

端壁非定常脉冲射流对高速扩压叶栅性能的影响^{*}

陆华伟¹, 任冬智¹, 孔晓治¹, 王士奇², 王成泽³

(1. 大连海事大学 船舶与海洋工程学院, 辽宁 大连 116026;

2. 中国航空发动机研究院, 北京 101304;

3. 大连海事大学 轮机工程学院, 辽宁 大连 116026)

摘要: 为探究非定常脉冲振荡射流对高速平面扩压叶栅气动性能、分离流动控制以及流场结构的影响, 基于CFX数值模拟方法对平面扩压叶栅进行端壁非定常脉冲射流研究, 分析射流效果随射流位置、角度和强度的变化规律。结果表明, 通过角区脉冲射流可以显著提高叶栅气动性能, 仅采用不足叶栅主流0.3%的射流流量, 就能使叶栅出口总压损失系数降低28.66%。当射流位于吸力面侧分离起始位置稍下游时控制效果最佳; 射流角度、射流强度和射流频率的最佳值分别为 $\alpha=20^\circ$, $C_u=110\%$ 和 $F^+=0.80$; 脉冲射流具有较好的适应性, 在来流冲角 $i=-8^\circ\sim+4^\circ$ 内均能降低叶栅损失。脉冲射流主要通过抑制和推迟通道涡和集中脱落涡的发展, 减小其影响范围来改善叶栅内的涡系结构。

关键词: 压气机; 叶栅; 脉冲射流; 气动性能; 流动控制; 数值模拟

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2023) 05-2205071-14

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2205071

Effects of Unsteady End-Wall Pulsed Jets on Performance of High Speed Compressor Cascade

LU Hua-wei¹, REN Dong-zhi¹, KONG Xiao-zhi¹, WANG Shi-qi², WANG Cheng-ze³

(1. Naval Architecture and Ocean Engineering College, Dalian Maritime University, Dalian 116026, China;

2. Aero Engine Academy of China, Beijing 101304, China;

3. Marine Engineering College, Dalian Maritime University, Dalian 116026, China)

Abstract: To explore the effects of unsteady pulsed jets on aerodynamic performance, separation flow control and flow field structure of a high speed liner compressor cascades, based on CFX numerical simulation, the end-wall unsteady pulsed jet of line compressor cascade was studied, and the effects of jet locations, angle and intensity were analyzed. The results show that the aerodynamic performance of cascade can be significantly improved by corner pulsed jets. With a tiny jet-to-mainstream mass flow ratio of 0.3%, a maximum total pressure loss coefficient reduction of 25.80% relative to the baseline is obtained. The optimal jet location is slightly downstream position of the suction separation line. The optimal values of jet angle, intensity and frequency are $\alpha=20^\circ$, $C_u=110\%$ and $F^+=0.80$, respectively. The pulsed jet has good adaptability and can reduce cascade loss in the range of incoming flow angle $i=-8^\circ\sim+4^\circ$. Pulsed jet can improve the vortex structure in cascade mainly by suppressing and delaying the development of passage vortex and concentrated shedding vortex and reducing their in-

^{*} 收稿日期: 2022-05-19; 修订日期: 2022-06-20。

基金项目: 国家自然科学基金 (52176036; 52006021; 51676023)。

作者简介: 陆华伟, 博士, 教授, 研究领域为叶轮机械气动热力学。

通讯作者: 孔晓治, 博士, 副教授, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: kongxiaozhi_lx@163.com

引用格式: 陆华伟, 任冬智, 孔晓治, 等. 端壁非定常脉冲射流对高速扩压叶栅性能的影响[J]. 推进技术, 2023, 44(5): 2205071. (LU Hua-wei, REN Dong-zhi, KONG Xiao-zhi, et al. Effects of Unsteady End-Wall Pulsed Jets on Performance of High Speed Compressor Cascade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(5):2205071.)

fluence range.

Key words: Compressor; Cascade; Pulsed jets; Aerodynamic performance; Flow control; Numerical simulation

1 引言

随着航空工业的不断发展,航空发动机的性能提高已成为一个国家国防综合实力和科技先进水平的重要衡量标志。轴流压气机作为发动机中的核心部件,实现其高负荷、高效率设计是目前航空发动机发展的一个重要目标。现阶段,常采用降低叶片展弦比、增大叶片负荷、提高叶尖速度等方法来实现这一目标。然而,高负荷的叶型会加剧压气机的三维角区分离,进而导致流动损失的增加和效率的降低,这是制约压气机性能进一步提高的重要因素之一,因此控制流动分离对保证压气机高效稳定地运行具有重要意义^[1]。

压气机流动控制手段主要分为主动控制和被动控制两种,主动流动控制需要向被控制区域注入外界能量,一般包括附面层抽吸、定常射流、合成射流、脉冲射流等方式。国内外已有较多上述控制方式的激励器研究^[2-5],如运动表面类激励器、等离子体激励器和流体类激励器等。基于周期性的非定常射流的主动控制方式相比于传统的被动控制方式及定常吹/吸气方式其效率更高,这已经被很多研究所证实^[6]。相比于定常射流技术,非定常射流的不连续性使得射流流量大幅减小,降低成本并提高流动控制的效率^[7]。茅晓晨等^[8]证实了端壁射流用于角区分离控制的有效性,在射流角度为 10° 和射流比为0.23%的条件下,叶栅总压损失可以降低33.4%。刘华坪等^[9]提出了将前缘和端壁角区射流组合的射流技术,该技术能更好地提高叶栅性能,叶栅损失系数最高可降低12.6%,此时射流流量仅相当于进口流量的0.64%。蔡乐等^[10-11]将流动控制由定常延伸到非定常,研究了合成射流关键控制参数对叶栅性能的影响,分析了合成射流的控制机理,揭示了非定常控制相比于定常控制更具有优越性的原因。秦勇等^[7,12]分别将低速和高速叶栅作为研究对象,研究了吸力面、端壁缝式和孔式合成射流对叶栅性能的影响,揭示了其推迟分离的作用机理及变工况适应特性,分析了叶栅流场内的旋涡结构。Hecklau和Gmelin等^[13-15]研究了叶片吸力面狭缝脉冲激励控制压气机叶栅流动分离,基于数值与实验结果揭示了脉冲射流抑制高负荷压气机叶栅流动分离的作用机理。

Kiesner等^[16]采用侧壁吹气和尾缘吹气两种激励形式,主动适应叶栅流动条件,通过减少叶栅尾迹和增加静压升系数来改善叶栅流动特性。然而,上述研究仅适应于低马赫数来流条件,但对于高马赫数来流条件是否依旧能够取得较高的气动收益还有待进一步研究。Tiedemann等^[17]研制了一种通过侧壁狭缝稳定脉冲射流的激励器,并在高速射流条件下进行了测试,结果表明较大的射流流量明显提升了叶栅气动性能,此外脉冲射流的流量仅为定常射流的75%,进一步表明了非定常脉冲射流的优越性。

虽然上述研究表明脉冲射流能够改善叶栅气动性能,然而就作者所知,以上研究多数针对低马赫数来流条件,脉冲射流在高亚声速甚至跨声速压气机环境中的系统研究还比较少见。本文以高速平面扩压叶栅为研究对象,在计算方法验证的基础上,采用CFD非定常数值模拟开展研究。首先获得无脉冲射流时叶栅流场特性,并与实验结果进行比对;然后选取多个端壁脉冲射流方案,深入探讨不同射流位置、角度和强度对压气机叶栅性能的影响;并且通过对比平面叶栅通道流场变化和角区分离发展情况,进一步分析非定常脉冲射流的作用机理。

2 物理模型和数值方法

2.1 研究对象

本文的研究对象为高速平面扩压叶栅,进口马赫数 $Ma=0.67$,叶型为NACA65-K48,其主要几何及气动参数如表1所示。该叶型具有小展弦比、大折转角的特点,叶栅流道内表现出明显的二次流动现象,复杂的流动情况有利于深入探究端壁脉冲射流技术在控制叶栅流动分离方面的作用机理。非定常脉冲射流布置在端壁上,模拟脉冲型流体振荡激励器的射流情况。本文取射流槽长度 l (平行于当地主流方向)为2mm,宽度 d (垂直于当地主流方向)为5mm,射流出口位置平行且紧贴于叶片吸力面,为保证射流速度和射流方向,射流槽长度为15mm。射流角度 α 定义为射入气流与端壁的夹角。其位置分布如图1所示,出口中心位置距叶栅前缘的轴向距离定义为 x_j 。

2.2 数值方法及校核

图2给出了三维叶栅网格分布图,由于平面扩压

Table1 Main geometry parameters of cascade

Parameter	Value
Blade height H/mm	50
Chord length b/mm	60
Axial chord length B/mm	55.54
Pitch t/mm	33
Inlet angle $\beta_1/(\circ)$	42
Outlet angle $\beta_2/(\circ)$	0
Inlet Mach number	0.67

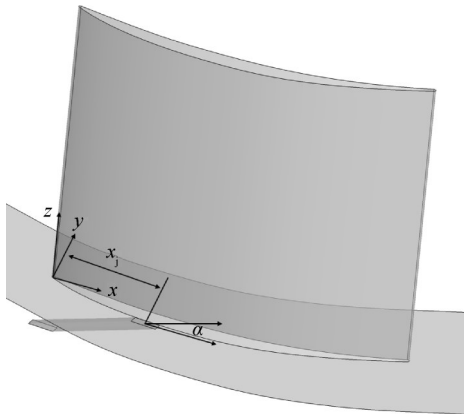


Fig. 1 Jet control model

叶栅内的流动情况具有对称性,为了减少计算量,本文仅对叶栅半叶高进行数值计算。采用ICEM建立H-O-H型拓扑结构划分叶栅以及射流进口网格。考虑到采用流动控制后叶栅尾迹掺混损失变化较大,叶栅出口位于尾缘后2倍弦长处。在叶栅前尾缘、端壁以及射流壁面处进行网格加密处理,以确保网格布置满足湍流模型的要求($y^+<1$)。

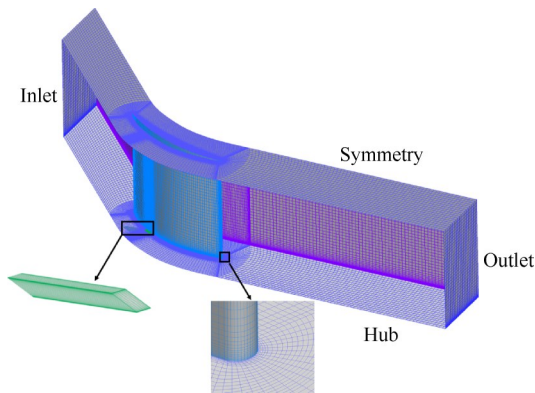


Fig. 2 Computational domain grid diagram

计算软件采用ANSYS CFX,湍流模型为 $k-\omega$ SST两方程模型。对流项和湍流项的离散采用High Resolution格式,时间项采用Second Order Backward Euler格式离散。单个射流周期时间的1/20设为时间步长,每个时间步的最高迭代次数设置为15。将定常

计算的结果设置为非定常计算的初始值,通过监测叶栅尾缘附近的总压波动确定计算是否已处于稳定的周期性状态。边界条件设置为:进口给定总压沿叶高分布和进气角度,总压分布由叶栅实验获得,如图3所示,来流边界层厚度约为10%叶高,进气攻角为 0° ,同时进口总温给定320K;出口给定静压101325Pa;叶片表面、端壁和射流壁面设置为绝热、无滑移;中间截面设置为对称边界,叶栅通道沿栅距方向设定为平移周期面。

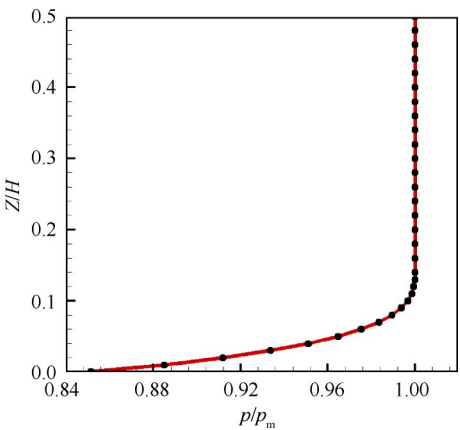


Fig. 3 Boundary layer characteristic curve

对于脉冲振荡射流激励器,稳定的气体流入激励器入口时,在柯恩达效用的作用下,一部分气流沿某一流道流动,同时少量气体流经反馈通道,在流体交界处将气流推向另一侧流道,改变射流出口,如此周而复始,形成了交替脉冲射流,其模型如图4所示。为了准确模拟脉冲激励器射流情况以便于更好地给定射流边界条件,对本文采用的激励器^[18]出口流场进行了测试。使用Dantec公司StreamLine Pro恒温式热线系统,55P11单丝热线测量了单个激励出口中心处不同进口压力下的速度,其瞬态速度曲线如图5所示。因此,为了模拟激励器出口的周期性脉冲射流运动,射流进口给定随时间正弦变化的速度边界条件,即

$$u_t = u_{\max} \sin(2\pi ft) + b \tag{1}$$

式中 $u_{\max}$ 决定脉冲射流的峰值, t 表示时间, f 表示脉冲射流的频率,为了保证一个周期内射流速度更趋近于激励器真实出口速度,给定参数 b 。

为了消除网格数目对计算结果的影响,本文进行了网格无关性验证,通过对比叶栅出口截面的总压损失系数来选取合适的网格数目。当网格数达到230万时,总压损失系数的变化已小于0.1%,因此叶栅计算域网格选取230万,射流段网格选取28万。

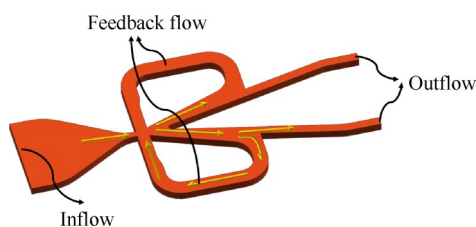


Fig. 4 Actuator model diagram

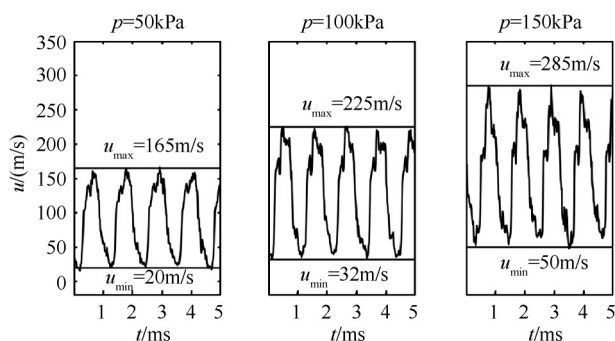


Fig. 5 Transient velocity curve of actuator outlet

本文通过对比数值模拟得到的吸力面极限流线与实验油流结果,以及原型叶栅出口截面总压损失系数沿叶高分布的实验和数值结果,验证数值模拟的可信度。实验在大连海事大学高速叶栅风洞中完成。图6(a)和(b)给出了原型叶栅吸力面极限流线对比图。由图可知,数值模拟能够较好地计算出前缘附近的分离泡,其沿展向的分布范围与油流结果基本一致;数值得到地角区分离起始位置与范围均与油流结果吻合较好。图6(c)给出了原型叶栅出口截面节距平均的总压损失系数沿叶高分布的对比图。由图可知,总压损失系数 ω 沿叶高的分布趋势以及数值大小均与实验相吻合。由此可见,本文采用的数值计算方法具有较高的可信度,可以用于高亚声速来流条件下脉冲射流控制叶栅角区分离的研究。

2.3 相关参数定义

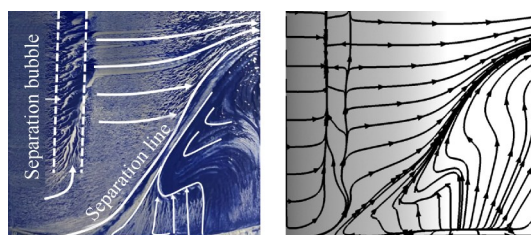
流场的变化必然会导致叶栅的流动损失变化,总压损失系数是表征叶栅流动损失的重要参数之一,考虑脉冲射流的影响总压损失系数^[9]定义为

$$\omega = \frac{(m_1 p_1^* + m_j p_j^*) - (m_1 + m_j) p_2^*}{m_1 (p_1^* - p_1) + m_j (p_j^* - p_j)} \quad (2)$$

式中 p^* 和 p 分别为总压和静压, m 为质量流量,下标1,2和j分别代表叶栅进口、出口截面和射流进口,定义出口截面为距离叶片前缘1.5倍弦长处的横截面。

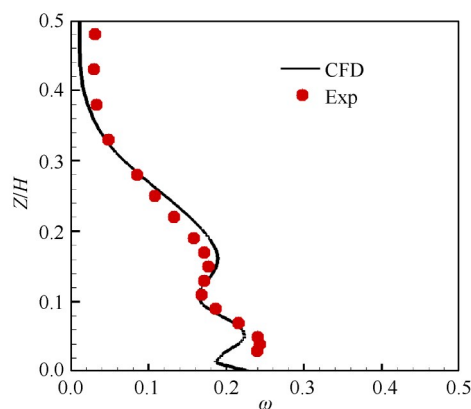
压气机静压系数是表征叶栅性能的重要参数之一,静压系数定义为

$$C_p = \frac{p_2 - p_1}{p_1^* - p_1} \quad (3)$$



(a) Exp

(b) CFD



(c) Spanwise distribution of the pitchwise averaged total pressure loss coefficient at outlet

Fig. 6 Validation of numerical method

轴向速度密流比 $AVDR$ 也是表征叶栅气动性能的重要参数,其定义为

$$AVDR = \frac{\rho_2 u_{2x}}{\rho_1 u_{1x}} \quad (4)$$

式中 ρ 为密度, u_x 为轴向速度。

为便于比较不同激励参数对脉冲射流控制效果的影响,定义表征射流强度的射流速度比 C_u 为

$$C_u = 2u_{\max}/u_{\infty} \quad (5)$$

式中 u_{∞} 表示主流来流速度。

定义表征脉冲频率的无量纲激励频率 $F^{+[12]}$ 为

$$F^+ = fb/u_{\infty} \quad (6)$$

3 结果分析与讨论

3.1 射流位置的影响

射流位置对脉冲射流控制叶栅性能有重要影响,合理设计射流位置可以在不改变其他参数的情况下获得更大的气动收益。为了探究脉冲射流位置对叶栅性能的影响规律,选取射流角度 $\alpha=20^\circ$,射流速度比 $C_u=100\%$,射流频率 $F^+=0.66$ 的方案,在10%~35%轴向弦长选取六个不同射流位置展开非定常数值计算。图7给出了不同射流位置下的时均出口总压损失系数,由图可知,脉冲射流可以有效减小叶栅损失,随着射流位置从 $x_j/B=10\%$ 增加至 $x_j/B=35\%$,叶栅出口总压损失系数呈先减小后增加趋势,在 $x_j/B=25\%$ 时叶栅损失最小,相比于无脉冲射流时的损失减

小24.81%,此时射流流量仅相当于主流流量的0.2%。

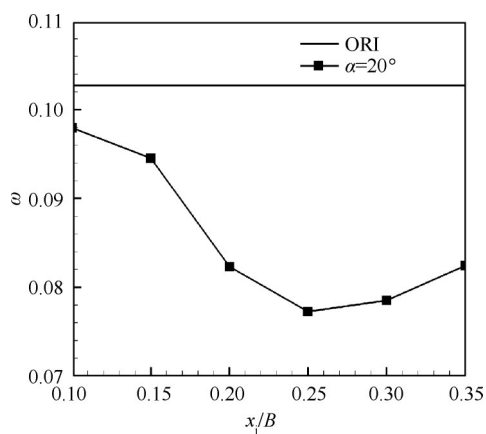


Fig. 7 Time-averaged total pressure loss coefficient at outlet with different jet locations

图8(a)给出了不同射流位置下时均的节距平均总压损失系数沿叶高的分布。损失系数降低幅度较大的区域分布在30%叶高以下区域,而高于该叶高的区域其损失系数变化不大甚至略高于无射流方案。端壁附近损失系数的降幅明显大于中径处尾迹区,表明脉冲射流对角区分离的有效控制是其获得良好效果的关键因素。脉冲射流使得角区分离减小、端壁附近通流能力增强,导致叶中区域密流比减小、扩压度增加,从而使得中径处损失系数略有增加。图8(b)给出了不同射流位置下时均的节距平均静压系数沿叶高的分布。静压系数的提高可以表明叶栅负荷能力的增强, $x_j/B=25\%$ 方案在全叶高范围内静压系数最大,位于该位置上游或下游进行射流均会降低这一效益,表明 $x_j/B=25\%$ 方案能更好地提升叶栅性能。图8(c)给出了不同射流位置下时均的节距平均AVDR沿叶高的分布。脉冲射流对AVDR沿叶高分布影响较大,射流提高了近端壁处的AVDR,证明了吸力面角区堵塞程度的减轻。由于端壁附近通

流能力的增强,使得叶中附近AVDR略有减小。

图9给出了不同射流位置下壁面极限流线、射流流体流线和总压损失系数分布云图。如图9(a)所示,无脉冲射流时,角区分离起始于约20%轴向弦长位置,在尾缘处分离区范围高达40%叶高。如图9(b)所示,射流位置位于分离起始点前端,由于分离点上游主流速度对射流影响更大,使得射流流体大部分向端壁侧弯曲。随着射流向下游发展,其动量消散严重。因此,在 $x/B=80\%$ 截面上,其高损失区域与无射流方案相比变化不大。对比图9(b)与图9(a)的吸力面极限流线,由于射流速度的径向分量,使得靠近尾缘处沿叶高方向的分离区范围有所增加。在通道后部,部分射流被主流卷起并造成了反向流动。但总体来说,从 $x/B=120\%$ 截面损失云图可以看出核心区的损失系数有所降低。

如图9(c)所示,射流位置位于分离起始点稍下游,射流可以直接增加分离区流体的动量,从而有效地推迟角区分离的发生。大部分射流流体在向下游发展过程中能够保持其原有流动方向,从而在近端壁区域可以明显减小分离区流体的反向流动。从 $x/B=80\%$ 和 $x/B=120\%$ 两个截面云图可以看出,高损失区的范围和核心区的损失系数明显减小。另外,从吸力面极限流线可以看出,靠近尾缘处沿叶高方向的分离区范围也略有扩大。

如图9(d)所示,相比于无射流情况,在 $x_j/B=35\%$ 位置进行射流也可以减小分离区内近端壁区域流体的反向流动,增加分离区内流体的能量,使得损失系数云图中的高损失区范围和强度都有较为明显的降低。但由于射流位置位于分离点下游较远位置,注入的高动量流体与分离区内流体的相互作用过程更短,所以其损失核心区的范围降低程度不如在 $x_j/B=25\%$ 位置射流时。综上所述,采用脉冲射流可以显著减小叶栅角区分离范围,降低叶栅损失,在 $x_j/B=25\%$

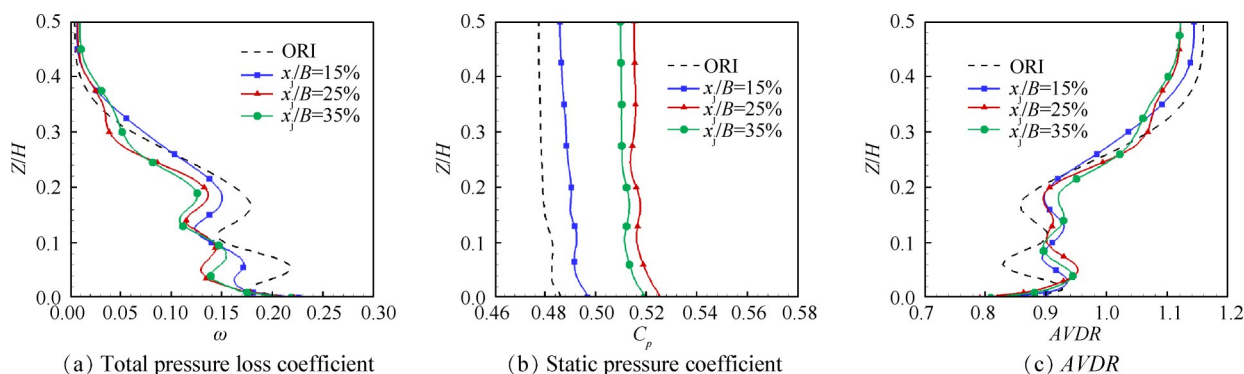


Fig. 8 Pitch-averaged time-averaged flow parameters of the outlet section are distributed along span for different jet locations

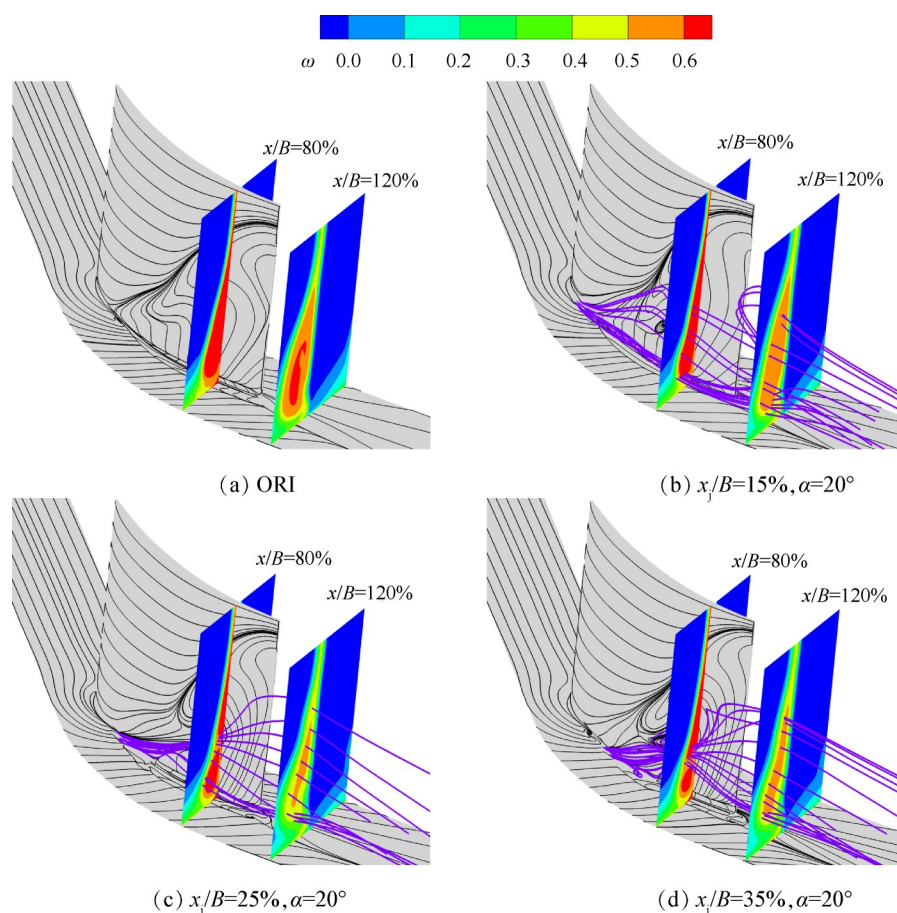


Fig. 9 Time-averaged limiting streamlines and total pressure loss distribution for different jet locations

位置进行射流效果最好。

图 10 给出了不同射流位置下 $x/B=60\%$ 截面时均轴向速度在部分叶高范围内的分布,图中黑色虚线表示 $u_x=60\text{m/s}$ 等值线。由于叶栅通道内横向压差和流向逆压梯度的影响,使得端壁附面层逐渐向角区堆积,进而出现图 10 中所示的低能流体聚集区 A_1 ,吸力面附面层也由于无法克服逆压梯度而在近端壁区形成回流区 A_2 。如图 10(b)~(d)所示,脉冲射流为角区流体注入了流向动量,从而大幅减小了低能流体聚集区的范围。 $x_j/B=15\%$ 方案其时均轴向速度分布特性与无射流方案基本相同,由于射流在向下游流动的过程中能量耗散太多,该方案不如其余两方案减小低能流体聚集区的效果显著。 $x_j/B=25\%$ 方案使得角区低能流体聚集区基本消失,效果最为显著。 $x_j/B=35\%$ 方案由于距离观察截面最近,所以该截面显示出脉冲射流对吸力面根部回流区作用效果最为明显。

3.2 射流角度的影响

为了探究脉冲射流角度对叶栅性能的影响规律,选取射流位置 $x_j/B=25\%$,射流速度比 $C_u=100\%$,射流频率 $F^*=0.66$ 的方案,在 $\alpha=10^\circ\sim30^\circ$ 选取五个角度

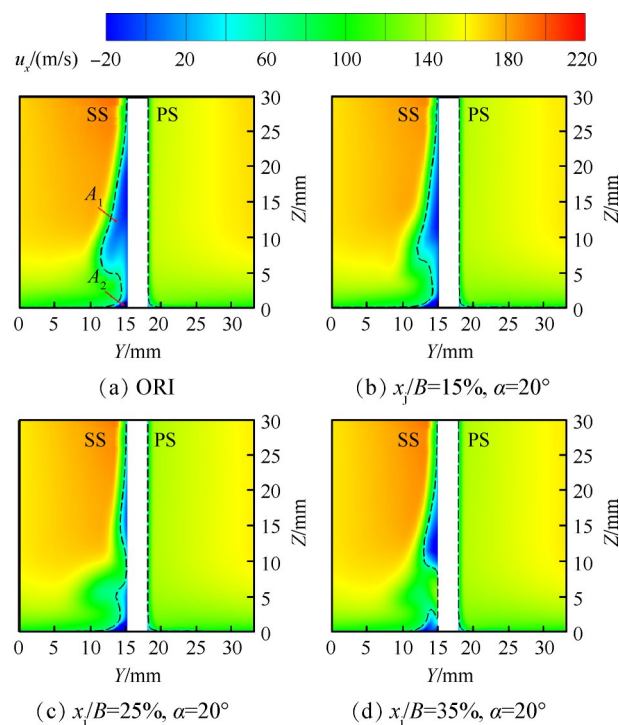


Fig. 10 Time-averaged axial velocity distributions for different jet locations ($x/B=60\%$)

展开非定常数值计算。图 11 给出了不同射流角度下的时均出口总压损失系数,由图可知,射流角度存在

最佳值,当射流角度 $\alpha=20^\circ$ 时叶栅损失最小,当射流角度高于或低于该角度时叶栅损失均有所上升。

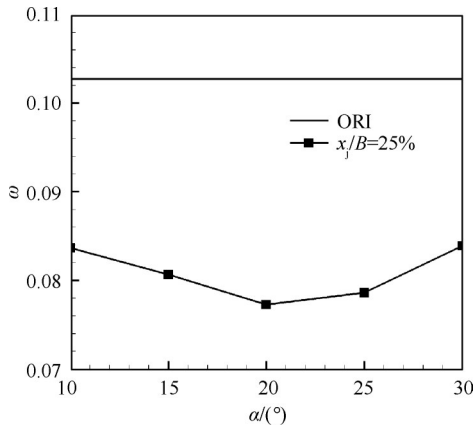


Fig. 11 Time-averaged total pressure loss coefficient at outlet with different jet angles

图12(a)给出了不同射流角度下时均的节距平均总压损失系数沿叶高的分布。损失系数降低较多的区域依旧分布在30%叶高以下,脉冲射流控制效果显著,其中以射流角度 $\alpha=20^\circ$ 方案损失降低幅值最大。另外,射流角度 $\alpha=30^\circ$ 方案改变了近端壁处总压损失系数的分布趋势。图12(b)给出了不同射流角度下时均的节距平均静压系数沿叶高的分布,射流角度 $\alpha=20^\circ$ 方案在全叶高范围内静压系数最大,当射流角度低于或高于这一角度均会降低效益,表明 $\alpha=20^\circ$ 方案能更好地提升叶栅性能。图12(c)给出了不同射流角度下时均的节距平均AVDR沿叶高的分布,三个射流方案均有效提高了近端壁处的AVDR。就整体而言, $\alpha=20^\circ$ 方案效果最为显著; $\alpha=30^\circ$ 方案由于在近端壁处脉冲射流作用的位置更高,因此在8%~12%叶高范围内 $\alpha=30^\circ$ 方案作用效果更好。

为了更好地理解不同射流角度下脉冲射流对叶栅性能的影响,图13给出了不同角度下壁面极限流线、射流体流线和总压损失系数分布云图。分离区

的高损失区域距离端壁有一段距离,当射流作用在高损失区时可以更好地减小损失。从图13可以看出,射流角度为 20° 和 30° 的方案在图中所示两个截面上相比于射流角度为 10° 的方案能更有效地减小损失。如图13(b)所示,由于射流角度过小,射流流体大部分距离端壁较近,无法直接对高损失区注入能量,所以在 $x/B=80\%$ 截面上其高损失区域与无射流方案相比变化不大。如图13(d)所示,当射流角度过大时,射流与主流之间的冲击会加强,导致只有小部分流体可以保持其初始方向,大部分流体被迫向端壁弯曲,射流冲击损失严重。同时,射流角度过大时,射流的轴向分速度减小,轴向动量注入效应随之减弱,也会造成脉冲射流的作用效果减弱。综上所述,当射流角度过大或过小时都不能达到理想效果,射流角度存在一个最佳值。

图14给出了不同射流角度下 $x/B=60\%$ 截面时均轴向速度在部分叶高范围内的分布,图中黑色虚线表示 $u_x=60\text{m/s}$ 等值线。从图14(b)~(d)可以看出,脉冲射流在30%叶高以下范围能够大幅度降低低能流体聚集区的范围。射流角度 $\alpha=20^\circ$ 方案在5%~10%叶高减小低能流体聚集区的效果最为显著,在此叶高范围内低能流体聚集区基本消失,这与图13中射流流线的的作用范围相对应。射流角度 $\alpha=10^\circ$ 和 $\alpha=30^\circ$ 方案的轴向速度分布特性类似。

3.3 射流强度的影响

为了探究脉冲射流强度对叶栅性能的影响规律,选取射流位置 $x_j/B=25\%$,射流角度 $\alpha=20^\circ$,射流频率为 $F^+=0.66$ 的方案,在射流速度比 $C_u=80\%$ 和 $C_u=160\%$ 间选取六个不同射流速度比展开非定常数值计算。图15给出了不同射流强度下的时均出口总压损失系数,由图可知,随着射流速度比从 $C_u=80\%$ 增加至 $C_u=160\%$,叶栅出口总压损失系数呈先减小后增加趋势。当射流速度比 $C_u=110\%$ 时,叶栅损失降低最多,相比无脉冲射流时降低了25.80%,此时射流流量

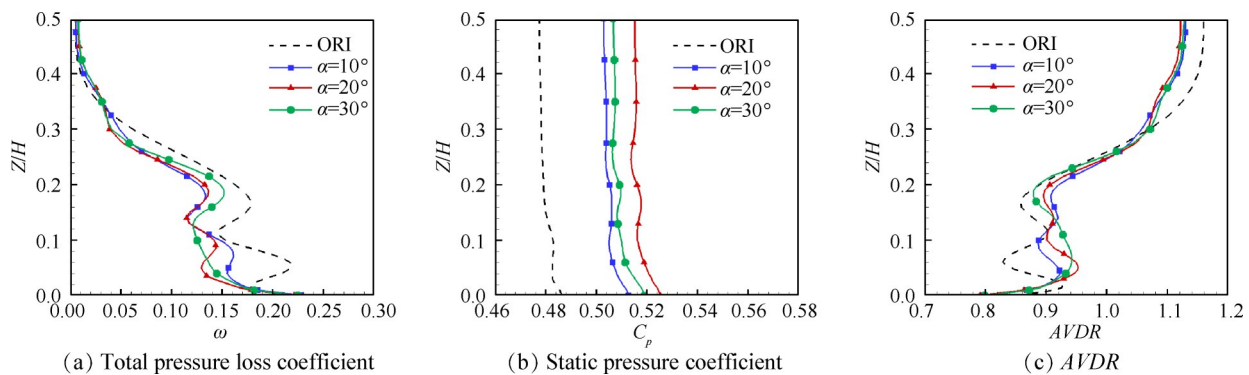


Fig. 12 Pitch-averaged time-averaged flow parameters of the outlet section are distributed along span for different jet angles

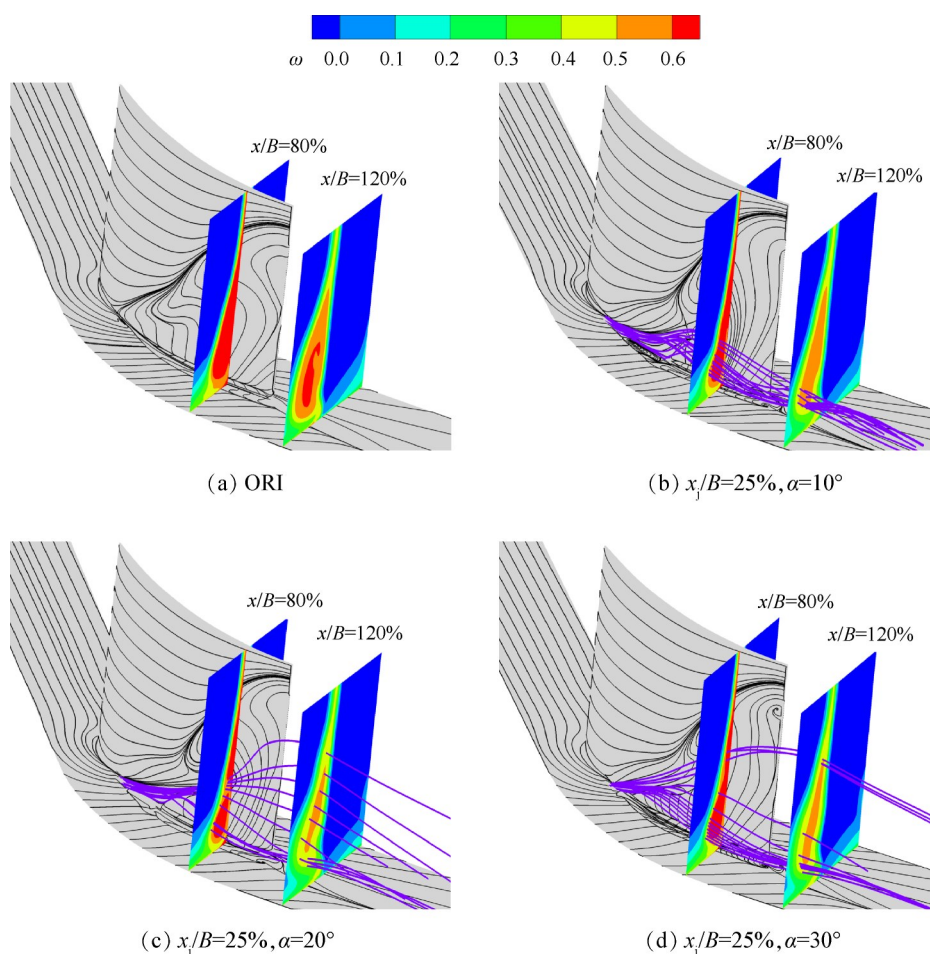


Fig. 13 Time-averaged limiting streamlines and total pressure loss distribution for different jet angles

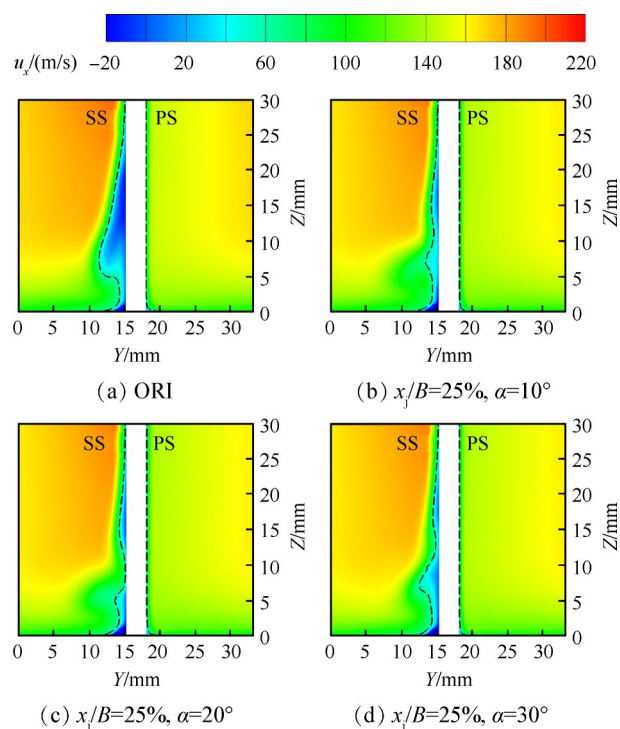


Fig. 14 Time-averaged axial velocity distributions for different jet angles ($x_j/B=60\%$)

仅相当于主流流量的0.27%。脉冲射流改善叶栅性能主要取决于脉冲射流提供的动量注入和附加的流动损失。当射流强度低于最佳射流强度时,动量注入带来的气动收益明显高于由于剪切以及粘性耗散带来的流动损失,因而随着射流强度的增加叶栅性能逐渐提高。而当射流强度高于最佳射流强度时,脉冲射流过程中附加的流动损失急剧增加,因此继续增大射流强度会使得叶栅损失增大。

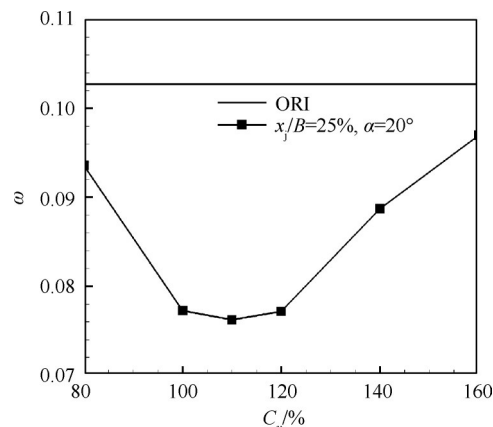


Fig. 15 Time-averaged total pressure loss coefficient at outlet with different jet momentums

图 16(a) 给出了不同射流强度下时均的节距平均总压损失系数沿叶高的分布, 在 20% 以下叶高范围, 射流强度 $C_u=110\%$ 方案能更好地降低叶栅损失, 另外两种方案由于动量不足或射流作用位置过高导致效果不够显著; 在 20%~30% 叶高范围, 射流强度 $C_u=140\%$ 方案能获得更好的控制效果; 在 35% 叶高以上区域, 损失系数随射流强度的增加而逐渐增加。图 16(b) 给出了不同射流强度下时均的节距平均静压系数沿叶高的分布, 射流强度 $C_u=110\%$ 方案在全叶高范围内静压系数最大, 当射流强度低于或高于

这一强度均会降低效益, 表明射流强度 $C_u=110\%$ 方案能更好地提升叶栅性能。图 16(c) 给出了不同射流强度下时均的节距平均 $AVDR$ 沿叶高的分布, 在 20% 叶高以下位置, 相比于其他两个方案, $C_u=110\%$ 方案能更好地改善吸力面角区的堵塞情况。

图 17 给出了不同强度下壁面极限流线、射流流体流线和总压损失系数分布云图, 可以看出随着射流强度的增加, 脉冲射流流体能够更好地保持其初始方向并达到更高的高度, 从而对叶栅主流沿叶高方向的影响范围逐渐增大。如图 17(b) 所示, 由于射流

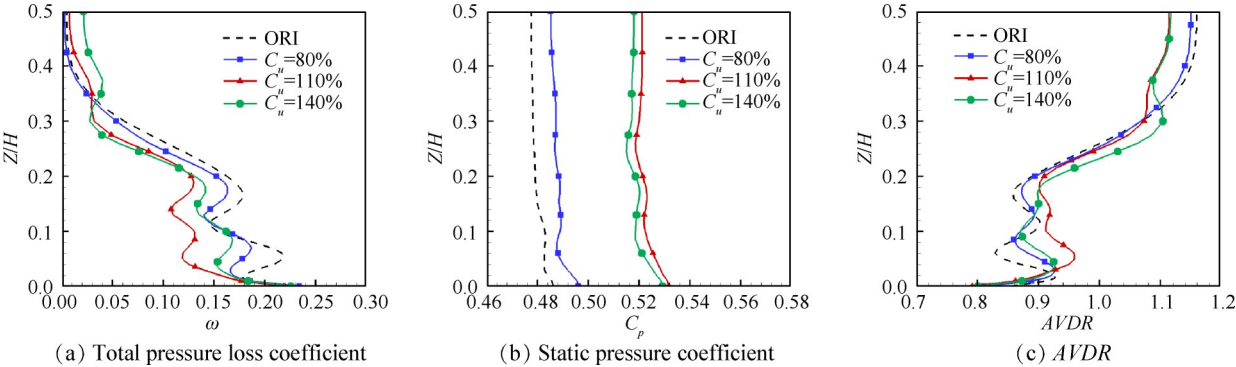


Fig. 16 Pitch-averaged time-averaged flow parameters of the outlet section are distributed along span for different jet momentums

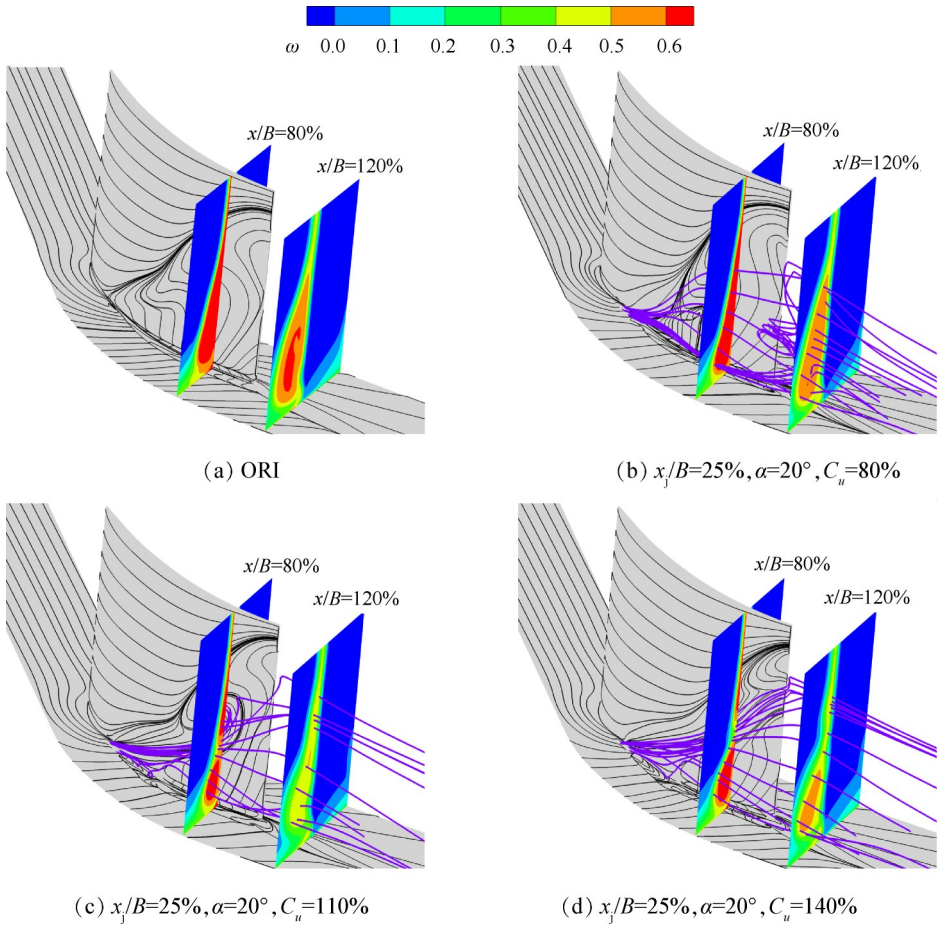


Fig. 17 Time-averaged limiting streamlines and total pressure loss distribution for different jet momentums

强度较小,在主流的冲击下,大部分流体不能保持其初始方向进而转为向端壁侧弯曲,在向下游的运动过程中,由于射流动量消散严重,在叶栅通道后部靠近端壁的射流部分被主流卷起并形成了反向流动,所以对叶栅性能的改善效果较为微弱。如图 17(c) 所示,在该射流强度下大部分流体可以保持初始射流方向运动,在 $x/B=80\%$ 截面上射流对高损失区的作用效果与图 17(d) 基本类似,射流作用位置随着射流强度的增加略有提高。受主流的冲击在 $x/B=120\%$ 截面该射流强度的动量注入效用主要体现在降低高损失区上,因而能大幅度改善叶栅性能。如图 17(d) 所示,当射流速度比 $C_u=140\%$,大部分射流流体可以保持其初始方向一直作用到叶栅尾缘处,但是由于射流注入效用较大的位置大部分更加靠近中径处而不是角区高损失区,同时射流还附加了流动损失,所以对叶栅性能的改善不是特别理想。

3.4 射流频率的影响

为探究脉冲射流频率对叶栅性能的影响规律,选取射流位置 $x_j/B=25\%$,射流角度 $\alpha=20^\circ$,射流强度 $C_u=110\%$ 的方案,选取六个不同射流频率展开非定常数值计算。图 18 给出了不同射流频率下的时均出口总压损失系数,由图可知,随着射流频率的升高,叶栅出口总压损失系数呈先减小后增加的趋势。当射流频率 $F^+=0.80$ 时效果最好,叶栅损失相比于无射流时降低了 28.66%,此时射流流量仅相当于主流流量的 0.28%。

图 19(a) 给出了不同射流频率下时均的节距平均总压损失系数沿叶高的分布,三种方案的总压损失系数沿叶高分布趋势基本一致,在 30% 叶高以下范围,相比于其他两个方案,射流频率 $F^+=0.80$ 的方案能更大幅度降低叶栅损失。图 19(b) 给出了不同射流频率下时均的节距平均静压系数沿叶高的分布,射流频率 $F^+=0.80$ 方案使得静压系数全叶高范围内显

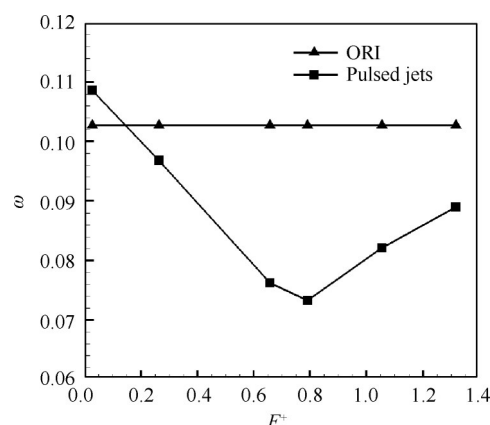


Fig. 18 Time-averaged total pressure loss coefficient at outlet with different jet frequencies

著提升。图 19(c) 给出了不同射流频率下时均的节距平均 $AVDR$ 沿叶高的分布,射流频率 $F^+=0.80$ 的方案更明显地提升了端壁附近的 $AVDR$,叶中附近的 $AVDR$ 反而有所降低。

另外,为探究在非设计状态下端壁脉冲射流对叶栅气动性能的影响,选取脉冲射流较好的方案在 $i=-8^\circ \sim +4^\circ$ 选取七个来流冲角进行变冲角特性研究。图 20 给出了不同来流冲角下的时均出口总压损失系数,由图可知,原型叶栅损失随冲角增加呈先减小后增加趋势,最小损失冲角为 $i=-6^\circ$,最大损失冲角为 $i=+4^\circ$ 。端壁脉冲射流在各冲角下均能降低叶栅损失,具有较好的适应性,在零冲角附近能更大幅度地减小叶栅损失。

3.5 脉冲射流控制叶栅角区分离的作用机理

为了揭示端壁脉冲射流控制叶栅角区分离的作用机理,选取射流参数分别为:射流位置 $x_j/B=25\%$,射流角度 $\alpha=20^\circ$,射流速度比 $C_u=110\%$,射流频率 $F^+=0.80$ 的方案展开分析,该方案中射流参数均为上文讨论得到的最佳值。

图 21(a) 和 (b) 给出了控制前后时均吸力面极限

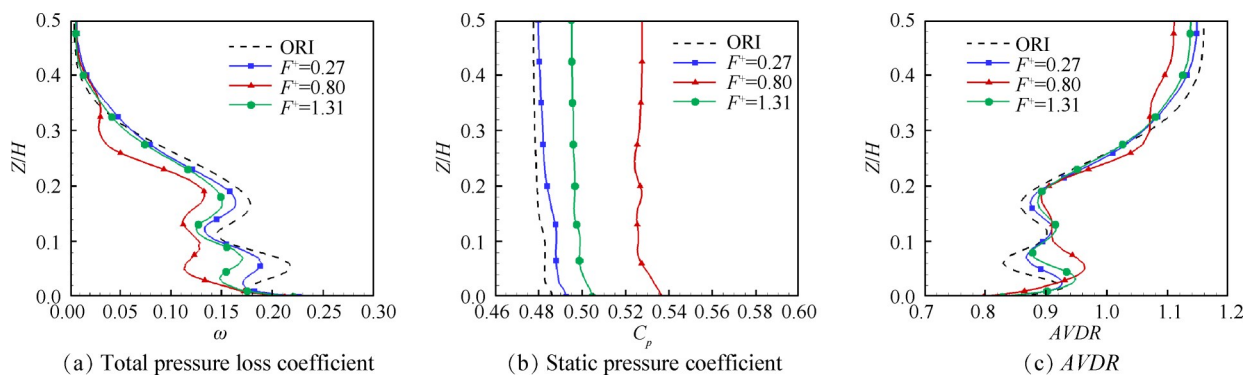


Fig. 19 Pitch-averaged time-averaged flow parameters of the outlet section are distributed along span for different jet frequencies

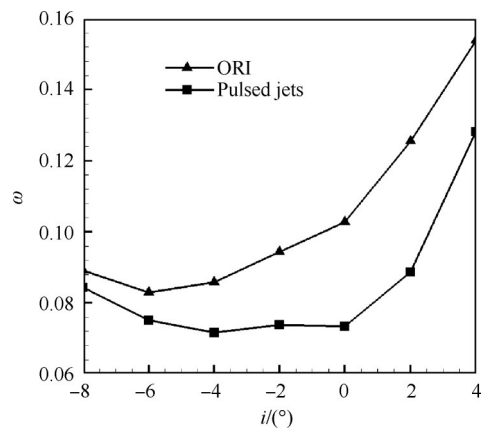


Fig. 20 Time-averaged total pressure loss coefficient at outlet with different incidences

流线及流向剪切应力的分布,图中红色虚线代表原型方案吸力面分离线。加入脉冲射流后,吸力面分离的起始位置由20%轴向弦长推迟到约50%轴向弦长,回流区范围大幅度减小。吸力面近端区的流向剪切应力因射流有所增加,表明吸力面附面层的流向动量增加,其抗分离的能力增强。此外,由于脉冲射流在径向方向的速度分量,使得角区分离在叶栅尾缘处沿展向的范围略有增加,并在尾缘处约25%叶高位置引入了一个新的分离螺旋点,诱导产生了一个新的集中脱落涡。

图 21(c)~(f)给出了一个脉冲射流周期内瞬时吸

力面极限流线以及流向剪切应力的分布。脉冲射流在整个周期内都可以推迟吸力面分离,并且射流能够直接作用于分离区内的回流流体,有效地减弱了射流附近低能流体的径向迁移和回流趋势。如图 21(c)所示,该时刻流道内部主要受到上一周期最后时刻的影响,所以流向剪切应力在射流出口稍下游位置较大,射流带来了新的射流旋涡,并使得尾缘增加一个分离螺旋点,回流区范围相比原型方案明显缩小。如图 21(d)所示,在该时刻流道内部主要受到低速射流的影响,所以射流出口流向剪切应力明显小于其他时刻,吸力面分离状态与上一时刻保持一致。如图 21(e)所示,随着射流速度的增加,射流出口流向剪切应力急剧增加,射流能够达到更高的叶高位置,使得回流区范围进一步缩小。如图 21(f)所示,射流速度较大时刻的影响还未消失,流向剪切应力增加的范围进一步扩大,射流到达的位置进一步提高,回流区范围在整个周期内最小。

图 22(a)和(b)给出了控制前后不同轴向位置时均轴向涡量的分布。加入脉冲射流后,形成射流旋涡(JV),在 $x/B=75\%$ 截面已基本观察不到其痕迹。壁面涡(WV)的强度和尺寸明显缩小,在向下游发展的过程中其沿展向不断向叶中位置发展。由吸力面附面层受到壁面涡挤压脱离叶片而形成的自由涡(FV)的强度和尺寸也明显缩小。在 $x/B=50\%$ 下游位

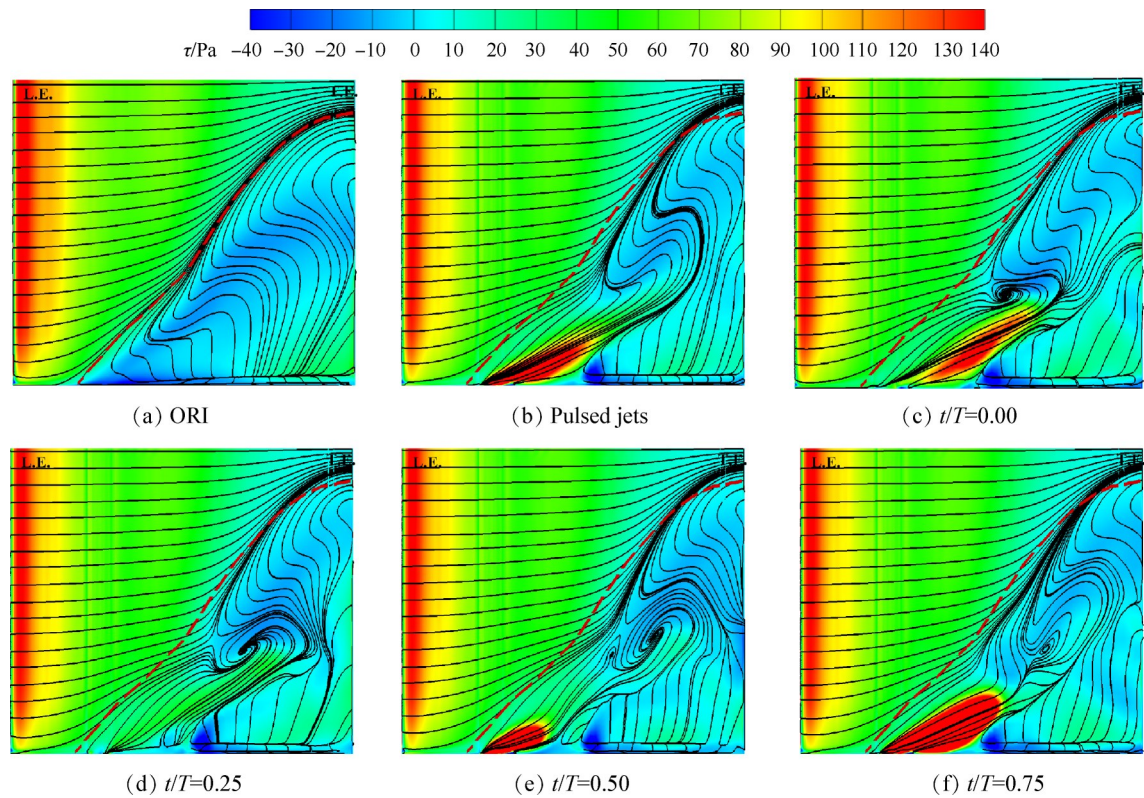
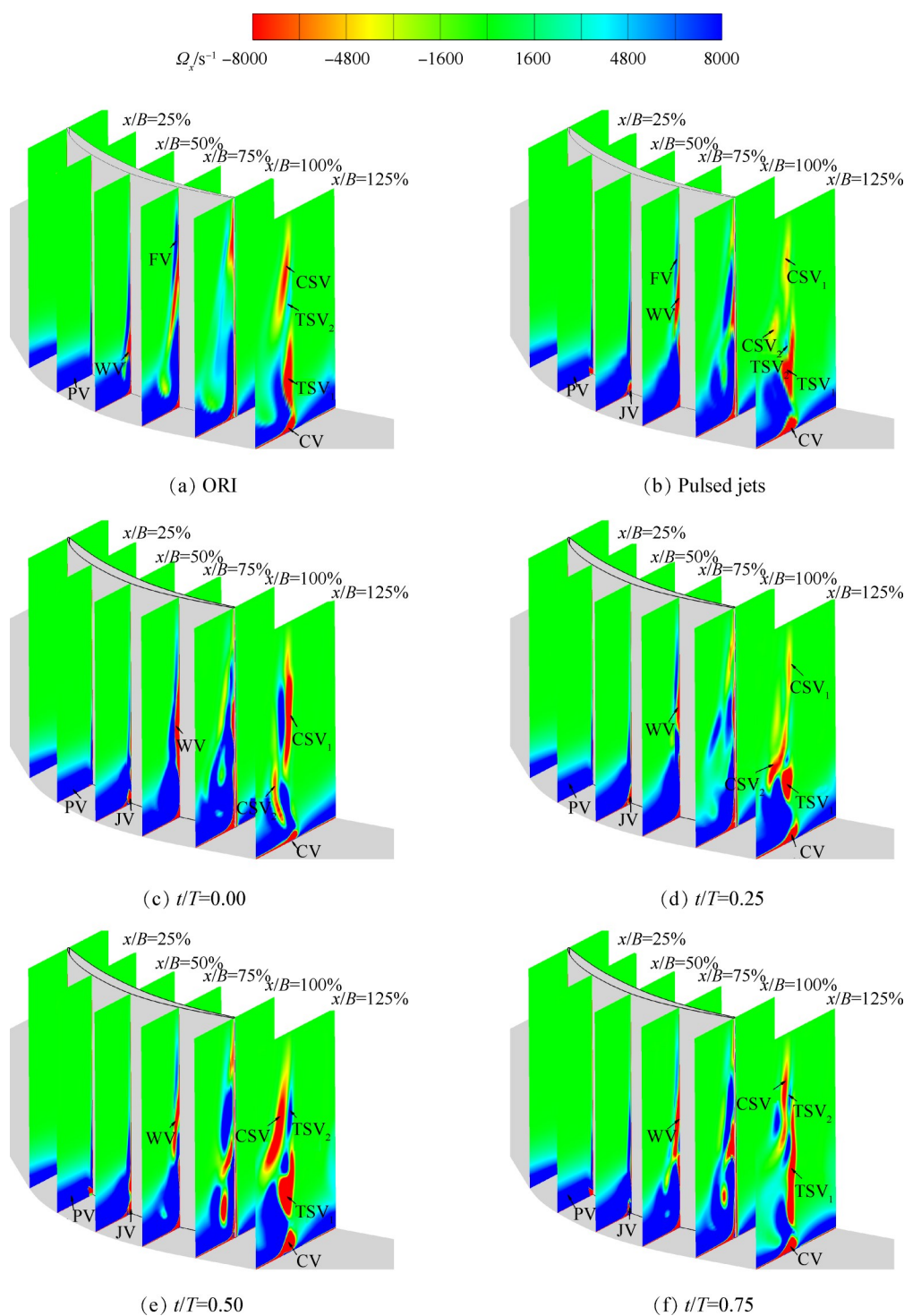


Fig. 21 Limiting streamlines and streamwise wall shear stress on the blade suction

图 22(c)~(f)给出了一个脉冲射流周期内不同轴向位置瞬时轴向涡量的分布。如图 22(c)所示,该时刻脉冲射流速度较小, $x/B=25\%$ 截面没有明显的射流旋涡痕迹,在 $x/B=50\%$ 截面观察到脉冲射流的痕迹,因此该时刻流场主要受到上一个周期射流的影响。



2205071-12

上一周期最后时间段内射流速度逐渐减小,因此下游通道涡的改善效果优于上游,到 $x/B=125\%$ 截面时通道涡范围和强度明显减小。由脉冲射流诱导产生了 CSV_2 ,射流在展向方向的分量引起了 CSV_1 强度及范围的增大。如图22(d)所示,该时刻流道内的射流流体基本都维持在较低速度,射流旋涡对通道涡的掺混作用减弱,因而相比于上一时刻通道涡范围增大。射流沿展向分量减小,引起了 CSV_1 范围及强度的减小。如图22(e)所示,该时刻射流速度逐渐增大,射流旋涡对通道涡的改善作用相比上一时刻有所提升。在该时刻 CSV_2 消失, CSV_1 强度及范围随展向方向扰动的增加而增加。如图22(f)所示,该时刻流道内射流速度达到整个周期内的最大值,因而在流道后部 $x/B=125\%$ 截面通道涡由于射流旋涡的作用在整个周期内的分布范围最小。在该时刻射流对吸力面附面层的改善作用优于上一时刻,因而集中脱落涡范围减小。

4 结 论

本文采用端壁非定常脉冲射流控制方法,针对NACA65-K48叶型进行数值模拟,探究不同射流参数对叶栅性能的影响,得出以下结论:

(1)不同脉冲射流位置表明,当射流位置位于吸力面分离点稍下游位置时对叶栅气动性能的改善效果最好,射流位置位于分离点上游时在向下游发展的过程中动量消散严重,位于分离点下游更远位置时与角区内低能流体作用不充分。

(2)不同脉冲射流角度表明,射流角度存在一个最佳值 20° ,射流角度过小时对角区高损失区作用效果不明显,射流角度过大时沿流向的动量分量较小且受主流冲击严重。

(3)不同脉冲射流强度表明,在一定射流强度范围内,叶栅气动性能随射流强度的增加而逐渐增加,当射流强度大于该范围时,射流时由于剪切以及粘性耗散带来的流动损失急剧增加,使得叶栅性能逐渐降低。

(4)不同脉冲射流频率表明,最佳激励频率存在一个最佳值 $F^+=0.80$ 。脉冲射流在零冲角附近能更好地改善叶栅性能,在 $i=-8^\circ\sim+4^\circ$ 范围内具有较好的适应性。

(5)脉冲射流主要通过推迟和抑制通道涡和集中脱落涡的发展,减小其影响范围来改善流道内的涡系结构;脉冲射流可以明显推迟吸力面角区分离,大幅度减小回流区范围;仅采用不足叶栅主流流量

0.3%的射流流量,就能使叶栅出口总压损失系数降低28.66%。

致 谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] Lee S, Loth E, Babinsky H, et al. Normal Shock Boundary Layer Control with Various Vortex Generator Geometries[J]. *Computers and Fluids*, 2011, 49(1): 233-246.
- [2] Gregory J, Toma M N. A Review of Fluidic Oscillator Development[C]. *San Diego: 43rd AIAA Fluid Dynamics Conference*, 2013.
- [3] Raghu S. Fluidic Oscillators for Flow Control[J]. *Experiments in Fluids*, 2013, 54(2): 1-11.
- [4] Cerretelli C, Gharib E. An Experimental and Numerical Investigation on Fluidic Oscillators for Flow Control[C]. *Miami: 37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, 2007.
- [5] Gregory J W, Sullivan J P, Raman G, et al. Characterization of the Microfluidic Oscillator[J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(3): 568-576.
- [6] Greenblatt D, Wygnanski I J. The Control of Flow Separation by Periodic Excitation[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2000, 36(7): 487-545.
- [7] 秦 勇. 合成射流控制压气机叶栅角区分离的机理研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.
- [8] 茅晓晨, 刘 波, 曹志远, 等. 端壁射流对压气机叶栅角区分离控制的研究[J]. *推进技术*, 2014, 35(12): 1615-1622. (MAO Xiao-chen, LIU Bo, CAO Zhi-yuan, et al. Research on the Control of End-Wall Jet Flow on Corner Zone Separation of Compressor Cascade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(12): 1615-1622.)
- [9] 刘华坪, 俞建阳, 李得英, 等. 端壁组合射流对高速扩压叶栅损失特性的影响[J]. *推进技术*, 2016, 37(9): 1673-1680. (LIU Hua-ping, YU Jian-yang, LI De-ying, et al. Influence of End-Wall Combination Jet on Loss Characteristics of High Speed Diffuser Cascade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(9): 1673-1680.)
- [10] 蔡 乐. 超高负荷扩压叶栅分离结构及其定常与非定常控制研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
- [11] 蔡 乐, 周 逊, 卢少鹏, 等. 合成射流控制高负荷扩压叶栅分离数值研究[J]. *工程热物理学报*, 2013, 34(4): 632-636.
- [12] 秦 勇, 宋彦萍, 陈 浮, 等. 合成射流控制高速扩压叶栅二次流的数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2018,

- 33(4): 792–802.
- [13] Hecklau M, Wiederhold O, Zander V, et al. Active Separation Control with Pulsed Jets in a Critically Loaded Compressor Cascade[J]. *AIAA Journal*, 2011, 49(8): 1729–1739.
- [14] Gmelin C, Steger M, Wassen E, et al. Unsteady RANS Simulations on Flow Control in a Compressor Cascade Using Pulsed Jets at the Blade[C]. *Chicago: 5th Flow Control Conference*, 2010.
- [15] Hecklau M, Gmelin C, Nitsche W, et al. Experimental and Numerical Results of Active Flow Control on a Highly Loaded Stator Cascade[J]. *Journal of Power and Energy*, 2011, 225(7): 907–918.
- [16] Kiesner M, King R. Multivariable Closed-Loop Active Flow Control of a Compressor Stator Cascade[J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(10): 3371–3380.
- [17] Tiedemann C, Heinrich A, Peitsch D. A New Linear High Speed Compressor Stator Cascade for Active Flow Control Investigations[C]. *New Orleans: 6th AIAA Flow Control Conference*, 2012.
- [18] Wang S, Batikh A, Baldas L, et al. On the Modelling of the Switching Mechanisms of a Coanda Fluidic Oscillator[J]. *Sensors and Actuators a Physical*, 2019, 299: 111618.

(编辑:白 鹭)