

气膜孔内局部堵塞对气膜冷却特性的影响

黄珂楠¹, 张靖周^{1,2}, 郭文³

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;

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: 在吹风比为 0.3~1.5, 堵塞比为 0.1~0.5 范围内, 对平板上单排倾斜气膜孔内局部堵塞所引起的冷气射流流动和冷却特性变化进行了数值研究, 分析了堵塞比、堵塞位置和吹风比对绝热气膜冷却效率的影响。在研究参数范围内的研究结果表明: 气膜孔出口端前缘的局部堵塞有利于抑制肾形涡, 对气膜孔下游的绝热气膜冷却效率有改善作用, 并且随着堵塞比和吹风比的增加, 对冷却效果的改善越为明显。而在气膜孔出口端尾缘或侧边的堵塞则在较大的堵塞比下削弱气膜冷却效果。相对于气膜孔出气端的局部堵塞, 在气膜孔进气端和中部的堵塞对绝热气膜冷却效率的影响要微弱得多。

关 键 词: 气膜冷却; 堵塞; 气膜孔; 绝热气膜冷却效率; 流场

中图分类号: V233.1; V233.2

文献标志码: A

Effect of partial blockage inside film hole on film cooling characteristics

HUANG Ke-nan¹, ZHANG Jing-zhou^{1,2}, GUO Wen³

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Co-Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;

3. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: Numerical investigations were performed to study the effects of partial blockage inside discrete holes on coolant jet flow and film cooling characteristics over a flat plate from a row of inclined holes, under the blowing ratios of 0.3–1.5 and blockage ratios of 0.1–0.5. The influences of blockage ratio, blockage position and blowing ratio on adiabatic film cooling effectiveness were revealed. The results in parameter range show that the partial blockage located at the leading edge near film jet exit is beneficial for suppressing the motion of kidney vortex pair, resulting in enhancement of the adiabatic film cooling effectiveness, especially under higher blowing ratio and higher blockage ratio cases. The partial blockage located at the trailing or lateral edges near the film jet exit weaken the adiabatic film cooling effectiveness under higher blockage ratio cases. Compared to the corresponding case of partial blockage located near the film jet exit, the partial blockage located at the film jet inlet or middle position has less impact on the film cooling.

Key words: film cooling; blockage; film hole; adiabatic film cooling effectiveness; fluid flow field

随着航空发动机推质比以及燃气轮机热力循环参数的提高,涡轮进口温度呈现逐渐增加的趋势.为防止涡轮热端部件过热,必须采用高效的主动冷却技术.气膜冷却作为一种有效的冷却手段,通过将内部低温空气从涡轮叶片表面上的孔或缝喷出以保护涡轮叶片表面并阻隔高温气流的直接冲刷.国内外针对气膜冷却开展了大量的研究以揭示气膜冷却的影响机理,优化冷却系统的设计,提高气膜冷却效果,从而尽可能减少冷气用量^[1],研究的重要进展之一体现在各种形状气膜孔的不断创新^[2-11],譬如,复合角喷射孔、扇形扩展孔、收敛缝形孔等.研究表明这些孔型在气膜出流下游能够形成较常规圆柱形气膜孔高的冷却效果.

在实际工程应用中,气膜孔容易受到一些外在因素的影响而形成局部堵塞,譬如,在气膜孔加工和热障涂层涂覆过程中造成的缺陷^[12-17].尤其是当燃气涡轮发动机在含砂尘或污染严重的环境中工作时,外部微细颗粒的侵入极易在涡轮叶片冷却结构中形成沉积堵塞^[18-20].Na等^[13]针对因热障涂层诱发的气膜孔局部堵塞现象进行了研究,研究表明气膜孔堵塞导致绝热气膜冷却效率呈现显著的下陷趋势,热侧表面传热系数呈现增大趋势.Jovanovic等^[15-17]针对气膜孔堵塞位置(气膜孔进气端、中部和出气端)进行了研究,研究发现在不同的吹风比下,气膜孔堵塞位置对冷却特性的影响规律是不同的,孔内的堵塞在某些情形下甚至能够提高气膜的冷却效果.气膜孔通道的堵塞位置和大小往往具有随机性,因此对气膜冷却的影响非常复杂.

本文利用 Fluent 和 Gambit 两种软件,对气膜孔内局部堵塞导致的气膜冷却特性变化进行三维数值研究.通过在气膜孔前缘、尾缘和侧边的上中下3个位置分别加装楔形堵塞物,模拟了气膜孔内不同位置局部堵塞的情况.本文以尽可能简单的模型模拟气膜孔内可能形成的局部堵塞,并直接地表现了各具体位置上的局部堵塞对气膜冷却特性的一系列影响.

1 物理模型和计算方法

1.1 物理模型

本文研究的单排孔气膜冷却采用简化的矩形通道,如图1所示,不考虑孔板壁厚的影响,在矩形通道展向选取一个气膜孔作为计算域,两侧面设为对称面.标准气膜孔(气膜孔内不受堵塞)的模型标记为 perfect,直径 D 为 6 mm,孔间距为

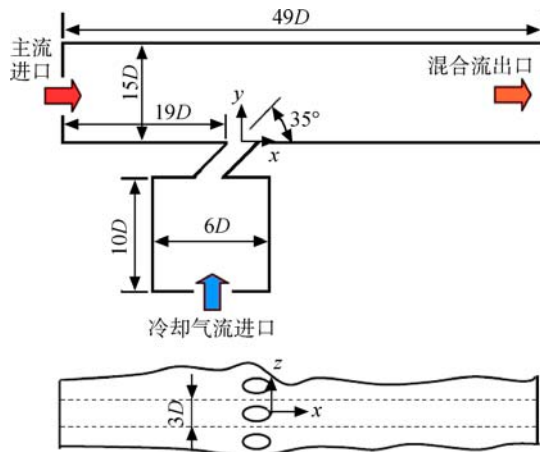
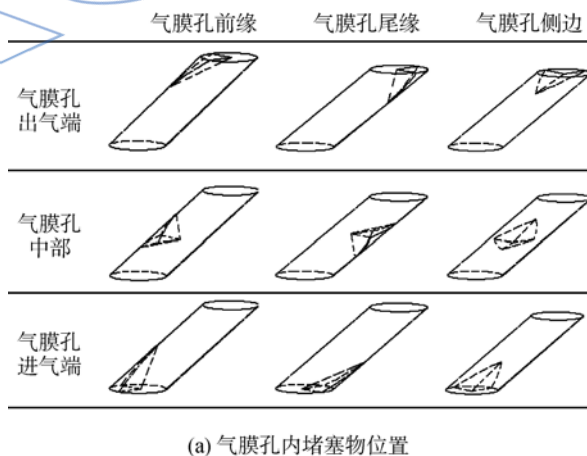


图1 基准气膜孔冷却结构

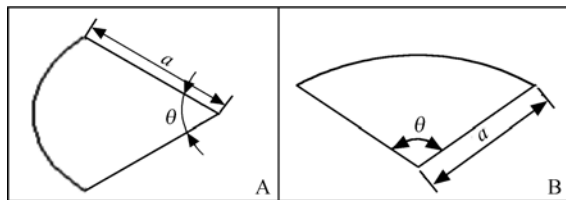
Fig.1 Cooling structure of baseline film hole

3D,孔深为 3.5D,倾角为 35°.流向为 x ,法向为 y 向,展向为 z 向.

图2(a)显示了堵塞物在气膜孔内的位置设置.图2(b)中A和B分别为气膜孔前缘和侧边的堵塞物最大截面示意图.堵塞比相同时,尾缘堵塞物的最大截面与前缘堵塞物的最大截面关于 z 轴对称.表1列出了堵塞比 $B=0.1\sim 0.5$ 的堵塞物最大截面的尺寸(表中 a 为堵塞物最大截面边长, θ 为夹角).



(a) 气膜孔内堵塞物位置



(b) 堵塞物最大截面示意图

图2 气膜孔局部堵塞结构

Fig.2 Structure of partial blockage inside film hole

1.2 参数定义和边界条件

在给定主流流量下,为了评价不同冷却流量

表1 对应图2(b)的尺寸

Table 1 Dimension corresponding to Fig. 2(b)

气膜孔前缘(A)						气膜孔侧边(B)				
堵塞比 B	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5
a/mm	3	4	4	4.5	5	3.3	4	4.6	5.2	5.3
$\theta/(^{\circ})$	60	60	74	72	68	58	97	111	105	127

的效果,引入吹风比 M 的定义,即冷气流量与主流流量之比.

$$M = \frac{\rho_c u_c}{\rho_o u_o} \quad (1)$$

在气膜孔内形成局部堵塞时流通面积发生变化,式中 ρ_c 和 u_c 分别为冷却气流在气膜孔入口处的密度和速度, ρ_o 和 u_o 分别为主流的密度和速度.

绝热气膜冷却效率定义为

$$\eta_{ad} = \frac{T_{\infty} - T_{aw}}{T_{\infty} - T_c} \quad (2)$$

式中 η_{ad} 为绝热气膜冷却效率, T_c 为冷却气流温度, T_{∞} 为主流温度, T_{aw} 为绝热壁面温度.

边界条件如下:主流入口为速度入口, $u_{\infty} = 20 \text{ m/s}$, $T_{\infty} = 475 \text{ K}$,湍流强度取为 5% 并且湍流特征长度取为进口当量直径的 3%. 冷却气流入口为质量流量入口, $T_c = 300 \text{ K}$,入口质量流量依吹风比确定. 混合流出口为压力出口,设为 101325 Pa ;对称面采用的是周期性边界条件;固体壁面为绝热、无滑移边界.

1.3 计算方法和验证

堵塞物的存在使气膜孔内部结构复杂,故在气膜孔表面划分三角形网格,气膜孔内划分四面体形非结构化网格(图3(a)),网格量在 2.5 万到 3 万之间. 无堵塞气膜孔则宜采用结构化网格,网格量为 1.2 万. 在计算域内其他部分布置了非均匀的结构化网格,在气膜孔附近采用了逐渐加密的方法,在近壁面区域布置了边界层,以适应该区域的大速度梯度的要求(图3(b)). 经过网格独立性试验,整个计算域网格量选择在 85 万到 120 万之间.

本文采用 Fluent 分离隐式求解器进行稳态求解,选用 RNG(re-normalization group) $k-\epsilon$ 双方程湍流模型加非平衡壁面函数;压力-速度耦合采用 SIMPLEC(semi-implicit method for pressure linked equation-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

平直且气膜出流板的平均温度变化不大.

为验证本文计算方法,参考文献[11]中的冷却结构进行了算例验证. 在此冷却结构中,孔间距为 $2D$,倾角为 35° . 突脊最大截面的边长 $a = 4 \text{ mm}$,夹角为 45° ,对应的堵塞比约为 0.15. 图 4

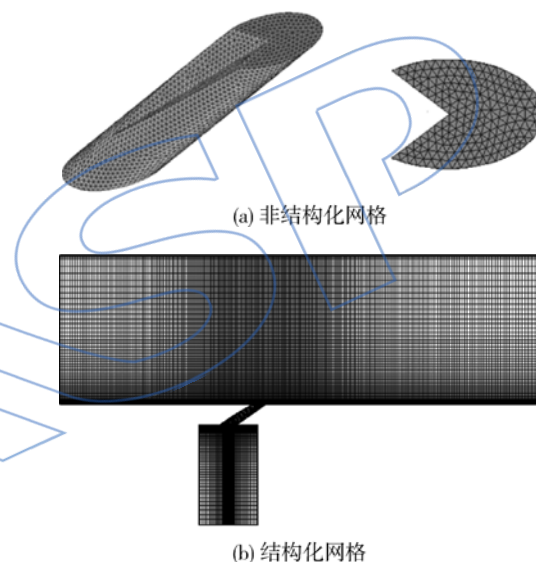


图3 气膜孔的计算网格
Fig. 3 Computational meshes

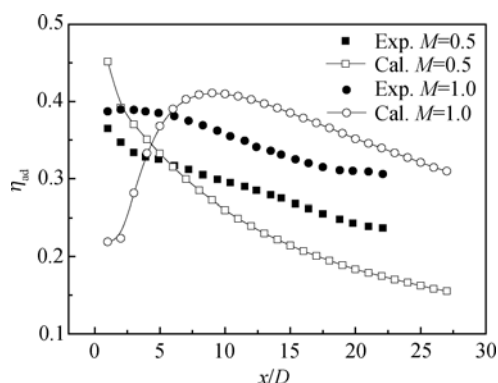


图4 展向平均绝热气膜冷却效率的计算值和实验值对比

Fig. 4 Comparison between computational and experimental results on laterally-averaged adiabatic film cooling effectiveness

为展向平均绝热气膜冷却效率的计算值和实验结果的对比. 由于孔口附近的三维流动难以精确模拟, 另外, 实验中不能实现完全的绝热条件, 展向平均绝热气膜冷却效率的实验值和计算值存在较大差异. 尽管在数值上与实验结果有一定的差异, 但与实验结果的趋势是基本一致的.

2 计算结果及分析

2.1 气膜孔出口速度分布

冷气射流在气膜孔出口截面的速度分布直接影响出口下游的气膜冷却效果. 图5~图7反映了吹风比 $M=0.5$ 下, 气膜孔出气端不同位置形成堵塞(堵塞比 $B=0.3$)时, 气膜孔出口截面上的速度分布. 可以看出: 气膜孔出气端前缘受堵时, 冷气出流沿流向(x 向)的分速度显著提升; 而气膜孔出气端尾缘或侧边受堵则使得冷气出流沿 x 向的速度有所减弱. 在冷气流量一定的前提下, 气膜孔出气端的局部堵塞使出口截面上的法向速度(y 向)增强, 尤其是当出气端尾缘和侧边受堵时 y 向速度的增大更为显著. 同时, 气膜孔出气端堵塞也导致冷气出流在展向上(z 向)速度增大. 值得注意的是, 气膜孔出气端侧边的堵塞物会导致出口截面的展向速度呈不对称分布.

x 向速度的增大利于气膜的流向铺展. y 向速度的增大可能导致射流向主流的穿透增强, 进而使冷气与壁面接触的区域细窄, 如气膜孔出气端尾缘和侧边受堵的情况. 然而, 气膜孔出气端前缘受堵塞的结构弱化了这一影响. 由于该位置的

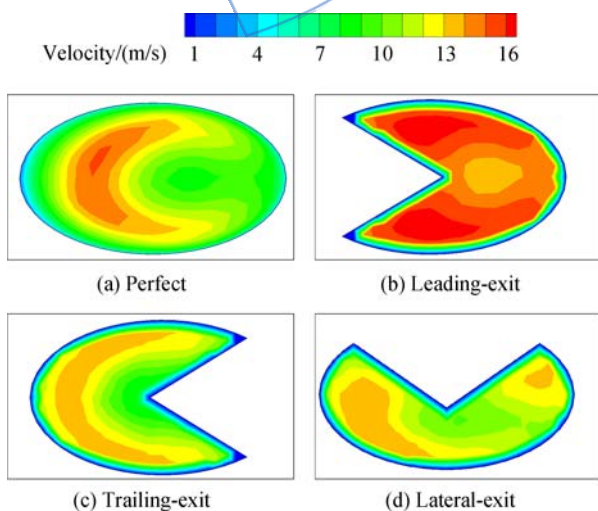


图5 气膜孔出口截面 x 方向速度分布

($M=0.5$, $B=0.3$)

Fig. 5 x velocity distributions on film hole exit

($M=0.5$, $B=0.3$)

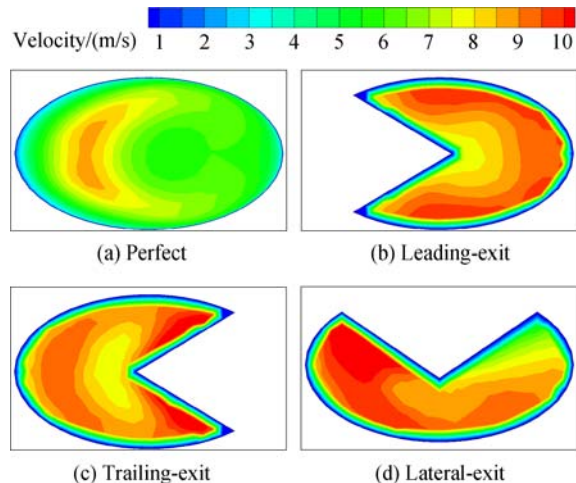


图6 气膜孔出口截面 y 方向速度分布

($M=0.5$, $B=0.3$)

Fig. 6 y velocity distributions on film hole exit

($M=0.5$, $B=0.3$)

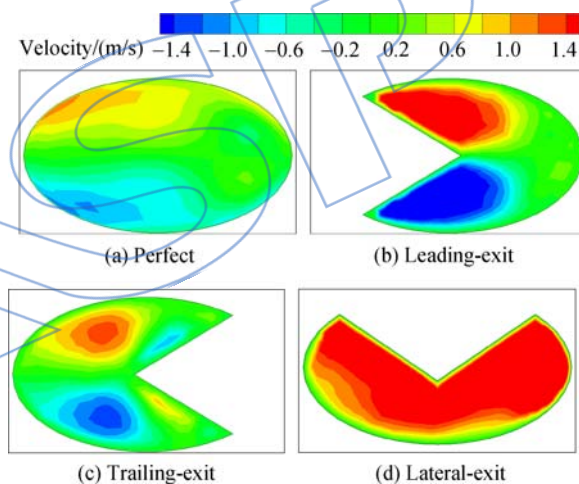


图7 气膜孔出口截面 z 方向速度分布

($M=0.5$, $B=0.3$)

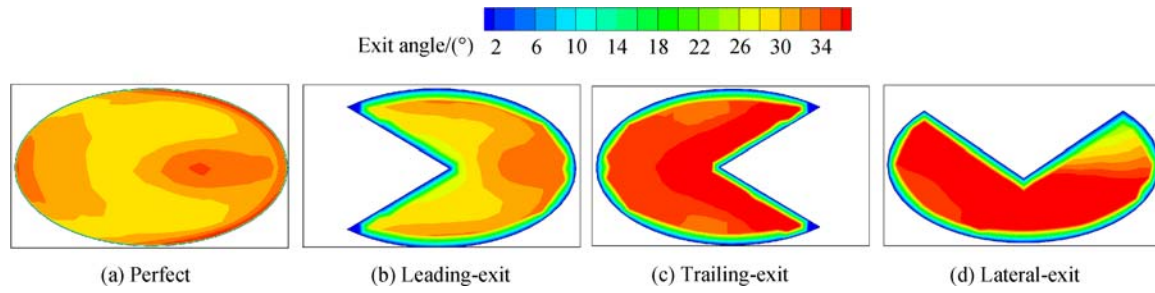
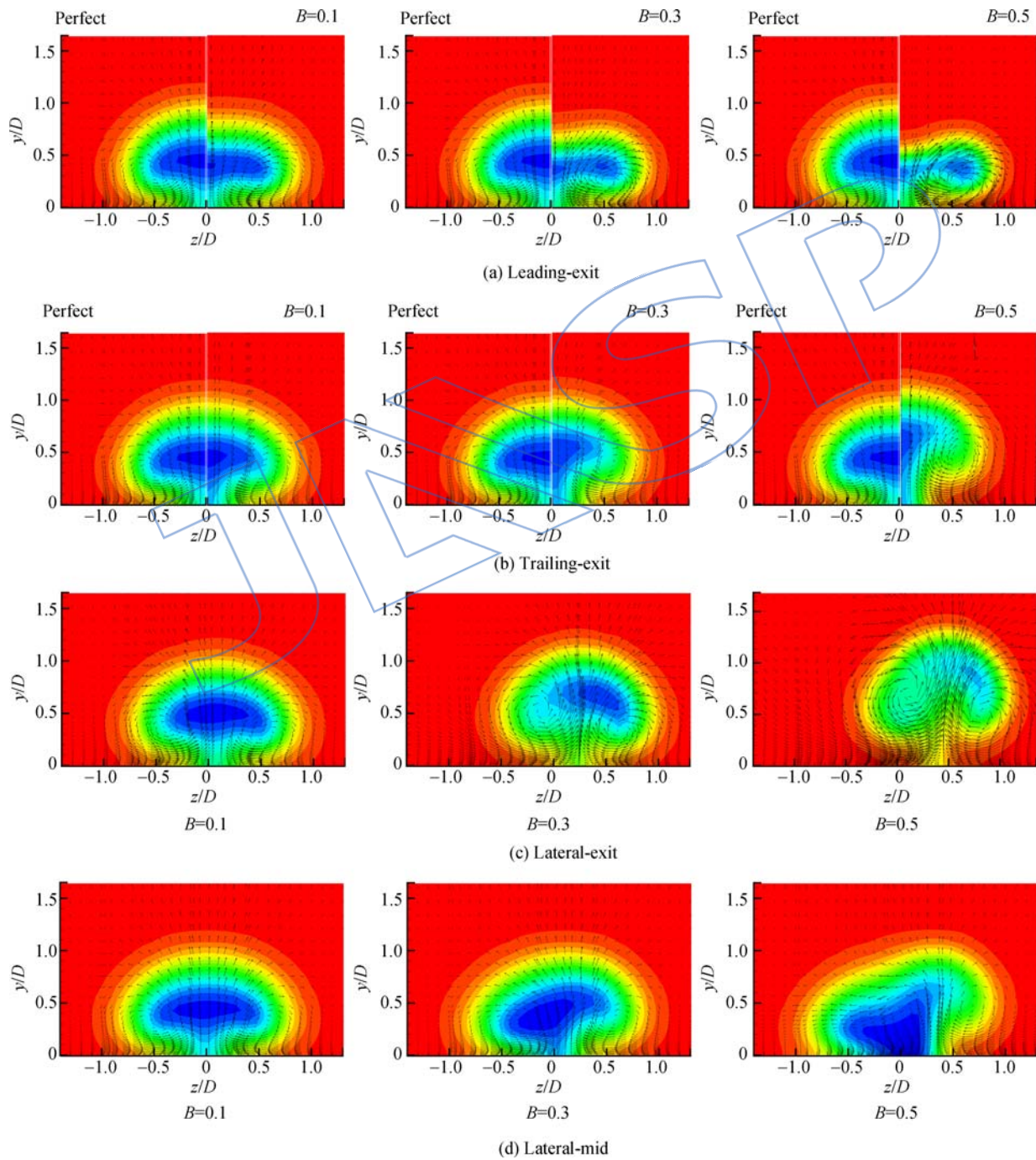
Fig. 7 z velocity distributions on film hole exit

($M=0.5$, $B=0.3$)

局部堵塞大幅提升了 x 向射流速度, 即使 y 向速度同时增大, 射流角度(射流速度与 x 轴的夹角)仍低于基准气膜孔, 射流具有更好的贴壁性. 图8为气膜孔出口截面上的射流角度分布图. 可以看出, 气膜孔出气端尾缘和侧边受堵时射流角度明显高于基准气膜孔. 在气膜贴壁性较好的条件下, 较大的 z 向速度带来明显较高的展向铺展能力; 而对于气膜贴壁性不强的情况, 较高的展向速度分布伴随着很强的肾形涡, 破坏气膜冷却能力.

2.2 气膜孔出口下游肾形涡分布

图9为吹风比 $M=0.5$ 时, 气膜孔出口下游约 $1D$ 距离的流向截面上的温度及速度分布. 相

图 8 气膜孔出口截面射流角度分布 ($M=0.5$, $B=0.3$)Fig. 8 Exit angle distributions on film hole exit ($M=0.5$, $B=0.3$)图 9 气膜孔下游截面上的速度矢量和温度等值线分布 ($M=0.5$, $x/D=1$)Fig. 9 Velocity vectors and isotherm contours on the normal plane downstream of film holes ($M=0.5$, $x/D=1$)

对于基准气膜孔,当气膜孔出气端前缘受堵时(图8(a)),由于冷气出流在近壁处沿 z 向的扩展能力显著增强,同时其沿流向的速度高,因此尽管气膜孔内的局部堵塞导致冷气射流在气膜孔出口的法向速度提高,但气膜射流在较强的流向动量驱动下,法向的动量向迅速趋于衰减,气膜射流向主流的穿透能力受到强烈的抑制,肾形涡的尺度得到减小,且随着堵塞比的增加,肾形涡的尺度减小程度更为明显.当气膜出气端尾缘受堵时(图8(b)),气膜射流在气膜孔前端向两侧的扩展较强,反而造成气膜射流在向下游的流动中,气膜孔中心线附近出现低压区,易于受到主流的侵入,这一特征在较高的堵塞比下(如 $B=0.5$)体现得尤为直观,同时由于气膜射流沿流向的流动动量下降,导致气膜射流向主流的穿透能力增强,肾形涡的尺度变大,且随着堵塞比的增加,肾形涡的尺度增大程度更为明显.当气膜孔出气端侧边受堵时(图8(c)),基准气膜孔流向截面的肾形涡对称形态被破坏,这种不对称的肾形涡对一侧的涡心很高,它将低温气体抬离壁面的同时大大加强了冷热气流之间的掺混.图8(d)为气膜孔中段侧边受堵时的情况,由于气膜孔内的局部堵塞发生在中段,气流在气膜孔内堵塞物后有一定的流动区间缓冲,因此局部堵塞物对冷气出流的速度分布影响相对堵塞物在气膜孔出口处要微弱,从图8(d)可以看出,该情况下气膜出流的贴壁状况依然良好.对于气膜孔堵塞物设置在气膜孔中进气端的其他形式,依然存在类似的规律和趋势.

2.3 绝热气膜冷却效率

图10为吹风比 $M=0.5$ 时,气膜孔出气端堵塞下的出口下游展向平均绝热气膜冷却效率.可以看出:气膜孔出气端前缘的堵塞物使出口下游的展向平均绝热气膜冷却效率明显提高,并且堵塞比越大出口下游绝热气膜冷却效率的提升幅度越大,这与文献[7, 11]的结论是一致的.然而,气膜孔出气端尾缘堵塞对出口下游展向平均绝热气膜冷却效率的影响则呈现相反趋势,即随着堵塞比增加冷却效果逐渐恶化;当堵塞比 $B=0.1$ 时,展向平均绝热气膜冷却效率略高于基准气膜孔;堵塞比大于0.2之后,展向平均绝热气膜冷却效率明显低于基准气膜孔.气膜孔出气端侧边堵塞使展向平均绝热气膜冷却效率在很短的距离(约 $3D$)内迅速降低,随着堵塞比增大,堵塞物对冷却效果的削弱越发明显.

图11(a)~图11(c)反映了吹风比 $M=0.5$,堵塞比 $B=0.3$ 时,堵塞物的轴向位置对出口下游展向平均绝热气膜冷却效率的影响.可以看出,气膜孔前缘的堵塞物对出口下游展向平均绝热气膜冷却效率有一定提高作用,出气端的局部堵塞对冷却效果的改善作用明显,中段和进气端的堵

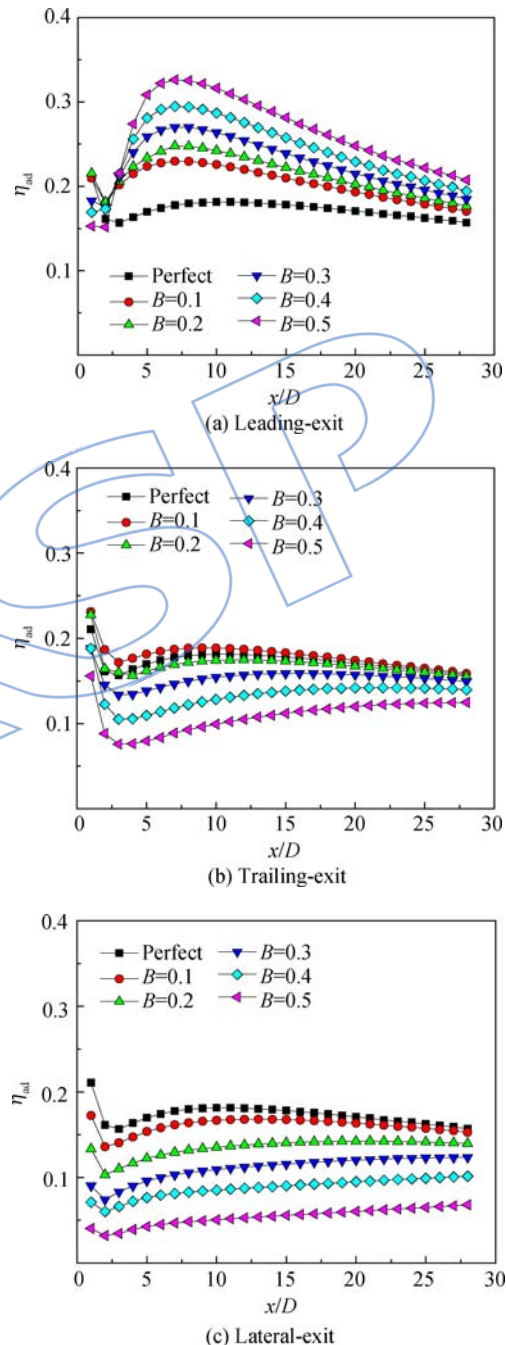
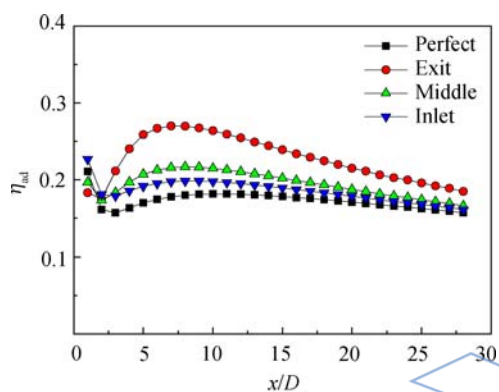


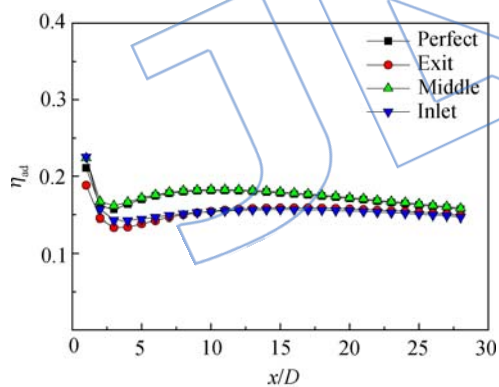
图10 堵塞比对展向平均绝热气膜冷却效率的影响
($M=0.5$)

Fig. 10 Effect of blockage ratio on laterally-averaged adiabatic film cooling effectiveness
($M=0.5$)

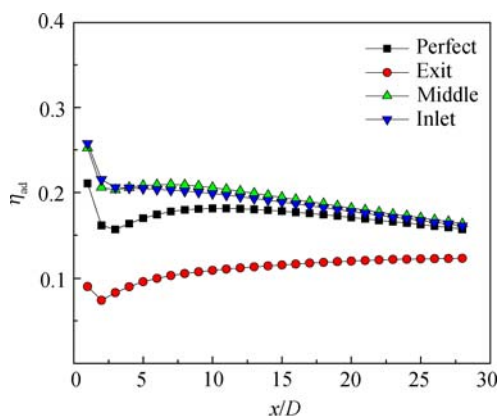
塞物的影响在距出口 $15D$ 之后几乎可以忽略. 当堵塞物在气膜孔尾缘时, 出气端和进气端堵塞物对气膜冷却效果的削弱作用明显, 而气膜孔中段的堵塞物对冷却效果几乎没有影响. 出气端侧边的堵塞物对气膜冷却效果有极为明显地恶化作用, 然而, 气膜孔侧边中段和进气端的堵塞物却可以对气膜冷却效果起到微弱的改善作用. 图 11 (d)~图 11(f) 反映了吹风比 $M=0.5$ 时堵塞物的周向位置对出口下游绝热冷却效率的影响. 可以看出, 出气端堵塞物的周向位置对下游的绝热冷却效率的影响显著, 而中段和进气端堵塞物的周



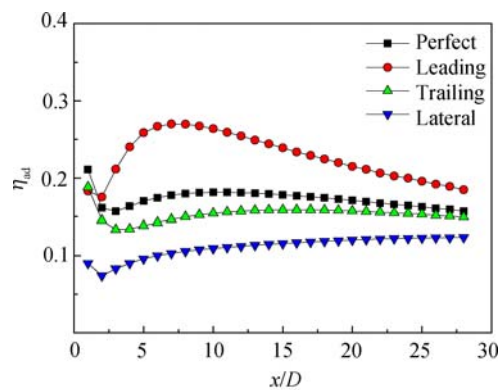
(a) $B=0.3$, leading blockage



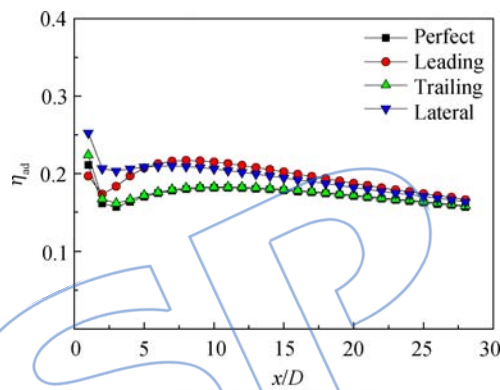
(b) $B=0.3$, trailing blockage



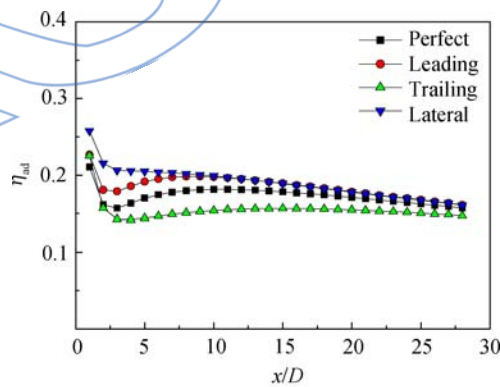
(c) $B=0.3$, lateral blockage



(d) $B=0.3$, exit blockage



(e) $B=0.3$, middle blockage



(f) $B=0.3$, inlet blockage

图 11 堵塞位置对展向平均绝热气膜冷却效率的影响
($M=0.5$)

Fig. 11 Effect of blockage position on laterally-averaged adiabatic film cooling effectiveness
($M=0.5$)

向位置则影响相对较弱.

图 12 反映了当出气端受堵塞且堵塞比为 0.3 时, 吹风比对出口下游展向平均绝热气膜冷却效率的影响. 当出气端前缘受堵时, 大吹风比 ($M \geq 1.0$) 直接导致了展向平均绝热气膜冷却效率在出口下游 $3D$ 到 $6D$ 距离内的大幅上升, 吹风比越大上升幅度越大, 并且 $6D$ 之后的展向平均绝热气膜冷却效率保持在较高水平. 出气端尾缘受堵时,

吹风比增大带来的影响与基准气膜孔相似,不同的是,高吹风比在出口下游 15D 后相对于低吹风比的优越性不再明显. 出气端侧边受堵时,随着吹风比增加气膜冷却效率显著恶化;吹风比大于 1.0 时气膜对壁面的保护作用几乎消失.

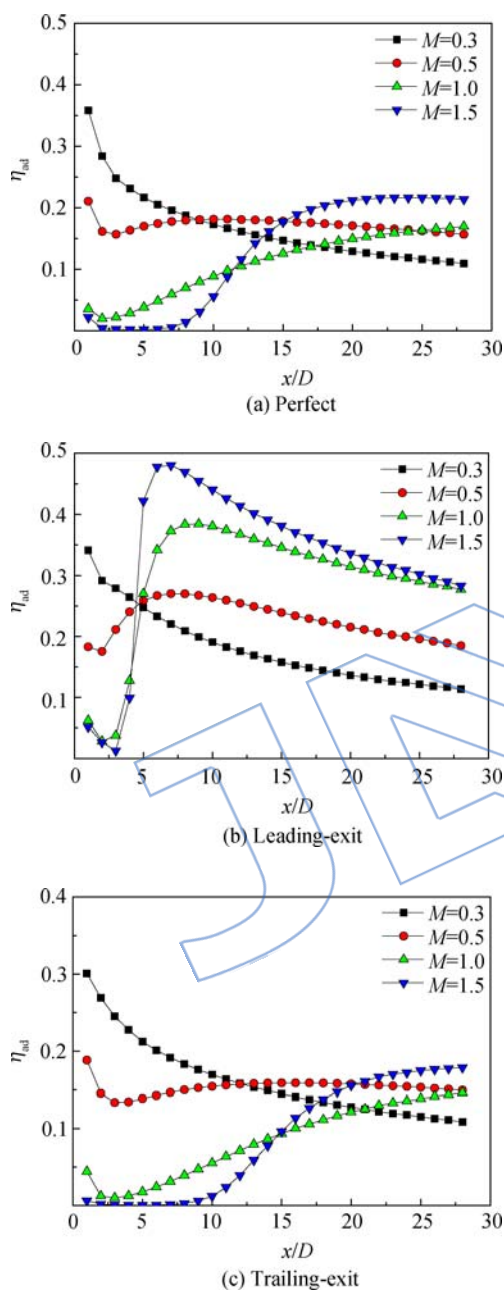


图 12 吹风比对展向平均绝热气膜冷却效率的影响
($B=0.3$)

Fig. 12 Effect of blowing ratio on laterally-averaged adiabatic film cooling effectiveness
($B=0.3$)

3 结 论

本文在吹风比 0.3~1.5、堵塞比 0.1~0.5

范围内,对气膜孔内局部堵塞所导致的气膜冷却特性的影响进行了数值研究,主要结论如下:

1) 气膜孔前缘的局部堵塞对出口下游的绝热气膜冷却效率有一定的提高作用. 尤其是气膜孔出气端前缘的局部堵塞,可以增强冷气射流在流向和展向上的延展,使下游肾形涡的尺度减小,且随着堵塞比的增加,肾形涡的尺度减小程度更为明显. 随着吹风比增大,出气端前缘的局部堵塞对下游冷却效果的改善也增强. 而气膜孔前缘中部和进气端的局部堵塞则影响相对较弱.

2) 出气端尾缘的局部堵塞增强了冷气射流向主流的穿透,出口下游肾形涡同时增强,绝热气膜冷却效率降低,且堵塞比越大降低约明显. 相对出气端和进气端堵塞物,气膜孔中段的堵塞物对绝热气膜冷却效率影响甚小.

3) 气膜孔出气端侧边受堵时,冷气射流向主流的穿透能力增强,下游肾形涡的对称形态被破坏,气膜冷却效果明显恶化,且这种恶化随着堵塞比和吹风比的增大而越发显著. 然而,气膜孔侧边中段和进气端的堵塞物可以对气膜冷却效果起到微弱的改善作用.

参考文献:

- [1] Ito S, Goldstein R J, Eckert E R G. Film cooling of a gas turbine blade[J]. Journal of Engineering for Power, 1978, 100(3): 476-481.
- [2] Bunker R S. A review of shaped hole turbine film-cooling technology[R]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127(4): 441-453.
- [3] Yu Y, Yen C H, Shih T I P, et al. Film cooling effectiveness and heat transfer coefficient distributions around diffusion shaped holes[J]. Journal of Heat Transfer, 2002, 124(5): 820-827.
- [4] Sargison J E, Guo S M, Oldfield M L G, et al. A converging slot-hole film-cooling geometry; Part 1 low speed flat-plate heat transfer and loss[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(3): 453-460.
- [5] 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]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(3): 461-471.
- [6] Dittmar J, Schulz A, Wittig S. Assessment of various film-cooling configurations including shaped and compound angle holes based on large-scale experiments[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(1): 57-64.
- [7] Nasir H, Acharya S, Ekkad S. Improved film cooling from cylindrical angled holes with triangular tabs; effect of tab orientations[J]. Journal of Heat and Fluid Flow, 2003, 24(5): 657-668.

- [8] Gritsch M, Colban W, Schar H. Effect of hole geometry on the thermal performance of fan-shaped film cooling holes[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2005, 127(4): 718-725.
- [9] Liu C L, Zhu H R, Bai J T, et al. Experimental research on the thermal performance of converging slot holes with different divergence angles[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2009, 33(5): 808-817.
- [10] Yao Y, Zhang J Z. Investigation on film cooling characteristics from a row of converging slot holes on flat plate[J]. *Science China: Technology Science*, 2011, 54(7): 1793-1800.
- [11] Yang C F, Zhang J Z. Experimental investigation on film cooling characteristics from a row of holes with ridge-shaped tabs[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2012, 37: 113-120.
- [12] Bunker R S. Effect of partial coating blockage on film cooling effectiveness[R]. ASME Paper 2000-GT-0244, 2000.
- [13] Na S, Cunha F J, Chyu M K, et al. Effects of coating blockage and deposit on film-cooling effectiveness and surface heat transfer[R]. AIAA 2006-0024, 2006.
- [14] Sundaram N, Thole K A. Effects of surface deposition, hole blockage, and thermal barrier coating spallation on vane endwall film cooling[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2007, 129(3): 599-607.
- [15] Jovanovic M B, De Lange H C, Van Steenhoven A A. Influence of laser drilling imperfection on film cooling performances[R]. ASME Paper GT2005-68251, 2005.
- [16] Jovanovic M B, De Lange H C, Van Steenhoven A A. Influence of hole imperfection on jet cross flow interaction[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2006, 27(1): 42-53.
- [17] Jovanovic M B, De Lange H C, Van Steenhoven A A. Effect of hole imperfection on adiabatic film cooling effectiveness[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2008, 29(2): 377-386.
- [18] Walsh W S, Thole K A, Joe C. Effect of sand ingestion on the blockage of film-cooling holes[R]. ASME Paper GT 2006-90067, 2006.
- [19] Demling P, Bogard D G. The effects of obstructions on film cooling effectiveness on the suction side of a gas turbine vane[R]. ASME Paper GT2006-90577, 2006.
- [20] Cardwell N D, Thole K A, Burd S W. Investigation of sand blocking within impingement and film-cooling holes[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 132(2): 021020. 1-021020. 10.