

对称式布局介质阻挡放电等离子体激励器诱导启动涡

张鑫 黄勇 王万波 唐坤 李华星

Experimental investigation on the starting vortex induced by symmetrical dielectric barrier discharge plasma actuator

Zhang Xin Huang Yong Wang Wan-Bo Tang Kun Li Hua-Xing

引用信息 Citation: [Acta Physica Sinica](#), 65, 174701 (2016) DOI: 10.7498/aps.65.174701

在线阅读 View online: <http://dx.doi.org/10.7498/aps.65.174701>

当期内容 View table of contents: <http://wulixb.iphy.ac.cn/CN/Y2016/V65/I17>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

自由汇流旋涡 Ekman 抽吸演化机理

Free sink vortex Ekman suction-extraction evolution mechanism

物理学报.2016, 65(5): 054701 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.65.054701>

非定常瞬态流动过程中的 Lagrangian 拟序结构与物质输运作用

Lagrangian coherent structure and transport in unsteady transient flow

物理学报.2014, 63(8): 084702 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.63.084702>

基于速度梯度张量的四元分解对若干涡判据的评价

Evaluation of vortex criteria by virtue of the quadruple decomposition of velocity gradient tensor

物理学报.2014, 63(5): 054704 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.63.054704>

亚微秒脉冲表面介质阻挡放电等离子体诱导连续漩涡的研究

Study on continuous vortices induced by sub-microsecond pulsed surface dielectric barrier discharge plasma

物理学报.2013, 62(22): 224702 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.62.224702>

对称式布局介质阻挡放电等离子体激励器 诱导启动涡*

张鑫^{1)†} 黄勇²⁾ 王万波²⁾ 唐坤²⁾ 李华星¹⁾

1)(西北工业大学航空学院, 西安 710072)

2)(中国空气动力研究与发展中心, 绵阳 621000)

(2016年4月13日收到; 2016年7月3日收到修改稿)

为了进一步提高等离子体激励器控制能力, 采用粒子图像测速仪技术, 以介质阻挡放电等离子体激励器为研究对象, 开展了有、无来流条件下等离子体诱导启动涡的实验研究, 获得了来流对启动涡发展演化及生存时间的影响. 与传统非对称布局介质阻挡放电等离子体激励器相比, 本文采用整个平板金属模型作为植入电极的对称布局方式开展研究. 在金属模型表面粘贴聚酰亚胺胶带作为绝缘介质. 将铜箔作为暴露电极沿平板展向布置, 使激励器诱导气流沿流向方向. 研究表明: 对称布局式激励器会在暴露电极两侧产生一对方向相反的启动涡. 在顺流向方向, 来流加速了启动涡的破碎; 在逆来流方向, 来流延长了启动涡的生存时间, 从而增加了激励器的掺混能力. 该布局激励器具有掺混及射流效应两种能力, 为提高等离子体激励器在高速或高雷诺数下的控制效果积累了技术基础.

关键词: 启动涡, 等离子体, 介质阻挡放电, 流动控制

PACS: 47.32.-y, 47.32.Ff, 52.77.-j, 52.80.-s

DOI: 10.7498/aps.65.174701

1 引言

等离子体流动控制技术作为提高飞行器气动性能, 创新驱动下一代飞行器发展, 构建“绿色航空”的重要技术支撑, 具有较强的应用前景. 近20年来, 国内外许多研究人员都开展了该领域研究^[1-17]. 目前, 产生等离子体的气体放电方式主要有电晕放电^[18-20]、介质阻挡放电^[21-25]、火花放电^[26-28]以及电弧放电等^[29]. 介质阻挡放电等离子体激励器(以下简称为激励器)因其工作状态稳定、响应时间快、控制位置灵活、结构简单等优点, 逐渐成为国际上研究的热点.

对于交流电源触发的激励器来说, 一般认为动量效应是主要的控制机理^[30-32]. 动量效应主要包括启动涡及诱导射流两部分^[33]. 等离子体激励器

在电场作用下, 首先诱导产生启动涡; 启动涡不断拉伸、发展, 促进了边界层与外流之间的掺混; 随着时间的推移, 启动涡消失, 激励器产生一股稳定的射流. 为了提高等离子体诱导动量, 许多研究人员都在静止空气下开展过电压、频率等激励参数^[34]以及电极宽度、厚度等几何参数^[35]对诱导射流速度的影响研究. 研究表明, 增加绝缘介质的厚度、降低绝缘介质的介电常数、提高激励电压, 可以提高射流速度. 但从公开文献来看, 单个激励器的最大诱导射流速度仅为7 m/s^[34].

相比于诱导射流的研究, 针对启动涡的研究较少. 最早发现启动涡的是美国圣母大学的Post^[36]. 他采用PIV (particle image velocimetry)“锁相”技术, 观察到了启动涡的演变过程. Whalley和Choi^[37]深入研究了启动涡的产生机理及其发展轨迹, 总结了涡核位置与时间尺度的关系. Whal-

* 武器探索研究重大项目(批准号: 7130711)资助的课题.

† 通信作者. E-mail: lookzx@mail.ustc.edu.cn

ley 和 Choi 认为, 在封闭空间内, 等离子体诱导射流在发展过程中会减小壁面附近的压力. 由于压力差的作用, 电极上方的空气会吸引到电极附近, 从而产生涡结构. 同时, 为了保证无滑移边界条件, 启动涡下方会有二次涡产生. 二次涡包裹着主涡, 向远离壁面的方向移动. Mertz 和 Corke^[38] 采用集中元素模拟方法, 验证了 Post 的实验结果^[36]. 在国内, 空军工程大学的梁华等^[39] 研究了不同激励方式对启动涡的影响. 装备学院的车学科等^[40] 采用断续控制的方式使激励器产生一系列的启动涡. 装备学院的程钰锋等^[41] 研究了不同压力下启动涡的形态. 上海交通大学张屹等^[42] 采用 PIV 技术进一步分析了主涡与二次涡之间的关系. 目前, 启动涡的研究仅在静止空气下开展. 但激励器常在有来流的条件下工作. 因此, 分析来流对启动涡的影响, 获得启动涡的时空演变过程, 是实现激励器工程化应用的关键. 此外, 如何延长启动涡“生存寿命”是进一步提高激励器掺混能力的重点. 本文采用 PIV 技术, 以对称布局式激励器为研究对象, 在有、无来流情况下, 开展了启动涡研究, 分析了来流对启动涡发展轨迹及生存时间的影响. 研究表明: 借助来流的作用, 延迟了逆流向启动涡的破碎时间, 提高了激励器的掺混能力, 初步搭建了从基础研究到应用研究的桥梁.

2 实验系统

实验在中国空气动力研究与发展中心(以下简称气动中心) 研究型低速风洞中进行. 该风洞是一座闭口、直流吸气式低速风洞. 试验段长 300 mm, 横截面尺寸为 50 mm × 50 mm. 稳定风速范围为 0.3—5 m/s, 湍流度小于 0.1%.

采用金属平板作为实验模型. 该模型长 300 mm, 厚 5 mm. 如图 1 所示, 平板前缘为椭圆形, 后缘为斜角. 与传统的非对称布局激励器相比^[43,44], 本文将整个金属模型作为植入电极, 在模型表面粘贴三层聚酰亚胺胶带作为绝缘介质, 每层厚度为 0.05 mm. 在胶带上方敷设宽度为 2 mm、厚度为 0.05 mm 的铜箔作为暴露电极. 上层电极前缘离平板前缘约 200 mm. 坐标零点定义在暴露电极沿流向方向的中点位置. 定义与 x 轴同向的暴露电极边缘为右侧, 以下标 R 表示; 与之相反的一侧为左侧, 以下标 L 表示.

激励器采用由西安浩宁电子科技有限公司生产的交流电源作为激励电源. 该电源输出的电压峰值范围为 0—10 kV, 输出频率范围为 0.1—6 kHz. 实验时, 采用定常方式为激励器提供电压. 如图 2 所示, 与非对称布局激励器不同^[6,7], 对称布局式激励器在暴露电极两侧分别产生了两条淡紫色的辉光亮线.

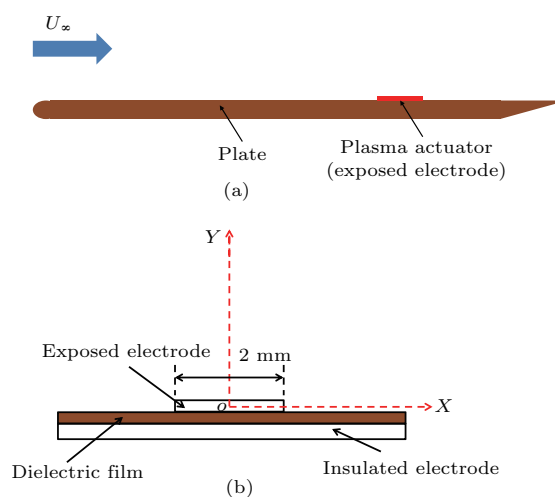


图 1 平板模型及激励器 (a) 平板模型; (b) 激励器剖视图

Fig. 1. Flat plate model and plasma actuator: (a) Flat plate; (b) cross-sectional view of actuator.

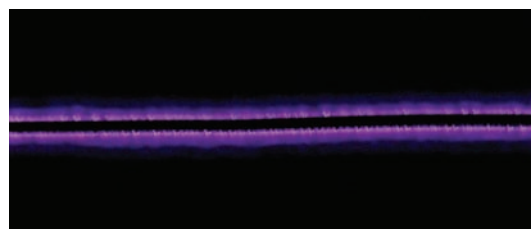


图 2 等离子体辉光照片

Fig. 2. Photograph of plasma glow discharge.

采用由德国 LaVision 公司生产的 PIV 设备开展实验. 图 3 给出了实验设备布局图. 激光器布置在风洞顶端, 激光片光与暴露电极中心线面重合. CCD 相机布置在风洞侧面, 摄像头轴线与激光片光垂直相交于测量平面. CCD 相机分辨率为 1024 pixels × 1024 pixels, 对应的视场大小为 15 mm × 10 mm, 采集频率 3000 frame/s; 激光器为 LDY-300 (Nd:YLF), 重复频率 20 kHz, 单脉冲能量达到 30 mJ; 示踪粒子为 DEHS, 粒子直径为 1 μm. 实验时, 为了尽可能地捕捉到靠近壁面的信息, 一是通过在电极表面涂抹荧光漆, 在 CCD 镜头前加装 532 nm 带通滤光镜的方法减小壁面反光;

二是采用微焦距镜头, 减小视场大小, 提高分辨率. 在开展数据运算时, 诊断窗口尺寸为 $16 \text{ pixel} \times 16 \text{ pixel}$, 重叠量为 50%, 单次测量的不确定度小于 3%.

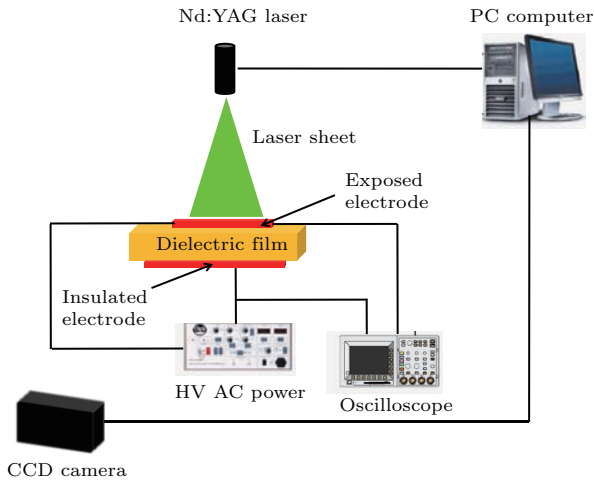


图3 PIV 实验设备布局图

Fig. 3. Schematic of PIV experimental set up.

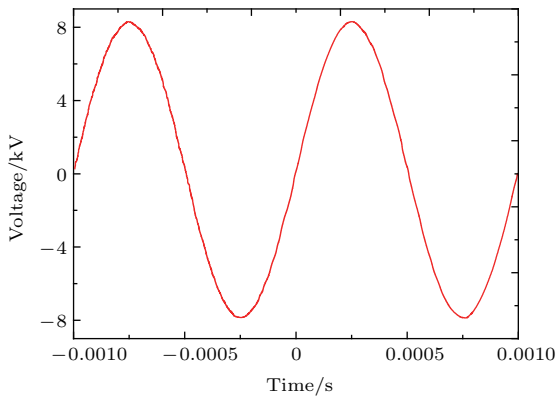


图4 电压波形图

Fig. 4. Plasma discharge voltage waveforms.

电压采用安捷伦 N2771B 高压探头测量, 并通过安捷伦 DSO3024A 示波器进行显示和记录. 图 4 给出了峰峰值电压 8 kV, 激励频率 1 kHz 时的电压波形图.

实验分别在静止空气及来流条件下开展. 在静止空气下开展研究时, 为了减少外界环境对实验结果的影响, 将平板模型放置在有机玻璃箱内. 实验前, 将示踪粒子注入箱体内. 待粒子均匀后, 开始实验. 在有来流条件下开展实验时, 将模型安装在风洞试验段内.

3 实验结果与分析

3.1 静止空气下启动涡形态研究

实验中, 通过对 10000 张瞬时图片进行平均, 获得等离子体激励器平均诱导流场. 图 5 给出了诱导射流平均速度场. 其中 U_p 表示诱导射流的切向速度, V_p 表示诱导射流的法向速度. 激励器的峰峰值电压为 8 kV, 激励频率为 3 kHz. 从图 5 可以看出, 激励器在暴露电极两侧产生了两股速度近似相等, 方向相反的诱导射流. 射流最大速度约为 4 m/s. 速度场结果与辉光放电图 (如图 2 所示) 符合.

图 6 给出了诱导射流速度最大值随时间变化情况. 从图 6 看出, 首先, 暴露电极两侧的诱导射流速度随时间变化规律近似相同; 其次, 在 0.4 s 左右, 两侧射流速度达到最大值, 约 4 m/s, 该结果与射流平均速度场符合 (如图 5 所示); 在 0.4 s 前, 随着时间增加, 诱导射流速度逐渐增大; 当射流达到稳定后, 诱导射流速度呈现小幅度震荡.

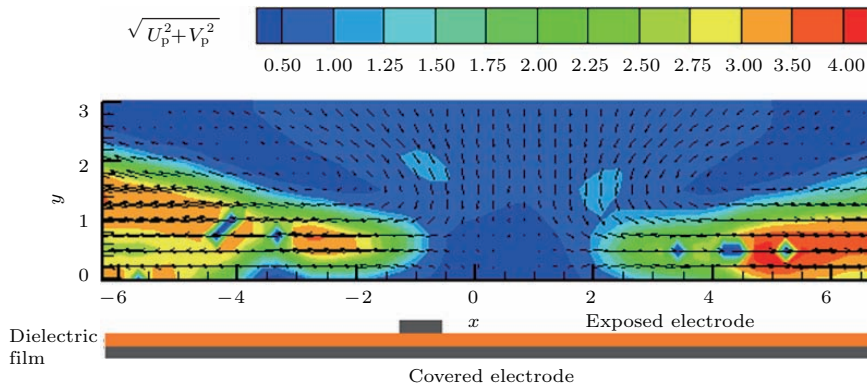


图5 静止空气下等离子体诱导射流平均速度场

Fig. 5. Time-averaged velocity field above the plasma actuator in quiescent air.

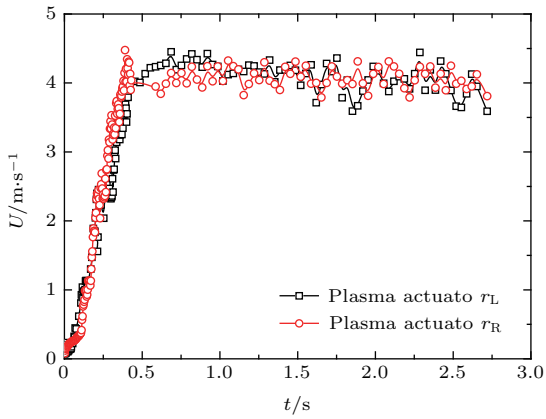


图6 静止空气下射流速度最大值随时间变化情况
Fig. 6. The maximum velocity of plasma jet over time in quiescent air.

图7和图8分别给出了暴露电极左右两侧启动涡随时间变化过程. 其中 ω_z^* 代表无量纲涡量 ($\omega_z^* = \omega_z \nu / U_0^2$, ω_z 表示 z 轴涡量, ν 表示运动黏性系数, U_0 表示诱导射流的最大速度), 白色圆点代

表涡核位置. 对称式布局激励器在暴露电极两侧产生了一对方向相反的启动涡. 实验中发现, 暴露电极两侧产生启动涡的时间相差不到0.12 s. 启动涡随时间推移, 不断地旋转、拉伸, 并且逐渐向远离壁面、远离暴露电极边缘的方向发展; 涡核半径随时间增加而逐渐增大; 当射流稳定时, 启动涡消失. 启动涡消失时间在0.4 s左右, 与射流速度达到最大值的时间接近. 暴露电极两侧启动涡的时空演化历程近似相同, 变化规律与文献[36]一致.

图9给出了涡核位置随时间变化曲线. 从图9可以看出, 两侧涡核位置的变化规律近似相同; 其次, 每一侧涡核的 x, y 坐标变化规律基本相同. 涡核位置的变化曲线与 $t^{0.7}$ 成比例[37]; 此外, 启动涡是通过螺旋状的旋转方式向远离壁面的方向运动, 因此, 在一定时间内, 涡核的位置坐标会在小范围内跳动. 这样就造成了涡核位置的变化曲线不够光滑.

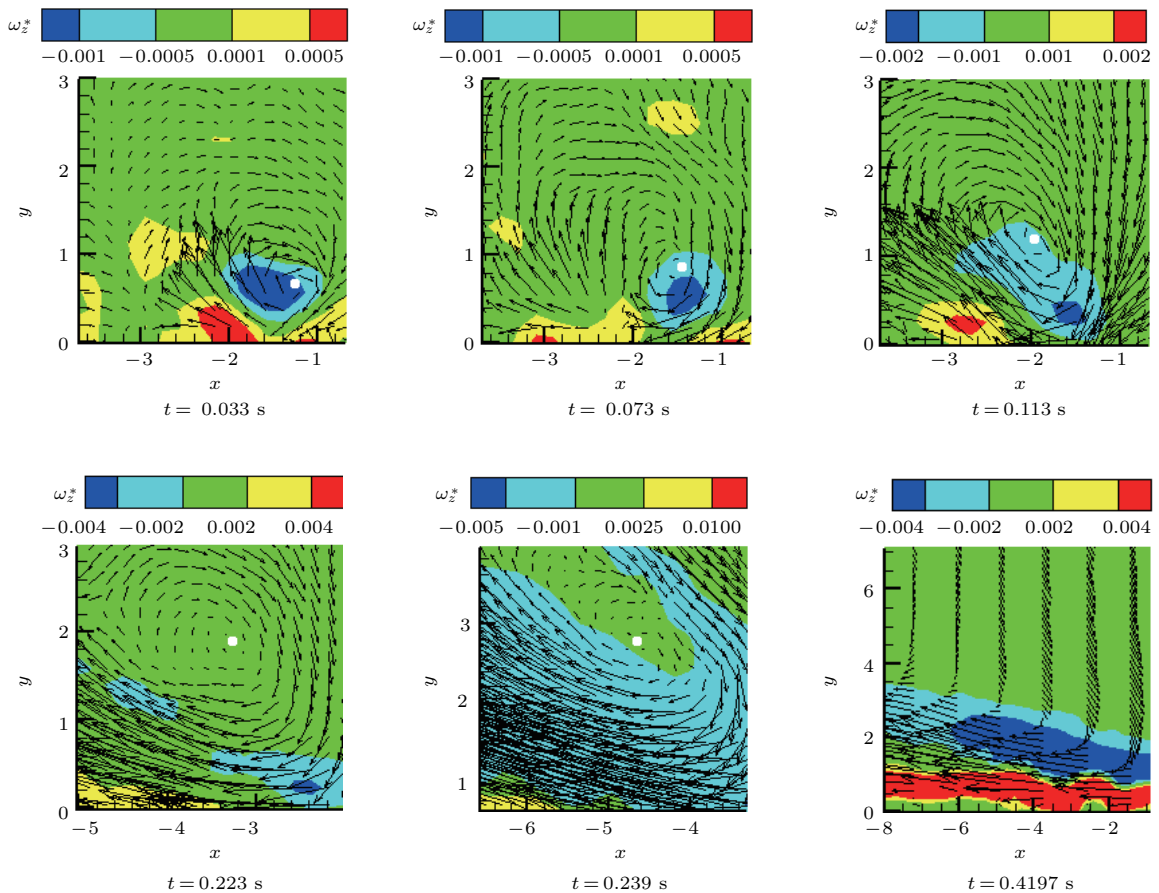


图7 静止空气下左侧启动涡涡量场随时间变化情况

Fig. 7. The vorticity fields of starting vortex on the left over time in quiescent air.

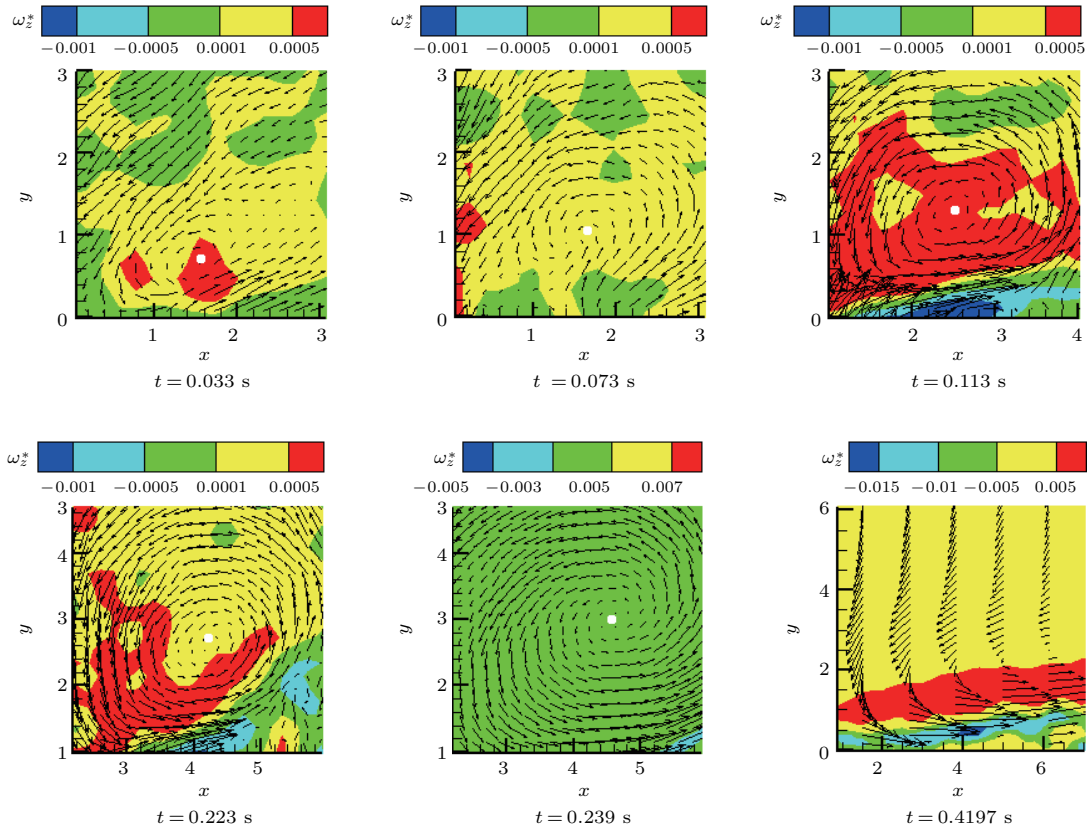


图8 静止空气下右侧启动涡涡量场随时间变化情况

Fig. 8. The vorticity fields of starting vortex on the right over time in quiescent air.

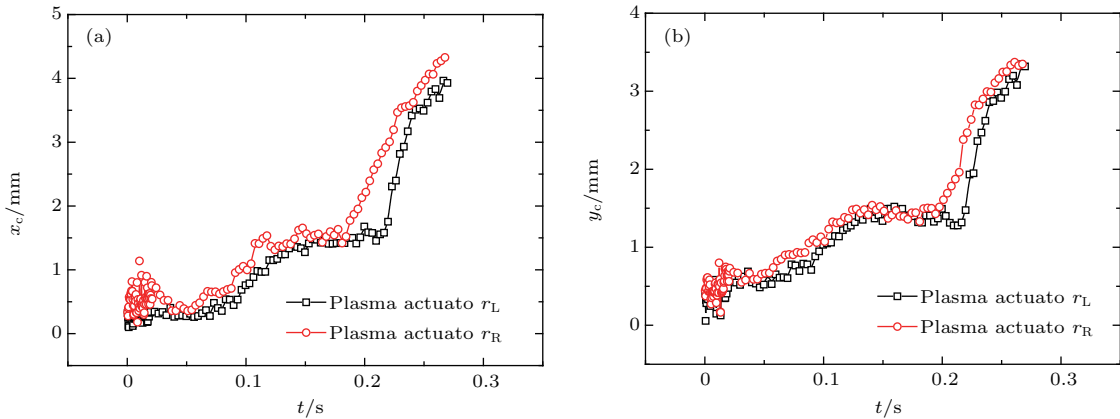


图9 静止空气下涡核位置随时间变化情况 (a) x 坐标随时间变化; (b) y 轴坐标随时间变化

Fig. 9. The location of vortex core over time in quiescent air: (a) x versus t ; (b) y versus t .

3.2 来流情况下启动涡形态研究

在 1 m/s 风速下, 开展启动涡形态研究. 施加的峰峰值电压为 8 kV, 激励频率为 3 kHz. 图 10 给出了在来流条件下, 诱导射流速度最大值随时间变化情况. 同样, 两侧射流速度的变化规律近似相同. 与静止空气下的实验结果相比, 诱导射流速度达到

最大值的时间近似相同; 但在来流影响下, 诱导速度达到最大值之后, 震荡较为剧烈, 并且左侧(逆流向)射流速度的波动范围较右侧(顺流向)大. 较大的速度脉动量能够提升等离子体对流场产生扰动的能力, 从而促进边界层与外流进行动量交换, 增强边界层抵抗逆压梯度的能力^[45].

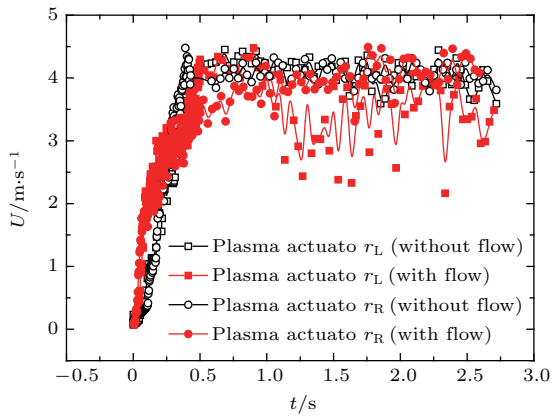


图10 来流条件下射流速度最大值随时间变化情况
Fig. 10. The maximum velocity of plasma jet over time under flow condition.

图11和图12分别给出了左、右侧启动涡随时间变化情况。从图11和图12可以看出,启动涡变化规律与静止空气下有所不同。在逆来流方向(即左侧),启动涡刚开始朝远离壁面及远离暴露电极的方向运动;当启动涡运动到一定高度时,由于来流方向与启动涡运动方向相反,因此,启动涡与周

围流体存在较强的剪切,在一段时间内,启动涡并不继续往远离壁面的方向运动,而是停留在一定高度,不断旋转,演化,促进边界层与来流之间的能量交换。借助来流的作用,启动涡的生存时间得到延长。

而在顺来流方向(即右侧),由于来流方向与启动涡运动方向相同,在一定程度上,来流削弱了启动涡旋转的能力,破坏了涡的拟序结构[46],导致启动涡生存时间大幅度缩短,移动的距离减小。在 $t = 0.076$ s时,启动涡消失,激励器形成一股射流。

图13给出了涡核位置随时间变化曲线。对于左侧激励器,在0.1 s前,涡核位置随时间的变化规律与静止空气下的变化情况相同;在0.1—0.2 s范围内,涡的运动速度较静止空气下要快;在0.2 s后,涡核位置在一定范围内波动。

对于右侧激励器,在0.076 s前,启动涡的运动速度较快;当 $t = 0.076$ s时,在来流的作用下,启动涡消失,生存时间较静止空气下缩短。涡核位置变化曲线与 $t^{0.45}$ 成正比。

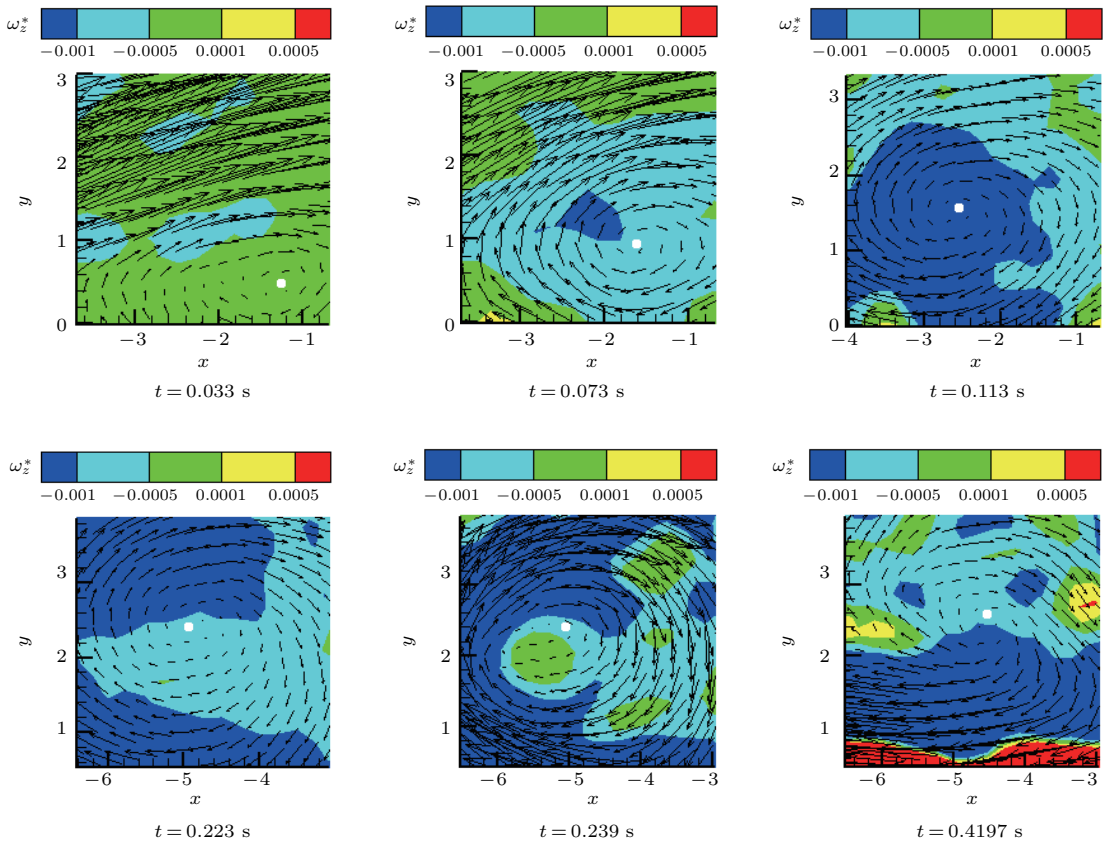


图11 左侧启动涡涡量场随时间变化情况 ($U_\infty = 1$ m/s)

Fig. 11. The vorticity fields of starting vortex on the left over time at the wind speed of 1 m/s.

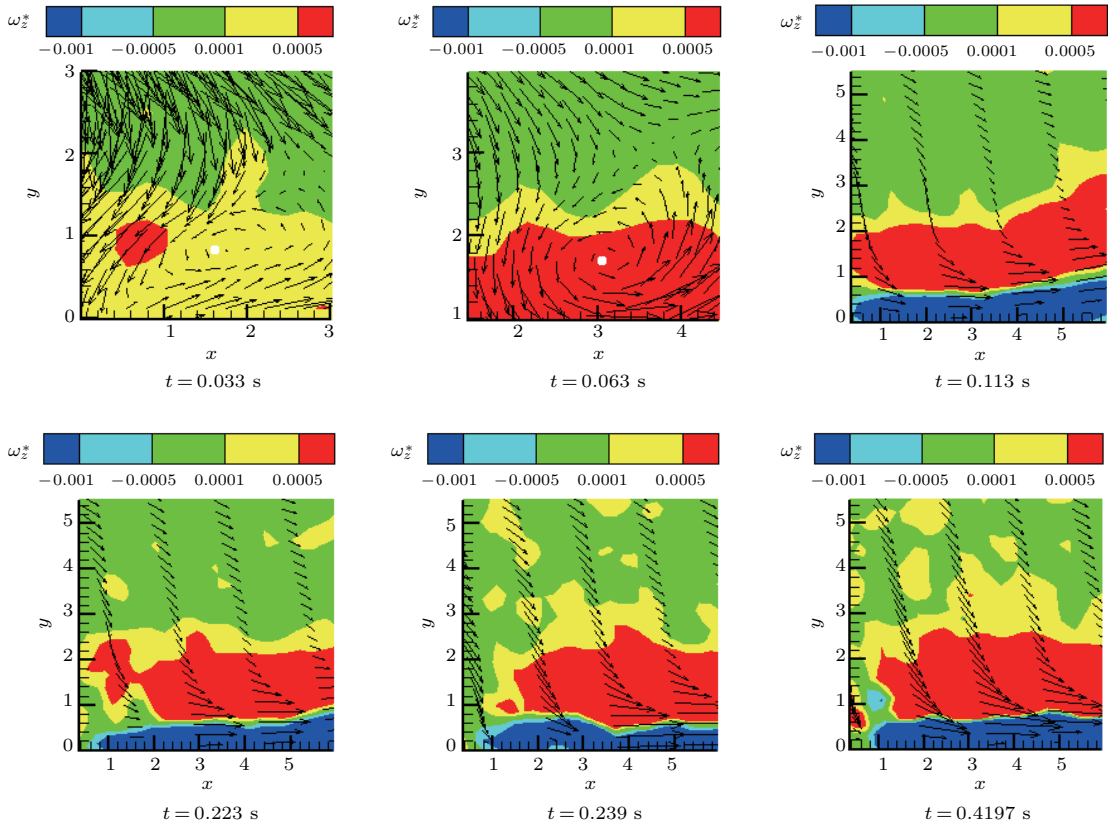


图 12 右侧启动涡涡量场随时间变化情况 ($U_\infty = 1$ m/s)

Fig. 12. The vorticity fields of starting vortex on the right over time at the wind speed of 1 m/s.

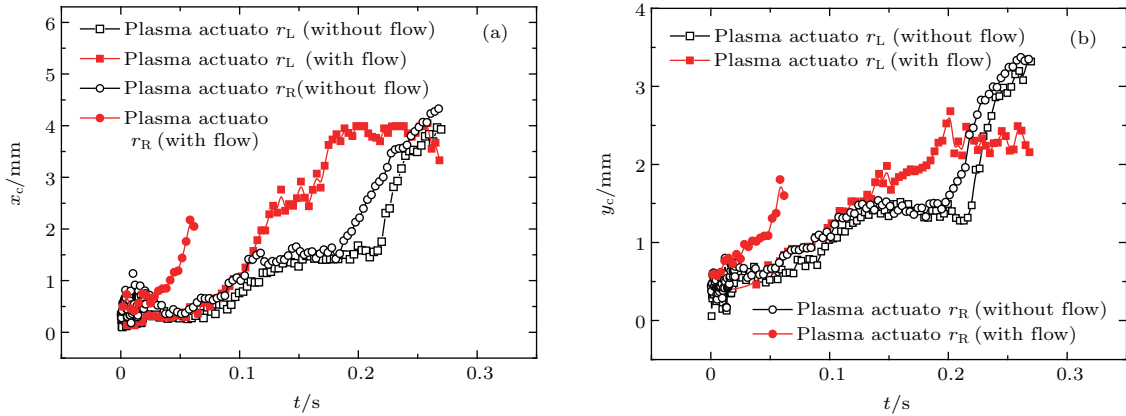


图 13 来流条件下涡核位置随时间变化情况 (a) x 坐标随时间变化; (b) y 轴坐标随时间变化

Fig. 13. The location of vortex core over time under flow condition: (a) x versus t ; (b) y versus t .

依据实验结果可以得出, 在静止空气下, 可以通过诱导射流达到最大值的时间推算出启动涡破碎时间; 而在有来流条件下, 启动涡的生存时间与射流达到最大值的时间并不一致. 在逆来流方向, 启动涡生存时间大于射流达到最大值时间; 而在顺来流方向, 启动涡生存时间远小于射流达到最大值时间.

同时可以发现, 在以往大多数研究中, 研究人员常采用顺流的方式布置非对称激励器^[1-3]. 这种布局方式虽然可以最大限度地利用等离子体射流效应向边界层注入能量, 但同时启动涡的寿命大大减小, 激励器促进边界层与外流的掺混能力降低. 因此, 采用非对称顺流向布局这种激励方式进行流动控制时, 射流速度的大小直接决定了激励器

控制能力的强弱. 而采用对称式布局激励器开展实验时, 不仅能依靠射流向边界层注入能量, 而且借助来流的作用, 有效延长逆流向启动涡的“寿命”, 增强激励器的掺混能力, 有效提高激励器在较高风速^[47]或较高雷诺数下^[48]的控制能力.

4 结 论

本文采用高频PIV技术, 以对称激励器为研究对象, 开展了启动涡时空演化过程的研究, 分析了来流对启动涡发展变化、生存时间的影响, 得到以下结论.

1) 与传统非对称激励器不同, 对称式布局激励器会在暴露电极两侧产生辉光, 同时诱导产生射流; 在射流速度达到最大值之前, 随着时间的增加, 射流速度不断提高; 当速度达到最大值之后, 射流速度会产生震荡. 在来流作用下, 速度的震荡范围扩大.

2) 在静止空气下, 启动涡不断向远离壁面及远离暴露电极边缘的方向发展, 运动轨迹曲线近似与 $t^{0.7}$ 成比例; 在来流条件下, 对于左侧启动涡来说, 刚开始运动过程与静止空气下类似; 当启动涡达到一定高度时, 在来流影响下, 启动涡的卷吸作用增强, 从而促进了边界层内低速气流与外流之间的掺混; 同时借助来流的作用, 延迟了涡破碎的时间. 对于右侧启动涡来说, 由于来流方向与启动涡运动方向相同, 启动涡的生存时间大幅度缩短.

3) 在静止空气下, 可以用诱导射流达到最大值的时间表征启动涡破碎的时间; 但在来流条件下, 启动涡生存时间与射流达到最大值的时间没有确定的关系. 在逆来流方向, 启动涡生存时间比射流达到最大值的时间长; 在顺来流方向, 启动涡生存时间小于射流达到最大值的时间.

4) 对于非对称顺来流布置的激励器来说, 诱导射流是向边界层注入能量的主要方式, 射流速度的高低直接决定了激励器向边界层提供动量的多少; 而对于对称式布局激励器来说, 由于来流有效延长了左侧启动涡的寿命, 因此, 提高了激励器促进边界层与外流掺混的能力. 对称式激励器兼有掺混与射流效应两种能力, 是提高等离子体在较高风速或较高雷诺数下控制效果的有效方法, 具有潜在的应用价值.

参考文献

- [1] Corke T C, Post M L, Orlov D M 2007 *Prog. Aerosp. Sci.* **43** 193
- [2] Patel M P, Ng T T, Vasudevan S 2007 *AIAA J.* **44** 4
- [3] Roupasov D, Nikipelov A, Nudnova M 2009 *AIAA J.* **47** 1
- [4] Benard N, Moreau E, Griffin J 2010 *Exp. Fluids* **48** 791
- [5] Thomas F, Corke T C, Iqbal M 2009 *AIAA J.* **47** 9
- [6] Li Y H, Liang H, Ma Q Y, Wu Y, Song H M, Wu W 2008 *Acta Aeronaut. Astronaut. Sin.* **29** 6 (in Chinese) [李应红, 梁华, 马清源, 吴云, 宋慧敏, 武卫 2008 航空学报 **29** 6]
- [7] Wu Y, Li Y H, Jia M 2010 *Chin. J. Aeronaut.* **23** 1
- [8] Wu Y, Li Y H 2015 *Acta Aeronaut. Astronaut. Sin.* **36** 2 (in Chinese) [吴云, 李应红 2015 航空学报 **36** 2]
- [9] Wang J J, Choi K S, Feng L H, Jukes T N 2013 *Prog. Aerosp. Sci.* **62** 52
- [10] Che X K, Shao T, Nie W S, Yan P 2012 *J. Phys. D: Appl. Phys.* **45** 145201
- [11] Zhang P F, Liu A B, Wang J J 2009 *AIAA J.* **47** 10
- [12] Shi Z W, Fan B G 2011 *Acta Aeronaut. Astronaut. Sin.* **32** 9 (in Chinese) [史志伟, 范本根 2011 航空学报 **32** 9]
- [13] Meng X S, Guo Z X, Luo S J 2010 *Acta Aeronaut. Astronaut. Sin.* **3** 3 (in Chinese) [孟宣市, 郭志鑫, 罗时钧 2010 航空学报 **3** 3]
- [14] Liu Z F, Wang L Z, Fu S 2011 *Sci. China-Phys. Mech. Astron.* **54** 11
- [15] Nie C Q, Li G, Zhu J Q 2008 *Sci. China-Phys. Mech. Astron.* **51** 7
- [16] Zhu Y F, Wu Y, Cui W, Li Y H, Jia M 2013 *Acta Aeronaut. Astronaut. Sin.* **34** 9 (in Chinese) [朱益飞, 吴云, 崔巍, 李应红, 贾敏 2013 航空学报 **34** 9]
- [17] Liang H, Li Y H, Wu Y, Wu W, Ma Q Y 2009 *High Voltage Engineering* **35** 5 (in Chinese) [梁华, 李应红, 吴云, 武卫, 马清源 2009 高电压技术 **35** 5]
- [18] Leger L, Moreau E, Touchard G 2002 *1st Flow Control Conference* St. Louis, USA, June 24–26, 2002 p2833
- [19] Magnier P, Hong D, Chesneau A L, Bauchire J M 2007 *Exp. Fluids* **42** 5
- [20] Zhang X, Huang Y, Huang Z B, Wang X N, Shen Z H 2011 *J. Exp. Fluid Mech.* **25** 1 (in Chinese) [张鑫, 黄勇, 黄宗波, 王勋年, 沈志洪 2011 实验流体力学 **25** 1]
- [21] Burgmann S, Schroder W 2008 *Exp. Fluids* **45** 675
- [22] Zhang X, Huang Y, Wang X N 2016 *Acta Aeronaut. Astronaut. Sin.* **37** 6 (in Chinese) [张鑫, 黄勇, 王勋年 2016 航空学报 **37** 6]
- [23] He C, Corke T C, Patel M P 2004 *J. Aircr.* **46** 864
- [24] Grundmann S, Tropea C 2008 *Exp. Fluids* **44** 795
- [25] Han M H, Li J, Liang H, Zhao G Y, Hua W Z, Wang D B 2015 *High Voltage Engineering* **41** 6 (in Chinese) [韩孟虎, 李军, 梁华, 赵光银, 化为卓, 王大博 2015 高电压技术 **41** 6]
- [26] Grossman K R, Cybyk B Z, Vanwie D M 2003 *AIAA Paper* 2003-57
- [27] Popkin S H, Cybyk B Z, Land H B, Emerick T M, Foster C H, Alvi F S 2013 *AIAA Paper* 2013-0322

- [28] Liu R B, Niu Z G, Wang M M, Hao M, Lin Q 2015 *Sci. China Technol. Sci.* **58** 11
- [29] Wang J, Li Y H, Cheng B Q, Su C B, Song H M, Wu Y 2009 *Acta Phys. Sin.* **58** 5513 (in Chinese) [王健, 李应红, 程邦勤, 苏长兵, 宋慧敏, 吴云 2009 物理学报 **58** 5513]
- [30] Chen Z L, Hao L Z, Zhang B Q 2013 *Sci. China Technol. Sci.* **56** 5
- [31] Feng L H, Jukes T N, Choi K S, Wang J J 2012 *Exp. Fluids* **52** 1533
- [32] Du H, Shi Z W, Geng X 2012 *Acta Aeronaut. Astronaut. Sin.* **33** 10 (in Chinese) [杜海, 史志伟, 耿玺 2012 航空学报 **33** 10]
- [33] Whalley R D, Choi K S 2010 *Phys. Fluids* **22** 091105
- [34] Forte M, Jolibois J, Pons J, Moreau E, Touchard G, Cazalens M 2007 *Exp. Fluids* **43** 6
- [35] Enloe C L, McLaughlin T E, Vandyken R D 2004 *AIAA J.* **42** 3
- [36] Post M L 2004 *Ph. D. Dissertation* (USA: University of Notre Dame)
- [37] Whalley R D, Choi K S 2012 *J. Fluid Mech.* **703** 192
- [38] Mertz B E, Corke T C 2011 *J. Fluid Mech.* **669** 192
- [39] Liang H, Li Y H, Song H M, Jia M, Wu Y 2011 *J. Exp. Fluid Mech.* **25** 3 (in Chinese) [梁华, 李应红, 宋慧敏, 贾敏, 吴云 2011 实验流体力学 **25** 3]
- [40] Che X K, Nie W S, Zhou P H, He H B, Tian X H, Zhou S Y 2013 *Acta Phys. Sin.* **62** 224702 (in Chinese) [车学科, 聂万胜, 周朋辉, 何浩波, 田希晖, 周思引 2013 物理学报 **62** 224702]
- [41] Cheng Y F, Nie W S, Che X K, Tian X H, Hou Z Y, Zhou P H 2013 *Acta Phys. Sin.* **62** 104702 (in Chinese) [程钰锋, 聂万胜, 车学科, 田希晖, 侯志勇, 周鹏辉 2013 物理学报 **62** 104702]
- [42] Zhang Y, Li W P, Wang F X, Xiang Y, Li Z J 2014 *J. Shanghai Jiaotong Univ. (Sci.)* **48** 8 (in Chinese) [张屹, 李伟鹏, 王福新, 向阳, 李子佳 2014 上海交通大学学报 **48** 8]
- [43] Kelley C L, Bowles P O, Cooney J, He C, Corke T C 2014 *AIAA J.* **52** 9
- [44] Moreau E 2007 *J. Phys. D: Appl. Phys.* **40** 605
- [45] Jacob J D, Ramakumar K 2005 *4th International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena* Williamsburg, USA, June 27–29
- [46] Feng L H, Wang J J 2014 *Eur. J. Mech. B: Fluids* **43** 14
- [47] Zhang X, Huang Y, Shen Z H 2012 *J. Exp. Fluid Mech.* **26** 3 (in Chinese) [张鑫, 黄勇, 沈志洪 2012 实验流体力学 **26** 3]
- [48] Zhang X, Huang Y, Wang W B 2014 *Sci. China: Phys. Mech. Astron.* **57** 6

Experimental investigation on the starting vortex induced by symmetrical dielectric barrier discharge plasma actuator*

Zhang Xin^{1)†} Huang Yong²⁾ Wang Wan-Bo²⁾ Tang Kun²⁾ Li Hua-Xing¹⁾

1) (School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

2) (China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

(Received 13 April 2016; revised manuscript received 3 July 2016)

Abstract

Flow control using plasma actuator is a promising research field of aeronautical applications. Due to its low energy consumption, rapid response and simple construction, this actuator has been investigated in various aerodynamics problems, such as boundary layer flow control, drag reduction, lift enhancement, noise reduction, and flow separation control. In order to understand the controlling mechanism of plasma actuator, many researchers have been carried out some experiments on the plasma actuator characterization in quiescent air and obtained the evolution process of starting vortex induced by plasma actuator. But the plasma actuator always works under flow condition. Therefore, understanding the interaction process between the starting vortex and incoming flow is a key to promote this technology development. In this paper, the starting vortex induced by symmetrical Dielectric Barrier Discharge (DBD) plasma actuator in quiescent air or under flow condition was investigated using Particle Image Velocimetry (PIV). Compared with the asymmetrical DBD plasma actuator, the symmetrical plasma actuator adopted the whole metal plate model as the insulated electrode. Three layers of kapton film as dielectric material covered the testing model and the thickness of each layer was 0.05 mm. The copper foil which was 2 mm in width and 0.05 mm in thickness was mounted on the trailing edge of the plate and oriented along the spanwise direction to induce a wall jet in the streamwise direction. The input AC voltage was 8 kV p-p and the frequency of the power source was 3 kHz. The wind speed was 1 m/s. The results suggested that the symmetrical actuator produced one pair of counter-rotating starting vortexes on each side of upper electrode and the trajectory of the starting vortex core was shown to scale with $t^{0.7}$ in quiescent air. Compared to the evolution law of starting vortex in still air, the development evolution and life time of starting vortex under flow condition was different due to the interaction influence between incoming flow and starting vortex. The breakdown time of downstream starting vortex was earlier and the location of the starting vortex core scaled with $t^{0.45}$ under flow condition. Conversely, the life time of upstream starting vortex which was in the opposite direction of incoming flow was delayed. The incoming flow enhanced the upstream starting vortex's capability of promoting mixing and entraining high-momentum fluid into boundary layer, therefore the boundary layer became more energetic and capable of withstanding adverse pressure gradient. The jet effect and mixing function could be achieved by the symmetrical plasma actuator. These investigations laid the groundwork for flow control using DBD plasma actuator at high wind speed or high Reynolds number.

Keywords: starting vortex, plasma, dielectric barrier discharge, flow control

PACS: 47.32.-y, 47.32.Ff, 52.77.-j, 52.80.-s

DOI: [10.7498/aps.65.174701](https://doi.org/10.7498/aps.65.174701)

* Project supported by the Exploration Foundation of Weapon System (Grant No. 7130711).

† Corresponding author. E-mail: lookzx@mail.ustc.edu.cn