

文章编号:1000-8055(2013)09-2129-11

端壁等离子体气动激励抑制高负荷压气机 叶栅角区流动分离实验

赵 勤, 吴 云, 李应红, 赵小虎, 张海灯

(空军工程大学 航空航天工程学院 等离子体动力学重点实验室, 西安 710038)

摘 要: 为揭示端壁等离子体气动激励抑制高负荷压气机叶栅角区流动分离的影响规律和流场特征, 在不同流场参数和激励条件下分别开展了微秒脉冲和纳秒脉冲等离子体气动激励抑制叶栅流动分离的实验研究. 结果表明: 端壁等离子体气动激励可以有效抑制叶栅角区的流动分离, 其作用效果在攻角为 3° 时最佳, 随攻角的增大逐渐下降; 微秒脉冲激励的流动控制效果随流速度的增大而降低, 随激励电压和占空比的增大而提高, 最佳非定常脉冲频率为 500 Hz; 在较高来流速度下, 微秒脉冲激励的作用效果十分微弱, 但纳秒脉冲激励能够有效抑制角区流动分离; 纳秒脉冲激励的流动控制效果随激励电压增大而提高, 激励频率对控制效果至关重要, 作用效果随激励频率的增大而不断增强, 但当激励频率为 5 kHz 时, 作用效果有所下降.

关 键 词: 端壁等离子体气动激励; 压气机; 叶栅; 角区流动分离; 流动控制

中图分类号: V211.7

文献标志码: A

Experiment of flow separation control in highly loaded compressor cascade corner by endwall plasma aerodynamic actuation

ZHAO Qin, WU Yun, LI Ying-hong, ZHAO Xiao-hu, ZHANG Hai-deng

(Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory,
Aeronautics and Astronautics Engineering College,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: To discover the flow characters and main influencing rules of flow separation control in highly loaded compressor cascade corner by endwall plasma aerodynamic actuation (PAA), microsecond pulse and nanosecond pulse plasma flow control experiments under different flowfields and actuation conditions were carried out. Results show that PAA on the endwall can effectively prevent the flow separation in cascade corner, and actuation effects drop with the increase of angle of attack, but become best at angle of attack of 3° ; microsecond discharge PAA effects drop with the increase of freestream velocity but increase with the increase of the actuation voltage and duty cycles, and the optimum unsteady pulsed excitation frequency is 500 Hz; compared to microsecond discharge PAA, nanosecond discharge PAA is more effective at higher freestream velocity; nanosecond discharge PAA effects are improved with the rising actuation voltage; the actuation frequency is of vital importance, and the effects are improved with the increase of actuation frequency, but when the actuation frequency is 5 kHz, the effects will drop.

收稿日期: 2012-12-17

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130926.1103.201309.2129_018.html

基金项目: 国家自然科学基金(50906100, 51336011, 10972236); 高等学校全国优秀博士学位论文作者专项基金(201172)

作者简介: 赵勤(1990—), 男, 安徽淮南人, 硕士生, 主要从事空天等离子体动力学研究.

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

压气机是航空发动机的主要部件,其气动设计的发展趋势是更高的级增压比、更少的级数、更高的效率和更宽广的稳定工作范围.提高压气机的级增压比是增大航空发动机推质比的有效途径,但随之带来压气机负荷的提高导致角区的流动分离,严重制约着压气机稳定性的提升^[1].因此,通过流动控制手段改善压气机内部流动、提高级负荷与稳定性极为迫切.

在应用基础研究层面,迫切需要以高负荷压气机叶栅为典型载体. Gbadebo 等^[2]开展的研究结果表明:端壁横向流动是形成角区流动的主要因素.国内外针对端壁流动特性,开展了大量的实验和数值仿真研究,并取得了显著的流动控制效果. Wang 等^[3]开展了壁面附面层抽吸抑制压气机叶栅角区流动分离、减少流动损失的研究,结果均表明:壁面吸气可以有效减弱端壁角区的低能流体积聚,减少流动损失,提高气流折转能力;刘艳明等^[4-5]开展了端壁翼刀控制压气机叶栅二次流的研究,结果表明端壁翼刀主要通过阻断马蹄涡压力面分支汇入通道涡和有效产生反向翼刀涡来控制二次流, Dorfner 等^[6-7]和 Hage 等^[8]进行了端壁修形抑制叶栅角区分离的实验和数值仿真研究,结果表明:端壁修形可以抑制叶栅角区分离,减小流动损失.

等离子体流动控制是基于等离子体气动激励的主动流动控制方法,它与传统流动控制手段相比,具有激励频带宽、作用迅速等特点,在国际上已经引起广泛关注,在激励特性、流动分离抑制以及发动机扩稳增效等方面取得了许多重要的研究进展^[9-13]. 吴云等^[14-15]开展了等离子体气动激励抑制低负荷压气机叶栅角区流动分离方面的研究,但对等离子体气动激励抑制高负荷压气机叶栅角区流动分离的研究较少.

本文针对端壁附面层横向流动特性,施加微秒脉冲和纳秒脉冲等离子体气动激励,并开展了叶栅出口流场的压力测试,揭示了端壁等离子体气动激励抑制叶栅流动分离的作用效果与影响规律.

1 原理介绍

介质阻挡放电等离子体气动激励的作用机理如图 1 所示.对绝缘材料上下两侧的电极通以高压高频的电信号,电极附件的气体会被击穿而产

生放电形成等离子体,这种形式的放电称为介质阻挡放电.

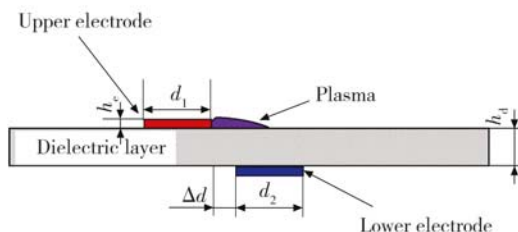
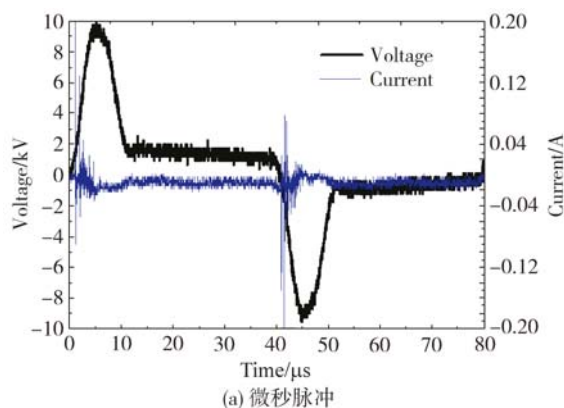


图 1 等离子体气动激励作用机理示意图

Fig. 1 Sketch map of plasma aerodynamic actuation mechanism

微秒脉冲和纳秒脉冲等离子体气动激励对于端壁附面层横向流动的作用形式不同:微秒脉冲等离子体气动激励通过诱导端壁附面层气流反向流动抑制横向流动,阻止低能流体向吸力面的迁移,进而抑制角区分离^[16];纳秒脉冲等离子体气动激励通过产生垂直壁面向上的冲击流动,破坏端壁横向流动的运动形态,改变端壁附面层的流动结构^[17].

图 2(a)为微秒脉冲等离子体气动激励的激励电压-电流波形图,激励电压为 10 kV(峰-峰值),激励频率为 15 kHz;图 2(b)为纳秒脉冲等离子体气动激励的激励电压-电流波形图,激励电压为 7.5 kV(峰值),激励频率为 3 kHz. 由于等离子体气动激励器为容性负载,导致实验测量中电压上升时间为百纳秒量级.可以看出:在激励电压相近的情况下,微秒脉冲激励的最大放电电流为 0.2 A,平均功率大约为 150 W,单脉冲功率超过 300 W,而纳秒脉冲激励的最大放电电流为 4 A,平均功率大约为 30 W,单脉冲功率超过 6 kW. 表



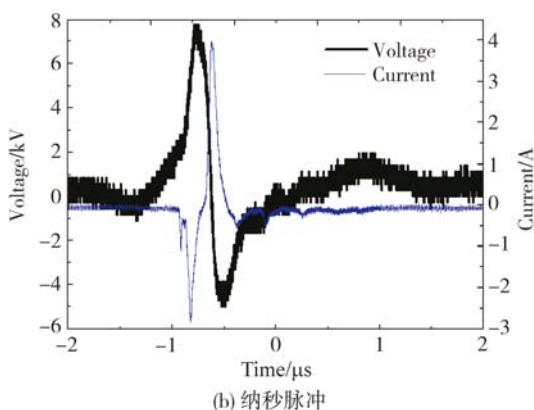


图2 激励电压-电流波形图

Fig. 2 Waveform of actuation voltage and current

明脉冲等离子体气动激励的能耗较小,纳秒脉冲等离子体气动激励的能耗比微秒脉冲激励的小,但是激励强度远大于微秒脉冲激励,并且在电压的上升沿和下降沿各发生一次明显放电。

2 实验系统

平面叶栅实验系统主要由叶栅风洞实验平台、实验叶栅、附面层抽吸系统、测量系统和变频器等组成。

2.1 叶栅风洞实验平台

叶栅风洞实验平台由低速叶栅风洞、附面层抽吸系统和变频器等组成。其中,叶栅实验段的截面尺寸为 $150\text{ mm} \times (94 \sim 320)\text{ mm}$ 。

2.2 实验叶栅

选用的高负荷压气机叶型为可控扩散叶型(controlled diffusion airfoils, CDA),其特点为弯角大、可承受负荷高,在低速条件下产生较大的流动分离。其几何参数如表1所示。

表1 压气机叶栅的几何参数

Table 1 Geometric parameters of compressor cascade

几何参数	数值
弦长/mm	100
展长/mm	150
叶型弯角/(°)	60
几何进口角/(°)	145
几何出口角/(°)	85
安装角/(°)	104.87
稠度	1.67
展弦比	1.5
最大挠度/mm	8

2.3 等离子体气动激励器

等离子体气动激励器采用聚酰亚胺作为绝缘介质,铜箔作为电极。在端壁上敷设两组电极,分别位于20%栅距和80%栅距,其几何参数如表2所示,在叶栅上的安装与放电图像如图3所示。

表2 等离子体气动激励器的几何参数

Table 2 Geometric parameters of plasma aerodynamic actuator

几何参数	数值
上层电极宽度 d_1/mm	3
电极内间距 $\Delta d/\text{mm}$	1
下层电极宽度 d_2/mm	3
电极厚度 h_e/mm	0.035
绝缘材料厚度 h_d/mm	0.24
绝缘材料介电常数	2.5

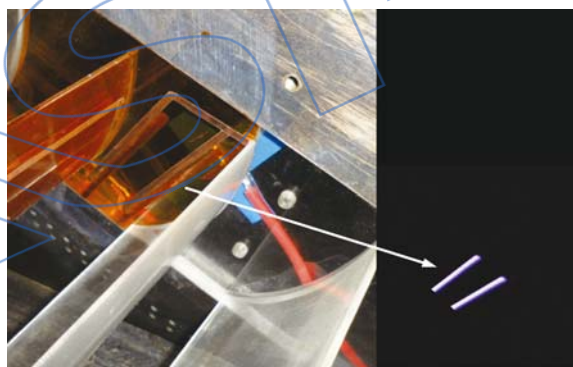


图3 端壁激励器及其放电图像

Fig. 3 Photo of endwall with actuator and its discharge

2.4 等离子体电源

等离子体电源选用两种电源:一是微秒脉冲电源,输入为 $0 \sim 220\text{ V}$, 50 Hz 的交流电,输出电压为 $0 \sim 30\text{ kV}$ 连续可调,放电频率为 $6 \sim 40\text{ kHz}$ 连续可调,脉冲调制频率为 $10 \sim 1000\text{ Hz}$,占空比为 $1\% \sim 99\%$ 可调;二是纳秒脉冲电源,输入为 $0 \sim 220\text{ V}$, 50 Hz 的交流电,输出电压为 $0 \sim 50\text{ kV}$ 连续可调,放电频率为 $0.1 \sim 5\text{ kHz}$ 连续可调,上升沿 $20 \sim 30\text{ ns}$,半高宽约为 50 ns 。

2.5 测量系统

2.5.1 压力测试系统

实验中采用L型束状五孔探针针对栅后气流参数进行了详细测量,可以获得流动损失和出气

角沿叶高和栅距方向的分布. 五孔探针的探头直径为 4 mm, 杆部直径为 8 mm, 探头 5 个测压孔的直径为 0.6 mm.

叶栅进口前部安装 1 个总压探针和 4 个静压测量孔, 用来采集进口总压和进口静压. 五孔探针的移动测量通过二维电控系统精确控制, 重复定位精度小于 $5\mu\text{m}$. 采集的压力信号通过 USB14503 型压力采集卡和 KYB14A 型压差变送器转变为电信号. 为尽量减小叶片尾缘处吸力面和压力面气流掺混引起的误差, 五孔探针的测量位置选定在距叶片尾缘 30 mm (30% 叶片弦长) 处. 每个叶高处沿额线方向测量 1 个栅距 (60 mm) 的范围.

实验中, 主要利用总压损失系数的变化衡量等离子体气动激励抑制叶栅流动分离的作用效果.

定义总压损失系数为

$$\omega = \frac{p_{t0} - p_t}{p_{t0} - p_{s0}} \quad (1)$$

总压损失系数沿栅距方向的平均值为

$$\bar{\omega}_t = \frac{\int \omega dt}{\int dt} \quad (2)$$

式中 p_{t0} 、 p_{s0} 为来流总压、静压; p_t 为当地总压; t 为栅距.

定义栅距平均总压损失系数相对于基准流场的变化率为

$$\delta(\bar{\omega}) = \frac{\bar{\omega}_{\text{baseline}} - \bar{\omega}_{\text{actuated}}}{\bar{\omega}_{\text{baseline}}} \quad (3)$$

式中 $\bar{\omega}_{\text{baseline}}$ 和 $\bar{\omega}_{\text{actuated}}$ 分别为激励前后的栅距平均总压损失系数.

2.5.2 等离子体气动激励参数测试系统

激励参数测试系统主要包括 TDS3012B 示波器, P6015A 高压探针和 TCPA300 + TCP312 电流探针组合, 用于测量等离子体气动激励产生过程中的激励电压、频率和电流等参数.

3 微秒脉冲等离子体流动控制的影响规律

对不同流场和激励参数 (激励电压、非定常脉冲频率和占空比等) 下微秒脉冲等离子体气动激励抑制叶栅角区流动分离的作用效果和影响因素进行研究, 揭示了端壁微秒脉冲等离子体流动控制的作用机理.

3.1 激励对吸力面表面流线的影响

固定来流速度 $V_\infty = 50\text{ m/s}$ 时, 调节攻角 $i =$

3° , 激励电压 $U = 10\text{ kV}$, 激励频率为 15 kHz . 图 4 为施加端壁微秒脉冲等离子体气动激励前后吸力面上的油流显示图像, 图像左半部分为基准流动的油流显示, 右半部分为施加激励后的油流显示.

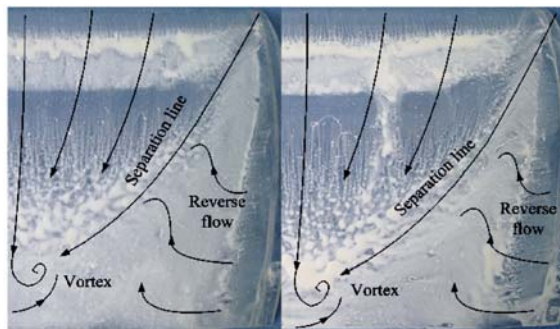


图 4 激励前后吸力面油流显示图像

Fig. 4 Oil flow visualization of suction surface with and without PAA

由图 4 可以看出: 基准流动中, 吸力面上存在严重的分离区和回流区, 并沿分离线向尾缘附近的集中涡系汇集; 接通端壁激励器后, 分离线向尾缘推移, 分离区相应减小. 表明施加端壁微秒脉冲等离子体气动激励后, 端壁附近的横向流动会相应减弱, 在一定程度上抑制了角区分离.

3.2 攻角对流动控制效果的影响

固定来流速度 $V_\infty = 50\text{ m/s}$ 时, 调节攻角分别为 $i = 0^\circ, 3^\circ$ 和 6° , 对栅后 30% 叶片弦长处的总压损失系数分布进行测量, 结果如图 5 所示.

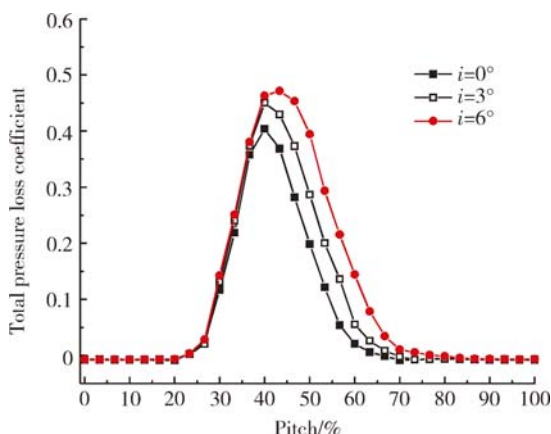


图 5 基准流场中总压损失系数随攻角的分布

Fig. 5 Distribution of total pressure loss coefficient with angle of attack in base flow field

由图 5 可以看出: 叶栅出口存在明显的总压损失区域, 沿损失区中心呈现非对称分布, 这是由

于吸力面分离的附面层在叶片尾缘与压力面附面层气流掺混,形成总压显著下降的核心尾迹区,其吸力面一侧的尾迹宽度明显大于压力面一侧.随着攻角的增大,总压损失系数增大,其峰值由0.42增加到0.47,吸力面一侧的尾迹宽度明显扩大;而压力面一侧的总压损失系数分布基本没有变化.

固定激励电压 $U = 10 \text{ kV}$ 、激励频率为 15 kHz ,对施加端壁横向激励前后 50% 叶高、60% 叶高和 70% 叶高处总压损失系数随攻角的分布进行测量,结果如图 6 所示.

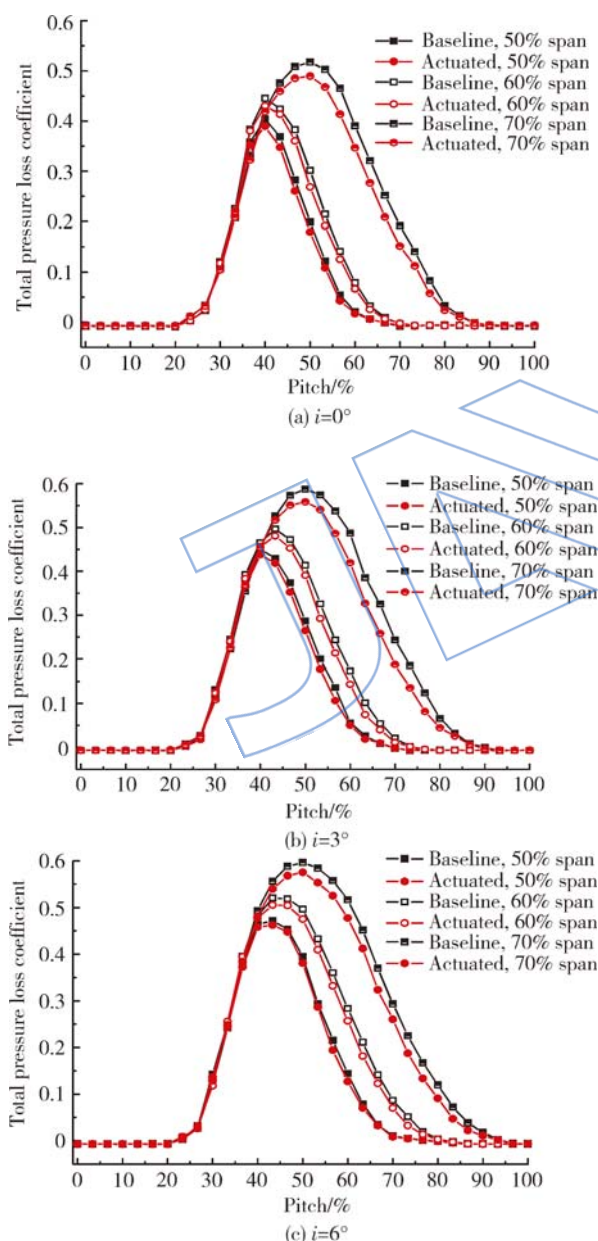


图6 激励前后总压损失系数随攻角的分布

Fig. 6 Distribution of total pressure loss coefficient with angle of attack with and without PAA

由图 6 可以看出,施加等离子体气动激励后,3 个叶高处的总压损失系数和尾迹宽度均有所减小.当攻角 $i = 0^\circ$ 时,50% 叶高、60% 叶高和 70% 叶高处总压损失系数的相对变化率为 4.7%, 5.8%, 8.1%;当 $i = 3^\circ$ 时,50% 叶高、60% 叶高和 70% 叶高处总压损失系数的相对变化率为 5.4%, 6.5%, 8.7%;当 $i = 6^\circ$ 时,50% 叶高、60% 叶高和 70% 叶高处总压损失系数的相对变化率为 3.5%, 5.2%, 6.7%. 其中,攻角 $i = 3^\circ$ 时的作用效果最佳,随着攻角的继续增大,流动控制效果显著下降,这是由于大攻角条件下流动分离的尺度和强度显著增大难以抑制而引起的.

3.3 来流速度对流动控制效果的影响

固定攻角 $i = 3^\circ$ 时,调节来流速度分别为 $V_\infty = 50 \text{ m/s}$ 和 95 m/s ,对施加端壁横向激励前后叶栅出口的总压损失系数分布进行测量,激励电压 $U = 10 \text{ kV}$ 、激励频率为 15 kHz ,结果如图 7 所示.

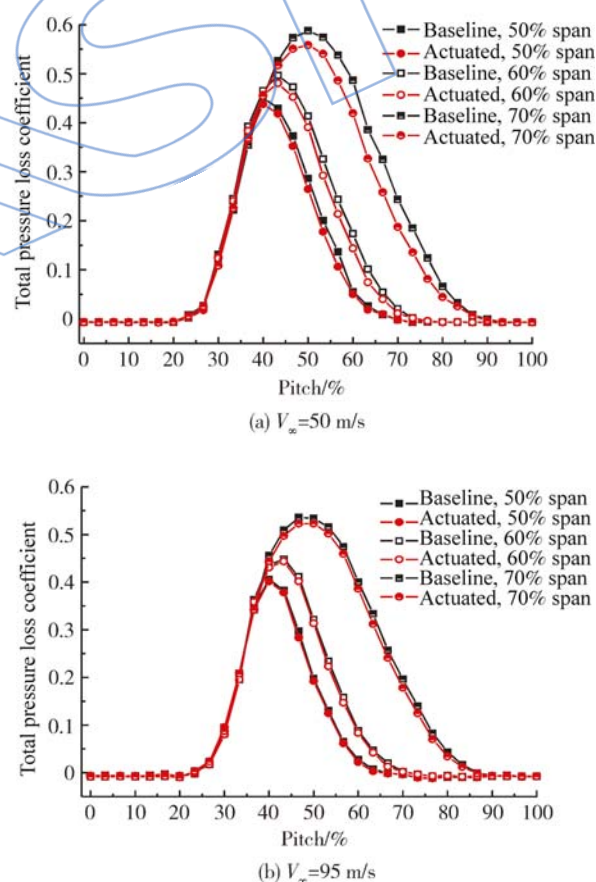


图7 激励前后总压损失系数随来流速度的分布

Fig. 7 Distribution of total pressure loss coefficient with freestream velocity with and without PAA

由图7可以看出:随着来流速度的增大,总压损失系数的分布范围和数值均有所减小,表明来流速度越小,对流动越不利. 当来流速度 $V_\infty = 50 \text{ m/s}$ 时,50%叶高、60%叶高和70%叶高处总压损失系数的相对变化率为5.4%,6.5%,8.7%;当来流速度 $V_\infty = 95 \text{ m/s}$ 时,50%叶高、60%叶高和70%叶高处总压损失系数的相对变化率为2.6%,2.7%,3.7%. 流动控制效果随气流速度的增大而显著下降,这是由于等离子体气动激励诱导的气流速度占主流的比例随来流速度的增大而明显降低,激励效果因而随之下降.

3.4 激励电压对流动控制效果的影响

固定来流速度 $V_\infty = 50 \text{ m/s}$,攻角 $i = 3^\circ$ 时,对施加端壁横向激励前后叶栅出口30%叶片弦长处的总压损失系数随激励电压的分布进行测量,激励频率为15 kHz,结果如图8所示.

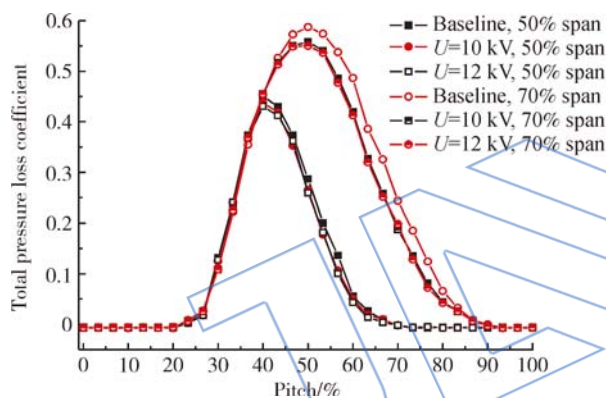


图8 总压损失系数随激励电压的分布

Fig. 8 Distribution of total pressure loss coefficient with actuation voltage

由图8可以看出:当激励电压 $U = 10 \text{ kV}$ 时,50%叶高和70%叶高处总压损失系数的相对变化率为5.4%,8.7%;当激励电压 $U = 12 \text{ kV}$ 时,50%叶高和70%叶高处总压损失系数的相对变化率为6.2%,9.7%. 这表明等离子体气动激励抑制流动分离的作用效果随着激励电压的增大而增强.

调节激励电压 $U = 0 \sim 13 \text{ kV}$,对70%叶高处栅距平均总压损失系数的相对变化率随激励电压的分布进行测量,结果如图9所示.

由图9可以看出,当激励电压小于5 kV时,相对变化率均小于1%,流动控制效果极其微弱;当激励电压为5~7 kV时,流动分离在一定程度上得到抑制,但作用效果较弱,因此,激励电压 $U = 5 \text{ kV}$ 为等离子体气动激励有效抑制流动分离

的激励电压阈值. 当激励电压为9~13 kV时,流动控制效果显著提高,并且逐渐趋于稳定. 因此,增大激励电压可显著提高流动控制效果,但是受绝缘材料抗击穿强度的限制,激励电压不能无限地增大,否则会造成激励器的击穿.

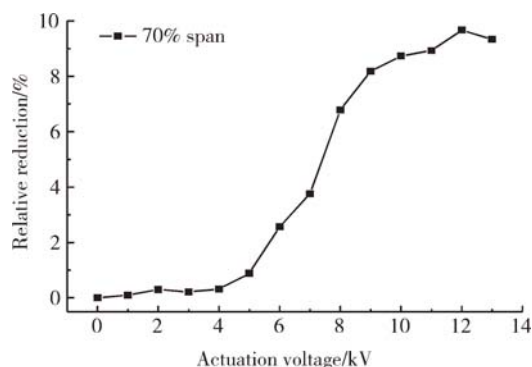
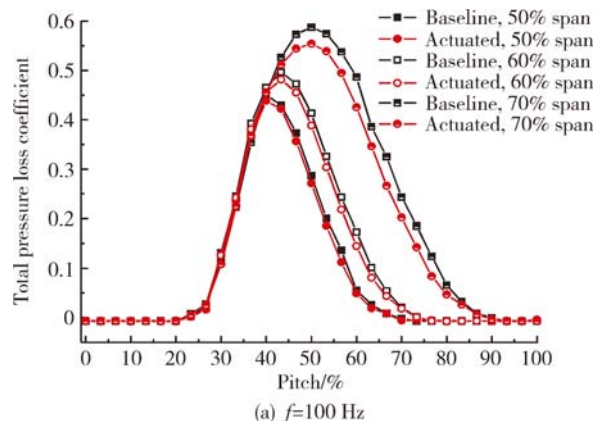


图9 总压损失系数相对变化率随激励电压的分布

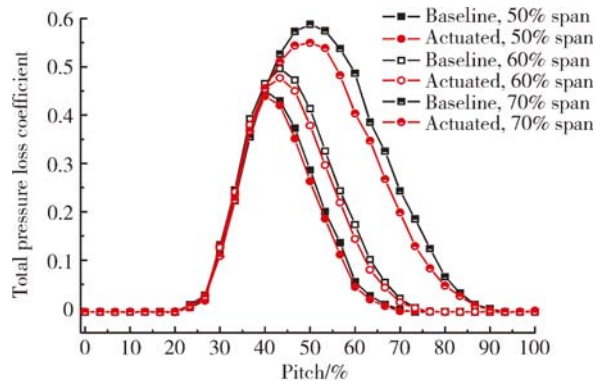
Fig. 9 Distribution of relative reduction of total pressure loss coefficient with actuation voltage

3.5 非定常脉冲频率对流动控制效果的影响

对等离子体气动激励的作用方式进行优化,变定常激励为非定常激励,是提高等离子体流动控制效果的一个重要途径. 对施加端壁横向激励前后总压损失系数随非定常脉冲频率(f)的分布进行测量,结果如图10和表3所示. 来流速度 $V_\infty =$



(a) $f=100 \text{ Hz}$



(b) $f=300 \text{ Hz}$

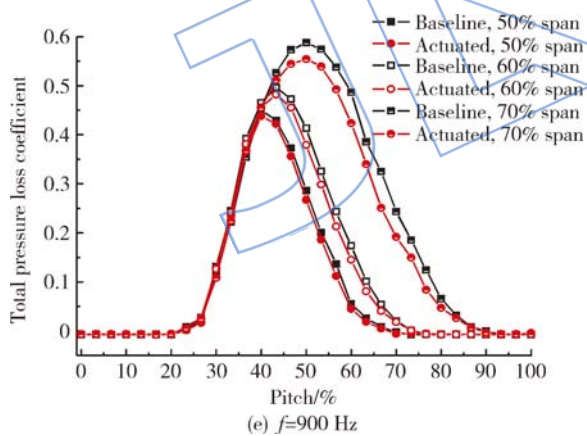
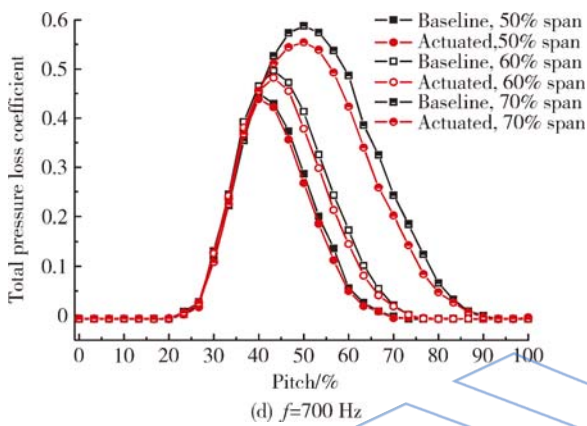
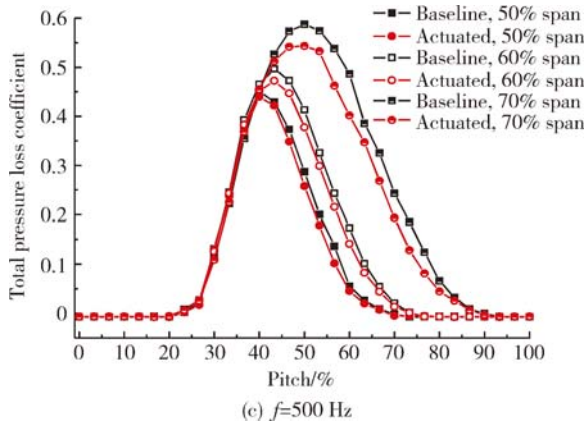


图 10 激励前后总压损失系数随非定常脉冲频率的分布

Fig. 10 Distribution of total pressure loss coefficient with unsteady pulsed excitation frequency with and without PAA

50 m/s, 攻角 $i=3^\circ$, 激励电压 $U=10$ kV, 激励频率为 15 kHz, 占空比 $D_c=80\%$.

由图 10 和表 3 可以看出: 70% 叶高处流动控制效果强于 50% 叶高和 60% 叶高, 而且等离子体气动激励抑制叶栅角区流动分离具有一个最佳的非定常脉冲频率, 即当非定常脉冲频率为 500 Hz

时, 流动控制效果最佳. 由于占空比为 80%, 与定常激励相比, 可以降低功率消耗约 20%.

表 3 总压损失系数相对变化率随非定常脉冲频率的分布 (单位: %)

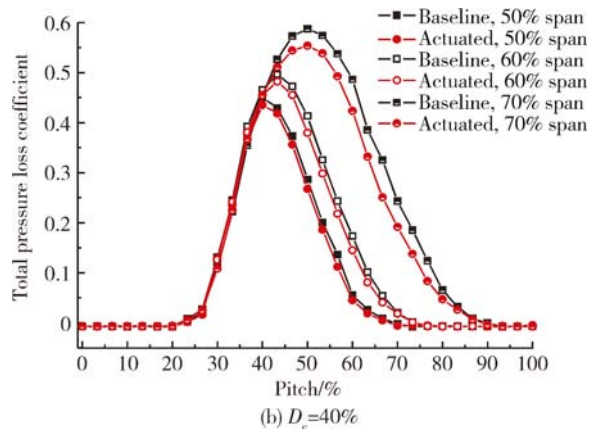
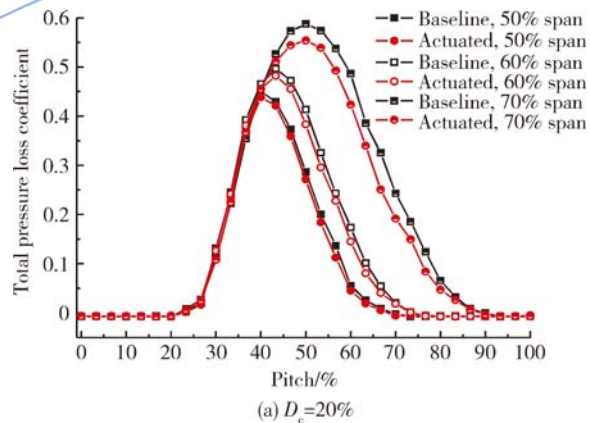
Table 3 Distribution of relative reduction of total pressure loss coefficient with unsteady pulsed excitation frequency (unit: %)

非定常脉冲 频率/Hz	50%叶高	60%叶高	70%叶高
100	4.6	5.6	7.8
300	5.5	6.6	8.9
500	5.9	6.9	9.6
700	4.7	6.2	8.1
900	5.1	6.2	8.3

3.6 占空比对流动控制效果的影响

对施加端壁横向激励前后总压损失系数随占空比的分布进行测量, 结果如图 11 和表 4 所示. 来流速度 $V_\infty=50$ m/s, 攻角 $i=3^\circ$, 激励电压 $U=10$ kV, 激励频率为 15 kHz.

由图 11 和表 4 可以看出: 随着占空比的增大, 流动控制效果逐渐增强. 占空比为 80% 时, 流



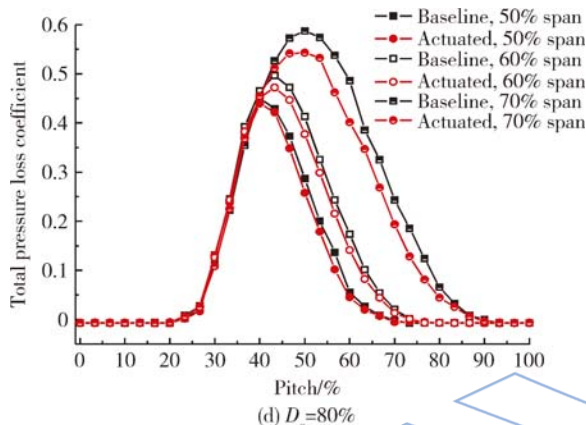
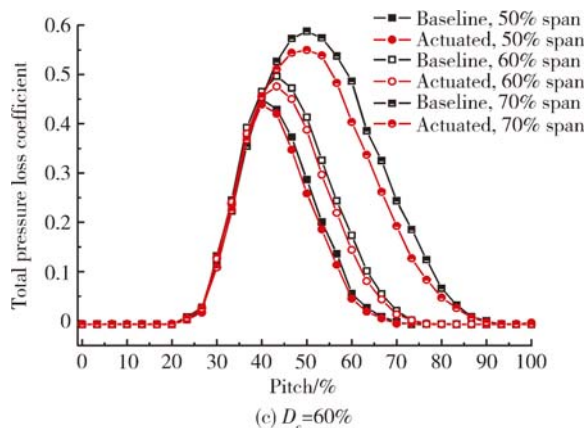


图 11 激励前后总压损失系数随占空比的分布

Fig. 11 Distribution of total pressure loss coefficient with duty cycles with and without PAA

表 4 总压损失系数相对变化率随占空比的分布 (单位: %)

Table 4 Distribution of relative reduction of total pressure loss coefficient with duty cycles (unit: %)

占空比/%	50%叶高	60%叶高	70%叶高
20	4.8	5.7	8.4
40	5.3	6.1	8.7
60	5.7	6.3	9.3
80	5.9	6.9	9.6
100	5.4	6.5	8.7

动控制效果最好,总压损失系数最大可降低 9.6%;占空比高于 40%时,流动控制效果好于定常激励;而占空比为 20%时,流动控制效果比定常激励弱。

3.7 激励方式对流动控制效果的影响

固定来流速度 $V_\infty = 75 \text{ m/s}$, 攻角 $i = 3^\circ$ 时, 对

施加微秒脉冲和纳秒脉冲等离子体气动激励前后的总压损失系数分布进行测量,微秒脉冲定常激励的激励电压 $U = 10 \text{ kV}$,激励频率为 15 kHz ;微秒脉冲非定常激励的激励电压 $U = 10 \text{ kV}$,激励频率为 15 kHz ,占空比 $D_c = 80\%$,非定常脉冲频率为 500 Hz ;纳秒脉冲激励的激励电压 $U = 8 \text{ kV}$,激励频率为 3 kHz ,结果如图 12 所示。

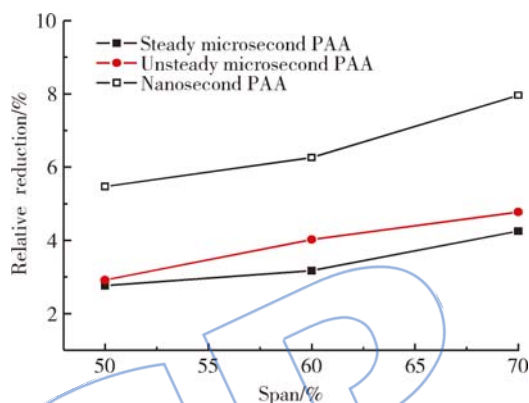


图 12 栅距平均总压损失系数相对变化率随叶高的分布

Fig. 12 Distribution of pitch-averaged relative reduction of total pressure loss coefficient with span

对比前面结果可知:当来流速度由 50 m/s 增大到 75 m/s 时,微秒脉冲定常和非定常等离子体气动激励的流动控制效果均明显减弱,而来流速度为 95 m/s 时,流动控制效果进一步降低,表明随着来流速度的增大,微秒脉冲激励的流动控制效果会逐渐减弱。而纳秒脉冲激励具有较好的流动控制效果,而且激励电压小于微秒脉冲激励,因此,开展纳秒脉冲等离子体气动激励抑制叶栅角区流动分离的研究十分必要。

4 纳秒脉冲等离子体流动控制的影响规律

由于微秒脉冲等离子体气动激励抑制叶栅角区流动分离主要是通过诱导反向于端壁横向流动的气流,在较高来流速度下,流动控制能力十分有限。本节在不同流场参数和激励参数下开展纳秒脉冲等离子体气动激励抑制叶栅角区流动分离的实验研究,提高叶栅等离子体流动控制能力,揭示了纳秒脉冲等离子体流动控制效果的影响规律。

4.1 激励对吸力面表面流线的影响

固定来流速度 $V_\infty = 95 \text{ m/s}$ 时,调节攻角 $i = 3^\circ$,激励电压 $U = 7.5 \text{ kV}$,激励频率为 3 kHz 。图 13

为施加端壁纳秒脉冲等离子体气动激励前后吸力面上的油流显示图像,图像左半部分为基准流动的流油显示,右半部分为施加激励后的油流显示。

由图13可以看出:当来流速度 $V_\infty = 95 \text{ m/s}$ 时,施加纳秒脉冲等离子体气动激励前后的油流显示图像与图4很相似。这表明在来流速度 $V_\infty = 95 \text{ m/s}$ 时,施加端壁纳秒脉冲等离子体气动激励可以有效减弱端壁附近的横向流动,在一定程度上可以抑制角区分离。

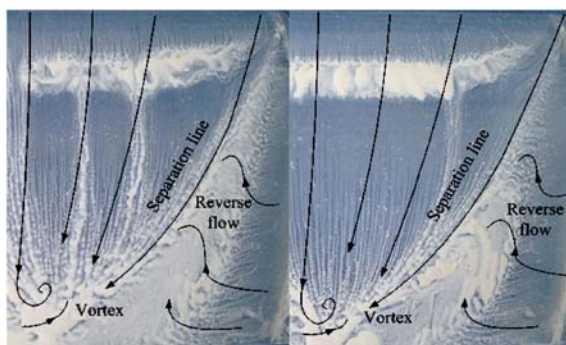


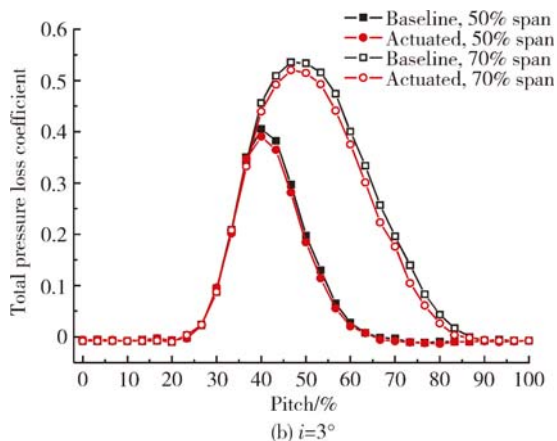
图13 激励前后吸力面油流显示图像

Fig. 13 Oil flow visualization of suction surface with and without PAA

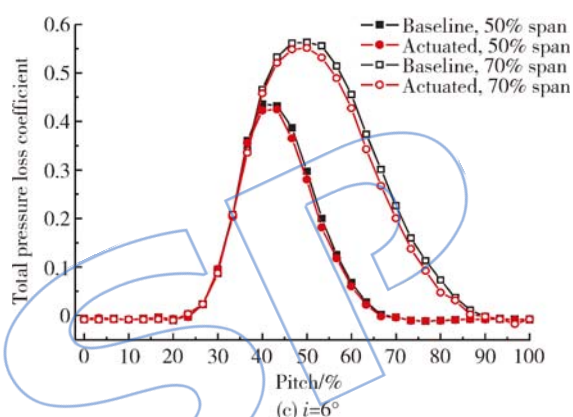
4.2 攻角对流动控制效果的影响

固定气流速度 $V_\infty = 95 \text{ m/s}$,激励电压 $U = 7.5 \text{ kV}$,激励频率为 3 kHz ,对施加端壁横向激励前后叶栅出口30%叶片弦长处的总压损失系数随攻角的分布进行测量,结果如图14所示。

由图14可以看出:施加等离子体气动激励后,尾迹宽度均有所减小,但总压损失系数减小程度不一,攻角 $i = 0^\circ, 3^\circ$ 和 6° 时,50%叶高处的尾迹区总压损失系数相对减小量分别为4.9%,6.1%和4.6%;70%叶高处的尾迹区总压损失系数相



(b) $i = 3^\circ$



(c) $i = 6^\circ$

图14 激励前后总压损失系数随攻角的分布

Fig. 14 Distribution of total pressure loss coefficient with angle of attack with and without PAA

对减小量分别为6.1%,6.6%和5.7%。端壁纳秒激励对抑制叶栅角区分离有比较明显的效果,并且对吸力面附面层流动分离也有一定的抑制作用,其中攻角 $i = 3^\circ$ 下的流动控制效果最佳,随着攻角的继续增大,流动控制效果有所下降。

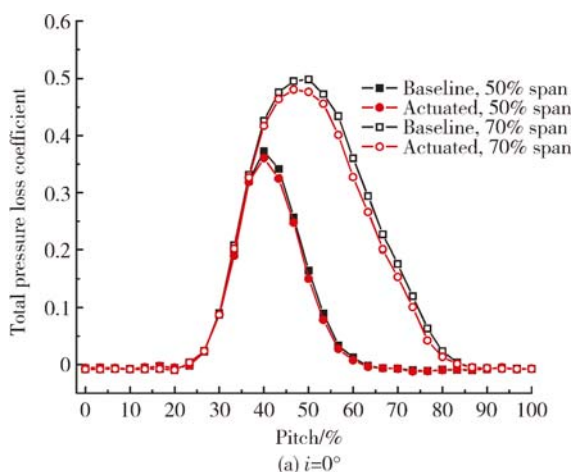
4.3 激励电压对流动控制效果的影响

固定叶栅攻角 $i = 3^\circ$,气流速度 $V_\infty = 95 \text{ m/s}$,激励频率为 3 kHz ,对施加端壁横向激励前后叶栅出口30%叶片弦长处的总压系数相对变化率随激励电压的分布进行测量,结果如图15所示。

由图15可以得出:随着激励电压的增大,栅距平均总压损失系数的相对变化率逐渐增加,流动控制效果逐渐提高,并最终趋于稳定。50%叶高和70%叶高处的总压损失系数最大可降低6.4%和7.2%。

4.4 激励频率对流动控制效果的影响

固定气流速度 $V_\infty = 95 \text{ m/s}$,攻角 $i = 3^\circ$,激励电压 $U = 7.5 \text{ kV}$,调节激励频率为 $0.2 \sim 5 \text{ kHz}$,对



(a) $i = 0^\circ$

施加端壁横向激励前后叶栅出口 30% 叶片弦长处的总压损失系数相对变化率随激励频率的分布进行测量,如图 16 所示。

由图 16 可以看出:激励频率对纳秒脉冲等离子体气动激励抑制叶栅角区流动分离具有很大的影响。施加端壁横向激励后,70% 叶高处的作用效果较强,而且随着激励频率的增大,作用效果逐渐增强,在激励频率为 4 kHz 时,作用效果最佳。

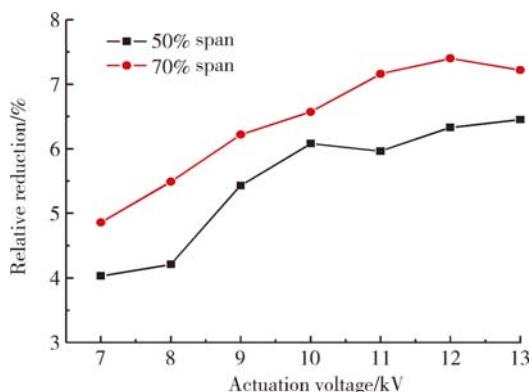


图 15 总压损失系数相对变化率随激励电压的分布

Fig. 15 Distribution of relative reduction of total pressure loss coefficient with actuation voltage

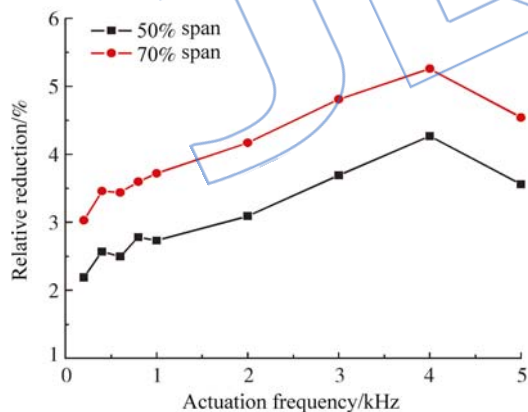


图 16 总压损失系数相对变化率随激励频率的分布

Fig. 16 Distribution of relative reduction of total pressure loss coefficient with actuation frequency

5 结 论

1) 微秒脉冲等离子体气动激励的流动控制效果随激励电压和占空比的增大而提高,激励电压 $U=5\text{ kV}$ 为有效抑制流动分离的激励电压阈值。

2) 在较高来流速度下,微秒脉冲等离子体气动激励的流动控制效果十分微弱,但纳秒脉冲激励能够有效抑制角区流动分离。

3) 等离子体气动激励的流动控制效果随攻角的增大先增强后显著减弱,在攻角 $i=3^\circ$ 时流动控制效果最好。

4) 施加等离子体气动激励后,吸力面表面流线发生相应变化,分离线向尾缘推移,分离区相应减小。表明施加端壁脉冲等离子体气动激励可以减弱端壁附近的横向流动,在一定程度上抑制角区分离。

5) 激励频率对等离子体气动激励的流动控制效果至关重要。微秒脉冲激励的最佳非定常脉冲频率为 500 Hz;纳秒脉冲激励的作用效果随激励频率的增大而逐渐提高,但当激励频率增大为 5 kHz 时,流动控制效果有所下降。

6) 在端壁上施加等离子体气动激励,能够抑制低能流体在吸力面/端壁角区的积聚,进而有效抑制高负荷压气机叶栅角区流动分离。

参考文献:

- [1] Mailach R, Vogeler K. Aerodynamic blade row interactions in an axial compressor: Part II unsteady profile pressure distribution and blade forces[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(1): 45-51.
- [2] Gbadebo S A, Cumpsty N A, Hynes T P. Three-dimensional separations in axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(2): 331-339.
- [3] Wang S T, Qiang X D, Lin W C, et al. Highly-loaded low-reaction boundary layer suction axial flow compressor[R]. ASME Paper GT2007-28191, 2007.
- [4] 刘艳明, 钟兢军, 黄洪雁, 等. 端壁翼刀控制压气机叶栅二次流的机理研究[J]. 空气动力学报, 2005, 23(4): 431-436.
LIU Yanming, ZHONG Jingjun, HUANG Hongyan, et al. The mechanism of end-wall fence in controlling secondary flow of compressor cascade[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23(4): 431-436. (in Chinese)
- [5] 钟兢军, 刘艳明, 冯国泰. 端壁翼刀控制压气机叶栅二次流的数值研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6): 817-821.
ZHONG Jingjun, LIU Yanming, FENG Guotai. Numerical investigation of the secondary flow control in a compressor cascade using endwall fences [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6): 817-821. (in Chinese)
- [6] Dorfner C, Hergt A, Nicke E, et al. Advanced non-axisymmetric endwall contouring for axial compressors by generating an aerodynamic separator: Part I principal cascade design and compressor application [R]. ASME Paper GT2009-59383, 2009.
- [7] Hergt A, Dorfner C, Steinert W, et al. Advanced non-axi-

- symmetric endwall contouring for axial compressors by generating an aerodynamic separator: Part II experimental and numerical cascade investigation [R]. ASME Paper GT2009-59384, 2009.
- [8] Hage W, Meyer R, Paschereit S O. Control of secondary flow in a high loaded compressor stage by means of a groove structure on the sidewalls [R]. AIAA 2007-4278, 2007.
- [9] Roth J R, Dai X, Rahel J, et al. The physics and phenomenology of paraelectric one atmosphere uniform glow discharge plasma (OAUGDPTM) actuators for aerodynamic flow control [R]. AIAA-2005-781, 2005.
- [10] Porter C O, McLaughlin T E, Enloe C L, et al. Boundary layer control using a DBD plasma actuator [R]. AIAA-2007-786, 2007.
- [11] Rethmel C, Little J, Takashima K, et al. Flow separation control over an airfoil with nanosecond pulse driven DBD plasma actuators [R]. AIAA-2011-487, 2011.
- [12] Cristofolini A, Neretti G, Roveda F, et al. Experimental and numerical investigation on a DBD actuator for airflow control [R]. AIAA-2011-3912, 2011.
- [13] Kelley C L, Bowles P, Cooney J, et al. High Mach number leading-edge flow separation control using AC DBD plasma actuators [R]. AIAA-2012-906, 2012.
- [14] 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)
- [15] LI Yinghong, WU Yun, ZHOU Ming, et al. Control of the corner separation in a compressor cascade by steady and unsteady plasma aerodynamic actuation [J]. Experiments in Fluids, 2010, 48(6): 1015-1023.
- [16] Baughn J W, Porter C O, Peterson B L. Momentum transfer for an aerodynamic plasma actuator with an imposed boundary layer [R]. AIAA-2006-168, 2006.
- [17] Opaitis D F, Neretti G, Likhanskii A V, et al. Experimental investigation of DBD plasma actuators driven by repetitive high voltage nanosecond pulses with DC or low-frequency sinusoidal bias [R]. AIAA-2007-4532, 2007.