

## 带凹坑圆孔气膜冷却流动传热特性

王海<sup>1,2</sup>, 范芳苏<sup>3</sup>, 浦健<sup>1</sup>, 王建华<sup>1</sup>, 刘明侯<sup>1</sup>, 王春华<sup>3</sup>, 陆海鹰<sup>4</sup>

(1. 中国科学技术大学 热科学和能源工程系, 合肥 230027;

2. 中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所, 沈阳 110115;

3. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

4. 中国航空发动机集团有限公司 中国航空发动机研究院, 北京 101304)

**摘 要:** 利用大涡模拟方法对平板带凹坑气膜孔冷气射流与主流的相互作用展开研究,并结合红外热成像壁温测试和粒子图像测速结果进行实验验证,揭示了凹坑对气膜冷却的强化机理。结果表明:凹坑在气膜孔下游诱发反肾型涡对,将冷气向壁面卷吸,改善了气膜贴壁性;与圆孔气膜冷却相似,凹坑气膜冷却流场也出现马蹄涡、发卡涡等大尺度拟序结构,但与圆孔下游的单串列发卡涡不同,凹坑尾缘的“内凹”造型诱发两串并列的发卡涡,且发卡涡结构在大吹风比工况下也较圆孔稳定;脉动信号的频谱分析表明凹坑孔气膜冷却射流周期性弱,流场中低频振荡占主导作用。整体而言,凹坑造型增强了气膜射流的展向扩张,其冷却性能优于圆孔。

**关键词:** 凹坑孔; 气膜冷却; 大涡模拟 (LES); 边界层; 拟序涡

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

## Flow and heat transfer characteristics of round-hole film cooling with crater

WANG Hai<sup>1,2</sup>, FAN Fangsu<sup>3</sup>, PU Jian<sup>1</sup>, WANG Jianhua<sup>1</sup>, LIU Minghou<sup>1</sup>,  
WANG Chunhua<sup>3</sup>, LU Haiying<sup>4</sup>

(1. Department of Thermal Science and Energy Engineering,

University of Science and Technology of China, Hefei 230027, China;

2. Shenyang Engine Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China;

3. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

4. Aero Engine Academy of China,

Aero Engine Corporation of China, Beijing 101304, China)

**Abstract:** The interaction between the mainstream and coolant flow from the crater hole on flat plate was studied by large eddy simulation method, and the film-cooling enhancement mechanism of crater hole was revealed. The simulation results were compared with the experimental results by infrared thermal imaging test and particle image velocimetry. The results showed that the

收稿日期: 2021-04-15

基金项目: 国家自然科学基金(51706097)

作者简介: 王海(1986—),男,博士生,研究方向为航空发动机内流与传热分析。

通信作者: 王春华(1987—),男,副教授,博士,研究方向为航空发动机热端部件冷却。E-mail: chunhuawang@nuaa.edu.cn

引用格式: 王海, 范芳苏, 浦健, 等. 带凹坑圆孔气膜冷却流动传热特性[J]. 航空动力学报, 2022, 37(3): 492-501. WANG Hai, FAN Fangsu, PU Jian, et al. Flow and heat transfer characteristics of round-hole film cooling with crater[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(3): 492-501.

crater hole generated a pair of anti-kidney vortices downstream the coolant exit, promoted the entrainment of coolant towards the wall and improved the coolant coverage. Compared with round hole, large-scaled coherent structures including hairpin vortices and horseshoe vortices can also be observed in crater-hole flow fields. However, different from round-hole, the concave effect on the trailing edge of crater generated parallel lines of hairpin vortices, presenting better stability at high blowing ratio. The time-frequency analysis of pressure fluctuation signals showed that the periodicity of crater-hole film cooling was weaker, and the small-frequency vortices played a dominant role. Overall, crater improved the lateral spreading of coolant jet, and its cooling performance was better than round-hole.

**Key words:** crater-hole; film cooling; large eddy simulation (LES); boundary layer; coherent vortex

作为一种重要的热防护途径,气膜冷却在航空燃气涡轮叶片冷却技术中受到广泛关注。气膜孔射流不仅可以直接冷却高温壁面,还可以在壁面和高温燃气之间形成隔热层。与内部冷却相比,气膜冷却性能的提高对冷却结构总体冷却效果的提升具有主导作用。发展高效气膜冷却技术,并结合热障涂层的应用,可以进一步提升高温高压燃气中热端部件的承热能力,是突破制约新一代高性能航空发动机热端部件可靠性技术瓶颈的有效途径<sup>[1-2]</sup>。

传统的圆孔气膜射流与高温主流的相互作用会诱发肾型涡对(kidney vortex),加剧冷气与热气的掺混,在高冷气射流动量下尤为明显。研究者提出一种通过改变气膜孔出口形状调节肾型涡对强度和尺度,进而改善气膜附壁性能的创新思路,并发展了扇型孔、簸箕孔、收敛缝型孔等众多成型孔结构<sup>[3]</sup>。以经典的扇型孔为例,研究发现气膜孔出口的展向扩张可以诱发与肾型涡对旋向相反的反肾型涡对,抑制肾型涡对的卷吸作用。高效成型孔结构的发展已成为近三十年来气膜冷却研究领域的代表性成果之一。

在众多成型孔中,值得关注的是一种带凹坑的气膜冷却结构,其通过在气膜孔出口开设造型凹坑,达到降低冷气射流动量,改善气膜展向覆盖的目的。与扇形孔、簸箕孔等成型孔相比,凹坑孔可以通过热障涂层直接涂覆而成,加工简单;还可以与成型孔进一步集成,强化气膜冷却能力。而与传统的贯通型槽孔相比,凹坑开孔面积小,降低了热障涂层的剥落概率,具有更好的结构稳定性<sup>[4]</sup>。Khalatov等<sup>[5]</sup>提出了一种三角形凹坑,并与扇形孔相集成,分别研究了凹坑前缘和尾缘修型对冷却性能的影响。Kalghatgi等<sup>[6]</sup>研究发现,V

字形凹坑可在抑制肾型涡对的同时强化反肾型涡对,凹坑深度是影响冷却性能的关键参数。Kim等<sup>[7]</sup>基于代理模型技术对椭圆凹坑型面参数进行优化,发现展向扩张的椭圆凹坑冷却性能优于流向扩张椭圆凹坑。张子寒等<sup>[8]</sup>针对平板带造型凹坑气膜冷却特性展开研究,发现凹坑孔的展向导流作用沿流向不断变弱,当凹坑深度为0.7倍的圆孔直径时,气膜冷却性能最优。张鹏飞等<sup>[9]</sup>对叶栅主流环境下的凹坑气膜冷却展开研究,结果表明,凹坑孔的冷却性能和总压损失性能均优于传统圆孔,在吸力面尤为明显。

另一方面,随着计算能力的不断发展,借助于高精度大涡模拟(large eddy simulation, LES)方法,从边界层内湍流拟序结构演化特征出发揭示气膜射流与主流的相干机理已成为当前研究热点。Sarkar等<sup>[10]</sup>、Rozati等<sup>[11]</sup>、Tyagi等<sup>[12]</sup>的研究结果都表明,发卡涡是气膜射流边界层内最大尺度的三维拟序结构,其头部、水平涡腿和竖直涡腿分别对应射流剪切层涡、肾型涡以及垂直尾涡。而关于射流剪切层涡的起源,Sakai等<sup>[13]</sup>认为是由于高温主流与冷却气射流作用区域的K-H(Kelvin-Helmholtz)不稳定性所诱发。Wang等<sup>[14-15]</sup>大涡模拟结果表明,射流剪切层涡是发卡涡的源头,但在高吹风比下,由于流动分离泡的作用,射流剪切层涡无法演化为发卡结构。吴宏等<sup>[16]</sup>比较了圆孔和抑涡孔的气膜冷却流场,认为抑涡孔的强化冷却机理在于破坏了发卡涡的生成。

本文基于大涡模拟方法对带凹坑气膜孔冷却射流和平板主流的相互作用展开研究,并结合红外热成像壁温测试和粒子图像测速实验,从“时均”和“瞬态”两方面揭示凹坑及其尾缘修型对气膜冷却的强化冷却机制。

## 1 计算模型

如图1所示,计算区域由主流通道、冷却气流通道以及带凹坑圆孔组成。主流通道长为 $30D$ 、宽为 $3D$ 、高为 $5D$ ;冷却流通道长为 $15D$ 、宽为 $3D$ 、高为 $4D$ 。圆孔孔径 $D=5\text{ mm}$ ,倾斜角为 $35^\circ$ ,凹坑深度为 $0.75D$ 。坐标轴原点位于凹坑出口中心, $x$ 、 $y$ 和 $z$ 方向分别对应流向、法向和展向。

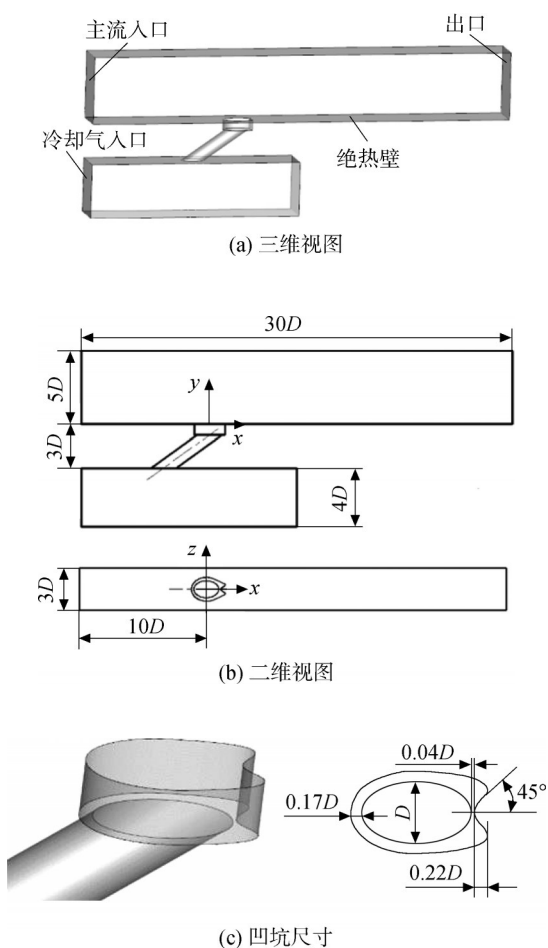


图1 计算模型尺寸

Fig.1 Dimensions of the computational model

主流采用速度进口,主流温度 $T_\infty=353\text{ K}$ ,速度分布符合平板旺盛湍流的 $1/7$ 方规律,势流区速度 $u_\infty=20\text{ m/s}$ ,入口处边界层厚度 $\delta=0.4D$ ,湍流强度 $T_u=2\%$ ,速度脉动通过谱合成(spectral synthesizer)方法生成;次流入口设置为质量流量进口,次流温度 $T_c$ 为 $300\text{ K}$ 。吹风比定义为

$$M = \frac{\rho_c u_c}{\rho_\infty u_\infty} \quad (1)$$

式中 $\rho_\infty$ 和 $\rho_c$ 分别为主流和次流密度。主次流通

道展向两侧平面定义为周期性边界,主流通道上表面定义为自由流边界,其余表面设置为无滑移绝热边界。计算工质采用不可压缩理想气体(incompressible ideal gas),工质导热系数和比热容利用分子运动理论计算,黏度通过萨瑟兰公式计算。

绝热气膜冷却效率是评价气膜冷却性能的重要指标,定义为

$$\eta = (T_\infty - T_{aw}) / (T_\infty - T_c) \quad (2)$$

式中 $T_{aw}$ 为绝热壁温。

## 2 数值计算方法

如图2所示,利用ICEM软件进行网格划分,采用结构化六面体网格,并在近壁区进行网格局部加密,法向增长速率为 $1.1$ ,使得壁面流向 $x^+ < 60$ ,法向 $y^+ \approx 1$ 及展向 $z^+ < 40$ 。网格数量通过网格独立性测试确定,总网格单元数约为640万。

采用商业软件ANSYS Fluent进行数值计算。首先进行稳态雷诺时均计算,其收敛结果作为LES的初始值。采用Smagorinsky模型<sup>[17]</sup>作为亚格子应力模型,Smagorinsky常数为 $0.1$ ,湍流普朗特数为 $0.9$ 。压力与速度的解耦采用PISO (pressure implicit with splitting of operators)算法,采用基于最小二乘单元(least squares cell based)策略对梯度项进行空间离散化,采用普通2阶格式对压力项进行空间离散,采用2阶迎风格式对动量和能量项进行空间离散,对时间项采用2阶隐式格式进行离散化。时间瞬态项离散由2阶隐式格式完成。时间步长 $\Delta t$ 基于CFL (Courant-Friedrichs-Lewy)数确定, $\Delta t=10^{-5}\text{ s}$ 。

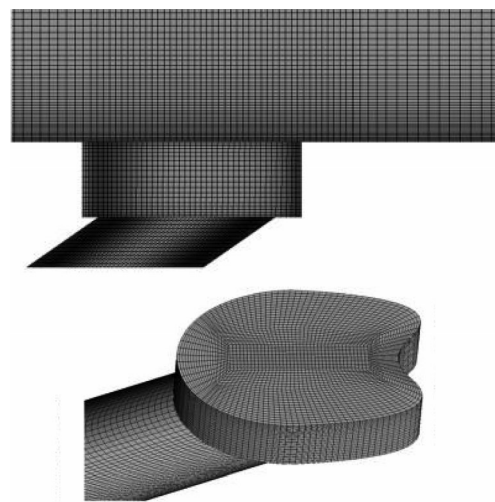


图2 计算网格示例图

Fig.2 Example of computational grids

### 3 模型验证

#### 3.1 红外热成像壁温测试

实验系统如图3所示。主流由单螺杆压气机提供,通过电加热至目标温度后进入实验段;冷却气流由空气压缩机提供。实验工况与数值计算工况相一致。实验件采用有机玻璃加工。来流温度

由热电偶测量,测温区间为73~1523 K,测试精度为 $\pm 0.4\%$ 。采用Steamline Pro热线风速仪测量气膜孔上游 $x/D=-15$ 位置的速度脉动。壁面温度通过红外热像仪测试,测温区间为253~573 K,测试精度为 $\pm 1$  K。红外玻璃(氟化钙)透过率为0.95。实验前采用热电偶对红外测温结果进行校准,过程详见文献[18]。

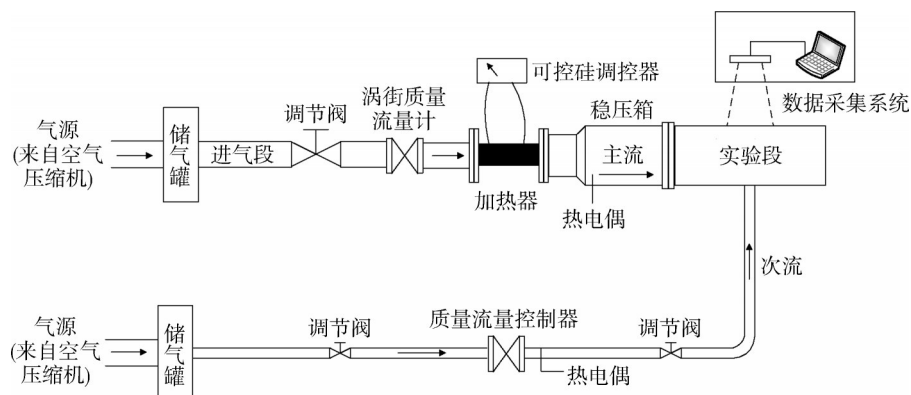


图3 红外测试实验系统

Fig.3 Infrared measurement experiment system

图4为实验测得的冷却效率 $\eta$ 分布云图。吹风比的增大改善了凹坑下游的冷气覆盖,但近气膜孔区域的气膜展向扩张变弱。图5为LES计算得到的展向平均绝热冷却效率 $\eta_{lat}$ (7个周期的平均)与实验结果(Exp.)的比较,在低吹风比 $M$ 工况下( $M=0.5$ ),平均计算误差为6.6%,在高吹风比工况下( $M=1.5$ ),平均计算误差为7.5%。整体而言,数值计算结果与实验结果符合较好。

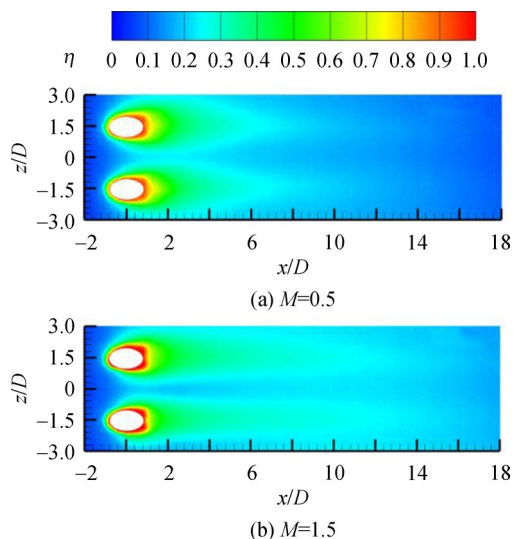


图4 红外测试绝热冷效分布

Fig.4 Distribution of adiabatic cooling effectiveness by infrared measurement

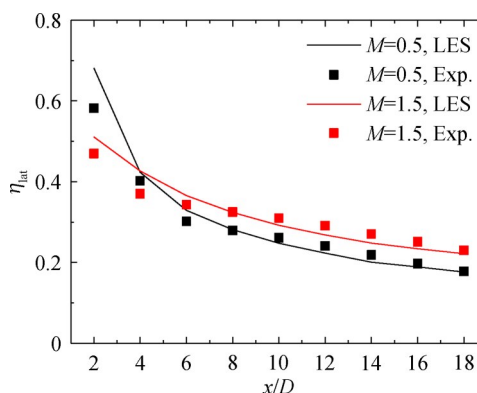


图5 LES计算结果与实验结果对比

Fig.5 LES results vs. experimental results

#### 3.2 PIV 流场测试

PIV测速实验系统如图6所示。主流供气的主要来源与红外测温实验系统相同,但无加热设备。示踪粒子由油烟粒子发生器提供,示踪粒子载气由单独的小型压气机提供,分别接入到主流和次流管路中。PIV测速系统为北京立方天地科技有限责任公司开发的SM3-5M200,拍摄频率为50 Hz,粒子发生器采用Lavison公司的气溶胶发生器,气溶胶密度与空气接近约为 $0.91 \text{ g/cm}^3$ ,平均粒径为 $1 \mu\text{m}$ 。

图7为实验测得的流线分布,图中 $u_\infty$ 为主流入口速度(m/s), $D$ 为孔径(m), $\omega_x$ 为流向涡量

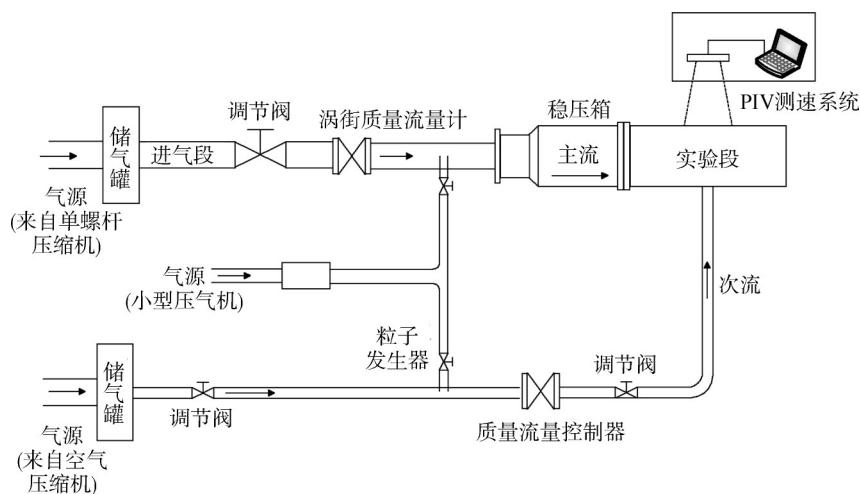


图6 PIV测试系统

Fig.6 PIV measurement system

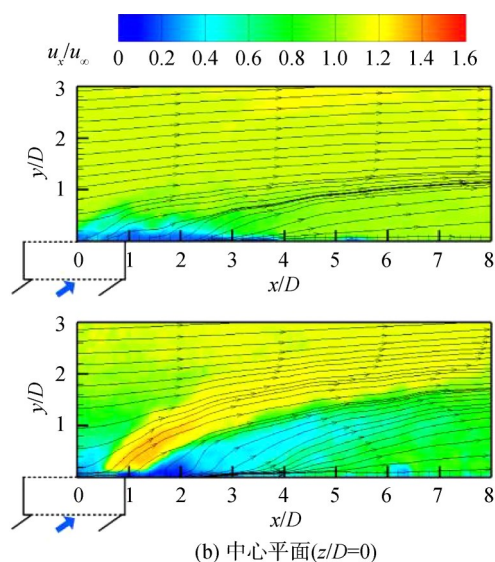
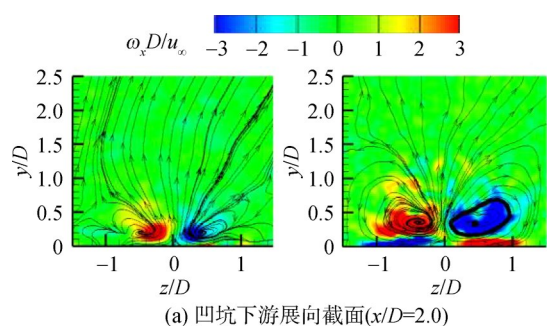
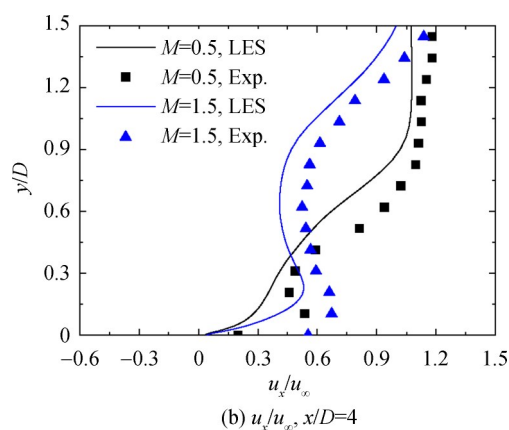
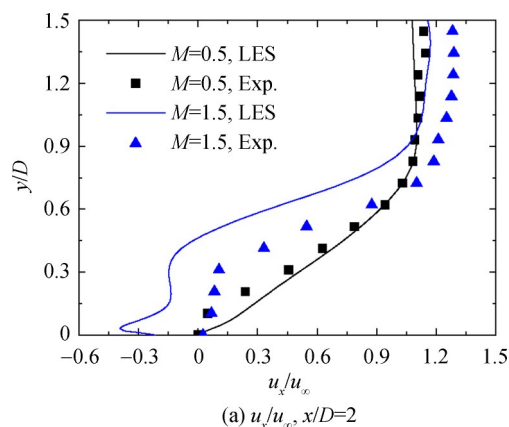


图7 PIV测试结果

Fig.7 PIV measurement results

为 LES 计算结果(温比为 1.0)与实验结果(温比为 1.0)的比较,随着吹风比的增大,流向速度( $u_x$ )出现负值,意味着流动分离泡的出现;而展向速度( $u_z$ )相对于流向速度处于低值水平。整体而言,数值计算结果与实验结果符合较好,能正确反映速度的型面分布特征。



(1/s)。在气膜孔下游展向截面,观察到大尺度肾型涡对,将主流向壁面卷吸,是影响气膜冷却性能的主要涡旋结构。随着吹风比的增大,肾型涡对尺度增加,冷气射流向主流穿透能力也增强。图 8

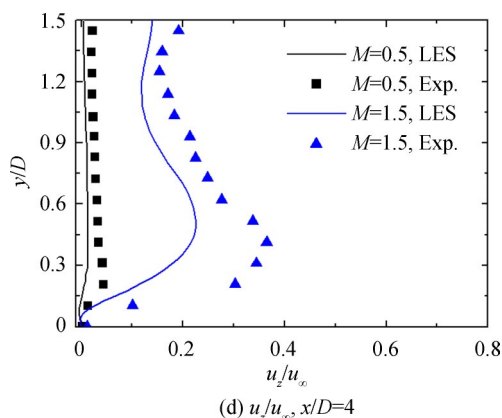
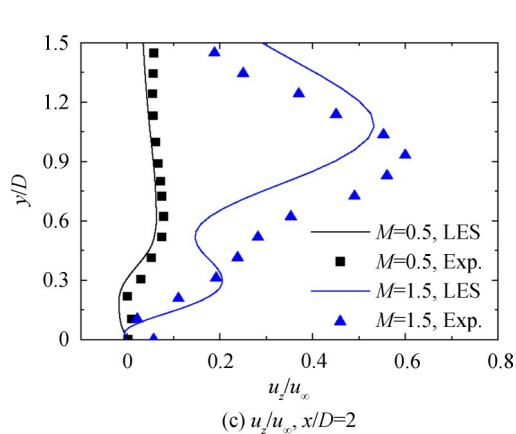


图8 LES结果与PIV测试结果对比

Fig.8 LES results vs. PIV measurement results

## 4 数值结果分析

### 4.1 时均结果分析

图9为带凹坑圆孔气膜冷却时均流场分布图,  $\theta$ 表示无量纲温度  $\theta = (T_\infty - T)/(T_\infty - T_c)$ , 其中  $T$ 为当地气体温度。在中心平面, 气膜射流流线在低吹风比下具有良好的贴壁性, 随着吹风比的增大, 气膜射流向主流的穿透增强, 尤其是在紧贴凹坑下游区域。但与圆孔<sup>[19]</sup>相比, 凹坑的展向导流作用对下游的流动分离具有明显的抑制作用。值得注意的一个现象是凹坑前缘区域出现了高温主流的入侵, 入侵主流与冷却气流的相互作用形成了一个小尺度的涡旋, 且随着吹风比的增大, 入侵现象愈发严重。如图9(b)所示, 在凹坑下游, 同时出现了肾形涡对和反肾形涡对, 肾形涡对将热气向壁面卷吸, 对气膜冷却起破坏作用; 反肾形涡对卷吸方向与肾形涡对相反, 改善了冷气覆盖壁性能。在低吹风下, 肾形涡对的尺度与反肾形涡对尺度相当; 但随着吹风比的增大, 肾形涡对明显加强, 而反肾形涡对被抑制。

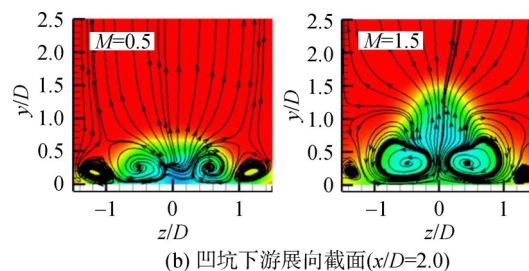
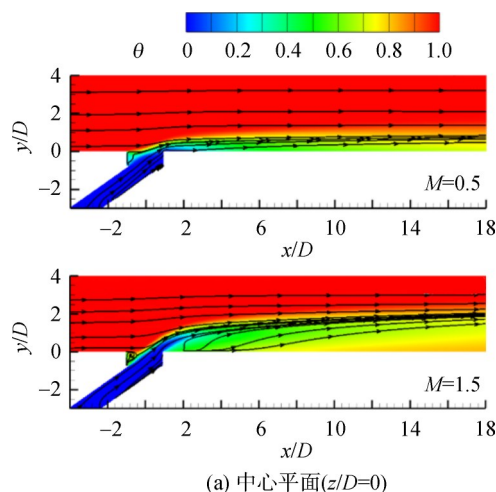
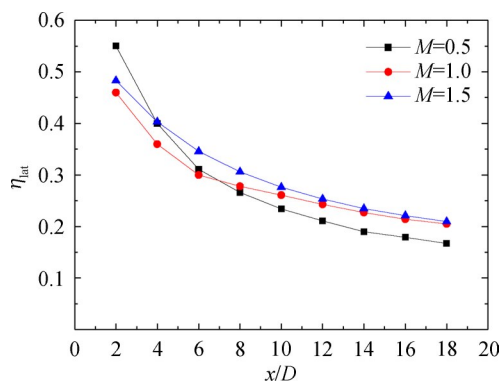


图9 时均流线分布

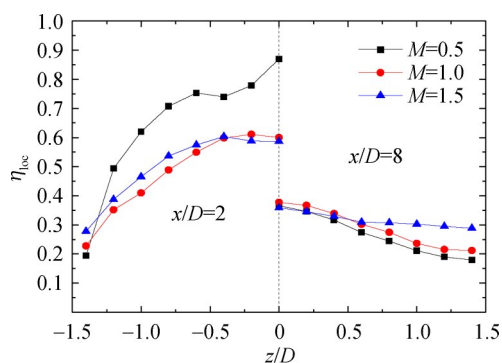
Fig.9 Time-averaged streamline distribution

图10(a)为展向平均绝热气膜冷却效率( $\eta_{lat}$ )沿流向分布图。随着  $x/D$  的增大, 气膜覆盖变弱, 冷却效率下降明显。在近气膜孔出口区域 ( $x/D < 3.0$ ), 吹风比的增大使得冷却效率下降, 但在远离气膜孔下游 ( $x/D > 6.0$ ), 吹风比的增大提高了气膜冷却效率。图10(b)为局部绝热气膜冷却效率( $\eta_{loc}$ )沿展向分布图。随着  $z/D$  的增大, 气膜冷却效率下降。在  $x/D = 2.0$  的位置, 随着吹风比的增大, 气膜冷却效率下降明显, 但当吹风比超过 1.0 后, 气膜冷却效率趋于稳定; 在  $x/D = 8.0$  的位置, 吹风比的增大提高了气膜冷却效率, 提高效果随着展向距离的增大而愈发明显。这归因于凹坑对气膜射流展向扩张的强化效应。

图11为凹坑出口平面二维速度矢量分布。整体而言, 由于前缘冷却气体直接与主流接触, 前缘气流温度高于尾缘区域。由于凹坑尾缘的“内凹”效应, 形成了一对具有相反方向的卷吸涡旋, 该卷吸涡旋将冷气向展向两侧卷吸, 增强了冷气的展向扩展。随着吹风比的增大, 该卷吸涡旋的强度和尺度都有所增强。在凹坑前缘, 主流入侵形成了相对高温区域, 随着吹风比的增大愈发明显。



(a) 展向平均冷效沿流向分布



(b) 局部冷效沿展向分布

图 10 冷却效率沿不同方向分布

Fig.10 Distribution of film cooling effectiveness in different directions

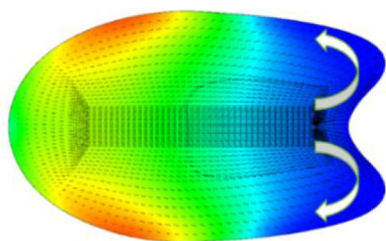
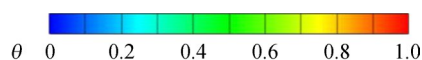
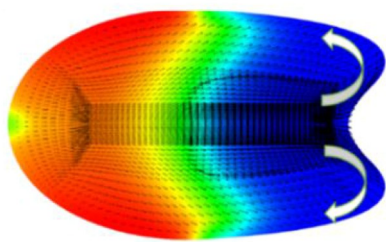
(a)  $M=0.5$ (b)  $M=1.5$ 

图 11 凹坑出口平面速度矢量分布

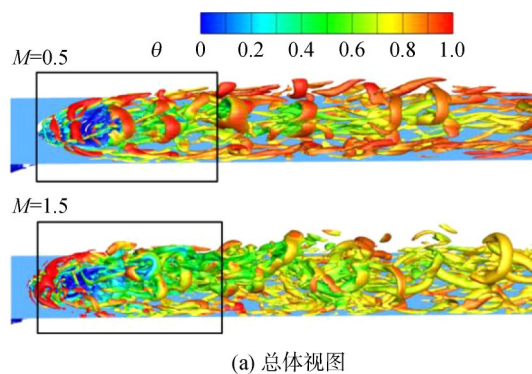
Fig.11 Velocity vector distribution on the crater exit plane

显。但在高吹风比下,前缘尖端出现局部低温区,这归因于前缘涡旋的卷吸作用(见图 9(a))。

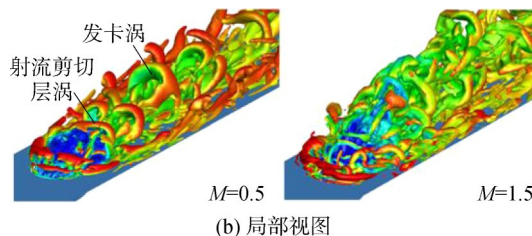
## 4.2 瞬态结果分析

图 12 为凹坑气膜孔射流与主流相互作用形成的湍流拟序结构。与圆孔相似,凹坑气膜孔下游形成了类似发卡结构(hairpin structure)的大尺度涡旋,主导气膜冷却热流场。如图 13 所示,发卡涡的头部、垂直涡腿、水平涡腿分别对应了射流剪切层涡、尾迹涡和肾型涡对<sup>[20]</sup>。肾型涡对将热气向壁面卷吸,对气膜冷却起破坏作用;而射流剪切层涡主要在热流与冷流的边界区域起作用,加剧了冷气和热气的掺混。但与圆孔下游的单串列发卡涡结构不同<sup>[19]</sup>,凹坑尾缘的“内凹”效应在下游形成了两串并列的发卡涡串;在高吹风比工况下,由于流动分离的存在,圆孔射流剪切层涡无法演化为发卡结构,但对于凹坑气膜孔,下游的发卡涡稳定性明显优于圆孔。与圆孔类似,在凹坑出口周边出现了马蹄涡结构,马蹄涡涡腿向下游伸展,其卷吸方向与肾型涡对相反,改善了冷气射流的展向覆盖。发卡涡在向下游发展的过程中,逐渐破碎成小尺度结构,并在气膜孔远场区域占据主导作用。

图 14 为凹坑气膜冷却中心平面( $z/D=0$ )无量纲温度分布云图。在低吹风比工况下,冷气具有良好的贴壁性,冷气与热气交界面沿流向呈现周期性波动;这归因于射流剪切层涡(发卡涡头部)的卷吸作用,强化了冷气与热气的掺混。在高



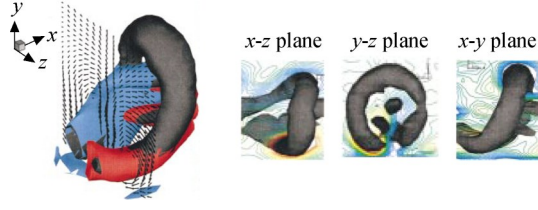
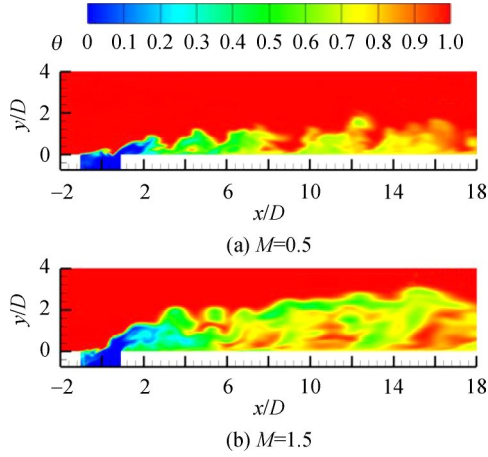
(a) 总体视图



(b) 局部视图

图 12 瞬态拟序结构

Fig.12 Instantaneous coherent structures

图13 单发卡涡结构<sup>[20]</sup>Fig.13 Structure of single hairpin vortex<sup>[20]</sup>图14 中心平面向量温度瞬时分布( $z/D=0$ )Fig.14 Instantaneous distribution of dimensionless temperature on the central plane ( $z/D=0$ )

吹风比工况下,冷气射流对主流的穿透明显增强,凹坑下游出现流动分离,但由于凹坑的展向导流作用,分离程度较圆孔弱,其冷气贴壁性也优于圆孔<sup>[19]</sup>。此外,随着吹风比的增大,凹坑前缘热气入侵愈发严重,在凹坑内生成了小尺度的剪切层涡旋。

图15(a)为凹坑下游展向截面湍动能(无量纲化)分布,湍动能(turbulent kinetic energy,量符号记为 $E_{tk}$ )定义为

$$E_{tk} = \frac{\overline{u'_x u'_x} + \overline{u'_y u'_y} + \overline{u'_z u'_z}}{2u_\infty^2} \quad (3)$$

式中 $u'_x$ 、 $u'_y$ 和 $u'_z$ 分别表示流向、法向和展向的速度脉动值。低吹风比工况下,展向截面中心及两侧都出现高湍流动能区域,截面中心区域的高湍流动能是由于肾形涡对卷吸所引起,而两侧的高湍流动能则归因于反肾形涡对的逆向卷吸;随着吹风比的增大,截面中心的高湍动能区进一步得以增强,而发肾型涡对所对应区域的湍动能则变化不明显。对于圆孔,高湍动能区主要集中于截面中心线区域<sup>[19]</sup>,而凹坑所诱发的反肾形涡对使得展向截面两侧也出现相对的高湍动能区。图15(b)为凹坑下游截面中心线上的脉动速度方均根

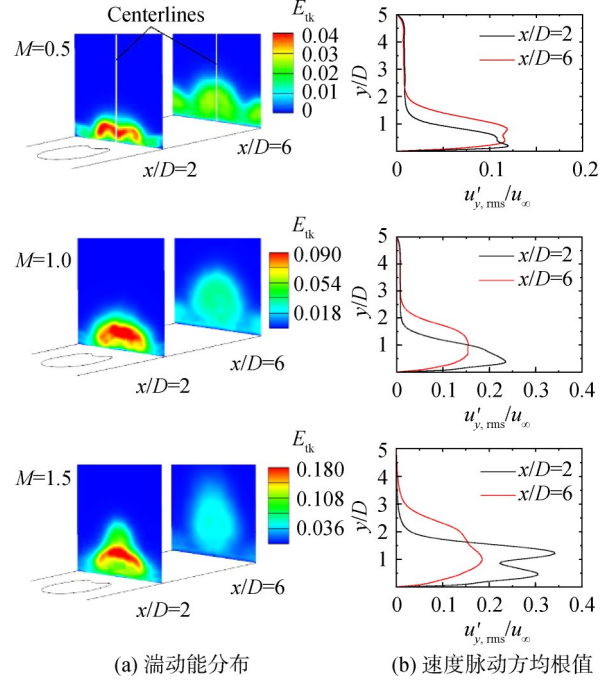


图15 速度脉动的统计特征

Fig.15 Statistic characteristics of velocity fluctuation

$u'_{y,rms}$ (对应于雷诺正应力)分布。速度脉动主要集中于流动边界层内,随着吹风比的增大,边界层明显增厚。在低吹风比下,随着流向距离的增大,脉动速度方均根也随之增大;但在高吹风比工况下,脉动速度方均根值随着流向距离的增大而减小。这归因于高动量射流在凹坑下游诱发的流动分离增大了该区域的速度脉动强度。

图16为凹坑孔下游不同位置压力脉动信号的频谱分析。一般认为,主频对应于流场大尺度涡旋的演化频率,主频不突出则表明具有较强的随机性,小尺度涡旋占主导地位。在 $x/D=2.0$ 的

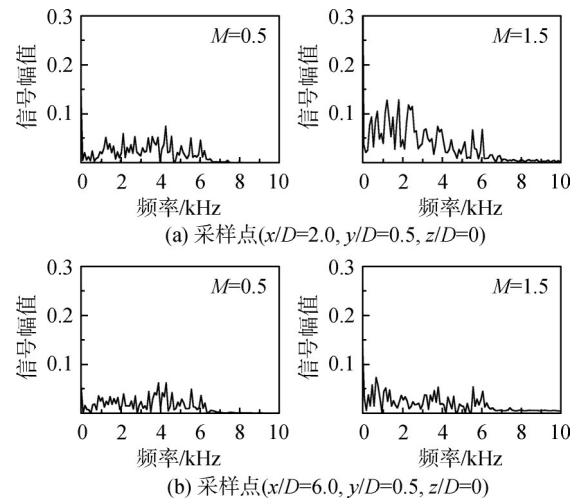


图16 压力脉动的时频分析

Fig.16 Time-frequency analysis of pressure fluctuation

位置,随着吹风比的增大,频谱幅值有所增加,主频愈发突出,这归因于紧贴气膜孔下游流动分离涡旋的作用;而在  $x/D=6.0$  的位置,流场整体呈现随机性,与图 12 结合可以看出,该区域由小尺度涡旋(发卡结构破碎生成)占据主导作用。整体而言,与圆孔相比<sup>[19]</sup>,凹坑孔气膜冷却压力脉动信号主频特征不突出,流场特征更多呈现随机性,这也表明凹坑的展向扩展抑制了发卡涡结构的周期性演变。

## 5 结 论

本文采用大涡模拟方法,针对平板凹坑孔气膜冷却的流动和传热机理进行分析,得到以下主要结论:

1) 凹坑在气膜孔下游诱发了与肾型涡对旋向相反的反肾型涡对,改善了气膜的展向附壁性能,抑制了冷气射流向主流的穿透。凹坑尾缘的“内凹”结构在出口平面形成了一对反转涡旋,将冷气向展向卷吸。在本研究凹坑结构中,随着吹风比的增大,气膜冷却效率整体增加。

2) 凹坑气膜冷却射流与主流的相互作用形成了马蹄涡、发卡涡等经典大尺度拟序涡旋;与圆孔下游的单串列发卡涡不同,凹坑尾缘的“内凹”结构诱发了两串并列的发卡涡旋,且在高吹风比下稳定性较圆孔好。在凹坑前缘区域由于主流的入侵,会形成一小尺度涡旋,在高吹风比下尤为明显。

3) 低吹风比下,肾型涡对和反肾型涡对的卷吸在气膜孔下游诱发高湍流动能区域;但在高吹风比下,反肾型涡对的卷吸作用被肾型涡对抑制,并且紧贴凹坑下游的流动分离泡增加了作用区域的脉动速度方均根值。脉动信号的频谱分析表明凹坑孔气膜冷却射流周期性弱,流场中低频振荡占主导作用。

研究成果一方面揭示了凹坑及其尾缘修型对气膜冷却的强化机制,也对后续气膜孔的修型与优化设计具有启示性。

## 参考文献:

- [1] BUNKER R S. Gas turbine heat transfer: ten remaining hot gas path challenges[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(2): 193-210.
- [2] BUNKER R S. A review of turbine shaped film cooling technology[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127(4): 441-453.
- [3] ZHANG Jingzhou, ZHANG Shengchang, WANG Chunhua, et al. Recent advances in film cooling enhancement: a review[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(4): 1119-1136.
- [4] DAVIDSON F T, KISTEMMACHER D A, BOGARD D G. Film cooling with a thermal barrier coating: round holes, craters, and trenches[J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(4): 041007.1-041007.11.
- [5] KHALATOV A, SHI-JU E, WANG D, et al. Film cooling evaluation of a single array of triangular craters[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2020, 159: 120055.1-120055.9.
- [6] KALGHATGI P, ACHARYA S. Flow dynamics of a film cooling jet issued from a round hole embedded in contoured crater[J]. Journal of Turbomachinery, 2019, 141(8): 081006.1-081006.11.
- [7] KIM J H, KIM K Y. Surrogate-based optimization of a cratered cylindrical hole to enhance film-cooling effectiveness[J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2016, 11(2): 16-208.
- [8] 张子寒, 何坤, 晏鑫. 带造型凹坑孔的平板气膜冷却特性研究[J]. 西安交通大学学报, 2020, 54(7): 84-93.  
ZHANG Zihan, HE Kun, YAN Xin. Investigation on the film cooling efficiency on a plain surface with hole embedded in contoured crater[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020, 54(7): 84-93. (in Chinese)
- [9] 张鹏飞, 白林超, 张超. 叶栅环境下凹坑气膜孔的冷却特性研究[J]. 天津理工大学学报, 2019, 35(6): 13-17.  
ZHANG Pengfei, BAI Linchao, ZHANG Chao. Study on film-cooling performance of the cratered hole in the linear cascade[J]. Journal of Tianjing University of Technology, 2019, 35(6): 13-17. (in Chinese)
- [10] SARKAR S, BABU H. Large eddy simulation on the interactions of wake and film-cooling near a leading edge[J]. Journal of Turbomachinery, 2015, 137(1): 011005.1-011005.11.
- [11] ROZATI A, TAFTI D K. Large-eddy simulations of leading edge film cooling: analysis of flow structures, effectiveness, and heat transfer coefficient[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29(1): 1-17.
- [12] TYAGI M, ACHARYA S. Large eddy simulation of film cooling flow from an inclined cylindrical jet[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(4): 734-742.
- [13] SAKAI E, TAKAHASHI T, WATANABE H. Large eddy simulation of an inclined round jet issuing into a crossflow[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2014, 69: 300-311.
- [14] WANG Chunhua, ZHANG Jingzhou, FENG Hongke. Large eddy simulation of film cooling flow from a fan-shaped hole[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 129: 855-870.
- [15] WANG Chunhua, SUN Xiaokai, FAN Fangsu, et al. Study on trench film cooling on turbine vane by large-eddy simulation[J]. Numerical Heat Transfer: Part A Applications, 2020, 78(7): 338-358.
- [16] 吴宏, 杨庆. 抑涡孔气膜冷却的大涡模拟[J]. 航空动力学报, 2012, 27(12): 2648-2654.

WU Hong, YANG Qing. Large eddy simulation of anti-vortex film cooling[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27 (12):2648-2654. (in Chinese)

[17] SMAGORINSKY J. General circulation experiments with the primitive equations: I the basic experiment[J]. Monthly Weather Review, 1963, 91(3):99-164.

[18] 朱兴丹. 压力梯度主流中圆-缝形孔气膜冷却特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2018.

ZHU Xingdan. Research on round-to-slot hole film cooling performances in pressure-gradient primary flow[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.

(in Chinese)

[19] 范芳苏, 王春华, 冯红科, 等. 浅槽孔气膜冷却的大涡模拟研究[J]. 推进技术, 2020, 41(4):830-838.

FAN Fangsu, WANG Chunhua, FENG Hongke, et al. Large eddy simulation of film cooling from a shallow trench-Hole[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(4):830-838. (in Chinese)

[20] KIM S I, HASSAN I. Unsteady simulations of a film cooling flow from an inclined cylindrical jet[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2010, 24(1):145-156.

(编辑:王碧珺)