

文章编号:1000-8055(2011)08-1871-08

变冲角条件下等离子体对扩压叶栅性能的影响

刘华坪, 陈焕龙, 袁继来, 陈 浮

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 进行了不同冲角、不同电压以及不同电极安装位置下等离子体对大折转角扩压叶栅性能的影响研究. 结果表明, 当冲角增大时, 分离流动加剧是叶栅损失增加的主要原因, 而端壁附面层内的摩擦损失则由于流向速度的减小反而减少; 等离子体在三种工况下 ($i=0^\circ, 5^\circ, -5^\circ$) 均可有效控制栅内流动分离、减小叶栅损失、增加叶片负荷, 电压越大、电极安装位置越接近分离起始位置, 其控制效果越明显; 随着冲角的增加, 等离子体减小能量损失的效果减弱; 虽然电极沿整个叶高方向布置, 但等离子体仅对约 10% 叶高以上的损失影响较为明显, 同一电压下该范围内各叶高处的损失减小量也基本相同.

关 键 词: 等离子体; 扩压叶栅; 附面层; 流动控制; 叶栅损失

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Influence on the performance of compressor cascade with alterative incidence angles by the plasma

LIU Hua-ping, CHEN Huan-long, YUAN Ji-lai, CHEN Fu

(School of Energy Science and Engineering,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The plasma effect on the performance of high-turning compressor cascade was investigated at different incidence angles, voltages and electrodes locations. The results show that, with the increase of the incidence angle, the aggravation of the flow separation is a primary reason for the increase of the cascade losses, while the boundary layer losses near the end-wall decrease due to the reduction of the flow velocity. At all the incidence angles ($i=0^\circ, 5^\circ, -5^\circ$), the plasma actuator could weaken the separation, reduce the cascade losses and increase the blade loading effectively. The bigger the voltage and the closer the electrodes to the separation line, the more obvious the plasma effect becomes. And the bigger incidence angle leads to weaker plasma effect. Although the electrodes are installed along the whole blade height, the plasma merely reduces the losses in the region above 10% blade height, and the loss reduction is almost the same in this zone.

Key words: plasma; compressor cascade; boundary layer; flow control; cascade lose

高效、高负荷压气机的设计是现代高推质比航空发动机的关键技术之一, 但随着叶片负荷的增加, 叶栅流道内分离流动增强, 流动损失日趋严重, 因此通过各种流动控制技术改善栅内流动以

提高压气机性能已成为叶轮机械气动热力学研究的重要方向之一.

DBD(介质阻挡放电)等离子体控制技术所具有的尺寸小、质量轻、无移动部件、灵活、高效等

收稿日期: 2010-07-16; 修订日期: 2010-12-03

基金项目: 国家自然科学基金(50976026)

作者简介: 刘华坪(1983-), 男, 四川峨眉人, 博士生, 主要从事叶轮机械流动控制研究.

优点使其在外流控制中已得到广泛研究^[1-5],近年来该技术逐渐被引入到叶栅内流控制中^[6-15]. Huang, Corke 等^[6-7]采用等离子体有效地减小了涡轮吸力面流动分离,而且采用非定常激励的控制效果更佳,所消耗的能量也更少.该小组还进行了等离子体控制涡轮叶顶间隙流动的实验研究^[8],当叶顶间隙为 1.56% 轴向弦长时,来流雷诺数为 1.0×10^5 和 4.0×10^4 条件下最大总压损失可分别减小 29.5% 和 4.7%. Wang 等^[9]则采用等离子体控制技术使得某涡轮气膜冷却效果提高 100%. Vo 和 Lemire 等将该技术引入到压气机叶栅流动控制上^[10-13],结果表明,采用等离子体能有效地控制低速以及跨声速压气机叶栅顶部泄漏流动以增加其失速裕度^[10-11]、减弱流动分离并提高气流折转能力^[12]、减小尾迹亏损并进而减小动静叶干涉产生的气动噪声^[13]. 国内吴云等进行了等离子体扩大低速轴流式压气机稳定性^[14]、抑制角区分离流动^[15]等实验研究,均获得了较好的效果.

本文将等离子体流动控制技术进一步引入到大折转角扩压叶栅流动分离控制中,研究了不同冲角、不同电压以及不同电极安装位置下等离子体对叶栅气动性能的影响,其研究结果论证了该技术在大折转角扩压叶栅流动控制技术中的应用潜力,并为后续的实验研究提供指导.

1 数值方法

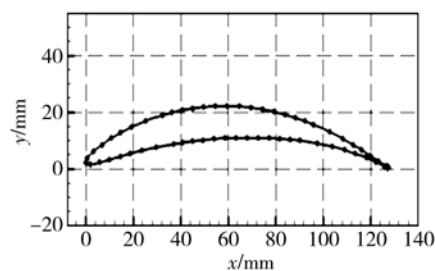
本文研究对象为图 1(a)所示的大折转角平面扩压叶栅,叶型为 NACA 65 系列,几何折转角为 60° ,进口总压为 2500 Pa,温度为 300 K. 等离子体发生器的电极沿整个叶高方向布置,其厚度为 0.1 mm,长度为 10 mm,采用图 1(b)中布置方式以免破坏叶片表面. 具体研究方案见表 1,表中 x_0 为两电极交接处距前缘的距离, B 为叶片轴向弦长.

基于 Orlov 和 Corke 所提出的电场力模型^[16],电势分布通过式(1)求得.

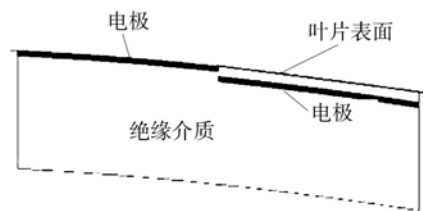
$$\nabla \cdot (\epsilon \nabla \varphi) = -\frac{\rho_c}{\epsilon_0} \quad (1)$$

式中 ρ_c 为净电荷密度, φ 为电势, ϵ 为相对介电常数, ϵ_0 为真空介电常数.

利用 Fluent 软件的 UDF(user defined functions)二次开发模块将式(1)添加到求解器中,并通过式(2)的体积力源项 $\mathbf{F}_e$ 考虑等离子体对流场的作用,具体见文献^[17].



(a) 叶栅几何模型



(b) 等离子体发生器

图 1 计算模型

Fig. 1 Computational model

表 1 计算方案

Table 1 Computational schemes

冲角 $i/(^\circ)$	电极安装位置 (x_0/B)/%		电压/kV			
0	60	0	5	20	30	
	75	0	5	20	30	
5	60	0	5	20	30	
	75	0	5	20	30	
-5	60	0	5	20	30	
	75	0	5	20	30	

$$\rho \frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \rho (\mathbf{U} \cdot \nabla) \mathbf{U} =$$

$$-\nabla \mathbf{P} + \mu \nabla^2 \mathbf{U} + \frac{\mu}{3} \nabla (\nabla \cdot \mathbf{U}) + \mathbf{F}_e \quad (2)$$

Orlov 和 Corke^[16]的研究表明,该模型与 Enloe 等^[18]的实验结果吻合较好. 本文也对该模型进行了验证和校核,图 2 给出了采用电场力模型计算得到的诱导流场与文献^[19]中的实验结果对比. 由图可得,数值模拟与实验测量的电极附近的流线分布基本相同,最大诱导速度差别也不大,因此本文采用的简化模型能较好地反应等离子体对流场的作用效果.

图 3 给出了端壁以及叶片表面的计算网格,由于电极附近电势梯度较大,为了准确求解电场分布,对等离子体作用区网格进行加密,并且计算域包含了嵌入叶片的绝缘介质. 网格总数为 80 万

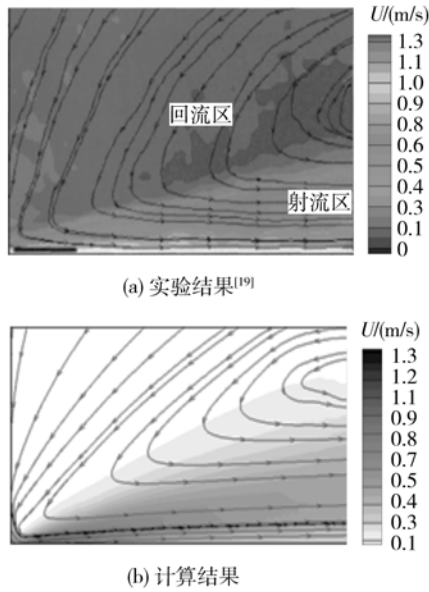


图 2 计算结果与实验结果^[19]对比
Fig. 2 Results of numerical simulation
and experiment^[19]

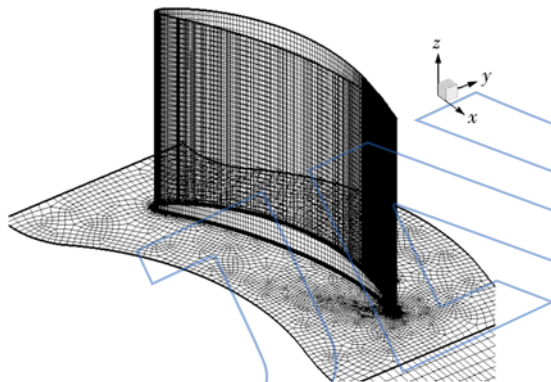


图 3 端壁以及叶片表面计算网格
Fig. 3 Computational mesh of the end-wall
and the blade

左右. 图 4 给出的 5 kV 电压下电极附近的电势分布. 结果表明, 两电极交接处附近电势变化较大, 即电场强度最大, 因此等离子体对流场的作用力也主要集中在此区域内.

图 5 和图 6 给出的无等离子体控制时 -5° 冲角下吸力面极限流线以及 $x/B=113.8\%$ 截面的节距平均气流角沿叶高的分布表明, 数值模拟结果 (Num) 与实验结果^[20] (Exp) 吻合较好, 其误差可能与湍流模型有关, 尤其是目前尚没有能够完全精确模拟大折转角扩压叶栅分离流动的湍流模型. 但结合分离区大小、出口气流角分布趋势可知, 本文的数值方法能较好地模拟叶栅内部真实流动.

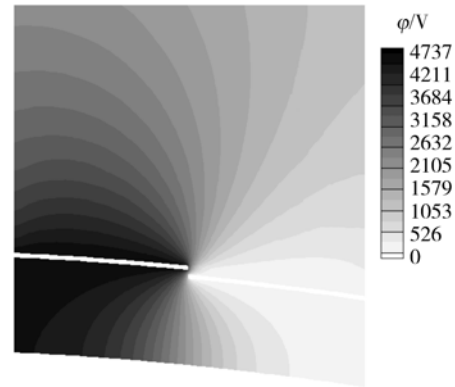


图 4 电极附近电势分布
Fig. 4 Electrical potential near the electrodes

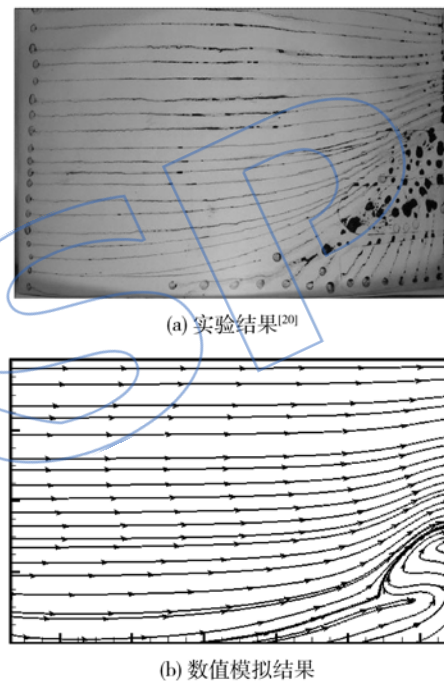


图 5 吸力面流线
Fig. 5 Streamlines on the suction surface

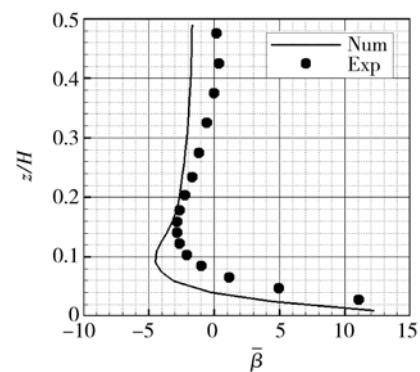


图 6 $x/B=113.8\%$ 截面节距平均气流角
沿叶高的分布
Fig. 6 Distribution of pitch-averaged flow angle
along the blade height at $x/B=113.8\%$

2 结果与分析

2.1 不同电压下等离子体控制效果的冲角特性

由于扩压叶栅内沿流向逆压梯度极易导致叶片吸力面的流动分离,尤其对于大折转角扩压叶栅,叶栅流道内横向压力梯度和壁面二次流动加强,大尺度的附面层分离流动很难避免。图7给出的不同冲角下吸力面极限流线表明,设计冲角($i=0^\circ$)下,在沿流向逆压梯度作用下端壁以及叶片表面附面层不断增厚,同时端壁附面层流体在横向压力梯度的作用下向吸力面与端壁的角区堆积,最终在吸力面约65%轴向弦长后形成明显的分离流动,分离区大致位于40%叶高以下;施加等离子体控制后,随着电压的增加,分离起始位置明显推迟,分离区范围也减小。而 $i=5^\circ$ 时,无等离

子体控制时吸力面的分离流动大致起始于55%轴向弦长位置处,分离线贯穿整个叶高,分离区上游的气流不能进入分离区内,下游回流区的低能流体也不能穿越分离线进入上游,属于典型的闭式分离结构,分离损失较大;当电压为20 kV时,分离区仅存在于约40%叶高以下,分离模式为开式分离;当电压为30 kV时,分离区仅占约20%叶高左右,分离起始位置明显推迟,分离损失必然下降。当 $i=-5^\circ$ 时,无等离子体时吸力面分离流动约起始于85%轴向弦长处,分离区位于20%叶高以下,随着电压的增加,分离区减小;当电压为30 kV时,分离流动基本消失。

图8给出了不同冲角下出口截面的节距平均总压损失分布。为了考虑不同叶高处密流的变化,节距平均总压损失采用式(3)计算。

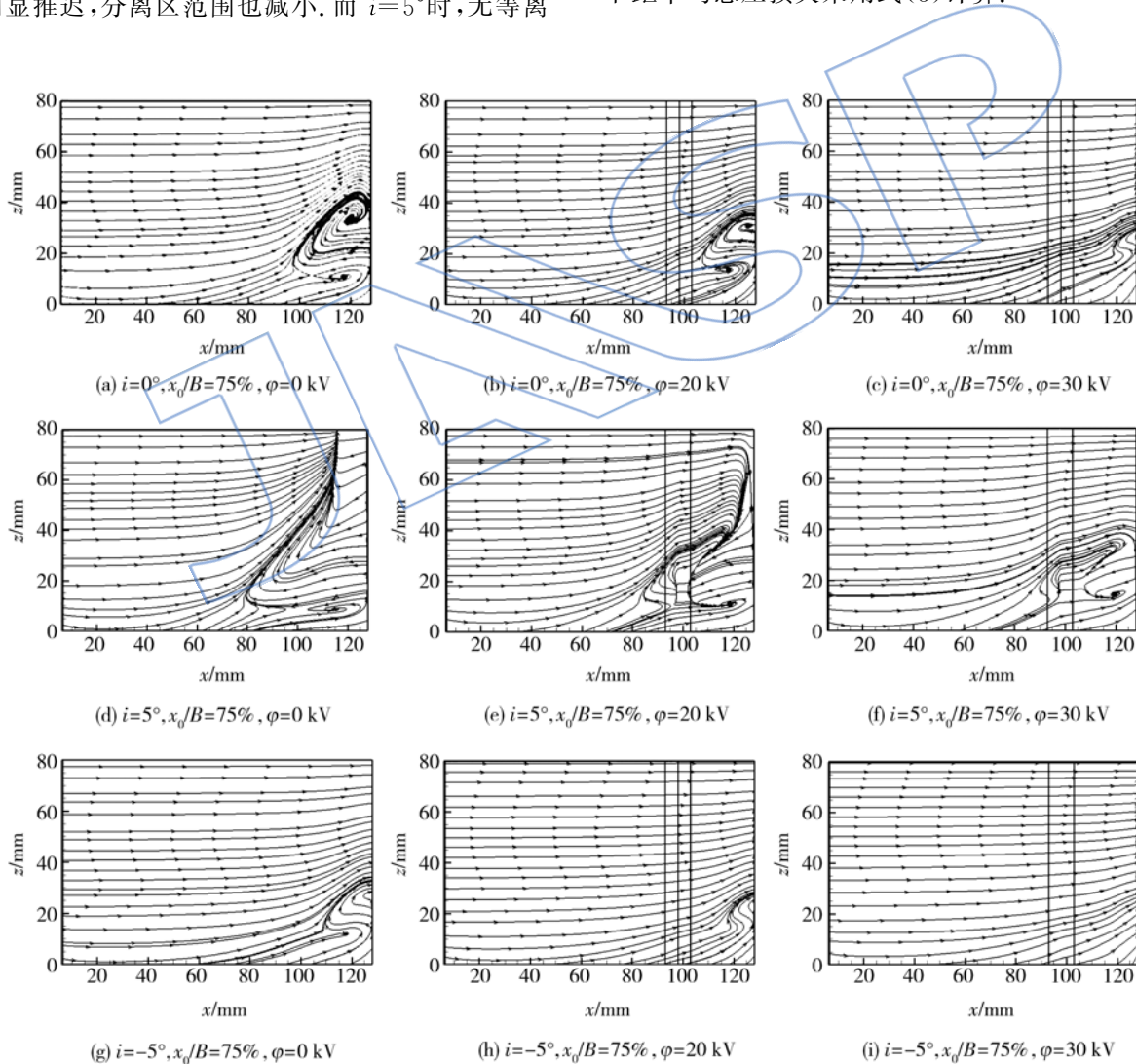


图7 不同冲角下吸力面极限流线

Fig. 7 Streamlines on the suction surface for different incidence angles

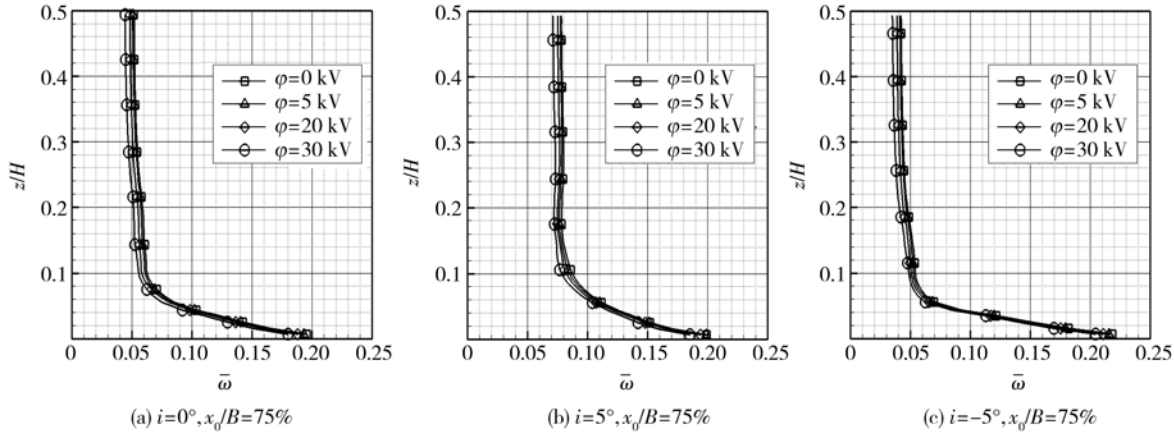


图 8 出口截面节距平均总压损失系数沿叶高的分布

Fig. 8 Distribution of pitch-averaged total pressure loss coefficient along the blade height

$$\bar{\omega} = \frac{\sum_{i=0}^n (p_1^* - p_i^*) \cdot \rho_i u_i A_i}{0.5 \rho_1 u_1^2 \sum_{i=0}^n A_i} \quad (3)$$

其中 p^* 为总压, ρ 为密度, u 为轴向速度, A 为单元网格的面积, 下标“1”代表进口参数, 下标“ i ”代表出口截面的面网格单元。

由图 8 可知, 各冲角下等离子体对端壁附近的总压损失影响较小, 这可能由于与叶展中部流道内气流相比, 端壁附近气流除受叶片表面摩擦的影响外还受端壁摩擦的作用, 从而使得等离子体作用相对减弱; 而 10% 叶高以上流道内, 当电压越大时损失减小越明显, 并且同一电压下 10% 叶高以上的总压损失减小量也基本相同。值得注意的是, 负冲角下端壁附近区域总压损失反而较正冲角和零度冲角下略高, 这主要由于负冲角下气流轴向速度增加, 端壁附面层摩擦损失必然增加, 端壁附近低能流体的输运量也增加, 使得端壁附近总压损失增加。而其他叶高范围内, 由于负冲角下分离流动显著减小, 流道内损失也明显减小。

图 9 给出的 $x_0/B=75\%$ 时出口截面的总压损失系数等值线分布表明, 高总压损失区域主要集中在端壁附近、叶片尾迹区以及正对吸力面与下端壁组成的角区, 其中正对吸力面与下端壁组成的角区的高损失核心区大致位于 25% 叶高位置处, 各方案中该高损失区的核心位置基本不变; 但随着冲角的增加, 该高损失区的范围和最大损失值均增加。所有冲角下, 当 $\varphi=30$ kV 时, 正对吸力面与下端壁组成的角区的高损失区范围以及最大损失均减小。研究结果还表明, 冲角增加时端壁附面层内的总压损失减小, 这与图 8 一致。因此综

上可得, 随着来流冲角的增加, 叶栅损失的增加主要由流向逆压梯度增强导致的吸力面分离流动加剧所致, 而端壁附面层则由于流向速度的减小其摩擦损失反而减小。

由图 10 给出的不同冲角下出口截面节距平均气流角分布可得, 各来流冲角下, 当电压较大时, 随着分离区的减小, 约在 10% 叶高以上范围内出口气流角均明显增加, 即叶片的负荷增加。电压相同时, 负冲角下出口气流角增加比正冲角下更为明显, 叶片负荷的增加也更为显著。

2.2 不同电极安装位置下等离子体的控制效果对比

为了研究电极安装位置对等离子体控制效果的影响, 进一步考察了 $x_0/B=60\%$ 时叶栅内的流动特性。图 11 给出了吸力面的极限流线, 与图 7 对比可知, 相同电压条件下, 当 $i=0^\circ$ 和 -5° 时, $x_0/B=60\%$ 时的分离区比 $x_0/B=75\%$ 时略大, 而 $i=5^\circ$ 时, 两种电极安装位置下分离区的起始位置和大小基本不变, 但分离区内的流动细节有所差别。

图 12 给出了不同冲角下出口截面的质量平均能量损失系数分布。总体上看, 电压越大, 能量损失减小越明显, 当 $\varphi=30$ kV 时, $5^\circ, 0^\circ$ 和 -5° 冲角下出口截面的能量损失系数较无等离子体控制时分别减小 8.3%, 9.6% 和 12%; 电压相同时, 随着冲角的增加, 两种电极安装位置下的能量损失差别减小; 当 $x_0/B=60\%$, $\varphi=5$ kV 时, 5° 冲角下的能量损失变化不明显, 而 0° 冲角下能量损失略有增加, -5° 冲角下能量损失增加较为明显; 当 $x_0/B=75\%$ 时, 等离子体控制流动减小总压损失

的效果比 $x_0/B=60\%$ 时更为显著. 综合考察图 7、图 11 和图 12 的研究结果, 当冲角 $i=0^\circ$ 和 -5° 时, 两种电极安装位置均位于分离起始位置之前, 虽然等离子体对气流“注入动量”, 但电极越接近叶片前缘, 叶片表面附近气流进入分离区以前所经历的摩擦作用段也越长, 即等离子体对气流的

加速效果衰减更为显著, 因此等离子体的作用效果减弱. 而 $i=5^\circ$ 时, 两种电极安装位置下沿叶高方向布置的电极均穿越了分离线, 即在端部附近电极位于分离线之前, 在叶片中部附近电极位于分离线以后, 从而使得两种电极安装位置下出口截面的能量损失差别不大.

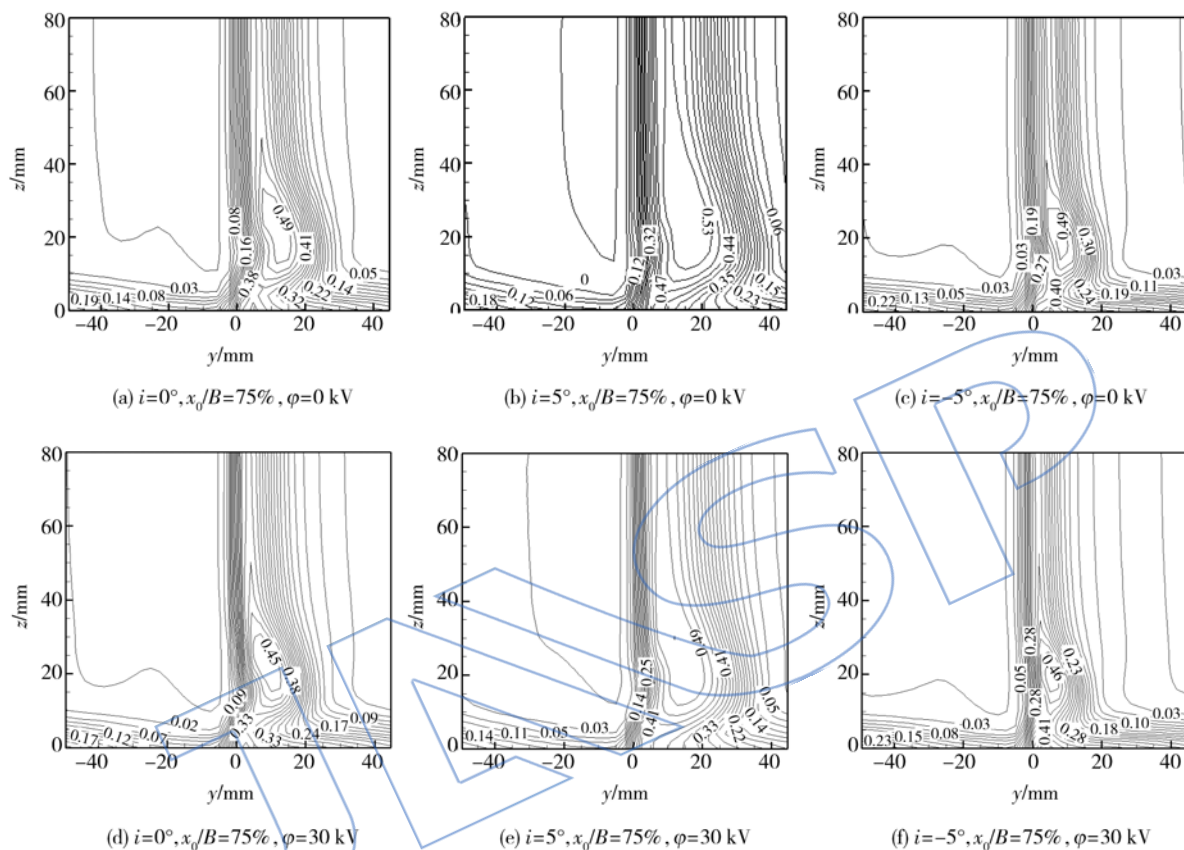


图9 出口截面总压损失系数分布

Fig. 9 Distribution of total pressure loss coefficient at the outlet section

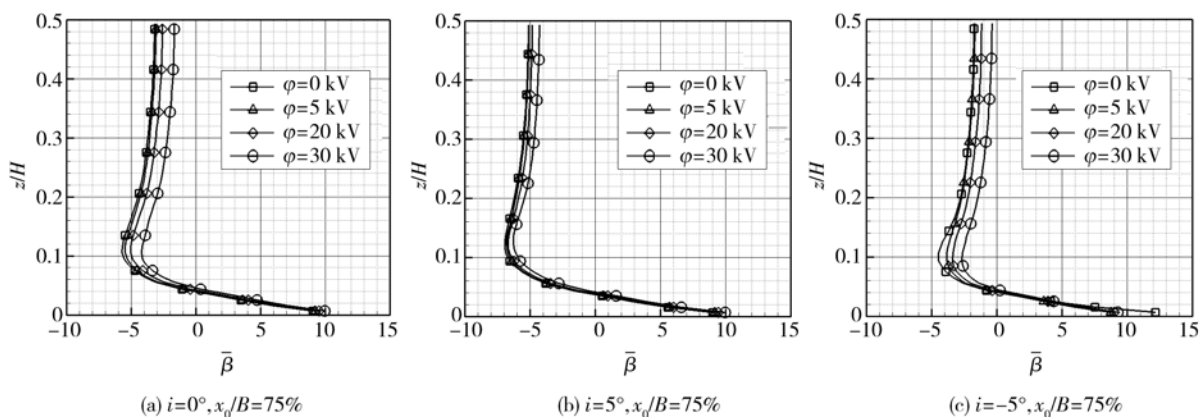


图10 不同冲角下出口截面节距平均气流角沿叶高的分布

Fig. 10 Distribution of pitch-averaged flow angle along the blade height for different incidence angles

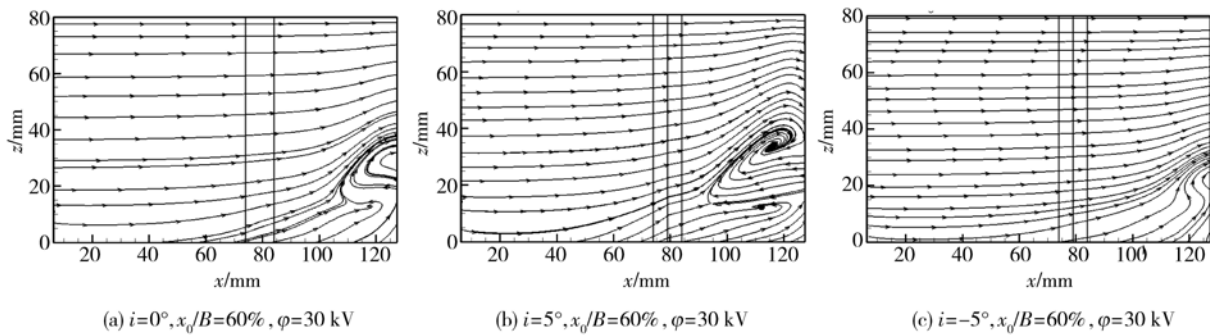


图 11 吸力面极限流线

Fig. 11 Limit streamlines on the suction surface

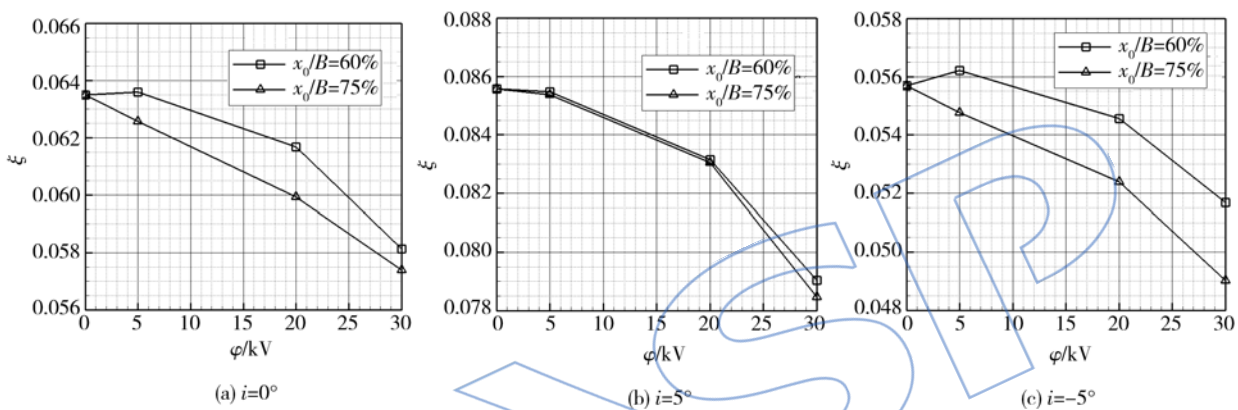


图 12 不同冲角下出口截面的能量损失系数分布

Fig. 12 Distribution of energy loss coefficient for different incidence angles at the outlet section

3 结 论

探讨了不同冲角下等离子体对大折转角扩压叶栅气动性能的影响,验证了等离子体用于大折转角扩压叶栅分离流动控制提高其气动性能的可行性,为后续的实验研究提供参考. 研究结果表明:

1) 当冲角增大时,叶栅损失的增加主要来源于分离损失的增加,而端壁附面层内的摩擦损失则由于流向速度的降低而减小.

2) 本文所研究的三种工况下($i = +5^\circ, 0^\circ, -5^\circ$),等离子体均可有效控制栅内流动分离、减小叶栅损失、提高叶片负荷. 电压为 30 kV 时,各冲角下出口截面的能量损失系数较无等离子体控制时分别减小 8.3%, 9.6% 和 12%;随着冲角的增加,等离子体降低损失的效果减弱.

3) 电极安装位置越接近分离区,等离子体控制效果越明显;当电极位于分离区上游距分离起始位置越远时,摩擦力对等离子体控制效果的削弱作用越剧烈,从而使其控制流动分离及减小叶

栅损失的效果减弱.

4) 虽然电极沿整个叶高方向布置,但等离子体对叶栅端部区域的损失影响并不明显,其作用主要集中在约 10% 叶高以上区域,该区域内不同叶高处等离子体对流动损失的影响也基本相同.

参考文献:

- [1] Post M L, Corke T C. Separation control using plasma actuators dynamic stall control on an oscillating airfoil[R]. AIAA 2004-2517, 2004.
- [2] Patel M P, Ng T T, Vasudevan S, et al. Plasma actuators for hingeless aerodynamic control of an unmanned air vehicle[R]. AIAA 2006-3495, 2006.
- [3] Gaitonde D V, Visbal M R, Roy S. Control of flow past a wing section with plasma-based body forces[R]. AIAA 2005-5302, 2005.
- [4] 刘万刚, 李一滨. 应用等离子体实现主动流动控制的实验研究[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(2): 110-111.
LIU Wangang, LI Yibin. Experimental study of using plasma to induce flow in the quiet air[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2006, 26(2): 110-111. (in Chinese)

- [5] 张攀峰,王晋军,施威毅,等. 等离子体激励低速分离流动控制实验研究[J]. 实验流体力学, 2007, 21(2): 35-39.
ZHANG Panfeng, WANG Jinjun, SHI Weiyi, et al. Experimental study on the separation control by plasma actuator in subsonic flow[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2007, 21(2): 35-39. (in Chinese)
- [6] Huang J, Corke T C, Thomas F O. Plasma actuators for separation control of low-pressure turbine blades [J]. AIAA Journal, 2006, 44(1): 51-57.
- [7] Huang J, Corke T C, Thomas F O. Unsteady plasma actuators for separation control of low pressure turbine blades [J]. AIAA Journal, 2006, 44(7): 1477-1487.
- [8] Van Ness D K II, Corke T C, Morris S C. Turbine tip clearance flow control using plasma actuators[R]. AIAA 2006-0021, 2006.
- [9] Wang C C, Roy S. Active cooling of turbine blades using horse-shoe plasma actuator[R]. AIAA 2009-0679, 2009.
- [10] Vo H D. Control of rotating stall in axial compressors using plasma actuators[R]. AIAA 2007-3845, 2007.
- [11] Vo H D, Cameron J D, Morris S C. Control of short length-scale rotating stall inception on a high-speed axial compressor with plasma actuation[R]. ASME Paper GT-2008-50967, 2008.
- [12] Lemire S, Vo H D, Benner M W. Performance improvement of axial compressors and fans with plasma actuation [J]. International Journal of Rotating Machinery, 2009, 2009: Article ID 247613 (13 pages).
- [13] Lemire S, Vo H D. Reduction of fan and compressor wake defect using plasma actuation for tonal noise reduction [R]. ASME Paper GT-2008-50821, 2008.
- [14] 吴云,李应红,朱俊强,等. 等离子体气动激励扩大低速轴流式压气机稳定性的实验[J]. 航空动力学报, 2007, 22(12): 2025-2030.
WU Yun, LI Yinghong, ZHU Junqiang, et al. Experimental investigation of using plasma aerodynamic actuation to extend low-speed axial compressor's stability[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 2025-2030. (in Chinese)
- [15] 吴云,李应红,朱俊强,等. 等离子体气动激励抑制压气机叶栅角区流动分离的仿真与实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 830-835.
WU Yun, LI Yinghong, ZHU Junqiang, et al. Computational and experimental investigation of plasma aerodynamic actuation based corner flow separation control in a compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 830-835. (in Chinese)
- [16] Orlov D M, Corke T C. Numerical simulation of aerodynamic plasma actuator effects[R]. AIAA 2005-1083, 2005.
- [17] 刘华坪,颜培刚,陈浮. 利用等离子控制凸包分离流动的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 596-601.
LIU Huaping, YAN Peigang, CHEN Fu. Numerical simulation of plasma-based separation control over a hump[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 596-601. (in Chinese)
- [18] Enloe C L, McLaughlin T E, Van Dyken R D, et al. Plasma structure in the aerodynamic plasma actuator[R]. AIAA 2004-0844, 2004.
- [19] 李钢. 等离子体流动控制机理及其应用研究[D]. 北京: 中国科学院工程热物理研究所, 2008.
LI Gang. Investigation of dielectric barrier discharge plasma flow control mechanism and its application[D]. Beijing: Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, 2008. (in Chinese)
- [20] 冯冬民. 孔隙射流对大折转角压气机叶栅分离流动的影响[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
FENG Dongmin. Investigation in effects of air-injection on flow separation in a high turning compressor cascade[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)