

文章编号: 1000-8055(2008)08-1353-06

内通道交错横流对气膜冷却效率的影响

白江涛, 朱惠人, 刘存良

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 采用数值模拟研究了内通道横流对气膜流动和冷却特性的影响, 参数变化范围: 横流比 $Cr = 0.39, 0.78$; 吹风比 $Br = 1, 2$; 气膜孔长径比 $l/d = 4, 8$. 计算结果表明: ①内通道冷气横流使得气膜孔内气流产生较强的涡旋, 使得冷气射流的流动具有明显的非对称特征, 引起表面气膜冷却效率分布不均; ②横流比对表面气膜冷却效率分布影响较大, 横流比越大, 气膜孔内涡旋越强烈, 气膜冷却效率分布越不均匀; ③长径比较大时, 气膜孔内气流较为规整, 气膜覆盖区域较为狭小, 气膜冷却效率分布更加不均; 吹风比较大时, 射流在主流通道上的附着较差, 气膜冷却效率较低.

关 键 词: 交错流动; 气膜冷却; 冷却效率

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Numerical study of the effect of internal coolant crossflow on film cooling effectiveness

BAI Jiang-tao, ZHU Hui-ren, LIU Cun-liang

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: This paper investigated numerically the effect of a coolant crossflow on film cooling effectiveness. Computations were performed to investigate the three-dimensional film cooling flow and cooling effectiveness with two crossflow ratios ($Cr = 0.39, 0.78$) and two blowing ratios ($Br = 1, 2$) and two length to diameter ratios ($l/d = 4, 8$). The results of the present investigation show that there is a profound effect of how the coolant is supplied to the hole on the film cooling performance in the near hole region, for example, crossflow ratio has great influence on the film cooling effectiveness of surface, a bigger length to diameter ratio brings about regular flow within film holes, and a bigger blowing ratio leads to poorer adhesion of jet stream and lower film cooling effectiveness. Therefore, crossflow at the hole entry side has to be taken into account when modeling film cooling schemes of turbine blades.

Key words: crossflow; film cooling; effectiveness

随着航空发动机涡轮前燃气温度的不断提高, 涡轮叶片表面的冷却问题受到了越来越多的重视. 气膜冷却是航空发动机高温部件广泛采用的冷却技术之一, 它通过在高温部件表面开设槽缝或小孔, 将冷却介质以射流形式注入主流中, 在主流的压迫作用下, 射流弯曲并覆盖于高温部件表面, 形成一个低温气膜, 从而对高温部件起到隔

热和冷却作用^[1].

近年来, 国内外对气膜冷却都进行了大量的研究, 研究主要集中在主流与气膜孔内的流动参数和气膜孔几何参数的研究上. 主流与气膜孔内的流动参数包括主流雷诺数 Re 、主流湍流度 Tu 、吹风比 Br (或动量比 I)、二次流与主流的密度比 D_r 等参数^[2]; 气膜孔几何参数包括气膜孔形状

收稿日期: 2007-07-14; 修订日期: 2007-10-23

基金项目: 国家 973 计划(2007CB707701)

作者简介: 白江涛 (1984 -), 男, 河南漯河人, 硕士生, 研究方向为航空发动机高温部件冷却技术.

(圆柱型孔、圆锥型孔、簸箕型孔)、气膜孔的喷射角度(流向倾角 α 和侧向倾角 β)、气膜孔直径 d 、孔长孔径比 l/d 、孔的间距与孔直径比 p/d 、孔排数与孔的排列方式等^[3]。

直到近几年,气膜冷却的研究中才开始关注气膜孔进气方式对气膜冷却的影响,Girtsch^[4-5]等人对二次流由顺流通道供气和交错通道供气情况进行了实验研究。研究给出了换热和冷效的分布云图,但由于实验测量过于复杂,研究没有进行详细的流动测量,对流动和换热没有给出详细的分析。交错通道最接近于发动机中叶片的气膜结构,但目前国内尚未见到有关交错横流对气膜冷却影响的研究。本文主要参考了Girtsch的实验模型,对气膜孔交错通道供气情况下的流动和冷却进行了数值模拟,详细研究了交错横流对气膜流动和冷却效率的影响。

1 数值计算

1.1 湍流模型

计算采用SST $k-\omega$ 模型,SST $k-\omega$ (剪切应力输运)湍流模型,综合了 $k-\omega$ 和 $k-\varepsilon$ 湍流模型在边界层内外计算的优点,在数值试验和实际应用中表现出其准确及时预测分离的特性,尤其是关于湍流现象的模拟更是与现实物理情况较一致,而且该模型能较好的计算换热,Lin^[6]等人采用SST模型计算气膜孔流动与换热取得了良好的效果。SST模型在计算近壁面区域时采用 $k-\omega$ 低雷诺数模型,不需要壁面函数。使用SST $k-\omega$ 模型要求 $y^+ < 2$,边界层内有15层网格。

1.2 物理模型及计算网格

研究的气膜孔为圆柱形气膜孔,研究模型共有两种,区别主要为气膜孔的长径比不同,分别为 $l/d = 4$ 和 $l/d = 8$,其中气膜孔直径 $d = 10 \text{ mm}$,气膜孔前倾角 $\alpha = 30^\circ$ 。主流通道宽高比 $W_{\text{main}}/H_{\text{main}} = 10/3$,主流长度为 $L_{\text{main}} = 100 d$;横流通道宽高比为 $W_{\text{cross}}/H_{\text{cross}}$,横流通道长度为 $L_{\text{cross}} = 60 d$;气膜孔入口中心为横流通道上表面的中心,气膜孔出口中心为主流通道的下表面中心。本文研究模型的网格全部为结构网格,其中 $l/d = 4$ 模型的网格单元数为58万,节点数为61万; $l/d = 8$ 模型的网格单元数为60万,节点数为63万。为准确计算流动分布,在主流通道底面、横流通道顶面、气膜孔通道内加密了15层边界层网格,并使得这些关键位置在本文研究的各工况下 y^+ 基本上小于

2。计算模型如图1所示。为便于对比说明计算结果,本文对 $l/d = 120$ 的长直孔模型也进行数值模拟,主流通道参数、气膜孔直径和气膜孔前倾角都与交错通道模型的一致。

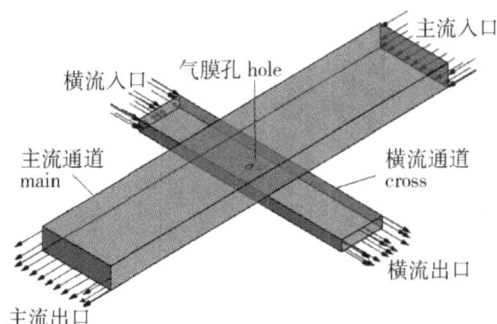


图1 计算模型图

Fig. 1 Computational model

1.3 边界条件及计算工况

主流通道采用质量入口,平均静压出口,通过调节入口质量控制主流雷诺数 Re ;横流通道采用质量入口,质量出口,通过改变入口质量和出口质量调节吹风比 Br 和出流比 Cr 。主流与横流气体均采用理想气体,主流与横流的温比为 $T_{\text{cross}}/T_{\text{main}} = 0.54$,这是发动机内最常见的温比;动力粘度系数 μ 与导热系数 λ 均采用萨兰德方程给出。

研究了两种模型在相同的主流雷诺数 $Re = 0.56 \times 10^5$ 下,不同的吹风比 $Br = 1.0, 2.0$ 和横流比 $Cr = 0.39, 0.78$ 工况下的气膜流动。吹风比的定义为 $Br = (\rho_{\text{hole}} V_{\text{hole}}) / (\rho_{\text{main}} V_{\text{main}}) = (\dot{m}_{\text{hole}} / Sh_{\text{ole}}) / (\dot{m}_{\text{main}} / S_{\text{main}})$;横流比的定义为 $Cr = (\rho_{\text{cross}} V_{\text{cross}}) / (\rho_{\text{hole}} V_{\text{hole}}) = (\dot{m}_{\text{cross}} / S_{\text{cross}}) / (\dot{m}_{\text{hole}} / Sh_{\text{ole}})$ 。

1.4 数值计算方法

本文N-S紊流时均方程采用基于有限元的有限体积法进行全隐式多网格耦合求解,计算收敛标准为相对残差小于 10^{-5} 。

2 计算结果与分析

2.1 交错横流对气膜冷却流动与冷效的影响

本部分对比长直孔进气与交错通道进气时气膜冷却流动和冷效的不同来分析交错横流的影响。对于交错通道进气模型,沿横流流向在气膜孔轴线处做一截面,在主流方向上观察此截面上的横流流线图如图2所示,图中主流流动方向为 x 正方向,横流流动方向为 y 正方向,竖直方向为 z 方向。图2显示交错通道进气时部分横流气体进入气膜孔内,气流流动方向发生剧烈变化,流向变

化可以分解为由横流流向(y 正方向)向主流方向(x 正方向)的偏转和横流流向(y 正方向)向竖直方向(z 方向)的偏转. 图 2 显示由于进入气膜孔气流在这两个方向的偏转,使得气膜孔内的气流流线呈螺旋线状态,在气膜孔内形成剧烈的漩涡,在气膜孔与轴线垂直的截面上表现为强烈的单个涡旋(如图 3).

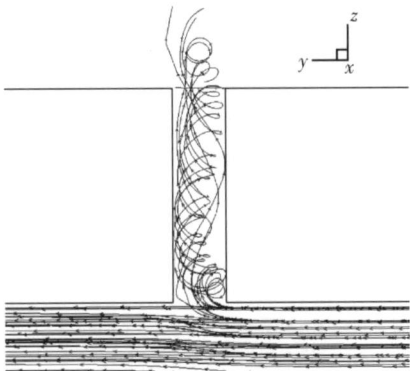


图 2 $l/d=8, Br=1, Cr=0.78$ 主流流向交错横流流线图

Fig 2 Streamlines of internal crossflow channel at $l/d=8, Br=1, Cr=0.78$

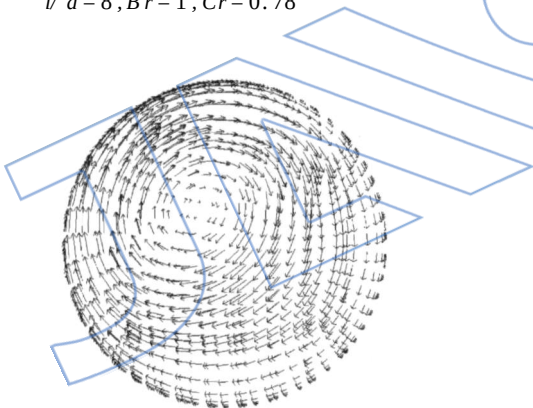


图 3 $l/d=8, Br=1, Cr=0.78$ 交错通道气膜孔与轴线垂直的截面(中点处)速度矢量图(从气膜孔出口观测)

Fig 3 Velocity vector for internal crossflow on vertical section of film hole at $l/d=8, Br=1, Cr=0.78$

而对于长直孔进气,进入气膜孔内的气流没有任何方向的偏转^[7],气膜孔内气流为充分发展管流,气流流线平直,在膜孔与轴线垂直的截面上没有任何涡旋,气流从气膜孔流出后自身不带涡旋,在与主流的相互作用后形成了一对对称的肾状涡(如图 4). 交错通道进气时,气膜孔内剧烈的螺旋状流动导致从气膜孔喷出的气流带有较强烈的涡旋,在与主流的相互作用后不能形成对称的对涡(如图 5). 这对涡旋同时受射流旋涡的影响和主流经过射流时的绕流影响,漩涡一弱一强,而

且并不以气膜孔中心线对称. 气膜孔下游气流的涡旋强度随 x/d 的增加而不断减弱,但形状的不对称性一直保持,如图 6 图 7 所示.

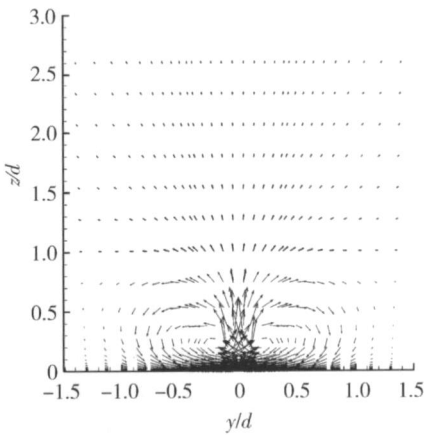


图 4 长直孔($l/d=120, Br=1$)进气气膜孔下游 $x/d=2$ 平面内速度矢量图

Fig 4 Velocity vector for long hole projected on $x/d=2$ at $l/d=120, Br=1$

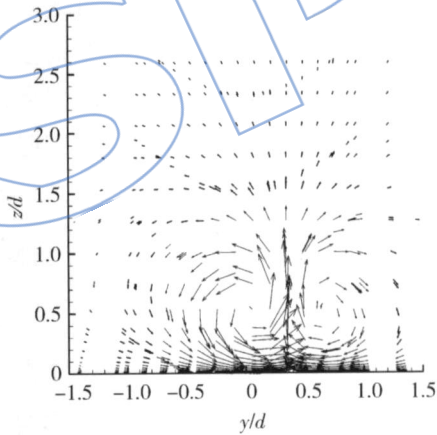


图 5 $l/d=8, Br=1, Cr=0.78$ 交错横流气膜孔下游 $x/d=2$ 平面内速度矢量图

Fig 5 Velocity vector for internal crossflow projected on $x/d=2$ at $l/d=8, Br=1, Cr=0.78$

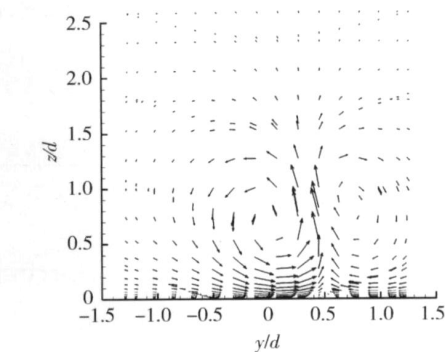


图 6 $l/d=8, Br=1, Cr=0.78$ 交错横流气膜孔下游 $x/d=5$ 平面内速度矢量图

Fig 6 Velocity vector for internal crossflow projected on $x/d=5$ at $l/d=8, Br=1, Cr=0.78$

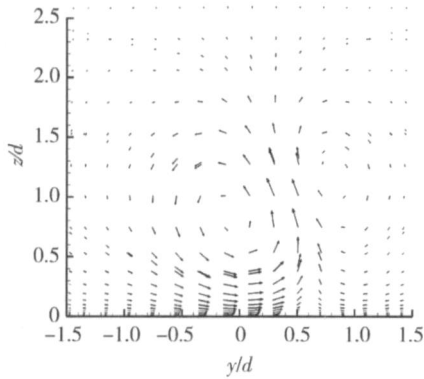


图 7 $l/d=8, Br=1, Cr=0.78$ 交错横流气膜孔下游 $x/d=10$ 平面内速度矢量图

Fig. 7 Velocity vector for internal crossflow projected on $x/d=10$ at $l/d=8, Br=1, Cr=0.78$

长直孔进气时,气膜孔内气流与主流作用后的流动结构对称,使得壁面气膜冷却效率也很对称,如图 8 所示. 交错横流进气时,气膜孔内气流与主流作用后的流动结构的不对称使得壁面冷却效率也呈不对称分布,如图 9 所示. 尽管工况并不完全相同,图 9 所示的冷却效率云图分布在形状与 Girtsch^[5]的试验基本上保持一致. 云图中横坐标为 x/d ,气膜孔出口处为零点, $-2 \leq x/d \leq 8$; 纵坐标为 y/d ,气膜孔中线为零点, $-2 \leq y/d \leq 2$; 壁面冷却效率采用总温定义如下: $\eta = (T_{t, \text{main}} - T_{t, \text{wall}}) / (T_{t, \text{main}} - T_{t, \text{cross}})$.

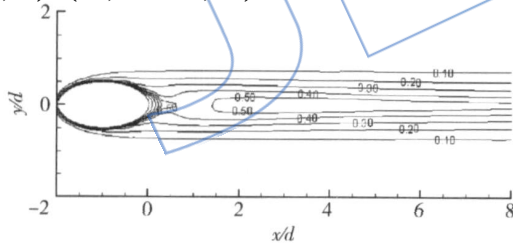


图 8 长直孔 ($l/d=120, Br=1$) 进气壁面冷却效率云图

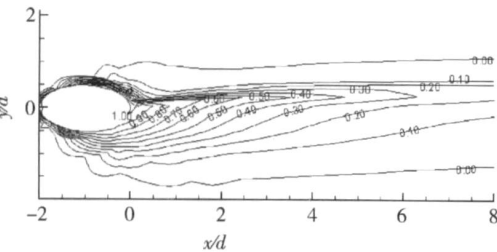


图 9 $l/d=8, Br=1, Cr=0.78$ 交错横流壁面冷却效率云图

Fig. 9 Film cooling effectiveness distribution for internal crossflow at $l/d=8, Br=1, Cr=0.78$

2.2 横流比对交错通道气膜冷却流动与冷效的影响

横流比对流动与冷效的影响是由于不同横流比下横流作用的不同所造成的. 横流比越大表明: 在相同的气膜孔内流量下,横流通道的流量越大,流速越高. 在大横流比情况下,由于横流流速较高,进入气膜孔横流的偏转较为剧烈,使得气流在气膜孔内形成较为强烈的涡旋,从气膜孔流出后气流仍带有较强的涡旋(如图 2),从而使得气膜冷却效率分布较为不均(如图 9);而小横流比情况下,横流流量较小,流速较低,进入气膜孔横流的偏转较弱,从而使得气膜孔内的涡旋不太强烈(如图 10),从气膜孔流出后气流自身的涡旋较弱,在展向方向上较为均匀,这使得气膜冷却效率分布较为均匀(如图 11).

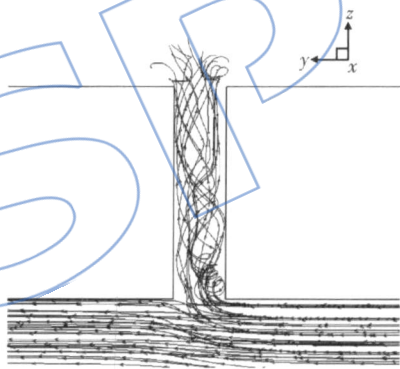


图 10 $l/d=8, Br=1, Cr=0.39$ 主流流向交错横流流线图

Fig. 10 Streamlines of internal crossflow channel at $l/d=8, Br=1, Cr=0.39$

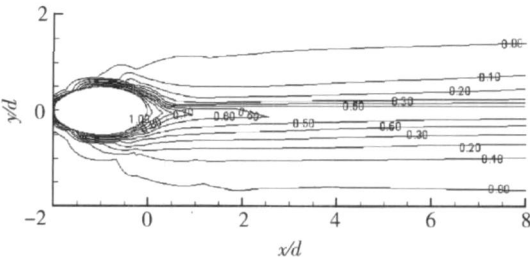


图 11 $l/d=8, Br=1, Cr=0.39$ 交错横流壁面冷却效率云图

Fig. 11 Film cooling effectiveness distribution for internal crossflow at $l/d=8, Br=1, Cr=0.39$

2.3 长径比对交错通道气膜冷却流动与冷效的影响

长径比对冷却效率的影响主要是长径比不同时气膜孔内流动情况不同所造成的. 比较图 2 与

图 12,大长径比使得气膜孔内的螺旋线状的气流进一步规整,涡旋更加明显,这使得从气膜孔出口流出的气流涡旋性更强,壁面冷却效率分布的不对称性亦更加明显(如图 9 与图 13);而且由于涡旋性较强,从气膜孔流出的气流较为集中,气流覆盖的主流通道也较为狭小.

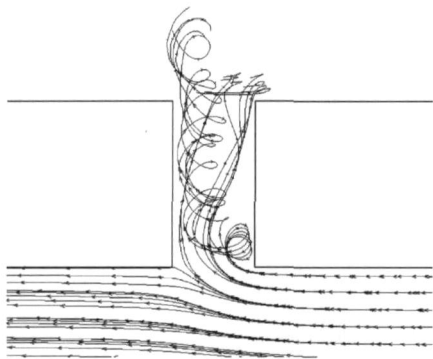


图 12 $l/d=4, Br=1, Cr=0.78$ 主流流向交错横流流线图

Fig. 12 Streamlines of internal crossflow channel at $l/d=4, Br=1, Cr=0.78$

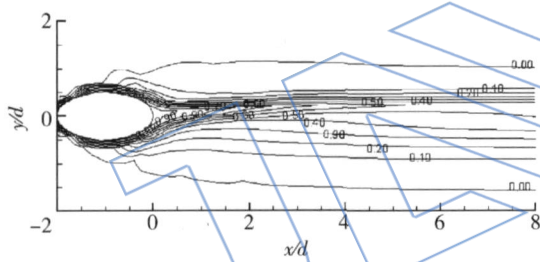


图 13 $l/d=4, Br=1, Cr=0.78$ 交错横流壁面冷却效率云图

Fig. 13 Film cooling effectiveness distribution for internal crossflow at $l/d=4, Br=1, Cr=0.78$

2.4 吹风比对交错通道气膜冷却流动与冷效的影响

本文计算时主流雷诺数不变,吹风比的变化通过改变气膜孔内流量实现. 吹风比较大时,气膜孔内流量较大,从气膜孔流出的气流流速较高,不能很好的覆盖在气膜孔下游的主流通道表面上(如图 14),这使得气膜冷却效率大幅降低(如图 15). 吹风比较小时,气膜孔内流量较小,从气膜孔流出的气流流速较低,能比较好的覆盖在气膜孔下游的主流通道表面上(如图 12),这使得气膜冷却效率较高(如图 13). 吹风比对交错通道气膜冷却的影响与吹风比对常规稳压箱进气时气膜冷却效率的影响基本一致.

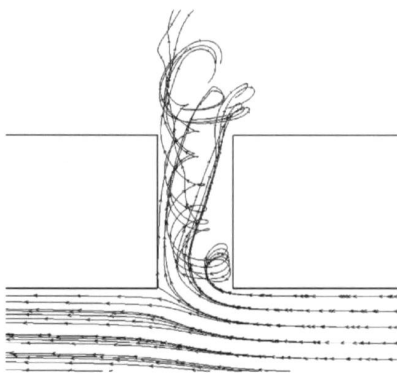


图 14 $l/d=4, Br=2, Cr=0.78$ 主流流向交错横流流线图

Fig. 14 Streamlines of internal crossflow channel at $l/d=4, Br=2, Cr=0.78$

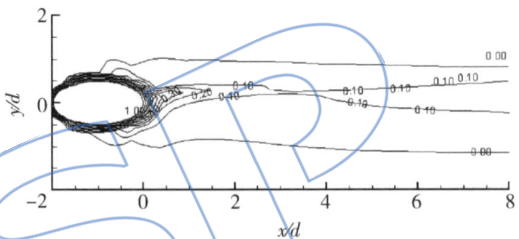


图 15 $l/d=4, Br=2, Cr=0.78$ 交错横流壁面冷却效率云图

Fig. 15 Film cooling effectiveness distribution for internal crossflow at $l/d=4, Br=2, Cr=0.78$

3 结 论

- 1) 由于交错横流进气的偏转作用,气膜孔内气流呈螺旋状流动,气流在气膜孔截面方向上有强烈的涡旋,主流经过射流后形成不对称的涡旋对,这使得气膜冷却效率分布也呈现不对称分布.
- 2) 横流比对交错通道气膜冷却的冷却效率分布影响较大,横流比越大,气膜孔内涡旋越强烈,气膜冷却效率分布越不均匀;横流比较小时,气膜孔内涡旋较弱,气膜冷却效率分布比大横流比时均匀.
- 3) 长径比较大时,气膜孔内的气流较为规整,气膜覆盖区域较为狭小,涡旋所造成的气膜冷却效率分布会更加不均;吹风比较大时,气流在主流通道上的附着较差,气膜冷却效率较低.

参考文献:

[1] 葛绍岩,徐靖中. 气膜冷却[M]. 北京:科学出版社,1985.
[2] Eriksen V L. Film cooling effectiveness and heat transfer with injection through holes [R]. NASA Report CR-72991.

[3] Bogard D G, Thole K A. Gas turbine film cooling[J]. Journal of Propulsion and Power ,2006 , 22(2) :249-270.

[4] Gritsch M, Schulz A, Wittig S. Film-cooling holes with expanded exits: near-hole heat transfer coefficients[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow , 2000 , 21(2) :146-155.

[5] Gritsch M, Schulz A, Wittig S. Effect of internal coolant crossflow on the effectiveness of shaped film-cooling holes [J]. Journal of Turbomachinery , Transactions of the ASME , 2003 , 125(3) :547-554.

[6] Lin Y L , Shih T I P. Film cooling over flat , convex , and concave surfaces[R]. AIAA A99-16245.

[7] Goldstein R J , Eckert E R G, Ramsey J W. Film cooling with injection through holes: adiabatic wall temperatures downstream of a circular hole[J]. Journal of Engineering for Power , Transactions of ASME , 1968 ,90(4) :384-395.

JALSP