

IEL & HIRF 传递函数分析预测 与系统定义

Analysis Measurement and System Definition of Transfer Function for IEL & HIRF

周小春 / Zhou Xiaochun

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

讨论闪电间接效应和高强度辐射场的飞机传递函数的同步测量与分析计算, 论述飞机系统设备对闪电间接效应或高强度辐射场响应的分析预测方法, 说明系统定义中电磁兼容及设备电磁防护的设计方法。

关键词: 闪电间接效应; 高强度辐射场; 传递函数; 系统定义。

中图分类号: V241

文献标识码: A

[Abstract] This paper discusses the synchronous measurement and analytical calculation of the transfer function on aircraft Indirect Effects of Lightning (IEL) and High Intensity Radiated Fields (HIRF). It also illustrates the methodology of predicting the response of the aircraft system equipment to IEL and HIRF conditions, as well as setting electromagnetic compatibility and the electromagnetic protection level of the equipment during system definition.

[Key words] Indirect Effects of Lightning (IEL); High Intensity Radiated Fields (HIRF); transfer function; system definition.

0 引言

闪电间接效应 (Indirect Effects of Lightning, 简称 IEL) 和高强度辐射场 (High Intensity Radiated Fields, 简称 HIRF) 等强电磁效应, 是飞机系统可能遭受的高强度电磁危害。电磁场在飞机的不同结构区域有着不同的传输规律, 用传递函数 $H(f)$ 表示飞机系统结构的这一传输特性。在飞机系统定义、设备设计中, 由飞机构型及 IEL & HIRF 传递函数, 确定飞机系统的设备等级。在飞机系统的安全验证中, 须验证完整构型正常技术状态的飞机系统对闪电和外部无线电发射的保护能力。

传递函数 $H(f)$ 定义如下: 以 $E(f)$ 表示闪电电流或外部电磁场的傅里叶函数, $S(f)$ 为传递到区域的感应强度 (电流、电压或电磁场) 的傅里叶函数, 零初始条件下线性系统电磁波的传递函数是:

$$H(f) = \frac{S(f)}{E(f)} \quad (1)$$

实际的飞机系统在工程精度范围内可近似为线性系统, 飞机系统的传递函数确定后, 按以上关系式给定外部电磁威胁, 可确定飞机系统内部电磁环境, 据此定义系统。

传递函数可用仿真分析计算, 或试验测量计算, 仿真分析可与测量装置对比较正。

依据 AC20-136 和 AC20-158 及相关文件, 闪电能量主要集中在 100Hz ~ 30MHz, IEL 传递函数可用飞机扫频试验 SAE ARP5416/6.1.5 Swept Frequency Aircraft Tests 方法测量。

低频 HIRF 频率在 10kHz ~ 400MHz, 频率上限 400MHz 取决于 HIRF 对飞机系统电缆线有效耦合的最高频率。相应于 IEL, HIRF 传递函数在 100kHz ~ 30MHz 的典型测量方法是用低电平直接驱动试验 (Low Level Direct Drive, 简称 LLDD), 在 0.5MHz ~ 400 MHz 的典型测量方法是用低电平扫掠电流试验 (Low Level Swept Coupling, 简称 LLSC)。

高频 HIRF 在 400MHz ~ 40GHz, 用低电平扫掠场试验 (Low Level Swept field, 简称 LLSF) 测量飞机结构传递函数 (衰减函数), 辐射场衰减函数的测量按照仿真分析的不同频段特征, 分频率、位置、传感器等条件测量。

1 仿真分析计算

使用 EADS IW 等软件, 用飞机 CATIA 模型, 简化对感应电磁场和瞬态感应电流影响不敏感的机身结构、装置, 设置相关系统电缆模型, 设置材料电导率等电磁参数, 构成对电磁感应等效的飞机系统简化模型, 并设置 IEL 或 HIRF 激励源和边界条件等, 使用相应算法工具, 可对飞机内部电磁环境和系统效应进行分析计算。

在 IEL 仿真分析中, 闪电环境按 SAE ARP5412 采用标准的 A 波和 H 波的多重冲击和多重脉冲, 和 SAE ARP5415 确定的闪电电流路径等计算。在 HIRF 响应仿真分析中, HIRF 环境按 XX25.1317 要求的系统防护相应等级的 HIRF 计算。使用仿真可以计算飞机在不同环境条件感应的蒙皮电流分布, 或各区域电磁场分布, 或飞机导线 (电缆束) 的感应电流、导线开路电压等, 或其传递函数。

仿真计算分析试验是校正地面 IEL 或 HIRF 测试装置的必要方法。IEL 仿真试验模型包括飞机简化结构及相关装置电缆模型, 相应试验设置飞机接地平板模型, 闪电附着点和电流信号的输入激励模型, 与接地板的接地终端模型等。飞机 HIRF 仿真试验模型包括飞机简化结构及相关装置电缆模型, 相应试验设置 HIRF 场源及对 HIRF 传输感应有影响的试验装置。用“飞行”和“地面试验”仿真分析对比以优化试验装置, 实现准确测量。

2 传递函数测量

2.1 飞机扫频试验/直接驱动试验 (LLDD)

2.1.1 IEL&HIRF 传递函数测量

飞机 IEL 扫频试验与低频 HIRF 直接驱动试验 LLDD 有相同的测量原理和相似的测量方法。低频 HIRF 与闪电信号谐波频率相近, 根据文献 [4], 飞机结构对闪电电磁场或低频 HIRF 的传递函数有相似关系。因此, IEL 与低频 HIRF 传递函数可用相同 LLDD 的飞机扫频试验同步测量。试验方法程序依

照 SAE ARP5416/6.1.5。典型的扫频试验原理如图 1 所示。

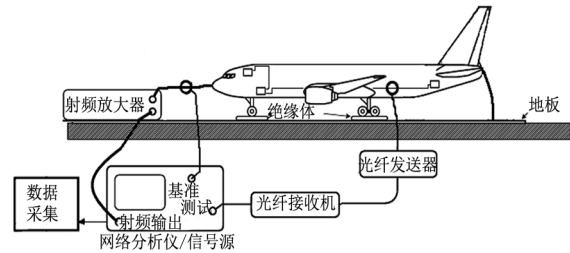


图 1 扫频试验原理

闪电在飞机周围的电场是较均匀的, 试验为了获得一个可以接受的上下不对称电平, 需要设置适当的电流回路地网及配置电路, 优化测试电路的拓扑结构。

因飞机和回路结构之间分布电容耦合, 使电流沿结构流经时电平降低。为了在全机身长度上获得均匀电流环路, 消除在飞机上沿机身长度的电平降低, 可采用在飞机两端反相注入电流的方法, 低电平扫频双注入试验原理如图 2 所示。

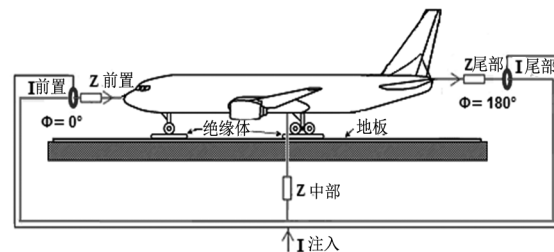


图 2 低电平扫频双注入试验原理

试验注入电流的入出口按照仿真分析的闪电和低频 HIRF 电流路径, 使用低幅度正弦波电流注入, 具体幅值按测量中的试验信号比噪音信号的可辨识值确定。频率范围在 100Hz ~ 30MHz, 与低频 HIRF 的频率 10kHz ~ 400MHz 有重合域。测量采用覆盖闪电频段的矢量网络分析仪, 测量幅度和相位信息。试验测量机上导线 (电缆束) 的感应电流、开路电压、蒙皮电流, 或测量计算注入电流 (蒙皮电流) 与导线 (电缆束) 感应电流的比率。

按照不同的 IEL (不同的闪电注入路径和不同闪电波形) 或不同强度的低频 HIRF 激励, 根据仿真的蒙皮电流分布, 分位置测量其蒙皮电流。图 3 为测量机翼蒙皮电流的实例, 机翼上布置了蒙皮电流传感器。

测量蒙皮上一小块表面电流密度及分布, 与仿真值进行比对, 由此校正试验装置。



图3 蒙皮电流测量实例

2.1.2 100Hz ~ 30MHz 传递函数计算

扫频试验的飞机传递函数 $H_T(f)$ 、测试点响应 $X(f)$ 、注入电流(蒙皮电流) $I(f)$ 之间的关系是:

$$H_T(f) = X(f) / I(f) \quad (2)$$

试验响应的传递函数需修正,除去探针、线缆、网络分析仪和放大器的影响。修正传递函数 $H_{TC}(f)$ 是:

$$H_{TC}(f) = H_T(f) / H_C(f) \quad (3)$$

其中: $H_{TC}(f)$ 为修正的测试响应传递函数; $H_T(f)$ 为测试区域响应传递函数; $H_C(f)$ 为修正因素。

传递函数测量和数据处理还需消除试验环境的影响。此外,通过仿真飞机蒙皮电流在飞行条件与地面测试的差异,获得“地面到飞行”的外推函数,由此修正地面测量偏差。通过这些分析计算,获得飞机注入电流或蒙皮电流对导线(电缆束)感应电流的传递函数。

传递函数及响应分析计算的主要过程包括:

- (1) 确定地面传递函数: $I_{ind\ ground}(f) / I_{inj\ ground}(f)$;
- (2) 确定地面到飞行外推函数: $I_{ind\ ground}(f) / I_{inj\ ground}(f)$;
- (3) 由外推函数乘地面传递函数得飞行传递函数: $I_{ind\ flight}(f) / I_{inj\ flight}(f)$;
- (4) 由 A 或 H 波傅里叶变换 FFT 得频域注入电流: $I_{inj}(t) \rightarrow I_{inj}(f)$;
- (5) 由频域 A 或 H 波乘飞行传递函数获得飞行频域感应电流: $I_{ind\ flight}(f)$;
- (6) 傅里叶逆变换 IFFT 获得飞行感应时域电流: $I_{ind\ flight}(f) \rightarrow I_{ind\ flight}(t)$ 。

2.1.3 IEL&HIRF 低频响应计算

闪电时域响应用扫频响应的傅里叶逆变换(Inverse Fast Fourier Transform, 简称 IFFT)法:

$$R(t) = \mathcal{F}^{-1}[H(\omega) \times I(\omega)] \quad (4)$$

其中: $H(\omega)$ 为测量的传递函数; $R(t)$ 为期望的时域电压或电流响应; $I(\omega)$ 为相应的闪电电流组合(A, D, D/2, H, etc.); \mathcal{F}^{-1} 为傅里叶逆变换($\omega = 2\pi f$)。

应用傅里叶逆变换,从频域测量获得时域的雷

击响应,典型算例结果如图4、图5所示。

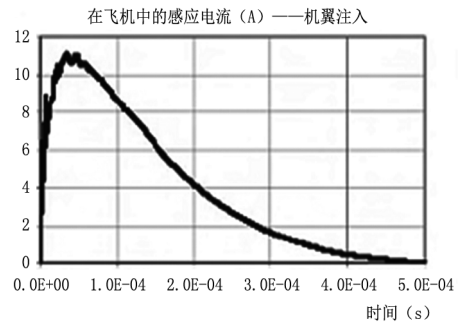


图4 A波飞机响应

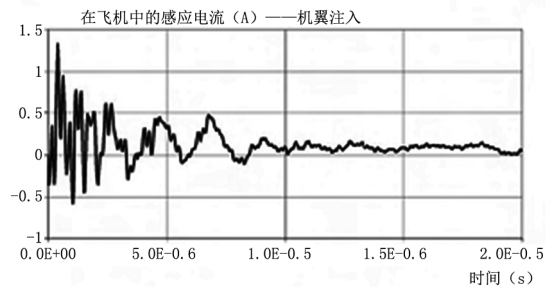


图5 H波飞机响应

通过测量的频域数据计算出闪电时域 A 和 H 波形数据,根据闪电标准要求,可以得到系统设备 IEL 响应的实际瞬态电平 (Actual Transient Level, 简称 ATL)。对于闪电防护,实际测量导线(电缆束)感应电流,系统定义则外推到 $10^4 \sim 2 \times 10^5$ A。

测量的导线(电缆束)电流与蒙皮电流的比值,得出 HIRF 的 10kHz ~ 30MHz 传递函数。

根据传递函数,把蒙皮电流外推到仿真计算的低频 HIRF 感应的蒙皮电流,计算得系统设备低频 HIRF 响应的实际瞬态电平 ATL。

2.2 低电平扫掠电流测试(LLSC)

飞机对低频 HIRF (0.5MHz ~ 400MHz) 的传递函数,采用低电平扫掠电流试验 LLSC 的辐射测量法,用已知场强对全机进行照射。典型的试验法是:先建立已知场,后置飞机于已知场中,在飞机机头、机尾和两个机翼四个位置,用发射天线分别进行水平和垂直极化扫频照射,测量机内导线(电缆束)的感应电流。

计算导线(电缆束)感应电流与照射天线场强的比率,并归一化到 1 V/m,得到单位外部场强照射时的传递函数。根据测量的归一化传递函数,将感应场强外推到相应的低频 HIRF 环境,得到系统设备在相应频段响应的实际瞬态电平 ATL。

某机型测量的典型传递函数实例如图 6 所示。

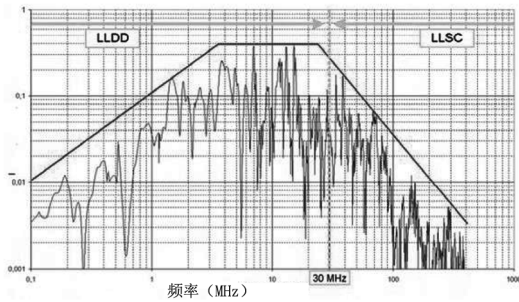


图 6 某型机的典型传递函数

2.3 低电平扫掠场测试(LLSF)

飞机对 HIRF 在 100MHz ~ 40GHz 的衰减函数,使用低电平扫掠场试验 LLSF 的辐射测量法,用已知场强对相应舱室进行照射。典型的试验法是:先建立已知场,后置飞机于已知场中,用发射天线从外部对研究的飞机舱室进行照射,改变天线的照射角度使舱内传感器测量的场强最大。测量时使舱室内产生谐振,以测得相应位置场强峰值。

测量相应系统设备所在舱室的场强,并与校准场强比较,从而得到机身在 100MHz ~ 40GHz 的衰减函数,可计算得归一化的内部场强值。

将测得的内部场强线性外推,得到 HIRF 标准环境下的舱室场强值,可计算出不同 HIRF 环境下舱室内部电场的实际瞬态电平 ATL。

3 系统定义

用相同或相似构造的飞机,通过试验测量飞机重要系统的 IEL 或 HIRF 传递函数,计算标准闪电或 HIRF 等环境下导线(电缆束)感应瞬态电流、瞬态电压,即确定了相应导线(电缆束)上感应的实际瞬态电平 ATL。利用 ATL 及分析试验确定预期的飞机系统的最大感应电平(瞬态控制电平,Transient Control Level,简称 TCL)。依据系统安全性和电磁兼容设计准则,确定设计系统设备的敏感度对电磁环境有不小于 6dB 的安全余量。据此定义飞机系统设备 EMC 防护设计要求(设备瞬态设计电平,Equipment Transient Design Level,简称 ETDL)。根据 ETDL 设计系统设备的瞬态敏感性极限(设备瞬态敏感性电平,Equipment Transient Sensitivity Level,简称 ETSL)。

实际瞬态电平 ATL、瞬态控制电平 TCL、设备瞬态设计电平 ETDL 与设备瞬态敏感电平 ETSL 的

关系如图 7 所示。这一示图与其它文献中的示图有所不同,其关系按照实际工程设计定义。定义 ETDL 的程序是:(1)测量计算系统设备感应的实际瞬态电平 ATL;(2)分析确定预期飞机系统响应的瞬态控制电平 TCL($TCL \geq ATL$);(3)定义系统的安全余量($\geq 6dB$);(4)定义系统设备的瞬态设计电平 ETDL(系统设计要求);(5)设计系统设备的瞬态敏感电平 ETSL(设备敏感度极限, $ETSL \geq ETDL$)。

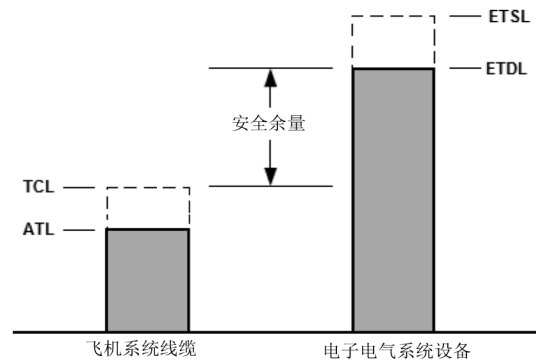


图 7 系统电磁兼容及设备 ETDL 定义

4 系统验证

4.1 IEL 验证方法:

IEL 验证方法和试验程序参照 SAE ARP 5413 和 SAE ARP 5416,试验波形用 SAE ARP5412 中定义的电流分量 A 和 H 波,按照选定的试验方法进行试验测量。对完整构型的飞机相应系统设备的导线(电缆束)进行测量验证。

4.2 HIRF 验证方法

HIRF 验证对飞机系统不同安全等级(A/B/C级)设备有以下不同的试验要求,HIRF 验证的全部试验方法有如下两类:

1) 系统设备级试验

(1) 频率从 10kHz ~ 400MHz 射频信号注入系统设备电缆束和导线试验;

(2) 频率从 100MHz ~ 400MHz 射频场的系统设备试验。

试验方法按照 RTCA/DO-160X/Sec. 20.0 的程序。两类试验方法有一个从 100MHz ~ 400MHz 的有意重迭区。

2) 飞机级试验——低电平耦合试验

(1) 低电平直接驱动试验(LLDD);

(下转第 27 页)

每个肋位及长桁位置蒙皮厚度。

表 2 机翼上壁板蒙皮厚度参数表(部分)(单位:mm)

站位	前梁	S-1	S-2	S-3	S-4	S-5	S-6	S-7
1 肋	4	4	4	4.1	4.2	4.3	4.4	4.6
2 肋	4.48	4.48	4.48	4.5	4.52	4.54	4.56	4.76
3 肋	4.92	4.92	4.85	4.74	4.72	4.73	4.74	4.92
4 肋	5.4		5.4	5.4	5.4	5.4	5.4	5.4
5 肋	7.1			7.1	7.1	7.1	7.1	7.1
6 肋	9.9			9.9	9.9	11	11	11
7 肋	12				12	13.3	13.3	13.3
8 肋	13				14	15.8	15.8	15.8

这个几何参数模板,是结构设计部门和强度设计部门之间数据传输的标准载体,也是两个部门完成各自后续工作(数模设计和有限元分析)的共同依据。对于有限元建模工作,可通过程序读取模板中的几何设计所用参数,计算对应位置的单元属性(如壳单元厚度、梁单元截面属性等),最后自动输出有限元模型的 Nastran bdf 文件。几何参数化建

(上接第9页)

- (2) 低电平扫掠电流试验(LLSC);
- (3) 低电平扫掠电场试验(LLSF)。

对完整构型正常技术状态飞机的上述三项试验,验证飞机系统 HIRF 曝露的防护能力。

5 结论

飞机系统开发设计中,系统电磁兼容(EMC)及设备开发保证等级(Development Assurance Level,简称 DAL)是系统定义设计的重要内容。

通过相似性设计定义系统,存在一定的验证风险。对关键系统使用相同或相似机型试验测量的方法,分析预测设备在 IEL 或 HIRF 等环境的系统响应,可以较准确地定义系统。

使用低电平直接驱动试验(LLDD)、低电平扫掠电流试验(LLSC)和低电平扫掠场试验(LLSF),测量计算相似构型飞机系统的 IEL 和 HIRF 传递函数,包括系统设备导线(电缆束)的感应电流、开路电压、设备附近电场强度,是飞机系统初步设计时进行系统定义的准确有效方法。这些方法同样适用于其它射频环境的飞机系统响应预测和系统电磁兼容设计。

模的工作对于加速多轮次结构更改校核过程、提高工作效率意义重大。

5 结论

本文通过搭建有限元计算数据管理平台,提出了一套飞机全机有限元数据管理方案,分别分析和研究了全机有限元模型、有限元计算、有限元分析结果以及有限元模型参数化操作的数据操作流程和管理、校对方法。通过对计算模型和结果数据严格的管理流程,不仅可以降低分析中人为疏失的概率,而且可以提高效率,进而提升飞机结构强度设计能力。通过笔者在型号研制的中的实践,表明该数据管理平台行之有效,效果明显。

参考文献:

- [1] Msc. Software Corporation. Msc. Nastran 2010 Quick Reference Guide[Z]. 2010.
- [2] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第9册:载荷、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2001.

参考文献:

- [1] 美国运输部联邦航空局 AIR-130. AC20-136A 航空器电子电气系统雷电间接效应防护[S]. US:美国联邦航空局,2006.
- [2] 美国运输部联邦航空局 AIR-100. AC20-158A 航空器电气电子系统 HIRF 防护[S]. US:美国联邦航空局,2007.
- [3] 中国民用航空总局航空器适航审定司. AC21-1317 航空器高强辐射场(HIRF)保护要求[S]. 北京:中国民用航空总局,2006.
- [4] Dominique Lemaire. A unified approach for lightning and low frequencies HIRF Transfer Functions measurements on A380[Z]. France: IEEE,2009,9.
- [5] Society of Automotive Engineers(SAE). ARP5416 Aircraft Lightning Test Methods[Z]. USA:SAE International,2005,3.
- [6] Society of Automotive Engineers(SAE). ARP 5583 Guide to Certification of Aircraft in a HIRF Environment[Z]. USA:SAE International,2006,8.
- [7] Radio Technical Commission for Aeronautics(RTCA). DO-160 Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment[Z]. US:USA RTCA, Inc,2010,12.