

涡轮叶栅前缘区域叶片与端壁交互气膜冷却作用数值研究

张垚垣, 张超才, 栗智宇, 李志刚, 李军

(西安交通大学叶轮机械研究所, 710049, 西安)

摘要: 针对燃气涡轮叶栅前缘角区不同部件的多源冷气射流与二次流掺混机理不明晰和极高热负荷的问题,数值研究了叶片喷淋头射流、端壁前缘气膜孔射流和端壁上游槽缝射流在前缘区域的流动掺混和交互冷却特性。结果表明,叶片喷淋头冷气能够通过再附着对热环区域起到二次冷却作用,并通过改变二次流生成强度影响端壁冷气分布。当端壁吹风比较小时,叶片与端壁冷气在马蹄涡的阻隔下掺混较弱,端壁冷气在热环外侧马蹄涡边沿的直接附着形成条形冷却保护,叶片冷气通过再附着对端壁吸力侧角区形成二次冷却,随叶片吹风比 M_s 的增大,吸力侧马蹄涡及其卷吸的端壁冷气更加靠近叶片,其与喷淋头射流掺混增强,前缘区域平均冷却效率提升 0.04, $M_s = 1.0$ 时叶片喷淋头冷气在角区的覆盖沿轴向分布最为均匀。当端壁吹风比较大时,端壁冷气与叶片冷气掺混强烈并对角区形成较好的气膜冷却保护,主要发生于角区的冷气掺混现象导致上游槽缝与端壁气膜孔之间存在较大无冷却区,随 M_s 增大吸力侧角区的冷气掺混显著增强,端壁 $0 < z/C_{ax}$ (轴向坐标与轴向弦长之比) < 0.1 区域的平均冷却效率提升了 0.08。研究结果表明,在叶栅端壁前缘冷却布局设计时应考虑叶片冷气的二次冷却作用,同时关注其对二次流生成及在下游发展强度的影响。

关键词: 燃气涡轮;叶栅端壁;气膜冷却;叶片喷淋头射流;二次流

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202508010 **文章编号:** 0253-987X(2025)08-0100-12

Numerical Investigation of Interactive Film Cooling Effect Between Blade Showerhead and Endwall in Turbine Cascade Leading Edge Region

ZHANG Kaiyuan, ZHANG Chaocai, LI Zhiyu, LI Zhigang, LI Jun

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

Abstract: To address the unclear mixing mechanisms of multi-source coolant injections and secondary flows from and the extremely high thermal load in different components the corner region of gas turbine cascade leading edges, a numerical study is conducted on the flow mixing and interactive cooling characteristics of blade showerhead injection, endwall leading-edge film-hole injection, and upstream endwall slot injection in the leading-edge region. The results indicate that the blade showerhead coolant can provide secondary cooling to the hot ring region by reattaching to the endwall, while also influencing the endwall coolant distribution by altering the strength of secondary flow generation. When the endwall blowing ratio is low, the mixing

收稿日期: 2025-01-14。 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);中国博士后科学基金资助项目(2023M742771)。

网络出版时间: 2025-03-12

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.20250312.1131.004>

between blade and endwall coolant is weak due to the blocking effect of the horseshoe vortex. The endwall coolant directly attaches to the outer edge of the horseshoe vortex near the hot ring, forming strip-like cooling protection, while the blade coolant provides secondary cooling to the suction-side corner region through reattachment. As the blade blowing ratio (M_s) increases, the suction-side horseshoe vortex and the entrained endwall coolant move closer to the blade, enhancing mixing with the showerhead injection. This raises the average cooling efficiency in the leading-edge region by 0.04. At $M_s = 1.0$, the blade showerhead coolant achieves the most uniform axial distribution in the corner region. When the endwall blowing ratio is high, strong mixing between endwall and blade coolant provides improved film cooling protection in the corner region. However, the dominant mixing phenomenon in the corner region creates a large uncooled zone between the upstream slot and endwall film holes. As M_s increases, the coolant mixing in the suction-side corner region intensifies significantly, improving the average cooling efficiency by 0.08 in the endwall region where $0 < z/C_{ax}$ (axial coordinate to axial chord ratio) < 0.1 . The findings suggest that the secondary cooling effect of blade coolant should be considered in the design of endwall leading-edge cooling configurations, along with its influence on secondary flow generation and downstream development intensity.

Keywords: gas turbine; turbine cascade; film cooling; blade showerhead injection; secondary flow

先进涡轮运行前温的不断提升使得热端部件的热防护遭遇严峻挑战,先进的冷却传热设计技术是保证涡轮安全稳定运行的关键^[1-2]。针对与高温燃烧室排气所直接接触的涡轮热端部件,气膜冷却是将部件与高温主流进行隔离从而产生热防护作用的最常用技术手段之一,目前涡轮部件的气膜冷却效率一般能够达到 0.6,而先进涡轮性能及效率的进一步提升要求气膜冷却效率提升到 0.7 以上^[3],因此国内外学者针对气膜冷却结构及布局设计等方面^[4-5]仍在开展深入研究。

除涡轮叶片外,端壁同样在燃烧室排气的直接冲击下承受极高热负荷。相比于叶栅主流核心区,叶栅端区常伴随强烈的二次流流动,涡系向下游的发展造成端壁热负荷分布相比于叶片更为复杂^[6]。涡轮端区所具有的典型马蹄涡、通道涡及其他涡系的形成及发展特征已有广泛研究^[7-8],已成为端壁热负荷分布研究的重要依据。张韦馨等^[9]数值研究了静叶端壁压力侧气膜孔角度及流量对冷却效果的影响,结果表明气膜孔流量过大时会脱离端壁面,并通过影响出口掺混强度增强换热效率。Shiau 等^[10]在跨声速叶栅风洞中采用压敏漆技术实验测量了上游及下游不同位置 8 个气膜孔射流对端壁的冷却特性,发现下游气膜孔射流受到端区流动的影响更为微弱,从而气膜冷却分布情况与平板更为相似。张杰等^[11]采用压敏漆技术测量了全覆盖气膜端壁的

冷却特性,结果表明气膜孔流量对上游压力侧端壁的冷却分布具有较大影响,冷气密度比的增加导致通道涡强度沿流向增大。Satta 和 Tanda^[12]采用瞬态液晶技术测量了两种全覆盖气膜端壁的冷却特性,针对端壁高传热区域所设计的全覆盖气膜孔布局设计能够使得临近区域的冷却效率提升 29%。

端壁上游区域一般采用上游间隙射流或气膜孔排进行冷却,其中间隙结构是涡轮静子与转子之间的固有间隙,该动、静交界区一般通过注入冷气来防止主流入侵,从而对端壁具有一定的气膜冷却作用^[13]。杜昆等^[14]数值研究了上游槽缝射流对不同造型端壁冷却传热特性的影响,发现端壁造型能够削弱前缘及中后部区域的换热强度。Müller 等^[15]实验测量了上游槽缝吹风比、密度比、槽缝宽度和射流角等多个参数对端壁冷却特性的影响,结果发现吹风比的增大会提升冷气腔室内压力,从而使得出射更为均匀,槽缝与叶片距离增大时对于前缘滞止区的冷却效果显著降低。董逸飞等^[16]数值研究了射流角、旋流角和流量对上游槽缝在端壁上的冷却特性及与主流的交互作用,结果表明旋流角的增大导致马蹄涡压力侧与吸力侧的掺混有所增强,从而使得前缘换热强度增加。Cheng 等^[17]采用数值方法对比了圆形孔和新月形孔排对上游端壁的冷却效果,结果表明新月形孔能够使得端壁冷却性能提升 30%~50%。

然而,上游槽缝冷气射流一般难以对叶栅前缘角区产生冷却作用,这导致该区域在涡轮运行中易发生烧蚀等现象,该区域也是端区二次流的主要生成位置^[18]。因此,在槽缝冷却结构的基础上,端壁还会采用单独气膜冷却结构增强该区域的冷却效果,同时对二次流进行抑制。李智梅等^[19]数值研究了叶片前缘倒角造型对端壁传热性能的影响,结果表明前缘倒角能够削弱端壁横向二次流,但对通道涡影响较小。叶创捷等^[20]在考虑上游槽缝射流的条件下,对包括前缘区域的4个特征传热区域进行了气膜冷却结构设计,实现了端壁全气膜覆盖,其中端壁区域的气膜孔冷却效果主要受到吹风比的影响。Liu等^[21]在近叶片前缘的端壁区域设置6种气膜孔排布方式,并采用数值模拟方法对其冷却效果进行了对比分析,发现不同排布方式均能够显著改善前缘区域的冷却效果,其中单排和双排复合角排布方式的冷却效果最佳。Chen等^[22]数值研究了前缘上游垂直孔射流与马蹄涡的掺混特性和对端壁前缘区域冷却特性的影响,发现上游垂直孔射流能够跨过马蹄涡并到达前缘滞止线附近。苏杭等^[23]实验测量了不同布局全气膜端壁的冷却效果,结果表明二次流是造成端壁非均匀温度分布的主要原因,前缘吸力侧区域采用加密孔和对冲孔设计能够显著提升该区域的冷却效果。

气膜冷却结构对目标壁面一般能够达到较为理想的冷却效果,但近年来发现涡轮不同部件之间的冷气具有一定的相互冷却作用,例如燃烧室冷气尾迹、叶片冷气与端壁冷气之间的相互冷却作用^[24]。将涡轮不同部件之间的相互冷却作用纳入设计目标,有助于进一步降低涡轮叶栅的总体冷气消耗量,因此学者在近年来开展了涡轮不同部件冷气射流的复杂掺混作用的研究。于飞龙等^[25]数值研究了端壁上游槽缝射流对叶片前缘冷却效果及端区二次流涡系的影响,结果表明端壁槽缝射流使得叶片吸力面50%弧长位置的冷却效果显著提升。Alqefli等^[26]实验测量了燃烧室发散冷却、百叶冷却和间隙射流尾迹对涡轮端壁的冷却效果,发现冷气尾迹导致的冲击涡对上游端壁的冷气分布具有重要影响。Mao等^[27]采用红外技术测量了燃烧室百叶冷气尾迹对轴对称涡轮端壁的冷却效果,结果表明只有冷气流量足够高时才能在下游端壁实现较大的冷气覆盖。Zhang等^[28]在不同燃烧室与涡轮交界错位高度下数值研究了上游双排冷气射流对端壁的冷却特

性,发现端壁错位所形成的空腔涡对冷气在上游端壁的覆盖效果具有显著影响。

涡轮冷却结构设计通常对叶片和端壁的冷却结构分别开展设计,但不同叶栅部件冷气射流相互作用机理尚不明晰,并较少将其纳入考虑从而进行冷却布局协同设计,这导致一次冷却作用良好但二次冷却作用不足、冷气整体利用率偏低,同时冷气交互作用下端区二次流结构发生一定变化,现有独立冷却设计难以适应更先进涡轮的要求。本实验室研究^[29]发现,叶片前缘和端壁槽缝冷气具有较强的交互冷却作用,尤其是在叶栅前缘区域。前缘热环是二次流产生的主要位置,也是烧蚀的关键位置,在叶栅前缘区域进行冷气的综合利用有望进一步提升效率及安全性。因此,本文针对叶栅前缘区域的叶片喷淋头、端壁前缘气膜孔和端壁上游槽缝结构,数值研究了三者在前缘区域的流动掺混和交互冷却作用,为涡轮叶片和端壁部件的联合冷却设计提供技术支撑。

1 数值方法

1.1 模型及边界条件

图1给出了本文所采用的叶片和端壁模型,以及叶片喷淋头、端壁前缘气膜孔和叶栅端壁上游槽缝的几何模型。其中,叶栅及端壁模型取自前序实验研究^[29],以采用实验结果对端区的气热性能数值结果进行验证。由于一般只有位于端区内的叶片冷气射流能够与端壁冷气起到一定的相互掺混作用^[29],而靠近中叶展的叶片冷气喷射难以影响端壁,因此本研究仅考虑靠近端壁面的3排叶片前缘喷淋头气膜孔,而在喷淋头的压力侧和吸力侧分别为错列排布的2排气膜孔,各叶片气膜孔的间距均为2.4 mm,喷淋头直径均为1 mm,同时叶片最下方孔与端壁间距同样为2.4 mm。端壁上游槽缝参照典型动、静间隙位置,设置于轴向坐标 z 与轴向弦长 C_{ax} 之比为-0.07处,并与实验模型保持一致,槽缝宽度和出射角分别是1.2 mm和25°。端壁角区上游气膜孔设置的目的是为叶片前缘角区提供冷却保护,并削弱马蹄涡在前缘角区的形成趋势,因此其设置在前缘上游 $z/C_{ax}=-0.04$ 位置,3个气膜孔均布于端壁前缘区域,气膜孔直径均为1 mm,孔间距为3.2 mm,出射角为30°,从吸力侧到压力侧将孔编号为1~3。表1列出了叶栅端壁及冷却结构几何参数。

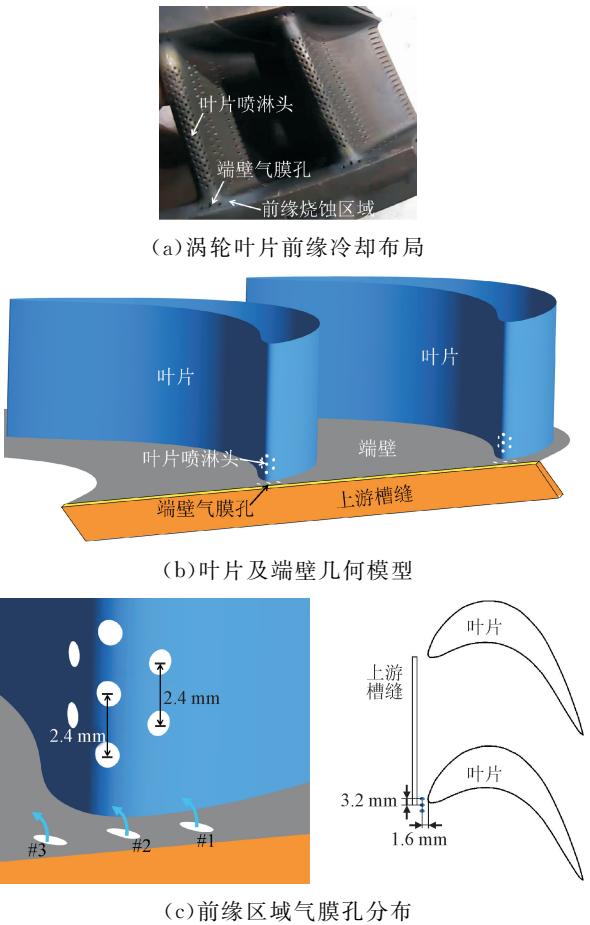


图 1 叶栅及前缘区域冷却结构

Fig. 1 Cooling structures in cascade leading edge region

表 1 叶栅几何参数

Table 1 Geometry parameters of cascade

参数	数值
叶栅弦长/cm	8.97
节距与弦长之比	0.89
叶高与弦长之比	1.41
轴向弦长与弦长之比	0.91
进口气流角/(°)	50.5

来自不同冷却结构的冷气工质与主流流体保持相同,均选为理想空气,其中主流与冷气温差约为 20 K。为了研究不同冷气流量下的冷气流动掺混特性,端壁吹风比分别设置为 0.5 和 1.0,而叶片喷淋头吹风比分别为 0.5、1.0 和 1.5,叶栅进出口压比为 1.125。为了分析端壁气膜孔与叶片喷淋头冷气射流在前缘区域的流动掺混特性,数值计算过程中上游槽缝的质量流量比保持为 0.5%。在透平叶栅气动与冷却性能数值计算中,选择单一叶片流道直列叶栅作为研究对象,流道两侧沿节距方向设置平移周期性边界条件,而端壁及叶片等表面设置为绝

热条件以获得端壁绝热温度。表面冷却效率 η 及流体无量纲温度 θ 分别定义如下

$$\eta = \frac{T_{\infty} - T_{aw}}{T_{\infty} - T_c} \tag{1}$$

$$\theta = \frac{T - T_c}{T_{\infty} - T_c} \tag{2}$$

式中: T 为温度;下标 ∞ 和 c 分别代表主流与冷气; T_{aw} 为壁面的绝热温度。冷气射流吹风比 M 定义为

$$M = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty}}{\rho_c V_c} \tag{3}$$

式中: ρ 和 V 分别为流体密度与速度。后文中 M_e 和 M_s 分别表示端壁及叶片前缘的吹风比。

1.2 数值方法及验证

图 2 给出了本文研究所采用的叶栅及前缘冷却结构的网格示意图。

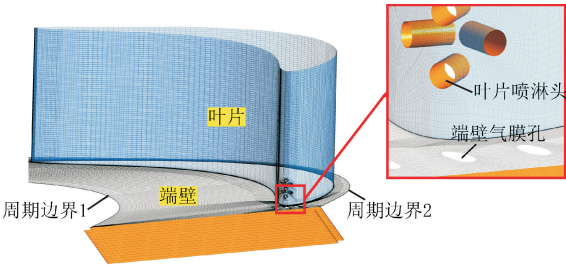


图 2 叶栅及冷却结构网格

Fig. 2 Meshes of turbine cascade and cooling configurations

网格采用 ICEM CFD 软件生成,采用结构化网格并对气膜孔及端壁周围进行网格加密以提升前缘区域的网格质量,在叶片及端壁面进行边界层内网格加密,以在使用 $k-\omega$ 模型进行数值计算时满足壁面函数 y^+ 要求。气膜孔与叶栅在同一流体域内进行网格生成,以避免交界面的使用造成的数值预测精度降低,同时叶栅两侧周期性边界网格进行 1:1 匹配。经过网格无关性验证^[29],叶栅及冷却结构网格节点总数约为 830 万。叶栅气动与冷却性能数值计算采用 ANSYS CFX 软件进行,采用求解稳态雷诺时均 N-S 方程的方法进行数值计算。

为了对本文数值计算结果的准确性进行验证,选择 3 种不同的湍流模型进行数值计算,并与实验结果进行对比,其中湍流模型验证的几何模型保留了叶片喷淋头冷却孔和端壁上游槽缝,而未设置端壁气膜孔。叶栅端壁冷却性能测试实验台采用红外相机对端壁温度分布进行测量,详细测量过程见文献^[29]。图 3 给出了采用不同湍流模型对于端壁冷却效率的数值计算结果与实验结果的对比。由图 3 可见:SST $k-\omega$ 湍流模型对于上游槽缝冷气覆盖范

围及前缘无冷气出流区域的预测较为准确,其对喷淋头射流在端壁吸力侧热环及压力侧角区冷却效果预测也最为准确;标准 $k-\epsilon$ 模型对于上游槽缝无冷气出流区域的预测偏低,对端壁热环内的二次冷却效果预测误差较大;标准 $k-\epsilon$ 模型和雷诺应力模型对压力侧端壁的楔形覆盖区域预测都偏高;SST $k-\omega$ 模型对槽缝的楔形覆盖区域和热环内二次冷却区域的位置预测都较为准确,仅对热环内二次冷却效率预测略微偏高。上游端壁区域平均冷却效率相比于实验值的预测误差小于 0.08,这主要是由数值方法对主流与冷气射流掺混预测程度偏低所造成^[30],但结合图 3 的冷气覆盖范围,可以认为端区冷气与二次流发展的预测较为准确,且不同工况下的数值结果的对比更有意义。因此,本文选择 SST $k-\omega$ 模型进行数值计算。

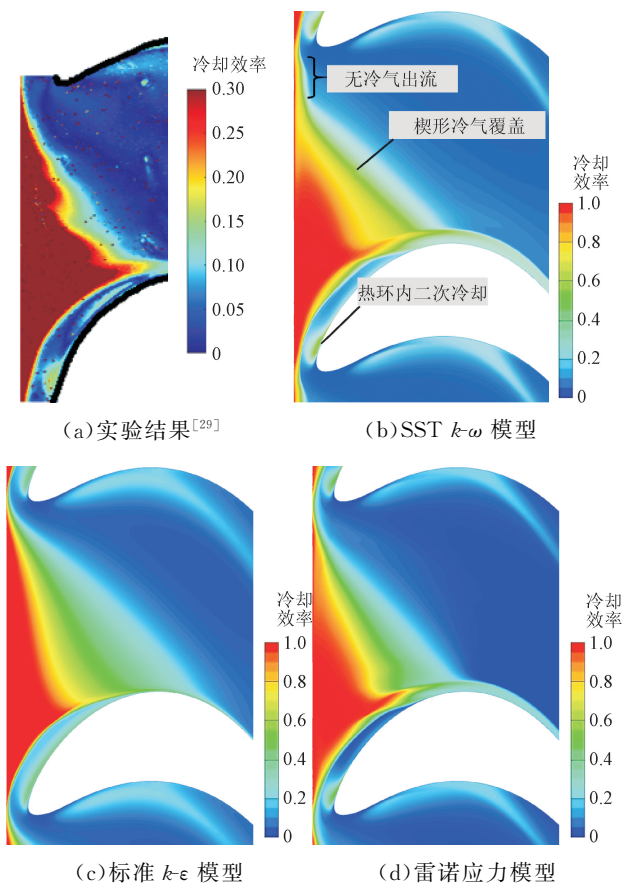


图3 端壁冷却效率的实验与数值结果对比

Fig. 3 Experimental and numerical comparisons of endwall cooling effectiveness results

2 结果与讨论

2.1 端壁与叶片冷气交互流动特性

图4给出了叶栅端区前缘区域的 Q 准则涡量

分布,以说明端壁上游冷气射流和叶片喷淋头射流在前缘区域的掺混情况。在典型涡轮叶栅中,端区前缘区域的展向压力梯度是马蹄涡等二次流涡系形成的主要驱动因素。当叶片和端壁在前缘区域同时设置气膜冷却结构时,由图4前缘角区涡量分布可知,马蹄涡及其附属二次流仍然会在压力梯度的作用下形成,但冷气喷射能够在一定程度上削弱二次流的强度及影响范围。一般情况下,马蹄涡位于叶片喷淋头射流和端壁上游射流之间的区域,强烈地阻碍了叶片与端壁冷气在此区域的融合,因此在前缘区域冷气射流与二次流的交互影响作用较为强烈。压力侧分支马蹄涡由于距离槽缝较远且更靠近下游,因此受前缘冷气影响较小,其在向下游发展的过程中贴壁性能较为良好,且随端区横向压力梯度向吸力侧发展。吸力侧马蹄涡在形成后具有略微向上游发展的趋势,更靠近端壁气膜孔射流,其在向下游发展的过程中贴附叶片的性能较为良好。

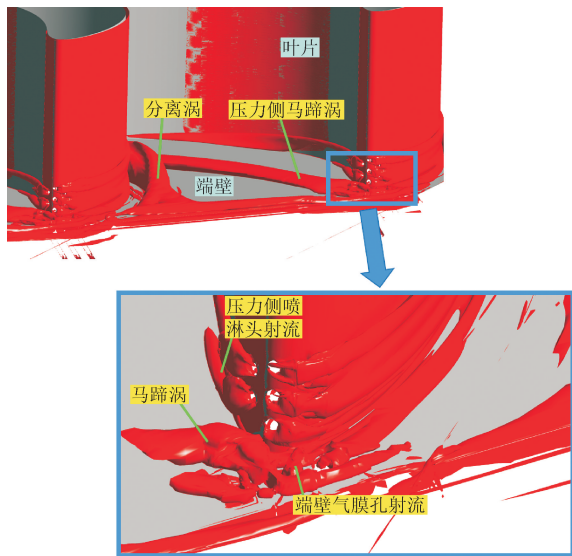


图4 叶栅涡量示意图

Fig. 4 Vorticity contours in turbine cascade

由图4叶片压力面及吸力面涡量方向可知,叶片喷淋头冷气射流在大部分情况下沿叶片向压力面或吸力侧进行覆盖,仅有少部分喷淋头冷气能够随二次流或展向压力梯度向端壁流动。相比于压力侧喷淋头孔射流,前缘及吸力侧喷淋头孔射受到马蹄涡的卷吸流而具有更强的向端壁流动的趋势,从而对端壁前缘区域起到更为显著的二次冷却效果。压力侧喷淋头孔射流在主流的驱动下倾向于直接向下游流动,其对下游的端壁角区能够起到一定的二次冷却效果,但难以与上游端壁冷气发生掺混,从而难

以对端壁前缘区域起到二次冷却作用。总体而言,叶片喷淋头冷气一方面通过直接附着于端壁来影响端壁的冷气覆盖情况,另一方面通过影响二次流的生成及发展情况来影响端壁冷气的覆盖范围。

由图 4 端壁气膜孔射流方向可知,端壁气膜孔射流朝向马蹄涡生成的前缘角区,能够通过加快边界层内流体速度对马蹄涡起到削弱作用,并与马蹄涡进行强烈掺混。上游槽缝冷气在流量较大时沿周向方向出流较为均匀,但在流量较小时一般在吸力侧端壁出流,由于叶片前缘及马蹄涡的阻挡而难以从压力侧端壁上游流入叶栅端区。上游槽缝冷气的边界主要受到马蹄涡的限制,从而在端壁上形成典型的楔形覆盖区域,其中压力侧马蹄涡和端区横向压力梯度使得压力侧槽缝冷气具有强烈的向吸力侧迁移的趋势,因此与叶片压力侧喷淋头冷气掺混较弱。吸力侧槽缝冷气从端壁分离的趋势较压力侧更强,同时其与叶片前缘喷淋头冷气的掺混趋势更强。此外,上游槽缝冷气出流还导致了吸力侧端壁区域分离涡的形成,分离涡在向下游发展的过程中与吸力侧分支马蹄涡进行强烈掺混,并且二者在靠近叶片吸力侧肩部的位置从端壁面脱离。

2.2 端壁的部件交互冷却特性

在叶片喷淋头射流、端壁前缘气膜孔射流、上游槽缝射流的作用下,上游尤其是前缘区域端壁能够取得较为良好的气膜冷却保护效果,图 5 和图 6 分别给出了端壁冷却效率云图及其前缘区域的放大图。可以看出:上游槽缝冷气在马蹄涡的影响下,在端壁上呈楔形覆盖,由于本研究中上游槽缝的质量流量比较小(0.5%),因此上游槽缝冷气主要覆盖吸力侧端壁;在端区横向压力梯度的作用下,压力侧端壁较少有槽缝冷气覆盖;叶片上游区域由于叶片的阻挡压力较高而较少有冷气出流,导致在端壁前缘形成了围绕叶片的热环区域,尤其是在吸力侧,导致热环区域在涡轮运行中易发生材料烧蚀等现象,而端壁前缘气膜孔射流能够在很大程度上对热环区域起到补充冷却的作用。此外,上游槽缝射流卷吸端壁 3 号气膜孔冷气,并沿着上游槽缝冷气覆盖区域边沿向吸力侧发展,从而扩大了楔形区的冷气保护范围边界。

对于 3 个端壁气膜孔的冷气射流:1 号孔在二次流的作用下向叶栅中铺展的长度最长,对吸力侧热环起到了主要的冷却作用;2 号孔由于位于 3 个孔之间,冷气覆盖面积最小,大部分工况下其冷气向吸力侧发展并与 1 号孔的冷气相融合。在 M_e 从

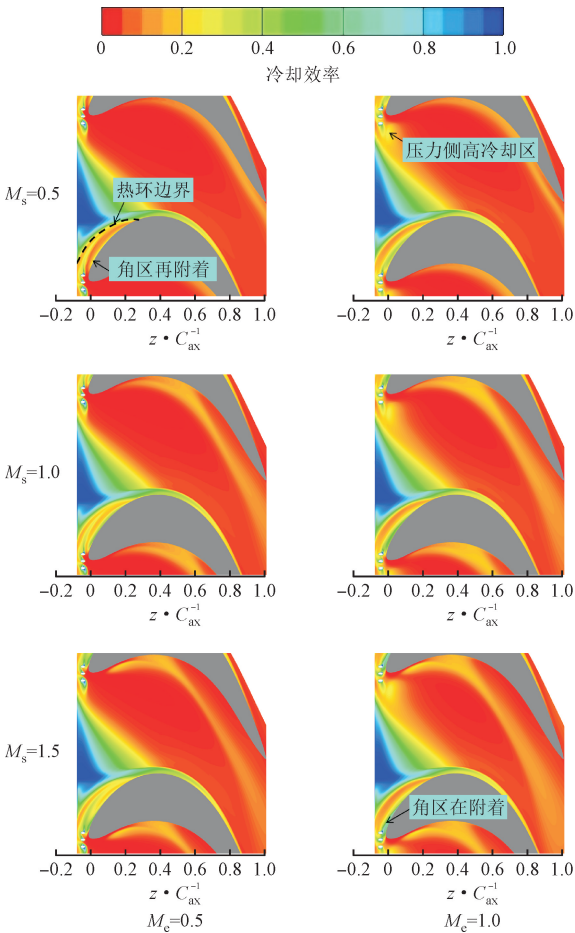


图 5 端壁冷却效率云图

Fig. 5 Cooling effectiveness contours distribution on endwall

0.5增大到 1.0 的过程中,3 个端壁气膜孔的冷气更倾向于向下游流动,且冷气向下游铺展的长度显著增加,尤其是对于两侧的两个气膜孔。3 号气膜孔向压力侧发展的趋势相比于 $M_e=0.5$ 时显著增强,且仅当 $M_e=1.0$ 时端壁 1 号气膜孔射流能够覆盖角区,并且在压力侧热环形成一个面积较大的高冷却区。此外,随着 M_e 的增大,压力侧角区端壁的冷却效率也有所增加,这说明部分端壁气膜孔冷气被马蹄涡和叶片冷气卷吸到下游而起到一定的冷却作用。

当 $M_e=0.5$ 时,由于端壁气膜孔流量较小,因此难以直接到达叶片角区,而是在热环的外侧形成条形的冷却保护区域,主要覆盖了吸力侧热环。1、2 号端壁气膜孔射流掺混后向吸力侧发展,而 3 号气膜孔射流随主流向压力侧发展。叶片喷淋头射流使得端壁吸力侧角区也有一定的冷却作用。随着 M_s 增大,角区的冷气覆盖面积有所增加, $M_s=1.0$ 时叶片喷淋头冷气在角区的覆盖沿轴向分布最为均匀,这主要是因为其较好地平衡了贴附端壁和向上游流动的关系,而 M_s 增大到 1.5 时其能够与端壁气膜孔

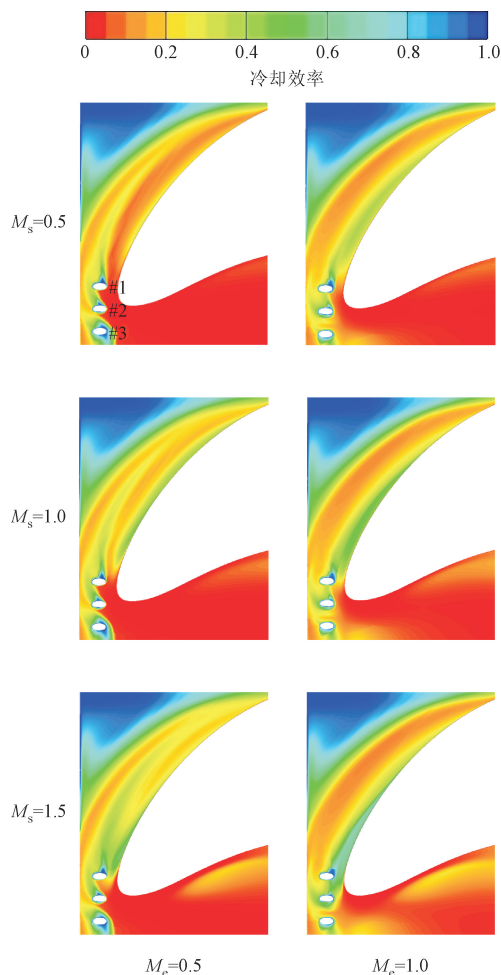


图 6 端壁前缘区域局部冷却效率云图

Fig. 6 Cooling effectiveness contours in endwall leading edge region

的冷却区域相连,从而使得热环形成较为完整的冷气保护。 M_s 为 0.5 和 1.0 时,端壁气膜孔覆盖范围相似,1 孔冷气向吸力侧流动,2 号孔冷气略微向上游流动后覆盖 1 孔冷却范围的外侧,而 M_s 增加到 1.5 时端壁气膜孔射流覆盖面积显著增加,覆盖区域的内侧向角区的冷却区拓展。

当 $M_e = 1.0$ 时,高动量端壁气膜孔冷气能够到达叶片前缘角区,尤其是对于 1 号端壁气膜孔,因此叶片和端壁气膜孔冷气的掺混能够在角区形成范围较大的冷却保护区域,但由于端壁气膜孔射流更倾向于向下游角区覆盖,因此其对热环外侧冷却保护效果较弱,导致上游槽缝与端壁气膜孔之间存在面积较大的无冷却区。2 号端壁气膜孔仍然保持了向上游流动的趋势,从而对热环外侧能够起到略微的冷却作用,冷却效率约为 0.2。随着 M_s 的增大,吸力侧角区的冷却效果逐渐增强,当 $M_s = 1.5$ 时角区的冷却效率能够达到 0.7,并且此时 2 号孔冷气能够覆盖叶片

前缘区域,端壁冷气更靠近角区从而导致热环外侧未冷却区面积略微增大,这与 $M_e = 0.5$ 时相似。

图 7 给出了冷气交互作用下的端壁横向平均冷却效率 $\bar{\eta}$ 沿轴向的分布。可以看出,由于本研究的冷却结构都位于上游及前缘区域,因此冷却效果主要集中于上游端壁,在前缘区域平均冷却效率能够达到 0.4 以上,且平均冷却效率随轴向坐标的增加持续下降,在 $z/C_{ax} > 0.3$ 区域降低到 0.2 以下。

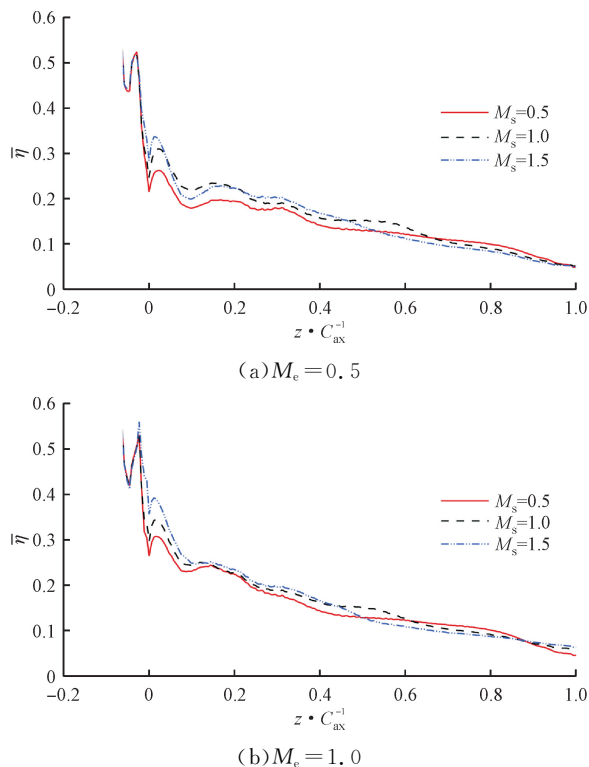


图 7 端壁横向平均冷却效率

Fig. 7 Laterally averaged cooling effectiveness of endwall

由图 7(a)可以看到, $0 < z/C_{ax} < 0.1$ 对应槽缝冷气楔形覆盖区域及热环区域。随着叶片喷淋头气膜孔流量的增大,端壁平均冷却效率逐渐增大, M_s 从 0.5 增大到 1.5 的过程中,平均冷却效率从 0.28 增大到了 0.32,主要对应于吸力侧热环的冷却效果提升。 $0.1 < z/C_{ax} < 0.25$ 对应槽缝冷气的分离区域,在 $M_s = 1.0$ 取得了最佳冷却效果,与图 6 中叶片喷淋头冷气在端壁角区的附着最为均匀相对应,平均冷却效率比 $M_s = 1.5$ 时略高。 $0.25 < z/C_{ax} < 0.45$ 对应于压力侧冷却区域,当叶片喷淋头冷气流量较大 ($M_s = 1.0, 1.5$) 时,压力侧端壁冷气的再附着使得平均冷却效率提升了 0.02 ~ 0.03。

由图 7(b) 可以看到: $0 < z/C_{ax} < 0.1$ 区域的平均冷却效率在 M_s 从 0.5 增大到 1.5 的过程中从 0.3 增大到了 0.38,提升幅度相比于 $M_e = 0.5$ 工况更大;在 $0.1 < z/C_{ax} < 0.25$ 区域中,不同于 $M_e = 0.5$,

平均冷却效率随 M_s 的增大而逐步提升,尤其是在 $z/C_{ax} = 0.1$ 附近;在 $0.25 < z/C_{ax} < 0.45$ 区域, $M_s = 1.5$ 比 $M_s = 0.5$ 时的平均冷却效率同样提升了 $0.02 \sim 0.03$ 。

2.3 部件冷气交互对前缘区域二次流的影响

图 8 给出了叶片气膜孔与端壁气膜孔冷气射流在叶栅前缘区域的三维流线交互情况。分析可知,二次流与叶片、端壁冷气主要在吸力侧热环范围内发生强烈掺混,由于前缘二次流卷吸方向朝向端壁,因此叶片喷淋头冷气在马蹄涡的卷吸下能够部分再附着于端壁,从而对端壁起到二次冷却作用。当 $M_e = 0.5$ 时,端壁气膜孔冷气向两侧及上游发展的趋势较为强烈,且由于其动量较小而难以到达角区,在向下游发展的过程中,端壁气膜孔冷气与上游槽缝冷气同时被吸力侧马蹄涡所卷吸,但热环内仍然难以冷却,同时在热环位置马蹄涡的阻隔下,喷淋头气膜与端壁冷气难以发生掺混,仅有部分叶片喷淋头冷气的再附着能够对热环内角区起到二次冷却作用。随着 M_s 增大,虽然叶片冷气流量显著增加,但仅有叶片前缘下方孔的冷气能够到达端壁角区,这主要是由于马蹄涡在近叶片处的旋转方向朝下,因此前缘最下方气膜孔由于距离端壁较近而能够起到二次冷却作用;在 M_s 从 0.5 增大到 1.5 的过程中,叶片喷淋头冷气朝向端壁的流动方向和再附着范围几乎不变,但再附着流量的增大导致图 5 中热环角区的二次冷却效率的提高,同时在喷淋头冷气的帮助下,端壁气膜孔冷气更加靠近热环内侧,增强了角区附近的叶片与端壁冷气掺混。

当 $M_e = 1.0$ 时,高动量端壁气膜孔冷气能够到达前缘角区,并紧贴叶片沿角区向下游发展,同时弥补了低端壁吹风比时角区冷气掺混弱的不足。上游槽缝冷气绕热环的流动情况与 $M_e = 0.5$ 时相似,几乎不与端壁气膜孔冷气发生掺混,这导致了图 5 热环外侧的未冷却区域。当 $M_s = 1.0$ 时,叶片喷淋头冷气流线向端壁再附着的趋势最强;当 $M_s = 1.5$ 时,叶片喷淋头冷气在吸力侧前缘区域具有强烈的端壁再附着情况,并且与端壁气膜孔冷气掺混强烈,但在吸力侧热环的下游脱离端壁的位置比 $M_s = 1.0$ 时更靠近上游,从而使得叶片冷气对端壁热环的二次冷却覆盖区域长度较短。喷淋头压力侧气膜孔射流难以流向热环区域,而是在出流后直接向下游发展,其中下方气膜孔射流同样能够再附着于端壁,从而起到二次冷却作用。随着 M_s 的增大,压力侧端壁再附着区域面积增加,同时向吸力侧扩大(如图 5 所示)。

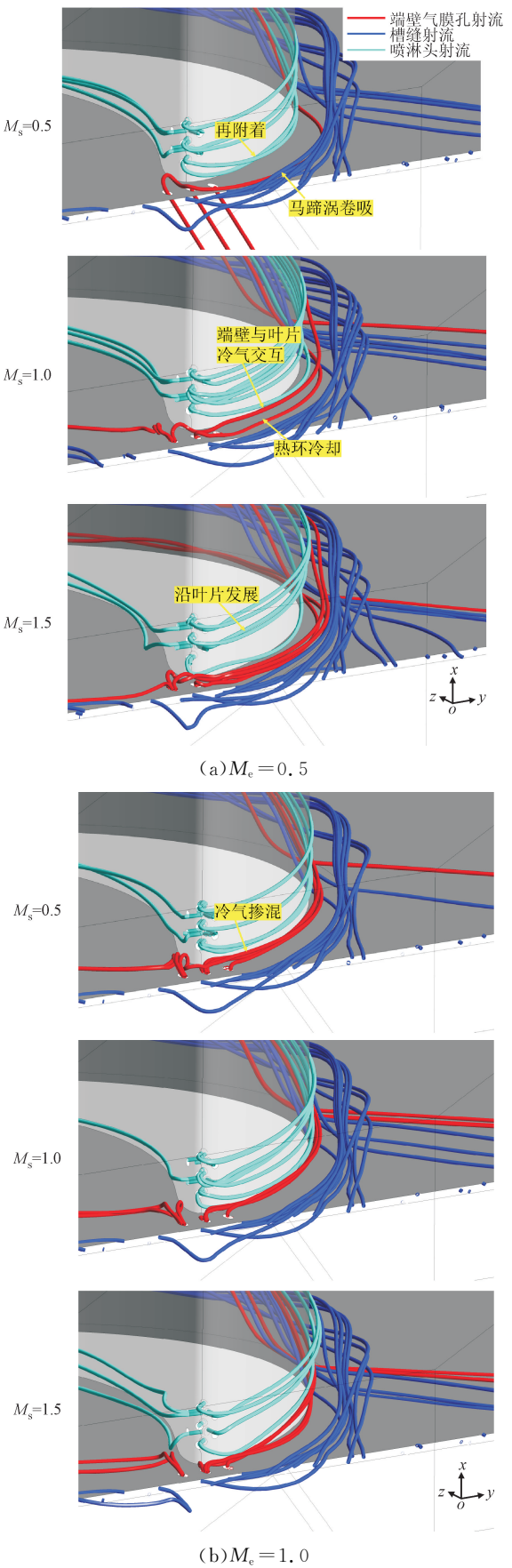
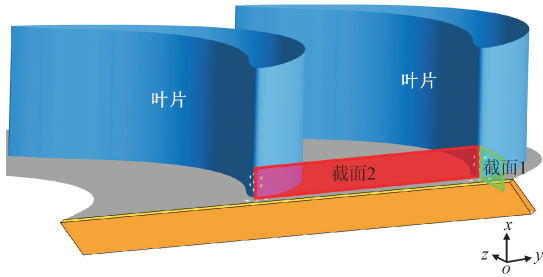
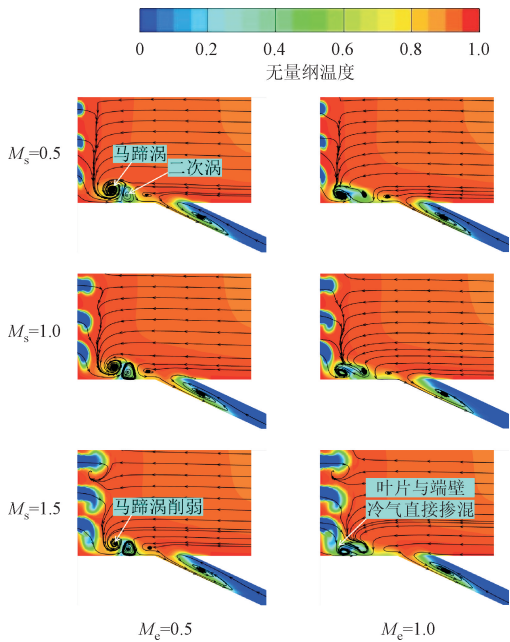


图 8 叶栅前缘区域三维流线
Fig. 8 3D streamlines in leading edge region

为了说明叶片喷淋头和端壁气膜孔射流在前缘区域的掺混情况及对二次流生成的影响,图 9 给出了前缘截面 1($y=0$)的冷气及主流的二维流线分布图。叶片前缘位置的垂直速度梯度是马蹄涡形成的主要原因,马蹄涡卷吸上方的高温主流并在前缘区域附着于端壁,导致该区域的热负荷显著提升。马蹄涡的旋转方向使得其能够卷吸端壁上游冷气沿展向向上流动,削弱了端壁冷气对端壁的冷却作用;马蹄涡在靠近叶片的位置旋转方向向下,从而有潜力将叶片冷气卷吸到端壁面起到冷却作用。在马蹄涡的上游,还存在由其导致的二次涡,起到了隔离槽缝射流和端壁气膜孔射流的作用。



(a) 前缘截面位置示意图



(b) 流线及温度分度

图 9 前缘截面二维流线及无量纲温度分布

Fig. 9 2D streamline and temperature distributions on leading edge plane

当 $M_e=0.5$ 时,端壁气膜孔冷气向下游铺展的距离较短,马蹄涡出现在叶片喷淋头冷气和端壁气膜孔之间,导致在前缘区域叶片和端壁的冷气难以直接掺混,从而使得端壁冷气和叶片冷气分别形成

了图 5 中热环两条高冷却保护区。随着 M_s 增大,马蹄涡的强度逐渐降低,同时前缘最下方喷淋头孔的冷气随马蹄涡向端壁再附着趋势逐渐增强。当 $M_e=1.0$ 时,端壁气膜孔冷气向下游铺展的长度相比于 $M_e=0.5$ 时显著增加,很大程度上提升了前缘区域近壁面流速,从而大幅减小了马蹄涡的强度和影响范围。随着 M_s 增大,马蹄涡的影响范围进一步减小,端壁边界层内的冷气射流形成了一个与马蹄涡旋向相反的二次流,起到了削弱马蹄涡的作用。当 M_s 增大到 1.5 时,叶片喷淋头冷气和端壁气膜孔冷气在前缘区域能够完全掺混,同时马蹄涡影响范围相比于其他工况显著减小,仅存在于叶片冷气的下方,从而取得了图 6 中最大面积的热环内冷却覆盖。

为探究冷气掺混对叶栅前缘节距内二次流涡系发展的影响,给出了前缘轴向截面 2($z=0$)的无量纲温度分布图,如图 10 所示。图中, y/P 为周向坐标与节距之比。

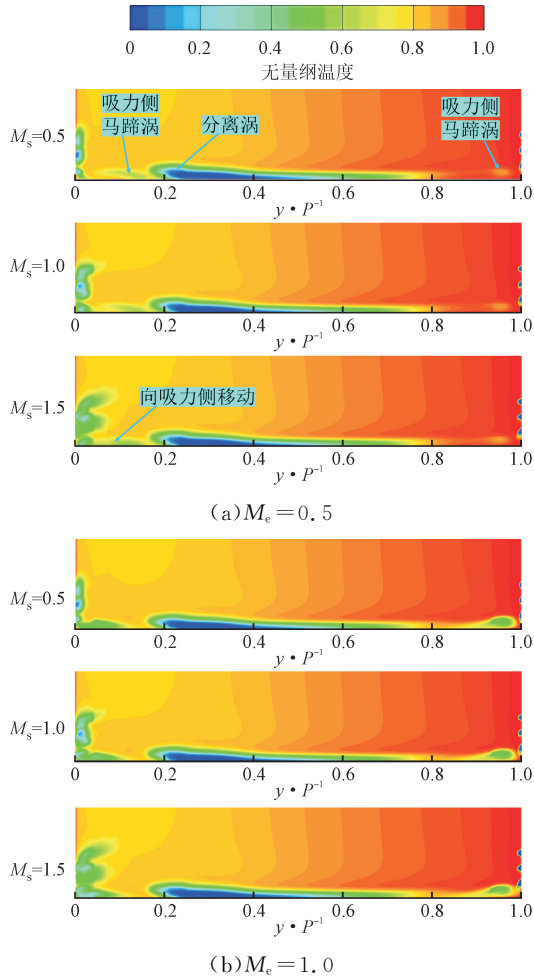


图 10 前缘轴向截面无量纲温度分布

Fig. 10 Non-dimensional temperature distributions on axial plane at leading edge

从图 10 可以看出,上游槽缝射流及分离涡在

节距范围内影响范围最大,占据了 $0.2 < y/P < 0.8$ 范围,主要在吸力侧马蹄涡附近,在很大程度上迫使吸力侧马蹄涡在叶片附近向下游发展。叶片喷淋头冷气在吸力侧均位于吸力侧马蹄涡的边界内,沿热环向下游进行覆盖。当 $M_e = 0.5$ 时,压力侧角区的冷气较少,因此导致了图 5 中压力侧端壁几乎没有冷却效果。受到吸力侧马蹄涡的限制,下方的叶片喷淋头冷气沿节距方向的铺展范围远小于上方冷气,尤其是在高 M_s 工况中。随 M_s 的增大,吸力侧马蹄涡及其卷吸的冷气进一步靠近叶片,从而使得热环角区的冷却效果持续提升。当 $M_e = 1.0$ 时,压力侧马蹄涡卷吸了较多的冷气聚集于压力侧角区,从而使得图 5 中压力侧端壁的小范围冷却覆盖。随 M_s 的增大,吸力侧马蹄涡的位置几乎不发生变化,但吸力侧角区的冷气掺混显著增强。

前缘区域的冷气掺混对端区二次流损失具有一定影响,图 11 给出了近喉部轴向截面 ($z/C_{ax} = 0.41$) 的总压损失系数云图。图中, x/S 为径向坐标与叶高之比。可以看出,在 $x/S < 0.5$ 范围内,吸力侧马蹄涡在轴向截面造成了主要的二次流损失,是叶栅下游通道涡损失的主要组成部分。槽缝射流的分离也会在近端壁区造成较大范围的压力损失区域,在向下游发展的过程中,已经从叶栅中部节距位置移动到了吸力侧端壁上方。此外,角涡及角区的冷气造成该区域的总压损失系数也较高,达到了与吸力侧马蹄涡相似的压力损失系数。当 $M_e = 0.5$ 时,

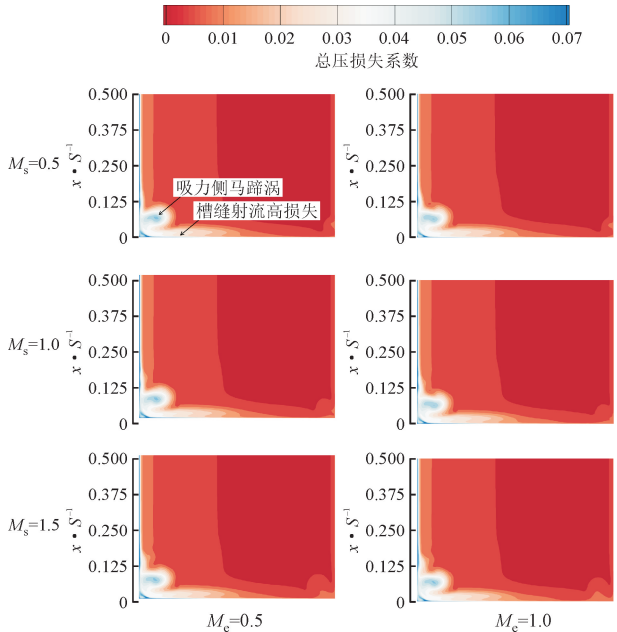


图 11 叶栅近喉部截面总压损失系数云图

Fig. 11 Pressure loss coefficient distributions on plane near throat region

随 M_s 的增大,吸力侧马蹄涡核心区域的总压损失略微减小,且略微向吸力面移动,但吸力侧马蹄涡上方的压力损失区面积有所增加,主要原因是喷淋头冷气流量的增大使得吸力侧马蹄涡脱离的端壁的速度略微加快。同时,由于压力侧喷淋头流量的增大,压力侧端区的高压力损失区域面积显著增大。当 $M_e = 1.0$ 时,与 $M_e = 0.5$ 相似,吸力侧马蹄涡上方的压力损失区域面积随 M_s 的增大而有所增大,压力侧高损失区的面积也有所增大。相比于 $M_e = 0.5$ 时,吸力侧马蹄涡造成的高压力损失区更靠近叶片吸力面。

3 结 论

本文数值研究了涡轮叶栅中分别来自叶片与端壁部件的冷气在前缘区域的交互冷却作用,阐明了叶片喷淋头射流、端壁前缘气膜孔射流和端壁上游槽缝射流的多源冷气流动掺混和叠加冷却特性。结果表明,叶片喷淋头冷气能够通过端壁的再附着对热环区域起到一定的二次冷却作用,叶片冷气射流还能够通过改变二次流生成强度影响端壁冷却覆盖分布。叶栅不同部件的冷气交互作用能够显著提升交界区冷气利用率,在实际应用时应全面考虑叶栅多部件冷却结构,探究其与二次流的复杂掺混效应及发展情况,得到结论如下。

(1)当端壁气膜孔吹风比较小($M_e = 0.5$)时,叶片与端壁冷气在马蹄涡的阻隔下掺混较少,端壁冷气在热环外侧形成了条形冷却保护,叶片冷气通过再附着对端壁吸力侧角区形成冷却。因此,当角区冷却效率不足时,应适当降低前缘冷气流量,通过二次流卷吸作用增强冷气在其他部件的再附着效果,并结合倒圆设计增强角区冷却效率。当 $M_s = 1.0$ 时,叶片喷淋头冷气在角区的覆盖沿轴向分布最为均匀,主要是由于其较好地平衡了附着端壁和向上游流动的关系。随着 M_s 增大,马蹄涡的强度逐渐降低,吸力侧马蹄涡及其卷吸的冷气进一步靠近叶片, M_s 从 0.5 增大到 1.5 的过程中,前缘区域的平均冷却效率从 0.28 增加到了 0.32。

(2)当端壁气膜孔吹风比较大($M_e = 1.0$)时,端壁冷气与叶片冷气掺混较为强烈,对角区形成了较好的冷却保护,但导致上游槽缝与端壁气膜孔之间存在较大的未冷却区。因此,叶片吹风比较高时,应相应提高上游槽缝冷气流量,以增强叶片前缘端壁的冷却效果。随着 M_s 增大,马蹄涡的影响范围进一步减小,吸力侧角区的冷气掺混显著增强, $0 < z/C_{ax} < 0.1$

区域的平均冷却效率在 M_s 从 0.5 增大 1.5 的过程中从 0.3 增大到了 0.38, 但吸力侧马蹄涡上方的压力损失区域面积有所增大, 压力侧高损失区的面积也有所增大。

参考文献:

- [1] BUNKER R S. Evolution of turbine cooling [C]// ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2017: V001T51A001.
- [2] 程想, 丁侯中, 万红牛, 等. 冲击孔位置对涡轮叶片冲击/气膜复合冷却特性影响的实验研究 [J]. 西安交通大学学报, 2023, 57(12): 59-71.
- CHENG Xiang, DING Yuzhong, WAN Hongniu, et al. Experimental investigation on effects of the impingement hole position on impingement/film cooling characteristics of turbine vanes [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2023, 57(12): 59-71.
- [3] HAN J C, DUTTA S, EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology [M]. 2nd ed. Boca Raton, FL, USA: CRC Press, 2012.
- [4] DUTTA S, KAUR I, SINGH P. Review of film cooling in gas turbines with an emphasis on additive manufacturing-based design evolutions [J]. Energies, 2022, 15(19): 6968.
- [5] 刘昱栋, 刘钊, 陶永, 等. 带挡板结构的平面叶栅凹槽叶顶气膜冷却特性 [J]. 西安交通大学学报, 2025, 59(5): 130-142.
- LIU Yudong, LIU Zhao, TAO Yong, et al. Investigation on film cooling performance of the squealer tip with baffle in a linear turbine cascade [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2025, 59(5): 130-142.
- [6] SAUER H, MÜLLER R, VOGELER K. Reduction of secondary flow losses in turbine cascades by leading edge modifications at the endwall [J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 207-213.
- [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] HUSSAIN S, LIU Jian, SUNDÉN B. Study of effects of axisymmetric endwall contouring on film cooling/heat transfer and secondary losses in a cascade of first stage nozzle guide vane [J]. Applied Thermal Engineering, 2020, 168: 114844.
- [9] 张韦馨, 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.
- [10] 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.
- [11] 张杰, 刘存良, 牛夕莹, 等. 离散气膜孔对涡轮端壁气膜冷却特性的影响 [J]. 工程热物理学报, 2024, 45(11): 3331-3337.
- ZHANG Jie, LIU Cunliang, NIU Xiyang, et al. Effect of discrete film holes on film cooling characteristic of a turbine endwall [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2024, 45(11): 3331-3337.
- [12] SATTA F, TANDA G. Effect of discrete-hole arrangement on film-cooling effectiveness for the endwall of a turbine blade cascade [J]. Applied Thermal Engineering, 2015, 91: 507-514.
- [13] 张垠垣, 李志刚, 李军. 透平端壁冷却及泛冷却最优的端壁造型设计研究 [J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(5): 1-9.
- ZHANG Kaiyuan, LI Zhigang, LI Jun. Endwall contour design targeting on optimum turbine endwall cooling and phantom cooling effectiveness [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(5): 1-9.
- [14] 杜昆, 贾毅豪, 刘存良. 考虑端部槽缝射流压力扰动的造型端壁研究 [J]. 工程热物理学报, 2024, 45(10): 3041-3048.
- DU Kun, JIA Yihao, LIU Cunliang. The study of contoured endwall with considering the pressure disturbance of purge flow [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2024, 45(10): 3041-3048.
- [15] MÜLLER G, LANDFESTER C, BÖHLE M, et al. Turbine vane endwall film cooling effectiveness of different purge slot configurations in a linear cascade [J]. Journal of Turbomachinery, 2020, 142(3): 031008.
- [16] 董逸飞, 李雪英, 任静. 封严泄漏流对端壁换热特性的影响机制 [J]. 工程热物理学报, 2024, 45(8): 2299-2305.
- DONG Yifei, LI Xueying, REN Jing. The effect of seal leakage flow on endwall heat transfer [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2024, 45(8): 2299-2305.
- [17] CHENG Yuli, LI Yuan, RAO Yu. Enhanced turbine endwall cooling using crescent-dimpled film cooling holes and a hybrid configuration: numerical study [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2024, 109: 109546.

[18] HADA S, THOLE K A. Computational study of a midpassage gap and upstream slot on vane endwall film-cooling [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2011, 133(1): 011024.

[19] 李智梅, 萨达姆·侯赛因, 何坤, 等. 前缘倒角造型对叶片端区气热性能影响的研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2022, 56(1): 130-141.

LI Zhimei, SADAM H, HE Kun, et al. Investigation into the effect of leading-edge contouring on aero-thermal performance in blade endwall region [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2022, 56(1): 130-141.

[20] 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.

[21] LIU Jian, DU Wei, HUSSAIN S, et al. Endwall film cooling holes design upstream of the leading edge of a turbine vane [J]. *Numerical Heat Transfer: Part A Applications*, 2021, 79(3): 222-245.

[22] CHEN Ziyu, SU Xinrong, YUAN Xin. Cooling performance of the endwall vertical hole considering the interaction between cooling jet and leading-edge horse-shoe vortex [J]. *Journal of Thermal Science*, 2022, 31(5): 1696-1708.

[23] 苏杭, 浦健, 王位, 等. 一种降低端壁温度的离散气膜孔布置 [J]. *工程热物理学报*, 2018, 39(12): 2620-2626.

SU Hang, PU Jian, WANG Wei, et al. A discrete film-hole arrangement to reduce endwall surface temperature [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2018, 39(12): 2620-2626.

[24] 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.

[25] 于飞龙, 何伟, 张蒙, 等. 轮缘密封对下游动叶冷却特性的影响 [J]. *热能动力工程*, 2024, 39(8): 67-75.

YU Feilong, HE Wei, ZHANG Meng, et al. Influence of rim seal on cooling characteristics of downstream rotor blade [J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2024, 39(8): 67-75.

[26] 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.

[27] MAO Shuo, VAN HOUTD, ZHANG Kaiyuan, et al. The cooling effect of combustor exit louver scheme on a transonic nozzle guide vane endwall [C]//ASME Turbo Expo 2022: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2022: V06AT11A007.

[28] ZHANG Kaiyuan, LI Zhiyu, SHAO Weidong, et al. Film cooling effect of upstream jump coolant on turbine endwall with combustor-turbine interface misalignment [J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2024, 201: 109055.

[29] ZHANG Kaiyuan, LI Zhiyu, HAO Mingyang, et al. Experimental and numerical study on integrated film cooling of turbine endwall by upstream slot leakage and blade showerhead jets [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2024, 257(Part C): 124423.

[30] ORNANO F, POVEY T. Experimental and computational study of the effect of momentum-flux ratio on high-pressure nozzle guide vane endwall cooling systems [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, 139(12): 121002.

(编辑 陶晴)