

介质阻挡放电等离子体流动控制的研究

聂超群^{①*}, 李钢^②, 朱俊强^①, 张翼^②, 李玉同^②

① 中国科学院工程热物理研究所先进能源动力重点实验室, 北京 100080

② 中国科学院物理研究所光物理实验室, 北京, 100080

* E-mail: ncq@mail.etp.ac.cn

收稿日期: 2007-09-04; 接受日期: 2008-04-02

国家自然科学基金重点基金项目(批准号: 50736003)资助

摘要 在等离子体激励因素诱导流场变化实验和数值模拟分析的基础上, 探索了介质阻挡放电等离子体流动控制的效应. 结果表明湍流模型比层流模型可获得更好的结果. 通过平板流动实验与压气机叶栅实验相结合的措施, 研究了等离子体对外流、内流加速与抑制流动分离的耦合作用. 实验结果表明: 等离子体激励可以改变边界层的速度特性; 在流速低于 20 m/s 时, 等离子体激励可显著改善栅后总压和速度分布特征; 流速接近 50 m/s 时, 等离子体仍会明显改变总压和速度的最小值; 可见, 在低速流动条件下, 采用等离子体激励方式能达到抑制流动分离的目的.

关键词

流动控制
介质阻挡放电等离子体
等离子体激励
压气机叶栅
流动分

流动控制作为流体力学的重要分支和研究前沿, 其目的是为了改善物体的受力状态和边界层分离特征, 进而获得减小阻力、提高升力、拓宽稳定工作范围等效果; 其实现方法包括在壁面开槽、加肋、布置旋流发生器等方法(被动控制), 以及以激光、电子束、等离子体等为外部能量载体输入, 达到抑制流动分离目的的方法(主动控制). 介质阻挡放电等离子体流动控制技术作为一种新概念的主动流动控制技术, 可以利用微量的、局部的气流扰动来控制大流量、全局性的特性(边界层分离与旋涡流场结构), 近年来在介质阻挡放电等离子体控制圆柱绕流^[1]、机翼升力提高^[2]、机翼前缘分离控制^[3]、低压透平叶栅流动分离控制^[4]、透平叶顶间隙流动控制^[5]、减小阻力^[6]、压气机扩稳^[7,8]、改善无人驾驶飞机气动性能^[9]等方面取得很多基础性研究结果.

近来, 外流等离子体流动控制概念开始向内流控制渗透, 并有新的拓宽. 与外流相比, 内部流动具有强涡流、高折转角、强逆压梯度、非定常、非均匀、非稳定等特点; 外流关注升力和阻力, 而内流更关注流动损失和稳定性.

本文综合利用先进的流场测量手段, 根据不同的流场特点, 采用了不同的流速测量方法, 采用 PIV 和 LDV 获得了等离子体在静止流场中诱导出的速度场、采用三孔探针和热线开展了利用等离子体抑制压气机叶栅流动分离的研究, 本文的数值计算结果与实验结果的对比表明: 采用介质阻挡放电等离子体流动控制措施能在外流和内流分离控制方面发挥了一定的作用。

1 流动实验与数值模拟

1.1 测试装置简介

PIV实验布局见参考文献[1]. LDV系统组成如图 1 所示, 实验中使用的LDV传输器与接收器集成在一起. LDV是基于多普勒频移原理的单点流速测量方法, 这类非接触测量方式具有: 时空分辨率高、测量误差不超过 1/1000 的优点.

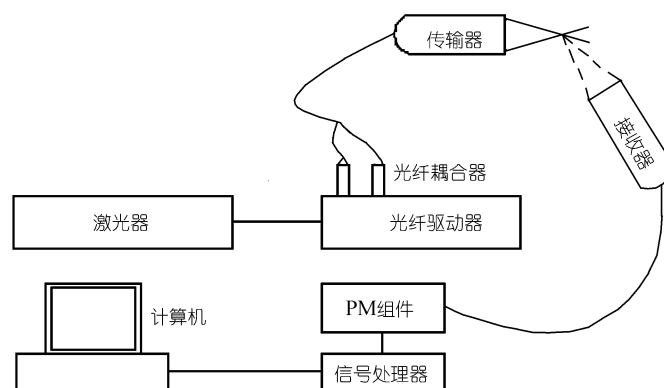


图 1 LDV 系统

1.2 等离子体在静止流场中诱导出的流场

在静止流场中施加等离子体激励, 激励电压为 18 kV, 实验中激励器的电极宽 12.5 mm, 电极间距为 1 mm, 石英玻璃片厚度为 2 mm.

1.2.1 实验结果. 图 2 给出了 PIV 的测量结果, 从图 2(a)中给出的流线图可见施加等离子体激励后空气被吸向裸露电极并且向掩埋电极方向射出, 在电极下游形成了两个明显的区域——紧贴壁面的射流区和远离壁面的回流区. 由速度云图和涡量云图可见等离子体形成的射流以大约 30°的扩散角向下游发展, 其显著的影响区域延伸到电极下游 60 mm; 等离子体诱导的最大速度在电极附近约为 1.4 m/s; 涡量集中在电极附近的射流区内.

图 3 给出了 LDV 在射流区的测量结果. 由图 3(a)可见等离子体诱导出的最大速度超过了 3 m/s, 出现在电极下游 15 mm 距壁面 0.8 mm 处, 也就是掩埋电极外沿附近.

1.2.2 数值模拟结果. 在介质阻挡放电等离子体流动控制的数值模拟中[10], 等离子体对周围空气的作用效果可通过体积力的形式引入 NS 方程, 进而得到流场分布. 体积力可由方程 $f_B = \rho_c \mathbf{E} = \rho_c (-\nabla \phi)$ 求出, 其中 ρ_c 是净电荷密度, $\mathbf{E}$ 是电场强度.

图 2 等离子体激励在静止流场中诱导的速度场、涡量场 PIV 测量结果

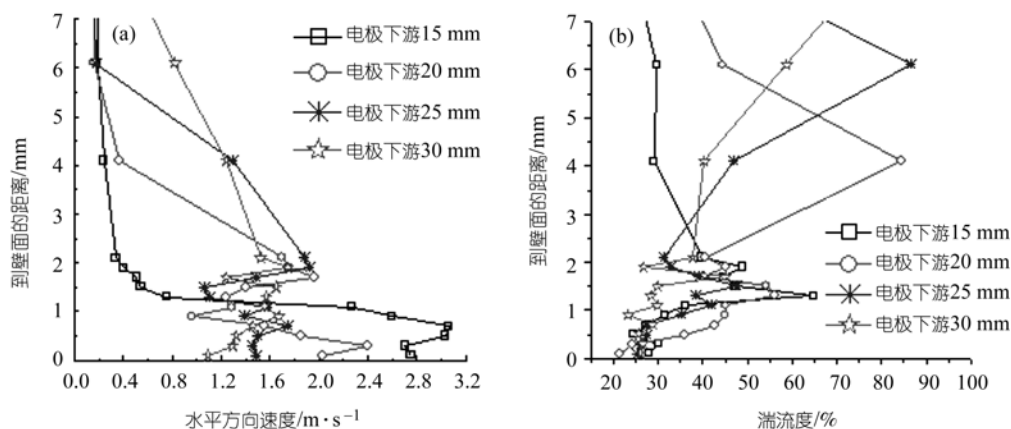
(a) 速度场($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$); (b) 涡量场(s^{-1})

图 3 等离子体诱导出的速度场

(a) 速度; (b) 湍流度

本文分别采用层流模型与湍流 Spalart-Allmaras 模型对以上实验结果进行了相应的数值模拟分析, 图 4 是对应的速度分布云图. 由图 4 可见采用不同模型计算等离子体诱导的速度场存在较大的差异, 采用湍流模型计算等离子体在静止流场中诱导出的速度场能够获得更好的结果. 可见, 等离子体诱导流动的脉动因素起了关键作用.

1.3 平板实验(外流)

来流速度为 10, 15 m/s 时, 测量了掩埋电极外沿处的速度剖面 and 湍流度, 见图 5.

可见, 等离子体对 10 m/s 来流的作用效果强于 15 m/s 的来流, 这是因为来流速度较高时, 流体具有更大动能, 因此来流速度提高后等离子体激励的效应相对减弱. 这一结论也说明: 不能把等离子体激励效应简单地叠加到自由来流项中上. 文献[11]给出了相关的数值模拟.

图 4 层流模型与湍流模型的计算结果

(a) 等离子体诱导速度大小($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)层流模型计算结果; (b) 等离子体诱导速度大小($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)湍流模型计算结果

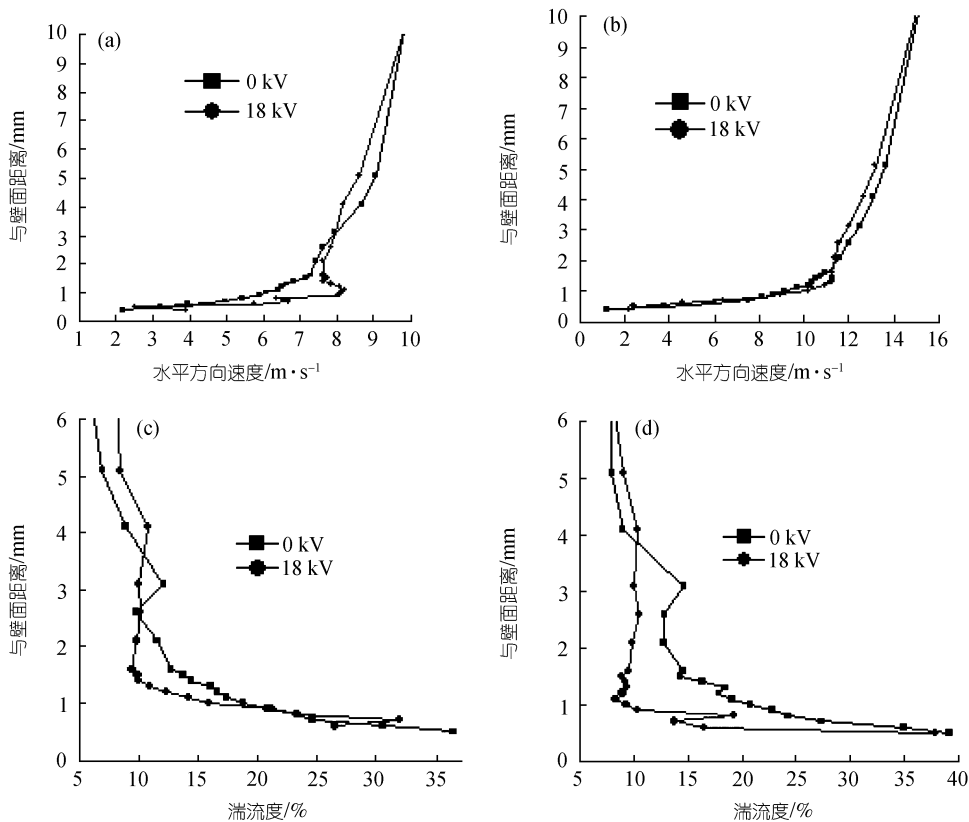


图 5 不同来流速度施加等离子体激励前后的对比

(a) 来流速度 10 m/s 的速度剖面; (b) 来流速度 15 m/s 速度剖面; (c) 来流速度 10 m/s 的湍流度; (d) 来流速度 15 m/s 的湍流度

等离子体激励可以改变电极附近的流场, 有增速消涡的作用, 从而增强边界层抵抗逆压梯度的能力, 起到抑制流动分离的作用.

1.4 压气机叶栅实验(内流)

实验在低速风洞上进行, 利用三孔探针测量栅后总压和速度分布; 利用一维热线测量栅后速度的平均值、脉动值和湍流度. 三孔探针与热线测量位置在叶栅尾缘后 10 mm.

1.4.1 实验风洞. 亚音速平面叶栅风洞采用离心通风机供气, 风洞收敛段最高风速约为 0.35 马赫. 在亚声情况下, 采用收敛段加速, 气流在顺压力梯度的流动条件下, 风洞壁面上的附面层变薄, 流场均匀.

1.4.2 实验叶栅参数与电极布置. 两套叶栅的折转角分别为 22°和 66°, 表 1 和表 2 为叶栅的气动结构参数.

表 1 小折转角压气机叶栅参数

叶栅弦长 b/mm	栅距 t/mm	几何进气角 $\beta_1/(\text{°})$	几何出气角 $\beta_2/(\text{°})$	安装角 $\beta_s/(\text{°})$	折转角 $\theta/(\text{°})$
66.60	53.04	24	46	38	22

表 2 大折转角压气机叶栅参数

叶栅弦长 b/mm	栅距 t/mm	几何进气角 $\beta_1/(\text{°})$	几何出气角 $\beta_2/(\text{°})$	安装角 $\beta_s/(\text{°})$	折转角 $\theta/(\text{°})$
54.4	34.12	38	106	75	68

通过数值模拟确定了叶栅发生流动分离时的起始位置. 实验中电极宽 12.5 mm, 电极间距为 1 mm, 布置位置如图 6 所示, 所生成的等离子体效应恰好在分离点附近.

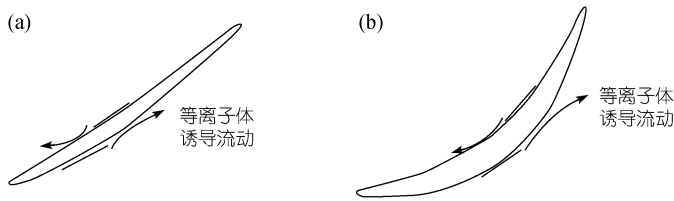


图 6 亚音速压气机叶栅电极布置

(a) 电极在小折转角压气机叶栅叶片上的布置; (b) 电极在大折转角压气机叶栅叶片上的布置

1.4.3 实验结果与分析. 等离子体激励对小折转角叶栅有较好的加速效果; 而对大折转角叶栅则有较好的增强流动稳定性和抑制吸力面流动分离的作用.

1) 小折转角压气机叶栅实验结果.

来流速度很小时, 施加激励后可以获得显著的效果, 图 7 是来流速度约为 10 m/s、攻角为 0°时由三孔探针得到的栅后速度和总压分布, 可见施加等离子体激励后吸力面一侧的尾迹宽度明显减小.

在来流速度较高、攻角较大的情况下, 也可以在局部位置观察到等离子体的效果. 图 8 为 8°攻角, 来流速度约为 48 m/s 时的实验结果.

以上实验结果表明, 等离子体激励通过向附面层输入动量, 减小了由于粘性摩阻引起的

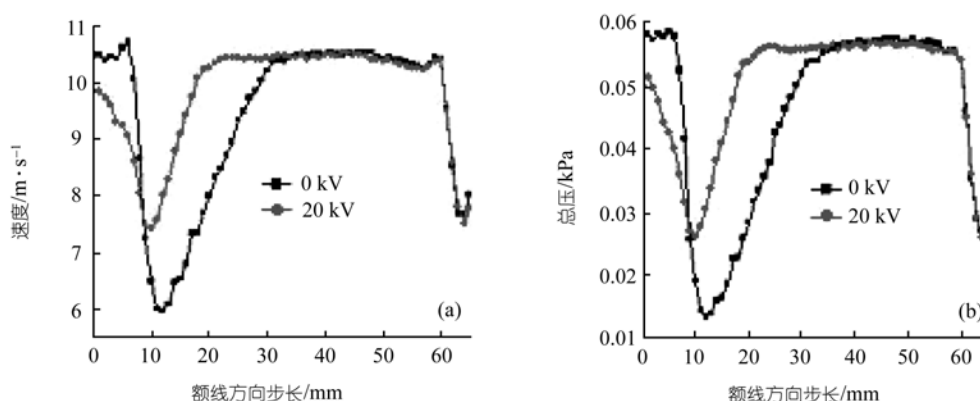


图7 来流速度很低时等离子体的显著效果

(a) 栅后速度; (b) 栅后总压

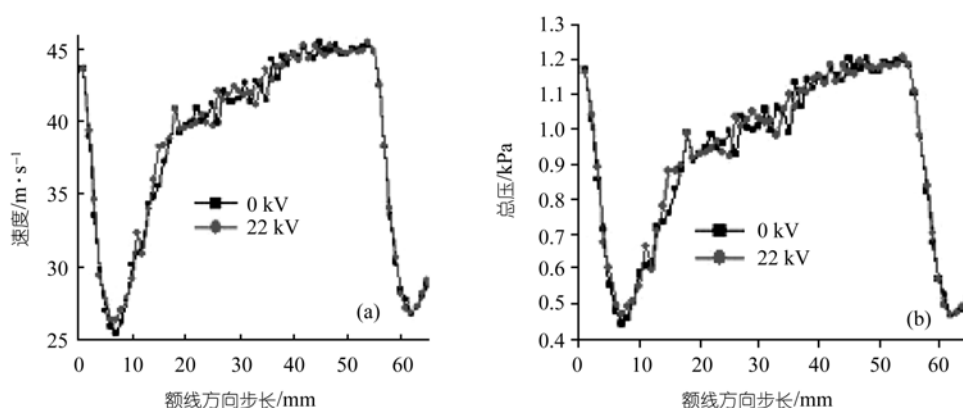


图8 0.15 Ma 8度攻角时施加激励的效果

(a) 栅后速度; (b) 栅后总压

叶栅流动损失, 使尾迹区减小.

2) 小折转角压气机叶栅数值模拟.

图9(a)给出了电极附近的电势分布, 由图9(a)可见在两电极之间电势分布变化最强烈, 该区域也是实验中观察到的等离子体生成最多的区域; 由图9(b)可见在电极的上方生成了一薄层等离子体; 由图9(c)给出的电极附近彻体力的特征分布可见, 彻体力较大的区域集中在电极左上角附近; 图9(d)是吸力面等离子体诱导的速度云图, 由图9(d)可见电极左上方的空气在等离子体的作用下被吸到裸露电极外沿附近, 然后向掩埋电极外沿方向射出.

通过以上数值模拟可以进一步认识等离子体激励减小压气机叶栅流动损失的原理, 首先电极附近空气被高压电击穿产生等离子体, 然后电能通过等离子体这个载体转化为附近空气的动能, 进而获得了减小附面层内粘性摩擦阻的效果.

3) 大折转角压气机叶栅实验结果.

采用热线风速仪获得了等离子体激励对栅后速度以及流动分离影响特征的变化规律. 从

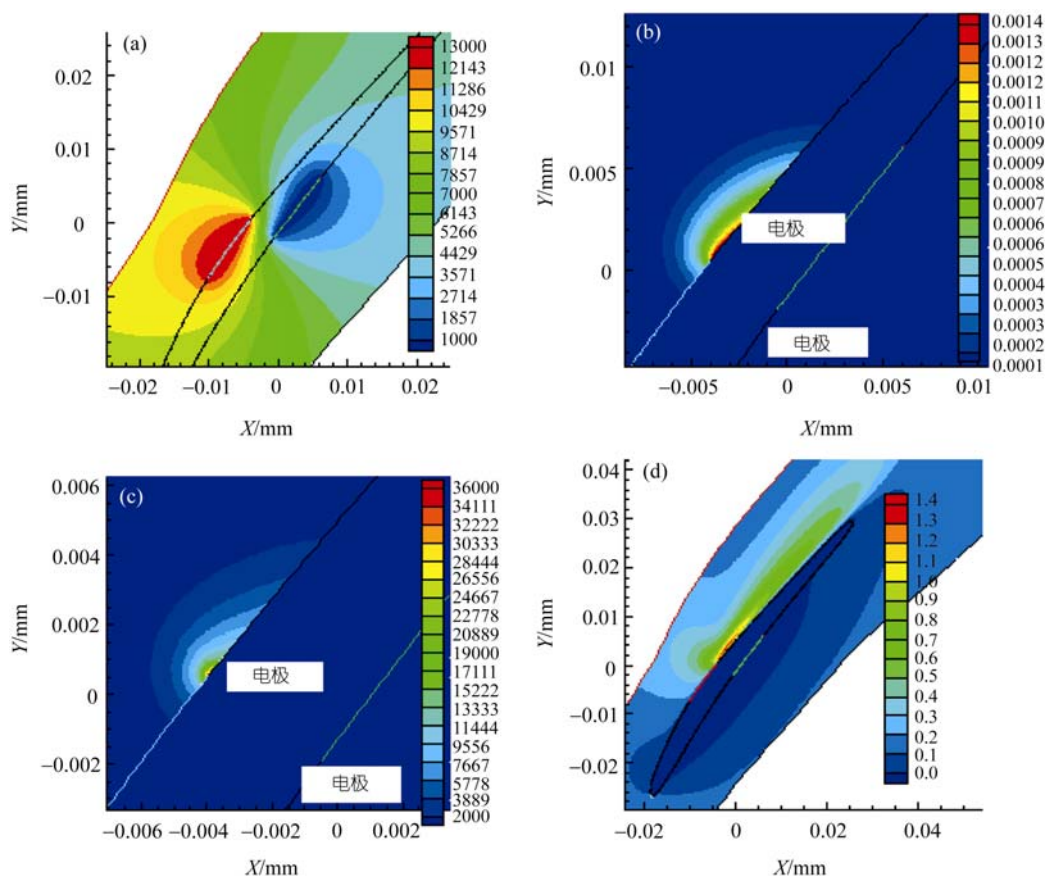


图 9 小折转角压气机叶栅数值模拟结果

(a) 电极附近的电势分布(V); (b) 电极附近的电荷密度分布($\text{C} \cdot \text{m}^{-3}$); (c) 电极附近的彻体力的摸的分布($\text{N} \cdot \text{m}^{-3}$);
(d) 吸力面等离子体诱导的速度云图($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)

栅后平均速度分布和湍流度分布规律(图 10)可见等离子体激励效应明显.

图 11 为施加不同强度的等离子体激励由热线风速仪获得的第 18 点处得到的动态数据, 热线采集频率为 1024 Hz、采集时间 1 s.

由图 11(a)可见未施加等离子体激励时, 分离涡的频率约为 5 Hz; 施加 18 kV 的等离子体激励后能够明显分辨出的分离涡只有 1 个, 如图 11(b)所示; 激励电压增大到 20 kV 时, 已不能明显分辨出有分离涡的存在, 如图 11(c)所示; 进一步增大激励电压至 22 kV 后, 速度波动进一步减弱, 如图 11(d)所示. 由此可见, 等离子体激励强度的增加有效地抑制了流动分离.

2 结论

通过接触式测量和非接触式测量方法获得了外流和内流条件下施加等离子体激励对流动影响的实验结果, 并与相应数值模拟分析结果进行了对比分析, 得出下述结论.

1) 等离子体激励有增速消涡的作用, 可以改变边界层的速度特性.

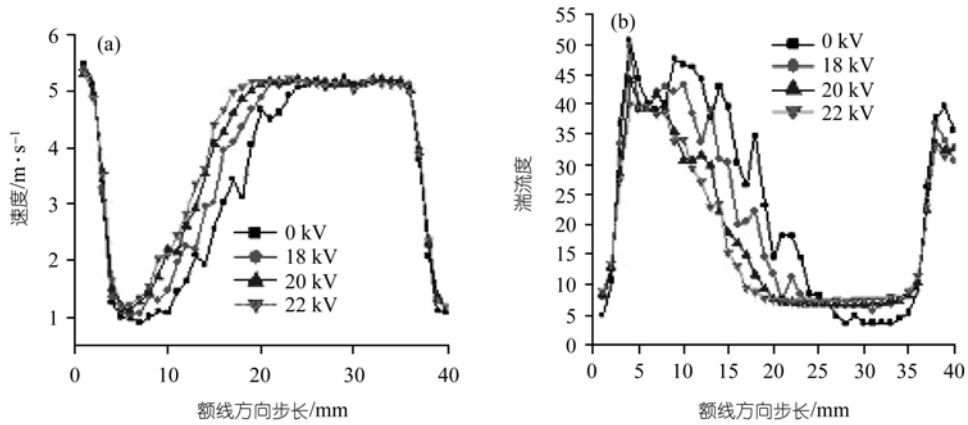


图 10 三度攻角施加不同强度等离子体激励热线测量结果

(a) 栅后速度; (b) 栅后端流量

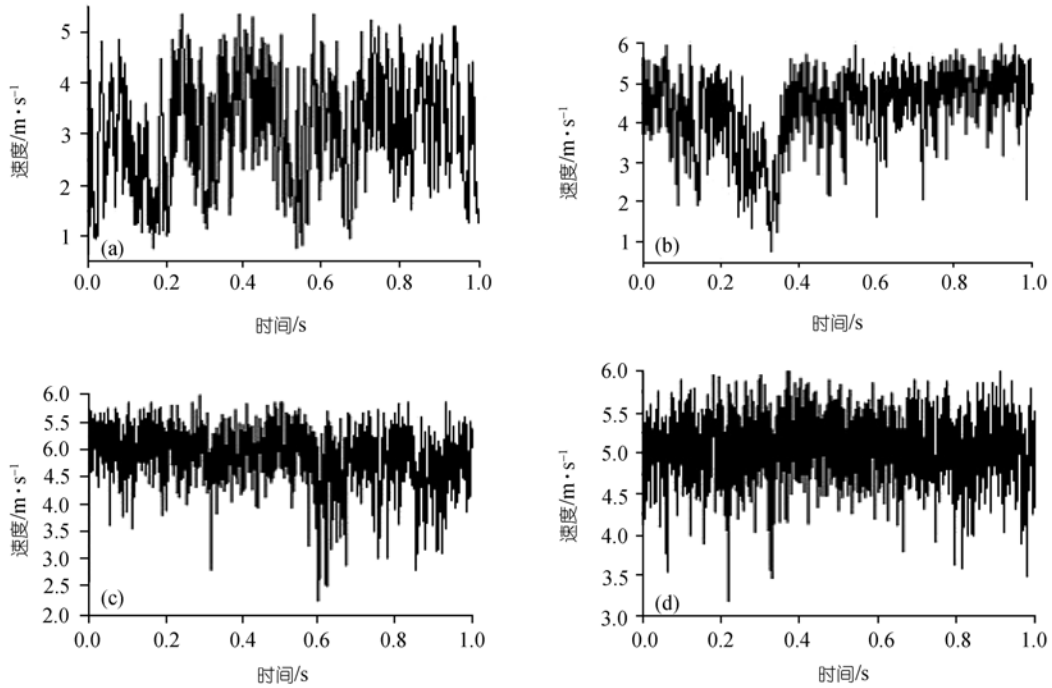


图 11 施加不同强度等离子体激励第 18 点处的动态数据

(a) 0 kV; (b) 18 kV; (c) 20 kV; (d) 22 kV

2) 在内流分离控制方面, 低速时等离子体激励可抑制压气机叶栅吸力面流动分离、减小流动损失.

3) 数值模拟分析结果揭示了在包含等离子激励因素后, 采用湍流模型模拟等离子诱导流动的数值分析结果与实验数据更趋吻合.

参考文献

- 1 李钢, 李轶明, 聂超群, 等. 介质阻挡放电等离子体对圆柱绕流尾迹区流场影响的实验研究. 科技导报, 2008, 26(2): 51—55
- 2 Corke T C, Mertz B. Plasma flow control optimized airfoil. In: 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Nevada. Nevada: AIAA, 2006, 1208
- 3 Orlov D M, Apker T, Othman H. Modeling and experiment of leading edge separation control using single dielectric barrier discharge plasma actuators. In: 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Nevada. Nevada: AIAA, 2007, 0877
- 4 Huang J H, Thomas C, Flint O. Plasma actuators for separation control of low-pressure turbine blades. AIAA J, 2006, 44(1): 51—57 [DOI](#)
- 5 Daniel K, Van N, Thomas C, et al. Turbine tip clearance flow control using plasma actuators. In: 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Nevada. Nevada: AIAA, 2006, 21
- 6 Wilkonson S P. Oscillating plasma for turbulent boundary layer drag reduction. In: 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Nevada. Nevada: AIAA, 2003, 1023
- 7 Wu Y, Li Y H, Zhu J Q, et al. Experimental investigation of a subsonic compressor with plasma actuation treated casing. In: 37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit Miami. Miami: AIAA, 2007, 3849
- 8 Huu D V. Control of rotating stall in axial compressors using plasma actuators. In: 37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit Miami. Miami: AIAA, 2007, 3845
- 9 Mehul P, Terry N, Srikanth V. Plasma actuators for hingeless aerodynamic control of an unmanned air vehicle. In: 3rd AIAA Flow Control Conference San Francisco. San Francisco: AIAA, 2006, 3495
- 10 Suzen Y B, Huang P G, Jacob J D. Numerical simulations of plasma based flow control applications. In: 35th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit Toronto. Toronto: AIAA, 2005, 4633
- 11 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, 2007, 22(12): 2073—2077