

文章编号:1000-8055(2012)05-1036-09

轴流涡轮基元级静叶稠度特性的数值研究

杨 杰, 乔渭阳, 侯伟涛, 魏佐君
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对不同静叶稠度(静叶叶片数)的轴流涡轮基元级进行了非定常数值模拟,研究了静叶稠度对涡轮基元级流动状态和损失情况的影响。结果表明静叶稠度的改变对涡轮基元级流动状态和损失的影响直接与动叶稠度相关。静叶稠度的改变影响通过涡轮基元级的流量,在动叶稠度不变时,会引起涡轮基元级反力度的改变。静叶稠度增加到一定程度时,会使气流在静子中的膨胀加速过于剧烈而产生激波损失及激波与边界层干涉带来的边界层分离损失。静叶稠度减少到一定程度时,会使转子中的流动状态极大恶化,进口极大的负攻角致使动叶压力面发生大范围的分流。存在一个最佳的静叶稠度,使涡轮基元级的损失最小。

关 键 词: 轴流涡轮; 基元级; 静叶; 动叶; 稠度; 反力度; 膨胀加速; 损失

中图分类号: V231

文献标志码: A

Numerical study on the stator solidity characteristics of axial turbine element stages

YANG Jie, QIAO Wei-yang, HOU Wei-tao, WEI Zuo-jun

(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: For different stator solidity (vane count), an unsteady numerical simulation of turbine element stages was conducted to investigate the influence of stator solidity on the turbine element stage flow and loss status. Results indicate that the stator-solidity-change effects on the turbine element stage flow and loss status were directly associated with the rotor solidity. The change of stator solidity influenced the mass flow rate through the turbine element stage. With rotor solidity fixed, the turbine element stage reaction would change. When the stator solidity increased to a certain extent, shock loss would arise from gas excessive expansion in the stator region, as well as boundary layer separation loss caused by the interference of the shock and boundary layer. When the stator solidity reduced to a certain extent, the flow in the rotor would be greatly deteriorated, with an overlarge negative incidence angle caused great range of separation on the rotor pressure side. There's one best stator solidity, resulting in the least turbine stage loss.

Key words: axial turbine; element stage; stator; rotor; solidity; reaction; expansion and acceleration; loss

对于叶轮机气动设计而言,叶片稠度同叶型的几何进口角、几何出口角及叶排轴向间距^[1-4]等参数一样,都是影响性能的重要的几何设计参数。在离心压缩机^[5-6]、轴流压气机^[7-9]、风机^[10]、

向心涡轮^[11]和轴流涡轮^[12]的气动设计中,都会将叶片稠度加以重点考虑和研究。特别是在轴流涡轮的设计中,低稠度、高负荷涡轮设计是当前的发展趋势^[13],许多学者对此进行了大量的研

收稿日期:2011-06-20; 网络出版地址:www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120525.1516.201205.1036_012.html

作者简介:杨杰(1983—),男,湖北汉川人,博士生,主要从事叶轮机气动热力学方面研究。

究^[14-18].然而在公开发表的文献中,讨论轴流涡轮叶片稠度特性的报道很少.在目前轴流涡轮的设计中,稠度一般是按照以往的设计经验选取或者通过经验公式计算获得.而深入理解叶片稠度对轴流涡轮流动状态和损失的影响特性,不仅有助于指导人们在设计涡轮时选择合适的稠度进行优化的设计,以减少涡轮损失和提高涡轮性能,而且还能为人们进行低稠度、高负荷涡轮气动设计提供物理机制上的指导.

计算流体力学(CFD)技术的发展,使得人们如今可以借助计算机来研究以前只能通过实验来研究的复杂的流动问题.而像轴流涡轮叶片的稠度特性这样以往即使进行试验研究也会遇到很大困难的问题,目前通过CFD技术来进行研究也成为可能.

本文即通过CFD技术对不同静叶稠度(静叶叶片数)的轴流涡轮基元级进行了数值研究,考察了静叶稠度对涡轮基元级内部流动状态和损失情况的影响,探究了静叶稠度对涡轮基元级性能的影响机制,总结了轴流涡轮基元级的静叶稠度特性.

1 数值计算方法

1.1 研究对象

本研究选取通用公司(GE)E³高压涡轮第1级50%展向处的基元级作为研究对象.原始静子和转子叶片数分别为46和76,为减少计算需要模拟的通道数,根据区域缩放的原则将叶片数分别调整为50和75,以此作为改变静叶稠度的基准算例,记为Case S50.在Case S50的基础上,分别将静叶叶片数调整为30,45,60作为改变静叶稠度的对比算例,分别记为Case S30,Case S45,Case S60.4个算例的静叶稠度从小到大分别为1.045,1.175,1.306,1.567.

1.2 数值模型

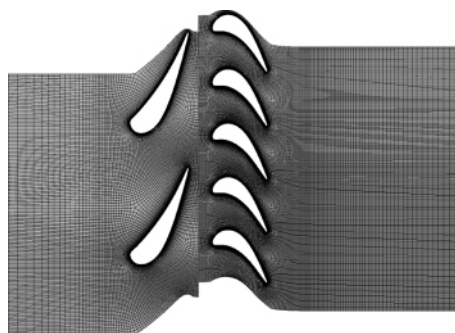
流场计算采用商用CFD软件CFX,求解雷诺平均Navier-Stokes(N-S)方程组.先进行定常计算,再用定常计算的结果作为初场进行非定常计算.湍流模型采用剪切应力输运模型(SST模型),并采用自动壁面处理.对流项和湍流项的离散均采用高阶格式;非定常计算时,时间项离散采用二阶向后欧拉格式.非定常计算时间步长为一个转子周期(即转子转过一个动叶栅距的时间)的1/40,经历30个转子周期后,得到呈现周期性变

化的流场解.

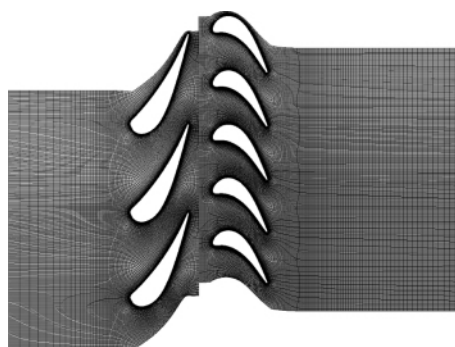
1.3 计算模型

1.3.1 计算网格

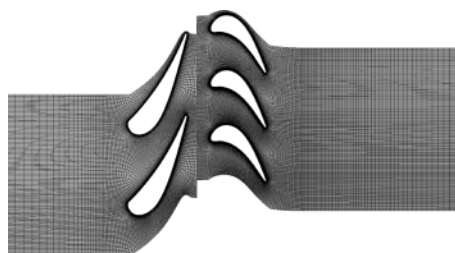
计算网格(图1)采用商用软件Turbo Grid生成. Case S30 计算2个静子通道和5个转子通



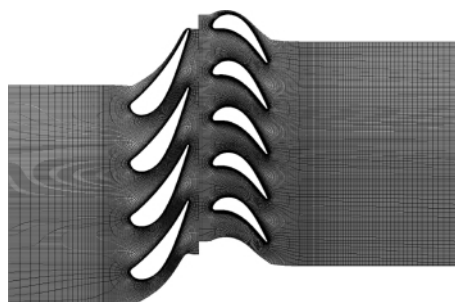
(a) Case S30



(b) Case S45



(c) Case S50



(d) Case S60

图1 计算网格示意图

Fig. 1 Structured mesh

道记为 $P2:5$ (其他以此类推); Case S45 为 $P3:5$; Case S50 为 $P2:3$; Case S60 为 $P4:5$. 计算域进口选在距离静子叶片前缘 1.5 倍静子叶片轴向弦长处; 出口选在距离转子叶片尾缘 3 倍转子叶片轴向弦长处. 静子和转子区域均采用 ATM (automatic topology and meshing) optimized 拓扑方式生成优化的结构化网格, 并均沿叶片展向取两层体网格. 叶片表面第一层网格 $y^+ \leq 1$.

1.3.2 边界条件

计算域进口边界条件给定总温、总压、气流角及来流湍流度; 出口给定平均静压; 计算域展向上、下两表面取自由滑移壁面边界条件; 计算域周向两侧取旋转周期性边界条件; 静子和转子区域的交接面在定常计算时取冻结转子 (frozen rotor) 交接方式, 在非定常计算时取暂态转子静子 (transient rotor stator) 交接方式.

2 计算结果及分析

为了研究静叶稠度对涡轮基元级内部流动状态和损失情况的影响, 获得稠度特性, 取 3 个转子周期内的时间平均结果进行分析.

2.1 对基元级反力度和叶片气动载荷的影响

图 2 给出了通过基元级静子时均全通道和单通道质量流量随静叶叶片数 (N_s) 的变化图. 随着

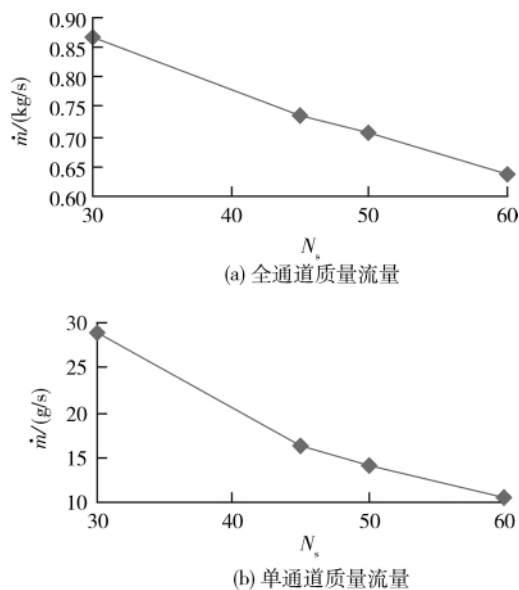


图 2 基元级静子时均全通道和单通道质量流量随静叶叶片数变化图

Fig. 2 Time averaged full and single passage mass flow rate through the stator changing with the number of stator blades

静叶叶片数的增加, 基元级静子全通道和单通道的流通面积都将减小. 在基元级进出口压力、温度边界条件不变的情况下, 通过基元级转子全通道和单通道的流量必然将会减少. 下面的分析将说明流量的减少会引起静子和转子中气流膨胀加速比例的重新分配, 即引起基元级反力度的变化.

图 3 给出了静子叶片和转子叶片表面的时均静压分布. 随着静叶叶片数的增加, 通过基元级全通道的流量减少, 由于动叶稠度 (叶片数) 不变, 通过转子单通道的流量也会减少, 而转子单通道的流通面积不变, 从而导致气流在转子中的膨胀加速程度减弱. 在转子出口静压不变的情况下, 转子进口的压力必降低 (如图 3(b)), 即静子出口的压力降低 (如图 3(a)), 在静子进口的温度、压力边界条件不变的情况下, 静子的膨胀加速程度必增

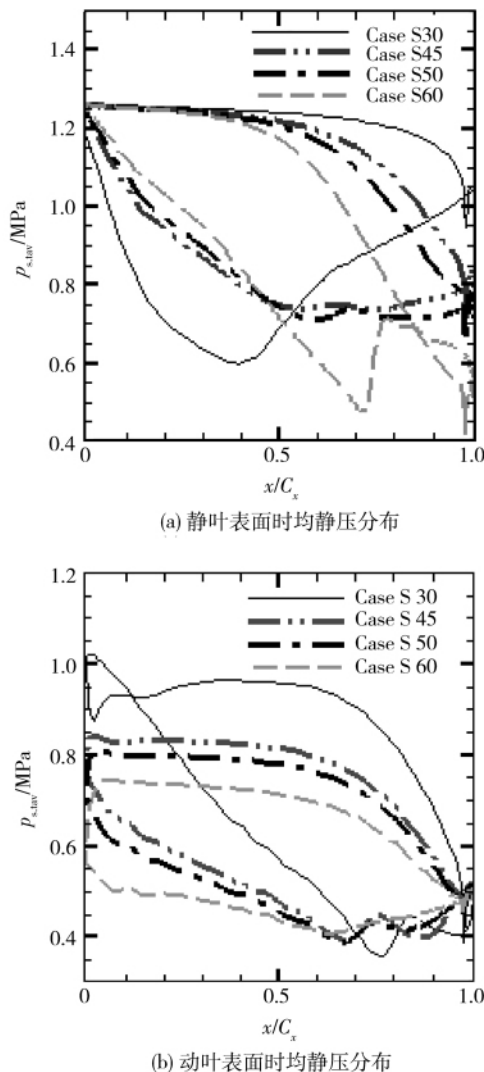


图 3 静叶与动叶表面时均静压分布

Fig. 3 Time averaged static pressure distribution on the stator and rotor blade surface

强. 这就是说由于静叶稠度的增加(动叶稠度不变), 气流在涡轮基元级中的膨胀加速程度在静子和转子中的比例进行了重新分配, 即基元级的反力度发生了变化(反力度减小); 这同时说明静叶稠度的改变对涡轮基元级的影响与动叶稠度直接相关. 反力度的改变将会引起基元级中流动状态和损失情况的改变, 最终影响基元级的性能.

叶片表面静压分布包线围成的面积反映了叶片气动载荷的大小. 图3显示了静叶稠度的改变对静叶的气动载荷的影响比对动叶的影响大得多. 随着静叶稠度的增加, 静叶的气动载荷明显减小, 而动叶的气动负荷变化不大. 动叶气动负荷改变只能是由气流在其中膨胀加速程度的改变引起. 随着气流在转子中膨胀加速程度的增加, 动叶的气动载荷略有增加. 这说明在对叶片气动载荷的影响上, 稠度的影响比膨胀加速程度的影响大得多.

2.2 对流动状态影响

2.2.1 对气流角的影响

图4给出了静子的出口时均气流偏航角(出口气流角与几何出口角之差) δ_s 、转子的进口时均气流攻角(几何进口角与进口气流角之差) i_r 和出口时均气流偏航角 δ_r 随静叶叶片数的变化.

图4(a)显示了随着静叶叶片数的增加, 静子出口气流偏航角增大. 这是由于气流在静子中的膨胀加速程度随着静叶稠度的增加而增强, 而且由于静叶之间的栅距减小, 叶片对气流流动的控制作用增强, 从而使气流的偏转角增大. 图4(b)显示了转子的进口气流攻角随着静叶叶片数的增加而增大, 并且这种变化的程度很剧烈. 在静叶叶片数为30时, 转子进口出现极大的负攻角, 为 -53.7° . 原因在于随着静叶稠度的增加, 静子中的膨胀加速程度增加, 出口气流速度增加, 出口气流偏航角增加(图4(a)), 在转子转速不变的情况下, 转子进口的速度三角形(图5)决定了其进口气流攻角增加. 而在静叶叶片数为30时, 静子出口气流速度最小, 而且气流的偏航角也最小(图5), 从而由速度三角形, 转子进口会出现极大的负攻角.

图4(c)显示了静叶稠度的变化对转子出口的气流偏航角的影响不大, 这与由于动叶的稠度没有改变, 从而对转子流道对气流流动的控制作用不变有关. 随着静叶稠度的增加, 转子出口偏航角的微小变化与转子中的流动状态的变化有关.

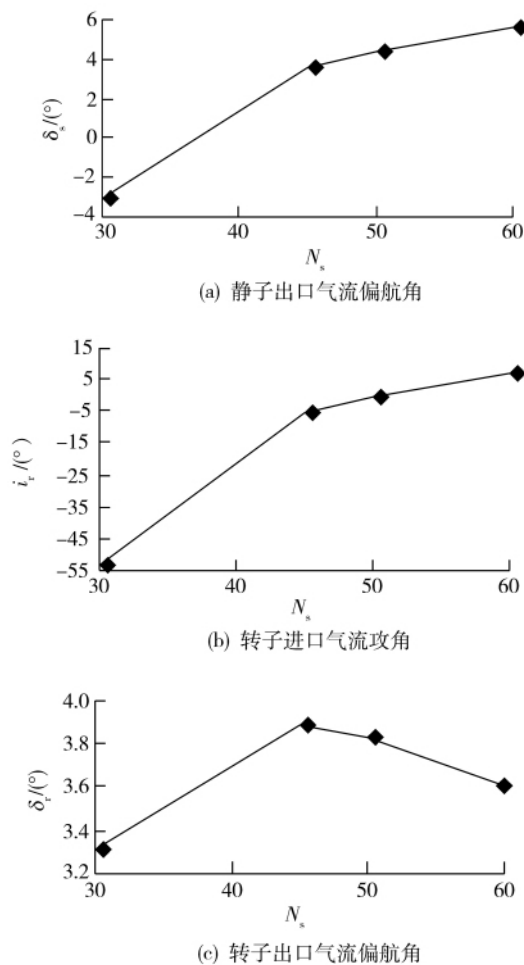


图4 时均气流角随静叶叶片数变化图

Fig. 4 Time averaged flow angles changing with the number of stator blades

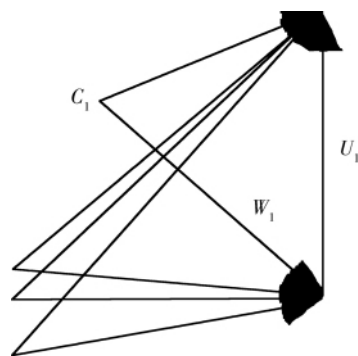
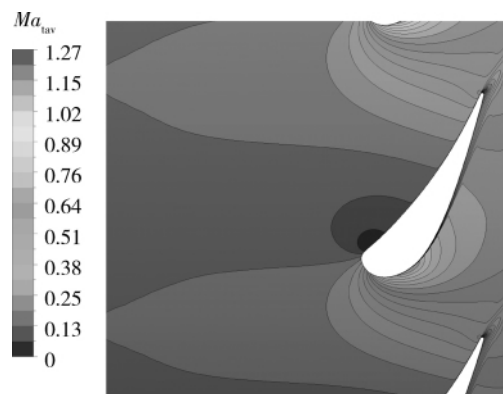


图5 转子进口速度三角形示意图

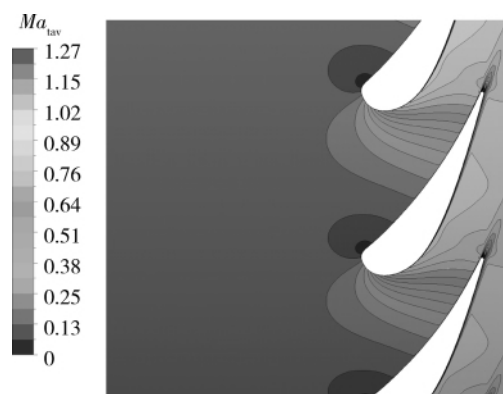
Fig. 5 Velocity triangles in the rotor inlets

2.2.2 对流场的影响

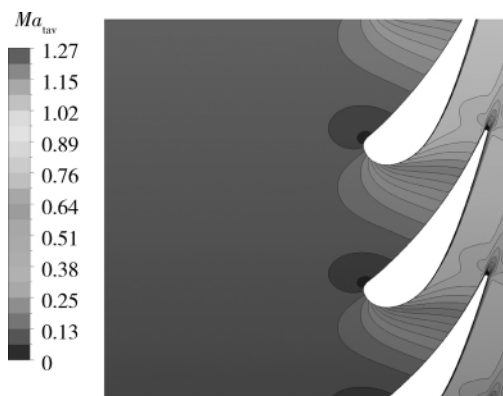
图6给出了静子区域的时均马赫数云图. 从图中可以明显地看出, 随着静叶稠度的增加, 静子区域后部的马赫数增加, 即气流在静子中的膨胀加速程度增加. 其中静叶叶片数为60时, 静子中的膨胀加速程度最大, 叶栅通道中出现大范围的



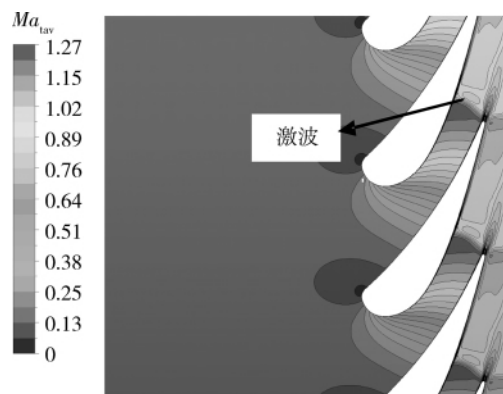
(a) Case S30



(b) Case S45



(c) Case S50



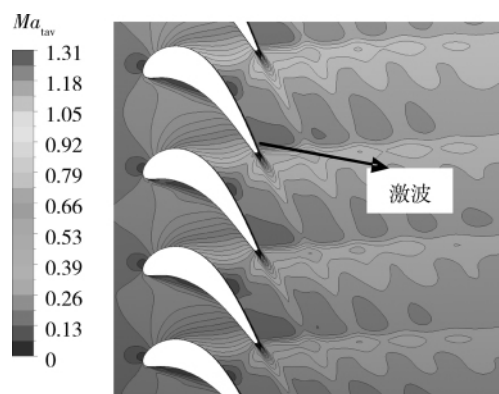
(d) Case S60

图 6 静子区域时均马赫数云图

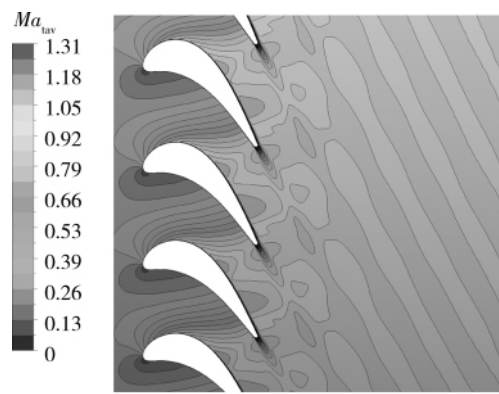
Fig. 6 Time averaged Mach number contours in the stator regions

超声速气流,并且出现激波.此激波由静子叶片的尾缘发出,打在相邻叶片的吸力面上,是由于超声速气流到达尾缘后受到尾缘后较高压力气流的压缩形成.静子叶栅通道中激波的产生必然会增加静子区域的流动损失.

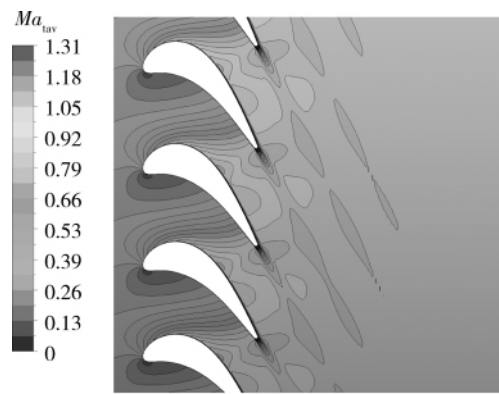
图 7 给出了转子区域的时均马赫数(相对于旋转坐标框架)云图.从图中可以明显地看出,随着静叶稠度的增加,转子区域后部的马赫数减小,即气流在转子中的膨胀加速程度减弱.在静叶叶片数为 30 时,转子中的气流膨胀加速程度最强,叶栅通道及出口区域存在大范围的超声速区,并且在尾缘处发出一道外伸激波.此激波是由于超



(a) Case S30



(b) Case S45



(c) Case S50

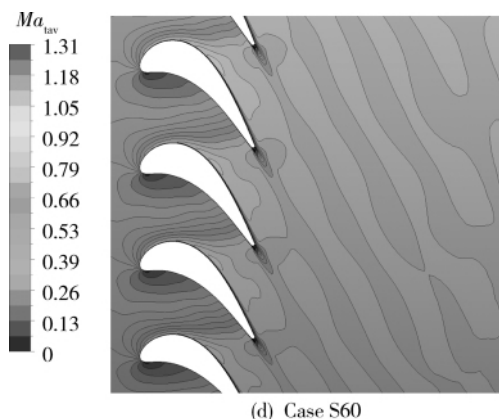


图7 转子区域时均马赫数云图

Fig. 7 Time averaged Mach number contours in the rotor regions

声速气流离开尾缘后受到来自压力面气流的压缩产生的. 此激波的产生必然会增加转子区域的流动损失.

图8给出了Case S60中,静子区域的时均速度矢量图.从图中可以看出在静叶吸力面上出现激波的地方(约0.75倍轴向弦长处),发生小范围的流动分离和回流.这是由于激波与边界层的相互干涉所引发的.这也必然会增加静子区域中的流动损失.

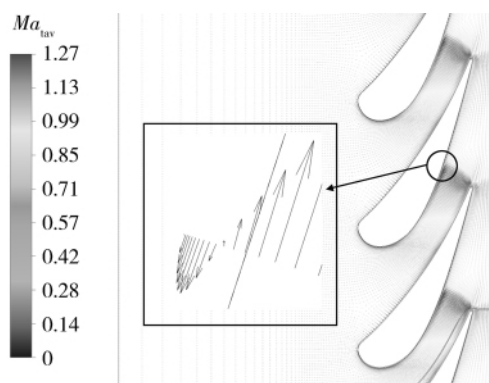


图8 静子区域时均速度矢量图(Case S60)

Fig. 8 Time averaged velocity vector in the stator region (Case S60)

图9给出了Case S30中,转子区域的时均速度矢量图.在转子叶片压力面靠近叶片前缘的0.04到0.33倍弦长范围内存在流动分离和回流,这是由于在Case S30中,转子进口存在极大的负攻角(图4(b)),造成压力面上靠近前缘的地方出现较大的逆压梯度(图2(b)),从而引发流动分离,引起流动状态的恶化.这必然会转子区域的流动损失大大增加.

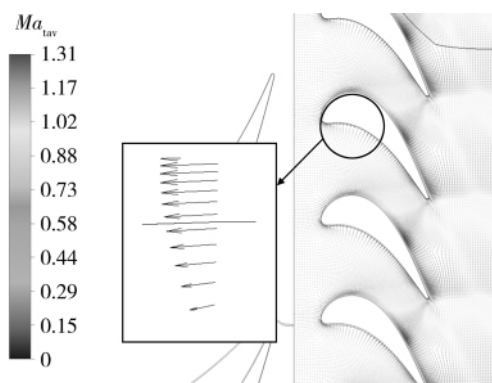
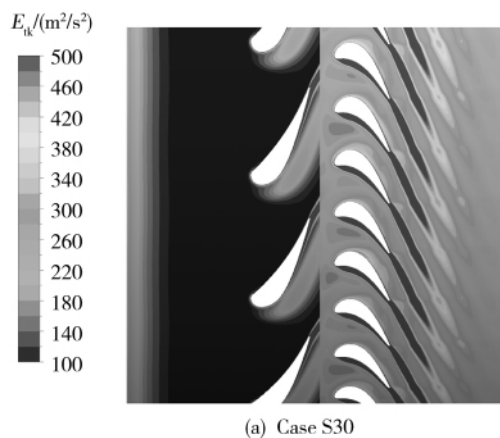


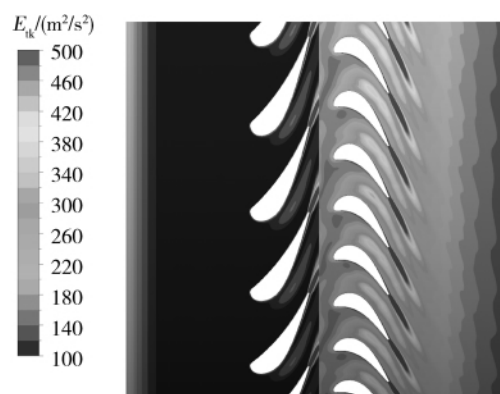
图9 转子区域时均速度矢量图(Case S30)

Fig. 9 Time averaged velocity vector in the rotor region (Case S60)

图10给出了基元级中时均湍动能的云图.图11给出了静子和转子叶片后0.05倍轴向弦长处尾迹中湍动能的周向分布.从图10可以看出随着静叶稠度的增加,静子区域(靠近吸力面)的湍流强度减弱,而转子区域的湍流强度先减弱后增强.从图11可以看出随着静叶稠度的增加,转子尾迹中的湍流强度减弱,而静子尾迹中湍流强度的变化情况比较复杂.



(a) Case S30



(b) Case S45

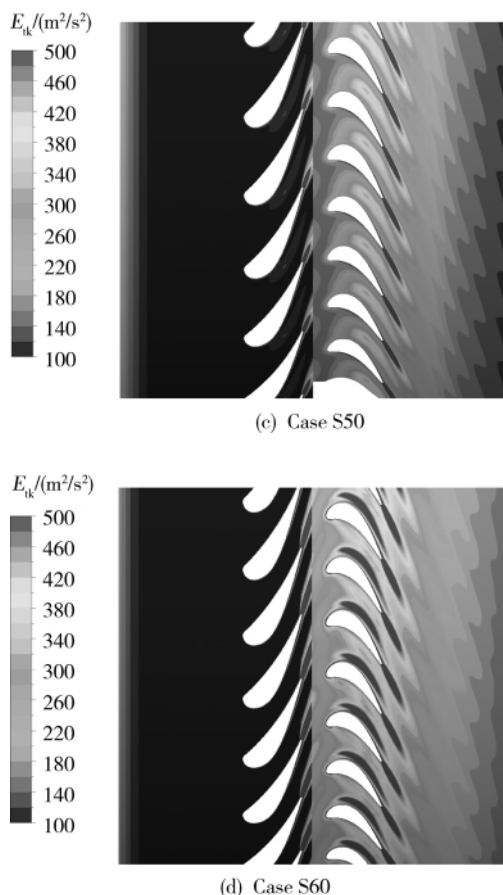


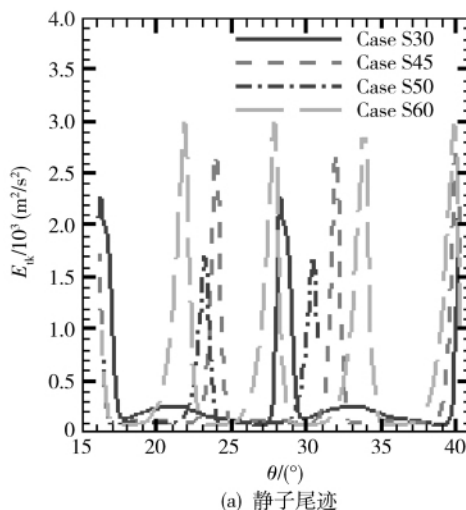
图 10 基元级时均湍动能云图

Fig. 10 Time averaged turbulence kinetic energy contours in the element stage

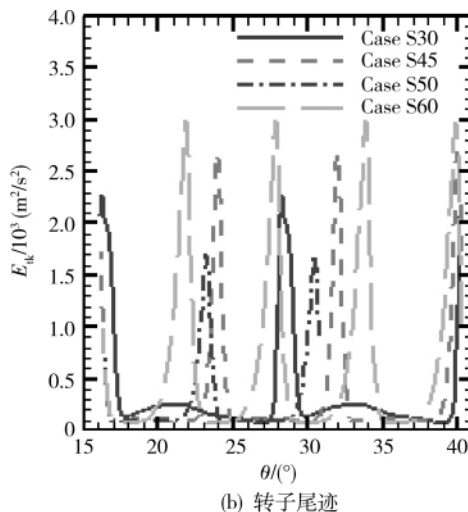
随着静叶稠度的增加,气流在静子中的膨胀加速程度增强,从而尾迹中的雷诺数增加.而在静子吸力面前段,随着静叶稠度的增加,膨胀加速程度减弱(图 2(a)),从而吸力面的雷诺数减弱,而静子区域进口来流湍流强度相同,故静叶靠近吸力面区域的湍流强度减弱,其中在 Case S30 中,静叶吸力面区域的湍流强度最强.在进口湍流强度相同的情况下,静子尾迹中尾迹湍流强度主要由气流在静子中的膨胀加速程度(尾迹中的雷诺数)和叶片吸力面边界层的湍流强度共同决定.而随着静叶叶片数的增加,静子尾迹中的雷诺数增加,而吸力面边界层的湍流强度减弱;两者共同决定了静子尾迹中的湍流强度变化情况比较复杂(图 11(a)).

转子区域(包括尾迹)的湍流强度主要由进口即静子出口的湍流强度、气流在转子中的膨胀加速程度等因素决定.另外在 Case S30 中,由于转子进口极大的负攻角造成的动叶压力面发生流动分离,从而引发压力面边界层的转捩和边界层的高湍流强度,这对于整个转子区域(包括尾迹)的

湍流强度也会有影响.事实上由于在 Case S30 中,气流在转子中的膨胀加速作用最强,而且动叶压力面边界层具有高湍流,这使得其转子尾迹中的湍流强度最大(图 11(b)).而在 Case S60 中,由于转子进口(静子出口)的湍流强度最大(图 11(a)),从而转子区域的湍流强度最强,也会造成动叶吸力面边界层的损失最大.



(a) 静子尾迹



(b) 转子尾迹

图 11 静子和转子尾迹 0.05 倍轴向弦长处湍动能分布

Fig. 11 Turbulence kinetic energy distribution at 0.05 axial chord length in the stator and rotor wake

由于尾迹是叶栅中流动损失的主要损失源之一,而尾迹中湍流强度的对比反映了尾迹的强弱对比,从而也反映了尾迹中流动损失情况的对比,因此图 11 也间接反映了静子和转子中尾迹损失情况.

2.3 对流动损失和基元级性能的影响

图 12 给出了静子和转子的时均总压恢复系数(σ)和基元级时均总对总等熵效率(η)随静子叶片数的变化情况. 静子的总压恢复系数 σ_s 定义为静止坐标框架下静子出口与进口的流量平均绝对总压之比, 可以反映静子中的总损失情况; 转子的总压恢复系数 σ_r 定义为旋转坐标框架下转子出口与进口的流量平均绝对总压之比, 可以反映转子中的总损失情况; 基元级总对总等熵效率 η 定义为基元级的实际膨胀功与等熵膨胀功之比, 可以反映基元级中的总损失情况, 并表征基元级的性能.

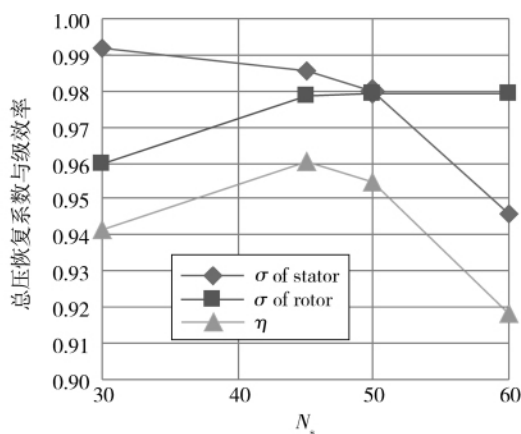


图 12 静子和转子时均总压恢复系数和基元级效率随静叶叶片数变化图

Fig. 12 Time averaged total pressure recovery coefficients of the stator and rotor and the element stage efficiency changing with the stator blade number

基元级中的损失源主要有尾迹损失、边界层损失、激波损失、流动分离损失等. 另外在静子中, 静叶叶片数的不同, 也会引起静子中总损失的变化.

图 12 显示了静子区域的总压恢复系数随着静叶稠度的增加而降低, 即反映了静子中的总损失随着静叶稠度的增加而增加. 这除了与静子中的流动状态变化情况(见 2.2 的分析)有关外, 另一个重要的原因是静叶叶片数越多, 这些叶片的损失累加起来也越多. 在 Case S60 中, 总压恢复系数下降的幅度很大, 表明损失增加很多, 这与静子中存在激波损失及激波与边界层干涉形成的流动分离损失有关.

而在转子区域, 动叶的叶片数不变, 总压恢复系数的变化情况即损失情况只由转子中的流动状

态决定(见 2.2 的分析). 图 12 显示了 Case S30 中, 转子的总压恢复系数很低, 这是因为动叶压力面存在大范围的流动分离损失、尾缘处存在激波损失, 尾迹损失也很大等因素有关.

涡轮基元级效率的变化情况(图 12)反映了基元级中总损失的变化. 这由静子和转子中的损失变化情况共同决定. 图 12 显示了 Case 30 和 Case 60 的基元级效率较低, 这是由于在 Case 30 中转子区域的损失很大, 在 Case 60 中静子区域的损失很大.

3 结 论

本文对不同静叶稠度(静叶叶片数)的涡轮基元级进行了数值研究, 考察了静叶稠度对涡轮基元级内部流动状态的和损失情况的影响, 探究了静叶稠度对涡轮基元级性能的影响机制, 得到如下主要结论:

- 1) 静叶稠度的改变, 影响通过涡轮基元级的流量, 在动叶稠度不变的情况下, 会改变基元级中气流的膨胀加速程度在转子和静子中分配比例, 即改变基元级的反力度. 而基元级反力度的改变将会引起流动状态和损失情况的变化.
- 2) 当静叶稠度增加到一定程度时, 会使静子中的膨胀加速过于剧烈而产生激波损失及激波与边界层干涉带来的边界层分离损失, 造成基元级的效率下降.
- 3) 当静叶稠度减少到一定程度时, 会使转子中的流动状态极大恶化, 进口极大的负攻角致使动叶压力面发生大范围的流动分离, 造成基元级的效率下降.
- 4) 静叶稠度对基元级流动状态和性能的影响与动叶稠度有直接关系, 在动叶稠度一定时, 存在一个最佳的静叶稠度, 使基元级的损失最小, 效率最高.

参考文献:

- [1] 党政, 席光, 王尚锦. 轴向间隙对动静相干叶排内部非定常特性的影响[J]. 工程热物理学报, 2000, 21(5): 584-586.
DANG Zheng, XI Guang, WANG Shangjin. Axial spacing effects on unsteady rotor/stator interaction flow[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2000, 21(5): 584-586. (in Chinese)
- [2] 张环, 胡骏, 李传鹏, 等. 轴向间隙对压气机气动稳定性的影响[J]. 航空动力学报, 2005, 20(1): 120-124.
ZHANG Huan, HU Jun, LI Chuanpeng, et al. Effect of axial spacing between rotor and stator on axial compressor stability[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1):

- 120-124. (in Chinese)
- [3] 周莉, 蔡元虎. 不同轴向间距下涡轮级内非定常流场的数值研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 629-631.
ZHOU Li, CAI Yuanhu. Numerical investigation on the unsteady flowfield of the turbine stage under different axial gaps[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 629-631. (in Chinese)
- [4] 周莉, 张鑫, 蔡元虎. 轴向间距对涡轮损失影响的非定常数值研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1595-1601.
ZHOU Li, ZHANG Xi, CAI Yuanhu. Unsteady numerical investigation of the influence of axial gap on the turbine loss[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1595-1601. (in Chinese)
- [5] 廖红桃, 赛庆毅, 杨爱玲, 等. 扩压器稠度对离心压缩机性能影响的数值分析[J]. 风机技术, 2010(3): 3-6.
LIAO Hongtao, SAI Qingyi, YANG Ailing, et al. Numerical Analysis on Performance of Centrifugal Compressor with Different Solidity Diffusers[J]. Compressor, Blower & Fan Technology, 2010(3): 3-6. (in Chinese)
- [6] Abdelwahab A. An airfoil diffuser with variable stagger and solidity for centrifugal compressor applications[R]. ASME Paper GT2007-27920, 2007.
- [7] 陈浮, 宋彦萍, 赵桂杰, 等. 附面层吸除对压气机叶栅稠度特性影响[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(2): 211-215.
CHENG Fu, SOU Yanping, ZHAO Guijie, et al. Effects of boundary layer suction on the performance of compressor cascade with different solidities[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(2): 211-215. (in Chinese)
- [8] 赵养正, 刘前智. 轴流压缩机动静叶不同稠度组合对性能的影响[J]. 风机技术, 2007(6): 3-7.
ZHAO Yangzheng, LIU Qianzhi. The effects of solidity of rotor-stator cascades on axial-flow compressor performance [J]. Compressor, Blower & Fan Technology, 2007(6): 3-7. (in Chinese)
- [9] 张永军, 冯国泰. 跨音速压气机叶栅中稠度对弯掠叶栅流场影响的数值分析[J]. 热能动力工程, 2007, 22(3): 237-240.
ZHANG Yongjun, FENG Guotai. A numerical analysis of the impact of solidity on bowed and swept cascade flow fields in a transonic compressor cascade[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy & Power, 2007, 22(3): 237-240. (in Chinese)
- [10] Duquette M M, Visser K D. Numerical implications of solidity and blade number on rotor performance of horizontal-axis wind turbines [J]. Journal of Solar Energy Engineering, 2003, 125(11): 425-432.
- [11] Simpson A, Spence S, Watterson, J. Numerical and experimental study of the performance effects of varying vaneless space and vane solidity in radial inflow turbine stators[R]. ASME Paper GT2008-50261, 2008.
- [12] Tashima T, Sasaki T, Kalfas A I, et al. Blade loading influence on unsteady flow interactions in axial steam turbines [R]. ASME Paper GT2007-27452, 2007.
- [13] Barmpalias K G, Kalfas A I, Chokani N, et al. The dynamics of the vorticity field in a low solidity axial turbine[R]. ASME Paper GT2008-51142, 2008.
- [14] Lazaro B J, Gonzalez E, Vazquez R. Unsteady loss production mechanisms in low Reynolds number, high lift, low pressure turbine profiles [R]. ASME Paper GT2007-28142, 2007.
- [15] Pacciani R, Rubecchini F, Arnone A, et al. Calculation of steady and periodic unsteady blade surface heat transfer in separated transitional flow [R]. ASME Paper GT2010-23275, 2010.
- [16] Kenichi F, Takahiro S, Haruyuki T. Effects of blade loading distribution on aerodynamic performance of ultra-high lift LP turbine airfoils under the influences of wake passing and freestream turbulence[R]. ASME Paper GT2010-22134, 2010.
- [17] Schmitz J T, Morris S C, Ma R, et al. Highly loaded low-pressure turbine: sign, numerical, and experimental analysis[R]. ASME Paper GT2010-23591, 2010.
- [18] Wolf T, Kost F, Janke E, et al. Experimental and numerical studies on highly loaded supersonic axial turbine cascades [R]. ASME Paper GT2010-23808, 2010.