

带有非定常气膜出流的涡轮外环内部冲击换热的数值研究

陈磊¹, 张灵俊¹, 王文璇¹, 庾天豪²

(1. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500; 2. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 为了研究涡轮外环外部非定常压力波动对内部射流冲击流动换热特性的影响, 采用非稳态雷诺平均的数值模拟方法获得了正弦型气膜出流压力脉动参数(波动频率和幅值)对冲击靶面换热特性的影响规律。计算表明: 正弦型气膜出流压力能诱导产生相同频率不同相位的正弦型冲击入口压力和进、出口质量流量; 随着气膜出口压力的波动频率增大, 冲击入口压力和进、出口质量流量的波动范围不断减小, 而靶面瞬时平均 Nu 的波动范围先减小后增大; 增大出口压力振幅能增大进口压力、进出口质量流量和靶面瞬态换热的波动范围, 不改变相位分布。

关键词: 涡轮外环; 冲击换热; 非定常气膜出流; 数值研究

中图分类号: V231.1 文献标识码: A DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2023.01.005

[引用本文格式] 陈磊, 张灵俊, 王文璇, 等. 带有非定常气膜出流的涡轮外环内部冲击换热的数值研究[J]. 热能动力工程, 2023, 38(1): 42-48. CHEN Lei, ZHANG Ling-jun, WANG Wen-xuan, et al. Numerical study on impingement heat transfer in turbine shroud with unsteady film-cooling outflow[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2023, 38(1): 42-48.

Numerical Study on Impingement Heat Transfer in Turbine Shroud with Unsteady Film-cooling Outflow

CHEN Lei¹, ZHANG Ling-jun¹, WANG Wen-xuan¹, TUO Tian-hao²

(1. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu, China, Post Code: 610500;

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, China, Post Code: 710072)

Abstract: In order to study the effect of the unsteady pressure fluctuation outside the turbine shroud on the impingement flow heat transfer characteristics of the jet in turbine shroud, the unsteady Reynolds averaged numerical simulation method was used to obtain the influence law of the pulsation parameters (fluctuation frequency and amplitude) of the film-cooling outflow pressure with the shape of sine wave on the surface-to-flow heat transfer characteristics of the impinging target. The calculation results show that the film-cooling outflow pressure with the shape of sine wave can induce a sinusoidal impulse pressure to the inlet, thus result in the mass flow rate of the inlet and outlet sharing the same frequency but with the different phases; as the fluctuation frequency of the film-cooling outflow pressure increases, the fluctuation amplitude of inlet pressure keeps decreasing, along with the mass flow rate of the inlet and the outlet; the fluctuation range of the target surface's instantaneous mean Nu decreases at first but increases later; the increase of outlet pressure amplitude can conduct an increase to the amplitude of inlet pressure, result in fluctuation's growth to the mass flow rate of the inlet and the outlet, thus the instantaneous mean Nu of the target surface, without changing the phase distribution to the parameters mentioned above.

收稿日期: 2022-03-27; 修订日期: 2022-06-26

基金项目: 国家自然科学基金(51936008); 国家科技重大专项(2017-III-0001-0025)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of China(51936008); National Science and Technology Major Project(2017-III-0001-0025)

作者简介: 陈磊(1985-), 男, 中国航发四川燃气涡轮研究院研究员。

Key words: turbine shroud, impingement heat transfer, unsteady film-cooling outflow, numerical study

引言

随着航空发动机涡轮前进口温度不断提升,对涡轮机匣等热端部件的冷却强化技术提出更高要求。涡轮外环的热响应和叶尖间隙直接影响涡轮效率。目前涡轮外环使用的冷却措施主要分为内部冲击射流冷却和外部气膜冷却。

针对外环内部冲击射流冷却,单文娟等人^[1]和Roy等人^[2]研究了外环内壁面斜向射流冲击换热特性。Pachpute等人^[3]研究了缝槽射流冲击圆柱表面的换热特性。Wang等人^[4]实验研究了冲击雷诺数为20 000时不同曲率半径下圆柱表面的冲击换热特性。针对外环外部气膜冷却,朱玉婷^[5]系统地对比分析了吹风比、气膜孔孔径、阵列气膜孔间距等结构参数对外环外表面气膜绝热冷却效率的影响规律。Chana等人^[6]研究了一种由圆形孔、扇形孔组成的新型双排冷却孔结构特性。麻丽春^[7]和刘维^[8]研究了带有气膜出流的冲击冷却结构参数对冲击靶板对流换热系数的影响。

在实际工作过程中,涡轮外环外表面处于叶片不断扫掠的环境中,具有典型的非定常特性。张杰等人^[9]研究了不同吹风比下对涡轮外环非定常气膜冷却特性的影响规律。Polanka^[10-11]实验测量了真实工况下涡轮叶尖和涡轮外环表面的换热特性。寇志海等人^[12]数值模拟了在叶片高速扫掠作用下高压涡轮外环的非定常气膜冷却过程,结果表明,叶片与涡轮外环之间的相对运动使得气膜分布更加均匀,有利于对外环壁面的冷却。Tong等人^[13]研究了气膜孔的流向倾角和冲击孔的布置对冲击气膜冷却结构的传热流动特性。周文武等人^[14]采取PSP技术实验研究了不同吹风比条件下主流脉动频率对气膜冷却的影响。进一步,周文武等人^[15]运用PIV技术对不同雷诺数和表面曲率条件下的射流冲击凹壁的流场结构进行了实验研究。Baek等人^[16]数值模拟了吹风比和射流波动频率对冲击-气膜复合冷却结构气膜冷却效率的影响。Baek等人^[17]分析了低吹风比($M=0.5$)下非定常的主流波动对气膜冷却效率的影响规律。

目前,针对涡轮外环冷却结构流动和换热特性的研究大多基于稳态的数值或实验手段,而基于非定常气膜出流条件下的非稳态研究相对较少。为了研究叶片旋转条件下涡轮外环外表面的非定常压力波动对外环内射流冲击换热特性的影响,本文提取了涡轮外环基础单元冲击-气膜冷却模型,采用数值模拟的方法研究了具有非定常气膜出流的冲击-气膜复合冷却结构的流动和传热特性。分析了非定常气膜出流条件下压力波动的幅值和频率对涡轮外环冲击冷却特性的影响机理,为燃气轮机涡轮外环冷却结构的优化设计提供理论依据和相关设计参考。

1 计算模型和方法

1.1 计算模型

本文选取冲击-气膜复合冷却结构为计算模型,如图1所示。模型高度 H 为6.7 mm,冲击孔直径 d 为0.8 mm,孔高 l 为0.8 mm,冲击间距比 h/d 为1.25;气膜孔直径 D 为0.6 mm,气膜孔长度 L 为4.9 mm;气膜孔叉排分布在冲击孔的周围,其横向和展向间距 P_x 和 P_y 均为6 mm。

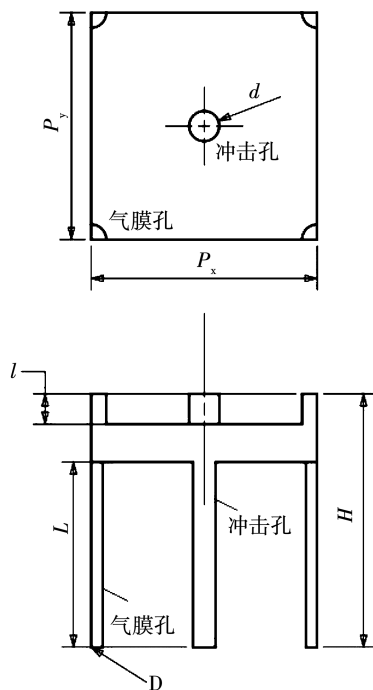


图1 冲击-气膜冷却模型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the turbine shroud impingement-film cooling model

采用非结构化的四面体网格对计算模型进行网格划分,如图 2 所示。在冲击靶面和气膜孔壁面设置了边界层网格,同时对边界层以外的网格进行了局部加密,确保第 1 层网格节点 $y^+ < 1$ 。

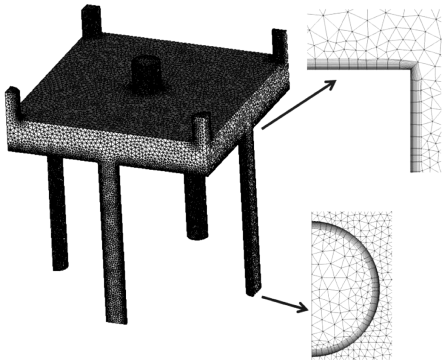


图 2 计算模型网格划分

Fig. 2 Computational domain and mesh generation

1.2 计算方法

为了进行网格无关性验证,选取 3 个不同数量的网格进行验证。采用网格收敛因子(Grid convergence index,GCI)方法^[18]来评价数值计算精度引起的平均离散误差,如表 1 所示。由表 1 可知,随着网格数的增加,GCI 因子的值分别只有 0.000 3%,0.02%和 1.19%,表明网格收敛的数值不确定性已经足够小,满足计算精度要求。因此,本文选取 450 万网格模型进行计算。

表 1 GCI 网格收敛结果

Tab. 1 Convergent result of GCI mesh

参数	网格数		
	606 万	450 万	191 万
GCI	0.0003%	0.02%	1.19%

用不同的湍流模型对计算模型进行数值模拟,并将计算结果与文献[19]中的实验测量数据进行对比,结果如图 3 所示。图中 X/D 为无量纲距离, D 为气膜孔直径。由图 3 可知,仅 $k-\omega$ SST 模型能够捕捉冲击驻点附近 Nu 分布双峰特征;在驻点外的低换热区,所有湍流模型得到的 Nu 分布和实验数据都比较吻合。因此,本文选取 $k-\omega$ SST 模型作为计算模型。

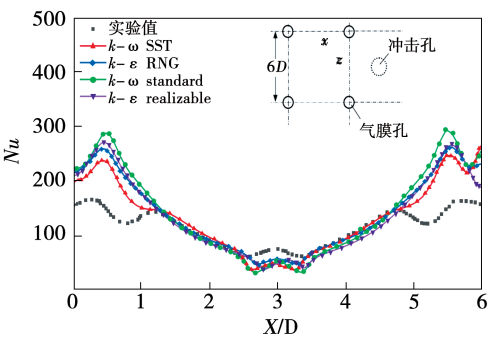


图 3 冲击冷却系统局部 Nu 分布实验和数值结果对比

Fig. 3 Comparison of the local Nu distributions of impingement-film cooling system between numerical analysis and experiment result

本文研究工况中射流冲击雷诺数为 4 200,冲击雷诺数的定义为:

$$Re_c = \frac{\rho_c u_c d_c}{\mu_c} \tag{1}$$

式中: Re_c —射流的冲击雷诺数; ρ_c —冲击射流的密度, kg/m^3 ; u_c —冲击射流的平均速度, m/s ; d_c —冲击孔的水力直径, m ; μ_c —冲击射流的动力粘度, $\text{kg}/(\text{m} \cdot \text{s})$ 。

冲击靶面的努塞尔数为:

$$Nu = \frac{h d_c}{\lambda} = \frac{q d_c}{\lambda (T_w - T_f)} \tag{2}$$

式中: Nu —换热靶面上的努塞尔数; h —对流换热系数, $\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$; q —靶面热流密度, W/m^2 ; λ —气流的导热系数, $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$; T_w —换热表面的壁温, K ; T_f —气流的定性温度, K ; d_c —冲击孔水力直径, m 。

真实工况下,涡轮外环外表面的非定常压力波动受叶片旋转等诸多非定常因素影响,将气膜孔出口非定常压力波动简化为正弦型的压力波动,时均值 $\bar{p}$ 设置为稳态换热下的出口压力 410 kPa,波动频率 f 分别设置为 2,5,10 和 15 kHz,压力振幅 Δp 设置为 20,35 kPa,气膜孔出口压力为:

$$p = \bar{p} + \Delta p \cdot \sin(2\pi f t) \tag{3}$$

2 结果与讨论

2.1 波动频率的影响

图 4 为压力振幅 $\Delta p = 20 \text{ kPa}$ 下,进口压力随频

率 f 和时间 t 的分布。图中 T 为压力波动周期, t/T 为无量纲时间。结果表明,正弦型气膜孔出口压力波动会诱导冲击孔进口产生同一频率下的正弦型进口压力波动,且二者存在相位差;不同频率下进口压力波动的时均值和稳态换热工况相近,波动幅值随频率增大而减小,频率增大对抑制进口压力波动的趋势。

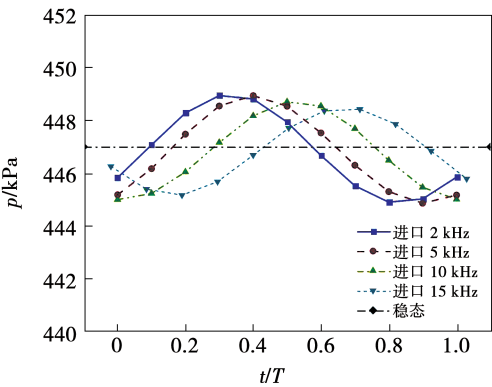


图 4 不同频率下冲击进口压力随相对时间分布
($\Delta p = 20\text{ kPa}$)

Fig. 4 Distribution of impingement inlet pressure with relative time at the different frequencies ($\Delta p = 20\text{ kPa}$)

图 5 为压力振幅 $\Delta p = 20\text{ kPa}$,不同频率下的出口质量流量分布。结果表明,出口质量流量时均值几乎与稳态换热下的质量流量相等;出口质量流量的波动幅值均随频率增大而减小,且波动范围较小,受出口压力波动频率增大对出口质量流量的振幅抑制作用更强。

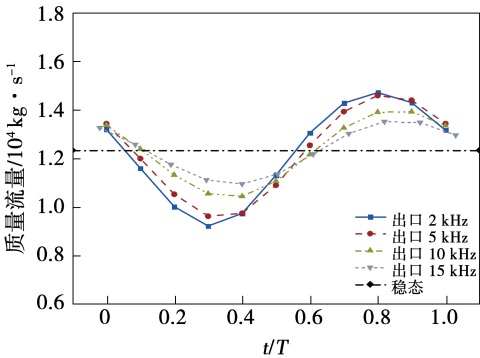


图 5 出口质量流量随相对时间分布 ($\Delta p = 20\text{ kPa}$)

Fig. 5 Distribution of outlet mass flow rate with relative time ($\Delta p = 20\text{ kPa}$)

在同一出口压力振幅下,所有频率下的冲击靶面换热分布相似。在 H/D 较小的短冲击距结构中,换热最强的区域不在冲击驻点的中心而是在驻点周围^[20]。冲击驻点附近的压力梯度大,对气流有短暂的加速作用,使附面层变薄从而增强换热。图 6 展示稳态和 $f = 10\text{ kHz}$ 、 $\Delta p = 20\text{ kPa}$ 工况下 5 个不同时刻的冲击靶面的瞬态换热分布。对比发现,同一频率下靶面瞬态换热和稳态换热在空间分布上相似,换热最强区不在冲击驻点而在其附近区域;瞬态换热强度随相对时间 t/T 呈周期性增强和减弱,在冲击驻点及附近区域的局部 Nu 变化幅度最大。

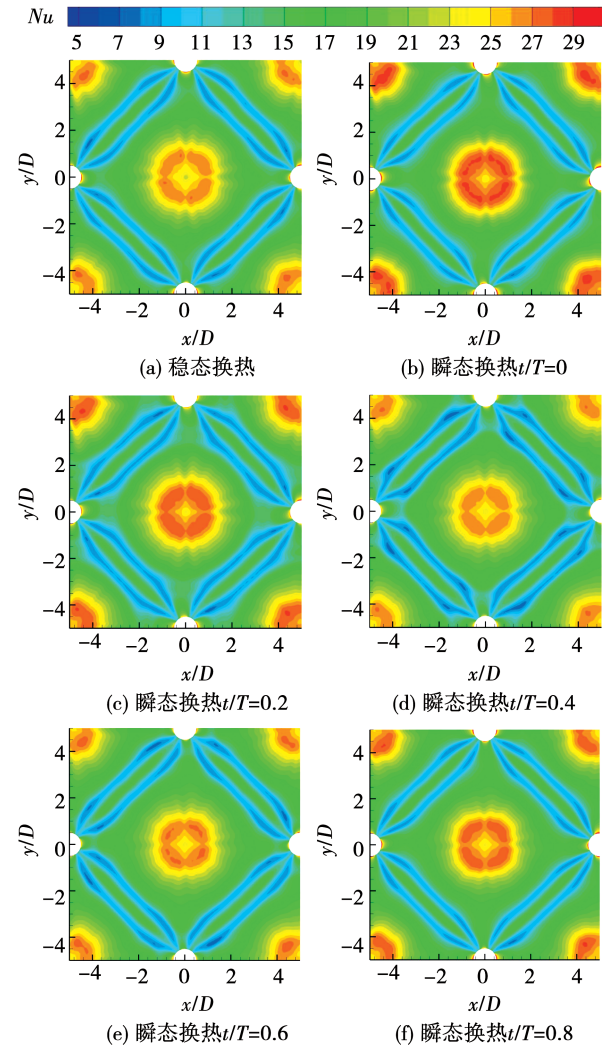


图 6 不同时刻冲击换热分布和稳态换热对比

Fig. 6 Comparison of the impingement heat transfer coefficient distributions between steady state and transient state

图 7 为沿冲击驻点间切面的速度云图。由图 7

可知,速度最大处和靶面换热最强的区域相对应,随着冲击射流冲击靶面后沿径向向外扩散,换热系数不断减小,最终在气膜孔间形成了两个窄小的带状低换热区。来自不同冲击孔的两股射流在气膜孔间的中心区域相遇碰撞,受短冲击距结构的影响,碰撞产生的上洗气流受到上面冲击板的限制向两侧翻滚,形成了较大的主对转涡;同时,也在两股贴壁射流的碰撞处产生紧贴壁面的次级对转涡。次级对转涡的流动方向和主对转涡方向相反,冲刷壁面削弱附面层促使流动分离,增强局部换热,因此在气膜孔之间形成了换热中间高两边低的现象。最终由于气膜孔的抽吸作用,次级对转涡流入气膜孔。由于气膜孔附近的速度梯度较大,附面层较薄,因此观察图 6 的瞬态换热也会发现气膜孔附近产生了极小的局部高换热区域。

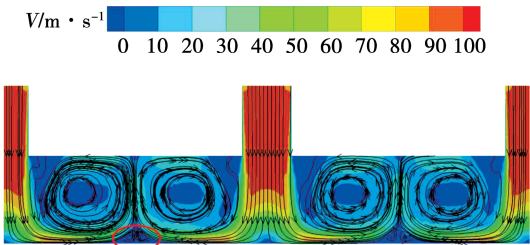


图 7 冲击驻点间切面速度云图

Fig. 7 Sectional velocity nephogram between impinging stagnation points

图 8 为振幅 $\Delta p = 20\text{ kPa}$ 下的瞬时面平均 Nu 分布。

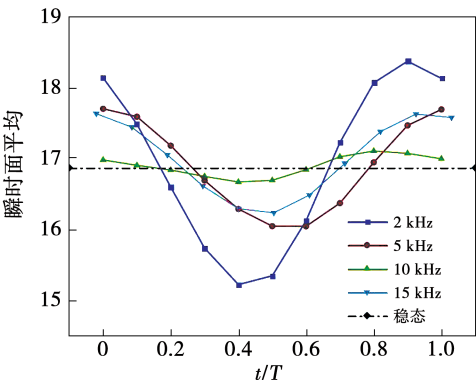


图 8 不同频率下冲击靶面瞬时面平均 Nu 分布
Fig. 8 Instantaneous mean Nu distribution of impinging target surface at different frequencies

由图 8 可知,出口压力波动使瞬时面平均 Nu 的分布呈现出类似于正弦函数的分布。对比同一频

率下的进、出口质量流量分布规律,发现瞬时面平均 Nu 上升时,进口质量流量小于出口质量流量;下降时,进口质量流量大于出口质量流量,该特性在高频率下更明显。除此之外,瞬时面平均 Nu 在相对时间 t/T 上的时均值大小随频率增大几乎不变,接近于稳态下的努塞尔数值,但其波动幅值随着频率增大呈现先减小后增大的规律。在 $f = 10\text{ kHz}$ 时靶面换热 Nu 变化幅值最小为 1.3% 。

2.2 波动振幅的影响

针对压力波动振幅的影响规律,对 $f = 10\text{ kHz}$ 工况加以分析。图 9 为不同振幅下进口压力随相对时间 t/T 的分布。由图 9 可知,同一频率下出口压力振幅的增大会诱导入口压力波动的振幅增大,入口压力振幅增大的幅值与出口压力振幅大小成正比;在同一频率下, Δp 为 20 和 35 kPa 工况的进口压力波动的波峰和波谷在时间周期上大致重合,且进口压力波动的时均值几乎相等,说明出口压力的波动幅值仅仅改变入口压力波动的幅值,并不改变入口压力波动的时均值和相位。

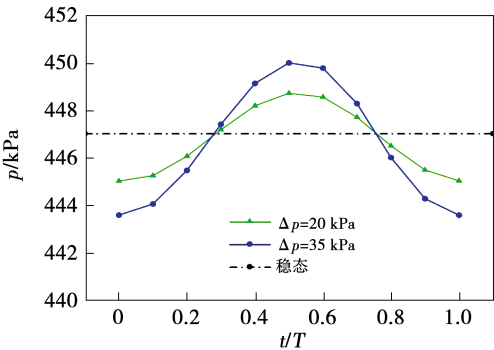


图 9 不同振幅下进口压力随相对时间波动
Fig. 9 Fluctuation of inlet pressure with relative time under different amplitudes

图 10 为不同振幅下进、出口质量流量随相对时间 t/T 的分布。由图 10 可知,同一频率下出口压力振幅的增大会诱导出进口质量流量的振幅增大,进、出口流量增大的幅值与出口压力振幅大小成正比;同一频率下受不同出口压力振幅的影响,进、出口质量流量的时均值和相位几乎不变,进口质量流量的波动范围仍然大于出口质量流量的波动范围。这说明出口压力波动振幅的增大只对进、出口质量流量的波动幅值的影响有所增强,并不改变进、出口质量流量的分布规律。

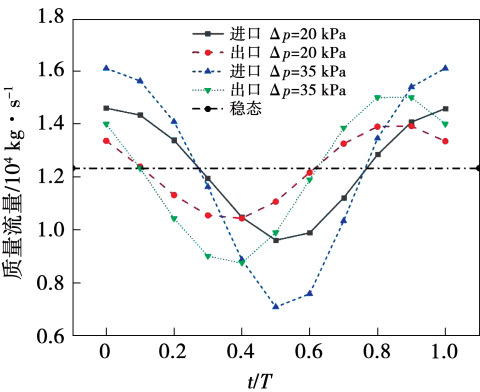


图 10 不同振幅下进出口质量流量随相对时间分布
Fig. 10 Distribution of inlet and outlet mass flow rate with relative time under different amplitudes

图 11 为不同振幅下冲击驻点间换热最强和最弱时刻的 Nu 分布。图中 P_x 为气膜孔排沿 x 方向之间的距离, x/P_x 为无量纲距离。由图 11 可知,同一频率下增大出口压力振幅也能增大靶面换热波动范围;靶面换热增强的区域主要集中在驻点附近; $\Delta p = 35$ kPa 工况下 Nu 在空间上的分布和 $\Delta p = 20$ kPa 工况相近,也不随时间同时增大或减小。增大出口压力幅值并不改变同一频率下靶面在空间上随时间的换热分布规律。

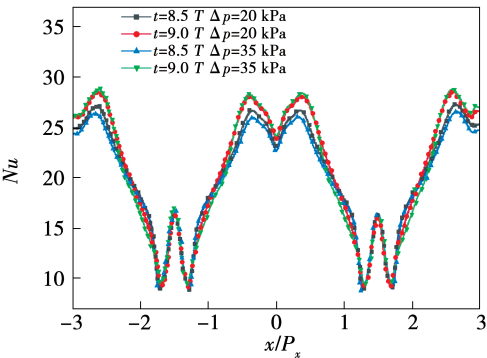


图 11 不同振幅下冲击驻点间换热最强和最弱时刻的 Nu 分布
Fig. 11 Peak and valley Nu distributions between impinging stagnation points under different amplitudes

图 12 为不同工况下的靶面瞬时面平均 Nu 随时间分布 t/T 的分布。由图 12 可知,同一频率下出口压力振幅的增大也会增大 Nu 的波动幅值,但几乎不会改变 Nu 的相位分布。通常情况下出口压力波动振幅增大也会引起瞬时面平均 Nu 的振幅增大,但在相对时间 $t = 0.8 T$ 时, $f = 10$ kHz、 $\Delta p = 35$ kPa 工况下的瞬时面平均 Nu 的最大值小于 $f =$

10 kHz、 $\Delta p = 20$ kPa 工况。

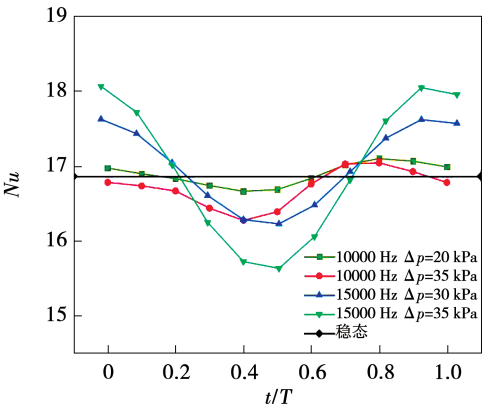


图 12 不同工况下靶面瞬时面平均 Nu 随时间 t 的分布
Fig. 12 Instantaneous mean Nu distribution of target surface with time under different working conditions

图 13 为两种工况在相对时间 $t = 0.8 T$ 时沿 $x = 0$ 处气膜孔中心连线切面的速度分布。由图 13 可知,在 $\Delta p = 35$ kPa 的高振幅下冲击腔中产生涡团造成能量耗散,即便换热削弱,该工况下的时均换热值 Nu 为 16.7,和稳态换热值差距不大。出口压力振幅的增大几乎不会改变靶面换热时均值大小,在空间上也不改变靶面换热的空间分布规律。

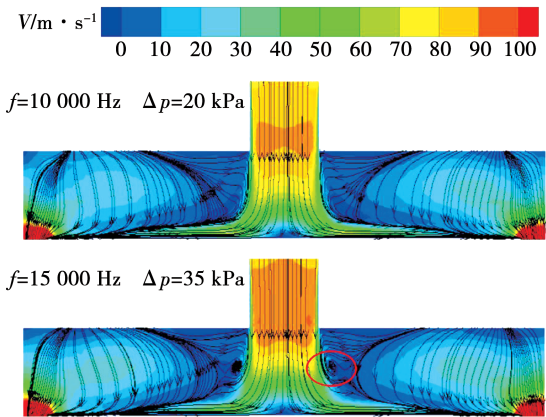


图 13 截面速度分布对比 ($x = 0$)
Fig. 13 Comparison of sectional velocity distributions ($x = 0$)

3 结 论

本文采用数值模拟的方式,改变正弦型非定常气膜出流压力的波动频率和振幅,研究其对冲击孔进口压力波动、进出口质量流量和流动换热等因素的影响,并和稳态换热工况加以对比,得出结论:

(1) 正弦型气膜孔出口压力波动能诱导产生正

弦型分布的冲击孔进口压力和进、出口质量流量;冲击靶面的瞬态面平均 Nu 分布近似于正弦函数。

(2) 同一振幅下,随着出口压力的波动频率增大,进口压力和进出口质量流量相比稳态换热均产生相位差,波动范围随频率增大而减小;相较稳态换热,受频率增大影响靶面瞬态面平均 Nu 的波动范围先减小后增大,但换热时均值接近稳态换热 Nu 。

(3) 增大出口压力的波动幅值能增大进口压力、进出口质量流量和瞬态面平均 Nu 的波动范围,但几乎不改变其相位分布和时均值。

参考文献:

- [1] 单文娟,毛军逵,李毅,等.斜向冲击强化换热特性试验[J].航空动力学报,2013,28(3):701-708.
SHAN Wen-juan, MAO Jun-kui, LI Yi, et al. Experiment on heat transfer characteristics with inclined impingement[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(3):701-708.
- [2] ROY S, PATEL P. Study of heat transfer for a pair of rectangular jets impinging on an inclined surface[J]. International Journal of Heat & Mass Transfer, 2003, 46(3):411-425.
- [3] PACHPUTE S, PREMACHANDRAN B. Effect of slot jet temperature on impingement heat transfer over a heated circular cylinder[J]. Journal of Heat Transfer, 2018, 141(2):022201. 1-022201. 13.
- [4] WANG X L, MOTALA D, LU T J, et al. Heat transfer of a circular impinging jet on a circular cylinder in crossflow[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2014, 78(3):1-8.
- [5] 朱玉婷. 涡轮外环块冷却结构流动和换热特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2013.
ZHU Yu-ting. Research on flow and heat transfer characteristics of cooling structure in high pressure turbine shroud[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.
- [6] CHANA K S, JONES T V. An investigation on turbine tip and shroud heat transfer[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(3):1063-1072.
- [7] 麻丽春. 涡轮机匣内部阵列冲击流动换热特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.
MA Li-chun. Investigations on internal flow and heat transfer characteristics of jet array impingement in turbine case[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [8] 刘维. 涡轮机匣换热实验与流固耦合数值研究[D]. 大连:大连理工大学,2015.
LIU Wei. Experimental investigation and fluid-solid coupling numerical calculation of heat transfer characteristics in turbine casing[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2015.
- [9] 张杰,刘存良,高超,等. 压力梯度下涡轮外环非定常气膜冷却的数值研究[C]//中国航天第三专业信息网第三十九届技术交流会暨第三届空天动力联合会议,2018.
ZHANG Jie, LIU Cun-liang, GAO Chao, et al. Numerical study of unsteady gas film cooling of turbine shroud under pressure gradient[C]//The 39th Technical Exchange Conference of China Aerospace Third Information Network and the 3rd Aerospace Power Joint Conference, 2018.
- [10] POLANKA M D, HOYING D A, MEININGER M, et al. Turbine tip and shroud heat transfer and loading-part a: parameter effects including Reynolds number, pressure ratio, and gas-to-metal temperature ratio[C]//ASME Turbo Expo 2003: Power for Land, Sea, and Air, 2003.
- [11] POLANKA M D, CLARK J P, WHITE A L, et al. Turbine tip and shroud heat transfer and loading-part b: comparisons between prediction and experiment including unsteady effects[C]//ASME Turbo Expo 2003: Collocated with the 2003 International Joint Power Generation Conference, 2003.
- [12] 寇志海,韩博,李广超,等. 高压涡轮外环非定常气膜冷却特性研究[J]. 热力发电, 2019, 48(8):42-48.
KOU Zhi-hai, HAN Bo, LI Guang-chao, et al. Study on unsteady film cooling characteristics of high-pressure turbine shroud[J]. Thermal Power Generation, 2019, 48(8):42-48.
- [13] TONG F, GOU W, GAO W, et al. Numerical investigation of impinging-film heat transfer and flow characteristics of turbine inner casing[C]//Proceedings of the ASME 2018 5th Joint US-European Fluids Engineering Division Summer Meeting, 2018.
- [14] ZHOU Wen-wu, QENAWY M, LIU Ying-zheng, et al. Influence of mainstream flow oscillations on spatio-temporal variation of adiabatic film cooling effectiveness[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 129(2):569-579.
- [15] LI Zi-yan, LIU Jia-jun, ZHOU Wen-wu, et al. Experimental investigation of flow dynamics of sweeping jets impinging upon confined concave surfaces[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 142(10):118457. 1-118457. 18.
- [16] BAEK S I, YAVUZKURT S. Effects of oscillations in the mainstream on film cooling at various blowing ratios[C]//ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2017.
- [17] BAEK S I, YAVUZKURT S. Effects of oscillations in the main flow on film cooling at various frequencies at a low blowing ratio[C]//ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2018.
- [18] CELIK I B, GHIA U, ROACHE P J, et al. Procedure for estimation and reporting of uncertainty due to discretization in CFD applications[J]. Journal of Fluids Engineering, 2008, 130(7):0780011-0780014.
- [19] DONG H R, CHO H H, CHOI J H. Heat(mass) transfer on effusion plate in impingement/effusion cooling systems[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2003, 17(1):95-102.
- [20] 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, 2004, 130(4):786-791.

(姜雪梅 编辑)