

燃烧室出口旋流对静叶栅端壁流动型态和传热冷却特性的影响

栗智宇, 张垚垣, 李志刚, 李军
(西安交通大学叶轮机械研究所, 710049, 西安)

摘要: 贫油预混燃烧室出口的强旋流和温度不均匀特征向下游迁移, 直接影响了下游涡轮静叶栅端壁的气动性能, 进而改变了气膜冷却端壁的传热冷却特性。设计了具有典型速度和温度出口特征的燃烧室, 与实验数据对比, 验证了设计的燃烧室出口具有典型的旋流和温度分布特征。采用数值求解三维雷诺平均 N-S 方程和剪切应力传输湍流模型 SST $k-\omega$ 研究了燃烧室出口旋流对静叶栅端壁流动型态和传热冷却特性的影响。对比分析了燃烧室出口旋流核心与静叶栅沿栅距 5 个相对位置时气膜冷却端壁的流场型态和传热冷却特性。研究表明: 当燃烧室出口旋流中心正对静叶片 1 时, 马蹄涡压力面分支横向迁移被削弱造成滞止点向下游移动, 端壁传热恶化, 第 3 排气膜冷却射流被带离端壁, 绝热气膜有效度降低; 旋流中心正对静叶片 2 时, 马蹄涡压力面分支裹挟第 2 排气膜冷却射流冲击吸力面, 二次冷却效果提升的同时端壁面平均气膜有效度提高, 最大值为 0.148, 无量纲面平均热通量减小了 0.055 5。该研究揭示了燃烧室出口旋流对下游静叶栅端壁流场型态和传热冷却特性的影响机制, 为端壁气膜冷却布局设计提供了一定的参考。

关键词: 涡轮; 燃烧室; 出口旋流; 静叶端壁; 气膜冷却

中图分类号: TK474.4 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202204008 **文章编号:** 0253-987X(2022)04-0072-11



OSID 码

Effect of Combustion Chamber Outlet Swirling Flow on Flow Pattern, Heat Transfer and Cooling Characteristics of Turbine Vane Endwall

LI Zhiyu, ZHANG Kaiyuan, LI Zhigang, LI Jun
(Institute of Turbomachinery, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: The strong swirling flow and nonuniform temperature at the outlet of lean oil premixed combustion chamber transfer downstream, which directly affects the aerodynamic performance of the vane endwall of downstream turbine, and then changes the endwall heat transfer and film cooling characteristics. The combustion chamber is designed with typical outlet velocity and temperature characteristics. Comparing with the experimental data, we have verified that the swirling flow and temperature distribution of designed combustion chamber outlet is typical. In this paper, we studied the influence of combustion chamber outlet swirling flow on the flow pattern, heat transfer and film cooling characteristics of the turbine vane endwall by numerical solution of 3D Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equation and shear stress transport turbulence model (SST $k-\omega$). The flow field pattern, heat transfer and film cooling characteristics of the turbine vane endwall at 5 relative positions along the pitch between the center of

收稿日期: 2021-10-26。 作者简介: 栗智宇(1997—),男,博士生;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(51936008);国家科技重大专项(J2019-II-0010-0030)。

网络出版时间: 2021-12-06

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20211202.2343.008.html>

combustion chamber outlet swirling flow and the turbine vane are compared and analyzed. The result shows that when the center of combustion chamber outlet swirling flow is facing the vane 1, the lateral movement of the pressure side leg of the horseshoe vortex is weakened, and the heat transfer at endwall exacerbates due to downstream movement of stagnation point; the coolant at the third row of film hole is taken away from the endwall, so the heat insulation effectiveness of air film decreases. When the swirling flow center is facing the vane 2, the pressure side leg of the horseshoe vortex envelopes the coolant at the second row of film hole and impacts suction surface, which improves the secondary cooling effect while the average film cooling effectiveness at the endwall surface increases (the maximum value is 0.148, and the surface averaged net heat flux reduction is 0.055 5). This study reveals the influence mechanism of the combustion chamber outlet swirling flow on the flow field pattern, heat transfer and film cooling characteristics at the endwall of the downstream turbine vane, which provides some reference for the layout design of endwall film cooling.

Keywords: turbine; combustion chamber; outlet swirling flow; vane endwall; film cooling

为提高燃气涡轮输出功率和热效率并满足环境保护要求,现代燃气涡轮燃烧室出口温度不断提高并采用贫油预混技术降低 NO_x 排放,其强旋流和温度分布不均匀的出口特征向下游迁移至叶栅进口直接影响叶栅的流动状态,增加了第一级静叶端壁区域热负荷,提高了高负荷涡轮端壁区域冷却设计的难度^[1]。

目前,国内外学者采用实验测量和 CFD 数值方法开展燃烧室出口流动工况下高压涡轮的气热性能分析研究^[2]。燃烧室出口流动参数和温度分布特征向下游迁移, Jacobi 等^[3]通过实验验证后的大涡模拟研究了旋流条件下叶栅的非定常流动特性,阐述了旋流在叶栅前缘的迁移过程。此外,进口温度分布不均匀形成的热斑在扇形叶栅通道中的迁移过程由 Bacci 等^[4]实验测量。非均匀进口参数改变了叶栅的气热特性,周杨等^[5]数值计算了不同旋流进口周向位置的静叶栅气动性能,阐述了旋流与端壁二次流相互作用产生诱导涡的过程。张扬等^[6]实验测量了旋流进口双通道叶栅端壁气膜冷却特性。牛津大学 1.5 级跨声速涡轮气热实验平台 OTRF^[7-8]采用数值验证后的无化学反应旋流器模拟非稳态燃烧室旋流状态^[9],开展了非均匀进口参数下动静叶的气热性能研究。

燃烧室工况条件下,更为复杂的叶栅气热参数对端壁气膜冷却设计提出了更高的要求。冷却空气通过燃烧室与第一级静叶的槽缝间隙防止燃气入和端壁烧蚀。白波等开展了上游台阶和进口不重合对

跨声速叶栅端壁气热和气膜冷却特性的数值研究^[10-11],祝培源等开展了端壁槽缝射流冷却的实验研究^[12-13]。在此基础上,Zhang 等^[14]进一步数值研究了进口旋流方向和旋流强度对带有台阶结构端壁的传热和槽缝冷却的影响。结和热斑效应,王志多等^[15]分别数值分析了槽缝冷却射流在叶栅静叶和动叶中的迁移机制。离散气膜孔作为另一种高效的气膜冷却形式被广泛应用,基于达姆施塔特工业大学 LSTR 涡轮气热性能实验平台^[16],Werschnik 等^[17-18]研究了旋流工况下端壁气膜有效度的鲁棒性,发现旋流条件下静叶上游两排气膜孔冷却有效度降低而端壁传热系数升高。Abdeh 等^[19]实验研究了旋流导致进口偏航角变化对叶栅流动和气膜冷却特性的影响,结果表明正攻角严重影响叶栅通道中二次流的发展并改变了通道内冷却效率分布。

典型贫油预混燃烧室出口特征与涡轮第一级静叶栅的相互作用需要深入研究,同时必须考虑由于燃烧室出口与涡轮第一级静叶数量不一致而导致的周向相对位置不同。目前,考虑强旋流和温度分布不均匀对静叶栅端壁气动传热和气膜冷却特性的影响研究仍较少。因此,本文设计了带有旋流器和冷却结构的燃烧室以获得具有典型贫油预混燃烧室出口旋流和温度不均匀特征的叶栅进口条件,对比分析了燃烧室出口旋流核心与下游静叶栅不同周向相对位置时叶栅端壁流动型态和传热冷却特性,为涡轮静叶栅端壁在考虑燃烧室出口旋流时的气膜冷却布局设计提供参考。

1 叶栅模型和数值方法

1.1 叶栅模型

图 1 给出了燃气涡轮第一级静叶栅几何模型和端壁气膜孔布局^[20]。三排气膜孔分布在相邻静叶栅端壁的轴向不同位置,沿 x 正方向依次命名为第一、二、三排气膜孔。本文研究重点区域由图 1(b)中红色虚线标出,其为轴向位置处于 $-0.2 < x/C_{ax} < 1.2$ 的单个通道的端壁面。表 1 给出了静叶栅和气膜孔的主要几何参数。

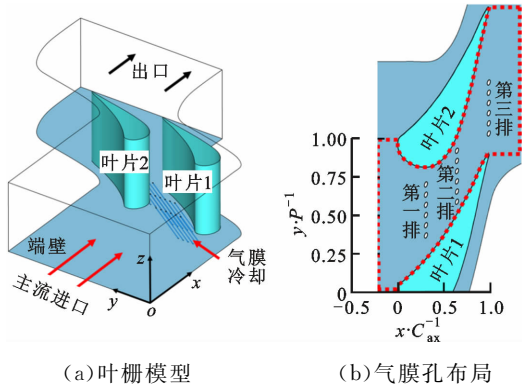


图 1 叶栅计算模型和气膜孔布局^[20]
Fig. 1 Cascade model and film cooling layout

表 1 叶栅计算模型几何参数^[20]

Table 1 Geometric parameters of cascade model

参数	数值
缩放因子	2
弦长 C/mm	149.2
轴向弦长 C_{ax}/mm	82.8
栅距 P/mm	131.4
叶高 H/mm	122.3
进口气流角 $\alpha/(\circ)$	0
出口气流角 $\beta/(\circ)$	75.6
气膜孔数	18
气膜孔直径 d/mm	1.5
气膜孔长径比	40
气膜孔间距 s/mm	9.09
气膜孔射流角 $\varphi_1/(\circ)$	30
气膜孔复合角 $\varphi_2/(\circ)$	75.6

1.2 数值方法验证

图 2 给出了燃气涡轮静叶栅计算域的网格。采用 ANSYS-ICEM 生成多块结构化网格,在气膜孔及叶栅壁面附近采用 O 型网格提高网格质量。为了满足不同湍流模型的计算要求,通过限制近壁面第一层网格高度,使得在使用基于 $k-\omega$ 的湍流模型

时壁面 $y^+ < 1$,在使用基于 $k-\epsilon$ 的湍流模型时壁面 $11 < y^+ < 30$ 。

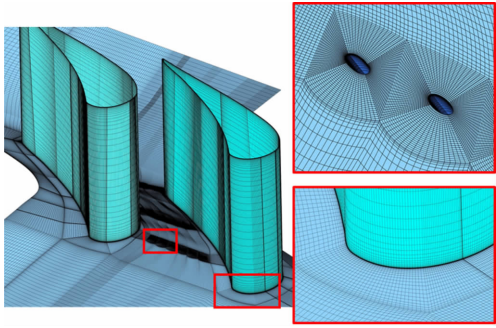


图 2 燃气涡轮静叶栅计算网格
Fig. 2 Grid of turbine cascade and film holes

采用 ANSYS-CFX 数值求解三维稳态 RANS 方程,主流和气膜冷却射流均为理想空气,设置了主流和冷却气体的温度比为 1.52 以满足实验条件的密度比,所有壁面绝热无滑移,计算域两侧设置周期性边界条件。为验证湍流模型的计算精度,进出口边界条件均采用表 2 给出的实验工况参数^[20]。使用端壁绝热气膜有效度作为评估标准,其定义为

$$\eta = \frac{T_{\infty} - T_{aw}}{T_{\infty} - T_c} \quad (1)$$

式中 T_{aw} 为绝热条件下端壁面温度。

表 2 实验工况边界条件^[20]

Table 2 Boundary conditions of experiment

边界条件	参数值
主流质量流量 $M/(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	1.1
主流进口温度 T_{∞}/K	453
气膜冷却射流总质量流量 $m/(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	0.005 5
气膜冷却射流进口温度 T_c/K	298
气膜冷却吹风比 B	1.6
主流湍流度/%	19
主流湍流尺度/m	0.017
出口背压 P_b/Pa	98 000

图 3 给出了网格无关性验证结果,在网格节点数达到 1 600 万时,位于轴向位置 $x/C_{ax} = 0.85$ 的周向平均绝热气膜有效度值相比 1 800 万时变化不大,满足网格无关性要求。

图 4 给出了不同湍流模型下数值获得的端壁绝热气膜有效度分布与实验测量结果的比较。图 5 对比了计算与实验的周向平均绝热气膜有效度沿轴向的分布情况。采用 SST $k-\omega$ 湍流模型的计算结果与实验测量数据拟合较好,而相比实验测量结果,采用 $k-\epsilon$ 和 $k-\omega$ 湍流模型不仅较高预测了端壁第 2 排气

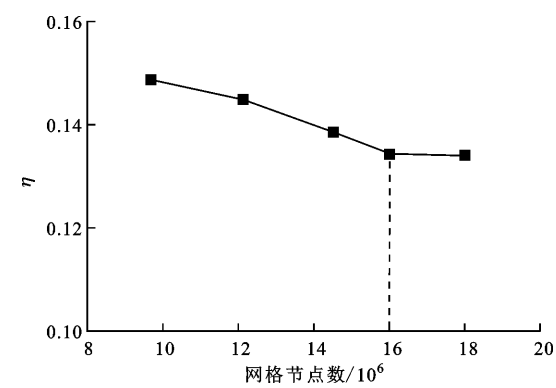


图 3 网格无关性验证
Fig. 3 Grid independence verification

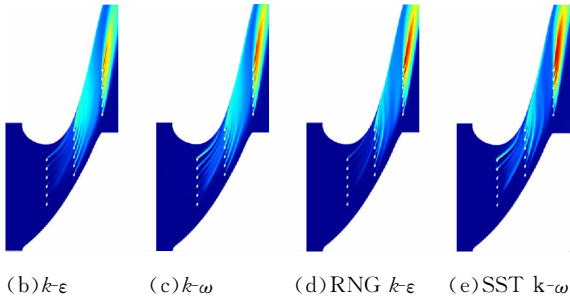
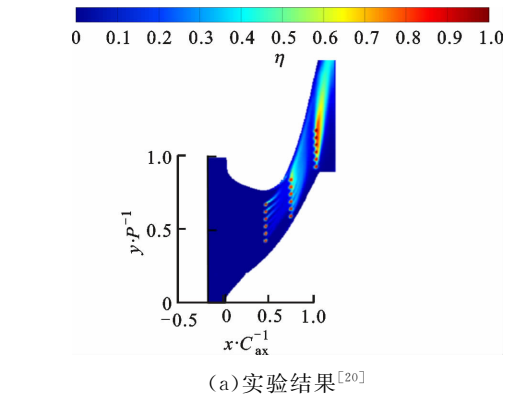


图 4 实验与数值计算端壁绝热气膜有效度分布
Fig. 4 Film cooling effectiveness distribution of experiment and CFD

膜孔后位置 ($0.7 < x/C_{ax} < 0.95$) 的绝热气膜有效度,并且突出了气膜覆盖区域沿 x 轴方向迁移的趋势。同时,采用 RNG $k-\epsilon$ 模型无法正确预测第 1 排气膜孔后位置 ($0.4 < x/C_{ax} < 0.6$) 的绝热气膜有效度。因此,综合考虑绝热气膜有效度分布情况和周向平均绝热气膜有效度值的预测精度,本文均采用 SST $k-\omega$ 湍流模型开展数值分析。

2 燃烧室模型与进口条件

为了获取接近真实贫油预混燃烧室的叶栅进口条件,本节设计了具有典型流动特征的燃烧室及冷却结构,验证了该燃烧室模型的代表性,获得了具有

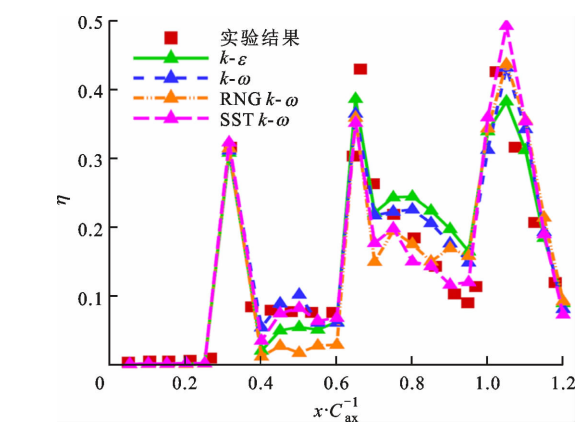


图 5 实验与计算周向平均绝热气膜有效度分布
Fig. 5 Laterally averaged η distribution along the x direction of experiment and CFD

典型旋流和温度不均匀特征的第一级静叶进口条件,并以此开展旋流中心相对叶栅不同位置对端壁气热及气膜冷却特性影响的研究工作。

2.1 燃烧室模型及计算

图 6 所示的子午面示意图由红色虚线框出的叶栅计算域和黑色虚线框出的燃烧室计算域组成。为获得燃烧室出口下典型叶栅进口条件,本文计算过程如下:首先由燃烧室计算域计算获得叶栅进口面①所在位置的速度和温度分布,再将此分布作为叶栅计算域的进口条件开展研究。

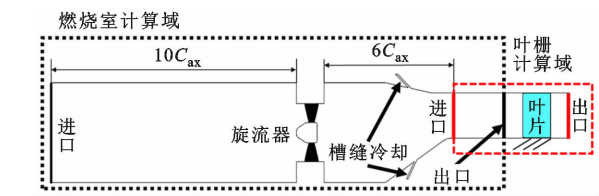


图 6 燃烧室计算域与叶栅计算域相对位置
Fig. 6 The meridional plane of combustion chamber and cascade model

燃烧室模型依据燃气涡轮静叶栅模型设计,图 7 给出了经计算迭代设计旋流三维模型和燃烧室计算域几何模型,旋流器与叶片数目比为 1:2,因而燃烧室计算域 y 轴方向宽度为 2 倍叶片节距。旋流器外径为 $1.9C_{ax}$,带有 20 支倾角为 45° 的直叶片。主流流经旋流器产生典型燃烧室旋流特征,随后与槽缝射流的冷却气体掺混以形成温度不均匀特征。叶栅计算域进口面位于旋流器后 $6C_{ax}$ 处以保证得到充分发展流动的截面参数。

图 8 给出了燃烧室计算域的网格,采用如表 3 所示的边界条件开展计算。除抽取约 35%^[21] 的主流气体作为上下槽缝的冷却气体外,其余边界条件

同上节计算保持一致。

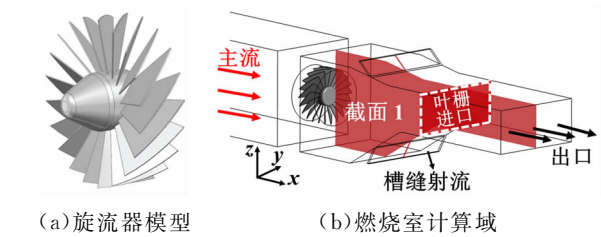


图 7 旋流器和燃烧室计算域几何模型
Fig. 7 Model of swirler and combustion chamber

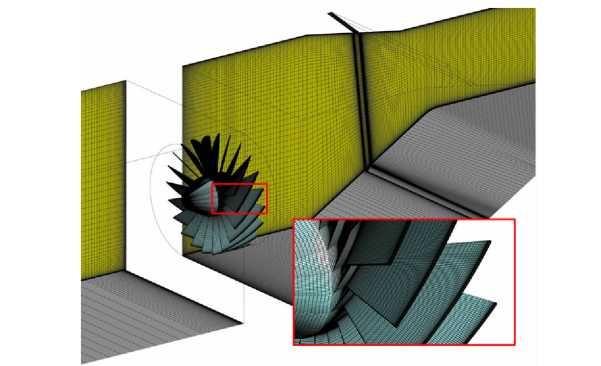


图 8 燃烧室计算域网格划分
Fig. 8 Grid of swirler and combustion chamber

表 3 燃烧室计算域边界条件

边界条件	参数值
主流质量流量 $M_0 / (\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	0.7
主流进口温度 T_∞ / K	453
上槽缝射流质量流量 $m_1 / (\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	0.2
下槽缝射流质量流量 $m_2 / (\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	0.2
槽缝冷却射流进口温度 T_c / K	298
出口背压 P_b / kPa	98

图 9 给出了静叶栅进口面周向平均温度 T 与面平均温度 $\bar{T}$ 比值随叶高的变化趋势。该界面温

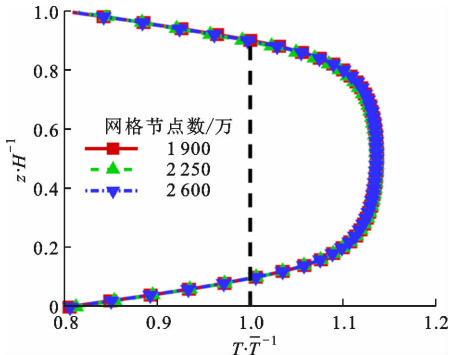


图 9 叶栅进口面无量纲温比沿径向分布
Fig. 9 The temperature ratio distribution on the vane inlet plane along the z direction

度分布表现为沿叶高方向靠近叶片上下端壁温度低,叶片中部温度高的特征,最大温比为 1.15,具有典型的燃烧室出口温度不均匀特征^[22]。同时,使用 3 套不同节点数网格计算可以得到几乎一致的温度分布情况,网格无关性得到验证。

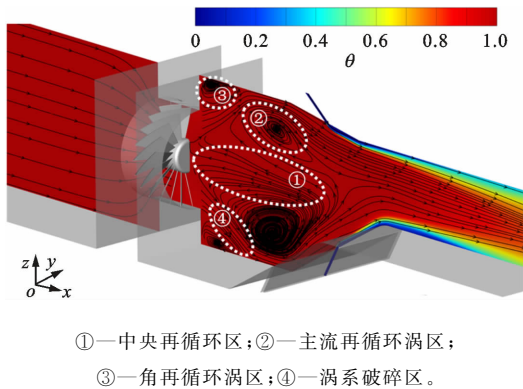


图 10 截面 1 无量纲温度分布与流动情况
Fig. 10 Non-dimensional temperature and streamline distribution on plane 1

图 10 给出了燃烧室计算域截面 1 的无量纲温度分布和表面流动情况。如图 7(b)所示,截面 1 所在位置为中央子午面。无量纲温度定义为

$$\theta = \frac{T - T_c}{T_\infty - T_c} \quad (2)$$

主流经旋流器产生较强的径向速度冲击上下端壁面形成涡系破碎区,并在该区域两侧形成主流再循环涡和角再循环涡。由于上下两主流再循环涡方向相反,流体受逆压梯度影响向 $-x$ 方向倒流以在燃烧室中稳定火焰,该区域被称作中央再循环区。在该燃烧室中,呈现了全部 4 种典型贫油预混燃烧室的流动结构以及温度分布情况。此外,旋流器出口旋流数 S 定义为

$$S = \frac{\int_0^{r_0} (\rho u v) r^2 dr}{r_0 \int_0^{r_0} (\rho u^2) r dr} \quad (3)$$

当 S 大于临界值 0.6^[23] 时被认为由足够的旋流强度以稳定火焰,并且通常选择旋流数为 0.6~1.0 范围内研究旋流强度的影响^[14,24],而本文旋流器出口旋流数为 0.75 可以表征典型预混燃烧室出口旋流强度。综上所述,该燃烧室具有典型贫油预混燃烧室的流动特征。

2.2 进口条件验证与工况设置

图 11 给出了实验测量的某型号发动机燃烧室出口无量纲温度分布情况作为对比依据^[22]。图 12 给出了本文计算得到的叶栅进口面的流动和参数分

布情况。图 12(b)所示无量纲温度分布趋势与图 11 给出的实验测量值相似,并具有几乎一直的无量纲温度比值范围,最大值均为 1.15,因此本文使用的进口条件可以表征典型贫油预混燃烧室出口的温度不均匀特性。为表示进口截面的旋流方向和强度,图 12(c)、图 12(d)给出了该截面上俯仰角 γ_1 和偏斜角 γ_2 分布情况,其计算式为

$$\gamma_1 = \arctan\left(\frac{w}{u}\right)$$

(4)

$$\gamma_2 = \arctan\left(\frac{v}{u}\right)$$

(5)

式中 u, v, w 分别为 x, y, z 方向的速度分量。

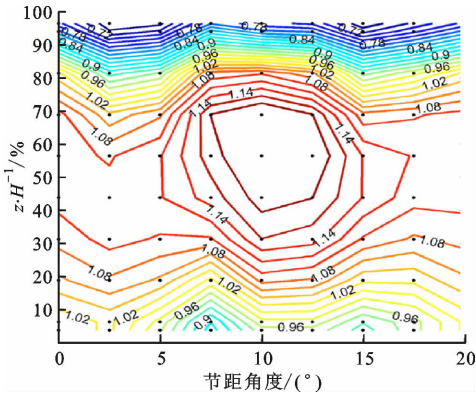


图 11 实验测量燃烧室出口无量纲温度分布^[22]
Fig. 11 Non-dimensional temperature distribution on combustion chamber outlet of experimental results^[22]

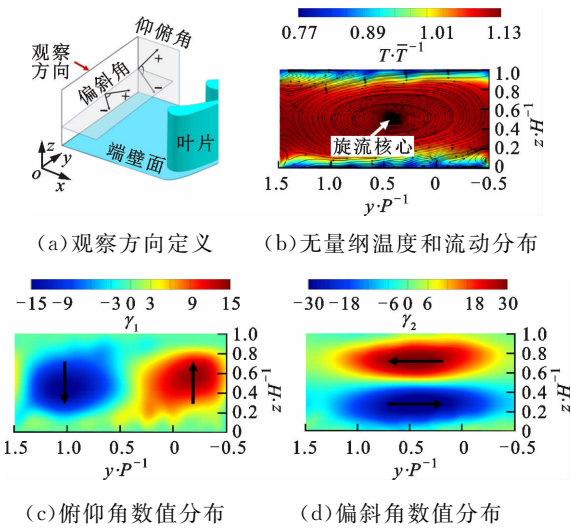


图 12 静叶栅进口面特征参数分布

依据图 12(a)所示观察方向定义,该截面上的旋流为逆时针方向,主要旋流特征为最大俯仰角 $\pm 15^\circ$,最大偏斜角 $\pm 30^\circ$,可以代表具有旋流特征的进

口边界条件开展研究。
为了开展燃烧室与叶栅周向位置对端壁气热性能和气膜冷却特性的研究,使用上述进口截面参数,调整截面与叶栅周向的相对位置设置了 5 种工况,其命名和旋流中心位置见图 13 和表 4,从工况 1 至工况 5,旋流中心由正对叶片 1 移至正对叶片 2。

表 4 各个工况的旋流中心位置

Table 4 Swirl core position of different cases

工况名称	旋流中心位置
基准工况	实验工况,均匀流动
工况 1	$y/P=0$ (正对叶片 1)
工况 2	$y/P=0.25$
工况 3	$y/P=0.5$ (正对叶栅通道中心)
工况 4	$y/P=0.75$
工况 5	$y/P=1$ (正对叶片 2)

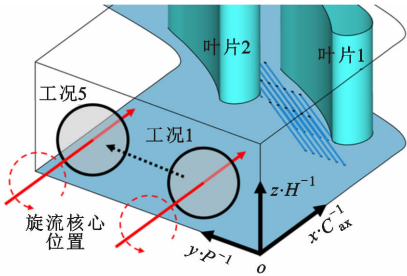


图 13 燃烧室出口旋流核心与静叶栅相对位置
Fig. 13 Relative position of swirl core and cascade

3 结果分析与讨论

3.1 叶栅流动及端壁传热特性研究

燃烧室周向位置改变伴随着主流旋流中心沿周向移动,这不仅改变了叶栅通道内的流动结构,还影响了端壁传热特性。图 14 给出了不同工况下叶栅通道内的流动以及特征截面的涡量分布情况,涡量可以定量表征当地旋流强度,定义为

$$\Omega_x = \frac{\partial v}{\partial z} - \frac{\partial w}{\partial y}$$

(6)

截面 2、3、4 分别位于三排气膜孔沿 x 方向下游 2 倍孔径处以展示主流与冷却射流的掺混情况,主流旋涡通过各面并呈现红色区域。主流旋涡、马蹄涡压力面分支、吸力面分支和气膜孔冷却射流的典型流线分别用红色、粉色、黄色和蓝色标出。如图 14(a),在均匀流动工况中,马蹄涡在叶栅前缘形成,其压力面分支在通道中受横向压力梯度影响向吸力面迁移,最终与吸力面分支在叶栅出口处汇聚形成一个通道涡。如图 14(b),当旋流中心正对叶片 1 时,旋流中心在通道中处于靠近端壁位置^[3]从而严

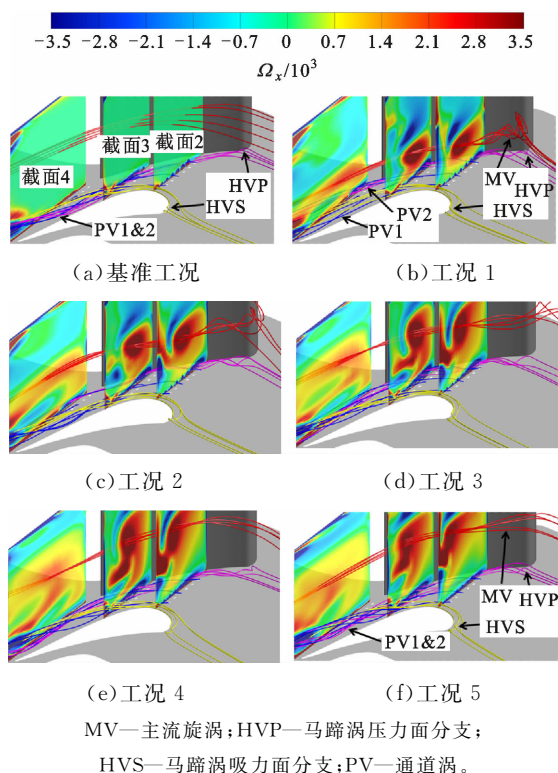


图 14 三维流动情况和典型截面涡量分布

Fig. 14 Three-dimensional streamline and vorticity distribution on typical planes

重影响马蹄涡压力面分支向吸力面侧的移动,不能与马蹄涡吸力面分支汇合,导致在出口处形成两个通道涡 1 和 2。当旋流中心位置由正对叶片 1 向正对叶片 2 移动时,旋流中心位置逐渐远离端壁,其对马蹄涡的控制作用减小,两股马蹄涡的流线可以靠拢,并在旋流正对叶片 2 时,如图 14(f) 所示马蹄涡的压力面和吸力面分支在出口处再次汇合只形成一个通道涡。因此,燃烧室出口旋流改变了马蹄涡压力面分支在通道中的迁移路径,导致叶栅出口通道涡特征的变化。

为了进一步分析近端壁的流动情况和马蹄涡在通道中的迁移过程,图 15 给出了静叶栅端壁极限流线的分布情况。马蹄涡分离线在图中由红色虚线标出,压力面分支的分离线在吸力面的滞止点标为红色圆球,其横坐标位置在 x 轴上标出。对比基准工况,工况 1 和工况 2 马蹄涡压力面分支的分离线明显沿 x 正方向移动,滞止点横坐标位置均大于基准工况。随着旋流中心由叶片 1 向叶片 2 移动,马蹄涡压力面分支分离线逐渐向吸力面侧靠拢收缩,滞止点向上游移动。从工况 1 至工况 5,滞止点的横坐标位置由最大值 0.82 减小至最小值 0.62。此规律进一步说明了当旋流中心在叶片 1 附近时马蹄涡

压力面分支无法向吸力面侧迁移,只能沿压力面向下游移动直至叶栅出口。随着旋流中心向叶片 2 移动,马蹄涡压力面分支向吸力面侧迁移趋势逐渐明显。

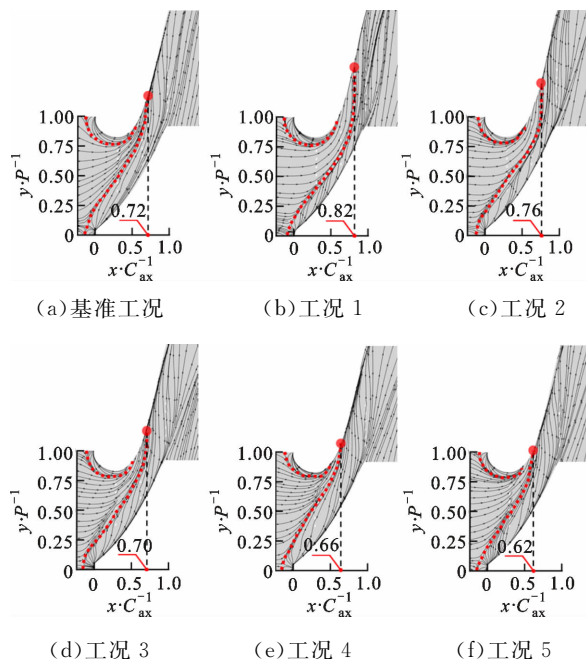


图 15 燃烧室出口和静叶栅不同相对位置时端壁极限流线

Fig. 15 Limited streamline distribution on endwall for different cases

叶栅流动结构的改变影响了端壁的传热特性。图 16 给出了端壁努塞尔数 (Nu) 的分布情况。 Nu 由以下公式计算得到,即

$$h_f = \frac{q_f}{T_{aw} - T_w} \quad (7)$$

$$Nu = \frac{h_f C}{\lambda_{air}} \quad (8)$$

式中: h_f 为壁面传热系数; q_f 、 T_w 为等温壁面边界条件计算得到的热通量和壁面温度,本文等温壁面温度取 285 K; C 、 λ_{air} 为叶片弦长和空气换热系数。

对比基准工况,燃烧室进口各工况下叶栅前缘端壁 A 区域的 Nu 显著增大,这是由于旋流加强了马蹄涡的强度进而增大了前缘的换热系数。在叶栅通道中,马蹄涡的迁移和发展增大了端壁的传热系数,而如前文所述,在旋流中心靠近叶片 1 时,马蹄涡只能贴近压力面侧向下游发展,造成端壁靠近压力面侧出现局部高 Nu 区域 B 和 C,如图 16(b)、图 16(c)。随着旋流中心向叶片 2 移动,虽然 B 和 C 区域影响范围逐渐向吸力面侧发展扩大但 Nu 峰值显著降低,由工况 1 时的最大值 4 800 降低至工况 5 时的 3 600。

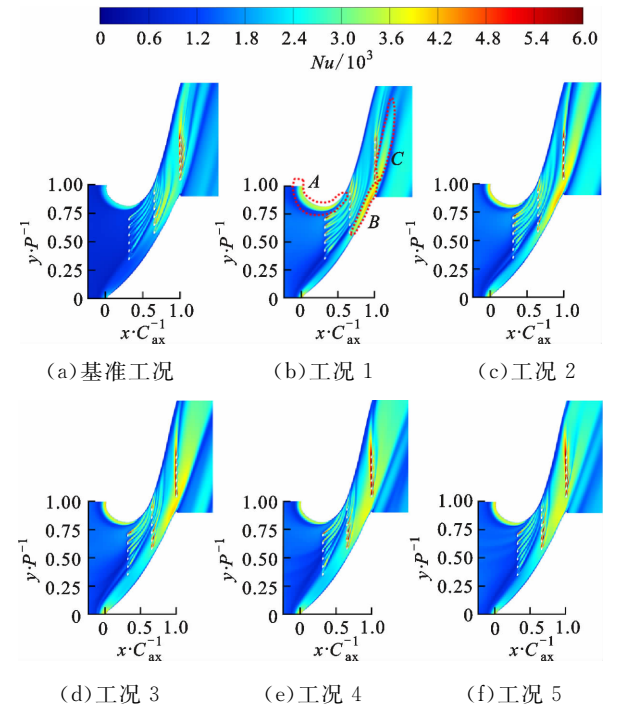


图 16 燃烧室出口和静叶栅不同相对位置时端壁努塞尔数等值线云图

Fig. 16 Nu distribution on endwall for different cases

为了定量说明各个工况下端壁的 Nu 分布情况,图 17 给出了端壁周向平均 Nu 沿轴向的变化情况,图 16 的各区域位置也被标识在图 17 中。对比基准工况,受到近前缘端壁换热被加强的影响,在 A 区域以及第 1 排气膜孔后沿 x 方向下游区域,燃烧室进口各工况下端壁平均 Nu 增大约 40%。在区域 B,工况 1 的平均 Nu 最低而工况 5 的平均 Nu 最高,这是因为在工况 1 中虽然马蹄涡造成高 Nu 区域 B 峰值最大,但受影响面积最小;而在工况 5 中区域 B 的影响范围由压力面侧向吸力面扩展,因而端壁周向平均 Nu 最大。5 个燃烧室进口工况中,

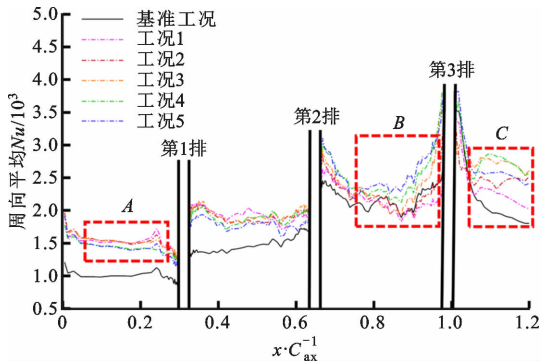


图 17 静叶栅端壁周向平均努塞尔数沿轴向的分布
Fig. 17 Laterally averaged Nu distribution on endwall along x direction

由于工况 1 中 C 区域面积最小而有最小的平均 Nu 。因此,相比均匀来流条件,燃烧室进口工况下端壁换热总会加强;对于不同燃烧室周向位置,当旋流中心正对叶片 2 时端壁平均 Nu 最大,而正对叶片 1 时虽然端壁平均 Nu 最低,但要注意因压力面侧存在局部高换热区而烧蚀的情况。

3.2 叶栅端壁气膜冷却特性研究

燃烧室工况下的强旋流和温度分布不均匀特性改变了主流与冷却射流的掺混状态和叶栅通道温度分布,增大了端壁气膜冷却的复杂程度。图 18 给出了各工况下端壁绝热气膜有效度分布情况。为消除各工况端壁温度分布不均匀对绝热气膜有效度计算的影响,充分突出气膜冷却射流对保护端壁的贡献,使用式(9)计算绝热气膜有效度,即

$$\eta = \frac{T_{\text{base}} - T_{\text{aw}}}{T_{\text{base}} - T_c} \tag{9}$$

式中 T_{base} 为各个工况下没有气膜冷却射流下的各点绝热温度。马蹄涡迁移过程中卷吸冷却气流离开端壁面导致气膜有效度降低,因此其迁移路径的改变显著影响了端壁气膜有效度的分布情况。依据图 15,在图 18 中使用红色虚线标出了马蹄涡压力面分支的迁移路径。燃烧室进口周向位置的变化主要影响了端壁第 3 排气膜孔的冷却情况。在基准工况中,马蹄涡压力面分支在第 2 排气膜孔下游开始向

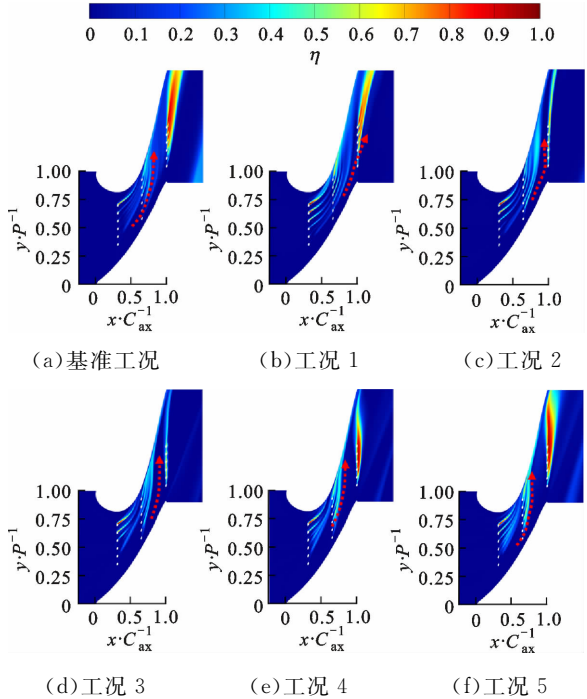


图 18 燃烧室出口和静叶栅不同相对位置时端壁绝热气膜有效度等值线云图

Fig. 18 η distribution on endwall for different cases

吸力面侧迁移,几乎不会影响第 3 排气膜孔冷却覆盖。而在工况 1 中,由于马蹄涡压力面分支被主流旋涡限制只能贴近压力面侧向下游发展,直接与第 3 排下方部分气膜冷却射流掺混造成绝热气膜有效度下降。在工况 2、3 中,马蹄涡压力侧分支直接在第 3 排气膜孔所在轴向位置处向 y 轴正方向迁移,裹挟冷却射流与主流掺混,导致第 3 排气膜冷却几乎失效。在工况 4、5 中,马蹄涡压力面分支迁移路径逐渐向第 2 排气膜孔移动,裹挟第 2 排气膜冷却射流冲击叶片 2 的吸力面形成二次冷却^[25],这虽然造成第 2 排气膜冷却效率降低,但有利于叶片 2 吸力面的二次冷却,同时第 3 排气膜孔冷却效率重新恢复至较高水平。

为观察端壁气膜冷却射流在叶片 2 吸力面的二次冷却情况,图 19 给出了曲面 1 上的绝热气膜有效度分布情况。曲面 1 处于叶片 2 吸力面 $0 < z/H < 0.2$ 范围内。如图 19a 区域 1、2 的冷却区域分别由第 1 排和第 2 排气膜冷却射流冲击形成。在工况 1 中,没有马蹄涡压力面分支冲击叶片 2 吸力面,二次冷却主要由马蹄涡吸力面分支裹挟部分冷却射流形成,曲面 1 的冷却区域呈现扁平形状,主要流动方向为 x 轴正方向。随着旋流中心向叶片 2 移动,马蹄涡压力面分支卷吸更多冷却气体远离端壁面并冲击叶片 2 吸力面,表现为曲面 1 的冷却区域向 y 轴正方向扩展,并且冷却强度逐渐加强。同时,由于如图 15 所示马蹄涡滞止点向上游移动,曲面 1 冷却区域也随之向上游移动。总之,相对与旋流中心正对叶片 1,当其正对叶片 2 时更多的端壁气膜冷却射可以被带离端壁面在吸力面产生二次冷却。

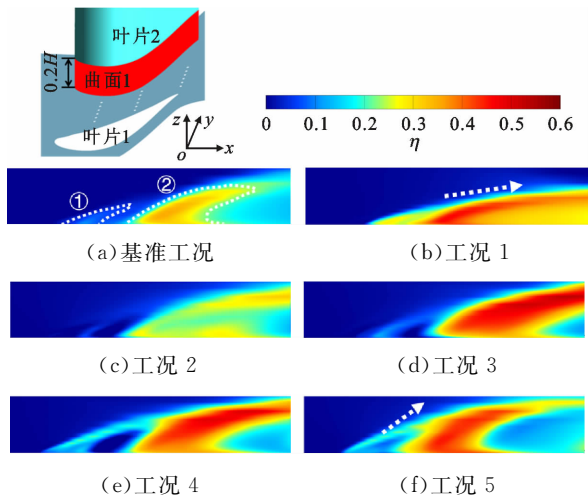


图 19 曲面 1 绝热气膜有效度分布

Fig. 19 η distribution on surface 1

图 20 给出了端壁周向平均绝热气膜有效度沿轴向的分布以定量说明端壁各部分气膜冷却情况。对比基准工况,旋流加强了气膜孔后的涡系强度^[26],因而提高了第 1 排孔后绝热气膜有效度,以工况 5 时提高幅度最为明显。在工况 2、3 中,马蹄涡压力面分支直接通过第 3 排气膜孔位置,裹挟第 3 排气膜孔冷却射流离开端壁表面,导致绝热气膜有效度在红色圆圈所示位置迅速降低并使得端壁 $x/C_{ax} > 1$ 范围内绝热气膜有效度几乎为 0。当旋流中心离开叶片 1 移动至叶片 2 附近时,第 3 排气膜孔的绝热气膜有效度逐渐恢复。在工况 5 时,相比基准工况,虽然吸力面二次冷却的提升造成 $0.8 < x/C_{ax} < 1$ 范围内绝热气膜有效度略有降低,但马蹄涡压力面分支几乎不影响端壁绝热气膜有效度的分布并且每一排气膜孔下游绝热气膜有效度均被提升,形成了优于基准工况的整体气膜覆盖情况。

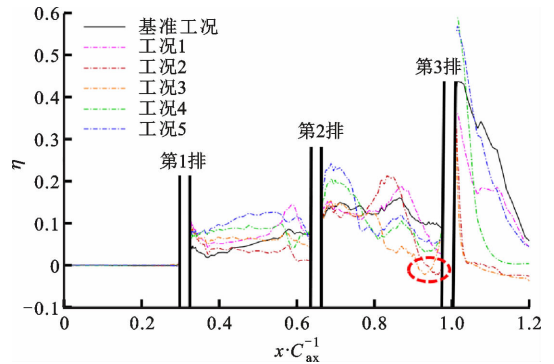


图 20 静叶栅端壁周向平均绝热气膜有效度沿轴向分布
Fig. 20 Laterally averaged η distribution on endwall along x direction

表 5 给出了 $0 < x/C_{ax} < 1.2$ 范围内端壁面平均绝热气膜有效度以及面平均热通量减小值与基准工况的差。热通量减小值 Q 表示气膜冷却对减小端壁换热量的贡献情况。为便于表示燃烧室周向位置对 Q 的影响,使用面平均热通量减小值 $\bar{Q}$ 与基准工况的差值 ΔQ 表现各工况的差别,定义为

表 5 静叶栅端壁面平均 $\eta(\bar{\eta})$ 和 ΔQ

Table 5 Surface averaged $\eta(\bar{\eta})$ and ΔQ of endwall

工况名称	$\bar{\eta}$	ΔQ
基准工况	0.143 0	0
工况 1	0.105 0	-0.008 9
工况 2	0.045 8	-0.075 5
工况 3	0.031 8	-0.103 6
工况 4	0.083 3	-0.000 2
工况 5	0.148 0	0.055 5

$$Q = 1 - \frac{h_i}{h_{base}} \left(1 - \eta \frac{T_{base} - T_c}{T_{base} - T_w} \right) \quad (10)$$

$$\Delta Q = \bar{Q} - \bar{Q}_{baseline} \quad (11)$$

从工况 1~3,旋流中心由正对叶片 1 移动至通道中心,面平均绝热气膜有效度逐渐降至最低 0.045 8, ΔQ 也减小至最低,传热恶化,气膜冷却对端壁的保护效果达到最差。随后,随着旋流中心移动至正对叶片 2 位置,面平均绝热气膜有效度逐渐上升并在工况 5 时超过基准工况达到 0.148, ΔQ 也上升至 0.055 5,气膜冷却效果最佳并优于基准工况。

4 结 论

本文通过设计的具有典型贫油预混燃烧室特征出口旋流和温度场分布特征,数值研究了燃烧室出口旋流核心与下游静叶相对位置时的叶栅气膜冷却端壁的流动流动和传热冷却特性。

(1)设计的旋流器配合上下端壁槽缝射流的方式能够获得具有典型贫油预混燃烧室出口旋流和温度场分布特征的流场。设计的燃烧室出口流场强旋流和温度不均匀的特点为进口面最大温比 1.15,最大俯仰角 $\pm 15^\circ$,最大偏斜角 $\pm 30^\circ$ 。

(2)当燃烧室出口旋流中心正对静叶片 1 时,马蹄涡压力面分支向吸力面迁移的趋势被削弱,滞止点向下游移动至 $x/C_{ax} = 0.82$ 处,马蹄涡压力面和吸力面分支在叶栅出口各形成一个通道涡;当旋流中心移动至正对叶片 2 时,滞止点向上游移动至 $x/C_{ax} = 0.62$ 处,两涡系重新汇聚在叶栅出口形成一个通道涡。

(3)燃烧室出口旋流时下游静叶栅端壁整体特别是叶栅前缘 Nu 大于均匀来流工况;燃烧室出口旋流中心正对静叶片 1 时虽然端壁面平均 Nu 相对正对叶片 2 时较低但端壁近压力面出口处峰值达到 4 800。

(4)当燃烧室出口旋流中心正对静叶片 2 时,马蹄涡压力面分支迁移路径不经过第 3 排气膜孔位置,不会导致绝热气膜有效度的降低,同时马蹄涡裹挟冷却气流冲击吸力面形成二次冷却,端壁面平均绝热气膜有效度为所有工况中的最大值 0.148,相对均匀来流面无量纲平均热通量减小了 0.055 5。

参考文献:

[1] BUNKER R S. Gas turbine heat transfer: ten remaining hot gas path challenges [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2007, 129(2): 193-201.

[2] 李军,栗智宇,李志刚,等. 燃烧室和涡轮相互作用下高压涡轮级气热性能研究进展 [J]. *航空学报*, 2021, 42(3): 136-161.
LI Jun, LI Zhiyu, LI Zhigang, et al. Aerothermal performance of high pressure turbine stage with combustor-turbine interactions: review [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(3): 136-161.

[3] JACOBI S, MAZZONI C, ROSIC B, et al. Investigation of unsteady flow phenomena in first vane caused by combustor flow with swirl [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, 139(4): 041006.

[4] BACCI T, LENZI T, PICCHI A, et al. Flow field and hot streak migration through a high pressure cooled vanes with representative lean burn combustor outflow [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2019, 141(4): 041020.

[5] 周杨,张扬,苏欣荣,等. 进口旋流周向位置对高压涡轮进口导叶气动特性的影响 [J]. *航空动力学报*, 2018, 33(2): 402-410.
ZHOU Yang, ZHANG Yang, SU Xinrong, et al. Effect of pitchwise position of inlet swirl on aerodynamic characteristics of high-pressure turbine IGV [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(2): 402-410.

[6] 张扬,李毅飞,袁新. 进口旋流对透平双通道叶栅端壁气膜冷却的影响 [J]. *工程热物理学报*, 2017, 38(1): 81-86.
ZHANG Yang, LI Yifei, YUAN Xin. Effects of inlet rotating flow on endwall film cooling [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2017, 38(1): 81-86.

[7] QURESHI I, SMITH A D, POVEY T. HP vane aerodynamics and heat transfer in the presence of aggressive inlet swirl [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(2): 021040.

[8] QURESHI I, BERETTA A, CHANA K, et al. Effect of aggressive inlet swirl on heat transfer and aerodynamics in an unshrouded transonic HP turbine [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(6): 061023.

[9] HALL B F, CHANA K S, POVEY T. Design of a nonreacting combustor simulator with swirl and temperature distortion with experimental validation [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2014, 136(8): 081501.

[10] 白波,李志刚,李军. 上台台阶结构对跨声速透平叶栅端壁气膜冷却性能的影响 [J]. *西安交通大学学报*, 2020, 54(5): 1-8.
BAI Bo, LI Zhigang, LI Jun. Investigation on the

- effect of upstream step geometry on endwall film cooling characteristics of a transonic turbine cascade [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020, 54(5): 1-8.
- [11] 刘璐萱, 李志刚, 李军. 进口端壁不重合对跨声速透平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. Investigations on the effect of misalignment of inlet endwall on the endwall secondary flow field and heat transfer characteristics in a transonic turbine cascade [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2018, 52(11): 37-44.
- [12] 祝培源, 陶志, 姚韵嘉, 等. 槽缝射流对环形叶栅端壁气膜冷却性能影响的实验研究 [J]. 西安交通大学学报, 2019, 53(11): 63-70.
- ZHU Peiyuan, TAO Zhi, YAO Yunjia, et al. Experimental study on the effect of purge flow on film cooling performance of an annular cascade endwall [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2019, 53(11): 63-70.
- [13] 姚韵嘉, 祝培源, 陶志, 等. 间隙射流对端壁气膜冷却性能影响的实验研究 [J]. 西安交通大学学报, 2019, 53(3): 43-49, 55.
- YAO Yunjia, ZHU Peiyuan, TAO Zhi, et al. Experimental study on the effect of gap jet on film cooling performance of endwall [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2019, 53(3): 43-49, 55.
- [14] ZHANG Kaiyuan, LI Zhigang, LI Jun. Effect of inflow swirl on the vane endwall aerothermal performance with endwall misalignment at transonic condition [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 144: 118662.
- [15] 王志多, 牟善聪, 王志豪, 等. 进口旋流对热斑和端壁槽缝泄漏流迁移影响的研究 [J]. 工程热物理学报, 2019, 40(2): 275-281.
- WANG Zhiduo, MU Shancong, WANG Zhihao, et al. Effects of inlet swirl on the migration of hot streak and endwall slot leakage flow [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2019, 40(2): 275-281.
- [16] KRICHBAUM A, WERSCHNIK H, WILHELM M, et al. A large scale turbine test rig for the investigation of high pressure turbine aerodynamics and heat transfer with variable inflow conditions [C]// ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2015: V02AT38A032.
- [17] WERSCHNIK H, SCHIFFER H P, STEINHAUSEN C. Robustness of a turbine endwall film cooling design to swirling combustor inflow [J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 33(4): 917-926.
- [18] WERSCHNIK H, HILGERT J, WILHELM M, et al. Influence of combustor swirl on endwall heat transfer and film cooling effectiveness at the large scale turbine rig [J]. Journal of Turbomachinery, 2017, 139(8): 081007.
- [19] ABDEH H, BARIGOZZI G, PERDICHIZZI A, et al. Incidence effect on the aero-thermal performance of a film cooled nozzle vane cascade [J]. Journal of Turbomachinery, 2019, 141(5): 051005.
- [20] 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.
- [21] KOUPPER C. Unsteady multi-component simulations dedicated to the impact of the combustion chamber on the turbine of aeronautical gas turbines [D]. Toulouse, France: National Polytechnic Institute of Toulouse, 2015.
- [22] POVEY T, QURESHI I. Developments in hot-streak simulators for turbine testing [J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(3): 031009.
- [23] LILLEY D G. Swirl flows in combustion: a review [J]. AIAA Journal, 1977, 15(8): 1063-1078.
- [24] SCHMID G, SCHIFFER H P. Numerical investigation of inlet swirl in a turbine cascade [C]// ASME Turbo Expo 2012: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2012: 543-552.
- [25] 张垚垣, 李志刚, 宋立明, 等. 槽缝射流旋流比和密度比对涡轮端壁冷却和吸力面泛冷却性能的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2018, 52(9): 95-101, 126.
- ZHANG Kaiyuan, LI Zhigang, SONG Liming, et al. Effects of swirl ratio and density ratio of slot jet flow on the turbine endwall cooling and suction surface phantom cooling performance [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2018, 52(9): 95-101, 126.
- [26] LI Zhiyu, ZHANG Kaiyuan, LI Zhigang, et al. Numerical investigations on the aerothermal performance and film cooling effectiveness of turbine vane endwall at inlet swirl conditions [C]// ASME Turbo Expo 2021: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2021: V05BT13A006.

(编辑 赵炜 杜秀杰)