

文章编号: 1000-8055(2006)05-0831-06

稀疏气膜冷气侧局部换热 特性实验

张镜洋, 常海萍, 徐 磊, 高候峰
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏南京, 210016)

摘 要: 涡轮叶片弦中区的冷却为冲击带初始横流和气膜孔溢流的复杂流动换热, 通过实验的方法, 研究了涡轮叶片弦中区沿流向局部换热特性和靶板平均换热特性随冲击雷诺数、横流射流密流比、气膜出流与横流密流比以及冲击腔高度与冲击孔直径之比的变化规律, 并通过气膜出流与横流密流比对局部换热效果、区域平均换热效果以及靶板整体平均换热效果的影响规律揭示气膜的介入对冷气侧换热带来的影响。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 涡轮叶片; 冲击冷却; 气膜冷却; 局部换热特性

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Interior local heat transfer characteristics of midchord region due to sparse film cooling holes

ZHANG Jing-yang, CHANG Hai-ping, XU Lei, GAO Hou-feng

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The cooling flow and heat transfer in the midchord region of turbine blade are very complex as a result of the reciprocity among the impinging jet, initial cross-flow and outflow from film cooling holes. Experiments are carried out in order to acquire the local and average heat transfer characteristics for various impinging Reynolds numbers, density flow ratios of film outflow to initial cross flow, density flow ratios of initial cross flow to impinging jet flow and impinging distance to impinging jet hole diameter when complex flows exist. Moreover, the variations of local Nusselt number and average Nusselt number characteristics in the whole target surface and different regions of that have been discussed so as to disclose the incidence of the sparse film holes to the interior heat transfer in the midchord of turbine blade.

Key words: aerospace propulsion system; turbine blade; impinging cooling; film cooling; local heat transfer characteristics

飞机的推重比的提高,很大程度上依赖于涡轮前燃气的温度,而涡轮叶片的耐温性制约了涡轮前温度的提高,因此涡轮叶片采用合理的冷却方式,可以提高叶片在高温环境下的工作寿命。

涡轮叶片弦中区内部由于有冲击射流和前排冲击形成的初始横流以及叶片壁面气膜孔形成溢流的相互扰动,流动换热非常复杂,对于复杂流动下叶片弦中区换热特性的研究已经成为设计高性能涡

收稿日期: 2005-10-17; 修订日期: 2006-04-06

作者简介: 张镜洋(1981-),男,山东省威海市人,南京航空航天大学能源与动力学院博士生,主要从事传热传质研究。

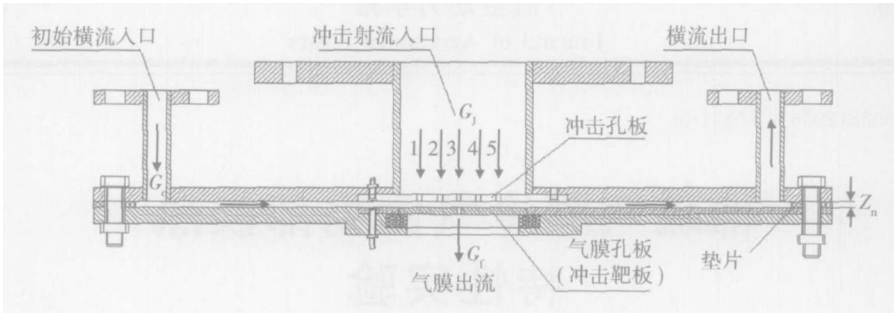


图 1 涡轮叶片弦中区实验装置

Fig. 1 Experimental equipments of the turbine blade midchord region

轮叶片的关键性问题之一^[1]。

国内外关于涡轮叶片内部冷却的各种资料显示^[2~4]，很多学者对冲击冷却，粗糙肋或者扰流柱强化壁面换热，主流侧的气膜冷却等冷却方式进行了大量的研究。然而关于气膜孔对冷气侧换热影响研究的文章鲜有发表。陶智、常海萍、李朝晖^[1,5~7]等通过实验和数值模拟对叶片内部流动参数和几何参数对平均换热特性的影响进行了研究，但是他们的研究成果并没有具体到复合冷却复杂流动条件下靶板的局部换热特性，也没有阐明气膜溢流的参与对冷气侧局部换热特性的影响规律^[6]。本文针以某型导向叶片带稀疏气膜的弦中区放大模型为研究对象，在有冲击、初始横流和气膜出流的情况下，对靶板沿流向局部换热特性和平均换热特性随冲击雷诺数、横流射流密流比、气膜出流与横流密流比以及冲击腔高度与冲击孔直径之比的变化规律进行了细致的实验研究，并以气膜孔排为参考，将靶板分为气膜孔排前，气膜孔排前后各二倍气膜孔直径范围，以及气膜孔排后三个部分，着重讨论气膜溢流对靶板各区域平均换热特性和靶板整体平均换热特性的影响，这些结论将为叶片内部冷却结构的精确设计和已有叶型冷却结构的优化提供重要的理论依据。

1 物理模型建立

根据涡轮叶片弦中区结构，忽略弦中区比较小的曲率，将冲击导管和叶片壁面简化为平板，建立弦中区多排冲击单排气膜的平壁物理模型。如图 1，冷却空气通过冲击导管上的阵列射流孔冲击到带有气膜孔的靶面（叶片冷气侧壁面）上，模拟前排冲击对弦中区形成的初始横流通过横流入口沿流向到达靶面区域。进口总流量（冲击流量 + 初始横流流量）部分通过气膜孔流出，其余通过横流出口流出，形成叶片弦中区后部的初始横流。

通过三维紊流模型简化推导得本实验的换热

准则关系式：

$$Nu = f(Re_j, G_c/G_j, G_t/G_c, X_n, Y_n, Z_n, Y_t, D_t, \alpha)$$

其中：

冲击雷诺数： $Re_j = ud/v$

初始横流与射流密流比： $G_c/G_j = (\rho u)_c/(\rho u)_j$

气膜出流与横流密流比： $G_t/G_c = (\rho u)_t/(\rho u)_c$

阵列孔排沿流向间距与冲击孔直径之比： $X_n = x_n/d$

阵列孔排垂流向间距与冲击孔直径之比：

$$Y_n = y_n/d$$

冲击腔高度与冲击孔直径之比： $Z_n = z_n/d$

气膜孔间距与冲击孔直径之比： $D_t = d_t/d$

气膜倾斜角度： α

(v 为空气动力粘性系数， ρ 为空气密度， u 为空气流速， d 为冲击孔直径)

实验中固定除冲击腔高度外其它所有几何参数，得到准则关系式如下：

$$Nu = f(Re_j, G_c/G_j, G_t/G_c, Z_n)$$

2 实验方案

2.1 实验件设计

选用绝热比较好的胶木板加工一块中间带有四个气膜孔的靶板（图 2），实验中使用厚度均匀、电阻率随温度变化很小的康铜膜作为发热元件。

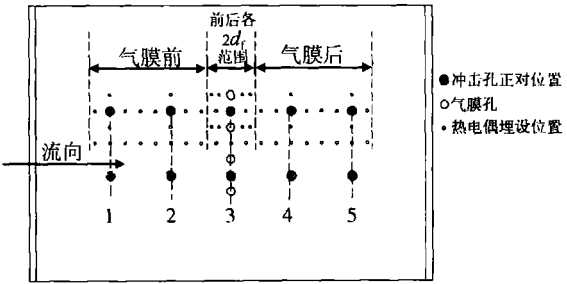


图 2 冲击靶板

Fig. 2 Impinging target surface

由于本实验中以靶板沿流向中心线为基准, 流动换热是对称的, 因此在靶板一侧埋设热电偶, 在气膜孔前后各 $2d_f$ 范围内各设置两排热电偶, 在“气膜前”和“气膜后”区域各排布两个热电偶测点, 在正对冲击的位置和两排冲击之间各布置 19 个热电偶测点, 这样排布的目的是为了得到靶板沿流向的局部换热特性。为了便于讨论在图 1 和图 2 中将冲击孔排沿流向进行了编号, 并将靶板划分为气膜前、气膜前后 $2d_f$ 范围和气膜孔后三个区域, 如图 2 所示。

2.2 实验工况

工况参数范围如表 1:

表 1 实验参数
Table 1 Experimental parameters

Re_j	G_c/G_j	G_t/G_c			
7000–20000	0.1, 0.3, 0.5	4, 8, 12…最大(关闭尾流)			
Z_n	$Y_n = Y_n$	Y_f	D_f	α	
1, 1.5, 2.5, 3.5	7	3.5	0.9	90°	

入口有两股流, 一股为射流, 通过调节射流流量计实现对进口参数 Re_j 的改变; 另一股为初始横流, 通过调节横流流量计实现对进口参数 G_c/G_j 的改变。出口也有两股流, 气膜出流和横流出流(尾流), 在横流出口处设置流量计, 通过调节横流出流流量来改变气膜出流流量(气膜出流流量 = 总流量 – 横流出流流量), 从而实现对出口参数 G_t/G_c 的改变。几何参数 Z_n 的改变是通过调整冲击板与靶板之间垫片厚度来实现(如图 1 所示)。

3 实验数据处理

靶板单个测点处换热局部努赛尔数:

$$Nu_i = \frac{(Q - Q_{loss})d}{S(T_i - T_{refi})\lambda}$$

其中 Q 为总加热量(W), Q_{loss} 为总散热损失(W), S 为康铜膜总的换热面积(m^2), T_i 为测点温度(K), d 为射流进口特征尺寸(m), λ 为空气导热系数($W/m \cdot K$)。 T_{refi} 为参考温度。

$T_{refi} = (T_{mi} + T_j)/2$ (T_{mi} 为冲击腔测点上方的杯混温度, 它与射流进口总温和横流进口总温等因素有关, T_j 为射流进口总温)

平均努赛尔数:

$$Nu = \frac{\sum Nu_i}{n}$$
 (i 为靶板研究区域的热电偶测点, n 为热电偶数目)

4 实验结果及分析

4.1 冲击雷诺数 Re_j 的影响

由图 3 可见, 沿流向呈波峰与波谷交替出现的波浪形分布, 气膜(如图 3 虚线为气膜孔排所在位置)后的第一个波峰, Nu_i 最高, 换热效果最好。随冲击雷诺数 Re_j 的增大, 沿流向各处换热都逐渐增强。局部努赛尔数沿流向出现这种分布的主要原因是由于射流流场主要分为三个部分: 自由射流、驻点流、壁面射流。在射流驻点区附面层极薄, 换热效果很高, 就形成图示的波峰。在壁面射流区附面层增厚, 特别是在相邻两股射流壁面射流相遇处, 由于动量的交换使得流速降低, 换热效果极差就形成波谷, 因此靶板沿流向 就形成了波峰波谷交替出现的波浪形分布。正对气膜孔排的冲击射流在产生沿气膜出流方向的压力梯度, 流线向气膜孔内偏转, 沿流向发展的横流附面层被破坏, (即第 3 排冲击射流)在横流的作用下向下游偏转, 驻点区落在气膜孔排后, 气膜孔排的存而落在其后的冲击又对附面层产生了二次破坏, 所以在气膜扰动和冲击的作用的复合作用下此处驻点区产生比其他驻点区更高的换热效果。 Re_j 增大, 射流会产生更加强烈的冲击效果, 使得整体的换热效果随之提高。

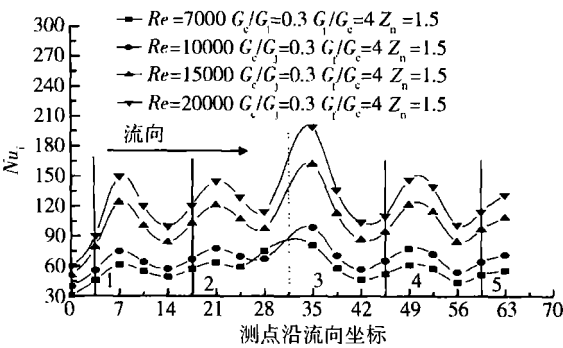


图 3 不同 Re_j 靶板沿流向局部努赛尔数的分布
(线段 1, 2, 3, 4, 5 为冲击孔正对位置, 虚线 3 为气膜孔排位置)

Fig. 3 Distributing of the streamwise local Nu with different Re_j (Line 1, line2, line3, line4, line5 are the positions under the impinging holes, dashed3 is the position above the film holes.)

如图 4 中(a)、(b)所示随 Re_j 的增大, 靶板局部和整体平均努赛尔数呈明显上升趋势, 气膜前

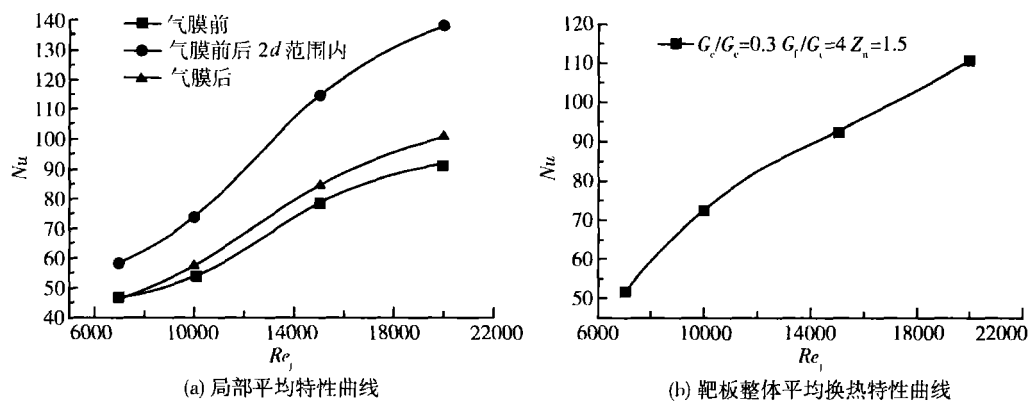


图 4 随 Re_j 变化平均换热特性曲线
Fig. 4 Relation between average Nu and Re_j

后 $2d$ 范围内的平均换热效果要比气膜前和气膜后都要高, 因为当 Re_j 增大, 冲击流量增大, 冲击换热强度增强, 换热效果显著提高。而气膜附近由于气膜溢流的扰动作用使得气膜前后 $2d$ 范围的平均换热效果比气膜前和气膜后(如图 2 中所划分区域)没有开孔的区域平均换热效果要高约 30% ~ 40%(如图 4(a) 所示), 因此在复杂流动中气膜孔扰动有利于提高换热效率。

4.2 横流射流密流比 G_c/G_j 的影响

如图 5, 将横流射流密流比为 0.3 和没有初始横流的纯冲击的工况相比较, 初始横流使得射流驻点(曲线波峰处)后移, 射流驻点区的换热效果下降, 沿流向局部 Nu_i 分布的波浪型曲线变得平缓, 且气膜附近的驻点区换热效果高于其他驻点区, 特别是有初始横流的情况下气膜附近的驻点区换热效果明显的高于其他驻点区, 而纯冲击的情况下气膜附近驻点区换热效果只是略微高于其他驻点区。产生上述现象主要有以下几个原因: 由于水平流向初始横流与竖直流向的射流发

生动量和质量交换, 使得射流沿流向偏转, 竖直流向流速降低, 因此驻点区后移且换热效果下降。有初始横流的情况下, 横流附面层在气膜处被破坏, 横流被削弱, 落在气膜附近的驻点流就可以产生更强烈的冲击效果, 驻点区的换热效果更高。纯冲击的条件下, 由前面 1、2 两排产生的横流比较微弱, 气膜对横流的削弱作用就体现的很不明

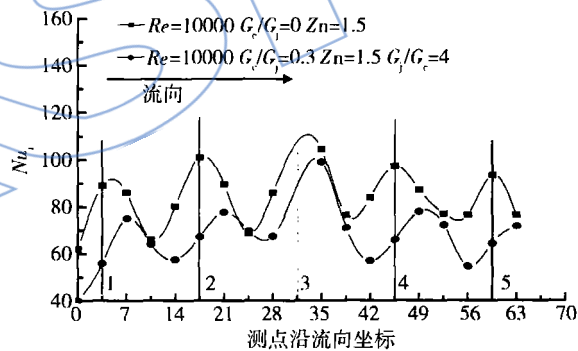


图 5 随 G_c/G_j 的改变沿流向局部努塞尔数分布
Fig. 5 Distributing of streamwise local Nu with different G_c/G_j

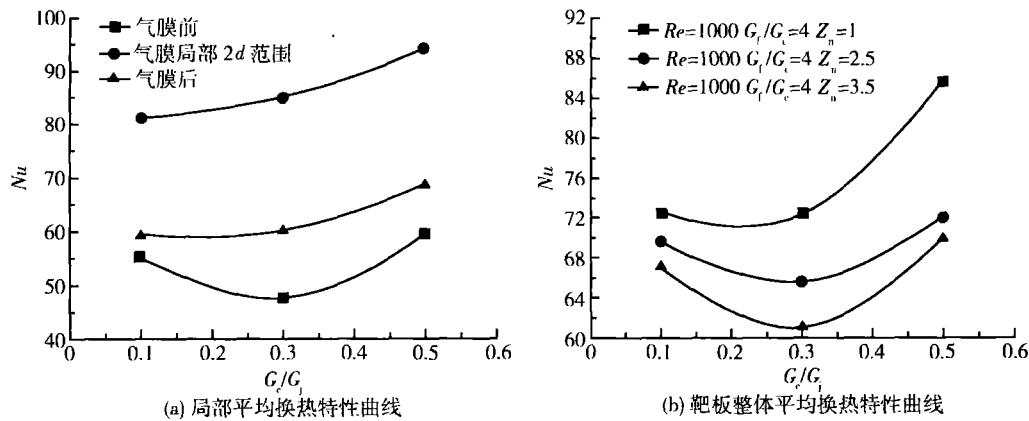


图 6 随 G_c/G_j 的改变平均换热特性曲线
Fig. 6 Relation between average Nu and G_c/G_j

显了, 此时气膜附近的驻点区换热效果只是略微高于其他驻点区, 这也说明了, 气膜的存在可以削弱横流对冲击换热的负面影响。

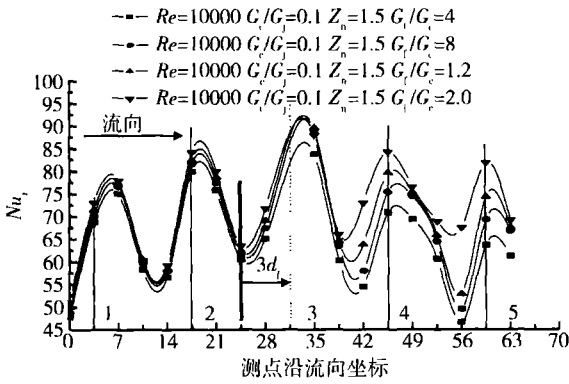


图 7 随 G_f/G_c 的改变沿流向局部努塞尔数分布图
Fig. 7 Distributing of the local Nu with different G_f/G_c .

图 6(a) 中随横流增大气膜前和气膜局部平均换热效果逐渐升高, 气膜后先下降后升高, 且气膜附近的平均换热效果明显高于气膜前和气膜后。图(b) 中靶板整体的平均换热效果先降低后

升高, 这与文献[6]中研究的结论是一致的, 在此不予赘述。

4.3 气膜出流与横流密流比 G_f/G_c 的改变对换热带来的影响。

如 7 图所示, 随 G_f/G_c 的增大, 气膜孔前的 Nu_{ui} 分布几乎重合, 而气膜孔前后 $3d_i$ 范围和气膜孔后的 Nu_{ui} 变化比较大, 同样气膜附近冲击驻流点换热效果最好。气膜出流流量的增大, 加强了气膜局部的溢流效应对于气膜孔附近的影响, 同时减小了气膜孔后的横流流量, 而对气膜孔前的区域几乎没有影响。因此在稀疏气膜弦中区气膜孔溢流作用影响范围约为: 气膜孔前后约 $3d_i$ 范围和气膜孔后区域。

如图 8 所示随 G_f/G_c 的增大(a) 中气膜孔前平均努塞尔数 Nu 几乎不变, (b) 中气膜孔局部 Nu 先增大后减小, (c) 中气膜孔后 Nu 先增大后减小, (d) 中整个靶板 Nu 先增大后减小。随 G_f/G_c 的增大气膜孔前的流动换热并没有受到影响, 而气膜孔附近溢流效应加强, 对气膜附近局部换

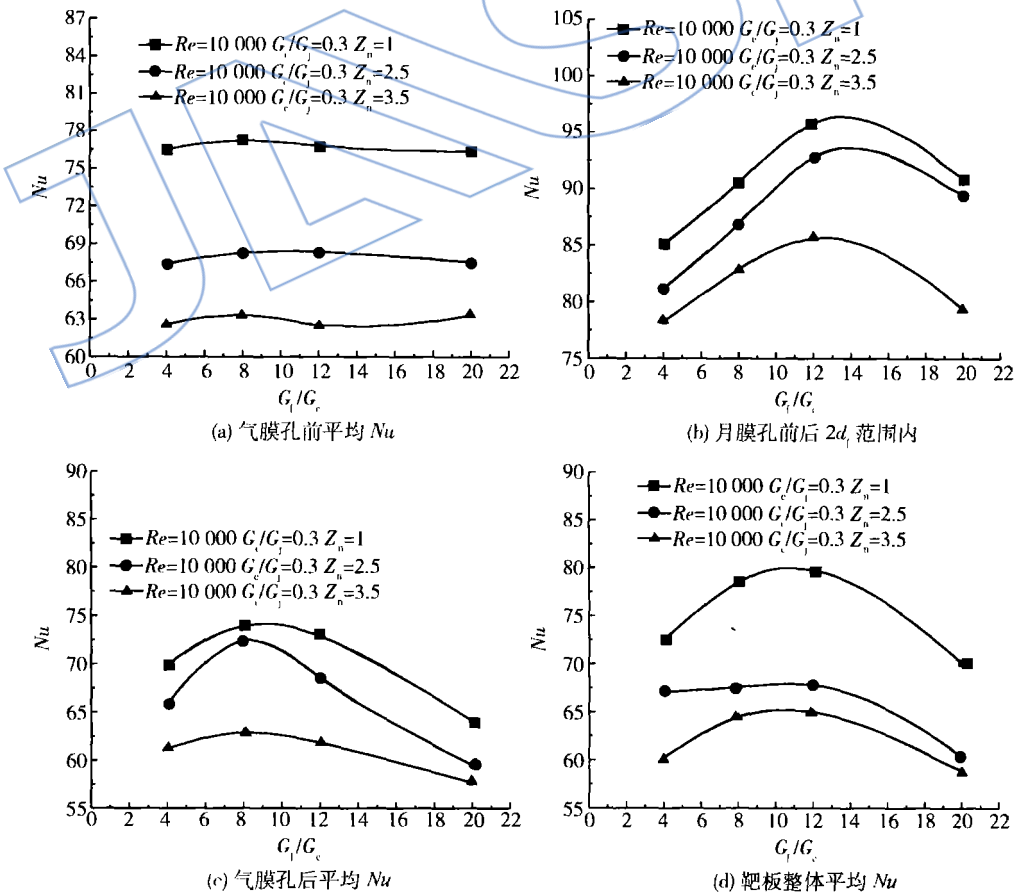


图 8 靶板平均 Nu 随 G_f/G_c 的变化曲线
Fig. 8 Relation between average Nu and G_f/G_c .

热扰动增强,使得换热 Nu 逐渐增加,当 G_t/G_c 增大到最大时,正对气膜局部的冲击(如图7中,正对虚线3的冲击)在沿气膜出流方向很大的压差下,冲击射流部分流量还没有参与换热就直接从气膜孔流出,冲击冷却被削弱,气膜局部的换热效果又下降。气膜出流流量的增大也使得气膜后的横流流量逐渐减小,因此气膜后平均换热 Nu 数先增加然后减小。并且气膜出流流量增大,使得气膜后的横流逐渐减小,这也削弱了气膜后的横流对流换热,因此引起气膜后区域和靶板整体的 Nu 降低。

4.4 冲击间距 Z_n 改变对换热的影响

随 Z_n 的增大,沿流向局部努塞尔数分布曲线峰值逐渐降低,曲线逐渐平缓,气膜附近峰值要高于其他峰值。当冲击孔板与靶板间距逐渐增大时,射流到达靶面前的流程增大,这就加大了射流与横流的动量和质量交换,并且随射流流程的增大,到达靶面时“钟型”的宽度增大,冷却气流形成压力并不大的驻流点,因此驻流点的换热效果逐渐下降,曲线变得越来越平缓。

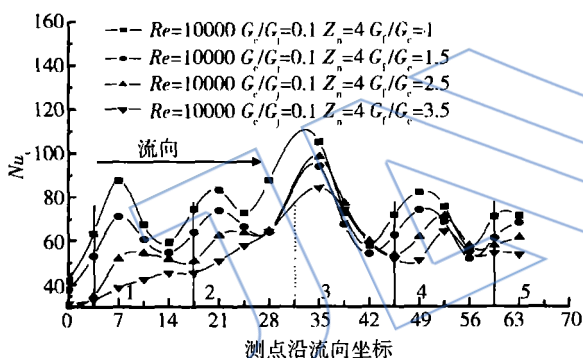


图9 随 Z_n 的改变沿流向局部努塞尔数分布图

Fig. 9 Distributing of the local Nu with different Z_n

如图8和图6(b)所示,随 Z_n 的增加,无论靶板局部还是整体平均换热效果都逐渐降低。 Z_n 增加,使得射流流程增加,与横流发生动量和质量交换的幅度增大,到达靶面时射流换热能力下降,引起整个靶面的换热效果下降。

5 结论

在实验中由测量误差、仪器误差以及绝热壁散热等引起的误差在5%以内。

1) 随冲击雷诺数 Re_j 的增加整体换热效果呈明显上升趋势,局部换热效果沿流向呈波浪型分布。

2) 随 G_c/G_t 的增加,冲击驻留点明显向后偏移,整体平均换热效果先降低后增加。

3) 随 G_t/G_c 的增加,气膜前局部换热效果变

化很小,气膜局部先增加后减小,气膜后的换热效果先增加后减小,气膜孔附近 $2d_f$ 范围内换热效果远高于气膜孔前和孔后。气膜对气膜孔排前的影响非常小,气膜影响较明显的范围为气膜孔附近 $3d_f$ 范围,以及气膜后区域。气膜溢流可以降低横流对气膜附近冲击的扰动,增强冲击效果,且可以调节气膜下游的横流大小。

4) 随 Z_n 的增加,冲击驻留点换热效果下降,靶板局部 Nu 分布越来越均匀,整体平均换热效果明显降低。

参考文献:

- [1] 张净玉,常海萍.稀疏型气膜出流内部冷气侧换热特性实验研究[J].航空动力学报,2003,18(4):502-506.
ZHANG Jing yu, CHANG Hai ping. The interior heat transfer characteristics of gas turbine blade due to sparse film cooling holes[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4): 502-506.
- [2] Osama M A, Alaqal. Heat transfer distributions of a narrow channel with jet impingement and cross flow[D]. University of Pittsburgh, 1999.
- [3] SAN JUNG-YANG, HUANG CHIN-HAO and SHU MING HONG. Impingement cooling of a confined circular air jet[J]. Int. J. Heat Mass Transfer. 1996, 40(6): 1355-1364.
- [4] Goldstein R J, Behbahani A I. Impingement of a circular jet with and without cross flow[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1982, 25(9): 1377-1382.
- [5] 陶智,吴宏,蔡毅.气膜出流对叶片各表面换热系数的影响[J].航空动力学报,1997,12(4):413-415.
TAO Zhi, WU Hong, CAI Yi. Effects of film cooling on internal heat transfer coefficients of blades[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 14(4): 413-415.
- [6] 吴宏,陶智,徐国强,丁水汀.带气膜出流的旋转叶片冲击冷却的实验研究[J].航空动力学报,2000,15(4):375-380.
WU Hong, TAO Zhi, XU Guo qiang, DING Shui ting. Experiments of impinging cooling in leading edge of rotating blades with outflow film[J]. Journal of Aerospace power, 2000, 15(4): 375-380.
- [7] 李朝晖,李立国.叶片前缘有气膜孔的冲击冷却研究[J].南京航空航天大学学报,1993,25(4):457-463.
LI Zhao hui, LI Li guo. Impingement cooling with film coolant extraction in the airfoil leading edge regions[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics: 1993, 25(4): 457-463.
- [8] 张净玉,常海萍.冲击粗糙肋壁面换热准则关系式的建立[J].推进技术,2002,23(3):237-239.
ZHANG Jing yu, CHANG Hai ping. Establishment of correlation equation about impingement heat transfer from rib roughed surface within arrays of circular jets[J]. Journal of Propulsion Technology: 2002, 23(3): 273-239.