

民用飞机动力装置系统电搭接设计及适航验证

田宏星*, 周雷声

上海飞机设计研究院, 上海 201210

摘 要:本文对国内某型民用飞机动力装置系统(包括发动机本体、发动机安装节及短舱结构件)电搭接设计特征进行了描述, 全面分析了适航条款中关于电搭接的相关要求, 并给出了相应的适航符合性方法, 为我国民用飞机动力装置系统电搭接设计提供可行的参考和帮助。

关键词: 民用飞机; 动力装置系统; 电搭接; 适航; 符合性验证

中图分类号: V239

文献标识码: A

文章编号: 1007-5453 (2016) 07-0030-04

电搭接设计是民用运输机设计过程中必须要考虑的重要因素之一,其关系到飞机结构件、设备间的静电导流、闪电防护、电磁影响等。CCAR25《运输类飞机适航标准》和CCAR33《航空发动机适航规定》是民用运输飞机设计、研制、生产及使用过程中必须满足的最低安全标准,其对民用飞机电搭接设计同样提出了相关要求^[1]。因此,通过对民用飞机电搭接相关设计研究及相关适航条款要求符合性方法验证的分析研究,既是对民用飞机设计的实际指导,也是民用飞机及早取得适航证并促进航空工业发展的有利保障。

本文通过对国内某型飞机动力装置系统设计过程中电搭接设计特征的描述,以及对CCAR25和CCAR33内相关电搭接条款验证的初步分析和研究,为我国民用飞机的研发和适航提供有效的借鉴和帮助。

1 动力装置系统电搭接适航条款及设计要求

1.1 电搭接概念

电搭接是指在导电的结构件、设备、附件之间形成一条可靠的低阻抗电连接通路的一种机械连接方法。其目的是在规定的功能和环境条件下,为电气能量在主结构、部件和设备间传导提供一个导电通路,对于飞机来说,就是为了防止涉电设备、电线电缆及金属结构之间产生电磁干扰电平,

提供电源电流返回通路,也是防电击、静电防护、雷电防护以及保证信号传输、天线性能最佳的必要措施。

1.2 动力装置系统电搭接相关适航条款

CCAR25和CCAR33中涉及民用飞机动力装置系统电搭接要求的条款共5条,如表1所示。

表1 适航条款对动力装置系统电搭接设计的具体要求
Table 1 Specific requirements of the electrical bonding design for propulsion system from airworthiness items

序号	条款	标题	设计要求	动力装置系统相关部件
1	25.581	闪电防护	结构闪电防护设计要求	短舱结构件、发动机安装节
2	25.899	电搭接和防静电保护	结构件导电性设计要求	短舱结构件、发动机安装节
3	25.901b4	安装	整个动力装置系统设计的总要求	整个动力装置系统结构件和设备
4	25.1316	系统闪电防护	带电设备闪电防护设计要求	带电设备
5	33.28	发动机电气和电子控制系统	发动机本体闪电间接防护和电磁兼容保护要求	发动机本体

1.3 动力装置系统组成及电搭接设计要求

当前民用运输机动力装置系统一般由以下部件组成:

收稿日期: 2016-01-06; 退修日期: 2016-01-12; 录用日期: 2016-03-17

* 通讯作者. Tel.: 15800649664 E-mail: tianhongxing@comac.cc

引用格式: TIAN Hongxing, ZHOU Leisheng. Electrical bonding design and certification of civil aircraft propulsion system [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(07):30-33. 田宏星,周雷声. 民用飞机动力装置系统电搭接设计及适航验证[J]. 航空科学技术, 2016, 27(07):30-33.

(1) 发动机本体;(2) 发动机安装节;(3) 带反推力装置的短舱,包括进气道、风扇罩、反推力罩及尾喷等。

根据对动力装置系统的组成情况进行分析,适航条款中对动力装置系统的各结构件及设备的电搭接设计要求进行归类分析,如表 1 所示。

2 动力装置系统电搭接设计

动力装置系统电搭接设计的主要目的是要求发动机安装的主要部件与飞机连接部件无大的电位差,通过低阻抗搭接特性,使得负面电流可以快速通过导通路径传递至动力装置,导通到飞机机体结构上,并最终通过机翼放电刷进行放电。下面就我国某型民用飞机动力装置系统搭接设计特性进行介绍。

2.1 发动机本体电搭接设计

作为飞机心脏的发动机,其推力及功率提取均由相关电气和电子控制系统进行控制和操作,而当前民用飞机发动机本体均由短舱包裹,闪电一般不会直接作用到发动机本体上。因此,只需要考虑闪电间接防护、静电积累和电磁间的相互干扰。在发动机设计过程中,特别需要考虑各个子系统(如控制系统、燃滑油系统、点火起动系统等)的相关传感器、信号处理电子设备、电气控制设备等线缆接头输入和输出的电搭接设计。对于个别关键重要设备需要进行搭接丝或搭接条搭接,图 1 显示了全权数字式发动机控制 (FADEC) 和构型控制器工程更改程序 (ECP) 电搭接设计特征。另外,传感器等其他设备均可通过固定安装螺栓直接将设备外壳与固定支架或发动机机匣进行搭接。此外, GJB 358-87《军用飞机电搭接技术要求》中关于发动机的“发动机的附件应保持其电气连续性,以防止产生射频干扰”在设计时也值得借鉴考虑。

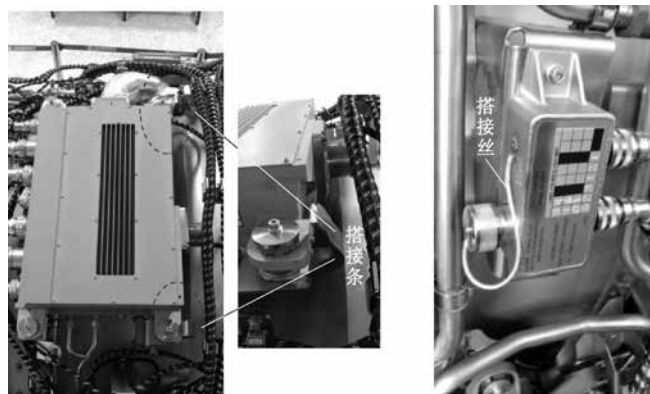


图 1 发动机 FADEC 和 ECP 电搭接设计特征(搭接条/搭接丝设计)

Fig.1 The electrical bonding for engine FADEC and ECP (bonding strip/wire design)

2.2 发动机安装节电搭接设计

发动机安装节一般分为前安装节和后安装节,而发动机本体机匣、前/后安装节、吊挂均为金属结构件,三者通过剪切销、安装螺栓(同为金属)进行连接,结构件间有大面积接触,搭接阻值小,因此,间接满足了适航对搭接设计的要求,以及 GJB 358-87 中关于发动机的“每台发动机至少有两处搭接到飞机基本结构上,其搭接电阻不大于 2500 微欧”的要求。

2.3 短舱电搭接设计

短舱作为发动机本体外包裹层,与外界大气进行直接接触,因此,设计过程中首要考虑其闪电防护的作用。发动机短舱一般由进气道、风扇罩、反推罩和尾喷 4 部分组成。以下以某型民用飞机短舱设计为例进行电搭接说明。

2.3.1 进气道

进气道组件安装在发动机机匣的前端,为发动机风扇区和核心区提供所需的进气流。其主要由唇口蒙皮、前隔板、外壁板、消声内壁板、后隔板和连接环等结构组成。由铝合金和敷设铜网的碳纤维复合材料构成当前设计的内外壁板。当闪电击中进气道内外表面时,电流从进气道外壁板传导到发动机前框或从外壁板后缘传导到风扇罩体。进气道闪击电流传导路径如图 2 所示。同时,发动机也为闪击电流提供了传导到安装节和吊挂上的通路。

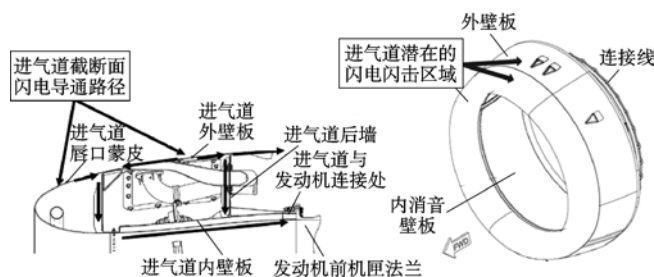


图 2 进气道闪电防护中电流导通路径

Fig.2 The current path of inlet for lightning protection

2.3.2 风扇罩

风扇罩位于进气道与反推力罩结构之间,设计分为上下 2 个半罩体组件,将发动机机匣包在其中,如图 3 所示。风扇罩通过 2 个钛合金的铰链在机身侧与吊挂相连,另一侧设有 2 把锁紧机构。风扇罩罩体为石墨纤维复合材料的蜂窝夹层结构。内蒙皮为石墨/环氧材料的平纹机织物,外蒙皮为石墨/环氧材料的平纹机织物,且在最外层共固化有铜网,中间为蜂窝芯子结构。铜网为提供闪击电流传导路径,防止闪电对于结构的损伤。风扇罩外表面布置有与罩体复合材料共固化的铜网。铜网能够将闪击电荷分散开以防止

复合材料被击穿,同时还能将闪击电流从闪击点传导到风扇罩铰链和反推力扭矩盒结构提供路径。风扇罩组件电流传导路径如图3所示。

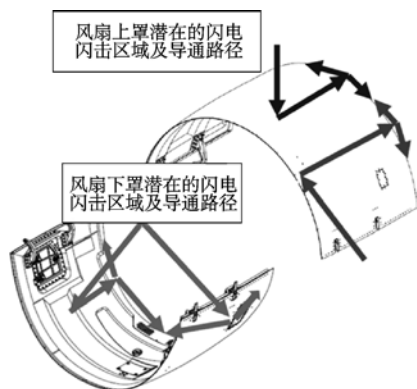


图3 风扇罩闪电防护中电流导通路径

Fig.3 The current path of fan cowl for lightning protection

2.3.3 反推罩

反推罩分为上下2个半罩体组件,内固定结构和移动罩构成了风扇涵道。内固定结构罩体与后核心罩体集成在一起,在风扇框和尾喷之间将发动机包起来,同时作为核心火区的防火墙。每一个反推力半罩体通过3个铰链连接在机身上。反推力罩结构和风扇罩结构一样,将铜网与外表面复合材料铺层共固化。图4所示为反推移动罩结构描述截面图。这些铜网为反推力罩的闪击点提供了2条传导路径。一条是通过罩体传导到紧固件上,另一条是传导到移动罩前缘的缓冲器结构,如图5所示。缓冲器结构提供了从移动罩体到扭矩盒的闪击电流传导路径,然后传导到发动机的内V形槽。

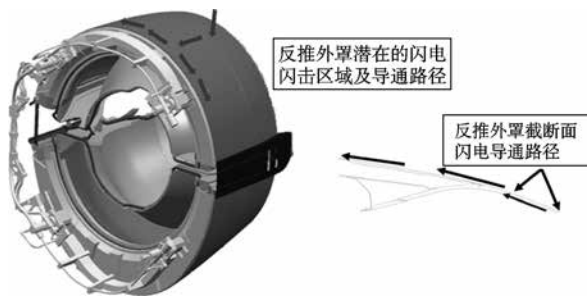


图4 反推外罩闪电防护中电流导通路径

Fig.4 The current path of thrust reverser outer cowl for lightning protection

2.3.4 尾喷

发动机尾喷直接安装于发动机本体尾端,形成发动机内涵气流的排气通道。尾喷结构均使用钛合金制造,具有良好的导电性,可以将潜在的外界闪电电流直接传导到发动机机匣,继而通过安装节导流至飞机机体结构上。

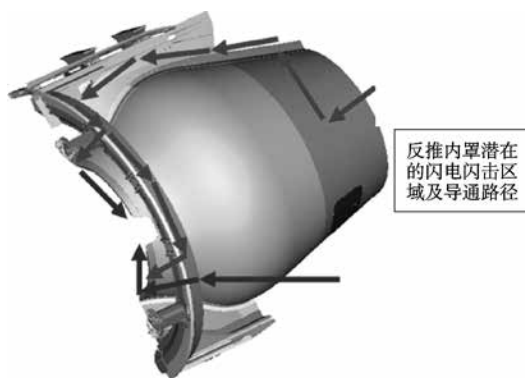


图5 反推内罩闪电防护中电流导通路径

Fig.5 The current path of thrust reverser inner cowl for lightning protection

3 动力装置系统电搭接适航条款验证

对于电搭接适航条款要求,需要通过多种符合性方法进行验证,包括系统设计符合性说明(MOC1)、电搭接阻值测量计算(MOC2)、试验件的单独导电性试验(MOC4)、飞机全机地面试验(MOC5)和相关设备的电/磁特性验证试验(MOC9),具体可见表2所示。

表2 动力装置系统对适航条款验证符合性方法

Table 2 The compliance means of airworthiness items for propulsion system

序号	条款	动力装置系统相关部件	符合性方法
1	25.581	短舱结构件	MOC1、2、4
2	25.899	短舱结构件	MOC1、9
3	25.901b4	整个动力装置系统结构件和设备	MOC1、2
4	25.1316	带电设备	MOC1、5、9
5	33.28	发动机本体	MOC1、2、4

从表2中可以看出,MOC1可通过设计特征说明进行符合性验证;MOC2可通过测量动力装置系统与飞机机体结构—吊挂间的低阻值电阻进行验证。经测试,短舱结构各处及发动机本体各处与飞机吊挂间的测量电阻均小于允许的极限值200mΩ。

MOC4试验件导电性试验,可以参照SAE ARP5416进行,具体如下:

(1) 根据SAE ARP5414A确认飞机典型闪电分区特征,并依据SAE ARP5412A建议,选取飞机结构中可能遭受到的闪击直接效应的电流波形。

(2) 选取与最可能遭受闪击的最薄弱结构部位的同样材质的试验板进行电流闪击试验。

(3) 试验后检查面板,对试验件进行拍照并记录任何出

现的损坏(试验判断依据为,结构件是否可以抵御电流的直接击穿或发生严重弯曲)。如图6所示,复合材料的试验件没有因强电流而导致击穿,经测试也并未发生内部面板中间夹层损伤或分层。

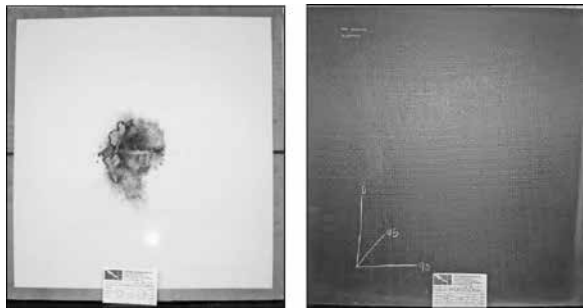


图6 结构件闪电防护试验结果

Fig.6 The lightning protection test results for structure part

MOC5 通过全机闪电间接效应试验进行验证,可参考 SAE ARP5413 和 AC 20-136A 进行实施,即通过将模拟的闪电电流(低电平电流脉冲)直接注入到全机特定的闪电附着点。测量互连导线和电缆中感应的瞬态电压和电流,判别是否测试所得的瞬态电平与系统/设备级试验所要求的设备瞬态设计电平之差不小于 6dB。经测试,发动机控制系统相关设备及相连电缆导线满足试验要求。

MOC9 设备鉴定试验是通过对动力装置系统相关关键重要的带电、用电设备(如发动机控制装置 FADEC、燃油滑油系统各种控制活门等)进行单独性试验。试验内容依据 RTCA DO-160《环境试验条件最低标准和机载设备适用的

试验程序》中相关章节要求进行试验验证。

4 总结

本文对国内某型民用飞机动力装置系统相关电搭接设计特征进行了详细描述,同时对相关电搭接适航条款进行了分析研究,给出了民用飞机动力装置系统各部件相对应的适航条款要求,并进一步列出了条款验证的符合性方法,对我国民用飞机研制具有一定的参考和借鉴价值。

AST

参考文献

- [1] 中国民用航空局 .CCAR-25-R4, 中国民用航空规章: 运输类飞机适航标准 [S].2011.
Civil Aviation Administration of China.CCAR-25-R4, Chinese civil aviation regulations: airworthiness standards transport category airplanes[S].2011. (in Chinese)

作者简介

田宏星(1984—)男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 动力装置系统集成设计。

Tel: 15800649664

E-mail: tianhongxing@comac.cc

周雷声(1979—)男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 动力装置系统集成设计。

Tel: 18616823327

E-mail: zhouleisheng@comac.cc

Electrical Bonding Design and Certification of Civil Aircraft Propulsion System

TIAN Hongxing*, ZHOU Leisheng

Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China

Abstract: This paper described the design features of electric bonding about our domestic civil aircraft propulsion system, including the engine body, mounts and nacelle structure. It analyzed the related airworthiness requirements and also presented the corresponding means of compliance. Through this paper, it is expected to provide the available reference and help for the electrical bonding design of propulsion system in our domestic civil aircraft.

Key Words: civil aircraft; propulsion system; electrical bonding; airworthiness; compliance certification

Received: 2016-01-06; Revised: 2016-01-12; Accepted: 2016-03-17

*Corresponding author. Tel. : 15800649664 E-mail: tianhongxing@comac.cc