

文章编号:1000-8055(2012)01-0160-09

动叶顶部蜂窝面迷宫密封对涡轮级气动性能的影响

高 杰, 郑 群, 李义进

(哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 采用计算流体动力学软件数值研究了某 1.5 级轴流涡轮转子叶尖蜂窝面迷宫密封泄漏流动对主流流场的影响, 分析了不同的顶部间隙下叶尖密封泄漏流对主流流场的影响以及泄漏流与主流的掺混对下游静叶流场的影响, 并对带与不带蜂窝面的迷宫密封对涡轮级气动性能的影响进行了比较。研究结果表明: 泄漏流与主流在动叶下游掺混后导致掺混区域流体速度发生偏转, 以负攻角进入下游静叶, 带来攻角损失。泄漏流体带有较高的径向速度, 在静叶栅通道中会向中间叶展处发展, 使得静叶栅上半通道的流场结构发生改变, 带来额外的二次流损失, 并且随着叶顶间隙的增大, 损失也随之增大。蜂窝的特殊六边形结构极大地降低了密封腔中流体的周向速度, 减小了泄漏流重新进入主流时与主流的速度差异, 从而减小了掺混损失。并且蜂窝结构能改变迷宫腔内气体的流动形态, 采用蜂窝面的迷宫密封能有效地降低泄漏。

关 键 词: 叶尖泄漏流; 蜂窝; 迷宫密封; 掺混损失; 带冠涡轮

中图分类号: TK472

文献标志码: A

Effect of labyrinth-honeycomb seal of shrouded rotor blades on the aerodynamic performance of the turbine stage

GAO Jie, ZHENG Qun, LI Yi-jin

(College of Power and Energy Engineering,
Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: A commercial CFD (computational fluid dynamics) software was used to re-search the effect of rotor labyrinth-honeycomb seal leakage on the main flow in a 1.5-stage axial turbine. Effects of rotor seal leakages on the main flow, and mixing between leakage and main flows on the downstream stator with different tip clearances were analyzed; in addition, the effect of labyrinth seal with and without honeycomb facings on the aerodynamic performance of turbine stages was compared. The simulation results show that, mixing between leakage and main flows leads to velocity deflection in the mixing zone, and the suction side incidence of the re-entering leakage flow in the subsequent stator causes additional losses. The re-entering leakage flow in the subsequent stator which has a high radial velocity, alters the flow structure of the upper half channel, and causes extra secondary losses, besides, the losses are increasing with a growing tip clearance. The honeycomb acts to kill swirl velocity development for the rotating labyrinth-honeycomb seal due to the specific hexagon structure, which weakens the flow over the circumferential direction. Thus, it decreases the velocity gradients produced by the different velocity components of main and leakage flows, and the mixing of the leakage jet and main flow is greatly decreased. The honeycomb changes the flow pattern of labyrinth-honeycomb seal which leads to a reduction in

收稿日期: 2011-01-20; **修订日期:** 2011-06-03

作者简介: 高杰(1985—), 男, 河南南阳人, 博士生, 主要从事叶轮机械气动热力学研究。

leakage compared to the labyrinth seal.

Key words: tip leakage flow; honeycomb; labyrinth seal; mixing loss; shrouded turbine

涡轮设计伴随着对损失原因的鉴定和损失产生机制的理解。在涡轮的不同流动损失中,尤其对于典型的高压短叶片级,涡轮叶尖泄漏损失所占的比例可以与叶型损失、二次流损失相当,它不仅减小叶尖附近叶片载荷,而且叶尖泄漏流在与主流掺混进入下游静叶后也会使下游静叶产生攻角损失。研究涡轮叶尖泄漏流与主流之间的掺混干涉作用并采取相关控制措施去减小叶尖泄漏流动带来的负面影响,对于进一步优化涡轮级性能有着非常重要的意义。

迷宫密封具有结构相对简单,成本相对较低,易于维护等优点,已经被广泛应用于旋转机械中。国内外学者对迷宫密封的封严特性进行了大量研究。Stocker H, Stoff H 和 Waschka W 等人^[1-3]的研究论文仅仅是公开出版物的一部分,但代表了该研究领域的相关成果。蜂窝密封是一种可磨耗的先进密封结构,由无数个蜂窝孔状的芯格结构组成,最初是在 60 年代作为迷宫密封的替代品被引入的。蜂窝密封特殊的六边形结构将泄漏流体分割成小涡流,同时改变了迷宫腔内气体的流动,有效地降低了泄漏流动^[4-6]。尽管蜂窝密封已经得到广泛应用,关于蜂窝密封内部流动特性以及蜂窝对迷宫密封腔内流动形态影响的研究还比较少。

许多学者在带冠涡轮的各种损失校正以及数值模拟方面做了工作。Denton J D^[7]首先建立了涡轮叶尖间隙泄漏流动的损失模型和经验公式,他认为主要的损失发生在泄漏流重新进入主流时与主流的掺混过程中。Korschunow B A 等人^[8]对于试验直叶栅中泄漏流动所造成的下游静叶损失提供了损失校正,并且通过使用人工射流来模拟泄漏流动,让射流以不同入射角进入主流来研究泄漏流与主流的干涉特性。这些研究成果仅仅对泄漏损失进行了校正,并没有考虑到泄漏流动不仅导致泄漏流与主流的掺混损失,并且会导致下游静叶流场改变,引起额外的二次流损失。Wallis A M 等人^[9]通过在四级涡轮转子冠上安装导流片来减小气动损失,然而由于结构限制,主流在叶栅通道压力场的作用下进入密封槽内,最终导致效率下降。吕强等人^[10]对动叶围带顶部泄漏流动对透平级气动性能影响进行了数值模拟,比较了在间隙内有不同汽封齿数时泄漏流动形

态,损失发展以及与主流掺混后对下游静叶流场的影响。李伟等人^[11]对某一轴流涡轮转子叶尖迷宫式密封对泄漏流场的影响进行了数值研究,分析了全叶冠密封和部分叶冠密封中的泄漏流场,并详细研究了迷宫密封采用的锯齿状肋条数目对密封效果的影响。Pfau A 等人^[12]对带冠的高压涡轮级端壁流动干涉进行了系统研究,分析了密封槽尺寸对端壁流动的影响,对带冠涡轮的耦合设计提供了参考。

涡轮叶尖泄漏流动所造成的叶尖附近叶片载荷的减小是一个无黏的过程,并不引入损失^[7]。而损失产生则主要是由于不同的黏性掺混过程造成的:转子叶尖冠进出口槽内的掺混,迷宫腔内的掺混,泄漏流重新进入主流时与主流的掺混。为了减小涡轮级带冠所带来的额外损失,研究涡轮叶尖泄漏流动对涡轮级气动性能的影响则是非常有必要的。虽然国内外学者在带冠叶尖流动方面做了大量工作,但很少有人开展涡轮叶尖蜂窝面迷宫密封方面的工作。在本文中,在高温高压涡轮的真实工作环境下,采用 $k-\omega$ 湍流模型,考虑比热容的变化,对涡轮叶尖蜂窝面迷宫密封泄漏流动对主流流场的影响进行了数值研究,分析了不同的顶部间隙下叶尖密封泄漏流对主流流场的影响以及泄漏流与主流的掺混对下游静叶流场的影响,并对带与不带蜂窝面的迷宫密封对涡轮级气动性能的影响进行了比较。

1 数值模拟方法与物理模型

1.1 数值方法和湍流模型

本文采用数值求解三维 Navier-Stokes(N-S)方程技术来研究涡轮叶尖泄漏流动与主流之间的掺混干涉作用,采用有限体积法离散 N-S 方程和 $k-\omega$ 两方程湍流模型封闭方程组。离散格式为商用软件 CFX(compound file explorer)的“高精度”格式,忽略壁面传热影响。当动量方程、能量方程和湍流模型残差小于 10^{-5} 数量级、进出口流量相差小于 0.1% 时,认为计算收敛。

对于近壁面处湍流流动模拟, $k-\omega$ 湍流模型在边界层网格较稀疏的区域(例如:密封槽壁面),采用壁面函数法,而在边界层网格较密的区域(例

如:叶片表面和上下端壁),则自动转用低 Reynolds 数近壁模型法,从而使得壁面边界层网格得到充分利用,并且计算比较稳健,计算精度高. 本文主要关心叶尖泄漏流在重新进入主流时与主流的掺混干涉作用,而对于冠上密封槽内小流动特征的捕捉,则显得不是那么重要. 此外,Gier J 和 Mahle I 等人^[13-14]利用 $k-\omega$ 湍流模型模拟了某三级带冠的试验涡轮的叶尖泄漏流动,并与试验结果作了比较,获得了比较满意的结果. 因此, $k-\omega$ 湍流模型对于复杂的带冠叶尖流动模拟是比较适合的.

另外,Nirmalan N V 和 Porreca L 等人^[15-16]利用商用 CFX 软件对不同的叶冠形状对涡轮级气动性能的影响进行了数值模拟,并与试验结果作了对比,试验和计算结果比较吻合. Anker J E 等人^[17]对转子叶尖迷宫密封泄漏流动进行了定常和非定常计算,并与试验结果作了比较,结果表明,定常计算足以捕捉平均的叶尖泄漏流对流动性能的影响. 因此,本文研究仅限于定常计算,采用 CFX 软件,结合 $k-\omega$ 两方程湍流模型,对动叶顶部蜂窝面迷宫密封对涡轮级气动性能的影响进行数值研究.

1.2 物理模型与边界条件

本文对某 1.5 级带冠的高压轴流涡轮进行数值模拟研究冠上密封的影响,其中涡轮叶尖基准间隙为 1 mm(2.3%h),0.5 mm(1.1%h)和 2 mm(4.6%h)间隙作为对比,设计点膨胀比为 2.5,输出功率为 6 446 kW. 图 1 为某 1.5 级带冠涡轮的子午视图. 进口到静叶片前缘的距离为 1 倍轴向弦长,出口到下游静叶片尾缘的距离为 1.5 倍轴向弦长. 进出口边界条件为:进口给定总温总压和气流角,出口给定背压,进口湍流强度为 5%.

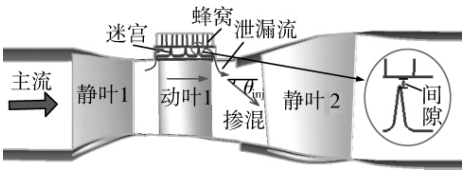


图 1 1.5 级带冠涡轮子午视图
Fig. 1 Meridional view of a 1.5-stage, shrouded turbine

本文工质选用实际燃气,采用变比热容公式对其进行比热容计算,其中比热容计算公式为

$$\frac{c_p}{R} = a_1 + a_2 T + a_3 T^2 + a_4 T^3 + a_5 T^4 \quad (1)$$

表 1 给出了系数 $a_1 \sim a_5$ 的具体计算数值.

表 1 c_p 拟合公式系数
Table 1 Coefficients for the equation of c_p

系数	数值
a_1	3.334 88
a_2	$8.241\,23 \times 10^{-4}$
a_3	$1.791\,33 \times 10^{-6}$
a_4	$-1.181\,79 \times 10^{-11}$
a_5	$-2.122\,98 \times 10^{-14}$

1.3 求解网格

数值模拟所采用的计算网格如图 2 所示. 蜂窝和迷宫密封部分分别采用 ICEM CFD(integrated computer engineering and manufacturing code for computational fluid dynamics)软件生成结构化六面体网格,迷宫密封网格数约为 25 万,蜂窝芯格的网格数为 3 200,蜂窝密封网格数总共约为 40 万,壁面和间隙处进行了加密处理(见图 3). 主流区静叶和动叶采用 NUMECA 软件包的前处理模块 IGG(interactive geometry modeller and grid generator)/Autogrid 5 生成,约为 130 万网格数. 静叶计算网格采用软件默认的网格拓扑结构,其中叶片表面区域采用 O 型网格. 考虑到迷宫密封通过交界面连接于动叶顶部,加上密封的几何形状决定其只能采用 H 型网格,为了保证密封进出口与动叶顶部能够完全匹配连接,从而获得较高的交界面数值传递精度,动叶采用 H-O-H 型网格拓扑结构,如图 4 所示.

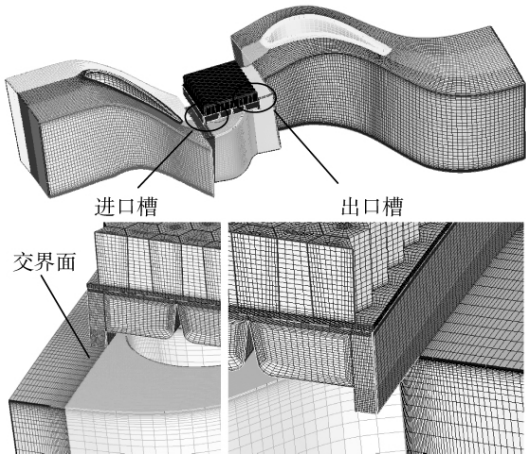


图 2 计算网格
Fig. 2 Computational grids

为了能够较为准确地捕捉主流道边界层内部流动特征,叶片表面和上下端壁处 Y^+ 值控制在 5 左右,同时,控制密封槽壁面处 Y^+ 值在 30 左右,以满足壁面函数对近壁面网格分布的要求.所有壁面设为无滑移绝热固体壁面,流道设置成周期性边界条件.迷宫密封和蜂窝密封计算域通过 GGI(general grid interface) 普通交界面连接(见图 3),静叶和动叶之间采用混合面法处理交界面.鉴于定常计算足以捕捉平均的叶尖泄漏流对流场性能的影响^[17],并且冻结转子法(frozen rotor interface)能充分考虑气流参数沿周向分布的不均匀性^[18],因此,在本文中迷宫密封计算域和转子主流道计算域在交界面处通过冻结转子法连接^[13-14,19-20].

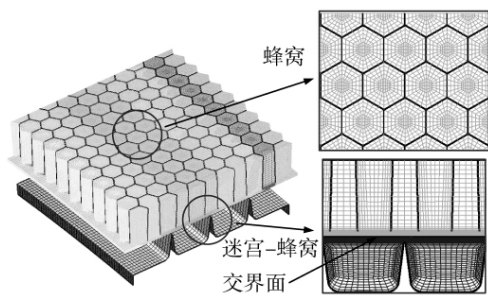


图3 蜂窝面迷宫密封网格

Fig. 3 Shroud labyrinth-honeycomb grid details

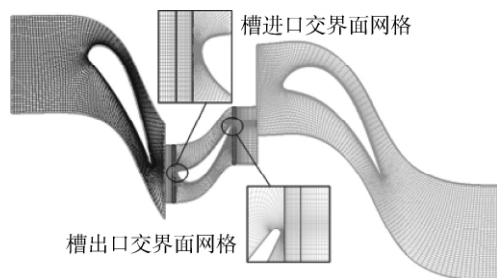


图4 b2b 网格

Fig. 4 Blade-to-blade mesh view

1.4 网格独立性验证

为了考察数值模拟结果对网格数的依赖程度,本文对某 1.5 级带冠涡轮利用 CFX 软件采用 100 万,121 万,145 万,166 万,187 万,240 万和 280 万网格数进行计算.如图 5 所示,等熵效率和功率在网格数超过 166 万之后,变化很小,因此认为 166 万网格对于本文计算不再敏感.本文计算所采用的网格总数约为 195 万.

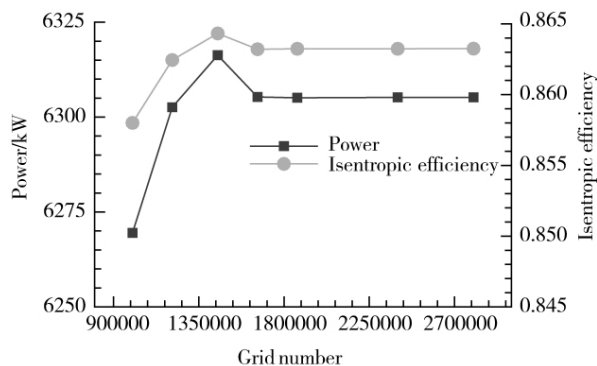


图5 网格独立性验证

Fig. 5 Grid number dependence of power and isentropic efficiency

2 数值模拟与结果分析

2.1 叶尖泄漏流对主流流场的影响

涡轮叶尖泄漏流动主要影响上半叶栅通道,间隙泄漏增加了上端壁附近动叶出口气流角,减小了动叶栅的做功能力.图 6 给出了下游静叶进口气流角沿叶高的分布.随着叶尖间隙的增加,在 60% 相对叶高以下,节距平均进口气流角分布变化很小.在 60% 相对叶高以上,尤其在 80% 相对叶高以上,进口气流角变化比较剧烈,当间隙逐渐增加时,其进口气流角剧烈增加.

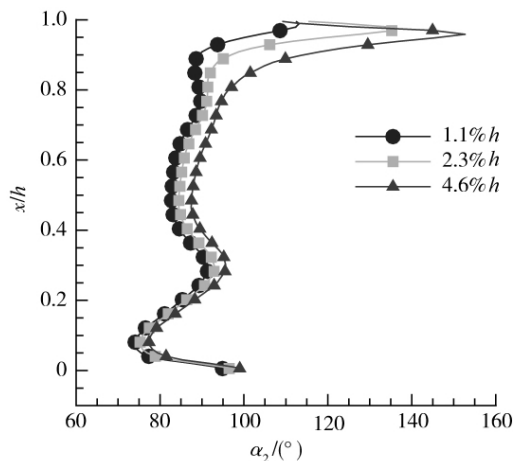


图6 下游静叶进口气流角沿叶高分布

Fig. 6 Inflow angle at the 2nd stator

下游静叶进口气流角沿叶高的这种变化,是由于动叶叶尖间隙中的泄漏流仅受到旋转壁面黏滞力的作用,未产生相应的折转.并且,间隙泄漏流在动叶下游重新进入主流时由于受到上通道涡和尾迹的作用,与上端壁附近流体发生明显的掺混,对沿着整个上半叶展的进口气流角分布都将产生相应影响.由图 6 可知,随着间隙的增加,在

80% 相对叶高以上, 气流将以更大的负攻角进入静叶, 带来攻角损失和更高的叶型损失。

在图 7 中可以看到涡轮叶尖泄漏流动对动叶出口总压损失系数分布的影响。其计算公式为

$$C_{pt} = (p_{1,rel}^* - p_{2,rel}^*) / (p_{2,rel}^* - p_2) \quad (2)$$

式中 $p_{1,rel}^*$ 为动叶进口相对总压, $p_{2,rel}^*$ 为动叶出口相对总压, p_2 为动叶出口静压。

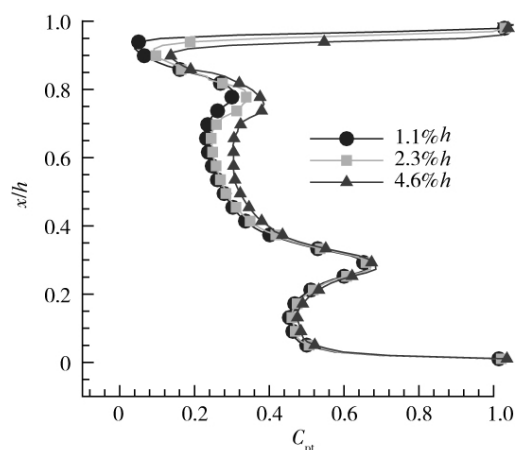


图 7 动叶出口总压损失系数沿叶高分布

Fig. 7 Total pressure loss coefficient at the rotor exit

由图 7 可见, 随着叶尖间隙的增加, 动叶出口总压损失系数也随之增加。上半叶展损失峰值随着间隙的增加向中间叶展方向略有移动。

图 8 描述了涡轮叶尖密封槽进出口及密封区域的流动形态。在涡轮叶尖密封槽进口, 流体受径向间隙抽吸作用, 有较大的径向速度。泄漏流体在流过叶尖间隙的过程中, 受到蜂窝与迷宫的双重作用, 必然引起动能的耗散和损失, 泄漏量随之减小。在涡轮叶尖密封槽出口, 泄漏流体流出间隙并与主流掺混, 改变了动叶出口的流场结构, 给下游静叶带来潜在的负面作用。由图 9 可知, 叶尖泄漏流对密封槽出口径向速度的影响已经到达中间叶展。随着叶尖间隙的增加, 上半叶展径向速度随着增加, 泄漏流与主流的掺混区域进一步扩大, 增加了动叶下游的掺混损失和涡流损失。

2.2 掺混对下游静叶气动性能的影响

泄漏流与主流的掺混对下游静叶表面压力分布的影响在图 10 中可以看到。对于 0.5 mm 叶尖间隙下, 10% 相对叶高处流体基本上以零攻角进入下游静叶。50% 相对叶高处气流已有小的负攻角, 在 90% 相对叶高处, 气流的负攻角已经比较明显。随着叶尖间隙的增大, 10% 相对叶高处, 叶

片负荷变化不大, 在 50% 相对叶高处, 气流负攻角略有增加, 在 90% 相对叶高处, 气流负攻角增加比较明显, 负荷变化也比较明显, 尤其是前缘 40% 弦长左右的前半叶片, 负荷分布和负荷大小都发生了较大的变化。

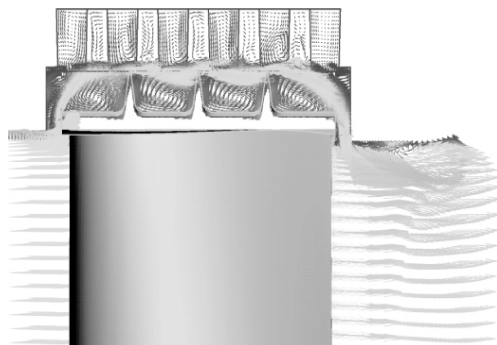


图 8 动叶顶部密封槽进出口及密封区域子午面轴向-径向速度分布 (间隙: 2.3%h)

Fig. 8 Axial-radial velocity vector at the shroud inlet, exit and seal regions (clearance: 2.3% blade height)

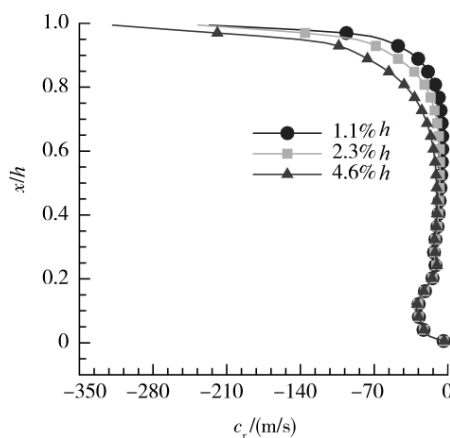


图 9 动叶出口径向速度沿叶高分布

Fig. 9 Radial velocity at the rotor exit

动叶叶尖间隙泄漏流动对下游静叶出口气流方向也有较大的影响。如图 12 所示, 下游静叶栅通道中的上通道涡造成了近机匣附近气流的过偏转和 70%~90% 相对叶高之间气流的欠偏转。随着叶尖间隙的增大, 通道涡增强, 上半叶展最大气流角位置向中间叶展方向迁移。图 11 描绘了下游静叶出口截面上熵增分布。“PS”及“SS”分别代表着压力面和吸力面。由图 11 可见, 在 50% 相对叶高以下, 熵增变化很小。在靠近机匣附近的高损失区域是由上通道涡引起, 通道中部从轮毂到机匣的高损失区对应于静叶栅尾迹。

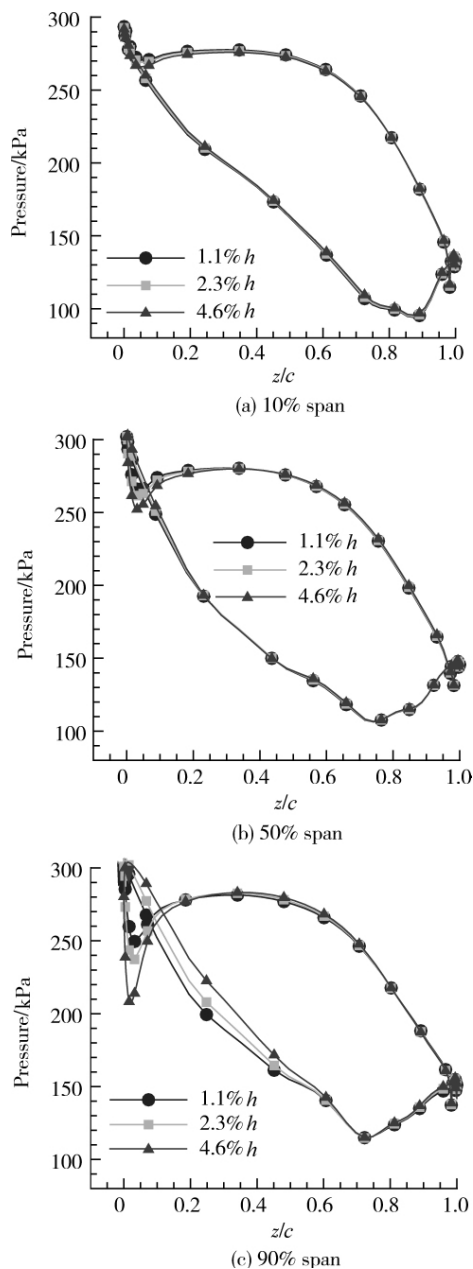


图 10 下游静叶表面压力分布

Fig. 10 Static pressure distribution along the blade surface at the 2nd stator

在 0.5 mm 间隙下,上通道涡影响到机匣附近 25% 相对叶高区域,随着间隙泄漏流动的增大,上通道涡增强,并且涡核向中间叶展迁移,影响范围扩大。

对于通道涡增强,可能的原因就是动叶叶尖间隙泄漏流所致。泄漏流与主流在动叶下游掺混后导致掺混区域流体速度发生偏转,以负攻角进入下游静叶,气流驻点由前缘移向吸力面,在新的驻点上气流静压增加。由图 10 下游静叶 90% 叶展负荷分布可以看出,随着叶尖间隙的增大,从前缘到 50% 弦长左右的吸力面,压力都有不同程度

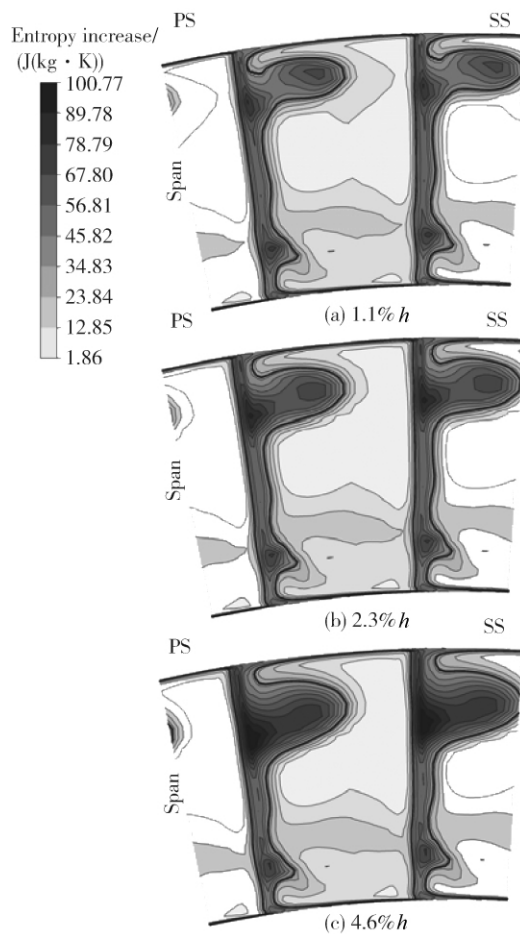


图 11 下游静叶出口熵增分布

Fig. 11 Distribution of entropy increase at the 2nd stator exit

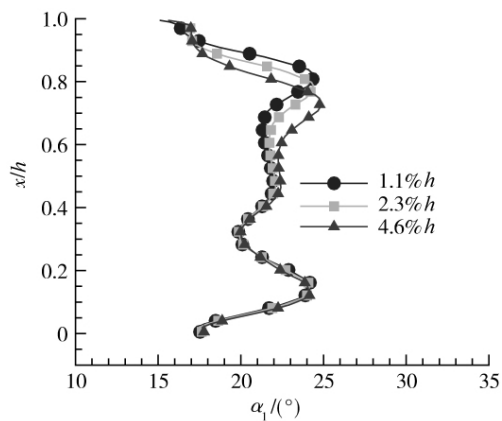


图 12 下游静叶出口气流角沿叶高分布

Fig. 12 Outflow angle at the 2nd stator

增加。由于负攻角仅仅影响上半叶展,因此,在吸力面上半叶展的指向中间叶展的正压力梯度增强,而压力面压力基本不变,这导致了二次流的增强。

2.3 带与不带蜂窝面的迷宫密封对涡轮级气动性能的影响

表 2 对 1.5 级涡轮总体性能进行了对比. “ORI”代表着不带冠, “LSS”代表着带冠, 且冠上带有迷宫密封, “LHSS”代表着冠上带有蜂窝面迷宫密封. 表中算例的叶尖间隙高度均为 1 mm. 从表 2 可以看到, 涡轮叶尖表面加冠并进行密封可以大幅度提高涡轮级性能. 与不带冠相比, 冠上迷宫密封时涡轮效率增加了 0.75%. 另外, 冠上蜂窝面迷宫密封可以有效减小泄漏流量, 更加明显地提高涡轮级效率.

表 2 1.5 级涡轮总体性能对比
Table 2 General performance of 1.5-stage turbine

算例	质量流量/ (kg/s)	比功/ (kJ/kg)	等熵效率/ %	间隙泄漏量/ %
ORI	24.29	257.29	86.02	4.88
LSS	24.32	259.18	86.77	3.92
LHSS	24.30	262.61	88.26	2.84

图 13 描述了迷宫和蜂窝面迷宫密封子午面速度矢量分布, 由图 13(a) 可见, 在每一个迷宫腔内均存在一个尺度很大的旋涡, 旋涡几乎充满了整个迷宫腔, 使迷宫腔内流体能量得以充分耗散. 在图 13(b) 中, 泄漏流进入蜂窝后, 被蜂窝特殊的六边形结构分割成尺寸大小不一的旋涡, 这些旋涡受到蜂窝六边形壁面的限制, 增大了旋涡流动的阻力, 从而使得泄漏流能量得以充分耗散. 并且, 采用蜂窝面后, 改变了迷宫腔内旋涡的形态, 原来的大尺度旋涡变小, 涡核向下移动, 同时又形成了一系列小旋涡. 这些都有利于泄漏流能量的耗散. 正是由于蜂窝有很好的能量耗散效果, 蜂窝面迷宫密封可以有效地减小泄漏.

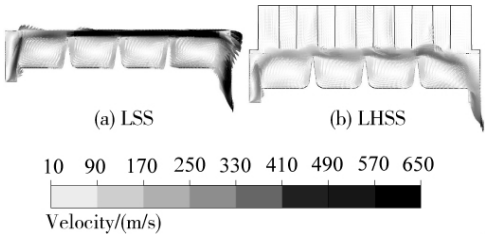


图 13 密封子午面速度矢量分布
Fig. 13 Distribution of meridional surface vectors

图 14 是动叶出口相对气流角沿叶高分布. 由图所示, 涡轮叶尖加冠, 可以减小动叶出口机匣附

近气流的欠偏转程度. 与冠上加迷宫密封相比, 在蜂窝的作用下, 从 50% 相对叶高到机匣, 动叶出口相对气流角减小比较明显, 尤其是机匣附近 10% 相对叶高区域. 这是由于蜂窝的特殊六边形结构极大地降低了密封腔中流体的周向速度所致, 这在图 15 密封间隙中间截面流线中也可以看到. 在冠上仅有迷宫密封时, 叶冠表面上间隙泄漏流动几乎沿着静叶出气角流动, 流线比较平直也比较光滑, 而在冠迷宫密封上加蜂窝面后, 因蜂窝底部封闭, 蜂窝内的流体从蜂窝中反冲出来对间隙处的流体必然产生阻滞作用, 而阻滞作用的存在, 一方面降低了轴向泄漏, 另一方面降低了流体周向速度, 这从图 15(b) 中向轴线方向偏转的流线中得到证明. 从图 16 中可以看到, 密封腔内周向速度的降低, 在泄漏流重新进入动叶下游主流时, 可以有效地减小泄漏流与主流的速度差异, 从而减小了掺混损失和涡流损失. 关于机匣侧通道涡的发展以及与泄漏流的掺混可以在 Yun Y I 等人^[21] 的三维 PIV (particle image velocimetry) 测试结果中看到.

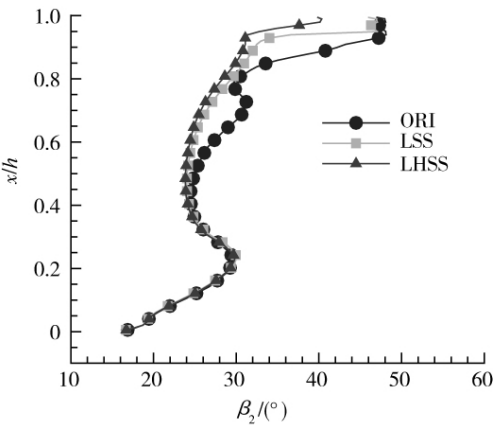


图 14 动叶出口相对气流角沿叶高分布
Fig. 14 Relative flow angle at the rotor exit

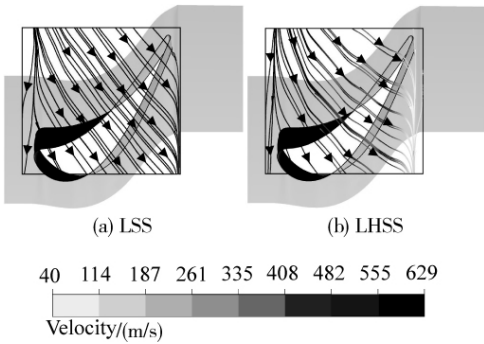


图 15 密封间隙中间截面流线分布
Fig. 15 Streamlines of the plane taken through middle of the seal clearance

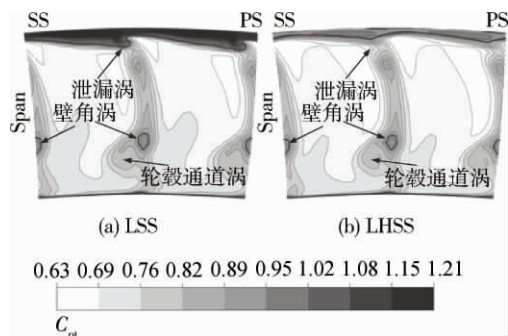


图 16 动叶出口总压损失系数分布

Fig. 16 Distribution of total pressure loss coefficient at the rotor exit

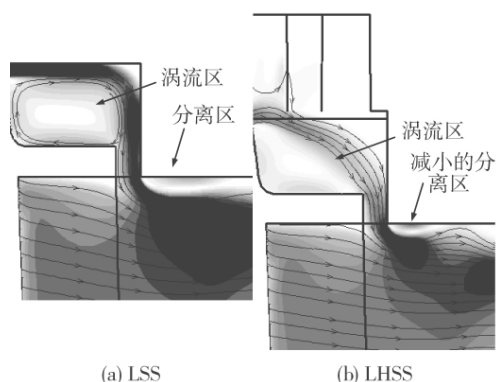


图 17 密封出口槽子午面流线和轴向-径向速度分布

Fig. 17 Streamlines and axial-radial velocity distribution in the meridional plane of the exit cavity

图 17 给出了密封槽出口子午面流线和轴向-径向速度分布. 在近机匣侧的掺混区域, 数值模拟所呈现出的流动结构和 Giboni A 等人^[22]的试验结果非常相似. 对于蜂窝面迷宫密封, 在从蜂窝内反冲出来流体的作用下最后一个密封腔内旋涡涡核向下移动, 减小了泄漏流进入主流时的入射角, 因此减小了泄漏流与主流的掺混区域, 同时密封槽出口的分离区也大幅度减小.

2.4 冠上密封槽相关损失比较

涡轮叶尖泄漏流动引起的损失主要是由于不同的黏性掺混过程造成的: 涡轮叶尖密封槽进口损失, 密封内的掺混损失, 泄漏流重新进入主流时与主流的掺混损失以及下游静叶进口的攻角损失^[23]. 密封内的掺混损失对于减小泄漏量是必需的, 而槽进口损失则有利于减小动叶栅通道上端壁附近的边界层厚度, 阻碍机匣侧通道涡的发展. 由于攻角损失相对很小^[13], 并且没有切实可行的工具来量化攻角损失, 在本部分不做讨论. 图 18

是冠上密封槽相关损失比较, 其相对大小采用质量平均的熵掺混损失系数来衡量. 计算公式为

$$\left(\frac{T_2 \Delta S}{0.5 m_2 v_1^2} \right)_{\text{mix}} \quad (3)$$

式中 ΔS 为熵增, T_2, m_2 为动叶出口静温和流量, v_1 为动叶进口速度.

由图 18 可见, 在不同的叶尖间隙下, 槽进口损失都比较小, 而密封损失则比较大, 这有利于减小泄漏量, 当然, 密封损失的大小, 还取决于涡轮叶尖的密封类型. 在 0.5 mm 和 2 mm 间隙下, 掺混损失在槽相关的损失中是最大的, 在 1 mm 间隙下比密封损失略小. 并且随着叶尖间隙的增加, 槽相关的各种损失都随之增加. 因此, 为了优化涡轮级性能, 控制涡轮叶尖间隙泄漏流来减小掺混损失是必需并且应该是有效的.

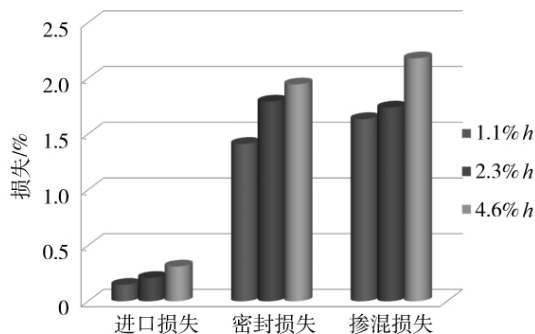


图 18 冠上密封槽相关损失比较

Fig. 18 Comparison of leakage flow and cavity related losses

3 结 论

本文对某 1.5 级轴流涡轮转子叶尖蜂窝面迷宫密封泄漏流动对主流流场的影响进行了数值研究, 分析了不同的顶部间隙下叶尖密封泄漏流对主流流场的影响以及泄漏流与主流的掺混对下游静叶流场的影响, 并对带与不带蜂窝面的迷宫密封对涡轮级气动性能的影响进行了比较. 泄漏流与主流在动叶下游掺混后导致掺混区域流体气流角偏离设计工况, 以负攻角进入下游静叶, 带来攻角损失. 泄漏流体带有较高的径向速度, 在静叶栅通道中会向中间叶展处发展. 随着叶顶间隙的增大, 机匣通道涡核向中间叶展方向迁移, 使得静叶上半通道的流场结构发生改变, 通道涡影响范围进一步扩大, 损失也随之增大, 对与下游动叶的匹配也会产生不利影响. 蜂窝的特殊六边形结构极大地降低了密封腔中流体的周向速度, 减小了

泄漏流重新进入主流时与主流的速度差异,从而减小了掺混损失.并且蜂窝结构能改变迷宫腔内气体的流动形态,采用蜂窝面的迷宫密封能有效降低泄漏.在涡轮叶尖密封槽相关的各种损失中,掺混损失占绝大部分,为了优化涡轮级性能,设法控制叶尖泄漏流动来减小掺混损失是必需并且应该是有效的.

参考文献:

- [1] Stocker H. Advanced labyrinth seal design performance for high pressure ratio gas turbines[R]. ASME 75-WA/GT-22, 1975.
- [2] Stoff H. Incompressible flow in a labyrinth seal[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1980, 100(4): 817-829.
- [3] Waschka W, Wittig S, Kim S. Influence of high rotational speeds on the heat transfer and discharge coefficients in labyrinth seals[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(2): 462-468.
- [4] Childs D, Elrod D, Hale K. Annular honeycomb seals: test results for leakage and rotordynamic coefficients; comparison to labyrinth and smooth configurations[J]. Journal of Tribology, 1989, 111(2): 293-301.
- [5] Ha T W, Childs D W. Annular honeycomb-stator turbulent gas seal analysis using a new friction-factor model based on flat plate tests[J]. Journal of Tribology, 1994, 116(2): 352-360.
- [6] Willenborg K, Schramm V, Kim S, et al. Influence of a honeycomb facing on the heat transfer in a stepped labyrinth seal[R]. ASME Paper 2000-GT-0290, 2000.
- [7] Denton J D. Loss mechanism in turbomachines[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 621-656.
- [8] Korschunov B A, Döhler S W. Einfluß von leakageströmungen an der lauffradspitze auf die aerodynamischen charakteristic des folgenden leitgitters[J]. Brennstoff-warme-kraft, 1996, 48(7): 49-55.
- [9] Wallis A M, Denton J D, Demargne A J. The control of shroud leakage flows to reduce aerodynamic losses in a low aspect ratio shrouded axial flow turbine[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 334-341.
- [10] 吕强, 李军, 李国君, 等. 动叶围带顶部泄漏流动对透平级气动性能影响的数值研究[J]. 工程热物理学报, 2007, 28(1): 85-88.
LÜ Qiang, LI Jun, LI Guojun, et al. Effects of the tip leakage flows of the shrouded rotor blade on the aerodynamic performance of the turbine stage[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(1): 85-88. (in Chinese)
- [11] 李伟, 乔渭阳, 许开富, 等. 涡轮叶尖迷宫式密封对泄漏流影响的数值模拟[J]. 推进技术, 2009, 30(1): 88-94.
LI Wei, QIAO Weiyang, XU Kaifu, et al. Numerical simulation of labyrinth seal on tip leakage flow in partially and fully shrouded axial turbine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(1): 88-94. (in Chinese)
- [12] Pfau A, Kalfas A I, Abhari R S. Making use of labyrinth interaction flow[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(1): 164-174.
- [13] Gier J, Stubert B, Brouillet B, et al. Interaction of shroud leakage flow and main flow in a three-stage LP turbine[R]. ASME Paper GT2003-38025, 2003.
- [14] Mahle I. Improving the interaction between leakage flows and main flows in a low pressure turbine[R]. ASME Paper GT2010-22448, 2010.
- [15] Nirmalan N V, Bailey J C. Experimental investigation of aerodynamic losses of different shapes of a shrouded blade tip section[R]. ASME Paper GT2005-68903, 2005.
- [16] Porreca L, Kalfas A I, Abhari R S. Optimized shroud design for axial turbine aerodynamic performance[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(3): 1-12.
- [17] Anker J E, Mayer J F, Casey M V. The impact of rotor labyrinth seal leakage flow on the loss generation in an axial turbine[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part A: Journal of Power and Energy, 2005, 219(6): 481-490.
- [18] Southpointe. ANSYS CFX user documentation[R]. England, AEA Technology, PA15317, 2006.
- [19] Fakhari K, Hofbauer T, Weber A. Numerical investigation of unsteady blade row interactions with leakage flow in steam turbines [R]. ASME Paper GT2009-59613, 2009.
- [20] 祝昭. 转/静交界面处理方法研究及涡轮结构与气动分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
ZHU Zhao. Investigation on rotor/stator interface processing method and analysis on configuration and aerodynamic of turbine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [21] Yun Y I, Porreca L, Kalfas A I, et al. Investigation of 3D unsteady flows in a two-stage shrouded axial turbine using stereoscopic PIV and FRAP Part II: kinematics of shroud cavity flow[R]. ASME Paper GT2006-91020, 2006.
- [22] Giboni A, Wolter K, Menter J R, et al. Experimental and numerical investigation into the unsteady interaction of labyrinth seal leakage flow and main flow in a 1.5-stage axial turbine[R]. ASME Paper GT2004-53024, 2004.
- [23] Wallis A M, Denton J D, Demargne A A J. The control of shroud leakage flows to reduce aerodynamic losses in a low aspect ratio, shrouded axial flow turbine[R]. ASME Paper 2000-GT-475, 2000.