

CST Study on Lightning Indirect Effect

Qinhan Zhou, Honglan Wu, Xin Qiao

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu
Email: 1263665220@qq.com

Received: Feb. 4th, 2017; accepted: Feb. 24th, 2017; published: Feb. 27th, 2017

Abstract

Lightning is coupled into the airplane through the gap of the aircraft, which produces electromagnetic interference. In this paper, the CST simulation software is used to set up the slot structure on the 787 model to verify its electromagnetic coupling mechanism; this simulation selects different kinds of cables, analyzing their electromagnetic shielding performance by comparison and providing the basis for the cable laying and modification.

Keywords

Indirect Effect of Lightning, Gap, Cable, Electromagnetic Shielding

CST闪电间接效应研究

周秦汉, 吴红兰, 乔新

南京航空航天大学, 江苏 南京
Email: 1263665220@qq.com

收稿日期: 2017年2月4日; 录用日期: 2017年2月24日; 发布日期: 2017年2月27日

摘要

闪电通过飞机开口缝隙耦合进入飞机内部, 产生电磁干扰。本文利用CST仿真软件在787模型上设置开口缝隙结构, 对其电磁耦合机理进行验证; 选取了不同型号的传输线, 对比分析其电磁屏蔽性能, 为线缆铺设改装提供依据。

关键词

闪电间接效应, 开口缝隙, 线缆, 电磁屏蔽

Copyright © 2017 by authors and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

闪电是一种常见的自然现象，同时也是最常见的强电磁干扰源，每天发生约 800 万次。国际电工委员会已将闪电灾难现视为电子信息化时代的一大公害，而同时闪电也是飞机研制和适航审定所必须验证的一项电磁环境。CCAR25.1316-系统闪电防护[1]指出：(a) 系统安全性评估确定为 A 级的系统，对于其功能失效会影响或妨碍飞机继续安全飞行和着陆的每种电气、电子系统的设计和安装，必须保证在飞机遭遇闪电环境时，执行这些功能的系统的工作与工作能力不受不利影响。(b) 系统安全性评估确定为 B 级和 C 级的系统，对于其功能失效会影响或造成降低飞机能力或飞行机组处理不力运行条件能力的各种电气和电子系统的设计和安装，必须保证在飞机遭遇闪电环境之后能及时恢复这些功能。

闪电对飞机的影响可以分为闪电直接效应和闪电间接效应。上世纪 70 年代，一批来自 FAA 和 NASA 等机构的航空界工程师对如何评估记载电子设备对闪电间接效应敏感性的测试方法展开了研究，并提出了一种瞬态分析技术，开创了通过实验验证电设备的瞬态设计水平(ETDL)是否可以耐受实际瞬态水平(ATL)的方法。航空无线电技术委员会(RTCA)和美国汽车工程师协会(SAE)等航空组织也相继退出了一系列的标准用以指导如何惊醒闪电间接效应实验。我国对闪电的研究成果主要集中在闪电直接效应，而间接效应的研究尚处于起步阶段，大部分的标准和实验都要借鉴国外。本文利用 CST 软件对闪电效应进行初步研究，主要针对闪电耦合进入飞机内部的路径——开口缝隙影响机理进行验证，另外对闪电防护主要措施——屏蔽线缆的电磁屏蔽性能进行验证[2] [3] [4] [5]。

2. 闪电间接效应影响机理

闪电的间接效应是指伴随闪电产生的强电磁脉冲引发的过电压或者过电流对于飞机系统或设备产生的损害，主要可分为三个部分：静电效应、暂态过压、电磁耦合。本文主要讨论电磁耦合的影响机理。

所谓电磁耦合，就是伴随闪电的电磁场通过缝隙、开口、复合材料耦合到飞机内部的设备中，继而产生大的电压或电流，损伤设备。

其主要耦合方式分为三类：(1) 磁场耦合；(2) 阻抗耦合；(3) 电场耦合。

(1) 磁场耦合

当闪电击中飞机时，快速变化的闪电电流在机身周围形成一个环绕机身的瞬变强电磁场。而这个强磁场中的一部分磁通量则会通过上述路径进入到飞行器内。除此之外，飞行器内部也可能来自闪电电流的向内扩散。进入飞行器内部的变化磁场可以在没有闭合的电路中感应出电压，而在闭合电路中则会感应出电流。

(2) 阻抗耦合

所谓阻抗耦合，就是当闪电电流经过阻抗部位时就会产生压降。当飞机内部设备与机身相连时二者之间就会产生电压差。对于高导电的金属材料，这个压降不会很高。而对于复合材料或者其他导电率较低的材料，就会产生大的电压差。

(3) 电场耦合

电场可以通过上述的路径直接进入机体内部，便会在导体上产生正比于电场变化率的位移电流 I ，其对应关系式：

$$I = 8.73 \times 10^{-12} \times S \times \frac{dE}{dt}$$

其中, S 表示电流的截面积。

开口缝隙是电磁耦合进入飞机内部的主要途径之一, 本文在飞机模型结构上设置了缝隙, 通过对同一位置, 开缝隙前后的场强对比, 验证缝隙的耦合机理。此外, 屏蔽线缆作为闪电防护的一项重要措施, 在仿真中, 通过单线和同轴线的感应电流大小的比较进行验证[6]。

3. CST 仿真设计

飞机闪电间接效应的符合性认证方法有三种: 试验分析、相似性分析、仿真分析。就目前而言, 我国在闪电间接效应的测试上仍处于起步阶段, 相似性分析并不适用。三者中, 试验是最有效的分析方法, 但利用实验室进行整机级的雷电试验会耗费大量的人力财力, 且不能做预测性分析, 一旦开展, 若因为干扰因素得不到预期结果, 将会造成重大损失。所以仿真分析可以作为试验之前的辅助手段, 用于预测分析, 提前调整干扰因素, 避免重大损失。

3.1. 仿真任务

CST MS 2011 工作室提供了四种基本线缆, 本文选取了单线和同轴线做对比试验。通常全波算法对于像缝隙这类微小尺寸的处理非常麻烦, 而 CST MS 2011 工作室在处理这类微小尺寸结构电磁泄露的问题上, 采用精简模型将这类结构替换为等效电路, 避免了对他们进行网格剖分, 从而能够快速地仿真出结果。此次实验的主要工作是单线与屏蔽线的对比试验, 缝隙耦合机理的验证(封闭机箱与非封闭机箱屏蔽效果对比), 故此就实验目的而言, 只要求在同一模型下的对比效果, 而不要求试验数据的实际性。在此次实验中, CATIA 787 飞机模型导入 CST 中作为 3D 试验对象, 由于计算机的计算能力限制, 将模型比例缩放至原尺寸 1/10。

3.2 激励源设置

本实验激励源的设置按照 GJB1398A 规定飞机进行雷电间接效应的试验波形和相关参数, 如表 1 所示。

在 ARP5416 中针对于雷电间接效应所要求的试验波形仅为 A 和 H, 本实验选取雷电 A 分量作为仿真激励源。

闪电出入口通常为机头, 尾翼尖等突出部分, 在本仿真试中将机头和机尾选为闪电的注入点和分离点。为了模拟电流注入试验, 在击入路径中设置了一个电流源离散端口。在对路径长度的设置上要考虑避免静电场的影响。可将端口设置到吸收边界, 以此来构成回路避免充电效应的影响。此外, 还设置了击入与击出导线的半径和阻抗[7] [8]。

3.3. 结构设置

通过 CST MS 提供的精简模型 Enclosure, 在飞机底部嵌入两个金属机箱, 用以模拟 LRU (航线可换件)。用单线连接两个机箱(对比试验中将单线替换为屏蔽线), 同时在线缆的两端设置了 50 欧姆的终端阻抗。

对于缝隙的设置, 通过其精简模型 Slot, 在机身舱门处设置了宽为 6e-005 m, 深度为 2e-005 m 的缝隙(对比试验不设置缝隙), 在机箱上也设置了宽为 1e-005 m, 深度为 2e-005 m 的缝隙。

机箱由于在实际中都会有线缆的接口和通风口, 故而通过 Vent 精简模型在机箱上添加了通风口。

对于材料属性设置, 机身材料(也就是蒙皮材料)设置为铝, 作为机身材料屏蔽性能的对比, 同轴线采用 RG58 同轴线缆。

为了提取飞机各处的场强和电流, 在进行仿真之前需要设置探针。为了获取试验目的所需的结果,

Table 1. Lightning waveform and related parameters**表 1.** 雷击波形和相关参数表

电流分量	说明	电流分量 $i(t)$ 的相关参数		
		I_0/A	α/s^{-1}	β/s^{-1}
A	严酷雷击	218810	11354	647265
B	中间电流	11300	700	2000
C	持续电流	0.5 s 时 400	不适用	不适用
D	再击	109405	22708	1294530
D/2	多重冲击	54703	22708	1294530
H	多脉冲群组	10572	187191	19105100

注：电流分量 $i(t) = I_0(e^{-\alpha t} - e^{-\beta t})$ ， i —电流，A； t —时间，s。

分别在舱门缝隙内外，飞机上部内外，机箱内侧，机翼，尾翼设置了探针。

3.4. 网格设置和边界设置

CST MS 采用 Octree 技术将机体模型进行六面体剖分。一般来说，网格剖分的越细密，仿真精度越高，相对的时间也越长。选择合理的网格密度，是速度与精度的平衡所在。由于计算机的限制以及仿真时间的要求，对于电磁兼容试验的仿真区域只能是有限域的。为了贴近现实的开域情况，吸收边界被提出来用以模拟开域，该虚拟边界可以使散射波自由穿过或者将其完全吸收。

通过对于吸收边界扩展度和网格剖分的分析，最终将扩展度确定为 30%，最大网格尺寸为 0.033108925 m，最小网格尺寸为 0.006621785 m，总的网格数量为 148.2 k。值得一提的是，网格设置可能会有一定的误差，从而使得用坐标定位法可能会造成连接不成的情况，对此可以适当加密网格。

最后设置结果如图 1，图 2 所示。

4. CST 仿真结果与分析

一共进行了 3 次仿真，分别是：A：单线、舱门和机箱未设置缝隙、机身材料为铝；B：单线、舱门和机箱设置了缝隙、机身材料为铝；C：屏蔽线、舱门和机箱设置了缝隙、机身材料为铝。具体安排：验证缝隙对磁场耦合的影响：B 和 A；对比单线和屏蔽线的电磁屏蔽效能：B 和 C。

4.1. 缝隙对附近电磁场分布的影响

在飞机的舱门附近不可避免地会有缝隙产生，机箱由于通风或者接线的原因也会有缝隙存在，而缝隙是电磁场耦合进入飞机内部的主要途径之一，因此必须将缝隙结构纳入考虑。在 B 仿真中在舱门附近以及机箱 1 分别开了缝隙，并在舱门内和机箱内分别选取了两点用于探测电场强度。仿真结果如图 3~图 6 所示。

在 0~100 μ 秒的时间段内，仿真 A 舱门内部场呈递增趋势，100 μ 秒时峰值接近 200 V/m，仿真 B 舱门内部场强 100 μ 秒时峰值接近 1150V/m。

在 0~100 μ 秒，无缝隙时机箱内部场强峰值约为 6.5 kV/m，有缝隙时机箱内部场强峰值约为 70 kV/m。经过两个位置的比较，很明显的看出，缝隙的存在会使得其附近地方飞机内部场强增大。因为缝隙较小，所以耦合进入飞机内部的能量较小，场强幅值增加不大。

4.2. 设备线缆的屏蔽效能对比

本次仿真中设定了两种线缆，单线和同轴线，一个没有屏蔽层，一个没有屏蔽层。通过对比同轴线

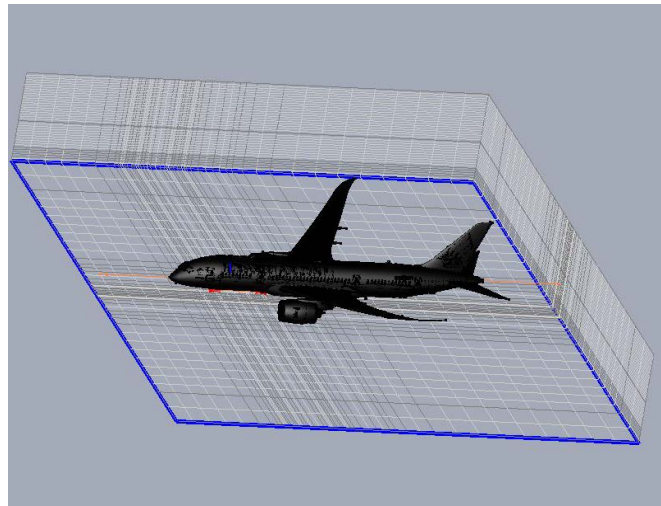


Figure 1. Simulation settings renderings (1)
图 1. 仿真设置效果图(1)

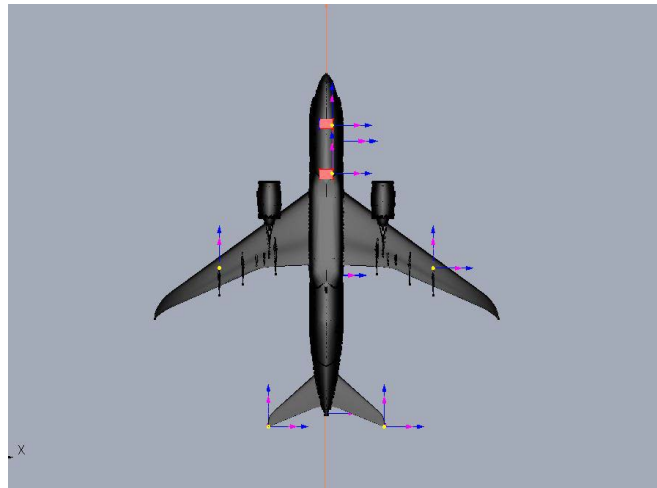


Figure 2. Simulation settings renderings (2)
图 2. 仿真设置效果图(2)

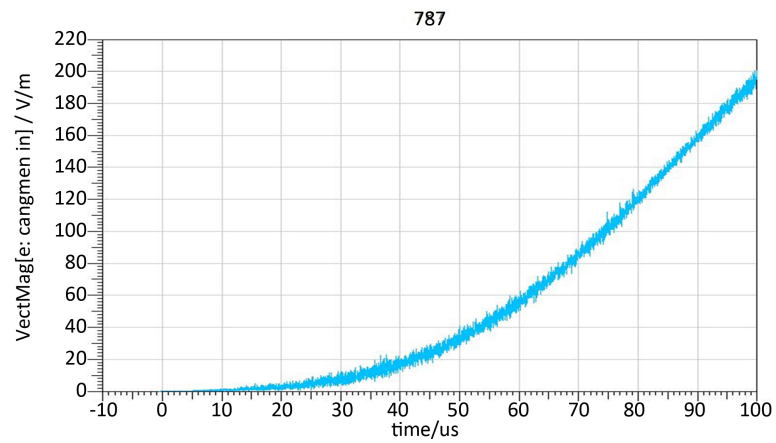


Figure 3. Electric field intensity inside the door with no gap
图 3. 无缝隙舱门内电场强度

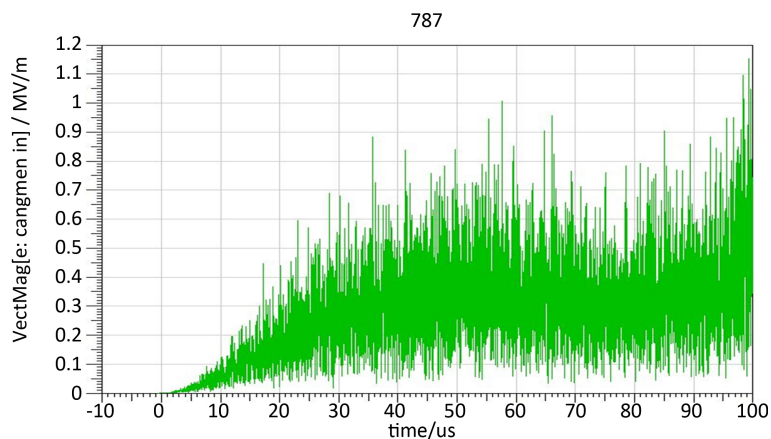


Figure 4. Electric field intensity inside the door with a gap
图 4. 有缝隙舱门内电场强度

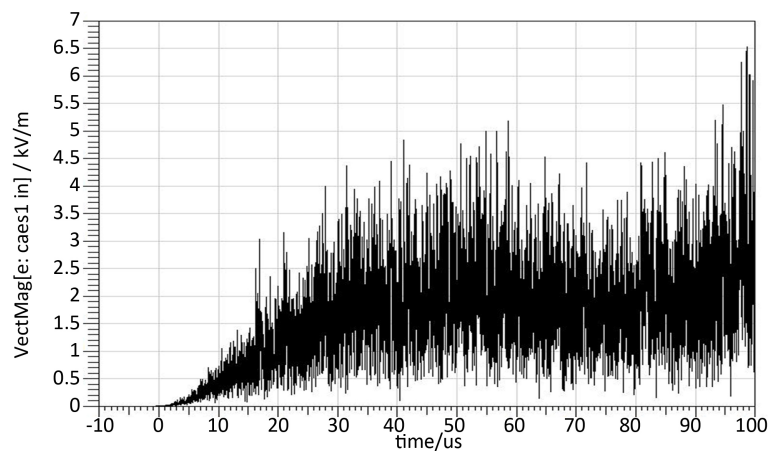


Figure 5. Electric field intensity inside the case with no gap
图 5. 无缝隙机箱内部电场强度

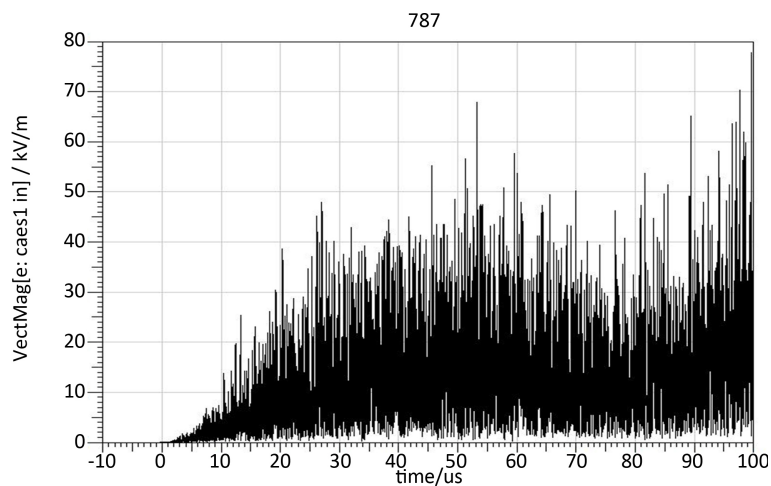


Figure 6. Electric field intensity inside the case with a gap
图 6. 有缝隙机箱内部电场强度

缆和单线中的感应电流的大小，来定性反应这两种线缆的电磁屏蔽性能。仿真结果如图 7~图 10 所示。

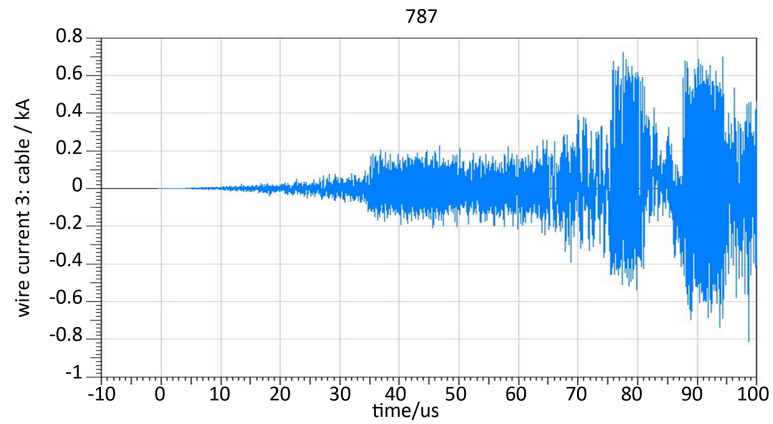


Figure 7. Induced current of coaxial cable shield

图 7. 同轴电缆屏蔽层感应电流

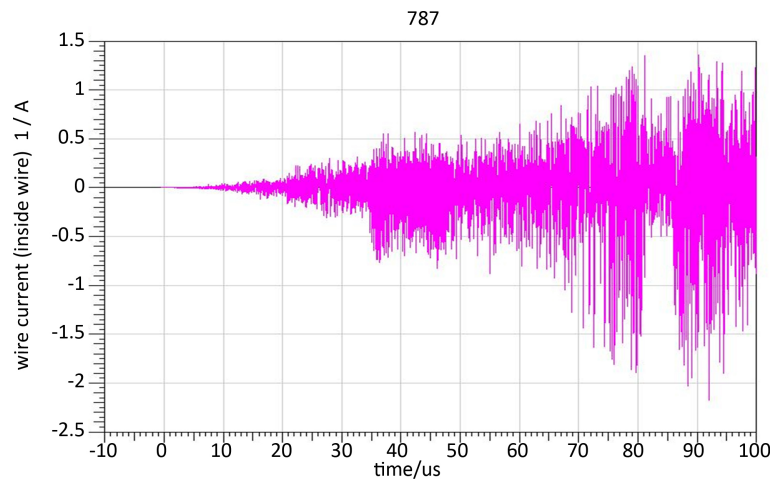


Figure 8. Coaxial line induced current

图 8. 同轴线芯线感应电流

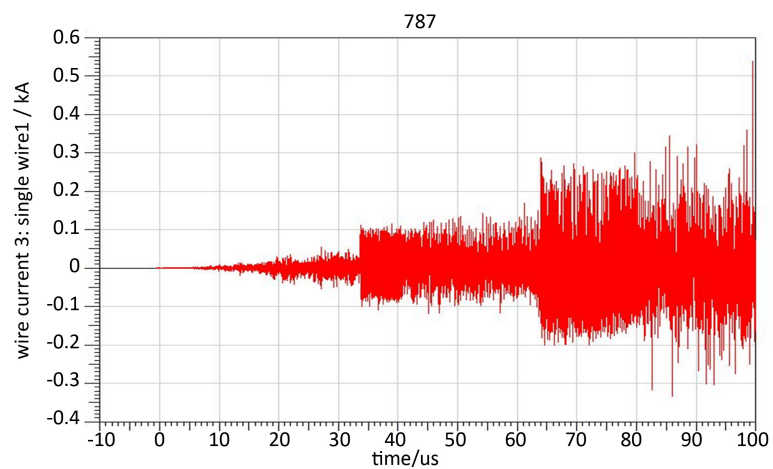


Figure 9. Single line inductive current at point 1

图 9. 单线端点 1 处感应电流

比较图 7 和图 8 中的电流数值可以发现，同轴电缆的屏蔽层中的电流为 kA 级，而芯线中的电流为 A

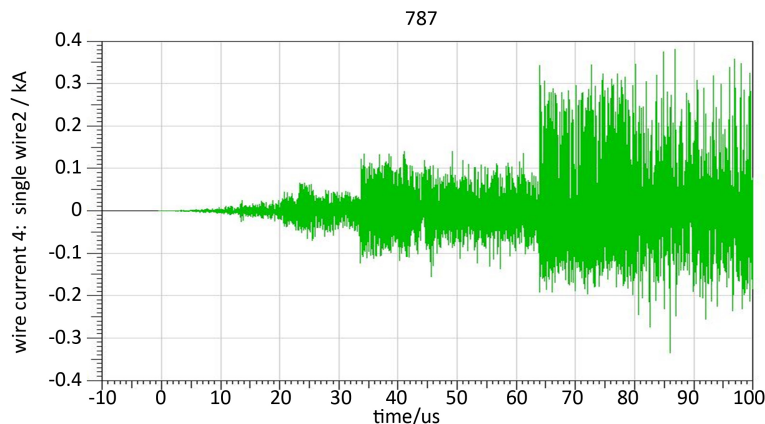


Figure 10. Single line inductive current at point 2

图 10. 单线端点 2 感应电流

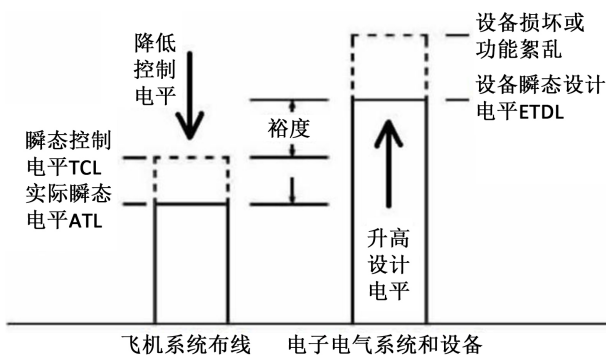


Figure 11. Schematic diagram of ATL, TCL and ETDL

图 11. ATL、TCL 和 ETDL 关系示意图

级, 由此比较可知同轴电缆可以很好的屏蔽外部磁场, 从而使得耦合进入电缆连接的设备磁场能量很小。

比较图 8 和图 9、图 10 中的电流数值可以发现, 同轴电缆芯线中的电流为 A 级, 而单线中的电流为 kA 级, 由此可知同轴电缆的屏蔽效果远优于单线。故同轴电缆可以作为一项有效的闪电防护措施。

5. 仿真应用

仿真分析作为飞机闪电间接效应的符合性验证方法之一, 所得到的仿真结果可作为闪电间接效应防护设计与修改的参考依据。

所有针对闪电间接效应的防护设计, 其目的都是防止对电子电气设备造成损伤、降低或规避对飞机安全飞行和人员安全的影响。而其符合性验证的数值依据, 通常为实际瞬态电平 ATL, 瞬态控制电平 TCL, 机载航电设备瞬态设计电平 ETDL。

三者的关系如图 11。

由图 11 可知, ETDL 至少要高于 TCL 6dB 的安全裕度, TCL 要高于 ATL, 没有具体的数值要求。对于系统级的飞机闪电防护可以从两方面入手。一方面是通过增设屏蔽层、改变线路布局、更换传输介质等方法来降低 TCL, 另一方面就是要对防护电路进行优化从而提高 ETDL。只有当这两方面均达到最优状态, 系统的防护设计的安全等级才能最高。

TCL 和 ETDL 是从设计人员手中得来的数据, 而要验证防护设计的符合性就必须要有实际的数据 ATL 作为对比, 仿真结果可以作为 ATL 的参考值。

本次仿真所得数据可以作为 ATL 的参考值,用于线缆铺设改装和开口缝隙设置的符合性验证。通过对比 TCL, 确定线缆铺设改装, 开口缝隙的设置是否满足闪电间接效应标准[9]。

6. 结论

本文通过 CST 仿真验证了开口缝隙的存在使得飞机内部磁场强度增大, 验证了开口缝隙是闪电耦合进入飞机内部的主要路径之一。通过单线与同轴线缆屏蔽性能的对比, 验证了同轴线缆的屏蔽效果远优于单线, 说明同轴线缆可以作为一项有效的闪电防护措施。此外, 本次仿真所得数据可以作为 ATL 的参考值,用于线缆铺设改装和开口缝隙设置的闪电间接效应符合性验证。

参考文献 (References)

- [1] CCAR-25-R4 运输类飞机适航标准[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.
- [2] GJB1389A-2005. 系统电磁兼容性要求[S]. 2005.
- [3] SAE-ARP5415. Users Manual for Certification of Aircraft Electrical/Electronicssystem for the Indirect Effects of Lightning. 2002.
- [4] SAE-ARP5416. Aircraft Lightning Test Methods. 2005.
- [5] FAA (2007) Federal Aviation Regulation 25. FAA, Washington DC.
- [6] 滕向如. 飞行器雷电间接效应危害及其防护研究[J]. 环境技术增刊, 2014(z1): 130-133.
- [7] 黄军玲. 飞机雷电间接效应仿真与研究[J]. 科学技术与工程, 2015, 15(7): 105-109.
- [8] 赵忠义. 飞机舱内雷电电磁环境仿真研究[J]. 电波科学学报, 2015, 30(2): 391-395.
- [9] 郭飞. 飞机闪电间接效应数值仿真分析[J]. 电波科学学报, 2012, 27(6): 1129-1134.

期刊投稿者将享受如下服务:

1. 投稿前咨询服务 (QQ、微信、邮箱皆可)
2. 为您匹配最合适的期刊
3. 24 小时以内解答您的所有疑问
4. 友好的在线投稿界面
5. 专业的同行评审
6. 知网检索
7. 全网络覆盖式推广您的研究

投稿请点击: <http://www.hanspub.org/Submission.aspx>

期刊邮箱: mos@hanspub.org