

DOI: 10.7652/xjtuxb201909002

# 凹槽状小翼对涡轮动叶叶顶气动和传热性能的影响

姜世杰, 李志刚, 李军

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

**摘要:** 针对叶顶间隙的高速泄漏流及复杂的流动问题,采用数值求解三维 RANS 方程和  $k-\omega$  湍流模型方法,研究了凹槽状小翼结构对涡轮级动叶叶顶传热特性和气动性能的影响。数值获得的叶顶表面传热系数分布和实验数据吻合良好,验证了数值方法的可靠性。对比分析了叶顶压力侧、叶顶吸力侧和叶顶两侧凹槽状小翼结构与无小翼凹槽状叶顶的气动传热性能,研究结果表明,相比于无小翼凹槽状叶顶结构:叶顶压力侧、吸力侧和两侧凹槽状小翼结构的叶顶表面平均传热系数分别降低了 12.2%、17.1%和 19.8%,叶顶两侧凹槽状小翼结构最大程度降低了凹槽状叶顶间隙的泄漏流量,减弱了压力侧角涡和刮削涡,进而降低了凹槽状叶顶的传热系数;压力侧、吸力侧和两侧凹槽状小翼结构的动叶总压损失系数分别增加了 8.5%、降低了 8.5%和降低了 2.5%。吸力侧凹槽状小翼结构能有效降低凹槽状叶顶的传热系数,并且减少气动损失,具有最佳的气热性能。

**关键词:** 涡轮动叶;凹槽状叶顶;凹槽状小翼结构;气动性能;数值模拟

**中图分类号:** TK474.7 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2019)09-0007-08

## Effects of Squealer Winglet on the Aerodynamic and Heat Transfer Performances of Turbine Rotor Blade Tip

JIANG Shijie, LI Zhigang, LI Jun

(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

**Abstract:** Effects of squealer winglet structure on the heat transfer characteristics and aerodynamic performance of turbine rotor blade tip are numerically investigated using Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equation and  $k-\omega$  turbulence model. Numerical results of the heat transfer coefficients distribution at rotor blade tip agree well with the experimental data and the reliability of this numerical method is validated. The numerical results show that the average heat transfer coefficients of rotor blade tip with squealer winglet structure on the pressure side or suction side, as well as on both pressure and suction sides, are decreased by 12.2%, 17.1% and 19.8%, respectively, in comparison with those of traditional squealer tip. Squealer winglet structure on the pressure and suction sides of the rotor blade tip can decrease the tip leakage flow and weaken the influence of corner and scraping vortexes near the pressure side. This flow behavior also decreases the heat transfer coefficient of rotor blade tip. In addition, the total pressure loss coefficients of rotor blade are increased by 8.5% when pressure side has squealer winglet structure, and decreased by 8.5% and 2.5% when suction side has squealer winglet structure and both sides have squealer winglet structures, respectively in comparison with

收稿日期: 2019-03-25。 作者简介: 姜世杰(1995—),男,博士生;李军(通信作者),男,教授,博士生导师。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51776151)。

网络出版时间: 2019-07-12

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20190706.1555.010.html>

traditional squealer tip profile. The suction side with squealer winglet structure can effectively decrease the heat transfer coefficient and aerodynamic loss. Finally, a tradeoff in the aerothermal performance of the suction side with squealer winglet structure at the rotor blade squealer tip is obtained.

**Keywords:** turbine rotor blade; squealer tip; squealer winglet structure; aerodynamic performance; numerical simulation

燃气涡轮进口温度和压力的升高在提高能量转换效率、降低热耗率的同时,推动了燃气涡轮向大功率方向发展。涡轮动叶叶顶间隙的高温泄漏燃气与动叶主流通道涡和二次流涡相互掺混,降低了动叶气动效率,同时导致动叶顶部产生高传热系数,具有高热负荷的动叶顶部传热及冷却问题导致叶顶烧蚀是涡轮动叶失效的主要原因<sup>[1]</sup>。动叶叶顶和机匣之间存在相对运动,高温泄漏燃气在旋转作用下受到离心力、科氏力的影响,叶顶间隙的复杂流动形态为凹槽叶顶构型设计带来了挑战。目前,为减少叶顶间隙泄漏损失、降低叶顶的热负荷,从而提高涡轮动叶的气热性能,Bunker 等指出,构型设计是提高叶顶气热性能的关键技术之一<sup>[2-3]</sup>。

科研人员对涡轮动叶叶顶间隙泄漏流和传热特性做了大量研究。Kwak 等通过实验测量方法对 6 种静止状态下不同肩壁结构叶顶壁面换热系数进行了研究,结果表明凹槽状叶顶明显降低了叶顶壁面传热系数,不同叶顶肩壁结构几何排列改变了泄漏流动路径,导致了不同传热系数分布<sup>[4]</sup>。钟兢军等基于直列叶栅实验验证了叶顶小翼结构能减小泄漏量并提升叶栅气动性能<sup>[5]</sup>。张敏等采用数值方法研究了 1.5 级动叶叶顶小翼结构对涡轮级气动性能的影响,结果表明,叶顶小翼结构能抑制泄漏流与主流的掺混,进而减少泄漏损失<sup>[6]</sup>。

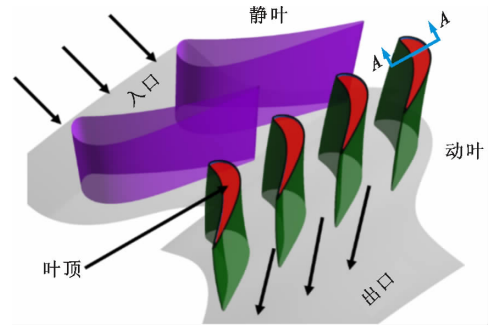
在叶顶传热特性研究方面,Azad 等对凹槽状叶顶泄漏流动和传热特性进行了研究,结果表明,凹槽状结构比平叶顶的泄漏量有显著的减少并降低了叶顶平均传热系数<sup>[7]</sup>。杨佃亮等数值研究了凹槽状叶顶肩壁位置对泄漏流动和传热特性的影响,结果表明吸力侧肩壁的凹槽叶顶具有最低的平均传热系数<sup>[8]</sup>。Coul 等研究了带小翼凹槽状叶顶的传热和气动性能,结果发现,相比于平叶顶结构,带小翼的叶顶结构可提升 46% 气动性能,同时降低了叶顶平均传热系数<sup>[9]</sup>。Zou 等提出了叶顶小翼结构并进行了气动性能和传热特性的研究,指出了叶顶小翼结构的设计原则<sup>[10]</sup>。黄琰等数值研究了静止状态下叶顶压力侧小翼对其气热性能的影响,指出压力侧

小翼在静止状态能减少叶顶泄漏流量并降低叶顶传热系数<sup>[11]</sup>。Zhong 等指出了小翼结构在亚声速和跨声速流动条件下均能改善叶顶传热性能<sup>[12-13]</sup>。Zhou 等发展了提高叶顶气热性能的小翼结构设计方法,提高了叶顶的气热性能<sup>[14]</sup>。

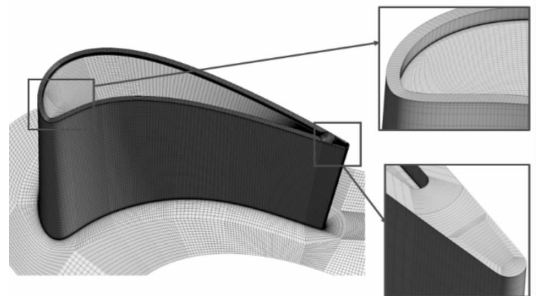
目前,叶顶小翼气热性能研究中,小翼结构设计采用平面小翼结构来提升叶顶性能,但这些小翼结构没有使用凹槽设计。本文基于 GE-E3 涡轮级动叶凹槽状叶顶,在平面小翼的基础上设计了压力侧、吸力侧和两侧设计凹槽状小翼 3 种叶顶小翼结构,并采用数值方法对比分析凹槽状小翼结构对叶顶泄漏流动和传热特性的影响。本文研究工作将为提高涡轮叶顶的气热性能设计提供参考。

## 1 数值方法和验证

GE-E3 涡轮级结构<sup>[15]</sup>和动叶凹槽状叶顶计算网格如图 1 所示,涡轮级主要几何参数如表 1 所示。



(a)GE-E3 涡轮级计算域



(b)GE-E3 动叶叶顶计算网格

图 1 GE-E3 涡轮级和动叶叶顶计算网格

叶顶间隙厚度和肩壁厚度为动叶叶高的 1%,凹槽深度为动叶叶高的 2%。采用 ANSYS-ICEM 生成结构化网格,计算域包含静叶和动叶流道,流道两侧采用周期性边界条件;为防止回流造成影响,动叶出口设在动叶尾缘 1.8 倍轴向弦长处。为保证网格质量,叶片壁面周围和叶顶间隙内均采用 O 型网格,壁面网格进行加密处理以保证壁面  $y^+ < 1.0$ ,数值计算采用二阶迎风格式,动静交界面为混合平面方法,当计算残差达到  $10^{-4}$  以下时可认为计算收敛。

表 1 涡轮级几何参数<sup>[15]</sup>

| 参数                        | 数值   |
|---------------------------|------|
| 静叶数                       | 38   |
| 动叶数                       | 76   |
| 叶顶轴向弦长 $C_{ax}/\text{mm}$ | 28.5 |
| 叶片高度 $H/\text{mm}$        | 40   |
| 叶顶间隙厚度 $s/\text{mm}$      | 0.4  |
| 肩壁厚度 $\tau/\text{mm}$     | 0.4  |
| 凹槽深度 $d/\text{mm}$        | 0.8  |

数值计算边界条件<sup>[15]</sup>如表 2 所示,涡轮级静叶进口给定总温、总压,动叶出口给定静压,壁面采用无滑移等温条件。传热系数定义为

$$h = q / (T_w - T_{ad}) = (q_1 - q_2) / (T_1 - T_2) \quad (1)$$

式中: $q$  为壁面的传热量; $T_w$  为壁面温度; $T_{ad}$  为靠近壁面的流体温度。采用文献[10]的方法,根据壁面温度条件下的传热量之差来计算传热系数, $q_1$ 、 $q_2$  是在壁面温度为  $T_1$ 、 $T_2$  条件下的壁面传热量, $T_1 = 490\text{ K}$ , $T_2 = 510\text{ K}$ 。

表 2 涡轮级数值计算边界条件<sup>[15]</sup>

| 参数                                   | 数值                 |
|--------------------------------------|--------------------|
| 进口总温/K                               | 709                |
| 进口总压/kPa                             | 344.74             |
| 进口入射角/(°)                            | 0                  |
| 进口湍流强度/%                             | 5                  |
| 进口马赫数                                | 0.352              |
| 进口雷诺数                                | $2.86 \times 10^5$ |
| 出口静压/kPa                             | 141.44             |
| 出口马赫数                                | 0.761              |
| 壁面温度/K                               | 496.3              |
| 转速/ $\text{r} \cdot \text{min}^{-1}$ | 8 450              |

4 种湍流模型下叶顶传热系数与实验数据<sup>[15]</sup>云图的对比如图 2 所示,可知标准  $k-\omega$  湍流模型的传热系数分布与实验数据吻合。Ledezma 等验证了采

用标准  $k-\omega$  湍流模型研究小翼叶顶气热性能的有效性<sup>[16-18]</sup>。

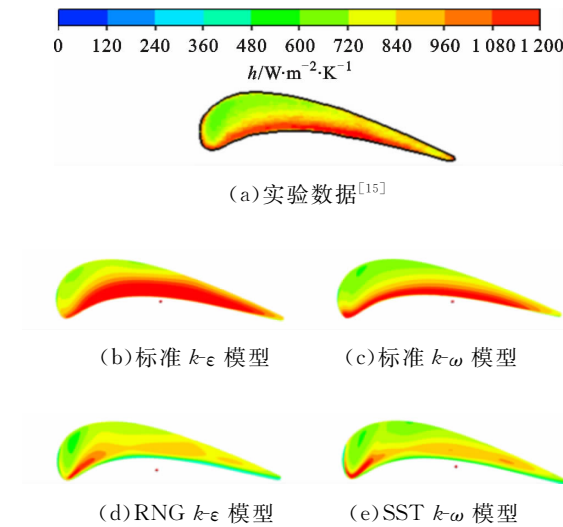


图 2 不同湍流模型下叶顶传热系数等值线云图对比

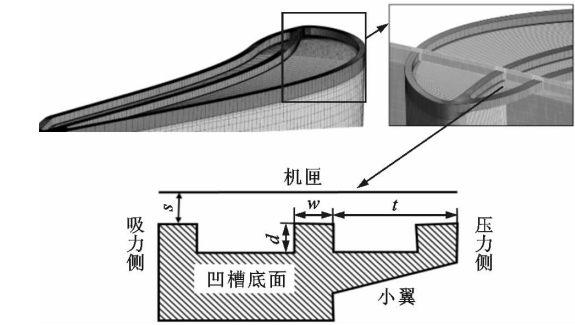
采用网格数为 250 万、400 万、550 万、700 万的网格进行计算网格无关性验证,这 4 个网格数下凹槽状叶顶平均传热系数  $\bar{h}$  如表 3 所示,可知当网格数达到 550 万时,叶顶壁面积平均传热系数已基本保持不变,本文计算网格数保持在约 550 万。

表 3 计算网格无关性验证

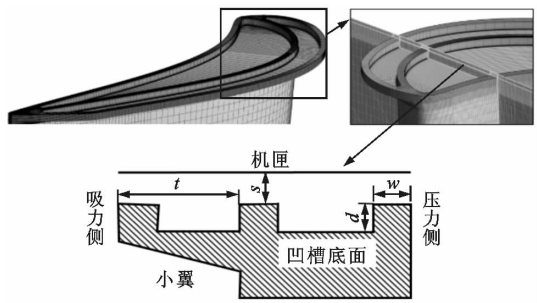
| 网格方案序号 | 网格数/ $10^6$ | $\bar{h}/\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-1}$ |
|--------|-------------|------------------------------------------------------------|
| 1      | 2.5         | 864.5                                                      |
| 2      | 4.0         | 857.6                                                      |
| 3      | 5.5         | 854.1                                                      |
| 4      | 7.0         | 853.0                                                      |

2 叶顶小翼结构

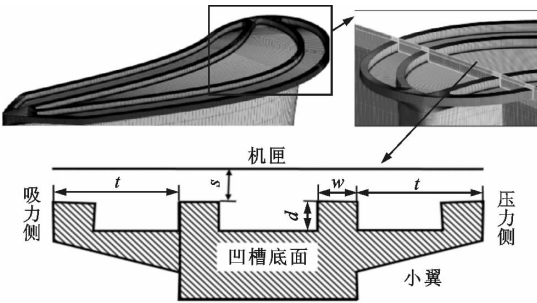
本文在常用平面小翼结构基础上设计使用凹槽状小翼结构,3 种凹槽状小翼的几何尺寸和计算网格如图 3 所示,图中小翼宽度为 3 mm,为叶片厚度的 0.4 倍,小翼上肩壁厚度、高度均和中间肩壁相



(a)压力侧凹槽状小翼结构(结构 2)



(b)吸力侧凹槽状小翼结构(结构 3)



(c)压力侧和吸力侧凹槽状小翼结构(结构 4)

图 3 3 种凹槽状小翼结构尺寸和计算网格

同。没有小翼结构的凹槽状叶顶称为结构 1,压力侧凹槽状小翼叶顶称为结构 2,吸力侧凹槽状小翼叶顶称为结构 3,压力侧和吸力侧具有凹槽状小翼叶顶称为结构 4。动叶凹槽状小翼叶顶的主要几何参数如表 4 所示。

表 4 凹槽状小翼结构几何尺寸

| 参数                   | 数值  |
|----------------------|-----|
| 叶顶间隙厚度 $s/\text{mm}$ | 0.4 |
| 肩壁厚度 $w/\text{mm}$   | 0.4 |
| 凹槽深度 $d/\text{mm}$   | 0.8 |
| 小翼宽度 $t/\text{mm}$   | 3.0 |

### 3 结果分析

#### 3.1 传热特性

凹槽状小翼结构叶顶壁面传热系数等值线云图和壁面极限流线如图 4 所示。由图 4 可知:叶顶结构 1 的凹槽底部再附线周围出现一条平行于压力侧肩壁的高传热系数区;凹槽前缘位置由叶顶泄漏流冲击作用产生另一个高传热系数区;压力侧和吸力侧凹槽状小翼结构 2、3 的凹槽底部高传热系数区得到有效减弱;压力侧和吸力侧两侧凹槽状小翼结构 4 的凹槽底部高传热系数区进一步降低,叶顶前缘附近的高传热系数区基本消失。

4 种凹槽状小翼结构的叶顶平均传热系数的对

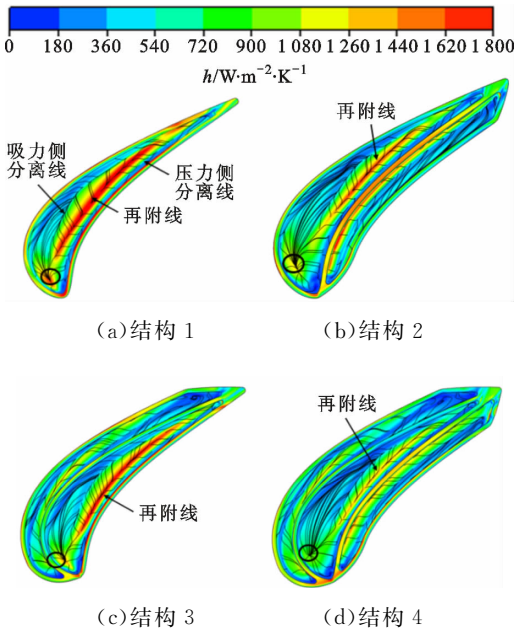


图 4 叶顶壁面传热系数等值线云图和极限流线

比如图 5 所示,可知相比于结构 1,结构 2、3、4 的叶顶表面平均传热系数分别降低了 12.2%、17.1%、19.8%。结果表明,叶顶吸力侧凹槽状小翼结构的传热系数比压力侧凹槽状小翼结构更小,在叶顶压力、吸力两侧同时设计凹槽状小翼结构能最大程度降低叶顶热负荷。

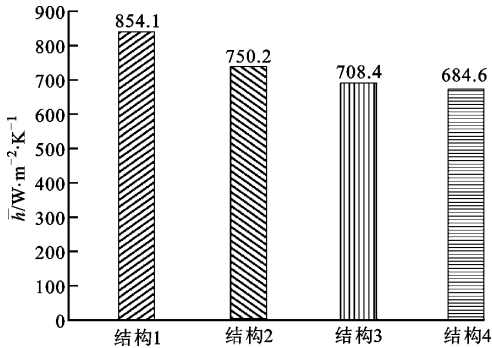


图 5 4 种凹槽状叶顶平均传热系数比较

#### 3.2 叶顶间隙内流动结构

叶顶间隙泄漏流动形态决定凹槽壁面传热系数分布,4 种凹槽状小翼结构的叶顶间隙泄漏流形态如图 6 所示。对于叶顶结构 1,间隙泄漏流在凹槽压力侧形成从叶顶前缘伸向叶顶尾缘的压力侧角涡和刮削涡,泄漏流从压力侧角涡和刮削涡之间通过;在叶顶 60%轴向弦长下游部分,由于刮削涡逐渐偏离到吸力侧肩壁,凹槽内逐渐由压力侧角涡主导流动,泄漏流从凹槽上方直接流过叶顶间隙,不再流入凹槽内部。3 种凹槽状小翼结构中,泄漏流从压力侧角涡和刮削涡之间通过,但压力侧角涡、刮削涡的

强度和位置产生了变化,影响凹槽内流动形态。相比于凹槽状叶顶结构 1,叶顶结构 2 的压力侧凹槽内部形成从凹槽前缘流向凹槽尾缘的压力侧凹槽涡,该涡在压力侧凹槽内产生堵塞作用,阻止泄漏流进入压力侧凹槽;泄漏流在掠过压力侧凹槽上方间隙后流入中间凹槽,压力侧角涡强度减小,刮削涡起始位置远离叶片前缘。在叶顶结构 3 中,由于吸力侧凹槽的影响,压力侧角涡强度进一步减弱,刮削涡更加靠近压力侧肩壁并最后从靠近凹槽尾缘位置流出凹槽。吸力侧凹槽内流体主要由两部分组成:从前缘位置直接流入凹槽形成吸力侧凹槽涡;从中间凹槽流出的泄漏流。这两部分流体在凹槽 50% 轴向弦长下游位置处相互作用,并形成与中间凹槽相似的迷宫密封流动结构。叶顶结构 4 的叶顶流动特征兼具结构 2、结构 3 的特点,刮削涡在靠近压力侧肩壁的同时起始位置远离叶片前缘,压力侧角涡的强度减弱。

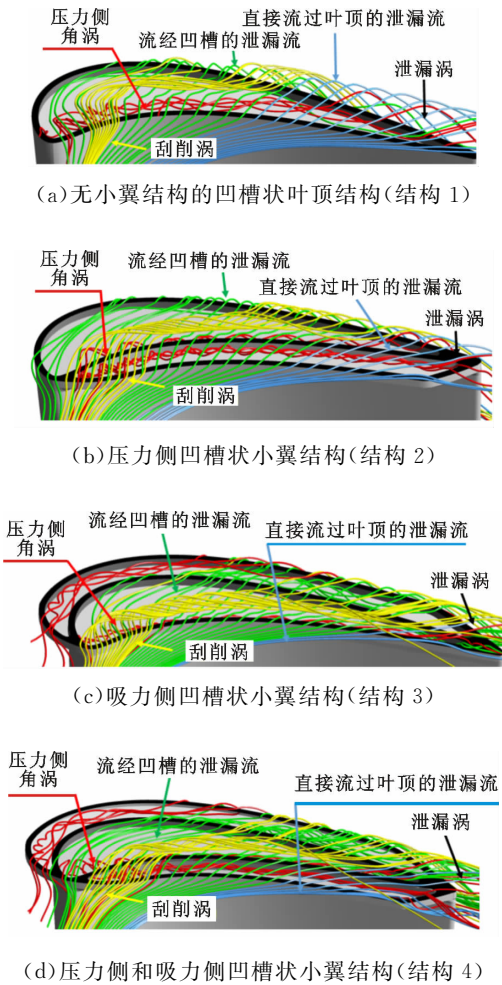


图 6 4 种凹槽状叶顶间隙泄漏流

凹槽状叶顶结构 1 的间隙泄漏涡系结构和典型截面二维流动图谱如图 7 所示,涡系结构采用 Q 判

据进行绘制。凹槽状叶顶间隙的流动结构主要由压力侧角涡和刮削涡主导,压力侧角涡的强度强于刮削涡。在 I 区域截面,压力侧角涡和吸力侧角涡主导流动特征,刮削涡的影响基本可以忽略,泄漏流从叶顶肩壁的两侧流入凹槽内并冲击凹槽底部产生高传热区;在 II 区域截面,叶顶间隙内刮削涡逐渐发展,叶顶泄漏流在压力侧角涡、刮削涡和吸力侧角涡的共同作用下流动轨迹呈 S 状,并冲击到凹槽底部形成高传热系数条纹;在 III 区域截面,压力侧角涡逐渐成为凹槽内的主要涡系结构,刮削涡逐渐偏离出凹槽并移动到吸力侧肩壁上方,只有少量泄漏流进入凹槽,凹槽底部没有高换热系数区形成;在 IV 区域截面,压力侧角涡完全主导叶顶间隙的流动,泄漏流直接从凹槽上方流过叶顶区域,不再流入凹槽内部。

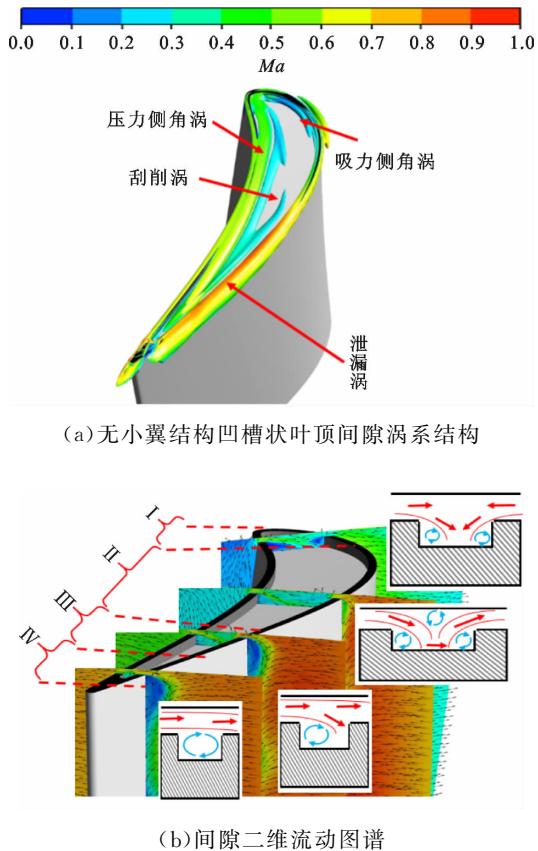
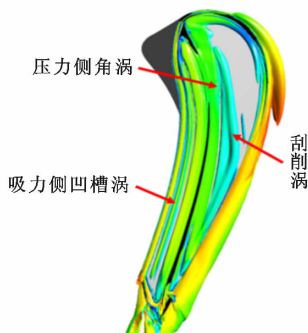
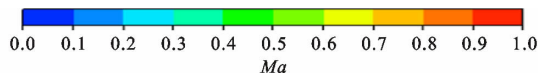


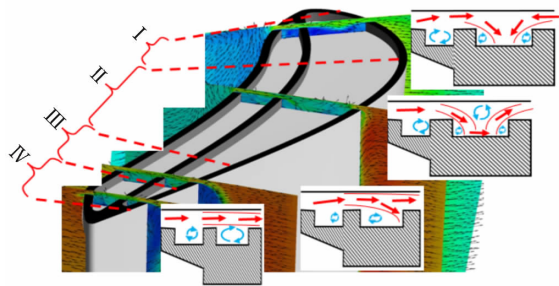
图 7 无小翼结构的凹槽状叶顶结构 1 间隙涡系结构和典型截面的二维流动图谱

3 种凹槽状小翼结构叶顶间隙涡系结构和典型截面二维流动图谱如图 8 所示,再附线附近的高传热区系数强弱主要取决于压力侧角涡强度,起始位置主要取决于刮削涡。相比于凹槽状叶顶结构 1,叶顶结构 2 的刮削涡起始位置远离叶片前缘,吸力侧角涡扩大,区域 I 扩大;在 II 区域截面,压力侧角涡的马赫数减小,凹槽底面伴随再附线产生的高传

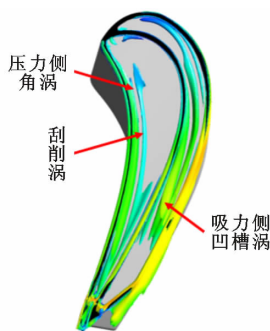
热系数条纹强度随之降低;区域Ⅲ、Ⅳ的位置和范围基本没有变化。对于叶顶结构 3,由于吸力侧凹槽内吸力侧凹槽涡的形成,吸力侧角涡的发展受到抑制,进而导致区域Ⅰ减小;在Ⅱ区域截面,压力侧角涡的马赫数相比结构 2 更低,凹槽底部的高传热系数条纹强度更低;区域Ⅱ在叶顶尾缘方向范围扩大,



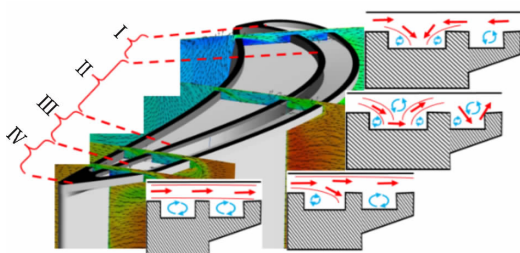
(a) 结构 2 涡系结构



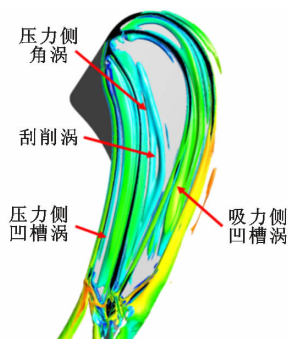
(b) 结构 2 二维流动图谱



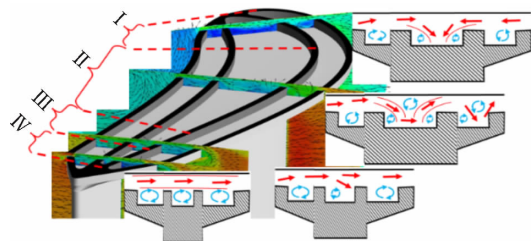
(c) 结构 3 涡系结构



(d) 结构 3 二维流动图谱



(e) 结构 4 涡系结构



(f) 结构 4 二维流动图谱

图 8 3 种凹槽状小翼结构叶顶间隙涡系结构和典型截面的二维流动图谱

区域Ⅲ、Ⅳ的范围被压缩。对于叶顶结构 4,受到压力侧、吸力侧两侧凹槽状小翼的共同影响,叶顶流动特征集合结构 2、结构 3 的特点,区域Ⅰ的范围与结构 2 类似,相比结构 1、结构 3 有所增加;区域Ⅱ的范围与结构 3 类似,在叶顶尾缘方向扩大;在区域Ⅱ内,压力侧角涡的马赫数相比结构 1、2、3 更低,降低了凹槽底面的高传热系数条纹区域。

### 3.3 气动性能

采用叶栅通道总压损失系数来表征叶顶的气动性能,总压损失系数为

$$\zeta = \frac{P_{t,1} - P_t}{0.5\rho V^2} \quad (2)$$

式中: $P_{t,1}$ 为动叶进口的面积平均相对总压; $P_t$ 为当地的相对总压; $\rho$ 为当地流体密度; $V$ 为旋转域内的平均速度。

凹槽状小翼结构叶顶吸力侧叶栅流道总压损失系数等值线云图如图 9 所示。对叶顶结构 1、2,高总压损失系数区域主要分为两个部分:第 1 个区域位于 60%~80%叶高位置,由叶片通道涡产生;第 2 个区域位于 80%~100%叶高位置,由叶顶的泄漏涡产生。对叶顶结构 3、4,由于吸力侧凹槽状小翼的影响,流道内只有一处高总压损失系数区域,位于吸力侧小翼的下方,由叶顶的泄漏涡产生。吸力侧叶栅通道涡强度大大减弱,和泄漏涡掺混在一起,与

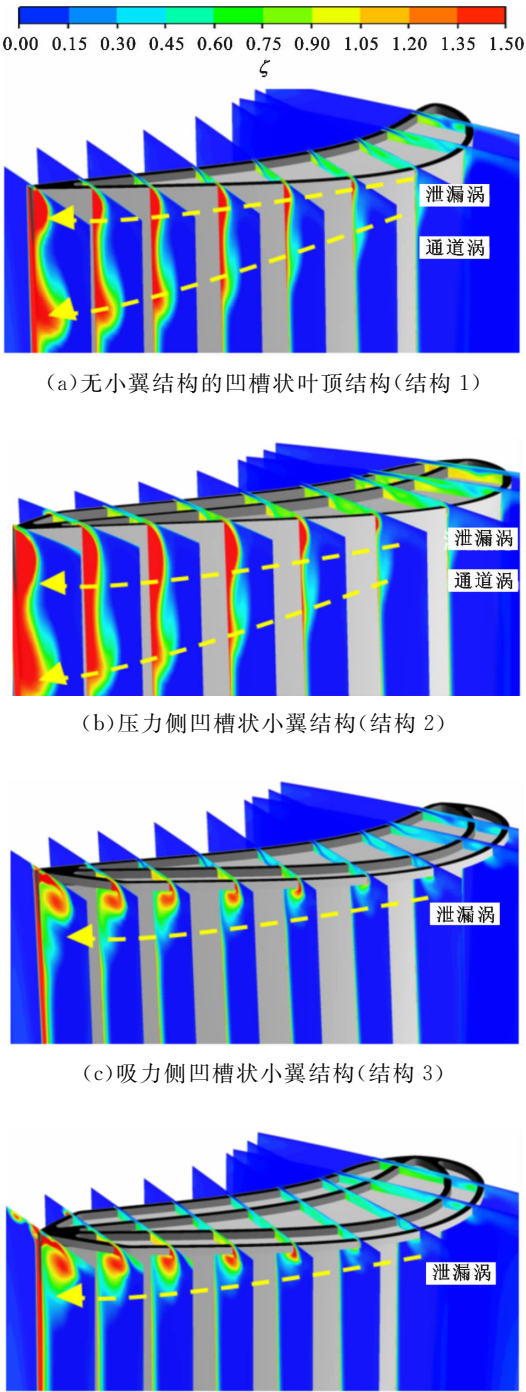


图 9 吸力侧叶栅流道内总压损失系数等值线云图

文献[13-14]得到的结论一致。

在 4 种叶顶结构中,吸力侧的泄漏涡均明显存在且位置基本相似:靠近叶片吸力面,与机匣保持平行,在叶高方向没有位移。4 种叶顶结构通道涡的位置和强度具有较大变化:在叶顶结构 1、2 中,由于没有吸力侧小翼的影响,流体从间隙分离并形成通道涡,在向下游的流动过程中逐渐向叶根方向移动;在叶顶结构 3、4 中,由于吸力侧凹槽状小翼结构的

影响,泄漏涡的位置与叶片吸力面之间可能存在一定距离,当流体从间隙分离时,会受到泄漏涡卷吸作用,流道内的通道涡并不明显。

为定量分析 4 种凹槽状小翼叶顶结构的气动性能,在动叶尾缘下游 10% 轴向弦长位置给出截面总压损失系数等值线云图和叶顶间隙泄漏流三维流线,如图 10 所示。对于叶顶结构 1、2,叶顶泄漏涡引起的气动损失小于通道涡引起的气动损失,在叶顶结构 2 中,部分泄漏流直接从动叶尾缘处流出,增加了泄漏涡产生的气动损失;对于叶顶结构 3、4,其通道涡和泄漏涡相互掺混,总压损失要小于叶顶结构 1、2 的。

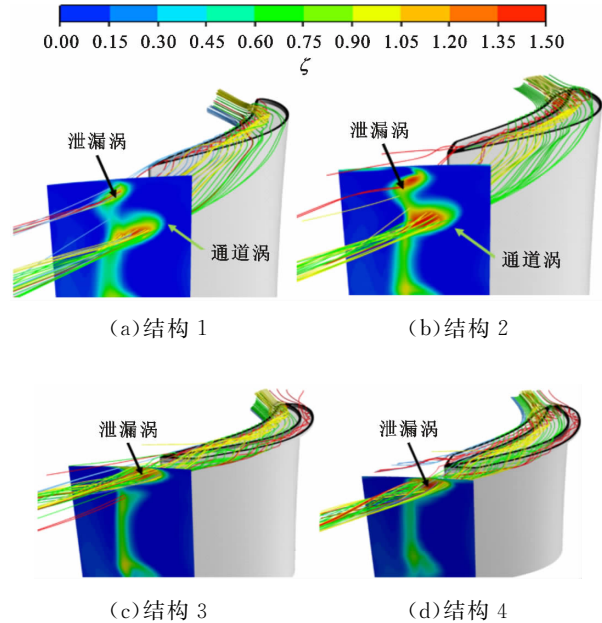


图 10 4 种凹槽状叶顶结构的叶栅出口截面总压损失系数等值线云图和叶顶间隙泄漏流线

4 种凹槽状小翼叶顶结构叶栅出口截面在叶高方向上的周向平均总压损失系数  $\bar{\xi}$  的比较如图 11 所示。在 80%~100% 叶高处,叶顶结构 1、2 的周向平均总压损失系数均保持在 0.2 以下;叶顶结构 3、4 的周向平均总压损失系数峰值达到 0.45 左右,泄漏涡强度高于结构 1、2。在 60%~80% 叶高处,结构 1、2 的周向平均总压损失系数峰值达到 0.4 左右,存在强度较高的通道涡;结构 3、4 的周向平均总压损失系数基本保持在 0.1 以下,通道涡不明显,通道涡强度低于结构 1、2。叶顶结构对 0%~60% 叶高处的总压损失系数分布基本没有影响。

4 种凹槽状小翼叶顶结构叶栅出口截面的平均总压损失系数  $\bar{\xi}$  比较如图 12 所示。可知相比于叶顶结构 1,叶顶结构 2 的平均总压损失系数增加了

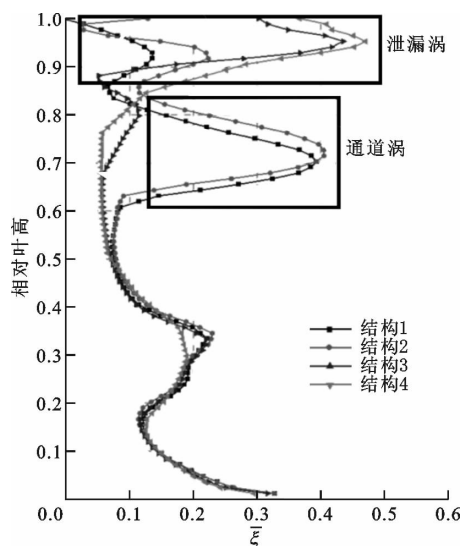


图 11 4 种凹槽状叶顶结构叶栅平均总压损失系数沿叶高的分布

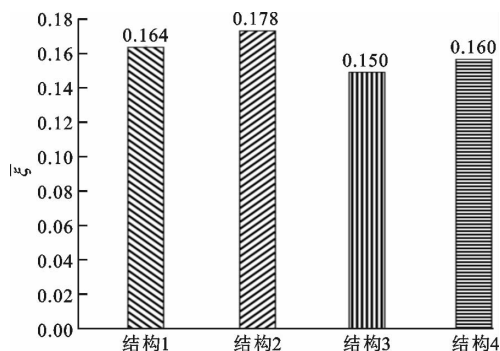


图 12 4 种凹槽状叶顶结构叶栅平均总压损失系数比较

8.5%，而叶顶结构 3、4 的平均总压损失系数分别减少了 8.5%、2.5%，吸力侧凹槽状小翼结构 3 的平均总压损失系数最小。

## 4 结 论

采用数值方法研究了压力侧、吸力侧和两侧凹槽状小翼叶顶结构对其传热特性和叶栅流道总压损失的影响，得到如下结论。

(1) 压力侧凹槽状小翼结构 2、吸力侧凹槽状小翼结构 3 和两侧凹槽状小翼结构 4 的叶顶表面平均传热系数，相比于无小翼凹槽状叶顶结构 1 的平均传热系数分别降低 12.2%、17.1%、19.8%；在叶顶的两侧均设置凹槽小翼能最大程度降低叶顶的热负荷。

(2) 在叶顶凹槽内压力侧角涡和刮削涡的作用下，泄漏流在凹槽内呈 S 形流动，在凹槽底面冲击形成高传热系数条纹；在叶顶两侧设置凹槽小翼时，泄

漏流的流速降低，压力侧角涡和刮削涡的强度减弱，从而降低了凹槽底面的传热系数。

(3) 对比叶顶结构 1，压力侧凹槽状小翼结构 2 的平均总压损失系数增加 8.5%，吸力侧凹槽状小翼结构 3 和两侧凹槽状小翼结构 4 的平均总压损失系数分别减少 8.5%、2.5%；吸力侧凹槽状小翼结构 3 能有效减少气动损失。综合叶顶传热特性和叶栅流道总压损失，吸力侧凹槽状小翼结构具有最佳的气热性能。

## 参考文献:

- [1] TOWN J, STRAUB D, BLACK J, et al. State-of-the-art cooling technology for a turbine rotor blade [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2018, 140(7): 071007.
- [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] KWAK J S, AHN J, HAN J C, PANG L C, et al. Heat transfer coefficient on the squealer tip and near squealer tip regions of a gas turbine blade [J]. Journal of Heat Transfer, 2003, 125(4): 778-787.
- [5] 钟兢军, 魏曼, 陆华伟. 压力面小翼对涡轮叶栅不同间隙下流场影响的实验 [J]. 航空动力学报, 2016, 31(1): 84-91.
- ZHONG Jingjun, WEI Man, LU Huawei. Experiment on effect of pressure-side winglet on flow field in turbine cascade at different tip clearances [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(1): 84-91.
- [6] 张敏, 刘艳, 贺纛. 动叶叶顶结构对 1.5 级涡轮气动性能影响的数值研究 [J]. 工程热物理学报, 2018, 39(6): 1235-1243.
- ZHANG Min, LIU Yan, HE Ying. Numerical investigation about the effect of rotor tip geometries on the aerodynamic performance for a one-half stage turbine [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2018, 39(6): 1235-1243.

(下转第 41 页)