

主流压力梯度对气膜冷却效率影响的数值研究

王玮琪¹, 单 勇¹, 廖华琳^{1,2}, 谭晓茗¹, 张靖周¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 分别对收缩通道、扩张通道和直通道中亚声速主流条件下的气膜冷却进行数值模拟,对比分析了不同主流压力梯度、次流吹风比条件下的主流和次流流场、温度场特征。研究结果表明:引起气膜冷却效率变化和不同发展趋势的因素可归结为主流边界层厚度、主次流自由剪切混合程度、肾形涡的强度和位置等因素。相对于零压力梯度的主流条件,在吹风比较小($M=0.25$)的情况下,主流的逆压力梯度一方面增厚边界层、增强了气膜射流对主流的穿透,另一方面减小了肾形涡的强度,综合作用的结果是气膜平均冷却效率提高了4.91%。在吹风比较大($M=2$)的情况下,主流的顺压力梯度扼制主流边界层的发展、抑制气膜射流的穿透能力,降低肾形涡涡核的位置,从而提高气膜冷却效率达17.40%。

关 键 词: 气膜冷却; 压力梯度; 加速因子; 吹风比; 冷却效率

中图分类号: V231

文献标志码: A

Numerical research on film cooling effectiveness with different mainstream pressure gradient

WANG Weiqi¹, SHAN Yong¹, LIAO Hualin^{1,2},
TAN Xiaoming¹, ZHANG Jingzhou¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine (Group) Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: Numerical simulations of film cooling under the condition of subsonic mainstream in convergent channel, expanded channel and straight channel were conducted. The flow fields and temperature fields of the mainstream and secondary streams were investigated under different streamwise pressure gradients and different flow blowing ratios. The results showed that the mainstream boundary layer thickness, mixing intensity of shear layer and the counter-rotating vortex pair intensity and distributions were the main factors contributing to the changes of the film cooling effectiveness. Compared with the zero pressure gradient case, adverse pressure gradient increased the boundary layer thickness and strengthened the penetration of the secondary flow for the low blowing ratio ($M=0.25$) cases. Meanwhile, the intensity of the counter-rotating vortex pair was weak. As a result, the averaged film cooling effectiveness increases by 4.91% at the low blowing ratio. For the high blowing

收稿日期: 2015-12-12

基金项目: 国家自然科学基金(51306088); 江苏省自然科学基金(BK20130790); 国家自然科学基金(U1508212)

作者简介: 王玮琪(1991—),男,硕士生,主要从事航空发动机传热传质研究。

引用格式: 王玮琪,单勇,廖华琳,等. 主流压力梯度对气膜冷却效率影响的数值研究[J]. 航空动力学报,2017,32(8):1876-1885.
WANG Weiqi, SHAN Yong, LIAO Hualin, et al. Numerical research on film cooling effectiveness with different mainstream pressure gradient[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8): 1876-1885.

ratio case ($M=2$), favorable pressure gradient restrained the development of mainstream boundary layer and depressed the penetrating ability of the secondary flow. At the same time, the accelerated mainstream made the counter-rotating vortex pair closer to the wall. These caused the film cooling effectiveness increase by 17.40% at the high blowing ratio.

Key words: film cooling; pressure gradient; acceleration parameter; blowing ratio; cooling effectiveness

随着航空发动机性能的提高,发动机内流体现出一个重要特征就是流动的强压力梯度变化。以往的热端部件气膜冷却研究往往是不考虑主流流动过程中压力梯度,尤其是近壁区压力梯度的影响^[1-3]。近些年,国内外学者针对主流通道内存在顺压力梯度和逆压力梯度的气膜射流冷却开展了一些研究工作。Launder 和 York^[4]认为:相对无压力梯度流,主流顺压力梯度削弱了气膜射流的展向扩展,从而降低了冷却效率,而主流逆压力梯度则对冷却效率有微弱的增强作用,这与反映主流流向压力梯度的无因次加速系数 K 相关。Escudier 和 Whltelaw^[5]研究表明:主流逆压力梯度和顺压力梯度相比较,逆压力梯度对气膜冷却的影响相对较小。Hay 等人^[6]的研究结果表明:在主流强顺压力梯度下,表面传热系数大幅降低;而主流逆压力梯度对表面传热系数没有大的影响。Teekaram 等人^[7]对缝槽气膜冷却和小孔气膜冷却分别开展研究,发现主流压力梯度对缝槽气膜冷却只有很小的影响;对于小孔气膜冷却,主流顺压力梯度对大吹风比下的冷却效率有所提高。Maitech 和 Jubran^[8]对双排气膜孔的研究表明,主流顺压力梯度增强了气膜射流的掺混,从而导致气膜冷却效率降低,但他们也指出在高吹风比下,主流逆压力梯度较顺压力梯度具有更大的减弱气膜射流的作用。Yang 等人^[9]通过实验发现:来流的湍流强度和被冷却平板的汇聚角度以及主流顺压力梯度可以显著地增强主流与气膜射流的掺混,这将导致在被冷却平板的倾角不大的情况下气膜冷却效率的提高和热传导的增强。Jessen 等人^[10]利用 PIV (particle image velocimetry) 技术对逆压力梯度主流中的气膜射流场进行了细致的测试,逆压力梯度的存在加剧了边界层厚度的增长和上游混合区的速度脉动,同时气膜射流向主流的穿透深度加大。Konopka 等人^[11]通过大涡模拟方法模拟了主流逆压力梯度条件下的气膜冷却,结果与上述 PIV 的测量结果相符,他们发现主流逆压力梯度对气膜冷却效率的影响很小,同时热边界层变厚。Qin 等人^[12]研

究发现:在低吹风比情况下,气膜冷却效率随流向顺压力梯度增大而提高,而高吹风比情况下,流向压力梯度对气膜冷却效率的影响不大。Lutum 等人^[13-14]研究了主流压力梯度和壁面曲率对气膜冷却的影响,对于平板气膜冷却,中等强度的逆压力梯度和中等强度的顺压力梯度对气膜冷却效率的影响较小,强的顺压力梯度对气膜冷却有相对显著的影响。朱惠人等人^[15]探讨了压力梯度流中的气膜孔流量系数变化规律。彭威等人^[16]对扩张通道和直通道中的超声速气膜冷却进行了数值模拟,分析了主流加速与不加速两种情况下超声速气膜冷却的差异,计算结果表明,在主流加速的情况下,超声速气膜冷却的效果要好于相同进口条件下主流不加速的情况,并且这种差异越到下游越明显。Coletti 等人^[17-18]对存在顺压力梯度主流中的单个气膜射流场进行了研究,指出主流顺压力梯度对于气膜射流具有两个不同的作用:即对气膜射流施加向壁面的挤压作用和增强肾形涡的强度。对于不同的流动和气膜孔结构参数,起主导性的影响作用可能不同,从而导致主流顺压力梯度对气膜冷却效率有不同的影响结果。根据上述的结论,可以看到甚至相反的观点,造成这种现状的原因在于主流存在压力梯度下的气膜冷却内在物体过程和本质复杂。在主流的压力梯度作用下,主次流间的相互作用产生了与零压力梯度下气膜冷却不同的流场结构和复杂流动特征。

本文在亚声速的主流条件下,构造主流顺压力梯度、零压力梯度和逆压力梯度的流动环境,开展不同吹风比下的气膜冷却数值模拟,展示不同压力梯度和吹风比下的流场流动结构、特征截面上的温度、湍流强度、肾形涡分布等特征,分析气膜冷却效率随压力梯度、吹风比的变化规律,以零压力梯度环境为基准揭示压力梯度下的气膜冷却差异性和内在机制。

1 计算方法与验证

1.1 计算物理模型

本文的计算物理模型如图 1(a)所示。主流

(热气)通道入口高度为 300 mm,宽度为 100 mm。主流通道的收缩比分别为 0.5,1 和 1.33,这里收缩比定义为通道出口高度与进口高度之比,从而通道出口高度应为 150 mm,300 mm,400 mm。气膜孔出口距主流通道进口 470 mm, X 为沿主流流动的方向坐标, $X=0$ mm 在气膜孔出口下游处; L 为主流通道的长度,气膜孔直径 $D=10$ mm,与主流通道夹角呈 30° 。在气膜孔出口下游壁上选定 3 个位置(0-0,1-1,2-2)以便后续的冷却特性分析,如图 1(b)所示。

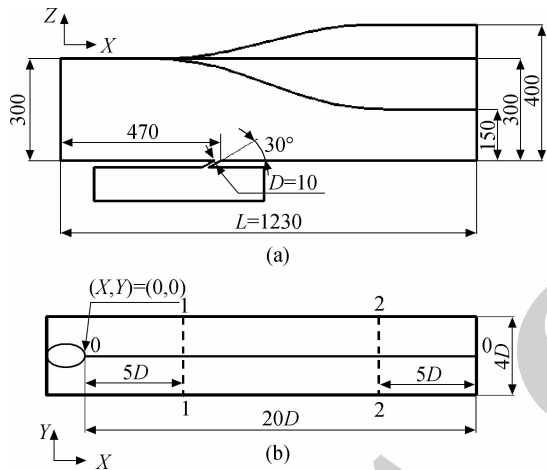


图 1 计算模型(单位:mm)

Fig. 1 Sketch of the computational model (unit:mm)

1.2 计算网格与边界条件

考虑到主流通道面积的变化造成通道内流体的压力、速度和温度梯度变化较大,尤其是在壁面附近,故作相应的附面层网格。具体地,第 1 层网格距离壁面 0.0012 mm,此后沿着壁面法线方向,每层的网格间距以 1.2 的比率增加,共划分 20 层附面层。数值计算表明:按照如此的附面层网格,壁面 $Y^+ < 1$ 。网格独立性实验表明:整个计算域的网格数量达到 300 万时,沿程冷却效率的计算结果将不再随网格数的增加而变化,整体和局部的网格如图 2 所示。

主流通道的两侧采用周期性边界条件,主流(热气)和次流(冷却气体)均采用空气作为流动工质,并设定为流量进口。其中,主流流量为 0.5 kg/s,总温为 2 100 K;次流总温为 500 K,次流流量的大小由吹风比决定。主流通道出口为压力出口,给定压力为 101325 Pa。在保证主次流进口条件相同的条件下,分别比较 3 种不同收缩比通道中的主流压力梯度对气膜冷却特性的影响。

1.3 湍流模型的实验验证

本文采用文献[12]中的平板气膜冷却实验数

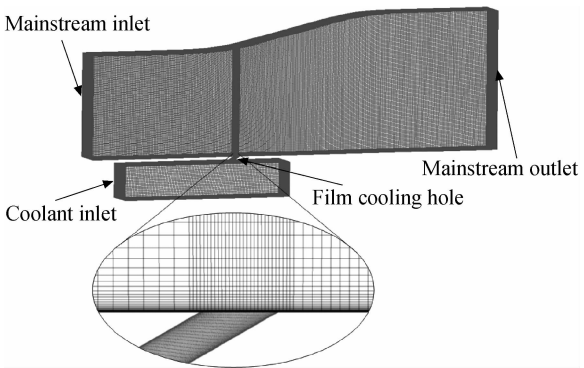


图 2 整体和局部网格示意

Fig. 2 Sketch of overall and detail meshes

据对比了不同湍流模型计算结果,以验证湍流模型。实验中,主次流都采用空气作为工质。其中主流温度为 300 K,次流温度为 200 K。通过选用 FLUENT 软件中的标准 $k-\epsilon$ 湍流模型(标准壁面函数处理)、标准 $k-\epsilon$ 湍流模型(增强壁面处理)、标准的 $k-\omega$ 湍流模型和 SST(shear stress transport) $k-\omega$ 湍流模型,将各自的计算结果与文献[12]中主流扩张通道内气膜冷却效率(η)的实验结果(吹风比 $M=0.5$)相比较,如图 3。相比之下,SST $k-\omega$ 湍流模型的计算结果不仅趋势与实验一致,且计算值更接近实验值,最大计算误差在 9.5% 内。因此,本文后续的计算均采用 SST $k-\omega$ 湍流模型。

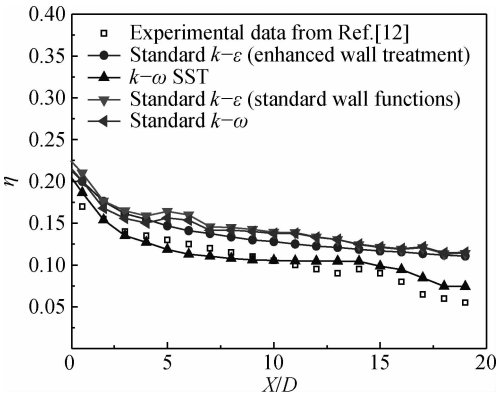


图 3 计算结果与文献[12]中的实验值比较($M=0.5$)

Fig. 3 Comparison between the calculated results and the experimental data from Ref. [12] ($M=0.5$)

2 计算结果与分析

经过数值计算,3 种不同收缩比的主流通道在气膜孔出口处的主流加速因子分别为 $K=-1.30 \times 10^{-6}$, 0, 4.14×10^{-6} , 分别对应逆压力梯度(adverse pressure gradient, APG),零压力梯度(zero pressure gradient, ZPG),顺压力梯度(favorable pressure gradient, FPG)。这里,加速

因子的定义为

$$K = (\nu/u_m^2) \cdot (du_m/dX) \tag{1}$$

式中 ν 为气体的运动黏度, u_m 为主流速度。气膜冷却效率 η 的定义如下

$$\eta = \frac{T_{aw} - T_\infty}{T_c - T_\infty} \tag{2}$$

式中 T_∞ 为主流总温, T_{aw} 为绝热壁面温度, T_c 表示冷却射流总温。图 4 为不同吹风比下 3 种不同收缩比主流通道中的沿程展向平均气膜冷却效率分布。可以发现:在吹风比 $M \leq 1$ 时,主流逆压力梯度使得冷却效率提高,而顺压力梯度使得冷却效率降低; $M=1.5$ 时,冷却效率随压力梯度的变化开始呈相反趋势;当吹风比增大到 2 时,明显看到主流顺压力梯度使得冷却效率显著提高,主流逆压力梯度使得冷却效率降低。

造成不同主流压力梯度下气膜冷却效率的差

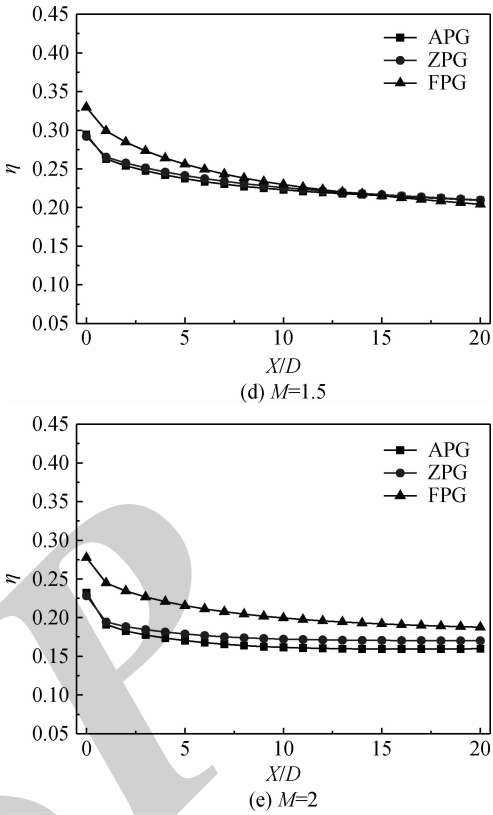
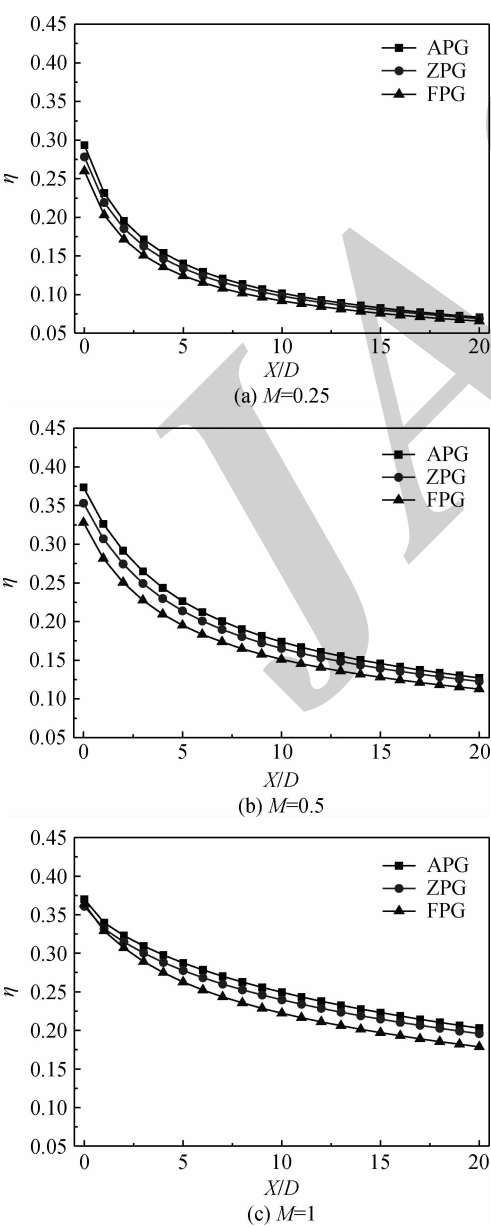


图 4 不同吹风比下的沿程展向平均气膜冷却效率分布
Fig. 4 Lateral averaged film cooling effectiveness distribution with different blowing ratios

异与冷却气流在被冷却壁面上的边界层发展有关,同时也取决于气膜射流与主流相作用下的流场结构。图 5 对比了 3 个不同主流压力梯度下的无冷却气膜通道壁面法线方向上的速度分布。图中 Z 表示垂直于壁面的法向距离, V/V_m 表示局部流体速度 V 与参考速度 V_m (主流入口平均速度)之比。从图中可以发现,亚声速主流经过扩张通道减速而形成的逆压力梯度使得主流的速度边界层增厚,而经过收缩通道减速形成的顺压力梯度使得速度边界层变薄。在有气膜射流的情况下,不同压力梯度下的气膜射流表现出不同流动特征。从图 6 中的流线分布看出,主流逆压力梯度使得速度边界层增厚,相同角度的气膜射流穿透主流的能力增强;主流顺压力梯度使得速度边界层变薄,从而抑制了射流穿透主流的能力。这一点同样可以从图 7 中看出:在相同的吹风比下,气膜孔出口下游 $X/D=3$ 处的边界层速度分布展示了顺压力梯度下的边界层要比逆压力梯度下的薄。此外,对比图 5 和图 7 分析得到:在气膜射流的作用下,气膜射流作用在主流边界层内的低速区,无论压力梯度如何,气膜射流都加速了近壁区域的边界层的发展;且逆压力梯度下发展得更快。

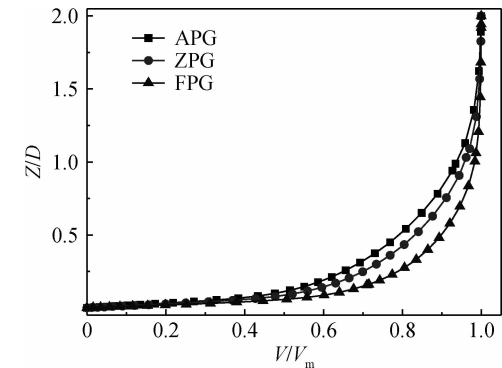


图 5 不同压力梯度下边界层速度分布
Fig. 5 Velocity distribution of boundary layer under different pressure gradients

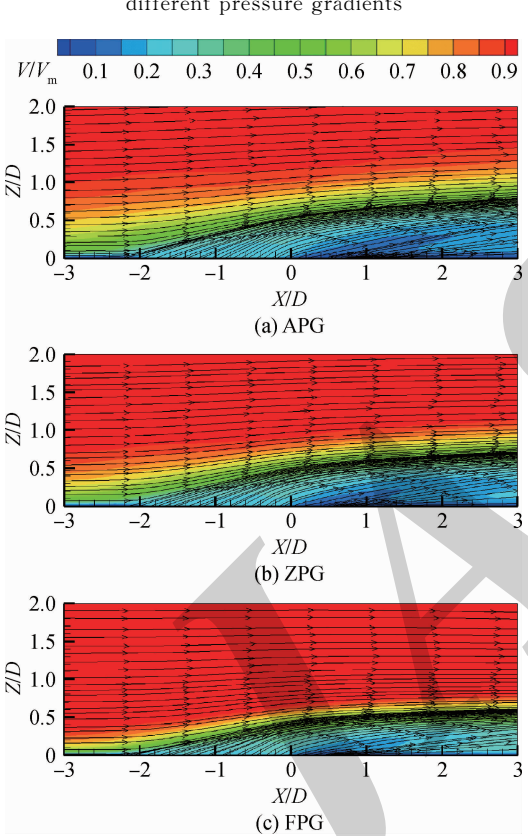


图 6 气膜孔出口速度分布($M=1$)
Fig. 6 Velocity contours downstream of film hole ($M=1$)

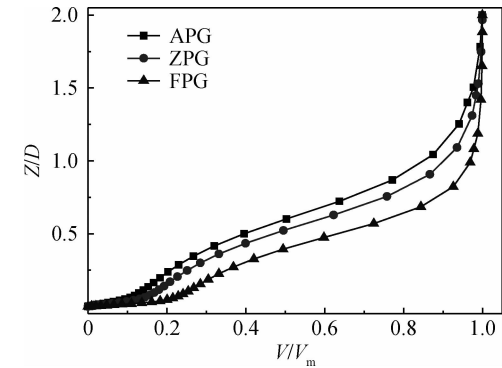


图 7 气膜孔出口速度分布($X/D=3, M=0.25$)
Fig. 7 Velocity distribution downstream of film hole ($X/D=3, M=0.25$)

在较小吹风比的情况下,截取 3 个通道模型中气膜孔下游 $X/D=10$ 处截面观察。图 8 为吹风比 $M=0.5$ 时 $X/D=10$ 处截面温度分布图,图中 Y 向为展向。从图中发现逆压力梯度下冷却气流向上扬且向展向扩散,冷却气流截面面积增大;顺压力梯度下冷却气流向下抑制且展向扩散受到限制,同时冷却气流截面面积减小。图 9 为吹风比 $M=0.5$ 时 $X/D=10$ 处的肾形涡分布。可以看出:逆压力梯度下的肾形涡的涡量最小,且涡核远离壁面;顺压力梯度使得肾形涡涡量增大,且涡核更贴近壁面。肾形涡是影响气膜冷却效率

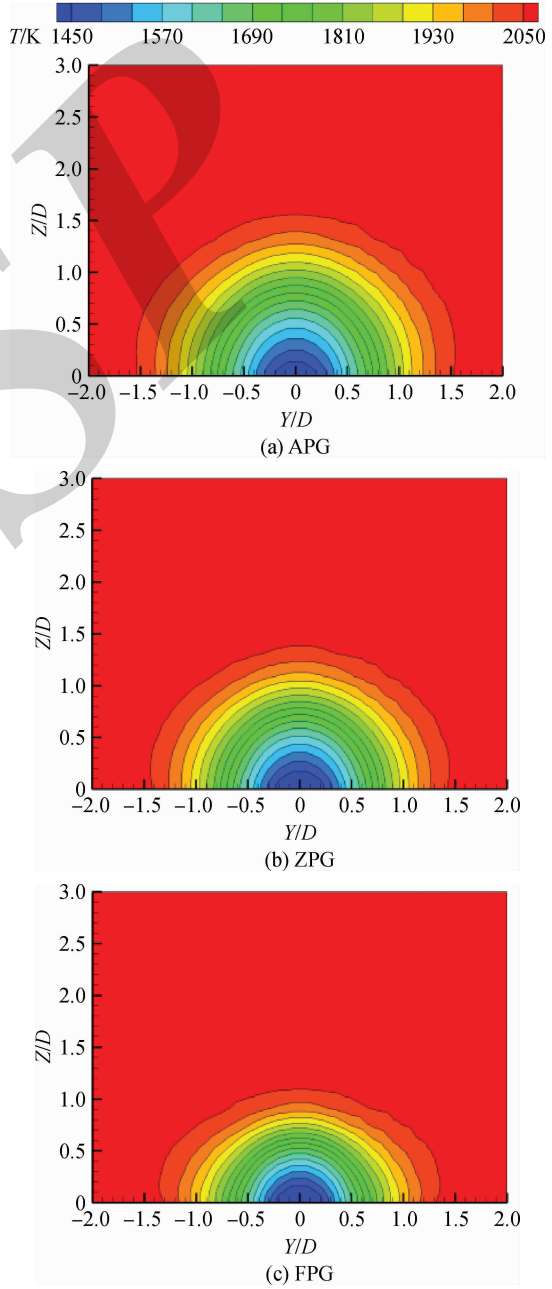


图 8 $M=0.5$ 时 $X/D=10$ 处截面温度云图
Fig. 8 Temperature contours on the section of $X/D=10, M=0.5$

的主要涡系,它对主流的卷夹作用使得主流的高温气体侵入到冷却气流底部,并强化了冷流与热流的掺混,削弱冷气对壁面的保护。顺压力梯度下的气膜射流具有较强的涡强,势必在其下游卷吸更多的高温主流气体到达壁面,因而气膜冷却效率会降低。

此外,高温主流与气膜冷却射流的混合程度在一定程度上可以由它们相互作用区域内的湍流动能 k 的大小反映出来。图 10 为吹风比 $M=0.5$ 时 $X/D=10$ 截面处的湍流动能分布。随着加速因子 K 的增大,也就是顺压力梯度环境下,主流的加速使得主流与次流的剪切加强,导致冷、热流的剪切层和近壁区的湍流动能提高,从而湍流混

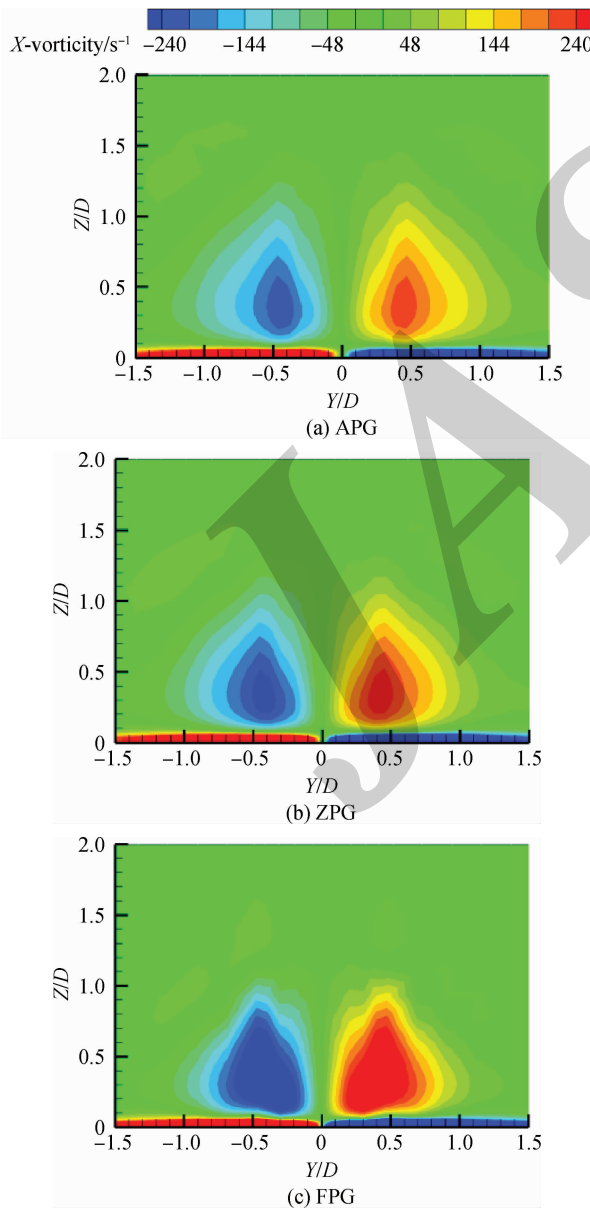


图 9 吹风比 $M=0.5$ 时 $X/D=10$ 处截面肾形涡涡量云图
Fig. 9 Vorticity contours of counter-rotating vortex on the section of $X/D=10$, $M=0.5$

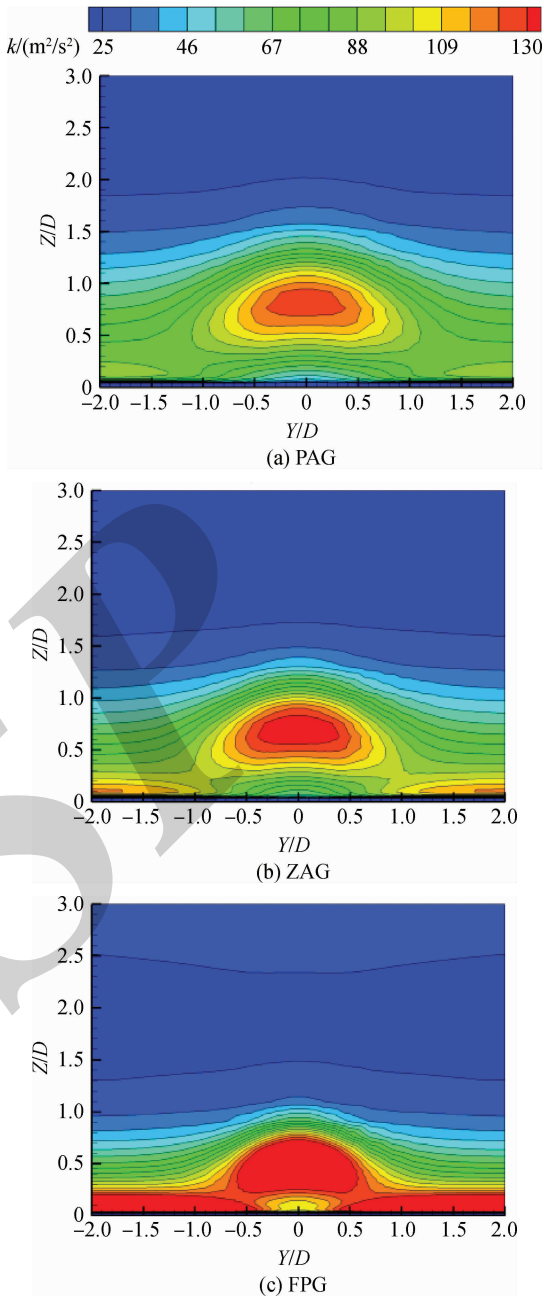


图 10 $M=0.5$ 时 $X/D=10$ 处截面湍流动能云图
Fig. 10 Turbulent kinetic energy contours on the section of $X/D=10$, $M=0.5$

合能力增强,这将加剧高温主流与冷流的掺混,这也从另一方面反映出冷却效率降低的原因。

在较大吹风比的情况下,同样截取 3 个通道模型中气膜孔下游 $X/D=10$ 处截面作为观察平面。图 11 为吹风比 $M=2$ 时, $X/D=10$ 处截面温度分布。可以发现:由于吹风比的增大,冷流核心区距离被冷却壁面更远,冷流出现了吹离壁面的现象。在主流逆压力梯度的作用下吹离现象加剧,这使得被冷却壁面的温度比零压力梯度的下的温度高;而顺压力梯度对吹离有抑制作用,从而

使得被冷却壁面温度降低。而且在 3 个不同的主流压力梯度下,冷却气流在被冷却壁面上展向的覆盖范围也随着加速因子的减小而减小。这是因为主流逆压力梯度使得肾形涡核心位置抬高,顺压力梯度使得肾形涡核心位置压低。主流压力梯度对肾形涡涡量的影响不明显,如图 12 所示。

图 13 为吹风比 $M=2$ 时 $X/D=10$ 处截面湍流动能云图。顺压力梯度作用在气膜射流上,抑制了气膜射流法向的速度分量,增加了气膜射流流向的速度分量。气膜射流流向速度与主流近壁流向速度的差越大,两者间的剪切混合越强,湍流

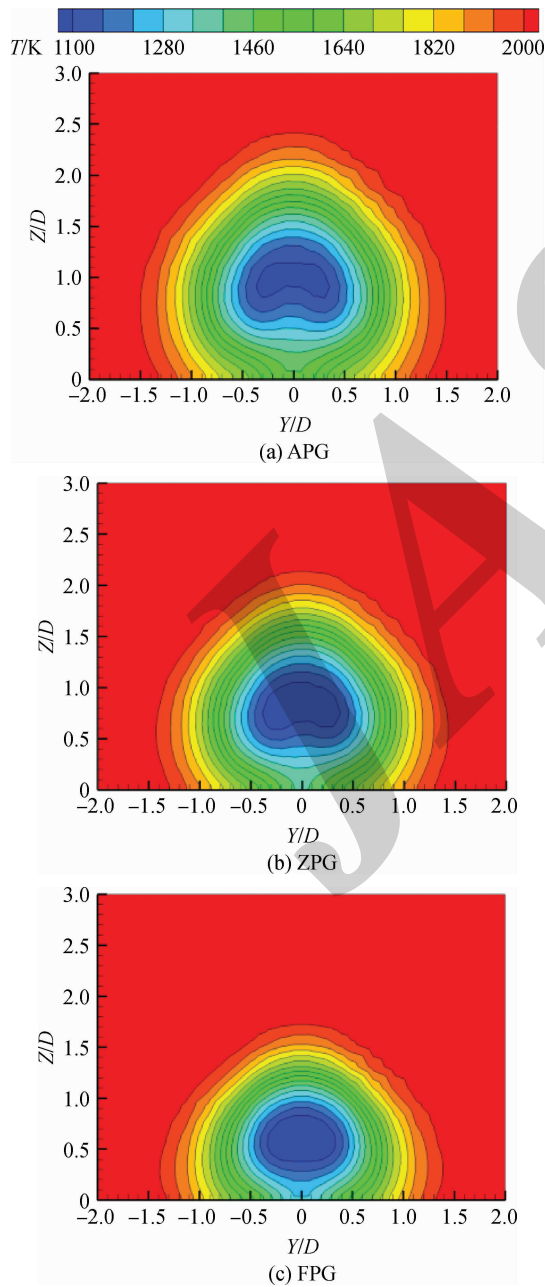


图 11 $M=2$ 时 $X/D=10$ 处截面温度云图

Fig. 11 Temperature contours on the section of $X/D=10$, $M=2$

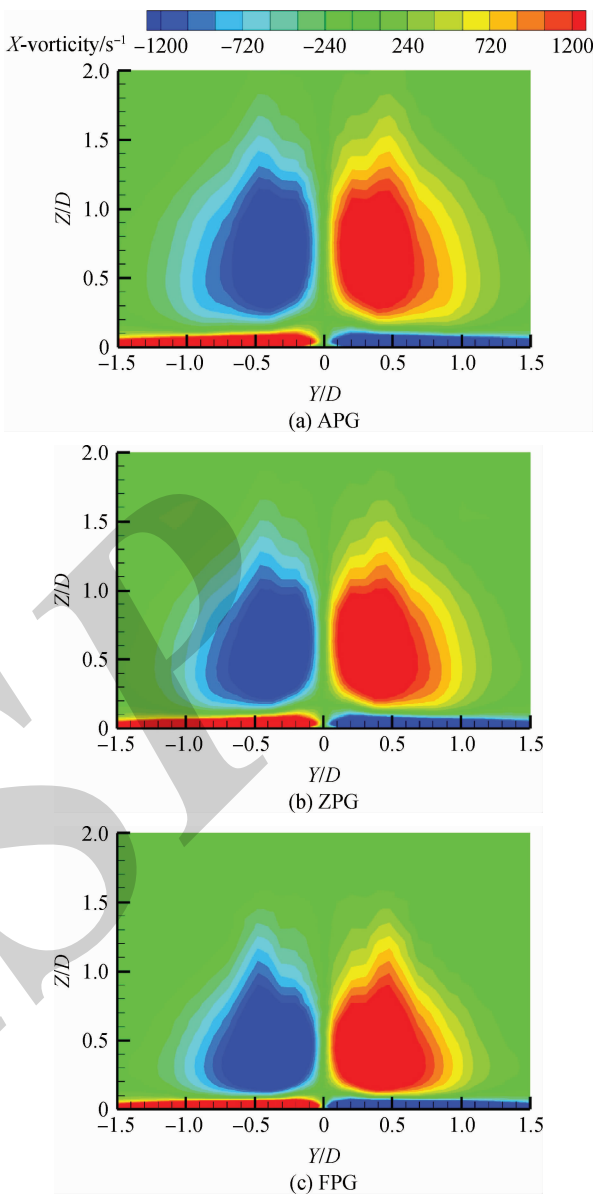
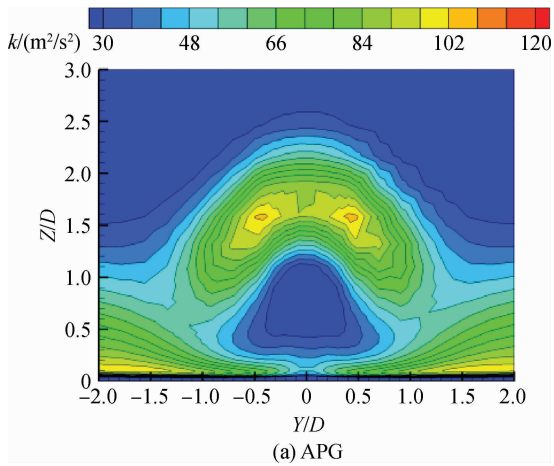


图 12 $M=2$ 时 $X/D=10$ 处截面肾形涡
涡量云图

Fig. 12 Vorticity contours of counter-rotating vortex on the section of $X/D=10$, $M=2$



(a) APG

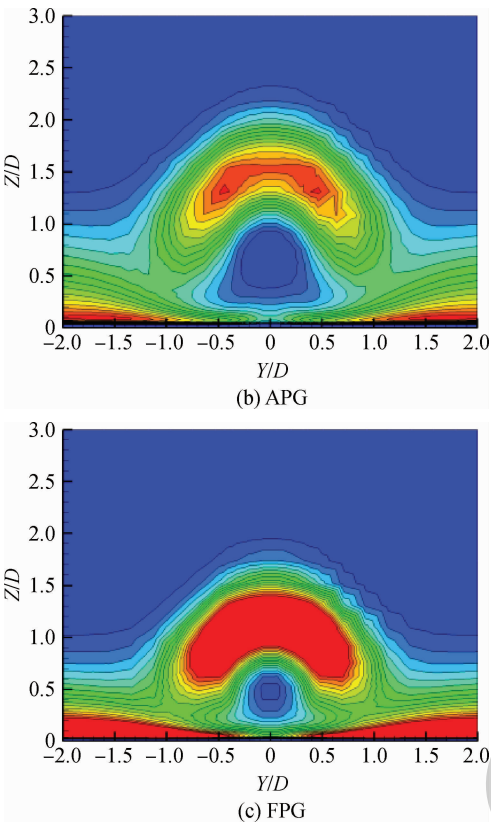


图 13 $M=2$ 时 $X/D=10$ 处截面湍流动能云图
Fig. 13 Turbulent kinetic energy contours on the section of $X/D=10$, $M=2$

动能增强,这就是为什么图 13(c)中表现出来的顺压力梯度环境下的湍流动能最强的原因。

进一步地仅仅提取气膜孔中心线 0-0 上的气膜冷却效率,在吹风比 $M=0.5$ 和 $M=2$ 条件下,中心线 0-0 上的冷却效率分布如图 14 所示。小吹风比下的主流压力梯度对气膜冷却效率几乎没有影响,仅在 $X/D>5$ 位置后表现出主流加速对冷却效率略有提升的作用。大吹风比下的主流压力梯度对冷却效率的影响比较显著,在 $X/D>3$ 后,顺压力梯度时的冷却效率比逆压力梯度时的高出 0.12。

一般地,单个气膜孔在展向的气膜覆盖特点不仅能客观反应主流与气膜射流相互间的作用机

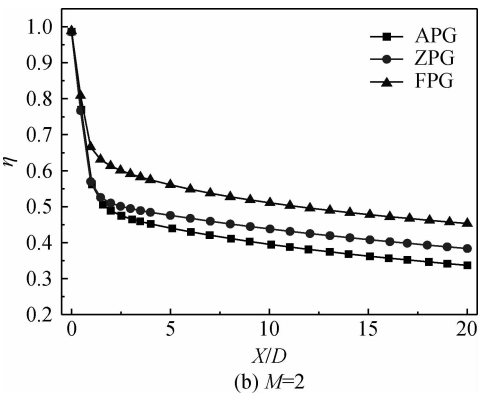
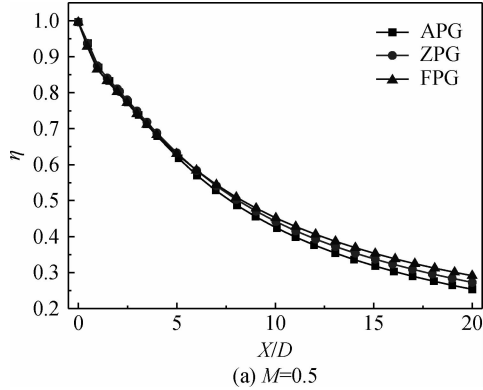


图 14 中心线 0-0 上的气膜冷却效率分布
Fig. 14 Film cooling effectiveness distribution on center line 0-0

制,而且对离散孔气膜的排布设计有帮助。图 15 和图 16 比较了展向位置 1-1 和 2-2 上的冷却效率沿着展向的分布规律,图中的纵坐标表示当地局部冷却效率 η 与最大冷却效率 $\eta_{\max}$ 之比。从图 15 中可以看到,不管吹风比大小如何,沿着展向的气膜冷却效率急剧降低;吹风比 $M=0.5$ 时,3 个不同主流压力梯度下的冷却气流展向扩散能力还是有差异的,主流逆压力条件下的展向覆盖能力最强,主流顺压力梯度条件下的覆盖能力最弱;而

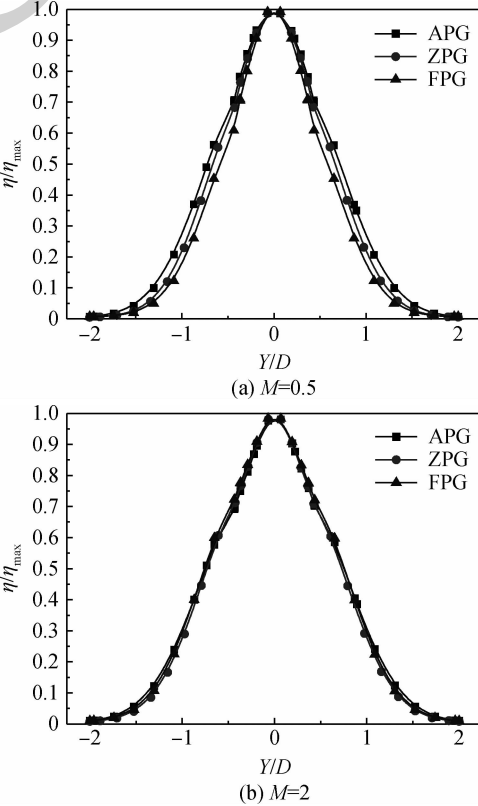


图 15 展向位置 1-1 上的冷却效率分布
Fig. 15 Cooling effectiveness distribution on spanwise location 1-1

$M=2$ 时 3 个不同主流压力梯度下的冷却气流展向覆盖能力基本没有差异;这说明了小吹风比气膜射流更能在展向上受到主流压力梯度的影响。同样,在展向位置 2-2 上 $M=0.5$ 条件下冷却气流的展向扩散能力差异明显大于 $M=2$ 条件下冷却气流的展向扩散能力差异,如图 16。位置 2-2 与位置 1-1 的冷却效率分布相比较,同一吹风比条件下的冷却气流的展向扩散能力差异沿下游增大。

冷却效率变化是一致的。

表 1 局部区域平均气膜冷却效率变化率
Table 1 Variation of local averaged film cooling effectiveness

M	平均冷却效率变化率/%		
	$K=-1.42\times10^{-6}$	$K=0$	$K=3.05\times10^{-6}$
0.25	4.91	0	-7.12
0.5	5.72	0	-17.00
1	3.50	0	-5.22
1.5	-0.90	0	4.42
2	-4.64	0	17.40

3 结 论

对于平板气膜冷却,亚声速主流在通道内加速或减速形成了顺压力梯度或逆压力梯度,主流压力梯度的变化对其自身以及气膜射流的流动带来的影响会直接反应在气膜冷却效率的变化上。在压力梯度的作用下,主流边界层发展、气膜射流在法向和展向的发展、气膜射流与有压力梯度主流的剪切混合、湍流强度和肾形涡的涡强、涡核位置等众多因素共同决定了气膜冷却效率在不同吹风比下的变化规律。主要结论可归结为以下几点:

1) 主流逆压力梯度使得主流速度边界层增厚,气膜射流穿透主流的能力增强;主流顺压力梯度使得速度边界层变薄,抑制了气膜射流穿透主流的能力。主流逆压力梯度使得肾形涡远离壁面,而主流顺压力梯度加强肾形涡的强度同时使其更加贴近壁面。

2) 在吹风比较低($M\leq1$)时,主流逆压力梯度使得冷却效率提高,而顺压力梯度使得冷却效率降低。一方面,这是因为逆压力梯度下的肾形涡的涡强最小,从而卷吸热气进入肾形涡底部的能力减弱;另一方面,虽然顺压力梯度下的主流将冷却气流压制得更加贴壁向下游运动,但是高温主流和冷却气流间的混合却增强了,这直接反映在湍流动能的增强上。在本文研究参数范围内,相对零压力梯度的状况,主流逆压力梯度最大增加了 5.72% 的平均气膜冷却效率。

3) 当吹风比较大($M=2$)时,主流顺压力梯度使得冷却效率显著提高,主流逆压力梯度使得冷却效率降低。这是因为吹风比的增大,冷流出现了吹离壁面的现象,而主流逆压力梯度的作用

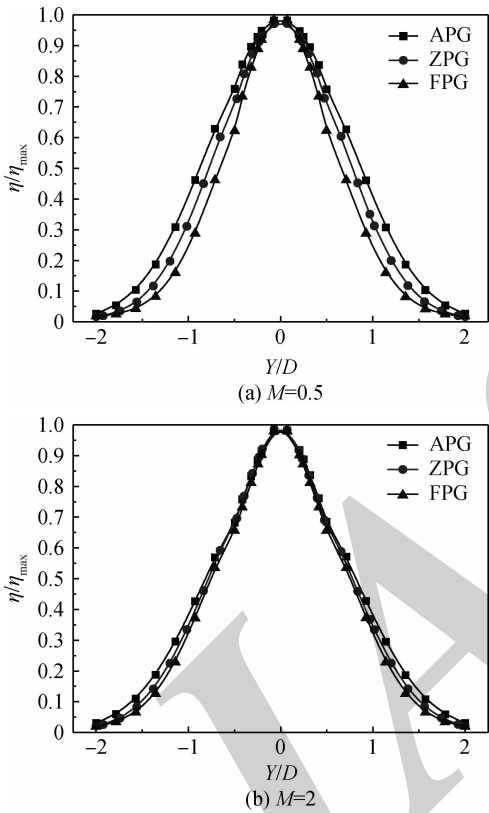


图 16 展向位置 2-2 上的冷却效率分布
Fig. 16 Cooling effectiveness distribution on spanwise location 2-2

选取气膜孔下游位置 $X/D=0$ 到 $X/D=20$ 、展向位置 $Y/D=\pm2$,壁面区域计算平均气膜冷却效率。以各个吹风比主流零压力梯度下的平均冷却效率为基准,不同主流压力梯度下的冷却效率增加或减小百分比如表 1 所示。

从表 1 中可以发现:在低吹风比条件下,主流逆压力梯度对冷却壁面的平均冷却效率有一定的提高,而主流顺压力梯度对冷却壁面的平均冷却效率有降低作用;在高吹风比的条件下,主流逆压力梯度对冷却壁面的面平均冷却效率有一定的降低,而主流顺压力梯度对冷却效率有提高作用。平均冷却效率的变化规律与局部或某一截面上的

会加剧吹离,这使得被冷却壁面的温度比零压力梯度的下的温度高;而顺压力梯度对吹离有抑制作用,从而使得被冷却壁面温度降低。在本文研究参数范围内,相对零压力梯度的状况,主流顺压力梯度增加了 17.40% 的平均气膜冷却效率。

参考文献:

[1] HAN J C,DUTTA S,EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology[M]. London:CRC Press,2012.

[2] BUNKER R S. A review of shaped hole turbine film-cooling technology[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127 (4):441-453.

[3] HAN Chang,REN Jing,JIANG Hongde. Multi-parameter influence on combined-hole film cooling system[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2012, 55 (15):4232-4240.

[4] LAUNDER B E, YORK J. Discrete-hole cooling in the presence of free stream turbulence and strong favourable pressure gradient[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer,1974,17(11):1403-1409.

[5] ESCUDIER M P, WHITELAW J H. The influence of strong adverse pressure gradients on the effectiveness of film cooling[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer,1968,11(8):1289-1292.

[6] HAY N,LAMPARD D,SALUJA C L. Effects of the condition of the approach boundary layer and of mainstream pressure gradients on the heat transfer coefficient on film-cooled surfaces[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,1985,107(1):99-104.

[7] TEEKARAM A J H,FORTH C J P,JONES T V. Film cooling in the presence of mainstream pressure gradients [J]. Journal of Turbomachinery,1991,113(3):484-492.

[8] MAITEH B Y,JUBRAN B A. Effects of pressure gradient on film cooling effectiveness from two rows of simple and compound angle holes in combination[J]. Energy Conversion and Management,2004,45(9):1457-1469.

[9] YANG C S,LIN C L,GAU C. Film cooling performance and heat transfer over an inclined film-cooled surface at different divergent angles with respect to highly turbulent mainstream[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2008,32(6):1313-1321.

[10] JESSEN W,KONOPKA M,SCHROEDER W. Particle-image velocimetry measurements of film cooling in an adverse pressure gradient flow[J]. Journal of Turbomachinery,2012,134(2):021025. 1-021025. 13.

[11] KONOPKA M,JESSEN W,MEINKE M,et al. Large-eddy simulation of film cooling in an adverse pressure gradient flow [J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135 (3): 031031. 1-031031. 13.

[12] QIN Y,REN J,JIANG H. Effects of streamwise pressure gradient and convex curvature on film cooling effectiveness [C]// ASME Turbo Expo 2014:Turbine Technical Conference and Exposition. Düsseldorf,Germany;American Society of Mechanical Engineers,2014: V05BT13A027-V05BT13A037.

[13] LUTUM E,VON WOLFERSDORF J,WEIGAND B, et al. Film cooling on a convex surface with zero pressure gradient flow[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer,2000,43(16):2973-2987.

[14] LUTUM E,VON WOLFERSDORF J,SEMMLER K, et al. An experimental investigation of film cooling on a convex surface subjected to favourable pressure gradient flow [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2001,44(5):939-951.

[15] 朱惠人,骆剑霞,黄小杨,等. 主流压力梯度对气膜孔流量系数影响机理[J]. 航空动力学报,2014,29(9):2142-2149.

ZHU Huiren,LUO Jianxia,HUANG Xiaoyang, et al. Influence physics of mainstream pressure gradient on film hole discharge coefficient[J]. Journal of Aerospace Power, 2014,29(9):2142-2149. (in Chinese)

[16] 彭威,姜培学. 变截面主流加速对超音速气膜冷却的影响 [J]. 工程热物理学报,2008,29(2):313-316.

PENG Wei,JIANG Peixue. Influence of ariable mainstream acceleration on the supersonic film cooling [J]. Journal of Engineering Thermophysics,2008,29(2):313-316. (in Chinese)

[17] COLETTI F,ELKINS C J,EATON J K. Three-dimensional velocity measurements of film cooling flow under favorable pressure gradient [R]. ASME Paper GT2012-69402,2012.

[18] COLETTI F,ELKINS C J,EATON J K. An inclined jet in crossflow under the effect of streamwise pressure gradients[J]. Experiments in Fluids,2013,54(9):1-16.

(编辑:陈 越)