

# 飞机复合材料结构雷击 损伤评估和防护设计

王富生 岳珠峰 刘志强 丁宁 姬尧尧 著



科学出版社

# 飞机复合材料结构雷击 损伤评估和防护设计

王富生 岳珠峰 刘志强 丁宁 姬尧尧 著

科学出版社

北京

## 内 容 简 介

本书针对飞机复合材料结构,介绍飞机雷击分区及环境波形和研究现状、雷电流冲击试验、长间隙雷电附着和电导性、层合板雷击过程物理环境、加筋壁板表面雷击损伤机理、雷击烧蚀分析方法和改进方法、雷击电磁力作用下的结构响应、雷电流引起的汽化反冲、层合板雷击损伤后剩余强度、加筋壁板雷击损伤后稳定性和剩余强度、雷击防护设计。

本书可作为航空、航天、材料、机械和力学专业从事电、磁、热和冲击等耦合效应研究的高年级本科生和研究生的课程教材,也可供相关专业的研究人员和工程技术人员参考。

---

### 图书在版编目(CIP)数据

飞机复合材料结构雷击损伤评估和防护设计 / 王富生等著. —北京:科学出版社, 2016.3

ISBN 978-7-03-047575-6

I. ①飞… II. ①王… III. ①飞机—复合材料结构—防雷—研究  
IV. ①V257

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2016)第 046612 号

---

责任编辑: 余 丁 赵艳春 / 责任校对: 蒋 萍

责任印制: 徐晓晨 / 封面设计: 迷底书装

科学出版社出版

北京东黄城根北街 16 号

邮政编码: 100717

<http://www.sciencep.com>

北京科印技术咨询服务公司 印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

\*

2016 年 3 月第 一 版 开本: 720×1 000 B5

2016 年 3 月第一次印刷 印张: 15 3/4

字数: 323 000

定价: 69.00 元

(如有印装质量问题, 我社负责调换)

# 前 言

研究表明由于雷击产生的飞机事故每年不下百起，雷电和飞机的作用机理也表明飞机的拦截和触发都会产生雷击。雷击放电形成的等离子通道具有能量高、电压和电流幅值大、放电变化快和过程短等特点，雷击电弧的附着并伴随的高温高压冲击波会造成飞机结构燃烧、熔蚀、冲击、汽化和结构畸变等直接效应，属于电、磁、力、热和化学等多场耦合作用，雷击直接效应带来的结构损伤会大大降低其刚度和强度。近年来复合材料在飞机结构设计中得到广泛应用，也成为衡量飞机结构先进性的重要标志之一。与金属材料比较，虽然复合材料的比强度和比刚度高、抗疲劳、耐腐蚀和可设计性强等，但其对雷电敏感，遭遇雷击的可能性大。如碳纤维树脂基复合材料，虽然碳纤维是良好的电导体，但环氧树脂的电导率却很低，故复合材料整体表现为导电性差，导致其结构电磁屏蔽性几乎缺失，所以在现代飞机设计中明确要求复合材料结构在机翼、机头雷达罩和油箱中应用时需要重点考虑防雷击问题。

本书是在作者承担的国家自然科学基金(51475369)、航空科学基金(2013JF53068)、各类国防科技项目和西北工业大学基础研究基金的资助下完成的。全书共分为 12 章，第 1 章的绪论介绍了飞机雷击分区、环境波形和目前飞机复合材料结构雷击的研究现状，第 2 章介绍复合材料的雷电流冲击试验，第 3 章介绍复合材料长间隙雷电附着和电导性，第 4 章介绍复合材料层合板的雷击过程物理环境分析，第 5 章介绍典型复合材料加筋壁板的表面雷击损伤分析，第 6 章介绍复合材料的雷击烧蚀分析方法，第 7 章介绍改进的复合材料雷击烧蚀分析方法，第 8 章介绍雷击电磁力作用下的复合材料结构响应分析，第 9 章介绍雷电流引起的复合材料汽化反冲分析，第 10 章介绍复合材料层合板的雷击损伤后剩余强度分析，第 11 章介绍复合材料加筋壁板的雷击损伤后稳定性和剩余强度分析，第 12 章介绍复合材料结构的雷击防护设计。希望本书的出版能为我国飞机复合材料结构的雷击防护设计起到有益的指导作用和参考价值。

本书在出版过程中得到了成都飞机设计研究所、成都飞机工业(集团)有限责任公司、解放军理工大学电磁环境效应与光电工程国家级重点实验室等单位有关领导、专家和工程技术人员的大力支持，西北工业大学力学与土木建筑学院的研究生陈汉、贾森清、俞晓桑和王艳艳同学也为本书的出版付出了辛勤努力，在此一致表示感谢。

由于作者水平有限，书中难免存在不妥之处，希望读者不吝批评指正。

# 目 录

## 前言

第 1 章 绪论	1
1.1 飞机雷击研究背景	1
1.2 飞机雷击分区及环境波形	3
1.2.1 飞机雷击分区	3
1.2.2 飞机雷击环境波形	6
1.3 飞机复合材料结构雷击的研究现状	12
1.3.1 雷电流电磁场对复合材料力学性能的影响	12
1.3.2 复合材料雷击损伤及防护	13
1.3.3 含损伤复合材料的力学性能研究	16
1.4 本书涵盖的内容	17
参考文献	18
第 2 章 复合材料雷电流冲击试验	23
2.1 试验装置	23
2.2 试验件和冲击电流波形	25
2.3 试验结果和分析	28
2.3.1 IIB 区域的损伤结果对比	28
2.3.2 IA 区域的损伤结果对比	31
2.3.3 IB 区域的损伤结果对比	33
参考文献	36
第 3 章 复合材料长间隙雷电附着和电导性	37
3.1 基于流注生长概率模型的复合材料层合板雷电附着点模拟	37
3.1.1 复合材料放电流注生长仿真流程	37
3.1.2 有限元模型	39
3.1.3 计算结果和分析	40
3.2 基于流注生长概率模型的整体飞机雷电附着点模拟	51
3.3 金属聚合物复合材料的电树枝生长模拟	59
3.3.1 逾渗模型	59
3.3.2 电树枝生长模拟	61
3.3.3 计算结果和分析	62

参考文献	66
<b>第 4 章 复合材料层合板雷击过程物理环境分析</b>	<b>69</b>
4.1 雷击过程物理环境	69
4.1.1 放电通道电磁环境	69
4.1.2 放电通道热膨胀压力	70
4.1.3 复合材料层合板电磁场	71
4.2 复合材料及放电通道电磁场数值分析	73
4.2.1 计算模型与分析流程	73
4.2.2 电流波形及材料参数	75
4.2.3 电磁场计算结果	77
参考文献	85
<b>第 5 章 典型复合材料加筋壁板表面雷击损伤分析</b>	<b>88</b>
5.1 雷击试验件	88
5.2 复合材料表面雷击损伤分析	90
5.2.1 雷击损伤过程	90
5.2.2 不同防护形式雷击损伤分析	93
参考文献	99
<b>第 6 章 复合材料雷击烧蚀分析方法</b>	<b>101</b>
6.1 复合材料雷击烧蚀损伤分析流程及算例	101
6.1.1 烧蚀损伤分析流程	101
6.1.2 材料属性与分析模型	102
6.1.3 计算结果和分析	104
6.2 复合材料热物理参数对雷击烧蚀损伤的影响	110
6.2.1 分析模型和雷电流载荷	110
6.2.2 电导率对烧蚀结果的影响	110
6.2.3 热导率对烧蚀结果的影响	114
6.2.4 比热对烧蚀结果的影响	115
参考文献	117
<b>第 7 章 改进的复合材料雷击烧蚀分析方法</b>	<b>118</b>
7.1 改进方法及考核	118
7.1.1 改进方法描述及有限元模型	118
7.1.2 方法考核	120
7.2 复合材料基准件分析	123
7.2.1 有限元模型	123

7.2.2 计算结果和分析	124
7.3 全喷铝防护件分析	125
7.3.1 有限元模型	125
7.3.2 计算结果和分析	127
7.4 局部喷铝防护件分析	129
7.4.1 有限元模型	129
7.4.2 计算结果和分析	130
7.5 玻璃布喷铝防护件分析	134
7.5.1 有限元模型	134
7.5.2 计算结果和分析	135
参考文献	138
<b>第 8 章 雷击电磁力作用下的复合材料结构响应分析</b>	<b>140</b>
8.1 复合材料电磁力	140
8.2 计算流程及材料参数	142
8.2.1 计算流程及步骤	142
8.2.2 复合材料性能参数	143
8.3 计算结果和分析	144
8.3.1 板载雷电流自感电磁力对复合材料结构响应的影响	144
8.3.2 考虑放电通道情况下电磁力对复合材料结构响应的影响	151
8.3.3 电磁力和热膨胀作用下的复合材料结构响应	156
参考文献	166
<b>第 9 章 雷电流引起的复合材料汽化反冲分析</b>	<b>168</b>
9.1 雷电环境下复合材料的非线性材料模型	168
9.1.1 弹性本构模型	168
9.1.2 汽化反冲模型	170
9.1.3 弹塑性及失效模型	171
9.2 有限元模型及分析过程	172
9.2.1 电热分析有限元模型	172
9.2.2 汽化反冲动力学有限元模型	175
9.3 计算结果和分析	175
9.3.1 电热分析结果	175
9.3.2 汽化反冲分析结果	178
参考文献	183

第 10 章	复合材料层合板雷击损伤后剩余强度分析	185
10.1	复合材料损伤后剩余强度评估	185
10.1.1	损伤评估方法	185
10.1.2	复合材料的 Hashin 失效准则	186
10.1.3	雷击烧蚀损伤后剩余强度计算方法	188
10.2	剩余强度分析流程和模型	191
10.3	计算结果和分析	193
10.3.1	拉伸载荷下层合板不同铺层的损伤扩展	193
10.3.2	雷电流参数对剩余强度的影响	198
	参考文献	200
第 11 章	复合材料加筋壁板雷击损伤后稳定性和剩余强度分析	202
11.1	基于应变和 Hashin 失效准则的复合材料渐进损伤理论	202
11.1.1	考虑纤维束剪切非线性的 Hashin 准则	202
11.1.2	复合材料损伤本构关系和损伤状态	203
11.1.3	复合材料三维渐进损伤流程	206
11.2	轴向压缩试验	211
11.2.1	试验描述	211
11.2.2	试验结果和分析	213
11.3	稳定性和剩余强度模拟	214
11.3.1	分析模型及材料参数	214
11.3.2	计算结果和分析	218
11.4	试验与模拟结果对比	220
11.4.1	最大破坏载荷	220
11.4.2	各测点轴向应变	222
	参考文献	224
第 12 章	复合材料结构雷击防护设计	225
12.1	各种雷击防护方法的优化设计	225
12.1.1	未防护复合材料板的雷击效果	225
12.1.2	火焰喷铝防雷击优化	226
12.1.3	铜网防雷击优化	230
12.1.4	铺层角度和厚度防雷击优化	236
12.2	复合材料结构雷击防护建议和设计流程	241
12.2.1	雷击防护建议	241
12.2.2	雷击防护设计流程	242
	参考文献	243



# 第 1 章 绪 论

## 1.1 飞机雷击研究背景

雷电作为世界上十大灾害之一,发生的频率较高。据估计,全球每年发生雷暴约 10 亿次,平均每小时约 2000 次。雷电现象有云内放电、云际放电和云对地放电,放电产生的能量高、电压和电流幅值大、电流变化快、放电过程短,释放的能量约为  $1.98 \times 10^8 \text{J}$ ,电压幅值高达 500kV 以上,电流幅值高达 100~300kA,而放电时间一般仅有 40 $\mu\text{s}$ ,形成的等离子体通道电流巨大、温度极高<sup>[1]</sup>。飞机平均每飞行 1000~1500h(也有记载为 3000h)就遭遇一次雷击,而固定航线的飞机几乎每年都会遭遇雷击,特别是现代飞机大量采用了复合材料如碳纤维树脂基复合材料和先进电子技术,对雷电敏感,遭遇雷击的可能大,且雷击后果严重。据统计,由于雷击导致的飞机事故每年不下百起,目前已有 2500 架飞机被雷电击毁<sup>[2]</sup>。

近年来,随着飞机工业的发展,全球各地航线、航班大幅度增加,飞机遭受雷击事件更加频繁发生。2000 年武汉某航空公司一架客机在从恩施飞往武汉途中被雷电击中坠毁;2004 年 5 月 28 日一架南非小型飞机从我国桂林飞往长沙途中遭受雷击坠毁;2005 年尼日利亚一架客机被雷电击中造成数十名学生遇难,同年 8 月一架 A340 飞机在加拿大多伦多某机场遭受雷击后冲出跑道,致使机身断裂起火;2006 年一架波音 737-300 型客机在武汉某机场降落过程中被雷电击中;2007 年 8 月 8 日沈阳飞机维修基地的维修人员发现一架 B6205 飞机的升降舵后缘、发动机喷口和左侧机身等部位出现多处雷击烧蚀所致的破坏伤口;2007 年 10 月 29 日我国某航空公司飞机雷达罩上发现雷击烧焦的黑斑和直径约 50cm 的破洞,同年某客机也遭受雷击后返航,其雷达罩被击穿;2010 年哥伦比亚一架客机在即将降落时遭受雷击坠毁;2011 年一架空客 A380 在伦敦上空遭受雷电袭击。据统计,某航空公司机群自 2006 年以来共遭受 166 起雷击事件。

飞机遭遇雷击与局部气候、飞行包线和飞机机型有关,在放电过程中由于飞机的拦截和触发都会产生雷击,其中超过 50%的雷击是云内放电,而对飞机威胁最大是云对地的放电<sup>[3]</sup>,图 1-1 给出日本某架商用飞机起飞时遭遇雷击的照片。Murooka 等对日本商用飞机的雷击情况进行了调查分析,图 1-2 给出夏、秋两季节雷击事故率和飞行高度的关系,图 1-3 给出全年雷击事故率和大气温度的关系<sup>[4]</sup>。Uman 等通过系统研究 F-100F、F-106B、CV-580 和 C-160 机型的雷击报告,描述了雷电和飞

机的作用机理，图 1-4 给出不同发动机的雷击事故和飞行高度的关系及空中电荷的分布情况<sup>[5]</sup>。自 20 世纪 50 年代美国联邦航空局 (FAA) 在其咨询通告 AC25-3 和美国国防部的军用标准 MIL-B-5087 中提出第一个飞机雷击防护标准以来，近年来欧美国家形成了比较完善的飞机雷电防护适航规范和标准<sup>[6]</sup>。

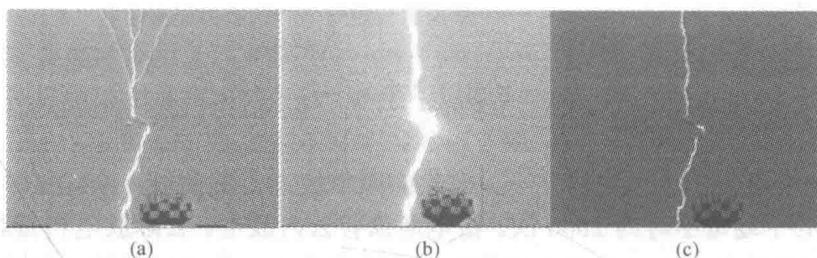


图 1-1 日本某架商用飞机起飞时遭遇雷击的照片

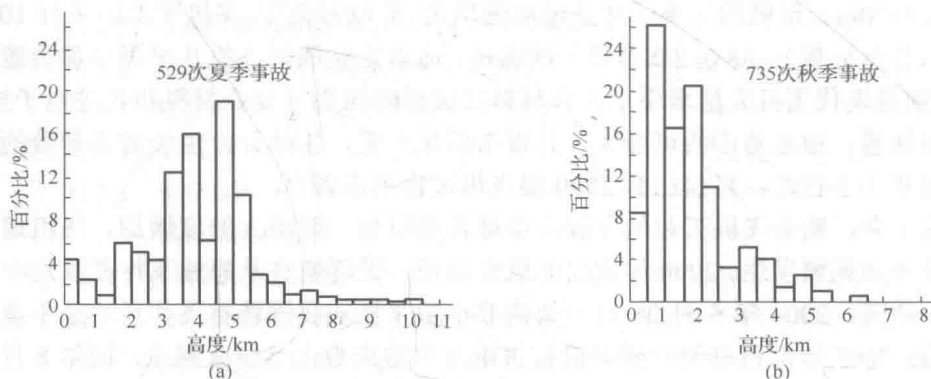


图 1-2 日本商用飞机夏、秋季节雷击事故率和飞行高度的关系

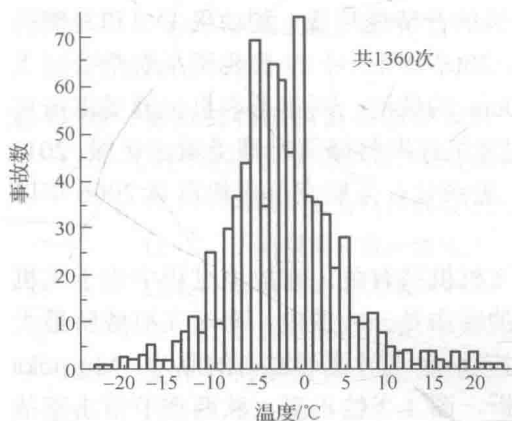


图 1-3 日本商用飞机全年雷击事故率和大气温度的关系

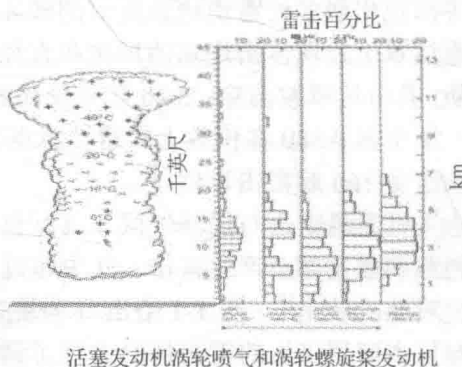


图 1-4 不同发动机的雷击事故和飞行高度的关系及空中电荷分布

在所有的雷电防护文件中,美国汽车工程师委员会(SAE)制定的系列标准适应性较广和操作性较强,如针对飞机雷击分区的标准 SAE-ARP-5414A<sup>[7]</sup>、针对飞机雷击直接效应验证的标准 SAE-ARP-5577<sup>[8]</sup>、针对飞机雷电环境及相关试验波形的标准 SAE-ARP-5412A<sup>[9]</sup>、针对飞机电气电子系统雷击间接效应验证的标准 SAE-ARP-5413<sup>[10]</sup>、针对飞机雷击间接效应验证指南的标准 SAE-ARP-5415A<sup>[11]</sup>和针对飞机雷击试验方法的标准 SAE-ARP-5416<sup>[12]</sup>,以上的最新或修订版本代表了目前最高水平的防雷击标准,它们在 FAA 的飞机雷击防护手册都有所体现<sup>[13,14]</sup>。我国民航总局在 20 世纪 80 年代末颁布的适航条例 FAR25 部针对运输类飞机适航标准提出了一定的雷击防护要求,如 25.581 闪电防护和 25.954 燃油系统的闪电防护,并在 1995 年对雷击防护要求进行了补充如 25.1316 系统闪电防护。参考早期的美军标,我国也形成了指导军机雷击防护的标准如 GJB2639-1996 军用飞机雷电防护<sup>[15]</sup>和 GJB3567A-1999 军用飞机雷电防护鉴定试验方法<sup>[16]</sup>以及航标 HB6129-1987 飞机闪电防护要求和试验方法<sup>[17]</sup>。尽管我国有关部门在飞机雷击防护方面的努力<sup>[18]</sup>,但与 SAE 的系列标准比较,相关标准还需要进一步改进和提高,其滞后性已经严重阻碍了我国飞机雷击防护的发展要求。

飞机雷击效应分为直接效应和间接效应,直接效应一般是指由于雷电电弧的附着及伴随雷电流的高压冲击波和磁力所造成的燃烧、熔蚀、爆炸、汽化和结构畸变等效应,SAE 新标准对直接效应的定义还赋予了另外两个新内涵:①直接注入线路、管道、控制线缆和其他导体的电压和电流;②对工作人员的冲击效应和闪光致盲。间接效应是雷击放电在电气和电子设备中引起的过电压和过电流所造成的设备损坏或干扰。雷击直接效应会威胁飞机结构的安全和寿命,雷击后飞机结构强度和刚度会大大降低,故从事飞机材料、结构和强度专业的技术人员应重点考虑雷击直接效应的影响。

## 1.2 飞机雷击分区及环境波形

### 1.2.1 飞机雷击分区

图 1-5 给出飞机雷击环境及试验波形、飞机雷击分区和飞机雷击试验方法三个标准之间的关系<sup>[7]</sup>,其覆盖了飞机和雷电交互作用的整个过程。图 1-6 给出飞机雷击直接效应符合性验证的一般过程<sup>[8]</sup>,可以看到确定飞机雷击分区和与分区相关的雷击环境即雷电波形是前提条件,特别是对新机结构和构件的雷击防护。表 1-1 给出欧美国家关于飞机雷击分区原则的描述,我国现有规范也沿用此原则。基于雷电迟滞时间,区域 1 和 2 又可划分为区域 A、B 或 C,故 SAE 标准又将飞机表面划分

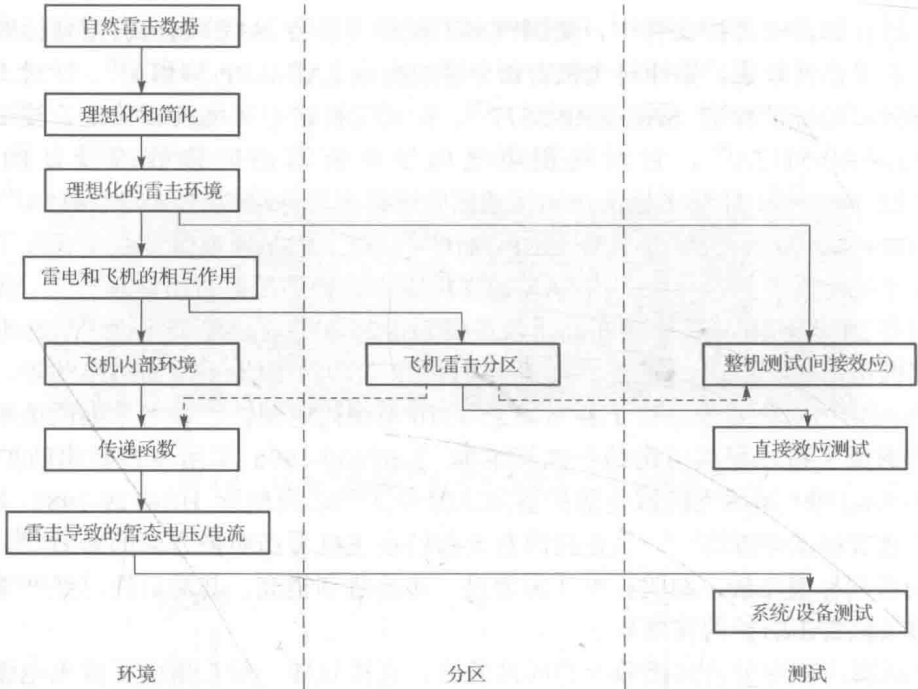


图 1-5 飞机雷击环境、分区和试验的关系

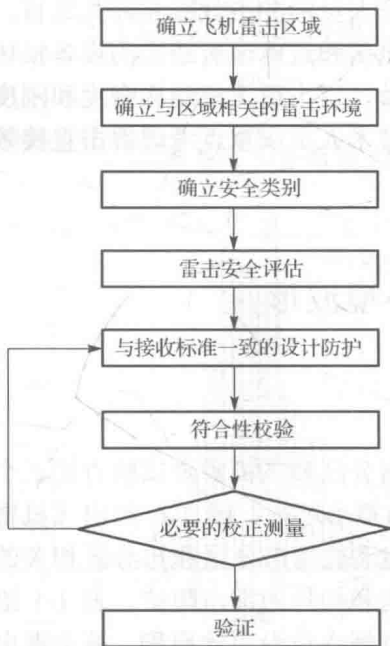


图 1-6 符合性验证过程

为区域 1A、1B、1C、2A、2B 和 3，而与 SAE 标准比较我国现有规范缺少区域 1C 这一项。表 1-2 给出六个雷击分区划分情况的描述，作为实例，图 1-7 给出划分得到的某运输机雷击区域<sup>[7]</sup>。由于飞机在飞行反方向相对雷电通道的运动会导致雷电附着点沿着飞机表面运动，故在区域 1A 和 2A 内不会出现长时间悬停的雷电通道；同时由于在飞机前缘或大的棱角处雷电通道不能进一步对附着点进行扫描，故在剩余雷电作用下区域 1B 和 2B 内也不会出现雷击通道附着点的运动；随着雷电通道电流参数和飞机表面扫描附着点时间的改变，雷电对飞机区域 1C 的威胁将会减小。

飞机雷击区域划分与飞机的形状和飞行参数有关，SAE 标准对新机型(或部件)与过去某机型(或部件)是否相似阐述了飞机雷击分区的确定过程。若新机型(或部件)与过去某机型(或部件)相似，

表 1-1 飞机雷击分区原则

分区	描述
区域 1	直接雷击区：易遭受初始雷电附着和首次回击的区域
区域 2	扫描雷击区：不易遭受首次回击但易遭受后继回击的区域，即飞机相对闪络通道的运动引起通道从前面初始附着点向后扫掠时出现的区域
区域 3	不易遭受任何电弧附着，但会在附着点之间传导电流的区域

表 1-2 飞机闪电分区划分

分区	描述
区域 1A	首次回击区：飞机表面可能遭遇首次回击的具有低悬停概率的雷击通道附着
区域 1B	长时间悬停的首次回击区：飞机表面可能遭遇首次回击的具有高悬停概率的雷击通道附着
区域 1C	首次回击的过渡区：飞机表面可能遭遇低幅值首次回击的具有低悬停概率的雷击通道附着
区域 2A	扫描区：飞机表面可能遭遇后继回击扫描的具有低悬停概率的雷击通道附着
区域 2B	长时间悬停的扫描区：飞机表面可能遭遇后继回击扫描的具有高悬停概率的雷击通道附着
区域 3	不属于区域 1A、1B、1C、2A 和 2B，处于飞机底部或其他区域之间不可能有雷击通道的附着，但会在直接或扫描脉冲附着点之间传递大量的电流

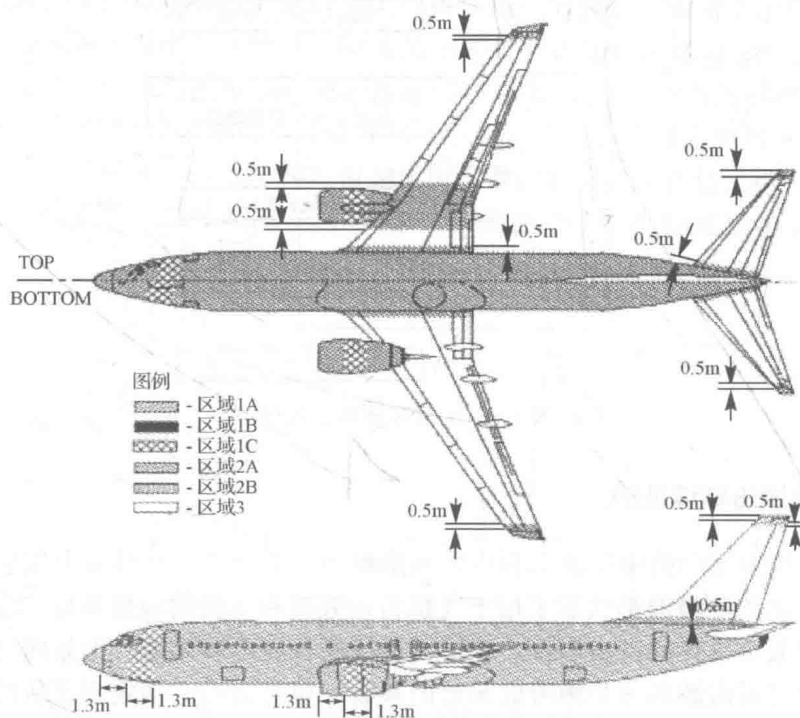


图 1-7 某运输机的雷击区域

即与已验证飞机(或部件)模型的试验数据和分析结果相似,可参考过去某机型(或部件)的雷击区域进行划分。否则采用图 1-8 的流程确定新机型(或部件)的雷击区域<sup>[7]</sup>,

对每个区域的具体确定方法可参考 SAE 标准的有关内容。飞机雷击区域确定后将通过图形表示, 边界采用适合的测站数字或符号标示。在进行飞机相似性评估时应重点关注: ①新机或派生飞机和以前已验证飞机的几何形状有没有重大差别, 如曲率半径、结构尺寸或机翼的后掠角、配置如发动机个数、尾翼形式和低/高机翼、大的突出物如叶片触角、气动阀门和燃油箱等; ②保证飞机在服役过程中雷击分区位置的不变性; ③如果铝合金表面被非导电的玻璃纤维表面代替, 飞机表面的电导性不会发生太大的变化; ④飞机速度和高度剖面等飞行特性没有发生太大的变化。



图 1-8 雷击区域确定过程

### 1.2.2 飞机雷击环境波形

雷击环境由专门的电压波形和电流波形组成, 表征了自然界雷击现象的重要特征。SAE 给出的环境波形代表了用于飞机雷击分析和实验的理想环境, 这些波形不能用来复制某个具体的雷击事件, 但可以形成复合波形以期望产生如同自然雷击的效果。在描述雷击波形时必须考虑重要的参数, 如对雷击直接效应评估时的电流幅值、作用积分和持续时间, 对间接效应评估时的电流上升、衰减率和电流幅值, 并不是飞机所有的面都需要设计来避免相同的雷击威胁。将环境波形施加于图 1-9 的雷击实验装置如户内、户外冲击电压发生器和冲击电流发生器, 可以用于测试和评估飞机结构的雷击直接效应。

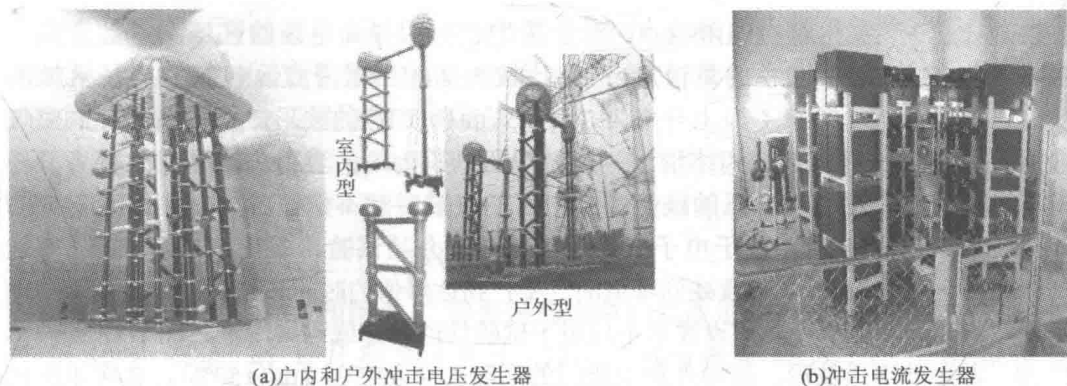
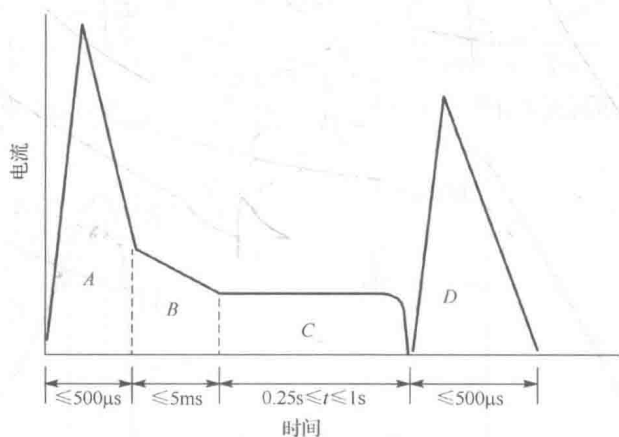


图 1-9 雷击实验装置

SAE 标准给出用于雷击直接效应评估的  $A$ 、 $B$ 、 $C$  和  $D$  四类电压波形，代表了对飞机结构雷电附着评估重要的那部分电场。电压波形为连续增加直到击穿电场，发生于固体绝缘体如雷达罩玻璃纤维蒙皮的击穿，或发生于空气及绝缘表面的闪络。表面闪络或击穿的放电路径一定程度上依赖于电压的波形，而击穿的临界电压幅值却依赖于电压的上升率和下降率。SAE 给出的外部雷击电流环境包括分量  $A$ 、 $A_h$ 、 $B$ 、 $C$ 、 $C^*$ 、 $D$ 、 $H$ 、多重冲击 (MS) 和多重脉冲 (MB) 波形，以前的标准采用图 1-10 的分量  $A$ 、 $B$ 、 $C$  和  $D$  进行雷击直接效应评估，SAE 现标准规定也可采用分量  $A_h$  和  $C^*$  进行评估。分量  $A$ 、 $D$ 、 $H$ 、MS 和 MB 用于雷击间接效应评估，由于本书主要关注雷击的直接效应，故对  $H$ 、MS 和 MB 不作描述，可参考 SAE 的相关标准。

图 1-10 直接效应测试的  $A$  至  $D$  分量<sup>[9]</sup>

电压波形  $A$  和  $D$  代表了电场上升率的快和慢，全电压波形  $B$  用于脉冲电场不会发生击穿的地方如电晕和流光实验，波形  $C$  用于快波前模型实验，波形  $D$  用于慢波前模型实验。实验表明电压波形影响飞机模型的附着结果，快的上升波形 (几微

秒内就上升)产生相对少的附着点,对于模型上有明显高电场的区域会导致介质击穿;而慢的前波(百微秒的量级)会产生比较大面积的附着点,包括低电场区域的附着。图 1-11 的波形 A 为上升率为  $1000\text{kV}/\mu\text{s}$  ( $\pm 50\%$ ) 的波形,当幅值增加到空气介质击穿时试验件击穿或闪络滑过,此时电压跌落为零;当雷击电压发生器为开环电压,击穿没有发生时电压的跌落率和电压的衰减时间不作规定。图 1-12 的波形 B 为  $1.2\mu\text{s} \times 50\mu\text{s}$  的波形,用于电子工业部门的脉冲介质试验,即在  $1.2\mu\text{s}$  ( $\pm 20\%$ ) 时达到峰值,而在  $50\mu\text{s}$  ( $\pm 20\%$ ) 衰减到峰值的一半;到达峰值的时间和衰减时间特指雷击电压发生器为开环电压,且假设波形不局限于试验件的击穿或闪络滑过。图 1-13 的波形 C 为一截尾的电压波形,试验件和电极间的间隙击穿发生在  $2\mu\text{s}$  ( $\pm 50\%$ ),击穿电压的幅值和击穿前电压的上升率不作规定。图 1-14 波形 D 的慢前波上升时间为  $50 \sim 250\mu\text{s}$ ,以便流注得到发展,这样可对低概率雷击区域提供比预期高的雷击概率。

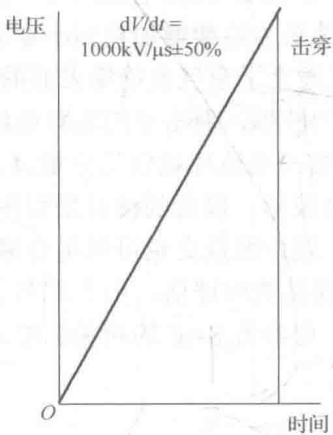


图 1-11 电压波形 A<sup>[9]</sup>

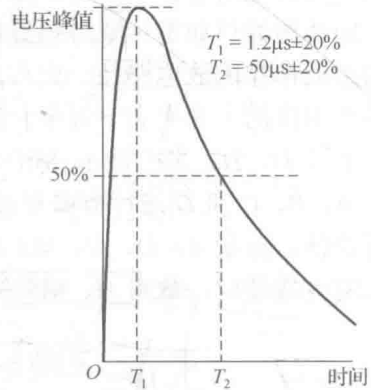


图 1-12 电压波形 B<sup>[9]</sup>

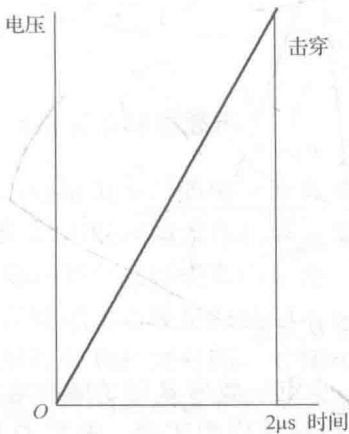


图 1-13 电压波形 C<sup>[9]</sup>

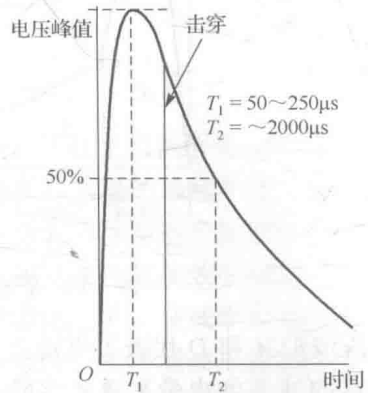


图 1-14 电压波形 D<sup>[9]</sup>



目前我国现有规范与 SAE 标准有关电压波形  $A$  和  $B$  的描述保持一致, 而缺乏对波形  $C$  的描述; 给出的波形  $D$  与 SAE 标准也有所差别, 我国规范仅给出了时间  $T_1$  之前的图形,  $T_1$  之后的衰减图形并未给出。

图 1-15 作为首次回击的电流分量  $A$  常发生于飞机在低空飞行的情况, 结合了严重的正、负首次回击参数, 波形采用下式的双指数函数表示:

$$I(t) = I_0(e^{-\alpha t} - e^{-\beta t}) \quad (1-1)$$

具体模拟时采用图 1-16 和图 1-17 的振荡型或单向性波形, 需有一个  $200\text{kA}$  ( $\pm 10\%$ ) 的幅值和  $50\mu\text{s}$  的上升时间 (处于  $10\% \sim 90\%$  峰值时间), 作用积分为  $2 \times 10^6 \text{A}^2\text{s}$  ( $\pm 20\%$ ), 达到  $1\%$  峰值的时间不能超过  $500\mu\text{s}$ 。雷击飞机的首次回击幅值和波形依赖于飞行高度, 高的飞行高度可得到低的电流峰值和作用积分。作为过渡区首次回击的电流分量  $A_h$  也采用式 (1-1) 的双指数波形函数表示, 用于过渡区域  $1C$ , 代表了高飞行高度首次回击 (分量  $A$ ) 的估计波形, 也可模拟成振荡型或单向性波形, 但需有一个  $150\text{kA}$  ( $\pm 10\%$ ) 的幅值和  $37.5\mu\text{s}$  的上升时间 (处于  $10\% \sim 90\%$  峰值的时间), 作用积分为  $0.8 \times 10^6 \text{A}^2\text{s}$  ( $\pm 20\%$ ), 衰减达到  $1\%$  峰值的时间不能超过  $500\mu\text{s}$ 。

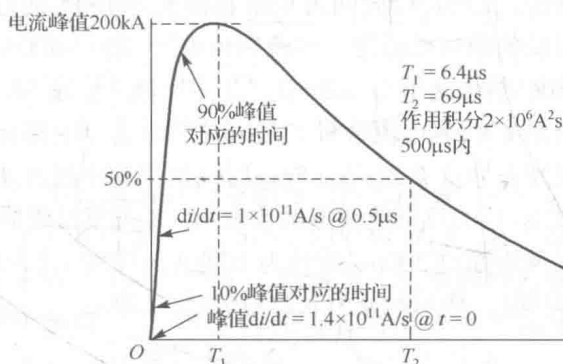


图 1-15 电流分量  $A$

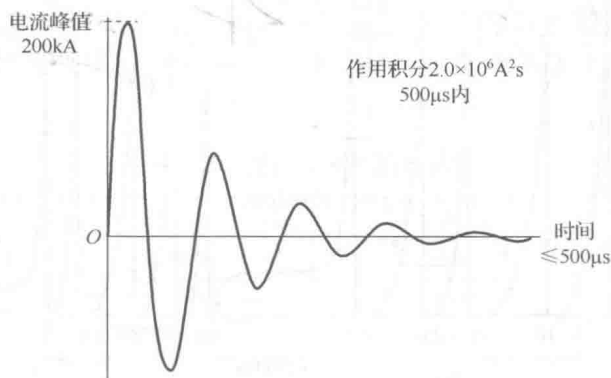


图 1-16 电流分量  $A$  的振荡型波形