

射流角对带小翼凹槽叶顶冷却传热性能的影响

吴琛琦, 何坤, 晏鑫

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 采用数值方法研究了发动机工况下透平级带压力侧小翼的凹槽叶顶冷却传热性能, 计算获得了 5 种流向射流角、3 种向压力侧偏转的气膜孔数量、4 种向压力侧偏转的射流角布置时的带小翼凹槽叶顶的传热系数与气膜冷却效率, 实现了带小翼凹槽叶顶冷却传热性能的提升。研究结果表明: 倾斜的冷却射流能有效提升透平级带压力侧小翼凹槽叶顶的传热与冷却性能; 随着流向射流角的增大, 叶顶传热系数先减小后增大, 当流向射流角为 120° 时, 相对于竖直射流, 叶顶面积平均传热系数减小了 28.26%、气膜冷却效率增大了 33.86%; 靠近前缘的 5 个中弧线冷却孔向压力侧偏转能改善凹槽前部的冷却性能, 与所有中弧线冷却孔均向吸力侧偏转的方案相比, 叶顶面积平均传热系数减小 15.65%、气膜冷却效率增大 9.51%; 当靠近前缘的 5 个中弧线冷却孔向压力侧偏转的角度为 60° 时, 小翼叶顶的冷却传热性能最佳, 与竖直射流相比, 其面积平均传热系数减小 38.84%、气膜冷却效率增大 42.24%, 且冷却流对带小翼凹槽叶顶覆盖的均匀性显著提高。

关键词: 燃气透平; 凹槽叶顶; 小翼; 传热; 气膜冷却; 射流角

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202207004 **文章编号:** 0253-987X(2022)07-0027-11



OSID 码

Effect of Ejection Angle on Film Cooling and Heat Transfer of Winglet-Squealer Tip

WU Chenqi, HE Kun, YAN Xin

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

Abstract: Numerical methods were adopted to study the film cooling and heat transfer performance on the pressure-side (P. S.) winglet-squealer tip of a turbine stage under engine condition. The heat transfer coefficient and film cooling effectiveness on the winglet-squealer tip were computed at five different streamwise ejection angles, three different numbers of cooling hole with P. S. deflection, and four different P. S. deflection angles. The improvement of the film cooling effect and mitigation of heat transfer on the winglet-squealer tip were achieved based on the present study. The results show that the inclined coolant ejection is effective to improve the film cooling effect and reduce the heat transfer on the P. S. winglet-squealer tip of a turbine stage. As the streamwise ejection angle increases, the heat transfer coefficient on tip decreased at first and then increased. If the streamwise ejection angle equals to 120° , the area-averaged heat transfer coefficient on the tip surface decreased by 28.26%, and the area-averaged film cooling effectiveness increased by 33.86% as compared with the vertical ejection case. Adjusting the ejection angles for five tip cooling holes near leading edge towards the P. S. is beneficial for

film cooling effect improvement on the cavity floor near the front part. Compared to the case that all tip holes deflection towards the S. S., the area-averaged heat transfer coefficient on the tip surface decreased by 15.65%, and the area-averaged film cooling effectiveness increased by 9.51%. As the ejection angles for five middle-camber holes near leading edge towards the P. S. equal to 60 degree, the best film cooling and heat transfer performance on the winglet-squealer tip are achieved. In this case, the area-averaged heat transfer coefficient on tip surface decreased by 38.84%, and the area-averaged film cooling effectiveness increased by 42.24%, as compared with the vertical ejection case. Moreover, the uniformity of film coolant coverage on the winglet-squealer tip is improved significantly.

Keywords: gas turbine; squealer tip; winglet; heat transfer; film cooling; ejection angle

燃气透平第一级动叶叶顶承受着较高的热负荷,且叶顶间隙区域流动复杂,是燃气轮机和航空发动机高温热端部件难以有效冷却的关键区域之一^[1]。凹槽叶顶可以有效减小叶顶间隙区域的泄漏并降低叶顶区域的流动换热^[2],因此广泛应用于现代燃气透平动叶中。为了进一步降低凹槽叶顶的热负荷,研究者提出了带小翼的凹槽叶顶结构,由于其具有优良的气动与传热性能,因此受到了燃气轮机和航空发动机透平叶顶研究领域的广泛关注^[3]。

气膜冷却是凹槽叶顶冷却的重要方法之一,研究表明:采用高效的气膜冷却技术可以有效降低凹槽叶顶的热负荷^[4]。Zhou 等研究发现:小翼顶部的冷却射流可以抑制叶顶间隙泄漏;随着冷却流质量流量的增加,叶顶间隙泄漏损失的增加较小^[5]。肖东等研究了叶顶泄漏流与气膜孔冷却流间的相互作用机理,发现凹槽深度、气膜孔吹风比对叶顶冷却性能有较大程度的影响^[6]。Yan、He 等对比了三种叶顶间隙、两种气膜孔布置条件下的叶顶传热系数与气膜冷却效率,研究表明气膜孔布置和射流条件对冷却传热性能影响显著^[7-8]。Zhang 等采用实验方法研究了肩壁位置对凹槽叶顶气膜冷却性能的影响,研究发现将梯形槽位置从叶顶压力侧移动到中弧线位置可提高后缘附近的气膜冷却效率^[9]。吴琛琦等采用数值方法研究了不同气膜孔布置时、带不同型式叶顶的透平级的冷却传热性能,研究表明在双排孔布置下,带圆角的扭曲型小翼结构具有优良的综合性能^[10]。

气膜孔的射流角度、布置等因素会对凹槽叶顶的冷却性能有较大程度的影响。Cheng 等通过实验研究了6种不同气膜孔分布时叶顶气膜冷却效率的分布,发现气膜孔的分布方式对叶顶冷却性能有较大程度的影响^[11],此外还采用数值方法研究了不同叶顶气膜孔分布与肩壁几何时凹槽叶顶的冷却性

能^[12]。张子寒等研究了吹风比、凹坑孔造型对壁面气膜冷却性能的影响^[13-14]。李琛玺等通过对凹槽叶顶的气膜孔进行优化设计,使得气膜冷却流量分布更为合理^[15]。白创军等研究了不同射流角度条件下涡轮叶片的气动和冷却性能,表明气膜孔径向射流角度对叶片冷却效率具有显著影响^[16]。于金杏等研究了不同吹风比和气膜孔分布方式对透平级凹槽叶顶冷却传热性能的影响^[17],通过改变叶顶压力侧气膜孔射流角度以及孔型,实现了凹槽叶顶冷却性能的提升^[4]。Yan 等研究了不同射流角度和吹风比条件下带压力侧小翼的凹槽叶顶的传热系数与气膜冷却效率分布,发现带小翼的凹槽叶顶的冷却传热性能对气膜孔射流角度和吹风比十分敏感^[18]。

然而,目前关于气膜孔射流角度变化对带小翼的凹槽叶顶冷却传热性能影响的研究论文较少,且较多的研究集中在针对静止叶栅、实验工况条件下的叶顶流动传热性能进行分析^[2]。因此,本文以航空发动机高压透平第一级作为研究对象,分析在发动机工况条件下中弧线气膜孔、压力侧气膜孔的射流角度的改变对带压力侧小翼凹槽叶顶的冷却传热性能的影响。首先,通过改变双排气膜孔的射流角,计算叶顶的传热系数和气膜冷却效率,从而确定大多数冷却孔的射流角度,使带压力侧小翼的凹槽叶顶具有良好气膜冷却效果。在此基础上,对中弧线气膜孔的射流角进行局部调整,降低难以冷却区域的热负荷,进一步提升带压力侧小翼的凹槽叶顶冷却传热性能,实现具有较好冷却传热性能的射流角组合。

1 数值计算方法

1.1 研究对象及计算边界条件

本文研究的对象为GE-E³航空发动机燃气透平的第一级,叶片型线来源于NASA报告^[19],动叶

为带压力侧小翼的凹槽叶顶结构,压力侧小翼的几何结构为带圆角的扭曲型小翼^[10],如图 1 所示。透平叶片的几何参数与前期研究中所用叶片相同^[10],叶顶的中弧线处、压力侧小翼中线处各分布 13 个气膜孔,孔直径为 0.424 mm,呈等间距分布。中弧线气膜孔编号分别记为 T01~T13,压力侧气膜孔编号分别记为 P01~P13,如图 1 所示。

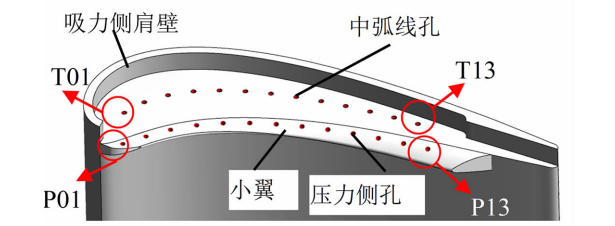


图 1 GE-E³ 发动机第一级透平级计算模型及气膜孔编号
Fig. 1 The computational model for the first turbine stage of GE-E³ aero-engine and indices for the film cooling holes

计算边界条件与 NASA 报告^[19]保持一致,为发动机海平面起飞工况,表 1 列出了计算的边界条件。冷却流质量流量通过吹风比计算得到,所有气膜孔的吹风比 $M=1$ 。计算传热系数时,叶顶与叶片壁面及流道上下端壁采用等温边界条件(1 000 ℃);计算气膜冷却效率时,所有壁面采用绝热条件。静叶和动叶流道两侧设置为周期性边界条件,静叶与动叶交界面采用混合平面法处理^[20],工质为理想空气^[10]。

表 1 计算边界条件

Table 1 Boundary conditions in numerical simulations	
参数	数值
转速/(r · min ⁻¹)	13 287
进口总温/℃	1 739
进口总压/MPa	2.526
进口湍流强度/%	5
出口静压/MPa	1.08
壁面温度/℃	1 000 或绝热
单孔冷却流质量流量/(kg · s ⁻¹)	7.571 × 10 ⁻⁵
冷却流进口温度/℃	610

1.2 参数定义

本文的吹风比定义为

$$M = \frac{\rho_c V_c}{\rho_m V_m} \tag{1}$$

式中: ρ_c 为冷却流进口密度; V_c 为冷却流进口速度; ρ_m 为主流进口密度; V_m 为主流进口速度。

本文的传热系数定义为

$$h = \frac{q}{T_w - T_\infty} \tag{2}$$

式中: q 为壁面热通量; T_w 为叶片壁面温度; T_∞ 为主流进口温度。本文节距平均传热系数记为 $\bar{h}_p$,面积平均传热系数记为 $\bar{h}_a$ 。

气膜冷却效率定义为^[21]

$$\eta = \frac{T_{aw} - T_a}{T_{aw} - T_c} \tag{3}$$

式中: T_{aw} 为不通冷气时壁面的绝热温度; T_a 为通入冷气时壁面的绝热温度; T_c 为冷却流进口总温。本文节距平均气膜冷却效率记为 $\bar{\eta}_p$,面积平均气膜冷却效率记为 $\bar{\eta}_a$ 。

带有气膜孔结构时透平级等熵效率定义为^[20-21]

$$\eta_u = \frac{(\dot{m}_m(i_{in}^* - i_{local}^*) + \sum_{j=1}^n \dot{m}_j(i_{c,in,j}^* - i_{local}^*))}{(\dot{m}_m(k/(k-1))RT_{in}^*[1 - (P_{out}/P_{in}^*)^{(k-1)/k}] + \sum_{j=1}^n \dot{m}_j(k/(k-1))RT_{c,in,j}^*[1 - (P_{out}/P_{c,in,j}^*)^{(k-1)/k}]})} \tag{4}$$

式中: $\dot{m}_m$ 为主流进口流量; i_{in}^* 为进口总焓; i_{local}^* 为当地总焓; n 为气膜孔数量; j 为气膜孔编号; $\dot{m}_j$ 为气膜孔进口质量流量; $i_{c,in,j}^*$ 为气膜孔进口总焓; k 为空气绝热指数,取 $k=1.4$; R 为通用气体常数,取 $R=287 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$; T_{in}^* 为进口总温; P_{out} 为出口静压; P_{in}^* 为进口总压; $T_{c,in,j}^*$ 为气膜孔进口总温; $P_{c,in,j}^*$ 为气膜孔进口总压。

1.3 网格无关性验证

本文采用 ANSYS CFX18.0 求解可压缩雷诺时均 N-S 方程,在前期的研究^[10]中已基于 Kwak 和 Han 的凹槽叶顶冷却传热实验数据^[22-23]对 $k-\omega$ 、SST、 $k-\epsilon$ 这 3 种湍流模型以及数值方法的可靠性进行验证,其中 $k-\omega$ 湍流模型对凹槽叶顶的预测结果相对较好。因此,本文将采用 $k-\omega$ 湍流模型对带小翼凹槽叶顶在不同射流角度条件下的冷却传热性能进行研究。

本文采用非结构化网格对透平级带小翼的凹槽叶顶的冷却传热性能进行数值研究,动叶的网格如图 2 所示。为保证近壁面区域流动传热性能的计算精度,在网格生成过程中对边界层区域进行加密,近壁面第一层网格距离设置为 0.000 25 mm,可使计算中 $y^+ < 1$ 。

本文研究对象为高压透平第一级,前期已对静叶与动叶通道的网格无关性进行了考核^[10]。前期

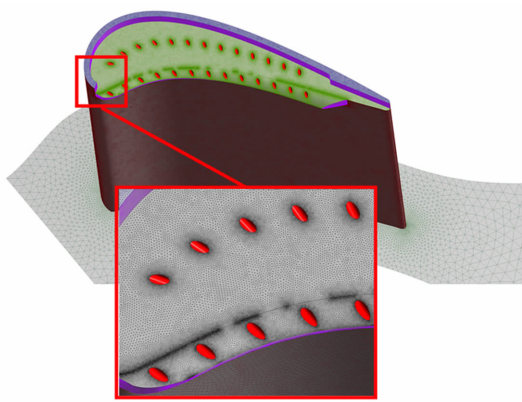


图 2 动叶的网格示意图

Fig. 2 Schematic view of the meshes for rotor blade

研究表明:当静叶网格数为 235 万时,继续增加静叶网格数目对凹槽叶顶传热系数的计算结果影响微弱^[10]。在此基础上,本文进一步对动叶的网格疏密进行网格无关性分析。选取了 3 套不同疏密的动叶网格(带小翼、含气膜孔),如表 2 所示,计算了带小翼凹槽叶顶的传热系数,从表中可见:当动叶网格数增至 2 047 万时,与理查森(Richardson)外推值^[24]的相对误差小于 1%。因此,在后续的研究中,静叶网格数取 235 万,动叶网格数取约 2 047 万。

表 2 透平级动叶的网格无关性验证

Table 2 Mesh independency analysis for the rotor blade in turbine stage

网格数/万	$\overline{h_a}/(\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-1})$	相对误差/%
476	782.836	17.73
1 006	923.241	3.89
2 047	951.558	0.94
理查森外推值	960.575	

2 计算结果分析

图 3 为冷却孔射流角度示意图,流向射流角 α 为气膜孔射流与孔中心连线切线方向 i 所成夹角,其向吸力侧偏转时为正,向压力侧偏转时为负;法向射流角 β 为气膜孔射流与叶顶表面所成夹角,当 β 减小时,可使冷却流更贴合于叶片表面。研究表明:当 $\beta=30^\circ$ 时,冷却流能够有效地对带小翼凹槽叶顶进行冷却^[18,25],因此,本文保持 $\beta=30^\circ$ 不变,仅改变 α ,分析射流角的变化对带小翼凹槽叶顶的冷却传热性能的影响。

2.1 不同 α 时叶顶传热与冷却性能

图 4 为不同射流角时凹槽叶顶冷却流的流线分

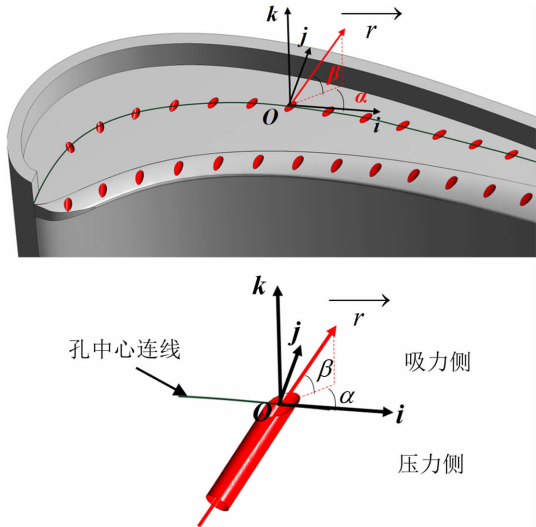


图 3 动叶顶气膜孔射流角示意图

Fig. 3 Schematic view of the ejection angle for the cooling hole in the rotor blade tip

布,其中图 4(a)为原始设计 $\alpha=90^\circ$ 、 $\beta=90^\circ$ 的双排孔计算结果^[10],作为参照进行对比分析。可以看出,原始设计的叶片前缘区域冷却流分布相对较分散且主要流向于吸力侧,尾缘部分由于受到吸力侧肩壁的阻碍,压力侧冷却流与中弧线冷却流相裹挟从尾缘流出,冷却流较为集中。当 $\alpha=30^\circ$ 时,冷却流集中且贴近于气膜孔附近,随着 α 的增大,冷却流向压力侧覆盖范围增大,而当 $\alpha=150^\circ$ 时,凹槽前部的中弧线冷却流覆盖范围减小,且贴壁性较差,此时的冷却

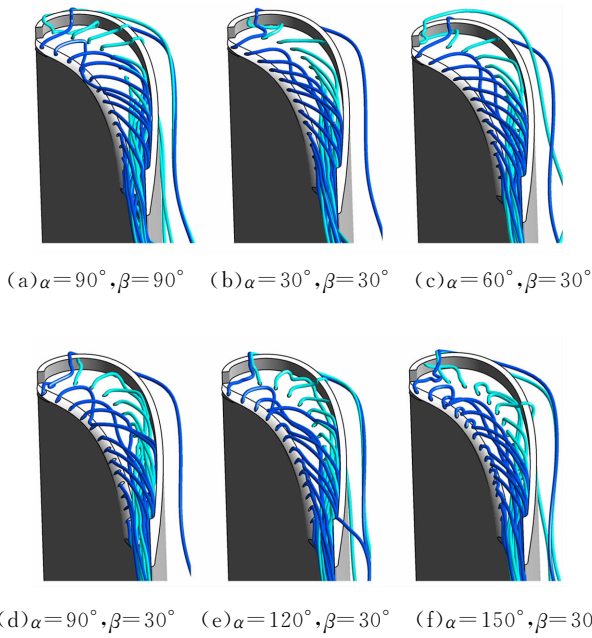


图 4 不同 α 时带小翼凹槽叶顶冷却流流线

Fig. 4 Streamlines for the cooling flow in the winglet-squealer tip with different α angles

效果减弱。

图 5(b)~(f)为不同 α 时带小翼凹槽叶顶的传热系数分布,图 6(b)~(f)为气膜冷却效率分布,传热系数分布与气膜冷却效率的分布相对应。与参照工况图 5(a)、图 6(a)进行对比发现,气膜孔角度的改变可有效地影响冷却流在叶顶表面的覆盖程度。当 α 从 30° 增大至 150° 时,气膜孔附近高气膜冷却效率的扇形区域增大。当 $\alpha < 90^\circ$ 时,凹槽底部的高气膜冷却效率区域集中于中弧线附近、以及压力侧小翼气膜孔附近。当 $\alpha > 90^\circ$ 时,凹槽前缘中弧线处的冷却流(T01~T04)向吸力侧流动,吸力侧的高气膜冷却效率区域增大,如图 6 中 A 对应的区域,并且当 $\alpha > 90^\circ$ 时,凹槽前缘处因角涡所形成的局部高传热区(如图 5(f)中 B 对应的区域)^[10] 面积减小,图 6(f)中 B 对应区域的气膜冷却效率增大。

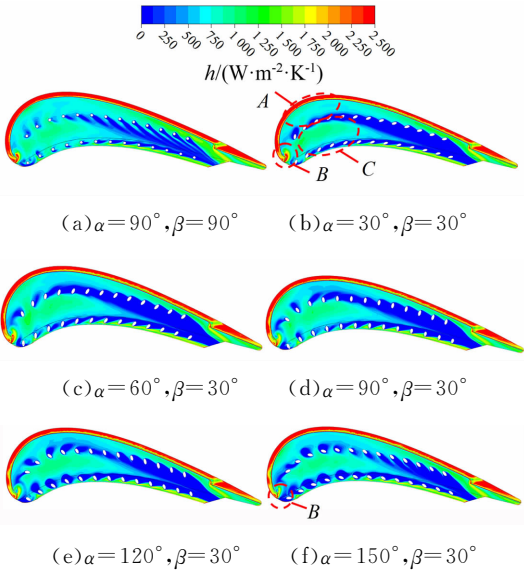


图 5 不同 α 时带小翼凹槽叶顶传热系数分布

Fig. 5 Heat transfer coefficient distributions on winglet-squealer tip with different α angles

对于凹槽底部尾缘区域,由于冷却流受到吸力侧肩壁的阻挡,从压力侧尾缘流出,因此冷却流在尾缘处对压力侧的冷却效果更好。由图 6 可见,带小翼凹槽叶顶底部靠近尾缘区域,高气膜冷却效率区主要集中于中弧线靠压力侧。当 $\alpha = 150^\circ$ 时,尾缘部分 T06~T13 各孔的冷却流所形成的高气膜冷却效率区面积变窄,靠近尾缘区域冷却性能整体有所下降。

图 7 为不同 α 时带小翼的凹槽叶顶节距方向平均传热系数沿轴向的分布,图 8 为不同 α 时带小翼的凹槽叶顶节距方向平均气膜冷却效率沿轴向的分布。从图中可见,在轴向 10%~40% 的区域, $\alpha =$

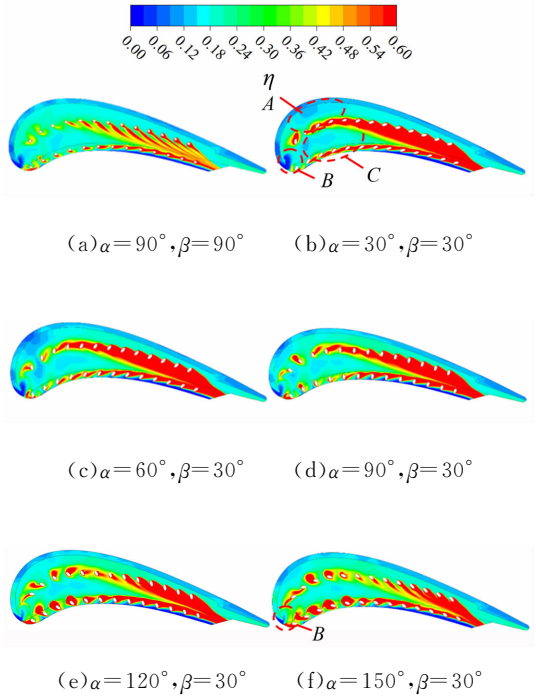


图 6 不同 α 时带小翼凹槽叶顶气膜冷却效率分布

Fig. 6 Film cooling effectiveness distributions on winglet-squealer tip with different α angles

120° 、 $\alpha = 150^\circ$ 的叶顶传热系数低于其他工况、气膜冷却效率明显高于其他工况,而在轴向 60%~80% 区域, $\alpha = 150^\circ$ 的叶顶的节距方向平均传热系数明显高于其他工况,气膜冷却效率则低于其他工况。这是由于 $\alpha = 150^\circ$ 时,带小翼的凹槽叶顶各孔冷却流的影响范围变窄造成的。

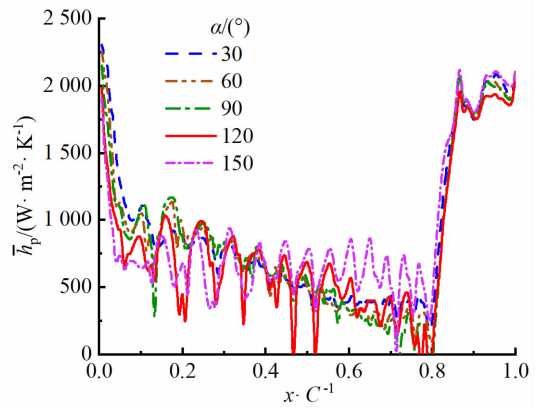


图 7 叶顶节距平均传热系数沿轴向分布($\beta = 30^\circ$)

Fig. 7 Pitch-averaged heat transfer coefficient on winglet-squealer tip along axial direction ($\beta = 30^\circ$)

表 3 给出了不同 α 时带小翼凹槽叶顶的面积平均传热系数、气膜冷却效率以及透平级等熵效率,其中透平级等熵效率以动叶尾缘下游 3.3 mm 截面处的气动参数进行计算。不同 α 时,带小翼凹槽叶

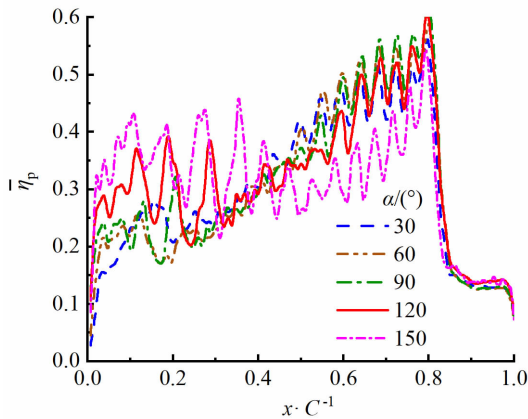


图 8 叶顶节距平均气膜冷却效率沿轴向分布 ($\beta=30^\circ$)
Fig. 8 Pitch-averaged film cooling effectiveness on winglet-squealer tip along axial direction ($\beta=30^\circ$)

顶透平级的等熵效率在 0.880~0.881 的范围内变化,冷却射流角的改变对透平级的等熵效率无明显影响。随着 α 的增大,带小翼凹槽叶顶平均传热系数先减小再增大,气膜冷却效率先增大再减小。当 $\alpha=120^\circ$ 时,叶顶的冷却传热性能最佳,与 $\alpha=90^\circ$ 、 $\beta=90^\circ$ 的带小翼凹槽叶顶相比,面积平均传热系数减小了 28.26%、气膜冷却效率增大了 33.86%。由此可见,冷却射流角的改变可以有效提升带小翼凹槽叶顶的冷却传热性能。

表 3 不同 α 时带小翼凹槽叶顶传热冷却与气动性能
Table 3 Heat transfer and film cooling performance on winglet-squealer tip with different α angles

气膜孔角度	$\bar{h}_a/(W \cdot m^{-2} \cdot K^{-1})$	$\bar{\eta}_a$	$\bar{\eta}_a$
$\alpha=90^\circ, \beta=90^\circ$	951.56	0.251	0.881
$\alpha=30^\circ, \beta=30^\circ$	739.73	0.323	0.880
$\alpha=60^\circ, \beta=30^\circ$	717.13	0.324	0.881
$\alpha=90^\circ, \beta=30^\circ$	699.40	0.330	0.881
$\alpha=120^\circ, \beta=30^\circ$	682.60	0.336	0.881
$\alpha=150^\circ, \beta=30^\circ$	766.56	0.310	0.881

2.2 向压力侧偏转的气膜孔个数对叶顶冷却传热性能的影响

在上节中,所有气膜孔的 α 都按相同的规律变化,即均向吸力侧进行偏转。从图 5 和图 6 中的 C 区域可见:在凹槽底部靠近前缘的区域,以及凹槽前部中弧线孔与压力侧孔之间的区域传热系数相对较高,冷却流的覆盖程度较差。因此,本节将探索调整靠近前缘区域的中弧线气膜孔的射流方向,将其调整为向压力侧方向偏转,设计了 3 种方案:分别将中弧线处编号为 T01~T04 的 4 个孔、T01~T05 的 5

个孔、T01~T13 的 13 个孔调整向压力侧偏转(孔编号见图 1),其余气膜孔均保持 $\alpha=120^\circ$ 、 $\beta=30^\circ$ 不变。为表述方便,将向压力侧偏转的角度记为 α' 。本节仅讨论向压力侧偏转孔的个数对冷却传热性能的影响,向压力偏转的孔角度均设置为 $\alpha'=-60^\circ$ 、 $\beta=30^\circ$ (射流角定义见图 3)。图 9 给出了 3 种方案条件下气膜孔偏转的示意图,下节将深入讨论向压力侧偏转的孔角 α' 变化对叶顶冷却传热性能的影响。

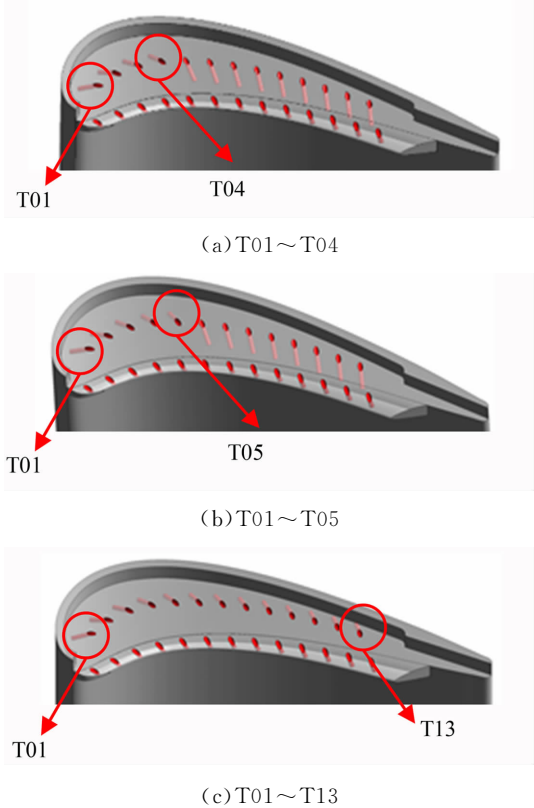


图 9 中弧线气膜冷却孔向压力侧偏转示意图
Fig. 9 Schematic view of the tip cooling holes deflection towards the pressure side

图 10 显示了 3 种不同气膜孔偏转数时带小翼凹槽叶顶传热系数与气膜冷却效率分布。从图中可见,凹槽底部靠近前缘部分的中弧线孔与压力侧孔之间的区域得到了有效地冷却,此区域内的传热系数较低,且气膜冷却效率较高,叶顶整体冷却传热性能较好。由于中弧线靠近前缘的孔偏转向压力侧,因此在吸力侧部分冷却流覆盖程度较低,即在图 10 中对应 A 区域的传热系数增大、气膜冷却效率减小。T01~T04 孔向压力侧偏转与 T01~T05 孔向压力侧偏转方案的主要区别在于凹槽中部,即图 10 中对应的 B 区域。由于 T05 孔向压力侧偏转,在凹槽底部 B 区域的传热系数减小、气膜冷却效率增大。对于 T01~T13 孔均向压力侧偏转方案,与

T01~T05 孔向压力侧偏转方案相比,气膜孔几何条件的区别只存在于 T06~T13 气膜孔,冷却流主要影响在于凹槽底部靠近尾缘区域的冷却传热性能,即图 10 中的 C 区域,中弧线处各气膜孔冷却流所影响的范围变窄,高气膜冷却效率覆盖的区域面积减小。

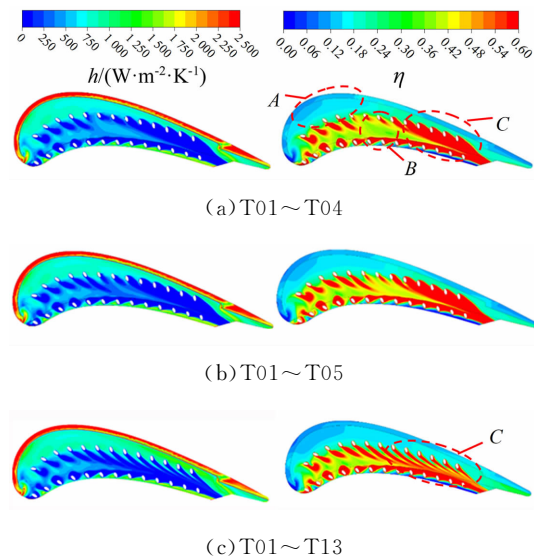


图 10 带小翼凹槽叶顶传热系数与气膜冷却效率分布 ($\alpha' = -60^\circ, \beta = 30^\circ$)

Fig. 10 Heat transfer coefficient and film cooling effectiveness distributions on winglet-squealer tip ($\alpha' = -60^\circ, \beta = 30^\circ$)

图 11、图 12 分别给出了 3 种不同方案时带小翼凹槽叶顶节距平均传热系数和节距平均气膜冷却效率沿轴向的分布,并与 2.1 小节中气膜孔均向吸力侧偏转 $\alpha = 120^\circ, \beta = 30^\circ$ 的叶顶的分布曲线进行对比。从图中可见, T01~T04 偏转方案与 T01~T05 偏转方案的叶顶节距平均传热系数及气膜冷却效率分布差别较小,且在轴向弦长 45%~100% 部分,与 $\alpha = 120^\circ, \beta = 30^\circ$ 时叶顶的曲线有较高的重合度。结合图 10(a)(b) 与图 5(e)、图 6(e) 的对比,可认为个别气膜孔射流角的变化对下游部分叶顶的传热冷却性能影响有限。T01~T04 偏转方案与 T01~T05 偏转方案,在轴向弦长 10%~40% 的部分能有效降低节距平均传热系数、提高节距平均气膜冷却效率。当 T01~T13 偏转时,轴向弦长 0~40% 的部分与 T01~T05 偏转方案的叶片有较高的重合度,后部气膜孔射流角的变化对上游部分的叶片传热冷却性能的影响也较小。在 60%~80% 轴向的范围内, T01~T13 偏转方案的叶片传热系数较大、气膜冷却效率较低。因此可知,当凹槽尾部的中弧线气膜

孔即 T08~T13 向吸力面侧偏转时,叶顶的冷却传热性能更佳。

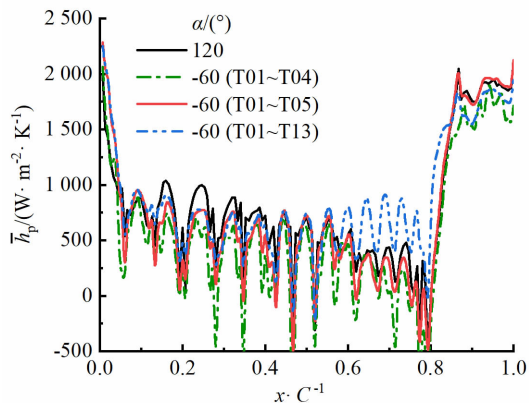


图 11 叶顶节距平均传热系数沿轴向分布 ($\beta = 30^\circ$)

Fig. 11 Pitch-averaged heat transfer coefficient on winglet-squealer tip along axial direction ($\beta = 30^\circ$)

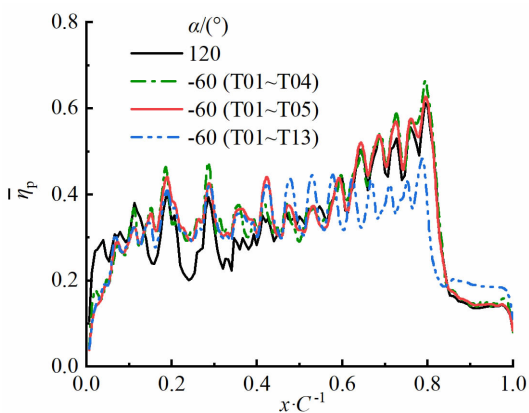


图 12 叶顶节距平均气膜冷却效率沿轴向分布 ($\beta = 30^\circ$)

Fig. 12 Pitch-averaged film cooling effectiveness on winglet-squealer tip along axial direction ($\beta = 30^\circ$)

图 13 对比了 3 种不同气膜孔偏转方案时带小翼凹槽叶顶的面积平均传热系数和气膜冷却效率。T01~T13 全部向压力侧偏转时,面积平均传热系数明显高于其余两种方案、面积平均气膜冷却效率低于其余两种方案。各别气膜孔向压力侧的偏转有利于整体提升叶顶的传热冷却性能,而非全部的叶顶气膜孔向压力侧偏转。T01~T05 向压力侧偏转与 T01~T13 均向压力侧偏转的情况相比,面积平均传热系数减小了 15.65%、面积平均气膜冷却效率增大了 9.51%。T01~T04 偏转方案与 T01~T05 偏转方案两种情况下的面积平均传热系数相差约为 1.1%、面积平均气膜冷却效率相差约为 0.5%,可认为两种方案均有较好的冷却传热性能。但是,从图 10 中 B 区域可见,当 T01~T05 冷却孔

向压力侧偏转时,叶顶低传热系数区及高气膜冷却效率区分布更为均匀,因此下节将针对 T01~T05 孔向压力侧偏转的方案,继续研究偏转角 α' 的变化对带小翼凹槽叶顶的冷却传热性能的影响。

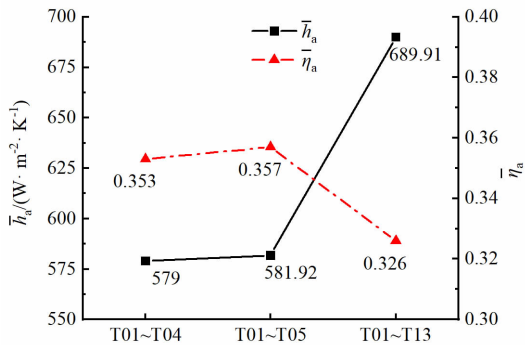


图 13 气膜孔向压力侧偏转不同个数时叶顶面积平均传热系数及气膜冷却效率

Fig. 13 Area-averaged heat transfer coefficient and film cooling effectiveness on winglet-squealer tip with different numbers of cooling holes deflection towards the pressure side

2.3 不同 α' 时叶顶的冷却传热性能

上节对中弧线处冷却孔向压力侧偏转的孔数进行了讨论,偏转角均固定为 $\alpha' = -60^\circ$ 、 $\beta = 30^\circ$ 。因此,本节针对 T01~T05 向压力侧偏转的方案进行深入分析,研究 T01~T05 这 5 个孔的 α' 变化对带小翼凹槽叶顶冷却传热性能的影响,其余气膜孔仍保持 $\alpha = 120^\circ$ 、 $\beta = 30^\circ$ 不变。

图 14 给出了冷却流射流角 α' 从 -30° 变化至 -120° 时带压力侧小翼的凹槽叶顶冷却流流线的分布。与图 4(e) 相比,前缘区域的中弧线冷却流从气膜孔流出后偏向压力侧,能对中弧线孔的压力侧区域进行冷却。前缘区域的中弧线气膜孔冷却流向压力侧的偏转使中弧线冷却流与压力侧冷却流在凹槽底部相混合,提升了冷却流在凹槽底部的冷却性能。

图 15 为不同 α' 时叶顶传热系数分布以及气膜冷却效率分布。从图中可见,T01~T05 气膜孔角

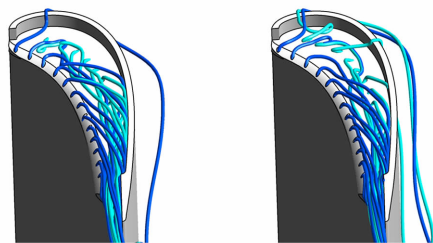
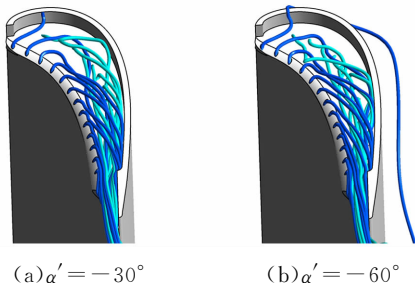


图 14 不同 α' 时带小翼凹槽叶顶冷却流流线分布 ($\beta = 30^\circ$)

Fig. 14 Streamlines for the cooling flow in the winglet-squealer tip with different α' angles ($\beta = 30^\circ$)

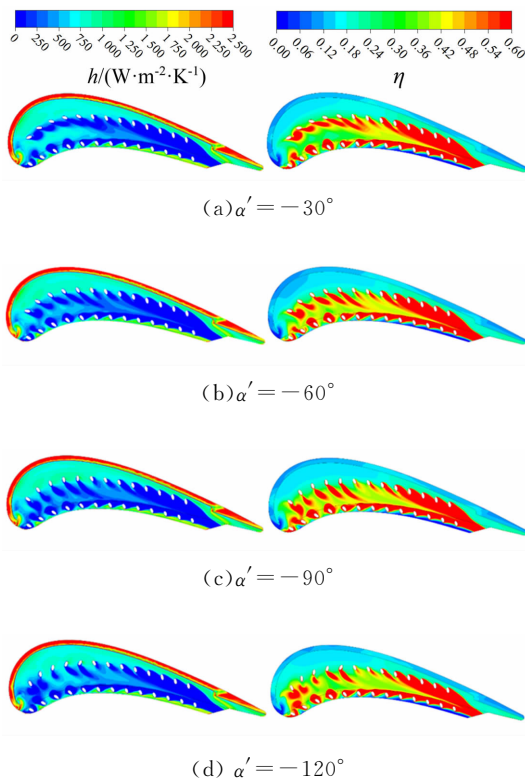


图 15 叶顶传热系数与气膜冷却效率分布 ($\beta = 30^\circ$)

Fig. 15 Heat transfer coefficient and film cooling effectiveness distributions on winglet-squealer tip ($\beta = 30^\circ$)

的变化对凹槽中部及尾缘部分的影响不太显著,当 $\alpha' = -30^\circ$ 时,前缘区域的中弧线冷却流主要集中于冷却孔附近,使得中弧线孔与小翼之间存在一小块传热系数相对较高的区域,从而带小翼的凹槽叶顶未达到最佳的冷却性能。当 $\alpha' = -120^\circ$ 时,T01~T05 的中弧线冷却流所形成的低传热系数区及高气膜冷却效率区面积减小,单个气膜孔所影响的范围变窄,冷却传热性能有所下降。当 $\alpha' = -60^\circ$ 和 $\alpha' = -90^\circ$ 时,中弧线冷却流所形成的高气膜冷却效率区

域分布较为均匀、冷却流所影响的范围较大,冷却传热性能相对较佳。

图 16、图 17 分别为不同 α' 时带小翼的凹槽叶顶节距平均传热系数及气膜冷却效率沿轴向的分布。 α' 的变化对带小翼的凹槽叶顶的节距平均气膜冷却效率曲线的影响不大,对于节距平均传热系数曲线的影响主要在气膜孔附近,其节距平均传热系数有明显的下降,并且当 $\alpha' = -60^\circ$ 时,气膜孔附近节距平均传热系数低于其余工况。

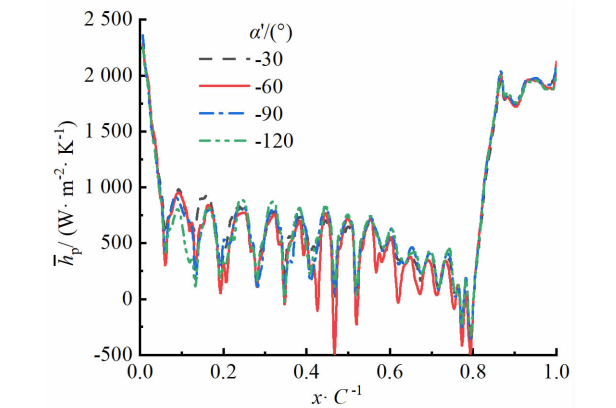


图 16 T01~T05 气膜孔角变化时叶顶节距平均传热系数沿轴向分布($\beta=30^\circ$)

Fig. 16 Pitch-averaged heat transfer coefficient on winglet-squealer tip along axial direction with different holes angle for T01~T05 ($\beta=30^\circ$)

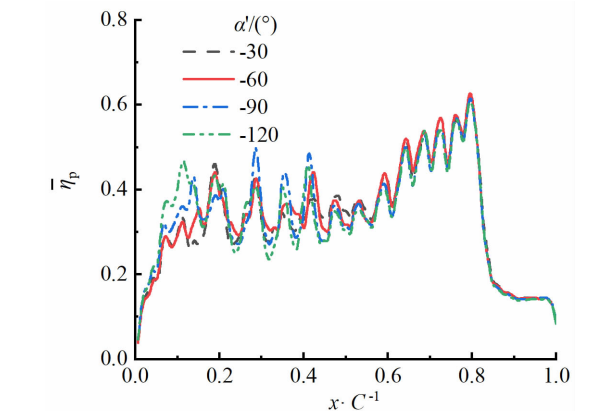


图 17 T01~T05 气膜孔角变化时叶顶节距平均气膜冷却效率沿轴向分布($\beta=30^\circ$)

Fig. 17 Pitch-averaged film cooling effectiveness on winglet-squealer tip along axial direction with different holes angle for T01~T05 ($\beta=30^\circ$)

表 4 给出了不同 α' 时带小翼的凹槽叶顶的面积平均传热系数、气膜冷却效率以及透平级等熵效率。可以看出:T01~T05 气膜孔 α' 的变化对透平级等熵效率无明显影响。与 2.1 小节的中弧线气膜孔均向吸力侧偏转的叶顶相比,T01~T05 向压力侧偏

转后,叶顶的面积平均传热系数明显减小,气膜冷却效率明显增大,且随着 α' 的增大,面积平均传热系数先减小后增大,面积平均气膜冷却效率先增大后减小,当 $\alpha' = -60^\circ$ 时冷却传热性能最佳。

表 4 不同 α' 时带小翼凹槽叶顶传热冷却与气动性能($\beta=30^\circ$)

Table 4 Heat transfer and film cooling effectiveness on winglet-squealer tip with different α' angles ($\beta=30^\circ$)			
$\alpha'/(^\circ)$	$\bar{h}_a/(W \cdot m^{-2} \cdot K^{-1})$	$\bar{\eta}_a$	$\bar{\eta}_s$
-30	646.806	0.351	0.880
-60	581.924	0.357	0.881
-90	648.596	0.353	0.881
-120	647.523	0.350	0.881

图 18 对比了 $\alpha=90^\circ$ 、 $\beta=90^\circ$ (记为工况 1,为参考工况,所有孔的射流角均垂直于凹槽底部), $\alpha=120^\circ$ 、 $\beta=30^\circ$ (工况 2), $\alpha' = -60^\circ$ 、 $\beta=30^\circ$ (工况 3) 3 种气膜孔射流角布置时带小翼的凹槽叶顶面积平均传热系数以及气膜冷却效率。对于 $\alpha' = -60^\circ$ 、 $\beta=30^\circ$ 工况,与 $\alpha=90^\circ$ 、 $\beta=90^\circ$ 相比,其面积平均传热系数减小了 38.84%、气膜冷却效率增大了 42.24%;与 $\alpha=120^\circ$ 、 $\beta=30^\circ$ 相比,其面积平均传热系数减小了 14.75%、气膜冷却效率增大了 6.25%。因此,T01~T05 气膜孔射流角向压力侧方向偏转可以有效地提升带小翼的凹槽叶顶的冷却传热性能。

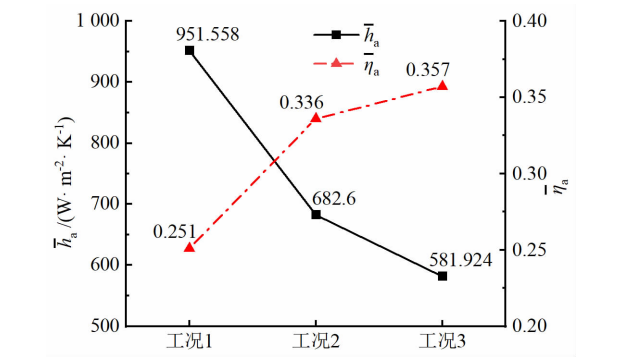


图 18 不同气膜孔射流角时带小翼凹槽叶顶的面积平均传热系数及气膜冷却效率

Fig. 18 Area-averaged heat transfer coefficient and film cooling effectiveness on winglet-squealer tip with different ejection angles

3 结 论

本文采用数值方法研究了叶顶气膜孔射流角的变化对带压力侧小翼的凹槽叶顶冷却传热性能的影响,分别通过改变气膜孔偏转角 α 、中弧线孔向压力

侧偏转的个数、T01~T05 偏转角 α' , 减小了带压力侧小翼的凹槽叶顶的热负荷, 提升了叶顶的气膜冷却效率, 主要结论如下。

(1) 气膜孔冷却射流与叶顶表面成一定的夹角时, 能有效地提升带压力侧小翼的凹槽叶顶的冷却传热性能, 而对透平级等熵效率无明显影响。所有气膜孔均向吸力侧偏转时, 随着 α 的增大, 面积平均传热系数先减小后增大, 面积平均气膜冷却效率先增大后减小, 存在一个最佳 α , 使得叶顶的面积平均传热系数最低、面积平均气膜冷却效率最高。气膜孔角 $\alpha=120^\circ$ 、 $\beta=30^\circ$ 时叶顶的冷却传热性能最佳, 与 $\alpha=90^\circ$ 、 $\beta=90^\circ$ 时相比, 其面积平均传热系数减小了 28.26%, 气膜冷却效率增大了 33.86%。

(2) 将前缘区域附近的中弧线气膜孔向压力侧偏转, 可以增大带压力侧小翼凹槽叶顶的中弧线孔与压力侧孔之间的冷却流覆盖范围。各别气膜孔几何条件的变化的影响范围在该气膜孔附近, 而对于上下游的其他位置的流动与换热性能影响相对有限。T01~T13 均向压力侧偏转时, 叶顶的平均传热系数以及气膜冷却效率变化不大, 对冷却传热性能的提升效果较小, 各别气膜孔向压力侧的偏转有利于整体提升叶顶的传热冷却性能, T01~T05 向压力侧偏转时, 与 T01~T13 均向压力侧偏转的情况相比, 平均传热系数减小了 15.65%, 气膜冷却效率增大了 9.51%, 该射流方案能大幅提升叶顶冷却传热性能。

(3) 当 T01~T05 气膜孔向压力侧偏转时, 随着 α' 的增大, 面积平均传热系数先减小后增大, 面积平均气膜冷却效率先增大后减小, 存在最佳 α' 。T01~T05 的射流角 $\alpha'=-60^\circ$ 时叶顶整体的冷却传热性能最佳。与 $\alpha=90^\circ$ 、 $\beta=90^\circ$ 工况相比, 叶顶的面积平均传热系数减小了约 38.84%、气膜冷却效率增大了 42.24%; 与 $\alpha=120^\circ$ 、 $\beta=30^\circ$ 工况相比, 面积平均传热系数减小 14.75%, 气膜冷却效率增大 6.25%。

参考文献:

- [1] YARAS M, ZHU Yingkang, SJOLANDER S A. Flow field in the tip gap of a planar cascade of turbine blades [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1989, 111(3): 276-283.
- [2] HAN J C, DUTTA S, EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology [M]. New York, USA: Taylor & Francis, 2000.
- [3] LEDEZMA G A, ALLEN J, BUNKER R S. An experimental and numerical investigation into the effects

of squealer blade tip modifications on aerodynamic performance [C]// ASME 2013 Turbine Blade Tip Symposium. New York, NY, USA: ASME, 2014: V001T03A002.

- [4] 于金杏, 叶明亮, 何坤, 等. 压力侧冷却流对凹槽叶顶气膜冷却与传热性能的影响 [J]. *西安交通大学学报*, 2022, 56(3): 160-172.
YU Jinxing, YE Mingliang, HE Kun, et al. Effect of pressure-side cooling flow on film cooling and heat transfer performance at squealer tip [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2022, 56(3): 160-172.
- [5] ZHOU Chao, HODSON H, TIBBOTT I, et al. The aerothermal performance of a cooled winglet tip in a high pressure turbine cascade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(3): 031005.
- [6] 肖东, 李琛玺, 宋立明, 等. 凹槽深度及吹风比的不确定性对动叶叶顶冷却特性影响研究 [J]. *工程热物理论*, 2020, 41(7): 1627-1634.
XIAO Dong, LI Chenxi, SONG Liming, et al. Influence of uncertainties arising from squealer depth and blowing ratio on cooling characteristics of rotor tips [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2020, 41(7): 1627-1634.
- [7] HE Kun. Investigations of film cooling and heat transfer on a turbine blade squealer tip [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 110: 630-647.
- [8] YAN Xin, HUANG Yan, HE Kun. Investigations into heat transfer and film cooling effect on a squealer-winglet blade tip [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer: Part B*, 2017, 115: 955-978.
- [9] ZHANG Bolun, YAO Chunyi, ZHU Hui ren, et al. Experimental study on film cooling performance of a turbine blade tip with a trapezoidal slot cooling scheme in transonic flow using PSP technique [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2022, 130: 110513.
- [10] 吴琛琦, 何坤, 晏鑫. 透平级带压力侧小翼凹槽叶顶的传热与气膜冷却性能研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2022, 56(3): 147-159.
WU Chenqi, HE Kun, YAN Xin. Investigation into heat transfer and film cooling performance at pressure-side winglet-squealer tip in a turbine stage [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2022, 56(3): 147-159.
- [11] CHENG Fengna, ZHANG Jingzhou, CHANG Haiping, et al. Investigations of film-cooling effectiveness on the squealer tip with various film-hole configurations in a linear cascade [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, 117: 344-357.
- [12] CHENG Fengna, ZHANG Jingzhou, ZHANG Jingy-

- ang, et al. Effect of cutbacks on tip leakage flow and film-cooling effectiveness of a turbine blade tip under relative moving condition [J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2021, 64(6): 293-303.
- [13] 张子寒, 何坤, 晏鑫. 带造型凹坑孔的平板气膜冷却特性研究 [J]. 西安交通大学学报, 2020, 54(7): 84-93.
- ZHANG Zihan, HE Kun, YAN Xin. Investigation on the film cooling efficiency on a plain surface with hole embedded in contoured crater [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020, 54(7): 84-93.
- [14] 张子寒, 何坤, 晏鑫. 造型凹坑孔深度及张角对壁面气膜冷却性能的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(9): 49-59.
- ZHANG Zihan, HE Kun, YAN Xin. Influences of contoured crater depth and expansion angle on wall film cooling performance [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(9): 49-59.
- [15] 李琛玺, 郭振东, 宋立明, 等. 凹槽状叶顶气膜孔优化设计与知识挖掘 [J]. 推进技术, 2019, 40(2): 276-284.
- LI Chenxi, GUO Zhendong, SONG Liming, et al. Film-cooling holes design optimization and knowledge mining of a squealer tip [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(2): 276-284.
- [16] 白创军, 张村元, 徐伟祖, 等. 气膜孔角度对涡轮气动性能影响的数值研究 [J]. 机械制造与自动化, 2013, 42(5): 10-15.
- BAI Chuangjun, ZHANG Cunyuan, XU Weizu, et al. Numerical investigation on influence of different angles holer on aerodynamic performance of turbine [J]. Machine Building & Automation, 2013, 42(5): 10-15.
- [17] 于金杏, 叶明亮, 晏鑫. 发动机工况下透平级凹槽叶顶冷却传热性能研究 [J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(7): 106-116.
- YU Jinxing, YE Mingliang, YAN Xin. Investigations on the heat transfer and film cooling effect at squealer tip of a turbine stage under engine conditions [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(7): 106-116.
- [18] YAN Xin, HUANG Yan, HE Kun. Effect of ejection angle and blowing ratio on heat transfer and film cooling effect on a winglet tip [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 125: 357-374.
- [19] HALILA E E, THOMSD L D. High pressure turbine test hardware detailed design report; CR-167955[R]. Ohio, USA: NASA, 1985.
- [20] 叶明亮, 晏鑫, 何坤. 隔板位置对透平级凹槽叶顶传热和冷却性能的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2018, 52(5): 116-124.
- YE Mingliang, YAN Xin, HE Kun. Effect of rib location on the heat transfer and cooling characteristics of squealer tip in turbine stage [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2018, 52(5): 116-124.
- [21] YAN Xin, YE Mingliang, HE Kun. Investigations into heat transfer and aerodynamic performance of a worn squealer tipped turbine stage [J]. Journal of Turbomachinery, 2020, 142(9): 091012.
- [22] 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.
- [23] KWAK J S, HAN J C. Heat transfer coefficients and film cooling effectiveness on the squealer tip of a gas turbine blade [J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(4): 648-657.
- [24] 屠珊, 孙弼, 毛靖儒. 用 Richardson 外推法分析流动传热层流问题的不确定度 [J]. 西安交通大学学报, 1999, 33(11): 47-50.
- TU Shan, SUN Bi, MAO Jingru. Uncertainty analysis of laminar flow and heat transfer problems by Richardson extrapolation [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 1999, 33(11): 47-50.
- [25] 黄琰. 带压力侧小翼的凹槽叶顶冷却传热特性研究 [D]. 西安: 西安交通大学, 2018.

(编辑 荆树蓉 杜秀杰)