

文章编号: 1000 8055(2009)03-0513-06

多孔纵向波纹表面气膜冷却效率实验研究

常国强¹, 常海萍¹, 常 飞¹, 胡晓东¹, 单学庆²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
2. 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 实验研究了开孔方式、主流雷诺数及平均吹风比等因素对某种多孔纵向波纹表面沿程气膜冷却效率的影响规律。实验参数变化范围: 基于波长的主流雷诺数 120 000~250 000, 平均吹风比 0.2~2.0。研究表明: 平均吹风比是影响波纹结构沿程气膜冷却效率的主要因素, 在较大的吹风比范围内各方案沿程气膜冷却效率呈波纹状变化趋势; 从提高气膜冷却效率角度考虑, 平均吹风比小于 0.6 时, 波峰及波峰附近开孔方案较优, 波谷及波谷下游附近开孔方案较差。

关 键 词: 纵向波纹; 多孔; 气膜冷却效率; 平均吹风比; 主流雷诺数
中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A

Experimental investigation on film cooling effectiveness of multi-hole at longitudinal wavy surface

CHANG Guoqiang¹, CHANG Haiping¹, CHANG Fei¹,
HU Xiaodong¹, SHAN Xueqing²

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: This paper described experimental studies on film cooling effectiveness of a corrugated wall involving multi-holes for the sake of cooling air injection. The influences of the arrangements of film cooling holes, average blowing ratio and main flow Reynolds number on the film cooling effectiveness were studied. Four types of hole arrangements were investigated at four Reynolds numbers of the main flow, ranging from 1.2×10^5 to 2.5×10^5 , and average blowing ratios ranging from 0.2 to 2.0. The results indicate that the average blowing ratio is the main contributing factor to film cooling effectiveness, which varies with the shape of the wall among a large range of average blowing ratio. The rows of hole on the valley and in the downstream region near the valley can decrease the film cooling effectiveness. Conversely, the rows of hole on the crest and in the vicinal region of the crest can get better value.

Key words: longitudinal wavy; multi-hole; film cooling effectiveness;
average blowing ratio; main flow Reynolds number

军用航空发动机加力燃烧室通常采用隔热屏装置将高温燃气与筒体隔开, 防止筒体过热烧蚀。

隔热屏通过从自身开有的缝槽、单排孔或多排孔等结构中喷射冷却气体来实现自身冷却。为确保

收稿日期: 2008 07 08; 修订日期: 2009 01 04

作者简介: 常国强(1979-), 男, 山东微山人, 博士生, 主要从事航空发动机高温部件冷却技术研究。

隔热屏具有足够的强度, 隔热屏通常采用波纹结构, 而根据波纹轴线与流线的夹角不同, 隔热屏又可分为横向波纹隔热屏和纵向波纹隔热屏, 因纵向波纹隔热屏具有较高的机械强度和较好的冷却效果, 现今的军用航空发动机加力燃烧室多数采用纵向波纹隔热屏.

从公开发表的文献中可以看出, 国内外对开有单排孔或多排孔的平板气膜冷却有效度做了大量研究^[1-4], 而对带有多排离散孔纵向波纹板表面所做研究工作甚少. Shinbo 等^[5]研究了吹风比对纵向波纹板表面气膜冷却效率的影响, 但是该文并未给出详细的结构; Funazaki 等^[6]对每波两排孔的流场及温度场结构做了细致研究, 但研究结果是在较低温度、较低的主流流速条件下获得的, 与实际工程应用相差甚远. 本文以某种纵向波纹隔热屏为研究对象, 研究开孔方式、主流雷诺数、平均吹风比等因素对气膜冷却有效度的影响规律, 为高效的隔热屏设计提供技术支持.

1 实验模型及实验方案

1.1 实验系统

实验系统如图 1 所示. 从压缩机储气罐来的主气流由电加热器加热后进入稳压风洞, 再经过一个渐缩的圆变方过渡段进入实验装置, 气流流量由安装在电加热器之前的标准孔板流量计进行计量; 二次流进入实验段前及排出实验段后, 都经过一个稳压装置, 从而确保了流动的稳定, 二次流通道内的气体流量由进气阀、排气阀及旁路放

气阀三个阀门控制, 气膜流量的计量由两个高精度的槽道流量计^[7]来完成; 流量计前的气流静压与流量计的差压分别通过压力变送器和差压变送器转化为 4~ 20 mA 的电流信号, 并通过采集电路转变为 1~ 5 V 的电压信号, 送入 NI 数据采集系统进行处理, 最终得到各测点处气流的质量流量, 主流流量测量不确定度为 2%, 二次流流量测量的不确定度为 0. 5%.

实验装置如图 2 所示. 整个实验段由 3 个壳体组成, 最上方的壳体与中间壳体组成了主流腔, 中间壳体与最下方的壳体组成了二次流腔, 两个腔体相交处放置实验件, 从而形成了主流与二次流通道, 壳体之间由法兰联结与密封; 二次流通道的两个拐角处设置由绝热材料制成的导流板, 实验件距二次流进口的距离大于 10 倍通道当量直径, 从而确保气流到达实验件前已充分发展.

实验件由 PA1010 注塑而成 (见图 3), PA1010 导热系数为 $0.26\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ ^[8], 实验件两侧边缘各带有厚度为 1.5 mm 的翼板, 翼板与主通道壁面紧密粘结, 从而确保实验件边缘密封良好. 实验件厚度为 10 mm, 共 4 个波纹面, 每波波长为 66 mm, 中间两个波纹面开有多排离散孔, 每波第一排孔开在波峰位置, 孔排编号见图 3, 开孔直径为 4.6 mm, 开孔轴线与上波纹面垂直 (见图 3), 相邻排孔间交错排列. 因开孔比较密集, 相对流向, 壁面温度沿展向分布比较均匀, 本文将 T 型热电偶布置在孔中心线上 (详见图 3), 热电偶布置点沿上波纹表面等间距分布, 热电偶信号通过 NI 数据采集系统进行采集及处理.

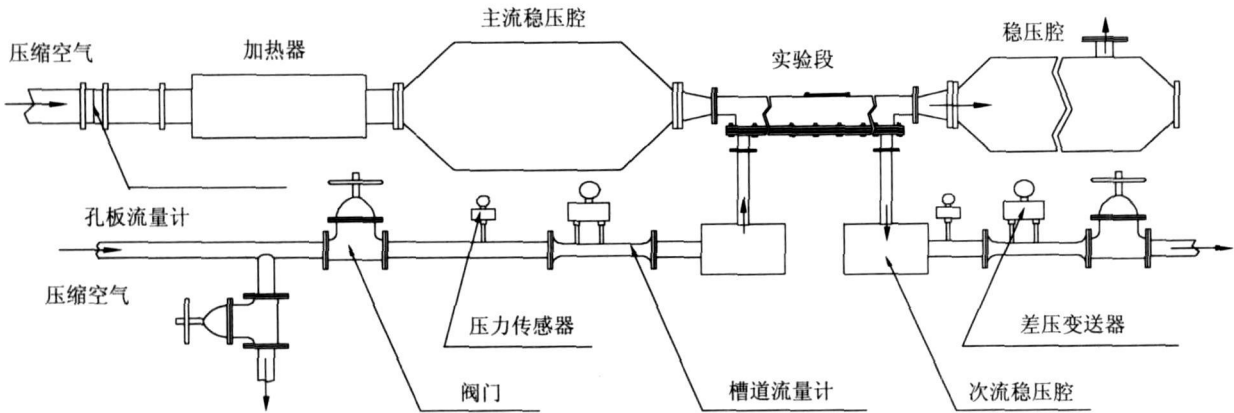


图 1 实验系统图

Fig. 1 Test apparatus

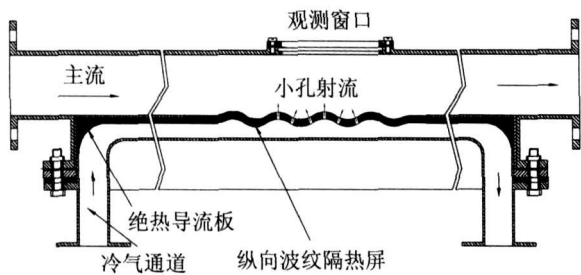


图2 实验装置
Fig. 2 Experimental equipment

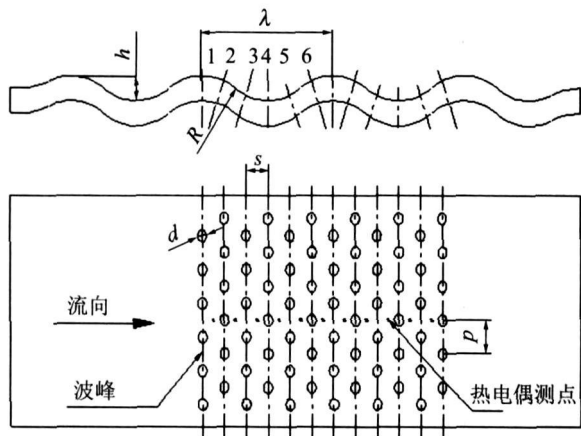


图3 纵向波纹多孔板结构
Fig. 3 Structure of longitudinal wavy liner

1.2 实验参数

由于实验中存在导热与热辐射,使得测量壁面无法满足绝热条件,故绝热壁温 T_{aw} 要通过能量守恒方程换算得到.

气膜冷却效率定义

$$\eta_{kw} = \frac{T_{\infty} - T_i}{T_{\infty} - T_c} + \frac{q_{con} - q_r}{h_i(T_{\infty} - T_c)}$$

(1)

式中 T_{∞} 为主流温度(K); T_i 为测点壁面温度(K); T_c 为二次流进口温度(K); h_i 为被测点附件微元区域的对流换热系数($W/(m^2 \cdot K)$)(另外通过实验得到); q_{con} 、 q_r 分别为实验件厚度方向上的导热损失及周边环境对测点附近微元表面的辐射换热量(W/m^2).在本实验中,主流雷诺数较高, h_i 最小值约为 $500 W/(m^2 \cdot K)$,经测算(1)式中右侧第二项带来的气膜冷却效率最大不确定度小于5%.

平均吹风比定义

$$BR = (\dot{m}_j/A_j)/(\rho_{\infty}u_{\infty})$$

(2)

式中 $\dot{m}_j$ 为小孔射流总量(kg/s); ρ_{∞} 为主流密度(kg/m^3); u_{∞} 为主流速度(m/s); A_j 为小孔总出流面积(m^2).

主流雷诺数定义

$$Re = \rho_{\infty}u_{\infty}\lambda/\mu_{\infty}$$

(3)

式中 λ 为波纹波长(m); μ_{∞} 为主流动力粘度($kg/(m \cdot s)$).

实验中采用堵孔法来实现开孔方式变化,孔排列位置编号见图3所示,本文研究的开孔方式见表1,实验参数见表2.

表1 开孔方式

Table 1 Arrangements of holes

开孔方式	孔排号					
	1	2	3	4	5	6
Case1	✓	✓	✓	✓	✓	✓
Case2	✓	✓	✓	×	✓	✓
Case3	✓	✓	✓	×	✓	×
Case4	✓	✓	✓	×	×	✓

注:“✓”表示开孔,“×”表示堵孔.

表2 实验参数

Table 2 Experimental parameters

参数	数值	参数	数值
$Re/10^{-5}$	1.2~2.5	p/λ	0.206
BR	0.2~2.0	d/λ	0.07
T_{∞}/T_c	1.32	R/λ	0.45
s/λ	0.167	h/λ	0.15

注:表中各参数的物理意义见图3.

2 实验结果及分析

2.1 开孔方式、吹风比变化对气膜冷却效率的影响

研究吹风比对纵向波纹面沿程各测点气膜冷却效率影响时,主流雷诺数固定为 20×10^4 .图4~图7为不同平均吹风比条件下四种方案沿程气膜冷却效率沿程变化曲线图.对比四幅图可以看出,Case1和Case2方案在平均吹风比小于1.0时,Case3和Case4方案在所研究的平均吹风比范围内,沿程气膜冷却效率呈现波纹状变化趋势,在波纹面背风侧较优,在波纹面的迎风侧较差,并且这种趋势在前一个波纹面体现地更为明显.对比Case1和Case2方案,在平均吹风比小于0.6条件下,波谷处开孔会造成波谷及波谷下游位置气膜冷却效率变差,且这个区域的气膜冷却效率随平均吹风比增加而显著增大;在此吹风比范围内,

在相同平均吹风比条件下, Case2 方案以较小的冷气用量获得比 Case1 方案更优的气膜冷却效果. 对比两种 4 排孔开孔方案, 在平均吹风比小于 0.6 条件下, 波谷下游 1/6 波长处位置开孔也会恶化该位置及其下游区域气膜冷却效果, Case4 方案优于 Case3.

却气体易被主流携带从而减薄了气膜层厚度, 这两种原因导致了波纹面迎风侧气膜冷却效率较低, 故沿程气膜冷却效率呈现波纹状起伏, 第二个开孔波纹面因受到前一个波的气膜层叠加效果的影响, 沿程气膜冷却效率波纹状趋势不如前一个波明显.

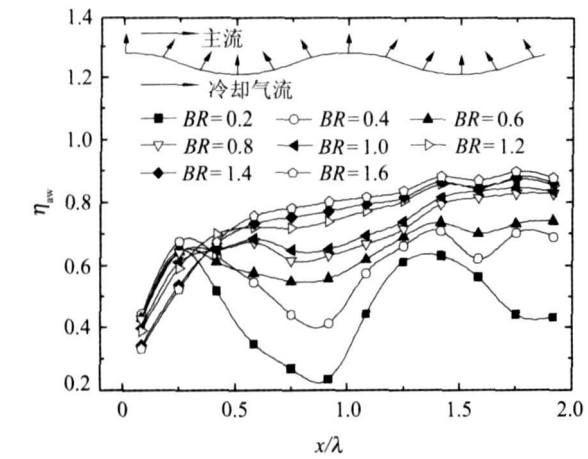


图 4 Case1 气膜冷却效率沿程分布
Fig.4 Film cooling effectiveness of Case1

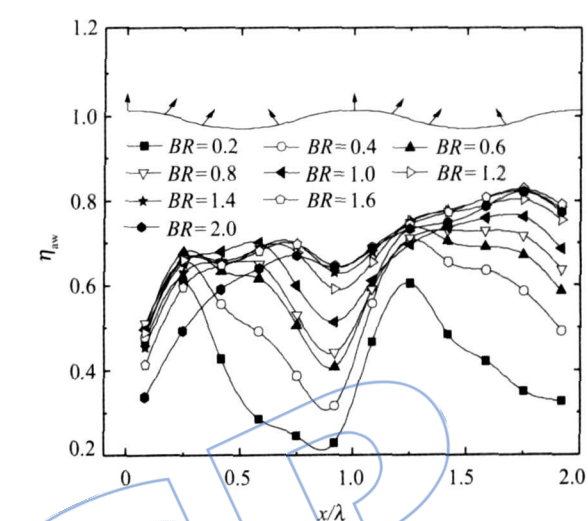


图 6 Case3 气膜冷却效率沿程分布
Fig.6 Film cooling effectiveness of Case3

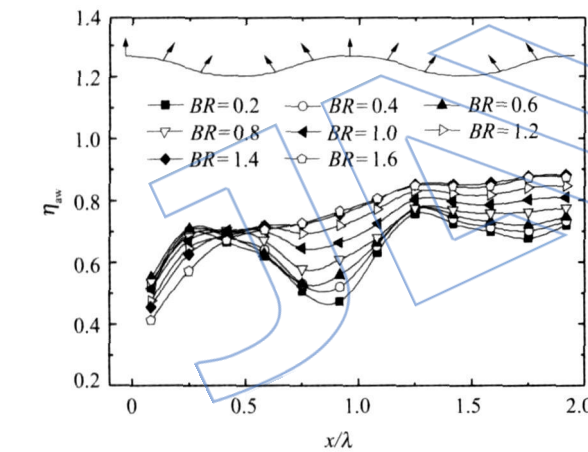


图 5 Case2 气膜冷却效率沿程分布
Fig.5 Film cooling effectiveness of Case2

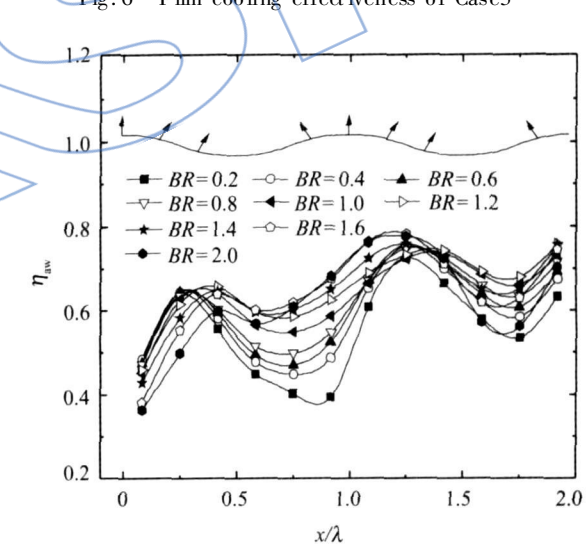


图 7 Case4 气膜冷却效率沿程分布
Fig.7 Film cooling effectiveness of Case4

分析上述现象产生的原因, 对于多孔板气膜冷却, 任一位置的气膜层都是由当地孔排射流形成的气膜及上游孔排形成的气膜叠加而成, Case1, Case2 和 Case3 方案在平均吹风比小于 1.0 条件下, 波纹面背风侧射流与主流夹角小于等于 90° , 射流在主流压迫下能较好地贴附在波纹面上, 故获得较好的气膜冷却效果, 而波纹面迎风侧射流与主流夹角大于 90° , 主流与射流掺混加剧, 破坏了当地的气膜覆盖效果, 再者上游射流形成的气膜层沿迎风侧波纹面向主流侧抬起亦增加了气膜层流动方向与主流方向夹角, 气膜层内的冷

当平均吹风比大于 1.0 时, 气膜层对波纹面覆盖性能变优, 故 Case1 和 Case2 方案沿程气膜冷却效率受波纹壁面影响减小, 整体呈平缓增加趋势. Case3 和 Case4 方案因存在较多不开孔区域, 且大部分孔排位于波峰及波峰附近, 气膜射流易被主流掺混携带, 故在整个平均吹风比研究范围内, 沿程气膜冷却效率呈波纹状变化趋势. 波谷及波谷下游 1/6 波长位置处开孔, 在平均吹风比小于 0.6 条件下, 该位置处会产生“逆流”现象, 高

温侧的气流通过小孔进入冷气通道, 从而破坏了当地及下游附近的气膜覆盖效果, 并造成实验件背面进气孔下游附近区域温度陡然上升(如图 8 与图 9 所示), 随吹风比增大,“逆流”现象减弱, 故 Case1 和 Case3 方案在这个区域的气膜冷却效率随平均吹风比增大显著, 在平均吹风比大于等于 0.6 条件下,“逆流”现象消失.

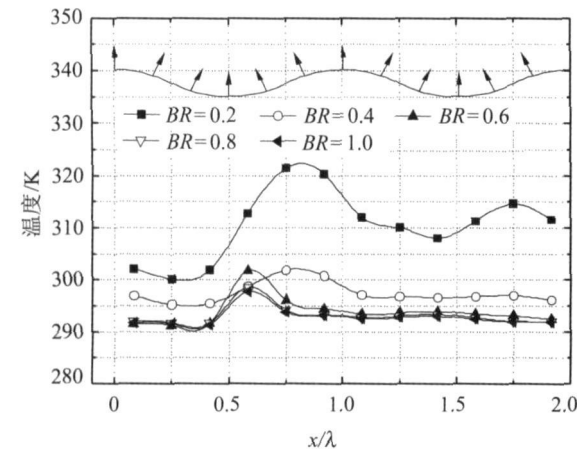


图 8 Case1 实验件背面温度分布

Fig. 8 Rear wall temperature distribution of Case1

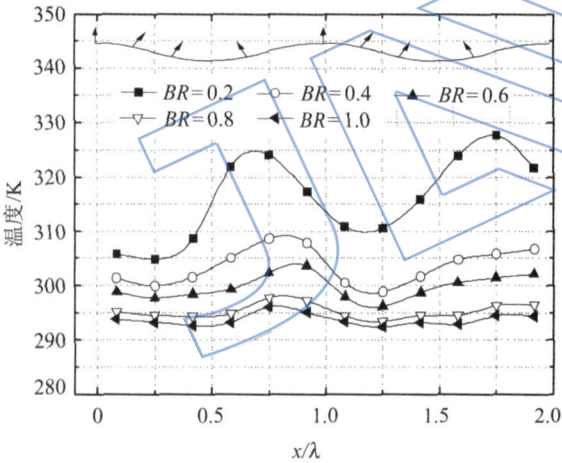


图 9 Case3 实验件背面温度分布

Fig. 9 Rear wall temperature distribution of Case3

2.2 主流雷诺数变化对气膜冷却效率的影响

图 10~ 图 12 为定平均吹风比(平均吹风比分别为 0.4 和 1.0)条件下, 改变主流雷诺数时, 各孔排方案的沿程各测点气膜冷却效率变化曲线图. 从图中可以看出, 除了 Case1, 其它各孔排方案的沿程气膜冷却效率受主流雷诺数影响较小; Case1 沿程气膜冷却效率受主流雷诺数影响较大, 随主流雷诺数增加, 气膜冷却效率下降, 这种趋势在波谷及波谷下游区域体现的更为明显. 分析上述现象产生的原因, 气膜层中冷却气体比率

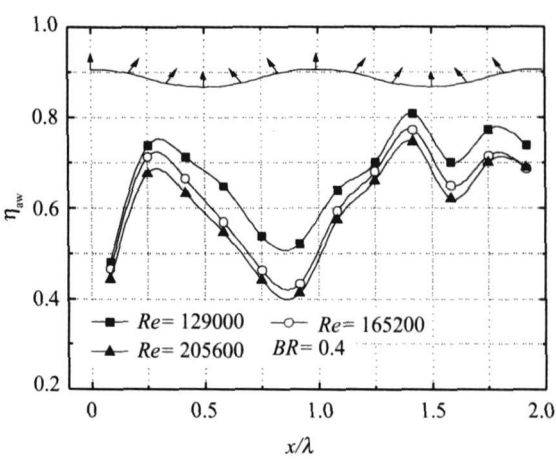


图 10 Case1 气膜冷却效率随主流雷诺数变化

Fig. 10 Film cooling effectiveness of Case1 undergoing different main Reynolds numbers

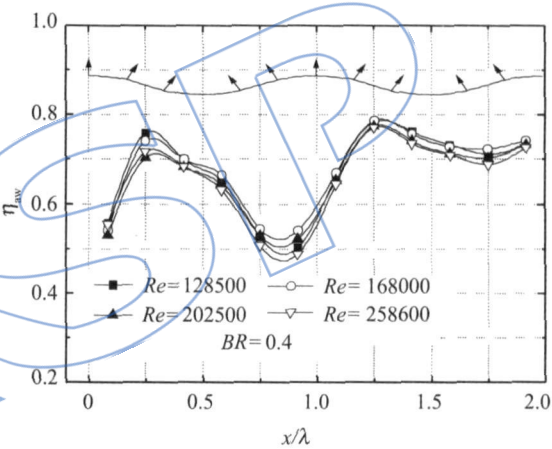


图 11 Case2 气膜冷却效率随主流雷诺数变化

Fig. 11 Film cooling effectiveness of Case2 undergoing different main Reynolds numbers

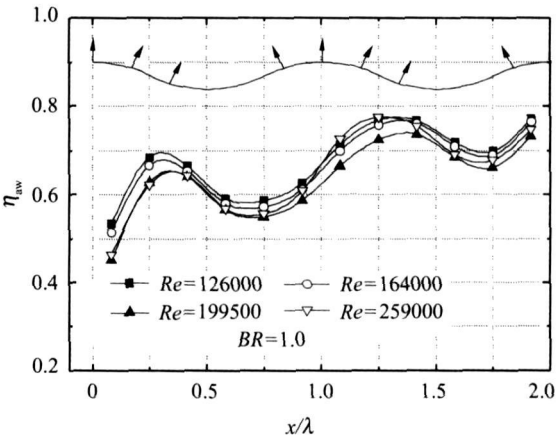


图 12 Case4 气膜冷却效率随主流雷诺数

Fig. 12 Film cooling effectiveness of Case4 undergoing different main Reynolds numbers

和动量比是影响气膜冷却的关键因素, 在定平均吹风比条件下, 改变主流雷诺数, 使得气膜层中冷却气体质量比率并未变化, 并且在本文条件下平均吹风比一定也意味着冷却气体与主流的动量比也确定了, 故主流雷诺数对 Case2 和 Case4 沿程气膜冷却效率影响较小. Case1 方案波谷位置的孔排在图示平均吹风比条件下会发生逆流现象, 在主流雷诺数较低条件下, 主流对该位置的气膜孔出流“阻塞”效应降低, 使得逆流现象被削弱或停止, 故气膜冷却效率要高于高主流雷诺数条件下的情况.

3 结 论

通过大量的实验数据整理获得以下结论:

- 1) 平均吹风比是影响沿程气膜冷却效率的关键因素, 在较大的平均吹风比范围内, 各开孔方案沿程气膜冷却效率呈波纹状变化趋势, 波纹面背风侧气膜冷却效率较高, 迎风侧较低;
- 2) 从提高纵向波纹表面气膜冷却效率角度考虑, 在平均吹风比小于 0.6 条件下, 在波峰及波峰附近处开孔的方案较优, 在波谷及波谷下游附近处开孔的方案较差;
- 3) 相比平均吹风比, 主流雷诺数对开孔方案气膜冷却效率影响较小.

参考文献:

[1] Goldstein R J, Eckert R R G, Burgraff F. Effect of hole

geometry and density on three dimensional film cooling [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1974, 17(5): 595-605.

[2] Sinha A K, Bogard D G, Crawford M E. Film cooling effectiveness downstream of a single row of holes with variable density ratio[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1991, 113(3): 442-449.

[3] Andrews G E, Bazdidi Tehrani E, Hussain C I, et al. Small diameter film cooling hole heat transfer: The influence of hole length[R]. ASME Paper 91-GT-344.

[4] Martiny M, Schulz A, Wittig S. Film cooling investigation: Adiabatic wall temperature and flow visualizations [R]. ASME Paper 95-WA/HT-4.

[5] Shinbo K, Koide Y, Kashiwagi T, et al. Research of heat transfer of a liner for an afterburner[R]. AIAA Paper 97-3005(A97-36266) AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference 33rd. Seattle, WA: July 6-9 1997.

[6] Funazaki K, Igarashi T, Koide Y, et al. Studies on cooling air ejected over a corrugated wall: Its aerodynamic behavior and film effectiveness[C]// Proceedings of ASME Turbo EXPO 2001. Moky, Japan: ASME, 2001-GT-143.

[7] 孙青竹. 气体槽道流量计的性能测试[J]. 计量技术, 2008, (03): 6-9.

SUN Qingzhu. Performance test of linear air flow meter [J]. Measurement Technique, 2008, (03): 6-9. (in Chinese)

[8] 金国珍. 工程塑料[M]. 北京: 化学工业出版社, 2001.

JING Guozhen. Engineering plastics[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2001. (in Chinese)