

# 全权限数字电子控制器雷电试验方法研究

孔祥明,邵志江,顾颖慧

(中航工业动力控制系统研究所,江苏无锡 214063)

**摘要:**在分析机载设备雷电感应敏感度试验相关标准的基础上,对全权限数字电子控制器雷电间接效应试验方法进行研究。对雷电间接效应耦合方式进行了分类,并以某型全权限数字电子控制器为例,介绍了数字电子控制器雷电感应瞬态敏感度试验波形组、试验电平选择方法及试验过程。并对空客和波音公司机载设备雷电感应瞬态敏感度试验方法做了初步介绍。研究成果可供制定机载设备雷电防护要求及试验方案时参考。

**关键词:**全权限数字电子控制系统;雷电感应瞬态敏感度;雷电间接效应;机载设备;航空发动机

**中图分类号:** V21 6.5

**文献标识码:** A

**doi:** 10.13477/j.cnki.aeroengine.2016.05.005

## Lightning Test Methods for FADEC

KONG Xiang-ming, SHAO Zhi-jiang, GU Ying-hui

(AVIC Control System Institute, Wuxi Jiangsu 214063, China)

**Abstract:** The test methods of the indirect effects of lightning test for FADEC were analyzed based on lightning induced transient susceptibility for airborne equipment relevant standards. The indirect effects coupling modes were classified. The choose method of test waveforms and test levels was also proposed. The test procedure, choose method of test waveforms and levels for one type FADEC were introduced as an example. The test method for equipment level of lightning induced transient susceptibility test from Airbus and Boeing company was preliminarily introduced. The study results will provide reference to verification requirements and test plan for airborne equipment regarding indirect effects of lightning.

**Key words:** FADEC; lightning induced transient susceptibility; indirect effects of lightning; airborne equipment; aeroengine

## 0 引言

近年来,飞机上执行飞行关键/重要功能的传统机电控制、机电指示系统逐渐被电子式飞行控制系统、电子式显示指示系统和发动机全权限数字电子控制(FADEC)系统等所替代<sup>[1]</sup>。当前商业运输机(如空客 A320 和波音 B747-400)在发动机控制中均使用全权限数字电子控制系统。FADEC 系统是飞行关键系统,适航管理机构要求该系统能承受飞机受到的严酷雷击的影响。因为该系统的大多数部件安装在机身内部,雷电间接效应是主要关注点。间接效应包括了在 FADEC 系统内部连接电缆上电磁场和框架电压变化感应的电压和电流。

对数控系统需特别关注在多重回击和多重脉冲环境影响下数据处理和控制功能易于出错。尽管屏蔽和其他保护方法可以将感应的瞬变电压控制到非损害的级别,但低级别的瞬变电压耦合在一起也会导致错误的命令。在多重(回击和脉冲)环境条件下,每个回击和脉冲都会产生瞬变,将改变或破坏 CPU 生成的数据和命令。因此,雷电感应瞬态敏感度试验及其方法研究对于发动机数控系统的安全性起着非常关键的作用。

本文对机载设备雷电感应瞬态敏感度试验标准进行研究,结合全权限数字电子控制器雷电感应瞬态敏感度试验经验,可为机载设备雷电防护要求选择试验波形组、试验电平等级时提供参考。

收稿日期:2016-03-08 基金项目:国家重大基础研究项目资助

作者简介:孔祥明(1977),男,硕士,高级工程师,主要从事电磁兼容性试验技术研究工作;E-mail:lychy@263.net。

引用格式:孔祥明,邵志江,顾颖慧.全权限数字电子控制器雷电试验方法研究[J].航空发动机,2016,42(5):26-31. KONG Xiangming, SHAO Zhijiang, GU Yinghui. Lightning test methods for FADEC[J]. Aeroengine, 2016, 42(5): 26-31.

1 机载设备雷电感应瞬态敏感度试验

1.1 设备级雷电间接效应试验波形及方法

为了避免闪电间接效应导致飞机发生灾难性功能故障,美国和欧洲等适航当局先后颁发了各类适航条例,如 FAR23 部、25 部、27 部、29 部、SAE ARP5412、SAE ARP5414、SAE ARP5416 等,都对飞机的闪电防护提出了严格要求<sup>[1]</sup>。同时定义了雷电间接效应试验典型波形:电流波形 1,电压波形 2,电压 / 电流波形 3,电压波形 4,电流 / 电压波形 5(5A/5B),电流波形 6(定义于 RTCA/DO-160G)<sup>[2-7]</sup>。试验方法分为插针注入和电缆束试验。

1.1.1 插针注入试验

插针注入试验是将瞬态电压波形直接施加到被测件连接端口的插针上进行。通常施加在每根插针和地面之间,用于评估设备接口电路的绝缘耐压或损毁容忍度。

1.1.2 电缆束试验

电缆束试验通过电缆束感应或对地注入法向电缆束施加瞬态电压或电流信号进行,用于验证机载设备能否承受外部雷电环境产生的内部电磁效应而不引起功能失效或部件损坏。分为单次回击、多重回击、多重脉冲群试验。

1.2 波形选择方法

1.2.1 雷电间接效应耦合方式

在飞机遭受雷击时,飞机内部的电子设备以及系统的互联电缆上感应出复杂的瞬态电压以及电流,其波形跟飞机的特性有关,如飞机结构、机身材料、机身的孔缝位置、线缆的辐射路径,线缆的屏蔽特性、电路特性等。主要定义了孔缝耦合和电阻耦合 2 种耦合方式。

孔缝耦合:机外瞬态电磁场穿过驾驶舱风挡、窗户、口盖缝隙、非金属蒙皮及雷达罩等缝隙进入飞机内部,由内部安装的设备线缆感应瞬态电压及电流。

电阻耦合:闪电电流流过机体结构,在机内电气电路 2 端产生结构内阻电压,对于金属结构,结构内阻电压值很小;而对于碳纤维等复合材料结构,结构内阻电压值很大,从而导致机内设备线束及导线上感应的瞬态电压幅值很大。

1.2.2 试验波形选择方法

插针注入试验波形选择根据耦合方式的不同,定义了 2 组波形,分别为波形组 A 和 B。波形组 A 规定

的试验波形由孔缝耦合产生,包含试验波形 3 和 4。波形组 B 规定的试验波形由孔缝耦合和电阻耦合产生,包含试验波形 3 和 5A。插针注入试验要求见表 1。

电缆束试验波形选择根据电缆束类型(屏蔽 / 非

屏蔽)和耦合方式的不同,定义了 8 组回击和 2 组脉冲群波形组。电缆束试验要求见表 2。

表 1 插针注入试验要求

波形类别	试验形式	试验波形编号
		(Voc/Isc)
A (孔缝耦合)	插针	3/3, 4/1
B (孔缝和电 阻耦合)	插针	3/3, 5A/5A

表 2 电缆束试验要求

波形类别	试验形式	试验波形编号
C(非屏蔽,孔缝耦合)	单次回击	2,3
D(非屏蔽,孔缝和电阻耦合)	单次回击	2,3,4
E(屏蔽,孔缝耦合)	单次回击	1,3
F(非屏蔽,孔缝和电阻耦合)	单次回击	3,5A
G(非屏蔽,孔缝耦合)	单次回击	2,3
	多重回击	2,3
H(非屏蔽,孔缝和电阻耦合)	单次回击	2,3,4
	多重回击	2,3,4
J(屏蔽,孔缝耦合)	单次回击	1,3
	多重回击	1,3
K(非屏蔽,孔缝和电阻耦合)	单次回击	3,5A
	多重回击	3,5A
L	多重脉冲群	3
M	多重脉冲群	6

1.3 试验电平等级的选择方法

雷电间接效应试验电平等级主要由设备安装的位置及互连电缆的预期暴露程度决定。分为 5 个等级(定义于 RTCA/DO-160G)<sup>[3-7]</sup>。

1.3.1 等级 1

当设备及其相关电缆或者其他通过电气线连接到该设备的组件,完全位于飞机中暴露于受保护良好的雷电电压瞬变的区域时,使用等级 1。定义这些区域为电磁屏蔽的区域。

1.3.2 等级 2

当设备及其相关电缆或者其他通过电气线连接到该设备的组件,完全位于飞机中暴露于受保护不完全的雷电电压瞬变的区域时,使用等级 2。定义这些区域为金属性材料或者复合材料飞机结构的内部,结构的屏蔽性能与金属飞机结构相同,并且采取措施减

少雷电对电气线的耦合。

这些区域的电线束穿过舱壁,其屏蔽接到舱壁连接器上。当一些电线在这些区域结束,对这些电线使用更高的等级(等级 3 或 4)或提供更多的防护。靠近地平面安装电线束,以利用金属结构自身的屏蔽性。载流导体(比如液压管,控制电缆,金属电线槽等)要电气接地到所有舱壁。

### 1.3.3 等级 3

当设备及其相关电缆或者其它通过电气线连接到该设备的组件,完全位于飞机中暴露于适度的雷电电压瞬变的区域时,使用等级 3。定义这些区域为金属飞机结构的内部或者屏蔽性能和金属材料相同的复合材料飞机结构的内部。这些区域的例子有未使用隔离舱壁的电子设备舱、驾驶员座舱区域和有大的电磁缝隙(比如没有 EMI 密封垫的门\窗\控制板等)的位置。这些区域的载流导体(比如液压管,控制电缆,电缆束,金属电线槽等)不一定电气接地到舱壁。当少量的电线结束于这些区域,对这些电线使用更高的等级(等级 4 或 5)或提供更多的防护。

### 1.3.4 等级 4

当设备及其相关电缆或者其它通过电气线连接到该设备的组件,当其位于飞机中暴露于严重的雷电电压瞬变的区域时,使用等级 4。定义这些区域为机身外(比如机翼、整流罩,轮胎凹槽,外挂架,操纵面等)。

### 1.3.5 等级 5

当设备及其相关电缆或者其它通过电气线连接到该设备的组件,位于飞机中暴露于非常严重的雷电电压瞬变的区域时,使用等级 5。FAA 定义这些区域为:采用不良屏蔽性能复合材料的屏蔽的区域;不能保证结构焊接情况良好的区域;其他几乎没有屏蔽的开放区域;广泛的安装区域。

## 2 电子控制器雷电感应瞬态敏感度试验波形及等级的确定

### 2.1 试验要求

电子控制器属于设备级,在飞机内部,不会遭受雷直击,所以只需按适航标准要求针对感应雷进行试验,包含插针注入和电缆束注入。如需考虑雷电感应敏感度试验对整个数控系统的影响,可针对数控系统做系统级试验。

### 2.2 试验波形及等级的确定

电子控制器具体试验波形及试验电平等级要求

需与飞机设计单位协调,原则上由主机根据电子控制器及其连接设备的安装位置给出试验要求和试验判据。如主机单位不清楚,可以和雷电测试实验室先确定一下要做的波形以及等级,再让主机单位会签。合格判据可参照 2 大原则:(1)硬件是否损坏;(2)软件允许跳动,但能在雷击后恢复,且对飞机影响不大。

### 2.3 某型电子控制器试验波形及等级的确定

某型飞机 FADEC 系统大部分组件处于飞机内部,特别是电子控制器位于隔离舱内部,控制器处于局部保护的电磁环境中,根据标准要求,试验电平等级应设为 2 级。考虑到 FADEC 属于飞机的关键系统,部分电缆连接结束在电子控制器,如出现故障需尽快妥善处理等原因,试验电平等级升级为等级 3。根据飞机安装要求,雷电电磁场同时存在孔缝耦合和电阻耦合,因此插针注入波形为 3 和 5A。考虑到连接电缆全是屏蔽电缆,最终确定波形组为 B、K、L,试验电平等级为等级 3。

## 3 数字电子控制器雷电感应瞬态敏感度试验程序

### 3.1 插针注入

#### 3.1.1 信号发生器校准

插针注入校准配置如图 1 所示。步骤如下:

- (1)调节瞬态信号发生器的输出,使校准点上获得开路电压  $V_{oc}$  的波形参数满足对应的要求;
- (2)记录波形参数、电平、极性和信号发生器的设置,使试验期间能复现该电应力;
- (3)以记录的信号发生器的设置,测量短路电流  $I_{sc}$ ,验证  $I_{sc}$  的电平在规定的容差范围内;
- (4)记录  $I_{sc}$  的波形参数、电平和极性。

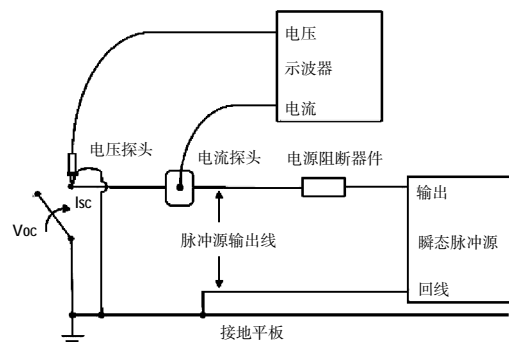


图 1 插针直接注入法校准配置

#### 3.1.2 插针注入试验步骤

插针注入试验配置如图 2 所示。步骤如下:



- (1)用尽量短的低电感导线把校准点连接到指定的电子控制器插针;
- (2)给电子控制器供电;
- (3)以校准时记录的信号发生器的设置,对选定的插针施加 10 个脉冲信号。同时监测每个脉冲信号波形有无非预期变化,每 2 个信号之间的时间间隔为 20 s;
- (4)对每根插针重复步骤(3);
- (5)反转瞬态信号发生器的输出极性,重新进行步骤(1)~(4);
- (6)确定电子控制器的性能是否符合要求。

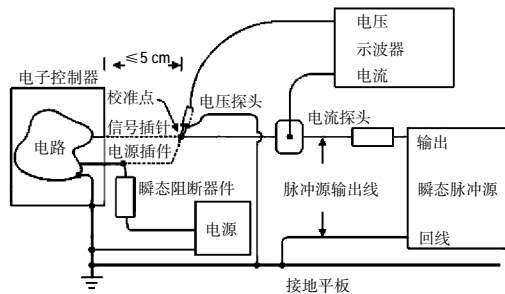


图2 插针直接注入法测试配置

### 3.2 电缆束试验

#### 3.2.1 瞬态信号发生器性能确认

电缆束试验采用感应试验法,瞬态信号发生器性能确认配置如图3所示。步骤如下:

- (1)把瞬态信号发生器连接到注入探头的初级输入端;
- (2)记录每个信号发生器指定试验电平的校准环开路电压以及短路电流波形参数;
- (3)对于多重回击和多重脉冲群试验,还要验证脉冲图样和时间间隔是否满足要求。确认信号发生器所有波形满足要求后继续试验。

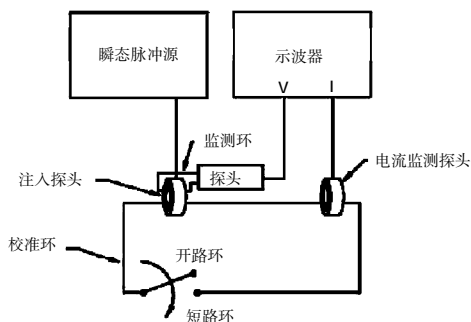


图3 电缆感应试验瞬态信号发生器性能确认配置

#### 3.2.2 电缆束感应试验步骤

电缆束感应试验配置如图4所示。步骤如下:

- (1)按图4配置电子控制器、辅助设备和互连电缆,把注入探头套在受试电缆束上;
- (2)把电压探头和电流监测探头连接到示波器;
- (3)给电子控制器供电并设置为所选工作模式;
- (4)施加瞬态脉冲信号时,逐渐增加信号发生器的输出,直到规定的试验电平或极限电平达到为止;
- (5)在单次回击时,以步骤(4)确立的信号发生器设置,施加 10 个瞬态信号,同时监测电子控制器工作性能。每 2 次瞬态信号之间的时间间隔为 20 s;
- (6)在多重回击时,以步骤(4)确立的信号发生器设置,施加 10 个瞬态信号,同时监测电子控制器工作性能。每 2 次瞬态信号之间的时间间隔为 20 s;
- (7)在多重脉冲群时,以步骤(4)确立的信号发生器设置,每隔 3 s 施加 1 次多重脉冲群,连续施加 5 min,同时监测电子控制器工作性能;
- (8)对于需要考核的电子控制器的每个工作模式,重复步骤(4)~(7);
- (9)反转瞬态信号发生器的输出极性,重新进行步骤(2)~(8);
- (10)对每根受试电缆,重复步骤(2)~(9);
- (11)对于每种需要施加的波形,重新确认信号发生器性能,并重复步骤(2)~(10);
- (12)确定电子控制器的性能是否符合要求。

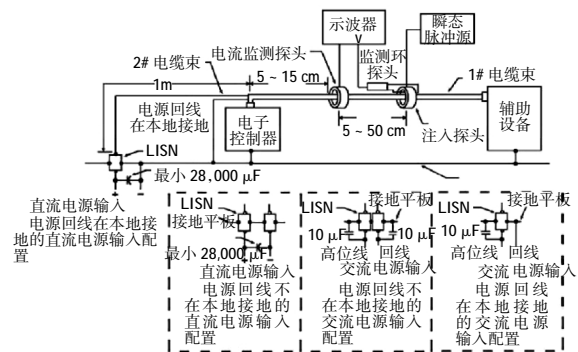


图4 电缆感应测试试验配置

## 4 国外航空公司复合材料飞机机载设备雷电感应瞬态敏感度试验方法

参考了空客公司内部文件《供应商通用要求》提到的关于设备雷电间接效应测试要求及波音公司《复合材料飞机电磁干扰控制要求》中关于设备雷电感应

瞬态敏感度测试要求。

4.1 插针注入

4.1.1 与标准通用方法主要差异

参考了空客公司及波音公司与通用试验方法差异。总结如下：

(1)2 家公司都明确要求需考虑负载阻抗特性对试验结果的影响,空客公司要求插针注入测试时需分别串联最小和最大负载阻抗进行测试,波音公司要求可串联负载阻抗进行测试确定符合性;

(2)对于部分需要进行雷电隔离的设备,测试时需要确认插针在 10 kHz 以下对外壳阻抗大于 100 Ω ;

(3)空客公司要求插针注入试验必须进行共模和差模,具体方法如图 5 所示。

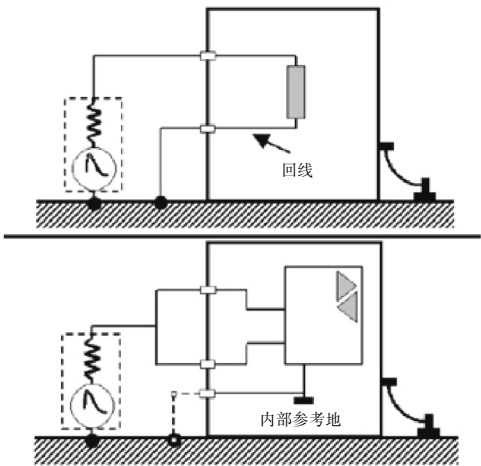


图 5 空客公司共模、差模插针注入试验

4.1.2 试验电平等级

在空客公司内部有专用的产品分类,针对不同试验波形和互连设备安装位置及产品类别,定义了不同的测试电平要求,A、B、C 产品类波形 5A 插针注入要求见表 3。空客公司要求做波形 2、3 和 5A。波音公司定义的测试等级(见表 4)只跟线缆的安装位置有关,且只要求做波形 5A。

4.2 电缆束试验

4.2.1 与标准通用方法主要差异

空客和波音公司要求断开所有屏蔽电缆的屏蔽层后进行试验,如图 6 所示。空客公司还要求进行差模和共模注入试验,如图 7 所示。空客公司试验按照标准 RTCA/DO-160 进行。波音公司要求注入探头距被测件 15 cm,监测探头距被测件 7.5 cm。标准要求

表 3 空客公司 A、B、C 产品类波形 5A 插针注入要求

设备安 装位置	试验 序号	机头机身部分	设备舱	对应信号线终端负载				
				机身压力 舱、舱底	机翼、水平 尾翼、垂直 尾翼	起落架凹槽	起落架	雷达天线罩
机头机 身部分	1	200 V/200 A	200 V/200 A	500 V/500 A	500 V/500 A	500 V/500 A	500 V/500 A	300 V/300 A
	2	—	—	—	1500 V/15 A	—	2000 V/20 A	—
设备舱	1	200 V/200 A	100 V/100 A	500 V/500 A	500 V/500 A	500 V/500 A	500 V/500 A	300 V/300 A
	2	—	—	—	1500 V/15 A	—	2000 V/20 A	—
机身压 力舱、 舱底	1	500 V/500 A	500 V/500 A	300 V/300 A	300 V/300 A	500 V/500 A	500 V/500 A	—
	2	—	—	—	1500 V/15 A	—	2000 V/20 A	—
机翼、 水平尾 翼、垂 直尾翼	1	500 V/500 A	500 V/500 A	300 V/300 A	500 V/500 A	—	—	—
	2	1500 V/1500 A	1500 V/1500 A	1500 V/ 1500 A	1500 V/15 A	—	—	—
起落架 凹槽	1	500 V/500 A	500 V/500 A	500 V/500 A	—	500 V/500 A	—	—
	2	—	—	—	—	—	1500 V/15 A	—
起落架	1	500 V/500 A	500 V/500 A	500 V/500 A	—	—	500 V/500 A	—
	2	2000 V/2000 A	2000 V/2000 A	2000V/ 2000A	—	1500 V/ 1500 A	2000 V/20 A	—
雷达天 线罩	1	300 V/300 A	300 V/300 A	—	—	—	—	100 V/100 A
	2	—	—	—	—	—	—	—

表 4 波音公司雷电测试等级

电缆 位置	波形3				波形5A			
	单次/多重回击		多重脉冲群		单次/多重回击		插针注入	
	试验电平等级	监测限值	试验电平等级	监测限值	试验电平等级	监测限值	试验电平等级	监测限值
驾驶舱	600 V	120 A	300 V	60 A	750 V	2250 A	750V/750 A	
机翼、尾翼、框架、 发动机	600 V	120 A	300 V	60 A	1000 V	3000 A	1000V/1000 A	
机身末端、轮胎凹 槽、电子设备舱、 机翼到机身底舱、 机身头部、雷达天 线罩	600 V	120 A	300 V	60 A	750 V	2250 A	750V/750 A	
起落架	2000 V	400 A	1000 V	200 A	2000 V	6000 A	2000V/2000 A	
机身内部(驾驶舱 除外)屏蔽电缆	100 V	20 A	50 V	10 A	500 V	1500 A	500V/500 A	
机身内部(驾驶舱 除外)非屏蔽电缆	300 V	60A	150 V	30 A	500 V	1500 A	500V/500 A	

注入探头距监测探头 5~50 cm,监测探头距离被测件 5~15 cm。

4.2.2 试验电平等级

在空客公司内部有专用的产品分类,针对不同试

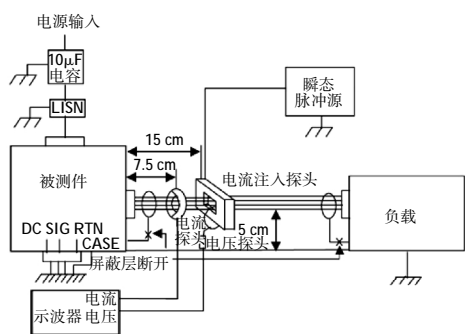


图6 波音公司电缆束注入试验配置

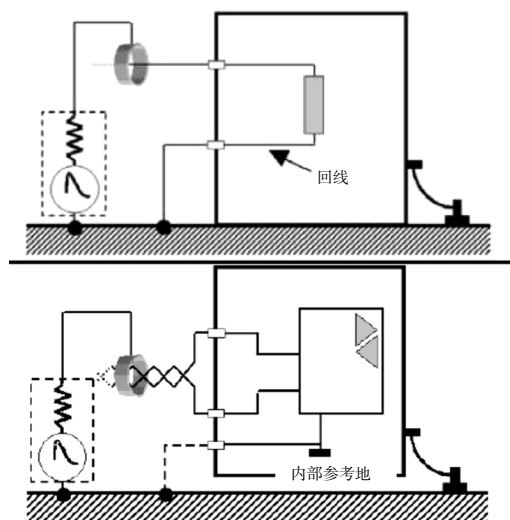


图7 空客公司共模、差模电缆束注入试验

验波形和互连设备安装位置及产品类别,定义了不同的测试电平要求,与表3要求类似,空客公司要求做波形2、3和5A。波音公司试验电平等级要求见表4,仅要求做波形3和5A。

## 5 结束语

飞机特别是由复合材料制造的飞机在飞行中经常遭遇到雷电,雷电间接效应试验可以有效模拟雷电流对飞机内部的电子/电气设备的影响。该试验可用于验证机载设备雷电防护措施的有效性,以及雷电防护的优化设计。目前数字电子控制器设备级雷电间接效应试验已经开展,FADEC系统雷电防护设计的符合性试验方法正在研究中。

### 参考文献:

- [1] 李慧颖,严林芳,李钧,等. 飞机级闪电间接效应防护试验方法介绍[J]. 民用飞机设计与研究, 2012(1): 66-68.
- LI Huiying, YAN Linfang, LI Jun Li, et al. Summary of aircraft level indirect effects of lightning test method [J]. Civil Aircraft Design and

Research, 2012(1): 66-68. (in Chinese).

- [2] SAE Aerospace. SAE ARP 5412A Aircraft lightning environment and related test waveforms[S]. America: SAE Aerospace, 2005: 45-54.
- [3] RTCA, Inc. RTCA/DO-160G Environmental conditions and test procedures for airborne equipment[S]. America: RTCA, Inc. 2010: 1-42.
- [4] SAE Aerospace. SAE ARP 5413 Certification of aircraft electrical/electronics systems for the indirect effects of lightning [S]. America: SAE Aerospace, 2006: 6-16.
- [5] SAE Aerospace. SAE ARP 5415A User's manual for certification of aircraft electrical/electronic systems for the indirect effects of lightning [S]. America: SAE Aerospace, 2008: 116-122.
- [6] SAE Aerospace. SAE ARP 5416 Aircraft lightning test methods [S]. America: SAE Aerospace, 2005: 21-26.
- [7] America: AIR. AC 20-136A Protection of aircraft electrical/electronic systems against the indirect effects of lightning[S]. America: AIR-100, 2006: 1-18.
- [8] Yang Chunshan, Zhou Bihua, Gao Cheng, et al. Modification of engineering return stroke models to include dispersion effects [J]. IEEE Trans. Electromagn. Compat, 2004, 46(3): 493-496.
- [9] Rubinstein M, Tzeng A Y, Uman M A, et al. An experimental test of a theory of lightning-induced voltages on an overhead wire [J]. IEEE Trans. Electromagn. Compa., 1989, 31(4): 376-383.
- [10] Ishii M, Michishita K, Hongo Y. Experimental study of lightning induced voltage on an overhead wire over lossy ground [J]. IEEE Trans. Electromagn. Compat, 1999, 41(4): 39-45.
- [11] Cooray V, Scuka V. Lightning induced overvoltages in power lines: validity of various approximations model in overvoltage calculations [J]. IEEE Trans. Electromagn. Compat, 1998, 40(4): 355-363.
- [12] McCreary C A, Lail B A. Lightning transient suppression circuit design for avionics equipment [C] // Electromagnetic Compatibility (EMC), 2012 IEEE International Symposium on. IEEE, 2012: 93-98.
- [13] 骆立峰,熊秀,范晓宇,等. 航空机载设备雷电间接效应测试综述[J]. 中国民用航空学报, 2010, 2(12): 5-8.
- LUO Lifeng, XIONG Xiu, FAN Xiaoyu, et al. Airborne equipment lightning indirect effect test [J]. Journal of China Civil Aviation, 2012, 2(12): 5-8. (in Chinese)
- [14] 王天顺,雷虹,李锋,等. 飞机雷电防护设计与鉴定试验[J]. 飞机设计, 2009, 29(5): 54-59.
- WANG Tianshun, LEI Hong, LI Feng, et al. Design of lightning protection and certification test for aircraft [J]. Aircraft Design, 2009, 29(5): 54-59. (in Chinese)
- [15] 叶继海,金平,韩冰. 飞控系统闪电间接效应的防护设计[J]. 电子设计工程, 2014, 22(2): 48-51.
- YE Jihai, JIN Ping, HAN Bing. Protection design of lightning indirect effect for flight control system [J]. Electronic Design Engineering, 2014, 22(2): 48-51. (in Chinese)

(编辑:张宝玲)