

文章编号: 1000-8055(2008)08-1375-06

利用小孔射流改善气膜冷却效率的数值研究

蒋永健¹, 何立明¹, 苏建勇², 于锦禄¹

(1. 空军工程大学 工程学院, 西安 710038; 2. 空军飞行试验训练基地, 沧州 061000)

摘 要: 为了获得气膜孔下游放置一对射流小孔对气膜冷却效率的影响规律, 采用数值模拟方法研究了不同吹风比下射流小孔出口位置尺寸不同时流动过程和冷却效率的分布情况, 并与常规气膜孔冷却结构形式进行对比, 以揭示小孔射流改善气膜冷却效率的作用机理. 研究表明: 在常规气膜孔下游开两个射流小孔后, 两射流小孔分别产生一个较弱的与气膜孔反向涡对方向相反的反向涡对, 反向涡对的相互作用减弱了气膜孔反向涡对的强度, 使气膜的贴壁效果更好, 提高了气膜孔的冷却效率. 在各吹风比条件下, 气膜孔下游有射流小孔时, 冷却效率都有一定的提高, 并且射流小孔间距较大时对两气膜孔中心线之间的横向平均冷却效率改善较大, 吹风比较大时, 效果更明显.

关 键 词: 气膜冷却; 射流; 流动传热

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Numerical investigation on improvement of film cooling effectiveness with small coolant jets

JIANG Yong-jian¹, HE Li-ming¹, SU Jian-yong², YU Jin-lu¹

(1. The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. Air Force Flight Test Training Base, Cangzhou 061000, China)

Abstract: To investigate the influence of small coolant jets on film cooling effectiveness, the distributions of the flow fields and cooling effectiveness with the small jets at different outlet placement under several blowing ratios were numerically studied. And the distributions were compared with the distributions of the baseline holes to reveal the good effects of the small coolant jets on the film cooling performance. The results show that, the new interaction between the weaker counter-rotating vortex pairs (CRVP) generated by the small jets and the CRVP generated by the main coolant jet weakens the mixing strength of the coolant jets with the hot cross flow, so the film effectiveness is higher with better coverage on the hot side under several blowing ratios. And the spanwise cooling effectiveness is improved significantly when the distance between the two small coolant jets is longer and the blowing ratio is higher.

Key words: film cooling; jet; flow and heat transfer

由于日益提高的发动机性能的要求, 涡轮前燃气温度不断升高, 因而开展高效的冷却技术研究是在目前燃烧室水平上延长其使用寿命、

提高涡轮前燃气温度、增大发动机的推力以及提高其工作可靠性的一种重要技术途径. 气膜冷却是对燃气涡轮发动机燃烧室的火焰筒壁面和涡轮

收稿日期: 2007-07-24; 修订日期: 2007-11-20

基金项目: 国家自然科学基金(50276070)

作者简介: 蒋永健(1981-), 男, 湖南永州人, 博士生, 主要从事航空发动机燃烧室冷却和换热数值研究. E-mail: jyj81815@163.com

叶片等高温部件进行冷却保护的重要技术. 为了提高气膜冷却效率, 国内外针对气膜孔的结构进行了大量的研究^[1-5]. Nasir 等人^[6]提出带三角形突片的气膜孔冷却结构并进行了实验研究, 李永康^[7]等人针对突片尺寸对气膜孔冷却效率的影响进行了数值模拟, Yiping Lu 等人^[8]通过将气膜孔出口端埋在横向槽内的方法降低了冷流向主流的垂直穿透, 并开展了初步的实验研究. 本文通过从气膜孔中部引出两个射流小圆孔并且其出口放置于气膜孔出口下游的方式, 使冷却气流在气膜孔下游绝热壁面上的贴壁效果更好, 并针对射流出口的位置不同(两射流出口间的距离以及距离气膜孔的流向距离改变)运用 Fluent 计算软件对其流动特性和冷却效率进行了三维数值研究, 获得了气膜孔下游两小孔射流对气膜冷却效率的影响规律, 验证了这种新型冷却结构形式在一定条件下改善气膜冷却效率的可行性.

冷却效率的定义式为

$$\eta = (T_g - T_w) / (T_g - T_c)$$

式中 T_g 为燃气(主流)温度, T_w 为绝热壁温, T_c 为冷气(次流)温度.

1 数值计算方法

1.1 物理模型和计算网格

物理模型如图 1 所示, 气膜孔为与主流夹角成 35° 的圆形孔, 直径 D 为 12.7 mm, 长为 $3.5D$, 其出口中心距主流进口截面为 $19D$, 距出口截面为 $30D$, 气膜孔间距为 3 倍孔径.

射流小孔是直径为 $0.5D$ 的圆形孔并从气膜孔中部引出, 两射流小孔中心线延长相交于气膜孔的中心并与气膜孔夹角 15° , 出口位于气膜孔出口的下游. 射流出口中心, 距离气膜孔出口中心沿流向的距离 l 分别为 $2D$ 和 $1D$, 两射流孔间的距离 w 分别为 $0.5D$, $1.0D$, $1.5D$ 和 $2.0D$, 如图 2 所示.

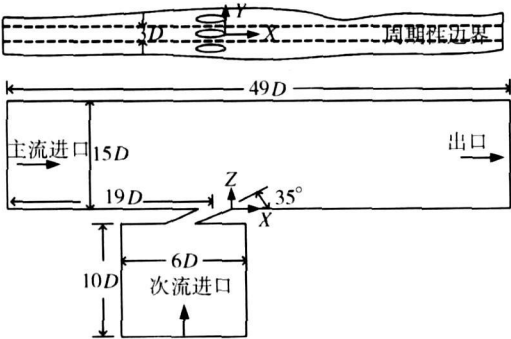


图 1 计算物理模型

Fig 1 Physical model for computation

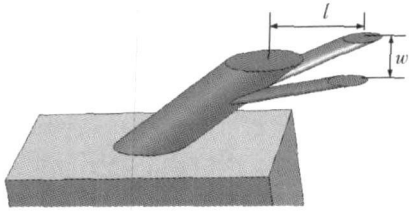


图 2 射流小孔示意图

Fig 2 Schematic of the small coolant jets

1.2 边界条件和计算方法

主流进口为速度进口, 速度取为 20 m/s, 温度为 289 K, 湍流强度取 17%; 二次流进口为速度进口, 温度为 188 K, 二次流速度的大小由吹风比 $M = \rho_2 U_2 / \rho_\infty U_\infty$ 来确定, 其中 ρ_2 , U_2 分别为二次流的密度和流速, ρ_∞ , U_∞ 为主流的密度和流速, 本文取 0.5, 1.0, 和 1.5 三种吹风比. 出口取为压力出口并认为各变量梯度为零; 固壁为无滑移和无渗透的绝热物面边界条件, 近壁区采用非平衡的壁面函数法进行处理. 垂直 Y 方向的两端面为周期性边界条件.

采用 Realizable $k-\epsilon$ 模型进行紊流模拟; 在近壁区采用壁面函数法进行处理. 各方程的离散采用二阶迎风差分格式, 采用 Fluent 分离隐式求解器求解并实施亚松驰, 收敛的判断标准是各物理量相对残差小于 10^{-5} .

2 计算结果与分析

2.1 网格无关性及计算方法验证

计算结果的精确性在很大程度上取决于计算网格的质量. 为了最大限度地减少由于计算网格而带来的误差, 本文对网格无关性进行了研究以确定合适的计算网格. 所有计算模型采用六面体结构网格并对绝热壁面附近以及气膜孔出口附近的网格进行了加密. 图 3 为常规气膜孔在吹风比 $M = 1.25$, 计算网格数分别 87 万和 180 万时, 气膜孔出口下游中心线处绝热壁面冷却效率分布的比较图. 从图中可以看出, 两种网格的计算结果比较接近, 由网格导致的计算误差较小.

为了验证计算方法的准确性, 将常规气膜孔在吹风比 $M = 1.25$ 时的计算结果与文献[3]的实验结果进行了对比. 图 4 为常规气膜孔出口下游, 在气膜孔中心线处绝热壁面冷却效率分布并与相关实验结果进行的对比. 图 5(a), (b) 分别为常规气膜孔出口下游, 在 $x/D = 3$ 和 $x/D = 15$ 处绝热壁面冷却效率的分布并与相关实验结果进行的对

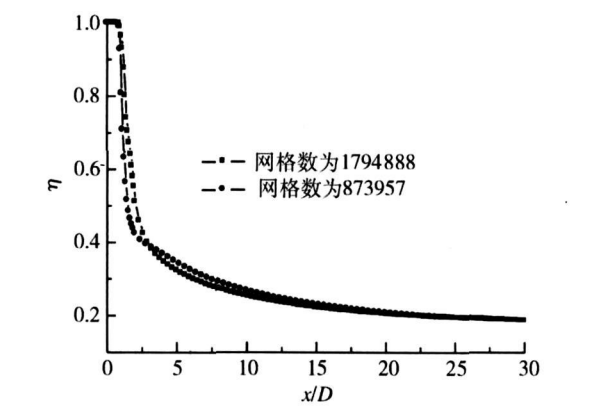


图 3 网格无关性验证

Fig. 3 Effect of grid size on film effectiveness distribution

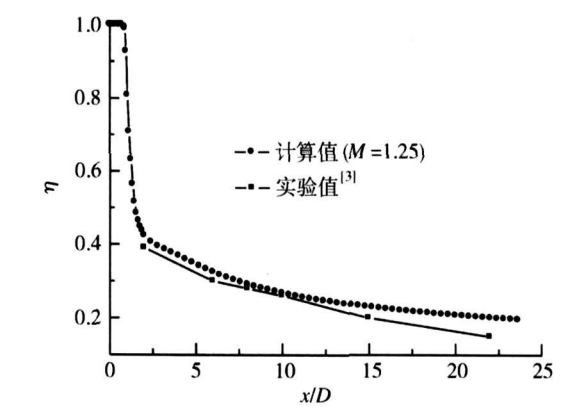


图 4 气膜孔中心线冷却效率对比

Fig. 4 Comparison of centerline film effectiveness

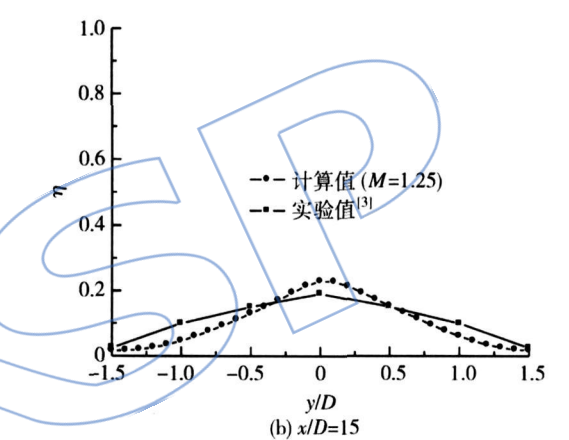
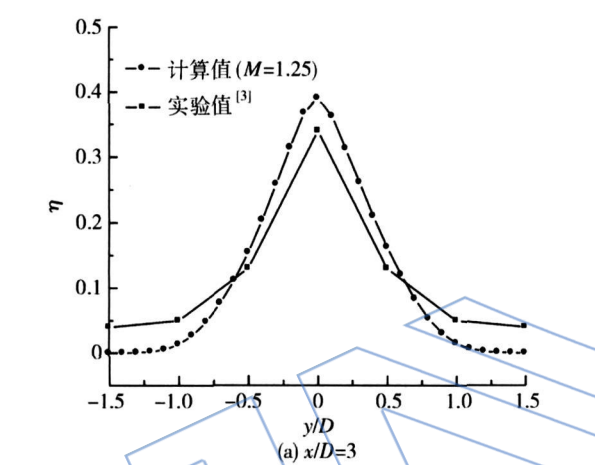


图 5 气膜孔下游横向冷却效率分布比较

Fig. 5 Lateral adiabatic effectiveness distributions at (a) $x/D=3$ and (b) $x/D=15$, $M=1.25$

比。从图中可见, 计算结果与实验结果吻合得较好, 在一定程度上旁证了本文计算方法的可行性。

2.2 小孔射流的作用效果和规律分析

图 6 为在吹风比 $M=1.0$ 的条件下, 常规气膜孔和气膜孔下游带射流小孔的冷却结构在绝热壁面正上方 X - Y 截面上的速度矢量分布情况。

由图 6(a) 可见, 由于冷却气流流出气膜孔后

在气膜孔出口下游附近形成一低压区, 大量主流直接流向这个低压区, 将冷却气流抬高, 降低了气膜冷却效率^[10]。图 6(b) 显示了在气膜孔下游 $l=2D$ 处设置两个相互间距 $w=1.5D$ 的射流小孔时的流场情况。可见, 两个射流小孔阻挡了主流直接流向低压区, 从而提高了冷却效率。

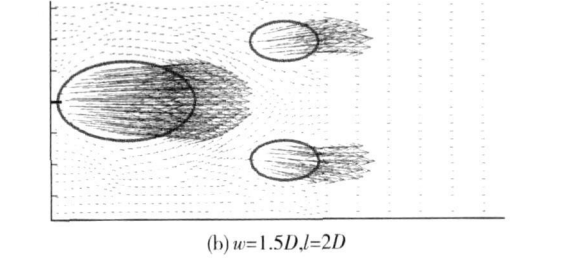
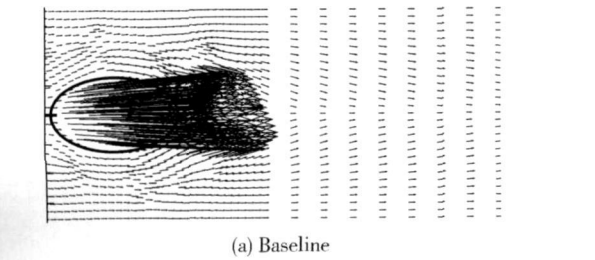


图 6 X - Y 平面上的速度矢量分布

Fig. 6 Distributions of velocity vectors at X - Y plane (Blowing ratio $M=1.0$)

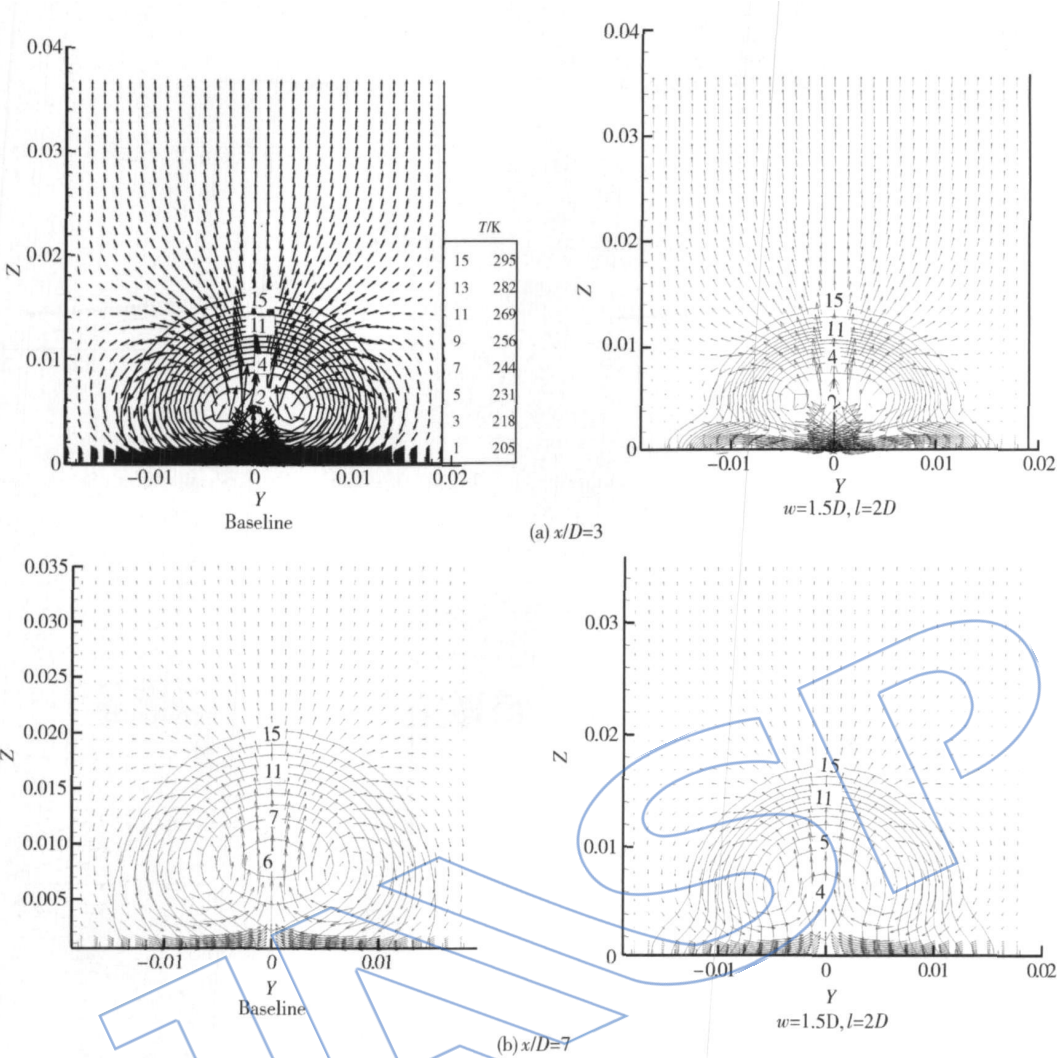


图 7 垂直于主截面上的局部温度和速度矢量分布

Fig. 7 Temperature contours and flow field distributions at cross flow location

图 7 为吹风比 $M=1.0$ 时, 常规气膜孔和气膜孔下游带射流小孔的冷却结构分别在气膜孔下游 $x/D=3$ 和 $x/D=7$ 处, 垂直于主流截面上的温度和流场分布. 由图可见, 绝热壁面上方形成了一个反向涡对 (Counter rotating vortex pairs CRVP). Leylek 和 Zerkle^[11] 对反向涡对进行了最早的研究, 发现随着吹风比的增加反向涡对使得冷却气流在沿气膜孔下游流动过程中不断脱离壁面, 最终与主流掺混. 从那以后, 越来越多的研究试图通过改变气膜孔出口形状或降低冷却气流流出时向上的扩散等方式来达到减弱反向涡对强度的目的. 在常规气膜孔下游开两个射流小孔后, 两射流小孔分别产生一个较弱的与气膜孔反向涡对方向相反的反向涡对, 反向涡对的相互作用减弱了气膜孔反向涡对的强度, 主流通过反向涡对对冷却气流的抬升和掺混作用削弱, 气膜的贴壁效果更好, 提高了气膜孔的冷却效率.

图 8 为气膜孔下游有射流小孔时, 沿气膜孔出口下游, 在气膜孔中心线上绝热壁面的冷却效率分布. 由图可见, 在各吹风比条件下, 气膜孔下游有射流小孔时, 冷却效率都有一定的提高, 而且随着射流小孔间距 w 减小, 气膜孔下游附近冷却效率的最大值变大, 随后冷却效率的下降幅度增大. 这是因为射流小孔间距 w 越小, 二次流流出射流小孔后所形成的气膜离气膜孔中心线越近, 使得气膜孔下游附近冷却效率最大值增大; 随后由于射流小孔形成的 CRVP 离气膜孔所形成的 CRVP 中心过近, 其削弱反向涡对强度的作用减弱, 气膜贴壁效果变差, 冷却效率下降幅度增加. 射流小孔离气膜孔距离 l 较近时, 冷却效率最大值相对较大, 随后冷却效率下降幅度增大. 比较图 8 可知, 随着吹风比的增大, 冷却效率下降幅度增加, 并且射流小孔间距 w 较小时趋势更明显.

图 9 为气膜孔下游有射流小孔时, 沿气膜孔

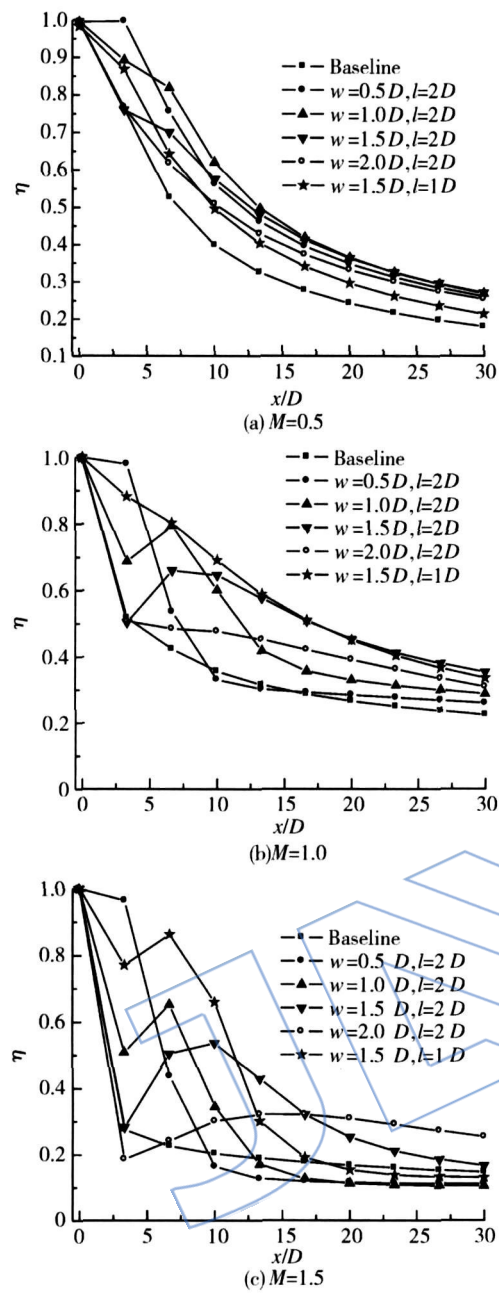


图 8 在不同吹风比下射流小孔对气膜孔中心线冷却效率的影响

Fig. 8 Effect of the small coolant jets on centerline film effectiveness distributions at various ratios

出口下游,在两气膜孔中心线之间横向平均绝热壁面冷却效率的分布情况.由图可见, $M=0.5$ 时,各射流小孔对气膜平均冷却效率均有改善,随着射流小孔间距 w 增大,平均冷却效率也有所提高,射流小孔离气膜孔的流向距离 l 增大时,平均冷却效率也对应提高; $l=2D$, $w=2.0D$ 时,气膜孔下游较大范围内平均冷却效率最高.较高吹风比条件下,射流小孔间距 w 较小时,削弱气膜孔反向涡对强度的作用较弱,由于平均冷却效率下降过快导致气膜孔下游较远处平均冷却效率较

低.射流小孔间距 w 增大为 $2.0D$ 时,平均冷却效率最好,并且随着吹风比的增大,效果更加显著. $M=1.0$ 时,最大平均冷却效率值比常规气膜孔提高了110%, $M=1.5$ 时,该值提高了130%.

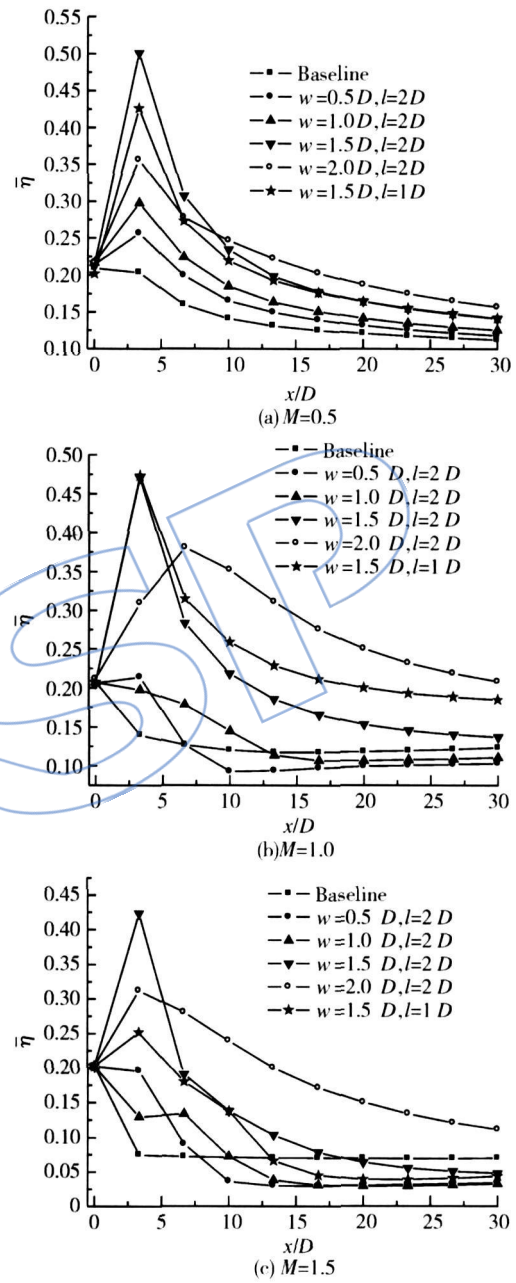


图 9 在不同吹风比下射流小孔对气膜孔展向平均冷却效率的影响

Fig. 9 Effect of the small coolant jets on spanwise averaged film effectiveness distributions at various ratios

3 结 论

1) 在常规气膜孔下游开两个射流小孔后,两射流小孔分别产生一个较弱的与气膜孔反向涡对方向相反的反向涡对,反向涡对的相互作用减弱

了气膜孔反向涡对的强度,主流通过反向涡对对冷却气流的抬升和掺混作用削弱,气膜的贴壁效果更好,提高了气膜孔的冷却效率.

2) 在各吹风比条件下,气膜孔下游有射流小孔时,冷却效率都有一定的提高,并且射流小孔间距增大对气膜孔下游冷却效率的下降趋势有减缓作用.

3) 射流小孔间距较大时对两气膜孔中心线之间横向平均冷却效率改善较大,并且随着吹风比的增大,效果更加显著.

参考文献:

- [1] Bunker R S. Film cooing effectiveness due to discrete holes with a transverse surface slot[R]. ASME Paper GT-2002-30178, 2002.
- [2] Wang T, Chintalapati S, Bunker R S, et al. Jet mixing in a slot[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2000, 22: 1-17.
- [3] Schmidt D, Sen B, Bogard D. Film cooling with compound angle holes: adiabatic effectiveness[J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118: 807-813.
- [4] 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]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(1): 75-78. (in Chinese)
- [5] 林宇震. 燃烧室多斜孔壁气膜冷却研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1997.
- [6] Nasir H, Acharya S, Ekkad S. Improved film cooling from cylindrical angled holes with triangular tabs: effect of tab orientations[J]. International Journal of Heat and Fluid, 2003, 24: 657-668.
- [7] 李永康, 张靖周, 姚玉. 利用三角形突片改善气膜冷却效率的数值研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 83-87.
LI Yongkang, ZHANG Jingzhou, YAO Yu. Numerical investigation on improvement of film cooling effectiveness using delta shaped tabs[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 83-87. (in Chinese)
- [8] Yiping Lu, Hasan Nasir, Ekkad S V. Film cooling from a row of holes embedded in transverse slots[R]. ASME Paper GT2005-68598, 2005.
- [9] Na S, Shih T I P. Increasing adiabatic film cooling effectiveness by using an upstream ramp[R]. ASME Paper GT2006-91163, 2006.
- [10] Javadi K, Taeibi-Rahni M, Darbandi M. Jet into cross flow boundary layer control an innovation in gas turbine blade cooling[R]. 35th AIAA Fluid Dynamics Conference, AIAA 2005-5272, 2005.
- [11] Leylek J H, Zerkle R D. Discrete jet film cooling: a comparison of computational results with experiments[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1994, 116: 358-368.