放电频率对 DBD 气动激励影响的数值分析

程钰锋, 聂万胜, 车学科

中国人民解放军装备指挥技术学院, 北京 101416

E-mail: ch00yf@163.com

2011-12-17 收稿, 2012-03-28 接受

国家自然科学基金(51076168)资助

摘要 基于数值方法分析了 DBD 等离子体对翼型失速特征的改善效果, 研究了不同放电频率对等离子体气动激励的影响. 通过计算发现, 采用 DBD 等离子体流动控制技术能够有效地抑制低雷诺数大攻角下翼型的动态失速特征. 静止空气中, 等离子体诱导速度随放电频率的增大先增大后减小, 振荡频率的变化规律不明显, 但在放电频率为无控制时翼型表面涡脱落频率的倍频和不是涡脱落倍频两种情况下, 振荡频率分布随放电频率的增大而增大. 采用等离子体抑制气动分离后, 翼型升阻比随放电频率的增大先增大后趋于平缓, 但不同放电频率下翼型气动动力大小的变化很小; 翼型气动振荡频率随放电频率的变化较大, 变化规律与静止空气中等离子体诱导速度的振荡频率相同.

关键词

介质阻挡放电
等离子体
气动激励
放电频率
增升减阻

介质阻挡放电(DBD)等离子体主动流动控制技术具有响应快、尺寸小、可靠性高等优点, 又因为在抑制翼型流动分离等方面具有较好的效果, 近年来备受关注^[1,2]. 但等离子体气动激励机理还没有完全认清, 仍然是研究热点.

目前, 大家广泛认同的 DBD 等离子体气动激励机理是体积力模型^[3,4], 放电频率对 DBD 气动激励的影响还没有形成完整的、被公认的机理. 一些研究人员提出了自己对放电频率的看法, 如李应红等人^[5]提出了“频率耦合机理”, 认为等离子体气动激励的脉冲频率接近流场的最佳响应频率时, 可以实现等离子体气动激励和流场耦合, 即能提升等离子体控制的效果, 又能够降低功耗. Roth 等人^[6]的研究表明, 固定电源电压的情况下, 诱导气流的速度不随频率呈线性变化, 而是先增大后减小, 并在 3 kHz 时出现一个最大值; 宋慧敏等人^[7]的实验得到同样的结论. 也有文献^[8,9]得出固定激励电压时体积力和诱导速度受放电频率的影响不大的结果. 可见, 放电频率对等离子体气动激励影响的机理还不成熟.

本文基于 DBD 等离子体的体积力气动激励机理, 抛弃前人在平板上研究机理的方法, 模拟了等离子体抑制低雷诺数大攻角下 NACA 0015 翼型的动态失速过程, 并在保持放电电压不变的情况下改变放电频率, 分析了放电频率对 DBD 等离子体气动激励的影响.

1 数学模型

1.1 流体控制方程

对于 N-S 方程, 连续方程、动力方程和能量方程的通用形式可以写成

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho\mathbf{U}\phi) = \text{div}(\Gamma\text{grad}\phi) + S, \quad (1)$$

其中 ρ 是气体密度, $\mathbf{U}$ 是速度矢量, ϕ 是通用变量, Γ 是广义扩散系数, S 是广义源项. 对于连续方程、动力当成和能量方程, ϕ 分别为 1, u_i 和 T ; Γ 分别为 0, μ 和 k/c_p ; S 分别为 0, $-\partial p / \partial x_i + f_i$ 和 S_T . u_i 是速度分量, T 是温度, μ 是黏性, k 是流体的传热系数, c_p 是比热容,

英文引用格式: Cheng Y F, Nie W S, Che X K. Numerical analyzed the effect of discharge frequency on DBD plasma aerodynamic actuation (in Chinese). Chin Sci Bull (Chin Ver), 2012, 57: 2164–2170, doi: 10.1360/972011-1367

f_i 是等离子体体积力分量, S_T 是黏性耗散项, 即流体的内热源及由于黏性作用流体机械能转换为热能的部分.

理想气体状态方程为

$$p = \rho RT, \quad (2)$$

式中 R 是气体常数.

湍流模型采用 SST(Shear-Stress Transport) $k-\omega$ 两方程湍流模型, 该模型考虑了正交发散项等, 所以对近壁面及远壁面都合适, 并且更适合对流减压区. 详见文献[10].

1.2 DBD 体积力模型

通过求解静电场的拉普拉斯方程和泊松方程分别求出布置在叶素表面的 DBD 激励器电极周围的电压分布和电荷分布:

$$\nabla \cdot \varepsilon \nabla \varphi = 0, \quad (3)$$

$$\mathbf{E} = -\nabla \varphi, \quad (4)$$

$$\nabla \cdot \varepsilon \nabla \phi = -\rho_c / \varepsilon_0. \quad (5)$$

静电场对电荷作用的体积力如下:

$$\mathbf{f} = \mathbf{E} \rho_c, \quad (6)$$

其中 φ 外加电场的电势, ϕ 是等离子体中带电离子产生的电势, $\mathbf{E}$ 是电场强度; ρ_c 是等离子体电荷密度, $\mathbf{f}$ 是体积力矢量, 其 x 轴和 y 轴的分量分别是 f_x 和 f_y ; ε_0 和 ε 分别是真空介电常数和相对介电常数, 并假设空气的相对介电常数为 1.

1.3 计算方法

采用耦合求解器, 首先同时求解连续方程、动力方程和能量方程, 然后求解湍流方程. 在耦合算法中使用隐式格式, 即通过求解方程组的形式求解流场变量, 它是使用块 Gauss-Seidel 法与 AMG 法(Algebraic Multi-Grid, 代数多重网格法)联合完成的.

采用二阶精度的有限体积 AUSM(Advection Upstream Splitting Method)离散格式对黏性流体的控制方程和湍流方程进行空间离散. AUSM 格式是 20 世纪 90 年代 Liou 和 Stefen 提出并完善的高分辨率迎风格式, 融合了 FVS 稳定性好的优点和 FDS 高分辨率的优点, 具有良好的数值稳定性和较高的间断分辨率, 其基本思想是认为对流波的传播与声波的传播是物理上不同的过程, 前者与特征速度 u 线性关系, 后者与特征速度 $u+a$ 和 $u-a$ 有非线性关系, 将无黏通量分解为对流通量和压力通量. 详见文献[11].

1.4 计算区域及网格

本文以弦长为 122 mm 的 NACA 0015 翼型为对象, 研究放电频率对等离子体气动激励的影响规律. 图 1 为 NACA 0015 翼型及计算区域示意图. 速度入口和远边界距翼型前缘 5 倍翼型弦长, 给定总压、总温和马赫数; 压力出口距翼型前缘 6 倍翼型弦长, 给定总压和总温.

DBD 激励器分布在翼型吸力面的表面, 第一个激励器距翼型前缘 2 mm, 后面的激励器距前一个激励器 11 mm, 翼型吸力面共分布着 9 个 DBD 激励器. 图 2 是 DBD 激励器示意图及其边界条件, 电极间隙为 0, 在暴露电极上输入正弦电压, 植入电极上输入等离子体电荷初始密度, 分别为

$$\phi(t) = V \sin(2\pi \omega t), \quad (7)$$

$$\rho_c(t) = \rho_{c,\max} G(x) \sin(2\pi \omega t), \quad (8)$$

其中 V 是电压有效值, 设为 5 kV; ω 是电源频率, 设为 4.5 kHz; $\rho_{c,\max}$ 是电荷密度的最大值, 参考文献[3,4], 设其值为 0.008 C/m³; t 是放电时间; $G(x)$ 是与位置相关的衰减函数, x 是计算区域内的 x 轴坐标值, 且 $G(x) = \exp(-(x-\xi)^2/(2\theta^2))$, ξ 是每个激励器的位置参数, 由它决定函数最大值的位置, 因为电荷密度的最大值在暴露电极的右端、植入电极的左端^[12], 所以对每个激励器都假设其所处位置的中间 $G(x)$ 最大; θ 是尺度参数, 由它决定 $G(x)$ 的衰减速度, 参照文献[3,4], 本文取其值为 0.3.

2 翼型的动态失速特性

图 3(a)是来流马赫数为 0.03、攻角为 15° 时 NACA 0015 翼型周围流线分布图, 图 3(b)是瞬态升阻系数及

图 1 DBD 激励器示意图及边界条件

图 2 DBD 激励器示意图及边界条件

图3 低雷诺数大攻角下翼型的动态失速特性

(a) 流线分布; (b) 升阻系数及振荡频率分布

其平均值的振荡频率分布图. 对 $(C_L - C_L')/C_L'$ 和 $(C_D - C_D')/C_D'$ 进行快速傅里叶分析 (FFT) 分别得到翼型升力系数和阻力系数平均值的振荡频率, 其中 C_L 和 C_D 分别为瞬态升/阻系数, C_L' 和 C_D' 分别为瞬态升/阻系数的平均值.

由图 3(a) 可见, 此时翼型已经处于严重的分离状态, 来流在距翼型前缘不远处就开始发生分离现象, 在其吸力面形成一个尺度很大的漩涡, 分离涡的高度约为 $0.4b$; 翼型吸力面的大部分区域都处于分离区域, 这将导致其气动性能下降, 升力减小阻力增大. 分离涡向下游发展的过程中在翼型后缘脱离翼型表面, 形成脱落涡, 脱落涡随时间以一定的频率脱落, 造成翼型的气动力也以该频率发生振荡, 见图 3(b). 由图 3(b) 可知, 翼型的平均升力系数和阻力系数分别为 0.44 和 0.17, 瞬态升力系数和阻力系数随时间的变化规律一样, 虽然它们的振幅大小不同, 升力系数为 0.27, 阻力系数为 0.15, 但它们的振型和频率都一样, 且振荡频率 ω_0 为 38.08 Hz. 可见, 来流马赫数为 0.03、攻角为 15° 时 NACA 0015 翼型的涡脱落的自然频率为 38.08 Hz, 即涡脱落周期约为 0.02626 s. 这一现象有可能造成恶劣后果, 如果飞行器的固有频率就在 38.08 附近, 则共振响应可能会引起机械破坏.

3 放电频率对气动激励的影响

3.1 静止空气中的气动激励

图 4 是介质阻挡放电频率为 1 倍涡脱落频率、放电时间为 0.3 s 时, 在翼型表面形成的体积力和诱导速度矢量分布图. 假定 x 轴正负方向分别为向前和向

图4 翼型表面等离子体体积力及其诱导速度分布

(a) 体积力矢量分布; (b) 速度矢量分布; (c) 诱导速度分布

后的方向, y 轴正负方向分别为向上和向下的方向, 则由图 4(a) 可知, 在 DBD 暴露电极一侧产生向后向上方向的体积力, 在 DBD 植入电极的左侧产生向前向上方向的体积力, 在 DBD 植入电极的右侧产生向前向下的体积力, 且暴露电极一侧产生的体积力大小远小于植入电极一侧产生的体积力. 原来静止的空气在等离子体体积力的作用下获得动量, 并产生定向运动, 形成诱导速度场.

图 4(b) 是诱导速度矢量分布图. 由图可见, 在 DBD 等离子体体积力的作用下, 翼型表面的静止空

气中形成了向前运动的流动. 速度边界层非常明显, 等离子体诱导气流的速度沿高度方向先增大后减小, 这是因为高度低的地方体积力较大, 但由于诱导气流与翼型表面存在黏性力, 所以附面层形成了体积力; 高度增大体积力减小, 诱导速度自然也相应减小. 诱导速度最大的区域距翼型表面约为 1 mm, 距翼型表面 0.6~1.4 mm 的区域内诱导速度较大较均匀. 在暴露电极一侧附面层的边界层更加明显, 这是由于暴露电极一侧产生了向后的体积力, 由前一个激励器产生的诱导气流运动到此时, 由于黏性作用和反向体积力的同时作用使附面层的诱导速度减小, 所以形成了梯度较大的边界层. 植入电极一侧的边界层梯度较小, 诱导速度较大且较均匀, 这是因为此处等离子体体积力较大, 气体获得能量较高的原因. 由于体积力的不均匀分布和附面层黏性的共同作用, 使得 DBD 等离子体在翼型表面诱导速度的不均匀分布, 如图 4(c)所示. 由图 4(c)可见, 等离子体的最大诱导速度约为 7 m/s, 且诱导速度分布不均匀, 激励器之间附面层的边界层较厚.

当翼型在飞行的过程中, 如果在等离子体体积力较大, 即诱导速度较大的地方发生了流动分离现象, 那么诱导气流会使等离子体能量注入分离的边界层中, 使分离的边界层获得能量, 如果分离边界层获得的能量足够克服黏性力和压差作用, 就可保持流动的进行, 从而抑制流动的分流. 分离消失了, 有分离现象带来的翼型气动力的下降就得到了改善, 也就实现了 DBD 等离子体增升减阻的目的.

图 5 是不同放电频率下, 翼型附面层一个监测点

的诱导速度随时间变化瞬态分布比较图, 其中监测点的坐标为(0.04 m, 0.01 m)

图 5(a)为静止空气中, 放电频率为涡脱落频率倍频 w_0 , $10w_0$, $100w_0$ 时监测点诱导速度大小随时间的变化. 流场稳定后, 放电频率为 w_0 , $10w_0$, $100w_0$ 三种情况下等离子体的平均诱导速度分别为 5.48, 5.53 和 5.47 m/s, 可见放电频率对平均诱导速度影响不大, 细微的差别与文献[6,7]所示的结果一致, 即诱导速度不随放电频率呈线性变化, 而是存在一个频率使得诱导速度最大. 由图 5(a)可见, 诱导速度是随时间呈振荡规律变化的, 在流场稳定后, 不同放电频率下诱导速度随时间的变化都很有规律, 且振荡幅度随放电频率的增大而减小, 振荡频率随放电频率的增大而增大, 放电频率为 w_0 , $10w_0$ 和 $100w_0$ 时, 诱导速度的振荡频率分别为 76.2, 238.3, 382.8 Hz.

图 5(b)为静止空气中, 放电频率分别为 50, 410, 5100 Hz 时监测点诱导速度大小随时间的变化. 流场稳定后三种放电频率下等离子体平均诱导速度分别为 5.51, 5.56 和 5.39 m/s, 放电频率对诱导速度的影响与前面的分析相同. 诱导速度振荡幅度同样随放电频率的增大而减小, 振荡频率同样随放电频率的增大而增大, 放电频率为 50, 410, 5100 Hz 时, 诱导速度的振荡频率分别为 101.6, 179.7, 203.1 Hz.

比较上述 6 个算例的结果可知, 等离子体诱导速度的平均值随放电频率的增大呈先增大后减小的规律; 将放电频率分为涡脱落频率的倍频和不是涡脱落频率倍频两种情况, 诱导速度振荡频率分别随放电频率的增大而增大, 但将两种情况一起考虑时, 诱

图 5 不同的放电频率下诱导速度随时间变化的比较

(a) 放电频率为涡脱落频率倍频; (b) 放电频率不是涡脱落频率倍频

导速度的振荡频率随放电频率变化而变化的规律却不是很明显. DBD 等离子体诱导气流会随放电频率变化而变化的原因可能来自于等离子体体积力的变化. DBD 激励器由两平行电极组成, 当暴露电极与植入电极之间加载正弦高压交流电源进行流动控制时, 电极之间的电压是随着时间的变化呈正弦变化的. 因此电极之间的电场也是随之变化的, 体积力是电荷密度与电场强度的乘积, 所以等离子体的体积力也是随时间而变化的; 一个变化的体积力作用于流场当中, 其产生的诱导速度也是变化的. 但诱导速度振荡频率是否与放电频率有关, 以及它们与没有等离子体控制时翼型后缘涡脱落频率之间的关系目前都还不清楚, 有待下一步研究和验证.

3.2 放电频率对等离子体增升减阻的影响

采用 DBD 抑制翼型的流动分离现象, 来流与第 2 节的工况相同. 为研究放电频率对 DBD 等离子体气动激励的影响, 计算中假设第一组放电频率 f 为无控制时翼型涡脱落频率的倍频 $10w_0$, $75w_0$ 和 $100w_0$; 第二组放电频率分别设为与第一组大小相当的 410, 3100 和 5100 Hz.

计算结果显示, 在所有的算例中翼型吸力面的分离都得到了很好的抑制, 分离涡没有了, 翼型周围流线如图 6 所示. 虽然所有算例中的分离现象都得到了很好抑制, 但不同的算例中翼型升阻系数的平均值和振荡幅度、频率都是不同的, 详见后面的分析.

表 1 是不同放电频率下 NACA 0015 翼型平均升阻系数的比较. 由表 1 可见, 与没有等离子体控制时相比, 翼型的平均升力系数由 0.44 提高到 0.92 左右, 阻力系数由 0.17 减小到 0.11 左右. 第一组频率中, 翼型平均升力系数和平均阻力系数最大的都是放电为 10 倍涡脱落频率的算例; 第二组放电频率中, 翼型平均升力系数和平均阻力系数最大算例的平均都是 410 Hz.

图 7 为翼型升阻比随放电频率的变化规律. 由图可见, 采用等离子体进行流动控制有效抑制了翼型气动分离后, 翼型的升阻比由原来的 2.53 提高到了 8

左右, DBD 等离子体起到了很好的增升减阻作用. 放电频率变化, 翼型的升阻比也会发生变化, 随着放电频率的增大, 翼型升阻比的变化趋势是先增大后趋于平稳. 比较表 1 中的数据可以看到, 升力系数最大的工况, 升阻比并不是最大, 相反其升阻比最小.

图 8 为不同放电频率下瞬态升力系数的平均值及其振荡频率的比较. 由图可见, 放电频率不同时, 翼型升力系数的振荡幅度和频率都是不同的. 放电频率为 $10w_0$, $75w_0$ 和 $100w_0$ 时, 翼型升力系数的振荡频率分别为 238.28, 287.11, 382.8 Hz, 振荡幅度分别为 0.007, 0.022, 0.019. 放电频率为 410, 3100 和 5100 Hz 时, 翼型升力系数的振荡频率分别为 179.68, 200.19, 200.19 Hz, 振荡幅度分别为 0.0128, 0.034, 0.034. 可见, 虽然采用等离子体有效地抑制了流动分离, 翼型的气动力仍有振荡现象, 但振幅却远远小于没有等离子体控制时. 可见, 等离子体不但提高了翼型的升阻性能, 还改善了翼型的动态失速特性, 使其具有较为稳定的气动力.

综上所述, 不同放电频率的等离子体都能够有效地抑制翼型的流动分离, 不同放电频率的等离子体也会带来不同的气动结果, 但与没有等离子体控制时翼型的气动性能相比, 有等离子体控制频率变化带来的气动性能的变化比较小. 有无等离子体控制时翼型升力系数振幅之差最大为 0.263, 最小为

图 6 放电频率为 $100w_0$ 时流线分布

表 1 不同放电频率下翼型平均升阻系数的比较

	$10w_0$	$75w_0$	$100w_0$	410 Hz	3100 Hz	5100 Hz
C_L	0.9832	0.9283	0.9289	0.9844	0.9161	0.9161
C_D	0.124	0.1159	0.1152	0.1239	0.1134	0.1134

图7 升阻比随放电频率的变化规律

0.236, 不同频率时翼型升力系数振幅之差最大也只有 0.027; 采用等离子体控制后升阻比与没有控制时的 2.59 提高到 8 左右, 而采用不同放电频率的等离子体控制后, 翼型升阻比的最大差别只有 0.15. 可见, 不同频率下翼型气动力大小的变化是很小的; 但不同放电频率下, 翼型气动力的振荡频率变化却是很大的. 在第一组放电频率中, 翼型升力系数平均值的振荡频率随等离子体放电频率的增大而增大, 第二组放电频率的算例中结果相同; 但将两组情况放在一起比较, 出现了与上述静止空气中诱导速度振荡

频率同样的情况. 进一步比较图 5 和 8 可以看到, 当放电频率一样时, 等离子体在静止空气中诱导速度的振荡频率与采用等离子体控制分离后翼型升力系数平均值的振荡频率是一样的, 即控制后翼型气动力的振荡频率与等离子体诱导速度的振荡频率相同.

在 DBD 等离子体完全抑制了翼型表面的流动分离后, 由于涡脱落现象导致的翼型升阻系数的振荡没有了, 但由于 DBD 激励器的工作原理使得其诱导速度会发生正弦振荡, 而该振型振荡对于翼型而言就像一个外界附加的强迫振荡, 虽然振幅很小, 同样会引起翼型气动力的振荡, 且翼型气动力的振荡频率与外界强迫振荡频率相等. 综上可以得出放电频率对等离子体气动激励的影响可能是: 由于翼型气动力的振荡幅度由 DBD 等离子体诱导速度的振荡频率决定, 诱导速度的振荡频率由等离子体的放电频率决定, 因此放电频率对控制后翼型气动力具有一定的影响.

4 结论

基于 DBD 等离子体体积力气动激励机理, 数值分析了等离子体对翼型动态失速特征的改善效果, 重点研究了不同放电频率对等离子体气动激励的影响. 主要结论如下:

图8 动态升力系数及其平均值的振荡频率比较图

(1) 翼型在低雷诺数大攻角下会发生动态失速现象, 采用 DBD 等离子体流动控制技术能够有效地抑制翼型的动态失速特征。

(2) 静止空气中, 等离子体在翼型表面诱导速度的最大值在距翼型表面约 1 mm 处, 最大值为 7 m/s; 随着放电频率的增大, 等离子体诱导速度的平均值先增大后减小; 振荡频率的变化规律不明显, 但将放电频率分为无控制时翼型表面涡脱落频率的倍频和

其他频率时, 诱导速度振荡频率分别随放电频率的增大而增大。

(3) 采用等离子体控制翼型流动分离后, 翼型升阻比随放电频率的增大呈先增大后趋于平缓的趋势, 不同放电频率下, 翼型气动力大小的变化很小; 但翼型气动力振荡频率随放电频率的变化较大, 其变化规律与静止空气中等离子体诱导速度的振荡频率是一样的。

参考文献

- 1 Roth J R, Madhan R C M, Yadav M, et al. Flow field measurement of piezoelectric, peristaltic, and combined plasma actuators based on the one atmosphere uniform glow discharge plasma (OAUCDPTM). AIAA 2004-845, Reno, Nevada, 2004
- 2 Kengo A, Yoshihiko N, Akira O, et al. Airfoil flow experiment on the duty cycle of DBD plasma actuator. AIAA 2009-531, Orlando, Florida, 2009
- 3 Suzen Y B, Huang P G, Jacob J D. Numerical simulations of plasma based flow control applications. AIAA 2005-4633, Toronto, Ontario Canada, USA, 2005
- 4 李刚. 等离子体流动控制机理及其应用研究. 博士学位论文. 北京: 中国科学院研究生院, 2008
- 5 李应红, 吴云, 梁华, 等. 提高抑制流动分离能力的等离子体冲击流动控制原理. 科学通报, 2010, 55: 3060-3068
- 6 Roth J R. Aerodynamic flow acceleration using piezoelectric and peristaltic electrohydrodynamic effects of an one atmosphere uniform glow discharge plasma. Phys Plasmas, 2003, 10: 2117-2126
- 7 宋慧敏, 李应红, 苏长兵, 等. 激励参数对等离子体 EHD 加速效应影响的试验研究. 高压电器, 2006, 42: 435-437
- 8 李益文, 李应红, 周章文, 等. 等离子体气动激励体积力的实验研究. 实验流体力学, 2009, 23: 82-86
- 9 梁华, 李应红, 吴云, 等. 等离子体气动激励的数值仿真. 高电压技术, 2009, 35: 1071-1076
- 10 Menter F R. Two equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications. AIAA J, 1994, 32: 1598-1605
- 11 Scandalianto A L. AUSM-based high-order solution for euler equations. In: 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, 2010, AIAA 2010-719
- 12 车学科, 聂万胜, 屠恒章. 等离子体控制边界层流动仿真研究. 空气动力学学报, 2010, 28: 279-284

Numerical analyzed the effect of discharge frequency on DBD plasma aerodynamic actuation

CHENG YuFeng, NIE WanSheng & CHE XueKe

The Academy of Equipment Command & Technology of Chinese PLA, Beijing 101416, China

The effect of dielectric barrier discharge (DBD) plasma to enhance the aerodynamic characteristics of an airfoil was numerical studied, and the effect of different discharge frequencies on the DBD plasma aerodynamic actuation was analyzed. The results show that DBD plasma flow control could restrain the flow separate phenomena at low Re condition. As the discharge frequency increased, the plasma induced flow velocity will increase first and then decrease. But the velocities oscillating frequencies change in no rules. The velocities oscillating frequencies will increase as the discharge frequencies increase at the range of multiple frequencies of vortex break off frequency or not. The lift drag ratio of airfoil will increase as the discharge frequencies increase, but the difference is tiny in different cases with different discharge frequencies. The oscillate frequencies of airfoil aerodynamic change in a big range as the discharge frequencies changed, and it have the same rule as the velocities oscillate frequencies in the air.

dielectric barrier discharge, plasma, aerodynamic actuation, discharge frequency, lift enhancement and drag reduction

10.1360/972011-1367

2170