

燃烧室百叶与双排孔冷气对透平端壁冷却性能影响研究

张垚垣, 栗智宇, 李志刚, 李军

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 针对燃烧室与透平冷气掺混导致实际二次流发展及端壁冷却性能偏离设计值的问题, 综合考虑燃烧室百叶冷气尾迹与双排孔射流, 数值研究了多源冷气射流在燃烧室与透平交界区的掺混机制, 分析了其对透平静叶端壁气膜冷却与流动特性的影响规律。研究表明: 空腔涡卷吸大部分百叶冷气, 并跨越双排孔冷气向下游发展, 马蹄涡卷吸限制大部分双排孔冷气, 并向空腔涡外侧发展; 当双排孔冷气吹风比 $M_h=0.5, 1.0$ 较小时, 马蹄涡导致冷气形成楔形高冷效区域, 空腔涡的附着侧和分离侧分别产生了高、低冷效区, 随着百叶冷气吹风比 M_l 的增加, 空腔涡强度显著降低, 导致位于楔形中心的分离侧冷却效率有所提升; 当双排孔冷气吹风比 M_h 为 1.5 时, 双排孔冷气部分跨越马蹄涡, 静叶端壁可实现完全冷气覆盖, 此时百叶冷气吹风比 M_l 从 0.5 增加到 1.5, 静叶端壁平均冷却效率可从 0.4 提升到 0.63。该研究为考虑燃烧室与透平交界区实际流动掺混情况的静叶端壁冷却结构与布局设计提供理论基础。

关键词: 透平静叶; 端壁; 燃烧室百叶冷气; 双排孔射流; 气膜冷却

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202406007 **文章编号:** 0253-987X(2024)06-0065-12

Effects of Combustor Louver Coolant and Double-Row Hole Jets on Turbine Endwall Film Cooling Performance

ZHANG Kaiyuan, LI Zhiyu, LI Zhigang, LI Jun

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

Abstract: Aiming at the problem of secondary flow development and cooling effect deviation from the design value caused by the actual mix condition between combustor and turbine coolant jets, comprehensively considering the combustor louver coolant and the turbine double-row hole jets, the coolant mix mechanism at combustor-turbine interface is numerically studied in this paper, and its influence on the cooling and flow characteristics of turbine vane endwall is analyzed too. The results show that the majority of the louver coolant is entrained by the cavity vortex to develop downstream across the double-row hole jets, and the double-row hole jets are largely entrained by the horseshoe vortex to develop on the outer side of cavity vortex. At low double-row hole blowing ratios ($M_h=0.5$ and 1.0), the horseshoe vortices lead to a wedge-shaped high cooling effectiveness region, and the attachment and separation side of cavity vortices lead to high

收稿日期: 2023-08-13。 作者简介: 张垚垣(1993—), 男, 工学博士, 助理教授; 李军(通信作者), 男, 教授, 博士生导师。

基金项目: 国家科技重大专项资助项目(J2019-II-0011-0031); 国家自然科学基金资助项目(51936008)。

网络出版时间: 2023-10-26

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.20231026.1303.010>

and low cooling effectiveness regions, respectively. With the increase of louver blowing ratio, the cavity vortex is weakened, and the cooling effectiveness at wedge-shaped region core increases. At high double-row hole blowing ratio ($M_h = 1.5$), the hole jets can partly flow across the horseshoe vortex, and the vane endwall can be fully covered. With the increase of louver coolant blowing ratio from 0.5 to 1.5, the averaged cooling effectiveness of the vane endwall increases from 0.4 to 0.63. This study can provide a theoretical foundation for the design of turbine vane endwall cooling layout considering the actual flow mixing conditions at the combustor-turbine interface.

Keywords: turbine vane; endwall; combustor louver coolant; double-row hole jet; film cooling

随着航空发动机与燃气轮机的技术迭代发展,其透平部件的进口前温度呈现向上攀升的趋势^[1],并已远超热端部件材料的熔点,易导致热端部件发生烧蚀和失效等问题,严重威胁航空发动机及燃气轮机的运行安全^[2]。为了提升透平热端部件的可靠性,国内外学者研究出了多种热防护方法^[3-5],主要包括气膜冷却、内部强化换热等传统冷却方式和发散冷却、双层壁冷却等新型冷却方式。应航空发动机与燃气轮机日益严苛的热防护需求,先进冷却技术的性能也需要进一步提升。

第一级静叶端壁是透平中最为重要的热端部件之一^[6],在小展弦比透平设计的广泛应用下,端壁在透平热端部件总表面积中占据了较大的比重;高旋流燃烧室的应用在使得透平进口参数分布更加均匀的同时,进一步增加了第一级静叶端壁热负荷。端壁热防护一般采取内部强化换热叠加外部气膜冷却的方式,但相比于主流区域,近端壁区域的流动呈现显著的二次流特性,造成端壁热负荷分布及冷却情况更为复杂^[7]。文献[8-9]系统研究了叶栅内二次流涡系结构。在此基础上,国内外学者对端壁的传热和流动冷却特性开展了广泛研究。Mahi等^[10]采用红外测温方法测量了不同来流湍流度和雷诺数下端壁流动传热性能,揭示了来流条件对马蹄涡和通道涡等二次流发展型态及端壁传热特性的影响。李劲劲等^[11]数值研究了跨声速透平第一级动叶端壁前缘区域的流动与换热特性,提出了沿叶片型线法线的气膜孔布置方案,提升了前缘区域压力面侧的冷却效果。EL-Gabry等^[12]采用压力敏感漆方法测量了具有不同流量及射流角的上游双排孔冷气射流对造型端壁冷却性能的影响,研究表明双排孔冷气射流能够覆盖吸力侧端壁,且其流量与平均端壁冷却效果不呈线性关系。Chen等^[13]对比了不同轴向位置单排孔射流在平面及造型端壁的冷却性能,结果表明,较小流向压力梯度恶化了造型端壁上游的

冷却效果,但端壁造型强化了下游区域的冷却性能。李智梅等^[14]数值研究了前缘倒角结构对端区二次流结构和端壁流动传热性能的影响。Xu等^[15]测量了端壁横流及造型作用下火山状气膜孔的冷却性能,阐明了横流显著改变火山孔射流的冷却作用机制。Shiau等^[16]实验测量了全气膜覆盖端壁的冷却效果,揭示了不同冷却结构与位置冷气射流在叶栅端区的掺混规律。Zhou等^[17]在典型圆柱气膜孔射流机理的基础上,提出了沙丘涡控方法,通过增加冷气在流向的动量,以提升压力侧端壁的冷却性能。

透平第一级静叶直接承受了燃烧室排气的高温高压来流,因此其在透平部件中具有最高的热负荷,尤其是其上游端壁。第一级静叶上游端壁一般采用错列孔射流或槽缝射流进行气膜冷却^[18]。文献[19-20]研究了不同方向、角度和位置的槽缝射流对透平静叶端壁的气膜冷却效果,其冷却效果均集中于上游吸力侧端壁,但覆盖范围在不同条件下有所差异。张杰等^[21]采用稳态液晶测温技术研究了槽缝和装配间隙射流对端壁换热特性的影响,结果显示泄漏涡增强了吸力侧端壁的传热强度。Ornano等^[22]测试了不同动量的上游双排孔射流对端壁冷却性能的影响,结果显示,双排孔射流具有和槽缝射流相似的覆盖区域,但覆盖更为均匀。Mao等^[23]采用红外测温技术在端壁错位条件下研究了双排孔射流对端壁冷却传热特性的影响,结果表明,端壁错位通过对二次流结构的改变显著影响了双排孔射流在端壁的发展情况。雷蒋等^[24]采用压力敏感漆方法在低速风洞中测量了不同构型双排孔射流对端壁的气膜冷却性能,结果表明较大吹风比使得冷气更容易脱离端壁,但会提升中下游端壁的冷气覆盖水平。

除上述典型端壁冷却方式外,最近学者发现燃烧室掺混段冷气尾迹对透平第一级静叶存在一定的

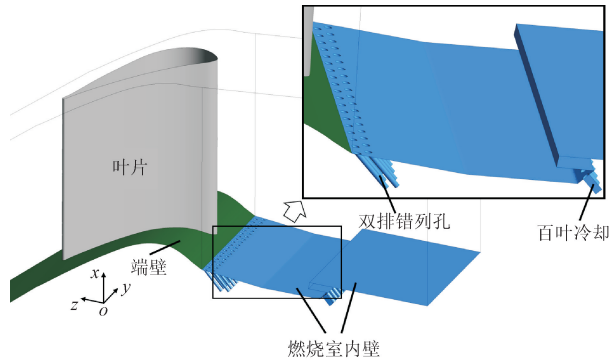
二次冷却作用,在航空发动机及燃气轮机运行效率提升及冷气消耗量减少的需求下,该部分冷却效应逐渐成为透平先进冷却设计中的重要因素。Alqefl 等^[25]在亚声速叶栅中测量了燃烧室发散冷气及百叶冷气作用下的透平静叶端壁温度分布,发现燃烧室冷气尾迹在透平叶栅中造成了冲击涡的生成。Mao 等^[26]实验测量了燃烧室百叶冷气对透平第一级静叶端壁的冷却效果,结果表明,燃烧室冷气尾迹对端壁的冷却效率最高可达 0.4。Zhang 等^[27]数值分析了燃烧室百叶冷气及燃烧室与透平交界槽缝共同作用下透平空腔涡的发展与作用机制,结果表明,百叶冷气大部分在交界槽缝处形成回流并被空腔涡限制在叶栅中部楔形区域,小部分能够逃离空腔涡但被马蹄涡向下游的发展所限制。

目前透平第一级静叶端壁气膜冷却特性研究主要针对上游单一冷却结构,如装配槽缝或双排孔射流,但在实际运行过程中发现燃烧室冷气尾迹对透平实际冷却性能具有显著影响,燃烧室与透平交界区的流动冷却作用机制尚不明晰。因此,本研究构建包含燃烧室尾部百叶冷气和上游双排错列孔冷气作用的第一级静叶端壁气热性能研究模型,在不同流动参数下,数值研究燃烧室与透平交界区多源冷气掺混机制,分析其对第一级静叶端壁冷却及气热耦合特性的影响规律。

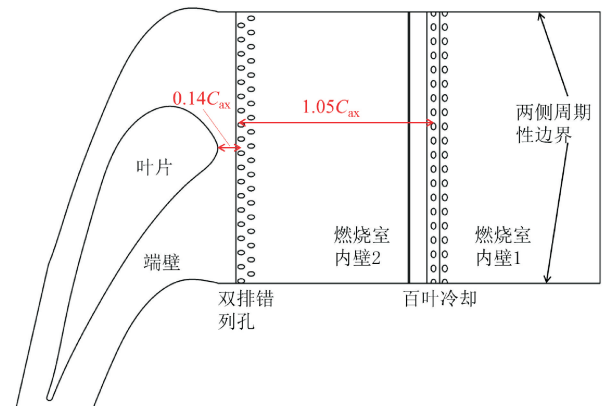
1 数值方法

1.1 模型及边界条件

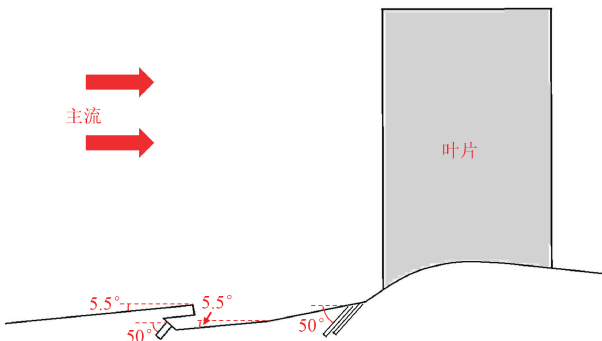
实验测量的透平第一级静叶端壁上游冷却结构和叶栅几何模型^[28]如图 1 所示,包括静叶叶栅、端壁上游双排错列孔冷却结构及其相邻的燃烧室百叶冷气射流结构。其中, y 、 z 分别为周向及轴向坐标, $y/p = 0,1$ 分别对应相邻两叶片的前缘位置。叶栅及冷却结构的几何参数与实验测量模型^[28]相同。叶栅的主要几何参数如表 1 所示。



(a)叶栅流道及冷却结构



(b)叶栅及冷却结构俯视图



(c)叶栅结构正视图

图 1 透平静叶栅及端壁冷却结构几何模型
Fig. 1 Geometrical model of vane cascade and endwall cooling structures

表 1 叶栅的主要几何参数^[28]
Table 1 Geometrical parameters of cascade^[28]

参数	数值
节距 p/mm	322.6
弦长 C/mm	365.4
轴向弦长 C_{ax}/mm	205.3
叶高 S/mm	337.2

本研究中,端壁上游双排错列孔的两排气膜孔分别位于静叶叶片前缘上游的 $-0.14C_{ax}$ 和 $-0.20C_{ax}$ 位置处,孔径和孔间距分别为 5.3、16.9 mm,气膜孔出射角为 50° ,单排气膜孔数为 19。

百叶冷却通常位于燃烧室的掺混段,用于对燃烧室内壁进行冷却,其主要由内部百叶冷却孔和燃烧室内壁组成。冷气由百叶冷却孔射出后,冲击于燃烧室内壁并发生偏转,其距离燃烧室与透平交界区较近,经过燃烧室与透平交界区结构后,其冷气尾迹对透平部件仍能够保持一定的二次冷却能力。本文研究的百叶冷却结构位于透平第一级静叶前缘上游的 $-1.19C_{ax}$ 位置处,其两侧燃烧室内壁与水平线

夹角均为 5.5° , 百叶冷却孔与水平线夹角为 50° , 孔间距为 16.7 mm, 孔直径为 3.4 mm, 百叶孔数为 19。

数值研究叶栅端壁的气膜冷却及气动传热性能时, 冷气及主流边界条件与实验工况^[28]保持一致。主流出口马赫数约为 0.19, 主流进口平均速度与湍流度分别为 14 m/s、11%。冷流与主流温度分别为 315、295 K, 由于冷气及主流温差较小, 所以认为其密度比约为 1。此外, 定义 M_h 、 M_l 分别为双排孔和百叶冷气的吹风比。针对燃烧室百叶冷气及双排孔冷气射流, 分别选取 3 个吹风比 0.5、1.0 和 1.5 对静叶端壁冷却性能进行研究。叶栅流道的节距方向设置为周期性交界面, 其他壁面为绝热无滑移壁面。

定义冷气射流吹风比为

$$M = \frac{\rho_c V_c}{\rho_\infty V_\infty} \tag{1}$$

式中: ρ 为流体密度; V 为流体速度; 下标 c、 ∞ 分别表示冷流与主流。

1.2 数值方法及验证

采用 ANSYS-ICEM 对叶栅流道、百叶冷却和双排错列孔冷却结构生成多块结构化计算网格, 如图 2 所示, 对叶片、端壁面和冷却结构等进行网格加密, 在满足湍流模型网格精度要求的同时保证流动掺混和冷却传热过程的预测准确性。网格无关性验证如表 2 所示, 经过网格无关性验证后, 网格节点总数选为 1 247 万, 其中叶栅流道网格节点数为 873 万, 双排错列孔和百叶冷却结构的网格节点数分别为 245、129 万。

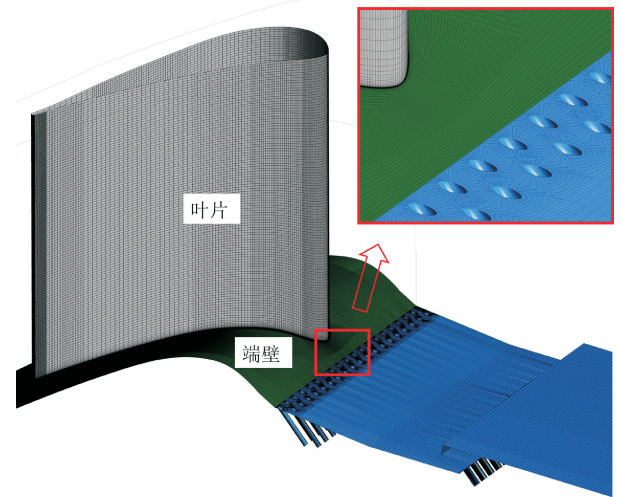


图 2 静叶栅及冷却结构计算网格
Fig. 2 Computational domain grid of vane cascade and cooling structures

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

网格节点数/万	端壁平均冷却效率
442	0.218
1 247	0.225
1 661	0.226
2 380	0.225

采用 ANSYS-CFX 对上游燃烧室百叶冷却和透平双排错列孔冷气作用下的第一级静叶端壁流动结构和传热冷却性能开展研究, 求解雷诺时均 N-S 方程及 SST $k-\omega$ 转捩模型。当数值计算的端壁平均温度波动小于 0.1% 时, 认为计算收敛。

为评估叶栅端壁冷却性能, 定义冷却效率 η 及流体无量纲温度 θ , 即

$$\eta = \frac{T_\infty - T_{aw}}{T_\infty - T_c} \tag{2}$$

$$\theta = \frac{T - T_c}{T_\infty - T_c} \tag{3}$$

式中: T 为流体温度; 下标 aw 表示绝热壁面。

为验证各冷气射流对静叶端壁气膜冷却特性预测的准确性, 分别选取 5 种湍流模型, 将数值模拟得到的端壁冷却性能与实验值^[28]进行了对比, 如图 3 所示, 其中数值模型包括 3 种 $k-\omega$ 模型、1 种 $k-\epsilon$ 模型和 1 种雷诺应力模型。为了与实验保持一致, 在湍流模型验证部分采用了和实验一致的几何模型, 如图 3(a) 所示。由图 3(b) 可见, 剪切应力传输 (SST) $k-\omega$ 转捩模型和雷诺应力模型具有和实验值相似的斜率, 这表示其对冷气在端壁面的分布和分离情况的预测效果较好。其他 3 种湍流模型对于持续下降的冷却效率以及分别位于 $z/C_{ax} = 0.2, 0.7$ 的冷却效率峰值预测精度较差。雷诺应力对于前缘区域的冷却效率预测值偏高, 而 SST $k-\omega$ 转捩模型在所有范围内都具有较小的预测误差, 误差主要来自于雷诺时均 (RANS) 方法对于主流与冷气的掺混在轴向及横向的预测水平都偏弱, 而本文小于 0.10 的预测偏差优于 RANS 方法的平均水平, 因此认为本文不同工况下数值结果的对比较为可靠且具有工程意义。从图 3(c) 可以看出, 上游端壁存在一个楔形高冷却区, 在 $z=0$ 位置覆盖 $0 < (y/p) < 1$, 而在喉部下游位置覆盖 $0 < (y/p) < 0.5$ 。对于端壁的高、低冷却区分布, 仅有 SST $k-\omega$ 转捩模型和重整化群 (RNG) $k-\epsilon$ 模型具有较高的预测精度, 而其他湍流模型的预测精度较低, 表明其难以准确捕捉不同冷气射流与叶栅二次流的掺混作用。综上, 对于复杂冷却结构在端壁面的覆盖情况及其平均冷却效率值的预测, SST $k-\omega$ 转捩模型都与实验测量较为吻合, 因此本

文采用 SST $k-\omega$ 转模模型开展数值计算。

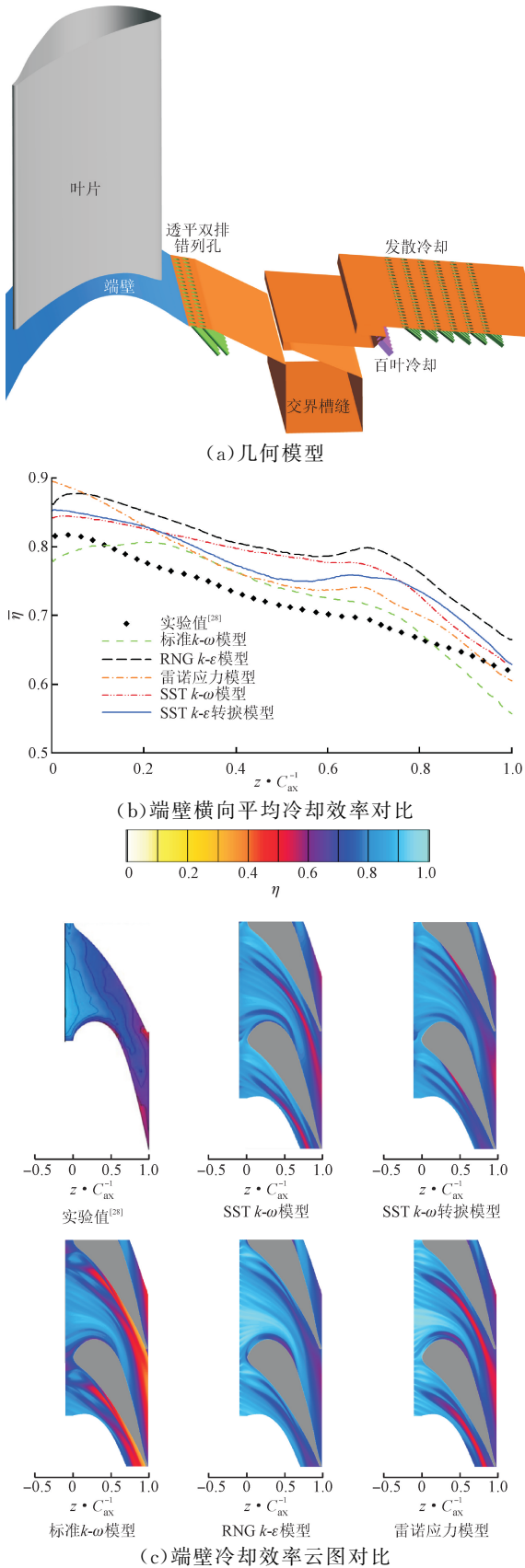


图 3 端壁冷却性能预测数值与实验结果对比
Fig. 3 Computational and experimental comparisons of endwall cooling performance

2 结果与讨论

2.1 端区冷气流动掺混机理

静叶端区三维流动结构及端壁冷却效率如图 4 所示。图 4(a)描述了两种冷却结构吹风比均为 1.0 时静叶端壁三维流场结构,其中灰色和粉色流线分别代表燃烧室百叶冷气与透平双排孔冷气射流,可知百叶冷气射流较为均匀,在百叶冷却结构的下游会形成空腔涡,这主要是由于台阶结构造成的,空腔涡从叶栅的中部位置进入流道。双排孔冷气射流同样较为均匀,与静叶上游端壁典型冷气覆盖情况相似,双排孔冷气在端壁形成楔形覆盖,并向吸力侧发生偏转,在端壁具有很大的覆盖区域;但受到叶片及端区二次流涡系的影响,冷气难以接近角区。在端壁前缘区域,燃烧室百叶冷气与双排孔冷气具有强烈的掺混效应,显著影响叶栅中部节距区域的流动冷却特性。空腔涡在向下游发展的过程中分为两支,出现于静叶两支马蹄涡之间,并一同向吸力侧发生偏转,受空腔涡旋向的影响,空腔涡外侧为其附着侧,而内侧为其分离侧。

图 4(b)给出了百叶冷气和双排孔冷气射流在不同吹风比下的三维流线在静叶端壁的分布情况,可知双排孔冷气射流在小吹风比下对端壁面具有较好的贴壁性能,且沿节距方向射流较为均匀。当双排孔冷气 $M_h=0.5$ 时,双排孔及百叶冷气射流均难以接近叶片,其主要集中于叶栅的中游节距区域,导致端壁压力侧及吸力侧角区的冷却效果不佳,从而在实际静叶栅中需要采用其他冷却结构设计进行补充。双排孔冷气两侧流线分别被两支马蹄涡所卷吸,表明在小吹风比下双排孔冷气在端壁面的发展完全无法脱离马蹄涡的约束。此外,马蹄涡的强度随百叶冷气吹风比的增加而显著增加。当双排孔冷气 $M_h=1.0$ 时,其能够到达前缘吸力侧角区,但由于压力侧马蹄涡向吸力侧发生偏转的程度较大,导致其对端壁压力侧角区的冷却效果不佳。在此吹风比下,双排孔冷气基本达到了对于端壁的冷却效果,其较好地平衡了均匀附着端壁和脱离端壁之间的关系。当双排孔冷气 $M_h=1.5$ 时,其冷气流量较高,几乎能够完全覆盖端壁所有区域,但冷气从端壁面的脱离高度较其他两种吹风比工况更

高,尤其是在静叶前缘附近,造成一定的冷气浪费。在大吹风比下静叶前缘附近的双排孔冷气基

本沿静叶型线向下游发展,并且部分脱离了马蹄涡的限制。

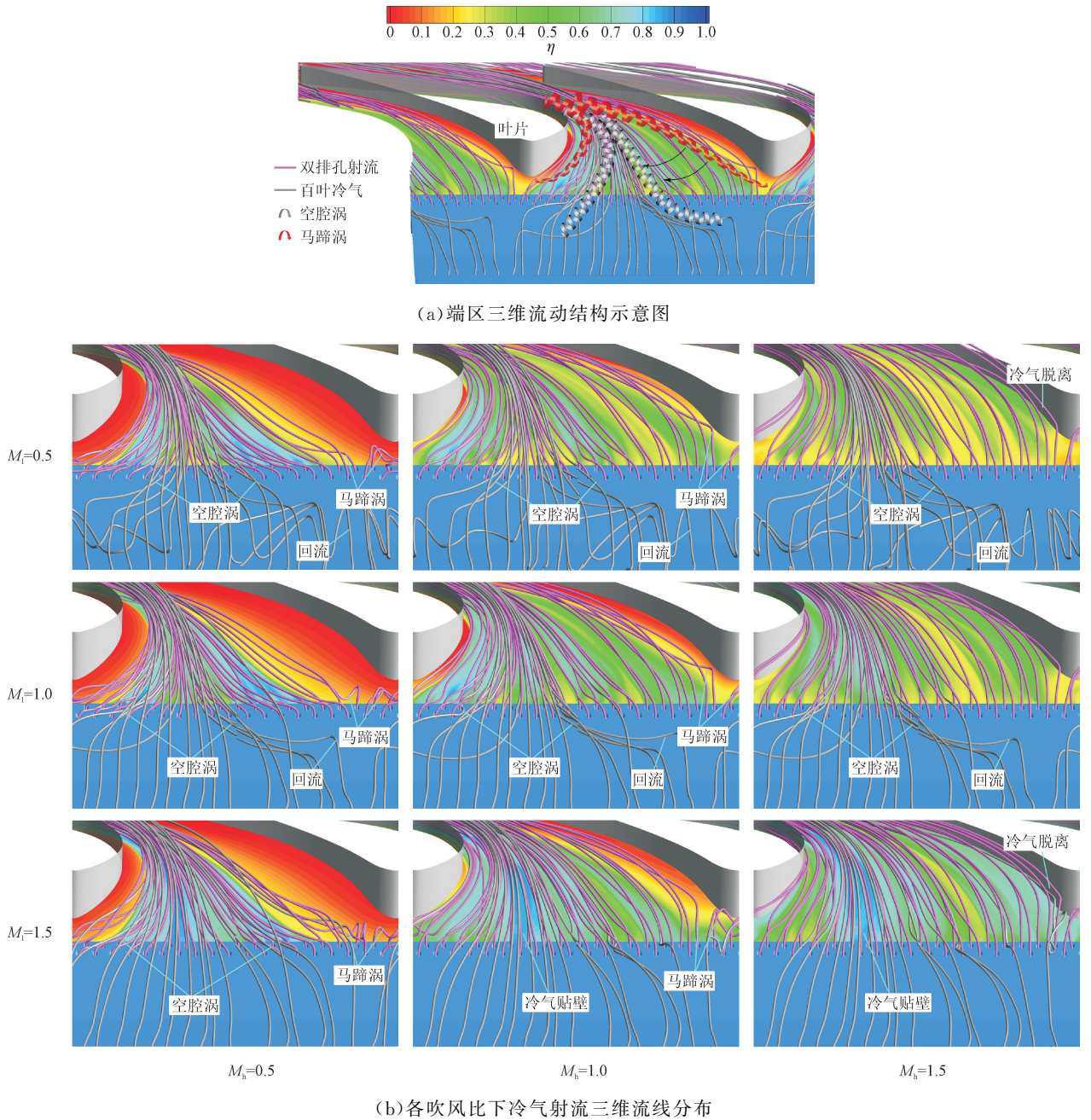


图 4 静叶端区三维流动结构及端壁冷却效率

Fig. 4 Schematic diagram of 3D flow structure near vane endwall and its cooling effectiveness contours

百叶冷气能够较好地覆盖透平上游的燃烧室壁面,其在进入静叶栅后在吸力侧端壁与双排孔射冷气流进行强烈的掺混,并对中游节距区域的端壁冷却性能造成重要影响。当百叶冷气 $M_1=0.5$ 时,空腔涡具有最高的强度且其影响范围最大,空腔涡在静叶前缘和压力侧的上游形成较为显著的回流情况。当百叶冷气 $M_1=1.0$ 时,百叶冷气在吸力侧端

壁上形成均匀射流,但在压力侧端壁上游具有较强的回流情况。当百叶冷气 $M_1=1.5$ 时,在较强的百叶冷气射流冲击下,空腔涡和回流显著减弱,但大部分冷气仍然能够从吸力侧端壁的不同位置进入叶栅,小部分冷气能够到达前缘位置并在马蹄涡附近向下游发展。百叶冷气能够增强双排孔冷气的贴壁效果,但二者吹风比较高时,百叶冷气出现在双排孔

冷气的下方从而直接对端壁起到冷却效果,因此中部节距端壁在二者吹风比均为 1.5 时具有较高的冷却效率。

两种冷却结构分别在不同吹风比下静叶端壁极限流线分布情况如图 5 所示,可以清晰地分辨出马蹄涡及空腔涡的分离及附着线。当双排孔冷气 $M_h=0.5$ 时,两支马蹄涡的分离线向流道中部发展,并

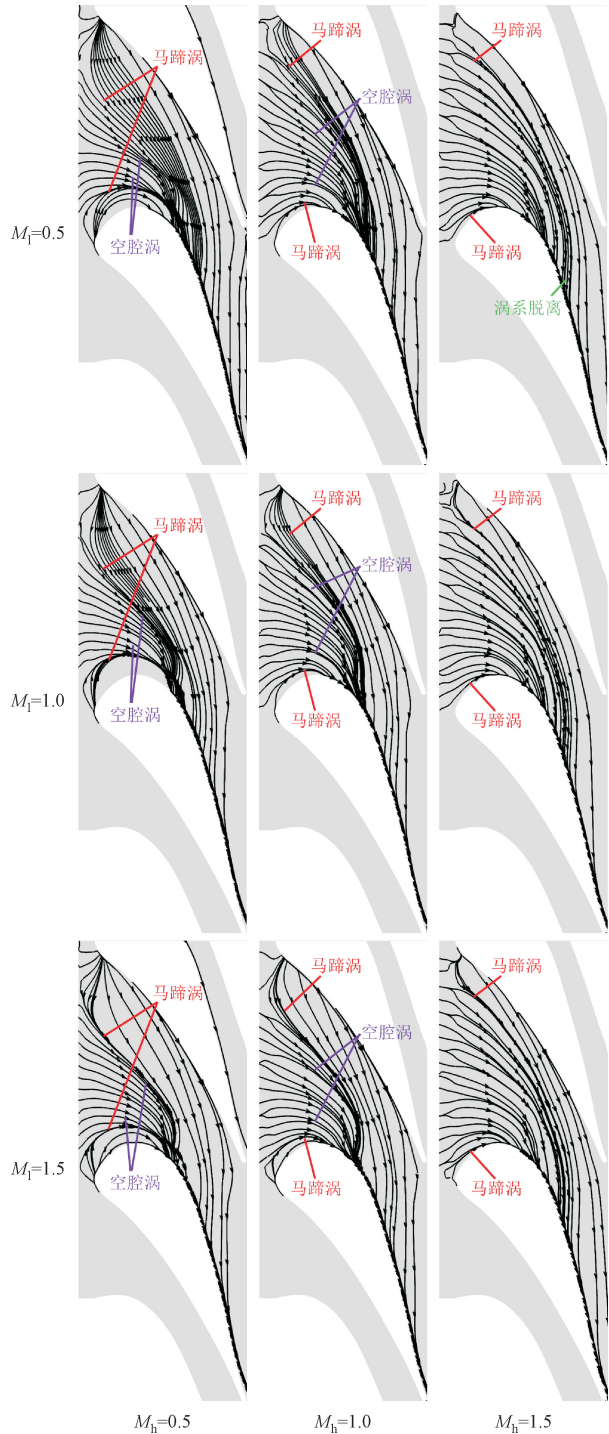


图 5 静叶端壁极限流线分布

Fig. 5 Limiting streamlines on the vane endwall

向吸力侧发生偏转,二者距离静叶压力面和吸力面均较远。两支空腔涡的分离线出现于两支马蹄涡之间,尤其是在百叶冷气吹风比较大的条件下。随着双排孔冷气吹风比的增加,压力侧马蹄涡略微向吸力侧发生移动。随着 M_h 继续增大为 1.0,两支马蹄涡距离静叶表面更近,且其发展方向更靠近叶片型线方向,马蹄涡在更下游的位置从端壁表面发生脱离。当双排孔冷气 $M_h=1.5$ 时,吸力侧马蹄涡的分离线已经极为接近叶片吸力面,且此时空腔涡的分离线不明显,这表示空腔涡从端壁面的脱离趋势较小吹风比下更为微弱,且其更倾向于沿端壁进行冷气覆盖从而增强冷却效果。

位于前缘的截面 1 上的温度及二维流线分布如图 6 所示,截面 1 的位置如图 6(a) 所示。从图 6(b) 可以看出,静叶上游的二次流涡系主要包括空腔涡和马蹄涡,二者由于双排孔射流的阻隔而具有显著不同的作用区域。空腔涡出现于百叶冷却台阶结构的下游,其具有较大的影响范围,几乎能够覆盖百叶冷却和双排孔冷却之间的所有区域。从无量纲温度云图可以看出,百叶冷气只能出现于空腔涡的上游,这表明百叶冷气向下游的覆盖趋势完全被空腔涡所限制。随百叶冷气吹风比的增加,空腔涡被显著削弱;当百叶冷气 $M_l=0.5$ 时,空腔涡的下游边沿与双排孔射流相重合;当百叶冷气 $M_l=1.5$ 时,空腔涡几乎消失,而百叶冷气能够直接延伸并覆盖到双排孔的上游边沿。当双排孔冷气射流吹风比增加时,空腔涡有略微减小的趋势。与典型情况相似,马蹄涡产生于静叶前缘角区,发展于双排孔射流下游的位置。

由于双排错列孔射流直接加速了端壁边界层流速,因此马蹄涡随双排孔冷气吹风比的增加而显著减弱。当双排孔冷气 $M_h=0.5$ 时,马蹄涡卷吸双排孔冷气并出现于静叶上游区域,其难以接近叶片表面;当双排孔冷气 $M_h=1.5$ 时,双排孔冷气出射动量较高,其在射出气膜孔后从端壁脱离,并能够部分出现于马蹄涡的上方,从而到达静叶前缘。随百叶冷气吹风比的增加,马蹄涡的影响范围有所增大,主要原因是空腔涡和马蹄涡在二者交界区域旋向相反,该现象在双排孔冷气吹风比较大时最为明显,较大的百叶冷气吹风比能够帮助双排孔冷气完全覆盖前缘区域。

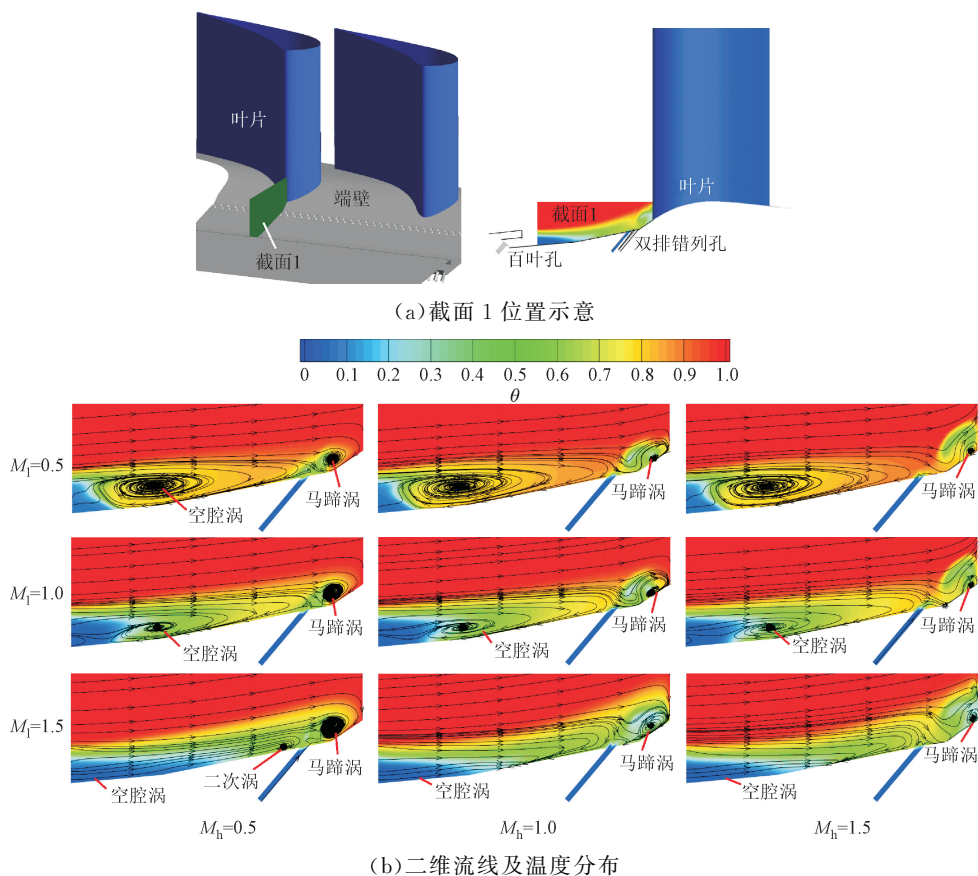


图 6 涡系二维流线及温度分布

Fig. 6 2D streamlines of secondary flows and temperature distributions

2.2 端壁气膜冷却特性

不同吹风比下静叶端壁冷却效率云图如图 7 所示。双排孔冷气射流是端壁冷却保护效果的决定因素,其决定了冷气覆盖的基本区域位置;而燃烧室百叶冷气是影响端壁冷却性能的次要因素,对其端壁冷却区域的内部冷却效果有一定影响。双排孔冷气主要被马蹄涡所限制,而百叶冷气主要被空腔涡所限制,空腔涡出现于两支马蹄涡中间,因此百叶冷气对于端壁冷却效果的影响出现于冷气覆盖区域的中部。当双排孔冷气吹风 $M_b = 0.5, 1.0$ 比较小时,百叶冷气 and 双排孔冷气完全被马蹄涡所限制,端壁冷气覆盖区域呈楔形分布;而当双排孔冷气吹风比 $M_b = 1.5$ 较大时,冷气突破马蹄涡的限制并出现于马蹄涡的上方,端壁能够实现冷气完全覆盖。

当双排孔冷气 $M_b = 0.5$ 时,冷气射流在端壁形成较小的楔形覆盖区域,其主要分布于上游端壁,楔形区域面积随百叶冷气流量的增加而略微增大;同时前缘位置出现较大的热环,使得压力侧及吸力侧前缘角区难以冷却。在空腔涡及其卷吸的百叶冷气

影响下,楔形区域中部的冷却效果较为微弱,而两侧冷却效果较强,主要原因是其两侧对应空腔涡的附着侧,而中间区域对应空腔涡的分离侧。当百叶冷气 $M_1 = 0.5, 1.0$ 时,楔形区域两侧冷却效率达到 0.8,而中间冷却效率约为 0.4。当百叶冷气 $M_1 = 1.5$ 时,楔形区域两侧和中间区域冷却效率均达到 0.8,这是由于此时空腔涡较弱,因此其从端壁面分离并削弱中部区域冷却效果的趋势减弱。

当双排孔冷气 $M_b = 1.0$ 时,冷气覆盖区域仍然呈楔形,但覆盖范围已经几乎扩展到叶片上游的压力面和吸力面。当百叶冷气 $M_1 = 0.5$ 时,端壁前缘角区实现完全冷气覆盖,压力侧角区未冷却区面积较小,楔形区域的两侧和中部的冷却效率均维持在 0.5~0.8。当百叶冷气 $M_1 = 1.0$ 时,压力侧和吸力侧前缘角区都存在较小的热环,楔形区域的吸力侧冷却效率约为 0.7,而压力侧冷却效率为 0.5。当百叶冷气 $M_1 = 1.5$ 时,压力侧角区未冷却区面积最大,楔形区域中部冷却效率约为 0.8,而两侧区域冷却效率约为 0.6,主要原因是空腔涡此时强度较低,并导致百叶冷气的贴壁性能较好。

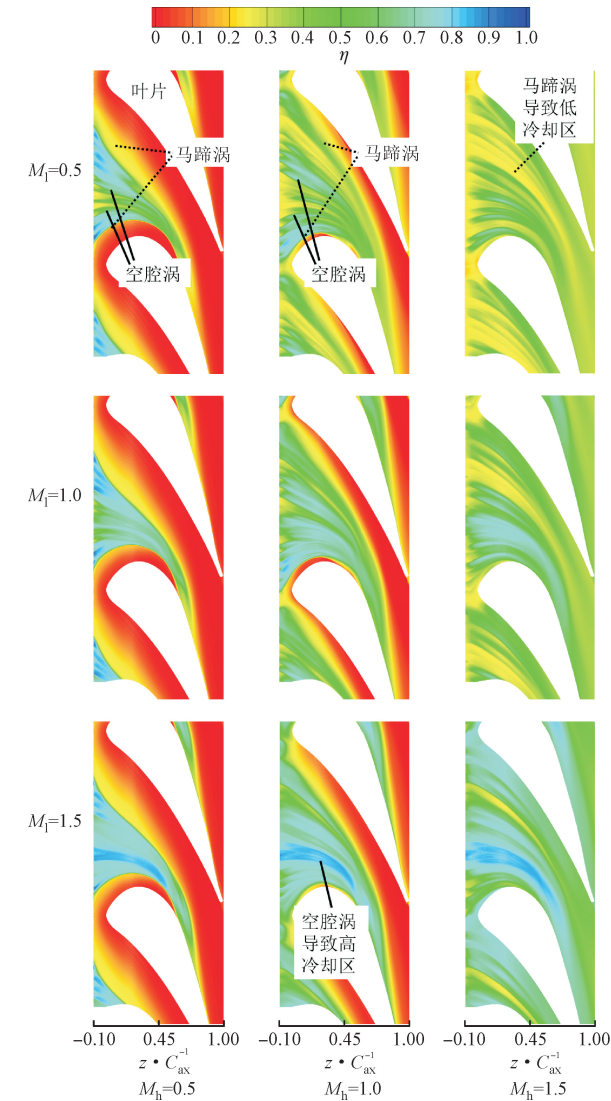


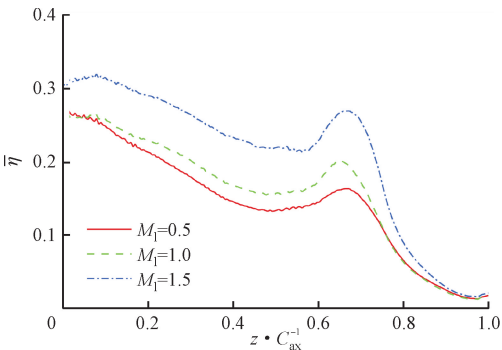
图 7 静叶端壁冷却效率云图

Fig. 7 Cooling effectiveness contours of vane endwall

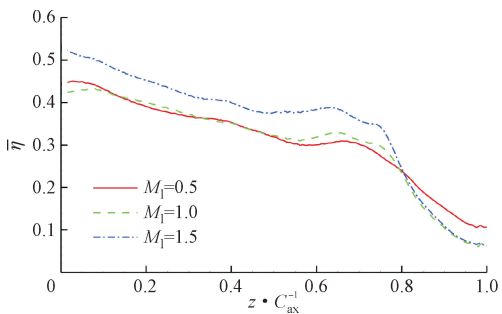
当双排孔冷气 $M_b=1.5$ 时,冷气实现了端壁全覆盖。吸力侧端壁在百叶冷气 $M_l=1.0$ 及以上时达到 0.7 以上的冷却效率,这主要是由于双排孔冷气主要覆盖吸力侧端壁所造成的。压力侧端壁存在条状低冷却区,其冷却效率约为 0.25,这是由马蹄涡的分离造成的。压力侧角区的冷却效率为 0.4 以上,这是由图 6 所示的跨越马蹄涡的冷气覆盖所造成的。

不同冷气吹风比下静叶端壁横向平均冷却效率分布如图 8 所示。当双排孔冷气 $M_b=0.5, 1.0$ 较小时,端壁平均冷却效率从前缘到尾缘逐渐降低,降低幅度为 0.1~0.15;当 $M_b=0.5$ 时平均冷却效率最高约为 0.32,而当 $M_b=1.0$ 时平均冷却效率最高约为 0.52。燃烧室百叶冷气吹风比为 0.5、1.0 时,端壁冷却性能较为接近,而百叶冷气吹风比为 1.5

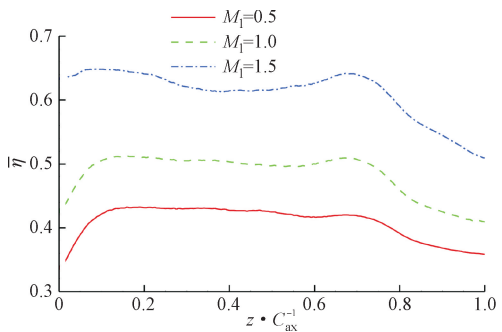
时端壁平均冷却效率上升 0.05,端壁冷却效率在 $z/C_{ax}>0.7$ 后迅速下降。当双排孔冷气 $M_b=1.5$ 时,由于冷气具有较高出射动量,其在射出双排孔后先进入主流后再附着于端壁,因此上游 $z/C_{ax}<0.1$ 处的冷却效率较低,从上游到下游的端壁平均冷却效率几乎不变。燃烧室百叶冷气流量的增加能够显著提升端壁的冷却效果,在吹风比从 0.5 增加到 1.5 的过程中,端壁平均冷却效率从 0.40 提升到了 0.63。



(a) $M_b=0.5$



(b) $M_b=1.0$



(c) $M_b=1.5$

图 8 静叶端壁横向平均冷却效率

Fig. 8 Laterally averaged vane endwall cooling effectiveness

双排孔射流等冷气除对端壁具有一定的气膜冷却效果外,当脱离端壁后在叶栅二次流的卷吸作用下,还对叶片根部具有一定的泛冷却效果。静叶吸力面 $x<0.35S$ 区域的泛冷却效率分布图,表 3 给出了其面平均泛冷却效率如图 9 所示。总体上,静

叶存在两块泛冷却区域,上游泛冷却区域是由双排孔冷气沿叶高方向向上的直接冲刷所造成的,而下游泛冷却区域是由二次流卷吸冷气并滞止于叶片所造成的。当双排孔冷气流量较小时($M_h=0.5, 1.0$),泛冷却仅出现于静叶吸力面下游区域,而冷气射流难以直接冲击静叶前缘以形成泛冷却效应。下游泛冷却区域主要是由吸力侧角涡及其卷吸的冷气所造成的,其泛冷却效率约为 $0.2\sim 0.4$ 。随百叶冷

气 M_l 的增加,泛冷却效率及覆盖面积均略微增加。当双排孔冷气吹风比 $M_h=1.5$ 较大时,双排孔冷气能够跨越马蹄涡向下游发展,因此其在静叶的泛冷却区域从前缘延伸至喉部下游。上游(区域 1)及下游(区域 2)泛冷却区域均保持了约 0.3 以上的泛冷却效率。随百叶冷气吹风比的增加,泛冷却面积几乎不变,但平均泛冷却效率从 0.12 增加到 0.17 。

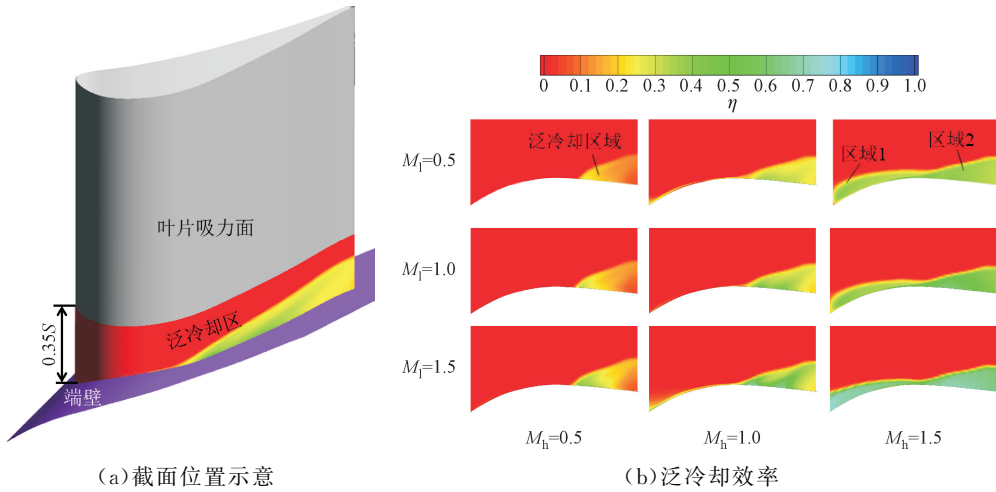


图 9 静片吸力面泛冷却效率云图
Fig. 9 Phantom cooling effectiveness contours

表 3 静叶吸力面 $x<0.35S$ 区域平均泛冷却效率
Table 3 Area averaged phantom cooling effectiveness of $x<0.35S$ at vane suction side

M_l	M_h	平均泛冷却效率
0.5	0.5	0.02
	1.0	0.06
	1.5	0.12
1.0	0.5	0.03
	1.0	0.07
	1.5	0.13
1.5	0.5	0.05
	1.0	0.10
	1.5	0.17

3 结 论

本文数值研究了燃烧室百叶冷却结构和透平双排错列孔冷却结构的共同作用对透平第一级静叶端壁流动与冷却性能的影响,在 3 种吹风比下对比分析了燃烧室百叶冷气和透平双排孔冷气的掺混机制及其与端区二次流的相互作用,阐明了静叶端壁在百叶冷气和双排孔冷气共同作用下的气膜冷却特

性。可得如下主要结论。
(1)燃烧室百叶冷气射流在下游形成空腔涡并卷吸大部分冷气向下游发展,冷气射流的两支空腔涡跨越双排孔冷气并出现于静叶两支马蹄涡中间,马蹄涡卷吸并限制大部分双排孔冷气在端壁的发展。燃烧室百叶冷气射流与透平双排孔冷气射流发生强烈的相互掺混,并与静叶端区二次流相互作用,影响冷气射流在静叶端壁的附着与分离特性,进而导致静叶端壁传热冷却特性随冷气吹风比的改变而变化。
(2)当双排孔冷气吹风比较小小时($M_h=0.5, 1.0$),马蹄涡导致冷气形成楔形端壁保护区域,空腔涡的附着侧和分离侧分别导致了高、低冷却区。随着百叶冷气吹风比增加,空腔涡强度降低,位于中部区域的分离侧冷却效率提升到 0.7 以上。随着百叶冷气吹风比从 0.5 增加到 1.0 ,静叶端壁冷却性能几乎不发生显著变化。
(3)双排孔冷气吹风比较大时($M_h=1.5$),双排孔冷气部分跨越马蹄涡,使得静叶端壁实现完全冷气覆盖,同时静叶吸力面上游泛冷却效率达到 0.3 以上。随百叶冷气吹风比从 0.5 增加到 1.5 ,静叶端壁平均冷却效率从 0.4 提升到 0.63 。

参考文献:

- [1] 蒋洪德,任静,李雪英,等. 重型燃气轮机现状与发展趋势[J]. 中国电机工程学报, 2014, 34(29): 5096-5102.
JIANG Hongde, REN Jing, LI Xueying, et al. Status and development trend of the heavy duty gas turbine [J]. Proceedings of the CSEE, 2014, 34(29): 5096-5102.
- [2] 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.
- [3] ZHANG Jingzhou, ZHANG Shengchang, WANG Chunhua, et al. Recent advances in film cooling enhancement: a review [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(4): 1119-1136.
- [4] 韦宏,祖迎庆. 双层壁冷却结构中多排射流冲击冷却的换热和流阻特性[J]. 航空动力学报, 2021, 36(8): 1621-1632.
WEI Hong, ZU Yingqing. Heat transfer and flow resistance characteristics of multi-row jet impingement cooling in double-wall cooling structure [J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(8): 1621-1632.
- [5] 何娟,邓清华,高铁瑜,等. 周向角和直径比对切向双旋流冷却流动与传热特性的作用机理[J]. 西安交通大学学报, 2020, 54(9): 89-99.
HE Juan, DENG Qinghua, GAO Tieyu, et al. Effects of circumferential angle and diameter ratio on the flow and heat transfer characteristics of double swirl cooling [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020, 54(9): 89-99.
- [6] KIM J J, SOHN H S, SONG H S, et al. Effect of profiled endwall on heat transfer under different turbulence intensities [J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2022, 133: 105935.
- [7] 朱俊强,屈骁,张燕峰,等. 高负荷低压涡轮内部非定常流动机理及其控制策略研究进展[J]. 推进技术, 2017, 38(10): 2186-2199.
ZHU Junqiang, QU Xiao, ZHANG Yanfeng, et al. Research progress on unsteady flow mechanism and control strategies of high-lift low pressure turbine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(10): 2186-2199.
- [8] LANGSTON L S. Secondary flows in axial turbines: a review [J]. Annals of the New York Academy of Sciences, 2001, 934(1): 11-26.
- [9] FRIEDRICHS S, HODSON H P, DAWES W N. Aerodynamic aspects of endwall film-cooling [J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(4): 786-793.
- [10] MAHI M Y, CHUKWUEMEKA E, DONOVAN S, et al. The influence of turbulence and Reynolds number on endwall heat transfer in a vane cascade [J]. Journal of Turbomachinery, 2023, 145(7): 071012.
- [11] 李劲劲,何坤,晏鑫,等. 透平叶片近前缘端壁处换热性能的研究[J]. 西安交通大学学报, 2017, 51(7): 44-50, 104.
LI Jinjin, HE Kun, YAN Xin, et al. Investigation on the heat transfer performance of endwall near the blade leading-edge [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2017, 51(7): 44-50, 104.
- [12] EL-GABRY L, XU Hongzhou, LIU K, et al. Effect of coolant injection angle on nozzle endwall film cooling: experimental and numerical analysis in linear cascade [C]//ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2018: V05CT19A016.
- [13] CHEN Pingting, WANG Lang, LI Xueying, et al. Effect of axial turbine non-axisymmetric endwall contouring on film cooling at different locations [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2020, 147: 118995.
- [14] 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.
- [15] XU Shuai, PU Jian, WANG Jianhua, et al. Effects of mainstream cross-flow and wall contouring on film cooling effectiveness of cylindrical-holes embedded in elliptical craters [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2022, 194: 123014.
- [16] SHIAU C C, SAHIN I, WANG Nian, et al. Turbine vane endwall film cooling comparison from five film-hole design patterns and three upstream injection angles [J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2019, 11(3): 031012.
- [17] ZHOU Wenwu, SHAO Hongyi, QENAWY M, et al. Improved turbine vane endwall film cooling by using sand-dune-inspired design [J]. Journal of Thermal Science, 2022, 31(3): 958-973.
- [18] 周国宇. 透平封严结构及端壁泄漏的流动与传热特性

- 研究 [D]. 北京: 清华大学, 2016.
- [19] 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 [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(6): 061019.
- [20] 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.
- [21] 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.
- [22] 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.
- [23] MAO Shuo, SIBOLD R, NG W F, et al. Experimental study of the endwall heat transfer of a transonic nozzle guide vane with upstream jet purge cooling: part 2 effect of combustor-nozzle guide vane misalignment [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2022, 144(5): 051004.
- [24] 雷蒋, 鲁瑞山, 秦岭, 等. 静叶栅上游端壁双射流气膜冷却特性实验 [J]. *火箭推进*, 2020, 46(2): 36-43.
LEI Jiang, LU Ruishan, QIN Ling, et al. Experimental study of film-cooling characteristics of DJFC holes located upstream of a vane [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2020, 46(2): 36-43.
- [25] ALQEFL M H. Aero-thermal aspects of endwall cooling flows in a gas turbine nozzle guide vane [D]. Twin Cities: University of Minnesota, 2019.
- [26] MAO Shuo, VAN HOUT D, 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.
- [27] 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.
- [28] NAWATHE K P. Experiments on film cooling of gas turbine vane passage surfaces: the effects of various distributions of combustor coolant and endwall injection coolant [D]. Twin Cities: University of Minnesota, 2019.

(编辑 赵炜 刘杨 李慧敏)