

组合型机匣处理提高轴流压气机 稳定性的机理

张皓光¹, 王云鹏¹, 吴俊¹, 楚武利^{1,2}, 吴艳辉¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 用全通道非定常计算方法研究了轴向倾斜缝、自适应机匣处理及两者形成的组合型机匣处理对亚声速轴流式转子稳定工作范围的影响, 结果表明: 轴向倾斜缝、自适应机匣处理及组合型机匣处理取得的综合裕度改进量分别为 12.86%、16.47% 及 22.72%, 其中组合型机匣处理扩稳效果最强, 自适应机匣处理次之。通过详细地分析压气机内部流场表明, 组合型机匣处理削弱了叶片吸力面气流分离带来的不良影响。从喷气装置流出的高速气流抑制了叶顶间隙泄漏流从相邻叶片叶顶前缘溢出的现象, 部分叶片通道受到轴向倾斜缝的作用, 泄漏流线被抽吸入缝中, 也能抑制前缘溢流的产生。

关 键 词: 组合; 机匣处理; 压气机; 稳定性; 前缘溢流

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Mechanism of improvement on axial-flow compressor stability with assembled casing treatment

ZHANG Hao-guang¹, WANG Yun-peng¹, WU Jun¹,
CHU Wu-li^{1,2}, WU Yan-hui¹

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: Influences of the stability of subsonic axial-flow compressor were investigated by full-annulus unsteady numerical method with axial skewed slot casing treatment (CT), self recirculation casing treatment and assembled casing treatment respectively. Assembled casing treatment was composed of axial skewed slot and self recirculation casing treatment. The numerical results show that the ability of assembled casing treatment to improve the rotor steady operating range is the best, followed by self recirculation casing treatment. Compressor could gain 12.86%, 16.47% and 22.72% stall margin improvements with three kinds of casing treatment. The fundamental flow mechanism was obtained by detailed analysis of the flow-field in rotor passage. The analytic results indicate that the bad effect made by flow separation is weakened with assembled casing treatment, and high velocity flow discharged from injecting part can restrain the tip clearance leakage flow spillage from adjacent tip passage at leading edge. The leakage flow is also sucked into axial skewed, preventing

收稿日期: 2013-09-10

基金项目: 国家自然科学基金(51006084); 国家自然科学基金重点项目(51236006); 陕西省自然科学基金(2011JQ7018); 西北工业大学基础研究基金(JC201116); 中央高校基本科研业务费专项资金(3102014JCY01004)

作者简介: 张皓光(1981—), 男, 广西宾阳人, 副教授, 博士, 研究领域为叶轮机械气动热力学。

the occurrence of leading edge spilling flow.

Key words: assembled; casing treatment; compressor; stability; leading edge spilling flow

机匣处理已成为当今世界上用于扩大压气机稳定工作范围的重要技术之一. 它以结构简单, 扩稳效果显著而广泛应用于实际发动机中. 对于现有的各种传统机匣处理结构, 通常能扩大压气机稳定工作范围, 但同时能兼顾失速裕度改进量和效率的机匣处理形式很少. 槽式机匣处理在不降低或略微降低压气机的原有效率的基础上, 可提高压气机的稳定工作范围, 获得的失速裕度改进量绝大部分在 10% 以内^[1-4]. 缝式机匣处理一般都能够获得 15%~40% 左右的失速裕度改进量(压气机不同, 扩稳效果强弱不一样), 但也伴随着较大的效率损失^[5-11]. 相关研究均表明, 在略微降低或不降低效率的基础上, 自适应机匣处理能有效扩大轴流压气机稳定工作范围. 文献[12]的研究也表明自适应机匣处理的扩稳能力强于周向槽机匣处理. 文献[13]中开展了带自适应机匣处理的轴流压气机数值研究, 结果表明机匣处理使压气机的稳定工作范围扩大了约 60%, 且对效率影响很小. 文献[14]的数值研究结果表明, 自适应机匣处理使 NASA rotor67 设计转速下的稳定工作范围扩大了近 26.5%, 但没提到对效率的影响. 文献[15-17]针对同一压气机转子, 在换算转速 $n=0.71$ 下分别进行了带周向槽机匣处理、自适应机匣处理及轴向倾斜缝机匣处理的数值研究, 3 种不同机匣处理获得的失速裕度改进量分别为 6.81%^[15], 12%^[16], 38.9%^[17], 同时带周向槽机匣处理、自适应处理机对效率的影响在 0.5% 以内, 而轴向倾斜缝机匣处理在约 2%~3% 范围内降低压气机效率.

长期以来, 国内外压气机研究者一直在寻找能兼顾效率及失速裕度的机匣处理形式, 从上面的叙述可知, 轴向倾斜缝机匣处理扩稳能力强, 但对效率影响大. 自适应机匣处理扩稳能力比带周向槽机匣处理强, 影响效率的程度相当. 如在自适应机匣处理中布置少量的处理缝, 将有可能增强扩稳效果, 但处理缝的数目过多, 将会较大地影响压气机效率. 为此, 本文针对文献[17]中的压气机转子, 设计了自适应机匣处理-轴向倾斜缝式机匣处理的组合型机匣处理, 并对其进行带组合型机匣处理的全通道非定常数值模拟方法研究, 以期摸清组合型机匣处理影响亚声速轴流式转子内部

流场的机制.

1 研究对象

本文以西北工业大学单双级轴流压气机实验台上的第 1 级转子为研究对象, 其几何及性能参数详见文献[17]. 文中组合型机匣处理结构如图 1 所示, 自适应机匣处理由喷气装置、桥道及引气装置组成, 沿着圆周方向均匀分布 15 个自适应装置, 为使引气流更顺畅地从喷气装置流出, 引气装置与喷气装置不在同一周向位置. 喷气装置在转子叶顶前缘上游约 17% 轴向弦长处, 引气装置最小轴向坐标与转子叶顶尾缘的基本相同. 每隔一个叶片通道分布 3 个轴向倾斜缝, 沿着整个圆周方向缝的数目为 45, 缝的径向倾斜角为 60° , 中心偏移度约为 0.61, 定义为轴向倾斜缝机匣处理中心与转子叶排中心的轴向位置差与叶尖轴向弦长之比.

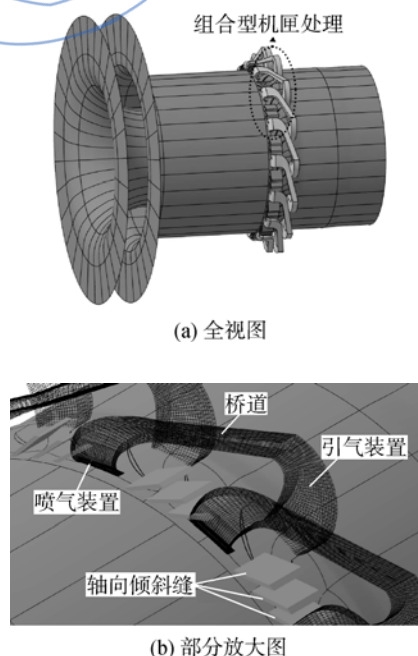


图 1 组合型机匣处理结构

Fig. 1 Structure of assembled casing treatment

2 数值计算方法

文中使用 Numeca 软件进行全三维雷诺时均 N-S 方程计算, 空间离散采用中心差分格式, 前期

对该压气机的数值研究表明 B-L (Baldwin-Lomax) 湍流模型的计算结果与实验值吻合程度最好^[15-17], 为此在数值模拟中仍采用 B-L 模型. 定常计算时采用显式 4 阶龙格-库塔方法获得定常解, 并使用多重网格法、局部时间步长法等来减少收敛耗时. 非定常计算采用隐式双时间方法, 全通道计算中叶片转过一圈布置 600 个物理时间步长, 每一个物理时间步下的虚拟时间步为 20, 为减少计算时间, 以定常计算结果为非定常计算的初场.

图 2 给出该压气机叶片通道子午面上计算网格图、动静干涉面分布图. 数值模拟中组合型机匣处理及转子进口延伸段均为静止, 转子通道及出口延伸段均为转动. 非定常计算时动静干涉面使用 domain scaling 处理方法. 实壁机匣、仅带自适应机匣处理、仅带轴向倾斜缝机匣处理及组合型机匣处理的全通道数值计算总网格数目分别约为 710 万、753 万、758 万及 801 万.

在数值计算中, 机匣、轮毂及叶片表面设为绝热无滑移条件, 转子径向延伸段进口总压、总温分别设置为 101 325 Pa, 288.2 K. 转子延伸段出口设置为平均静压条件. 当压气机转子失速时, 各种流动参数随着迭代步数的增加而发散.

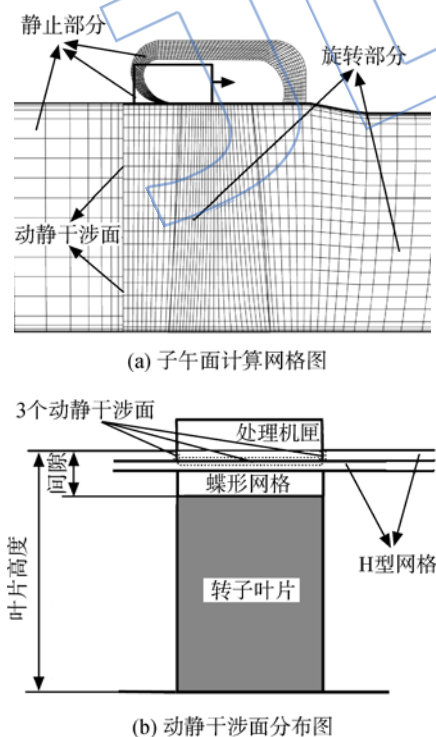


图 2 子午面网格和动静干涉面分布示意图

Fig. 2 Sketch of meridional grid and rotational-stationary interface distribution

3 数值模拟结果分析

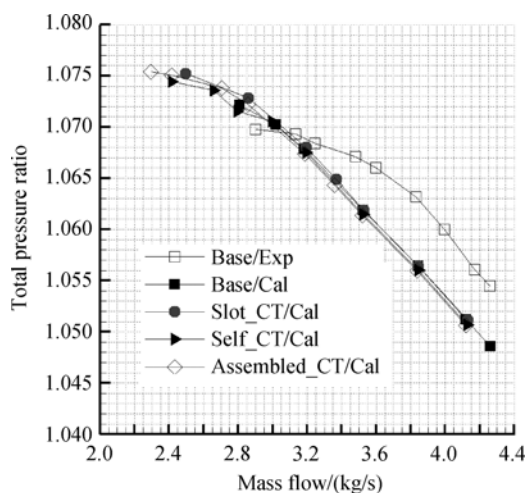
3.1 总性能分析

图 3 为 8 130 r/min 换算转速下转子的特性线示意图, Base/Exp 为实体壁机匣实验值、Base/Cal 为实体壁机匣计算值. Slot_CT/Cal, Self_CT/Cal 及 Assembled_CT/Cal 分别为轴向倾斜缝机匣处理、自适应机匣处理及组合型机匣处理的计算值. 基于减少计算耗时的考虑, 文中仅非定常数值模拟 7 个工况的流场, 分别为近实体壁机匣近失速流量的 3 个工况, 轴向倾斜缝机匣处理近失速工况、自适应机匣处理近失速流量对应的 2 个工况及组合型机匣处理近失速工况 (如图 3 (b) 所示), 图 3 中其他工况采用定常方法计算. 从图 3 中可以观察到, 实壁机匣时计算的压气机特性线与实验的吻合程度较好, 实壁机匣的效率计算与实验值在小流量范围内误差偏大, 这可能主要是由两个原因造成: 一为 Baldwin-Lomax 湍流模型在预测复杂的三维分离流动时低估了流动损失的大小, 因此造成效率在小流量范围内比实验值偏大很多; 二为数值计算效率的截面与实验测量截面位置存在误差, 研究压气机的压比不高且温升小, 因此总温变化的大小对效率数值影响很大. 实壁机匣实验的近失速边界流量约为 2.901 kg/s, 计算的近失速边界流量约为 2.808 kg/s, 两者相对误差约为 3.2%. 从图 3 可看到轴向倾斜缝、自适应及组合型机匣处理均使压气机稳定工作边界向左移动, 3 种机匣处理对应的综合裕度改进量分别约为 12.86%, 16.47% 及 22.72%, 综合失速裕度改进量 $\bar{m}$ 定义为

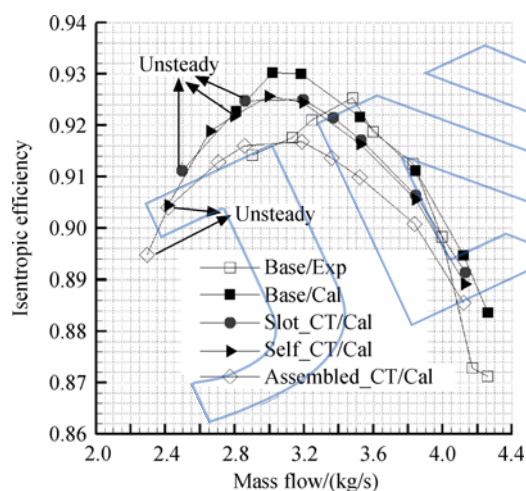
$$\bar{m} = [(\pi_{cs}^* / \pi_{bs}^*) / (\dot{m}_{cs} / \dot{m}_{bs}) - 1] \times 100\% \quad (1)$$

式中 π^* 和 $\dot{m}$ 分别代表总压比、流量; 下标 c 代表机匣处理情况; b 代表实壁机匣情况; s 为近失速工况点. 从图 3(a) 可观察到 3 种不同机匣处理的总压比特性线在大部分流量范围内与实壁机匣的在数值及变化趋势上差别很小, 但轴向倾斜缝及组合型机匣处理在小流量范围的总压比略微比自适应机匣处理的高. 从效率曲线的对比可看出, 与实壁机匣的比较, 轴向倾斜缝、自适应机匣处理在一定流量范围内降低了转子效率且降低程度基本相同, 效率降低的最大程度约为 0.5%. 从失速裕度改进量看, 组合型机匣处理的扩稳能力分别是其他两种的 1.77 倍和 1.38 倍, 但其对实壁机匣转子效率的降低程度较其他两种机匣处理的大,

效率降低的最大值约为 1.3%。同时从效率曲线可看到,机匣处理降低效率的程度都是在中等流量范围内较大,在大、小流量范围内降低程度较小,在更小流量下,轴向倾斜缝、自适应机匣处理效率基本与实壁机匣的相当。



(a) 流量-总压比



(b) 流量-等熵效率

图3 转子特性曲线

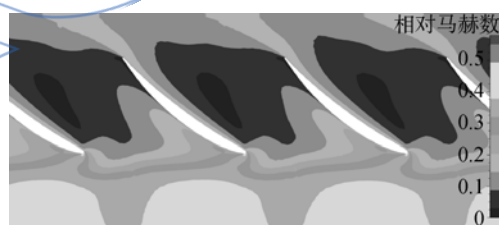
Fig. 3 Rotor characteristic curves

3.2 压气机内部流动分析

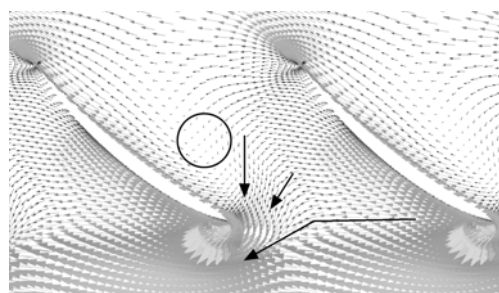
在分析组合型机匣处理扩稳机制前,先对自适应机匣处理、轴向倾斜缝机匣处理如何影响压气机内部流场做一定的分析.图4给出了实壁机匣、轴向倾斜缝及自适应机匣处理时约 99.2%叶高处气流相对马赫数在 3 个转子叶顶通道内的分布,并给出第 2 个叶顶通道内相对速度放大图,同时还标示了喷气、处理缝的位置.3 种机匣的压气机流量差别不大,该流量下带实壁机匣的转子近失速边界.从图中可观察到实壁机匣时,大面积

的低能流体出现在每个叶顶通道内,越往叶顶通道的上游,低能气体区越靠近叶片压力面,而在叶顶通道的上游近叶片吸力面处并未出现低能气体区.从图 4(b)中也可看到,实壁机匣叶顶通道内靠近叶片压力面处前部出现了回流现象(图中圆形标示内),并且部分区域的气流速度方向从下游指向或由叶片吸力面指向叶片压力面前缘(图中用箭头+虚线标示),这两种流动形式最终在叶片前缘处相汇形成了前缘溢流现象,迫使部分进口来流在近前缘处不能流入叶顶通道,气流方向发生转折,产生负的轴向分速,此时叶顶通道内堵塞情况恶劣,如转子出口静压继续增加,前缘溢流现象将会更严重,最后使转子发生失速.当分别采用轴向倾斜缝、自适应机匣处理后,叶顶通道内不再出现大面积的低能气体区,只在部分通道内有很小范围的低能区,这些低能区位于通道的中部或后部,其中自适应机匣处理消除低能流体区的效果最强.

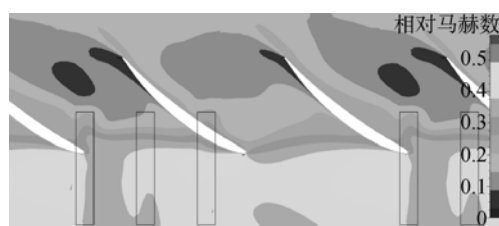
在图 4(d)、图 4(f)中可看到前缘溢流现象并没有出现在叶片通道内,同时对比两种机匣处理通道内气流速度方向及大小可看到,轴向倾斜缝机匣处理提高了处理缝覆盖范围处的部分气流速度,这是因为在叶顶通道上下游的静压差作用下,



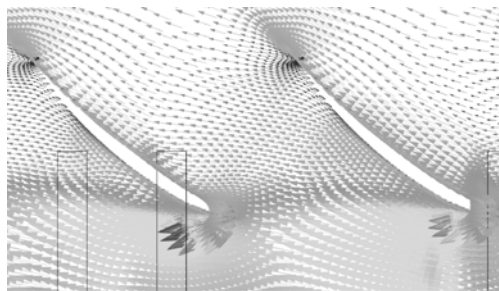
(a) 实壁机匣相对马赫数



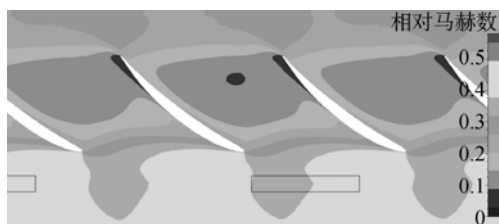
(b) 实壁机匣相对速度矢量



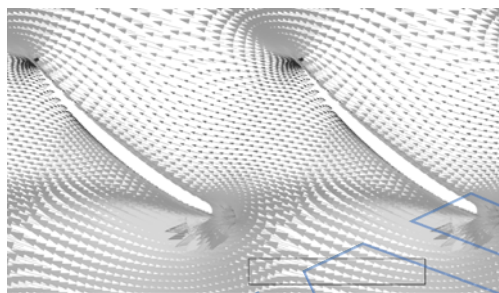
(c) 轴向倾斜缝机匣处理相对马赫数



(d) 轴向倾斜缝机匣处理相对速度矢量



(e) 自适应机匣处理相对马赫数



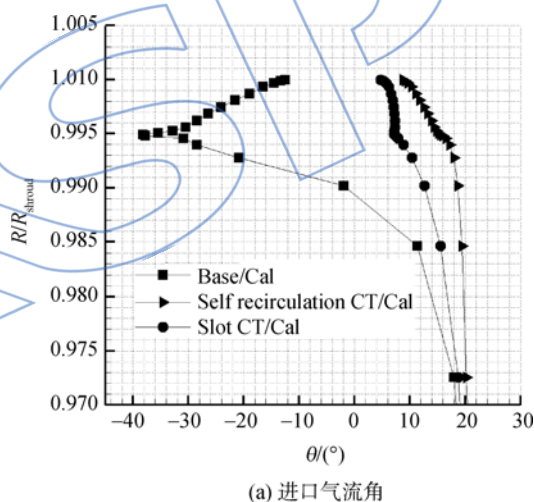
(f) 自适应机匣处理相对速度矢量

图4 99.2%叶高相对马赫数和相对速度矢量分布
Fig. 4 Relative Mach number and relative velocity vector at 99.2% span

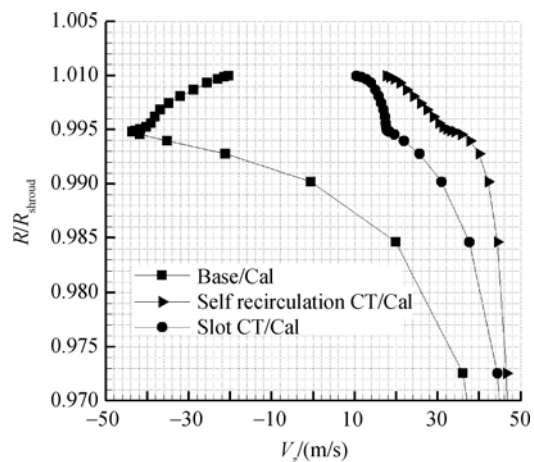
气流在缝后部被抽吸入缝,气流在缝后部被抽吸入缝,在缝前部形成喷射流并与通道主流相互作用,因此使进口上游处的气流速度增大.自适应机匣处理也提高了进口处部分气流速度大小,这是由于从喷气装置流出的喷射流具有较大的轴向分速,喷射流与通道主流相互作用,同样也增加了进口上游处部分气流的速度.这两种机匣处理形成的高速喷射气流对叶顶低能气体产生作用,阻止了前缘溢流在叶顶通道内形成.

图5给出了在叶顶部分区域进口气流角、进口轴向分速沿叶展方向分布的曲线,这两种流动参数在后处理时沿周向进行平均且为时均值,进口气流角定义为 $\theta = \arctan(V_z/W_t)$, 式中 V_z , W_t 分别为绝对速度轴向分速、相对速度周向分速.图中工况与图4的一致,纵坐标数值为叶顶半径 R 与机匣半径 R_{shroud} 之比.在图5(a)中都可看到在 $R/R_{\text{shroud}} = 0.970 \sim 1.000$ 的叶顶区,相同叶高处自适应机匣处理的进气角最大,轴向倾斜缝机匣

处理次之,实壁机匣的最小,这说明自适应机匣处理改善进气角的程度比轴向倾斜缝机匣处理的高,当然这可能与轴向倾斜机匣处理覆盖的周向范围比自适应机匣处理的小有关.并且这还意味着实壁机匣的攻角是最大的,气流容易在叶背处发生分离. $R/R_{\text{shroud}} = 0.990 \sim 1.000$, 实壁机匣进气角为负值,约在 $R/R_{\text{shroud}} = 0.995$ 处绝对值达到最大.从图5(b)也可知 $0.990 \sim 1.000$ 叶高范围内,由于实体壁机匣时气流具有负的轴向分速,因此使该范围内气流的进气角为负值,这就意味着间隙倒流现象存在于该区域内(叶顶间隙范围约在 $R/R_{\text{shroud}} = 0.995 \sim 1.000$ 之间).从喷气装置或轴向倾斜缝喷出的高速气流与机匣端壁区的低能气团相互作用,提高叶顶端壁处附面层气流的动量,使之在逆压梯度下还能保持正的轴向分速,因此抑制了间隙倒流现象的发生.



(a) 进口气流角



(b) 进口轴向速度

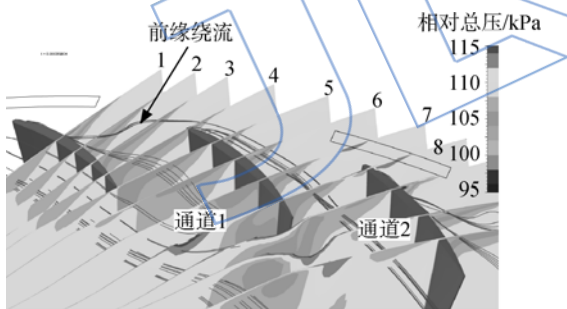
图5 进口气流角和进口轴向速度分布
Fig. 5 Inlet flow angle and inlet axial velocity distribution

下面仅对比分析带自适应机匣处理、组合型机匣处理的压气机内部流场。

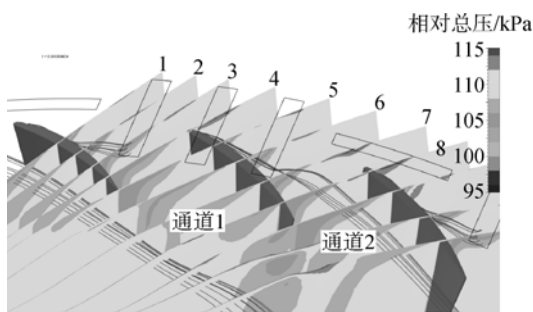
图 6 给出了 $t=0.369\text{ ms}$ 时转子通道内多个截面上相对总压的分布云图,这些截面近似垂直于叶片表面,同时叶顶前缘处的部分间隙泄漏流线也显示在图中。两种机匣处理的流量差别很小,此时自适应机匣处理近失速工况。从图中可看到自适应机匣处理中通道 1 的部分叶顶间隙流线在前缘处绕流入通道 2 并从该通道流出,而组合型机匣处理并未出现前缘绕流的现象,部分间隙泄漏流还被抽吸入缝中。同时还可看到,自适应机匣处理中所有对应截面的低相对总压范围也比组合型机匣处理的大,特别是在 4~6 截面上。由于组合型机匣处理中轴向倾斜缝的存在,抑制了没有受到喷气装置作用的通道内类似前缘绕流的不良流动,进而提高该通道的流通能力,同时从缝内流出的高速气流与通道主流相互作用,因此提高了它们所覆盖叶顶范围处部分气流的相对总压。

图 7 给出了两种机匣处理约 99.2% 叶高处的部分叶顶通道内相对速度矢量示意图,分析工况与图 6 中的一致。从图 7(a)中可看到,自适应机匣处理时两个叶顶通道内均有较大范围的低速区,叶片吸力面约 60% 弦长处出现气流分离现象

象,左边通道近叶片吸力面处部分气流的方向近似垂直叶片吸力面(图中用箭头+实线标示),并且左边通道圆形标示区内有明显的回流现象,这种流动状态迫使进口处气流在流入通道时方向发生转折,最后以近似垂直叶片前缘压力面的方向在靠近叶片压力面的狭小区域内流入通道,因此造成叶顶通道堵塞情况严重。尽管右边通道内吸力面处的气流分离仍然很严重,通道下游部分气流流向叶片前缘,这与左边通道对应位置的有较大的不同。但右边通道受到喷气装置的作用,进口处流动状态稍微提高,通道内前缘处还有近似垂直叶片压力面前缘的流动现象出现,但该区域气流所处位置更靠近下游且远离叶片压力面,进口来流能较为顺畅的流入通道。采用组合型机匣处理后,叶片吸力面气流分离的起始位置并没有明显地改变,图中用近似垂直叶片压力面的虚线标示了气流分离的起始位置。左边通道由于受到两个轴向倾斜缝的作用,通道进口处流场得到了很大的提高,不再出现近似垂直叶片吸力面的恶劣流动情况,尽管不能消除通道内的气流分离现象,但是能削弱气流分离带来的不良影响。同样地,右边通道由于受到一个轴向倾斜缝的作用,也削弱了叶片吸力面处气流分离的影响,使进口来流更加顺畅地流入/流出叶顶通道。结合图 4 及图 7 的分析还可以看出,实壁机匣时叶片吸力面的气流



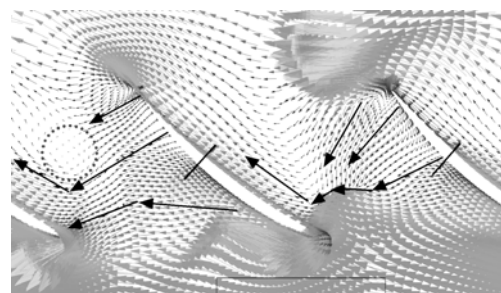
(a) 自适应机匣处理



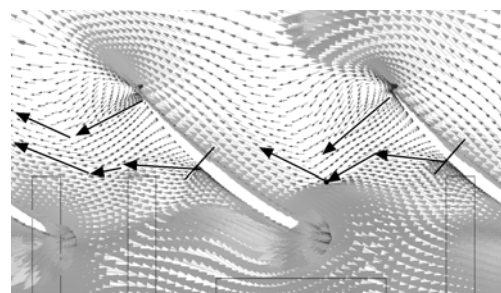
(b) 组合型机匣处理

图 6 转子通道内相对总压分布图

Fig. 6 Distribution of relative total pressure in the rotor passage



(a) 自适应机匣处理



(b) 组合型机匣处理

图 7 99.2% 叶高处相对速度矢量示意图

Fig. 7 Relative velocity vector at 99.2% span

分离现象很弱,造成转子失速的主要因素是叶顶间隙泄漏流^[15-16].当采用机匣处理后,在更低的流量下时,转子失速主要由叶片吸力面气流分离造成的不良影响引起,当采用自适应机匣处理时,影响流场的区域主要是在进口处,对叶片吸力面处气流分离引起的不良影响的抑制能力没有轴向倾斜缝机匣处理的强.

图8给出了两种机匣处理在约99.2%叶高的进口气流角沿着圆周方向的分布(进口气流角定义见图5分析),图中工况与图7的一致,图中还给出了两个相邻喷气装置、两组相邻轴向倾斜缝(每组3个缝)覆盖的圆周范围.从图中可看到两种机匣处理喷气装置覆盖的周向范围内的进口气流角比其他周向位置的高,自适应机匣处理部分周向范围由于没有机匣处理的作用,进口气流角是负值,这表明该区域气流具有负的轴向分速.当采用组合型机匣处理后,原先无机匣处理的周向区域气流受到轴向倾斜缝的作用,进口气流角有所提高,由负值变成正值.由于从缝中流出的气流具有较大的切向分量,所以造成进口气流角没有喷气装置覆盖周向范围的大.从图中还可以看到,沿着整个圆周方向,每个喷气装置提高进口气流角的能力基本相当,每组轴向倾斜缝也表现出这样的行为.

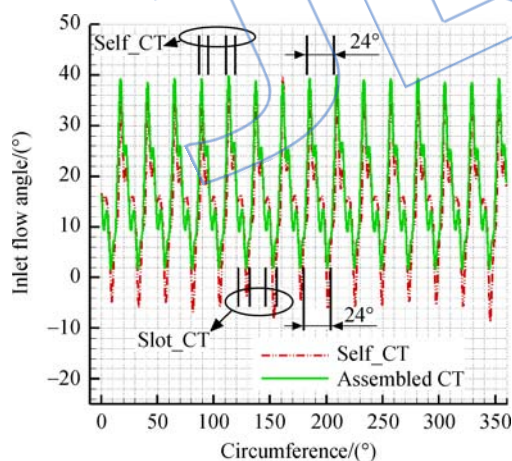
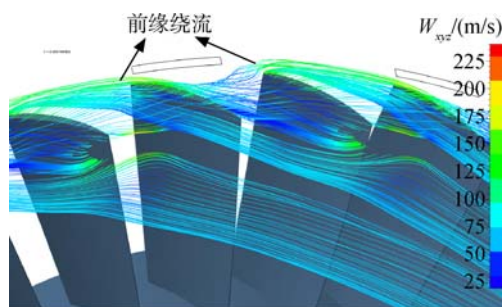


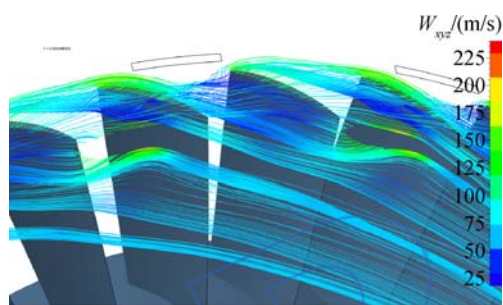
图8 99.2%叶高处进口气流角沿周向分布图

Fig. 8 Inlet flow angle distribution at 99.2% span along circumference direction

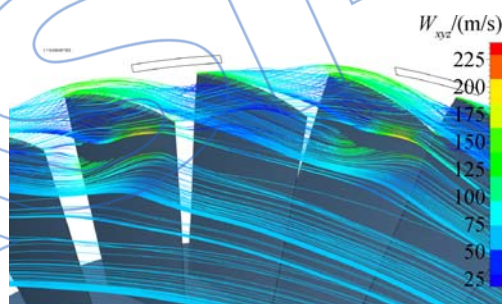
图9给出了转子叶顶1/2径向间隙内4个时刻的部分叶顶泄漏流线分布示意图, $t=0.1845\sim 0.369\text{ ms}$ 表示转子旋转了一个栅距,图中标示 W_{xyz} 的色标代表泄漏速度的数值大小,从图9(a)~图9(d)可观察到,叶顶前缘处部分泄漏流在流向通道



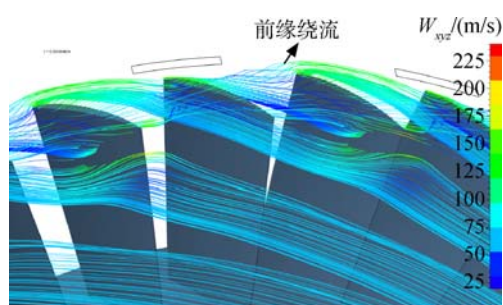
(a) 自适应机匣处理, $t=0.1845\text{ ms}$



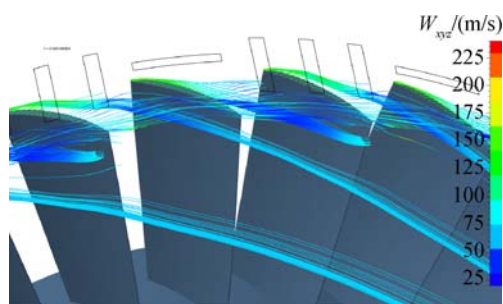
(b) 自适应机匣处理, $t=0.2460\text{ ms}$



(c) 自适应机匣处理, $t=0.3075\text{ ms}$



(d) 自适应机匣处理, $t=0.3690\text{ ms}$



(e) 组合型机匣处理, $t=0.1845\text{ ms}$

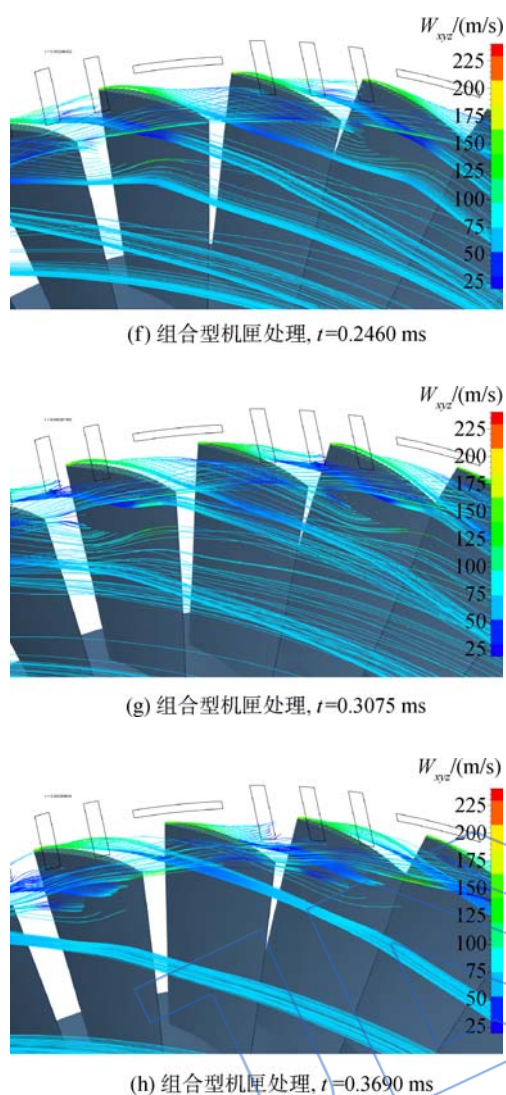


图9 50%叶顶间隙高度处4个时刻的非定常泄漏流线分布

Fig. 9 Unsteady leakage streamlines distribution of four times in the middle of blade tip clearance

下游的过程中分成两部分,一部分能顺利地流出通道,另外一部分在通道内转折流向相邻叶片压力面前缘,出现了前缘溢流现象.当喷气装置对准叶片前缘时,前缘溢流得到很好的抑制,例如图9(c)、图9(d)所示.当喷气装置未对准叶片前缘时,如图9(a)、图9(b)所示,在这两个时刻,图中所有叶片通道都出现了前缘溢流现象.总的来说,受到喷气影响的泄漏流更接近叶片吸力面,而当喷气装置远离叶片通道时,泄漏流又向叶顶压力面移动.当采用组合型机匣处理后,部分叶片通道受到轴向倾斜缝的作用,泄漏流线被抽吸入缝中,因此抑制了前缘溢流的产生,在图9(e)~图9(h)中还可看到,叶顶间隙泄漏流并不是被每组中同

一个缝抽吸,有的时刻一样,有的时刻不一样.以上分析表明,自适应机匣处理与轴向倾斜缝机匣处理的组合,很好地抑制了前缘溢流现象的发生,使压气机能在更低的流量下稳定工作.

4 结 论

论文以亚声速轴流式转子为研究对象,在其上分别开展带自适应机匣处理、轴向倾斜缝机匣处理及组合型机匣处理的压气机全通道非定常数值研究,通过总性能及流场分析得到的主要结论如下:

1) 组合型机匣处理取得的综合裕度改进量分别是轴向倾斜缝、自适应机匣处理的1.77, 1.38倍,但其降低压气机转子效率的程度也越大,最大效率下降1.3%左右.轴向倾斜缝、自适应机匣处理对效率影响程度基本相同,降低的最大程度约为0.5%.

2) 自适应机匣处理时,叶顶吸力面附面层气流分离引起的不良影响是造成转子失速的主要因素.采用组合型机匣处理后,轴向倾斜缝的存在改善了没有受到喷气装置作用的叶顶通道流场,尽管组合型机匣处理不能消除通道内的气流分离现象,但是能削弱气流分离带来的不良影响.

3) 从喷气装置流出的高速气流抑制了叶顶间隙泄漏流从相邻叶片叶顶前缘溢出现象,并且当喷气装置对准叶片前缘时,其抑制前缘溢流的效果才是最佳的.同样地,部分叶片通道受到轴向倾斜缝的作用,泄漏流线被抽吸入缝中,也能抑制前缘溢流的产生.

文中组合型机匣处理结构满足了裕度指标,但没有兼效率.本文目前对组合型机匣处理进行了初步的研究,侧重点在于其扩稳机理及流场的探索,为下一步的结构优化提供指导,力图在以后的研究中达到兼顾效率和裕度的目标.

参考文献:

- [1] Azimian A R, Elder R L, McKenzie A B. Application of recess vane casing treatment to axial flow fans[R]. ASME Paper 89-GT-68, 1989.
- [2] Rabe D C, Hah C. Application of casing circumferential grooves for improved stall margin in a transonic axial compressor[R]. ASME Paper 2002-GT-30641, 2002.
- [3] Wilke I, Kau H P. A numerical investigation of the influence of casing treatments on the tip leakage flow in a HPC front stage[R]. ASME Paper 2002-GT-30642, 2002.
- [4] 楚武利, 卢新根, 吴艳辉. 带周向槽机匣处理的压气机内部流动数值模拟与试验[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 1-6.

- CHU Wuli, LU Xingen, WU Yanhui. Numerical and experimental investigations of the flow in a compressor with circumferential grooves[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 1-6. (in Chinese)
- [5] Fujita H, Takata H. A study on configurations of casing treatment for axial flow compressors[J]. Bulletin of the JSME, 1984, 27(230): 1675-1681.
- [6] 楚武利, 朱俊强, 刘志伟. 折线斜缝式机匣处理的实验研究及机理分析[J]. 航空动力学报, 1999, 14(3): 270-274.
- CHU Wuli, ZHU Junqiang, LIU Zhiwei. Experimental research and analysis of sloped slotted casing treatment[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(3): 270-274. (in Chinese)
- [7] Wilke I, Kau H P, Brignole G. Numerically aided design of a high-efficient casing treatment for a transonic compressor[R]. ASME Paper 2005-GT-68993, 2005.
- [8] LIN Fan, NING Fangfei, LIU Huoxing. Aerodynamics of compressor casing treatment: Part 1 experiment and time-accurate numerical simulation[R]. ASME Paper 2008-GT-51541, 2008.
- [9] Danner F C T, Kau H P, Muller M M, et al. Experimental and numerical analysis of axial skewed slot casing treatments for a transonic compressor stage[R]. ASME Paper 2009-GT-59647, 2009.
- [10] Emmrich R, Hönen H, Niehuis R. Time resolved investigations of an axial compressor with casing treatment: Part 1 experiment[J]. ASME Paper 2007-GT-27581, 2007.
- [11] LU Xingen, CHU Wuli, ZHU Junqiang. Experimental and numerical investigation of a subsonic compressor with bend skewed slot casing treatment[R]. ASME Paper 2006-GT-90026, 2006.
- [12] Weichert S, Day I, Freeman C. Self-regulating casing treatment for axial compressor stability enhancement [R]. ASME Paper 2011-GT-46024, 2011.
- [13] Hathaway M D. Self-recirculating casing treatment concept for enhanced compressor performance[R]. ASME Paper 2002-GT-30368, 2002.
- [14] Iyengar V, Sankar L N. Assessment of the self-recirculating casing treatment concept applied to axial compressors [R]. AIAA-2005-0632, 2005.
- [15] 楚武利, 张皓光, 吴艳辉. 槽式处理机匣开槽数目对扩稳效果的影响[J]. 推进技术, 2008, 29(5): 598-603.
- CHU Wuli, ZHANG Haoguang, WU Yanhui. Effects of grooved number of grooved casing treatment on stall margin[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(5): 598-603. (in Chinese)
- [16] 张皓光, 楚武利, 吴艳辉. 压气机端壁自适应流通延迟失速的数值分析[J]. 推进技术, 2009, 30(2): 202-208.
- ZHANG Haoguang, CHU Wuli, WU Yanhui. Numerical investigation of the flow mechanisms of compressor stall delay through end wall self recirculation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(2): 202-208. (in Chinese)
- [17] 张皓光, 楚武利, 吴艳辉. 缝式处理机匣轴向位置对压气机特性影响的机理[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 92-98.
- ZHANG Haoguang, CHU Wuli, WU Yanhui. Mechanism of influences of axial positions of axial skewed slot casing treatment on a compressor performance [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 92-98. (in Chinese)