

进口不重合和轴对称造型对跨声速涡轮叶栅端壁传热特性的影响

李志刚¹, 白波¹, 刘璐萱¹, 李军^{1,2}

- (1. 西安交通大学 能源与动力工程学院 叶轮机械研究所, 西安 710049;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 为有效评估实际燃气涡轮叶栅进口端壁不重合和轴对称收敛端壁造型对叶栅端壁传热特性的影响,以某工业燃气涡轮第一级跨声速导向叶栅为研究对象,基于商用 CFD 软件 ANSYS Fluent 15.0,研究了3种端壁结构:简化平板端壁、具有子午面轴对称收敛造型的实际涡轮叶栅外端壁(叶顶)和内端壁(叶根)在设计工况(进口湍流强度为16%,出口马赫数为0.85)下的流动和传热特性。计算分析了2种进口端壁不重合度(进口后向台阶高度为0、6.78 mm)下,3种叶栅端壁结构的端壁热负荷分布、近端壁二次流结构和后台阶涡系发展。结果表明:轴对称收敛端壁造型和进口端壁不重合均会显著改变叶栅端壁二次流结构和热负荷分布规律;轴对称收敛端壁造型可在一定程度上减小端壁热负荷,尤其是叶片前缘肩部和喉部下游等易发生热腐蚀的冷却气膜难以覆盖区域;燃气涡轮实际运行中产生的进口端壁不重合导致叶栅前缘上游典型高传热区面积和强度(增大约140%)显著增大并向叶栅通道内迁移,使叶栅端壁承受着极高热负荷;实际燃气涡轮第一级导向叶栅端壁冷却方案设计必须充分考虑实际端壁造型结构和燃烧室-涡轮交界面端壁不重合对端壁热负荷分布的影响。

关 键 词: 跨声速涡轮叶栅; 轴对称收敛端壁造型; 端壁不重合; 传热特性; 端壁二次流

中图分类号: V232.4; TK474.7

文献标志码: A

Effects of inlet misalignment and axisymmetric contouring on endwall heat transfer characteristics in transonic turbine cascade

LI Zhigang¹, BAI Bo¹, LIU Luxuan¹, LI Jun^{1,2}

- (1. Institute of Turbomachinery, School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: To evaluate the effects of endwall misalignment and axisymmetric endwall contouring on the endwall heat transfer characteristics in the realistic transonic gas turbine cascade, the guide cascade in the first stage of an industry gas turbine was taken as the research object. The commercial CFD software ANSYS Fluent 15.0 was adopted to numerically investigate the endwall flow and heat transfer characteristics for three types of endwall configurations, including: the simplified flat endwall, the realistic cascade outer endwall (vane shroud) and inner endwall (vane hub) with axisymmetric convergent endwall contouring.

收稿日期: 2019-06-06

作者简介: 李志刚(1986—),男,副教授,博士,主要研究方向为燃气轮机热端部件传热及高效冷却布局。

通信作者: 李军(1971—),男,教授,博士,主要研究方向为燃气轮机热端部件传热及高效冷却布局。E-mail: junli@mail.xjtu.edu.cn

引用格式: 李志刚,白波,刘璐萱,等. 进口不重合和轴对称造型对跨声速涡轮叶栅端壁传热特性的影响[J]. 航空动力学报,2019,34(12):2695-2705. LI Zhigang, BAI Bo, LIU Luxuan, et al. Effects of inlet misalignment and axisymmetric contouring on endwall heat transfer characteristics in transonic turbine cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(12): 2695-2705.

ring in axial direction, at the gas turbine design condition (inlet turbulence intensity of 16%, exit Mach number of 0.85). The endwall thermal load distribution, secondary flow field near endwall and backward step vortices development were illustrated and compared for three endwall configurations with two combustor-turbine platform misalignment structures (inlet endwall step height of 0, 6.78 mm). Results showed that compared with the flat endwall configuration, the axisymmetric convergent endwall contouring and upstream endwall misalignment can result in dramatical changes in the endwall secondary flow pattern and thermal load distribution. In general, the axisymmetric convergent endwall contouring can result in a relative reduction in the endwall thermal load, especially for regions of endwall junction around the vane leading edge and downstream the vane throat, where thermal corrosions were more likely caused due to the poor cooling film coverage. In real gas turbine engines, the combustor-turbine endwall misalignment can dramatically enlarge the high thermal load region (upstream the cascade leading edge) which was migrating to the downstream cascade passage, and result in a significant increase (up to 140%) in the heat transfer level. Therefore, the important influences of the endwall contouring and endwall misalignment should be carefully taken into account for the endwall cooling scheme design of the first stage guide cascade in the real gas turbine engines.

Key words: transonic turbine cascade; axisymmetric convergent endwall contouring; endwall misalignment; heat transfer characteristics; endwall secondary flow

为提高燃气轮机热效率,燃气涡轮进口温度持续提升,同时低 NO_x 燃烧技术的发展,使涡轮进口温度径向热梯度减小,导致燃气涡轮第一级进口导叶端壁承受着极端热负荷,需更先进的高效冷却技术为叶栅端壁提供有效热防护。叶栅近端壁区域存在复杂二次流,使近端壁流动具有强烈的三维特性,显著影响着叶栅端壁热负荷分布。20 世纪 60 年代以来,大量学者开展了有关端壁造型对叶栅气动特性的影响研究,证明端壁造型精细化设计能够有效控制端壁二次流,提升燃气轮机热功转换效率以及运行寿命,是高效涡轮优化设计的重要方向^[1-2]。因此,进一步开展端壁造型对叶栅端壁传热特性的影响研究对叶栅端壁高效冷却方案设计具有重要意义。

端壁造型对叶栅气动、端壁传热和气膜冷却的影响研究分为两类:轴对称(或平面)条件下,子午面叶栅通道几何形状变化,即轴对称端壁造型;全三维条件下,非轴对称端壁造型。Dossena 等^[3]较早开展了子午面收敛叶栅通道近端壁二次流结构相关研究,结果表明收敛端壁造型能有效抑制端壁二次流的发展和强度,降低叶栅通道内二次流损失和叶型损失。Barigozzi 等^[4]研究了低速、低湍流度情况下不同冷却射流质量流量率对子午面收敛通道端壁静叶栅气动特性的影响,结果表明轴对称收敛端壁造型会增加端壁二次流损

失,但可以减小叶栅总体气动损失。Lin 等^[5]研究了存在上游槽缝冷却射流情况下,两种轴对称收敛端壁造型对叶栅气动损失的影响。结果表明:当存在槽缝冷却射流情况下,通道内收敛端壁造型和通道上游收敛端壁造型均能抑制通道内二次流发展;当没有槽缝冷却射流情况下,只有通道内收敛端壁造型能有效抑制叶栅通道内二次流。刘高文等^[6-7]实验测量了上游单排和双排冷却孔对近端壁流场和端壁冷却效率的影响。结果表明:双排冷却孔冷气射流对端壁具有更好的覆盖,使平均冷却效率提高了 1 倍。Abo 等^[8]研究了不同马赫数下跨声速直列叶栅上游凹槽结构和轴对称端壁造型对动叶端壁气动损失的影响,上游凹槽和端壁造型均能显著改变端壁二次流结构,上游凹槽增加气动损失,端壁造型可有效减小凹槽带来的气动损失。李国君等^[9]验证了不同非轴对称端壁造型可有效改变二次流结构,抑制叶栅通道涡的发展。孙皓等^[10]研究表明非轴对称端壁造型设计及优化可有效降低涡轮级二次流损失,提高涡轮气动效率。

为了更准确捕捉实际叶栅端壁潜在高热负荷区,部分学者开展了有造型端壁传热特性相关研究。Lin 和 Shih^[11]研究发现相比于通道上游收敛端壁造型,叶栅通道内部收敛端壁造型能够显

著减小端壁热负荷。Piggush 和 Simon^[12-13]研究了冷却射流和端壁不重合对轴对称收敛端壁传热特性和冷却效率的影响,但缺乏与平板端壁的对比分析。Thrift 等^[14-15]研究了存在上游槽缝射流情况下涡轮第一级喷嘴导叶平板端壁和单侧收敛端壁造型对端壁传热特性的影响,结果表明收敛端壁造型可有效减小叶栅端壁面热负荷。Roy 等^[16]研究了上游槽缝和通道内缝隙存在泄漏流情况下非轴对称造型端壁传热特性和冷却效率的影响,结果表明端壁造型能够有效降低端壁平均传热系数,且有助于冷流的有效覆盖。

实际燃气涡轮第一级导向叶栅端壁往往是倾斜的(具有轴对称收敛端壁造型),收敛造型端壁与平面端壁附近流场存在显著差异,进而影响端壁传热和气膜冷却特性。同时,实际燃气轮机燃烧室出口与第一级进口导向叶栅上下端壁处存在交界面,由于安装误差、热膨胀及金属腐蚀等作用,将导致叶栅进口出现端壁不重合现象(间隙、凹槽、台阶等结构),进而显著改变叶栅通道涡系结构和近端壁三维边界层中复杂二次流结构。目前针对实际燃气涡轮轴对称端壁造型影响的研究,大多侧重于叶栅气动特性,且忽略实际叶栅进口端壁不重合结构诱发的复杂涡系对端壁流动、

传热特性及冷却效率的影响。因此,需进一步开展实际燃气涡轮考虑真实进口端壁不重合和端壁造型耦合作用下的叶栅端壁流动、传热特性和冷却效率研究,尤其是跨声速叶栅在高进口端流度下,进口端壁不重合和端壁造型对叶栅端壁流动和传热特性的影响。

本文以某工业燃气涡轮第一级喷嘴导向叶栅为研究对象,采用 Virginia Tech 跨声速叶栅端壁传热实验数据^[17]验证了数值方法的准确性,计算分析了设计工况下(进口端流强度为 $T_{u1}=16\%$,出口马赫数为 $Ma_2=0.85$),考虑实际燃气涡轮运行中出现进口端壁不重合(进口后向台阶高度 $\Delta H=0, 6.78\text{ mm}$)时,简化平板端壁、轴对称收敛造型端壁(实际涡轮第一级导叶内端壁、外端壁)等 3 种端壁结构的近端壁流场和端壁传热系数分布规律,为实际跨声速涡轮叶栅端壁冷却方案设计提供依据。

1 计算模型和数值方法

1.1 计算模型

本文以图 1(a)所示的某实际工业燃气涡轮第一级静叶栅为研究对象。图 1(b)给出了 Virginia Tech 跨声速叶栅实验件的三维结构。表 1 给出叶栅实验件的主要几何参数和运行边界条

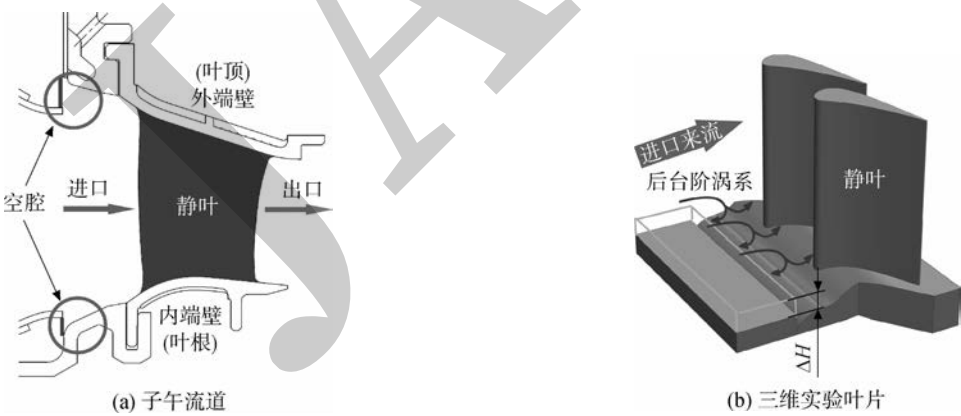


图 1 某实际工业燃气涡轮第一级静叶栅结构图

Fig. 1 Static cascade in the first stage of an industry gas turbine

表 1 几何尺寸与边界条件^[13-14]

Table 1 Geometry parameters and boundary conditions^[13-14]

参数	数值及详情	参数	数值及详情
叶片弦长 C/mm	91.2	进口端流尺度 L_1/mm	3
叶片轴向弦长 C_x/mm	50.0	进口端流度 $T_{u1}/\%$	16
叶片节距 P/mm	83.1	出口等熵马赫数 Ma_2	0.85
进口高度 S/mm	152.4	进口雷诺数 Re_1	223 000
进口台阶高度 $\Delta H/\text{mm}$	0, 6.78	进口总温、总压	沿叶高曲线分布

件。文献[17-18]给出了详细的叶栅实验方法和实验条件。本文计算模型考虑了某工业燃气涡轮第一级进口导叶真实的进口台阶结构($\Delta H=6.78\text{ mm}$)、以及叶栅内、外端面收敛型轴对称端壁造型结构。图 2、图 3 和图 4 分别给出简化平板端壁、实际叶栅内端壁和实际叶栅外端壁 3 种

端壁结构叶栅通道的子午面示意图。轴对称端壁造型起点和进口后向台阶结构位于叶栅前缘上游 $0.48C_x$ 处。以某工业燃气涡轮额定工况下实际运行条件(进口湍流强度为 $T_{u1}=16\%$, 出口马赫数为 $Ma_2=0.85$)作为实验运行工况和数值求解边界条件。

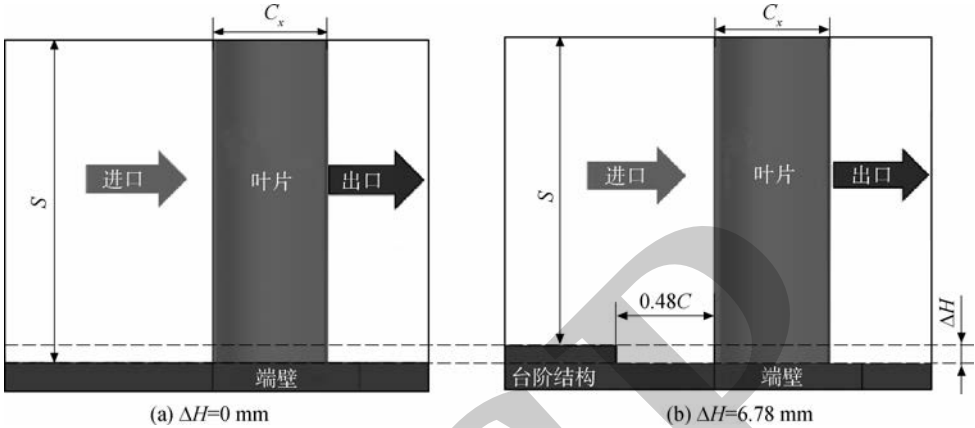


图 2 简化平板端壁子午面流道示意图

Fig. 2 Meridional channel of cascade with flat endwall

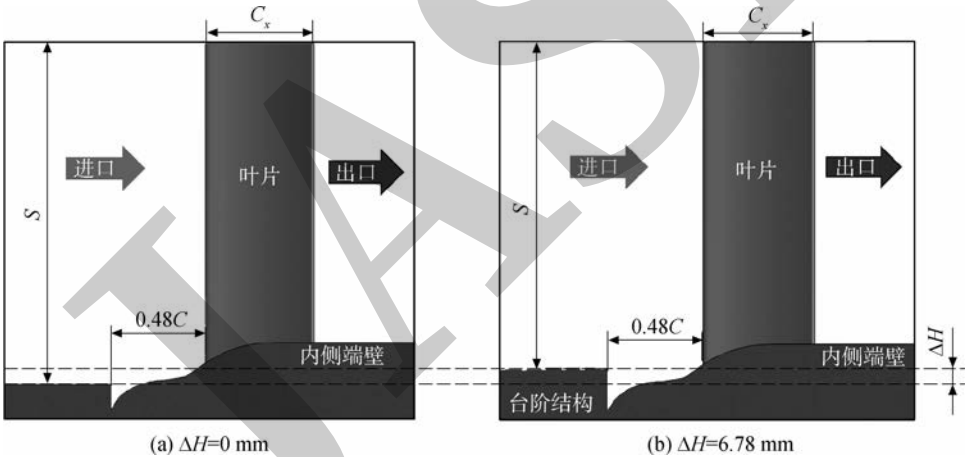


图 3 叶栅内端壁子午面流道示意图

Fig. 3 Meridional channel of cascade with inner endwall

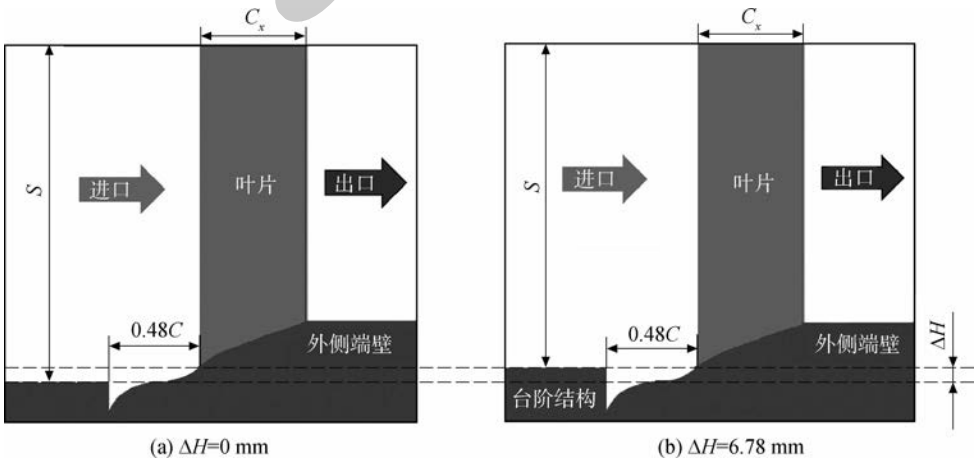


图 4 叶栅外端壁子午面流道示意图

Fig. 4 Meridional channel of cascade with outer endwall

图 5 给出了进口台阶高度 $\Delta H=0\text{ mm}$ 时,具有轴对称收敛端壁造型叶栅外端壁的三维叶栅计算模型、计算网格以及边界设置。计算域为单通道叶栅,沿节距方向满足平移周期性。采用 ICEM 软件生成六面体结构化网格,近壁面网格加密处理,第一层网格高度为 0.002 mm ,保证 $y^+<1.0$,平板端壁几何网格节点数为 553 万,轴对称造型端壁网格节点数为 879 万,均满足端壁传热系数对网格无关性要求。

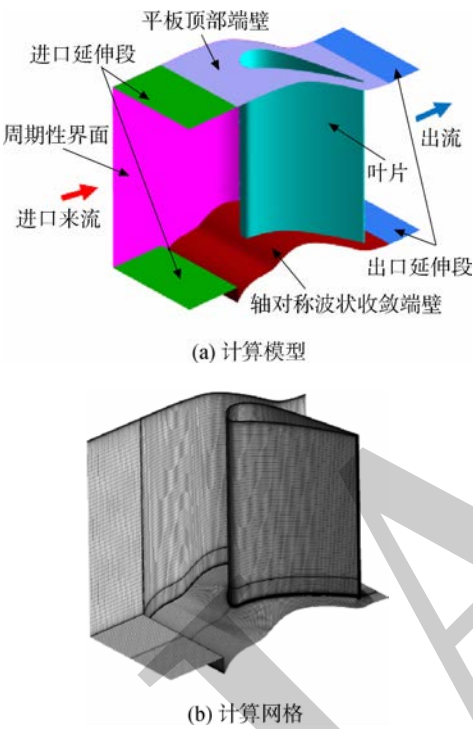


图 5 叶栅三维计算模型和网格(叶栅外端壁)
Fig. 5 Three-dimensional computational model and mesh (cascade with outer endwall)

1.2 数值方法

基于商用 CFD 软件 ANSYS Fluent 15.0,采用三维稳态、压力-速度耦合求解 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)方程和 RSM(Reynolds stress model)湍流模型的数值方法,对流项和耗散项离散格式具有 2 阶精度,工质为理想空气。进口给定总温、总压分布曲线,湍流强度和湍流尺度,出口给定平均静压。采用求解“两类热边界条件”的数值方法,在相同进出口边界条件下,分别对绝热和等温两种光滑无滑移的壁面边界条件进行独立三维 CFD 求解。通过绝热壁面边界条件求解获得端壁绝热温度 T_{aw} ,通过等温壁面边界条件求解获得端壁热流 q ,等温壁面温度为 T_w 。通过式(1)计算获得端壁表面传热系数 h 。本文

中,端壁传热系数采用式(2)定义的努塞尔数 Nu 表征,特征长度 l 取叶片弦长 C , λ 为绝热条件下壁面热导率。

$$h = \frac{q}{T_{aw} - T_w} \tag{1}$$

$$Nu = \frac{hl}{\lambda} \tag{2}$$

1.3 湍流模型与数值方法验证

文献[19]已验证了本文采用的基于 RSM 湍流模型的 CFD 数值方法能够准确预测简化平板端壁传热系数分布和近壁面二次流结构,为进一步考核该数值方法预测有造型端壁传热特性的准确性,本文采用实际叶栅轴对称收敛造型外端壁在进口台阶高度 $\Delta H=0\text{ mm}$ 时的端壁 Nu 分布实验结果^[13]对数值方法进行验证。如图 6 所示,本文采用的数值方法能够准确预测轴对称造型端壁的热负荷分布规律:燃烧室-涡轮交界面空腔低传热区 A 和叶栅通道近压力面侧低传热区 D;来流再附着产生的位于 $x/C_x=-0.7\sim-0.5$ 之间的高传热区 B,马蹄涡迁移形成的叶片前缘 $x/C_x=-0.2\sim 0$ 之间的高传热区 C 和吸力面肩部附近高传热区 E,以及边界层加速形成的喉部近压力面高传热区 F。

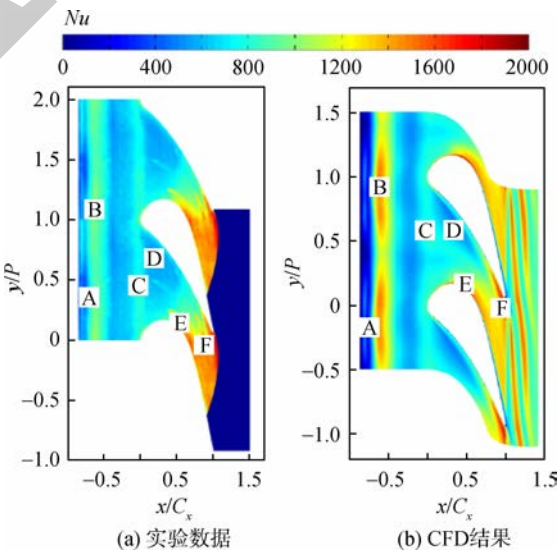


图 6 叶栅外端壁 Nu 分布云图($\Delta H=0\text{ mm}$)
Fig. 6 Nu distributions on the cascade with outer endwall ($\Delta H=0\text{ mm}$)

2 结果与讨论

2.1 端壁传热特性

图 7 给出了进口台阶高度为 $\Delta H=0\text{ mm}$ (设

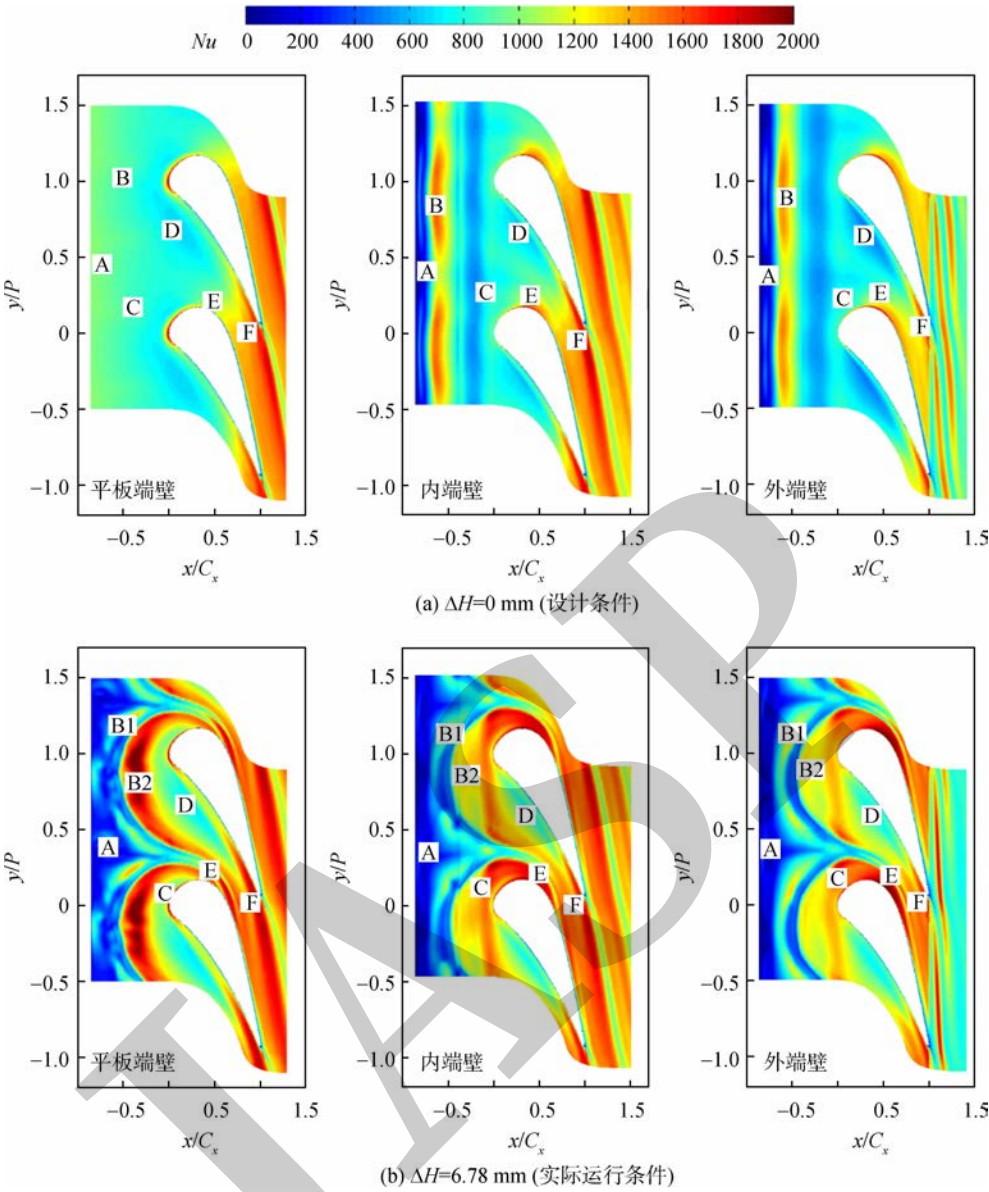


图 7 3 种端壁造型结构下叶栅端壁 Nu 分布

Fig. 7 Cascade endwall Nu distributions for three types of endwall profiles

计结构)和 $\Delta H=6.78\text{ mm}$ (实际运行结构)时,简化平板端壁、有轴对称收敛造型的实际叶栅内端壁和外端壁的 Nu 分布,横坐标 x/C_x 为无量纲轴向位置,纵坐标 y/P 为无量纲周向位置。相较于简化平板端壁,轴对称造型端壁传热系数分布规律发生显著变化,尤其是叶栅前缘上游区域 B、叶片前缘 C 和叶片吸力面肩部 E 及喉部区域 F 等端壁高热负荷区的形状、大小和传热系数变化显著。有轴对称造型的叶栅内、外端壁高热负荷分布:在喉部上游区域,两者 Nu 数分布规律相似,外端壁传热系数数值略小;在喉部下游区域,两者 Nu 分布规律差异显著,外端壁高热区 E 的面积和传热系数数值均明显偏小。进口端壁不重合影响:相比于进口台阶高度 $\Delta H=0\text{ mm}$ 的设计结构,实际运行中

产生的进口端壁不重合($\Delta H=6.78\text{ mm}$)导致 3 种叶栅端壁热负荷分布规律均发生了显著变化,典型高热区 B、C、E 面积和强度显著增大并向叶栅通道内迁移,使叶栅端壁承受着极高热负荷。

为定量分析进口端壁不重合和端壁造型的影响,图 8 给出了 3 条典型参考线上端壁传热系数变化规律,结合图 7 中的端壁热负荷分布云图,详细分析叶栅端壁传热特性变化规律。

叶栅前缘上游低传热区 A。对于进口台阶高度 $\Delta H=0\text{ mm}$ 的设计结构:与简化平板端壁不同,有造型的内、外端壁在燃烧室-涡轮交界面后形成显著低传热区 A,热负荷降低了 $10\%\sim 90\%$ ($x/C_x=-0.8\sim -0.7$)。对于实际运行中产生的进口端壁不重合($\Delta H=6.78\text{ mm}$)结构:有造型

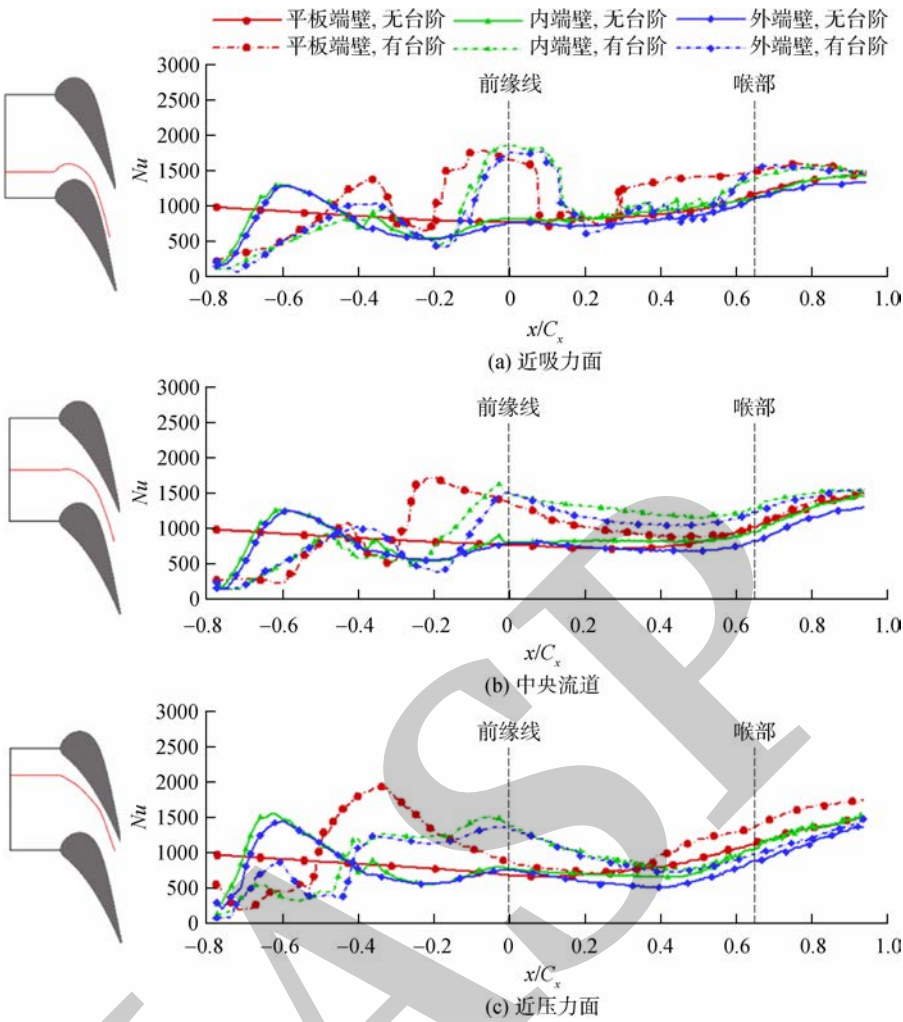


图 8 叶栅通道 3 条特征线上端壁 Nu 分布
Fig. 8 Nu distributions along three characteristic lines in the cascade passage

的内、外端壁低传热区 A 与简化平板端壁分布特性一致;相较于 $\Delta H=0\text{ mm}$ 的设计结构,低传热区 A 向下游扩展并在叶栅通道进口上游形成楔形低传热区,热负荷进一步降低 20%~90%。

叶栅前缘上游高传热区 B。对于进口台阶高度 $\Delta H=0\text{ mm}$ 的设计结构:相比于简化平板端壁,有造型的内、外端壁叶栅前缘线上游形成节距方向条状高传热区 B($x/C_x=-0.7\sim-0.5$),热负荷增加约 70%。对于 $\Delta H=6.78\text{ mm}$ 的不重合进口结构:平板端壁台阶结构后形成显著拱形高热负荷区,包括核心区 B2 和离散区 B1,传热系数增加达 140%;受进口台阶结构影响,有造型的内、外端壁高热负荷区形状由条状变为拱形,两端向叶栅通道内延伸,轴向位置向叶片前缘移动($x/C_x=-0.7\sim-0.2$),覆盖面积增大,形成 B1($x/C_x=-0.7\sim-0.6$)和 B2($x/C_x=-0.4\sim-0.2$)两部分。

叶栅前缘高传热区 C。对于进口台阶高度

$\Delta H=0\text{ mm}$ 的设计结构:相比于简化平板端壁,有造型的内、外端壁叶栅前缘端壁高传热区消失,叶片上游($x/C_x=-0.3\sim-0.2$)传热系数降低 20%~40%。对于 $\Delta H=6.78\text{ mm}$ 的进口不重合结构:有造型的内、外端壁前缘附近形成高热负荷区 C($x/C_x=-0.2\sim 0$),两端向通道内延伸;相比 $\Delta H=0\text{ mm}$ 的设计结构,近吸力面侧前缘端壁传热系数增加了 120%,近压力面侧前缘及通道入口端壁传热系数增加了 80%~120%,形成叶片前缘极端热负荷。

近压力面低传热区 D。对于进口台阶高度 $\Delta H=0\text{ mm}$ 的设计结构:内、外端壁低传热区 D($x/C_x=0\sim 0.4$)比平板端壁($x/C_x=-0.1\sim 0.3$)更贴近压力面,并且向下游延伸,传热系数比平板端壁降低 20%~40%,其中,外端壁区域 D 传热系数更低且更靠近下游。对于 $\Delta H=6.78\text{ mm}$ 的进口不重合结构:进口台阶结构使平板端壁低传热区 D 向压力面迁移,且热负荷增大;有

造型的内、外端壁受进口台阶结构影响,低传热区 D 传热系数显著增加 40%~80%。

吸力面肩部高传热区 E。对于进口台阶高度 $\Delta H=0\text{ mm}$ 的设计结构:相比于简化平板端壁,有造型的内、外端壁在吸力面肩部形成高传热区 E。对于 $\Delta H=6.78\text{ mm}$ 的进口不重合结构:进口台阶结构使平板端壁高传热区 B 在马蹄涡迁移作用下向通道内延伸最终消失于吸力面,诱发高传热区 E;轴对称造型内、外端壁受上游台阶结构的影响,前缘近吸力面端壁热负荷显著增大,与高传热区 E 融合,覆盖面积扩张,造成局部极端热负荷。

喉部及其下游高传热区 F。对于进口台阶高度 $\Delta H=0\text{ mm}$ 的设计结构:相比于简化平板端壁,有造型内、外端壁喉部下游端壁传热系数降低 5%~30%,尤其是外端壁。对于 $\Delta H=6.78\text{ mm}$ 的进口不重合结构:进口台阶结构使平板端壁与有造型端壁喉部及其下游端壁传热系数均有所增加,特别是叶栅通道近吸力面侧端壁传热系数增加了 20%~50%,喉部横向热梯度减小。

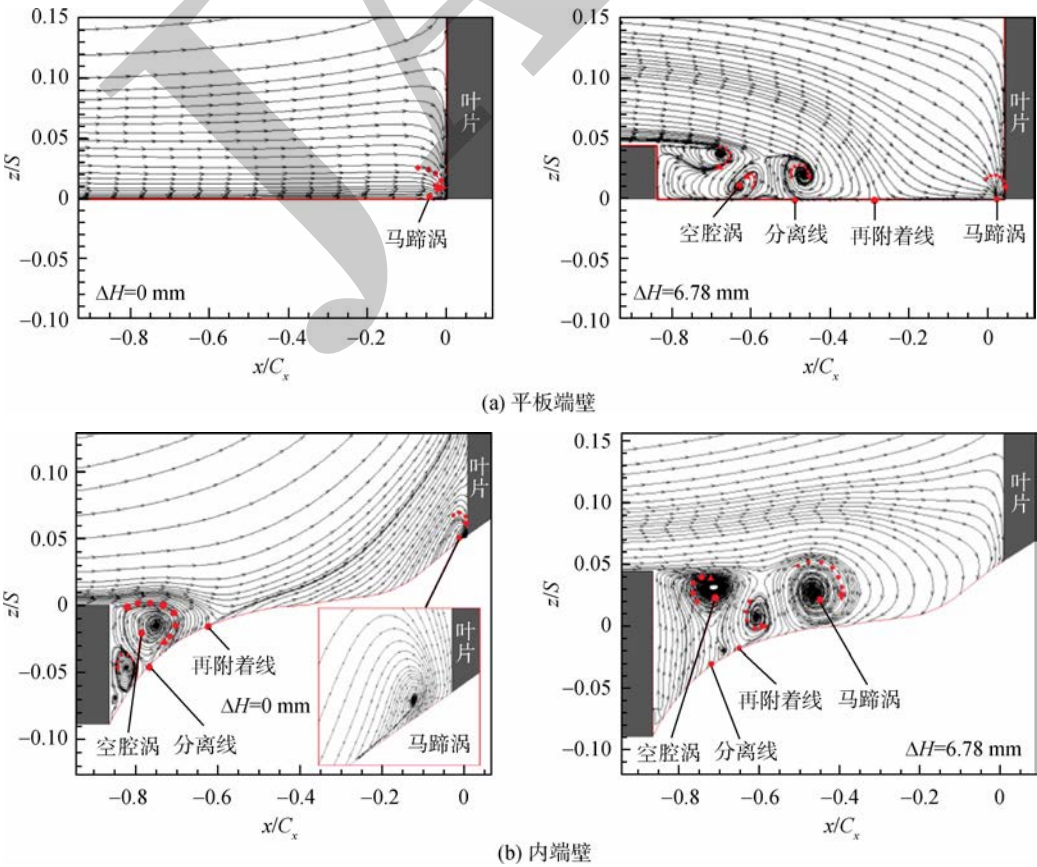
综上所述,端壁造型和进口不重合结构均导致叶栅端壁热负荷分布发生显著变化,尤其在叶栅前缘上游来流再附着区、叶栅前缘和吸力面肩部典型高传热区。总体上,轴对收敛端壁造型可

在一定程度上减小端壁热负荷,尤其是叶片前缘和喉部下游等易发生热腐蚀的冷却气膜难以覆盖区域;进口端壁不重合使端壁热负荷显著增大,尤其是叶栅前缘上游来流再附着区和吸力面肩部区域。因此,燃气涡轮第一级导向叶栅端壁冷却方案必须考虑实际端壁造型结构和燃烧室-涡轮交界面端壁不重合结构的对端壁热负荷分布的影响。

2.2 近端壁流动特性

端壁造型和进口端壁不重合在燃烧室-涡轮端壁交界面后形成后台阶空腔,诱发复杂的后台阶空腔涡系,将影响端壁二次流和通道涡的形成和发展,进而显著改变端壁热负荷分布。

图 9 为进口台阶高度分别为 $\Delta H=0\text{ mm}$ (设计结构)和 $\Delta H=6.78\text{ mm}$ (实际运行结构)时,3 种造型端壁过叶片前缘点的叶高方向截面($y/P=0$)流线分布,纵坐标为无量纲叶高位置。轴对称收敛端壁造型(在燃烧室-涡轮交界面处存在间隙空腔结构)和进口端壁不重合(后台阶结构)均会在交界面下游诱发低能空腔涡,使进口来流在叶栅前缘上游产生再附着区,产生如图 7 所示的高传热区 B。进口端壁不重合在台阶后形成的后台阶涡系具有更多涡核,涡系位置更靠近叶片前缘。



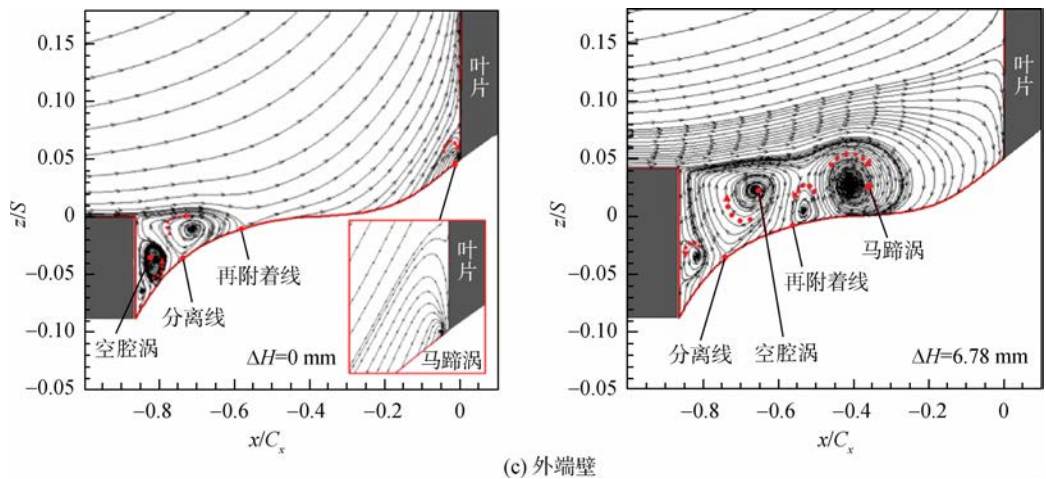


图 9 叶高方向截面($y/P=0$)流线及涡系分布

Fig. 9 Flow pattern and vortex structure on the section along the span ($y/P=0$)

无进口台阶结构时($\Delta H=0\text{ mm}$):相比于简化平板端壁,内、外收敛端壁的轴对称收敛端壁造型对近壁面来流加速,使边界层厚度和径向压力梯度减小,叶片前缘肩部来流卷吸作用减弱,如图 7(a)所示,轴对称收敛端壁造型使叶片前缘肩部高传热区消失。

存在进口台阶结构时($\Delta H=6.78\text{ mm}$):相比于简化平板端壁,内、外收敛端壁的轴对称收敛端壁造型与进口不重合耦合作用增大了空腔涡的尺度,空腔涡系距叶片前缘更近,来流再附着产生的冲击、剪切作用减弱,使图 7(b)所示的高传热区 B2 热负荷减小。

图 10 为进口台阶高度为 $\Delta H=0\text{ mm}$ (设计结构)和 $\Delta H=6.78\text{ mm}$ (实际运行结构)时,简化平板端壁、有轴对称收敛造型的实际叶栅内端壁和外端壁的近端壁流线分布。图中圆形标记和矩形标记分别表征后台阶空腔涡、叶栅通道马蹄涡形成的分离线和再附着线。结合图 7 中的端壁热负荷分布云图和图 9 中的交界面后空腔涡系分布,可获得进口不重合结构和轴对称收敛端壁造型影响下,叶栅端壁传热特性(典型高传热区形成机理)与近壁面二次流结构的内在流热耦合机理。

叶栅前缘上游高传热区 B。对于进口台阶高度 $\Delta H=0\text{ mm}$ 的设计结构:轴对称收敛的内、外端壁近壁面来流越过空腔后再附着于端壁,形成再附着线(内端壁和外端壁: $x/C_x=-0.6$),分为上游和下游两部分流动:一部分流体再附着后向上游回流,被空腔涡卷吸,形成再循环区边界层,另一部分流体在下游形成端壁边界层。来流再附着冲击作用和回流高速剪切作用形成图 7(a)所示的高传热区 B。燃气涡轮实际运行中出现进口

端壁不重合结构时:台阶后空腔涡系覆盖面积较大,且来流再附着区的冲击和剪切作用显著,受轴向和横向压力梯度的影响,空腔涡系向叶栅通道内吸力面侧迁移,形成图 7(b)所示的拱形高传热区 B2。

叶栅前缘高传热区 C。对于进口台阶高度 $\Delta H=0\text{ mm}$ 的设计结构:内、外端壁型线曲率在再附着线 $x/C_x=-0.6$ 下游 $x/C_x=-0.5\sim-0.3$ 处曲率变化较小,再生边界层逐渐增厚,在 $x/C_x=-0.3\sim-0.2$ 处端壁面成凹面,流动减速形成较厚边界层,端壁热负荷降低;随着流动靠近叶栅通道进口($x/C_x=-0.2\sim 0$),端壁型线加速收敛,边界层流动加速,端壁传热系数逐渐增大,形成如图 7(a)所示的高传热区 C。燃气涡轮实际运行中出现进口端壁不重合结构时:内、外端壁在空腔涡分离线下游形成新的薄边界层,复杂空腔涡系融合马蹄涡后增加马蹄涡对端壁的剪切作用,加之端壁凸面加速流动,造成如图 7(b)所示叶栅前缘高传热区域 C 热负荷增加。

吸力面肩部高传热区 E。对于进口台阶高度 $\Delta H=0\text{ mm}$ 的设计结构:内、外端壁近壁面空腔涡分离线向流道内延伸,最终消失于叶片吸力面($x/C_x=0.5$),分离线下游逐渐形成新的薄边界层,叶片吸力面型线加速流动,且空腔涡系产生的冲击、剪切流与边界层内流体掺混强烈,产生如图 7(a)所示高传热区 E。燃气涡轮实际运行中出现进口端壁不重合结构时:涡核更多的复杂后台阶空腔涡系,以及其形成的辅助涡系卷吸近叶片前缘吸力面端壁边界层流体,进一步减小边界层厚度,并且受马蹄涡吸力面侧分支涡系影响,高传热区 E 热负荷增加。

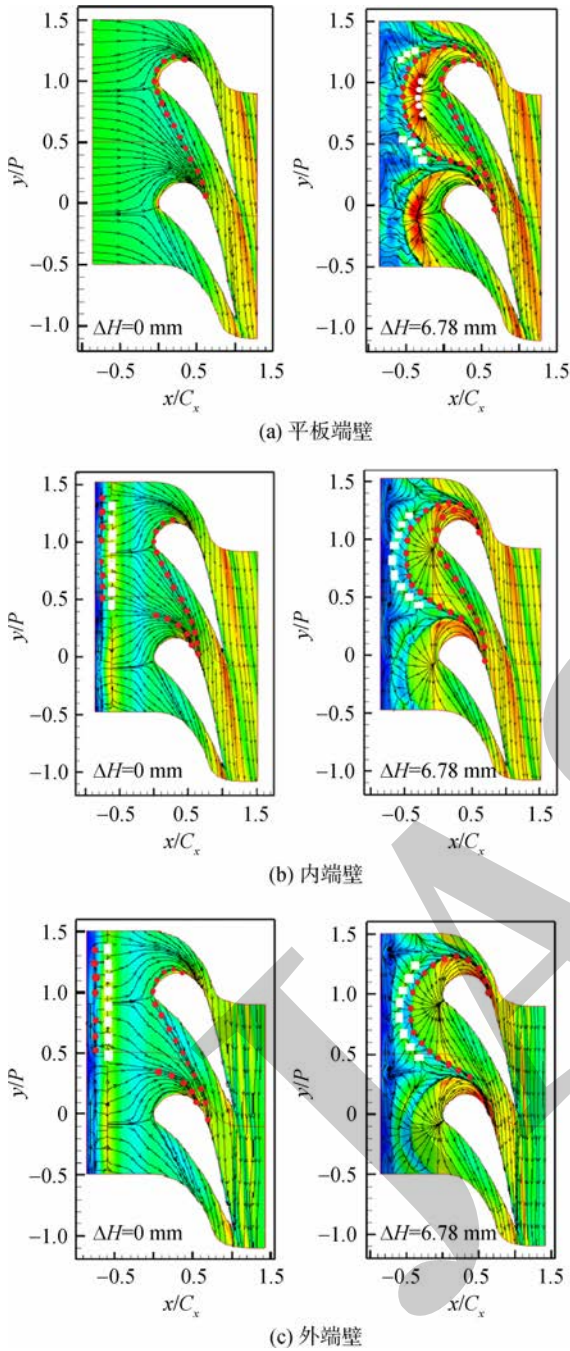


图 10 不同造型叶栅端壁近壁面流线分布
Fig. 10 Flow pattern distribution near the cascade endwall with different profiles

喉部及其下游高传热区 F。相比于简化平板结构,叶栅内、外端壁收敛造型导致近端壁气流轴向加速,削弱了马蹄涡和横向二次流的强度,喉部及下游端壁边界层内气流横向剪切作用减弱,如图 7 所示,区域 F 热负荷降低,且横向热梯度减小,尤其是外端壁造型结构。进口端壁不重合结构诱发的后台阶涡系在叶栅通道内逐渐耗散,所以其对喉部及下游区域传热特性影响较小。

3 结 论

本文以某工业燃气涡轮第一级喷嘴导向叶栅为研究对象,对比分析了实际燃气涡轮设计工况下(进口湍流强度为 $T_{u1}=16\%$,出口马赫数为 $Ma_2=0.85$),考虑实际进口端壁不重合度(进口后向台阶高度 $\Delta H=0\text{ mm}$ 设计结构, $\Delta H=6.78\text{ mm}$ 实际运行结构)时,简化平板端壁、轴对称收敛造型端壁(实际叶栅内端壁、实际叶栅外端壁)等 3 种端壁结构的近端壁流场和端壁传热系数分布规律,得到以下结论:

1) 端壁造型的影响:轴对称收敛端壁造型显著改变了叶栅端壁二次流结构和热负荷分布规律。进口无台阶结构($\Delta H=0\text{ mm}$)时:相比于简化平板端壁,轴对称收敛端壁造型使叶栅前缘肩部端壁高传热区消失,而在吸力面肩部形成高传热区;进口端壁不重合时($\Delta H=6.78\text{ mm}$):相比于简化平板端壁,轴对称收敛端壁造型使叶栅上游来流再附着作用减弱,高热负荷区面积和传热系数减小;而吸力面肩部高传热区面积和传热系数显著增大。

2) 进口端壁不重合影响:相比于进口台阶高度 $\Delta H=0\text{ mm}$ 的设计结构,燃气涡轮实际运行中产生的进口端壁不重合($\Delta H=6.78\text{ mm}$)导致近端壁来流在叶栅前缘上游产生强烈再附着作用,产生热负荷极高的拱形高传热区,其两端并向叶栅通道内迁移;进口端壁不重合导致叶栅吸力面肩部高传热区面积和传热系数显著增大,尤其是轴对称收敛端壁。燃气涡轮第一级导向叶栅装配过程中需提高与燃烧室的配合精度,并充分考虑热胀差的影响,减小端壁不重合度。

3) 轴对收敛端壁造型可在一定程度上减小端壁热负荷,尤其是叶片前缘肩部和喉部下游等易发生热腐蚀的冷却气膜难以覆盖区域;进口端壁不重合使端壁热负荷显著增大,尤其是叶栅前缘上游来流再附着区和吸力面肩部区域。燃气涡轮第一级导向叶栅端壁冷却方案设计必须充分考虑实际端壁造型结构和燃烧室-涡轮交界面端壁不重合结构对端壁热负荷分布的影响。

参考文献:

[1] SHIH T P, YANG V. AERODYNAMICS T. Heat transfer, materials, and mechanics[M]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics Incorporation, 2014: 189-217.
[2] HAN J C, DATTA S, EKKAD S. Gas turbine heat trans-

- fer and cooling technology[M]. 2nd ed. Boca Raton, FL, USA: CRC Press/Taylor & Francis, 2013.
- [3] DOSSENA V, PERDICHIZZI A, SAVINI M. The influence of endwall contouring on the performance of a turbine nozzle guide vane[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1999, 21(2): 200-208.
- [4] 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. 1-041005. 9.
- [5] LIN Y L, SHIH T P, CHYU M K, et al. Effects of gap leakage on fluid flow in a contoured turbine nozzle guide vane[R]. ASME Paper 2000-GT-0555, 2000.
- [6] 刘高文, 刘松龄, 许都纯, 等. 涡轮叶栅前缘上游端壁气膜冷却的流场实验研究[J]. *航空动力学报*, 2001, 16(2): 135-141.
- LIU Gaowen, LIU Songling, XU Duchun, et al. Experimental investigation of flow fields in a turbine cascade with endwall film-cooling upstream of leading edge[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(2): 135-141. (in Chinese)
- [7] 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 Huiren, 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. (in Chinese)
- [8] ABO E L, ELLA H M, SJOLANDER S A, et al. Effects of an upstream cavity on the secondary flow in a transonic turbine cascade[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(5): 051009. 1-051009. 9.
- [9] 李国君, 马晓永, 李军. 非轴对称端壁成型及其对叶栅损失影响的数值研究[J]. *西安交通大学学报*, 2005, 39(11): 9-12.
- LI Guojun, MA Xiaoyong, LI Jun. Effect of non-axisymmetrical turbine endwall profiling and numerical investigation on turbine cascade loss[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2005, 39(11): 9-12. (in Chinese)
- [10] 孙皓, 宋立明, 李军, 等. 非轴对称端壁涡轮级气动性能的数值研究[J]. *西安交通大学学报*, 2013, 47(7): 29-35.
- SUN Hao, SONG Liming, LI Jun, et al. Numerical investigations on the aerodynamic performance of turbine stage with nonaxisymmetric endwall profiling[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2013, 47(7): 29-35. (in Chinese)
- [11] LIN Y L, SHIH T P. Flow and heat transfer in a turbine nozzle guide vane with endwall contouring[R]. AIAA-2000-3002, 2002.
- [12] 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*, 2012, 135(1): 011002. 1-011002. 11.
- [13] PIGGUSH J D, SIMON T W. Heat transfer measurements in a first-stage nozzle cascade having endwall contouring: misalignment and leakage studies[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 129(4): 782-790.
- [14] THRIFT A A, THOLE K A, HADA S. Effect of orientation and position fo the combustor-turbine interface on the cooling of a vane endwall[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(4): 061019. 1-061019. 10.
- [15] THRIFT A A, THOLE K A, HADA S S. Effects of an axisymmetric contoured endwall on a nozzle guide vane: convective heat transfer measurements[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2011, 133(4): 041008. 1-041008. 10.
- [16] ROY A, JAIN S, EKKAD S V, et al. Heat transfer performance of a transonic turbine blade passage in the presence of leakage flow through upstream slot and mateface gap with endwall contouring[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, 139(12): 121006. 1-121006. 11.
- [17] MAYO D E, Jr, ARISI A, HG W F, et al. Effect of combustor-turbine platform misalignment on the aerodynamics and heat transfer of an axisymmetric converging vane endwall at transonic conditions[R]. ASME Paper GT2017-65091, 2017.
- [18] LI Z, LIU L, LI J, et al. Effects of upstream step geometry on axisymmetric converging vane endwall secondary flow and heat transfer at transonic conditions[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2018, 140(12): 121008. 1-121008. 14.
- [19] 刘璐萱, 李志刚, 李军. 进口端壁不重合对跨声速涡轮叶栅端壁流动和传热特性影响的研究[J]. *西安交通大学学报*, 2018, 52(11): 37-44.
- LIU Luxuan, LI Zhigang, LI Jun. Effects of inlet endwall misalignment on secondary flowfiled and heat transfer characteristics of transonic turbine[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2018, 52(11): 37-44. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)