# 应用等离子体激励器抑制串列 双圆柱噪声的数值仿真研究



施傲,曹琦,燕群,刘兴强,赵越

中国飞机强度研究所,陕西西安 710065

**摘 要:**针对等离子体激励下的串列双圆柱绕流噪声抑制问题,通过将等离子体体积力模型、脱落涡模拟、声比拟理论等技术相结合的数值模拟方法,研究不同来流速度下等离子体激励器安装位置对双圆柱分离流形态控制与远场噪声抑制效果的影响。结果表明,当所施加的等离子体激励位于圆柱流动分离点附近时,控制措施可有效减小分离涡尺度和湍流强度,并显著降低远场监测点的总声压级。随着来流速度增大,等离子体激励器的降噪效果增强,同时最优安装位置前移。当来流速度达到55m/s时获得最优降噪效果,其远场监测点声压级频谱峰值和总声压级分别降低11.5dB和8.3dB。而随着来流速度的进一步增大,等离子体激励器的降噪效果逐渐减弱。所得结果对于等离子体流动控制抑制串列圆柱噪声的实际应用有一定指导意义。

关键词:串列圆柱;等离子体;主动流动控制;数值模拟;气动噪声

## 中图分类号:V211.3

文献标识码:A

随着近年来国内外民用航空运输业的高速发展,其所 带来的噪声污染越发严重<sup>[1]</sup>。由起落架机构复杂外形导致 的气动噪声作为大型客机起降阶段的主要机体噪声源之 一,引起了工业和学术界的高度重视,起落架外流中存在大 分离流动和涡系干扰等复杂现象,具有较大的流动尺度变 化和较强的非定常特性。为方便开展流动和噪声机理分 析,常使用简化的串列双圆柱模型<sup>[2]</sup>来表征起落架基本结 构用以研究其流动特性。基于此,已有诸多研究人员采用 不同的研究手段,围绕起落架降噪设计这一目标开展了主、 被动流动控制措施的噪声抑制效果相关研究工作。

在被动控制降噪方面, Chen Xu等<sup>[3]</sup>通过对圆柱绕流下 游区域添加多孔介质的数值模拟,发现下游流动由湍流转 变为层流, 对控制其噪声水平极为有效。F.V.Hutcheson 等<sup>[4]</sup>通过在多圆柱表面添加O形环状凸起结构,实现了显 著降噪效果。在此基础上, 王大庆等<sup>[5]</sup>更细致地研究了多 种不同参数的表面凸起结构对双圆柱干涉噪声的影响规 律。相比于被动控制方法, 主动控制措施虽然因结构复杂 而难以在工程中得到广泛应用, 但其可根据流动环境进行 即时调节的优秀性能仍广泛地获得了研究人员的青睐。

## DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.04.003

D.Angland 等<sup>60</sup>通过试验验证了对圆柱采用吹气措施可以 有效地抑制剪切层厚度增长,进而显著降低宽频噪声。李 潮隆等<sup>177</sup>在圆柱绕流问题中加入合成双射流控制措施,发 现该方法可通过改善虚拟迎流型面并加速分离涡再附,有 效地抑制流动分离。

在众多流动控制方法中,等离子体技术通过在电磁场 力的作用下对流场施加可控扰动,具有结构简单、控制位置 灵活、能耗低、响应快等优点<sup>[8]</sup>,逐渐成为了近20年来流动 控制研究领域的热点。J.Roth等<sup>[9]</sup>通过在低速风洞中对平 板流动施加等离子体控制,展示了等离子体激励对流动的 诱导作用。T.McLaughlin等<sup>[10]</sup>通过圆柱绕流控制试验表 明,等离子体激励器可有效调控分离涡的脱落频率和展向 相关性,从而影响分离流动形态。J.Huang等<sup>[11]</sup>通过试验分 析了等离子体激励器对涡轮叶片分离流动的抑制效果,发 现在流动分离点附近位置加载激励的效果最佳。M.Forte 等<sup>[12]</sup>研究了等离子体激励器的数量、间距与电压幅值对平 板流动的影响,结果表明,多个激励器串联能有效提高流动 诱导速度。

在等离子体激励控制圆柱流动方面, F.O. Thomas 等[13]

收稿日期: 2022-11-22; 退修日期: 2023-01-15; 录用日期: 2023-02-10

引用格式: Shi Ao, Cao Qi, Yan Qun, et al. Numerical simulation study on plasma noise control of cylinders in a tandem configuration[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(04):21-30. 施傲, 曹琦, 燕群, 等. 应用等离子体激励器抑制串列双圆柱噪声的数值仿 真研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(04):21-30.

通过单介质阻挡放电(SDBD)等离子体激励器,显著降低 圆柱尾流的湍流和噪声水平。D.Kim等<sup>[14]</sup>在此基础上采用 大涡模拟方法和体积力模型进行了数值仿真,结果和试验 吻合良好,验证了该数值方法的准确性。A.V.Kozlov等<sup>[15]</sup> 将展向布置等离子体激励器和流向涡流发生器(PSVG)应 用于双圆柱绕流问题,试验表明,两种方法在不同雷诺数下 可有效降低下游圆柱表面的压力脉动水平。L.A.Al-Sadawi 等<sup>[16]</sup>研究了介质阻挡放电(DBD)等离子体激励器对单圆柱 和串联圆柱结构气动噪声的影响,结果表明上游圆柱的涡 脱落是声频谱中峰值噪声的主要来源,且可通过同时对上、 下游圆柱使用等离子体激励来进一步提高控制效果。国内 的苏长兵等印通过基于等离子体控制的单圆柱绕流试验验 证了该措施可有效抑制钝体分离流,且其效果随雷诺数的 增大而降低。王建明等[18]通过试验研究了等离子体激励参 数对单圆柱绕流控制效果的影响。结果表明,激励频率对 控制效果的影响较大,且当激励位于流动分离点附近区域 时控制效果较优。李红丽等[19]通过试验验证了等离子体激 励抑制串列双圆柱气动噪声的效果。赖晨光等[20]通过数值 仿真研究了来流速度和等离子体激励器安装位置对单圆柱 流动控制效果的影响。结果表明,其控制效果在激励安装 于下游分离区表面时更好,且随来流速度增大而减弱。

目前已开展的圆柱绕流等离子体流动控制相关研究主 要集中于流动机理与控制效果影响分析,很少涉及等离子 体对远场噪声的影响趋势分析。国内鲜有利用数值模拟方 法开展等离子体激励对串列双圆柱绕流问题的噪声控制效 果研究。基于此,本文以第一届机体噪声计算研讨会标模 算例(BANC-1)中双圆柱模型为研究对象<sup>[2]</sup>,通过数值模拟 方法探究来流速度与安装位置对等离子体激励的流动控制 效果和噪声抑制效果的影响趋势。

## 1 等离子体激励模型

本文使用目前应用较为广泛的介质阻挡放电等离子体激励器,其电极之间有起镇流作用的电介质层,可以使放电趋于稳定。该激励器由交流电源、绝缘电介质与电极组成。 电极分为上下两电极,上层电极安装于绝缘材料表面,下方 电极内嵌于绝缘介质中。如图1所示。

等离子体激励器工作时,通过强电场作用力将激励器 作用区域内的空气击穿、电离。被电离的带电粒子在空间 不均匀电场的作用下定向运动,形成高速的等离子风,并通 过引射效应诱导周围气体运动。

目前常用的等离子体激励器建模仿真方法[21]有唯象学



plasma actuator

仿真法、集总电路仿真法、物理原理多场耦仿真法和粒子 群-蒙特卡罗模拟法。由于串列双圆柱绕流问题中存在复 杂的流动分离与涡系运动,为兼顾计算资源与时间消耗以 及对仿真结果的可接受性,本文采用Shyy提出的体积力模 型<sup>[22]</sup>。该模型不关注放电的具体过程和所涉及的化学反 应,而是基于试验数据与理论研究结果,将激励效果简化为 施加在一定区域的体积力。之后作为Navier-Stokes(N-S) 方程的源项,通过求解N-S方程模拟等离子体激励控制对 流场流动的影响。

该模型将等离子体的激励作用影响范围简化为如图2 所示的三角形 OAB。该作用区域内电场强度呈线性分布, 在原点 O处具有最大电场强度 E<sub>0</sub>,在 OA、OB和AB边上的电 场强度为截断电场强度 E<sub>b</sub>。当电场强度小于截断强度时, 电场力不足以形成等离子层,因而可以在其外部区域不考 虑等离子体作用。





在整个三角形区域内,电场力与AB边平行且线性分布。电场强度为

$$|E| = E_0 - k_1 x - k_2 y \tag{1}$$

$$\begin{cases} E_0 = V/d \\ k_1 = (E_0 - E_b)/a \\ k_2 = (E_0 - E_b)/b \end{cases}$$
(2)

式中, $E_0$ 为O处的电场强度;V为激励电压;d为电极间的间距;a为OA的长度;b为OB的长度。

该区域的电场强度分布为

$$\begin{cases} E_x = \frac{EK_2}{\sqrt{K_1^2 + K_2^2}} \\ E_y = \frac{EK_1}{\sqrt{K_1^2 + K_2^2}} \end{cases}$$
(3)

对应的电场力分布为

$$F_{x} = \nu \alpha \rho_{c} e_{c} E_{x} \Delta t \delta$$

$$F = \nu \alpha \rho_{c} e_{c} E_{\Delta} \Delta t \delta$$
(4)

式中,v为施加电压频率; $\alpha$ 为电荷碰撞效率因子; $\rho_c$ 为电荷 密度; $e_c$ 为电子电荷常数; $E_x$ 为x方向电场强度; $E_y$ 为y方向 电场强度; $\Delta t$ 为激励电压的半周期; $\delta$ 为狄拉克函数(当 $E \ge E_t$ 时, $\delta = 1$ ,当 $E < E_t$ 时, $\delta = 0$ )。

本文通过 Fluent 软件的用户定义功能(users defined function, UDF)实现等离子体体积力模型体积力激励的数 值模拟。将交流介质阻挡放电等离子体激励效果简化为空 间及时间上的均匀放电形式。本文采用的等离子体参数为 电压频率 5000Hz, 电荷密度 1 × 10<sup>17</sup>C/m<sup>3</sup>, 电子电荷常数 1.6 × 10<sup>-19</sup>, 截断电场强度 3 × 10<sup>6</sup>kV/m, 电极间距 0.001m, 激励电压 25kV。为了验证本文等离子体激励数值模拟的 准确性, 与参考文献[23]的试验数据进行对比分析。

图3给出了数值模拟静止空气中等离子体激励所形成 诱导流场的流线分布。流动在等离子体作用下向暴露电极 末端附近位置聚集,并以射流形式向下游发展,射流速度可 达约1m/s。其流动形式与试验结果一致。

图4给出了*x* = 0.005m 站位处的流动速度沿壁面法向 分布曲线。等离子体加速效果随壁面距离减小而增大,在 距壁面约0.003m 处流体速度达到最大值。随着壁面距离 近一步减小,流体速度因壁面黏性而逐渐减小到零。数值 模拟与试验结果吻合良好,验证了本文所使用等离子体激 励数值模拟方法的准确性。

## 2 数值方法验证

### 2.1 计算模型与计算设置

本文采用BANC-1中的串列双圆柱绕流标准模型,圆 柱直径 D = 0.05715m,两圆柱的中心距离 L = 3.7D。来流 速度 v = 44m/s,马赫数 Ma = 0.1274,基于圆柱直径的雷诺



Fig.3 Streamlines of plasma actuator in quiescent flow



plasma excitation

数  $Re = 1.66 \times 10^5$ 。对比试验数据来自美国国家航空航天局(NASA)的QFF模型试验<sup>[2]</sup>。模型设置和角度定义如图5 所示。

流场计算采用有限体积N-S方程模拟软件Fluent。计



算域为9.5m×6m的矩形,上游圆柱中心与计算域入口和出口的距离分别为3m和6.5m,与上、下边界的距离为3m。边界条件采用速度入口、压力出口,圆柱壁面为无滑移的固壁。空间离散采用多块结构网格所转化的非结构网格,如图6所示。为充分捕捉不同尺度的涡系结构,对圆柱周围及尾流区域进行局部网格加密处理。近壁处第一层网格厚度为1.4×10<sup>-5</sup>m。网格总数在7万个左右。



Fig.6 Distribution of mesh in computation domain

定常计算收敛后,采用 SA-DDES (spalart allmarasdelayed detached eddy simulation)模型进行非定常流动模 拟,使用可穿透积分面的FW-H(ffowcs williams-hawkings) 方程计算远场监测点的声学信息。积分面的选择区域包括 了圆柱壁面以及部分尾迹区域,如图7所示。计算时间步 长 $\Delta t = 2.5 \times 10^{-4}$ s,采集数据时间为0.175s。

## 2.2 结果对比

将计算结果与试验数据进行对比,其前后圆柱的表面 时均压力系数*C*<sub>p</sub>分布如图8所示。可以看到,前圆柱的表 面时均压力系数与试验结果吻合良好。而后圆柱表面时均 压力系数的负压峰值和角度与试验结果存在一定的偏移, 即数值模拟得到的下游圆柱边界层分离较早,尾流分离区 域更大。根据参考文献[2]中的研究结果,多位学者使用不





同的数值方法均一定程度上出现了类似误差。其原因可能 是在圆柱间距较敏感的情况下,前圆柱尾流形态的微小误 差将导致其对后圆柱流动产生较大影响。图9给出了前后 圆柱表面压力系数均方根(RMS)分布对比。图中数值模拟 与试验结果贴合较好。

图 10 给出了位于(9.11D, 32.49D)处的远场监测点声 压级频谱特性对比。可以发现,数值预测结果的峰值声压





Fig.10 Comparison between sound pressure level spectra at far-field monitor

级与试验结果基本一致,误差仅为1.46%。峰值频率偏移 5Hz,具有较高的准确性。数值计算结果在高于600Hz的频 段明显低于试验数据。这类高频误差通常是由离散网格的 尺度截断效应所导致的,不影响整体计算精度。综上所述, 本文所采用的数值模拟方法具有较好的预测精度。

# 3 等离子体激励对流动分离与降噪效果的 影响

为了探究来流速度和等离子体激励位置对双圆柱绕流 的流动与降噪效果的影响趋势,在研究中保持等离子体激 励器参数不变。由于等离子体诱导的速度大小有限,本文 研究的来流速度为20~100m/s。根据J.Huang等<sup>[11]</sup>的试验结 果,等离子体激励施加在分离点附近时的抑制分离效果最 好。因此,本文的等离子体激励加载位置在85°~94°范 围内。

#### 3.1 无控制措施的双圆柱绕流分析

图 11 为 35m/s、44m/s、55m/s 和 85m/s 来流速度的双圆 柱绕流流线图。可以看出,气流在受到前圆柱阻挡后沿着 圆柱表面向下游发展,并发生了明显的气流分离现象,流体 流经下游圆柱在 90°附近再次发生流动分离。来流速度越 高,前圆柱尾部的分离区域越大,但是前后圆柱分离点的位 置变化不显著。

图 12 为各来流速度下的前圆柱的压力系数均方根值 曲线图。可以看出,曲线的峰值位置(以左峰值为例)逐渐 由 91°增大到 95°,即分离位置随着来流速度的增大而向后 移动。其原因是流速增大时,相当于给气体增加了一定的 动能,从而增强了边界层抵抗逆压梯度的能力,导致分离点 后移。

图13 给出了各来流速度下(9.11D,32.49D)处监测点 的声压级频谱特性。可以发现,各来流速度下双圆柱远场 声压级曲线的趋势基本一致。随着来流速度的增大,峰值 噪声从92.8dB增大到112.8dB,且峰值频率也从75.7Hz平 移到203.8Hz,宽频噪声也有约3dB的降低。其原因为来流 速度越高,前圆柱绕流流速越大,湍流能量变大,远场噪声 强度增大,单位时间内前圆柱脱落涡撞击后圆柱次数增加, 即涡脱落频率增加,使得峰值频率变大。

## 3.2 激励位置对控制效果的影响分析

图14为来流速度为0时等离子体在90°位置的平均速 度云图。其中,等离子体加载位置是指等离子体作用区域 的左边界。由图可发现在等离子体体积力作用下,流动沿 壁面向下游方向加速,形成类似射流的流动形式。值得注 意的是,等离子体诱导的流动加速效果在体积力作用区域 的中部达到最强。该处的诱导流速为20m/s,距离等离子体 作用区起始位置约3°夹角的距离。



图 11 双圆柱时均流线图(35m/s、44m/s、55m/s和85m/s) Fig.11 Time-averaged streamlines of tandem cylinder at 35m/s、44m/s、55m/s and 85m/s



图15给出了来流速度为35m/s时,无等离子体激励以 及等离子体激励施加位置为70°、90°和110°的流线图。对 比发现,施加等离子体激励后,前圆柱分离点向后推迟,流



(9.11D,32.49D) at each velocity



图 14 来流速度为0时的等离子体在70°与90°位置的平均 速度云图

动分离得到明显抑制。其原因可能是等离子体激励诱导流体加速,增加近壁面附近流动能量,抵抗压差力与黏性力的能力增强,从而抑制流动的分离。由图发现,在90°位置施加等离子体激励的分离区更小,抑制流动分离的效果更好。 其原因分析为当施加激励位置在流动分离点之前时,激励作用区域流动的能量较高,受到等离子体的影响较弱。当施加激励位置在流动分离点之后时,由于流动已经分离,等离子体激励影响范围内的流体密度变小,导致其能量增加较少,抵抗逆压梯度的能力变弱。这也符合之前的研究者得出的将激励位置安装在分离点附近的结论<sup>19</sup>。

图16给出了无等离子体激励与等离子体激励分别施 加在70°、90°和110°位置的远场声压级频谱特性图。相比 于无等离子体激励情况,施加等离子体激励后,远场声压级 曲线图出现了两个峰值。其中,第一个峰值是由前圆柱涡 脱落撞击后圆柱产生的,第二个峰值是前圆柱涡脱落产生 的<sup>[24]</sup>。结合图17所示的瞬时涡量图,可以发现在等离子体

Fig.14 Time-averaged velocity contours of plasma at 70° and 90° with incoming flow speed of 0



图15 来流速度为35m/s时,无等离子体激励以及等离子体 激励施加位置在70°、90°和110°的流线图

Fig.15 Streamlines of tandem cylinder at 35m/s, without and with plasma actuator at 70°, 90° and 110°



- 图16 无等离子体激励与等离子体激励分别施加在70°、 90°和110°位置的远场声压级频谱特性图(35m/s)
- Fig.16 Sound pressure level spectra at 35m/s, without and with plasma actuator at  $70^{\circ}$ ,  $90^{\circ}$  and  $110^{\circ}$

激励作用效果下,前圆柱剪切流强度降低,涡脱落撞击强度 降低,从而曲线中第一个峰值降低。第二个峰值出现的原 因是等离子体激励诱导流体加速,增大了前圆柱的卡门涡 街的总能量,湍流能量增大,远场声压级增大。



- 图 17 无等离子体激励与等离子体激励分别施加在 70°、 90°和110°位置的瞬时涡量图(35m/s)
- Fig.17 Instantaneous vorticity contours at 35m/s, without and with plasma actuator at 70°, 90° and 110°

为了探究等离子体施加在分离点附近位置的效果,图 18给出了等离子体施加在85°~94°位置的远场监测点声压 级频谱的峰值降低量。从图中可以看到,在分离点附近施 加等离子体激励对远场峰值噪声的降低都有一定的效果。 其中,当等离子体安装在92°位置时,双圆柱远场峰值噪声 的降低量最大。该安装角度与流动分离点94.7°之间的夹 角为2.7°。这与前文分析等离子体在作用区域起始位置3° 夹角的距离后可使流体达到最大诱导速度的结果相符。

## 3.3 来流速度对控制效果的影响分析

图19给出了各个速度下等离子体激励的最优角度图。 可以看出随着来流速度的增加,最佳的等离子体激励角度 减小。原因分析为随着来流速度的增大,在等离子体影响 区域内,流体微元在更靠后的区域达到了加速的最佳效果。 图20给出了最优角度等离子体在各来流速度的峰值噪声 降低量。由图可以看出,在低来流速度时,等离子体激励的 降噪效果随来流速度增大而增强。来流速度在55m/s时, 当前激励参数下的等离子体的降噪效果达到最好。随着来 流速度的进一步增大,等离子体的噪声抑制效果逐渐减弱。



图 18 等离于体施加在 85°~94° 位直时远场噪声频谱 峰值的降低量







其原因可能是高来流速度时,流体绕流能量大,等离子体激励对流动状态的影响较小。在来流速度较低时,等离子体激励诱导产生的速度与来流速度相当,远场的噪声水平可能会因为等离子体激励诱导速度过大而增大,使远场噪声的降低量变小。

## 4 结论

本文采用基于体积力模型的数值模拟方法,对比分析 了串列双圆柱绕流问题中来流速度、安装位置等关键因素 对等离子体激励流动控制和噪声抑制效果的影响。得到以 下结论:



图20 各来流速度下等离子体最优安装位置远场峰值噪声 的降低量图

Fig.20 Reduction in tonal peak of sound pressure level spectra with optimal position of plasma actuator at each velocity

(1)等离子体体积力模型能够准确反映等离子体对流动的诱导加速效果。流动速度剖面与试验数据吻合度较高。

(2)对于低速串列双圆柱绕流问题,在上游圆柱对称 安装等离子体激励能够有效地抑制流动分离,并降低远场 噪声水平。在来流速度为55m/s、等离子体安装角度为88° 时,远场噪声总声压级降低量最多可达8.3dB。

(3)相同来流速度下,在分离点附近位置施加等离子 体激励对流动分离具有更明显的抑制效果,也可获得更低的远场噪声水平。

(4)等离子体激励的流动控制和降噪效果在低速条件 下随来流速度增大而增强,其最优安装角度随来流速度增 大而减小。当来流速度达到55m/s并继续增大时,等离子 体激励对流动分离和噪声的抑制能力明显减弱。

受限于计算耗费,本文只围绕二维串列双圆柱绕流问题开展了相关数值模拟研究,未能考虑更多不同等离子体激励电压条件。未来将在本文研究所获得的规律的基础上,面向三维等离子体激励实际应用问题,开展更翔实的研究。

## 参考文献

[1] 闫国华,李成晨.民机机体边线噪声预测方法研究[J].航空
 科学技术,2021,32(3):6-13.

Yan Guohua, Li Chengchen. Research on prediction method of airframe lateral noise of civil aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021,32(3):6-13. (in Chinese)

- [2] Lockard D. Summary of the tandem cylinder solutions from the benchmark problems for airframe noise computations-I workshop[C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida, 2011: 353.
- [3] Xu C, Mao Y, Hu Z. Control of cylinder wake flow and noise through a downstream porous treatment[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019,88: 233-243.
- [4] Hutcheson F V, Brooks T F. Noise radiation from single and multiple rod configurations[J]. International Journal of Aeroacoustics, 2012,11(3-4): 291-333.
- [5] 王大庆, 仝帆, 冯和英, 等. 节径凸起结构对串列双圆柱干涉 噪声的影响研究[J]. 航空动力学报, 2022(5):1-12.
  Wang Daqing, Tong Fan, Feng Heying, et al. Influence of the pitch diameter protruding structure on the interference noise of tandem double cylinders[J]. Journal of Aerospace Power, 2022 (5):1-12. (in Chinese)
- [6] Angland D, Zhang X, Goodyer M. The use of blowing flow control to reduce bluff body interaction noise[C]//16th AIAA/ CEAS Aeroacoustics Conference. Stockholm, Sweden: American Institute of Aeronautics and Astronautics. Stockholm, Sweden, 2010.
- [7] 李潮隆,夏智勋,罗振兵,等.合成双射流控制水下圆柱绕流 流动分离数值模拟研究[J]. 空气动力学学报,2020,38(2): 254-259+267.

Li Chaolong, Xia Zhixun, Luo Zhenbing, et al. Numerical study on flow separation of underwater cylinder with dual synthetic jets actuator[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38 (2): 254-259+267. (in Chinese)

- [8] 张野平,侯银珠,汪发亮.飞行器绕流介质阻挡放电等离子体 流动控制技术综述[J]. 航空科学技术,2016,27(6):5-10. Zhang Yeping, Hou Yinzhu, Wang Faliang. Brief introduction of DBD plasma flow control in aircraft design[J]. Aeronautical Science & Technology, 2016,27(6):5-10. (in Chinese)
- [9] Roth J, Sherman D, Wilkinson S. Boundary layer flow control with a one atmosphere uniform glow discharge surface plasma [C]//36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV, U.S.A, 1998.
- [10] McLaughlin T, Munska M, Vaeth J, et al. Plasma-based

actuators for cylinder wake vortex control[C]//2nd AIAA Flow Control Conference. Portland, Oregon, 2004.

- [11] Huang J, Corke T C, Thomas F O. Unsteady plasma actuators for separation control of low-pressure turbine blades[J]. AIAA Journal, 2006, 44(7): 1477-1487.
- [12] Forte M, Jolibois J, Pons J, et al. Optimization of a dielectric barrier discharge actuator by stationary and non-stationary measurements of the induced flow velocity: Application to airflow control[J]. Experiments in Fluids, 2007, 43(6): 917-928.
- [13] Thomas F O, Kozlov A, Corke T C. Plasma actuators for cylinder flow control and noise reduction[J]. AIAA Journal, 2008, 46(8): 1921-1931.
- [14] Kim D, Wang M. Large-eddy simulation of flow over a circular cylinder with plasma-based control[C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida, 2009.
- [15] Kozlov A V, Thomas F O. Plasma flow control of cylinders in a tandem configuration[J]. AIAA Journal, 2011, 49(10): 2183-2193.
- [16] Al-Sadawi L A, Chong T P. Circular cylinder wake and noise control using DBD plasma actuator[C]//25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Delft, The Netherlands, 2019.
- [17] 苏长兵,宋慧敏,李应红,等.基于等离子体激励的圆柱绕流 控制实验研究[J]. 实验流体力学,2006(4): 45-48.
  Su Changbing, Song Huimin, Li Yinghong, et al. Experiments of the flow field structure control around a circular cylinder based on plasma actuation[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006(4): 45-48. (in Chinese)
- [18] 王建明,江海亮,明晓杰,等.等离子体激励参数对圆柱绕流 影响的风洞实验研究[J]. 科学技术与工程,2017,17(35): 149-155.

Wang Jianming, Jiang Hailiang, Ming Xiaojie, et al. Influence of plasma actuation parameters on the flow around a circular cylinder by a wind tunnel experiment[J]. Journal of Research in Science and Engineering, 2017, 17(35): 149-155. (in Chinese)

[19] 李红丽,刘兴强,延浩.等离子体抑制双柱绕流噪声实验研究[J]. 航空工程进展,2016,7(3): 294-300.

Li Hongli, Liu Xingqiang, Yan Hao. Experimental investigation of noise control around tandem cylinder based on

plasma actuation[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering,2016,7(3):294-300. (in Chinese)

- [20] 赖晨光,付航,凌志伟,等.等离子体激励控制圆柱绕流的大涡 模拟研究[J].重庆理工大学学报(自然科学),2021,35(8):81-89.
  Lai Chenguang, Fu Hang, Ling Zhiwei, et al. Large eddy simulation of plasma actuation to control flow around a cylinder[J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science), 2021,35(8): 81-89. (in Chinese)
- [21] 李应红,梁华,吴云,等.等离子体气动激励建模仿真综述[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2008(5):1-5.

Li Yinghong, Liang Hua, Wu Yun, et al. Research status quo of modeling and simulation technology of plasma aerodynamic

actuation[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2008(5): 1-5. (in Chinese)

- [22] Shyy W, Jayaraman B, Andersson A. Modeling of glow discharge-induced fluid dynamics[J]. Journal of applied physics, American Institute of Physics, 2002, 92(11): 6434-6443.
- [23] Rizzetta D P, Visal M R. Large-eddy simulation of plasmabased turbulent boundary-layer separation control[J]. AIAA Journal, 2010, 48(12): 2793-2810.
- [24] Eltaweel A, Wang M, Kim D, et al. Numerical investigation of tandem-cylinder noise reduction using plasma-based flow control[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2014, 756: 422-451.

# Numerical Simulation Study on Plasma Noise Control of Cylinders in a Tandem Configuration

Shi Ao, Cao Qi, Yan Qun, Liu Xingqiang, Zhao Yue Aircraft Strength Research Institute, Xi' an 710065, China

**Abstract:** Focusing on tandem cylinder noise suppression via plasma actuator, the influence of flow velocity and plasma applying positions on flow separation control and far field noise reduction is studied by combining plasma body-force model, detached eddy simulation and acoustic analogy theory. The results show that when plasma actuator is applied near the separation position of front cylinder, the turbulence intensity and far-field total sound pressure level can be effectively reduced. As flow velocity increases, the effect of plasma noise control is enhanced, and the optimal position of plasma actuator moves forward. When the flow velocity comes to 55m/s, a significant noise suppression is observed. The tonal peak of sound pressure level spectra and total sound pressure level decreases by 11.5dB and 8.3dB, respectively. With further increase of flow velocity, the effect of plasma noise control becomes weakened.

Key Words: tandem cylinder; plasma; active flow control; numerical simulation; aerodynamic noise