

文章编号: 1000-8055(2007)12-2025-06

等离子体气动激励扩大低速轴流式 压气机稳定性的实验

吴云¹, 李应红¹, 朱俊强², 苏长兵¹, 梁华¹, 宋慧敏¹, 李刚²

(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 100080)

摘 要: 在低速轴流式压气机孤立转子实验台上进行了等离子体气动激励扩大压气机稳定性的实验研究. 研制了等离子体气动激励处理机匣, 通过比较一定转速下施加等离子体气动激励前后的压升系数和流量系数, 研究压气机稳定性的变化. 施加等离子体气动激励后, 转速为 900 r/min 和 1 080 r/min 时, 压气机近失速流量系数分别降低 5.2% 和 5.07%. 等离子体气动激励电压增大后, 扩稳效果更好. 在距离转子叶片前缘 49.5% 弦长处施加等离子体气动激励, 扩稳效果更好.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 等离子体气动激励; 压气机; 稳定性; 实验

中图分类号: TK474.8+1

文献标识码: A

Experimental investigation of using plasma aerodynamic actuation to extend low-speed axial compressor's stability

WU Yun¹, LI Ying hong¹, ZHU Jun qiang²,

SU Chang bing¹, LIANG Hua¹, SONG Hu min¹, LI Gang²

(1. The Engineering Institute,

Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Institute of Engineering Thermophysics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: The effect of plasma aerodynamic actuation on low-speed axial compressor performance and stability range was investigated experimentally. A plasma aerodynamic actuation treated casing (PAATCTM) was designed. A single low-speed axial compressor rotor with no inlet guide vanes was tested. Pressure rise coefficient and flow coefficient for the compressor test rig were calculated with/without plasma actuation at a constant rotor speed to represent compressor performance and stability range. The experimental results show that, with plasma actuation, the mass flow coefficients near stall is decreased by 5.2% and 5.07% when the rotor speed reaches 900 r/min and 1 080 r/min respectively. The influences of different actuation voltages and different actuation locations were investigated experimentally. Compressor's stability became larger along with the rise of actuation voltage. The actuation away from rotor's leading edge for 49.5% axial chord can extend compressor's stability more than the actuation away from the rotor's leading edge for 8.3% axial chord.

收稿日期: 2007-06-12; 修订日期: 2007-09-25

基金项目: 国家“863计划”(2005AA753031); 教育部“新世纪优秀人才支持计划”;

空军工程大学工程学院优秀博士学位论文创新基金(BC06001)

作者简介: 吴云(1983), 男, 江苏泰兴人, 博士生, 主要从事航空等离子体动力学的研究.

Key words: aerospace propulsion system; plasma aerodynamic actuation; compressor; stability; experiment

航空发动机是飞机的“心脏”，未来高性能航空发动机的典型特征是高推重比、高可靠性、长寿命、低燃油消耗率和低成本. 为了达到这一目标，压气机作为发动机的核心部件之一，需要有更高的总压比、更高的效率、更少的级数和更宽广的稳定工作范围，而高压比、高效率和宽广的稳定工作范围之间存在一定的矛盾. 提高压气机的气动负荷是增加发动机推重比的有效途径，但是随之带来的叶片吸力面流动分离、叶顶间隙泄漏流动和二次流动增强等问题，既严重降低了压气机的效率，又带来了稳定性降低的问题. 采用流动控制手段改善压气机流动特性，扩大压气机稳定性，并同时提高效率，是一种受到国内外广泛研究的技术途径^[1].

压气机叶顶端部流动对压气机的稳定性和效率有很大的影响，不稳定流动大多数情况下是从叶顶端部区域发展起来的，通过抑制泄漏流动和二次流动，减小端部区域的流动堵塞程度可以提高压气机的稳定性和效率^[2]. 国内外对采用机匣处理^[3-4]、叶尖吹气^[5]等流动控制手段改善压气机叶顶端部流动，扩大压气机稳定性和效率，进行了广泛的研究.

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^[6-7]. 等离子体气动激励是以等离子体为载体，对流场施加的可控扰动. 由于等离子体气动激励是电激励，没有运动部件，具有响应迅速、作用频带宽、便于实时控制等优点. 等离子体气动激励在抑制翼型前缘流动分离^[8-9]、增大翼型升力^[10]、抑制压气机和涡轮叶型流动分离^[11-12]、控制叶栅叶尖间隙流动^[13]等方面都具有良好的效果，尚未见到等离子体气动激励扩大压气机稳定性的研究报道.

为了验证等离子体气动激励用于扩大低速压气机稳定性的可行性，研制了等离子体气动激励处理机匣，进行了等离子体气动激励扩大压气机稳定性的实验研究，研究了等离子体气动激励电压、位置对扩稳效果的影响.

1 实验装置

1.1 压气机实验台

实验在中国科学院工程热物理研究所的三级低速轴流式压气机实验台上进行. 压气机的主要

设计参数如表 1 所示.

表 1 压气机实验台的设计参数
Table 1 Design parameters of the compressor test rig

设计参数	数值
转子设计转速/(r/min)	2 400
通道外径/mm	500
轮毂比	0. 75
转子叶片数量	58
级反动度/%	68
动叶展弦比	1. 86
动叶顶部安装角/(°)	39
动叶顶部弦长/mm	36. 3
设计流量/(kg/s)	2. 6

为了避免下游静子的干涉，采用第一级转子进行实验. 在该压气机实验台上进行的大量实验和数值仿真研究表明^[14]，孤立转子很容易发生叶尖失速，对于端壁区域流动进行控制可以有效改善压气机的稳定性.

1.2 测试系统

在压气机进口和出口各安装 8 个周向均布的壁面静压测量孔，采用三孔探针和 12 路压力变送器进行压力测量.

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

2 等离子体气动激励处理机匣的设计

等离子体气动激励处理机匣，是指基于等离子体气动激励扩大压气机稳定性的一种新型压气机机匣，由聚四氟乙烯匣体和柔性等离子体气动激励器组成.

柔性等离子体气动激励器采用不对称布局，激励器由被绝缘材料隔开的多组电极组成，其中一组电极的布局如图 1 所示.

等离子体气动激励诱导空气流动的基本原理是：当等离子体气动激励器上下表面电极两端施加的电压超过空气的击穿电压时，电极表面附近

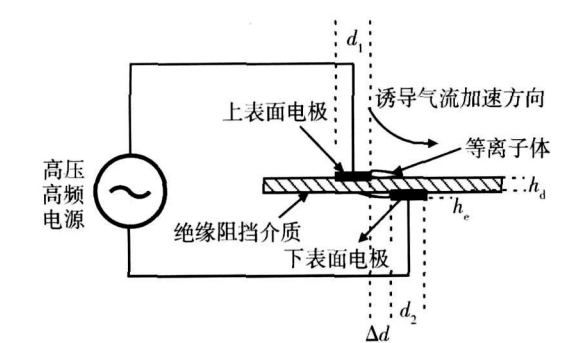


图 1 不对称布局等离子体气动激励器布局示意图

Fig.1 Schematic diagram of the asymmetric plasma aerodynamic actuator

的空气电离形成等离子体,等离子体中的带电粒子在空间不均匀电场的作用下,向电场梯度方向定向运动,带电粒子在运动过程中与空气分子发生碰撞,进行动量和能量交换,从而在等离子体气动激励器表面附面层中诱导定向的空气加速流

动,产生一个体力.

在图 1 所示的等离子体气动激励器布局下,等离子体气动激励诱导的气流速度为^[6]

$$v_0 = E \sqrt{\frac{\varepsilon_r}{\rho}}$$

(1)

其中 E 为上下表面电极之间的电场强度,主要由施加电压的波形、幅值、频率,上下表面电极宽度 d_1 和 d_2 ,电极厚度 h_e ,上下表面电极间距 Δd ,以及绝缘阻挡介质材料厚度 h_d 决定, ε_r 为绝缘材料的相对介电常数,主要由绝缘材料的性质决定, ρ 为环境空气密度.

等离子体气动激励扩大压气机稳定性的示意图,如图 2 所示.柔性等离子体气动激励器由 5 组不对称布局电极组成.绝缘材料为聚四氟乙烯,电极为铜箔,等离子体气动激励器主要设计参数如表 2 所示.

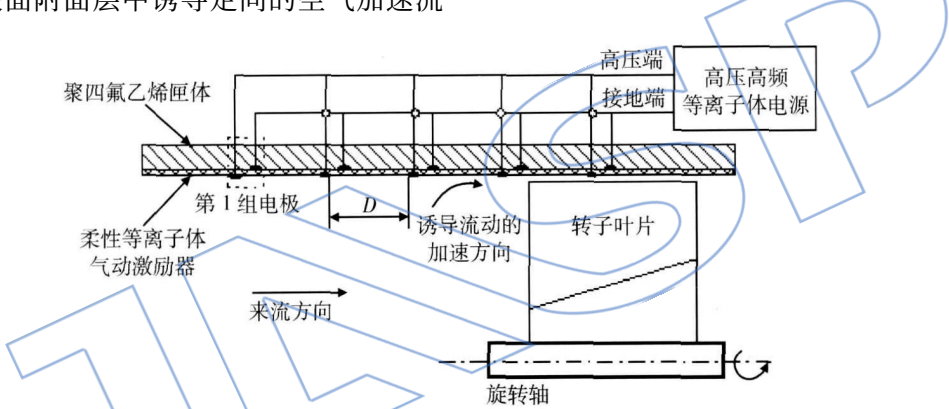


图 2 等离子体气动激励扩大压气机稳定性的示意图

Fig.2 Sketch map of using plasma aerodynamic actuation to extend compressor stability range

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

设计参数	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
上下表面电极间距 Δd / mm	1
相邻电极组间距 / mm	13
绝缘介质材料厚度 h_d / mm	0.5
第 3 组电极距离叶片前缘 / mm	18
第 4 组电极距离叶片前缘 / mm	3

匣,以及安装等离子体气动激励处理机匣的实验台.

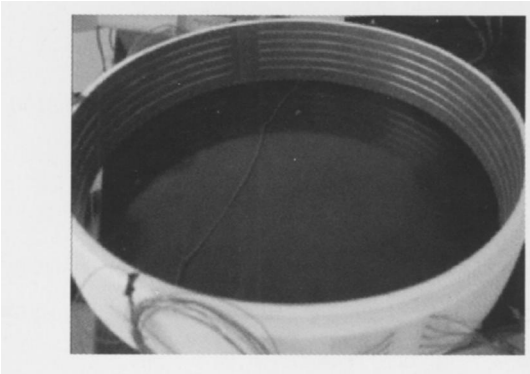


图 3 等离子体气动激励处理机匣

Fig.3 Plasma aerodynamic actuation treatment casing

安装等离子体气动激励处理机匣后,压气机孤立转子叶片顶部间隙为 0.6 mm,即叶片弦长的 1.65%.

图 3 和图 4 分别是等离子体气动激励处理机



图 4 安装等离子体气动激励处理机匣的实验台

Fig. 4 Low-speed axial compressor test rig with PAATC

高压高频等离子体电源的输出电压和频率范围分别是 0~ 40 kV 和 6~ 30 kHz 连续可调, 输出电压波形为正弦波。

3 实验结果分析

通过逐步调整压气机出口的节流阀, 降低压气机流量直至压气机失速, 采集压气机进出口的壁面静压, 计算压气机的压升系数 ϕ 和流量系数 ϕ , 比较未施加等离子体气动激励和施加激励时的压气机性能和稳定性。

压升系数 ϕ 定义为

$$\phi = \frac{2(p_e - p_{in})}{\rho U^2} \quad (2)$$

式中 p_e 为压气机出口壁面平均静压, 通过在出口段距离转子尾缘 400 mm 截面上沿周向均匀布置的 4 个壁面静压测孔, 计算其平均值。 p_{in} 为压气机进口总压, 本文将其近似为当地大气压。

流量系数 ϕ 定义为

$$\phi = \frac{C_a}{U} \quad (3)$$

其中 C_a 为压气机进口气流轴向速度, U 为压气机转子叶片中径处的线速度。

$$C_a = \sqrt{\frac{2(p_0 - p_{in})}{\rho}} \quad (4)$$

其中 p_0 为当地大气压, p_{in} 为进气道的壁面平均静压, 通过在进口的喇叭口段侧壁上沿周向均匀布置的 4 个壁面静压测孔, 计算平均值。

$$U = \frac{\pi \cdot D_m \cdot N}{60} \quad (5)$$

其中 N 为压气机转速, D_m 为叶片中径。

3.1 未施加激励与施加激励时的对比实验

压气机转速为 900 r/min 时, 未施加等离子体气动激励和施加激励时, 压气机的压升系数-

流量系数曲线如图 5 所示。接通第 4 组电极, 等离子体气动激励电压为 9 kV。

施加等离子体气动激励后, 压气机近失速流量系数 ϕ_s 降低了 5.2%, 最大压升系数 ϕ_{max} 增加了 1.08%, 等离子体气动激励有效扩大了压气机稳定性, 同时使压气机的增压能力略有提升。

对于本文研究的低速轴流式压气机转子, 已有的大量实验研究和数值仿真表明, 在近失速状态时, 由于压气机转子出口压力提高、负荷增大, 同时叶尖部位的加载位置前移, 导致叶尖泄漏涡转向相邻叶片的压力面, 在通道内形成流动堵塞, 导致来流速度更低、攻角更大、负荷更高, 这又对叶尖泄漏涡造成的流动堵塞施加了更高的逆压梯度, 使得流动堵塞前移, 多次恶性循环后导致压气机失速。

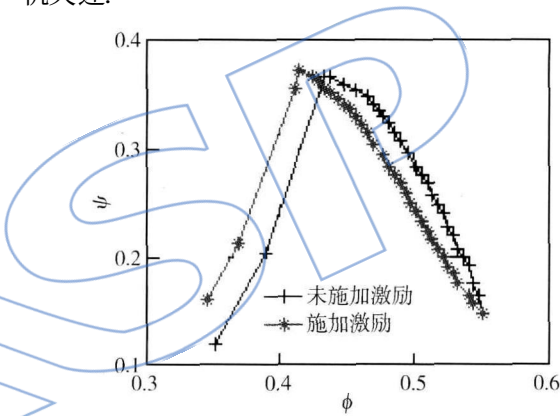


图 5 转速为 900 r/min 时未施加和施加等离子体气动激励时的实验结果

Fig. 5 Test results with and without plasma aerodynamic actuation (Rotating speed: 900 r/min)

针对低速轴流式压气机转子失速过程中端壁流动的典型演化过程, 等离子体气动激励扩大压气机稳定性的基本原理有以下几个方面, 一是等离子体气动激励在压气机叶顶端壁区域诱导沿进口气流方向的加速流动, 给端壁区域的低能流动注入了能量, 可以增加叶片前缘的质量流量, 抑制叶尖二次流动、泄漏流动的发生, 增强端壁区域的流通能力, 从而减小流动堵塞的积累; 二是等离子体气动激励诱导端壁区域流动加速后, 增大了叶顶通道的流向速度, 减小气流进气攻角, 抑制了叶背的流动分离; 三是等离子体气动激励是一种对流场的非定常、非线性激励, 可以促使端壁区域不同动量流动之间的掺混, 增加低能区流动的能量, 抑制流动分离的发生, 进而扩大压气机的稳定工作范围。

由于等离子体气动激励减小了压气机叶顶端

壁区域的流动堵塞程度,抑制了二次流动和泄漏流动,增加了该区域的流通能力,使得压气机的压升能力略有提升.

3.2 激励强度对扩稳效果的影响

图 6 是压气机转速为 1 080 r/min 时,未施加等离子体气动激励和施加不同强度的等离子体气动激励时的实验结果. 接通第 2 和 3 组电极, 等离子体气动激励电压为 9 kV 时, 压气机近失速流量系数 ϕ_{ns} 降低了 1.42%, 最大压升系数 ϕ_{max} 降低了 2.21%. 激励电压为 12 kV 时, ϕ_{ns} 降低了 5.07%, ϕ_{max} 降低了 0.74%.

压气机转速为 1 080 r/min 时,施加等离子体气动激励,第一次出现了压气机稳定性增大的同时,压升能力降低的现象. 分析认为,主要有两方面的原因,一是压气机转速增大后,压气机叶顶端壁区域的流动形态更为复杂,也更难于控制;二是等离子体气动激励的强度偏低,对流场的控制能力降低.

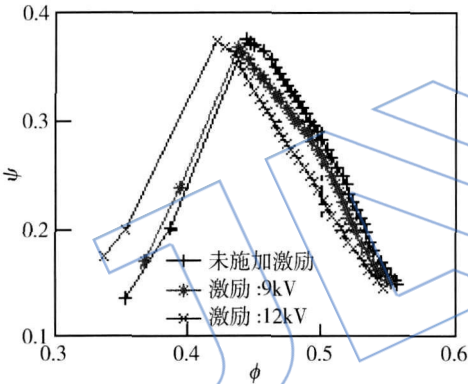


图 6 转速为 1 080 r/min 时未施加和施加等离子体气动激励时的实验结果

Fig. 6 Test results with and without plasma aerodynamic actuation (Rotating speed: 1 080 r/min)

等离子体气动激励电压增大后,由于激励器的布局、材料等均未发生变化,因此,激励器上下表面电极之间的电场强度增大,空间不均匀电场的梯度也增大,由式(1)可知,等离子体气动激励强度增大,诱导的气流速度增大,可以更好的增强端壁区域的流通能力,减小叶顶通道的进气攻角,促进流动掺混,进而使压气机的稳定工作范围进一步增大. 随着等离子体气动激励电压从 9 kV 增大为 12 kV,压气机稳定性的拓宽幅度从 1.42% 增大为 5.07%,增加了 257%;同时压气机最大压升系数的降低幅度也大幅减小,从 2.21% 变成 0.74%,基本恢复到未施加激励时的最大压

升系数水平,0.74% 的降低幅度可以认为是测试系统误差导致的结果. 因此,等离子体气动激励强度是影响等离子体气动激励扩稳效果的一个关键因素,通过增大激励电压,或者调整激励器布局,增大等离子体气动激励强度,可以更好的扩大压气机的稳定工作范围,并减小或避免压升能力的损失.

3.3 激励位置对扩稳效果的影响

压气机转速为 1 080 r/min 时,不同等离子体气动激励位置下的实验结果如图 7 所示. 接通第 3,4 组电极,激励电压为 12 kV 时,压气机近失速流量系数 ϕ_{ns} 降低了 1.42%, 最大压升系数 ϕ_{max} 降低了 1.47%. 接通第 2,3 组电极,激励电压为 12 kV 时, ϕ_{ns} 降低了 5.07%, ϕ_{max} 降低了 0.74%.

可以看出,等离子体气动激励位置对扩稳效果的影响较大,接通第 3 和 4 组电极时,由于第 4 组电极距离转子叶片前缘只有 3 mm,为弦长的 8.3%,邻近失速状态时,由于叶顶端壁区域的流动堵塞程度已较为严重,并向上游传递,叶顶区域的流动分离也完全发展,此时第 4 组电极所在的位置已经完全处于流动堵塞区域,在该位置施加的激励已不能有效的控制流场,导致扩稳的效果有限,并且导致压气机最大压升系数的降低. 接通 2,3 组电极时,由于第 3 组电极距离转子叶片前缘 18 mm,为弦长的 49.5%,此时等离子体气动激励可以在气流进入叶顶端壁的流动堵塞区域之前得到加速和能量注入,从而更好的抑制端壁分离流、二次流和泄漏涡,扩大压气机的稳定性. 同时由于流动状况的改善,也减小了最大压升系数的降低幅度.

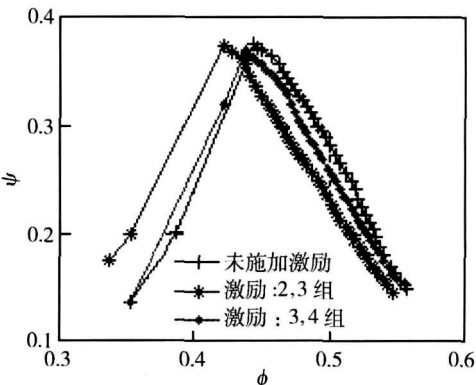


图 7 不同等离子体气动激励位置时的实验结果 (转速: 1 080 r/min)

Fig. 7 Test results with plasma actuation at different location (Rotating speed: 1 080 r/min)

压气机转速为 1 080 r/min 时,不同的激励电压、位置下,近失速流量系数 ϕ_{ns} 和最大压升系数 ϕ_{max} 的变化如表 3 所示.

表 3 等离子体气动激励对压气机性能和稳定性的影响

Table 3 Effects of plasma aerodynamic actuation on compressor performance and stability range				
	ϕ_{max}	$(\Delta\phi_{max}/\phi_{max})/\%$	ϕ_{ns}	$(\Delta\phi_{ns}/\phi_{max})/\%$
0	0.377 2		0.443 8	
1	0.368 9	- 2.21	0.437 5	- 1.42
2	0.374 4	- 0.74	0.421 3	- 5.07
3	0.371 7	- 1.47	0.437 5	- 1.42

0: 未施加等离子体气动激励

1: 第 2 和 3 组电极接通,激励电压为 9 kV

2: 第 2 和 3 组电极接通,激励电压为 12 kV

3: 第 3 和 4 组电极接通,激励电压为 12 kV

施加等离子体气动激励后,近失速流量系数 ϕ_{ns} 都减小,但是同时最大压升系数 ϕ_{max} 也减小. ϕ_{ns} 降幅最大的时候, ϕ_{max} 的降幅最小,这也表明等离子体气动激励在扩大压气机稳定性和提高压升系数这两方面是不矛盾的,等离子体气动激励对压气机叶尖端壁区域流场的控制能力越强,流场改善的效果越好,稳定性扩大的幅度越大,同时也能使得压气机的压升能力基本保持不变.

4 结 论

(1) 进行了等离子体气动激励扩大低速轴流式压气机稳定性的实验研究. 实验结果表明,在一定的转速下,等离子体气动激励可以有效扩大压气机的稳定工作范围.

(2) 当压气机的转速分别为 900 r/min 和 1 080 r/min 时,压气机的近失速流量系数分别降低 5.2% 和 5.07%.

(3) 等离子体气动激励电压增加时,激励强度增大,压气机扩稳的效果更好.

(4) 压气机转速为 1 080 r/min 时,在距离转叶片前缘 49.5% 弦长处施加等离子体气动激励,可以取得比距离前缘 8.3% 弦长处施加激励更好的扩稳效果.

致谢: 感谢中国科学院工程热物理研究所聂超群研究员、童志庭博士、张靖焯博士、雷志军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] Furukawa M, Inoue M, Saiki K, et al. The role of tip leakage vortex breakdown in compressor rotor aerodynamics[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121(4): 469-480.

[3] Hathaway M D. Self recirculating casing treatment concept for enhanced compressor performance[R]. ASME Paper No. GT-2002-30368, 2002.

[4] Lu X, Chu W, Zhu J, et al. Experimental and numerical investigation of a subsonic compressor with bend skewed slot casing treatment[R]. ASME Paper No. GT2006-90026, 2006.

[5] Beheshti B H, Ghorbanian K, Farhanieh B, et al. A new design for tip injection in transonic axial compressors[R]. ASME Paper No. GT-2006-90007, 2006.

[6] Roth J R. Aerodynamic flow acceleration using piezoelectric and peristaltic electrohydrodynamic effects of one atmosphere uniform glow discharge plasma[J]. Physics of Plasmas, 2003, 10(5): 2117-2126.

[7] Corke T C, Post M L. Overview of plasma flow control: concepts, optimization, and applications[R]. AIAA 2005-0563, 2005.

[8] Post M L, Corke T C. Separation control on high angle of attack airfoil using plasma actuators[R]. AIAA 2003-1024, 2003.

[9] WU Yun, LI Yinghong, ZHANG Pu, et al. Experimental investigation of plasma assisted flow control on NACA 0015 airfoil[R]//XVI International Conference on Gas Discharges and Their Applications. Xi'an: 2006, 2: 833-836.

[10] Roupasov D, Zavialov I, Starikovskii A, et al. Boundary layer separation plasma control using low-temperature non-equilibrium plasma of gas discharge[R]. AIAA 2006-0373, 2006.

[11] Huang J, Corke T, Thomas F. Plasma actuators for separation control of low pressure turbine blades[R]. AIAA 2003-1027, 2003.

[12] LI Yinghong, SONG Huimin, WU Yun, et al. Experiments of plasma actuation based compressor cascade flow separation suppression[R]. The First International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering. Kurng: 2006 ISJPE-5008, 2006.

[13] Morris S, Corke T C, Van Ness D, et al. Tip clearance control using plasma actuators[R]. AIAA 2005-0782.

[14] Deng X, Zhang H, Chen J, et al. Unsteady tip clearance flow in low-speed axial compressor rotor with upstream and downstream stators[R]. ASME GT2005-68571, 2005.