

上游台阶结构对跨声速透平叶栅端壁 气膜冷却性能的影响

白波¹, 李志刚¹, 李军^{1,2}

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

摘要: 为了评估上游台阶结构对端壁气膜冷却性能的影响,采用商用CFD软件ANSYS FLUENT数值研究了上游后向台阶结构对跨声速透平叶栅端壁上游双排离散气膜孔冷却效率的影响。模拟某工业燃气透平真实运行工况(进口湍流度 $T_u=16\%$ 、出口马赫数 $Ma_{ex}=0.85$ 、出口雷诺数 $Re_{ex}=1.5\times 10^6$),采用基于两类热边界条件模型的壁面换热系数和绝热冷却效率数值预测方法,计算分析了在设计工况吹风比为2.5下,具有不同上游台阶高度($\Delta H=0, 3, 6.78, 10$ mm)的跨声速透平叶栅端壁热负荷分布、气膜冷却效率分布和近端壁二次流场结构。研究表明:上游台阶结构改变了近端壁流场,在台阶下游形成强度较大的空腔涡等复杂涡系结构,显著影响了端壁的热负荷和冷却气膜覆盖分布;随上游台阶高度的增加,叶栅通道上游端壁传热逐渐增强,形成显著的条状高传热区;端壁冷却效率呈现先增大后减小的变化趋势,在 $\Delta H=6.78$ mm时,端壁气膜覆盖效果最好;在 $\Delta H=10$ mm时,上游离散孔冷却射流被限制在近吸力面三角区域,端壁冷却效率低于无进口台阶结构。

关键词: 上游台阶结构;双排离散气膜孔;端壁传热;气膜冷却

中图分类号: TK474.4 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202005001 **文章编号:** 0253-987X(2020)05-0001-08



OSID 码

Investigation on the Effect of Upstream Step Geometry on Endwall Film Cooling Characteristics of a Transonic Turbine Cascade

BAI Bo¹, LI Zhigang¹, LI Jun^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: To evaluate the influences of the upstream step geometry on the endwall film cooling performance of the upstream double-row film holes, the commercial CFD software ANSYS FLUENT was used to predict the endwall film cooling efficiency. The endwall thermal load distribution, film cooling efficiency distribution and the secondary flow field were calculated and analyzed for four different upstream step heights ($\Delta H=0, 3, 6.78, 10$ mm) at the practical design condition of an industrial gas turbine with the blowing ratio $\gamma_{BR}=2.5$, inlet turbulence $T_u=16\%$, exit Mach number $Ma_{ex}=0.85$, exit Reynolds number $Re_{ex}=1.5\times 10^6$ by using the numerical method based on two types of thermal boundaries. Results show that flow field near endwall is significantly influenced by the upstream step geometry due to the complex vortex structure such as the large cavity vortex downstream of the step, which obviously changes the

收稿日期: 2019-11-16。 作者简介: 白波(1995—),男,博士生;李志刚(通信作者),男,副教授,博士生导师。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51776152)。

网络出版时间: 2020-02-12

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20200212.0747.002.html>

endwall thermal load and film cooling distribution. As the upstream step height is increased, the complex vortexes located downstream of the step are significantly enhanced, resulting in a series of striped high heat transfer regions located at the upstream of the cascade passage. Due to the influence of the upstream step geometry, the endwall film cooling efficiency first increases and then decreases with the increase of step height, and the endwall obtains the best film cooling coverage when the step height is 6.78 mm. When the upstream step height is 10 mm, the coolant jet is confined to the triangle region near the vane suction side, which results in an obvious decrease in the film cooling efficiency compared with the case of $\Delta H=0$ mm.

Keywords: upstream step geometry; double-row discrete film cooling hole; endwall heat transfer; film cooling

先进燃气轮机和航空发动机的透平进口温度已经超过了 $1\ 600\ ^\circ\text{C}$, 并仍在逐年提升, 导致透平叶片承受着极高的热负荷^[1]。为减少燃烧室中心高温区域 NO_x 等污染物的排放, 先进的燃烧技术使得燃烧室出口径向温度分布更加均匀, 这进一步增加了透平第一级静叶端区的热负荷^[2]。为保证燃气轮机和航空发动机安全、可靠地运行, 透平高温部件均采用高效的冷却设计, 其中气膜冷却作为运用最广泛的冷却方式, 受到众多学者的关注。

燃气透平第一级导叶端区采用的气膜冷却布局包括叶栅通道内离散气膜孔、叶栅上游端壁离散气膜孔和端壁上游槽缝等, 叶栅端区的热负荷分布和冷却气膜覆盖受到端区强烈二次流和复杂的三维涡系影响。实际燃气轮机和航空发动机中, 安装误差、瞬时热应变及金属腐蚀会导致在燃烧室透平交界面处出现台阶结构, 即端壁不重合现象^[3]。上游台阶结构会直接影响近端壁复杂二次流结构和三维涡系, 进而影响端壁的热负荷分布和冷却气膜的覆盖范围, 因此开展上游台阶结构对端壁传热特性、冷却性能影响的研究, 对燃气轮机和航空发动机叶栅端区冷却方案的设计具有重要的工程指导意义。

国内外学者针对叶栅端壁气膜冷却特性已开展了大量研究工作, 主要集中在来流条件、上游槽缝、上游和叶栅通道离散气膜孔布局对端壁气膜冷却性能的影响。Lee 等实验研究了低湍流强度 (1.2%) 和实际燃烧室出口高湍流强度 (14.7%) 在大湍流尺度 (80 mm) 条件下动叶栅近壁面流动和传热特性, 研究发现进口湍流度显著影响近端壁面分离线, 高进口湍流度显著增强叶栅端壁的换热^[4]; Zhang 等实验研究了低进口马赫数 ($Ma=0.1$) 和低进口雷诺数 ($Re=1.48\times10^5$) 条件下进口旋流对叶栅端壁气膜冷却特性的影响, 研究发现进口旋流可以主导端壁上游的气膜冷却有效度的分布^[5]; Cardwell 等和

Thrift 等实验测量了低进口马赫数 ($Ma=0.017$) 和低进口雷诺数 ($Re=2.1\times10^5$) 条件下, 上游槽缝的宽度、位置及倾斜角度对叶栅端壁冷却效率的影响, 研究发现在一定的冷却射流流量下, 减小上游槽缝的宽度可以增大冷却射流的动量, 提高下游端壁的冷却效率^[6-7]; Du 等研究了低进口湍流度 (1%) 条件下槽缝射流对静叶端壁冷却性能的影响, 研究发现端壁边界型线可改变节距方向上的槽缝冷却射流的流量分配, 影响下游端壁的冷却效果^[8]; Papa 等实验研究了不同吹风比下叶栅上游槽缝对端壁气膜冷却性能的影响, 研究发现随着吹风比的增大, 端壁冷却流覆盖范围显著增加^[9]; Friedrichs 等实验研究了叶栅通道内端壁气膜孔的冷却特性, 研究发现在低质量流量下, 冷却射流受马蹄涡影响较大, 气膜覆盖范围限制在马蹄涡左右分支分离线内^[10-11]。

针对实际燃气涡轮进口端壁不重合的现象, 已有学者开展了上游台阶结构对端壁传热及冷却特性影响的研究。Liu 等研究了进口不重合度对跨声速叶栅通道流动和传热特性的影响, 发现进口台阶结构显著增加端壁的传热和叶栅通道的气动损失, 且随台阶高度的增加, 传热和气动损失逐渐增加^[3]; Zhang 等研究了上游后向台阶结构对叶栅端壁气膜冷却效率的影响, 发现上游后向台阶结构诱发的空腔涡会影响端壁的二次流动, 降低气膜的冷却效率, 但缺少不同台阶高度对端壁冷却特性影响的研究^[12]。

目前有关上游台阶结构对端壁气膜冷却特性的影响研究较少, 尤其缺少对实际燃气涡轮运行条件 (高进口湍流度、大雷诺数、高出口马赫数) 下的研究。本文基于 Virginia-Tech 跨声速叶栅风洞实验台, 模拟真实燃气透平运行工况 (进口湍流度 $T_u=16\%$ 、出口马赫数 $Ma_{ex}=0.85$ 、出口雷诺数 $Re_{ex}=1.5\times10^6$), 对具有 4 种不同上游台阶高度的叶栅端壁传热和冷却分布进行数值预测, 详细分析了进口

台阶结构对端壁流动及冷却效率的影响,可为先进燃气轮机冷却设计提供参考。

1 计算模型和数值方法

1.1 计算模型

本文计算模型选取 Virginia-Tech 跨声速实验风洞的叶栅实验件。图 1 给出了具体上游台阶结构的叶栅实验件三维模型和子午流道示意图,实验叶栅的几何参数如表 1 所示。

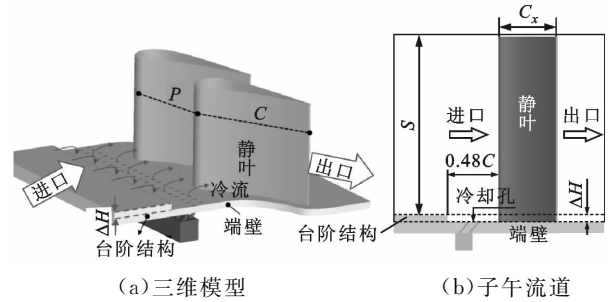


图 1 实验叶栅三维模型和子午流道示意图

表 1 实验叶栅几何参数

参数	数值
叶片弦长 C/mm	91.2
叶片轴向弦长 C_x/mm	50
叶片节距 P/mm	83.14
叶片高度 S/mm	152.4
冷却孔倾斜角/ $^\circ$	50
冷却孔直径 D/mm	2.38

为研究上游台阶结构对端壁传热及冷却特性的影响,结合某重型燃气轮机真实运行状况,本文选取了 4 种上游台阶高度 $\Delta H=0,3,6.78,10\text{ mm}$ 进行研究,计算并分析了近似真实燃气透平工况(出口马赫数 $Ma_{\text{ex}}=0.85$ 、进口湍流度 $T_u=16\%$ 、吹风比 $\gamma_{\text{BR}}=2.5$)下的端壁流动、传热和冷却特性。

1.2 数值方法

图 2 给出了特定上游台阶的网格结构和全三维计算模型。本文计算域选取包含一个完整叶片的周期性叶栅通道,沿节距方向设置平移周期边界。采用商用软件 ICFM CFD 生成多块结构化六面体网格,近壁面采用加密边界层网格,端壁第 1 层网格厚度设为 0.002 mm ,膨胀比为 1.15, y_{max}^+ 为 0.81,满足雷诺应力模型(RSM)对网格近壁面求解要求。

本文采用商业软件 ANSYS Fluent 15.0 求解雷诺平均 Navier-Stoke(RANS)方程。主流进口给定总温、总压,冷流采用质量流量进口,求解方法采

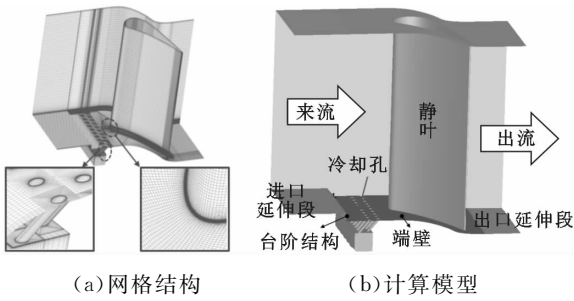


图 2 特定上游台阶的网格结构和计算模型

用稳态压力-速度耦合求解,根据已有文献研究结论^[3],湍流模型采用 RSM 湍流模型可较好地捕捉端壁的传热、流动和冷却特性,对流项采用二阶精度离散格式。计算主流和冷流边界条件如表 2 所示。

表 2 计算边界条件

参数	属性或数值
工质	理想气体
Ma_{ex}	0.85
Re_{ex}	1.5×10^6
$T_u/\%$	16
湍流尺度 L/mm	3
主流进口条件	总压、总温
冷流进口条件	质量流量
出口条件	平均压力
吹风比 γ_{BR}	2.5
密度比 γ_{DR}	1.2

为有效评估在跨声速流动中上游双排离散孔冷却射流的端壁冷却性能,在设计吹风比下进行了 3 次独立的 CFD 模拟,对于叶片和端壁表面,每次模拟都采用不同的热边界条件^[13]。第 1 次 CFD 模拟($\gamma_{\text{BR}}=0$)在叶片和端壁表面上采用绝热壁面边界条件,以确定端壁局部主流恢复温度 T_r ,该温度近似等于近壁面流体温度 $T_{f,0}$ 和无冷却射流下的绝热壁面温度 $T_{\text{aw},0}$;第 2 次 CFD 模拟(特定吹风比, $\gamma_{\text{BR}}>0$)在叶片和端壁表面采用绝热壁面条件,以确定端壁近壁面流体温度 $T_{f,c}$,该温度近似等于特定吹风比下的绝热壁面温度 $T_{\text{aw},c}$;第 3 次 CFD 模拟(相同吹风比)在叶片和端壁表面采用均匀等温壁面条件($T_w=300\text{ K}$),以提供表面热通量 q''_c 。

通过 3 次独立的 CFD 模拟,可以得到恢复温度 T_r 、绝热壁面温度 $T_{\text{aw},c}$ 和壁面热流量 q''_c ,通过式(1)和(2)可计算得到特定吹风比下的传热系数 h_c 和绝热壁面冷却效率 η

$$h_c = \frac{q''_c}{T_{f,c} - T_w} = \frac{q''_c}{T_{\text{aw},c} - T_w} \tag{1}$$

$$\eta = \frac{T_r - T_{f,c}}{T_r - T_c} = \frac{T_{aw,0} - T_{aw,c}}{T_{aw,0} - T_c} \quad (2)$$

式中 T_c 为特定吹风比下的冷却射流温度。

无冷却射流 ($\gamma_{BR}=0$) 情况下的传热系数 h_0 可通过下式计算得到

$$h_0 = \frac{q''_0}{T_{f,0} - T_w} = \frac{q''_0}{T_{aw,0} - T_w} \quad (3)$$

式中 q''_0 为无冷却射流 ($\gamma_{BR}=0$) 时叶片和端壁表面采用均匀等温壁面 ($T_w=300\text{ K}$) 条件下的壁面热流量。

本文采用努塞尔数 Nu 表征端壁的传热强度, Nu 定义如下

$$Nu = \frac{hC}{k} \quad (4)$$

式中: h 为壁面传热系数; C 为叶片的弦长; k 为壁面的导热系数。

1.3 网格无关性和数值方法验证

本文采用无台阶结构叶栅通道计算模型, 以叶栅通道中央特征线冷却效率为评价指标, 采用 4 套不同网格数的三维结构化网格验证网格无关性, 网格数分别为 500 万、610 万、740 万、850 万, 叶栅通道中央特征线冷却效率分布如图 3 所示。为保证计算精度和计算速度, 本文采用 740 万网格数进行数值计算。

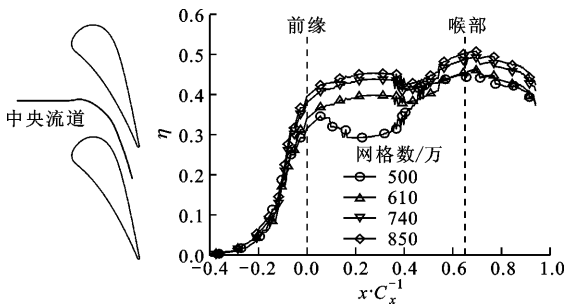
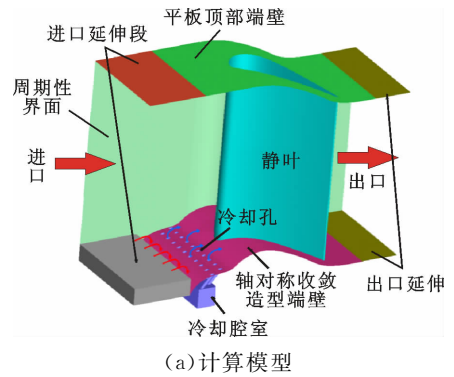
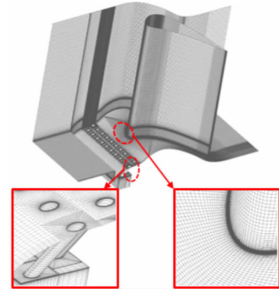


图3 叶栅通道中央特征线冷却效率分布

为验证数值计算方法的准确性和可靠性, 本文采用轴对称收敛造型叶栅端壁在 $\Delta H=0\text{ mm}$ 时的端壁 Nu 和冷却效率分布实验结果^[14] 对数值方法进行验证。图 4 给出了轴对称收敛造型叶栅端壁三维计算模型和计算网格。图 5 给出了在相同吹风比 ($\gamma_{BR}=2.5$) 条件下 Nu 和 η 的实验测量结果和 CFD 数值预测结果。如图 5 所示, 本文采用的数值方法可以准确预测端壁的热负荷和冷却效率分布规律, 主要体现在气膜孔下游 ($-0.2C_x \sim 0$) 的条状高传热区 1 和叶片压力侧与吸力侧的高冷却区 2。相比于实验结果, 数值预测的端壁 Nu 偏低 15%~20%, 冷却效率偏高 20%~25%。

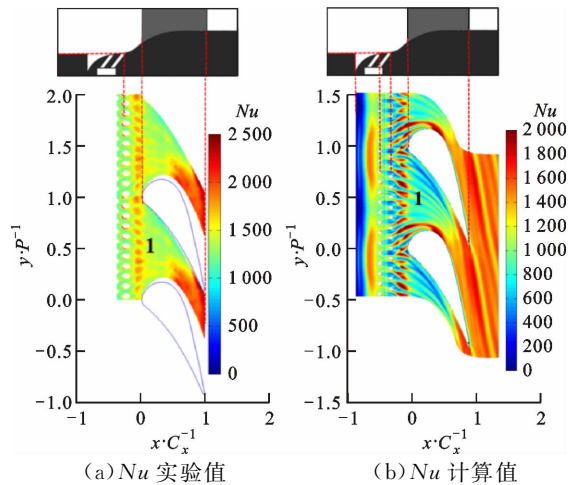


(a) 计算模型



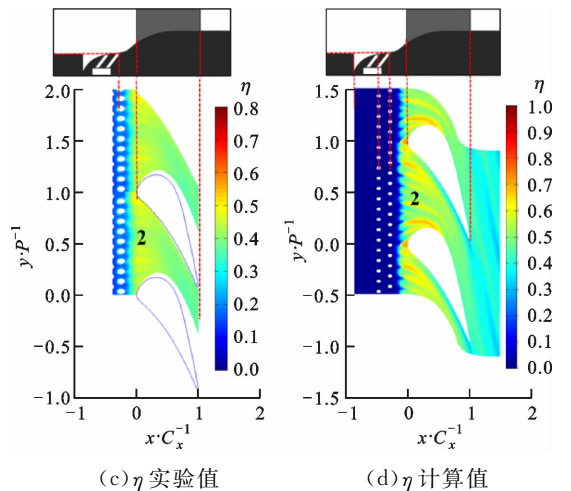
(b) 计算网格

图4 轴对称收敛造型端壁计算模型和网格



(a) Nu 实验值

(b) Nu 计算值



(c) η 实验值

(d) η 计算值

图5 轴对称收敛造型端壁实验测量^[14]和数值计算结果对比

2 结果与分析

2.1 端壁传热特性

Liu 等研究了无气膜冷却条件下进口端壁不重合度对端壁传热特性的影响,结果表明上游台阶结构会显著改变端壁的传热特性^[3]。在此基础上,本文研究了有气膜冷却条件下上游台阶高度对端壁传热特性的影响。

图 6 分别给出了 $\Delta H=0, 3, 6.78, 10$ mm 时叶栅端壁 Nu 分布云图。由图可知: $\Delta H=0$ mm 时,叶栅端壁在通道上游区域 A_0 、冷却孔下游区域 B_0 、叶片前缘区域 D_0 及叶片尾迹区形成高传热区,在叶片近压力面形成低传热区 C_0 ;上游台阶结构显著增加了端壁传热,其中形成叶栅通道上游“C”字形高传热区 A 、压力面分离线高传热区 E 和尾迹高传热区。

区面积和强度逐渐增大。

(2)条状高传热区 B 。随着进口台阶高度的增加,冷却孔下游的条状高传热区传热强度和面积逐渐增大;在 $\Delta H=10$ mm 时,端壁上游“C”字形高传热区和冷却孔下游条状高传热区融合,在端壁上游形成面积更大、强度更高的传热区。

(3)低传热区 C 。无上游台阶结构中,在叶栅通道上游近压力面侧形成低传热区,但随着上游台阶高度的增加,该低传热区面积逐渐减小并向叶栅通道中央迁移。

(4)高传热区 D 。随着上游台阶高度的增加,叶片前缘高传热区面积和强度先减小后增大;在 $\Delta H=6.78$ mm 时,叶片前缘高传热区面积和强度最小。

综上所述,上游台阶高度会显著强化叶栅端壁对流换热,随台阶高度的增加,叶栅通道上游“C”字形、冷却孔下游条状高传热区面积和强度逐渐增大,叶栅通道上游近压力面侧低传热区面积逐渐减小。

2.2 端壁冷却特性

进口台阶结构不仅对端壁传热特性产生显著影响,对端壁气膜冷却的影响也不可忽略。图 7 给出了不同上游台阶高度在 $\gamma_{BR}=2.5$ 下的端壁冷却效率分布云图。

(1)区域 C 。上游台阶结构显著影响端壁上游近压力面侧区域的冷却气膜覆盖,随着台阶高度的增加,该区域冷却效率先增大后减小,在 $\Delta H=6.78$ mm 时,该区域冷却效率最高。

(2)区域 D 。随着上游台阶高度的增加,叶片前缘区域冷却效率先增大后减小,在 $\Delta H=6.78$ mm 时,前缘区域气膜覆盖最好。

(3)区域 F 。叶栅通道中冷气受端壁二次流和横向压力梯度的影响,呈现出由压力面向吸力面迁移的现象;随着上游台阶高度的增加,冷气迁移趋势先减微后增强,在 $\Delta H=6.78$ mm 时,叶栅通道中端壁气膜冷却效率最高,但出现了条状高冷却区域,气膜覆盖均匀程度较差;在 $\Delta H=10$ mm 时,冷流被限制在叶栅通道上游近吸力面侧三角区域,端壁气膜覆盖最差。

综上所述,上游台阶结构显著影响端壁的冷却效率,较小高度的上游后台阶结构能够增强上游离散孔的气膜冷却效果,随着进口台阶高度的增加,端壁冷却效率和冷却射流有效覆盖面积先增加后减小,在 $\Delta H=6.78$ mm 时端壁气膜冷却效果最好, $\Delta H=10$ mm 时端壁冷却效果最差。

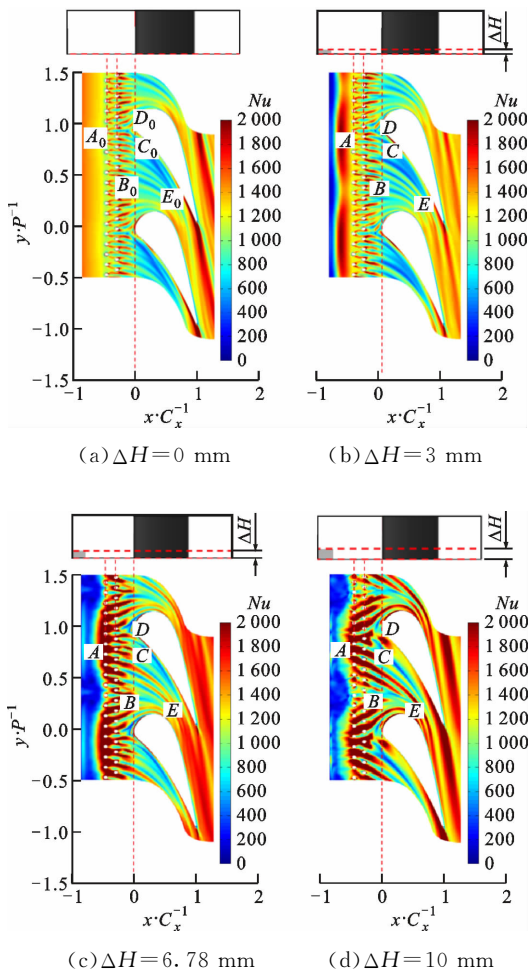


图 6 不同上游台阶高度端壁 Nu 分布云图

(1)高传热区 A 。上游台阶结构在叶栅通道上游($-0.5C_x \sim -0.2C_x$)形成了典型的“C”字形高传热区,且随着上游台阶高度的增加,“C”字形高传热

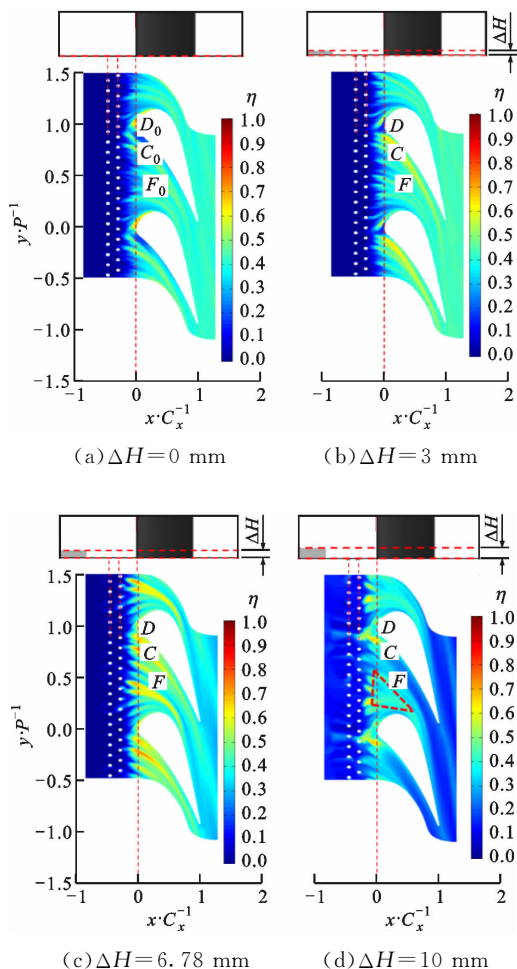


图7 不同上游台阶高度端壁冷却效率分布云图

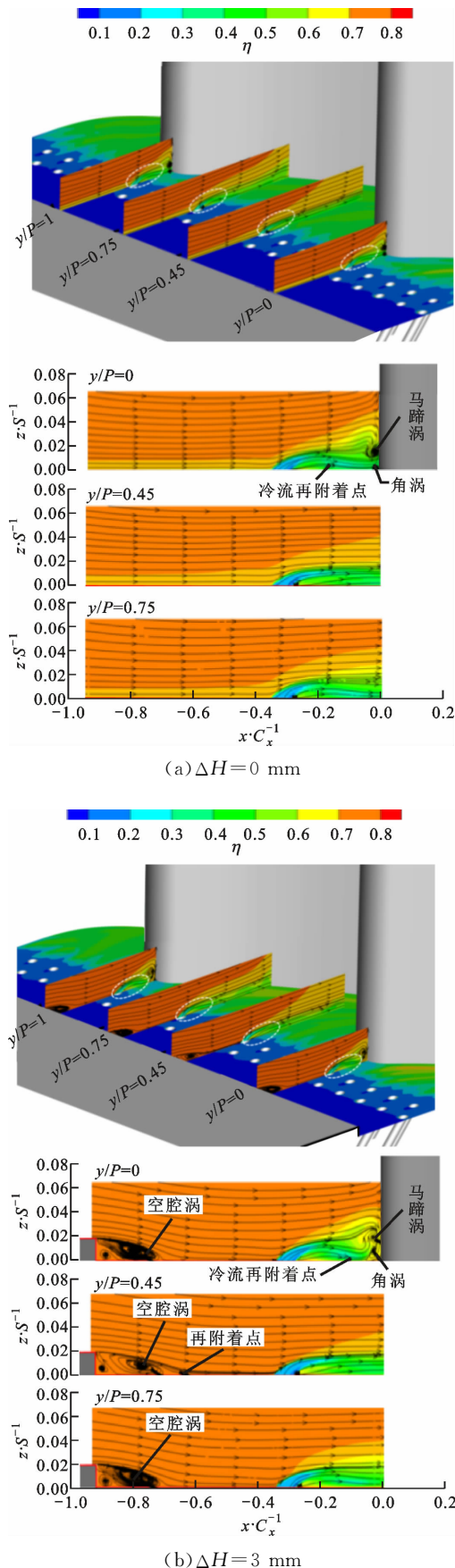
2.3 端壁流动特性

上游台阶结构改变了近端壁二次流场和涡系的分布,进而对端壁传热和绝热气膜冷却效率产生显著影响。在台阶下游形成的后台阶空腔涡等复杂涡系结构,影响了端壁边界层和二次流,改变了冷却气膜在端壁的覆盖分布,同时造成主流和冷流发生强烈的掺混,增强了上游端壁的换热。通过分析近端壁面流场结构和涡系分布,可进一步揭示上游台阶高度对端壁传热和冷却特性的影响机理。

图8给出了不同上游台阶高度下近端壁面流场结构和端壁冷却效率云图,以及轴向截面温度场云图。图中白色椭圆虚线标出的区域代表冷却射流分离再附着区域,上游台阶结构形成复杂的后台阶涡系,且随着上游台阶高度的增加,后台阶涡系强度逐渐增强,对端壁的传热和冷却特性影响进一步增强。

台阶下游形成的空腔涡等复杂涡系结构存在强烈的端壁冲击速度以及壁面剪切速度,显著增强了端壁传热,形成叶栅通道上游“C”字形高传热区A,且随着上游台阶高度的增加,台阶下游涡系强度和

尺度逐渐增加,高传热区A的强度和面积也逐渐增大。同样,由于进口台阶结构影响,台阶下游复杂的



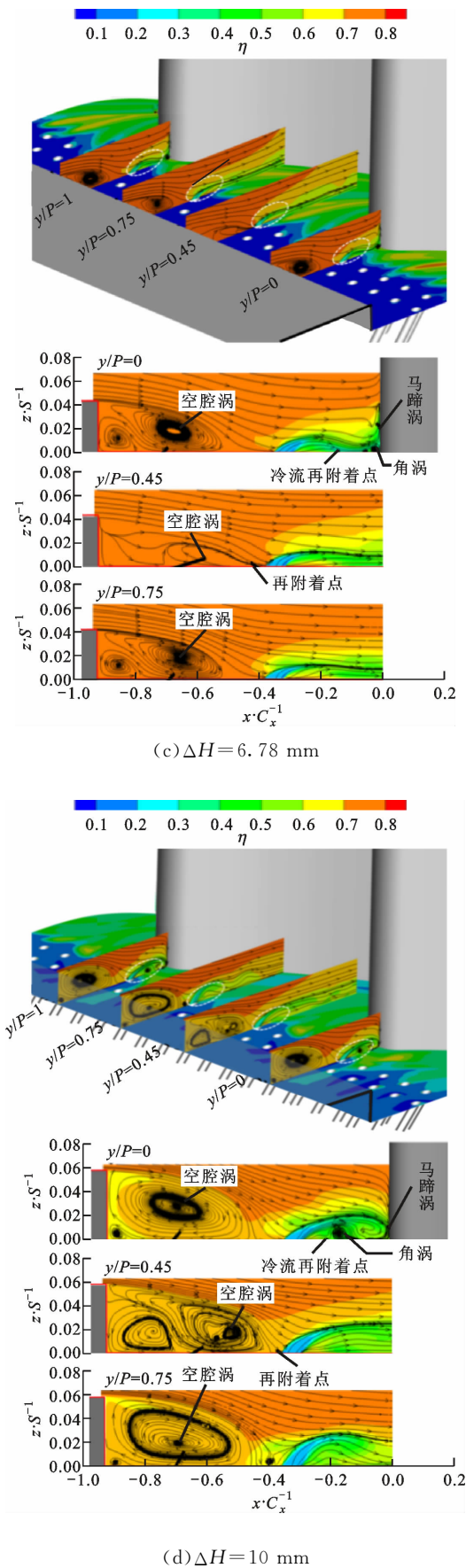


图 8 不同上游台阶高度近端壁流线图

涡系造成主流和冷流发生强烈的掺混,形成高传热区 B ,同时降低了冷流向下游的迁移能力;随着上游台阶高度的增加,由于空腔涡强度的增强和冷流向下游迁移能力的减弱,高传热区 A 和 B 发生融合,在叶栅通道上游形成大面积高传热区。上游台阶结构会影响端壁边界层的稳定,主流再附着点向端壁下游迁移,在叶栅通道上游形成新的薄边界层,减弱了前缘马蹄涡强度,使冷流可以突破压力面分离线,在叶片压力面和通道中形成较大范围的冷气覆盖, $\Delta H=0\sim 6.78\text{ mm}$ 时端壁冷却效率逐渐增强;随着上游台阶高度的进一步增加,空腔涡等复杂涡系强度和尺度逐渐增大,复杂的涡系发展至冷却孔区域,卷吸冷流至台阶下游,降低了叶栅通道中冷却气膜的覆盖,同时复杂的涡系与冷流强烈的掺混作用,降低了冷流向端壁下游的迁移能力, $\Delta H=10\text{ mm}$ 时冷流被限制在叶栅通道上游近吸力面侧三角区域,叶片压力面侧端壁和尾迹区几乎无气膜覆盖,端壁整体冷却效率下降。

图 9 给出了不同上游台阶高度在 $\gamma_{\text{BR}}=2.5$ 时端壁轴向平均冷却效率变化曲线。随着上游台阶高度的增加,端壁冷却效率呈现先增大后减小的趋势, $\Delta H=0\sim 6.78\text{ mm}$ 时台阶下游空腔涡等复杂涡系影响了端壁边界层,限制了前缘马蹄涡和端壁二次流的发展,叶片前缘和叶栅通道中端壁冷却效率逐渐增强; $\Delta H=10\text{ mm}$ 时台阶下游尺度大、强度高的空腔涡等复杂涡系卷吸冷流至台阶下游,造成叶栅通道上游端壁冷却效率增大,但叶栅通道端壁冷却效率急剧减小,端壁整体气膜冷却效率低于无进口台阶结构。

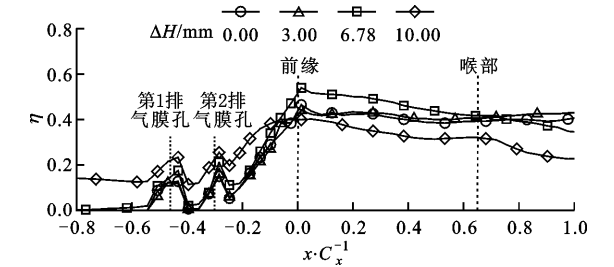


图 9 不同上游台阶高度端壁轴向平均冷却效率

3 结 论

本文数值研究了上游台阶结构对跨声速透平叶栅端壁传热和气膜冷却特性的影响,计算分析了近似真实燃气透平运行工况(进口湍流度 $T_u=16\%$ 、出口马赫数 $Ma_{\text{ex}}=0.85$ 、出口雷诺数 $Re_{\text{ex}}=1.5\times 10^6$ 、吹风比 $\gamma_{\text{BR}}=2.5$)下,4 种上游台阶高度的叶栅

端壁热负荷分布、冷却效率分布和近端壁流场,得到如下结论。

(1)由于进口台阶结构的影响,叶栅端区流场发生显著变化,在台阶下游形成复杂的后台阶涡系结构,影响了前缘马蹄涡和端壁二次流,改变了端壁传热和冷却分布。

(2)进口台阶结构显著增加端壁的热负荷,随着上游台阶高度的增加,端壁上游典型的“C”字形和冷却孔下游带状高传热区强度和面积逐渐增大,在 $\Delta H=10\text{ mm}$ 时,“C”字形和条状高传热区发生融合。

(3)较小高度的上游台阶结构能够提升端壁气膜冷却效率,随着上游台阶高度的增加,端壁冷却效率呈现先增大后减小的变化趋势, $\Delta H=6.78\text{ mm}$ 时端壁气膜覆盖效果最好, $\Delta H=10\text{ mm}$ 时上游气膜孔丧失保护端壁的作用,下游气膜孔冷流向下迁移能力减弱,冷流被限制在近吸力面三角区域,端壁整体冷却效率下降,低于无进口台阶结构端壁冷却效率。

(4)上游台阶结构显著影响端壁热负荷和冷却气膜覆盖分布,在高效端壁冷却设计中,上游台阶结构是不可忽略的因素。

参考文献:

- [1] TOM I P, YANG S V. Turbine aerodynamics, heat transfer, materials, and mechanics [M]. Reston, VA, USA: AIAA, 2014: 189.
- [2] 李雪英, 任静, 蒋洪德. 燃烧室温度剖面对静叶端壁冷却的影响 [J]. 工程热物理学报, 2015, 36(4): 752-755.
LI Xueying, REN Jing, JIANG Hongde. The influence of temperature profile of combustor on the cooling of static blade wall [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015, 36(4): 752-755.
- [3] 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 on inlet endwall secondary flow and heat transfer characteristics in a transonic turbine cascade [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2018, 52(11): 37-44.
- [4] LEE S, JUN S, PARK B, LEE J. Effects of high free-stream turbulence on the near-wall flow and heat/mass transfer on the endwall of a linear turbine rotor cascade [C]// Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2002: 231-243.
- [5] 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. Effect of inlet swirl on film cooling of turbine double-channel cascade endwall [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2017, 38(1): 81-86.
- [6] CARDWELL N D, SUNDARAM N, THOLE K A. The effects of varying the combustor-turbine gap [J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(4): 756-764.
- [7] 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.
- [8] 杜昆, 李军, 晏鑫. 槽缝射流对静叶端壁冷却性能的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2015, 49(1): 21-26.
DU Kun, LI Jun, YA Xin. Effect of the slot jet impingement on the cooling performance of the vane end-wall [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2015, 49(1): 21-26.
- [9] PAPA M, SRINIVASAN V, GOLDSTEIN R J. Film cooling effect of rotor-stator purge flow on endwall heat/mass transfer [J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(4): 41014.
- [10] FRIEDRICHS S, HODSON H P, DAWES W N. Distribution of film-cooling effectiveness on a turbine end-wall measured using the ammonia and diazo technique [J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(4): 613-621.
- [11] FRIEDRICHS S, HODSON H P, DAWES W N. Aerodynamic aspects of endwall film-cooling [J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(4): 786-793.
- [12] ZHANG L J, MOON H K. Turbine nozzle endwall inlet film cooling the effect of a backward facing step [C]// Turbo Expo 2003: Collocated with the International Joint Power Generation Conference. New York, USA: ASME, 2003: 203.
- [13] 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, 2020, 110(12): 121008.
- [14] LUEHR L, SIBOLD R, MAO S, et al. The effect of step misalignment on purge flow cooling of nozzle guide vane at transonic conditions [C]// Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2019: 17-21.

(编辑 荆树蓉)