

文章编号: 1000-8055(2010)10-2238-06

抑涡孔结构对气膜冷却效率的影响

吴 宏¹, 孟恒辉², 陶 智¹, 徐国强¹, 耿汀¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国航天科技集团公司 中国空间技术研究院 飞行器设计总体部, 北京 100063)

摘 要: 对不同孔间距模型的气膜冷却现象的流动和换热进行了数值计算, 得到了不同吹风比下, 展向和流向孔间距对气膜冷却效率的影响规律。研究表明, 在主流雷诺数为 4 797, 吹风比为 0.2~2.0 的条件下: ①展向方向上, $S_t/D=1$ 为最佳布局; ②流向方向上, 相对于主孔靠后的辅助孔冷却效果较好; ③流向方向上, 辅助孔在主孔下游的模型受吹风比影响小, 并且流向距离的改变, 对涡量的量级不发生改变, 对涡量的大小和方向影响较大。

关 键 词: 气膜冷却; 冷却效率; 数值计算; 抑涡结构; 气膜孔; 换热

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Numerical investigation on the effect of different anti-vortex hole configurations on film cooling effectiveness

WU Hong¹, MENG Heng hui², TAO Zhi¹, XU Guo qiang¹, DING Shu ting¹

(1. School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, China Academy of Space Technology, China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100063, China)

Abstract: The flow and heat transfer of the film cooling from the film holes embedded in different space distributions were investigated numerically in several blowing ratios, so as to reveal the effects of span spaces and flow spaces. In the present study, the Reynolds number (Re) based on mainstream velocity and film hole diameter is 4 797, and the blowing ratio (M) alters from 0.2 to 2.0. Results show that: (1) in different span space models, the optimal span space is $1D$; (2) better film cooling effectiveness is obtained in the assistant-behind hole model; (3) less influence of the blowing ration occurs in the assistant-behind hole model; and the level of vortex intensity keeps constant under the flow spaces, while the value and direction change sharply.

Key words: film cooling; cooling effectiveness; numerical simulation; anti-vortex configuration; film hole; heat transfer

随着航空发动机的发展, 涡轮前温度 T_3^* 逐渐升高。如何更有效的保护高温部件, 是众多研究工作的重点。气膜冷却从上世纪 60 年代开始, 对于高温部件的冷却起着重要作用。发展至今, 国内

外到了众多研究成果^[1-4]。

文献[5]研究了圆孔、扇形孔和后倾扇形孔三种孔的结构, 并比较了对气膜冷却效率的影响; 文献[6]进一步研究了气膜孔形状对下游冷却效率

收稿日期: 2009-09-15; 修订日期: 2010-01-29

基金项目: 国家自然科学基金(50976008); 航空基金(2008ZB51018)

作者简介: 吴宏(1971-), 男, 福建浦城人, 副教授, 博士, 主要从事流体流动与换热及航空发动机高端部件的冷却研究。

的影响. 文献[7-9] 研究了不同横向槽的模型结构对气膜冷却效率的影响. 文献[10] 表明, 当孔下游距离远时, 可将离散射流孔排折算成当量缝宽来估计圆孔排气膜的冷却效果. 宋波等^[11] 采用传热传质类比方法实验研究了 4 种孔阵排列方式下的多斜孔壁气膜冷却绝热温比. 结果表明, 在多斜孔壁气膜冷却方案中, 叉排无复合角孔阵为最优. 朱惠人等^[12] 也相继研究了孔排布局对叶片前缘气膜冷却效率的影响. 结果表明, 在较小的二次流量条件下, 三排孔的冷却效果较好.

上述文献研究成果表明, 先前对气膜孔排的研究, 主要是采用斜圆柱孔进行研究, 很少对不同的气膜孔结构进行研究. 本次研究, 在相同工况下, 改变辅助孔和主孔在展向和流向上的布局, 并与基本孔进行比较, 来具体研究孔间距对气膜冷却效率的影响.

1 计算方法

1.1 理论分析

文献[12] 对旋转状态下气膜冷却流动的 Navier-Stokes (N-S) 方程及其边界条件进行无量纲分析, 影响气膜冷却效率(以下简称冷却效率)的主要准则数可归纳如下:

$$\eta = f(Re, Pr, Ri, M, p_c/p_g, \rho/\rho_g, \alpha, X^*) \quad (1)$$
式(1)中, 各准则数分别为: 雷诺数、普朗特数、旋转数、吹风比、冷气和主流的压强比、密度比、气膜孔倾角和无量纲坐标. 本文重点研究不同吹风比 M 下, 不同模型所对应的气膜冷却特性. 其中雷诺数、吹风比的定义如下:

$$Re_d = u_g D / \nu_g, \quad M = (\rho_c u_c) / (\rho_g u_g) \quad (2)$$

式(2)的无量纲参数中, u 为速度, D 为基准孔的气膜孔直径, ν 为运动黏度, ρ 为密度, 下标 g 和 c 分别代表主流参数和冷气参数.

1.2 计算模型

计算模型如图 1(a) 和图 1(b) 所示, 抑涡孔结构为主射流孔与主流方向成 30° 角, 旁边的两个辅助孔与主孔夹角为 15° ; 基准孔为普通的圆柱孔. 气膜孔距周边固壁距离大于 $6D$ (D 为基准孔的气膜孔直径) 以避免其对气膜流动的干扰. 出口处离气膜孔有 $50D$, 可以很好地观测气膜的覆盖情况. 模型的具体参数参看表 1.

采用四面体网格进行模型划分, 在壁面边界层、气膜孔处及其下游一段区域进行局部加密, 生成后的网格总节点数在 50 万左右; 并通过网格无

关解验证, 计算所得的冷却效率的最大误差不超过 2%. 控制方程采用三维雷诺平均守恒型 N-S 方程, 湍流模型为 SST (shear stress transport) 模型. 如图 1(c) 所示, 主流和冷气进口采用流量和静温边界条件, 出口背压为 0 Pa, 固壁模拟真实情况, 并设置收敛标准为全场最大残差小于 10^{-5} , 采用 CFX 商业计算流体软件对流体域进行求解.

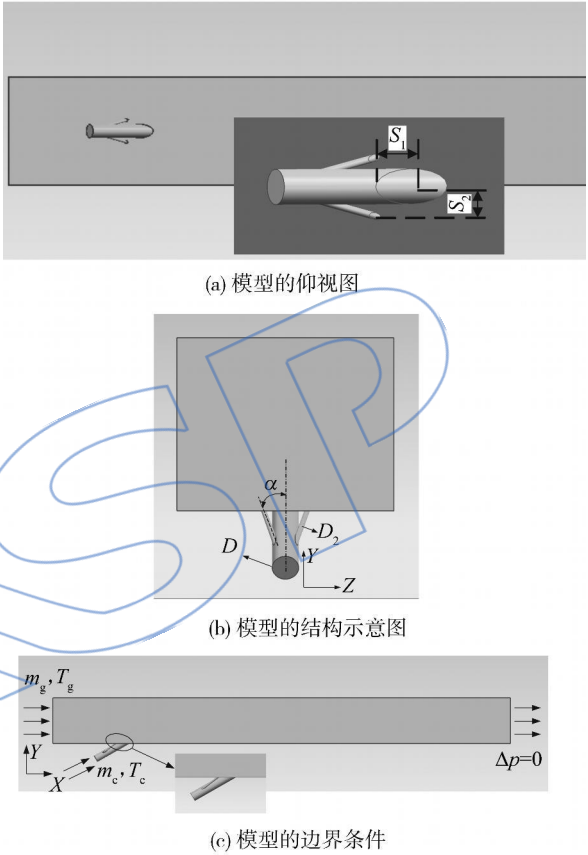


图 1 模型结构示意图

Fig. 1 Sketch of the model

表 1 模型参数

Table 1 Parameters of the model

无量纲参数	基准孔	抑涡孔 1	抑涡孔 2
S_1/D	0	1.26	- 1.26~ 1.26
S_2/D	0	0.5~ 1.5	1
D_2/D	0	1: 2	1: 2
$\alpha/(^\circ)$	0	15	15

1.3 计算工况

本文固定主燃气与冷气的密度比为 0.95, 主流雷诺数 $Re_d = 4797$ 这两个参数, 在吹风比 $M = 0.2 \sim 2.0$ 范围内, 对不同抑涡孔结构在展向和流向上的布局模型进行研究, 为孔排布局的优化作铺垫.

1.4 评价指标

冷却效率

$$\eta = (T_g - T_{aw}) / (T_g - T_c) \tag{3}$$

式(3)中 T_g 为主燃气进口温度, T_c 为冷气进口温度, T_{aw} 为弯曲表面的绝热壁温. η 值的分布能直接反映冷却效果的优劣, 并采用全场和局部的方法, 研究 η 在全场的覆盖情况和沿无量纲参数 X/D 的分布规律.

2 展向优化分析

在保证流向孔间距 S_1/D 不变的情况下, 通过改变辅助孔和主孔在展向的位置, 来具体研究展向孔间距对气膜冷却特性的影响.

2.1 冷却效率云图分布

图 2 为不同展向孔间距模型在不同吹风比下冷却效率的云图分布. 如图 2(a) 所示, 对于小展向距 $S_2/D=0.5$ 的模型, 在低吹风比时, 冷却效率分布区域较大, 随着吹风比的增加, 气膜轨迹逐渐减小. 因展向上辅助孔与主孔的间距太小, 使得三个孔的分布近似于单孔, 故该冷却效率分布趋势与单孔基准孔较一致, 气膜的最大覆盖区域在展向 $1.5D$ 左右; 随着展向孔间距的增加, 对于 $S_2/D=1$ 的模型, 由于孔间距的分布适中, 使得辅助孔和主孔之间的干涉较好, 从而使得冷却效率在展向上分布较广, 最大为 $3D$ 左右, 更好地保护壁面. 但随着展向孔间距的增大, 如图 2(c) 所示, 对于 $S_2/D=1.5$ 的模型, 由于展向上三个孔之间的间距太大, 使得辅助孔和主孔之间吹出的冷却气体相互独立, 从而在孔之间形成一个气膜的真空区, 高温燃气直接接触壁面, 使得冷却效率的分布较差. 从图 2 中三个不同展向孔间距模型冷却效率的分布可以看出, 展向孔间距存在一个适宜的范围.

2.2 侧向平均

2.1 节是从全场的角度对气膜的覆盖区域进行比较, 对展向孔间距对气膜覆盖区域有了定性的了解, 现通过侧向平均的方法, 得到了不同展向孔间距的模型对应的冷却效率沿无量纲参数 X/D 的分布.

从图 3 中可看到冷却效率沿无量纲参数 X/D 的分布: 在展向孔间距较小时($S_2/D=0.5$), 如图 3(a) 所示, 冷却效率随着吹风比的增加而单调递减, 最佳吹风比为 $M=0.4$, 在孔下游 $X/D>6$ 的区域, 冷却效率的数值几乎不再发生变化. 随着

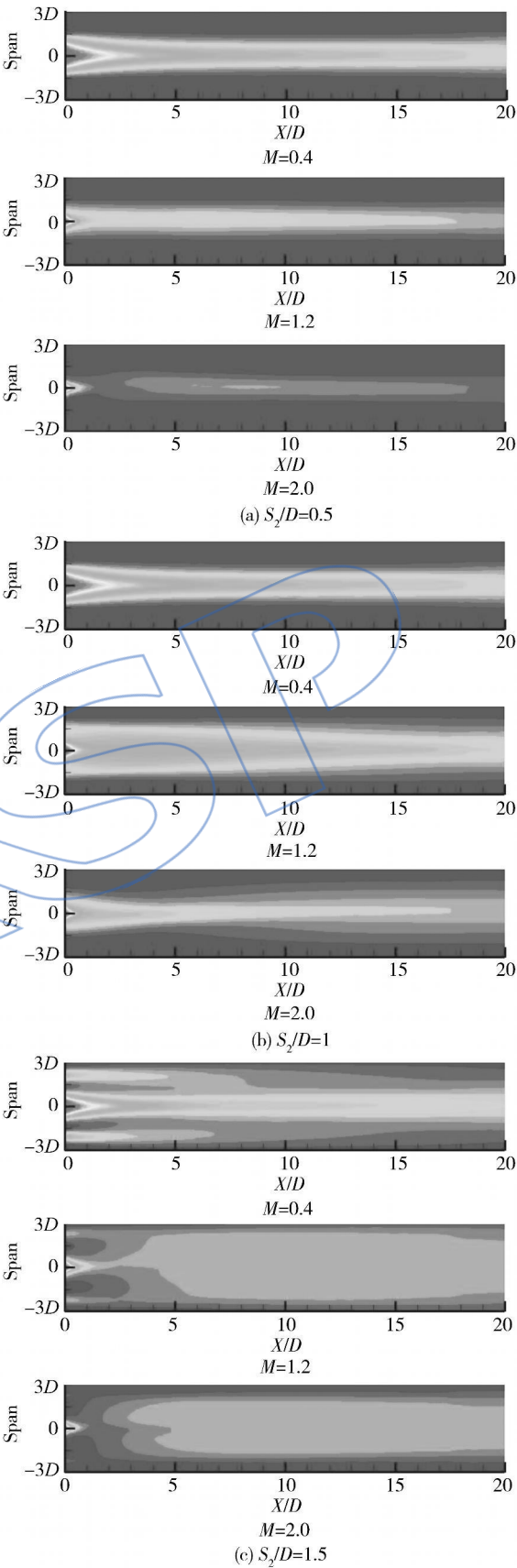


图 2 不同吹风比下, 冷却效率的云图分布
($S_2/D=0.5, 1, 1.5$)

Fig.2 Distribution of cooling effectiveness under the different blow ratios ($S_2/D=0.5, 1, 1.5$)

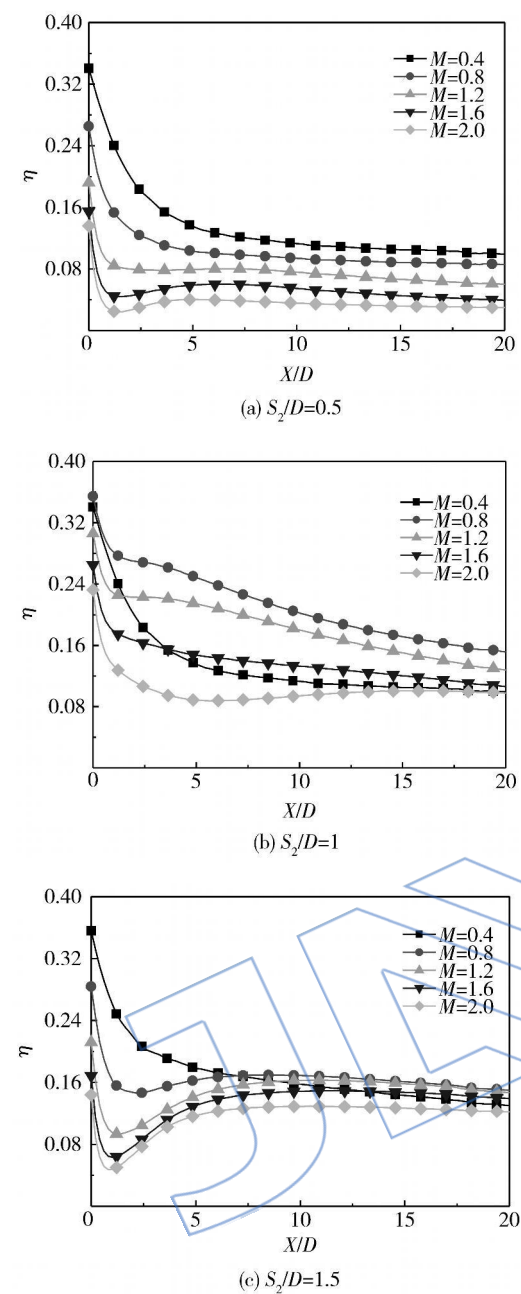


图 3 冷却效率沿无量纲参数 X/D 的分布
($S_2/D=0.5, 1, 1.5$)

Fig. 3 Distribution of cooling effectiveness
along X/D ($S_2/D=0.5, 1, 1.5$)

展向孔间距的增大, 吹风比对冷却效率的影响规律也发生变化. 对于 $S_2/D=1$ 的模型, 冷却效率随着吹风比的增加先增后减, 对应的最佳吹风比为 $M=0.8$, 尤其是在高吹风比时, 在孔下游 $2 < X/D < 4$ 区域内冷却效率缓慢减小, 这主要是由于三个孔之间的相互干涉, 使得气膜在此分布较为均匀, 冷却效率变化较小. 然而对于大的展向孔间距 $S_2/D=1.5$ 的模型, 冷却效率沿无量纲参数 X/D 先减小后增加, 在 $0.5 < X/D < 2$ 区域内存

在极值点. 这主要由于展向孔间距过大, 三股射流相互独立, 使得气膜孔下游的一段区域存在气膜真空区, 从而使冷却效率降低. 在孔下游 $X/D > 2$ 的区域, 辅助孔和主孔吹出的射流才逐渐相互交汇, 从而使得冷却效率数值有所提升. 故展向孔间距 $S_2/D=1$ 的模型在相同工况下, 所对应的冷却效率较好.

3 流向优化分析

在保证展向孔间距 S_2/D 不变的情况下, 通过改变辅助孔和主孔在流向的相对位置, 来具体研究流向孔间距对气膜冷却特性的影响.

3.1 冷却效率云图分布

图 4 为不同流向孔间距模型在不同吹风比下, 冷却效率在全场的分布云图. 冷却效率沿着气膜孔中心线对称分布, 但模型随着吹风比的增大, 气膜轨迹的变化规律却不相同. 如图 4(a) 所示, $S_1/D=-1.26$ 的模型所对应的冷却效率, 随着吹风比的增加, 气膜轨迹减小的幅度较大; 而 $S_1/D=0$ 和 $S_1/D=1.26$ 的模型所对应的冷却效率受吹风比的变化影响较小. 三个孔之间的吹出的射流干涉较好, 弱化吹风比对冷却效率的影响. 如图 4(c) 中, $S_1/D=1.26$ 的模型, 三个孔下游的气膜核心区域最大, 从而使得对应的冷却效率优于其他两个模型.

3.2 侧向平均

图 5 为不同流向孔间距下模型所对应的冷却效率沿无量纲参数 X/D 的分布.

从图 5 可以明显看出吹风比对三个不同流向孔间距模型冷却效率的影响. $S_1/D=-1.26$ 的模型, 冷却效率随着吹风比的增加先增后减, 最佳吹风比为 $M=0.8$; 而 $S_1/D=0$ 和 $S_1/D=1.26$ 的模型, 冷却效率随吹风比的变化不明显. 之所以出现这种情况, 主要是由于流向上辅助孔和主孔位置不同, 气膜孔处的涡量发生相应的变化. 现通过涡量进行说明, 如图 6 所示.

图 6 为不同流向孔间距下模型涡量沿无量纲参数 X/D 的分布. 从图中可看到, 三个模型的涡量大小均在同一个量级上, 但由于辅助孔在流向的不同分布, 其所导致的涡量大小和方向不同, 从而使得冷却效率出现不同分布. 如图 6(b) 和 6(c) 所示, 模型在主孔处 ($X/D=10$) 涡量大大降低, 也意味着主流与冷气的掺混较弱, 从而使得射流更好的保护壁面. 综合分析, $S_1/D=1.26$ 的模型

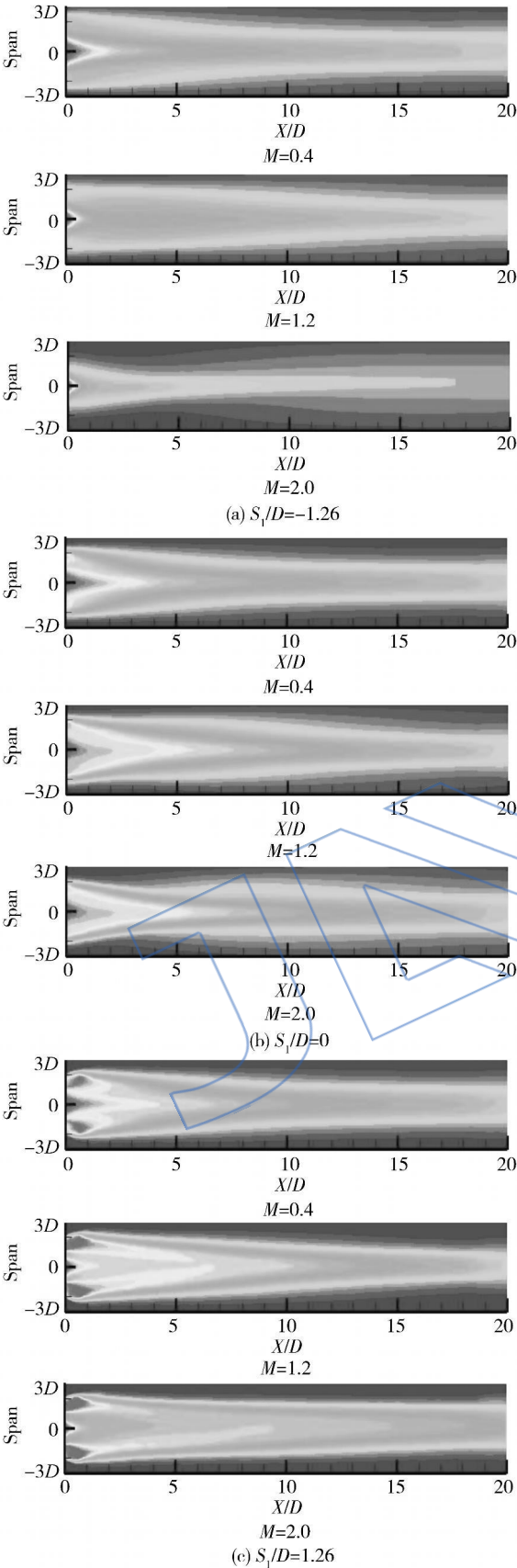


图 4 不同吹风比下冷却效率的云图分布
($S_1/D = -1.26, 0, 1.26$)

Fig.4 Distribution of cooling effectiveness under the different blow ratios ($S_1/D = -1.26, 0, 1.26$)

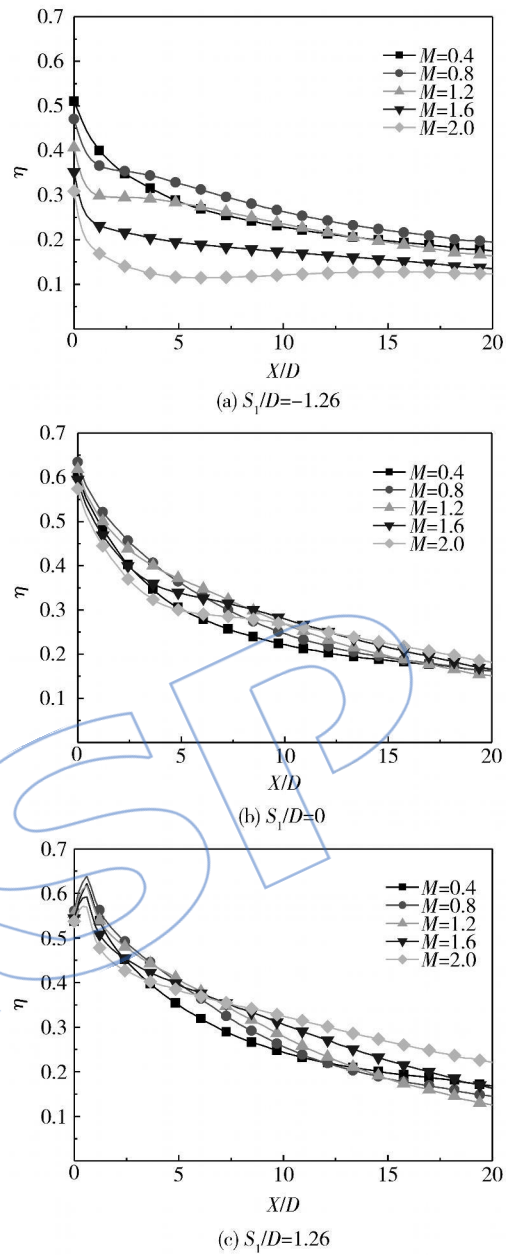
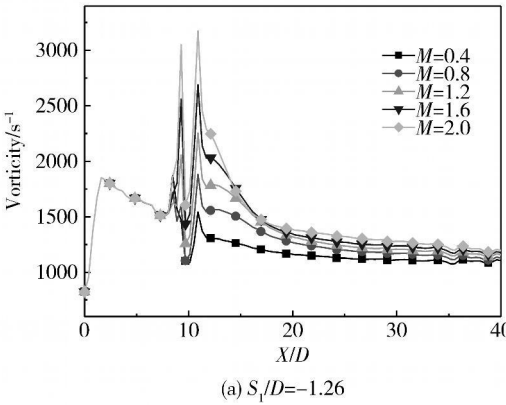


图 5 冷却效率沿无量纲参数 X/D 的分布
($S_1/D = -1.26, 0, 1.26$)

Fig.5 Distribution of cooling effectiveness along X/D ($S_1/D = -1.26, 0, 1.26$)



(a) $S_1/D = -1.26$

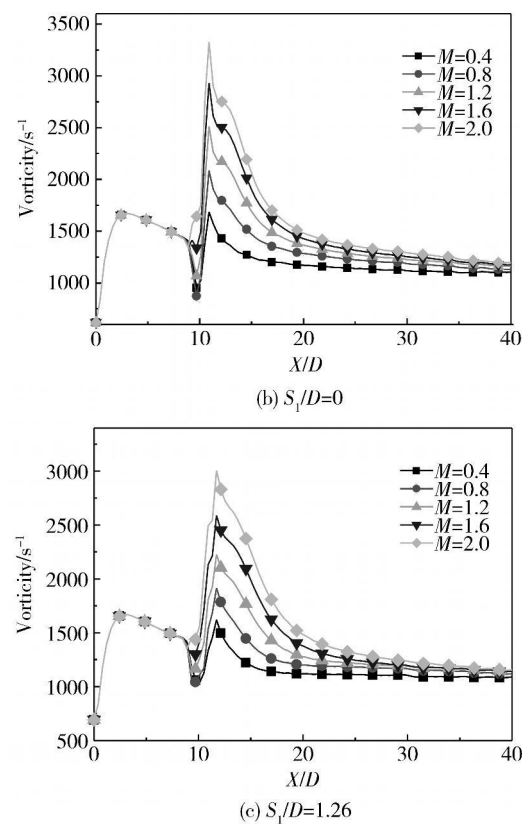


图 6 涡量沿无量纲参数 X/D 的分布
($S_1/D = -1.26, 0, 1.26$)

Fig. 6 Distribution of vorticity along X/D
($S_1/D = -1.26, 0, 1.26$)

对应的冷却效率较好,更为合理和有效.

4 结 论

通过对展向和流向上辅助孔和主孔不同位置的模型进行比较分析,得到了抑涡孔结构优化布局,为进一步研究打下基础.研究结论如下:

- 1) 展向方向上,存在最佳布局,即 $S_1/D = 1$ 较好;
- 2) 流向方向上,相对于主孔靠后的辅助孔冷却效果较好;
- 3) 流向方向上,辅助孔在主孔下游的模型受吹风比影响小,并且流向距离的改变,对涡量的量级不发生改变,对涡量的大小和方向影响较大.

参考文献:

[1] Schmidt D L, Sen B, Bogard D G. Film cooling with compound angle holes: adiabatic effectiveness [J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(4): 807-813.

[2] Ekkad S V, Zapata D, Han J C. Heat transfer coefficient over a flat surface with air and CO₂ injection through compound angle holes using a transient liquid crystal image

method[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997, 119 (3): 580-586.

[3] Ekkad S V, Zapata D, Han J C. Film effectiveness over a flat surface with air and CO₂ injection through compound angle holes using a transient liquid crystal image method [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997, 119 (3): 587-593.

[4] Petersen D R, Eckertl E R G. Filming cooling with large density differences between the main stream and secondary fluid measured by heat-mass transfer analogy [J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1997, 99(2): 620-627.

[5] Gritsch M, Schulz A, Witting S. Heat transfer coefficient measurements of film cooling holes with expanded slots [R]. ASME Paper 98-GT-28, 1998.

[6] 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): 23-27.

ZHU Hui ren, XU Duchun, LIU Songling. Effects of hole shape on film cooling effectiveness [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(1): 23-27. (in Chinese)

[7] 章大海, 陈秋扬, 曾敏, 等. 不同横槽结构对气膜冷却效率影响的数值研究 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(4): 611-616.

ZHANG Dahai, CHEN Qiuyang, ZENG Min, et al. Numerical investigation on the effect of different transverse trench configurations on film cooling effectiveness [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 611-616. (in Chinese)

[8] 于锦禄, 何立明, 蒋永健, 等. 带横向槽的气膜冷却结构冷却性能数值研究 [J]. 机械设计与制造, 2008(3): 128-130.

YU Jinlu, HE Liming, JIANG Yongjian, et al. Numerical simulation on cooling performance of film cooling structure with transverse slot [J]. Machinery Design and Manufacture, 2008(3): 128-130. (in Chinese)

[9] 蒋永健, 何立明, 于锦禄, 等. 利用横向槽改善气膜冷却效率的数值研究 [J]. 推进技术, 2008, 29(3): 286-289.

JIANG Yongjian, HE Liming, YU Jinlu, et al. Numerical investigation on improving film cooling effectiveness with transverse slots [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(3): 286-289. (in Chinese)

[10] 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: 111-114.

[11] 宋波, 林宇震, 刘高恩, 等. 不同排列方式多斜孔壁气膜冷却绝热温比研究 [J]. 航空动力学报, 1999, 14(1): 11-16.

SONG Bo, LIN Yuzhen, LIU Gaoen, et al. An investigation on film cooling effectiveness of inclined multi-hole walls with different patterns [J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(1): 11-16. (in Chinese)

[12] 朱惠人, 许都纯, 郭涛, 等. 孔排布局对叶片前缘气膜冷却的影响 [J]. 航空动力学报, 2000, 21(5): 321-326.

ZHU Hui ren, XU Duchun, GUO Tao, et al. Influences of position of hole rows on leading edge of turbine blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 21(5): 321-326. (in Chinese)