

文章编号: 1000-8055(2007)03-0352-08

小空间内冲击/气膜复合冷却 换热特性试验

毛军逵¹, 郭文², 常海萍¹, 徐磊¹,
张镜洋¹, 常国强¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
2. 中国燃气涡轮研究院 涡轮室, 成都 610500)

摘 要: 利用相似理论的原理, 试验研究了封闭小空间内冲击/气膜复合冷却内表面的换热特性. 研究中通过改变冲击 Re 数(10 000~40 000)、冲击距离 H 和冲击孔直径 D 之比 H/D (0.17~2.0), 在 2 种冲击孔和气膜孔间距 P 和冲击孔直径 D 之比 P/D (0, 1) 条件下, 细致分析冲击 Re 数、 H/D 对复合冷却内表面局部换热特性的影响. 结果表明, 在本文的试验工况中, 冲击靶板上的局部 Nu 数随着冲击 Re 的增加而不断变大, 而 Nu 数随着 H/D 的变化规律并非单调. 当 $P/D=0$, $H/D=2$ 时换热效果达到最佳; $P/D=1$ 时, 在 $X/D=\pm 3$ 范围内, 小冲击 Re 数条件下 $H/D=0.17$ 和 $H/D=2$ 的换热效果比较接近, 大冲击 Re 数条件下 $H/D=1$ 和 $H/D=2$ 的换热效果比较接近.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 换热; 冲击; 复合冷却
中图分类号: V231.1; TK124 **文献标识码:** A

Experimental investigation of the local heat transfer of impinging cooling with outflow film in closed small space

MAO Jun kui¹, GUO Wen², CHANG Hai ping¹,
XU Lei¹, ZHANG Jing yang¹, CHANG Guo qiang¹

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Turbine Group, China Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: Experiments were carried out to investigate the heat transfer of compound cooling (impinging cooling with outflow film). Local heat transfer coefficients on inner surface were obtained over a Reynolds number range of 10 000~40 000, nozzle-to-plate spacing H/D range of 0.17~2.0, the ratio between impinging jet and film hole distance to jet hole diameter P/D range of 0 and 1. Experimental results show that the local heat transfer coefficient was affected by impingement Reynolds number and nozzle-to-plate spacing greatly. Under the parameters in this paper, the local Nu number increased with the impingement Reynolds number. When $P/D=0$, the maximum Nu number was achieved while $H/D=2$. When P/D increased to unity, the maximum Nu number was gotten while $H/D=2$ and 0.17 under lower impingement Reynolds number. And this proper value of H/D will change to be 2 and

收稿日期: 2006-02-24; 修订日期: 2006-07-31

作者简介: 毛军逵(1976), 男, 浙江杭州人, 南京航空航天大学能源与动力学院副教授, 主要从事航空发动机高温部件冷却设计的研究.

1 under higher impingement Reynolds number.

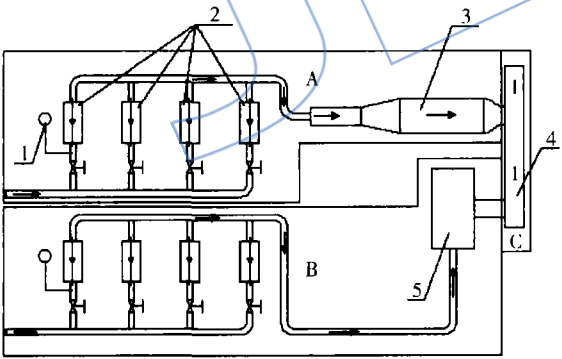
Key words: aerospace propulsion system; heat transfer; impinging; compound cooling

随着现代航空、航天技术的发展,飞行器的性能在不断提升.特别是目前各种军用作战飞机大量采用了各种类型的高性能航空燃气涡轮发动机,其工作温度已经远远超过了现有高温合金的熔点温度,必须加以有效的冷却.

目前俄罗斯和美国等航空大国研制出了多种新型气冷涡轮叶片,冷气量可以减小 10% ~ 15%,同时冷却效率显著提高.从目前检索得到的相关资料来分析,这些新型气冷涡轮叶片均是在深入了解涡轮叶片内部冷却机理的基础上,综合采用各种方法来精细地控制流场结构,从而达到在减少冷却空气用量的条件下提高冷却效率^[1-3].本文依据这种设计理论,对封闭小空间内冲击/气膜复合冷却结构的内表面换热特性开展了试验研究,重点讨论局部换热系数随着流动参数和几何参数的变化规律.

1 试验装置

本文的试验研究在南京航空航天大学能源与动力学院的涡轮叶片流动和换热部件试验台上开展.图 1 和图 2 分别为试验系统和试验段结构示意图.



1. 压力表; 2. 浮子流量计; 3. 风洞;
4. 试验段; 5. 稳压腔;
A. 射流通道的射流通道; B. 射流通道的横流通道

图 1 试验系统示意图

Fig. 1 Scheme of experimental system

为了模拟出涡轮叶片内部常规的多排冲击结构中上游冲击产生的横流对下游冲击的影响,在这个部件换热特性试验台中设计了 2 条空气流动通道,如图 1 中所示.其中 A 路气体通道为射流空气通道,空气经过玻璃转子流量计后,通过风洞

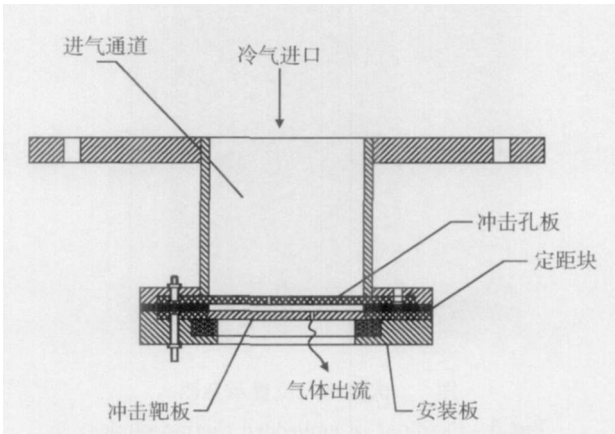


图 2 试验段结构示意图

Fig. 2 Scheme of test section

3 进行整流,进入到射流系统试验件中,从而可以形成冲击射流. B 路气体通道为横流空气通道,空气在经过转子流量计之后,到达一个稳压腔内进行整流和稳压,然后从试验件的侧面进气,来模拟涡轮叶片冷却结构中存在的各种横流.

本文研究的冷却结构是封闭小空间内的冲击/气膜复合方式(单排冲击孔进气,对应单排气膜孔出流,不存在横流),重点是分析内表面的换热特性.因此在试验方案和试验件的设计中,没有考虑横流和气膜出流后外部主燃气的影响,具体的试验段结构如图 2 所示.将试验段两侧的进(出)气通道完全密闭,形成一个封闭的小空间;在这个封闭小空间内,冷却空气从单排冲击孔流出,形成冲击冷却,达到冲击靶板后改变运动方向,通过单排气膜孔直接流向环境大气.

试验中采用热膜法测量冲击靶板上的局部换热系数.冲击靶板的位置和几何参数(气膜孔的大小和位置)保持不变,试验中通过改变冲击板上冲击孔的位置以及冲击孔板和气膜孔板之间定距块的厚度来研究冲击孔和气膜孔相对位置、冲击间距和气膜孔直径之比等参数对封闭小空间内冲击/气膜复合冷却结构局部换热特性的研究.

2 试验工况和参数定义

图 3 为试验中采用的冲击靶板外观照片以及热电偶测点位置图.图 4 为冲击靶板的安装板以及安装后的照片.

在冲击靶板上加工出宽度 0.5 mm,深度为 0.5 mm 的槽道用于埋设铜-康铜热电偶(如图 3

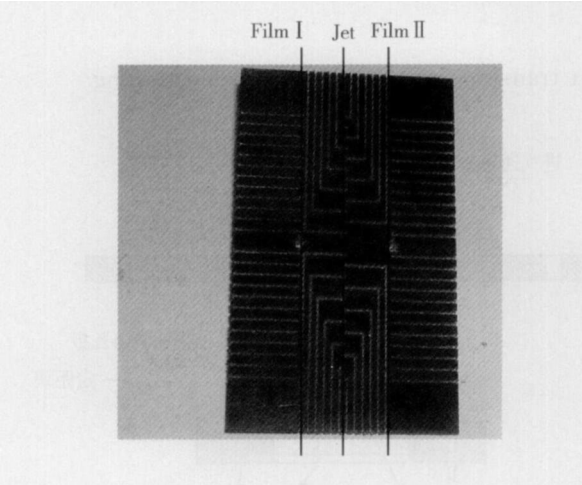


图 3 试验测点位置示意图

Fig. 3 Positions of embedded thermocouples

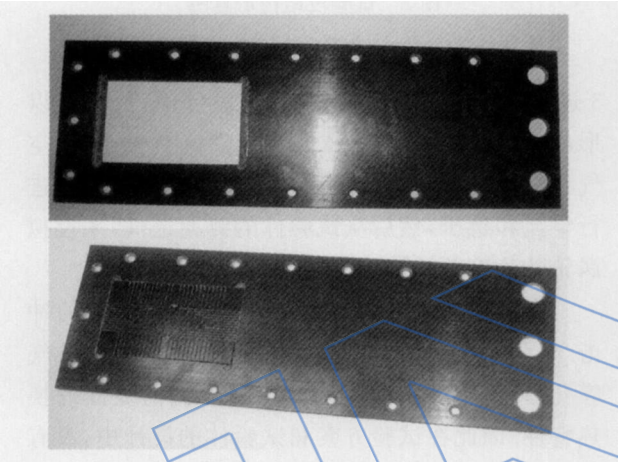


图 4 冲击靶板安装后照片图

Fig. 4 Photos of impinging target plate

所示); 将康铜膜贴在冲击靶板上, 保证热电偶的头部和康铜膜紧密接触; 利用可控硅提供大电流、小电压的加热电流, 将电流通过引电汇流条导至康铜膜, 实现等热流加热边界条件。

为了减小散热损失, 冲击靶板为 12 mm 厚的胶木板, 同时在胶木板的背面粘有相同尺寸的 1 mm 石棉垫(共有两层)。试验中同时在石棉垫的背面埋设 2 个热电偶, 来计算散热损失。通过测量热电偶的读数、环境温度、冲击气流的温度以及康铜膜上的电流和电压, 就可以得到冲击靶面上的局部换热系数 Nu 及其分布规律。 Nu 数具体定义如下:

$$Nu = \frac{(Q - Q_{loss}) \cdot D}{(T_w - T_{ref}) \cdot A \cdot \lambda}$$

其中:

$$Q_{loss} = \frac{T_{w1} - T_{loss}}{\frac{\delta_1}{\lambda_1} + \frac{\delta_2}{\lambda_2}}$$

式中: Q 为电加热功率; Q_{loss} 为散热损失; D 为冲击孔直径; λ 为空气导热系数; T_w 为内表面测量得到的温度; δ_1 为胶木板厚度; T_{ref} 为冷却空气进口温度; δ_2 为石棉垫厚度; T_{loss} 为散热测点的温度; λ_1 为胶木板导热系数; λ_2 为石棉垫导热系数; A 为加热面积; T_{w1} 为散热测点对应的内表面位置温度。

为了充分反映出冲击靶板上不同区域的局部换热特性, 在靶板上选择了沿流动方向的 3 条直线为热电偶测温位置。图 3 中有 2 条直线分别穿过 2 个气膜孔的中心, 称之为 Film I 和 Film II 线, 1 条直线通过 2 个气膜孔之间距离一半的位置, 称为 Jet 线(因为中间一个冲击孔中心投影正好位于其上)。试验中具体的工况参数如下: 冲击间距和冲击孔直径之比(H/D) 为 0.17, 0.33, 0.67, 1.0, 2.0; 冲击孔气膜孔间距和冲击孔直径之比(P/D) 为 0, 1; 冲击 Reynolds Number ($Re = \rho U D / \mu$) 为 10 000, 15 000, 20 000, 25 000, 30 000, 40 000。

3 试验结果和分析

3.1 冲击靶面局部 Nu 数分布规律

在本文的研究中, 重点分析冲击间距和冲击孔直径之比 H/D 、冲击孔和气膜孔相对位置和冲击孔直径之比 P/D 等参数对局部换热效果的影响。由于试验数据较多, 首先任意选择这几个参数的组合, 给出了图 5 和图 6 中所示的 3 条测量线上, 局部 Nu 数分布规律。

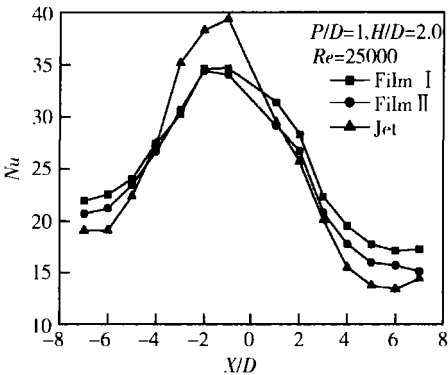


图 5 冲击靶板 Nu 分布图

($P/D = 1, H/D = 2.0$)

Fig. 5 Local Nu on impinging target surface

($P/D = 1, H/D = 2.0$)

从图 5 和图 6 中可以看到, 随着 P/D 的变化, 靶面上局部 Nu 数分布规律发生了明显的变化。如图 6 中 $P/D = 0$ 表示在沿流动方向上冲击孔和气膜孔处于相同的位置, 正好位于靶板中心线上($X/D = 0$), 因此 Nu 数分布也呈现出对称分

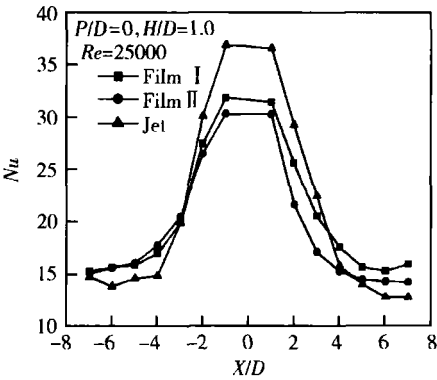


图 6 冲击靶板 Nu 分布图
($P/D=0, H/D=1.0$)

Fig. 6 Local Nu on impinging target surface
($P/D=0, H/D=1.0$)

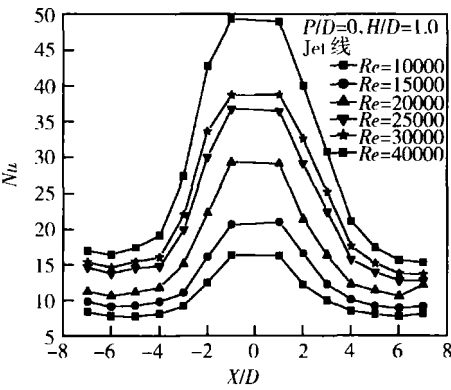


图 8 冲击靶板 Nu 分布图
($P/D=0, H/D=1.0$)

Fig. 8 Local Nu on impinging target surface
($P/D=0, H/D=1.0$)

布. 试验中当更换冲击孔板, 改变冲击孔位置后, 靶板上 Nu 数分布随之相应改变. 如 $P/D=1$ 时, 由于冲击孔位于气膜孔上游 $1D$ 位置(即 $X/D=-1$), 在冲击射流的影响下, 3 条测量线上 Nu 数均在 $X/D=-1$ 附近达到最大值.

由图 3 可知气膜孔在靶板上呈对称分布, 因此图 5 和图 6 中均显示出穿过 2 个气膜孔中心的 Film I 和 Film II 线上 Nu 数基本上是相同的, 而 Jet 线上 Nu 数分布规律明显同 Film I 和 Film II 不同. 故在下文的分析中, 仅仅选取了 Film II 和 Film I 中任意一条线上 Nu 数和 Jet 线上 Nu 数进行比较.

3.2 冲击 Re 数的影响规律

图 7 和图 8 为 $P/D=0$, 即冲击孔和气膜孔处于靶板的中心线上($X/D=0$) 工况, 不同 H/D 条件下冲击靶板上 Jet 线上 Nu 数分布图.

图 9 和图 10 为 $P/D=1$, 冲击靶面上 Film 线上 Nu 数随冲击 Re 数的变化规律.

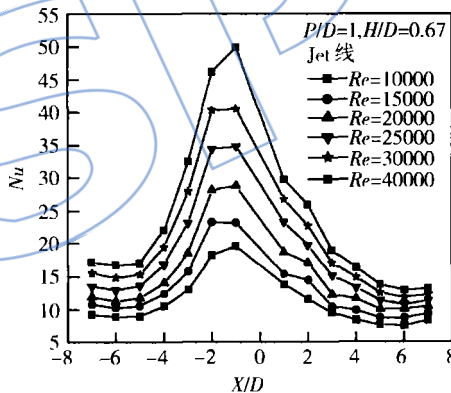


图 9 冲击靶板 Nu 分布图
($P/D=1, H/D=0.67$)

Fig. 9 Local Nu on impinging target surface
($P/D=1, H/D=0.67$)

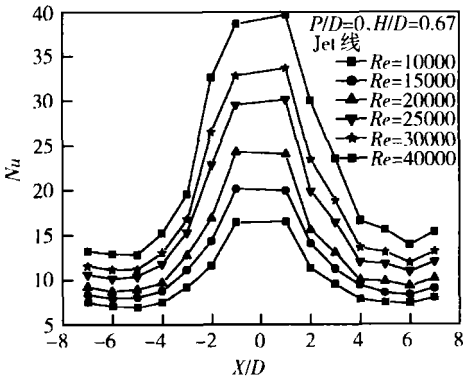


图 7 冲击靶板 Nu 分布图
($P/D=0, H/D=0.67$)

Fig. 7 Local Nu on impinging target surface
($P/D=0, H/D=0.67$)

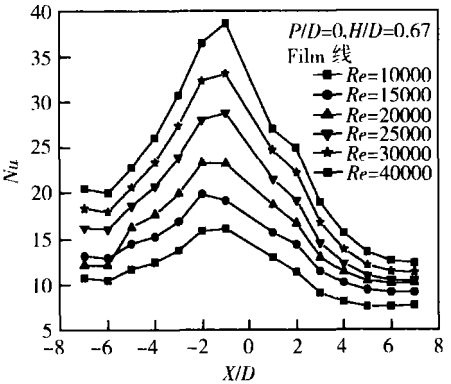


图 10 冲击靶板 Nu 分布图
($P/D=1, H/D=0.67$)

Fig. 10 Local Nu on impinging target surface
($P/D=1, H/D=0.67$)

试验中,冷却空气通过冲击孔后形成冲击射流,当冲击射流达到冲击靶面上,高速射流迅速降低为速度为零,并且在壁面上滞止下来,导致该区域内存在着强烈的动量交换,其局部换热的强化换热效果非常明显.同时当冷却空气从气膜孔流出时,将在气膜孔附近区域产生溢流效应,也会强化冲击靶面的局部换热效果.因此从图 7 和图 8 中看到在冲击射流和溢流效应的共同作用下,靶板的中心($X/D = 0$,即冲击孔正对位置)附近换热效果最佳.随着冷却空气在靶面上的运动,局部 Nu 数迅速降低,在沿流向 $X/D = \pm 3$ 的范围以外,冲击靶面的局部 Nu 数已经减小了近 50%.

从图 7 和图 8 看到由于 $P/D = 0$,冲击孔和气膜孔均处于靶板的中心线上,因此冲击靶板上的局部 Nu 数呈现出明显的对称性.试验中当冲击 Re 数增加后,冷却空气流量相应变大,可以携带走更多的热量,因此冲击靶面的局部换热效果将随着 Re 数的增加而逐步增强.

图 9 和图 10 给出了 $P/D = 1$ 时,靶面上 Nu 数随冲击 Re 数的变化规律.同图 7 和图 8 相比, $P/D = 1$ 的情况下,局部 Nu 也是随着冲击 Re 的增加而不断变大.只是该工况条件下 Jet 线和 Film 线上 Nu 沿流向的分布规律发生了变化,不再呈现出对称分布.当 $P/D = 1$,即冲击孔位于气膜孔的上游 $1D$ 位置,由于冲击射流的局部强化换热效果使得 Jet 线在 $X/D = -1$ 位置附近换热效果最佳,如图 9 所示.在冲击射流的影响下,气膜孔前的换热被强化,因此从图 10 中看到此时 Film 线上最高的 Nu 数也是出现在 $X/D = -1$ 的位置.综合分析图 7~ 图 10,在不同的 P/D 参数条件下,靶面上局部 Nu 数均随着冲击 Re 的增加在不断变大.只是冲击孔和气膜孔之间间距的变化,使得最高 Nu 数出现的位置发生了改变.

3.3 H/D 的影响规律

图 11~ 图 14 分别为冲击 $Re = 10\,000, 30\,000$ 的情况下, H/D 变化对冲击靶面 Jet 线和 Film 线上 Nu 数的影响图.

从图中可以看到靶板上的局部 Nu 数随着 H/D 的变化规律并非单调.如图 11 中所示在 Jet 线上, $H/D = 2.0$ 时换热效果最佳, $H/D = 0.17$ 的换热效果次之, $H/D = 0.33$ 时局部换热效果最差,其它工况条件下 Nu 基本上相同.对于 Film 线,从图 12 中可以清楚的看到,其局部换热效果基本上是随着冲击间距的增加而不断增加.

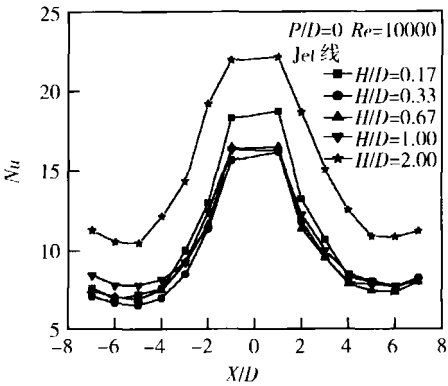


图 11 冲击靶板 Nu 分布图
($P/D = 0, Re = 10\,000$)

Fig. 11 Local Nu on impinging target surface
($P/D = 0, Re = 10\,000$)

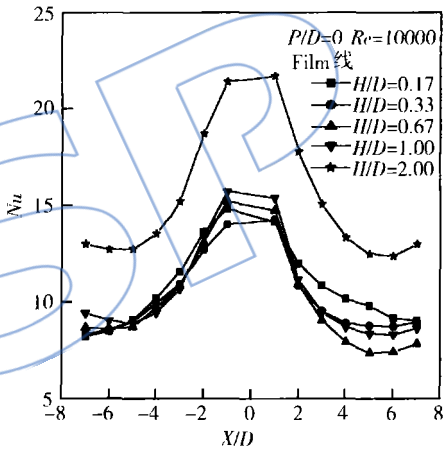


图 12 冲击靶板 Nu 分布图
($P/D = 0, Re = 10\,000$)

Fig. 12 Local Nu on impinging target surface
($P/D = 0, Re = 10\,000$)

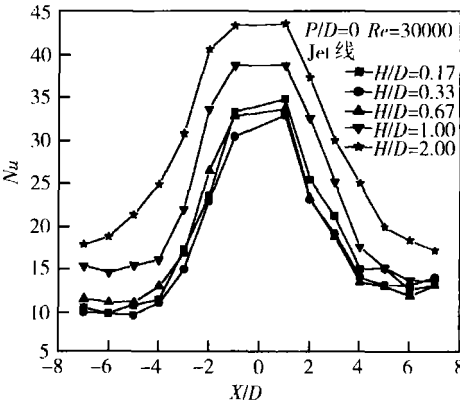


图 13 冲击靶板 Nu 分布图
($P/D = 0, Re = 30\,000$)

Fig. 13 Local Nu on impinging target surface
($P/D = 0, Re = 30\,000$)

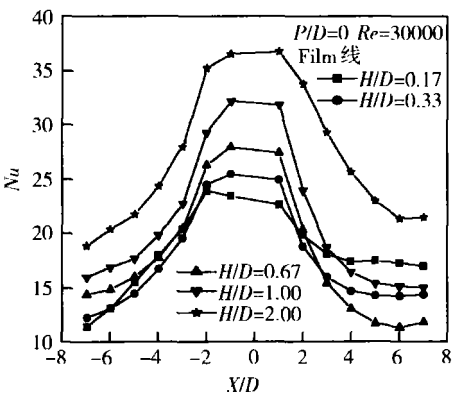


图 14 冲击靶板 Nu 分布图

($P/D = 0, Re = 30000$)

Fig. 14 Local Nu on impinging target surface

($P/D = 0, Re = 30000$)

当冲击 Re 数增加为 30 000 后, 这种规律越发明显. 如图 13 中显示的冲击 $Re = 30000$, $P/D = 0$ 的情况下, Jet 线上 Nu 数在 $H/D = 2$ 达到最大, $H/D = 1.0$ 次之, 而 $H/D = 0.17$ 时局部换热系数和其它工况下已经基本上一致了, $H/D = 0.33$ 时局部换热效果最差. 在高冲击 Re 数条件下, Film 线上 Nu 分布更为清晰地显示出局部 Nu 数随 H/D 增加而不断增强的趋势.

但是国内外的科研工作者们在针对小空间内纯冲击射流的研究中发现, 随着冲击间距减小, 单孔纯冲击射流的局部换热效果逐步增强, 特别是在 $X/D = \pm 3$ 的区域内, 该效应更为明显^[4,5]. 代表性研究结果的如 Lytle D 和 Webb B W^[4] 在针对单孔冲击光滑靶板所开展的试验研究中发现, 冲击间距与冲击孔直径比在 0.25~1.0 之间时, 冲击射流的局部换热效果随着冲击间距的减小而逐步增加.

Lytle D 和 Webb B W^[4] 的试验研究相比, 本文研究最大的区别就是引入了气膜出流的影响. 国内外的科研工作者们在针对气膜溢流效应开展的研究中, 发现在气膜孔附近溢流效应的影响下, 冷却空气的运动方向在气膜孔的两侧和气膜孔中心的上方空间内发生偏转, 流线发生偏转后再进入到气膜孔内部, 有效的强化了气膜孔附近的换热效果^[6]. 同时冷却空气从气膜孔流走, 相当于是对冷却通道内的冷却介质进行抽吸. 当冲击孔和气膜孔间距较小的情况下, 使得冷却介质尚没有充分参与通道内部冷却, 在压力差的作用下直接通过气膜孔而流走, 此时反而会削弱冲击靶面上的换热效果^[7,8]. 比较 Jet 线上 Nu 数随 H/D 的变化规律, 发

现当 H/D 较小时, 如 $H/D = 0.17$, 还是存在着局部强化换热效果, 靶板局部 Nu 数要高于 $H/D = 0.33, 0.67$ 和 1.0 的情况下 Nu 值. 但 Film 线上, H/D 对 Nu 数影响的规律则完全相反的, H/D 越小, 其换热效果越差, 如图 11 所示.

在小空间内(特别是 $H/D < 1$), 当冲击间距逐步减小后, 冷却空气在气膜孔附近的偏转被逐步限制, 对该区域内的强化换热效果相应的逐渐减弱. 因此在气膜孔溢流效应和抽吸作用的共同作用下, 当 $P/D = 0$ 时, 冲击间距减小时, 虽然冲击射流的局部换热效果存在一定程度的增加, 使得图 11 中表现出 $H/D = 0.17$ 时 Jet 线上 Nu 数存在一定程度的提升, 但是最佳的换热效果还是在 $H/D = 2.0$ 的条件下获得. 而在 Film 线上冲击射流的影响较小, 气膜孔附近的溢流效应和抽吸作用占据主导地位, 其局部 Nu 数随着 H/D 的增加而逐步变大, 如图 12 和图 14 所示.

图 15~图 18 为 $P/D = 1$, Re 分别为 10 000, 30 000 情况下, H/D 对靶面局部 Nu 数的影响.

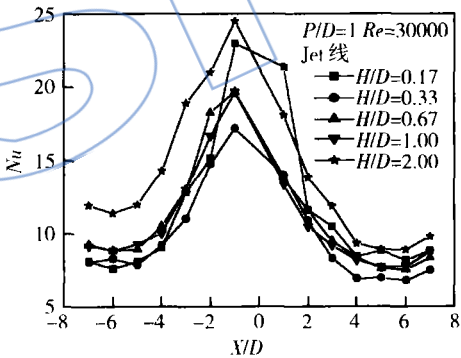


图 15 冲击靶板 Nu 分布图($P/D = 1, Re = 10000$)

Fig. 15 Local Nu on impinging target surface

($P/D = 1, Re = 10000$)

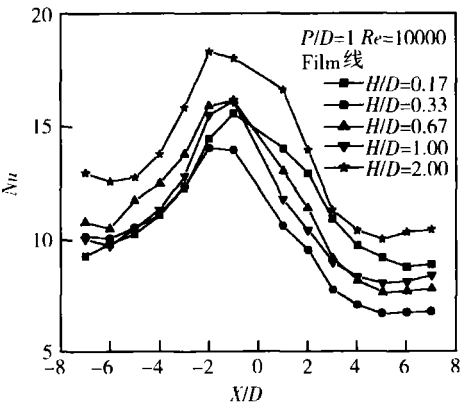


图 16 冲击靶板 Nu 分布图($P/D = 1, Re = 10000$)

Fig. 16 Local Nu on impinging target surface

($P/D = 1, Re = 10000$)

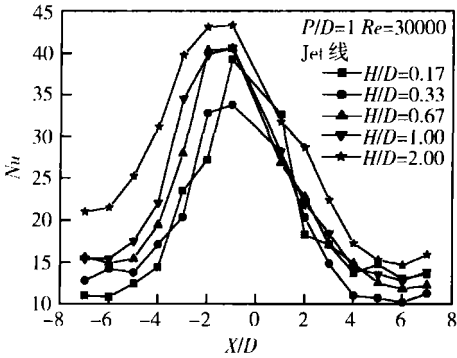


图 17 冲击靶板 Nu 分布图
($P/D = 1, Re = 30000$)

Fig. 17 Local Nu on impinging target surface
($P/D = 1, Re = 30000$)

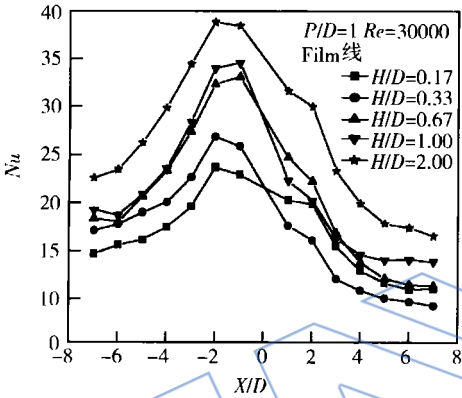


图 18 冲击靶板 Nu 分布图
($P/D = 1, Re = 30000$)

Fig. 18 Local Nu on impinging target surface
($P/D = 1, Re = 30000$)

由于图中显示的是 $P/D = 1$ 的工况, 冲击孔位于气膜孔上游 $1D$ 的位置, 因此从图中可以看到 Jet 线和 Film 线上最高的 Nu 位置均向气膜孔的上游位置偏移. 比较图 15~ 图 18 和图 11~ 图 14 中显示的规律, 可以看到 Jet 线和 Film 线上 Nu 变化规律和 $P/D = 0$ 时的情况又存在一定的差异. 在 $P/D = 0$ 的情况 Jet 线上 $H/D = 2$ 条件下 Nu 数要明显高于 $H/D = 0.17$ 的情况, 而从图 15 中看到此时 $H/D = 0.17$ 的 Nu 数和 $H/D = 2.0$ 的已经比较接近了. 同时从图 16 中可以发现 Film 线上 Nu 数还是随着 H/D 的减小而降低.

随着冲击 Re 数的增加, 冲击间距变化对冲击冷却局部换热效果的影响降低, 因此从图 17 中看到 $H/D = 0.17$ 时 Jet 线上 Nu 数还是要低于 $H/D = 0.67$ 和 1.0 条件下的 Nu 数. 同时图 18 中显示在冲击 Re 数为 30000 时, Film 线上 Nu 数仍然是随着冲击间距的减小而存在不同程度的

降低.

由前文的分析可知, 当冲击孔和气膜孔在流动方向上处于同一条直线时(即 $P/D = 0$), 气膜孔的溢流效应显著影响了冲击滞止区内的换热特性. 随着冲击孔和气膜孔之间间距的增加($P/D = 1$), 气膜孔附近溢流效应影响逐步减弱, 相对的冲击射流的影响在逐步增强. 同时冲击射流的冷却空气在通道内运动了一定的距离, 参与了一定的换热后才从气膜孔流走, 气膜孔对于冷却通道内冷却介质的抽吸影响降低. 因此从图 15 和图 17 中观察到, 在 $P/D = 1$ 的工况下, 当 H/D 变化时, 小数值的 H/D 情况下得到的 Nu 数和大数值 H/D 条件下的 Nu 数之间差距在初步减小, 冲击射流的换热在小空间被强化的特性开始逐步显示影响. 但是由于此时冲击孔和气膜孔之间的间距仍然较小, 气膜的溢流效应和抽吸影响依然很强, 因此从图 16 和图 18 中看到, Film 线上局部换热系数 Nu 受到溢流效应影响还是比较明显的, 其显示的规律为局部 Nu 数随着冲击间距的增加而不断变大.

4 结 论

本文通过试验研究了封闭小空间内冲击/气膜复合冷却内表面的换热特性, 结果表明:

- (1) 冲击 Re 数、冲击间距和冲击孔直径比 H/D 、冲击孔和气膜孔距离与冲击孔直径比 P/D 均显著影响了复合冷却效果.
- (2) 在本文的试验工况中, 冲击/气膜的局部换热效果均随着冲击 Re 的增加而不断变大.
- (3) 冲击靶板上的局部 Nu 数随着 H/D 的变化规律并非单调, 当冲击 Re 数较小时, 冲击间距 H 减小带来的局部换热效果强化作用比较明显, 而在高冲击 Re 数情况下, 该效应逐步减弱.
- (4) 小空间内(特别是 $H/D < 1$), 当冲击间距逐步减小后, 冷却空气在气膜孔附近的偏转被逐步限制, 对该区域内的强化换热效果相应的逐渐减弱.
- (5) 当冲击孔和气膜孔间距较小($P/D = 0, 1$)的情况下, 使得冷却介质尚没有充分参与通道内部冷却, 在压力差的作用下直接通过气膜孔而流走, 此时气膜孔的存在削弱了冲击靶面上的换热效果.
- (6) 试验研究发现, 冲击孔和气膜孔间距较小的情况下($P/D = 0$), $H/D = 2$ 时换热效果达到最佳, 而当 $P/D = 1$ 时, 在 $X/D = \pm 3$ 范围内, 小

冲击 Re 数条件下 $H/D=0.17$ 和 $H/D=2$ 的换热效果比较接近, 大冲击 Re 数条件下 $H/D=1$ 和 $H/D=2$ 的换热效果比较接近.

参考文献:

[1] 曹玉璋. 传热学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2001.

[2] Ecker E R G, Drake R M. 传热与传质分析[M]. 航青译. 北京: 科学出版社, 1983.

[3] 曹玉璋, 陶智, 徐国强, 等. 航空发动机传热学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.

[4] Lytle D, Webb B W. Air jet impingement heat transfer at low nozzle plate spaces[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1994, 37(12): 1687-1697.

[5] Gardon R, Akfirat J C. The role of turbulence in determining the heat transfer characteristics of impinging jets[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1965, 8(10): 1261-1272.

[6] 陶智, 吴宏, 蔡毅. 气膜出流对叶片各内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, 12(4): 413-415.

[7] Hollworth B R, Dagan L. Arrays of impinging jets with spent fluid removal through vent holes on the target surface[J]. Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Power, 1980, 102(4): 994-999.

[8] Ekkad S V, Huang Y, Han J C. Impingement heat transfer on a target plate with film holes[J]. AIAA Journal of Thermophysics and Heat transfer, 1999, 13(4): 522-528.

