

机翼尺度效应对等离子体分离流动控制特性的影响

阳鹏宇, 张鑫, 赖庆仁, 车兵辉, 陈磊

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF THE INFLUENCE OF SCALING EFFECTS OF WINGS ON THE FLOW SEPARATION CONTROL USING PLASMA ACTUATORS

Yang Pengyu, Zhang Xin, Lai Qingren, Che Binghui, and Chen Lei

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.6052/0459-1879-21-379>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

等离子体激励器控制圆柱绕流的实验研究

FLOW CONTROL OVER A CIRCULAR CYLINDER USING PLASMA ACTUATORS

力学学报. 2018, 50(6): 1396-1405

风力机翼型动态失速等离子体流动控制数值研究

NUMERICAL STUDY ON DYNAMIC STALL FLOW CONTROL FOR WIND TURBINE AIRFOIL USING PLASMA ACTUATOR

力学学报. 2020, 52(6): 1678-1689

低雷诺数俯仰振荡翼型等离子体流动控制

PLASMA-BASED FLOW CONTROL ON PITCHING AIRFOIL AT LOW REYNOLDS NUMBER

力学学报. 2021, 53(1): 136-155

进气道等离子体/磁流体流动控制研究进展

RESEARCH PROGRESS OF PLASMA/MHD FLOW CONTROL IN INLET

力学学报. 2019, 51(2): 311-321

等离子体激励器诱导射流的湍流特性研究

INVESTIGATION ON THE TURBULENT CHARACTERISTICS OF THE JET INDUCED BY A PLASMA ACTUATOR

力学学报. 2018, 50(4): 776-786

非平衡等离子体对甲烷-氧扩散火焰影响的实验研究

EXPERIMENT STUDY OF EFFECT OF NONEQUILIBRIUM PLASMA ON METHANE-OXYGEN DIFFUSIVE FLAME

力学学报. 2019, 51(5): 1336-1349



关注微信公众号, 获得更多资讯信息

机翼尺度效应对等离子体分离流动控制特性的影响¹⁾

阳鹏宇* 张鑫^{*,2)} 赖庆仁† 车兵辉† 陈磊†

* (中国空气动力研究与发展中心空气动力学国家重点实验室, 四川绵阳 621000)

† (中国空气动力研究与发展中心低速空气动力学研究所, 四川绵阳 621000)

摘要 等离子体流动控制技术是一种以等离子体气动激励为控制手段的主动流动控制技术. 为了进一步提高等离子体激励器可控机翼尺度, 以超临界机翼 SC(2)-0714 大迎角分离流为研究对象, 以对称布局介质阻挡放电等离子体为控制方式, 以测力、粒子图像测速仪为研究手段, 从等离子体激励器特性研究出发, 深入开展了机翼尺度效应对等离子体控制的影响研究, 提出了适用于分离流控制的能效比系数, 探索了分离流等离子体控制机理, 掌握了机翼尺度对分离流控制的影响规律. 结果表明: (1) 随着机翼尺度的增大, 布置到机翼上的激励器电极长度会相应增加; 在本文的参数研究范围内, 激励器的平均消耗功率不会随电极长度的增加而线性增大; 当电极长度达到一定阈值时, 激励器的平均消耗功率趋于定值; (2) 在固定雷诺数的情况下, 随着机翼尺度的增大, 等离子体的控制效果并未降低, 激励器能效比系数提高; (3) 等离子体在主流区诱导的大尺度展向涡与在壁面附近产生的一系列拟序结构成为分离流控制的关键. 研究结果为实现真实飞机的等离子体分离流控制, 推动等离子体流动控制技术工程化应用提供了技术支撑.

关键词 尺度效应, 分离流, 流动控制, 介质阻挡放电, 等离子体

中图分类号: V211.A 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-21-379

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF THE INFLUENCE OF SCALING EFFECTS OF WINGS ON THE FLOW SEPARATION CONTROL USING PLASMA ACTUATORS¹⁾

Yang Pengyu* Zhang Xin^{*,2)} Lai Qingren† Che Binghui† Chen Lei†

* (State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, Sichuan, China)

† (Low Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, Sichuan, China)

Abstract Plasma flow control technology is an active flow control technology with plasma aerodynamic actuation as the control means. In order to further improve the controllable wing scales of plasma actuator, experimental investigations on characteristics of symmetrical dielectric barrier discharge (DBD) plasma actuator and flow separation control over a supercritical wing SC(2) - 0714 at high angle of attack using symmetrical DBD plasma actuator have been carried out by the force measurement and particle image velocimetry (PIV). The influence of wing scaling effect on plasma control is deeply studied and the energy consumption ratio coefficient suitable for separated flow control is proposed. In addition, the separated flow control mechanism of the plasma actuator is explored, and the influence law of Wing scale on separated flow control is mastered. The results show that (1) with the increase of wing size, the length of

2021-08-05 收稿, 2021-10-08 录用, 2021-10-09 网络版发表.

1) 国家自然科学基金 (11902336) 和空气动力学国家重点实验室创新基金 (JBKYC190103) 资助项目.

2) 张鑫, 副研究员, 主要研究方向: 等离子体流动控制技术研究. Email: lookzx@mail.ustc.edu.cn

引用格式: 阳鹏宇, 张鑫, 赖庆仁, 车兵辉, 陈磊. 机翼尺度效应对等离子体分离流动控制特性的影响. 力学学报, 2021, 53(12): 3321-3330

Yang Pengyu, Zhang Xin, Lai Qingren, Che Binghui, Chen Lei. Experimental investigation of the influence of scaling effects of wings on the flow separation control using plasma actuators. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2021, 53(12): 3321-3330

copper foil electrode arranged on the wing is increased accordingly. The average power consumption of the actuator does not increase linearly with the increase of the electrode length within the scope of parameters in the present manuscript. When the electrode length reaches a certain threshold, the average power consumption of the actuator tends to a fixed value. (2) In the case of fixed Reynolds number, with the increase of wing scale, the control effect of plasma is not decreased, and the energy consumption ratio coefficient of plasma actuator increases. (3) The large-scale spanwise vortices and a series of coherent structures which are generated by the symmetrical DBD plasma actuator in the mainstream flow area and in the vicinity of the wall respectively become the key to the control of separated flow. The research results provide technical support for realizing the separated flow control of real aircraft using plasma actuators and promoting the engineering application of plasma flow control technology.

Key words scaling effects, separated flow, flow control, dielectric barrier discharge, plasma

引言

当机翼处于大迎角时,机翼边界层无法克服逆压梯度,机翼绕流流场发生了流动分离,使得机翼的升力降低、阻力增加,从而引起机身、舵面等发生振动.自普朗特提出边界层理论以来,抑制机翼分离流的研究就从未停止过^[1-9].各国投入大量的人力、财力去开展机翼分离流控制研究,力争通过提升机翼的气动性能,增加机翼可用迎角与可用升力,实现飞机短距起降,代替传统增升装置,摆脱传统飞机设计的束缚,取得革新.

介质阻挡放电(dielectric barrier discharge, DBD)等离子体流动控制技术作为一种典型的主动流动控制技术,因具有响应迅速、工作稳定、结构简单等突出优点,为抑制气流分离、推迟机翼失速迎角、提升机翼气动性能提供了重要技术支撑^[10-13].

在国外,美国和俄罗斯等航空大国有固定的研究人员持续开展该领域研究.美国圣母大学的 Kelley 等^[14]通过采用陶瓷作为翼型材料,对激励器施加 30 kV 正弦高压等方式,在 $Re = 2.3 \times 10^6$ 的情况下,实现了翼型分离流控制.莫斯科物理技术研究院通过采用纳秒脉冲激励的方式,在 $Ma = 0.85$ 的情况下,抑制了翼型气流分离^[15].在欧洲,以发展“绿色航空”为牵引,流动控制委员会组织了数十所高校,针对机翼分离流问题,开展了深入研究,探索了分离流等离子体控制机理,摸清了激励参数对控制效果的影响规律^[16].在亚洲,新加坡国立大学的郑建国等^[17]指出纳秒脉冲等离子体激励器产生的诱导热是翼型分离流控制的关键.日本航天科学研究所的 Sato 等^[18]通过数值模拟方法分析了不同雷诺数下激励器的最优激励频率与翼型前缘分离剪切层之间的耦

合关系.

在国内,研究人员通过采用数值模拟^[19-25]、风洞实验^[26-33]、飞行验证^[34-35]等方式,深入开展了基于等离子体激励的机翼分离流控制研究,拓展了等离子体激励器可控风速^[36]与可控雷诺数^[37],提高了技术成熟度,为该技术的工程化应用奠定了重要技术基础.

尽管在流动控制机理分析、高风速及高雷诺数下等离子体控制效果方面取得了重要进展,但机翼的尺度较小,展长一般不超过 1 m.而真实飞行器的翼展多在 10 m 以上.因此,分析机翼尺度效应对分离流等离子体流动控制的影响规律,掌握等离子体控制机理,提升等离子体对大尺度模型的控制效果,是推动等离子体流动控制技术实现工程化应用的关键之一.

本文采用测力与粒子图像测速仪(particle image velocimetry, PIV)相结合的方法,针对不同尺度的机翼开展了分离流等离子体控制研究,引入能效比系数公式分析了尺度效应对控制效果的影响规律,探索了等离子体流动控制机理,为开展全尺寸飞机等离子体流动控制研究提供技术支撑.

1 实验系统

1.1 对称布局 DBD 等离子体激励器

图 1 给出了对称布局等离子体激励器布置示意图.如图 1 所示,激励器主要包括两层电极、绝缘介质和激励电源 3 部分.目前常采用正弦交流、纳秒脉冲和微秒脉冲 3 种高压电源产生等离子体.不同的激励电源会产生不同的诱导流场.本文仅采用正弦交流电源作为激励电源.实验时,上层电极与正弦

交流电源相连, 下层电极接地. 下层电极的宽度覆盖上层电极的两端. 两层电极之间由绝缘介质隔开. 当电压超过一定幅值时, 上层电极周围的空气被电离, 从而产生带电粒子. 在电场的作用下, 这些带电粒子在定向运动的过程中与中性分子发生碰撞, 从而诱导产生射流^[38-41]. 在实验结果部分, 本文会对激励器诱导流场特性进行分析.

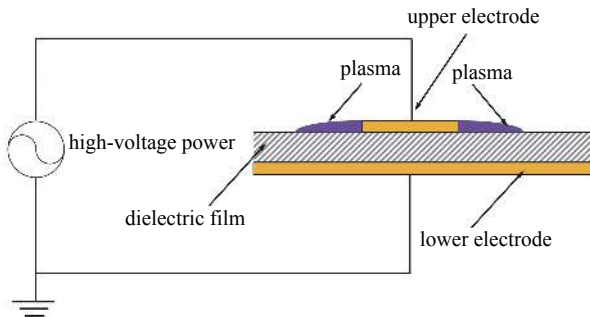


图 1 对称布局等离子体激励器布局示意图

Fig. 1 Configuration of symmetrical DBD plasma actuator

1.2 激励器诱导流场特性实验设置

本文采用正弦交流对称布局激励器开展研究. 采用铜箔胶带作为电极. 上、下两层电极的厚度为 0.05 mm, 两层电极的几何中心重合. 上层电极的宽度为 2 mm, 下层电极的宽度为 5 mm. 采用厚度为 0.1 mm 的聚酰亚胺胶带作为绝缘介质.

采用由西安浩宁电子科技有限公司生产的高压交流电源开展实验. 该电源的电压峰峰值为 0~20 kV, 频率范围为 0.1~6 kHz. 本文采用连续激励的模式开展实验研究, 占比为 100%.

采用 LAVISION 公司生产的高频 PIV 系统开展实验. 相机分辨率为 1024 × 1024 像素, 视场大小为 70 mm × 70 mm, 采集频率为 1.8 kHz, 采集时间为 2 s. 激光器的最高工作频率为 20 kHz, 单脉冲能量为 30 mJ.

实验时, 将布置有等离子体激励器的平板模型放置在尺寸为 800 mm × 600 mm × 600 mm (长 × 宽 × 高) 的封闭箱体内部. 通过预留的走线孔将高压线缆引入箱体内部并通过线缆连接交流电源与激励器. 实验前, 通过进气口将橄榄油示踪粒子注入到箱体内部. 随后, 通过盖板将进气口封闭. 当粒子分布均匀后, 再开展实验. 采用 Davis10.0 软件对原始图像进行互相关处理. 运算窗口为 32 × 32 像素, 重叠量为 50%, 速度误差小于 3%.

1.3 风洞介绍

1.3.1 小尺度模型实验所用风洞

小尺度机翼实验在中国空气动力研究与发展中心 (以下简称: 气动中心) 的电空气动力学研究型低速风洞中进行. 该风洞是一座开口直流式风洞, 主要由收缩段、扩散段、驻室和风机等部分组成. 试验段尺寸为 750 mm × 750 mm × 1050 mm, 风洞全长为 11.5 m. 稳定风速范围 2~55 m/s, 湍流度小于 0.3%.

1.3.2 大尺度模型实验所用风洞

为了提高机翼尺度, 在气动中心 $\Phi 3.2$ m 低速风洞开展了大尺度机翼风洞实验. 该风洞是一座单回流式低速风洞. 实验段为开口射流区, 直径为 3.2 m, 长度为 5 m. 实验段稳定风速范围为 8~115 m/s, 湍流度小于 0.3%.

1.4 实验模型介绍

1.4.1 小尺度模型实验所用模型及支撑装置

采用超临界机翼 (翼型剖面为 SC(2)-0714) 开展小尺度模型等离子体流动控制研究. 模型由铝制成. 机翼的前缘后掠角为 25°, 平均气动弦长为 100 mm, 展长为 380 mm. 如图 2 所示, 采用竖直方式安装机翼. 通过支杆将模型与天平进行连接. 由于部分支杆会暴露在流场中, 因此采用整流罩的方式降低支杆带来的实验误差. 通过转盘的转动实现模型迎角的变化. 角度控制机构的精度优于 0.05°.

采用应变天平开展测力实验. 实验前, 通过天平校准架对该天平进行静态标定. 表 1 给出了静态标定结果.

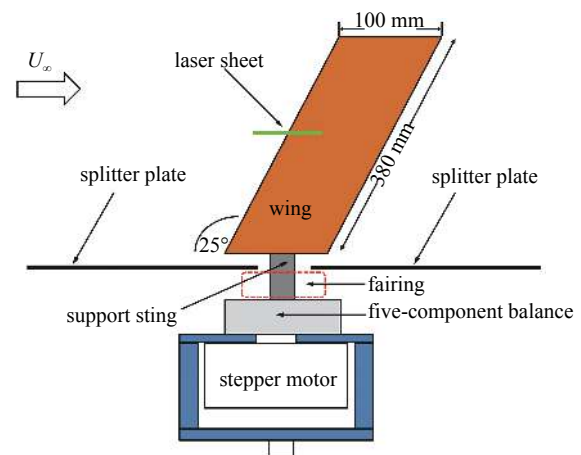


图 2 小尺度机翼测力实验的设备布置图

Fig. 2 Sketch of the force measurement setup for small size wing

表 1 应变天平静态标定结果

Table 1 Static calibration results of balance

Component of balance	x axis	y axis
design load/N	180	35
calibration load/N	180	35
accuracy/%	0.030	0.030
precision/%	0.018	0.018

实验时, 采用采样前延时 10 s, 采样时间为 10 s, 采样频率为每通道 100 Hz 的方式进行数据采集. 通过开展重复性实验, 获得气动力精度. 在实验风速范围内, 升力系数的精度优于 0.002, 阻力系数的精度优于 0.000 5. 由于本文主要关注施加等离子体激励前后的升阻力差量, 因此未对测力数据进行修正.

在开展 PIV 实验时, 激光器布置在风洞侧面, 激光片光与机翼弦向平面重合, 定位于机翼中截面. CCD 相机布置在风洞顶端, 摄像头轴线与激光片光垂直相交于测量平面, 如图 3 和图 4 所示.

采用整个金属模型作为下层电极的方式开展等离子体流动控制. 上层电极铜箔胶带, 宽度为 2 mm, 展向长度为 200 mm. 上层电极的中心与翼型前缘重合.

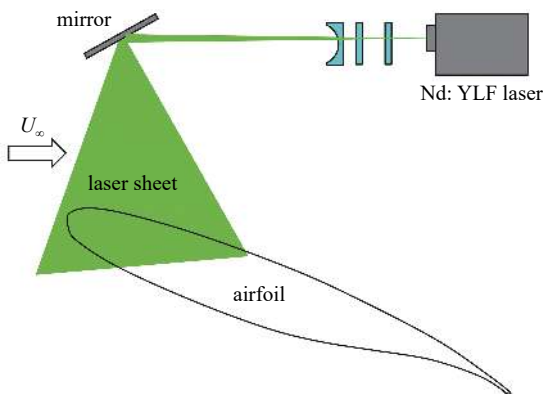


图 3 小尺度机翼 PIV 实验的设备布置图

Fig. 3 Schematic of the PIV experimental setup for small size wing

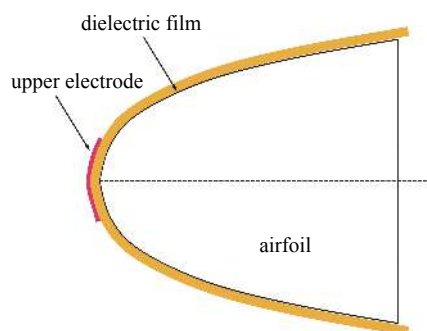


图 4 布置在机翼上的激励器布局示意图

Fig. 4 Layout diagram of DBD plasma actuator arranged on the wing

1.4.2 大尺度模型实验所用模型及支撑装置

如图 5 所示, 采用半模实验装置开展实验. 通过连接件将天平与模型相连. 借助风洞下转盘实现迎角变化. 该装置的迎角范围: $0 \sim 360^\circ$, 精度优于 0.02° . 通过垫块的方式减少边界层对测量结果的影响. 垫块与模型之间通过迷宫槽进行密封.

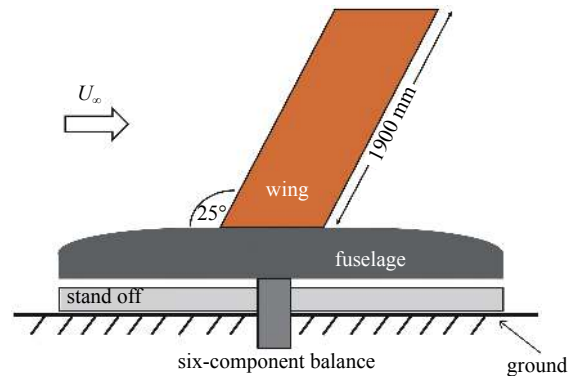


图 5 大尺度机翼测力实验的设备布置图

Fig. 5 Schematic of the force measurement setup for large size wing

采用与小尺度机翼相同的翼型剖面加工实验模型. 机翼由铝制成. 机翼的平均气动弦长为 500 mm, 展长为 1900 mm, 其几何尺寸刚好为小尺度机翼的 5 倍. 激励器布置形式与小尺度机翼实验相同, 采用整个金属模型作为下层电极的方式开展等离子体流动控制. 上层电极铜箔胶带, 宽度为 2 mm, 展向长度为 1000 mm. 上层电极的中心与翼型前缘重合.

采用 BM500 半模盒式应变天平开展实验. 实验前, 通过天平校准架对该天平进行了静态校准, 标定结果如表 2 所示.

表 2 BM500 应变天平静态标定结果

Table 2 Static calibration results of BM500 balance

Component of balance	x axis	y axis
design load/N	3300	10000
calibration load/N	3750	10000
accuracy/%	0.05	0.05
precision/%	0.018	0.018

2 实验结果与分析

2.1 静止空气下激励器特性研究

图 6 给出了对称布局激励器诱导流场的时均速度场. 将上层电极的中心作为坐标原点. 实验时, 将采集 2 s 的数据进行平均, 从而获得诱导流场的平均

速度. 由图 6 可知, (1) 激励器产生的射流与经典射流类似. 但不同的是, 等离子体激励器诱导射流并没有向流场内注入额外的质量流量. 激励器通过在壁面附近诱导产生等离子体, 排开壁面的空气, 使得壁面压力降低, 从而将上层电极上方的空气“拉拽”到壁面, 形成射流. 整个封闭空间内的质量流量并未增加; (2) 由于采用对称布局的形式, 因此激励器在上层电极的两侧产生两股速度近似相等, 方向相反的射流^[42]; (3) 在黏性力的作用下, 随着切向距离的增加, 射流的厚度逐渐增大.

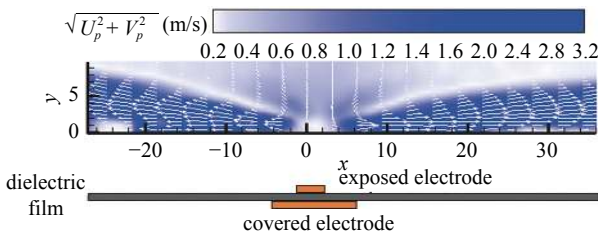


图 6 静止空气下对称布局激励器诱导流场的时均速度场
Fig. 6 Time-averaged velocity field generated by the symmetrical DBD plasma actuator in quiescent air

激励器的消耗功率影响着等离子体流动控制技术在经济性与应用前景. 当机翼尺度增大时, 电极沿展向的布置长度增加. 为了在大尺度机翼上实现分离流控制, 分析了激励器的平均消耗功率随电极长度的变化情况. 实验时, 通过泰克 P6015A 高压探针与泰克 TCP0030A 电流探针测量获得多个周期内的电压幅值与电流, 然后将多个周期内的功率之和进行平均, 从而获得激励器平均功率^[43].

如图 7 所示, 在不同电压下, 随着电极长度的增加, 激励器消耗功率逐渐增大; 其次, 在本文研究的参数范围内, 激励器消耗功率的增长率随着电极长度的增加而逐渐减小. 当电极长度达到一定阈值时, 激励器消耗功率将不再增加. 阈值的大小与电压、

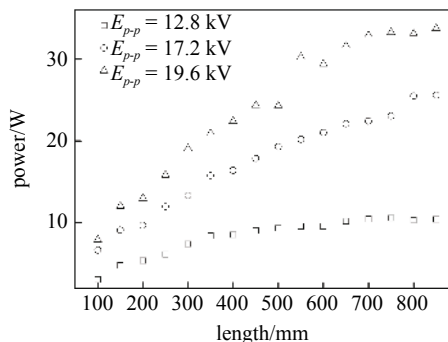


图 7 激励器消耗功率随电极长度的变化情况

Fig. 7 Power consumption of plasma actuator versus the length of electrodes

频率等激励参数有关. 这种影响规律为开展大尺度模型等离子体流动控制提供了有力条件. 即使模型尺度再大, 电极长度再长, 激励器消耗功率也不会随电极长度的增长而无限增加.

图 8 给出了 3 种激励电压下, 单位长度内激励器消耗功率随电极长度变化情况. 从图 8 可以看出, 随着电极长度的增加, 单位长度内的激励器消耗功率逐渐减小. 该结果与图 7 的变化规律吻合较好.

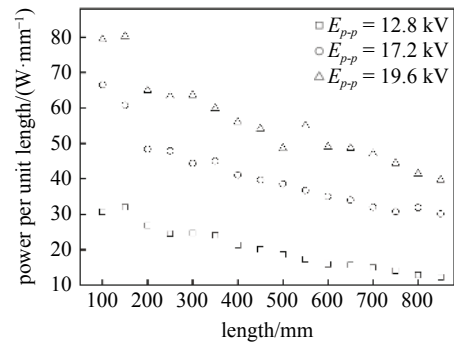
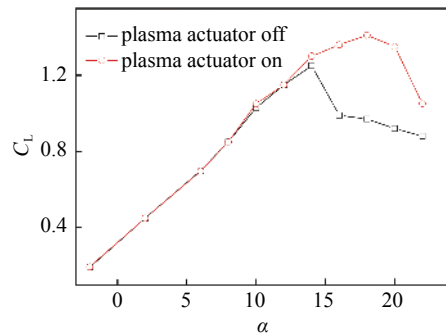


图 8 单位长度内激励器消耗功率随电极长度的变化情况

Fig. 8 Power consumption of plasma actuator in unit length versus the length of electrodes

2.2 小尺度机翼风洞实验结果

在掌握激励器特性的基础上, 开展了小尺度机翼风洞实验. 图 9 给出了在 $Re = 3.30 \times 10^5$ ($U_\infty = 50$ m/s) 的情况下, 施加激励前后, 小尺度机翼升力系数及阻力系数随迎角变化情况. 由图 9 可知, 当激励器布置在机翼前缘时, 等离子体激励对线性段的升力系数影响较小; 等离子体控制效果主要表现为推迟失速迎角、提高最大升力系数、减小失速区的阻力系数. 施加激励后, 失速迎角推迟了 4° , 最大升力系数提高了 12.8%.



(a) 升力系数
(a) Lift coefficient

图 9 施加激励前后小尺度机翼升力系数与阻力系数随迎角的变化情况

Fig. 9 Lift coefficient and drag coefficient of small size wing versus angle of attack with plasma actuation off and on.

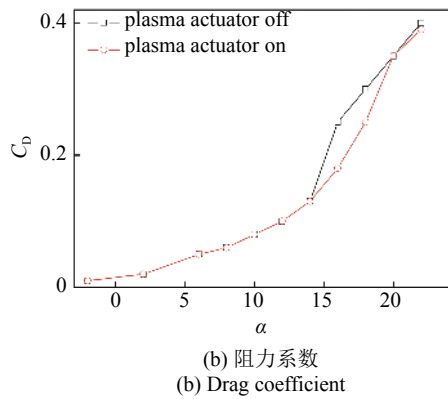


图 9 施加激励前后小尺度机翼升力系数与阻力系数随迎角的变化情况 (续)

Fig. 9 Lift coefficient and drag coefficient of small size wing versus angle of attack with plasma actuation off and on (continued)

2.3 大尺度机翼风洞实验结果

在完成小尺度机翼风洞实验的基础上, 开展了大尺度机翼的风洞实验研究. 两次风洞实验的雷诺数相同, 风速不同.

图 10 给出了在 $Re = 3.30 \times 10^5$ ($U_\infty = 10$ m/s) 的情况下, 施加激励前后, 大尺度机翼升力系数及阻力

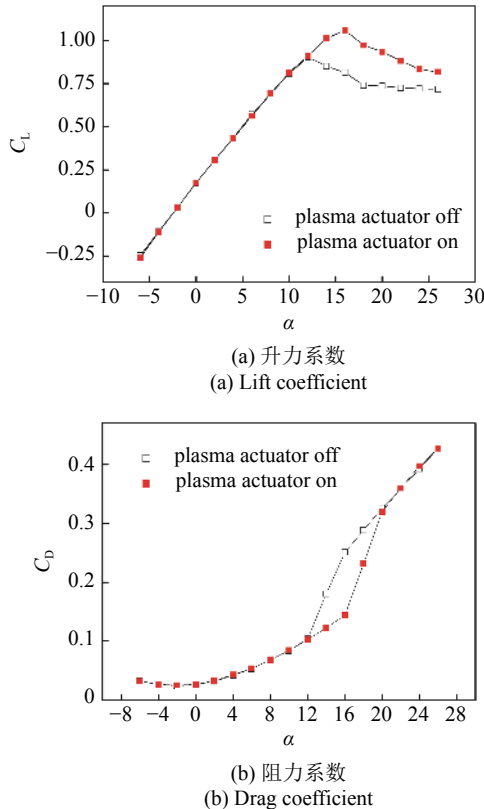


图 10 施加激励前后大尺度机翼升力系数与阻力系数随迎角的变化情况

Fig. 10 Lift coefficient and drag coefficient of large size wing versus angle of attack with plasma actuation off and on

系数随迎角变化情况. 与小尺度机翼实验类似, 等离子体激励推迟了机翼失速迎角, 提高了最大升力系数. 结果表明, 施加等离子体控制后, 失速迎角推迟了 4° , 最大升力系数提高了 17.3%.

2.4 尺度效应分析

本节通过对比两种情况下的控制效果、能效比系数, 分析机翼尺度对控制效果的影响. 表 3 总结了两次实验时等离子体激励器提升的最大升力系数与推迟的机翼失速迎角. 由表可知, 在雷诺数相同的情况下, 两次实验时通过等离子体激励器获得的控制效果相当.

表 3 两次实验的控制效果对比

Table 3 Comparison of control effects between two experiments

Wind tunnel	Increased maximum lift coefficient/%	Delayed stall angle of attack/($^\circ$)
750 mm \times 750 mm	12.8	4
Φ 3.2 m	17.3	0.018

2.4.1 控制效果对比

图 11 给出了在两次风洞实验中, 施加激励后, 最大升力系数的提升量与失速迎角的推迟量. 由图 11 可知, 当雷诺数相同的情况下, 机翼尺度对控制效果的影响较小. 施加等离子体激励后, 最大升力系数的增量保持在 12.8% 以上, 推迟的失速迎角均为 4° .

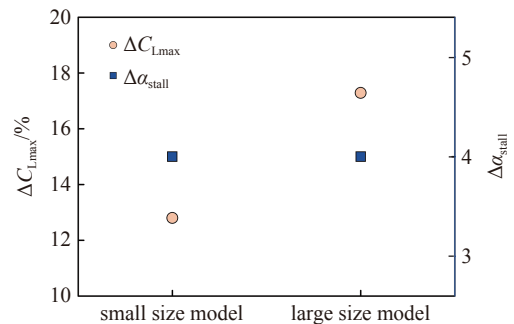


图 11 施加激励后提高的最大升力系数与推迟的失速迎角

Fig. 11 Increased maximum lift coefficient and delayed stall angle of attack after plasma actuation

2.4.2 能效比系数对比

能效比 (即获得的收益/消耗的功率) 是评估激励器工作效率, 考核流动控制技术成熟度的关键指标. 如何提高激励器能效比, 是流动控制技术实现工程化应用的难点. 深入分析激励器能效比是提升激

励器工作效率的重点. 目前, 在分离流等离子体流动控制研究领域还没有针对能效比提出的无量纲参数. 本文以文献 [44] 中描述的消耗功率系数为基础, 针对分离流控制提出了等离子体激励器能效比系数 η . $\eta = \Delta C_{Lmax} / C_E$, 其中 ΔC_{Lmax} 表示最大升力系数增量. C_E 代表激励器消耗功率系数, 公式如下

$$C_E = P_{avg/m} / q_\infty U_\infty c \quad (1)$$

其中 $P_{avg/m}$ 为单位长度内激励器消耗功率, q_∞ 为动压, U_∞ 为来流风速, c 表示机翼平均气动弦长.

图 12 给出了两种工况下的能效比系数. 由图 12 可知, 激励器针对大尺度模型的流动控制效率更高. 从能效比系数公式的分子、分母项来看, 激励器的这种表现主要由以下两点原因形成, 一是由于两种工况下, 激励器的控制效果接近 (如图 11 所示), 因此, 能效比系数公式中的分子项近似相等; 二是结合单位长度内激励器消耗的平均功率、模型弦长以及风速 3 个因素, 对于大尺度模型, 单位长度内激励器消耗的功率系数小于小尺度模型下激励器消耗的功率系数. 即大尺度模型下, 激励器能效比系数公式的分母项小于小尺度模型下激励器能效比系数公式的分母项. 因此, 综合上述两点原因得出, 大尺度模型等离子体流动控制的效率更高.

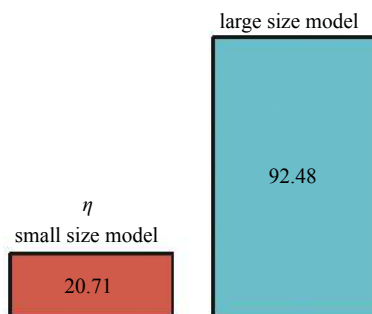


图 12 两种工况下的能效比系数

Fig. 12 Energy consumption ratio coefficient under two cases.

另一方面, 从电学特性研究结果分析 (如图 8 所示), 随着电极长度的增加, 单位长度内激励器消耗功率在不断降低. 这些结果都预示着, 对称布局激励器有望对真实飞机实现流动控制.

3 分离流控制机理探索

在分析机翼尺度效应前, 通过 PIV 实验进一步探索了分离流对称布局等离子体控制机理, 验证测力实验结果.

3.1 时均流场

图 13 给出了在 $Re = 3.30 \times 10^5$ ($U_\infty = 50$ m/s) 的情况下, 施加激励前后, 小尺度机翼绕流流场的平均速度场. 由图 13 可知, 施加激励前, 机翼绕流边界层出现分离, 壁面附近出现回流区; 施加激励后, 气流基本附着在机翼表面. 流场结果与测力结果 (如图 8 所示) 吻合.

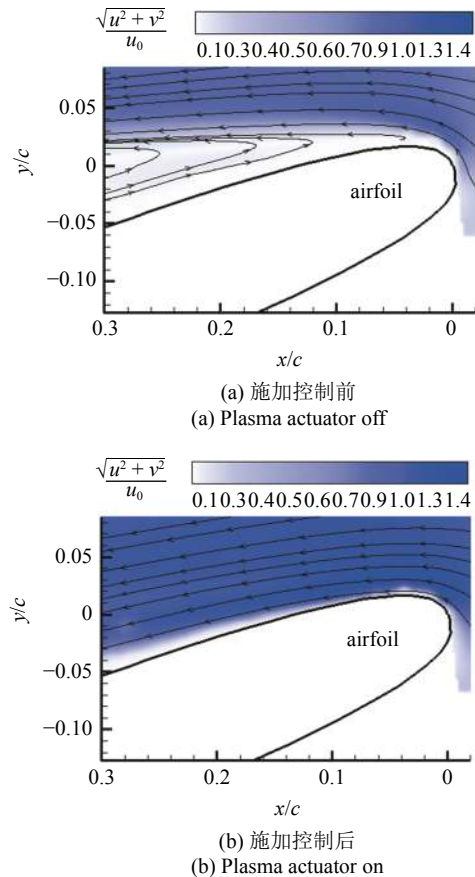


图 13 施加激励前后机翼时均流场的变化情况

Fig. 13 Time-averaged flow field around the wing with and without plasma ($\alpha = 18^\circ$)

3.2 瞬时流场

图 14 给出了等离子体抑制机翼分离流的时空演化过程. 如图 14(a) 所示, 刚开始激励时, 机翼绕流流场处于分离状态; 施加激励后, 等离子体增强了分离剪切层的不稳定性, 从而诱导产生了大尺度的展向涡结构 (如图 14(b) 所示)^[27, 45]; 随着时间的推移, 展向涡不断向下游发展, 促进了外部高速气流与边界层低速气流之间的掺混 (如图 14(c) 所示); 当 $t = 0.24$ s 时, 分离区的面积大幅减小, 展向涡逐渐消失 (如图 14(d) 所示); 当 $t = 0.28$ s 时, 等离子体在壁面附近诱导出一系列的拟序结构 (如图 14(e) 所示); 这

些拟序结构不仅能促进主流与边界层低速气流之间的掺混,而且将能量从翼型前缘输运到翼型后缘,从而实现了翼型全流场控制.当 $t = 0.40$ s 时,机翼绕流

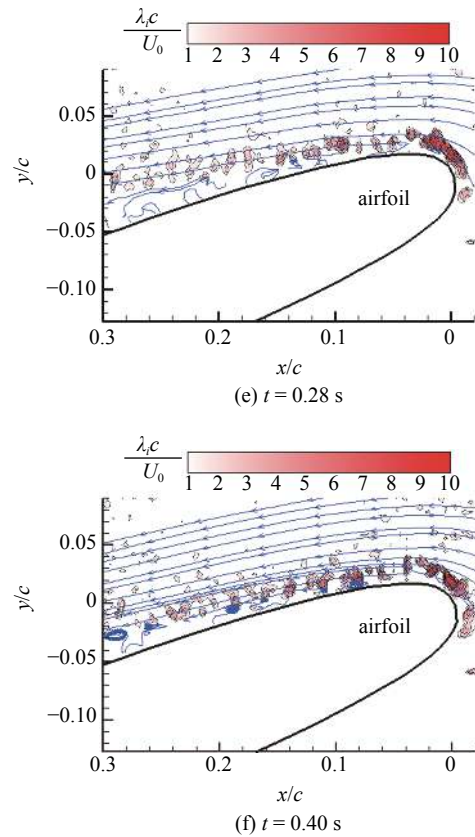
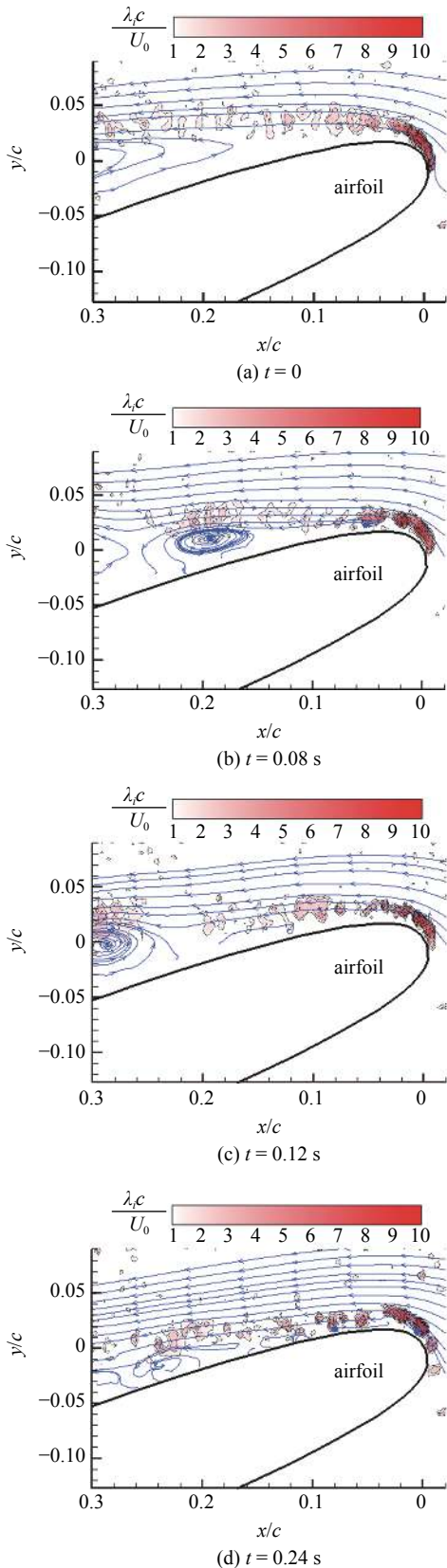


图 14 施加激励后机翼绕流流场的时空演化过程

Fig. 14 Spatiotemporal evolution of flow field around the wing after plasma actuation ($\alpha = 18^\circ$)

流场达到了准定常的状态(如图 14(f)所示).

总的来看,施加对称布局等离子体激励后,机翼绕流流场经历了流场分离、诱导展向涡运动发展、壁面拟序结构漂移运动、流场基本附着 4 个阶段.

4 结论

(1) 静止空气下激励器诱导流场特性: 对称布局 DBD 等离子体激励器会在上层电极两层产生两股速度近似相等,方向相反的射流.与传统壁面射流不同,等离子体诱导射流是无源射流,整个空间内的质量流量没有增加;

(2) 激励器电学特性: 在本文研究的参数范围内,随着电极长度的增加,激励器平均消耗功率的增长速率逐渐减缓.当电极长度达到一定阈值时,激励器消耗功率将不再增加;

(3) 激励器控制机理: 施加对称布局等离子体激励后,机翼绕流流场经历了流场分离、诱导展向涡运动发展、壁面拟序结构漂移运动、流场基本附着 4 个阶段.展向涡主要起促进主流与边界层低速

气流掺混的作用; 壁面拟序结构主要起到诱导动量从翼型前缘往翼型后缘运输的作用;

(4) 尺度效应: 一是在相同雷诺数下, 机翼尺度对分离流控制效果影响较小; 二是随着机翼尺度的增加, 能效比系数提高; 大尺度机翼分离流等离子体控制的效率更高。

总的来看, 随着模型尺度增大, 电极长度增加, 单位长度内的激励器平均消耗功率降低, 在本文研究的参数范围内, 控制效果并未降低, 能效比系数提高。这些结果为真实飞机的分离流等离子体控制提供了技术支撑。下一步将围绕进一步提高等离子体可控机翼尺度、大幅降低电源体积与重量、开展大尺度无人机飞行验证、深入探索等离子体流动控制机理等方面, 开展系统研究, 为该技术的工程化应用奠定基础。

参 考 文 献

- 1 罗振兵, 夏智勋, 邓雄等. 合成双射流及其流动控制技术的研究进展. 空气动力学学报, 2017, 35(2): 252-264 (Luo Zhenbin, Xia Zhixun, Deng Xiong, et al. Research progress of dual synthetic jets and its flow control technology. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(2): 252-264 (in Chinese))
- 2 陈耀慧, 栗保明, 潘绪超等. 电磁力控制翼型绕流分离的增升减阻效率研究. 力学学报, 2015, 47(3): 414-421 (Chen Yaohui, Li Baoming, Pan Xuchao, et al. Research of the control efficiency of lift increase and drag reduction base on flow around hydrofoil controlled by Lorentz force. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2015, 47(3): 414-421 (in Chinese))
- 3 赵国庆, 招启军, 顾蕴松等. 合成射流对失速状态下翼型大分离流动控制的试验研究. 力学学报, 2015, 47(2): 351-355 (Zhao Guoqing, Zhao Qijun, et al. Experimental investigation of synthetic jet control on large flow separation of airfoil during stall. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2015, 47(2): 351-355 (in Chinese))
- 4 张卫国, 史喆羽, 李国强等. 风力机翼型动态失速等离子体流动控制数值研究. 力学学报, 2020, 52(6): 1678-1689 (Zhang Weiguo, Shi Zheyu, Li Guoqiang, et al. Numerical study on dynamic stall flow control for wind turbine airfoil using plasma actuator. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2020, 52(6): 1678-1689 (in Chinese))
- 5 黄广靖, 戴玉婷, 杨超. 低雷诺数俯仰振荡翼型等离子体流动控制. 力学学报, 2021, 53(1): 136-155 (Huang Guangjing, Dai Yuting, Yang Chao. Plasma-based flow control on pitching airfoil at low Reynolds number. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2021, 53(1): 136-155 (in Chinese))
- 6 陈耀慧, 陈志华, 范宝春等. 低雷诺数翼型绕流的电磁控制. 空气动力学学报, 2007, 25(6): 91-96 (Chen Yaohui, Chen Zhihua, Fan Baochun, et al. Electro-magnetic control of the flow past a foil at a low Reynolds number. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2007, 25(6): 91-96 (in Chinese))
- 7 左伟, 顾蕴松, 程克明等. 斜出口合成射流控制机翼分离流实验研究. 实验流体力学, 2014, 28(6): 45-50 (Zuo Wei, Gu Yunsong, Cheng Keming, et al. Electro-magnetic control of the flow past a foil at a low Reynolds number. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2014, 28(6): 45-50 (in Chinese))
- 8 刘强, 刘周, 白鹏等. 低雷诺数翼型蒙皮主动振动气动特性及流场结构数值研究. 力学学报, 2016, 48(2): 269-277 (Liu Qiang, Liu Zhou, Bai Peng, et al. Numerical study about aerodynamic characteristics and flow field structures for a skin of airfoil with active oscillation at low Reynolds number. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2016, 48(2): 269-277 (in Chinese))
- 9 杨鹤森, 赵光银, 梁华. 翼型动态失速影响因素及流动控制研究进展. 航空学报, 2020, 41: 023605 (Yang Hesen, Zhao Guangyin, Liang Hua. Research progress and influence factors of airfoil dynamic stall flow control. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41: 023605 (in Chinese))
- 10 吴云, 李应红. 等离子体流动控制研究进展与展望. 航空学报, 2015, 36(2): 381-405 (Wu Yun, Li Yinghong. Progress and outlook of plasma flow control. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(2): 381-405 (in Chinese))
- 11 Wang JJ, Choi KS, Feng LH, et al. Recent developments in DBD plasma flow control. *Progress in Aerospace Sciences*, 2013, 62: 52-78
- 12 冯立好, 王晋军, Choi KS. 等离子体环量控制翼型增升的实验研究. 力学学报, 2013, 45(6): 815-821 (Feng Lihao, Wang Jinjun, Choi Ks. Experimental investigation on lift increment of a plasma circulation control airfoil. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2013, 45(6): 815-821 (in Chinese))
- 13 孟宣市, 杨泽人, 陈琦等. 低雷诺数下层流分离的等离子体控制. 航空学报, 2016, 37(7): 2112-2122 (Meng Xuanshi, Yang Zeren, Chen Qi, et al. Laminar separation control at low Reynolds numbers using plasma actuator. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(7): 2112-2122 (in Chinese))
- 14 Kelley CL, Bowles PO, Cooney J, et al. Leading edge separation control using alternating-current and nanosecond pulse plasma actuator. *AIAA Journal*, 2014, 52(9): 1871-1884
- 15 Roupasov DV, Nikipelov AA, Nudnova MM, et al. Flow separation control by plasma actuator with nanosecond pulsed-periodic discharge. *AIAA Journal*, 2009, 47(1): 168-185
- 16 Benard N, Moreau E. On the vortex dynamic of airflow reattachment forced by a single non-thermal plasma discharge actuator. *Flow Turbulence Combust*, 2011, 87(1): 1-37
- 17 Zheng JG, Cui YD, Zhao ZJ, et al. Flow separation control over a naca 0015 airfoil using nanosecond-pulsed plasma actuator. *AIAA Journal*, 2018, 56(6): 2220-2234
- 18 Sato M, Otsuka K, Asada K, et al. Unified mechanisms for separation control around airfoil using plasma actuator with burst actuation over Reynolds number range of 10^3 - 10^6 . *Physics of Fluids*, 2020, 32: 025102
- 19 梁华, 李应红, 程邦勤. 等离子体气动激励抑制翼型失速分离的仿真研究. 航空动力学学报, 2008, 23(5): 777-783 (Liang Hua, Li Yinghong, Cheng Bangqin. Numerical simulation on airfoil stall separation suppression by plasma aerodynamic actuation. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(5): 777-783 (in Chinese))
- 20 赵光银, 李应红, 梁华等. 纳秒脉冲表面介电阻挡等离子体激励唯象学仿真. 物理学报, 2015, 64(1): 015101-015112 (Zhao Guangyin, Li Yinghong, Liang Hua, et al. Phenomenological modeling of nanosecond pulsed surface dielectric barrier discharge plasma actuation for flow control. *Acta Physica Sinica*, 2015, 64(1): 015101-015112 (in Chinese))
- 21 周岩, 刘冰, 王林等. 两电极等离子体合成射流性能及出口构型影

- 响仿真研究. 空气动力学学报, 2015, 33(6): 799-805 (Zhou Yan, Liu Bing, Luo Zhenbing, et al. Numerical simulation of performance characteristics of two-electrode plasma synthetic jet and the influence of different actuator orifice shapes. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2015, 33(6): 799-805 (in Chinese))
- 22 车学科, 聂万胜, 田希晖. SDBD 等离子体中正负离子的动量传递效率. 高电压技术, 2014, 40(4): 1222-1228 (Che Xueke, Nie Wansheng, Tian Xihui. Momentum transfer efficiency of positive and negative ions in sdbd plasma. *High Voltage Engineering*, 2014, 40(4): 1222-1228 (in Chinese))
- 23 李钢, 黄卫兵, 朱俊强等. 平板附面层等离子体流动控制的数值模拟. 航空动力学报, 2009, 39(11): 1843-8149 (Li Gang, Huang Weibing, Zhu Junqiang, et al. Numerical simulation of flat plate plasma flow control. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 39(11): 1843-8149 (in Chinese))
- 24 朱益飞, 吴云, 崔巍. 大气压空气纳秒脉冲等离子体气动激励特性数值模拟与实验验证. 航空学报, 2013, 34(9): 2081-2091 (Zhu Yifei, Wu Yun, Cui Wei. Numerical simulation and experimental validation of pulsed nanosecond plasma aerodynamic actuation in air under atmospheric pressure. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(9): 2081-2091 (in Chinese))
- 25 倪芳原, 史志伟, 杜海. 纳秒脉冲等离子体激励器用于圆柱高速流动控制的数值模拟. 航空学报, 2014, 35(3): 657-665 (Ni Fangyuan, Shi Zhiwei, Du Hai. Numerical simulation of nanosecond pulsed plasma actuator for cylindrical high-speed flow control. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(3): 657-665 (in Chinese))
- 26 徐双艳, 李江, 蔡晋生等. 二维对称结构纳秒脉冲介质阻挡放电数值模拟. 高电压技术, 2015, 41(6): 2100-2107 (Xu Shuangyan, Li Jiang, Cai Jinsheng, et al. Modeling of the two-dimensional nanosecond SDBD discharge with symmetry electrodes. *High Voltage Engineering*, 2015, 41(6): 2100-2107 (in Chinese))
- 27 孟宣市, 宋科, 龙玥霄等. NS-SDBD 等离子体流动控制研究现状与展望. 空气动力学学报, 2018, 36(6): 901-916 (Meng Xuanshi, Song Ke, Long Yue Xiao, et al. Airflow control by NS-SDBD plasma actuators. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2018, 36(6): 901-916 (in Chinese))
- 28 杜海, 史志伟, 程克明. 纳秒脉冲等离子体分离流控制频率优化及涡运动过程分析. 航空学报, 2016, 37(7): 2102-2111 (Du Hai, Shi Zhiwei, Cheng Keming. Frequency optimization and vortex dynamic process analysis of separated flow control by nanosecond pulsed plasma discharge. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(7): 2102-2111 (in Chinese))
- 29 Wu Z, Wong CW, Wang L, et al. A rapidly settled closed-loop control for airfoil aerodynamics based on plasma actuation. *Experiments in Fluids*, 2015, 56: 1-15
- 30 魏彪, 梁华, 牛中国等. 三角翼微秒脉冲等离子体流动控制的试验研究. 高电压技术, 2016, 42(3): 782-789 (Wei Biao, Liang Hua, Niu Zhongguo, et al. Experimental investigation of delta-wing flow control by microsecond pulse plasma actuator. *High Voltage Engineering*, 2016, 42(3): 782-789 (in Chinese))
- 31 王斌, 李华星. 等离子体对流动湍动能的控制. 航空学报, 2015, 36(12): 3809-3821 (Wang Bin, Li Huaxing. Control of flow turbulent kinetic energy by plasma. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(12): 3809-3821 (in Chinese))
- 32 王健磊, 李华星, 孟宣市. 大迎角分离流场在等离子体控制下的特性研究. 实验流体力学, 2010, 24(2): 34-38 (Wang Jianlei, Li Huaxing, Meng Xuanshi. Study on the characteristics of fore-body separate flow at high angle of attack under plasma control. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2010, 24(2): 34-38 (in Chinese))
- 33 牛中国, 赵光银, 梁华. 三角翼 DBD 等离子体流动控制研究进展. 航空学报, 2018, 40: 122201 (Niu Zhongguo, Zhao Guangyin, Liang Hua. A review of studies of vortical flow control over delta wings using DBD plasma actuation. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 40: 122201 (in Chinese))
- 34 吴云, 张海灯, 于贤君等. 轴流压气机等离子体流动控制. 工程热物理学报, 2017, 38(7): 1396-1414 (Wu Yun, Zhang Haideng, Yu Xianjun, et al. Plasma flow control of axial compressor. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2017, 38(7): 1396-1414 (in Chinese))
- 35 张鑫, 黄勇, 阳鹏宇. 等离子体无人机失速分离控制飞行实验. 航空学报, 2018, 39(2): 121587 (Zhang Xin, Huang Yong, Wang Xun-nian. Flight testing of flow separation control using plasma actuator. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(2): 121587 (in Chinese))
- 36 Su Z, Li J, Liang H, et al. UAV flight test of plasma slats and ailerons with microsecond dielectric barrier discharge. *Chinese Physics B*, 2018, 27(10): 105205
- 37 Zhang X, Li HX, Huang Y. Wing flow separation control using asymmetrical and symmetrical plasma actuator. *Journal of Aircraft*, 2017, 54(1): 301-309
- 38 Zhang X, Huang Y, Wang XN. Turbulent boundary layer separation control using plasma actuator at Reynolds number 2000000. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(5): 1237-1246
- 39 林麒, 黄印阳, 潘波等. 新型等离子体主动流动控制器及其诱导流场研究. 空气动力学学报, 2011, 32(1): 312-317 (Lin Qi, Huang Yinyang, Pan Bo, et al. Investigation on new-style plasma active flow controllers and its induced flow field. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2011, 32(1): 312-317 (in Chinese))
- 40 车学科, 聂万胜, 侯志勇等. 地面实验模拟高空等离子体流动控制效果. 航空学报, 2015, 36(2): 441-448 (Che Xueke, Nie Wansheng, Hou Zhiyong, et al. High altitude plasma flow control simulation through ground experiment. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(2): 441-448 (in Chinese))
- 41 李文丰, 蔡晋生, 郝江南. 双极性等离子体激励器圆柱绕流控制实验研究. 实验流体力学, 2013, 27(3): 17-22 (Li Wenfeng, Cai Jinsheng, Hao Jiangnan. Flow control on a circular using multi-bipolar plasma actuator. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2013, 27(3): 17-22 (in Chinese))
- 42 张鑫, 黄勇, 阳鹏宇等. 等离子体激励器诱导射流的湍流特性研究. 力学学报, 2018, 50(4): 776-786 (Zhang Xin, Huang Yong, Yang Pengyu, et al. Investigation on the turbulent characteristics of the jet induced by a plasma actuator. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2018, 50(4): 776-786 (in Chinese))
- 43 张鑫, 黄勇, 李华星. 等离子体激励器控制圆柱绕流的实验研究. 力学学报, 2018, 50(6): 1396-1405 (Zhang Xin, Huang Yong, Li Huaxing. Flow control over a circular cylinder using plasma actuators. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2018, 50(6): 1396-1405 (in Chinese))
- 44 Debien A, Benard N, Moreau E. Streamer inhibition for improving force and electric wind produced by DBD actuators. *Journal of Physics D Applied Physics*, 2012, 45(21): 215201-215213
- 45 Little JC. High-lift airfoil separation control with dielectric barrier discharge plasma actuators. [PhD Thesis]. Columbus: The Ohio State University, 2010