

带肋曲面双层壁偏转内流与传热冷却特性数值研究

全帅宇, 白波, 张垚垣, 李志刚, 李军

(西安交通大学叶轮机械研究所, 710049, 西安)

摘要: 针对带肋双层壁在曲面部件应用时, 偏转内流与非均匀出流交互作用机理和传热冷却特性不明晰的问题, 采用共轭传热方法对比分析了凸面、平面和凹面带肋双层壁在 5 种吹风比下狭窄内腔流动、非均匀出流和综合冷却特性。将平面带肋计算结果与实验结果进行对比, 验证数值计算的准确性。通过横向平均综合冷效等参数, 分析不同结构及吹风比下的气膜冷却和冲击冷却性能。通过无量纲速度、温度和流线, 分析气膜、冲击冷却与偏转内流的耦合关系以及双层壁流阻特性。数值结果表明: 降低冷气量要求下, 冷效较高的吹风比为 0.6; 在冲击腔室内, 肋柱近冲击驻点一侧冷效较高, 近气膜孔侧流动分离导致冷效较低, 带肋双层壁流速比无肋结构快且流线更具规律性; 凸面双层壁气膜孔出流冷气在外壁贴壁效果最佳, 凹面双层壁气膜孔出流冷气脱离壁面进入主流较多; 吹风比为 0.6 时, 凸面双层壁面平均综合冷效比凹面提高了约 8.09%。该研究可为透平叶片曲面带肋双层壁结构的冷却设计和性能分析提供理论依据。

关键词: 带肋双层壁; 曲面双层壁; 偏转内流; 气膜冷却; 冲击冷却

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202512016 **文章编号:** 0253-987X(2025)12-0182-12

Numerical Study on Deflected Internal Flow and Heat Transfer and Cooling Characteristics of Curved Double-Wall Structures with Pin-Fins

QUAN Shuaiyu, BAI Bo, ZHANG Kaiyuan, LI Zhigang, LI Jun

(Institute of Turbomachinery, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To make clear the interaction mechanism between deflected internal flow and non-uniform outflow, as well as the heat transfer and cooling characteristics of pin-fin double-wall structures in curved components, a conjugate heat transfer method is employed to comparatively analyze the narrow-channel internal flow, non-uniform coolant outflow, and overall cooling performance of convex, flat, and concave pin-fin double-wall configurations at five different blowing ratios. Numerical results for the flat pin-fin structure are validated against experimental data to ensure the accuracy of simulations. The film and impingement cooling performance for different structures at different blowing ratios are analyzed based on the spanwise-averaged overall cooling effectiveness. The coupling behavior among film cooling, impingement cooling, and deflected internal flow, as well as the flow resistance characteristics of the double-wall structures, are examined through analyses of dimensionless velocity, temperature, and streamlines. The results indicate that under reduced coolant requirements, a higher cooling effectiveness was achieved at a

blowing ratio of 0.6; in the impingement chamber, a higher cooling effectiveness was observed near the stagnation region of the pin-fin, while the local effectiveness near the film hole side was reduced by flow separation; compared to pinless structures, pin-fin double-wall configurations exhibited higher velocities and more organized flow patterns; coolant outflow from film holes exhibited the best wall-attachment effect in the convex double-wall structure, while more outflow left the wall to enter the mainstream in the concave structure; at a blowing ratio of 0.6, the area-averaged overall cooling effectiveness for the convex structure was 8.09% higher than that for the concave structure. This study is intended to provide theoretical guidance for the cooling design and performance analysis of curved turbine blade components with pin-fin double-wall structures.

Keywords: pin-fin double-wall; curved double-wall; deflected internal flow; film cooling; impingement cooling

提高基于布雷顿循环燃气轮机效率的关键在于提高透平进口温度^[1],而现有材料无法满足极高的温度要求,因此亟需开发高性能燃机透平冷却技术。传统透平冷却方式是内部对流冷却耦合外部气膜冷却,文献[2]概述了透平叶片冷却技术的发展历程。目前,透平叶片冷却技术通常将多种冷却方式相结合^[3]。

透平冷却通常采用冲击冷却、扰流肋柱冷却、表面气膜冷却结构^[4],其中双层壁结构能将上述 3 种冷却结构同时集成化,且具有薄外壁特征,较薄的气膜孔板增强了金属基底与内部冷气的换热,能够加快内部低温向外表面传导。冷气首先通过冲击孔进入冲击腔室,实现对靶板的冲击冷却,随后通过扰流肋柱实现换热,最后由气膜孔喷出,对板外表面实现气膜冷却。双层壁结构能显著提高透平叶片综合冷效,根据 Nakamata^[5]的实验结果,该结构下的综合冷效超过 0.7。

燃烧室是较早采用双层壁结构的部件,双层壁结构在射流冲击换热的基础上增加肋柱和气膜孔结构,研究表明肋柱和气膜孔显著增强了冲击射流冷却效果^[6]。许多学者研究了吹风比、冲击腔室高度等参数对双层壁冷却性能的影响。Ignatious 等^[7]通过数值研究发现,在低吹风比时,综合冷效随吹风比的增加急剧提升;而在高吹风比时,吹风比的进一步增加对冷效几乎没有影响。Jackowski 等^[8]采用数值研究发现,冲击高度越小,换热性能越好。

平面双层壁简化模型对研究双层壁冷却性能十分重要。Nakamata 等^[9]通过对平面双层壁开展实验,分析了冲击孔、肋柱和气膜孔不同空间排布对综合冷效的影响,发现冲击孔与气膜孔平行布置时综合冷效表现最优。

由于双层壁结构参数直接影响其冷却性能,因

此学者们开展了不同结构参数对双层壁冷却性能影响的实验和数值研究。Rogers 等^[10]实验研究了稀疏气膜孔阵列在横流供冷下的全覆盖气膜冷却,获得了燃烧室内衬组件的高空间分辨数据。Fan^[11]数值研究了叶片前缘新型旋流双层壁结构,发现与基础双层壁相比,旋流双层壁整体冷却性能提高了 3 倍以上。Li 等^[12]实验研究发现,减小壁厚使得整体冷却效率仅增加约 0.02。Liu 等^[13]实验研究了具有不同布置和短气膜孔的双层壁结构,发现与交错布置相比,直列布置能够实现相当的整体冷却效率。Land 等^[14]研究了沙尘颗粒与双层壁结构的相互作用,发现冲击板气膜板间距在 2~4 倍冲击孔径范围内,颗粒堵塞最少。Murray 等^[15]设计了一种典型实验台,该实验台使用循环流,能形成高温、均匀的主流,且采用红外热像仪评估双层壁气膜冷却系统的稳态整体冷效和绝热气膜冷效。Gao 等^[16]数值研究了破碎肋柱对双层壁的影响,发现添加小高度的破碎肋柱通常会降低冷效,而高度超过 0.4 mm 的破碎肋柱可提高双层壁的冷却性能。

由于主流通道变化会引入压力梯度,因此叶栅流道结构也会影响双层壁冷却性能。Ligrani 等^[17]研究了双层壁冲击喷流雷诺数、吹风比、流向发展和主流雷诺数的影响。Vanga 等^[18]和 Ligrani 等^[19]研究了主流通道收缩比为 4 时的双层壁冷却性能。Ritchie 等^[20]研究了同时采用横流、冲击冷却和主流收缩通道的双层壁流动冷却特性。

带压力梯度的主流由真实叶栅流道几何特征引起^[21],而真实透平除流道收缩特征,叶身压力面与吸力面也具有不同的曲率。Lee 等^[22]研究了半球形凸面曲率对长直管喷出的圆形冲击射流局部传热的影响。缪国君^[23]实验研究了狭小受限曲面空间内冲击流动换热特性,发现冲击靶板的曲率半径和

冲击孔径间存在匹配关系。Skamniotis 等^[24]采用数值方法分析曲面双层壁热-离心应力发现,沿着弦向改变壁厚比能找到内外特征的应力平衡。黄鑫等^[25]研究了曲面对层板热障涂层耦合结构冷却特性的影响,发现凸面模型气膜冷效最高。Wang 等^[26]探索了壁面曲率对双层壁结构在静止和旋转条件下流热特性的影响,发现转速较低时,旋转能增强双层壁的换热效率。刘友宏等^[27]研究了流向周向曲率对加力尾部双层壁隔热屏冷却性能的影响,发现单位面积冷气量随周向曲率半径的增大而减小。张垚垣等^[28]对曲面双层壁流动冷却特性开展数值模拟研究,发现低吹风比时,凸面结构下游冷效高于平面结构。

目前,双层壁流热特性研究主要针对平面结构,曲面双层壁的研究主要是对表面温度场进行测量,但曲面特征下双层壁内部冲击横流、偏转和非均匀出流的交互作用机理尚不明晰,制约了曲面部件双层壁冷却性能的进一步提升,导致目前叶片等曲面部件的双层壁实际冷却性能与理想值还有一定差距,因此亟需建立更完善的曲面双层壁气热特性数

据库,以进一步提升实际结构和复杂工况下的双层壁性能。针对凸面、平面和凹面带肋双层壁顺排冷却孔排布,本文开展了不同吹风比对双层壁气热耦合特性影响的数值研究,对比分析了不同曲面特征下双层壁内部流动特征和气膜孔非均匀出流下的综合冷却性能分布,为实际透平叶片双层壁结构设计及性能分析提供参考。

1 数值方法及验证

1.1 几何模型与边界条件

图1给出了顺排结构^[9]的带肋双层壁结构模型,为典型的冲击孔与气膜孔平行布置结构,其中蓝色带箭头实线为沿气膜孔和冲击孔中心连线,红色带箭头实线为沿肋柱中心连线。最小周期性结构单元尺寸为 $20\text{ mm} \times 10\text{ mm}$,气膜孔与冲击孔平行排布,肋柱位于2个气膜孔和2个冲击孔构成的正方形中心,直径为 4 mm ,气膜孔和冲击孔直径 D 亦为 4 mm 。采用 NX 12 软件建立平面双层壁结构几何模型及曲面双层壁结构的流体域和固体域几何模型,如图2所示。

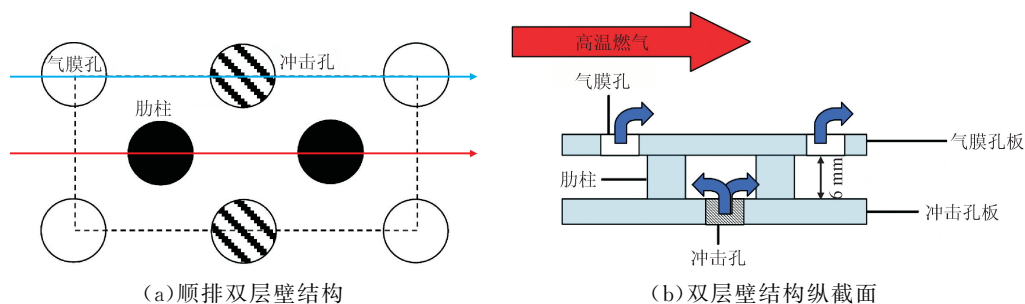


图1 顺排双层壁结构模型^[9]

Fig. 1 Double-wall structure model in a sequential arrangement^[9]

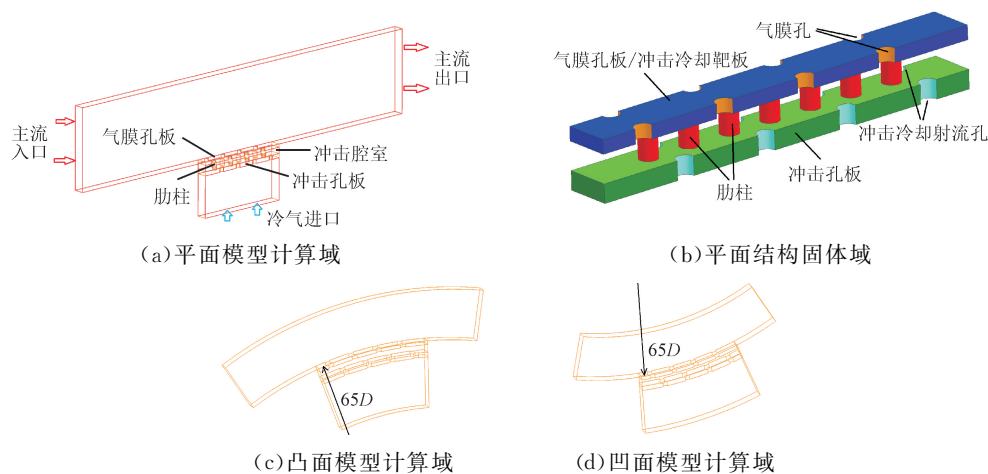


图2 平面和曲面双层壁计算域几何模型

Fig. 2 Geometric model of computational domain for double-walls with planar and curved surfaces

设置主流腔室高度为 40 mm (10D), 使得主流具有边界层并形成稳定的主流区。设置冷气腔室高度为 40 mm, 使得冷气来流能充分混合和发展。设置主流上游长度为 60 mm, 使得主流来流充分混合和发展; 主流下游长度为 40 mm, 使得主流出口满足无回流边界。沿流向分别布置 4 排气膜孔、4 排冲击孔和 7 排肋柱, 与文献[9]实验工况保持一致。气膜孔板厚度为 3 mm, 冲击腔室高度为 6 mm, 冲击孔板厚度为 4 mm。气膜孔、肋柱、冲击孔均垂直于平面或沿曲面法线方向, 直径均为 4 mm。凸面与凹面双层壁中气膜孔板外表面曲率为 65D, 其余各表面以同心圆方式布置。

数值计算边界条件与文献[9]实验条件保持一致。主流进口为速度边界, 进口温度为 673 K, 马赫数为 0.5, 通过文献[9]中的雷诺数等参数求得进口流速为 268 m/s, 进口雷诺数为 3.8×10^5 , 湍流强度为 5%。主流出口为压力出口边界。冷气进口为质量流量边界, 其中吹风比为 0.6 时的进口质量流量为 4.235 g/s。冷气进口温度设为 336.8 K, 以保证与主流密度之比为 2, 冷气进口湍流强度为 3%。计算采用 0.2、0.4、0.6、0.8、1.0 这 5 个吹风比。流体域、固体域侧面均为周期性边界, 流体与固体交界面采用耦合界面, 其余壁面均为绝热边界。吹风比 M 定义如下

$$M = \frac{\rho_c V_c}{\rho_g V_g} \quad (1)$$

式中: ρ_c 、 V_c 分别为冷气的密度和速度; ρ_g 、 V_g 分别为主流的密度和速度。

固体部分材料的选取与文献[9]实验保持一致, 即采用镍基合金, 其密度为 8 800 kg/m³, 比定压热容 c_p 和热导率采用分段线性, 其随温度的变化如表 1 所示。流体部分采用理想空气作为工质, 密度按理想气体计算, c_p 和热导率根据分子动理论计算, 黏度采用 Sutherland 方法计算。其中, 分子量取 28.966 g/mol, Lennard-Jones(L-J)特征长度取 3.711, L-J 能量参数取 78.6, 自由度取 5。

表 1 镍基合金物性参数

Table 1 Physical property parameters of nickel-based alloys

温度/K	比定压热容/	热导率/
	(J · kg ⁻¹ · K ⁻¹)	(W · m ⁻¹ · K ⁻¹)
300	420	15
500	475	12
700	525	10

采用综合冷效 η 分析曲面带肋双层壁结构的冷却性能, η 的定义如下

$$\eta = \frac{T_g - T_w}{T_g - T_c} \quad (2)$$

式中: T_g 、 T_w 、 T_c 分别为主流、壁面和冷气的温度。

1.2 网格划分与计算验证

图 3 给出了曲面双层壁结构的计算网格。采用 FLUENT Meshing 软件生成非结构多面体网格, 气膜孔和气膜孔板面网格尺寸为 0.1 mm, 肋柱面网格尺寸为 0.2 mm, 冲击孔和冲击孔板面网格尺寸为 0.3 mm, 全局最大面网格尺寸为 0.5 mm。对气膜孔、气膜孔板、肋柱、冲击孔和冲击孔板表面流体域边界层进行加密, 网格增长率为 1.2, 壁面边界层数设置为 8, 计算域的壁面网格无量纲距离 y^+ 约为 4。

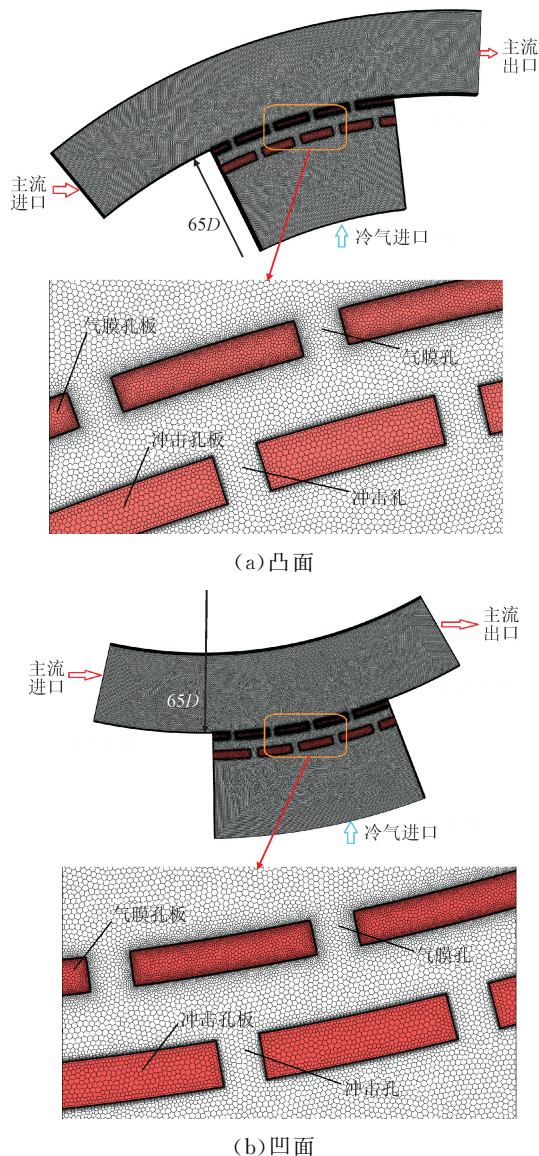


图 3 曲面双层壁结构计算网格

Fig. 3 Computational grids of the curved double-wall structure

采用 116 万、214 万、529 万、1 020 万这 4 组网格

数对曲面双层壁结构进行网格无关性验证,结果如图 4 所示,其中 X 为气膜孔板沿主流方向的距离。图 4(a)和 4(b)分别为曲面双层壁结构沿着气膜孔与冲击孔中心连线和沿着肋柱中心连线的综合冷效变化,此时的吹风比 M 为 0.6。由图可知,529 万网格数已能够满足本文中曲面带肋双层壁结构流动冷却特性数值计算的精度要求。

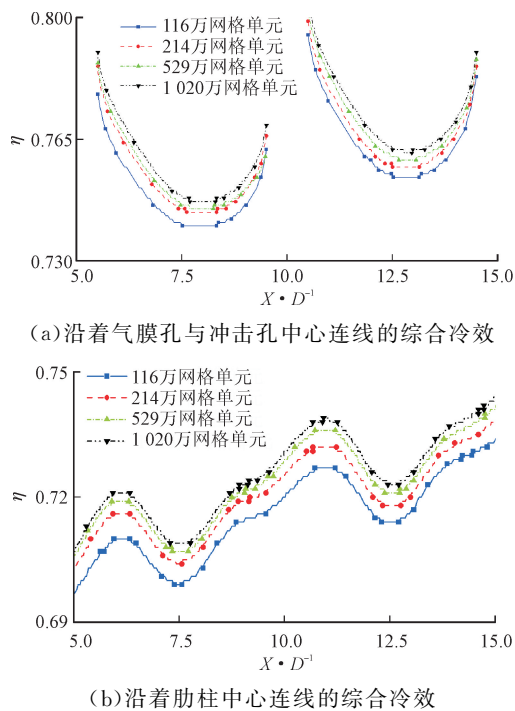


图 4 网格无关性验证

Fig. 4 Grid independence verification

采用 FLUENT 软件数值求解雷诺时均方程,开展曲面双层壁结构气热特性研究。方程中,各对流项均采用二阶迎风格式离散,若连续迭代 100 步后,气膜孔板外表面面平均温度变化小于 0.5%,则认为计算收敛。

为了验证数值计算湍流模型的可靠性,对平面双层壁结构分别采用标准 $k-\epsilon$ 、可实现 $k-\epsilon$ 、标准 $k-\omega$ 和剪应力传输 (SST) $k-\omega$ 湍流模型进行计算,并与实验结果^[9]进行对比。图 5 给出了吹风比 M 为 0.6 时,平板双层壁结构综合冷效的数值结果与实验结果^[9]对比。由图 5(a)可以看出,可实现 $k-\epsilon$ 湍流模型在 X/D 为 7~8 和 13~14 处更加接近实验结果,表明其对气膜孔上游综合冷效的预测性最好。由图 5(b)可以看出,可实现 $k-\epsilon$ 湍流模型在 X/D 为 5~6 和 14~15 处更加接近实验结果,表明其更能反映随着 X/D 的增大,沿着肋柱中心连线综合冷效增大的趋势。

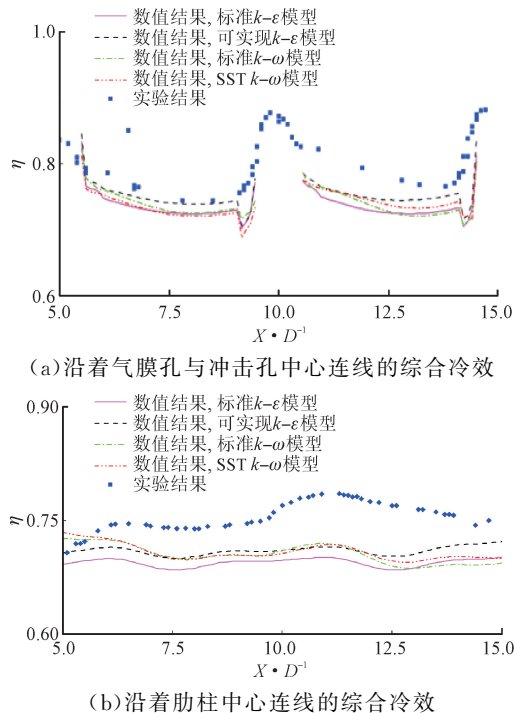


图 5 湍流模型验证

Fig. 5 Turbulence model validation

不同吹风比下,平板双层壁结构面平均综合冷效数值结果与实验结果^[9]的对比如图 6 所示,其中面平均范围为 $X/D=5\sim15$ 的气膜孔板外表面。由图可见,可实现 $k-\epsilon$ 湍流模型在吹风比为 0.6~1.0 时更接近实验结果,且其更能反映随着吹风比增大,面平均冷效增大的趋势。因此,本文采用可实现 $k-\epsilon$ 湍流模型研究平面和曲面带肋双层壁结构的流动冷却特性。

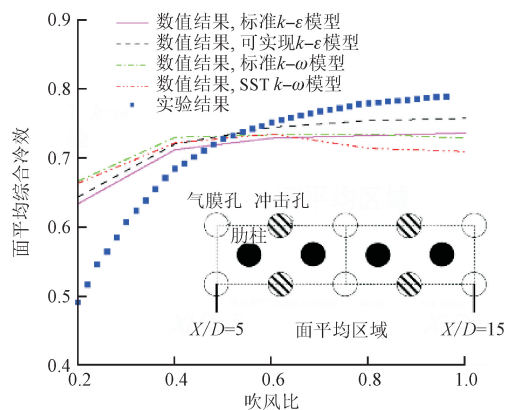


图 6 不同吹风比下面平均综合冷效的湍流模型验证

Fig. 6 Turbulence model validation of area average cooling effect under different blowing ratios

2 结果与讨论

2.1 曲面带肋双层壁结构的冷却性能

肋柱结构能够显著提高双层壁的传热性能,但

绕肋横流与冲击孔和气膜孔射流的交互特性更复杂,同时内部流阻增大,因此本文针对 3 种曲面双层壁结构,在 5 种典型吹风比(0.4~1.0)下分析了带肋双层壁的内部、外部流动和冷却传热耦合特性。此外,本文还分析了较低吹风比(0.2)下的流动冷却性能以进行对比。

气膜孔板外表面综合冷效如图 7 所示。由图可见,随着双层壁曲率的变化,气膜孔板外表面综合冷效整体呈现凸面高于其他 2 种曲面的趋势。随着冷气向下游的横流和聚积效应, $X/D=10\sim 15$ 处的综合冷效要高于 $X/D=5\sim 10$ 处的。每 4 个气膜孔构成的矩形内部存在一个低冷效区,每个气膜孔上游和下游分别存在一个典型的三角状高冷效区,前者主要由气膜孔冷气出流向下游覆盖所导致,后者则是由上一个气膜孔的出流冷气与该气膜孔出流冷气掺混所致。随着吹风比增加,高冷效区范围扩大,且呈现出凸面综合冷效大于平面和凹面的趋势。

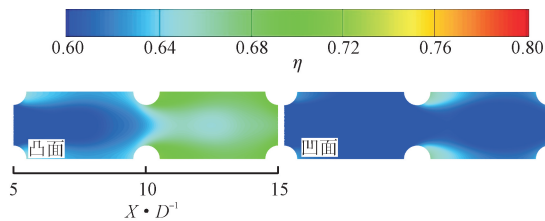
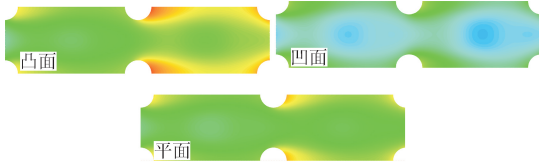
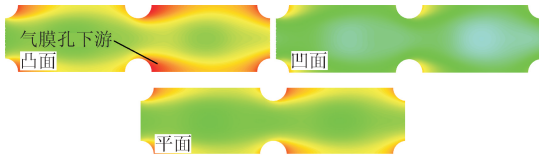
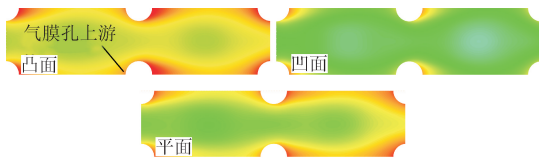
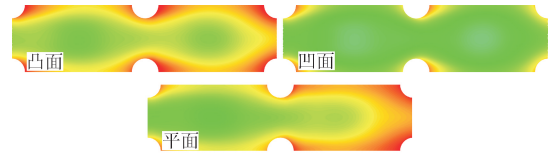
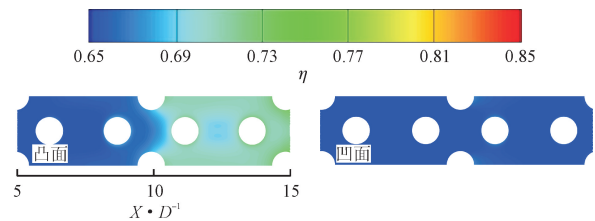
(a) $M=0.2$ (b) $M=0.4$ (c) $M=0.6$ (d) $M=0.8$ (e) $M=1.0$

图 7 不同吹风比下气膜孔板外表面的综合冷效

Fig. 7 Overall cooling effectiveness of film plate outer surface under different blowing ratios

气膜孔板外表面综合冷效主要由气膜孔出流主导,相较于气膜孔出流冷气覆盖区域,冲击孔出流形成的冲击驻点区域和肋柱对应金属热传导区域的冷效随吹风比和曲面形式的变化较不显著。由图 7(c)~7(e)可知,当吹风比 M 大于 0.6 时,凸面带肋双层壁结构 $X/D=10\sim 15$ 处的气膜孔上、下游综合冷效高于 $X/D=5\sim 10$ 区域内的,凹面带肋双层壁结构 $X/D=10\sim 15$ 处的气膜孔上、下游综合冷效略低于 $X/D=5\sim 10$ 区域内的。

图 8 给出了 5 种吹风比下,3 种双层壁结构的气膜孔板内表面综合冷效。由图可见,内壁沿着冲击孔中心连线的综合冷效要高于沿着肋柱中心连线的。在冲击冷气横流的作用下, $X/D=10\sim 15$ 区域的综合冷效要高于 $X/D=5\sim 10$ 区域内的。受肋柱影响,带肋双层壁结构的气膜孔板内表面低冷效区被限制在 2 个肋柱和 2 个冲击孔驻点所围成的正方形内。冷气冲击内壁在驻点处形成高冷效区,随着吹风比的增加,冲击驻点冷效增强,其中凸面结构的冲击冷却效果高于其他两种曲面。冷气从冲击孔出流向气膜孔方向流动,在冲击驻点和上、下游气膜孔间形成高冷效区,其中下游冷效高于上游。在肋柱与气膜孔板的连接处,由于金属热传导效应,其冷效也较高。这些高冷效区随吹风比和曲面形式的变化规律与冲击驻点处的高冷效区相似。

(a) $M=0.2$ (b) $M=0.4$

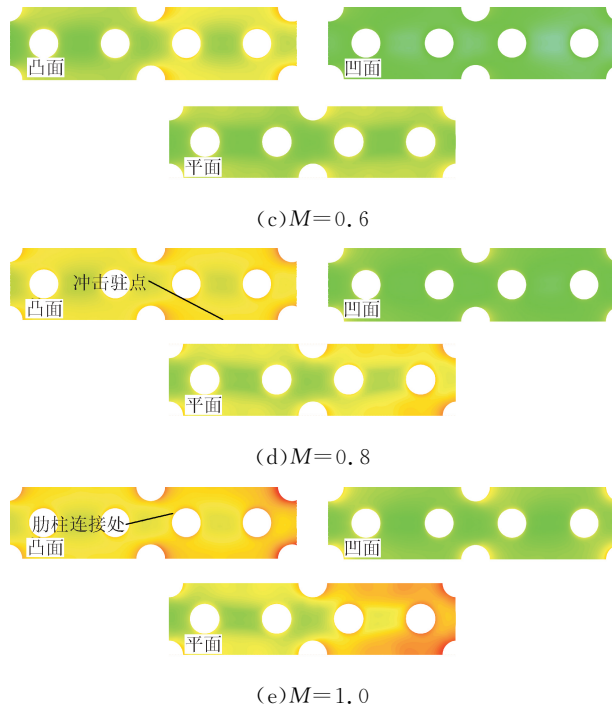


图8 不同吹风比下气膜孔板内表面的综合冷效

Fig. 8 Overall cooling effectiveness of film plate inner surface under different blowing ratios

图9给出了3种双层壁结构的面平均综合冷效随吹风比的变化。由图可见,当吹风比较高时,增大吹风比对面平均冷效的提升作用变小,其中凸面结构的提升最弱,随着吹风比从0.8增大到1.0,凸、平、凹双层壁的面平均综合冷效分别提升了0.08%、0.36%和1.23%。随着吹风比从0.2增加到0.6,双层壁结构外壁的面平均综合冷效迅速提升,其中平面结构提升了15.8%;而当吹风比从0.6增加到1.0时,双层壁结构外壁的面平均综合冷效增长较慢,其中平面结构仅提升了1.59%。因此,在尽可能低冷气消耗量实现高冷效的前提下,最佳吹风比为0.6。此时,凸面结构面平均综合冷效比凹面结构高了8.09%。

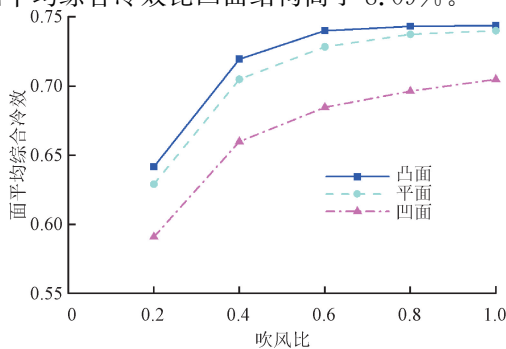
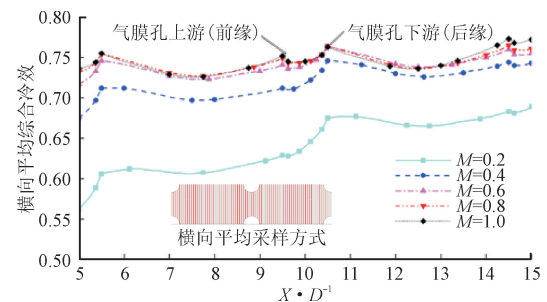


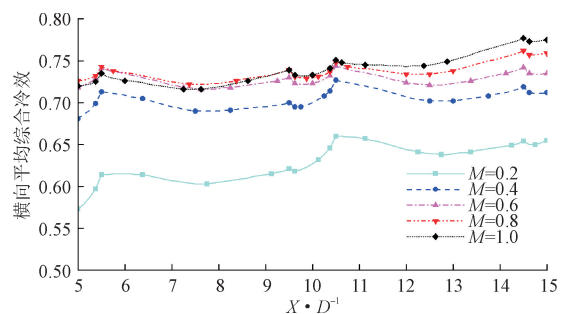
图9 不同双层壁结构的面平均综合冷效随吹风比的变化

Fig. 9 Surface-averaged overall cooling effectiveness of different double-wall structures varies with the blowing ratio

图10给出了不同曲率双层壁结构的横向平均综合冷效沿 X/D 的变化。从图10(a)可以看出,较高吹风比下,凸面结构双层壁结构的横向平均综合冷效变化较小,仅在 $X/D=15$ 处呈现随吹风比的增大而提升。凸面带肋双层壁结构在吹风比为0.6时,其横向平均综合冷效在 $X/D=15$ 处气膜孔前缘较 $X/D=10$ 处提升了2.56%,在 $X/D=10$ 处气膜孔后缘较 $X/D=5$ 处提升了2.28%,这与图7中气膜孔上、下游综合冷效的变化趋势相一致。由图10(b)可见,较高吹风比下,平面双层壁结构的横向平均综合冷效在 $X/D=5\sim 10$ 区域内变化较小,在 $X/D=10\sim 15$ 区域内呈现随吹风比增大而提升的趋势。平面双层壁结构的横向平均综合冷效在 $X/D=10\sim 15$ 与 $X/D=5\sim 10$ 区域相比,增量不明显。由图10(c)可见,吹风比较高时,凹面双层壁结构的横向平均综合冷效变化仅在 $X/D=5$ 处较小,在其余区域均呈现吹风比越高冷效越高的趋势。凹面双层壁结构的横向平均综合冷效在 $X/D=10\sim 15$ 与 $X/D=5\sim 10$ 区域相比,呈现一定下降趋势。当吹风比为0.6时,凹面双层壁结构的横向平均综合冷效在 $X/D=15$ 处气膜孔前缘较 $X/D=10$ 处下降了0.73%, $X/D=10$ 处气膜孔后缘的横向平均综合冷效较 $X/D=5$ 区域下降了0.97%。当吹风比为0.2时,曲面和平面双层壁结构的横向平均综合冷效相较于较高吹风比时均有显著下降。主流上、下游2个气膜孔间的横向平均综合冷效曲线均为下



(a)凸面



(b)平面

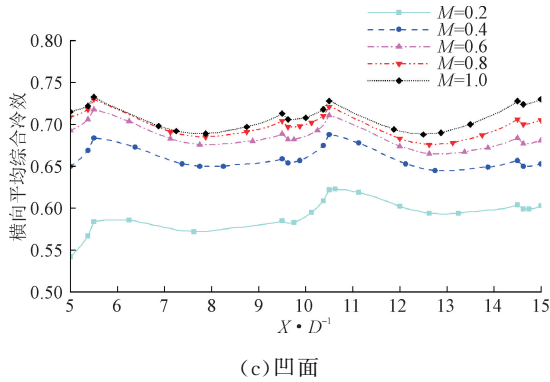


图 10 不同吹风比下 3 种双层壁结构的横向平均综合冷效
Fig. 10 Laterally averaged overall cooling effectiveness of three double-wall structures under different blowing ratios

凹型,即气膜孔间横向平均综合冷效降低。气膜孔处横向平均综合冷效曲线也为下凹型,这是由于气膜孔的存在使得固体区域变小,低冷效区域所占的比例增大所导致的。

图 11 给出了不同双层壁结构沿着气膜孔中心连线综合冷效沿 X/D 的变化。由图 11(a)可见,在较高吹风比下,凸面双层壁结构沿着气膜孔中心连线的综合冷效受吹风比影响较小。从图 11(b)、11(c)可以看出,较高吹风比下,平面和凹面双层壁结构在 $X/D=5\sim 10$ 区域内沿着气膜孔中心连线的综合冷效分布曲线几乎重合,在 $X/D=10\sim 15$ 区域内随吹风比的增加而提升,其中凹面双层壁的增幅较大。当吹风比从 0.6 增加到 1.0,凹面双层壁结构在 $X/D=15$ 处的气膜孔前缘综合冷效提升了 6.82%。从凸面到平面再到凹面,2 个气膜孔间沿着气膜孔中心连线的综合冷效曲线越来越下凹,即气膜孔间冷效降低越来越明显,原因是气膜孔出流冷气逐渐远离气膜孔板。此外,左侧气膜孔下游冷效高于右侧气膜孔上游的现象越来越明显,这也是气膜孔出流逐渐远离气膜孔板所导致的,而冲击驻点的存在则在一定程度上减弱了上述现象。

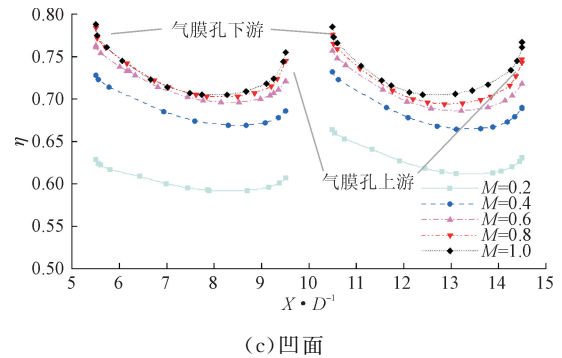
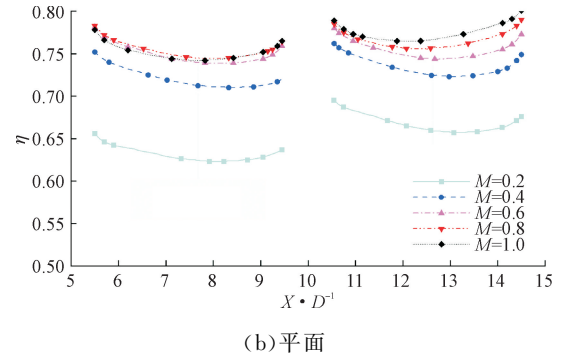
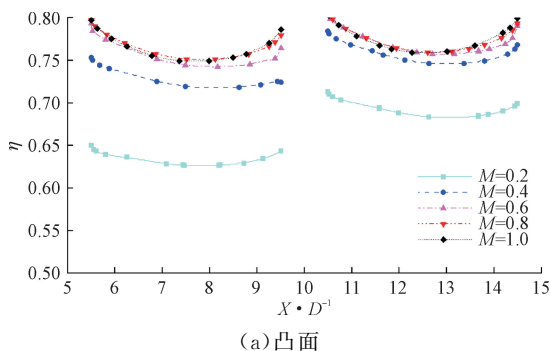
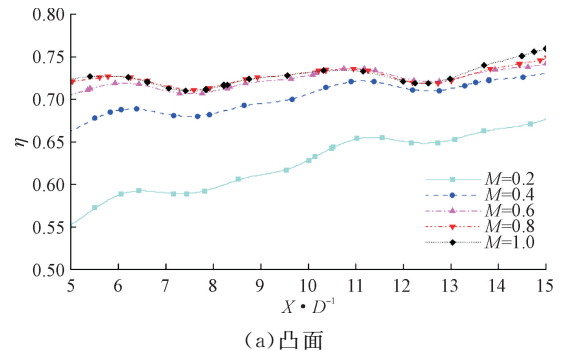


图 11 不同双层壁结构沿着气膜孔中心连线综合冷效的变化
Fig. 11 Overall cooling effectiveness variation along the centerline of film holes for double-wall structures with different configurations

图 12 给出了不同双层壁结构沿着肋柱连线综合冷效随 X/D 的变化。由图可见,在 $X/D=5.5$ 和 $X/D=10.5$ 处有两个较大的波峰,是由气膜孔下游横向扩散引起的;在 $X/D=8.5$ 和 $X/D=13.5$ 处有两个不明显的小波峰,是由肋柱金属热传导引起的。当吹风比为 0.6 时,平面双层壁 $X/D=5.5$ 和 $X/D=10.5$ 处气膜孔下游横向扩散冷效波峰均为 0.715, $X/D=8.5$ 和 $X/D=13.5$ 处肋柱下游冷效波峰分别为 0.710、0.718。随着吹风比逐渐增大,沿着肋柱中心连线综合冷效曲线的斜率逐渐变小。从凸面到平面再到凹面,斜率也逐渐减小,甚至变为负值。



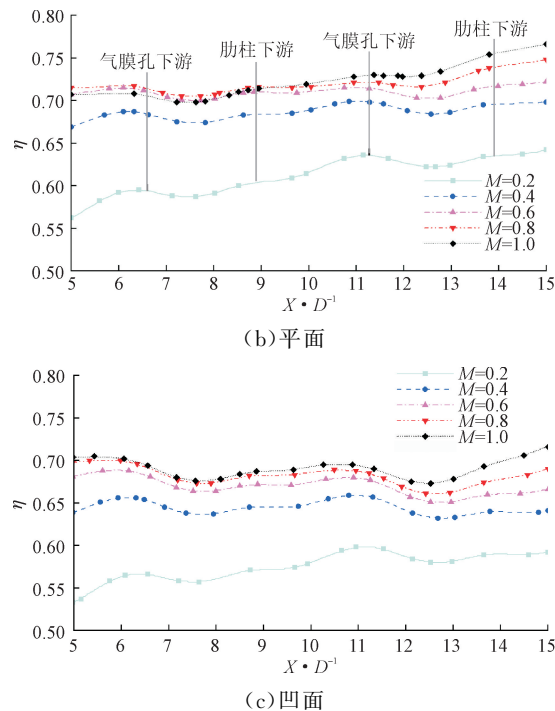


图12 不同双层壁结构沿着肋柱连线综合冷效的变化
Fig. 12 Overall cooling effectiveness variance along the centerline of pin-fins for different double-wall structures

2.2 曲面带肋双层壁结构的流动特性

图13给出了平面双层壁气膜孔板内表面综合冷效、无量纲速度和极限流线的分布。由图可见,在冲击孔射流驻点处形成扁平的椭圆形高冷效区,其中椭圆长轴沿冲击驻点和气膜孔连线,椭圆短轴沿2个冲击驻点连线,流线向四周辐射,来自2个冲击驻点的流线在中间碰撞,形成较小的椭圆形高冷效区。肋柱在冲击驻点一侧形成高冷效区,这是喷泉流直接冲击肋柱所导致的;肋柱在气膜孔一侧形成低冷效区,这是喷泉流在肋柱后方产生流动分离所导致的,此处有明显的流动分离涡。绕过肋柱的喷泉流和直接流向气膜孔的喷泉流汇合,并从气膜孔流出形成气膜孔高冷效区。由于流动在肋柱后分离以及气膜孔的吸力效应,在2个气膜孔和2个肋柱中间将会形成一个X型低冷效区。

由图13还可以得到气膜板近内表面第1层网格的无量纲速度分布,其中无量纲速度 U 为当地流体速度和主流来流速度之比。平面双层壁冲击驻点处形成椭圆环形高流速区,该区域倾向与气膜孔高流速区连成一体。肋柱在冲击驻点和气膜孔连线一侧形成高速绕流区,2个冲击驻点的椭圆环形高流速区之间存在两个对称的弧形低速区。2个气膜孔和2个肋柱间存在明显的X型低流速区。随着吹

风比增加,无量纲流速整体增大。

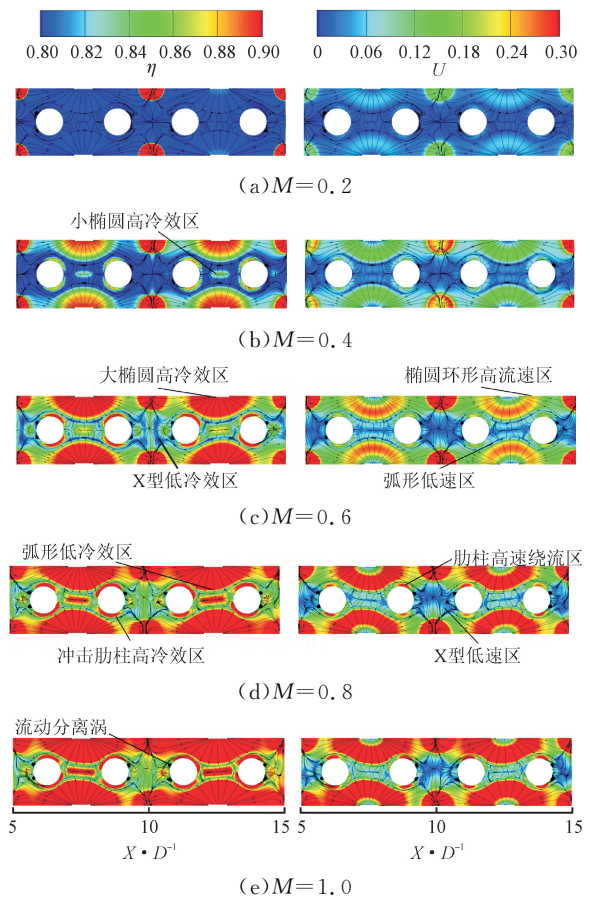


图13 气膜孔板内表面综合冷效、无量纲速度和极限流线
Fig. 13 Overall cooling effectiveness, dimensionless velocity, and limiting streamlines on the inner surface of the film plate

当吹风比为0.6时,沿气膜孔-冲击孔截面无量纲温度、无量纲速度和流线的分布如图14所示。由图可见,冷气从冲击腔室进入气膜孔时会在入口处形成分离涡,减小了气膜孔的出流面积。在主流入侵与气膜孔出流作用下,气膜孔上游会形成一个范围较小的涡,其中凹面结构的涡强度最高。由于主流的影响,气膜孔内上游侧存在低速区,下游侧存在高速区,且从凸面到平面再到凹面,低速区范围逐渐增大,高速区范围逐渐减小。冷气从气膜孔出流后,会产生脱离再附着现象,在气膜孔下游形成向下弯曲的喇叭状低速区,从凸面到平面再到凹面,该低速区的喇叭口越来越小,且有脱离气膜孔板外表面的趋势。

由图14还可以看出,带肋双层壁冲击腔室偏转内流呈半球形,且较为均匀。受肋柱的限制,冲击腔室被分为若干子腔室,与不带肋双层壁冲击腔室偏转内流相比,带肋结构的偏转内流流速更快、流线分

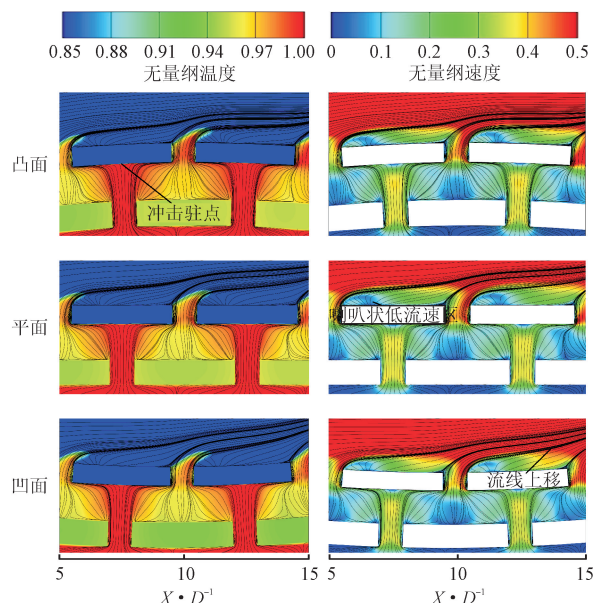


图 14 沿气膜孔-冲击孔截面的温度场和速度场

Fig. 14 Temperature field and velocity field along the cross-section of film holes and impingement holes

布更均匀,而前者的流速较慢、流线分布规律性较差,横流分布范围较广。带肋双层壁冲击腔室偏转内流与肋柱相互作用,增强了冲击腔室内部流动换热强度。

当吹风比为 0.6 时,沿肋柱截面的无量纲温度、无量纲速度和流线分布如图 15 所示。由图可见,肋柱内部的温度分布呈线性带状分布。观察双层壁结构冲击腔室发现,其流动可分成两种不同类型,分别为 2 个肋柱和 2 个气膜孔围成的冷气腔室及 2 个肋柱和 2 个冲击孔围成的冷气腔室,前者的温度高于后者。2 个肋柱和 2 个气膜孔围成的冷气腔室沿肋柱连线截面的流线方向向下,这是由于两侧对称的冲击孔出流在中心相遇,从而向下流动,在肋柱和冲击孔板的衔接处形成涡。上方中间存在倒三角式高温区,这与前面讨论的 X 型低流速区相对应。2 个肋柱和 2 个冲击孔围成的腔室流动较为均匀,无明显涡产生,整体流线方向亦向下。2 个肋柱和 2 个冲击孔之间腔室的无量纲速度要高于 2 个肋柱和 2 个气膜孔之间腔室的无量纲速度,这是由于肋柱的存在一定程度上限制了冲击孔出流的流动空间截面积,导致流速增大。

观察 2 个肋柱和 2 个气膜孔之间的腔室发现,在肋柱与冲击孔板的连接处存在两个低速区,分别对应着两个涡,其中平面结构的涡更大。在接近气膜孔板内表面附近存在 m 型低速区,对应 2 个气膜

孔的吸流。观察 2 个肋柱和 2 个冲击孔之间的腔室可以发现,其流动均匀地从气膜孔板下表面到冲击孔板上表面,凸面双层壁结构流速略高于凹面结构。在冲击孔板上表面,2 个肋柱连线中点处存在明显的低速区,凸面双层壁结构的低速区略小于凹面结构。此外,由于肋柱金属热传导效应的存在,带肋柱双层壁气膜孔板与冲击孔板间的温差较小,肋柱上的等温线分布为一簇平行线。肋柱的存在促进了冲击腔室内的热交换,而不带肋双层壁则没有上述效应,气膜孔板与冲击孔板温差较大且整体温度更高。

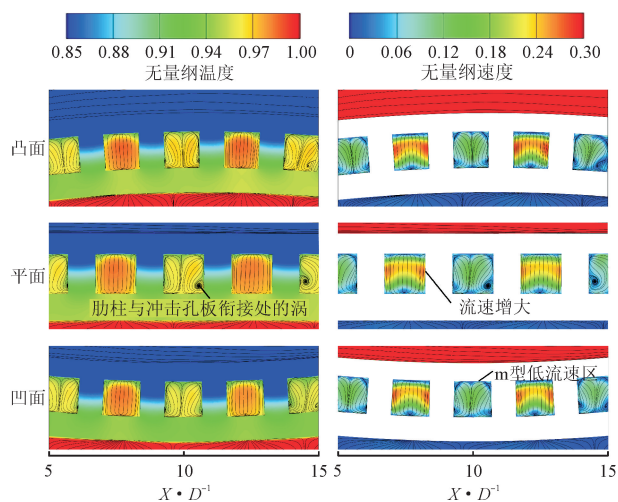


图 15 沿肋柱截面的温度场和速度场

Fig. 15 Temperature field and velocity field along the cross-section of the pin-fins

将双层壁所有冲击孔进口表面作为流量系数计算的入口,所有气膜孔出口表面作为流量系数计算的出口,流量系数 C_d 可表示为冷却孔板的实际流量与理想流量之比,定义如下

$$C_d = \frac{\dot{m}_{\text{real}}}{\dot{m}_{\text{ideal}}} \quad (3)$$

$$\dot{m}_{\text{ideal}} = \frac{\pi D^2}{4} \rho_{\text{ideal}} u_{\text{ideal}} N \quad (4)$$

$$\rho_{\text{ideal}} = \frac{p_{\text{out},s}}{R t_{\text{ideal}}} \quad (5)$$

$$u_{\text{ideal}} = \sqrt{2(t_{\text{in},t} - t_{\text{ideal}})c_p} \quad (6)$$

$$t_{\text{ideal}} = t_{\text{in},t} \left(\frac{p_{\text{in},t}}{p_{\text{out},s}} \right)^{1-\kappa/\kappa} \quad (7)$$

式中: $\dot{m}_{\text{real}}$ 、 $\dot{m}_{\text{ideal}}$ 为工质实际流量和理想流量, $\dot{m}_{\text{real}}$ 取冷气进口质量流量边界条件; ρ_{ideal} 为工质理想密度; u_{ideal} 为工质理想流速; N 为气膜孔个数; $p_{\text{out},s}$ 为出口静压; t_{ideal} 为工质理想温度; $t_{\text{in},t}$ 为进口总温; $p_{\text{in},t}$ 为进口总压; κ 为等熵指数。

图 16 给出了 5 种吹风比下 3 种曲率双层壁结

构的流量系数。由图可见,凸面和凹面双层壁结构的流量系数均低于平面双层壁结构,且凸面结构流量系数略高于凹面结构。随着吹风比增加,流量系数增大,但增幅逐渐减小。当吹风比为0.6时,凸面结构的流量系数比凹面结构高了约1.07%。

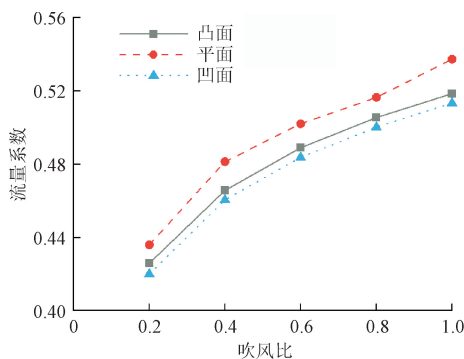


图16 不同双层壁结构流量系数的对比

Fig. 16 Comparison of discharge coefficients for different double-wall structures

3 结 论

本文对比分析了不同吹风比下,平面和曲面双层壁结构的内流偏转、非均匀出流和冷却特性,得到如下主要结论。

(1)当平面双层壁结构的吹风比从0.2增加到0.6时,面平均综合冷效从0.629提升到0.728,提升率为15.8%;当吹风比从0.6增加到1.0时,面平均综合冷效提升至0.740,仅提升了1.59%。带肋双层壁冲击腔室偏转内流比不带肋结构的流速更快、流线分布更规律,导致换热性能有所提升,同时肋柱的金属热传导使得前者双层壁结构温度分布更平均。

(2)凹面双层壁气膜孔出流流线向上偏移,凸面双层壁气膜孔出流流线则贴近壁面,不同的贴壁性导致带肋双层壁在凹面应用时冷却效果较差。当吹风比为0.6时,凸面双层壁的平均综合冷效比凹面双层壁高8.09%,因此应用在叶片压力面等凹面位置时应适当增加冷气量。

(3)气膜孔间存在X型低冷效区和低流速区。肋柱靠近冲击驻点一侧冷效高,靠近气膜孔一侧由于流动分离形成涡而导致冷效低。凸面双层壁结构的气膜孔出流流线贴近气膜孔板外表面程度高于平面及凹面双层壁结构。相较于平面和凹面结构,凸面双层壁的气膜孔内低流速区面积最小,且凸面结构的流量系数高于凹面结构。

参考文献:

- [1] 刘大响,程荣辉. 世界航空动力技术的现状及发展动向[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(5): 490-496.
LIU Daxiang, CHENG Ronghui. Current status and development direction of aircraft power technology in the world[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(5): 490-496.
- [2] 迟重然. 燃气轮机透平冷却结构作用机制与设计优化方法[D]. 北京:清华大学, 2014.
- [3] BUNKER R S. Evolution of turbine cooling [C]//ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2017: V001T51A001.
- [4] HAN J C. Advanced cooling in gas turbines 2016 Max Jakob memorial award paper [J]. Journal of Heat Transfer, 2018, 140(11): 113001.
- [5] NAKAMATA C, MIMURA F, MATSUSHITA M, et al. Local cooling effectiveness distribution of an integrated impingement and pin fin cooling configuration [C]//ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2007: 23-34.
- [6] XIE Rong, WANG Hao, XU Baopeng, et al. A review of impingement jet cooling in combustor liner [C]//ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2018: V05CT17A006.
- [7] IGNATIUS I, JANARDANAN SARASAMMA J. Numerical analysis of impingement/effusion cooling effectiveness on flat plates [C]//ASME 2015 Gas Turbine India Conference. New York, USA: ASME, 2015: V001T04A004.
- [8] JACKOWSKI T, ELFNER M, BAUER H J. Numerical investigation of conjugate heat transfer in an effusion and impingement cooled combustor wall [C]//ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2020: V07AT11A009.
- [9] NAKAMATA C, OKITA Y, MATSUNO S, et al. Spatial arrangement dependance of cooling performance of an integrated impingement and pin fin cooling configuration [C]//ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2005: 385-395.
- [10] ROGERS N, REN Zhong, BUZZARD W, et al. Effects of double wall cooling configuration and conditions on performance of full-coverage effusion cooling [J]. Journal of Turbomachinery, 2017, 139(5): 051009.

- [11] FAN Xiaojun. Numerical research of a new vortex double wall cooling configuration for gas turbine blade leading edge [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2022, 183(Part A): 122048.
- [12] LI Weihong, LU Xunfeng, LI Xueying, 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): 042201.
- [13] LIU Yuyang, RAO Yu, YANG Li, et al. Flow and heat transfer characteristics of double-wall cooling with multi-row short film cooling hole arrangements [J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2021, 165: 106878.
- [14] LAND C C, JOE C, THOLE K A. Considerations of a double-wall cooling design to reduce sand blockage [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 132(3): 031011.
- [15] MURRAY A V, IRELAND P T, ROMERO E. Experimental and computational methods for the evaluation of double-wall, effusion cooling systems [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2020, 142(11): 111003.
- [16] GAO Wenjing, LI Honglin, LI Lei, et al. Numerical simulation of broken pin effects on the flow field and cooling performance of a double-wall cooling configuration [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(2): 358-375.
- [17] LIGRANI P, REN Zhong, LIBERATORE F, et al. Double wall cooling of a full-coverage effusion plate, including internal impingement array cooling [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2018, 140(5): 051901.
- [18] VANGA S R, RITCHIE D, CLICK A, et al. Double wall cooling of a full-coverage effusion plate with main flow pressure gradient, including internal impingement array cooling [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(4): 041002.
- [19] LIGRANI P, REN Zhong, VANGA S R, et al. Double wall cooling of a full coverage effusion plate with cross flow supply cooling and main flow pressure gradient [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2019, 141(3): 031015.
- [20] RITCHIE D, CLICK A, LIGRANI P M, et al. Double wall cooling of an effusion plate with simultaneous cross flow and impingement jet array internal cooling [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2019, 141(9): 091008.
- [21] 王新军, 李亮, 宋立明, 等. 汽轮机原理 [M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2014: 19-20.
- [22] LEE D H, CHUNG Y S, KIM D S. Turbulent flow and heat transfer measurements on a curved surface with a fully developed round impinging jet [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 1997, 18(1): 160-169.
- [23] 缪国君. 狭小受限曲面空间内冲击流动与换热特性研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- [24] SKAMNIOTIS C, COCKS A C F. Thermal and centrifugal stresses in curved double wall transpiration cooled components with temperature dependent thermoelastic properties [J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2022, 234-235: 111273.
- [25] 黄鑫, 浦健, 王建华, 等. 曲面对层板/热障涂层耦合结构冷却特性的影响 [J]. *工程热物理学报*, 2023, 44(7): 1800-1807.
- HUANG Xin, PU Jian, WANG Jianhua, et al. Effects of wall curvature on cooling characteristics of a laminated cooling configuration coupled by thermal barrier coatings [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2023, 44(7): 1800-1807.
- [26] WANG Xianyu, YOU Ruquan, LI Haiwang. Investigation of the heat transfer performance in a double-wall cooling configuration under the effect of wall curvature at rotating conditions [C]//ASME Turbo Expo 2024: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, USA; ASME, 2024: V008T15A019.
- [27] 刘友宏, 赵云洋, 任浩亮. 流向/周向曲率对加力尾部双层壁隔热屏冷却性能影响 [J]. *推进技术*, 2019, 40(5): 1073-1082.
- LIU Youhong, ZHAO Yunyang, REN Haoliang. Effects of flow and circumferential curvature radius on cooling performance of double wall heat shield of afterburner tail [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(5): 1073-1082.
- [28] 张垚垣, 栗智宇, 李志刚, 等. 曲面双层壁结构的内外复合流动及综合冷却特性数值研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2025, 59(2): 50-60.
- ZHANG Kaiyuan, LI Zhiyu, LI Zhigang, et al. Numerical investigation of internal and external flow interaction and overall cooling characteristics of curvature double-wall structures [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2025, 59(2): 50-60.

(编辑 李慧敏)