

无源微脉冲射流抑制叶栅气流分离的初步实验

朱剑锋, 黄国平, 傅鑫, 付勇

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 基于一种适用于高负荷压气机的无源微脉冲射流控制技术, 在平面叶栅实验平台上开展了低马赫数实验研究, 得到了无流动控制时叶栅通道内稳态及动态压力特性. 对该分离流场(通道内分离涡主频为 478 Hz, 对应的斯特劳哈尔数 Sr 约为 0.2)进行了无源微脉冲射流控制通道内气流分离的实验研究, 并针对 148 Hz 到 840 Hz 频率范围内的无源微脉冲射流控制分离流的效果进行了实验测量分析. 实验结果表明: 在分离涡主频 0.85~1.20 频率范围内, 控制效果最为明显; 相比于开缝吹气等定常射流控制方式, 无源微脉冲射流控制方式引气流量小, 大幅降低了引气对压力面流动特征及叶栅总体性能的影响.

关 键 词: 微脉冲射流; 非定常; 气流分离; 平面叶栅; 低马赫数

中图分类号: V211.1⁺5; V231.1

文献标志码: A

Preliminary experiment of suppressing flow separation in cascade by micro pulsed jet without external device

ZHU Jian-feng, HUANG Guo-ping, FU Xin, FU Yong

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power Systems,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on a micro pulsed jet without external device control technology suitable for high-load compressor, experimental investigation at low Mach number state was carried out on the cascade tunnel, and the steady and dynamic pressure characteristics in no-control state were obtained. The characteristic frequency of the separated vortex was found to be about 478 Hz, and the corresponding Strouhal number was about 0.2. The experiment of controlling separation flow by micro pulsed jet was performed, with the frequency of the micro pulsed jet from 148 Hz to 840 Hz. Results show that when the frequency of the micro pulsed jet ranges from 0.85 to 1.20 of characteristic frequency of the separated vortex, the control effect is more obvious. Compared with blade slot treatment in other steady control methods, the suction mass flow ratio of this micro pulsed control method is few, and the influence of suction phenomena on the flow characteristics of pressure side and overall performance has been decreased significantly.

Key words: micro pulsed jet; unsteadiness; flow separation; plane cascade; low Mach number

高级压比作为现代高性能压气机追求的重要指标, 其性能水平直接影响着发动机的整机推质比. 然而随着级压比的增加, 流场内逆压力梯度随

之增强, 叶片表面流动分离不可避免, 大尺度吸力面附面层分离带来的效率下降制约着级压比的进一步提高. 目前高级压比和高效率之间的相互制

收稿日期: 2013-07-17

基金项目: 国家自然科学基金(51176072); 江苏省普通高校研究生科研创新基金(CXLX11_0216)

作者简介: 朱剑锋(1987-), 男, 湖南双峰人, 博士生, 主要从事推进系统内流流动控制研究.

约已越来越明显,越来越多的研究人员尝试利用各种形式的流场控制手段以解决两者之间的矛盾^[1].

国内外针对叶片表面分离流比较典型的控制方法有开缝叶片^[2]、串列叶栅^[3-4]等被动控制方式及吸附式控制^[5]、合成射流控制^[6-10]等主动控制方式.其中开缝叶片、串列叶栅等被动控制方式结构相对简单,针对性强,设计工况下效果较为显著,但其控制方式不能随流动状态的改变而改变,在非设计工况下可能会带来一定的损失.而吸附式控制、合成射流控制方式等主动流动控制技术可根据具体流动状态而调整控制方案,在无需控制时可主动关闭以减少对流场的影响,但其均需附加相应的气路系统,增加了在真实压气机内使用的难度.

基于开缝叶片及合成射流控制方式,考虑到非定常控制常常可以用显著低于定常控制的激励能量就能有效地抑制气流分离这一特征,南京航空航天大学微型涡轮发动机研究所提出了一种无源微脉冲射流控制技术的概念^[11],该非定常控制方式利用叶盆叶背压力差,通过周期性的流道开关达到形成通流或节流效果,从而在叶背侧生成脉冲射流,依靠合适频率的脉冲射流与分离区某种特定频率的涡系结构发生作用,从而达到控制分离流的目的.更多关于该控制方式的特点及其与开缝叶片、合成射流等流场控制方式的对比请参考文献^[12].

本文在前期无源微脉冲射流控制技术研究结果的基础上^[12],建立了一套平面叶栅实验模型,实验测量了无流动控制时通道内稳态及动态压力特性,并在此基础上进行了无源微脉冲射流控制通道内气流分离的实验研究,主要分析了射流频率对通道总体效果的影响规律,并针对该非定常无源微脉冲射流控制技术的特点进行了相应的分析.

1 叶栅实验系统及测量方案

实验低速吸气式平面叶栅风洞采用常规布局,进口速度连续可调.主体结构由叶栅进口段、活动侧板、实验叶栅、位移机构、脉动阻尼器、出口整流段、流量调节阀和驱动源组成.其中实验段尺寸为 $310\text{ mm} \times 80\text{ mm}$,叶栅进口直接与大气相通,来流通过一台 15 kW 的电动机带动离心式风机驱动,叶栅进口气流角通过转动活动侧板进行调节,叶栅出口采用脉动阻尼器和整流段以减小气流脉动,实验系统如图1所示.

图2中的实验叶片叶型参考中国燃气涡轮研

究院某压气机静子叶根截面进行设计,叶片弦长 c 为 60 mm ,栅距 t 为 45 mm ,叶高 H 为 80 mm ,叶片转折角为 56° ,设计状况下进口马赫数为 0.1 ,进口攻角为 9° ,图2给出了平面叶栅通道的结构示意图.

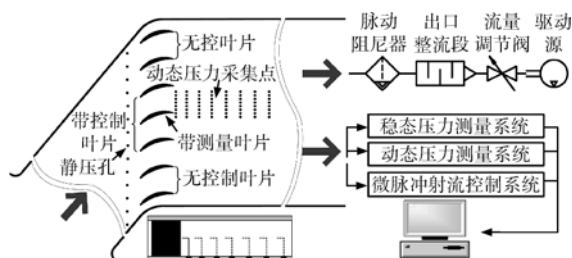


图1 实验系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of experimental system

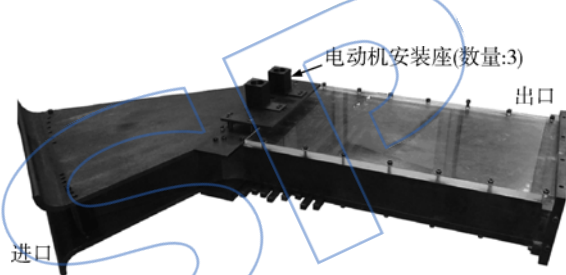
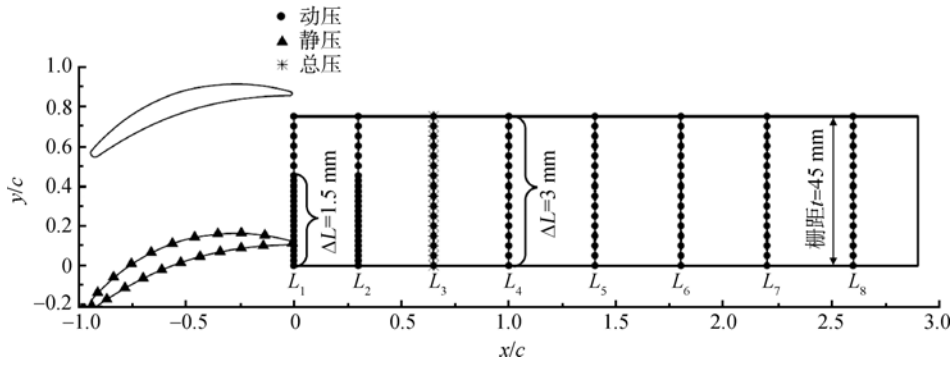


图2 平面叶栅通道结构示意图

Fig. 2 Structure diagram of plane cascade channel

实验测量系统主要包括稳态、动态压力测量系统及微脉冲射流控制系统,其中稳态压力测量参数主要为出口总压和叶片表面静压分布;动态压力测量参数主要包括叶栅出口压力分布.其中叶栅后总压探针安装在由计算机控制、步进电动机驱动的位移机构上,可完成沿额线方向不同位置的稳态及动态压力测量,不同流向位置压力的测量可通过改变探针的流向位置获得.实验过程中沿流向总共布置了8个测量位置,每个位置沿额线方向测量一个栅距总计16个点,其中 L_1 及 L_2 位置在叶片尾迹区内进行了局部加密.出口总压测量截面位于 L_3 位置,该位置与叶片尾缘间间距约为 0.65 倍弦长,测点位置如图3所示.值得说明的是通道内压力分布采用单根直径为 1.5 mm 探针进行不同位置的测量,出口总压分布采用间隔 9 mm 的6根探针耙进行测量.实验过程中稳态压力数据采用美国Pressure System公司PSI智能压力扫描仪进行测量,动态压力数据采用昆山双桥CYG504GL型微型动态压力传感器进行采集,数据采集频率为 $65\,536\text{ Hz}$,实验前已完成各个采集系统的标定.

图3 测点分布 ($z/H=50\%$)Fig. 3 Measuring points distribution ($z/H=50\%$)

2 叶栅通道内流特性分析

无源微脉冲射流控制方式中各种控制参数均需以无控平面叶栅通道内流特性为基础,因此为了分析不同状态下微脉冲射流对分离流的控制效果,首先需开展无控状态下平面叶栅通道内流特性的分析,以掌握叶栅通道内流动的定常及非定常特性,从而为后续的无源微脉冲射流控制奠定实验基础.

2.1 稳态压力分布

无源微脉冲射流控制方式核心的驱动力来源于压力面与吸力面之间的压力差,因此实验首先针对叶片表面流动特性进行了分析,图4给出了设计马赫数 (Ma) 下压力面及吸力面表面静压系数分布,图中 ΔC_p 为分离点位置引气缝与射流缝之间压力差与进口动压头之比.从图中可以看出随着气流逐渐向下游流动,吸力面静压系数逐渐增加,在大约 $x/c=0.69$ 处静压系数基本保持不变,形成一个明显的压力平台且一直维持尾缘附近.考虑到分离区内静压系数近似保持不变,因此可大致将吸力面压力平台起始点 $x/c=0.69$ 位置认为是吸力面分离点位置.相比于吸力面静压系数

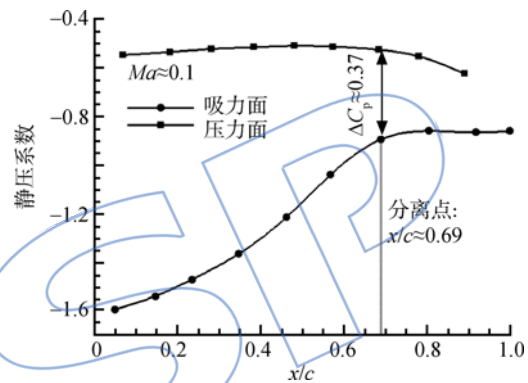


图4 叶片表面静压系数分布

Fig. 4 Static pressure coefficient distribution of blade surface

分布,压力面静压系数分布沿弦长方向基本保持不变,该特征表明在吸力面引气时,引气静压系数基本不受位置的影响,引气静压系数将保持恒定.

动态压力传感器所测的平均压力值在平面叶栅通道内的分布如图5所示,图中测点与对应位置参考线之间的距离反映了其平均压力的大小,考虑到平面叶栅通道内部平均压力均小于大气压,对应的表压值均小于零,因此每个流向位置对应的平均压力分布曲线均位于参考线左侧,两者

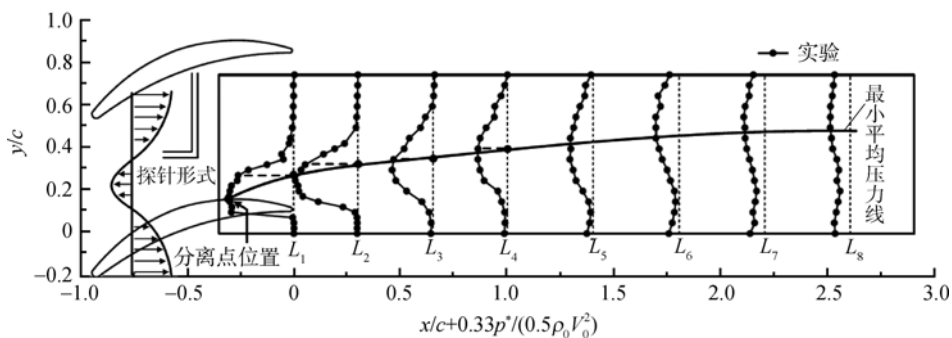


图5 平面叶栅通道内平均压力分布

Fig. 5 Average pressure distribution of plane cascade channel

之间距离越大则平均压力值越小,其中 p^* 为测点压力, $0.5\rho_0 V_0^2$ 表示进口动压头, ρ_0 和 V_0 表示进口气流密度和速度. 考虑到实验过程中主流区内动态压力传感器测量方向基本与气流方向平行, 因此主流区内动态压力传感器所测压力信号大致反映了测点位置的总压大小.

由于 L_1 位置与叶片尾缘之间的间距较小(1 mm), 因此 L_1 测得的压力分布在尾缘与压力面交界处有着明显的阶跃; 考虑到分离区内静压沿壁面法向梯度基本为零, 因此 L_1 测得的分离区内压力基本一致, 该压力平台长度反映了尾缘附近的分离区沿额线方向的大小. 随着气流向下游流动, 主流逐渐与尾迹区进行混合, 尾迹区内压力损失幅值逐渐减小, 影响范围逐渐扩大, 主流区内总压相应的降低, 总压型随着气流的流动逐渐趋于平缓($L_5 \sim L_8$).

2.2 动态压力分布

为了评估平面叶栅通道内压力的非定常波动程度, 本文引入了标准差 σ 的概念.

$$\sigma =$$

$\sqrt{[(p_1 - \bar{p})^2 + (p_2 - \bar{p})^2 + \dots + (p_N - \bar{p})^2]/N}$
式中 $p_i (i=1, 2, \dots, N)$ 为实验采集的测点压力值; $\bar{p}$ 为采样时间内平均压力; N 为数据采集的样本数目. 式中标准差越大, 压力波动幅值越大, 测点受通道内分离涡非定常运动的影响程度就越大.

相比于通道内平均压力分布, 平面叶栅出口压力标准差在靠近叶片尾缘处呈现单峰值特性, 其中 L_1 位置标准差尖峰反映了吸力面分离涡特征. 相比于 L_1 位置, L_2 位置对应的标准差分布存在两个较为明显的尖峰, 其中靠近平面叶栅通道中部的尖峰的产生来源于分离涡的影响, 其对应的标准差峰值较 L_1 有一定程度的降低, 且标准差最大值点更靠近通道内部. 该特征表明随着气流

的流动, 通道内分离涡逐渐向通道内部移动, 旋涡强度逐渐降低, 影响范围逐渐扩大. 此外在叶片尾缘后段也存在一个峰值幅度较小的尖峰, 且该尖峰强度随着气流的流动迅速降低, 其反映的涡系结构为尾缘脱落涡. 而在测点 $L_4 \sim L_8$ 位置, 标准差最大值点对应的径向位置基本保持恒定, 但标准差的幅值逐渐减小, 平面叶栅通道内标准差分布逐渐趋于平缓, 如图6所示.

2.3 特定截面动态流场的频谱特性

由于叶片吸力面分离区的存在, 导致在平面叶栅通道内包含着各种不同频率和尺度的涡系结构, 此外叶片前后缘、通道上下壁面等也会产生不同形式的压力干扰信号, 因此如何在复杂压力波动场中, 准确地把握通道内占据主导地位分离涡的非定常特性显得尤为关键. 而考虑到在平面叶栅通道内, 吸力面分离涡在向下游移动过程中, 会导致不同测点的压力波动特性沿额线方向有着明显的差异. 因此在平面叶栅通道某一流向位置, 通过对不同额线方向测点进行动态压力的频谱分析, 如果存在某一固定频率的幅值随额线方向存在明显的先增大再减小现象, 则可判断此频率应为分离涡主频.

图7给出了 L_2 位置沿额线一个栅距内不同测点的压力频谱分布图, 其中坐标 Location 中 0 代表图4测点分布顶部起始点, 1.00 代表底部终止点, 两者之间距离为一个栅距. 图中 Y 表示测点与顶部起始点之间的间距, t 为栅距, A 表示测点压力频谱幅值, $A_{\max}$ 为沿额线方向不同测点的最大压力频谱幅值. 由图可知, 平面叶栅通道内沿额线方向各个测点的压力频谱图中均存在较为明显的压力频谱峰值, 该压力频谱峰值对应的频率约为 478 Hz. 此外, 随着测点位置逐渐向分离涡影响区域内移动, 压力频谱幅值越来越明显, 并在

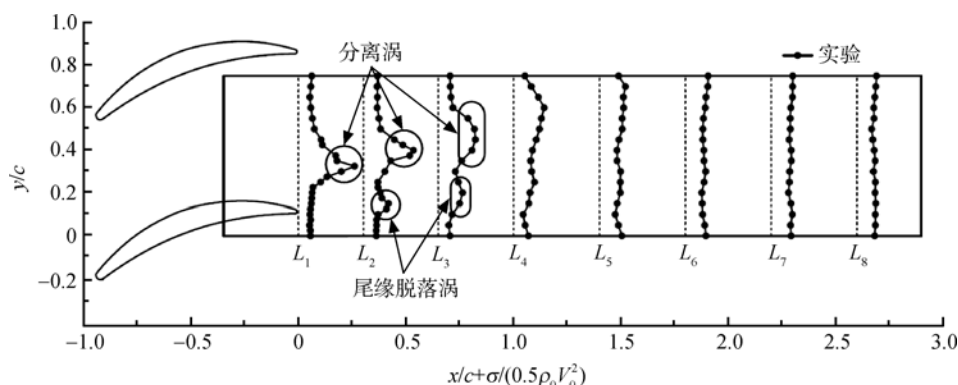


图6 平面叶栅通道内压力标准差分布

Fig. 6 Standard deviation distribution of pressure in plane cascade channel

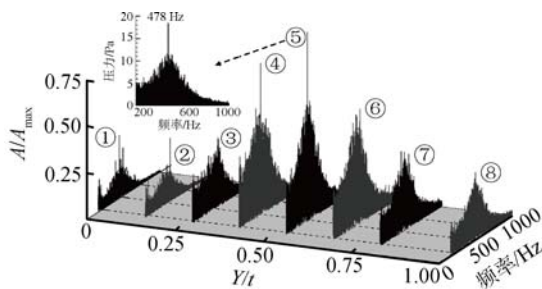


图7 沿额线方向不同位置压力频谱图

Fig. 7 Frequency spectrum at different locations along the tangential direction

位置5附近达到最大值. 而随着测点位置逐渐远离分离涡的影响范围, 测点的压力波动程度逐渐减小, 对应的压力频谱幅值逐渐减小. 考虑到实验过程中沿额线方向, 频率为478 Hz的压力波动幅值在一个栅距内存在先增大再减小的现象, 且各个额线位置最大压力频谱幅值对应的频率基本均在478 Hz左右, 因此可以将频率478 Hz当作平面叶栅通道内分离涡主频.

反映流场非定常特征重要的无量纲参数是斯特劳哈尔数 $St = f_0 L / U$, 其中 f_0 为涡脱落频率, L 为特征长度, U 为特征速度, 该数值一般稳定在0.2左右^[13]. 而考虑到平面叶栅通道内占主导地位的分流涡波动特性来源于叶片吸力面侧气流的分离, 因此式中特征速度可选为平面叶栅通道尾缘截面对应的气流平均速度, 特征长度则相应的选为尾缘处沿额线方向的分离涡大小^[14]. 采用该特征参数选择方式计算得出的 $St \approx 0.2$, 与参考值十分吻合, 提升了分离涡主频判断方式的可信度.

3 无源微脉冲射流控制参数选择

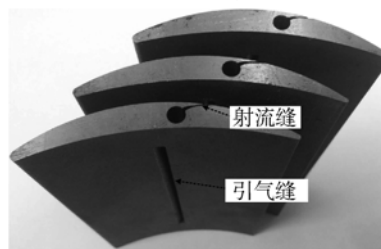
相比于开缝叶片等定常控制方式, 无源微脉冲射流控制技术基于压气机的非定常流动特性, 激励频率是衡量该控制方式最本质的控制参数, 因此如何选择合适的射流位置、射流角度及射流宽度对于研究射流频率对通道内分离涡的影响至关重要.

作者前期结合无源微脉冲射流控制技术, 在抽取叶栅内主要流动特征的基础上建立了一套仿叶栅通道模型^[12], 并针对该实验模型进行了一系列射流位置、射流角度及射流宽度的实验及数值模拟工作, 研究获得了射流参数设置对分离控制效果影响的大体规律: ①分离点位置对应着最佳射流位置, 随着射流位置逐渐远离分离点位置, 射流控制效果逐渐减弱. ②射流角度过小时, 微脉冲射流有效穿透叶片表面低速区的能力较弱; 射流

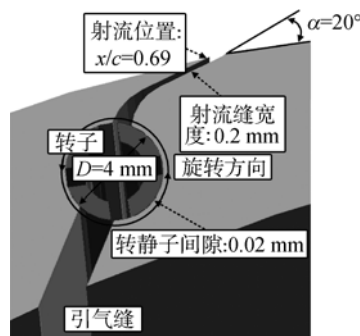
角度过大时, 叶片表面低速区无法在射流切向速度的推动下向下游移动; 最佳射流角度(15°)下微脉冲射流对叶片表面低速区的穿透效应及对前端低速区的推动作用处于最佳耦合状态, 对应的控制效果最为明显. ③随着射流宽度的增加, 无源微脉冲射流控制效果逐渐增强, 但随着射流宽度的增加, 相对增加幅值却逐渐下降, 且引气缝引气量也随之增加, 最佳参考射流宽度约为0.2 mm.

结合仿叶栅通道无源微脉冲射流控制规律, 平面叶栅通道内叶背侧射流位置选择在分离点附近 ($x/c=0.69$). 考虑到 ΔC_p 约为0.37(如图5所示), 而仿叶栅通道中引气缝引气压力基本等于进口气流总压, 对应的 $\Delta C_p \approx 1$, 平面叶栅状态下射流器出口射流峰值速度较仿叶栅通道低, 射流对叶片表面低速区的穿透能力下降, 因此平面叶栅状态下射流角度设计为 20° , 较仿叶栅通道最佳射流角度增加 5° . 此外由于平面叶栅通道内叶背侧射流来源于叶盆面引气, 引气量过大将改变引气缝附近压力面流动特性, 造成相应的损失增加, 因此应适当减小射流缝宽度; 而平面叶栅状态下压力差较仿叶栅通道小, 相同射流缝宽度下对应的引气量小, 因此射流缝宽度仍选为0.2 mm. 最终确定的无源微脉冲射流控制参数如下: 射流位置位于 $x/c=0.69$ 处, 射流角度 $\alpha=20^\circ$, 射流缝宽度为0.2 mm, 如图8所示.

射流位置: $x/c=0.69$ 射流缝宽度: 0.2 mm
射流角度: $\alpha=20^\circ$ 引气缝宽度: 1.5 mm



(a)



(b) 射流器结构示意图

图8 微脉冲射流产生原理及控制叶片示意图

Fig. 8 Schematic diagram of principles of micro pulsed jet and blade with control

4 无源微脉冲射流控制效果分析

基于上节所选的射流位置、射流角度及射流宽度,本节进行了微脉冲射流频率对平面叶栅通道总体性能的影响规律分析,实验测量了 148 Hz 到 840 Hz 频率范围内的无源微脉冲射流控制分离流的效果.其中微脉冲射流的产生通过微型电动机带动转子旋转,当转子槽道与叶片内部流道相通时,在叶片表面压差力驱动下,从而产生气流的流动;而在气路关闭时则基本不产生射流,如图 8 所示.前期实验结果表明:该结构形式微脉冲射流器能产生明显的微脉冲射流且射流频率无级可调^[12].

图 9 给出了平面叶栅通道出口总压损失系数 $\bar{\omega}$ 随折合射流频率 F^+ 的变化规律,其中折合射流频率 $F^+ = f/f_{shed}$, f 为射流频率, f_{shed} 为无控状态下平面叶栅通道内分离涡主频;出口总压损失系数 $\bar{\omega} = (p_1^* - p_2^*) / (0.5 \rho V_0^2)$, p_1^* 表示进口总压, p_2^* 为出口总压靶所测压力平均值, $0.5 \rho V_0^2$ 表示进口动压头.结合图中出口总压损失系数变化曲线可知:随着折合射流频率的增加,总压损失逐渐减小;当折合射流频率在 0.85~1.20 分离涡主频范围内,总压损失较无控状态下降了约 5.5%,控制效果最为显著;而随着折合射流频率的进一步增加,通道内总压损失逐渐增加,无源微脉冲射流的控制效果逐渐减弱.

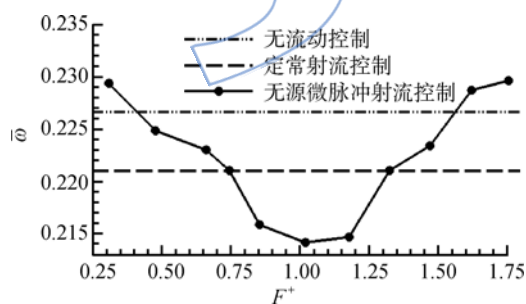


图 9 $\bar{\omega}$ 随 F^+ 的变化曲线

Fig. 9 Curves of $\bar{\omega}$ vary with different F^+

为了进一步分析微脉冲射流对平面叶栅通道内流场结构的影响规律,本文给出了无流动控制、定常射流控制及无源微脉冲射流控制 ($F^+ = 1.02$) 状态下的出口总压损失系数分布曲线,如图 10 所示.对比 3 种状态下出口总压损失系数分布可知:随着射流在吸力面的注入,定常射流控制及无源微脉冲射流控制状态下靠吸力面侧出口总压损失系数均有所减小,且无源微脉冲射流控制状

态下出口总压损失系数下降幅度更为明显,其可能的原因是合理频率的微脉冲射流可使得通道内涡系结构更为有序,流场周期性特征更为明显,通道内总压损失有所下降.

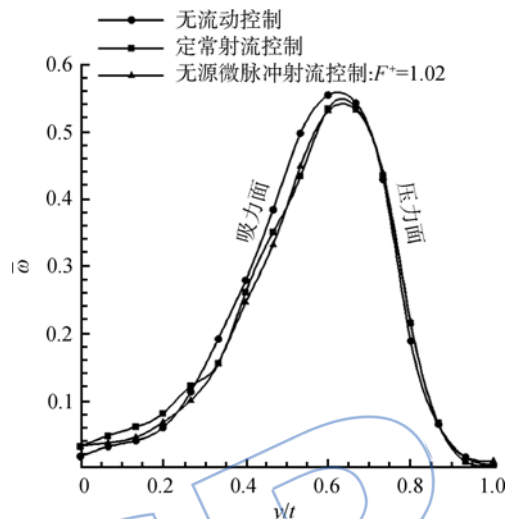


图 10 不同控制方式下 $\bar{\omega}$ 分布对比

Fig. 10 Comparison of $\bar{\omega}$ distribution with different control

相比于吸力面侧出口总压损失系数分布变化规律,靠压力面侧 3 个状态下出口总压损失系数分布基本一致,压力面侧压力分布受流场控制的影响较小.但在靠近通道中部主流区域内,定常射流控制状态下出口总压损失系数明显较无控有着明显的增加,而无源微脉冲射流控制状态下损失基本与无控状态保持一致.其可能原因是定常射流控制所需叶盆侧引气较非定常控制多至少 2 倍,叶盆侧引气将使得一部分主流区内气流流向引气缝,改变了引气缝附近压力面流动特性,造成相应的损失增加.而由于脉冲射流控制所需气流量小,大幅降低了引气对压力面流动特征及叶栅总体性能的影响,是一种有希望的叶栅流动控制方法.为了进一步分析微脉冲射流频率对通道内分离涡的作用机制,作者基于三维平面叶栅通道开展了相应的数值模拟分析,并结合本征正交分解(POD)方法^[15]以模态的方式进行了非定常控制机理分析,该部分工作将在后续研究中给予介绍.

5 结 论

本文基于一种无源微脉冲射流控制技术建立了一套平面叶栅实验模型,实验测量了无流动控制时通道内稳态及动态压力特性,并在此基础上进行了微脉冲射流控制的效果分析,得出如下

结论:

1) 在设计进口状态下,叶片吸力面分离点位置大致位于 $x/c=0.69$ 处,通道分离涡主频为 478 Hz,对应的斯特劳哈尔数 $St \approx 0.2$.

2) 当微脉冲射流折合射流频率在 $0.85 \sim 1.20$ 分离涡主频范围内,平面叶栅通道内总压损失最小,总压损失较无控状态下降了约 5.5%,控制效果最为显著.

3) 相比于开缝吹气等定常射流控制方式,无源微脉冲射流控制方式引气流量小,大幅降低了引气对压力面流动特征及叶栅总体性能的影响,是一种有希望的叶栅流动控制方法.

参考文献:

- [1] Rivir R B, Bons J P, Lake J P. Passive and active control of separation in gas turbines[R]. AIAA-2000-2235, 2000.
- [2] 郭明, 郑晓宇, 周盛, 等. BVF 在吹气控制压气机叶栅分离流中的应用[J]. 航空动力学报, 2008, 23(8): 1498-1503. GUO Ming, ZHANG Xiaoyu, ZHOU Sheng, et al. BVF application on blowing control of flow separation of a compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(8): 1498-1503. (in Chinese)
- [3] Hoeger M, Baier R D, Fischer S, et al. High turning compressor tandem cascade for high subsonic flows: Part 1 aerodynamic design[R]. AIAA-2011-5601, 2011.
- [4] Müller L, Kozulović D, Wulff D, et al. High turning compressor tandem cascade for high subsonic flows: Part 2 numerical and experimental investigations[R]. AIAA-2011-5602, 2011.
- [5] Schuler B J, Kerrebrock J L, Merchant A. Experimental investigation of a transonic aspirated compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(4): 340-348.
- [6] Greenblatt D, Wagnanski I J. The control of flow separation by periodic excitation[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2000, 36(7): 487-545.
- [7] Culley D E, Bright M M, Prahst P S, et al. Active flow separation control of a stator vane using embedded injection in a multistage compressor experiment[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(1): 24-34.
- [8] Zheng X Q, Zhou X B, Zhou S. Investigation on a type of flow control to weaken unsteady separated flows by unsteady excitation in axial flow compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(7): 489-496.
- [9] Hecklau M, Wiederhold O, Zander V, et al. Active separation control with pulsed jets in a critically loaded compressor cascade[R]. AIAA-2010-4252, 2010.
- [10] Gmelin C, Zander V, Huppertz A, et al. Active flow control concepts on a highly loaded subsonic compressor cascade: resume of experimental and numerical results[R]. ASME Paper GT2011-46468, 2011.
- [11] 黄国平, 陈杰, 夏晨, 等. 抑制压气机叶背分离的无源脉冲射流器: 中国, ZL200810195408.3[P]. 2011-10-30.
- [12] 朱剑锋, 黄国平, 傅鑫, 等. 一种控制气流分离的无源微脉冲射流技术研究[J]. 航空学报, 2013, 34(8): 1757-1767. ZHU Jianfeng, HUANG Guoping, FU Xin, et al. Investigation of technology for controlling flow separation by micropulsed-jet without external device[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(8): 1757-1767. (in Chinese)
- [13] 侯安平, 周盛. 对圆柱和二维扩压叶栅在平面叶栅风洞中旋涡脱落的试验研究[J]. 空气动力学学报, 2004, 22(1): 101-108. HOU Anping, ZHOU Sheng. A study on vortex shedding frequency of blade profile and cylinder in cascade tunnel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2004, 22(1): 101-108. (in Chinese)
- [14] 张华良. 采用叶片弯/掠及附面层抽吸控制扩压叶栅内涡结构的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2004. ZHANG Hualiang. Investigation on application of dihedral/swept blade and boundary layer suction to control vortex configuration in compressor cascades[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2004. (in Chinese)
- [15] Zhu J F, Huang G P, Fu X, et al. Use of POD to elucidate the physics of unsteady micro-pulsed-jet flow for boundary layer flow separation control[R]. ASME Paper GT2013-95266, 2013.