

DOI: 10.7652/xjtuxb201604022

跨声速涡轮叶顶间隙流动传热特性的数值研究

杜昆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: 针对叶顶间隙的高速泄漏流及复杂的流动问题, 采用求解三维 Reynolds-Averaged Navier-Stokes(RANS)和 S-A 湍流模型的方法研究了跨声速流动条件下涡轮叶片顶部的流动传热特性, 同时计算分析了叶顶间隙高度和进口湍流强度对顶部流动换热特性的影响。研究表明: 叶顶间隙为 0.188% 动叶高度(小间隙)时, 间隙泄漏流为亚声速($0.3 < Ma < 0.8$)并具有最大的叶顶换热系数; 当叶顶间隙高度增大至 0.75% 动叶高度时, 间隙泄漏流出现超声速流动($1.0 < Ma < 1.3$), 叶顶平均换热系数最小; 随着间隙高度增大, 超声速流动区域从尾缘向前缘扩展, 顶部换热系数先减小后增大。叶顶间隙高度的增大使得马蹄涡向吸力面侧移动, 从而改变叶顶前缘附近换热系数分布; 泄漏流在间隙区域急剧加速使得湍流水平显著降低, 而进口湍流强度变化对于叶顶换热影响很小, 但进口湍流强度增大时叶顶前缘吸力面侧二次流减弱。

关键词: 跨声速叶片; 叶顶间隙; 传热特性; 进口湍流度; 数值模拟

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2016)04-0147-06

Numerical Investigations on Flow and Heat Transfer Characteristics of Transonic Turbine Blade Tips

DU Kun¹, 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: The three-dimensional steady Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) equation and the Spalart-Allmaras turbulence model are used to investigate the high speed over-tip leakage flow in a transonic turbine stage. Moreover, the influence of inlet turbulence intensity on heat transfer characteristics of top flows is investigated. The turbulence model is validated by a comparison with experimental data. Numerical results show that the blade tip attains the maximum heat transfer coefficient and the tip leakage flow is subsonic ($0.3 < Ma < 0.8$) when the tip clearance is small ($s = 0.188\% L$). When the blade tip clearance increases to 0.75% of the moving blade height (L), the supersonic region enlarges towards the leading edge. The heat transfer coefficient on blade tip increases firstly, and then decreases as the tip clearance height increases. The minimum heat transfer coefficient on blade tip is obtained in the case $s = 0.75\% L$, and the leakage flow is supersonic ($1.0 < Ma < 1.3$) in the clearance gap. The heat transfer coefficient near the leading edge is significantly affected by the motion of the horse vortex with the increase of tip clearance height. Inlet turbulence intensity has little effect on the blade tip heat transfer

收稿日期: 2015-08-20。 作者简介: 杜昆(1990—),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(51376144)。

网络出版时间: 2016-02-23

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20160223.2022.002.html>

performance due to the sharp acceleration of the leakage flow. However, it is observed that the cross-passage secondary flow near the leading edge is weakened with high inlet turbulence intensity.

Keywords: transonic blade; blade tip; heat transfer performance; inlet turbulence intensity; numerical simulation

在现代燃气轮机中,叶顶附近的高温燃气在涡轮动叶顶部与机匣的间隙中形成高速泄漏流,从而导致动叶顶部承受很高的热负荷^[1]。叶顶间隙的高速泄漏流及复杂的流动状态使得叶顶区域的流动换热机理的研究一直是涡轮叶片流动换热领域的热点和难点^[2]。无围带结构的燃气轮机高压涡轮动叶顶部间隙泄漏流马赫数可以超过 1.5,同时跨声速间隙泄漏流动对叶片顶部换热产生很大影响^[3]。考虑到实际中燃气轮机的安全运行的需要,本文利用数值方法来研究跨声速涡轮叶顶间隙处的流动和换热特性。

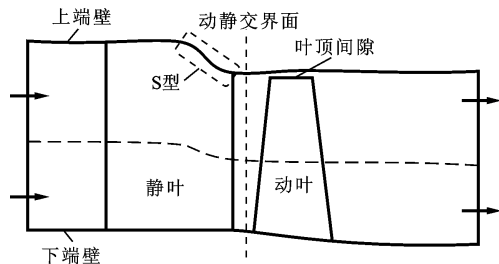
科研人员采用实验测量、数值模拟与理论分析的方法开展了叶顶间隙流动传热特性及其影响因素的研究。Kwak 等采用瞬态液晶技术在静止状态下实验研究了 GE-E³ 涡轮叶片平叶顶结构的流动和换热特性,发现叶顶表面换热系数随着间隙高度的增大而增大,且叶顶表面换热系数要高于端壁面和顶部附近表面^[4]。Zhang 等研究发现,相比于亚声速叶顶流动,跨声速流动在叶顶形成的分离区域较小,且动叶顶部间隙内形成的激波造成叶顶处存在很大的压力和换热梯度^[5]。Wheeler 等研究了亚声速和跨声速叶栅泄漏损失,发现换热特性随马赫数发生剧烈变化^[6]。Zhang 等数值研究了跨声速流动条件下叶顶结构造型对其换热特性的影响,发现在跨声速叶栅中前缘处的流动速度小而换热系数高,因此通过前缘处造型改变使得前缘处气流加速从而降低换热系数^[7]。杨林等采用数值模拟的方法研究了大膨胀比跨声速涡轮流动结构及损失^[8]。De Maesschalck 发现很少有人研究当叶顶间隙小于 0.5% 叶高时,叶顶间隙内部的流动和换热特性^[9]。Lavagnoli 和 De Maesschalck 在实验中发现当转速较高时无围带的动叶顶部间隙常常小于 0.5% 叶高,因此研究了不同叶顶间隙高度时叶顶间隙的泄漏特性^[10]。研究结果显示,间隙高度小于 0.4% 叶高时,叶顶前缘附近出现反向流动,从而引起叶顶前缘附近的流动和换热特性发生显著改变。

高压涡轮无围带动结构的叶顶间隙泄漏流速度可以达到跨声速,导致叶顶区域的换热机理更加复杂且与亚声速流动条件下具有不同的特性,因此跨

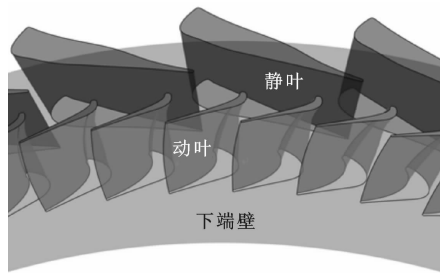
声速条件下涡轮叶顶流动换热特性的研究需要进一步深入。结合 De Maesschalck 所做的工作^[9],本文采用数值计算方法研究跨声速流动条件下叶顶间隙高度和进口湍流度对涡轮叶顶流动换热特性的影响,为跨声速流动条件下涡轮叶顶的设计提供参考。

1 数值方法

本文以 Pratt & Whitney 公司的跨声速透平级 PW-E 涡轮^[11]为研究对象。图 1 给出了 PW-E³ 涡轮子午面流道和叶栅通道示意图。静叶上端壁为 S 型端壁, PW-E³ 涡轮透平级有 24 个静叶和 54 个动叶。图 2 给出了 PW-E³ 涡轮动叶的网格,计算网格采用 ANSYS-ICEM CFD 生成结构化网格,为防止回流,出口段长度取 1.8 倍轴向弦长。叶片壁面及叶顶附近区域均采用 O 型网格剖分,壁面 $y^+ < 1$, 网格数为 1.8×10^6 。采用 ANSYS-CFX 数值求解三维 Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) 方程方法研究跨声速流动条件下 PW-E³ 涡轮动叶顶部流动传热特性。



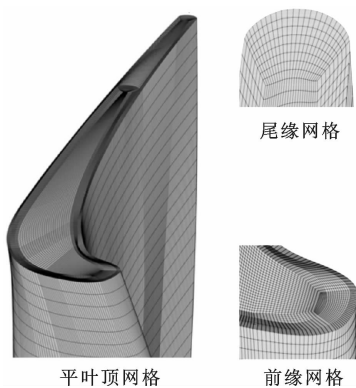
(a) 叶栅子午面流道



(b) 叶栅通道

图 1 PW-E³ 涡轮子午面流道和叶栅通道示意图

图 3 比较了动叶中叶展处数值计算和实验测量^[11]的静压分布,其中横坐标是归一化弦长位置 Z ,纵坐标是压力系数 C_{ps} 。在吸力面侧靠近前缘处

图2 PW-E³ 涡轮动叶的数值计算网格

S-A 湍流模型取得最佳效果,且采用 S-A 湍流模型可以减少计算时间。文献[6,9,12-13]都通过不同湍流模型与实验结果进行对比,发现 S-A 湍流模型在跨声速叶顶的流动和换热预测中可取得最佳的预测效果,因此本文采用 S-A 湍流模型来进行跨声速叶顶流动换热特性的数值分析。

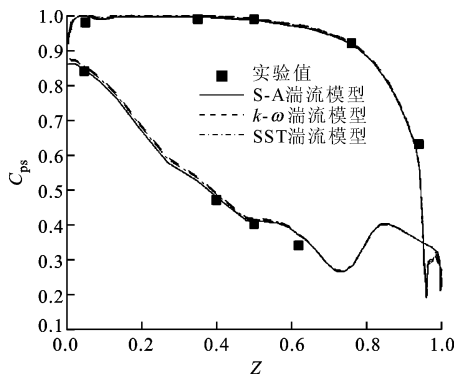


图3 动叶中径处压力分布的实验值与计算结果比较

2 结果分析与讨论

本文数值研究了叶顶间隙高度及进口湍流度对跨声速透平级动叶叶顶区域的流动和换热特性的影响。

2.1 叶顶间隙高度的影响

PW-E³ 涡轮透平级的动叶高度 $L=60.5$ mm, 顶部间隙 s 设计值为 $0.75\%L$ ($s=0.46$ mm)。实验参数设置为: 进口总温为 $1\ 633$ K; 进口总压为 1.324 MPa; 动叶转速为 $13\ 232$ r/min; 进口湍流度为 5% ; 设计叶顶间隙为 0.46 mm; 壁温/进口总温为 0.65 。

本节计算分析了不同叶顶间隙条件下的跨声速叶栅动叶顶部间隙处的泄漏流流动及叶顶换热特性。本文壁面换热系数定义为

$$h = \frac{q}{(T_{aw} - T_{\infty})} \quad (1)$$

式中: q 为壁面热流密度; T_{aw} 是绝热壁面温度; T_{∞} 是主流进口温度。

图4给出了4种叶顶间隙高度下动叶顶部的换热系数和叶顶间隙泄漏流马赫数分布。可以看出, 间隙区域内马赫数显著增大的区域附近叶顶表面换热系数则显著降低。表1给出了4种叶顶间隙高度下叶顶表面的平均换热系数。随着叶顶间隙高度的增加, 间隙内泄漏流马赫数逐渐增大, 顶部平均换热系数先减小后增大。小叶顶间隙 $s=0.188\%L$ 时, 间隙内泄漏流为亚声速流动 ($0.3 < Ma < 0.8$), 叶顶换热系数最大。随着叶顶间隙高度的增大, 叶顶间隙区域内流动速度增大, 超声速区域从尾缘向前缘扩展。当叶顶间隙高度增大至 $s=0.75\%L$ 时, 间隙内泄漏流马赫数增大, $40\% \sim 100\%$ 弦长处的间隙区域为超声速流动 ($1.0 < Ma < 1.3$), 叶顶平均换热系数最小。大叶顶间隙 $s=1.5\%L$ 时, $30\% \sim 100\%$ 弦长处的叶顶间隙大区域为超声速流动 ($1.0 < Ma < 1.5$), 尾缘附近泄漏流马赫数显著增大。当叶顶间隙从 $s=0.75\%L$ 增大至 $s=1.5\%L$ 时, 中间弦长处的叶顶表面换热系数降低, 而前缘附近叶顶表面换热显著增强。

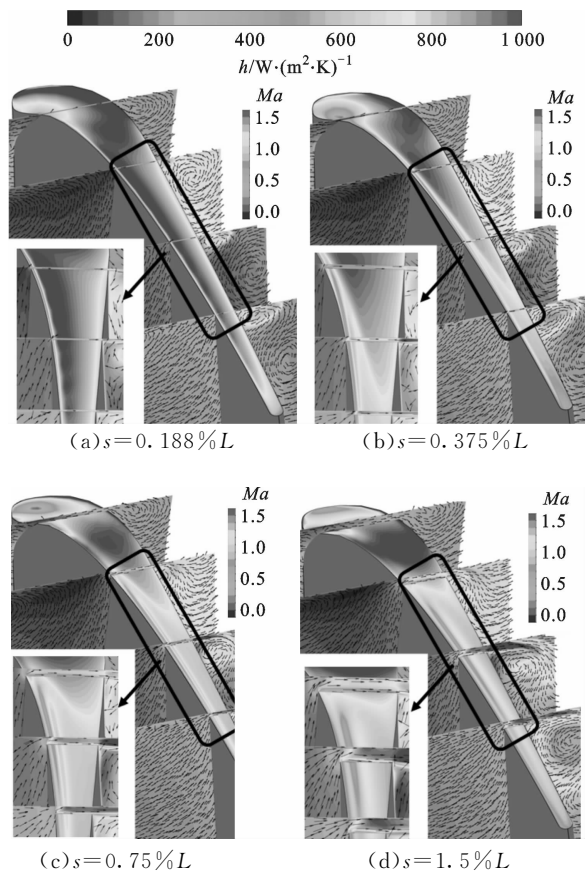


图4 4种叶顶间隙高度下叶顶的换热系数和间隙泄漏流马赫数分布

表 1 不同叶顶间隙高度下叶顶的平均换热系数

$s \cdot L^{-1} / \%$	$h/W \cdot (\text{m}^2 \cdot \text{K})^{-1}$
0.188	886.972
0.375	780.723
0.750	729.717
1.500	735.157

图 5 给出了 4 种叶顶间隙高度下间隙内距叶顶 $0.1\%L$ 处的温度分布。随着叶顶间隙高度的增大,叶顶间隙泄漏流温度逐渐降低。 $30\% \sim 100\%$ 弦长处的间隙泄漏流的马赫数随着叶顶间隙高度的增大而显著增大,同时该区域靠近叶顶表面的泄漏流温度显著降低。结合图 4 可知,随着叶顶间隙高度的增大,间隙内超声速流动区域从尾缘向前缘扩展的同时,该区域的流体加速引起泄漏流温度显著降低,由于本文中数值计算的叶片表面为恒温壁面边界条件设置,因此流体与叶顶表面温差显著影响叶顶表面的换热强度,从而使泄漏流温度显著降低,区域附近的叶顶表面换热系数明显减小。

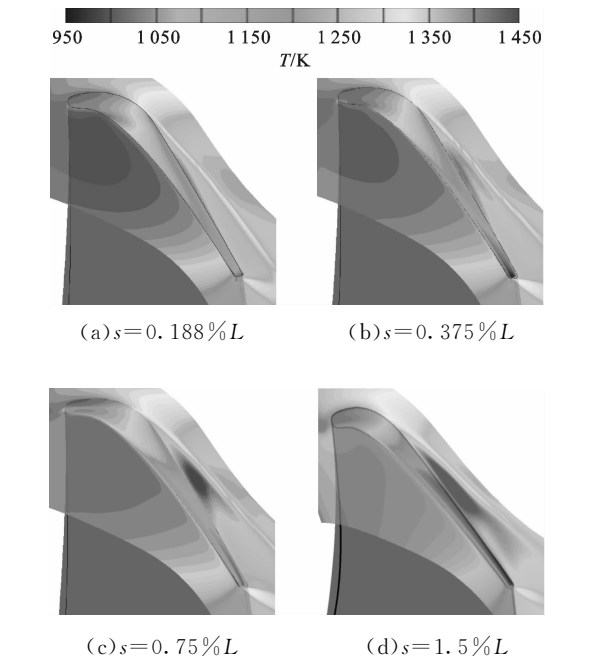


图 5 4 种叶顶间隙高度下间隙内距叶顶 $0.1\%L$ 处的温度分布

图 6 为 4 种叶顶间隙高度下距叶顶 $0.1\%L$ 处的湍流黏性和层流黏性之比(μ_t/μ_l)及流线分布。 μ_t/μ_l 表征流动的湍流水平。叶顶间隙区域内的湍流强度随着叶顶间隙高度的增大而增大,叶顶间隙高度从 $s=0.188\%L$ 增大至 $s=0.75\%L$ 时,叶顶附近泄漏流的湍流强度略微增大。当叶顶间隙高度从

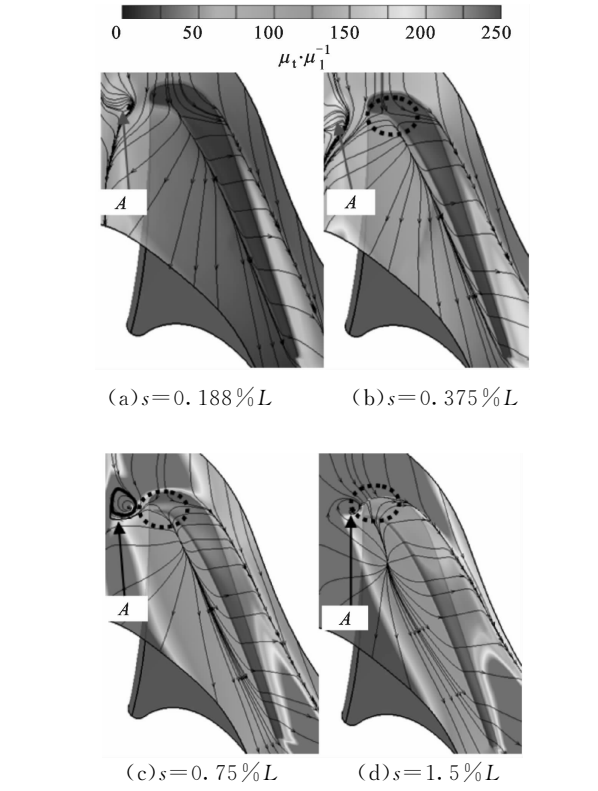


图 6 距叶顶 $0.1\%L$ 处流体的湍流黏性与层流黏性之比和流线分布

$s=0.75\%L$ 增大到 $s=1.5\%L$ 时,前缘附近间隙泄漏流的湍流水平显著增强,因此 $s=1.5\%L$ 时叶顶前缘处的换热相比于 $s=0.75\%L$ 显著增强。 $40\% \sim 100\%$ 弦长处的叶顶间隙区域,湍流水平没有变化而泄漏流温度显著降低,大间隙 $s=1.5\%L$ 的区域换热系数小。

图 6 中的叶顶附近流线分布显示叶片上游两侧的马蹄涡分支在叶片前缘附近交汇,产生马鞍点(图中虚线标识)且马鞍点附近的叶顶区域换热系数较小。马鞍点两侧的流体速度相反,因此该区域流体速度较小。随着叶顶间隙高度的增大,马鞍点逐渐向吸力面侧移动,此外前缘附近次流在动叶前缘上游形成一个顺时针旋转的涡 A(图中标识),且随着叶顶间隙高度的增大涡 A 逐渐向叶顶前缘靠近。结合图 4 和图 6 分析,马鞍点的位置随着叶顶间隙高度增大向吸力面侧移动,从而改变前缘附近的叶顶表面换热系数分布。

2.2 进口湍流度的影响

本节探究跨声速流动条件下不同进口湍流度(T_u)对叶顶换热特性的影响,其中叶顶间隙 $s=1.5\%L$,下面对数值计算结果进行分析。

图 7 给出了不同进口湍流度时动叶顶部换热系数及泄漏流流线。由图 7 可见,进口湍流度对于叶

顶换热系数及叶顶附近泄漏流分布影响不显著。图 8 给出了距叶顶 $0.1\%L$ 处的马赫数分布。由图 8 可见,2 种进口湍流度条件下,叶顶间隙区域的马赫数分布没有明显差异。图 9 给出了间隙泄漏流的湍流黏性与层流黏性之比分布。

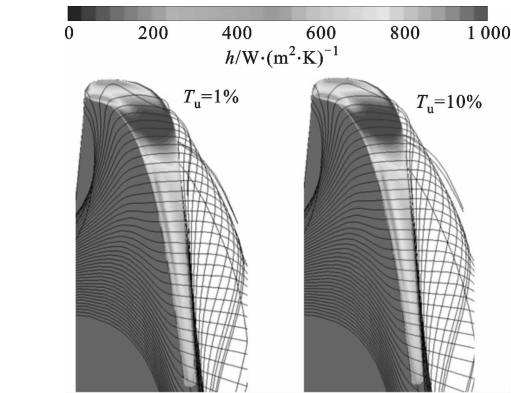


图 7 不同湍流度下间隙泄漏流及叶顶换热系数分布

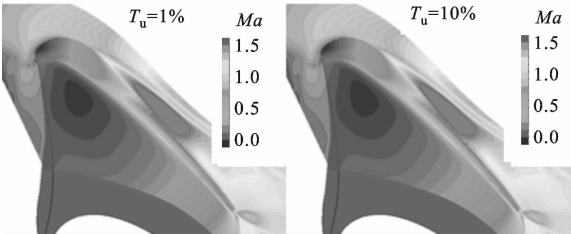


图 8 不同进口湍流度下距叶顶 $0.1\%L$ 处马赫数分布

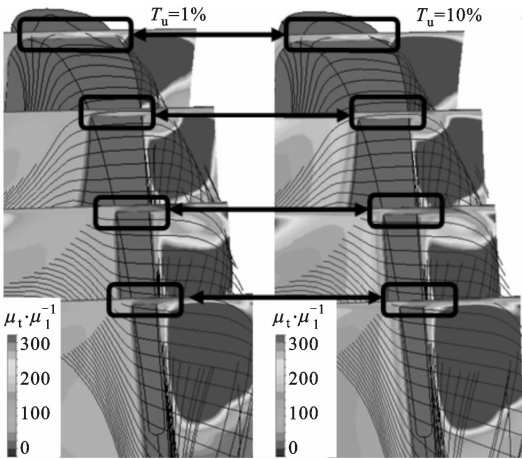


图 9 不同湍流度下叶顶间隙湍流黏性与层流黏性之比分布

表 2 给出了 2 种进口湍流度下叶顶表面平均换热系数。进口湍流度 $T_u=10\%$ 比 $T_u=1\%$ 的叶顶平均换热系数高 1.2% 。在 2 种进口湍流条件下,主流区的湍流水平差异明显,而叶顶间隙内泄漏流的湍流水平没有显著差异。这是由于间隙泄漏流在叶顶间隙内急剧加速抑制湍流发展,因此在不同进

口湍流度时,间隙泄漏流湍流水平平均较低。

表 2 不同进口湍流度下叶顶平均换热系数

进口湍流度/ $\%$	换热系数/ $\text{W} \cdot (\text{m}^2 \cdot \text{K})^{-1}$
1	733.930
10	742.192

图 10 给出了距叶顶 $0.1\%L$ 处马赫数及速度矢量分布云图。不同进口湍流度条件下叶顶间隙的马赫数分布没有显著差异,但前缘吸力面侧的横向二次流方向有一定变化。在进口湍流强度较大时通道内的横向二次流流动方向更趋近于通流方向,即此时横向二次流较弱。这是因为当进口湍流度较大时,主流的湍动能较大,因此能够向端壁附近边界层内的低能流体传递能量,使得其惯性增大,从而减弱了在横向压力梯度下发生迁移的趋势。

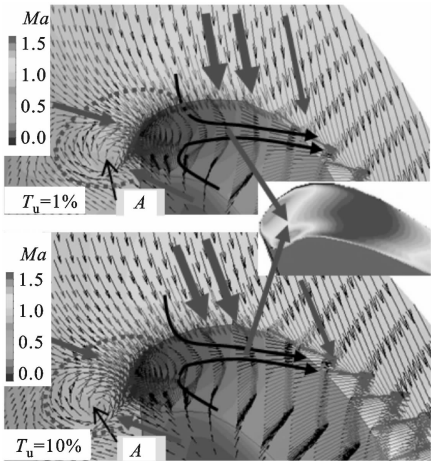


图 10 距叶顶 $0.1\%L$ 处马赫数及速度矢量分布

3 结 论

本文通过对跨声速叶栅顶部间隙流动换热特性的数值研究,得到如下结论。

- (1)跨声速叶栅顶部间隙流动结构随着间隙高度的增大发生剧烈变化。小叶顶间隙时 $s=0.188\%L$,间隙区域的流动为亚声速 ($0.3 < Ma < 0.8$),间隙泄漏流湍流水平最低而温度最高,叶顶表面换热系数最大。随着叶顶间隙高度从 $s=0.188\%L$ 增大至 $s=0.75\%L$,泄漏流马赫数显著增大,40%~100%弦长处的间隙泄漏流为超声速流 ($1.0 < Ma < 1.3$),湍流水平提高,泄漏流温度显著降低,叶顶平均换热系数最小,因此在小间隙 $s=0.75\%L$ 时,叶顶换热系数受间隙泄漏马赫数影响显著,且随着泄漏马赫数的增大而减小。
- (2)当叶顶间隙从 $s=0.75\%L$ 增大至大间隙 s

$=1.5\%L$ 时, $30\%\sim 100\%$ 弦长处的间隙泄漏流为超声速, 且泄漏速度进一步增大, 同时叶顶间隙内流体温度降低而前缘附近湍流水平显著提高, 从而叶顶平均换热系数增大, 因此在大叶顶间隙 $s=0.75\%L$ 时, 间隙内大部分区域为超声速流动。叶顶换热系数主要受泄漏流的湍流水平影响, 且间隙内高马赫数区域换热系数明显小于低马赫数区域。随着叶顶间隙高度增大, 叶顶前缘处马鞍点位置向吸力面侧移动, 从而导致叶顶前缘换热系数分布改变。

(3) 大间隙 $s=1.5\%L$ 时, 间隙泄漏流在顶部间隙处的急剧加速抑制了湍流的发展, 从而间隙泄漏流的湍流水平较低, 进口湍流度对叶顶换热影响很小。当进口湍流度较大时, 主流的湍动能较大, 从而能够向端壁附近边界层内的低能流体传递能量, 使得其惯性增大, 减弱了在横向压力梯度下发生迁移的趋势, 因此前缘吸力面侧的二次流减弱。

参考文献:

- [1] HAN J C, DUTTA S, EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology [M]. Boca Raton, USA: CRC Press, 2012.
- [2] BUNKER R S. Axial turbine blade tips: function, design, and durability [J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 271-285.
- [3] WHEELER A P S, ATKINS N R, HE L. Turbine blade tip heat transfer in low speed and high speed flows [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2011, 133(4): 041025.
- [4] KWAK J S, HAN J C. Heat transfer coefficient on a gas turbine blade tip and near tip regions [C]// Proceedings of 8th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2002: 3012.
- [5] ZHANG Q, O'DOWD D O, HE L, et al. Overtip shock wave structure and its impact on turbine blade tip heat transfer [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2011, 133(4): 041001.
- [6] WHEELER A P S, KORAKIARITIS T, BANNEHEKE S. Tip leakage losses in subsonic and transonic blade-rows [C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2011. New York, USA: ASME, 2011: GT2011-45798.
- [7] ZHANG Q, HE L. Tip-shaping for HP turbine blade aero-thermal performance management [C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2011. New York, USA: ASME, 2012: GT2012-68290.

- [8] 杨林, 曾军, 谭洪川, 等. 大膨胀比跨声速涡轮流动结构及损失的数值研究 [J]. 推进技术, 2014, 35(5): 632-640.
YANG Lin, ZENG Jun, TAN Hongchuan, et al. Numerical study on flow structure and loss of large expansion ratio transonic turbine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(5): 632-640.
- [9] DE MAESSCHALCK C, LAVAGNOLI S, PANNIAGUA G. Blade tip carving effects on the aerothermal performance of a transonic turbine [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2015, 137(2): 021005.
- [10] LAVAGNOLI S, DE MAESSCHALCK C, PANNIAGUA G. Analysis of the unsteady overtip casing heat transfer in a high speed turbine [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2013, 135(3): 031027-1-12.
- [11] ROBERT D, THULIN D C, IRWIN D. Energy efficient engine high-pressure turbine detailed design report, NASA-CR-165608[R]. Cleveland, OH, USA: National Aeronautics and Space Administration, 1984.
- [12] ZHOU C. Aerothermal performance of different tips in transonic turbine cascade with end-wall motion [J]. AIAA Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(5): 1316-1327.
- [13] ZHANG Q, HE L. Overtip choking and its implications on turbine blade-tip aerodynamic performance [J]. AIAA Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(5): 1008-1004.

[本刊相关文献链接]

- 梁卫颖, 朱惠人, 张丽, 等. 尾缘流量分配对涡轮叶片内冷通道换热影响的实验研究. 2015, 49(5): 24-29. [doi:10.7652/xjtuxb201505004]
- 赵曙, 朱惠人, 郭涛, 等. 多段转弯连接回转通道的换热和压力分布研究. 2014, 48(10): 131-136. [doi:10.7652/xjtuxb201410021]
- 赵曙, 朱惠人, 郭涛, 等. 出流比及旋转数对回转通道流动换热的影响. 2014, 48(6): 117-121. [doi:10.7652/xjtuxb201406020]
- 杨亚晶, 王万征. Rijke 管热声不稳定的实验研究. 2014, 48(5): 21-26. [doi:10.7652/xjtuxb201405004]
- 赵曙, 朱惠人, 郭涛, 等. 旋转带肋回转通道流动换热数值模拟. 2014, 48(2): 125-130. [doi:10.7652/xjtuxb201402021]
- 李红才, 朱惠人, 任战鹏, 等. 短周期跨声速风洞叶栅换热实验验证. 2013, 47(9): 49-54. [doi:10.7652/xjtuxb201309008]
- 李红才, 朱惠人, 任战鹏, 等. 短周期风洞上动叶表面压力和换热测量. 2013, 47(3): 114-119. [doi:10.7652/xjtuxb201303021]

(编辑 刘杨 苗凌)