

文章编号: 1674-8190(2021)01-143-09

CCAR23 部飞机 HIRF 防护适航验证方法研究

李明巧¹, 付畅¹, 闫冰²

(1. 哈尔滨飞机工业集团有限责任公司 飞机设计研究所, 哈尔滨 150066)

(2. 陆军装备部航空军事代表局驻哈尔滨地区航空军事代表室, 哈尔滨 150066)

摘要: 民用飞机为获得在高压辐射场环境中的运营许可, 必须按照适航当局发布的高能电磁辐射场(HIRF)防护相关适航条款进行防护设计和适航验证。当前确定航空器内部 HIRF 环境主要通过试验方法和相似性评估法, 具有工作量大、测试成本高等缺点。针对仅有 A 类显示系统的 CCAR23 部飞机首次使用数据推算方法, 确定飞机内部 HIRF 环境电平, 用于实现整机的 HIRF 防护适航验证; 提出一套适用于 CCAR23 部飞机 HIRF 防护适航验证的方法, 分析该方法的关键技术及可行性。本文所提出的方法已应用于 Y12F 飞机 HIRF 防护适航验证的实际工程, 有效降低了整机 HIRF 防护适航验证的复杂程度, 节约了整机试验所需的测试成本, 提高了试验效率, 为民用航空器 HIRF 防护验证提供参考。

关键词: 高能电磁辐射场; CCAR23 部; 民用飞机; HIRF 防护验证

中图分类号: V221+.91

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.01.019

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Research on the Airworthiness Verification Method of HIRF Protection for the CCAR23 Aircraft

LI Mingqiao¹, FU Chang¹, YAN Bing²

(1. Aircraft Design and Research Institute, Harbin Aircraft Industry Group Co., Ltd., Harbin 150066, China)

(2. The Aviation Military Delegate Office of Aviation Military Representative Bureau of Army Armament Department in Harbin Area, Harbin 150066, China)

Abstract: In order to obtain the operating permit in the high-intensity radiation field (HIRF) environment, the civil aircraft must carry out the protection design and airworthiness verification in accordance with the airworthiness provisions related to the protection of high-intensity radiation field issued by airworthiness authorities. Currently, the internal HIRF environment of aircraft is determined mainly through test methods and similarity assessment method, which has the defects of large working amount and high test cost. The data estimation method is firstly used to determine the internal environment level of HIRF for the CCAR23 aircraft with only category A display system, so as to realize the airworthiness verification of HIRF protection for the whole aircraft. A set of airworthiness verification method suitable for CCAR23 aircraft HIRF protection is proposed, and its key technology and feasibility of this method are analyzed. The proposed method is applied to the practical engineering of Y12F aircraft HIRF protection airworthiness verification, which can effectively reduce the complexity of the whole aircraft protection airworthiness verification, save the test cost and improve the test efficiency, and provide the reference for HIRF protection verification of civil aircraft.

Key words: high energy electromagnetic radiation field; CCAR23; civil aircraft; HIRF protection verification

收稿日期: 2020-06-30; 修回日期: 2020-12-15

通信作者: 付畅, 508045450@qq.com

引用格式: 李明巧, 付畅, 闫冰. CCAR23 部飞机 HIRF 防护适航验证方法研究[J]. 航空工程进展, 2021, 12(1): 143-151.

LI Mingqiao, FU Chang, YAN Bing. Research on the airworthiness verification method of HIRF protection for the CCAR23 aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(1): 143-151. (in Chinese)

0 引言

目前飞机所使用的复合材料的低电导率特性使其提供的屏蔽效能差,使得电子电气系统更多地暴露于外部电磁环境。考虑到飞机中关键功能的电子系统对飞行安全的重要性和对 HIRF 环境的敏感性,为保障飞行安全,飞机适航要求飞机需要进行 HIRF 试验验证。

欧美国基于 HIRF 适航条例的贯彻已具备系统性的 HIRF 试验能力。设备级和系统级试验基于混响室、微波暗室已经开展了大量试验研究工作^[1],整机 HIRF 试验通常采用低电平耦合方式在开阔场地进行^[2]。国内强电磁环境防护技术航空科技重点实验室目前已为诸多型号开展设备级 HIRF 试验测试。此外还有一些单位具备部分 HIRF 混响室试验能力^[3],由于 HIRF 防护的系统及要求均存在分级的复杂性,国内针对 HIRF 防护的适航验证缺少整机的方法和经验。孔叔钊等^[4]中对适航条款进行解析,介绍了 HIRF 适航验证流程和试验要求,但没有给出具体操作方法;章光灿^[5]仅叙述了 HIRF 符合性验证整机试验的流程和方法,而缺少用于飞机适航验证的实例,此外文中介绍的整机试验方法所需工作量极大。Y12F 飞机是新一代多用途涡桨支线运输机,配备通讯、导航、控制、显示等重要电子电气系统。

本文以 Y12F 飞机为例,针对 CCAR23 部飞机 HIRF 防护系统,提出适用于 CCAR23 部飞机 HIRF 防护适航验证的方法,并对其关键技术及可行性进行分析,以期对整机 HIRF 防护适航验证进行指导。

1 概述

2007 年,FAA 对 14CFR 中适航条例 23 部^[6](正常类、实用类、特技类和通勤类飞机)进行修正,增加了 1 308 条款,提出了 HIRF 环境 I 和 HIRF 环境 II 及设备 HIRF 试验等级 1、2、3。而在此之前 FAA 主要采用专用技术条件的形式对型号合格审定提出 HIRF 防护要求。

CAAC 在其各个适航规范中还没有专门的 HIRF 防护条款,但通过专用技术条件,针对合格审定型号提出与 FAA 条例相应条款等同的 HIRF 防护要求。CAAC 定义的 HIRF 环境与 FAA 所定义的保持一致^[7]。

证明 HIRF 符合性有多种可行方法,适航认可的 A 类系统 HIRF 防护符合性验证程序,如图 1 所示。

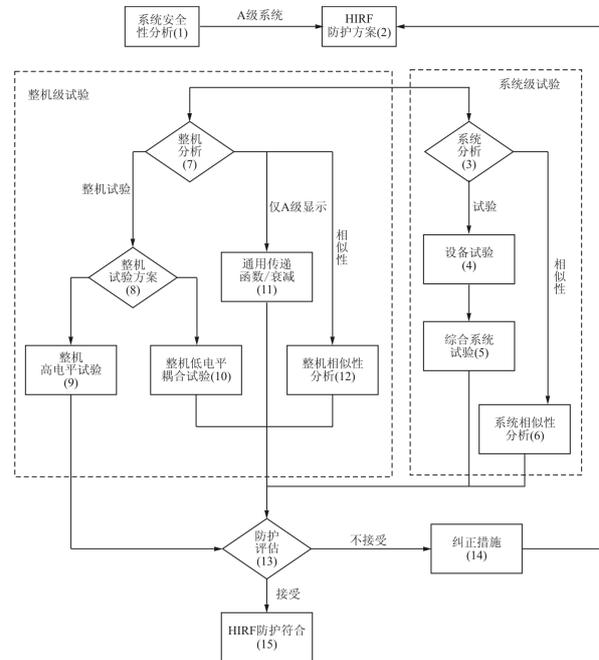


图 1 A 类系统 HIRF 符合性验证流程图^[8]

Fig. 1 HIRF compliance verification flow chart of level A systems^[8]

HIRF 防护适航符合性认证应包含以下内容:

- (1) 根据系统安全性分析,确定需要 HIRF 防护系统级别;
- (2) 确定外部 HIRF 环境;
- (3) 确定所安装系统的 HIRF 环境;
- (4) HIRF 符合性验证的方法和效果。

2 HIRF 防护系统的确定

根据系统功能危险性分析结果,确定需要进行 HIRF 防护的系统及要求级别。Y12F 飞机各系统功能危险性失效结果类别在 III 级以上的系统失效模式如表 1 所示。对于系统功能危险性分析,其失效结果类别为 I (灾难的)、II (危险的)、III (主要的)的,其 HIRF 防护等级为 A、B、C 三类^[9]。HIRF 防护等级与系统研制保证等级一致。

Y12F 飞机涉及电子电气系统的飞机级危险等级为灾难性的事件是飞行信息丧失、飞行信息有害误导,相关系统是大气/航姿系统和综合显示系统,其 HIRF 合格审定级别为 A 类。

表 1 系统功能危险性失效模式和类别

Table 1 Mode and type of system function risk failure

失效模式	失效结果类别	合格审定级别
大气与航姿系统不能给出高度信息	II	A 类显示
大气与航姿系统不能给出空速信息	II	A 类显示
大气与航姿系统不能给出飞机的姿态信息	II	A 类显示
大气与航姿系统空速信息误指示	II	A 类显示
大气与航姿系统超速警告功能丧失	III	A 类显示
大气与航姿系统不能给出磁航向信息	III	A 类显示
直流电源系统左发电机主汇流条得不到供电	II	B 类
直流电源系统右发电机主汇流条得不到供电	II	B 类
直流电源系统蓄电池汇流条得不到供电	III	B 类
综合显示系统主姿态信息指示功能丧失	II	A 类显示
主姿态信息误指示并且没有警告	II	A 类显示
综合显示系统主气压高度信息指示功能丧失	II	A 类显示
综合显示系统主气压高度信息误指示并且没有警告	II	A 类显示
综合显示系统主空速信息指示功能丧失	III	A 类显示
综合显示系统主空速信息误指示并且没有警告	II	A 类显示
综合显示系统航向指示功能丧失	III	A 类显示
综合显示系统航向信息误指示并且没有警告	III	A 类显示
综合显示系统低速提醒误指示	III	A 类显示
综合显示系统燃油油量信息指示功能丧失	III	A 类显示
综合显示系统燃油油量信息误指示且无低油量警告	II	A 类显示
综合显示系统电气系统信息误指示	III	A 类显示
综合显示系统配置错误提示功能丧失	III	A 类显示
综合显示系统错误进入数据下载模式	III	A 类显示
综合显示系统错误进入远端维护模式	II	A 类显示
综合显示系统发动机参数指示功能丧失	II	A 类显示
综合显示系统发动机参数误指示并且没有警告	II	A 类显示
综合显示系统俯仰配平信息误指示且无起飞构型警告	II	A 类显示
综合显示系统襟翼位置信息误指示	II	A 类显示
综合显示系统起落架信息指示功能丧失	III	A 类显示
综合显示系统起落架放下及锁定信息误指示且无警告	III	A 类显示
综合显示系统机组告警系统功能丧失	III	A 类显示
机组告警系统不能指示故障信息	II	A 类显示
综合显示系统机组告警系统信息误指示	III	A 类显示
近地警告系统不能发出报警信号	III	C 类
CAS67A 空中防撞系统不能接收其他飞机的应答信号	III	C 类
音频控制系统不能收听音频信号	III	C 类
音频控制系统不能提供发射音频信号	III	C 类
甚高频通信系统不能和地面进行视距通信	III	C 类
交流电源系统丧失功能,无法提供交流电能	III	C 类

3 外部 HIRF 环境的确定

CAAC 为 Y12F 飞机发布的 HIRF 专用技术

条件 SC-Y12F-01 附录 1 中给出的飞机外部 HIRF 环境与适航规章 FAR23 附录 J 给出的飞机外部 HIRF 环境一致,为 HIRF 环境 I 和 HIRF 环境 II 以及设备 HIRF 试验级别 1、2、3,其中 HIRF 环境 I 和 HIRF 环境 II 分别见文献[10]第 8 页的表 2“HIRF Environment I”和第 9 页的表 3“HIRF Environment II”。

4 内部 HIRF 环境的确定

Y12F 飞机安装的系统最高类别为 A 类显示系统,根据 AC20-158A 第 17 页的图 2(A 类系统 HIRF 符合性流程图)^[10],确定 Y12F 飞机内部 HIRF 环境可以通过通用传递函数和衰减的关键技术,需注意的是该方法仅适用于 A 类显示系统,具体见 AC20-158 附录 1,如表 2 所示。

表 2 通用传递函数和衰减表

Table 2 General transfer function and attenuation

项目	适用范围
图 A1-1 通用传递函数	适用于机身长度不大于 25 m 的飞机
图 A1-2 通用传递函数	适用于机身长度在(25 m, 50 m]的飞机
图 A1-3 通用传递函数	适用于机身长度大于 50 m 的飞机
图 A1-4 通用传递函数	适用于直升机
图 A1-5 通用传递函数	适用于所有飞机
无衰减	A 类显示设备、连线位于的区域没有 HIRF 屏蔽(例如:未被保护的的非导电复合材料结构区域,结构搭接无保证的区域,其他未提供屏蔽保护的开口区域)
6 dB 衰减	A 类显示设备、连线位于最低限度 HIRF 屏蔽的区域内(例如:提供最低限度 HIRF 屏蔽的非导电复合材料机身内的驾驶舱、机翼前或后缘区域、起落架舱内)
12 dB 衰减	A 类显示设备、连线完全位于具有一定 HIRF 屏蔽的飞机内部,飞机为金属机身或屏蔽效率等同金属的复合材料机身(例如:未完全封闭的电子设备舱、驾驶舱、窗户附近的区域、过道板、不带 EMI 衬垫的门以及那些电流承载导体如液压管路、操纵钢索、导线束和金属线架通过隔板时未全部电搭接)
20 dB 衰减	具有中等 HIRF 屏蔽的飞机内部,飞机为金属机身或屏蔽效率等同金属的复合材料机身,此外,线束通过这些区域内的壁板时,其屏蔽电搭接到壁板上。线束安装时靠近金属结构,以利用金属结构提供的固有屏蔽特性优点。电流承载导体如液压管路、操纵钢索和金属线架通过所有隔板时全部电搭接
32 dB 衰减	A 类显示设备、连线完全位于 HIRF 屏蔽效率很高的区域内,从而形成电磁封闭舱

Y12F 飞机主体为金属结构,驾驶舱门、客货舱门、行李舱门和整流罩为复合材料结构,复合材料舱门外表面嵌合一层带孔的铝箔以提供一定的电磁屏蔽,整流罩内安装有电子设备时,整流罩外表面也要求嵌合一层带孔的铝箔以提供电磁屏蔽。Y12F 飞机的电子/电气设备主要安装于如下区域:机头设备舱、飞机驾驶舱区域、飞机驾驶舱左右设备架、主起区域设备架、行李舱设备架、尾段设备架,其中,机头设备舱、飞机驾驶舱左右设备架、行李舱设备架、尾段设备架处于封闭的金属结构中。

Y12F 飞机身长 16.403 m,选择表 2 中的图 A1-1 通用传递函数计算飞机内部线束感应的电流(如图 2 中的线 3 所示),通过计算,飞机内部受 HIRF I 环境影响而感应的电流值如图 2 中的线 1 所示,飞机内部受 HIRF II 环境影响而感应的电流值如图 2 中的线 2 所示。根据设备和线束的位置不同,选择不同的衰减计算飞机内部的 HIRF 环境场强:当设备及连线位于驾驶舱或未完全封闭的电子设备舱区域,如主起区域设备架,选择 12 dB 衰减计算飞机内部受 HIRF I 环境、HIRF II 环境影响而产生的场强,如表 3~表 4 所示,用于驾驶舱区域的设备和连线,频带边界使用最高场强;当设备位于封闭的设备架上、连线位于机身电缆通道,选择 20 dB 衰减计算飞机内部受 HIRF I 环境、HIRF II 环境影响而产生的场强,如表 5~表 6 所示,用于机头设备舱、驾驶舱、行李舱、尾段的设备架,频带边界使用最高场强。

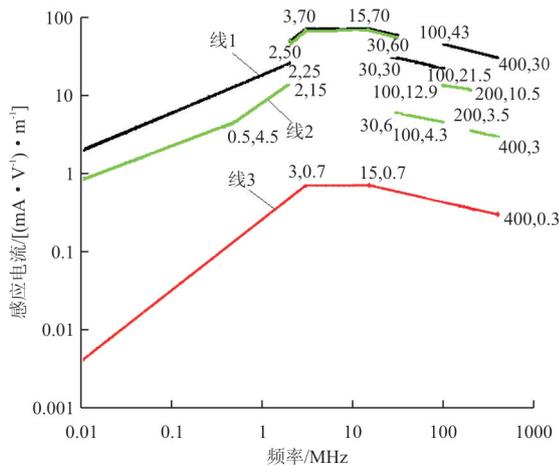


图 2 通用传递函数和飞机内部 HIRF 环境(感应的电流)

Fig. 2 Generic transfer function and internal HIRF environment (induced current)

表 3 飞机内部 HIRF 环境 I (驾驶舱区域)^[8]
Table 3 Internal HIRF environment I (cockpit area)^[8]

频 率	场强/(V · m ⁻¹)	
	峰 值	平均值
10 kHz~2 MHz	12.5	12.5
2~30 MHz	25.0	25.0
30~100 MHz	12.5	12.5
100~400 MHz	25.0	25.0
400~700 MHz	175.0	12.5
700 MHz~1 GHz	175.0	25.0
1~2 GHz	500.0	50.0
2~6 GHz	750.0	50.0
6~8 GHz	250.0	50.0
8~12 GHz	750.0	75.0
12~18 GHz	500.0	50.0
18~40 GHz	150.0	50.0

表 4 飞机内部 HIRF 环境 II (驾驶舱区域)^[8]
Table 4 Internal HIRF environment II (cockpit area)^[8]

频 率	场强/(V · m ⁻¹)	
	峰 值	平均值
10~500 kHz	5.0	5.0
500 kHz~2 MHz	7.5	7.5
2~30 MHz	25.0	25.0
30~100 MHz	2.5	2.5
100~200 MHz	7.5	2.5
200~400 MHz	2.5	2.5
400 MHz~1 GHz	175.0	10.0
1~2 GHz	325.0	40.0
2~4 GHz	750.0	30.0
4~6 GHz	750.0	40.0
6~8 GHz	100.0	42.5
8~12 GHz	307.5	57.5
12~18 GHz	182.5	47.5
18~40 GHz	150.0	37.5

表 5 飞机内部 HIRF 环境 I (机头设备舱)^[8]

Table 5 Internal HIRF environment I (head equipment compartment)^[8]

频 率	场强/(V · m ⁻¹)	
	峰 值	平均值
10 kHz~2 MHz	5	5
2~30 MHz	10	10
30~100 MHz	5	5
100~400 MHz	10	10
400~700 MHz	70	5
700 MHz~1 GHz	70	10
1~2 GHz	200	20
2~6 GHz	300	20
6~8 GHz	100	20
8~12 GHz	300	30
12~18 GHz	200	20
18~40 GHz	60	20

表 6 飞机内部 HIRF 环境 II (机头设备舱)^[8]
Table 6 Internal HIRF environment II
(head equipment compartment)^[8]

频率	场强/(V·m ⁻¹)	
	峰值	平均值
10~500 kHz	2	2
500 kHz~2 MHz	3	3
2~30 MHz	10	10
30~100 MHz	1	1
100~200 MHz	3	1
200~400 MHz	1	1
400 MHz~1 GHz	70	4
1~2 GHz	130	16
2~4 GHz	300	12
4~6 GHz	300	16
6~8 GHz	40	17
8~12 GHz	123	23
12~18 GHz	73	19
18~40 GHz	60	15

表 7 设备 HIRF 试验等级 1 的环境场强
Table 7 Environmental field strength of
equipment HIRF test class 1

频率	峰值场强/ (V·m ⁻¹)	波形
100~400 MHz	20	连续波(CW), 1 kHz 方波(SW), 调制深度 90%或更大
400 MHz~8 GHz	150	1 kHz 重复频率的脉冲调制波, 占空比不小于 4%,以 1 Hz 的频 率和 50%的占空比将信号不断地 接通和断开

对于 C 类系统/设备,应采用专用技术条件附录中设备 HIRF 试验等级 3,设备 HIRF 试验等级 3 采用的电流值如图 2 中的线 2 所示,从 100 MHz~8 GHz 频率范围内,环境场强最小值为 5 V/m。

5 HIRF 防护符合性验证方法

5.1 A 类系统

除对各设备按文献[11]第 20 章的要求完成设备级 HIRF 试验以外,还需在试验室按 SAE ARP5583^[8]要求进行系统级台架 HIRF 试验,试验电平大于或等于飞机内部 HIRF 环境,试验电缆的制造应与飞机上的电缆一致。Y12F 飞机上的 A 类系统是综合显示系统和大气/航姿系统,其设备组成、安装位置及射频敏感度试验要求如表 8 所示。

Y12F 飞机上的 A 类系统是综合显示系统和大气/姿态系统,包含的 A 类设备有 4 个 KDU1080 平板液晶显示器、1 个 12 槽 MAU、4 个 KBT300 总线终端电阻和 1 个双通道 KSG7200 大气航姿计算机,其中 12 槽 MAU 包含 2 个 PWR-210 电源模块、2 个 NIC-200 网络接口控制模块、2 个 AGM-200 图形模块、1 个 GIO-200 双通道通用 I/O 模块、1 个 CIO-AP2 双通道用户 I/O 模块、2 个 IM-950 配置模块。KDU1080 平板液晶显示器安装在驾驶舱仪表板上,MAU、KBT300 总线终端电阻、双通道 KSG7200 大气航姿计算机安装在驾驶舱电子设备架,相关设备及连线所在位置的

在确定飞机内部 HIRF 环境时应用传递函数法,选取适当的传递函数计算飞机内部电流时代替整机试验的方法,用以节约整机试验直接所需的测试成本、时间成本,以及间接的人工成本,提高试验效率。

对于 B 类系统/设备,应采用专用技术条件附录中设备 HIRF 试验等级 1 或 HIRF 试验等级 2,设备 HIRF 试验等级 1 采用的电流值如图 3 中的线 1 所示,环境场强如表 7 所示,设备 HIRF 试验等级 2 采用的电流值即如图 2 中的线 2 所示,环境场强根据设备的位置选择表 4 或表 6。

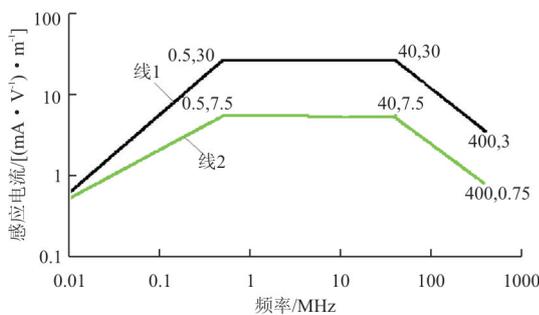


图 3 设备 HIRF 试验等级 1,3 的电流值

Fig. 3 Current value of equipment HIRF test class 1,3

HIRF 内部环境场强分别如表 3 和表 5 所示,线束感应电流如图 2 中的线 2 所示,由此确定相关设备的射频敏感度试验最低要求(按 DO-160),如表 8

所示,实际的射频敏感度试验电平也列在表 8 中,实际的射频敏感度试验电平大于或等于射频敏感度试验最低要求,满足要求。

表 8 A 类设备射频敏感度试验要求及符合性

Table 8 RF sensitivity test requirements and compliance of level A equipment

系统	设备名称	型号	数量	安装位置	射频敏感度最低试验要求		实际的射频敏感度试验水平		符合性
					CS	RS	CS	RS	
综合显示系统	平板液晶显示器	KDU1080	4	驾驶舱仪表板上	A	D	K	D	实际的传导敏感度试验电流大于所要求的传导敏感度试验电流;实际的辐射敏感度试验电平大于或等于所要求的辐射敏感度试验电平,满足要求。
	12 插槽 MAU 机箱	MAU-12U	1	驾驶舱右电子设备架上	A	B	K	D	
	MAU 模块:电源模块	PWR-210	2	MAU 内	/	/	/	/	
	网络接口控制模块	NIC-200	2	MAU 内					
	MAU 模块:图形模块	AGM-200	2	MAU 内					
	双通道通用 I/O 模块	GIO-200	1	MAU 内					
	双通道用户 I/O 模块	CIO-AP2	1	MAU 内					
	MAU 模块:配置模块	IM-950	2	MAU 内					
总线终端电阻	KBT300	4	驾驶舱电子设备架上	A	B	K	D		
大气航姿计算机	KSG7200	1	驾驶舱电子设备架上	A	B	K	D		

A 类系统除对设备应按 DO-160 中的 20 章要求进行设备的 HIRF 合格鉴定试验外,在试验室按 ARP5583 要求进行系统级台架 HIRF 试验,试验电平大于或等于飞机内部 HIRF 环境电平,并按飞机上的实际电缆情况制作一套试验电缆,试验电平需大于或等于飞机内部 HIRF 环境电平^[12]。HONEYWELL 公司为 Y12F 飞机提供的 APEX 系统为 A 类显示系统,由于在以往飞机上安装的复杂配置的 APEX 系统已完成试验室系统级台架 HIRF 试验,相对 Y12F 飞机的 APEX 系统的配置比已完成试验系统的配置简单,因此不再进行试验,但对 Y12F 飞机的 APEX 系统和已完成系统级台架 HIRF 试验的 APEX 系统进行相似性分析,作为验证支持文件。APEX 系统级台架 HIRF 试验电平如表 9 所示,其中 A 类显示系统:6 dB 对应的频率为 400 MHz~1 GHz,12 dB 对应的频率为 1~18 GHz。

表 9 APEX 系统级台架 HIRF 试验电平

Table 9 HIRF test electrical level of APEX system

频率/Hz	JAA/FAA 外部环境场强/ (V · m ⁻¹)		内部环境 & 试验限度场强/ (V · m ⁻¹)	
	峰值	平均值	峰值	平均值
	10~100 kHz	50	50	50
100~500 kHz	50	50	50	50
500 kHz ~2 MHz	50	50	50	50
2~30 MHz	100	100	100	100
30~70 MHz	50	50	50	50
70~100 MHz	50	50	50	50
100~200 MHz	100	100	100	100
200~400 MHz	100	100	100	100
400~700 MHz	700	50	350	25
700 MHz ~1GHz	700	100	350	50
1~2 GHz	2 000	200	500	50
2~4 GHz	3 000	200	750	50
4~6 GHz	3 000	200	750	50
6~8 GHz	1 000	200	250	50
8~12 GHz	3 000	300	750	75
12~18 GHz	2 000	200	500	50

5.2 B 类系统

对于 B、C 类设备,按 DO-160 的 20 章要求进行设备的 HIRF 合格鉴定试验,试验电平大于或等于其对应的飞机内部 HIRF 环境^[13]。

Y12F 飞机上的 B 类系统是直流电源系统,其设备组成、安装位置及射频敏感度试验要求如表 8 所示。

Y12F 飞机上的 B 类系统是直流电源系统, B 类设备有直流电源系统的 1 个 PDA-145 主配

电盒、2 个 300SG116Q-1 起动发电机和 2 个 GCSG504-4 调压盒, B 类设备暴露于专用技术条件 SC-Y12F-01 附录 1 中描述的 HIRF 设备测试水平 1 或 2 时,系统不会受到不利影响,设备 HIRF 试验等级 1 采用的电流值如图 2 的线 1 所示,环境场强如表 7 所示,设备 HIRF 试验等级 2 采用的电流值即为图 3 中的线 2,环境场强根据设备的位置选择表 4 或表 6^[14]。由此确定相关设备的射频敏感度试验最低要求(按 DO-160),如表 10 所示。

表 10 B 类设备射频敏感度试验最低要求^[15]

Table 10 RF sensitivity test minimum requirements of level B equipment^[15]

系统	设备名称	型号	数量	安装位置	射频敏感度最低试验要求	
					CS	RS
直流电源系统	主配电盒	PDA-145	1	驾驶舱电子设备架上	B 或 R	B 或 R
	起动发电机	300SG116Q-1	2	左、右发动机上	B 或 R	B 或 R
	调压盒	GCSG504-4	2	驾驶舱左、右电子设备架上	B 或 R	B 或 R

PDA-145 主配电盒实际的射频敏感度试验是按 DO-160 进行的,其中传导敏感度试验按 U 类进行,试验电平为 30 mA,频率范围:10 kHz~400 MHz,辐射敏感度试验按 U 和 R 类进行,试验电平分别 20 V/m(CW 连续波、AM 调幅波,频率范围:100 MHz~8 GHz)和 150 V/m(PM 调相波,频率范围:400 MHz~8 GHz),实际的射频敏感度试验电平大于或等于射频敏感度试验最低要求,满足要求。

300SG116Q-1 起动发电机和 GCSG504-4 调压盒为货架成品,这 2 个成品为早期产品,300SG116Q-1 起动发电机满足 TSO-56a 技术规范,只按 DO-160 进行了环境试验,其中无线电频率敏感度试验(辐射和传导)未进行,考虑到 300SG116Q-1 起动发电机是一个磁密闭体,不会受到电磁场辐射影响,又由于发电机是一个大的能

量转换设备,传导干扰电流也不会对其产生影响,因此 300SG116Q-1 起动发电机能满足 HIRF 环境使用要求;而 GCSG504-4 调压盒,只按 MIL-STD-461B 元器件手册进行了 EMI/RFI 试验,其中与传导和辐射敏感度有关的试验有:CS01、CS02、RS02、RS03,未进行无线电频率敏感度试验(辐射 RS 和传导 CS)。GCSG504-4 调压盒已在 Y12IV 飞机上使用,其间未发生由于 HIRF 环境而引起的故障,其服役经验表明其在预期的环境条件下提供连续、安全服务的能力。

5.3 C 类系统

Y12F 飞机上的 C 类系统是交流电源系统、TCASII 空中防撞系统、TAWS 地形提示和告警系统、VHF 甚高频通信系统和音频控制系统,其设备组成及射频敏感度试验要求如表 11 所示。

表 11 C 类设备的组成及射频敏感度试验最低要求

Table 11 RF sensitivity test minimum requirements and compliance of level C equipment

系 统	设备名称	型号	数量	射频敏感度最低试验要求		实际的射频敏感度试验水平		符合性
				CS	RS	CS	RS	
	磁航向系统磁通阀	KMG7010	2	T	T	R	R	除了 SC50 静态变流器外,其他设备实际的传导敏感度试验电流大于或等于所要求的传导敏感度试验电流;实际的辐射敏感度试验电平大于或等于所要求的辐射敏感度试验电平,满足要求。
	综显系统主飞行显示器控制板	KMC2210	2	T	T	T	T	
	综显系统多功能控制板	KMC2220	1	T	T	T	T	
	综显系统数据采集单元	ADAU	1	T	T	T	T	
TCAS II	空中防撞处理器	TPU67A	1	T	T	R	R	
	模块	CM67A	1	T	T	R	R	
TAWS	增强型近地警告计算机	MK VI	1	T	T	T	T	
音频系统	音频控制板	KMA29	2	T	T	T	T	
VHF 系统	多功能设备	KTR2280	2	T	T	T	T	
交流电源系统	静态变流器	SC50	2	T	T	—	—	

Y12F 飞机上的 C 类系统是交流电源系统、TCAS II、TAWS、VHF 通信系统和音频控制系统,主要设备有综合显示系统的 KMC2210 主飞行显示器控制板和 KMC2220 多功能控制板及数据采集单元、ADAHRS 中的磁通阀、TCAS II 系统中的 TPU67A 空中防撞处理器和 CM67A 模块、TAWS 系统中的 MK VI 增强型近地警告计算机、VHF 通信系统中的 KTR2280 多功能设备、音频控制系统的 KMA29 音频控制板以及交流电源系统的 SC50 静态变流器。对于 C 类设备,采用专用技术条件附录中设备 HIRF 试验等级 3,设备 HIRF 试验等级 3 采用的电流值如图 3 的线 2 所示,从 100 MHz~8 GHz 频率范围内,环境场强最小值为 5 V/m。由此确定相关设备的射频敏感度试验最低要求(按 DO-160),除了 SC50 静态变流器外,其他设备实际的射频敏感度试验电平大于或等于射频敏感度试验最低要求,满足要求,而 SC50 静态变流器已在 Y12 系列飞机上使用,其间未发生由于 HIRF 环境而引起的故障,服役经验表明其在预期的环境条件下提供连续、安全服务的能力。

6 结 论

(1) 在确定内部 HIRF 环境时,根据 Y12F 飞机只有 A 类显示系统的特点,采用了传递函数和衰减计算的方法,应用该方法有效降低了整机 HIRF 防护适航验证的复杂程度,提高了试验效率。

(2) 通过对 A、B、C 三类飞机 HIRF 防护系统分别进行验证,表明本文提出的整机 HIRF 防护适航验证方法符合 CAAC23 部飞机适航条例要求,可供今后此类适航验证参考使用。

参考文献

- [1] 张林昌. 混响室及其进展[J]. 电子质量, 2003(1): 39-42. ZHANG Linchang. The development of reverberation studio[J]. Electronics Quality, 2003(1): 39-42. (in Chinese)
- [2] 胡平道. 低电平耦合技术在飞机级试验中的应用[J]. 微波学报, 2010(8): 58-61. HU Pingdao. LLC approach using in aircraft test[J]. Journal of Microwaves, 2010(8): 58-61. (in Chinese)
- [3] 任琦, 贾凡, 解庄. 民机电传飞控系统 HIRF 环境鉴定试验研究[C]//2016 航空试验测试技术学术交流会论文集. 北京: 中国航空学会, 2016: 5. REN Qi, JIA Fan, XIE Zhuang. Research on HIRF qualification test of civil fly-by-wire flight control system[C]//Proceedings of 2016 Measurement & Control Technology. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2016: 5. (in Chinese)
- [4] 孔叔飏, 黄铎佳, 向荫. 飞机 HIRF 防护设计与验证技术综述[J]. 电子产品可靠性与环境试验, 2018(2): 70-77. KONG Shufang, HUANG Duojia, XIANG Yin. A review of design and verification technology of hirc protection for aircraft[J]. Electronic Product Reliability and Environmental Testing, 2018(2): 70-77. (in Chinese)
- [5] 章光灿. 民用飞机高强度辐射场(HIRF)防护适航验证方法研究[J]. 科技视界, 2016(6): 97-98. ZHANG Guangcan. Research on airworthiness verification means for HIRF protection[J]. Science & Technology Vision, 2016(6): 97-98. (in Chinese)
- [6] Federal Aviation Administration. FAR23-airworthiness sta-

- ndards: normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes[S]. US: Federal Aviation Administration, 2012: 325-326.
- [7] 钟龙权, 赵刚, 马弘炯, 等. 整机级 HIRF 仿真验证测试方案及测试自动化[J]. 太赫兹科学与电子信息学报, 2018, 16(6): 1033-1038.
ZHONG Longquan, ZHAO Gang, MA Hongge, et al. Verification test planning and test automation to HIRF simulation of aircraft-level[J]. Journal of Terahertz Science and Electronic Information Technology, 2018, 16(6): 1033-1038. (in Chinese)
- [8] SAE. Guide to certification of aircraft in a high-intensity radiated field (HIRF) environment: ARP5583A[S]. US: SAE, 2010.
- [9] 刘阳. CCAR-25.1317 高强辐射场防护适航条款研究[J]. 民航学报, 2020, 4(2): 70-73,100.
LIU Yang. Study on CCAR-25.1317 airworthiness clause on high-intensity radiated fields protection[J]. Journal of Civil Aviation, 2020, 4(2): 70-73,100. (in Chinese)
- [10] Federal Aviation Administration. THE certification of aircraft electrical and electronic systems for operation in the high-intensity radiated fields (HIRF) environment: AC20-158A[S]. US: Federal Register, 2014.
- [11] RTCA. Environmental conditions and test procedures for airborne equipment: DO-160G[S]. US: RTCA, 2010.
- [12] 付海峰, 戴曙君, 雷迅. 军用飞机 HIRF 防护设计及验证分析[J]. 微波学报, 2014, 30(s2): 116-118.
FU Haifeng, DAI Shujun, LEI Xun. Analysis of HIRF protecting design & validation for military aircraft[J]. Journal of Microwave, 2014, 30(s2): 116-118. (in Chinese)
- [13] 吴一超. 高强辐射场电磁兼容设计及测试技术[J]. 光电技术应用, 2018, 33(3): 62-64,73.
WU Yichao. Electromagnetic compatibility (EMC) design and testing technology of high intensity radiation field[J]. Electro-Optic Technology Application, 2018, 33(3): 62-64,73. (in Chinese)
- [14] 梁红云. 轻型通用飞机高强辐射场(HIRF)防护设计浅析[J]. 科技创新导报, 2013(17): 76,78.
LIANG Hongyun. Light general aviation aircraft high radiation field (HIRF) protection design of[J]. Science and Technology Innovation Herald, 2013(17): 76,78. (in Chinese)
- [15] 段泽民, 司晓亮, 李志宝. 航空发动机的雷电与 HIRF 适航测试试验[J]. 航空动力, 2019(5): 45-47.
DUAN Zemin, SI Xiaoliang, LI Zhibao. Airworthiness tests of lightning and HIRF for aero engine[J]. Aerospace Power, 2019(5): 45-47. (in Chinese)
- 作者简介:**
李明巧(1980—),女,学士,高级工程师。主要研究方向:航空无线电。
付畅(1994—),女,硕士,助理工程师。主要研究方向:航空无线电。
闫冰(1976—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:机电控制。
- (编辑:丛艳娟)

~~~~~

(上接第 142 页)

- [11] 周萍. 地面移动目标雷电效应分析与防护研究[D]. 北京: 北京邮电大学, 2019.  
ZHOU Ping. Lightning effect analysis and protection of ground moving targets[D]. Beijing: Beijing University of Posts and Telecommunications, 2019. (in Chinese)
- [12] 黄瑞涛, 段艳涛, 石立华, 等. 金属柱体雷电间接效应的回路导体仿真分析[J]. 中国舰船研究, 2018, 13(s1): 69-73,94.  
HUANG Ruitao, DUAN Yantao, SHI Lihua, et al. Simulation analysis of loop conductor of lightning indirect effect of metal cylinder[J]. China Ship Research, 2018, 13(s1): 69-73,94. (in Chinese)
- [13] 黄军玲, 周利军, 谢家雨, 等. 飞机雷电间接效应仿真与研究[J]. 科学技术与工程, 2015, 15(7): 104-110.  
HUANG Junling, ZHOU Lijun, XIE Jiayu, et al. Simulation and research of lightning indirect effects on the aircraft [J]. Science Technology and Engineering, 2015, 15(7): 104-110. (in Chinese)
- 作者简介:**  
甄国帅(1991—),男,硕士,工程师。主要研究方向:电磁兼容设计。  
臧家左(1986—),男,学士,高级工程师。主要研究方向:电磁兼容设计。  
祁雪峰(1989—),男,硕士,工程师。主要研究方向:电磁兼容设计。
- (编辑:丛艳娟)