

马赫数与肩壁尾切对涡轮转子叶尖气动损失与传热特性的影响研究

蒋首民^{1,2}, 蒋红梅³, 陶志¹, 闫毅飞¹, 卢少鹏³, 崔星³, 宋立明¹

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安; 2. 中国航发沈阳发动机研究所, 110015, 沈阳;

3. 上海交通大学航空航天学院, 200240, 上海)

摘要: 为了掌握马赫数和肩壁尾切构型对涡轮转子叶尖气动和传热特性的影响,利用瞬态传热测试技术在跨声速条件下开展了叶栅总压损失和叶尖传热系数的测量,并结合数值仿真揭示了上述因素的影响机理。结果表明,随着出口马赫数($Ma=0.45, 0.60, 0.75$)的增加,叶尖附近的叶尖泄漏涡和上通道涡的强度和尺度逐渐增大,导致叶栅总压损失系数大幅增加。随着出口马赫数增大,叶尖表面传热系数的分布趋势基本不变,但是由于泄漏流速度增大,导致叶尖表面传热系数显著增大。在 $Ma=0.75$ 工况下,对比了吸力侧尾切和压力侧尾切两种构型与基准叶尖模型的气动与传热特性。相比基准模型,吸力侧尾切构型和压力侧尾切构型均能降低叶尖区域的气动损失,降低幅度分别为4.1%和4.2%。与基准模型相比,吸力侧尾切构型增大了切口附近的传热系数,但显著降低了叶尖尾缘区域的传热系数;压力侧尾切构型则大幅增加了叶尖尾缘附近的传热系数。

关键词: 涡轮转子叶尖;肩壁尾切;传热特性;气动损失;马赫数

中图分类号: TK471 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202503009 **文章编号:** 0253-987X(2025)03-0089-10

Study on the Influence of Mach Number and Tip Cutback on the Aerodynamic Loss and Heat Transfer Characteristics of Turbine Rotor Tips

JIANG Shoumin^{1,2}, JIANG Hongmei³, TAO Zhi¹, YAN Yifei¹,

LU Shaopeng³, CUI Xin³, SONG Liming¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang, 110015, China;

3. School of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: To investigate the effects of Mach number and tip cutback configurations on the aerodynamic and thermal characteristics of turbine rotor tips, transient heat transfer measurement is conducted under transonic conditions to measure the total pressure loss and tip heat transfer coefficient of the blade row. Numerical simulations are also utilized to reveal the impact mechanisms of these factors. The results show that with increasing exit Mach numbers ($Ma=0.45, 0.60, 0.75$), the strength and scale of the tip leakage vortex and upper passage vortex near the tip gradually increase, leading to a significant increase in the total pressure loss coefficient of the blade row. As the exit Mach number increases, the distribution trend of the tip surface heat transfer coefficient remains

essentially unchanged, but due to the increase in leakage flow velocity, the tip surface heat transfer coefficient significantly increases. Under the $Ma = 0.75$ condition, the aerodynamic and heat transfer characteristics of the suction side cutback and pressure side cutback configurations are compared with the baseline blade tip model. Compared to the baseline model, both the suction side cutback and pressure side cutback configurations can reduce the aerodynamic loss in the tip region by 4.1% and 4.2%, respectively. Compared to the baseline model, the suction side cutback configuration increases the heat transfer coefficient near the cutback but significantly reduces the heat transfer coefficient in the tip trailing edge region; while the pressure side cutback configuration significantly increases the heat transfer coefficient near the tip trailing edge.

Keywords: turbine tip; tip cutback; heat transfer characteristics; aerodynamic loss; Mach number

涡轮进口前温逐年升高导致高压涡轮转子叶尖暴露在极高的热负荷下,需要高效的冷却保护^[1]。此外,旋转动叶和机匣之间的间隙会产生大尺度泄漏流,并由此形成复杂的泄漏涡和凹腔涡系,使得叶尖的流动组织和冷却防护极具挑战^[2-3]。鉴于此,涡轮转子叶尖的精细流动组织和冷却布局优化逐渐成为研究热点。

凹槽叶尖因其能够有效降低叶尖间隙泄漏量的优势受到了广泛关注。Key 和 Arts^[4]研究证实了凹槽叶尖相比平叶尖能够显著降低间隙泄漏流的速度,进而降低叶尖泄漏损失。Li 等^[5]研究了凹槽深度对凹槽叶尖泄漏量的影响。Azad 等^[6]基于瞬态液晶测温技术研究发现,叶尖间隙增加会大幅提高叶尖和凹槽表面的传热系数,相比于平叶尖,凹槽叶尖可降低叶尖表面的传热强度。Kwak 等^[7]研究指出,采用凹槽叶尖会显著降低叶尖以及机匣面的传热系数。邹正平等^[8]总结了涡轮转子凹槽叶尖泄漏流与复杂凹腔涡系的演化特性及其对叶尖传热的影响指出,叶尖精细流动控制技术是降低叶尖气动损失的有效途径。

过去20年,众多学者通过叶尖构型的改进和优化来降低叶尖气动损失。Du 等^[9]对多腔室凹槽叶尖构型开展了数值研究,指出具有5个凹腔的叶尖构型具有最低的传热强度。Lee 等^[10]实验研究了阶梯状凹槽叶尖的泄漏损失特性,发现压力侧肩壁高、吸力侧肩壁低的叶尖比压力侧肩壁低、吸力侧肩壁高的叶尖具有更小的泄漏损失。Coull 等^[11]研究了叶尖小翼的影响,指出吸力侧小翼结构显著降低了泄漏量并削弱了二次流与泄漏流之间的交互作用。Maral 等^[12]提出了非均匀深度的凹槽叶尖构型方法,并结合遗传算法获得了典型的优化方案。Zou 等^[13]研究了压力侧肩壁倾斜对叶尖涡系结构

和损失机制的影响。Kim 等^[14]研究指出,压力侧肩壁倾斜内推的结构在气动和传热方面都能带来收益。许承天等^[15]研究了压力侧肩壁向外倾斜对叶尖泄漏损失的影响,指出两侧均倾斜的肩壁可以获得最低的总压损失。姜世杰等^[16]研究了单侧和双侧小翼结构对叶尖气动与传热特性的影响。陈绍文等^[17]研究了转子叶尖压力面倾斜小翼构型对涡轮级气动性能的影响。

与肩壁倾斜和叶尖小翼等叶尖构型相比,肩壁尾切构型因其不会引入额外质量的优势成为了一种有潜力的叶尖构型。Lu 等^[18]试验测量了肩壁尾切形式对叶尖气膜冷却效率的影响表明,吸力侧局部尾切能够为叶尖尾缘处提供更好的冷却覆盖。Wang 等^[19]研究了间隙和凹槽深度对压力侧尾切叶尖构型的传热特性的影响。Mhetras 等^[20]考察了肩壁尾切对叶尖冷却特性的影响,发现去除靠近尾缘的压力侧肩壁有助于引导凹槽内积聚的冷气去冷却叶尖尾缘。Chen 等^[21]对包含肩壁尾切和肩壁造型在内的3种凹槽叶尖构型的泄漏损失特性进行了试验研究。

综上所述,随着涡轮转子气动与热负荷的不断增加,基于精细流动组织的叶尖构型改进和优化成为当前的研究热点,其中肩壁尾切构型具有不需要增加额外结构、质量的优势逐渐受到关注。然而,现有的研究主要关注肩壁尾切在提升叶尖冷却效果方面的优势,而肩壁尾切对叶尖传热和气动损失的影响还有待进一步研究。此外,在跨音速条件下开展叶尖气热特性试验的研究工作相对较少,特别是缺乏基于高精度瞬态传热测试技术的叶尖传热特性精细测量。因此,本文利用瞬态传热测试技术,在跨声速条件下,研究了马赫数和不同肩壁尾切构型对叶尖气动和传热特性的影响,并结合数值仿真揭示了

潜在的流动传热机理,以期为高可靠性、低损失的涡轮转子叶尖设计提供参考。

1 试验与数值方法

1.1 试验系统及方法

如图 1 所示,跨声速涡轮叶尖平面叶栅试验段由 7 个叶片和 6 个通道组成,能够确保较好的流场周期性。为了实现进口攻角的精确、快速调整,设计了一个可旋转机械装置来旋转试验件。本文在攻角 7.5° 的情况下研究了出口马赫数和不同肩壁构型的影响。受制于试验条件,该试验并未考虑叶片和机匣之间的相对运动。机匣相对运动对于叶尖的换热系数和气动损失绝对值存在一定影响,尤其是在小间隙条件下。本文研究的叶尖间隙属于常规间隙,在机匣静止条件下获得的试验结果对于不同叶尖构型方案的选型对比和揭示叶尖流动换热特性仍具有参考价值。采用配置了自动位移机构的总压测量系统,扫描涡轮叶栅出口截面的总压场。本文所有总压测量均采用压力扫描仪 Net Scanner 9216 (TE Connectivity),其测量范围为 68.9 kPa,准确度为 $\pm 0.05\%$ 。本次气动试验中,采用 95% 置信水平评估总压测量的不确定度^[22]。针对基准模型的重复性测试表明,出口总压和出口总压损失系数的不确定度分别为 $\pm 0.82\%$ 和 $\pm 2.62\%$ 。

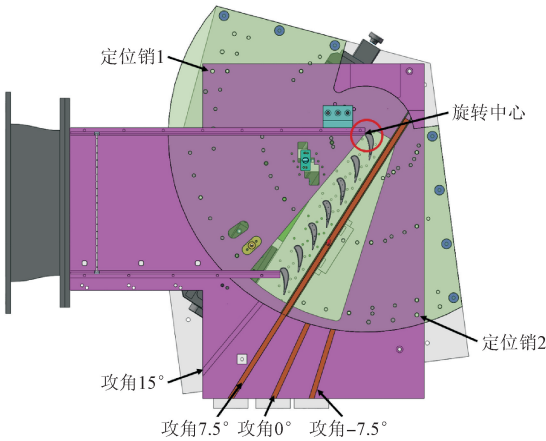


图 1 可变攻角测试系统
Fig. 1 Variable incidence test section

图 2 给出了叶尖传热测量的示意图。根据一维半无限大假设原理,结合牛顿冷却定律和固体导热方程开展叶尖传热系数的瞬态测试。在试验过程中,主流来流质量流量为 4.5 kg/s。通过主流加热器,采用阶跃加热方法将主流进口温度迅速提升至

适当水平。在试验叶片前缘附近测量位置处,其升温仍近似为阶跃变化。采用采样频率为 60 Hz、空间分辨率为 800×600 像素的 Telops M80hd 红外摄像机捕捉叶尖表面的温度变化历史。

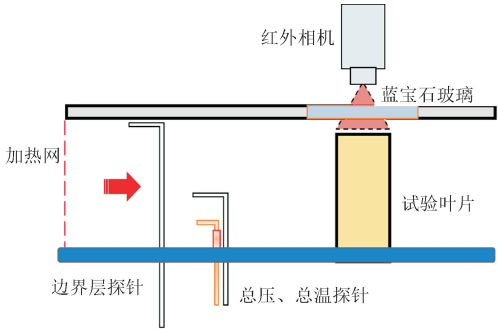
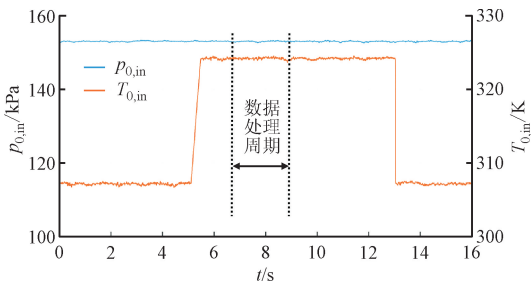
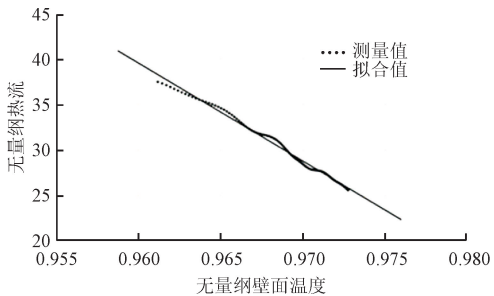


图 2 叶尖传热测量示意图
Fig. 2 Schematic of tip heat transfer test section

图 3 给出了瞬态传热测试中的参数变化曲线。如图 3(a)所示, $p_{0,in}$ 为叶栅进口总压, $T_{0,in}$ 为叶栅进口总温,达到稳态后的 2 s 内的温度变化用于计算传热系数。为验证一维半无限假设的有效性,图 3(b)展示了在叶尖表面一点的归一化热流密度和温度变化历史。



(a) 进口条件变化



(b) 热流和温度变化曲线

图 3 瞬态传热测量方法

Fig. 3 Transient heat transfer measurement methods

根据牛顿冷却定律,温度阶跃增加期间,表面热流密度和壁面温度之间应呈线性关系。图 3(b)中

显示的线性曲线的斜率是局部传热系数,横轴截距是绝热壁面温度。在95%置信水平下,线性回归的相对不确定性为2.5%。传热系数的平均不确定度为9.6%,与大多数基于高速平面叶栅的叶尖传热测量研究中报告的结果相似。有关瞬态热量测量和数据处理的更多信息详见参考文献[23-26]。

1.2 数值方法及验证

图4展示了基准凹槽叶尖和不同肩壁尾切叶尖的几何形状。试验中采用的叶型来自于某高压涡轮转子近叶尖处的叶型剖面,叶高为70 mm,叶尖间隙高度为叶高的1.13%,凹槽深度约为叶尖间隙的2.4倍。与基准叶尖相比,肩壁尾切叶尖在78%轴向弦长($L/C_x=0.78$)以后区域将吸力侧/压力侧凹槽的肩壁去除,得到的吸力侧尾切构型和压力侧尾切构型如图4(b)和图4(c)所示。

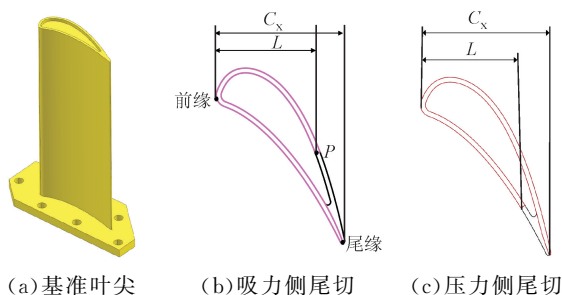


图4 叶尖几何形状对比

Fig. 4 Geometry comparison of blade tip

图5展示了由ANSYS Meshing软件生成的非结构化网格。为了提高叶尖区域的仿真精度,在流动和传热梯度大的区域进行了局部网格细化。第1层网格高度设置为0.001 mm,保证壁面无量纲距离 y^+ 保持在1以下。为了对边界层流动准确捕捉,壁面附近设置了25层三棱柱边界层。通过计算,观察到壁面平均 y^+ 约为1,局部区域的最大值仍保持在2以下。

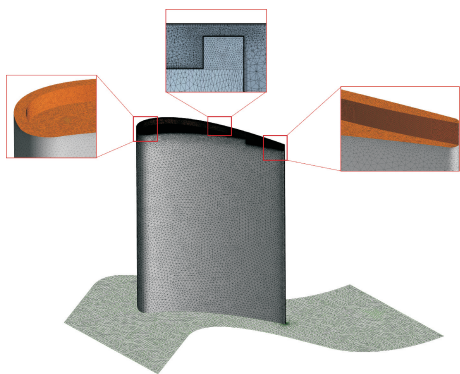


图5 试验叶片非结构化网格

Fig. 5 Unstructured mesh of test blade

采用ANSYS CFX 19.2开展叶尖气动和传热特性仿真分析。在进行数值仿真之前,建立了一个较长的方形管道,在其进口设置与实验条件一致的均匀入口总压。提取与试验获得的边界层厚度相匹配的截面上的总压分布作为数值仿真模型的入口边界。图6给出了总压边界层分布实验值与仿真值的对比,发现测量结果与仿真结果吻合良好,均较好地捕捉了进口总压边界层的分布规律。在 $Ma=0.75$ 时,进口总压为153 kPa,进口总温给定340 K,计算域出口给定静压101 kPa。在研究不同出口马赫数影响时,需要改变进口的总压分布。在计算域两侧设置了平移周期边界,构建了单通道计算域。

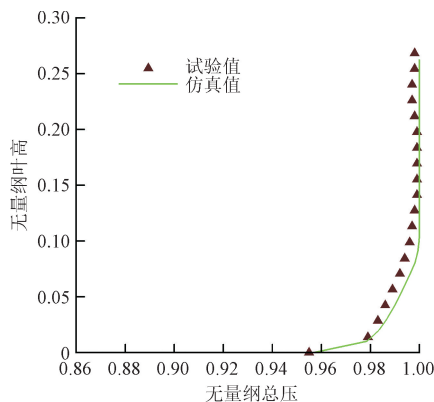


图6 主流进口边界层分布

Fig. 6 Mainstream inlet boundary layer

考虑到所研究的马赫数较高,气动加热效应无法忽略,用主流进口温度作为对流传热计算的驱动温度会带来较大误差。因此,采用两次计算的方式来求解叶尖的传热系数。第一次计算中,将叶尖表面设置为绝热条件以求解叶尖表面的恢复温度 T_r 。在第二次计算中,将叶尖表面设置为恒定壁温 T_w ,计算得到叶尖表面的热流密度 q_w 。对流换热系数的表达式如下

$$h = \frac{q_w}{T_r - T_w} \quad (1)$$

图7展示了试验和数值得到的叶尖表面换热系数的对比。可见,两个湍流模型都捕捉到了叶尖表面的传热分布趋势,并识别出了局部的高换热区。整体而言,试验得到的凹槽前部的高换热区更为扩散,而仿真得到的高换热区更为集中,这与试验中叶尖材料的固体导热有关系。与标准 $k-\omega$ 湍流模型相比,SST $k-\omega$ 湍流模型更准确地捕捉了肩壁表面上的换热分布,前者明显高估了该区域的换热水平。值得注意的是,SST $k-\omega$ 湍流模型对压力侧肩壁和尾缘处

肩壁上的换热系数预测与试验结果吻合良好。综合考虑,本文采用 SST $k-\omega$ 湍流模型开展数值研究。

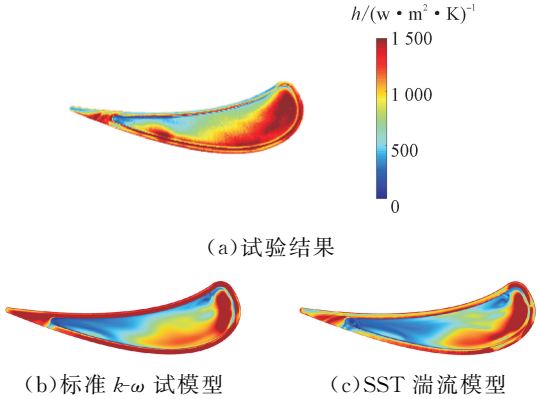


Fig. 7 Comparison of h between simulation and experiment

2 结果与讨论

2.1 马赫数的影响

从图 8 给出了试验测量得到的不同马赫数下涡轮叶栅出口处的总压损失系数。总压损失系数 $\xi_{p,t}$ 的定义如下

$$\xi_{p,t} = \frac{p_{in}^* - p_{local}^*}{p_{in}^*} \tag{2}$$

式中: p_{in}^* 代表进口总压; p_{local}^* 代表当地总压。

从图 8 中可以清晰看到,叶尖泄漏涡(TLV)、上通道涡(UPV)和尾迹产生的高损失区域。其中,由 TLV 引起的高损失区域分布在 90% 叶高及以上。由于被 TLV 抑制,UPV 的尺度相对较小。随着出口马赫数的增加,与 TLV 和 UPV 相关的高损失区域的范围逐渐扩大,损失强度也有所增加。

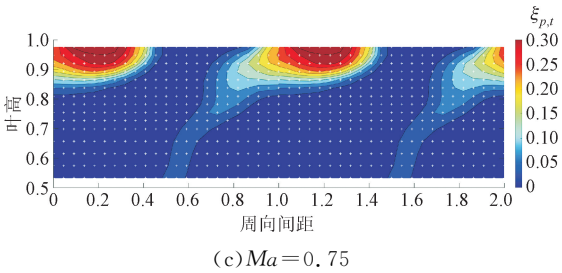
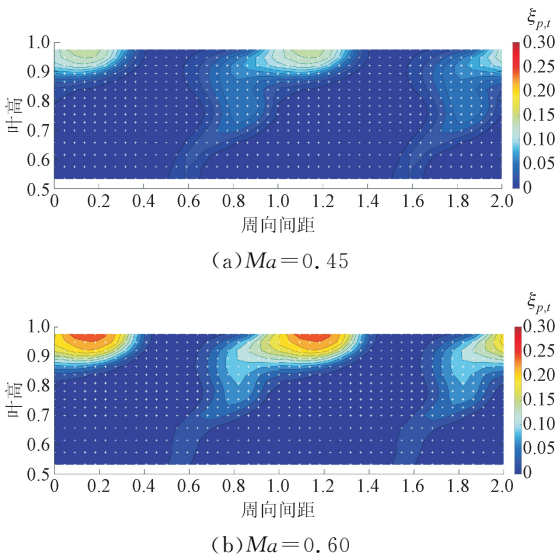


图 8 总压损失系数试验测量云图对比
Fig. 8 Comparison of measured $\xi_{p,t}$ contours

图 9 显示了 50% 和 95% 叶高位置截面的等熵马赫数分布,其中 x 为轴向位置。发现试验叶片的负荷分布整体呈现前加载特征。随着出口马赫数增大,不同叶高区域的叶片表面等熵马赫数(负荷)逐渐增大。相比压力面,吸力面的等熵马赫数增大的趋势更为显著。相比中叶展区域,叶尖区域(泄漏叶高区域)的中前部负荷有所减小。受泄漏涡影响,70% 轴向弦长附近的局部负荷有所增大。

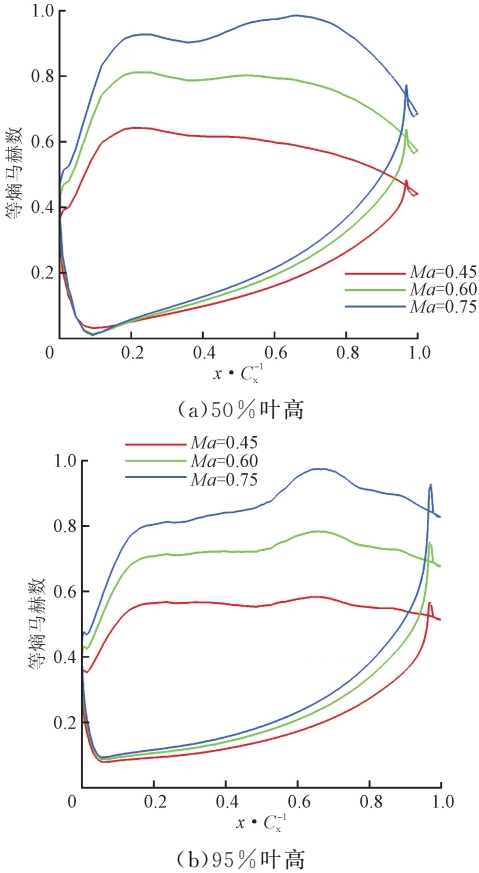


图 9 叶片表面等熵马赫数仿真结果
Fig. 9 Calculated isentropic Ma along blade surface

图 10 显示了流向截面上的涡量分布和涡核位置。图 10(a)给出了基于 Ω 判别方法显示的涡流位置,具体定义参考文献[27]。图 10(b)~(d)为采用流向涡量对比了不同马赫数下的涡强度。由于存在周

向压差和叶尖间隙,叶尖泄漏涡非常显著。受到 TLV 的卷吸,马蹄涡吸力侧分支逐渐消失。马蹄涡压力侧分支逐渐发展成上通道涡,位于 TLV 的下方。在通道涡往出口发展过程中受到泄漏涡的抑制,UPV 的强度逐渐减弱。这解释了图 8 中与泄漏涡相关的损失较强,而与上通道涡相关的损失不明显的原因。此外,在 UPV 上方区域还形成了一个通道涡诱导形成的壁面涡结构 (WV_{ipv})。随着出口马赫数的增大,泄漏涡、上通道涡的强度和尺度逐渐变大。这主要是由于马赫数增大导致叶栅的载荷与压差增大,使得叶尖泄漏流和横向二次流增强。

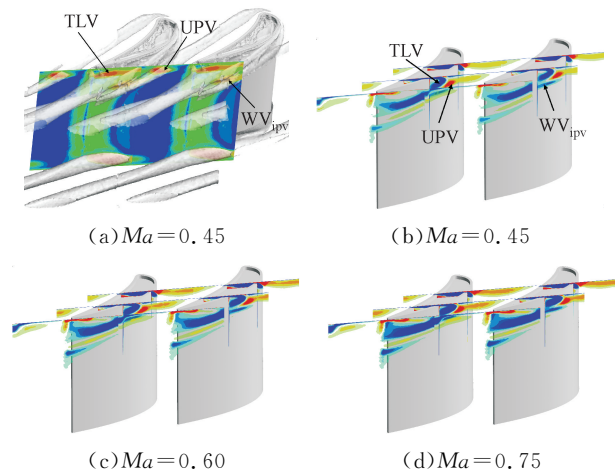


图 10 叶尖区域旋涡结构仿真结果

Fig. 10 Calculated vortex structure around tip

图 11 给出了不同马赫数下叶栅出口的面积平均总压损失系数 $\xi_{p,t}$ 的对比。从中可以看到,出口马赫数对总压损失系数的影响非常显著,由于流速增大、负荷增强,叶栅的型面损失、尾迹损失、叶尖泄漏涡损失和端区二次流损失都会增大。随着马赫数增大,总压损失系数呈现线性增大的趋势。相比于 0.60 马赫数,0.75 马赫数时叶栅总压损失系数增大 37.4%,0.45 马赫数时叶栅总压损失系数减小 37.3%。

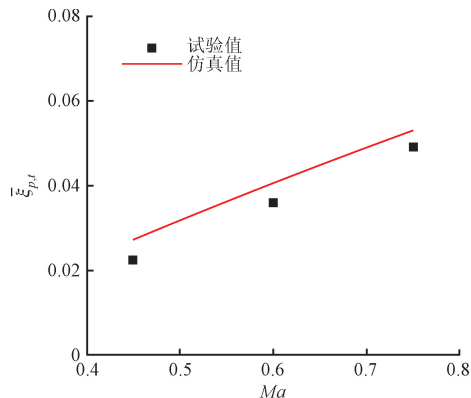


图 11 面积平均总压损失系数的试验和仿真对比

Fig. 11 Measured and calculated area-averaged $\xi_{p,t}$

图 12 描述了在不同马赫数下叶尖表面的换热系数分布。在叶尖表面可以观察到多个高换热区域,分别是肩壁前缘处(区域 A)、凹槽前部靠近吸力侧(区域 B)和肩壁尾缘处(区域 C)。区域 A 的高换热系数主要是由于进口主流的冲击和加速。区域 B 的高换热系数与前缘凹腔涡 (LECV) 密切相关,LECV 是主流通过近前缘肩壁分离后再附于凹槽底部而形成的。此外,区域 C 由于叶尖泄漏流快速扫掠肩壁尾缘处而形成了高换热区。整体而言,随着马赫数增大,叶尖泄漏流速度增大,导致叶尖表面的换热系数整体增大。

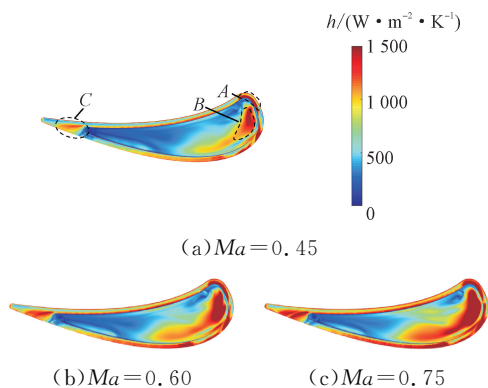


图 12 叶尖表面换热系数的仿真结果对比

Fig. 12 Comparison of calculated h contours

图 13 给出了横向平均换热系数 h' 沿轴向的分布。总体来看,靠近前缘和尾缘区域的叶尖平均换热系数较高,相对更容易受到热烧蚀。随着叶栅出口马赫数增大,不同区域的横向平均换热系数逐渐增大,且几乎呈线性增大。这主要是由于,马赫数增大会导致叶尖负荷增大、泄漏流流速增大,从而增大表面对流换热强度。当出口马赫数从 0.45 增大到 0.75 时,前缘附近的叶尖横向平均换热系数相对增

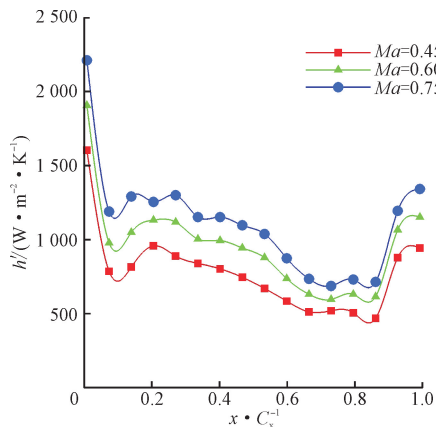


图 13 横向平均换热系数仿真结果

Fig. 13 Calculated laterally-averaged h distribution

大 37.2%，尾缘附近的叶尖横向平均换热系数相对增大 41.8%。

2.2 不同肩壁尾切构型的影响

在出口马赫数 $Ma=0.75$ 工况下,进一步研究了不同肩壁构型的影响。图 14 对比了不同叶尖构型下涡轮出口总压损失系数,图中清晰地展示了 TLV、UPV 和尾迹造成的高损失区域。与基准叶尖相比,吸力侧尾切模型^[28]有效地减小了 TLV 所致的高损失区域在切向和展向的范围和尺度。相比之下,压力侧尾切构型对高损失区的影响较小,主要减小了 TLV 所致的高损失区域的范围。

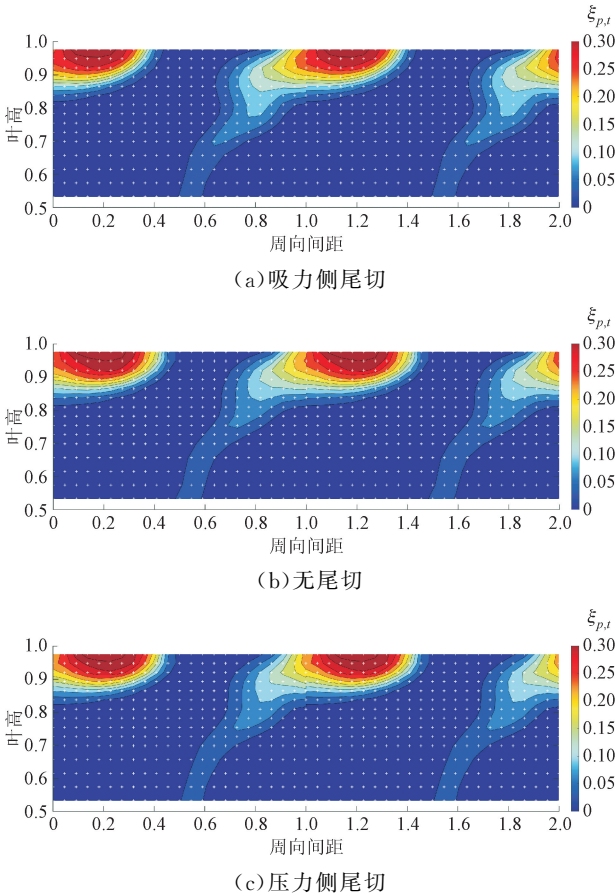


图 14 总压损失系数试验测量云图对比
Fig. 14 Comparison of measured $\xi'_{p,t}$ contours

图 15 给出了不同叶尖构型在叶尖附近的三维流线。值得注意的是,将流过尾切区域的流线用红色进行了标记。可以看见,泄漏流从叶尖前缘间隙进入凹槽,出现流动分离和再附,在凹槽中前部形成了凹腔涡。凹槽内的低能流体呈螺旋形向下游迁移,最终从靠近尾缘的吸力侧肩壁处汇入主流。对于吸力侧尾切模型,凹槽内流体从肩壁缺口处直接冲击主流通道内的 TLV 并将其耗散,有效阻止了 TLV 的发展与壮大。对于压力侧尾切模型,压力侧

主流会通过压力侧肩壁缺口向吸力侧运动,由于吸力侧肩壁的阻挡,在缺口区域形成了回流涡,同时还会与流过此处的凹槽内低能流体发生掺混。

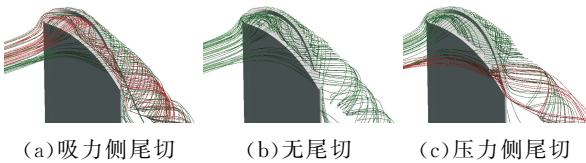


图 15 叶尖附近的三维流线仿真结果
Fig. 15 Calculated 3D streamlines near the tip

图 16 给出了不同叶尖构型沿叶高 H 横向平均的总压损失系数 $\xi'_{p,t}$ 。图 17 给出了不同叶尖构型的面积平均总压损失系数。

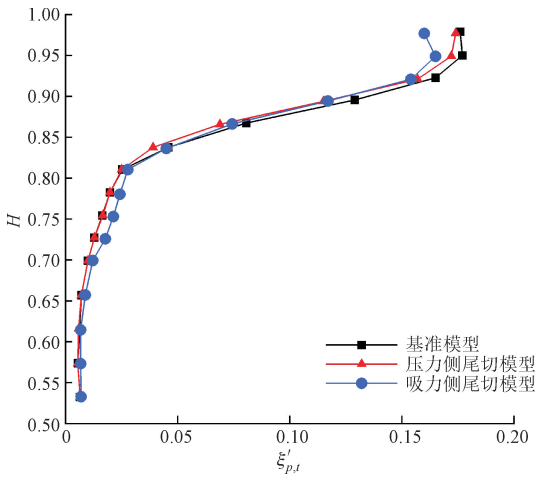


图 16 横向平均总压损失系数沿叶高分布试验结果
Fig. 16 Distribution of measured $\xi'_{p,t}$ along span

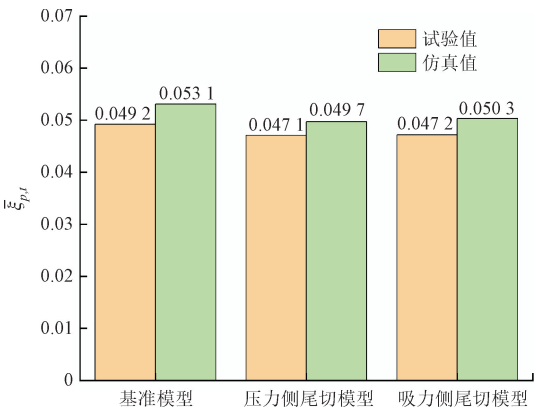


图 17 面积平均总压损失系数试验和仿真结果
Fig. 17 Measured and calculated area-averaged $\xi'_{p,t}$

由图 16 可见,叶尖构型主要影响 65% 叶高以上区域的气动损失。与基准叶尖相比,吸力侧尾切构型主要降低了 85% 叶高以上区域的横向平均

$\xi_{p,t}$, 特别是 95% ~ 0.98% 叶高范围内的损失降低显著。然而, 在 65% ~ 80% 叶高范围内, 吸力侧尾切构型则略微增大了横向平均 $\xi'_{p,t}$ 。由于本文关注叶尖泄漏区域损失的同时为了节约总压场扫描时间, 因此在叶尖泄漏区域的测点布置更加密集一些, 在中叶展区域的测量布点相对稀疏, 推测其可能是造成此处误差的原因。相比之下, 压力侧尾切构型有效降低了 80% 叶高以上区域的横向平均 $\xi'_{p,t}$, 但是降低的幅度有限。如图 17 所示, 相对于基准模型, 吸力侧尾切构型可将面积平均 $\bar{\xi}_{p,t}$ 降低 4.1%, 而压力侧尾切构型可将面积平均 $\bar{\xi}_{p,t}$ 降低 4.2%。

图 18 对比了不同叶尖构型的表面换热系数分布情况。从中可以看到, 不同叶尖构型时, 高传热区 A 和 B 的形状和范围变化很小。相对于基准模型, 吸力侧尾切构型完全消除了基准模型在尾缘处的高传热区 C, 这对于提升尾缘处的热防护是有利的。但是, 在靠近尾切点处额外引入了一个高传热区 E, 这是由于局部的流动加速导致的。不同的是, 压力侧尾切构型明显强化了叶尖尾缘处的传热强度, 形成了一个明显的高传热区 D, 这在试验和数值结果中都非常明显。

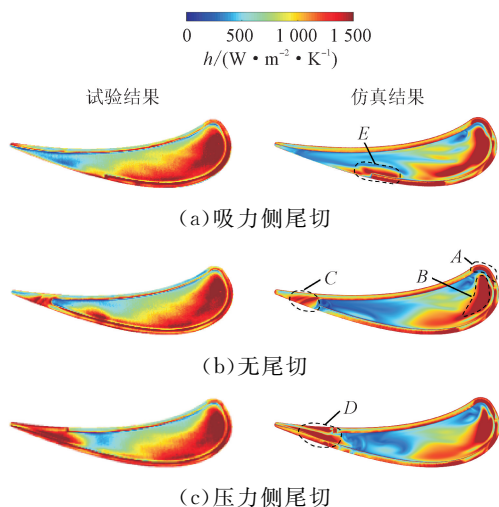


图 18 叶尖表面换热系数试验和仿真结果对比

Fig. 18 Comparison of measured and calculated h contours

图 19 给出了横向平均换热系数沿轴向的分布。总体来看, 叶尖不同尾切构型并未改变整体的传热分布趋势。不同叶尖尾切构型主要影响 50% 轴向弦长以后区域的换热系数, 对中前部传热的影响相对较小。在 5% ~ 70% 轴向弦长区域, 压力侧尾切模型略微降低了当地传热强度; 在 80% 轴向弦长以后区域, 压力侧尾切模型显著增大了当地传热强度。吸力侧尾切模型对 5% ~ 50% 轴向弦长区域的传热

水平影响较小, 但是显著增强了 50% ~ 80% 轴向弦长区域内的传热强度。值得注意的是, 吸力侧尾切模型显著降低了 85% 轴向弦长区域以后的传热强度。量化而言, 相比于基准模型(无尾切), 压力侧尾切模型将叶尖尾缘区域的横向平均换热系数增大了 28.8%, 而吸力侧尾切模型将叶尖尾缘区域的横向平均换热系数降低了 35.5%。

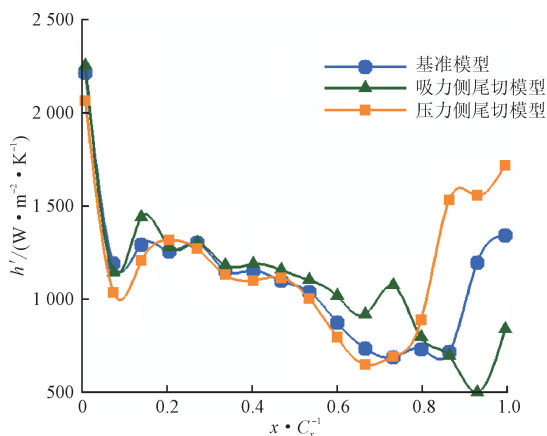


图 19 横向平均换热系数仿真结果

Fig. 19 Calculated laterally-averaged h distribution

3 结 论

本文利用瞬态传热测试技术, 在跨声速条件下研究了进口马赫数和肩壁尾切构型对涡轮转子叶尖气动与传热特性的影响, 并结合数值仿真进行流动传热机理分析, 获得的主要结论如下。

(1) 随着马赫数增大, 由于负荷与流速增加, 叶尖附近的 TLV 和 UPV 强度和尺度增大, 叶栅总压损失逐渐增大。

(2) 随着马赫数增大, 叶尖表面换热系数的分布趋势基本不变, 但由于泄漏流速度增大, 叶尖不同区域的对流换热均得到了强化。

(3) 由于吸力侧肩壁尾切结构疏导凹槽泄漏流与泄漏涡对冲, 减弱了叶尖泄漏涡的强度, 因此有效降低了叶尖区域的总压损失。相比于基准叶尖, 两种肩壁尾切构型均能降低叶栅出口的平均总压损失系数, 降低幅度分别为 4.1% 和 4.2%。

(4) 相比于基准模型, 两种尾切模型对叶尖中前部的换热系数影响较小。吸力侧尾切模型增大了切口附近的换热系数, 但是显著降低了叶尖尾缘区域的换热系数。压力侧尾切模型显著增加了叶尖尾缘区域的换热系数。

参考文献:

- [1] BUNKER R S. A review of turbine blade tip heat transfer [J]. *Annals of the New York Academy of Sciences*, 2001, 934(1): 64-79.
- [2] BUNKER R S. Axial turbine blade tips: function, design, and durability [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(2): 271-285.
- [3] 高杰, 郑群, 岳国强, 等. 燃气轮机涡轮叶顶间隙气热技术研究进展 [J]. *航空学报*, 2017, 38(9): 71-101.
- GAO Jie, ZHENG Qun, YUE Guoqiang, et al. Research progress on turbine blade tip aerodynamics and heat transfer technology for gas turbines [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(9): 71-101.
- [4] 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.
- [5] LI Wei, JIANG Hongmei, ZHANG Qiang, et al. Squealer tip leakage flow characteristics in transonic condition [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2014, 136(4): 042601.
- [6] AZAD G S, HAN J C, BOYLE R J. Heat transfer and flow on the squealer tip of a gas turbine blade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2000, 122(4): 725-732.
- [7] KWAK J S, HAN J C. Heat transfer coefficients on the squealer tip and near squealer tip regions of a gas turbine blade [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2003, 125(4): 669-677.
- [8] 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.
- [9] DU Kun, LI Zhigang, LI Jun, 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.
- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] MARAL H, ALPMAN E, KAVURMACIOĞLU L, et al. A genetic algorithm based aerothermal optimization of tip carving for an axial turbine blade [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 143: 118419.
- [13] ZOU Zhengping, SHAO Fei, LI Yiran, et al. Dominant flow structure in the squealer tip gap and its impact on turbine aerodynamic performance [J]. *Energy*, 2017, 138: 167-184.
- [14] KIM J J, SEO W, CHUNG H, et al. Effect of shelf squealer tip configuration on aerothermal performance of gas turbine blade [J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2021, 168: 107056.
- [15] 许承天, 白波, 李志刚, 等. 涡轮动叶倾斜肩壁凹槽状叶顶气动性能研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2023, 57(5): 46-57.
- XU Chengtian, BAI Bo, LI Zhigang, et al. Research on aerodynamic performance of gas turbine blade squealer tip with inclined rim [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2023, 57(5): 46-57.
- [16] 姜世杰, 李志刚, 李军. 凹槽状小翼对涡轮动叶叶顶气动和传热性能的影响 [J]. *西安交通大学学报*, 2019, 53(9): 7-14.
- JIANG Shijie, LI Zhigang, LI Jun. Effects of squealer winglet on the aerodynamic and heat transfer performances of turbine rotor blade tip [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2019, 53(9): 7-14.
- [17] 陈绍文, 李伟航, 王松涛. 叶顶压力侧小翼对跨声速涡轮级气动性能影响的数值研究 [J]. *推进技术*, 2021, 42(1): 94-102.
- CHEN Shaowen, LI Weihang, WANG Songtao. Numerical study of effects of blade tip pressure-side winglet cavity on aerodynamic performance of a transonic turbine stage [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(1): 94-102.
- [18] LU S, MA H, ZHANG Q, et al. Cutback squealer tip trailing edge cooling performance [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2020, 154: 119632.
- [19] WANG Weijie, LU Shaopeng, JIANG Hongmei, et al. Influence of tip clearance and cavity depth on heat transfer in a cutback squealer tip [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part G Journal of Aerospace Engineering*, 2021, 235(8): 912-923.
- [20] MHETRAS S, NARZARY D, GAO Zhihong, 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.
- [21] CHEN Yingjie, JIANG Dengyu, DU Zhengshuai, et al. Experimental and numerical investigation of high load turbine blade tip cavity structures [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2023, 145(6): 061008.
- [22] ABERNETHY R B, BENEDICT R P, DOWDELL R B. ASME measurement uncertainty [J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1985, 107(2): 161-164.
- [23] 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 cutback squealer tip [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(10): 2131-2139.
- [24] MA H, WANG Z, WANG L, et al. Ramp heating in high-speed transient thermal measurement with reduced uncertainty [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, 32(5): 1190-1198.
- [25] MA H, ZHANG Q, HE L, et al. Cooling injection effect on a transonic squealer tip: part I experimental heat transfer results and CFD validation [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2017, 139(5): 052506.
- [26] OLDFIELD M L G. Impulse response processing of transient heat transfer gauge signals [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2008, 130(2): 021023.
- [27] LIU Chaoqun, WANG Yiqian, YANG Yong, et al. New omega vortex identification method [J]. *Science China Physics, Mechanics & Astronomy*, 2016, 59(8): 684711.
- [28] JIANG Shoumin, JIANG Hongmei, TAO Zhi, et al. Influence of incidence angle and squealer tip cutback on the aerothermal performance of a transonic turbine blade [J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2024, 155: 107471.

(编辑 杜秀杰)