

燃气透平叶片3种出气边冷却结构中流动与传热性能的比较

刘正,陈榴,戴韧

(上海理工大学能源与动力工程学院,上海200093)

摘要:本研究通过流热耦合计算和实验验证,比较了圆柱排孔与两种劈缝的出气边冷却结构,在不同雷诺数和冷气质量流率下的流动与传热性能。结果表明:圆柱排孔流阻偏高,受供气压力限制,冷气流量不足,冷却效果下降,造成出气边烧蚀。叶片出气边压力面开设劈缝结构降低流阻,提高了冷气流量。劈缝内采用弦向肋和扰流柱结构强化换热,提高冷却效果。在相同冷气流量下,劈缝结构所需的流动压差明显下降,叶栅叶片的尾迹宽度也减小,对降低下游叶栅的流动损失和表面传热是有利的。

关键词:圆柱排孔;劈缝;冷却效率;尾迹结构

中图分类号:TK124 文献标识码:A

DOI:10.16146/j.cnki.rndlge.2016.11.006

引言

先进燃气轮机透平前燃气温度已远高于耐热金属材料可承受的长期工作温度^[1],并且由于叶片尾缘流道尺寸小,流动阻力大,所以尾缘内冷气温度相对较高,流量也较小,很容易因冷却不足产生烧蚀。叶片出气边冷却结构设计的关键是提高冷却侧的换热系数,降低流动阻力,保证充分的冷气流量。

圆柱排孔是透平叶片出气边对流冷却的经典方法,该冷却方法结构简单、对叶片尾缘薄边的强度影响小。所以至今在进口温度低于1200℃的E级燃气轮机上还在使用^[2]。出气边半劈缝(Cutback)是近年来发展并应用的一种新结构,其综合了排孔内对流换热与劈缝射流的气膜隔热作用,有利于提高出气边的冷却效果。

唇板的厚度及形状的影响是比较明显的。Taslim等人研究发现较大的唇板厚度会使得冷却效果变差^[3]。Horbach和Schulz研究发现换热效果随

唇板厚度的减小而增强^[4]。Holloway等人研究发现在唇板后面会产生周期性脱落的涡^[5-6],导致尾缘换热效果变差。

劈缝射流吹风比不仅影响出气边的冷却换热效果,而且对叶片的气动损失有较大影响。Han通过实验研究发现增大吹风比在增强换热的同时也降低了出气边表面的气膜效率^[7]。Hu研究发现吹风比较低时冷气更容易覆盖在出气边^[8],有利于强化换热。

曾军和乔渭阳等人通过平面叶栅实验及数值计算发现^[9],尾缘劈缝冷气喷射可改善近尾迹区域的流动,减小尾迹亏损。高丽敏和刘波等人的研究表明^[10],喷气流量比增大时,叶栅的能量损失系数有先减小后增大的趋势。

为了增强出气边内冷气流动的换热效果,扰流柱和弦向肋是普遍采用的措施。Cunha和Chyu的实验结果表明弦向肋的换热增强效果比扰流柱排差很多^[11]。Han的研究结果显示叉排布置的肋结构比顺排布置的换热效果更好^[7]。

本研究拟采用劈缝结构改进某型透平导叶的圆柱孔冷却出气边,力图减小出气边内冷气流动的压力损失。在尾缘内部设计弦向肋和扰流柱强化劈缝内对流换热,提高叶片出气边冷却效果。通过实验和流热耦合数值计算,比较不同工况下3种结构的换热及流动特性。

1 3种结构的出气边设计

研究模型选择了某型透平的表面无气膜内部对流冷却导叶。叶片弦长 $C=81\text{ mm}$,叶栅节距 $t=60$

收稿日期:2016-01-27; 修订日期:2016-02-26

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51276116)

作者简介:刘正(1991-),男,湖南益阳人,上海理工大学硕士研究生。

mm, 进口气流与轴线夹角 0° , 出气角 68° , 进口燃气温度 $1\ 373\text{ K}$, 设计出口马赫数为 0.78 。叶片内冷却结构采用内置冷气插芯, 如图 1(a) 所示。插芯侧壁布置射流孔, 冲击冷却叶片内壁后, 在叶片出气边汇集, 经过出气边排孔对流冷却出气边后, 从出气边中心喷射与主流汇合。

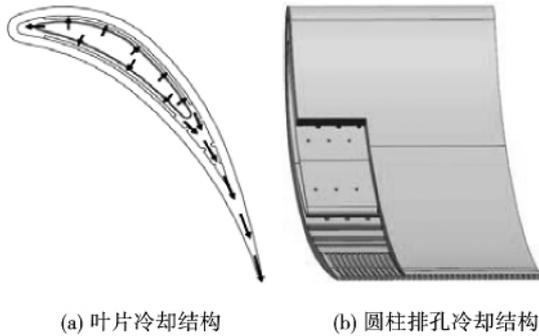


图 1 叶片内部冷却结构和圆柱排孔结构
Fig. 1 Internal cooling structure of a blade and cylindrical hole-in-row structure

圆柱射流孔冷却叶片模型, 如图 1(b) 所示。孔直径为 0.8 mm , 孔间距是 2 倍孔径。叶片中段设计了插芯结构, 并在叶片内表面设计了横向肋冷却结构。尾缘采用圆柱射流孔结构会产生很大的流阻。初步计算表明, 当冷气质量流量达到主流流量的 3% 时, 冷气在圆柱孔的进出口压比已经超过 2.0 , 对冷气的源压力是很大的难题。如果冷气压力不足, 必然会导致尾缘冷气流量下降, 造成出气边过热现象。

为了降低冷气供气压力, 第一种改进措施是在出气边压力面采用半劈缝处理, 并内部设计了弦向肋结构, 如图 2(a) 所示。尾缘布置了 19 列长肋, 肋宽 0.8 mm , 肋间距是 3 倍肋宽。出气边上的延伸纵肋一方面提供结构支撑, 保证尾缘的结构强度, 另一方面扩大了换热面积, 也有一定的强化换热的作用。第二种改进结构是在出气边内, 采用扰流柱排, 设计了五排交错排列的、直径 0.8 mm 的扰流柱, 缩短弦向纵肋, 如图 2(b) 所示。这个结构的流阻效果与第一种相当, 但是合理的扰流柱排列, 不仅可以扩大换热面积, 而且可以明显地提高表面的换热系数, 有效地减少冷气用量, 从而进一步降低流动阻力。

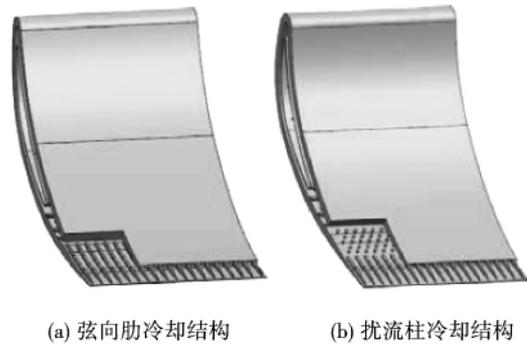


图 2 出气边的半劈缝冷却结构
Fig. 2 Cutback cooling structure at the trailing edge

2 流热耦合分析的数值方法

2.1 计算模型

本文采用单叶栅通道的流热耦合分析, 模型包括 4 个部分: 热气和冷气流道、实体叶片及插芯, 如图 3 所示。采用 ICEM CFD 生成非结构化网格, 使用 CFX 软件求解流动和传热。计算中假定冷、热工质均为同等温度下的恒定比热的理想空气, 叶片和插芯的材料选用 ASTM 标准的 310 不锈钢 ($0\text{Cr}25\text{Ni}20$)^[12]。湍流模型采用带有 $\gamma - \theta$ 转捩的 SST 模型。热气 (450 K) 和冷气 (300 K) 入口边界条件均为质量流量入口, 出口边界条件为压力出口, 壁面均为无滑移壁面条件。

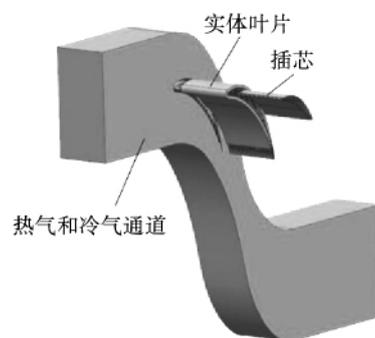


图 3 计算模型
Fig. 3 Computational model

以圆柱排孔冷却叶片模型为例, 进行了计算方法和网格无关性的验证。在主流雷诺数为 5.5×10^5 , 冷气质量流率为 2% 的工况下, 分别采用网格数为 340 万、660 万和 840 万的 3 种网格, 计算了叶

片表面温度和冷却效率,计算结果如图 4 所示。从图中可以看到,340 万网格计算所得的温度和冷却效率值与 660 万网格的计算值存在一定的差别,而 840 万网格的计算结果与 660 万网格的结果基本一致,所以认为 660 万网格数时达到了计算的网格无关性要求。

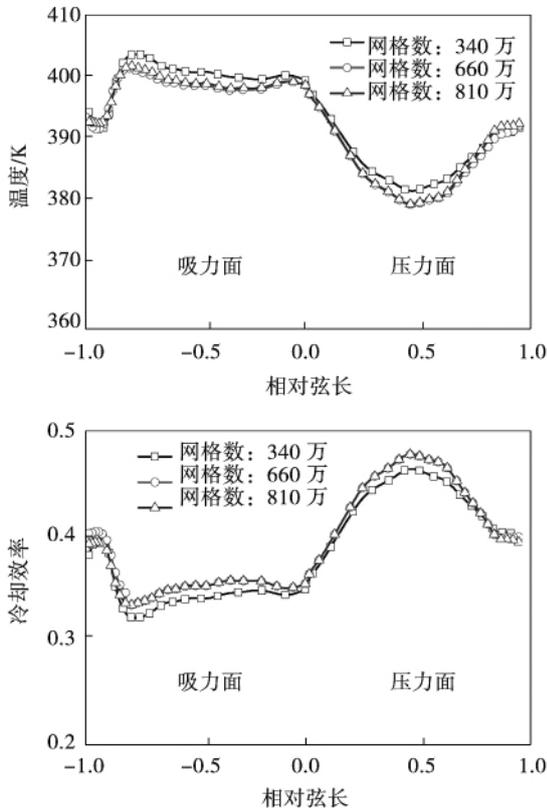


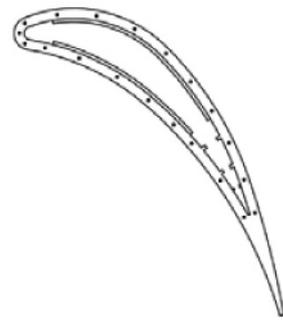
图 4 网格无关性验证
Fig. 4 Grid-independent verification

2.2 数值方法的验证

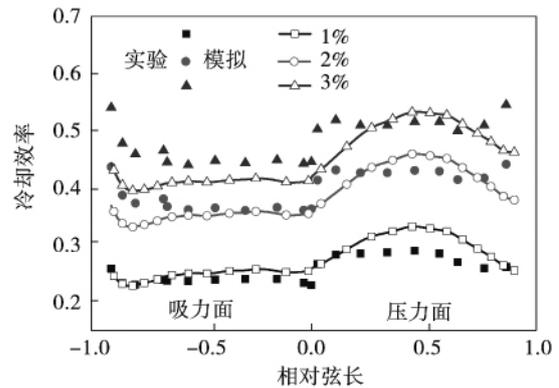
叶栅流动雷诺数定义为 $Re = UC/\nu$, U 和 C 分别表示叶栅出口平均速度和叶片弦长,冷气质量流率 M 为冷气与主流的质量流量之比。为了考证本文数值计算方法的可靠性,基于圆柱孔冷却叶片进行热流耦合实验^[13],比较了雷诺数为 3.9×10^5 ,冷气质量流率为 1%、2% 和 3% 时,叶片表面的冷却效率。

实验测点布置如图 5 (a) 所示,沿吸力面到压力面依次布置 20 个测点。实验结果与计算结果对比如图 5 (b) 所示。在小的冷气质量流率 ($M = 1\%$ 和 2%) 下,实验值与模拟值吻合较好。在大的冷气质量流率 ($M = 3\%$) 下,实验与计算结果在吸力面后半段有一定的偏差。综合比较,数值模拟结果对分析

出气边内部结构的冷却效果是可以信赖的。



(a) 实验测点布置图



(b) 试验与计算结果对比 ($Re=3.9 \times 10^5$)

图 5 实验测点布置及实验与计算结果对比
Fig. 5 Arrangement of the measurement points during the test and contrast of the test results with the calculation ones

3 计算结果及讨论

本文出气边改进的目的是在保证出气边冷却效果不下降的前提下,降低冷气流动阻力。在主流流量确定的条件下,冷气质量流率在 1% ~ 5% 范围内变动,分别对 3 种结构进行热流耦合计算,评价出气边压力面劈缝的减阻效果及其冷却换热效果。

3.1 压力损失

图 6 表示不同冷气流量率下,3 种出气边的冷气进出口压差的比较。随冷气质量流率的增加,3 种结构的出气边压差阻力无疑都是增加的。在相同冷气流量下,以圆柱排孔的冷气进出口压差为基准,弦向肋的压差阻力减小 60% ~ 70%,扰流柱的阻力减少 40% ~ 50%。如果冷气的供气压差一定,如图 6 中的 20 kPa,那么圆柱排孔的冷气流量仅能达到

1.5% ,而长纵肋的流量可以达到 3.5% 。如果冷却结构的流阻过大 ,可能的结果是冷气流量不足 ,冷却效果下降。另一方面 ,如果冷气流量过大 ,出气边冷却效果好 ,但是叶片尾迹的温度低 ,与主流掺混的热力学损失大 ,影响到透平整体的热经济性 ,而且对下游叶栅形成了进口“热斑”效应。从图 6 可知 ,改进现有叶片出气边的冷却效果 ,是流阻和换热系数的综合考虑。

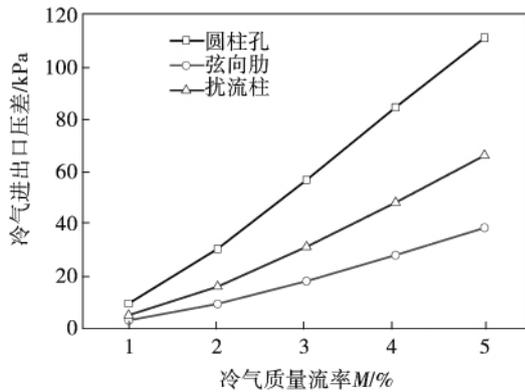


图 6 冷气进出口压差随 M 的变化

Fig. 6 Changes of the pressure difference of the cooling air at the inlet and outlet with M

3.2 换热特性

冷却效率定义为 $\eta = (T_h - T_w) / (T_h - T_c)$, T_h 、 T_w 和 T_c 分别表示高温主流的温度、叶片外表面温度和冷气温度。图 7 表示的是冷气质量流率为 2% ,叶栅出口雷诺数 7×10^5 时 ,3 种叶片表面冷却效率。从图中可以看到 ,扰流柱冷却叶片的冷却效率稍高 ,主要是在尾缘处换热效果较好。

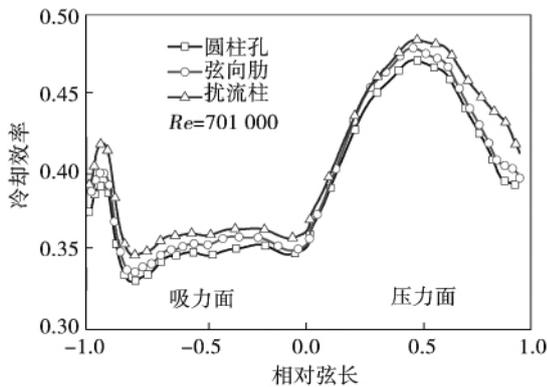


图 7 3 种叶片外表面冷却效率($M = 2\%$)

Fig. 7 External surface cooling efficiencies of three types of blade($M = 2\%$)

换热系数定义为 $h = q / (T_n - T_c)$, q 、 T_n 和 T_c 分别表示冷气与内表面的单位面积换热量、叶片内表面温度和冷气温度。以圆柱孔冷却叶片为基准 ,从圆柱孔的进口到出口区域认为是叶片的尾缘部分 ,单独对这一个区域的换热特性进行研究。图 8 表示的是与上述研究相同的工况下 3 种叶片出气边内表面的换热系数。从图中可以看到 ,采用劈缝冷却的两种结构换热系数要明显比圆柱孔结构好 ,并且扰流柱结构的换热效果要强于弦向肋。由于圆柱排孔流阻过大 ,使得冷气到达尾缘时都是被加热的冷气 ,不利于尾缘的换热。而劈缝结构很好地改善了冷气的流阻 ,所以始终是温度较低的冷气对尾缘进行冷却 ,换热系数较高。同时扰流柱对冷气流的扰动也使得内部换热系数较高。

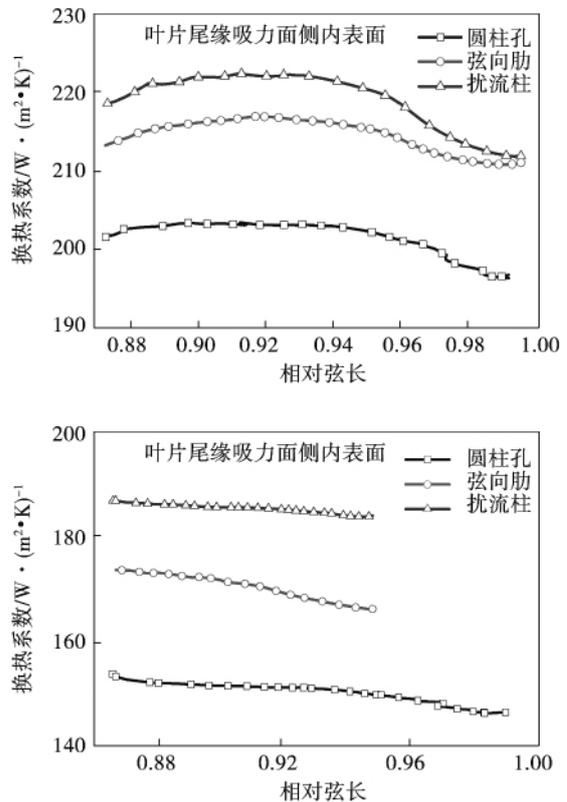


图 8 3 种叶片出气边内表面换热系数

($Re = 7 \times 10^5$, $M = 2\%$)

Fig. 8 Internal surface heat exchange coefficient of three types of blade at the trailing edge

($Re = 7 \times 10^5$, $M = 2\%$)

在叶片 50% 叶高截面上取一条线 ,研究 3 种出气边的外表面温度分布 ,如图 9 所示。由于弦向肋

增大了换热面积,扰流柱增加了冷气的扰动,导致冷气侧换热系数增加,热阻降低,所以叶片外表面的温度都比圆柱孔结构低,并且在出气边的末端,劈缝结构吸力面侧的内表面形成气膜冷却,使得内表面换热系数保持在较高的水平,防止热阻过高,所以在此处叶片外表面的温度增长缓慢。

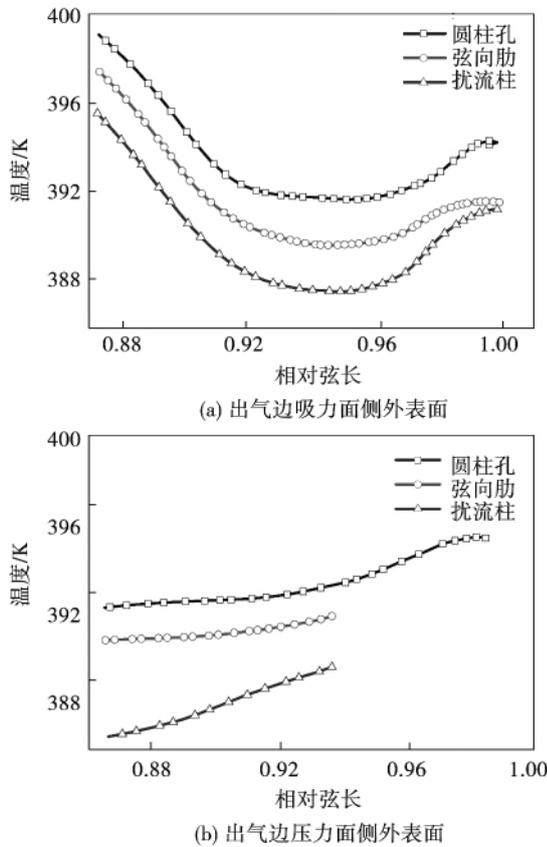


图 9 3 种叶片出气边外表面温度分布

Fig. 9 External surface temperature distribution of three types of blade at the trailing edge

3.3 尾迹结构

尾迹形态的变化可以用叶栅下游沿节距方向的总压损失系数 Y_p 分布来表示, Y_p 定义为:

$$Y_p = \frac{P_{1,1} - P_{1,2}}{P_{1,2} - P_2} \quad (1)$$

式中: $P_{1,1}$ 、 $P_{1,2}$ —叶栅入口来流总压和出口总压, Pa; P_2 —叶栅出口测量截面静压, Pa; 本文中 表示的是叶栅出口下游 0.2C 处截面静压。

在雷诺数为 5.5×10^5 的工况下,选取圆柱孔冷却结构研究冷气质量流率从 0 增加到 3 的过程中叶栅下游尾迹的改善效果,针对 50% 叶高截面上叶栅出口 0.2 倍弦长处,总压损失系数沿周向的分布在

不同冷气质量流率下的变化如图 10 所示。叶栅总压损失系数在含尾缘喷气时相对无喷气时突然增加,并随着冷气流量的不断增加,总压损失系数极值逐渐减小,尾迹宽度也逐渐减小。采用劈缝的两种冷却结构叶栅尾迹分布随冷气质量流率的变化与图 10 一致。

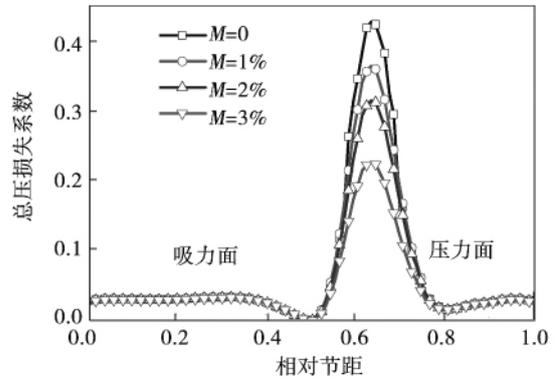


图 10 叶栅总压损失系数沿周向分布

Fig. 10 Total pressure loss coefficient distribution along the circumferential direction

在雷诺数 5.5×10^5 , 冷气质量流率 2% 的工况下,研究 3 种冷却结构叶栅出口总压损失系数沿周向分布的区别,如图 11 所示。由于圆柱孔冷却结构对冷气流动产生很大的阻力,使得冷气出流困难,导致总压损失较大。采用劈缝结构很好的改善了冷气流动,冷气对尾迹的补充效果更明显,总压损失也随之减小。在劈缝内部采用扰流柱结构,有效的降低了叶栅的总压损失系数极值,并减小了尾迹的宽度。

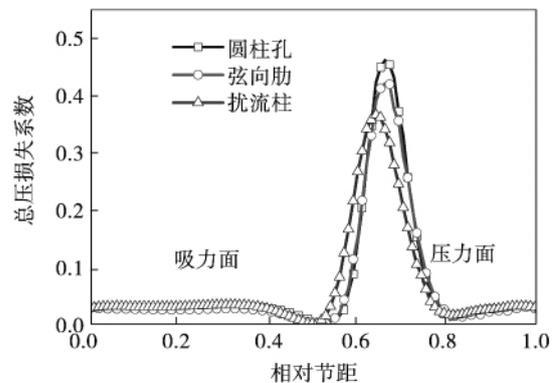


图 11 3 种冷却结构的叶栅总压损失系数沿周向分布

Fig. 11 Distribution of the total pressure loss coefficient along the circumferential direction of a cascade with three types of cooling structure

在与上述研究相同的工况下,针对 50% 叶高截面上叶栅出口 0.1 倍弦长处,研究 3 种冷却结构叶栅出口速度和温度尾迹分布,如图 12 所示。从图 12(a) 可以看到 3 种结构的叶栅出口速度沿节距的分布基本是一致的。从图 12(b) 来看,劈缝结构使冷气对高温尾迹的补充效果更好,但是差别并不是很大,可能是由于计算采用稳态湍流模型,导致尾迹的耗散非常迅速,所以尾迹分布看不到明显的差异。

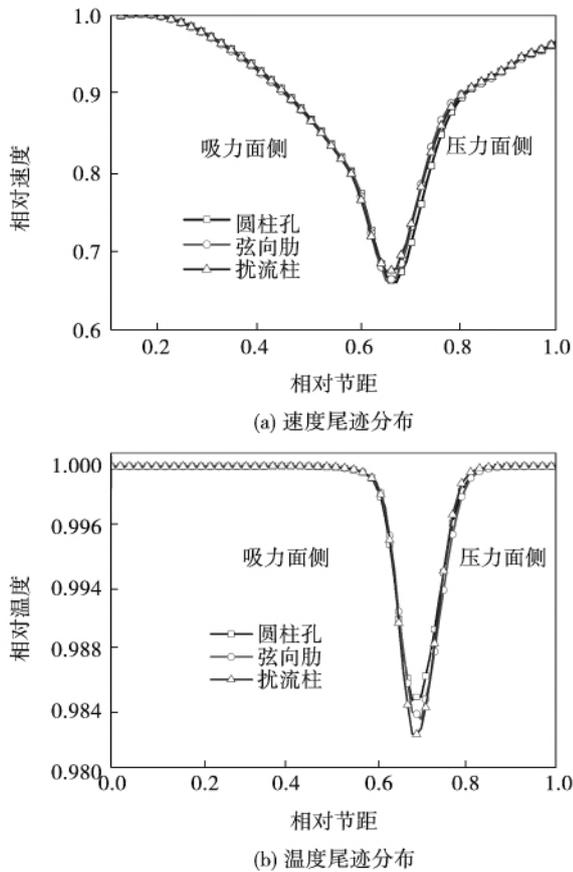


图 12 3 种冷却结构的叶栅出口速度和温度尾迹分布

Fig. 12 Velocity and temperature distribution in the wake of a cascade with three types of cooling structure

4 结 论

在出气边压力面设计了两种劈缝 (cutback) 结构,用以改进采用圆柱排孔冷却的出气边。在降低流动阻力的同时,通过在劈缝内部布置弦向肋和扰流柱冷却结构,保证对出气边的换热能力。通过对 3

种叶片模型在不同工况下分别进行流热耦合计算,以及与实验结果进行对比验证,确定劈缝对降低出气边冷气流阻有明显的效果。相同流量下,劈缝压差阻力比圆柱排孔下降 50% 以上。劈缝内的圆柱扰流柱列强化了叶片出气边换热效果,尽管流动阻力略有增加,但是提高换热系数,综合效果是有利的。随冷气质量流率的增加,叶栅总压损失系数减小,尾迹宽度也逐渐减小。

参考文献:

- [1] Chuyu M K, Sin C S. Recent advances of internal cooling techniques for gas turbine airfoils [J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications 2013(2):021008-1-12.
- [2] Копелев, Тихонов, translated by Shi Y L. Aero engine turbine calculation [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1978.
- [3] Taslim N E, Spring S D, Mehlmann B P. Experiment investigation of film cooling effectiveness for slots of various exit geometries [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1990, 6(2): 302-307.
- [4] Horbach T, Schulz A, Bauer H J. Trailing edge film cooling of gas turbine airfoils external cooling performance of various internal pin fin configurations [J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133: 041006-1-9.
- [5] Holloway D S, Lylek J H, Buck F A. Pressure side bleed film cooling: part 1-Steady framework for experimental and computational results [C]. Volume 3: Turbo Expo 2002, Parts A and B, Amsterdam: ASME 2002, 835-843.
- [6] Holloway D S, Lylek J H, Buck F A. Pressure side bleed film cooling: part 2-Unsteady framework for experimental and computational results [C]. Volume 3: Turbo Expo 2002, Parts A and B, Amsterdam: ASME 2002, 1-9.
- [7] Choi J, Mhetras S, Han J C, et al. Film cooling and heat transfer on two cutback trailing edge models with internal perforated blockages [J]. Journal of Heat Transfer 2008, 130:012201-1-13.
- [8] Yang Z, Kumar A G, Hu H. An experiment study of wall slot jets pertinent to trailing edge cooling of turbine blades [C]. ASME Conf. Proc. Montreal: ASME 2010, 5-10.
- [9] Sun D W, Qiao W Y, Zeng J. Influence of trailing edge jet mode on aerodynamic performance of turbine cascade [J]. Propulsion Technology 2007, 28(6): 641-646.
- [10] Gao L M, Liu B, Jiang Z L, et al. Influence of different trailing edge jet on aerodynamic performance of turbine cascade [J]. Propulsion Technology 2000, 21(2): 33-36.
- [11] Cunha F J, Chyu M K. Trailing edge cooling for gas turbines [J]. Journal of Propulsion and Power 2006, 22(2): 286-300.
- [12] Wang X H, Dai R. Flow thermal coupling calculation and experimental verification of gas turbine blades [J]. Gas Turbine Technology 2014, 27(3): 26-31.

(刘 瑶 编辑)

燃气透平叶片 3 种出气边冷却结构中流动与传热性能的比较 = **Comparison of the Flow and Heat Transfer Performance of Three Types of Trailing Edge Cooling Structure in Blades of a Gas Turbine** [刊, 汉]/LIU Zheng, CHEN Liu, DAI Ren (College of Energy Source and Power Engineering, Shanghai University of Science and Technology, Shanghai, China, Post Code: 200093) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2016, 31(11). - 32 ~ 37

Through a flow and heat coupling calculation and test verification, compared were the flow and heat transfer performance of the trailing edge cooling structure with cylindrical holes in a row and two types of cutback at various Reynolds numbers and cooling air mass flow rates. It has been found that the cylindrical holes in a row have an excessively high flow resistance and due to the limitation of the air supply pressure, the cooling air flow rate is excessively low and the cooling effectiveness is not good enough, leading to erosion at the trailing edge at a very high temperature. To provide a blade with a cutback film cooling structure at the trailing edge on the pressure surface can lower the flow resistance and enhance the cooling air flow rate. To adopt the chord-wise rib and pinfin cooling structure inside the slot can intensify the heat exchange and improve the cooling efficiency. At a same cooling air flow rate, the pressure difference required by the flow in the cutback cooling structure will notably drop and the width of the wake of blades in a cascade will also become small, thus favorable for reducing the flow losses and surface heat transfer in cascades at the downstream. **Key words:** cylindrical holes in a row, cutback, cooling efficiency, wake trace configuration

基于支持向量回归机的汽轮机排汽焓预测研究 = **Study of the Prediction of the Exhaust Steam Enthalpy of a Steam Turbine Based on the Supporting Vector Regression Machine** [刊, 汉]/MI Lan (Wuhai Vocational Technical College, Wuhai, China, Post Code: 016000), WANG Wen-bin (Yalong River Basin Hydropower Development Co. Ltd., Chengdu, China, Post Code: 610051) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2016, 31(11). - 38 ~ 42

In the light of such demerits existing in the prevailing steam turbine exhaust steam enthalpy calculation method, especially the neural network prediction method, as difficult to determine the network structure and easy to meet with a local extremum etc., proposed was a new steam turbine exhaust steam enthalpy prediction method based on the supporting vector regression machine. On the basis of analyzing the main factors influencing the prediction of the exhaust steam enthalpy of a steam turbine, to simplify the calculation flow path and enhance the prediction efficiency, the extraction steam enthalpy in the section No. 7 and 8 was excluded in the input parameters, which possibly located in the wet steam zone. On this basis, a model for predicting the exhaust steam enthalpy of a steam turbine was established based on the supporting vector regression machine. The simulation results in the cases show that the method in question has a relatively strong generalization ability and can quickly and accurately fulfill an on-line prediction of the exhaust steam enthalpy of a steam turbine. **Key words:** steam turbine, exhaust steam enthalpy, sup-