

气膜孔布置对透平端壁冷却和气动性能影响的研究

刘钊, 丁玉强, 谢晔航, 张韦馨, 丰镇平

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 为了研究燃机透平端壁气膜冷却特性,对存在装配间隙泄漏流条件下端壁不同气膜孔布置的气膜冷却进行了分析。采用压敏漆技术对端壁气膜冷却效率进行了测量,并利用实验结果对湍流模型进行了校核;对所研究模型的网格无关性进行了验证,在此基础上,采用实验给定的边界条件,研究了存在装配间隙泄漏流的端壁在不同气膜孔布置下的气膜冷却特性及气动损失特性,详细分析了5种冷气吹风比($M=0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5$)和4种气膜孔布置下端壁气膜冷却特性和气动特性。结果表明:对于气膜孔布置A($S=0.065C_{ax}, \gamma_2=-56.6^\circ$, S 为第二组气膜孔到装配间隙的距离, C_{ax} 为叶片轴向弦长, γ_2 为第二组气膜孔复合角),吹风比为0.5时,端壁气膜冷却效率最大,随着吹风比的增大,气膜孔出口冷气脱离端壁表面,气膜孔周围的气膜冷却效率下降;4种不同气膜孔布置下叶栅出口处近端壁区域的总压损失系数均随着吹风比的增大而降低,其中气膜孔布置A的降低幅度最大;低吹风比($M=0.5$)时,气膜孔布置对端壁气膜冷却特性影响较小;高吹风比($M=2.5$)时,气膜孔布置D($S=0.1C_{ax}, \gamma_2=30^\circ$)端壁气膜冷却效率最高。

关键词: 透平端壁;气膜冷却;气膜孔布置

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtub202308003 **文章编号:** 0253-987X(2023)08-0022-12

Study on Effects of Film Hole Arrangements on Film Cooling and Aerodynamic Characteristics of Turbine Endwall

LIU Zhao, DING Yuqiang, XIE Yehang, ZHANG Weixin, FENG Zhenping

(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: A numerical study was carried out for the effects of different film hole arrangements on film cooling characteristics of turbine endwall with mid-passage gap leakage. Firstly, the film cooling effectiveness of a gas turbine endwall was measured with PSP method, and the results was adopted for turbulence model validation. Then mesh independence analysis was carried out for the model under study. On this basis, the film cooling and aerodynamic loss characteristics under different film hole arrangements of the endwall with mid-passage gap leakage were studied. The film cooling and aerodynamic characteristics under five different blowing ratios ($M=0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5$) and four film hole arrangements were analyzed in detail. Results show that when the blowing ratio is 0.5, the endwall film cooling effectiveness reaches its maximum value under arrangement A ($S=0.065C_{ax}, \gamma_2=-56.6^\circ$; S is the distance between second group film holes and mid-passage gap, C_{ax} is the axial chord length of the blade, and γ_2 is the compound an-

gles of the second group film holes). With the increase of blowing ratio, the film coolant jets off from the endwall surface, and the film cooling effectiveness near the film hole decreases. Under the four different film hole arrangements, the total pressure loss coefficient in the near wall area decreases with the increase of the blowing ratio. The decrease amplitude under arrangement A is the greatest. The film hole arrangement has little effect on the endwall film cooling under a low blowing ratio ($M=0.5$). The film cooling effectiveness ($S=0.1C_{ax}$, $\gamma_2=30^\circ$) is the highest under arrangement D and a high blowing ratio ($M=2.5$).

Keywords: turbine endwall; film cooling; film hole arrangement

透平主流进口温度的提高有利于提升透平的循环热效率和比功率,是透平发展的必然趋势,同时也对热端部件的承热能力提出了严峻考验。过高的温度将引发热疲劳和高温蠕变的现象,严重影响零部件的运行与工作寿命。现阶段透平进口温度已经超过了现有热端部件材料的承受极限,因此需要研究高效率的冷却技术,保障透平安全运行。

大范围的二次流显著强化了端壁区域的换热,同时其引起的气动损失问题也是端壁冷却结构设计的一大难点。Sharma 和 Butler^[1]指出,高达 30%~50%的总气动损失可归因于二次流损失,这一部分损失在低展弦比的喷嘴导叶中尤其严重。Sieverding 和 Van Den Bosche^[2]用彩色烟线对叶栅流场进行了可视化分析,详述了叶栅通道中马蹄涡和通道涡的发展。Alqefl 等^[3]通过实验在导叶叶栅中发现了一个与通道涡相反的涡,该涡能有效抑制通道涡并将冷气输送到端壁的压力面侧等难以冷却的区域。刘高文等^[4]在低速风洞实验台中发现静叶端壁传热特性受二次流影响显著,压力面角区的热负荷较高,压力面角区是端壁上的高换热区域之一。

国内外的学者针对提高端壁冷却效率做了多年研究。Thrift 等^[5]、Piggush 和 Simon^[6]在端壁的研究中引入了燃烧室与透平间隙泄漏流,发现其对端壁冷却性能的提升有积极作用。张杰等^[7]借助宽频液晶与稳态测温技术研究了进口雷诺数、前缘槽缝冷气质量流量比和前缘槽缝宽度对端壁换热特性的影响。发现雷诺数和前缘槽缝冷气流量的增加对端壁换热有增强作用。相同质量流量比条件下,减小前缘槽缝宽度可以降低上游端壁换热水平。叶创捷等^[8-9]对定常条件下的动叶端壁二次流结构和前缘槽缝冷气泄漏流进行了数值模拟,计算结果表明,在特定吹风比可以实现端壁的气膜全覆盖。同时,他们在实验中观察到了马蹄涡和角涡造成了端壁上大面积的高换热区域,鞍点处受到角涡的影响,冷气无法对端壁进行有效防护。祝培源等^[10]研究了前缘

槽缝射流对环形叶栅端壁气膜冷却性能的影响,发现提高前缘槽缝射流的质量流量比有利于提高端壁冷却性能。姚韵嘉等^[11]研究了前缘槽缝射流对端壁气膜冷却性能的影响,结果表明增加前缘槽缝射流角度会对端壁冷却特性产生不利影响。上述研究结果表明,合理布置的前缘槽缝泄漏流有益于叶栅端壁冷却。

Cardwell 等^[12]借助实验研究了气膜孔冷气射流、前缘槽缝泄漏流和装配间隙泄漏流之间的相互作用以及对端壁冷却特性的影响。结果表明,上游槽缝泄漏流会在端壁上游侵入装配间隙内部,影响上游槽缝泄漏流的发展和对端壁的冷却效果。杨星等^[13-14]通过数值计算的方法研究了平端壁及装配错位时的装配间隙泄漏流对端壁冷却特性的影响。结果表明,装配间隙影响了上游泄漏流在端壁上的扩散,装配错位会导致装配间隙下游的气膜冷却性能下降。Park 等^[15]的研究表明,提高装配间隙泄漏流质量流量比减小了端壁表面的换热系数,同时增强了装配间隙泄漏流对端壁的冷却效果。Zhang K. 等^[16]数值研究了不同吹风比和密度比条件下装配间隙泄漏流对端壁冷却特性的影响,结果表明高密度比的冷却气体工质有利于装配间隙泄漏流对下游端壁的冷却。上述研究表明,装配间隙及其泄漏流的存在改变了端壁二次流的结构,从而影响了端壁上的冷却分布。因此,开展端壁冷却研究时需要考虑装配间隙的影响。

Rodriguez^[17]实验研究了压力梯度对端壁气膜覆盖的影响,发现气膜在端壁上的覆盖面积随横向压力梯度的增大而减小。Colban 和 Thole^[18]对比了端壁上采用扇形孔与圆形孔的冷却特性和气动损失特性。结果表明,与无气膜时的结果相比,扇形孔和圆形孔均会增大透平级的气动损失,但扇形孔的冷却效果优于圆形孔,引起的气动损失更小。Zhang L. 等^[19]探究了气膜孔径对端壁气膜冷却效率以及叶片吸力面风影冷却的影响规律,发现在冷

气流量固定的情况下,端壁与吸力面的冷却效率都随孔径的增加先升高后降低,并根据研究结果提出了给定射流角下的最佳孔径。Du 等^[20]研究发现,端壁气膜孔的位置与射流角对端壁和叶片吸力面的冷却影响显著。Milidonis 和 Georgiou^[21]着眼于叶片前缘与端壁连接处的难以冷却的区域,设计了一种新型的冷气射流结构,有效地降低了前缘与端壁连接处的热负荷。Shiau 等^[22]在环形叶栅实验台中利用压敏漆技术对端壁气膜冷效分布进行了测量。袁瑞明^[23]在高温风洞实验台上,开展了吹风比、温比和主流进口雷诺数对叶栅端壁冷却特性影响的实验研究。在此基础上,进一步研究发现在气膜孔上下游布置四面体结构有助于提高气膜在端壁上的覆盖面积。张扬等^[24]在端壁冷却特性的研究中引入了进口旋流的影响,发现上游端壁的气膜覆盖效果对旋流核心的位置变化较为敏感,但对下游端壁的影响相对较弱。王晓春等^[25]在高温风洞中实验研究了温度比和冷气质量流量比对静叶冷却特性的影响,发现主流与冷气的温度比对端壁冷却效果影响显著。白波等^[26-27]研究了上游后向台阶结构对跨声速透平叶栅端壁上游双排离散气膜孔冷却效率的影响,研究发现端壁气膜冷却效随着台阶高度的增加先增加后减小。在随后的研究中发现,轴向收敛造型会显著提高端壁气膜冷却性能,尤其是在压力面等难以冷却的区域。张韦馨等^[28]数值研究了射流角和冷气质量流量比对透平端壁冷却特性的影响规律,发现过高的冷气流量不仅会提高端壁的换热水平,同时会使冷却效果下降。上述研究结果表明,端壁气膜冷却影响因素较多,主流来流情况、气膜孔、端壁结构、气膜孔布置均对端壁气膜冷却存在较大影响。

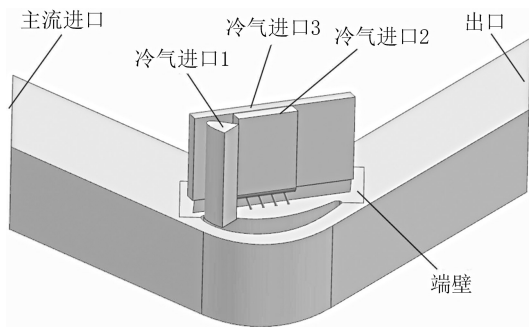
上述关于端壁冷却的研究大多集中于前缘泄漏流和离散气膜孔孔型对端壁冷却特性的影响。然而,端壁冷却与其流动结构紧密相关,气膜孔冷气与主流的掺混还会引起损失。因此,本文在前人研究的基础上,采用数值模拟的方法,研究了存在装配间隙泄漏流时,端壁表面离散气膜孔的布置对端壁气膜冷却特性、叶栅通道的气动损失特性的影响规律,从而获得冷却性能更佳的叶片端壁气膜冷却方案。

1 计算模型与数值方法

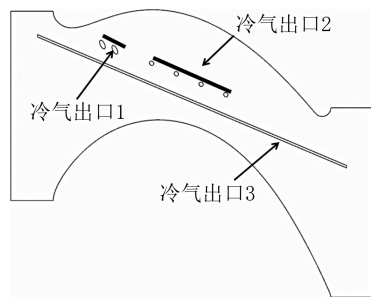
1.1 计算模型

本文研究的叶型选自某重燃透平,以该透平动

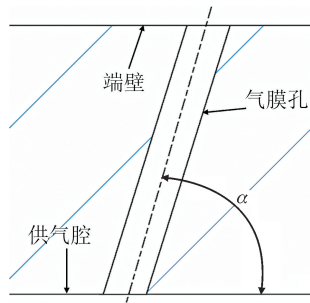
叶 10% 叶高处的型线作为基准型线,拉伸得到的叶片模型, $P/C_{ax}=0.684$, $h/C_{ax}=0.627$ 。其中, P 为叶栅节距, C_{ax} 为叶片轴向弦长, h 为叶片高度。流体域的进口和出口延长段的轴向长度分别为 $1.2C_{ax}$ 和 $1.3C_{ax}$, 主流零冲角进气, 如图 1(a) 所示。端壁上布置了 6 个离散气膜孔和装配间隙, 气膜孔直径 $D=2\text{ mm}$, 上游第一组 2 个气膜孔射流角 $\alpha_1=26.3^\circ$, 复合角 $\gamma_1=-63.6^\circ$ (负号代表孔朝向端壁的吸力面侧); 叶栅通道中间第二组 4 个气膜孔射流角 $\alpha_2=60.5^\circ$, 复合角 $\gamma_2=-56.6^\circ$, 此组 4 个气膜孔与装配间隙距离为 S 。为模拟出更贴近实际工况的冷气出流, 装配间隙和气膜孔出流的冷气均采用供气腔供气。如图 1(b) 所示, 上游第一组 2 个气膜孔和叶栅通道中间第二组 4 个气膜孔的冷气分别布置供气腔, 装配间隙的冷气单独布置一个供气腔。装配间隙长度为 L , $L/C_{ax}=1.2$, 垂直向上出气, 具体参数如表 1 所示。射流角和复合角的示意如图 1(c) 和(d)。



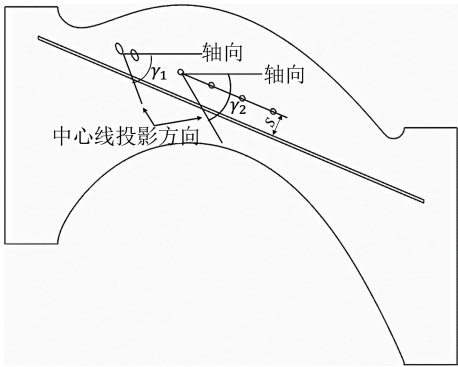
(a) 整体计算模型



(b) 冷气供气分布



(c) 气膜孔射流角



(d)气膜孔复合角与气膜孔到装配间隙距离

图 1 数值计算模型示意

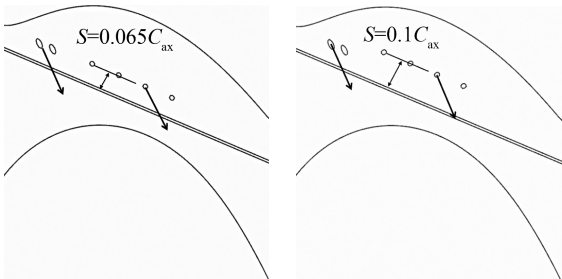
Fig. 1 Sketch of the numerical simulation model

表 1 计算模型主要几何参数

Table 1 Main geometric parameters of the computational model

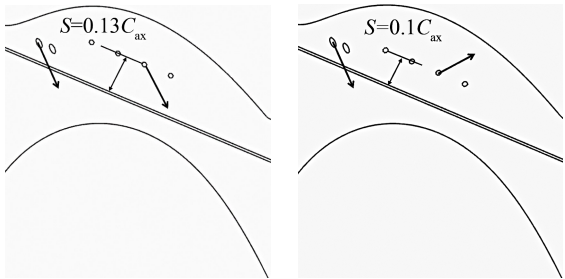
几何参数	数值
C_{ax}/mm	124.3
$P \cdot C_{ax}^{-1}$	0.684
$h \cdot C_{ax}^{-1}$	0.627
$L \cdot C_{ax}^{-1}$	1.2
$S \cdot C_{ax}^{-1}$	0.065, 0.100, 0.130
气膜孔直径 D/mm	2
第一组气膜孔射流角 $\alpha_1/(\circ)$	26.3
第二组气膜孔射流角 $\alpha_2/(\circ)$	60.5
第一组气膜孔复合角 $\gamma_1/(\circ)$	-63.6
第二组气膜孔复合角 $\gamma_2/(\circ)$	-56.6, 30.0

数值研究了 A、B、C、D 共 4 种不同的气膜孔布置方式,平面示意如图 2 所示,单箭头代表冷气出流方向在平面上的投影。其中:4 种布置的上游 2 个气膜孔位置、射流角与复合角均相同,下游 4 个气膜孔的射流角相同;变量为叶栅通道中间 4 个气膜孔与装配间隙的距离 S 和复合角 γ_2 。布置 A 与布置 B、C 的气膜孔复合角相同,而布置 B、C 的叶栅通道中间 4 个气膜孔位置更靠近压力面侧;布置 D 的此 4 个气膜孔位置与布置 B 相同,复合角 $\gamma_2 = 30^\circ$,正号代表孔朝向叶片压力面侧。表 2 给出了 4 种气膜孔布置的主要几何参数。



(a)布置 A

(b)布置 B



(c)布置 C

(d)布置 D

图 2 4 种气膜孔布置平面图

Fig. 2 Four arrangements of film holes

表 2 4 种气膜孔布置的主要几何参数

Table 2 Main geometric parameters of four film hole arrangements

参数	数值			
	布置 A	布置 B	布置 C	布置 D
$\alpha_2/(\circ)$	60.5	60.5	60.5	60.5
$\gamma_2/(\circ)$	-56.6	-56.6	-56.6	30.0
$S \cdot C_{ax}^{-1}$	0.065	0.100	0.130	0.100

本文进行了 4 种不同气膜孔布置方式、5 种吹风比($M=0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5$)工况的计算,装配间隙有冷气出流,冷气质量流量比固定为 $M_1 = 0.5\%$ 。吹风比的定义为

$$M = \frac{\rho_c v_c}{\rho_\infty v_\infty} \tag{1}$$

式中: ρ_c, ρ_∞ 分别为冷气和主流的密度; v_c, v_∞ 分别为冷气与主流的平均进口速率。冷气质量流量比的定义为

$$M_1 = \frac{m_c}{m_\infty} \times 100\% \tag{2}$$

式中 m_c, m_∞ 分别为冷气和主流的质量流量。总压损失系数的定义^[29]为

$$\zeta = \frac{P_{0,\text{ref}} - P_{0,\text{local}}}{P_{0,\text{ref}} - P_{\text{local}}} \tag{3}$$

$$P_{0,\text{ref}} = \frac{m_\infty P_{0,\text{local}} + \sum m_c P_{0,c}}{m_\infty + \sum m_c} \tag{4}$$

式中: $P_{0,\text{ref}}$ 为质量平均总压; $P_{0,\text{local}}$ 为计算域入口处总压; $P_{0,c}$ 为冷气进口压力。

1.2 数值方法与边界条件

本文的数值计算均在商用流体仿真软件 ANSYS CFX 中进行。采用定常雷诺时均方程(RANS 方程)求解,平流项与湍流输运方程均采用 CFX 中高精度的离散格式,湍流普朗特数 Pr 取为 0.3,主流进口湍流度设定为 10%。

为与实验结果进行对比,数值计算采用了与实验一致的边界条件。主流工质为空气,进口总温 298.15 K,展向上的主流边界为实验测量的进口速度分布,如图 3 所示。进口面平均马赫数为 0.12,主流出口平均静压 102.7 kPa。冷气采用二氧化碳以满足密度比的要求,冷气进口总温 283.15 K。

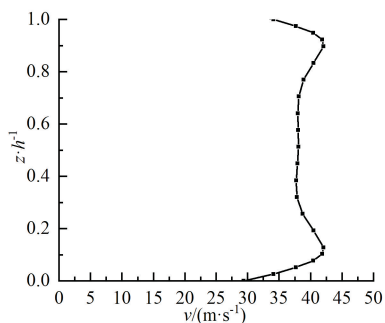
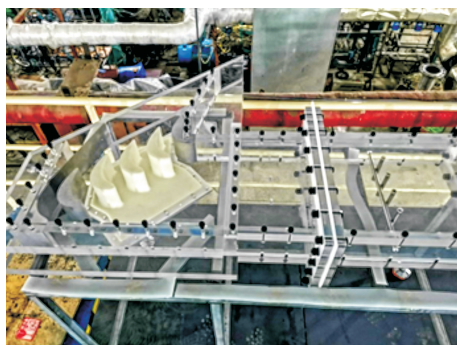


图 3 主流进口速度的展向分布

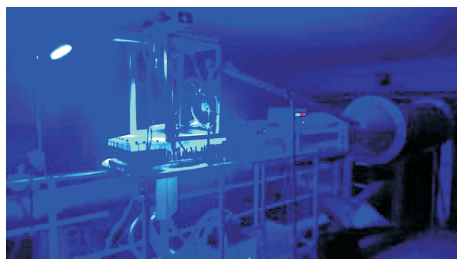
Fig. 3 Mainstream velocity distribution on spanwise

1.3 湍流模型验证

为使数值计算的结果尽可能地接近实际的流动传热状态,进行了湍流模型验证。根据前人的经验,选取标准 $k-\omega$ 模型、SST $k-\omega$ 模型、标准 $k-\epsilon$ 模型共 3 种湍流模型进行验证。计算模型选用布置 A ($S=0.065C_{ax}$, $\gamma_2=-56.6^\circ$) 的端壁,实验工况为气膜孔吹风比 $M=1.0$,装配间隙冷气质量流量比 $M_1=0.5\%$ 。实验台如图 4 所示,主流经扩张段、稳流段、



(a) 实验台实物



(b) 端壁气膜冷却效率实验场景

图 4 实验台和端壁气膜冷却效率实验

Fig. 4 The test rig and endwall film cooling efficiency test

收缩段后进入实验段,冷气由二氧化碳气瓶提供。实验段前设置湍流栅格保证实验段入口主流湍流度达到 10%。实验段由 6 只叶片组成 5 个叶栅通道,选取中间的流道开展实验测量。

以端壁区域的周向平均气膜冷却效率 $\bar{\eta}$ 作为对比的参数,计算选择网格单元数为 4 671.2 万的方案。周向平均气膜冷却效率计算值与实验值的对比如图 5 所示,横坐标进行了无量纲处理, $x=0$ 的位置为动叶前缘的额线。对比各湍流模型的计算值发现, SST $k-\omega$ 模型计算得到的气膜冷却效率分布在气膜孔下游和装配间隙附近与实验值最为接近,周向平均值整体趋势吻合,较准确地模拟出了端壁表面的冷却特性。从图 6 的云图分布中也可以看出, SST $k-\omega$ 湍流模型的计算值与实验值较为吻合。因此,选用 SST $k-\omega$ 模型作为本文计算的湍流模型。

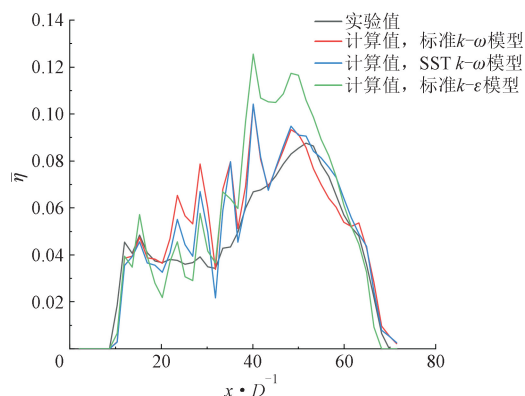
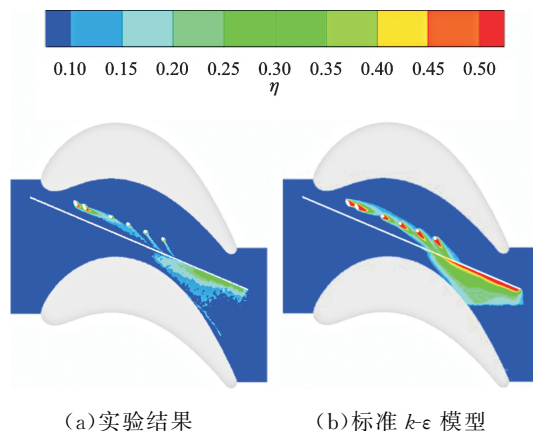


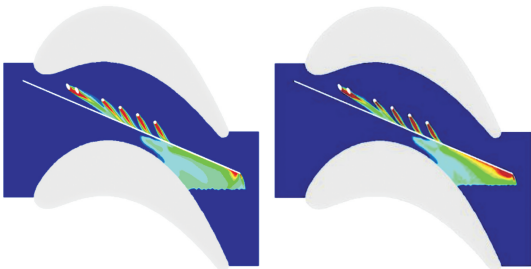
图 5 不同湍流模型计算的周向平均气膜冷却效率与实验值的对比

Fig. 5 Comparison of pitch-averaged film cooling effectiveness calculated by different turbulence models and experiment data



(a) 实验结果

(b) 标准 $k-\epsilon$ 模型



(c) 标准 $k-\omega$ 模型 (d) SST $k-\omega$ 模型

图 6 实验结果与不同湍流模型计算的端壁气膜冷却效率云图对比

Fig. 6 Comparison of endwall film cooling effectiveness calculated by different turbulence models and experiment data

1.4 网格无关性验证

网格无关性验证的计算模型选用布置 A 的端壁, 工况为气膜孔吹风比 $M=0.5$, 装配间隙冷气质量流量比 $M_1=0.5\%$ 。采用非结构化网格, 为保证计算精度, 在气膜孔等细小结构处进行了网格加密。通过控制第一层边界层网格高度以满足 SST $k-\omega$ 模型的 y^+ 值要求。采用网格单元数 Q_E 分别为 1 881.3 万、2 249.7 万、2 713.2 万、3 249.9 万、3 886.7 万、4 671.2 万的 6 套网格剖分方案进行网格无关性验证, 以端壁计算区域的面平均气膜冷却效率 η_{ave} 作为对比的参数。各网格划分方案的计算结果如图 7 所示。可以看出, 当网格数目达到 4 671.2 万后, 进一步增加网格对气膜冷却效率计算结果的影响很小。出于在保证精度的前提下尽量节约计算资源的考虑, 本文算例均采用网格数目为 4 671.2 万剖分方案。

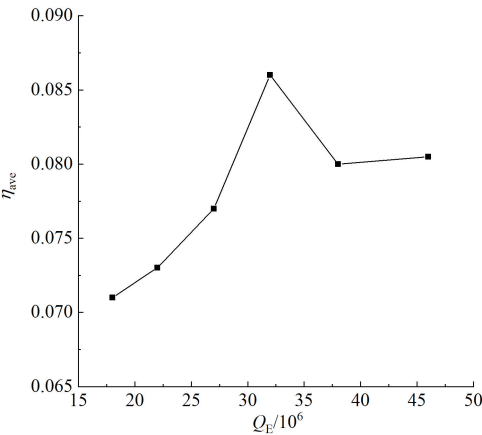


图 7 不同网格单元数下端壁面平均气膜冷却效率

Fig. 7 Area-averaged film cooling effectiveness of endwall at different meshes

2 结果与讨论

2.1 吹风比的影响

在布置 A ($S=0.13C_{ax}$, $\gamma_2=-56.6^\circ$) 的端壁上, 研究了装配间隙出流冷气质量流量比固定为 $M_1=0.5\%$, 5 种吹风比 ($M=0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5$) 工况下的叶栅通道气动特性与端壁表面冷却特性。

2.1.1 吹风比对叶栅通道气动特性的影响

在气膜孔下游紧贴出口的位置取一法向向量与气膜孔复合角平行的截面, 截面位置如图 8 所示。截面上的流线如图 9 所示。气膜孔出流的冷气在出口处形成肾形涡, 并且随着吹风比的增大, 肾形涡的尺度和强度均逐渐增强, 涡中心温度降低。在低吹风比时, 肾形涡扁平地贴附于端壁, 随吹风比升高而高度变高, 同时肾形涡影响的范围逐渐增大, 从图中可以明显看出, 高吹风比条件下, 肾形涡脱离端壁表面。

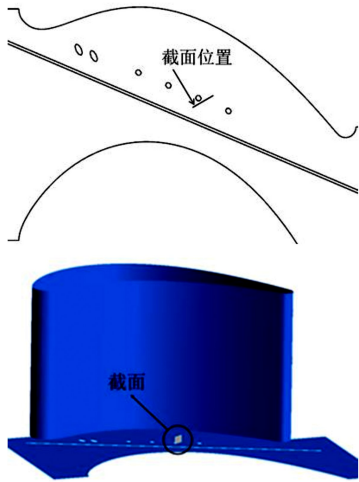
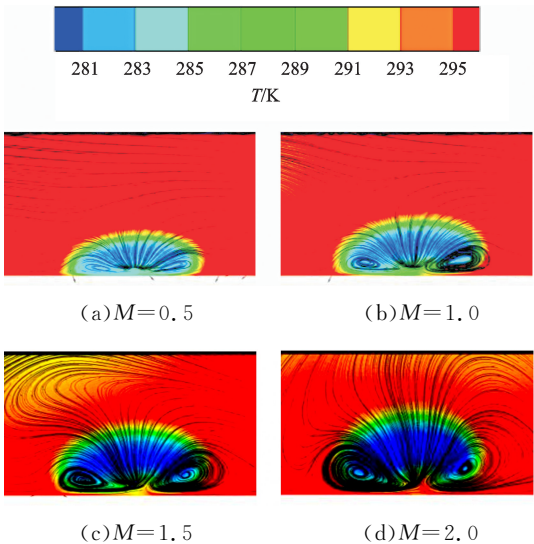
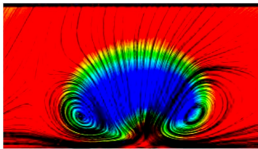


图 8 气膜孔出口截面位置

Fig. 8 Location of the cross-section at film hole outlet



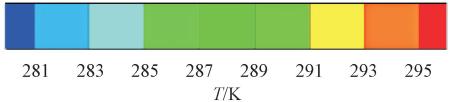


(e) $M=2.5$

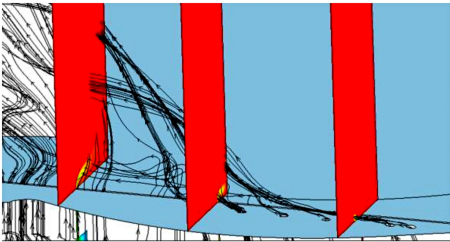
图 9 不同吹风比下气膜孔出口截面温度与二次流流线的分布

Fig. 9 Secondary flow streamlines on cross-section for different blowing ratios, background with temperature

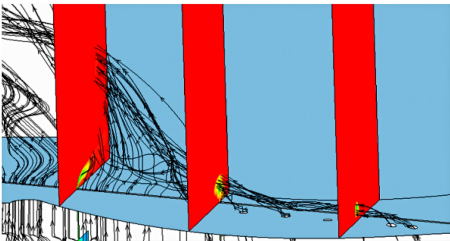
为观察叶栅通道中整体的流动现象,分别在通道的 30%、60%、100%轴向弦长位置取截面。图 10 给出了 $M=0.5, 1.5, 2.5$ 工况下叶栅通道中的流线分布与各截面上的温度分布,截面位置如图 10(a) 所示。可以看出,吹风比的增大使冷气射流的垂直动量分量增大,冷气从气膜孔流出后被吹离端壁,但在主流的作用下会在下游重新贴附。与此同时,冷气射流在端壁平面上的动量分量也增大,冷气向主流方向偏移,气膜往下游方向延伸。装配间隙中的冷气主要从喉部之后的间隙中出流,原因是上游主流压力较高,冷气出流受阻。



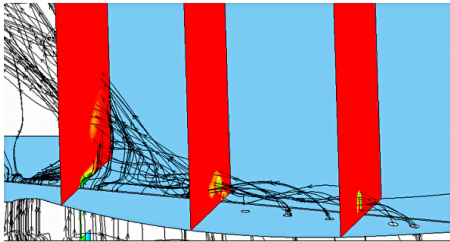
(a) 截面与端壁和叶片的相对位置



(b) $M=0.5$



(c) $M=1.5$



(d) $M=2.5$

图 10 不同吹风比下冷气在叶栅通道中的流线分布

Fig. 10 Coolant streamlines in the passage for different blowing ratios

在 107%轴向弦长位置处取一法向向量与轴向平行的截面,图 11 给出了不同吹风比下总压损失系数周向平均值 $\bar{\zeta}$ 在展向上的分布,纵坐标用动叶高度 h 进行无量纲化处理。可以看出:当 $z/h < 0.2$ 时,随着吹风比增大,近端壁区域的总压损失系数降低;在 $0.2 < z/h < 0.5$ 时,总压损失总体上随着吹风比的增大而升高。这表明较高的吹风比在低叶高区域能有效抑制二次流结构,但在中叶高区域则增强了通道涡的强度。气膜孔出流的冷气主要对叶栅通道的下半部分流场产生影响,因此当 $z/h > 0.5$ 时,总压损失对吹风比的变化已不敏感。从图中还可以发现,增加了冷气后,叶栅通道的气动损失显著增加。从表 3 的流量平均总压系数可以看出,平均总压损失系数随着吹风比的增大而增大。

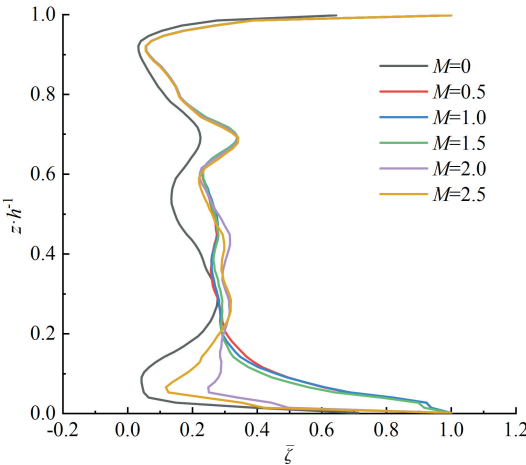


图 11 不同吹风比下周向平均总压损失系数沿展向的分布

Fig. 11 Distribution of pitch-averaged total pressure loss along the spanwise for different blowing ratios

表 3 不同吹风比下的流量平均总压损失系数

Table 3 Mass flow averaged total pressure loss for different

blowing ratios					
M	0.5	1.0	1.5	2.0	2.5
ζ_{ave}	0.150	0.151	0.154	0.162	0.167

2.1.2 吹风比对端壁冷却特性的影响

气膜孔不同吹风比下的端壁表面气膜冷却效率分布云图如图 12 所示。可以看出,装配间隙的存在对端壁冷却效率分布的影响显著,抑制了气膜孔冷气出流的横向流动。在叶栅通道内横向压力梯度和通道涡卷吸的作用下,气膜孔的冷气射流向吸力面侧偏移,装配间隙出流的冷气也都覆盖在端壁的吸力面侧。在通道的上游,主流压力大于冷气压力,装配间隙供气腔中的冷气无法出流。上游 2 个气膜孔出口的气膜覆盖效果优于通道中间的 4 个气膜孔,原因是上游 2 个气膜孔的射流角较小,冷气得以在端壁上更好地附着。对于叶栅通道中间的 4 个气膜孔,由于共用一个供气腔,其冷气压力是相同的,但上游位置的气膜孔出口主流压力比下游的气膜孔高,因此冷气出流受阻。

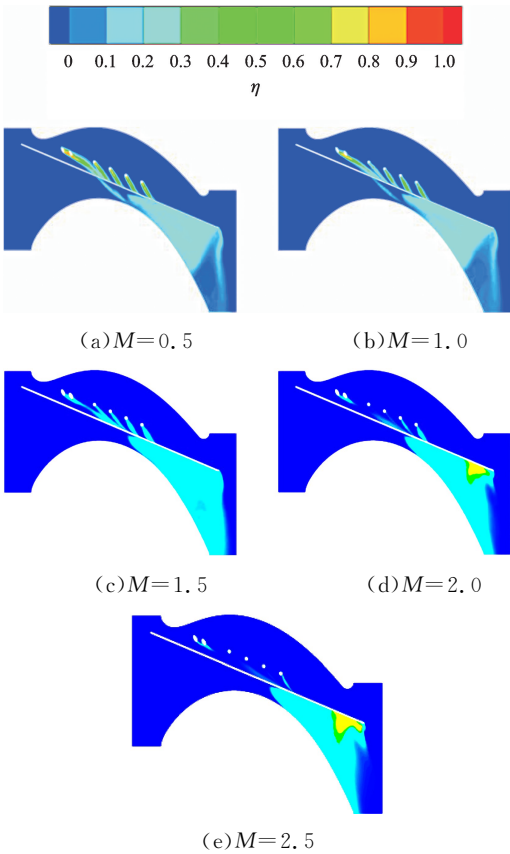


图 12 不同吹风比下端壁绝热气膜冷却效率的分布
Fig. 11 Distributions of adiabatic film cooling effectiveness on the endwall for different blowing ratios

随着吹风比的增加,气膜孔冷气射流速度增大,出流的冷气在垂直端壁的展向上动量分量增加,气膜因此脱离端壁,在气膜孔出口及下游区域覆盖的面积减小、冷却性能恶化,印证了上一小节中的流动现象。中上游的气膜孔射流冷气被吹离端壁表面后,在主流

和通道涡的作用下得以重新附着在端壁下游表面,端壁下游的吸力面侧出现了高冷却效率区域。

图 13 给出了不同吹风比下端壁周向平均绝热气膜冷却效率沿轴向的分布。可以看出,当 $x/D < 40$ 时,冷却特性主要受到气膜孔出流冷气的影响,周向平均绝热气膜冷却效率随着吹风比的增大而递减,在吹风比 $M > 1.5$ 后下降幅度很小。当 $x/D > 40$ 时,冷却特性的规律由装配间隙出流的冷气和重新附着在端壁的冷气主导,冷却效率整体上随着吹风比的增大而递增,尤其在吹风比大于 1.5 后迅速提高。形成此规律的主要原因是:吹风比较低 ($M = 0.5 \sim 1.5$) 时,在中上游区域脱离端壁的冷气能够在下游形成贴附,但并不明显,因此冷却效率提高幅度较小;当吹风比 $M > 1.5$ 后,主流的强烈作用和通道涡的卷吸使脱离壁面的冷气在装配间隙下游形成明显贴附,冷却效率迅速升高。

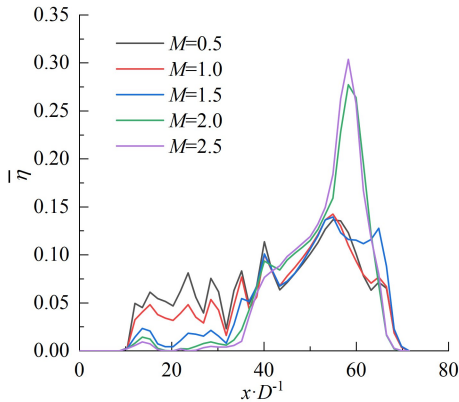


图 13 不同吹风比下的端壁周向平均绝热气膜冷却效率
Fig. 13 Pitch-averaged adiabatic film cooling effectiveness of the endwall for different blowing ratios

2.2 气膜孔布置的影响

在 4 种气膜孔布置的端壁上,研究了装配间隙出流冷气质量流量比固定为 $M_1 = 0.5\%$, 3 种吹风比 ($M = 0.5, 1.5, 2.5$) 工况下的叶栅通道气动特性与端壁冷却特性。

2.2.1 气膜孔布置对叶栅通道气动特性的影响

在计算流体域 107% 轴向弦长位置处取一法向向量沿轴向方向的截面,图 14 给出了不同气膜孔布置的总压损失系数周向平均值 $\bar{\zeta}$ 在展向上的分布。总体上来看, A、B、C、D 这 4 种气膜孔布置的总压损失系数周向平均值在展向上的分布曲线呈现出相同的变化趋势。当 $M = 0.5$ 时, 4 种气膜孔布置在不同区域的总压损失系数基本一致。当 $M = 1.5$ 时, 气膜孔布置 A、C、D 在近端壁区域的总压损失系数基本一致, 气膜孔布置 B 的总压损失系数小于其他

3 种气膜孔布置,且差异较大;当吹风比继续增大到 $M=2.5$ 时,A、B、C、D 这 4 种气膜孔布置在 $z/h<0.2$ 的区域总压损失系数均有不同程度的减小,气膜孔布置 A 的总压损失系数减小幅度最大。冷气主要对叶栅通道的下半部分流场产生影响,因此 $z/h>0.6$ 后,A、C、D 这 3 种气膜孔布置的总压损失系数基本相同,气膜孔布置 B 的总压损失系数在 $z/h=0.7$ 附近呈现出先增大后减小的趋势。从表 4 可以看出,增加气膜孔与装配间隙的距离,总压损失系数呈先减小后增大的趋势。

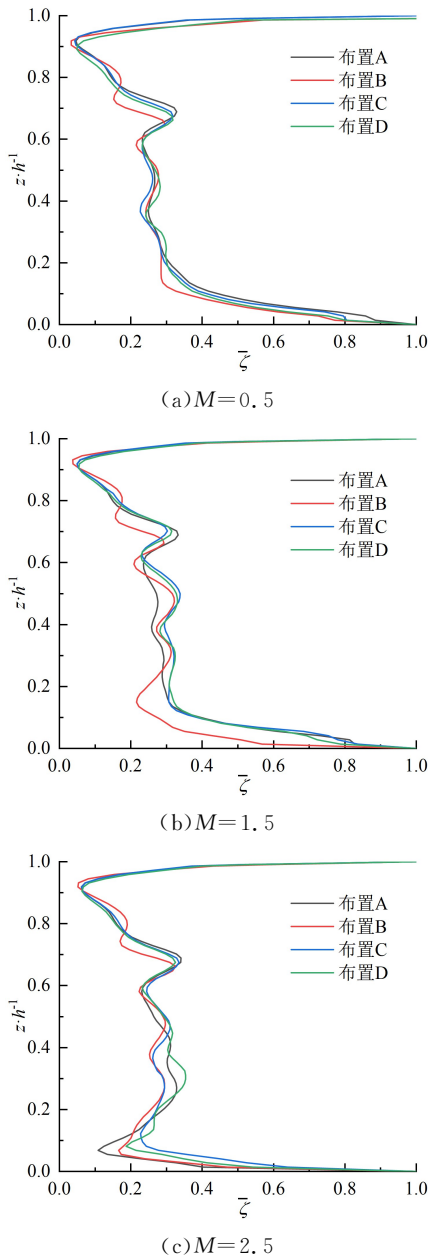


图 14 不同气膜孔布置的总压损失系数周向平均值在展向上的分布

Fig. 14 Pitch-averaged total pressure loss along the spanwise for different film holes arrangements

表 4 不同气膜孔布置的流量平均总压损失系数

Table 4 Mass flow average total pressure loss for different film holes arrangements

M	平均总压损失系数			
	布置 A	布置 B	布置 C	布置 D
0.5	0.150	0.145	0.149	0.149
1.5	0.154	0.149	0.152	0.153
2.5	0.167	0.163	0.169	0.169

2.2.2 气膜孔布置对端壁气膜冷却特性的影响

图 15 给出了不同气膜孔布置的端壁绝热气膜冷却效率分布。可以看出,在研究的 3 种气膜孔出流吹风比中,低吹风比条件下,不同气膜孔布置对端壁气膜冷却性能几乎没有影响。随着吹风比的增大,气膜孔布置 A、B、C 的气膜孔射流对端壁的冷却效率逐渐降低,气膜孔布置 A 受到的影响最显著。气膜孔布置 D 的端壁气膜冷却特性基本上不受吹风比的影响。当气膜孔吹风比为 0.5 时,气膜孔的布置对端壁的冷却性能影响较小,冷气在端壁上的分布特征无明显差别。当吹风比增加到 1.5 时,气膜孔布置 A 的端壁气膜冷却性能显著降低。气膜孔布置 B、C、D 上游两个气膜孔射流对端壁的冷却程度有所降低,叶栅通道中间的 4 个气膜孔出流在离开气膜孔一段距离后贴附在端壁上,此时端壁气膜冷却效率有所降低,但是冷气的覆盖面积增大。当吹风比进一步增大到 2.5 时,气膜孔布置 A 的气膜孔射流无法贴附于端壁对其进行冷却,但是在迁移到端壁下游后重新贴附于端壁表面,对端壁下游的冷却效率急剧提升,气膜冷却效率和冷气覆盖面积均高于其他 3 种气膜孔布置。气膜孔布置 B、C、D 靠近叶栅通道中间的 4 个气膜孔射流对端壁的冷却效率依次增大。

图 16 给出了不同气膜孔布置的端壁周向平均绝热气膜冷却效率沿轴向的分布。可以看出,4 种气膜孔布置的气膜冷却效率周向平均曲线在不同吹风比条件下均呈现出先上升后下降的趋势,同时随着吹风比的增大,4 种气膜孔布置的冷却效率周向平均值的最大值均有所提升。当气膜孔吹风比为 0.5 时,4 种气膜孔布置的冷却效率在位于 $x/D<25$ 的区域基本一致。在 $25<x/D<60$ 的区域中,气膜孔布置 C 的冷却效率最高,气膜孔布置 A 的冷却效率最低,两者之间的冷却效率差距较大。当气膜孔吹风比增加到 1.5 时,气膜孔布置 B、C、D 在 $x/D<65$ 的区域冷却效率远高于气膜孔布置 A。气膜孔吹风比为 2.5 时,气膜孔布置 A 在端壁上游

的气膜冷却效率最低,但是在端壁下游,气膜冷却效率迅速提高,数值超过其他 3 种气膜孔布置,与前文

云图结果一致。气膜孔布置 D 在整个端壁上的冷却效率优于其他 3 种气膜孔布置。

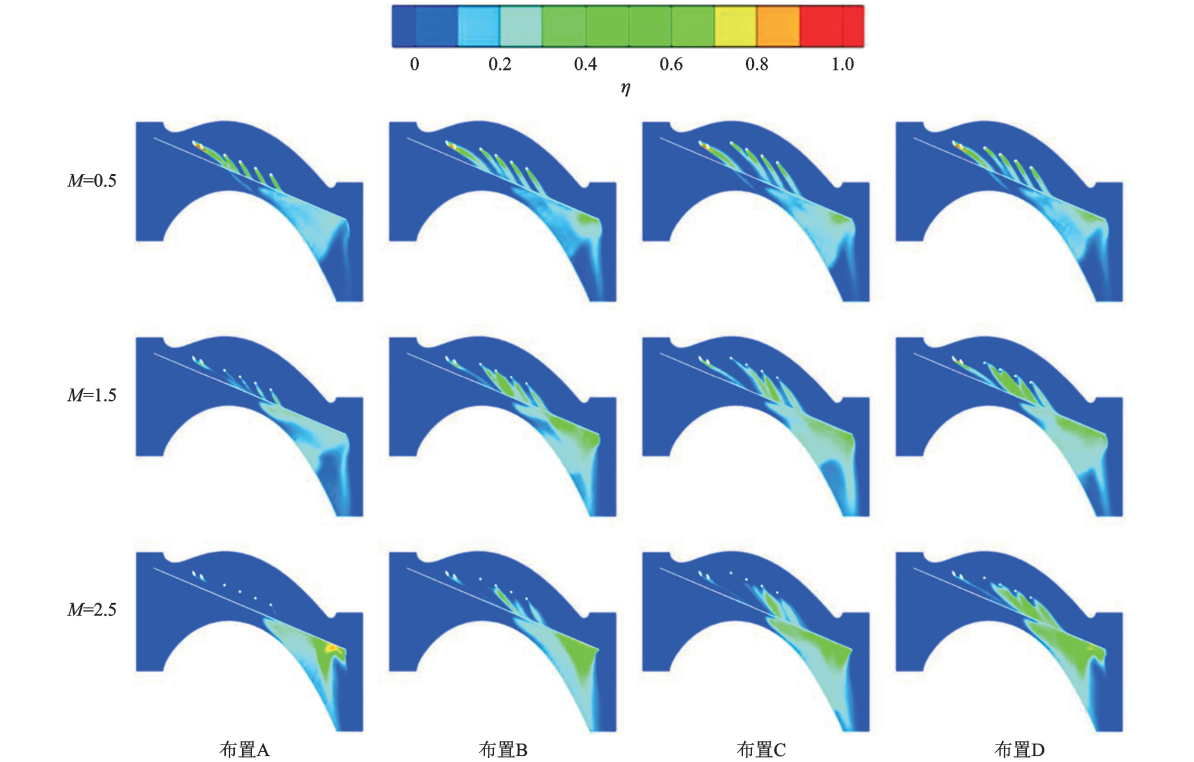


图 15 不同气膜孔布置端壁绝热气膜冷却效率的分布

Fig. 15 Distributions of adiabatic film cooling effectiveness on the endwall for different film holes arrangements

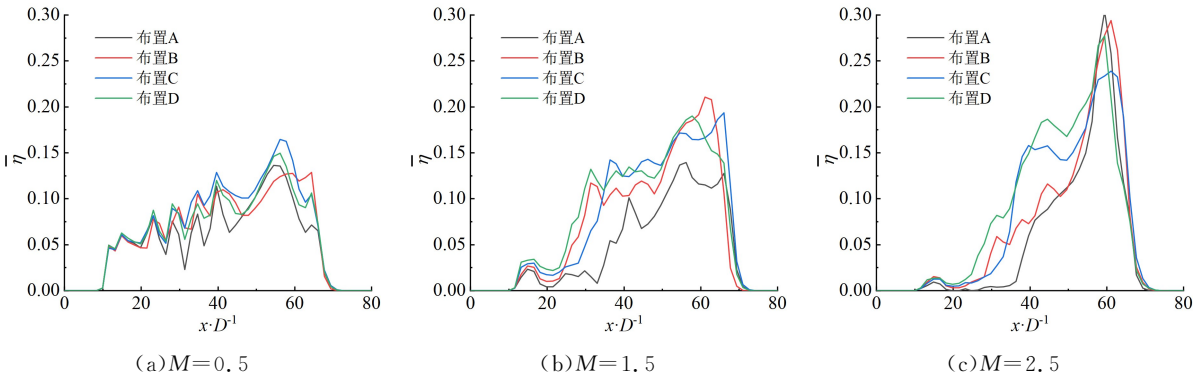


图 16 不同气膜孔布置下端壁周向平均绝热气膜冷却效率沿轴向的分布

Fig. 16 Distribution of endwall pitch-averaged adiabatic film cooling effectiveness along axis direction for different film holes arrangement

3 结 论

为研究燃气透平端壁气膜孔布置对其冷却及气动特性的影响规律,在带有装配间隙的透平端壁上,分析了冷气吹风比和气膜孔布置对端壁气膜冷却特性和气动性能的影响规律,得到的主要结论如下。

- (1)在计算参数范围内,近端壁区域的总压损失系数随着吹风比的增大而减小,而中叶高区域的则随着吹风比的增大而增大。
- (2)在计算参数范围内,增大吹风比会减小气膜孔附近的气膜冷却效率。气膜孔射流冷气重新附着在端壁下游,使端壁下游的气膜冷却效率得到提升。

(3)在计算参数范围内:低吹风比($M=0.5$)时,气膜孔布置对近端壁区域的总压损失系数影响较小;高吹风比($M=2.5$)时,气膜孔布置 A 的气动性能最佳。

(4)在计算参数范围内:低吹风比($M=0.5$)时,气膜孔布置 A 的冷气更易脱离端壁表面,气膜冷却效率低于其他 3 种布置;高吹风比($M=2.5$)时,气膜孔布置 D 的气膜孔出流能够更好地对端壁进行冷却,端壁气膜冷却效率最高。

参考文献:

- [1] SHARMA O P, BUTLER T L. Predictions of endwall losses and secondary flows in axial flow turbine cascades [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1987, 109(2): 229-238.
- [2] SIEVERDING C H, VAN DEN BOSCHE P. The use of coloured smoke to visualize secondary flows in a turbine-blade cascade [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1983, 134: 85-89.
- [3] ALQEFL M H, NAWATHE K P, CHEN Pingting, et al. Aero-thermal aspects of film cooled nozzle guide vane endwall: part 2 thermal measurements [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2021, 143(12): 121010.
- [4] 刘高文, 刘松龄, 朱惠人, 等. 涡轮叶栅前缘上游端壁气膜冷却的传热实验研究 [J]. *航空动力学报*, 2001, 16(3): 249-255.
LIU Gaowen, LIU Songling, ZHU Hui ren, et al. Endwall heat transfer and film cooling measurements in a turbine cascade with injection upstream of leading edge [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(3): 249-255.
- [5] THRIFT A A, THOLE K A, HADA S. Effects of orientation and position of the combustor-turbine interface on the cooling of a vane endwall [C]//ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2011: 291-301.
- [6] PIGGUSH J D, SIMON T W. Flow measurements in a first stage nozzle cascade having endwall contouring, leakage, and assembly features [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(1): 011002.
- [7] 张杰, 刘存良, 张丽, 等. 槽缝射流和泄漏间隙对轴对称涡轮端壁换热特性的影响 [J]. *推进技术*, 2022, 43(4): 195-203.
ZHANG Jie, LIU Cunliang, ZHANG Li, et al. Effects of slot injection and leakage gap on heat transfer characteristics of an axisymmetric turbine endwall [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(4): 195-203.
- [8] 叶创捷, 潘丞雄, 张玫宝, 等. 动叶端壁离散孔气膜冷却的数值研究 [J]. *热能动力工程*, 2019, 34(5): 28-36.
YE Chuangjie, PAN Chengxiong, ZHANG Meibao, et al. Computation study of discrete hole film cooling on turbine rotor endwall [J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2019, 34(5): 28-36.
- [9] 叶创捷. 端壁传热与气膜冷却的实验研究 [J]. *能源工程*, 2019(3): 27-34.
YE Chuangjie. Experimental study of the heat transfer and film cooling on rotor endwall [J]. *Energy Engineering*, 2019(3): 27-34.
- [10] 祝培源, 陶志, 姚韵嘉, 等. 槽缝射流对环形叶栅端壁气膜冷却性能影响的实验研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2019, 53(11): 63-70.
ZHU Peiyuan, TAO Zhi, YAO Yunjia, et al. Experimental study on the effect of purge flow on film cooling performance of an annular cascade endwall [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2019, 53(11): 63-70.
- [11] 姚韵嘉, 祝培源, 陶志, 等. 间隙射流对端壁气膜冷却性能影响的实验研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2019, 53(3): 43-49, 55.
YAO Yunjia, ZHU Peiyuan, TAO Zhi, et al. Experimental study on the effect of gap jet on film cooling performance of endwall [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2019, 53(3): 43-49, 55.
- [12] CARDWELL N D, SUNDARAM N, THOLE K A. The effects of varying the combustor-turbine gap [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2007, 129(4): 756-764.
- [13] 杨星, 刘钊, 刘战胜, 等. 端壁通道间隙对端壁泄漏流冷却的影响 [J]. *工程热物理学报*, 2017, 38(1): 44-48.
YANG Xing, LIU Zhao, LIU Zhansheng, et al. Effects of mid-passage gap on endwall purge flow film cooling [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2017, 38(1): 44-48.
- [14] 杨星, 刘钊, 刘战胜, 等. 端壁错位对端壁泄漏流冷却的影响研究 [J]. *工程热物理学报*, 2017, 38(4): 719-725.
YANG Xing, LIU Zhao, LIU Zhansheng, et al. Effects of endwall misalignment on endwall purge flow film cooling [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2017, 38(4): 719-725.
- [15] PARK S, KIM J J, BANG M, et al. Effects of seal installation in the mid-passage gap between turbine blade platforms on film cooling [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2021, 189: 116683.

- [16] ZHANG Kaiyuan, LI Jun, LI Zhigang, et al. Effects of simulated swirl purge flow and mid-passage gap leakage on turbine blade platform cooling and suction surface phantom cooling performance [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 129: 618-634.
- [17] RODRIGUEZ S. Effect of pressure gradient and wake on endwall film cooling effectiveness [D]. Orlando, FL, USA: University of Central Florida, 2008.
- [18] COLBAN W, THOLE K. Influence of hole shape on the performance of a turbine vane endwall film-cooling scheme [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2007, 28(3): 341-356.
- [19] ZHANG Luzeng, YIN Juan, LIU K, et al. Effect of hole diameter on nozzle endwall film cooling and associated phantom cooling [C]//ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2015: V05BT12A016.
- [20] DU Kun, SONG Liming, LI Jun, et al. Effects of the layout of film holes near the vane leading edge on the endwall cooling and phantom cooling of the vane suction side surface [J]. Numerical Heat Transfer: Part A Applications, 2017, 71(9): 910-927.
- [21] MILIDONIS K F, GEORGIOU D P. Film cooling effectiveness predictions in the region of the blade-end-wall junction corner with injection assisted by the recirculating vortex flow [J]. Progress in Computational Fluid Dynamics, an International Journal, 2018, 18(6): 362-375.
- [22] SHIAU C C, SAHIN I, ULLAH I, et al. Transonic turbine vane endwall film cooling using the pressure-sensitive paint measurement technique [J]. Journal of Turbomachinery, 2020, 142(8): 081004.
- [23] 袁瑞明. 大温比下端壁气膜冷却与气膜孔-涡发生器组合冷却的实验研究 [D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2017.
- [24] 张扬, 李毅飞, 袁新. 进口旋流对透平双通道叶栅端壁气膜冷却的影响 [J]. 工程热物理学报, 2017, 38(1): 81-86.
- ZHANG Yang, LI Yifei, YUAN Xin. Effects of inlet rotating flow on endwall film cooling [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2017, 38(1): 81-86.
- [25] 王晓春, 苏杭, 李娟, 等. 温度比对导叶端壁冷却特性的影响 [J]. 航空动力学报, 2019, 34(6): 1344-1351.
- WANG Xiaochun, SU Hang, LI Juan, et al. Effect of temperature ratio on cooling characteristics of vane end-wall [J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(6): 1344-1351.
- [26] 白波, 李志刚, 李军. 上游台阶结构对跨声速透平叶栅端壁气膜冷却性能的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2020, 54(5): 1-8.
- BAI Bo, LI Zhigang, LI Jun. Investigation on the effect of upstream step geometry on endwall film cooling characteristics of a transonic turbine cascade [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020, 54(5): 1-8.
- [27] 白波, 李志刚, 李军. 轴向收敛造型对燃气涡轮叶栅端壁气膜冷却性能的影响 [J]. 航空动力学报, 2022, 37(5): 1042-1053.
- BAI Bo, LI Zhigang, LI Jun. Influence of axially-convergent contouring on cascade endwall film cooling characteristics in gas turbine [J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(5): 1042-1053.
- [28] 张伟馨, 刘战胜, 杨星, 等. 射流角和质量流量比对涡轮端壁气膜冷却特性的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(4): 107-115.
- ZHANG Weixin, LIU Zhansheng, YANG Xing, et al. Effects of mass flow ratio and film hole orientation angle on turbine endwall film cooling characteristics [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(4): 107-115.
- [29] LI Feng, LIU Zhao, FENG Zhenping. Film cooling and aerodynamic performance on multi-cavity squealer tip of a turbine blade [C]//ASME Turbo Expo 2021: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2021: V05AT12A025.

(编辑 陶晴)