

基于分形理论的飞机雷击初始附着点的数值模拟*

孙柯岩 赵小莹† 张功磊 臧洪明

(北京航空航天大学电子信息工程学院, 北京 100191)

(2013年8月27日收到; 2013年9月29日收到修改稿)

飞机雷击附着点的确定能够为飞机防雷设计提供依据, 是飞机雷击区域划分和飞机各部件进行雷电试验鉴定的先决条件. 本文提出了一种基于分形理论的飞机雷击初始附着点数值模拟的新方法. 该方法首先依据标准 SAE-ARP5416 中有关飞机雷击附着点试验的规定, 确定放电间隙、雷电起始坐标、飞机姿态和放电次数等参数, 然后根据分形理论, 使用电介质击穿模型模拟符合自然界雷电物理机理和几何特征的雷电先导分形发展过程, 同时考虑飞机自身触发双向先导的情况, 最终得到飞机的雷击附着点分布. 通过本文方法仿真模拟得到飞机 F-4 雷击附着点的分布概率, 并分别与该飞机飞行实验和实验室高压放电实验测试得到的真实雷击附着点的概率分布情况比较, 结果基本吻合, 验证了该方法的有效性. 研究结果为飞机雷击附着点仿真模拟提供了一个有潜力的方法, 可作为飞机防雷设计和今后开展相关研究工作的基础.

关键词: 附着点, 雷击, 分形理论, 先导发展模型**PACS:** 92.60.Pw, 64.60.al**DOI:** 10.7498/aps.63.029204

1 引言

雷电是飞机飞行中不可规避的直接影响飞行安全的自然现象. 统计数据显示, 民航飞机在执行严格的绕行雷雨云和雷暴天气停飞的规定后, 平均每架飞机每年仍然会遭遇一次雷击^[1,2]. 飞机遭受雷击是不可预测和不可避免的. 雷电附着到飞机表面时, 雷电流可加热甚至击穿飞机蒙皮、雷达罩等外部安装的部件, 破坏飞机的物理结构, 直接威胁飞行安全. 而且现代飞机广泛应用复合材料, 采用综合航电设备以及对飞机全天候飞行能力的要求都使飞机对雷电更加敏感. 飞机雷击附着点的确定能够为飞机防雷设计提供依据, 是飞机雷击区域划分和飞机各部件试验鉴定的先决条件. 因此各飞机制造国都有科学家研究飞机的雷击附着点.

目前, 飞机雷击附着点的确定主要通过以下三种方法: 1) 早期欧美国家通过飞机飞行实验穿越雷暴区, 直接测量得到飞机的雷击附着点^[3,4], 这种方法测得的结果最为准确, 但是该实验十分危险,

试验费用极其昂贵, 并且因需要寻找雷暴区进行多次飞行, 试验周期也较长; 2) 根据 MIL-STD-464A, HB6129, GJB3567 和 SAE-ARP5416 等标准^[5-8]对飞机的雷击实验做出的规定和要求, 通过在实验室内对飞机的全尺寸或者缩比模型进行高压放电实验, 记录电击附着点, 2007 年我国继美国 and 法国之后由合肥航太电物理技术有限公司建成了大型飞机雷电实验室, 并于次年完成了国内首个飞机附着点高压放电实验, 根据标准^[5-8]进行的高压放电实验得到的飞机雷击附着点结果也比较准确, 但仍旧耗时耗材; 3) 在对雷电放电原理研究的基础上, 通过数值模拟计算得到雷击附着点, 较早的有 BAe (英国宇航公司) 应用滚球模型模拟闪击飞机的情况, 计算雷击的初始附着区^[9], 但是该方法是基于经验模型, 计算的结果依赖于滚球模型球体半径的选择, 对于外形改变较大的新型飞机球体半径较难确定. 几年后 Lalande 等^[10]通过实验得到的产生雷电先导的条件和参数, 提出了基于雷电先导生成物理模型的雷击附着点建模, 但该方法没有考虑雷电发展的随机性. 国内有学者^[11,12]采

* 国家自然科学基金 (批准号: 61001002) 资助的课题.

† 通讯作者. E-mail: xyz@buaa.edu.cn

用计算飞机表面感应电场强度值的方法判定附着点高概率发生区, 此方法不能得到附着点具体位置, 并且用于确定雷击高概率发生区的阈值未能在其他实例中验证, 同时也存在飞机外形不同阈值无法确定的问题.

近年来, 国内外学者对自然界真实雷电特性的研究也更加关注. 在实验方面, 目前只有法国、美国、日本、巴西和中国等少数国家掌握了人工引雷技术, 通过各种人工引雷实验的研究能够提供最接近真实的自然雷电的特性参数^[13-16]; 在数值模拟方面, 基于分形理论和电介质击穿模型的数值模拟符合自然界雷电发生发展的物理机理和几何特征, 充分考虑雷电先导发展过程中的随机性因素和确定性因素, 因此对其研究不断深入. 目前, 已有学者将该仿真方法用于模拟建筑物雷电屏蔽性能^[17]、超特高压线路绕击耐雷性能评估^[18-20]以及闪电的智能分析与自动化处理^[21]等雷电和雷击特性研究中.

本文首先阐述了基于分形理论的先导发展模型, 并且为更接近自然雷电的分形维数, 讨论了各参数的选择依据. 然后, 将该雷电分形先导发展模型应用于标准 SAE-ARP5416 中规定的雷击附着点试验, 建立了一种基于分形理论的飞机雷击附着点的数值模拟方法. 最后模拟仿真得到了飞机各部位雷击附着点的概率分布, 通过将模拟结果分别与参考文献^[22, 23]的实验结果对照, 验证了本文方法的可行性.

2 基于分形理论的雷电先导发展模型

本文中的雷电先导发展模型主要基于三维的电介质击穿模型. 目前, 主要使用的电介质击穿模型有两种, 早期的 NPW 模型^[24]和基于 Niemeyer-Pietronero-Wisemann NPW 模型改进得到的 Wiesmann-Zeller (WZ) 模型^[25]. 由于 WZ 模型在 NPW 模型的基础上引入了电介质击穿阈值并且考虑了雷电通道内电场的影响, 与物理实际更加符合, 因此本文采用了电介质击穿模型中的 WZ 模型.

使用电介质击穿模型需要计算整个模拟区域的电势分布, 在准静态近似下, 模拟区域内电势满足 Laplace 方程, 模拟区域外边界和放电通道共同构成 Dirichlet 边界条件, 即

$$\begin{cases} \nabla^2 \varphi = \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial z^2} = 0, (x, y, z) \in \Omega \\ \varphi(x', y', z') = f(x', y', z'), (x', y', z') \in \partial\Omega \end{cases}, \quad (1)$$

其中 $\partial\Omega$ 为模拟区域 Ω 的边界, (x, y, z) 为模拟区域内任意一点的坐标, (x', y', z') 为模拟区域边界上任意一点的坐标, φ 为模拟区域任意一点的电势, $f(x', y', z')$ 为边界 $\partial\Omega$ 的电势函数.

通过有限差分法得到离散的 Laplace 方程并使用超松弛法迭代法求解, 则模拟区域中任意离散点 (i, j, k) 处的电势为

$$\begin{aligned} \varphi_{i,j,k}^{t+1} = & \varphi_{i,j,k}^t + \frac{\omega}{2(x^2 + y^2 + z^2)} \\ & \times [x^2(\varphi_{i+1,j,k}^t + \varphi_{i-1,j,k}^t) \\ & + y^2(\varphi_{i,j+1,k}^t + \varphi_{i,j-1,k}^t) \\ & + z^2(\varphi_{i,j,k+1}^t + \varphi_{i,j,k-1}^t) \\ & - 2(x^2 + y^2 + z^2)\varphi_{i,j,k}^t], \quad (2) \end{aligned}$$

其中, $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ 分别为三个维度上的空间分辨率, t 为迭代次数, ω 为松弛因子. 模拟区域中的每个网格点电势迭代前后的最大误差 $\max_{i,j,k} |\varphi_{i,j,k}^{t+1} - \varphi_{i,j,k}^t| \leq \delta$ 时迭代结束, 其中 δ 为给定的误差限值.

当模拟空间中与雷电先导相邻点的电场强度大于击穿阈值 E_{th} 时, 该点为雷电先导通道的下一个可能发展的放电点, 每次可能产生多个可能发展的放电点, 根据 WZ 模型向各个可能发展的放电点发展的概率 $p_{i'}$ 为

$$p_{i'} = \begin{cases} \frac{(E_{i'i} - E_{th})^\eta}{\sum_{i' (E_{i'i} \geq E_{th})} (E_{i'i} - E_{th})^\eta, E_{i'i} \geq E_{th}} & , \quad (3) \\ 0, E_{i'i} < E_{th} \end{cases}$$

其中, $E_{i'i} = (\varphi_{i'} - \varphi_i)/\Delta l$, 为可能发展的放电点与当前击穿点之间的场强, $\varphi_{i'}$ 为可能发展的放电点的电势, φ_i 为与可能发展放电点连接的击穿点的电势, Δl 为相应的可能发展的放电点与当前击穿点之间的距离; E_{th} 是击穿阈值, 正极性先导的击穿阈值取值为 150 kV/m^[26], 负极性先导的击穿阈值取值为 250 kV/m^[26]; η 为发展概率指数, 一般的取值范围为 1—5, η 越大, 电场强度对雷电先导发展的影响越大. η 不仅决定着电场强度对雷电先导发展影响的程度, 而且影响雷电通道的分形维数. 我们将三维的雷电先导模拟结果投影到相互垂直的两个平面上, 通过计算这些图形的计盒维数 (box-counting dimension) 得到分形维数, 然后计算其在各个投影面上分形维数的算术平均值作为该三维的雷电先导的分形维数. 根据多次模拟所得的计算结果的统计情况, 当 η 取值分别为 1, 2, 3, 4, 5 时, 模拟得到雷电放电通道的分形维数统计平均值分别为 1.41, 1.34, 1.24, 1.17, 1.14, 根据文献^[27]

自然雷电的实际观测结果得到的分形维数范围为 1.1—1.4, 平均值为 1.25. 因此在后续的模拟分析中采用雷电通道分形维数最接近平均值的情况, 即 η 取值为 3.

得到向各个可能发展的放电点发展的概率 $p_{i'}$ 后, 通过轮盘转法依概率 $p_{i'}$ 随机选择可能发展的放电点中的一个点为下一个击穿点, 雷电通道先导发展一步. 然后调整边界条件, 如果放电通道由点 i 向点 i' 发展了一步, 则点 i' 处的电位调整为

$$\varphi_{i'} = \varphi_i - E_{in} \Delta l, \quad (4)$$

其中, E_{in} 为放电通道内电场, 取值为 17 kV/m^[17]. 然后, 再次计算空间电势分布, 得到可能的击穿点, 从而得到发展的雷电放电先导.

3 飞机雷击附着点的数值模拟

3.1 模拟飞机雷击附着点试验的参数设定

参考标准 [8] 中飞机雷击附着点的实验要求, 该实验是为了模拟飞机在飞行中遭遇雷击的所有情况, 包括了飞机遭遇雷电或者飞机自身引发雷电等各种情况. 采用的三维模拟场景如图 1 所示. 下行先导从雷雨云起始, 当飞机经过雷云区域时, 在飞机相对的两个尖端触发双向先导, 上行先导向上发展与雷电下行先导相遇, 使得飞机成为雷电放电通道的一部分; 或者当雷电通道与飞机表面间的空气间隙的电场强度达到临界击穿电场强度时, 从雷雨云起始的自然雷电下行先导直接附着到飞机表面. 模拟实例中按标准要求, 如图 2 所示. 将飞机模型置于正六面体形的模拟区域中, 上下边界满足 Dirichlet 边界条件, 模拟区域上边界面可视为平板电极 (雷云的模拟), 设定其电势恒定为 $\varphi = U_0$; 下边界视为接地面, 设定其电势恒定为 $\varphi = 0$; 近似认为模拟区域的前后左右边界面距离模拟的雷电通道和飞机模型足够远, 即视其为无限开阔空间, 则模拟区域的前后左右四个侧面满足 Neumann 边界条件, 可用函数表示为 $\partial\varphi/\partial n = 0$; 飞机模型视为理想导体, 则飞机表面电位相等.

本文仿真区域尺寸的选择依据标准 SAE-ARP5416^[8] 对雷击附着点实验中的实验区域尺寸的要求. 所仿 F4 飞机与实际飞机近似等比, 模型的最大线度 (即长度) 为 19 m. 根据标准 [8] 规定, 放电平板电极和地平面的长与宽均应大于飞机模型最大尺寸的 3 倍 (即 $3 \times 19 \text{ m} = 57 \text{ m}$), 因此长 $\times$ 宽应大于 $57 \text{ m} \times 57 \text{ m}$, 实际模拟中, 为防止雷

电分支终止于模拟区域六面体的 4 个侧面, 将长 $\times$ 宽 (即 $x \times y$ 方向) 加大至长 $\times$ 宽 = $90 \text{ m} \times 90 \text{ m}$. 如图 2 中所示, 标准 [8] 中还要求实验中的高压放电电极到飞机模型的最近距离应该大于 50 m, 并且飞机模型和地平面的最近距离应该大于飞机最大尺寸 (如前所述, 模拟中飞机最大尺寸为 19 m), 即平板电极和地平面间的距离 $> 50 \text{ m}$ (放电电极到飞机模型的距离) + 19 m (飞机模型最低点至地平面的距离) + 19 m (飞机自身放置在空间中不同姿态时的最大垂直方向尺寸) = 88 m. 根据上述要求平板电极和地平面间的距离在模拟中 (z 方向) 选取为 90 m. 因此将模型置于 $90 \text{ m} \times 90 \text{ m} \times 90 \text{ m}$ 的模拟区域内.

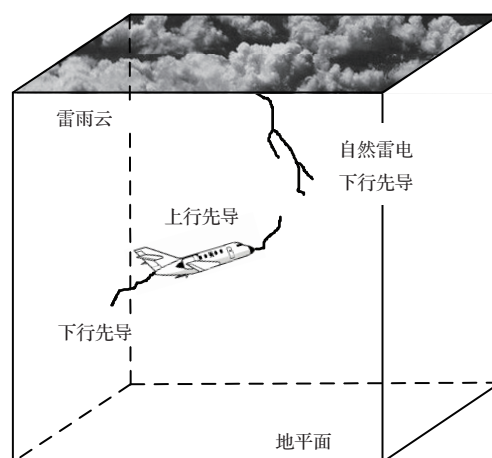


图 1 用分形方法模拟雷击的场景图

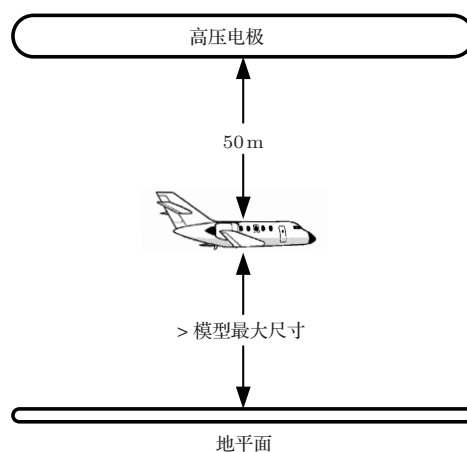


图 2 模拟试验布置图示

3.2 飞机雷击附着点的仿真流程

在实际飞机雷击过程中, 飞机飞入背景电场强度足够大的区域时, 飞机自身往往触发一个正极性放电先导, 然后在相反的方向激发一个负极性放电先导, 即飞机自身产生一个双向先导, 当飞机产生

的放电先导与自然雷电先导相遇后,飞机成为雷电电流通道的一部分. 其中飞机先导触发点即为雷击初始附着点. 或者自然雷电逼近飞机时,当雷电通道与飞机表面间的空气间隙的电场强度达到临界击穿电场强度时,雷电击中飞机的点即为初始附着点.

在模拟中通过设置上边界电势,使模拟区域电场强度达到飞机触发先导的强度. 通过使用(2)式计算模拟区域电势得到飞机表面电场强度. 选择飞机表面电场强度达到初始临界击穿电场强度 E_c 的点,达到初始临界击穿电场强度 E_c 的点可能有多个,使用(3)式计算发展概率,通过轮盘转法依概率随机选择可能发展的放电点中的一个点发展为击穿点. 正极性先导触发的初始临界击穿电场强度为 $E_{c+} \approx 500 \text{ kV/m}^{[28]}$, 负极性先导触发的初始临界击穿电场强度为 $E_{c-} \approx 1 \text{ MV/m}^{[28]}$. 模拟中同时发展双向先导.

同时,设定自然雷电下行先导起始于模拟区域顶部即为平板电极中心,雷电下行先导起始点的电势假定与上边界电势相同. 当自然雷电先导与飞机触发的雷电先导之间的平均场强达到 $500 \text{ kV/m}^{[19]}$ 时,认为先导之间的空气间隙击穿,从而确定雷击附着点. 或者当自然雷电先导与飞机表面某点之间的平均电场达到 $750 \text{ kV/m}^{[19]}$ 时,认为先导与飞机表面之间的空气间隙击穿,飞机表面的点即为雷击初始附着点. 当飞机激发的正极性先导与自然雷电相遇或者自然雷电下行先导直接击中飞机时模拟结束,记录飞机的雷击附着点. 模拟飞机雷击过程的流程如图3所示.

3.3 模拟飞机各方位雷击的仿真设置

为得到全部初始附着点的可能位置及分布概率,仿真应当尽量模拟飞机在飞行中可能会遭遇的来自各个方向的雷击. 根据标准[8],放电起始点(放电电极)设置在以飞机为中心的虚拟球面上,由方位角 φ 和仰角 θ 共同确定放电起始点,方位角 φ 和仰角 θ 分别取从 0° 到 180° ,以 30° 为增量间隔的所有角度,由于飞机的左右部分基本对称,在37个方位(即右半球)上放电即可. 如图4所示,放电起始点位于数字1—15相对应的位置时近似模拟飞机在云下飞行相对各种位置不同的雷电起始点(雷暴云)的情况;位于16—22号位置时模拟飞机在云中穿行的情况;位于23—37的位置时模拟飞机在云上面飞行的情况. 各个不同编号的位置代表来自各

个不同方向的雷击.

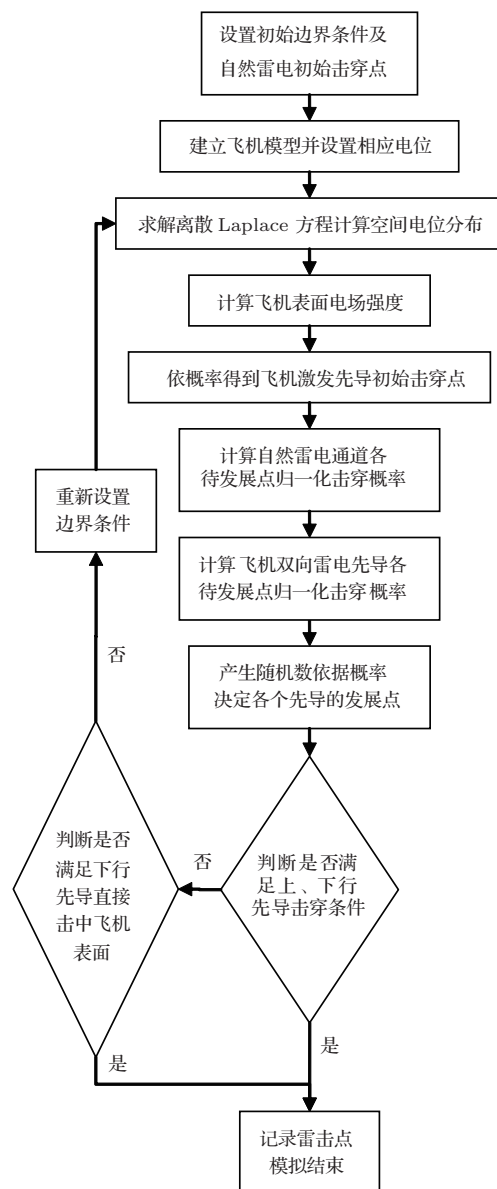


图3 数值模拟流程图

在实际的高压放电实验中,改变模型的方位比重新配置放电电极位置更加实用. 而且经验表明,飞机模型以 30° 为增量改变方位进行翻滚、俯仰的模型测试通常可以等同于飞机在飞行中经历的所有位置. 因此在本文的数值模拟中,将以 30° 为增量分别改变飞机模型的俯仰角和翻滚角,模拟中将按顺序依次在各个方向上进行放电模拟,显然与图4相对应,整个模拟过程中飞机将被设置37个不同姿态,每个方位上至少重复模拟放电10次. 图5为对简化的F-4飞机模型进行的一次雷击附着点数值模拟的结果. 每次完整的仿真过程(含37个方位)至少应进行共370次图5所示的单次模拟.

可以多次进行完整仿真过程,以增加用于计算雷击附着点分布概率的样本数,从而增加模拟结果的可信度.

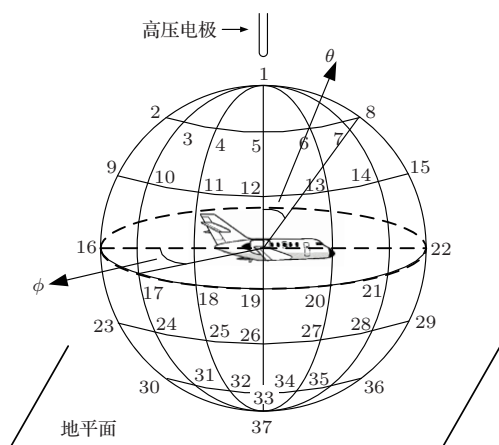


图4 放电点方位图

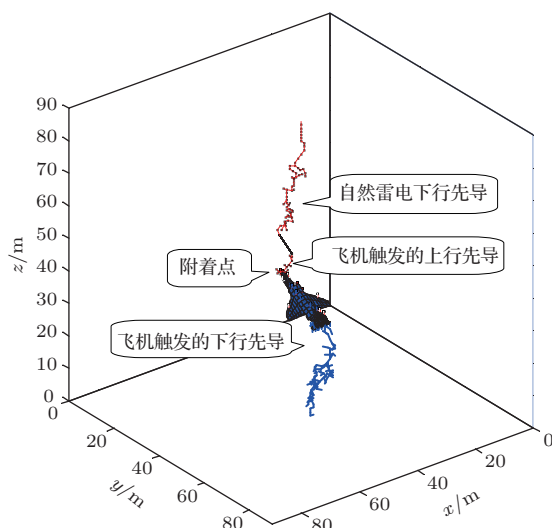


图5 雷击附着点模拟图

4 模拟结果分析

4.1 实例1

模拟过程中将F-4飞机模型置于模拟区域中心,而后根据飞机模型的方位调整飞机模型的位置.对飞机模型的37个方位,每个方位进行10次模拟放电,每次模拟共需进行370次放电仿真.雷击飞机某部位的概率=雷击飞机该部位次数/雷击飞机总次数.

实例1为对美国F-4飞机等比模型的雷击附着点模拟仿真,共进行了5次完整模拟取平均值.表1为模拟仿真结果和美国F-4飞机实际飞行穿越

雷暴区进行的飞行试验测得的飞机各部位遭雷击的概率统计结果^[22]比较表.

通过模拟仿真得到的雷击附着点主要分布在机头、机翼、水平尾翼和垂直尾翼的尖端等表面电场强度较高的部位,这样的分布符合实际情况.这是由于在这些尖端部位飞机的表面电场强度很强,当进入背景电场强度足够大的区域时,容易使其周围的空气电离,产生放电先导,吸引雷电先导,形成放电通道.

从表1可以看出,数值模拟得到的雷击概率分布结果与F-4飞行试验的实测结果相比有较高的符合度,最大误差不超过3.58%.误差的产生可能是因为飞行实验采用飞机穿越雷暴区^[22],其实验次数有限,所以用于计算概率的样本数,即总雷电击中次数应该比本文方法模拟仿真的样本数要少.另外,飞机穿越雷暴区时有可能遭遇多条闪电,本文方法按照标准SAE-ARP5416^[8],每个模拟过程中的每次闪电的仿真都只有一个起始点.但是,可以看到飞机各部位的雷击概率基本一致.

表1 飞机各部位雷击概率结果比较

附着点位置	本文数值模拟结果/%	F-4 实测结果/%
前锥	35.15	33.0
机翼	32.15	32.0
水平尾翼	14.44	14.4
垂直尾翼	12.54	11.3
其他	5.72	9.3

4.2 实例2

文献^[23]中依据国内外飞机雷电防护要求及试验方法的相关标准规定^[5-8],在实验室内使用冲击电压发生器,对飞机的缩比模型进行了雷击附着点试验研究,但其采用的飞机的缩比模型的机翼比实际F4飞机机翼小,机身突出前机翼偏后.本文对实例1中的F-4飞机模型对照文献^[23]中的缩比模型进行了调整,对调整后的模型进行了同样的模拟仿真.表2为调整飞机模型后的结果与文献^[22]中实验室测试结果的比较表.从表2可以看出,调整模型后飞机机翼的附着点的概率由32.15%变为22.97%,明显下降;水平尾翼的附着点概率从14.44%变为23.51%,明显增加,改变模型后得到的结果与缩比模型高压实验得到的结果比较符合,最大误差不超过6.07%.误差的产生可能是由于文献

[23]中给出的缩比模型与实际飞机之间差异的信息有限,在模拟中不能准确建立和文献[23]中完全一致的缩比模型,特别是机翼偏后的具体数据未给出,因此机翼处的分布概率比缩比模型高压实验略高.但是,可以看出飞机各部位的雷击概率的排序基本一致.

表2 调整飞机模型后的结果比较

附着点位置	调整模型后	缩比模型实
	模拟结果/%	验结果/%
前锥	34.87	38.1
机翼	22.97	16.9
水平尾翼	23.51	25.2
垂直尾翼	12.70	16.1
其他	5.95	3.7

5 结 论

本文提出了一种基于分形理论的飞机雷击附着点的数值模拟方法,该方法首先依据标准SAE-ARP5416中的有关飞机雷击附着点试验的规定,确定放电间隙尺寸、雷电起始坐标、飞机姿态和放电次数等参数,然后根据分形理论,使用电介质击穿模型模拟符合自然界雷电物理机理和几何特征的先导分形发展过程,同时考虑了双向先导等因素.该方法能够仿真模拟生成存在飞机的三维空间中雷电先导的分形发展,并记录雷击附着点在飞机上的位置,计算飞机各部位遭雷击的概率分布.实例分析表明,通过仿真所得到的雷击附着点的概率分布与国外飞机飞行实验实测得到的雷击附着点的概率分布一致性较好,与国内高压电缩比模型实验结果也基本符合.该模拟仿真方法不仅可以通过多次模拟实验增加样本数,提高概率的可信度,而且比实际飞机飞行实验和飞机缩比模型高压放电实验更省时、安全和经济.导入不同的飞机模型,利用本文提出的方法可得到不同飞机的雷击附着点的概率分布,具有广泛的适用性.综上所述,本文提出的数值模拟方法给飞机防雷设计和今后开展相关研究工作提供了技术基础.

参考文献

[1] Fisher B, Taeuber R, Crouch K 1988 *AIAA 26th Aerospace Sciences Meeting* Reno, USA, January 11–14,

1988
 [2] Jones C, Rowse D, Odam G 2001 *Int. Conf. on Lightning and Static Electricity* Seattle, USA, Septemder 10–14, 2001
 [3] Fisher B D, Brown P W, Plumer J A 1986 *Proceedings of 11th International Aero space and Ground Conference on Lightning and Static Electricity* Dayton, Ohio, USA, June 24–26, 1986
 [4] Stahmann J R 1968 *Proceedings of Lightning and Static Electricity Conference* Miami, USA, December 3–5, 1968, p135
 [5] MIL-STD-464A 2002 *Electromagnetic Environment Effects Requirements for Systems* (USA: Department of Defense Interface Standard)
 [6] HB6129 1987 *Aircraft Lightning Protection Requirements and Test Methods* (Beijing: Ministry of Ariation Industry of the PRC) (in Chinese) [HB6129 1987 飞机雷电防护要求及试验方法 (北京: 中华人民共和国航空工业部)]
 [7] GJB2639 1996 *Military Aircraft Lightning Protection* (Beijing: The Commission of Science, Technology and Industry for Natiand Defense of the PRC) (in Chinese) [GJB2639 1996 军用飞机雷电防护 (北京: 中华人民共和国国防科学技术工业委员会)]
 [8] SAE-ARP5416 2005 *Aircraft Lighting Test Methods* (USA: Society of Automotive Engineers International)
 [9] Jones C C R 1989 *International Aerospace and Ground Conference on Lightning and Statis Electricity* Bath, UK, September 25–28, 1989
 [10] Lalande P, Bondiou-Clergerie A, Laroche P 1999 *Int. Conf. on Lightning and Static Electricity* Toulouse, France, June 22–24, 1999 p249
 [11] Song S, Gao C, Guo Y C, Yang Q, Zhou B H 2011 *Mechanic Automation and Control Engineering (MACE) 2011 Second International Conference on. IEEE*, Imer Mongolia, China, July 15–17, 2011 p4428
 [12] Zhao Y L, Liu G B, Yu Z Y 2012 *Journal of Microwaves* **28** 39 (in Chinese) [赵玉龙, 刘光斌, 余志勇 2012 微波学报 **28** 39]
 [13] Wang C X, Qie X S, Jiang R B, Yang J 2012 *Acta Phys. Sin.* **61** 039203 (in Chinese)[王彩霞, 郗秀书, 蒋如斌, 杨静 2012 物理学报 **61** 039203]
 [14] Feng G L, Qie X S, Zhao Y, Kong X Z, Zhang G S, Zhang T, Yang J, Zhang Q L, Wang D F 2009 *Acta Phys. Sin.* **58** 6616 (in Chinese)[冯桂力, 郗秀书, 赵阳, 孔祥贞, 张广庶, 张彤, 杨静, 张其林, 王东方 2009 物理学报 **58** 6616]
 [15] Wang C W, Liu X S, Zhang Y J, Xiao Q F 2000 *Physics* **29** 536 (in Chinese) [王才伟, 刘欣生, 张义军, 肖庆复 2000 物理 **29** 536]
 [16] Zhang Z, Lu X, Liang W X, Hao Z Q, Zhou M L, Wang Z H, Zhang J 2009 *Chin. Phys. B* **18** 1136
 [17] Petrov N I, Petrova G N, D'Alessandro F 2003 *IEEE Trans. Dielectr. Electr. Insulat.* **10** 641
 [18] Fu J, Sima W X, Li J B, Yang Q, Sun C X 2009 *High Voltage Engineering* **35** 1274 (in Chinese) [伏进, 司马文霞, 李建标, 杨庆, 孙才新 2009 高电压技术 **35** 1274]

- [19] He J L, Dong L, Zhang X W, Zeng R 2010 *High Voltage Engineering* **36** 1333 (in Chinese) [何金良, 董林, 张薛巍, 曾嵘 2010 高电压技术 **36** 1333]
- [20] He J L, Zhang X W, Dong L, Zeng R, Liu Z H 2009 *Sci. China. E: Tech.* **39** 1818 (in Chinese) [何金良, 张薛巍, 董林, 曾嵘, 刘泽洪 2009 中国科学 E 辑: 技术科学 **39** 1818]
- [21] Huo Y L, Zhang G S, Lü S H, Yuan P 2013 *Acta Phys. Sin.* **62** 059201 (in Chinese) [火元莲, 张广庶, 吕世华, 袁萍 2013 物理学报 **62** 059201]
- [22] Chifford D W 1975 *Proceedings of Lightning and Static Electricity Conference* Culham, England, April 14–18, 1975
- [23] Wen H, Wang H 2011 *High Voltage Apparatus* **47** 104 (in Chinese) [温浩, 王宏 2011 高压电器 **47** 104]
- [24] Niemeyer L, Pietronero L, Wisemann H J 1984 *Phys. Rev. Lett.* **52** 1033
- [25] Wiesmann H J, Zeller H R 1986 *J. Appl. Phys.* **60** 1770
- [26] Wan H J, Wei G H, Chen Y Z, Chen Q 2012 *J. Hebei Normal Univ. (Natural Science Edition)* **36** 263 (in Chinese) [万浩江, 魏光辉, 陈亚洲, 陈强 2012 河北师范大学学报 (自然科学版) **36** 263]
- [27] Kawasaki Z, Matsuura K 2000 *Appl. Energy* **67** 147
- [28] Lalande P, Delannoy A 2012 *Aerospace Lab.* **5** 8

Numerical simulations of the lightning attachment points on airplane based on the fractal theory^{*}

Sun Ke-Yan Zhao Xiao-Ying[†] Zhang Gong-Lei Zang Hong-Ming

(School of Electronic and Information Engineering Beihang University, Beijing 100191, China)

(Received 27 August 2013; revised manuscript received 29 September 2013)

Abstract

Determination of the aircraft lightning attachment points which can provide the basis for the design of aircraft lightning protection, is a prerequisite for the division of lightning strike zones and the lightning test of aircraft components. In this paper, a novel numerical simulation method based on fractal theory is presented to simulate lightning attachment points on airplane. Firstly, the discharge gap distance, lightning starting coordinates, aircraft attitudes, discharge times and other parameters are determined according to the relevant provisions about aircraft lightning attachment point test in standard SAE-ARP5416. Then, according to the fractal theory, the dielectric breakdown model is used to simulate the fractal growth of the lightning leaders, which accords with physical mechanisms and geometric characteristics of nature lightning. Finally, considering the case where the aircraft itself triggers the bi-directional leader, we obtain the distribution of aircraft lightning attachment points. Because the probability distribution of lightning attachment points on aircraft F-4 obtained through the simulating is almost in line with those obtained through actual aircraft flight test and laboratory test, the proposed method is verified. The proposed method provides a potential way of simulating the lightning attachment points on aircraft. And this method can be used as the foundation of the aircraft lightning protection design and future related research work.

Keywords: attachment point, lightning strike, fractal theory, leader progression model

PACS: 92.60.Pw, 64.60.al

DOI: 10.7498/aps.63.029204

^{*} Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 61001002).

[†] Corresponding author. E-mail: xyz@buaa.edu.cn