

涡轮动叶凹槽叶尖流动传热机理及建模研究进展

邹正平^{1,2}, 轩笠铭^{2,3}, 付超^{1,2}

- (1. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 102206;
2. 北京航空航天大学 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 102206;
3. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 102206)

摘 要: 针对凹槽叶尖流动机理及组织方法, 考虑冷却的凹槽叶尖气动与传热特征分析和凹槽叶尖泄漏流动的模化等相关工作的研究进展进行了简要总结。已有的研究表明: 凹槽内部的流动对传热有明显的影 响; 凹槽内的冷却气与泄漏流动存在较强的相互作用, 合理的凹槽形状和喷气孔位置可以有效提升叶尖的气动效率并降低热负荷; 叶尖的加工和气动参数的不确定性会显著影响凹槽叶尖性能; 通过对凹槽内流动结构进行模化, 得到的考虑喷气的可压缩条件下的凹槽叶尖性能预测模型经过了实验和数值模拟的结果验证, 可以有效评估凹槽叶尖性能, 并为工程设计提供参考。

关 键 词: 高压涡轮; 凹槽叶尖; 泄漏流动; 流动组织; 传热特性; 不确定性; 流动建模

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Progress on mechanism of flow and heat transfer and modeling of turbine blade squealer tip

ZOU Zhengping^{1,2}, XUAN Liming^{2,3}, FU Chao^{1,2}

- (1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China;
2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, Beihang University, Beijing 102206, China;
3. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 102206, China)

Abstract: According to the flow mechanism and organization method of squealer tip, the analysis of aerodynamic and heat transfer characteristics of squealer tip considering cooling, and the modeling of leakage flow of squealer tip were summarized. The results showed that the flow inside the cavity had an obvious effect on the heat transfer. There was a strong interaction between the cooling gas in the cavity and the leakage flow. Reasonable cavity shape and jet hole position can effectively improve the aerodynamic performance and reduce the heat load of the blade tip; The uncertainty of blade tip machining and aerodynamic parameters could significantly affect the performance of squealer tip. By modeling the vortex structure in the cavity, the performance prediction model of the squealer tip considering the compressibility of air jet was verified by experiment and numerical simulation results. The model can effectively evaluate the performance of the squealer tip and provide a reference for engineering design.

Keywords: high pressure turbine; squealer tip; tip leakage flow; flow organization; heat transfer characteristic; uncertainty; flow modeling

收稿日期: 2022-04-13

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-II-0012-0032); 重点实验室基金一般项目(6142702200203)

作者简介: 邹正平(1970—), 男, 教授、博士生导师, 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: 邹正平, 轩笠铭, 付超. 涡轮动叶凹槽叶尖流动传热机理及建模研究进展[J]. 航空动力学报, 2022, 37(11): 2560-2573. ZOU Zhengping, XUAN Liming, FU Chao. Progress on mechanism of flow and heat transfer and modeling of turbine blade squealer tip[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(11): 2560-2573.

涡轮是航空发动机、地面燃气轮机等动力装置的关键部件, 广泛应用于能源、国防等多个领域, 是重要的战略性技术设备。长期以来, 涡轮转子叶尖泄漏及其引起的损失就作为一个重要的气动问题而受到研究人员的广泛关注, 研究数据表明, 高压涡轮的叶尖泄漏损失约占通道内总损失的 1/3^[1-4]。此外, 由于气流未对涡轮做功, 高温泄漏流会导致叶尖端区壁面产生较高的温度和热负荷, 进而威胁到涡轮尖区的可靠性和寿命^[5-6]。如何有效降低叶尖泄漏损失并利用流动控制降低叶尖的热负荷是高效率高可靠性高压涡轮设计中必须重视的问题之一。

凹槽/肋条叶尖结构是在平叶尖的基础上添加单肋条或者多肋条结构, 利用肋条和凹槽内的旋涡结构的综合作用达到对泄漏损失的控制^[7]。90 年代以来的研究表明, 在相同的工作条件下, 凹槽叶尖具有更低的泄漏损失和热负荷, 是一种更为高效可靠的叶尖几何设计方案^[8-10]。目前研究学者已经对凹槽叶尖控制泄漏流动的机理取得了较为深入的认识, 因此凹槽叶尖技术已经在航空发动机高压涡轮中取得了广泛应用, 并取得了良好的效果^[11]。近年来不断提升的涡轮前温度与较高的泄漏流温度给涡轮叶尖的热设计带来了巨大挑战, 为防止叶片局部过热引起烧蚀, 通常在叶顶会布置冷气孔, 对叶顶区域及机匣进行冷却, 冷气在冷却叶尖区域的同时, 也会对泄漏流动形态产生影响^[12-15]。因此, 考虑冷气喷射的凹槽叶尖流动组织方法和快速准确的气动性能与热负荷大小评估手段是目前凹槽叶尖研究的核心问题。

在过去的几十年中, 国内外学者针对不带冠涡轮叶尖泄漏流的气动传热特征及控制方法进行了长期且卓有成效的研究, 在动叶叶顶采用以凹槽叶尖为代表的复杂三维结构造型是最为广泛应用的手段。本文从凹槽叶尖流动机理及组织方法、考虑冷却的凹槽叶尖气动与传热特性分析和凹槽叶尖泄漏流动的模化三个方面对高压涡轮转子凹槽叶尖流动机理及组织的研究进展进行了简要的介绍。

1 凹槽叶尖流动机理及组织方法

1.1 泄漏流动基本特征与凹槽叶尖对性能的影响

研究人员很早就注意到了叶轮机转子叶尖的泄漏流动。Rains^[16]在 1954 年根据势流理论提出了一种较为理想的不可压泄漏模型, 并指出是间

隙两侧的压差导致了泄漏流动。20 世纪 80 年代末, 研究人员将叶尖泄漏损失主要分为间隙内部损失和间隙外部的通道内泄漏流动与主流的掺混损失, 其中间隙外部损失是泄漏损失最主要的组成部分, 这一部分损失近似与泄漏流量成正比, 并提出了相关预测模型^[17-18]。Yaras 等^[19-20]给出了叶尖端区各损失比例随间隙高度的变化, 如图 1 所示, 结果表明, 当间隙大小超过一定值后, 通道内的叶尖泄漏损失要显著高于间隙内部损失。图中 Y 为相对总压损失。Young 和 Wilcock^[21]指出, 泄漏流与主流的掺混损失大小可以通过下式表示:

$$T \cdot \Delta s = \frac{\dot{m}_{\text{leakage}}}{\dot{m}_{\text{passage}}} \left[(V_n - 0)^2 + (V_{ss} - V_t)^2 \right] \quad (1)$$

式中 T 为温度, s 为熵, $\dot{m}$ 为流量, V 为速度, 下标 leakage 代表泄漏流动, passage 代表主流, n 代表泄漏流的法向方向, t 代表切向方向, V_{ss} 为主流在吸力侧的速度。由式(1)可知, 有效地利用流动控制手段降低泄漏流的流量, 并减小泄漏流动与主流的速度差, 是控制泄漏损失的关键。

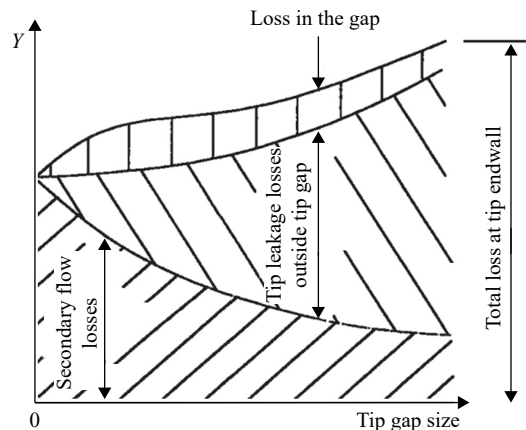


图 1 不同叶尖间隙条件下端区损失组分占比^[19]

Fig. 1 Proportion of endwall loss components under different tip clearance conditions^[19]

为更好地控制泄漏损失, 研究人员提出了以凹槽叶尖为代表的三维叶尖造型方法, 通过叶尖造型合理组织间隙内部泄漏流动, 进而降低泄漏损失。Booth 和 Wadia 等^[22-23]在早期的实验中, 发现肋条叶尖结构与其他叶尖形状相比具有明显的气动性能优势, 与平叶尖相比可以使射流系数降低 25%。Krishnababu 等^[24]在低速叶栅环境下, 发现泄漏量相比平叶尖降低了 8%。Kegalj 等^[25]则在 1+1/2 涡轮级环境中采用凹槽叶顶几何, 使

涡轮效率提高了 0.24%。

在双肋条形成的凹槽叶尖的基础上, Azad 等^[26] 基于 G3 高压涡轮, 对 6 种不同形状的单肋条和双肋条叶尖形状进行了详细的实验研究, 结果表明吸力侧单肋条同样对泄漏流动有较好的抑制效果。Camci 等^[27] 给出了平叶尖与吸力面肋条叶尖流场拓扑结构示意图, 如图 2 所示, PS 代表压力面, SS 代表吸力面, 叶尖吸力侧肋条的存在减小了泄漏涡的尺度。Maral 等^[28] 的研究表明, 吸力侧肋条虽然在控制泄漏损失方面不如凹槽叶尖, 但其在降低叶尖热负荷方面具有明显的优势。

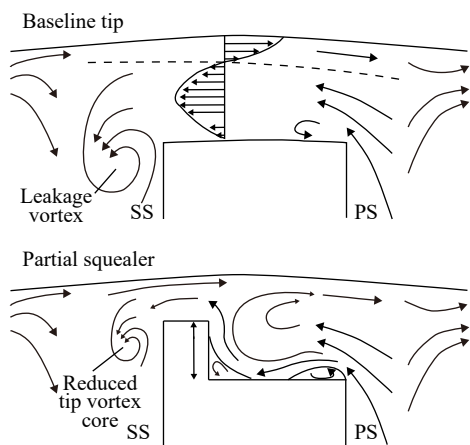


图 2 平叶尖与吸力侧肋条叶尖流场^[27]

Fig. 2 Flow field of flat tip and suction side squealer tip^[27]

此外, 学者开始尝试将凹槽叶尖和小翼叶尖相结合, 提出了不同的叶顶肋条和小翼的组合类型, 如图 3 所示, 包括肋条加小翼、单独小翼、凹槽叶尖、吸力侧肋条等, 并对其性能进行研究, 结果表明, 通过合理的叶尖几何造型, 可以降低叶尖泄漏损失 20% 以上^[29]。总体而言, 凹槽叶尖同时具备结构简单和控制泄漏流动效果明显的优点, 因而在工程应用中得以广泛应用。



图 3 不同形式叶尖几何^[29]

Fig. 3 Different configurations of the tip geometry^[29]

1.2 涡轮凹槽叶尖受限空间内流动结构

为了明确凹槽叶尖对泄漏流动的控制机理,

从而进一步提升凹槽叶尖的气动性能, 近年来, 研究学者对凹槽叶尖的流动结构的研究不断深入, 逐渐注意到凹槽腔内存在凹槽旋涡, 刮削涡, 肋条角涡等多种旋涡结构。这些流动结构会影响泄漏流在凹槽内部的流动状态, 进而影响对泄漏损失的控制效果^[7,30-31]。在前缘区域, Krishnababu 等^[24] 通过数值研究给出了凹槽内三维旋涡结构的产生和发展过程, 如图 4 所示。在前缘位置, 泄漏射流进入凹槽后形成一对马蹄涡, 分别沿着吸力面肋条和压力面肋条向下游发展, 吸力面肋条附近马蹄涡更早从间隙出口流出, 并且当马蹄涡内气流撞击在吸力面肋条壁面时, 还会造成当地传热系数的增加。压力面肋条附近的马蹄涡继续向下游发展, 并最终发展为凹槽腔内的主要旋涡结构。Coull 等^[32] 给出了凹槽中部二维截面旋涡结构示意图, 如图 5 所示, 并指出当凹槽宽深比较大时, 凹槽腔内形成多种旋涡结构, 间隙射流能够进入凹槽产生更大的掺混损失, 并在吸力面肋条顶端出现流动分离, 因此有利于控制叶尖泄漏损失; 当凹槽宽深比较小时, 间隙射流不再进入凹槽腔内, 凹槽腔内仅存在凹槽涡(cavity vortex, CV)而是直接从间隙出口流出, 吸力面肋条顶端也未出现流动分离, 凹槽控制泄漏损失作用减弱, 泄漏涡(tip leakage vortex, TLV)得以增强。文献^[33]

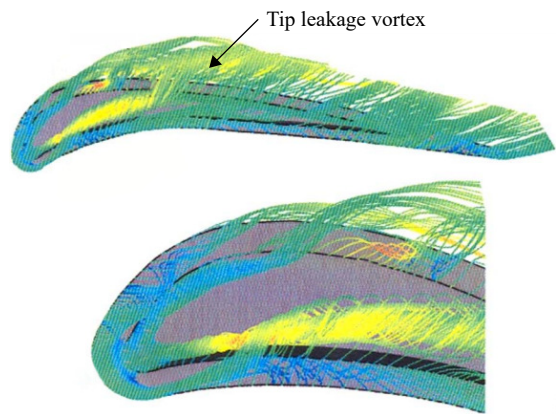


图 4 凹槽内部旋涡结构^[24]

Fig. 4 Vortex structure inside the cavity^[24]

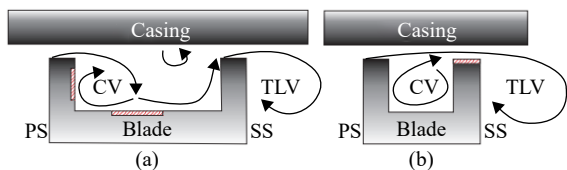


图 5 凹槽内部旋涡结构示意图^[32]

Fig. 5 Schematic diagram of vortex structure in the cavity^[32]

进一步明确了涡轮尖区的旋涡结构, 如图 6 所示, 凹槽叶尖端区存在多种旋涡结构, 包括前缘角涡 (corner vortex, COV), 刮削涡 (scraping vortex, SCV), 凹槽涡 (cavity vortex, CAV), 其中刮削涡是控制泄漏流动的主控结构, 其余旋涡结构的发展对刮削涡的形态同样会产生影响。Zeng 等^[34]与杜金霖等^[35]进一步的研究表明, 叶尖机匣相对运动主要通过影响刮削涡形态进而影响叶尖的泄漏。当刮削涡流出凹槽后, 相对运动对间隙泄漏流的影响逐渐减弱, 在尾部这一效应接近消失。因此, 若要有效控制叶尖泄漏, 应主要关注刮削涡的叶片中部和前部, 并扩大刮削涡的存在范围。王元鹏^[36]通过热线测量技术对凹槽叶尖端区流场进行测量, 证明了凹槽内多种旋涡结构对泄漏流湍流能量的耗散作用, 这一作用的增强有利于对泄漏流动的控制。综合以上研究, 可以认为凹槽叶尖对泄漏流动的控制机理在于凹槽叶尖几何使气流在压力面肋条和吸力面肋条处同时形成流动分离, 对泄漏射流形成两次堵塞, 同时凹槽腔内的刮削涡起到了“气动篦齿”的作用。这些流动现象显著增大了间隙内部掺混损失, 减小了射流系数 C_d , 达到了控制泄漏流量的目的。

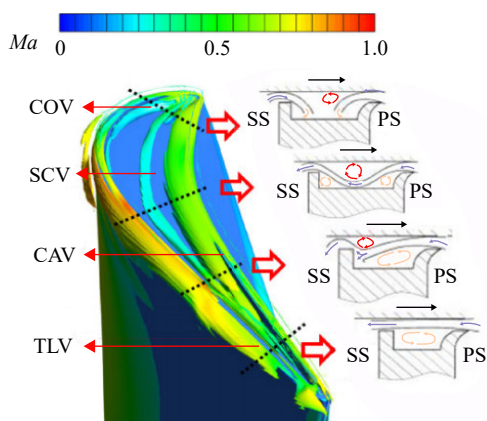


图 6 涡轮尖区旋涡结构^[33]

Fig. 6 Vortices flow structure of the turbine blade tip^[33]

为了更好地利用凹槽内旋涡结构控制泄漏流动, 尤其是扩大刮削涡的有效控制范围, 适当扩大凹槽的宽度并为凹槽选取合适的深度是提升凹槽叶尖性能的合理方式。Prakash 等^[37]提出的肋条倾斜结构, 增强压力面肋条顶端流动分离的同时, 增加了凹槽的有效宽度, 提升了凹槽叶尖的性能, 如图 7 所示。在这一思路的基础上, 文献^[33]还给出了吸力侧肋条先加厚后外倾的设计思路, 进一步增大凹槽的有效宽度, 如图 8 所示。此外,

凹槽的深度选取不仅与叶尖截面的叶片厚度有关, 间隙高度增加也会造成间隙内流体的黏性作用相对减小, 位势作用相对增大, 从而造成凹槽内旋涡结构的改变^[38-40]。目前的研究表明, 在叶片厚度允许的条件下, 最优凹槽深度约为叶尖间隙高度的 1.5~2 倍^[31,41]。在设计过程中, 应该综合考虑叶尖负荷分布、叶片厚度和叶尖间隙大小的影响, 使凹槽叶尖的性能达到最优。

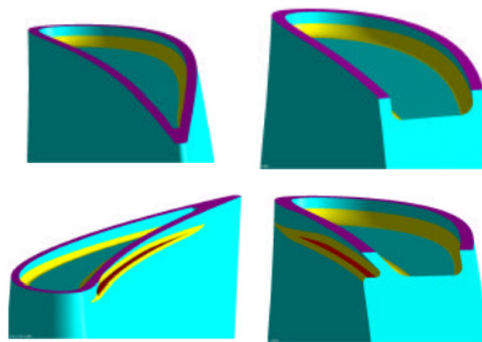


图 7 不同形式压力侧肋条布置方式^[37]

Fig. 7 Different forms of pressure side squealer arrangement^[37]

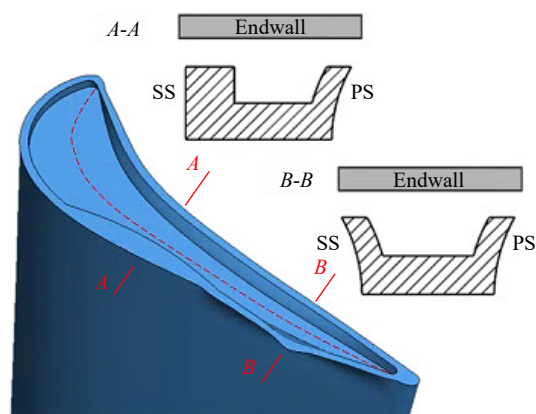


图 8 改进的吸力侧肋条示意图^[33]

Fig. 8 Schematic diagram of improved suction side squealer^[33]

1.3 凹槽叶尖对通道内流动及泄漏损失的影响

叶尖泄漏损失主要在通道内产生, 利用合理的凹槽叶尖几何设计, 降低通道内的泄漏涡与通道涡的尺寸与强度, 是最终降低泄漏损失、提升涡轮效率的关键。如图 9 所示, 在平叶尖条件下, 叶顶通道涡在泄漏涡的诱导下沿流向迅速增强, 这一趋势一直持续到转子出口; 在凹槽叶尖条件下, 泄漏流动遭到抑制, 泄漏涡尺寸显著减小, 损失随之降低; 在凹槽小翼叶尖条件下, 泄漏流在吸力侧外扩肋条的影响下, 泄漏涡的展向尺寸显著减小, 对通道涡的诱导作用随之减弱, 通道涡的强度与尺寸都大幅减弱, 进一步提升了涡轮性

能^[32]。图 10 表明, 凹槽叶尖会将间隙内的流动损失增加 50% 以上, 有效降低了泄漏流流量, 通道内的掺混损失会降低约 1/3, 总体泄漏损失约降低 20%^[31]。以上结果表明, 在利用凹槽叶尖结构降低泄漏流量的基础上, 进一步优化肋条的形状和布置角度, 诱导泄漏流动以相对主流更小的速

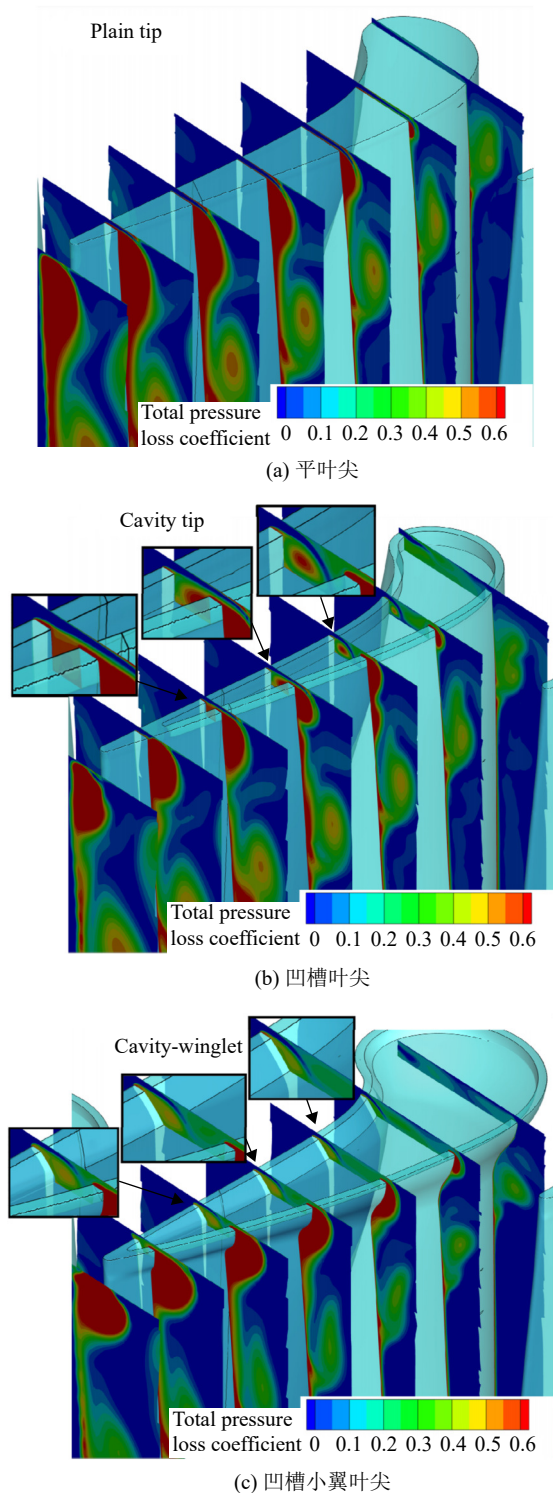


图 9 不同叶尖几何形式叶尖流动状态^[32]

Fig. 9 Tip flow state with different tip geometry^[32]

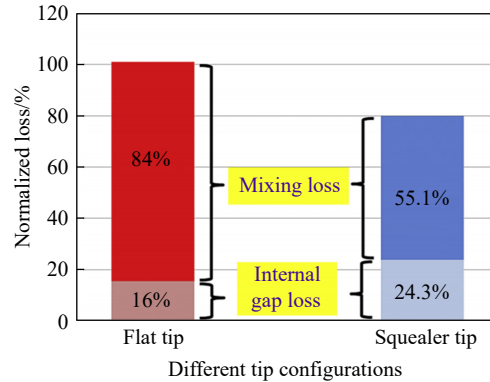


图 10 平叶尖与凹槽叶尖泄漏损失系数比较^[31]

Fig. 10 Comparison of leakage loss coefficients of the flat tip and the squealer tip^[31]

度差和角度差进入主流, 可以进一步提升凹槽叶尖的气动性能。

在明确通道内掺混损失为泄漏损失的主要来源的基础上, 深入认识泄漏流与主流的掺混机制, 可以更加有效准确地评估和预测涡轮的泄漏损失。Gao 等^[42]认为旋涡破裂的强度对掺混损失大小直接相关。Huang 和 Zou^[43]引入 Kolmogorov spectrum consistent optimization (KoSCO) 方法对泄漏流局部流场进行多尺度分解, 如图 11 所示。该工作定义了掺混系数, 并探究了局部多尺度流动对掺混的贡献及其贡献机制。结果表明: 引起掺混系数变化的物理机制分为两类: 一类与粒子团分散特性相关, 另一类与粒子体积变化相关。其中分散特性分为绝对分散和相对分散两种现象, 分别对应流场的输运和扩散作用。而粒子的体积变化是由压缩性引起, 与损失无关。不同尺度流动掺混的物理机制差异显著, 随着流动尺度的减小, 掺混机制由定向输运机制主导转变为定向输运和均匀扩散两种机制共同作用, 最终演变为局部扩散主导的机制。充分了解叶尖泄漏流动的多尺度

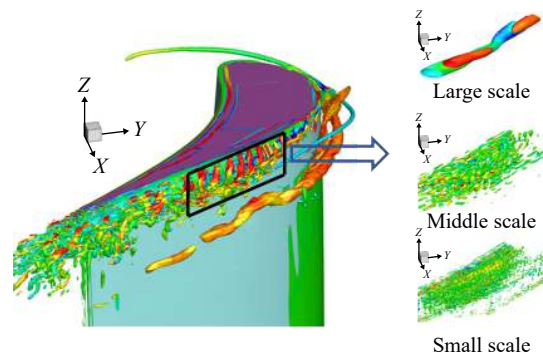


图 11 多尺度流场示意图^[43]

Fig. 11 Schematic diagram of the multi-scale flow field^[43]

旋涡结构,一方面可以更加准确地分析和评估叶尖泄漏损失的产生原因,为设计更高效率的叶尖提供指导;另一方面,在充分了解物理机制的基础上,可以建立基于多尺度流动结构和损失之间的快速评估模型,为工程设计提供有效参考。

2 考虑冷却的凹槽叶尖气动与传热特征分析

2.1 凹槽叶尖传热特性及冷气作用下凹槽内流动结构分析

燃气涡轮的叶尖泄漏流动不仅增大了气动损失,还使得涡轮叶尖处于未做功的高温燃气环境下,这会加剧叶尖区域的氧化和烧蚀,进而影响动叶的使用寿命^[44-46]。因此在充分研究分析叶尖区域泄漏流动结构的同时,叶尖区域的传热特性也得到研究学者的广泛关注。Dunn 和 Haldeman^[47]发现,凹槽前部附近区域的传热强度接近叶片前缘滞止点的传热强度,同时凹槽底壁出现一条从前缘开始到吸力侧肋条结束的带状高传热区域,而在尾缘区域,传热强度有所下降,这一结果同样得到了 Sakaoglu 和 Kahveci^[48]的证实,如图 12 中传热系数($h=q/\Delta T$)分布所示。此外,还有学者对叶尖两侧表面的热负荷分布进行了研究,发现叶尖吸力侧具有较高的传热强度,如图 13 所示^[49]。这些工作普遍局限于关注叶片的热负荷大小与分布特征,缺少将传热特性与流动特征相关联的讨论,难以从设计层面改善涡轮叶尖的传热性能。

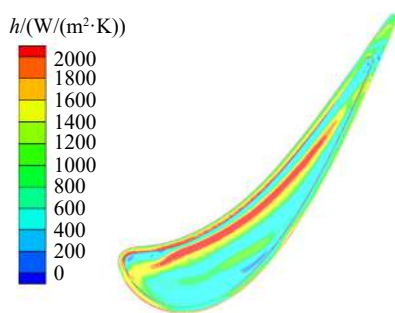


图 12 凹槽叶尖传热系数分布^[48]

Fig. 12 Heat transfer coefficient distribution of the squealer tip^[48]

近年来,很多学者探讨了叶尖间隙、凹槽的几何、叶尖机匣相对速度等因素与叶尖区域热负荷的关系,并关注流动结构和传热特性的关联^[50]。Mischo 等^[51]初步对影响凹槽叶尖传热的流动结构进行了分析,肋条导致的流体分离再附流动是产生高传热区的主要因素。进一步的分析表明,

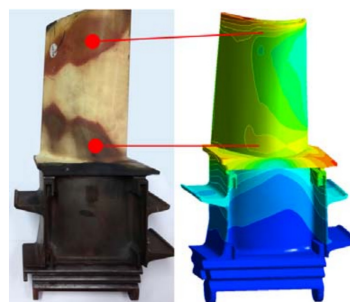


图 13 凹槽叶尖叶片吸力侧表面传热系数分布^[49]

Fig. 13 Heat transfer coefficient distribution of the suction blade surface with a squealer tip^[49]

当肋条高度较低时,前缘附近的高热负荷区主要由前缘的旋涡结构决定,随着肋条高度的增长,高热负荷区主要由泄漏流的分离再附状态决定,如图 14 所示^[52-53],图中 x/c_c 为无量纲流向距离, h_{st}/s 为凹槽底壁距机匣距离与叶高的比值, h/s 则为间隙高度与叶高的比值。总体上凹槽叶尖的热负荷随肋条高度的增加而下降。文献[33]给出了凹槽内旋涡结构与凹槽叶尖传热系数分布的对应关系,图 12 中所示的带状高传热区域与刮削涡的位置相对应。这意味着凹槽叶尖的气动效率和表面热负荷无法同时达到最优,这一情况下,需要将气动效率和叶片表面的热负荷两者加以综合考虑来达到平衡。此外,叶尖吸力侧表面的热负荷也与泄漏流动状态直接相关。Zou 等^[54]发现,在吸力面的叶尖区域,吸力面存在间断的高传热区分别对应着前缘间隙涡流出凹槽、泄漏涡影响下泄漏流动以及刮削涡流出凹槽,泄漏流动呈现射流等三种流动状态,如图 15 所示,图中 PV (passage vortex) 为通道涡。

为了降低叶片表面的热负荷,防止叶片局部过热引起烧蚀,通常在叶顶会布置冷气孔,对叶顶区域及机匣进行冷却^[55]。Newton 等^[12]和 Mhet-

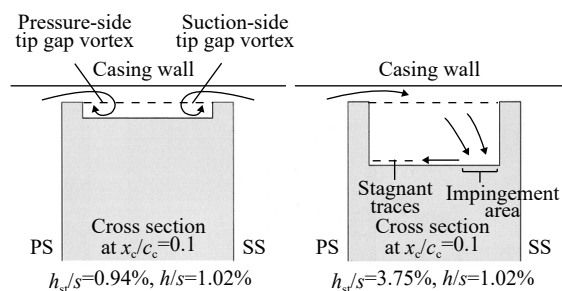


图 14 不同肋条高度的凹槽叶尖传热特征^[52]

Fig. 14 Heat transfer characteristics of the squealer tip with different squealer heights^[52]

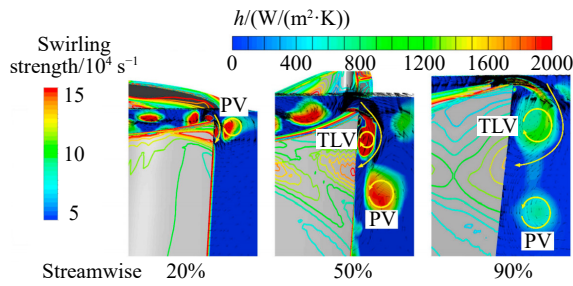


图15 不同轴向位置吸力面叶尖区域传热特征^[54]

Fig. 15 Heat transfer characteristics of suction surface tip region of different axial locations^[54]

ras 等^[56]通过合理设计叶顶几何及布孔方式,有效地降低了叶顶表面热负荷。Ahn 等^[57]则对叶尖气膜冷却的影响因素进行了分析,发现吹风比的增大有利于气膜冷却有效度的提高;间隙大小的变化对气膜冷却效果影响有限;在凹槽叶顶条件下,压力侧布孔有较好的效率。目前高负荷高压涡轮叶尖的运行工况通常处于跨声条件下, Ma 等^[58]给出了该条件下带有冷却结构的凹槽叶尖的表面传热系数分布,如图16所示,图中CAM表示冷气孔沿中弧线排布,后面的数字表示冷气孔个数。Yao 等^[59]则利用部分压力侧肋条搭配渐扩式细缝孔,大幅提升了冷却气的冷却效率。总体上,凹槽内的冷却气通常可以大幅降低凹槽内部的传热系数,但吸力侧肋条的内侧和上方仍会有较高的热负荷区域,需要在工程应用时给予关注。

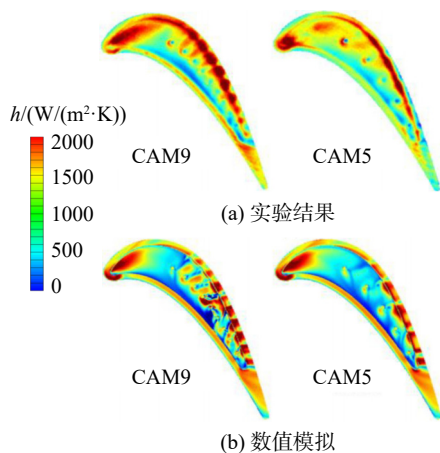


图16 叶顶气膜冷却条件下凹槽叶尖传热系数分布^[58]

Fig. 16 Heat transfer coefficient distribution of the squealer tip with film cooling in blade tip^[58]

叶顶喷气在起到冷却作用的同时,也对泄漏流动状态产生影响,研究人员对叶顶喷气孔的位置、角度、形状、吹风比等因素作了大量研究。

Niu 与 Zang^[60-61]认为叶顶喷气除了具有冷却叶顶的作用,还可以当做一种主动控制泄漏流动的手段;叶顶喷气的位置越近压力侧,越有利于减小泄漏流动导致的气动损失;喷气孔位于流向中后部更有利于对泄漏流动的控制。Gao 等^[62]总结叶顶喷气对间隙泄漏的影响主要为以下三个方面:叶顶喷气对泄漏流的阻塞作用、叶顶喷气对泄漏流的偏转作用以及叶顶喷气和主流的掺混作用。此外,研究还表明间隙高度、叶顶几何以及喷气量对间隙泄漏有着耦合影响,喷气量存在最佳值。Volino^[63]则发现凹槽叶顶喷气对气动的收益相对平叶尖条件下不明显。综合以上研究表明,叶顶喷气对泄漏流动有抑制作用,但在凹槽叶尖条件下,该抑制作用较平叶尖有所减弱。

凹槽内的冷却气与泄漏流之间存在十分复杂的相互作用。Wang 等^[13]对跨声条件下叶顶喷气对凹槽内流动结构进行了分析,结果如图17所示:凹槽内的大尺度旋涡结构受到喷气的影响,被分成几个更小尺度的旋涡;喷出的冷气在凹槽内与泄漏流动掺混较为完全,机匣方向的动量迅速减小,喷气对机匣的冲击作用几乎消失,最终喷出的气体与泄漏流动一起流出间隙。文献[64]指出,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,冷气对凹槽叶尖内的流动结构影响最小,如图18所示,图中 w_s 为流向涡量。Ma 等^[65]则在泄漏流流向上对凹槽内喷气流动的发展进行了分析,其流线如图19所示。由图可见,冷却射流对泄漏流的阻滞作用相对较弱,在喷射孔上方,喷射的冷气会分成两股流动,形成一对反向旋转的旋涡。以上分析表明,凹槽内冷却气与泄漏流的相互作用会削弱凹槽内

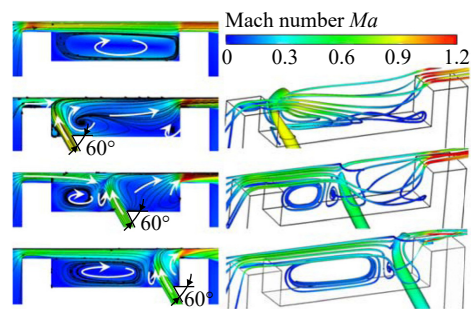
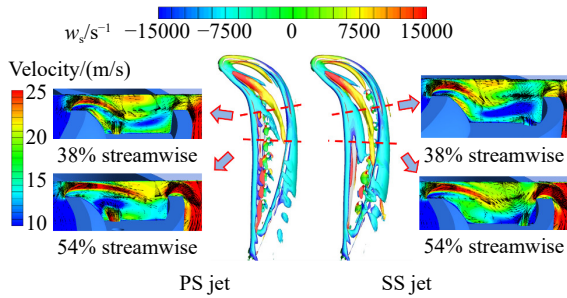
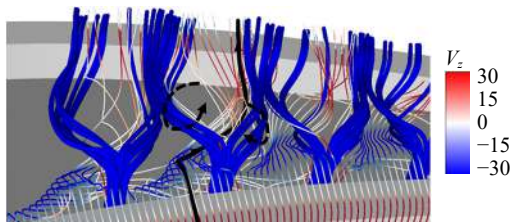


图17 凹槽内不同斜向喷气位置对流动结构影响^[13]
Fig. 17 Effect of different oblique jet positions in the cavity on flow structure^[13]

图 18 不同位置喷气条件下叶尖区域流动结构^[64]Fig. 18 Flow structure in tip region under different jet locations^[64]图 19 凹槽内喷气流线示意图^[65]Fig. 19 Schematic diagram of jet flow streamline in cavity^[65]

刮削涡的强度,从而降低了冷却气对泄漏流动的抑制作用。

凹槽内冷气孔喷射的冷气与旋涡结构相互作用的尺度与泄漏流动自身的尺度相差较大,寻找不同尺度、不同维度耦合计算方法,从而快速准确地多尺度多维度问题对进行评估,在工程上很有意义^[66]。Duan 和 He^[67]对凹槽内的喷气流动进行精确模拟,随后利用商业软件中的源项方法,通过不断迭代,在粗网格(course grid)中复制等效的细网格(fine grid)中的计算结果,其逻辑如图 20 所示,图中 BCs 为边界条件(boundary conditions)的缩写。通过全局粗网格+凹槽内指定源项这一多尺度模拟方法(multi-scale simulation method),可以达到全局细网格的模拟精度,准确地预测凹槽叶尖的无量纲热负荷(normalized q),如

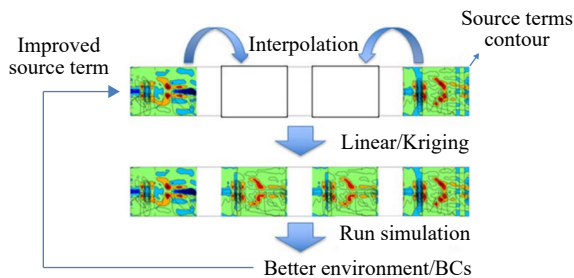
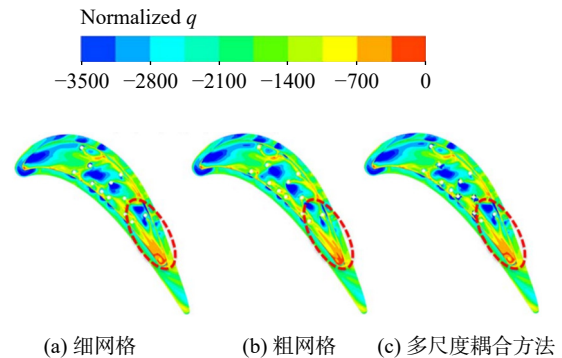
图 20 冷气源项迭代示意图^[67]Fig. 20 Schematic diagram of iteration of cooling jet source term^[67]

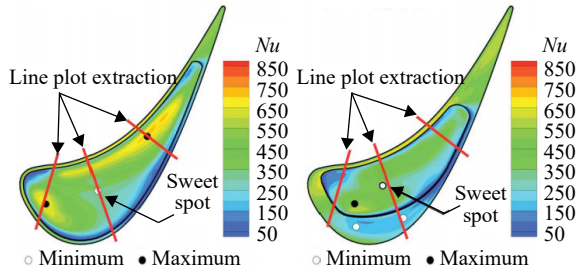
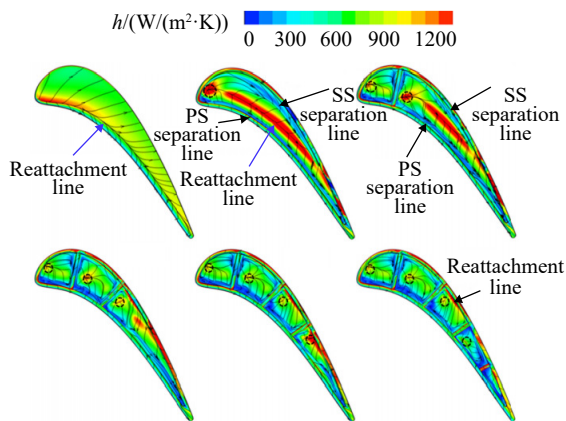
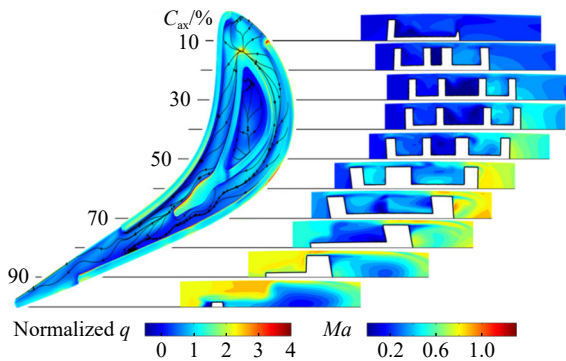
图 21 所示。该方法提供了一种准确快速评估冷气喷射条件下凹槽叶尖泄漏流动的手段,具有很高的工程应用价值。

图 21 不同计算方法计算结果对比^[67]Fig. 21 Comparison of calculation results of different calculation methods^[67]

2.2 凹槽叶尖气热耦合性能优化研究

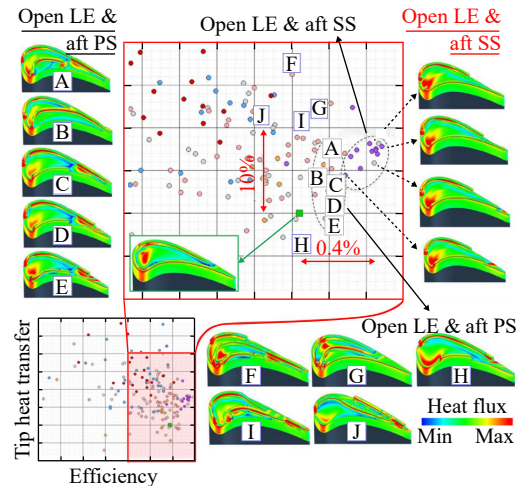
随着涡轮对叶尖气动性能与热负荷设计要求的进一步提升,研究人员开始尝试设计能够同时提升气动性能并降低热负荷的凹槽叶尖^[68]。通过改变凹槽轴向长度与肋条厚度是一种较为简单的几何控制方式,Mischo 等^[51]对肋条的宽度和凹槽的形状进行了研究,将吸力侧肋条加厚的同时减小了凹槽的流向尺寸,该方案在提升了气动性能的同时大幅降低了叶顶的热负荷,如图 22 所示。随后研究人员试图在凹槽内部添加流向或周向的肋条,将叶顶切分为多个凹槽部分,以进一步提升凹槽性能,图中 Nu 为努塞尔数。Du 等^[69]在凹槽叶尖的基础上添加垂直于流动方向的横向肋,将单个凹槽分为多个凹槽空间,并对其气动与传热特性进行研究,如图 23 所示。结果表明,单个凹槽有利于对泄漏损失的控制,而多凹槽则有利于叶尖热负荷的降低。Cernat 等^[70]和 Paty 等^[71]提出了彩虹叶顶设计方案,该方案使用在前缘开口的吸力侧部分肋条方式,并在叶片的中前部添加了两条流向方向的肋条,以增强对泄漏流的控制作用,其流动与传热特性如图 24 所示,图中, C_{ax} 为无量纲轴向距离。结果表明该方案可以使涡轮转子效率在级条件下提高 0.3%。

Sakaoglu 等^[72]研究了冷气孔直径与排布方式的变化对平叶尖与凹槽叶尖气热性能的影响,结果表明,无论喷气与否,凹槽腔都能更好地降低泄漏流的动量,进而控制泄漏流的流量;在 75% 位置,叶顶喷气对泄漏流的控制效果最佳;同时相比于平叶尖,凹槽叶尖也具备更优的传热特性;

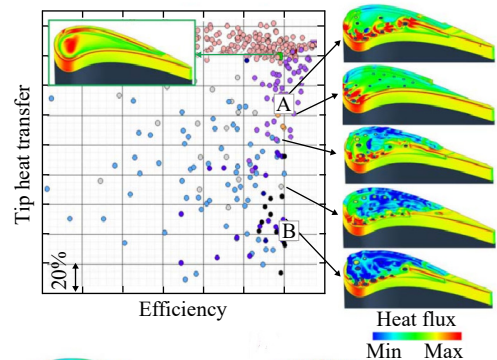
图 22 吸力侧肋条加厚方案示意图^[51]Fig. 22 Schematic diagram of suction side squealer thickening^[51]图 23 多凹槽叶尖传热系数分布^[69]Fig. 23 Heat transfer coefficient distribution of squealer tip with multi cavity^[69]图 24 彩虹叶顶热负荷及流动状态^[71]Fig. 24 Heat load and flow state of rainbow squealer tip^[71]

叶顶喷气孔数量的增加有利于降低凹槽叶尖的热负荷。Maesschalck 等^[73]对带冷气的凹槽叶尖进行了优化设计。在该研究中,肋条几何与冷却结构被允许同时变化,在更大的研究空间内进一步探索气动与热负荷设计,研究共包含超过 330 种凹槽叶尖几何,包含了无冷却与冷却两种情况,其优化结果如图 25 所示。

综上所述,在不考虑冷却的情况下,有两类高效的叶尖设计方案:①封闭凹槽的设计条件下,



(a) 无冷却条件优化结果



(b) 有冷却条件优化结果

图 25 凹槽叶尖优化结果^[73]Fig. 25 Optimization results of squealer tip^[73]

通过改变肋条厚度或凹槽内加肋的方式分割凹槽,充分利用肋条以及凹槽内部流动结构对泄漏流的限制作用;②采用部分肋条设计方法,采用开放式前缘和压力侧/吸力侧开放一侧尾缘的设计方案。在考虑冷却的条件下,存在几种不同的高效几何形式,一般而言,半开放式的前缘配合冷气喷射,闭合式的尾缘是比较典型的特征。

2.3 凹槽叶尖气动性能与热负荷不确定性分析

由于高压涡轮叶尖间隙的尺寸普遍在 1 mm 甚至更低,此时叶型加工和磨损等因素对凹槽叶尖的性能存在一定的影响。Vieria 等^[74]对焊缝对传热的影响进行了研究,结果表明:焊缝对凹槽叶尖的影响主要为以下两点:①焊缝增加了凹槽内部的掺混;②焊缝产生的阻碍减小了凹槽的有

效深度, 并总体上将叶尖区域的热负荷提高了 8% ($\Delta\mu$ 为相对变化百分比), 如图 26 所示。Yan 等^[75] 研究了叶尖磨损对涡轮叶尖气动性能及热负荷的影响, 结果表明, 叶片中后部的磨损等同于增加叶尖间隙大小, 不同的磨损程度会使涡轮效率下降 0.3%~1%, 同时叶尖的热负荷会增加 20%, 但肋条的热负荷会下降 20%。

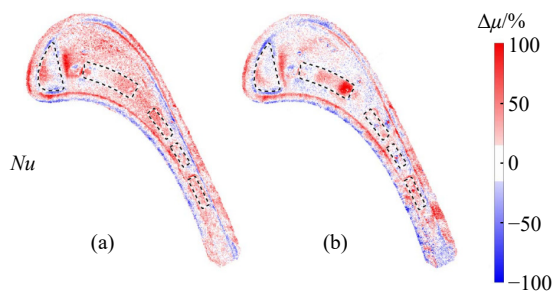


图 26 有无冷却条件下焊缝对凹槽叶尖热负荷影响^[74]

Fig. 26 Effect of weld on heat load of squealer tip with or without cooling^[74]

此外, 目前凹槽叶尖的气动与传热特性的研究主要集中在确定性问题的框架内, 然而, 制造中的加工公差和实际工作中的磨损导致的几何不确定性及来流条件的不确定性对叶尖的性能影响不可忽略。Montomoli 等^[76] 研究了叶片加工误差带来的叶尖间隙、倒角半径尺寸偏差对涡轮泄漏流动的影响。结果表明, 加工误差概率统计平均后, 计算出的泄漏流量与设计尺寸泄漏量偏差约 6%。热负荷的偏差约为 7%。Shi 等^[77] 对倒角尺寸的不确定性对凹槽内的流动结构的影响进行了分析, 发现倒角会削弱凹槽内刮削涡的强度和有效作用范围, 最终导致凹槽叶尖对泄漏流动的控制效果降低。Huang 等^[78] 对凹槽叶尖的气动及几何条件的不确定性进行了研究, 结果表明, 叶尖统计平均热负荷较设计值增加 28.3%, 气膜冷却有效度降低 23.89%。研究还对比了凹槽深度、进口总压与进口气流角对凹槽叶尖性能的影响大小, 如图 27 所示: 进气角 (A) 是对叶尖气动、传热和气膜冷却性能影响最大的参数, 凹槽深度 (D) 则对传热和气膜冷却性能影响较大, 进口总压 (p) 和几个参数的相互作用 (I) 则对凹槽叶尖性能影响有限。黄明等^[79] 研究并量化了叶顶间隙、进口总温与气膜冷却吹风比不确定性对涡轮动叶凹槽状叶顶气动与传热特性的影响。结果表明间隙尺寸不确定性对气动性能影响是决定性的; 进口总温不确定性则对传热性能的影响较大, 在轴向的前中部更为明显。

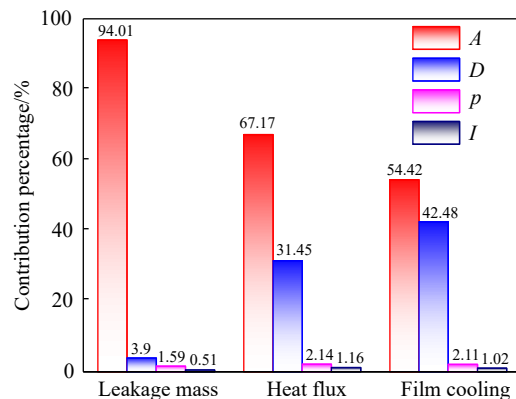


图 27 各参数对凹槽叶尖性能不确定性的影响贡献^[78]

Fig. 27 Contribution of each parameter to the performance uncertainty of the squealer tip^[78]

3 凹槽叶尖泄漏流动的模化

对泄漏流动导致的损失进行模化的工作在 20 世纪 50 年代就得到了研究学者的关注, Ainley 和 Mathieson, Dunham 和 Came, Kacker 和 Okapuu 及 Traupel 等人都提出了各自的叶尖泄漏损失预测公式^[2]。20 世纪 90 年代, Denton^[1] 通过量化分析叶尖泄漏射流与主流掺混过程所造成的熵增建立了叶尖泄漏损失模型。但以上工作都是基于亚声速工况甚至是不可压缩工况, 目前针对可压缩尤其是跨声环境及喷气条件对泄漏流动结构及损失的评估方法仍然较为缺乏。Yang 等^[80] 在 Denton 模型的基础上, 提出了简化泄漏流动模型, 如图 28 所示, 图中。该方法将 Denton 模型进一步推广到了可压缩流场中, 可更准确分析间隙高度、负荷分布等不同几何、气动参数对泄漏损失的影响。其中泄漏量与主流流量的关系式如式 (2), 泄漏损失关系式如式 (3)。式中, m 为泄漏量, C_d 为射流系数, γ 表示比热比, p 为压力, p_1^* 表示转子进口相对总压, λ 表示相对速度系数, β_1 为进

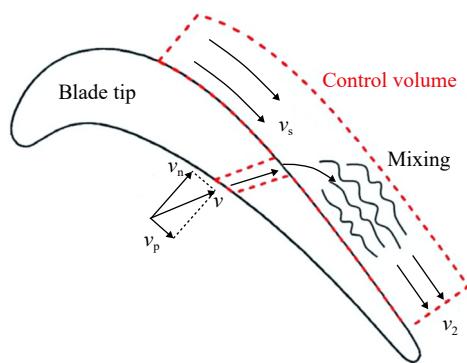


图 28 叶尖泄漏流动掺混模型^[80]

Fig. 28 Mixing model of tip leakage flow^[80]

口相对气流角, g 为叶尖间隙, t 为叶中栅距, h 为转子叶高, v_p 表示间隙进口处流向速度, v_s 表示间

隙出口处主流速度, c 代表弦长方向。下标 p 、 s 、 1 、 2 分别代表了压力侧、吸力侧、进口和出口。

$$\frac{d\dot{m}_c}{\dot{m}} = \frac{C_d \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} p_p \left(\frac{p_s}{p_p}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\left(\frac{p_1^*}{p_p}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \left[1 - \left(\frac{p_s}{p_p}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} g dc}{p_1^* q(\lambda_1) \sin(\beta_1) th} \quad (2)$$

$$\zeta_{up} = \frac{T_2 \Delta s}{0.5 V_{2, is}^2} = \frac{2 \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} g}{q(\lambda_1) \sin(\beta_1) th} \int C_d \left(1 - \frac{v_p}{v_s}\right) \left(\frac{v_s}{v_{2, is}}\right)^2 \left(1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda_s^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \sqrt{\lambda_s^2 - \lambda_p^2} dc \quad (3)$$

相比于平叶尖, 各种叶顶造型对叶尖区域的压力分布、旋涡结构和损失大小都有显著影响。研究人员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。最终得到了考虑喷气条件下的叶顶泄漏损失估算方法, 如式(4)所示^[64]。式中 C_{dscv} 为凹槽叶尖条件下的射流系数, s_0 为凹槽内刮削涡消失的位置。

$$T \Delta s_{\text{passage}} = \frac{gS}{m_{\text{main}}} \int_0^{s_0} v_s^2 \left(1 - \frac{v_p}{v_s}\right) C_{dscv} \sqrt{2(p_p - p_s)} \frac{dc}{C} + \frac{gS}{m_{\text{main}}} \int_{s_0}^1 v_s^2 \left(1 - \frac{v_p}{v_s}\right) C_d \sqrt{2(p_p - p_s)} \frac{dc}{C} + \frac{\sum m_{\text{cooling}} v_s^2 \left(1 - \frac{v_p}{v_s}\right)}{m_{\text{main}}} \quad (4)$$

考虑到目前高性能涡轮高压转子叶尖处于跨声速环境, 相关学者进一步提出了跨声条件下凹槽叶尖的流动模型, 如图 29 所示^[81]。并建立了各截面的泄漏流量预测模型, 如式(5), 式中, K 为流量公式中的常数, 当工质为燃气时, 取 0.039 7; A_e 为等效流通面积, θ 为泄漏流动截面与流向方向的夹角。其预测结果与实际值对比如图 30 所示。

$$m_{\text{leak}} = K \frac{P_{\text{out}}^*}{\sqrt{T^*}} A_e q(Ma) \sin \theta \quad (5)$$

在明确凹槽内主控流动结构的基础上, 为更好地预测凹槽叶尖的传热性能, Zou 等^[54]将凹槽底壁的传热情况与台阶流动类比, 对叶顶复杂流动结构进行模化, 基于斜向冲击传热公式建立凹槽叶顶的传热模型, 如式(6), 式中 α 为斜向冲击角度, z 为冲击距离。最终发展得到可预测凹槽叶顶底壁热负荷的低维评估方法, 其预测结果如图 31 所示^[33]。

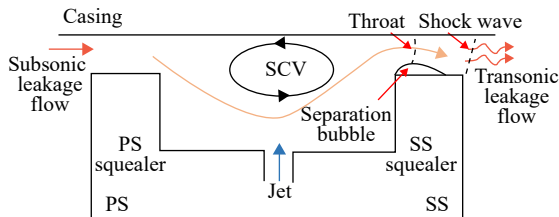


图 29 凹槽叶尖某喷气截面流动示意图^[81]

Fig. 29 Flow diagram of a squealer tip section with jet^[81]

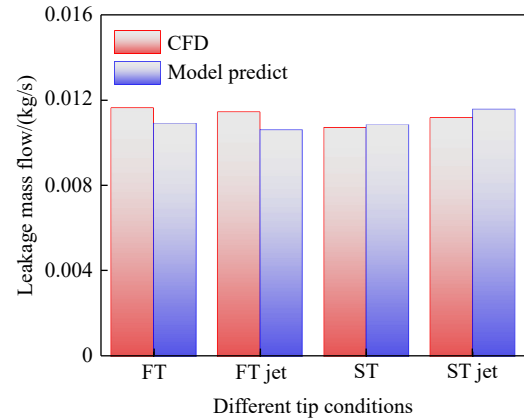


图 30 模型预测结果^[81]

Fig. 30 Model prediction results^[81]

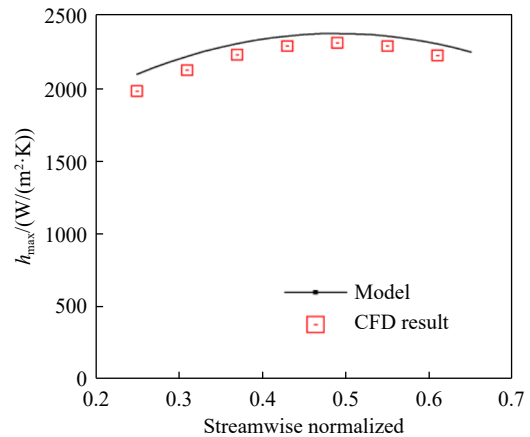


图 31 模型与数值模拟结果对比^[33]

Fig. 31 Comparison between model and CFD result^[33]

$$Nu_{\max} = 0.098 \, 21 Re_{\text{leak}}^{0.7} (1.0 + 0.365 \sin \alpha) \cdot \left(1.0 - 0.024 \, 8 \frac{z}{g} \right) \quad (6)$$

通过上述模型,即可预测出高压涡轮凹槽叶尖各截面的流动状态、泄漏流量、最大热负荷位置及幅值等性能参数,并结合叶片负荷与几何参数,更好地组织叶尖泄漏流动。

4 结论与展望

作为目前航空发动机高压涡轮叶顶最常采用的几何结构,凹槽叶尖具有结构简单、气动性能优良、热负荷低和降低叶片质量四大优点。总结和分析国内外相关研究表明:

1) 凹槽叶尖内存在主控流动结构,通过控制流动结构可以有效控制泄漏流动的发展,减少泄漏损失。在凹槽流向中部,刮削涡与泄漏流的相互作用最强,凹槽内的湍流结构较为旺盛,剪切作用可以充分耗散泄漏流动的能量,从而降低泄漏流量。泄漏流动对掺混的贡献存在尺度和空间差异,大尺度的输运和小尺度的扩散相互叠加协同导致了复杂的掺混现象。

2) 在无冷却条件下,以刮削涡为主控流动结构的高气动效率的凹槽叶尖设计可能会导致凹槽表面局部热负荷的增加。在有冷却的条件下,凹槽内的冷却气与泄漏流动存在较强的相互作用,利用合理的凹槽形状和喷气孔位置可以有效组织凹槽内部的流动结构,从而提升叶尖的气动效率并减低表面热负荷。通过高效的多尺度算法,可以有效提升冷气喷射计算问题的速度和精度。

3) 由于加工导致的几何不确定性和来流中气动参数的不确定性会显著影响凹槽叶尖气动与传热性能。其中间隙尺寸、凹槽倒角和气流角度的不确定性对气动性能影响较大,凹槽深度和进口总温的不确定性则对传热影响较为明显。

4) 通过模化凹槽内旋涡结构,结合气体动力学方程,可以推导出二维截面上的考虑喷气的可压缩条件下的凹槽叶尖气动损失与传热模型。结合已知的叶尖几何及负荷情况,可以用于快速准确地评价凹槽叶尖的气动性能与热负荷大小,并为工程设计提供有效的指导。

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] ZOU Z, WANG S, LIU H, et al. Axial turbine aerodynamics for aero-engines[M]. Singapore City & Shanghai: Springer & Shanghai Jiao Tong University Press, 2018.
- [3] MOORE J, TILTON J S. Tip leakage flow in a linear turbine cascade[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1988, 110(1): 18-26.
- [4] 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. (in Chinese)
- [5] BUNKER R S. Axial turbine blade tips: function, design, and durability[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(2): 271-285.
- [6] HAN J C. Fundamental gas turbine heat transfer[J]. *Journal of Thermal Science & Engineering Applications*, 2013, 5(2): 021007.1-021007.15.
- [7] 邵飞. 涡轮叶尖泄漏精细流动机理及组织方法[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2017.
- SHAO Fei. Flow mechanism and organizing method for the turbine tip leakage flow[D]. Beijing: Beihang University, 2017. (in Chinese)
- [8] AMERI A A, STEINTHORSSON E, RIGBY D L. Effect of squealer tip on rotor heat transfer and efficiency[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(4): 753-759.
- [9] 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)
- [10] 杨蓓洁, 谭晓茗, 单勇, 等. 肋条结构对气膜冷却凹槽叶尖流动换热的影响[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(7): 1462-1471.
- YANG Beijie, TAN Xiaoming, SHAN Yong, et al. Effects of rib structure on flow and heat transfer characteristics of film cooling rotor blade with squealer tip[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(7): 1462-1471. (in Chinese)
- [11] 李杰. LEAP-X发动机的创新性技术[J]. *航空科学技术*, 2011, 22(4): 12-14.
- LI Jie. Technology innovations of LEAP-X[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2011, 22(4): 12-14. (in Chinese)
- [12] NEWTON P J, LOCK G D, KRISHNABABU S K, et al. Aero-thermal investigation of tip leakage flow in axial flow turbines: Part 3 tip cooling[R]. ASME Paper GT 2007-27368, 2007.
- [13] WANG Z, ZHANG Q, LIU Y, et al. Impact of cooling injection on the transonic over-tip leakage flow and squealer aero-thermal design optimization[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2015, 137(6): 062603.1-062603.7.
- [14] 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.
- [15] LU S, MA Q, ZHANG Q, et al. Cutback squealer tip trailing edge cooling performance[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2020, 154: 119632.1-119632.15.
- [16] RAINS D A. Tip clearance flows in axial flow compressors and pumps[D]. Pasadena, US: California Institute of Technology, 1954.
- [17] BINDON J P. The measurement and formation of tip clearance loss[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1989, 111(3): 257-263.
- [18] DISHART P T, MOORE J. Tip leakage losses in a linear turbine cascade[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1990, 112(4): 599-608.
- [19] YARAS M I, SJOLANDER S A. Prediction of tip-leakage losses in axial turbines[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1992, 114(1): 204-

- 210.
- [20] YARAS M I, SJOLANDER S A. Effects of simulated rotation on tip leakage in a planar cascade of turbine blade: Part 1 tip gap flow [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1992, 114(1): 652-659.
- [21] 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): 207-213.
- [22] BOOTH T C, DODGE P R, HEPWORTH H K. Rotor-tip leakage: Part I basic methodology[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines & Power*, 1982, 104(1): 154-161.
- [23] WADIA A R, BOOTH T C. Rotor-tip leakage: Part II design optimization through viscous analysis and experiment[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1982, 104(1): 162-169.
- [24] KRISHNABABU S K, NEWTON P J, DAWES W N, et al. Aerothermal investigation of tip leakage flow in axial flow turbines: Part 1 effect of tip geometry and tip clearance gap[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2009, 131(1): 011006.1-011006.14.
- [25] 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.
- [26] AZAD G S, HAN J C, BUNKER R S, et al. Effect of squealer geometry arrangement on a gas turbine blade tip heat transfer[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 124(6): 452-459.
- [27] CAMCI C, DEY D, KAVURMACIOGLU L. Aerodynamics of tip leakage flows near partial squealer rims in an axial flow turbine stage[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2005, 127(1): 14-24.
- [28] MARAL H, SENEL C B, KAVURMACIOGLU L, et al. Aerothermal performance of partial and cavity squealer tip in a linear turbine cascade[R]. Istanbul, Turkey: ICAME2016, 2016.
- [29] SCHABOWSKI Z, HODSON H P, GIACCHE D, et al. Aeromechanical optimization of a winglet-squealer tip for an axial turbine[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2014, 136(7): 071004.1-071004.12.
- [30] ZHOU C, HODSON H P, TIBBOTT I, et al. Effects of winglet geometry on the aerodynamic performance of tip leakage flow in a turbine cascade[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(7): 051009.1-051009.10.
- [31] 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.
- [32] COULL J D, AKTINS N R, HODSON H P. High efficiency cavity winglets for high pressure turbines[R]. ASME Paper GT2014-25261, 2014.
- [33] 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)
- [34] 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.
- [35] 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 Fluid Mechanics*, 2021, 35(2): 22-35. (in Chinese)
- [36] 王元鹏. 涡轮凹槽叶尖复杂流动若干问题的研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2021.
- WANG Yuanpeng. A study on several problems of the flow of turbine cavity tip [D]. Beijing: Beihang University, 2021. (in Chinese)
- [37] PRAKASH C, LEE C P, CHERRY D G, et al. Analysis of some improved blade tip concepts[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(4): 639-642.
- [38] YANG D, FENG Z. Tip leakage flow and heat transfer predictions for turbine blades[R]. ASME Paper GT2007-27728, 2007.
- [39] TALLMAN J, LAKSHMINARAYANA B. Numerical simulation of tip leakage flow in axial flow turbines with emphasis on flow physics: Part 1 effect of tip clearance height[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 123(4): 314-323.
- [40] MAESSCHALCK C D, LAVAGNOLI S, PANIAGUA G, et al. Aerothermodynamics of tight rotor tip clearance flows in high-speed unshrouded turbines[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2014, 65(1/2): 343-351.
- [41] JEONG J S, LEE S W. Full aerodynamic loss data for efficient squealer tip design in an axial flow turbine[J]. *Energy*, 2020, 206: 118170.1-118170.11.
- [42] 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.
- [43] HUANG L, ZOU Z. Mixing mechanism of multi-scale flow in tip region of turbine rotor[R]. ASME Paper GT2022-82137, 2022.
- [44] YANG D, YU X, FENG Z. Investigation of leakage flow and heat transfer in a gas turbine blade tip with emphasis on the effect of rotation[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 132(4): 041010.1-041010.9.
- [45] 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)
- [46] 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)
- [47] DUNN M G, HALDEMAN C W. Time-averaged heat flux for a recessed tip, lip, and platform of a transonic turbine blade[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2000, 122(4): 692-698.
- [48] SAKAOGLU S, KAHVECI H S. Effect of cavity depth on thermal performance of a cooled blade tip under rotation[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 143: 118561.1-118561.11.
- [49] 于飞龙, 上官博, 李园园, 等. 重型燃气轮机透平第一级动叶复合冷却数值研究[J]. *中国电机工程学报*, 2016, 35(1): 179-186.
YU Feilong, SHANGGUAN Bo, LI Yuanyuan, et al. Numerical investigation on compound cooling effect of the heavy-duty gas turbine first stage blade[J]. *Proceedings of the CSEE*, 2016, 35(1): 179-186. (in Chinese)
- [50] KRISHNABABU S K, DAWES W N, HODSON H P, et al. Aerothermal investigations of tip leakage flow in axial flow turbines: Part II effect of relative casing motion[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2009, 131(1): 011007.1-011007.10.
- [51] MISCHO B, BURDET A, ABHARI R. Influence of stator-rotor interaction on the aerothermal performance of recess blade tips[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 133(1): 011023.1-011023.11.
- [52] KANG D B, LEE S W. Effects of squealer rim height on heat/mass

- transfer on the floor of cavity squealer tip in a high turning turbine blade cascade[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2016, 99: 283-292.
- [53] SEO Y C, LEE S W. Heat/mass transfer over the plane tip equipped with a full coverage winglet in a turbine cascade: Part 2 tip surface data[J]. *International Journal of Heat & Mass Transfer*, 2015, 88: 974-981.
- [54] ZOU Z, XUAN L, CHEN Y, et al. Effects of flow structure on heat transfer of squealer tip in a turbine rotor blade[J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2020, 114(5): 104588.1-104588.14.
- [55] KIM Y W, METZGER D E. Heat transfer and effectiveness on film cooled turbine blade tip models[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1995, 117(1): 12-21.
- [56] MHETRAS S, NARZARY D, GAO Z, et al. Effect of a cutback squealer and cavity depth on film-cooling effectiveness on a gas turbine blade tip[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2008, 130(2): 021002.1-021002.13.
- [57] AHN J, MHETRAS S. Film-cooling effectiveness on a gas turbine blade tip using pressure-sensitive paint[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2005, 127(5): 521-530.
- [58] MA H, ZHANG Q, HE L, et al. Cooling injection effect on a transonic squealer tip: Part 1 experimental heat transfer results and CFD validation[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, 139(5): 052506.1-052506.9.
- [59] YAO C, XIA J, ZHANG B, et al. Investigation of the film-cooling and flow characteristics of trapezoidal slot scheme on the blade tip with partial pressure side squealer in transonic flow[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2022, 179: 107583.1-107583.13.
- [60] NIU M, ZANG S. Numerical investigation of active tip-clearance control through tip cooling injection in an axial turbine cascade[J]. *Journal of Thermal Science*, 2009, 18(4): 306-312.
- [61] 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.
- [62] 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.
- [63] VOLINO R J. Control of tip leakage in a high pressure turbine cascade using tip blowing[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, 139(6): 061008.1-061008.12.
- [64] 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. (in Chinese)
- [65] MA H, ZHANG Q, HE L, et al. Cooling injection effect on a transonic squealer tip: Part II analysis of aerothermal interaction physics[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, 139(5): 052507.1-052507.9.
- [66] ZOU Z, LIU J, ZHANG W, et al. Shroud leakage flow models and a multi-dimensional coupling CFD (computational fluid dynamics) method for shrouded turbines[J]. *Energy*, 2016, 103: 410-429.
- [67] DUAN P H, HE L. Application of multiscale methodology for transonic turbine blade tip cooling design[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2020, 142(8): 081011.1-081011.9.
- [68] DUAN P H, HE L. Optimization of turbine cascade squealer tip cooling design by combining shaping and flow injection[J]. *Journal of turbomachinery*, 2021, 143(11): 111007.1-111007.9.
- [69] DU K, LI Z, LI J, et al. Influences of a multi-cavity tip on the blade tip and the over tip casing aerothermal performance in a high pressure turbine cascade[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2019, 147: 347-360.
- [70] CERNAT B C, PATY M, MAESSCHALCK C D, et al. Experimental and numerical investigation of optimized blade tip shapes: part I turbine rainbow rotor testing and numerical methods[J]. *Journal of turbomachinery*, 2019, 141(1): 011006.1-011006.13.
- [71] PATY M, CERNAT B C, MAESSCHALCK C D, et al. Experimental and numerical investigation of optimized blade tip shapes: part II: tip flow analysis and loss mechanisms[J]. *Journal of turbomachinery*, 2019, 141(1): 011007.1-011007.13.
- [72] SAKAOGLU S, KAHVECI H S. Effect of turbine blade tip cooling configuration on tip leakage flow and heat transfer[J]. *Journal of turbomachinery*, 2020, 142(2): 021008.1-021008.11.
- [73] MAESSCHALCK C D, ANDREOLI V, PANIAGUA G, et al. Aerothermal optimization of turbine squealer tip geometries with arbitrary cooling injection[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2021, 143(11): 111010.1-111010.12.
- [74] VIERIA J, COULL J, IRELAND P, et al. Aerothermal effect of cavity welding beads on a transonic squealer tip[J]. *Journal of turbomachinery*, 2021, 143(11): 111009.1-111009.11.
- [75] YAN X, YE M, HE K. Investigations into heat transfer and aerodynamic performance of a worn squealer tipped turbine stage[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2020, 142(9): 091012.1-091012.21.
- [76] MONTOMOLI F, MASSINI M, SALVADORI S. Geometrical uncertainty in turbomachinery: tip gap and fillet radius[J]. *Computers and Fluids*, 2011, 46(1): 362-368.
- [77] SHI W, CHEN P, LI X, et al. Uncertainty quantification of the effects of squealer tip geometry deviation on aerothermal performance[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part A Journal of Power and Energy*, 2020, 234(7): 1026-1038.
- [78] HUANG M, LI Z, LI J, et al. Uncertainty quantification and sensitivity analysis of aerothermal performance for the turbine blade squealer tip[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2022, 175(5): 107460.1-107460.16.
- [79] 黄明, 李志刚, 李军, 等. 涡轮动叶凹槽叶尖传热特性和气动性能的不确定性量化研究[J]. *推进技术*, 2022, 43(3): 200722.1-200722.13.
- HUANG Ming, LI Zhigang, LI Jun, et al. Uncertainty quantification analysis on heat transfer characteristics and aerodynamic performance of turbine blade squealer tip[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(3): 200722.1-200722.13. (in Chinese)
- [80] YANG H, ZHANG W, ZOU Z, et al. The development and applications of a loading distribution based tip leakage loss model for unshrouded gas turbines[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2020, 142(7): 071005.1-071005.12.
- [81] 轩笠铭, 邹正平, 曾飞. 跨音涡轮转子叶尖间隙内流动分析与建模[EB/OL] [2022-08-07]. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0635>.
- XUAN Liming, ZOU Zhengping, ZENG Fei. Flow analysis and modeling in tip clearance of transonic turbine rotor[EB/OL]. [2022-08-07]. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2021.0635>. (in Chinese)