

延伸冲击-扇形气膜孔复合结构耦合换热实验与数值研究

吴航^{1,2}, 杨星^{1,2}, 蔡海扬^{1,2}, 刘钊^{1,2}, 丰镇平^{1,2}

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安;

2. 陕西省叶轮机械及动力装备工程实验室, 710049, 西安)

摘要: 针对冲击-气膜复合冷却结构, 采用实验与数值方法, 对比了基于圆形气膜孔的传统冲击、延伸冲击、小距离冲击、基于扇形气膜孔的传统冲击、延伸冲击 5 种复合冷却系统的耦合换热和流动特性。采用红外热成像技术, 获得了 5 种复合冷却结构在吹风比分别为 0.6、1.0、1.5 时外壁面的综合冷却有效度, 并通过数值计算进一步揭示了内部冷却的流动和换热特征。研究表明: 在不产生额外气动损失的前提下, 延伸冲击孔结构可提升内部冷却的换热系数, 进而小幅度提升壁面的综合冷却有效度, 幅度为 1.2% ~ 4.6%, 但随着冷气量的增大综合冷却有效度提升幅度有所减小; 减小冲击距离能够提升内部冲击换热效果, 但不会对综合冷却有效度产生明显影响; 采用扇形气膜孔可大幅度提升外部气膜冷却性能, 且提升幅度大于采用延伸冲击内部改进结构的。相较于传统的圆形气膜孔-冲击复合冷却结构, 在相同冷气量条件下, 基于扇形孔的延伸冲击改进方案可将壁面的面平均综合冷却有效度提高 7.6% ~ 8.5%, 并将系统的流量系数提升 30% 以上。

关键词: 耦合换热; 延伸冲击; 气膜冷却; 综合冷却有效度

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202410014 **文章编号:** 0253-987X(2024)10-0156-12

Conjugate Heat Transfer of Extended Jet Impingement and Fan-Shaped Film Hole Composite Structure Experimental and Computational Approaches

WU Hang^{1,2}, YANG Xing^{1,2}, CAI Haiyang^{1,2}, LIU Zhao^{1,2}, FENG Zhenping^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 2. Shaanxi Engineering

Laboratory of Turbomachinery and Power Equipment, Xi'an 710049, China)

Abstract: For the impingement-film composite cooling structure, the conjugate heat transfer and flow characteristics of five composite cooling systems, including traditional jet impingement, extended jet impingement, and small-distance jet impingement, in combination with cylindrical film holes and fan-shaped film holes, are compared by using experimental and computational approaches. Infrared thermography is used in experiments to obtain overall cooling effectiveness of the outer wall surface under three blowing ratios: 0.6, 1.0 and 1.5. The computational approach is used to further reveal the flow and heat exchange characteristics of internal cooling details. Results show that the extended jet impingement hole structure can enhance the internal heat transfer coefficient without

收稿日期: 2023-12-13。 作者简介: 吴航(1996—), 男, 博士生; 杨星(通信作者), 男, 副教授, 博士生导师。

基金

项目: 国家科技重大专项资助项目(2017-III-0003-0027)。

网络出版时间: 2024-04-10

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.20240408.2012.006>

generating additional aerodynamic losses, which in turn improves overall cooling effectiveness by a small amount, ranging from 1.2% to 4.6%, but the improvement decreased with the increase of the coolant mass flow rate, that reducing the impingement distance can enhance the internal impingement heat transfer performance, which had no significant effect on overall cooling effectiveness and that the use of fan-shaped film holes can significantly improve the external film cooling performance, and the enhancement was greater than that through the internal optimization structure using extended jet holes. Compared with the traditional composite cooling structure of cylindrical film holes combined with impingement, the extended jet impingement scheme based on fan-shaped holes can improve the area-averaged overall cooling effectiveness by 7.6% to 8.5% and improve discharge coefficient by more than 30% under the same amount of coolant.

Keywords: conjugate heat transfer; extended jet impingement; film cooling; overall cooling effectiveness

冲击-气膜复合冷却结构是一种常见的叶片冷却强化技术,其结合内、外多种冷却方式,对冷气的冷却潜能利用更充分,因此广泛应用于涡轮发动机燃烧室衬板和涡轮叶片前缘、中弦和端壁等区域的热防护中。复合冷却结构涉及冲击冷却、扰流柱、孔内对流换热和气膜冷却,各冷却环节相互影响,产生了复杂的耦合换热过程。掌握影响其冷却性能的关键因素,有助于研发人员有针对性地优化各冷却环节。

目前,考虑固体导热的耦合换热是研究复合冷却结构综合冷却性能的主要方法。文献[1-2]对比了有、无冲击冷却时复合层板结构的冷却特性,发现冲击-气膜共同作用时冷却效果更好,外表面温度更低。Jung 等^[3]指出毕渥数,即冲击靶面的热导率也是影响复合冷却结构金属表面温度分布的重要因素。Tan 等^[4]通过调整冲击孔与气膜孔之间的排列方式与节距,形成了叉排和直列顺排两种方式,研究结果表明:随着吹气比增加,叉排和顺排的冷效均升高,但叉排的冷效值始终比顺排更高且更均匀,这种现象在孔节距较小时比较明显。文献[5-6]强调,当冲击孔出口正对气膜孔进口时,冷气会直接从气膜孔中排出,从而减小了冲击高换热区的面积,降低了冷气的利用率,在复合冷却设计中应尽量避免。Rao 等^[7]在冲击-气膜复合冷却中进一步增加扰流柱结构,通过增加内部换热面积略微提升了冷却水平,但压力损失大幅度增加,得不偿失。文献[8-9]拓展了冲击-气膜复合冷却在叶片前缘的应用前景。Liu 等^[10]系统研究了调整气膜孔直径、复合角、吹风比等外部冷却参数对双层壁冷效的影响趋势。可以看出,上述对复合冷却结构的研究往往着眼于外部冷却设计的调整,鲜有针对内部冷却设计的优化。事实上,内部冲击冷却对于复合结构冷却性能的贡献同样重

要,因此有必要同时关注内部冷却的强化设计。

阵列冲击射流的主要影响因素有冲击雷诺数 Re 、冲击孔间距 x_n/d 和 y_n/d 、冲击距离 z_n/d 以及横流等^[11]。为强化内部冲击冷却性能,并降低上游横流对下游射流的不利影响,学者们提出了多种新颖的强化冲击结构,包括倾斜冲击^[12]、变节距阵列冲击^[13]、波纹冲击板^[14-15]、多级冲击冷却^[16]与延伸冲击孔^[14,17-20]。其中,延伸冲击孔使射流出口贴近冲击靶面,能够削弱冲击射流动量的耗散,提升冲击换热水平,且不改变原有的冲击腔高度,降低了横流的不利影响,在内部冷却应用中效果显著。Esposito 等^[14]通过实验对比了传统冲击冷却、波纹冲击板与延伸冲击的靶面换热分布,结果表明,延伸冲击孔可缓解横流对下游冲击的偏转作用,相对于传统冲击冷却与波纹冲击板,换热系数分别提升了 40%、20%以上。Tepe 等^[17]从流动阻力和综合换热性能的角度全面评价了延伸冲击孔,当冲击腔高度为 6 倍孔直径时,延伸孔的最佳长度为 3~4 倍孔径。吴航等^[18]则在更接近发动机几何结构的小冲击高度下探索了最佳的延伸孔长度。Yang 等^[19-20]设计了一种沿流向逐渐伸长的渐进延伸孔,在强横流条件下开展了换热实验验证,结果表明,与传统冲击冷却相比,渐进延伸孔的局部换热峰值明显更高,尽管延伸孔需要更高的泵功来驱动,但强化换热带来的增益远超流动损失。但是,上述公开文献主要针对延伸冲击孔自身的单独作用开展研究,而没有考虑其与外部气膜抽吸和固体导热共同存在时的耦合换热特性,这与燃烧室和涡轮叶片等热端部件的工程设计需求明显不符。

由于内部冲击冷却、孔内对流、外部气膜抽吸和固体导热等组成的耦合效应非常复杂,会显著改变流场结构,进而影响延伸冲击的局部换热水平与分

布,本文通过实验与数值方法对比验证了传统冲击、延伸冲击、小距离冲击、扇形气膜孔-延伸冲击和扇形气膜孔-传统冲击 5 种复合冷却系统的耦合换热和流动特性,揭示了内、外冷却性能的耦合作用规律,最终得到了一种冷却性能更佳、流动损失更小的延伸冲击-扇形气膜孔复合冷却结构,以期为下一代航空发动机燃烧室和高压涡轮叶片的高效冷却设计提供借鉴。

1 实验与数值方法

1.1 冲击-气膜复合冷却实验台

冲击-气膜复合冷却实验系统包括主流、冷气与

数据采集系统,如图 1 所示^[21-22]。主流由 4 台压气机提供,压缩空气依次经过扩压段和整流蜂窝网以确保来流均匀,并流经湍流栅格后进入宽为 180 mm、高为 120 mm 的实验段。依据文献[23]归纳的湍流栅格设计经验公式,选择合适的湍流栅格直径与节距,确保复合冷却实验件第一排气膜孔处平均湍流强度为 5.0%。主流进口的温度、压力、速度分别采用 T 型热电偶、总压探针和皮托管测量。主流通道上方开设红外玻璃窗口用于红外热像仪拍摄。主流入口平均温度为 288 K,平均速度为 17.6 m/s,根据入口速度和气膜孔直径,得到的进口雷诺数为 3 500,主流出口为 1 个大气压。

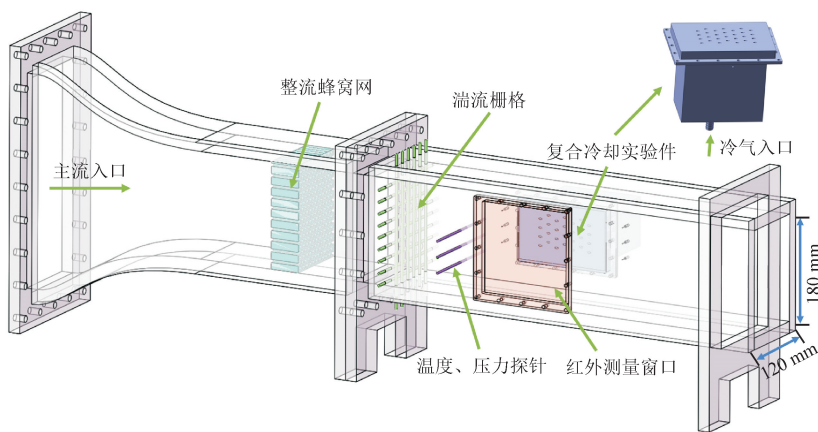
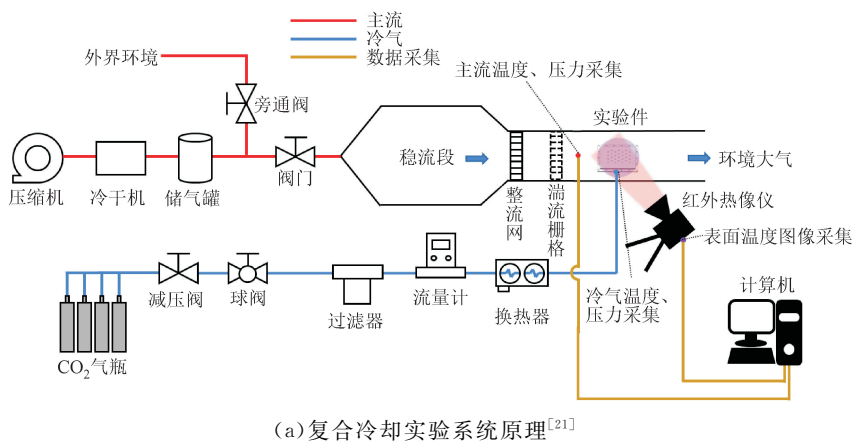


图 1 复合冷却实验系统原理及实验台示意图^[21-22]

Fig. 1 Schematic view of test system and section for impingement-film composite cooling^[21-22]

实验采用 CO_2 作为二次流,依次经过质量流量计与换热器后温度达到 323 K。二次流与主流的密度比 r_{DR} 为 1.5,接近发动机实际条件。在供气腔侧壁布置两个引压管与 T 型热电偶,用于测量冷气入口的压力和温度。二次流管道和腔室均被保温棉包裹,以减少热损失并提供更均匀的温度。

本研究复合冷却结构图 2(a)所示,气膜孔与冲

击孔均叉排布置,流向上布置 7 排孔,且冲击孔与气膜孔之间交错排列。气膜孔直径 $D_f = 3 \text{ mm}$,射流角 $\theta = 30^\circ$,冲击孔直径 $D_i = 3.5 \text{ mm}$,流向间距 $P_x = 10D_f$,展向间距 $P_y = 5D_f$,冲击板和气膜板的厚度均为 10 mm。为避免边缘效应的影响,以中间 2 排孔所在位置作为测量区域,并作为后续线平均与面平均数据的统计区域。将第一排气膜孔出口圆心

为无量纲轴向位置 $x/D_f = 0$, 则冲击孔实际布置区域大致为 $x/D_f = -5 \sim 25$ 。

本文重点关注耦合换热条件下延伸冲击孔的强化冷却性能, 考虑了 5 组冷却结构, 分别为基于圆形气膜孔的延伸冲击 (CEX)、传统冲击 (C3D)、小距离冲击 (C1D), 以及基于扇形气膜孔的传统冲击 (F3D)、延伸冲击 (FEX), 分别如图 2 (b) 所示。在延伸冲击孔结构中, 冲击高度 $H = 3D_i$, 延伸孔长度 $L = 2D_i$, 将传统冲击的冲击高度 $H = 3D_i$ 与小距离冲击 $H = D_i$ 作为内部冷却对照组。与 C3D 相比, F3D 仅将外部气膜孔型变为扇形, 具体采用 7-7 型孔^[24]。金属外壁面为本文关注的测量面, 内表面为冲击靶面。

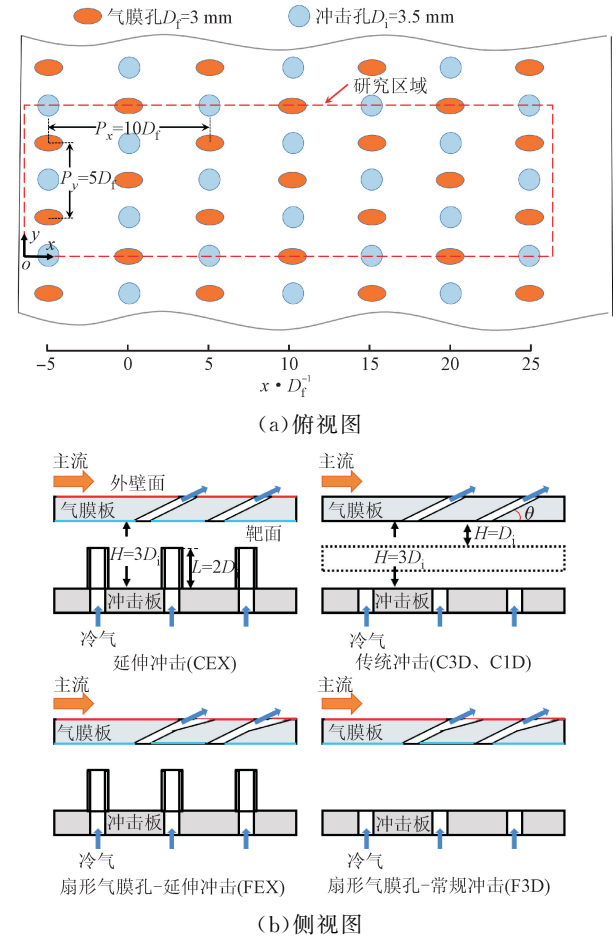


图 2 不同冲击-气膜复合冷却结构示意图
Fig. 2 Schematic view of different jet impingement and film hole arrangements

为使实验获得的综合冷却有效度更好地代表航空发动机涡轮端壁的实际耦合换热过程, 将实验模型的外、内换热系数之比 h_{∞}/h_i 、毕渥数 Bi 与实际情况进行了匹配, 如表 1 所示。在几何参数、流动工况合理缩放和匹配后, h_{∞}/h_i 将自动匹配, 气膜板选用 316L

不锈钢材料。为了尽可能地降低热损失, 冷气供气腔和冲击板采用导热系数为 $0.2 \text{ W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$ 的树脂材料 3D 打印而成。

表 1 耦合换热参数分析

参数	数值	
	模型	发动机
气膜板厚度 t_w/mm	10.0	2.0
金属导热率 $k_w/(\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1})$	15	24
毕渥数 Bi	0.06~1.50	0.27
外、内换热系数之比 $h_{\infty} \cdot h_i^{-1}$	0.36~1.45	0.50
吹风比 M	0.3~2.0	1.0~2.0

1.2 测量方法与不确定度分析

采用红外热像仪 FLIR T865 测量金属的外壁面温度, 仪器的分辨率为 640×480 像素, 实际测量时的物理分辨率为 4 像素/mm, 工作波长为 $7.5 \sim 14 \mu\text{m}$ 。选用镀膜锗片作为红外窗口, 可保证在工作波长范围内有 90% 以上的透射率。采用红外热像仪测温前, 使用 T 型热电偶先对其进行标定。实验前, 使用哑光黑漆均匀地喷涂于金属外壁面, 以保证全表面发射率均匀。标定时, 利用加热膜使表面温度在实验测量范围内变化, 并在壁面相同位置处同时读取热电偶测点温度 T 和红外热像仪的温度 T_{IR} , 得到多组一一对应的温度数据, 处理得到如图 3 所示的标定曲线。图中给出了拟合得到标定曲线的具体表达式以及决定系数 $R^2 = 0.9999$, 表明拟合曲线可精确完成红外温度数据的标定。

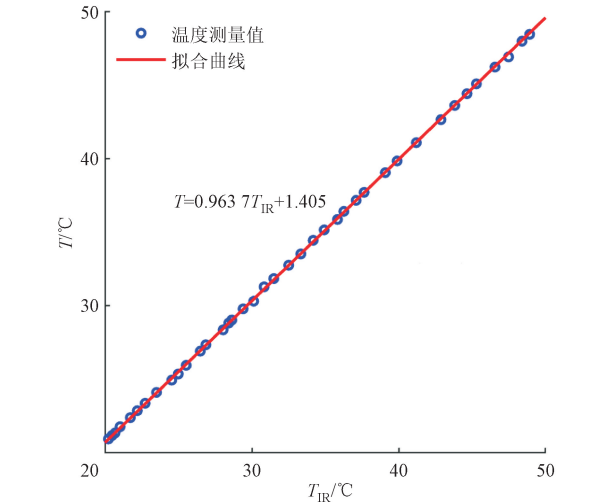


图 3 红外热像仪标定曲线
Fig. 3 Infrared camera and calibration curve

综合冷却有效度 (以下简称综合冷效) 是一个无量纲温度参数, 用来评估耦合换热条件下复合冷却

结构的冷却效果,定义如下

$$\Phi = \frac{T_{\infty} - T_w}{T_{\infty} - T_{c, in}} \quad (1)$$

式中: T_w 为金属壁面温度; T_{∞} 、 $T_{c, in}$ 分别为 T 型热电偶测量的主流温度和冷气温度。

本实验采用 I 级精度的 T 型热电偶,在 $-40 \sim 125^{\circ}\text{C}$ 测量范围内,测量误差为 0.5°C ,由标定公式可知,红外热像仪测得壁温的不确定度绝对值不大于 0.5°C 。根据文献[25]的实验误差分析方法,综合冷却有效度为 0.15、0.75 两个典型值时的相对不确定度分别为 14.0%、2.6%。

1.3 参数定义

外部气膜冷却吹风比定义为

$$M = \frac{\dot{m}_c / A_c}{\dot{m}_{\infty} / A_{\infty}} \quad (2)$$

式中: $\dot{m}_c$ 、 $\dot{m}_{\infty}$ 分别为冷气 and 主流的质量流量; A_c 、 A_{∞} 分别为气膜孔和主流通道的通流面积。

内部冲击雷诺数是与外部气膜冷却吹风比对应的参数,定义为

$$Re_j = \frac{4\dot{m}_c}{\pi D_i \mu N} \quad (3)$$

式中: μ 为射流的动力黏性系数; N 为冲击孔个数。本文选取了 3 组吹风比 $M = 0.6, 1.0, 1.5$, 对应的冲击雷诺数 $Re_j = 2\,050, 3\,400, 5\,100$ 。

采用靶面努塞尔数衡量内部冲击冷却的换热系数,可写为

$$Nu = \frac{q_w D_i}{(T_{w, in} - T_c) \lambda} \quad (4)$$

式中: q_w 为壁面热流密度; T_c 为射流入口总温; $T_{w, in}$ 为靶面温度; λ 为冷却工质的导热系数。

采用无量纲温度 θ 来衡量主流与冷气的局部混合程度,该数值越接近 1,表明流体域局部冷气越多,固体域冷却效果越好,定义为

$$\theta = \frac{T_{\infty} - T_1}{T_{\infty} - T_{c, in}} \quad (5)$$

式中: T_1 为局部温度; $T_{c, in}$ 为冷气进口温度。

采用流量系数 C_d 衡量整个冲击-气膜复合冷却系统的流动损失,定义为

$$C_d = \frac{\dot{m}_m}{\dot{m}_i} \quad (6)$$

$$\dot{m}_i = A_c P_{t, c} (P_s / P_{t, c})^{(\kappa+1)/2\kappa} \cdot$$

$$\sqrt{\frac{2\kappa}{(\kappa-1)RT_{c, in}}} [(P_{t, c} / P_s)^{(\kappa-1)/\kappa} - 1] \quad (7)$$

式中: $\dot{m}_m$ 、 $\dot{m}_i$ 分别为实际测量和理想的冷气质量流量; A_c 为冷气出流面积,即气膜孔出口面积之和; R 、

κ 分别为冷气的气体常数和绝热系数; $P_{t, c}$ 、 P_s 分别为冲击入口总压与气膜孔出口静压,两者之差即为复合冷却系统的压降。

1.4 数值计算模型与网格划分

本文结合数值计算来补充实验中难以获得的内部强化换热特征与流动机理。冲击-气膜复合冷却数值计算模型的计算域与边界条件如图 4 所示,模型只绘制中间两排孔,两侧为周期性边界条件,冲击孔、气膜孔与主流流动等几何尺寸均与实验一致。主流工质为空气,入口温度和速度边界条件与实验相同,主流出口为大气压力。冷气工质设置为 CO_2 ,在冷气入口处给定与实验相同的质量流量和总温条件,壁面材料选用 316L 不锈钢,导热系数设置为温度的函数。固体-流体接触面,如外壁面、内部冲击靶面与气膜孔面等设置为热耦合交界面,其余面均设置为绝热面。利用商用软件 ANSYS CFX 求解稳态条件下的三维可压缩雷诺时均方程。

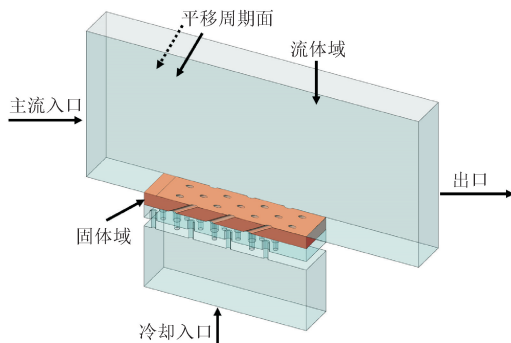


图 4 数值计算域与边界条件示意图

Fig. 4 Schematic of computational domain and boundary conditions

数值模型采用 ANSYS Mesh 软件生成非结构化网格,主流区域为四面体,在气膜孔、冲击孔与壁面局部加密,壁面边界层用棱柱体填充,第一层网格高度为 0.005 mm ,保证 $y^+ < 1.5$ 。针对延伸冲击结构,分别采用 630 万、1 180 万、1 950 万依次细化的网格数开展网格无关性验证。验证工况的冷气吹风比为 1.0,将综合冷效沿着横向(y 轴)进行平均并沿着流向(x 轴)绘制,得到 3 套网格的横向平均综合冷却有效度 $\bar{\Phi}$,如图 5 所示,可知当网格数达到 1 180 万时,继续提升网格数,壁面综合冷效基本不再发生变化。因此,选用网格数为 1 180 万开展后续计算,其中流体域 1 080 万,固体域 100 万,其他模型的网格参数设置均与此相同。

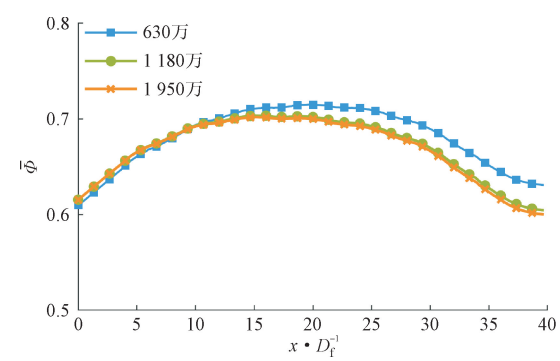


图 5 横向平均综合冷效网格无关性验证

Fig. 5 Grid-independent analysis of laterally-averaged overall cooling effectiveness

1.5 湍流模型验证

前人的研究表明, SST $k-\omega$ 湍流模型对冲击-气膜复合冷却结构的耦合换热特性具有良好的预测精度^[1,5,7,10]。为此,本文采用 SST $k-\omega$ 湍流模型,以延伸冲击 $M=1.5$ 工况下的实验结果来验证数值计算方法的准确性。图 6 对比了实验测量和数值模拟的壁面综合冷效分布,数值选取的湍流模型对壁温的计算结果与实验具有高度相似性,正确捕捉到了固体横向导热的范围与强度,可以准确预测壁面的综合冷效水平和流场细节。

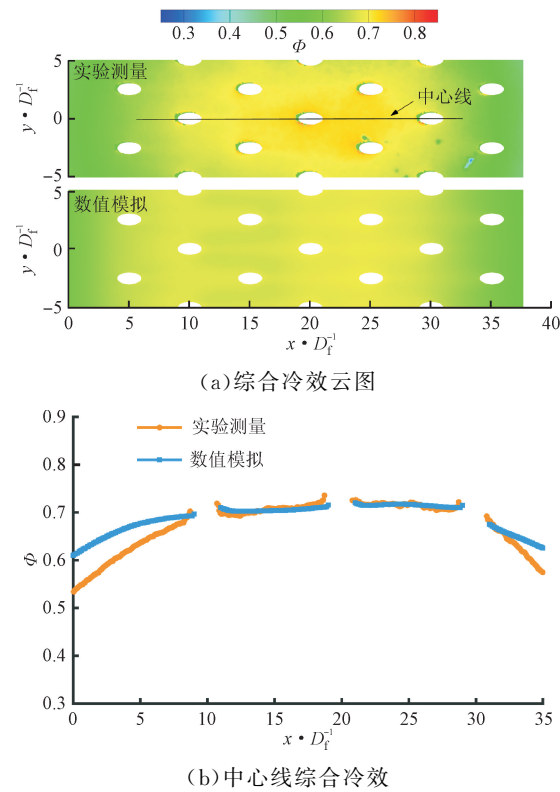


图 6 实验测量与数值模拟的综合冷效对比

Fig. 6 Comparisons of overall cooling effectiveness between experimental and numerical results

图 6(b)进一步定量比较了中间一排气膜孔中心线上的综合冷效,可知数值模拟与实验测量之间的综合冷效局部值非常接近,且沿流向的变化趋势相似。因此,本文所有后续计算均采用 SST $k-\omega$ 湍流模型。

2 结果与讨论

本节将结合实验测量与数值模拟结果,充分对比基于外部扇形气膜孔改进与内部冲击结构改进下的壁面综合冷效、内部强化换热分布、压力损失系数、气膜孔出口流场与温度场,以全面衡量扇形气膜孔与延伸冲击组合应用的优势。

2.1 耦合换热特性

图 7 展示了实验测量的 5 种冷却结构在 3 个吹风比工况下的壁面综合冷效分布云图。相应地,为了量化冷气质量流量的影响,综合冷效的横向平均值沿流向 x 轴的变化曲线如图 8 所示,图中竖直方向的 7 条灰色条带对应 7 排气膜孔的出口位置。由图 7、8 可知,在不同内部冲击冷却结构下,随着吹风比的增加,整个壁面的综合冷却效果都有所提高,且延伸冲击和高低冲击距下沿流向的横向平均综合冷效的变化趋势均很相似,即综合冷效先增加,然后再向下流逐渐降低,该值的增加主要得益于内部冲击换热、孔内对流换热的提升及固体的导热作用。在绝热条件下,圆形气膜冷效的最佳吹风比约在 0.6 附近,扇形气膜冷效的最佳吹风比约在 1.5 附近,继续提高冷气量会降低冷气射流的附壁性,反而恶化气膜冷却效果^[26]。在本研究的耦合换热条件下,由于内部冲击冷却与孔内换热的存在,综合冷效会随吹风比的提高而持续提升,这也表明内部冲击冷却特性是影响冲击/气膜复合结构冷却效果的主导因素。另一方面,在固体导热作用下,外壁面也不会呈现出和绝热气膜冷效一样明显的高冷效射流轨迹,综合冷效更加均匀。以上两点也是气膜冷却流热耦合研究与绝热研究的主要区别,总体来看,在 3 个吹风比工况下,结合扇形孔与延伸冲击两种内外改进的 FEX 模型均拥有最高的综合冷效值。

由图 8 可以看出:所有工况下综合冷效高值区域更多地集中在壁面中心区域 ($x/D_f = 15 \sim 30$, $y/D_f = -2 \sim 2$) 且向四周递减,边缘处最低,这主要是因为中心区域是冲击孔作用的核心位置,冷却最好;壁面四周位于冲击边缘,内部换热系数降低,且固体会向更远处未被冷却措施覆盖的区域导热,进而中心温度高,四周温度低,这是耦合换热的机理所致。

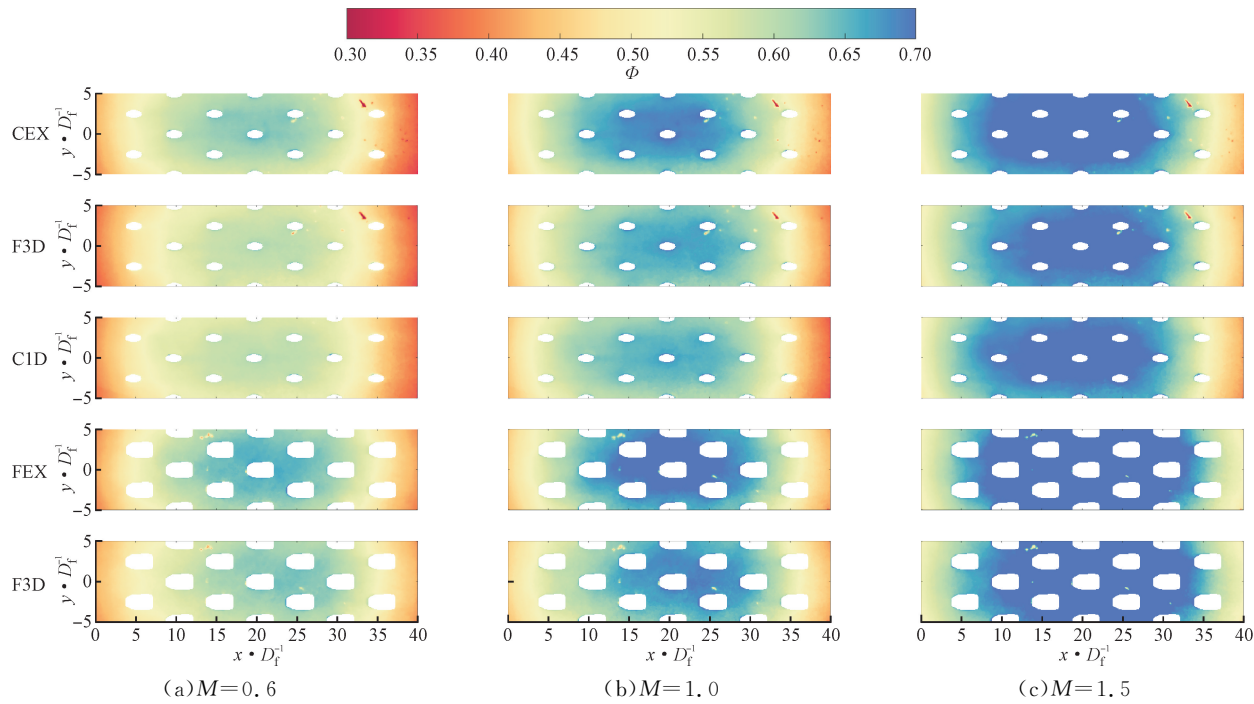


图 7 不同吹风比下 5 种冷却结构的壁面综合冷效云图

Fig. 7 Overall cooling effectiveness contours of five cooling configurations for different blowing ratios

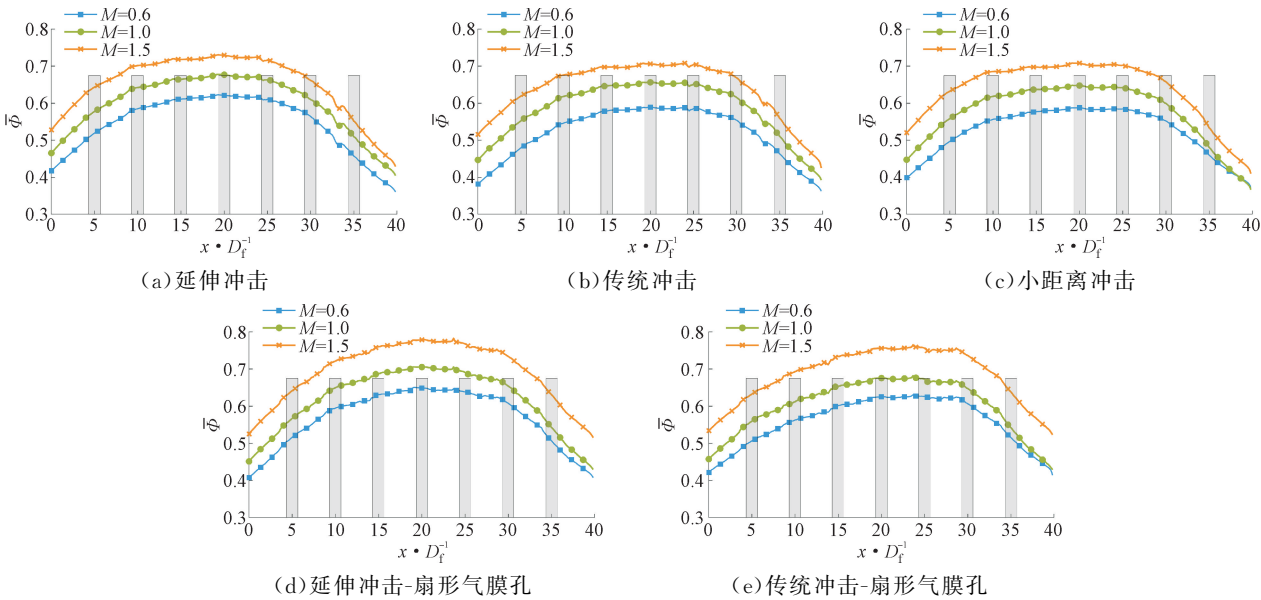


图 8 5 种冷却结构在不同吹风比下的壁面横向平均综合冷效

Fig. 8 Laterally-averaged overall cooling effectiveness of five cooling configurations for different blowing ratios

在相同吹风比条件下,图 9 给出了 5 种冷却结构的横向平均综合冷效。通过对比 C3D 与 C1D 的实验结果可知,在 $H = 1 \sim 3D_f$ 范围内,增大或减小冲击距离对综合冷效的影响有限。而将 CEX 与上述两者进行对比可以发现,延伸冲击综合冷效的局部提升仅在壁面中心区域幅度较大,最高可达 5%,而在 $x/D_f < 5$ 和 $x/D_f > 30$ 的上下游冲击边缘位置,改进冲击结构的提升并不明显,这说明仅在冲击

孔作用的核心区域 $x/D_f = 15 \sim 30$ 对内部冷却进行改进,才能对冷却性能的提升发挥作用。

进一步对比两种扇形气膜孔与其他 3 种圆形气膜孔结构可以发现,扇形气膜孔-传统冲击结构与圆形气膜孔-延伸冲击在 $x/D_f = 15 \sim 20$ 的位置有一个冷却性能的分水岭,在 $x/D_f < 15 \sim 20$ 的上游处 CEX 结构的综合冷效更高,而 $x/D_f > 15 \sim 20$ 下游处 F3D 结构的综合冷效更高。这主要由于上游

前两排孔处冷却气膜并没有充分形成,扇形气膜孔的外部冷却优势没有完全展现,因而上游处拥有更强内部冷却性能的 CEX 结构的综合冷效会更高。在下游第 5、6 排气膜孔的位置,冷却气膜充分发展,扇形气膜孔的冷却优势得以展现,并且 $x/D_f > 15 \sim 20$ 的下游已位于内部冲击冷却的边缘区,因而下游处 F3D 结构的综合冷效更高。这也表明冲击-气膜复合冷却结构中,有效的冲击与

气膜冷却改进设计均可以发挥重要作用。得益于附壁性更好的外部气膜冷却特性与内部强化换热特性,扇形孔-延伸冲击结构在流向 $10 < x/D_f < 30$ 范围内的冷却性能明显高于其他 4 种结构,且随着吹风比的增大,冷效提升愈加明显;相反地,圆形气膜孔-延伸冲击结构与传统冲击结构之间的冷效差值随着吹风比的增大而减小,在高吹风比时几乎可忽略不计。

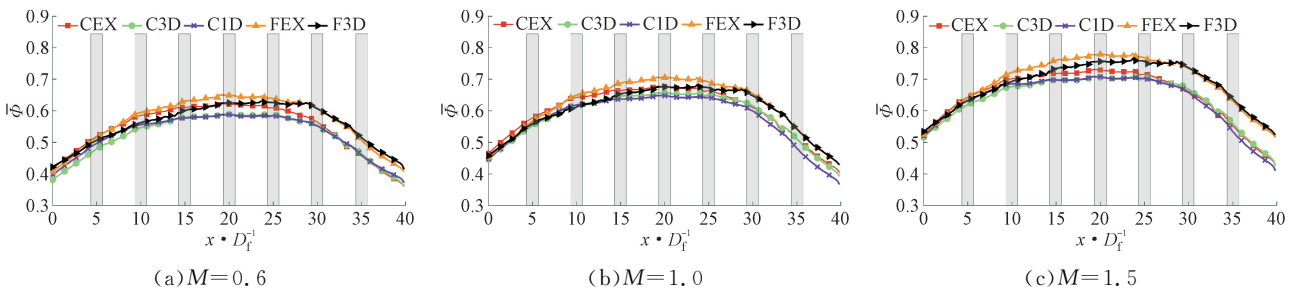


图 9 不同吹风比下 5 种冷却结构的外壁面横向平均综合冷效

Fig. 9 Laterally-averaged overall cooling effectiveness of three blowing ratios for different cooling configurations

图 10 给出了图 7 中云图展示区域的面积平均综合冷效对比。由图 10 可知:FEX 结构的面平均综合冷效比 F3D 的高约 2%,比 CEX 的高 3.5%~7.2%,比传统的 C3D 结构高 7.6%~8.5%;CEX 结构较传统冲击结构 C3D 有小幅提升,提升幅度约为 1.2%~4.6%。

区外的射流形成壁面射流,因而速度逐渐减低,换热系数逐渐降低。图 11(b)、11(c)两种冲击距离的对比表明,随着冲击距离增大,滞止区附近的换热显著减小,射流从冲击孔流出后,由于剪切流动与周围流体产生动量交换,随着射流距离的增加,射流核心区速度逐渐下降,导致换热降低,这种现象在高射流雷诺数下的对比更为明显。图 11(a)所示的延伸冲击在冲击驻点区也形成明显的换热峰值,换热分布情况与小距离冲击的结果更加接近,这体现了延伸冲击的关键优势,即在不改变冲击腔高度的前提下,提升射流抵达靶面时的峰值速度。此外,射流孔之间的边缘区域存在换热低谷值,且 $x/D_f > 25$ 后的区域由于没有布置冲击孔,下个节距不再存在强烈的冲击换热,导致外部综合冷效在 $x/D_f > 25$ 后快速降低。

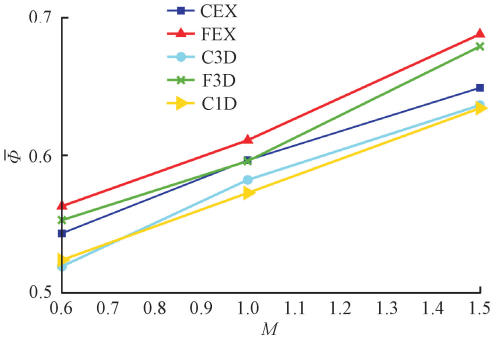


图 10 不同冷却结构面积平均综合冷效对比

Fig. 10 Area-averaged overall cooling effectiveness for different cooling configurations

2.2 内部强化换热特性

为了更好地理解延伸冲击和冲击间距对综合冷效的影响机理,本节选取圆形气膜孔对应的 3 种冷却结构,讨论数值计算得到的内部换热分布和流场、温度场。

3 种内部冲击冷却结构的靶面努塞尔数分布云图如图 11 所示,可以看到叉排阵列射流的典型 Nu 数的分布特征为:冲击驻点区湍流度高且边界层被破坏,发生强烈的换热,此时存在换热峰值,在驻点

图 12 展示了不同射流雷诺数下 3 种冷却结构靶面的横向平均努塞尔数分布,无量纲轴向坐标与研究外部综合冷效时选取一致,图中竖直方向的 7 条蓝色条带对应 7 排冲击孔的位置。射流雷诺数作为最基本的气动参数,主要通过影响射流速度来影响换热特性。由图 12 可见,3 种冷却结构下,靶面努塞尔数均随雷诺数的增大而增大,射流驻点区域为换热峰值,而谷值位于两排冲击孔之间,射流驻点区的换热系数随雷诺数增加尤为明显。

3 种冷却结构在不同雷诺数下靶面的横向平均努塞尔数分布如图 13 所示,可知大冲击距离时靶面换热系数最低,而延伸冲击与小距离冲击主要提升

了靶面滞止区的换热峰值。 $Re_j = 2\ 050$ 时,相较于大冲击距离的传统冲击,延伸与小距离冲击的靶面面积平均努塞尔数分别提升了 12.5%、11.1%;

$Re_j = 5\ 100$ 时,提升幅度缩减为 9.6%、7.2%。总体而言,随着雷诺数的增大,采用延伸冲击或减小距离冲击,均降低了内部冷却的提升幅度。

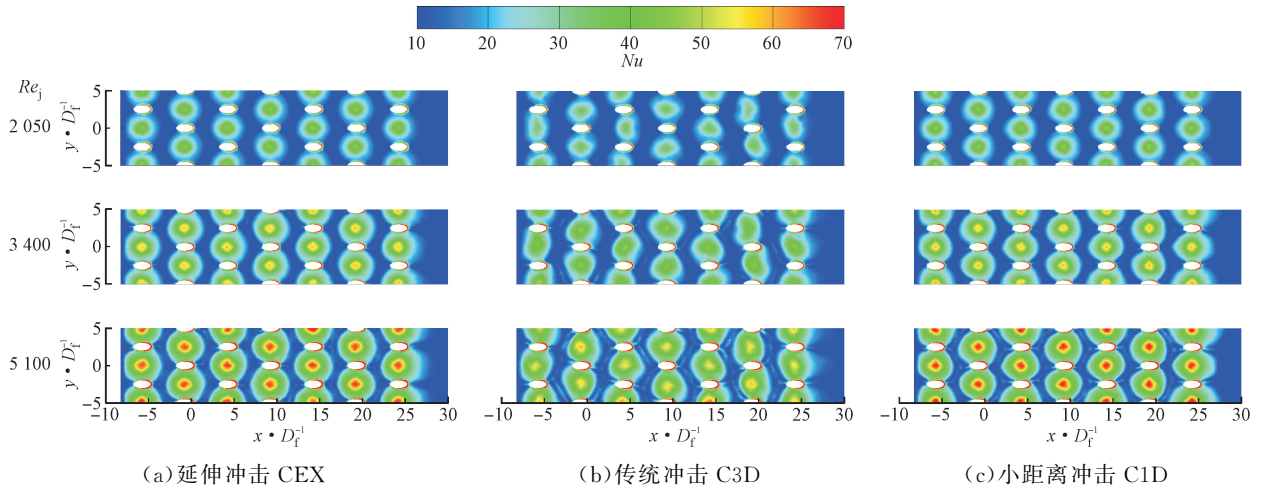


图 11 不同冷却结构与雷诺数下靶面努塞尔数的分布

Fig. 11 Nu contours on the impingement target surface for different cooling configurations and blowing ratios

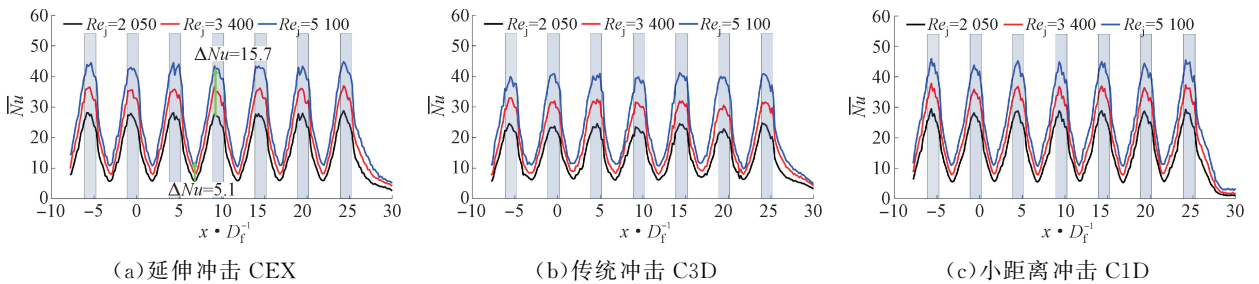


图 12 不同雷诺数下 3 种冷却结构的靶面横向平均努塞尔数分布

Fig. 12 Laterally-averaged Nu of three cooling configurations for various Re_j

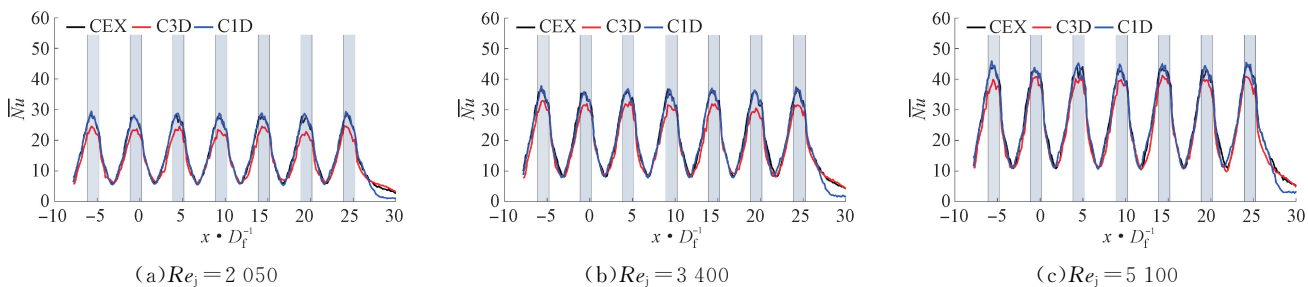


图 13 3 种冷却结构在不同雷诺数下靶面的横向平均努塞尔数分布

Fig. 13 Laterally-averaged Nu of three Re_j for various cooling configurations

图 14、图 15 分别展示了 $Re_j = 3\ 400$ 时 3 种冷却结构孔中心截面上的速度与无量纲温度分布云图,此截面位于中间排气膜孔与冲击孔之间的中心位置。对比图 14(b)、(c)可知:在大冲击距离下,射流抵达壁面后速度有所降低,最终导致如图 11 所反映出的冷却性能的衰退;而在延伸冲击与小距离冲击下,抵达靶面时射流核心区速度较高,换热较强。

由图 15 可知,在气膜射流与主流掺混后,在近外壁面区域形成一层冷却气膜,并且沿着流向气膜逐渐增厚且温度逐渐降低,但壁面外表面温度却没有随之下降,这是因为下游位置已经超出内部冲击的作用范围,这也反映出冲击冷却是影响壁面综合冷效的重要因素。此外,由于固体的横向导热作用,壁面外侧的温度梯度略小于内侧靶面。

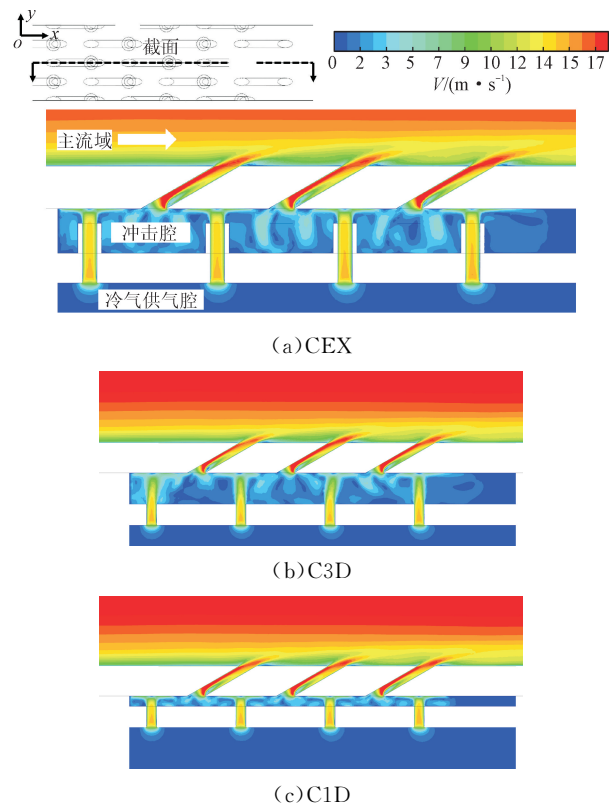


图 14 不同冷却结构下孔中心截面的速度分布($Re_j=3\ 400$)
Fig. 14 Distribution of velocity of hole center cross-section under different cooling configurations ($Re_j=3\ 400$)

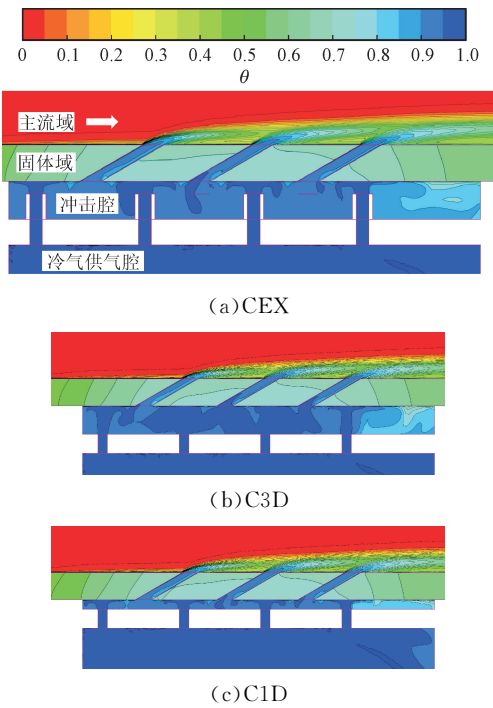


图 15 不同冷却结构下孔中心截面的无量纲温度分布($Re_j=3\ 400$)
Fig. 15 Distribution of non-dimensional temperature of hole center cross-section under different cooling configurations ($Re_j=3\ 400$)

2.3 流动损失特性

本节采用流量系数 C_d 衡量整个冲击-气膜复合冷却系统的流动损失。图 16 给出了不同冷却结构下系统流量系数的实验结果。冲击冷却孔的典型 C_d 为 0.84^[19],倾斜角为 30° 的圆形气膜孔的典型 C_d 为 0.74^[26]。由于本研究考虑了冲击射流和气膜射流共同作用下的压力损失,因此流量系数更小。

由图 16 可知,延伸冲击与减小距离冲击等内部改进措施不会产生明显的额外压力损失,而气膜孔型的改变对 C_d 有着显著影响。一方面,扇形孔有更大的通流面积,大大降低了气膜孔内的流动损失;另一方面,冲击系统的压力损失主要发生在冲击孔入口收缩流动和出口扩张流动过程,而冲击距离的影响相对较小。因此,CEX、C3D、C1D 结构的流量系数几乎一致,而 FEX、F3D 结构的流动损失较前三者明显更低,降低幅度达 30% 以上。

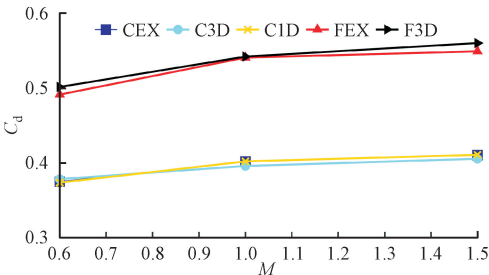


图 16 不同冷却结构下流量系数的实验结果
Fig. 16 Experimental results of flow coefficient under different cooling configurations

3 结 论

采用实验测量和数值模拟方法,研究了改进内部冲击及外部气膜孔型对冲击-气膜复合冷却结构流动与换热特性的影响,详细分析了外壁面综合冷效、靶面内部换热系数、流场和温度场以及流动损失的变化规律,并与传统复合冷却结构进行对比,表明结合内外两种改进的延伸冲击-扇形气膜孔复合冷却结构具有最佳的冷却性能。得到的主要结论如下。

(1) 与采用传统内部冲击冷却的复合冷却结构相比,延伸冲击可以提升内部冷却的换热系数,进而小幅度提升壁面的综合冷效。然而,随着冷气量的增大,冷效的提高幅度变小,减小冲击距离会提升内部冲击换热效果,但不会对综合冷效产生明显的影响。

(2) 采用扇形气膜孔可以有效提高复合冷却系统的冷却性能。结合扇形孔和延伸冲击两种内、外

改进的 FEX 结构方案具有最高的综合冷效效果,相较于传统的圆形气膜孔-冲击复合冷却结构,效果提高了 7.6%~8.5%,较圆形孔-延伸冲击结构的提升幅度也可达 3.5%~7.2%。

(3) 在冲击距离 $H/D_i = 1 \sim 3$ 时,减小冲击距离或者采用延伸冲击等内部冷却改进措施不会对复合冷却系统产生明显的额外压力损失。采用扇形气膜孔外部改进方案的气动性能有明显的提升,其中流量系数的提升幅度达 30% 以上。

参考文献:

- [1] PANDA R K, PRASAD B. Conjugate heat transfer from a flat plate with combined impingement and film cooling [C]//ASME Turbo Expo 2012: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2012: 347-356.
- [2] 费昕阳,王新军,陆海空. 平板冲击发散热冷却流动与换热特性的数值模拟 [J]. 西安交通大学学报, 2017, 51(7): 57-61.
FEI Xinyang, WANG Xinjun, LU Haikong. Numerical simulation for flow and heat transfer characteristics of impingement/effusion cooling on a flat plane [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2017, 51(7): 57-61.
- [3] JUNG E Y, CHUNG H, CHOI S M, et al. Conjugate heat transfer on full-coverage film cooling with array jet impingements with various Biot numbers [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2017, 83: 1-8.
- [4] TAN Xiaoming, ZHANG Jingzhou, XU Huasheng. Experimental investigation on impingement/effusion cooling with short normal injection holes [J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2015, 69: 1-10.
- [5] XIE Gang, LIU Cunliang, YE Lin, et al. Effects of impingement gap and hole arrangement on overall cooling effectiveness for impingement/effusion cooling [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2020, 152: 119449.
- [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.
- [7] RAO Yu, LIU Yuyang, WAN Chaoyi. Multiple-jet impingement heat transfer in double-wall cooling structures with pin fins and effusion holes [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2018, 133: 106-119.
- [8] 刘钊,贾哲,张志欣,等. 透平动叶前缘冲击-气膜复合冷却与旋流-气膜复合冷却的热流耦合对比研究 [J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(4): 116-125.
LIU Zhao, JIA Zhe, ZHANG Zhixin, et al. A comparative study on conjugate heat transfer of impingement-film composite cooling and swirl-film composite cooling on leading edge of a turbine blade [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(4): 116-125.
- [9] 邓清华,王辉辉,何伟,等. 气膜抽吸与叶片前缘内部壁面射流的作用机制 [J]. 西安交通大学学报, 2022, 56(10): 160-169.
DENG Qinghua, WANG Huihui, HE Wei, et al. Mechanism of action between film suction and wall jet in leading edge of blades [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2022, 56(10): 160-169.
- [10] LIU Xuebin, ZHANG Chao, SONG Liming, 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.
- [11] WEIGAND B, SPRING S. Multiple jet impingement: a review [J]. Heat Transfer Research, 2011, 42(2): 101-142.
- [12] LI Weihong, XU Minghe, REN Jing, et al. Experimental investigation of local and average heat transfer coefficients under an inline impinging jet array, including jets with low impingement distance and inclined angle [J]. Journal of Heat Transfer, 2017, 139(1): 012201.
- [13] GAO Lujia, EKKAD S V, BUNKER R S. Impingement heat transfer part I: linearly stretched arrays of holes [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2005, 19(1): 57-65.
- [14] ESPOSITO E I, EKKAD S V, KIM Y, et al. Novel jet impingement cooling geometry for combustor liner backside cooling [J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2009, 1(2): 021001.
- [15] KIM T, JUNG E Y, BANG M, et al. Heat transfer measurements for array jet impingement with castellated wall [J]. Journal of Turbomachinery, 2022, 144(3): 031009.
- [16] LIU Kexin, ZHANG Qiang. A novel multi-stage impingement cooling scheme: part I concept study [J]. Journal of Turbomachinery, 2020, 142(12): 121008.
- [17] TEPE A Ü, YETİŞKEN Y, UYSAL Ü, et al. Experimental and numerical investigation of jet impingement cooling using extended jet holes [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2020, 158:

- 119945.
- [18] 吴航, 杨星, 赵强, 等. 延伸冲击孔冲击冷却流动与换热特性的数值研究 [J]. 推进技术, 2022, 43(10): 291-298.
- WU Hang, YANG Xing, ZHAO Qiang, et al. Numerical study on flow and heat transfer characteristics of impingement cooling with extended jet holes [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(10): 291-298.
- [19] YANG Xing, WU Hang, FENG Zhenping. Jet impingement heat transfer characteristics with variable extended jet holes under strong crossflow conditions [J]. Aerospace, 2022, 9(1): 44.
- [20] YANG Xing, WU Hang, FENG Zhenping. Experimental and numerical investigations of extended jet effects on multiple-jet impingement heat transfer characteristics [J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2022, 14(10): 101015.
- [21] YANG Xing, WU Hang, HAO Zihan, et al. Assessment of a virtual boundary concept for efficient modeling of turbine film cooling [J/OL]. Numerical Heat Transfer: Part A Applications. [2023-06-23]. <https://doi.org/10.1080/10407782.2023.2299286>.
- [22] WU Hang, YANG Xing, WU Yongqiang, et al. Experimental decoupled-analysis of overall cooling effectiveness for a turbine endwall with internal and external cooling configurations [J]. Applied Thermal Engineering, 2023, 228: 120435.
- [23] ROACH P E. The generation of nearly isotropic turbulence by means of grids [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 1987, 8(2): 82-92.
- [24] THOLE K, GRITSCH M, SCHULZ A, et al. Flow-field measurements for film-cooling holes with expanded exits [C]//ASME 1996 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. New York, USA: ASME, 1996: V004T09A010.
- [25] MOFFAT R J. Describing the uncertainties in experimental results [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 1988, 1(1): 3-17.
- [26] SAUMWEBER C, SCHULZ A. Effect of geometry variations on the cooling performance of fan-shaped cooling holes [J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(6): 061008.

(编辑 赵炜 李慧敏)