

轮毂缘板进口圆角对涡轮气动性能的影响

张伟昊¹, 周 颖², 邹正平¹, 潘尚能²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力重点实验室 北京 100191;

2. 中国航空动力机械研究所 湖南 株洲 412002)

摘 要: 由于轮毂封严气将会对涡轮的流场结构和气动性能产生一定的影响, 采用数值模拟研究了不同封严气流量条件下轮毂缘板进口圆角半径对涡轮气动性能和内部流动结构的影响。结果表明, 圆角半径的改变导致封严腔内部的流动、封严气在涡轮通道中的传播轨迹以及涡轮通道涡的发展发生改变, 进而使涡轮级的载荷系数、反力度和流量系数的分布发生变化, 最终影响到涡轮的气动性能。对于本研究的算例, 缘板进口圆角半径的变化对涡轮效率的影响幅度能达到 0.3%, 圆角半径的影响随封严气量的增大而增强。

关 键 词: 缘板进口圆角; 封严气; 涡轮; 气动性能

中图分类号: TK474 文献标识码: A

引 言

涡轮的转子和静子之间必然存在间隙, 如果不采取有效的封严措施, 高温燃气将进入涡轮盘腔。目前普遍采用的方式是从压气机引高压封严气到涡轮盘腔, 经轮毂的转静交接处流入涡轮主流, 从而阻止高温燃气进入涡轮盘腔。封严气的流量一般占到主流的 1%~2%, 这些封严气带来的负面影响也是显而易见的。因此, 了解封严气对主流结构的影响, 减小其造成涡轮性能的下降是众多研究者的关注。

目前, 国内外已开展了大量的相关研究, 得到了很多有益的结论。Dénos 和 Paniagua 等人在某高亚音速高压涡轮上进行了封严气对涡轮内部流动和换热影响的实验研究^[1~2], 指出封严气的掺混在静子出口造成阻塞, 涡轮级速度三角形发生较明显变化, 叶中反力度的变化幅度能达到 11%。McLean 等人研究了封严气不同入射位置和角度对主流的影响^[3~4], 其工作表明封严气的射入使导叶尾迹的宽度、动叶入口边界层的状态和动叶出口的流场等发生明显变化, 1% 的封严气量引起的涡轮级效率、动叶总压损失以及三维流场的改变可能分别达到 5%、2% 和 15%。de la Rosa Blanco 等人的研究表明^[5], 封严气流量和周向速度的增加将加剧涡轮端

区性能的恶化, 前台阶形式下封严气与压力面分离、轮毂端区流动的相互作用较后台阶形式要强, 因而前者造成的端区损失更大。周杨等人对比了不同封严气流量情况下涡轮的流动结构和气动性能^[6], 认为在一定范围内涡轮效率随封严气流量的增大而迅速下降, 超出该范围后涡轮效率的下降变缓。Kohli、Goldstein 以及 Findlay 等人对封严气喷射角度和射流比的影响进行了研究^[7~9], 认为在低射流比条件下, 效率随喷射角的增大略微降低, 而在高射流比条件下效率的变化则非常明显。文献 [10~13] 的关注点同样是在封严气的流量、入射位置和角度等气动参数上, 对于封严腔几何的改变带来的影响也没有详细的研究和较系统的结论。本研究将关注点置于封严腔几何细节上的变化, 采用数值模拟的方法研究不同封严气流量条件下轮毂缘板进口圆角半径的改变对封严气与主流相互作用的影响。

1 研究对象及数值方法

研究对象为某发动机单级高压涡轮部件及其封严气腔, 涡轮结构如图 1 所示, 封严气腔结构如图 2 所示。对轮毂缘板进口半径分别为 2.0、3.5 和 5.0 mm 的情况, 以及封严气流量为 0.0%、1.0%、2.0% 和 3.0% 的情况进行了数值模拟, 为描述方便, 称上述 3 种圆角工况为 R2.0、R3.5 和 R5.0, 4 种流量工况为 m0.0、m1.0、m2.0 和 m3.0。

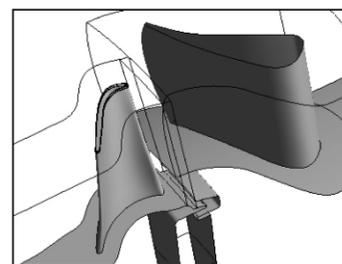


图 1 涡轮部件

收稿日期: 2010-01-05; 修订日期: 2010-10-19

基金项目: 武器装备预研基金资助项目(9140C4103051003)

作者简介: 张伟昊(1985-), 男, 陕西华阴人, 北京航空航天大学博士生。

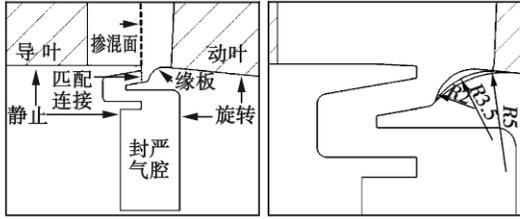


图 2 封严腔示意图

数值模拟采用 CFX 软件完成。求解三维定常粘性雷诺平均 $N-S$ 方程,数值方法采用时间追赶的有限体积法,空间离散采用二阶迎风格式,时间离散应用二阶后差欧拉格式,使用多重网格技术加速收敛,选用两方程 $k-\epsilon$ 湍流模型,在近壁区使用优化的壁面函数。为保证网格无关性,采用总数分别为 297、251 和 212 万的 3 套网格(分别称之为网格一、网格二和网格三)进行了试算,结果显示后两套网格的结果在流场细节和涡轮效率方面均具有较高的一致性,说明已达到网格无关性的要求。表 1 给出了不同网格计算结果的效率比较,涡轮效率计算为:

$$\eta = \frac{N_T}{m_0(h_0^* - h_{2s}^*) + m_c(h_c^* - h_{c2s}^*)}$$

式中: m, h^* —流量和总焓;下标 c —封严气; s —等熵参数; $0, 2$ —涡轮导叶进口和动叶出口位置; N_T —涡轮轴功率。

表 1 中的效率均采用网格一的结果进行无量纲化。综合考虑计算的准确性和耗时,最终选取总数为 251 万的网格进行数值模拟研究,其中导叶通道 81 万,采用 H-O 型拓扑结构,延展向设置 57 层网格,动叶通道 105 万网格,采用 H-O-H 型拓扑结构,延展向设置 61 层网格,封严气腔 65 万网格,采用 H 型拓扑结构,如图 3 所示。

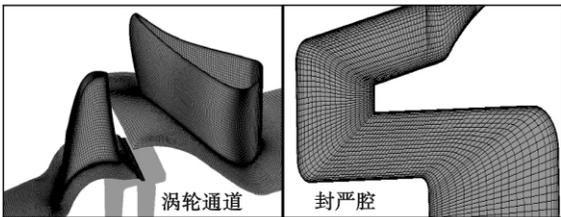


图 3 计算网格划分

按照真实情况,封严气腔静子侧的壁面保持静止,转子侧的壁面与动叶一起旋转。为减小交界面处的插值误差,计算中封严气腔部分的网格随动叶网格一起旋转,并且保证两部分网格匹配连接。静

子通道出口与转子通道进口的交界面为掺混面,这样掺混面就位于封严气入射位置的上游,不会影响到对封严气与主流相互作用的模拟,如图 2 所示。涡轮进口边界条件给定总温、总压和气流角,冷气腔进口给定流量和气流温度,涡轮出口给定静压平均值。所有叶片设置表面粗糙度 0.02 mm。为简化问题,未考虑传热及叶片冷却等方面的影响,而受限于测量难度和实验条件,暂时尚未通过详细的实验测量对结果进行验证,结论势必有一定的局限性,但作为对轮毂缘板几何对涡轮性能影响的初探性研究,可为后续更全面、细致的工作打下基础。

表 1 不同网格计算结果比较

	网格一	网格二	网格三
η^*	1	1.000 6	1.001 7

2 涡轮性能比较及流场分析

2.1 涡轮性能及关键参数分布的比较

图 4 是不同条件下的涡轮效率曲线。图中效率均采用 R5.0、m0.0 状态的效率进行无量纲化。可以看到,圆角半径的改变对涡轮的效率会产生一定的影响,并且其影响程度随封严气量的增加而增强。在无封严气的条件下,圆角变化引起效率的变化在 0.2% 左右,而在 m3.0 的条件下效率的变化幅度达到 0.5%。m1.0 和 m2.0 条件下效率的变化在 0.3% 左右,由于这两个状态的封严气流量更接近真实涡轮,所以主要对这两个状态下涡轮内部流动结构进行比较分析。

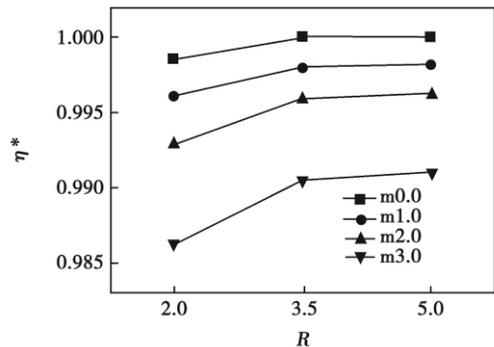


图 4 涡轮效率比较

图 5 依次给出了不同封严气流量、不同圆角半径条件下涡轮的载荷系数、反力度和流量系数沿叶高方向的分布,各图中纵轴为无量纲展向位置 h^* 。图 5(a) 是不同条件下涡轮载荷系数的比较,其中载

荷系数计算为:

$$H_T = \frac{L_u}{U^2} \approx \frac{\Delta V_u}{U} = \frac{V_{1u} - V_{2u}}{U}$$

式中: V_{1u} 、 V_{2u} —涡轮动叶进、出口对应展向位置按流量加权周向平均的绝对速度周向分量(与旋转方向相同为正,否则为负), U 取涡轮动叶对应展向位置进出口旋转速度的平均值。

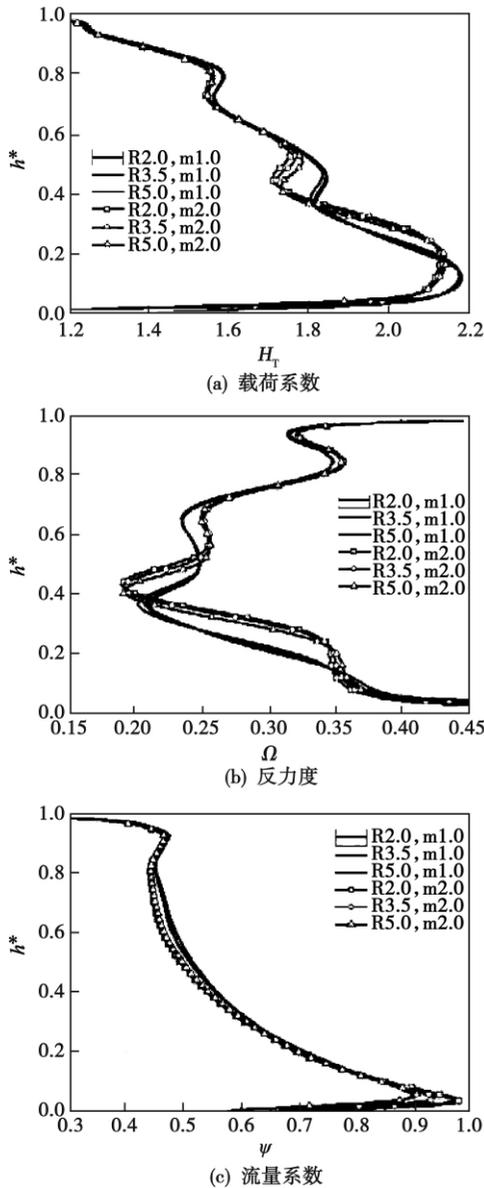


图5 涡轮级基本参数比较

在封严气流量为 1.0% 时 3 种圆角情况下的载荷系数仅在 50% 叶高以下存在差别,从图 5 (a) 中 3 条曲线的变化趋势可以看出, R3.5 和 R5.0 条件下的曲线可以理解为是 R2.0 的曲线向叶根移动的结果。m2.0 的条件下 3 种圆角半径的结果呈现出与 m1.0 相同的变化趋势,并且现象更为明显,在 50%

叶高位置其变化幅度大约为 4%。比较不同封严气流量条件下的结果,较明显的差别出现在 50% 叶高以下的位置。类似的,小流量条件下的曲线可以看做是大流量条件下曲线向叶根方向的移动。

图 5 (b) 给出的是反力度的比较,其定义为:

$$\Omega = \frac{(W_2^2 - W_1^2) / 2}{L_u} \approx 1 - \frac{V_{1u} + V_{2u}}{2U}$$

反力度随圆角半径的变化规律与载荷系数类似,即在 60% 叶高以下的位置,大圆角条件下的结果曲线可以理解为是小圆角条件下结果曲线向叶根方向移动的结果,并且在封严气流量条件下更为明显,其在叶中以下位置的变化幅度能达到 12%。而反力度受封严气流量的影响比载荷系数更为明显,70% 叶高以下的位置都有显著的差别,但不同流量下的结果同样表现出与载荷系数类似的变化规律。

图 5 (c) 是流量系数的比较,流量系数计算为:

$$\Psi = V_{1a} / U$$

式中: V_{1a} —涡轮动叶进口对应展向位置按流量加权周向平均的绝对速度轴向分量。与前两个物理量相比,流量系数的变化较小,封严气流量的影响主要集中在 60% 叶高附近,在叶根和叶尖附近对流量系数的分布几乎没有影响。而圆角半径的影响则集中在 10% 叶高以下,变化的幅度在 8% 左右,这应该是由封严气对轮毂附近的堵塞作用造成的。载荷系数、反力度和流量系数的变化说明涡轮的工作状态已经改变,下面将对涡轮内部的流动细节进行较详细比较和分析,寻找产生上述变化的原因。

2.2 封严腔及缘板进口附近流动分析

图 6 是封严气量为 2.0% 时不同圆角半径条件下封严腔内部及封严腔喷口附近的流动比较。图中给出了两个轴截面上的流线分布和速度云图,箭头分别标出了主流和封严气的流动方向,图中的速度采用动叶出口平均速度进行无量纲化。图 (a) 给出的是过通道中部的轴截面的情况,可以看到各种圆角半径条件下,封严腔喷口附近的流动没有明显差别,封严气均从喷口处顺利流入动叶通道。在不同条件下发卡弯封严腔的 180° 转弯处的内、外环附近均出现明显旋涡,其中外环处的旋涡在圆角半径增大的情况下演变为两个旋涡。图 (b) 是过动叶叶尖位置的轴截面的情况,与图 (a) 相比,该截面的流动要明显复杂。由于叶片的堵塞作用,封严气并不能从该位置顺利地流入主流,在喷口处形成明显回流。此截面封严腔内部的流动同样较上一截面复杂,除

了发卡弯处的两个旋涡外,在发卡弯下游到喷口之间也出现了明显的旋涡。比较不同半径条件下的结果可知,喷口处回流的强度随圆角半径的增大明显增强。分析其原因,除喷口处几何形状改变的因素

之外,轮毂前缘压力分布的改变也是重要因素之一(见 2.3 节)。封严气量为 1.0% 的结果呈现出相同的规律,限于篇幅,本文不详细给出。

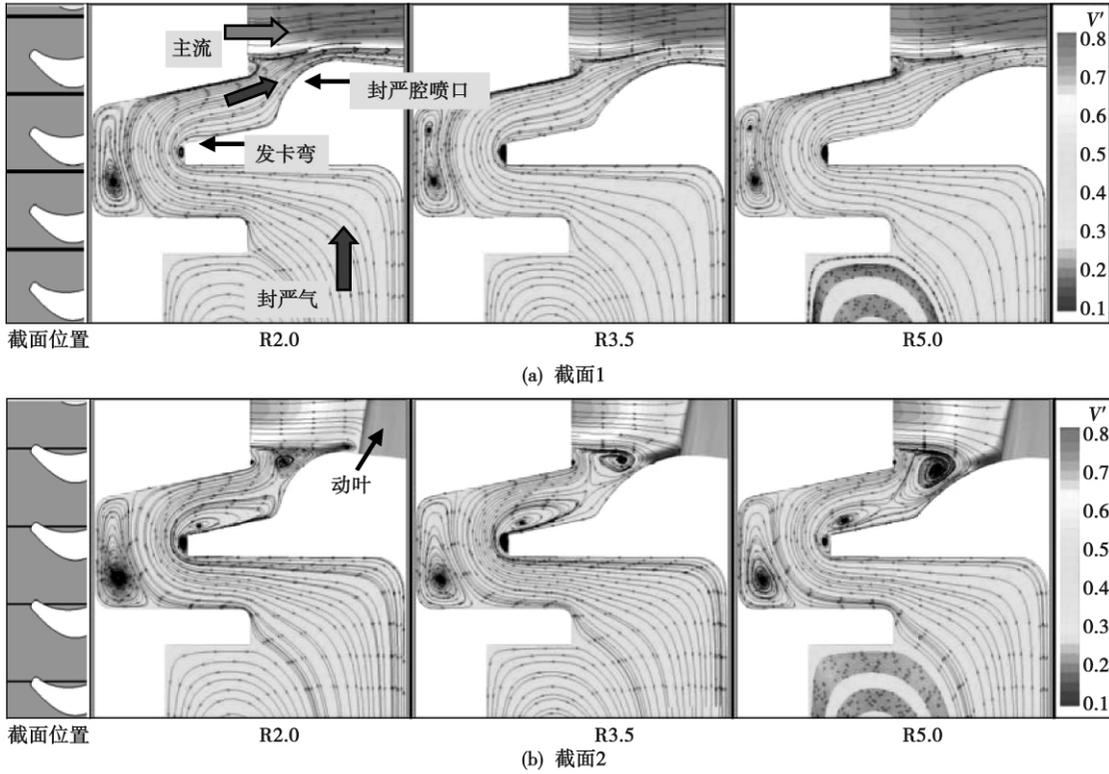


图 6 封严腔内部和喷口附近流动比较

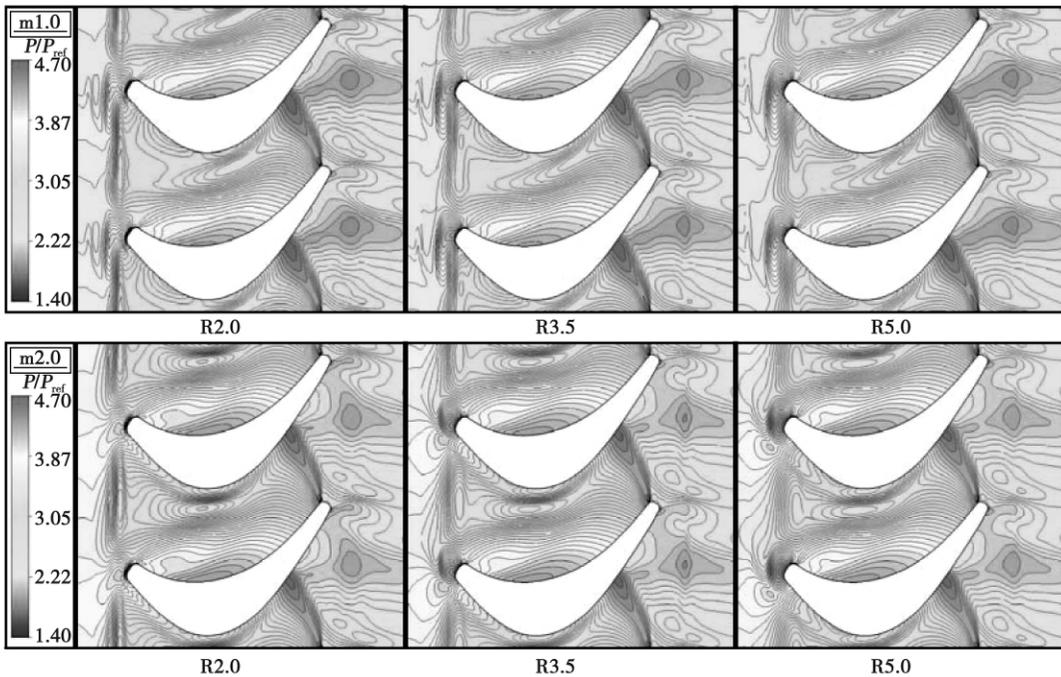


图 7 轮毂壁面压力分布

2.3 涡轮通道内部流动分析

图 7 为动叶轮毂壁面的压力分布。图中显示，不同条件下动叶通道的后半部分的压力分布基本相同，但叶片前缘附近区域的压力分布存在一定的差异，最明显的差别是动叶叶根前缘滞止点的压力均随圆角半径的增大而增大，压力较高区域的周向和轴向尺寸也明显增大，该现象在大流量条件下更为

明显。这种轮毂壁面高压区域的增强和增大正是图 6 中喷口处回流的增强随圆角半径而增大的主要原因。可以预见，上述压力分布的变化同样将造成动叶进口气动条件以及封严气在动叶通道中的传播形态的改变，从而使涡轮内部流动结构和气动性能发生改变。

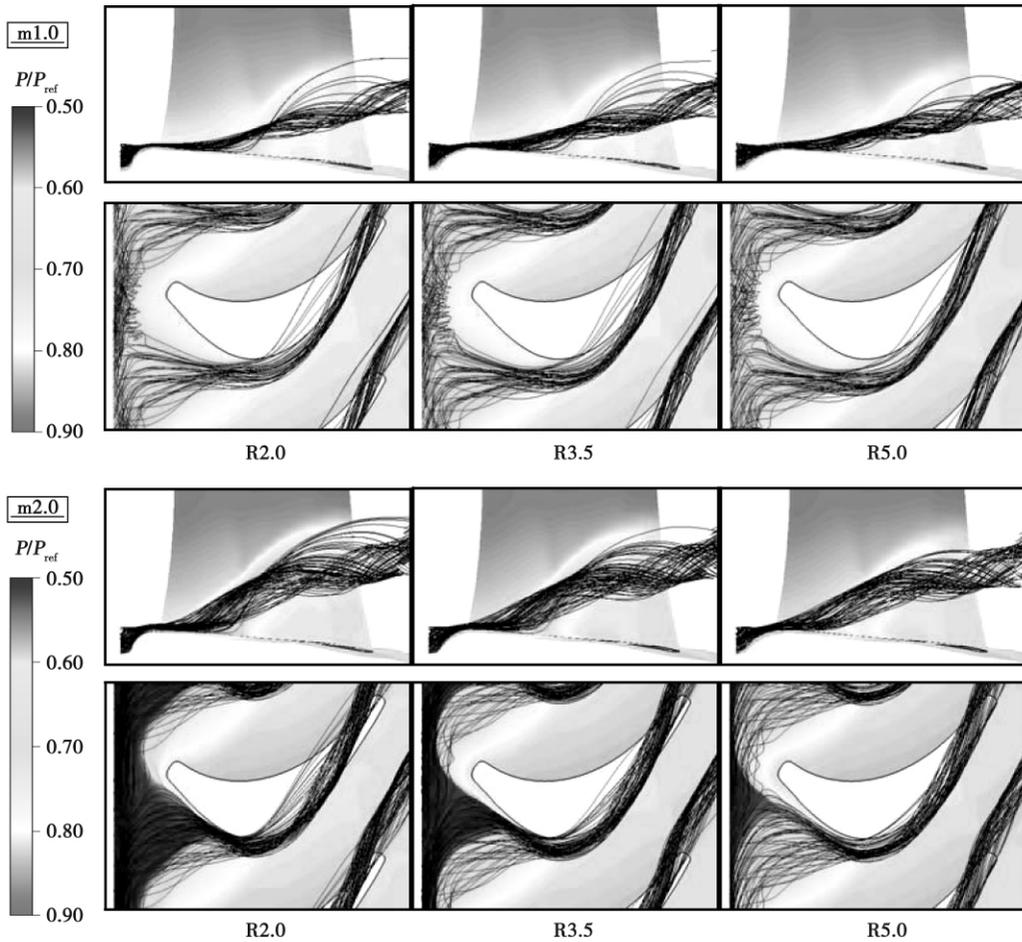


图 8 封严气轨迹示意和壁面温度分布

图 8 给出的是封严气在动叶通道中的传播形态以及叶片和轮毂表面的温度分布。图中的流线为经封严腔流入动叶通道的三维流线，每种工况的两幅图分别为侧视图和俯视图。其中侧视图仅给出 50% 叶高以下的分布，而由于叶片沿展向有明显的扭转，俯视图没有画出叶片，仅给出了根部的叶型。结合图 7 可以看出，由于叶片前缘滞止点附近的压力很高，封严气并不能均匀地从封严腔流入涡轮通道，而是呈股状从通道中部射出。进入涡轮通道后，封严气在展向迅速抬起、向叶中方向传播，而在周向则远离叶片压力面、向吸力面侧运动，这一方

面是由于通道内指向吸力面的横向压力梯度，另一方面也是由于封严气在进入涡轮通道时具有一定朝向吸力面的周向速度。图中显示，封严气对前缘附近的轮毂和叶片尾缘的根部有明显的冷却作用。

比较不同圆角半径条件下封严气的传播形态可以看到，不管是在前缘附近还是在尾缘附近，封严气传播轨迹在周向的位置均随圆角半径的增加而远离叶片，这主要是由于圆角半径的增加使得前缘滞止点的压力增大，横向压力梯度增强，封严气出射更集中、周向位置也离叶片更远。同时可以看到，该现象受到封严气流量变化的影响比较明显，在大流量条

件下,封严气在前缘附近离吸力面明显更近,其原因应该是大流量条件下封严气出射速度较大,其朝向吸力面的周向分速度也相应增大。而封严气传播轨迹的展向位置则随圆角半径的增大而略有降低,该现象同样在封严气量较大的条件下更加明显。上述传播形态的差别将造成封严气冷却作用的改变,从

图 8 还可以看到,封严气对前缘附近轮毂壁面和叶片表面的冷却作用都随圆角半径的增大而减弱,前者是由于从封严腔射出的冷气的周向尺寸有所减小,而后者是由封严气传播路径在周向和展向的位置决定的。

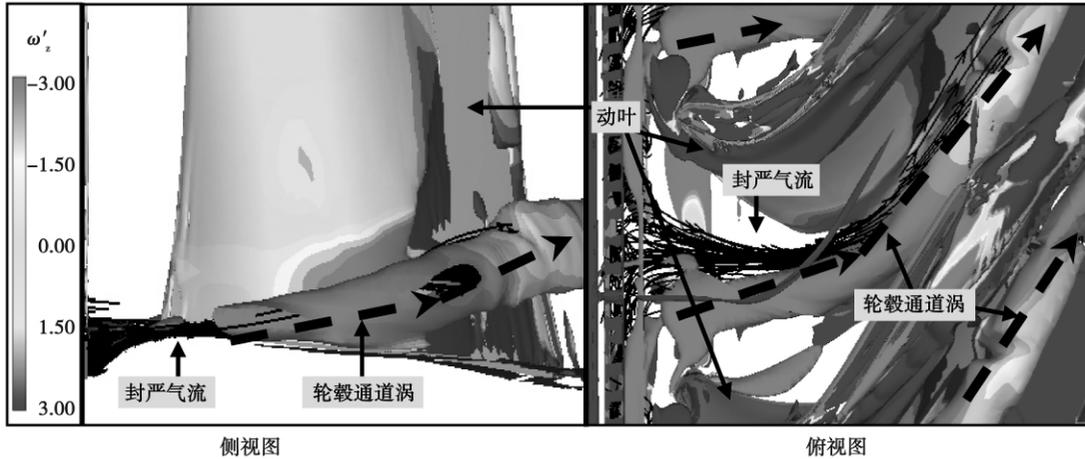


图 9 封严气与轮毂通道涡的相互影响

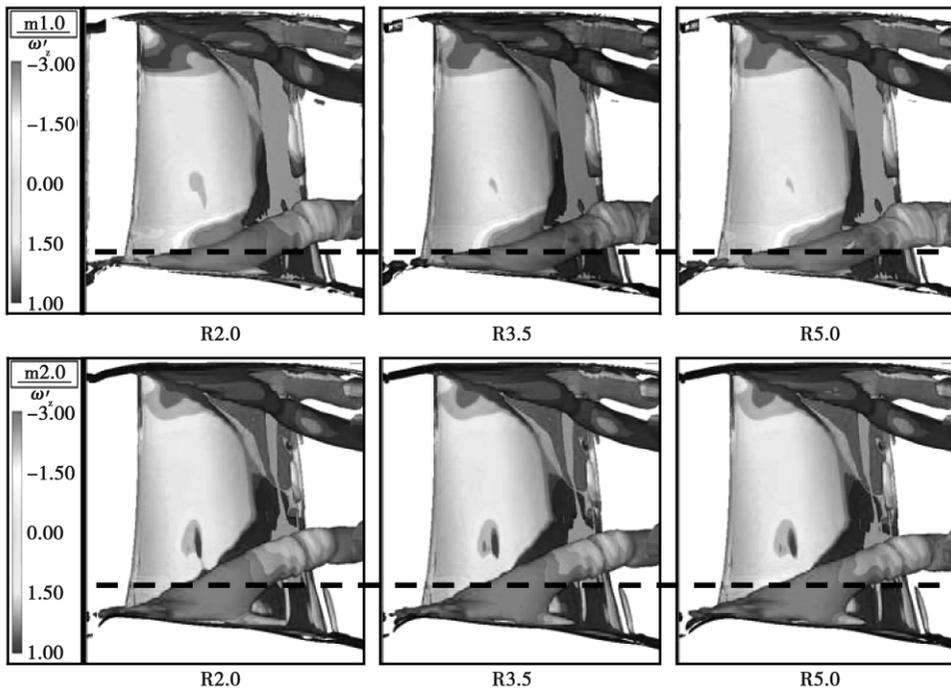


图 10 通道涡和泄漏涡分布比较

为揭示封严气对涡轮通道内部流动的影响,采用 Q 法则对通道内的旋涡进行识别^[14]。图 9 给出了圆角半径为 5.0 mm、封严气量为 1% 时,动叶通道内 $Q' = 4$ 的等值面,并采用轴向涡量 ω_z 着色,其

中 $Q' = Q / (V_{out} / L)^2$, $\omega'_z = \omega_z / (V_{out} / L)$, V_{out} 为动叶通道出口的平均速度, L 为动叶弦长。图中清晰地识别出了轮毂通道涡的传播轨迹,而封严气的传播轨迹同样采用经封严腔流入动叶通道的三维流线进行标示。可以看到封严气流与轮毂通道涡的展向位置

几乎完全重合,其周向位置在前缘附近略有差别,但在 50% 轴向弦长位置之后同样是重合的,其它几种工况下封严气和轮毂通道涡的传播轨迹呈现出相同的规律,限于篇幅本文不一一给出。上述的图画说明封严气流将与轮毂通道涡发生强烈的相互影响,并最终被完全卷入进轮毂通道涡,那么封严气传播形态的改变势必会对涡轮通道内部流动带来显著的影响。

不同工况下动叶通道内部流动的比较由图 10 给出。图中采用与图 9 相同的标示方式,轮毂通道涡、机匣通道涡和叶尖泄漏涡的传播路径均可清晰识别。其中,叶根附近反向旋转的旋涡(涡量为负值)即为轮毂通道涡,叶尖附近正向旋转的旋涡(涡量为正值)为机匣通道涡,叶尖附近反向旋转的为叶尖泄漏涡。图示结果显示,在不同工况下机匣通道涡和叶尖泄漏涡的传播受封严气流的影响较小,而轮毂通道涡的传播轨迹则受到较明显的影响。随着圆角半径的增大轮毂通道涡在展向的位置更靠近轮毂,而封严气量的增大则使轮毂通道涡向叶中发展,该现象与图 8 给出的封严气在通道中的传播轨迹变化规律相同,这正是封严气流与轮毂通道涡相互作用的结果。而从云图的比较可以看出,在两种封严气流量条件下不管是对壁面边界层还是通道涡、泄漏涡,圆角半径的变化均没有引起涡量分布的明显变化。将该图结果与图 5 所示的分布对比可知,载荷系数和反力度展向分布规律随圆角半径和封严气量的变化正是由轮毂通道涡传播轨迹的改变引起的。

3 结 论

采用数值模拟的方法初步研究了不同封严气流量条件下轮毂缘板进口圆角半径对涡轮气动性能和内部流动结构的影响,主要结论为:

(1) 圆角半径的改变结合由其引起的前缘附近轮毂壁面压力分布的变化,将使封严腔内部的流动结构和封严气在涡轮通道中的传播轨迹发生变化。

(2) 封严气流最终将完全卷入进轮毂通道涡,因而其传播轨迹的改变直接影响到涡轮通道二次流的发展。

(3) 通过改变流场结构,圆角半径的变化将引起涡轮载荷系数、反力度和流量系数的变化,使涡轮的工作状态改变,其气动性能也随之改变。对于本研究中的算例,缘板进口圆角半径的变化对涡轮气

动效率的影响幅度能达到 0.3%。

(4) 随着封严气流量的增大,轮毂缘板进口圆角半径对涡轮气动性能和流场结构的影响更加明显。

参考文献:

- [1] DÉNOS R, PANIAGUA G. Influence of the hub endwall cavity flow on the time-averaged and time-resolved aerothermodynamics of an axial HP turbine Stage [R]. ASME Paper 2002-GT-30185, 2002.
- [2] PANIAGUA G, DÉNOS R, ALMEIDA S. Effect of hub endwall cavity flow ejection on the flowfield of a transonic high pressure turbine [R]. ASME Paper GT2004-53458, 2004.
- [3] MCLEAN C, CAMCI C, GLEZER B. Mainstream aerodynamic effects due to wheel-space coolant injection in a high-pressure turbine stage: part I— aerodynamic measurements in the stationary frame [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 123(4): 687-696.
- [4] MCLEAN C, CAMCI C, GLEZER B. Mainstream aerodynamic effects due to wheel-space coolant injection in a high-pressure turbine stage: part II— aerodynamic measurements in the rotational frame [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 123(4): 697-703.
- [5] DA LA ROSA BLANCO E, HODSON H P, VAZQUEZ R. Effect of the leakage flows and the upstream platform geometry on the end-wall flows of a turbine cascade [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2009, 131(1): 1-9.
- [6] 周 杨, 牛为民, 邹正平, 等. 轮毂封严气体对高压涡轮二次流动的影响 [J]. 推进技术, 2006, 27(6): 515-520.
- [7] KOHLI A, BOGARD D G. Adiabatic effectiveness, thermal fields, and velocity fields for film cooling with large angle injection [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997, 119(2): 352-358.
- [8] GOLDSTEIN R J, STONE L D. Row-of-holes film cooling of curved walls at low injection angles [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997, 119(3): 574-579.
- [9] FINDLAY M J, SALCUDEAN M. Jets in a crossflow: effects of geometry and blowing ratio [J]. ASME Journal of Fluids Engineering, 1999, 121(2): 373-378.
- [10] BOUDET J, HILLS N J, CHEW J W. Numerical simulation of the flow interaction between turbine main annulus and disc cavities [R]. ASME Paper GT2006-90307, 2006.
- [11] ANDREINI A, SOGHE R D, FACCHINI B, et al. Turbine stator well CFD studies: effects of cavity cooling air flow [R]. ASME Paper GT2008-51067, 2008.
- [12] VOLKOV K N, HILLS N J, CHEW J W. Simulation of turbulent flows in turbine blade passages and disc cavities [R]. ASME Paper GT2008-50672, 2008.
- [13] GISBERT F, CORRAL R. Cavity effects on the design of turbine profiled end walls [R]. ASME Paper GT2008-51136, 2008.
- [14] HUNT J C R, WRAY A A, MOIN P. Eddies, stream and convergence zones in turbulent flows [R]. Proceedings of the 1988 Summer Program, Center for Turbulence Research, Stanford University, 1988.

(编辑 伟)

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-

sults show that any change of the fillet radius can lead to a change in the seal gas flow in the seal chamber and its transmission trajectory in the passages of the turbine as well as a change in evolution of the passage vortexes in the turbine, further causing a change in the distribution of the load coefficient, reaction force and flow coefficient of the turbine stage. Eventually, the aerodynamic performance of the turbine will be affected. For the cases calculated by the authors, the range influenced by a change in the hub flange plate inlet fillet radius on the turbine efficiency can reach 0.3%, indicating that the influence of the fillet radius will be enhanced with an increase of the seal gas flow rate. **Key words:** flange plate inlet fillet radius, seal gas, turbine, aerodynamic performance

汽轮机旁路阀门阀体温度场和应力场分析 = **Analysis of the Temperature and Stress Field in a Steam Turbine Bypass Valve Body** [刊, 汉] LIN Peng, ZHANG Rui-feng, LU Guang-yao (Zhong-ke-hua Nuclear Power Technology Research Institute, China Guangdong Nuclear Power Group, Shenzhen, China, Post Code: 518124), YU Ya-hui (Thermal Energy Engineering Research Institute, College of Mechanical and Power Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai, China, Post Code: 200240) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2011, 26(2). - 147 ~ 151

By using a finite element analytic method, simulated and analyzed was a steam turbine bypass valve in a 330 MW power plant. Under the off-design and rated load operating regimes, the temperature and stress field of the valve body were analyzed. Therefore, the law governing the change of the temperature field and its corresponding stress field at different operating regimes was obtained. Among these operating regimes, the temperature gradient at the inlet of the valve body attains the maximum value under the off-design operating regimes and the overall stress value also hits its maximum, reaching 68.8 MPa. Under the rated load operating regime, the overall stress of the valve body first decreases and then increases with an increase of the opening time duration followed by a decrease until it becomes stable. The maximal stress emerges at 368.5 s, assessed at 85.6 MPa. Furthermore, the authors have also analyzed and evaluated the safety of the steam turbine bypass valve. **Key words:** bypass valve, finite element, temperature field, stress field

不同冲角下汽轮机拉筋气动损失系数的计算 = **Calculation of the Aerodynamic Loss Coefficient of the Lacing Wires in a Steam Turbine Under Different Attack Angles** [刊, 汉] QIAN Jia, WANG Zhen-yu, DAI Ren (College of Energy Source and Power Engineering, Shanghai University of Science and Technology, Shanghai, China, Post Code: 200093) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2011, 26(2). - 152 ~ 157

By using software Fluent, a numerical simulation was performed of a plane cascade installed with cylindrical lacing wires. A change of the aerodynamic performance of the plane cascade arisen from the installation of cylindrical lacing wires and the influence of the attack angle of the blades on the plane cascade installed with the cylindrical lacing wires were mainly studied and the loss coefficients caused by the lacing wires under different attack angles, calculated. The calculation results were in relatively good agreement with the test ones obtained by the predecessors. The research results show that the lacing wires can exacerbate the flow separation on the suction surface and extremely complicated the flow near it. A high loss vortex pair is formed at the upper and lower portion relative to the centerline of the lacing wires, where the steam flow has an excessively low deflection angle. The fluid in the middle of the vortex pair has a relatively high mach number and assumes an excessively large deflection angle. **Key words:** lacing wire, computational fluid dynamics (CFD), attack angle, aerodynamic influence, loss coefficient