



航天器环境工程

SPACECRAFT ENVIRONMENT ENGINEERING

中国科技核心期刊

晶格阵列结构与主流高超声速气膜冷却交互作用的数值研究

罗晓波 杨艳静 杨泽南 陈伟

Numerical study of the interactions between lattice array structure and mainstream hypersonic film cooling

LUO Xiaobo, YANG Yanjing, YANG Ze'nan, CHEN Wei

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.12126/see.2021.02.001>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

气膜孔形状对高超声速飞行器对撞流气膜冷却效果的影响

Influence of the shape of the film hole on the film cooling under impinging stream for hypersonic vehicles

航天器环境工程. 2020, 37(4): 342–347 <https://doi.org/10.12126/see.2020.04.005>

高超声速飞行器主动气膜冷却热防护数值仿真研究

Numerical simulation of hypersonic vehicle thermal protection with active film cooling

航天器环境工程. 2017, 34(2): 132–137 <https://doi.org/10.12126/see.2017.02.004>

高超声速飞行器气动热流载荷数据高效传递及包络处理方法

Modified method for transferring the aerodynamic heat flow data for hypersonic vehicles and an enveloping algorithm

航天器环境工程. 2020, 37(4): 336–341 <https://doi.org/10.12126/see.2020.04.004>

基于主动气膜冷却的射流热防护技术仿真研究

Numerical simulation of jet thermal protection based on active film cooling

航天器环境工程. 2019, 36(5): 428–433 <https://doi.org/10.12126/see.2019.05.004>

航天器热防护材料不同边界条件下的隔热性能试验研究

Experimental research of thermal insulation performance of thermal protection materials for spacecraft under different boundary conditions

航天器环境工程. 2018, 35(4): 315–322 <https://doi.org/10.12126/see.2018.04.002>

平板阵列隔热瓦几何参数的分析与优化

Optimization of geometric parameters for planar array thermal insulation tiles

航天器环境工程. 2019, 36(3): 223–228 <https://doi.org/10.12126/see.2019.03.004>

晶格阵列结构与主流高超声速气膜冷却交互作用的数值研究

罗晓波¹, 杨艳静², 杨泽南¹, 陈伟^{1*}

(1. 四川大学 空天科学与工程学院, 成都 610065; 2. 北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

摘要: 着眼于充分利用晶格阵列结构良好的传热强化特性改进高超声速飞行器内部主动冷却结构设计, 探讨晶格阵列、Pin-fin 阵列与主流高超声速气膜冷却相结合的热防护性能, 并采用三维数值计算方法分析了 Kagome、BCC 晶格阵列结构以及 Pin-fin 阵列结构与高超声速气膜冷却的交互作用机制。研究表明, 晶格阵列的扰流作用使冷却流体的肾形涡系在展向上与壁面的贴合程度更高, 从而使气膜孔附近下游壁面的展向气膜冷却效率得到提高, 有效改善高超声速气膜冷却覆盖效果。

关键词: 高超声速飞行器; 主流; 气膜冷却; 晶格阵列结构; 数值计算

中图分类号: TJ01; V27

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2021)02-0115-07

DOI: 10.12126/see.2021.02.001

Numerical study of the interactions between lattice array structure and mainstream hypersonic film cooling

LUO Xiaobo¹, YANG Yanjing², YANG Ze'nan¹, CHEN Wei^{1*}

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Sichuan University, Chengdu 610065, China;

2. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: In order to enhance the heat transfer capability of a lattice array structure and to improve the design of the cooling structures for the main flow hypersonic film cooling, this paper analyzes the thermal protective performance of the system, when the main flow hypersonic film cooling involves lattice array structures. The interactional mechanism between the main flow hypersonic film cooling and the Kagome, the BCC and the Pin-fin array structures is studied by the 3D numerical calculation. It is shown that the kidney vortices fit better with the wall in the lateral direction due to the disturbed flow caused by the array structures; the efficiency of the lateral cooling on the downstream of the film hole is improved, indicating a strengthened coverage effect of the hypersonic film cooling.

Keywords: hypersonic vehicles; main flow; film cooling; lattice array structure; numerical calculation

收稿日期: 2020-07-30; 修回日期: 2021-03-08

基金项目: 国家自然科学基金项目 (编号: 51876132); 北京卫星环境工程研究所创新基金项目 (编号: CAST-BISEE 2019-017)

引用格式: 罗晓波, 杨艳静, 杨泽南, 等. 晶格阵列结构与主流高超声速气膜冷却交互作用的数值研究[J]. 航天器环境工程, 2021, 38(2): 115-121

LUO X B, YANG Y J, YANG Z N, et al. Numerical study of the interactions between lattice array structure and mainstream hypersonic film cooling[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2021, 38(2): 115-121

0 引言

高超声速飞行器的飞行马赫数通常大于 5。剧烈的气动生热对高超声速飞行器结构材料的热防护性能要求极高。与被动和半被动热防护措施相比,主动热防护措施中的气膜冷却技术维护成本低、结构质量小、可重复使用,能有效提升高超声速飞行器的热防护能力,具有良好的应用前景^[1-2]。

在气膜冷却通道内,冷却介质与内部结构对流换热,从而显著提升结构的热防护性能。关于通道内流冷却结构的设计,本文所考虑的晶格阵列结构是晶体晶相组织微观原子构型等比放大的一种模型。随着 3D 打印技术的逐步成熟,微细晶格阵列结构在高温部件中的应用成为可能。已有研究表明,晶格阵列结构通过增大表面积与体积之比以及强化扰流可以显著提高冷却效率^[3-5],在同等换热能力下,晶格阵列结构比泡沫金属结构的流动损失更小^[6]。LI Yang 等^[7]对 x 型晶格的强化换热作用进行研究发现,x 型晶格和其他元件的恰当组合能够有效提升夹层板的整体换热性能。SHEN Beibei 等^[8]比较了 Kagome 与 Pin-fin 阵列结构在楔形通道中的强化换热效果,认为 Kagome 晶格具有比 Pin-fin 结构更强的换热能力。BAI Xiaohui 等^[9]分析了晶格芯层夹板结构的传热性能,涉及多种晶格结构强化换热的比较,研究结果表明晶格阵列结构能够有效强化传热。

基于晶格阵列结构强化换热的特点,结合气膜冷却对飞行器外壁面的热防护作用,同时运用于高超声速飞行器热防护设计预期可取得良好效果。本文研究在主流高超声速条件下,内流晶格阵列结构与外流冷却气膜的交互作用,采用数值方法分析晶格阵列结构与气膜冷却技术的交互作用机制,以期高超声速飞行器的主动冷却结构设计提供参考。

1 数值方法

1.1 计算方法

本文利用 ANSYS CFX 商业软件、采用有限体积法求解定常 N-S 方程,流动介质为空气。在主流高超声速飞行工况中,由于温度的剧烈升高引起空气动力黏性项和热传导系数的变化,从而影响整个流域数值结果。对此,空气的动力黏性项和热传导系数均采用萨德兰公式进行计算。本文使用的湍流

模型为 SST $k-\omega$ 湍流模型^[10],对近壁面流域采用 $k-\omega$ 模型求解,对远场流域采用 $k-\varepsilon$ 模型求解。

1.2 边界条件

计算模型边界条件如表 1 所示,入/出口质量流量差值用于控制气膜冷却吹风比 M 。在本文参数条件下,气膜冷却的吹风比为 0.2。

表 1 计算模型边界条件

Table 1 Boundary conditions for the calculation model

主流 边界条件	入口速度/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	1700
	入口温度/K	300
	入口压力/atm*	0.1
冷却通道 边界条件	入口质量流量/($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	0.2
	入口温度/K	273
	出口质量流量/($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	0.1

注: 1 atm=101325 Pa。

$$M = \frac{\rho_{\text{冷流}} u_{\text{冷流}}}{\rho_{\text{主流}} u_{\text{主流}}}, \quad (1)$$

$$P = \rho RT. \quad (2)$$

式 (1)、(2) 中: $\rho_{\text{冷流}}$ 和 $u_{\text{冷流}}$ 分别为气膜孔出口处的平均密度和平均速度; $\rho_{\text{主流}}$ 和 $u_{\text{主流}}$ 分别为主流的平均密度和平均速度; R 为理想气体常数。主流壁面、气膜孔壁面、冷却通道上/下底面均为绝热壁面边界条件; 两侧面为镜像边界条件; 其余主流侧面均为开放边界条件。

2 计算模型与晶格设置

2.1 计算模型

本文研究 4 种冷却通道模型,分别为无晶格光滑通道模型、Kagome 晶格阵列结构模型、BCC(体心立方)晶格阵列结构模型和 Pin-fin 阵列结构模型。以 BCC 模型(如图 1 所示)为例,晶胞是晶格占据的最小体积单位,不同体积的晶格结构带来的阻塞比、换热面积均不同。为了让不同结构模型在流动与换热方面具有可比性,令每种冷却结构在晶胞内所占用的体积相等,晶格几何尺寸如图 2 所示。

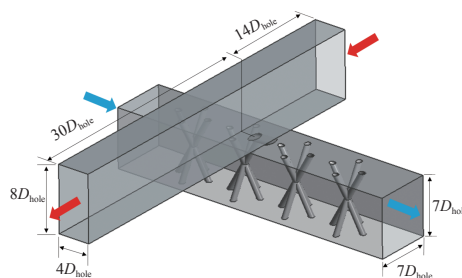


图 1 BCC 几何模型

Fig. 1 BCC geometric model

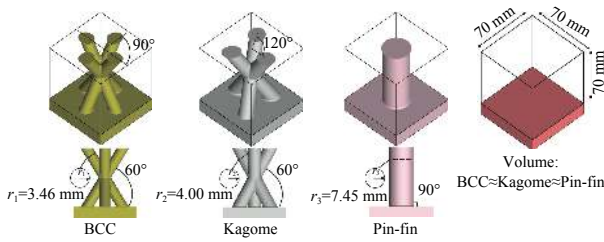


图 2 立方晶胞内的晶格结构

Fig. 2 Lattice structures in cubic crystal cells

2.2 晶格设置

本文采用四面体非结构网格划分计算域。为准确求解气膜孔入/出口的复杂流动,对 4 种模型曲面变化剧烈的部分进行了局部加密处理,壁面第 1 层网格量纲 1 高度 $y^+ < 1$ 。以 Kagome 晶格阵列结构为例,其网格划分如图 3 所示。

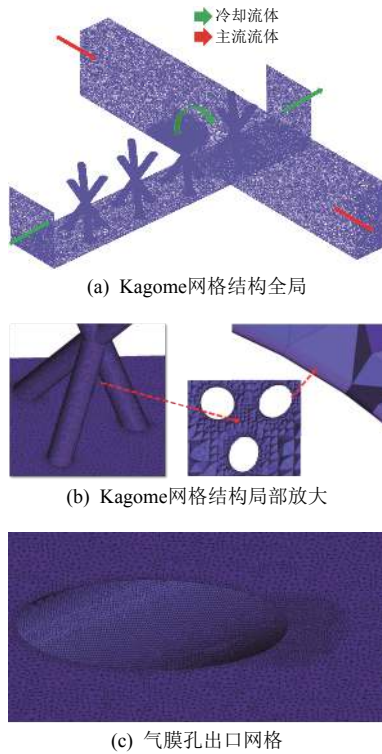


图 3 Kagome 网格划分

Fig. 3 Kagome grid partition

为验证晶格数量对计算结果的影响,开展了网格无关性验证工作,分别采用 1.79×10^6 、 3.89×10^6 、 5.60×10^6 、 7.89×10^6 和 9.54×10^6 网格进行验证计算,得到的展向平均温度沿流向分布结果如图 4 所示,横坐标之量纲 1 距离 D 为

$$D = \frac{\Delta x}{D_{\text{hole}}} \quad (3)$$

式中: Δx 为壁面沿流向上的各点与气膜孔尾部的实际距离; D_{hole} 为气膜孔直径,大小为 10 mm。计算

结果表明,当网格加密至 9.00×10^6 左右时,计算结果不再明显变化。故本文对 4 种模型的计算网格数量均控制在 1.00×10^7 左右,其中无晶格、Pin-fin 阵列、Kagome 晶格阵列和 BCC 晶格阵列模型的网格数量分别为 1.098×10^7 、 1.123×10^7 、 1.198×10^7 和 1.156×10^7 。

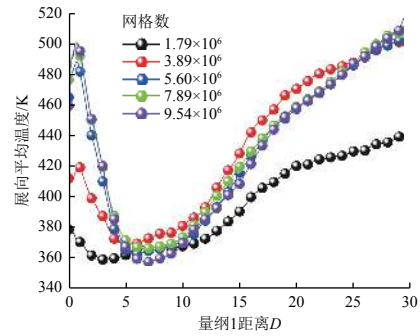


图 4 展向平均温度沿流向的分布

Fig. 4 Average lateral temperature along the flow direction

3 计算结果与分析

3.1 主流高超声速气膜冷却的热防护作用

本文对高超声速条件下有气膜冷却和无气膜冷却的影响进行比较,结果如图 5 所示。在无气膜冷却的高超声速飞行器外壁面,由于剧烈的气动摩擦生热,壁面温度在短距离内从主流气体入口静温 300 K 迅速提升至 1700 K;采用气膜冷却后,气膜孔下游壁面由于冷却流体的覆盖,温度大幅降低。

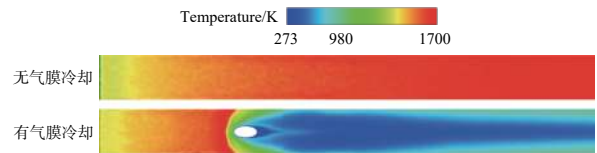


图 5 有/无气膜冷却的主流壁面静温对比

Fig. 5 Comparison of static temperature on mainstream wall surface with and without film cooling

由图 5 还可发现,与无气膜冷却相比,有气膜冷却的气膜孔上游壁面同样存在剧烈温升。沿主流流动方向,冷却流体对外壁面的有效覆盖宽度逐渐收窄,展向两侧的高温主流与冷却流体逐渐掺混,导致下游展向两侧的壁面温度逐渐升高。

为了对气膜冷却覆盖进行量化分析,定义绝热气膜冷却效率为

$$\eta = \frac{T_w - T}{T_{\text{冷流}} - T_{\text{主流}}} \times 100\% \quad (4)$$

式中: T_w 为近壁面流体总温; $T_{\text{主流}}$ 和 $T_{\text{冷流}}$ 分别为主流和冷却通道入口的流体总温。不同剖面的气膜冷却效率及速度流线如图 6 所示。

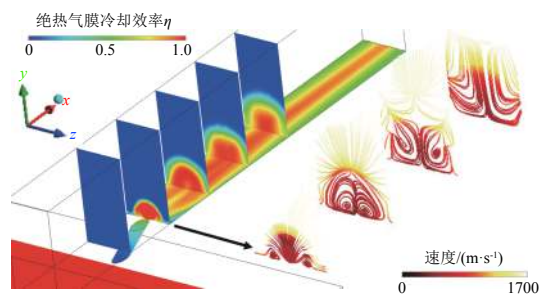


图6 绝热气膜冷却效率云图及速度流线图

Fig. 6 Adiabatic film cooling efficiency contours and velocity streamlines

图6结果表明,高超声速气膜冷却中存在明显的肾形涡,这种流动涡系在冷却通道内流方向与主流方向交错的条件具有良好的对称性。由于冷却流体的速度相对主流较低,从而与主流之间产生较强的切应力;在这种切应力的持续作用下,冷却流体的速度急剧提升,肾形涡在主流流向上继续发展,冷却流体在主流横截面上占据的区域不断扩大,并伴随与主流的掺混;在主流下游区域,中心线展向两侧的流体充分混合,导致壁面温度升高、热防护性能降低。

3.2 晶格阵列结构与高超声速气膜冷却交互作用分析

在气膜冷却有利于高超声速热防护的前提下,本文对晶格阵列结构与气膜冷却的交互作用机理进行分析。

晶格阵列结构对高超声速气膜冷却的影响如图7所示。晶格阵列结构使气膜孔附近下游壁面的展向冷却效果有一定提升,为量化这种提升程度,给出展向平均气膜冷却效率沿流向的分布曲线如图8所示。可以看到,在气膜孔下游 $12D_{\text{hole}}$ 范围内,晶格阵列模型和 Pin-fin 阵列模型的展向平均气膜冷却效率明显高于无晶格模型,表明阵列结构能够改善气膜孔附近下游壁面的展向气膜冷却效果,其中 Pin-fin 阵列模型的冷却效率最高。

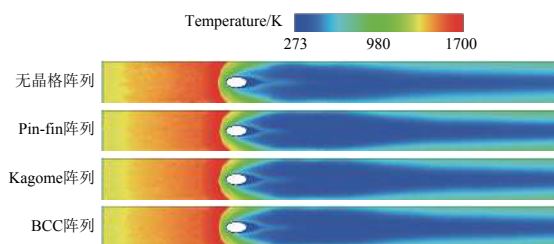


图7 不同模型外壁面静温云图

Fig. 7 Static temperature contours on the outer wall of different models

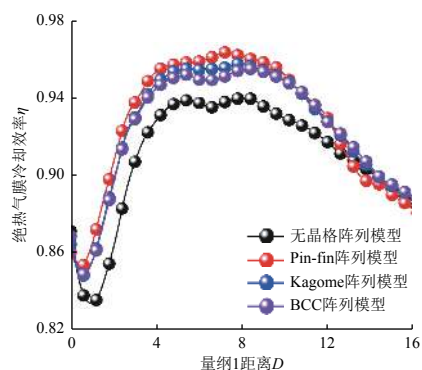


图8 展向平均气膜冷却效率沿主流流向上的分布

Fig. 8 Distribution of average lateral adiabatic film cooling efficiency along the main flow direction

不同模型气膜孔附近下游壁面的展向平均温度沿流向的分布在趋势上具有相似性,由此分析得出晶格阵列的扰流作用并未破坏气膜冷却原有主体流动结构,但不同模型的流场流动分布强度和范围均有所不同。4种模型外壁面附近流场的速度流线如图9所示,其中低速卷吸流线代表着冷却流体肾形涡的分布状况。可以看到:晶格阵列模型的肾形涡结构在 y 轴方向的发展不如无晶格模型充分;在面2中,晶格阵列模型的冷却流体向中心线的卷吸程度明显更弱,在展向两侧与壁面的贴合范围更广,这种现象使得晶格阵列模型具有更高的展向平均气膜冷却效率。

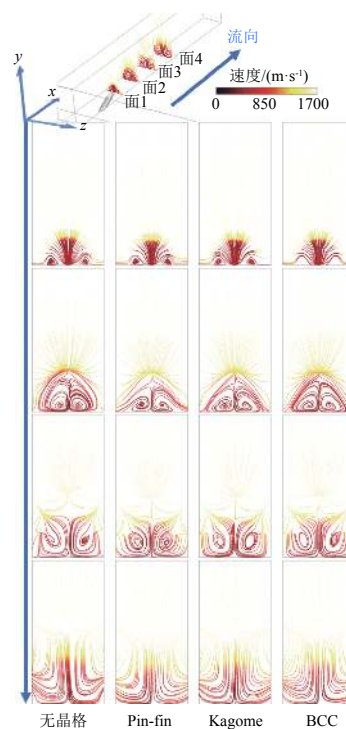


图9 流向剖面速度流线

Fig. 9 Velocity streamline on flow profiles

图10为主流横截面上的 Q 值分布和速度流线, Q 准则的定义为

$$Q = -\frac{1}{2} \left[\left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 \right] - \frac{\partial u}{\partial y} \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial z} \frac{\partial w}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial z} \frac{\partial w}{\partial y} \quad (5)$$

由图10可以看出:在主流流向上,肾形涡系的涡旋强度增加,肾形涡在空间中的占据范围增大;高速主流与低速冷却气流之间的切应力提高了当地沿流向的涡旋强度;在面2中,具有阵列结构模型的肾形涡的高涡旋强度区域更靠近主流壁面;壁面附近的涡旋强度越高,冷却流体在涡旋作用下与壁面的贴合程度越高,贴合范围越广。

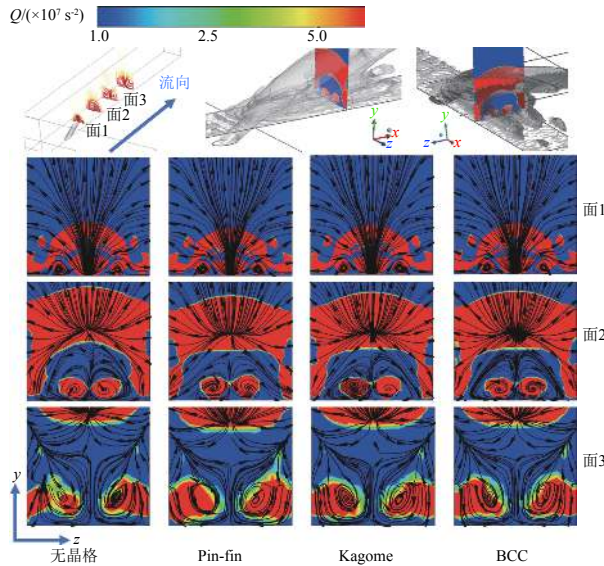


图10 涡量云图和速度流向

Fig. 10 Vortices by Q -criterion and velocity streamlines

对气膜孔内的流场结构进行研究,气膜孔横截面流场信息如图11所示。在同一流场视角下,气膜孔下侧壁面附近存在圆形低速区域,域内存在明显涡系结构,这种孔内流动涡系结构实际上是外壁面肾形涡结构的前身。该流场结构在气膜孔中部位置最为明显,随着流动的发展,孔内涡系逐渐发散。在气膜孔出口处,低速圆形区域显著缩小,且更靠近孔中心位置。分析气膜孔壁所受静压的结果表明,气膜孔入口上侧壁面附近流体的压力下降速度相对更低,这与流体在孔型中的流动状态相关。气膜孔入口上侧壁面附近流体的流动发展速度明显低于气膜孔下侧壁面附近流体,因而冷却流体压力下降速度也相对更低。气膜孔出口位置的下侧壁面

流体压力更低、流速明显更高,而与主流高速流体直接相切的气膜孔出口上侧壁面附近的冷却流体流速却相对更低,这与孔内压力下降速度不均匀现象具有一致性。晶格阵列结构模型的气膜孔入/出口流动分布与无晶格模型的存在明显差异——由于晶格对气膜孔入口的扰流作用,气膜孔入/出口压力相对更低。

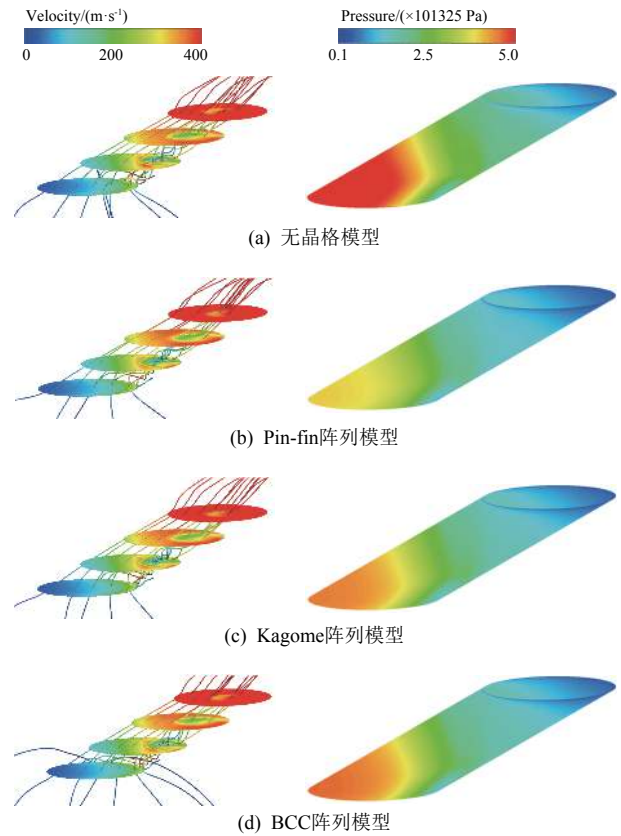


图11 气膜孔横截面速度云图、气膜孔壁压力云图和孔内三维速度流线分布

Fig. 11 Velocity contours, pressure contours, and three-dimensional velocity streamlines in film hole

根据上述结果分析可知,晶格阵列的扰流作用虽未改变气膜孔出口流场结构的主体框架,但不同晶格阵列下流场结构分布的强度、范围均不同,气膜覆盖程度存在差异。

为了分析不同模型气膜孔入口处的流动差异,给出气膜孔前源流场的三维流线图(如图12所示)。在无晶格结构的冷却通道中,气膜孔入口附近流域并未形成明显流动涡系;而具有晶格阵列结构时,气膜孔入口附近流域受到前源流场的强烈扰动,其中:Pin-fin结构在 y 轴方向绝大部分流体被气膜孔卷吸,仅保留底部涡系未对气膜造成扰动;Kagome晶格阵列模型中,由于Kagome晶格结构

具有 60° 流向倾角, 在 y 轴方向的流动涡系均在气膜孔入口附近流域产生扰流作用; BCC 晶格结构在 y 轴方向上下对称, 但涡系结构与 Pin-fin 阵列模型的明显不同, 且绝大部分涡系结构被气膜孔卷吸, 仅保留底部少部分涡系结构未对气膜孔入口流场产生干扰。总体上看, 晶格阵列结构对气膜孔入口流场的扰流作用能够提升高超声速气膜冷却的热防护性能。

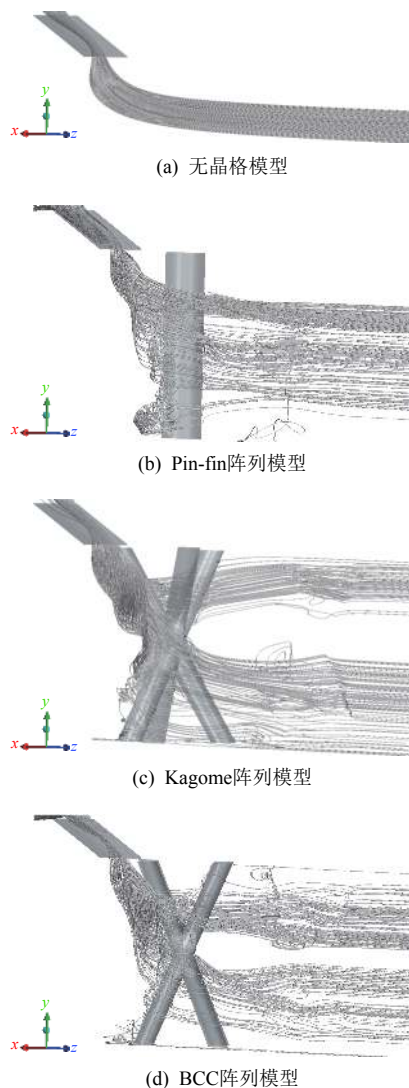


图12 阵列结构对气膜孔入口流场的扰流作用
Fig. 12 Perturbation effect of array structures on the flow field at the inlet of the film hole

4 结束语

本文采用数值方法对晶格阵列结构与高超声速气膜冷却的交互作用机制进行研究, 主要结论如下:

1) 高超声速流体与壁面的气动摩擦生热会产

生剧烈的温升。通过气膜冷却流体对外壁面的覆盖, 使壁面与高温主流隔离, 能够大幅度提升高超声速飞行器的热防护性能。

2) 气膜冷却通道内增设晶格阵列结构后, 气膜孔入口流域产生明显的扰流涡系。这种涡系结构将影响气膜孔入口、气膜孔出口及出口附近下游外壁面冷却流体的流动分布, 进而改变气膜冷却肾形涡结构沿展向的卷吸程度以及对壁面的展向覆盖程度, 从而提升气膜孔附近下游壁面的展向气膜冷却效率, 有效改善高超声速气膜冷却的热防护性能。

3) 不同阵列结构模型对气膜冷却均具有优化作用, Pin-fin 阵列模型气膜孔附近下游的展向平均气膜冷却效率最高, Kagome 晶格阵列模型次之, BCC 晶格阵列模型相对更低。

以上分析结果对未来高超声速飞行结构设计和热防护性能优化具有参考价值。在后续的研究中, 将考虑流-固-热耦合的综合影响, 并引入高温气体电离反应。

参考文献 (References)

- [1] 向树红, 商圣飞, 沈自才, 等. 高超声速气膜冷却技术研究进展及发展方向[J]. 宇航材料工艺, 2020, 50(3): 1-10
XIANG S H, SHANG S F, SHEN Z C, et al. Research progress and development direction of hypersonic film cooling technology[J]. Aerospace Materials & Technology, 2020, 50(3): 1-10
- [2] 向树红, 张敏捷, 童靖宇, 等. 高超声速飞行器主动式气膜冷却防热技术研究[J]. 装备环境工程, 2015, 12(3): 1-7
XIANG S H, ZHANG M J, TONG J Y, et al. Research on active film cooling and heat-proof scheme for hypersonic vehicles[J]. Equipment Environmental Engineering, 2015, 12(3): 1-7
- [3] KIM T, HODSON H P, LU T J. Contribution of vortex structures and flow separation to local and overall pressure and heat transfer characteristics in an ultralightweight lattice material[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2005, 48(19/20): 4243-4264
- [4] PYKA G, BURAKOWSKI A, KERCKHOFS G, et al. Surface modification of Ti6Al4V open porous structures produced by additive manufacturing[J]. Advanced Engineering Materials, 2012, 14(6): 363-370
- [5] KIM T, HODSON H P, LU T J. Fluid-flow and endwall heat-transfer characteristics of an ultralight lattice-frame material[J]. International Journal of Heat and Mass

- Transfer, 2004, 47(6): 1129-1140
- [6] WADLEY H N G, QUEHEILLALT D T. Thermal applications of cellular lattice structures[J]. Materials Science Forum, 2007, 539-543: 242-247
- [7] LI Y, XIE G N, BOETCHER S K S, et al. Heat transfer enhancement of x-lattice-cored sandwich panels by introducing pin fins, dimples or protrusions[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 141: 627-642
- [8] SHEN B B, LI Y, YAN H B, et al. Heat transfer enhancement of wedge-shaped channels by replacing pin fins with Kagome lattice structures[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 141: 88-101
- [9] BAI X H, ZHENG Z H, NAKAYAMA A. Heat transfer performance analysis on lattice core sandwich panel structures[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 143: 118525
- [10] 李浩. 高超音速钝体头部气动加热和壁板气动热弹性数值计算[D]. 南京: 南京理工大学, 2015: 19

(编辑: 张艳艳)

一作简介: 罗晓波(1994—), 男, 硕士研究生, 研究方向为流体与传热。E-mail: 2936766104@qq.com。

*通信作者: 陈伟(1984—), 男, 博士学位, 副研究员, 研究方向为流体与传热。E-mail: chenwei2017@scu.edu.cn。