

文章编号: 1000-8055(2010)06-1245-06

涡轮叶片吸力面气膜冷却效率的数值研究

姚 玉¹, 张靖周¹, 何 飞², 郭 文³

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 洪都航空工业集团 飞机设计研究所, 南昌 330024;

3. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 针对某型导向叶片, 运用 RNG (renormalization group) 湍流模型对涡轮叶栅通道内部的三维流场和叶片吸力面的冷却效率进行了数值模拟. 分析在叶栅通道主流入口雷诺数 $Re = 4 \times 10^5 \sim 6 \times 10^5$ 和冷风吹风比 $M = 0.5 \sim 3$ 范围内, 沿吸力面不同弦向位置处开设气膜孔对气膜冷却效率的影响. 结果表明: 各位置气膜孔单独喷射时叶片吸力面的冷却效率均随着入口雷诺数的增加而增大; 在气膜孔出口下游附近, 冷却效率随着吹风比的增加先升高后降低, 在下游远处则一直随着吹风比的增加而增大; 三个位置处气膜孔单独喷射时, 位置 1 气膜孔的冷却效率较位置 2 和位置 3 的高.

关 键 词: 气膜冷却; 吸力面; 涡轮叶片; 数值计算; 冷却效率

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Numerical investigation on film cooling effectiveness at suction surface of stator blade

YAO Yu¹, ZHANG Jing-zhou¹, HE Fei², GUO Wen³

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Aircraft Design and Research Institute,
Hongdu Aviation Industry Group, Nanchang 330024, China;

3. China Gas Turbine Establishment,
Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: The film cooling characteristics of blade surface were numerically investigated using the two-equation turbulence model of the renormalization group. Three-dimensional turbulent flow in turbine cascade and the cooling effectiveness on blade surface were studied under different Reynolds numbers and blowing ratios. The influence of the cooling effectiveness of cylindrical film cooling holes on the blade suction surface with varying location was investigated. Results show that the cooling effectiveness for each film cooling hole increases with the increment of the mainstream Reynolds numbers. The cooling effectiveness downstream the exit of holes changes obviously with the increment of blowing ratio, and away from the downstream the effectiveness keeps increasing with the increment of blowing ratio. Under the same condition the cooling effectiveness of location 1 was higher than other two locations.

Key words: film cooling; suction surface; turbine blade; numerical computation; cooling effectiveness

收稿日期: 2009-05-12; **修订日期:** 2009-09-10

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.

随着高性能涡轮发动机技术的发展,高压涡轮进口温度不断升高以获得更高的热效率,由于涡轮入口温度远高于叶片材料的耐热极限,为了保证涡轮的正常工作,必须对叶片进行有效的冷却.气膜冷却因其固有的高效冷却特性已被广泛地应用于涡轮叶片上,成为发动机高温部件的主要冷却措施之一.近年来,国内外在这一领域开展了大量的研究工作,Itō 等^[1]在较大吹风比范围内研究了涡轮叶片吸力面和压力面的曲率对气膜冷却效率的影响,指出当气膜与主流的动量比较小时,吸力面的气膜将贴附壁面,而高动量比时会脱离表面;压力面的趋势与之相反. Ammari^[2], Drost^[3]和 Berhe 等^[4-5]做了类似条件下的研究,结果表明在低吹风比下,吸力面比压力面的冷却效率高. Day 等^[6]分别用空气和异种气体模拟了冷气与主流密度比的差异对气膜冷却的影响,认为在相同动量比下空气和异种气体有着相似的结果. Sargison 等^[7]研究了涡轮叶片上采用 console 气膜孔的流动换热特性,发现 console 孔具有提高冷却效率降低流动损失的特性. Gao 等^[8]研究了轴向孔对涡轮叶片气膜冷却的影响,指出吸力面气膜冷却效率通常高于压力面,上游尾迹会降低叶片表面的冷却效率. 韩振兴等^[9]研究了吹风比对叶片吸力面和压力面冷却效率的影响,认为压力面在吹风比为 1.0 时的冷却效果最好,而吸力面则在吹风比为 0.5 时为最佳. 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进行研究,分析在叶栅通道主流入口雷诺数 $4 \times 10^5 \sim 6 \times 10^5$ 和冷气吹风比 0.5~3 范围内,沿吸力面不同弦向位置处开设气膜孔对冷却效率的影响.

1 计算模型

基于叶栅的周期性特征,本文在计算中只选取一个叶栅通道作为简化的计算模型,图 1 是本文的计算模型,坐标定义为:轴向为 x 方向,周向为 y 方向,径向为 z 方向. 叶栅通道长度为 116 mm,叶片栅距为 53.6 mm,叶片展向高度为 18 mm,叶片弦长为 74.4 mm,安装角为 35.7° . 在叶片吸力侧沿弦长方向的三个不同位置处分别设置气膜孔,气膜孔中心距前缘驻点弧长分别为 $51.6d$, $68.5d$ 和 $85d$,对应轴向弦长的位置分别为 57%, 69% 和 77% 处,依次编号为位置 1、位置 2 和位置 3,其中位置 2 气膜孔约设置在叶栅通道喉部附近. 气膜孔轴线与叶片切向夹角均为 30° ,

孔径为 0.6 mm,孔间距为 $2.5d$,孔数为 12 个. 用半径为 4 mm 的供气腔为冷气供气,两端进气,方向垂直于进气面,并且在气膜孔交接面处,供气腔与叶片壁面形成近似平行的条件.

以叶片弦长为特征尺寸,叶栅主流通道轴向进气的入口雷诺数分别为 4×10^5 , 5×10^5 和 6×10^5 ,总温为 2100 K;用气膜孔入口平均速度定义的吹风比分别为 0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 3.0,总温为 900 K;气体出口压力为 1.3 MPa. 冷热气体均视为理想气体.

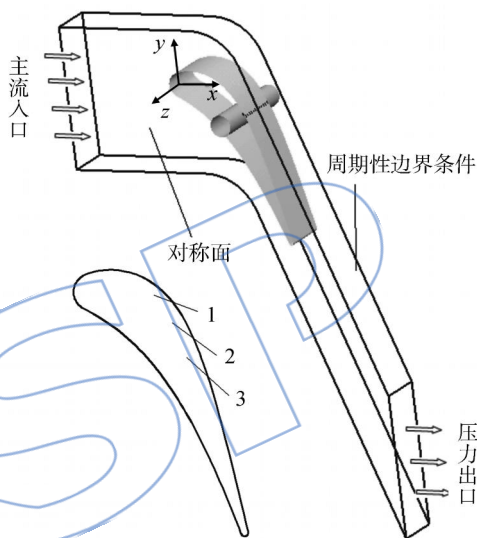


图1 计算模型

Fig. 1 Computational model

2 计算方法

图 2 是位置 1 处气膜孔单独喷射时的冷却效率与文献[10]的对比. 图 2 中 R_b 为密流比, x 为叶片的弧长. 由于计算工况、叶片形状及气膜孔位置与实验的不同,两者的冷却效果存在差别,但计算与实验的吻合度较好且沿流向的趋势一致,从而可说明本文计算模型的合理性与准确性.

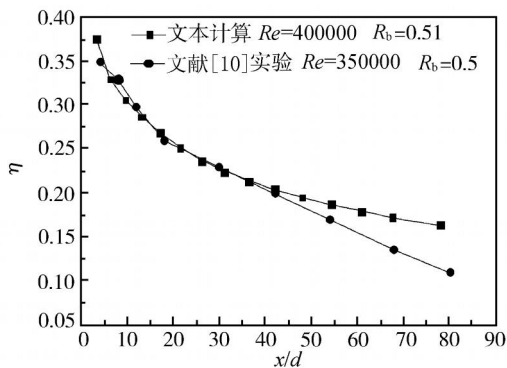


图2 计算模型的验证

Fig. 2 Validation of computational model

本文采用 FLUENT 分离隐式求解器进行稳态求解,选用 RNG(renormalization group) $k-\varepsilon$ 双方程湍流模型加非平衡的壁面函数^[11];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 (semi-implicit method for pressure-linked equations,consistent) 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。

经网格无关性证明,图 3 是本文计算模型的网格划分示意图,计算域整体共有网格约 121 万。气膜孔采用结构化六面体网格,由于孔径较小,因而划分的较为细密,节点间距为 0.17 mm;叶片表面采用四边形结构化网格,并在气膜孔附近采用较细密的划分,其余区域节点逐渐增大;叶栅通道在近叶片处划分了附面层网格,其余区域采用非结构化网格,边缘节点间距为 2.5 mm,由于网格的自动衔接性,从叶片壁面到叶栅通道边缘呈现出由密到疏的网格分布;冷气供气腔采用非结构化四面体网格,节点间距为 2.5 mm。

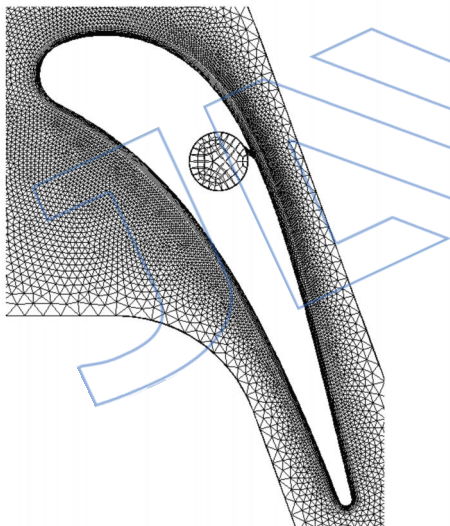


图 3 计算域网格示意图

Fig.3 Grid of computational model

计算域的边界条件设置:主流和二次流进口为流量入口;出口为压力出口;对称面为对称边界条件;栅距方向周期性面为周期性边界条件;叶片固壁绝热,采用无滑移速度条件。

定义吹风比

$$M = \rho_c U_2 / \rho_\infty U_\infty \tag{1}$$

式中 ρ_c , U_2 分别为冷气的密度和流速, ρ_∞ , U_∞ 是叶栅通道主流的密度和流速。

定义冷却效率^[12]

$$\eta = (T_\infty - T_{aw}) / (T_\infty - T_2) \tag{3}$$

式中 T_∞ 为主流温度, T_2 为冷气温度, T_{aw} 为有气膜冷却的情况下沿气膜下游某处绝热壁面上的恢复温度,也就是绝热时叶片型面的温度。

3 结果与分析

图 4 和图 5 是各位置气膜孔在 $Re = 4 \times 10^5$, $M = 3.0$ 分别单独喷射时孔中心截面的局部流场和温度场分布图。可以看出,主流仅在气膜孔出口处受到影响,流线发生偏转,大部分区域的流动状态未发生改变;而无论何种弦向位置处主流对冷气射流都有不同程度的阻塞效应,冷气从气膜孔流出后,在主流的挤压作用下向叶片型面偏转,沿着叶片朝下游前行,有利于形成较好的冷却气膜来保护壁面,同时此区域主流的流动被冷气阻挡从而向侧向和上下偏转,也为主流绕过冷气进而接触壁面创造了条件,气膜的最终冷却效率就由这两个条件综合作用而决定。由于各位置处冷却空气出流的动量较大,对主流的穿透力较强,造成冷气脱离壁面,使得主流绕流从而贴近壁面降低

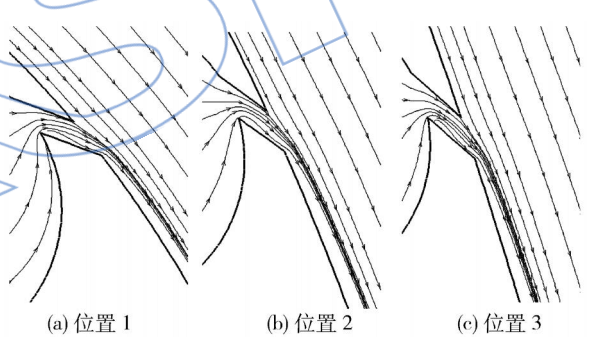


图 4 $Re = 4 \times 10^5$, $M = 3.0$ 气膜孔中心局部流场分布图

Fig.4 Distribution of local flow field at the center of film cooling hole under $M = 3.0$ and $Re = 4 \times 10^5$

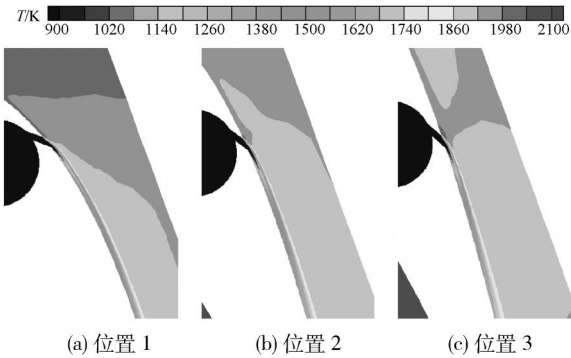


图 5 $Re = 4 \times 10^5$, $M = 3.0$ 气膜孔中心局部温度场分布图

Fig.5 Distribution of local temperature at the center of film cooling hole under $M = 3.0$ and $Re = 4 \times 10^5$

了冷却效率;与位置 1 气膜孔相比,位置 2 和位置 3 气膜孔脱离壁面的程度更大,主要是由于这两处气膜孔位于主流的缓慢减速区,对射流的压迫作用降低,影响了冷气向壁面的偏转程度,这将对气膜冷却产生不利的作用.与流场相对应,由温度场可以看出,冷气从气膜孔流出后顺着壁面前行,形成一层隔离高温燃气的低温气膜,由于冷气流量相同,三处形成气膜的厚度大致相当.

图 6 是各位置气膜孔在入口雷诺数 5×10^5 及吹风比为 2.0 分别单独喷射时,孔下游垂直于叶片型面 $X \cdot / d = 2$ 截面的局部流场和温度场分布图.此处 $X \cdot$ 代表沿叶片吸力面从气膜孔出口中心到截面处的弧长.可以看出,叶片型面上部各位置冷却气膜的流动过程均形成一对反向旋转的肾形涡对,这是圆形孔气膜冷却的典型特征,反向

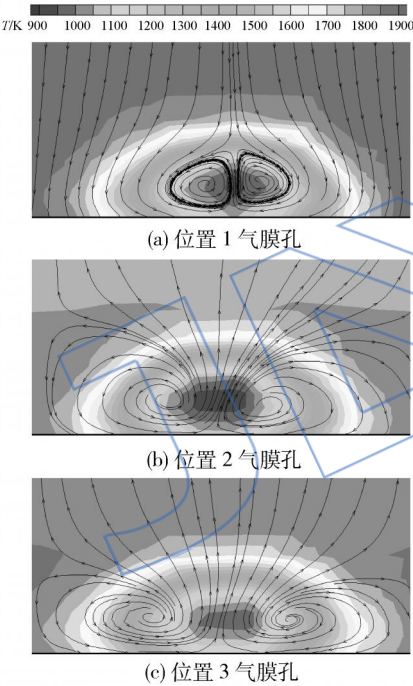


图 6 $Re = 5 \times 10^5$, $M = 2.0$ 各位置处气膜孔下游 $X \cdot / d = 2$ 截面处的流线及温度场分布图

Fig. 6 Distribution of streamlines and temperature at $X \cdot / d = 2$ cross section under $M = 2.0$ and $Re = 5 \times 10^5$

涡对的存在增强了冷气与主流的掺混,使得气膜温度升高冷却效率降低,并将冷气周围的主流卷入到壁面附近,直接与叶片接触,同时将冷气抬离壁面,造成冷却效果恶化;相比位置 1 气膜孔,位置 2 和位置 3 气膜孔形成的涡对较大,基本充满了整个孔间区域,向主流扩散的更多,不利于气膜冷却.同时由温度分布也可明显看出,位置 1 两孔

间基本无影响单独喷射,而位置 3 两孔逐渐连在一起;由于与主流的掺混增强,位置 3 气膜孔核心区的温度较高,降低了冷却能力.

图 7 是位置 1 气膜孔单独喷射时,在入口雷诺数为 6×10^5 ,不同吹风比下吸力面冷却效率的分布图.可以看出,无论何种吹风比在紧靠气膜孔出口区域的冷却效果较好,两孔间区域的冷却效果较差,气膜孔下游的冷却效率沿流向下较快,很快就降低到一个较低的水平,同时由于冷却气体逐渐向两侧扩散,对无气膜的孔间区域逐渐增加了冷气覆盖,因而两孔之间区域沿流向逐步得到了改善,吸力面在远离气膜孔处的冷却效率分布比较均匀,说明此处冷气在展向已充分扩展;随着吹风比的增加,气膜孔下游的冷却效率等值线越朝下偏移,使得冷却范围变得更大,冷却效果越

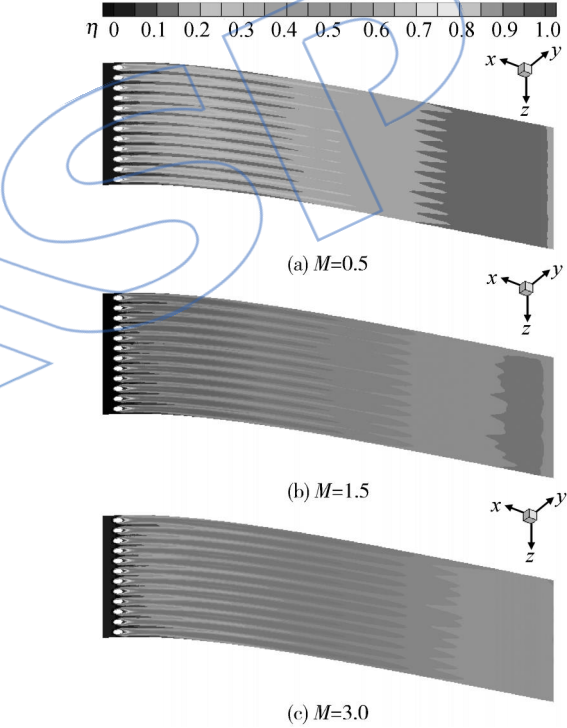


图 7 $Re = 6 \times 10^5$ 位置 1 气膜孔吸力面冷却效率分布

Fig. 7 Distribution of location 1 film cooling effectiveness at $Re = 6 \times 10^5$

来越好,且两孔之间区域也得到更好的改善.吹风比较高时,可以观察到冷却效率先降低后增大的现象,这是由于冷气动量过大,在气膜孔出口附近脱离壁面造成主流绕流接触壁面,同时冷气受主流的压制在下游又再次贴附于壁面,从而使冷却效率再次得到提高,在 $M = 3.0$ 时非常明显的表现了这一趋势;在小吹风比下,冷气动量较小,难

以穿透主流,在流动过程中与主流不断掺混,温度逐步增加降低了冷却能力,从而冷却效率沿程下降.

图 8 是位置 1 气膜孔单独喷射时,在入口雷诺数为 6×10^5 ,不同吹风比下吸力面展向平均冷却效率的分布图.由图可见,各条平均冷却效率曲线在气膜孔出口附近较高,而后迅速下降至较低水平;低吹风比的冷却效率经过此迅速降低后保持同一水平,高吹风比时由于冷气再附又增大了冷却效率;经过这一过渡阶段,各条曲线再次平缓下降,直至最小值.同时可见,在 $0.5 < M < 1.5$ 范围内,气膜孔出口下游附近的冷却效率随着吹风比的增加而加大,而在 $1.5 < M < 3.0$ 范围内,冷却效率则随之降低,这主要是由于中低吹风比时,冷气动量的增大所形成的气膜层越厚,冷却效果越好,而在大吹风比时,冷气动量的增大对主流的穿透力越强,从而在出口附近脱离壁面,降低了冷却效率;在远离气膜孔出口下游处,冷却效率随着吹风比的增加逐步加大,高吹风比时,由于冷气的再附使得下游远处的冷却效率依然较高,而低吹风比时由于冷气能量较少,在与主流的不断掺混过程中降低了冷却效率.

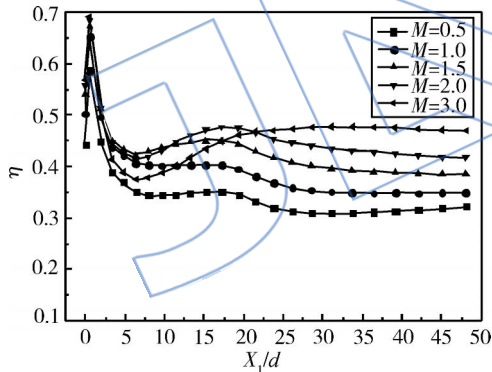


图 8 $Re=6 \times 10^5$ 位置 1 气膜孔的平均冷却效率分布图

Fig. 8 Distribution of location 1 averaged film cooling effectiveness at $Re=6 \times 10^5$

图 9 是在不同入口雷诺数和吹风比下,位置 1 气膜孔单独喷射时,吸力面展向平均冷却效率的分布图.由图可见,无论何种吹风比下,除去气膜孔出口处的冷却效率基本无变化外,其余区域的冷却效率均随着入口雷诺数的增加而增加,由流场及温度场的分布图可知,气膜孔出流的冷气仅对壁面附近区域有所影响,而随着入口雷诺数的增加,对应吹风比下的冷气流量也在加大,对壁面处形成覆盖气膜越有利.

图 10 是在不同雷诺数及吹风比下,各位置气

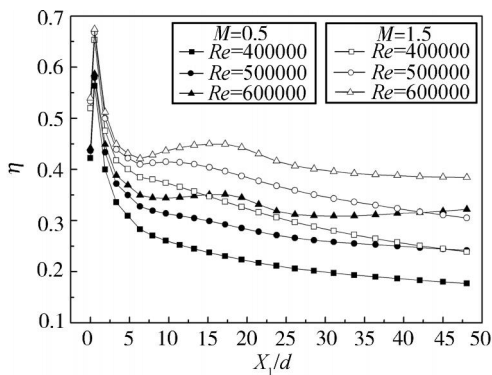
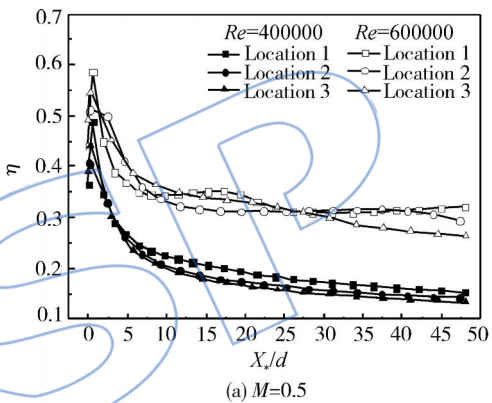
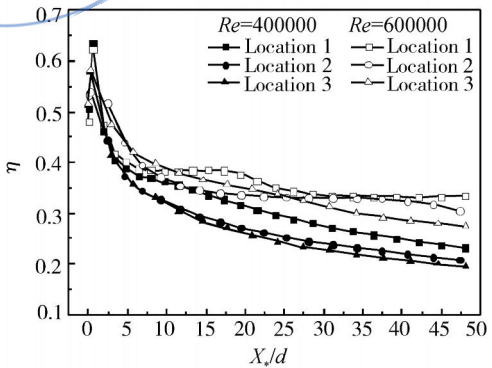


图 9 雷诺数对位置 1 气膜孔平均冷却效率的影响

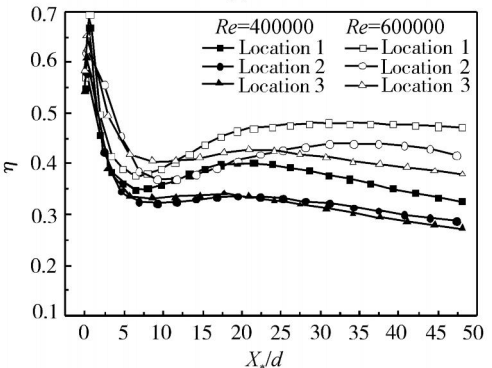
Fig. 9 Effect of different Reynolds numbers on location 1 averaged film cooling effectiveness



(a) $M=0.5$



(b) $M=1.5$



(c) $M=3.0$

图 10 孔排位置对吸力面平均冷却效率的影响

Fig. 10 Effect of location of the film cooling holes on averaged film cooling effectiveness

膜孔单独喷射时,吸力面展向平均冷却效率的分布图。由图可见,三个位置处气膜孔冷却效率变化的趋势相似:低吹风比下沿流向逐渐下降;高吹风比时出现了脱离-再附现象,冷却效率在下游得到了提高。将三处气膜孔互相比,在低入口雷诺数时,位置1的冷却效果最好,冷却效率沿流动方向始终最高,位置3的冷却效果最差;在高雷诺数时,气膜孔出口附近小范围内,位置1的冷却效果较低,下游处冷却效率最高,这与其所在叶栅处的流动状态相关,位置1气膜孔处于主流的持续加速区,受主流的压制较大,利于在壁面形成保护气膜,而位置2和位置3气膜孔在主流的缓慢减速区,处于逆压流动状态,不利于气膜的形成,说明在吸力面后部开设气膜孔对冷却效果的改善并不理想。

4 结 论

本文在不同入口雷诺数和冷气吹风比情况下,对叶片吸力面不同位置处气膜孔单独喷射对冷却效率的影响进行了讨论,可得到以下结论:

1) 在本文研究范围内,各排气膜孔单独喷射时叶片吸力面的冷却效率均随着入口雷诺数的增加而增大;不同雷诺数下对应吹风比冷却效率的分布趋势相似。

2) 在气膜孔出口下游附近,中低吹风比时冷却效率随着吹风比的增加而升高,高吹风比时则随着吹风比的增加而减小;在远离气膜孔出口的下游,冷却效率一直随着吹风比的增加而加大。三排气膜孔对应入口雷诺数下,随着吹风比变化的冷却效率分布趋势相似。

3) 三个位置处气膜孔单独喷射时,低入口雷诺数时位置1的冷却效果最好,位置3的冷却效果最差;高雷诺数时,小范围内位置1的冷却效率较低,大部分区域的冷却效率最高,说明在吸力面后部开设气膜孔对冷却效果的改善并不理想。

参考文献:

[1] Ito S, Goldstein R J, Eckert E R G. Film cooling of a gas

turbine blade[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1978, 100: 476-481.

[2] Ammari H D, Hay N, Lampard D. Effect of acceleration on the heat transfer coefficient on a film-cooled surface[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1991, 113: 442-449.

[3] Drost U, Bolcs A, Hoffs A. Utilization of the transient liquid crystal technique for film cooling effectiveness and heat transfer investigations on a flat plate and a turbine airfoil[R]. ASME 97-GT-26, 1997.

[4] Berhe M K, Patankar S V. Curvature effects on discrete hole film cooling[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121: 781-791.

[5] Berhe M K, Patankar S V. Investigation of discrete-hole film cooling parameter using curved-plate model[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121: 792-803.

[6] Day C R B, Oldfield M L G, Lock G D. The influence of film cooling on the efficiency of an annular nozzle guide vane cascade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121: 145-151.

[7] Sargison J E, Guo S M, Oldfield M L G, et al. A converging slot-hole film-cooling geometry: Part 2 - Transonic nozzle guide vane heat transfer and loss[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2002, 124(3): 461-471.

[8] GAO Zhihong, Narzary D P, HAN Jechin. Film cooling on a gas turbine blade pressure side or suction side with axial shaped holes[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2008, 51: 2139-2152.

[9] 韩振兴, 未永洁, 刘石. 吹风比对气膜冷却效率影响的实验研究[J]. 航空学报, 2004, 25(6): 551-555.

HAN Zhenxing, SUENAGA Kiyoshi, LIU Shi. Experimental research on film cooling effectiveness at different blowing ratios[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(6): 551-555. (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] 葛绍岩, 刘登瀛, 徐靖中, 等. 气膜冷却[M]. 北京: 科学出版社, 1985.