

涡轮动叶倾斜肩壁凹槽状叶顶气动性能研究

许承天, 白波, 李志刚, 李军

(西安交通大学叶轮机械研究所, 710049, 西安)

摘要: 基于垂直肩壁凹槽状叶顶, 提出肩壁向外倾斜以实现叶顶泄漏损失的控制, 并对比了3种肩壁倾斜方式(压力侧倾斜、吸力侧倾斜、压力侧和吸力侧同时倾斜)和5种肩壁倾角(10° 、 20° 、 30° 、 40° 、 50°)的涡轮动叶倾斜肩壁凹槽状叶顶结构的泄漏流动特征和动叶出口总压损失分布。结果表明: 压力侧倾斜肩壁阻碍了泄漏流从压力侧进入叶顶间隙, 而吸力侧倾斜肩壁对泄漏涡产生压迫, 泄漏涡朝远离机匣面和吸力面的方向偏移, 3种肩壁倾斜方式均减弱了叶顶间隙泄漏流在叶顶间隙内的湍流耗散。当倾角较小时, 泄漏流与主流的掺混损失因速度差的提高而增大, 随着倾角继续增大, 泄漏量的大幅下降弥补了速度差增大带来的负面效果, 泄漏损失逐渐减小。对于压力侧和吸力侧倾斜肩壁凹槽叶顶, 当倾角大于 40° 时, 主流从吸力侧进入凹槽, 加剧了下游区域的泄漏流动, 叶顶泄漏损失反而增大。两侧倾斜肩壁凹槽状动叶叶顶具有最低的叶顶总压损失, 相比垂直肩壁凹槽状叶顶下降了13%。研究内容为提高凹槽状动叶叶顶气动性能的肩壁结构设计提供了参考。

关键词: 凹槽状动叶叶顶; 倾斜肩壁; 气动性能

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtub202305005 **文章编号:** 0253-987X(2023)05-0046-12

Research on Aerodynamic Performance of Gas Turbine Blade Squealer Tip with Inclined Rim

XU Chengtian, BAI Bo, LI Zhigang, LI Jun

(Institute of Turbomachinery, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: This paper proposes a method of outward rim inclination to control the leakage losses at the blade squealer tip. The tip leakage flow characteristics and outlet total pressure loss distribution of the turbine blade squealer tip are compared with three rim inclination methods (pressure side inclination, suction side inclination, and both-side inclination) under five inclination angles (10° , 20° , 30° , 40° , 50°). The results show that the inclined pressure-side rim obstructs the tip leakage, and the momentum of the leakage flow is dissipated. The inclined suction side rim compresses the tip leakage vortex which shifts away from the casing surface and suction side surface. The three rim inclination methods all reduce the turbulent dissipation of the leakage flow in the tip clearance. When the inclination angle is small, the losses arising from mixing of the leakage flow and main flow become larger due to the increase of velocity difference. As the inclination angle continues to increase, the drop of leakage mass flow rate significantly offsets the negative effect brought by the increase of velocity difference, resulting in gradual reduction of leakage loss.

收稿日期: 2022-10-07。 作者简介: 许承天(1998—), 男, 硕士生; 李军(通信作者), 男, 教授, 博士生导师。 基金项目: 国家科技专项基金资助项目(J2019-II-0010-0030); 国家自然科学基金资助项目(51936008)。

网络出版时间: 2023-01-03

网络出版地址: <https://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20221230.1135.002.html>

ses. However, for the blade squealer tip with rim inclination on both the pressure side and suction side, when the inclination angle is greater than 40° , the main flow enters the cavity from the suction side, which aggravates the leakage flow downstream and leads to the increase of the tip leakage losses. The blade squealer tip with rim inclined on both sides has the lowest tip total pressure loss, 13% lower than the blade squealer tip with vertical rim. The study provides reference for the rim design of the blade squealer tip with improving aerodynamic performance.

Keywords: blade squealer tip; inclined rim; aerodynamic performance

燃气轮机广泛应用于航空、发电和船舶等关乎国民经济的重要行业,提升燃气轮机效率对国家的能源安全和经济可持续发展至关重要。目前,燃气轮机第一级动叶通常采用无围带叶顶结构,叶顶间隙泄漏产生的气动损失约占动叶总气动损失的33.3%^[1]。叶顶造型设计是一种控制叶顶泄漏流动的重要手段,凹槽状叶顶作为广泛采用的叶顶结构,其类似迷宫密封的设计有效削弱了叶顶泄漏流动^[2]。

研究人员对凹槽状叶顶的泄漏流动特征和气动性能开展研究。邹正平等^[3]指出,叶顶刮削涡具有气动篦齿的功能,合适的凹槽结构能有效发挥出刮削涡控制叶顶泄漏流的功能。高杰等^[4]研究叶顶泄漏涡的破碎特性,指出 0.5%和 2.5%叶高间隙下的泄漏涡结构相对稳定,而 1.5%叶高间隙下的泄漏涡最易发生破碎,叶顶泄漏损失大部分来源于泄漏涡破碎后与主流掺混形成的气动损失。刘越奇和 Yan 等^[5-6]研究表明,叶顶泄漏量的非定常波动幅度为其时均值的 8%,而凹槽深度的增加削弱了泄漏流动的非定常特征。Huang 等^[7]的气动性能不确定性量化分析显示,叶顶间隙是凹槽状叶顶的泄漏量和出口总压损失不确定性的决定性参数。文献[8-11]在传统凹槽状叶顶的基础上提出了气动性能更优异的蜂窝叶顶、多凹槽叶顶、小翼叶顶和肋条叶顶。

凹槽状动叶叶顶的肩壁是控制泄漏流动的关键结构。Kang 和 Senel 等^[12-13]对肩壁结构参数的数值研究表明,增大肩壁高度和减小肩壁厚度能减小叶顶泄漏量,而肩壁高度和肩壁厚度对气动损失的影响规律较为复杂,需要考虑不同结构参数间产生的交互效应。肩壁布局影响了叶顶泄漏流动,文献[14-17]研究指出,相比单压力侧肩壁布局、单吸力侧肩壁布局和中弧线肩壁布局,传统凹槽状动叶叶顶的两侧肩壁布局控制泄漏损失的效果最佳。Maesschalck 和 Camci 等^[18-19]截断凹槽状动叶叶顶前缘和尾缘区域的肩壁,泄漏涡强度减弱。Andreoli 等^[20]采用差分进化策略对凹槽状动叶叶顶肩壁实施多目标优化,提高 0.52%气动效率的同时降低了 65%叶顶热负荷。文

献[21-23]研究了倾斜肩壁凹槽状动叶叶顶的气动特性,肩壁的倾斜可以减小叶顶泄漏量和间隙泄漏损失。研究人员从肩壁结构参数、肩壁截断、肩壁造型优化和肩壁倾斜等方面开展了凹槽状动叶叶顶泄漏流动和气动损失的研究工作,但其中较少涉及不同肩壁倾角的凹槽状叶顶泄漏流动机理研究,并且相关实验测量工作也较为缺乏。

肩壁结构改变对凹槽状动叶叶顶的气动性能具有显著影响,本文通过改变压力侧与吸力侧肩壁的倾角,有效控制了叶顶泄漏流动,降低了动叶叶顶出口总压损失系数,减小了泄漏涡产生的气动损失。

1 数值方法和计算模型

1.1 叶栅模型

叶顶泄漏流流场的实验测量大多在直列叶栅试验台中开展,虽然直列叶栅没有考虑动叶旋转带来的科式力、离心力以及机匣相对运动对叶顶泄漏流动的影响,但其保留了叶顶泄漏流动的主要特征^[24],目前开展直列叶栅气动性能研究对深入了解涡轮动叶叶顶实际流动具有重要意义。本文模化某高负荷燃气轮机动叶叶顶型线,获得凹槽状叶顶直列叶栅,表 1 给出了叶栅的主要结构参数。为了保证计算的收敛性,将叶栅进口和出口段分别延长为 1 倍和 1.5 倍轴向弦长。

表 1 凹槽状叶顶直列叶栅结构参数

Table 1 Geometry parameters of the cascade with squealer tip	
几何参数	数值
叶高 H/mm	78.64
凹槽深度 h_s/mm	2.4
叶顶间隙 S/mm	1.36
节距 t/mm	55
轴向弦长 C_{ax}/mm	47.1

图 1 给出了 ICEM 生成的凹槽状叶顶直列叶栅的结构化网格,使用 O 型剖分提高壁面附近的网格

质量。图 2 给出了弦法向截面上肩壁倾角 α 的定义,将凹槽状叶顶的肩壁倾斜方向和叶高方向所形成的锐角定义为肩壁倾角。本文设置了 5 种肩壁倾角和 3 种肩壁倾斜方式,其中肩壁倾角为 10° 、 20° 、 30° 、 40° 和 50° ,肩壁倾斜方式为压力侧肩壁单独倾斜、吸力侧肩壁单独倾斜和两侧肩壁同时倾斜。为了方便后续分析,采用肩壁倾斜方式加上肩壁倾角的方法标记凹槽状叶顶结构,肩壁倾角从小到大,依次将压力侧倾斜肩壁凹槽状叶顶记作 PS10、PS20、PS30、PS40 和 PS50,吸力侧倾斜肩壁凹槽状叶顶记作 SS10、SS20、SS30、SS40 和 SS50,两侧倾斜肩壁凹槽状叶顶记作 PSSS0、PSSS10、PSSS20、PSSS30、PSSS40 和 PSSS50。图 3 给出了倾角 $\alpha=50^\circ$ 时 3 种肩壁倾斜方式的凹槽状叶顶结构。

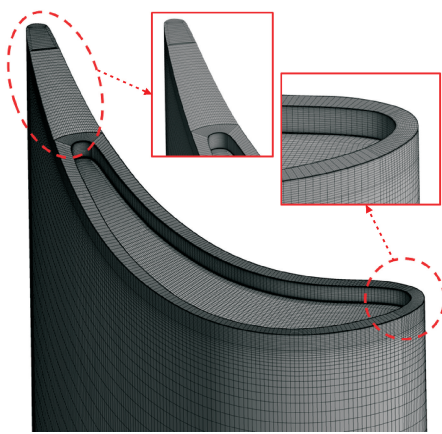


图 1 动叶凹槽状叶顶结构化计算网格

Fig. 1 Structural computational grid of blade squealer tip

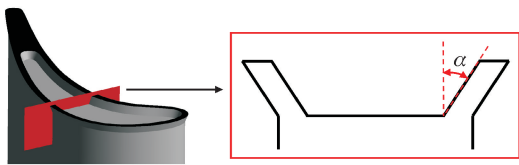


图 2 凹槽状动叶叶顶肩壁倾角的定义

Fig. 2 Definition of the rim inclination angle of blade squealer tip



(a)PS50 (b)SS50 (c)PSSS50

图 3 3 种 50° 肩壁倾角的凹槽状动叶叶顶

Fig. 3 Blade squealer tip with three kinds of 50° inclined rim

1.2 实验测量

图 4 为西安交通大学叶轮机械研究所测量叶栅气动性能的跨声速风洞实验台,实验台从上游到下游依次由供气系统、进气整流段、实验测量段和出口段等构成^[25]。



图 4 跨声速风洞实验台

Fig. 4 Transonic wind tunnel test rig

实验测量段由 6 只叶片和 5 个流道组成,每个实验件上放置了 2 只叶片,即实验叶栅由 3 个实验件组成,其中位于正中间的实验件为气动性能的测量对象。图 5 给出了中间实验件的三维模型以及 3D 打印实物,3D 打印的精度为 ± 0.1 mm。凹槽底部共布置了 24 个测压孔,用于叶顶静压测量,压力面和吸力面的 50% 叶高处分别布置了 11 个和 12 个测压孔用于验证流场的周期性,叶片表面的测压孔孔径均为 0.8 mm。为了提高实验件强度,在叶栅的前缘和尾缘设计了可拧入不锈钢丝杆的螺纹孔,叶栅前缘螺纹孔的位置选取在叶顶压力变化不剧烈的区域,尽可能减小测压孔布置的空白区对叶顶压力准确性的影响。

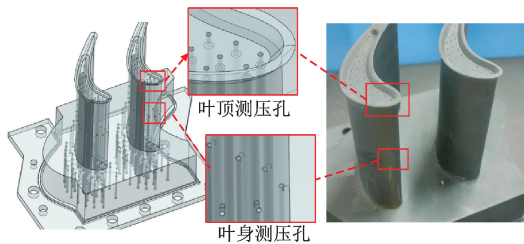


图 5 实验叶栅的三维模型及其 3D 打印件

Fig. 5 Three-dimensional model and 3D printing object of the experimental blade

定义出口总压损失系数为

$$C_{pt} = \frac{P_{t0} - P_{t1}}{P_{t0} - P_1} \quad (1)$$

式中: P_{t0} 为进口总压; P_1 和 P_{t1} 分别是出口静压和出口总压。

采用总压探针确定进口总压,五孔探针获取出口静压和总压,压力扫描阀的量程为 0~103.4 kPa,误差为 0.05%,凹槽底部静压的不确定度为 0.05%。实验测量时,重点关注肩壁结构改变对叶顶区域的出口总压损失的影响,为了避免五孔探针测量行进过程中与机匣面发生磕碰,出口截面的测量范围为 87.5%~97% 相对叶高,在节距和叶高方向分别设置了 55 和 9 个测点,以准确获取叶顶总压损失系数分布。文献[25]详细介绍了实验测量的原理与方法。

实验测量前对总压探针和五孔探针进行校准,进口总压、出口静压和出口总压的测量误差来源于压力扫描阀,总压损失系数的测量误差为

$$\delta_{C_{pt}} = \left[\left(\frac{\partial C_{pt}}{\partial P_{t0}} \delta_{P_{t0}} \right)^2 + \left(\frac{\partial C_{pt}}{\partial P_{t1}} \delta_{P_{t1}} \right)^2 + \left(\frac{\partial C_{pt}}{\partial P_1} \delta_{P_1} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} \tag{2}$$

式中: $\delta_{P_{t0}}$ 为进口总压的测量误差; $\delta_{P_{t1}}$ 为出口总压的测量误差; δ_{P_1} 为出口静压的测量误差。

通过式(1),将式(2)变形,获得总压损失系数不确定度绝对量 $\delta_{C_{pt}}$ 的计算式

$$\delta_{C_{pt}} = \frac{C_{pt}}{P_{t0} - P_1} \left[\left(\left(1 - \frac{1}{C_{pt}} \right) \delta_{P_{t0}} \right)^2 + \left(\frac{\delta_{P_{t1}}}{C_{pt}} \right)^2 + (\delta_{P_1})^2 \right]^{\frac{1}{2}} \tag{3}$$

总压损失系数的不确定度取决于实验工况和当地总压损失系数。图 6 给出了 0.35 出口马赫数下总压损失系数不确定度绝对量,可以发现,总压损失系数的测量误差在 0.007 左右波动变化,因此认为误差真实值等于测量值加上 0.007。

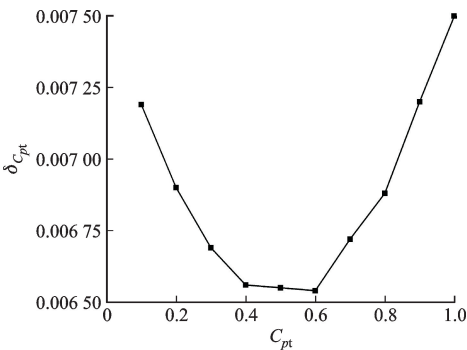


图 6 总压损失系数不确定度绝对量

Fig. 6 Absolute uncertainty of total pressure loss coefficient

1.3 湍流模型验证

表 2 给出了出口马赫数为 0.35 时的数值计算

边界条件。进出口边界条件与实验保持一致,其中进口总压和出口静压由压力探针获取,进口温度参考总温探针获取,进口气流角在设计试验件时确定。数值计算对流项采用二阶精度离散格式,当各项残差均小于 10^{-5} 时认为计算达到收敛。

表 2 $Ma=0.35$ 时的数值计算边界条件

Table 2 Calculation boundary conditions under $Ma=0.35$

边界条件	数值
进口总压 P_{t0} /kPa	108.2
进口气流角 $\alpha_0/(^\circ)$	60
进口温度 T_0 /K	280
壁面热流 $q/(W \cdot m^{-2})$	0
出口静压 P_1 /kPa	98.5

对于凹槽状动叶叶顶结构,标准 $k-\omega$ 湍流模型的数值结果能与实验数据吻合良好。文献[26]指出,标准 $k-\omega$ 湍流模型能准确捕捉叶顶型面压力分布和出口截面泄漏涡产生的总压损失;文献[27]显示,标准 $k-\omega$ 湍流模型能准确获取机匣面的压力分布。图 7 给出了 PSSS0 中间叶高压力的数值计算值和实验测量值的对比。数值计算结果能准确获取叶片中间叶高压力沿轴向的变化趋势,与离散测压孔获取的压力吻合良好。

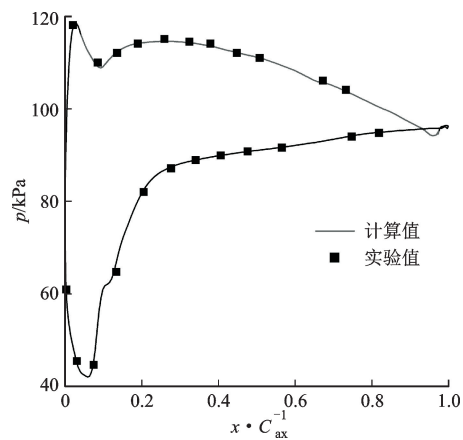


图 7 PSSS0 中间叶高压力对比

Fig. 7 Comparison of pressure at middle blade height of PSSS0

出口马赫数为 0.35 时,PSSS0 和 PSSS40 凹槽底部压力的实验测量和标准 $k-\omega$ 湍流模型计算的对比见图 8。实验测量显示凹槽底部压力从前缘向尾缘呈逐渐增大的趋势,凹槽底部吸力侧前缘存在高压区。数值计算较好地捕捉了叶顶压力分布的主要特征,与实验测量基本吻合。凹槽底部尾缘的压力偏差较大,与实验测量中凹槽底部尾缘布置的静压孔数目偏少和静压孔的存在影响了近壁区域的流动

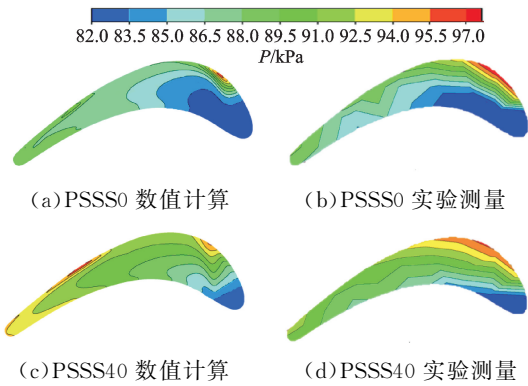


图 8 PSSS0 和 PSSS40 凹槽底部压力对比

Fig. 8 Comparison of cavity bottom pressure of PSSS0 and PSSS40

有关^[28]。出口马赫数为 0.35 时,PSSS0 和 PSSS40 尾缘 10%轴向弦长处 87.5%~97%相对叶高范围内总压损失系数分布的实验测量和标准 $k-\omega$ 湍流模型计算的对比见图 9。实验和数值结果表明:压力侧和吸力侧 40°倾斜肩壁 PSSS40 泄漏涡产生的总压损失小于垂直肩壁 PSSS0,实验测量的高损失区与数值计算略有差异,这与测量时探针的存在影响了

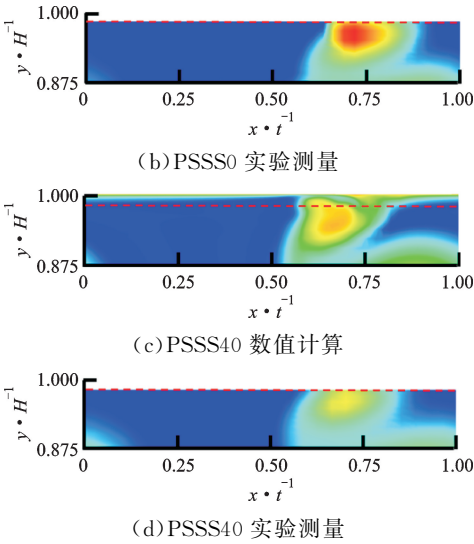
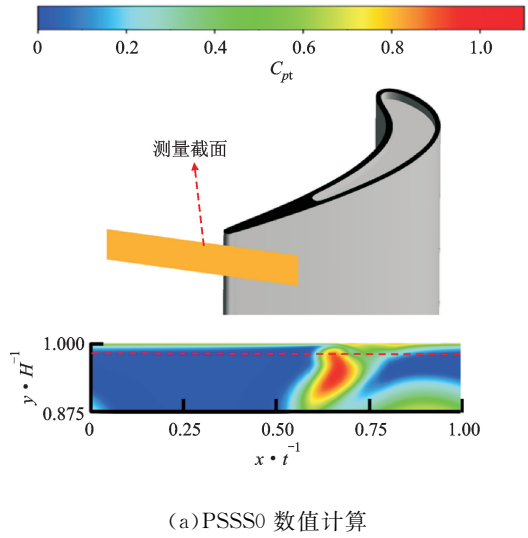


图 9 PSSS0 和 PSSS40 叶顶总压损失系数对比

Fig. 9 Comparison of tip total pressure loss coefficient of PSSS0 and PSSS40

局部流场结构有关^[29]。综上所述,标准 $k-\omega$ 湍流模型对凹槽状叶顶的数值预测较为准确,后续数值计算采用该湍流模型。

1.4 网格无关性分析

采用凹槽底部平均压力和叶栅尾缘 10%轴向弦长处的 87.5%~97%叶高范围内的面积平均总压损失系数作为网格无关性的评价指标。出口马赫数 0.35 时,4 套网格计算获得压力侧和吸力侧垂直肩壁 PSSS0 的凹槽底部平均压力和叶顶总压损失系数与实验测量值的对比见表 3。网格数目增大,凹槽底部平均压力的增大趋势和叶顶平均总压损失系数的减小趋势逐渐放缓。当网格数从 480 万增加至 600 万时,数值结果与实验测量值仍有些许偏差,但相对误差变化不大,说明此时网格数改变对凹槽底部压力和叶顶总压损失系数影响极其微弱,认为 480 万网格可以在确保计算精度的前提下提高计算效率。

表 3 PSSS0 凹槽底部平均压力和叶顶平均总压损失系数的对比

Table 3 Comparison of the average pressure at the cavity bottom and total pressure loss coefficient near the blade tip

方法	网格数/万	凹槽底部平均压力 P/kPa	相对误差 $e_1/\%$	叶顶平均总压损失系数 C_{pt}	相对误差 $e_2/\%$
数值计算	240	87.782	4.9	0.165 2	11.2
	360	89.862	2.7	0.161 1	8.4
	480	90.939	1.5	0.157 8	6.2
	600	91.178	1.2	0.156 7	5.5
实验测量		92.312		0.148 6	

2 结果分析与讨论

2.1 流场型态

为了更贴近实际工况,将出口马赫数提升至 0.5,表 4 给出了相应数值计算边界条件。叶栅主要气动参数如下:叶栅折转角为 72°,出口马赫数为 0.5,设计攻角为 0°,基于轴向弦长的进口雷诺数为 1.06×10^6 。图 10 给出了 PSSS0 的叶顶流场结构。前缘进入间隙的泄漏流在凹槽压力侧回旋形成凹槽涡,凹槽涡向下游发展的过程中逐渐占据了整个凹槽空间,中间弦长和尾缘区域的泄漏流受到凹槽涡的排挤,直接掠过叶顶,在吸力面近顶部卷曲形成泄漏涡,不断加入的泄漏流令泄漏涡沿流向不断增强。

表 4 $Ma=0.5$ 时的数值计算边界条件

Table 4 Calculation boundary conditions under $Ma=0.5$

边界条件	数值
进口总压 P_{t0} /kPa	118.5
进口气流角 $\alpha_0/(\circ)$	60
进口温度 T_0 /K	280
壁面热流 $q/(\text{W}\cdot\text{m}^{-2})$	0
出口静压 P_1 /kPa	98.5

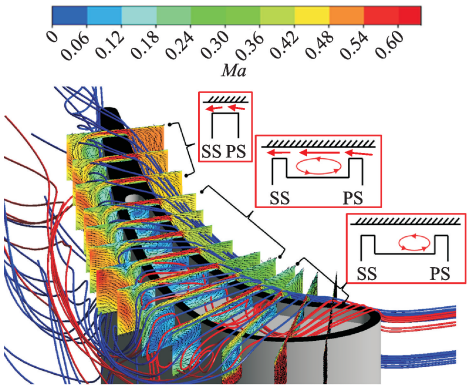


图 10 压力侧和吸力侧垂直肩壁凹槽状叶顶 PSSS0 的流场

Fig. 10 Flow structure of squealer tip PSSS0 with rim inclined on both sides

图 11 给出了倾斜肩壁凹槽状叶顶 50%轴向弦长处叶顶马赫数分布。垂直肩壁结构 PSSS0 的泄漏流从压力侧进入叶顶间隙时发生流动分离,肩壁顶部出现的分离泡减小了泄漏流的通流面积,泄漏流受到凹槽涡的排挤未进入凹槽内部,从吸力侧离开叶顶卷曲形成泄漏涡的过程中与通道主流交汇,吸力侧靠近机匣附近出现低马赫数区。

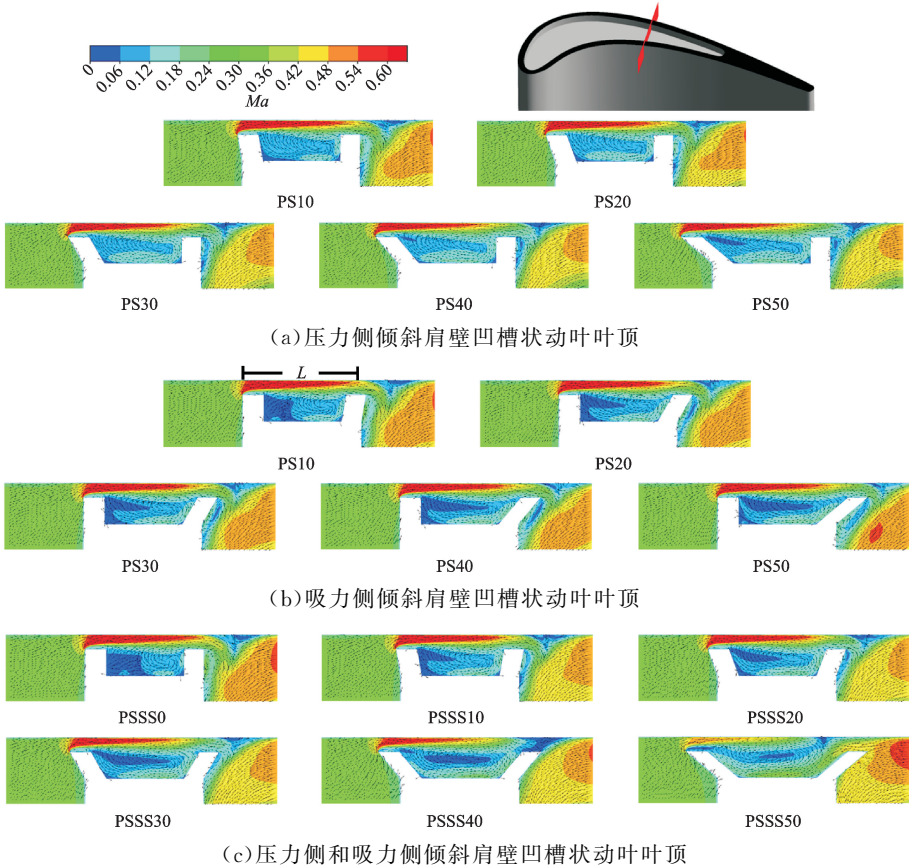


图 11 不同倾斜肩壁凹槽状动叶叶顶 50%轴向弦长处马赫数分布

Fig. 11 Distribution of Mach number of different squealer tip with inclined rim at 50% axial chord

压力侧倾斜肩壁强迫泄漏流进入叶顶间隙前沿肩壁方向流动,泄漏流产生了逆方向的横向速度分量,泄漏流动量发生耗散。肩壁倾角增大,泄漏流需要消耗更多的能量用以修正进入间隙时的速度方向,造成压力侧肩壁顶部的马赫数减小,流动分离现象加剧。分离泡占据叶顶间隙高度从压力侧和吸力侧垂直肩壁 PSSS0 的 33% 增长至压力侧 50° 倾斜肩壁 PS50 的 50%,泄漏流的通流面积缩小。同时,倾斜的压力侧肩壁令泄漏流在叶顶间隙内的流动路径增加,泄漏流能量损耗增大,从吸力侧离开叶顶的速度减小。

吸力侧倾斜肩壁对压力侧泄漏流的流速几乎没有影响,但其对泄漏涡产生了下压作用,泄漏涡逐渐远离机匣面和吸力面,并且吸力侧倾斜肩壁同样可以增加泄漏流在叶顶间隙内的流动路径和能量损耗,吸力侧泄漏流的流速明显减小。

对于压力侧和吸力侧倾斜肩壁凹槽状叶顶,压力侧倾斜肩壁对泄漏流的阻碍作用和吸力侧倾斜肩壁对泄漏涡的下压作用在图 10(c) 中均有展现。值得注意的是,两侧肩壁的同时倾斜使泄漏流的流动路径最大化,在相同肩壁倾角下,倾斜两侧肩壁的泄漏流离开叶顶的速度最小。泄漏流流速的下降,对吸力侧通道主流的排挤能力减弱,同时更大的吸力侧肩壁倾角降低了通道主流从吸力侧进入凹槽的难度,因此吸力侧近顶部的低马赫数区逐渐靠近吸力侧肩壁顶部。压力侧和吸力侧 40° 倾斜肩壁 PSSS40 泄漏流受到通道主流的阻碍,无法从吸力侧离开叶顶,无法生成泄漏涡,压力侧和吸力侧 50° 倾斜肩壁 PSSS50 通道主流甚至从吸力侧进入凹槽内部,被凹槽涡卷吸后向下游流动,虽然同样抑制了泄漏涡的生成,但进入凹槽的通道主流将间接提高 50% 轴向弦长后的叶顶泄漏量,影响了下游区域的叶顶泄漏流动。

2.2 泄漏特性

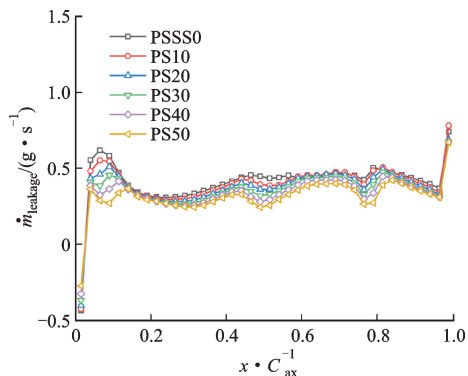
叶顶泄漏量定义为

$$\dot{m}_{\text{leakage}} = \int \rho \mathbf{v} \cdot \mathbf{n} dA / \int dA \quad (4)$$

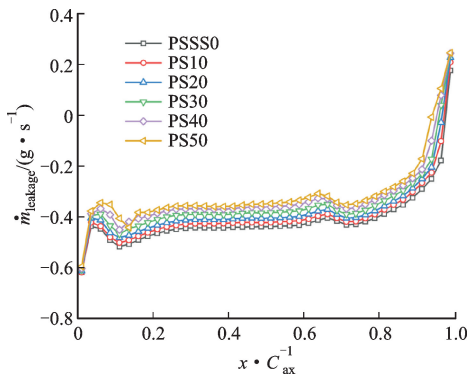
式中: ρ 为泄漏流密度; $\mathbf{v}$ 为泄漏流速度矢量; $\mathbf{n}$ 为泄漏流通流截面法向量,规定进入间隙时泄漏量为负,离开间隙时泄漏量为正。

图 12~图 14 分别给出了压力侧倾斜肩壁凹槽状叶顶、吸力侧倾斜肩壁凹槽状叶顶、压力侧和吸力侧倾斜肩壁凹槽状叶顶间隙泄漏量沿轴向的分布曲线。叶顶前缘凹槽涡提高了泄漏流动的驱动压差,

0%~20% 轴向弦长间的压力侧泄漏量较高,20%~80% 弦长范围内泄漏量基本不变,仅 65% 轴向弦长附近的压力侧泄漏量因凹槽结构的消失而出现波动,叶顶尾缘驱动压差降低,导致 80%~100% 轴向弦长间的压力侧泄漏量逐渐下降。叶顶前缘的吸力侧泄漏量同样出现局部峰值,泄漏流进入凹槽后向下游发展,没有立即从吸力侧离开叶顶,10%~30% 轴向弦长间的泄漏量较低,而 30%~100% 轴向弦长间的泄漏量变化不大。



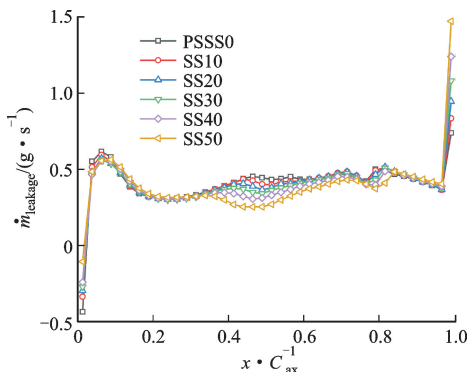
(a) 凹槽状叶顶间隙吸力侧泄漏量分布



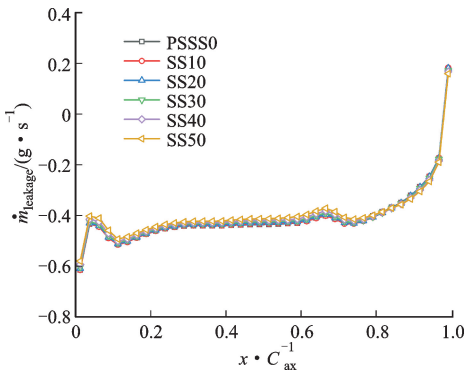
(b) 凹槽状叶顶间隙压力侧泄漏量分布

图 12 压力侧倾斜肩壁凹槽状叶顶间隙泄漏量沿轴向的分布

Fig. 12 Distribution of leakage mass flow rate of blade squealer tip with inclined pressure side rim along the axial direction



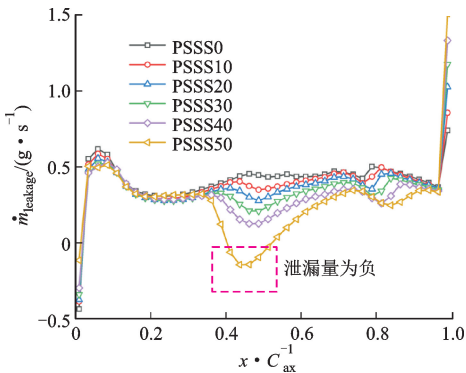
(a) 凹槽状叶顶间隙吸力侧泄漏量分布



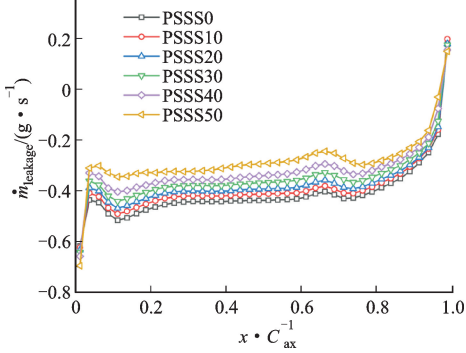
(b)凹槽状叶顶间隙压力侧泄漏量分布

图 13 吸力侧倾斜肩壁凹槽状叶顶间隙泄漏量沿轴向的分布

Fig. 13 Distribution of leakage mass flow rate of blade squealer tip with inclined suction side rim along the axial direction



(a)凹槽状叶顶间隙吸力侧泄漏量分布



(b)凹槽状叶顶间隙压力侧泄漏量分布

图 14 压力侧和吸力侧倾斜肩壁凹槽状叶顶间隙泄漏量沿轴向的分布

Fig. 14 Distribution of leakage mass flow rate of blade squealer tip with inclined both side rim along the axial direction

当凹槽状叶顶仅有压力侧倾斜肩壁时,压力侧和吸力侧的泄漏量均有降低,并且肩壁倾角越大,泄漏量越小。压力侧倾斜肩壁对压力侧泄漏流产生阻碍作用,降低了压力侧泄漏量,吸力侧泄漏量在质量守恒的约束下跟随下降。当凹槽状叶顶仅有吸力侧

倾斜肩壁时,压力侧泄漏量基本保持不变,30%~70%轴向弦长间的吸力侧泄漏量降低,与当地泄漏流在叶顶间隙内的流经路程有关。图 11(b)中泄漏流的高马赫数区域($Ma > 0.6$)的横向长度记为 L ,不同肩壁倾角下 L 基本不变。叶顶前缘凹槽宽度远大于 L ,即便吸力侧肩壁不发生倾斜,泄漏流从吸力侧离开叶顶时马赫数远小于 0.6,吸力侧肩壁的倾斜对泄漏流离开叶顶时的流速影响不大。叶顶尾缘肩壁宽度远小于 L ,无论吸力侧肩壁是否发生倾斜,离开叶顶的泄漏流均高于 $0.6Ma$ 。30%~70%轴向弦长间的凹槽宽度处于临界值附近,吸力侧肩壁的倾斜正好令凹槽宽度超过 L ,泄漏流流速降低,由此造成了吸力侧泄漏量的下降。

当凹槽状叶顶两侧肩壁均有倾斜时,压力侧和吸力侧泄漏量减小,且泄漏量随倾角的增大而降低。在相同的肩壁倾角下,压力侧倾斜肩壁凹槽状叶顶的压力侧泄漏量略高于倾斜两侧肩壁凹槽状叶顶,吸力侧肩壁的倾斜可以增强倾斜压力侧肩壁对泄漏流的阻碍效果。吸力侧泄漏量受到两侧肩壁倾斜的共同作用,压力侧倾斜肩壁对泄漏流产生阻碍效果,并且两侧肩壁倾斜增大了凹槽宽度,泄漏流能量损耗增大,离开叶顶时的流速大幅减小,与通道主流的交汇位置改变。其中,PSSS40 两者交汇于肩壁顶部,而 PSSS50 两者交汇于凹槽内部,交汇位置的变动造成了 30%~70%轴向弦长间泄漏量的变化。

2.3 气动性能

图 15 给出了 PSSS0 叶栅尾缘 10%轴向弦长处 的总压损失系数分布。叶栅尾缘存在两个高损失区,分别为叶顶泄漏涡形成的高损失区和主流在吸力面发生流动分离形成的高损失区。考虑到主流流动分离形成的高损失区面积较大,肩壁倾斜对叶顶泄漏涡产生的影响容易被抹平。两个高损失区产生机理和强度具有较大差距,肩壁倾斜对流动分离形成的总压损失基本没有影响,因此后续截取 87.5%~100%相对叶高范围进行总压损失的分析。

图 16 给出了 3 种肩壁倾斜方式的凹槽状叶顶 87.5%~100%相对叶高范围内的出口平均总压损失系数随倾角 α 的变化曲线。肩壁倾角增大,3 种肩壁倾斜方式的叶顶平均总压损失系数遵循着先增后减的变化趋势。倾斜两侧肩壁凹槽状叶顶从 40°增大至 50°时,叶顶总压损失反而增大,这与 PSSS50 的叶顶吸力侧有通道主流进入凹槽内部有关。倾斜两侧肩壁凹槽状叶顶的叶顶平均总压损失小于倾斜

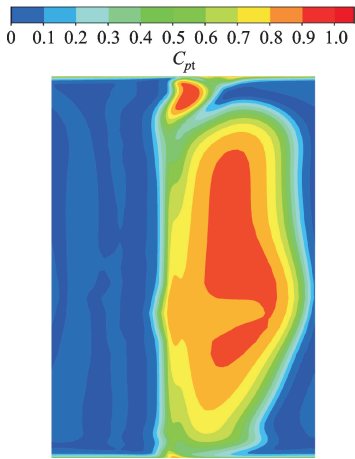


图 15 PSSS0 距离尾缘 10% 弦长处的总压损失系数分布
Fig. 15 Distribution of total pressure loss coefficient at 10% chord length from the trailing edge of PSSS0

单侧肩壁凹槽状叶顶, 具有更加优异的气动性能, 其中 PSSS40 具有最低的叶顶平均总压损失系数, 相比 PSSS0 下降了 13%。

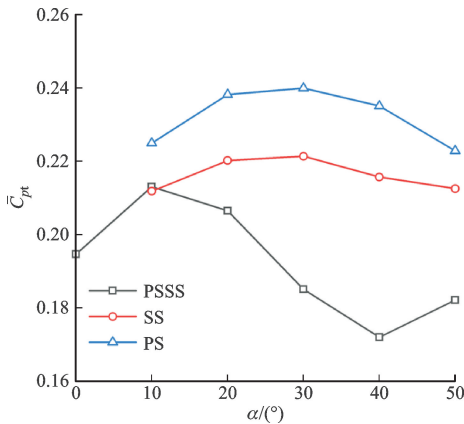
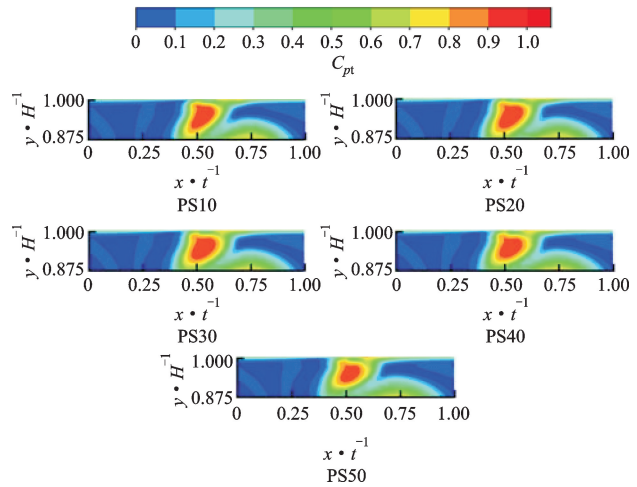
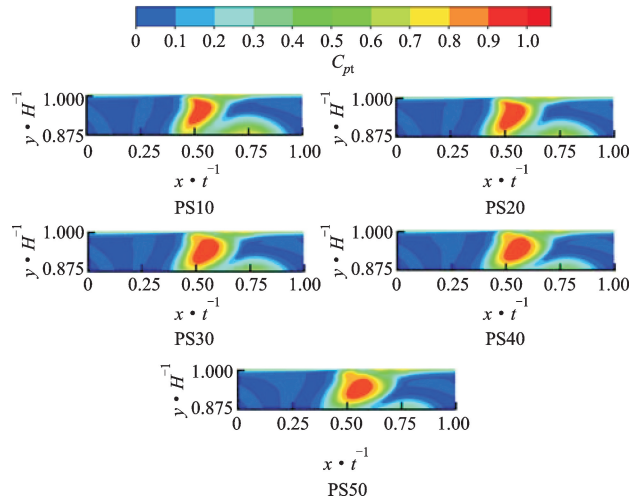


图 16 叶顶平均总压损失系数随肩壁倾角的变化情况
Fig. 16 Variation of tip average total pressure loss coefficient with different inclined rims

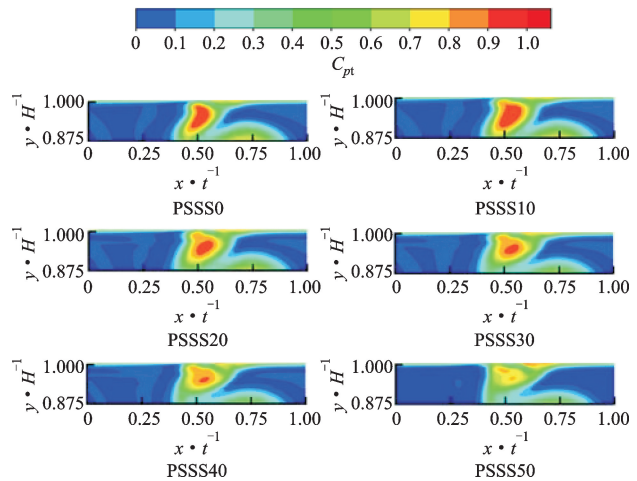
图 17 给出了不同倾斜肩壁凹槽状叶顶尾缘 10% 轴向弦长处的 87.5%~100% 叶高范围内的总压损失系数分布。压力侧肩壁的倾斜降低了泄漏流速, 泄漏流回旋能力减弱, 泄漏涡形成的高损失区的面积扩大, 而高损失区的强度略有减小。吸力侧倾斜肩壁对泄漏涡产生了下压作用, 泄漏流与主流的掺混更为剧烈, 高损失区的强度和面积均有大幅增加, 同时泄漏涡对通道涡产生了更强的压制效果, 通道涡向端壁方向移动。图 16 中压力侧倾斜肩壁凹槽状叶顶的总压损失高于吸力侧倾斜肩壁凹槽状叶顶, 实际上后者通道涡的偏移造成了平均总压损失的



(a) 压力侧倾斜肩壁



(b) 吸力侧倾斜肩壁



(c) 压力侧和吸力侧倾斜肩壁

图 17 不同肩壁倾斜时的凹槽状动叶叶顶总压损失系数分布
Fig. 17 Distribution of total pressure coefficient of blade squealer tip with different inclined rim

减小, 前者泄漏涡造成的总压损失小于后者, 倾角越大, 差距越明显。倾斜两侧肩壁凹槽状叶顶的泄漏

涡形成的高损失区面积随倾角的增大而不断增加。当倾角增大至 10°时,高损失区的强度略有提高,但倾角继续增大,高损失区明显得到削弱,泄漏涡区域的总压损失系数峰值从 1 逐渐减小到 0.75。

凹槽状叶顶的泄漏损失由泄漏流在凹槽内部的损失和泄漏流在吸力面与通道主流的掺混损失组成,泄漏流与主流的掺混损失由叶顶泄漏量和泄漏流与主流之间的速度差共同决定^[30]。

定义熵增为

$$\Delta S = S - S_0 \tag{5}$$

式中: S 为当地熵值; S_0 为进口平均熵值。

图 18 给出了肩壁倾角为 0°、10°、40°和 50°时 3 种肩壁倾斜方式的叶顶熵增沿流向的分布。垂直肩壁凹槽状叶顶 PSSS0 叶顶区域的熵增集中在凹槽内部和吸力面近顶部,前者为泄漏流进入凹槽内部造成的湍流耗散,后者为泄漏流与主流在吸力侧造成的掺混损失,分别对应着文献[28]提出的凹槽状叶顶泄漏损失模型的两类损失。对于压力侧和吸力侧倾斜肩壁凹槽状叶顶,当 0°< α <10°,叶顶泄漏量降低,泄漏流动削弱,凹槽内部熵增减小意味着凹槽内部的损失降低。虽然泄漏量的下降同样有助于减小泄漏流与主流的掺混损失,然而叶顶吸力侧的泄漏流与主流间速度差的增大却令掺混损失增大。小角度肩壁倾斜下后者对掺混损失的增强效果更明显,最终导致吸力面近顶部的高熵增区域反而扩大,叶顶总压损失略有提升。当 10°< α <40°时,大角度的肩壁倾斜令凹槽内部的熵增进一步减小,凹槽内部的损失持续降低。同时,叶顶泄漏量的大幅下降抵消了速度差增大导致的泄漏流与主流的掺混损失增加,吸力侧近顶部的熵增持续减小。当倾角 α 继续增大至 50°时,主流从叶顶吸力侧进入凹槽内部。虽然泄漏涡生成位置向下游迁移,但主流的加入变相提高了下游区域的泄漏量,令下游叶顶的泄漏流动加剧,泄漏涡能以更快的速度增强,泄漏流与主流的掺混损失增大,因此造成了 PSSS50 的叶顶总压损失高于 PSSS40。

对于单侧倾斜肩壁凹槽状叶顶,叶顶泄漏量的下降幅度较小,并不足以完全抵消速度差增大带来的掺混损失增加。在相同的肩壁倾角下,吸力面近顶部的熵增高于压力侧和吸力侧倾斜肩壁凹槽状叶顶,同时压力侧倾斜肩壁凹槽状的泄漏量下降幅度大于吸力侧倾斜肩壁凹槽状叶顶,因此前者的泄漏涡造成的总压损失低于后者。

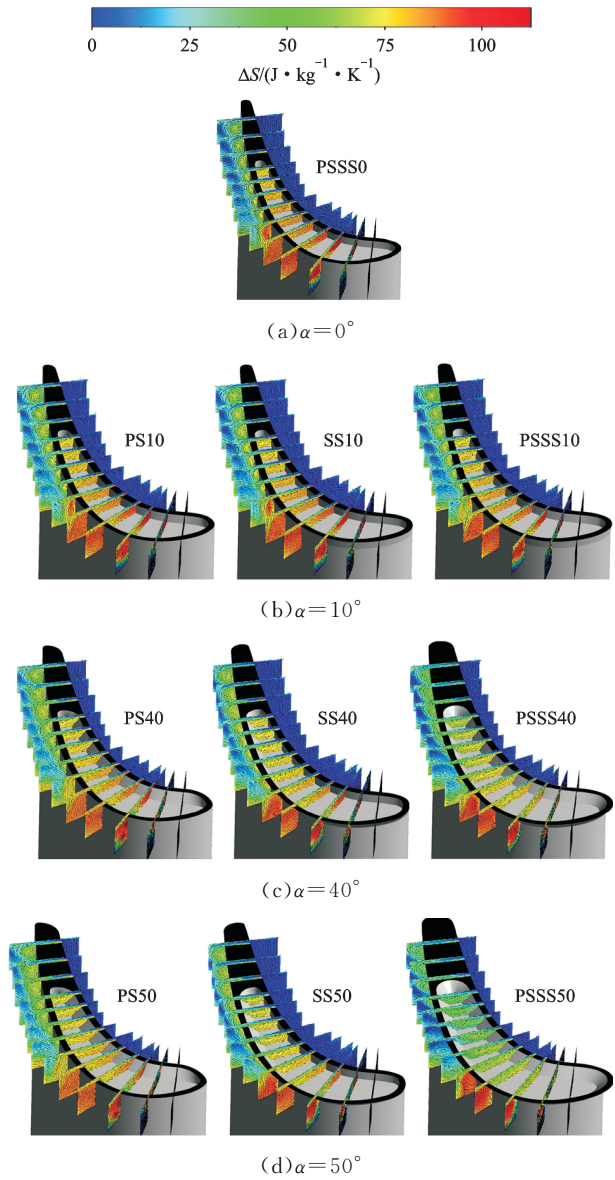


图 18 不同倾斜肩壁时的凹槽状动叶叶顶熵增沿流向的分布
Fig. 18 Stream-wise distribution of entropy increase of blade squealer tip with different inclined rims

3 结 论

(1)前缘泄漏流进入间隙形成凹槽涡,凹槽涡向下游发展,逐渐控制凹槽内部流动,泄漏流在凹槽涡的排挤下直接掠过叶顶。

(2)压力侧倾斜肩壁阻碍了叶顶泄漏流动,泄漏流量因速度方向的修正而耗散,分离泡的增长减小了泄漏流的通流面积。吸力侧倾斜肩壁对泄漏涡产生下压作用,泄漏涡偏离了机匣面和吸力面。无论何种肩壁倾斜方式,泄漏流在叶顶间隙内流动路径增加,湍流耗散增强,吸力侧泄漏流的流速降低,其中压力侧和吸力侧倾斜肩壁凹槽状叶顶对泄漏流

的抑制效果最佳。

(3)小倾角时倾斜肩壁将增加泄漏流和主流间的掺混损失。随着倾角的增大,泄漏量大幅下降,抵消了速度差增大对掺混损失的增强效果。当倾角超过 40° 时,主流从吸力侧进入凹槽,下游泄漏流动加强,掺混损失增大。单侧倾斜肩壁的叶顶泄漏量的下降幅度小于两侧倾斜肩壁。在相同的肩壁倾角下,两侧倾斜肩壁凹槽状叶顶泄漏涡形成的总压损失更低, 40° 倾角的两侧倾斜肩壁凹槽状叶顶具有最低的叶顶总压损失系数,相比垂直肩壁凹槽状叶顶降低了13%。

参考文献:

- [1] SJOLANDER S A, AMRUD K K. Effects of tip clearance on blade loading in a planar cascade of turbine blades [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1987, 109(2): 237-244.
- [2] BUNKER R S. Axial turbine blade tips: function, design, and durability [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(2): 271-285.
- [3] 邹正平, 姚李超, 轩笠铭, 等. 涡轮转子凹槽叶尖泄漏流动气动热力特征 [J]. *推进技术*, 2020, 41(9): 1975-1987.
ZOU Zhengping, YAO Lichao, XUAN Liming, et al. Aero-thermodynamic characteristics of tip leakage flow in turbine rotor with squealer tip [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(9): 1975-1987.
- [4] 高杰, 郑群, 许天帮, 等. 涡轮间隙泄漏涡破碎对损失的影响 [J]. *航空学报*, 2014, 35(5): 1257-1264.
GAO Jie, ZHENG Qun, XU Tianbang, et al. Effect of tip leakage vortex breakdown on losses in turbines [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(5): 1257-1264.
- [5] 刘越奇, 陈绍文, 杨鹏骋, 等. 基于跨声速高压涡轮凹槽叶顶间隙模型的大涡模拟研究 [J]. *推进技术*, 2022, 43(5): 110-118.
LIU Yueqi, CHEN Shaowen, YANG Pengcheng, et al. Large eddy simulation on transonic high-pressure turbine cavity tip gap model [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(5): 110-118.
- [6] YAN Xin. Very Large eddy simulation of aero-thermal performance in squealer tip gap [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2022, 144(6): 061003.
- [7] HUANG Ming, LI Zhigang, LI Jun, et al. Efficient uncertainty quantification and sensitivity analysis on the aerothermal performance of turbine blade squealer tip [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2022, 144(5): 051014.
- [8] 付云峰, 宋彦萍, 陈聪, 等. 叶顶布置蜂窝的涡轮平面叶栅间隙泄漏流动研究 [J]. *工程热物理学报*, 2017, 38(1): 68-73.
FU Yunfeng, SONG Yanping, CHEN Cong, et al. Numerical investigation of tip clearance flow in turbine cascade with honeycomb tip [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2017, 38(1): 68-73.
- [9] 杜昆, 李华容, 王力泉, 等. 多腔室凹槽对涡轮叶顶流动传热特性影响的数值研究 [J]. *推进技术*, 2022, 43(10): 313-321.
DU Kun, LI Huarong, WANG Liquan, et al. Numerical investigations of multi-cavity tip effects on turbine blade tip flow and heat transfer characteristics [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(10): 313-321.
- [10] 黄琰, 晏鑫, 何坤, 等. 压力面侧小翼结构对凹槽叶顶冷却传热性能的影响 [J]. *西安交通大学学报*, 2017, 51(7): 51-56.
HUANG Yan, YAN Xin, HE Kun, et al. Effect of pressure side winglet on film cooling and heat transfer performance of blade squealer tip [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2017, 51(7): 51-56.
- [11] 叶明亮, 晏鑫, 何坤. 隔板位置对透平级凹槽叶顶传热和冷却性能的影响 [J]. *西安交通大学学报*, 2018, 52(5): 116-124.
YE Mingliang, YAN Xin, HE Kun. Effect of rib location on the heat transfer and cooling characteristics at the squealer tip in turbine stage [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2018, 52(5): 116-124.
- [12] KANG Y S, RHEE D H, KIM C T, et al. Aerodynamic optimization of axial turbine tip cavity with approximation model [C]//ASME 2013 Turbine Blade Tip Symposium. New York, NY, USA: ASME, 2013: V001T01A005.
- [13] SENEL C B, MARAL H, KAVURMACIOGLU L A, et al. An aerothermal study of the influence of squealer width and height near a HP turbine blade [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, 120: 18-32.
- [14] 杨佃亮, 丰镇平. 叶顶形状对动叶顶部流动和传热的影响研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2008, 42(5): 537-541.
YANG Dianliang, FENG Zhenping. Effect of squealer geometry arrangements on tip leakage flow and heat transfer for turbine blade [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2008, 42(5): 537-541.
- [15] YU Zhiqiang, LIU Jianjun, LI Chen, et al. Numerical investigation of the effect of inlet flow angle on film

- cooling performance for the blade tip with suction surface squealer rim [C]//ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2019; V05AT12A015.
- [16] LI Feng, JIA Zhe, WANG Haifeng, et al. Experimental and numerical investigations into the blade tip phantom cooling performance [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2022, 144(7): 071013.
- [17] HOFER T, ARTS T. Aerodynamic investigation of the tip leakage flow for blades with different tip squealer geometries at transonic conditions [C]//ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air. New York, NY, USA: ASME, 2009: 1051-1061.
- [18] CAMCI C, DEY D, KAVURMACIOGLU L. Tip leakage flows near partial squealer rims in an axial flow turbine stage [C]//ASME Turbo Expo 2003, Collocated with the 2003 International Joint Power Generation Conference. New York, NY, USA: ASME, 2003: 79-90.
- [19] DE MAESSCHALCK C, ANDREOLI V, PANIAGUA G, et al. Aerothermal optimization of turbine squealer tip geometries with arbitrary cooling injection [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2021, 143(11): 111010.
- [20] ANDREOLI V, BRAUN J, PANIAGUA G, et al. Aerothermal optimization of fully cooled turbine blade tips [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(6): 061007.
- [21] LI Li, JIANG Dengyu, ZHOU Chao, et al. Near tip loss control with a winglet baffle cavity tip in a turbine cascade [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2021, 143(10): 101007.
- [22] 陈绍文, 李伟航, 王松涛. 叶顶压力侧小翼对跨声速涡轮级气动性能影响的数值研究 [J]. *推进技术*, 2021, 42(1): 94-102.
- CHEN Shaowen, LI Weihang, WANG Songtao. Numerical study of effects of blade tip pressure-side winglet cavity on aerodynamic performance of a transonic turbine stage [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(1): 94-102.
- [23] KIM J J, SEO W, CHUNG H, et al. Effect of shelf squealer tip configuration on aerothermal performance of gas turbine blade [J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2021, 168: 107056.
- [24] 杨益, 马宏伟. 轴流涡轮叶尖泄漏流动实验测量技术研究进展 [J]. *实验流体力学*, 2021, 35(6): 28-43.
- YANG Yi, MA Hongwei. Progress of experimental research on axial turbine tip leakage flow [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2021, 35(6): 28-43.
- [25] BAI Bo, LI Yuanyuan, LI Zhigang, et al. Development of a transient test facility for evaluating the aerothermodynamic performance of gas turbine cascades [C]//ASME Turbo Expo 2022: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2022; V06BT13A015.
- [26] 付云峰, 孟睿, 俞建阳, 等. 球底蜂窝组合叶顶对涡轮叶尖泄漏流动的控制 [J]. *工程热物理学报*, 2018, 39(11): 2382-2388.
- FU Yunfeng, MENG Rui, YU Jianyang, et al. Control of tip clearance flow of turbine cascade with spherical-bottom honeycomb tip [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2018, 39(11): 2382-2388.
- [27] YANG Dianliang, FENG Zhenping. Tip leakage flow and heat transfer predictions for turbine blades [C]//ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea, and Air. New York, NY, USA: ASME, 2007: 589-596.
- [28] 张永超, 陆华伟, 孙震宇, 等. 叶表静压孔对平面叶栅性能的影响 [J]. *科学技术与工程*, 2022, 22(19): 8530-8536.
- ZHANG Yongchao, LU Huawei, SUN Zhenyu, et al. Effect of surface static pressure hole on the aerodynamic performance for a cascade [J]. *Science Technology and Engineering*, 2022, 22(19): 8530-8536.
- [29] 郑光华, 王肖, 郭林, 等. 亚声速条件下总压探针临壁效应的数值研究 [J]. *航空工程进展*, 2020, 11(2): 256-263.
- ZHENG Guanghua, WANG Xiao, GUO Lin, et al. Numerical investigation of near wall effect of total pressure probe based on CFD under subsonic velocity [J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2020, 11(2): 256-263.
- [30] YOUNG J B, WILCOCK R C. Modeling the air-cooled gas turbine: part 2 coolant flows and losses [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 124(2): 214-221.

(编辑 杜秀杰)