

文章编号:1000-8055(2009)03-0507-06

气膜孔角度对导叶冷却效果影响的数值研究

姚 玉¹, 张靖周¹, 郭 文²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
2. 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 根据导向叶片的曲面结构,运用 SST 湍流模型,对涡轮叶栅通道内部的三维流场和圆形气膜孔叶片型面的冷却效果进行了数值模拟,在设计工况下,分析气膜孔倾角的变化对吸力面冷却效果的影响. 研究结果为:无论改变哪排气膜孔的倾角,前倾的冷却效果总是高于后倾;相比之下,第一排气膜孔的倾角发生变化后对冷却效果的影响最大.

关 键 词: 涡轮叶片; 喷射角; 气膜冷却; 数值计算

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Numerical investigation on film cooling effectiveness of stator blade with different angles

YAO Yu¹, ZHANG Jing-zhou¹, GUO Wen²

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. China Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: The film cooling characteristics on blade surface were numerically investigated using the two-equation turbulence model of the shear-stress transport. Three-dimensional turbulent flow in turbine cascade and the cooling effectiveness on blade surface were carried out under the same coolant total pressure. The influence of the cooling effectiveness of cylindrical film cooling holes on the blade suction surface with varying film hole inclination angles was investigated. Results show that the front inclination of the film cooling hole may improve the film cooling effectiveness for every row of film cooling holes, and the improvement is more obviously for the first row of film cooling holes.

Key words: turbine blade; injection angle; film cooling; numerical computation

气膜冷却是通过缝隙或孔引入一股较冷的二次流体,借以对紧接喷吹处的下游表面进行保护的一种冷却方法,是 70 年代开始在航空燃气涡轮发动机上使用的一种高效冷却方法,目前仍然是现代燃气涡轮发动机高温部件的主要冷却措施. 影响气膜冷却效率的因素有很多,主要有流动特性,气膜孔结构^[1]和壁面特性等. 大量的研究表明,气膜孔角度对于气膜的冷却效率和流动特性

具有重要的影响,因此针对气膜孔结构的优化一直是重要的研究内容. Afejuku^[2]等人对流向倾角变化时双排孔后气膜冷却效率的分布进行了研究, Crawford^[3]等人研究了喷射角度对冷却效率的影响,发现复合角射流时具有较好的截面平均冷却效果, Gritsch^[4]等人测量了角度对圆形孔流量系数的影响;林宇震^[5]等人对具有不同倾斜角的多斜孔壁冷却方式的绝热温比进行了研究,发

收稿日期:2008-03-18; 修订日期:2008-05-26

作者简介:姚玉(1982-),女,河南汝南人,博士生,主要从事传热与燃烧研究.

现孔倾角为锐角时倾角越小绝热温比值越高,孔倾角为钝角时吹风比对绝热温比值有较大的影响;郭婷婷^[6]等人数值模拟了射流出射角度对气膜冷却流场的影响,结果表明出射角度为负值时射流对主流场上游影响区域较大,为正值时随角度的减小射流喷孔下游背风侧的分离现象逐渐消失;刘高文^[7]等人研究了喷射角对端壁气膜冷却的影响,结果表明减小喷射角度虽然能提高冷却效率,但同时也增大了换热系数;胡娅萍^[8]等人采用数值模拟的方法研究了冷气流的入射角对致密多孔壁冷却效果的影响;赵梦梦^[9]等人在 2 种不同小孔倾角方案下,对弯曲多孔壁气膜冷却整体冷却效率进行了研究. 本文通过数值模拟的方法,运用 FLUENT 软件,根据某导向叶片的曲面结构,对气膜冷却的流场及冷却特性开展机理性研究,在设计工况下,分析气膜孔角度的改变对导向叶片吸力面冷却效果的影响.

1 计算模型

本文叶片采用单腔多级的气膜冷却,计算时只考虑一个叶栅通道周期,忽略叶片沿叶高方向的扭曲,选取部分高度做为研究对象,这样处理既不失研讨的一般性,又可以减少网格数目,节省人力、物力. 图 1 是本文的计算模型,叶栅通道长度为 90 mm,宽度为 54 mm,叶片展向高度为 18 mm. 图 2 是叶片上各排气膜孔的编号示意图,各排孔按逆时针方向排列,1~3 排气膜孔分布在吸力面,叉排分布;4~9 排气膜孔分布在叶片前缘,叉排分布;10~15 排气膜孔分布在压力面,顺排

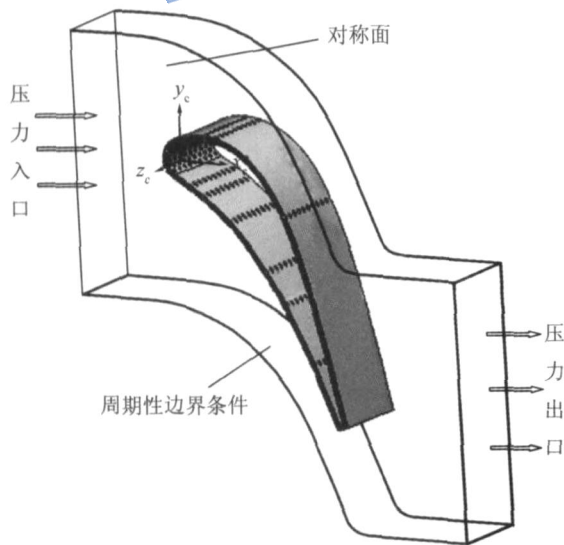


图 1 计算模型

Fig. 1 Computational model

分布. 图 3 是各排气膜孔的排列方式示意图,表明了本文计算中叶片上孔的个数及同一排孔之间的分布情况.

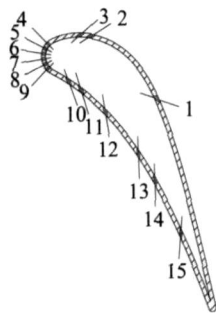


图 2 气膜孔编号

Fig. 2 No. of film cooling holes

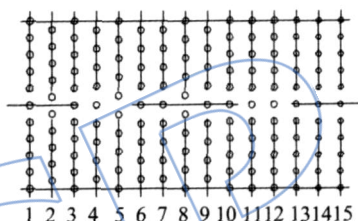


图 3 气膜孔的排列方式

Fig. 3 Arrangement of film cooling holes

气体进出口条件: 叶栅通道进口总压力为 2.432 MPa, 温度为 2 213.6 K; 冷气进口总压力为 2.484 MPa, 温度为 824.3 K; 气体出口压力为 1.322 MPa; 采用全部气膜孔的平均速度, 吹风比为 1.48. 气体材料为理想气体, 根据分子运动论对各物性参数进行变化.

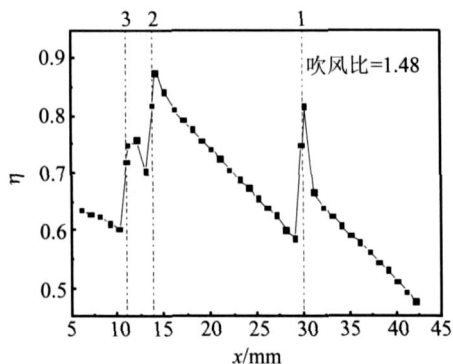
将圆形气膜孔的倾角沿着叶片吸力面向下游的方向倾斜, 即减小与 x 轴的夹角, 称之为前倾; 将气膜孔的倾角沿着叶片吸力面向上游的方向倾斜, 即增大与 x 轴的夹角, 称之为后倾; 而原始各排气膜孔的倾角称之为基准角. 第一、二和三排气膜孔在基准情况下, 与 x 轴的夹角分别是 342° , 31° 和 40° ; 前倾后的角度分别是 317° , 21° 和 25° ; 后倾时的角度分别为 352° , 55° 和 52° .

2 数值计算方法

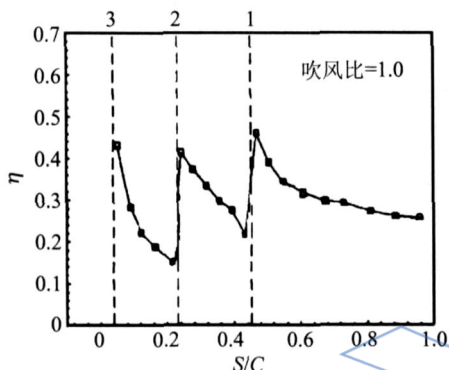
2.1 湍流模型

为了验证计算方法的准确性, 对本文计算模型, 只有纯气膜冷却时流动换热过程进行了计算, 本文选用 SST 双方程湍流模型. 图 4 是模拟纯气膜冷却时吸力面平均冷却效果分布图, 及与文献^[10]实验结果进行的对比. 由于叶片形状及计算工况的不同, 冷却效果的具体值有些偏差, 但气膜

孔上下游的趋势是相同的,由此可见,本文的计算方法是合理的.



(a) 本文纯气膜冷却计算结果



(b) 文献[10]实验结果

图4 吸力面平均冷却效果的对比

Fig.4 Comparison of film effectiveness on the blade suction surface

在笛卡儿直角坐标系 (x, y, z) 下,计各自对应的速度分量为 u, v, w 时,SST 湍流模型的控制方程如下^[11]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho k u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho k v) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho k w) = \\ \frac{\partial}{\partial x}\left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial y}\left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial y}\right) + \frac{\partial}{\partial z}\left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial z}\right) + \\ G_k - Y_k + S_k \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho \omega u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho \omega v) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho \omega w) = \\ \frac{\partial}{\partial x}\left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial y}\left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial y}\right) + \frac{\partial}{\partial z}\left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial z}\right) + \\ G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \end{aligned} \quad (2)$$

控制方程中, Γ_k, Γ_ω 分别是 k 和 ω 的广义扩散项; G_k 表示由于速度梯度而产生的湍动能生成项, G_ω 是 ω 的生成项; Y_k, Y_ω 分别是由于湍流而生成的 k 和 ω 的耗散项; D_ω 是横向扩散项; S_k, S_ω 是自定义的源项.

本文采用流固耦合的 FLUENT 分离隐式求解器进行稳态求解;各物理量的离散格式均为二

阶迎风格式;压力-速度耦合采用 Simplec 算法;解收敛的标准是各项残差精度均小于 10^{-5} 、残差曲线趋于平直且叶片吸力面的平均温度变化不大.

2.2 网格分布和边界条件

图5是本文计算域整体的网格示意图,图6是气膜孔附近网格划分示意图.网格分布:由于模型曲度较大,计算域整体采用非结构化网格,共有网格191万左右.由于气膜孔的孔径较小,所以气膜孔处网格划分的较细密,平均每个孔约有300个网格;叶片作为一个整体进行了网格划分,因叶片壁厚仅有1 mm,故叶片的网格分布也较密;叶栅通道节点间距为2.0 mm,由于网格的自动衔接性,从叶片外壁面到叶栅通道边缘呈现出由密到疏的网格分布;叶片内部的冷流体区域,由于被叶片内壁面较为密集的网络包围,故整个冷通道都分布着细密的网格.

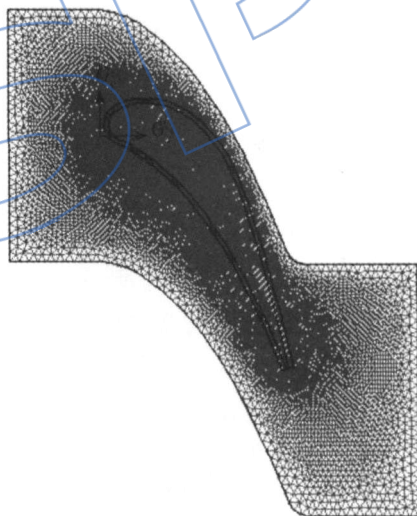


图5 计算域整体网格示意图

Fig.5 Grid of computational model

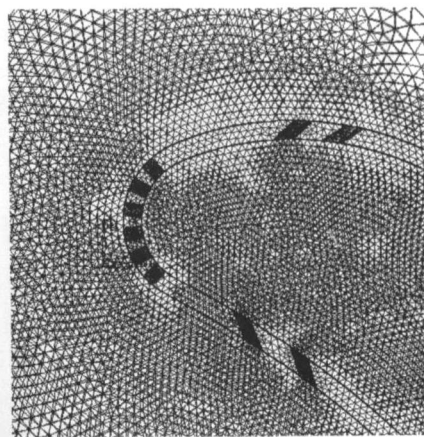


图6 气膜孔附近网格示意图

Fig.6 Grid of film holes

计算域的边界条件设置:主流和二次流进口为压力进口;出口为压力出口;对称面为对称边界条件;周期性面为周期性边界条件;叶片固壁采用无滑移速度条件。

2.3 冷却效果

本文采用流固耦合进行计算,即叶片参与导热,将“热侧-固壁-冷侧”作为一个整体进行传热计算来确定。在计算中,使用实际冷却效果这一概念^[12]。

$$\text{冷却效果: } \eta = \left(T_{\infty} - T_w \right) / \left(T_{\infty} - T_2 \right) \quad (3)$$

其中 T_{∞} 是主流温度, T_2 是冷气温度, T_w 是热侧被冷却叶片型面的实际温度。

3 结果与分析

图7是叶片吸力面上第一排气膜孔改变倾角前后中心截面的局部流线分布图。由这些图可以观察到,主流对冷气射流有不同程度的阻塞效应,这种阻塞效应在改变倾角前后表现的不尽相同,冷气从气膜孔流出后,在加速流动的主流挤压作用下逐渐向叶片型面偏转,同时主流的流动被冷气所阻挡而向侧向和上下偏转。改变倾角前,冷气射流受主流的影响,在出口附近可以很好的贴附在壁面上,对热燃气起到阻隔的作用,从而保护壁面,而孔内则存在一个漩涡。叶片内部冷气在气膜孔处的速度方向发生突变、气膜孔轴线与叶片型面法线方向的夹角较大等原因的共同作用造成了气膜孔内的漩涡。孔内漩涡的存在,强化了孔内冷气流与叶片的换热,从而可以在孔上下游附近提高冷却效果。气膜孔前倾后,冷气射流在出口附近也可以很好的贴附在壁面上,形成气膜保护壁面;而孔内漩涡的尺度则增加了,主要是由于孔轴线与叶片法线夹角更大的原因。而气膜孔后倾时,孔内部没有漩涡,这是因为气膜孔轴线与叶片型

面法线方向的夹角较小;同时冷气射流对主流的穿透增强,相对前倾情况,二次流明显离壁较远,气膜贴壁较差,这对壁面冷却是不利的。

图8是将叶片吸力面上三排气膜孔中分别改变每一排孔的倾角后的平均冷却效果分布图。可以看出,各排气膜孔倾角改变后的平均冷却效果同基准情况的分布趋势相似:气膜孔处由于考虑了冷气出流,因而此处的冷却效果急剧上升;其余范围内,第二、三排气膜孔间区域的冷却效果最好,第三排孔上游沿吸力面下游的冷却效果缓慢升高,第二排孔下游的冷却效果持续下降,在第一排孔上游附近冷却效果稍有升高,其下游的冷却效果持续下降直至吸力面的最小值,在尾缘处冷却效果有回升。同时可见,第一排气膜孔倾角改变后的平均冷却效果在第二排孔上游与基准情况基本一致,在第二排孔下游前倾时高于而后倾时则低于基准情况,且前倾时在第一排孔上游附近及其下游是分别前倾三排孔中平均冷却效果最高的,而后倾时是最低的,在此区域对冷却效果的影响最为明显;第二排气膜孔的倾角改变后的平均冷却效果除了在第二排孔附近得到少许的变化外,其余区域的冷却效果基本与基准情况保持一致;第三排气膜孔改变后,平均冷却效果在整个吸力面上都有变化,但变化的幅度不大,前倾时第二排孔上游及下游附近的冷却效果增加了很多,其余区域仅有小幅度增大,后倾时非常接近基准情况,冷却效果降低不大。与基准情况相比,第一排气膜孔的倾角改变后对吸力面第一排孔上游附近及其下游的冷却效果影响最大;改变第二排气膜的倾角对吸力面的冷却效果基本无影响;第三排气膜孔的倾角变化对整个吸力面都有影响,特别是前倾时从吸力面开始到第二排孔下游附近的冷却效果是三者之中最高的。

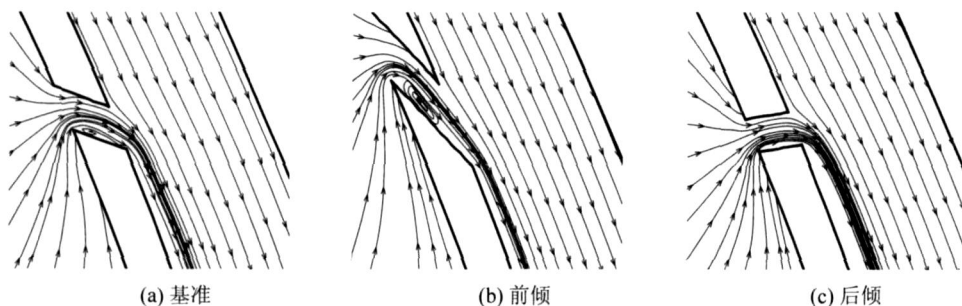
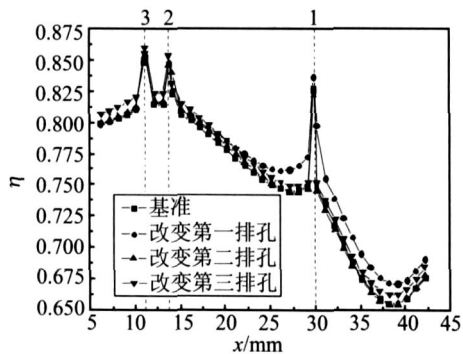
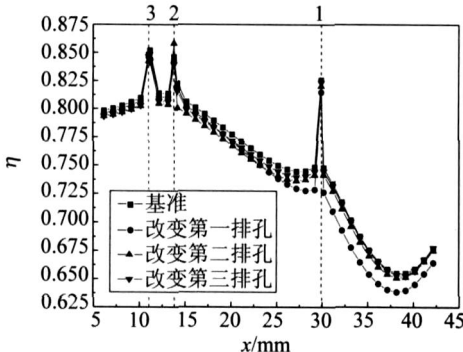


图7 第一排气膜孔中心截面的局部流场分布

Fig. 7 Distribution of local flow field at the center of film cooling holes in row one



(a) 气膜孔前倾



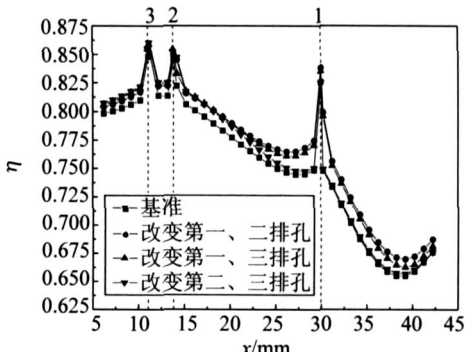
(b) 气膜孔后倾

图 8 吸力面任意排气膜孔倾角改变后的平均冷却效果

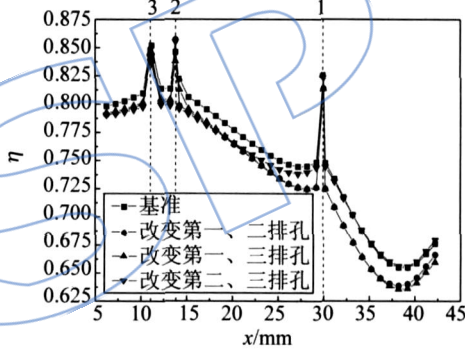
Fig. 8 Film cooling effectiveness on the blade suction surface with varying film hole inclination angles of any row

图 9 是叶片吸力面上三排气膜孔中分别选两排气膜孔改变倾角后的冷却效果分布图. 由图 9 (a) 可见, 第一、二排气膜孔前倾后的平均冷却效果在整个吸力面上都有提高, 在第一排孔上游附近及其下游区域, 是三条曲线中提高最多的; 第一、三排气膜孔前倾后的平均冷却效果同样在整个吸力面上都有增加, 在第二排孔上游及下游附近区域其增加的冷却效果与前倾一、二排气膜孔相差不大, 而其余区域与之相比则较低; 第二、三排气膜孔前倾后的平均冷却效果在第一排孔上游区域高于基准情况, 而在第一排孔下游两者基本重合, 在第二排孔上游其冷却效果的提高是三者之中最大的. 由图 9 (b) 可见, 与基准情况相比, 第一、二排气膜孔后倾的平均冷却效果在整个吸力面范围内都有下降, 在第一排孔上游附近及下游区域下降的幅度较大; 改变第一、三排气膜孔倾角的平均冷却效果与改变第一、二排气膜孔倾角的平均冷却效果曲线基本重合, 说明两者所起到降低冷却效果的作用基本相同; 第二、三排气膜孔后倾的平均冷却效果在第一排孔上游区域处于基准情况之下, 而在第一排孔下游其平均冷却效果与

基准情况基本重合, 说明其仅对第一排气膜孔上游的冷却效果有影响; 从吸力面开始到第二排气膜孔下游附近的区域内, 三条平均冷却效果曲线基本重合, 说明在此范围内三者降低冷却效果的作用相差不大.



(a) 气膜孔前倾



(b) 气膜孔后倾

图 9 吸力面任意两排气膜孔倾角改变后的平均冷却效果

Fig. 9 Film cooling effectiveness on the blade suction surface with varying film hole inclination angles of any both rows

图 10 是将叶片吸力面上三排气膜孔的倾角都作了改变后的冷却效果示意图. 由图可见, 三排气膜孔前倾的平均冷却效果在整个吸力面范围内都高于基准情况, 而后倾的平均冷却效果低于基准情况, 这充分说明了气膜孔前倾能提高冷却效果, 后倾则降低了冷却效果; 前倾的平均冷却效果较后倾的高约 2.5 % ~ 5 %. 同图 8 和图 9 相比较, 三排孔前倾或后倾在第一排气膜孔上游区域的冷却效果是最高或最低的, 而在第一排孔下游其冷却效果与改变第一、二排或一、三排孔的冷却效果相差不大, 说明改变三排气膜孔的倾角同改变一、二排或一、三排气膜孔倾角的冷却效果相近; 三排孔均后倾的冷却效果是所有后倾情况中最低的, 但同改变一、二排或一、三排气膜孔的冷却效果也很接近. 因而, 将三排气膜孔的倾角都作了调整后的冷却效果与仅变化一、二排或一、三排

气膜孔倾角的冷却效果基本一致。

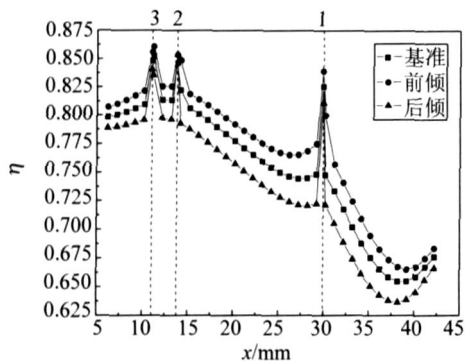


图10 吸力面三排气膜孔的倾角改变后的平均冷却效果

Fig. 10 Film cooling effectiveness on the blade suction surface with varying film hole inclination angles of all rows

4 结 论

本文在设计工况下,对叶片吸力面任意各排气膜孔倾角的变化对冷却效果的影响进行了讨论,可得到以下结论:

1) 气膜孔倾角的变化对冷却效果的影响不可忽略,与基准情况相比,无论改变几排气膜孔的倾角,气膜孔前倾能提高冷却效果;气膜孔后倾则对冷却效果起到降低的作用。

2) 仅改变一排气膜孔的倾角,冷却效果仅在其上下游附近区域有所提高或降低,并不能对整个吸力面产生同样的影响;同时改变两排气膜孔的倾角,冷却效果受影响的范围较仅改变一排气膜孔的大;改变三排气膜孔倾角的冷却效果则对整个吸力面造成影响。

3) 三排气膜孔中,第一排气膜孔倾角的变化对其上下游冷却效果的影响最为明显;而改变了一、二或一、三排气膜孔的倾角后则能影响到整个吸力面的冷却效果,并且此时与三排气膜孔的倾角均发生变化所产生的效果相差不大。

参考文献:

[1] 姚玉,张靖周,郭文. 气膜孔形状对导叶冷却效果影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1666-1671.
YAO Yu, ZHANG Jingzhou, GUO Wen. Numerical study of cooling effectiveness of different film cooling holes on stator blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(9): 1666-1671. (in Chinese)

[2] Afejuku W O, Hay N, Lampard D. Film cooling effectiveness of double rows of holes[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1980, 102: 601-606.

[3] Crawford M E, Kays W M, Moffat R J. Full-coverage film cooling-Part 1: Comparison of heat transfer data for three injection angles[J]. ASME Journal Engineering for Power, 1980, 102: 1000-1005.

[4] Gritsch M, Schulz A, Wittig S. Effect of crossflows on the discharge coefficient of film cooling holes with varying angles of inclination and orientation[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 123: 781-787.

[5] 林宇震,宋波,李彬,等. 不同倾斜角多斜孔壁冷却方式绝热温比研究[J]. 航空学报, 1999, 20(3): 201-204.
LIN Yuzhen, SONG Bo, LI Bin, et al. Investigation of adiabatic wall effectiveness of the inclined multihole wall film cooling with different angles to the wall surface[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(3): 201-204. (in Chinese)

[6] 郭婷婷,金建国,李少华,等. 不同出射角度对气膜冷却流场的影响[J]. 中国电机工程学报, 2006, 26(16): 117-121.
GUO Tingting, JIN Jianguo, LI Shaohua, et al. A numerical simulation in film cooling flows with different injection angles[J]. Proceedings of the CSEE, 2006, 26(16): 117-121. (in Chinese)

[7] 刘高文,刘松龄. 喷射角对涡轮叶栅端壁气膜冷却传热的影响[J]. 推进技术, 2002, 23(6): 496-499.
LIU Gao wen, LIU Songling. Influence of injection angle on the thermodynamic aspects of end wall film cooling in a turbine cascade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(6): 496-499. (in Chinese)

[8] 胡娅萍,吉洪湖. 致密多孔壁冷流入射角对冷却效果影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(1): 116-119.
HU Yaping, JI Honghu. Numerical study of the blowing angle effect on effusion cooling effectiveness[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1): 116-119. (in Chinese)

[9] 赵梦梦,张弛,林宇震,等. 弯曲多孔壁不同倾斜角气膜孔整体气膜冷却效率研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 210-215.
ZHAO Mengmeng, ZHANG Chi, LIN Yuzhen, et al. Study of overall cooling effectiveness of discrete holes with different angles to concave wall[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 210-215. (in Chinese)

[10] 向安定. 涡轮叶片型面气膜冷却的研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2003.
XIANG Anding. Investigation of film cooling on the surface of blade in a turbine cascade[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2003. (in Chinese)

[11] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1992.

[12] 曹玉璋,陶智,徐国强,等. 航空发动机传热学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.