

# 民用飞机第 23.867 条款要求 及适航审定研究

敖文伟\* 辛勃 李宏 李保良

(中国民用航空江西航空器适航审定中心,南昌 330098)

**摘要:** 随着越来越多先进复合材料应用在民用飞机上以及民用飞机上使用的电子电气设备重要度和集成度越来越高,飞机的闪电防护设计越来越重要。CCAR-23 第 23.867 条对民用飞机机体结构闪电直接效应防护进行了规定。研究了该条款的制定和修订的背景和历程,明确了条款的实质要求。23 部飞机的使用用途和设计特点使得 23 部飞机的闪电防护设计和符合性验证也有自己的特点,为此,重点研究了 23.867 条款的基本设计、审定步骤和审查关注要素等,梳理出了飞机机体结构的闪电直接效应防护设计和适航审定的基本流程,给出了可接受的符合性方法,提出了 23 部飞机闪电直接效应防护设计、审定各流程的主要工作、可指导或可参考的文件、重点关注要素和技术审查要点,为民用飞机的闪电直接效应防护的设计和适航审定提供了参考。

**关键词:** 闪电防护;直接效应;符合性方法;适航审定

中图分类号:V221.91

文献标识码:A



## 0 引言

飞机在飞行过程中,存在遭受雷击的可能性,飞机遭受雷击的事件在国内外时有发生。飞机遭受雷击后,闪电产生的高电压、大电流和作用积分以及飞机上形成的电磁场、电辐射、电弧放电、电阻热和冲击波等会对飞机结构、燃油系统、电气系统造成较大危害<sup>[1]</sup>,严重影响飞行安全。雷击对飞机结构的危害主要考虑的是闪电的直接效应。闪电的直接效应是指闪电的直接附着和电流传导对飞机结构造成的物理损伤,包括结构的绝缘击穿、爆裂、燃烧、熔化、变形、分层等<sup>[2]</sup>。

为减轻飞机重量,提升飞机性能,越来越多的先进复合材料、电子电气设备应用在现代飞机上,而由于复合材料相对于金属材料的低电导率和电子电气系统集成度、复杂度、重要度的不断提高,对飞机的闪电防护就提出了更高的要求。

为降低飞机设计复杂度和提高结构效率,发动机和螺旋桨布置在机头;由于飞机速度相对较低,为降低系统复杂度,采用固定式起落架;为了减轻重量和降低成本,一些机身表面和舵面采用蒙布,复合材料也可能不铺设金属丝网等等,这些都是 23 部飞机的设计特征。位于机头的螺旋桨和发动机,突出机身外形的起落架,以及采用金属、复合材料(表层铺设金属丝网和不铺设金属丝网)、蒙布等材料的多样性和导电性能的差异性都会对闪电分区产生影响,使得 23 部飞机在设计时,各种材料间需要采取什么样的闪电防护措施,以及如何验证这些防护措施是否满足适航条款要求等问题显得越来越重要和突出。

针对上述问题,本文从 23 部飞机闪电直接效应防护相关适航条款的实质要求和符合性验证、审定思路等方面进行了分析和研究,给出了可接受的符合性方法,梳理出了闪电直接效应防护适航审定的

\* 通信作者. E-mail: aoww@jxaacc.org

引用格式: 敖文伟,辛勃,李宏,等. 民用飞机第 23.867 条款要求及适航审定研究[J]. 民用飞机设计与研究,2021(1):132-137. AO W W, XIN B, LI H, et al. Requirements and airworthiness certification of CCAR23.867 for civil airplane[J]. Civil Aircraft Design and Research,2021(1):132-137(in Chinese).

基本流程,提出了设计和审定各阶段的主要工作,并重点关注项目和技术审查要点,为国内23部飞机的闪电直接效应防护设计和审定工作的开展提供参考。

## 1 条款要求

### 1.1 相关条款及主要内容

《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准》(CCAR-23-R3)<sup>[3]</sup>、FAR Amdt 23-62中涉及到闪电防护的条款有23.867、23.954、23.1306(FAR)和23.1309,各条对闪电防护的适航要求见表1。

表1 CCAR-23 闪电防护相关条款

条款号	标题	内容摘要	所属专业
23.867	电气搭铁和闪电与静电防护	必须防止飞机因受闪电而引起灾难性后果	结构
23.954	燃油系统的闪电防护	燃油系统的设计和布局,必须防止由于下列原因而点燃系统内的燃油蒸气	燃油
23.1306 (FAR)	电子电气系统闪电防护	对于影响飞行和着陆安全的电子和电气系统的设计和安装必须采取防护措施	电子电气
23.1309 (e)	设备、系统及安装	必须考虑最严重的环境和大气条件,包括射频能量和闪电影响(直接和间接)	电子电气

对应于FAR 23.1306,我国现行有效的CCAR-23-R3中没有相关的要求,目前的做法就是颁发专用条件,作为型号审定基础的组成部分。

本文研究对象是飞机结构闪电直接效应防护的设计和审定,为此对应的适航条款是上述条款中的23.867。

### 1.2 第23.867条修订历程

FAR Part 23最初是没有23.867的,随着越来越多的复合材料和电子电气在飞机上的应用,1969年,FAA的Amdt 23-7在Part 23中增加了23.867条,增加了对机体结构的闪电防护要求,当时的标题是“结构的闪电防护”。1996年,Amdt 23-49对23.867条进行了第二次修订,主要是将标题由“结构的闪电防护”改为“电气搭铁和闪电与静电防护”,使标题与内容描述更贴切,内容无实质更改。2017年Amdt 23-64对整部的Part 23进行了重新编

排,标题改为了“闪电防护”,条款内容也只是提出了“必须防止飞机因受闪电而引起灾难性后果”的顶层要求。

CCAR-23对23.867的修订,目前只有在2004年,对CCAR-23第三次修订时,将条款标题由“结构的闪电防护”改为“电气搭铁和闪电与静电防护”,与FAA的Amdt 23-49修订内容一致,条款内容无更改。

## 2 条款要求解析

当飞机遭受雷击时,飞机不能作为闪电放电的终端,它只能成为闪电放电通路上的一个组成部分<sup>[1]</sup>。所以在飞机上存在着一个雷击的进入点和离开点,且在雷击进入点和离开点之间,飞机结构设计上要保证有良好的电路搭接,使电流连续、传导顺畅。

本条款是针对23部飞机结构,提出的闪电直接效应防护的要求,要求飞机机体结构能承受闪电高电压、大电流及作用积分,防止飞机因闪电引起的灾难性后果。飞机的结构设计必须使闪电放电限制在飞机的外表面,不得进入内部,避免引起电路短路、内部结构损伤、设备故障、引燃燃油箱等;结构设计必须使闪电电流从飞机上的雷击进入点到离开点之间具有连续的、良好的电连接,使闪电电流能有效、快速的离开飞机,不对机体结构、系统设备产生影响飞行安全的损伤。

## 3 符合性验证思路

飞机的闪电防护设计和审定应通过一系列合理的逻辑思路和流程来开展<sup>[4]</sup>。不同型号,由于运行环境和设计特征的不同,思路和流程可能会略有变化,但一般情况下,符合性验证流程包含确定闪电分区,确定闪电环境,确定需防护的关重系统、部件和设备,确定闪电防护准则,审查闪电防护措施,确认防护措施的充分性6个基本步骤。

### 1) 确定飞机的闪电分区

飞机的闪电分区是开展飞机闪电防护设计、验证和审定的基础,闪电分区的目的是确定飞机上可能会被闪电附着、扫掠的表面,以及在飞机上闪电进入点和离开点之间可能有的闪电电流传导的结构,使用闪电分区来指导、确定各闪电分区采取适当的防护措施,使各区域内的蒙皮、结构和其他设备、

部件能够承受对应的闪电环境的影响。

飞机闪电区域位置与飞机的几何外形、材料、运行因素有关。飞机闪电分区一般是先确定闪电初始先导附着位置,然后依次确定 1 区、2 区、1 区和 2 区的横向扩展区、3 区和重叠区域。飞机的区域定义和位置确定方法和步骤可参照 ASE ARP 5414A《Aircraft Lightning Zoning》<sup>[5]</sup>。典型的单发螺旋桨飞机的闪电分区见图 1。

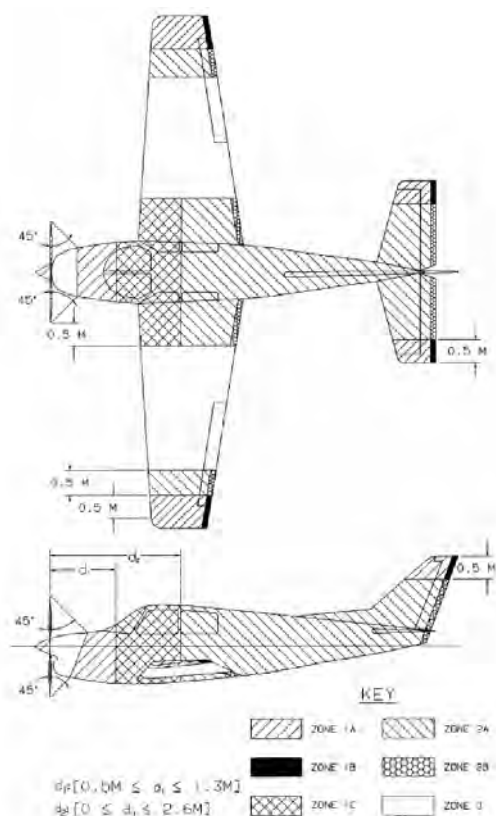


图 1 单发螺旋桨飞机的闪电分区

因为闪电分区是开展型号设计、验证和审查的基础,且闪电分区涉及全机,影响整机的设计方案,为尽早识别出飞机闪电防护是否存在风险点及确定可接受的关键技术问题的解决方案,避免设计方案的反复,建议申请人尽早将飞机的闪电分区建立起来(一般在要求确定阶段或之前),并及时与局方工程代表交流、讨论,以获得局方对申请人建立的飞机闪电分区的认可。

23 部飞机闪电防护一般涉及到结构、动力和电子电气专业,考虑到专业特点和工作任务量,在审查过程中,局方通常由电子电气专业来牵头抓总,相关专业负责自身专业的工作方式,负责对飞机闪电分

区进行审查和确认。

## 2) 确定各区域的闪电环境

申请人在建立的飞机闪电分区经局方认可后,需要确定各区域的闪电环境,为后续的分析、计算、设计、试验提供闪电参数的输入。

闪电环境一般使用单个电压波形和电流波形分量两个代表自然闪电的重要特征参数来表示。闪电环境定义及各闪电分区适用的闪电环境(电压波形和电流分量)可参照 SAE ARP5412A《Aircraft Lightning Environment and Related Test Waveforms》<sup>[6]</sup>,其中适用于闪电直接效应的电压波形包括 A、B、C、D,电流分量包括 A、Ah、B、C、C\*、D,具体见表 2。

表 2 飞机各闪电分区的闪电环境

飞机闪电分区	电压波形	电流分量
1A	A\B\D	A\B\C * \H
1B	A\B\D	A\B\C\D\H
1C	A	Ah\B\C * \D\H
2A	A	B\C * \D\H
2B	A	B\C\D\H
3(传导)	-	A\B\C\D\H
3(有新颖或独特设计特征存在直接附着的 3 区)	A	0.2A//B/C *
雷击模型试验	C	

## 3) 进行闪电危害性评估

申请人根据闪电分区、闪电环境,结合飞机设计特征和方案,对飞机进行闪电危害评估,重点关注全机关键/重要的结构、系统和部件,评估其在闪电分区的闪电环境对这些影响飞行安全的结构、系统和部件的危害程度,确定哪些结构、系统和部件需要采取闪电防护措施,采取什么样的防护措施。

申请人基于上述危害性分析、评估工作一般要形成一份评估报告,并提交局方审查认可。

## 4) 制定可接受的防护准则

对通过闪电危害评估确定的每一个需要进行闪电防护的结构、系统和部件,申请人需要制定出具体的防护准则,对于受闪电直接影响的结构,还需要确定其所能接受的物理损伤程度。而物理损伤程度除与结构自身性能属性有关外,也与结构间的搭接电阻有关。可接受的防护准则可以参考以前的工程实践、局方可接受的设计指南或手册,如 DOT/FAA/

CT-89-22《Aircraft Lightning Protection》等。对于新颖或独特的设计,局方需要申请人开展试验验证,来确定防护准则,AC 20-107B《Composite Aircraft Structure》<sup>[7]</sup>给出在标准闪电试验中,复合材料的损伤只限于出现1、2、3类损伤。

#### 5) 符合性验证

申请人为证明步骤3中确定的需要进行闪电防护的结构、系统和部件在经受其对应的闪电环境后,能否满足步骤4中的防护准则要求,需要开展符合性验证工作。验证可以通过分析法、相似类比法、试验法和上述3种方法的组合来完成。

直接效应防护措施采用的典型分析方法包括:基于导体材料、截面积和闪电电流作用因素,计算因闪电电流引起的导体温度上升,基于电流幅值和几何因素,计算电场、电磁效应。这些分析都是基于可以用数学术语来描述的基本物理定律。相似类比法包括材料、结构、安装部位、使用环境与已取证且经过服役验证飞机的类比,一般包括材料牌号、表面处理、结构形式、安装要求、使用环境等方面,对不同之处,要有充足的证据证明不会造成不可预知的危险。一般采用相似类比的设计零部件有蒙皮、起落架、舵面、风挡、铰链和轴承、接头等。对于采用了新材料或有新颖、独特设计特征的飞机,无法使用相似类比、分析来确定闪电分区,确定结构物理损伤程度的,一般要求采用试验的方法来验证,试验方法和试验程序可参照SAE ARP5416A《Aircraft Lightning Test Methods》<sup>[8]</sup>。对于一般的、常规外形和用途的23部飞机,基本采用相似类比法、分析法和全机搭接电阻测量试验即可。此外,AC 23-15A《Small Airplane Certification Compliance Program》<sup>[9]</sup>中对于只用于目视飞行(VFR)的23部飞机,可以不需要进行闪电试验。

#### 6) 制定改进\纠正措施

对于在符合性验证过程中,通过分析、相似类比或试验表明,防护设计没有达到可接受的标准,申请人应该对不满足要求的防护设计进行分析,查找防护设计中不合理的原因;局方应该对不满足要求的防护设计进行进一步审查,确定防护设计中不足或不合理之处,并要求申请人制定相应的改进、纠正措施,并对采取的改进、纠正措施进行评估,确定需要重新验证的部位或部件,直至其满足可接受的标准要求。

## 4 重点关注要素

结合23部飞机的使用用途、设计特征等方面的特点,在设计和审查23部飞机闪电防护时,需要申请人和局方工程代表共同重点关注如下方面:

### 1) 固定式起落架的闪电分区

由于23部飞机飞行速度相对较低,外露突出机身外形的起落架不会产生太大的启动阻力,同时为简化结构、减轻重量、节省空间、降低系统复杂程度以及提高起落架的可靠性,很多23部飞机会采用固定式起落架。对于固定式起落架,起落架凸出机身外形,属于机外突出物,因此需要对这类飞机的起落架进行闪电分区,但是在ASE ARP 5414A《Aircraft Lightning Zoning》中,对飞机的闪电分区部分均未提到起落架的闪电分区,而相关的指导手册、技术文献基本也没有涉及这方面的内容。对于在机头布置螺旋桨和发动机的飞机,在ASE ARP 5414A《Aircraft Lightning Zoning》中,给出了分区案例,本节就不再讨论。

对于突出机身外形的固定式起落架,其闪电分区要综合考虑飞机的飞行速度、起落架位置(前起落架距离机头、主起落架距离机翼前缘的距离,前、主起落架突出机身外形高度)、轮起落架上是否有轮胎整流罩等因素。

### 2) 危害性评估时重点关注部位

在危害性评估时,需重点关注飞机的非金属表面和运动部件(舵面或可收放的起落架)的部位。原因在于:一方面,一般情况下,非金属导电性相对较差,若非导电表面没有足够的介电强度来防止闪电击穿他们的话,那么位于非导电表面下的导电物体可能会被闪电附着;另一方面,运动部件与机体的电搭接是否能搭接连续,搭接电阻是否满足要求影响整机的闪电电流传导。

一般飞机风挡会使用玻璃,雷达罩、天线罩会使用玻璃纤维复合材料,座舱、机翼、尾翼、整体油箱、发动机整流罩和舵面等处的蒙皮会使用碳纤维复合材料或蒙布,轮胎为橡胶材料,针对于这些部位的危害性评估要重点关注。

对于风挡玻璃,如采用电加热的方式,则其风险等级相对较高;如采用引气加热的方式,则其风险等级相对较低。对于使用碳纤维复合材料的部位,如发动机整流罩、整体油箱处蒙皮、舵面蒙皮、下面有

关键/重要的结构、系统和部件部位的蒙皮,一般都要求采取闪电防护措施;对于座舱,如是增压座舱,则需要对复合材料采取闪电防护措施,如为非增压座舱,则允许不采取防护措施。固定式起落架上的轮胎,由于为绝缘材料,如被闪电击中,会引起爆胎,将影响飞机着陆安全,为此,一般采用在起落架上加装轮胎整流罩的方式对其进行保护。

### 3) 合格判据的合理性、具体性

飞机闪电直接效应,对于金属结构不需要做特殊的闪电防护措施,一般只需要做好电搭接,为闪电电流提供稳定的、连续的、低阻抗的导电通路即可,避免或降低金属结构件的损伤及对位于其表面下的系统/部件的影响。对于复合材料结构,一般需要采取在表面粘贴金属箔、喷涂铝、铺设金属丝网(铜网、铝网)等闪电防护措施,避免或降低复合材料出现击穿、烧蚀、分层等损伤现象。

以上要求,基本都是给出了定性的要求,而对于如金属蒙皮熔化允许出现的最大孔径,复合材料蒙皮允许出现的最大脱层深度和面积,不同部位、部件间的搭接电阻值等定量要求,因每个型号的运行环境、使用要求、设计特性等因素的差异性,一般无法给出统一的定量标准。通常是要根据损伤对结构件、系统和部件继续执行其预期功能的完整性或能力的影响程度以及对飞行安全的影响程度的评估结果,来给出具体的合格判据或可接受的标准。

闪电对结构造成的损伤,最低要求是在损伤被发现前,结构至少能承受限制载荷。AC 20-107B《Composite Aircraft Structure》给出,复合材料可接受的标准是不低于 3 类:在损伤产生后的几个飞行架次后,此处损伤指能被操作和维护人员(不需要复合材料专业技术人员)发现的明显的损伤,即在损伤产生后被发现的时间内,结构必须能承受限制载荷,此外此类损伤必须要进行修理。铝合金蒙皮、碳纤维复合材料和玻璃纤维复合材料在不同闪电环境试验后的具体物理损伤情况可参见 AGATE《Lightning Direct Effects Handbook》<sup>[10]</sup>。搭接分类、搭接方法和搭接电阻值的具体要求可以参见 HB 8412-2014《民用飞机系统电搭接通用要求》<sup>[11]</sup>。

## 5 结论

针对 23 部飞机发动机、螺旋桨布置在机头,固定式起落架突出机身外形,材料多样性等设计特征,

申请人如何开展设计和验证,局方如何开展审查,使其满足 23.867 的条款要求的问题,本文从条款的实质要求出发,结合研究和工程实践,分析和梳理出 23.867 条符合性验证步骤、方法和重点关注项目:确定飞机的闪电分区和各区域的闪电环境是开展设计和此条符合性验证工作的重要前提条件,为后续的分析、计算、设计、试验提供闪电参数的输入;危害评估和设计准则是开展此条符合性验证工作的重要中间环节,为后期的设计、验证的符合性提供合格判据和可接受标准;符合性验证和改进、纠正措施是开展此条符合性验证工作的具体实施阶段;符合性方法一般采用相似类比、计算/分析法和搭接电阻测量试验(即 MC1、MC2、MC5)。在审查 23 部飞机时,要重点关注固定式起落架的分区;风挡玻璃、整体油箱、发动机整流罩以及使用复合材料的部位防护措施;以及合格判据的合理性、具体性。

### 参考文献:

- [ 1 ] 《飞机设计手册》总编委员会. 飞机设计手册第 10 册结构设计 [ M ]. 北京:航空工业出版社,2002: 181-195.
- [ 2 ] SAE. Aircraft lightning direct effects certification; SAE ARP5577 [ S ]. U. S. ; SAE, 2002.
- [ 3 ] 中国民用航空局. 正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定: CCAR-23-R3 [ S ]. 北京:中国民用航空局,2004.
- [ 4 ] FAA. Aircraft lightning protection handbook; DOT-FAA-CT-89-22 [ R ]. U. S. ; FAA, 1989.
- [ 5 ] SAE. Aircraft lightning zoning; SAE ARP5414A [ S ]. U. S. ; SAE, 2005.
- [ 6 ] SAE. Aircraft lightning environment and related test waveforms; SAE ARP5412A [ S ]. U. S. ; SAE, 2005.
- [ 7 ] FAA. Composite aircraft structure; AC 20-107B [ S ]. U. S. ; FAA, 2009.
- [ 8 ] SAE. Aircraft lightning test methods; SAE ARP5416 [ S ]. U. S. ; SAE, 2005.
- [ 9 ] FAA. Small airplane certification compliance program; AC 23-15A [ S ]. U. S. ; FAA, 2003.
- [ 10 ] AGATE. Lightning direct effects handbook [ R ]. U. S. ; NASA&FAA&INDUSTRY, 2002.
- [ 11 ] 王伟科,胡平道. 民用飞机系统电搭接通用要求; HB 8412-2014 [ S ]. 北京:中华人民共和国工业和信息化部,2014.
- [ 12 ] 陈文,刘锐. 复合材料飞机闪电防护设计 [ J ]. 航空制

造技术,2016(20):68-72.

- [13] 王瑾,冯振宇,齐亮,等. 民用飞机闪电分区适航验证技术研究进展[J]. 中国安全生产科学技术, 2011,7(12):97-102.

#### 作者简介

敖文伟 男,硕士研究生,高级工程师。主要研究方向:航空

器结构适航审定。E-mail: aoww@jxaacc.org

辛 勃 男,高级工程师。主要研究方向:民用航空器结构适航审定。E-mail: xinb@jxaacc.org

李 宏 男,高级工程师。主要研究方向:民用航空器适航审定管理和适航审定技术研究。E-mail: lih@jxaacc.org

李保良 男,高级工程师。主要研究方向:民用航空器适航审定管理和适航审定技术研究。E-mail: libl@jxaacc.org

## Requirements and airworthiness certification of CCAR 23.867 for civil airplane

AO Wenwei \* XIN Bo LI Hong LI Baoliang

(Jiangxi Aircraft Airworthiness Certification Center of CAAC, Nanchang 330098, China)

**Abstract:** As the application of more and more advanced composite materials in civil aircraft and the increasing importance and integration of electronic and electrical equipment used in civil airplane, the lightning protection design of airplanes becomes more and more important. The 23.867 of CCAR 23 gives the airworthiness requirements of the lightning protection for civil airplane's airframe structure. This paper studies the background and process of the formulation and revision of the clause, and clarifies the substantial airworthiness requirements of the clause. Due to the differences in use and design characteristics between the part 23 airplane and the other airplanes, there are still differences in lightning protection design and compliance verification between them, so the basic process of airworthiness certification of lightning protection against direct effects, and the acceptable means of compliance were given for the part 23 airplane, The principal activities, reference documents, key concerns and technical points of lightning protection design and certification process were put forward, which provides a reference for the design and airworthiness certification of lightning direct effect protection for civil aircraft.

**Keywords:** lightning protection; direct effects; means of compliance; airworthiness certification

\* Corresponding author. E-mail: aoww@jxaacc.org