

飞机结构雷电防护试验符合性验证

Lightning Protection Compliance Test of Aircraft Structure

张勇¹ 张越梅² 房延志²

1 中航工业第一飞机设计研究院 2 中国商用飞机有限责任公司

摘 要: 简要阐述了飞机结构雷电防护验证试验的种类、主要试验参数和试验规范,并具体介绍了复合材料平尾、整体油箱口盖、复合材料翼梢小翼和复合材料方向舵等飞机典型结构件的雷电防护试验方案设计。

关键词: 雷电防护; 雷电附着区; 直接效应; 间接效应; 鉴定试验

Keywords: lightning protection; lightning attachment zones; direct effect; indirect effect; evaluation test

0 引言

雷电防护是现代飞机结构设计的一项重要内容,飞机结构的雷电防护措施能否满足雷电防护的安全性指标要求,必须经过鉴定试验来验证。国内的雷电防护鉴定试验标准包括GJB3567—99“军用飞机雷电防护鉴定试验方法”和HB6129—87“飞机雷电防护要求及试验方法”,国外标准主要包括美国宇航工业推荐标准SAE ARP5412“飞机雷电环境和相关试验波形”、SAE ARP5414“飞机雷电分区”和SAE ARP5416“飞机雷电试验方法”等。飞机结构雷电防护鉴定试验就是选定试验标准,根据考核对象和试验部位所在的雷电区域确定试验方法和试验雷电环境,设计符合要求的试验件,按试验程序完成试验,用相关的设备进行记录和检查。

1 雷电防护试验的种类

雷电防护试验主要有研发试验、鉴定试验、适航符合性试验和全机试验。研发试验是在雷电防护设计之前,为寻求雷电防护设计方案而进行的探索试验,也包括飞机雷电附着区域划分试验。鉴定试验是在结构设计后,军用飞机按雷

电试验规范进行的考核试验。适航符合性试验是民机在结构设计后,按雷电试验规范进行的鉴定试验。全机试验用来考验整机的雷电防护特性,雷电防护合格的局部结构装配成整机时,由于局部结构之间的相互影响,并不能保证整机也满足雷电防护安全性指标要求,因此必须进行全机雷电防护验证试验。

2 雷电防护试验的电压波形和电流分量/波形

电压波形和电流分量/波形构成了雷电防护试验的标准雷电环境,用于满足不同雷电压和不同雷电流的试验要求。SAE ARP5412标准中给出A、B、C、D四种电压波形和A、B、C、D四种电流分量以及H电流波形。而GJB3567—99和HB6129—87的电压波形只有A、B、D三种,电流分量/波形为A、B、C、D和E。SAE ARP5412中电压波形C用于飞机模型的雷电附着区域试验,电流波形H用于间接效应试验。国内外两种标准中电流波形E和H虽然用途相同,但两者定义不同。以GJB3569—99标准说明电压波形和电流分量/波形。

2.1 电压波形

雷电鉴定试验的电压波形有A、B、和D三种,用于全尺寸部件附着点试验、整机或飞机缩比模型雷电区域划分试验。

电压A波形为基本雷电波形,其电压平均上升率为 $1000 \pm 50 \text{ kV}/\mu\text{s}$,直到试验件被击穿或闪络,电压降到零;若不发生击穿,电压的下降率不作规定。电压B波形为雷电冲击全波,其视在波前时间为 $1.2 \pm 0.24 \mu\text{s}$,视在半峰值时间为 $50 \pm 10 \mu\text{s}$,视在波前时间和视在半峰值时间都是针对冲击电压发生器的开始电压而言的,并假定试验件没有被击穿或闪络,其波形不受限制。电压波形D为缓波头,波前时间为 $50 \sim 250 \mu\text{s}$,提供了从试件上产生流光的时间,对于雷击率低的区域,用其试验得出的雷击率要比预料的高。

2.2 电流波形/分量

雷电鉴定试验的电流分量有A、B、C和D,电流波形有E。电流分量分别模拟自然雷击放电过程的不同电流特性,用来确定雷电的直接效应。电流波形E用来确定雷电的间接效应。

电流分量A为初始高峰电流,其峰值为 $200 \pm 20 \text{ kA}$,在总持续时间不

超过500 μ s内,动作积分 $\int I^2 dt$ 为 $2 \times 10^6 \pm 4 \times 10^5 A^2 \cdot s$,该分量可以是单向的也可以是振荡的。电流分量B为中间电流,平均幅值为 $2 \pm 0.2 kA$,最大持续时间为5ms,最大电荷传递为10C,波形是单向的,如矩形波,为指数衰减或线性衰减的波形。电流分量C为持续电流,在0.25~1s的时间传递电荷 $200 \pm 40 C$,平均电流幅值200~800A,波形是单向的,如矩形波,为指数衰减或线性衰减的波形。电流分量D为重复放电电流,电流峰值为 $100 \pm 10 kA$,在总持续时间不超过500 μ s内,动作积分 $\int I^2 dt$ 为 $0.25 \times 10^5 \pm 0.5 \times 10^4 A^2 \cdot s$,该分量可以是单向的也可以是振荡的。

电流波形E为全尺寸部件快上升率冲击试验波形,在至少0.5 μ s的时间内具有不少于25kA/ μ s的上升率,该波形最小幅值为50kA。当电流分量A或D满足上述条件时,也可用于间接效应试验或同时进行直接效应和间接效应试验。

3 雷电防护试验

GJB3567—99和HB6129—87标准规定了五种雷电鉴定试验,用来验证飞机结构、燃油系统和电气、电子设备雷电防护设计是否满足雷电安全性指标要求。

3.1 全尺寸附着点试验

用来确定布置在雷击1区的非金属材料,如雷达罩、座舱盖、机翼尾翼翼尖、天线整流罩和风挡等受雷电附着或击穿的可能性,也可用于确定金属或导电的复合材料结构部件的雷电附着位置。

3.2 结构的直接效应试验

用来确定飞机结构和零部件,包括传感器、空速管和天线等受雷电附着或雷电流传输所引起的直接效应,即雷电电弧附着时伴随产生高温、高压冲击波和电磁力对试件所造成的燃烧、熔蚀、爆炸、结构畸变和强度降低等。

3.3 燃油蒸气点火的直接效应试验

用来确定油箱、通气口、加油口、加油口盖以及可能与燃油蒸气相接触的其他部件上发生雷电附着或通过雷电电流时,燃油蒸气点火的可能性。

3.4 电晕和流光的直接效应试验

用来确定燃油通气口、放油口、雷达罩、天线、座舱盖以及暴露在雷电环境中的部件上的电晕和流光。

3.5 外部电气设备的间接效应试验

用来确定安装在飞机外部的电气电子设备,如天线、航行灯、电加热的传感器和风挡等遭到雷击时所引起的间接效应,即当雷击放电时伴随产生的强电磁脉冲感应所引起的过电压或过电流对试件造成的损坏和干扰。

4 飞机典型结构件雷电防护试验方案设计

4.1 复合材料平尾

某军机平尾是复合材料和金属材料的混合结构,前缘、翼尖和部分内部骨架为金属结构,主要构件为复合材料。根据雷电附着区的划分处于1区和2区,其雷电防护设计采用了火焰喷涂铝和搭接线。这些防护措施能否满足雷电安全性指标的要求,应通过试验获得的雷击载流特性和损伤特性来验证,并为损伤结构的修理提供依据。

按GJB3567—99标准,复合材料平尾的雷电验证试验只进行全尺寸结构的直接效应试验。在主受力盒段壁板、翼尖蒙皮、长桁末端、紧固件、辅助盒段蒙皮和蜂窝后段取14个雷击附着点,1~6和8~12点位于1A区,7点位于1B区,13、14点位于2A区。试验采用的冲击雷电流分量,1A区为A、B组合,1B区为A、B、C、D组合,2A区为D、B、C组合。依次在1~14点引入电弧,测量平尾根部各搭接线中的电流分布,对试验区壁板、连接进行外观和敲击检查,发现可能的损伤,采用专用

设备全面检查壁板及后段分层和脱胶情况。

4.2 整体油箱口盖

某民机机翼整体油箱为金属结构,构件之间只要满足主搭接要求就无需进行雷电验证试验。但考虑到整体油箱维修口盖为非受力结构,口盖与壁板之间无紧固件直接连接,壁板通过紧固件被夹持在压环和口盖之间,其雷电通路由壁板和口盖的裸区、铝合金编织网衬垫以及压环组成,口盖与壁板之间的密封采用密封型材,这种特殊的连接形式应进行雷电验证试验。此外,溢油油箱的通气口盖虽然是受力口盖,但其上连接通气口和火焰抑制器,一旦口盖内产生火花,就可能点燃燃油蒸气,因此也应通过雷电试验验证其连接的安全性。

由于维修口盖和通气口盖都远离翼尖、发动机,所以两种口盖都处于雷电3区,没有雷电附着,只有雷电流传导问题。按SAE ARP5416标准进行燃油蒸气点火的直接效应试验、电晕和流光的直接效应试验,此外通气口盖还应进行燃油蒸气引爆试验。

维修口盖试验件选用平板结构,与装机状态完全一致,口盖两侧布置了两根长桁,长桁与壁板的连接模拟了螺栓和铆接两种典型连接形式,用来验证紧固件端部能否产生火花,如图1所示。壁板的大小应满足试验暗箱的要求,雷电流传导方向取沿展向。通气口盖试验件形式与之类似,通气口采用真实成品,通气口与壁板、火焰抑制器的连接也模拟真实情况,如图2所示。

试验件安放在不透光的暗室里,试验电极与试验件直接接触,以接触传导的方式将冲击雷电流导入试验件,依次应用电流分量A、C进行试验。采用高速摄影的方法检测可能引起燃油蒸气点火的火花或电弧,采用高灵敏度的热电偶检

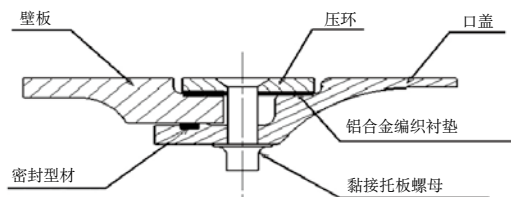


图1 整体油箱维修口盖雷电防护试验件结构

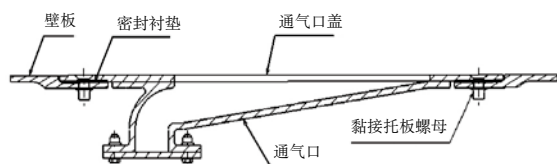


图2 整体油箱通气口盖雷电防护试验件结构

测可能引起燃油蒸气点火的热点温度。

4.3 复合材料翼梢小翼

某民机翼梢小翼除前缘和翼尖为金属结构外,其余皆为全高度夹层复合材料结构,由前后梁、上下蒙皮、全高度泡沫夹芯、翼尖封严肋、根部封严肋组成。前梁、后梁之间的蒙皮部分为中段蒙皮,后梁与尾缘之间的部分为后段蒙皮。前缘装有航行灯和频闪灯,翼梢小翼在24肋处与外翼金属结构对接。24肋为金属件,横截面为工字形,缘条一侧与机翼金属蒙皮连接,另一侧与小翼复材蒙皮通过螺栓和游动托板螺母的方式连接,形成从小翼到机翼的电流通路。小翼前缘金属蒙皮与机翼整流罩的金属蒙皮连接,形成另一条电流通路。另外,小翼前缘金属隔板与机翼前缘尖部整流罩隔板之间用两根H型搭接线M83413/8—H012DD并联连接,具体结构如图3所示。

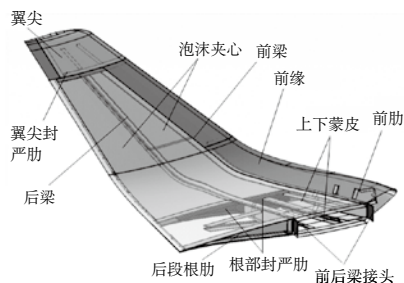


图3 翼梢小翼构造图

翼梢小翼采用火焰喷涂铝作为雷电防护系统。喷涂面积为整个复合材料表面及超过前缘和翼尖蒙皮对缝10mm的区域,喷涂类型为ZPS09980-00000 III型,涂层电阻为 $0.5\text{m}\Omega$,相当涂层厚度 0.25mm 。

根据雷电附着区划分标准,复合材料翼梢小翼处于雷击1区,按标准进行附着点试验、直接效应试验和间接效应试验。附着点试验用于确定小翼上的复合材料零件受雷电附着或击穿的可能性以及附着点位置。按照SAE ARP5416中规定的附着点试验方法,对小翼上下翼面进行放电,电压波形采用SAE ARP5412中规定的A型和D型,观察放电电弧通道及附着点。

直接效应试验用于确定小翼上的复合材料零件受雷电附着或雷电流传递引起的直接效应。试验方法是在小翼上翼面选取11个雷电附着点,再从附着点试验所得的附着点中选取2个,对这13个点施加规定的电流分量。如果某点在试验中因故障导致试验失效,可在另一翼面对应部位进行补充试验。试验用电流分量见SAE ARP5412。

间接效应试验用于确定小翼上受雷击放电时伴随产生的强电磁脉冲感应所引起的过电压或过电流对航行灯和频闪灯造成的损坏和干扰。航行灯和频闪灯的电缆应通入屏蔽室内,并与测量和记录仪器信号连接。试验应用H电流波形,放电电极可与试验件直接接触,若该试验与直接效应试验同时进行,应按直接效应试验的要求留出放电间隙。每次放电后检查试验件的状态。

试验件选取装机翼梢小翼和 0.5m 长的外翼盒段夹具,选取外翼是为了进

行下翼面附着点试验。航行灯和频闪灯可以选用装机成品,也可用相近成品代替,但灯的安装应与装机状态一致。

4.4 复合材料方向舵

某民机方向舵由壁板、梁、肋、后边条、铰链接头和操纵接头组成,除接头和后边条少数零件为金属件外,其余零部件皆为复合材料构件。方向舵通过安装在梁上的三个铰链接头和三个操纵接头与垂直安定面相连。

根据雷电附着区域划分标准,方向舵属于2区,为扫掠雷击区,采取的雷电防护措施是火焰喷涂铝,在方向舵前梁与垂直安定面之间进行电搭接,后缘布置了与喷涂铝层接触的铝条及放电刷,已保证方向舵整个导电通路的连贯性。方向舵火焰喷涂铝区域如图4所示。

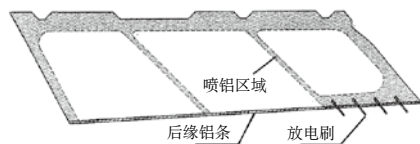


图4 方向舵壁板火焰喷涂铝区域

按HB6129-89进行结构直接效应试验,检验雷电防护措施的有效性。试验件取与装机状态完全一致的方向舵,根据试验要求适当进行接地。

依次应用电流分量B、C和D,以连续放电方式进行试验,冲击电流以电弧方式进入试验件。采用照相和摄像的方法记录每次放电的过程和损伤情况,每次放电后需检查试验件的状态。

参考文献(略)

作者简介

张勇,高级工程师,曾从事飞机结构设计研究,现研究方向为飞机型号项目管理。

张越梅,高级工程师,曾从事飞机结构试验,现从事适航管理工作。