



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102799112 B

(45) 授权公告日 2015. 01. 14

(21) 申请号 201210266010. 0

(22) 申请日 2012. 07. 30

(73) 专利权人 上海无线电设备研究所
地址 200090 上海市杨浦区黎平路 203 号

(72) 发明人 方金鹏 梁子长 武亚君 张元
陈奇平

(74) 专利代理机构 上海信好专利代理事务所
(普通合伙) 31249
代理人 张妍 张静洁

(51) Int. Cl.
G05B 17/00(2006. 01)

(56) 对比文件

CN 101944145 A, 2011. 01. 12, 权利要求 1.
CN 102592057 A, 2012. 07. 18, 权利要求 1.
FR 1001585 A, 2011. 10. 21, 全文.
MARC M 等. Modeling of lightning
indirect effects in CFRP Aircraft. 《2008

IEEE》. 2008,

宋双等. 飞机外部结构部件对雷击附着点影响研究. 《第 22 届全国电磁兼容学术会议论文集》. 2012,

史振华等. 复合材料对飞机表面感应电场影响的仿真研究. 《第 22 届全国电磁兼容学术会议论文集》. 2012,

温浩等. 飞机模型雷击试验分析研究. 《高压电器》. 2011, 第 47 卷(第 4 期), 第 104-106 页.

审查员 左良军

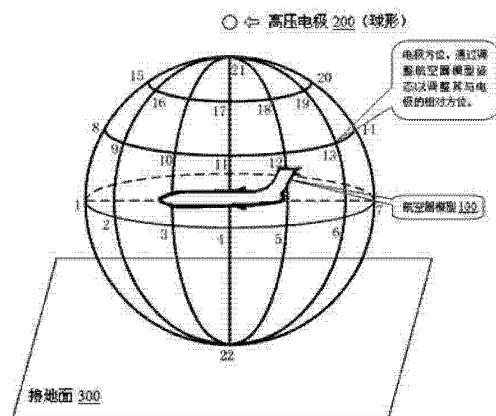
权利要求书1页 说明书3页 附图1页

(54) 发明名称

一种确定航空器雷击附着点位置的方法

(57) 摘要

本发明涉及一种确定航空器雷击附着点位置的方法,基于航空器缩比模型雷击附着点试验法,建立航空器雷击附着点的仿真模型,将按照实际航空器或航空器设计图纸建立的航空器模型,放置在模拟高压电极和无限大接地面之间,通过调整航空器模型的俯仰角和方位角,来调整航空器模型与高压电机之间的相对姿态,以模拟相对航空器模型不同方位的雷电先导;基于静电场理论,采用有限元方法进行静电场求解,以获取航空器模型的表面及其周围区域的电场分布;根据航空器模型表面的电场强度大小,来确定航空器雷击附着点位置。本发明能够有效地解决雷电附着点分区问题,而且可以避免相似类比法和试验法所固有的局限性和不足。



1. 一种确定航空器雷击附着点位置的方法,其特征在于,
所述方法包含以下步骤:

步骤 1、基于航空器缩比模型雷击附着点试验法,建立航空器雷击附着点的仿真模型,所建立的航空器模型的表面与实际的航空器保持一致;

将按照实际航空器或航空器设计图纸建立的航空器模型,放置在模拟高压电极和无限大接地面之间;其中,在航空器模型的周围,建立一个长方体的空气边界作为仿真区域,并确定航空器模型正下方的空气边界为接地面;

通过调整航空器模型的俯仰角和方位角,来调整航空器模型与高压电机之间的相对姿态,以模拟相对航空器模型不同方位的雷电先导;在以航空器模型为中心的上半球面和下半球面位置,分别等角度有间隔地选取方位角度点,用以确定航天器模型与高压电极的相对姿态;

根据雷电先导类型,建立金属细棒或金属圆球作为所述高压电极;设置仿真模型的激励条件,即在高压电极加载 3000kV 的高电压,来模拟雷电通道的先导;并且,在接地面设置 0V 的电压;

所述航天器模型与高压电极之间的放电间隙,大于航天器模型最大尺寸的 1.5 倍;并且,航天器模型与所述接地面之间的放电间隙,也大于航天器模型最大尺寸的 1.5 倍;

步骤 2、基于静电场理论,采用有限元方法进行静电场求解,以获取航空器模型的表面及其周围区域的电场分布;

步骤 3、根据航空器模型表面的电场强度大小,来确定航空器雷击附着点位置;即,航空器机身表面的电场强度越大,越容易被击穿,则航空器表面的电场强度最大处为雷击附着点位置。

2. 如权利要求 1 所述确定航空器雷击附着点位置的方法,其特征在于,

步骤 1 中还进一步包含对仿真模型进行网格剖分的过程,即,采用四面体网格方式,对航空器模型的表面、高压电极以及航空器模型周围的空气区域采用细网格剖分,而对其他空气区域采用粗网格剖分。

一种确定航空器雷击附着点位置的方法

技术领域

[0001] 本发明所涉及的是航空器雷击效应仿真技术领域,尤其涉及的是一种确定航空器雷击附着点位置的仿真方法。

背景技术

[0002] 大气中运行的航空器不可避免地会遭遇到雷电环境,较大概率的发生触发雷击现象。航空器遭受雷击时,轻则致使机载电子电器设备性能紊乱或降低、重则导致机毁人亡。雷电是一种危险现象,严重威胁着航空器的飞行安全,因此航空器设计过程中必须进行雷电防护设计。所以迫切需要对航空器的雷击特性进行分析研究,确定航空器的雷击分区,为航空器的雷电防护设计和评估提供依据。根据航空器雷电分区标准《SAE ARP-5414》可知,确定航空器雷击附着点位置是进行雷击分区的第一步和关键的一步。

[0003] 目前,为了确定新研制航空器雷击附着点位置,主要是通过相似类比法、实验室试验法、以及真实飞机飞越雷击区域法。其中,相似类比法相对比较简单、容易实现;不足之处就是必须要有相似结构和类似材料的航空器雷电分区的经验。不论是采用缩比模型,还是采用全尺寸样机,实验室试验法都能够真实模拟雷击过程和雷击特性,直观地获取雷电附着点位置;不足之处就是该方法耗时耗财,测试人员与测试设备均有高压触电的危险。真实飞机飞越雷击区域法是早期的一种方法,可以直接获取雷击现象的素材;目前已很少采用该方法,该方法相比实验室试验法,更加耗时耗财,危险系数更大。

发明内容

[0004] 为了克服现有方法的局限性,本发明的目的是提供一种确定航空器雷击附着点位置的仿真方法,用于实现在非试验条件下开展对航空器雷击附着点分区的仿真。

[0005] 为了达到上述发明目的,本发明为解决其技术问题采用以下技术方案:

[0006] 提供一种确定航空器雷击附着点位置的方法,所述方法包含以下步骤:

[0007] 步骤 1、基于航空器缩比模型雷击附着点试验法,建立航空器雷击附着点的仿真模型,即,将按照实际航空器或航空器设计图纸建立的航空器模型,放置在模拟高压电极和无限大接地面之间,通过调整航空器模型的俯仰角和方位角,来调整航空器模型与高压电机之间的相对姿态,以模拟相对航空器模型不同方位的雷电先导;

[0008] 步骤 2、基于静电场理论,采用有限元(FEM)方法进行静电场求解,以获取航空器模型的表面及其周围区域的电场分布;

[0009] 步骤 3、根据航空器模型表面的电场强度大小,来确定航空器雷击附着点位置;即,航空器机身表面的电场强度越大,越容易被击穿,则航空器表面的电场强度最大处为雷击附着点位置。

[0010] 步骤 1 中建立的航空器模型的表面与实际的航空器保持一致。

[0011] 步骤 1 中还包含根据雷电先导类型,建立金属细棒或金属圆球作为所述高压电极的过程。

[0012] 步骤 1 中还在以航空器模型为中心的上半球面和下半球面位置,分别等角度有间隔地选取方位角度点,用以确定航天器模型与高压电极的相对姿态。

[0013] 步骤 1 中还包含在航空器模型的周围,建立一个长方体的空气边界作为仿真区域;并确定航空器模型正下方的空气边界为所述接地面。

[0014] 所述航天器模型与高压电极之间的放电间隙,大于航天器模型最大尺寸的 1.5 倍;并且,航天器模型与所述接地面之间的放电间隙,也大于航天器模型最大尺寸的 1.5 倍。

[0015] 步骤 1 中进一步包含设置仿真模型的激励条件的过程,即,在高压电极加载 3000kV 的高电压,来模拟雷电通道的先导;并且,在接地面设置 0V 的电压。

[0016] 步骤 1 中还进一步包含对仿真模型进行网格剖分的过程,即,采用四面体网格方式,对航空器模型的表面、高压电极以及航空器模型周围的空气区域采用细网格剖分,而对其他空气区域采用粗网格剖分。

[0017] 本发明所述确定航空器雷击附着点位置的方法,可以带来以下的有益效果:本发明在实验室航空器缩比模型雷击附着点试验基础上,提出了一种确定航空器雷击附着点位置的仿真方法,能够在非试验条件下开展航空器雷击附着点分区研究,可以有效地解决雷电附着点分区问题,避免相似类比法和试验法存在的成本高、时间长、危险高等局限性,具有很大的优越性。

附图说明

[0018] 图 1 是本发明中所述确定航空器雷击附着点位置的仿真模型中高压电极方位的示意图。

具体实施方式

[0019] 以下结合附图说明本发明的一项较佳实施例。

[0020] 本发明提供一种确定航空器雷击附着点位置的仿真方法,该仿真方法的原理如下:

[0021] 航空器飞越雷击区域时,雷电初始附着点区域是由雷电梯级先导靠近至目标一定距离后决定的。梯级先导电荷产生的电场贡献较大,先导头部电流产生的辐射场相对较小,可以采用静电场效应模拟航空器触发雷击前的过程。因此采用类似高压电极雷击附着点试验法来建立仿真模型,并基于静电场理论,结合高压电极激励与边界条件来求解静电场区域泊松方程,以获取航空器模型表面及其周围区域的电场分布。最后根据航空器表面电场强度大小确定航空器雷击附着点位置。

[0022] 如图 1 所示为本发明中确定航空器雷击附着点位置所需的仿真模型示意图,将航空器模型 100 放置在高压电极 200 和接地面 300 之间,通过改变航空器模型 100 的俯仰角和方位角来调整航空器模型 100 与高压电极 200 之间的相对姿态,从而模拟不同的雷击情况。在以航空器模型 100 为中心的球面位置上,等角度有间隔地选取方位角度点,下半球面按照上半球面同样划分。

[0023] 其中,所述航空器模型 100 是按照实际航空器或航空器设计图纸建立,并且该航空器模型 100 表面例如形态、材料等,都应当尽量与实际的航空器保持一致。

[0024] 高压电极 200 的模型是根据雷电先导类型建立的金属细棒或金属圆球(图 1 中仅示出球形的高压电极 200)。在高压电极 200 上加载 3000 kV 的高电压作为仿真模型的激励条件,来模拟雷电通道的先导。建立长方体形状的空气边界作为仿真区域,并将航空器模型 100 正下方的空气界面作为接地面 300,相当于将接地面 300 电压设置为 0 V。

[0025] 所述航空器模型 100 与高压电极 200 之间的放电间隙长度应大于航空器模型 100 最大尺寸的 1.5 倍,仿真中一般选取为 2 倍;同样航空器与接地面 300 的放电间隙长度也应大于航空器模型 100 最大尺寸的 1.5 倍,仿真中一般选取为 2 倍。

[0026] 对仿真模型进行网格剖分时,具体采用四面体网格方式,对航空器模型 100 的表面、高压电极 200 以及航空器模型 100 周围的空气区域采用细网格剖分,而对其他空气区域采用较粗网格剖分。

[0027] 本发明提供的所述仿真方法,其具体步骤如下:

[0028] 步骤 1:建立如上文所述的航空器雷击附着点仿真模型(图 1);

[0029] 即:基于实验室航空器缩比模型雷击附着点试验法,将航空器模型放置在模拟高压电极和无限大接地面之间,根据航空器飞行状态调整高压电极与航空器模型之间的俯仰、方位姿态,形成航空器雷击附着点的仿真模型。所述仿真模型中的高压电极采用金属细棒或金属圆球模型,来模拟雷电通道的先导。

[0030] 另外,该仿真模型中例如航空器模型的表面形态,仿真区域大小的确定,接底面的确定,航空器模型与高压电极及接地面之间的位置关系,仿真模型激励条件的设置,以及仿真模型的网格剖分等,都在上文进行了相应的描述。

[0031] 步骤 2:基于静电场理论,采用有限元(FEM)方法,对整个仿真区域进行静电场求解,以获取航空器表面与其周围空气区域的电场分布;静电场分析中,将导体材料视为等电势体进行仿真计算,来获取整个区域的电场分布。

[0032] 步骤 3:根据航空器表面的电场强度大小,确定航空器模型表面雷击附着点位置。随着高压电极的电压不断增大,航空器机身表面电场最大处最先可能被击穿,即雷击附着点位置。

[0033] 本发明所述方法不但能够有效地解决雷电附着点分区问题,而且可以避免传统的相似类比法和试验法所固有的局限性和不足。

[0034] 尽管本发明的内容已经通过上述优选实施例作了详细介绍,但应当认识到上述的描述不应被认为是对本发明的限制。在本领域技术人员阅读了上述内容后,对于本发明的多种修改和替代都将是显而易见的。因此,本发明的保护范围应由所附的权利要求来限定。

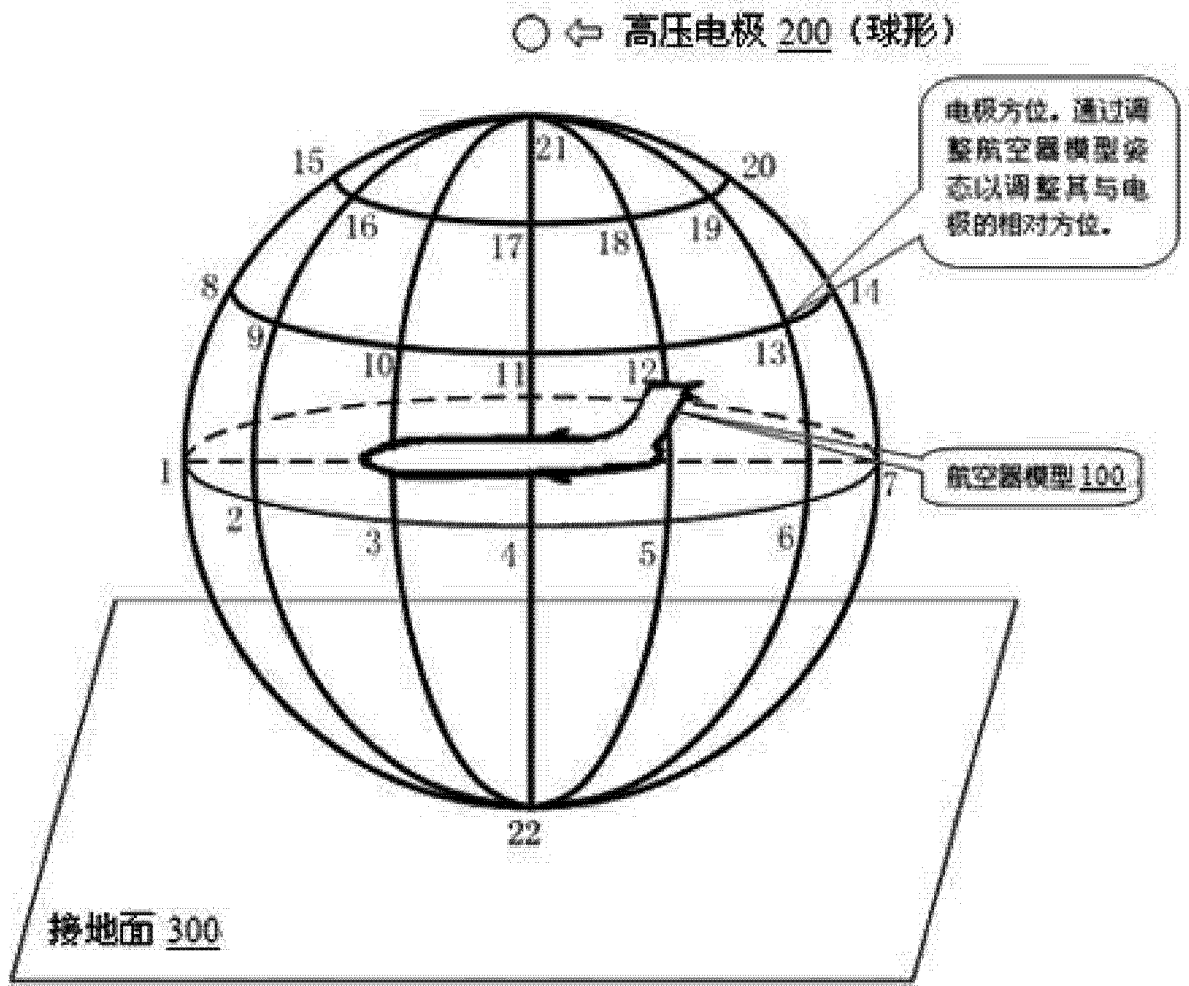


图 1