

叶顶喷气对凹槽叶尖气动性能的影响

轩笠铭¹, 邹正平^{1,2}, 赵 强¹, 黄 霖¹, 杜金霖¹, 陈 云³

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 102206;

3. 中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 对某型航空发动机高压涡轮转子叶片通过相似变换得到的低速叶型进行研究, 探讨叶尖机匣相对运动条件下, 叶顶喷气对凹槽叶尖气动性能的影响。结果表明: 叶顶喷气对平叶尖的气动性能影响有限, 但会降低凹槽叶尖效率; 在相同喷气条件下, 使用凹槽叶尖相比于使用平叶尖可降低 20% 的叶尖泄漏损失; 泄漏流在凹槽内部的能量耗散主要来自于泄漏流动与凹槽涡和刮削涡的相互作用, 在喷气条件下, 刮削涡仍然是泄漏流动的主要控制结构。喷气位置对凹槽叶尖性能有显著的影响; 在靠近吸力侧和前缘布置喷气孔, 有利于凹槽气动性能的提升; 基于以上研究, 建立可用于凹槽叶尖的泄漏流动损失模型, 新模型相比 Denton 模型误差降低了 31.6%。

关 键 词: 凹槽叶尖; 叶尖泄漏流动; 叶顶喷气; 气动性能; 流动机理; 损失模型

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effect of tip injection on aerodynamic performance of squealer tip

XUAN Liming¹, ZOU Zhengping^{1,2}, ZHAO Qiang¹,

HUANG Lin¹, DU Jinlin¹, CHEN Yun³

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China;

3. Shenyang Engine Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: A low-speed blade profile of a certain aero-engine high-pressure turbine rotor blade obtained by similarity transformation was studied, and the effect of tip injection on the aerodynamic performance of the squealer tip under the condition of relative casing motion was discussed. The results showed that tip injection had limited effect on the aerodynamic performance of the flat tip, but it could reduce the efficiency of the squealer tip. Under the same injection condition, the squealer tip can reduce the tip leakage loss by 20% compared with the flat tip. The energy dissipation of the leakage flow in the cavity mainly came from the interaction of the leakage flow

收稿日期: 2021-03-09

基金项目: 国家自然科学基金(51676005)

作者简介: 轩笠铭(1993—), 男, 博士生, 主要从事叶轮机械气动热力学研究。

通信作者: 邹正平(1970—), 男, 教授, 博士, 主要从事高超声速航空发动机、叶轮机气体动力学研究。

E-mail: zouzhenping@buaa.edu.cn

引用格式: 轩笠铭, 邹正平, 赵强, 等. 叶顶喷气对凹槽叶尖气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2022, 37(5): 1030-1041. XUAN Liming, ZOU Zhengping, ZHAO Qiang, et al. Effect of tip injection on aerodynamic performance of squealer tip[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(5): 1030-1041.

with cavity vortex and scraping vortex. Under the injection condition, scraping vortex was still the dominant flow structure of the leakage flow. The injection position had a significant effect on the performance of the squealer tip; the jet holes near the suction side and leading edge were conducive to the improvement of the aerodynamic performance. Based on the above research, a leakage flow loss model for the squealer tip was established, and the error of new model was reduced by 31.6% compared with the Denton model.

Key words: squealer tip; tip leakage flow; tip injection; aerodynamic performance; flow mechanism; loss model

涡轮作为航空发动机核心机的重要组成部分,提升涡轮的效率可以有效提高航空发动机的性能。涡轮尖区存在复杂的端壁二次流和泄漏流动,叶尖泄漏流动引起的损失约占转子通道内部总损失的1/3^[1]。因此,有效组织叶尖泄漏流动成为改善涡轮性能和提高其可靠性的关键^[2-4]。

泄漏损失可以分为间隙内部损失和通道掺混损失。Bindon^[5]和Yaras等^[6]的研究表明,通常通道内的掺混损失要多于间隙内部损失。随着研究的深入,部分学者开始将损失和流动结构相关联以更好地控制泄漏损失^[7-9]。为进一步控制泄漏损失,对于不带冠涡轮叶片,凹槽叶尖以其结构简单、效果明显和能够有效减重等优点得到了广泛的应用^[10-11]。邹正平等^[12-13]与杜金霖等^[14]发现凹槽内的刮削涡结构可以起到气动篦齿的封严效果,在降低了泄漏流动的流通面积的同时降低了泄漏流动的能量,从而对泄漏流动形成了有效的控制。Krishnababu等^[15]和Kegalj等^[16]则通过实验方法,分别在叶栅环境和级环境下证明采用凹槽叶顶可以有效提升涡轮的气动性能。

叶尖是涡轮叶片的高热负荷区,通常需要布置合适的冷却结构对叶顶及端区进行冷却^[17-19]。其中叶顶冷气孔喷出的冷气在冷却叶顶的同时,也会影响到叶尖的气动性能^[20-22]。Gao等^[23]认为叶顶喷气对泄漏流同时具有阻塞作用和偏转作用,同时喷气还存在和主流的掺混作用。Niu与Zang^[24]的研究表明喷气孔位于叶顶压力侧更有利于对泄漏流动的控制。Zhou与Hodson^[25]发现叶顶喷气条件下,凹槽叶顶尽管能够降低间隙泄漏量,但涡轮的气动性能基本没有改观。

虽然以上学者对叶顶喷气对涡轮性能的影响做出了一定研究,但对于叶顶喷气条件下叶顶区域流动结构的相互作用研究还比较缺乏。此外,已有的泄漏损失模型多基于平叶顶叶尖,其流动特征与凹槽叶尖的情况出入较大。本文通过模拟

机匣相对运动条件下平面叶栅三维流场,研究凹槽叶顶喷气条件下叶尖泄漏损失的物理机制以及喷气参数的影响。从喷气与凹槽内流动结构的相互影响出发,分析不同喷气分布下间隙内部气动参数和叶栅通道内流动结构的变化,并将这部分参数与泄漏损失相关联,建立考虑叶顶喷气的凹槽叶尖泄漏损失模型,为高性能涡轮叶尖的设计提供有效的参考。

1 研究方法

为了能与已有的实验结果相对应,更好地验证本文的分析和结论,因此选择某高压涡轮转子叶片经过相似变换之后的低速平面叶栅为本文的研究对象。凹槽叶尖叶片采用了压力面肋条前倾37.5°的造型方法。图1给出了平叶尖和凹槽叶尖的几何示意图和相关参数,其中 Z 为轴向方向, S 为流向方向, τ 为间隙高度,取3 mm,凹槽深度 h 为 1.5τ ,肋条宽度为 1τ ,压力侧肋条最大前倾角度为37.5°,并在前缘和尾缘附近逐渐过渡减小至0°,同时压力面肋条和叶片压力面主体部分通过光滑过渡的方式连接。

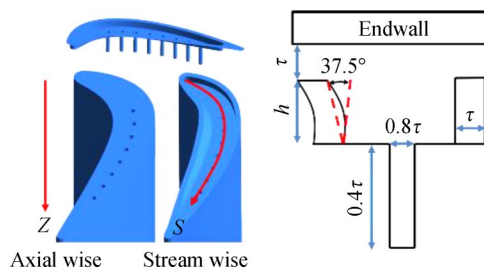


图1 叶尖几何及参数

Fig.1 Geometry and parameters of the squealer tip

图1中,孔沿压力侧与吸力侧分布时,喷气孔距肋条壁1 mm。喷气孔直径取 0.8τ ,冷气孔的孔径和孔长之比为1:5,喷气孔的轴线保持和叶尖表面垂直。实验方案与参数见文献[26],实验主

流进口速度 V_0 为 10 m/s,同时参照文献[27],为更好地模拟真实工作状态,端壁相对叶片的运动速度为动叶进口速度的 1.7 倍,故相对速度取 17 m/s。叶栅基本参数如表 1 所示。

表 1 叶栅几何参数与实验工况
Table 1 Cascade geometries and experiment conditions

参数	数值
弦长/mm	113.8
叶高/mm	197
间隙高度/mm	3
安装角/(°)	44.9
几何进气角/(°)	20
几何出气角/(°)	71.92
吹风比($V_{cooling}/V_0$)	2

本文计算所采用的网格由商用软件 ICEM (integrated computer engineering and manufacturing)CFD生成,整个流体域内为一体化结构网格。网格总数约为单通道 297 万,网格具体细节如图 2 所示。通过调整间隙径向网格数改变总体网格数,如表 2 所示,其变化对泄漏量的影响如图 3 中所示,图中,纵坐标 $m_{leakage}/m_{passage}$ 为泄漏量与主流流量的比值。本文中,泄漏量通过对吸力侧间隙出口截面进行积分得到。可以看出,随着网格数量的增加,间隙泄漏量的变化逐渐平缓。当总网格数量达到 3×10^6 左右时,间隙泄漏量基本不发生变化。

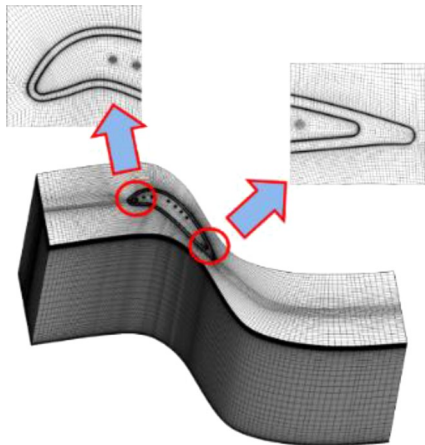


图 2 网格示意图
Fig.2 Sketch figure of grid

表 2 网格参数
Table 2 Grid parameters

网格	间隙径向网格数量	网格总数/ 10^6
Grid1	13	2.35
Grid2	20	2.53
Grid3	27	2.75
Grid4	34	2.97
Grid5	40	3.15
Grid6	47	3.37

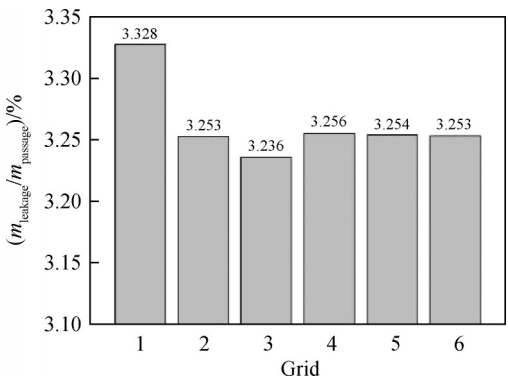
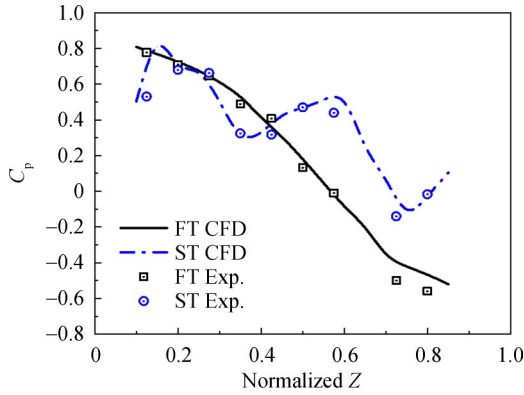


图 3 网格无关性验证
Fig.3 Grid independence verification

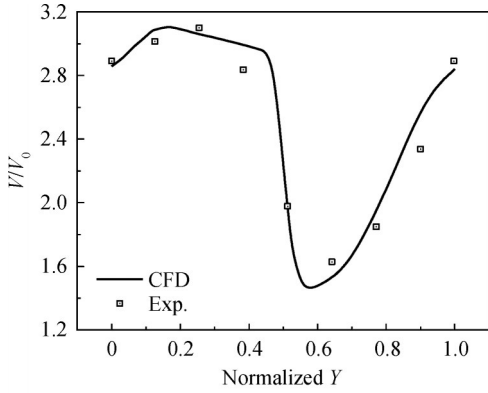
采用商用软件 ANSYS CFX(compound file explorer)求解三维定常黏性雷诺平均 Navier-Stokes 方程,空间离散格式为基于单元的有限体积法,时间离散格式为二阶后向欧拉格式,数值求解时选择 SST(shear stress transport)湍流模型封闭方程组,壁面最大 y^+ 保证小于 1。环境压力为 101 325 Pa,进口给定总压 555 Pa 并给定气流方向为 20° ,主流温度为 288 K,出口压力为环境压力,保证数值模拟工况与实验工况相同。喷气孔进口统一给定速度边界条件,以保证吹风比为 2。下端壁及叶片表面采用绝热无滑移边界条件,上端壁给定相对运动速度以模拟叶尖机匣相对运动状态。定义总压系数:

$$C_p = \frac{p^* - p_{out}}{p_{in}^* - p_{out}} \tag{1}$$

平叶尖和凹槽叶尖中弧线位置的压力分布和凹槽叶尖出口下游 10% 轴向弦长处速度分布情况(以进口速度 V_0 为 1 进行无量纲)如图 4 所示。对比模拟结果和实验结果,本文的模拟结果准确可靠。



(a) 叶顶中弧线位置压力对比



(b) 叶栅出口90%叶高速度分布

图4 数值模拟与实验结果比较

Fig.4 Comparison of CFD and experiment results

2 结果与讨论

2.1 叶顶喷气条件下凹槽叶尖与平叶尖性能对比

本文采用 Young 和 Horlock^[28] 提出的带冷气的涡轮叶栅效率计算方法评估叶栅效率,该方法考虑了冷气和主流的压力掺混,体现了冷气的压力对叶栅效率带来的影响。

$$\frac{p_{0w}}{p_{01g}} = \prod_i \left(\frac{p_{01c}}{p_{01g}} \right)^{(w_c R_c / R)} \quad (2)$$

$$R = (1 - w_c) R_g + w_c R_c \quad (3)$$

$$\epsilon_c = \frac{(h_{02} - h_2)}{(h_{0w} - h_{2sw})} \quad (4)$$

式中 p_{01g} 为主流进口总压, p_{01c} 为冷气的进口总压, p_{0w} 为考虑冷气和主流掺混后的总压, w_c 为冷气的质量分数, R 为气体常数, h_{02} 为实际状态下出口总焓, h_2 为实际状态下出口静焓, h_{0w} 为利用上式计算考虑两股气流掺混后的总焓, h_{2sw} 为等熵膨胀后的静焓, 则叶栅效率 ϵ_c 为叶栅气流的实际焓降与考虑压力掺混后气体的等熵焓降之比。

图5对比了不同条件下叶栅的气动效率,可以看出,叶顶喷气对平叶尖(FT)影响较小;使用凹槽叶尖(ST)可以大幅提高叶栅效率,在叶顶喷气(jet)条件下,凹槽叶尖效率会较无喷气条件有所降低,但相较于平叶尖仍能将叶栅效率提升0.68%。图6为平叶尖和凹槽叶尖在是否喷气条件下的叶尖泄漏量对比,结果表明,平叶尖条件下,叶顶喷气可以降低主流的泄漏流量超过10%,总泄漏量减少2%;凹槽叶尖条件下叶顶喷气对主流的泄漏流量基本没有影响,并会导致总泄漏量显著增加,其流量的增加值约等于叶顶喷气的流量。

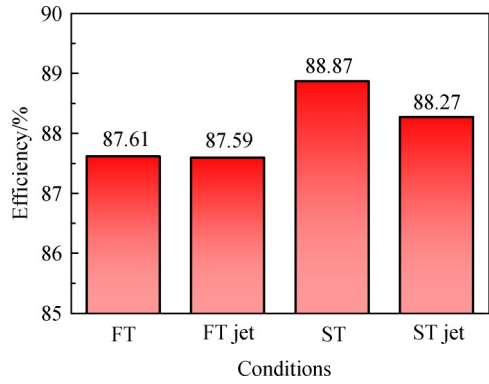


图5 不同条件下叶栅气动效率

Fig.5 Efficiency of cascade under different conditions

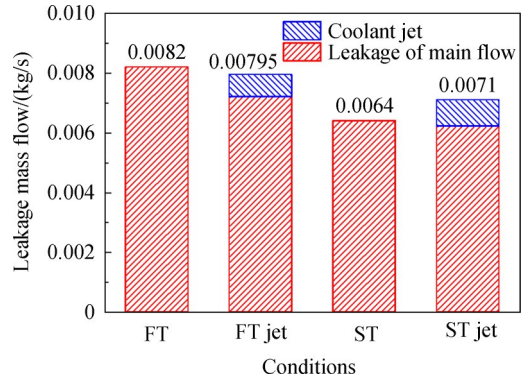


图6 不同条件下泄漏流量及组分

Fig.6 Leakage mass flow and components under different conditions

叶尖泄漏损失大小可以利用无间隙情况下与有间隙情况下的转子通道损失之差来表示,即

$$Y_{tip} = \dot{m}_{\text{passage_notip}} T_{2_notip} \Delta s_{\text{notip}} - \dot{m}_{\text{passage}} T_2 \Delta s \quad (5)$$

其中 T_2 为出口静温, Δs 为通道内损失引起的熵增,下标 notip 表示无叶尖间隙情况, passage 表示转子通道。将叶尖泄漏损失分为间隙内部损失和间隙外部损失两部分,其中间隙内部损失可以表

示为

$$Y_{\text{tip_inner}} = \dot{m}_{\text{leakage}} T_{\text{tip}} \Delta s_{\text{tip}} \quad (6)$$

其中 $\dot{m}_{\text{leakage}}$ 和 T_{tip} 为间隙出口的泄漏量和静温, Δs_{tip} 为间隙内部损失引起的熵增。间隙外部损失则为

$$Y_{\text{tip_outer}} = Y_{\text{tip}} - Y_{\text{tip_inner}} \quad (7)$$

间隙内/外部损失大小均利用无喷气条件下的平叶尖总泄漏损失进行无量纲,如图7所示。可以看出平叶尖条件下,间隙内部损失只占叶尖区域掺混损失总量的16.85%,叶顶泄漏造成的损失主要来源于通道内泄漏流与主流的掺混过程;在平叶尖条件下,叶顶喷气对泄漏损失影响有限。采用凹槽叶尖后,凹槽内部损失略有增加,但可以将通道内部的掺混损失减少40%;在叶顶喷气条件下,凹槽内掺混损失基本不变,而通道内掺混损失明显增加,但相较于平叶尖条件,整体泄漏损失仍减少20%。

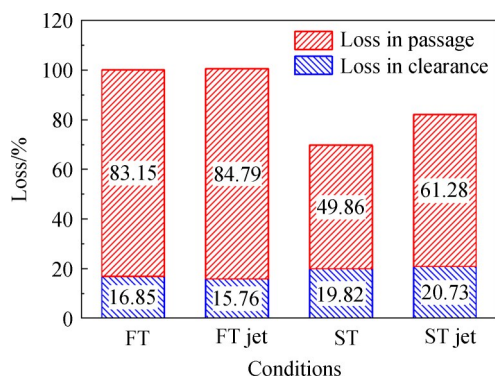


图7 泄漏损失分布情况(以无喷气平叶尖为1)

Fig.7 Distribution of leakage loss
(FT condition is normalized as 1)

2.2 喷气条件下对凹槽叶尖泄漏损失的影响机理

由以上研究可知,在喷气条件下凹槽叶尖的性能明显优于平叶尖。对叶顶喷气对凹槽叶尖的性能的影响做具体分析。总体上可将叶尖泄漏流动的过程分为间隙内部掺混和泄漏流流出间隙进入主流掺混两个过程。

凹槽内部的损失和凹槽内的流动结构直接相关。下图为有无喷气条件下叶顶旋涡结构示意图。图8为以流向涡量着色的 $Q=0.0041$ 的等值面图。如图所示,在凹槽前部,凹槽涡(CV)和刮削涡(SCV)几乎同时开始生成,并迅速增长;在发展到中弦区时,在喷气条件下,两个旋涡的范围有所缩小,并在中后部更早消失。图9为凹槽内各区域泄漏流流线示意图,如图所示,从前部流入凹槽的泄漏流在进入凹槽后分为两部分,一部分

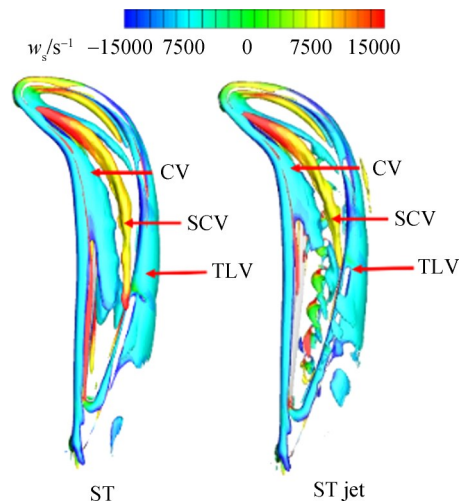


图8 凹槽内部流动结构($Q=0.0041$)

Fig.8 Flow structure in cavity ($Q=0.0041$)

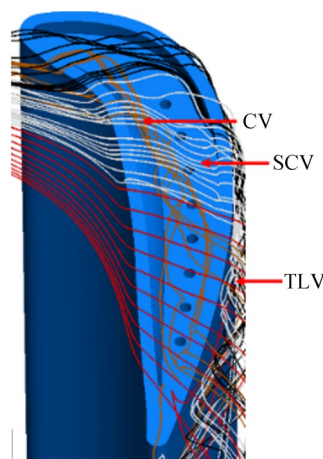


图9 凹槽内部不同区域泄漏流流线

Fig.9 Streamline of leakage flow in different areas of cavity

流体直接从吸力侧肋条上方流出间隙进入主流并形成泄漏涡(TLV),另一部分流体在进入凹槽后形成了凹槽涡;灰色线代表从中部流入凹槽的泄漏流,这部分流体受到刮削涡的影响在凹槽中形成“U”型流动,随即流出间隙;红色线代表从后部流入凹槽的泄漏流,在这一区域刮削涡已经在凹槽内部消失,泄漏流动不受凹槽内其他流动结构的影响,直接通过间隙到达吸力侧形成刮削涡。

对泄漏流在凹槽内的能量变化进行分析,选取从0.45、0.6、0.85轴向位置流出凹槽的流体,代表从前、中、后部流出凹槽的泄漏流,以总压来表征这些流体的机械能。图10(a)显示了三股泄漏流在凹槽内的流动状态和能量变化过程,并对三股流体的轴向位置和总压进行平均,得到图10(b)。结果表明:在0.45轴向位置的泄漏流在流出凹槽时仍保持有较高的机械能;在0.6轴向

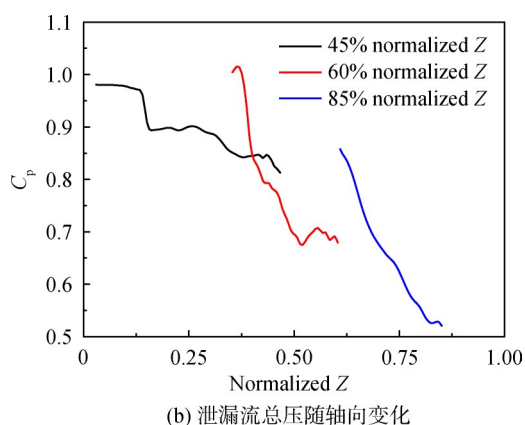
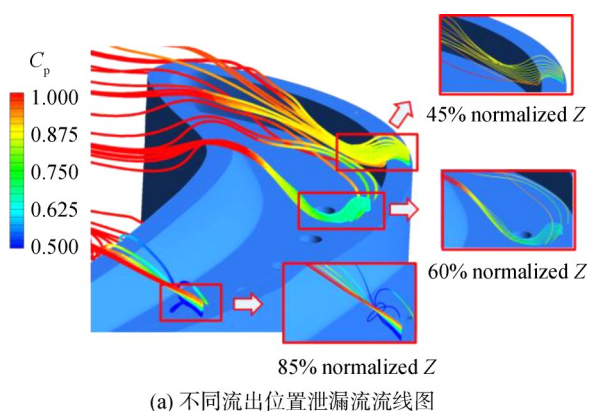


图10 泄漏流流体总压在间隙内随泄漏流动过程分布
Fig.10 Total pressure distribution of leakage flow with flow process in the clearance

位置流出的泄漏流在凹槽内受到凹槽涡和刮削涡的共同作用,在流过压力侧肋条到再附至凹槽底壁的过程中机械能迅速减小,而在之后流出的过程中基本稳定;在0.85轴向位置流出的泄漏流在流入到流出叶顶间隙的过程中机械能持续减小。

图11显示了凹槽中不同截面叶顶喷气对泄漏流动的影响情况。如图所示,在凹槽的中前部,叶顶喷气对刮削涡的影响有限;在凹槽中部,当刮

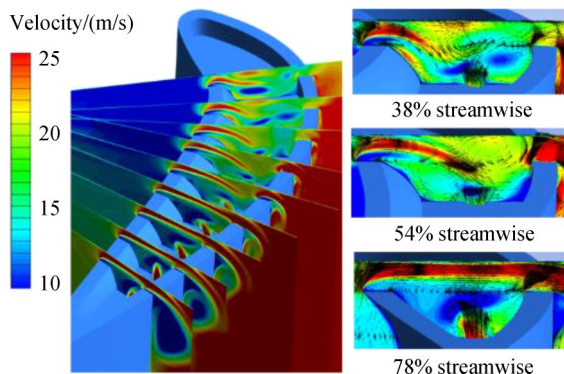


Fig.11 Flow structure of different section in cavity

削涡在切向方向运动至喷气位置下游时,叶顶喷气有将刮削涡向吸力侧挤压的趋势,这会促进刮削涡加速流出凹槽;而在下游的78%流向位置,可以发现,在刮削涡消失后,叶顶喷气对泄漏流动没有阻滞作用,泄漏流显著增强。

图12为凹槽内各喷气孔喷出的气体总压沿流线变化示意图。如图所示,从凹槽的中前部喷出的气体(hole 1和hole 2)流出的气体基本没有受到凹槽内旋涡结构的影响,直接流出了间隙,其机械能降低有限。在流向中后部,孔内喷出的气体开始受到凹槽内部流动结构的影响,以hole 4为例,从孔内喷出的气体首先和凹槽涡和刮削涡进行掺混,并随泄漏流向下运动,在这一过程中流体的总压急剧下降。此外,由于刮削涡在凹槽内部起到“气动篦齿”的作用,流体在流出凹槽的过程中在吸力侧肋条上方还会产生分离,在这一过程中流体的总压再次急剧下降,这部分低能流体最终被卷入泄漏涡中;而在接近尾缘的区域,刮削涡在凹槽内消失后,这一现象消失。

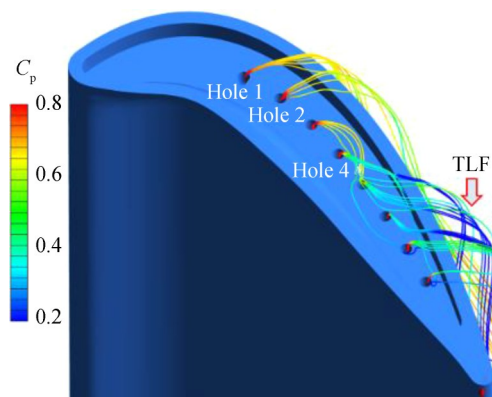


Fig.12 Total pressure of jet fluid changes along the streamline in the cavity

图13为有无喷气条件下凹槽叶尖泄漏量沿轴向分布,可以看出在叶栅的前中部(区域1),叶顶喷气条件下泄漏量基本不变;在流向60%~80%区域(区域2),喷气条件下的泄漏量较无喷气条件下显著增加;在叶片尾缘区域(区域3),相较无喷气条件,叶顶喷气条件下的泄漏量分布呈现波动状态。定义射流系数:

$$C_d = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_{ideal}} = \frac{A_e V_n}{A V_{is}} = \frac{A_e}{A} \sqrt{\frac{p_{cle out}^* - p_{cle out}}{p_{cle in}^* - p_{cle out}}} \quad (8)$$

式中 A_e 为有效流通面积, V_n 为间隙出口实际泄漏流速, A 为间隙出口面积, V_{is} 为理想条件下

间隙出口泄漏流速度,下标 cle 代表间隙,in 为间隙进口参数,out 为间隙出口参数。泄漏流动射流系数和间隙出口等效流通面积沿轴向分布如图 14 所示。如图所示,射流系数和等效流通面积是从前缘开始迅速增加,到 50% 轴向位置达到峰值,随后开始下降,在接近尾缘处又迅速增加。在喷气条件下,射流系数和等效流通面积更早开始增加。这两图中,泄漏量、射流系数和有效流通面积的趋势变化具有一致性,这说明在有无喷气条件下,刮削涡都是间隙内泄漏流动的主控结构。

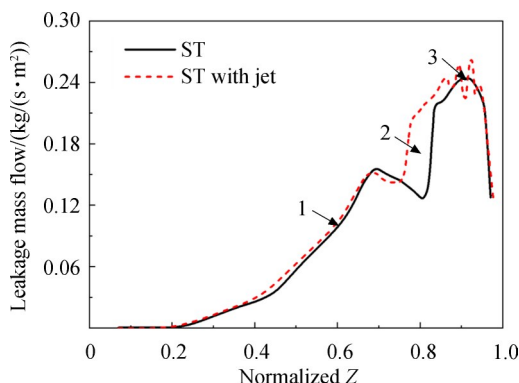


图 13 有无喷气条件下凹槽叶尖泄漏量沿轴向分布
Fig.13 Leakage mass flow distribution along axial wise with and without jet conditions

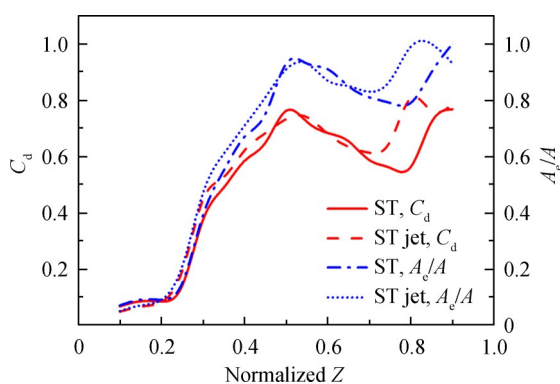


图 14 射流系数和等效流通面积沿轴向分布
Fig.14 Discharge coefficient and equivalent flow area distribution along axial wise

在泄漏流流出间隙后,在通道内形成泄漏涡,泄漏涡与主流的相互作用是泄漏损失的主要来源。图 15 为累积泄漏量(TLF)和累积泄漏损失(TLL)沿轴向分布,如图所示,累积泄漏损失沿轴向的变化趋势基本与累积泄漏流量的趋势相同,在中前部分增长缓慢,而在泄漏流量较多的中后部分快速增长。这说明泄漏损失与泄漏流量成正相关关系,控制泄漏流流量是降低泄漏损失的

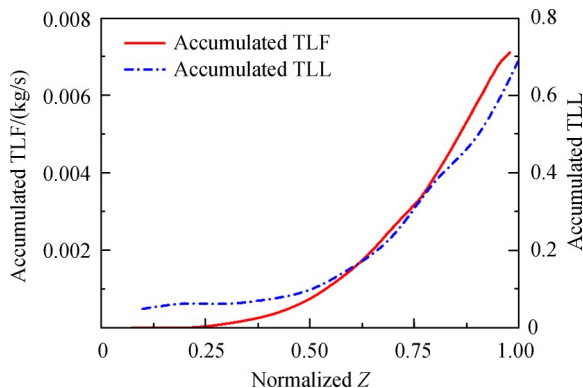


图 15 累积泄漏量和泄漏损失轴向分布

Fig.15 Accumulated leakage mass flow and leakage loss along axial wise

关键。

2.3 叶顶喷气位置对泄漏流动的影响

叶尖喷气可以显著影响凹槽叶尖间隙内部的旋涡结构。下文就喷气的切向位置、轴向位置对泄漏流动的影响进行具体分析,在研究过程中保证喷气流量不变。

研究喷气孔在切向的分布方式对泄漏流动的影响,如图 16 所示,分为压力侧布孔(PS jet)、中弧线布孔(C jet)和吸力侧布孔(SS jet)。当孔为压力侧与吸力侧分布时,喷气孔距肋条壁 1mm。不同喷气位置的叶栅气动效率对比如图 17 所示,在中弧线布孔效率最低,而吸力侧布孔的叶栅效率相对较高。

不同切向布孔位置条件下凹槽内流动情况如图 18 所示,其中旋涡为以流向涡量着色的 $Q=0.0041$ 的等值面,各截面为速度云图。可以看出,孔越接近吸力侧,刮削涡在凹槽内的控制范围越大,在 54% 流向位置,压力侧喷气条件下刮削涡已经接近流出凹槽,而吸力侧喷气条件下刮削涡还能有效地控制泄漏流动。泄漏量沿流向分布

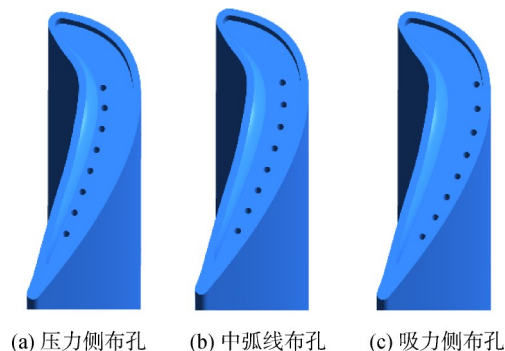


图 16 不同切向位置布孔方式

Fig.16 Hole arrangement with different tangential positions

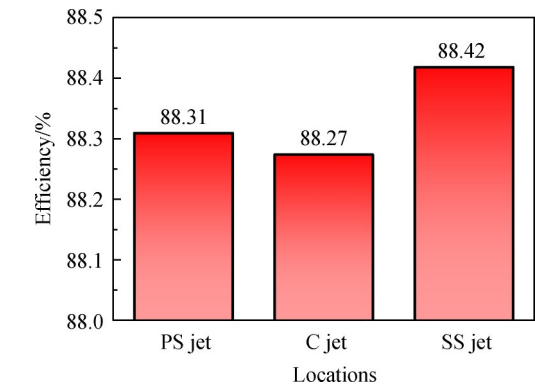


图 17 不同切向位置喷气叶栅效率对比
Fig.17 Efficiency comparison with different tangential jet locations

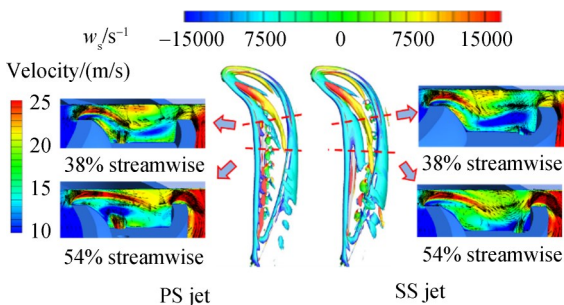


图 18 不同切向位置喷气条件下叶尖区域流动结构
Fig.18 Flow structure in tip region under different tangential jet locations

如图 19 所示,可以看出,0.6~0.8 轴向区域,压力侧布孔对泄漏流动的控制作不明显,而吸力侧布孔的泄漏流流量显著降低。

研究喷气孔在流向的分布方式对泄漏流动的影响,同样在叶尖凹槽内布置 8 个喷气孔,但喷气孔的位置提前至 0.08~0.62 轴向位置,如图 20 所示:分为前置压力侧布孔(FPS jet)、前置中弧线布孔(FC jet)和前置吸力侧布孔(FSS jet)三种情

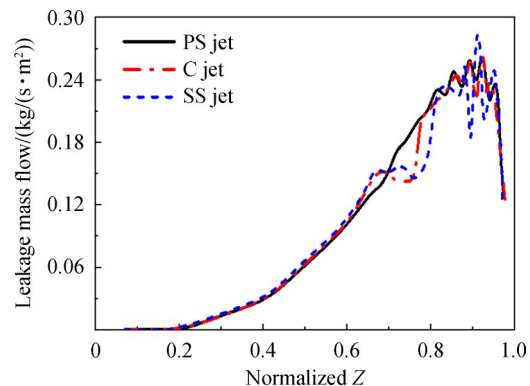


图 19 切向位置喷气对泄漏量沿轴向分布影响
Fig.19 Effect of tangential injection locations on axial distribution of leakage

况。不同喷气位置的叶栅气动效率对比如图 21 所示,将喷气孔位置在轴向位置提前后,叶栅效率明显提升。而在不同切向布孔方式的对比中,如图 22 所示,吸力侧布孔的叶栅效率相对最高,总泄漏量也最低。

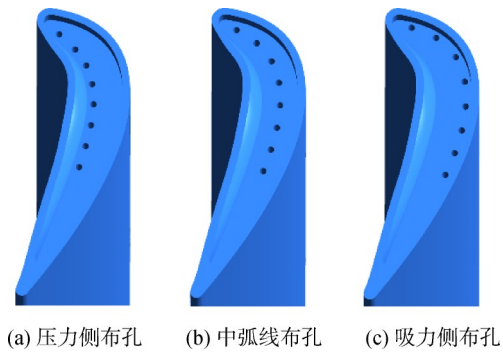


图 20 喷气孔前置布孔方式
Fig.20 Jet hole preposition arrangement

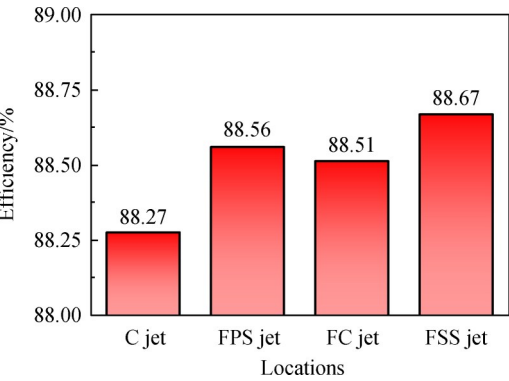


图 21 不同轴向位置喷气叶栅效率
Fig.21 Efficiency of cascade with different axial wise jet locations

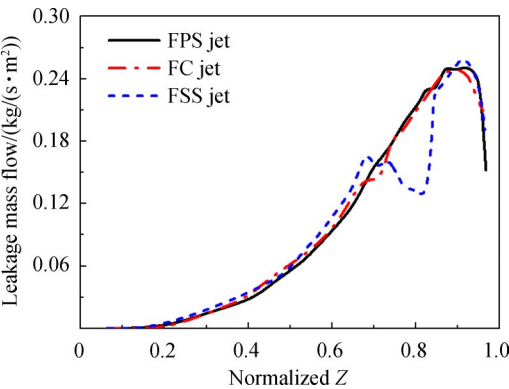


图 22 喷气孔前置对泄漏量沿轴向分布影响
Fig.22 Effect of preposition injection on axial distribution of leakage

2.4 喷气条件下凹槽叶尖泄漏损失模型的建立

利用前文得到的喷气条件下凹槽叶尖间隙内旋涡结构的演化特征及其性能变化规律,提出适

用于凹槽叶尖的通道内损失估算方法。

考虑凹槽叶尖的几何及泄漏流动特征,将泄漏流动模化成由于叶片两侧压差而产生的射流^[1]。如图 23,定义某一流向位置截面凹槽内的压力

$$p_{\text{cav}} = \frac{p_{\text{ps}} + p_{\text{ss}}}{2} \quad (9)$$

式中 p_{ps} 为该截面压力侧压力, p_{ss} 为吸力侧压力,可以求出泄漏流动从压力侧进入凹槽内部时,在压力侧肋条上方的速度

$$V_{\text{in}} = \sqrt{\frac{2(p_{\text{ps}} - p_{\text{cav}})}{\rho}} \quad (10)$$

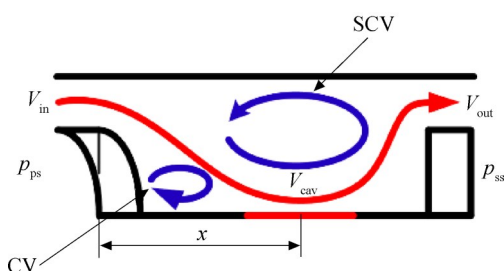


图 23 泄漏流动参数示意图

Fig.23 Schematic diagram of leakage flow parameters

将泄漏流从压力侧肋条上方流入凹槽内比作射流过程,由射流理论,可求出凹槽内泄漏流动的特征速度^[29]

$$V_{\text{cav}} = \left(\frac{\tau}{\tau + h} \right)^{0.5} V_{\text{in}} \quad (11)$$

由式(11)可求出单位质量的泄漏流流体在进入凹槽过程中与凹槽内部的涡系相互作用产生的总压损失为

$$\Delta p = 0.5(V_{\text{in}}^2 - V_{\text{cav}}^2) \quad (12)$$

由射流系数定义,在刮削涡控制范围内,可得此时的射流系数

$$C_{\text{dscv}} = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_{\text{ideal}}} = \frac{A_e}{A} \cdot \sqrt{\frac{p_{\text{cav}} + 0.5\rho V_{\text{cav}}^2 - p_{\text{ss}}}{p_{\text{ps}} - p_{\text{ss}}}} = \frac{A_e}{A} \cdot \frac{2\tau + h}{2(\tau + h)} \quad (13)$$

由图 14,在泄漏流发生的 40%~100% 轴向区间,有效流通面积的比值约为 0.8~1 之间,可取 0.9。定义 d_{scv} 为刮削涡在该截面上的有效直径,则在该区域泄漏流动被阻挡。由连续性方程,有

$$V_{\text{in}} \cdot \tau = V_{\text{cav}} \cdot (\tau + h - d_{\text{scv}}) \quad (14)$$

可求出刮削涡的有效直径 d_{scv} 。

由于叶尖机匣存在相对运动,定义流向截面

与周向的夹角为 β ,则叶尖机匣相对速度为 V_{rel} ,在流向截面上的投影为 $V_{\text{rel}} \cdot \cos \beta$,可定义间隙进口和刮削涡特征雷诺数

$$Re_{\text{in}} = \frac{V_{\text{in}} \tau}{\gamma} \quad (15)$$

$$Re_{\text{scv}} = \frac{(v_{\text{cav}} + v_{\text{rel}} \cdot \cos \beta) d_{\text{scv}}}{\gamma} \quad (16)$$

又由于泄漏流在流入凹槽时,存在流向速度 v_{ps} ,故泄漏流动与垂直于流向位置的截面存在夹角

$$\theta = \arctan \frac{v_{\text{ps}}}{v_{\text{cav}}} \quad (17)$$

将泄漏流动模化成台阶流动,可推得与刮削涡对应的距离。各参数关系如图 24 所示。

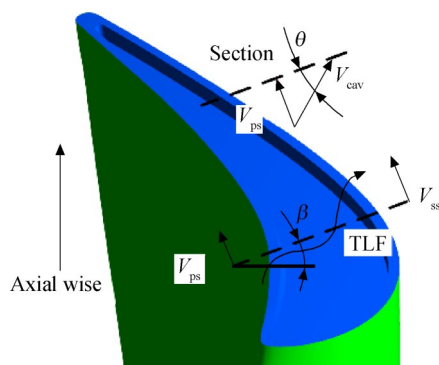


图 24 泄漏流动各参数示意图

Fig.24 Schematic diagram of leakage flow parameters

考虑到涡轮实际的运行工况和叶尖机匣相对速度,进行修正,可得到该流向位置刮削涡与压力侧肋条进口的距离 x

$$x = \left\{ B - \left[\frac{350}{Re_{\text{scv}}^{0.5}} \cdot \frac{\left(Re_{\text{scv}} - Re_{\text{in}} \cdot \frac{v_{\text{cav}}}{v_{\text{in}}} \right)}{Re_{\text{scv}}} \right]^{0.65} \right\} \cdot \left(\frac{\tau + h}{2\tau} \right)^{0.5} \cdot h \quad (18)$$

式中 B 为后台阶流动的再附距离,由参考文献[30],可取 5.5。

将得到的距离在流向截面上投影,有投影距离

$$x_0 = x \cdot \cos \theta \quad (19)$$

在有叶顶喷气的条件下,由前文可知,在有刮削涡结构的情况下,当喷气孔在刮削涡的上游位置(喷气相较刮削涡在周向方向更接近压力侧肋

条)时,喷出的气体将会将刮削涡向吸力侧排挤,位置相应地向下游移动,对于 s 位置的截面,有

$$x_c = x_0 \frac{\int_0^s (m_1 + \sum m_c)}{\int_0^s m_1} \tag{20}$$

式中 $m_1 = V_{in} \cdot \tau$, 为无喷气条件下截面的泄漏流量, $\sum m_c$ 为从前缘到 s 位置处所有位于刮削涡上游的喷气质量之和。

设 t 为某一流向位置叶片厚度, 当 $x_c = t$ 时, 凹槽中刮削涡消失, 该截面即为凹槽中刮削涡存在与否的分界截面。图 25 为实验得到的各截面流动结构, 模型预测值与实验结果对比如表 3。结果表明, 模型在凹槽中前部的预测存在一定偏差, 而在中后部较为准确。模型可以准确预测刮削涡的消失位置, 从而确定刮削涡的控制范围。

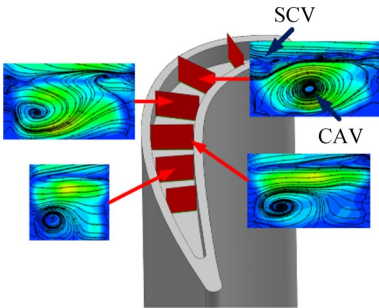


图 25 不同截面流动结构(实验结果)
Fig.25 Flow structure in different sections
(experimental results)

表 3 模型预测与实际结果对比

流向位置/%	模型预测位置	实验测量
37.5	1.87h	2.45h
50	2.40h	2.56h
66~68	刮削涡消失位置	刮削涡消失位置

定义刮削涡消失的位置为 s_0 , 叶尖区域通道内的掺混损失为

$$\begin{aligned} T\Delta s_{\text{passage}} = & \frac{\tau S}{m_m} \int_0^{s_0} v_{ss}^2 \left(1 - \frac{v_{ps}}{v_{ss}}\right) C_{\text{dscv}} \sqrt{2(p_{ps} - p_{ss})} \frac{ds}{S} + \\ & \frac{\tau S}{m_m} \int_{s_0}^1 v_{ss}^2 \left(1 - \frac{v_{ps}}{v_{ss}}\right) C_d \sqrt{2(p_{ps} - p_{ss})} \frac{ds}{S} + \\ & \frac{\sum m_c v_{ss}^2 \left(1 - \frac{v_{ps}}{v_{ss}}\right)}{m_m} \end{aligned} \tag{21}$$

式中 m_m 为主流流量。当刮削涡消失后, 射流系数 C_d 取 0.75^[1]。其模型预测结果与数值模拟结果对比如图 26 所示, 改良后的模型较原模型降低了 31.6% 的误差。图中 NEW 为本文改良后的损失预测模型, ORIGIN 为 Denton 预测模型。

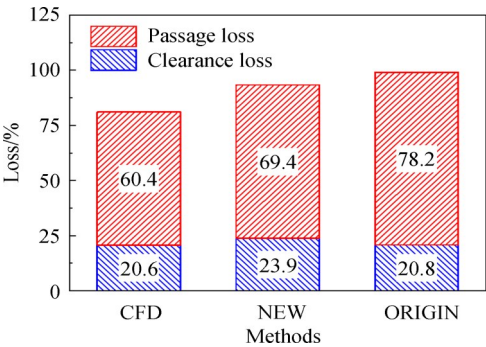


图 26 模型预测结果
Fig.26 Model prediction results

以上模型虽然基于不可压缩流动方程推导, 但泄漏流动在亚声速条件下对模型的精度影响有限; 当间隙内泄漏流动处于超声速条件时, 激波将会改变间隙内泄漏流动的流动状态, 该模型不再适用。

3 结 论

本文利用数值模拟方法研究了不同叶尖几何形式、不同叶顶喷气孔的分布方式的叶顶喷气对叶栅性能及间隙内流动结构的影响, 分析了喷气条件下对凹槽叶尖泄漏损失的影响机理, 并建立了考虑叶顶喷气的凹槽叶尖泄漏损失模型。文章主要结论如下:

- 1) 叶顶喷气对平叶尖的气动性能影响有限, 但喷气会增加凹槽叶尖的泄漏流流量, 进而降低凹槽叶尖的气动效率。在相同喷气条件下凹槽叶尖较平叶尖仍有明显优势, 约减少叶尖损失 20%。对于凹槽叶尖, 喷气带来的主要损失来自于喷气与主流的掺混作用。
- 2) 泄漏流在凹槽内部的能量耗散主要来自于泄漏流动与凹槽涡和刮削涡的相互作用。流向前部喷气孔内喷出的流体由于未和凹槽内旋涡相互作用, 在流出凹槽时仍保持较高的能量; 而流向中后部喷出的气体与凹槽内其他旋涡结构存在相互作用, 机械能迅速降低。在喷气条件下, 刮削涡仍然是泄漏流动的主要控制结构, 叶顶喷气在叶栅流向中后部显著削弱了刮削涡的控制范围, 进而导致泄漏流量的增加。

3) 叶顶喷气位置对凹槽叶尖性能有显著的影响。当孔接近压力侧分布时,射流对凹槽内的刮削涡有削弱作用,泄漏流动得到增强,损失增加。当孔接近吸力侧分布时,冷气对凹槽叶尖的气动性能影响最小,叶栅效率降低0.07%。在流向上,喷气位置靠近前缘,有利于凹槽叶尖的性能提升。

4) 在准确估计凹槽叶尖间隙内损失和刮削涡控制范围的基础上,考虑喷气对刮削涡形态及损失的影响,建立考虑喷气影响的凹槽内旋涡模型。通道中基于Denton损失模型,通过准确计算刮削涡控制下泄漏流动的射流系数的方法,建立可用于凹槽叶尖的泄漏流动损失模型,相比Denton模型误差降低了31.6%。

参考文献:

- [1] DENTON J D. The 1993 IGTI scholar lecture: loss mechanisms in turbomachines[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4):621-656.
- [2] HAN J C. Fundamental gas turbine heat transfer[J]. Journal of Thermal Science & Engineering Applications, 2013, 5(2): 021007.1-021007.15.
- [3] ZOU Z, WANG S, LIU H, et al. Axial turbine aerodynamics for aero-engines[M]. Singapore City, Singapore: Springer, 2018.
- [4] 邹正平, 蔡蕾, 李维, 等. 上游尾迹与涡轮转子泄漏流相互作用数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(1):58-66.
ZOU Zhengping, QI Lei, LI Wei, et al. Numerical simulations of upstream wake-tip leakage vortex interactions in turbine rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(1):58-66. (in Chinese)
- [5] BINDON J P. The measurement and formation of tip clearance loss[J]. Journal of Turbomachinery, 1989, 111(3):257-263.
- [6] YARAS M I, SJOLANDER S A. Prediction of tip leakage losses in axial turbine[J]. ASME Paper 90-GT-154, 1990.
- [7] GAO J, ZHENG Q, XU T, et al. Inlet conditions effect on tip leakage vortex breakdown in unshrouded axial turbines[J]. Energy, 2015, 91:255-263.
- [8] HUANG A. Loss mechanisms in turbine tip clearance[D]. Cambridge, USA: Massachusetts Institute of Technology, 2011.
- [9] 魏佐君, 段文华, 乔渭阳, 等. 涡轮转子叶尖泄漏涡核稳定性及控制[J]. 航空动力学报, 2018, 33(9):2139-2149.
WEI Zuojun, DUAN Wenhua, QIAO Weiyang, et al. Analysis and control of tip-leakage vortex core stability of turbine rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(9): 2139-2149. (in Chinese)
- [10] BUNKER R S. Axial turbine blade tips: function, design, and durability[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 271-285.
- [11] HEYS F J G, HODSON H P. The effect of blade tip geometry on the tip leakage flow in axial turbine cascades[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(3):643-651.
- [12] 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. (in Chinese)
- [13] ZOU Z, SHAO F, LI Y, et al. Dominant flow structure in the squealer tip gap and its impact on turbine aerodynamic performance[J]. Energy, 2017, 138:167-184.
- [14] 杜金霖, 邹正平, 黄霖, 等. 计及机匣相对运动的涡轮叶片叶顶凹槽流动研究[J]. 实验流体力学, 2021, 35(2):22-35.
DU Jinlin, ZOU Zhengping, HUANG Lin, et al. Experimental and numerical study of squealer tip flow field considering relative casing motion[J]. Journal of Experiments in Field Mechanics, 2021, 35(2):22-35. (in Chinese)
- [15] KRISHNABABU S K, NEWTON P J, DAWES W N, et al. Aero-thermal investigations of tip leakage flow in axial flow turbines: Part I effect of tip geometry and tip clearance gap[J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(1):1-14.
- [16] KEGALJ M, SCHMID G, SCHIFFER H P, et al. Experimental and numerical investigation of tip leakage flow in a 1/2 stage turbine rig comparing flat and cavity-squealer tip geometries[R]. ASME Paper GT2012-69568, 2012.
- [17] 杜昆, 李军. 涡轮叶片凹槽状叶顶非定常流动传热特性的数值研究[J]. 推进技术, 2017, 38(3):551-558.
DU Kun, LI Jun. Numerical investigations on unsteady leakage flow and heat transfer characteristics of turbine blade with squealer tip[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(3):551-558. (in Chinese)
- [18] 皮骏, 杜旭博, 孔庆国, 等. 冲击式凹槽叶尖流动换热特性[J]. 航空动力学报, 2019, 34(2):331-340.
PI Jun, DU Xubo, KONG Qingguo, et al. Investigation on flow and heat transfer characteristics of impulse squealer tip[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(2):331-340. (in Chinese)
- [19] 王维杰, 卢少鹏, 马海腾, 等. 高压涡轮尾切凹槽叶尖冷却换热特性[J]. 航空动力学报, 2019, 34(10):2131-2139.
WANG Weijie, LU Shaopeng, MA Haiteng, et al. Cooling and heat transfer characteristics of high-pressure turbine blade with cut-back squealer tip[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(10):2131-2139. (in Chinese)
- [20] VOLINO R J. Control of tip leakage in a high pressure turbine cascade using tip blowing[R]. ASME Paper GT2016-56511, 2016.
- [21] WANG Y, SONG Y, YU J, et al. Effect of cooling injection on the leakage flow of a turbine cascade with honeycomb tip[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 133:690-703.
- [22] ZHOU Z, CHEN S, LI W, et al. Thermal performance of blade tip and casing coolant injection on a turbine blade with cavity and winglet-cavity tip[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 130:585-602.

- [23] GAO J, ZHENG Q, ZHANG Z, et al. Aero-thermal performance improvements of unshrouded turbines through management of tip leakage and injection flows[J]. *Energy*, 2014, 69:648-660.
- [24] NIU M, ZANG S. Experimental and numerical investigations of tip injection on tip clearance flow in an axial turbine cascade[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2011, 35(6):1214-1222.
- [25] ZHOU C, HODSON H. The tip leakage flow of an unshrouded high pressure turbine blade with tip cooling[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2011, 133(4):041028.1-041028.12.
- [26] ZENG F, DU J, HUANG L, et al. An experimental method for squealer tip flow field considering relative casing motion [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(7):1942-1952.
- [27] Erhard J. Design, construction and commissioning of a transonic test-turbine facility[D]. Graz, Austria: Graz University of Technology, 2000.
- [28] YOUNG J B, HORLOCK J H. Defining the efficiency of a cooled Turbine[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(4): 658-667.
- [29] SCHLICHTING H, GERSTEN K. Boundary-layer theory [M]. New York, USA: McGraw-Hill, 1979.
- [30] BAKER S. Regions of recirculating flow associated with two-dimensional steps[D]. Guildford, UK: University of Surrey, 1977.

(编辑:张 雪)