

叶尖间隙高度对跨声速涡轮转子的 流动换热特性影响

张方顺¹, 潘波², 万里³, 杜昆^{1, 4, 5}, 刘存良^{1, 4}

- (1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129;
2. 中国人民解放军 66037 部队, 北京 101121;
3. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;
4. 高空模拟技术重点实验室, 四川 绵阳 621000;
5. 轻型涡轮动力全国重点实验室, 西安 710129)

摘 要: 以经典跨声速涡轮叶片为研究对象, 采用数值模拟方法研究了 5 种叶尖间隙高度 (0.23、0.46、0.69、0.92 mm 和 1.38 mm) 对涡轮动叶叶尖及附近区域流动换热特性及气动性能的影响规律。研究结果表明: 随着叶尖间隙增大, 叶尖超声速区域范围向前缘扩展, 流动分离点后移, 激波与膨胀波干涉效应增强, 流场复杂性加剧。1.38 mm 间隙高度下面平均努塞尔数较 0.23 mm 间隙增大了 9.9%。叶尖泄漏涡和马蹄涡的强度与尺度均随间隙增大而增强, 相互作用加剧; 然而, 面平均总压损失系数随间隙增大呈下降趋势, 1.38 mm 间隙下的损失较 0.23 mm 间隙降低了 1.993%, 表明小间隙下泄漏流的强约束与掺混集中是导致较高气动损失的主要原因。此外, 绝对泄漏量随间隙增大显著增加, 但单位间隙高度下的泄漏率随之减小。

关 键 词: 跨声速涡轮; 叶尖间隙; 激波结构; 努塞尔数(Nu); 叶尖泄漏量; 总压损失

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Effects of tip clearance height on flow and heat transfer characteristics in transonic turbine rotor

Zhang Fangshun¹, Pan Bo², Wan Li³, Du Kun^{1, 4, 5}, Liu Cunliang^{1, 4}

- (1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;
2. Unit 66037 of the Chinese People's Liberation Army, Beijing 101121, China;
3. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;
4. Science and Technology on Altitude Simulation Laboratory, Mianyang Sichuan 621000, China;
5. National Key Laboratory of Science and Technology on Advanced Light-duty Gas-turbine,
Xi'an 710129, China)

Abstract: Taking a classic transonic turbine blade as the research object, numerical simulation methods were employed to investigate the effects of five tip clearance heights (0.23, 0.46, 0.69, 0.92 mm and 1.38 mm) on the flow, heat transfer characteristics, and aerodynamic performance of the turbine rotor

收稿日期: 2025-09-28

基金项目: 国家自然科学基金(52476036, U2241268); 陕西省重点研发计划(2024GX-YBXM-404);

清洁高效透平动力装备全国重点实验室开放课题(DEC8300CG202511047A1228185)

作者简介: 张方顺(2002—), 男, 硕士生, 主要从事航空发动机热端部件高效热管理方面的研究。E-mail: fangshunzhang@mail.nwpu.edu.cn

通信作者: 潘波(1980—), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事涡轮热端部件热管理方面的研究。E-mail: bo_pan@126.com

引用格式: 张方顺, 潘波, 万里, 等. 叶尖间隙高度对跨声速涡轮转子的流动换热特性影响[J]. 航空动力学报, 2027, 42(1): 20250443. Zhang Fangshun, Pan Bo, Wan Li, et al. Effects of tip clearance height on flow and heat transfer characteristics in transonic turbine rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2027, 42(1): 20250443.

tip and its nearby regions. The results indicated that as the tip clearance increased, the supersonic region on the blade tip expanded toward the leading edge, the flow separation point moved rearward, the interaction between shock waves and expansion waves intensified, and the flow field complexity increased. The area-averaged Nusselt Number at a clearance height of 1.38 mm increased by 9.9% compared with that at 0.23 mm. The strength and scale of both the tip leakage vortex and the horseshoe vortex intensified with the increasing clearance, and their interaction became more pronounced. However, the area-averaged total pressure loss coefficient showed a decreasing trend with the increasing clearance; the loss at 1.38 mm clearance was reduced by 1.993% compared with that at 0.23 mm, indicating that the strong confinement and concentrated mixing of the leakage flow within smaller clearances were primary causes of higher aerodynamic losses. Furthermore, the absolute leakage mass flow increased significantly with larger clearances, but the leakage rate per unit clearance height decreased accordingly.

Keywords: transonic turbine; tip clearance; shockwave structure; Nusselt number (Nu); tip leakage; total pressure loss

在航空发动机和燃气轮机的设计与发展过程中,超声速叶尖的研究作为涡轮气动性能优化的重要方向,受到广泛关注。超声速叶尖技术的应用不仅极大地提升了气动效率,还在换热特性、抗失速能力、噪声控制等方面发挥了关键作用。在高负荷条件下,叶尖区域通常产生超声速流动,显著影响气动性能和热管理。因此,深入分析和理解超声速叶尖的气动特性,对提升现代航空发动机及燃气轮机的工作性能具有重要意义。

在高压涡轮中,动叶顶部与机匣之间不可避免地存在一定的间隙高度。在压力面和吸力面压差的作用下,部分主流气体会通过这一间隙形成泄漏流,称为间隙泄漏流。Denton^[1]研究发现:叶尖泄漏流损失约占涡轮级总损失的 30%。这种泄漏流不仅会显著增加涡轮的气动损失,降低涡轮效率,还会导致叶尖区域承受过高的热负荷,从而加剧叶尖材料的磨损和热损伤,影响叶片的寿命和可靠性。

国内外大量学者针对叶尖换热及冷却特性进行了大量研究。早期,Key 等^[2]利用油流可视化技术研究了叶尖的流场结构。他们强调,凹槽叶顶比平叶顶具有更好的气动特性。此外,Yang 等^[3]发现,旋转会降低平叶顶的气膜冷却效率,但对凹槽叶顶的影响可忽略不计。Du 等^[4-5]发现在吸力侧添加横向或纵向肋,可有效改善叶顶热传递特性,且未显著降低气动性能。杜昆等^[6]发现在相同吹风比下,叶尖上布置的扩张型楔形孔的冷效高于圆柱孔。Kim 等^[7]发现在跨声速条件下,和平叶尖相比,凹槽叶尖可以在一定程度上降低总压损失系数及面积平均传热系数。蒋红梅等^[8]

研究发现压力侧尾切叶尖会导致凹槽涡泄漏位置前移,并且在相应位置附近形成尾切涡,从而导致尾缘下游总压损失增大。林聚强等^[9]发现叶尖间隙直接影响进入叶尖凹槽区域的泄漏流流量。

许多学者也对超声速泄漏流中涡旋的演变过程及其换热特性的影响进行了研究。Gao 等^[10]指出,在超声速条件下,叶尖间隙泄漏流与主流的掺混作用会强化泄漏涡,并在叶片吸力面附近产生局部增温区域,进而对叶尖换热性能产生不利影响。Cao 等^[11]发现叶尖间隙大小会对叶尖泄漏流场产生影响,另外激波与泄漏涡的相互作用是导致流动损失的重要因素。Wei 等^[12]的研究表明,超声速泄漏流区域伴随复杂的激波系统,涉及激波交叉、膨胀波效应和激波边界层干扰,显著影响下游流动特性。Xia 等^[13]设计了非轴对称机匣结构,发现其会重新分配各转子通道内泄漏流与主流的相互作用,改变了激波产生的低速分离区的强度和影响范围。Qin 等^[14]发现叶尖的几何参数会影响涡流的结构,进而影响凹槽叶尖的气热性能。Yang 等^[15]叶尖间隙流动激波会局部增强壁面换热,在叶尖通道收缩区和吸力面尤为显著。Anto 等^[16]发现跨声速涡轮中,马赫数增加、叶尖间隙减小会通过激波效应显著增强叶尖局部高热流密度。杜昆等^[17]发现随着叶尖间隙的增大,马蹄涡向吸力面侧移动,从而改变叶顶前缘附近传热系数分布。陈彦龙等^[18]发现对于跨声速离心压气机,随着叶顶间隙增大,叶顶泄漏涡的轨迹逐渐靠近相邻叶片的压力面。

Coull 等^[19]研究了叶尖小翼对涡轮叶片热特性和气动特性的影响。他们发现,吸力侧小翼显

著降低了泄漏流量,并削弱了二次流与泄漏流之间的相互作用。钟兢军等^[20]发现压力面叶尖小翼改变了转子叶顶气流偏转角,抑制了叶顶泄漏流的产生和泄漏涡破碎,提升了压气机级的流通能力,同时减弱了静子叶片吸力侧的分离损失。姜超等^[21]发现当平均叶尖间隙一定时,偏心度对未失速部分的总压比特性线和效率曲线几乎没有影响,而对失速边界影响明显。Zhong 等^[22-23]研究了跨声速条件下 3 种叶尖小翼的叶尖传热模式。他们观察到叶尖小翼显著改变了泄漏涡的迁移及其与端壁流的相互作用。Zhou^[24]发现跨声速下,凹槽叶尖与平叶尖不同,其间隙内的流动物理特性显著受腔室涡流的影响,而激波对其影响很小。研究了叶尖泄漏流流动物理学对损失机制和传热的影响。

综上所述,目前国内外针对跨声速叶顶间隙内的波系结构和叶尖附近区域的流动特性研究不足。本文研究了不同叶尖间隙下叶尖及附近区域的流动换热特性,详细描述了叶尖间隙区域的复杂波系结构,并分析了跨声速涡轮叶尖附近区域的气动特性,有助于揭示超声速叶尖区域复杂流动和换热机理,通过掌握流动和换热的规律,能够有针对性地制定激波控制策略,有效降低叶尖泄漏流损失,设计针对性冷却体系强化叶尖热防护,最终实现涡轮效率与可靠性的协同提升。

1 计算模型与数值方法

1.1 计算模型

本文以某型经典跨声速涡轮叶片作为研究对象,图 1 展示了本文所采用的数值计算的叶片模型。涡轮转子的叶栅通道为 54 个,叶片弦长为 53.97 mm,叶高 $L=58$ mm,设计工况下叶尖间隙高度 $G=0.46$ mm。本文研究的叶尖间隙为叶片设计工况下的弦向非均匀构型,其间隙高度沿弦长

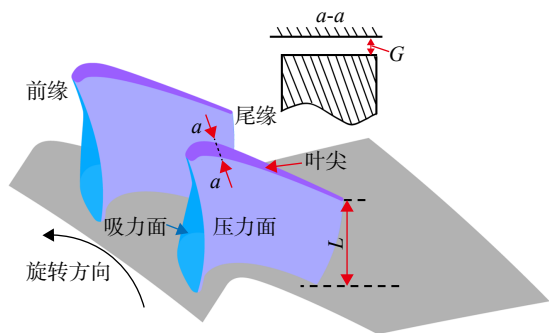


图 1 超声速叶片叶尖模型

Fig. 1 Supersonic blade tip model

方向呈差异化分布,而非恒定值;在研究过程中维持叶尖间隙的相对变化规律一致,以确保间隙分布特征对叶尖气热耦合特性的影响具有可比性。

图 2 展示了该研究数值模拟的计算域模型,为保证通道来流的充分发展,同时有效规避流道出口回流对数值模拟计算结果产生影响,进气道边界被设定于静叶前缘上游轴向弦距 1.0 倍的位置,而出口边界则被指定在动叶尾缘下游轴向弦距 1.5 倍处。

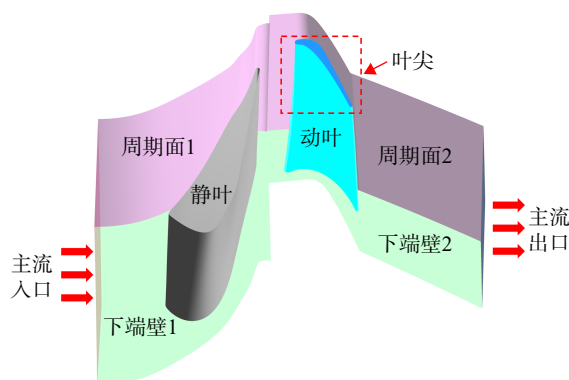


图 2 数值模拟的计算域

Fig. 2 Computational domain of numerical simulation

1.2 边界条件和网格划分

表 1 给出了图 2 所示数值模型的边界条件。为了节省计算资源,通道两侧设置周期性壁面边界条件。同时主流入口处给定总压、总温以及主流的湍流度等边界条件,出口处给定背压条件,同时传热壁面采用无滑移条件并保持恒定壁面温度边界条件。数值离散格式采用二阶迎风格式,以提升对流项求解精度;静动叶的交接面采用混合平面法处理,实现稳态框架下的动静耦合计算。收敛判定标准为:连续性方程、动量方程及传热方程的均方根残差均低于 10^{-4} ,此时认为计算达到收敛平衡状态。

本文的数值计算借助 ICEM CFD 生成结构化网格,并采用 ANSYS-CFX 软件对三维定常黏性

表 1 数值模拟计算条件

Table 1 Numerical simulation calculation conditions

计算条件	数值
主流进口总温/K	1 633
主流进口总压/MPa	1.324
出口背压/MPa	0.279 5
转速/(r/min)	13 232
壁面温度/K	1 020(绝热)
进口湍流度/%	5

雷诺平均 Navier-Stokes(RANS) 方程进行数值求解, 计算采用六面体网格, 图 3 展示了叶尖区域的网格示意图。为优化网格质量、提升计算精度, 在叶片周边及叶尖间隙内部均采用 O 型拓扑结构; 同时, 为精准捕捉边界层内的速度与温度分布特征, 在叶尖壁面及机匣附近设置多层边界层网格, 将壁面最大 y^+ 值控制在 1.0 以内。考虑到计算成本控制与计算域周期性边界要求, 本文采用周期性条件对单个转子通道进行建模, 并针对该通道划分周期性网格, 以等效模拟全周期阵列的流场特性。

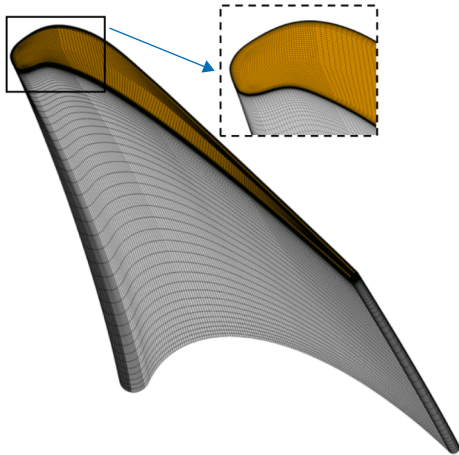


图 3 数值模拟计算网格示意
Fig. 3 Schematic diagram of the computational grid for numerical simulation

1.3 湍流模型验证及网格无关性验证

本研究针对某经典跨声速涡轮叶栅, 选择了湍流模型采用著名的 $k-\omega$ SST(shear stress transport) 双方程模型, 并结合了 $\gamma-\theta$ 方法的转换公式, transition SST 模型纳入了间歇输运方程, 并结合了 $\gamma-\theta$ 转换模型, 可以更准确地预测转捩的起始及发生的位置和范围。Mansouri^[25] 对比了不带转捩和带转捩的 SST 模型计算得到的跨声速叶尖传热系数分布和实验数据, 如图 4 所示, 纵坐标为传热系数(HTC), 横坐标为距离压力面和吸力面两个的无量纲距离。可以发现普通 SST 模型无法捕捉这一转捩现象, 而 transition SST 模型则能够有效捕捉, transition SST 模型的计算结果与实验数据吻合度较高。另外 Jackson、Wheeler 等^[26-27] 采用上述计算模型针对跨声速涡轮动叶叶尖气热特性开展研究, 发现该模型可以较好地预测跨声速涡轮叶尖换热规律。

表 2 展示了在不同网格计算单元时, 叶尖表

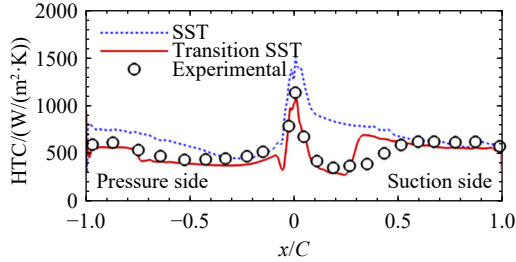


图 4 传热系数的计算数据和实验数据对比^[25]
Fig. 4 Computation versus experimental data of the heat transfer coefficient^[25]

表 2 网格无关性验证

Table 2 Grid independence verification		
网格类型	网格数目/ 10^4	$\overline{Nu}$
1	200	519.4
2	400	586.0
3	600	636.0
4	800	636.2

面的面积平均努塞尔数 $\overline{Nu}$ 。随着网格计算单元的增加, 叶尖的面积平均努塞尔数 $\overline{Nu}$ 不再发生显著变化。为了在获得可靠数值模拟结果的同时节约数值模拟时间和计算资源, 本文最终选择 600 万的网格数目。

2 数值模拟结果分析

2.1 跨声速涡轮叶尖间隙流动换热特性分析

在超声速叶尖设计中, 叶尖间隙的大小对流动特性和热传递性能具有显著影响。为了深入地理解激波对叶尖区域流动行为和换热特性的作用, 本文将系统地探讨在 5 种不同叶尖间隙(0.23、0.46、0.69、0.92、1.38 mm)下, 激波的形态和强度会如何发生变化以及激波是如何影响叶尖区域的流动换热特性。

图 5 给出了不同叶尖间隙下中截面马赫数分布, 虚线 A 将叶尖区域划分为亚声速区域和超声速区域。如图所示, 随着叶尖间隙的逐渐增大, 超声速区的分界线明显向前缘方向移动。特别是在叶尖间隙为 1.38 mm 时, 大约 10% 轴向弦长之后的区域均为超声速区域, 这主要由于流动经过叶尖时产生较大的压力梯度变化, 同时较大的间隙允许更多的流体通过, 从而降低了局部压力, 并提高了局部速度, 导致更广泛的超声速区域。除了 1.38 mm 的间隙外, 其余叶尖间隙下, 前缘靠近吸力面侧的区域均存在低马赫数区。这些低马赫数区的面积及强度随着叶尖间隙的增大而减小。

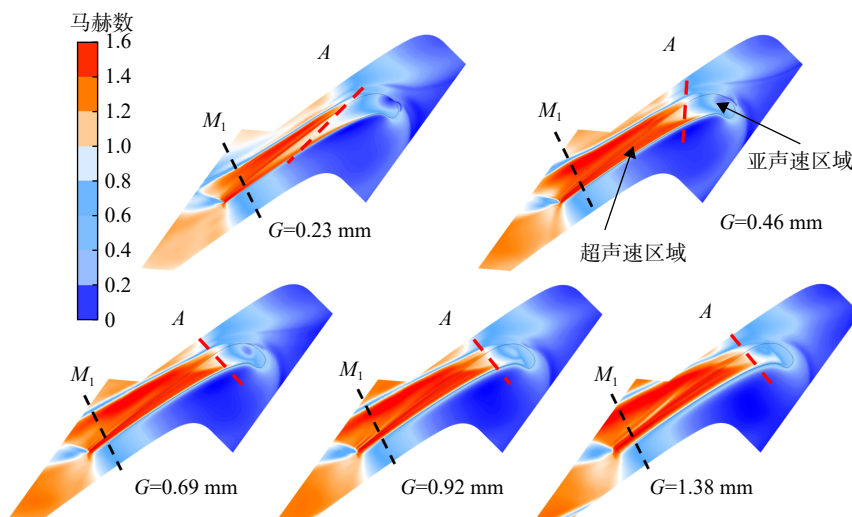


图 5 不同叶尖间隙下中截面马赫数分布

Fig. 5 Distribution of Mach number at mid-section with different tip clearances

这是因为在较小的叶尖间隙条件下, 流体在靠近吸力面的位置受到的压强更大, 更容易形成流动分离, 流动分离会导致局部流速下降, 而较大的间隙促使流体的加速带变得更小, 从而导致低马赫数区的增强。此外, 当叶尖间隙为 0.23 mm 时, 超声速区域的高马赫数区面积显著减少, 尤其是在靠近吸力面侧的区域。为了深入研究叶尖间隙内的流动特性, 如图 5 所示, 选取沿流向 85% 弦长位置处为 M_1 截面, 且该截面垂直于叶尖表面的中弧线。

如图 6 所示, 叶尖间隙变化对极限流线分布影响显著。在间隙为 0.23 mm 时, 再附着线靠近压力侧, 这是由于小间隙限制了流体动能, 导致分离提前、再附着线靠前, 随着间隙增大, 再附着

线整体向吸力面移动。间隙增大后, 动能充足且流动更稳定, 导致分离位置后移, 使再附着线向尾缘移动。另外增大间隙有助于流动更平滑, 减少了边界层分离现象, 使得前缘的高压区域面积减小。同时, 流速提升和局部压强恢复, 使尾缘、中弦低压区的面积和强度进一步增大。

分离泡是指因激波-边界层干扰产生逆压梯度, 导致叶片表面近壁低速边界层气流脱离壁面, 形成的贴壁、封闭且短尺度的回流区域, 其内部回流区域本质上即为核涡系。图 7 中基于 Q 准则的叶尖区域涡量分布可精准捕捉这一涡系特征, 清晰勾勒出分离泡的边界范围。另外由于泄漏流剪切叠加分离泡扰动, 促使边界层分离并因动量梯度不匹配产生涡量集中, 形成涡系结构 1;

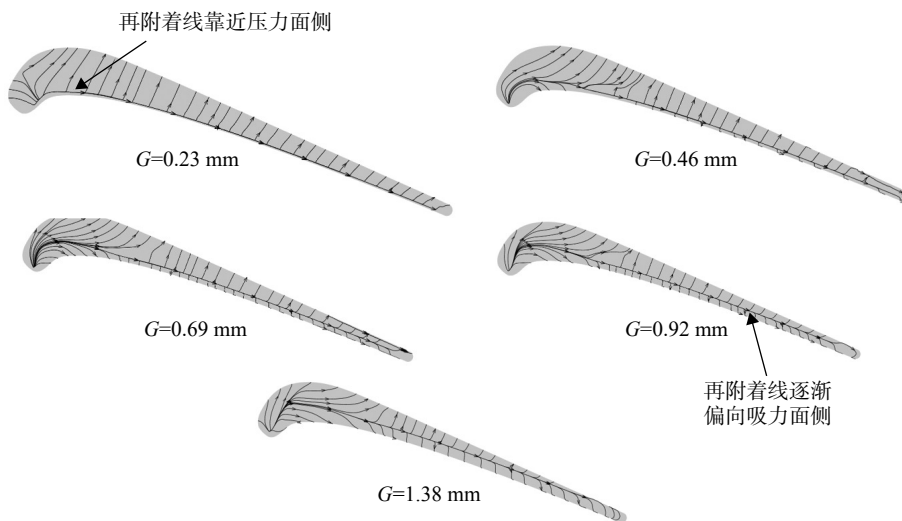


图 6 不同叶尖间隙下叶尖表面极限流线分布

Fig. 6 Distribution of limiting streamlines on the blade tip surface with different tip clearances

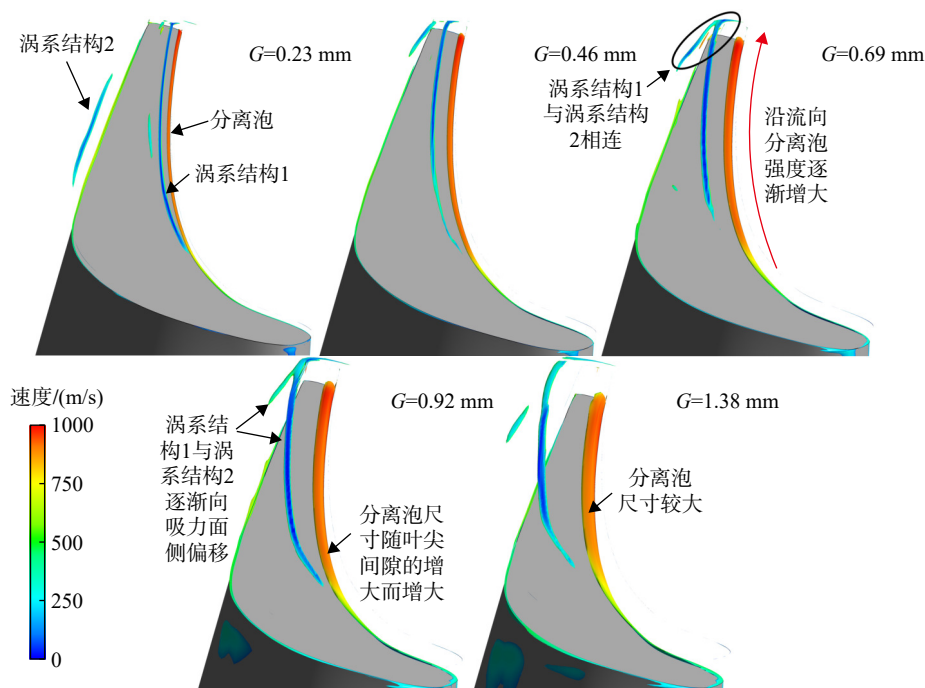


图 7 基于 Q 准则下的不同叶尖间隙叶尖区域涡量分布

Fig. 7 Vortex distribution on the blade tip region with different tip clearances based on the Q-criterion

后续泄漏流剪切的再附着效应结合分离泡诱导的尾迹湍流及泄漏流-主流紊动混合, 触发涡流并形成涡系结构 2。如图 7 所示, 随叶尖间隙增大, 分离泡尺寸呈递增趋势。这是由于间隙扩大会改变叶尖区域压力分布, 压力面侧压力显著降低, 促使壁面流体更易分离, 进而形成更大的分离泡; 且各间隙工况下, 分离泡沿流向尺寸均持续增大。受分离泡与泄漏流共同作用, 涡系结构 1 的范围随间隙增大而扩展。当间隙达到 0.69 mm 时, 分离泡扩展效应显著, 两种涡系结构强度在增大的过程中, 其间距也随之减小; 在 0.92 mm 和 1.38 mm 间隙工况下, 分离泡的持续增大与涡系结构演变进一步加剧流动复杂性, 或将导致气动损失上升。

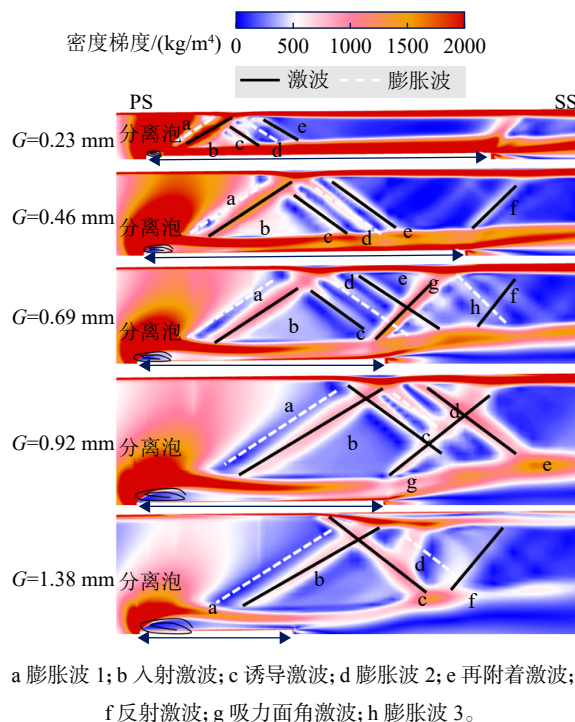
密度梯度是描述物质密度在空间分布非均匀性的矢量物理量, 在三维直角坐标系中, 其定义为密度标量场 $\rho(x, y, z)$ 的梯度。数学上, 它由密度函数对各个空间坐标的偏导数构成, 如式(1)所示:

$$\nabla \rho = \frac{\partial \rho}{\partial x} \mathbf{i} + \frac{\partial \rho}{\partial y} \mathbf{j} + \frac{\partial \rho}{\partial z} \mathbf{k} \quad (1)$$

其中 ∇ 为梯度算子, $\frac{\partial \rho}{\partial x}$, $\frac{\partial \rho}{\partial y}$ 和 $\frac{\partial \rho}{\partial z}$ 分别表示密度沿 x 、 y 和 z 坐标轴方向的变化率, 而 $\mathbf{i}$ 、 $\mathbf{j}$ 和 $\mathbf{k}$ 则分别为对应坐标轴的单位方向矢量。该矢量指向密度增加最快的方向, 其模值表示该方向上单位距离内

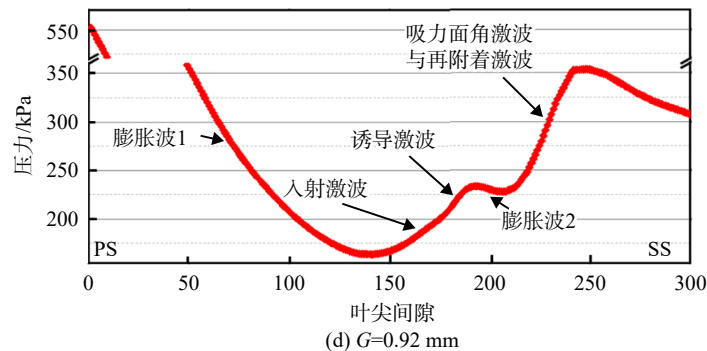
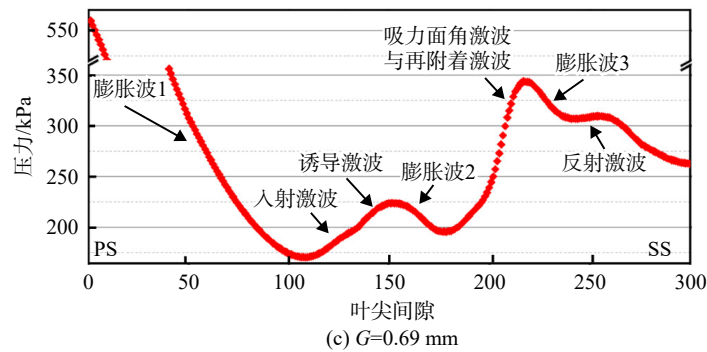
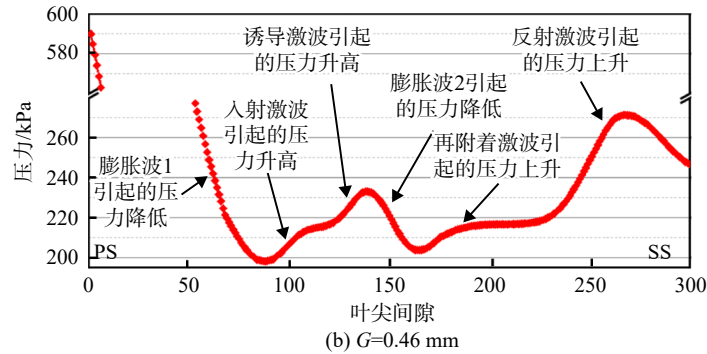
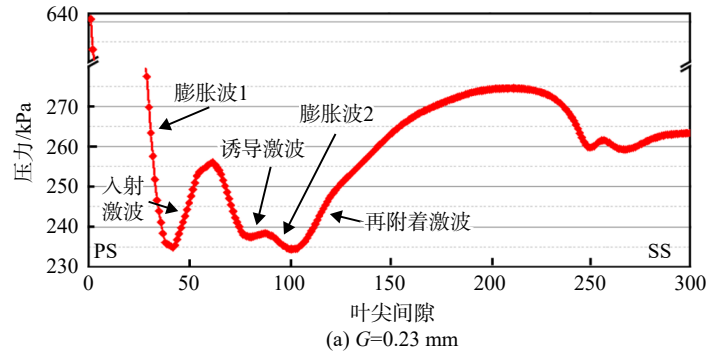
密度变化的剧烈程度。

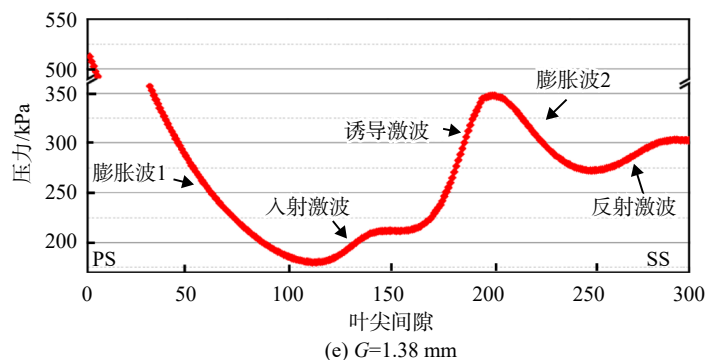
由于激波和膨胀波会导致密度发生突变, 图 8 展示了 M_1 截面在不同叶尖间隙下的密度梯度分布, 用以揭示这些流动结构的特征。其中黑色双向箭头为叶片压力面到吸力面的距离, 可清晰看

图 8 不同叶尖间隙下 M_1 截面密度梯度分布Fig. 8 Density gradient distribution at the M_1 section with different tip clearances

出截面和叶片的相对距离。此外,为了清晰地了解各波系结构的类型,图 9 提供了不同间隙条件下 M_1 截面中线的压力分布,其中 PS 为压力面,SS 为吸力面侧,对于间隙为 0.46 mm 的叶尖结构,泄漏流在压力面侧形成含低压核的分离泡,低压区促使泄漏流降压增速并结合分离泡剪切层引导,生成向外扩散的膨胀波 1;泄漏流经膨胀波 1 后降压增速并流向叶片表面,高速流与壁面流体的压差/速差触发压缩效应,形成入射激波;入射激

波与机匣边界层交互引发边界层分离,首次内折转产生诱导激波;高压分离区向低压再附着点过渡时,高压释放形成膨胀波 2 以平滑压力差;边界层再附着时的二次内折转引发压力恢复,生成再附着激波;再附着激波作用于叶尖边界层导致局部分离,流体恢复过程中的内折转最终形成反射激波。另外从结果中可以观察到,对于 0.23 mm 的叶尖间隙,到达叶片表面的流体保持相对较高的附着性,分离现象较少发生。这种高稳定性有



图 9 不同叶尖间隙下 M_1 截面中线压力分布Fig. 9 Pressure distribution along the midline of the M_1 section with different tip clearances

助于流体在经过再附着激波后,维持附着状态,不易形成新的波系结构,所以其在经过再附着激波后不再形成其他波系结构。相比之下,0.69、0.92 mm 间隙下,吸力面侧流体因边界层动量损失与压力梯度突变渗入分离区,压力骤恢复形成显著激波,0.69 mm 间隙下激波强度高,密度梯度达 2000 kg/m^4 ; 1.38 mm 大间隙下,流动分离加剧、动量/能量损失增加,流体无法再附着,再附着激波消失。波系交错形成的激波干涉效应增强流场复杂性,诱发边界层分离与失稳。间隙变化显著调控波系演化,直接影响叶尖气动性能。

图 10 展示了不同叶尖间隙下叶尖表面局部努塞尔数的分布。式(2)给出了局部努塞尔数的计算公式。

$$Nu = \frac{hC_x}{\lambda} \quad (2)$$

其中 h 为局部表面传热系数 ($\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$), C_x 为叶顶轴向弦长 (mm), λ 为空气导热系数 ($\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$)。

式(3)给出了局部表面传热系数的计算公式,局部表面传热系数 h 定义为

$$h = \frac{q}{T_w - T_{aw}} \quad (3)$$

其中 q 为局部热流密度 (W/m^2); T_w 表示壁面参考温度 (K), 本文给定为 1020 K ; T_{aw} 表示壁面绝热温度 (K), 本文取叶尖局部主流恢复温度。

当叶尖间隙为 0.23 mm 时,压力侧与吸力侧压差弱,泄漏流强度低,前缘逆压梯度小且无激波,气流平顺流动无分离;因缺少流动分离引发的剪切层扰动、涡系掺混等强化换热机制,仅靠层流边界层弱对流换热,最终在前缘形成了低换热区。前缘吸力面侧有明显低换热区,这是由于强烈流动分离造成的流体滞留,降低了换热效率。其他间隙下,前缘的流体附着性更

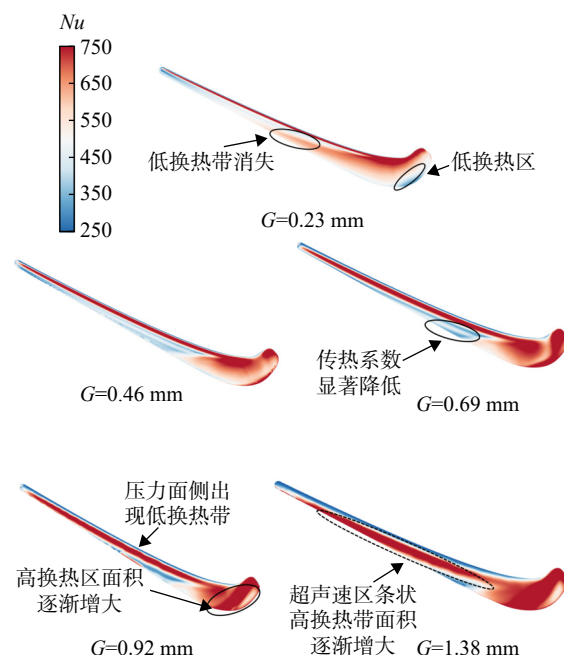


图 10 不同叶尖间隙下叶尖表面努塞尔数云图

Fig. 10 Contours of Nusselt number on the blade tip surface with different tip clearances

强,能够更平稳地贴合叶片表面,形成大面积的高换热区。而在较大间隙(0.69, 0.92 mm 和 1.38 mm)下,前缘亚声速区域低换热区面积较小,在前缘亚声速区域,流体速度较低,流动相对平稳,相对稳定的流动特性有助于实现更有效的热交换,其余区域流体贴壁性更强,大面积高换热区得以形成。所有间隙下,超声速区域均出现条带状高换热区;随着间隙尺寸的增大,该高换热区宽度逐步增加,且整体由压力侧向吸力侧偏移。在高换热区向吸力侧迁移的过程中,压力面侧逐步出现低换热带,这一现象在间隙为 0.92 mm 的换热云图中尤为显著,并随着间隙增大到 1.38 mm,低换热带宽度增大。结合图 7 流动结构分析可知,叶尖间隙的增大会驱动间隙内流

动分离泡的覆盖范围扩张, 进而导致压力侧低换热带的面积随之增大。

图 11 展示了不同叶尖间隙下叶尖表面展向平均努塞尔数($\overline{Nu}$)分布情况。在前 10% 的轴向弦长范围内, 0.23 mm 与 0.46 mm 的间隙叶尖表面表现出显著低于较大间隙的展向平均努塞尔数, 1.38 mm 间隙叶尖表面展现的峰值展向努塞尔数达到最高; 而在 20%~50% 轴向弦长范围内, 0.23 mm 的叶尖间隙得益于其前缘高换热区较大的流向范围, 展现出最高的展向平均努塞尔数, 显著高于其他 4 种间隙高度; 在 50%~70% 轴向弦长范围内, 1.38 mm 间隙的叶尖由于条状高换热带具有最高的展向宽度, 其展现出最高的展向平均努塞尔数值。在 70%~100% 的轴向弦长范围内, 观察到 1.38 mm 间隙的高换热带展向宽度逐渐减小, 并且伴随着压力面侧的低换热区面积增大, 0.69 mm 的叶尖间隙在 70%~100% 轴向弦长范围内展现出最高的换热强度。

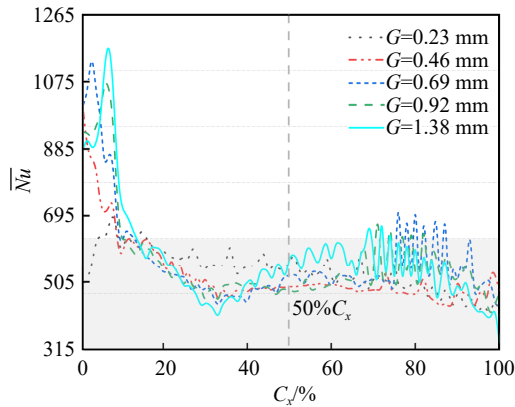


图 11 不同叶尖间隙下叶尖表面展向平均努塞尔数分布

Fig. 11 Spanwise-averaged distribution of Nusselt number on the blade tip surface with different tip clearances

图 12 展示了不同叶尖间隙下叶尖表面面平均努塞尔数 $\overline{Nu}$, 图中右侧纵坐标 Δ_{Nu} 表示相对于 0.23 间隙的 $\overline{Nu}$ 增量。整体上面平均努塞尔数值随着叶尖间隙的增大而增大, 其中, 0.46 mm 的叶尖间隙相对于 0.23 mm 面平均努塞尔数仅增大 0.28%, 相较之下, 其余 3 个叶尖间隙随叶尖间隙的增大, 面平均努塞尔数的增幅较大, 1.38 mm 下面平均努塞尔数相对于 0.23 mm 增大了 9.9%。

2.2 跨声速涡轮叶尖附近区域气动性能分析

图 13 展示了不同叶尖间隙下基于 Q 准则的叶尖附近区域涡结构内的速度分布。叶尖泄漏流是由叶尖压力面与吸力面之间的压差驱动, 通过

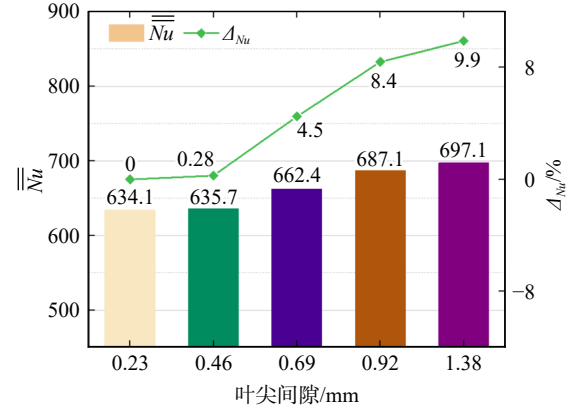


图 12 不同叶尖间隙下面平均努塞尔数

Fig. 12 Area-averaged Nusselt number with different tip clearances

叶尖间隙从压力侧流向吸力侧并卷起形成的集中涡结构, 通常称为叶尖泄漏涡。可以发现, 由于存在叶尖间隙, 在压力面和吸力面两侧显著的压力差下, 叶尖泄漏涡非常突出, 尤其在叶尖间隙较大时, 泄漏涡的尺度明显增大。另外, 来流边界层在叶片前缘发生三维分离并形成的一对方向相反的旋涡, 分别沿压力面和吸力面向下游延伸, 其沿吸力面发展的分支即称为前缘马蹄涡的吸力支。在图 13 中, 该前缘吸力侧的马蹄涡吸力支位于叶尖泄漏涡下方, 并沿着叶片吸力面运动, 随着间隙高度的增大, 马蹄涡强度增大。这两个旋转方向相反的涡相互作用并发生强烈混合。可以发现叶尖泄漏涡占主导地位, 而马蹄涡的吸力支受到抑制。叶尖间隙为 0.23 mm 时, 泄漏涡靠近叶片吸力侧, 随着间隙的增大, 叶尖泄漏涡强度显著增强, 同时泄漏涡的尺度增大, 与马蹄涡的相互作用逐渐加剧。

图 14 给出了不同叶尖间隙下叶尖附近沿流向截面总压损失系数(ζ)分布。式(4)给出了总压损失系数的定义式。可以发现不同叶尖间隙下总压损失区域的位置与图 13 中泄漏涡的位置趋势一致。从叶尖附近的流向截面可以发现沿流向方向, 总压损失范围逐渐增大, 可以发现总压损失范围与泄漏涡的扩展范围有关。当叶尖间隙为 0.23 mm 时, 叶尖附近的总压损失分布靠近吸力面, 损失区域的尺寸较小, 但是气动损失较高, 这主要是由于在较小的间隙下, 泄漏流动受到更强的约束和加速作用, 流动掺混更为集中所致。随着叶尖间隙高度的增加, 泄漏涡的尺寸逐渐增大, 但是相对于 0.23 mm 叶尖间隙, 总压损失系数整体减小, 同时总压损失核心区逐渐远离吸力面。

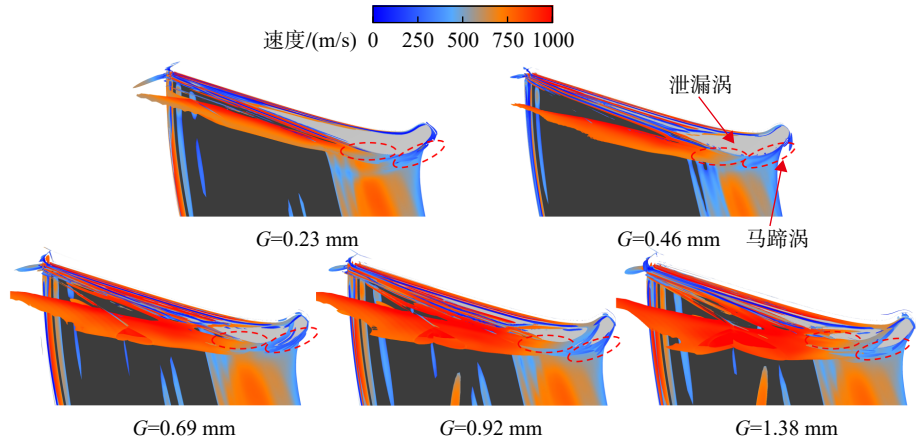


图 13 基于 Q 准则下的不同间隙叶尖附近区域涡核区域

Fig. 13 Vortex core regions near the blade tip region with different tip clearances based on the Q-criterion

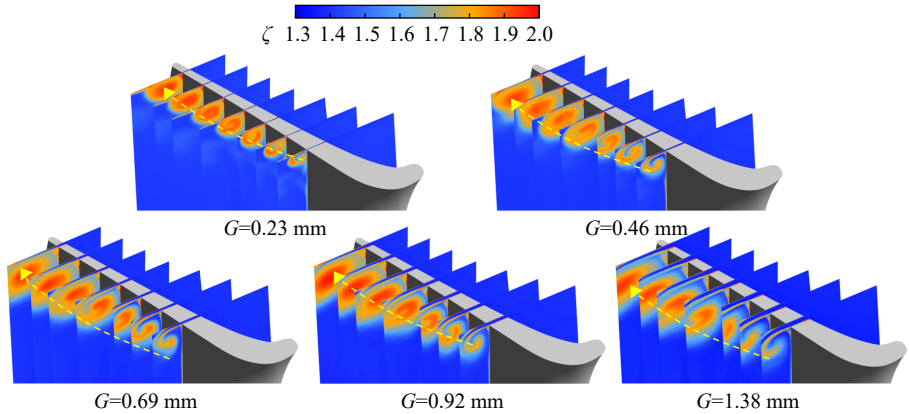


图 14 不同叶尖间隙下叶尖附近沿流向截面总压损失系数分布

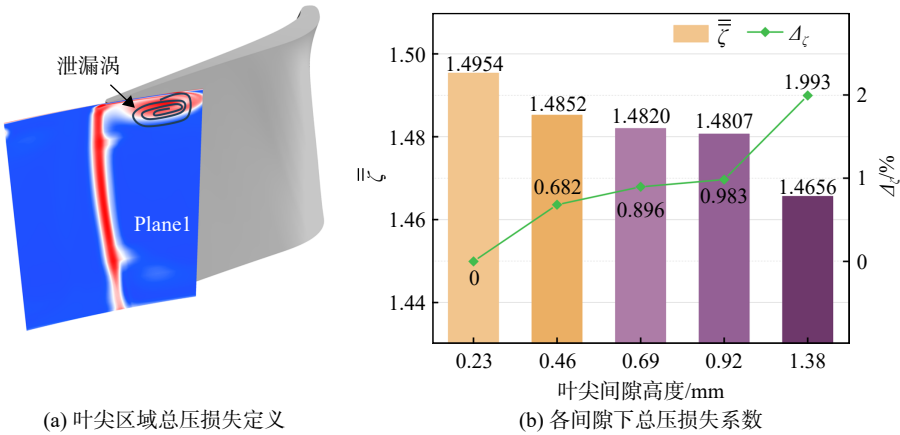
Fig. 14 Total pressure loss coefficient distribution in streamwise sections near the blade tip with different tip clearances

$$\zeta = \frac{p_{t,in} - p_t}{p_{t,in} - p_{s,in}} \quad (4)$$

其中 $p_{t,in}$ 为进口总压, p_t 为当地的总压, $p_{s,in}$ 为进口的静压。

图 15(a) 与图 15(b) 分别给出了测量总压损

失的示意图以及不同叶尖间隙下的面平均总压损失系数($\bar{\zeta}$), 图 15(b) 的右侧纵坐标 $\Delta\zeta$ 表示面平均总压损失系数相对于 0.23 间隙的减小量。如图 15 所示, 整体面平均总压损失系数随着叶尖间隙的增大呈现出一个减小的趋势。当间隙较小时, 受



(a) 叶尖区域总压损失定义

(b) 各间隙下总压损失系数

图 15 不同叶尖间隙下叶尖区域总压损失系数

Fig. 15 Total pressure loss coefficient on the blade tip region with different tip clearances

限的流动通道加剧了泄漏流与主流的相互作用,促使泄漏涡结构更为集中且能量交换过程增强,从而导致更高的流动损失。同时,小间隙下也更容易形成局部低压区,进一步加剧泄漏效应。在0.46、0.69、0.92 mm这3种叶尖间隙下,面平均总压损失系数较为接近,1.38 mm间隙下面平均总压损失系数相对于0.23 mm降低了1.993%。

图16(a)与图16(b)分别给出了测量叶尖泄漏量的示意图以及不同叶尖间隙下的泄漏表现。式(5)给出了泄漏量的定义式。如图16所示,整体泄漏量随着叶尖间隙的增大而显著增大,0.46 mm叶尖间隙泄漏量相对于0.23 mm增大了97.7%,但是,通过观察单位间隙高度下的泄漏量,可以发现,单位间隙高度下的泄漏量随叶尖间隙的增大而减小,随着叶尖间隙的增大,压力差可略微减小,从而降低了流体泄漏的驱动力,导致单位面积的泄漏量产生下降的趋势。

$$\dot{m} = \int \rho V_{\text{normal}} dA \quad (5)$$

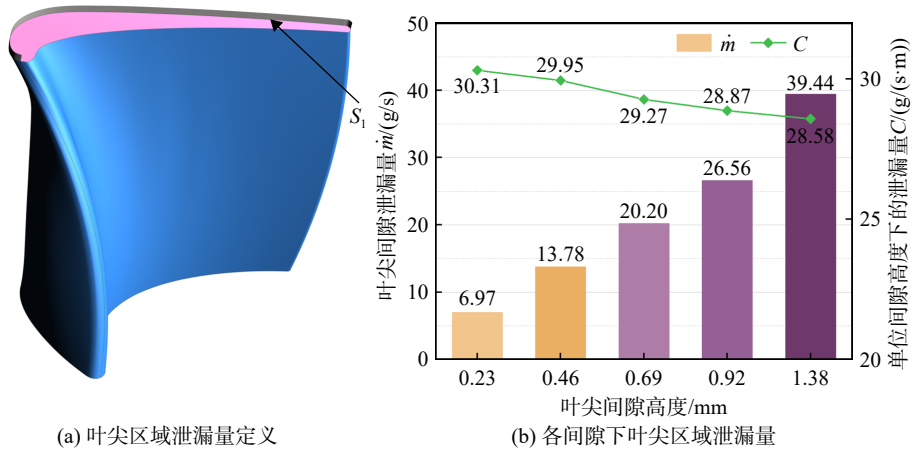
其中 ρ 为流体的密度, V_{normal} 为图12中 S_1 表面的法向速度, A 为 S_1 的截面积。

单位间隙高度下的泄漏量的定义如下:

$$C = \frac{\dot{m}}{G} \quad (6)$$

其中 $\dot{m}$ 为泄漏量。

图17(a)与图17(b)分别给出了测量叶尖压力侧和吸力侧压差的示意图及不同间隙下压差的变化规律,分别取叶尖附近0~5% L 处的位置分别计算两侧的面积平均压力,图17(b)的纵坐标左侧 Δp 表示叶尖附近0~5% L 压力面和吸力面压差,纵坐标右侧 Δ_p 表示相对于0.23 mm间隙的面平均压差的减小量。如图17所示,随着叶尖间隙高度从0.23 mm增大至1.38 mm,叶尖区域的压力差降幅达6.36%,呈现“间隙越大、压差越

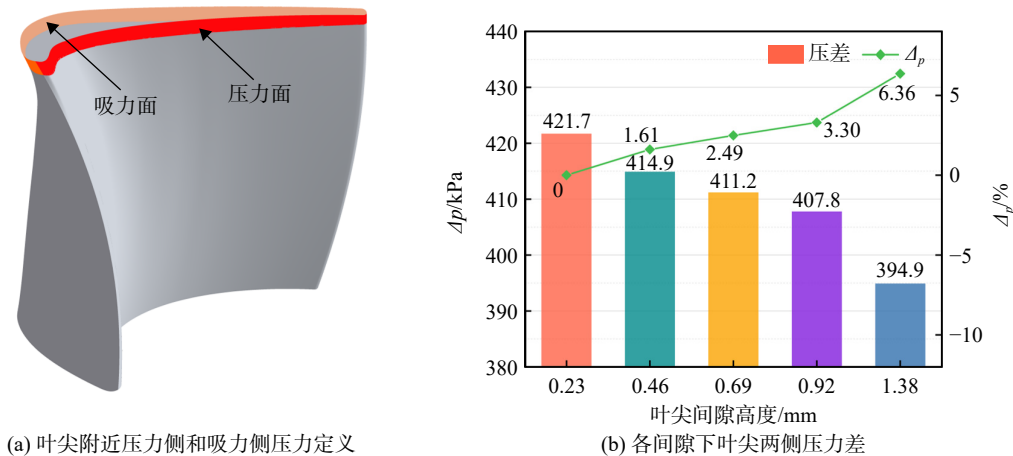


(a) 叶尖区域泄漏量定义

(b) 各间隙下叶尖区域泄漏量

图16 不同叶尖间隙下叶尖区域泄漏量

Fig. 16 Leakage flow on the blade tip region with different tip clearances



(a) 叶尖附近压力侧和吸力侧压力定义

(b) 各间隙下叶尖两侧压力差

图17 不同叶尖间隙下叶尖附近两侧的压力差

Fig. 17 Pressure difference across the two sides near the blade tip with different tip clearances

小”的规律。而压差是驱动叶尖泄漏流的根本原因。随着压差的衰减,泄漏流的驱动力相应减弱,这直接改变了泄漏流的流动特性与强度,最终导致单位间隙宽度下的泄漏流量显著降低。

3 结 论

本文针对超声速叶尖在不同叶尖间隙的流动换热特性展开详细的数值模拟研究,获得了以下主要结论:

1) 随着叶尖间隙增大,叶尖表面再附着线整体向压力面移动。因前缘几何形状限制,叶尖分为亚声速区和超声速区,随着叶尖间隙的增大,亚、超声速区域的分界线明显向前缘移动,在 0.23 mm 间隙下,超声速区域的高马赫数区面积显著减少。另外压力面侧的逆压梯度导致边界层分离,形成分离泡,进而引发激波。0.23 mm 间隙下流动附着性好,波系结构简单;而大间隙 0.69 mm 下分离泡尺寸增大,激波与膨胀波干涉效应增强,流场复杂性加剧,尤其在间隙为 1.38 mm 时,再附着激波消失,流动稳定性下降。

2) 叶尖换热特性对间隙变化响应敏感。小间隙下,强烈的流动分离造成了前缘低换热区域,而较大间隙则有利于流体更稳定地贴合叶片表面,形成面积更大的高换热区。整体上,随着叶尖间隙的增大,面平均努塞尔数显著提升,1.38 mm 间隙下的面平均努塞尔数较 0.23 mm 的增幅达到 9.9%。

3) 叶尖泄漏涡和马蹄涡的强度与尺度均随间隙增大而增强,两者相互作用加剧。尽管大间隙下泄漏涡尺度更大,但面平均总压损失系数却随间隙增大呈下降趋势,1.38 mm 间隙下的总压损失较 0.23 mm 间隙降低了 1.993%。这表明小间隙下泄漏流的强约束与掺混集中是导致较高气动损失的主要原因。

4) 叶尖间隙的增加明显提高了整体泄漏量,但单位间隙高度下的泄漏量却呈现出下降趋势。这表明在较大间隙条件下,虽然整体泄漏量增大,但由于压力差略微减小,流体的泄漏驱动力减弱,导致单位面积的泄漏量下降。

参考文献:

- [1] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1993, 115(4): 621-656.
- [2] 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.

- [3] Yang Huitao, Chen H C, Han J C. Film-cooling prediction on turbine blade tip with various film hole configurations[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2006, 20(3): 558-568.
- [4] Du Kun, Wang Xubo, Huang Xiaoyang, et al. Turbine blade tip aerothermal characteristics considering the influences of cavity tip shaping[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2024, 204: 109234.
- [5] Du Kun, Li Huarong, Sundén B, et al. Effects of ribbed-cavity tip on the blade tip aerothermal performance in a high pressure turbine stage[J]. *Journal of Thermal Science*, 2023, 32(2): 800-811.
- [6] 杜昆, 王旭博, 惠娜, 等. 涡轮凹槽叶尖气膜孔形对叶尖冷却特性影响的数值研究[J]. *航空动力学报*, 2025, 40(4): 91-100.
Du Kun, Wang Xubo, Hui Na, et al. Numerical study on influences of hole shapes on turbine cavity tip film cooling characteristics[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2025, 40(4): 91-100. (in Chinese)
- [7] Kim J H, Lee S Y, Chung J T. Numerical analysis of the aerodynamic performance & heat transfer of a transonic turbine with a partial squealer tip[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2019, 152: 878-889.
- [8] 蒋红梅, 张子扬, 卢少鹏. 凹槽叶尖尾缘设计对高压涡轮气动性能的影响[J]. *航空动力学报*, 2024, 39(6): 20230512.
Jiang Hongmei, Zhang Ziyang, LU Shaopeng. Influence of trailing edge designs of squealer tips on aerodynamic performance of high-pressure turbine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39(6): 20230512. (in Chinese)
- [9] 林聚强, 由儒全, 李海旺, 等. 叶尖结构对涡轮动叶端区流动特性影响[J]. *航空动力学报*, 2025, 40(5): 20230556.
Lin Juqiang, You Ruquan, Li Haiwang, et al. Effect of blade tip structure on tip flow characteristics in turbine rotor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2025, 40(5): 20230556. (in Chinese)
- [10] Gao Jie, Zheng Qun, Niu Xiyang, et al. Aerothermal characteristics of a transonic tip flow in a turbine cascade with tip clearance variations[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2016, 107: 271-283.
- [11] Cao Zhiyuan, Zhang Xiang, Wang Chuxuan, et al. A study on the flow physics of a supersonic partial admission impulse turbine for different tip clearances[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 123: 107469.
- [12] Wei Zuojun, Ren Guangming, Gan Xiaohua, et al. Influence of shock wave on loss and breakdown of tip-leakage vortex in turbine rotor with varying backpressure[J]. *Applied Sciences*, 2021, 11(11): 4991.
- [13] Xia Kailong, Chen Huayin, Deng Hefang, et al. Impact of non-axisymmetric tip clearance on the aerodynamic and aeroelastic stabilities of a transonic compressor[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2024, 153: 109457.
- [14] Qin Taojie, Tong Zixiang, Li Dong, et al. Aerothermal performance of cavity tip with flow structure effects in a transonic high-pressure turbine blade[J]. *Energy*, 2024, 291: 130411.
- [15] Yang Yi, Ma Hongwei, Xiao Anqi, et al. Shock wave structures and vortex unsteadiness in the tip region of a transonic turbine cascade under different conditions[J]. *Physics of Fluids*, 2024, 36(10): 106117.
- [16] Anto K, Xue S, Ng W F, et al. Effects of tip clearance gap and exit Mach number on turbine blade tip and near-tip heat transfer[R]. ASME Paper GT2013-94345, 2013.
- [17] 杜昆, 李军. 跨声速涡轮叶顶间隙流动传热特性的数值研

- 究[J]. *西安交通大学学报*, 2016, 50(4): 147-152.
- Du Kun, Li Jun. Numerical investigations on flow and heat transfer characteristics of transonic turbine blade tips[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2016, 50(4): 147-152. (in Chinese)
- [18] 陈彦龙, 张超炜, 李广勇. 跨声速离心压气机激波与叶顶泄漏流相互作用数值研究[J/OL]. *航空动力学报*, (2025-03-27) [2025-09-06]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20240788>.
- Chen Yanlong, Zhang Chaowei, Li Guangyong. Numerical study on interaction between shock wave and tip leakage flow in transonic centrifugal compressor[J/OL]. *Journal of Aerospace Power*, (2025-03-27)[2025-09-06]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20240788>. (in Chinese)
- [19] 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): 091007.
- [20] 钟兢军, 赵傲, 胡义, 等. 叶尖小翼对跨声速压气机级稳定工作裕度的影响[J]. *航空动力学报*, 2024, 39(1): 20220236.
- Zhong Jingjun, Zhao Ao, Hu Yi, et al. Effect of tip winglets on stable operating margin of transonic compressor stage[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39(1): 20220236. (in Chinese)
- [21] 姜超, 王志宽, 乐贵高, 等. 周向非均匀叶尖间隙对某转子旋转不稳定现象影响的数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2024, 39(12): 20220973.
- Jiang Chao, Wang Zhikuan, Le Guigao, et al. Numerical simulation of effect of circumferential non-uniform tip clearance on rotating instability in a rotor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39(12): 20220973. (in Chinese)
- [22] Zhong Fangpan, Zhou Chao, Ma H, et al. Heat transfer of winglet tips in a transonic turbine cascade[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2017, 139: 012605.
- [23] Zhong Fangpan, Zhou Chao. Tip gap size effects on thermal performance of cavity-winglet tips in transonic turbine cascade with end-wall motion[J]. *Journal of the Global Power and Propulsion Society*, 2017, 1: CR5JBC.
- [24] Zhou Chao. Aerothermal performance of different tips in transonic turbine cascade with end-wall motion[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(5): 1316-1327.
- [25] Mansouri Z. Aerodynamic and heat transfer performances of a highly loaded transonic turbine rotor with upstream generic rim seal cavity[J]. *Propulsion and Power Research*, 2021, 10(4): 317-331.
- [26] Jackson A J, Wheeler A P S, Ainsworth R W. An experimental and computational study of tip clearance effects on a transonic turbine stage[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2015, 56: 335-343.
- [27] Wheeler A P S, Sandberg R D. Direct numerical simulations of a transonic tip flow with free-stream disturbances[R]. ASME Paper TBTS2013-2037, 2013.

(编辑: 陈 越)