

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*

陈绍文, 李伟航, 王松涛

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150000)

摘要: 为了研究涡轮叶顶间隙泄漏流动有效控制的方式, 本文将肋条小翼结构这种被动流动控制技术应用于涡轮级动叶叶顶中, 以控制跨声速涡轮级叶顶间隙泄漏流动并改善其气动性能。通过数值模拟方法, 分析了采用平顶方案、肋条方案和小翼肋条方案的涡轮级气动性能和叶顶间隙流动特性, 研究了变间隙条件下小翼肋条方案对间隙泄漏流的控制效果, 深入探讨小翼最大偏置距离和外倾角对小翼控制效果的影响。结果表明: 所采用的肋条小翼结构能够有效地控制叶顶间隙泄漏流动并提高涡轮级的效率; 在间隙高度为1mm时, 涡轮级效率的提升达到0.51%, 叶顶间隙泄漏流率下降48.6%; 此外, 随着小翼外倾角的增加, 涡轮级效率逐渐增加并存在一个最佳的向外偏置距离为1.2mm。

关键词: 涡轮级; 叶顶间隙; 肋条小翼; 涡轮效率; 间隙泄漏流

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 01-0094-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200334

Numerical Study of Effects of Blade Tip Pressure-Side Winglet Cavity on Aerodynamic Performance of a Transonic Turbine Stage

CHEN Shao-wen, LI Wei-hang, WANG Song-tao

(School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: In order to study the effective control method of turbine tip clearance leakage flow, the present study applies the passive flow control technology of the rim winglet structure to the turbine stage rotor blade tip to control the transonic turbine stage tip clearance leakage flow and improve its aerodynamic performance. The aerodynamic performance and flow field around the blade tip were evaluated by numerical simulations under a flat-tip case, a groove tip case and a rim winglet case. The effects of different tip clearance heights of rim winglet cases on the tip leakage flow were investigated in this study. In addition, the influence of both the maximum off-set position and the inclination angle of the winglet were discussed in detail. The results supported that the tip leakage flow was well regulated and consequently the efficiency was enhanced with the application of the rim winglet. More concretely, the efficiency of the turbine stage was improved by 0.51% and the mass flow rate of the tip leakage flow was decreased by 48.6% under 1mm tip clearance. Moreover, the efficiency of the turbine stage increased with an enlarged winglet inclination angle. The optimal winglet off-set position turned out to be 1.2mm.

Key words: Gas turbine stage; Tip gap; Rim winglet; Turbine efficiency; Tip Leakage flow

* 收稿日期: 2020-05-20; 修订日期: 2020-07-24。

基金项目: 国家自然科学基金 (51776048; 51436002)。

通讯作者: 陈绍文, 博士, 教授, 研究领域为叶轮机械内的流动机理及控制。E-mail: cswemail@hit.edu.cn

引用格式: 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 Shao-wen, LI Wei-hang, WANG Song-tao. 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.)

1 引言

燃气轮机在推进、电力、石油等能源领域的作用日益增加,而涡轮部件作为燃气轮机装置的重要组成部分之一,其气动性能的改善对燃气轮机整体指标的提升十分关键。在轴流式涡轮中,旋转的动叶和静止的机匣之间不可避免地存在一定的叶顶间隙,由于叶顶间隙产生的间隙泄漏损失会降低涡轮的气动性能。因此,针对涡轮叶顶间隙泄漏流动损失应采取有效的控制手段,这对于改善流动、提高涡轮级的气动性能具有重要的作用。

近些年来,研究学者对叶顶间隙流动特性及其损失机理进行了深入地分析和探讨。Denton^[1]根据叶片厚度方向的叶顶泄漏流动提出了不同的流动模式;Lee等^[2]和Yamamoto等^[3]提出了不同叶顶间隙平面叶顶间隙泄漏流动模型;Bindon^[4]通过涡轮平面叶栅实验探究了间隙泄漏流体在间隙内部的损失和与主流掺混损失的大小关系。通过这些研究进一步加深了对叶顶间隙流动的认识,并初步了解了间隙泄漏流动的损失机理。

为了控制叶顶间隙泄漏流动以实现涡轮气动性能的提升,在叶顶间隙施加主/被动流动控制技术被认为是有效的方法,也成为研究者广泛关注的焦点。其中,主动流动控制技术包括叶顶喷气^[5-6]、机匣喷气^[7-8]、等离子激励^[9-10]等方式,主要是通过向叶顶间隙内的流体注入高动量,来实现对流动分离的抑制、以及对叶顶间隙内流场的调节。与这些主动流动控制技术相比,被动流动控制技术通常是通过改变涡轮叶顶的结构形式来实现对叶顶间隙泄漏流动的控制。

带有肋条的叶顶是最常见的被动流动控制技术之一,其通过增加间隙泄漏流在叶顶的流动阻力以实现减小泄漏流量的目的,并达到提高涡轮气动性能的目的。Key等^[11]通过对平面叶顶和凹槽叶顶进行对比研究发现,肋条结构能够改变叶顶的端壁静压分布规律,并且有效地减少叶顶泄漏流的强度从而提高涡轮的气动性能。Lee等^[12]研究了肋条的高度对于叶顶间隙泄漏流动生成和发展特性的影响,研究表明,在肋条高度 $D/l_c \leq 2.75\%$ 时,肋条的高度对于涡轮泄漏流动损失会产生较大的影响,随着肋条高度的增加,间隙泄漏损失会逐渐下降。此外,随着对高性能涡轮的要求不断提高,近些年来,小翼叶顶^[13-14]、蜂窝叶顶^[15-16]和参数化曲面叶顶^[17-18]等被动流动控制技术也在涡轮叶顶间隙泄漏流控制中得到

了广泛研究。

Booth等^[19]和Yaras等^[20]在肋条叶顶的基础上,通过向外延伸肋条而得到叶顶小翼,并通过数值和实验方法进行研究,表明压力侧小翼能够增加叶顶分离泡的尺寸进而降低总压损失。Zhou等^[21]对小翼叶顶、肋条叶顶和平面叶顶进行了数值和实验的研究,结果表明小翼叶顶可以有效地控制压力侧的流量系数,减少间隙泄漏损失随着间隙的变化率,从而提高涡轮的气动性能。

肋条小翼叶顶换热特性对实际涡轮的应用的确具有重要的意义,周治华^[22]对涡轮小翼结构叶顶换热性能进行了初步评估和研究,发现小翼叶顶使得泄漏涡远离叶片吸力面,有利于降低叶顶热负荷,在实现叶栅出口损失降低的同时,抵消因叶顶传热面积增大而引起的叶顶热负荷升高。Coull等^[23]对叶尖小翼在涡轮气动性能和叶顶换热性能方面进行了分析,结果表明合理的小翼叶尖设计能够取得更低热负荷。总体上验证了小翼叶尖可以达到改善叶顶换热特性的目的。

综上所述,向外延伸的小翼结构被发现能够有效地改善叶顶泄漏流动,提高涡轮的气动性能,本文将在以往研究的基础上,通过数值模拟方法,探究先向内后向外的压力侧小翼和肋条结构对于跨声速涡轮级叶顶泄漏流动的控制效果以及对其气动性能的影响,分析在不同叶顶间隙高度时小翼结构对流场和涡轮级气动性能的作用效果,探讨小翼的型线参数对叶顶间隙泄漏流动特性和损失的影响规律。

2 数值方法

研究所采用的涡轮级来源于格拉兹大学单级跨声速涡轮试验台^[24],图1给出了该跨声速涡轮级轴向流动结构示意图,其中涡轮静叶叶高最小处为51.3mm,涡轮动叶的平均叶高为64.4mm;图2所示为涡轮级静叶与动叶的叶型积叠图。涡轮级的总静膨胀比为3.12,其它具体的涡轮级参数如表1所示。

研究采用了先向内倾斜后向外倾斜的压力侧小翼结构,来尝试改善涡轮级气动性能。具体结构示意图如图3所示,其中PS代表压力侧,SS代表吸力侧。采用这种布置的压力侧小翼结构可以减少小翼向外倾斜的距离,并仍能有效地控制叶顶间隙泄漏流动,达到提高涡轮级气动性能的目的。

压力侧小翼实际示意图如图3所示,小翼几何从压力侧前缘5%轴向位置开始至90%轴向位置。小翼采用了先向内倾斜后向外倾斜的结构,通过多点

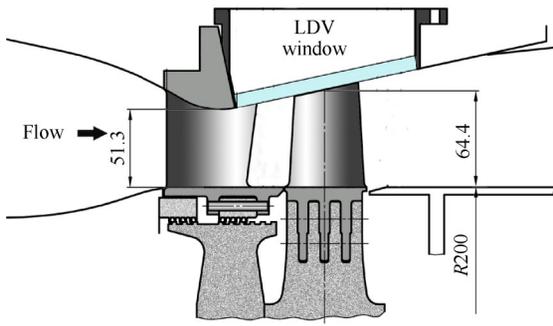


Fig. 1 Schematic diagram of transonic turbine stage^[24]
(mm)

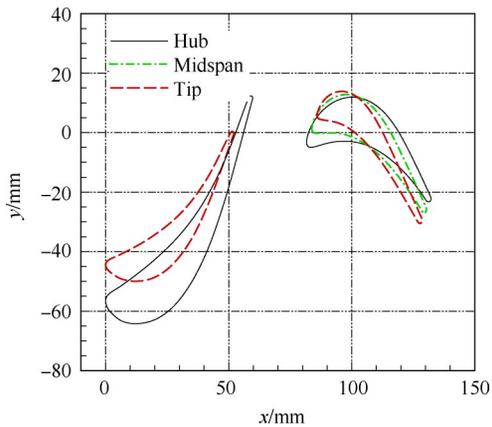


Fig. 2 Stacking diagram of rotor and static blades

Table 1 Main design parameters of turbine stage

Parameters	Value
Static blade number	24
Rotor blade number	36
Static aspect ratio	0.78
Rotor aspect ratio	1.35
Tip clearance high/mm	1
Expansion ratio	3.12
Inlet total temperature/K	454.4
Outlet Re number	1.6×10^6

贝塞尔曲线(红色曲线)来构造,其中蓝色代表贝塞尔曲线控制点和连接线。为了研究的方便,如图3所示,所采用的小翼内凹最大位置固定为 $T_1=1\text{mm}$,最大深度固定为 $C_1=1\text{mm}$,以研究小翼的向外倾角 α 和最大向外偏置距离 C_2 两个关键参数对涡轮级气动性能的影响。其中,外倾角 α 选取了 $60^\circ, 45^\circ$ 和 30° 三个方案,最大偏置距离 C_2 选取了 0.8mm 到 2mm 等距的7个参数作为方案。其中 C_2 的选取范围从 0.8mm 至 2mm 。

数值计算中所采用的不同叶顶方案模型均采用NUMECA中的AutoGrid5进行网格划分,网格示意图如图4所示。对于涡轮动叶出口段的网格进行重新

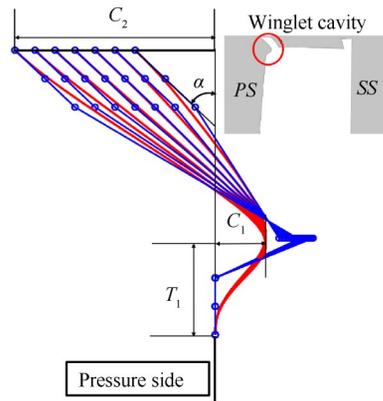


Fig. 3 Geometry diagram of winglet cavity

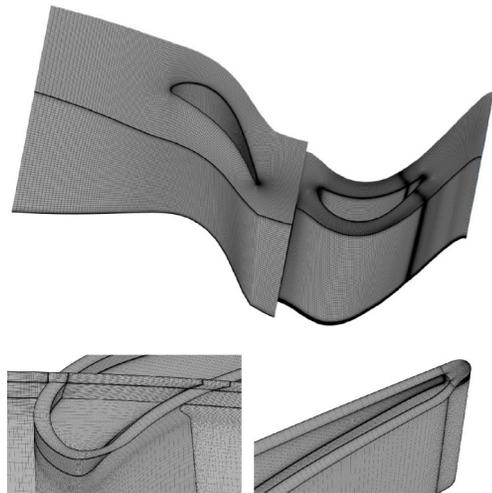


Fig. 4 Schematic diagram of turbine meshing

布置,使得网格的分布与动叶尾迹的方向相匹配,以减少网格设置带来的计算误差。同时,对涡轮动叶叶顶间隙部分和凹槽部分进行网格加密,以更加准确地捕捉叶顶间隙流动的特征。

选取了不同数量的网格对数值模拟的网格无关性进行了初步验证。由于主要研究对象是涡轮动叶叶顶间隙内的叶顶间隙泄漏流动,因此,保持各方案涡轮静叶的网格布局形式一致,而仅对动叶的轴向、周向、径向、叶顶间隙分别进行了不同程度的加密,从而获得6种不同网格数量的方案进行数值结果对

比。总的网格数量从286万到917万,针对叶顶间隙部分流动比较复杂的部分进行网格加密,第一层网格密度为 $0.5\mu\text{m}$,保证计算结果壁面的 y^+ 平均值小于1。

如图5给出了以上6种网格方案的涡轮级效率结果对比图,如图所示,当网格数量为286万,整个涡轮级的效率,随着网格数量的增加,涡轮级的效率也缓慢增加,当网格数量达到了697万时,此时叶顶间隙内的网格数量达到了45层,可以满足数值计算对于网格分布的要求,涡轮级效率趋于稳定,不再继续增加。

将涡轮级原型的数值模拟计算结果与实验结果进行对比,以进一步验证数值计算方法的可行性。如图6所示,给出了在不同压比 π 条件下原型涡轮级功率、流量和出口平均温度的数值计算和实验测量结果的对比情况,发现在不同压比下数值计算结果

均能够与实验测量数据吻合良好,满足了后续研究对于计算方法可靠性的需求。

3 结果与讨论

3.1 间隙高度与叶顶型式的影响

对于燃气涡轮级来说,涡轮动叶叶顶泄漏损失是总损失的重要来源,其中叶顶间隙高度是影响总损失的关键参数之一,对于不同的叶顶间隙高度,气流在叶顶间隙内流动所引起的泄漏损失差异较大,并且对整个涡轮级的气动性能产生较大影响。因此,本节首先将讨论在不同间隙高度条件下,即当间隙高度 τ 为0.5mm,1mm和1.5mm时,平面叶顶、肋条叶顶、压力侧小翼肋条叶顶等三种叶顶间隙结构分别对涡轮级的气动性能的影响特征。

图7给出了三种叶顶方案时涡轮级效率随间隙高度变化的示意图,其中涡轮级效率的定义如下

$$\eta = \frac{P}{m \cdot c_p \cdot T_0^* \left(1 - \frac{p_2}{p_0}\right)} \quad (1)$$

式中 P 代表涡轮级的功率, m 代表涡轮静叶的进口流量, c_p 代表定压比热容, T_0^* 代表涡轮静叶进口总温, p_2 代表涡轮动叶出口质量流量平均静压, p_0 代表涡轮静叶进口总压。

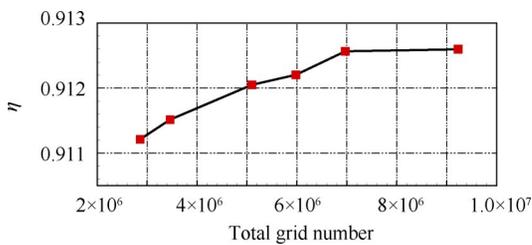


Fig. 5 Variation of turbine power with grids

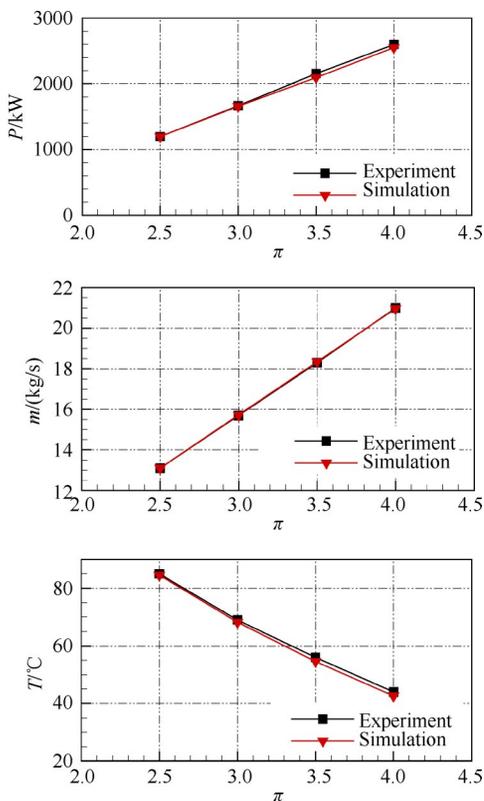


Fig. 6 Numerical and experimental results

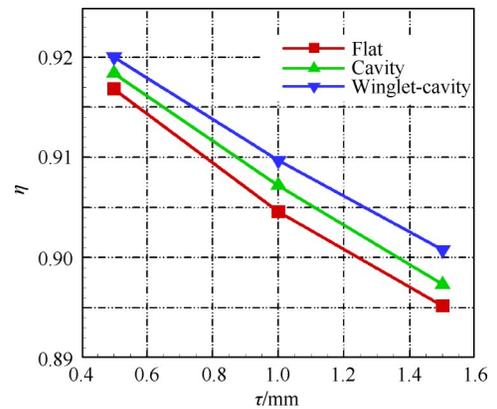


Fig. 7 Variations of turbine efficiency under different tip clearances

由图7可见,随着涡轮动叶叶顶间隙高度(τ)的增加,三种叶顶方案所表现出的涡轮级效率均急剧下降,其中平顶叶栅方案在叶顶间隙高度为1.5mm时的涡轮级效率为89.52%,相比于涡轮效率在叶顶间隙高度为0.5mm时的91.68%,下降了2.16%。对于肋条叶顶和小翼肋条叶顶,在三种间隙条件下相比于平顶方案均能有效提高涡轮级的效率,其中小翼肋条叶顶对涡轮效率提高最多。其中,在0.5mm间隙条

件下涡轮级效率为92.01%，相比于平顶方案涡轮级效率提高0.33%；在1.5mm间隙条件下涡轮级效率为90.08%，相比于平顶方案的涡轮级效率提升了0.56%。综合来看，肋条叶顶和小翼肋条叶顶均能够有效提升涡轮级的效率，且本文所采用的小翼肋条叶顶的效果最好。

此外，叶顶间隙高度变化所引起的效率变化，与叶顶间隙泄漏流量的变化有直接联系。图8所示为三种叶顶结构形式下涡轮动叶叶顶间隙泄漏流量(m_{leakage})与主流流量(m_{passage})的比值在不同叶顶间隙高度时的分布情况。如图所示，随着叶顶间隙高度的增加，三种叶顶结构形式下 $m_{\text{leakage}}/m_{\text{passage}}$ 的增长呈线性增加的变化趋势。平顶方案在叶顶间隙高度为0.5mm时 $m_{\text{leakage}}/m_{\text{passage}}$ 为1.57%，在叶顶间隙高度为1.5mm时 $m_{\text{leakage}}/m_{\text{passage}}$ 为4.99%，相比于间隙高度为0.5mm的方案，泄漏流量增加了3.17倍。间隙泄漏流率的增加将显著增加叶顶间隙泄漏损失，并将最终降低整个涡轮级的气动性能。此外，图8的结果也表明，将涡轮动叶平面叶顶改为肋条叶顶和小翼肋条叶顶，均可以有效降低叶顶间隙泄漏流率，其中，在叶顶间隙高度较小时，肋条叶顶和小翼肋条叶顶对间隙泄漏流的控制能力基本相同；而在涡轮动叶叶顶间隙较高时，小翼肋条叶顶表现出具有比肋条叶顶能够更好控制间隙泄漏流率的能力。肋条叶顶在间隙高度为1.5mm时，叶顶间隙泄漏流率 $m_{\text{leakage}}/m_{\text{passage}}$ 为3.57%，小翼肋条在间隙高度为1.5mm时，叶顶间隙泄漏流率 $m_{\text{leakage}}/m_{\text{passage}}$ 为3.11%，相比于肋条叶顶降低了0.46%。

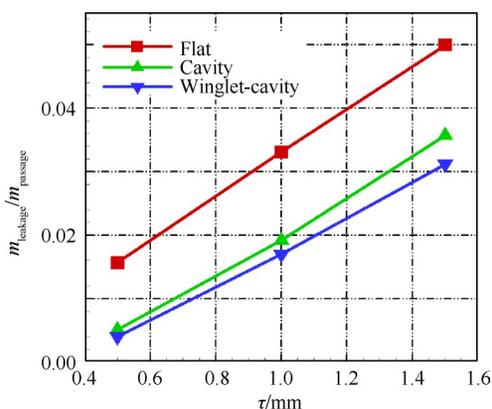


Fig. 8 Variations of tip leakage flow rate under different tip clearances

通过以上分析，发现在三种不同间隙高度条件下，肋条叶顶和小翼肋条叶顶均表现出对叶顶间隙泄漏流率的有效控制、以及对涡轮级效率的明显提

升。为了进一步了解和掌握不同方案叶顶区域的流动特征以及变化规律，将以设计工况(当间隙高度为1mm时)条件下三种叶顶方案为焦点，以深入探讨叶顶结构变化对间隙泄漏流动和损失机理的影响。

图9所示为三种叶顶方案条件下、涡轮动叶叶顶间隙单位泄漏流率从叶片前缘到尾缘的分布情况。单位泄漏流量的定义如下

$$m_t = \frac{\int \rho V_n dA}{\int dA} \quad (2)$$

式中 ρ 为叶顶间隙内不同位置处流体的密度， V_n 为漏流的法向速度， A 为叶顶间隙内的单位面积。特别地，数值为正表示间隙泄漏流流入叶顶间隙，数值为负则表示间隙泄漏流流出叶顶间隙。如图9所示，对于三种涡轮动叶叶顶方案，高泄漏率的区域主要集中在吸力面侧叶顶的后半个流道区域。通过观察发现，肋条叶顶增加了从前缘至20%轴向弦长位置压力侧的单位面积叶顶间隙泄漏流率，而小翼肋条叶顶则增加了从前缘至10%轴向位置压力侧的单位面积叶顶间隙泄漏流率。此外，肋条叶顶和小翼肋条叶顶均能够有效控制压力侧叶顶30%轴向位置至90%位置的单位面积间隙泄漏流率，且小翼肋条叶顶效果最佳，对间隙泄漏流控制效果的提升对改善涡轮的气动性能有积极作用。

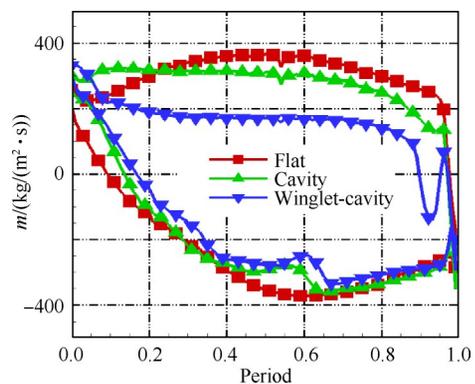


Fig. 9 Distribution of unit leakage flow rate from leading edge to trailing edge on tip clearance

为了对叶顶泄漏流动进行进一步的分析，图10所示为涡轮级动叶50%轴向弦长处的总压云图，在三种叶顶方案的结果中，均能清晰捕捉到泄漏涡和通道涡的特征区域。由图可见，通过采用肋条叶顶，由于肋条在叶顶的阻挡作用，高速的间隙泄漏流体从间隙内流出的总压明显降低；而当采用压力侧肋条小翼后，小翼结构的存在增加了叶顶间隙泄漏流流入叶顶间隙的难度，在压力侧肋条表面形成了更

厚的低压区,并且使得高泄漏流率入射到吸力侧肋条内侧,两个特征结构均对间隙泄漏流的流入和流出起到了有效阻挡的作用。

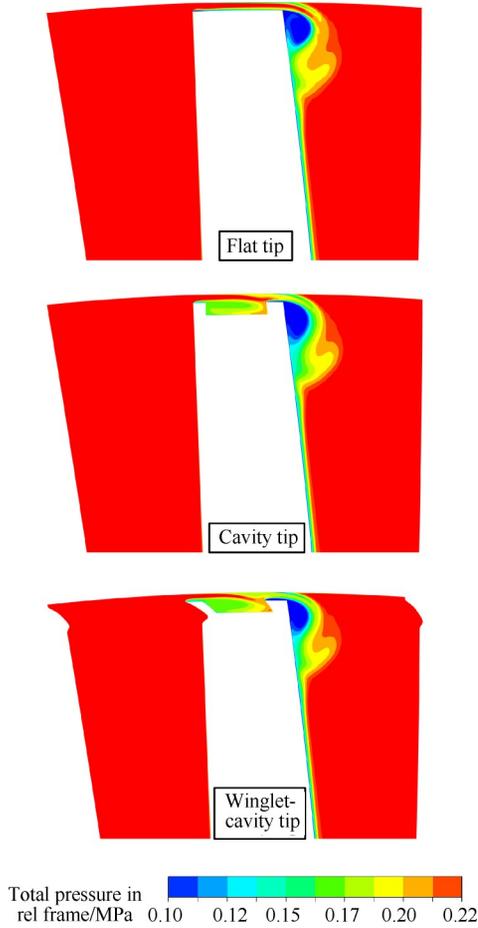


Fig. 10 Total pressure cloud maps at 50% axial chord section of the rotor

图 11 给出了不同叶顶结构下涡轮动叶出口节距平均总压损失系数分布。总压损失系数定义如下

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

式中 p_1^* 为涡轮级动叶入口相对总压, p_2^* 为涡轮级动叶出口相对总压, p_1 为动叶入口静压。

如图 11, 采用肋条叶顶和小翼肋条叶顶不仅能够改变涡轮叶顶间隙泄漏的强度, 而且可以改变动叶出口截面上通道涡的位置和强度。在流道的上通道区域, 存在着间隙泄漏涡和上通道涡, 并对应上半叶高的两个高损失区。其中, 间隙泄漏涡集中在 80% 径向高度至机匣的范围, 上通道涡集中在在径向 60%~80% 高度范围内。当采用肋条叶顶和小翼肋条叶顶时, 有效降低了间隙泄漏涡的损失系数峰值; 而当采用小翼凹槽叶顶时, 则将总压损失系数峰值从平顶方案的约 40% 降低至约 30%, 有效地降低了泄漏涡

的损失。与此同时, 采用肋条叶顶和小翼肋条叶顶会增加通道涡的损失, 并使得通道涡的位置沿径向向叶顶方向移动; 而采用小翼肋条叶顶将通道涡损失系数峰值从平顶方案的约 9% 增加至约 11.5%。采用小翼肋条叶顶能够有效降低泄漏涡高损失区的强度, 却使得通道涡高损失区的强度有所增强。

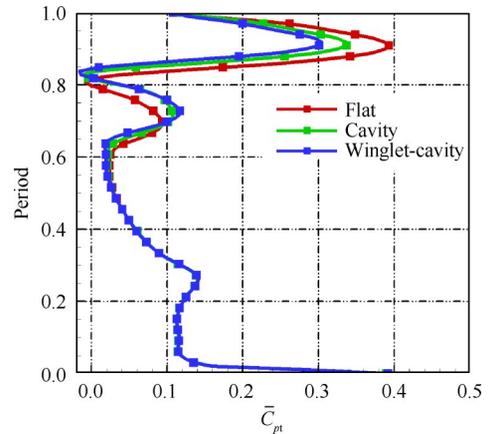


Fig. 11 Total pressure loss coefficient along blade height at the rotor outlet

3.2 压力侧小翼型线参数的影响

通过以上研究初步验证了本文所采用的小翼肋条叶顶可以有效控制叶顶泄漏流动, 减少间隙泄漏损失, 并改善涡轮级的气动性能。然而, 这种小翼结构的关键几何参数也会对其应用的效果产生较大影响, 因此, 本节将进一步详细讨论部分关键参数对涡轮级气动性能的影响, 以掌握其应用的基本规律。

图 12 所示为涡轮级的效率随外倾角 α 和最大偏置距离 C_2 的变化情况。在保证最大位置 $T_1=1\text{mm}$ 和最大深度 $C_1=1\text{mm}$ 不变的情况下, 三种外倾角方案均使得涡轮级效率随着 C_2 先增加后减少, 其中当 $C_2=$

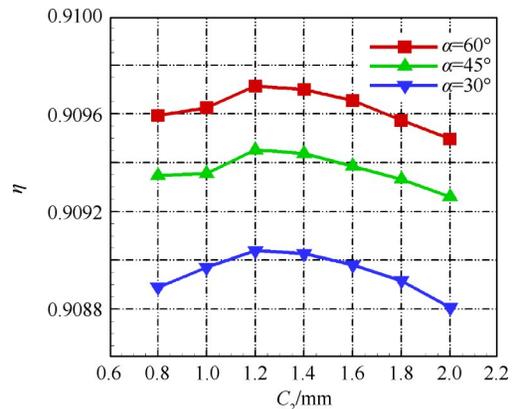


Fig. 12 Variations of turbine efficiency under different winglet-cavity geometric parameters

1.2mm时,涡轮级的效率最高;而当 C_2 继续增加时,涡轮级的效率则开始降低,并且当 $C_2=2\text{mm}$ 时,涡轮级的效率最低。对比三种不同的外倾角,涡轮级的效率随外倾角的增加而增加,当 $\alpha=60^\circ$ 时涡轮级效率达到最高值。

图13给出了涡轮级的间隙泄漏流量与主流流量的比值 $m_{\text{leakage}}/m_{\text{passage}}$,随外倾角 α 和最大偏置距离 C_2 的变化情况。对于三种不同的外倾角方案,当 $\alpha=30^\circ$ 时, $m_{\text{leakage}}/m_{\text{passage}}$ 最高,且更高的外倾角会导致更小的间隙泄漏流率,达到更好控制叶顶流动的效果。此外,在相同的外倾角下, $m_{\text{leakage}}/m_{\text{passage}}$ 的变化随着 C_2 增加情况也不尽相同。在外倾角为 30° 的较小值时,随着 C_2 的增加, $m_{\text{leakage}}/m_{\text{passage}}$ 逐渐增加;当外倾角增加至 45° 和 60° 时,随着 C_2 的增加, $m_{\text{leakage}}/m_{\text{passage}}$ 出现先增大后减小的趋势,存在着一个最佳的向外偏置距离,使得间隙泄漏流率最小,最小的 $m_{\text{leakage}}/m_{\text{passage}}$ 值出现在当 $C_2=1\text{mm}$ 时。通过图中不同外倾角条件下的泄漏流率随着偏置距离的改变能够看出外倾角为 35° 时两者增长关系发生了改变。当外倾角发生改变时,涡轮叶顶的形状是保持固定的,改变的是沿着涡轮叶片向上流动流入叶顶间隙部分的流体的流动状态,当小翼外倾角增加至 45° 时,向上流入叶顶间隙部分的流体横向速度分量较小,对间隙流动的阻挡作用较小。当外倾角减少至 30° 时,向上流入叶顶间隙部分的流体横向速度分量较大,可以更有效的阻挡叶顶间隙流动。当向外偏置距离改变时,由于几何的受限,偏置距离为 $0.8\sim 2\text{mm}$,偏置距离的变化会直接影响叶顶压力侧形状,对于间隙泄漏流动的控制较为复杂,向外偏置距离较大时,会对主流流场产生较大的影响,使得涡轮级效率提升效果有限。

图14为最佳向外偏置距离为1.2mm时,不同外倾角方案的动叶叶顶区域在50%轴向弦长截面处的

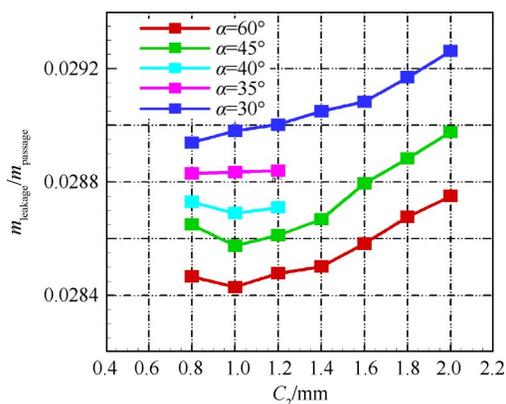


Fig. 13 Variations of $m_{\text{leakage}}/m_{\text{passage}}$ under different winglet-cavity geometric parameters

总压损失系数云图。可以发现,外倾角的变化会明显影响叶顶间隙压力侧进口高损失区的厚度。当外倾角从 30° 增加至 60° 时,叶顶间隙内压力侧小翼顶部所产生的高损失区域厚度增加,这可以有效降低间隙泄漏流率。当外倾角 $\alpha=60^\circ$ 时的间隙泄漏流率相比于 $\alpha=30^\circ$ 时的间隙泄漏流率减少了1.78%。此外,不同的小翼外倾角并没有改变因间隙泄漏流流出叶顶间隙所导致的高间隙泄漏损失区的位置和形状,但通过有效的间隙泄漏流量控制可以显著降低叶顶间隙泄漏损失,从而提高涡轮级的气动性能。

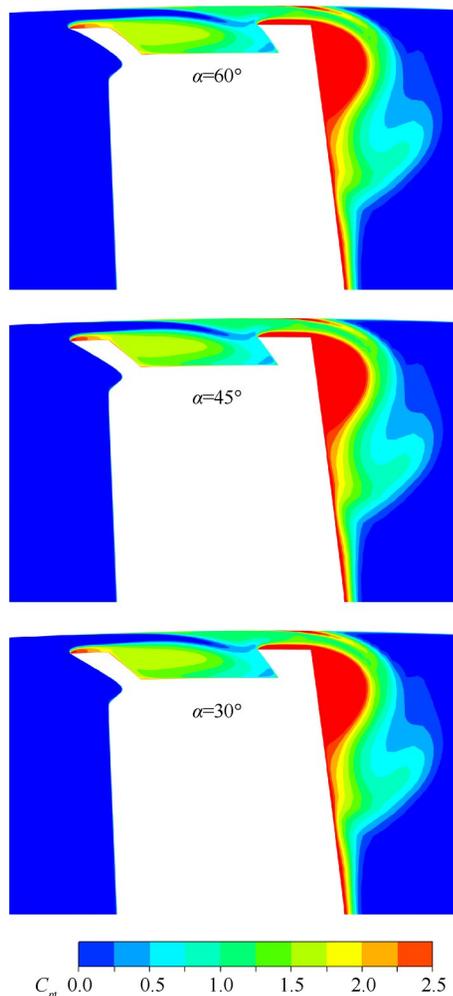


Fig. 14 Total pressure loss coefficient cloud diagram of the 50% axial section of the blade

图15为最佳向外偏置距离为1.2mm时,不同外倾角方案的涡轮动叶出口截距平均总压损失线图,改变了压力侧小翼偏置角度对于涡轮出口截面的总压损失系数影响较小,主要影响的区域为泄漏的核心区的损失大小。当外倾角度从 30° 增加至 60° 时,核心区的径向位置和增长趋势保持一致,泄漏涡核心区最大损失从30.4%增加至31.5%,小幅度增加了

泄漏损失。外倾角的变化影响了小翼对间隙泄漏流体的控制作用,但外倾角的增加并未改变叶顶的形状,同时外倾角的增加未对涡轮动叶出口截面的通道涡损失的位置和大小产生较大的影响。

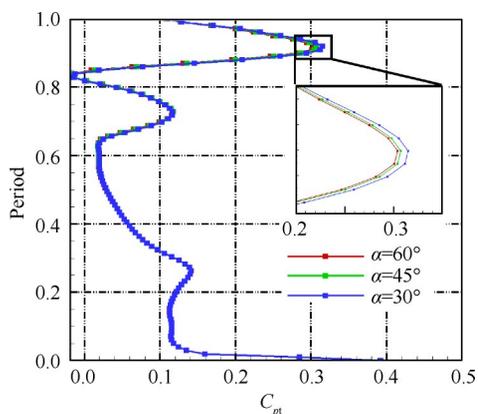


Fig. 15 Total pressure loss coefficient of different α along blade height at the rotor outlet

4 结 论

本文通过数值研究手段,与平面叶顶和肋条叶顶进行对比,研究了跨声速涡轮级动叶压力侧叶顶小翼结构对涡轮气动性能的影响,探讨了小翼关键几何参数的基本应用规律,得到以下一些结论:

(1) 本文所采用的先向内后向外偏置的叶顶压力侧肋条小翼结构,能够有效降低叶顶间隙泄漏流率并提升涡轮气动性能:在设计工况点、叶顶间隙高度为1mm时,与平顶方案相比,最佳的肋条小翼方案能提高涡轮级效率约0.51%,降低叶顶间隙泄漏流率约48.6%,有效抑制了间隙泄漏流所产生的二次流损失。

(2) 在叶顶不同的间隙高度条件下,采用先向内后向外偏置的叶顶压力侧肋条小翼结构均能达到有效控制间隙流动的作用,且随着间隙高度的增加,采用肋条小翼结构对叶顶泄漏流率和涡轮级效率的改善更明显;与平顶方案相比,在0.5mm间隙高度时,采用压力侧肋条小翼使得涡轮级效率提高0.31%;而在1.5mm间隙高度时,涡轮级效率提升了0.56%,达到90.08%。

(3) 不同的压力侧肋条小翼参数对间隙流动控制的效果也不同,其中小翼最大向外偏置距离 C_2 和小翼向外偏置角度 α 均对肋条小翼性能产生重要的影响。通过研究发现存在着最佳的向外偏置距离 $C_2=1.2\text{mm}$,涡轮级效率提升最高,在叶片结构允许的范围,随着向外偏置角度 α 的增加,叶顶间隙泄

漏流率逐渐降低,涡轮级气动性能逐渐提升。

致 谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] Denton J D. Loss Mechanisms in Turbomachines [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1993, 115(4): 621-656.
- [2] Lee S W, Moon H S, Lee S E. Tip Gap Height Effects on Flow Structure and Heat Mass Transfer over Plane Tip of a High-Turning Turbine Rotor Blade [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2009, 30(2): 198-210.
- [3] Yamamoto A, Kaba K, Matsunuma T. Measurement and Visualization of Three Dimensional Flows in a Linear Turbine Cascade [R]. *ASME 95-GT-341*.
- [4] Bindon J P. The Measurement and Formation of Tip Clearance Loss [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1989, 111(3): 257-263.
- [5] 魏 明, 高 杰, 付维亮, 等. 涡轮叶顶间隙自适应控制的研究 [J]. *推进技术*, 2017, 38(9): 1921-1929. (WEI Ming, GAO Jie, FU Wei-liang, et al. Study of Adaptive Tip Clearance Control in Turbines [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(9): 1921-1929.)
- [6] 周治华, 陈绍文, 兰云鹤, 等. 叶顶不同位置喷气对涡轮间隙泄漏流动的影响 [J]. *推进技术*, 2016, 37(5): 879-885. (ZHOU Zhi-hua, CHEN Shao-wen, LAN Yun-he, et al. Effects of Tip Injection in Different Locations on Clearance Leakage Flow of Turbine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(5): 879-885.)
- [7] 牛茂升, 臧述升. 机匣喷气位置对涡轮间隙流动控制的影响 [J]. *推进技术*, 2009, 30(5): 594-598. (NIU Mao-sheng, ZANG Shu-sheng. Effects of Casing Air Injection Position on Controlling Tip Clearance Flow in Axial Turbines [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2009, 30(5): 594-598.)
- [8] Mischo B, Burdet A, Behr T, et al. Control of Rotor Tip Leakage Through Cooling Injection from Casing in a High-Work Turbine: Computational Investigation Using a Feature Based Jet Model [R]. *ASME GT 2007-27669*.
- [9] Zhang Haideng, Wu Yun, Li Yinghong, et al. Control of Compressor Tip Leakage Flow Using Plasma Actuation [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 86: 244-255.
- [10] Yu J, Yu J, Chen F, et al. Numerical Study of Tip Leakage Flow Control in Turbine Cascades Using the DBD Plasma Model Improved by the Parameter Identification Method [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 84: 856-864.

- [11] Key N L, Arts T. Comparison of Turbine Tip Leakage Flow for Flat Tip and Squealer Tip Geometries at High-Speed Conditions[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(2): 213-220.
- [12] Lee S E, Lee S W, Kwak H S. Tip Leakage Aerodynamics over Stepped Squealer Tips in a Turbine Cascade[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2011, 35(1): 135-145.
- [13] 魏 曼, 钟兢军. 具有叶尖小翼的涡轮叶栅间隙流动的实验研究[J]. 推进技术, 2015, 36(12): 1825-1832. (WEI Man, ZHONG Jing-jun. Experimental Investigation on Tip Clearance Flow of a Turbine Cascade with Tip Winglet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(12): 1825-1832.)
- [14] Zhou Zhi-hua, Chen Shao-wen, Li Wei-hang, et al. Experiment Study of Aerodynamic Performance for the Suction Side and Pressure-Side Winglet-Cavity Tips in a Turbine Blade Cascade [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2018, 90: 220-230.
- [15] 高 杰, 郑 群, 李义进. 动叶顶部蜂窝面迷宫密封对涡轮级气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(1): 160-168.
- [16] 付云峰, 宋彦萍, 陈 聪, 等. 机匣与叶顶蜂窝密封对涡轮叶栅顶部泄漏流动的影响[J]. 工程热物理论, 2016, 37(5): 963-968.
- [17] Jiang S, Chen F, Yu J Y, et al. Treatment and Optimization of Casing and Blade Tip for Aerodynamic Control of Tip Leakage Flow in a Turbine Cascade [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 86: 704-713.
- [18] 崔 涛, 汪 帅, 张 伟, 等. 开口双肋凹槽式涡轮叶顶间隙流动数值研究[J]. 推进技术, 2017, 38(4): 815-827. (CUI Tao, WANG Shuai, ZHANG Wei, et al. Numerical Investigation of Opening Double Squealer Groove Turbine Tip Clearance Flow Character [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(4): 815-827.)
- [19] Booth T C, Dodge P R, Hepworth H K. Rotor-Tip Leakage: Part I-Basic Methodology [J]. *Journal of Engineering for Power*, 1982, 104(1): 154-161.
- [20] Yaras M I, Sjolander S A. Measurements of the Effects of Winglets on Tip-Leakage Losses in a Linear Turbine Cascade [R]. ISABE 91-7011.
- [21] Zhou C, Hodson H, Tibbott I, et al. Effects of Endwall Motion on the Aero-Thermal Performance of a Winglet Tip in a HP Turbine [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(6).
- [22] 周治华. 涡轮叶尖泄漏流动控制及传热特性研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
- [23] Coull J D, Atkins N R, Hodson H P. Winglets for Improved Aerothermal Performance of High Pressure Turbines [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2014, 136(9).
- [24] Erhard J. Design, Construction and Commissioning of a Transonic Test-Turbine Facility [D]. *Steiermark: Graz University of Technology*, 2000.

(编辑:梅 瑛)