

离散气膜孔与间隙冷气掺混作用下 燃气透平叶栅端壁气动特性研究

张垚垣, 栗智宇, 白波, 李志刚, 李军

(西安交通大学叶轮机械研究所, 710049, 西安)

摘要: 针对燃气透平端壁多源冷却结构射流相互作用及与端区二次流复杂掺混机理尚不明晰的问题,采用叶栅吹风实验与数值模拟方法研究了3种叶栅出口马赫数(0.2、0.3和0.4)和3种冷气吹风比(1.5、2.0和2.5)条件下离散气膜孔与间隙射流的掺混特性及其对叶栅端壁气动性能的影响。研究表明,叶栅气动负荷增加导致间隙冷气向下游迁移及近间隙气膜孔冷气出流趋势有所增强,二次流通过卷吸间隙冷气显著影响通道涡及近端壁区域的冷气聚集及气动损失情况。低马赫数(0.2)下,冷气吹风比的升高增强了间隙上游射流和压力侧马蹄涡的脱离趋势,通道涡损失区域向压力侧及近端壁区扩大,其平均总压损失系数增加0.15%,高吹风比间隙射流会被马蹄涡卷吸并降低叶肩临近区域附着效果。高马赫数(0.3和0.4)下,马蹄涡在压力侧的影响范围更大且脱离位置提前,间隙下游低压区面积显著增加,通道涡区域平均总压损失系数随吹风比增加而增大0.1%~0.16%。靠近间隙的气膜孔冷气覆盖面积较小,设计时应增加与间隙的距离,并调节气膜孔流量避免其在间隙处的脱离。

关键词: 燃气透平;端壁;多源冷却结构;二次流;气动性能

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202509015 **文章编号:** 0253-987X(2025)09-0152-13

Study on Aerodynamic Characteristics of Gas Turbine Cascade Endwall Under the Interaction of Discrete Film Cooling Holes and Gap Cooling Air Mixing

ZHANG Kaiyuan, LI Zhiyu, BAI Bo, LI Zhigang, LI Jun

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

Abstract: To address the unclear mechanisms of jet interaction and complex mixing between multi-source cooling structures and secondary flows in the endwall region of gas turbines, cascade wind tunnel experiments and numerical simulations are conducted to investigate the mixing characteristics of discrete film cooling holes and gap jets, as well as their impact on the aerodynamic performance of cascade endwalls under three cascade exit Mach numbers (0.2, 0.3, and 0.4) and three cooling air blowing ratios (1.5, 2.0, and 2.5). The results demonstrate that increasing aerodynamic loading on the cascade leads to a stronger tendency for gap cooling air to migrate downstream and for cooling air from film holes near the gap to flow out. The secondary

收稿日期: 2025-02-18。 作者简介: 张垚垣(1993—),男,助理教授;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(52406053),国家科技重大专项资助项目(J2019-II-0010-0030),中国博士后科学基金资助项目(2023M742771)。

网络出版时间: 2025-06-20

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.202506020.1239.006>

flow significantly affects the accumulation of cooling air in the passage vortices and near the endwall region, leading to increased aerodynamic losses. At low Mach numbers (0.2), an increase in the cooling air blowing ratio enhances the tendency for upstream gap jets and pressure-side horseshoe vortices to detach. The passage vortex loss area expands towards the pressure side and the near-endwall region, with an average total pressure loss coefficient increasing by 0.15%. At high blowing ratios, gap jets can be drawn in by the horseshoe vortex, reducing the attachment effect in the area adjacent to the blade shoulder. At high Mach numbers (0.3 and 0.4), the influence of the horseshoe vortex on the pressure side is more significant, and the detachment point advances, significantly increasing the area of the low-pressure region downstream of the gap. The average total pressure loss coefficient in the passage vortex area increases by 0.1% to 0.16% with the increasing blowing ratio. The coverage area of the cooling air from the film holes near the gap is small, suggesting that the design should increase the distance from the gap and adjust the flow rate of the film holes to prevent detachment in the gap region.

Keywords: gas turbine; endwall; multiple cooling structure; secondary flow; aerodynamic performance

为了进一步提高燃气轮机的效率及推重比,需不断提高燃气透平的气动负荷及热负荷^[1]。燃气透平端壁区域在叶栅二次流的作用下具有复杂的流动特征,端区二次流损失也是叶栅最主要的气动损失之一^[2-3]。先进燃气透平要求进一步提升端壁气动效率及冷却效率,因此在现有气热技术的基础上,科研人员针对更为精细而紧凑的端壁结构及其冷却布局,深入开展高效气动设计及冷却布局研究,以实现燃气透平多学科协同优化设计目标,提升燃气轮机的运行效率及安全性^[4-5]。

相比于叶栅的主流核心区,叶栅端壁区域具有显著的二次流等流动特征,Turgut 等对不同气动负荷、叶片型线、端壁造型等条件下的二次流发展形态进行了研究,分析了其对叶栅二次流及气动损失特性的影响^[6]。Langston 和 Wang 等^[7-8]较早对叶栅端壁的二次流特征进行了研究及总结,指出马蹄涡及通道涡是造成端壁主要二次流损失的涡系结构,是端壁气动传热性能的主要影响因素。马超凡等^[9]针对小展弦比、大折转动叶,数值研究了其倒圆半径对端壁压力梯度和二次流结构的影响,结果表明倒圆半径的增加会导致马蹄涡强度降低,下通道涡在生成后具有显著向上迁移的趋势。Ananthakrishnan 等^[10]在跨声速叶栅中数值研究了端壁与叶片倒圆形状对二次流的影响,结果指出倒圆通过削弱马蹄涡而显著降低了端壁的气动损失,可变倒圆相比于固定曲率倒圆能够更大程度地限制边界层的生长。Marks 等^[11]实验研究了雷诺数及角区造型对高气动负荷叶

栅二次流的影响,发现吸力面分离线随雷诺数减小及总压损失增加而更靠近端壁。Schneider 等^[12]在旋转叶栅中实验测量了二次流涡系的非定常形成过程,发现动叶端壁二次流涡系与上游静叶流动结构具有较强的相关性,在动叶优化设计时应考虑上游静叶栅的非定常流动效应以进一步降低动叶叶栅气动损失。Qu 等^[13]实验研究了上游周期性尾迹和端壁造型对二次流的影响,其能够显著削弱端壁二次流损失和湍动能。

为满足燃气透平端壁冷却保护的需求,在端壁各区域设计不同冷却形式,其中气膜孔是最常用的端壁冷却结构之一,冷气射流会使得端壁二次流形态发生显著变化,端壁冷气射流与主流的强烈掺混会增加二次流损失^[14],学者针对不同位置、吹风比等条件气膜孔射流对二次流及气动性能的影响开展了研究。Lim 等^[15]提出了气膜冷却叶片气动损失的评估方法,实现了对不同复合角气膜冷却所造成气动损失的快速评估。Barigozzi 等^[16]实验对比了平端壁和造型端壁上气膜冷却射流对叶栅气动损失的影响,结果表明造型端壁叶栅在所有冷气流量下相比于平端壁都具有更低的气动损失,当冷气流量比为 1.0% 时端壁气动损失最低。Alqefl 等^[17]实验测量了燃烧室冷气尾迹对透平端壁冷却及气动损失的影响,发现燃烧室冷气尾迹会在透平端壁形成冲击涡,其能够使得冷气突破通道涡向压力侧端壁流动及覆盖。Zhang 等^[18]的数值研究结果表明,端壁错位对燃烧室冷气尾迹在端壁上覆盖情况的影响,

发现上游端壁冷气发展主要受到空腔涡而不是马蹄涡所控制。

端壁间隙是由相邻叶片部件需要的安装误差及热膨胀空间所导致的^[19-20],其一般位于端壁中间节距位置的部件交界处,内部注入冷却气体以防止主流对间隙内的入侵^[21],从而间隙射流对端壁具有一定的冷却作用。在双碳目标下透平对冷却效率要求越来越高,因此间隙射流的气膜冷却结构也开始受到设计人员的重视,其冷却效果逐渐被纳入到透平端壁冷却结构的设计目标中。然而,间隙射流具有出射不均匀、冷气流量大等特点,对端壁冷却效果及二次流发展情况都有显著的影响,且影响效果与气膜孔射流有较大的差异。目前,学者对端壁间隙射流的端壁冷却效果、间隙的冷气出流分布及端壁气动特性的影响开展了研究。曾飞等^[22]在双级涡轮中数值研究了安装间隙泄漏流对端壁流场和效率的影响,结果表明间隙泄漏流使得泄漏涡有所抬升,能够造成级功率降低 0.38%~0.82%。刘钊等^[23]数值分析了吹风比对间隙射流所造成气动损失的影响,结果发现端壁总压损失随吹风比的增加而增加,通过在间隙旁改变气膜孔布置能够略微降低叶栅气动损失。Li 等^[24]数值研究了实际燃烧室旋流条件下变角度间隙射流对端壁冷却及气动性能的影响,结果表明变角度间隙射流相比于单一角度间隙在高吹风比下导致端壁气动损失降低 2%。

目前涡轮端壁气动损失特性研究主要针对不同特征区域气膜孔射流作用,而间隙是部件装配所导致的固有端壁结构,其泄漏流对叶栅端区气动参数分布与损失特性具有显著影响,然而针对间隙射流的端壁气动特性研究还较少^[25]。间隙泄漏流由于结构尺寸较大,其流量远高于气膜孔射流,同时间隙冷气呈现极不均匀的出流形态,使得叶栅端壁气动损失显著增加,二次流发展形态及气动损失分布更为复杂。因此,本文采用实验测量结合数值模拟的方法,在不同主流马赫数及冷气吹风比条件下,研究了端壁间隙冷气出流形态及其对端壁气动损失特性的影响,分析了间隙与气膜孔冷气掺混对端壁气动性能的影响。为实际涡轮多元冷气掺混下的端区冷却结构气动设计提供技术支撑。

1 实验及数值方法

1.1 叶栅模型及边界条件

图 1 给出了实验研究所采用的叶栅几何模型以

及端壁间隙和气膜孔冷却布局,其中叶片型线取自某 400 MW 重型燃气轮机第一级叶栅的叶根部型线,叶型缩放为 0.71 倍,表 1 给出了叶栅详细几何参数。如图 1(b)所示,端壁冷却结构采用间隙与气膜孔相结合的设计,间隙结构位于端壁中间节距位置,其两侧分别是吸力侧与压力侧端壁,端壁间隙的长度与宽度分别为 91.35 和 1.0 mm;3 个圆柱形气膜孔布置在压力侧端壁的中间弦长区域,气膜孔直径为 0.8 mm,以提高压力侧及下游端壁的冷气覆盖面积,并通过与通道间隙冷气进行掺混提升间隙冷气的再附着强度。

表 1 叶栅的主要几何参数
Table 1 Geometrical parameters of cascade

参数	数值
节距与弦长之比 $p \cdot C^{-1}$	0.673
轴向弦长与弦长之比 $C_{ax} \cdot C^{-1}$	0.883
叶高与弦长之比 $H \cdot C^{-1}$	0.876

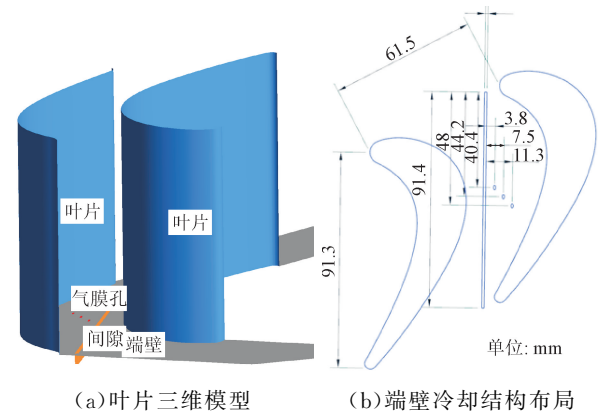
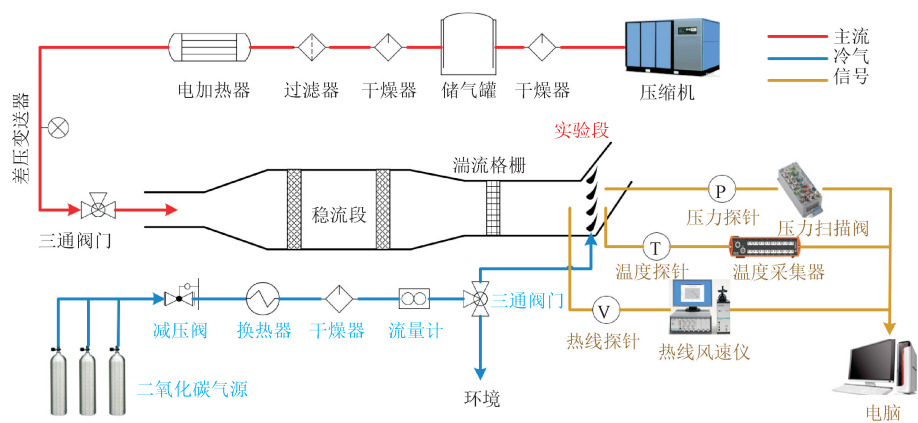


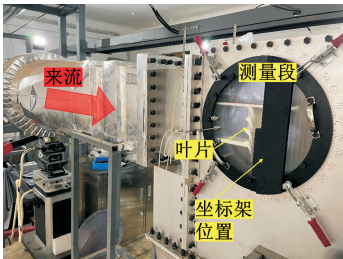
图 1 叶栅端壁的间隙与气膜孔冷却结构
Fig. 1 Endwall gap and film cooling hole structures

1.2 实验测量方法

本研究的端壁气动特性实验测量在如图 2 所示的叶栅风洞中开展。图 2 给出了叶栅风洞实验台的实物图和系统结构图。叶栅风洞由 4 台螺杆压缩机提供最大流量约为 2.4 kg/s 和最高压力为 0.7 MPa 的压缩空气,端壁冷气由高压气瓶并联通过汇流排提供,冷气系统安装小型电加热器用于调整温度,采用 CO₂ 作为冷气工质,以匹配燃气轮机实际运行中的密度比。叶栅气动性能测试段主要由上游湍流格栅、可调导流板、实验件夹持板和探针移动坐标架等组成。测试段前后背板厚度为 30 mm,实验件夹持板嵌入前后背板中,以实现实验件的快速安装与进口气流角调节。



(a)叶栅气动性能实验台系统结构图



(b)叶栅实验测量段

图 2 透平叶栅气动性能实验台

Fig. 2 Experiment test rig of turbine cascade aerodynamic performance

图 3 分别给出了叶栅端壁压力及温度采集系统。采用 L 型三孔和五孔探针分别对叶栅进出口总压进行测量。三孔探针安装在叶栅上游用来测量来流压力,头部长度为 2.6 mm;五孔探针用于测量叶栅出口截面的总压分布,头部直径为 2.0 mm,气流偏转角和俯仰角的测量标定范围均为 $\pm 30^\circ$ 。本文通过测量范围为 0.10 MPa 的 9216 压力扫描阀采集和记录探针与壁面静压,测量误差为 0.05% 量程范围。采用总温探针测量来流温度,总温探针采用 T 型热电偶制作,热电偶头部直径为 0.1 mm,测量误差为 ± 0.5 K,温度通过 DEWESoft 温度采集器记录数据。

图 4 给出了叶栅气动参数测量实验件装配实物及压力测点分布图。为保证中间叶栅的良好测量周期性,采用六叶片五通道实验件设计。叶栅周期性测压孔布置在叶片中叶展处,在压力面侧布置 12 个测压点,在吸力面侧布置 14 个测压点,中叶展测压点位置如图 4(b)所示。为获得端壁压力分布情况,在端壁上均匀布置了 20 个测压点(见图 4(b)),各端壁静压孔直径均为 0.8 mm。采用 2 个冷气供气腔和 2 个艾里卡特流量控制器分别对气膜孔及间隙的流量进行控制,冷气腔内采用多层布置保证进气均匀性。



(c)总温探针及温度采集模块

图 3 实验测量仪器

Fig. 3 Experimental measurement facilities

本研究在 3 种叶栅出口马赫数(Ma 为 0.2、0.3 和 0.4)和 3 种冷气吹风比(M 为 1.5、2.0 和 2.5)条件下开展端壁气动性能实验测量。实验风洞进口端

流度为 10%。通过调整主流和冷气管路的电加热器功率并监测热电偶测量的温度,保证各实验工况时主流和冷气温度分别保持在 303 和 283 K。其中,叶栅出口等熵马赫数和吹风比的定义为

$$Ma_{is} = \sqrt{\left(\left(\frac{P_0}{P_1}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1\right) \frac{2}{\gamma-1}} \quad (1)$$

$$M = \frac{\rho_c V_c}{\rho_\infty V_\infty} \quad (2)$$

式中: P_0 为进口主流总压; P_1 为出口静压; γ 为空气比热容比,对于理想空气 $\gamma = 1.4$; V_c 为冷气速度; V_∞ 是主流速度; ρ_c 为冷气密度; ρ_∞ 为主流密度。

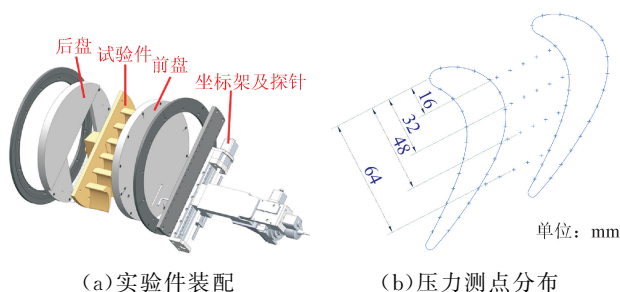


图 4 实验台气动参数测量段

Fig. 4 Measurement section of the aerodynamic parameters

探针移动坐标架如图 5 所示,为了对叶栅出口气动参数进行测量,本研究采用五孔探针配合可移动坐标架完成,出口测量截面位于各实验叶片下游 0.1 倍轴向弦长处,在测量过程中,在每个压力待测点判断压力及流动稳定后自动记录 5 s 内的平均压力值。测量范围在节距方向包含一个完整周期的叶栅通道出口 ($0 < x \cdot P^{-1} < 1$),在叶高方向测量端壁至半叶高位置 ($0 < z \cdot H^{-1} < 0.5$),测点均匀分布在此区域 ($0 < x \cdot P^{-1} < 1, 0 < z \cdot H^{-1} < 0.5$)。

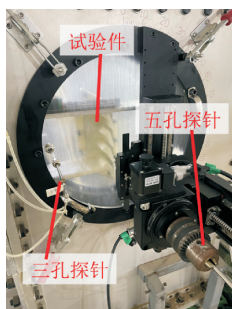


图 5 探针移动坐标架

Fig. 5 Probe moving coordinate frame

本研究对进口压力、温度和冷气流量等直接测量量均进行多次测量并取平均值。压力测量使用压力扫描阀完成,不确定度绝对值为 ± 51.7 Pa,相对不确定度为 0.05%;主流总温探针测量精度为

± 0.5 K,相对不确定度为 0.83%;冷气温度采用高精度 Omega T 型热电偶测量,测量不确定度为 0.4%。通过计算获得的总压损失系数具有间接测量不确定度,定义如下

$$\xi = (P_0 - P)/(P_0 - P_1) \quad (3)$$

式中: P 为当地总压。

采用的不确定度评估方法由误差传递公式计算

$$\Delta y = \sum_{i=1}^n |\Delta x_i \partial y / \partial x_i| \quad (4)$$

式中: Δy 为间接测量量不确定度; Δx_i 为各物理量直接测量不确定度。

由于主流工况的改变,随着马赫数增加,相对不确定度逐渐减小,故只讨论在总压恢复系数求解中最大的测量不确定度。当出口等熵马赫数 $Ma = 0.3$ 工况下, $\xi = 0.3$ 时相对不确定度为 6.11%, $\xi = 0.1$ 时相对不确定度为 18.9%。

1.3 数值方法及验证

为了在实验结果的基础上对端壁冷气掺混细节进行分析,本研究在与实验相同的工况下开展了叶栅端壁气动性能的数值模拟。图 6 给出了包含端壁间隙与气膜孔在内的叶栅结构化网格,网格由 ICEM CFD 生成,数值模型采用单通道叶栅和周期性边界的计算域。为了保证进口流动充分发展和防止叶栅出口回流影响计算收敛性,叶栅进口面均布置在距离叶栅前缘点上游大于 $0.5C_{ax}$ 处,叶栅出口面布置在距离叶栅尾缘点下游大于 $0.5C_{ax}$ 处。

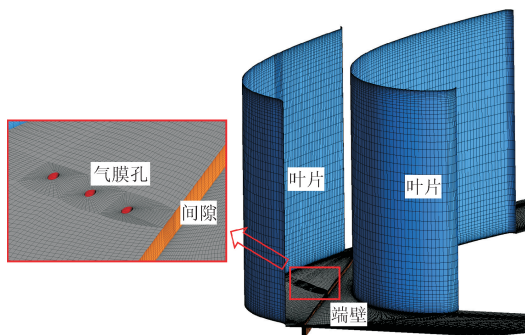


图 6 叶栅端壁及冷却结构网格

Fig. 6 Mesh of the endwall cooling structures

为了匹配实验工况条件,采用与实验相同的主流条件进行数值模拟。叶栅主流工质为理想空气,在主流进口设置总压边界条件,湍流强度依据试验工况给定 10%,进口总温为 318 K,在叶栅出口设置平均静压出口,压力为 980 kPa;端壁面、叶栅压力面及吸力面均设置为绝热无滑移壁面;叶栅通道上游和下游计算域周向边界设置为周期性边界,以获

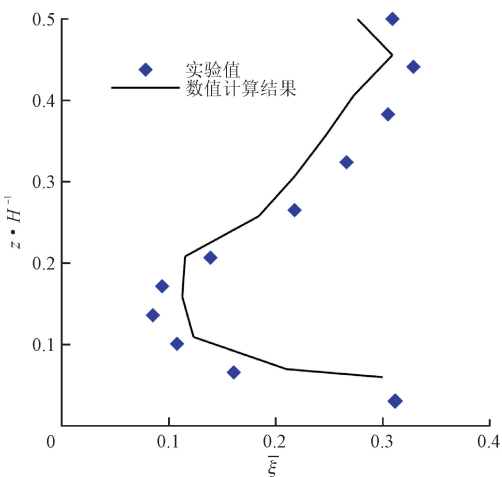
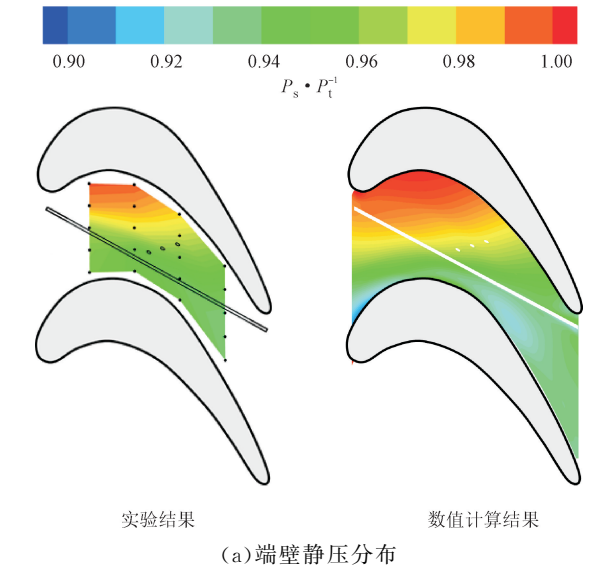
得具有周期性特点的计算结果;冷气系统工质为理想空气,冷气进口给定总质量流量,通过改变冷气进口质量流量控制冷气射流吹风比。

采用 ANSYS CFX 软件求解定常 RANS 方程开展叶栅气动性能的数值计算。为提高数值计算预测精度,在计算中加密了端壁和叶片近壁面的网格节点,并控制距离壁面的第一层网格高度小于 0.005 m,以确保满足湍流模型的要求,湍流模型选为 SST $k-\omega$ 模型。网格无关性验证见表 2,经网格无关性验证后,最终各计算模型均采用总节点数约为 200 万的网格开展计算,并当 RANS 方程的残差均方根达到 10^{-5} 时认为计算达到收敛。

表 2 网格无关性验证
Table 2 Mesh independence test

网格数/ 10^4	出口平均总压损失系数
97	0.150 153
200	0.150 177
410	0.150 179

为了对数值方法的可靠性进行实验验证,图 7 分别对比了 $Ma=0.3$ 工况下端壁和叶栅出口位置气动参数的实验测量与数值模拟结果,其中 P_s 为静压, P_t 为来流总压,由图 7(a)端壁无量纲静压分布可知,由于主流在叶栅通道中膨胀加速,静压逐渐降低,因此无量纲压力自端壁上游至下游逐渐降低。在同一轴向位置,端壁近压力侧无量纲压力总高于近吸力侧无量纲压力,其中压力侧上游角区为高压区,3 个端壁气膜孔位于压力侧高压区边缘,而通道间隙中游及下游位于低压区。实验测量结果和数值计算结果均较好地捕捉了上述端壁压力分布特征。由图 7(b)叶栅出口总压损失系数分布可知,数值计



(b)叶栅出口平均压力损失系数
图 7 吹风实验与数值计算结果对比

Fig. 7 Comparison of experimental and numerical data

算结果准确地预测了叶栅出口位置通道涡和近端壁面的较高流动损失,平均总压损失系数最大误差小于 0.04,对于通道涡径向位置的预测也较为准确,表明数值方法对于二次流的发展及沿叶高方向的迁移具有较为准确的预测。综上,本文采用的数值计算方法和 SST $k-\omega$ 湍流模型在预测叶栅近端壁气动特性方面具有较高的可靠性。

2 结果与讨论

2.1 冷气喷射下的端区气动特性

图 8 给出了 3 个叶栅出口马赫数及无冷气喷射条件下的端壁静压分布实验测量结果,表 3 给出了压力侧与吸力侧端壁的平均无量纲静压值,其中 20 个端壁静压测点在图 8 中由黑色点标出,端壁静压系数为基于进口总压的无量纲化参数。与典型叶栅相同,压力梯度从上游压力侧指向下游吸力侧,这也是端壁横向压力梯度主要驱动因素。随叶栅出口马赫数从 0.2 增加到 0.4,端壁无量纲静压系数值整体发生下降,其中压力侧端壁减小 0.029,吸力侧端壁减小 0.048,但图 8 中端壁压力梯度的方向未发生显著变化。其中,随叶栅出口 Ma 的增加,叶片端壁上游测点静压系数略有降低,而叶片下游测点静压系数大幅降低,导致端壁从上游压力侧到下游吸力侧的压力梯度不断增加,这也是叶栅气动负荷增加的主要影响因素。端壁静压系数在出口位置(第 4 排测压孔)随叶栅马赫数变化幅度最大,当叶栅出口马赫数由 0.2 增大至 0.4 后,该位置的静压系数

由 0.97 降低至 0.92。在叶栅出口 $Ma=0.4$ 时,端壁间隙的中部及下游区域与端壁低静压系数区域相对应,造成沿端壁间隙向下游方向的压力梯度较大,这会增加端壁间隙内流体向下游迁移的趋势;而最靠近端壁间隙的气膜孔同样位于下游低压区域内,使得其冷气在 3 个气膜孔中最倾向于流出并进入主流。

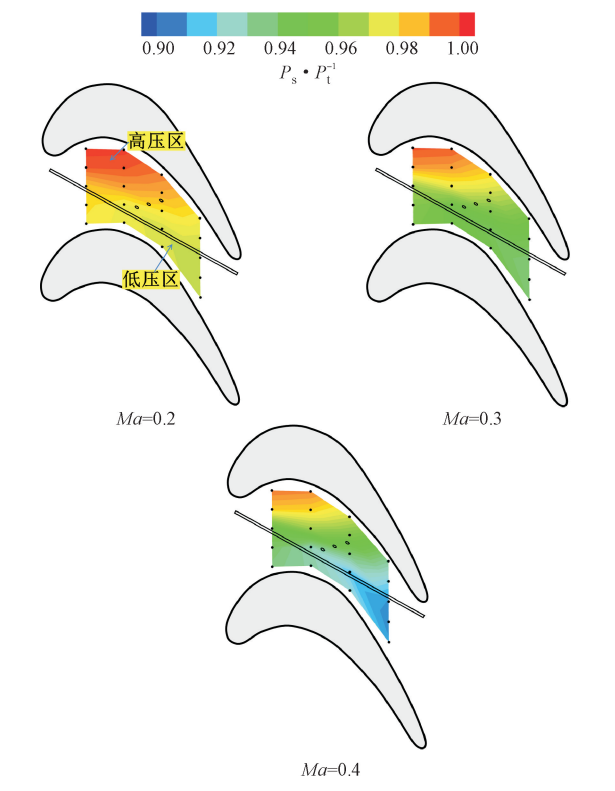


图 8 实验测量的端壁无量纲静压分布
Fig. 8 Experimental results of nondimensional pressure distribution on endwall

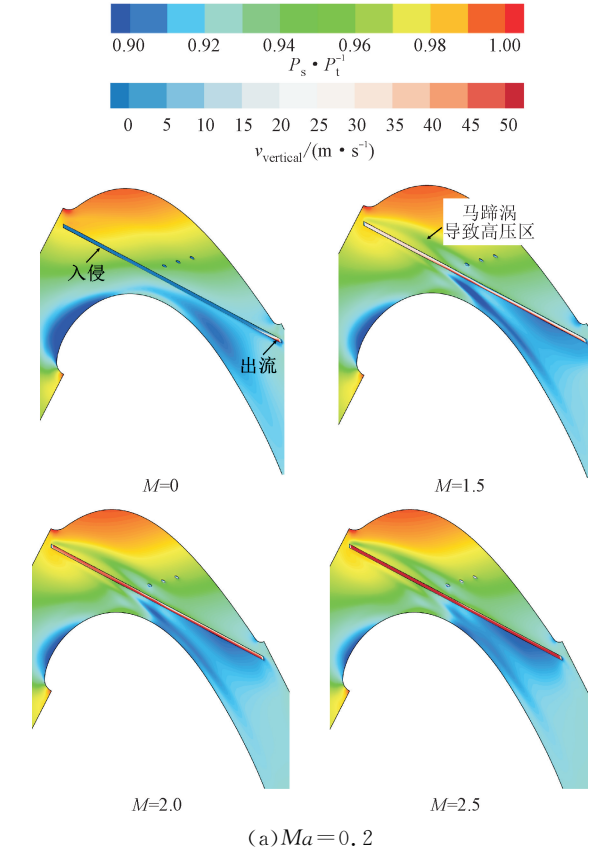
表 3 端壁无量纲静压平均值

马赫数	无量纲静压平均值	
	压力侧端壁	吸力侧端壁
0.2	0.984	0.972
0.3	0.969	0.947
0.4	0.955	0.924

图 9 给出了端壁压力分布云图,同时给出了间隙内冷气垂直速度分布云图,表 4 给出了间隙横截面高出流速度区域(出流速度大于 40 m/s)的面积百分比。间隙内红色区域表示冷气出流,而蓝色区域表示主流入侵,由图 9 可见,间隙内冷气出流较为

不均匀,间隙主流入侵与冷气出流位置随吹风比 M 的变化会显著影响端壁的气动参数分布。相比于无冷气射流条件,压力侧马蹄涡在间隙射流上方的发展造成吸力侧端壁形成一个条形低压区,同时压力侧马蹄涡在压力侧端壁的发展显著影响了最靠近间隙气膜孔的出流压力。

当 $Ma=0.2$ 时,当冷气吹风比较小($M=1.5$)时,间隙内仅有 12.68% 区域为冷气高速出流区,其中冷气主要从间隙的吸力侧边缘流出,而其他区域易发生主流入侵或冷气出流较为微弱,而间隙的前缘仍然存在一定的主流入侵,马蹄涡卷吸间隙冷气在压力侧端壁的脱离造成了一个低压区,其面积随 M 的增加而略微增大,从而能够影响中间气膜孔的冷气出流高度。无冷气射流时低压区在叶肩附近,而存在间隙射流时低压区主要分布在间隙下游附近,间隙尾缘附近的端壁低压区面积随 M 的增加而有所增大。当 Ma 为 0.3 和 0.4 时,相比于 $Ma=0.2$,上游及下游间隙截面出流面积都略微增大,下游低压区面积也显著增大,尤其是下游间隙的临近区域。当冷气吹风比较高时(M 为 2.0 和 2.5),间隙高速冷气出流区域占比能够达到 85% 以上,压力侧马蹄涡无法在靠近吸力侧下游端壁发展,因此无法再在此区域造成显著的条形高压区。



(a) $Ma=0.2$

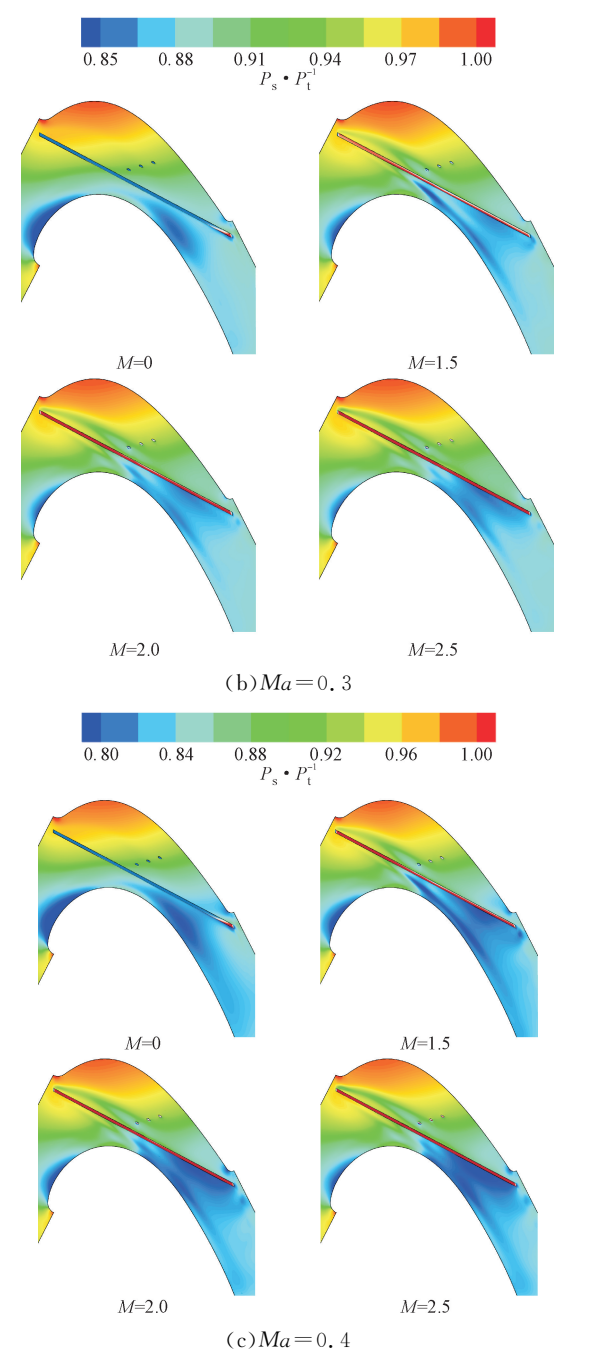
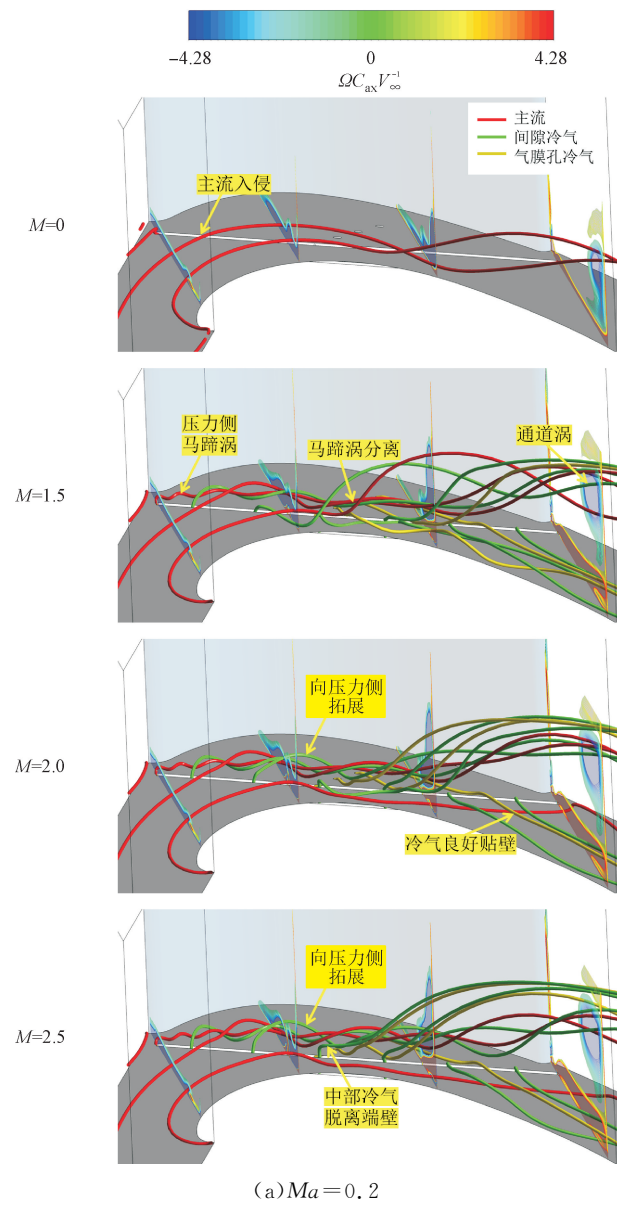


图 9 端壁压力及间隙内无量纲速度分布
Fig. 9 Endwall pressure and gap velocity distribution

表 4 间隙高出流速度区面积占比				
Table 4 Percentage of slashface strong outflow region				
Ma	间隙高出流速度区面积占比			
	M=0	M=1.5	M=2.0	M=2.5
0.2	0.71	12.68	41.98	75.42
0.3	2.06	37.36	75.24	85.65
0.4	0	68.09	83.30	89.02

图 10 给出了 4 种冷气吹风比条件下叶栅端区主流与冷气三维流线掺混及发展情况,以及叶栅各

轴向位置二维截面的涡量分布,以分析叶栅端区的总体流动及涡系发展情况。总体上,压力侧马蹄涡形成于前缘区域并沿通道间隙的边沿向下游发展,其卷吸上游部分间隙冷气射流向压力侧端壁发展,并在近喉部区域跨越端壁间隙发展到吸力侧端壁,压力侧马蹄涡与冷气一同在近喉部区域脱离端壁,逐渐与其他二次流涡系一同发展为通道涡;由于马蹄涡在上游端壁一直贴近间隙边沿发展,因此间隙上游区域的主流入侵及冷气出流形态会显著影响上游的二次流涡系发展,并对叶栅出口通道涡区域的气动损失具有主要影响。由于主要二次流涡系在下游端壁已经发生脱离,因此下游间隙冷气射流及气膜孔射流较少受到二次流的卷吸,而更倾向于在边界层内向下游发展从而覆盖端壁;下游间隙及气膜孔冷气射流则主要对近端壁高气动损失具有一定的影响。



(a) $Ma=0.2$

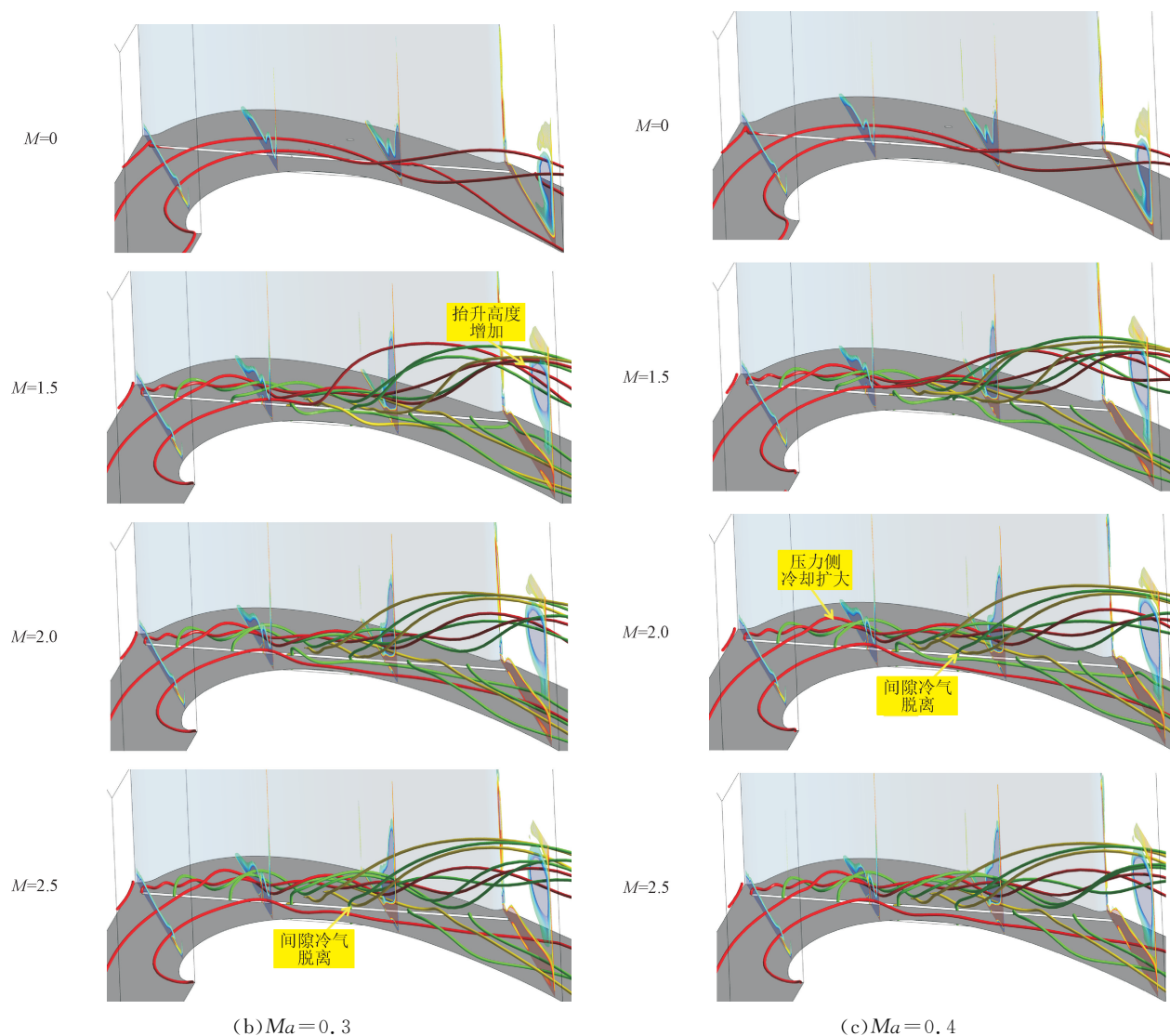


图 10 叶栅端区截面的涡量及流线分布

Fig. 10 Vorticity and streamline distribution in endwall region

当 $Ma=0.2$ 时,在 3 种 M 下冷气均能够从除了间隙前缘之外的大部分间隙区域射出,上游间隙冷气在流出后被沿间隙边沿发展的压力侧马蹄涡所卷吸,主要对压力侧端壁起到冷却作用,其在端壁上的附着终止于气膜孔位置,气膜孔冷气喷射促进了压力侧马蹄涡及间隙冷气从端壁的脱离。上游间隙射流的高度显著高于下游间隙射流,主要是由于压力侧马蹄涡的卷吸。随 M 增加,冷气向压力侧端壁拓展的范围增加,但脱离端壁的高度增加,压力侧马蹄涡和通道涡造成的高气动损失区面积也随之增大。靠近叶肩位置的中部间隙冷气射流在低 M 下能够较好地附着于下游端壁,但在高 M 下会被压力侧马蹄涡的边沿卷吸从而脱离端壁,难以对间隙与叶片吸力面之间的端壁形成覆盖效果。当 Ma 为 0.3 和 0.4 时,相比于 Ma 为 0.2 时,压力侧马蹄涡及其卷吸冷气向

压力侧端壁拓展的面积略微扩大,通道涡的脱离位置提前并且具有更高的抬升高度,通道涡损失面积扩大。叶肩附近的中部间隙冷气脱离高度也随叶栅 Ma 的增加而增加,在高 M 下,中部间隙冷气射流直接进入主流,仅有下游间隙的冷气能够附着于端壁,从而帮助出口通道涡气动损失区域向压力侧拓展。

图 11 给出了下游端壁气膜孔冷气和间隙冷气的三维流线分布,同时给出了端壁的无量纲压力分布,以分析两种冷却结构冷气射流在远离二次流区域的掺混情况,以及对端壁压力分布的影响。当 $Ma=0.2$ 时,气膜孔射流在 $M=1.5$ 时能够在间隙上方流动,并削弱间隙冷气的脱离趋势,气膜孔冷气与间隙冷气能够再附着于下游吸力侧端壁,通过冷气掺混显著提升了间隙冷气射流对下游端壁的附着及冷却效果;气膜孔冷气在 $M=2.0$ 和 $M=2.5$ 时随

间隙射流一起脱离端壁,并难以在端壁再附着,其中最远间隙的气膜孔射流能够一直贴附于端壁,主要原因是孔出口的压力较高。当 $Ma = 0.3$ 和 $Ma = 0.4$ 时,仅有最远离间隙的气膜孔射流能够跨越间隙并再附着于吸力侧端壁,而其余两个孔射流由于喷射速度较高,同时在高垂直动量间隙射流的帮助下,在间隙位置脱离端壁进入主流。

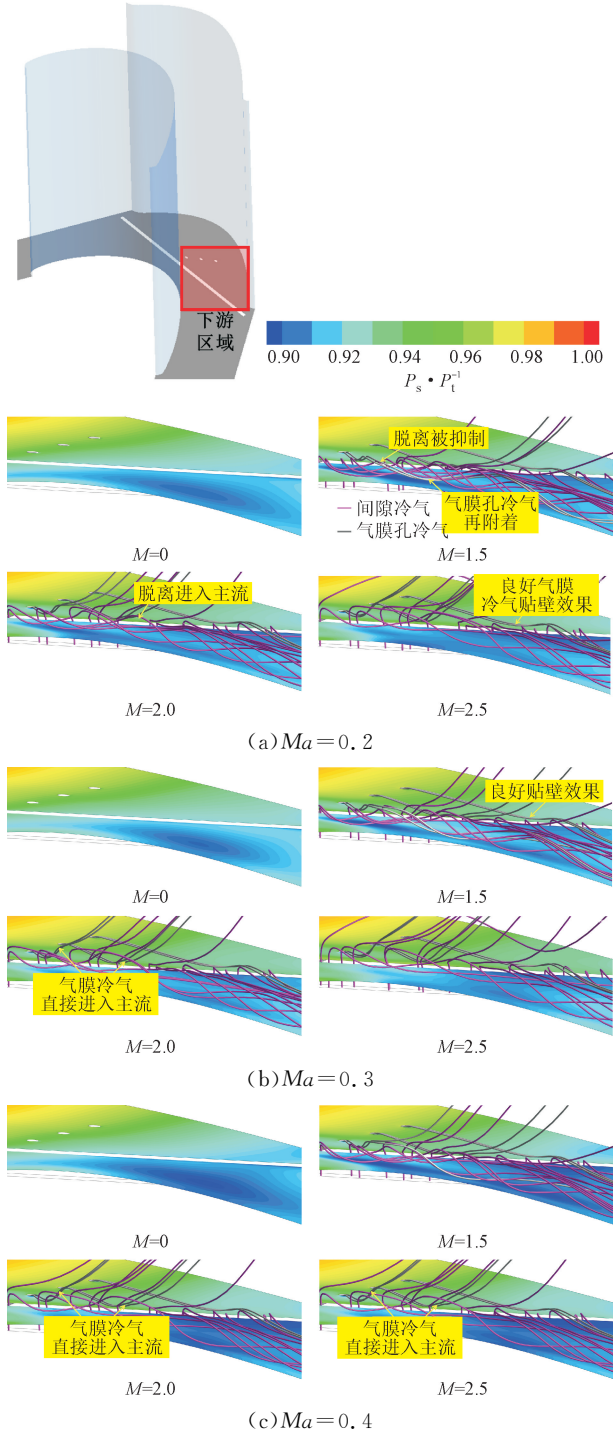
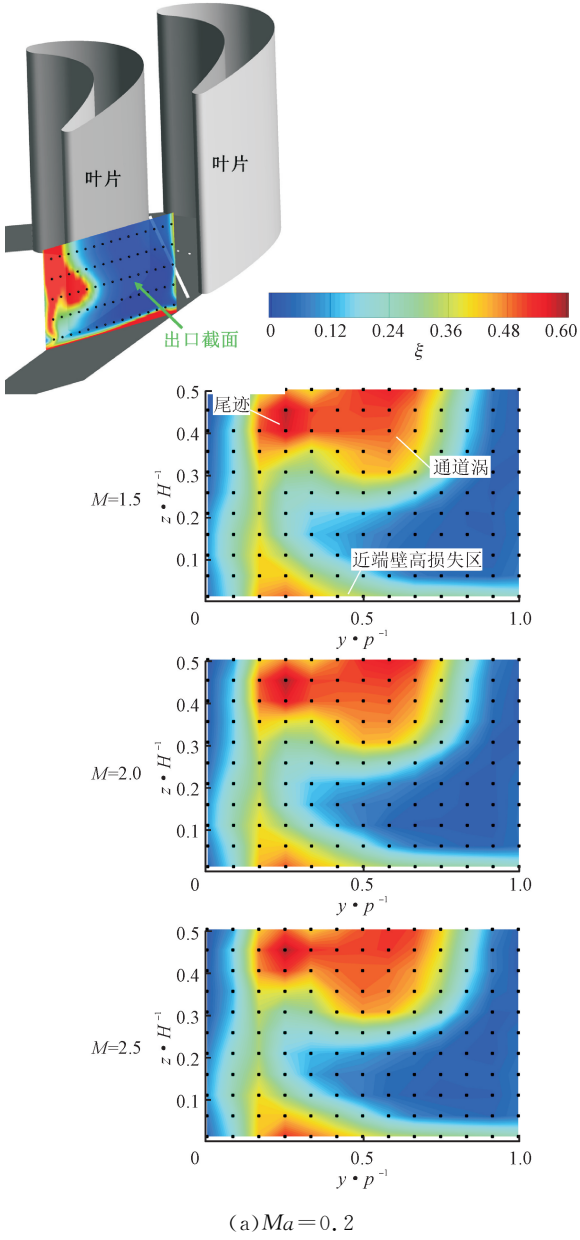


图 11 下游端壁冷气流线及端壁压力分布

Fig. 11 Streamline and endwall pressure distribution on downstream region

2.2 冷气喷射条件下叶栅出口气动特性

图 12 给出了叶栅出口下游 0.1 倍 C_{ax} 截面位置的总压损失系数云图的实验测量结果。上方高气动损失分别由通道涡和叶片尾迹造成,其与典型叶栅气动损失情况相似,通道涡通过向下游发展及卷吸近壁面冷气造成了面积最大的叶栅出口压力损失区,其一般位于半叶高处并呈椭圆形。下方高气动损失区由近端壁冷气及角涡造成,其中近端壁高损失流体流出于下游区域端壁的间隙及气膜孔,而此时通道涡已脱离端壁一段距离,因此其沿叶高向上发展并融合进通道涡的趋势在很大程度上被削弱了,因此在叶栅出口仍聚积于近端壁区域,但其在角涡的作用下仍然能够向叶片尾迹发展,并逐渐脱离端壁。



(a) $Ma = 0.2$

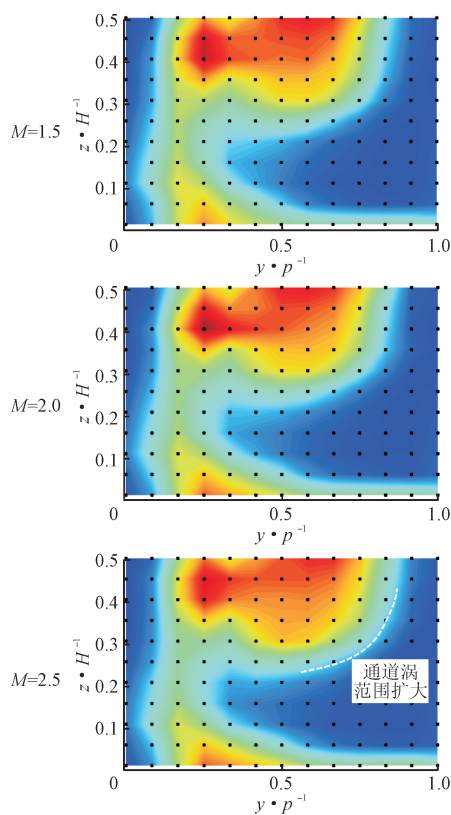
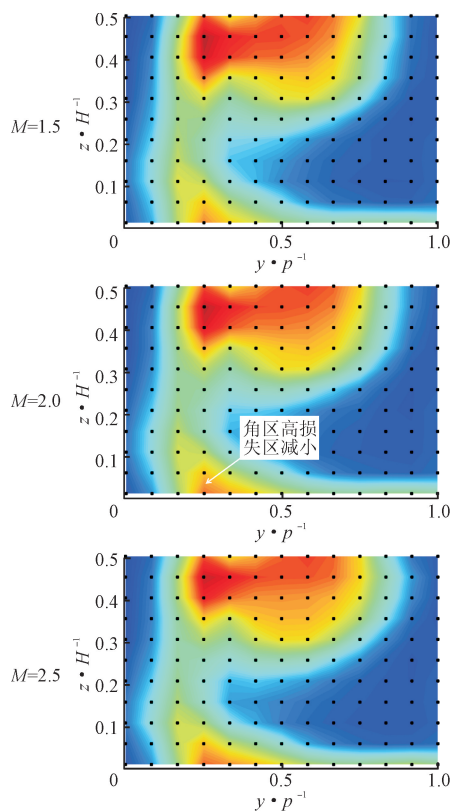
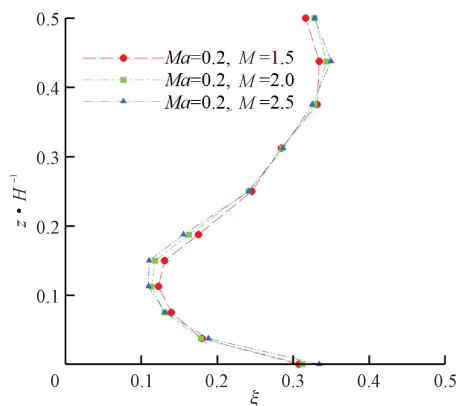
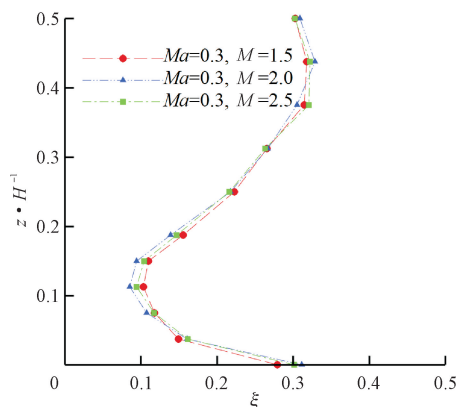
(b) $Ma=0.3$ (c) $Ma=0.4$

图 12 实验测量的叶栅出口压力损失云图

Fig. 12 Experimental results of pressure loss coefficient contours on cascade outlet

由图 12 可见,在 3 种马赫数条件下,随 M 的增加,通道涡高损失区的面积有所增大,且其影响范围向右下方拓展,在低叶栅 Ma 时尤为显著,主要原因是高动量冷气从间隙上游区域出流的趋势更强,从而马蹄涡能够卷吸更大流量的冷气发展为通道涡。同时, M 的增加会使得马蹄涡跨越间隙发生于更靠下游的位置,从而使得通道涡的影响范围向远离吸力面的方向略微移动。角区高损失区随 M 的增加面积及厚度均增大,原因是下游出流并聚积于端壁的冷气量增加。相比于低马赫数叶栅, $Ma=0.4$ 时的通道涡高损失区面积在所有吹风比下均更小,角区的高损失区域同样更小,这是由于高叶栅负荷下损失受主流的影响更大,而受端壁冷气射流的影响更小。

图 13 给出了叶栅出口平均总压损失系数沿叶高分布的实验结果。与图 12 对应,通道涡和近端壁冷气分别造成了 $z \cdot H^{-1} = 0.4$ 和 $z \cdot H^{-1} < 0.05$ 区域的出口高气动损失区,两个区域的平均总压损失系数均达到 0.25 以上;而 $0.05 < z \cdot H^{-1} < 0.2$ 区域的平均总压损失系数小于 0.15。在 3 种叶栅马赫数下,随冷气 M 的增加,两个高损失区的气动损失都逐渐增加,这主要是由于冷气流量增加,从而被通道涡卷吸的冷气和在下游铺展的冷气分别增加了 $z \cdot H^{-1} = 0.4$ 和 $z \cdot H^{-1} < 0.05$ 两个区域的气动损失。

(a) $Ma=0.2$ (b) $Ma=0.3$

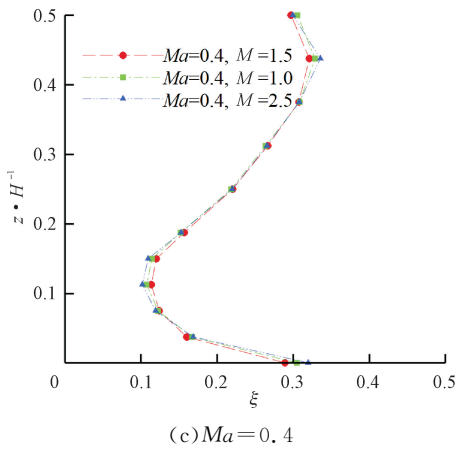


图 13 实验测量的叶栅出口压力损失系数沿叶高分布
Fig.13 Experimental results of pressure loss coefficient distribution along spanwise direction

当 $Ma = 0.2$ 时,两个高损失区的平均总压损失系数分别约为 0.34 和 0.31,而低损失区的平均总压损失仅为 0.11。当 M 从 0.2 增加到 0.4 时,通道涡区域的平均总压损失系数增加了 0.15%,而 $z \cdot H^{-1} = 0.11$ 的平均总压损失系数减小了 0.013。当 $Ma = 0.3$ 时, $z \cdot H^{-1} = 0.11$ 附近的平均总压损失系数在 3 种叶栅 Ma 下最低,原因是其较好地平衡了通道涡损失区域抬升和损失面积增大的关系。随 M 从 0.2 增加到 0.4,通道涡区域平均总压损失系数仅增加了 0.01,其增长幅度较 $Ma = 0.2$ 更小。当 $Ma = 0.4$ 时,通道涡处的平均总压损失系数约为 0.32。随 M 从 0.2 增加到 0.4,通道涡 $z \cdot H^{-1} = 0.4$ 区域的平均总压损失系数增加了 0.16%, $z \cdot H^{-1} = 0.11$ 区域的平均总压损失系数减小了 0.14%,而近端壁区域的平均总压损失系数变化较小。

3 结 论

本文采用实验测量和数值模拟方法,研究了端壁间隙及气膜孔射流掺混特性及其对叶栅气动性能的影响,主要结论如下。

- (1)随叶栅马赫数及气动负荷的增加,端壁间隙中部及下游出流区域压力有所降低,导致间隙冷气出流及向下游迁移的趋势增强,并使得靠近间隙的气膜孔的出流趋势增强。间隙吹风比 M 的增加能够降低上游区域主流入侵并增强间隙冷气出流,通过冷气被二次流的卷吸显著影响通道涡及近端壁区域的冷气聚集情况及气动参数分布。
- (2)在低马赫数($Ma = 0.2$)下,随 M 增大,冷气更倾向于从间隙上游流出并被压力侧马蹄涡卷

吸,马蹄涡脱离趋势的增加使得中间气膜孔出流更容易,同时上游间隙出流推迟了通道涡向吸力侧端壁的发展,通道涡损失影响面积向压力侧及近端壁区扩大,其平均总压损失系数随 M 增加能够增加 0.15%,近端壁气动损失区也随下游冷气聚集而增厚。高 M 间隙吹风会被马蹄涡卷吸并降低叶肩临近区域附着效果,在设计时应尽量降低间隙 M 。

(3)在较高马赫数(Ma 为 0.3 和 0.4)下,出口通道涡及近端壁的气动损失相比于低叶栅马赫数都略微减小,马蹄涡在压力侧端壁的影响范围更大且脱离位置提前,间隙下游附近低压区面积显著增加。随 M 增加,叶栅出口通道涡区域平均总压损失系数增加 0.1% ~ 0.16%。其中,靠近间隙的气膜孔覆盖面积较小,设计时应注意与间隙保持一定距离,并通过调整气膜孔流量避免其在间隙处的脱离。

参考文献:

[1] BUNKER R S. Evolution of turbine cooling [C]// ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2017: V001T51A001.

[2] 赵欣悦,雷隆,李志刚,等. 燃气透平轮缘密封流动特性和气动性能 [J]. 西安交通大学学报, 2024, 58 (5): 111-123.

ZHAO Xinyue, LEI Long, LI Zhigang, et al. Research on flow characteristics of rim seal and aerodynamic performance of gas turbine stage [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2024, 58(5): 111-123.

[3] LANGSTON L S. Secondary flows in axial turbines: a review [J]. Annals of the New York Academy of Sciences, 2001, 934(1): 11-26.

[4] SHOTE A S, HUYSEN B B, MAHMOOD G I. Endwall film-cooling in a cascade with filleted vane, upstream discrete slots, and holes [J/OL]. Experimental Heat Transfer. (2024-11-11) [2025-01-02]. <https://doi.org/10.1080/08916152.2024.2424820>.

[5] 孙添一,张垚垣,李志刚,等. 燃烧室出流条件对涡轮静叶端壁流动结构和传热冷却特性的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2023, 57(1): 152-163.

SUN Tianyi, ZHANG Kaiyuan, LI Zhigang, et al. Effect of combustor outflow conditions on the flow structure and heat transfer cooling characteristics of turbine vane endwall [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2023, 57(1): 152-163.

[6] TURGUT Ö H, CAMCI C. A simultaneous use of a leading-edge fillet and a non-axisymmetrically contoured endwall in a turbine stage [J]. Aerospace Sci-

- ence and Technology, 2021, 118: 106985.
- [7] LANGSTON L S. Secondary flows in axial turbines: a review [J]. *Annals of the New York Academy of Sciences*, 2001, 934(1): 11-26.
- [8] WANG H P, OLSON S J, GOLDSTEIN R J, et al. Flow visualization in a linear turbine cascade of high performance turbine blades [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1997, 119(1): 1-8.
- [9] 马超凡, 隋秀明, 浦健, 等. 端壁倒圆对低展弦比超高负荷大折转动叶端区二次流损失影响 [J/OL]. *航空动力学报*. (2024-11-13) [2025-01-02]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20230652>.
MA Chaofan, SUI Xiuming, PU Jian, et al. The impact of end-wall fillet on secondary flow losses in a highly-loaded rotor with low aspect ratio and larger camber angle [J/OL]. *Journal of Aerospace Power*. (2024-11-13) [2025-01-02]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20230652>.
- [10] ANANTHAKRISHNAN K, GOVARDHAN M. Influence of fillet shapes on secondary flow field in a transonic axial flow turbine stage [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 82-83: 425-437.
- [11] MARKS C R, SONDERGAARD R, BEAR P S, et al. Reynolds number effects on the secondary flow of profile contoured low pressure turbines [C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston, VA, USA: AIAA, 2016: AIAA 2016-0114.
- [12] SCHNEIDER C M, SCHRACK D, KUERNER M, et al. On the unsteady formation of secondary flow inside a rotating turbine blade passage [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2014, 136(6): 061004.
- [13] QU Xiao, ZHANG Yanfeng, LU Xingen, et al. Effect of periodic wakes and a contoured endwall on secondary flow in a high-lift low-pressure turbine cascade at low Reynolds numbers [J]. *Computers & Fluids*, 2019, 190: 1-14.
- [14] CHOWDHURY N H K, SHIAU C C, HAN J C, et al. Turbine vane endwall film cooling with slashface leakage and discrete hole configuration [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, 139(6): 061003.
- [15] LIM C H, PULLAN G, NORTHALL J. Estimating the loss associated with film cooling for a turbine stage [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(2): 021011.
- [16] BARIGOZZI G, FRANCHINI G, PERDICHIZZI A, et al. Endwall film cooling effects on secondary flows in a contoured endwall nozzle vane [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 132(4): 041005.
- [17] 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.
- [18] ZHANG Kaiyuan, LI Zhiyu, WU Jun, et al. Turbine nozzle endwall aero-thermal characteristics under combustor louver coolant with interface cavity [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2023, 219 (Part D): 119683.
- [19] ZHANG Weixin, LI Feng, XIE Yehang, et al. Experimental and numerical investigations of discrete film holes cooling performance on a blade endwall with mid-passage gap leakage [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2023, 201(Part 1): 123550.
- [20] VAN HOUT D R. Heat transfer and film cooling performance on a transonic converging nozzle guide vane endwall with purge jet cooling and dual cavity slashface leakage [D]. Blacksburg, VA, USA: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2020.
- [21] MAO Shuo, VAN HOUT D, ZHANG Kaiyuan, et al. Upstream jet cooling and dual cavity slashface leakage cooling on a transonic nozzle guide vane endwall [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2023, 145(8): 081006.
- [22] 曾飞, 甘明瑜, 宋玉琴, 等. 涡轮导叶端壁安装间隙泄漏流气动特征数值模拟研究 [J]. *推进技术*, 2024, 45(10): 56-65.
ZENG Fei, GAN Mingyu, SONG Yuqin, et al. Numerical simulation of aerodynamic characteristics of turbine guide vane end-wall installation clearance leakage flow [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2024, 45(10): 56-65.
- [23] 刘钊, 丁玉强, 谢晔航, 等. 气膜孔布置对透平端壁冷却和气动性能影响的研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2023, 57(8): 22-33.
LIU Zhao, DING Yuqiang, XIE Yehang, et al. Study on effects of film hole arrangements on film cooling and aerodynamic characteristics of turbine endwall [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2023, 57(8): 22-33.
- [24] LI Zhiyu, ZHANG Kaiyuan, LI Zhigang, et al. Aero-thermal performance of slashface leakage with double surface angle under realistic swirling inflow [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2025, 147(1): 011011.
- [25] SIMON T W, PIGGUSH J D. Turbine endwall aerodynamics and heat transfer [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(2): 301-312.

(编辑 武红江)