

冲击孔偏置对静叶前缘和吸力面冷却性能的影响

陈欣楠, 李志刚, 李军

(西安交通大学叶轮机研究所, 710049, 西安)

摘要: 采用流热固耦合方法数值研究了真实叶片材料热物性条件下叶片前缘冲击腔室内冷却射流的流动及换热特性。分析了冲击孔的偏置距离(2.5 mm、5.0 mm、7.5 mm 和 10.0 mm)及冲击冷气与主流的质量流量比(1.0%、1.5%、2.0%、2.5% 和 3.0%)对前缘面复合冷却性能、冲击靶面对流换热性能及吸力面气膜冷却性能的影响。研究表明:冲击孔偏置结构会对叶片前缘区域的冷却产生显著的影响,偏置距离较小时会削弱前缘面复合冷却性能及靶面对流换热性能,而偏置距离较大时能同时强化前缘面复合冷却性能及靶面对流换热性能,尤其是对靶面对流换热性能的提高效果非常显著。4个冲击孔偏置结构中,偏置距离最大的结构相较于无偏置结构的靶面平均努塞尔数最多提高了约 33.97%;吸力面的气膜冷却性能大体上与冲击孔到吸力面气膜孔的周向距离呈现出负相关性,冲击孔距吸力面气膜孔越远,吸力面的气膜冷却性能越弱;相较于无偏置结构,冲击孔偏近及偏离气膜孔布置时吸力面平均气膜有效度最多分别提高了约 5.56% 和降低了约 10.96%;当冲击冷气的质量流量比较小时,增大冷气的质量流量比能有效提高叶片前缘冷却性能。前缘面平均综合冷却效率、靶面平均努塞尔数和吸力面平均气膜有效度分别能提高最多约 26.78%、103.94% 和 56.67%,但当冷气的质量流量比过大时,会发生气膜孔出口处冷气脱离壁面并主流发生掺混的情况,严重影响前缘面及吸力面的气膜覆盖效果。

关键词: 叶片前缘;冲击孔偏置;冲击冷却;气膜冷却

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202204006 **文章编号:** 0253-987X(2022)04-0050-12



OSID 码

Effect of Impingement Offset Structure on the Performance of Leading Edge Composite Cooling and Suction Surface Film Cooling

CHEN Xinnan, LI Zhigang, LI Jun

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

Abstract: Under thermophysical conditions of real vane material, the conjugate heat transfer method is applied for numerical investigation on the flow and heat transfer characteristics of cooling jet flow in the impingement chamber at the vane leading edge. In this paper, we have analyzed the influence of offset distance (2.5 mm, 5.0 mm, 7.5 mm and 10.0 mm) of the impingement hole and the mass-flow ratio (1.0%, 1.5%, 2.0%, 2.5% and 3.0%) of the impingement cooling air to the mainstream on the composite cooling performance of the vane leading edge, the convection heat transfer performance of impingement target surface and film cooling performance of suction surface. The result shows that the offset structure of the impingement hole has a significant influence on the cooling performance of vane leading edge.

收稿日期: 2021-08-01。 作者简介: 陈欣楠(1998—),男,硕士生;李军(通信作者),男,教授,博士生导师。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51936008)。

网络出版时间: 2021-12-06

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20211203.1313.002.html>

When the offset distance is small, the composite cooling performance of the leading edge and convection heat transfer performance of target surface will be weakened; when the offset distance is large, the composite cooling performance of the leading edge and convection heat transfer performance of target surface will be strengthened. Especially, it has a significant improvement effect on convection heat transfer performance of target surface. Among the four impingement hole offset structures, the average Nusselt number of the structure with the largest offset distance is increased by up to 33.97% approximately compared with the target surface without offset structure. The film cooling performance of the suction surface is generally negative correlation with the circumferential distance from the impingement hole to the film cooling hole of suction surface; the farther the impingement hole is from the film cooling hole, the weaker the film cooling performance of the suction surface. Compared with the non-offset structure, the average film cooling effectiveness of the suction surface is increased by about 5.56% and decreased by about 10.96% respectively when the impingement hole is close to or deviates from the film cooling hole. When the mass-flow ratio of the impingement coolant is relatively small, increasing the mass-flow ratio of the coolant could effectively improve the cooling performance of the vane leading edge. The average overall cooling efficiency of leading edge, the average Nusselt number on the target surface and the average film cooling effectiveness on the suction surface could be improved by up to 26.78%, 103.94% and 56.67% respectively. However, when the mass-flow ratio of coolant is too large, the coolant at the outlet of the film cooling hole will fall off the wall surface and mixing with the mainstream, seriously affecting the film coolant coverage of leading edge and suction surface.

Keywords: vane leading edge; impingement hole offset; impingement cooling; film cooling

随着“碳达峰”和“碳中和”目标的推动,燃气轮机作为一种广泛应用于航空推进、船舶动力及地面发电等多个工业领域的重要动力机械^[1],也被提出了“更高效”“更环保”的要求。根据布雷顿循环,提高透平进口温度能显著改善燃气轮机的比功率^[2],然而,燃气温度提高会对燃气轮机热端部件尤其是透平第一级静叶产生极高的热负荷。作为叶片热负荷最高的区域之一,透平第一级静叶前缘区域的冷却结构设计已经发展成为透平叶片冷却研究领域的核心课题。

Fenot 等^[3]提出了射流冲击圆弧靶面时,靶面冲击驻点处对流换热努塞尔数与射流雷诺数、射流冲击距离及靶面相对曲率之间的关系。实验结果表明靶面冲击驻点处的绝热壁面温度与射流温度几乎相等。张峰等^[4]数值研究了球凹平板冲击冷却中球凹布置形式对靶面对流换热效果的影响,认为球凹与冲击驻点沿展向偏移布置或叉排布置能显著强化靶面对流换热,而球凹与冲击驻点沿流向偏移布置时靶面对流换热效果甚至还不如光滑平板。席雷等^[5-6]分别对以蒸汽或湿空气作为冲击冷却工质时,冲击雷诺数、冲击孔孔径及湿空气含湿量等参数对

冲击腔内冷气流动与靶面对流换热的影响进行了数值研究。Paccati 等^[7]数值对比了相同流通面积下单列冲击孔与双列叉排旋流孔对靶面对流换热的影响,发现单列冲击孔对靶面对流换热的强化主要作用于冲击驻点区域,而双列旋流孔会在冲击腔室内产生一个大尺度的涡,对整个靶面的对流换热都有较为显著的强化效果。阎鸿捷等^[8]采用瞬态液晶技术对多个冲击雷诺数下冲击腔内的流动及传热特性进行了实验测量与分析,认为冲击孔偏置能够在提高靶面对流换热努塞尔数的同时有效降低冲击冷气的压力损失。

Li 等^[9]实验研究了冷气与主流的密度比对叶片前缘面气膜冷却性能的影响,结果表明:冷气在密度比较小而吹风比较大时容易在气膜孔出口处与主流发生掺混,恶化前缘面的冷却气膜覆盖效果;当密度比增大时,气膜孔出口处的冷气能够有效贴附在前缘面上,显著优化前缘气膜覆盖,并且优化的效果随吹风比的增大而提高。Xie 等^[10]实验和数值研究了前缘曲率及主流入口雷诺数对动叶前缘面气膜冷却的影响,发现提高主流入口雷诺数能够有效提高前缘面的气膜有效度。相较于主流入口雷诺数,增

大叶片前缘相对曲率对气膜冷却效果的提高更为显著,尤其是对于前缘面压力侧。Ravelli 等^[11]比较了 RANS 与分离涡算法(DES)在进行叶片前缘冷却数值模拟时的差异,发现 DES 能够弥补 RANS 方法下前缘面吸力侧气膜有效度预测值偏小的问题,认为这是由于 DES 能够有效计算相邻气膜孔冷气射流之间的掺混现象。Mazzoni 等^[12]数值研究了燃烧室壁面主导的燃气尾迹脱落涡对第一级静叶前缘面气膜冷却效果的影响,发现燃烧室壁面正对前缘滞止线布置时,脱落涡会影响前缘气膜孔出口处冷气的流动方向,并卷挟大量冷气直接向叶片下游流动,在降低前缘面气膜有效度的同时还会造成前缘面上不稳定的热负荷变化。Wiese 等^[13]将不同准则数下数值结果与实验数据进行了对比,发现除冷气与主流的密度比外,比热容也会对叶片前缘面气膜冷却数值模拟的准确性与可信度产生较大的影响。

目前,国内外研究人员对涡轮叶片前缘区域的内部冲击冷却与外部气膜冷却进行了大量研究,提出了多种强化靶面对流换热性能及前缘面气膜覆盖效果的方法,但对于考虑前缘固体材料导热影响下内部冲击冷却与外部气膜冷却热耦合的研究仍较少。因此,本文采用了热-流-固耦合的方法,在真实叶片材料物性条件下,数值研究了冲击孔偏置距离及冷气质量流量比对前缘面复合冷却性能、靶面对流换热性能及吸力面气膜冷却性能的影响,为涡轮叶片前缘阵列冲击结构中冷气流量的优化分配提供了参考。

1 计算模型和数值方法

1.1 计算模型

本文参考实验^[14-16]选用 NACA 0024 翼型^[17]作为研究模型,Underwood 采用该翼型对不同工况下涡轮叶片前缘冲击冷却及表面气膜冷却性能进行了实验及数值研究。该翼型为一轴对称叶型,两侧面可视简化的燃气轮机涡轮叶片吸力面,图 1 是计算模型示意图。基于实验数据,将叶片缩放至弦长为 152.4 mm,叶高为 50.8 mm,叶片的厚度分布遵循 4 阶多项式

$$y_t = \frac{t}{0.20}(a_1 \sqrt{x} + a_2 x + a_3 x^2 + a_4 x^3 + a_5 x^4)$$

(1)

式中: $a_1=0.296\ 9$; $a_2=-0.126\ 0$; $a_3=-0.351\ 6$; $a_4=0.284\ 3$; $a_5=-0.101\ 5$; y_t 为距前缘点弦长 x 处的叶片厚度; t 为叶片前缘处厚度, $t=3.6\ \text{mm}$ 。

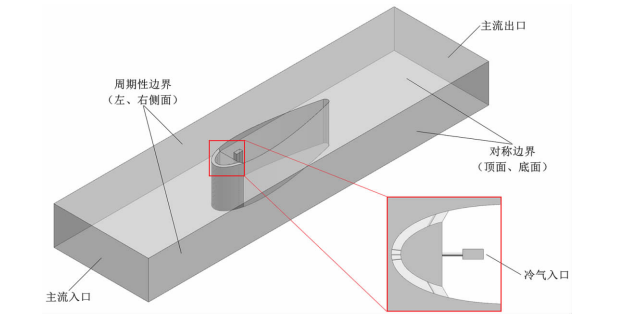


图 1 NACA 0024 计算模型
Fig. 1 Computational model of NACA 0024 airfoil

冲击靶面的对流换热会通过固体导热对前缘面的温度分布产生较大的影响^[14],因此在进行叶片前缘冷却的数值计算时需要引入固体域进行流-热-固耦合计算。同时,为了避免叶片中、后部未考虑冷却结构的固体域导热影响叶片前缘区域的温度分布,削弱不同冲击结构的效果差异,仅取前缘区域固体进行数值计算,图 2 展示了冲击腔室的主要几何尺寸。冷却结构方面,叶片前缘面上布置有 3 排气膜孔(喷淋头),两侧吸力面各布置有 1 排气膜孔,表 1 为气膜孔的部分主要几何参数。在冲击腔室的后壁面上布置有一排冲击孔,孔距与孔径之比为 3.0,孔数为 8。其中,冲击孔径 d_i 与气膜孔径 d_f 均参考文献^[16]给定。

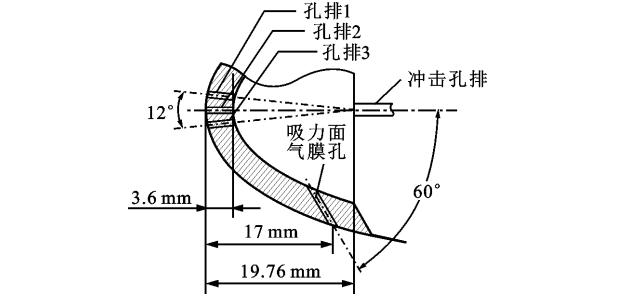


图 2 冲击腔室几何尺寸
Fig. 2 Geometrical shape of impingement chamber

表 1 气膜孔部分几何参数		
Table 1 Geometrical parameters of film cooling holes		
气膜孔孔排	孔径孔距比	孔数
孔排 1	6.0	10
孔排 2	6.0	9
孔排 3	6.0	10
吸力面气膜孔	3.0	19

1.2 数值方法与验证

为了研究冲击射流速度对叶片前缘冷却的影响,引入冷气质量流量比 M ,定义为

$$M = \frac{m_c}{m_g} \tag{2}$$

式中: m_c 为冷气入口质量流量; m_g 为主流入口质量流量。

在分析冲击腔室内冷气流动特性时,引入相对速度 ν , 定义为

$$\nu = \frac{u_i}{u_i} \tag{3}$$

式中: u_i 为冲击腔内冷气的局部速度; u_i 为冲击孔出口平均速度。

在评估靶面对流换热性能时,引入以冲击孔径为特征长度的局部努塞尔数 Nu_d , 定义为

$$Nu_d = \frac{hd_i}{k_f} = \frac{q_w}{T_{wi} - T_j} \frac{d_i}{k_f} \tag{4}$$

式中: h 为对流换热系数; k_f 为冷却工质的导热系数; q_w 为靶面热流密度; T_{wi} 、 T_j 分别为靶面温度及冲击孔出口温度。

在评估前缘面复合冷却性能时,引入综合冷却效率 $\Phi^{[18]}$, 定义为

$$\Phi = \frac{T_g - T_{wo}}{T_g - T_c} \tag{5}$$

式中: T_g 为主流入口温度; T_c 为冷气入口温度; T_{wo} 为前缘面温度。

在评估吸力面气膜冷却性能时,引入气膜有效度 $\eta_i^{[14]}$, 定义为

$$\eta_i = \frac{T_g - T_f}{T_g - T_{ce}} \tag{6}$$

式中: T_f 为气膜温度; T_{ce} 为气膜孔出口处的冷气温度。

在分析固体域内温度分布时,引入相对温度 λ , 定义为

$$\lambda = \frac{T_1}{T_g} \tag{7}$$

式中: T_1 为叶片前缘固体域内的温度。

采用 Ansys-Fluent 开展研究,计算精度为二阶。表 2 为数值计算边界条件,环境压力、主流流量及主流湍动度参照实验^[16] 给定,计算工质选用理想气体。为了保证数值计算的准确性,冷气与主流的密度比应当与燃机实际运行工况相近^[19], 因此主流入口总温与冷气入口总温参照 GE-E³ 叶片实验工况^[20] 设定。在冲击射流速度的影响研究中,等差选取了 1% 至 3% 共 5 个冷气质量流量比,对应于以冲击孔径为特征长度的冲击雷诺数^[21] Re_i 范围为 10 192.36 ~ 30 349.57, 与国内外冲击冷却研究^[4,6,8,21-24] 相匹配。固体域材料的密度、热导率 K

及比热容 C_p 依据常用于制造涡轮叶片的 K417G 高温合金物性参数^[25], 如表 3 所示,其中密度为 7 850 kg/m³。

表 2 数值计算边界条件

Table 2 Boundary conditions of numerical simulations

参数	数值
环境压力/Pa	101 697.71
主流入口速度/(m · s ⁻¹)	53.27
主流入口总温/K	709
主流湍动度/%	13.5
冷气质量流量比/%	1, 1.5, 2, 2.5, 3
冷气入口总温/K	344
主流出口	平均静压

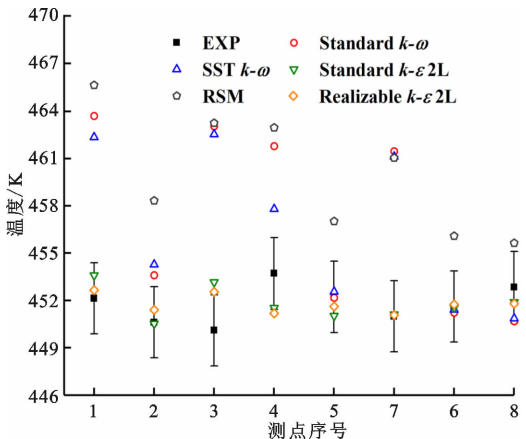
表 3 K417G 高温合金部分物性参数

Table 3 Physical properties of K417G superalloy

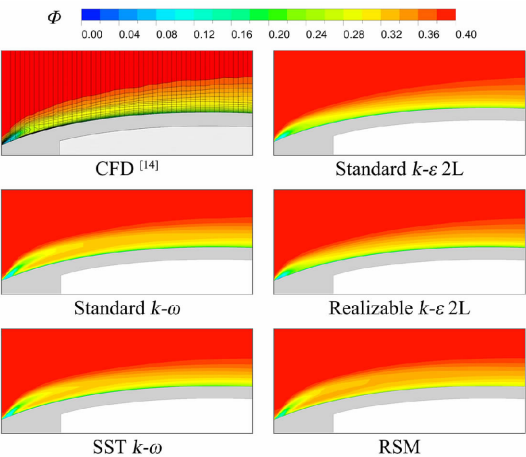
温度/K	$K_s/(W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1})$	$C_p/(J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1})$
200	13.86	476
300	14.40	490
400	15.28	506
500	16.83	528
600	18.80	555
700	21.35	595
800	23.86	654

Underwood^[14] 通过实验测量了吸力面气膜孔出口下游 8 个点处的气膜温度,并使用商用软件 Star-ccm+ 进行了数值计算,认为 Realizable $k-\epsilon$ 2L 湍流模型能有效预测流场情况。本文采用 Ansys-Fluent 进行流-热-固耦合数值计算,选用了 Standard $k-\omega$ 、SST $k-\omega$ 、Standard $k-\epsilon$ 2L、Realizable $k-\epsilon$ 2L 及 RSM 五种湍流模型,对比了 8 个测点的温度,如图 3(a)所示,以及 Star-ccm+ 软件环境下的数值计算结果,如图 3(b)所示,认为 Standard $k-\epsilon$ 2L 湍流模型与 Realizable $k-\epsilon$ 2L 湍流模型均能较为准确地预测流场信息及温度分布。本文确定与 Underwood 一致的 Realizable $k-\epsilon$ 2L 湍流模型进行数值计算。

图 4 给出了采用 ICEM CFD 生成计算模型流体域和固体域结构化计算网格。叶片表面、靶面、气膜孔壁面及冲击孔壁面附近进行了网格加密,保证重要壁面 y^+ 值在 1.0 附近以满足湍流模型计算精度的要求。在 $M=1.0\%$ 工况下,采用无偏置结构进行网格无关性分析。图 5 为不同网格数下前缘面展向平均综合冷却效率沿周向的分布。网格数为



(a)测点温度对比



(b)综合冷却效率对比

图 3 数值计算结果与实验值及仿真值^[14]对比
Fig. 3 Comparison between numerical results, experimental data and simulation value^[14]

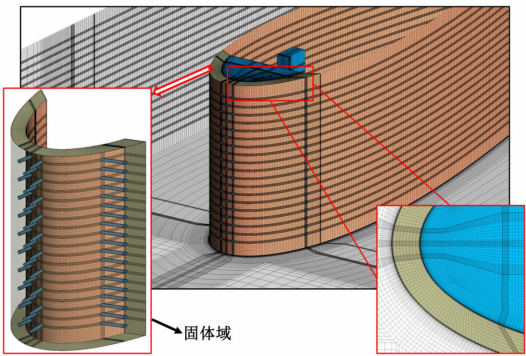


图 4 NACA 0024 冲击腔室整体及局部网格
Fig. 4 Overall and detailed grid schematic of NACA 0024 impingement chamber

1 164万时的数值计算预测值与网格数为1 444万时基本一致。表 4 对比了不同网格数下固体域的平均温度及靶面的平均努塞尔数,其中,2 000万网格数时的数据采用外推法计算得到。网格数为1 164万及1 444万时固体域平均温度及靶面平均 Nu 的相

对误差已分别小于 0.1% 及 1%。综合图 5 与表 4 的分析结果,认为采用1 164万网格数进行数值计算时误差已足够小。因此,计算模型最终采用的网格数为1 164万,其中流体域网格数为1 080.5万。

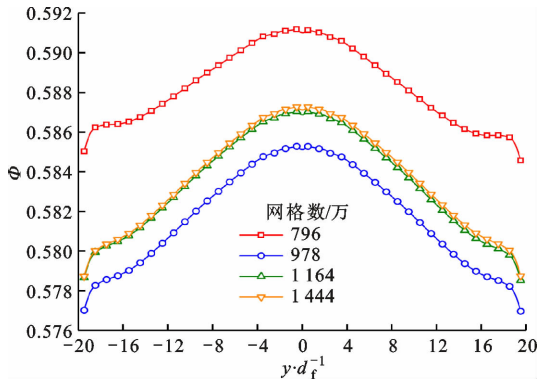


图 5 不同网格数下前缘面展向平均综合冷却效率
Fig. 5 Spanwise average overall cooling efficiency of leading edge under different grid numbers

表 4 不同网格数下固体平均温度及靶面平均 Nu
Table 4 Averaged temperature of solid domain and averaged Nu of target surface under different grid numbers

网格数 /万	平均 温度/K	误差 /%	平均 Nu	误差 /%
796	493.786	0.342 7	13.363	3.794
978	496.307	0.166 1	13.651	1.721
1 164	495.690	0.041 6	13.774	0.835
1 444	495.621	0.027 7	13.812	0.562
2 000	495.484		13.890	

2 结果分析与讨论

在冲击孔无偏置结构(基准结构)的基础上,设计了 4 个不同的冲击孔偏置距离来对比研究冲击孔偏置距离对叶片前缘冷却的影响,如图 6 所示。对

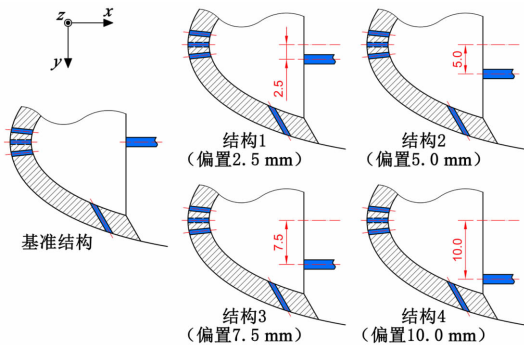


图 6 基准结构及冲击孔偏置结构
Fig. 6 Baseline and impingement offset structure

于前缘面复合冷却性能及靶面对流换热性能的研究,设计有 5 个对照组。对于吸力面气膜冷却性能的研究,冲击孔偏置可以同时看作偏近吸力面布置及偏离吸力面布置两个结构,因此共有 9 个对照组研究冲击孔偏置距离对吸力面气膜冷却的影响。

2.1 冲击孔偏置对流动的影响

2.1.1 冲击腔内流动特性

图 7 给出了 $M=2.0\%$ 时不同叶高截面上冲击腔内冷气速度分布云图及流线图,5 个结构从左往右冲击孔的偏置距离逐渐增大。对于基准结构,冷气直接冲击在靶面中线上,此后沿靶面向两侧流动并且流速逐渐减小,在流经角区后在腔室内形成对称的肾形涡对。当冲击孔偏置距离较小时,冷气冲击在靶面后依然会形成两支分支向两侧流动并形成一大一小两个涡,偏近侧的冷气流速较低,涡强度较小。当冲击孔偏置距离较大且持续增大时,冷气逐渐发展为沿靶面切向进入腔室,并且在腔室内仅形成一个强度较大尺度较广的涡。综合而言,相较于基准结构,当冲击孔偏置布置且偏置距离逐渐增大时,靶面附近冲击冷气的流速逐渐增大,形成的冲击射流典型涡的强度和尺度也逐渐增大,有利于促进冷气与靶面间的对流换热^[22]。

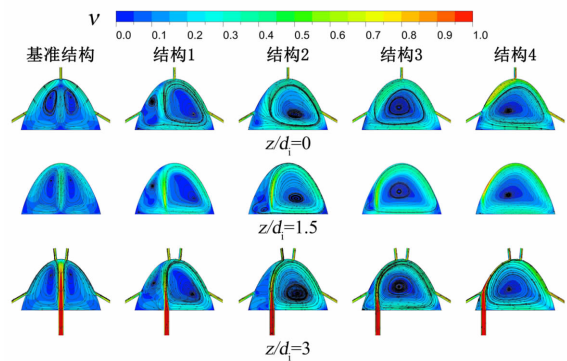


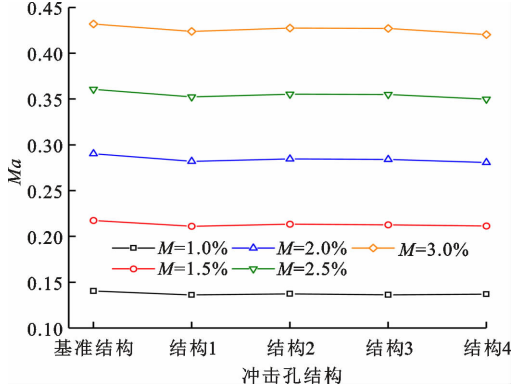
图 7 冲击腔内冷气流动轨迹及速度分布

Fig. 7 Flow trajectory and velocity distribution of coolant in impingement chamber

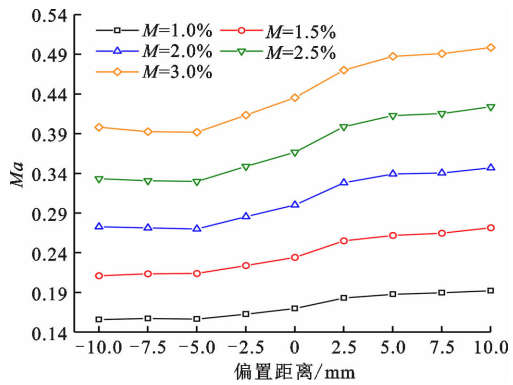
2.1.2 气膜冷却流动特性

图 8(a)和图 8(b)分别为各工况下喷淋头及吸力面气膜孔出口处冷气平均马赫数随冲击孔偏置距离的变化,其中图 8(b)中偏置距离小于 0 代表冲击孔偏离吸力面布置。由图 8(a)可知,喷淋头出口处冷气平均马赫数随偏置距离的增大而下降,但下降的幅度很小。以 $M=2.0\%$ 为例,偏置距离最大的结构 4 的喷淋头出口处冷气平均马赫数相较于基准结构仅下降了 3.29%。而吸力面气膜孔出口处冷

气平均马赫数随冲击孔偏置距离的增大基本上呈现出持续升高的趋势,当 $M=2.0\%$ 时,相较于基准结构,偏置距离 10 mm 及 -10 mm 结构的吸力面气膜孔出口处冷气平均马赫数分别提高了约 15.56% 及降低了约 9.13%。综合图 8(a)及图 8(b)可知冲击孔偏置结构对叶片前缘面气膜冷却的影响较小,但是对吸力面气膜冷却的影响较为显著。



(a) 喷淋头出口处冷气平均马赫数



(b) 吸力面气膜孔出口处冷气平均马赫数

图 8 不同偏置距离下气膜孔出口处冷气平均马赫数

Fig. 8 Average Mach number of coolant at exit of film holes under different impingement offset distances

图 9 为基准结构的吸力面中心气膜孔出口处冷气(蓝色)与主流(红色)的流线图。从图 9 可以看出,当冷气质量流量比较小时,气膜孔出口处的冷气能够较好地贴附于下游壁面上。随着冷气质量流量比的增大,气膜孔出口处的冷气流速过高,部分冷气在气膜孔出口处会发生脱壁现象,并在下游区域重新附着。当冷气流量增大至 $M=2.5\%$ 时,大部分的冷气均与主流发生了掺混,仅有小部分的冷气能够有效形成气膜。对于 $M=3.0\%$ 而言,几乎所有的冷气在流出气膜孔后均直接与主流发生了掺混,相邻气膜孔间隙处的主流高温燃气钻入冷气与壁面之间,对壁面造成了严重的热负荷。

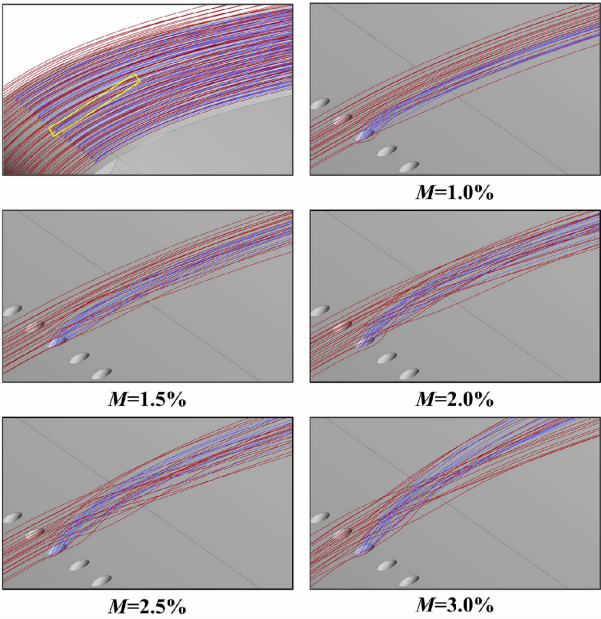


图 9 吸力面气膜孔出口处冷气与主流流动特征
Fig. 9 Flow characteristics of coolant and mainstream at the exit of film holes on suction surface

2.2 冲击孔偏置对冷却性能的影响

2.2.1 靶面对流换热

图 10 给出了 $M=2.0\%$ 时靶面努塞尔数分布云图,图中虚线圆表示靶面上冲击驻点位置。对于无偏置结构,靶面努塞尔数在驻点附近较高,在靶面两侧尤其是吸力面气膜孔后部出现明显的低传热区域,这可能是由于冷气冲击至靶面时损失了大部分的动能,在流经吸力面气膜孔时在压差驱动下直接从气膜孔中流出,因而没有足够的冷气对吸力面气膜孔后部的靶面进行冷却。相较于基准结构,当冲击孔偏置距离较小时,靶面上的高传热区域依然出现在冲击驻点附近,并且高传热区域对流换热的强度远小于基准结构,但冲击孔偏置时靶面努塞尔数的分布更为均匀,吸力面气膜孔后部的靶面也得到

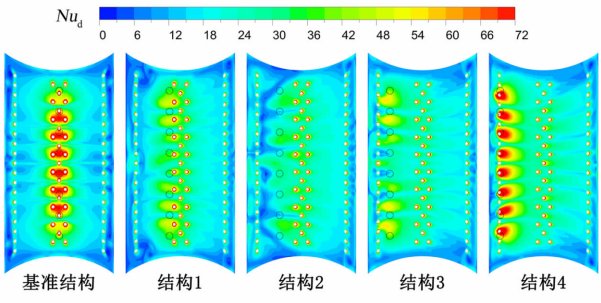
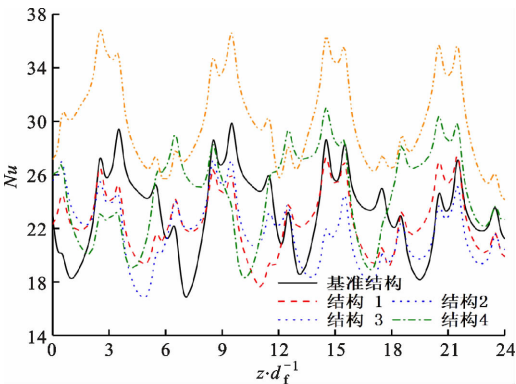


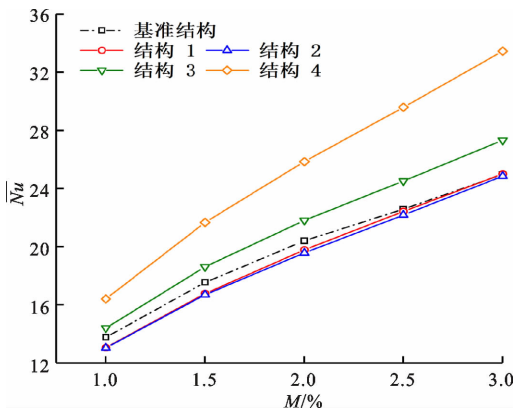
图 10 不同偏置距离下靶面努塞尔数分布
Fig. 10 Nusselt number distribution of target under different impingement offset distance

了较好的冷却。当冲击孔偏置距离较大时,结构 4 相较于基准结构显著增大了靶面驻点附近的高传热区域,对流换热的强度显著提高,整个靶面的努塞尔数在得到提高的同时分布也更为均匀。

图 11(a)为 $M=2.0\%$ 时靶面周向平均努塞尔数沿展向的分布。5 个结构的靶面周向平均努塞尔数均出现 4 个峰值,对应于靶面半叶高上的 4 个冲击驻点位置。同时,4 个峰值跨越的叶高尺度基本一致,都在 $2d_f$ 左右,相当于冲击孔直径 d_f ,可以认为当冲击雷诺数足够大时,冷却射流在冲击至靶面前不会出现向四周扩散的情况。相较于基准结构,当冲击孔偏置距离较小时,靶面努塞尔数有所下降,但当冲击孔偏置距离继续增大后,靶面努塞尔数显著提高,尤其是对于结构 4,靶面周向平均努塞尔数在整个叶高方向上均得到了显著提高。图 11(b)为靶面平均努塞尔数随冷气质量流量比的变化,以结构 4 为例,在由小到大 5 个质量流量比下,平均努塞尔数相较于基准结构分别提高了约 19.15%、23.53%、26.65%、30.97% 及 33.97%。



(a)靶面周向平均努塞尔数分布



(b)不同冷气流量下靶面平均努塞尔数

图 11 冲击孔偏置结构对靶面对流换热性能的影响
Fig. 11 Effect of impingement offset structure on heat convection performance of target surface

从图 11(b)中可以看出,5 个结构的靶面平均努塞尔数均随冷气质量流量比的增大而持续提高,这可能是由于质量流量比的提高增大了冲击孔出口处冷却射流的速度,加快了靶面冲击驻点两侧冷气的流速,减小了靶面上流动边界层和热边界层的厚度。同时,冲击雷诺数的提高有效增强了冲击腔室内冲击射流典型涡的强度,促进了涡对靶面附近及腔室角区内低速气流的扰动作用,强化了湍流核心区域冷气与靶面附近低速高温气体之间的对流换热。在 5 个结构中,结构 4 的靶面平均努塞尔数随冷气质量流量比增大的幅度最显著。相较于 $M=1.0\%$,冷气质量流量比逐渐增大时结构 4 的靶面平均努塞尔数分别提高了约 32.14%、57.57%、80.37% 和 103.94%。冷气质量流量比对冲击靶面对流换热的影响非常显著,提高冷气质量流量比能有效提高冲击靶面的对流换热性能。

2.2.2 前缘面复合冷却

图 12 给出了 $M=2.0\%$ 时前缘面综合冷却效率分布云图,图中虚线圆对应于冲击孔出口位置。前缘面的综合冷却效率是前缘面气膜冷却与靶面冲击冷却在叶片材料导热的影响下共同作用的结果,可以较为全面的反映叶片前缘面的冷却效果^[18]。当冲击孔无偏置时,叶片前缘面的综合冷却效率分布表现为中心高、四周低,效率由中心高效区向四周低效区逐渐降低的趋势。相较于基准结构,冲击孔偏置距离较小的结构 1 及结构 2 前缘面的高效区逐渐向冲击孔偏置方向移动,其中,结构 2 前缘面的综合冷却效率分布更为均匀,但整体的效率相较于基准结构显著下降。冲击孔偏置的效果在结构 3 及结构 4 前缘面上表现更为明显,尤其是在冲击孔偏置距离最大的结构 4 中,前缘面靠近冲击孔偏置一侧的综合冷却效率大幅提高,出现较大范围的高效区。此外,结构 4 前缘面远离冲击孔偏置一侧的综合冷

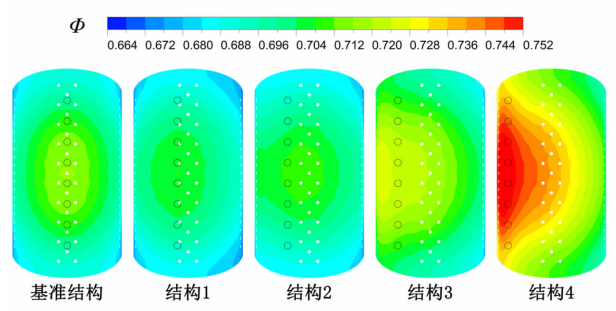
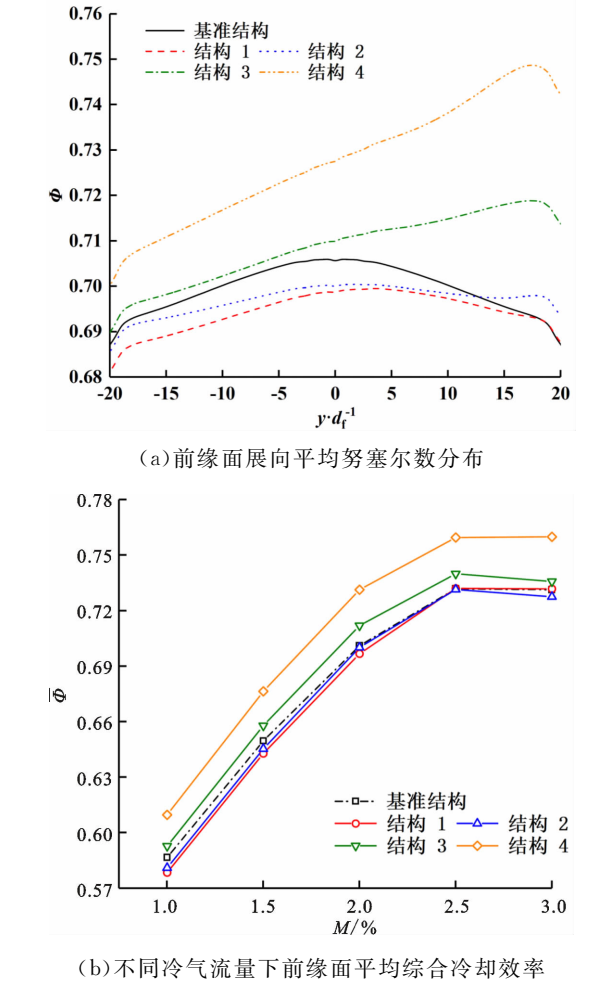


图 12 不同偏置距离下前缘面综合冷却效率分布
Fig. 12 Overall cooling efficiency distribution of leading edge under different impingement offset distance

却效率也得到了明显的提高,四周的低效区在冲击孔偏置距离较大时均得到了良好的冷却保护。由于冲击孔偏置结构对前缘面气膜冷却性能的影响较小,因此,冲击孔偏置距离较大时前缘面综合冷却效率的提高可能是靶面对流换热的增强在固体导热作用下的结果。

图 13(a)为前缘面展向平均综合冷却效率沿周向的分布。当冲击孔偏置布置时,前缘面综合冷却效率呈现偏近侧高、偏离侧低的趋势。与前文分析一致,当冲击孔偏置距离较小时,前缘面大部分区域的综合冷却效率低于基准结构。当冲击孔偏置距离逐渐增大时,前缘面综合冷却效率得到了显著提高,尤其是在冲击孔偏近侧。对于冲击孔偏置距离较大的结构 3 及结构 4,除了吸力面气膜孔冷气流导致前缘面两侧冷却性能下降外,整个周向方向上综合冷却效率均呈现出由偏离侧向偏近侧持续增大的趋势。同时,在整个周向上结构 3 及结构 4 的综合



(a)前缘面展向平均努塞尔数分布
(b)不同冷气流量下前缘面平均综合冷却效率
图 13 冲击孔偏置结构对前缘面复合冷却性能的影响
Fig. 13 Effect of impingement offset structure on composite cooling performance of leading edge

冷却效率均高于基准结构,表明冲击孔偏置结构在偏置距离恰当时可以有效提高叶片前缘面的复合冷却性能。图 13(b)为前缘面平均综合冷却效率随冷气质量流量比的变化,以结构 4 为例,在由小到大 5 个质量流量比下,平均综合冷却效率相较于基准结构分别提高了约 3.96%、4.15%、4.35%、3.81%及 3.93%。

从图 13(b)中可以看出,5 个结构的前缘面平均综合冷却效率在冷气质量流量比较小时随冷气质量流量比的增大而持续提高,但是提高的幅度逐渐减小。以结构 4 为例,冷气质量流量比由 1.0% 增大至 2.5%,每增大 0.5% 时,前缘面的平均综合冷却效率提高的比例分别为 11.03%、8.18% 及 3.88%。当冷气质量流量比由 2.5% 继续增大至 3.0% 时,基准结构、结构 1 和结构 4 的前缘面平均综合冷却效率几乎不再变化,而结构 2 和结构 3 的前缘面平均综合冷却效率反而出现下降的情况。结合上文冷气质量流量比对靶面平均努塞尔数影响的分析,冷气质量流量比的增大能显著强化靶面的对流换热,即使是在由 2.5% 增大至 3.0% 的情况下,靶面的对流换热性能依然得到了提高。然而,前缘面平均综合冷却效率在冷气质量流量比由 2.5% 增大至 3.0% 时却出现不再提高甚至对于结构 2 和结构 3 出现降低的情况。这可能是由于前缘面的气膜有效度不会随冷气质量流量比的增大而持续提高,当冷气质量流量比增大至一定程度时,前缘面的气膜有效度会随冷气质量流量比的继续增大而出现降低的情况。这可能是由于冷气流量较大时,喷淋头出口处的冷气流速过高,冷气流出气膜孔后出现脱离壁面并在与主流掺混后直接向下游流动的现象,导致前缘面上没有足够的冷气覆盖。同时,前缘面综合冷却效率的降低还可以说明当冷气质量流量比由 2.5% 提高至 3.0% 时,靶面对流换热性能的提高与前缘面气膜冷却性能的降低在作用于前缘面时产生的效果相反且强度基本一致,继续提高冷气质量流量比可能会进一步恶化前缘面的复合冷却性能。

2.2.3 吸力面气膜冷却

图 14 为 $M=2.0\%$ 时吸力面气膜有效度分布云图,图下数字表示对应的冲击孔的偏置距离,其中偏置距离小于 0 表示冲击孔偏离布置。由于靠近叶顶和叶根的两个冲击孔与叶顶和叶根的距离仍较远,因此顶部和根部的气膜孔冷气流量较小,流速较低。同时,吸力面中部的气膜孔冷气流量较大,流速较高,造成上下压力高、中间压力低的情况。

顶部和根部的吸力面气膜孔流出的冷气在压差的作用下向叶片中部聚集,在下游区域进一步恶化了叶顶及叶根区域的气膜覆盖效果。在叶片中部,分别来自顶部气膜孔及根部气膜孔的冷气在展向方向上流动方向相反,在叶片中部相遇后改变了流动方向,并与后续冷气在叶片中部抵消了展向的动能后贴附于壁面形成了两个高效区域。对于 9 个不同的偏置距离,在吸力面上表现出相似的气膜有效度分布特性,可以认为冲击孔偏置结构不会影响吸力面气膜冷气的流动轨迹,但会显著影响冷却气膜的覆盖效果。

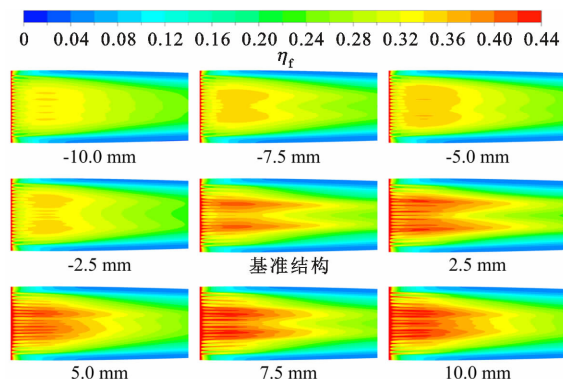
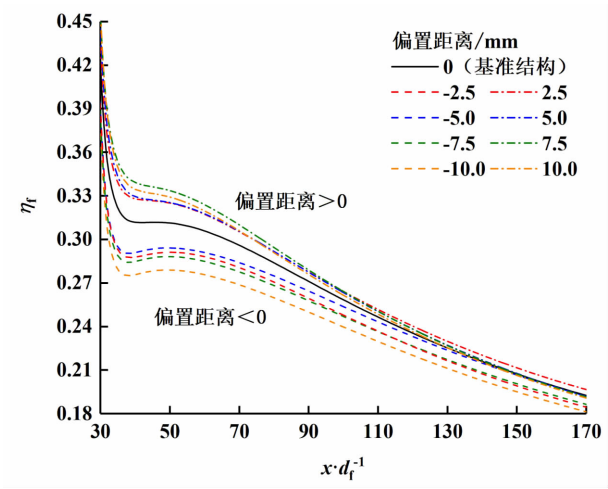


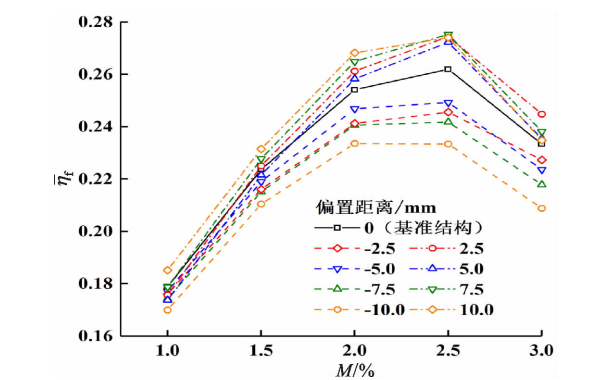
图 14 不同偏置距离下吸力面气膜有效度分布

Fig. 14 Film cooling coefficient distribution of suction surface under different impingement offset distance

图 15(a)为吸力面展向平均气膜有效度沿流向的分布。气膜有效度在流向方向上先迅速下降,而后趋于稳定并继续保持下降趋势,吸力面下游区域的气膜保护效果明显差于上游区域。从冲击孔偏置距离的影响中可以看出,在吸力面上上游区域,气膜有效度大体上随冲击孔偏离距离的增大而降低,随冲击孔偏近距离的增大而升高,与上文对冲击孔偏置影响下吸力面气膜孔出口处冷气平均马赫数的分析一致。此外,冲击孔偏近布置对吸力面气膜保护的改善效果沿流向从上游至下游逐渐减弱,在吸力面 $x/d_i=170$ 处,冲击孔偏置距离为 10 mm 时展向平均气膜有效度相较于基准结构仅提高了约 1.97%。然而,冲击孔偏离布置对吸力面气膜有效度的影响在下游区域仍较大,冲击孔偏置距离 -10 mm 时在吸力面同一位置气膜有效度相较于基准结构下降了约 6.18%。图 15(b)为吸力面平均气膜有效度随冷气质量流量比的变化,以 $M=2.0\%$ 为例,相较于无偏置结构,冲击孔偏离和偏近距离为 2.5 mm、5.0 mm、7.5 mm 及 10.0 mm 时吸力面平均气膜有效度分别降低了约 5.07%、2.87%、5.32%、8.08% 和提高了约 2.78%、1.62%、4.25%、



(a)吸力面展向平均气膜有效度分布



(b)不同冷气流量下吸力面平均气膜有效度

图 15 冲击孔偏置结构对吸力面气膜冷却性能的影响

Fig. 15 Effect of impingement offset structure on film cooling performance of leading edge

5.56%。相较之下,冲击孔偏近布置对吸力面气膜冷却性能的改善作用略小于冲击孔偏离布置对吸力面气膜冷却性能的削弱作用。

从图 15(b)中可以看出,9 个偏置距离下吸力面平均气膜有效度均随冷气质量流量比的增大先提高后降低,在 $M=2.5\%$ 时达到峰值。当冷气质量流量比由 2.5% 继续增大至 3.0% 时,基准结构的吸力面平均气膜有效度下降了约 10.92%,冲击孔偏离距离逐渐增大的 4 个结构的吸力面平均气膜有效度分别下降了约 7.43%、10.28%、9.90% 及 10.52%,冲击孔偏近距离逐渐增大的 4 个结构的吸力面平均气膜有效度分别下降了约 10.79%、13.54%、13.48 及 14.32%。与上文对前缘面气膜冷却的分析一致,冷气质量流量比过大时,吸力面平均气膜有效度降低,也是由于气膜孔出口处冷气流速过高,在流出气膜孔后直接与主流发生掺混,冷气脱离壁面导致吸力面上没有足够的冷气覆盖。

2.3 冲击孔偏置对叶片前缘固体温度的影响

图 16 为 $M=2.0\%$ 时不同叶高截面上前缘固体域内的相对温度分布云图,5 个结构从左往右冲击孔的偏置距离逐渐增大。固体域内侧温度明显低于外侧,且大体上呈现出由内向外沿厚度方向温度逐渐升高的趋势,表现出内部靶面的冲击冷却在固体导热作用下对外部前缘面温度分布的影响。对于 5 个结构,固体域相对温度的最低点均出现在靶面冲击驻点附近,并且沿着冷气流动的轨迹呈现出沿周向温度逐渐升高的趋势。对应于上文对流场结构的分析,冷却射流冲击在靶面驻点后在沿靶面流动的过程中流速逐渐降低,壁面上的边界层厚度逐渐增大,削弱了靶面与腔室内冷气之间的对流换热。因此,固体域内部相对温度的周向梯度可能是驻点附近对流换热性能较强的低温区域与远场对流换热较弱的高温区域之间在固体导热作用下的结果。

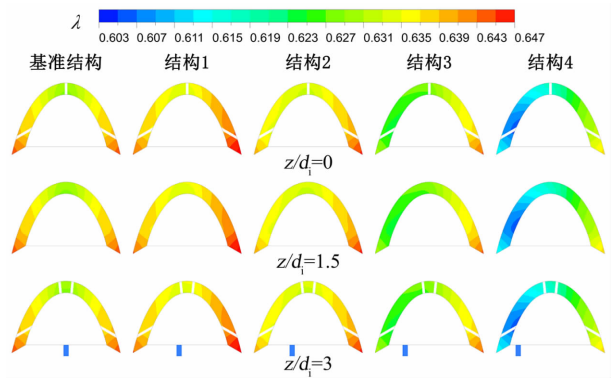


图 16 不同偏置距离下前缘固体域内温度分布

Fig. 16 Temperature distribution of solid domain under different impingement offset distance

图 17 为固体域平均相对温度随冷气质量流量比的变化。当冷气质量流量比较小时,固体域平均

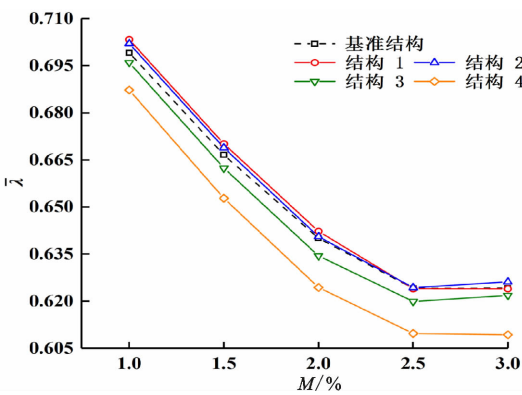


图 17 不同冷气流量下前缘固体域平均相对温度

Fig. 17 Average temperature of solid domain under different mass flow rate of coolant

相对温度随冷气质量流量比的提高而下降,但下降的幅度逐渐减小。当冷气质量流量比由 2.5% 增大至 3.0% 时,结构 2 与结构 3 的固体域平均相对温度反而出现了升高的情况。这说明涡轮叶片前缘区域的冷却性能不会随冷气质量流量比的增大而持续提高,当冷气质量流量比过大时反而会产生相反的效果。同时,由于叶片冷却所消耗的二次空气不会参与燃烧做功的过程,过大的冷气质量流量比会使燃气轮机的整机功率与效率产生严重的损失。

3 结 论

本文对真实叶片材料热物性条件下冲击孔偏置时叶片内部冲击腔室内的流动及换热特性进行了数值研究,分析了冲击孔偏置距离及冷气质量流量比对前缘面复合冷却性能、靶面对流换热性能及吸力面气膜冷却性能的影响,通过对固体域内部温度梯度的分析说明了对叶片前缘冷却进行数值模拟时采用流-热-固耦合方法的重要性,并得出如下结论。

(1) 冲击孔偏置距离选择恰当时能有效提高靶面对流换热性能及前缘面的复合冷却性能,4 个冲击孔偏置结构中,偏置距离为 10 mm 的结构 4 表现最优,相较于无偏置结构,靶面平均努塞尔数在 $M=3.0\%$ 时提高了约 33.97%,前缘面平均综合冷却效率在 $M=2.0\%$ 时提高了约 4.35%。

(2) 吸力面的气膜冷却性能大体上与冲击孔到吸力面气膜孔的周向距离呈现负相关性,冲击孔偏近吸力面布置能有效提高吸力面的气膜冷却性能,偏离吸力面布置会削弱吸力面的气膜覆盖效果。相较之下,冲击孔偏离布置对吸力面气膜冷却的影响程度略大于偏近布置。

(3) 冲击靶面对流换热性能随冷气质量流量比的增大而持续提高,对于结构 4, $M=3.0\%$ 时靶面平均努塞尔数相较于 $M=1.0\%$ 时提高了约 103.94%。然而,在冷气质量流量比过高时,喷淋头及吸力面气膜孔出口处的冷气会因为流速过高而发生脱离壁面的现象,进而与主流发生掺混并在主流的卷挟下直接向下游流动,导致壁面上没有足够的冷气进行覆盖,严重影响叶片前缘面及吸力面的气膜保护效果。 $M=3.0\%$ 时偏近距离 10 mm 结构的吸力面平均气膜有效度相较于 $M=2.5\%$ 时降低了约 14.32%。

参考文献:

[1] 翁史烈,王永泓,宋华芬,等. 现代燃气轮机装置

[M]. 上海:上海交通大学出版社,2015:1-10.

[2] HAN J C, DUTTA S, EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology [M]. 2nd ed. Boca Raton, FL: CRC Press, 2013: 1-2.

[3] FENOT M, DORIGNAC E, VULLIERME J J. An experimental study on hot round jets impinging a concave surface [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29(4): 945-956.

[4] 张峰,王新军,李军. 球凹平板冲击冷却性能的数值研究及结构改进 [J]. 西安交通大学学报, 2016, 50(1): 124-130.

ZHANG Feng, WANG Xinjun, LI Jun. Numerical investigation on the impingement cooling performance and structural improvement of dimpled plates [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2016, 50(1): 124-130.

[5] 席雷,高建民,徐亮,等. 涡轮叶片前缘阵列冲击冷却流动及传热特性数值研究 [J]. 工程热物理学报, 2021, 42(2): 430-437.

XI Lei, GAO Jianmin, XU Liang, et al. Numerical study on flow and heat transfer characteristics of jet array impingement cooling in turbine blade leading edge [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2021, 42(2): 430-437.

[6] 李健武,符阳春,张志伟,等. 进口雷诺数和湿空气含湿量对冲击冷却流动和传热特性的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2020, 54(5): 170-178.

LI Jianwu, FU Yangchun, ZHANG Zhiwei, et al. Influences of inlet Reynolds number and humidity ratio of moist air on flow and heat transfer characteristics of impingement cooling [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020, 54(5): 170-178.

[7] PACCATI S, COCCHI L, MAZZEI L, et al. Numerical investigation on the effect of rotation and holes arrangement in cold bridge-type impingement cooling systems [J]. Journal of Turbomachinery, 2020, 142(4): 041004.

[8] 阎鸿捷,陈冠江,饶宇. 涡轮叶片前缘冲击-气膜冷却流动传热实验 [J]. 工程热物理学报, 2020, 41(12): 2970-2976.

YAN Hongjie, CHEN Guanjiang, RAO Yu. Experiment on flow and heat transfer of impingement-film cooling for leading edge of turbine blade [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2020, 41(12): 2970-2976.

[9] LI S J, YANG Shangfeng, HAN J C. Effect of coolant density on leading edge showerhead film cooling using the pressure sensitive paint measurement tech-

- nique [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2014, 136(5): 051011.
- [10] XIE Gang, TAO Zhi, ZHOU Zhiyu, et al. Effect of leading edge diameter ratio and mainstream Reynolds number on film cooling performance of rotating blade leading edge [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2021, 186: 116047.
- [11] RAVELLI S, BARIGOZZI G. Comparison of RANS and detached eddy simulation modeling against measurements of leading edge film cooling on a first-stage vane [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, 139(5): 051005.
- [12] MAZZONI C M, KLOSTERMEIER C, ROSIC B. Influence of large wake disturbances shed from the combustor wall on the leading edge film cooling [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2014, 136(8): 081503.
- [13] WIESE C J, BRYANT C E, RUTLEDGE J L, et al. Influence of scaling parameters and gas properties on overall effectiveness on a leading edge showerhead [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2018, 140(11): 111007.
- [14] UNDERWOOD S C. Aerothermodynamics of impingement and film cooling in a gas turbine blade [D]. Lawrence: University of Kansas, 2018.
- [15] UNDERWOOD S C, TAGHAVI R, FAROKHI S. Design of a thermal wind tunnel for impingement and film cooling research [C]//2018 International Energy Conversion Engineering Conference. Reston, VA, USA; AIAA, 2018: AIAA 2018-4792.
- [16] UNDERWOOD S, TAGHAVI R, FAROKHI S. Experimental and numerical investigation of an airfoil using impingement and film cooling in a gas turbine engine exhaust plume [C]//AIAA Propulsion and Energy Forum and Exposition. Reston, VA, USA; AIAA, 2018: 2941698.
- [17] ABBOTT I H, VON DOENHOFF A E. Theory of wing sections, including a summary of airfoil data [M]. New York: Dover Publications, 1959: 111-123.
- [18] WILLIAMS R P, DYSON T E, BOGARD D G, et al. Sensitivity of the overall effectiveness to film cooling and internal cooling on a turbine vane suction side [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2014, 136(3): 031006.
- [19] RUTLEDGE J L, POLANKA M D. Computational fluid dynamics evaluations of unconventional film cooling scaling parameters on a simulated turbine blade leading edge [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2014, 136(10): 101006.
- [20] TIMKO L P. Energy efficient engine high pressure turbine component test performance report[EB/OL]. (1984-01-01)[2021-07-29]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19900019237>.
- [21] TEPEA A Ü, UYSAL Ü, YETİŞKEN Y, et al. Jet impingement cooling on a rib-roughened surface using extended jet holes [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2020, 178: 115601.
- [22] 刘钊, 贾哲, 张志欣, 等. 透平动叶前缘冲击-气膜复合冷却与旋流-气膜复合冷却的热流耦合对比研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2021, 55(4): 116-125.
- LIU Zhao, JIA Zhe, ZHANG Zhixin, et al. A comparative study on conjugate heat transfer of impingement-film composite cooling and swirl-film composite cooling on leading edge of a turbine blade [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2021, 55(4): 116-125.
- [23] FAWZY H, ZHENG Qun, JIANG Yuting, et al. Conjugate heat transfer of impingement cooling using conical nozzles with different schemes in a film-cooled blade leading-edge [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2020, 177: 115491.
- [24] SAFI A, HAMDAN M O, ELNAJJAR E. Numerical investigation on the effect of rotation on impingement cooling of the gas turbine leading edge [J]. *Alexandria Engineering Journal*, 2020, 59(5): 3781-3797.
- [25] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册: 第2卷 变形高温合金 铸造高温合金 [M]. 2版. 北京: 中国标准出版社, 2002: 601-602.

(编辑 赵炜 杜秀杰)