

# 姊妹孔旋流气膜冷却的流动传热特性研究

陆松兵<sup>1</sup>, 牛夕莹<sup>2</sup>, 姜玉廷<sup>2</sup>, 刘宇<sup>2</sup>

(1. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001; 2. 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150078)

**摘要:** 为了研究旋流进气条件下姊妹孔副孔的排列方式和冲击孔角度在不同吹风比下对旋流气膜冷却效果的影响规律, 采用旋流冷气腔, 按上述两因素建立7个模型, 并在6个吹风比下对各模型采用传热类比方式进行数值模拟计算。研究表明: 在吹风比较小时, 各模型冷气射流的贴壁性都较好, 且各模型的冷却效率相差不大, 但是随着吹风比的增大, 各模型的冷却效率都有所下降; 采用30°冲击孔针对姊妹孔副孔排列方式, 两副孔轴线与主孔轴线距离 $L_1, L_2$ 均为0.75D的模型1在6个不同的吹风比下都能取到最高的面平均冷却效率; 冲击孔角度对气膜冷却效果的影响在不同吹风比下存在较大差异, 在吹风比 $M$ 为0.3~1.0时采用30°与50°的冲击孔都能得到较好的冷却效果, 但当吹风比增大到1.25~1.5时, 采用30°冲击孔能获得更好的冷却效果。

**关键词:** 气膜冷却; 旋流; 姊妹孔; 冲击孔角度; 数值模拟

中图分类号: TK124 文献标识码: A DOI:10.16146/j.cnki.rndlge.2021.10.006

[引用本文格式] 陆松兵, 牛夕莹, 姜玉廷, 等. 姊妹孔旋流气膜冷却的流动传热特性研究[J]. 热能动力工程, 2021, 36(10): 39-47. LU Song-bing, NIU Xi-ying, JIANG Yu-ting, et al. Research on flow and heat transfer characteristics of sister holes film cooling with swirling air inlet[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(10): 39-47.

## Research on Flow and Heat Transfer Characteristics of Sister Holes Film Cooling with Swirling Air Inlet

LU Song-bing<sup>1</sup>, NIU Xi-ying<sup>2</sup>, JIANG Yu-ting<sup>2</sup>, LIU Yu<sup>2</sup>

(1. School of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001; 2. No 703 Research Institute of CSSC, Harbin, China, Post Code: 150078)

**Abstract:** To explore the influence rule of the arrangement mode of secondary holes of sister holes and the angles of impingement holes on the swirling air film cooling effect at different blowing ratios under the swirling air inlet condition, seven groups of models are built according to the above two factors, and by using the mass and heat transfer analogy method, the swirl cooling chamber is used to numerically simulate and calculate each model at six blowing ratios. The result results show that when the blowing ratio is low, the adherent property of cooling air jet is good in all models, the cooling efficiency of each model is similar, but with the increase of blowing ratio, the cooling efficiency of each model decreases. Using the impact hole of 30°, aiming at the arrangement mode of secondary holes of sister holes, the distances  $L_1$  and  $L_2$  between the axes of the two secondary holes and the axis of the main hole are both 0.75D, the model I can get the highest average surface cooling efficiency at six different blowing ratios; the influences of the impingement hole angle on the film cooling effect are quite different at different blowing ratios, when the blo-

收稿日期: 2021-04-12; 修订日期: 2021-05-08

基金项目: 国家自然科学基金(51809065, 52071107); 国家科技重大专项(2017-I-0011-0012)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of China(51809065, 52071107); National Science and Technology Major Project(2017-I-0011-0012)

作者简介: 陆松兵(1996-), 男, 云南曲靖人, 哈尔滨工程大学硕士研究生。

通讯作者: 姜玉廷(1987-), 男, 吉林辽源人, 哈尔滨工程大学副教授。

wing ratio  $M$  is between 0.3 and 1.0, the model with the impingement holes of  $30^\circ$  and  $50^\circ$  can get better cooling effect; but when the blowing ratio is increased by 1.25 to 1.5, the model with the impingement hole of  $30^\circ$  can obtain better cooling effect.

**Key words:** film cooling, swirling air, sister holes, impingement hole angle, numerical simulation

## 引 言

燃气轮机正朝着高功率高效率方向发展,燃气初温不断提高,气膜冷却作为一种高效可靠的冷却方式已被广泛应用到各热端部件。肾形涡是导致气膜冷却效率低的一个重要原因<sup>[1]</sup>,为了减弱肾形涡的强度,国内外科研人员做了大量研究。众多研究大致分为两大类:一是改变气膜孔孔型;另一种是改变冷却气流进气方式,如在进气通道中加肋条,或改变冷气腔结构。

针对气膜孔孔型,国内外已做了大量研究。Goldstein 等人<sup>[2]</sup>较早提出了扩张型气膜孔,并针对气膜冷却做了总结。Lu<sup>[3]</sup>、Fric 等人<sup>[4]</sup>和 Kim 等人<sup>[5]</sup>分别提出了月牙形气膜孔、孔-坑复合型气膜孔和收缩扩张型气膜孔,这些异形孔对比圆柱孔,其冷却效果有所提高。李广超等人<sup>[6]</sup>发现,采用分支形气膜孔时,孔外流动结构中的肾形涡强度有一定的减弱。雷云涛等人<sup>[7]</sup>针对叶片前缘双排孔进行优化,优化后的双排孔冷却效率明显高于原始的双排孔结构。戴萍<sup>[8]</sup>针对不同孔型探究其冷却效果的差异,发现在较低的吹风比和较高的吹风比下月牙孔的冷却效率都会更高。于飞龙等人<sup>[9]</sup>针对猫耳孔进行研究,发现猫耳孔前向角度对猫耳气膜孔的冷却效果有着非常显著的影响。张玲等人<sup>[10]</sup>探究了姊妹孔副孔角度对气膜冷却效率的影响,发现当姊妹孔夹角为  $30^\circ$  时气膜冷却效率最高。李琛玺等人<sup>[11]</sup>针对端壁凹槽型气膜孔进行优化设计,优化后的端壁气膜冷却效率有了一定提高。

针对冷却气流进气方式, Liu 等人<sup>[12]</sup>探究发现带肋通道进气的冷却效果好于空腔进气。Xie 等人<sup>[13]</sup>探究了进气通道中不同肋结构对气膜冷却效果的影响,发现进气通道中 V 型肋的冷却效果高于直肋。Takeishi 等人<sup>[14]</sup>提出了一种旋流冷气腔,探究发现采用旋流进气可以提高气膜冷却效率, Takeishi 等人<sup>[15-16]</sup>针对旋流进气配合圆柱孔和成

型孔做了一些研究与优化。刘友宏等人<sup>[17]</sup>获得了冲击距以及气膜孔方位角两个结构因素对带旋转射流的平板气膜冷却性能的影响规律。岳国强等人<sup>[18]</sup>提出 3 种不同结构的冷气腔,发现在高吹风比时,改进后的两种进气方式的气膜冷却效率都有了明显的提高。

姊妹孔与其他孔型相比结构简单,方便加工,较小的副孔直径对冷气的消耗量小,比圆柱孔冷却效率有很大的提升。本文将姊妹孔与旋流冷气腔耦合,研究了姊妹孔副孔的排列方式以及冲击孔角度在不同吹风比下对气膜冷却效果的影响,掌握姊妹孔和冷气腔的结构参数对旋流气膜冷却的影响规律,为后续研究提供参考。

## 1 数值计算方法

### 1.1 物理模型

计算域结构参数如图 1、图 2 所示。规定  $X$  轴与主流方向一致,  $Y$  轴为平板展向,  $Z$  轴根据右手法则确定。姊妹孔由上游的一个主孔和下游的两个副孔组成,主孔直径为  $D$ ,两个副孔的直径为  $0.25D$ ,主孔的下沿位置与副孔之间沿  $X$  轴方向的距离为  $0.75D$ ,两个副孔到主流通道的轴线距离分别为  $L_1$  和  $L_2$ 。其中  $X$  轴方向为主流方向,  $Y$  轴方向为绝热壁面的展向方向,原点取在主气膜孔出口截面下沿  $O$  点处,  $Z$  轴为壁面的法向方向。为了将文中的坐标无量纲化,规定本文中  $X/D$ ,  $Y/D$ ,  $Z/D$  分别为各点在  $X$ 、 $Y$ 、 $Z$  3 个方向上的坐标与主气膜孔直径的比值。主流通道长度为  $48D$ ,气膜孔前端长度为  $8D$ ,后端长度为  $40D$ ,主流宽度和高度为  $10D$ 。冷气腔在  $X-Z$  截面上为六边形,气膜孔流道高度为  $4D$ ,冲击孔与  $Z$  轴的夹角即冲击角(图 2 中的  $\alpha$  角),冲击孔直径为  $0.44D$ 。

### 1.2 网格划分

网格采用 ICEM CFD 进行结构化分块划分,网格划分情况如图 3 所示。

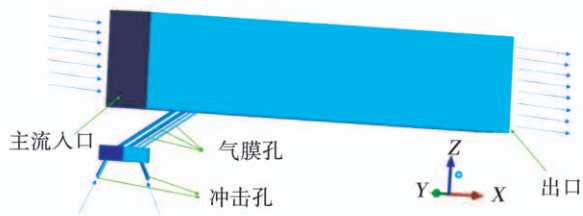


图 1 模型示意图

Fig.1 Schematic diagram of the model

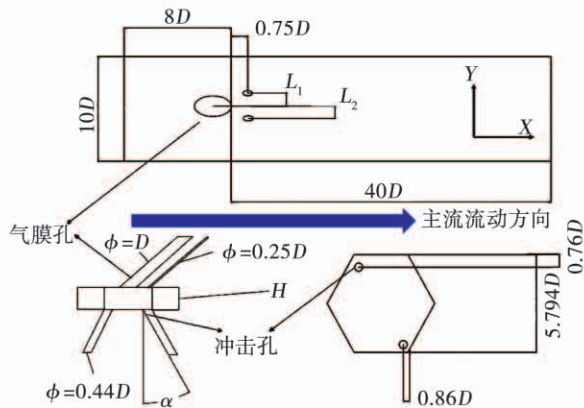


图 2 模型几何参数

Fig.2 Geometrical parameters of the model

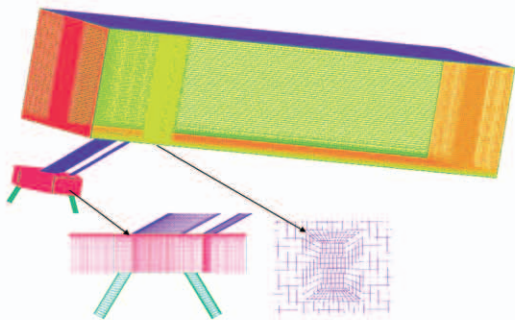


图 3 网格划分

Fig.3 Grid distribution

气膜孔与冲击孔以及贯穿部分均采用“O”型网格划分,冷气腔部分采用“Y”型网格划分,其他部位进行六面体网格划分,对计算区域的壁面网格加密,保证边界层距离壁面第一层网格的  $y^+$  值约为 1,以满足湍流模型的要求。为进行网格无关性验证,采用 350 万和 450 万的网格在吹风比为 1.0 的条件下进行计算,图 4 给出了两组计算结果的冷却效率沿  $X$  轴正方向的分布情况。从图中可看出,网格节点数在 350 万以上时,网格节点数对数值计算结果的

影响较小,因此计算中采用的网格节点数约 350 万。

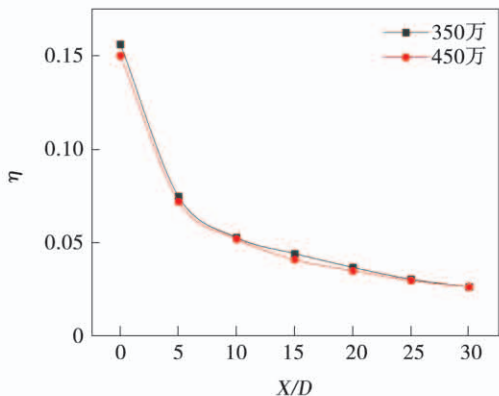


图 4 网格无关性验证

Fig.4 Grid independence verification

### 1.3 参数定义

吹风比为:

$$M = \frac{\rho_c v_c}{\rho_\infty v_\infty} \quad (1)$$

式中:  $\rho_c$ —冷气密度;  $\rho_\infty$ —主流密度;  $v_c$ —气膜孔出口处冷气平均速度;  $v_\infty$ —主流速度。

空间无量纲温度/浓度的定义为:

$$\theta = \frac{T_\infty - T}{T_\infty - T_c} = \frac{C_\infty - C}{C_\infty - C_c} \quad (2)$$

式中:  $T_\infty$ —主流气流温度;  $T_c$ —冷气射流温度;  $T$ —各点实际温度;  $C_\infty$ —主流氧气质量分数;  $C_c$ —冷气射流氧气质量分数;  $C$ —各点实际氧气质量分数。

气膜冷却效率为:

$$\eta = \frac{T_\infty - T}{T_\infty - T_c} \quad (3)$$

采用传热传质类比方法,将气膜冷却效率公式改写为:

$$\eta = \frac{C_\infty - C_w}{C_\infty - C_c} \quad (4)$$

式中:  $C_w$ —绝热壁面上氧气质量分数。

### 1.4 边界条件与湍流模型选取

本文以文献[14]所述的实验为依据,采用传热传质类比方式进行数值模拟,不考虑温差的影响,主流与射流进口温度均设为 293.15 K,主流入口与射流入口采用速度入口条件,出口采用压力出口条件,各壁面均采用绝热无滑移边界条件,吹风比为 1 时的具体参数如表 1 所示,可通过改变二次流入口速度得到不同的吹风比。

表 1 进出口边界条件参数

Tab. 1 Parameters of boundary conditions at inlet and outlet

| 参 数                                  | 主 流     | 冷 气 流   |
|--------------------------------------|---------|---------|
| 进口速度/ $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ | 20      | 51.65   |
| 进口温度/K                               | 293.15  | 293.15  |
| 出口压力/Pa                              | 101 084 | 101 084 |
| 氧气质量分数/%                             | 21      | 0       |
| 氮气质量分数/%                             | 79      | 100     |

采用 4 种湍流模型进行验证:标准  $k-\varepsilon$ , RNG  $k-\varepsilon$ , 标准  $k-\omega$  和 SST  $k-\omega$  湍流模型。4 种湍流模型所对应的结果与文献[14]的实验结果对比,如图 5 所示。从总体上看,标准  $k-\varepsilon$  模型的计算结果与实验结果偏差较小,因此采用标准  $k-\varepsilon$  湍流模型进行计算。

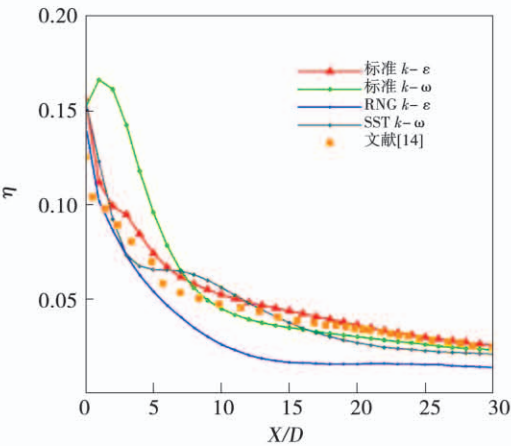


图 5 4 种湍流模型冷却效率与实验数据的对比  
Fig.5 Comparison of cooling efficiency of four turbulence models and experimental data

为了探究姊妹孔的两个副孔排列方式以及冲击孔角度对气膜冷却效果的影响,共设置了 7 个模型,各模型的参数如表 2 所示。

表 2 各模型的几何参数

Tab. 2 Geometric parameters of each model

| 模型编号 | $L_1$   | $L_2$   | $\alpha /(^{\circ})$ |
|------|---------|---------|----------------------|
| 1    | $0.75D$ | $0.75D$ | 30                   |
| 2    | $0.5D$  | $0.5D$  | 30                   |
| 3    | $0.5D$  | $0.75D$ | 30                   |
| 4    | $0.75D$ | $0.5D$  | 30                   |
| 5    | $0.75D$ | $0.5D$  | 20                   |
| 6    | $0.75D$ | $0.5D$  | 40                   |
| 7    | $0.75D$ | $0.5D$  | 50                   |

2 结果与讨论

2.1 不同结构参数对应模型的平面冷却效率分布

图 6 给出了吹风比为 1.0 和冲击孔角度为  $30^{\circ}$  时,不同姊妹孔副孔排列方式的模型所对应的冷却效率分布。4 个模型的壁面冷却效率存在着较大的差异。针对射流的覆盖宽度,模型 1 与模型 3 所对应的冷气覆盖宽度较宽;模型 4 在  $X/D=15$  附近时射流覆盖宽度明显下降;模型 2 在  $X/D=10$  附近时射流覆盖宽度急剧下降。对于气膜孔出口附近的气膜冷却效率,模型 2 和模型 4 的冷却效率比模型 1 和模型 3 高得多,并且模型 1 和模型 3 在  $X/D=6$  附近冷却效率下降比较剧烈,模型 2 和模型 4 在  $X/D=10$  附近时效率的变化比较明显。

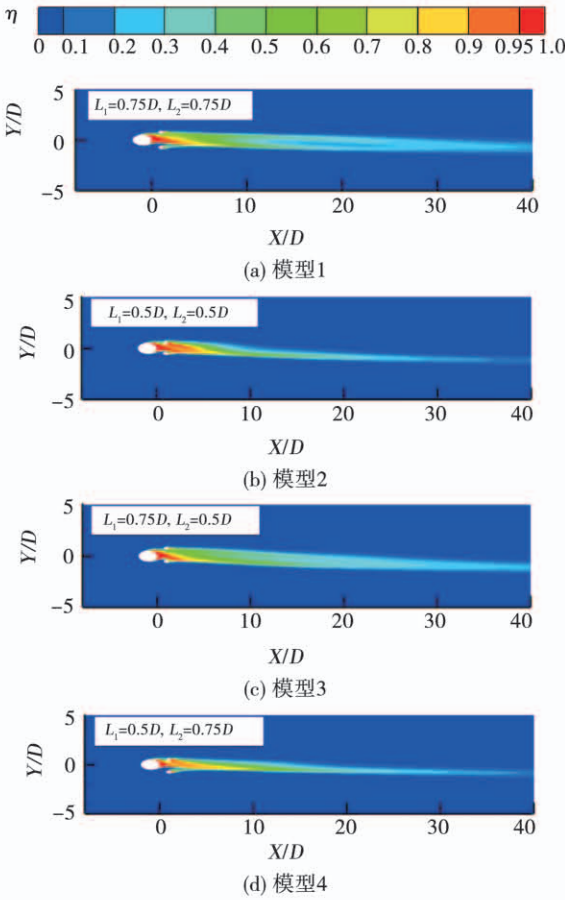


图 6 不同副孔排列方式对应的气膜冷却效率分布  
Fig.6 Film cooling efficiency distribution corresponding to the arrangement of different secondary holes

图 7 为吹风比为 1.0 时,  $L_1=0.75D$ ,  $L_2=0.5D$  的模型在冲击孔角度分别为  $20^{\circ}$ ,  $30^{\circ}$ ,  $40^{\circ}$  和  $50^{\circ}$  时气膜冷却效率分布图。如图 7 所示,冲击孔角度为

20°的模型气膜冷却效果最差,无论是气膜覆盖宽度还是上游气膜孔出口附近的冷却效率,该模型与另外 3 个模型相比都有较大差距。对于  $\alpha = 30^\circ$  和  $50^\circ$  的两个模型,其横向气膜覆盖宽度与冷却效率都比较高,且壁面上的冷却效率沿主流流动方向下降的趋势也比较平缓。而对于  $\alpha = 40^\circ$  的模型,在  $X/D \leq 15$  时其气膜覆盖宽度与冷却效率都较高,当  $X/D > 15$  时,其冷却效率及覆盖宽度急剧下降。

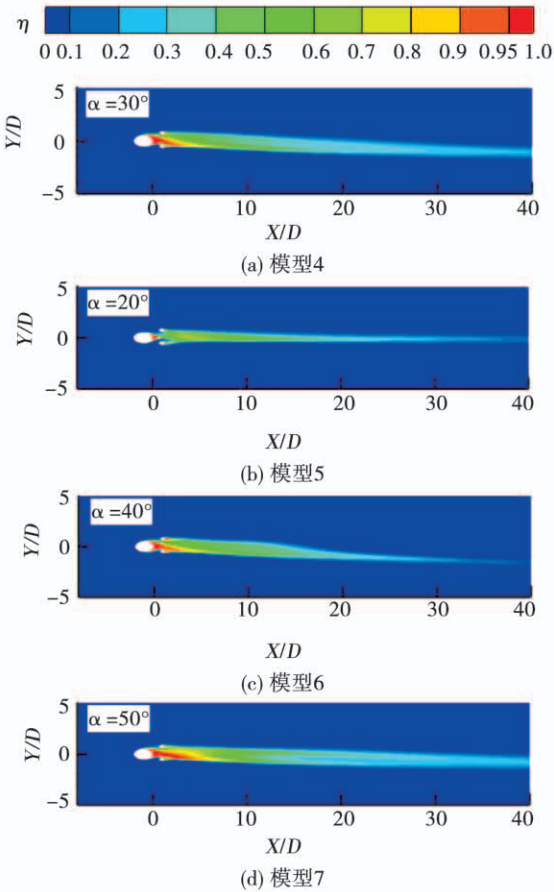


图 7 不同冲击孔角度对应的气膜冷却效率分布  
Fig. 7 Film cooling efficiency distribution corresponding to different impingement hole angels

2.2 气膜孔出口处的冷气流动

图 8、图 9 分别给出了在吹风比为 1.5 时,不同姊妹孔排列方式的 4 个模型气膜孔出口截面上的  $Z$  向速度分布与压力分布。射流的  $Z$  向速度可以反映出射流穿过主流边界层的能力。图 8 中,4 个模型的气膜孔出口截面射流的  $Z$  向流速分布存在差异。当吹风比为 1.5 时,4 个模型在气膜孔出口截面上的  $Z$  向速度分布不均匀,4 个模型的高动量区与低动量区的面积差别大,但动量区的分布位置大

致一样,高动量区都处在沿主流方向轴线的右侧,低动量区都处在沿主流方向轴线的左侧。

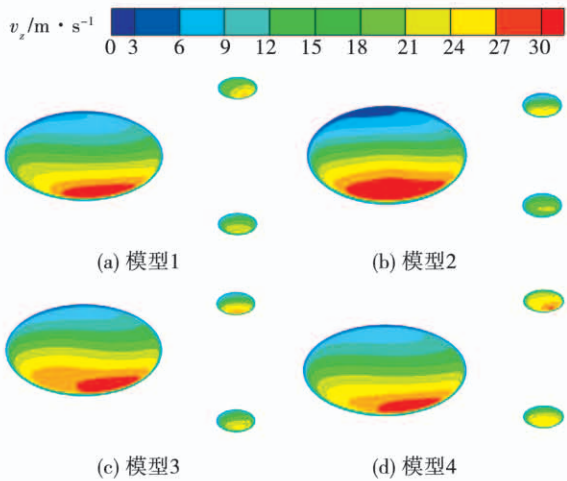


图 8 气膜孔出口截面的  $Z$  向速度分布  
Fig. 8 The  $Z$  axis velocity distribution on the section of film hole outlet

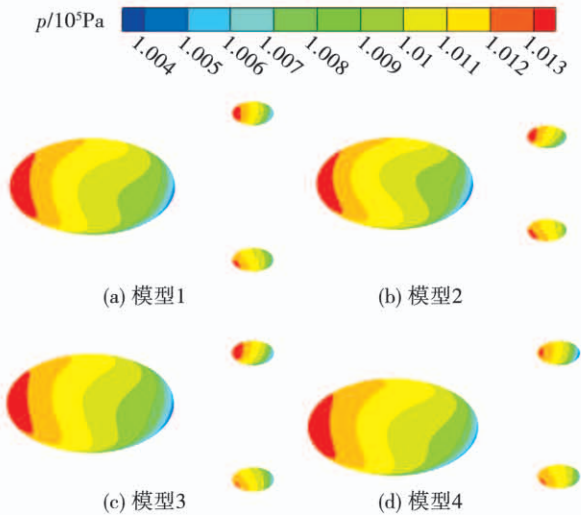


图 9 气膜孔出口截面的压力分布  
Fig. 9 The pressure distribution on the section of film hole outlet

高、低动量区的分布情况与肾形涡的形成有较大联系。从图中可知,模型 1 与模型 3 的高动量区面积较小,而模型 4 的高动量区面积较大,高动量区内冷气射流的  $Z$  向速度大,这会导致射流穿透主流的能力强,贴壁性较差。主流会对射流有一定的冲击作用,这种冲击会使气膜孔出口截面的上沿产生高压区,而在出口截面的下沿由于亚音速流动扩张在气膜孔下游附近产生低压区。从图 9 中能看到在 4 个模型的气膜孔出口截面上都有顺压力梯度产

生,顺压力梯度会使气膜孔下沿喷射出的冷气流的动量提高,并且减弱气膜孔出口截面上沿的冷气出射动量,从而改变冷气流在孔外的流动结构,并改变气膜孔出口截面在主流下游处冷气的覆盖效果。

### 2.3 射流的贴壁性

图 10 为吹风比为 0.5 时,姊妹孔不同副孔排列方式的模型在气膜孔出口附近  $Y=0$  截面上的空间无量纲浓度分布。其中  $X$  方向为流动正方向, $Z$  方向为绝热壁面的法线方向,底部为绝热壁面。从图中看出,冷气流从气膜孔中喷射出后,在主流的冲击作用下向下游倾斜,从而贴附在壁面上。从图中可以看出,在吹风比为 0.5 时 4 种副孔排列方式所对应的模型在气膜孔出口附近的射流贴壁性较好,在  $X/D=8$  时冷气流脱离壁面。但是各模型不同位置的空间无量纲浓度差异较大,这是不同副孔排列造成的,在姊妹孔两副孔射流所形成的肾形涡的作用下,主孔射流形成的肾形涡有一定程度的削弱,则主流与冷气流的掺混也会有一定程度的减弱。在  $X/D<4$  时,模型 3 在气膜孔出口附近的冷却效果最佳,模型 2 与模型 4 的冷却效果次之,模型 1 的冷却效果最差。

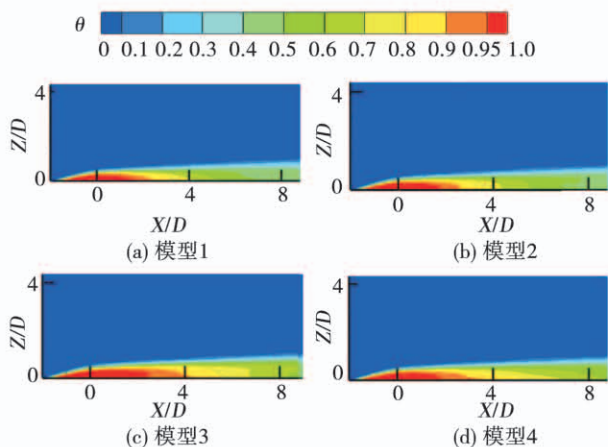


图 10 不同副孔排列方式模型的空间无量纲浓度分布

Fig. 10 Spatial non-dimensional concentration distribution of models with different arrangement modes of secondary holes

图 11 给出了吹风比为 0.5 时,不同冲击孔角度的模型在气膜孔出口附近  $Y=0$  截面上的空间无量纲浓度分布。由图可知,在主流的冲击作用以及冷气流与壁面的摩擦作用下,射流从气膜孔出口喷出

后朝壁面弯曲。4 个模型中,冲击孔角度为  $20^\circ$  的模型冷气流贴壁性最差,在  $X/D=2$  附近就能观察到明显的冷气流脱离,其次是冲击孔角度为  $50^\circ$  的模型,在  $X/D=4$  附近观察到冷气流脱离,其余 2 个模型在  $X/D=8$  时依然不能直观地观察到脱离现象。在姊妹孔副孔排列方式为  $L_1=0.75D, L_2=0.5D$  时,采用  $30^\circ$  和  $40^\circ$  的冲击孔可以获得更好的冷气流贴壁性,而采用太大冲击孔角度 ( $50^\circ$ ) 或者太小的冲击孔角度 ( $20^\circ$ ) 时冷气流在气膜孔出口附近的贴壁性较差,且对于冲击孔角度为  $20^\circ$  的模型,冷气流与主流的掺混程度也较强,导致冷气流的空間无量纲浓度较低。

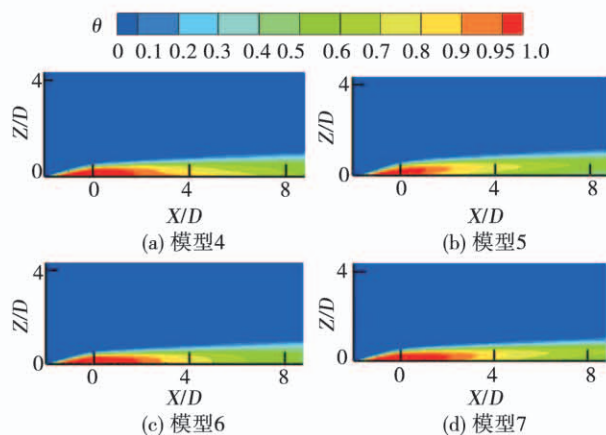


图 11 不同冲击孔角度模型的空间无量纲浓度分布

Fig. 11 Spatial non-dimensional concentration distribution of models with different impingement hole angles

### 2.4 沿 $X$ 方向不同截面上的流线分布

图 12 给出了吹风比为 0.5 时不同排列方式的姊妹孔副孔对应的模型在  $X/D=1.2$  和 10 处  $Y-Z$  截面上的流线分布。从流线分布情况不难看出,4 种不同副孔排列方式所对应的模型在射流喷射出后都与主流掺混形成了肾形涡,在远离气膜孔出口截面的  $X/D=10$  截面上肾形涡的结构更加明显。在气膜孔出口截面附近,姊妹孔的主孔与两个副孔射流都形成了肾形涡,模型 2 和模型 3 的副孔射流形成的肾形涡更加明显,两个副孔形成的肾形涡与姊妹孔主孔形成的肾形涡互相影响后可以使肾形涡的强度有一定减弱。在  $X/D=1.2$  截面上射流的覆盖宽度比较宽,在姊妹孔两副孔射流所形成的肾形涡的作用下,主孔射流形成的肾形涡有一定程度的削

弱,因为肾形涡之间的相互作用,两副孔形成的肾形涡结构几乎观察不到。模型 1 和模型 4 中主孔射流形成的肾形涡结构有明显削弱,而模型 2 和模型 3 中主孔的肾形涡结构依然比较明显。在主流通道下游的  $X/D = 10$  截面处,射流的贴壁性较好,且气膜覆盖宽度较大,肾形涡的结构有了一定的改变。模型 2 和模型 4 所对应两个模型在  $X/D = 10$  截面上副孔射流所形成的肾形涡结构已经几乎观察不到,模型 1 和模型 3 中仍能观察到一个副孔射流形成的肾形涡结构,并且主孔射流形成的肾形涡结构比较明显,4 个模型在  $X/D = 10$  截面处肾形涡的中心都已被上升到距离壁面较远的位置。

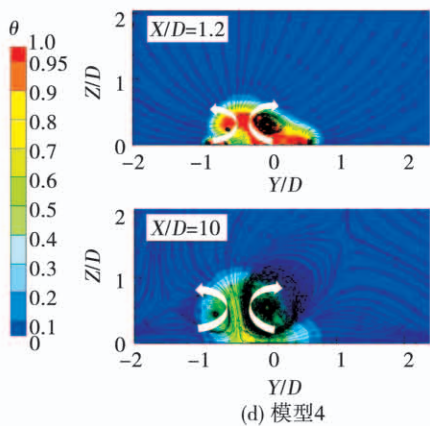
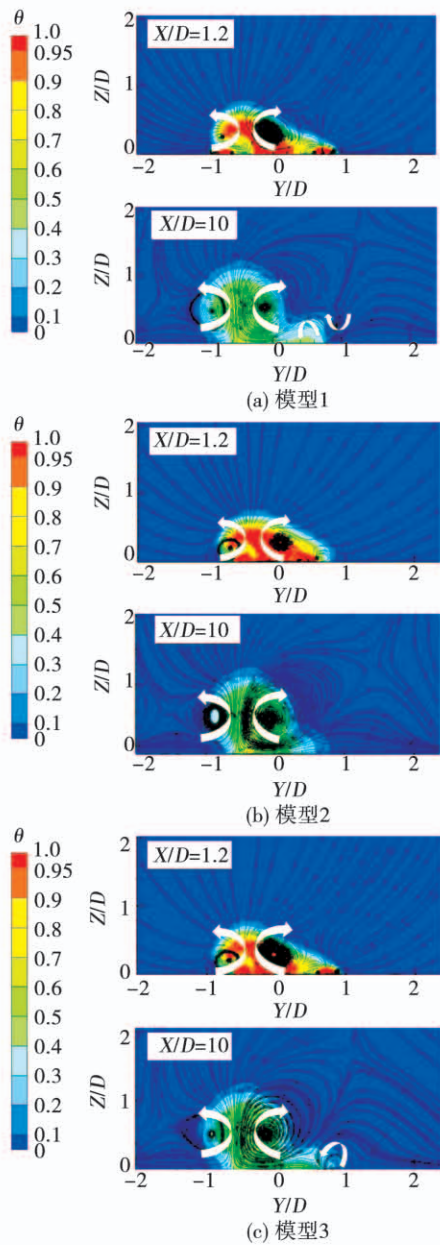


图 12  $X/D = 1.2$  和  $X/D = 10$  截面上的流线分布  
Fig. 12 Streamline distribution on the section with  $X/D = 1.2$  and  $X/D = 10$

2.5 各模型的平均气膜冷却效率

图 13 为吹风比为 1.5 时各模型沿主流方向 ( $X$  方向) 的气膜冷却效率曲线。

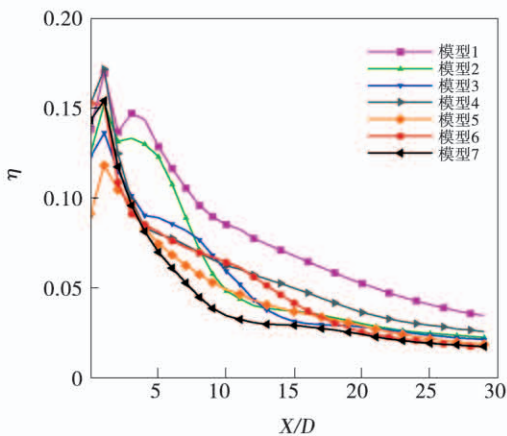


图 13 平均冷却效率沿  $X$  方向的分布曲线  
Fig. 13 Distribution curves of average cooling efficiency along  $X$  direction

由图 13 可知,各模型的冷却效率沿  $X$  方向呈现先增大后减小的趋势,刚开始时冷却效率的提升是因为两个副孔的存在使气膜覆盖宽度变大,并且两个副孔的射流也能有部分覆盖作用。在  $X/D > 2$  以后沿着主流流动方向气膜冷却效率将会逐渐降低,但模型 1 与模型 2 在  $X/D = 4$  处效率又有部分提升,这可能是因为在此处姊妹孔的副孔与主孔射流形成的肾形涡相互作用后使射流的覆盖宽度有了一定的提升,因此面平均效率有较大提升,而另

外几组模型则没有出现这一情况,冷却效率一直降低。从图中可以看出,在  $X/D < 2$  时模型 1 和模型 4 的冷却效率最高,当  $X/D$  处在  $2 \sim 8$  之间时,模型 1 的效率最高,模型 2 次之,再向主流通道下游发展,模型 2 的效率将会急剧下降,而模型 1 的冷却效率仍较高。

图 14 为各模型在 3 个不同吹风比下的面平均气膜冷却效率的分布。从图 14 中可以看出,在吹风比为 0.3 时,模型 1、模型 2 与模型 7 都具有较高的面平均气膜冷却效率,与效率较低的模型 6 相比,三者的效率分别提高 54.8%、54.5% 和 47.9%。在吹风比为 0.75 时,模型 1 与模型 7 冷却效果较好,模型 5 效果最差,模型 1 与模型 7 的冷却效率对比模型 5 分别提高 111.6% 和 108.4%。在吹风比为 1.25 时,模型 1 的面平均气膜冷却效率最高,模型 4 次之,而模型 5 的面平均效率最低。可见,当吹风比为 1.25 时,采用姊妹孔副孔排列方式 1 ( $0.75D$ ,  $0.75D$ ) 能够带来最好的气膜冷却效果,而在选取的 4 个冲击孔角度中采用  $30^\circ$  冲击孔能带来较高的气膜冷却效率,且模型 1 的面平均气膜冷却效率比模型 5 的面平均气膜冷却效率提高 92.56%。

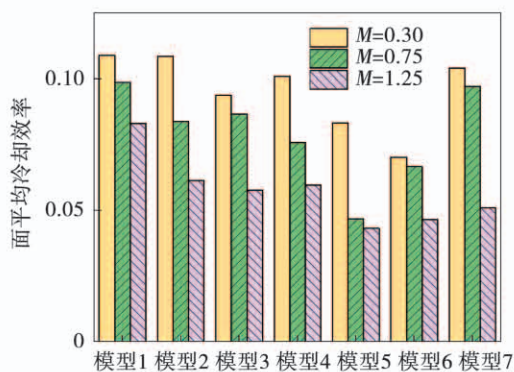


图 14 不同吹风比下各模型的面平均冷却效率

Fig. 14 Average surface cooling efficiency of each model under different blowing ratios

### 3 结 论

(1) 在吹风比为 0.3 时,模型 1、模型 2 与模型 7 得到较高的面平均气膜冷却效率,与效率较低的模型 6 相比,三者的冷却效率分别提高 54.8%、

54.5% 和 47.9%。在吹风比为 0.75 时,模型 1 与模型 7 的冷却效果依然较好,模型 1 与模型 7 的冷却效率对比模型 5 分别提高 111.6% 和 108.4%。

(2) 在吹风比为 1.25 时,模型 1 的面平均气膜冷却效率最高,模型 4 次之,而模型 5 的面平均气膜冷却效率最低。采用姊妹孔副孔排列方式 1 ( $0.75D$ ,  $0.75D$ ) 能够带来最好的气膜冷却效果,而在选取的 4 个冲击孔角度中采用  $30^\circ$  冲击孔能够带来较高的气膜冷却效率,且模型 1 的面平均气膜冷却效率比模型 5 的面平均气膜冷却效率提高 92.56%。

(3) 针对姊妹孔副孔排列方式,在吹风比为 0.5、1.0、1.25 和 1.5 时姊妹孔副孔排列方式采用模型 1 ( $0.75D$ ,  $0.75D$ ) 能够获得最佳的冷却效果;针对冲击孔角度,在吹风比为 1.0 时采用  $30^\circ$  与  $50^\circ$  冲击孔都能得到较好的冷却效果,当吹风比提高到 1.25 和 1.5 时采用  $30^\circ$  冲击孔的模型能够获得更好的冷却效果。

### 参考文献:

- [1] 韩介勤[美],桑地普·杜达[美],斯瑞纳斯·艾卡德[美],等. 燃气轮机传热和冷却技术[M]. 西安:西安交通大学出版社,2005:1-17.  
HAN J C, DUTTA S, EKKAD S, et al. Gas Turbine Heat Transfer & Cooling Technology [M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2005:1-17.
- [2] 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.
- [3] LU Y. Effect of hole configurations on film cooling from cylindrical inclined holes for the application to gas turbine blades[D]. Baton Rouge: Louisiana State University, 2007.
- [4] FRIC T F, CAMPBELL R P. Method for improving the cooling effectiveness of a gaseous coolant stream which flows through a substrate, and related articles of manufacture[P]. USA: No. 6383602. 2002-5-7.
- [5] KIM J, KIM K, et al. Performance evaluation of a converging-diverging film-cooling hole[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2019(142): 295-304.
- [6] 李广超, 凌旭, 寇志海, 等. 双出口气膜孔冷却效率实验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(5): 1029-1035.

- LI Guang-chao, LING Xu, KOU Zhi-hai, et al. Experiment of cooling effectiveness with double-outlet film hole[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(5): 1029–1035.
- [7] 雷云涛,袁 新. 涡轮叶片前缘双排孔气膜冷却数值模拟[J]. 推进技术, 2012, 33(5): 704–709.
- LEI Yun-tao, YUAN Xin. Numerical simulation on the effect of film cooling at leading edge of turbine blade with two rows of staggered holes[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(5): 704–709.
- [8] 戴 萍. 气膜孔几何结构对涡轮叶片气膜冷却的影响研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2010.
- DAI Ping. Study on the influence of film hole configuration on turbine blade film cooling[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2010.
- [9] 于飞龙, 肖俊峰. 猫耳气膜孔冷却性能数值模拟[J]. 热力发电, 2018, 47(9): 52–59.
- YU Fei-long, XIAO Jun-feng. Numerical study on cooling performance of Nekomimi film holes[J]. Thermal Power Generation, 2018, 47(9): 52–59.
- [10] 张 玲, 郭瑞红, 郭达飞, 等. 姊妹孔平板气膜冷却效率的数值模拟[J]. 动力工程学报, 2014, 34(9): 696–700, 707.
- ZHANG Ling, GUO Rui-hong, GUO Da-fei, et al. Numerical simulation on film cooling effectiveness with injection from sister holes[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2014, 34(9): 696–700, 707.
- [11] 李琛玺, 郭振东, 宋立明, 等. 凹槽状叶顶气膜孔优化设计与知识挖掘[J]. 推进技术, 2019, 40(2): 276–284.
- LI Chen-xi, GUO Zhen-dong, SONG Li-ming, et al. Film-cooling holes design optimization and knowledge mining of a squealer tip[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(2): 276–284.
- [12] LIU C L, YE L, ZHU H R, et al. Investigation on the effects of rib orientation angle on the film cooling with ribbed cross-flow coolant channel[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 115: 379–394.
- [13] XIE G N, LIU X T, YAN H B. Film cooling performance and flow characteristics of internal cooling channels with continuous/truncated ribs[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 105: 67–75.
- [14] TAKEISHI K, ODA Y, EGAWA Y, et al. Film cooling with swirling coolant flow controlled by impingement cooling in a closed cavity[C]//ASME Power Conference collocated with JSME ICOPE, Denver; 2011.
- [15] TAKEISHI K, ODA Y, EGAWA Y, et al. Film cooling with swirling coolant flow controlled by impingement cooling in a closed cavity[R]. Denver: ASME 2011 – Power – 55390.
- [16] ODA Y, TAKEISHI K, SHIMIZU D. Large eddy simulation of film cooling with swirling coolant flow[C]//8th Thermal Engineering Joint Conference(AJTEC2011), Honolulu; 2011.
- [17] 刘友宏, 任浩亮. 冲击距与气膜孔方位角对旋流气膜冷却性能影响[J]. 推进技术, 2016, 37(7): 1271–1279.
- LIU You-hong, REN Hao-liang. Effects of impingement distance and film hole angle of orientation on performance of film cooling with swirling coolant flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(7): 1271–1279.
- [18] 岳国强, 姜玉廷, 向世建, 等. 冷气预旋诱导涡系重构气膜冷却机理研究[J]. 机械工程学报, 2019, 55(4): 181–188.
- YUE Guo-qiang, JIANG Yu-ting, XIANG Shi-jian, et al. Study on film cooling mechanism of vortex reconstruction induced by swirling coolant flow[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(4): 181–188.

(姜雪梅 编辑)