



中华人民共和国航空航天工业部 航空工业标准

HB / Z 185-90

指导性技术文件

民用飞机 雷电防护及搭接

设计指南

1991—03—22发布

1991—06—01实施

中华人民共和国航空航天工业部

批准

民用飞机雷电防护及搭接设计指南

代替

1 主题内容与适用范围

本标准规定了民用飞机的雷电防护设计要求、设计步骤、雷击区认定,雷电防护搭接以及机身结构部件和燃油系统的防护方法。可为民用飞机雷电防护及其搭接设计提供指导。

本标准适用于民用飞机雷电防护及其搭接设计。

2 引用标准

GJB358 军用飞机电搭接技术要求

HB6129 飞机雷电防护及试验方法

3 术语

本文术语与GJB358和HB6129规定的名词术语相一致。

4 雷电防护设计

4.1 雷电防护设计的基本步骤

4.1.1 确定雷击区域

确定飞机表面哪些是雷电初始附着区。雷电流必然流动在这些附着点之间。4.2条给出了雷击区域划分的指南。

4.1.2 确定遭受雷电的环境

在每一雷定的雷击区域中,制定相应的可能遭受到雷电的各个电压及电流的量。这些量及波形见4.3条。

4.1.3 区分易受损害的系统和部件

雷电的直接效应(机械破坏)或间接效应(强电磁场耦合)会引起电耦干扰或破坏,须区分哪些系统或部件是易受损害的,应加以防护。

4.1.4 制定雷电防护技术要求

根据飞行安全、完成任务中该系统或部件的重要程度以及维护因素,制定防

护对象的技术要求。

4. 1. 5 设计雷电防护措施

对每一需要防护的系统或部件，根据防护技术要求，采取相应的防护设计措施。

4. 1. 6 鉴定防护的充分性

防护充分性鉴定有下列方式：

a. 比较同类型的，已被证明是合理的安装设计。

b. 雷电模拟试验。

c. 合理的解析法，但必须考虑解析技术中采用估计值带来的不精确，从而必须具有一定的余量。

上述方式事先必须和适航签证机构协调，并得到同意。

4. 2 雷击区域

4. 2. 1 电的扫掠现象

4. 2. 1. 1 雷电在空中交换电荷的时候，雷电通道是暂时稳定的，飞机卷入这一区域，便成为这一区域的一部分。雷电通道在一定时间内存在，飞机相对于这一通道在前进，飞机的前端如机头，机翼上发动机吊舱前端便成为初始附着点。前进的飞机通过雷击通道，引起通道在飞机表面上的向后扫掠，如图 1 所示。可能产生一系列的新的附着点，这就是扫掠现象。由于飞机表面的种种差别（如外形、材料）可引起不同位置的附着和不同的停留时间。

T_1 -5 扫掠附着点

T_n — 最终附着点

T_3
 T_4
 T_5

T_n

图 1. 雷电的扫掠现象

4.2.1.2 雷电扫掠引起的破坏, 决定於该区域内的材料, 该点上的停留时间以及这期间的雷电流幅值。扫掠期间将遭受中间分量和连续分量两个峰值的作用。

4.2.1.3 雷电向后扫掠至后缘的某一处时, 雷电通道将停留(悬停)在这一点上并继续剩余的过程。

4.2.1.4 在后缘的雷电初始附着点不同于扫掠附着点, 因此不是遭受扫掠各分量的作用, 而是遭受雷电全部分量的作用。

4.2.2 雷击区的定义

4.2.2.1 区域 1

区域 1 A: 雷电弧悬停概率低的初始附着区。

区域 1 B: 雷电弧悬停概率高的初始附着区。

4.2.2.2 区域 2

区域 2 A: 雷电弧悬停概率低的扫掠区。

区域 2 B: 雷电弧悬停概率高的扫掠区。

4.2.2.3 区域 3

除了区域 1 和区域 2 以外的所有飞机表面区域。区域 3 雷电弧直接附着的可能性极小, 但它需传输某一对附着点之间的大电流。

4.2.3 雷击区域的位置

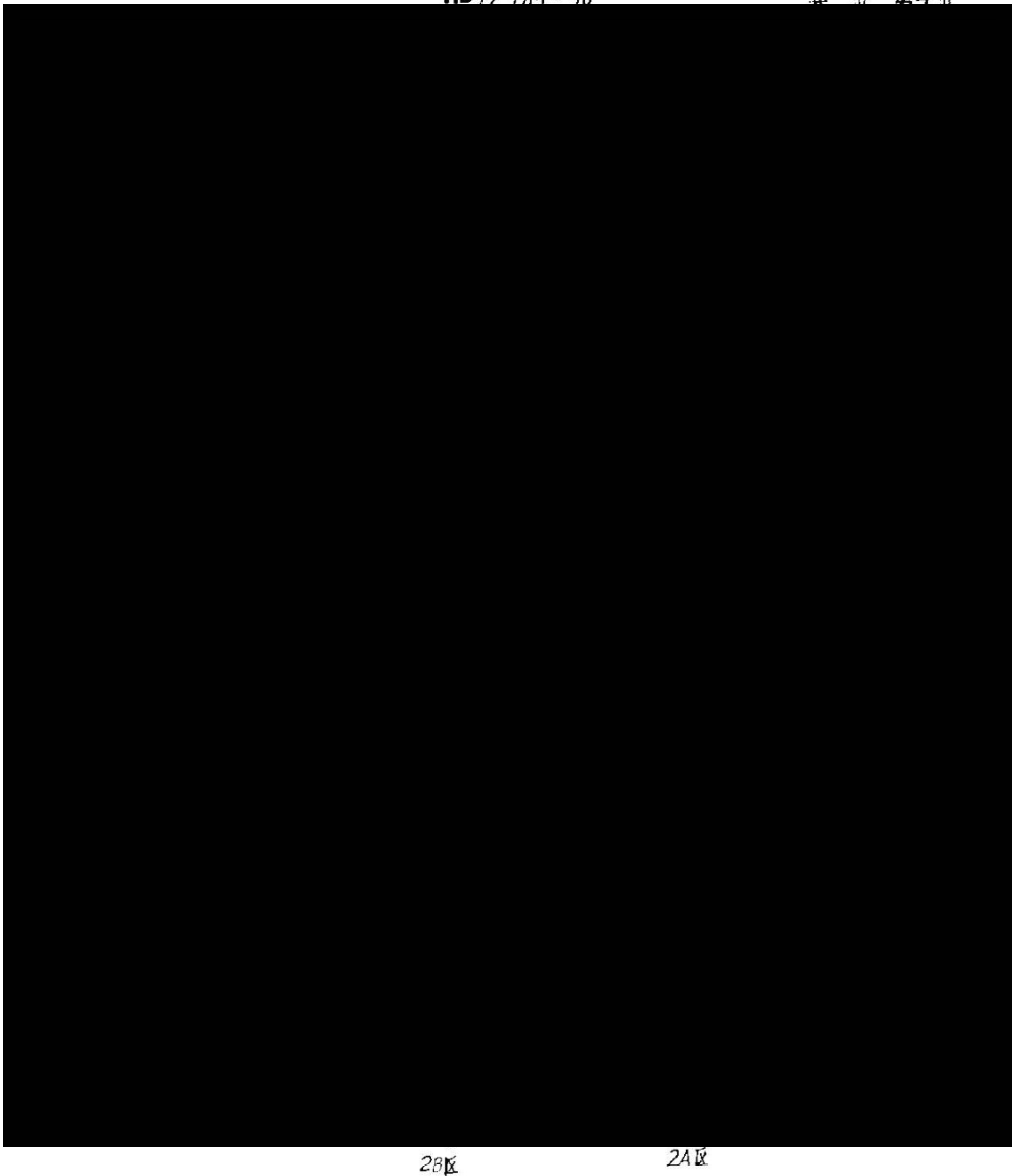
飞机雷击区域的划分是雷电防护设计的重要步骤。通常雷电初始附着区的位置, 决定于飞机的几何外形和机外凸出物的位置。各种型号的飞机各不相同。

根据雷击区域的定义, 具体飞机上可按以下原则确定:

a. 飞机的各端部, 如机头、机翼上短舱前端、机翼和各尾翼尖、机身尾锥, 以及其它重要的飞机外面的凸出物, 经验表明, 它们可能是雷电先导的附着点。这些前端(或前缘)应是 1 A 区。机翼、尾翼的后缘末端应是 1 B 区。绝大多数的雷击中先导附着之后第一次冲击立刻到来, 所以 1 A 区限制在前端的邻近区域(即纵向大约 0.5 m 范围内)。

在极个别的情况下, 第一次冲击的到达稍慢一些, 使属于这一区域的表面更加扩大。如果这一扩大的区域没有防护措施, 则危及飞行的安全。所以, 应考虑这种个别情况。

b. 关键的问题是确定初始附着的位置。特别是飞机的几何外形有别于常规设计, 而不能借鉴现有的经验来确定初始附着区时, 必须进行全尺寸模型的附着



28x

24x

图 2 飞机的雷击区域分布——后掠翼飞机之一例



图 3 飞机雷击区域分布——螺旋桨飞机之一例

e. 考虑到雷电扫掠通道可能的横向抖动和散布，初始附着区或扫掠附着区的横向范围大约也是 0.5 m 。如 机翼根部与机身相交的 0.5 m 范围（扫掠区），翼尖的 0.5 m 范围（初始附着 1 A 区以及后缘的初始附着 1 B 区）见图 2、图 3。

f. 飞机表面除了 1 区和 2 区之外的所有表面区域均为 3 区。

雷击区域分布示例见图 2、图 3。

4.3 雷电的试验波形

采用 HB 129 的 3.2 条规定的电流试验波形 A、B、C、D、E，以及电压试验波形 A、B 和 D 进行试验，以证实部件防护设计是充分的。

4.4 防护要求及其搭接

4.4.1 结构的防护及主搭接

主搭接是为安全传输雷电流所需的搭接。作为传输雷电流的主导体可以是飞机的基本结构。

4.4.1.1 基本结构及整体电阻

飞机基本结构是指飞机的金属结构骨架，以及铆接或螺接在结构骨架上，与其有低阻抗通路的金属蒙皮、梁、型材、支架、角片等构成。

作为主导体的飞机基本结构应安全传输雷电流。为此要求飞机固定部分的各端部之间（如：翼尖至翼尖、机头至各翼尖、机头至尾锥等）的飞机整体电阻小于 $50\text{ m}\Omega$ 。

基本结构除保证雷电流的安全传导外，应保证电源电流返回的低阻通路。作为天线地网的外蒙皮，必须保证射频电流的低阻抗通路。

当基本结构作为电源返回通路，为防止雷电流通过而在电源系统中产生超过 500 V 的电压降时，应要求这部分的电阻小于 $2.5\text{ m}\Omega$ 。

4.4.1.2 铆接结构

由铆接装配而成的金属机体结构件，在正常情况下具有良好的电气导电性能。

4.4.1.3 可拆卸结构的电气传导性能

用相当多数量的螺栓连接和固定的金属结构件，当连接件使两相连接的结构件之间具有金属—金属可靠接触时，就可提供良好的电气连续性。

如果连接件数量少，或连接是用绝缘材料，或有表面防护的零件固定，或使用了密封材料时，应采取搭接措施使之相互搭接。

4.4.1.4 铰接件

位于飞机外蒙皮上的铰接的部件如升降舵、方向舵、副翼、襟翼、起落架、舱门、维护口盖等，均应在每一铰接点之间实行搭接，搭接处之截面应满足雷电流安全传输之需要。

如果经试验或分析确已证明：铰接件的铰链能够满足相应区域的雷电流的分流能力，则可不需搭接。

4.4.1.5 复合材料的雷电防护

碳纤维复合材料具有很高的电阻率，大约为 $0.9 \sim 11 \times 10^{-4} \Omega \cdot \text{cm}$ 。

表面覆盖金属丝网可作为碳纤维复合材料的雷电防护措施。

金属丝网的编织密度可为 80×80 目（80根/cm）至 50×50 目。其中以编织密度小的效果差些，因为金属丝覆盖面积小。

4.4.1.6 碳纤维的相互搭接

碳纤维的相互搭接可采用螺栓或铆钉连接，并用金属条（或金属箔）传输雷电流。见图 4。

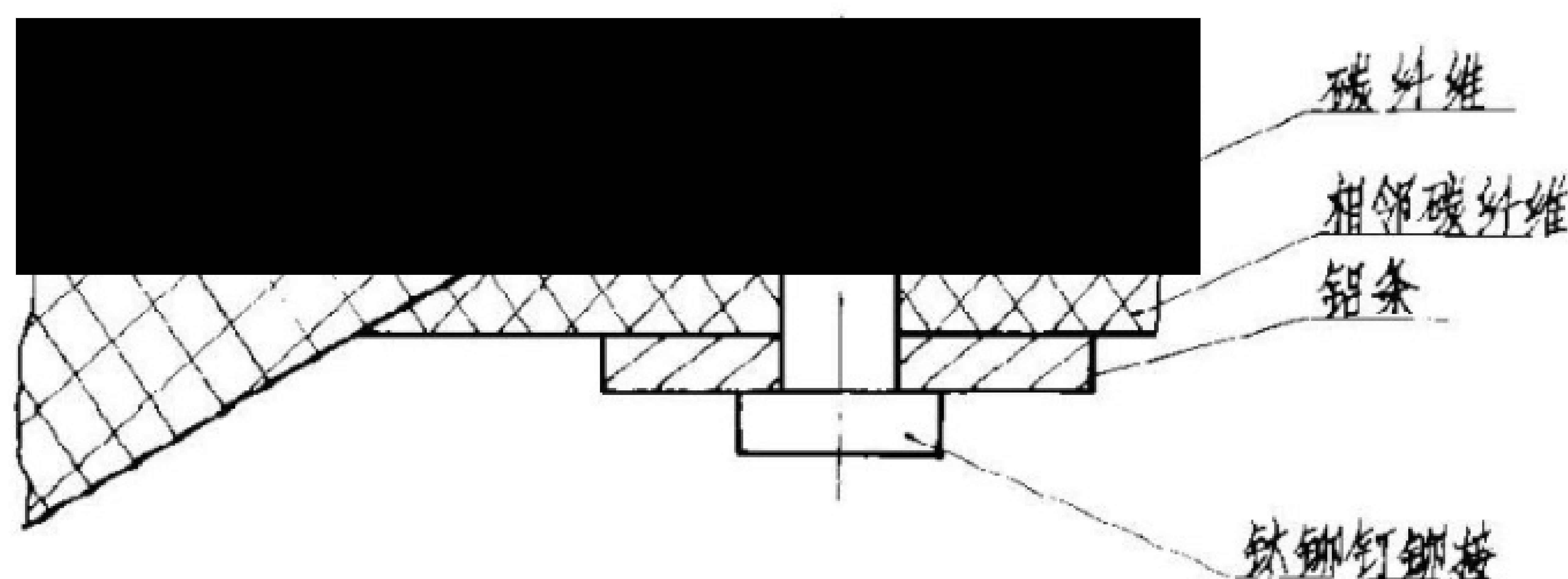


图 4 碳纤维材料间的搭接

4.4.2 机外突出物的防雷及搭接

4.4.2.1 所有突出飞机表面，尺寸大于 80 mm 的金属导体（如空速管、天线）均应搭接到基本结构上，并有足够截面的雷电流通路。搭接电阻应不大于 $1 \text{ m}\Omega$ 。对于与蒙皮绝缘的天线，应配置避雷器。

4.4.2.2 处于雷击区的天线罩（如机头罩）应用金属分流条进行防护，并搭接到基本结构上。搭接电阻应小于 $5 \text{ m}\Omega$ 。通条

4.4.2.3 对于非金属的机翼、平尾、垂尾的翼尖，均应用金属分流条搭接到基本结构上，为雷电提供足够的通路。搭接电阻应小于 $5 \text{ m}\Omega$ 。

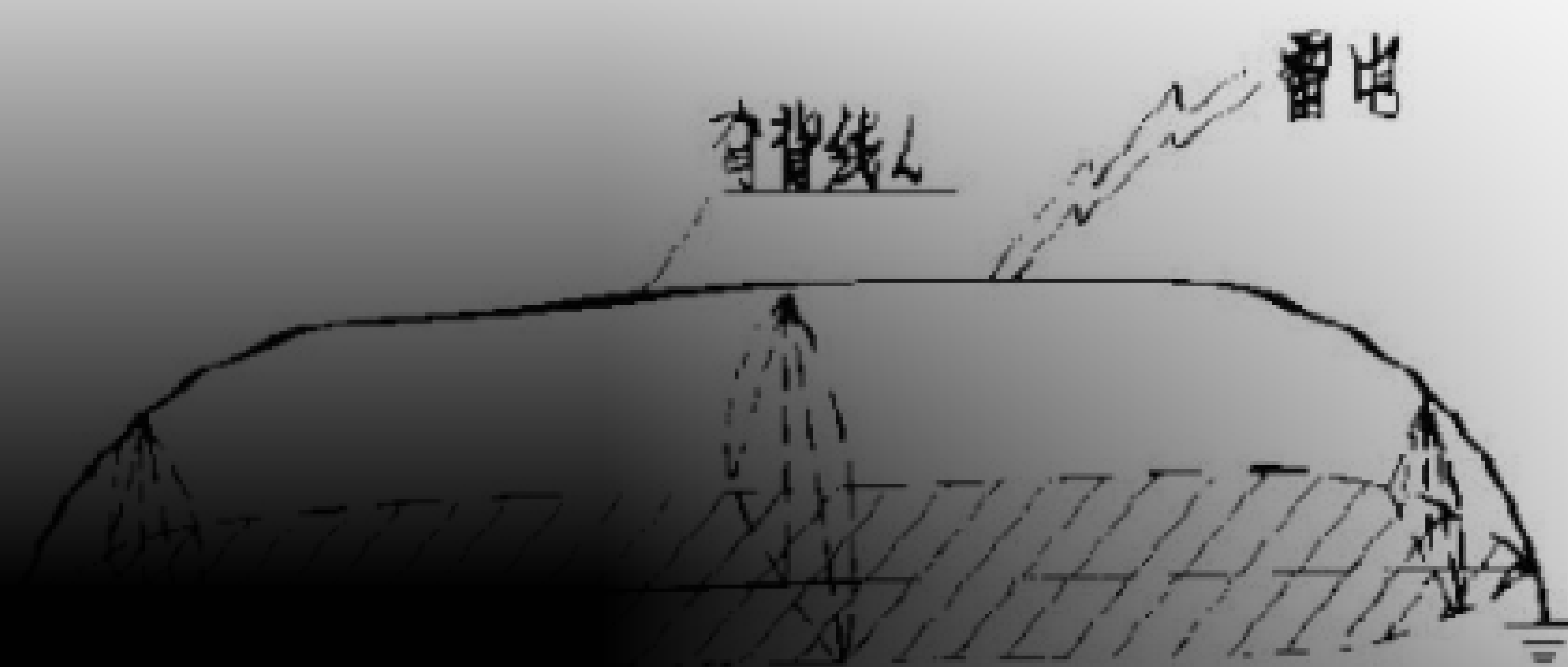
4.4.2.4 通常雷击附着区的分流条截面，铜制的应不小于 20 mm^2 ，扫掠区的分流条截面铜制的应不小于 12 mm^2 。对铝制的汇流条截面积相应予以增加。

4.4.2.5 突出物内需防护的任何导体（包括人员）均应在分流条的防护区内。

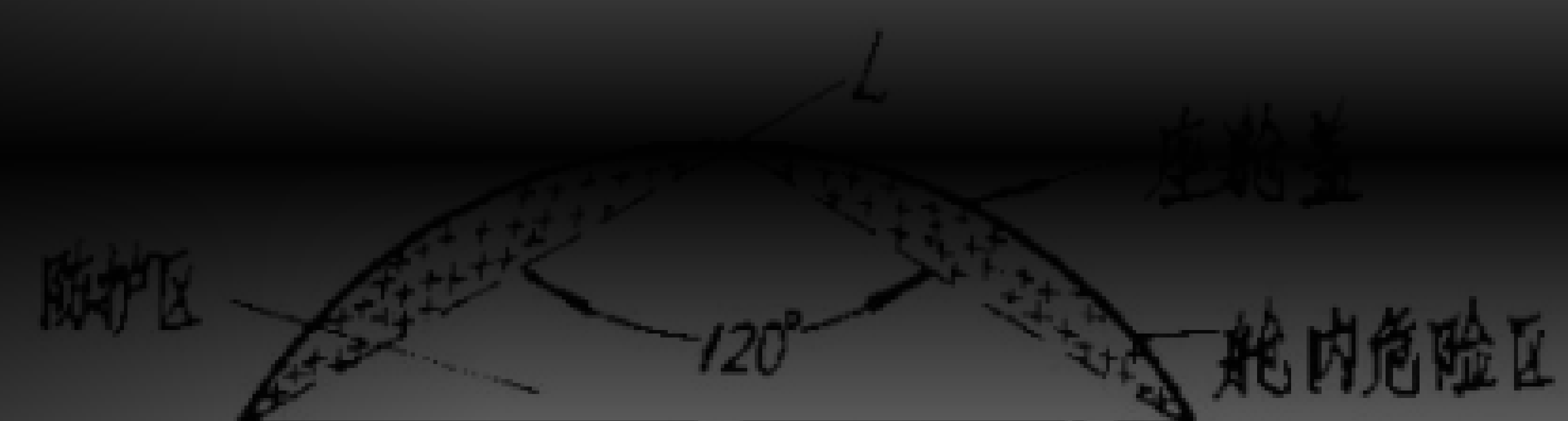
若非金属材料的介质强度大于 328000V/m 时，典型的防护区见图5和图6。

图中 M、L、N 均为金属分流条而且接地

图5 座舱盖或天线罩的雷电防护区



图A. 脊背线L所形成的防护区



图C. 接地的脊背线L横剖面上所形成的防护区

图B. 接地的分流条上一点P所形成的防护区

图6 典型雷电防护区（雷击对准脊背线L时所形成的防护区）

4.4.2.6 装在金属蒙皮上的航行灯，金属底座应和飞机搭接。在非金属结构上的航行灯，金属底座应通过金属分流条搭接到飞机基本结构上。

航行灯的透明灯罩，必须有足够的耐电压强度。

4.4.2.7 凸出机外的部件（如航行灯、空速管、螺旋桨）的加温电路和电源线，应防止雷电流感应的高电压造成对飞机电网系统的危害，为此，应在电源线上加装防雷的瞬态抑制器。

4.4.2.8 操纵系统的拉杆、摇臂、驾驶杆、脚蹬都和机外的舵面相连接，都应搭接到基本结构上。穿过蒙皮的部件应在机内紧靠蒙皮处搭接。搭接电阻不大于 $2\text{ m}\Omega$ 。

液压系统的导管和机外相连，穿过蒙皮的应在机内紧靠蒙皮处搭接。搭接电阻应不大于 $2\text{ m}\Omega$ 。

4.4.2.9 风挡和座舱盖的玻璃应具有足够的耐电压强度。否则，应采取雷电防护措施，以保证座舱盖和风挡遭受雷击时不会击穿或产生破裂。

保护措施必须保证飞行员头盔上产生的流光不会造成对人体电击的危险。

应避免安装金属件穿透座舱盖，从而防止雷电引入座舱内部。

4.4.3 燃油系统的防护及搭接

4.4.3.1 防护设计目标

a. 飞机的贮油系统（油箱、导管）、通气系统及应急放油系统，它们的布局 and 防护措施必须使得飞行中由于雷击放电而引起的灾难性事故不会发生。为此，飞机在可能遇到的各种大气条件下，不允许产生点燃任何油—气混合气体的电气放电，或者使燃油处于易燃浓度的蒸汽不能位于会电气放电的飞机部件附近。

b. 为了验证燃油系统雷电防护设计的合理性，应进行相应的雷电模拟试验验证，必要时应修改设计。

4.4.3.2 燃油箱防护措施

a. 雷电弧在飞机的金属蒙皮上，可能长时间的悬停在附着点，熔穿金属蒙皮，且热量将足以点燃燃油气体。为此：

油箱的金属蒙皮及厚度应仔细设计，一般高质量铝蒙皮应大于或等于 2 mm 。应考虑周围的热传导性，避免发热而点火。

在 1 B 及 2 B 区不允许布置油箱。

b. 整体油箱金属蒙皮的对接，必须考虑雷电流的传输，避免发生火花。设

计时应仔细考虑；

采用阳极化处理的连接件，导电性能差避免使用（阳极化层的击穿电压大约是300V左右）。

设计尽可能短而直的雷电流传输通道。因为雷电流从飞机的进入至出口是直线的路径。不恰当的转折，可能导致产生电火花。

在对接处的电搭接，不要仅仅依靠直流电阻的检测。测量直流电阻在批生产中是快速检验的办法。但它不能发现雷电流通过搭接点时产生电火花。

应考虑材料老化和机械应力，老化和机械应力可以降低电气的传导性能。在飞行载荷下，结构连续的弯曲变形，最后可能导致结构的松散，从而在雷电流通过时发生电火花。

要c. 非金属整体油箱

非金属整体油箱应使用分流条加以防护，以避免油箱击穿造成火灾。

油箱内部应尽量避免金属构件，不可避免的金属部件，均应搭接到飞机基本结构上。

4.4.3.3 加油口盖和维护口盖

雷电流通过加油口盖和维护口盖时，应防止在燃油容器内部产生火花。要求加油口盖和维护口盖与周围的金属结构之间良好搭接。对任何可能产生电弧或火花的零件必须在燃油容器的外部。

a. 盖推荐的加油口

推荐的加油口盖见图7b。图7a是防护不良的加油口盖，设计应予以避免。

b. 维护口盖

尽可能地设计成金属-金属接触；

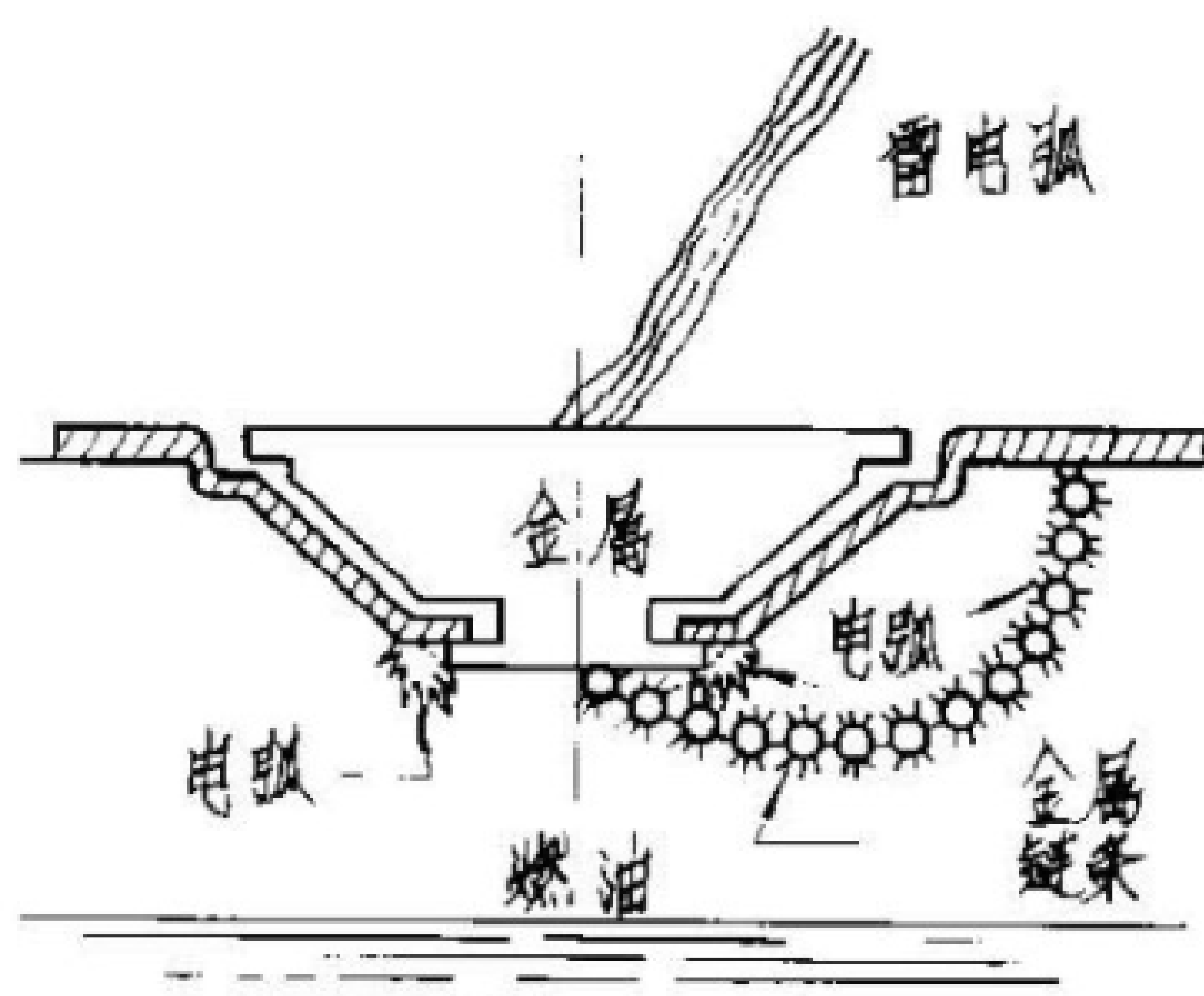
如果由于防腐问题不能提供结合面之间的金属-金属接触，也应尽可能地提供螺钉或连接件的金属接触并使雷电流的路径尽可能短。

需要密封的口盖，如果可能应尽量考虑使用导电腻子或导电的垫圈。

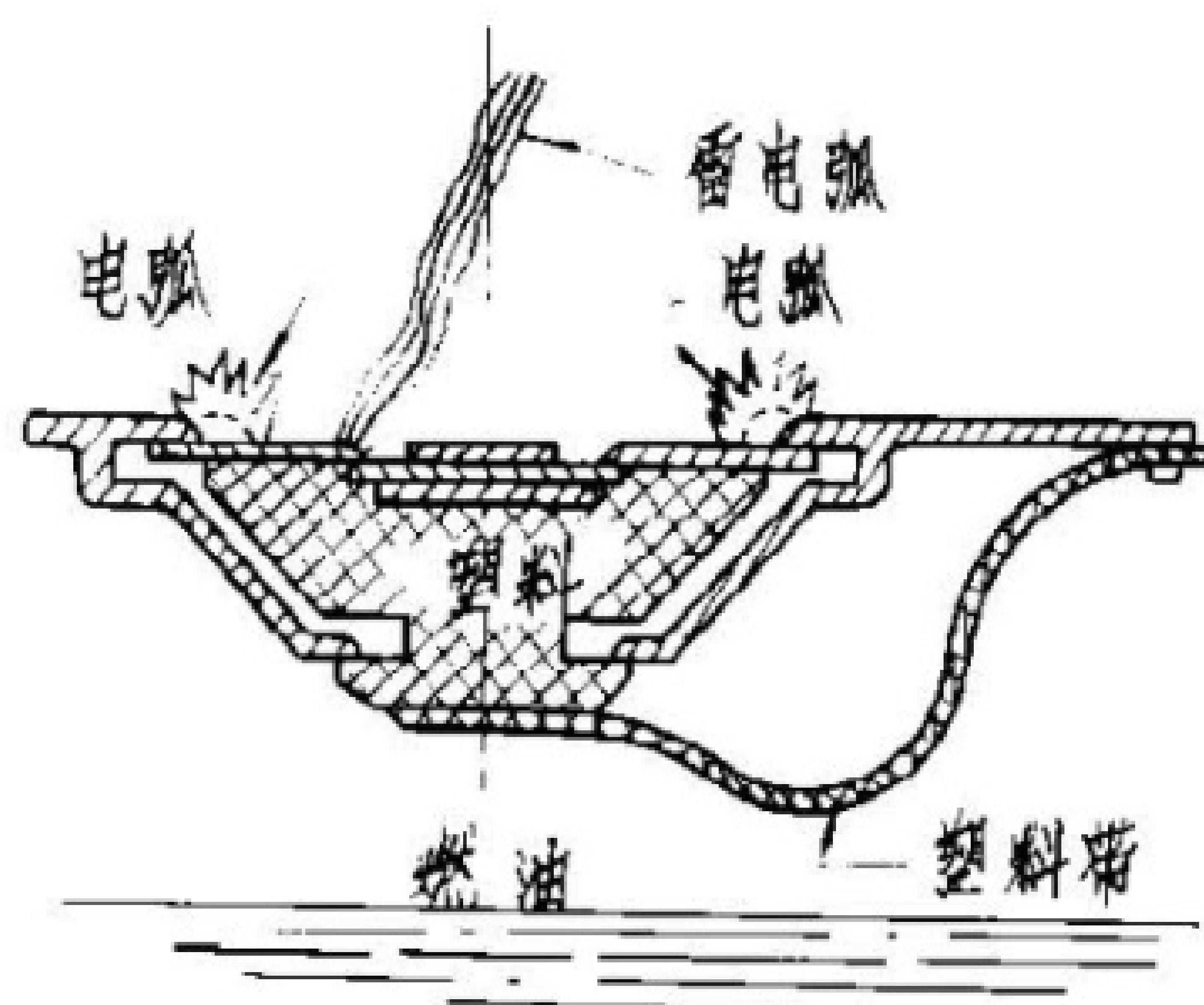
4.4.3.4 通气口盖

通气口的位置及采用的形式对雷电防护有重要意义。

通气口的位置应尽可能选择在3区。在3区的通气口应防止电晕或流光点燃通气口及附近的燃油蒸汽。



(a) 不具有防护作用的加油口盖



(b) 具有防护作用的加油口盖

图 7 燃油加油口盖设计

必须位于 1 区或 2 区的通气口，应采取措施防止雷电附着并点燃燃油蒸汽，以避免火焰传入燃油系统内部。保护方法的实例是：

- 用新鲜空气冲淡排出的燃油蒸汽，使其不会点燃；
- 用压缩空气加速燃油蒸汽的排放速度，使其超过火焰蔓延速度；
- 采用火焰抑制器。

无论采取什么方法，其效果应由雷电模拟试验加以核实。必要时应修改设计方案。

4.4.3.5 火焰抑制器的设计

火焰抑制器的设计主要是根据通气口和油箱内通气管道端口的位置确定最有效的结构形式，以阻止本通气系统中的火焰蔓延。

鉴定火焰抑制器，必须通过雷电模拟试验，试验必须在真实样件的复制品上进行。

图 8 是一个设计成功的火焰抑制器的例子。

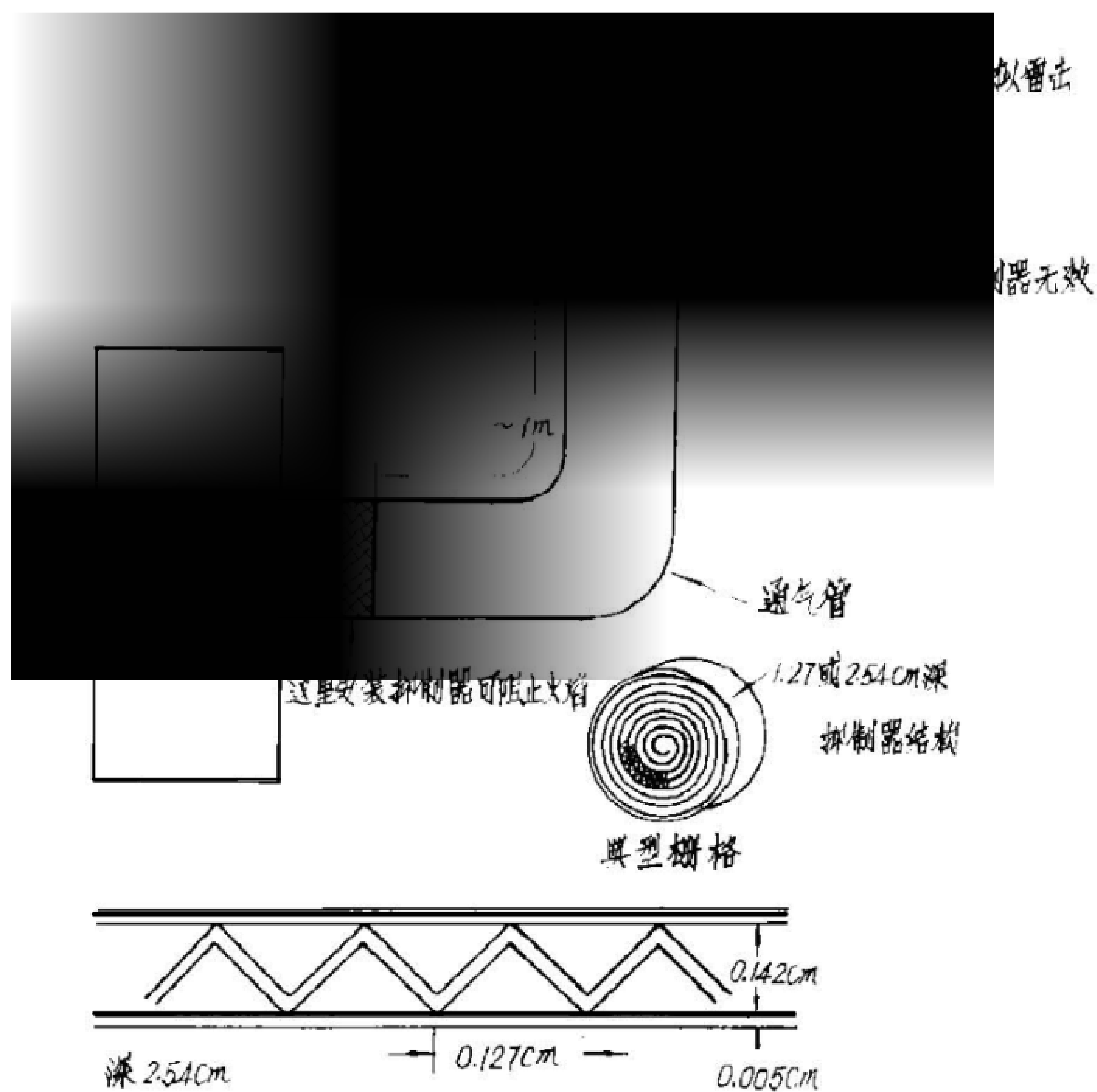
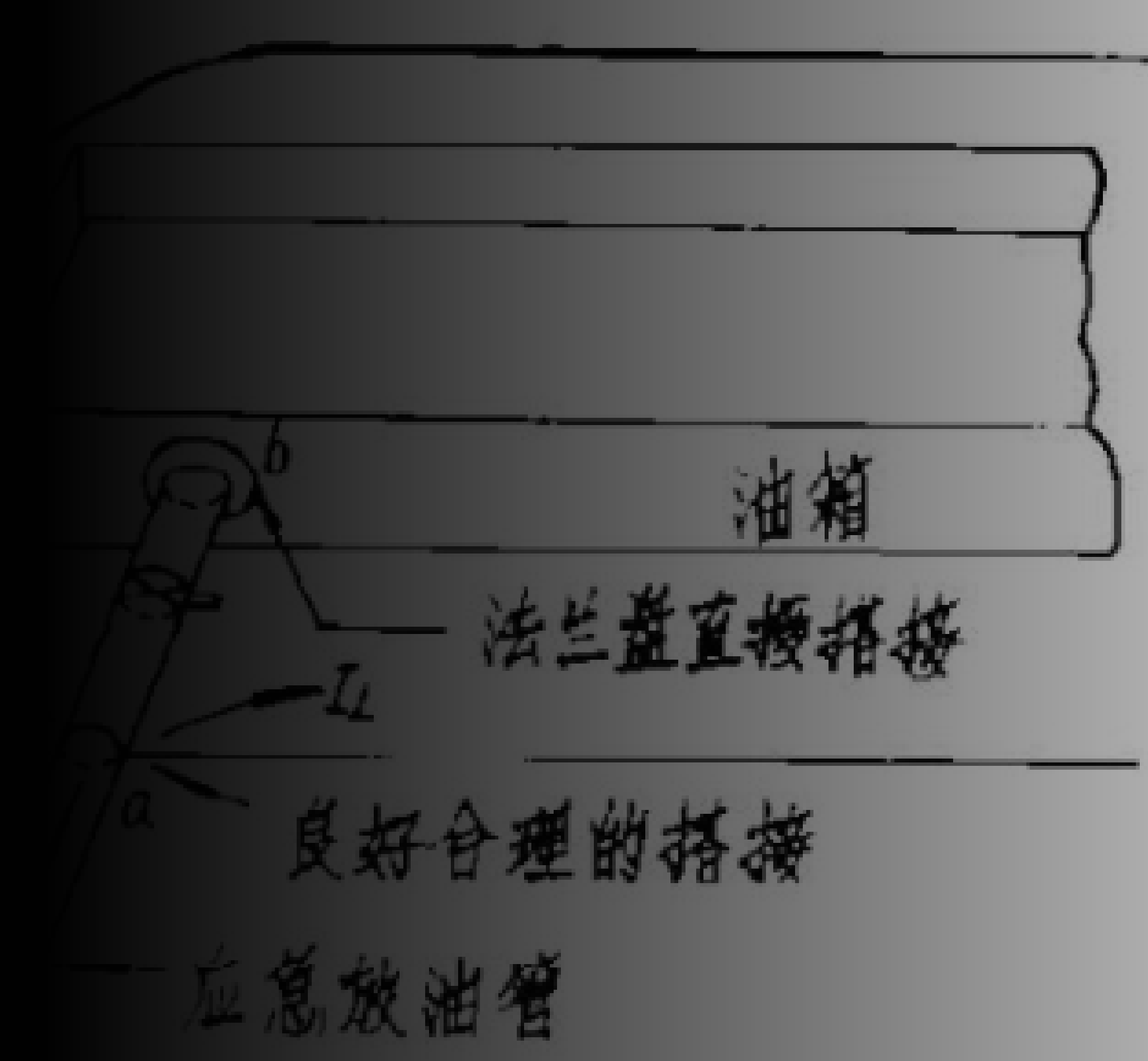


图 8 火焰抑制器结构之一例

...合处时，应防止在结合处产生火花。见图 9。



...流入油箱壁 b 点的雷电流减少

...一个可能的雷电附着点

...产生火花 金属法兰盘与油箱间金属—金属接触可避免火花



附注：搭接线具有太大的感抗应避免使用

图 9 b 放油管至油箱的搭接

4.4.3.7 燃油管连接器

燃油导管和通气管应防止雷电流通过，并防止连接器内部产生电火花。

4.4.4 发动机防雷搭接

发动机和短舱、螺旋桨密切相连，发动机必须进行防雷搭接。

通常发动机的球形接头，不能保证与基本结构间良好的电气传导性，须另行采取搭接措施。

每台发动机应至少两处与飞机基本结构搭接，其搭接电阻不大于 $1\text{ m}\Omega$ 。

4.4.5 机内导线的防雷布设

4.4.5.1 非金属机翼蒙皮

在非金属机翼蒙皮下的电缆，应根据导线的布设方向，用铝箔或良导体的金属导线管，保护电缆导线。铝箔或金属导线管应和飞机基本结构搭接，以形成良好的电气通路。

4.4.5.2 低导电率蒙皮区的导线

雷电流通过低导电率材料的蒙皮（如钛、碳纤维）区域会产生电磁干扰，应远离这些区域布设电缆。由于空间有限，可以采用电气隔离的方法：

- a. 可采用扭绞线作为电源线；
- b. 采用屏蔽电缆或屏蔽扭绞线，并将它们的两端均搭接到基本结构上；
- c. 用瞬态抑制器，以保护电网的安全。

4.5 试验

4.5.1 全机整体电阻和大电流测量

全机整体电阻是机体结构各个部件搭接质量的反应，是机体吸收雷电流能量的标志之一。雷电防护不仅要求各个搭接件之间搭接电阻小于规定的阻值，而且全机大电流的传输过程中，不应有局部范围的过热现象。大电流测量整体电阻可以发现局部的过热现象。推荐的测量点为：

机头金属结构件—机翼金属结构件

—垂尾翼尖

—左翼尖

—右翼尖

—各种活动部件（包括前起和前起舱门）

—水平安定面翼尖

左（右）机翼尖—左（右）机翼上各金属活动部件

—主起和主起舱

—发动机及短舱

—其它重要的凸出件

垂直尾翼尖—垂尾上各活动部件

—垂尾上各金属凸出物

4.5.2 雷电模拟试验

雷电模拟试验，无论是全尺寸附着点试验，结构、部件的直接效应试验以及燃油系统的有关安全性试验，都是验证雷电防护设计合理和充分的可靠手段，是必不可少的。

在有燃油和燃油蒸汽的区域内，各搭接件之间的直流电阻值可以检验生产中的搭接质量。作为雷电流通道避免电火花的发生，必须依靠雷电模拟试验的检测。

HB6129对各项雷电模拟试验的适用范围和方法，已作了明确规定。

附加说明：

本标准由航空航天工业部第三〇一研究所提出。

本标准由航空航天工业部第六〇三研究所负责起草。