

某型飞机复合材料后机身 闪电防护设计及应用研究

Design and Application of the Lightning Strike Protection on the Rear Fuselage with Composite Materials

罗腾腾 / Luo Tengting

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

摘要:

飞机的防雷击设计是现代飞机设计的一个重要组成部分,由于复合材料的抗雷击损伤能力比铝合金差,所以必须有可靠的防雷击系统才能保证飞机的飞行安全。以复合材料后机身作为研究对象,详细探讨了闪电防护的方案设计和应用研究及其适航符合性说明。

关键词: 复合材料; 闪电防护; 适航

中图分类号: V244.1

文献标识码: A

[**Abstract**] Lightning strike protection is a very important part of the aircraft design. As composite materials have less electric conductivity than aluminium, there must be some measures to protect aircraft flight. The paper analyzes the design and application of the lightning strike protection on the rear fuselage with composite materials detailedly. The consistency of the protection can meet the demand of the airworthiness.

[**Key words**] Composite Material; Lightning Strike Protection; Airworthiness

0 引言

复合材料的导电性能比铝、钛合金之类的金属材料要差得多。随着复合材料使用部位和应用面积的不断扩大,以及电气电子设备的不断更新,复合材料电性能对飞机特性的影响也逐渐暴露出来,例如雷电和静电防护、电磁屏蔽效能、天线地网影响、搭接电阻及接地回路等。因此,闪电防护设计是商用飞机设计的重要组成部分,是保证飞行安全的重要设计措施之一。

1 雷击对飞机结构的危害

飞机遭受雷击时,雷击的高电压会击穿绝缘材料或局部结构,雷击时的大电流会使导电不连续的部位起火。材料被烧蚀造成结构的性能大幅下降,甚至失效。对于结构整体油箱区,会引起油箱着火

爆炸。

雷击对复合材料结构的损伤有以下四种情况:

- (1) 雷击的高电压,造成复合材料结构被击穿。
- (2) 雷击的电弧和持续电流使复合材料的基体结构烧蚀和蒸发掉,复材纤维失去基体的支持,其强度和刚度都大大下降,复合材料结构失去承载能力。
- (3) 雷击电弧和持续大电流加热,使封闭内腔的复合材料结构的腔内压力迅速增加,腔体膨胀,最终造成结构破坏。
- (4) 雷击时的冲击的波和磁场力引起结构破坏。

2 飞机闪电防护的措施和要求

2.1 闪电防护措施

一般情况下,复合材料结构防雷电的措施有以

下三种:

(1) 在构件的外表上铺一层玻璃布过渡层,过渡层外铺一层铝丝网或铜丝网,一次固化或用胶粘剂将铝或铜丝网粘到玻璃布上。

(2) 在具有玻璃布过渡层上,用火焰或等离子喷涂一层铝粉,再喷一层封孔剂,防止涂层被氧化和腐蚀。

(3) 在复合材料构件表面配置宽 25mm 的铝箔,间距 50mm。

三种方案在设计中的优先顺序为(1)、(2)、(3)。(2)、(3)方案在防护层与结构表面的结合强度上比(1)方案差,且(2)、(3)方案在雷击附着点处均产生防护层被烧熔、蒸发以及邻近防护层产生裂纹等问题,采用(2)、(3)方案的防护层经常需要检查和维修,其中(3)方案维修比(2)方案难一些。

2.2 闪电防护措施具体要求

一旦确定了复合材料结构上所选用的闪电防护措施,它应满足下列要求:

(1) 如果没有防护措施,先进复合材料结构不得暴露于易受雷击的区域;

(2) 选用的防护系统及其使用方法不得影响先进复合材料的性能;

(3) 在驱散高脉冲、短时间(μs)、高电流的电能时,该系统设计应能防止电弧放电;

(4) 要有从复合材料表面传导到金属结构的连接件,以保证将电接地;

(5) 表面防护系统必须能承受由于驱散高电荷(雷电)而产生的载荷;

(6) 表面防护系统必须能将静电传导到静电放电器(尾刷)上;

(7) 雷电防护导体表面设计必须提供充分的防电磁干扰屏蔽;

(8) 表面防护材料必须是可修理的,所需的维护限度最低;

(9) 电流接地连接件的导电性不得随时间和工作环境的迁移而出现很大的降低。

3 适航条款描述

鉴于在雷电直接效应作用下,复合材料结构会产生一定的损伤和破坏,因此,某型飞机复合材料后机身必须要满足 CCAR25.581 适航条款的要求,以确保飞机飞行安全。CCAR25.581 条款中关于闪电防护的要求如下。

a) 飞机必须具有防止闪电引起的灾难性后果的保护措施。

b) 对于金属组件,下列措施之一可表明符合本条(a)的要求:

(1) 该组件合适地搭接到飞机机体上;

(2) 该组件设计成不致因闪击而危及飞机。

c) 对于非金属组件,下列措施之一可表明符合本条(a)的要求:

(1) 该组件的设计使闪击的后果减至最小;

(2) 具有可接受的分流措施,将产生的电流分流而不致危及飞机。

4 某型飞机的雷击分区

由于某型飞机复材后机身是非金属组件,因此,必须要满足适航条款(c)的要求。在确定具体的闪电防护措施之前,必须先明确复材后机身所处的雷击区域。

按 FAA 适航通报 AC20-53A 的规定,某型飞机机体遭雷击区具体可以分为 IA、IB、IIA、IIB、III 区。

(1) IA 区为直接雷击区,且雷电在此驻留的可能性非常小。

此区是雷击的进入点,即最先接触到雷击的飞机表面,包括机头、翼梢小翼及翼尖、平尾翼尖、垂尾翼尖等。

(2) IB 区为直接雷击区,且雷电在此驻留的可能性大。

此区是雷击电流放电区,包括机身尾罩、翼梢小翼及翼尖后缘、平尾翼尖后缘、垂尾翼尖后缘和尾锥等。

(3) IIA 区为扫掠雷击区,且雷电在此驻留的可能性非常小。

飞机一旦遭到雷击,这种放电接触点在气流的冲刷下,不断顺气流方向跳跃移动的雷击称为扫掠雷击。这种雷击所扫过的飞机表面为扫掠雷击区,包括机头以后的机身表面、垂尾、翼身交界区、吊挂、发房短舱等。

(4) IIB 区为扫掠雷击区,且雷电在此驻留的可能性大。此区包括平尾后缘、垂尾后缘、发房尾段等。

(5) III 区是间接影响区,包括除 I、II 区以外的表面,如机翼表面、平尾表面等。

由于某型飞机为常规翼吊布局,具体雷击分区的示意图可如图 1 所示。

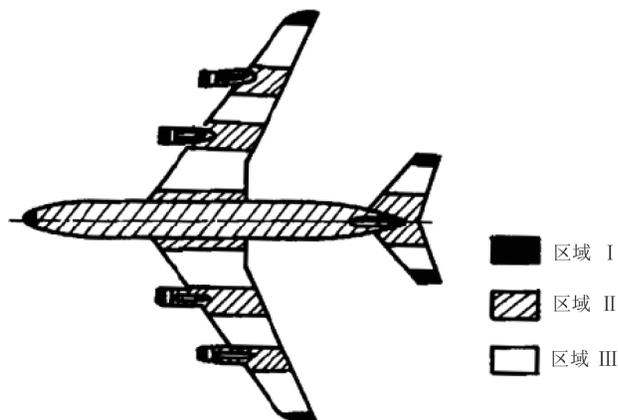


图1 飞机雷击分区示意图

按照上述划分原则,该飞机的复合材料后机身蒙皮壁板结构处于雷电ⅡA区,属于雷电电弧驻留概率较小的雷电弧扫略区域。

5 复合材料后机身闪电防护设计方案

5.1 需要防护的区域

对先进复合材料进行模拟雷击试验表明:先进复合材料在没有闪电防护层的情况下,经受60KA~100KA的峰值电流和1.9C电荷量放电后就会产生严重损伤,说明应用先进复合材料的飞机部件必须进行闪电防护。经研究,某型飞机复合材料后机身需要防护的区域包括:

(1)先进复合材料蒙皮壁板结构:碳纤维层合板具有一定的导电性,但当蒙皮厚度小于3.8mm时,仍有被击穿的危险。

(2)紧固件:暴露在外部的紧固件钉头会吸引雷电。

5.2 总体方案设计

由于某型飞机复合材料后机身蒙皮壁板处于雷电ⅡA区,会有雷击大电流进入蒙皮壁板,而且复合材料后机身蒙皮壁板结构表面积聚了大量的环氧树脂,其导电性能很差,必须设立专用的传输雷电通道,防止蒙皮壁板结构遭雷击而损坏。

通过后机身的雷击电流主要有两个途径:一是从中后机身传来的雷击电流;二是直接雷击扫略到复材后机身上的雷击电流。

中后机身是全金属结构,从图1可知其处于雷电Ⅱ区,所以从中后机身传来的雷击电流必须有导电通路。因此,设计钛合金对接组件连接中后机身与后机身,通过这个钛合金对接组件来传导中后机

身雷击电流(不再通过复合材料后机身表面),通过左右四根金属长桁把雷击电流传至尾锥,通过尾锥放电。

由于某型飞机的后机身蒙皮处于雷电ⅡA区,而且是碳纤维的全复合材料结构,因此,在后机身蒙皮表面上铺一层玻璃布过渡层,过渡层上铺一层金属铝网,铝网与复合材料蒙皮一起共固化成形,这样蒙皮表面就有了一层闪电防护层。

5.3 闪电防护层的重量

由于采用了铝网、玻璃布与壁板一起共固化成形,闪电防护层的重量必需要考虑进去。经理论测量,整个后机身的理论外形面积为 39.3m^2 ,与垂尾连接的接触面积为 1.1m^2 ,与左右平尾连接的接触面积为 8.0m^2 ;尾锥使用钛合金材料,面积为 2.9m^2 ,APU舱门的面积为 2.1m^2 ,如图2所示。那么整个后机身需要闪电防护的表面积 S 为:

$$S=39.3-1.1-8.0-2.9-2.1=25.2\text{m}^2$$

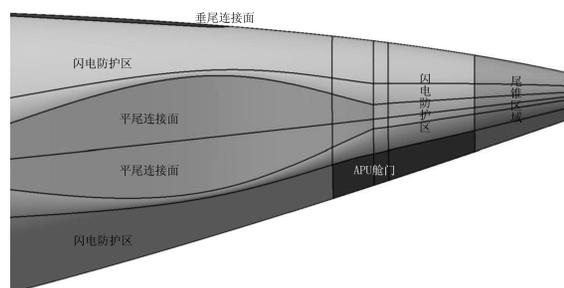


图2 后机身理论外形

鉴于整个后机身表面处于雷击ⅡA区,可用 $48.8\text{g}/\text{m}^2$ 、直径为 0.1mm 和网眼数为 20×40 孔/ $(\text{in})^2$ 的铝丝网做复合材料零件的表面防护层作为闪电防护层^[1],玻璃布为120规格,单位面积重量为 $110\text{g}/\text{m}^2$ 。

玻璃布和铝网的单位面积重量: $m=110+48.8=158.8\text{g}/\text{m}^2$ 。

整个后机身因闪电防护而增加的重量 M 为:

$$M=m\times S=158.8\text{g}\times 25.2\text{g}=4.0\text{kg}。$$

5.4 闪电防护的细节设计

紧固件通常是元件间雷击电流传递的主要通道,即使是使用底漆和湿密封胶也不能阻止电流从紧固件传至结构内。查看某机型雷达罩图纸,它的整个强电流路径为:分流条-金属紧固件-金属框-搭接线-机身,如图3所示。

某型飞机复材后机身闪电防护的细节设计参考上述飞机雷达罩设计方案。由于紧固件钉头与金

(下转第102页)

航空学会飞机总体专业委员会第五次学术交流会,2002.
[4]The Boeing Company, www.boeing.com.
[5]Airbus, www.airbus.com
[6]GE Aviation, www.geaviation.com.
[7]Rolls-Royce, www.rolls-royce.com.
[8]CFM Press Release, http://www.cfmaeroengines.com/press.
[9]Pratt & Whitney, www.pw.utc.com.
[10]保罗·克拉克. 大飞机选购策略(第二版)[M]. 北京: 航空工业出版社,2009.
[11]Ministere de l' Economie et des Finances, The French Tax System [EB/OL]. www.impots.gouv.fr.
[12] Commercial engines 2013 [EB/OL]. www.flightglobal.com/insight , 2013; 23-33.
[13] David Kaminski - Marrow, Size matters for re - engined

twinjets, Flight International, 7-13 Jan. 2014: 11.
[14]Peoples Ryan, Willcox Karen, Value-Based Multidisciplinary Optimization for Commercial Aircraft Design [R]. 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Palm Springs, California, USA, 19-22 April 2004, AIAA 2004-1542.
[15]Markish Jacon, Valuation Techniques for Commercial Aircraft Program Design[D]. Cambridge, MA, USA: Massachusetts Institute of Technology, 2002.
[16]Hans De Ryck, Turbofan design for the commercial aircraft [D]. Warsaw, Poland: Warsaw University of technology, 2008.
[17]陈迎春,宋文滨,刘洪. 民用飞机总体设计[M]. 上海: 上海交通大学出版社,2010.

(上接第 55 页)

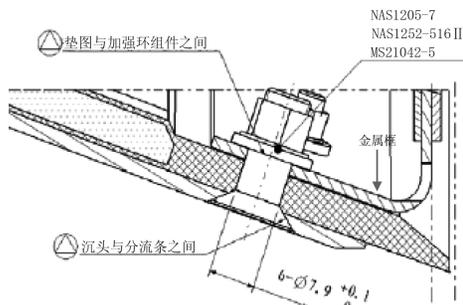


图 3 雷达罩

属铝网的接触面积非常有限,为了增大接触面积,在钉头与金属铝网之间使用铝箔圆片,规格为厚度 0.076 2mm、外半径 $D = 12.7\text{mm}$ 和内半径 $d = 4.8\text{mm}$ 。清理带有金属雷击防护层的复合材料蒙皮表面(电搭接表面清理及密封范围为 $\varphi 15\text{mm}$),把铝箔圆片用导电胶粘结在已清理的蒙皮表面上,并采用钛合金紧固件进行连接,推荐采用的螺栓与孔的配合精度不低于 H8/h7,高锁螺栓与蒙皮采用间隙配合孔,而与长桁采用标准干涉配合孔。由于复材件与金属之间会产生一定的电化腐蚀,而且为了更好地实现复材转载,安装紧固件时采用不导电(防止雷击电流进入层合板内部导致分层)、且对复材性能无影响的密封剂(防腐蚀)进行密封。电气搭接前的贴合面和电气搭接后的填角都需要进行密封。整个后机身雷击强电流路径为:铝网-铝箔圆片-紧固件-金属长桁-尾锥-静电刷,如图 4 所示。

复合材料单层板的最大电流传导能力大约为 $0.55\text{kA}/\text{mm}^2$,在雷击 II 区,通过螺栓接触面传导电流所需要的传导截面为 $100\text{kA} > 1.82\text{cm}^2$ 。由于复材后机身处于雷击 II A 区,要传导峰值电流 100kA ,6 号凸头高锁的有效传导面积为 $A_1 = 0.18\text{cm}^2$,所需要的紧固件数量为 $n = 1.82/0.18 > 10$ (制成头下使

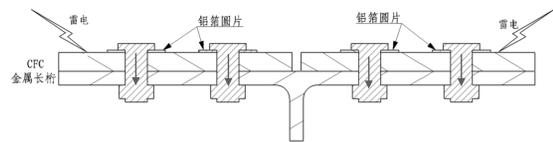


图 4 雷击电流路径

用铝箔圆片)。事实上,连接蒙皮与金属长桁的高锁都用来传导雷击电流,所以不会出现大电流下紧固件过热断裂的问题。其中,当高锁制成头下面不用铝箔圆片时,建议电搭接表面清理及密封范围为 $\varphi 15\text{mm}$ 。

由于采用凸头紧固件,比较容易吸引雷电,所以对紧固件钉头进行涂胶密封;在蒙皮内侧的高锁螺母和垫片采用耐热聚氨脂涂层进行密封,满足强度条件下采用大的紧固件间距,以防出现电弧和火花。

6 结论^[1]

由于该复材后机身处于雷击 II A 区,采用了 $48.8\text{g}/\text{m}^2$ 、直径为 0.1mm 的铝网做复合材料零件的表面防护层,防护层可以起到有效的闪电防护作用,而且有专门的传输雷电通道,紧固件与金属网接触面积充分且紧固件个数完全满足传输雷电流的需要。因此,该闪电防护设计方案满足适航条款 CCAR 25.581 的要求。

参考文献:

[1]《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 10 册: 结构设计[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
[2] 中国航空研究院. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社,2001.
[3] 牛春匀. 实用飞机复合材料结构与制造[M]. 北京: 航空工业出版社,2010.
[4] 中国民航局. CCAR 25.581 中国民用航空规章第 25 部: 运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局,2001.