

基于等离子体激励的湍流边界层减阻控制

郑海波, 高超, 武斌, 李跃强
(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 为了探究介质阻挡放电(dielectric barrier discharge, DBD)等离子体气动激励对平板湍流边界层的减阻情况,在控制来流速度为 10.7 m/s 的低速风洞中进行等离子体平板湍流边界层减阻控制实验。本实验重点研究了不同激励频率对湍流边界层的减阻控制效果,使用热线风速仪系统采集流向速度信号,获得边界层平均速度分布和脉动速度分布。对实验结果进行对比分析发现,在施加不同频率的等离子体激励之后,边界层内对数区速度明显减小;随着激励频率的增加,局部减阻率呈现出先增大后减小的趋势,在激励频率为 200 Hz 时,减阻率达到最大为 7.4%。

关 键 词: 介质阻挡放电(DBD); 等离子体; 平板; 湍流边界层; 减阻
中图分类号: V211.7 **文献标志码:** A

Drag reduction control of turbulent boundary layer based on plasma actuation

ZHENG Haibo, GAO Chao, WU Bin, LI Yueqiang

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

Abstract: In order to further explore the drag reduction effect of the turbulent boundary layer by the dielectric barrier discharge (DBD) plasma actuation, an experimental study was performed to reduce the flat plate turbulent boundary layer drag in a low-speed wind tunnel with a freestream velocity of 10.7 m/s. This experiment focused on the drag reduction of different pulsing frequencies on the flat plate turbulent boundary layer. The hot wire anemometer system was used to collect the streamwise velocity signal, and acquire the mean velocity distribution and fluctuation velocity distribution within the turbulent boundary layer. A comparative analysis of the experimental results showed that the plasma significantly reduced the mean velocity in the logarithmic region of the boundary layer, and as the pulsing frequency increased, the local drag reduction showed a trend of first increased and then decreased. When the pulsing frequency of 200 Hz, the maximum local drag reduction rate was 7.4%.

Keywords: dielectric barrier discharge (DBD); plasma; flat plate; turbulent boundary layer; drag reduction

航空燃料的高效利用一直都是飞行器设计追求的目标,其有效途径是减小飞行器表面的摩擦阻力。对于 B747 这类大型客机,阻力减小 1%,

每年可节省燃油约 380 000 L(约 100 000 加仑)^[1]。摩擦阻力在总阻力中占有很大比例,对于亚声速飞机,一般摩擦阻力占总阻力的 40%~50%^[2]。

收稿日期: 2021-09-26

基金项目: 陕西省自然科学基金基础研究计划 2021JQ-082 青年项目; 国家自然科学基金(11572256); 中欧绿色航空科技合作 DRAGY 项目

作者简介: 郑海波(1996—),男,博士生,主要从事流动控制研究。

通信作者: 高超(1960—),男,教授,博士,研究领域为跨声速空气动力学、空气动力学试验与测量、复杂流动控制及应用。

E-mail: chaogao2020@163.com

引用格式: 郑海波, 高超, 武斌, 等. 基于等离子体激励的湍流边界层减阻控制[J]. 航空动力学报, 2023, 38(5): 1157-1165. ZHENG Haibo, GAO Chao, WU Bin, et al. Drag reduction control of turbulent boundary layer based on plasma actuation[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(5): 1157-1165.

湍流边界层的摩擦阻力是飞行器表面摩擦阻力的主要来源,因此,通过采取流动控制的方式对湍流边界层进行控制减小其与壁面之间的摩擦阻力具有重大的实际应用价值。

在近壁面湍流边界层中存在低速条带(low-speed streaks)结构,低速条带的抬升增强了边界层内动量的输运,条带的形成与边界层内的准流向涡直接相关,同时,条带的继续抬升形成了湍流边界层内的另一个重要特征——猝发现象(bursting),该现象是以高速流体向近壁面传输的“扫掠(sweep)”运动(Q4事件)和低速流体向远离壁面方向传输的“上抛(ejection)”运动(Q2事件)为主要特征,这使得湍流边界层具有比层流边界层更高的壁面摩擦阻力^[3-6],因此尝试干扰湍流边界层内准流向涡的形成,进而抑制猝发现象的发生会对湍流边界层减阻起到重要作用。本文使用DBD等离子体流动控制技术对产生的湍流边界层进行主动控制,从而达到减小湍流边界层壁面摩擦阻力的目的。

DBD等离子体流动控制是基于等离子体气动激励的主动流动控制技术,其基本原理是诱导壁面射流,正弦交流放电的DBD等离子体气动激励由“动力效应”主导^[7-9]。由于其具有结构简单、无运动部件、动态响应快、质量轻等优点^[10-11],且可以产生可变的气流扰动,很多学者研究了等离子体激励对湍流边界层的减阻控制效果。诺丁汉大学的Choi团队^[12-15]在来流速度为1.8 m/s的条件下,利用双通道交替激发的方式在DBD等离子体激励器上方产生了等离子体的展向振荡(spanwise oscillation)效应,并且利用分阶段放电的方式产生了等离子体的展向行波(spanwise traveling wave)效应,研究了这两种效应产生的诱导涡特性,并将这两种控制方法应用于湍流边界层的减阻控制,发现不同的振荡频率产生的减阻率不同,局部最大减阻率为45%,表明等离子体激励频率对湍流边界层减阻控制有重要影响。2018年,Corke团队^[16]基于湍流边界层内流向速度的展向分布,采用了脉冲直流(Pulse-DC)电源对产生的湍流边界层进行减阻控制,通过使用测力单元整体测量激励器位置处的摩擦阻力变化,研究了不同来流速度,不同电源电压,并改变电极间距后对湍流边界层的减阻控制情况,实验中达到的最佳减阻效果为60%。这说明不同的等离子体激励方式会对湍流边界层减阻控制产生不同的效果。

2020年,Corke团队^[17]在控制风洞来流速度为4.6 m/s的工况下,通过象限分割(quadrant splitting)和流场重构技术提出了不同于Choi等研究表明的减阻机理,即近壁面流向速度的展向分布扭曲(distortion)程度被削弱,能够有效的抑制壁面条带的抬升,进而实现减阻控制。武斌等^[18]采用了与Choi和Corke等的研究不同的电极布置方式,按流向布置(电极与来流垂直)DBD等离子体激励器,并在顺来流和逆来流两种激励状态下对湍流边界层的减阻效果,结果发现两种状态下均实现了减阻,且顺来流激励状态减阻效果更好,局部减阻率达到了8.78%。黄志伟团队^[19-20]在来流速度为2.4 m/s的条件下,采用不同结构DBD等离子体激励器对湍流边界层进行减阻控制,研究了等离子体控制前后壁面摩擦因数沿展向(z 轴方向)和流向(x 轴方向)的变化情况,结果发现激励器下游最大减阻率约为25%。其预测可能的减阻机制是等离子体产生的流向涡干扰湍流运动能量的生成,稳定了近壁面低速条带,进而达到了减阻效果。

上述关于DBD等离子体减阻控制的研究工作大部分在来流速度不足5 m/s的条件下开展,且针对减阻结果进行了减阻机理的分析,但是为了将来能够实现DBD等离子体湍流减阻的实际应用,有必要在更高来流速度下进行等离子体减阻控制研究,其次,现有研究成果表明,振荡式激励和脉冲激励可以实现对湍流边界层条带结构的抑制,但是,在交流电源激励(AC-DBD)下,关于不同频率下的等离子体激励产生的减阻效果相关的研究成果尚不多见。

本文在来流速度为10.7 m/s的来流速度下,研究了等离子体激励器下游边界层相关信息的变化,重点研究了不同激励频率 f 对平板湍流边界层的减阻控制效果,且对减阻机理进行了简要分析。

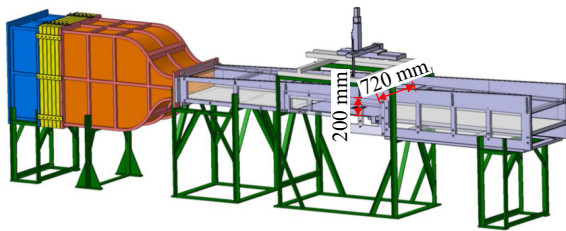
1 实验设备及方法

实验设备主要包括低速直流风洞,等离子体气动激励系统,数据采集及处理系统等。

1.1 低速直流风洞及模型

本实验中使用的风洞为西北工业大学翼型叶栅空气动力学重点实验室的一座小型下吹式风洞,风洞由一部变频电动机控制运行,电动机工作频率10~50 Hz,风洞入口处的风机由变频电动机通

过带传动与之相连接,变频电动机启动后,空气被吸入风洞,经过静流段、阻尼段、收缩段到达实验段,最后通过风洞末端开口流入环境中。风洞实验段的左右侧壁以及下壁材料是有机玻璃板,上壁板为钢板,实验段上方安装有一套三维移测架机构,通过一个矩形活动窗口使得安装在移测架上的探杆可以进入风洞对流场数据进行采集,该活动窗口尺寸为 $675\text{ mm} \times 220\text{ mm}$,在风洞实验段下壁板留有一个尺寸为 $130\text{ mm} \times 130\text{ mm}$ 的方形台阶孔用来安装固定实验模型,该台阶孔沿风洞中央剖面对称,图1所示为该风洞的结构示意图。

图1 低速风洞^[21]Fig. 1 Low speed wind tunnel^[21]

风洞最高稳定风速为 20 m/s ,通过调整电动机频率控制来流速度,风速控制精度为 0.1 m/s ,稳定风速下的风洞背景湍流度不超过 0.5% 。风洞实验段截面尺寸为 $200\text{ mm} \times 720\text{ mm}$,长 $1\,000\text{ mm}$,本实验中风洞来流速度 U 为 10.7 m/s ,基于该速度无控制状态下的边界层厚度 $\delta=52\text{ mm}$,基于动

量损失厚度的雷诺数 $Re_\theta=3\,490$,基于摩擦速度的雷诺数 $Re_\tau=1\,540$ 。

实验模型按照风洞下壁板所开台阶孔尺寸配合设计并加工制造,尺寸为 $130\text{ mm} \times 130\text{ mm} \times 5\text{ mm}$,由于在实验中需要在模型上布置 DBD 等离子体激励器,而激励器上存在高压电,故考虑到模型的绝缘问题,模型材料选用有机玻璃,其具有优异的抗电弧性能,模型嵌入风洞下壁板的方形台阶孔中,使得模型上表面与风洞下壁上表面在一个水平面内,故可认为实验以风洞下壁面为平板实验模型。图2所示为实验模型在风洞的安装及测量原理,为了使风洞实验段内下壁面边界层流动状态为完全发展的湍流,在收缩段出口处下游 150 mm 处设置了宽 50 mm ,长 720 mm ,120目的砂纸作为固定转捩。DBD 等离子体激励器黏贴于模型上构成激励器模块,激励器模块处于固定转捩下游 $1\,820\text{ mm}$ 处。在激励器模块安装好之后,其四周与风洞下壁面存在微小缝隙,使用普通薄膜透明胶带进行封合,胶带厚度 $\Delta s=40\text{ }\mu\text{m}$,无量纲厚度 $\Delta s^+ \approx 1.2$ 。图2中距离激励器上游 30 mm 处的实体红色圆点表示激励器上游测点,为1号测点,距离激励器下游 50 mm 处的实体蓝色圆点表示激励器下游站位测点,为2号测点,2号测点与 DBD 激励器下游边缘流向距离为 Δx ,实验中等离子体控制状态下的边界层速度信号采集均使用热线(hot wire)在2号测点进行。

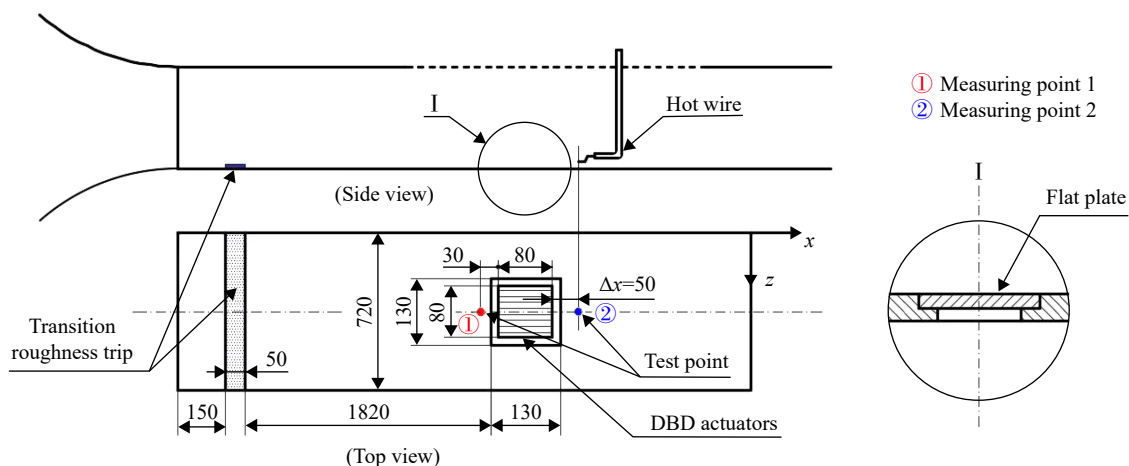


图2 实验原理及测量(单位:mm)

Fig. 2 Experimental principle and measurement (unit: mm)

1.2 等离子体气动激励系统

该系统包括一台南京苏曼生产的 CTP-2000K 型低温等离子体交流电源, DBD 等离子体激励器,

Tektronix 公司生产的 P6015A 型高压探头, AFG3021 型函数发生器和 TDSI1001B 型示波器。

图3所示为 DBD 等离子体激励器结构图。

红色虚线箭头表示热线测量位置,对应图 2 中的 2 号测点。激励器上下电极材料为铜箔,上电极连接电源高压,下电极接电源低压(即接地),实验中下电极采用电极片的形式,即所有上电极共用一个下电极,按展向布置于壁面,其几何参数见表 1。介电层为 Kapton 薄膜,介电常数为 3.2,且其上表面与平板模型上表面保持处于同一平面内,上电极突出部分无量纲高度 $y^+ \approx 2 < 5$,处于湍流边界层的黏性底层内,对流动的影响可忽略不计。为延长电极板的使用寿命,对上电极末端进行了圆滑处理以避免产生尖端放电使得 Kapton 薄膜因过热而失效。

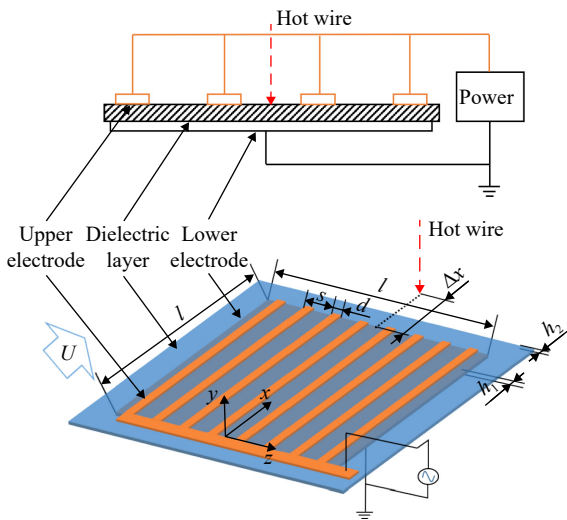


图 3 DBD 等离子体激励器

Fig. 3 DBD plasma actuator

表 1 DBD 等离子体激励器几何参数

Table 1 Geometric parameters of the DBD plasma actuator

激励器参数	数值
下电极尺寸 $(l \times l)/(\text{m} \times \text{m})$	80×80
有效放电长度 l/mm	80
上电极宽度 d/mm	2
电极间距 s/mm	10
下电极厚度 h_1/mm	0.2
介电层厚度 h_2/mm	$0.066 (y^+ \approx 2 < 5)$

1.3 数据采集系统及方法

实验数据采集使用丹迪(Dantec)公司生产的恒温式热线风速仪系统,主要包括热线主机,热线标定器,计算机,热线探杆和探头。其中热线风速仪的探杆选择为 L 型探杆,热线探头选择 120° 的边界层探头,型号为 55P15,图 4 所示为热线探头实物图,其中探头敏感单元长度 $l = 1.25 \text{ mm}$,

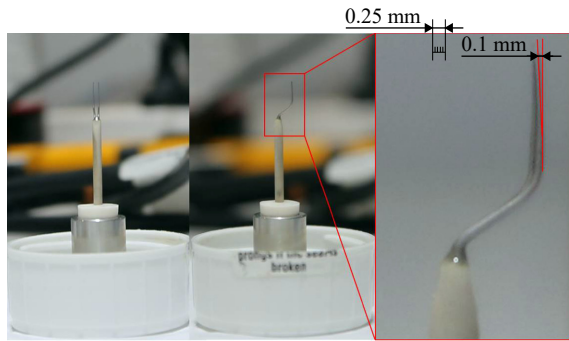


图 4 热线探针(55P15)

Fig. 4 Hot wire probe (55P15)

无量纲值为 $l^+ \approx 37$, 直径 $d = 5 \mu\text{m}$, 长径比 $l/d = 250$, 且探针尖端存在约 0.1 mm 的偏移。

图 5 所示为热线在风洞中的安装图,热线探头安装在 L 型探杆上,L 型探杆安装于风洞移测架机构上,风洞移测架可以在 x 轴(流向)、 y 轴(法向)、 z 轴(展向)3 个方向上准确移动,最小位移步长为 0.05 mm ,实验过程中移测架在 x 轴、 z 轴两个方向的位置不发生变动,移测架在 y 轴方向按照给定的步长移动,对边界层进行遍历,获得测点位置处平板湍流边界层的速度信号。通过保证探杆与探头连接部分尽可能的与来流保持平行来保证探头上的热线与来流垂直,热线探头距离激励器下游边缘位置的流向距离为 5 cm ,即在 $\Delta x = 5 \text{ cm} (\Delta x^+ \approx 1486)$ 处进行数据采集,展向位置在风洞的中央剖面内($z = 0 \text{ mm}$),以此来尽可能避免风洞侧壁边界层对测量结果的影响,同时,使用温度探针对风洞实验段温度进行修正以保证实验数据的准确可靠。

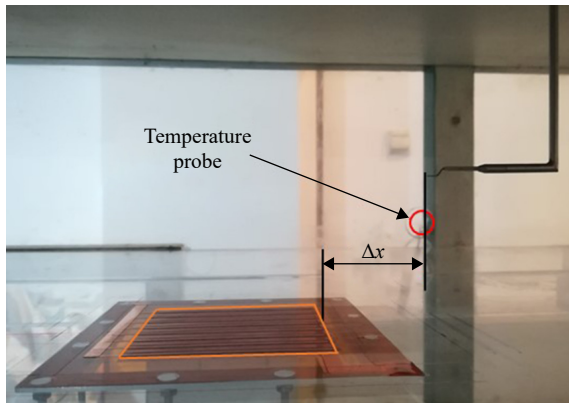


图 5 DBD 等离子体激励器和热线

Fig. 5 DBD plasma actuators and the hot wire

2 实验结果分析与讨论

2.1 湍流边界层的验证

湍流边界层减阻效果的直接反映为边界层壁

面摩擦速度 u_τ 的变化,通过壁面摩擦速度可以获得湍流边界层的壁面摩擦阻力,从而得出最终的减阻与否。通过热线探针在整个湍流边界层的遍历,可以得到一系列时均速度序列 (y_i, u_i) , i 表示不同的点编号,壁面摩擦速度可以对时均速度序列进行无量纲化。

实验中,风洞来流速度 U_∞ 为 10.7 m/s,通过分析边界层速度数据得到在无控制状态时的边界层厚度 δ 为 52 mm,湍流边界层的黏性底层厚度约为边界层厚度的 2%,因此,激励器下游测点位置处黏性底层厚度约为 0.1 mm,而风洞移测机构的法向最小移动步长为 0.05 mm,同时由于边界层探头具有自保护结构,热线敏感单元位置处存在约 0.1 mm 的偏移(见图 4),测量时即在法向方向上偏约 0.1 mm,故无法实现黏性底层内速度信号的收集,因此根据湍流边界层对数区的无量纲时均速度分布规律反推得到壁面摩擦速度 u_τ 。

实验中选择无量纲时均速度分布律是 Clauser(1956 年)方程,该方程可以应用于湍流边界层速度分布的对数区,通过 Clauser 方程对边界层对数区速度进行最小二乘法拟合间接获得壁面摩擦力。Clauser 方程表达式如下:

$$u^+ = 2.44 \ln y^+ + 4.9 \quad (1)$$

其中 $u^+=u/u_\tau$,表示无量纲流向速度; $y^+=yu_\tau/\nu$,表示距离壁面的无量纲高度, ν 表示实验状态下空气运动黏度, u_τ 为壁面摩擦速度,进一步有

$$\frac{u}{u_\tau} = 2.44 \ln \frac{yu_\tau}{\nu} + 4.9 \quad (2)$$

$$\ln \frac{yu}{\nu} = \frac{1}{2.44} \left(\frac{u}{u_\tau} + 2.44 \ln \frac{u}{u_\tau} - 4.9 \right) \quad (3)$$

可以获得摩擦速度 u_τ 与测量得到的 (y_i, u_i) 时均序列之间的关系,其中不同的 i 值对应不同的法向距离,即有

$$\frac{y_i u_i}{\nu} = f \left(\frac{u_i}{u_\tau} \right) \quad (4)$$

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_i (\hat{y}_i - y_i)^2}{\sum_i (\bar{y}_i - y_i)^2} \quad (5)$$

从式(4)可知,对数区内每个时均序列 (y_i, u_i) 都对应一个摩擦速度值 u_τ ,且只有 u_τ 一个未知数,通过对对数区内的所有时均序列进行最小二乘拟合,使拟合优度 R^2 逼近于 1,就得到最佳摩擦速

度值 u_τ [4],图 6 所示为 95% 置信度下的摩擦速度拟合的误差分布,从图中可以看出,不同频率下的摩擦速度拟合 R^2 逼近于 1,说明拟合精度良好,结果准确,同时从不同频率下的摩擦速度值变化情况间接反映出了摩擦阻力的减小。

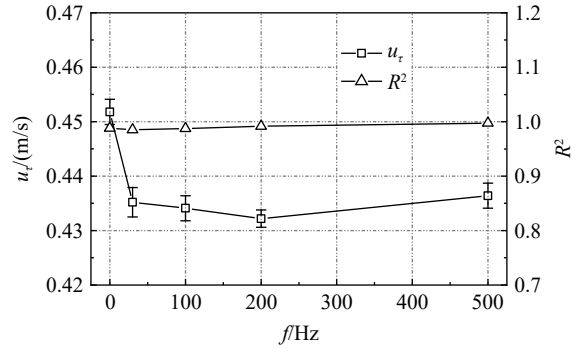


图 6 不同脉冲频率下的摩擦速度

Fig. 6 Friction velocity with different pulsing frequency

通过式(6)得到了摩擦因数 C_f 和壁面的摩擦应力 τ_w

$$C_f = \frac{\tau_w}{1/2 \rho U_\infty^2} = 2 \left(\frac{u_\tau}{U_\infty} \right)^2 \quad (6)$$

定义减阻率 η

$$\eta = \frac{C_{f-off} - C_{f-on}}{C_{f-off}} \times 100\% \quad (7)$$

式中 C_{f-off} 表示在无等离子体控制状态下测点位置处壁面摩擦阻力系数, C_{f-on} 表示在等离子体控制状态下测点位置壁面摩擦阻力系数, $\eta>0$ 时,表示等离子体控制实现减阻; $\eta<0$ 时,表示等离子体控制产生增阻。

图 7 所示为无等离子体激励控制状态时, DBD 等离子体激励器上游(1 号站位)和下游(2 号站位)位置处(见图 2)边界层速度分布,其中边界层速度采用各自摩擦速度 u_τ 进行无量纲化处理,从图中可以发现,在激励器上游和下游两个站位处边界层对数区($30 < y^+ < 300$)速度分布与对数律(Clauser 方程)拟合较好,因此,激励器位置处的边界层为湍流边界层。

图 8 所示为使用 Sanmiguel Vila 等[22]提出的判断完全发展的湍流边界层的标度律对边界层进行进一步验证,标度律为

$$\frac{u'}{u} = \alpha - \beta \frac{u}{U_\infty} \quad (8)$$

其中 u' 表示流向脉动速度, $\alpha=0.28$ 、 $\beta=0.245$,该标度律经过了平板湍流边界层的直接数值模拟(direct numerical simulation, DNS)验证。

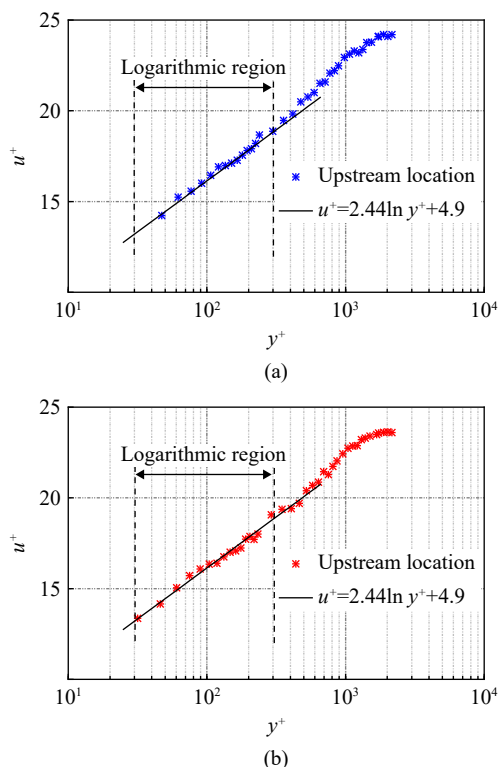


图 7 DBD 激励器上游和下游位置处速度分布
Fig. 7 Velocity distribution of upstream location and downstream location of the DBD actuator

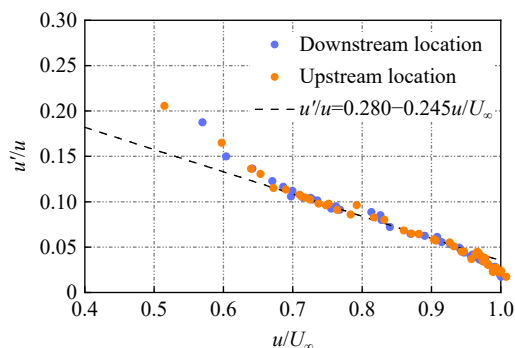


图 8 无控制状态边界层验证
Fig. 8 Identification of boundary layers without control

ect numerical simulation, DNS) 和实验数据的验证, 且该标度律适用最大雷诺数 Re_θ 达到了 4 000, 适用于本实验数据。从图中可以发现, 实验数据在 $0.7 < u/U_\infty < 0.9$ 范围内符合程度很好, 这进一步说明激励器处的边界层已经为完全发展的湍流边界层。

2.2 等离子体激励控制效果分析与讨论

在研究不同激励频率对平板湍流边界层减阻情况时, 激励器上电极间距为 10 mm, 电源输出电压 $V_{pp} = 6.1$ kV, 占空比为 50%, 热线测量在 2 号站位处。图 9 显示了不同激励频率下的速度分布,

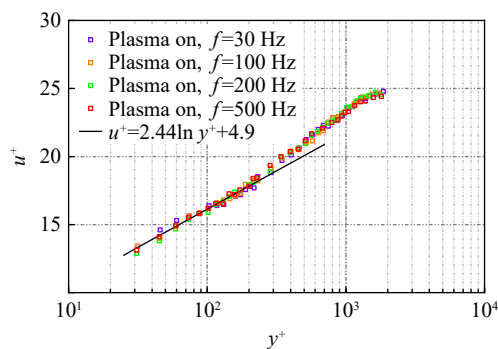


图 9 不同频率下边界层速度分布
Fig. 9 Velocity distribution of boundary layers with different frequencies

不同频率下速度分布均采用各自的边界层内部尺度(u_τ)进行无量纲化, 从图中可以看出, 不同激励频率状态下对数区($30 < y^+ < 300$)速度分布均与 Clauser 方程符合程度较好, 由于使用各自内部尺度无量纲化, 因此不同频率下速度分布基本重合。

除此之外, 使用了 Vila 等^[22] 提出标度律来验证等离子体激励下边界层为完全发展的湍流边界层, 从图 10 中可以发现, 不同的 DBD 等离子体激励频率下, 数据分布均在 $0.7 < u/U_\infty < 0.9$ 范围内与该标度律符合程度很好, 可以得出结论, 等离子体激励之后的边界层流动状态没有发生改变, 仍旧为湍流边界层。

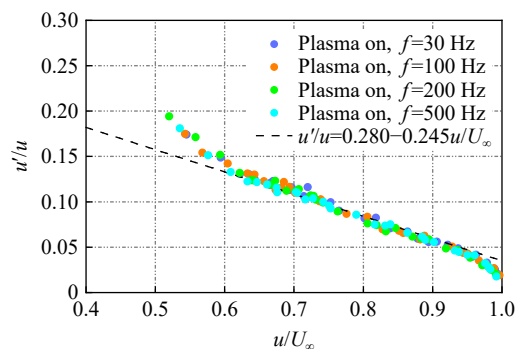


图 10 不同频率下边界层验证
Fig. 10 Identification of boundary layers with different frequency

图 11(a)~图 11(d)所示为不同激励频率下边界层速度分布与无控制状态时边界层速度分布对比, 速度分布均采用无控制状态下的边界层内部尺度进行无量纲化, 从图中可以看出, 在施加不同的激励频率之后, 边界层速度分布均发生了变化, 对数区速度分布发生明显下偏, 产生速度亏损, 不同的激励频率使得速度分布下偏程度不同, 这表明在不同的激励频率下, 边界层内流向

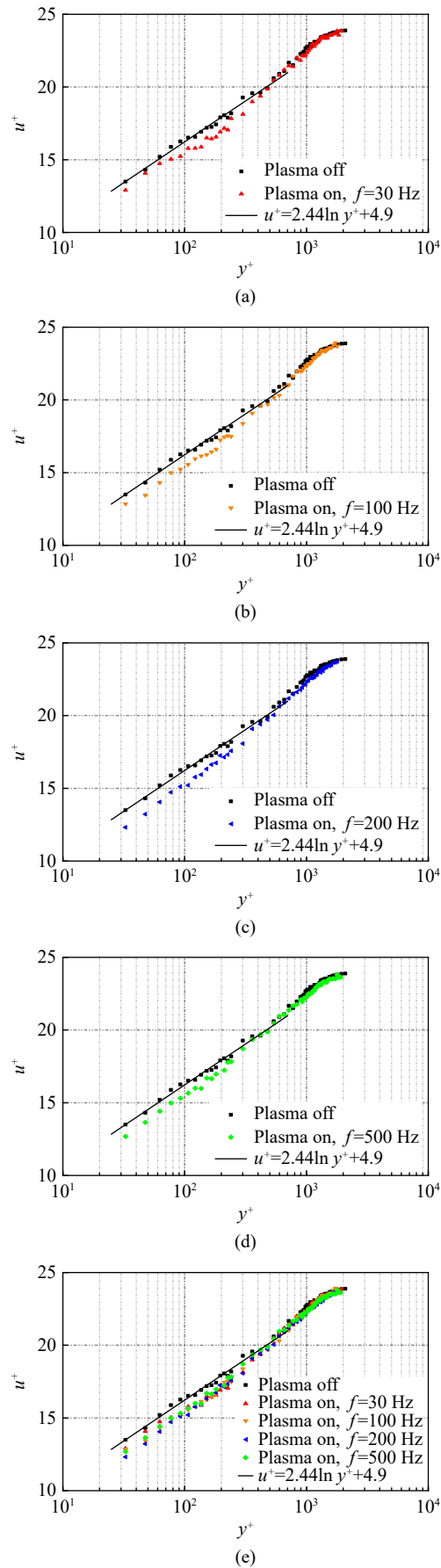


图 11 边界层速度分布对比分析

Fig. 11 Comparative analysis of velocity distribution of boundary layers

速度得到了不同程度的减小,但是在 $y^+ > 1\,000$ 时,有无控制的边界层速度分布基本重合,这也说明等离子体气动激励对边界层的控制主要集中于边界层对数区及以下区域。图 11(e)所示为不同激励频率下边界层速度分布的综合对比,从图中可以看出,随着激励频率的增加,速度减小程度逐渐变大,在 $150 < y^+ < 400$ 范围时,4 种不同频率条件下的边界层速度分布基本重合,不同频率之间的差异基本消失,4 种不同频率下的速度分布基本一致,这进一步说明了 DBD 等离子体激励在垂直壁面的法向方向上的作用范围的有限性。

不同激励频率下,流向平均速度分布的下偏是由于边界层的壁面摩擦速度的减小导致的,壁面摩擦速度的减小反映了边界层壁面摩擦阻力的减小,表 2 显示了不同激励频率下边界层相关参数的变化情况,表中参数根据式(1)~式(7)计算得出。结合图 12 可以明显看出随着激励频率的变化,湍流边界层减阻率的变化情况,从图中可以看出,随激励频率的增加,减阻率呈现先增大后减小的趋势,在激励频率 $f=30 \sim 200$ Hz 范围,壁面摩擦因数逐渐减小,减阻率逐渐增加;激励频率 $f=30$ Hz 时减阻率为 5.97%,随着激励频率继续增大 $f=200$ Hz 时,减阻率达到最大值(7.39%),在激励频率 $f=500$ Hz 时减阻率下降为 5.71%,可以得出结论,在实验条件范围内,随着激励频率的增大,减阻率呈现出先增大后减小的趋势。

表 2 不同频率下边界层相关参数变化

Table 2 Parameters variation of boundary layer with different frequencies

f/Hz	$u_\tau/(\text{m/s})$	τ_w/Pa	C_f	$\eta/\%$
0	0.451 8	0.241 89	0.003 52	
30	0.435 2	0.224 44	0.003 31	5.97
100	0.434 1	0.223 30	0.003 29	6.53
200	0.432 2	0.221 35	0.003 26	7.39
500	0.436 4	0.225 68	0.003 33	5.71

图 13 所示为不同激励频率下边界层内脉动速度分布与无控制状态时脉动速度分布对比,脉动速度分布均采用无控制状态下的边界层内部尺度进行无量纲化,从图中可以发现,在 $30 < y^+ < 80$ 范围内,激励频率 $f=30, 100, 500$ Hz 状态下的脉动速度均减小,但是,在 $90 < y^+ < 200$ 范围内,3 种不同的激励频率均使得脉动速度增大,在 $y^+ > 200$ 时,脉动速度分布基本趋于一致,这种流向脉动速度

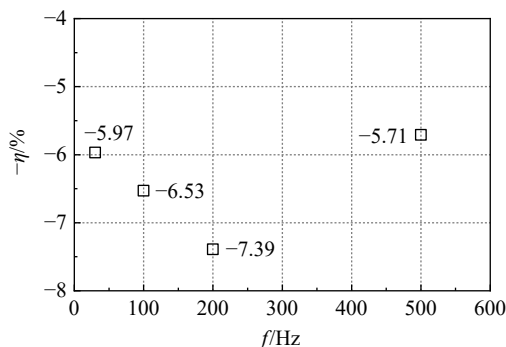


图 12 不同频率下减阻率及摩擦因数变化

Fig. 12 Variation of drag reduction and friction factor with different frequencies

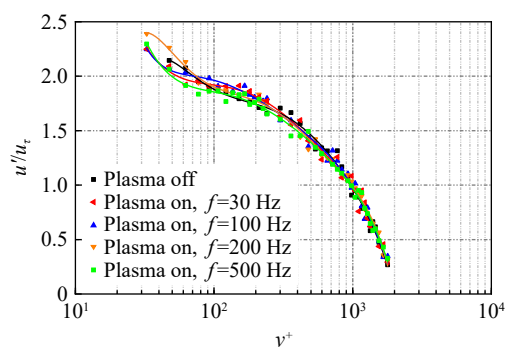
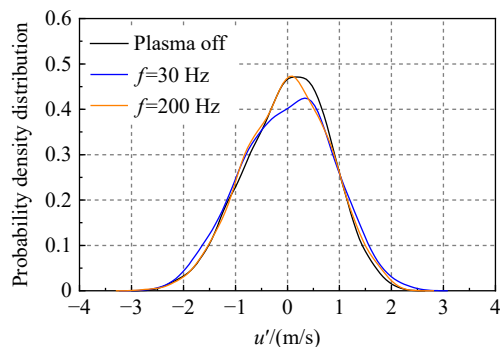


图 13 不同频率下流向脉动速度分布

Fig. 13 Streamwise fluctuation velocity distribution with different pulsing frequencies

的变化趋势与一些减阻流动中的实验结果相似^[13-14],这也进一步说明,等离子体气动激励对湍流边界层对数区以外的流动基本无影响。

通过在湍流边界层底层施加等离子体气动激励对其进行减阻控制在于对边界层内部条带和准流向涡等相干结构的扰动。图 14 所示为选取激励频率 $f=30$ Hz 和 $f=200$ Hz 条件下边界层内 $y^+=150$ 位置处脉动速度的概率密度函数(probability density distribution, PDF),在湍流边界内层($y/\delta < 0.1$)存在剧烈的条带以及流向涡之间的湍流再生循环^[23],从图中可以看出,在 $y^+=150$ 位置处,施加低频率($f=30$ Hz)的等离子体激励之后,湍流脉动峰值明显减小,尾部略微增大,这说明等离子体气动激励使得湍流边界层内的小尺度运动明显减小,大尺度运动增加。高频率($f=200$ Hz)扰动使得正的小尺度运动明显减小,这在一定程度上也反映了相干结构中 Q4 事件^[23]($u' > 0$ 、 $v' < 0$)的减弱,而 Q4 事件的减弱代表了相干结构中“扫掠(sweep)”运动的减弱,因此实现了湍流边界层的减阻控制。对比两种频率影响,低频等离子体激

图 14 流向脉动速度概率密度分布($y^+=150$)Fig. 14 Probability density distribution of streamwise fluctuation velocity ($y^+=150$)

励扰动产生影响使得 $u'=0$ m/s 两侧小尺度脉动减小程度基本一致,且大尺度脉动增加明显,可能这并未减弱边界层中的湍流再生循环,而高频扰动没有使得大尺度脉动增加,使得小尺度脉动减小,这可能更加有利于减弱边界层中的湍流再生循环,进而实现了更大的减阻控制,关于其进一步的更加深入的减阻机制还需要进一步研究。

3 结 论

综上所述和分析可以得出,实验中通过设置固定转换的方式,在激励器处形成了完全发展的湍流边界层,使用对数区速度拟合的方式得到壁面摩擦速度 u_τ ,并对速度数据进行了无量纲化处理,通过边界层速度分布和流向脉动速度综合分析得出以下结论:

1) 不同频率等离子体气动激励均实现了局减阻控制,且随着激励频率的增加,减阻率先增大后减小, $f=200$ Hz 时达到最大局部减阻率为 7.4%。

2) 减阻工况下,湍流边界层对数区速度分布均发生明显下偏,对数区速度明显减小。

本文将 DBD 等离子体流动控制技术应用于平板湍流边界层减阻应用中,与以往研究相比,提升了等离子体控制的来流速度,推进了等离子体的湍流边界层减阻控制技术的工程应用化进程。下一步,将结合粒子图像测速仪等流动显示技术检测等离子体气动激励使得湍流边界层内相干结构发生的变化,进一步优化等离子体激励器,实现更加高效的减阻控制。

参考文献:

- [1] 刘沛清,张雯,郭昊.大型运输机的减阻技术[J].力学与实

- 践, 2018, 40(2): 129-139.
- LIU Peiqing, ZHANG Wen, GUO Hao. Drag reduction technique for large transport aircraft[J]. *Mechanics in Engineering*, 2018, 40(2): 129-139. (in Chinese)
- [2] ABBAS A, BUGEDA G, FERRER E, et al. Drag reduction via turbulent boundary layer flow control[J]. *Science China (Technological Sciences)*, 2017, 60(9): 1281-1290.
- [3] KLINE S J, REYNOLDS W C, SCHRAUB F A, et al. The structure of turbulent boundary layers[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1967, 30(4): 741-773.
- [4] RAO K N, NARASIMHA R, NARAYANAN M A B. The 'bursting' phenomenon in a turbulent boundary layer[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1971, 48(2): 339-352.
- [5] ORLANDI P, JAVIER J. On the generation of turbulent wall friction[J]. *Physics of Fluids*, 1994, 6(2): 634-641.
- [6] ROBINSON S K. Coherent motions in the turbulent boundary layer[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1991, 23(1): 601-639.
- [7] 李应红, 吴云, 宋慧敏, 等. 等离子体流动控制的研究进展与机理探讨[C]// 中国航空学会第6届动力年会论文集. 北京: 中国航空学会动力专业分会, 2006: 790-799.
- [8] 赵小虎, 李应红, 李益文, 等. 介质阻挡放电等离子体气动激励的动量特性[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(8): 1791-1798.
- ZHAO Xiaohu, LI Yinghong, LI Yiwen, et al. Momentum characteristic of dielectric barrier discharge plasma aerodynamic actuation[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(8): 1791-1798. (in Chinese)
- [9] 聂万胜, 程钰锋, 车学科. 介质阻挡放电等离子体流动控制研究进展[J]. *力学进展*, 2012, 42(6): 722-734.
- NIE Wansheng, CHENG Yufeng, CHE Xueke. A review on dielectric barrier discharge plasma flow control[J]. *Advances in Mechanics*, 2012, 42(6): 722-734. (in Chinese)
- [10] CORKE T C, ENLOE C L, WILKINSON S P. Dielectric barrier discharge plasma actuators for flow control[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2010, 42(1): 505-529.
- [11] 吴云, 李应红. 等离子体流动控制研究进展与展望[J]. *航空学报*, 2015, 36(2): 381-405.
- WU Yun, LI Yinghong. Progress and outlook of plasma flow control[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(2): 381-405. (in Chinese)
- [12] JUKES T, CHOI K S, JOHNSON G A, et al. Characterization of surface plasma-induced wall flows through velocity and temperature measurements[J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(4): 764-771.
- [13] JUKES T, CHOI K S, JOHNSON G, et al. Turbulent drag reduction by surface plasma through spanwise flow oscillation[R]. AIAA-2006-3693, 2006.
- [14] WHALLEY R, CHOI K S. Turbulent boundary layer control by DBD plasma: a spanwise travelling wave[R]. AIAA-2010-4840, 2010.
- [15] CHOI K S, JUKES T, WHALLEY R. Turbulent boundary layer control with plasma actuators[J]. *Philosophical Transactions of The Royal Society of London A: Mathematical Physical and Engineering Sciences*, 2011, 369(1940): 1443-1458.
- [16] CORKE T C, THOMAS F O. Active and passive turbulent boundary layer drag reduction[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(10): 3835-3847.
- [17] DUONG A H, CORKE T C, THOMAS F O. Characteristics of drag reduced turbulent boundary layers through pulsed-DC actuation[R]. AIAA-2020-0098, 2020.
- [18] WU B, GAO C, LIU F, et al. Reduction of turbulent boundary layer drag through dielectric-barrier-discharge plasma actuation based on the Spalding formula[J]. *Plasma Science and Technology*, 2019, 21(4): 111-118.
- [19] WONG C W, CHENG X Q, PENG Q, et al. Effects of plasma-actuator-generated vortices on a turbulent boundary layer[R]. Chicago, US: the 10th International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena, 2017.
- [20] CHENG X Q, WONG C W, LI Y Z, et al. Friction drag reduction mechanism under DBD plasma control[C]// Proceedings of the 4th Symposium on Fluid-Structure-Sound Interactions and Control. Singapore City: Springer Nature Singapore, 2019: 105-110.
- [21] 陆连山, 李栋, 郑杰, 等. 基于狭缝合成射流的湍流边界层流动控制实验研究[J]. *航空工程进展*, 2020, 11(5): 618-628.
- LU Lianshan, LI Dong, ZHENG Jie, et al. An experimental study of turbulent boundary layer flow control by synthetic jet through spanwise slot[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2020, 11(5): 618-628. (in Chinese)
- [22] VILA C S, VINUESA R, DISCETTI A, et al. On the identification of well-behaved turbulent boundary layers[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2017, 822: 109-138.
- [23] 许春晓. 壁湍流相干结构和减阻控制机理[J]. *力学进展*, 2015, 45: 111-140.
- XU Chunxiao. Coherent structures and drag-reduction mechanism in wall turbulence[J]. *Advances in Mechanics*, 2015, 45: 111-140. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)