

轴向非均匀凹槽叶顶的实验与数值研究

孟庆鹤, 陈绍文, 刘宏言, 王松涛
(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 为探究不同轴向非均匀凹槽间隙控制泄漏流动的效果和机理,采用实验与数值结合的研究方法,对两种间隙条件下的叶顶凹槽结合渐缩型间隙、均匀型间隙和渐扩型间隙方案对涡轮叶顶泄漏流动的控制效果进行研究。结果表明:减小泄漏流流量与控制叶栅总压损失之间没有直接联系,渐扩型间隙增大了 26.7% 的泄漏流流量,但在小间隙和大间隙条件下分别减小了 2.44% 和 3.53% 的总压损失;渐扩间隙减小总压损失,是通过有效减小通道涡在节距向和展向的尺度,并在一定程度上减小泄漏涡在节距向的尺度实现的;渐扩间隙减小通道涡和泄漏涡的尺度,其原理在于渐扩间隙的布置增强了凹槽内的径向流动,使压力面再附线更靠近叶片,吸力面泄漏涡分离线位置更靠后,从而抑制了泄漏流动。

关 键 词: 轴向非均匀叶顶; 凹槽叶顶; 涡轮叶栅; 泄漏流; 平面叶栅实验; 雷诺时均数值方法

中图分类号: V211.6 **文献标志码:** A

Experimental and numerical study on axially non-uniform clearances with a squealer cavity tip

MENG Qinghe, CHEN Shaowen, LIU Hongyan, WANG Songtao
(School of Energy Science and Engineering,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Experimental method and numerical method were both used to study the effect and mechanism of the axially non-uniform clearances on turbine leakage flows with a squealer cavity tip. Two clearance heights and three clearance types: shrinking clearance, uniform clearance and expanding clearance, were investigated. The following findings were made. Firstly, there was no relation between the reduction of the leakage mass flowrate and the reduction of the total pressure loss. The leakage mass flow rate increased by 26.7% under the expanding clearance case, while the corresponding total pressure loss achieved a 2.44% reduction under small clearance and a 3.53% reduction under large clearance. Moreover, the reduction of the total pressure loss was obtained by the decrease of the scale of the passage vortex in pitch-wise and in span-wise directions and the decrease of the leakage vortex in pitch-wise direction. The arrangement of the expanding clearance strengthened the span-wise flows of the leakage flows in the squealer cavity, led to a closer reattachment line with the blade on the pressure side and a further back leakage vortex separation line, and finally restricted the leakage flows.

Key words: axially non-uniform clearance; squealer cavity; turbine cascade;

收稿日期:2019-03-18
基金项目:国家自然科学基金(51776048,5136002)
作者简介:孟庆鹤(1993—),男,博士生,主要从事叶轮机机械流动控制研究。

引用格式:孟庆鹤,陈绍文,刘宏言,等. 轴向非均匀凹槽叶顶的实验与数值研究[J]. 航空动力学报,2019,34(8):1813-1821. MENG Qinghe, CHEN Shaowen, LIU Hongyan, et al. Experimental and numerical study on axially non-uniform clearances with a squealer cavity tip[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(8): 1813-1821.

leakage flows; linear compressor cascade experiment;
Reynold’s averaged Navier-Stokes equations

涡轮叶顶间隙流引起的流动损失是涡轮叶栅中气动损失的重要组成部分,能够占到涡轮单级总损失的 30%^[1]。对涡轮叶顶流动特征的相关研究中,Denton^[2]将叶片厚度大于 4 倍叶顶间隙大小的叶片归类为厚叶片,并指出厚叶片会在间隙流动中出现以分离泡为主要特征的流动型式,与之相对,薄叶片则没有分离泡出现。对影响涡轮泄漏损失的相关研究中,Chan 等^[3]根据实验结果指出:泄漏损失对来流附面层的变化不敏感而对间隙大小敏感,且折转角的增大和间隙的增大都会导致泄漏流动和其他二次流的相互作用增强。

叶顶凹槽是一种常见的控制涡轮泄漏流动的流动控制手段。在对间隙大小与凹槽控制效果的实验研究中,Camci 等^[4]认为在其研究的条件下,间隙与叶高之比为 0.72% 时,凹槽叶顶对泄漏流动有着最佳控制效果。Heyes 等^[5]则对比了不同造型的凹槽叶顶方案,指出相比传统平叶顶,凹槽叶顶,尤其是吸力面凹槽叶顶能够很大程度上提高气动效率。另一方面,Ameri 等^[6]通过布置凹槽叶顶,减小了涡轮叶栅中 14% 的泄漏流流量,Bindon^[1]却认为一味减小泄漏流流量可能反而对涡轮气动性能带来负面影响。国内关于叶顶凹槽的研究也较为丰富。高杰等^[7]利用数值方法研究了采用凹槽叶顶、平顶喷气和凹槽顶喷气等方式下涡轮性能随攻角的变化情况,结果表明,仅涡轮叶片前缘区域泄漏流动对攻角变化较为敏感。崔涛等^[8]则通过实验指出凹槽尾缘开口能够降低间隙泄漏损失,并且前缘开口和尾缘开口的合理匹配对减小泄漏损失至关重要。成锋娜等^[9]通过数值计算方法,认为吸力面侧尾缘开槽的凹槽叶顶可以改变开槽附近泄漏流的流动路径,有效抑制其与主流的掺混。

轴向非均匀叶顶的概念由 Mohan 等^[10]提出,提出时采用此种叶顶的目的是通过利用泄漏涡和通道涡的相互作用更好地控制压气机流场结构。后来的研究^[11-13]也主要集中在对压气机叶顶间隙流动的控制。高杰等^[14]数值研究了在涡轮叶顶布置不同的轴向非均匀间隙对泄漏流动及叶栅损失的影响,结果表明在其研究的叶型及工作条件下,前部大间隙,尾部小间隙的方案能够取得更好的性能,有效控制泄漏流动。

前述研究中,叶顶凹槽的布置能够减小泄漏流的流量,但整体效率可能保持不变或者稍有减小。相比之下,轴向非均匀间隙的研究是比较稀少的,且大部分为数值研究。此外,叶顶凹槽的布置控制泄漏流动的机理并没有较为一致的解释,既有认为需要加强泄漏流动从而使泄漏流与其他二次流相互作用而减小损失的研究^[10,12],也有认为削弱泄漏流动能够减小损失的研究^[11,13-14]。本文通过实验与数值方法结合,讨论轴向非均匀叶顶的布置对凹槽内流动的影响,并进一步分析其对叶顶泄漏流动及叶栅气动性能的影响。

1 实验与数值方法

1.1 实验设置

实验完成于哈尔滨工业大学发动机气体动力研究中心低速叶栅风洞实验台。实验台由一台离心式风机驱动,来流总压连续可调,出口段如图 1 所示。来流攻角连续可调,并设有附面层处理装置,来流条件由皮托管测得。待测叶栅由 6 个叶片,5 个流道组成,叶栅后设有尾板以改善周期性。进口测量槽测得的附面层情况如图 2(图中 y/H 为展向相对位置),出口测量槽位于距离叶栅尾缘 0.5 倍轴向弦长(b)处,节距向与展向各布置 26 个测点,间距为 4 mm,其中尾迹处与附面层处加密,间距为 2 mm。

叶型选取自某型燃气涡轮顶部截面^[15],经过几何相似得到,具有折转角大,厚度均匀的特点。叶栅几何形状,主要几何参数和气动参数以及叶顶凹槽的布置情况由图 3 给出。表 1 给出了部分

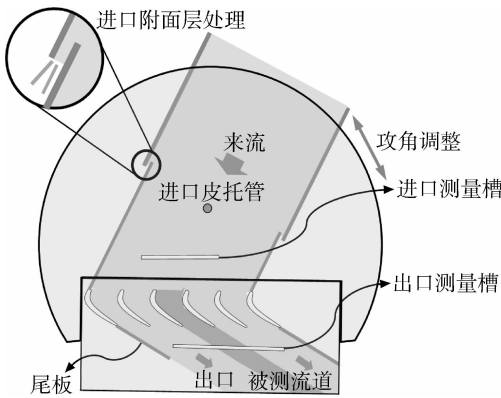


图 1 实验台出口段示意图

Fig.1 Schematic diagram of test rig

主要几何/气动参数的取值。表中凹槽的平均深度为 $5.00\%H$, 平均叶顶间隙取两个, 小间隙为 $0.75\%H$ ^[4] 和大间隙为 $2.00\%H$ 。表 2 给出了本

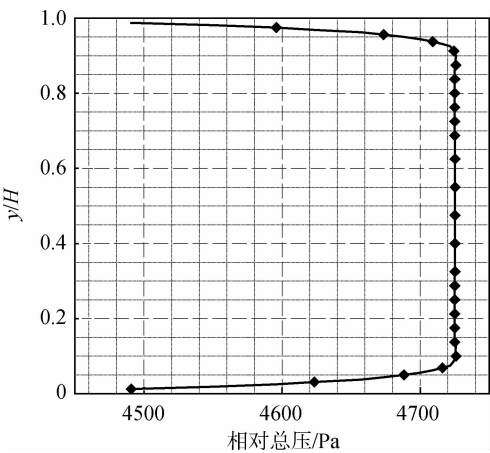


图 2 进口来流附面层情况
Fig. 2 Inflow boundary layer conditions

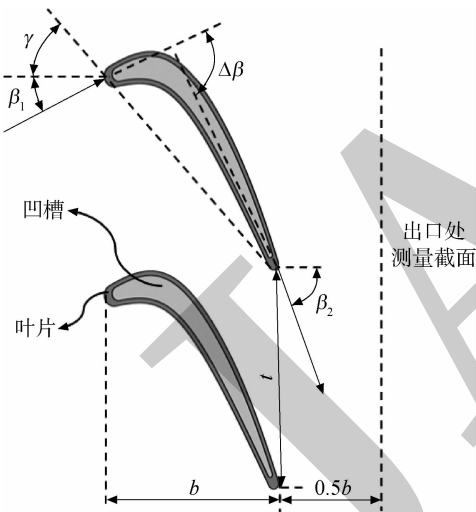


图 3 叶栅几何/气动参数示意图
Fig. 3 Schematic diagram of tested cascade

表 1 涡轮叶栅的主要几何/气动参数
Table 1 Governing aerodynamic and geometric parameters of the turbine cascade

参数	数值
轴向弦长 b/mm	71.6
叶片高度 H/mm	160
节距 t/mm	80
折转角 $\Delta\beta/(\text{^\circ})$	86.04
凹槽平均深度 h/mm	8
平均间隙 τ/mm	1.2、3.2
叶片数 n	6

表 2 轴向非均匀凹槽方案布置情况(单位:mm)
Table 2 Investigated axially non-uniform clearances schemes with cavity squealer (unit:mm)

小间隙($0.75\%H$)	大间隙($2.00\%H$)
渐缩小间隙(SCS)方案	渐扩大间隙(SCL)方案
均匀小间隙(UCS)方案	均匀大间隙(UCL)方案
渐缩小间隙(ECS)方案	渐扩大间隙(ECL)方案

文中所研究的 6 个方案。LE 代表叶片前缘,TE 代表叶片尾缘。方案简称前两个字母中 UC 代表均匀间隙,SC 代表渐缩间隙,EC 代表渐扩间隙,第三个字母 L 代表大间隙,S 代表小间隙。

1.2 数值方法的设置与验证

数值方法上,采用雷诺时均(Reynolds averaged Navier-Stokes, RANS)方程对全叶高流场进行了模拟。计算域采用 Numeca 公司 Autogrid 5 进行离散,分别对端壁、叶片表面,间隙和凹槽进行加密,叶片表面及凹槽处分别布置“O”型网格,其他置为“H”型网格。叶顶处布置了 58 层网格,叶栅总网格结点数为 2 063 911。网格节点布置情况(UCS 方案)如图 4 所示。

计算采用 Ansys 公司 CFX 16.1 完成。进口给定来流总温,并根据图 2 给定来流总压沿展向

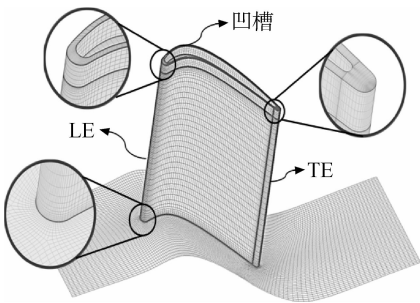


图 4 叶栅网格节点布置
Fig. 4 Mesh grid distribution of the turbine cascade

的分布,出口给定平均静压。图 5 对比了几种湍流模型下出口处总压损失系数沿展向的分布与实验结果的对比情况。图中总压损失系数(C_{pt})由式(1)给出, $\overline{p_0^*}$ 为进口平均总压, p_1^* 为测点处的总压, $\overline{p_1^*}$ 为出口处平均总压, $\overline{p_1}$ 为出口处平均静压。湍流模型分别为 Baseline $k-\omega$ (BSL $k-\omega$)模型、renormalization group (RNG) $k-\varepsilon$ 模型、Wilcox $k-\omega$ ($k-\omega$)模型、带有 $\gamma-\theta$ 转捩模型的 shear stress transport (SST $\gamma-\theta$)模型。在 $0.8H\sim 0.9H$ 的通道涡区域,以及 $0.95H\sim 1.00H$ 处的泄漏涡上部,Baseline $k-\omega$ (BSL $k-\omega$)模型均与实验结果吻合良好。因此,湍流模型选取为 BSL $k-\omega$ 模型。

$$C_{pt} = \frac{\overline{p_0^*} - p_1^*}{\overline{p_1^*} - \overline{p_1}} \tag{1}$$

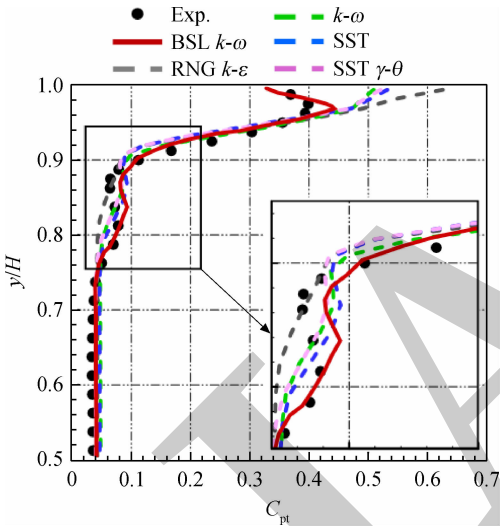
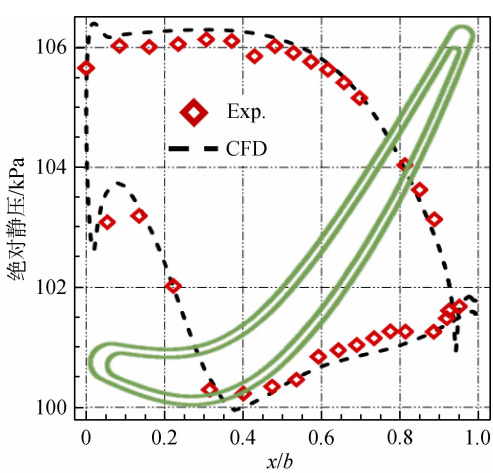


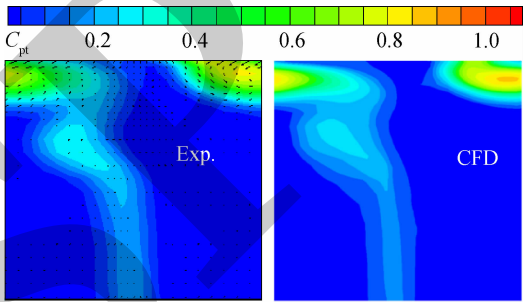
图 5 不同湍流模型下节距平均总压损失系数与实验 (Exp.) 结果的对比

Fig. 5 Comparison of pitch-averaged total pressure loss coefficient between experimental (Exp.) results and numerical results under different turbulent models

为了进一步验证湍流模型及网格数量选取的可靠性,图 6(a)给出了叶片中径处的静压分布情况(图中 x/b 为轴向相对位置)。观察到数值结果能够良好地反映叶片表面静压分布。图 6(b)则分别给出了出口处总压损失系数的实验结果和数值结果。数值结果中,通道涡与泄漏涡的位置、尺度和强度均与实验结果吻合良好,泄漏涡的核心损失区强度稍强于实验结果,且距离端壁的距离稍远于实验结果,通道涡的尺度稍大于实验结果。综上,数值方法可靠,能够反映带间隙的涡轮流场内的流动情况。



(a) 中径处型面静压



(b) 出口处总压损失

图 6 实验与数值方法结果对比

Fig. 6 Results comparison between experimental results and numerical results

2 结果分析

2.1 性能分析

按照式(1)中关于总压损失系数的规定,分别将各个方案下的总压损失系数和叶栅通流流量情况进行展示,如图 7。其中,图 7(a)为小间隙下的 3 个方案总压损失系数情况。数值结果(CFD)的 C_{pt} 稍高于实验结果(Exp.),但相差最多的方案(ECS)中,数值结果下的 C_{pt} 也仅比实验方案高 0.14%。小间隙下实验结果渐扩型间隙(ECS)方案相比均匀间隙(UCS)方案总压损失减小了 2.44%,渐缩型间隙的总压损失相比均匀间隙增大了 4.61%;同时,ECS 方案通流流量比 UCS 增大了 1.09%,SCS 方案通流流量比 UCS 方案减小了 2.14%。由此,可以得出结论:渐扩型间隙相比于均匀间隙,能够有效减小总压损失,并增大通流流量。

相对于小间隙(0.75% H)下的方案,大间隙下(2.00% H)均匀间隙方案的 C_{pt} 增大了 33.6%,流量减小了 0.75%。图 8 给出了各个非均匀造型方案在大间隙条件(2.00% H)的总参数

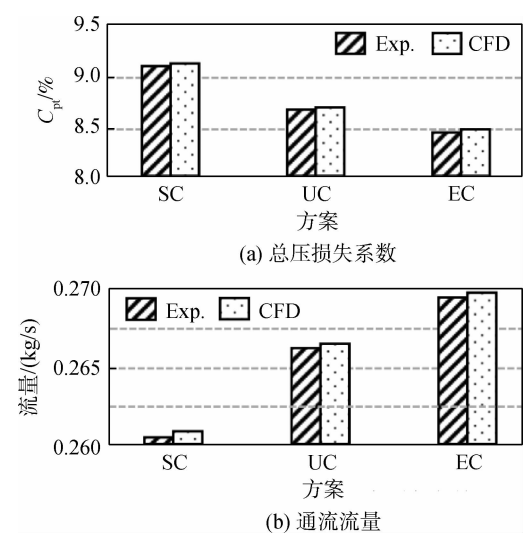


图 7 小间隙(0.75% H)下涡轮叶栅总性能情况
Fig. 7 Overall performance of the turbine cascade under small clearance (0.75% H)

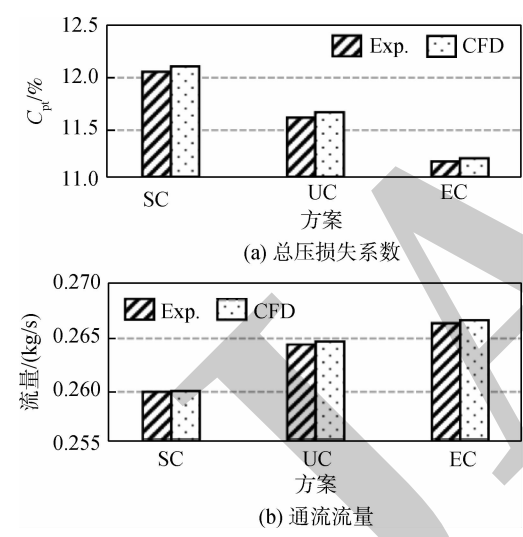


图 8 大间隙(2.00% H)下涡轮叶栅总性能情况
Fig. 8 Overall performance of the turbine cascade under large clearance (2.00% H)

情况。其中,ECL 方案相较 UCL 方案 C_{pt} 减小了 3.53%,即随着间隙的增大,渐扩型间隙控制总压损失的效果更加明显。同时,ECL 的通流流量相较于 UCL 方案增大了 0.83%。作为对比,SCL 方案相较于 UCL 方案,总压损失增大了 3.57%,通流流量减少了 1.74%。

综合各个方案总参数情况,EC 方案相比 UC 方案能够有效减小总压损失,增大通流流量,且随着间隙增大,总压损失控制效果更加明显。

2.2 非均匀间隙对通道内流场的影响

图 9 给出了出口处的总压损失系数分布和二次流矢量量(半叶高)(图中 z/t 为节距向相对位

置)。在带叶顶间隙的平面叶栅实验中,能够观察到的最明显的流场特征为泄漏涡、通道涡以及两者之间的相互作用。在小间隙(0.75% H)下,通道涡的位置在 0.75 H ~0.88 H 处,泄漏涡的位置在 0.92 H ~1.00 H 处。而在大间隙(2.00% H)条件下,通道涡逐渐被卷吸入泄漏涡,泄漏涡的展向和节距向尺度、高损失区强度都有所增强。对比不同非均匀间隙布置方案,可以发现,渐扩型间隙(EC)的布置可以有效减小通道涡的尺度,同时,减小泄漏涡在节距向的尺度。但在 ECS 方案下,能够观察到泄漏涡核心损失区的损失强度有所增强。

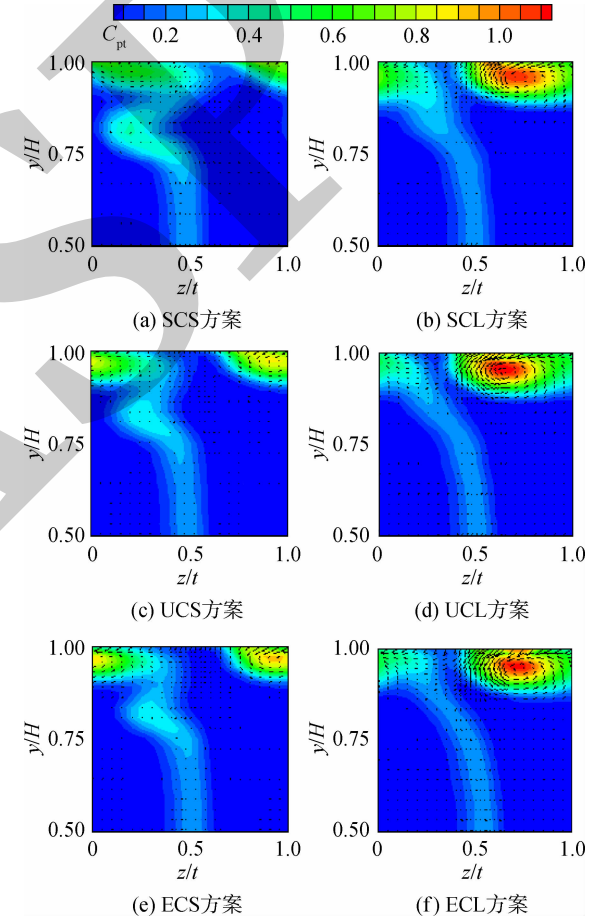


图 9 各个方案下出口处的总压损失分布
Fig. 9 C_{pt} distribution at the outlet under different cases

参考 Lee 等^[16-18]的研究,可以在涡轮叶栅端壁流场显示结果中提取出 3 条特征线:压力面再附线 (reattachment line, RL),通道涡分离线 (passage vortex separation line,PSL)和泄漏涡分离线(leakage vortex separation line,LSL)。3 条特征线又将端壁极限流线分成 3 个区:RL 与 LSL 之间的泄漏流动区(leakage flow zone,LFZ),LSL 与

PSL 之间的掺混区(buffer zone,BZ)以及 PSL 与 RL 之间的通道流动区(passage flow zone,PFZ)。其中,LFZ 的大小、RL 和 LSL 的起始位置及其与叶片的距离反映泄漏涡尺度和强度,BZ 的大小、PSL 的起始位置反映通道涡尺度。

图 10 中给出了各个方案的流场显示结果,流场显示方法采用油流法,获取了各个方案下的端壁流场。可以观察到,随着间隙的增大,RL 的位置明显偏离叶片,深入流道内部;同时,LSL 距离叶片的距离大幅增加,导致 LFZ 面积迅速增大,泄漏流动迅速发展。另一方面,对比不同非均匀叶顶布置方案,可以观察到下述特征。首先,RL 距离叶片的距离,按 SC 方案、UC 方案和 EC 方案的顺序逐渐减小,其中,大间隙下减小程度更加明显,且 RL 在 ECS 和 ECL 方案下最终会进入叶

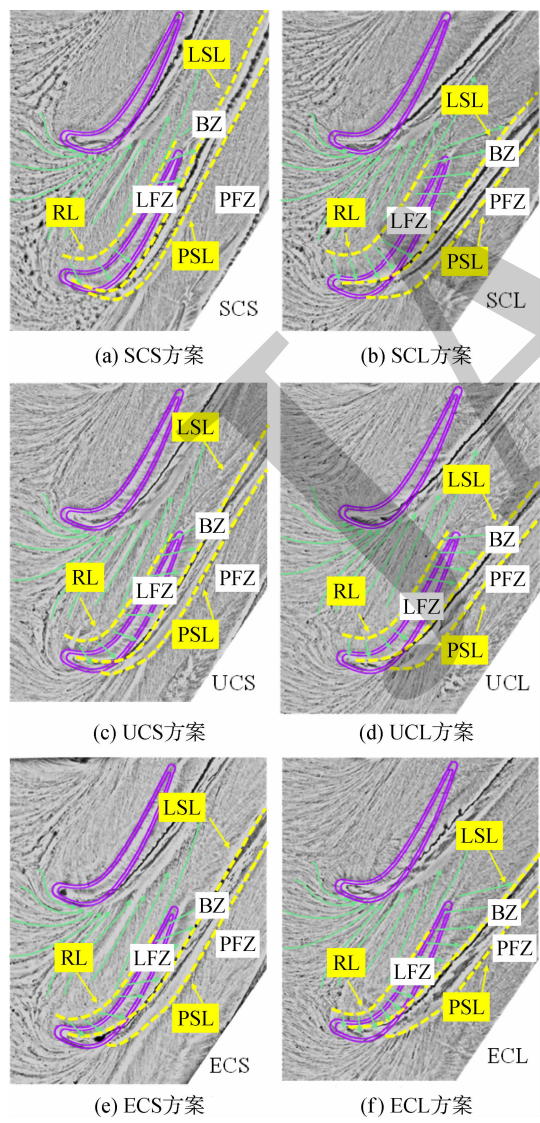


图 10 各个方案下端壁处的流场

Fig. 10 Flow field at the endwall under different cases

片投影区,这些流场流动特征反映了端壁上主流区的增大,以及二次流得到了抑制;同时,LSL 的起始位置也以 SC 方案、UC 方案和 EC 方案的顺序逐渐后移,这说明 EC 方案的布置能够抑制泄漏流经过间隙流入相邻流道,延迟了泄漏涡的产生。

2.3 不同方案下的泄漏流动特征

受实验方法和测量手段的限制,实验结果能够捕捉到的泄漏流动的流场结构有限。图 11 给出了数值结果下小间隙方案面均泄漏流的流量沿着流向的分布情况。其中,SCS 方案总泄漏流量相比 UCS 方案减少了 8.29%;ECS 方案总泄漏流量相比 UCS 方案增加了 26.7%。Bindon^[1]指出,单一地追求减少泄漏流流量反而可能会引起损失的增加,高杰等^[14]的研究也支持了这一观点。在本文的研究中,前述观点再一次得到证实。此外,叶顶处的流体并不完全从压力面流入间隙,并从吸力面流出。SCS 方案下,在轴向 $0b \sim 0.13b$ 均观察到流体既从压力面流入间隙,又从吸力面流入间隙。UCS 方案下,流体从吸力面与压力面同时流入间隙的范围扩大到 $0b \sim 0.27b$,而 ECS 方案,直至 $0.34b$ 仍有流体经过吸力面侧流入间隙。间隙前部流体的净流入,推迟了泄漏涡的产生,同时抑制了泄漏流参与通道涡的发展过程。在尾缘处,吸力面和压力面均观察到流体流出间隙,其中,ECS 方案更加明显,这与 ECS 方案更大的当地通流面积是匹配的。

随着间隙的增大,图 12 中单位面积泄漏流的

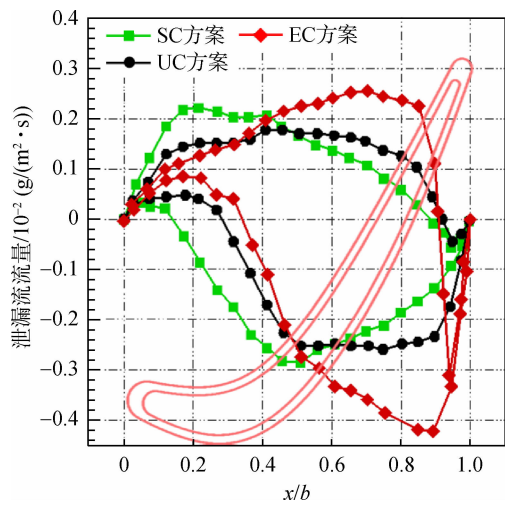


图 11 小间隙条件下泄漏流流量轴向分布

Fig. 11 Axially distribution of area-averaged leakage flow rate of small clearance cases

流量有了明显的增大。与小间隙下的泄漏流特征类似,前缘处吸力面与压力面均有流体流入间隙,尾缘处则均有流体流出间隙,且 EC 方案这种特征更加明显。

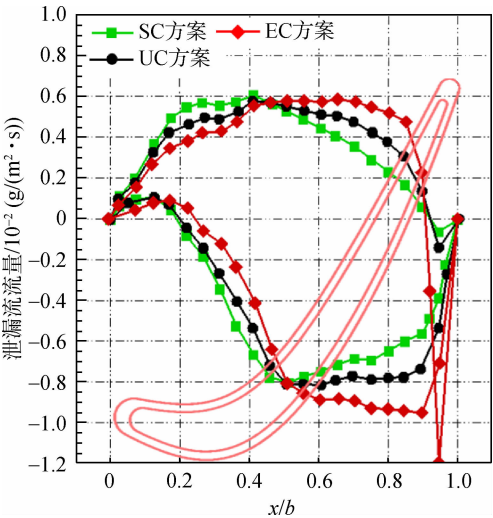


图 12 大间隙条件下泄漏流流量轴向分布
Fig. 12 Axially distribution of area-averaged leakage flow rate of large clearance cases

为了进一步探究非均匀间隙控制间隙流动的机理,图 13 给出了泄漏涡和通道涡高损失区处的流线分布。泄漏涡高损失区主要来自于叶片前缘处流入间隙的流体;通道涡高损失区的流体则来自马蹄涡吸力面分支、端壁横向二次流以及少量泄漏流。分析不同间隙布置方式下的流场,小间隙下,SCS 方案中流体在前缘进入间隙,在凹槽中产生径向流动,并在叶片前部迅速流出间隙形成泄漏涡;与之相对,ECS 方案下,流体在前缘流入间隙后,在凹槽中产生的径向流动能够继续维持在凹槽内部,并在 0.4*b*~0.6*b* 处逐渐流出间隙,这与端壁流场显示的实验结果是吻合的。在 SCS 方案下,泄漏流在叶片尾缘后产生强烈的回流,UCS 方案下也可辨别出尾缘后泄漏流回流,而 ECS 方案尾缘后不再出现泄漏流回流。

在大间隙的各个方案下,泄漏流高损失区流体在流入间隙的位置是相似的。SCL 方案下的流体主要在经过间隙后直接流出叶顶,没有有效组织起凹槽内的径向流动,流出间隙的轴向位置靠前;与之相对,ECL 方案下流体在进入间隙后,在凹槽内的径向流动明显,并在 0.4*b* 以及更靠后的位置流出间隙。同时,强烈的径向流动一定程度上阻止了泄漏流参与通道涡高损失

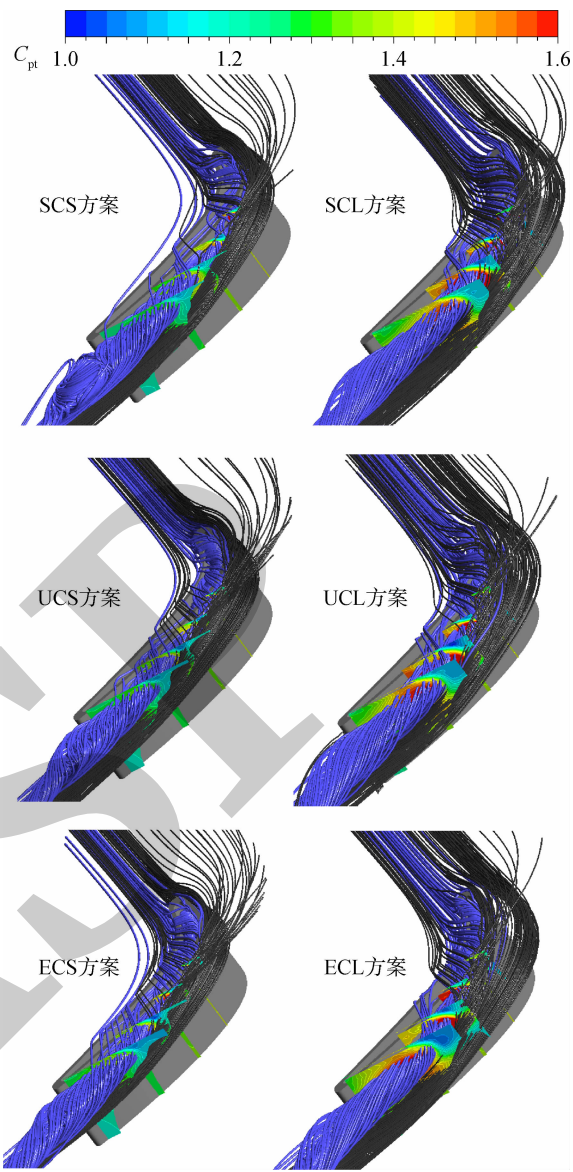


图 13 泄漏涡和通道涡高损失区流线分布
Fig. 13 Distribution of streamlines from high loss region of leakage vortex and passage vortex

区的发展。

为进一步分析凹槽内的流动,图 14 给出了各个方案下凹槽内几个轴向截面上的流线。截面位置分别为 0.14*b*、0.28*b*、0.42*b*、0.56*b*、0.70*b* 和 0.84*b*。随着间隙的增大,泄漏流的流速明显增大,且 0.56*b* 处大间隙下的凹槽内的径向流动弱于小间隙下对应方案。对比不同非均匀叶顶布置形式,则可以观察到凹槽内的径向流动按照 SC 方案、UC 方案到 EC 方案的顺序逐渐增强,在 0.42*b* 和 0.56*b* 处尤为明显。这也说明了非均匀间隙的布置能够影响凹槽内的径向流动,从而阻碍泄漏流的发展过程,推迟泄漏涡的产生并抑制泄漏涡与通道涡的发展。

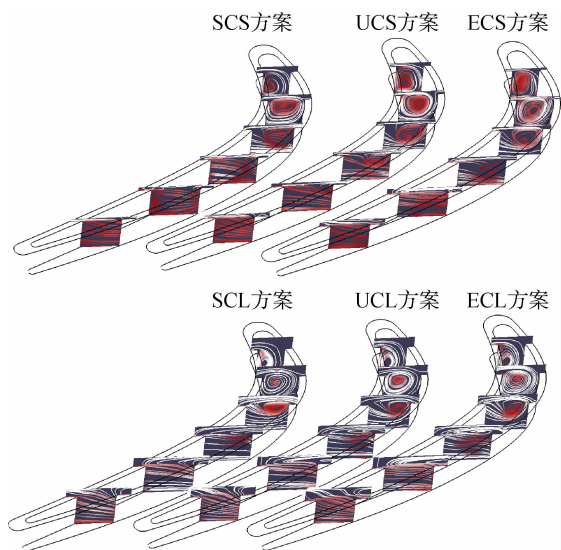


图14 各个方案下凹槽内轴向截面流线分布

Fig. 14 Distribution of surface streamlines in the squealer cavity under different cases

3 结 论

通过测量进、出口处的流场,在端壁处进行流场显示等实验手段,以及基于雷诺时均方程的数值模拟方法,对涡轮叶顶布置轴向非均匀凹槽对泄漏流动的影响进行了研究。得出以下结论:

1) 渐扩型间隙(EC)能够减小叶栅的总压损失,小间隙下的总压损失减小了2.44%,大间隙下总压损失减小了3.53%。减小泄漏流流量与减小总压损失之间并没有相关性,本文中渐扩型间隙方案减小了总压损失,但同时增加了26.7%的泄漏流流量。

2) 在叶栅出口处可以观察到渐扩型间隙方案能够在展向和节距向有效控制通道涡的尺度,同时在节距向控制泄漏涡的尺度,最终减小叶栅内总压损失。

3) 渐扩型间隙方案下,端壁压力面再附线相比其他方案更靠近叶片,同时,泄漏涡分离线的位置靠后,说明渐扩型间隙方案能够推迟泄漏涡的产生以及泄漏流动的发展,从而控制涡轮叶栅泄漏流动。

4) 渐扩型间隙方案下,泄漏流在叶片轴向0.346前既从压力面流入间隙,也从吸力面流入间隙,反映了泄漏流动得到了抑制,凹槽内的径向流动相对其他方案更加明显,从而阻碍泄漏涡的产生以及泄漏流动的发展。

参考文献:

[1] BINDON J P. The measurement and formation of tip clear-

ance loss[J]. Journal of Turbomachinery, 1989, 111(3): 257-263.

[2] DENTON J D. Loss mechanisms in turbomachines[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 435(1): 1-40.

[3] CHAN J K, YARAS M I, SJOLANDER S A. Interaction between inlet boundary layer, tip-leakage and secondary flows in a low-speed turbine cascade[R]. Hague, Netherlands; International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, American Society of Mechanical Engineers, 1994.

[4] CAMCI C, DEY D, KAVURMACIOGLU L. Aerodynamics of tip leakage flows near partial squealer rims in an axial flow turbine stage[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(1): 14-24.

[5] HEYES F J, HODSON H P, DAILEY G M. The effect of blade tip geometry on the tip leakage flow in axial turbine cascades[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(3): 643-651.

[6] AMERI A, STEINTHORSSON E, RIGBY D. Effect of squealer tip on rotor heat transfer and efficiency[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(4): 753-759.

[7] 高杰,郑群,刘云宇,等. 涡轮叶片叶顶间隙变化减敏研究[J]. 航空动力学报, 2015, 30(11): 2638-2646.

GAO Jie, ZHENG Qun, LIU Yunning, et al. Investigation of desensitization of blade tip clearance variation in turbine blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(11): 2638-2646. (in Chinese)

[8] 崔涛,陈绍文,周治华,等. 深凹槽式涡轮叶顶间隙泄漏直列叶栅实验研究[J]. 工程热物理学报, 2015, 36(9): 1902-1906.

CUI Tao, CHEN Shaowen, ZHOU Zhihua, et al. Experimental research on deep double squealer tip clearance leakage flow in linear turbine cascade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015, 36(9): 1902-1906. (in Chinese)

[9] 成锋娜,常海洋,张镜洋,等. 突肩叶尖尾缘开槽对间隙流动换热特性的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(2): 383-390.

CHENG Fengna, CHANG Haiping, ZHANG Jingyang, et al. Tip leakage flow and heat transfer characteristics with effect of trailing edge cutback on squealer tip[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(2): 383-390. (in Chinese)

[10] MOHAN K, GURUPRASAD S A. Effect of axially non-uniform rotor tip clearance on the performance of a high speed axial flow compressor stage[R]. ASME Paper 94-GT-479, 1994.

[11] WANG Z, JIA X, CAI R. Influence of blade tip clearance shapes on aerodynamic performance of an axial flow compressor stator[J]. Journal of Power and Energy, 2002, 216(5): 395-401.

[12] MA H, LI B. Effects of axial non-uniform tip clearances on aerodynamic performance of a transonic axial compressor[J]. Journal of Thermal Science, 2008, 17(4): 331-336.

[13] LU Hanan, LI Qiushi. Cantilevered stator hub leakage flow control and loss reduction using non-uniform clear-

ances[J]. Aerospace Science and Technology,2016,51:1-10.

[14] GAO J,ZHENG Q,LI Y,et al. Effect of axially non-uniform rotor tip clearance on aerodynamic performance of an unshrouded axial turbine[J]. Journal of Power and Energy,2011,226(2):231-244.

[15] ZHOU Z,CHEN S,WANG S. Aerodynamic optimization of a winglet-cavity tip in a high-pressure axial turbine cascade[J]. Journal of Aerospace Engineering,2018,232(4):649-663.

[16] LEE S,KWAK H. Tip leakage aerodynamics over stepped squealer tips in a turbine cascade[J]. Experimental Thermal and Fluid Science,2011,35(1):135-145.

[17] LEE S W,KIM S U,KIM K H. Aerodynamic performance of winglets covering the tip gap inlet in a turbine cascade[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow,2012,34(1):36-46.

[18] LEE S W,CHEON J H,ZHANG Q. The effect of full coverage winglets on tip leakage aerodynamics over the plane tip in a turbine cascade[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow,2014,45(1):23-32.

(编辑:叶 青)