



创新 改变世界

服务 开创未来





飞机雷电环境和试验综述

2020年3月

方惜

飞机雷电环境和DO160雷电试验

目 录

- 1 引言
- 2 自然雷电环境
- 3 飞机的雷电现象
- 4 飞机雷电环境量化模型
- 5 DO160雷电试验

1. 引言

- 地球上每年平均发生800万次雷电现象。一架固定航线的商业飞机，平均每年要遭受一次雷击（或1000~20000飞行小时一次），一架军用飞机在其使用寿命周期内，平均要遭受二次雷击。
- 雷电瞬态脉冲能量巨大，产生的电压达数千千伏，电流达数百千安，伴随电磁场强度达数千kV/m、数百kA/m。一旦作用于飞机后果相当严重，甚至机毁人亡。可以说雷电现象是复杂电磁环境的一个重要组成部分。

2. 自然雷电环境

- 自然界雷电主要源自于积雨云里的电荷中心，而电荷中心是由云中水蒸汽凝聚、结冰、溶化，雨滴、冰晶运动的碰撞或破碎等复杂“运动”过程形成的。
- 一般正电荷积聚在云层顶部，负电荷积聚在底部，但底部也有个别正电荷小区域，如图1所示。
- 在积雨云电荷的强电场作用下，云下方地面会感应聚集几乎等量异性电荷，场景类似分布在巨大电容器两板电极上，极间形成强大电场。
- 闪电雷击过程的物理本质就是在异性电荷中心之间建立最小电阻抗导电通道的过程。

- 电荷中心积累的大量电荷的伴随电场强度达到能够击穿空气时，就会发生放电——闪电雷击。本质上讲雷电放电就是静电放电，只是电荷转移量从而能量要大得多，过程中电磁脉冲会伴随瞬变高强电磁辐射、瞬变高电压/大电流。



图1 积雨云中电荷的典型分布

2.1 雷电类别

- 按电荷中心所在位置分三种类型：

- 1) 云内闪电，云团内部异性电荷中心之间；
- 2) 云间闪电，不同云团异性电荷中心之间；
- 3) 云地闪电，大部分从云开始向下对空旷开阔地面释放负电荷的负极性放电，少数是从塔楼、山峰类高尖地形开始向上对云释放负电荷的正极性放电（即云对地释放正电荷）。

云内闪电占总数的50%。云地闪电强度甚大于云内/云间闪电，云地闪电中负极性放电约占90%，这与积雨云中电荷的典型分布一致。所以一般以云地负极性闪电特性为典型代表，进行雷电防护设计是安全可靠的。

2.2 雷电过程

以强度大更常见的云对地负极性放电为例，一个完整的闪电过程一般有几个阶段（但非必须），其他类型闪电类似。

1) 预放电阶段：

积雨云下端负极性电荷中心随电荷积聚其周围增强的电场会电离空气($400\sim 3000\text{kV/m}$ 、 $1000\text{kV/m}/\mu\text{s}$)，在电场最强方向形成明亮火花导电通道，中心电荷随即流入该通道进一步加强前端电场，再次电离空气延伸通道。这一过程反复进行，形成一条向下曲折导电通道——阶跃先导。平均每阶跃长 50m ，时长 $40\sim 100\mu\text{s}$ 。先导以约 $1.5\times 10^5\text{m/s}$ 速度向地面发展，往往分成几个分支，其中最接近地面的分支会首先在地上高尖地物顶端感应强电场形成向上发展的先导/流光汇合。整个阶跃先导通道中传递的电荷量平均为 5库 ，对应等效雷电流 $200\sim 2000\text{A}$ 。

2) 主放电阶段:

相向发展的两先导汇合时构成云地间完整导电通道。这时地面正电荷沿先导快速向上回流中和通道里及电荷中心的负电荷，形象地称之为“首次回击”。空气电离雷电通道直径1~10m，但传递的电荷集中于1cm轴芯内。

云对地放电时先导汇合点靠近地面，地对云放电时汇合点靠近云层，离汇合点越近电荷转移量从而电流越大。会合点类似局部电源、雷电通道类似有损传输线，离汇合点越近损耗越小，所以汇合点高度直接影响被雷击飞机上雷电流的强度和波形，飞行高度越低雷电流越强（云对地）。

3) 持续放电阶段:

紧随首次回击云中电荷中心继续沿该导电通道对地放电，形成数千安培、持续几毫秒的“中间电流”，传递约10库电荷量；以及有时还有强度200~400安培、时长零点几到1秒的“持续电流”，传递约200库电荷量。

4) 重复放电阶段:

持续放电**结束**后云中存在的其它电荷中心，可能沿原导电通道路径再次以非阶跃快速先导（约 $2 \times 10^6 \text{m/s}$ ）方式发展出完整导电通道，重复形成对地多次放电，称之为“再次回击”。再击后的持续放电类似首次回击后。

雷电过程实质：相互作用的两巨大异性电荷中心，为在其间建立导电通道持续寻找最小阻抗路径的过程。

2.3 雷电流波形

闪电过程伴随着强烈的电磁脉冲，周围空间存在高强瞬态电场和磁场，雷电通道流有瞬变大电流。因雷电流与雷电效应更密切相关，所以多以雷电流来定量描述雷电。

1) 云对地负极性放电：

典型波形如图2所示，一次雷电一般有1~11次回击，平均3次，最多24次；总持续时间为20ms~1s，平均0.2s，回击次数越多总持续时间越长。

雷电能量频谱分布主要集中在几百千赫兹以下，上限不超过几十兆赫兹。

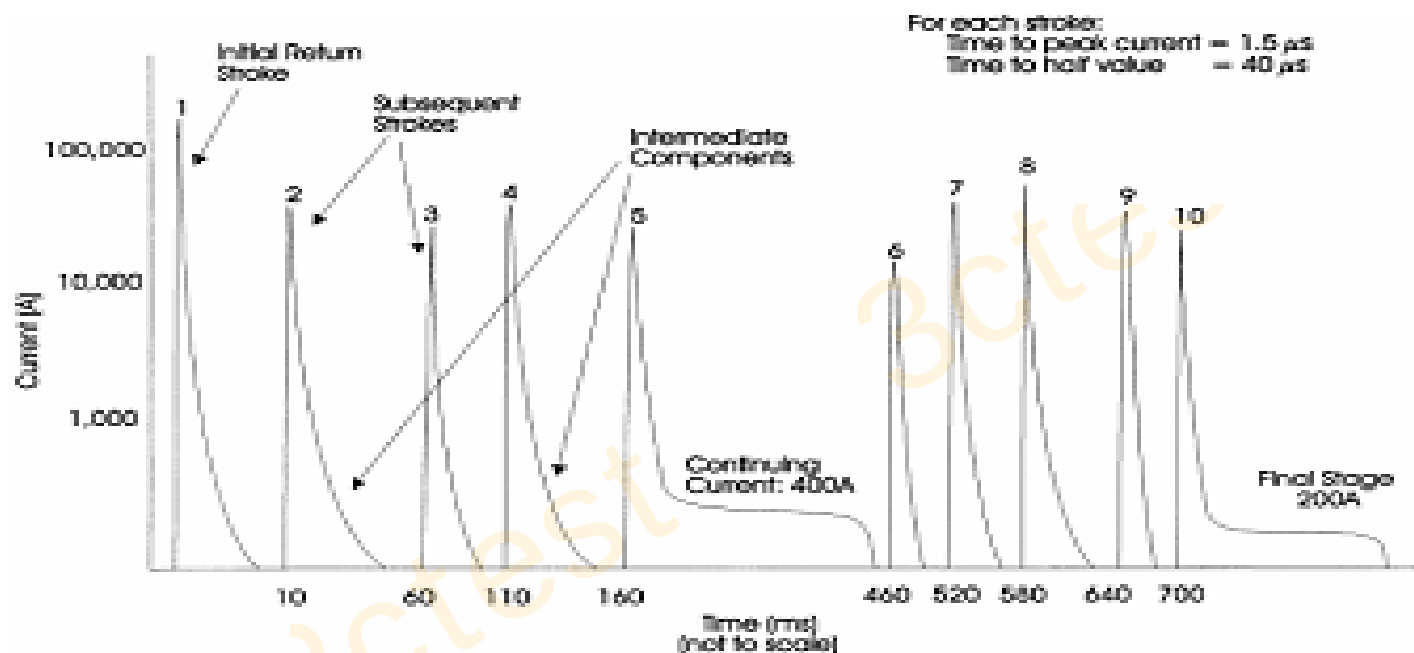


图2 云对地负极性放电典型波形

首次回击峰值电流 $10\sim 30\text{kA}$ 、最高 $\geq 200\text{kA}$ （0.5%概率），电流上升率 $10\sim 20\text{kA}/\mu\text{s}$ 、甚至 $\geq 100\text{kA}/\mu\text{s}$ （前沿约 $3\mu\text{s}$ ），半峰值衰减时间约 $20\sim 80\mu\text{s}$ 。再次回击的电流峰值约为首次回击的一半但前沿更短（约 $1.5\mu\text{s}$ ）。各次回击时间间隔一般为数十毫秒，其后一般紧随数千安培、持续几毫秒的“中间电流”；或 $200\sim 400$ 安培、时长零点几到1秒的“持续电流”；或二者均有。即中间/持续电流总介于各次回击之间/后，且只有它们**结束后才开始下一次**。持续电流一般在最后回击或若干回击之后。

2) 云对地正极性放电:

即地对云负极性放电，典型波形如图3所示。多由从地面高尖物体顶端向上发展的雷电先导形成，一般只有单次回击（可能因为云内较少多个正电荷中心），其上升沿较负极性回击的缓慢，持续时间较某次负极性回击长、较整个负极性雷电总时间短。回击后跟随持续电流。

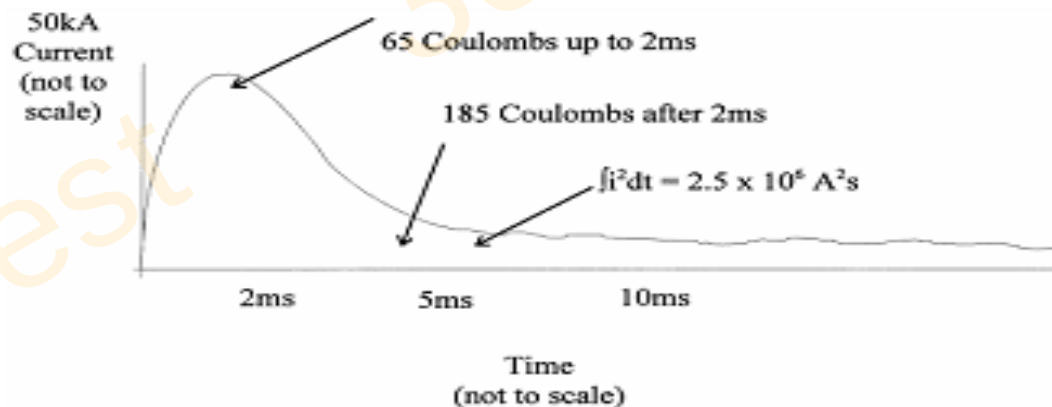


图3 云对地正极性放电典型波形

3 飞机的雷电现象及分区

飞机被雷击有以下两种情况。

3.1 飞机被动雷击

源自积雨云电荷中心的雷电先导发展到足够靠近飞机时就会朝向飞机伸展，并经过机体继续发展至另一异性电荷中心构成雷电通道，产生雷击。飞机被动雷击可能是云中、云间、云地任何类型的雷电，但后者更多。该场景可近似为飞机在雷电先导的**非均匀强电场**作用下，其突出尖锐端生成流光进而被雷电附着。

3.2 飞机诱导雷击

在积雨云电荷中心强电场作用下，飞机外部尖端会生成先导/流光、向外发展直至先后与附近两异性电荷中心导通，触发闪电雷击。即雷电先导源于飞机而非云团，没有飞机**还**不会产生雷电。飞机穿越暴风雨云层遭受的雷击（云中/云间闪电）就是这种示例，一般飞机诱导雷击强度小于云对地雷击。该场景可近似为飞机在远处积雨云的**均匀强电场**作用下，其突出尖锐端先向外生成流光/先导直至云中异性电荷中心从而触发闪电雷击。

3.3 雷电与飞机的相互作用

飞机遭到的大部分**严重**雷击发生在起飞/降落过程中飞行高度1500m以下的云对地放电中，下面以此为例说明。

1) 初始附着

如图4所示，飞机距云团发展出的雷电先导（电离空气通道）足够近时，表面会感应强电场使其外表突出端部产生向外发展的流光，并与雷电先导相遇接通**完成初始附着**，因飞机的电容量不足以储存雷电先导的电荷，雷电先导必须从飞机另外某个端部外出继续向前发展直至地面或其它雷击云，形成完整雷电放电通道（机身成为通道一部分）。因此飞机上至少有一个进入点和一个离开点，并称之为初始附着点，一般位于飞机的前、后端部，如机头、翼尖、机翼/平尾/尾翼端部及后缘、升降舵/安定面端部、发动机短舱、驾驶舱风档框架、螺旋桨叶端部、外伸式天线、其它较大机外突出物。

3 飞机的雷电现象及分区

导通瞬间地面或其它雷击云的正电荷迅速流经雷电通道去中和先导、源头里的负电荷，形成雷电放电，形象称之为回击。导通前雷电先导与飞机流光的空间间隙，被伴随高强电场击穿门限场强为 $400\sim 3000\text{kV/m}$ ，场强上升速率 $1000\text{kV/m}/\mu\text{s}$ 。

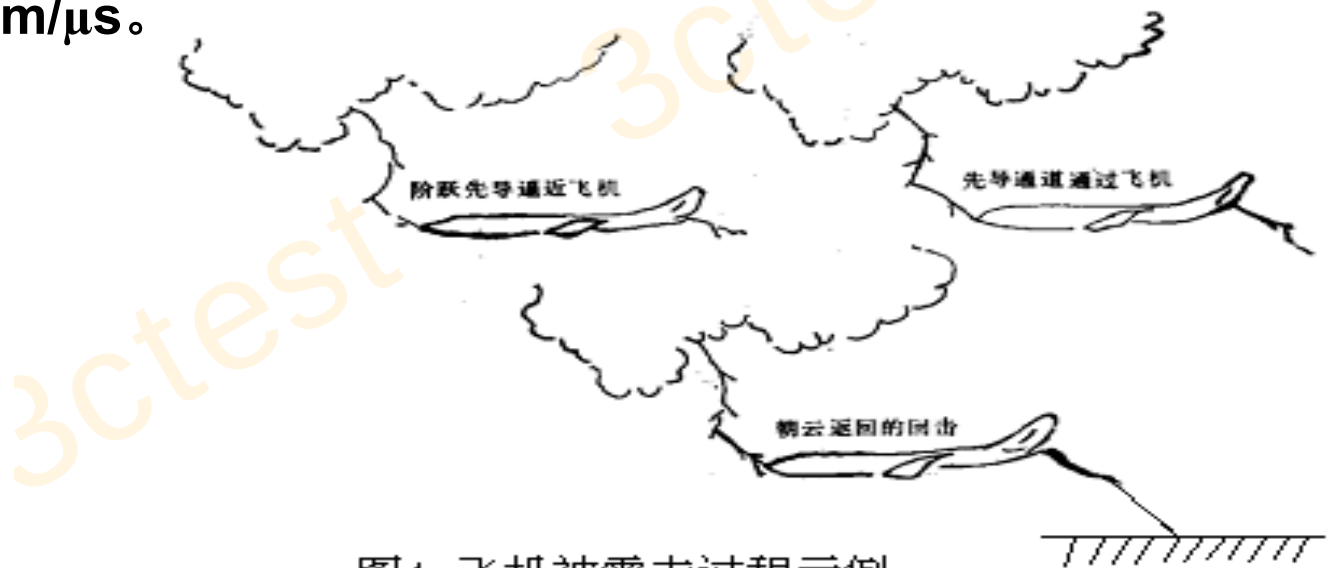


图4 飞机被雷击过程示例

2) 扫掠冲击

飞机被雷击初始附着后成为雷电先导的一部分，先导位置相对周围空气保持稳定不变，而飞机继续前行，于是先导通道相对飞机向后移动。同时先导继续向下发展至地面完成雷电通道，并产生首次回击。这样从初始附着到首次回击期间飞机表面的附着点形成一连续线段。平均一次完整雷电放电持续200ms、单次回击持续0.5ms、各次回击间隔几十ms，横向摆幅 $\pm 0.5\text{m}$ 。高度低于1500m飞机的飞行速度通常小于 130m/s （ 468km/h ），以此为例估算，每毫秒飞行 0.13m 。因此持续0.5ms的单次回击附着点向后连续延展 0.065m 距离，计及中间电流5ms时间继续向后连续延展小于 0.65m 的距离。随后附着断开，几十ms后再次回击附着（距前一附着点小于几米），周而复始附着向后部移动。这就是扫掠冲击（图5），飞机表面不同位置在不同时间受到不同雷电附着作用，形成一串不连续的附着点/线段。

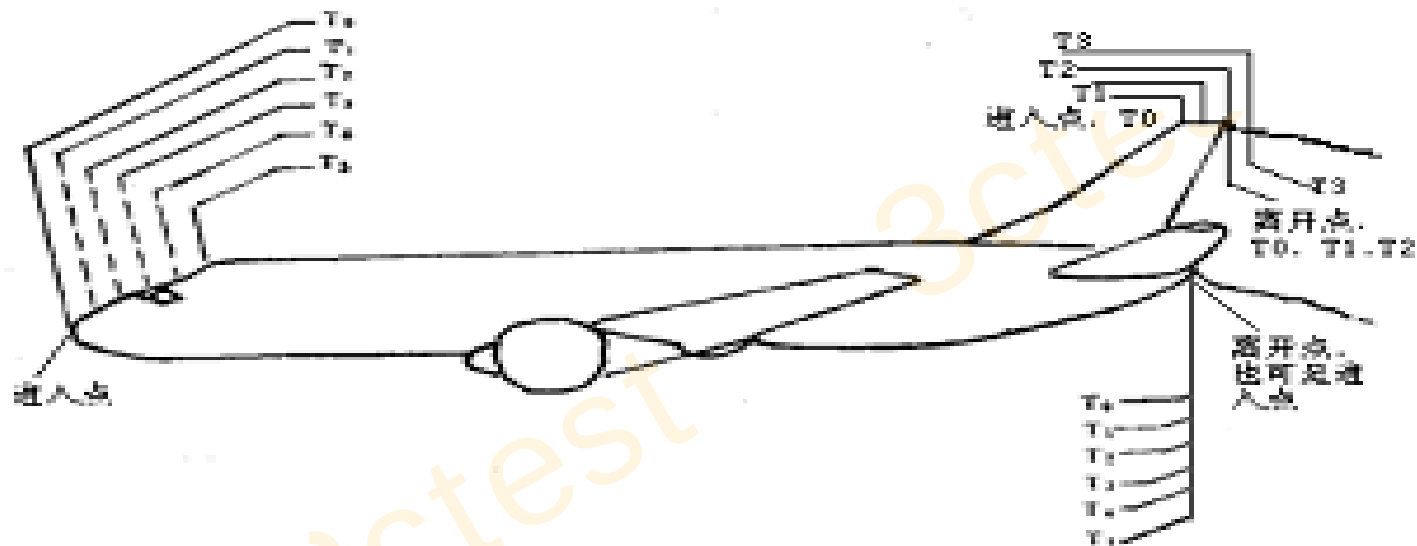


图5 扫掠冲击现象

当雷电电弧扫到飞机后缘时，附着点在雷击放电的持续时间内会停留在该处。所以如果初始附着进入点在飞机后缘，则不发生扫掠冲击，所有该次雷电流都将通过这点进入飞机。雷击对飞机任一点造成的损坏取决于所用材料、附着悬停时间和其间流过的电流强度。一系列扫掠进入附着点分担了一次完整雷击的总能量，较少单个附着点承受一次雷击全部雷电流能量，除非初始附着在飞机后缘（这时雷电通道可能随后缘前移一段距离）。但对于离开附着点，一次雷击全部雷电流都会流过该点，只是因为从进入到离开点途径中能量急速损耗，破坏性电平已降低许多。

雷电对导体附着：

雷电先导伴随强电场逼近导电体时，由静电感应效应，导体尖锐外凸部将聚集大量异性感应静电荷及较强伴随感应电场，并电离/击穿附近局部空气生成相向电晕/流光，雷电就会直接附着于导体这些部位。

雷电对介质闪络/击穿：

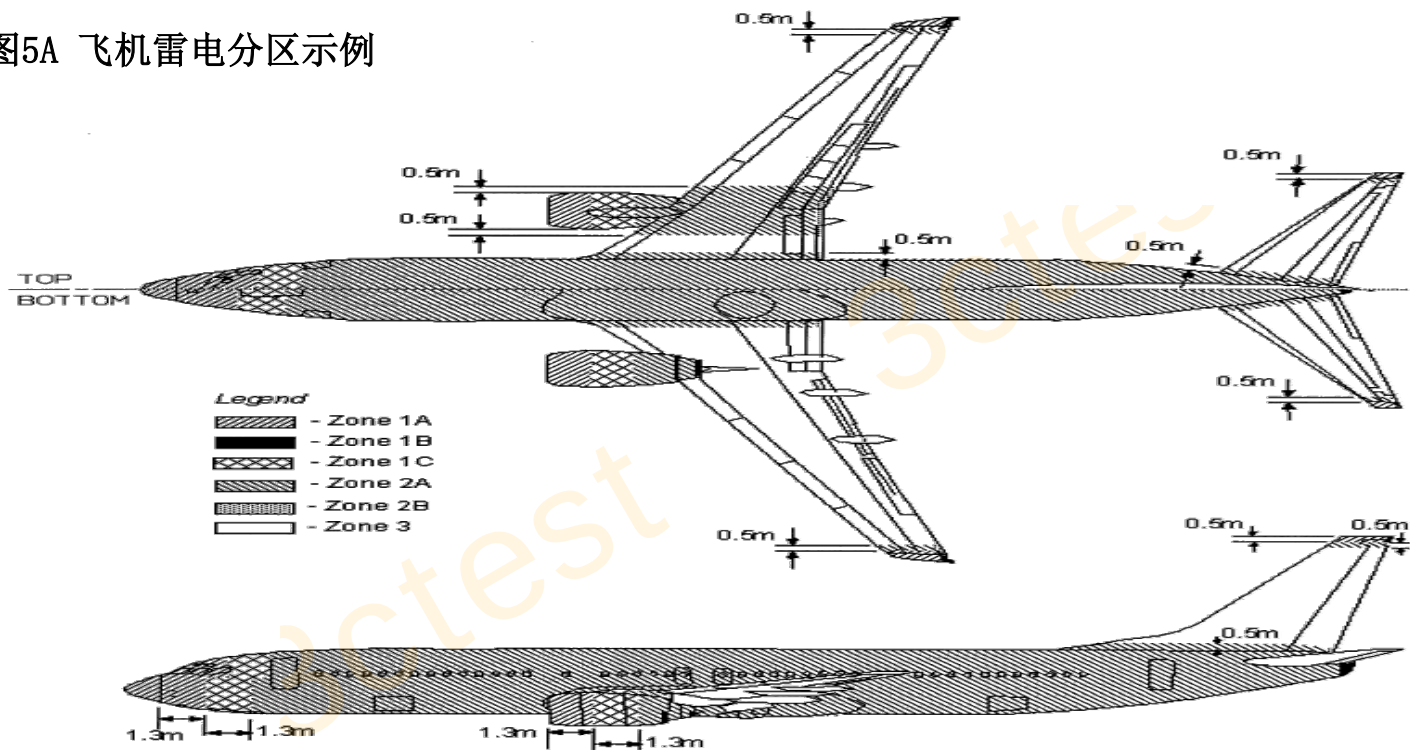
雷电先导逼近电介质时，非导电介质在雷电场作用下只被局部极化，较难聚集大量感应静电荷生成相向电晕/流光导引雷电附着。这时如果介质附近有导体并能发展出较小电阻抗通道，雷电先导就会转向顺道附着于导体，形成介质表面闪络后对导体附着。否则，雷电先导只能继续逼近电介质，直到介质超出其极化门限而被击穿破坏，雷电将继续前行最终附着于介质后面的导体。

3) 雷电威胁分区

显然雷电附着点及周边区域、远离附着点区域有不同的作用结果。一般按雷击的直接和间接**效应**分类，前者是雷电附着和/或雷电流传导伴随的高能电磁场产生的高温/高压/冲击波/强磁力造成燃烧、熔蚀、爆炸、结构畸变和强度降低等物理化学直接效应；后者是流经机身雷电流或附近雷电的伴随强辐射电磁脉冲在雷电通道周围（直径达几千米）感应引起的瞬变高电压和/或大电流造成的干扰或损坏的电磁感应间接效应。

直接效应显著的区域称1区和2区，以发生*初始附着首次回击*可能性大的为1区（含初始附着点及其后连续线段），而发生*再次回击扫掠冲击*的为2区（含后续再次回击附着点及其后扫掠线段），又都进一步细分为雷电电弧悬停可能性较小的A区（如前缘）和电弧悬停可能性较大的B区（如后缘）；所有其它区域为3区（流经直接雷电流）。一般附着入点和出点分别位于A区和B区，其间的直击雷电流也会产生电磁感应间接效应，即1、2区主要是直接雷击效应但也有间接效应，3区主要是间接效应但也有直接雷击效应。一般1、2、3区雷击的破坏性依次递减。参见图5A。

图5A 飞机雷电分区示例



4 飞机雷电环境量化模型

这里的飞机雷电环境量化模型，用于分析和测试飞机的雷电环境及其防护设计效果，重点关注遭到雷击飞机的最终效应导致的结果，而非试图复现具体雷电事件。

有雷电压和雷电流2种模型，各个电压均为独立波形，电流则为各个分量波形或其组合。关注的电参数都与最终效应密切相关，如峰值电压/电流、持续时间、作用积分对于直接效应至关重要；峰值电流、电流时变速率对于间接效应举足轻重。

4.1 直接效应——雷电压波形

雷电环境的电场部分与雷电通道闭合前雷电先导发展逼近即将对飞机附着的场景密切相关，用雷电压表征。用于以分析/试验方法确定、评估可能的直接雷击附着点、非导电表面的介质击穿/闪络路径、外部尖端处流光等。

基本波形是电压线性快速升高直至发生附着：固体介质被击穿（如玻璃纤维雷达罩），或跨越绝缘表面空气发生闪络。电弧附着点、击穿或闪络的电弧路径依赖于波形，幅度阈值依赖于电压上升和下降速率。有下面4种直接效应电压波形。

1) 电压波形A

如图6所示，具有 μs 级上升沿的快波前，其幅值以 $1000\text{kV}/\mu\text{s}$ 量级快速增加至EUT被击穿或闪络滑过表面为止，并迅速降为零。不规定电压跌落速率。如果没有发生击穿/闪络也不规定雷电压发生器开路电压的下降时间。波形A可用于确定扫掠附着点，一般在EUT的高场强区域形成相对实际较少附着点，而产生相对实际较多击穿或闪络介质表面。

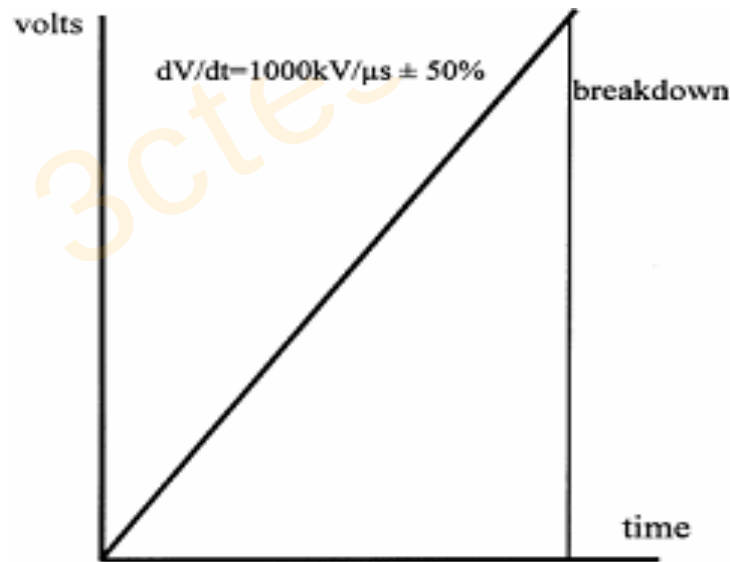


图6 电压波形A

2) 电压波形B

如图7所示，具有 μs 级上升率快波前的全波，用于不发生击穿或闪络的流光试验。波形B也是雷电压发生器开路电压，因没有击穿或闪络而保持完整全波形。显然其峰值电压较电压波形A的击穿附着电压低。

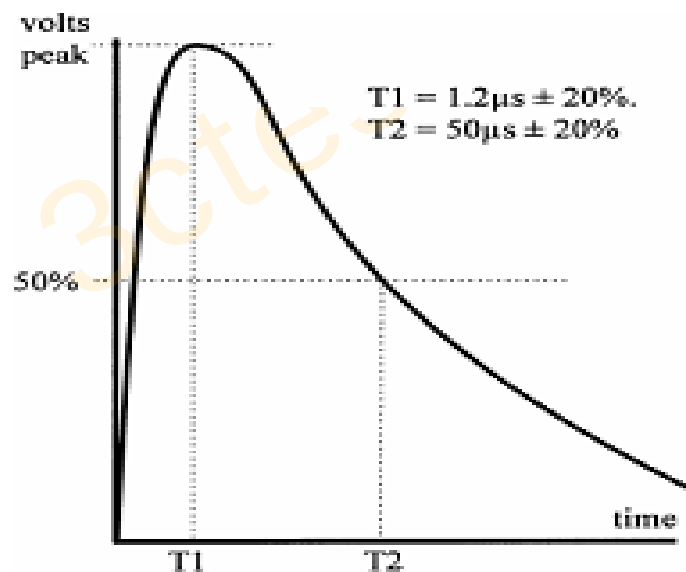


图7 电压波形B

3) 电压波形C

如图8所示，具有 μs 级上升沿的快波前，在 $2\mu\text{s}$ 时刻击穿试验电极与EUT之间的空气，不规定击穿电压从而电压上升速率。用于缩比模型飞机被动遭受雷电附着试验。

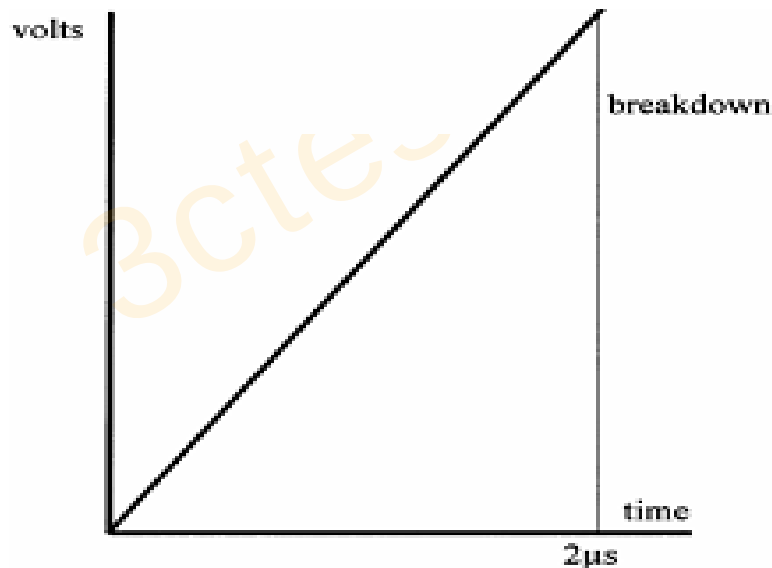


图8 电压波形C

4) 电压波形D

如图9所示，具有百 μs 级上升沿的慢波前，为从EUT生成流光提供了充分的时间，其幅度大小由EUT能够生成流光决定。可用于绝缘介质的击穿或闪络试验，在不发生击穿或闪络的流光试验时，波形D为雷电压发生器开路电压，因没有击穿或闪络而保持完整全波形。当用于缩比模型飞机诱导雷电附着试验时，电极与飞机间空气发生击穿，电压快速跌落至零，可确定**初始**附着点，一般会在EUT的较低场强区域（即低概率附着区域）形成较多附着点，即试验得出的雷击率要比预料的高。

可见两图不同，原因是图9A中波形D电压达到峰值时，EUT刚要生成流光，电极与EUT间距大到场强不能击穿间隙空气；之后电压缓慢下降，若EUT向电极生长出流光能快速减小间距使间隙场强不断增加，就发生击穿；否则试验不发生击穿附着。而图9B中在EUT生成流光后波形D电压继续缓慢上升至发生继续击穿，其电压峰值较前者要高，更容易发生附着。

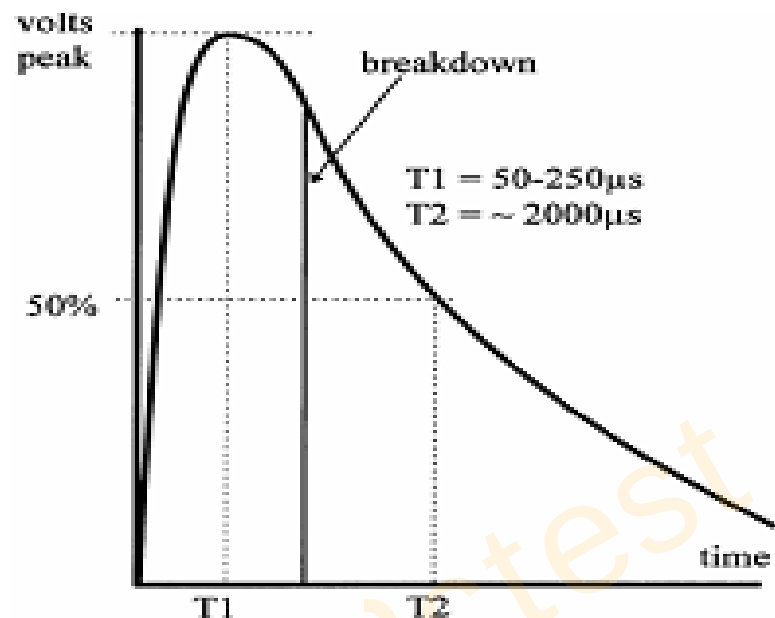


图9A 电压波形D (SAE ARP5412A)

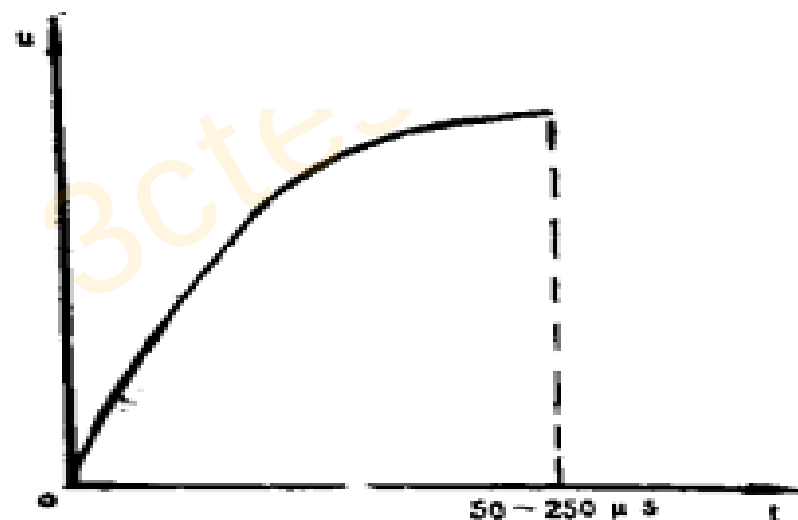


图9B 电压波形D (GJB3567/HB6129)

5) 讨论

- 对给定EUT通过击穿/闪络方式附着放电的高压幅度阈值，与高压作用时间负相关，时间越长所需电压越低，因为这是一个能量累积过程。即依赖于电压上升和下降速率，快波头波形的击穿/闪络电压门限高于慢波头波形的击穿/闪络电压门限。

4.2 直接效应——雷电流波形

雷电通道闭合后对飞机的作用以雷电流表征，雷电流由单个分量A、 A_h 、B、C、C*、D、H、多重回击MS、多重脉冲组MB或其组合构成，其中MS由D、D/2分量组成，MB由H分量组成（图10、11、12）。分量A、 A_h 、B、C、C*、D用于直接效应，分量A、D、H、MS、MB用于间接效应。

注意图10 中分量D紧连着分量C，之间没有时间空隙。这与2.3节1) 的描述的实际雷击场景不一致，应该空有典型时间间隔（如10ms）。当然这样可以更严苛保险些。

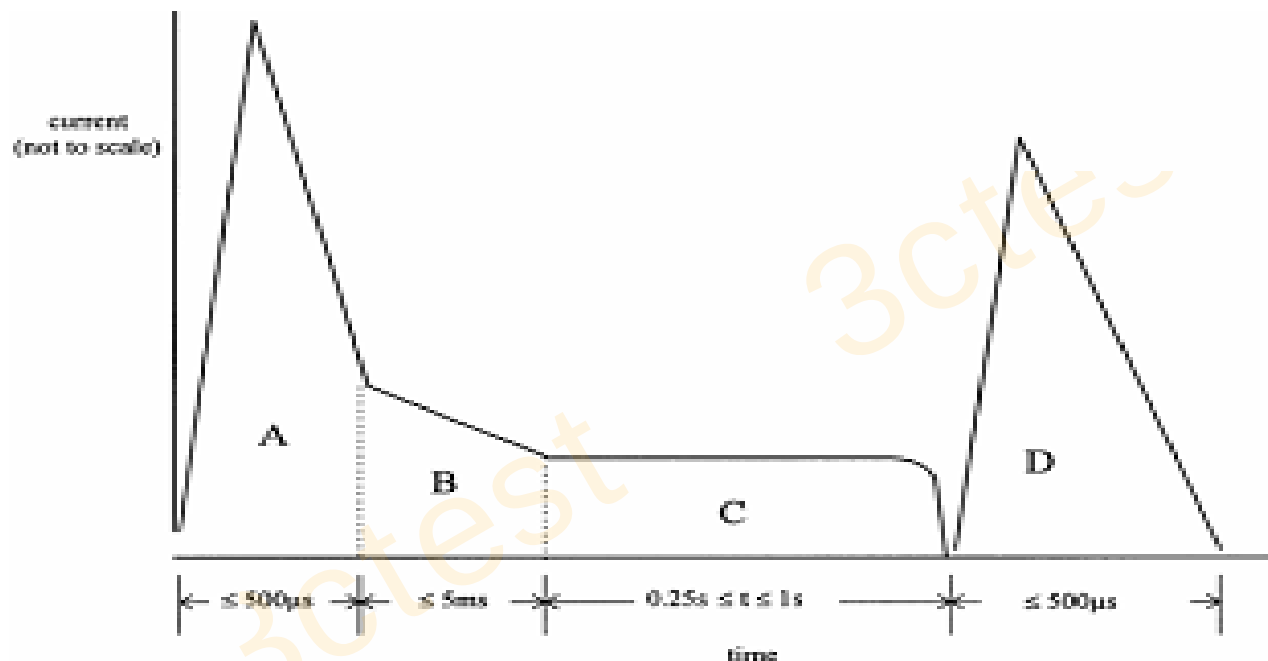
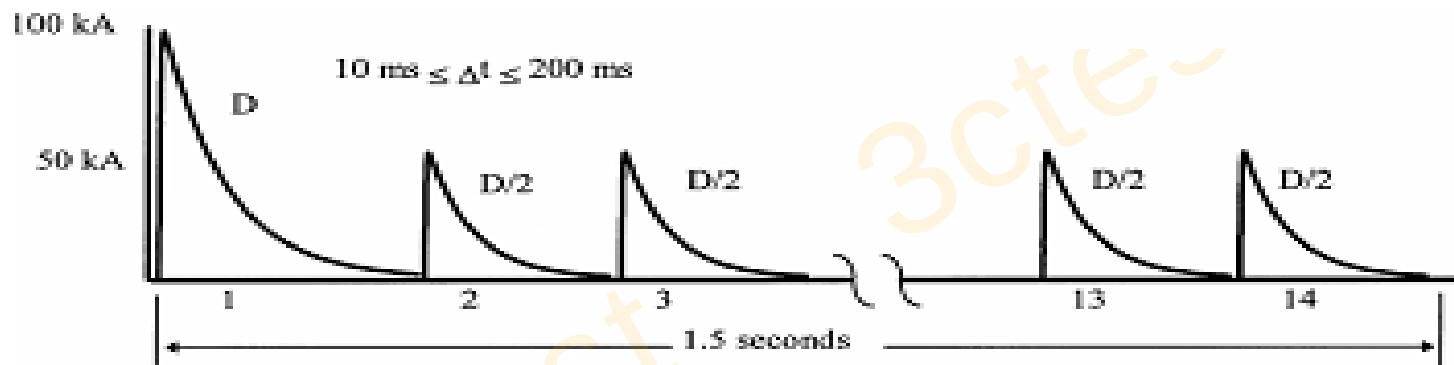


图10 雷电流分量（适用直接效应）



One current component D followed by thirteen current component $D/2$ s distributed over a period of up to 1.5 seconds.

图 11 多重回击雷电流分量（适用间接效应）

4 飞机雷电环境量化模型

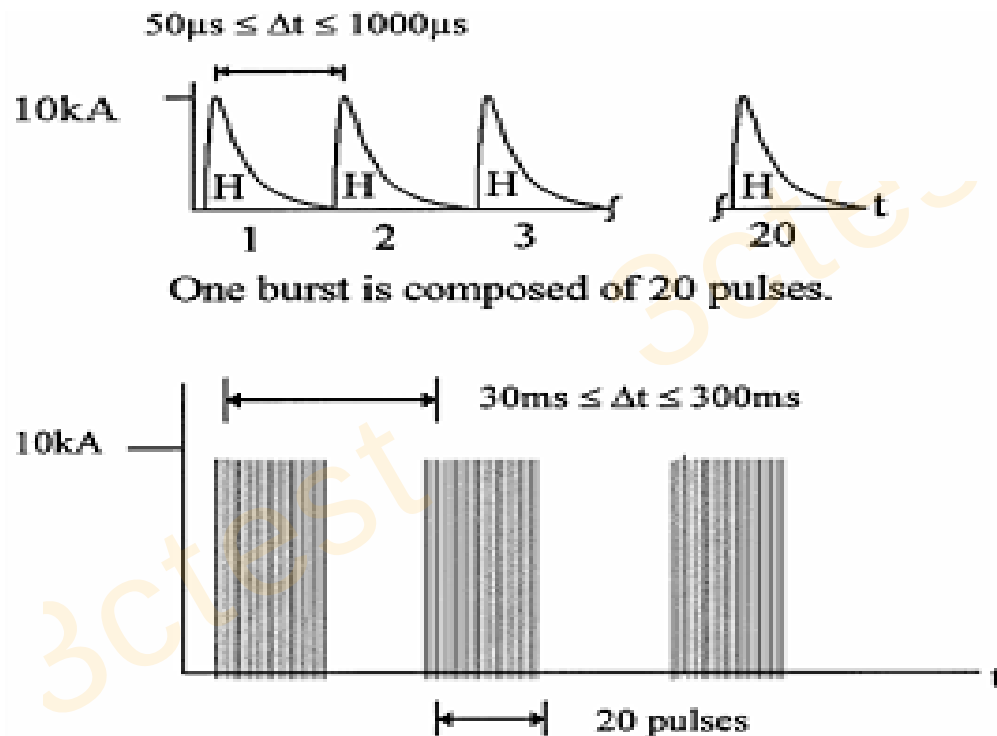


图12 多重脉冲组雷电流分量（适用间接效应）

1) 电流分量A

分量A为首次回击电流，峰值 $200\text{kA} \pm 10\%$ ，上升时间 $\leq 3\mu\text{s}$ ，1%峰值区间上（不超过 $500\mu\text{s}$ ）作用积分为 $2 \times 10^6 \text{A}^2\text{s} \pm 20\%$ ，见图13。直接效应试验电流波形可以是单向（上升时间 $\leq 50\mu\text{s}$ ）或振荡的，见图14。目前试验设备一般提供单向脉冲波形。分量A多发生于3000m以下低高度飞行的飞机雷击中。

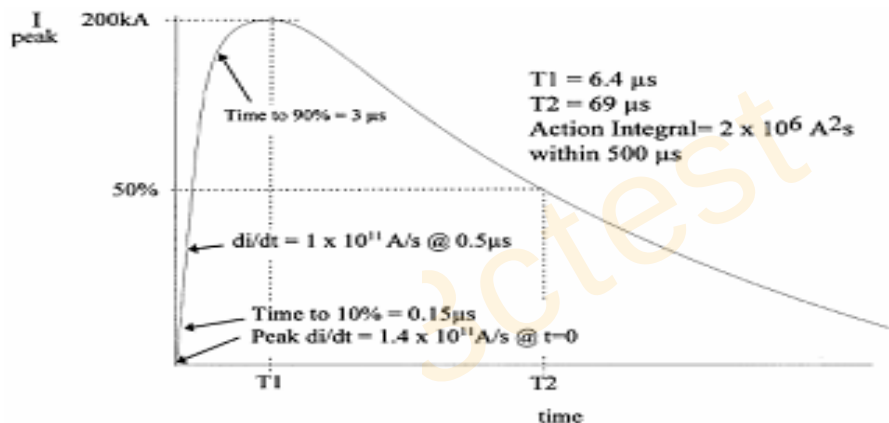


图13A 雷电流分量A单向指数波形
(适用理论分析和间接效应试验)

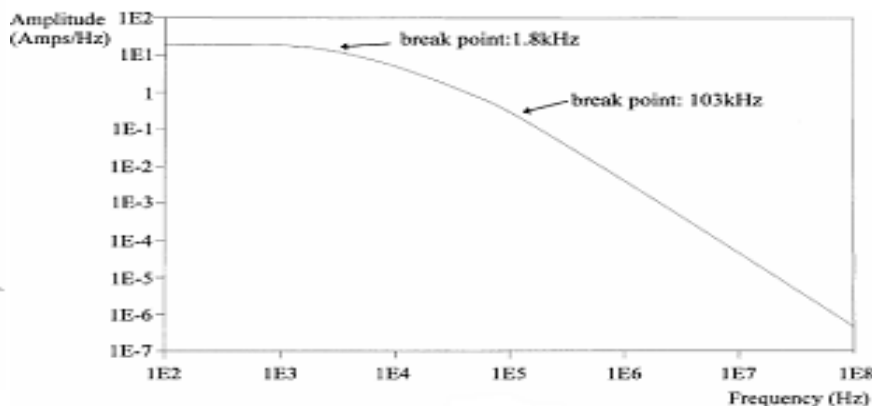


图13B 雷电流分量A频谱

讨论：图13A示双指数模型与实际典型雷电回击波形有一显著差异：前者能量“快放”，在雷电附着瞬间即刻最大释放，突显起始时刻的高频HF能量，因 di/dt 在时刻0具有最大值，在电流波峰最小为0；与之对应后者能量“慢放”，其 di/dt 从起始时刻的0逐渐增加到电流波峰前瞬间达最大值。因此由双指数模型试验/预测/评估得出的高频HF能量较实际情况更严重。但从试验应力总能量角度考虑，前者雷电流 i 最大值与其变化率 di/dt 最大值时间上相互正交错开，后者雷电流 i 最大值与其变化率 di/dt 最大值时间上重合相互叠加，其对EUT的影响/效应预期要大得多。

所以设计更贴合实际典型雷电回击波形的雷电应力模型是有待研究内容之一，理应能提高雷电试验的有效性。

4 飞机雷电环境量化模型

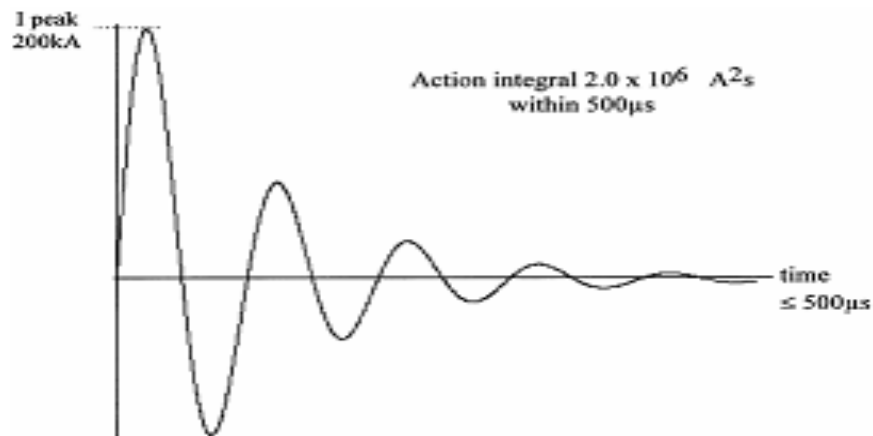


图14A 雷电流分量A正弦阻尼波形
(适用直接效应试验)



图14B 雷电流分量A单向指数波形
(适用直接效应试验)

2) 电流分量 A_h

分量 A_h 为过渡区域首次回击电流，峰值 $150\text{kA} \pm 10\%$ ，上升时间不超过 $2.25\text{ }\mu\text{s}$ ，1%峰值区间上（不超过 $500\text{ }\mu\text{s}$ ）作用积分为 $0.8 \times 10^6 \text{A}^2\text{s} \pm 20\%$ ，见图15。直接效应试验电流波形可以是单向（上升时间 $\leq 37.5\text{ }\mu\text{s}$ ）或振荡的，见图16。分量 A_h 多发生于3000m以上较高飞行的飞机雷击中。

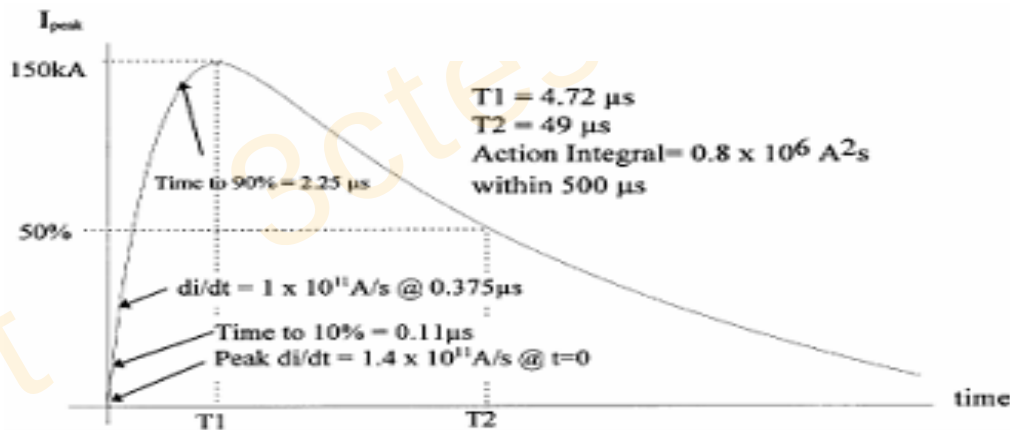


图15 雷电流分量 A_h 单向指数波形
(适用理论分析)

4 飞机雷电环境量化模型

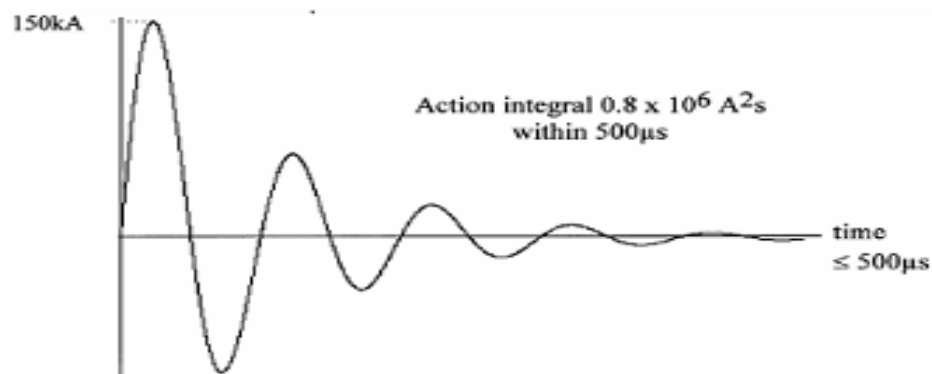


图16A 雷电流分量Ah正弦阻尼波形
(适用直接效应试验)



图16B 雷电流分量Ah单向指数波形
(适用直接效应试验)

3) 电流分量B

分量B是中间电流，紧随负极性首次回击分量A或再次回击分量D之后。平均幅度为 $2\text{kA} \pm 20\%$ ，在 $5\text{ms} \pm 10\%$ 时间里转移 $10 \pm 10\%$ 库仑电荷。波形是单向的，可以按矩形、指数形或者线性规律衰减，见图17。

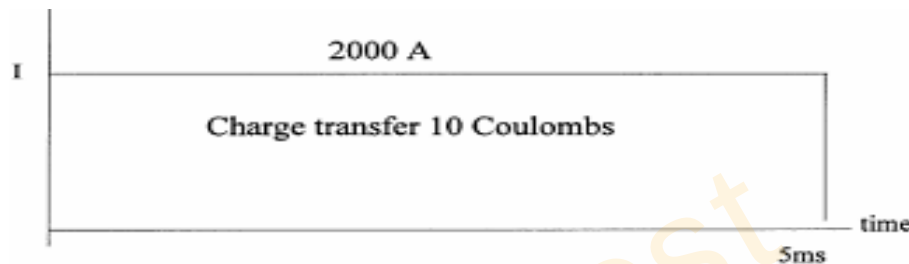


图17A 雷电流分量B单向等幅波形
(适用直接效应试验)

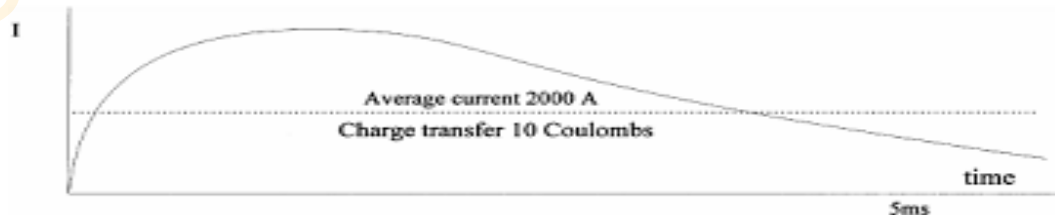


图17B 雷电流分量B单向指数波形
(适用直接效应试验)

4) 电流分量C

分量**C**是持续电流，在云对地负极性最后/若干再次回击或中间电流、云对地正极性回击之后。平均幅度为**200A~800A**的，在**0.25s~1.0s**时间里转移**200±20%**库仑电荷。波形是单向的，可以按矩形、指数形或者线性规律衰减，见图18。

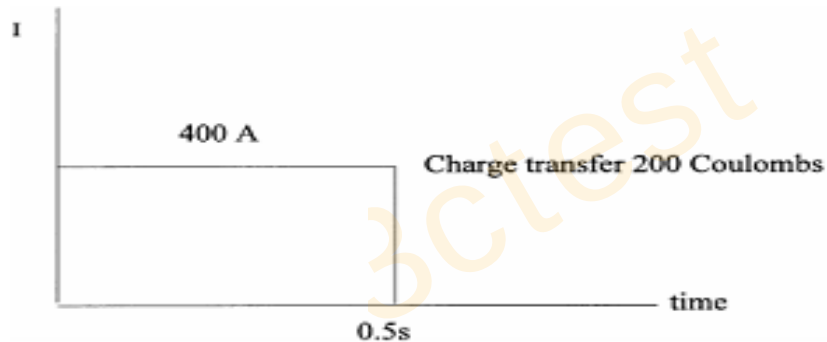


图18A 雷电流分量C单向等幅波形
(适用理论分析)

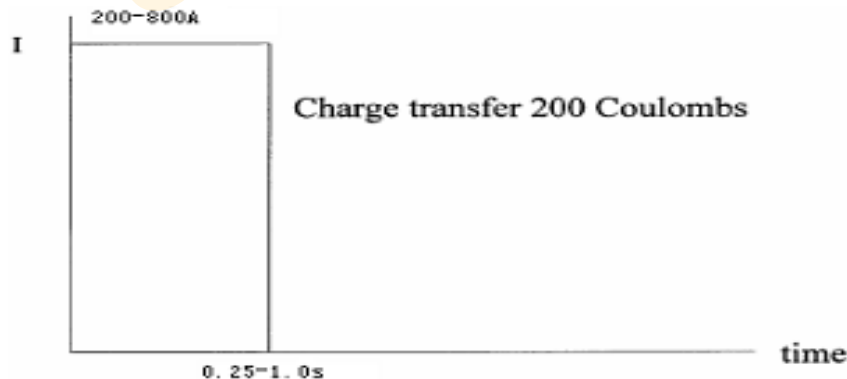


图18B 雷电流分量C单向等幅波形
(适用直接效应试验)

5) 电流分量C*

分量C*是电流较大、时间较短，转移电荷较少的修正持续电流，其平均幅度不小于400A，持续时间小于 $45\text{ms} \pm 20\%$ ，电荷传递量小于 $18 \pm 20\%$ 库仑。波形同分量C是单向的，可以按矩形、指数形或者线性规律衰减。

分量C*常与分量A/D、B组合使用A/D+B+C*，主要用于金属蒙皮熔穿试验，其具体时长视金属蒙皮表面情况而定（图19）：15ms@常规底漆+面漆的蒙皮；45ms@特厚油漆或高强介电涂层；0ms@无漆光滑表面。可见金属表面涂层绝缘性越好，C*的持续时间越长。

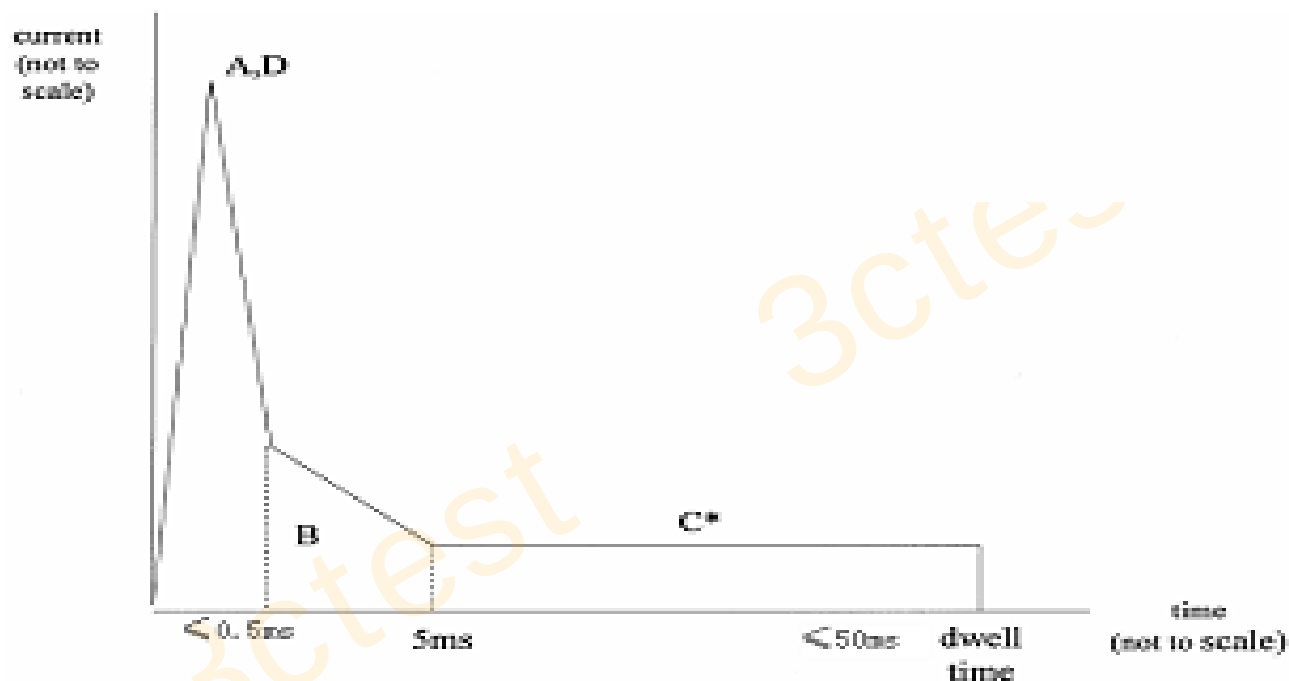


图19 雷电流分量A/D、B、C*组合波形
(适用直接效应试验)

6) 电流分量D

分量D是后续再次回击电流。用于直接效应大电流破坏试验时，波形可是单向的（图20A），峰值幅度为 $100\text{kA} \pm 10\%$ ，上升时间不超过 $25\text{ }\mu\text{s}$ ，1%峰值区间上（不超过 $500\text{ }\mu\text{s}$ ）的作用积分为 $0.25 \times 10^6 \text{A}^2\text{s} \pm 20\%$ ；或振荡的（图20B）。用于间接效应瞬态感应试验或理论分析时，波形是单向（上升时间 $\leq 1.5\text{ }\mu\text{s}$ ）指数型（图21）。

4 飞机雷电环境量化模型



图20A 雷电流分量D单向指数波形
(适用直接效应试验)



图20B 雷电流分量D正弦阻尼波形
(适用直接效应试验)

4 飞机雷电环境量化模型

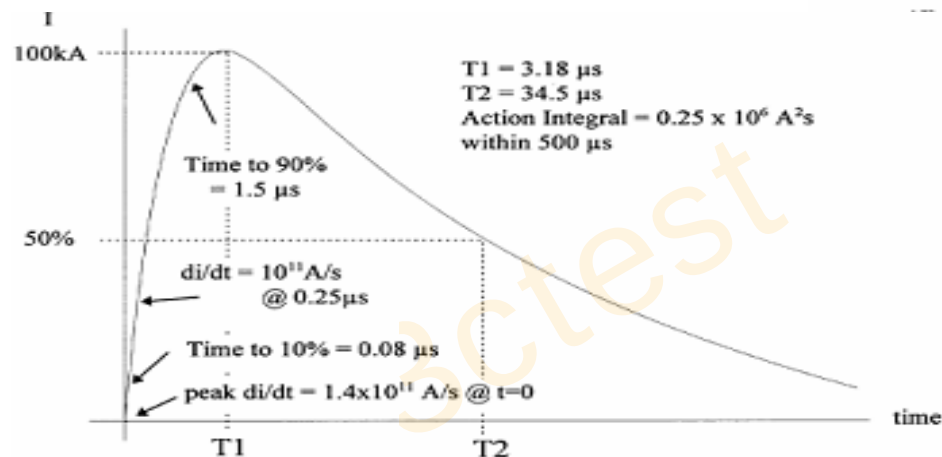


图21A 雷电流分量D单向双指数波形
(适用间接效应试验和理论分析)

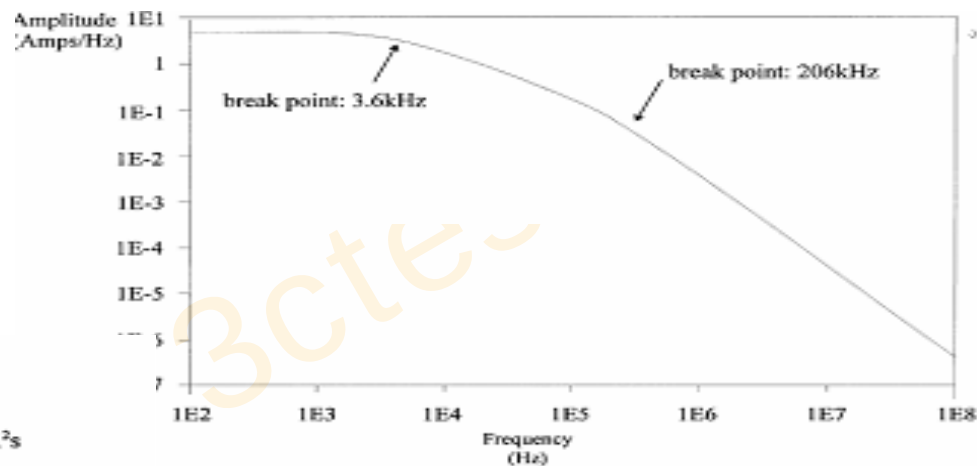


图21B 雷电流分量D频谱

7) 电流分量H

分量H通常成群发生在雷击过程的任何阶段，其上升沿、持续时间、幅度都较各次其它回击A、D要小得多。一般以多重脉冲组形式成群出现，用于间接效应瞬态感应敏感度试验或理论分析时，波形是单向双指数型（图22）， $245\text{ns} \pm 20\%$ 上升到峰值 $10\text{kA} \pm 10\%$ ， $4\mu\text{s} \pm 20\%$ 衰减到50%峰值，上升沿约105ns。

4 飞机雷电环境量化模型

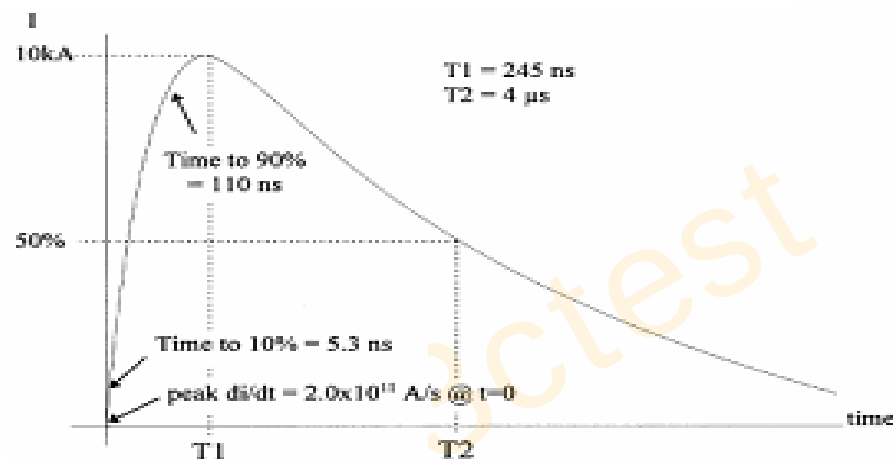


图22A 雷电流分量H单向双指数波形
(适用间接效应试验和理论分析)

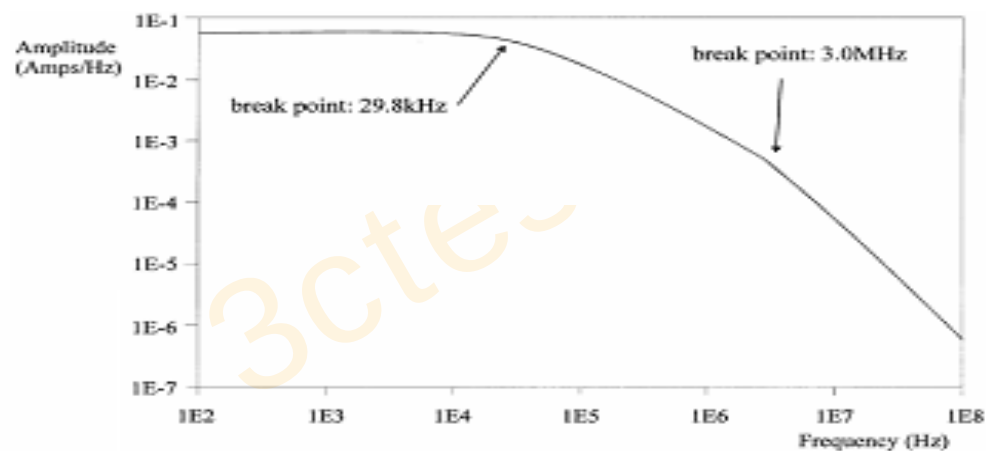


图22B 雷电流分量H频谱

4.3 间接效应——

平台内部对直击雷电的响应瞬态波形

雷电作用于飞机平台先产生直接效应，穿过飞机蒙皮/结构形成内部雷电场，进一步产生间接效应——在导体上/间感应出瞬态电压/电流，如机载系统/设备的机箱/电缆，完成雷电能量传递。与源相关的响应瞬态的大小主要取决于雷电流及其伴随电磁场的幅度和变化速率，所以只考虑分量A、D、H，而忽略相对稳态的分量B、C，且能量频谱分布在0~30MHz范围，多聚集于5MHz以下。导体上/间的感应电压幅度在50~3200V范围，单根导线中感应电流幅度在20~1600A之间，电缆束中总感应电流幅度在20~5000A之间。感应电流大小一般还与飞机蒙皮材料、电流趋肤效应、电流扩散机制密切相关：金属蒙皮/结构飞机内在数十安培量级，碳纤维复合材料的高达数10kA。

1) 感应耦合机制

主要有3种感应机制：孔缝耦合、电阻耦合和透射耦合，实际多是三者的复杂组合。对于雷电防护设计和验证试验，更可行的做法是把它们分开，按起主要作用的机制处理。

- 孔缝耦合

是金属蒙皮/结构飞机场景主要耦合机制。机理是附着机身的直击雷电流或附近雷电通道里的雷电流（效果弱许多）的伴随磁场穿透机身上孔缝，a）在导体回路中感应瞬态电流，因过程为电流→磁场→电流，故其波形与驱动源（直接雷电流分量A）相同；b）在导体/电缆束/飞机结构上/间感应瞬态电压，因过程为电流变化→变化磁场→电压（源电流时变），其波形是驱动源（直接雷电流）时间导数（ $E=d\Phi/dt=LdI/dt$ ）。c）穿透机身上孔缝的电场/磁场在导体上激励谐振瞬态电压/电流（正弦衰减），导体长度约为 $\lambda/2$ 、 $\lambda/4$ 或其整倍数时最强，谐振频率多在1~10MHz。

- 电阻耦合：

是碳纤复材蒙皮/结构飞机场景主要耦合机制之一（孔缝耦合同样重要）。由直击雷电流或磁场感应电流在复材蒙皮/构件（兆欧级电阻）的结构电阻上形成的电压降引起。其波形与电流分量A相同。对于机内低阻屏蔽电缆束，其相对飞机结构电感大许多的电缆等效自感抗会展宽平缓源电流波形（因自感电动势阻滞电流变化），并且幅度与飞机蒙皮/结构的导电率负相关。低阻抗金属蒙皮的电阻耦合很小，再加上机身屏蔽作用，机内电缆中感应电压幅度更小，可忽略不计；电阻较大的碳纤复材飞机内部电缆中，机身屏蔽较弱幅度很大必须计及。

- 透射耦合：

电磁场入射到任何材料表面都会产生反射和透射。良导体表面会反射大部分入射波（屏蔽作用），故透射很小；非良导体表面则反射很小，入射波大部分透射过去。并且由于电磁场与材料的相互作用，透射波波形相对入射波波形会平缓展宽。再计及金属的屏蔽衰减作用，金属飞机的透射效应很小可忽略；而碳纤复材蒙皮/结构飞机的屏蔽作用很弱，透射波幅度很大必须计及，故透射也是主要耦合因素之一。因为关于金属/复材的透射耦合现象与结构电阻耦合的规律都一致，所以一般把透射耦合和结构电阻耦合归在一起简称电阻耦合（广义）。

2) 电流波形1

属孔缝耦合，除幅度相差飞机机身传递系数倍数，形状与驱动源外部环境雷电流分量A相同，如图23所示。

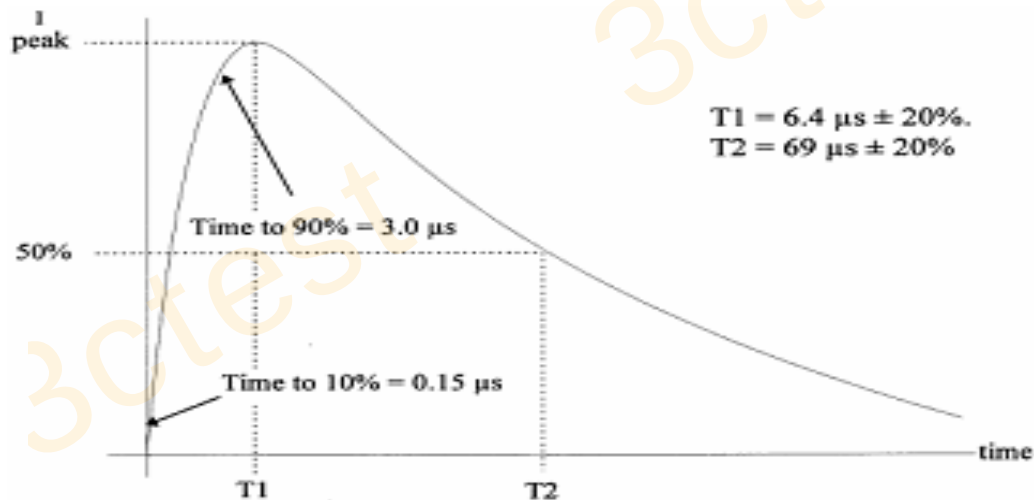


图23 间接效应电流波形1

3) 电压波形2

属孔缝耦合，波形是驱动源直击雷电流分量A（同电流波形1）的时间导数，即电压波形2 $\sim d(\text{电流波形1})/dt$ 。如图24所示，可见 $V>0$ 部分对应电流1的前沿（电流波形1的 T_1 =电压波形2的 T_2 ）， V_{peak} 对应电流1的最大时变率点， $V<0$ 部分对应电流1的后沿。

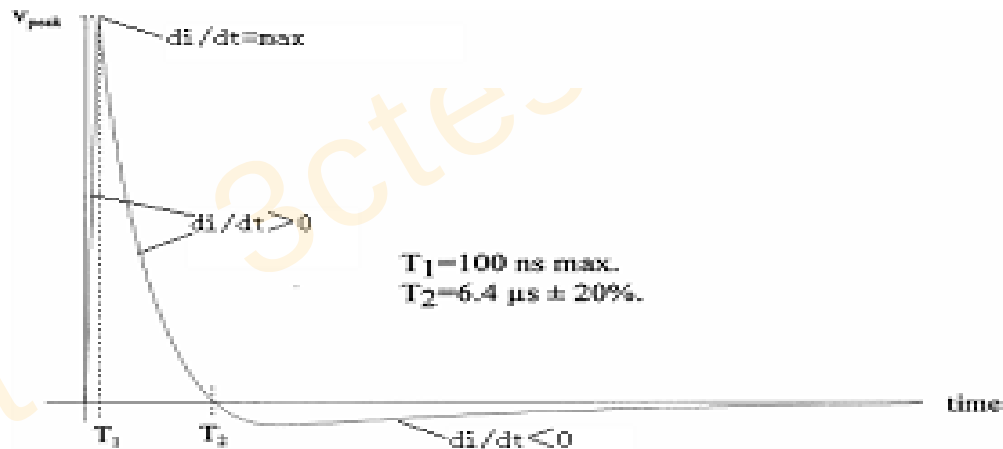


图24 间接效应电压波形2

4) 电压/电流波形3

属孔缝耦合，是外部环境雷电电场/磁场穿透机身上孔隙的在机内导体上激励的谐振电压/电流，如图25。实际只要遭受电磁场辐照都如此，所以同样适用于弱屏蔽/全暴露场合，及所有场景。

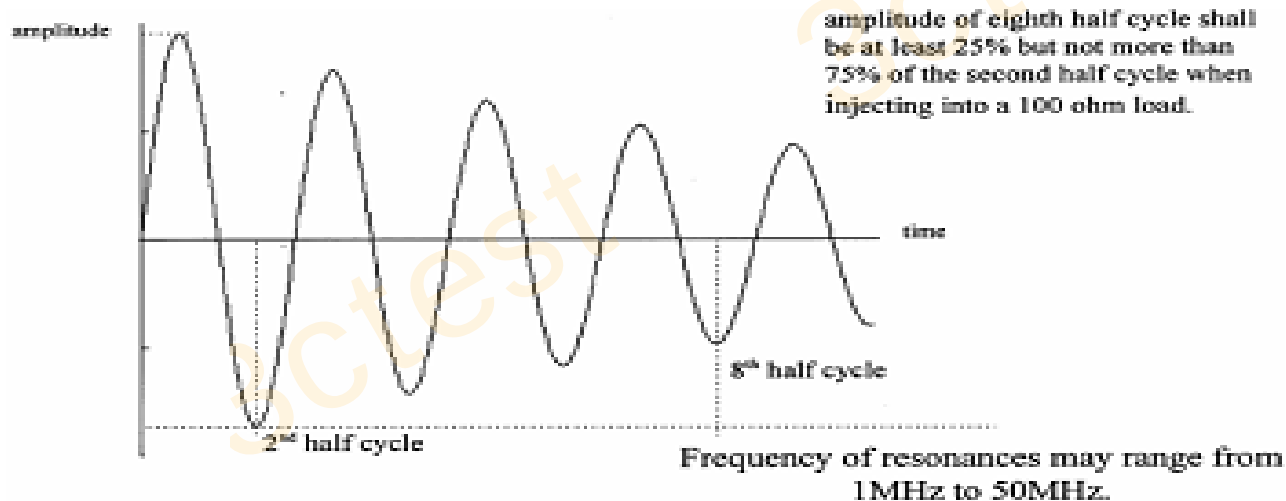


图25 间接效应电压/电流波形3

5) 电压波形4

属电阻耦合，是雷电流在纯电阻上的电压降，波形与驱动源外部环境雷电流分量A相同，即与电流波形1相同。如图26。屏蔽芯线上的雷电感应电压也是这种波形，因 $V_{\text{芯}} = Z_{\text{转移}} \times I_{\text{屏蔽层}}$ ，转移阻抗呈纯阻，故 $V_{\text{芯}}$ 与 $I_{\text{屏蔽层}}$ 波形相同。

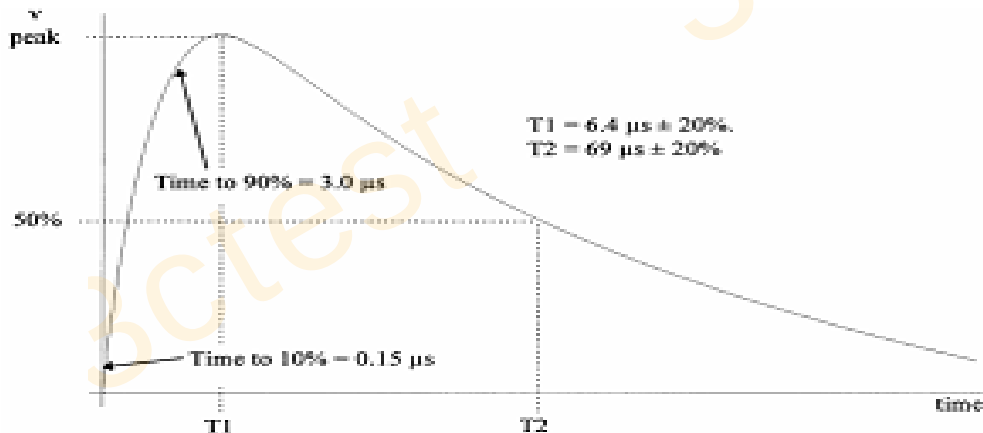


图26 间接效应电压波形4

6) 电流/电压波形5

属电阻耦合（波形展宽），因导体相对飞机蒙皮/结构的“低电阻+高电感”，将其上雷电感应瞬态波形平缓展宽（相对电流波形1或电压波形4）。再若电缆位于金属蒙皮飞机内部，虽波形被展宽，但屏蔽衰减使幅度很小可忽略不计；若位于非良导体（较大电阻）蒙皮内（如碳纤复材），因屏蔽衰减减小从而幅度很大。如图27所示。

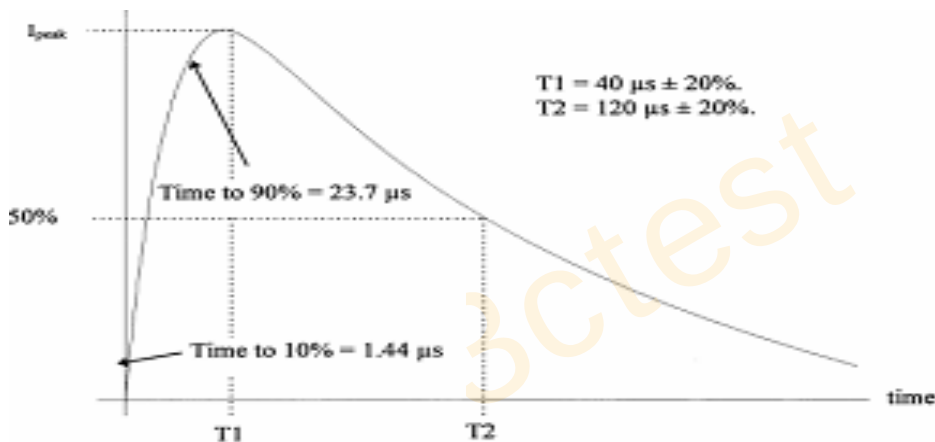


图27A 间接效应电压波形5A

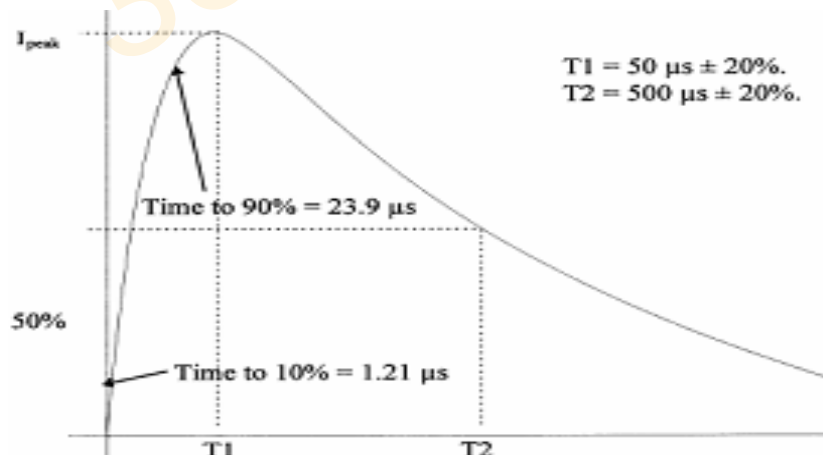


图27B 间接效应电压波形5B

7) 电流波形6

适用对外直接暴露场景，归入孔缝耦合，由外部环境雷电流分量H的多重脉冲组产生，低阻导体中每个脉冲响应波形与分量H相同，即电流波形6对分量H的响应传递函数趋于常数，或说二者有相同频谱分布，如图28。在高阻导体（如相对分量H快速上升时间呈“电大”，或发生阻抗失配）上常发生谐振，每个脉冲响应波形与间接效应电压/电流波形3相同，如图25。

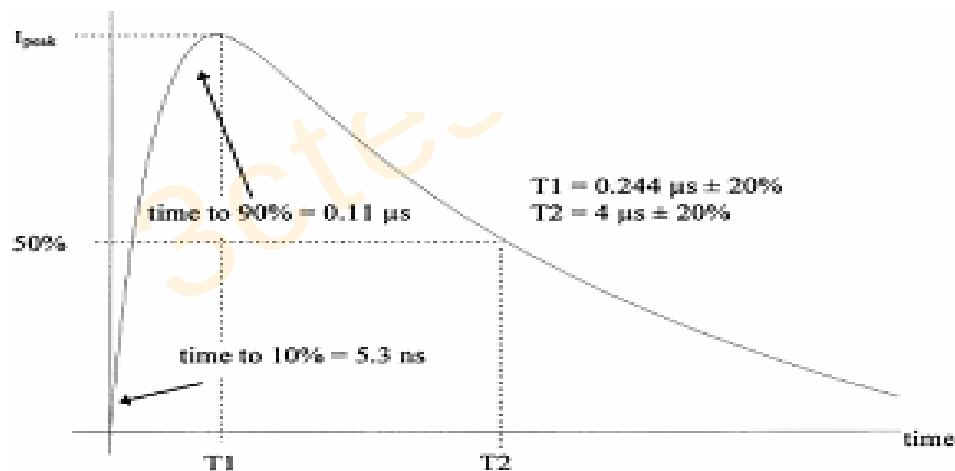


图28 间接效应电压波形6

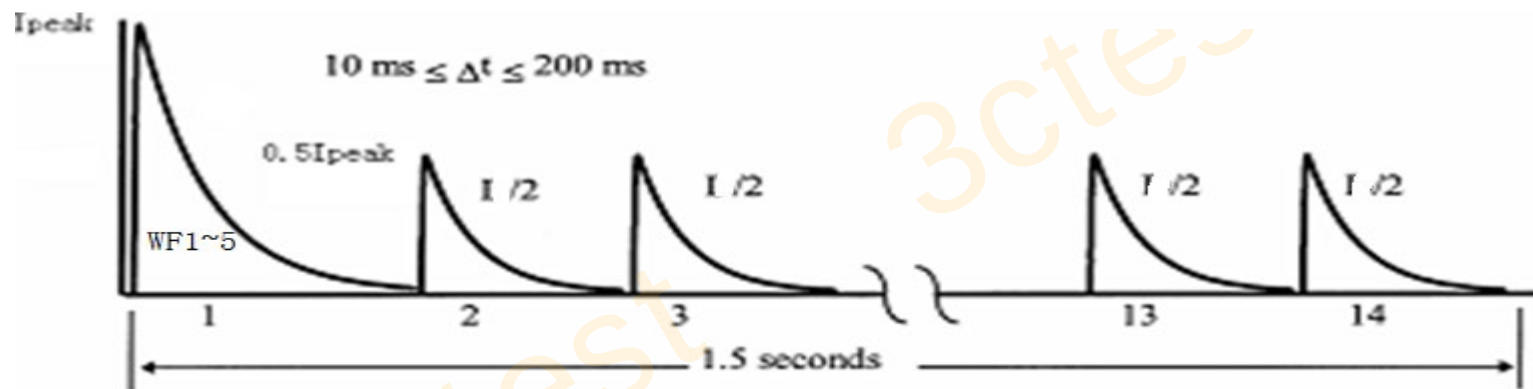
8) 多重回击MS

由1.5s内随机分布的14个再次回击雷电流（一个分量D及其后13个半幅度分量D/2）引起，如图29。每个回击在飞机内部激励的响应可以是本节前述电流/电压波形1~5中任何一种，视具体场景的主要耦合机制而定。由于对分量D响应的幅度与对分量A响应的幅度有表1所示关系，MS的具体响应波形幅度与作为分量A的响应基本波形幅度有相同的数量关系。

表1 对分量D和A的响应波形幅度关系

瞬态 响应	波形 1	波形 2	波形 3	波形 4	波形 5
D 相 对 A	1/2	1	1	1/2	2/5

4 飞机雷电环境量化模型



One current component D followed by thirteen current component $D/2$ s distributed over a period of up to 1.5 seconds.

图29 多重回击波形

9) 多重脉冲组MB

由图30所示外部环境雷电流分量H构成的多重脉冲组引起，每个脉冲在飞机内部激励的响应为电压波形3（ $f > 5\text{MHz}$ ，高阻场景）或电流波形6（低阻场景），视考察对象具体场景而定。由于对分量H响应的幅度与对分量A响应的幅度有表2关系，MB的具体响应波形幅度与作为分量A的响应的基本波形幅度有相同的数量关系。

表2 对分量H和A的响应波形幅度关系

瞬态 响应	电压 波形 3 V_r	电流 波形 3 I_r	电流 波形 6 I_r	电压 波形 6 V_r
H 相对 A	60%	5%	5% 电流 波形 1 I_r	200% 电压 波形 2 V_r

4 飞机雷电环境量化模型

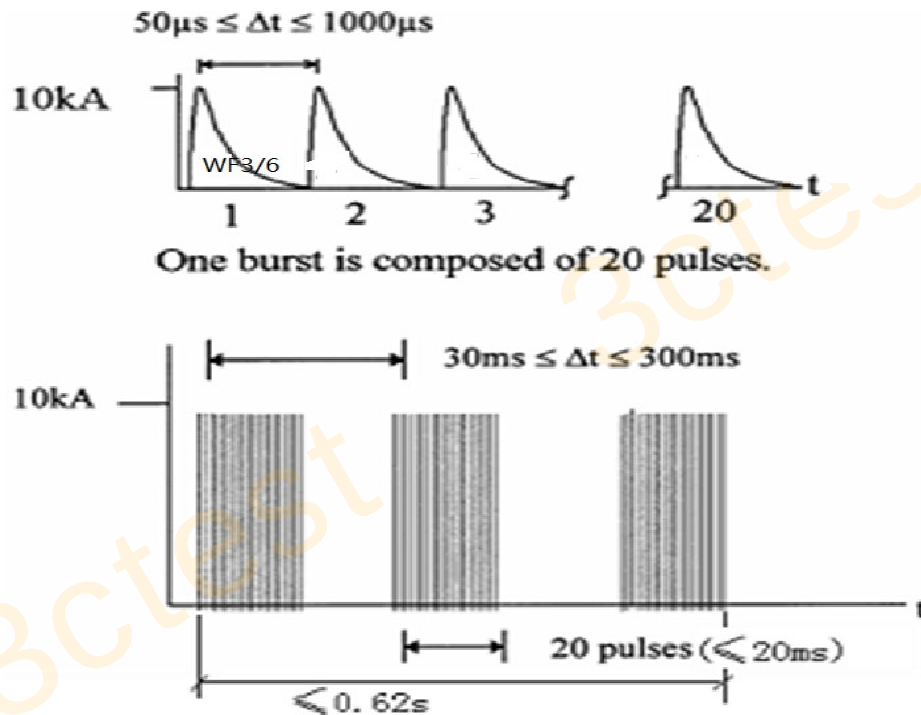


图30 多重脉冲组波形

归纳：

间接效应的基本感应瞬态电压/电流是波形1~5，它们是对首次回击直接雷电流分量A的响应，幅度与分量A的相关；间接效应的多重回击MS是对多重再次回击直接雷电流分量D的响应，是基本波形1~5中某一个的一种时间分布式样，幅度与分量D的相关；间接效应的多重脉冲组MB是对直接雷电流分量H的响应，是波形6（或3）的一种时间分布式样，幅度与分量H的相关。而分量D、H的幅度都与分量A的有一定数量关系，所以MS、MB的具体响应波形幅度与作为分量A的响应基本波形1~5幅度有相同数量关系。

5 雷电试验

结合D0160第22部分和第23部分展开

5.1 直接雷电试验

雷电直接效应试验主要有两类：高电压雷击附着试验和大电流物理损毁试验。高压附着试验用于确定EUT上可能的雷电附着位置，发生电晕、流光、电弧的情况；当设备被电介质物体覆盖时，确定横跨或穿透电介质覆盖物的飞弧/闪络或击穿路径。大电流物理损毁试验用于确定在雷电通道附着于EUT期间直接注入的雷电电流对其形成的破坏。受试件一般是飞机整机或缩比模型、部分机体、外部构件等。

- 高压雷击附着试验

初始先导附着试验，用于确定由逼近的雷电先导对设备可能产生的雷电附着位置。适合对初始雷击放电附着（进入点或离出点）可能性很大的飞机表面区域——初始附着1区进行。

扫掠通道附着试验，用于确定由扫过设备的雷电通道对受试设备可能产生的雷电附着位置。适合对雷电通道从初始附着点相对飞机机身扫掠通过可能性很大的飞机表面区域——扫掠冲击2区进行。

讨论:

- 1) 初始附着试验中, 电极放电间距可否 $<1\text{m}$, 用较低电压放电, 以降低试验用高压源成本。我认为可以放电间距降至 0.5m 。
- 2) 试验中电压波形在EUT上实测得到。因高压源内阻(含调波组件)给定, 故波形随EUT等效阻抗变化。所以高压源除了能输出较标准规定值大相当余量电压, 其内阻抗需有足够调节范围, 以适应不同负载仍可输出满足要求的波形。即施加于EUT的电压幅度和波形与标准规定电压分量的一致, 保证EUT承受了规定的高电压产生的耗散能量。
- 3) 击穿附着电压值与波形陡峭程度有关, 越陡电压越高。因为这是一能量积累过程, 时间长些电压就可相对低些。
- 4) 瞬态源功率容量要足够大到附着后EUT上物理损坏可观察到。

5) 扫掠通道试验中附着点布局不明确，不好算具体位置尺寸。基本原则是：受试件纵向尺寸 $L \leq 0.25\text{m}$ 仅横向一排附着点，纵向尺寸 $L > 0.25\text{m}$ 有横向 $n = [L/0.25]$ 进位取整 排附着点。建议测算如下

令扫掠距离 D 为飞行方向受试件前缘至试验电极的间距（以米为单位），它与飞行方向受试件尺寸 L （米）正相关，则（参见下图），

当 $L \leq 0.25$ 米时，扫掠距离 D 为

$$D \text{ (米)} = L/2$$

当 $L > 0.25$ 米时，先确定垂直飞行方向第一横排附着点的扫掠距离 D_1

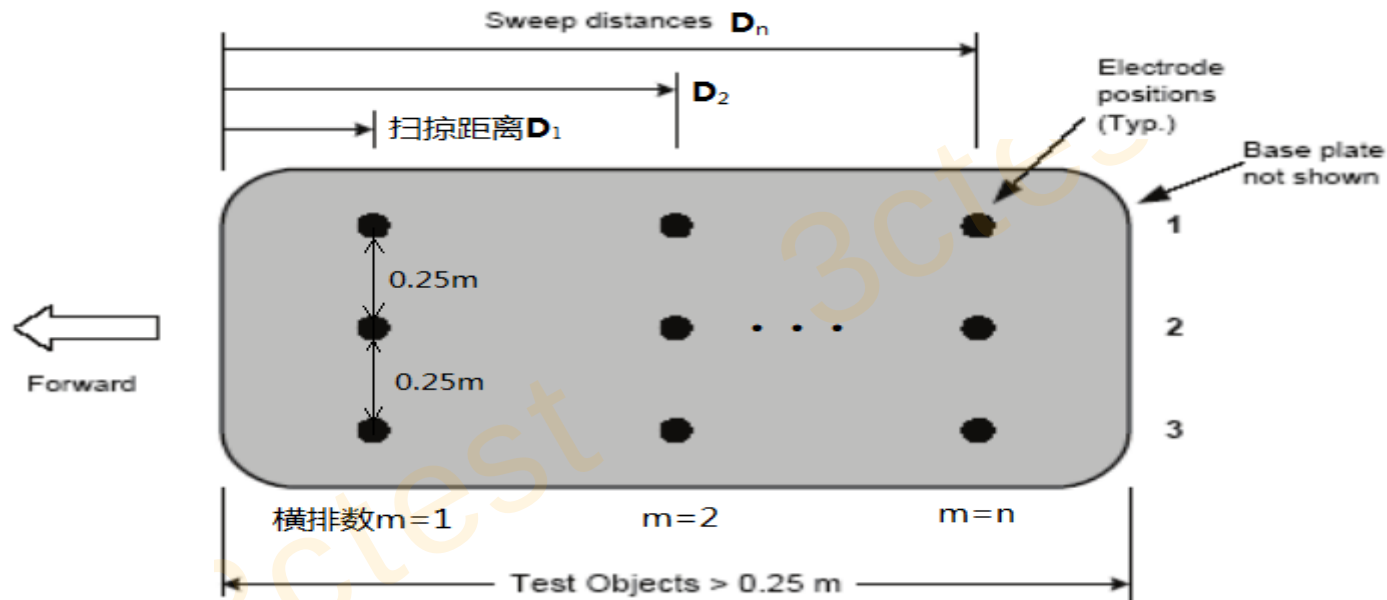
$$D_1 \text{ (米)} = (L - 0.25(n-1))/2, \quad n = [L/0.25] \text{ 进位取整 是总横排数}$$

然后第 m 横排附着点的扫掠距离 D_m 为

$$D_m \text{ (米)} = D_1 + 0.25 * (m-1), \quad m=1、2、3...n$$

同一横排上各附着点扫掠距离相同，彼此距离 0.25 米。

5 飞机雷电试验



6) 高电压试验关注附着、击穿/闪络类直接效应，需要模拟雷电通道闭合前先导产生电场的场境：电荷量/电位基本不变（随先导伸展不断流入电荷补充维持原密度不变）的雷电先导，以 10^8m/s 速度逼近附着点，其场强随先导端距离减小而线性增加。但是试验时代表先导的放电电极很难模拟快速运动，只能固定不动。这样间距不变，要想场强线性增大就只能是极间电位差线性增大，只要二者时变率相同，或至少同一数量级。所以试验采用了幅度随时间线性增大的电压源为激励的这种间接方法，得到同样效果。

7) 时变电场必产生时变磁场同时向外辐射电磁波, 现附着点电场强度波形上升沿约 $2\sim 250\ \mu\text{s}$, 对应高频谱分量在数MHz以下, 峰值MV级的高压源理应是很强的辐射源。会对飞机及其载荷产生很大的直接或间接电磁效应。但是目前业内并没有考虑雷电通道闭合前这种效应, 也没考虑先导运动的等效似稳恒电流产生的似稳恒磁场试验 ($I\leq 2\text{kA}$)。只考虑了物理化学直接效应。

● 大电流物理损毁试验——电弧引入试验

用于评估电弧根部损坏、热斑点形成、熔穿特性、保护合适度、接合点特性（火花和损坏）、磁场力或音频冲击波破坏、EUT上直接传导或感应耦合的电压和电流电平等。

因为燃油的特殊性，另专门规定了燃油系统的雷电试验，如评估位于气化燃料区域的受试物体引起电弧/火花的潜在危险。

常见雷电直接效应试验有初始先导附着试验、扫掠通道附着试验、缩比模型附着试验、电弧引入试验、传导电流试验、飞机级间接效应试验、燃油系统试验等。

讨论：

1) 试验中电流波形指流经EUT实测的。因电流源内阻（含调波组件）给定，故波形随EUT等效阻抗变化。所以电流源除了能输出较标准规定值大相当余量电流，其内阻抗需有足够调节范围，以适应不同负载仍可输出满足要求的波形。即流经EUT的电流幅度和波形（或作用积分）与标准规定电流分量的一致，保证EUT承受了规定的大电流产生的耗散能量。

2) 有2种试验电极：因为从电极发出的电弧呈喷射状并含有细微颗粒，距离小于50mm时会对受试件附着点表面形成爆炸/冲击波破坏，若需排除这种效应，则要设法让喷射状电弧转向不射向受试件表面。用绝缘材料包裹覆盖棒状放电电极顶端，就可达到此目的。若需要计及爆炸/冲击波破坏效应，则直接使用普通棒状电极。

被雷电击中后飞机是闭合雷电通道通中一段，由于机身电阻甚小于雷电通道空气电离电阻，附着瞬间电场的突变将在机身激励起 $1/2$ 波长谐振，雷电流入点和出点的电弧均呈相对高阻表现为雷电流波节。若出点改为接触连接则呈现电流最大腹点，强迫机身激励出 $1/4$ 波长谐振，与实际偏差较大。

所以雷电直接效应大电流试验配置应该尽量模拟实际雷电电磁环境：雷电流进入和流出飞机机身都应通过间隙电弧（电离空气通道）引入和引出，尽可能逼近真实场景。

当然这样做有2个问题，一是大电流源需能同时具有击穿空气间隙的高输出电压，二是电弧产生的宽谱强电磁干扰降低了试验待测小信号的信噪比。前者可采用“引弧细丝”解决，大大减小电流源需击穿电离的空气间隙。后者可把测量系统置入屏蔽室/机柜、用光纤传输测量数据等措施改善。

替代电弧引入的另一思路：瞬态源串接雷电附着等效阻抗后与机身直接接触连接。需要研究得出该等效阻抗的典型范围，如雷电附着回击浪涌的等效源阻抗（SAE ARP5416A提到为 $1\sim 6\text{k}\Omega$ ）、各种气候条件下单位长度雷电电离空气通道的等效阻抗范围。这又是一有价值的研究课题。

5.2 间接雷电试验

雷电间接效应试验按受试件分飞机全机级和机载设备级两种，前者用于测量机身的电磁传递函数或机载系统/设备功能性能测试，有时域脉冲法和频域扫描法。后者也分两类：引脚注入的损毁试验和互连电缆束的性能功能失效试验。这里以常用的D0160第22部分为例展开说明机载设备级雷电间接效应试验。

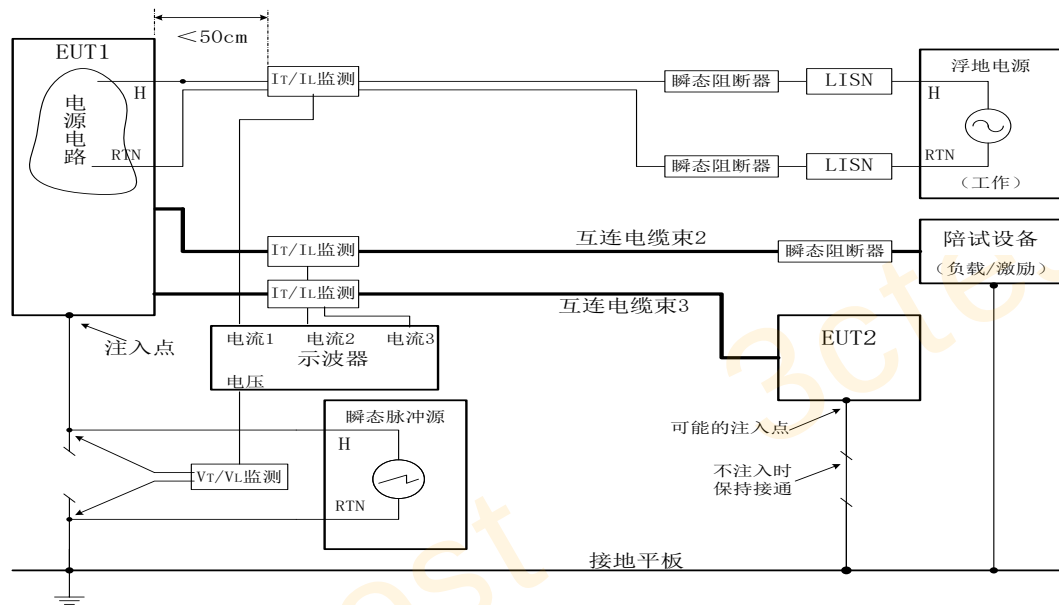
- 引脚注入试验

主要用于损坏性评估，它将选定的瞬态电压波形3/4/5A通过EUT连接器引脚直接注入到EUT的各种接口电路（含供电电源接口），通常施加在每一根引脚和外壳地之间。以评估设备接口电路的绝缘耐压或损毁容忍度。为降低试验难度，对带电引脚可用感性耦合感应法或对地注入法（D0160建议）完成试验。

- 关于电源引脚对地注入试验法的建议

试验配置如D0160G的图22-15（见下页截图），可见瞬态源输出回线接地，高电位线通过旁路电路连到EUT的电源高电位引脚，即试验应力实际施加在引脚与地之间，这与把试验应力施加在机壳地与受试电源引脚之间的直接注入法并无二致，完全一样。再注意到图示是电源回线本地接地的特例，恰好构成对电源引脚对子的差模形式试验。如若EUT使用浮地电源，则其电源回线不本地接地，实际任何电源或信号高电位线一般都不会接地，因此所谓对地注入就更显然就是在各引脚与机壳地之间施加试验应力了——直接注入法。所以建议对于引脚注入试验不再提及对地注入法为好，越简单越好。

5 飞机雷电试验



上图是浮地电源电缆束对地注入法试验配置。注意这里试验应力施加在**EUT**机壳与地之间，不是某引脚与地之间，而除了回线，一般电路导线是不会直接连接到地的。所以与引脚注入试验不同，电缆束试验还保留有对地注入法。

- 电缆束试验

用于受试设备及其互连电缆、激励/负载组成EUT，主要评估功能失效或部件损坏，可用两种方式进行：感性耦合感应或直接对地注入，它将选定的瞬态波形通过电缆感应（推荐波形1/2/3）或直接对地注入（推荐波形4/5，有波形平缓对应频谱分量更聚集于低频段的因素）施加于一根或多根互连电缆束及其EUT。以验证EUT能否承受由外部雷电环境产生的内部电磁效应而不引起功能失效或部件损坏。电缆束试验也能提供损毁容忍度的表述。

互连电缆束是雷电间接效应对飞机内部系统/设备影响的主要“入口”之一。而互连电缆束（或任何电路）一般与飞机结构地形成环路：对于屏蔽电缆束，环路为头尾相连的“结构地-机箱1-互连电缆屏蔽层-机箱2”，对于非屏蔽电缆束，环路为头尾相连的“结构地-机箱1-内部电路1/潜路径1-互连电缆导线-内部电路2/潜路径2-机箱2”。

广义电阻耦合在飞机内部产生的效应可表现为电缆对地的环路开口电压：跟电缆束两端对应源自雷电流的结构电阻电压降，以及透过蒙皮材料的透射场在电缆束上的电磁感应电压，二者之和。环路闭合就形成环路电流。

广义电阻耦合是碳纤复材蒙皮/结构飞机场景主要耦合机制之一（孔缝耦合同样重要）。

飞机蒙皮/结构地回路电阻耦合机理：考虑2个与飞机结构搭接的机箱，由互联电缆连接。流经蒙皮/结构地回路大地电流会在2机箱地搭接点之间产生可能影响设备性能的大电位差（因存在地回路电阻，尽管很小）。对于非屏蔽去-回双线连接的2机箱内电路，该地电流产生的地电位差呈共模电压；对于非屏蔽高电位单线连接的2机箱内电路（蒙皮/结构用作地回线），该地电流产生的地电位差呈差模电压。对于外包总屏蔽防波套电缆束连接的2机箱内诸多电路，该地电流很大且仅取决于地回路感抗（屏蔽层2端360°接法使机箱-屏蔽层-机箱的电阻相对其电感很小），其在电缆束芯线上感应出的电压/电流依所连接电路的平衡/不平衡性，而呈现为共模/差模量。

5.3 间接雷电试验解析

5.3.1 试验波形应用规律

- 因素1——机身蒙皮/架构材料

试验瞬态电应力用时域波形和幅度来规范，而波形选取首先与雷电脉冲耦合机制有关，亦即与飞机蒙皮/架构的材料有关，其次与EUT/电缆束呈现等效负载阻抗（从瞬态施加点看进去）有关。基本规律是：金属蒙皮通过孔缝耦合，故全金属飞机主要是孔缝耦合；复材蒙皮还通过电阻耦合，故非全复材飞机孔缝耦合、电阻耦合都有，且复材越多电阻耦合成分越大波形被展宽越多。如4.3节所述，孔缝耦合的波形用电流1、电压2、电流6，电阻耦合的波形用电压4、电流/电压5。电流/电压波形3发生在谐振状态，电压、电流相位相同波形一样，适用所有耦合场景。

● 因素2——受试件等效阻抗

电缆束试验用电压或电流波形还要看其屏蔽与否，屏蔽时呈低阻抗用电压波形1、3、5、6；非屏蔽时呈高阻抗用电压波形2、3、4、5。注意这里的实质是电缆束呈现的等效负载阻抗相对瞬态源内阻的大小，其值决定了电缆束感应响应主要是电压还是电流为主。例如屏蔽电缆如果在连接器处端接不良，其等效阻抗可能很大，从而电压响应占主导。这时虽按标准规定应进行电流试验 I_T ，但因等效负载阻抗太大导致试验电流难以达到规定试验电平，反而监测极限电压 V_L 先于试验电流 I_T 达到。与之相对，非屏蔽电缆束若含有两端接近 $0\ \Omega$ 接地导线，则电缆束总阻抗会很小，应做的电压试验 V_T 难以达到规定值，反而监测极限电流 I_L 先于试验电压 V_T 达到。

● 试验波形组选用规律

综上所述，首先根据飞机蒙皮/架构的材料，存在什么耦合机制，就选什么对应波形组，其次根据EUT/电缆束呈现等效负载阻抗（从瞬态施加点看进去）的大小确定试验量是电压还是电流，最终确定所用波形组。

全金属飞机有孔缝、谐振耦合，波形从电流1、电压2、电流6、电流/电压3中选，再由等效阻抗大或小确定试验量是电压还是电流。

复材飞机孔缝、电阻、谐振耦合都有，波形从所有电压/电流波形中选，且复材使用越多电阻耦合成分越大波形越宽，电压4→电压5A→电压5B，对应电流1→电流5A→电流5B，再由等效阻抗大或小确定试验量是电压还是电流。

当“胖”波形覆盖能量较小的“瘦”波形时，可以二选一只用“胖”波形。

注意，雷电间接效应试验主要关注能量转移，所以试验中除了对EUT施加试验量电压或电流，还须同时关注相关对偶的极限量电流或电压，即电能是以试验量/极限量**成对**展现的。并且这些成对的电压、电流依据它们的根源是有基本固定搭配组合的，具体为电压波2/电流波1（孔缝耦合）、电压波3/电流波3（谐振耦合，V/I波形一样）、电压波4/电流波1（电阻耦合，V/I波形一样）、电压波4/电流波5A（电阻耦合I波形展宽）、电压波5AIB/电流波5AIB（电阻耦合波形极度展宽，V/I波形一样），每对其一是试验量另一是极限量。清晰了解、区分和记住试验量、极限量、及其成对组合很有好处。

具体到波形6低等效阻抗电缆束的电缆感应法试验，D0160没有明确叙述试验量/极限量成对组合是什么，只在Table 22-5里隐含表达 V_L/I_T ~电压波6/电流波6（见下图）。美军标MIL-STD-461G的CS117中明确如此。所以建议在D0160G-22中补充完善该内容，明确规定 V_L/I_T 就是电压波6/电流波6。流经低电阻的电流与电阻上的压降理也应有相同的波形。

Table 22-5 Test Levels for Cable Bundle Multiple Burst Tests

Level	Waveform	Waveform
	3	6
	V_T/I_L	V_L/I_T
1	60/1	100/5
2	150/2.5	250/12.5
3	360/6	600/30
4	900/15	1500/75
5	1920/32	3200/160

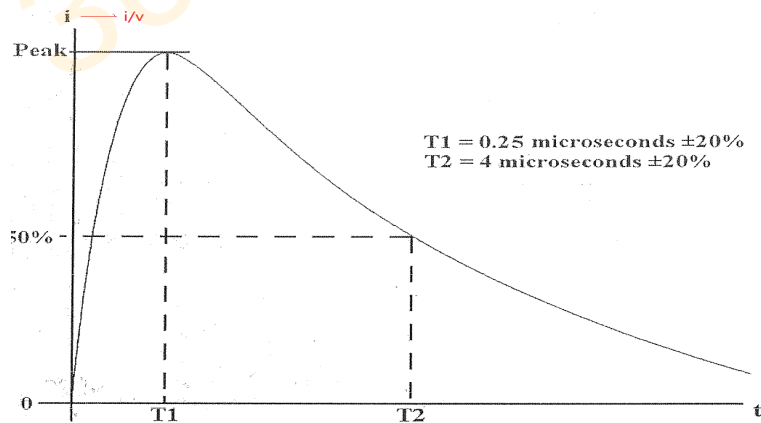


Figure 22-6 Current Waveform 6

- 感应电压/电流的参考基准

需指出雷电间接效应感应电压/电流的参考基准是飞机结构（地）。容易看出引脚注入试验电压或电流是引脚对地电压或通过引脚进入结构地的电流，但电缆束试验就不那么明显。从环路电压/电流考虑较易理解。对于屏蔽电缆束，环路为头尾相连的“结构地-机箱1-互连电缆屏蔽层-机箱2”，对于非屏蔽电缆束，环路为头尾相连的“结构地-机箱1-潜路径1/内部电路1-互连电缆导线-内部电路2/潜路径2-机箱2”。试验电压串接于电缆束，非屏蔽场景是电缆导线对结构地电压，因潜路径/内部电路一定阻抗而有较大值；屏蔽场景是屏蔽层对结构地电压，因环路各构成部分互连阻抗很小而量值小到忽略不计。试验电流通过电缆束（屏蔽层/电缆导线）流经含结构地的整个环路，屏蔽场景阻抗小电流大，非屏蔽场景阻抗大电流小。

- 引脚注入试验量是电压（仅单次回击）

依据EUT引脚及其接口电路呈现等效负载阻抗高低，试验量可以是电压或电流。但由于一般接口电路对地都有一定阻抗，不像屏蔽层直接接地很小对地电阻，所以就先假设引脚都呈现高等效负载阻抗，从而规定引脚注入的试验量都是电压，无论是孔缝耦合、电阻耦合还是谐振耦合。

- 电缆束试验量（不含多重脉冲组）

考虑前述2条飞机材质和机内电缆束屏蔽与否的电磁耦合规律，以及谐振耦合发生在所有场景，可归纳出电缆束试验使用波形组规律如下表，其中多种耦合共存情况较DO160表22-1.2多出电流波1，是因为对于关注干扰能量效果的试验，电流波5波形要胖得多能够覆盖电流波1。

电缆束试验波形规律

	屏蔽	非屏蔽
孔缝耦合	电流 1	电压 2
电阻耦合	电流 5	电压 4
孔缝耦合+电阻耦合	电流 1+电流 5	电压 2+电压 4
孔缝耦合+电阻耦合 +谐振耦合	电流 1+电流 5 +电压 3	电压 2+电压 4 +电压 3

● 混和电缆束

注意对于含有屏蔽线和非屏蔽线的混和电缆束，低阻抗导线/屏蔽层上容易感应大电流，高阻抗导线（如大源/宿阻抗）容易感应高电压。如果简单把它整体作为屏蔽或非屏蔽电缆束对待，则在电流试验中会发生低阻导线过试验、高阻导线欠试验；电压试验中反之。较好的解决方案是把屏蔽和非屏蔽导线分别成束进行对应的试验，这样更贴近实际雷场景象，因试验本来就是被设计成尽量模拟实际场景。也可同时以要求的电压和电流预期值为信号源输出上限，无论哪个先到。这样低阻导线通大电流，高阻导线有对地高电压，按实际情况分配随信号源增加，也贴近实际场景。但是这样未到预期值的参量是欠试验了，建议用该参量作为试验量再试验一次。即对整束混合电缆各做一次电压、电流试验，电压试验针对高阻抗非屏蔽电缆，电流试验针对低阻抗非屏蔽电缆，但务必都不超过极限值，以确保没有过试验。否则干脆分拆成屏蔽/非屏蔽组分别试验。

● 试验波形内在关系

引脚注入、电缆束单次回击试验波形是对外部雷电流分量A的响应；电缆束多重回击试验是对外部雷电流分量D的响应，也可看作对降幅雷电流分量A的响应；电缆束多重脉冲组试验波形是对外部雷电流分量H的响应。

引脚注入试验中耦合类别B的波形5A与耦合类别A的电压波形4的内在关联：由于电缆束屏蔽层的低电阻及其相对非金属飞机蒙皮结构的高电感的总阻抗耦合特性，展宽了耦合类别A的电压波形4而演变成电压波形5A，但仍采用波形4的电平。

电缆束多重脉冲组试验中，低阻屏蔽电缆束用电流波形6，高阻非屏蔽电缆束用电压波形3。

● 试验电平内在关系

引脚注入试验电压波形3/4/5幅度与电缆束单次回击的相等；但对应电流极限值要小得多，有表3所示关系，原因是束内所有各导线都有响应，其和就大得多（只要瞬态源功率容量足够大能供出所需电能，而自然雷电的能量是足够的）。

因此仅含单根或几根导线的电缆束单次回击试验时，导线上耦合电流可能甚大于引脚注入试验校准短路电流 I_{sc} ，是很严苛的试验，务必注意。允许以 I_{sc} 为极限基准，按比例降低试验总电流，维持单根导线的电流不超过基准。美军标MIL-STD-461G的CS117就是这样处理。但是天馈线多位于电磁环境恶劣区域，不建议降低试验电流。

表3 引脚注入与电缆束试验电流电平关系

		表6 电缆束单次回击波形		
		$V_T/I_L, 3/3$	$V_T/I_L, 4/1$	$V_T/I_T, 4/5A$
表5 引脚 注入 波形	电压 V_{oc}	$V_T = V_{oc}$	$V_T = V_{oc}$	$V_L = V_{oc}$
	电流 I_{sc}	$I_L = 5I_{sc}$	$I_L = 10I_{sc}$	$I_T =$ (2.67 ~ 3.33) I_{sc}

电缆束单次回击SS试验电平与多重回击MS试验电平有关系如表4，这与外部雷电流分量A的幅度相对分量D（即降幅分量A）的幅度的关系是一致的，因为它们分别是对分量A和分量D的响应。

表4 电缆束单次回击与多次回击试验电平关系

	试验波形 电平				
	电流 1	电压 2	电压 3	电压 4	电流 5
表 6 单次回击	I_T	V_T	V_T	V_T	I_T
表 7 多重回击 (首次)	$1/2 I_T$	V_T	V_T	$1/2$	$2/5 I_T$

电缆束单次回击SS波形与多重脉冲组MB波形的电平有关系如表5，这与外部雷电流分量A的幅度相对分量H的幅度的关系是一致的，因为它们分别是对分量A和分量H的响应。

总之，外部雷电流分量D、H的幅度都与分量A的有一定数量关系，所以MS、MB的具体响应波形幅度也与分量A相关，与单次回击SS波形幅度有相同数量关系。

表5 电缆束单次回击与多重脉冲组试验电平关系

	波形电平			
表 6 单 次 回 击	电压 3 V_T	电流 3 I_L	电流 1 I_T	电压 2 V_L
表 8 多 重 脉 冲 组	电压 3 $0.6V_T$	电流 3 $0.05I_L$	电流 6 $0.05I_T$	电压 6 $2V_L$

5.3.2 试验注意事项

- 试验目的

间接效应试验目的是对受试件施加规定的瞬态电磁能量——电压/电流的电平和波形，同时考查其是否损坏或仍正常工作。因此校准/试验中不仅必须达到应有试验电压/电流，还要关注同时出现的相关对偶电流/电压值及波形能满足要求。以确保预期试验瞬态电能转移到了受试件上，或说受试件处于预期的瞬态电磁能量影响之下。应谨记于心。

- 引脚注入试验瞬态源“校准”

引脚注入试验是对受试引脚及其接口电路施加预期的瞬态电能。当引脚对机壳地阻抗较大时相当于绝缘性耐压试验，仅瞬态源开路电压起主要作用；而阻抗较小时，流经试验回路的瞬态电流同样重要，即瞬态源功率容量起主要作用。如果瞬态源不能提供规定的大电流，则仍未达到预期试验目的。所以瞬态源的性能及其试验前校准至关重要。

试验属应力预校准类，利用源阻抗来控制试验瞬态能量。试验前先定标瞬态源试验中各等级可输出最大能量，其开路电压 V_{oc} 的电平和波形、短路电流 I_{sc} 电平必须严格满足要求（最好+10%便于微调），电流波形允许局部超差但尽量总体符合。波形超差时应遵循“能量相当”原则。以双指数波形为例，若 I_{sc} 的前沿短（ T_1 较小）后沿长（ T_2 较大），因总能量稍大（波形胖些），可以接受；若 I_{sc} 的前沿长（ T_1 较大）后沿短（ T_2 较小），因总能量较小（波形瘦些），不能接受，需提高试验电压 V_{oc} 电平直至其对应 I_{sc} 在 T_1 或 T_2 时刻的幅度等于标准规定值。

该“能量相当”原则同样适用于验收瞬态源时对其功率容量的确认。

校准不只对瞬态源，必须包括试验中起阻断/旁路作用的隔离导引类辅助器件。

- 电缆束试验瞬态源“确认”

注意“确认”与“校准”的差异，试验中瞬态源输出能量非事先定标，而靠试验中实测调控，所以电缆束试验属应力实时监控类。但同样希望瞬态源确认的开路电压 V_{oc} 的电平和波形、短路电流 I_{sc} 电平和波形都满足要求（幅度须有余量，如+10%便于调节）。试验中随时监测调控施加在受试电缆束上的试验量、极限量 V_T/I_L 或 V_L/I_T 。虽然事先已据实情选择了适用的试验波形，电压 V_T 或电流 I_T ，但由于电缆束各导线阻抗的不确定性，可能出现随瞬态源输出功率持续增加但试验参量电压 V_T 或电流 I_T 却始终到不了预定值，反而监测的对偶参量电流 I_L 或电压 V_L 随之增加先达到极限值。这时需要评估试验的有效性，以确定是否须用对偶参量再次重做试验。或直接换对偶参量重新试验，以避免评估试验的有效性（如MIL-STD-461G的CS117）。

允许继续增加瞬态源输出功率超过极限电平（ I_L 或 V_L ），以达到试验电平（ V_T 或 I_T ）。但注意防止超出EUT能承受的功率极限而发生损坏。

● 电缆感应法电缆束试验有效性评估

当监测到试验量电流 I_T 或电压 V_T 先达到极限值时，只要在瞬态脉冲源性能确认时产生这些波形和幅度，试验有效。

当监测到极限量电流 I_L 或电压 V_L 先达到极限值时

1. 如果在瞬态脉冲源性能确认时对偶极限量电流 I_L 或电压 V_L 的幅度和波形都满足要求，则试验有效；
2. 如果试验中幅度先达到的极限量能够保持要求的波形，则试验有效；
3. 如果试验中幅度先达到的极限量不能保持要求的波形，但是“能量相当”，且监测电压/电流对形状相对关系与预定的电压/电流对形状相对关系趋势一致，则试验有效；
4. 如果不满足以上任何一条，必须用对偶参量再次重做试验，这时原来的极限量现在变成了试验量。

● 对地注入法电缆束试验有效性评估

只要注入点对地试验电压 V_T /极限电压 V_L ，或所有受试电缆束上极限电流 I_L /试验电流 I_T 中最小幅度达到要求，试验有效。

当某根电缆束上极限电流 I_L /试验电流 I_T 先达到时，有两种选择。（1）增加瞬态脉冲源输出幅度，直至注入点对地试验电压达 V_T /极限电压 V_L 到预期，或最小监测电流电缆束上极限电流 I_L /试验电流 I_T 也达到。但这存在某些电缆束上试验/极限电流超过要求的风险。（2）对每一根电缆束单独进行试验。

※ 这里只规定了幅度，对波形没提要求。

“瞬态源校准/性能确认”选取了两种极端情况：测 V_{oc} 时负载最轻/空载，测 I_{sc} 时负载最重/满载。因为瞬态源只向匹配负载转移最大功率，且失配越多转移功率越小。所以只要极端情况符合规定，则试验中一般负载就没问题。因此没严格要求极端情况下极限量的波形（引脚）和幅度（电缆束），而寄希望于试验中一般负载情况下它们能满足要求。但存在若不满足试验就无效的风险。

如果极端情况下 V_{oc} 和 I_{sc} 的幅度和波形都符合规定，这样试验中无论试验量 V_T 、 I_T 先到，还是极限量 I_L 、 V_L 先到，都无须再评估有效性，甚至重做对偶量试验。可见好的瞬态源可大大简化试验。所以建议“瞬态源校准/性能确认”时 V_{oc} 和 I_{sc} 的幅度和波形都要严格符合规定，大有好处。

另注意验收/确认瞬态源时其内阻抗应该等于相应表中 V/I 比值， V_{oc}/I_{sc} 电平必须大于各等级试验电平值（如+10%便于调节），这样才能保证试验中瞬态源能够向EUT转移表中规定的电平。否则若 V_{oc}/I_{sc} 电平刚等于各等级试验电平值，则当EUT等效阻抗小于源阻抗时，电流先逼近试验量/极限量的规定值，且等效阻抗越小越接近；当EUT等效阻抗大于源阻抗时，电压先逼近试验量/极限量的规定值，且等效阻抗越大越接近规定值；但都始终不会达到。因为电流试验时任何EUT等效阻抗总大于零；电压试验时任何EUT等效阻抗总小于无穷大。

又，EUT等效阻抗与源阻抗相差越大，向EUT转移的能量越小，只有EUT等效阻抗与源阻抗相等匹配时才转移最大能量。

- 试验配置

D0160-22试验规范给出的试验配置图多为电源回线本地接地的特例场景（不对回线及其引脚试验），易被误认为是一般的标准试验配置图。实际上，机载设备/系统的输入电源线对通常来自远端，即电源连接器都含与机壳隔离的电源高、低电位引脚。所以试验中电源线及其回线应该无差别同样对待，电源回线不与接地平板直接连接（非本地接地），而与供电电源的低电位端连接。这时试验配置图与标准给出的显然不同，务必注意。

试验中必须采用适当的阻断/旁路/滤波/隔离类试验附件，使雷电瞬态信号只导向于EUT而不施加于辅助设备，避免对供电电源及辅助设备不当加载。既对与EUT交联的供电电源、激励/负载、监测仪器等提供足够的保护措施，使这些辅助设备不受雷电瞬态脉冲影响损坏或降低性能，同时又不会使雷电瞬态源有额外加载。所有附件应含在试验设备明细表中。

一般地，供电电源用的隔离器件频率特性为电感类低通高阻；瞬态脉冲源用的隔离器件频率特性与之相反，为电容类高通低阻。

分时式电源用阻断器：一条新途径。因机载设备能承受200ms电源中断，而间接效应瞬态脉冲持续时间是微秒级，所以设计由雷电脉冲前沿触发的高速电子开关，在雷电脉冲到达期间断开供电电源，实现分时隔离。

引脚注入试验中EUT可以不与其它设备交联，但必须上电正常工作。具有2种或以上状态/阻抗的接口，应对每种状态（至少最大、最小阻抗状态）都进行试验。

电缆束试验中EUT应上电正常工作，且处于全配置、全功能，接通全部互连电缆束和接口负载/激励的典型工作状态。

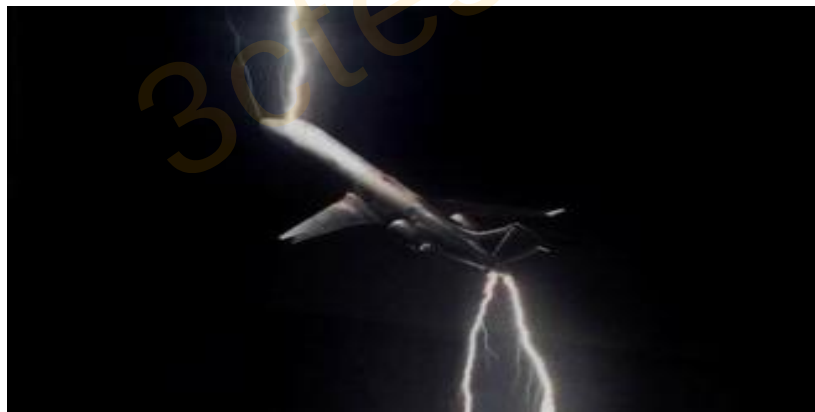
同一连接器引出的电缆束中包含的所有导线一般应同时进行试验，但不包含任何本地接地或在连接器处直接连接外壳的电源回线/中线或信号回线。屏蔽和非屏蔽线缆建议分开进行。

鉴于电源对**EUT**的重要性以及机载电源的全机分布特点，电源线对应特别对待，除了常规共模形式试验，还需对电源线对（高电位线和回线）加做差模形式试验。因此对于纯电源线电缆束，完整线缆共模和电源线对差模各做一次（共**2**次）。对于含电源线的电缆束，完整线缆和完整电源线束共模、电源线对差模各做一次（共**3**次）。如果不明电源线是否与电缆束一起走线，应分开做试验。

EUT机箱有多个连接器时，最好对所有互连电缆束同时进行试验（对地注入法是较好的选择）。而当这些互连安装在对雷电环境暴露程度有差异的不同部位时，不同电缆束适用不同的试验电平等级，较严格且简便的方法是同时对全部电缆束做其中最高等级电平试验。否则应在尽短时间内接连完成每一根电缆束的试验。

泰思特部分雷电试验设备

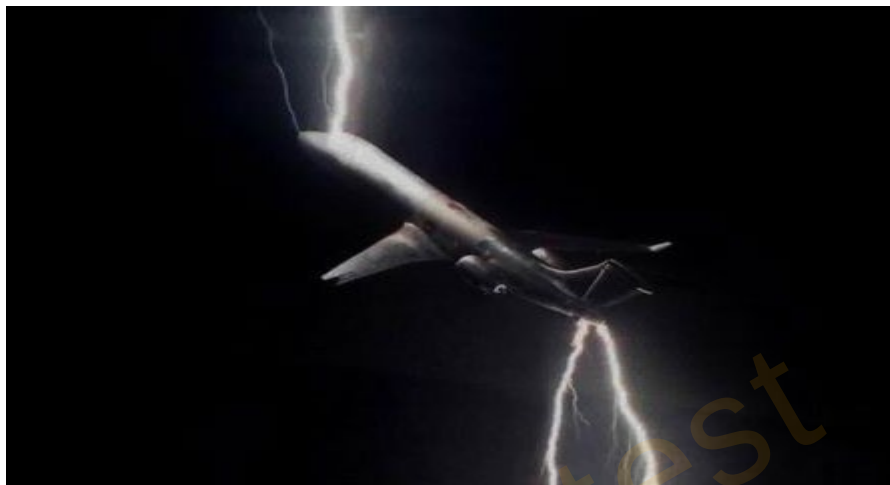
高电压试验设备和场景



高电压试验设备



高电压试验场景

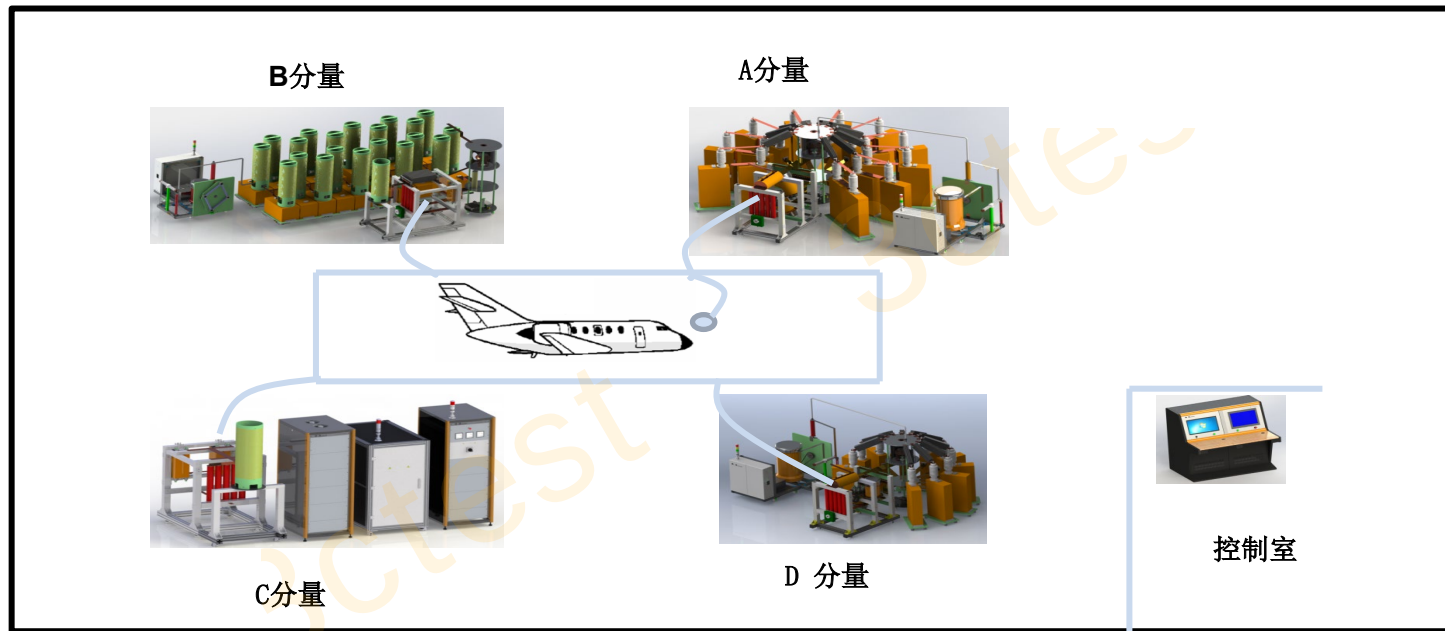


飞机雷电分区试验（等比例缩放）



飞机雷达罩进行附着点试验照片

大电流试验设备



大电流试验场景



大电流试验场景



机载设备雷电感应效应 (DO 160 S22)

- 雷电感应效应试验 (间接效应)

- 模拟雷电放电过程时，机载设备以及连接导线上形成的瞬态信号对机载设备造成的功能失效等
- 通过插脚注入、电缆线感应等方式模拟在机载设备中感应到的雷电效应



ETS 160MB



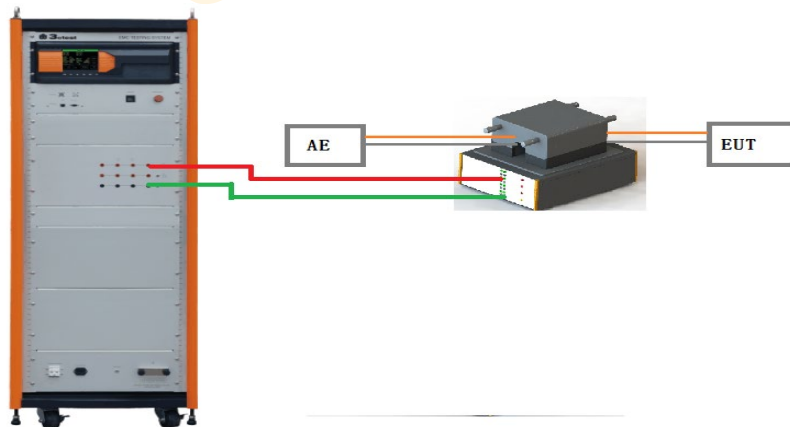
LSS 160

间接雷电试验

- PIN 测试



- Cable bundle测试



方愔 yin.fang@3ctest.cn
18939854887

错误在所难免!

请提宝贵意见!

谢谢!!