

气冷涡轮级气热耦合非定常数值模拟

周鸿儒 顾忠华 韩万金 刘占生

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要: 采用三维非定常气热耦合模拟的数值方法,对具有冷却结构的单级涡轮进行非定常流动和冷却性能进行研究,通过对非定常流场和固体温度场的分析来探讨冷气对叶片排内流场和固体温度场的影响,指出在非定常状态下,不同的动、静叶相对位置对应不同的气膜出流情况。上游周期性不稳定尾流会造成下游动叶片主流掺入气膜保护层,会造成气膜冷却效率降低。尾迹对叶片前缘的撞击引起瞬间的冲角增大,叶片气动负荷以及温度分布存在一定程度的波动,吸力面前缘受到的干扰更为明显。

关 键 词: 气热耦合; 涡轮; 叶片; 非定常; 气膜冷却

中图分类号: TK479 文献标识码: A

引 言

涡轮级一般由动、静叶组成,实际运行时静叶是静止的,动叶是旋转的,因此静叶尾迹相对于动叶来说,是周期性非定常的。在全尺寸透平实验台上的大量实验表明^[1-3],上游叶排产生的非定常尾迹会对下游叶片的边界层产生影响,非定常尾迹会造成滞止点附近区域传热系数增高以及层流/湍流边界层的提前转换^[4-5]。静叶尾迹既然能对下游叶片的流动产生影响,处于下游动叶的气膜冷却也必然受到静叶尾迹的影响。在多级环境下,尾迹和势流的交替干扰会影响相邻和更远叶片排的附面层流动,而附面层的流动状态又严重影响固体壁面与流体间的热传导,从而影响涡轮级的整体性能,因此有必要深入研究和认识动、静叶片干扰下的叶片附面层非定常流动状态^[6-10]。

采用三维非定常气固耦合模拟的数值方法研究静叶非定常尾迹对涡轮动叶流场及传热特性的影响,并对具有冷却结构的单级涡轮进行非定常流动和冷却性能分析。在非定常状态下,不同的扰动频率对应不同的气膜出流情况,对应冷气射流是抬高

壁面还是贴附壁面。考虑冷气掺混的上游周期性不稳定尾流引起下游动叶片主流掺入气膜保护层,会造成气膜冷却效率降低。在上游尾迹扫过动叶片的过程中,尾迹对叶片前缘的撞击引起瞬间的冲角增大,叶片气动负荷以及温度分布存在一定程度的波动。与压力面相比,吸力面前缘受到的干扰更为明显,该扰动传播范围覆盖整个吸力面,同时降低了叶片的气膜冷却效果。通过分析气膜冷却叶片表面的温度分布及其振动形态,可以更好地认识气膜冷却的过程,从而准确评估气膜冷却性能。

1 计算方法与实验验证

采用商用软件 ANSYS_CFX,前处理模块采用 IGG/AutoGrid5 生成流道内的结构化网格,用 Gambit 生成动叶固体内部的非结构化网格。静叶和动叶流道内的网格采用 H-O 型拓扑结构,动叶内部固体网格采用结构网格和非结构网格杂交生成,流场区域求解 $N-S$ 方程和固体区域温度场求解均采用 ANSYS_CFX Solver 求解器。流场和固体温度场采用耦合求解技术。在非定常计算中,空间离散差分格式采用高分辨率迎风差分格式,时间推进具有二阶精度。局部时间步法加速收敛,湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型。动/静叶之间的交界面采用滑移边界处理。一个周期内的物理时间步数 80 步,保证在时间推进求解过程中计算的稳定性和收敛性。

首先对所采用的计算方法进行了实验验证。计算模型选用文献 [11] 的 MarkII 型叶片,计算工况选用 5411 号实验工况。叶片的几何结构和计算网格如图 1 所示,进出口边界条件如表 1 所示,叶片内部有 10 个径向圆管型对流冷却通道,其冷却通道的直径、冷却气体流量、冷却气体中径处平均总温 T_{mid} 和根据冷却通道内温度线性升高假设估算出的冷却气

收稿日期: 2010-05-06; 修订日期: 2010-05-31

作者简介: 周鸿儒(1963-)男,吉林公主岭人,哈尔滨工业大学博士研究生,现工作在哈电集团副总工程师。

体进口总温 T_{in} 。计算模型选用单个叶片通道周期性边界形式,在数值模拟中流体部分采用三维分块结构化网格,固体叶片部分采用棱柱型或者分块结构化网格,在流固耦合交界面的流体边界层内采用 30 层加密网格,保证第一层网格 $y^+ < 1$,膨胀比为 1.1。统计流体部分网格数量约 100 万,叶片固体部分网格数量约为 50 万,径向冷却孔网格数量 20 万,网格合计总量为 180 万左右。

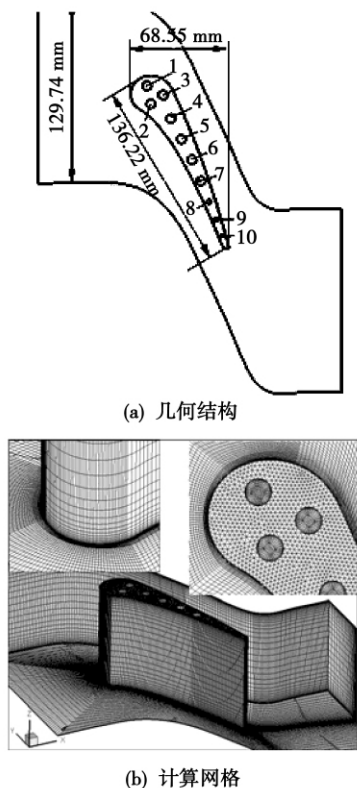


图 1 MarkII 计算模型和网格

数值模拟中流体工质选用理想可压燃气,其分子粘性 μ 和热传导系数 λ 均采用萨德兰(Sutherland)公式表示为温度的函数,叶片材料根据文献[11]选用 ASTM 标准的 310 不锈钢(0Cr25Ni20),导热系数比较低(约为不锈钢的 1/4),其物理属性由文献得到,密度 $\rho = 8\ 030\ \text{kg/m}^3$,比热 $c_p = 502\ \text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$,其热传导系数 K 为温度的线性函数: $K = 0.0115T + 9.9105$ 。

计算选用商用程序 Fluent 和 CFX 在曙光 2000 并行计算机上完成,计算中的差分格式均选取二阶迎风格式。图 2 和图 3 表示叶片中部截面压力和温度的计算结果与实验的比较,结果表明,采用的计算方法以及网格获得的计算结果是可信的。

表 1 进口边界条件

	数值
实验工况	5 411
进口边界条件	
进口总压/Pa	337 097
进口总温/K	788
出口边界条件	
出口静压/Pa	175 713

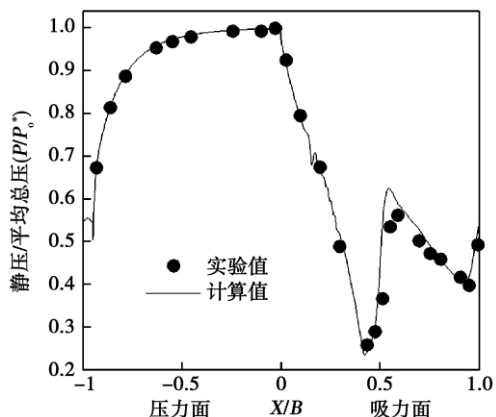


图 2 型面压力计算与实验比较

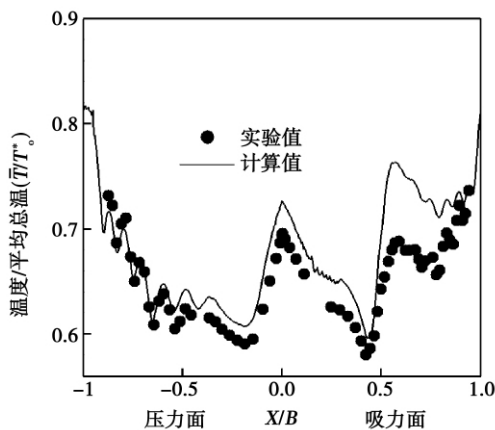


图 3 型面温度计算与实验比较

2 计算模型

本研究的气冷涡轮级的几何网格如图 4 和图 5 所示,选择气冷涡轮级的中间叶高的微元叶高段作为研究对象。考虑动叶的冷却结构,对动、静叶片数进行约化处理。涡轮静叶的叶片数为 42,动叶的叶片数为 84。静叶和动叶均有冷气孔,叶片冷气孔的位置如图 5 中的箭头所示,静叶共 6 排孔,前缘 3 排孔,尾缘一排孔,吸力面和压力面各一排孔;动叶共

4 排孔,前缘 3 排孔,尾缘一排孔。在动叶几何模型中,为考虑叶片内的肋片结构,计算中在内腔表面给定肋片对应的换热系数。

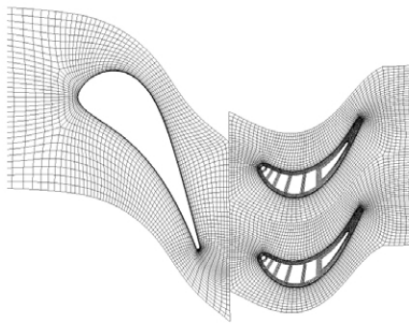


图 4 气冷涡轮级静、动叶片计算网格

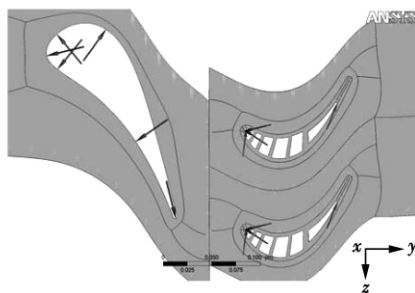


图 5 非稳态计算域及冷气喷射方案

在计算时静叶进口的边界条件给定总温 1 692 K、总压 1 535 000 Pa,进口速度为轴向,动叶出口边界条件给定平均静压 102 000 Pa。静叶六排孔的冷气射流速度给定 30 m/s,冷气温度 600 K,静叶冷气流量与进口流量比约 10%。动叶前缘和尾缘冷气的射流速度均为 200 m/s,冷气温度 600 K,动叶前缘冷气流量与静叶进口流量比约 6%,动叶尾缘冷气流量与静叶进口流量比约 1%。非稳态计算中,动叶旋转边界给定转速 3 000 r/min。

3 涡轮级流场尾迹运输分析

在非稳态条件下,叶片排之间存在显著的非稳态干扰,这种干扰主要来自于尾迹和势流对叶片排的交替作用,反映在下游叶片流道内气动参数的非稳态波动上。在上游叶片的尾迹和势流向下游运输的过程中,下游叶片吸力面附近气流的加速会使尾迹被拉伸,叶片边界层的作用使尾迹被扭曲,同时在沿流向的逆压梯度的阻滞下尾迹在叶栅流道内被耗散和掺混。尾迹和势流的交替作用是叶片存在非定

常气动负荷的最主要原因。

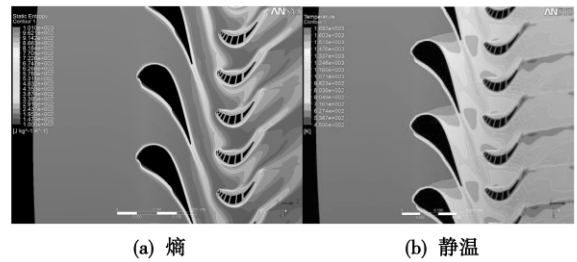


图 6 S1 流面瞬态分布

对单级涡轮静叶和动叶的非定常气固耦合场进行分析。由于上游静叶尾迹和势流交替影响下游的动叶流场,从熵的输运和温度场的分布来研究非定常性。图 6 给出了涡轮级 S1 流面的熵分布和温度分布。可以看出,静叶壁面冷气射流和主流的掺混主要位于射流孔及其下游,由于冷气温度较低,低熵区域覆盖静叶壁面,形成气膜,在静叶尾缘脱落,尾迹的低熵和低温流体对动叶前缘形成撞击作用,从而影响动叶壁面的附面层流动及温度分布。

由于静叶片表面气膜的冷却作用,使得静叶尾迹和势流之间形成了较大的温度梯度。静叶尾迹在动叶流道中的运输过程伴随着尾迹的拉伸、扭转和积聚,这与动叶流道内的横向压力梯度和尾迹的负射流效应密切相关。在动叶旋转的过程中,当动叶前缘撞击上游势流时,势流场的高温流体导致动叶前缘区域的温度升高;当动叶前缘撞击尾迹时,尾迹的低温流体又导致动叶前缘区域的温度降低。从图 6 所示的动叶前缘区域的非定常温度场分布可以看出,静叶势流高温流体在接近前缘时,受到动叶前缘冷气射流的影响,在前缘局部形成较大的温度梯度。势流被动叶前缘分割后,动叶压力面一侧的温度明显高于吸力面一侧的。

在上游静叶片的影响下,带有气膜冷却结构的涡轮动叶片一个重要的特征就是其流动具有非定常性。在上游静叶片势流和尾迹的综合作用下,被气膜冷却的动叶片表面压力会立刻发生明显的波动,因此通过气膜孔的冷气射流的流量(或吹风比)也会随之波动,从而导致气膜孔下游叶片表面气膜冷却效率和热传导受到直接的影响。图 7 表示一个周期内不同时刻动叶前缘流场速度矢量图。从图中可以看到,在上游尾迹扫过动叶片的过程中,尾迹对叶片前缘的撞击引起瞬间的冲角增大。在 t_0 时刻,动叶前缘中间的冷气射流正对来流,为逆主流喷射。至 t_2 时刻,中心孔已经位于来流方向靠吸力面一

侧射流运动特点与吸力侧射流相同,即冷气射流射流穿透边界层与主流发生掺混,加速流动的主流带着射流重新附着到叶片表面,并且沿着流动方向不断散失。而压力侧冷却射流则穿透边界层与主流相互作用,表现为主流绕过圆柱的绕流过程,因此在压力侧射流的下游出现了较大的回流区。随着冲角进一步增大,至 t_4 时刻,压力侧射流已经成为了逆主流喷射,圆柱绕流效应减弱,压力侧下游回流区减小,流向吸力侧的冷却流量增加,射流与主流的相互

作用增强,吸力侧下游流场相应地受到显著的影响。在 t_5 时刻,过大的冲角以及冷却射流的综合作用,导致叶片吸力侧冷气孔下游出现分离,从而对边界层流态及其热传导造成显著的影响。

因此,与定常状态不同,在非定常状态下,下游叶片的气膜冷却效率不但与吹风比有关,还与冷气射流的振荡频率和振幅密切相关,这是因为不同的扰动频率对应不同的气膜出流情况,即对应冷气射流是抬离壁面还是贴附壁面。

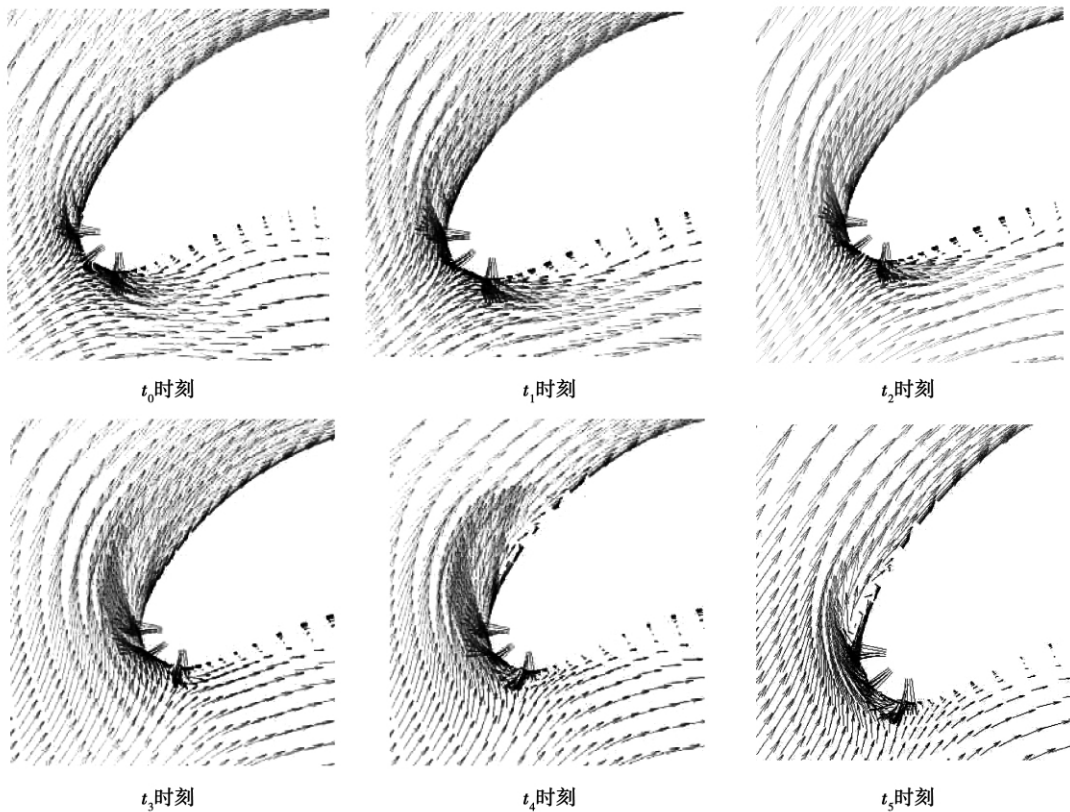


图 7 不同时刻动叶前缘速度矢量

4 叶片型面非定常压力和温度

叶片表面压力分布是衡量叶片气动性能的重要参数,它不仅决定了叶片的做功能力,而且在一定程度上影响叶片的气动效率。对非定常计算结果进行分析,将静压用无量纲的静压系数表示, $C_p = (P - P_0) / P_0^*$, 其中 P 为当地静压, P_0 为叶栅进口的平均静压, P_0^* 为叶栅进口的平均总压,静叶取绝对,动叶取相对。为了研究由于动/静叶干涉引起的非定常波动,对静压系数、温度的非定常波动进行分析。

图 8(a) 给出了静叶壁面静压系数沿弦长的分

布,图中实线表示静压系数的时均值,虚线表示静压围绕时均值的非定常波动范围。从图中可以看出,静叶吸力面在 60% 弦长以后,静压的波动幅值逐渐增大,而压力面大部分区域的静压基本保持不变,这与静叶的安装角有关。在动叶的旋转过程中,动叶对气流的扰动向上游传播,正对着静叶的吸力面。图 8(b) 给出了静叶温度沿弦向的分布。对于静叶型面的温度,由于受到多排冷气孔的影响,沿叶片表面,温度呈阶梯状分布,冷却气在沿壁面向下游输运过程中和主流高温气体发生热传导。从温度的变化幅值来看,在静叶吸力面上温度的波动幅值明显高于压力面。

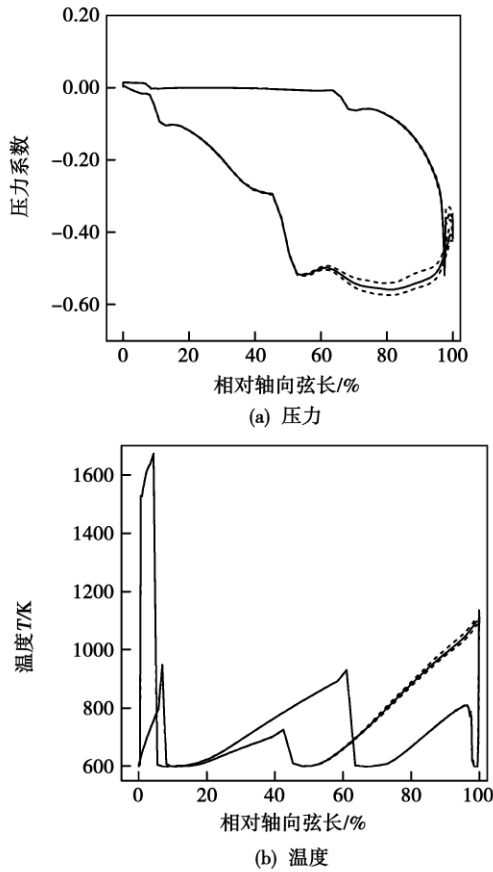


图 8 静叶片型面静压和温度的分布

在静叶压力面上 90% ~ 100% 弦长范围,静压周期性的升高和降低;而静叶吸力面上 60% ~ 100% 弦长范围内,静压的波动具有同等的幅度。在一个周期内,静叶受到下游两个动叶的干扰。当动叶位于静叶出口的势流位置时,动叶对主流的阻碍作用使得静叶吸力面静压升高,而当动叶位于静叶出口的尾迹位置时,静叶出口的势流向下游的输运阻力最小,因此流动膨胀加速,静压降低。

图 9 表示动叶片型面压力和温度的分布。与静叶片相比,动叶的型面静压波动较为明显,尤其是吸力面前 30% 弦长范围。受静叶尾迹负射流的影响,动叶前缘的冲角有明显的变化。可以看到在压力面上,由于冷气孔射流的作用,导致在 5% 弦长处压力产生阶跃。在 $t = 0.5T$ 时刻,由于势流积聚在动叶的压力面凹曲面的底部,所以导致 30% ~ 50% 弦长范围压力的升高。与此同时,动叶前缘吸力面一侧切割静叶尾迹,在 $t = 0.5T \sim 0.8T$ 的时间内,形成明显的正冲角,造成前缘吸力面的压力降低。比较压力面和吸力面的静压波动可以看出,压力面上的扰动几乎覆盖了整个弦长,而吸力面上扰动主要集中

在前半弦长。这与扰动在凹曲面和凸曲面上的传播特征相关。

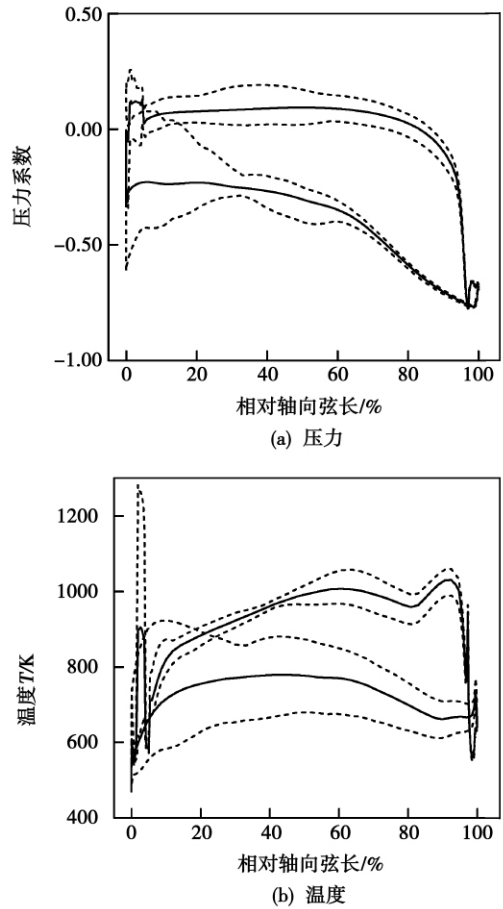


图 9 动叶片型面温度分布

对于动叶型面的温度分布,压力面一侧的温度幅度波动主要集中在前 10% 弦长,这主要是因为在该区域冷却孔的射流和主流强烈掺混造成的。在 10% ~ 100% 弦长范围内,温度的波动幅值较小。而在吸力面一侧,温度的波动覆盖了整个弦长。温度变化最显著的区域在前 20% 弦长范围。温度降低意味着非定常尾迹提高了叶片吸力侧的热传导,降低了叶片的气膜冷却效果。一方面由于静叶尾迹的低温流体和势流的高温流体交替干扰,另一方面由于动叶前缘 3 排冷气孔的冷却作用,使得动叶吸力面的温度有明显的波动,特别是在靠近前缘的局部区域,温度波动幅值较高,也就是说,在某一个瞬时冷却射流没有贴附于壁面起到冷却的作用。

5 结 论

- (1) 在非定常条件下,周期性的不稳定尾流导

致叶片前缘气膜出流的情况不同,即对应冷气射流是抬离壁面还是贴附壁面。下游动叶片主流流体会掺入气膜保护层,造成气膜冷却效果的降低。

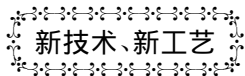
(2) 在上游尾迹扫过动叶片的过程中,尾迹对叶片前缘的撞击引起瞬间的冲角增大,叶片气动负荷以及温度分布存在一定程度的波动。与压力面相比,吸力面前缘受到的干扰更为明显,该扰动传播范围覆盖整个吸力面,同时降低了叶片的气膜冷却效果。

(3) 通过分析气膜冷却叶片表面的温度分布及其振动形态,可以更好地认识气膜冷却的过程,从而准确评估气膜冷却效果。

参考文献:

- [1] DU H, EKKAD S V, HAN J C. Effect of unsteady wake with trailing edge coolant ejection on detailed heat transfer coefficient distributions for a gas turbine blade [J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1997, 119: 242 - 248.
- [2] AZZI A, LAKEHAL D. Perspectives in modeling film cooling of turbine blades by transcending conventional two-equation turbulence models [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2002, 124: 472 - 484.
- [3] YUAN FENG, ZHU XIAO CHENG, DU ZHAO HUI. Experimental investigation for the effect of rotation on three-dimensional flow field in film-cooled turbine [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2007, 20(1): 10 - 15.
- [4] 蒋雪辉. 非定常尾迹对气膜冷却的影响研究 [D]. 北京: 中国科学院工程热物理研究所, 2004.
- [5] GARG V K. Heat transfer on a film-cooled rotating blade using different turbulence models [J]. International Journal of Heat Mass Transfer, 1999, 42: 789 - 802.
- [6] GARG V K, RIGBY D L. Heat transfer on a film-cooled blade—effect of hole physics [J]. International Journal Heat and Fluid Flow, 1999, 20: 10 - 25.
- [7] GARG V K. Heat transfer on a film-cooled rotating blade [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2000, 21: 134 - 145.
- [8] GARG V K. Modeling film-coolant flow characteristics at the exit of shower-head holes [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2001, 22: 134 - 142.
- [9] GARG V K, AMERI A A. Two-equation turbulence models for prediction of heat transfer on a transonic turbine blade [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2001, 22: 593 - 602.
- [10] GARG V K. Adiabatic effectiveness and heat transfer coefficient on a film-cooled rotating blade [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 1997, 32: 811 - 830.
- [11] HYLTON L D, MILHEC M S, TURNER E R, et al. Analytical and experimental evaluation of the heat transfer distribution over the surface of turbine vanes [R]. NASA - CR - 168015, 1983.

(编辑 伟)



新技术、新工艺

高负荷燃气涡轮静叶冷却系统的研究和设计

据《Гяжелое машиностроение》2010年9月号报道,俄罗斯“中央航空发动机研究所(ЦИАМ)”的专家对高负荷燃气涡轮静叶冷却系统的设计及其优化进行了深入的研究,提出了相应的设计方法。该方法出于长远规划的考虑,设计出了可同时用于航空发动机和燃气轮机的通用燃气发生器第一级静叶。

新设计的静叶具有热力学上更有效的结构,它允许增加发动机高温部分的寿命并减少由于静叶损坏而拆卸发动机的次数。

该方法还得到了用于确定静叶进气边冷却效果的判断标准,得到了该效果随进气边区域内冷却空气在叶片导流片和壁上压力差变化而变化的关系。

根据所得到的关系,制定了内腔具有导流片的静叶进气边冷却系统热力设计的方法,它可以优化冷却叶片的设计并缩短设计的时间。

改型结构的冷却叶片已用于 ПС-90А 系列航空发动机,也用于 ГТД-40П、ГТД-42П、ГТД-46П 等陆用燃气轮机装置。

(吉桂明 摘译)

低温热源发电制冷复合系统研究进展 = **Recent Advances in the Study of a Low-temperature Heat-source-based Power Generation and Refrigeration Combination System** [刊, 汉] ZHENG Bin, WENG Yi-wu (College of Mechanical and Power Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai, China, Post Code: 200240) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2011, 26(2). - 129 ~ 133

An overview was given of the research status of low-temperature heat source-based power generation and refrigeration combination systems. Furthermore, the development and technical features of both absorption and jet type power generation and refrigeration combination systems were introduced. The research findings concerning the performance analysis, efficiency evaluation and choice of working media of the systems in question were summed up. It is noted that key equipment manufacturing, optimized design, control and integration of the systems in question constitute the main factors restricting their popularization and application. Through the research, the authors have recommended that to develop new type working media and key equipment items for the systems adapting to working media of the kind, establish a system optimized design method applicable for different qualities of heat sources and at the same time further strengthen the study on the control and integration technologies of the systems will be the focal point and direction for future studies in this domain. **Key words:** low-temperature heat source, power generation refrigeration combination system, performance comparison, efficiency evaluation, working medium choice

气冷涡轮级气热耦合非定常数值模拟 = **Unsteady Numerical Simulation of the Air-heat Coupling of an Air-cooled Turbine Stage** [刊, 汉] ZHOU Hong-ru, GU Zhong-hua, HAN Wan-jin, et al (College of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2011, 26(2). - 134 ~ 139

By using a numerical method for simulating three-dimensional unsteady air-heat coupling, studied were the unsteady flow and cooling performance of a single-stage turbine with cooling structures. Through an analysis of the unsteady flow field in the blade cascade and the solid temperature field, the influence of cold air on them was explored. It is noted that under the unsteady state, various relative positions of the rotor and stator blades can produce accordingly different air-film outflow conditions. The upstream periodic unsteady wake flow may lead to a mixing of the main stream in the rotor blades at the downstream with the air-film protection layer and cause a decrease in air-film cooling efficiency. The impingement of the wake flow on the leading edge of the blades will lead to a sudden increase in the attack angle, the aerodynamic load and temperature distribution on the blades will produce a fluctuation to a certain degree and the disturbance received by the leading edge of the suction surface will become more evident. **Key words:** air-heat coupling, turbine, blade, unsteady, air-film cooling

轮毂缘板进口圆角对涡轮气动性能的影响 = **Influence of the Hub Flange Plate Inlet Fillet Radius on the Aerodynamic Performance of a Turbine** [刊, 汉] ZHANG Wei-hao, ZOU Zheng-ping (Key Laboratory on Aeroengine Aerodynamics and Thermodynamics, College of Energy Source and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, China, Post Code: 100191), ZHOU Ying, PAN Shang-neng (China Aviation Power Machinery Research Institute, Zhuzhou, China, Post Code: 412002) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2011, 26(2). - 140 ~ 146

As the seal gas on the hub would produce certain influence on the flow field configuration and aerodynamic performance of a turbine, a numerical simulation method was used to study the influence of the hub flange plate inlet fillet radius on the aerodynamic performance and inner flow configuration at different seal gas flow rates. The research re-