

轮毂封严气体对高压涡轮二次流动的影响^{*}

周 杨¹, 牛为民², 邹正平¹, 刘火星¹, 李 维³

(1. 北京航空航天大学 航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083

2. 哈尔滨东安集团 航空发动机研究所, 黑龙江 哈尔滨 150066 3. 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 利用数值模拟手段研究了高压涡轮转静子交接处封严腔中气体对涡轮内部流动结构及涡轮性能的影响。分别对没有冷气和冷气流量比例分别为 1.1%, 2.2%, 3.75% 和 4.5% 五种不同的情况进行了计算, 并对对比分析了有无冷气时流场中的流动情况和二次流的发展过程。结果表明封严腔中冷气射入主流对涡轮性能和流场结构都有较大的影响, 导致了涡轮做功能力下降, 效率降低, 特别是对转子根部的影响最为明显。冷气流量的加大会导致转子负攻角的加大, 对吸力面的流动分离有抑制作用, 但负攻角过大会导致压力面发生分离。在涡轮叶型的设计中, 必须对封严泄漏气体的影响加以考虑。

关键词: 封严⁺; 高压涡轮; 二次流动; 数值仿真

中图分类号: 231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2006) 06-0515-06

Effects of coolant injection from rim seals on secondary flow in a high-pressure turbine

ZHOU Yang¹, NIU Weimin², ZOU Zhengping¹, LIU Huoxing¹, LI Wei³

(1. National Lab. of Aircraft Engine, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China

2. Harbin Dong'an Engine (Group) Co., Ltd. Harbin 150066, China 3. Chinese Aviation Powerplant Research Inst., Zhuzhou 412002, China)

Abstract The flow field and secondary flow in a high-pressure turbine with and without coolant injection from rim seals were studied numerically. The effects of coolant injection with four different cooling air mass flow percentage at 1.4%, 2.5%, 3.75% and 4.5%, respectively was investigated. The results suggest that the cooling air plays a role in turbine performance and main structure of flow field. It decreases turbine efficiency. The negative angle of incidence increases as the rate of the cooling air increases. The negative angle of incidence can cause flow separation.

Key words Sealing⁺; High-pressure turbine; Secondary flow; Numerical simulation

1 引 言

目前, 国内外对封严冷气掺混已有一定的研究, 宾夕法尼亚大学的 Mclean 研究了转静子封严腔冷气孔位置以及冷气流量等对主流的影响, 发现了很小一部分冷气也会对涡轮的性能和涡轮出口条件产生很大的影响^[1,2]。Jakoby 等人对涡轮内部转静子封严腔和主流通道中的流动进行了数值模拟, 计算中用到了多种不同的计算网格并对不同的计算模型进行了对比分析, 发现一定流量的冷气会对封严腔体中的压

力分布产生很明显的影 响, 但工作的重点放到了模型的选择和封严腔体中的流动上^[3]。Reid 和 Denton 对涡轮导叶周向连接处的缝隙中的泄漏流与主流的相互作用以及由于该泄漏流导致的涡轮性能变化做了研究, 发现泄漏流对涡轮性能有很大的影响, 但泄漏量在一定的范围内时, 该影响并不随着泄漏量的增加而显著变大^[4]。Okita 等人对高温燃气流进转静子封严腔的腔内流动做了细致的分析^[5]。赵晓路等人对涡轮中由于冷气掺混导致的流场变化进行了数值模拟, 计算中的冷气是在涡轮叶片尾缘喷出的^[6]。北

* 收稿日期: 2005-11-24 修订日期: 2006-03-13。

基金项目: 国家自然科学基金 (50546013); 航空基础学科基金 (03C51030)。

作者简介: 周 杨 (1982—), 男, 博士生, 研究领域为流体机械。E-mail: zhybuaa@163.com

京航空航天大学宁方飞等曾经分析了压气机中转子上游叶根轴向间隙泄漏流对转子性能的影响^[7]。

国外不少学者对于冷气的重要性已有较充分的认识,并已经开展该方面的工作,但是目前很少有文献开展涡轮封严冷气对主流通道内部流动影响的研究,而且在大多数研究中是将封严冷气的进入当作边界条件简化处理,或者只研究冷却腔体内部的流动,要想很好的模拟出涡轮内部的流动情况以及封严冷气的真实影响,就有必要将封严腔中的流动和主流的掺混流动进行耦合计算。

2 数值方法

2.1 计算方法

本文计算采用商用软件 NUMECA, 求解雷诺平均 N-S 方程。空间离散采用 2 阶中心差分格式, 定常计算。湍流模型采用 Spalart-Allmaras 一方程模型。为加速收敛, 计算采用多重网格方法。

进口边界条件给定主流进口总温、总压和气流角, 冷气进口总温、总压及气流角; 出口边界条件给定静压; 初始条件给定均匀静压静温和速度初场。

2.2 网格设置

本文首先计算不考虑封严腔时的流动情况, 接着加上封严腔体并且对封严腔体和主流通道进行耦合计算。在没有冷气腔和有冷气腔时主流通道采用同一套计算网格, 主流通道计算模型采用 H-O-H 型网格。网格总数约 80 万个, 其中静子进口段的 H 型网格数 $37 \times 45 \times 33$, 环绕静叶的 O 型网格数 $29 \times 45 \times 217$, 环绕动叶的 O 型网格数 $29 \times 53 \times 229$, 动叶出口段的 H 型网格数为 $49 \times 53 \times 33$ 。另外在动叶叶尖带有间隙, 间隙网格采用蝶型网格, 沿径向网格数为 9, 其网格总数约 2.3 万个。封严腔体与主流连接段与轴向成 45° 角, 网格采用 H 型网格, 网格总数为 4.5 万个。叶片的 y^+ 值小于 10。流道示意图见图 1。

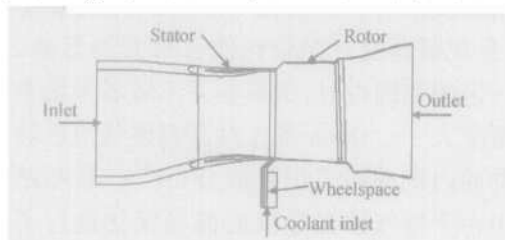


Fig 1 Frame of flow passage

3 结果与分析

3.1 叶型负荷分布

图 2 给出了静子叶片表面 5%、50% 和 95% 叶高

处的等熵马赫数分布图。从图中可以看出, 加冷气对静子压力面的影响很小, 可以忽略。这是因为压力面为顺压梯度, 而冷气引起的扰动的位势作用在顺压梯度时不敏感。冷气对静子吸力面的影响也只表现在靠近尾缘 1/4 处, 这是由于在吸力面尾缘处为逆压梯度, 位势作用对逆压梯度敏感, 在静子吸力面 1/4 尾缘处出现了压力的突然上升, 表明该处出现了一道激波, 使得其后的压力升高, 而且由于激波的存在导致了由冷气作用产生的影响不能向上传播, 所以只是在 1/4 尾缘处影响明显。随着冷气流量的增加, 冷气作用使得静子吸力面靠近尾缘处的压力变化值也越来越大, 这是由于在封严腔中有冷气喷射出来会造成局部的流量阻塞, 从而使得静子尾缘处靠近叶根出现了小小的阻塞。另外, 从这三张图上可以看出, 冷气对整个叶片通道中的流动都有影响, 只是越往叶尖方向, 变化越小。

图 3 给出了转子叶片表面 5%、50% 和 95% 叶高处的等熵马赫数分布图。图中可以看出, 在不同叶高位置, 冷气对转子叶片表面等熵马赫数影响的差异较大, 在叶根处冷气的的影响很大, 原因十分明显, 冷气是从轮毂处喷出的。冷气对整个叶片沿轴线长度的等熵马赫数分布都有较大的影响, 而且越是靠近前缘处等熵马赫数变化越大。

当冷气流量超过一定范围时, 转子进口气流角出现了负攻角, 随着冷气流量的增大, 负攻角也在逐渐增大。靠近轮毂处, 冷气对吸力面和压力面的流动有很大的影响, 负攻角增加使得叶片表面的压力分布改变, 导致涡轮转子做功能力下降, 从而使得涡轮的效率有所下降。在叶中和叶尖, 靠近前缘和尾缘的位置, 等熵马赫数也有一定的变化, 这也能反映出冷气对二次流动的影响。虽然冷气在径向方向动量很小, 但是冷气对径向流动的影响已经延伸到了叶尖。这说明冷气导致了整个叶高方向上的二次流动都有很大的变化, 而不仅仅对靠近叶根处有影响。另外从图中可以看到除了在转子前缘处等熵马赫数变化较大之外, 转子吸力面尾缘处也是受冷气影响较为明显的区域, 这是随着流动向下游的推进, 扰动沿着径向发展了 (见图 7), 同时在周向压力梯度的作用下, 该扰动也由压力面向着吸力面移动, 在尾缘处时到达吸力面, 这在图 12 中也可以看出来。

3.2 性能参数的变化

图 4 给出了转静子进口气流角沿叶高方向的变化情况, 其中气流角定义为气流与轴向方向的夹

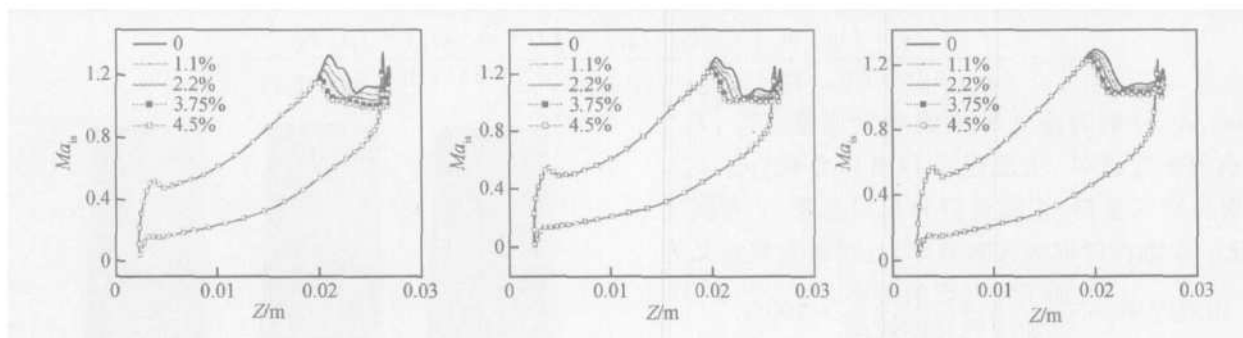


Fig 2 Stator surface isentropic Mach number distributions at 5% span (top left), 50% span (top right) and 95% span (bottom left)

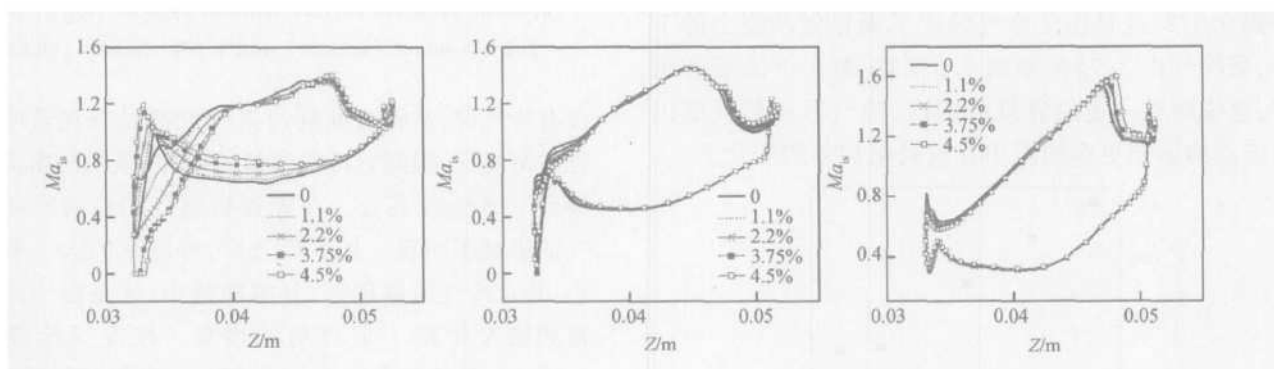


Fig 3 Rotor surface isentropic Mach number distributions at 5% span (top left), 50% span (top right) and 95% span (bottom left)

角。从图中可以看出, 冷气流量的多少几乎不影响静子进口气流角, 这主要是由于在静子尾缘处产生了激波导致由冷气引起的扰动不能向上游传播。

冷气对静子出口气流角的影响也很小, 在本文研究的冷气流量最大 (4.5%) 时气流角的改变量还不到 0.5° 。这也说明由于封严气体而导致的涡轮静子出口处的流动堵塞并不明显。

冷气对转子进口气流角的影响比较明显, 特别是冷气流量较大时, 如为 4.5% 时, 约从 10% 叶高到 95% 叶高, 气流角都增大了 6° 左右, 这是由于封严气体对转子中整个叶高方向的二次流动都产生了很大的影响, 只是越往叶尖方向气流角增大的越小。在叶

根处气流角变化相当的剧烈, 气流角也相差很远, 这是因为封严冷气与主流混和导致了该处主流流场的较大幅度的变化。随着冷气流量的不同, 气流角的变化幅度不一样, 冷气流量越大, 气流角变化量也越大, 但气流角的变化趋势大致一样。冷气的引入导致了出口参数沿径向的再分配, 这在文献 [1] 中的实验测量以及数值研究中都有相同的变化趋势。

图 5 给出了效率随着冷气流量的变化而变化的关系。在参考文献 [1] 计算效率公式的基础上, 考虑到本文计算中冷气 and 主流气体进口总压不同, 本文参照文献 [4] 进行修改, 分别考虑冷气和主流气体的等熵滞止功, 用如下公式衡量加了冷气后效率

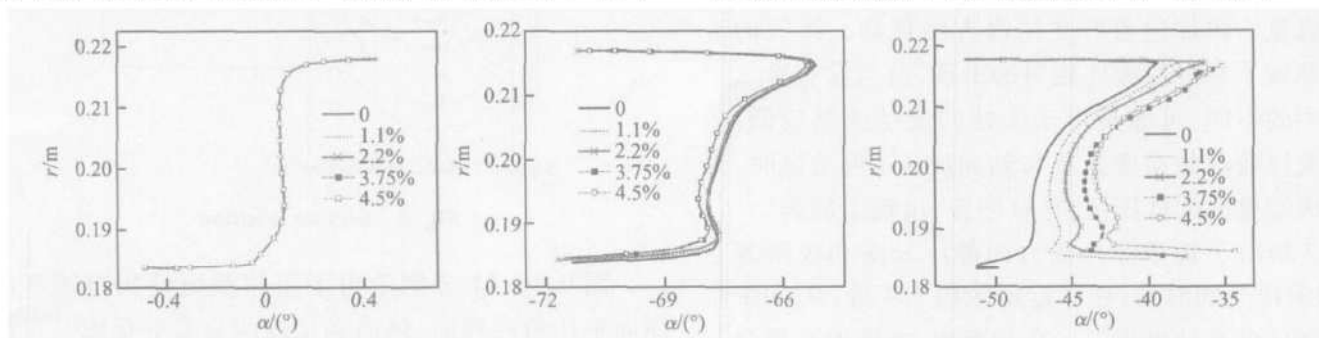


Fig 4 Circumferential relative flow angle distribution at stator inlet (top left), outlet (top right) and rotor inlet (bottom left)

$$\eta = \frac{1 + (\dot{m}_c / \dot{m}_p) \cdot (T_{0c} / T_{04}) - (1 + \dot{m}_c / \dot{m}_p) \cdot T_{05} / T_{04}}{(\dot{m}_c / \dot{m}_p) \cdot (T_{0c} / T_{04}) \cdot (1 - (p_{05} / p_{0c})^{(\gamma-1)/\gamma}) + 1 - (p_{05} / p_{04})^{(\gamma-1)/\gamma}}$$

式中 $\dot{m}_c$, $\dot{m}_p$ 分别为冷气和主流质量流量; T_{0c} , T_{04} , T_{05} 分别为冷气进口、主流进口和出口总温; p_{0c} , p_{04} , p_{05} 分别为冷气进口、主流进口和出口总压; γ 为燃气比热比。在画图时取为相对效率, 且相对效率定义为

$$\text{相对效率} = \frac{\text{加了冷气后的效率}}{\text{没加冷气时的效率}} \times 100\%$$

从图中可以看出, 效率随着冷气流量的加大而下降。当冷气流量从 0 到 3.75% 时, 效率接近线性由 1 降到 0.978。这是由于冷气导致了涡轮做功能力的下降, 当冷气由 3.75% 变到 4.5% 时, 效率下降缓和很多, 这说明在一定的流量范围内, 冷气对涡轮性能以及流动的影响更多的集中在流动结构等的变化上。

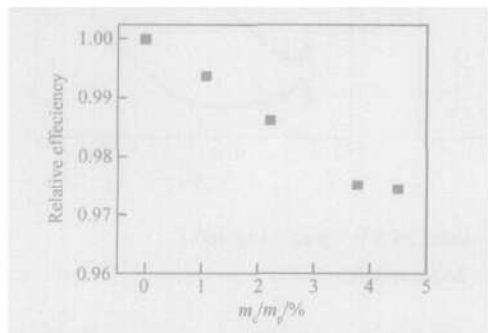


Fig 5 Relative efficiency to coolant mass flow

3.3 流动结构的变化

图 6 给出了转子压力面静压分布云图和极限流线图。在没有冷气的时候, 转子压力面前缘有很小的分离, 这与前缘半径较大有关, 但接着流体又再附了, 在约 1/5 弦长处从 10% 叶高到 90% 叶高处出现了再附线。在加了冷气后, 该分离仍然存在, 并且随着冷气流量的增加, 再附线的位置还略有向叶片尾缘方向移动, 这与负攻角的增加有关。同时可以看到, 从叶根到叶尖, 再附线的位置偏离越来越小。在加了冷气后, 靠近轮毂处出现了流动分离鞍点, 鞍点的位置随着冷气流量的增加向着叶片尾缘方向移动。冷气的注入还导致了靠近轮毂处旋涡的出现, 这与没有冷气时有很大的不同, 可能是由于该处的流动速度较低, 在冷气流以较高的速度并且与轴向成 45° 角流进时, 就会形成端壁区的低压区, 导致回流, 出现了旋涡。

图 7 给出了转子叶片吸力面静压云图和极限流线, 在没有冷气的时候, 在靠近尾缘约 1/4 处, 从 20% 叶高到 80% 叶高处出现了一个分离泡, 在靠近叶根和叶尖处, 径向流动很明显, 并且随着冷气流量的增加, 靠近轮毂处的径向流动向着叶尖的发展也在增加, 在

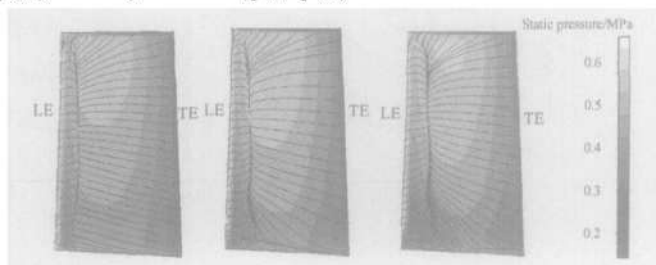


Fig 6 Contour of static pressure and limiting stream line at rotor pressure surface without coolant (left), with 2% coolant (middle) and 4.5% coolant (right)

没有冷气时, 从轮毂处到约 20% 叶高处存在着明显的径向窜流区, 但随着冷气流量的增加, 该径向窜流区发展到了 30% 叶高处。在靠近机匣处的径向流动受冷气的影响不明显。加了冷气后, 分离泡的大小有所减小, 并且冷气流量越大, 分离泡越小, 这是由于冷气流量的加大导致了负攻角的增加。在冷气流量达到 4.5% 时, 分离泡范围缩小为 40% 叶高到 60% 叶高处。

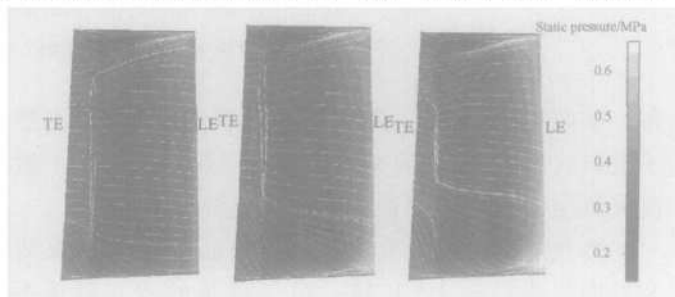


Fig 7 contour of static pressure and limiting stream line at rotor suction surface without coolant (left), with 2% coolant (middle) and 4.5% coolant (right)

接下来从各个不同的截面对转子速度场进行了分析, 各截面的位置如图 8 所示。

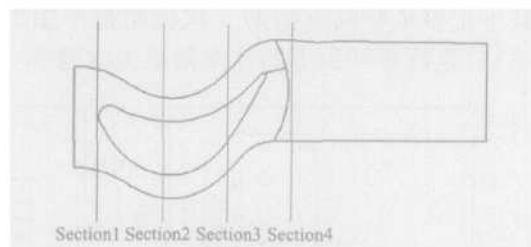


Fig 8 Section position

图 9 10 11 分别给出了不同截面处相对速度的周向平均值在径向、轴向和切向的分量变化图。三组图中的 (a), (b), (c), (d) 分别为截面 1, 截面 2, 截面 3 和截面 4 的速度分布。对比这三组图可以看出,

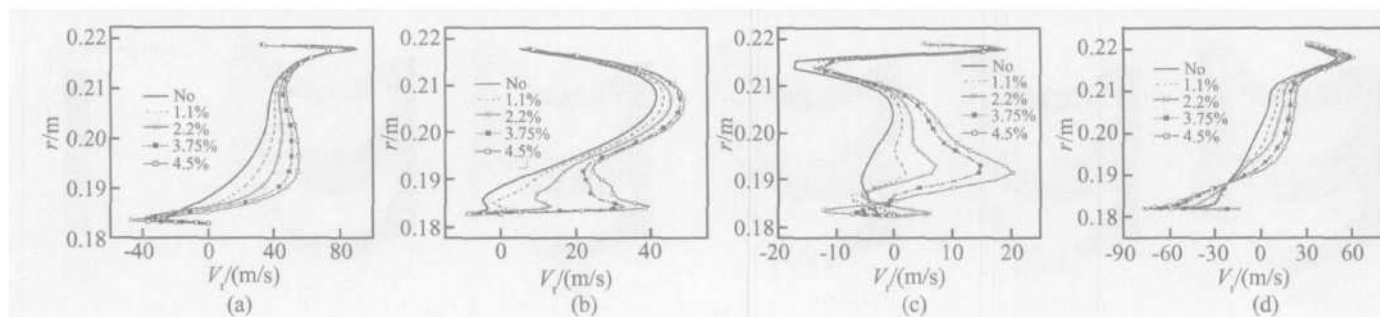


Fig 9 Circumferential-averaged relative radial velocity distribution

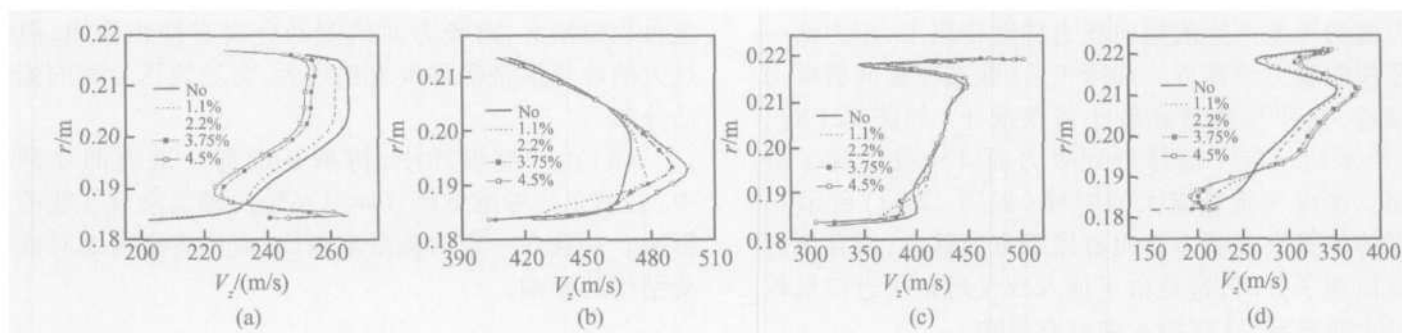


Fig 10 Circumferential-averaged axial velocity distribution

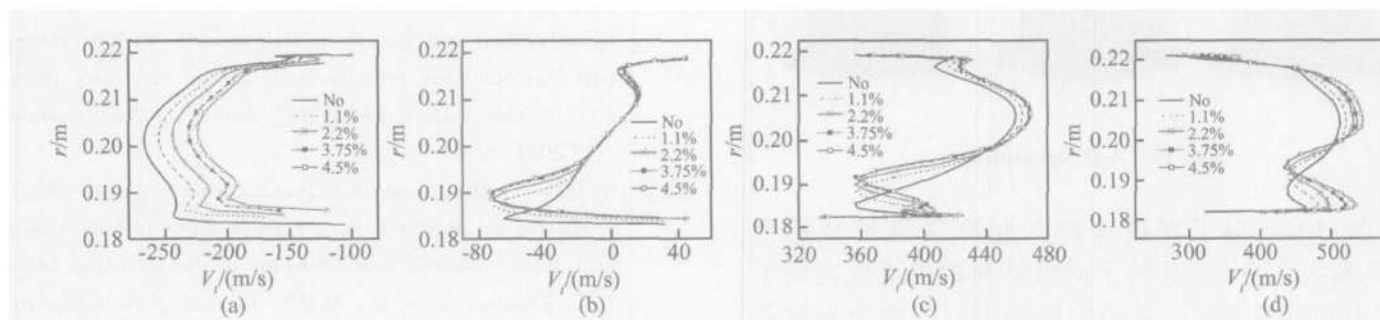


Fig 11 Circumferential-averaged relative tangential velocity distribution

加冷气后对径向速度影响的程度最大。

图 9 给出了径向速度的变化。尽管冷气只是从轮毂处进入主流的,但从图中可以看出,冷气使得绝大部分流道中径向速度的数值都有增大,在靠近轮毂处径向速度的变化最大。沿着流动方向,径向速度的波动变得剧烈。在截面 1 和截面 2 时径向流动主要是从叶根向着叶尖方向的流动,但是在截面 3 和截面 4 时径向流动较为紊乱,有向叶尖方向流动的也有向叶根方向的流动,速度受冷气影响最大处的位置也随着流动由叶根向着叶中移动。

图 10 给出了轴向速度的变化图。受冷气的影响,轴向速度的变化幅度没有径向速度明显。由图可以看出,轴向速度在进出口时较小,在加入了冷气后,其变化范围和变化幅度比较大,在截面 2 和截面 3 处轴向速度值较大,但相对变化却有所减小,这可以从流量连续上得到解释。从该图中可以看出,与没有冷气时速度相比,加入冷气后,轴向速度距离轮毂不远处存在着增大和减小的转折点,并且该转折点在各个

截面上的位置还有所不同,越往下游,该转折点越是远离轮毂。同时还可观察到,加入冷气后,在转子进口处和流道中间截面上,速度的变化趋势相反,在进口处,轴向速度是在靠近轮毂处有较大幅度的增大,过了转折点速度有所减小;而在流道中间截面上,轴向速度在靠近轮毂处减小,过了转折点才开始变大。

图 11 给出了周向速度的变化图。周向速度在不同的轴向位置处差别很大,随着流动的进行,周向速度一直加速,由进口截面处的 -250 m/s 左右加速到出口截面处的 500 m/s 以上。冷气的进入使得截面 1 处整个叶片高度上的周向速度都有增大,并且随着冷气流量的增加而增大,速度相对变化率最大值接近 20%。在转子流道中,冷气对叶片根部的影响会随着流动的进行逐渐扩展到叶中和叶尖。

图 12 给出了没有冷气和不同冷气流量时转子轮毂处极限流线拓扑结构的变化情况。没有冷气时,转子前缘出现了典型的鞍点——结点流型,马蹄涡的一支向吸力面发展,另一支向压力面发展,在压力面和

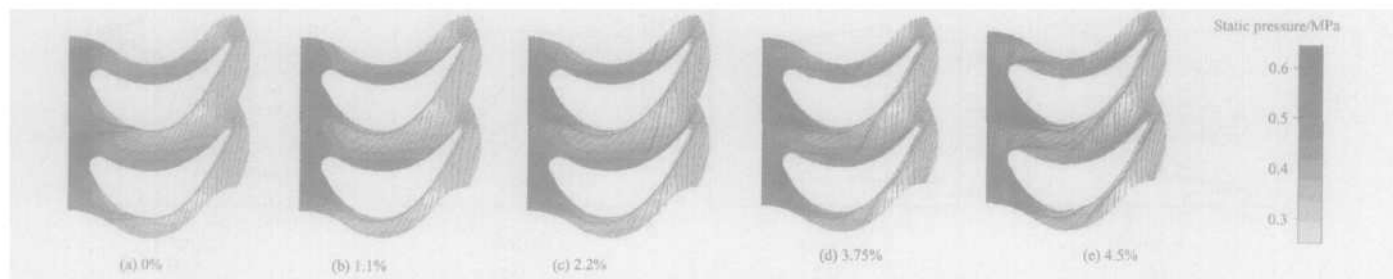


Fig 12 Contour of static pressure and stream line at rotor hub

吸力面的压差产生的周向压力梯度作用下, 压力面一支很快向吸力面靠近。加冷气后, 鞍点位置向着吸力面移动, 在冷气流量还较小的情况下 (如图 12(b), (c)所示), 从转子前缘处到吸力面叶中处出现了分离面。在冷气流量变大的时候 (如图 12(d)所示), 鞍点的位置沿着吸力面向着尾缘方向移动, 而且压力面也出现了分离, 这是由于加入冷气后转子进口负攻角过大所导致, 这在图 4中也有反映。

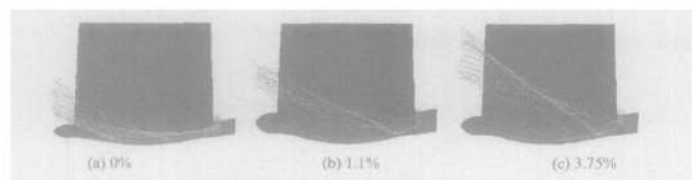


Fig 13 3-D stream line

图 13 给出了在没有冷气 and 冷气流量分别为 1.1% 和 3.75% 时, 从转子前缘处开始的流线在转子通道中的流动情况。从图中能够很好的看出涡轮通道中靠近机匣处二次流动受冷气影响的变化图。图中画出了在转子进口处形成的马蹄涡的两支的流动情况, 在没有冷气时, 马蹄涡吸力面一支流动径向窜流不明显, 只是沿着流动的进行, 流线略有向叶中靠近, 而压力面一支在周向压力梯度的作用下一边向着转子吸力面靠近, 一边沿径向方向发展, 这与二次流模型中的由马蹄涡卷起的通道涡模型流动类似^[8]; 加冷气后, 径向窜流明显加强。冷气流量较大时从前缘靠近叶片根部出发的流线在叶片尾缘处时已经到达了近 40% 叶高处。

4 结 论

(1) 本文的计算结果给出了有无冷气时涡轮通道里的流动情况, 冷气对静子中流场结构的影响不明显, 对涡轮性能和整个转子中的二次流动都有较大的影响, 尤其是在转子前缘和尾缘处速度变化很大。

(2) 冷气的流入导致了涡轮做功能力的下降, 从而导致了效率的降低, 但当冷气流量到达一定的比率, 效率的下降会有所缓和。冷气使转子叶片进口气

流负攻角增大, 对吸力面的流动分离有抑止作用, 但过大的冷气流量使得负攻角过大, 会导致压力面的流动分离。

(3) 在叶型设计中, 特别是根部二次流的控制中, 必须充分考虑封严气体对涡轮内部流动及性能的影响。并且在一定的流量范围内, 应当着重考虑对流动结构的影响。

参考文献:

- [1] Mclean C. Mainstream aerodynamic effects due to wheel space coolant injection in a high-pressure turbine stage part I-aerodynamic measurements in the stationary frame [J]. *Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery*, 2001, 123
- [2] Mclean C. Mainstream aerodynamic effects due to wheel space coolant injection in a high-pressure turbine stage part II-aerodynamic measurements in the rotational frame [J]. *Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery*, 2001, 123
- [3] Jakoby R, Zierer T. Numerical simulation of the unsteady flow field in an axial gas turbine rim seal configuration [R]. *ASME 2004-GT-53829*
- [4] Rein K, Denton J, Pullan G, et al. The interaction of turbine interplatform leakage flow with the mainstream flow [R]. *ASME 2005-GT-68151*
- [5] Okita Y, Nishimura M, Yamawaki S, et al. A novel cooling method for turbine rotor-stator rim cavities affected by mainstream ingress [R]. *ASME 2004-GT-53016*
- [6] 赵晓路, 李 维, 罗建桥. 冷气掺混对高压涡轮流场结构影响的数值模拟 [J]. *工程热物理论*, 2002, 23(5).
- [7] 宁方飞, 徐力平. 叶根间隙泄漏流对跨声压气机转子性能的影响 [J]. *推进技术*, 2004, 25(4). (NING Fang-fei, XU Li-ping. Numerical investigation of the effect of hub leakage flow on transonic compressor rotor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(4).)
- [8] Langston L S. Crossflows in a turbine cascade passage [J]. *Journal of Engineering for Power*, 1980, 102

(编辑: 郭振伶)