

典型布局端壁等离子体激励抑制高负荷 扩压叶栅角区分离实验

丁均梁, 吴 云, 张海灯, 周游天, 聂永正

(空军工程大学等离子体动力学重点实验室, 西安, 710038)

摘要 为提高端壁等离子体气动激励对高负荷压气机扩压叶栅角区流动分离的控制能力,需要进一步优化激励布局,实现更高效的流动控制。针对多种端壁等离子体激励布局形式,分别开展了毫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。结果表明:端壁横向流动对角区流动分离的影响大于流向附面层的流动分离。端壁激励布局对流动控制效果至关重要。优化后的激励布局沿三维角区端壁分离线切向,流动控制效果最好,50%叶高处总压损失减小 11.8%;但随着来流攻角的变化,导致激励器布置不再与端壁分离线相切,流动控制效果减弱,因此要根据控制攻角的范围需求,结合具体的流场结构,设计合适的激励布局;适当的增加激励组数能有效促进射流与近壁面气流掺混,提高流动控制效果。

关键词 等离子体流动控制;平面叶栅;五孔探针;流动分离;主动流动控制

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2018.04.001

中图分类号 V211 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2018)04-0001-07

An Experimental Study of Highly-Load Compressor Cascade Corner Separation with Typical End-Wall Plasma Actuation Layouts

DING Junliang, WU Yun, ZHANG Haideng, ZHOU Youtian, NIE Yongzheng

(Plasma-Dynamic Laboratory, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In order to improve the flow control ability of plasma actuator, further optimization of the end-wall actuation layouts is needed. Different end-wall millisecond pulse plasma actuation layouts are carried out on low-speed cascade wind tunnel. The experiment results show that the influence of the lateral flow on the end-wall is greater than the axial flow. The layouts of plasma actuators are of vital importance to the flow control effects. The tangential plasma actuation layout is optimal for controlling the corner separation and total pressure loss coefficient could be reduced by 11.8% at 50% span. Nevertheless, with the change of the angle of attack, the layout of the actuator is no longer being tangential to the separation line on the end-wall, weakening the flow control effect. An appropriate actuation layout is necessary for controlling the scope of the attack angle requirement. The appropriate increase of the plasma actuators could effectively promote the mixing of jet and near wall airflow and improve the flow control effect.

Key words: plasma flow control; plane cascade; five hole probe; flow separation; active flow control

收稿日期: 2018-01-02

基金项目: 国家自然科学基金(51336011)

作者简介: 丁均梁(1994—),男,湖南湘潭人,硕士生,主要从事等离子体流动控制研究。E-mail:18700457532@163.com

引用格式: 丁均梁,吴云,张海灯,等.典型布局端壁等离子体激励抑制高负荷扩压叶栅角区分离实验[J].空军工程大学学报(自然科学版),2018,19(4):1-7.
DING Junliang, WU Yun, ZHANG Haideng, et al. An Experimental Study of Highly-Load Compressor Cascade Corner Separation with Typical End-Wall Plasma Actuation Layouts[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2018, 19(4): 1-7.

压气机是航空发动机的核心部件之一,其性能的好坏直接制约着发动机的工作性能。为满足高性能航空发动机的需求,在压气机总压比不断提升的同时,希望通过更少的级数实现更高的推重比,这就对级压比提出了更高的要求。

然而,随着压气机级压比的增加,叶片负荷增大,压气机内部的二次流动现象更加强烈^[1-3],端壁附面层内低能流体在静叶吸力面端壁处的堆积加剧,端区流动分离现象进一步恶化,叶栅流道堵塞增强。因此,如何通过更有效的流动控制手段高效改善压气机内部流动性质,提高级负荷需求极为迫切。

等离子体气动激励是一种新型的主动控制技术,具有没有运动部件、响应时间短并且激励频带宽等优点^[4],并且在抑制翼型流动分离、飞行器减阻增升以及压气机扩稳增效^[5-7]等方面应用广泛。

为了提高等离子体气动激励的流动控制能力,可以通过创新激励方式提高流动控制能力;吴云等^[8]通过在高速压气机叶栅叶片吸力面施加 NS-DBD 等离子体激励,有效控制角区流动分离,降低大攻角下叶型损失,提高其可用攻角范围;也可以通过改善等离子体电源的性能,来增强激励强度;圣母大学 Corke 等^[9]在相同的激励器布局条件下,通过改变激励电源的放电形式,体积力强度可达 300 mN/m,扩宽压气机稳定裕度达 3.4%;还可以通过优化激励布局,增强流动控制效果;GE 公司 Wadia 等^[10]通过在叶片前缘布置多组轴向与安装角切向激励,扩宽压气机稳定裕度达 4.0%;Vo 等^[11]通过在叶片吸力面与端壁布置组合激励,发现组合激励能够改善叶栅流动结构,降低通道堵塞。

针对不同等离子体气动激励布局在压气机叶栅角区流动分离中的应用,国内外学者先后开展了大量的工作。Li 等^[12]通过在叶栅吸力面布置多组等离子体激励,发现在吸力面分离线施加等离子体激励,流动控制效果最好;赵小虎等^[13]通过研究吸力面与端壁不同激励布局,发现端壁激励对角区的流动控制效果优于吸力面激励,最高能减小 8.11% 的总压损失;张海灯等^[14]在端壁设计了 3 种等离子体激励布局,发现端壁横向激励对角区的流动控制效果优于流向激励,最高能减小 6.7% 的总压损失;赵勤等^[15]在端壁布置 2 组等离子体激励器,发现等离子体激励可以减少角区低能流体的横向流动,从而抑制角区流动分离,最高能减小 9.7% 的总压损失。

从以上研究结果可知,等离子体气动激励器布局的微小改变会严重影响流动控制效果。但从公开的文献来看,目前在通道端壁上主要采用流向与横向激励布局形式,其中,横向激励能阻止端壁附面层低能流体的横向迁移,而流向激励则会使得来流附面层速

度更加饱满,增加低能流体抵抗逆压梯度的能力。这两类激励布局均有一定的流动控制效果,但效果仍可进一步增强。随着来流攻角的变化,三维角区的初始位置、发展方向均会变化,因而需要根据流场结构进行激励器的布置,才能实现最优的流动控制效果。

1 平面叶栅实验系统

1.1 叶栅风洞实验平台

本文所有实验都在空军工程大学等离子体动力学重点实验室平面叶栅实验台上进行。实验时进口来流风速为 40 m/s,叶栅实验段的截面尺寸为 150 mm×320 mm。

1.2 实验叶片

实验中以典型高负荷(Controlled Diffusion Airfoils)CDA 叶型为研究对象,针对不同端壁等离子体激励器布置形式,探究其对叶栅角区流动分离的影响。实验叶栅共有 7 个高负荷 CDA 叶片,保证了测试通道的周期性,实验叶栅主要几何参数特征见表 1。



图 1 测量装置示意图

Fig. 1 The sketch of tested cascade

表 1 压气机叶栅几何参数

Tab. 1 Geometric parameters of compressor cascade

弦长	C/mm	90
叶高	h/mm	150
栅距	t/mm	49.5
稠度	σ	1.82
弯角	$\theta/(\text{°})$	52

1.3 毫秒脉冲等离子体电源

等离子体电源采用自制的毫秒脉冲等离子体流动控制电源,输出 0~30 kV、6~30 kHz 的连续可调的正弦波电压。电源系统配备数字脉冲波形发生器,脉冲调制频率为 10~1 000 Hz 连续可调,占空比为 1%~99% 连续可调。

1.4 等离子体激励器

等离子体激励器采用聚酰亚胺胶带作为绝缘介质,介质厚 0.18 mm,介电常数 2.5。铜箔作为放电

电极,正负极铜箔宽度分别为 3 mm 和 5 mm,间距 1 mm。

三维角区分离为吸力面/端壁角区低能流体在逆压梯度作用下引起的回流现象。根据初始分离线的位置,在端壁铺设流向、横向 2 类不同的等离子体激励器布局,见图 2(a)、(b),分别记为 Actuator1、Actuator2、…、Actuator4,其中蓝色为正极,黑色为负极,Actuator1~2 为流向激励布局,Actuator3~4 为横向激励布局,分别从增加低能流体抵抗逆压梯度能力与阻止附面层低能流体横向迁移 2 个方面对端壁附面层进行流动控制。

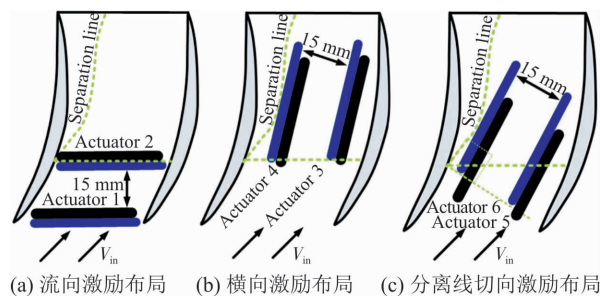


图 2 激励布局示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the plasma actuators

端壁油流迹线反映了端壁低能流体在压力梯度的作用下沿着横向与流向的综合作用结果。为了进一步增强等离子体激励对附面层低能流体横向迁移的控制,在已有的横向激励布局条件下,进一步对激励器布置位置进行优化,沿着端壁初始分离线布置激励器,分别记为 Actuator5, Actuator6。激励布局命名见表 2。

表 2 端壁激励布局的电极分布位置

Tab. 2 Locations of end-wall actuation layouts electrodes distribution

激励布局	电极位置
Type EW 1	Actuator1
Type EW 2	Actuator2
Type EW 3	Actuator3
Type EW 4	Actuator4
Type EW 5	Actuator5
Type EW 6	Actuator6
Type EW 7	Actuator5 + Actuator6

在叶栅进口处分别安装 1 个总压探针和 2 个静压测量孔,测量进口总压与静压。测量截面位置选定在距叶片尾缘即 120% 叶片弦长处。

实验中采用 L 型束状五孔探针,探针头部直径为 1 mm,折转段长度为 18 mm,探针的角度误差为 0.5°,速度误差为 1%。通过位移机构移步控制五孔探针,对叶栅出口的压力、速度参数进行详细的测量。

为了衡量激励前后通道流动损失的变化,利用

总压损失系数来定量说明等离子体气动激励抑制叶栅角区流动分离,减少损失的作用效果。

定义总压损失系数定义为:

$$\omega = (p_1^* - p_2^*) / (p_1^* - p_1) \quad (1)$$

式中: p_1 、 p_1^* 表示叶栅进口的静压、总压; p_2 、 p_2^* 表示叶栅出口的静压、总压。

定义总压损失系数沿栅距方向 t 的平均值为:

$$\bar{\omega} = \left(\int \omega dt \right) / \int dt \quad (2)$$

2 等离子体气动激励作用原理

当等离子体激励器正极接通高频(1~30 kHz)、高压(1~30 kV)交流电源正极,负极与电源负极接通时,介质表面空气被电离,产生等离子体。在电场力的作用下,带电粒子定向移动,同时与空气中的中性粒子发生碰撞,诱导介质表面粒子加速,产生射流现象。

当激励电压峰峰值为 $U=10$ kV,激励频率为 $F=15$ kHz 时,等离子体激励器诱导射流的 PIV 流场测量结果见图 3,从速度云图可知,在激励器下游存在明显的气流加速现象。

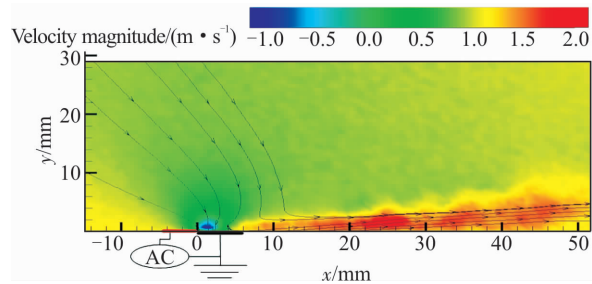


图 3 等离子体激励器射流速度云图

Fig. 3 Jet velocity contour of the plasma actuator

当等离子体激励器作用于叶栅通道端壁时,激励器电离空气,诱导产生近壁面射流,通过“动力效应”^[16],增加流场边界层的动量,达到改变流场结构和形态,抑制角区流动分离,减少损失的目的。

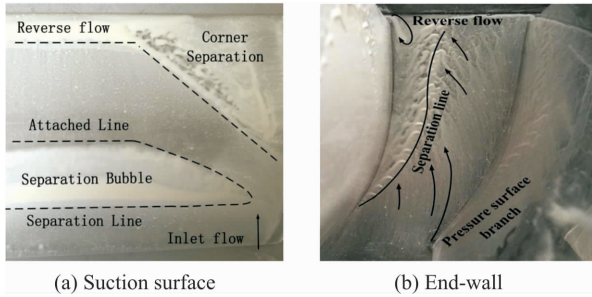
3 实验结果与分析

3.1 基准流场特性

3.1.1 表面油流迹线图像

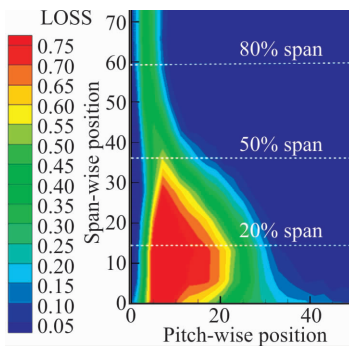
固定进口来流速度为 40 m/s,来流攻角为 4°,吸力面与端壁油流迹线显示图像见图 4。

从图 4 可以看出,通道端壁上存在明显的横向流动现象,端壁/吸力面角区存在大尺度三维角区分离现象,以及由于压力面向吸力面的压力梯度,吸力面与端壁均存在尾缘回流现象。

图4 $i=4^\circ$ 时表面油流迹线Fig. 4 Oil flow visualization when $i=4^\circ$

3.1.2 总压损失特性

当进口来流速度为 40 m/s, 来流攻角为 4° 时, 120% 轴向弦长处, 出口截面总压损失见图 5。

图5 $i=4^\circ$ 时 120% 轴向弦长处总压损失云图Fig. 5 Contours of total pressure loss coefficient at 120% C_x when $i=4^\circ$

从图 5 可知, 近端壁与吸力面交界区均存在明显的三维角区效应, 靠近端壁处, 总压显著降低, 总压损失增加, 沿端壁往叶中发展, 三维角区效应减弱, 总压损失逐渐降低。考虑到绝缘介质性能会随着电极放电时间的增加而降低, 导致激励器工作不稳定, 因此为控制实验时间, 本文以 20%、50% 和 80% 叶高为研究对象, 其中, 20% 叶高为三维角区损失核心区, 50% 叶高为三维角区效应上洗影响减弱区, 80% 叶高处则主要为叶型损失核心区。

3.2 端壁单组气动激励布局对流动控制的影响

首先开展端壁单组激励的实验研究, 通过接通端壁不同位置等离子体激励器, 分别观察激励前后吸力面油流迹线与不同叶高总压损失系数的变化, 探究端壁等离子体激励布局对角区流动分离的影响, 确定出单组激励条件下最优的激励布局。

3.2.1 单组激励对吸力面表面流线的影响

图 6(a) 为基准流场的油流迹线, (b)、(c)、(d) 依次为接通 Type EW 2、Type EW 4、Type EW 6 后, 吸力面油流迹线图像, 其中紫、黄、绿线分别表示接通 Type EW 2、Type EW 4、Type EW 6 后三维

角区分离线。

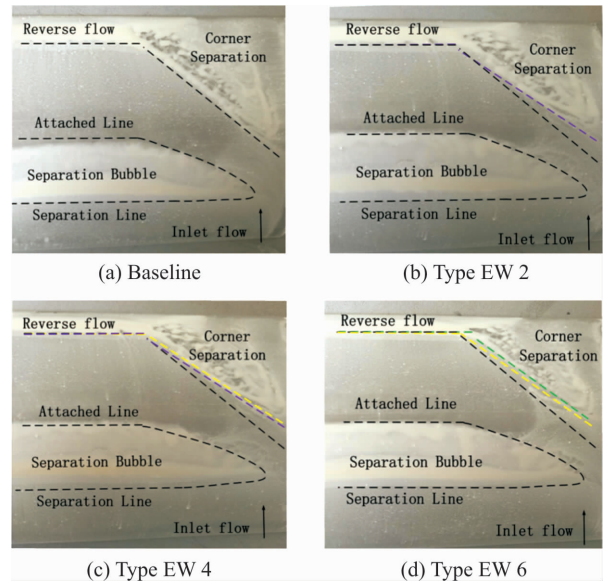


图6 单组激励前后吸力面油流迹线

Fig. 6 Oil flow visualization of suction surface with single actuation

由图 6 可知, 接通激励前后, 吸力面油流迹线类似, 均存在明显的分离泡, 以及端区存在三维角区分离区与尾缘回流区。但接通端壁等离子体激励器后, 角区初始分离线均存在不同程度的后移, 分离区缩小, 这说明端壁等离子体激励器可有效抑制端壁低能流体在端区的聚集, 减弱端区低能流体的上洗, 从而减少三维角区分离尺度, 改善通道的流动状态。但从分离泡的尺度可知, 在端壁施加等离子体气动激励对于靠近叶中且主要以叶型损失为主的区域影响不大。

从油流迹线可知, Type EW 4 的流动控制效果优于 Type EW 2, 这说明端壁横向流动对角区流动分离的影响大于流向附面层的流动分离。而 Type EW 6 的流动控制效果最好, 角区初始分离线位置靠后, 分离区的范围最小。结果表明, 端壁激励器的布置形式对流动控制效果至关重要, 沿流向与横向布置激励器, 都可以达到抑制角区流动分离的目的, 但控制效果较弱, 要达到更优的流动控制效果要求更高的激励强度; 而在对横向激励布局进行优化后的分离线切向激励器, 能够实现更优的流动控制效果, 更有效地抑制端壁附面层低能流体向端区的迁移, 缩小分离区的范围, 抑制叶栅角区流动分离。

3.2.2 单组激励对总压损失系数的影响

研究流向等离子体激励布局流动控制效果时, 依次接通 Type EW 1、Type EW 2, 不同叶高处栅距平均总压损失变化见图 7。

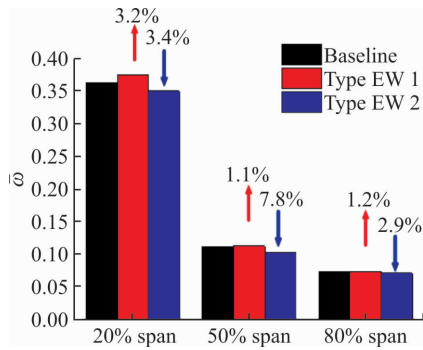


图 7 流向激励前后总压损失系数变化

Fig. 7 The change of total pressure loss coefficient with axial actuation

由图 7 可知,在不同流向位置施加等离子体激励,控制效果差异明显。接通 Type EW 2 时,3 个叶高处的总压损失系数均有所减小,20%、50%和 80%叶高处,总压损失变化率分别为 3.4%、7.8%和 2.9%。而接通 Type EW 1 时,3 个叶高处的总压损失系数均有所增加,总压损失变化率分别增加 3.2%、1.1%和 1.2%。这说明不合适的激励布局不仅不能控制角区流动损失,相反会增加流动损失。

研究横向等离子体激励布局流动控制效果时,依次接通 Type EW 3、Type EW 4,不同叶高处栅距平均总压损失变化见图 8。

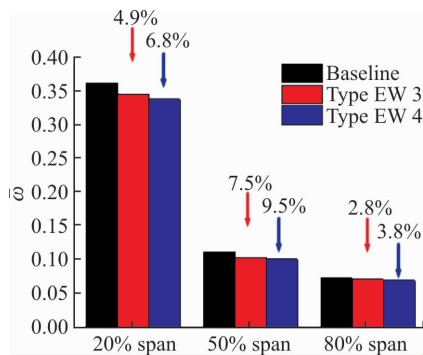


图 8 弦向激励前后总压损失系数变化

Fig. 8 The change of total pressure loss coefficient with chord actuation

由图 8 可知,依次接通 Type EW 3、Type EW 4 时,3 个叶高处的总压损失系数均有所减小。Type EW 4 的流动控制效果优于 Type EW 3 的流动控制效果,说明激励器越靠近分离线,流动控制效果越好。

研究分离线切向等离子体激励布局流动控制效果时,依次接通 Type EW 5、Type EW 6,不同叶高处栅距平均总压损失变化见图 9。

由图 9 可知,依次接通 Type EW 5、Type EW 6 时,3 个叶高处的总压损失系数均有所减小,20%、50%和 80%叶高处,总压损失变化率最大分别为

8.0%、9.7%和 4.2%。

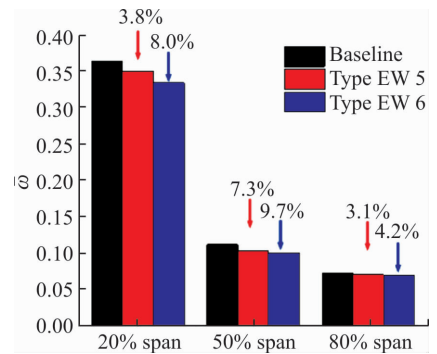


图 9 切向激励前后总压损失系数变化

Fig. 9 The change of total pressure loss coefficient with tangential actuation

综合考虑各类不同方向的最佳激励布局,提取不同叶高栅距平均总压损失变化见图 10。

由图 10 可知,等离子体激励布局不同,流动控制效果不同,规律为:分离线切向激励布局>横向激励布局>流向激励布局。

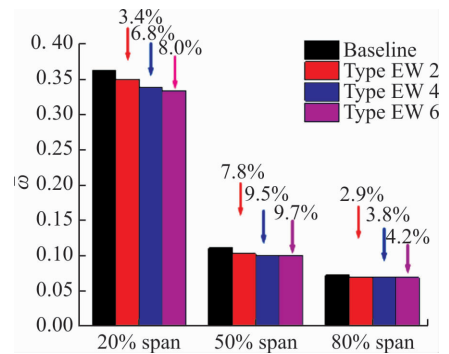


图 10 不同激励前后总压损失系数变化

Fig. 10 The change of total pressure loss coefficient with different actuation

通过开展端壁单组电极实验研究,观察激励前后油流迹线图像与不同叶高总压损失系数变化,确定了分离线切向激励的流动控制效果优于流向和横向激励,基于目前等离子体激励器所能达到的激励强度,优化了激励器布局,提高了流动控制效果。实现了方法上的创新。在初步取得端壁等离子体激励对于角区流动分离的控制效果后,进行多组激励研究。

3.3 端壁多组气动激励布局对流动控制的影响

3.3.1 多组激励对吸力面表面流线的影

图 11(a)为基准流场的油流迹线,(b)、(c)为依次接通 Type EW 6、Type EW 7 后,吸力面油流迹线图像(其中绿、红线分别表示接通 Type EW 6、Type EW 7 后三维角区分离线)。从油流迹线可知,在端壁施加多组分离线切向激励后,分离线后移,分离区缩小,流动控制效果优于单组激励的控制

效果。这是因为采用多组激励器能够更好地诱导出壁面射流,进一步促进射流与近壁面气流的掺混,从而更有效地抑制端壁附面层低能流体向端区的迁移。

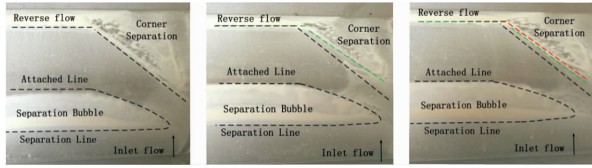


图 11 不同激励前后吸力面油流迹线

Fig. 11 Oil flow visualization of suction surface with different actuation

3.3.2 多组激励对总压损失系数的影响

从图 12 可知,接通 Type EW 7 时,3 个叶高处的总压损失系数均有所减小,20%、50% 和 80% 叶高处,总压损失变化率分别为 9.0%、11.8% 和 6.8%。多组激励流动控制效果优于单组控制效果。

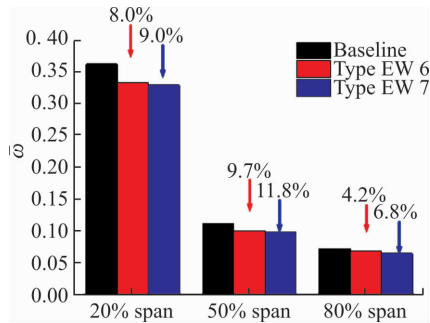


图 12 激励组数对总压损失系数的影响

Fig. 12 The change of total pressure loss coefficient with different numbers of actuators

3.4 不同来流攻角下,分离线切向等离子体气动激励布局对流动控制的影响

当来流攻角分别为 -4° 、 0° 和 4° 时,接通 Type EW 7,不同叶高处栅距平均总压损失变化见图 13。

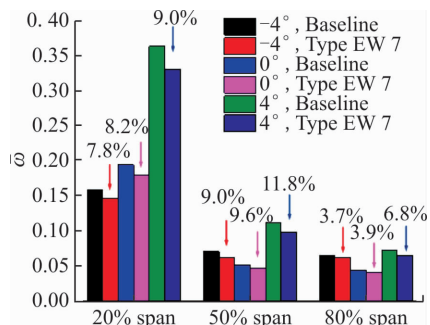


图 13 不同来流攻角下激励前后总压损失系数变化

Fig. 13 The change of total pressure loss coefficient at different flow angles

由图 13 可知,不同来流攻角条件下,接通 Type EW 7 后,不同叶高处的总压损失系数均有所减小,但变化程度不同。

为更细致地研究攻角参数,本文对 50% 叶高处,栅距平均总压损失系数的变化率随来流攻角的变化进行测量,结果见图 14。

从图 14 可以看出,当来流攻角为 4° 时,流动控制效果最佳,这是由于分离线切向激励器主要以 4° 来流攻角条件下的端壁表面油流迹线为准进行布置,而随着来流攻角的变化,导致激励器布置不再与端壁分离线相切,因而流动控制效果减弱。当来流攻角处于 -4° 与 4° 之间时,流动控制效果较为明显,说明此时组合激励存在一定的不敏感角度,在不敏感角度范围内,流动控制效果明显;当来流攻角小于 -4° 或大于 4° 的时候,总压损失系数相对变化率显著减少,流动控制效果明显减弱,因为当来流攻角小于 -4° ,叶型损失增加,三维角区效应减弱,而当攻角大于 4° 时,低能流体在端区的聚集加剧,由于激励强度有限,因而导致流动控制效果不明显。

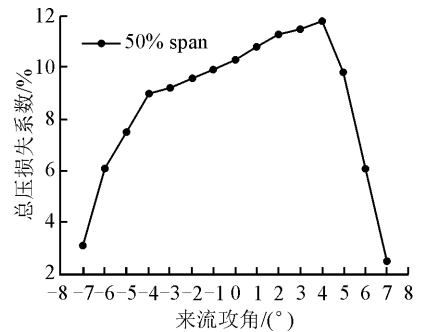


图 14 不同来流攻角下总压损失系数变化率

Fig. 14 Distribution of relative reduction of total pressure loss coefficient before and after plasma

综上所述,端壁等离子体激励布局会显著影响流动控制效果,在设计端壁激励器布局时,首先确定需要进行流动控制的来流攻角,根据该攻角条件下端壁分离线的起始位置、发展方向可以确定出分离线切向激励器的布置位置、方向,并在栅距允许的条件下布置多组分离线切向激励器,提高流动控制效果。

4 结论

1) 在端壁施加等离子体激励,能够有效抑制端壁附面层气流的迁移,降低低能流体在端区的聚集,缩小分离区的范围,抑制叶栅角区流动分离。

2) 激励布局对控制效果至关重要,不同形式的端壁激励器布局,流动控制效果不同,其中优化后的分离线切向激励布局控制效果最好。

3) 采用多组激励器能够更好地诱导出壁面射流,进一步促进射流与近壁面气流的掺混,从而更有

效地抑制端壁附面层低能流体向端区的迁移。

4) 流动控制效果随着激励器与三维角区分离线位置之间距离的增加而减小,因此对于一种布局形式的等离子体激励,只能在一定的工况范围内取得较好的流动控制效果。

5) 对端壁激励器布局进行优化时,首先确定需要进行流动控制的来流攻角,根据该攻角条件下端壁分离线的初始位置、发展方向进行多组分分离线切向激励器的布置,确保取得最好的流动控制效果。

参考文献(References):

- [1] KANG S, HIRSCH C. Three Dimensional Flow in a Linear Compressor Cascade at Design Conditions [Z]. ASME Journal of Turbomachinery, 1991, 91-GT-114.
- [2] HAH C, LOELLBACH J. Development of Hub Corner Stall and Its Influence on the Performance of Axial Compressor Blade Rows [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121(1): 67-77.
- [3] 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.
- [4] 吴云, 李应红. 离子体流动控制研究进展与展望[J]. 航空学报, 2015, 36(2):381-405.
WU Y, LI Y H. Progress and Outlook of Plasma Flow Control [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2):381-405. (in Chinese)
- [5] BENARD N, SUJAR-GARRIDO P, BAYODA K D, et al. Pulsed Dielectric Barrier Discharge for Manipulation of Turbulent Flow Downstream a Backward-Facing-Step [Z]. AIAA 2014-1127.
- [6] 吴云, 李应红, 朱俊强, 等. 等离子体气动激励扩大低速轴流压气机稳定性的实验研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(12):2025-2030.
WU Y, LI Y H, ZHU J Q, 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)
- [7] ABDOLLAHZADEH M, RODRIGUES F, PASCOA J C, et al. Numerical Design and an Aalysis of a Multi-DBD Actuator Configuration for the Experimental Testing of Acheon Nozzle Model [J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 41: 259-273.
- [8] WU Y, LI Y H, LIANG H, et al. Nanosecond Pulsed Discharge Plasma Actuation: Characteristics and Flow Control Performance [Z]. AIAA 2014-2118.
- [9] MCGOWAN R, CORKE T C, MATLIS E H, et al. Pulsed-DC Plasma Actuator Characteristics and Application in Compressor Stall Control [C]//AIAA SciTech 4-8 January 2016, San Diego, California, USA//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting.
- [10] SADDOUGH S, BENNETT G, BOESPFLUG M, et al. Experimental Investigation of Tip Clearance Flow in a Transonic Compressor with and without Plasma Actuators [J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 137(4):041008.
- [11] AKCAYOZ E, VO H D, MAAHALLATI A, et al. Controlling Corner Stall Separation with Plasma Actuators in a Compressor Cascade [Z]. ASME GT2015-43404.
- [12] 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, 2009, 48(6):1015-1023.
- [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[J]. 航空学报, 2012, 33(2):208-219.
ZHAO X H, WU Y, LI Y H, 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] 张海灯, 吴云, 李应红, 等. 叶栅等离子体流动控制布局优化和影响规律[J]. 航空动力学报, 2014, 29(11):2593-2605.
ZHANG H D, WU Y, LI Y H, et al. Layouts Optimization and Influence Law of Cascade Plasma Flow Control [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(11):2593-2605. (in Chinese)
- [15] 赵勤, 吴云, 李应红, 等. 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[J]. 航空动力学报, 2013, 28(9):2129-2139.
ZHAO Q, WU Y, LI Y H, et al. Experiment of Flow Separation Control in Highly Loaded Compressor Cascade Corner by Endwall Plasma Aerodynamic Actuation [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(9):2129-2139. (in Chinese)
- [16] 李应红. 航空等离子体动力学与技术的发展[J]. 航空工程进展, 2011, 2(2):127-132.
LI Y H. Development of Aero-Plasma Dynamics and Technology [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(2):127-132. (in Chinese)