

DOI:10.16356/j.1005-2615.2018.04.001

超椭圆孔型对气膜绝热冷却效率的影响

谢公南¹ 张国花²

(1. 西北工业大学航海学院, 西安, 710072; 2. 西北工业大学机电学院, 西安, 710072)

摘要:在吹风比 M 为 0.5, 1.0 和 1.5 的 3 种情况下数值研究了超椭圆孔型对气膜绝热冷却效率的影响, 并基于流动特征深入分析了其冷却机制。结果表明: 相比于基准的圆形孔模型, 吹风比为 0.5 时超椭圆模型 I (长宽比为 2) 在 $x/D < 5$ 区域内气膜绝热冷却效率较高, 吹风比为 1.0 时在 $x/D < 17.35$ 区域内气膜绝热冷却效率较高, 吹风比为 1.5 时, 在整个流向上都具有较高的气膜绝热冷却效率。由于气膜在展向的覆盖范围较大, 超椭圆模型 II (长宽比为 4) 在 3 种不同的吹风比下相比于圆形孔模型和超椭圆模型 I 具有最佳的气膜绝热冷却效率, 且吹风比越大, 其优势越明显。

关键词:气膜冷却; 超椭圆; 绝热冷却效率; 涡旋; 吹风比

中图分类号: V214 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2018)04-0427-08

Effect of Super-Elliptic Film Holes on Adiabatic Film Cooling Effectiveness

XIE Gongnan¹, ZHANG Guohua²

(1. School of Marine Science and Technology, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 710072, China;
2. School of Mechanical Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 710072, China)

Abstract: Numerical simulations are performed to investigate the effects of super-elliptic film holes on adiabatic film cooling effectiveness under three blowing ratios ($M = 0.5, 1.0, 1.5$). The results show that compared with the basic circular model, super-elliptic model I with length-to-width ratio of 2 provides the better film cooling effectiveness in the range of $x/D < 5$ at $M = 0.5$ while at $M = 1.0$ the better film cooling effectiveness is observed in the range of $x/D < 17.35$ and at $M = 1.5$ the higher film cooling performance is shown along the mainstream direction. However, due to the large laterally coverage of the film, super-elliptic model II with length-to-width ratio of 4 exhibits the best film cooling effectiveness at three different blowing ratios among all models. Such advantages become more significant with the increase of the blowing ratio.

Key words: film cooling; super-elliptic hole; adiabatic cooling effectiveness; vortex; blowing ratio

目前典型的航空涡轮叶片冷却技术^[1]有冲击冷却^[2]、肋片冷却^[3]和气膜冷却^[4]等。近 30 年来, 对气膜冷却的研究主要集中在气膜孔出口形状的

研究^[5-8]、构造气膜孔的影响区域^[9-10]、圆形孔的组合^[11]及参数化研究^[6]等方面。新型气膜冷却方式的流动换热特性及气膜孔的优化设计一直是研究

基金项目:国家自然科学基金(51676163)资助项目。

收稿日期:2018-07-09; **修订日期:**2018-07-21

作者简介:谢公南,男,教授,博士生导师。主要研究方向:航空/航天/航海结构热分析与热控制、减阻与降耗; 新能源与动力推进技术、新型高效换热技术与装备; 宏/微/纳观流动换热、热-力耦合与结构优化设计。以第一/通信作者发表 SCI 论文 70 余篇; 以第一/通信作者发表 ISTP 和 EI 收录的 ASME 会议论文 20 余篇。担任《ASME Journal of Heat Transfer》副主编及《航空动力学报》编委等。

通信作者:谢公南, E-mail: xgn@nwpu.edu.cn。

引用格式:谢公南, 张国花. 超椭圆孔型对气膜绝热冷却效率的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(4): 427-434.
XIE Gongnan, ZHANG Guohua. Effect of super-elliptic film holes on adiabatic film cooling effectiveness[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(4): 427-434.

的热点。

大部分研究使用圆形的气膜孔入口,通过改变气膜孔的出口形状来提高气膜冷却效率。最近,Zhang 等人^[12]实验研究了圆-缝形气膜孔的不同缝宽对气膜冷却效率和流量系数的影响,发现收缩型气膜孔和扩散型气膜孔对气膜冷却效率的影响不同,气膜孔宽度的变小使得流量系数急剧降低。Huang 等人^[13]对圆-缝型气膜孔进行了单目标优化研究,得到在低吹风比下最优孔型为收缩型圆-缝气膜孔而在高吹风比下最优孔型为扩散型圆-缝气膜孔的结论。An 等人^[14]实验研究了矩形扩散孔(入口为矩形、出口为展向扩张)在不同密度比和吹风比下的气膜冷却效率,发现矩形扩散孔较好地得到多样的气膜分布模式,且随着矩形纵横比的增加,整体冷却效率也随之增加;相较于扇形孔,矩形孔的气膜冷却效率最大可提高至 70%。

为探索能提高气膜冷却效率的气膜冷却方式,本文提出一种超椭圆型气膜孔。超椭圆是一种多参数曲线模型,改变参数会得到相比圆形结构较优的构型。超椭圆结构在力学和热学研究领域中得到了研究者的关注。因此,为验证超椭圆曲线孔型对提高气膜绝热冷却效率的可行性,本文在与圆形孔相同截面积的条件下,设计并数值研究两种超椭圆孔型(气膜孔的出入口均为超椭圆,出口未扩张)对流动特征和气膜绝热冷却效率的影响机制,并与基准圆形孔的气膜绝热冷却效率进行比较。

1 计算模型

如图 1(a)所示,坐标原点设定在气膜孔出口中心,主流流向为 x 方向,横流流向为 y 方向,气膜出流的法线方向为 z 方向。计算模型主要由 3 部分组成:主流(燃气)通道、冷气(空气)通道及气膜孔。气膜孔的孔径(D)为 10 mm,出流倾角 $\alpha = 30^\circ$,长径比为 3。冷气通道的宽和高均为 $7D$,为了

使入口的冷气充分发展,在气膜孔的上游布置长为 $22D$ 的发展通道。同时为了减弱流体的出口效应,气膜孔下游增加长为 $11D$ 的通道。主流通道的宽和高分别为 $4D$ 和 $8D$ 。与冷气通道类似,在主流通道中气膜孔的上游和下游分别布置长为 $14D$ 和 $30D$ 的发展通道。图 1(b)给出了本文讨论的 3 种不同形状的气膜孔孔型:圆形孔(Circle)作为基准孔型,超椭圆孔 I (Superellipse 1)及超椭圆孔 II (Superellipse 2)为研究孔型。

3 种孔型的横截面积均为 $A_h = \pi D^2/4$ 。超椭圆的数学表达式为

$$\begin{cases} x(\theta) = |\cos\theta|^{\frac{2}{n}} \cdot a \operatorname{sgn}(\cos\theta) \\ y(\theta) = |\sin\theta|^{\frac{2}{n}} \cdot b \operatorname{sgn}(\sin\theta) \end{cases} \quad \theta \in [0, 2\pi] \quad (1)$$

式中: a, b 分别为超椭圆的长半轴和短半轴长;超椭圆 I 中 $b = 2a$,即长宽比为 2;超椭圆 II 中 $b = 4a$,即长宽比为 4; n 和 θ 为参数,本文中 n 取 3。超椭圆的出口面积利用伽马函数 $\Gamma(x)$ 表达如下

$$S = 4ab \frac{\left(\Gamma\left(1 + \frac{1}{n}\right)\right)^2}{\Gamma\left(1 + \frac{2}{n}\right)} \quad (2)$$

2 计算方法

2.1 边界条件

主流通道入口给定均匀速度为 17 m/s(基于该速度与气膜孔孔径的主流雷诺数为 80 000),入口温度设为 300 K,湍流强度设为 1%。出口采用大气压力出口。冷气通道入口设为质量流量入口使其雷诺数为 50 000。冷气雷诺数 Re_c 定义为

$$Re_c = \frac{\rho_c u_c D_h}{\mu} \quad (3)$$

式中: ρ_c 为密度, u_c 为入口速度, D_h 为水力直径, μ 为动力黏度。冷气通道入口温度(T_c)设为 320 K,湍流强度设为 5%。

本文吹风比取 0.5, 1.0 和 1.5,冷气通道出口的质量流量通过吹风比调节。吹风比定义为

$$M = \frac{\rho_c u_{ch}}{\rho_g u_g} \quad (4)$$

式中: u_g 和 ρ_g 分别为主流通道的入口速度和密度。

气膜孔中冷气速度 u_{ch} 通过式(5)计算

$$u_{ch} = \frac{m_h}{\rho_c A_h} = \frac{m_{in,c} - m_{out,c}}{\rho_c A_h} \quad (5)$$

式中: m_h 为经过气膜孔冷气的质量流量, A_h 为气膜孔的圆形截面积, $m_{in,c}$ 和 $m_{out,c}$ 分别为流入和流出冷气通道冷气的质量流量。除设定主流通道的两侧壁为周期性边界条件外,其余壁面均为无滑移绝热条件。

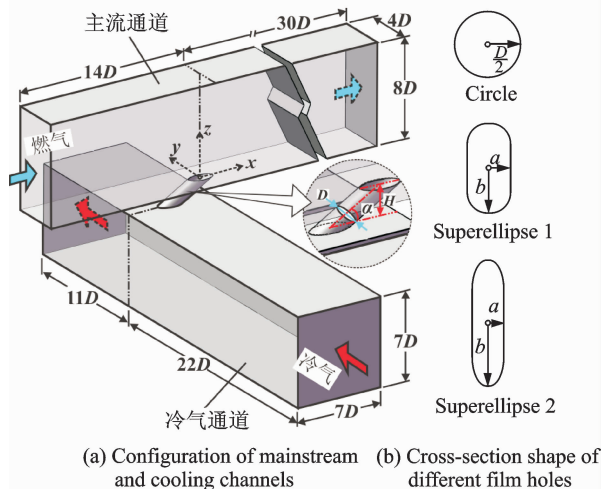


图 1 计算模型

Fig. 1 Computational model

2.2 数值方法

采用基于有限体积法的商业软件 ANSYS FLUENT 15.0 求解三维稳态流动与换热。压力-速度耦合选用 SIMPLEC 算法,对流项选用三阶精度的 QUICK 格式进行离散,无滑移壁面采用增强壁面函数。根据文献[15]的研究结果,选用 Realizable $k-\epsilon$ 两方程湍流模型。该湍流模型被广泛应用于气膜冷却的流动传热分析^[16-17]。迭代收敛的标准为各项残差精度均小于 10^{-5} ,残差曲线趋于平缓且气膜孔出口处质量流量和目标表面的面平均气膜冷却效率保持不变。气膜冷却效率定义为

$$\eta = \frac{T_g - T_{aw}}{T_g - T_c} \quad (6)$$

式中 T_{aw} 为局部绝热壁面温度。

采用商用软件 ANSYS ICEM CFD 15.0 划分计算模型生成六面体结构化网格。为更好地预测近壁面湍流流动和换热,加密近壁面网格使其 y^+ 值小于 1,如图 2 所示。

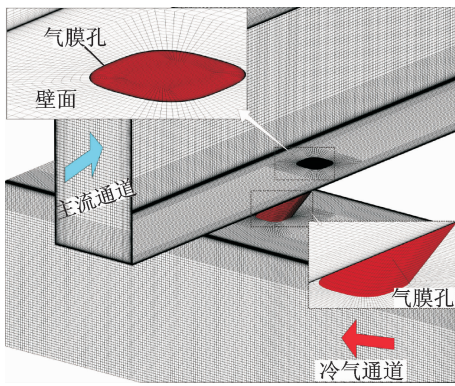


图 2 整体及局部网格示意图

Fig. 2 Overall and local mesh adopted in simulations

2.3 网格独立性及模型验证

设计 3 套不同的网格密度(537 万、723 万和 973 万个),在吹风比为 0.5 的条件下对圆形孔模型进行网格独立性验证。图 3 为不同网格密度下的目标表面沿流向中线上的气膜绝热效率分布。从图可以看出,3 种不同网格密度下,计算所得的结果偏差很小。因此,为考虑计算的经济性,圆形孔模型采用数量为 723 万个的网格密度。同样,以相似的网格密度分别划分另两个模型,得到超椭圆模型 I 的网格数为 774 万个、超椭圆模型 II 的网格数为 694 万个。

为了验证本文数值方法的可靠性,将圆形孔模型的计算结果与文献[18]中的实验数据进行对比。图 4 给出了实验模型与数值模型沿主流流向上展向平均气膜绝热冷却效率的对比结果。从图中可以看到,数值结果与实验数据吻合较好,沿主流方

向数值与实验结果的偏差先不断增大随后逐渐减小,最大偏差不超过 18%。

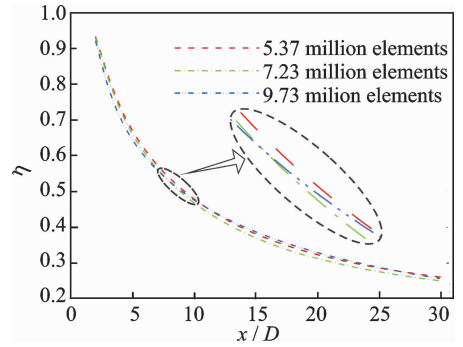


图 3 网格独立性验证:目标表面中线上的气膜绝热效率分布

Fig. 3 Mesh independent test results: Comparison of adiabatic film cooling effectiveness obtained from three different meshes along middle line at target surface

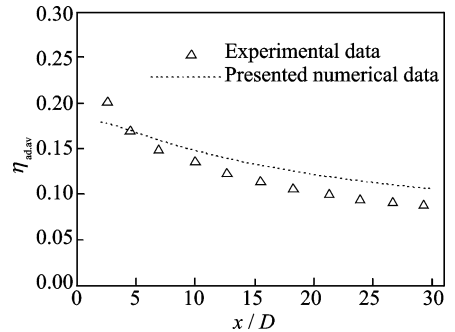


图 4 本文计算结果与文献[18]实验数据对比:展向平均绝热气膜效率

Fig. 4 Validation of numerical model by comparing presented numerical results of laterally averaged film cooling effectiveness with experimental data in Ref. [18]

3 结果与讨论

3.1 不同吹风比下的气膜绝热冷却效率

图 5 给出了吹风比分别为 0.5, 1.0 和 1.5 时 3 种模型的气膜绝热效率分布图。从图中可以看到,虽然 3 种模型的出口截面积相同,但由于超椭圆模型的展向较宽,在同一吹风比下其在气膜孔出口处的气膜绝热冷却效率优于圆形孔模型。沿流向上,圆形孔模型中目标表面的冷气覆盖面积逐渐增大,但随着冷气的耗散,冷气覆盖面积又逐渐减小;而两种超椭圆模型中目标表面的冷气覆盖面积不断减小,气膜绝热冷却效率减小。当吹风比为 0.5 和 1.0 时,由于圆形孔模型中沿流向的冷气覆盖面积不断增大,因此在气膜孔下游的某个位置后,其气膜绝热冷却效率高于超椭圆模型 I 的气膜

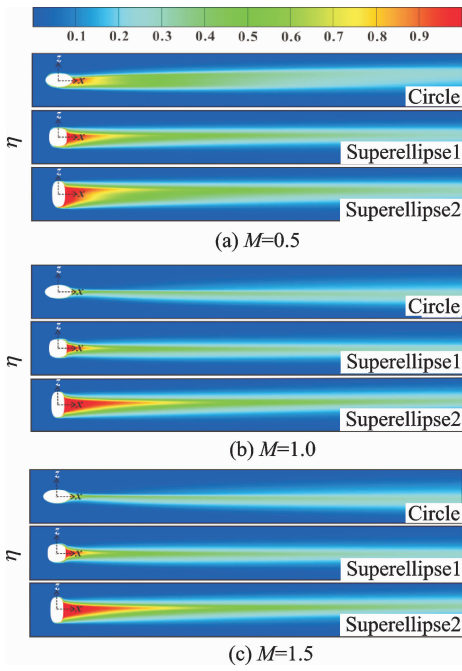


图5 不同吹风比气膜绝热冷却效率分布

Fig. 5 Adiabatic film cooling effectiveness distribution at different blowing ratios

绝热冷却效率,但低于超椭圆模型 II 的气膜绝热冷却效率。对比同一模型在不同吹风比下气膜绝热冷却效率分布情况可知,随着吹风比的增大,圆形孔模型中冷气的展向覆盖明显减小;超椭圆模型也有类似的现象,但减小幅度较圆形孔模型小,且超椭圆模型 II 的展向覆盖面积变化最小。

为了进行定量比较,图 6(a)给出了不同吹风比下 3 种模型沿主流方向的展向平均气膜绝热冷却效率分布。可见,在 3 种不同吹风比下,超椭圆模型 II 的冷却效果最佳,且随着吹风比的增大,超椭圆模型 II 相较于圆形孔模型的气膜绝热冷却效率分别提高了 13%~90%,0.4%~390%,67%~1 000%。当吹风比为 0.5 时,在 $x/D < 5$ 区域内,超椭圆模型 I 的气膜绝热冷却效率高于圆形孔模型的气膜绝热冷却效率;当吹风比为 1.0 时,在 $x/D < 17.35$ 区域内,超椭圆模型 I 的气膜绝热冷却效率比圆形孔模型的气膜绝热冷却效率高 0.1%~130%;当吹风比为 1.5 时,圆形孔模型的气膜绝热冷却效率最差。

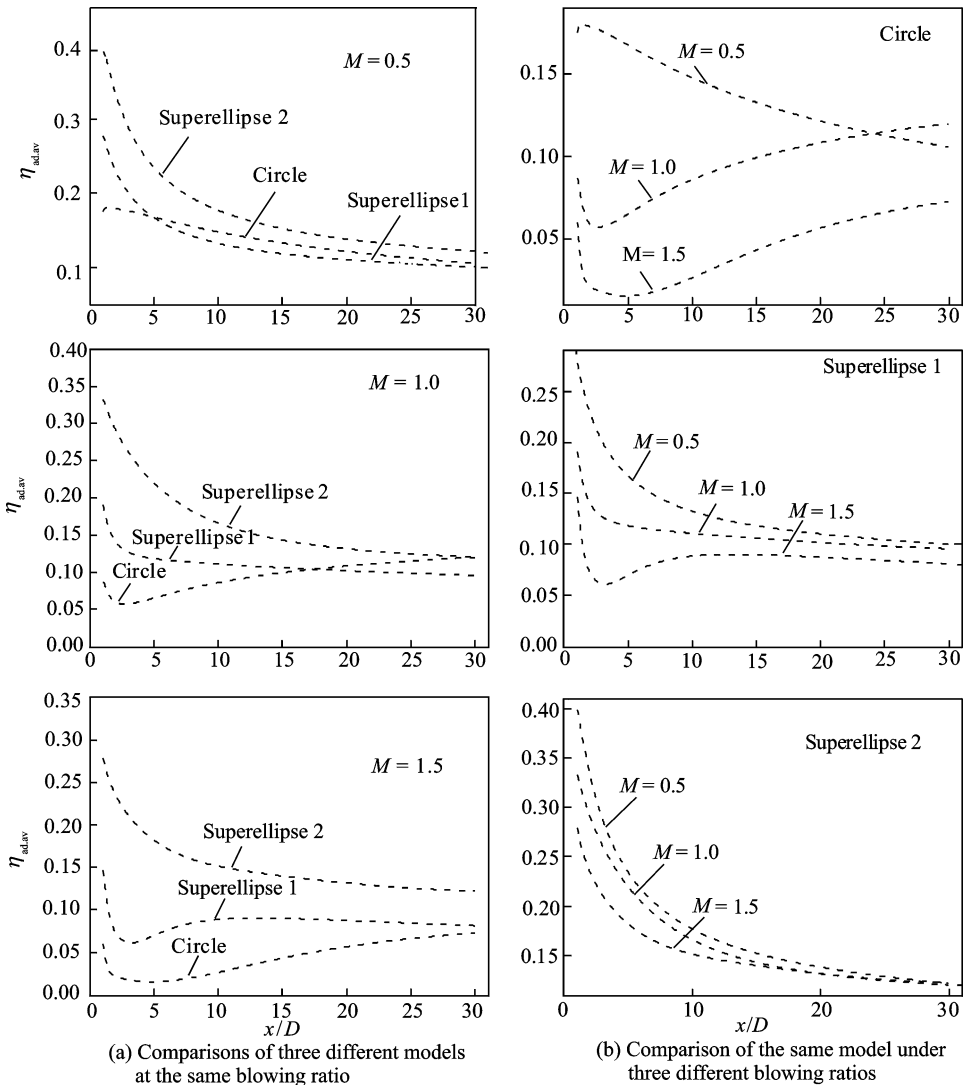


图6 沿主流方向的展向平均气膜绝热冷却效率分布

Fig. 6 Laterally-averaged adiabatic film cooling effectiveness along mainstream direction

图 6(b)为不同模型沿流向的展向平均气膜绝热冷却效率分布。随着吹风比的增大,3 种模型的绝热气膜冷却效率均呈现下降趋势,且圆形孔模型的绝热气膜冷却效率下降最为显著。当吹风比为 1.0 和 1.5 时,顺着主流方向,圆形孔模型的气膜绝热冷却效率先降低,后又逐渐增加。超椭圆模型 II 的气膜绝热冷却效率随着吹风比的减小其下降速度变快,在主流燃气出口附近,该模型在 3 种吹风比下的气膜绝热冷却效率几乎相等。总的来说,吹风比的变化对超椭圆模型 II 的气膜绝热冷却效率的影响没有其对另两种模型的影响显著。

3.2 不同吹风比下气膜射流的流动特征

图 7 为不同吹风比下气膜射流的流动特征对比图。左侧为沿 x 轴方向的视图,右侧为沿 y 轴方向的视图。由于本文模型均有横向进气,冷气进入气膜孔后,在向心力和气膜孔轴向压力梯度作用下,在气膜孔中形成螺旋流动。当吹风比为 0.5 时,圆形孔模型在气膜孔出口处,大部分冷气仍处于螺旋流动状态,形成左股冷气流并在主流通道中形成涡结构。由于涡的存在,沿主流方向燃气不断汇入,使得该股冷气流不能很好地贴近壁面,对壁面

的冷却效果较差。剩余冷气较少且无明显涡结构,在主流作用下贴近壁面流动,形成一层冷气保护层,对目标表面的冷却起到主导作用,但由于其质量流量限制,气膜绝热冷却效率较低。

超椭圆模型 I 中,在气膜孔出口处的中部冷气涡旋强度小,且沿主流方向流向下游;而两边冷气左右涡旋强度较大且方向相反,在流向下流的同时向中部靠拢,形成明显的肾形涡对,使冷气不断抬起远离壁面。燃气从两侧混入冷气中贴近壁面,导致较差的冷却效果。超椭圆模型 II 中,由于气膜孔内存在较弱的螺旋流动,在气膜孔的出口处,一部分仍处于螺旋流动的冷气形成左股气流,且沿主流方向不断抬高,对目标表面的冷却效果较弱;而另一部分无明显涡结构,在燃气作用下贴近壁面。相比圆形孔模型,超椭圆模型 II 中这部分冷气较多,且出口截面展向较宽,对壁面的保护作用较好。因此,超椭圆模型 II 表现出最高的气膜绝热冷却效率。

当吹风比为 1.0 和 1.5 时,与吹风比为 0.5 相比,3 种模型中经过气膜孔射流的质量流量和动量都较大,燃气不易改变其流动方向,导致冷气的贴壁效果差,冷却效果降低。随着吹风比增加,圆形孔模型流动特征变化最为显著。当吹风比为 1.0 时,圆形孔模型中冷气在气膜孔出口处明显分为两支,均具有较大的涡旋强度,且沿主流方向冷气不断抬高远离壁面。当吹风比为 1.5 时,冷气射流在气膜孔出口处动量最大,流动方向不易改变,与壁面的距离远,冷却效果最差,气膜绝热冷却效率最低。

图 8 为不同吹风比下气膜孔出口下游 $x/D = 4$ 截面上速度矢量与温度分布图。值得注意的是,本文在的冷气温度高于燃气温度,图中温度高的区

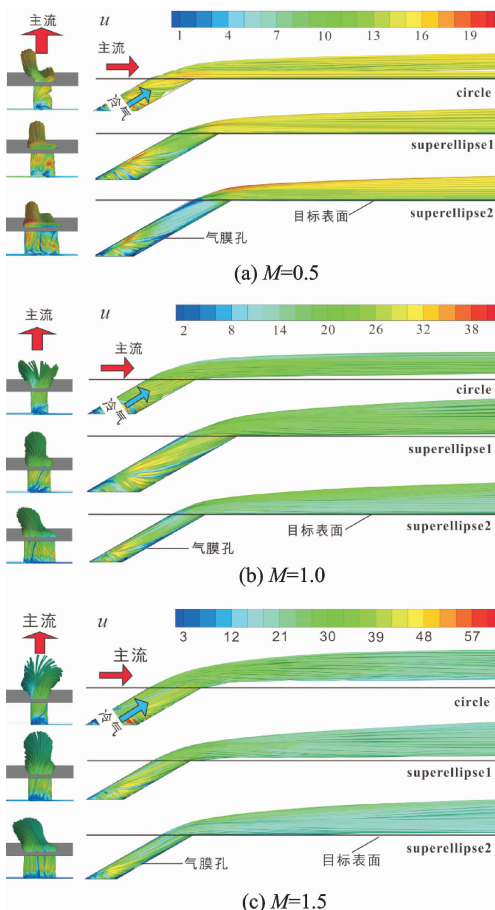


图 7 不同吹风比下气膜射流的流动特征对比

Fig. 7 Coolant flow characteristics through film hole at different blowing ratios

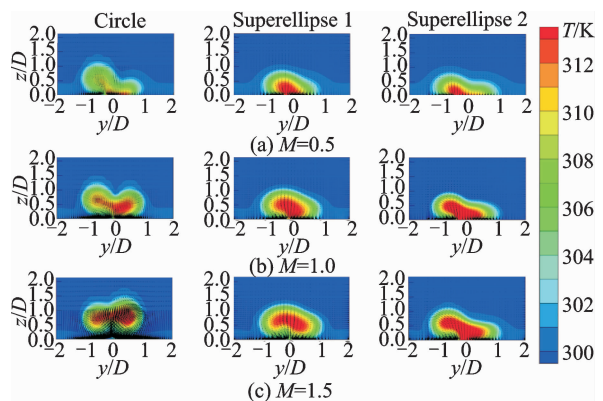


图 8 不同吹风比下垂直于主流截面处速度矢量与温度分布图

Fig. 8 Velocity vector and temperature distributions at sectional plane vertical to mainstream at different blowing ratios

域说明气膜绝热冷却效率高。随着吹风比的增大,气膜出口处冷气的质量流量增大。从温度分布图中亦看出,冷却效率高的区域变大,随着吹风比的增大,射流的动量增大,主流不易改变其流动方向,导致冷却效率高的区域不断抬高远离壁面,降低了壁面处的气膜冷却效率。速度矢量图清晰地给出了该截面上射流形成的涡旋方向及射流的速度大小。

在圆形孔模型中,射流流出气膜孔后分为两股,当吹风比为 0.5 时,左股冷气量大且包含了一对反向流动的涡旋,右股冷气几乎没有涡旋存在;而且随着吹风比的增加,左股冷气逐渐减少,其中顺时针方向涡旋变小并逐渐消失,而右股冷气量逐渐增大形成顺时针方向涡旋。在超椭圆模型 I 中,射流在流出气膜孔后也分为两股,但随着吹风比的增大,它们保持相互独立;射流中涡旋中心不断抬高,且逐渐远离,导致气膜绝热冷却效率降低。在超椭圆模型 II 中,3 种吹风比下,右股冷气与壁面距离近,对壁面的覆盖范围广,冷却效果好;但随着吹风比的不断增大,该股冷气动量变大,在主流燃气作用下不易靠近壁面,气膜绝热冷却效率随之减小。同样,随吹风比的增大,左股冷气动量也不断增大,与壁面的距离变大,对壁面的冷却效果变弱。

为了更好地理解本文 3 种模型的气膜绝热冷却机制,图 9 给出了不同吹风比下冷气射流在 x 轴(主流)方向上的涡旋强度分布和主流通道中流体的量纲为一的温度分布云图。左图为涡旋强度分布,右图为量纲为一的温度分布。结合图 8 中 $x/D = 4$ 截面上速度矢量分布可知,图 8 中逆时针涡旋对应图 9 中负流向旋度核心区(左涡),而顺时针涡旋则对应正流向旋度核心区(右涡)。当吹风比为 0.5 时,射流的质量流量和动量较小,沿着主流方向,涡旋强度大为减弱并逐渐耗散。圆形孔模型中,左股冷气中形成一对肾形涡,涡对中右涡对左涡有压制作用,使其贴近壁面,同时沿流向左涡将右涡不断抬高。从温度云图中可以看出,对壁面起保护作用的主要是右股冷气。

在超椭圆模型 I 中,射流的左右两股冷气相对独立,相互作用较小,很容易夹卷燃气;且随着涡旋强度的减弱,冷气的覆盖面积也逐渐减小,气膜绝热冷却效率降低。在超椭圆模型 II 中,结合速度矢量图可知,射流的右股冷气中包含两个同向旋涡,其涡旋强度弱;且与壁面的距离小,覆盖面较宽,对壁面的冷却效果好。从量纲为一的温度分布图中可知,该股冷气在气膜冷却中起着主导作用。

随着吹风比的增大,通过气膜孔的冷气射流的质量流量增大,涡旋强度增大,沿着主流方向,各模

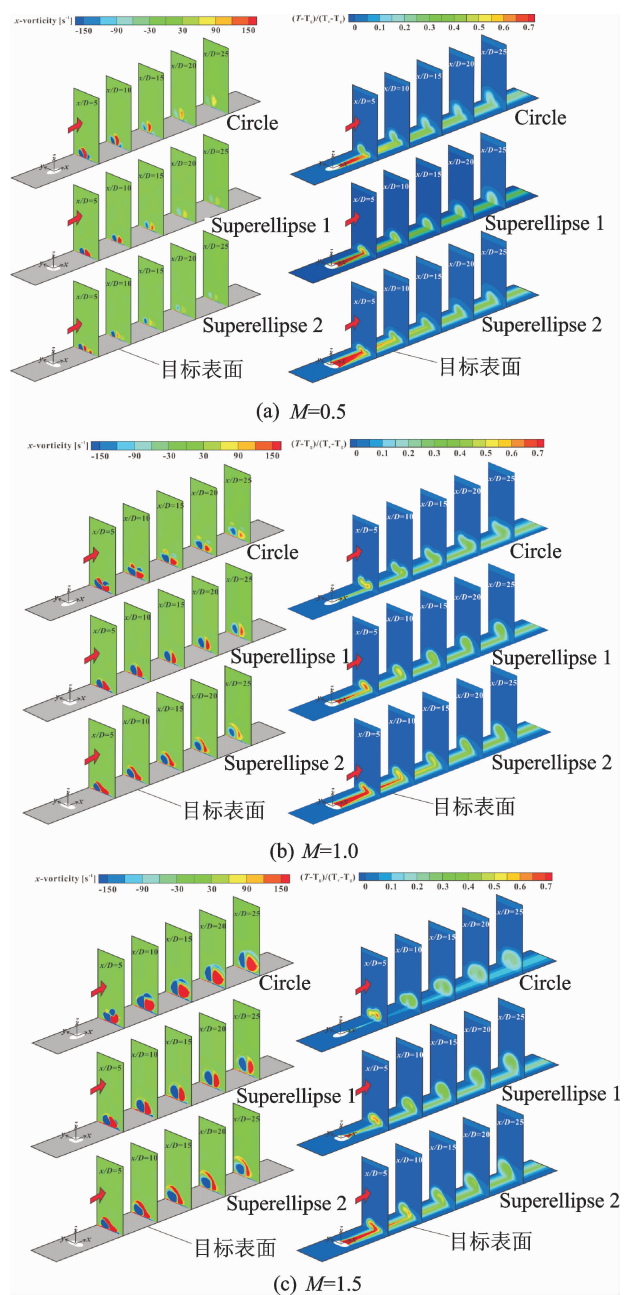


图 9 不同吹风比下流动在 x 轴方向上的涡旋强度分布和主流通道中流体量纲为一的温度分布

Fig. 9 x -vorticity and the corresponding non-dimensional temperature distribution on representative y - z cross-sections at different blowing ratios

型的涡旋强度略有减弱。当吹风比为 1.0 时,圆形孔模型中射流与主流相互作用,在通道中形成 4 个涡,它们彼此相互挤压,在沿流向上与壁面保持较小的距离,涡旋之间的相互作用导致冷气在目标表面的覆盖区域变宽,气膜绝热冷却效率增大。当吹风比为 1.5 时,圆形孔模型中的射流在流出气膜孔后具有较大的动量,在主流通道中形成 3 个涡旋强度较大的涡,且与壁面距离较大,气膜绝热冷却效率小。沿着主流方向,正流向涡旋不断变大,使得冷气与壁面的接触面积变大,气膜绝热冷却效率增

大。但与小吹风比的情况相比,此时射流的涡旋强度大,与较多燃气掺混,将燃气带近壁面,使得整体气膜绝热冷却效率变低。

在吹风比为 1.0 和 1.5 时,超椭圆模型 I 的涡旋特征相似,随着吹风比增大,涡旋强度增大,左右涡仍然相互独立;当吹风比为 1.0 时,涡旋中心与壁面的距离近,在气膜出口处冷气在展向的覆盖区域较宽,顺着主流方向,涡旋中心不断抬高,导致冷气在壁面的展向覆盖减小,气膜绝热冷却效率有所降低;当吹风比为 1.5 时,超椭圆模型 I 中冷气出口处动量大,涡旋中心较高,壁面附着能力弱,气膜效率在 $x/D = 3$ 时达到最低;沿主流方向,随着冷气的耗散,在主流燃气的作用下,冷气不断向壁面靠近,气膜绝热冷却效率不断增加;在 $x/D > 12$ 后,冷气进一步耗散,气膜绝热效率缓慢降低。

超椭圆模型 II 在吹风比为 1.0 和 1.5 时有着相似涡旋特征。与吹风比为 0.5 时相比,右股冷气中的两支同向涡合并形成涡旋强度更大的右涡。该涡包裹左涡,对左涡起抑制作用,使其贴近壁面;同时左涡在流向上将右涡不断抬高,冷气对目标壁面的覆盖区域变小,气膜绝热冷却效率降低。当吹风比为 1.0 时,与吹风比为 1.5 相比,此时气膜孔出口处冷气射流的动量较小,涡旋中心较低,冷气对壁面的覆盖范围较大,气膜绝热冷却效率较高;沿主流方向,涡旋中心不断抬高,且冷气不断耗散,气膜绝热冷却效率呈现下降趋势。

4 结 论

本文在 3 种不同吹风比下对圆形孔模型和两个超椭圆模型的气膜绝热冷却效率和流动特征进行了分析,得出以下结论:

(1)随着吹风比的增加,3 种模型的气膜绝热冷却效率均减小,且圆形孔模型的效率变化最为显著。超椭圆模型 I 的气膜绝热冷却效率在吹风比为 0.5 时沿主流方向不断降低,在吹风比为 1.0 时沿主流方向先急剧降低然后趋于平缓,在吹风比为 1.5 时,先急剧降低再逐渐增大,最后趋于平缓。超椭圆模型 II 的气膜绝热冷却效率在 3 种不同吹风比下都不断减小,且在气膜孔出口处接近相等。

(2)在 3 种不同吹风比下,超椭圆模型 II 中冷气射流对目标表面展向的覆盖区域最宽,冷却效果最佳。随吹风比增大,相较于圆形孔模型,其气膜绝热冷却效率分别提高了 13%~0%,0.4%~90%,67%~1 000%。

(3)相比于圆形孔模型,沿着主流方向,当吹风比为 0.5 时,超椭圆模型 I 在 $x/D < 5$ 区域内气膜绝热冷却效率较高;当吹风比为 1.0 时,在

$x/D < 17.35$ 区域内气膜绝热冷却效率较高;而当吹风比为 1.5 时,超椭圆模型 I 在整个流向上都具有较高的气膜绝热冷却效率。

参考文献:

- [1] 卫海洋,徐敏,刘晓曦. 涡轮叶片冷却技术的发展及关键技术[J]. 飞航导弹,2012,2:18-21.
WEI Haiyang, XU Min, LIU Xiaoxi. The development and key technologies of turbine blade cooling technology[J]. Flying Missile, 2012, 2:18-21.
- [2] 兰进,徐亮,马永浩,等. 实验研究类螺纹孔旋流冲击射流的冷却特性[J]. 西安交通大学学报,2018,52(1):8-13.
LAN Jin, XU Liang, MA Yonghao, et al. Experimental research on the cooling characteristics by swirling impinging jet from a nozzle with internal thread[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2018, 52(1):8-13.
- [3] XIE Gongnan, LIU Xueting, YAN Hongbin. 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.
- [4] XIE Gongnan, LIU Xueting, YAN Hongbin, et al. Turbulent flow characteristics and heat transfer enhancement in a square channel with various crescent ribs on one wall[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 115:283-295.
- [5] 朱兴丹,张靖周,谭晓茗,等. 涡轮转子叶片异型气膜孔冷却数值研究[J]. 航空动力学报,2016,31(9):2065-2072.
ZHU Xingdan, ZHANG Jingzhou, TAN Xiaoming, et al. Numerical investigation of shaped-hole film cooling on turbine rotor blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(9):2065-2072.
- [6] KUSTERER K, ELYAS A, BOHN D, et al. A parametric study on the influence of the lateral ejection angle of double-jet holes on the film cooling effectiveness for high blowing ratios[R]. GT2009-59321, 2009.
- [7] 翟颖妮,刘存良. 高主流湍流度下大倾角异型气膜孔冷却特性实验研究[J]. 西安交通大学学报,2017,51(7):16-23.
ZHAI Yingni, LIU Cunliang. Experimental study on the film cooling performance of odd-shaped film hole with large inclination angle under high turbulence intensity[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2017, 51(7):16-23.
- [8] BELL C M, HAMAKAWA H, LIGRANI P M. Film cooling from shaped holes[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 2000, 122:224-232.

- [9] 常艳,杨卫华,张靖周. 突片形状对气膜冷却效率的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(3):317-325.
CHANG Yan, YANG Weihua, ZHANG Jingzhou. Effects of tab shapes on film cooling effectiveness [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(3):317-325.
- [10] BAHERI S, ALAVIRABRIZI S P, JUBRAN B A. Film cooling effectiveness from trenched shaped and compound holes[J]. Heat Mass Transfer, 2008, 44: 989-998.
- [11] 王浪,李雪英,任静,等. 两排圆孔的气膜冷却特性[J]. 工程热物理学报, 2017(5):1082-1086.
WANG Lang, LI Xueying, REN Jing, et al. Flow characteristics and superposition rule of two rows of round holes[J]. Journal of Engineering Thermo physics, 2017(5):1082-1086.
- [12] ZHANG Jingzhou, ZHU Xingdan, HUANG Ying, et al. Investigation on film cooling performance from a row of round-to-slot holes on flat plate[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2017, 118:207-225.
- [13] HUANG Ying, ZHANG Jingzhou, WANG Chunhua. Shape-optimization of round-to-slot holes for improving film cooling effectiveness on a flat plate [J]. Heat and Mass Transfer, 2018, 54:1741-1754.
- [14] AN Baitao, LIU Jianjun, ZHOU Sijing. Geometrical parameter effects on film-cooling effectiveness of rectangular diffusion holes[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2017, 139(8):1-15.
- [15] SILIETI M, KASSAB A J, DIVO E. Film cooling effectiveness; Comparison of adiabatic and conjugate heat transfer CFD models[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2009, 48:2237-2248.
- [16] NA S, ZHU B, BRYDEN M, et al. CFD analysis of film cooling[R]. AIAA 2006-0022, 2006.
- [17] LIU Cunliang, ZHU Huiren, BAI Jiangtao. Effect of turbulent Prandtl number on the computation of film-cooling effectiveness[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2008, 51:6208-6218.
- [18] LUO Jianxia, LIU Cunliang, ZHU Huiren. Numerical investigation of film cooling performance with different internal flow structures[R]. GT2014-25314, 2014.

(编辑:夏道家)