

跨声速叶栅通道中叶片压力面簸箕孔型气膜冷却特性

李 杰¹, 骆剑霞¹, 朱惠人²

(1. 中国航空发动机集团有限公司
商用航空发动机有限责任公司 设计研发中心, 上海 201108;
2. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 在跨声速叶栅通道内, 试验研究了叶片压力面气膜冷却特性, 详细地对比分析了在不同主流进口雷诺数($Re=1.7\times10^5, 3.7\times10^5, 5.7\times10^5$)、出口马赫数($Ma=0.81, 0.91, 1.01$)及多个气膜吹风比($M=0.5\sim3.0$)条件下的压力面簸箕孔型气膜冷却效率。试验结果表明: 主流出口马赫数变化对气膜孔下游冷却效率的分布与具体数值均无影响; 而主流进口雷诺数的影响较大。增大主流进口雷诺数使得气膜分离再贴附对应的吹风比相应增大, $Re=1.7\times10^5$ 时在吹风比 $M=1.0$ 时出现气膜分离与再贴附现象, 而 $Re=3.7\times10^5$ 和 $Re=5.7\times10^5$ 对应的临界吹风比则分别为 2.0 和 2.5; 主流进口雷诺数越大, 小吹风比下近孔区域的冷却效率越高, 而在孔下游区域则相反; 大吹风比下, 则主流进口雷诺数越大冷却效率越小。

关 键 词: 跨声速叶栅; 压力面; 气膜孔; 吹风比; 冷却效率

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Film cooling performance of fan-shaped film hole on blade pressure side in linear transonic cascade

LI Jie¹, LUO Jianxia¹, ZHU Huiren²

(1. Research and Design Center, Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Aero Engine Corporation of China, Shanghai 201108, China;
2. School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Film cooling performance of blade pressure side was tested in a linear transonic cascade. The film cooling effectiveness of the fan-shaped film hole on blade pressure side was measured at different mainstream inlet Reynolds numbers of $1.7\times10^5, 3.7\times10^5, 5.7\times10^5$, different mainstream exit Mach numbers of 0.81, 0.91, 1.01 and different blowing ratios of 0.5—3.0. Results showed that the mainstream exit Mach number had no distinct effect on the film cooling effectiveness at downstream film hole; however, the mainstream inlet Reynolds number had a significant effect on the film cooling effectiveness. The blowing ratio corresponding to distinguish the film's lifting off increased with the added mainstream inlet Reynolds number, the film began to lift off at blowing ratio of 1.0 at mainstream inlet Reynolds number of 1.7×10^5 while these corresponding to mainstream inlet Reynolds number of 3.7×10^5 and 5.7×10^5 were blowing ratios of 2.0 and 2.5. At small blowing ratios,

收稿日期: 2020-01-13
作者简介: 李杰(1979—), 男, 高级工程师, 博士生, 主要从事涡轮叶片的设计。

引用格式: 李杰, 骆剑霞, 朱惠人. 跨声速叶栅通道中叶片压力面簸箕孔型气膜冷却特性[J]. 航空动力学报, 2020, 35(8): 1569-1577. LI Jie, LUO Jianxia, ZHU Huiren. Film cooling performance of fan-shaped film hole on blade pressure side in linear transonic cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(8): 1569-1577.

the case with higher mainstream inlet Reynolds number had a lager film cooling effectiveness at the region adjacent to the hole and a lower film cooling effectiveness at downstream area; however, at high blowing ratios, higher mainstream inlet Reynolds number resulted in lower film cooling effectiveness.

Key words: transonic cascade; pressure side; film cooling hole; blowing ratio; film cooling effectiveness

目前航空发动机高压涡轮叶片多设计为复合冷却结构形式,包括内部对流冷却与外部气膜冷却。外部气膜冷却是在叶片外表面布置气膜孔使得气膜孔射流在叶片表面形成一层冷气膜,有效地隔开高温燃气与叶片表面,以保护叶片表面。针对圆柱型气膜孔,前人进行了大量的基础研究^[1-3],详细描述了气膜孔射流结构,对比分析了气膜孔角度、吹风比等对气膜冷却效率的影响。如何有效地设计气膜孔布局以获得更好的气膜覆盖冷却效果,一直是涡轮叶片冷却结构设计研究的一个重要分支。文献[4]首次提出异形孔型气膜孔,文中作者明确其研究表明扇形孔的冷却效率要明显高于圆柱孔。此后许多研究工作围绕异形孔型展开^[5-8]。但是上述大多数研究都是在平板上进行分析。对于真实叶片,由于叶栅通道内流动极为复杂^[9],与平板流动有较大区别。在叶栅通道中,叶型表面的压力沿着主流的流动方向发生显著变化,形成顺压力梯度(沿着流动方向压力降低)和逆压力梯度(沿着流动方向压力升高)流动,文献[10]试验模拟了顺压力梯度、零压力梯度、逆压力梯度下圆柱孔的气膜冷却效率以分析压力梯度的影响。试验结果表明:顺压力梯度和零压力梯度下的冷却效率差别不大,而逆压力梯度下的冷却效率在气膜孔附近较高。动量比越

大,逆压力梯度的高冷却效率区越大。文献[11]和文献[12]分别研究凹面和凸面上单排气膜射流的气膜冷却特性,试验结果表明壁面曲率对气膜冷却效率的影响显著。因此很有必要在真实叶栅通道内对气膜进行研究分析。文献[13-14]数值模拟分析了压力面的气膜冷却特性。文献[15-16]则对压力面气膜冷却效率特性进行了试验研究,由于受试验设备限制,现有大量叶栅通道内气膜冷却研究多是在低主流进口雷诺数或低出口马赫数条件下进行,未能模拟真实发动机工况。本文在短周期瞬态跨声速叶栅风洞中,开展了带簸箕孔型的涡轮导叶模型的叶身气膜冷却效率试验,试验工况接近真实发动机工况,试验获得了压力面簸箕孔型在多个主流进口雷诺数、出口马赫数及吹风比条件下的气膜冷却效率。

1 试验研究方法

1.1 试验系统与试验件

图 1 给出了试验系统图,试验风洞是西北工业大学的短周期瞬态跨声速叶栅风洞。高压气罐提供的主流气体通过大开角扩散段和稳压舱进入主流试验段(保证主流的均匀性)。试验叶栅下游装有手动蝶阀和引射器,与上游的电动调压阀、手动节流阀同时调节,从而实现既定的主流进口雷

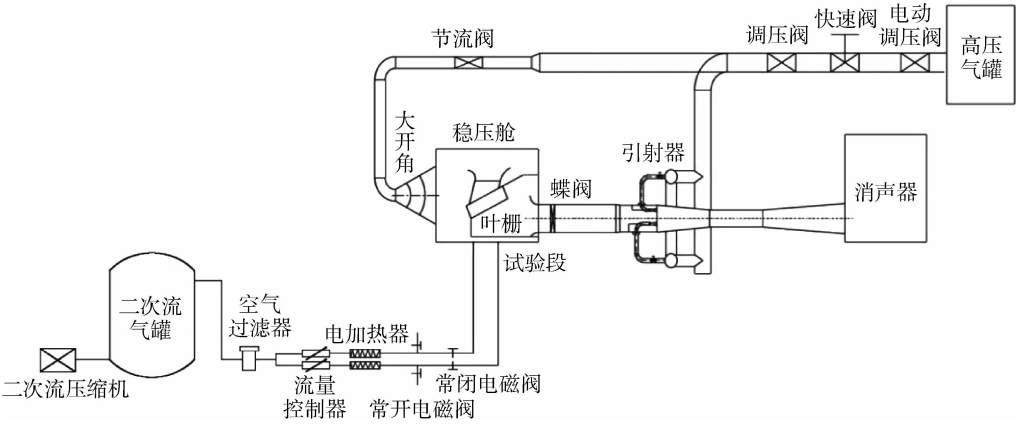


图 1 试验系统示意图
Fig. 1 Schematic of test system

诺数和出口马赫数。

试验中,主流不加热,二次流加热,从而形成气膜试验所需的温差。

二次流系统由空气压缩机提供,通过空气过滤器、流量控制器、电加热器、电磁阀以及连接管路等流入叶片。二次流被电加热器加热,但是电加热器的热惯性比较大,要获得温度稳定的二次流需要较长时间,当二次流温度未稳定时需要将其排入大气,试验过程中二次流的切换由一对常开/常闭电磁阀来实现。

试验叶栅包含 5 个导叶,如图 2 所示。中间为试验叶片,两侧各两片陪衬叶片。试验叶片是对中截面的二维叶型沿高度方向进行拉伸后的直叶片,试验研究的是叶片中截面气膜的流动和换

热特性,试验测量均是在叶片中截面进行。试验段进口宽为 437.5 mm,高为 120 mm。本文研究仅针对导叶叶身压力面的一排簸箕孔型气膜孔,具体的气膜孔位置为图 3 中孔 8 位置处。图 4 给出了试验叶片照片。本文研究的叶身气膜孔为簸箕孔型,图 5 给出了具体的气膜孔结构示意图。具体的尺寸如表 1 所示。

冷却效率试验叶片由低导热系数的树脂材料 PEEK 制成,试验中通过热电偶测量气膜孔下游叶片温度,如图 3 所示,在试验气膜孔下游共布置有 16 个 K 型热电偶测点。

静压试验中采用两个叶片模型分别测量压力面和吸力面的静压分布。整体叶片表面的静压测孔位置及编号如图 6 所示。

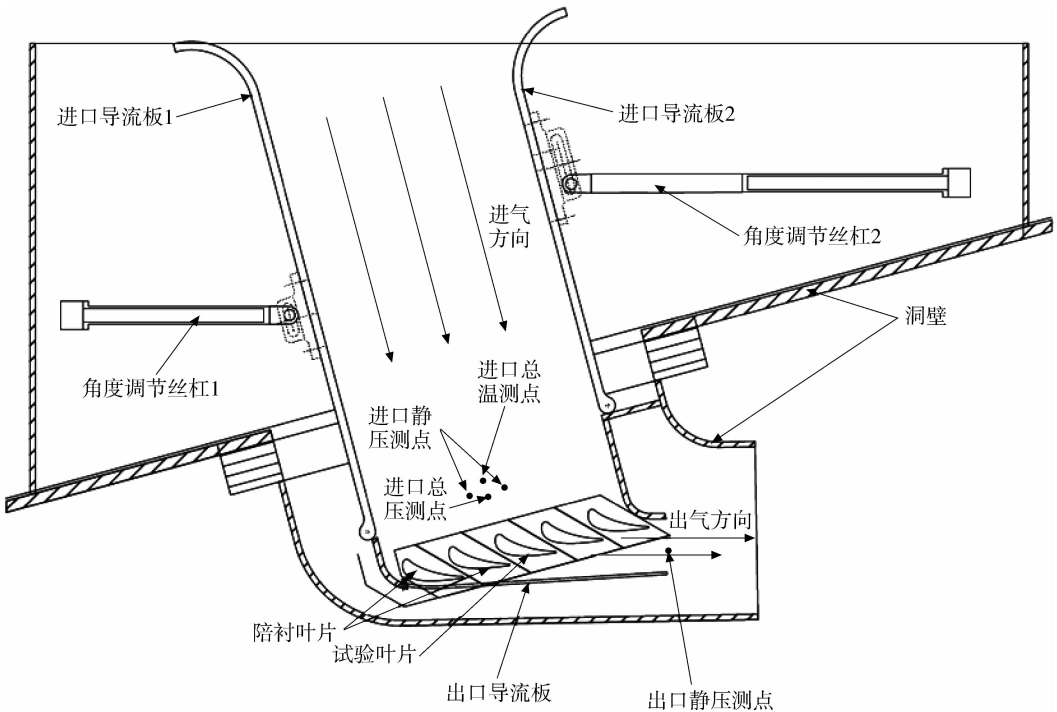


图 2 试验叶栅通道结构示意图

Fig. 2 Test cascade channel structure

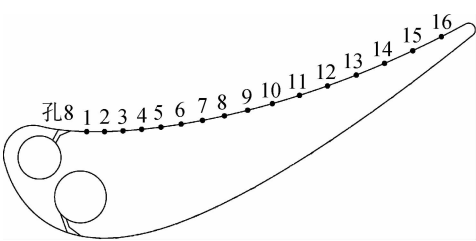


图 3 气膜孔及下游热电偶测量位置示意图

Fig. 3 Locations of the film cooling hole and downstream thermocouples

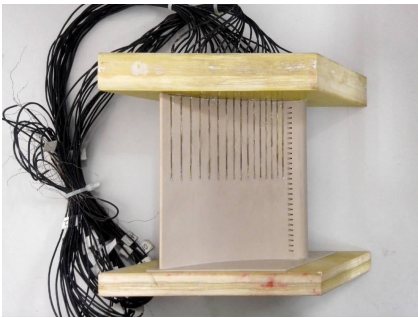


图 4 试验叶片照片

Fig. 4 Photo of test blade

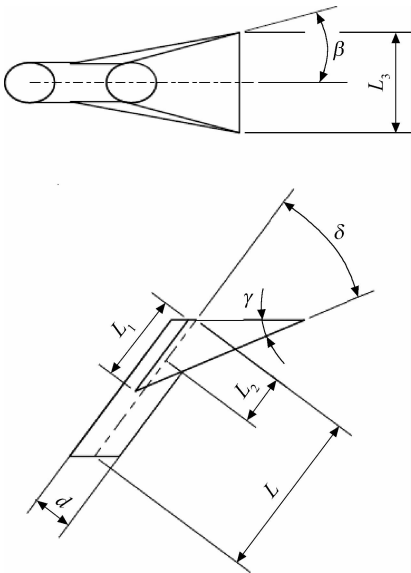


图 5 簸箕孔型结构示意图

Fig. 5 Configuration of fan-shaped film hole

表 1 簸箕孔结构尺寸

Table 1 Dimensions of fan-shaped film hole

参数	数值
簸箕孔圆柱段直径 d/mm	0.95
孔长度 L/mm	3.0
扩张段 1 长度 L_1/mm	1.9
扩张段 2 长度 L_2/mm	1.2
孔出口最大长度 L_3/d	2.3
孔间距 P/d	4
出口扩张角 $\beta/(\text{^\circ})$	15
出口后倾角 $\delta/(\text{^\circ})$	37.6
出口扩张面与叶片表面夹角 $\gamma/(\text{^\circ})$	30.1

1.2 试验工况

试验中分别研究了主流进口雷诺数 Re 、出口马赫数 Ma 对气膜冷却特性的影响。在各主流进口雷诺数 Re 和出口马赫数 Ma 工况下分别测量了多个气膜孔吹风比 M ，各试验参数范围见表 2。各试验参数计算公式如下：

主流进口雷诺数

$$Re = \rho_g u_g C / \mu_g \tag{1}$$

主流出口马赫数

$$Ma = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{p_g^*}{p_2} \right)^{(\kappa-1)/\kappa} - 1 \right]} = \sqrt{5 \left[\left(\frac{p_g^*}{p_2} \right)^{2/7} - 1 \right]} \tag{2}$$

吹风比

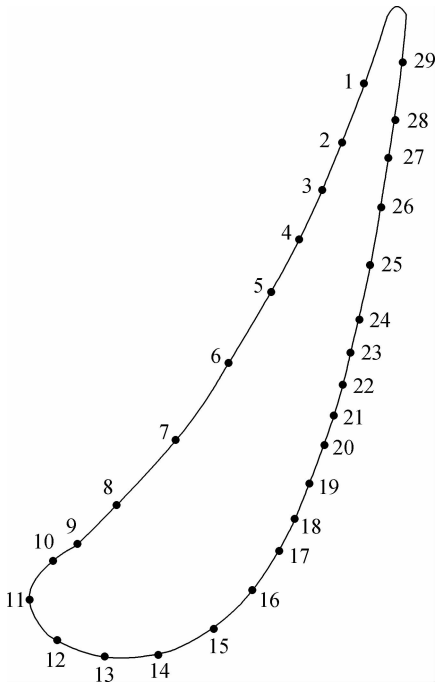


图 6 叶身静压测点示意图

Fig. 6 Locations of static pressure measurement positions

$$M = \rho_c u_c / \rho_g u_g \tag{3}$$

式中 ρ_g 为叶栅入口气流密度， u_g 为主流速度， μ_g 为主流动力黏度， C 为特征尺寸取叶栅弦长， p_g^* 表为叶栅进口总压， p_2 表为叶栅出口静压， κ 为等熵指数， u_c 为单个气膜孔内二次流速度， ρ_c 为二次流密度。

表 2 试验参数变化范围(孔 8)

Table 2 Range of test parameters (hole No. 8)

$Re/10^5$	Ma	M
	0.81	0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0
3.7	0.91	0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0
	1.01	0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0
1.7	0.91	0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0
5.7	0.91	0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0

1.3 试验数据处理及误差分析

试验采集得到叶身静压数据后，根据下式处理为无量纲压力系数。表面压力系数定义如下：

$$C_p = \frac{p - p_g^*}{\rho_g u_g^2 / 2} = \frac{p - p_g^*}{p_g^* - p_0} \tag{4}$$

式中 p 是叶片表面当地静压， p_0 为叶栅进口静压。

冷却效率试验时间很短，认为叶片表面的热传导满足一维半无限大条件，采用瞬态测试方法^[17]，从而获得叶片的气膜冷却效率。气膜冷却

效率定义如下：

$$\eta = (T_{gr} - T_{aw}) / (T_{gr} - T_c) \tag{5}$$

式中 T_{gr} 是叶栅通道主流恢复温度, T_{aw} 为绝热壁温, T_c 为气膜孔二次流温度。

本试验过程中,各测点压力的平均误差小于 1%,通过误差传递分析^[18]可以计算得到,叶片表面压力系数的平均误差为 5.5%。试验中 K 型热电偶在测试温度范围内测量误差为 $\pm 1.5\text{ K}$, $\Delta T_g = \Delta T_c = \Delta T_{aw} = \pm 1.5\text{ K}$ 。通过误差传递分析^[18]与线性回归算法^[19]可以计算得到,气膜冷却效率平均相对误差约为 8%。需要说明的是不同位置的气膜冷却效率值不同,相应的相对误差也略有不同,另外,由于曲率的影响及孔内换热的影响,在气膜孔出口附近的气膜冷却效率不确定性较大。

2 结果与分析

2.1 跨声速叶栅通道中叶片表面压力系数分布

图 7 给出了试验叶片中截面的表面压力系数分布,试验工况为 $Re = 3.7 \times 10^5$ 、 $Ma = 0.91$ 。图中横坐标 S 表示相对弧长,定义是叶片表面某一位置距驻点的弧面距离与其所在侧的总弧面长度的比值, $S = 0$ 代表前缘驻点位置,压力面为左侧 $-1 < S < 0$ 区域,吸力面为右侧 $0 < S < 1$ 区域。

从图 7 中可以看到,在叶片压力面,从前缘到尾缘压力逐渐下降,此为顺压力梯度。图中所标出的气膜孔排 8 位于 $S = -0.1$ 处,该孔射流向下游流动过程中完全处于顺压力梯度下。

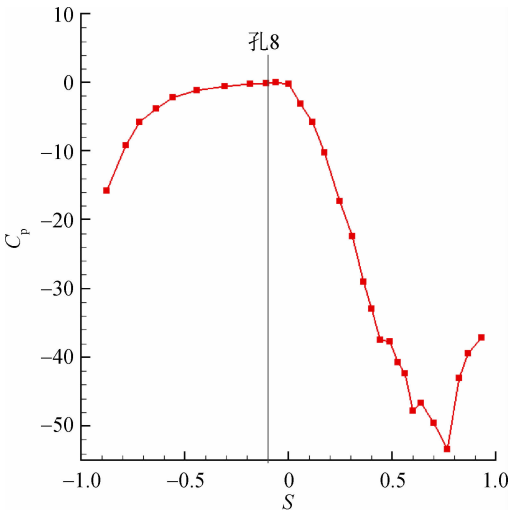


图 7 叶片中截面表面压力系数分布
($Re = 3.7 \times 10^5$, $Ma = 0.91$)

Fig. 7 Distribution of the pressure coefficient along the blade middle surface ($Re = 3.7 \times 10^5$, $Ma = 0.91$)

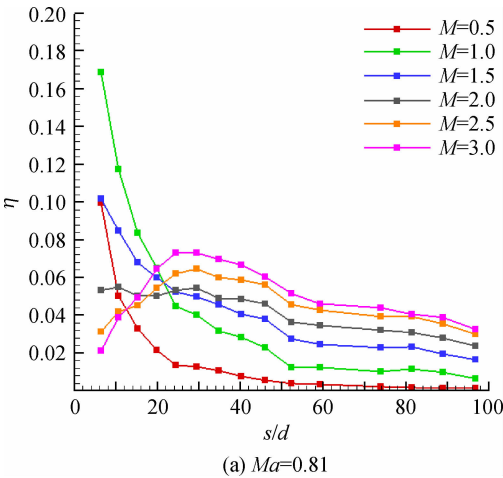
2.2 主流出口马赫数对气膜冷却效率的影响

不同主流出口马赫数条件下气膜孔下游冷却效率分布曲线如图 8 所示,图 8(a)、图 8(b)、图 8(c)的试验工况为主流进口雷诺数 $Re = 3.7 \times 10^5$,出口马赫数 $Ma = 0.81, 0.91, 1.01$ 。每张图片中显示了气膜吹风比为 0.5、1.0、1.5、2.0、2.5、3.0 对应的冷却效率试验结果。图中横坐标 s/d 表示气膜孔下游具体位置到前缘驻点的弧面距离(s)与气膜孔直径(d)之比。

从图 8(b)中可以看到,气膜孔后的气膜冷却效率随吹风比的变化规律可分为两个部分,即 $M < 1.0$ 和 $M > 1.0$ 两个范围。吹风比从 0.5 增大到 1.0 时,吹风比为 1.0 条件下气膜孔后的冷却效率在各位置均高于吹风比为 0.5 条件。而当 $M > 1.0$ 时,吹风比对冷却效率的影响规律大致可以以 $s/d = 25$ 为界分为两个区域。当吹风比从 1.0 增大到 3.0 时,在 $s/d = 25$ 上游区域内气膜冷却效率逐渐降低,而在 $s/d = 25$ 下游区域内冷却效率又逐渐上升,这是气膜出流后射离壁面和再贴附造成的。气膜的分离与在贴附可从 $M = 2.0 \sim 3.0$ 工况下的冷却效率曲线明显看出,当冷气从气膜孔流出后脱离壁面,气膜孔出口附近的冷却效率很低,而向下游发展过程中,二次流贴附壁面,冷却效率逐渐回升, $s/d = 30$ 处达到峰值,后逐渐回落。

从图 8(a)与图 8(c)中可以看出,主流出口马赫数 Ma 为 0.81 和 1.01 工况下,不同吹风比下冷却效率曲线分布规律与图 8(b)一致。由此表明主流出口马赫数变化不会改变冷却效率分布随吹风比的变化规律。

为了更清晰地分析主流出口马赫数的影响,图 9 给出了在相同吹风比下不同主流出口马赫



(a) $Ma = 0.81$

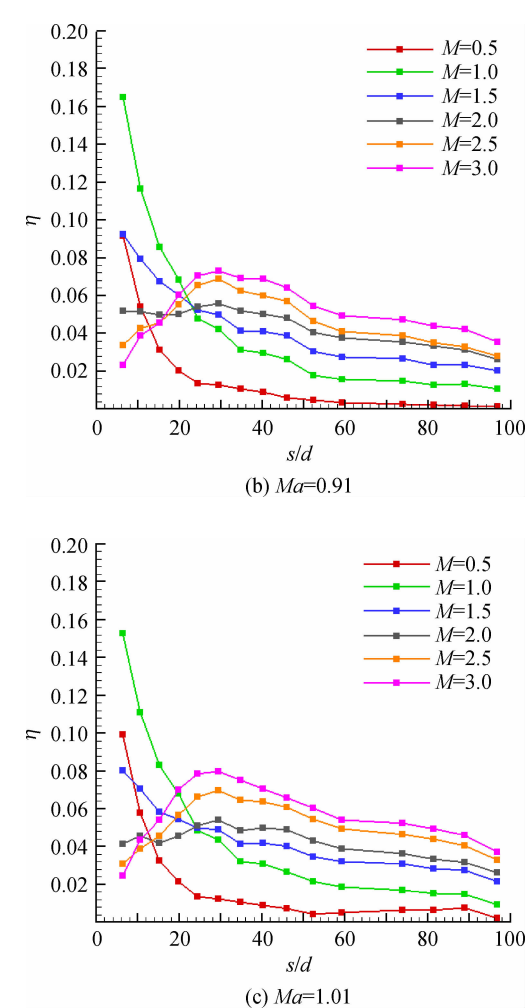


图 8 不同主流出口马赫数工况下的气膜冷却效率分布曲线($Re=3.7\times10^5$)

Fig. 8 Distribution of film cooling effectiveness at different mainstream exit Mach numbers ($Re=3.7\times10^5$)

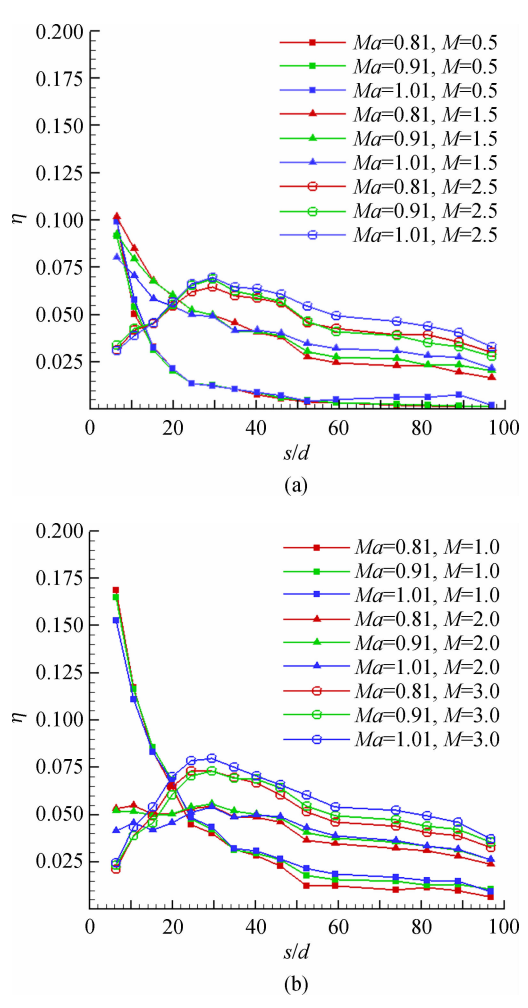


图 9 不同试验工况下出口马赫数对气膜冷却效率的影响($Re=3.7\times10^5$)

Fig. 9 Effect of Mach number on film cooling effectiveness at different experimental cases ($Re=3.7\times10^5$)

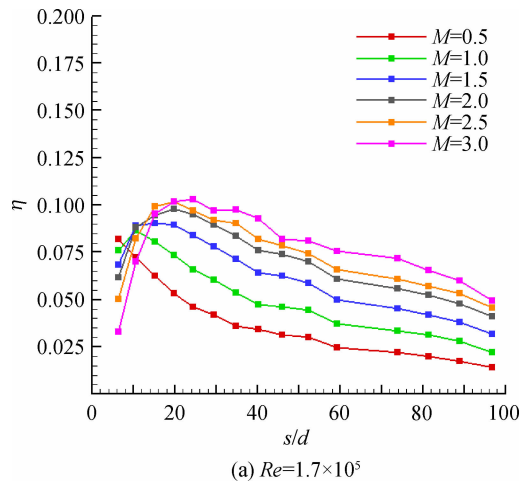
数对应的气膜冷却效率分布曲线。从图中可以看出,进口雷诺数和吹风比一定,改变主流出口马赫数,冷却效率分布规律完全一致,即主流出口马赫数对气膜孔下游冷却效率流向分布无影响。从量值上来看,相同吹风比条件下主流出口马赫数不同得到的冷却效率曲线有微小差别,但是综合考虑试验误差,该微小差别可以忽略不计,因而可以认为主流出口马赫数对气膜冷却效率无影响。

2.3 主流进口雷诺数对气膜冷却效率的影响

图 10 给出了试验工况为主流进口雷诺数 $Re=1.7\times10^5$, 5.7×10^5 , 出口马赫数 $Ma=0.91$, 气膜吹风比为 0.5、1.0、1.5、2.0、2.5、3.0 对应的气膜孔下游冷却效率分布。图 8(b) 为 $Re=3.7\times10^5$ 工况。将 8(b) 与图 10(a)、图

10(b) 结合分析,可以得到主流进口雷诺数对气膜冷却效率的影响规律。

以图 8(b) 为参考工况,当主流进口雷诺数减小时(图 10(a)),在小吹风比下($M=0.5$),气膜



(a) $Re=1.7\times10^5$

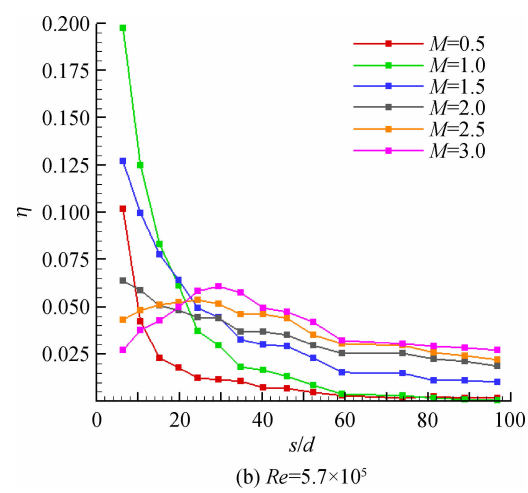


图 10 不同主流进口雷诺数工况下气膜冷却效率分布
($Ma = 0.91$)

Fig. 10 Distribution of film cooling effectiveness at different mainstream inlet Reynolds numbers
($Ma = 0.91$)

孔下游冷却效率随流向增大逐渐减小;增大吹风比($M > 0.5$),气膜孔下游冷却效率均出现先增大后减小的趋势,说明均有气膜脱离壁面后贴附的现象出现。在气膜孔下游 $s/d < 10$ 范围内,由于气膜孔射流脱离壁面,随着吹风比的增大冷却效率逐渐降低;在气膜孔下游 $s/d > 20$ 范围内,由于气膜已经再贴附至壁面,随着吹风比的增大,冷却效率逐渐增大。

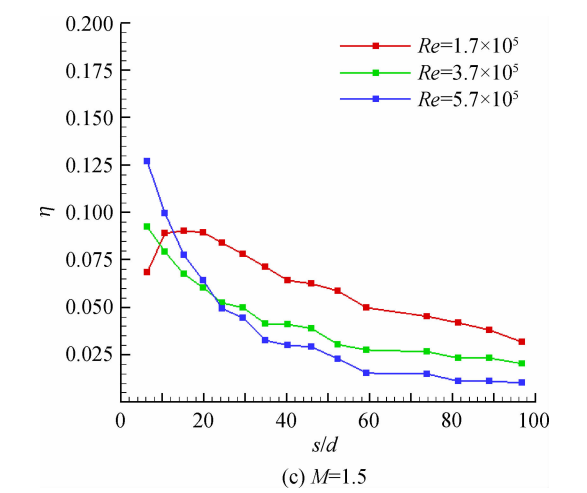
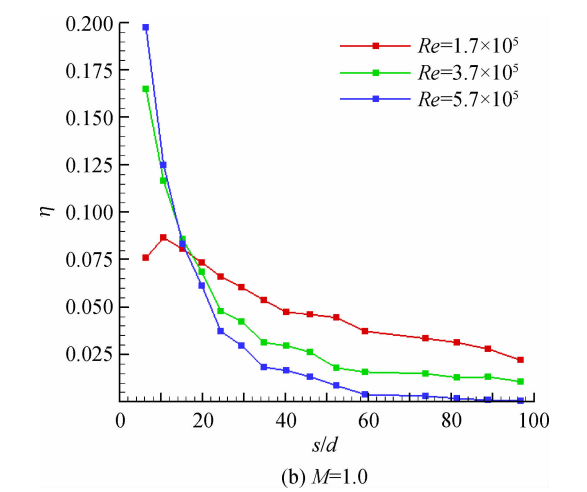
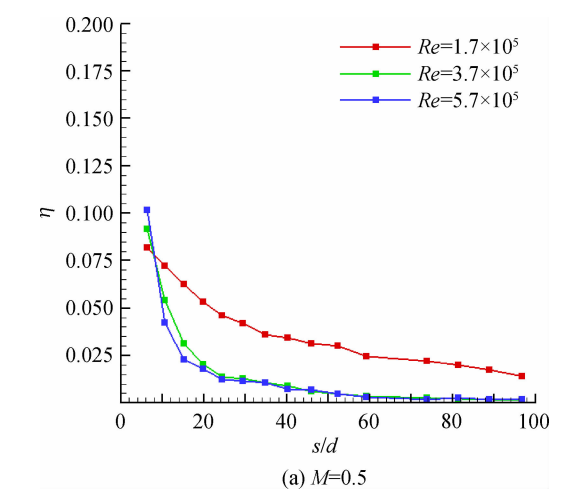
以图 8(b)为参考工况,当主流进口雷诺数增大时(图 10(b)),冷却效率分布随吹风比的变化规律与图 8(b)基本一致。按吹风比分为两个范围: $M < 1.0$ 时,冷却效率随着吹风比的增加而单调增加; $M > 1.0$ 时,在 $s/d < 25$ 区域冷却效率随着吹风比增大再降低,而在 $s/d > 25$ 区域,冷却效率随着吹风比增大而在上升。

上文分析了在不同主流进口雷诺数下吹风比对冷却效率分布的不同影响。图 11 则详细了给出了各吹风比一定时,主流进口雷诺数这一单一因素对冷却效率的影响。

图 11 则详细了给出了各吹风比一定时,主流进口雷诺数这一单一因素对冷却效率的影响。

$M = 0.5$ 时,不同主流进口雷诺数条件下气膜孔冷却效率曲线均随沿着流向逐渐降低,在近气膜孔区域,主流进口雷诺数增大冷却效率增加,但是在孔下游,主流进口雷诺数增大冷却效率降低。 $M = 1.0, 1.5$ 时,在小主流进口雷诺数条件下冷却效率曲线首先出现先增大后降低的趋势(说明气膜出现分离与再附着),而其他两个主流

进口雷诺数下,冷却效率曲线仍表现为沿流向逐渐降低,同时,在近气膜孔区域,均表现为主流进口雷诺数增大冷却效率增加,在气膜孔下游,主流进口雷诺数增大冷却效率降低,与小吹风比下规律一致。继续增大吹风比,低主流进口雷诺数下冷却效率曲线一直表现为先增大后减低,且其冷却效率均高于其他两个主流进口雷诺数条件;其他两个主流进口雷诺数条件下逐渐出现冷却效率



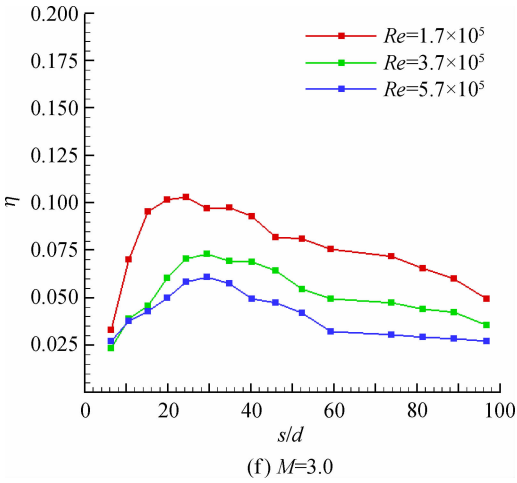
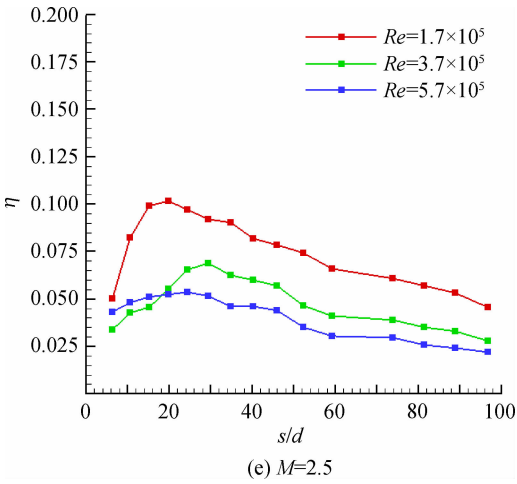
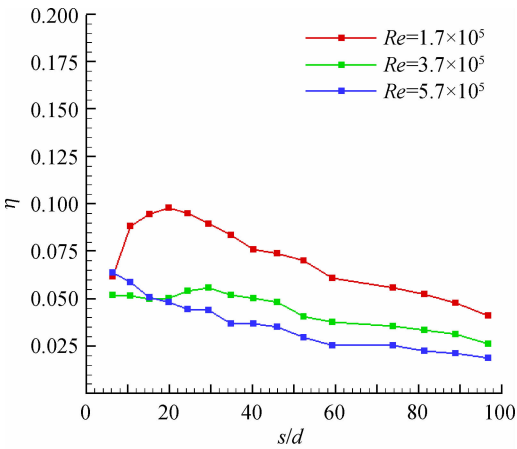


图 11 不同试验工况下主流进口雷诺数对气膜冷却效率的影响 ($Ma=0.91$)

Fig. 11 Effect of Reynolds number on film cooling effectiveness at different experimental cases ($Ma=0.91$)

先上升后下降趋势, $Re=3.7\times10^5$ 条件下在 $M=2.0$ 工况下出现, $Re=5.7\times10^5$ 条件下在 $M=2.5$ 工况下出现。

3 结 论

本文试验研究了跨声速叶栅通道中导叶压力面单排簸箕孔的气膜冷却特性, 试验获得了多个主流进口雷诺数、出口马赫数及吹风比条件下的气膜冷却效率, 试验结果分析可以总结出如下结论:

1) 主流进口雷诺数和吹风比一定, 改变主流出口马赫数对气膜孔下游冷却效率的分布与具体数值均无影响。

2) 增大主流进口雷诺数使得气膜分离再贴附对应的吹风比相应增大, $Re=1.7\times10^5$ 条件下在吹风比 $M=1.0$ 时出现气膜分离与再贴附现象, 而 $Re=3.7\times10^5$ 和 $Re=5.7\times10^5$ 条件下分别对应的吹风比为 2.0 和 2.5。

3) 当气膜孔出口射流未脱离壁面时, 相同吹风比下近孔区域的冷却效率在高主流进口雷诺数下较大, 而在孔下游区域是主流进口雷诺数越低冷却效率越高; 当气膜出现分离与再贴附现象时, 在相同吹风比下均是主流进口雷诺数越小冷却效率越高。

参考文献:

[1] FRIC F T, ROSHKO A. Vortical structure in the wake of a transverse jet[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1994, 279 (10): 1-47.

[2] MCGOVERN K T, LEYLEK J H. A detailed analysis of film cooling physics: Part 2 compound-angle injection with cylindrical holes[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119 (1): 113-121.

[3] SEN B, SCHMIDT D L, BOGARD D G. Film cooling with compound angle holes: heat transfer[J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(4): 807-813.

[4] GOLDSTEIN R J, ECKERT E R G, BURGGRAF F. Effects of hole geometry and density on three-dimensional film cooling[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1974, 17(5): 595-607.

[5] GANZERT W, HILDEBRANDT T, FOTTNER L. Systematic experimental and numerical investigations on the aerothermodynamics of a film cooled turbine cascade with variation of the cooling hole shape: Part 1 experimental approach[R]. ASME Paper 2000-GT-295, 2000.

[6] ADAMI P, MARTELLI F, MONTOMOLI F, et al. Numerical investigation of internal crossflow film cooling [R]. ASME Paper GT-2002-30171, 2002.

[7] WANG Zhan, LIU Jianjun, ZHANG Chao. Impacts of geometric parameters of double-jet film cooling on anti-kidney vortex structure and cooling effectiveness[R]. ASME Paper GT2013-94038, 2013.

[8] 朱惠人,许都纯,刘松龄,气膜孔形状对排孔下游冷却效率的影响[J]. 航空学报,2002,23(1):75-78.
ZHU Huiren,XU Duchun,LIU Songling. Effects of hole shape on film cooling effectiveness[J]. Journal of Aerospace Power,2002,23(1):75-78. (in Chinese)

[9] 骆剑霞,朱惠人,张宗卫. 涡轮导向叶片换热实验与计算[J]. 航空动力学报,2014,29(3):526-531.
LUO Jianxia,ZHU Huiren,ZHANG Zongwei. Heat transfer experiment and computation of a gas turbine vane[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29 (3): 526-531. (in Chinese)

[10] 李广超. 压力梯度和气膜孔布局对气膜冷却特性影响的研究[D]. 西安:西北工业大学,2008.
LI Guangchao. The effects of the mainstream pressure gradient and various hole geometries on film cooling effectiveness[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2008. (in Chinese)

[11] SCHWARZ S G, GOLDSTEIN R J. The two-dimensional behavior of film cooling jets on concave surfaces [R]. ASME Paper 88-GT-161, 1988.

[12] SCHWARZ S G, GOLDSTEIN R J, ECKER E R G. The influence of curvature on film cooling performance [R]. ASME Paper 90-GT-010, 1990.

[13] 李国庆,朱俊强. 涡轮叶片压力面旋转气膜冷却数值模拟[J]. 工程热物理学报,2011,32(5):835-838.
LI Guoqing,ZHU Junqiang. Numerical simulation of film cooling on pressure side of rotating turbine blade[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2011,32(5):835-838. (in Chinese)

[14] 苗强,张发生,戴韧,压力面气膜冷却射流复合角的数值研究[J]. 热力透平,2010,39(3):190-194,220.
MIAO Qiang,ZHANG Fasheng,DAI Ren. Numerical research on pressure side film cooling at different compound angles[J]. Thermal Turbine, 2010, 39 (3): 190-194, 220. (in Chinese)

[15] 韩昌,任静,蒋洪德,透平静叶前缘和压力面气膜冷却实验研究[J]. 清华大学学报(自然科学版),2014,54(6):769-774.
HAN Chang,REN Jing,JIANG Hongde. Experimental investigation of film cooling of the leading edge and pressure side of a turbine vane[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2014, 54 (6): 769-774. (in Chinese)

[16] 张扬,苟金澜,袁新. 压力面复合角孔型对气膜冷却的影响[J]. 工程热物理学报,2013,34(5):826-829.
ZHANG Yang,GOU Jinlan,YUAN Xin. Effects of compound angle on pressure side gill region film cooling[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2013,34(5):826-829. (in Chinese)

[17] LIU Cong,ZHU Huiren,FU Zongyi,et al. The effects of inlet Reynolds number,exit math number of a turbine blade in a linear transonic cascade[R]. ASME Paper GT2015-42888,2015.

[18] MOFFAT R J. Describing the uncertainties in experimental results[J]. Experimental Thermal and Fluid Sciences, 1988,1(1):3-17.

[19] BROWN K H,COLEMAN H W,STEELE W G. Estimating uncertainly intervals for linear regression[R]. AIAA-1995-0896,1995.

(编辑:陈 越)