

柱肋对缩放层板冷却结构流动和传热的影响

栾一刚¹, 李 锋¹, 初曙光², 王艳华¹

(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:柱肋作为一种冷却通道内的强化换热技术,对提高层板结构的冷却效率有着重要意义。为了研究柱肋对双层板结构冷却性能和流场的影响,数值模拟研究了柱肋高径比分别为1, 0.6, 0.2, 吹风比分别为0.3, 0.6, 1, 0, 1.5的原模型和等比例放大5倍模型两种尺度层板冷却结构的冷却效率。结果表明:高径比的变化对原模型冷却效率的影响更加明显,对放大模型的冷却效率影响非常小;吹风比越大,高径比对冷却效率的影响越明显,吹风比从0.3增大到1.5,高径比为0.6的柱肋比高径比为1柱肋的综合冷却效率提高了2%~3%;高径比为0.6的柱肋具有最大的相对压力损失,高径比为0.2和1柱肋的相对压力损失比高径比为0.6时低0.01%~0.07%。

关 键 词:层板结构;冷却效率;柱肋;涡轮叶片

中图分类号:TK124

文献标识码:A

DOI:10.16146/j.cnki.rndlge.2023.06.004

[引用本文格式]栾一刚,李 锋,初曙光,等.柱肋对缩放层板冷却结构流动和传热的影响[J].热能动力工程,2023,38(6):31-39. LUAN Yi-gang, LI Feng, CHU Shu-guang, et al. Effect of pin-fins on flow and heat transfer in double-wall cooling configuration with scaled laminates[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2023, 38(6): 31-39.

Effect of Pin-fins on Flow and Heat Transfer in Double-wall Cooling Configuration with Scaled Laminates

LUAN Yi-gang¹, LI Feng¹, CHU Shu-guang², WANG Yan-hua¹

(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: As a kind of enhanced heat transfer technology in cooling channel, pin-fins are of great significance to improve the cooling efficiency of double-wall cooling configuration. In order to study the effect of pin-fins on the cooling performance and flow field of the double-wall cooling configuration, the cooling efficiencies of two scales of the pin-fins with the aspect ratio of 1, 0.6 and 0.2, and the blowing ratio of 0.3, 0.6, 1 and 1.5, respectively, were numerically simulated. The models with two scales include the original model and the scale-up model with equal scale amplification of 5 times. The results show that the effect of the change of the aspect ratio on the cooling efficiency of the original model is more obvious, while the aspect ratio has little effect on the cooling efficiency of the scale-up model; the influence of aspect ratio on cooling efficiency is more obvious with the increase of the blowing ratio. The blowing ratio increases from 0.3 to 1.5, and the combined cooling efficiency of pin-fins with the aspect ratio of 0.6 increases by 2% to 3% than that with the aspect ratio of 1; at the same time, the pin-fins with the aspect ratio of 0.6 have the largest relative pressure loss, and those with the aspect ratio of 0.2 and 1 have 0.01% to 0.07% lower relative pressure loss than that with the aspect ratio of 0.6.

收稿日期:2022-06-08; 修订日期:2022-08-11

基金项目:国家科技重大专项(2017-V-0012-0064)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project (2017-V-0012-0064)

作者简介:栾一刚(1981-),男,哈尔滨工程大学教授。

通讯作者:王艳华(1987-),男,哈尔滨工程大学讲师。

Key words: double-wall cooling configuration, cooling efficiency, pin – fins, turbine blades

引 言

航空发动机性能的提升很大程度上取决于涡轮进口温度的提高。现代航空发动机涡轮进口温度已经超过了涡轮叶片材料所能承受的极限温度,新材料的发展已经跟不上涡轮进口温度的提升速度,这就需要更加高效的冷却结构来保护涡轮叶片。目前,涡轮叶片主要的冷却方式有对流、冲击和气膜冷却以及这些冷却方式组合而成的复合冷却。层板冷却就是一种典型的复合冷却方式,集冲击、对流和气膜冷却于一体,即冷气从内壁上的冲击孔向外壁内表面射流冲击冷却,然后在内部腔室中形成对流冷却,最后从外壁上的气膜孔流出形成气膜冷却。

目前,国内外对层板结构已经进行了大量研究。Wang 等人^[1]的实验研究表明,传热特性主要受冲击冷却孔位置的影响,冲击距离对最大局部 Nu 有很大影响。Hollworth 等人^[2-3]发现,交错排列的冲击孔和气膜孔能够将传热性能提高 20% ~ 30%。Dong 等人^[4]通过实验研究了冲击孔和气膜孔排列方式不同的双层板结构的换热特性,研究发现,交错排列换热效果最好,而方形排列和六角形排列的换热更均匀。此外,Cho^[5-6]也发现,交错孔排列具有更好的换热性能。Liu 等人^[7]指出,六角形排列与传统线性排列气膜孔相比综合冷却效率提高了 24.5%。

柱肋通过增强层板结构中的气流扰动来强化换热,被广泛应用于涡轮叶片的冷却中。Funazaki 等人^[8]利用瞬态液晶测量技术,测量了柱肋冷却下的局部和平均换热系数。Yamawki 等人^[9]研究了不同柱肋密度配置的层板冷却结构的换热特性;Hong 等人^[10]研究了在横流和旋转条件下,拥有扰流柱的层板结构的换热特性。根据文献[11-12]的实验结果发现,在大横流条件下柱肋显著提高了整体传热性能。Yu^[13]的数值和实验结果表明,柱肋降低了下游区域的横流强度。Li 等人^[14]研究了壁厚对双层壁冷却换热的影响,指出增加柱肋可使综合冷却效率提高 0.03 左右。陆训丰等人^[15]实验研究了方形微小扰流元件对阵列冲击流动换热特性的影

响,结果显示,微小扰流元件显著提高了换热系数。夏添等人^[16]的研究结果表明,具有微小针肋阵列的靶板能显著增强换热的同时并不能明显增大阻力损失。饶宇等人^[17]研究了具有全高度针肋扰流的狭窄空间冲击冷却,研究发现,针肋显著增加了换热面积,针肋靶面的总体传热性能比平板提高了约 27.0%,压力损失提高了约 17.9%。

上述这些研究都证明了层板冷却结构可以成为涡轮叶片的高效冷却结构。目前,对冷却结构的研究已进入微尺度范围,现有层板结构的双层板间隙在 1 mm 左右,但是在微小尺度范围内,试验件的加工与测量难度较大,并且需要与此相关的数值模拟结果验证。以此为基础,本文采用原模型和将原模型放大 5 倍的两种几何相似模型,使用数值模拟的方法研究了不同吹风比下柱肋对不同尺度层板结构换热和流动特性影响,为接下来在微小尺度模型上进行相关实验提供理论依据。

1 数值方法

1.1 物理模型

基于文献[18]的数据建立的放大模型如图 1 所示。

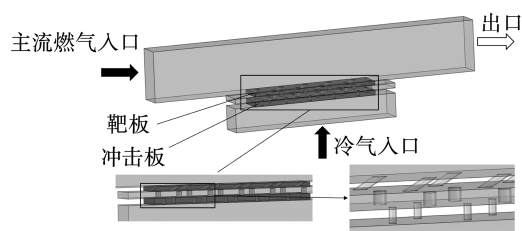


图 1 物理模型

Fig.1 Physical model

放大模型在原模型基础上等比例放大 5 倍,其中冲击孔直径为 d_e ,放大模型冲击孔直径 $d_{e1} = 3.0 \text{ mm}$,原模型冲击孔直径 $d_{e2} = 0.6 \text{ mm}$;冲击板与靶板距离 $S = 2d_e$,冲击板和靶板的厚度分别为 $2d_e$ 和 $1.5d_e$;实验段长 $L = 50d_e$,宽 $W = 10d_e$ 。气膜孔、冲击孔、柱肋的相对位置如图 2 所示。交错排列的冲击孔、柱肋分别位于边长为 $5d_e$ 的正方形的两对对角上,气膜孔的直径 $d_f = d_e$,柱肋直径 $d_p = 5/3d_e$ 。为了研究

不同柱肋高径比 $\delta = H_p/d_p$ 对整体冷却性能的影响,分别选择柱肋高度 H_p 为 $0.2d_p$, $0.6d_p$ 和 d_p ,气膜孔倾角保持 30° 不变,数值模拟了表 1 中共 12 种模型的影响,其中 1~6 为放大模型,7~12 为原模型。

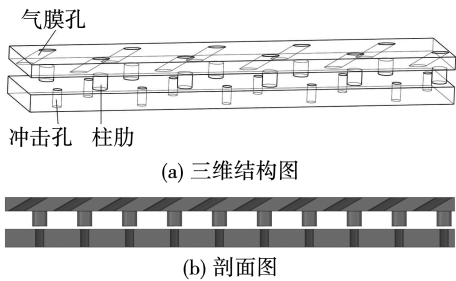


图 2 气膜孔、冲击孔、柱肋的相对位置
Fig.2 The relative positions of gas film hole, impact hole and pin fins

表 1 柱肋的几何参数

Tab.1 Geometric parameters of pin fins

种类	位置	高径比
1	靶面	0.2
2	靶面	0.6
3	靶面	1.0
4	冲击面	0.2
5	冲击面	0.6
6	冲击面	1.0
7	靶面	0.2
8	靶面	0.6
9	靶面	1.0
10	冲击面	0.2
11	冲击面	0.6
12	冲击面	1.0

1.2 网格划分与验证

计算模型网格数量、划分方法等诸多因素都会影响数值模拟结果的准确性和计算精度,甚至会影响计算的收敛性。为了保证计算结果的准确性,需要对模型的网格进行网格无关性验证并与实验值进行对比。

文献[18]中实验测量了吹风比 $M=0.3$ 时柱肋高径比为 1 的层板结构冷却效率,采用冲击板上柱肋高径比为 1 的层板结构验证网格无关性。图 3 中给出了在吹风比为 0.3 时网格数目分别为 130 万、285 万、630 万、1 400 万 4 种网格数量下沿流向综合冷却效率的计算结果与实验数值的对比情况。由于

实验中靶板需要与实验台架固定,所以上游固体域比实际测量范围大,这就导致实际测试区域上游的冷却效率实验值比数值模拟结果稍大,通过第 1 个气膜孔之后数值模拟与实验结果具有较好的拟合效果,综合计算成本和精度,选择 630 万的网格进行后续研究。

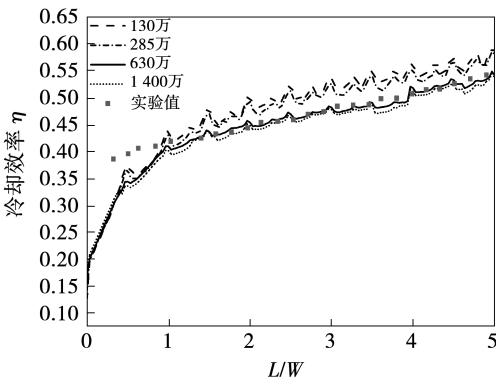


图 3 沿流向综合冷却效率计算结果与实验值对比
Fig.3 Comparison of calculated and experimental values of combined cooling efficiency along the flow direction

1.3 边界条件及参数

将计算域分为流体域和固体域,靶板和冲击板为固体域,其他均为流体域。两者的接触面为流固耦合壁面,其他壁面为无滑移条件,整个单元两侧设置为周期性边界条件,主流顶部为对称边界条件,其他壁面均设置为绝热无滑移边界条件。主流入口为速度入口,设置速度为 24 m/s ,温度为 333.15 K ,湍流度为 0.4% 。冷却剂入口为质量流量入口,温度为 293.15 K ,放大模型的冷却剂进口流量 $q_1=0.0223\text{ kg/s}$,原模型的冷却剂进口流量 $q_2=8.93\times 10^{-5}\text{ kg/s}$ 。出口为压力出口,冷却剂与主流气体的密度比为 1.14 。由于冲击孔和膜孔内的质量流量相同,冲击雷诺数 Re 与吹风比 M 一一对应,对应关系如表 2 所示。为了与实际燃气轮机相匹配,固体域导热系数为 $1.4\text{ W/(m}\cdot\text{K)}$,毕渥数 $Bi=0.32$ 。

表 2 M 与 Re 的对应关系

Tab.2 Correspondence between M and Re

吹风比 M	雷诺数 Re
0.3	1 440
0.6	2 880
1.0	4 880
1.5	7 200

应用 Fluent Meshing 对模型进行六面体核心 - 多面体的混合网格划分,如图 4 所示。扰流柱、冲击孔、气膜孔以及靶面和冲击面进行加密处理,边界层设置为 16 层,保证壁面 y^+ 小于 1。通过湍流模型的适用性研究发现,SST $k-\omega$ 湍流模型合并了来源于 ω 方程中的交叉扩散,湍流黏度考虑到了湍流剪切应力的传播,而且模型常量不同。这些特点使得该模型在近壁区域的自由流、逆压梯度流动、翼型、跨音速激波等方面具有更高的精度。前人的数值结果也表明,SST $k-\omega$ 湍流模型在湍流粘度定义中考虑了湍流剪切应力的输运过程,对于双层板冷却技术具有较好的预测精度^[7,19],故在 FLUENT 求解器中选用 SST $k-\omega$ 湍流模型进行数值求解。

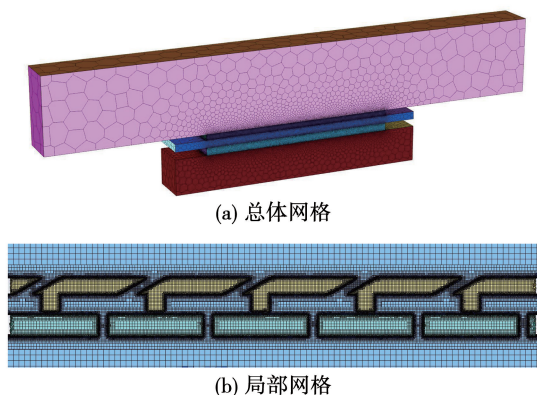


图 4 计算域网格示意图

Fig.4 Schematic diagram of computational domain grid

综合冷却效率是一个结合主流温度、冷却剂温度和热表面温度的无量纲参数,广泛用于分析燃气轮机的共轭传热。综合冷却效率的方程式为:

$$\eta = \frac{T_m - T_w}{T_m - T_{c,i}} \quad (1)$$

式中: T_m —主流温度, K; T_w —壁面温度, K; $T_{c,i}$ —冷却剂温度, K。

气膜冷却吹风比 M 的公式为:

$$M = \frac{\rho_c U_c}{\rho_m U_m} = \frac{q_i / \left(10 \cdot \frac{\pi}{4} d_c^2\right)}{\rho_m U_m} \quad (2)$$

式中: ρ_m —主流密度, kg/m^3 ; U_m —主流速度, m/s ; ρ_c —冷却剂密度, kg/m^3 ; U_c —冷却剂速度, m/s ; q_i —总的冷却剂质量流量, kg/s 。

层板结构中冷却剂相对压力损失:

$$\Delta p_t^* = \frac{p_c^* - p_{out}^*}{p_c^*} \quad (3)$$

式中: p_c^* —冷却剂进口总压, Pa; p_{out}^* —冷却空气在主流通道中的出口平均总压, 可以近似采用主流通出口处的总压, Pa。

2 计算结果与分析

2.1 不同尺度对流动和换热的影响

图 5(a) 给出了在吹风比 $M = 1.5$ 时, 原模型和放大模型的层板结构在冲击面上高径比为 1.0 时的综合冷却效率分布。图 5(b) 为原模型和放大模型在高径比为 0.2 时的冷却效率分布。从图中可以看出, 原模型 10 的冷却效率要高于放大模型 4, 在中下游的气膜孔前缘原模型比放大模型具有更大的综合冷却效率, 且高冷却效率的范围更大。

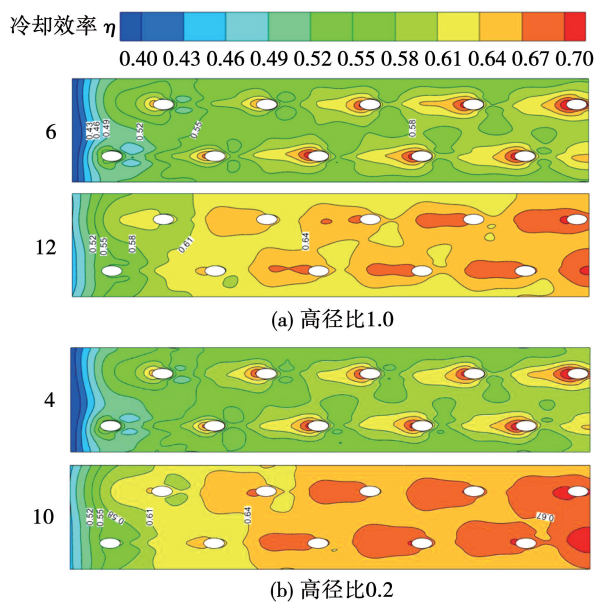


图 5 吹风比 $M = 1.5$ 时的冷却效率分布

Fig.5 Cooling efficiency distribution at blow ratio $M = 1.5$

为了更清楚直观地体现出不同尺度层板结构的冷却效率, 图 6 给出了吹风比 $M = 1.5$ 时, 高径比为 1.0 的放大模型与原模型沿流向的综合冷却效率分布。可以看出, 沿流向的冷却效率总体上逐渐增大, 但由于存在气膜孔会有波动。在下游原模型的冷却效率比放大模型高出约 12%。

图 7 给出了不同高径比的放大模型和原模型平均冷却效率随吹风比的变化。由图可知, 两种结构的平均冷却效率都随着吹风比的增大而增大。在吹

风比 $M=0.3$ 时,放大模型的平均冷却效率略大于原模型,随着高径比减小,两者之间的差距逐渐减小,从高径比为 1.0 时相差 4.3% 到高径比 0.2 时相差 2.0%;当吹风比增大到 0.6 时,原模型的平均冷却效率大于放大模型,分别增加了 2.6%、4.4% 和 4.2%;当吹风比 $M=1.5$ 时,高径比分别为 1.0、0.6 和 0.2 的原模型的平均冷却效率分别比放大模型高 10.2%、10.9% 和 11.1%。随着吹风比的持续增大,原模型的平均冷却效率显著大于放大模型。因此,柱肋高径比在所给范围内对原模型平均冷却效率的影响明显强于放大模型。

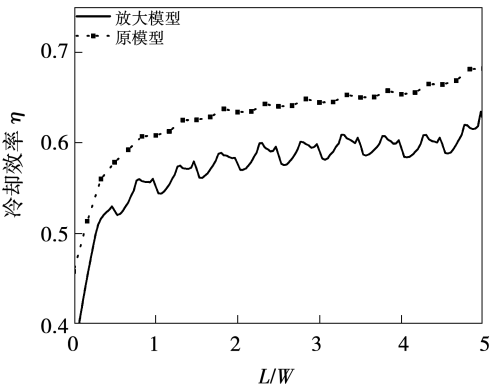


图 6 M 为 1.5、高径比为 1.0 的放大模型与原模型沿流向的冷却效率分布对比

Fig.6 Comparison of the cooling efficiency distributions of the scale-up model with the aspect ratio of 1 and the original model along the flow direction at $M=1.5$

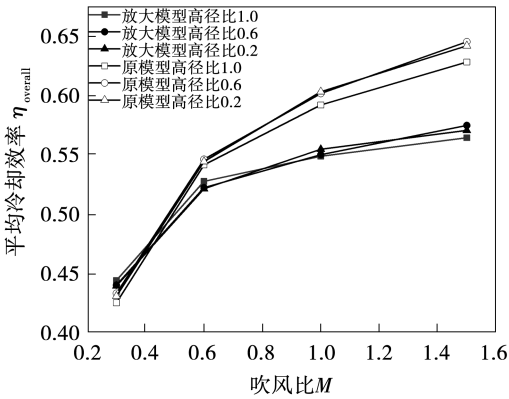


图 7 不同高径比时放大模型与原模型的平均冷却效率随吹风比变化

Fig.7 Variation of the average cooling efficiency with blowing ratio for the scale-up model with different aspect ratios and the original model

从图 7 中也可以看出放大模型和原模型中平均冷却效率随高径比的变化趋势。当 $M=0.3$ 时,放大模型平均冷却效率在高径比为 0.6 和 0.2 时相比于高径比为 1.0 分别降低了 0.9% 和 1.0%,原模型则分别提高了 1.9% 和 1.3%。当 $M=1.5$ 时,放大模型的平均冷却效率分别提高了 1.8% 和 1.1%,原模型分别提高了 2.7% 和 2.2%。吹风比越大,放大模型和原模型的平均冷却效率越高,冷却效果越好。原模型中,柱肋高径比为 1.0 的平均冷却效率始终低于高径比为 0.6 和 0.2 的冷却效率,在吹风比越大时越显著。放大模型中,随着高径比的减小在低吹风比和高吹风比中呈现两种相反的情况,低吹风比时的平均冷却效率逐渐减小,而高吹风比时逐渐增大,变化幅度也较小。

图 8 给出了 $M=1.5$ 时,高径比为 1.0 的放大模型 12 和原模型 6 在气膜孔中心沿流向截面上的速度和流线分布。冷却剂从冲击孔进入撞击靶面,在靶面形成滞止区,然后向四周扩散形成壁面射流。壁面射流冲击至扰流柱,由于扰流柱的阻挡作用形成涡流,最后经过气膜孔在外壁面形成气膜冷却。扰流柱的存在破坏了边界层的发展,但同时也使腔室内部分气流形成涡流,涡流与扰流柱的碰撞导致大量的动量耗散。从图中可以看出,相同吹风比条件下原模型的冷却气流在冷却通道内和外壁面气膜层的速度均大于放大模型,在原模型冷却通道内每个冲击孔上游的低速区范围比放大模型更小,对流换热作用增强,有利于提高冷却效率。放大模型中的涡流也强于原模型,导致大量的动量耗散。

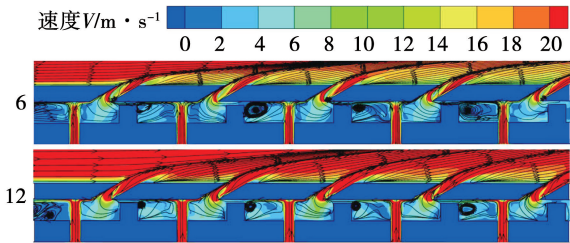


图 8 M 为 1.5、高径比为 1.0 时放大模型与原模型的速度和流线分布

Fig.8 The velocity and streamline distribution of the scale-up model with the aspect ratio of 1 and the original model at $M=1.5$

2.2 柱肋高径比对流动和换热的影响

图 9 和图 10 是 3 种不同高径比的原模型 10, 11, 12 在 $M = 1.5$ 时的冷却效率分布和沿流向的冷却效率分布曲线。由图 9 可以看出,整体呈现随着流向距离的增大,气膜层逐渐发展、外壁面的温度逐渐降低、冷却效率逐步提高的趋势。原模型的冷却效率随着高径比的减小变化较大, L/W 在 1~4 范围内冷却效率随着高径比的减小提高幅度较大, L/W 在 0~1 和 4~5 范围内冷却效率的增大幅度较小。图 10 可以清晰地看出,高径比 0.6 时冷却效率最高,相比于高径比为 1.0 时高出约 3%;高径比为 0.2 时仅比高径比 0.6 时略低。

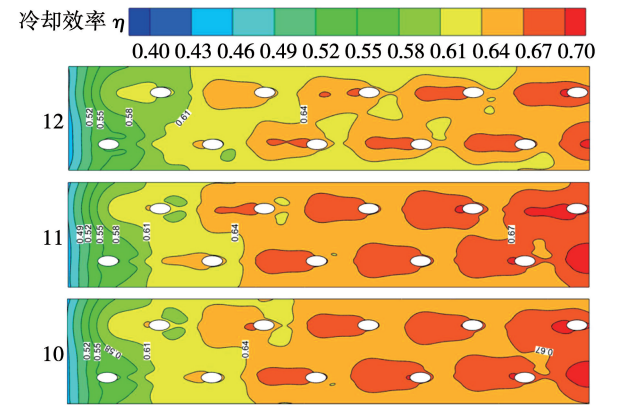


图 9 $M = 1.5$ 时原模型不同高径比冷却效率分布
Fig. 9 Cooling efficiency distribution of original model with different aspect ratios at $M = 1.5$

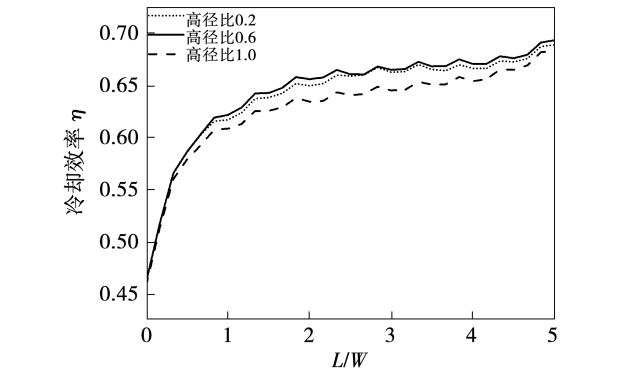


图 10 $M = 1.5$ 时原模型不同高径比沿流向的冷却效率分布曲线
Fig. 10 Cooling efficiency distribution curves of original model with different aspect ratios along the flow direction at $M = 1.5$

图 11 给出了 $M = 1.5$ 时放大模型不同高径比沿流向的冷却效率分布。可以看出,高径比为 1.0 和 0.2 的冷却效率几乎一致,高径比为 0.6 时冷却效率略高于 1.0 和 0.2。可见,在较高吹风比条件下高径比对放大模型换热特性影响较小。

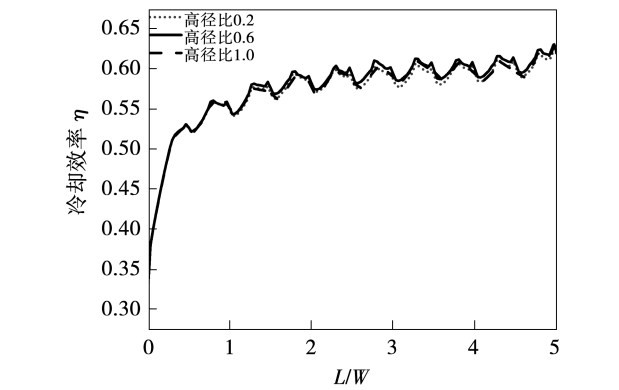


图 11 $M = 1.5$ 时放大模型不同高径比沿流向的冷却效率分布
Fig. 11 Cooling efficiency distribution of the scale-up model with different aspect ratios along the flow direction at $M = 1.5$

图 12 是 3 种不同高径比原模型 10, 11, 12 在 $M = 1.5$ 时的速度和流线分布。高径比过大会阻碍气流的流动,此时会有更多的气流沿着扰流柱向下翻卷形成涡流,消耗了大量能量。此外,随着高径比的增大,层板结构腔室内的流动空间减小,不利于气膜喷吹的溢流效应,扰流柱可以有效破坏边界层的发展。随着高径比的减小,层板结构腔室内的涡流逐渐减小,但数量逐渐增多,有利于增强换热。

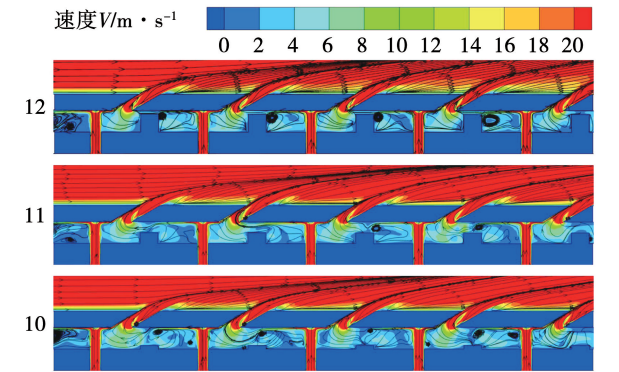


图 12 $M = 1.5$ 时,不同高径比原模型的速度和流线分布
Fig. 12 Velocity and streamline distribution of original model with different aspect ratios at $M = 1.5$

图 13 为原模型不同吹风比时高径比对相对压力损失的影响。可以看出,增大高径比,相对压力损失先增大后降低。高径比为 1.0 的相对压力损失明显低于高径比为 0.6 和 0.2 的相对压力损失。柱肋高径比为 0.6 时的对应压力损失相比于高径比为 0.2 和 1.0 时提高了 0.01% ~0.07%。当扰流柱高度较小时,冷气在冷却通道内的流动十分复杂且无序,导致相对压力损失较大。随着扰流柱高度逐渐升高,层板隔腔内流动开始有迹可循。此时,冷气射流冲击到靶板后向四周扩散,气流沿着扰流柱向下翻卷,然后再循环进入壁面射流,扰流柱起到了导流作用,使得层板相对压力损失迅速下降。

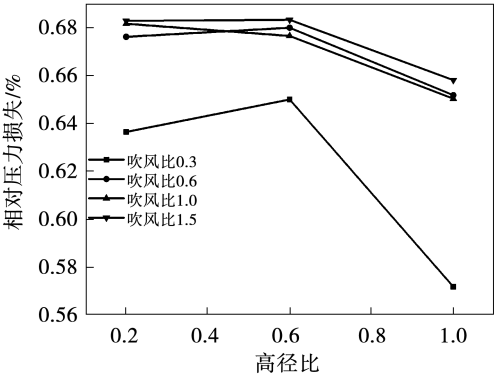


图 13 高径比对原模型相对压力损失的影响

Fig. 13 Influence of aspect ratio on relative pressure loss of original model

2.3 柱肋位于靶板和冲击板时对流动和换热的影响

图 14 为 $M = 1.5$ 时原模型不同高径比的冷却效率分布。可以看出,由于气膜层处于开始阶段,在层板前缘存在较低的冷却效率分布。高径比为 1.0 时,位于靶面柱肋的局部较低冷却效率范围更小。随着流向距离的增大,气膜层逐渐发展,冷却效率升高,位于靶面的高冷却效率分布范围也明显比位于冲击面上的更大。高径比为 0.6 和 0.2 时不同位置扰流柱对冷却效率的影响不大。

图 15 为 $M = 1.5$ 时柱肋在靶板和冲击板上冷却效率沿流向的变化。由图中可以看出,扰流柱位置的变化对冷却效率的影响不大。当高径比为 1.0 时,位于靶面的冷却效率略高于冲击面;高径比为 0.6 和 0.2 时,位于靶板和冲击板冷却效率的变化

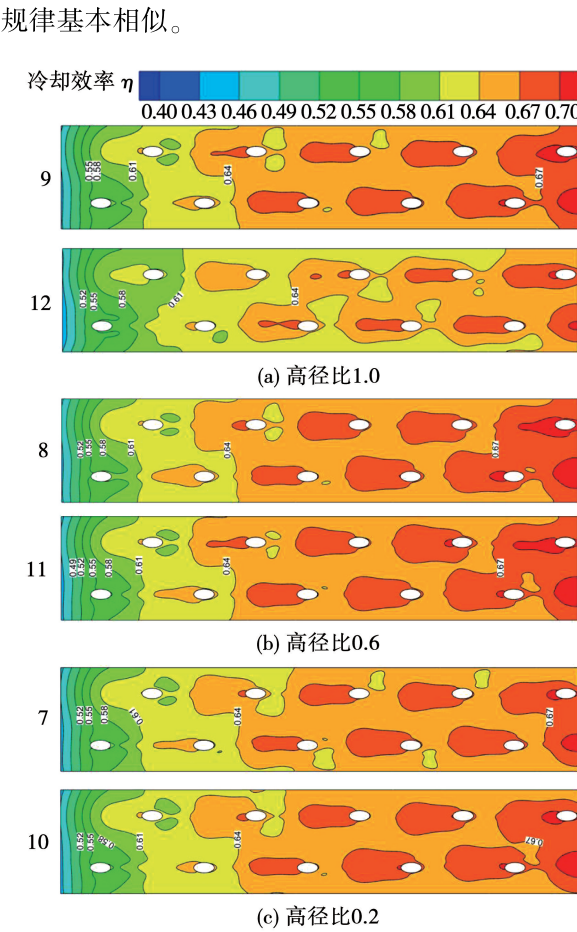


图 14 $M = 1.5$ 时原模型不同高径比的冷却效率分布

Fig. 14 Cooling efficiency distribution of original model with different aspect ratios at $M = 1.5$

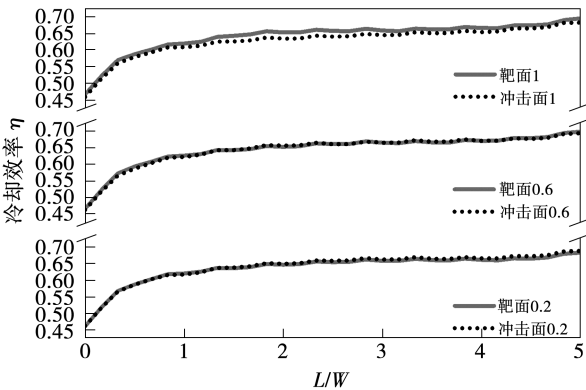


图 15 $M = 1.5$ 时柱肋在靶面和冲击面上冷却效率沿流向的变化

Fig. 15 Variation of cooling efficiency of pin-fins on target plane and impact plane along the flow direction at $M = 1.5$

图 16 为吹风比 $M = 1.5$ 时,高径比为 1.0 的柱肋位于靶面(模型 9)和冲击面(模型 12)的速度和流线分布。由于冷却剂冲击射流的速度较大,截面上对应驻点区附近的气流流速也相对较大,随后冲击射流向四周扩散形成壁面射流。受到扰流柱导流及气膜孔抽吸的共同作用,大部分气流从气膜孔流出形成气膜冷却,其余气流在扰流柱前缘翻卷而形成驻涡结构。从图中可以看出,位于靶板的柱肋能够有效破坏边界层,引导壁面射流向下游翻卷形成涡流,然后再循环重新进入壁面射流,使得换热作用增强。

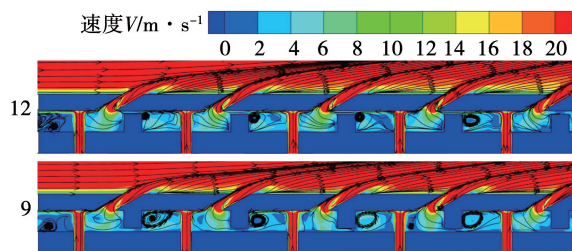


图 16 M 为 1.5、高径比为 1.0 的柱肋在不同位置时的速度和流线分布

Fig. 16 Velocity and streamline distribution of pin-fins with aspect ratio of 1 at different positions at $M = 1.5$

3 结 论

本文考虑了固体域导热对层板结构综合冷却效率的影响,主要研究了柱肋不同高径比对原模型和放大模型两种尺度的层板冷却结构冷却效率的影响。除此之外,对比了柱肋位于靶板和冲击板时的传热和流动特性,弥补了传统单纯研究柱肋参数对冷却效率的影响的缺陷。得出结论:

(1) 层板结构尺度改变对冷却效率的影响为:吹风比 $M = 0.3$ 时,高径比分别为 1.0、0.6 和 0.2 的原模型的冷却效率分别比放大模型低 4.3%、1.6% 和 2.0%。吹风比 $M = 1.5$ 时,高径比分别为 1.0、0.6 和 0.2 的原模型的冷却效率分别比放大模型高 10.2%、10.9% 和 11.1%。

(2) 高径比对原模型的冷却效率影响较明显,随着高径比的减小,冷却效率先增加后减小。当吹风比 $M = 1.5$ 时,原模型高径比为 0.6 和 0.2 的冷却效率分别提高了 2.7% 和 2.2%,相对压力损失也

相应的提高了 3.8% 和 3.7%。高径比对放大模型的冷却效率影响不大。

(3) 扰流柱位于靶板时,能够更有效破坏壁面射流形成涡流,使部分冷却剂再循环,重新进入壁面射流。当 $M = 1.5$ 时,高径比为 1.0 的柱肋在靶板具有更高的冷却效率;高径比为 0.6 和 0.2 时冷却效率并无明显区别。

参考文献:

- [1] WANG K, LI H, ZHU J. Experimental study of heat transfer characteristic on jet impingement cooling with film extraction flow[J]. Applied Thermal Engineering, 2014, 70(1): 620–629.
- [2] HOLLWORTH B R, DAGAN L. Arrays of impinging jets with spent fluid removal through vent holes on the target surface—part 1: average heat transfer[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1980, 102(4): 994–999.
- [3] HOLLWORTH B R, et al. Arrays of impinging jets with spent fluid removal through vent holes on the target surface, part 2: local heat transfer[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1983, 105(2): 393–402.
- [4] DONG H R, CHO H H, CHOI J H. Heat (mass) transfer on effusion plate in impingement/effusion cooling systems[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2003, 17(1): 95–102.
- [5] CHO H H, RHEE D H. Local heat/mass transfer measurement on the effusion plate in impingement/effusion cooling systems[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(3): 601–608.
- [6] CHO H H, RHEE D H, GOLDSTEIN R J. Effects of hole arrangements on local heat/mass transfer for impingement/effusion cooling with small hole spacing[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(4): 041003.1–041003.11.
- [7] LIU Y, RAO Y, YANG L. Numerical simulations of a double-wall cooling with internal jet impingement and external hexagonal arrangement of film cooling holes[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2020, 153: 106337.1–106337.10.
- [8] FUNAZAKI K, TARUKAWA Y, KUDO T, et al. Heat transfer characteristics of an integrated cooling configuration for ultra-high temperature turbine blades: experimental and numerical investigations[J]. Proceedings of ASME Turbo Expo, 2001, 3(2): 92–97.
- [9] YAMAWAKI S, NAKAMATA C, IMAI R, et al. Cooling performance of an integrated impingement and pin fin cooling configuration[C]// ASME Turbo Expo: Power for Land, 2003.
- [10] HONG S K, DONG H L, CHO H H, et al. Local heat/mass transfer measurements on effusion plates in impingement/effusion cooling with rotation[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2010, 53(7/8): 1373–1379.
- [11] DONG H R, CHOI J H, CHO H H. Flow and heat (mass) transfer

characteristics in an impingement/effusion cooling system with crossflow[J]. Journal of Turbomachinery,2003,125(1):74-82.

[12] RHEE D H,NAM Y W,CHO H H. Local heat/mass transfer with various rib arrangements in impingement/effusion cooling system with crossflow[J]. Journal of Turbomachinery,2004,126(4):615-626.

[13] YU R,LIU Y,WAN C. Multiple-jet impingement heat transfer in double-wall cooling structures with pin fins and effusion holes[J]. International Journal of Thermal Sciences,2018,133(10):106-119.

[14] LI W,LU X,LI X,et al. On improving full-coverage effusion cooling efficiency by varying cooling arrangements and wall thickness in double wall cooling application[J]. Journal of Heat Transfer,2019,141(4):1-13.

[15] 陆训丰,李威宏,李雪英,等. 微小扰流元件对阵列冲击冷却流动换热的影响[J]. 工程热物理学报,2018,39(7):1447-1452.

LU Xun-feng,LI Wei-hong,LI Xue-ying,et al. Influences of micro pin-fin on jet array impingement heat transfer [J]. Journal of Engineering Thermophysics,2018,39(7):1447-1452.

[16] 夏添,刘宇阳,饶宇,等. 具有微小柱肋阵列靶板表面冲击传热性能研究[J]. 工程热物理学报,2018,39(9):1914-1920.

XIA Tian,LIU Yu-yang,RAO Yu,et al. A study of jet impingement heat transfer performance on roughened target surface with miniature pin fins [J]. Journal of Engineering Thermophysics,2018,39(9):1914-1920.

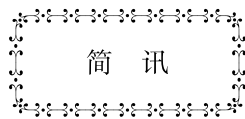
[17] 饶宇,万超一,陈鹏. 具有针肋的狭窄空间冲击冷却实验和数值计算[J]. 航空动力学报,2016,31(8):1852-1859.

RAO YU,WAN Chao-yi,CHEN Peng. Experiment and numerical computation of impingement cooling in narrow space with pin fins [J]. Journal of Aerospace Power,2016,31(8):1852-1859.

[18] LIU X,ZHANG C,SONG L,et al. Influence of Biot number and geometric parameters on the overall cooling effectiveness of double wall structure with pins[J]. Applied Thermal Engineering,2021,198:117439. 1-117439. 20.

[19] CHEN G,LIU Y,RAO Y,et al. Numerical investigation on conjugate heat transfer of impingement/effusion double-wall cooling with different crossflow schemes[J]. Applied Thermal Engineering,2019,155(3):515-524.

(刘颖编辑)



世界上最深的风力机地基在苏格兰海岸成功安装

据官网 4 月 12 日报道,SSE 可再生能源公司,在苏格兰的安格斯海岸 58.6 m 深处成功安装了一个风力机地基。安装工作在 Seagreen 风电场进行,该项目由 SSE 可再生能源公司和 Total 能源公司共同投资 30 亿英镑(37 亿美元)。

该项目将安装 114 台维斯塔斯 V164-10 MW 涡轮机,总装机容量为 1 075 MW。建成后,1.1 GW 的 Seagreen 风电场每年可产生约 5 000 GW·h 的可再生能源,能够为 160 多万户英国家庭供电。2022 年 8 月获得第一批电力输出,并通过敦提附近蒂灵的一个变电站输出到电网。该海上风电场预计将于 2023 年晚些时候投入商业运行。

(孙嘉忆摘译自 <https://www.powerengineeringint.com>)