系统设计应从方案阶段就开始进行人机因素要求、验证、分析等工作,并贯穿于综合模块化航电系统设计全过程,通过反复迭代,达到适航审定要求。

2.4 验证试验适航验证

试验作为适航条款符合性方法之一,同样适用于综合模块化航电系统。试验分为实验室试验、地面试验、飞行试验和模拟器试验,常用的是地面试验和飞行试验。FAA 发布的咨询通告 AC 23-8B 对 23 部飞机的飞行试验进行了相关指导。

3 23 部飞机综合模块化航电系统 CAAC 审查要点

23 部飞机综合模块化航电系统 CAAC 适航审查过程中,审查要点有以下四个方面。

3.1 硬件适航审查方面

对于国外设备,申请人一般要求研制厂家取得 TSO 批准,所以综合模块化航电系统硬件适航验证方面的很大一部分工作是由 FAA 完成的,这有利于 23 部飞机取得 FAA 型号合格证。CAAC 在硬件适航审查方面的审查要点主要是对已取得 TSOA 的设备进行设计认可批准(VDA)和对随机审定设备进行审查。申请人在申请 FAA 型号合格证时,FAA 与 CAAC 签订协议,对于 FAA 批准的 TSO 设备,CAAC 进行 VDA 即可。但对于未与 CAAC 签订协议的其他民航安全局批准的 TSO 设备,CAAC 并不认可,仍须进行随机审定。对于随机审定设备,申请人需要按照审查代表要求提供所有相关的材料。

3.2 软件适航审查方面

CAAC 在 23 部综合模块化航电系统软件适航审查方面的审查要点主要是对综合模块化航电系统的非 TSO 功能进行审查。CAAC、FAA、申请人及系统厂家在非 TSO 功能适航审查方面的分工和职责如下:

(1) 系统厂家明确非 TSO 功能项目和验证方法以及非 TSO 功能项目性能要求,并向 FAA 适航审查部门提交所有 TSO 相关的材料,申请人对非 TSO 功能的验证作为 TSO 相关材料的一部分。

(2) 申请人负责对非 TSO 功能项目进行验证,并编制非 TSO 功能项目验证程序和结果,提交给 CAAC,并协调 CAAC 评估和接受非 TSO 功能项目验证程序和结果。

(3) CAAC 负责审查、评估并接受申请人提交的非 TSO 功能项目验证程序和结果,然后将验证程序和结果提供给 FAA 小飞机办公室。

(4) FAA 小飞机办公室作为 CAAC 和 FAA 适航审查部门联络员,接受来自 CAAC 的非 TSO 功能项目验证程序和结果并进行审查,之后提交给 FAA 适航审查部门。

FAA 适航审查部门在 TSO 批准之前接受由 FAA 小飞机办公室提交的经 CAAC 评估后的非 TSO 功能项目验证程序和结果,并最终向系统厂家颁发 FTSOA。然后,FAA 适航审查部门将系统厂家的 FTSO 的 VDA 申请转交给 CAAC,CAAC 对其进行审查并批准。

综合模块化航电系统很多主要的功能是通过软件来实现的,为了减少适航审查时对由软件实现的功能提出的更改,综合模块化航电系统在进行详细设计评审时,可适当邀请局方适航审查相关人员参与评审。

3.3 人机因素适航审查方面

申请人要编写一份人机因素合格审定计划,对综合模块化航电系统人机因素的适航验证进行详细阐述。23 部飞机综合模块化航电系统人机因素涉及的适航条款主要有 23.1311、23.1321、23.1322、23.1367 和 23.1381 条,其适航验证可综合使用符合性说明、航空器检查和飞行试验的方法。CAAC 首先对申请人提供的图样、符合性说明文件、构型描述、相似性声明等材料进行评估,然后通过航空器检查和驾驶舱检查对综合模块化航电系统人机因素进行评估,最后通过目击试飞和亲自试飞对综合模块化航电系统人机因素进行评估。

3.4 验证试验适航审查方面

CAAC 在 23 部飞机综合模块化航电系统验证试验适航审查方面的审查要点主要是:审查并批准综合模块化航电系统的地面试验大纲和飞行试验大纲,目击重要的地面试验和/或飞行试验,亲自试飞,审查并批准地面试验报告和飞行试验报告。

4 23 部飞机综合模块化航电系统 FAA 重点关注问题

23 部飞机综合模块化航电系统 FAA 适航审查过程中,重点关注以下几个问题。

4.1 综合模块化航电系统的电路保护

申请人提供综合模块化航电系统电路保护的等效安全。等效安全的内容首先详细阐述综合模块化航电系统核心处理单元的内部模块结构,然后重点描述其外部及内部的详细供电线路、各部位电路保护措施以及各种供电故障的影响,最后对整个核心处理单元进行安全性分析,表明综合模块化航电系统的电路保护与适航条款 23.1357 条的要求可以达到等效安全水平。

4.2 综合模块化航电系统对适航条款 1301 条和 1309 条的符合性

申请人首先要求综合模块化航电系统研制厂家必须按照 SAE ARP 4761、SAE ARP 4754、DO-254 和 DO-178 的要求进行综合模块化航电系统设计,取得 TSO 批准,并提交 CAAC 进行设计认可批准 VDA,然后提交综合模块化航电系统的合格审定计划、装机符合性相关文件、综合模块化航电系统的安全性分析报告和一些相关的说明性文件,最后提交综合模块化航电系统对 1301 条和 1309 条的符合性说明。

4.3 综合模块化航电系统的“皮托管加热开关未打开”告诫

申请人提供“皮托管加热开关未打开”告诫的等效安全。等效安全的内容首先介绍该问题纪要的背景和适航条款 23.1326 条的要求,然后详细阐述针对“皮托管加热开关未打开”和“皮托管加热故障”两个告诫信息申请人是如何实现其告警逻辑的,最后表明这种告警逻辑与适航条款 23.1326 条的要求可以达到等效安全水平。

4.4 综合模块化航电系统的动力装置仪表标记和襟翼标记

申请人分别提供动力装置仪表标记和襟翼标记的等效安全。等效安全的内容分别详细说明综合模块化航电系统是如何进行动力装置仪表标记和襟翼标记的,并通过试验验证这种标记方式分别与适航条款 23.1549 条和 23.1545 条要求的标记方式可以达到等效安全水平。

4.5 综合模块化航电系统的 HIRF 防护

CAAC 发布 HIRF 专用技术条件,申请人提供 HIRF 防护的合格审定计划和符合性说明,阐述综合模块化航电系统和电气系统各类设备 HIRF 防护的符合性。

4.6 综合模块化航电系统的闪电间接影响

CAAC 除了要求申请人满足适航条款 23.1309 (e) 外,还发布闪电间接影响专用技术条件,申请人提供闪电间接影响的合格审定计划和符合性说明,阐述综合模块化航电系统和电气系统各类设备闪电间接影响的符合性。

4.7 综合模块化航电系统的关键显示参数

23 部飞机综合模块化航电系统的显示参数可以参照 FAA 的咨询通告 AC 23-1311-1B/C 设计,通告中有对显示参数的颜色和字体大小的规定和建议。

4.8 综合模块化航电系统的机组告警信息

申请人可联合 CAAC 型号合格证审查人员和 AEG 审查人员专门针对综合模块化航电系统的机组告警信息召开评审会,确定哪些机组告警信息在哪些飞行阶段需要进行抑制,申请人根据评审后的结果对机组告警信息进行更改。对于可以更改逻辑的对告警逻辑进行更改,增加触发告警的条件;对于不方便更改逻辑的,增加飞行阶段抑制。然后申请人将更改说明提交审查代表进行审查。审查代表批准后,申请人协调系统厂家进行更改。

5 结论

本文给出了通用的符合中国适航当局和美国适航当局适航要求的 23 部飞机综合模块化航电系统适航验证方法,可供今后 23 部飞机综合模块化航电系统进行适航验证时使用。

参考文献

- [1] FAR23 Part 23 Airworthiness standards: normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes [S]. 2011.
- [2] CCAR-23R3 第 23 部正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准 [S]. 2004.

作者简介:

宋成艳(1982—),女,工学硕士,高级工程师。研究方向:综合航电。

Tel: 0451-86583846

e-mail: songchengyan2000@163.com

一种用于 IMA 系统安全性综合分析的方法研究

陈旭双

(中国商飞上海飞机设计研究院, 上海, 201210)

摘要: 安全性分析作为对系统架构进行验证的手段, 在民机设计中被广泛使用, 其报告是满足 CCAR 25.1309 条所必需的符合性资料之一。由于采用综合模块化航电 (简称 IMA) 架构, 越来越多的飞机功能被纳入到 IMA 系统中, 使 IMA 系统成为一个高度综合和复杂系统。传统的联合式系统安全性分析已不能满足要求。本文研究了一种用于 IMA 系统安全性综合分析的方法, 从飞机层面对 IMA 系统进行了全面分析, 能够满足 DO-297 以及 ARP 4761 中对系统累积失效的要求

关键词: 安全性; 综合分析; IMA 系统

Abstract: System assessment as one method to verify the system architecture, is comprehensively used in the civil aircraft design, and the documents of safety assessment must be one of the compliant materials with the CCAR 25.1309. As using the IMA architecture, more and more aircraft functions are contained in the IMA system, and this makes the IMA system a highly integrated and complex system. The safety assessment for the federal system cannot meet the requirement. This paper provides a safety integrated assessment method for the IMA system, which is a fully assessment on the aircraft level IMA system, and it can meet the cascade failures effort both in the DO-297 and ARP 4761.

Key Words: Safety; Integrated Assessment; IMA System

引言

随着技术的发展, 新型民用飞机如波音 787、空客 A350 以及国产 C919 飞机均采用了 IMA 架构, 以获得更多的减重、功能增长和维护便利。由于 IMA 架构的使用, 更多的飞机功能被纳入到 IMA 系统中, IMA 系统能够驻留包含 DO-178B^[1] 中规定的 A 级到 E 级的所有功能, 使之成为高度综合和复杂的系统。传统的飞机安全性分析, FAA 和 EASA 均分别通过 FAA AC 25.1309-1A/B 和 EASA AMC 25.1309-1 给出了许多建议。由于 IMA 系统融合了多种飞机功能, 改变传统系统功能的独立性, 在 ARP 4761^[2] 中提出了“应在各独立系统安全性分析的基础上, 在飞机层面识别由于多个系统失效可能造成更高失效影响”; 同时 DO-297^[3] 中也提出了“IMA 系统安全性评估应描述一般失效和叠加失效, 考虑可能的失效组合”。目前国内外相关标准文件和适航机构发布的咨询通告中, 均缺少直接指导 IMA 系统进行安全性分析的内容。

本文通过描述 IMA 系统安全性综合分析流程, 将 IMA 系统从 IMA 平台设备级安全性评估、驻留功能安全性评估、飞机级 IMA 系统安全性评估直至飞机级安全性评估 (含 IMA 系统和非 IMA 系统) 整体结合起来, 形成一个完整的安全性综合分析流程。该方法能够全面分析单个失效、组合失效在飞机层面的安全性影响。

1 IMA 系统安全性综合分析方法

图 1 所示为 IMA 系统安全性综合分析方法。该方法考虑了系统设计前期的规章要求、型号需求、客户需求、架构决意等输入, 同时安全性分析中需要使用系统描述、原理图、线路图以及初步设计评审 (PDR)、关键设计评审 (CDR) 相关数据。安全性综合分析方法贯穿了 IMA 设备级评估、驻留功能评估到飞机级 IMA 系统评估的整个过程。

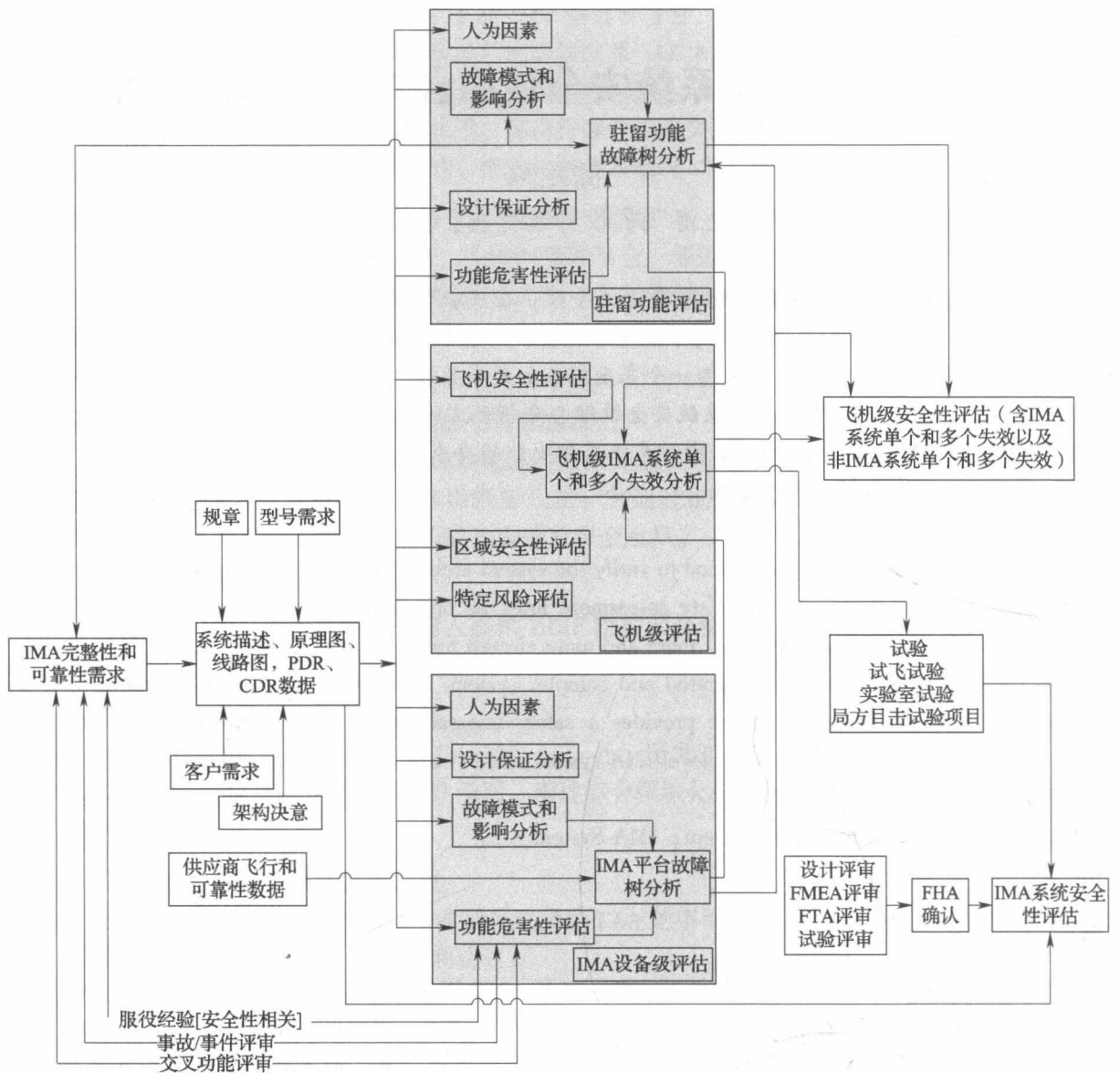


图1 IMA系统安全性综合分析

方法的实施共包含以下四个步骤。

1.1 开展供应商模块/平台安全性分析

供应商提供的模块/平台的安全性分析数据是进行 IMA 系统安全性综合分析的基础。同时因部件硬件的失效是故障树分析的底层项，供应商应同时提供各模块/平台的故障模式和影响分析（FMEA）。供应商应提供各模块/平台的安全性分析报告，可包括：

- (1) 计算模块安全性报告；
- (2) 电源模块安全性报告；
- (3) 内部交换机模块安全性报告；
- (4) 专用模块（如适用）安全性分析报告；
- (5) 外部交换机安全性报告；
- (6) 外部数据接口装置安全性分析报告；
- (7) 飞机数据网络端系统安全性分析报告；
- (8) 飞机数据网络端 - 端的完整性分析报告；
- (9) 计算模块的故障模式和影响分析；

- (10) 电源模块的故障模式和影响分析;
- (11) 内部交换机模块的故障模式和影响分析;
- (12) 专用模块 (如适用) 的故障模式和影响分析;
- (13) 外部交换机的故障模式和影响分析;
- (14) 外部数据接口装置的故障模式和影响分析。

1.2 开展 IMA 平台故障树分析

根据 IMA 系统架构设计描述和一般安全性特征 (如监视、测试、冗余管理等), 总结平台基本事件和开发的失效事件, 提出 IMA 系统的功能危害性评估 (FHA)。由于在平台阶段未考虑具体的飞机功能, 该阶段产生的 FHA 文件时作为各驻留功能系统功能危害性评估的输入, 支持驻留应用进行安全性分析。

根据供应商提供的模块/平台安全性分析报告及其相应的 FMEA 文件, 构建出 IMA 平台故障树分析。

1.3 驻留功能故障树分析

各驻留功能按照传统的联合式系统安全性方法 (可参考 ARP 4761 中推荐的方法) 进行安全性分析, 并在获得 IMA 平台功能危害性评估报告输入后, 将使用了 IMA 资源的那部分系统功能相关的危害性评估结果填入通用的 IMA 系统危害性评估中, 并结合 IMA 平台故障树分析报告, 构建驻留功能故障树分析报告。

1.4 开展飞机级 IMA 系统单个和多个失效分析

飞机制造商应设置一个团队进行飞机级 IMA 系统单个和多个失效的综合分析。进行该项活动的输入有:

- (1) 飞机级安全性评估;
- (2) IMA 平台故障树分析;
- (3) 驻留功能故障树分析。

一般情况下, 飞机功能在设计中, 都会进行分解到系统层面, 各系统会完成其各自相关的功能危害性分析。由于 IMA 平台作为公共资源的存在, 会造成某些系统功能之间的不独立。在进行飞机级 IMA 系统单个和多个失效分析中, 将 IMA 平台的单个模块, 或者模块间的组合作为失效的基本事件。举例来说, 单个失效指的是单个计算模块失效, 或单个电源模块失效, 或单个交换机失效等。多个失效涉及到模块之间的组合问题, 如何考虑模块组合, 可以从以下方面考虑:

- (1) 飞机数据网络冗余布置特征考虑, 如有的飞机制造商将 A、B 路网络分别布置在飞机左右两侧, 从物理布置上进行了隔离, 那么组合的情况就会比较确定, 且组合数量较少;
- (2) 考虑各模块失效概率, 如两个或两个以上模块同时失效的概率在 $1E-10$ 以下的组合, 可以进行忽略。

如果组合的项目极其多, 造成飞机级 IMA 系统安全性分析因工作量太大而无法完成, 飞机制造商就需要考虑优化飞机 IMA 系统的架构和网络设计。

由于不同的飞机制造商采用不同的集成方式, 可能出现的 IMA 系统单个和多个失效分析中, 会出现多个系统功能失效, 飞机制造商应全面收集每个系统失效的具体失效等级, 失效后产生的告警消息 (警告 W, 警戒 C, 提示 A, 状态 S) 都罗列出来, 并进行汇总。对于飞机制造商而言, IMA 系统单个和多个失效分析是独特的失效情况, 应该组建专门的三个团队 (工程团队、安全性分析团队、驾驶员评估团队), 从失效对飞机的影响、失效对乘员的影响、失效对机组的影响进行表决, 选取其中影响较大者作为评估结果。

2 补充考虑

在进行 IMA 安全性综合分析中, 有几点需要考虑:

- (1) 由于一般飞机制造商在选取 IMA 平台供应商中采用唯一供应商的方式, 其设计的 IMA 平台一般不具备异构形式, 所以飞机制造商需要和局方讨论考虑同时采用设计保证方式来减少设计差错, 以此说服