

涡轮叶片前缘对冲孔排气膜冷却特性的数值研究

赵 丹¹, 刘存良¹, 朱惠人¹, 翟颖妮²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 西安建筑科技大学 机电工程学院, 西安 710055)

摘 要: 对涡轮叶片前缘对冲孔排和错位对冲孔排的气膜冷却特性进行了数值研究, 分别在吹风比为 0.5、1.0、1.5、2.0 的工况下, 分析了模型表面气膜冷却效率和表面传热系数的分布规律, 对比了不同气膜孔排结构和孔间距对下游气膜冷却效率和传热系数的影响。结果表明: 相比于传统同向倾斜孔排结构, 对冲孔排结构并没有减弱气膜的冷却特性, 反而在靠近端壁处比传统同向倾斜孔排更易于加工; 两种孔排下的气膜冷却效率均随着吹风比的增大而减小, 而传热系数值均随着吹风比的增大而增大; 在孔排近下游范围内, 随着孔间距的增大, 气膜冷却效率逐渐减小且在小吹风比下更加明显, 传热系数值随着孔间距的增大逐渐减小且在大吹风比下更加明显。

关 键 词: 涡轮叶片; 前缘; 气膜冷却; 对冲孔排; 孔间距

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Numerical studies on film cooling performance of turbine vane leading edge with counter-inclined structure

ZHAO Dan¹, LIU Cunliang¹, ZHU Huiren¹, ZHAI Yingni²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Department of Mechanical and Electrical Engineering,

Xi'an University of Architecture and Technology, Xi'an 710055, China)

Abstract: Numerical studies were performed for the film cooling performance of counter-inclined film-hole rows, presenting advantage in manufacturing relative to the usually used parallel-inclined film-hole row structure, on a turbine vane leading edge model. Two types of counter-inclined film-hole rows were studied, including collinear counter-inclined film-hole row and non-collinear counter-inclined film-hole row. The distributions of film cooling effectiveness and heat transfer coefficient were obtained for the blowing ratios of 0.5, 1.0, 1.5 and 2.0. The effect of hole pitch on the film cooling effectiveness and heat transfer coefficient was also studied. Results show that the film cooling performance of counter-inclined film-hole rows is not weakened compared with the traditional parallel-inclined film-hole row structure. The film cooling effectiveness of the two counter-inclined film-hole row structures

收稿日期: 2016-04-19

基金项目: 国家自然科学基金(51306152); 航空科学基金(2014ZB53023); 霍英东教育基金会(141053);

中央高校基本科研业务费专项资金(3102014JCQ01049)

作者简介: 赵丹(1991—), 女, 硕士生, 研究领域为航空发动机高温部件的强化传热技术。

引用格式: 赵丹, 刘存良, 朱惠人, 等. 涡轮叶片前缘对冲孔排气膜冷却特性的数值研究[J]. 航空动力学报, 2017, 32(11): 2609-2618. ZHAO Dan, LIU Cunliang, ZHU Huiren, et al. Numerical studies on film cooling performance of turbine vane leading edge with counter-inclined structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(11): 2609-2618.

decreases with the increase of blowing ratio, while the heat transfer coefficient increases. The change of inclination structure of film-hole row has very little effect on the heat transfer coefficient in the downstream region, while the increase of hole pitch can influence the values of heat transfer coefficient as well as the film cooling effectiveness in a relatively notable way.

Key words: turbine vane; leading edge; film cooling; counter-inclined film-hole row; hole pitch

提高涡轮进口温度可以有效提高燃气轮机的推力和效率,但涡轮进口温度的提高会使得涡轮叶片承受更大的热负荷,过高的温度和热应力可能导致涡轮叶片无法正常工作。而涡轮叶片前缘区域由于直接受到高温燃气的冲击,其承受的热负荷往往是涡轮叶片中最大的,因此涡轮叶片的前缘区域是涡轮叶片上需要加以保护的重点部位。多排孔气膜冷却是涡轮叶片前缘区域广泛采用的一种冷却保护方式,针对涡轮叶片前缘气膜冷却特性的研究一直是燃气轮机高温部件冷却技术研究中的热点之一。随着涡轮进口温度的逐渐提高,关于涡轮叶片前缘气膜孔排结构的研究已逐渐成为研究者关注的焦点。

文献[1]对展向倾斜圆柱形孔在不同吹风比,孔倾角和孔排位置下的气膜冷却特性进行了实验研究。文献[2]研究了吹风比和射流孔位置对气膜冷却特性的影响。文献[3]也用半圆柱面与平板组成的模型模拟叶片前缘,研究了来流高湍流度工况下孔排布局对叶片前缘气膜冷却效率和传热系数的影响。文献[4]研究了前缘有多排圆柱形孔的气膜冷却效率,结果表明在孔排及孔排区域下游,冷却效率随着吹风比的增加而减小。文献[5]研究了主流雷诺数及平均吹风比对叶片前缘多排圆柱形孔的传热系数的影响。文献[6]采用放大的半圆柱状表面模拟涡轮叶片前缘的形状,研究了孔排布局对叶片前缘气膜冷却的影响。文献[7]用压敏漆测量技术研究了带有两排气膜冷却孔的涡轮叶片在旋转工况下前缘的冷却特性。结果表明,气膜冷却效率随着转速的增加而下降。文献[8]研究了不同雷诺数下孔排布局对气膜冷却特性的影响。文献[9]研究了气动参数对带有圆柱形气膜冷却孔的叶片前缘的冷却效率的影响。结果表明,在不同动量比工况下,密度比的增加对径向平均冷却效率的影响不尽相同;而湍流度和动量比的增加都使得径向平均冷却效率和孔中心线的冷却效率减小。文献[10]研究了带单排气膜孔的导向叶片前缘的气膜冷却效率。结

果表明,随着动量比的增加,传热系数增加,冷却效率减小。文献[11]对驻点线位置波动对前缘气膜冷却特性的影响进行了实验研究。文献[12-13]对圆柱形前缘双排孔气膜冷却进行全三维 Navier-Stokes(N-S)方程数值模拟,研究了射流与主流的流动机理,分析了不同吹风比下对壁面冷却效率的影响。计算结果表明,壁面平均绝热效率随吹风比的增大而升高。文献[14]用 *realizable k- ϵ* (RKE) 和 *shear stress transport* (SST) 两种湍流模型对前缘开有 3 排气膜孔的叶片进行了数值研究。结果表明,在驻点线附近由两种湍流模型计算得到的结果差异很大。文献[15]在某型涡轮导叶开设 3 排冷却孔,分别采用点源项与真实孔射流两种方法对前缘冷却特性进行了对比研究。文献[16]通过压敏漆技术对前缘在不同布置、吹风比、密度比情况下的气膜冷却分布进行了实验。结果表明,气膜孔在前缘的布置形式会直接影响到前缘表面的冷却分布情况。文献[17]对某型涡轮叶片放大模型的前缘冷却结构气膜冷却效果进行了实验研究。文献[18]在全尺寸燃气轮机透平级上对“直角孔”和“倾角孔”两种孔结构的流动和传热进行了数值模拟研究。结果显示“倾角孔”结构能够有效地提高前缘区域的冷却效率。

上述文献都是以传统同向倾斜孔排为中心展开研究的,而这种同向倾斜孔排对于涡轮导向叶片来说,在靠近端壁处可能不易于加工。因为涡轮导向叶片在两侧端壁处(叶根侧和叶尖侧)均被大体积的实心凸台封闭,这种凸台对于传统同向倾斜孔排来说不利于钻孔工具的定位,在叶根侧和叶尖侧的端部加工气膜孔时很容易对端壁造成损坏。基于上述传统同向倾斜气膜孔在端壁处可能存在加工困难的问题,本文提出了两种气膜孔排结构:对冲孔排结构和错位对冲孔排结构,如图 1 所示。这两种对冲结构虽然可以解决传统同向倾斜孔排在端壁处加工困难的问题,但是由于气膜冷却孔对冲布置,射流在对冲孔出口处容易相互干扰,可能会影响气膜孔下游的气膜覆盖效果,

为了进一步了解这种对冲结构下的气膜冷却特性,本文对其冷却特性进行了数值模拟研究。分别在吹风比为 0.5、1.0、1.5、2.0 的工况下,分析了模型表面气膜冷却效率和表面传热系数的分布规律,对比了不同气膜孔排结构和孔间距对下游气膜冷却效率和传热系数的影响。

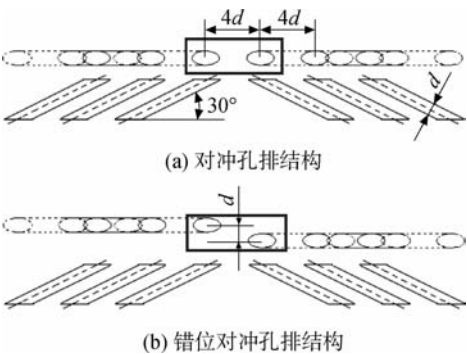


图 1 孔排结构
Fig.1 Film-hole row structure

1 数值方法

1.1 计算模型与边界条件

本文采用半圆柱面模拟叶片的前缘,圆柱直径 D 为 40 mm,半圆柱面后面连接长度为 30 mm 的平板,主流进口处截面尺寸为 110 mm×110 mm、140 mm×110 mm,如图 2 所示。在半圆柱面上的气膜孔排结构分别是对冲孔排与错位对冲孔排,如图 2 所示。对冲孔排在前缘驻点线±30°位置处各有一排气膜孔,孔数为 6 个,孔轴线在高度方向上与表面的夹角为 30°,与表面上气流的夹角为 90°,各排孔由同一个二次流腔供气,各气膜孔的孔径 d 均为 3 mm,孔间距 $p=4d$, $p=6d$ 。将对冲孔排结构中向 z 轴正方向倾斜的气膜孔沿流向移动一个气膜孔孔径 d 即为错位对冲孔排结构。

由于本次采用的计算模型相对于中间面是对称的,因此计算模型只画了一半,中间面定义为对

称边界,主流进口设为速度进口条件:主流来流速度 $U_g=20$ m/s,主流温度 $T_g=330$ K,湍流度为 2%;二次流进口设为质量流量进口。出口设为压力出口条件;研究气膜冷却效率时,冷流体温度 T_c 设为 300 K,壁面设为绝热壁面条件;研究传热系数时,冷流体温度 T_c 设为 330 K,壁面设为恒壁温(300 K)。

1.2 数值计算方法及数据处理方法

本文采用计算流体力学软件 ANSYS FLU-ENT 13.0 进行计算。Liu 等^[19]的研究表明,湍流模型 $realizable\ k-\epsilon$ 和增强壁面处理可以得到较好的数值解,故本次研究采用与上述相同的湍流模型与壁面处理方法。求解器使用分离隐式求解器,压力与速度耦合采用 SIMPLEC(semi-implicit method for pressure-linked equation consistent)算法,对流项采用具有 3 阶精度的 QUICK(quadratic upwind interpolation of convective kinematics)格式进行离散。

采用冷却效率 η 和无量纲的 Froe 数(量符号记为 F_{roe})分别作为评价冷却效果和换热强度的指标。其定义分别为

$$\eta = (T_g - T_{aw}) / (T_g - T_c) \tag{1}$$

$$h = q_h / (T_w - T_{aw}) \tag{2}$$

$$F_{roe} = Nu_d / Re_d^{0.5} = (hD / \lambda) / (\rho_g U_g D / \mu_g)^{0.5} \tag{3}$$

式中 T_c 为二次流温度, T_{aw} 为绝热壁温, h 为传热系数, q_h 为对流换热量, T_w 为壁面温度, ρ_g 为主流密度, D 为叶片前缘半圆柱直径, μ_g 为主流的动力黏度。计算传热系数时,主流和二次流保持相同的温度(330 K),此时主流温度即为绝热壁温。

1.3 网格独立性验证

模型网格采用分区域的结构/非结构混合网格,对二次流腔、气膜孔内部以及前缘附近采用非结构网格,其他区域采用结构化网格,结构与非结构交界面使用 interface 功能进行处理。在主流腔中临近气膜孔出口所在平面的区域设置了边界层,网格示意如图 3(a)所示。通过调整边界层与节点数,选用网格数量依次递增的 3 套网格进行独立性验证,结果如图 3(b)所示,图中纵坐标 η_{ave} 表示展向平均的气膜冷却效率,横坐标 s/d 表示基于气膜孔径 d 的前缘模型表面的无量纲流向弧长,可以看出即使对网格 2 再进行加密处理,得到的数值计算结果也不会有所改变,表明网格 2 已达到网格独立性要求。计算域网格数为

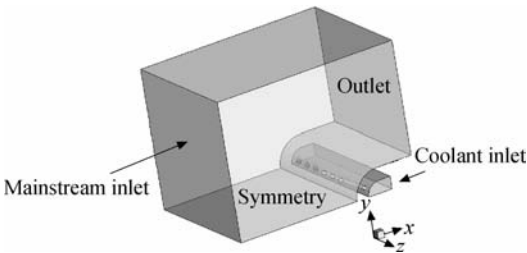


图 2 计算模型
Fig.2 Computational model

3658904,第1层网格高度为0.015 mm,增长率为1.15,边界层层数为15层。半圆柱叶片前缘和后接平板壁面处的 y -plus值如图4所示,由图易知,壁面处的 y -plus值均在1左右。

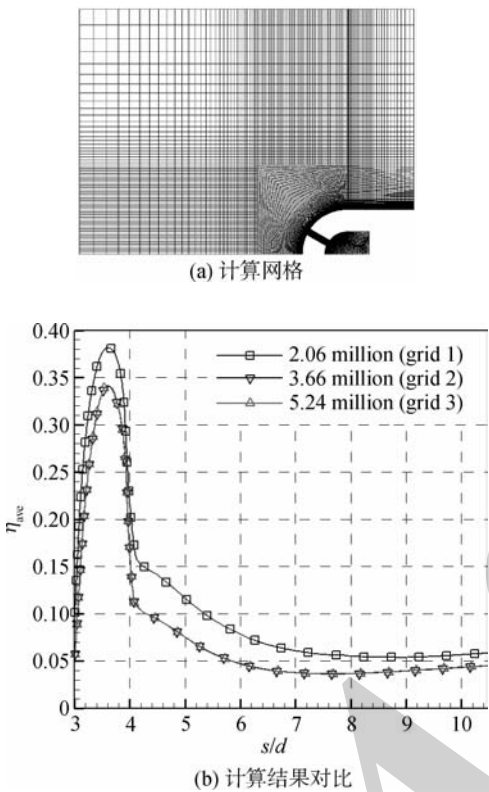


图 3 网格及数值结果
Fig. 3 Grid and numerical results

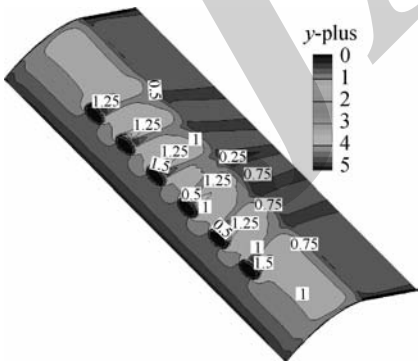


图 4 y -plus 值
Fig. 4 Value of y -plus

2 结果与讨论

2.1 计算工况

吹风比定义为

$$M = \rho_c U_c / \rho_g U_g \tag{4}$$

式中 ρ_c 为二次流密度, U_c 为气膜孔内平均速度。本文对0.5、1.0、1.5和2.0四个吹风比工况进行了研究,吹风比的计算基于主流速度与气膜孔入口处冷流体平均速度,吹风比的变化是通过改变二次流流量实现的。基于前缘直径和主流速度的主流雷诺数 $Re_d=50\,000$ 。

2.2 孔排结构对气膜冷却特性的影响

2.2.1 孔排结构对气膜冷却效率分布的影响

图5和图6分别展示了在孔间距 $p=4d$,吹风比 M 为0.5、1.0、1.5和2.0时计算得到的涡轮叶片前缘模型在对冲孔排和错位对冲孔排结构下的气膜冷却效率 η 分布云图,图中的纵坐标 z/d 表示基于气膜孔径 d 的前缘模型表面的无量纲展向坐标。孔排在 $s/d=3.5$ 位置处,以前缘驻点线为横坐标原点,以半圆柱面与平板相接处 $s/d=10.47$ 为横坐标终点。由图5(a)~图5(c)可以看出,在小吹风比下,喷出的气流在孔排下游区域

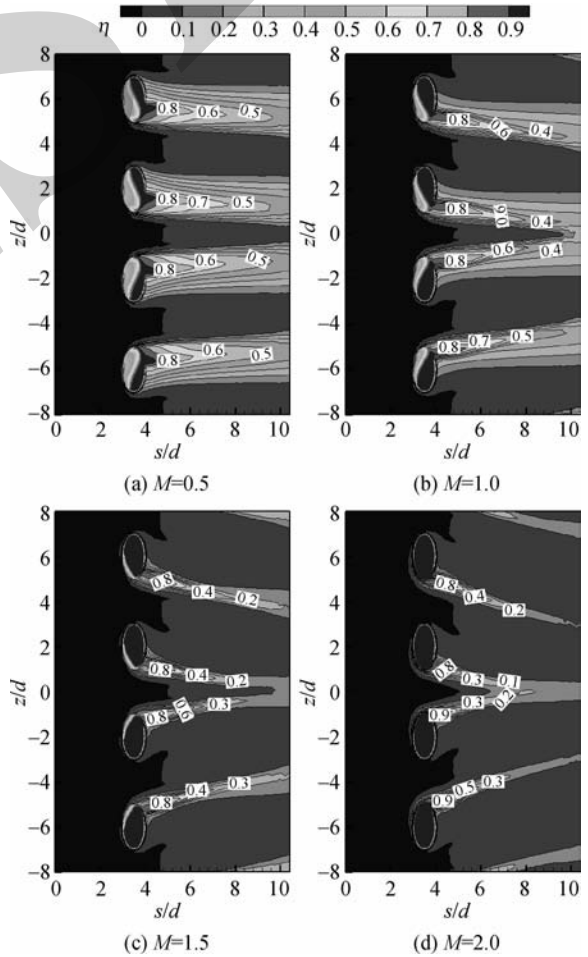


图 5 对冲孔排结构下气膜冷却效率分布云图
Fig. 5 Contours of film cooling effectiveness for collinear counter-inclined film-hole row

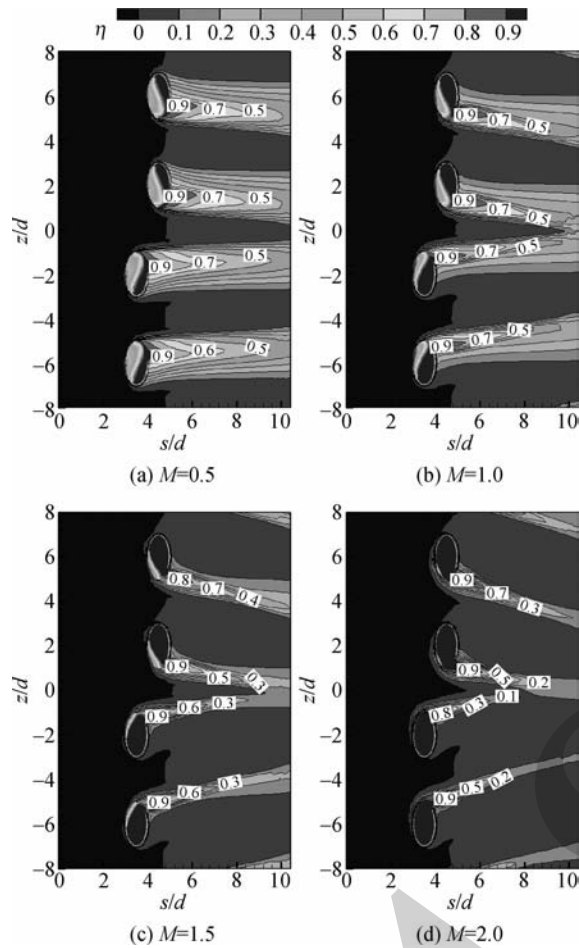


图 6 错位对冲孔排结构下气膜冷却效率分布云图
Fig. 6 Contours of film cooling effectiveness for non-collinear counter-inclined film-hole row

覆盖面积较大,冷却效率较高。随着流向下游,主流与射流的掺混使得下游气膜冷却效率逐渐降低,影响范围逐渐变大。相邻射流间区域冷却效率非常低,这表明冷气未扩散到该区域。随着吹风比的增加,对冲孔排射流轨迹逐渐展向偏斜,而且吹风比越大,偏移角度越大。孔排下游冷却效率的分布特点相似,都是射流流经区域冷却效率较高,相邻射流间区域相对较低。由图 5(d)可知,在吹风比为 2.0 时,射流轨迹更加展向偏斜,射流的穿透性更强,贴附性更弱,使得孔排下游气膜的覆盖范围更窄,冷却效率更低。

对比图 5 和图 6 的冷却效率分布云图可以看出,错位对冲孔排的冷却效率分布规律与对冲孔排的冷却效率分布规律相似。在小吹风比下,由于射流穿透性弱,喷出后在主流作用下能很好地贴附于壁面,使得射流流经区域的气膜覆盖效果较好,冷却效率也较高,随着吹风比的增加,错位对冲孔排射流轨迹逐渐向下偏移,射流穿透性逐渐增强,贴壁性减弱,导致孔排附近区域的冷却效

率很低。

图 7 和图 8 分别给出了吹风比为 1.0 和 2.0 下两种孔排结构气膜孔下游截面上的无量纲温度云图和速度矢量图。从图中可以看出,在两种孔排结构下,气膜孔出口均形成对转涡。在射流向下游流动过程中,气膜孔出口两侧旋流核心向外扩散,并在壁面的作用下继续发展,形成 $s/d=5.24$ 截面上两个旋涡核心区,分别对应于 $+z$ 侧的顺时针旋涡和 $-z$ 侧的逆时针旋涡,组成了一对外卷对转涡。在小吹风比下,冷气射流垂直动量较小,对转涡核心区离壁面距离较近,即无量纲温度 Θ 最高的区域离壁面较近,一方面增强了冷气的侧向扩张,另一方面增强了冷气与主流的掺混作用。随着吹风比的增大,对转涡相互作用抬高气膜使得气膜核心区几乎没有接触到壁面,故而冷却效率下降。

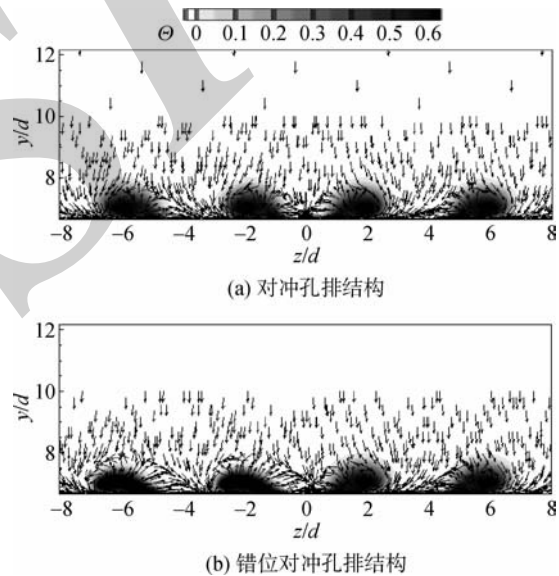


图 7 速度矢量图和无量纲温度云图
($M=1.0, s/d=5.24$)
Fig. 7 Velocity vector and non-dimensional temperature contours ($M=1.0, s/d=5.24$)

图 9 给出了两种对冲孔排和同向倾斜孔排在各个吹风比下气膜冷却效率的展向平均结果。展向平均范围为 $-8d \sim 8d$ 。图中 collinear 表示对冲孔排结构, non-collinear 表示错位对冲孔排结构, trad 表示传统同向倾斜孔排。横坐标取值范围为 $s/d=3$ 到 $s/d=10.47$ 即对冲孔排上边缘到半圆柱面与平板相接处。由图可知,两种孔排结构在各个吹风比下的平均气膜冷却效率的变化规律基本一致:冷却效率均值在经过孔排结构之后急剧升高随后沿着流向不断下降。冷却效率均值

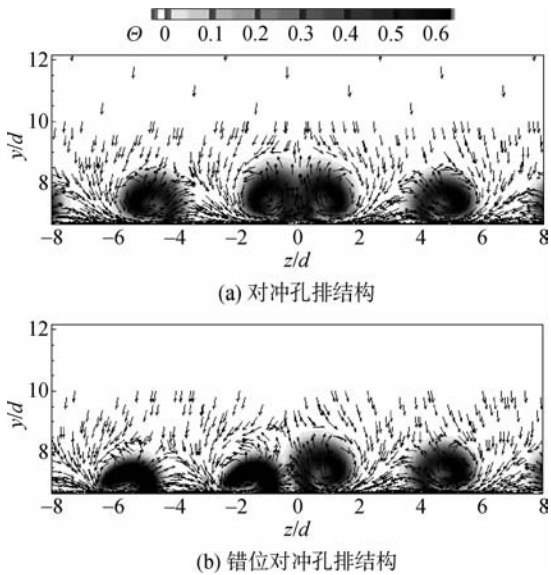


图 8 速度矢量图和无量纲温度云图
($M=2.0, s/d=5.24$)

Fig. 8 Velocity vector and non-dimensional temperature contours ($M=2.0, s/d=5.24$)

都随着吹风比的增大而减小且在小吹风比下更加明显,当吹风比由 0.5 增加到 2.0 时,根据计算结果易知冷却效率减小了 54%。在相同吹风比工况下,对冲孔排与传统同向倾斜孔排的气膜冷却效率展向均值基本一致的。

2.2.2 孔排结构对传热系数分布的影响

图 10 和图 11 分别展示了在孔间距 $p=4d$, 吹风比为 0.5、1.0、1.5 和 2.0 时计算得到的涡轮叶片前缘模型在冲孔排和错位冲孔排结构下的传热系数分布云图。由图 10(a)可以看出,在吹风比为 0.5 工况下,孔排下游区域有一个沿流向延伸的条状低传热系数区域,而在这个区域的周围,由于射流与主流的相互作用产生的强烈扰动显著地增强了当地的对流换热强度,产生了两个条状的高传热系数区;在孔排的其他区域,越是远离气膜射流,受气膜射流的影响就越小,传热系数的值也越低。

比较图 10(b)~图 10(d)可知,随着吹风比的

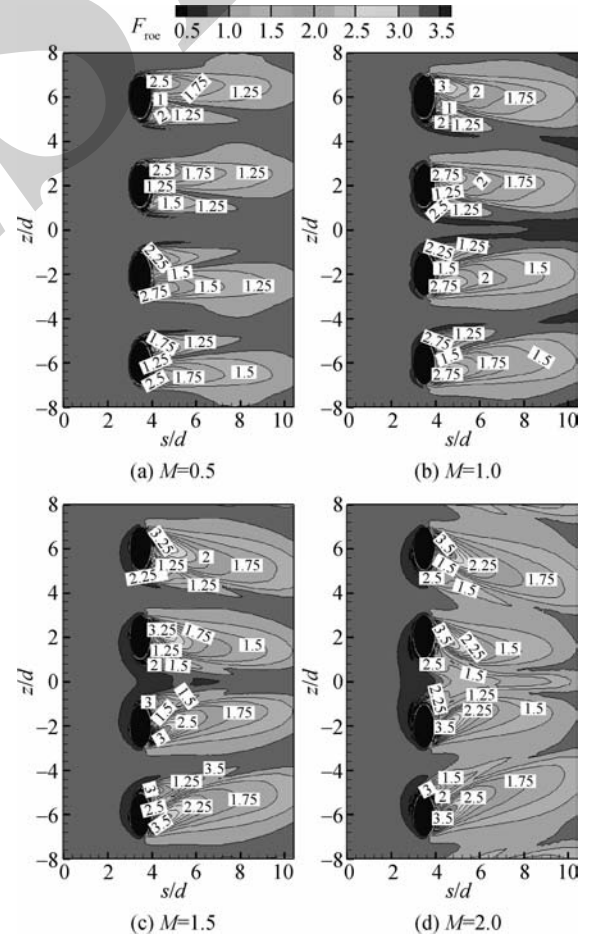


图 10 对冲孔排结构下传热系数分布云图

Fig. 10 Contours of heat transfer coefficient for collinear counter-inclined film-hole row

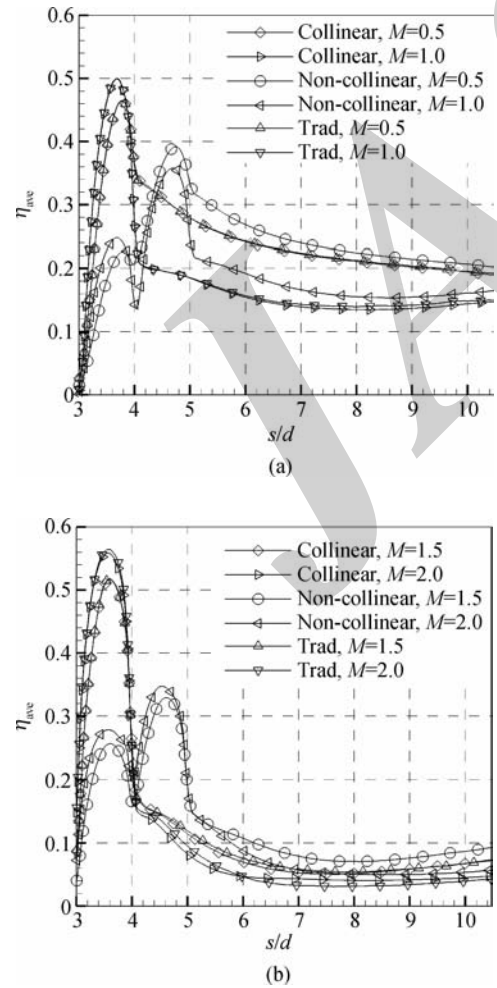


图 9 不同孔排结构下气膜冷却效率的展向均值

Fig. 9 Laterally averaged film cooling effectiveness for different types of film-hole row

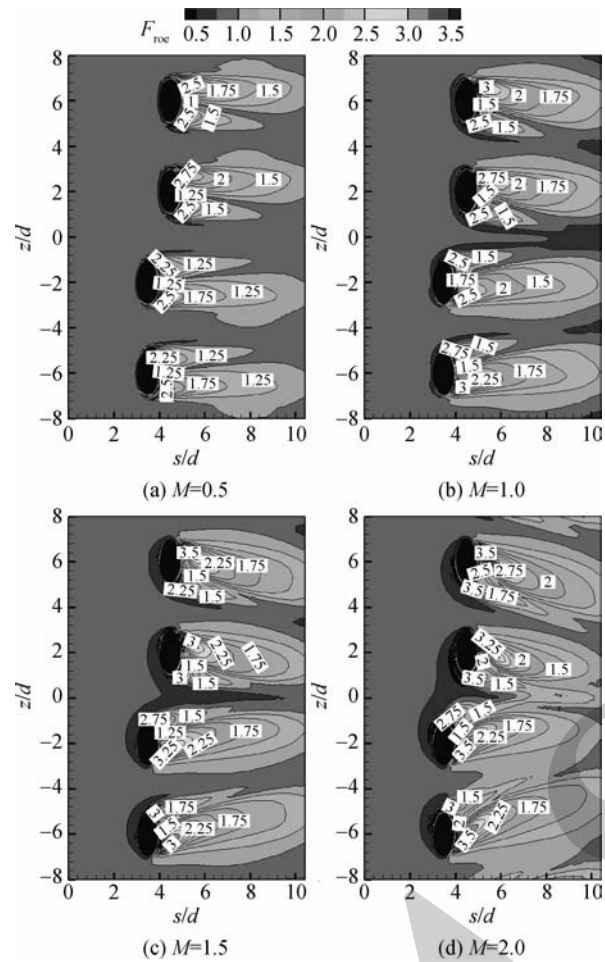


图 11 错位对冲孔排结构下传热系数分布云图
Fig. 11 Contours of heat transfer coefficient for non-collinear counter-inclined film-hole row

增加,传热系数分布云图上传热系数的值显著提高,高传热系数区域的面积显著增大。在孔排下游,随着吹风比的增加,高传热系数区域的形状更加展向偏斜,而且吹风比越大,偏移角度越大。除此之外,大吹风比下的传热系数分布特点与小吹风比下的类似。

对比图 10 与图 11 的传热系数分布云图可以看出,在相同吹风比下,对冲孔排结构与错位对冲孔排结构的传热系数空间分布规律是比较一致的。在小吹风比下,射流影响范围小,传热系数值较低;随着吹风比的增加,高传热系数区域的面积显著增大,形状更加展向偏斜,传热系数分布云图上传热系数的值显著提高。孔排射流中心流经的区域传热系数较低,射流边缘区域的传热系数相对较高;在孔排下游的其他区域,越是远离气膜射流,受气膜射流的影响就越小,传热系数的值也越低。

由上述分析知,两种孔排结构在各个吹风比

下传热系数的分布规律极其相似,以下仅以对冲孔排结构在吹风比为 1.0 工况为例对传热系数分布机理进行解释。

图 12 分别给出了对冲孔排结构在吹风比为 1.0 时气膜孔下游截面($s/d=5.24$)上的速度标量 U 与主流的速度 U_g 之比云图和湍流度 T_u 云图。从图 12(a)中可以看出,在射流轨迹下游区域有一低速区,而射流两侧区域的流体速度较高,这使得孔近下游区域,射流中心线区域的传热系数比较低,而射流两侧区域的传热系数比较高。而这种对冲孔排结构在射流两侧的孔间区域可以形成类似于冲击的对涡结构(图 7),这种流动结构可以减薄边界层厚度,显著增强对流换热强度,从而形成强换热区,与此同时,对涡结构在射流中心线附近区域还形成了与冲击相反的流动结构,这种流动结构会使得边界层厚度增加,削弱对流换热强度,所以传热系数分布呈现出中间低两边高的分布规律。在离射流轨迹较远的孔间区域,虽然其流速非常高,但结合该截面的湍流度分布云图(图 12(b)),可知这些区域的湍流度非常的低,从而造成在离射流轨迹较远的孔间区域的低传热系数区。

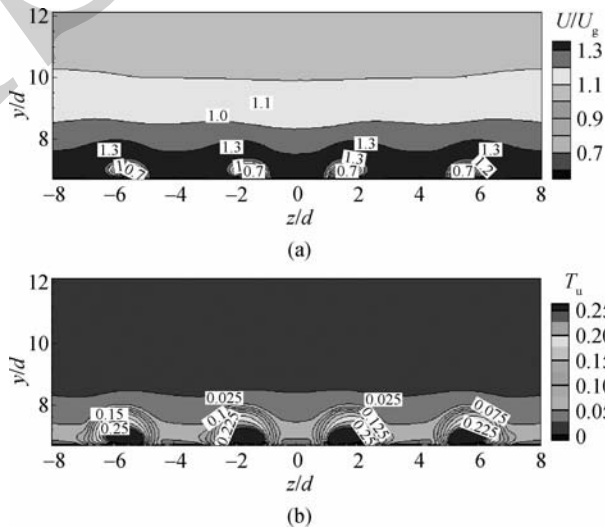


图 12 对冲孔排速度比云图和湍流度云图($s/d=5.24$)
Fig. 12 Contours of velocity ratio and turbulence intensity for collinear film-hole row ($s/d=5.24$)

图 13 给出了两种对冲孔排和同向倾斜孔排在各个吹风比下展向平均传热系数 $F_{FOE,ave}$ 的结果。由图易知,在两种孔排结构下的传热系数展向均值都随着吹风比的增大而增大且在小吹风比下更加明显,当吹风比由 0.5 增加到 2.0 时,根据

计算结果易知传热系数增加了 22%；3 种孔排在各个吹风比下的平均传热系数的变化规律非常一致：经过孔排后，由于孔排射流的影响，平均传热系数有一个明显的提高，随后沿着流向又不断下降。在孔排下游的区域，3 种孔排下的传热系数展向均值几乎完全相等。

平均冷却效率减小。在吹风比为 0.5 的工况下，当孔间距由 4d 增加到 6d 时，根据计算结果易知冷却效率减小了 33%。在大吹风比工况下，孔排下游区域内的气膜冷却效率均值亦随着孔间距的增加而减小，但减小幅度没有小吹风比下明显。综上易知，在小吹风比下，孔间距对平均气膜冷却效率的影响十分显著；而在大吹风比下，孔间距对平均气膜冷却效率的影响较小。

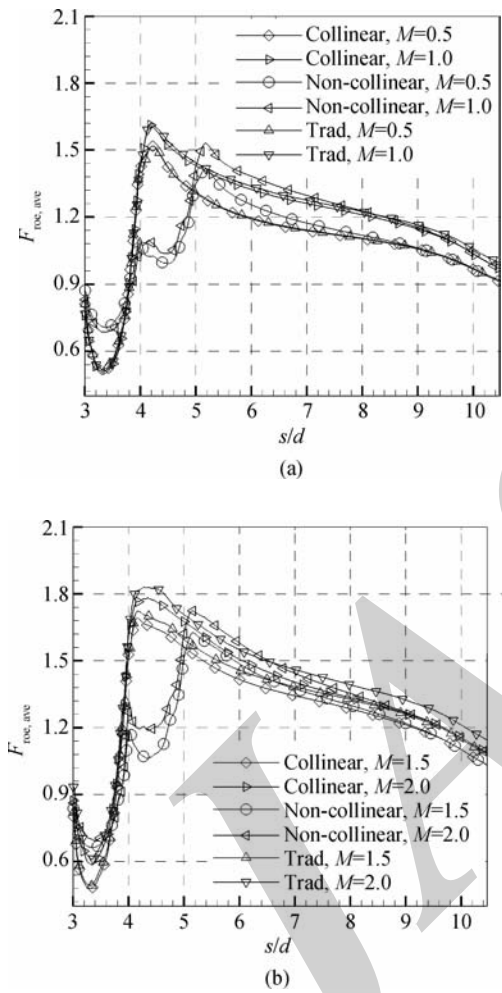


图 13 不同孔排结构下传热系数的展向均值
Fig. 13 Laterally averaged heat transfer coefficient for different types of film-hole row

2.3 孔间距对气膜冷却特性的影响

2.3.1 孔间距对平均冷却效率的影响

图 14 给出了两种不同孔间距下平均气膜冷却效率沿流向的分布图。由图可知，在小吹风比工况下，孔排下游区域内的气膜冷却效率均值随着孔间距的增加显著地减小。这是由于小吹风比时，二次流的流量少、动量小，展向扩散范围有限，二次流无法覆盖到整个壁面上，随着孔间距的增加，二次流的覆盖面积与整个需要冷却的壁面面积比值减小，所以表现出随着孔间距的增加展向

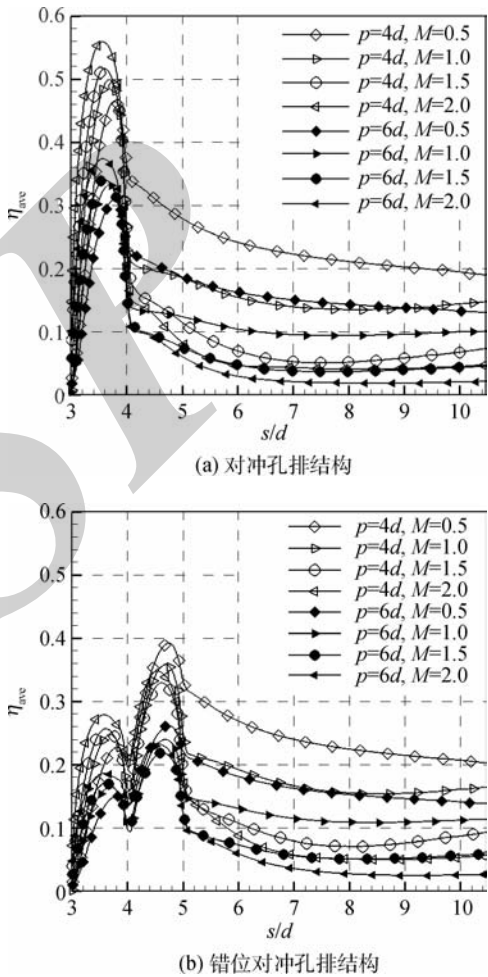


图 14 不同孔间距下气膜冷却效率的展向均值
Fig. 14 Laterally averaged film cooling effectiveness at different hole pitches

2.3.2 孔间距对平均传热系数的影响

图 15 展示的是不同孔间距下平均传热系数沿流向的分布图。易知，在相同孔排结构和相同吹风比下，在孔排近下游位置处，随着孔间距的增加，传热系数均值显著地减小。这是由于小吹风比时，二次流的流量少、动量小，射流的影响范围有限，随着孔间距的增加，由射流与主流的相互作用产生强烈扰动的面积与整个对流换热的面积比值减小，所以表现出随着孔间距的增加展向平均

传热系数减小。平均传热系数沿着孔排下游方向是递减的,在孔排近下游区域内,孔间距对平均传热系数的影响在大吹风比下更加明显,在吹风比为 2.0 的工况下,当孔间距由 4*d* 增加到 6*d* 时,根据计算结果易知传热系数减小了 8%。;在远离孔排区域内,两种孔间距下的平均传热系数几乎完全相等。

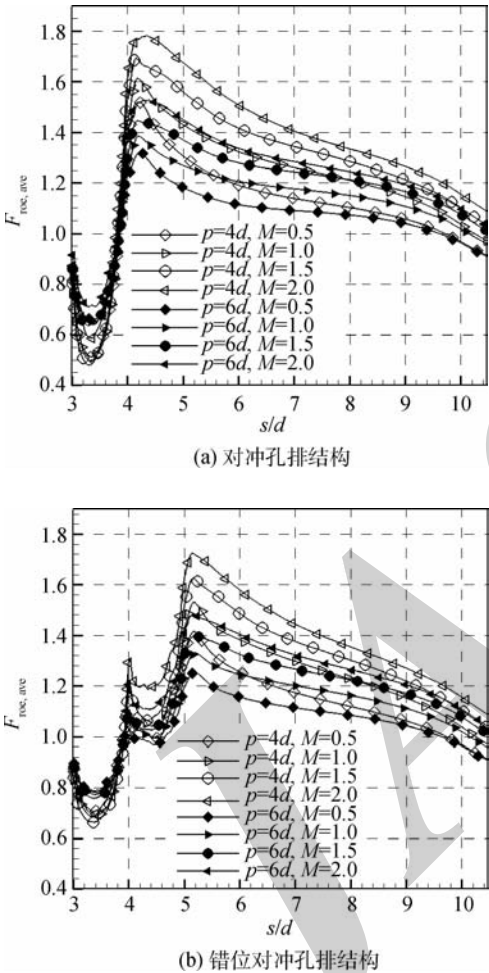


图 15 不同孔间距下传热系数的展向均值
Fig. 15 Laterally averaged heat transfer coefficient at different hole pitches

3 结 论

本文通过数值模拟方法研究了带单排气膜孔叶片前缘的气膜冷却效率和传热系数的分布规律,对比了不同气膜孔排结构和孔间距对下游气膜冷却效率和传热系数的影响。主要得到以下结论:

1) 相比于传统同向倾斜孔排结构,对冲孔排结构并没有减弱气膜的冷却特性,反而在两侧端壁处更易于气膜孔的加工。

2) 两种孔排下的气膜冷却效率均随着吹风比的增大而减小且在小吹风比下更加明显,当吹风比由 0.5 增加到 2.0 时,根据计算结果易知冷却效率减小了 54%。;传热系数值均随着吹风比的增大而增大且在小吹风比下更加明显,当吹风比由 0.5 增加到 2.0 时,根据计算结果易知传热系数增加了 22%。

3) 在孔排近下游区域内,随着孔间距的增大,气膜冷却效率逐渐减小且在小吹风比下更加明显,在吹风比为 0.5 的工况下,当孔间距由 4*d* 增加到 6*d* 时,根据计算结果易知冷却效率减小了 33%;传热系数值随着孔间距的增大逐渐减小且在大吹风比下更加明显,在吹风比为 2.0 的工况下,当孔间距由 4*d* 增加到 6*d* 时,根据计算结果易知传热系数减小了 8%。

参考文献:

[1] LUCKEY D W,WINSTANLEY D K,HAMES G J,et al. Stagnation region gas film cooling for turbine blade leading-edge applications[J]. Journal of Aircraft,1977,14(5): 494-501.

[2] KARNI J,GOLDSTEIN R J. Surface injection effect on mass transfer from a cylinder in crossflow;a simulation of film cooling in the leading edge region of a turbine blade [J]. Journal of Turbomachinery,1990,112(3):418-427.

[3] MEHENDALE A B,HAN J C. Influence of high main-stream turbulence on leading edge film cooling heat transfer[J]. Journal of Turbomachinery,1992,114(4):707-715.

[4] 朱惠人,许都纯,郭涛,等. 叶片前缘气膜冷却效率的实验研究[J]. 航空动力学报,1999,14(2):205-208,223-224.

ZHU Huiren,XU Duchun,GUO Tao,et al. An experimental investigation of film cooling effectiveness on leading edge of turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 1999,14(2):205-208,223-224. (in Chinese)

[5] 朱惠人,许都纯,郭涛,等. 叶片前缘气膜冷却换热的实验研究[J]. 推进技术,1999,20(2):64-68.

ZHU Huiren,XU Duchun,GUO Tao,et al. Experimental investigation of film cooling heat transfer on turbine blade leading edge[J]. Journal of Propulsion Technology,1999, 20(2):64-68. (in Chinese)

[6] 朱惠人,许都纯,郭涛,等. 孔排布局对叶片前缘气膜冷却的影响[J]. 航空学报,2000,21(5):385-388.

ZHU Huiren,XU Duchun,GUO Tao,et al. Influences of position of hole-rows on film cooling on leading edge of turbine blade[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000,21(5):385-388. (in Chinese)

[7] AHN J,SCHOBEIRI M T,HAN J C. Film cooling effectiveness on the leading edge region of a rotating turbine blade with two rows of film cooling holes using pressure

- sensitive paint[J]. Journal of Heat Transfer, 2006, 128(9): 879-888.
- [8] KIM K S, KIM Y J, KIM S M, Enhancement of film cooling performance at the leading edge of turbine blade[R]. ASME Paper 2006-GT-90321, 2006.
- [9] 李广超, 朱惠人, 廖乃冰, 等. 气动参数对前缘气膜冷却效率影响的实验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 215-220. LI Guangchao, ZHU Huiren, LIAO Naibing, et al. Influence of aerodynamic parameters on film cooling effectiveness on the vane leading edge[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 215-220. (in Chinese)
- [10] 朱惠人, 廖乃冰, 李广超, 等. 带单排气膜孔导向叶片前缘气膜冷却实验研究[J]. 西北工业大学学报, 2008, 26(3): 353-356. ZHU Huiren, LIAO Naibing, LI Guangchao, et al. Film cooling of leading edge on the vane with a row of CO₂ injection holes[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008, 26(3): 353-356. (in Chinese)
- [11] JOHNSON R, BOGARD D, PIGGUSH J, et al. Experimental study of the effects of an oscillating approach flow on overall cooling performance on a simulated turbine blade leading edge[R]. ASME Paper 2009-GT-60290, 2009.
- [12] 雷云涛, 林智荣, 袁新. 透平叶片前缘双排交错孔气膜冷却数值模拟[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2010, 50(11): 1843-1847. LEI Yuntao, LIN Zhirong, YUAN Xin. Numerical simulation of film cooling at the leading edge of a turbine blade with two rows of staggered holes[J]. Journal of Tsinghua University(Science and Technology), 2010, 50(11): 1843-1847. (in Chinese)
- [13] 雷云涛, 袁新. 涡轮叶片前缘双排孔气膜冷却数值模拟[J]. 推进技术, 2012, 33(5): 704-709, 770. LEI Yuntao, YUAN Xin. Numerical simulation on the effect of film cooling at leading edge of turbine blade with two rows of staggered holes[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(5): 704-709, 770. (in Chinese)
- [14] MATHEW S, RAVELLI S, BOGARD D G, Evaluation of CFD predictions using thermal field measurements on a simulated film cooled turbine blade leading edge[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(1): 619-628.
- [15] 张村元, 钟易成, 徐伟祖, 等. 涡轮导叶前缘多排孔冷气掺混数值模拟[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1744-1751. ZHANG Cunyuan, ZHONG Yicheng, XU Weizu, et al. Numerical simulation of coolant air injection at leading edge of turbine stator with rows of holes[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1744-1751. (in Chinese)
- [16] 李雪英, 李明飞, 任静, 等. 气膜冷却布置对前缘流动传热的影响[J]. 工程热物理学报, 2014, 35(12): 2372-2375. LI Xueying, LI Mingfei, REN Jing, et al. The influence of film cooling arrangement on leading edge flow and heat transfer[J]. Journal of Engineering and Thermophysics, 2014, 35(12): 2372-2375. (in Chinese)
- [17] 谭晓茗, 朱兴丹, 郭文, 等. 涡轮叶片前缘气膜冷却换热实验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(11): 2672-2678. TAN Xiaoming, ZHU Xingdan, GUO Wen, et al. Heat transfer experiment on film cooling of turbine blade leading edge[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(11): 2672-2678. (in Chinese)
- [18] 姜伟, 谢诞梅, 高尚, 等. 倾角孔对叶片前缘冷却效率影响的数值研究[J]. 推进技术, 2015, 36(7): 1062-1068. JIANG Wei, XIE Danmei, GAO Shang, et al. Numerical study of influence of inclined hole on film-cooling effectiveness at leading edge of a turbine blade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(7): 1062-1068. (in Chinese)
- [19] LIU C, ZHU H R, FU Z Y, et al. The effects of inlet Reynolds number, exit Mach number and incidence angle on leading edge film cooling effectiveness of a turbine blade in a linear transonic cascade[R]. ASME Paper 2015-GT-42888, 2015.

(编辑:王碧珺)