

叶栅等离子体流动控制布局优化 和影响规律

张海灯, 吴 云, 李应红, 赵 勤, 赵小虎

(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: 为提高流动控制能力, 基于高负荷压气机叶栅的流场特性和等离子体气动激励特性, 对等离子体流动控制的激励布局进行优化, 通过选取典型激励布局, 实验揭示了不同因素对等离子体气动激励抑制叶栅流动分离的影响. 结果表明: 吸力面激励布局中, 靠近前缘流向激励的作用效果强于展向激励和尾缘激励, 沿流向分布多组电极的激励效果最佳; 端壁激励布局中, 横向激励的作用效果明显强于流向激励; 组合激励布局中, 基于端壁横向激励和吸力面流向激励的组合布局的激励效果最佳. 等离子体气动激励的作用效果随着激励电压的增大而增强, 随着攻角的增大其作用效果先增强后变弱; 变定常激励为非定常激励, 通过耦合流动的不稳定性, 可以提高等离子体气动激励流动控制效果.

关 键 词: 激励布局; 优化设计; 攻角; 激励电压; 非定常频率

中图分类号: V211.24

文献标志码: A

Layout optimization and influence law of cascade plasma flow control

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

(Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory,
College of Aeronautical and Aerospace Engineering,
Airforce Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In order to improve the plasma flow separation control abilities on highly loaded compressor cascade, optimizations of plasma aerodynamic actuation layouts were researched based on characteristics of the highly loaded compressor cascade flow field and plasma aerodynamic actuation. With typical actuation layout, influence factors on plasma compressor cascade flow control was studied experimentally. Results show that among the layouts of plasma aerodynamic actuations on suction surface, the actuation effect of streamwise direction near blade leading edge is better than that of pitchwise direction or that near trailing edge, and the multigroup electrodes of streamwise direction are most effective in flow control; the control effect of pitchwise plasma aerodynamic actuation on endwall is better than that of streamwise direction; the control effect of streamwise plasma aerodynamic actuations on suction surface combined with pitchwise ones on endwall is the best among all plasma aerodynamic actuation layouts. As the actuation voltage increases, the control effect of plasma aerodynamic actuation on flow separation becomes better, while with the increase of the incidence angle, the control effect is enhanced firstly and then decreases; by coupling the flow

收稿日期: 2013-07-04

基金项目: 国家自然科学基金(50906100, 51336011); 高等学校全国优秀博士学位论文作者专项资金(201172);
陕西省科学技术研究发展计划(2013KJXX-83)

作者简介: 张海灯(1991—), 男, 安徽阜阳人, 博士生, 主要从事等离子体流动控制研究.

field instability, the unsteady plasma aerodynamic actuation leads to a better flow control effect than the steady plasma aerodynamic actuation method.

Key words: actuation layout; optimization design; incidence angle; actuation voltage; unsteady frequency

相比于低负荷压气机叶栅,高负荷压气机叶栅通道中存在更强的逆压梯度,增厚了叶片吸力面和端壁附面层,加剧了角区低能流体的堆积,同时强的逆压梯度更易引起流动分离的发生,这将造成压气机损失的增加和稳定裕度的下降^[1-3]。

叶片弯掠、端壁翼刀等被动流动控制方法,可以在典型的工作条件下有效抑制叶栅流动分离,但由于压气机叶栅的工作状态变化范围宽,这些方法很难适应不同的工作条件。因此,采用主动流动控制方法是一个重要的发展趋势,尤其是对于包含大尺度、非定常旋涡结构分离流的控制。

通过将等离子体气动激励应用于流动控制,能够实现对流场变化的瞬时响应和多频带耦合,在改善空气动力特性领域具有广阔的应用前景。自诞生以来,等离子体流动控制技术已经在飞机起落架减噪^[4-5]、机翼减阻增升^[6-8]、涡轮叶片流动分离控制^[9]、抑制叶尖泄露损失^[10-11]和压气机扩稳^[12]等方面取得很多极具工程应用价值的研究成果。

目前,尽管等离子体气动激励在抑制压气机叶栅流动分离的研究中取得了很多成果,但多数研究仅是按抑制二维流动分离的思想,在吸力面上施加流向激励,缺乏关于激励抑制三维流动分离的机理分析。针对典型等离子体气动激励布局,在压气机叶栅通道中进行优化,一方面是提高其抑制流动分离能力的关键;另一方面,通过对比不同激励布局的流动控制效果,亦有助于认识其流动控制机理。针对优化的激励布局,研究其流动控制效果,对工程应用更有价值。

本文通过数值仿真,对不同布局方式的等离子体气动激励抑制高负荷压气机叶栅流动分离的能力和机理进行对比分析,获取了优化的布局方式。基于数值仿真结果,实验研究了影响等离子体气动激励抑制压气机叶栅流动分离的因素。

1 数值方法及其验证

1.1 研究叶型

以典型的高负荷可控扩散叶型(controlled diffusion airfoils, CDA)为研究对象,表 1 为其主

要参数。

表 1 叶栅的主要参数
Table 1 Main parameters of cascade

参数	数值
弦长/mm	100
叶高/mm	150
转折角/(°)	60
进气角/(°)	145
出口角/(°)	85
安装角/(°)	104.87
稠度	1.67
展弦比	1.5
最大挠度/mm	8

1.2 数值方法

数值仿真求解器选用 NUMECA 中 Fine/Turbo 模块,结构化计算网格(如图 1 所示)拓扑结构为 H-O-H,由 IGG 模块生成。仿真进、出口条件按实验结果分别给定来流速度和出口平均反压,端壁和叶片设为绝热无滑移壁面,整体管道网格节点数约为 140 万。仿真中采用 Spalart-Allmaras 低雷诺数湍流模型,为了可靠地模拟附面层流动,控制近壁面网格加密,第 1 层网格满足 $y^+ < 1$ 。

1.3 仿真结果的验证

为保证计算结果的精度和可信度,通过实验从两方面对其进行验证:一是反映附面层流动细节的表面极限流线;二是反映流场总体性能的总压损失系数。

1.3.1 表面流动特性对比

实验获得油流显示图像,并与壁面极限流线对比,如图 2 所示,吸力面上计算得到的角区分离形态与实验结果对应较好;端壁上,仿真成功模拟了压力面向吸力面的横向流动形态,但对角区壁角涡的计算结果与实验有一定差异。

1.3.2 栅后压力分布对比

栅后总压损失系数为

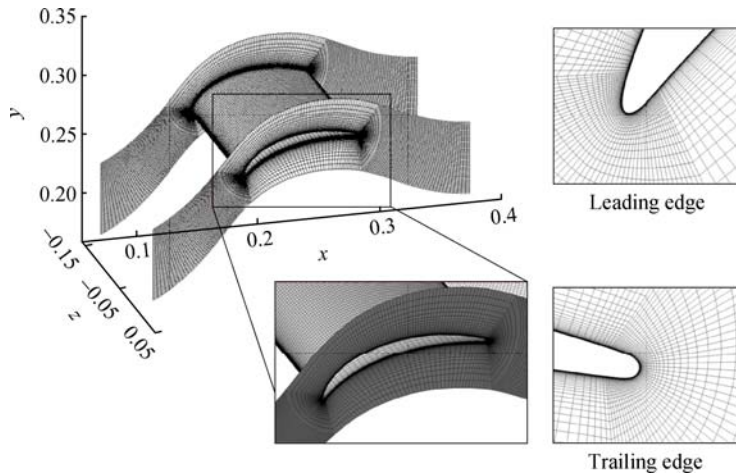


图 1 三维计算网格

Fig. 1 Three-dimensional computation grid

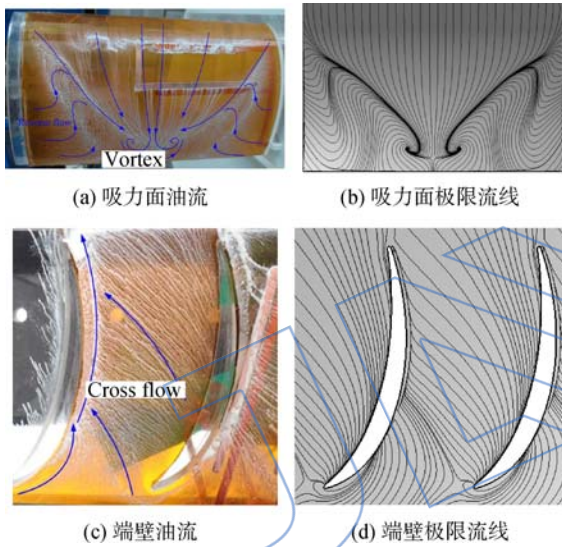


图 2 实验油流显示与计算表面流谱的结果对比

Fig. 2 Contrast of experimental oil flow visualizations and numerical streamline patterns

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

栅距平均总压损失系数为

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

栅距平均总压损失系数相对于基准流场的变化率定义为

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

式中 p_{t0} 为来流总压, p_{s0} 为来流静压, p_t 为当地总压, p_s 为当地静压, t 为栅距, $\bar{\omega}_{\text{baseline}}$ 为激励前的栅距平均总压损失系数, $\bar{\omega}_{\text{actuated}}$ 为激励后的栅距平均总压损失系数。

对比栅后 30% 弦长处总压损失系数分布的数值仿真和实验结果, 进一步验证数值结果的可靠性。图 3 为来流速度 $v_\infty = 50 \text{ m/s}$ 、攻角 $i = 3^\circ$ 时的对比结果; 计算得到的总压损失系数的分布范围和数值均与实验结果吻合较好。

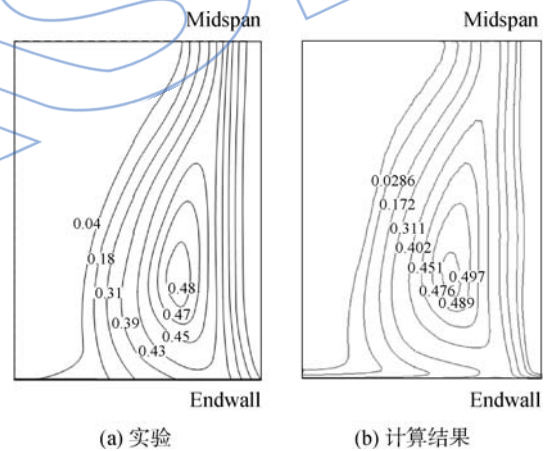


图 3 实验测得总压损失系数分布与计算结果的对比

Fig. 3 Contrast of total pressure loss coefficient distribution between experimental measurement and numerical results

表面流动特性和栅后总压损失系数对比结果表明本文的数值模拟方法是可信的。

2 等离子体气动激励布局优化

2.1 叶栅内部流动结构

2.1.1 附面层流动特性

由图 2 可以看出, 吸力面附面层存在明显的由端壁向叶中的横向流动和回流, 端壁附面层存

在明显的由压力面向吸力面的迁移,导致低能流体在吸力面/端壁角区的大量积聚。

2.1.2 通道流动损失

流动损失的发生往往伴随着气流总压的降低,来流速度 $v_\infty = 50 \text{ m/s}$,攻角 $i = 3^\circ$,计算得到叶栅通道内部总压分布如图4(图中PS为压力面,SS为吸力面)。

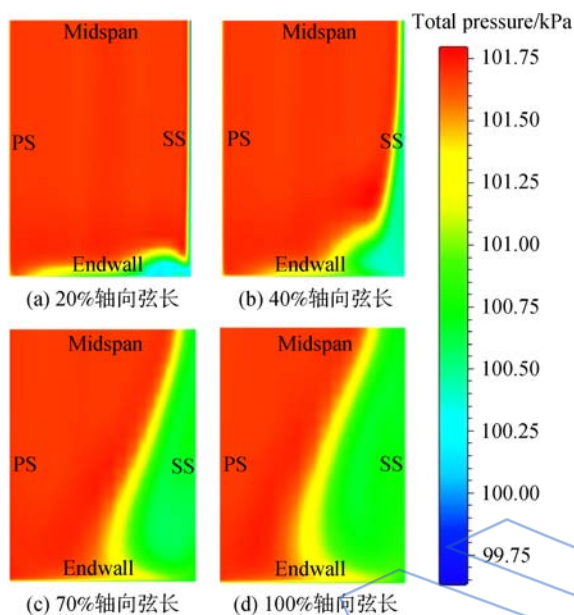


图4 总压沿流向的分布

Fig. 4 Distribution of total pressure in streamwise direction

由图4可以看出,随着气流向下游运动,流道中出现了明显的低总压区,并且分布范围逐渐扩大。在20%轴向弦长位置,端壁附面层在横向压力梯度的作用于在角区聚集,引起角区流体的总压损失。随后,角区聚集的低能流体逐渐发生向叶中部位的输运,到70%轴向弦长位置,角区的低总压区已扩展到叶中部位,到100%轴向弦长位置,总压损失区进一步扩大,但核心损失区仍靠近端壁,并没有继续向叶中发展,只是沿栅距方向尺寸进一步扩大。经分析可知,角区分离是高负荷压气机叶栅流动损失的主要原因。

2.1.3 叶片载荷

叶片表面的静压系数反映了叶片载荷的大小,而且决定了叶片附面层的分布、迁移及分离形态。

定义静压系数

$$C_p = \frac{p_s - p_{s0}}{p_{t0} - p_{s0}} \quad (4)$$

来流速度 $v_\infty = 50 \text{ m/s}$,攻角 $i = 3^\circ$,计算得到叶片表面静压系数分布如图5。由图5,压力面静压系数沿展向均匀分布,不存在明显的二次流。对于吸力面,0%~25%轴向弦长,静压系数沿展向没有明显的变化;25%~35%轴向弦长,近端壁区静压明显高于叶中,说明出现了端壁向叶中的二次流;35%~60%轴向弦长,0%~30%展向范围出现低静压区,与角区分离中的回流对应;60%~100%轴向弦长,沿角区分离线静压明显偏低。

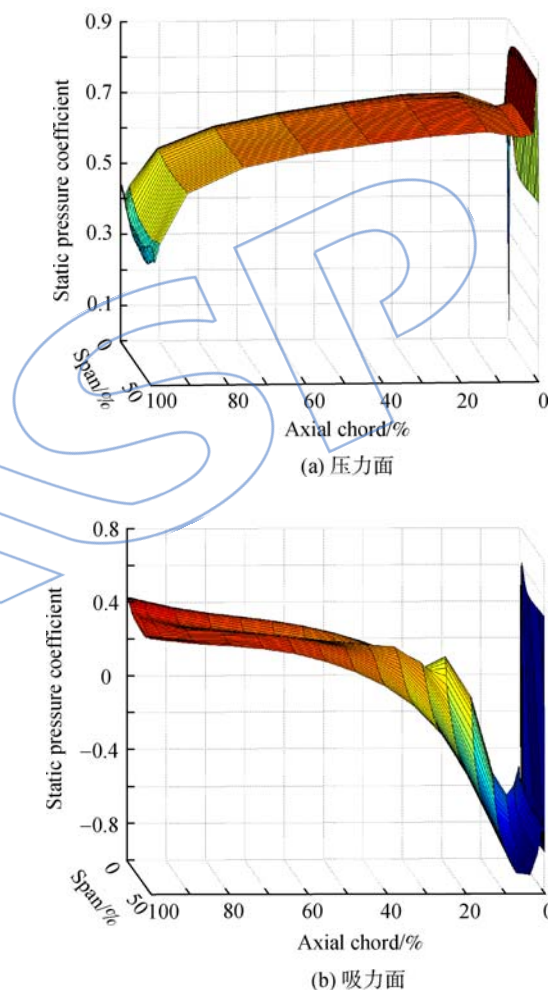


图5 叶片表面静压系数的分布

Fig. 5 Distribution of static pressure coefficient on blade surface

2.2 激励仿真设定及其实实验验证

通过网格划分和改变边界条件产生零质量的近壁面射流,模拟等离子体气动激励对近壁面附面层的加速作用。来流速度 $v_\infty = 50 \text{ m/s}$,攻角 $i = 3^\circ$,激励电压 $U = 10 \text{ kV}$ 和激励频率 $f = 15 \text{ kHz}$,50%叶高和70%叶高处栅距平均总压损失系数相对变化率的结果分布如表2所示。

表 2 激励仿真的验证

Table 2 Verification of actuation simulation

诱导速度/ (m/s)	栅距平均总压损失系数相对变化率/%			
	吸力面	吸力面	端壁	端壁
	流向激励	流向激励	横向激励	横向激励
	50%叶高	70%叶高	50%叶高	70%叶高
3.5	5.2	2.6	4.4	7.9
4.0	6.4	3.5	5.1	8.8
4.5	8.3	5.2	7.4	10.4
实验	6.3	3.4	5.4	8.7

由表 2 可知:吸力面流向激励和端壁横向激励中,近壁面诱导速度为 4.0 m/s,仿真结果与实验结果最接近.在此基础上,50%叶高、70%叶高处计算得出组合激励下的栅距平均总压损失系数分别降低 6.4%和 10.7%,而相同条件下的实验结果分别为 5.7%和 10.6%,结果表明:等离子体气动激励抑制叶栅流动分离的数值仿真诱导产生近壁面诱导速度为 4.0 m/s 是合理的.

2.3 激励布局优化结果与分析

2.3.1 吸力面激励布局优化

针对吸力面上存在明显的分离区和回流区,在不同的流向或展向位置施加激励:靠近前缘的流向激励应能推迟吸力面分离的起始位置;靠近

尾缘的流向激励应能抑制回流和倒流的前移;沿展向的激励应能抑制角区低能流体的展向迁移.

首先开展吸力面上单组电极的数值仿真,将不同流向或展向位置下的激励效果进行对比,排除效果较弱或变差的激励位置,并将流动控制效果较好的电极位置组合,设计了 5 种吸力面激励布局,分别标记为 Type SS1~Type SS5,电极位置如表 3 所示,其示意图如图 6 所示.

表 3 吸力面激励布局的电极分布位置

Table 3 Locations of suction surface actuation layouts electrodes distribution

激励布局	电极位置	覆盖范围
Type SS1	10%轴向弦长,30%轴向弦长	
Type SS2	70%轴向弦长,90%轴向弦长	
Type SS3	10%轴向弦长,30%轴向弦长,50%轴向弦长,70%轴向弦长,90%轴向弦长	90%叶高
Type SS4	10%轴向弦长,30%轴向弦长,90%轴向弦长	
Type SS5	10%叶高	95%轴向弦长

来流速度 $v_{\infty} = 50$ m/s 和攻角 $i = 3^{\circ}$ 时,对比激励前后叶栅通道出口 30%轴向弦长处栅距平

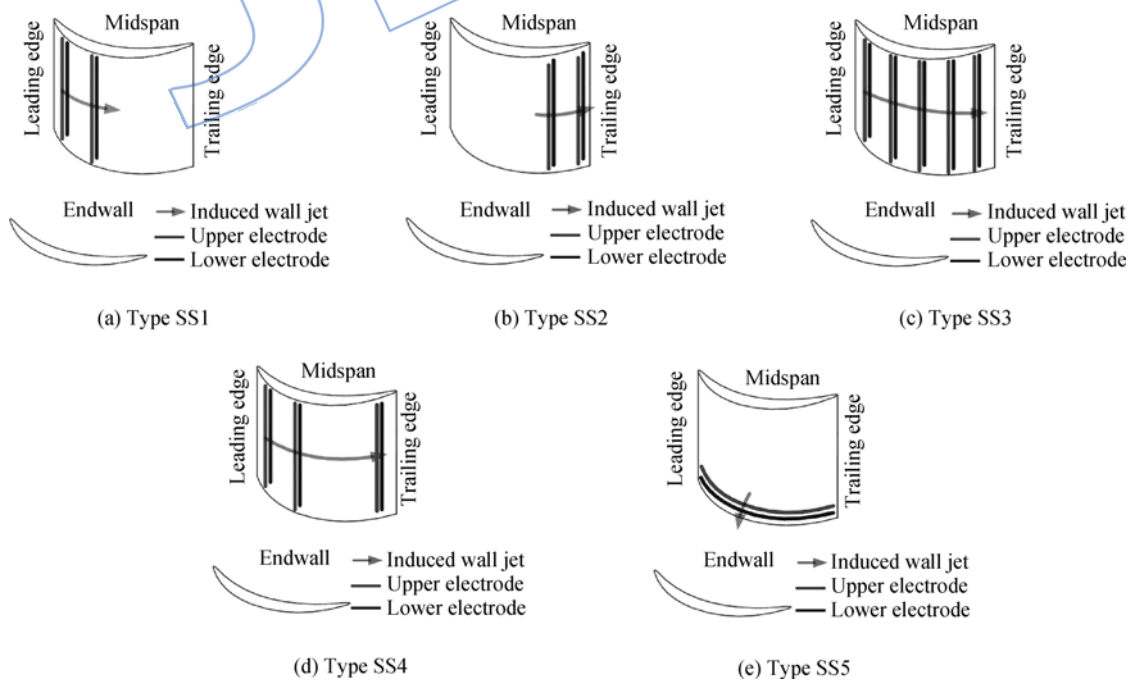


图 6 吸力面激励布局示意图

Fig. 6 Sketch map of actuation layouts on suction surface

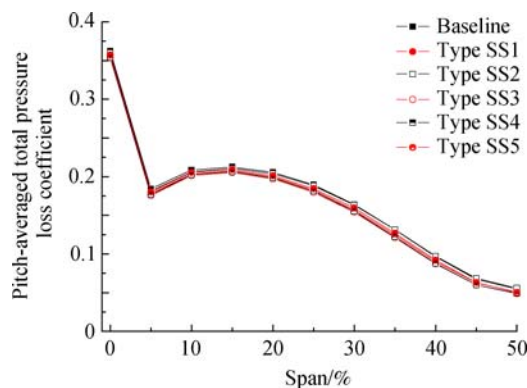


图7 不同吸力面激励布局的栅距平均总压损失系数沿展向分布对比

Fig. 7 Contrast of the pitch-averaged total pressure loss coefficient with different actuation layouts on the suction surface

均总压损失系数沿展向的分布,结果如图7所示。可以看出:吸力面激励布局不同,流动控制效果差别较大。布局 Type SS1~Type SS5 作用下的栅距平均总压损失系数平均相对变化率分别为3.4%,0.5%,4.9%,4.4%,2.5%。尾缘两组电极的激励效果最差,是由于吸力面附面层在尾缘处已经分离完全,加速尾缘附近附面层的气流对于抑制流动分离的作用极其有限,而其他布局中吸力面流向激励的作用效果均好于展向激励,其中,布局 Type SS3 的作用效果最佳,但是相对于激励布局 Type SS4,激励电极数目的增加会显著增加实验中电极引线复杂度、绝缘材料击穿几率和降低单位长度平均功率。

对于激励布局 Type SS4,加入激励后叶片吸力面静压系数变化的分布如图8。由图8可以发现,在吸力面上,10%~30%轴向弦长,靠近叶中的静压系数得到提高,叶片前后的静压差会强制吸力面上附面层流体向下游流动,增强了其抵抗流向逆压梯度的能力,从而实现了推迟吸力面流

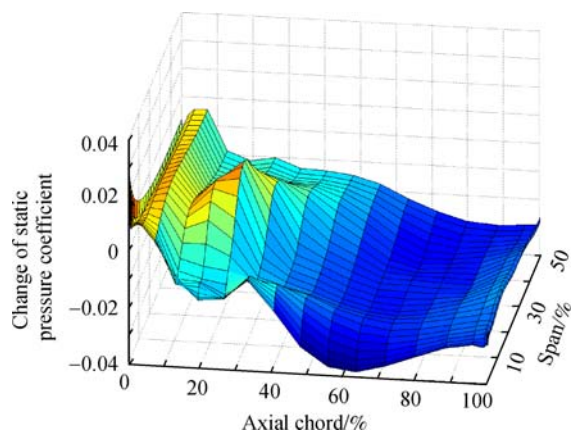


图8 激励布局 Type SS4 下叶片吸力面静压系数变化的分布

Fig. 8 Distribution of static pressure coefficient change on suction surface with actuation

Type SS4

动分离的目的。由于吸力面流动分离得到抑制,回流区变小,与图5相比,30%轴向弦长之后不存在靠近端壁30%展向范围明显的低静压区;10%~30%轴向弦长,叶中静压系数提高,通道二次流减弱。

2.3.2 端壁激励布局优化

针对端壁上存在明显的由压力面向吸力面的横向流动,在不同的横向或流向位置施加激励,横向激励应能阻止端壁附面层的横向流动;流向激励应能延缓端壁附面层向吸力面一侧的迁移。端壁激励布局的选择过程与吸力面激励遵循相同准则,最终设计了3种端壁激励布局,分别标记为 Type EW1~Type EW3,其示意图如图9所示,电极分布位置如表4所示。

来流速度 $v_{\infty}=50\text{ m/s}$,攻角 $i=3^{\circ}$ 时,对比激励前后叶栅出口30%轴向弦长处栅距平均总压损失系数沿展向的分布,结果如图10所示。布局 Type EW1~Type EW3 作用下的栅距平均总压

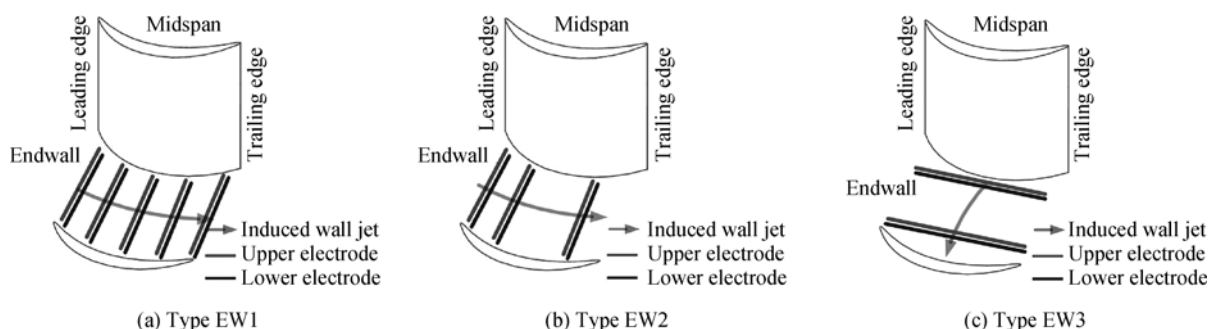


图9 端壁激励布局示意图

Fig. 9 Sketch map of actuation layouts on endwall

损失系平均相对变化率分别为 4.3%, 3.7%, 6.7%。在端壁上施加两组横向激励的流动控制效果比 5 组或 3 组流向激励显著, 而且明显强于吸力面激励, 表明在端壁上诱导与附面层横向流动相反的加速气流比推迟附面层到达吸力面有效, 而且实验中敷设两组电极可以显著降低复杂程度, 因此, 端壁激励最优布局为 Type EW3。

表 4 端壁激励布局的电极分布位置
Table 4 Locations of endwall actuation layouts
electrodes distribution

激励布局	电极位置	覆盖范围
Type EW1	10%轴向弦长, 30%轴向弦长, 50%轴向弦长, 70%轴向弦长, 90%轴向弦长	90% 栅距
Type EW2	10%轴向弦长, 30%轴向弦长, 70%轴向弦长	
Type EW3	20%栅距, 80%栅距	90% 轴向弦长

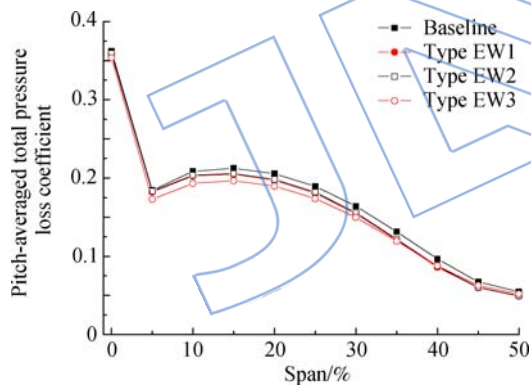


图 10 不同端壁激励布局的栅距平均总压损失系数沿展向分布对比

Fig. 10 Contrast of the pitch-averaged total pressure loss coefficient with different actuation layouts on the endwall

对于激励布局 Type EW3, 加入激励后叶片吸力面静压系数变化分布如图 11。由图 11 可以发现, 在吸力面上, 与激励布局 Type SS4 不同, 布局 Type EW3 并未引起叶片前后较大的静压差, 但导致了静压系数沿展向的均匀分布, 说明其主要是通过抑制吸力面上附面层流体的横向流动实现减弱流动分离损失的目的, 5%~25%轴向弦长, 近端壁区静压系数发生了突降, 可能是端壁激

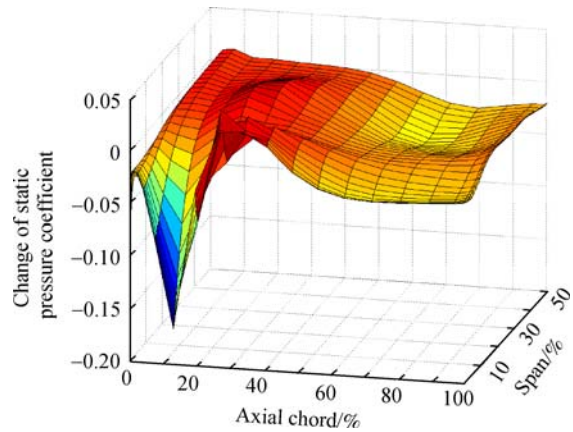


图 11 激励布局 Type EW3 下叶片吸力面静压系数变化的分布

Fig. 11 Distribution of static pressure coefficient change on suction surface with actuation

励方式与叶片前缘马蹄涡相互作用引起了气流绕前缘的局部加速所引起的。

2.3.3 组合激励布局优化

基于前面的对比结果, 组合研究吸力面激励和端壁激励的流动控制效果, 设计了 6 种组合激励布局, 分别标记为 Type CB1~Type CB6, 其电极的分布位置与吸力面和端壁激励布局中电极位置一致, 其示意图如图 12 所示。

来流速度 $v_\infty = 50 \text{ m/s}$, 攻角 $i = 3^\circ$ 时, 对比施加激励前后叶栅出口 30% 轴向弦长处栅距平均总压损失系数沿展向的分布, 结果如图 13 所示。可以看出: 组合激励布局均具有较强的激励效果。布局 Type CB1~Type CB6 作用下的栅距平均总压损失系数平均相对变化率分别为 6.2%, 5.6%, 6.7%, 6.3%, 8.3% 和 8.9%, 表明基于端壁横向激励的组合布局 Type CB5~Type CB6 具有较强的作用效果, 而布局 Type CB1~Type CB4 的作用效果甚至还弱于端壁流向激励。值得注意的是, 仅施加吸力面流向激励时, 5 组电极的激励效果好于 3 组电极, 但在组合激励中, 布局 Type CB6 的作用效果反而好于 Type CB5, 因此, 组合激励最优激励布局为 Type CB6。

对于激励布局 Type CB6, 加入激励后叶片表面静压系数变化的分布如图 14。对比图 14 与图 11 可以发现, 激励布局 Type CB6 与激励布局 Type EW3 的作用机制大致相同, 说明组合激励布局中起主导作用的仍是端壁激励方式。

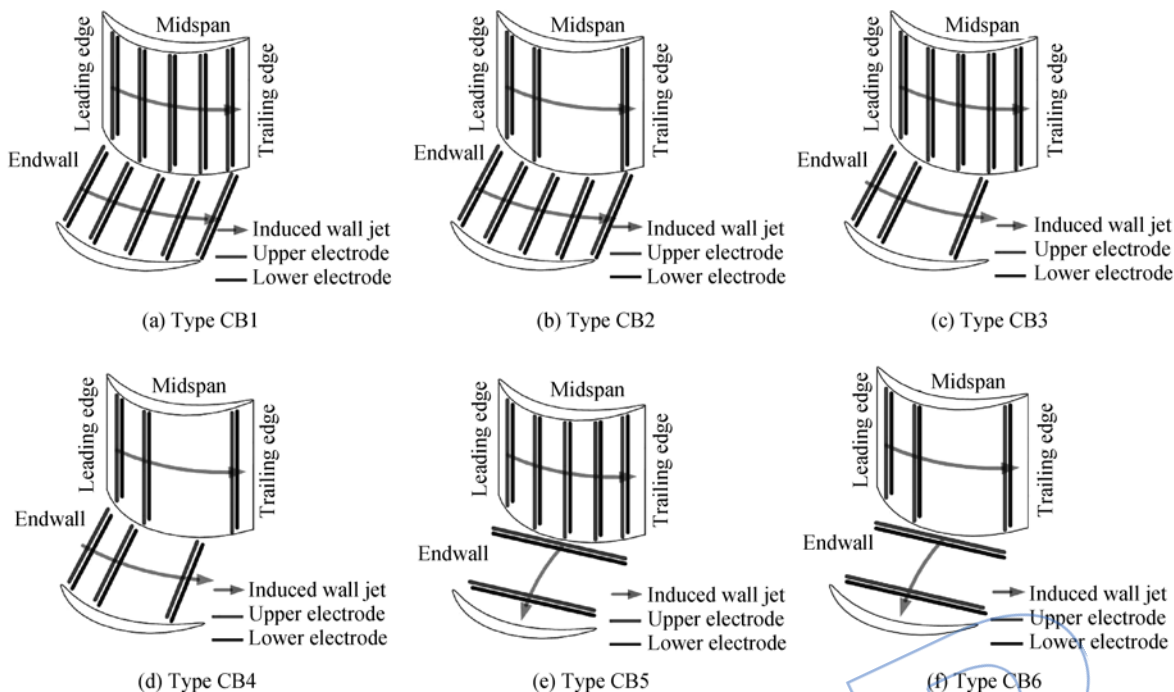


图 12 组合激励布局示意图

Fig. 12 Sketch map of combined actuation layouts

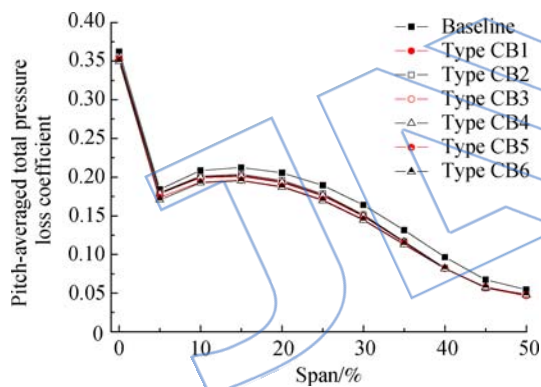


图 13 不同组合激励布局的栅距平均总压损失系数沿展向分布对比

Fig. 13 Contrast of the pitch-averaged total pressure loss coefficient with different types of combined actuation

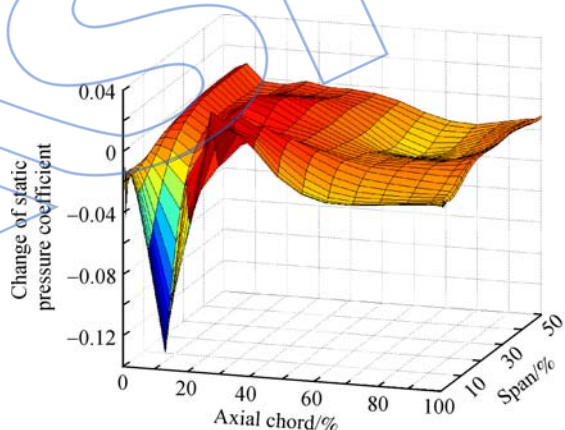


图 14 激励布局 Type CB6 下叶片吸力面静压系数变化的分布

Fig. 14 Distribution of static pressure coefficient change on suction surface with actuation Type CB6

3 等离子体流动控制影响规律的实验

3.1 实验系统

3.1.1 平面叶栅风洞

平面叶栅风洞实验平台^[13]由低速风洞、附面层抽吸系统和变频器(范围限制为 0~60 Hz)等组成。

为获得叶栅通道出口的气流参数,实验中采用地 5 孔探针进行栅后尾迹测量,为将探针测点

布置于叶栅风洞内,所使用 5 孔探针为 L 型束状,探针校准精度为 0.1%,如图 15(a)所示.通过二维电控系统控制,保证 5 孔探针的精确移测,实验中重复定位精度小于 5 μm 。

采集的压力信号通过 USB14503 型压力采集卡和 KYB14A 型压差变送器(图 15(b)所示,测量精度为 0.25%)转变为电信号。

3.1.2 等离子体气动激励器

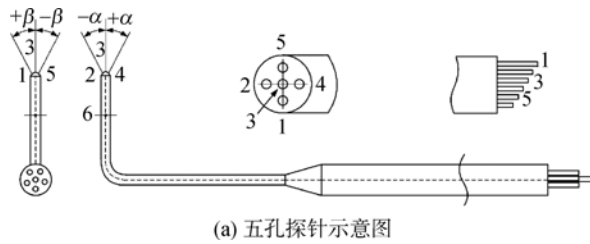
根据等离子体气动激励布局优化结果,针对吸力面流向激励、端壁横向激励和吸力面流向/端

壁横向组合激励,设计 3 种叶栅等离子体气动激励器的布局(如图 16 所示)。

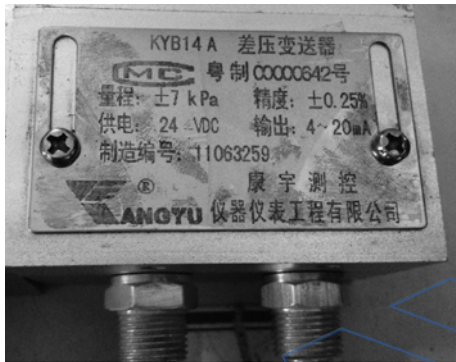
图 16(a)、图 16(c)分别对应布局 Type SS4、Type EW3 和 Type CB6。

3.1.3 等离子体放电系统

等离子体电源为微秒脉冲电源^[13],输入为



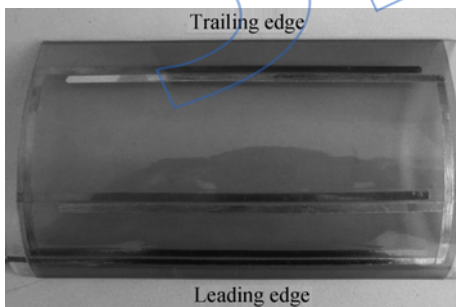
(a) 五孔探针示意图



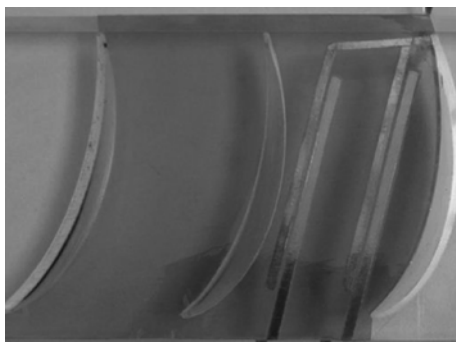
(b) 压差变送器

图 15 压力测试系统

Fig. 15 Pressure measurement system



(a) 吸力面流向激励



(b) 端壁横向激励



(c) 组合激励

图 16 等离子体气动激励器

Fig. 16 Plasma aerodynamic actuator

0~220 V, 50 Hz 的交流电, 输出电压为 0~30 kV 连续可调, 激励频率为 6~40 kHz 连续可调, 脉冲频率为 10~1 000 Hz 连续可调, 占空比为 1%~99% 可调。

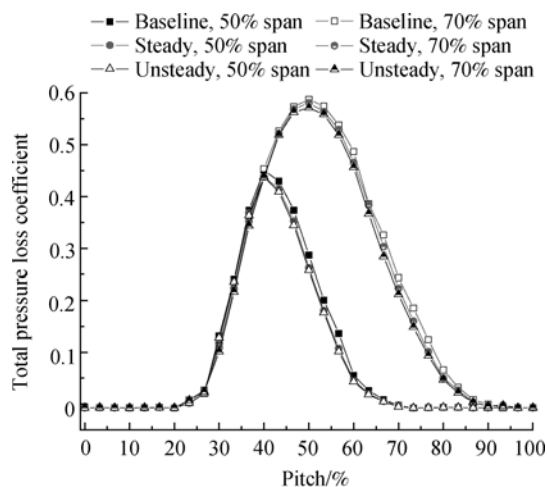
电参数测试系统^[13]主要包括 TDS3012B 示波器、P6015A 高压探针和 TCPA300+TCP312 电流探针组合, 用于测量等离子体气动激励过程中的激励电压、频率和电流等参数。

3.2 激励布局对流动控制效果的影响

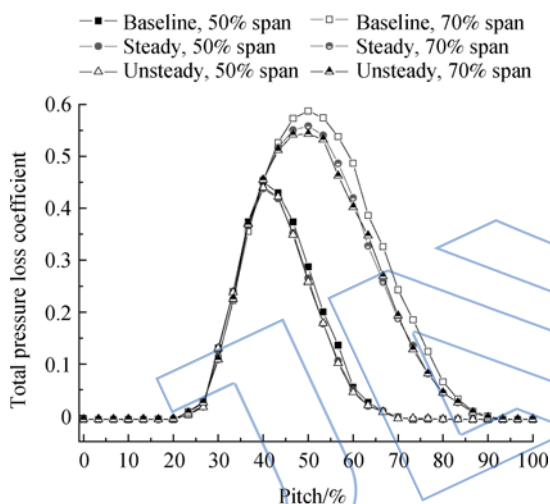
来流速度 $v_\infty = 50 \text{ m/s}$, 攻角 $i = 3^\circ$ 时, 对施加吸力面流向激励、端壁横向激励和组合激励前后的总压损失系数分布进行测量, 定常激励的激励电压 $U = 10 \text{ kV}$, 激励频率 $f = 15 \text{ kHz}$; 非定常激励的激励电压 $U = 10 \text{ kV}$, 激励频率 $f = 15 \text{ kHz}$, 占空比 $a = 80\%$, 非定常频率为 500 Hz, 结果如图 17 和表 5 所示。

吸力面流向激励能够一定程度上增强附面层抵御逆压梯度的能力, 但抑制吸力面/端壁角区低能流体积聚和角区分离的能力较弱, 故在靠近端壁 70% 叶高处的流动控制效果明显弱于中间叶高, 其主要作用范围仅体现在中间叶高处; 通过抑制端壁附面层的横向流动, 端壁横向激励较大程度上减弱了低能流体在角区的积聚, 可以有效抑制角区流动分离, 并间接改变了分离区沿展向的复合分布, 因此, 对中间叶高处吸力面附面层的流动分离同样具有较好的作用效果, 故在 50% 叶高和 70% 叶高处均具有较好的流动控制效果; 组合激励增强了吸力面附面层抵御逆压梯度的能力,

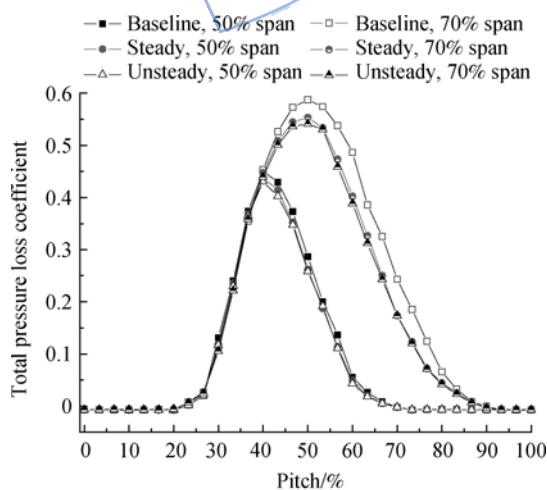
并抑制端壁的横向流动,70%叶高处的总压损失



(a) 吸力面流向激励



(b) 端壁横向激励



(c) 组合激励

图17 总压损失系数随激励布局的分布

Fig. 17 Distribution of total pressure loss coefficient with actuation layout

表5 栅距平均总压损失系数相对变化率随激励布局的分布

Table 5 Distribution of relative change rate of pitch-averaged total pressure loss coefficient with actuation layout

激励布局	栅距平均总压损失系数 相对变化率/%	
	50%叶高	70%叶高
吸力面流向定常激励	6.3	3.4
吸力面流向非定常激励	7.5	5.9
端壁横向定常激励	5.4	8.7
端壁横向非定常激励	5.9	9.6
定常组合激励	5.7	10.6
非定常组合激励	7.4	12.6

下降最明显,但中间叶高处的流动控制效果仅与吸力面流向激励相当,没有显著的提高,其原因可能是随着电极组数的增加,单位电极长度上的分配功率下降,一定程度上减弱了吸力面附面层的流动控制效果.

3.3 不同因素对流动控制效果的影响

3.3.1 攻角的影响

来流速度 $v_{\infty} = 50 \text{ m/s}$ 时,选定攻角 $i = 0^\circ, 3^\circ, 6^\circ$,分别对栅后30%轴向弦长处的总压损失进行测量分析.图18为施加激励前后,50%叶高、70%叶高处总压损失系数随攻角的分布,激励电压 $U = 10 \text{ kV}$ 、激励频率 $f = 15 \text{ kHz}$.

在基准流场中,栅后总压损失沿最大流动损失位置呈现非对称分布,吸力面一侧的尾迹明显宽于压力面一侧,这是由于角区分离发生于吸力面,在叶片尾缘吸力面分离附面层与压力面附面层相互掺混,形成了总压显著降低的核心尾迹区.随着攻角的增大,叶栅通道流动分离进一步恶化,一方面使得总压损失其峰值增加,另一方面进一步扩大了吸力面一侧的尾迹;而压力面一侧的总压损失分布对攻角的变化并不敏感.

通过施加等离子体气动激励,抑制了叶栅通道流动分离,栅后流动损失明显减小.当攻角 $i = 0^\circ$ 时,50%叶高、70%叶高处栅距平均总压损失系数的相对变化率分别为4.7%、8.1%;当攻角 $i = 3^\circ$ 时,50%叶高、70%叶高处栅距平均总压损失系数的相对变化率分别为5.4%、8.7%;当攻角 $i = 6^\circ$ 时,50%叶高、70%叶高处栅距平均总压损失系

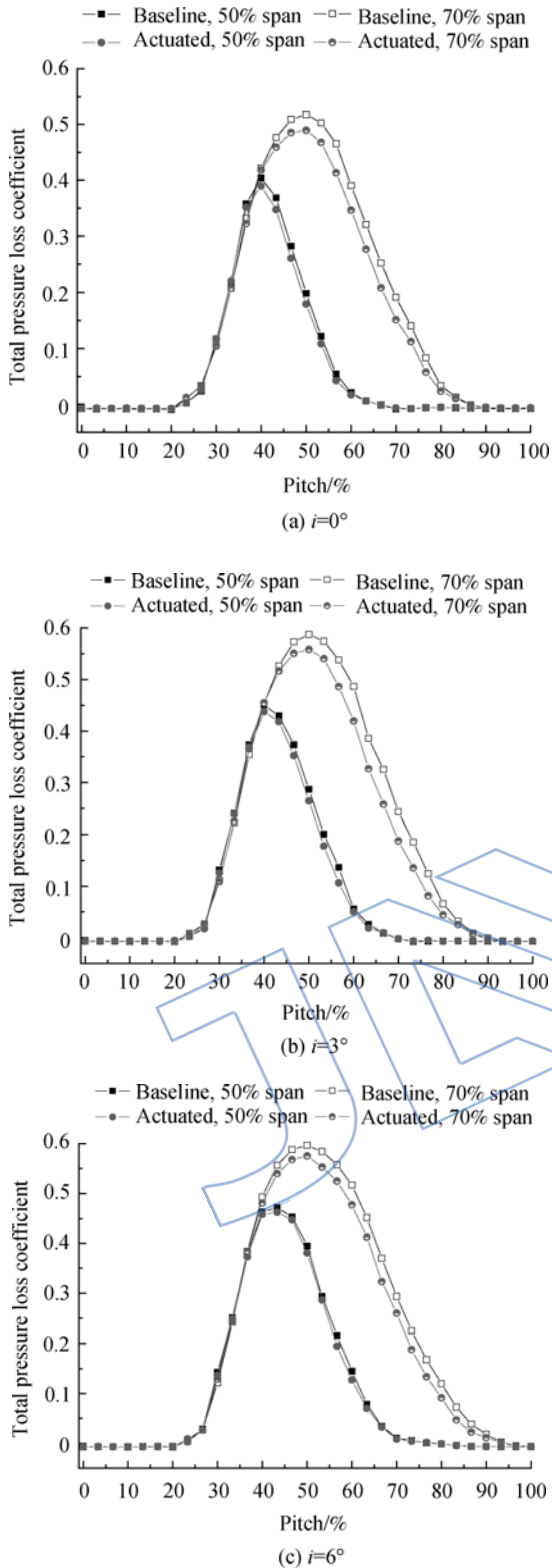


图 18 激励前后总压损失系数随攻角的分布

Fig. 18 Distribution of total pressure loss coefficient with incidence angle with and without actuation

数的相对变化率分别为 3.5%, 6.7%。其中, 攻角 $i=3^\circ$ 时的作用效果最佳。 0° 攻角流动控制效果弱于 3° 攻角, 可能与角区分离的非定常频率有关; 大攻角条件下流动分离尺度和强度的显著增大是

导致流动控制效果下降的主要原因。

3.3.2 激励电压的影响

来流速度 $v_\infty=50\text{ m/s}$, 攻角 $i=3^\circ$ 时, 固定激励频率 $f=15\text{ kHz}$, 对施加激励前后叶栅出口 30% 轴向弦长处的总压损失系数分布进行测量分析, 研究激励电压对流动控制效果的影响。

图 19 为 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。根据等离子体放电和气动激励原理, 总存在有效抑制流动分离的激励电压阈值, 根据图 19, 当激励电压大于 5 kV 时, 流动控制效果明显增强, 因此, 对于本文所研究的对象, $U=5\text{ kV}$ 为等离子体气动激励有效抑制流动分离的激励电压阈值。进一步增大激励电压, 等离子体气动激励流动控制效果显著提高, 并且逐渐趋于稳定。由于等离子体放电强度以及对空气电离程度与激励电压正相关, 随着激励电压的增大, 其诱导气流加速的能力必随之增强, 进而提高了其流动控制能力。故选用新型、耐高压材料作为阻挡介质, 是提高等离子体气动激励流动控制能力的有效手段。

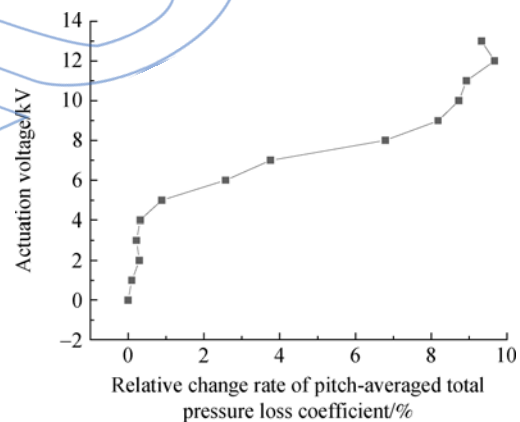


图 19 栅距平均总压损失系数相对变化率随激励电压的分布

Fig. 19 Distribution of relative change rate of pitch-averaged total pressure loss coefficient with actuation voltage

3.3.3 非定常频率的影响

变定常激励为非定常激励, 使得等离子体气动激励对流场进行非定常控制与流动的不稳定性相耦合, 是提高等离子体流动控制效果的一个重要途径。

来流速度 $v_\infty=50\text{ m/s}$, 攻角 $i=3^\circ$, 激励电压 $U=10\text{ kV}$, 激励频率 $f=15\text{ kHz}$, 占空比 $a=80\%$ 。图 20 和表 6 为施加端壁横向激励前后总压

损失系数随非定常频率的分布。

可以看出:70%叶高处流动控制效果强于50%叶高,此与定常激励时的结果一致,而且等离子体气动激励抑制叶栅流动分离具有一个最佳的非定常脉冲频率,即当非定常频率为500 Hz时,流动控制效果最佳。当非定常频率为500 Hz时,

对比定常激励与非定常激励的控制效果可以发现,在来流速度、攻角以及激励电压、频率相同时,非定常激励的控制效果明显优于定常激励,同时与定常激励相比,非定常激励亦降低了功率。对于进一步高速叶栅流动分离的控制研究,非定常激励必是唯一可选途径。

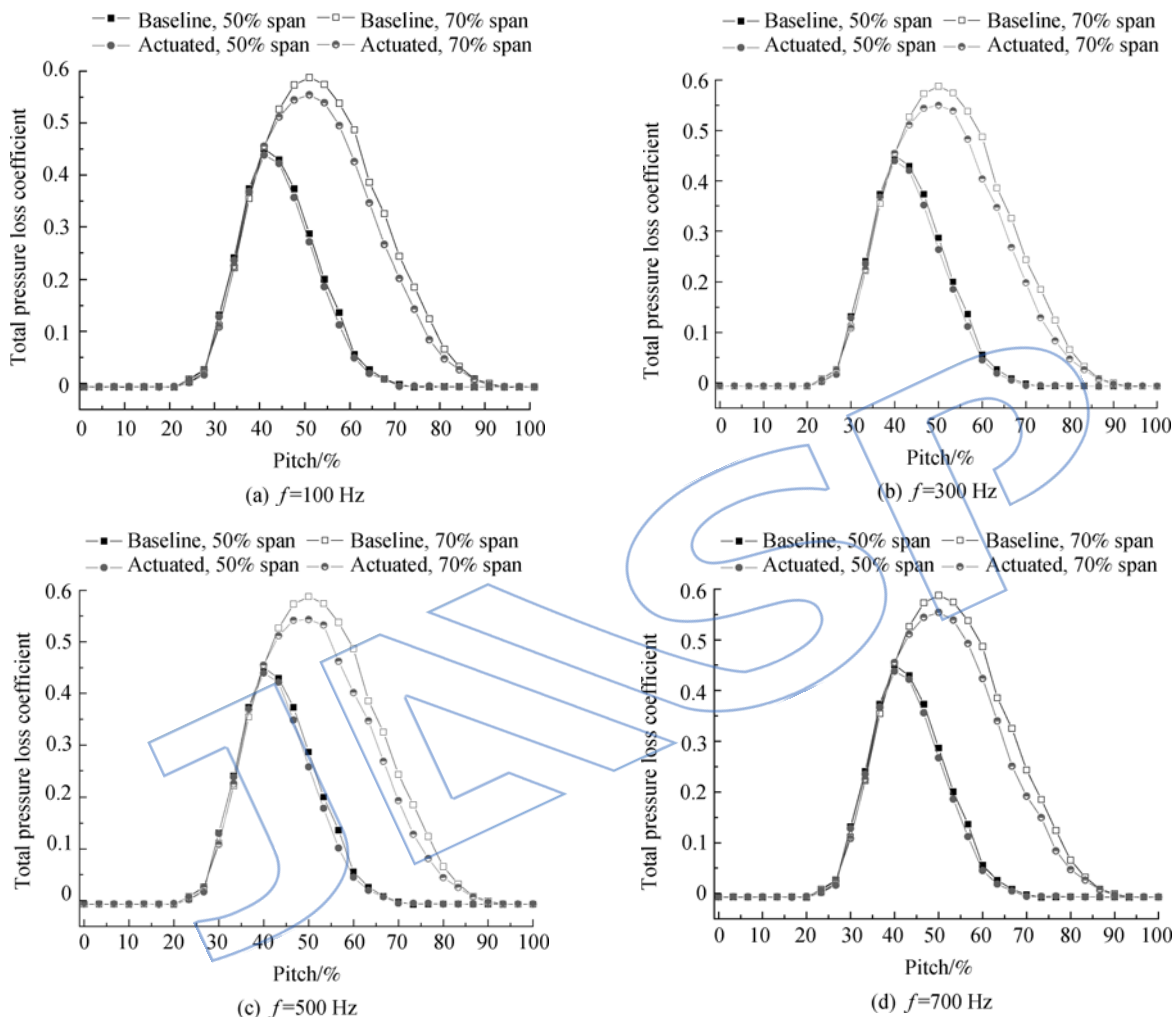


图20 激励前后总压损失系数随非定常频率的分布

Fig. 20 Distribution of total pressure loss coefficient with unsteady frequency with and without actuation

表6 栅距平均总压损失系数相对变化率随非定常频率的分布

Table 6 Distribution of relative change rate of pitch-averaged total pressure loss coefficient with unsteady frequency

非定常频率/ Hz	栅距平均总压损失系数相对变化率/%	
	50%叶高	70%叶高
100	4.6	7.8
300	5.5	8.9
500	5.9	9.6
700	4.7	8.1

4 结 论

1) 吸力面激励布局中,由于吸力面附面层在尾缘处已经分离完全,尾缘两组电极的激励效果最差,而其他布局中流向激励的作用效果均好于展向激励。其中,流向前缘与后缘的组合激励效果最好,其作用机理是通过增强吸力面附面层流体抵抗流向逆压梯度的能力实现抑制吸力面流动分离的目的。

2) 端壁激励布局中,由于能有效阻断附面层由压力面向吸力面的流动,横向激励的作用效果

明显强于流向激励。

3) 组合激励布局中,基于端壁横向激励和吸力面流向激励的组合布局激励效果最好,但吸力面上电极组数目并不是越多越好,其作用机理以端壁横向激励为主导。

4) 吸力面流向激励主要作用范围仅体现在中间叶高处,端壁横向激励可以有效抑制中间叶高和 70% 叶高处的流动分离,组合激励 70% 叶高处的作用效果强于端壁横向激励,但中间叶高处的流动控制效果仅与吸力面流向激励相当。

5) 攻角 $i=3^\circ$ 时,等离子体气动激励的作用效果最佳, $U=5\text{ kV}$ 为有效抑制流动分离的激励电压阈值,流动控制效果随着攻角的增大先增强后减弱,随着激励电压的增大而增强。非定常激励可以提高等离子体气动激励流动控制效果,非定常频率为 500 Hz 时,流动控制效果最好。

参考文献:

- [1] 陈绍文,郭爽,陆华伟,等. 超高负荷吸附式压气机叶栅气动性能分析[J]. 热能动力工程,2009,24(1):167-171.
CHEN Shaowen, GUO Shuang, LU Huawei, et al. Analysis of the aerodynamic performance of a super highly loaded adsorption type compressor cascade[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy & Power, 2009, 24(1):167-171. (in Chinese)
- [2] Gmelin C, Steger M, Thiele F, et al. Unsteady RANS simulations of a highly loaded low aspect ratio compressor stator cascade with active flow control[R]. ASME Paper GT2010-22516, 2010.
- [3] Zhang Y J, Chen F, Feng G T, et al. Influence of turning angle on flow field performance of linear bowed stator in compressor at low mach number[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2006, 19(4):271-277.
- [4] Thomas F O, Kozlov A, Corke T C. Plasma actuators for landing gear noise reduction[R]. AIAA 2005-3010, 2005.
- [5] Wicks M, Thomas F O, Schatzman D, et al. A parametric investigation of plasma streamwise vortex generator performance[R]. AIAA 2012-0824, 2012.
- [6] 李应红,梁华,马清源,等. 脉冲等离子体气动激励抑制翼型吸力面流动分离的实验[J]. 航空学报, 2008, 29(6):1429-1435.
LI Yinghong, LIANG Hua, MA Qingyuan, et al. Experimental investigation on airfoil Suction side flow separation by pulse plasma aerodynamic actuation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6):1429-1435. (in Chinese)
- [7] Benard N, Jolibois J, Moreau E. Lift and drag performances of an axisymmetric airfoil controlled by plasma actuator[J]. Journal of Electrostatics, 2009, 67(1):133-139.
- [8] Kelley C L, Bowles P, Cooney J, et al. High Mach number leading-edge flow separation control using AC DBD plasma actuators[R]. AIAA 2012-0906, 2012.
- [9] Huang J H, Corke T C, Thomas F O. Plasma actuators for separation control of low-pressure turbine blades[J]. AIAA Journal, 2006, 44(1):51-57.
- [10] Morris S, Corke T C, Van Ness D K, et al. Tip clearance control using plasma actuators[R]. AIAA 2005-0782, 2005.
- [11] Stephens J, Corke T C, Morris S. Turbine blade tip leakage control using plasma actuators[R]. AIAA 2007-0646, 2007.
- [12] Wu Y, Li Y H, Zhu J Q, et al. Experimental investigation of a subsonic compressor with plasma actuation treated casing[R]. AIAA 2007-3849, 2007.
- [13] 赵小虎,吴云,李应红,等. 高负荷压气机叶栅分离结构及其等离子体流动控制研究[J]. 航空学报, 2012, 33(2):208-219.
ZHAO Xiaohu, WU Yun, LI Yinghong, et al. Separation structure and plasma flow control on highly loaded compressor cascade[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(2):208-219. (in Chinese)
- [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 Y H, Wu Y, Zhou M, 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] Wu Y, Li Y H, Jia M, et al. Experimental investigation into characteristics of plasma aerodynamic actuation generated by dielectric barrier discharge[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(1):39-45.
- [17] Nerger D, Saathoff H, Radespiel R, et al. Experimental investigation of endwall and suction side blowing in a highly loaded compressor stator cascade[R]. ASME Paper GT2010-22578, 2010.
- [18] Greig A, Cheong M, Arjomandi D M, et al. Investigation into the effect of electrode angle on force production of a dielectric barrier discharge plasma actuator[R]. AIAA 2012-821, 2012.
- [19] Dorfner C, Hergt A, Nicke E, et al. Advance non-axisymmetric endwall contouring for axial compressors by generating an aerodynamic separator: Part I principal cascade design and compressor application[J]. ASME Paper GT2009-59383, 2009.
- [20] 赵小虎,李应红,岳太鹏,等. 等离子体气动激励抑制高负荷压气机叶栅流动分离的实验研究[J]. 高电压技术, 2011, 37(6):1521-1527.
ZHAO Xiaohu, LI Yinghong, YUE Taipeng, et al. Experimental investigation of flow separation control on highly loaded compressor cascade by plasma aerodynamic actuation[J]. High Voltage Engineering, 2011, 37(6):1521-1527. (in Chinese)