

DOI: 10.7652/xjtuxb201707008

压力面侧小翼结构对凹槽叶顶冷却 传热性能的影响

黄琰, 晏鑫, 何坤, 李军, 丰镇平

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 采用数值计算方法对带压力侧小翼凹槽叶顶附近的流动、传热和冷却特性进行了研究, 计算获得了无气膜孔、单排气膜孔和双排气膜孔3种孔分布条件下叶顶区域的流场结构、传热系数和气膜冷却有效度, 并与常规凹槽叶顶和无压力侧肩壁凹槽叶顶的冷却传热性能进行了比较。结果表明: 与常规和无压力侧肩壁凹槽叶顶相比, 带压力侧小翼凹槽叶顶具有更优的气动、传热和冷却性能; 带压力侧小翼凹槽叶顶的总压损失与无压力侧肩壁凹槽叶顶的相近, 比常规凹槽叶顶的低约10%; 在3种孔分布条件下, 带压力侧小翼凹槽叶顶的平均传热系数均最小, 平均气膜冷却有效度最大。气膜孔分布影响了带压力侧小翼凹槽叶顶冷却流的作用范围, 带压力侧小翼凹槽叶顶中弧线处的冷却流覆盖了凹槽底部吸力面侧区域, 小翼处的冷却流能较好地冷却小翼和凹槽底部压力面侧区域。该结果可为增强凹槽叶顶的冷却传热性能提供参考。

关键词: 小翼; 凹槽叶顶; 传热; 气膜冷却; 总压损失

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2017)07-0051-06

Effect of Pressure Side Winglet on Film Cooling and Heat Transfer Performance of Blade Squealer Tip

HUANG Yan, YAN Xin, HE Kun, LI Jun, FENG Zhenping

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

Abstract: Aerodynamic, heat transfer and film cooling performance on the squealer tip with pressure side winglet are numerically investigated. For three different cooling-hole arrangements, i. e. no film cooling hole, single hole-array located at the tip camber line, and two hole-arrays located at the tip camber line and pressure-side winglet, the flow structures, heat transfer and film cooling performance in the pressure-side winglet tip region are obtained. The predicted film cooling and heat transfer performance of the pressure-side winglet tip are also compared with the conventional squealer tip and squealer tip without pressure side rim configurations. The results show that compared with the other two tip configurations, the squealer tip with pressure side winglet is endowed with the superior performance of aerodynamic, heat transfer and film cooling effect in the blade tip region. The total pressure loss in the squealer tip with pressure side winglet gets close to that in squealer tip without pressure side rim, and is about 10% lower than that in the conventional squealer tip. For different cooling-hole arrangements, the average heat transfer coefficient on the squealer tip with pressure side winglet is the lowest, while the averaged film

收稿日期: 2016-10-13。 作者简介: 黄琰(1992—),女,硕士生;晏鑫(通信作者),男,副教授。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51306138)。

网络出版时间: 2017-04-21

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20170421.1649.010.html>

cooling effectiveness of this kind of tip is the highest when the film cooling holes are introduced. For the squealer tip with pressure side winglet, the influence region of coolant is affected by the distribution of the film cooling holes. Coolant from the camber-line cooling holes can effectively cool the cavity floor near the suction side, while coolant from the cooling holes in pressure-side winglet effectively cools the winglet surface and cavity floor near the pressure side.

Keywords: winglet; squealer tip; heat transfer; film cooling; total pressure loss

燃气透平进口温度的提升,使得第一级动叶叶顶区域承受着较高的热负荷和热应力。为了改善动叶顶部的传热性能,保证第一级动叶的安全、稳定运行,需要对叶顶结构进行改进并采用合理的气膜冷却方式^[1]。

国内外已开展了较多的叶顶传热和冷却研究。在常规凹槽叶顶冷却传热特性研究方面,Kwak等实验发现,凹槽叶顶可以改善叶顶的传热性能,随着叶顶间隙的增大,传热系数增大^[2-3],加入气膜孔后,随叶顶间隙的增大和吹风比的减小,叶顶传热系数增大,气膜冷却有效度减小^[4];黄琰等研究发现,叶顶中弧线孔内的冷却流对凹槽底部压力面侧区域的冷却效果较好,而压力面侧孔内的冷却流则对肩壁和叶顶尾缘区域的冷却效果较好^[5]。

在带小翼凹槽叶顶冷却传热特性研究方面:Lee等发现,带压力侧小翼凹槽叶顶结构具有较小的涡流损失^[6];Bunker等研究表明,无压力侧肩壁凹槽叶顶和带压力侧小翼凹槽叶顶具有较好的流动传热和冷却性能^[7];Zhou等的研究表明,叶顶小翼结构减小了压力侧与吸力侧的压差,抑制了叶顶泄漏流动^[8];晏鑫等的研究表明,改变凹槽叶顶小翼的前缘倾角对叶顶传热性能影响不大,压力侧小翼的长度存在最佳值^[9]。

上述的研究主要集中在对常规凹槽叶顶的冷却传热特性的实验和数值分析,对带小翼凹槽叶顶的冷却传热和气动性能的研究较少。因此,本文在文献[8-9]的基础上,应用 ANSYS CFX11.0 软件,研究了无气膜孔、单排孔和双排孔 3 种条件下带压力侧小翼凹槽叶顶附近区域的流动传热和冷却性能,并与无压力侧肩壁凹槽叶顶、常规凹槽叶顶的冷却传热性能和叶栅损失进行了对比。

1 数值计算方法

传热系数定义为

$$h = q / (T_w - T_\infty) \quad (1)$$

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。

绝热气膜有效度定义为

$$\eta = \frac{T_{aw} - T_m}{T_c - T_m} \quad (2)$$

式中: T_{aw} 、 T_m 和 T_c 分别为绝热壁面温度、主流温度和冷却流温度。

叶栅平均总压损失定义为

$$\bar{P}_{loss} = \frac{\bar{P}_{tin} - \bar{P}_{tout}}{\bar{P}_{tin}} \quad (3)$$

式中: $\bar{P}_{tin}$ 是叶栅进口总压; $\bar{P}_{tout}$ 是叶栅尾缘下游 10 mm 处的平均总压。

计算中的叶型来源于 GE-E³ 涡轮第一级动叶的叶顶截面型线^[4],型线的几何尺寸和计算边界条件与实验测量条件^[4]一致。详细的边界条件设置参见文献[8-9],计算中吹风比取 1。

图 1 给出了带双排气膜孔(分别位于中弧线和压力面侧)的常规凹槽叶顶的传热系数和绝热气膜冷却有效度分布。计算中,采用可压缩雷诺时均 N-S 方程、 $k-\omega$ 、 $k-\epsilon$ 和 SST 3 种湍流模型进行了求解。与实验结果^[4]相比,3 种模型中 $k-\omega$ 湍流模型计算得到的叶顶传热系数和气膜冷却有效度分布与实验结果最为吻合,因此本文中选用 $k-\omega$ 湍流模型进行计算分析。

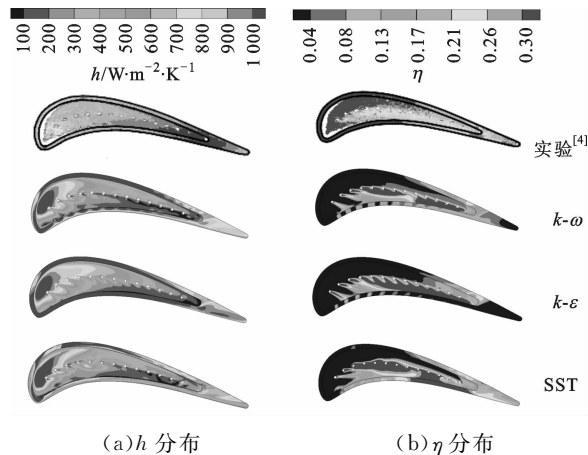


图 1 带双排气膜孔时 3 种湍流模型得到的 h 和 η

表 1 给出了 4 种网格时叶顶表面的平均传热系数 $\bar{h}$ 和平均气膜冷却有效度 $\bar{\eta}$ 。从中可以看出,当网格数增加到 752 万时, $\bar{h}$ 和 $\bar{\eta}$ 的相对误差小于

2%。可以认为,采用 752 万网格进行计算时可获得网格无关解。

表 1 4 种不同网格时 $\bar{h}$ 和 $\bar{\eta}$

网格数	$\bar{h}/W \cdot m^{-2} \cdot K^{-1}$	$\bar{h}$ 相对 误差/%	$\bar{\eta}$	$\bar{\eta}$ 相对 误差/%
305 万	594.85	3.58	0.081	11.5
487 万	604.82	1.96	0.086	5.37
752 万	609.95	1.13	0.090	1.75
1 273 万	612.54	0.71	0.090	1.09
外推值	616.934		0.091	

表 2 给出了 5 种不同近壁面第一层网格距离下的叶顶表面的 $\bar{h}$ 、 $\bar{\eta}$ 和 $\bar{y}^+$ (y^+ 为描述第一层网格节点至壁面的单位为 1 的距离)。计算表明,当 $\bar{y}^+ < 1$ 时, $\bar{h}$ 、 $\bar{\eta}$ 可以获得网格无关解。因此,本文中近壁面第一层网格距离均设置为 0.001 mm。

在上述数值方法考核的基础上,最终确定了 3 种叶顶结构的计算网格数,如表 3 所示。图 2~图 4 分别给出了双排孔分布下 3 种叶顶结构的网格示意图。

表 2 5 种不同近壁面第一层网格距离下的 $\bar{h}$ 和 $\bar{\eta}$

近壁面第一层 网格距离/mm	$\bar{h}/W \cdot m^{-2} \cdot K^{-1}$	$\bar{\eta}$	$\bar{y}^+$
0.001	609.96	0.090	0.37
0.003	607.50	0.090	1.36
0.005	609.17	0.090	1.87
0.010	660.73	0.075	4.51
0.050	586.21	0.034	21.41

表 3 3 种叶顶结构的计算网格数

结构	计算网格数		
	常规凹槽	无压力侧肩壁	带压力面侧小翼
无气膜孔	221 万	410 万	625 万
单排孔	623 万	730 万	860 万
双排孔	730 万	850 万	975 万

2 计算结果分析

2.1 无气膜孔时叶顶流动传热特性

图 5 给出了无气膜孔时 3 种叶顶结构的叶栅内平均总压损失 $\bar{P}_{loss}$ 曲线。从中可以看出,带压力侧小翼凹槽叶顶与无压力侧肩壁凹槽叶顶的总压损失相近,而常规凹槽叶顶的总压损失偏大,主要集中于 65%~100% 叶高处。表 4 给出了 3 种叶顶结构的

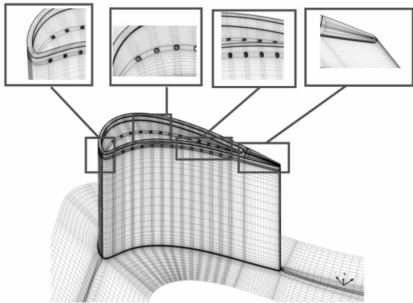


图 2 双排孔分布下常规凹槽叶顶的网格示意图

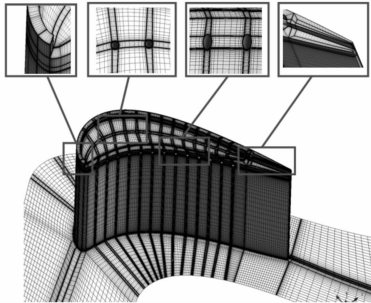


图 3 双排孔分布下无压力侧肩壁凹槽叶顶的网格示意图

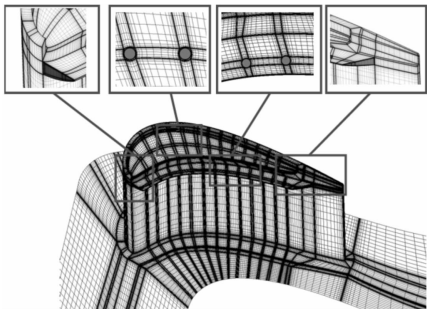


图 4 双排孔分布下带压力面侧小翼凹槽叶顶的网格示意图

平均总压损失 $\bar{P}_{loss}$ 。从中可以看出,带压力侧小翼凹槽叶顶与无压力侧肩壁凹槽叶顶的平均总压损失相同,比常规凹槽叶顶的叶栅总压损失低约 12%。

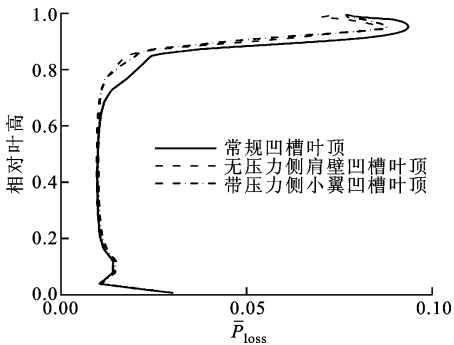


图 5 无气膜孔时 3 种叶顶结构下的 $\bar{P}_{loss}$

表 4 无气膜孔时 3 种叶顶结构下的 $\bar{P}_{\text{loss}}$

结构	$\bar{P}_{\text{loss}}$
常规凹槽叶顶	0.025
无压力侧肩壁凹槽叶顶	0.022
带压力侧小翼凹槽叶顶	0.022

图 6 给出了无气膜孔时 3 种叶顶结构的传热系数分布。从中可以看出,带压力侧小翼凹槽叶顶和无压力侧肩壁凹槽叶顶的传热系数分布均匀,常规凹槽叶顶在凹槽底部近吸力面侧前缘存在显著高传热区。

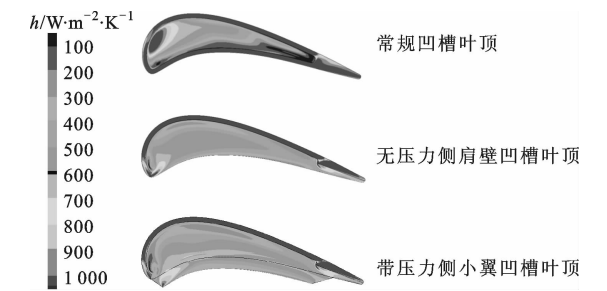


图 6 无气膜孔时 3 种叶顶结构的 h 分布

表 5 给出了无气膜孔时 3 种叶顶结构的平均传热系数。带压力侧小翼凹槽叶顶的平均传热系数最小,比无压力侧肩壁凹槽叶顶和常规凹槽叶顶的平均传热系数分别低 7.8% 和 17.1%。无气膜孔时,带压力侧小翼凹槽叶顶具有较好的传热性能。

表 5 无气膜孔时 3 种叶顶结构下的 $\bar{h}$

结构	$\bar{h}/W \cdot m^{-2} \cdot K^{-1}$
常规凹槽叶顶	739.91
无压力侧肩壁凹槽叶顶	664.60
带压力侧小翼凹槽叶顶	612.00

2.2 单排气膜孔时叶顶流动传热及冷却特性

图 7 给出了单排气膜孔时 3 种叶顶结构下的冷却流三维流线图。带压力侧小翼凹槽叶顶与无压力侧肩壁凹槽叶顶的冷却流场相近:在 50% 轴向弦长上游处,冷却流在压力面和吸力面压差的作用下先向吸力面侧偏转,然后向上抬升并掠过吸力面侧肩壁;在 50% 轴向弦长的下游及尾缘处,冷却流在偏向吸力面侧的同时向尾缘倾斜并逐渐积累,使得凹槽底部近吸力面侧和尾缘区域得到有效冷却。对于常规凹槽叶顶,在凹槽底部冷却流先向压力面侧偏转,然后抬升偏向吸力面侧,最后流出叶顶间隙,使得凹槽底部近压力面侧的冷却效果较好。

图 8 给出了单排气膜孔时 3 种叶顶结构的平均



(a) 常规凹槽叶顶 (b) 无压力侧肩壁凹槽叶顶 (c) 带压力侧小翼凹槽叶顶

图 7 单排气膜孔时 3 种叶顶结构下的冷却流场结构

总压损失。带压力侧小翼凹槽叶顶与无压力侧肩壁凹槽叶顶这 2 种结构的总压损失分布相近,常规凹槽叶顶从 65%~100% 叶高处的总压损失较大。

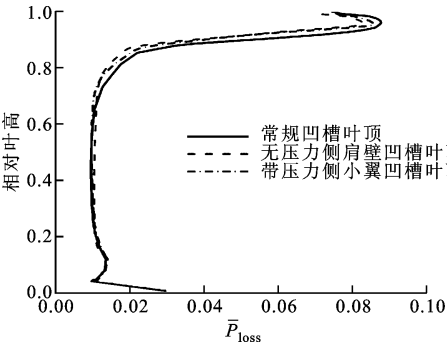


图 8 单排气膜孔时 3 种叶顶结构的叶栅总压损失

表 6 给出了 3 种叶顶结构的平均总压损失,与图 8 反映的规律相同,带压力侧小翼的凹槽叶顶与无压力侧肩壁的凹槽叶顶的总压损失较小,而常规凹槽叶顶的总压损失较大且比前二者高 9.1%。

表 6 单排气膜孔时 3 种叶顶结构的 $\bar{P}_{\text{loss}}$

结构	$\bar{P}_{\text{loss}}$
常规凹槽叶顶	0.024
无压力侧肩壁凹槽叶顶	0.022
带压力侧小翼凹槽叶顶	0.022

图 9 给出了单排孔分布时 3 种叶顶结构的传热系数和气膜冷却有效度分布。从中可以看出:无压力侧肩壁凹槽叶顶与带压力侧小翼凹槽叶顶的冷却传热特性相近,与无气膜孔时的传热系数分布特性相比,凹槽底部吸力面侧和尾缘区域的传热系数减小,但气膜冷却有效度较大;常规凹槽叶顶的凹槽底部压力面侧传热系数较小,气膜冷却有效度较大。它们的区别主要是冷却气流的不同偏转规律导致的(见图 7),使得在冷却流覆盖和积累的区域冷却性能出现差异。

表 7 给出了单排气膜孔时 3 种结构的叶顶平均

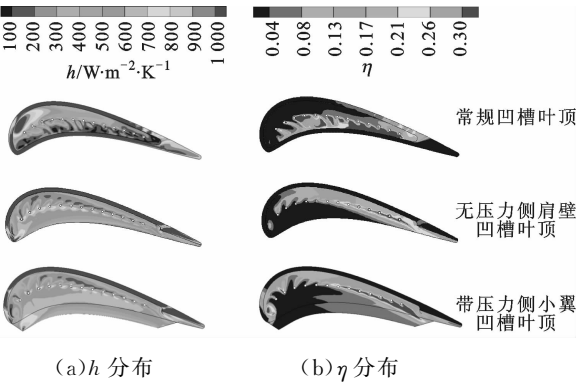


图 9 单排气膜孔时 3 种叶顶结构的叶顶 h 和 η 分布

传热系数和平均气膜冷却有效度。带压力侧小翼凹槽叶顶与无压力侧肩壁凹槽叶顶的传热系数相近,但前者的气膜冷却有效度比后者高 8.6%。常规凹槽叶顶的传热和冷却性能最差,平均传热系数比带压力侧小翼凹槽叶顶高 3.9%,气膜冷却有效度比带压力侧小翼凹槽叶顶低 11.8%。

表 7 单排气膜孔时 3 种叶顶结构下的 $\bar{h}$ 和 $\bar{\eta}$

结构	$\bar{h}/W \cdot m^{-2} \cdot K^{-1}$	$\bar{\eta}$
常规凹槽叶顶	628.77	0.067
无压力侧肩壁凹槽叶顶	605.56	0.070
带压力侧小翼凹槽叶顶	605.41	0.076

2.3 双排气膜孔时叶顶流动传热和冷却特性

图 10 给出了双排气膜孔时 3 种叶顶结构的冷却流场结构。对于带压力侧小翼凹槽叶顶和无压力侧肩壁凹槽叶顶结构,在 50%轴向弦长上游处,冷却流在压力面和吸力面压差的作用下首先向吸力面侧偏转,然后抬升流出叶顶间隙;在 50%轴向弦长下游处,冷却流向吸力面侧和尾缘偏转。因此,对于带压力侧小翼凹槽叶顶,小翼上冷却孔喷出的冷却流可以对凹槽近压力面和小翼顶部区域进行有效冷却。对于常规凹槽叶顶,压力面侧冷却孔内的冷

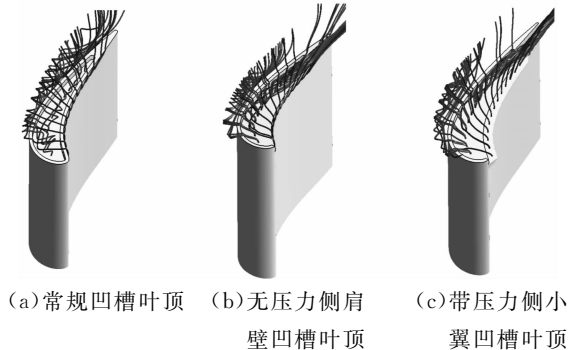


图 10 双排气膜孔时 3 种叶顶结构下的冷却流场结构

却流首先向上掠过压力面侧肩壁,然后从压力面到吸力面横穿整个叶顶间隙,压力面侧冷却孔内的冷却流可以对肩壁和尾缘区域进行有效冷却。

图 11 给出了双排气膜孔时 3 种叶顶结构的总压损失。带压力侧小翼凹槽叶顶与无压力侧肩壁凹槽叶顶的总压损失相近,常规凹槽叶顶在 65%~100%叶高处的总压损失明显高于另外 2 种结构。

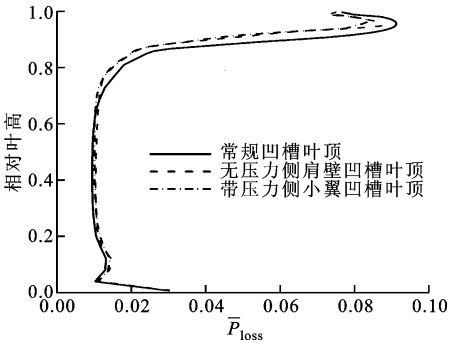


图 11 双排气膜孔时 3 种叶顶结构下的总压损失曲线

表 8 给出了 3 种结构的平均总压损失。从中可以看出,带压力侧小翼凹槽叶顶与无压力侧肩壁凹槽叶顶的叶栅总压损失较小,比常规凹槽叶顶低 8.33%。

表 8 双排气膜孔时 3 种叶顶结构的 $\bar{P}_{loss}$

结构	$\bar{P}_{loss}$
常规凹槽叶顶	0.024
无压力侧肩壁凹槽叶顶	0.022
带压力侧小翼凹槽叶顶	0.022

图 12 给出了双排气膜孔时 3 种叶顶结构的传热系数和气膜冷却有效度分布。从中可以看出,对于带压力侧小翼凹槽叶顶和无压力侧肩壁凹槽叶顶结构,除了原有的中弧线冷却流对凹槽底部吸力面侧影响外,凹槽底部近压力面侧和尾缘区域的传热

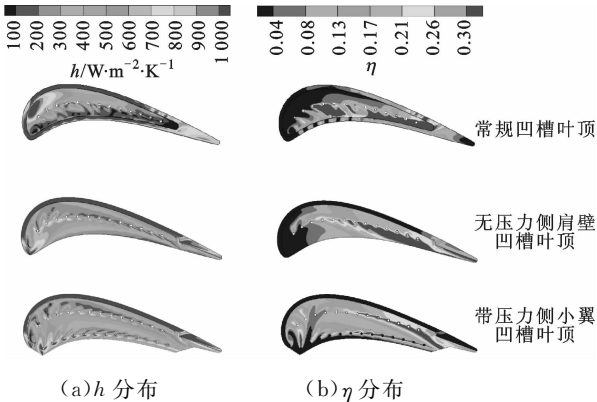


图 12 双排气膜孔时 3 种叶顶结构的叶顶 h 和 η 分布

系数减小,气膜冷却有效度较大,而带压力侧小翼凹槽叶顶在小翼顶部的冷却效果较好。这是因为压力面侧小翼上冷却孔喷出的冷却流在主流的带动下向吸力面侧偏转后向上抬升,优先覆盖了小翼和凹槽底部压力面侧的区域,强化了该区域的冷却效果(见图 10b、10c)。对于常规凹槽叶顶,由于压力面侧孔内冷却流的刮削作用(见图 10a),使得两侧肩壁及尾缘区域的传热系数较小,气膜冷却有效度较大。

表 9 给出了双排气膜孔时 3 种叶顶结构的平均传热系数和平均气膜冷却有效度。带压力侧小翼凹槽叶顶平均传热系数最小,比无压力侧肩壁凹槽叶顶和常规凹槽叶顶的平均传热系数分别低 1.6%和 7.3%;带压力侧小翼凹槽叶顶平均气膜冷却有效度比无压力侧肩壁凹槽叶顶低 2.22%,比常规凹槽叶顶高 4.8%。

表 9 双排气膜孔时 3 种叶顶结构下的 $\bar{h}$ 和 $\bar{\eta}$

结构	$\bar{h}/W \cdot m^{-2} \cdot K^{-1}$	$\bar{\eta}$
常规凹槽叶顶	577.35	0.126
无压力侧肩壁凹槽叶顶	544.29	0.135
带压力侧小翼凹槽叶顶	535.34	0.132

3 结 论

本文采用雷诺时均 N-S 方程的方法研究了带压力侧小翼凹槽叶顶在无气膜孔、单排气膜孔和双排气膜孔时的流动传热和冷却特性,并与无压力侧肩壁凹槽叶顶和常规凹槽叶顶的计算结果进行了对比,主要结论如下。

(1)无气膜孔时,带压力侧小翼凹槽叶顶与无压力侧肩壁凹槽叶顶的总压损失相近,比常规凹槽叶顶低 12%。带压力侧小翼凹槽叶顶的传热系数分布均匀,比无压力侧肩壁凹槽叶顶和常规凹槽叶顶低 7.76%和 17.15%。

(2)对于单排气膜孔结构,带压力侧小翼凹槽叶顶中弧线冷却孔内的冷却流覆盖了凹槽底部近吸力面区域,与无压力侧肩壁凹槽叶顶和常规凹槽叶顶相比,其叶顶平均传热系数分别低 0.03%和 3.7%,但气膜冷却有效度分别高 9.5%和 13.8%,总压损失比常规凹槽叶顶低 8.3%。

(3)对于双排气膜孔结构,带压力侧小翼凹槽叶顶在小翼冷却孔内的冷却流冷却了凹槽底部近压力面侧和小翼顶部区域,与无压力侧肩壁凹槽叶顶和

常规凹槽叶顶相比,其平均传热系数分别低 1.6%和 7.3%,平均气膜冷却有效度比常规凹槽叶顶高 4.6%,总压损失比常规凹槽叶顶低 8.3%。

参考文献:

[1] HAN J C, DUTTA S, EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology [M]. 2rd ed. Boca Raton, EL, USA: Taylor & Francis Group, 2012: 94-106.

[2] KWAK J S, HAN J C. Heat transfer coefficient on a gas turbine blade tip and near tip regions; 2002-3012 [R]. Reston, VA, USA: AIAA, 2002.

[3] KWAK J S, HAN J C. Heat transfer coefficients on the squealer tip and near squealer tip regions of a gas turbine blade [J]. ASME Journal of Heat Transfer, 2003, 125(4): 669-677.

[4] KWAK J S, HAN J C. Heat transfer coefficients and film-cooling effectiveness on the squealer tip of a gas turbine blade [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2003, 125(4): 648-657.

[5] 黄琰, 晏鑫, 何坤, 等. 气膜孔分布对常规凹槽叶顶传热和冷却性能的影响 [J]. 西安交通大学, 2016, 50(5): 101-107.

HUANG Yan, YAN Xin, HE Kun, et al. Effect of cooling-hole distributions on heat transfer and cooling effectiveness on turbine blade tip [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2016, 50(5): 101-107.

[6] LEE S W, KIM S U, KIM K H. Aerodynamic performance of winglets covering the tip gap inlet in a turbine cascade [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2012, 34: 36-46.

[7] 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, USA: ASME, 2013: 2004.

[8] ZHOU C, HODSON H, TIBBOTT I, et al. Effects of winglet geometry on the aerodynamic performance of tip leakage flow in a turbine cascade [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2013, 135(5): 051009.

[9] YAN Xin, HUANG Yan, HE Kun, et al. Numerical investigations into the effect of squealer-winglet blade tip modifications on aerodynamic and heat transfer performance [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 103: 242-253.

(编辑 苗凌)