

文章编号: 1000-8055(2008)03-0205-05

介质阻挡放电等离子体对压气机 叶栅性能影响的实验

李 钢¹, 聂超群¹, 朱俊强¹, 李汉明^{2,3}, 张 翼², 牛玉川¹

(1. 中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100080;

2. 中国科学院 物理研究所 光物理实验室, 北京 100080;

3. 中国矿业大学 理学院, 北京 100083)

摘 要: 在压气机叶栅叶片两侧布置电极, 对电极施加高压高频交流电产生等离子体, 通过三孔探针测量栅后总压和速度的变化. 实验中发现, 流速低于 20 m/s 时, 加电产生等离子体后, 可显著改善栅后总压和速度分布; 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; 出现流动分离趋势后, 等离子体无法抑制分离趋势; 对分离区大小、分离涡强度的影响还需进一步的实验研究.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 等离子体; 压气机叶栅; 流动分离

中图分类号: V231

文献标识码: A

Experimental investigations of the effect of dielectric barrier discharge plasma on performance of compressor cascade

LI Gang¹, NIE Cha²qun¹, ZHU Jun²qiang¹,
LI Han²ming^{2,3}, ZHANG Yi², NIU Yu²chuan¹

(1. Institute of Engineering Thermophysics,
Chinese Academy of Sciences 100080 China;

2. Institute of Physics, Chinese Academy of Sciences, Beijing, 100080 China;

3. School of Sciences,

China University of Mining and Technology, Beijing, 100083 China)

Abstract: A pair of electrodes attached to the surface of compressor blade were supplied with high voltage and high frequency alternate current and as a result plasma is produced near the electrodes. Tri²hole tube was used to measure total pressure and velocity in the wake. When the incoming velocity was low, total pressure and velocity in the wake were in² creased greatly by plasma. As velocity increased, the effect of plasma weakened. The effect of plasma could still be observed as velocity increased to 50 m/s. Plasma is not effective in diminishing the trend of flow separation when it occurs. As to the size of separation zone and intensity of separation vortex, further study is needed.

Key words: aerospace propulsion system; plasma; compressor cascade; flow separation

目前在流体力学研究领域, 流动控制是一个 重要的研究方向. 已经探索了几种改变和控制流

收稿日期: 200704209; 修订日期: 200705229

基金项目: 中国科学院国防基础科研项目(AB20070090); 国家自然科学基金(50676094)

作者简介: 李钢(1972), 男, 辽宁锦州人, 博士生, 主要从事等离子体流动控制研究.

场的方法, 主要分为被动控制方法和主动控制方法. 被动控制方法不需要输入外部能量, 公开的被动控制方法有: 表面处理、表面震动等. 主动控制方法需要输入外部能量, 有便于控制的优点, 可以根据需要而打开或关闭. 流动主动控制的方法包括: 声激励、连续或间断的吸吹. 一些文献对主动和被动控制方法作了详细总结^[122].

采用绝缘阻挡放电时产生的等离子体进行流动控制, 以抑制流动分离、改善流场品质从而减小飞行器的气动阻力、提高叶轮机械效率、拓宽叶轮机械的稳定工作范围是近年来国外掀起的又一新概念^[325].

1 原理简介

对交错布置在绝缘材料两侧的电极通以高压高频的交流电, 如图 1 所示, 就可以形成绝缘阻挡放电, 放电将电极附近的空气电离成为等离子体. 等离子体与气体、液体、固体一样也是物质存在的一种形式.

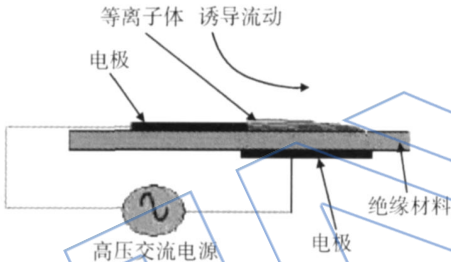


图1 等离子体激励器结构简图
Fig.1 Plasma actuator

一种观点^[6]认为等离子体的形成是电子雪崩的结果. 电子在电场中加速获得足够能量, 并通过碰撞使中性粒子发生电离. 新生成的电子也在电场中加速并引起进一步电离. 这样就产生了一连串的电离. 这种类型的等离子体存在时间很短(纳秒级), 聚集在很小的空间中(不到 1 mm). 如果等离子体是在一个宽阔电极上产生的, 这样一连串的电离会有数以百万计, 它们的整体效果看起来就是均匀的等离子体. 有足够的时间分辨率, 试验测量可以揭示独立的电子雪崩活动.

等离子体每半个周期消失一次, 这表明等离子体是在电场改变方向时由电场产生的. 当上面的电极是负极时, 电子雪崩的方向朝着埋着的电极, 这称为前冲程(Forward stroke). 由于埋着的电极上面覆盖着绝缘材料, 电子驻留在绝缘材料表面, 等离子体消失. 当电场改变方向开始后冲程(Backward stroke)时, 电子再次加速, 这回朝向暴露的电极, 通过雪崩等离子体再次生成. 这种形

式等离子体放电称为绝缘阻挡放电(DBD).
正离子的运动方向与电子相反. 正离子在电场中获得动量并通过碰撞将之传递给周围中性粒子, 从而引起流动. 正离子在两个半周期中运动方向相反, 为什么会引起流体向下游的运动呢? 由于前冲程结束时, 大量电子驻留在绝缘介质上, 因而后冲程的雪崩开始时较前冲程有更多的电子. 计算表明后冲程的平均离子密度是前冲程的十多倍, 因而一个周期(一个前冲程一个后冲程)中产生的合力是指向埋着的电极方向的. 后冲程结束时, 几乎所有的电子都进到暴露的电极中, 这样下一个周期开始时只有少量几个电子.

2 实验装置

实验在低速风洞上进行, 压气机叶栅的栅距为 53.04 mm, 利用三孔探针测量栅后总压和速度分布. 三孔探针距叶栅尾缘 10 mm.

2.1 实验风洞

亚声速平面叶栅风洞采用离心通风机供气(参数见表 1), 如图 2 所示, 风洞收敛段最高风速 $Ma=0.35$ 左右. 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, 流场将更加均匀.

表1 离心通风机性能参数
Table 1 Parameters of the centrifugal compressor

性能参数	数 值
功率/kW	45
流量/(m ³ /h)	8 588~ 11 880
全压/Pa	9 698~ 8 915
主轴转速/(r/min)	2 900

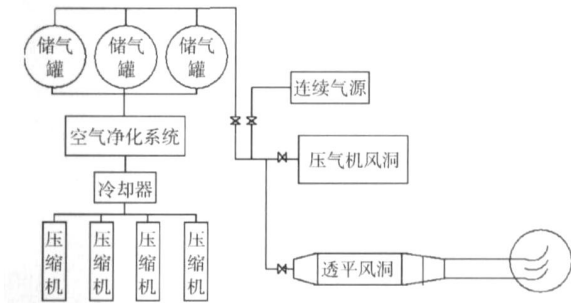


图2 亚声速平面叶栅风洞示意图
Fig.2 Subsonic cascade wind tunnel

2.2 测量系统

实验段进口栅板前端安装了进口总压探针, 在栅板前端 25 mm 处布置 6 个静压测量孔, 栅板

后端 5 mm 处布置了 6 个壁面静压孔. 静压孔连接到汇流排后, 由压力传感器测量.

叶栅出口布置的三孔探针用于测量来流总压、静压和方向角度. 由三维旋转坐标架控制, 移测步长为 1 mm, 精度 0.01 mm. 三孔探针布置在距离叶栅尾缘 10 mm 处, 延额线方向测量.

压力测量采用 SM255 系列微压传感器, 使用阿尔泰 PCI2300 数据采集卡和 Labview 编写了采集软件.

2.3 实验内容

本实验研究结合数值模拟结果, 通过测量叶栅的栅前栅后总压和静压等参数来比较施加等离子体激励前后参数的变化. 研究在不同来流马赫数、攻角条件下, 施加等离子体激励对叶栅气动性能的影响. 实验中每次调整攻角后, 需要调整风洞内上下两个导流板, 保证来流的均匀性和叶栅通道的封闭性, 同时先测量三个叶栅通道出口栅后总压, 检查周期性情况, 再进行实验.

实验使用的亚声速压气机叶栅主要几何参数如表 2 和图 3 所示.

表 2 亚声速压气机叶栅主要几何参数

Table 2 Parameters of subsonic compressor cascade

主要几何参数	数 值
叶栅弦长 b/mm	66.60
栅距 t/mm	53.04
几何进气角 $B_{ik}/(^{\circ})$	24
几何出气角 $B_x/(^{\circ})$	46
安装角 $B/(^{\circ})$	38
折转角 $H(^{\circ})$	22

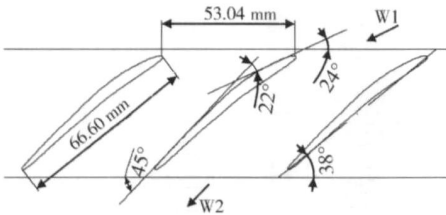


图 3 亚声速平面叶栅
Fig. 3 Subsonic cascade

通过数值模拟确定了叶栅发生流动分离时分离的起始位置. 实验中选用一对铝箔电极, 电极宽 12.5 mm, 两对电极间距为 1 mm. 位置如图 4 所示, 这对电极所生成的等离子体恰好在分离点附近. 实验结果表明, 加电后明显提高了栅后总压和速度, 减小了流动损失.

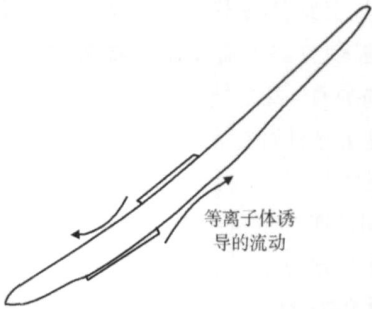


图 4 电极布置方式
Fig. 4 Lay out of electrodes

3 实验结果及分析

3.1 不同来流速度时的激励效果

来流速度很小时, 施加激励后可以获得显著的效果, 图 5 是来流速度约为 10 m/s (栅前总压 0.053 kPa、静压 - 0.014 kPa)、攻角为 0 时栅后速度和总压分布.

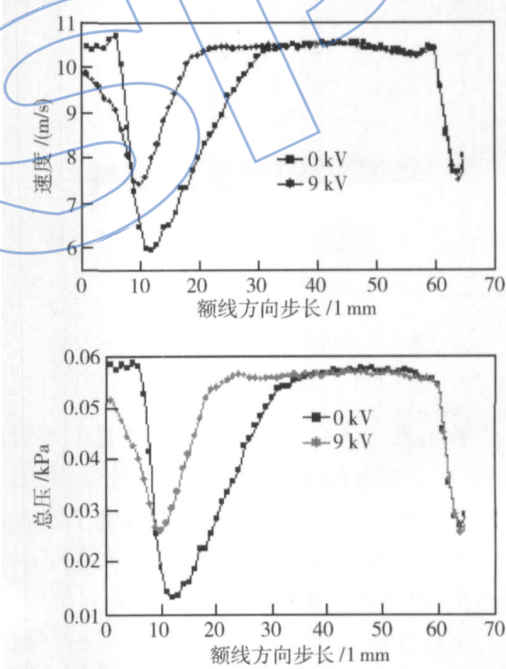


图 5 来流速度很低时等离子体的显著效果
Fig. 5 Evidently effect of plasma for low coming velocity

来流速度提高后, 等离子体作用逐渐减弱, 参见图 6~ 图 9.

3.2 不同攻角时的激励效果

实验中发现, 其它条件不变的情况下, 随着攻角的增大, 等离子体的作用逐渐变弱. 图 6~ 图 8 是来流速度约为 24 m/s 不同攻角时, 栅后总压和速度分布以及压力损失系数.

压力损失系数定义为

$$\bar{X} = \frac{p_1^* - p_2^*}{p_1^* - p_1}$$

其中 p_1^* , p_2^* , p_1 分别为栅前总压、栅后总压和栅前静压。

总之, 随着来流速度和攻角的加大, 等离子体的效果逐渐减弱, 但即使在来流速度较高、攻角较大的情况下, 也可以在局部观察到等离子体的效

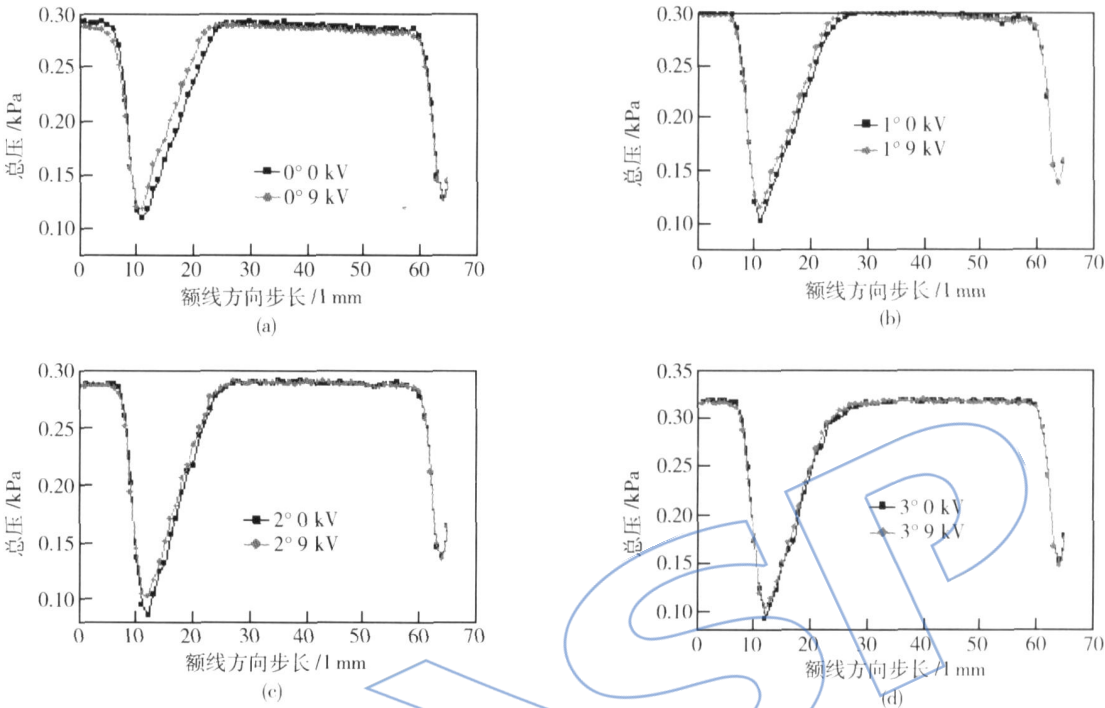


图 6 不同攻角时栅后总压分布

Fig. 6 Total pressure at the cascade exit with different incidence angles

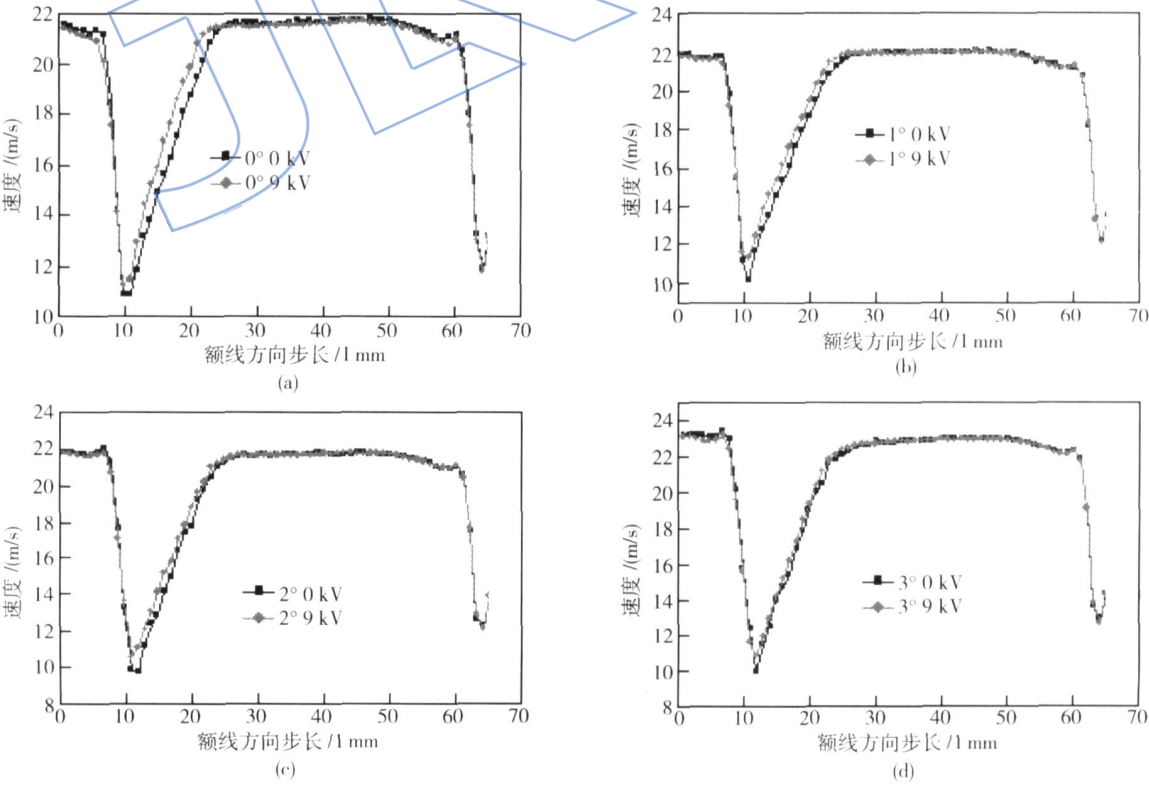


图 7 不同攻角时栅后速度分布

Fig. 7 Velocity at the cascade exit with different incidence angles

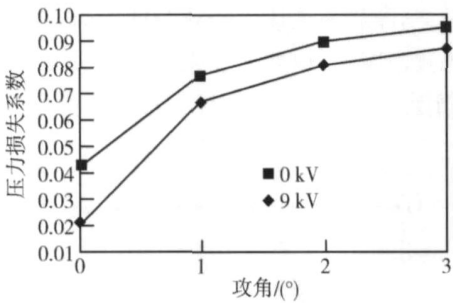


图 8 压力损失系数随攻角的变化

Fig. 8 Variation of loss coefficient with incidence angles

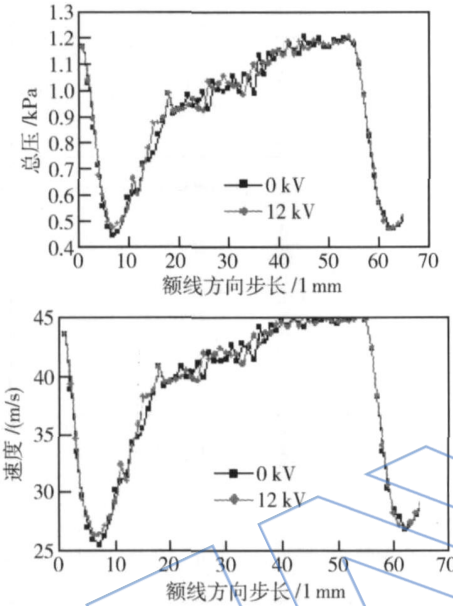


图 9 $Ma=0.15$, 8° 攻角时施加激励的效果

Fig. 9 Effect of plasma exciting at $Ma=0.15$ and 8 degree of incidence angles

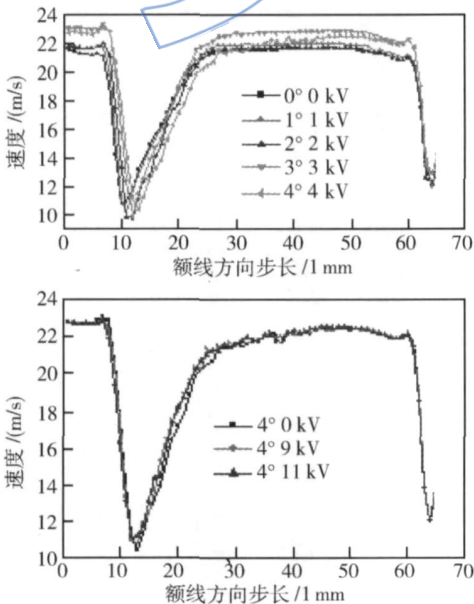


图 10 对流动分离趋势的影响

Fig. 10 Influence on trend of flow separation

果. 图 9 为 8° 攻角, 来流速度约为 48 m/s (栅前总压为 1.219 kPa 、静压为 0.296 kPa) 时的实验结果.

3.3 对流动分离的影响

出现流动分离的趋势后, 等离子体无法抑制这种趋势. 由图 10 可见攻角为 4° 时, 叶栅吸力面出现流动分离趋势, 施加 9 kV , 11 kV 的激励后也无法消除这种趋势.

受到观测手段的限制, 还无法检验等离子体能否减弱分离涡的强度、减小分离区域的大小.

4 结论与展望

结论: 尾迹区的压力和速度测量表明, 绝缘阻挡放电生成的等离子体可改善压气机叶栅的性能, 流速低于 20 m/s 时, 等离子体的作用十分显著, 流速增大后等离子体的作用减弱. 出现流动分离趋势后, 施加等离子体激励无法抑制这种趋势, 但仍然可以提高总压和速度的最小值.

展望: 开展相关数值模拟工作; 研究电极布置位置的影响, 进一步优化电极的布置位置, 选用多对电极增强流动控制; 通过实验确定转捩的位置, 并在转捩处施加等离子体激励; 完善测量手段观察等离子体对分离区大小和分离涡强度的影响; 深入理解等离子体流动控制机理, 想办法增大流动控制的强度; 研究等离子体的传热问题, 并在数值模拟中引入能量方程, 适当解决等离子体传热问题.

参考文献:

[1] GaDEZHak M. Control of low speed airfoil aerodynamics [J]. AIAA Journal, 1990, 28: 15321552.

[2] GaDEZHak M. Flow control: passive, active, and reactive flow management[D]. New York: Cambridge University Press, 2000.

[3] Roth J R, Sherman D M, Wilkinson S P. Boundary layer flow control with a one atmosphere uniform glow discharge plasma[R]. AIAA Paper 980328.

[4] Enloe C L, McLaughlin T E, Van Dyken R D. Mechanisms and responses of a single dielectric barrier discharge plasma actuator: plasma morphology[J]. AIAA Journal, 2004, 42(3): 5892594.

[5] Enloe C L, McLaughlin T E, Van Dyken. Mechanisms actuator: geometric effects[J]. AIAA Journal, 2004, 42(3): 592604.

[6] Font G I, Jung S, Enloe C L. Simulation of the effects of force and heat produced by a plasma actuator on neutral flow evolution [R]. AIAA Paper 20020167.