

文章编号: 1000-8055(2009)04-0830-06

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

吴 云¹, 李应红¹, 朱俊强², 周 敏¹, 贾 敏¹, 苏长兵¹, 宋慧敏¹

(1. 空军工程大学 工程学院, 西安 710038;

2. 中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190)

摘 要: 进行了等离子体气动激励抑制低速压气机叶栅角区流动分离的数值仿真研究, 并进行了实验验证. 小攻角情况下, 叶片吸力面角区流动分离导致显著的尾迹总压损失. 来流速度为 50 m/s (雷诺数为 223 000) 时, 等离子体气动激励可以有效的抑制角区流动分离, 降低总压损失. 激励电压、频率分别为 10 kV 和 22 kHz 时, 50 % 叶高处的尾迹压力分布基本不变, 60 % 和 70 % 叶高处的最大总压损失分别减小了 13.83 % 和 10.74 %. 增加激励电极组数或激励电压, 可以增强抑制效果.

关 键 词: 等离子体气动激励; 压气机; 叶栅; 角区流动分离

中图分类号: TK474.8⁺1

文献标识码: A

Computational and experimental investigation of plasma aerodynamic actuation based corner flow separation control in a compressor cascade

WU Yun¹, LI Ying-hong¹, ZHU Jun-qiang², ZHOU Min¹,
JIA Min¹, SU Chang-bing¹, SONG Hui-min¹

(1. The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Institute of Engineering Thermophysics,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Plasma aerodynamic actuation based corner flow separation control in a compressor cascade was investigated computationally and experimentally. Three dimensional corner flow separation, which is formed over the suction surface and end wall corner of a compressor cascade blade passage, could cause significant total pressure loss even when the incidence is 0 deg. When the free stream velocity is 50 m/s (corresponding Reynolds number is 223 000), plasma aerodynamic actuation controls the corner flow separation effectively. When the actuation voltage and frequency are 10 kV and 22 kHz respectively, the maximum relative reductions of total pressure loss coefficient at 60 % and 70 % blade span are 13.83 % and 10.74 % respectively. So, increasing the actuation voltage or the number of electrode pair can enlarge the actuation strength and then improve the control effect.

Key words: plasma aerodynamic actuation; compressor; cascade; corner flow separation

流动分离是导致压气机稳定性和效率降低的根本原因^[1]. 压气机叶片吸力面角区流动分离是

一个普遍的流动现象, 在没有间隙的静子和转子叶片吸力面与壁面之间都有显著的角区流动分

收稿日期: 2008-10-21; 修订日期: 2009-02-17

基金项目: 国家“863 计划”

作者简介: 吴云(1983 -), 男, 江苏泰兴人, 讲师, 研究方向为航空等离子体技术. E-mail: wuyun1223 @126.com

离.角区流动分离一方面会导致叶片通道的阻塞,限制压气机负荷和静压升能力的提高;另一方面会与主流掺混导致总压损失和压气机效率的下降,因此,压气机气动性能的好坏与角区流动分离的程度直接相关,特别是对于小型发动机,压气机叶片长度更短,角区流动分离带来的损失更为严重.如何预测、控制角区流动分离是压气机设计中一个具有重要的研究课题.

角区流动分离是典型的三维流动分离,主要由壁面和叶片附面层的相互作用,以及流动方向的强压力梯度导致.三维流动分离与二维流动分离有很大的区别,二维流动分离比较容易预测,三维流动分离不仅难以解释而且难以描述,描述二维流动的规律难以用于描述三维流动分离的产生和演化,并且随着攻角的增大,流动的复杂性不断增强.已有的叶栅流动控制研究主要集中在中间叶高部位的流动分离,而对角区流动分离的研究相对较少. Hynes 研究小组对压气机三维流动分离的仿真、控制进行了大量研究^[2-5],基于线性化处理的雷诺平均 N-S 方程,得到了流动的拓扑结构,预测了包括奇点在内的极限流线特性,并对压气机叶栅实验结果和三维 CFD 仿真结果进行了比较,采用端壁附面层吸除手段对角区流动分离进行抑制,吸气量为 0.7 % 主流流量时,可以在宽广的攻角范围内有效抑制角区分离,提高叶片负荷和静压升,并降低总压损失. Hergt 研究小组进行了使用旋涡发生器抑制高负荷压气机叶栅角区流动分离的数值模拟和实验研究^[6],结果表明:不同攻角和不同马赫数下,角区流动分离损失是压气机叶栅损失的重要来源;旋涡发生器通过产生强的旋涡,促进主流和附面层之间的掺混,可以有效抑制角区流动分离,显著降低总压损失和叶型损失,增大叶栅的流动转折角,不同叶高处的出气角也更为均匀.

等离子体流动控制是一种基于等离子体气动激励的新概念流动控制技术,具有响应迅速、作用频带宽、便于实时控制等优点^[7-9]. 等离子体流动控制在抑制翼型前缘流动分离^[10-11]、抑制涡轮和压气机叶型流动分离^[12-14]、扩大轴流式压气机稳定性^[15]等方面都具有良好的效果. 目前,尚未见到采用等离子体气动激励抑制压气机叶栅吸力面角区流动分离的研究成果报道.

为了探索压气机角区流动分离控制的新途径,本文通过数值仿真和压气机叶栅风洞实验,在分析压气机叶栅叶片吸力面角区流动分离特性的

基础上,研究等离子体气动激励抑制压气机叶栅叶片吸力面角区流动分离的效果,以及激励强度对流动控制效果的影响.

1 实验装置与仿真软件

1.1 压气机叶栅风洞实验设备与度量参数

实验在中国科学院工程热物理研究所平面叶栅风洞上进行. 风洞采用离心通风机供气,风洞收敛段最高风速 $Ma = 0.35$.

实验段进口栅板前端安装进口总压探针,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. 尾迹区的移测位置选定在距尾缘 10 mm 处,探针由三维旋转坐标架控制,移测步长为 2 mm,精度 0.01 mm. 延额线方向测量 1 个栅距的范围.

实验叶栅共有 7 个叶片,叶片叶型中弧线为圆弧中弧线,采用 NACA65-010 厚度分布,叶型主要数据见表 1,叶栅安装角为 45° ,稠度为 1.251,叶片弦长为 65.0 mm,栅距为 52.00 mm,叶片高度为 100.00 mm,展弦比为 1.54.

表 1 叶型主要数据
Table 1 Main data of the airfoil

参 数	数值
最大相对厚度 $\overline{C}_{\max}$	0.1
最大厚度相对位置 $\overline{X}_{\max}$	0.43
叶片前缘半径 R_1 / mm	0.97
叶片后缘半径 R_2 / mm	0.56
叶片前缘角 $\beta_1 / (^\circ)$	15
叶片后缘角 $\beta_2 / (^\circ)$	15

采用总压恢复系数 σ 和总压损失系数的相对减小值 $\delta(\omega)$ 度量等离子体气动激励对角区流动分离抑制的效果,如式(1)~(3)所示.

$$\sigma = p_2^* / p_1^*$$

(1)

$$\omega = (p_1^* - p_2^*) / (p_1^* - p_1)$$

(2)

$$\delta(\omega) = \frac{(\omega_{\text{baseline}} - \omega_{\text{actuated}})}{\omega_{\text{baseline}}} \times 100 \%$$

(3)

其中 p_1^* 为进口总压, p_2^* 为出口总压, ω 为总压损失系数.

1.2 等离子体气动激励系统

等离子体气动激励系统由电源和不对称布局等离子体气动激励器(示意图如图 1)组成,等离

子体气动激励器的主要参数如表 2 所示. 等离子体气动激励器包括 4 组激励电极, 分别布置在距离叶片前缘 5 %, 25 %, 50 % 和 75 % 弦长处.

等离子体气动激励参数测量系统, 包含 TDS3012B 示波器、P6015A 高压探针和 P6022 电流探针, 用于测量等离子体气动激励产生过程中的放电电压、电流和频率等参数.

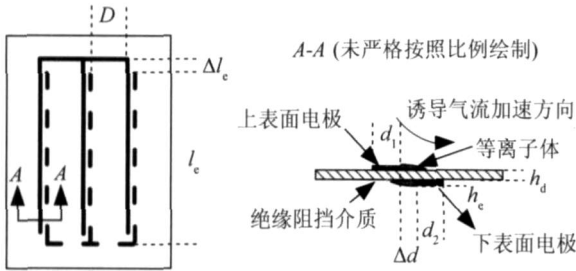


图 1 不对称布局等离子体气动激励器布局示意图
Fig. 1 Schematic diagram of the asymmetric plasma aerodynamic actuator

表 2 等离子体气动激励器的设计参数
Table 2 Design parameters of the plasma aerodynamic actuator

参 数	数值
上表面电极宽度 d_1 / mm	2
下表面电极宽度 d_2 / mm	2
电极厚度 h_e / mm	0.035
电极组内间距 Δd / mm	1
相邻电极组间距 D / mm	10
绝缘介质介电常数 ε	2.2
绝缘介质材料厚度 h_d / mm	1

1.3 仿真软件

使用 CFD 软件 Fluent 进行数值模拟, 采用 Spalart-Allmaras 模型, 空间离散采用中心差分格式的有限体积法, 时间项采用四阶 Runge-Kutta 法迭代求解, 通过局部时间步长、隐式残差光顺和完全多重网格技术加快计算速度.

采用分区网格技术, 叶栅流场由叶片主通道、前缘延伸段和后缘延伸段三部分组成, 其中叶栅主通道又由前缘、压力面通道、吸力面通道、后缘 4 个网格分区组成. 转子叶片通道采用 H-O-H 型结构化网格, 前、后缘延伸段采用 H 型网格, 叶片主通道采用 O 型网格, 网格总数约为 70 万. 计算网格能保证所有网格单元内部各网格边线的夹角

均大于 40° , 网格长宽比不大于 100, 相邻网格的膨胀比小于 2, 距固体壁面第一层网格满足 $0 < y^+ < 10$.

根据实验结果, 本文计算的压气机叶栅流场在进口边界上给定进口轴向速度、周向速度以及静温的实验测量值, 出口边界上给定平均半径处的静压实验测量值. 固体边界上采用无滑移边界条件, 即叶片表面和叶栅上下端壁的绝对速度均为零. 在前、后缘延伸段以及叶片主流通道的吸力面侧和压力面侧均施以周期性边界条件.

2 仿真结果

2.1 角区流动分离特性

来流速度为 50 m/s, 攻角为 0° 时, 叶片吸力面近壁面流线分布如图 2 所示, 叶栅端壁附面层分离导致吸力面流动呈现很强的三维特性, 中间叶高的流动比较均匀, 角区流动发生了显著的三维流动分离, 形成了分离涡, 从 50 % 弦长直到叶片尾缘, 流动分离逐渐加剧.

攻角增加为 4° 后, 角区流动分离更为显著, 从前缘起大约 25 % 弦长处就发生了显著的流动分离, 分离区的尺寸也比 0° 攻角时显著增加, 而此时 50 % 叶高处的流动基本未发生分离. 不同叶

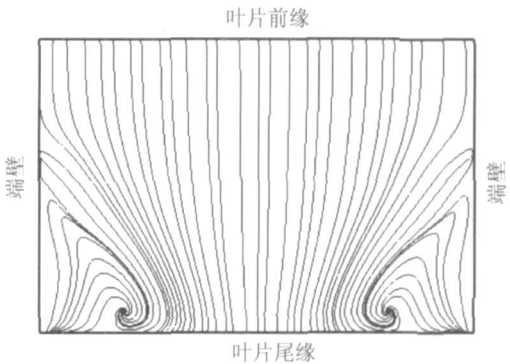
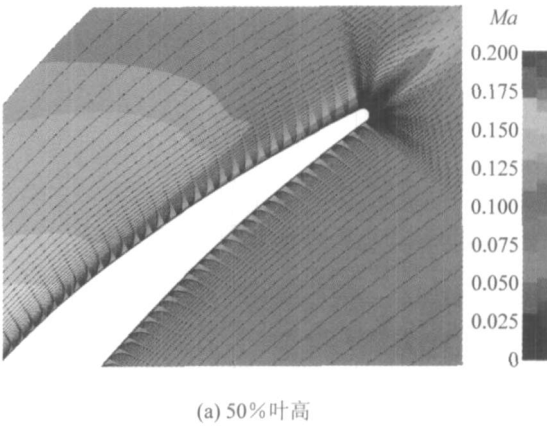
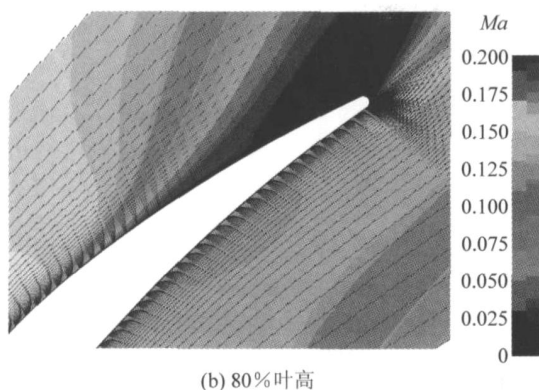


图 2 叶片吸力面近壁面流线分布
Fig. 2 Limiting streamlines on the blade suction surface



图3 叶片通道马赫数分布云图 ($i=4$)Fig. 3 Mach contours in the cascade ($i=4$)

高处的叶片通道马赫数分布云图如图3所示,由于角区流动发生的分离,从50%叶高到80%叶高,叶片出口的尾迹宽度逐渐增大,总压损失不断增加。这也表明,对于气动设计良好的压气机叶栅叶片,角区流动分离是小攻角甚至零攻角时的重要流动现象,也是叶型损失的主要来源。

2.2 等离子体气动激励抑制角区流动分离

将等离子体气动激励的作用简化为动量源项与N-S方程耦合求解^[16], x 方向的动量守恒方程为

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \text{div}(\rho u u) = \text{div}(\mu \text{grad } u) - \frac{\partial p}{\partial x} + S_x \quad (4)$$

y 方向的动量守恒方程为

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \text{div}(\rho v u) = \text{div}(\mu \text{grad } v) - \frac{\partial p}{\partial y} + S_y \quad (5)$$

其中 S_x , S_y 分别为 x , y 方向的动量源项。

在压气机叶栅叶片吸力面的5%, 25%, 50%和75%弦长处施加4组等离子体气动激励后,叶片吸力面近壁面流线分布如图4所示,激励下游的叶片尾缘的附面层速度剖面更为饱满,抵抗流动分离的能力更强,使得叶片吸力面角区流动结构发生了显著变化,大尺度分离向下游推迟,分离涡的尺度显著减小,覆盖的叶高范围也减小。

不同激励强度下的叶片出口径向总压恢复系数如图5所示。施加等离子体气动激励后,在叶中位置由于叶片吸力面尾缘没有发生附面层分离,等离子体气动激励效果不佳,但在端壁附近由于端壁附面层的影响,角区流动分离比较严重,等离子体气动激励对流动分离的抑制效果显著,总压恢复系数明显增大,并且随着激励强度增大,对角区流动分离抑制的效果不断增强。

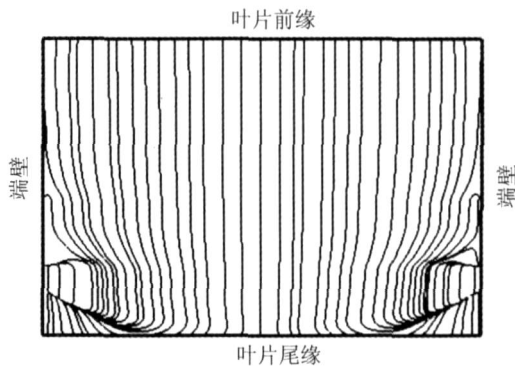


图4 施加激励后的叶片吸力面近壁面流线分布

Fig. 4 Limiting streamlines on the blade suction surface with plasma aerodynamic actuation

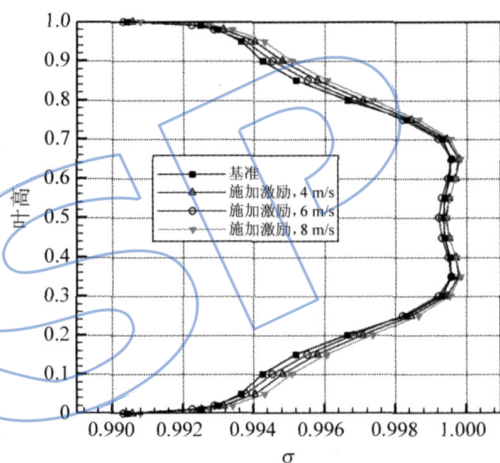


图5 不同激励强度时的流动控制效果

Fig. 5 Flow control effect under different actuation strength

3 实验结果

3.1 气动激励抑制角区分离的有效性验证

为了验证数值仿真结果的正确性,对来流速度为50 m/s,攻角为0°时,施加等离子体气动激励前后50%, 60%和70%叶高处的出口流场进行了测试,不同叶高处叶片出口尾迹的总压恢复系数如图6所示。实验环境温度为20℃,气压为101545 Pa。未施加等离子体气动激励时,50%叶高处的叶片吸力面未发生附面层分离,尾迹宽度较窄,越靠近叶栅端壁,角区流动分离对叶片流场的影响越显著,从而使得叶片尾迹宽度不断扩大。实验结果和数值仿真结果趋势基本吻合。

施加等离子体气动激励(激励电压、频率分别为10 kV, 22 kHz)后,50%叶高处的尾迹压力分布基本不变,60%和70%叶高处最大总压损失分别减小了13.83%和10.74%。

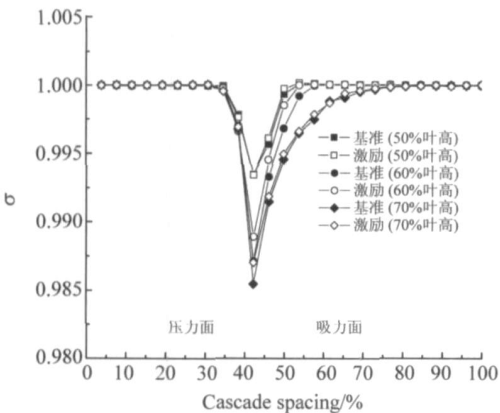


图 6 施加激励前后的尾迹总压恢复系数

Fig. 6 Total pressure recovery coefficient distributions with and without the plasma aerodynamic actuation

等离子体气动激励抑制压气机叶栅角区流动分离的作用主要包括两方面:一是向流场附面层注入能量,提高近壁面的流动速度,增强抵御逆压梯度的能力,从而延缓附面层分离;另一方面通过诱导旋涡,诱发附面层内分离流动的不稳定,促使流场结构发生变化,将一个大的分离旋涡结构离解成若干小尺度的流动结构。

3.2 激励强度对流动控制效果的影响

来流速度为 50 m/s,攻角为 0 时,接通自前缘起第 1,4 组电极,等离子体气动激励的电压、频率分别为 10 kV,22 kHz,由于激励电极数目减少,导致激励强度降低,控制效果减弱,70 %叶高处的叶片出口尾迹的最大总压损失降低幅度由 10.74 %减小为 8.6 %,如图 7 所示。

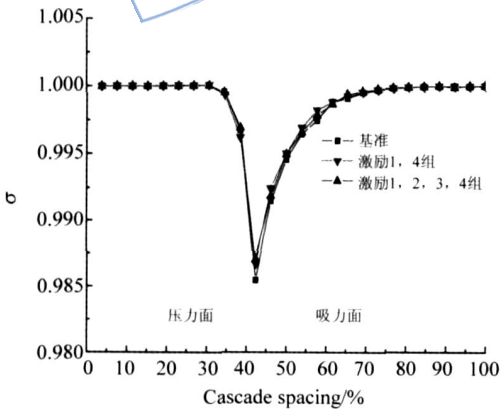


图 7 不同激励组数下的尾迹总压恢复系数

Fig. 7 Total pressure recovery coefficient distributions with actuation of different pairs switched on

固定等离子体气动激励频率不变,将激励电压从 10 kV 增大为 11 kV,电场强度增大,激励强度增大,对角区流动分离的抑制效果也更好,叶

片尾迹最大总压损失降低幅度从 8.6 %提高到 14.73 %,如图 8 所示。

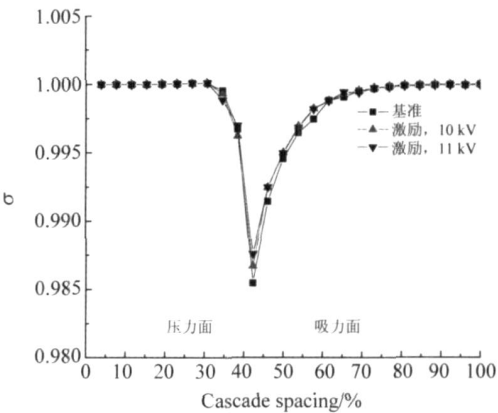


图 8 不同激励电压下的尾迹总压恢复系数

($v = 50 \text{ m/s}$, $i = 0^\circ$)

Fig. 8 Total pressure recovery coefficient distributions with actuation of different applied voltages

($v = 50 \text{ m/s}$, $i = 0^\circ$)

4 结 论

1) 小攻角甚至零攻角时,角区流动分离是压气机叶栅流动的重要特征,是叶片总压损失的重要来源。

2) 施加等离子体气动激励可以有效抑制低速来流条件下压气机叶栅叶片吸力面角区流动分离,降低总压损失,激励电压、频率分别为 10 kV 和 22 kHz 时,60 %和 70 %叶高处最大总压损失分别减小了 13.83 %和 10.74 %。

3) 增加等离子体气动激励电压,激励强度增大,流动控制效果更好,激励电压从 10 kV 增大为 11 kV,70 %叶高处的尾迹最大总压损失降低幅度从 8.6 %提高到 14.73 %。

致 谢:

感谢中国科学院工程热物理研究所聂超群研究员,李钢博士,李成勤博士给予作者的热情帮助。

参考文献:

[1] Lord W K, MacMartin D G, Tillman T G. Flow control opportunities in gas turbine engines [R]. AIAA 2000-2234, 2000.

[2] Dong Y, Gallimore S J, Hodson H P. Three-dimensional flows and loss reduction in axial compressors [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1987, 109(3) : 354-361.

[3] Gbadebo S A. Three-dimensional separations in compressors [D]. U. K. : University of Cambridge, 2003.

[4] Gbadebo S A, Cumpsty N A, Hynes T P. Three-dimensional separations in axial compressors [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2005, 127(2) : 331-339.

- [5] Gbadebo S A, Cumpsty N A, Hynes T P. Control of three-dimensional separations in axial compressors by tailored boundary layer suction[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2008, 130(1): 011004.
- [6] Hergt A, Meyer R, Engel K. Experimental investigation of flow control in compressor cascades [R]. ASME GT2006-90415, Barcelona: ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea and Air, 2006.
- [7] Corke T C, Post M L. Overview of plasma flow control: concepts, optimization, and applications[R]. AIAA 2005-0563, 2005.
- [8] 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]//中国航空学会第六届动力年会论文集. 南京: 中国航空学会动力专业分会, 2006. 790-799.
- LI Yinghong, WU Yun, SONG Huimin, et al. Progress and mechanism analysis for plasma flow control [C]// Power Branch of CSAA. Proceedings of 6th Annual Power Meeting. Nanjing: Power Branch of CSAA, 2006. 790-799. (in Chinese)
- [9] WU Y, LI Y H, JIA M, et al. Influence of operating pressure on surface dielectric barrier discharge plasma aerodynamic actuation characteristics [J]. Applied Physics Letters, 2008, 93: 031503.
- [10] Post M L, Corke T C. Separation control using plasma actuators: dynamic stall vortex control on oscillating airfoil [J]. AIAA Journal, 2006, 44(12): 3125-3135.
- [11] 李应红, 吴云, 张朴, 等. 等离子体激励抑制翼型失速分离的实验研究[J]. 空气动力学学报, 2008, 26(3): 372-377.
- LI Yinghong, WU Yun, ZHANG Pu, et al. Experimental investigation on airfoil stall separation suppression by plasma actuation [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(3): 372-377. (in Chinese)
- [12] 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.
- [13] LI Yinghong, SONG Huimin, WU Yun, et al. Experiments of plasma actuation based compressor cascade flow separation suppression[C]// Proceedings of the 1st International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering. Kunming: School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006-ISPPE-5008, 2006:430-432.
- [14] 李钢, 聂超群, 朱俊强, 等. 介质阻挡放电等离子体对压气机叶栅性能影响的实验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 522-526.
- LI Gang, NIE Chaoqun, ZHU Junqiang, et al. Experimental investigation of the effect of dielectric barrier discharge plasma's influence on performance of compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 22(3): 522-526. (in Chinese)
- [15] 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)
- [16] 梁华, 李应红, 程邦勤, 等. 等离子体气动激励抑制翼型失速分离的仿真研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 777-783.
- LIANG Hua, LI Yinghong, CHENG Bangqin, et al. Numerical simulation on airfoil stall separation suppression by plasma aerodynamic actuation [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 777-783. (in Chinese)