



中华人民共和国国家军用标准

FL 1500

GJB 2639-96

军用飞机雷电防护

Lightning protection of military aircraft

1996-06-04 发布

1996-12-01 实施

国防科学技术工业委员会 批准

目 次

1 范围	(1)
1.1 主题内容	(1)
1.2 适用范围	(1)
2 引用文件	(1)
3 定义	(1)
3.1 雷电附着区域	(1)
3.2 雷电的直接效应	(1)
3.3 雷电的间接效应	(1)
3.4 雷电环境	(1)
3.5 雷电关键性类别	(1)
3.6 分系统	(1)
4 一般要求	(2)
5 详细要求	(2)
5.1 雷电防护计划	(2)
5.2 雷电防护设计要求	(4)
5.3 检验	(5)
附录 A 间接效应的雷电环境(补充件)	(6)
附录 B 雷电防护的电搭接要求(补充件)	(11)
附录 C 雷电附着区域的确定(参考件)	(12)
附录 D 雷电关键性类别的划分(参考件)	(14)

军用飞机雷电防护

Lightning protection of military aircraft

GJB 2639-96

1 范围

1.1 主题内容

本标准规定了军用飞机及其设备的雷电防护要求和检验准则。

1.2 适用范围

本标准适用于军用飞机及其所有的分系统、设备、部件和外挂物。直升机、导弹等航空器亦可参照使用。

2 引用文件

GJB 358-87	军用飞机电搭接技术要求
GJB 1389-92	系统电磁兼容性要求
HB 6129-87	飞机雷电防护要求及试验方法

3 定义

3.1 雷电附着区域 lightning attachment zones

将飞机表面按照不同的雷电附着特性或传递特性所划分的区域。

3.2 雷电的直接效应 direct lightning effects

由雷电电弧的附着及伴随着雷电流的高压冲击波和磁力所造成的燃烧、熔蚀、爆炸和结构畸变等效应。

3.3 雷电的间接效应 indirect lightning effects

由雷电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。

3.4 雷电环境 lightning environment

为飞机雷电防护的设计和检验所规定的反映自然雷电特性的雷电参数。雷电的电场特性以电压波形 A、B、D 表征, 雷电的电流特性以电流分量和波形 A、B、C、D、E、H 表征(见附录 A 和 HB 6129 的 3.2 条)。

3.5 雷电关键性类别 lightning criticality categories

根据雷电对飞机造成的危害和后果, 对飞机的各系统、分系统和部件规定的类别。

3.6 分系统 subsystem

分系统是系统的主要功能单元, 通常由若干个部件组成, 这些部件对分系统的工作完整性是重要的。相对于飞机这个系统, 就有结构、发动机、制导、导航和通信等分系统。术语“系统”

和“分系统”在定义某个功能单元时,常常可变换使用。

4 一般要求

飞机结构的设计应该为雷电流提供低阻抗的通路。对于对雷击放电敏感的飞机系统和部件,必须根据其自身的重要性采取适当的雷电防护措施,以尽可能减少雷电对飞机的损害。雷电防护措施的可靠性应通过分析或试验来验证。

飞机雷电防护工作应是新机研制工作的一部分,应作出详细的计划与安排。如果新机研制要求作电磁兼容性控制计划,那么雷电防护计划可以是电磁兼容性控制计划的一部分。主机承制方应对飞机雷电防护的设计、计划安排、验证和管理负责。主要系统(如发动机、机载电子设备及外挂物)的承制方应对各系统雷电防护的设计、计划安排、验证和管理负责。

5 详细要求

5.1 雷电防护计划

主承制方应制定一份具体详细的雷电防护计划。计划应包含下面所列的各项内容。

5.1.1 管理控制

飞机雷电防护应有专门机构负责。雷电防护计划应明确说明专门机构的职责、职权和计划的实施管理办法。计划应明确网络图中重要节点的控制方法。

5.1.2 雷电区域划分

飞机的表面应按下面的分类并参考附录 C(参考件)的说明进行雷电区域划分。

飞机表面按不同的雷电附着特性或传递特性分为三个区域:

a. 区域 1: 初始雷击放电电弧附着在它上面(雷电的进口或出口)可能性很大的飞机表面,亦称初始附着区域;

b. 区域 2: 雷击放电电弧被气流从区域 1 的初始附着点吹过来在它上面扫掠通过的可能性很大的飞机表面,亦称扫掠冲击区域;

c. 区域 3: 除了区域 1 和区域 2 以外的所有飞机表面为区域 3,在区域 3,放电电弧直接附着的可能性很小,但它可能在某对初始雷电附着点或扫掠冲击附着点之间传导很大的雷电流。

按照放电电弧悬停在上面的可能性大小,区域 1 和区域 2 又进一步被划分为 A 区和 B 区。A 区是电弧在它上面悬停可能性较小的区域,B 区是电弧在它上面悬停可能性较大的区域。

5.1.3 雷电环境确定

对于直接效应,雷电附着在飞机各区域的特性按 HB 6129 中的 3.2 条和表 1 的规定来确定。对于间接效应,飞机的电气和电子设备所经受的雷电特性按附录 A 的规定确定。飞机外部安装的电气和电子设备的间接效应试验仍用 HB 6129 中的电流波形 E。

5.1.4 雷电关键性类别确定

雷电防护计划应对系统、分系统和部件按下面的分类原则并参考附录 D(参考件)进行适当的分类。雷电关键性类别分为三类:

a. 1 类: 关系到飞行安全的系统、分系统和部件,雷电对它们的损害可能危及人身或飞机

的安全；

b.2 类：关系到系统安全和飞行任务完成的系统、分系统和部件，雷电对它们的损害可能导致人员伤害或影响飞行任务的完成；

c.3 类：影响较小的系统、分系统和部件，雷电对它们的损害不会明显降低系统的效能。

5.1.5 雷电防护预测

应进行飞机及其分系统和部件的雷电防护预测，以估计它们对雷电环境的敏感性和可能的雷电效应。需要考虑的系统、分系统和部件至少应包括结构、机械系统、燃油与液压系统、电气与电子系统、人员、外挂物和军械，但不局限于这些。通过预测给出要求保护的飞机部段、系统、分系统和部件。

雷电防护计划应确定预测所用的分析和试验方法。必要时，预测应适时修正，这种修正往往在相应的设计审查过程中进行。预测的最后结果应编入 5.3.1 条的雷电防护检验计划。

5.1.6 直接效应防护

雷电防护计划应确定飞机直接效应的防护方法。应详细说明防护将采用的材料、加工和装配方法，并拟定出研制和鉴定阶段要用的检验方法。指出该防护方法可能有问题的地方以及解决问题的方案。

5.1.7 间接效应防护

雷电防护计划应确定电气与电子系统雷电间接效应的防护方法。该防护方法应尽可能兼顾电磁兼容性要求和核电磁脉冲防护要求。计划还应提出研制和鉴定阶段要使用的检验方法。并指出该防护方法可能有问题的地方以及解决问题的方案。

5.1.8 累积效应

雷电防护计划应考虑多次雷击的累积效应，并指出可能有问题的地方以及解决问题的方案。

5.1.9 电搭接和腐蚀控制

雷电防护计划应说明在腐蚀控制所允许的前提下，满足雷电有关的电搭接要求的方法。计划还应特别考虑到将这些措施与雷电防护有关设计以外的电磁兼容性、人员保护、电搭接和腐蚀控制措施相结合。

5.1.10 设计分析和研究试验

雷电防护计划应确定研制各阶段要进行的设计分析和试验项目，并说明要用的试件（如试验板、试样、样机）、试验设备、仪器以及试验电压和电流的波形。

5.1.11 检验准则

雷电防护计划应确定用来验证飞机及其分系统和部件是否满足雷电防护要求的检验准则。准则应包括设计裕度的说明和通过或通不过的理由。

5.1.12 寿命周期

雷电防护计划应说明雷电防护措施的使用寿命，包括修理、维护和检验周期。

5.1.13 技术状态和文件管理

雷电防护计划应论述重要的雷电防护设计的实施过程和更改管理。应确定更改文件并说明它的跟踪能力。

5.2 雷电防护设计要求

5.2.1 总则

当飞机、分系统和部件可能经受到 5.1.3 条的雷电环境作用时,必须对其进行保护,以防止影响飞行安全的 1 类效应发生。除非另有规定,也应防止影响系统安全和任务完成的 2 类效应发生。当符合 2 类的设计要求而使飞机或分系统的成本太高或影响其性能时,要在订购方同意下,对这些影响进行审查,并对雷电防护要求进行剪裁。

5.2.2 设计要求

对 1 类和 2 类系统、分系统和部件应提供足够的保护,并至少考虑以下方面的问题。

5.2.2.1 备用系统

应设计备用系统(如飞行控制备用系统和发动机控制备用系统),以使雷电不会危及飞行安全。

5.2.2.2 电搭接

与雷电防护有关的电搭接,除非特殊的设计另有规定,应符合附录 B(补充件)和 GJB 358 中的雷电防护搭接和防射频干扰搭接的有关条文规定。

5.2.2.3 腐蚀控制

雷电防护所要求的电搭接应配合适当的腐蚀控制措施。

5.2.2.4 寿命周期

雷电防护设计应在防护措施的寿命周期方面(如修理、维护、完整性检验和检查)作全面的考虑。雷电防护措施应设计成在飞机系统的整个寿命期内保持它们的有效性。飞机的雷电防护应考虑下列与寿命周期有关的方面,但不局限于这些。

5.2.2.4.1 维护

雷电防护应设计成可接近的和可维护的,或者设计成不需要维护和检验,而其寿命比飞机的设计寿命更长。那些在维护过程中可拆开、可拔出或不允许动的搭接、屏蔽或其他防护装置应该用适当方法予以标明。

5.2.2.4.2 修理

雷电防护设施应可修理或更换,且不会降低原来的防护水平。

5.2.2.4.3 多次雷击

雷电防护设计应考虑多次雷击的累积效应。允许的冲击次数取决于雷电防护设施的寿命周期。例如,在它们的使用期限内可能要经受到多次雷击的防护措施,应设计成能承受多次雷击。

5.2.2.5 与其他要求兼容

雷电防护措施应与飞机系统内部和系统间的电磁兼容性要求相一致。如果有规定,还应与核电磁脉冲的防护要求相一致。雷电防护装置不应静电放电控制、天线方向图、气动力和与系统性能有关的其他因素产生不良影响。

5.2.2.6 技术状态管理

应对飞机及其分系统的雷电防护措施的技术状态管理作出规定,并在设计、研制、生产和更改过程中坚持执行,以便对在其使用期限内可能影响雷电防护的变化提供跟踪能力。

5.3 检验

承制方应对飞机及其分系统和部件的雷电防护措施的检验负责。检验的方式可以是鉴定试验,也可以根据研究试验的资料、基本原理或以前检验过的设计进行分析,或者是这两种方法的结合。

5.3.1 雷电防护检验计划

承制方应准备一份雷电防护检验计划。该计划应包括:

- a. 雷电防护预测的最后结果;
- b. 检验时进行分析和试验的资料和方法,特别要说明在预测中反映出有问题的地方采取防护措施的方法;
- c. 判断每个系统和部件的雷电防护措施是否成功的判据。

雷电防护检验计划应在鉴定试验开始前得到批准。鉴定试验按 HB 6129 第 3 章的规定进行。

5.3.2 雷电防护设计检验

承制方应负责说明 1 类和 2 类效应的所有雷电防护设计要求都已得到满足。所采用的雷电防护措施应得到验证。符合性验证可采用分析和试验的方式,所采用的方式必须适当,并征得订购方同意。

5.3.3 雷电防护检验报告

承制方应提供一份雷电防护检验报告。该报告应充分阐述 1 类和 2 类雷电防护设计的分析、试验的方法和结果。

附录 A

间接效应的雷电环境

(补充件)

为了进行飞机的电气和电子设备的雷电间接效应的分析与试验,这里对雷电流的波形作了规定。对 HB 6129 中的电流分量 A、B、C、D 规定了它们的波形和参数。另外还规定了多重冲击的波形和反映高上升率作用的波形 H。

这些波形是一种严重的自然雷电环境的理想化的表示法。如果试验波形不能与规定的理想化波形一致,用偏离理想波形的试验波形进行试验所得到的结果必须相对于理想波形进行分析和修正。各电流波形以数学表达式和波形图表示。

A1 初始高峰电流波形(分量 A)

该波形是 HB 6129 中分量 A 所代表的第一次回击电流的一种模拟,以式 A1 的双指数形式表示:

$$i(t) = I_0(e^{-\alpha t} - e^{-\beta t}) \dots\dots\dots (A1)$$

式中: I_0 ——电流常数, A;

e ——自然对数的底;

α ——波尾时间常数的倒数, s^{-1} ;

β ——波前时间常数的倒数, s^{-1} ;

t ——时间, s。

各参数的值如表 A1 所示。

表 A1

波 形	I_0 A	α	β
		s^{-1}	
分量 A	218810	11354	647265
分量 B	11300	700	2000
分量 D	109405	22708	1294530
分量 D/2	54703	22708	1294530
分量 H	10572	187191	19105100

分量 A 电流波形如图 A1 所示。图中各参数的值在表 A2 中给出。分量 A 电流波形的峰值电流为 200kA, 作用积分为 $2 \times 10^6 A^2 \cdot s$, 初始最大上升率为 $1.4 \times 10^5 A/\mu s$, 0.5 μs 时的上升率为 $1 \times 10^5 A/\mu s$, 总的持续时间为 500 μs 。此电流的极性可以是任意的。

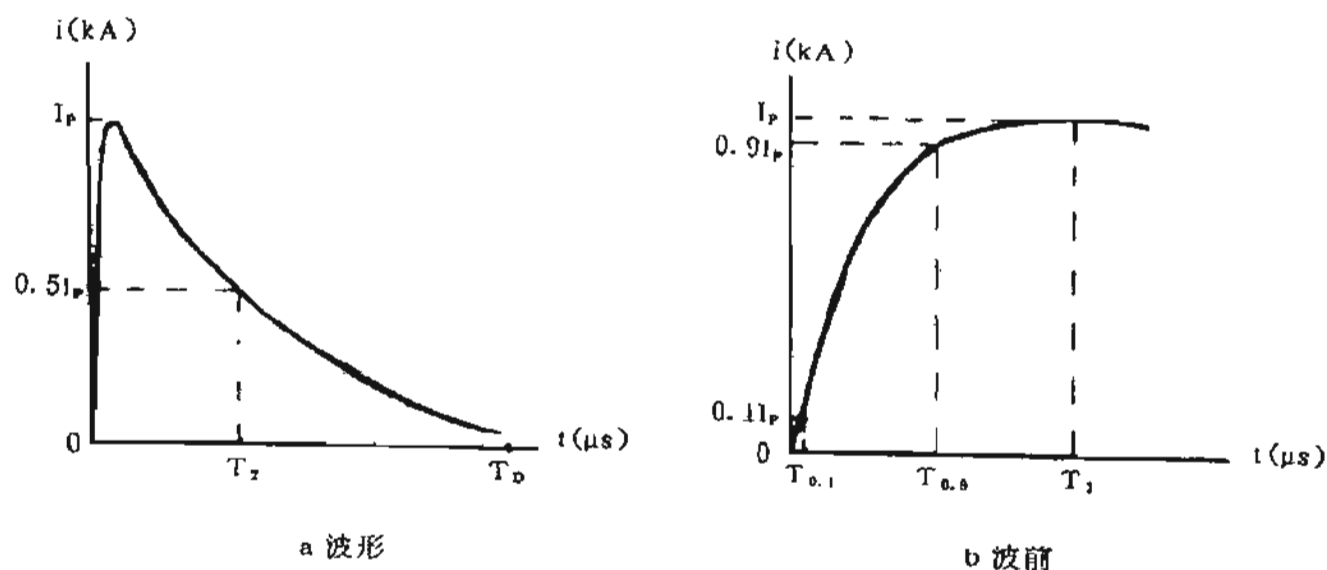


图 A1 分量 A、D 和 H 的波形

I_p : 峰值电流;

$T_{0.1}$: 电流上升到 $0.1I_p$ 的时间;

$T_{0.9}$: 电流上升到 $0.9I_p$ 的时间;

T_1 : 电流到达峰值的时间;

T_2 : 电流衰减到半峰值的时间;

T_D : 总的持续时间。

表 A2

 μs

波 形	I_p kA	$T_{0.1}$	$T_{0.9}$	T_1	T_2	T_D
A	200	0.15	3.0	6.4	69	500
D	100	0.08	1.5	3.2	34.5	≥ 500
H	10	0.0053	0.11	0.24	4.0	25

A2 中间电流波形(分量 B)

为了便于分析,对分量 B 的波形也作出规定。分量 B 也采用式 A1 所表示的双指数电流波形,式中相应的参数列于表 A1。

分量 B 电流波形如图 A2 所示。其平均电流为 2kA,总持续时间为 5ms,电荷传递为 10C。

A3 持续电流波形(分量 C)

为了便于分析,对分量 C 的波形也作出规定。分量 C 采用时间为 500ms,幅值为 400A 的矩形波,波形如图 A3 所示。该分量主要用途是传递电荷,传递的电荷量为 200C。

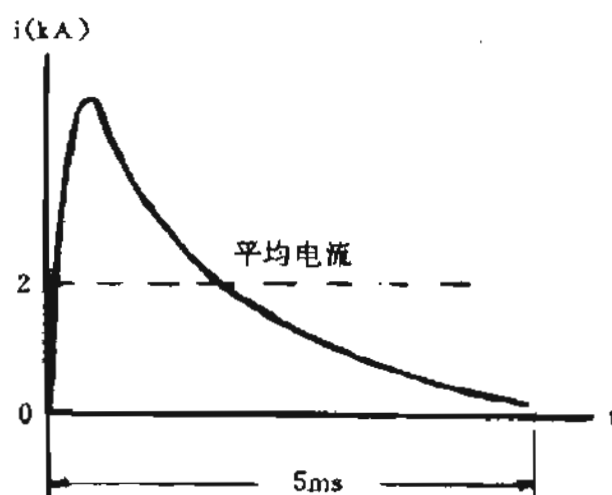


图 A2 分量 B 波形

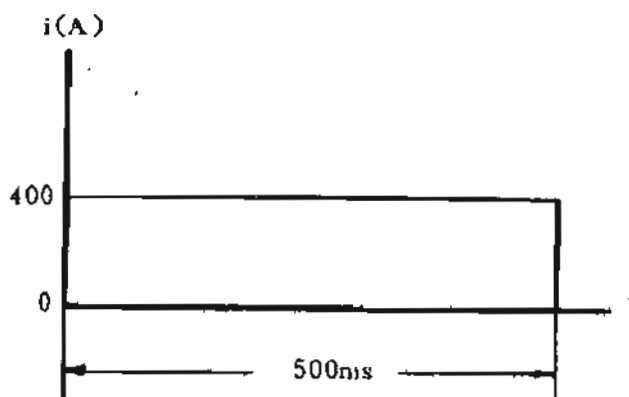


图 A3 分量 C 波形

A4 重复放电波形(分量 D)

该波形是 HB 6129 中分量 D 所代表的重复放电的一种模拟, 也以式 A1 的双指数形式表示, 式中相应的参数列于表 A1。

重复放电电流的极性可以是任意的。其电流波形也示于图 A1, 图中相应的参数亦见表 A2。该电流波形的峰值电流为 100kA , 作用积分为 $0.25 \times 10^6 \text{A}^2 \cdot \text{s}$, 初始最大上升率为 $1.4 \times 10^5 \text{A}/\mu\text{s}$, $0.25\mu\text{s}$ 时上升率为 $1 \times 10^5 \text{A}/\mu\text{s}$, 总的持续时间为 $500\mu\text{s}$ 。

A5 多重冲击放电波形

该波形被规定为在电流分量 A 后面跟随着幅值均为 50kA , 间隔时间随机的 23 个重复放电, 所有这些放电在 2s 时间内完成, 如图 A4 所示。其中每一个重复放电波形的幅值是波形 D 的一半, 它也以式 A1 表示, 式中相应的参数见表 A1。

A6 多重脉冲组(分量 H)

多重脉冲组由 24 个随机间隔的脉冲组组成, 这些脉冲组分布在 2s 时间内。每个脉冲组

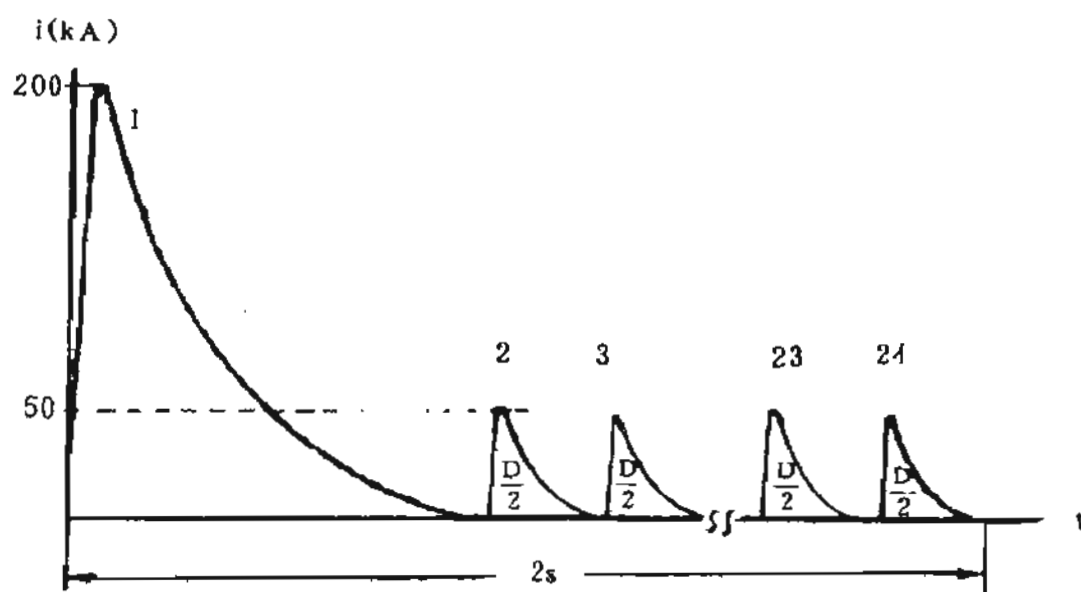
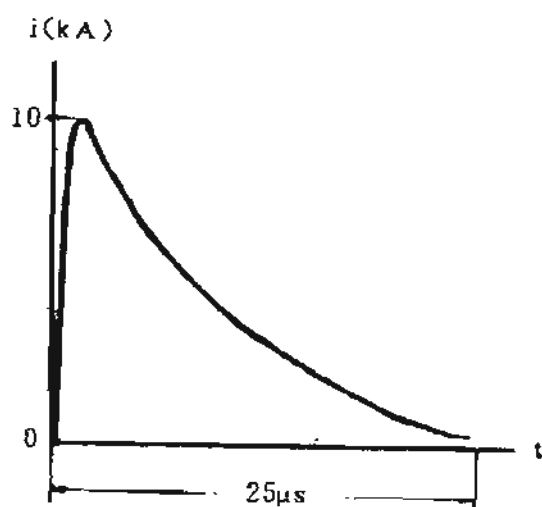
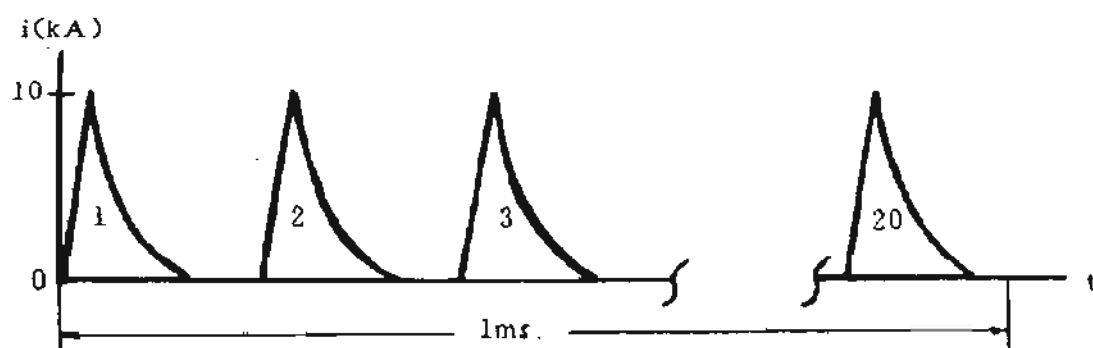


图 A4 多重冲击放电

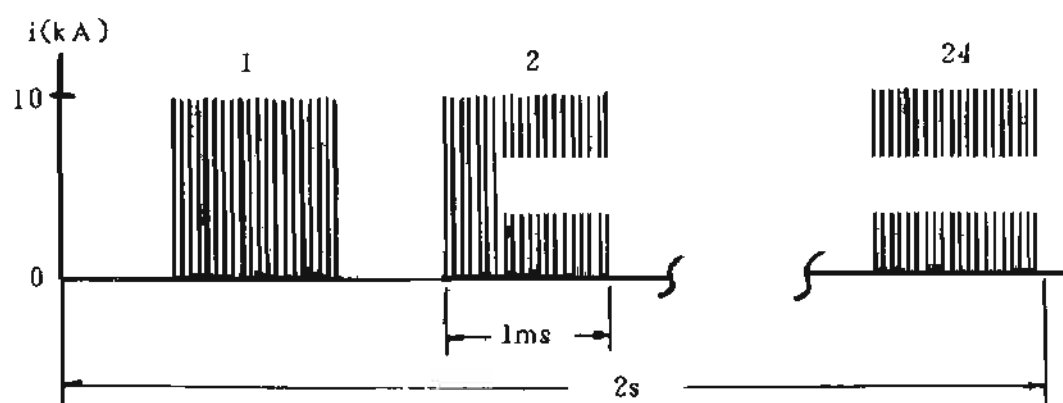
的持续时间为 $1ms$, 其中包含 20 个脉冲(分量 H), 如图 A5 所示。分量 H 代表了一种高变化率上升的脉冲, 它的幅值和持续时间比回击时小得多。其波形也用式 A1 的双指数形式表示, 式中相应的参数见表 A1。其波形图也与图 A1 相同, 图中相应参数示于表 A2。该电流波形的峰值电流为 $10kA$, 初始最大上升率为 $2 \times 10^{11} A/s$, 总的持续时间为 $25\mu s$ 。



a 分量 H 波形



b 一个脉冲组由 1ms 内随机分布的 20 个脉冲组成



c 2s 内有 24 个随机分布的脉冲组

图 A5 多重脉冲组波形

附 录 B

雷电防护的电搭接要求

(补充件)

B1 一般要求

飞机基本结构本身以及基本结构与各系统、各部件之间进行良好的搭接,形成低阻抗的导电通路,以保证雷电流通过时不会损坏飞机操纵系统、飞机部件和设备,不会产生火花。

B2 主搭接及主搭接线

B2.1 主搭接

飞机雷电防护所要求的搭接,称之为主搭接。主搭接的形式有:

- a. 金属与金属的铆接或螺栓连接;
- b. 大部分罩子的紧固件和锁紧机构的连接;
- c. 接触电阻小于 $10\text{m}\Omega$ 的长条式铰链的连接,但铰链内不可用非导电的润滑剂;
- d. 主搭接线的连接。

B2.2 主搭接线

传递雷电流用的主搭接线,在雷电弧不可能附着并具有足够数量的搭接线来传递雷电流的情况下,单根铜线的截面不得小于 4mm^2 。雷电弧有可能附着的主搭接线,铜线的截面不得小于 20mm^2 。如果主搭接线采用铝线,其截面的冲击载流能力应与铜线的相当。

搭接线应尽可能短,阻抗应尽可能小,搭接线的接头不允许用焊接方式连接。

B3 外部金属部件搭接

外部安装的固定和可拆卸的金属部件,如口盖,检修门等应该用主搭接搭接到飞机基本结构上,搭接电阻应不大于 $1\text{m}\Omega$ 。

外部可活动的金属面或部件,如升降舵、方向舵、副翼、襟翼、减速板、起落架护板等应该用主搭接线搭接到飞机基本结构上,搭接电阻应不大于 $5\text{m}\Omega$ 。

B4 外部非金属部件搭接

凸出飞机表面的非金属部件,如非金属垂直安定面、翼尖、座舱盖、天线罩、非金属螺旋桨叶片以及直升机旋翼叶片等上面的保护装置和金属框架应该用主搭接搭接到飞机基本结构上,它们之间的搭接电阻应不大于 $5\text{m}\Omega$ 。

B5 内部金属部件搭接

要求用主搭接的内部部件,如驾驶杆、脚蹬、座椅等与飞机基本结构之间的搭接电阻应不大于 $2\text{m}\Omega$ 。

B6 发动机搭接

每台发动机至少有两处搭接到飞机基本结构上,发动机与飞机基本结构之间的搭接电阻应不大于 $1\text{m}\Omega$ 。

B7 飞机整体电阻

飞机固定部分的端部之间,如翼尖到翼尖,水平安定面到机身最前面的金属部件之间的整体电阻值应该小于 $50\text{m}\Omega$ 。

附录 C

雷电附着区域的确定

(参考件)

C1 为了确定适用于飞机上不同部位的雷电特性,将飞机表面划分为如下区域:

- a. 区域 1A: 雷电弧悬停在上面可能性较小的初始附着区域;
- b. 区域 1B: 雷电弧悬停在上面可能性较大的初始附着区域;
- c. 区域 2A: 雷电弧悬停在上面可能性较小的扫掠冲击区域;
- d. 区域 2B: 雷电弧悬停在上面可能性较大的扫掠冲击区域;
- e. 区域 3: 除了上述区域以外的所有飞机表面。

C2 飞机上各区域的位置与飞机的形状有关,也与飞机的飞行特性有关。区域位置的确定,可以参考外形和飞行特性都相似的现役飞机的经验,也可以在所考虑飞机的比例模型上进行雷电附着点试验。

根据一般飞机的雷击经验,飞机上每个区域的位置可按下列方法确定:

a. 所有端部,像机头、机翼和尾翼的端部、尾锥、机翼上安装的吊舱以及其他明显的突出物,由于它们是可能的初始雷电附着点的区域,应考虑在初始附着区域内,朝前的端部或前缘应考虑为区域 1A,朝后的端部或后缘应考虑为区域 1B,区域 1A 范围的大小决定于电流分量 A 的时间、飞机飞行速度和飞行高度(即回击到达的时间);

b. 区域 1A 后面的表面应该认为是区域 2A,区域 2A 的范围通常要延伸到区域 1A 后面的整个长度,如机身、短舱及机翼表面;

c. 区域 1A 或 2A 后面的后缘应认为是区域 1B 或区域 2B,初始附着到达即为区域 1B,扫掠冲击到达即为区域 2B;

d. 按上述方法确定的区域 1 和区域 2 的每一侧大约 0.5m 的表面应认为是同一个雷击区域的范围,这是考虑附着点的局部分散性和扫掠通道横向稍有摆动的可能性;

e. 不在上面任何区域内,但处在它们之间的表面和结构应考虑为区域 3 的范围。

图 C1 表示了一种普通飞机的雷电附着区域示意图。

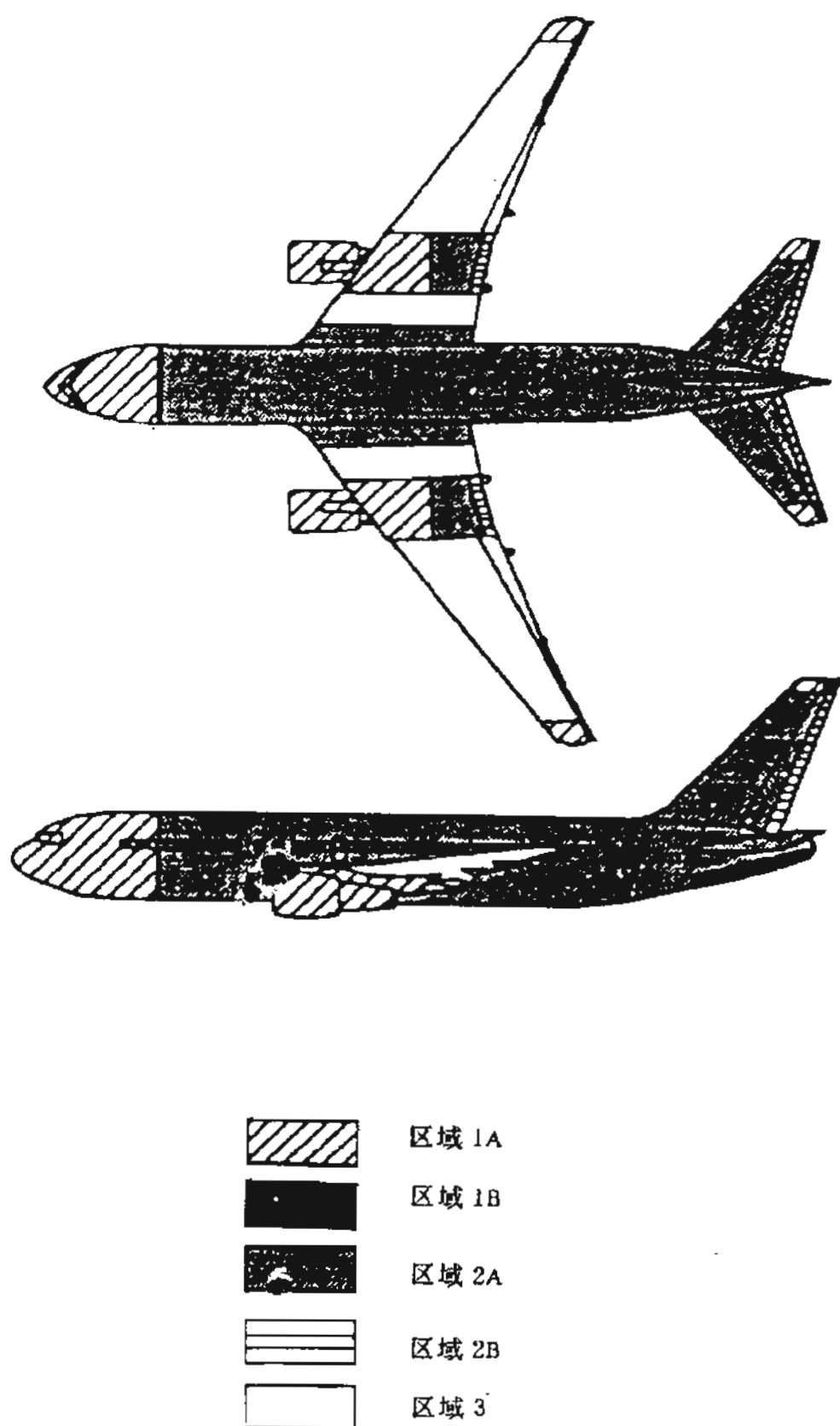


图 C1 飞机雷电附着区域示意图

附 录 D

雷电关键性类别的划分

(参考件)

系统和部件的雷电关键性类别取决于它自身的重要性的对雷电的敏感性,因此与飞机的外形和飞行任务也有关系。在一种飞机里被认为是1类的系统,到另一种飞机里可能成为2类系统。下面列举了有关的各类系统、分系统和部件,但不局限于这些。

1类(飞行安全)——这些系统、分系统和部件的损坏可能危及人身或飞机安全。

- a. 旋翼叶片和螺旋桨;
- b. 油箱;
- c. 全权限飞行控制系统;
- d. 全权限或监视发动机控制系统;
- e. 抛投系统;
- f. 收放式起落架和其它着陆系统;
- g. 电源系统;
- h. 地形跟踪与地形回避系统;
- i. 雷达罩;
- j. 必不可少的飞行仪器。

2类(系统安全和任务完成)——这些系统、分系统和部件的损坏,可能导致人员伤亡或影响飞行任务完成。

- a. 通信和导航设备;
- b. 发射控制系统;
- c. 用于武器瞄准系统的光电设备;
- d. 多路传输系统;
- e. 干扰设备;
- f. 窗盖玻璃;
- g. 告警系统;
- h. 影响罗盘精度的磁化效应;
- i. 防冰和除冰系统;
- j. 航行灯。

3类(次要影响)——这些分系统和部件的雷电效应不会影响飞机的效能。例如,雷电只能上面造成烧蚀点和影响不大的损伤的结构构件、飞机蒙皮等。

附加说明：

本标准由中国航空工业总公司提出。

本标准由中国航空工业总公司三〇一所归口。

本标准由中国航空工业总公司飞行试验研究院、三〇一所、空军第一航空学院起草。

本标准主要起草人：张洪珍、吕观昌、吴彦灵、姚宗琦、王 莉。

计划项目代号：4HK15。