

顺压梯度环境下成型孔气膜冷却射流的大涡模拟

胡可欣,王青松,苏欣荣,袁新
(清华大学能源与动力工程系,北京100084)

摘要:为了研究燃气轮机透平内部流向压力梯度(Streamwise Pressure Gradient,SPG)对气膜冷却效果的影响。采用大涡模拟(Large Eddy Simulation,LES)方法研究了在密度比1.5,吹风比1.6,孔出口加速系数 $K=1 \times 10^{-6}$ 条件下成型孔的冷却特性。通过实验对LES结果进行验证,比较零压梯度(Zero Pressure Gradient,ZPG)和顺压梯度(Favorable Pressure Gradient,FPG)的雷诺时均模拟(Reynolds Average Navier-Stokes,RANS)结果,并分析LES得到的时均流场和瞬时流场。结果表明:FPG促进发卡涡生成,促进主流和射流的掺混,抑制发卡涡抬升,对冷却有利。

关键词:流向顺压梯度;大涡模拟;气膜冷却;成型孔

中图分类号:TK05 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlge.2021.09.019

[引用本文格式]胡可欣,王青松,苏欣荣,等.顺压梯度环境下成型孔气膜冷却射流的大涡模拟[J].热能动力工程,2021,36(9):146-153. HU Ke-xin, WANG Qing-song, SU Xin-rong, et al. Large eddy simulation of shaped hole film cooling jet flow under favorable pressure gradient[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(9): 146-153.

Large Eddy Simulation of Shaped Hole Film Cooling Jet Flow under Favorable Pressure Gradient

HU Ke-xin, WANG Qing-song, SU Xin-rong, YUAN Xin

(Department of Energy and Power Engineering, Tsinghua University, Beijing, China, Post Code:100084)

Abstract: In order to study the influence of the streamwise pressure gradient (SPG) in gas turbines on the film cooling performance, the cooling characteristics of shaped hole were studied using Large Eddy Simulation (LES) method under the conditions of density ratio of 1.5, blowing ratio of 1.6 and acceleration coefficient K at hole outlet of 1×10^{-6} . The results of LES was verified by experiments, the Reynolds Average Navier-Stokes (RANS) results of zero pressure gradient (ZPG) and favorable pressure gradient (FPG) were compared, and the time-average and instantaneous flow fields obtained from LES were analyzed. The research results show that the FPG strengthens the generation of the hairpin vortices, promotes the mixing of the mainstream and jet flow, meanwhile inhibits the uplift of hairpin vortices, which is beneficial to cooling effectiveness.

Key words: steamwise favorable pressure gradient, LES, Film cooling, shaped hole

收稿日期:2020-05-13; 修订日期:2020-06-19

基金项目:国家自然科学基金面上项目(51876098)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation General Project of China(51876098)

作者简介:胡可欣(1999-),女,陕西商洛人,清华大学本科生。

通讯作者:袁新(1956-),男,北京人,清华大学教授。

引言

气膜冷却是高温透平中广泛使用的冷却技术,其性能主要受孔型、吹风比和主流湍流度等因素影响。学术界针对这些因素的影响开展了大量研究,其结论指导了高效气膜冷却孔型和设计。

Bogard 等人^[1]研究表明,气膜冷却的性能还受主流流动环境,如流向压力梯度、横向压力梯度和曲率等的影响。Zhu 等人^[2]研究了圆孔和成型孔在不同流向压力梯度下的冷却特性,指出流向逆压梯度(Adverse Pressure Gradient, APG)提高了圆孔的气膜覆盖率和射流横向扩散,APG 的换热系数在上游区域较低,在下游区域较高;Konopka^[3]用 LES 模拟了 APG 下多排成型孔的冷却特性,发现 APG 的冷却效率与 ZPG 差别不大;Jessen 等人^[4]用粒子图像测速技术(Particle Image Velocimetry, PIV)研究了 ZPG 和 APG 的多排成型孔冷却效果,发现 APG 的存在使边界层厚度增加,射流和主流之间的剪切区湍流强度更高,混合更明显。Zhu 等人^[2]研究发现 FPG 可提高传热系数,在近孔区域提高气膜有效度;Teekbaram^[5]通过实验指出圆孔在 FPG 下冷却效率高于 APG 和 ZPG,但孔下游远处冷却效率随压力梯度没有明显变化;Schmidt 和 Bogard^[6]研究了 FPG 对 35°圆孔气膜冷却的影响,指出 FPG 在低吹风比($M < 1$)下可轻微提高有效度,SPG 对有效度几乎无影响;Vinton^[7]使用压力敏感漆(Pressure Sensitive Paint, PSP)方法得出结论:FPG 减小主流和射流之间的相互作用,且 FPG 会抑制主流湍流, FPG 下成型孔有效度轻微提高;Launder 和 York^[8]研究了发现 FPG 降低 45°圆孔气膜冷却射流的横向铺展,降低冷却效率;Maiteh 等人^[9]研究了 SPG 对双排圆孔的影响,指出 FPG 增加冷气射流的稀释,导致冷却效率降低;Coletti 等人^[10]使用磁共振测速技术(Magnetic Resonance Velocimetry, MRV)得到 FPG 和 ZPG 下圆孔的三维流场,指出 FPG 使反向旋转涡对(Counter-Rotating Vortex Pair, CRVP)增强且更贴近壁面,并推断不同几何和流动环境下两种效应的综合作用是文献结论相矛盾的原因。APG 对不同孔型的冷却效率影响较小,造成边界层增厚,加剧主流

和射流的混合。

研究者们对 FPG 影响气膜冷却效率的研究多使用实验或 RANS 模拟方法,实验方法受限于测量技术而无法得到更精细的流场结构,RANS 方法节省了计算成本但精度较低。Galeazzo 等人^[11]根据 PIV 实验结果对比 RANS、LES 对高湍流度射流的预测效果,结果表明 RANS 可以得到与试验较一致的速度场,而 LES 可以得到与试验结果接近的湍流场和浓度场;Sumanta 等人^[12]比较了 RANS、LES 和 DNS 对气膜冷却的预测效果,指出双方程模型低估了射流的横向铺展,高估了垂直渗透,而 LES 和 DNS 能够更准确地预测平均有效度和湍流应力。

鉴于 FPG 对冷却效率的影响和机理尚不明确,本文采用 LES 方法研究了瞬时流场中的涡结构,用 FFT 和 Lumley 三角形分析流场中强剪切区域的关键点,得到了剪切层涡的一个主频和各关键点湍流各向异性,并着重分析了 FPG 对发卡涡的影响。

1 数值计算方法

1.1 算例设置

直接在叶栅通道内进行 LES 计算时,计算域较大,导致计算量过大;同时叶栅环境中的各种复杂涡系也将对气膜冷却产生影响,从而无法准确分离并分析流向压力梯度的影响。主流计算域采用收缩流道,如图 1 所示。根据加速系数 K 和不可压缩流体的连续性方程模拟流向顺压梯度。

$$K = \frac{\nu}{U^2} \frac{dU}{dx} \quad (1)$$

$$\frac{dUA}{dx} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{dp}{dx} \sim \dot{m}U \frac{d \ln A}{dx} \quad (3)$$

式中: ν —主流运动粘性系数, m^2/s ; U —沿流向距离 x 分布的主流速度, m/s ; A —流通面积, m^2 ; $\dot{m}$ —质量通量, kg/s ; p —沿流向分布的主流压力, Pa 。

加速系数 $K > 0$ 表示流向顺压, $K < 0$ 表示流向逆压。图 2 给出了二维流道几何 $Y/D = 10$ 位置处 K 沿流向分布曲线, $X/D = 0$ 处为气膜孔出口,在 $-10 < X/D < 50$ 范围内加速系数 K 基本保持在 1×10^{-6} ,所采用的成型孔^[13]几何参数如表 1 所示。

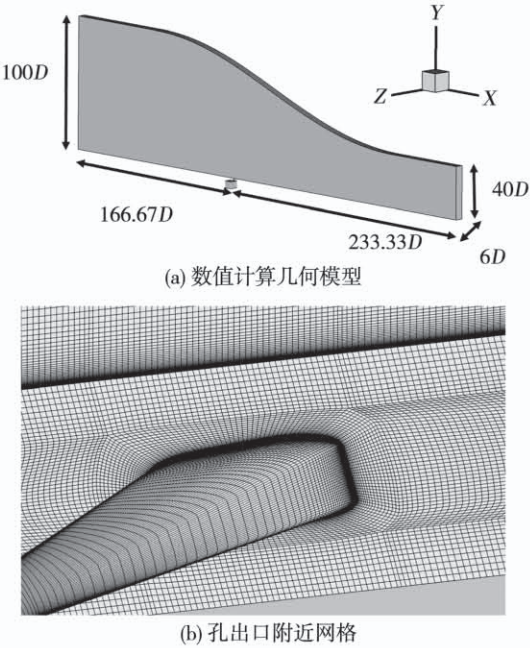


图 1 计算域及网格分布

Fig. 1 The computational domain and grid distribution

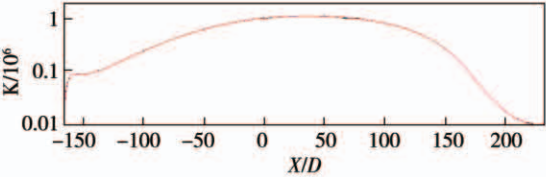


图 2 二维流道 $Y/D = 10$ 位置加速系数 K 沿流向分布
Fig. 2 Acceleration coefficient K distribution in the 2D channel at $Y/D = 10$

表 1 成型孔几何参数

Tab. 1 Geometric parameters of the shaped hole

参 数	数 值
孔径 D/mm	3
直孔段长度 L_m/mm	7.5
膜孔高度 H/mm	3
射流角 $\alpha/(\circ)$	30
扩张角 $\beta_{\text{lat}}/(\circ)$	7
后倾角 $\beta_{\text{fwd}}/(\circ)$	7

使用商业软件 FLUENT 19.2 进行大涡模拟计算,亚格子应力模型设置为 WALE 模型,为尽可能减小数值耗散,动量项和能量项采用有界中心差分格式离散,时间离散化设置为有界二阶隐式。为在关键区域内解析湍流脉动的惯性子区,按照网格精

度要求,对气膜孔附近进行加密。网格节点数为 927.5 万,壁面附近无量纲网格高度 $y^+ \approx 0.5$,最大 $\Delta x^+ \approx 100, \Delta z^+ \approx 20$ 。时间步长设置为 $5 \times 10^{-6} \text{ s}$,保证 CFL(Courant Friedrichs Lewy)数小于 1,算例参数设置如表 2 所示。主流壁面设置为周期性边界条件,将主流顶部、冷气腔壁面设置为绝热滑移边界条件,冷气覆盖壁面、孔壁面设置为绝热无滑移边界条件。共计算 620 个基于孔径的流动通过周期,其中在 170 个流动通过周期中做统计平均得到时均结果。

表 2 算例参数设置

Tab. 2 Calculation example parameter setting

参 数	数 值
主流进口速度/ $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$	15
主流进口温度/K	300
密度比	1.5
吹风比	1.6
冷气进口流量/ $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$	2.4147×10^{-4}
冷气进口温度/K	200
基于孔径雷诺数 Re	7 700

1.2 LES 求解验证

为验证 LES 结果,使用相同的几何模型,并保证主流流速、吹风比、密度比与数值计算一致,利用 PSP 技术测量有效度分布。PSP 技术及实验细节详见文献[14]。气膜冷却有效度为:

$$\eta = \frac{T_{\infty} - T_{\text{aw}}}{T_{\infty} - T_c} \tag{4}$$

式中: T_c —冷气进口温度, K; T_{∞} —主流进口温度, K; T_{aw} —绝热壁面温度, K。

将实验结果、LES 结果和使用 Realizable $k - \omega$ 模型的 RANS 结果进行对比;横向平均有效度 i 、中心线有效度 η 和 $X/D = 5$ 展向有效度分布如图 3 所示。LES 的中心线有效度和实验几乎一致,在 $X/D = 5$ 处有效度展向分布与实验更接近,而 RANS 结果对横向平均结果预测偏低,对中心线的预测偏高,且对冷气的横向扩散预测偏窄。与实验的对比表明 LES 方法对流场的预测比 RANS 更准确,本文使用的 LES 算例可以为研究提供较为可靠的数值预测结果。

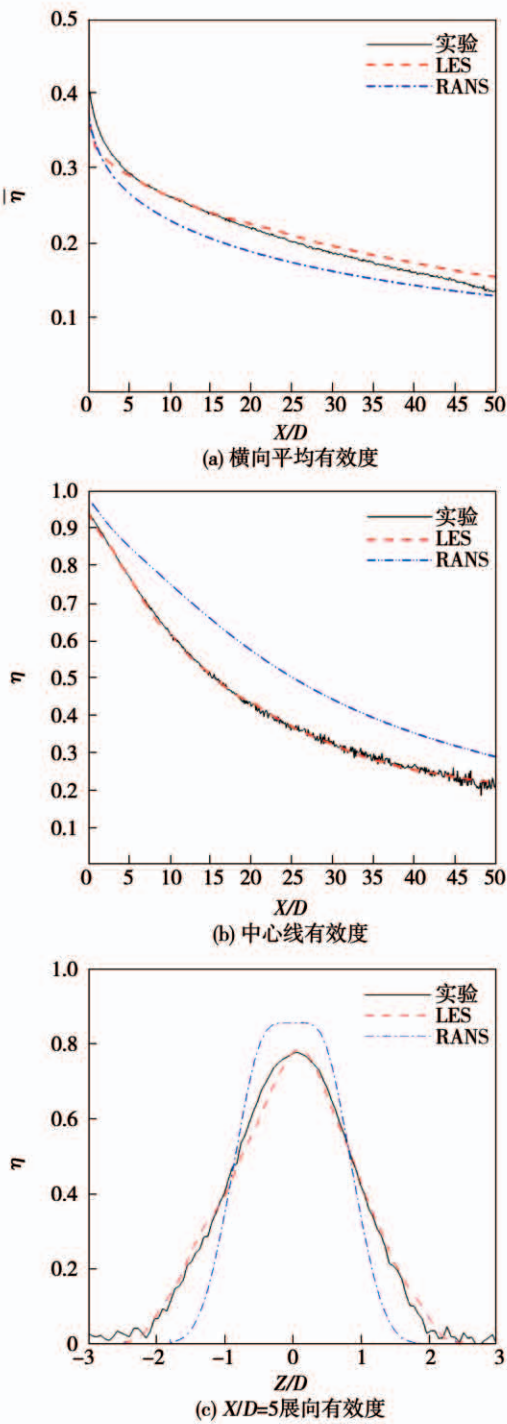


图3 PSP实验与数值结果对比

Fig. 3 Comparison of PSP experimental and numerical results

2 时均流场分析

使用 Realizable $k-\omega$ 模型计算 ZPG 和 FPG 算例, FPG 的边界条件与 LES 算例相同, ZPG 算例保证吹风比一致。用主流进口速度 $U_\infty = 15\text{ m/s}$ 对流向速度做无量纲化, $Z/D = 0$ 截面的无量纲流向速

度 U/U_∞ 和无量纲温度 T^* 云图如图 4 所示, $T^* = \frac{T_\infty - T}{T_\infty - T_c}$, 其中 T 为流场当地温度。可以看出, FPG 使射流更贴近壁面。图 5 为 $X/D=5$ 截面上 X 涡量分布等值线图, 对比 RANS 结果可以看出 FPG 使 CRVP 在垂直壁面方向被压缩。图 6 为 $Y/D=0.1$ 截面上 X 涡量分布等值线图, 对比 RANS 结果可以得出, FPG 环境中的 CRVP 沿流向被拉伸。CRVP 的变化是 FPG 对气膜冷却效果产生不同影响的原因之一^[10]。

对比两种数值方法计算 FPG 算例得到的涡量等值线图, 在 $X/D=5$ 位置处, LES 结果显示出发面附近复杂的涡量分布, 能够对射流和主流掺混过程做出较准确的预测, RANS 结果只展示出对称分布的 CRVP, 对掺混预测不足, 导致图 3(b) 中 RANS 对中心线有效度的预测结果远低于实验值。对比 $Y/D=0.1$ 位置处, LES 得到了沿展向分布的涡, 能够对冷气在展向的扩散做出较接近实验的预测, RANS 无法得到下游复杂的涡结构, 因而得到冷气的展向扩散范围很窄。由于无法准确得到近壁面的湍流结构, RANS 对冷气和主流掺混预测不足, 对冷气横向扩散预测过窄, 这解释了图 3 中 RANS 结果与实验偏差较大的原因。

3 瞬时流场分析

时均结果可以通过涡量云图直观显示 CRVP 的状态, 但是对于其他影响流场和冷却效率的涡结构如马蹄涡、剪切层涡、发卡涡、悬挂涡等, 需要对瞬时流场进行分析。图 7 为 Q 准则识别得到的瞬时涡结构, 并使用有效度染色。可以看到, 马蹄涡出现在孔出口上游边缘, 由射流对主流的阻碍作用形成局部逆压梯度, 主流边界层发生分离产生^[15]。

图 8 为 $Y/D=0.1$ 位置流向压力梯度 $\frac{dp}{dx}$ 分布云图, 其中, $\frac{dp}{dx} > 0$ 表示逆压梯度, 由时均和瞬时压力梯度云图能够发现, 主流中的流向压力梯度小于剪切层分离产生的逆压梯度, 可以推断 SPG 对马蹄涡的产生几乎没有影响。但马蹄涡存在时均量, 具体表现为孔出口上游边缘的反向涡结构。之后的研究可以对比 ZPG 结果, 通过壁面附近的涡量云图得到马蹄涡的强度和铺展情况, 进而分析 FPG 对马蹄涡的影响。

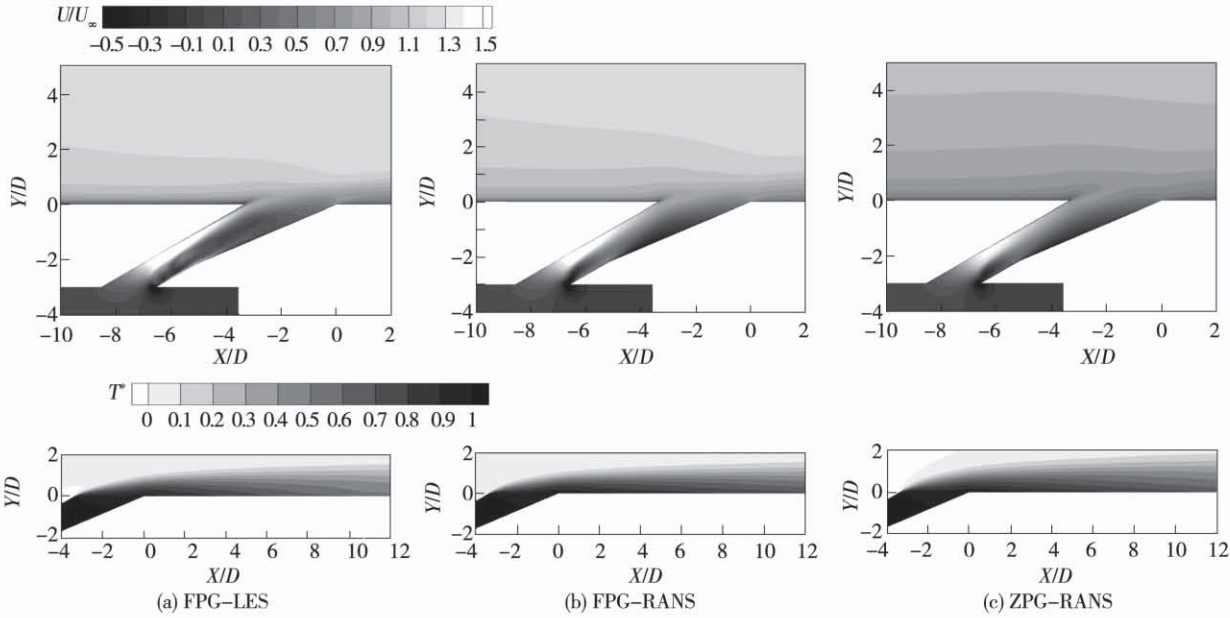


图 4 $Z/D=0$ 截面无量纲流向速度及无量纲温度分布云图

Fig. 4 Cloud charts of non-dimensional flow velocity and non-dimensional temperature distributions at $Z/D=0$

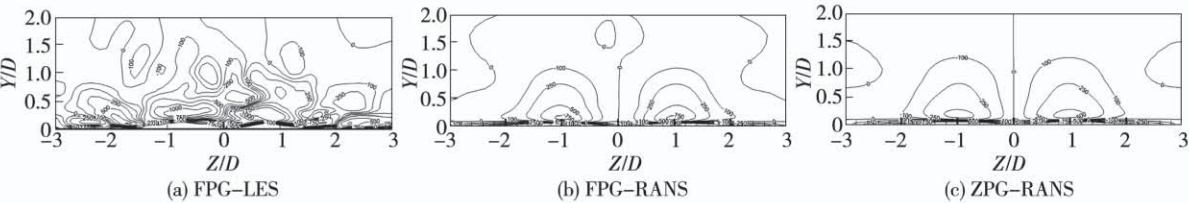


图 5 $X/D=5$ 截面 X 涡量分布等值线

Fig. 5 Contour maps of X vorticity distribution at $X/D=5$

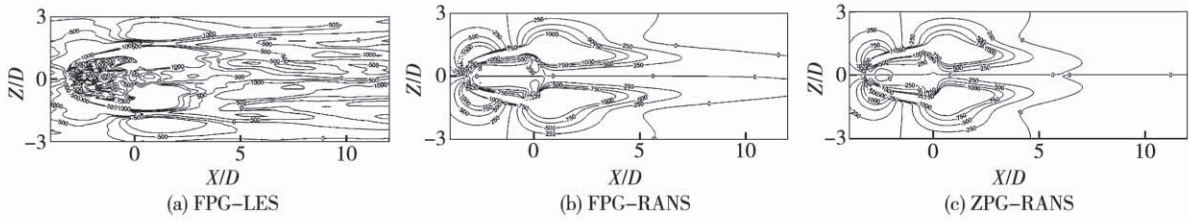


图 6 $Y/D=0.1$ 截面 X 涡量分布等值线

Fig. 6 Contour maps of X vorticity distribution at $Y/D=0.1$

剪切层涡在射流的初始位置占主导,是环形边界层在孔出口分离导致的 K-H 不稳定性形成的^[16]。主流加速会增大主流和射流间的剪切力,对剪切层涡的产生起到积极作用。在 $Z/D=0$ 平面上射流出口附近剪切层处设置压力监测点如图 10 所示,对压力信号做快速傅里叶变换得到监测点的频谱图,9 个压力测点中,仅在测点 1,4,5,6 和 7 得到

了比较明显的峰值,测点 4~测点 7 峰值对应频率为 1 578.2 Hz,说明压力测点捕捉到了剪切层涡的一个主频。测点 1 峰值对应频率为 1 360.5 Hz,测点 1 位置靠近边界层,受到剪切层涡和马蹄涡的共同影响,流型较复杂;测点 8、测点 9 靠近孔出口下游,流型可能从剪切层涡向悬挂涡转变。

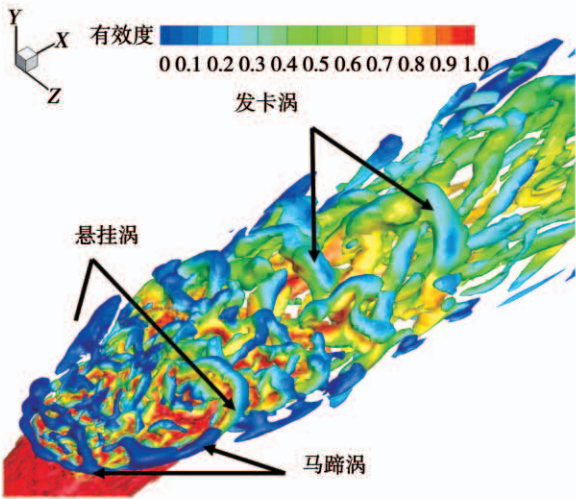


图 7 Q 准则识别瞬态涡结构

Fig. 7 Instantaneous vortex structures identified by Q criterion

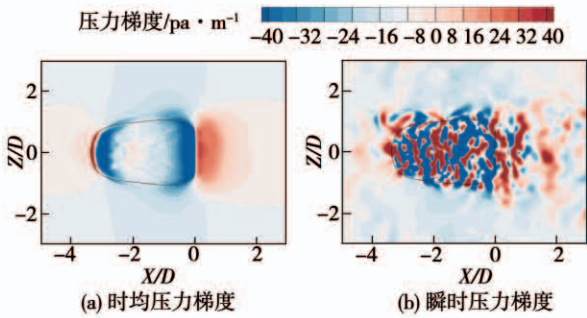


图 8 $Y/D=0.1$ 截面流向压力梯度分布云图

Fig. 8 Cloud charts of flow pressure gradient distribution at $Y/D=0.1$

发卡涡位于孔出口下游, X 涡量的方向与 CRVP 相同, 且具有负 Z 涡量, 主流加速会增加冷气和主流之间的剪切, 发卡涡在垂流向方向的抬升也会受到抑制。图 9 展示了中心截面的密度梯度 $|\nabla\rho|$, 可以在下游看到发卡涡头部, 沿流向方向发卡涡强度逐渐衰减^[17]。图 9 展示了 $Z/D=0$ 截面的无量纲瞬时温度 T^* 分布云图, 发卡涡头部与不规则的温度边界对应, 说明发卡涡在射流和主流的掺混过程中起到重要作用。另外观察到相邻发卡涡间距 δ 呈现出一定的规律, 这与开尔文-亥姆霍兹 (Kelvin-Helmholtz, K-H) 不稳定性有关, FPG 的存在增加了剪切力, K-H 不稳定性增强, 说明 FPG 有助于发卡涡的生成, FPG 使射流更贴近壁面, 对发卡涡

的抬升起到抑制作用。两种效果对射流与主流掺混具有相反的影响, 分析 FPG 对冷却效率的影响时需要根据实际的 K 值、吹风比等流动条件综合考虑两种效果的强弱关系。

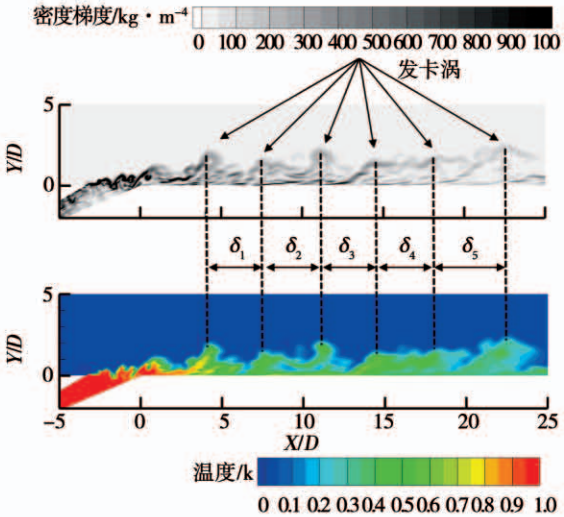


图 9 $Z/D=0$ 截面瞬时密度梯度云图和瞬时无量纲温度云图

Fig. 9 Cloud charts of instantaneous density gradient and instantaneous non-dimensional temperature at $Z/D=0$

基于高精度湍流模拟结果, 利用 Lumley 三角形^[18]分析 9 个压力测点和 6 个发卡涡头部位位置处的湍流特性, 用无量纲各向异性张量分析湍流各向异性的大小, 将各向异性雷诺应力放在 ξ 和 η 坐标下表示:

$$b_{i,j} = \frac{\overline{u'_i u'_j}}{\overline{u'_k u'_k}} - \frac{1}{3} \delta_{i,j} \quad (5)$$

$$\eta = \sqrt{\frac{1}{6} b_{i,j} b_{i,j}} \quad (6)$$

$$\xi = \sqrt[3]{\frac{1}{6} b_{i,j} b_{j,k} b_{k,i}} \quad (7)$$

各点在 Lumley 三角形中的分布如图 11 所示, 9 个剪切层测点标记为红色, 6 个发卡涡头部位位置点标记为绿色。测点 1, 3, 4 和 5 靠近 $\eta = -\xi$ 边界, 近似于饼形湍流, 说明这些点位置处的湍流具有一个分量远小于其他两个分量, 具有一个小特征值; 测点 2, 6, 7, 8 和 9 和发卡涡头部测点靠近 $\eta = \xi$ 边界, 近似于香烟形湍流, 说明这些位置处的湍流有一个分

量远大于其他两个分量,具有一个大特征值。主流和射流相互作用造成的强剪切力可能是造成测点 1 ~ 测点 9 处湍流状态差异的原因。图中标记 P10 点对应图 9 所示第 6 个发卡涡头部,P10 点比其他发

卡涡测点远离 Lumley 三角形边界,结合图 9 显示发卡涡头部间距 δ_5 大于其他间距,说明第 6 个发卡涡已经开始衰减,这表明发卡涡的状态和雷诺应力的各向异性相关。

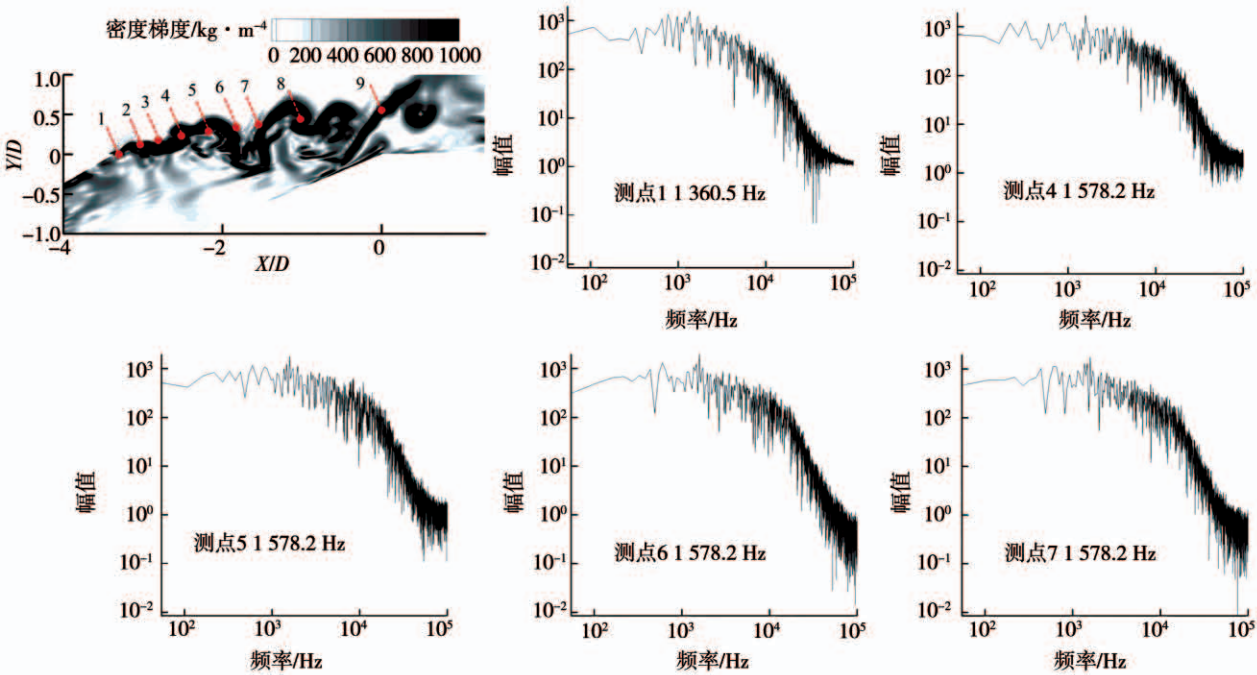


图 10 压力测点分布及压力信号快速傅里叶变换结果

Fig. 10 Pressure measuring point distributions and FFT results of pressure signals

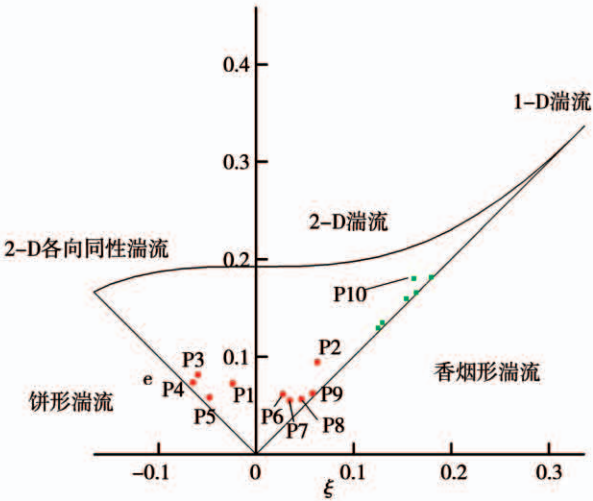


图 11 Lumley 三角形

Fig. 11 Lumley triangle

瞬时流场结合 FFT 和 Lumley 三角形可以用于分析涡结构和湍流状态,但主流加速对涡结构的影

响还需要对比 ZPG 结果做进一步的研究。

4 结 论

(1) LES 对 FPG 下成型孔的气膜冷却表现出与试验较好的一致性,RANS 方法对冷气 and 主流掺混预测不足,对冷气横向扩散预测过窄。

(2) 发卡涡影响射流和主流掺混,主流加速使主流和射流之间的剪切力增强,有助于发卡涡的产生,同时 FPG 使发卡涡更靠近壁面,两种机制对射流掺混的影响相反,前者会促进掺混和扩散,后者则会减小主流和射流之间的相互作用。不同 K 值、吹风比可能会导致不同影响因素占据主导地位。

(3) 提取孔出口及下游涡结构的测点分析雷诺应力各向异性,强剪切力可能是造成各监测点在 Lumley 三角形中的分布靠近饼形湍流和香烟形湍流边界的主要原因。

参考文献:

- [1] BOGARD D G, THOLE K A. Gas turbine film cooling[J]. Journal of Propulsion & Power, 2012, 22(2): 249–270.
- [2] ZHU Hui-ren, LIU Zhi-gang, LIU Cun-liang. Investigation on the influence of various mainstream pressure gradients on the film cooling performances of cylindrical hole and expansion shaped holes[J]. International Journal of Turbo & Jet-Engines, 2014, 31(1): 1–12.
- [3] KONOPKA M, JESSEN W, MEINKE M, et al. Large-eddy simulation of film cooling in an adverse pressure gradient flow[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(3).
- [4] JESSEN W, KONOPKA M, SCHROEDER W. Particle-image velocimetry measurements of film cooling in an adverse pressure gradient flow[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(2).
- [5] TEEKARAM A, FORTH C, JONES T V. Film cooling in the presence of mainstream pressure gradients[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(3): 484–492.
- [6] SCHMIDT D L, BOGARD D G. Pressure gradient effects on film cooling[C]// ASME 1995 International Gas Turbine and Aero-engine Congress and Exposition, 1995, Paper No. 95–GT–018.
- [7] VINTON K R, WATSON T B, WRIGHT L M, et al. Combined effects of freestream pressure gradient and density ratio on the film cooling effectiveness of round and shaped holes on a flat plate[J]. Journal of Turbomachinery, 2017, 139(4).
- [8] YORK J L, BE Y J. Discrete-hole cooling in the presence of free stream turbulence and strong favourable pressure gradient[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1974, 17(11): 1403–1409.
- [9] MAITEH B Y, JUBRAN B A. Effects of pressure gradient on film cooling effectiveness from two rows of simple and compound angle holes in combination[J]. Energy Conversion and Management, 2003, 45(9).
- [10] COLETTI F, ELKINSI C J, EATON J K. Three-dimensional velocity measurements of film cooling flow under favorable pressure gradient[C]// ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference & Exposition, 2015.
- [11] GALEAZZO F C C, DONNERT G, HABISREUTHER P, et al. Measurement and simulation of turbulent mixing in a jet in cross-flow[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2011, 133(6).
- [12] SUMANTA A, MAYANK T, ASIF H. Flow and heat transfer predictions for film cooling[J]. Annals of the New York Academy of Sciences, 2001, 934(1).
- [13] ROBERT P S, KAREN A T. Adiabatic effectiveness measurements for a baseline shaped film cooling hole[C]// ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition, Düsseldorf, Germany, Paper No. GT2014–25992; V05BT13A036, 13.
- [14] LI Y, YANG Z, SU X, et al. Influence of mainstream cross flow on film cooling performance and jet flow field[C]// ASME Turbo Expo: Turbomachinery Technical Conference & Exposition, 2017.
- [15] SAKAI E, TAKAHASHI T. Numerical study on effects of density ratio on film cooling flow structure and film cooling effectiveness[C]// ASME Turbo Expo: Turbomachinery Technical Conference & Exposition, 2017, Paper No. GT2017–63168; V05AT12A001, 9.
- [16] FRIC T F, ROSHKO A. Vortical structure in the wake of a transverse jet[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1994, 279(1): 1–47.
- [17] ALI Z, SUNG J Y, JIN T C. Large eddy simulation of unsteady turbulent flow structures and film-cooling effectiveness in a laid-back fan-shaped hole[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 100.
- [18] CHOI K S, LUMLEY J L. The return to isotropy of homogeneous turbulence[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2006, 436(1): 59–84.

(王治红 编辑)