

叶尖小翼对跨声速压气机转子变工况性能的影响

韩少冰, 钟兢军

(大连海事大学 轮机工程学院, 辽宁 大连 116026)

摘 要: 为了进一步揭示叶尖小翼对跨声速压气机转子气动性能的影响机理,利用数值模拟方法研究了不同叶尖小翼安装方式对跨声速压气机转子气动性能的影响,并在分析跨声速压气机转子不同转速时的流动失稳机制的基础上探讨了叶尖小翼的扩稳机理. 研究表明:最大宽度的压力面小翼在100%,80%及60%设计转速下分别使得跨声速压气机转子失速裕度增加8.1%,17.4%和7.1%.100%及80%设计转速时,转子叶尖区激波/叶尖泄漏涡干涉及泄漏涡破裂后产生的阻塞区是影响跨声速压气机转子内部流动失稳的关键因素. 压力面小翼的扩稳机制在于降低了叶尖泄漏流强度,减弱了激波/叶尖泄漏涡干涉的强度,减小了叶尖泄漏涡破裂后产生的阻塞区.60%设计转速时,转子叶片吸力面气动过载导致的大面积的分离流动是诱发该跨声速压气机转子失稳的主要机制,此时压力面小翼的扩稳机制在于降低了转子叶尖来流的等效攻角,减弱了转子吸力面附面层三维分离的程度.

关 键 词: 叶尖小翼; 跨声速压机转子; 变工况; 激波/叶尖泄漏涡干涉; 旋涡结构

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Influence of blade tip winglet on the off-design performance of a transonic compressor rotor

HAN Shao-bing, ZHONG Jing-jun

(Marine Engineering College,

Dalian Maritime University, Dalian Liaoning 116026, China)

Abstract: In order to further reveal the influence mechanism of blade tip winglet on the aerodynamic performance of transonic compressor rotor, a numerical study of aerodynamic performance of transonic compressor rotor with different blade tip winglets was carried out. Base on the analysis of transonic compressor rotor flow instability at different speeds, the mechanism of stability enhancement by blade tip winglet was discussed. It is found that the stall margin of the transonic compressor rotor with the widest pressure-side winglet can be increased by 8.1%, 17.4% and 7.1% at 100%, 80% and 60% design speed conditions respectively. At 100% and 80% design speed conditions, the shock/tip leakage vortex interaction and the blockage zone caused by the tip leakage vortex breakdown are the key factors inducing the flow instability in a transonic compressor rotor. The mechanism of stability enhancement by pressure-side winglet contributes to the reduction of blockage zone caused by the tip leakage vortex breakdown, due to the strength reduction of tip leakage flow and shock/tip leakage vortex interaction. At 60% design speed condition, the large area boundary separation on the rotor blade suction surface plays an essential role to the flow instability

收稿日期: 2015-09-20

基金项目: 国家自然科学基金(51436002,51406021); 辽宁省高校创新团队支持计划(LT2015004);

辽宁省教育厅科学研究一般项目(L2014197); 中央高校基本科研业务费专项资金(3132015208,3132014319)

作者简介: 韩少冰(1983—),男,河南驻马店人,讲师,博士,主要从事叶轮机械气动热力学研究.

inception. Compared with the rotor without tip winglet, the equivalent incidence of the rotor with pressure-side winglet is reduced and the degree of three-dimensional separation on the suction surface is weakened.

Key words: blade tip winglet; transonic compressor rotor; off-design; shock/tip leakage vortex interaction; vortex structure

现代航空发动机向高推质比、高效率和高失速裕度方向发展,对压气机气动设计和流动控制技术提出了更高的要求.目前,高负荷跨声速轴流压气机在航空发动机上得到了广泛应用.跨声速压气机中存在着激波/叶尖泄漏涡、激波/附面层流体的相互干涉,严重影响着跨声速压气机的效率和工作稳定性.

针对跨声速压气机转子端区存在的复杂流场结构,研究人员提出了一系列流动控制方法来提高跨声速压气机气动性能,目前主要集中在三维叶片造型技术^[1]、机匣处理^[2]、转子叶顶喷气^[3]、附面层抽吸技术^[4]、施加合成射流激励^[5]或等离子激励^[6]等方面.其中,作为转子叶尖三维几何修型的一种,压气机转子叶尖小翼技术也受到了研究人员的关注^[7].

压气机转子叶尖小翼技术源于外流中的飞机机翼翼梢小翼技术.20世纪70年代,美国国家航空航天局(NASA)的惠特科姆受大型鸟类在飞行中展开翅膀并向上偏折翼尖羽毛以减小阻力的启发,提出了飞机机翼翼梢小翼的概念^[8].之后,研究人员将叶尖小翼这一概念引入到涡轮机械领域.近年来国内外学者开展了一系列利用叶尖小翼控制轴流涡轮叶栅和涡轮转子叶尖泄漏流动方面的研究^[9-11],而叶尖小翼技术在压气机中应用的可行性尚未得到系统研究.大连海事大学钟兢军教授课题组^[12-15]开展了压气机静止直列叶栅和低速压气机转子加装叶尖小翼的数值模拟和试验研究工作.

与压气机直列叶栅和低速压气机相比,跨声速压气机中由于存在着激波,其叶顶间隙流场结构更为复杂.目前国内外鲜有研究跨声速压气机叶尖小翼技术的文献报道,因此,为验证叶尖小翼对跨声速压气机转子叶尖泄漏流动的控制效果,本文针对具有一定代表性的高负荷跨声速压气机转子 NASA Rotor 37 开展了数值研究.首先通过与原型转子试验数据的对比,校验了数值方法的可靠性,之后通过在转子叶尖增设叶尖小翼来研究不同安装方式叶尖小翼对跨声速压气机转子气动性能的影响,并通过改变转子转速和出口背压,

讨论了带叶尖小翼的跨声速压气机转子的变工况性能.

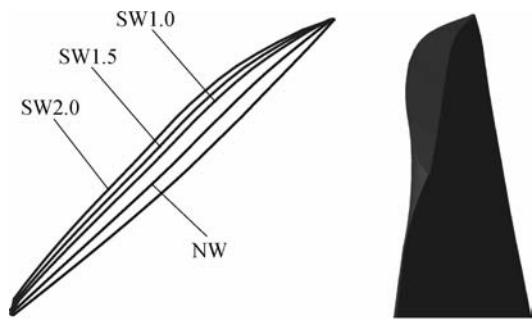
1 研究对象与数值方法

本文研究对象为典型高负荷跨声速压气机转子 NASA Rotor 37,该转子具有详细的试验测量数据,一直广泛用于 CFD 数值程序检核. NASA Rotor 37 设计转速为 17 188.70 r/min,设计流量为 20.19 kg/s,动叶展弦比为 1.19,进口轮毂比为 0.7,叶顶间隙高度为 0.356 mm.文献^[16-17]给出了该转子详细的设计参数和试验数据.

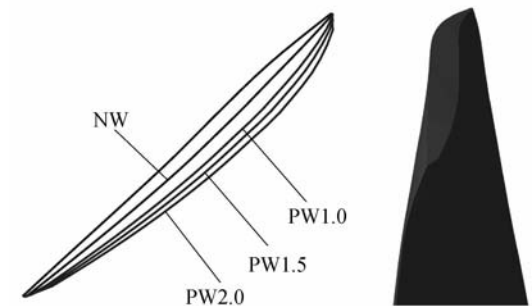
跨声速压气机(下文简称压气机)转子叶尖小翼三维造型采用与转子叶片一体化联合成型的融合式叶尖小翼设计技术.具体设计过程是将转子叶片的叶顶叶型压力面型线或吸力面型线向相应侧扩展,周向扩展量分别为叶型当地厚度的 1.0 倍、1.5 倍和 2.0 倍,得到新的叶顶叶型,之后利用得到的叶顶叶型和其他叶展方向不同位置处的叶型按照积叠线重新积叠成三维叶片,即可得到压气机转子-叶尖小翼的一体化造型,如图 1 所示.叶尖小翼与转子叶片呈融合式一体化造型,且连接处光滑过渡,以最大程度降低叶尖小翼带来的附加摩擦流损失.为便于分析,原型转子不带叶尖小翼,记为 NW;带吸力面小翼的转子分别记为 SW1.0, SW1.5 和 SW2.0,即叶顶叶型吸力面侧周向扩展量分别为叶型当地厚度的 1.0 倍、1.5 倍、2.0 倍.带压力面小翼的转子分别记为 PW1.0, PW1.5 和 PW2.0.

数值计算采用 NUMECA 软件求解相对坐标系下守恒形式的 RNS (Reynolds averaged Navier-Stokes) 方程,湍流模型采用 S-A (Spalart-Allmaras) 方程湍流模型.空间项离散采用中心差分格式,时间项离散采用 4 阶显式 Runge-Kutta 法, CFL (Courant-Friedrichs-Lewy) 数取 3.同时为加速收敛,采用了多重网格、当地时间步长和隐式残差光滑等方法.

计算边界条件:进口总温为 288.15 K,进口总压为 101 325 Pa,气流方向为轴向进气,出口给定轮毂处的静压,并按简化的径向平衡方程确定



(a) 附加吸力面叶尖小翼转子



(b) 附加压力面叶尖小翼转子

图 1 叶尖小翼示意图

Fig. 1 Sketch of blade tip winglet

出口静压沿径向的分布. 壁面采用绝热无滑移边界条件, 与转子叶片联结的轮毂壁和叶片转动, 而轮毂壁的其他部分及机匣则定义为静止. 所有计算均从堵塞点工况开始, 通过逐渐增加背压来逼近失速点, 数值失速前的最后一个收敛解为数值失速边界点. 在最高等熵效率点和近失速边界点附近尽可能地降低背压提升的步长, 以尽可能准确地获取最高等熵效率点和失速边界. 这是目前数值计算判断压气机失稳广泛采用的方法^[18-20]. 首先对不同宽度的叶尖小翼方案分别计算了 100% 设计转速下的气动性能, 之后对 NW, SW2.0 和 PW2.0 在 80% 设计转速和 60% 设计转速下的气动性能也进行了计算.

计算网格采用 AutoGrid 软件生成, 均为结构化网格, 叶片通道区为 O4H 型网格拓扑, 间隙区为蝶形网格. 网格在固体壁面附近进行适当加密, 壁面网格的 y^+ 值小于 5, 满足 S-A 湍流模型的要求. 经过网格无关性验证, 计算选用网格总数为 62 万, 网格分布如图 2 所示. AutoGrid 软件可以保证转子叶片在附加叶尖小翼后的网格分布和网格数量与原型转子保持一致, 这为之后的有/无叶尖小翼压气机转子方案对比分析提供了有利条件.

为了验证数值方法的可靠性, 图 3 对比了

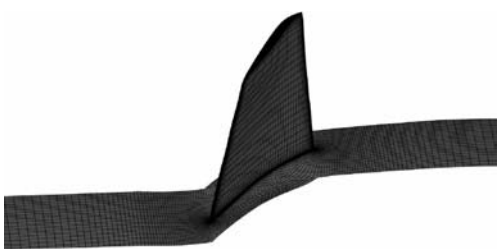
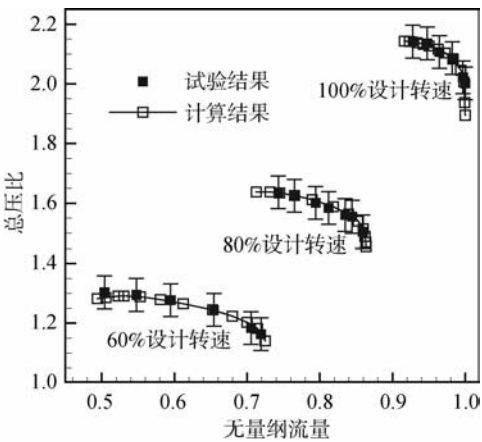
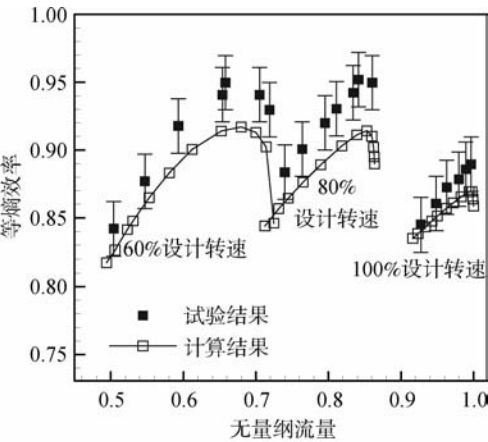


图 2 计算网格结构图

Fig. 2 Structure of computational grid



(a) 总压比



(b) 等熵效率

图 3 数值计算的转子性能曲线与试验数据的对比

Fig. 3 Comparison of rotor performance curves between calculation and experiment

NASA Rotor 37 原型转子在 100% 设计转速、80% 设计转速和 60% 设计转速下数值计算特性曲线与试验测量结果. 由图可见, 数值计算得到的转子总压比与试验结果吻合较好, 而等熵效率虽然在分布趋势上与试验结果较为一致, 但在量值上明显低于试验结果, 数值计算结果只是接近等熵效率误差带的下半支. 这些计算结果与文献^[21-22]中的计算结果较为相似. 此外, 数值计算得到的 3 种转速时的转子失速边界流量均略小

于试验失速边界。

图 4 为计算的压气机转子设计转速下小流量(无量纲流量 $\dot{m}_{\text{norm}}=0.927$)工况时,95%叶高流道内相对马赫数(Ma_r)分布与试验结果的对比。由图可见,数值计算可以较为精确地扑捉转子流动内的激波结构及通道激波/叶尖泄漏涡作用后产生的低速区。

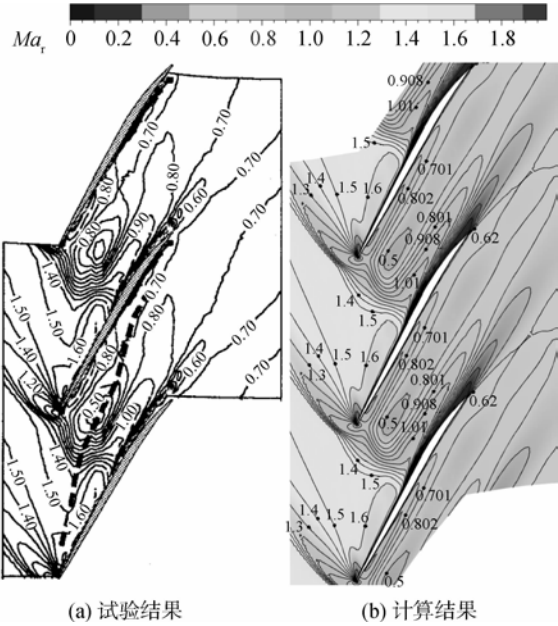


图 4 95%叶高相对马赫数
(100%设计转速, $\dot{m}_{\text{norm}}=0.927$)

Fig. 4 Relative Mach number at 95% span
(100% design speed, $\dot{m}_{\text{norm}}=0.927$)

尽管数值计算结果与试验结果存在以上偏差,总体而言,数值计算能较好地反映出了压气机转子不同工况时气动性能的变化趋势和规律,因此可以用来预测叶尖小翼对其气动性能的影响。

2 计算结果分析与讨论

2.1 压气机转子总性能分析

图 5 为 100%设计转速下带不同叶尖小翼的压气机转子气动性能曲线。与无叶尖小翼的原型转子(NW)相比,不同宽度的吸力面小翼和压力面小翼对转子的总压比特性影响较小。等熵效率方面,不同宽度的叶尖小翼均使得压气机转子的最高等熵效率较原型转子略有所降低。在失速裕度方面,不同宽度的叶尖小翼方案的影响最为显著。不同宽度的吸力面小翼均使得压气机转子的失速流量增加,压气机转子失速边界明显右移。对于不同宽度的压力面小翼而言,3 种叶尖小翼宽度情况下压气

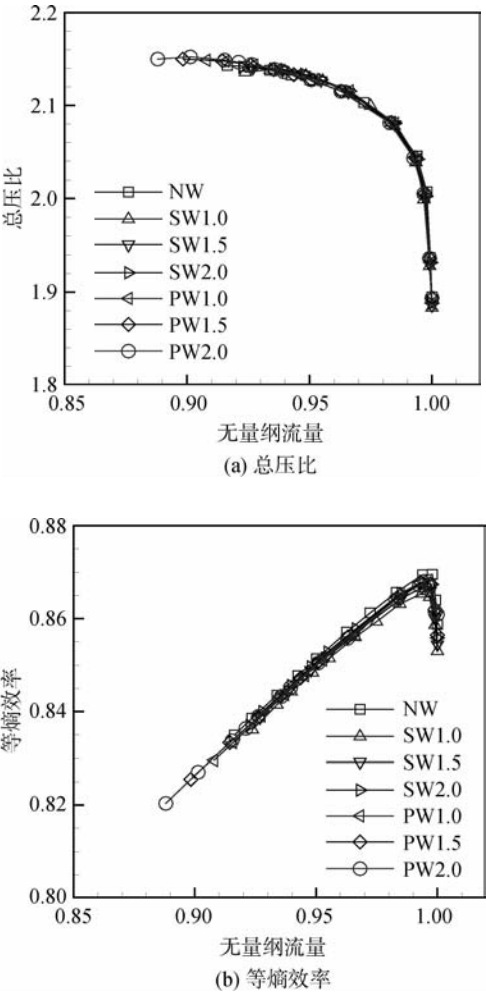
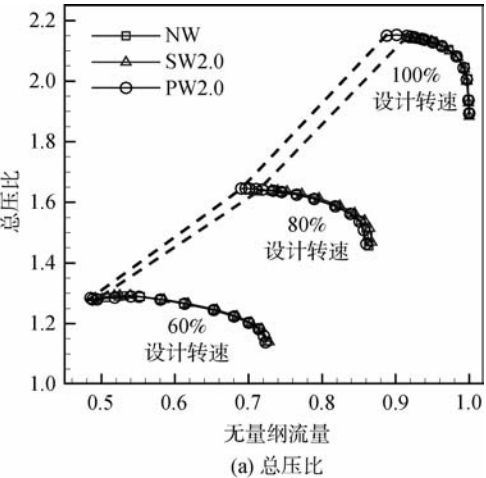


图 5 带不同叶尖小翼的转子气动性能曲线
(100%设计转速)

Fig. 5 Aerodynamic performance curves of rotor with different blade tip winglets (100% design speed)

机转子的失速流量均有所降低,且随着叶尖小翼宽度的增加,压气机转子失速边界左移的趋势加强,压气机转子的稳定工作范围明显拓宽。

图 6 给出了影响最为显著的 SW2.0 方案、



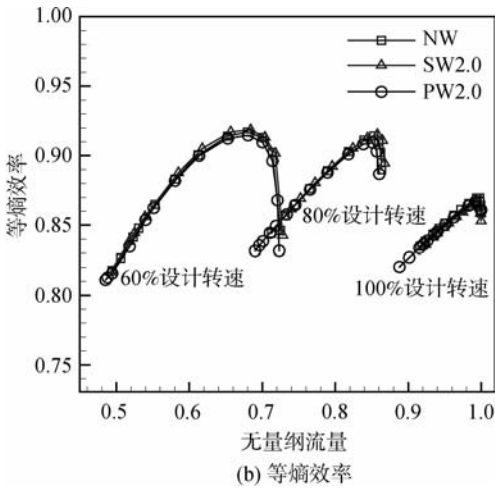


图 6 有/无叶尖小翼的转子性能曲线对比
Fig. 6 Comparison of rotor performance curves between with and without blade tip winglet

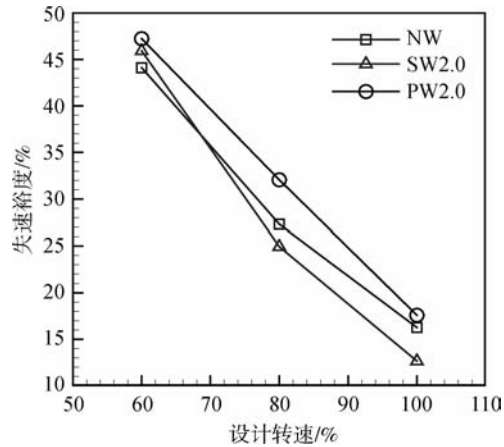


图 7 叶尖小翼对转子失速裕度的影响
Fig. 7 Influence of blade tip winglet on rotor stall margin

PW2.0 方案和原型转子 NW 方案在 100% 设计转速、80% 设计转速和 60% 设计转速时的压气机转子性能曲线对比. 与图 5 相类似, 在转子压升能力方面, 最大宽度的吸力面小翼 (SW2.0) 和最大宽度的压力面小翼 (PW2.0) 在 3 种转速时对转子的总压比均几乎无影响. 在稳定裕度方面, 最大宽度的压力面小翼降低了转子的失速流量, 使得转子失速边界线明显左移. 与之相比, 最大宽度的吸力面小翼却使得 100% 设计转速和 80% 设计转速时的失速流量增加. 等熵效率方面, 最大宽度的压力面小翼均使得 3 种转速时的最高等熵效率略有降低, 而设计点等熵效率变化不大. 最大宽度的吸力面小翼在 100% 设计转速时等熵效率略有降低, 而在 80% 和 60% 设计转速时等熵效率略有升高.

为了定量地分析叶尖小翼对转子失速裕度的影响, 采用 NASA 标准的压气机失速裕度 (S_m) 定义

$$S_m = \left(\frac{\pi_{stall} \times \dot{m}_{\eta_{max}}}{\pi_{\eta_{max}} \times \dot{m}_{stall}} - 1 \right) \times 100\% \quad (1)$$

式中 π 为压气机转子总压比, $\dot{m}$ 为压气机转子流量. 按照此式计算, 不同叶尖小翼方案的转子失速裕度如图 7 所示.

由图 7 可知, 最大宽度的吸力面小翼在 100% 设计转速及 80% 设计转速下分别使得转子失速裕度降低 22.2% 和 8.7%, 而在 60% 设计转速下使其失速裕度略有增加. 对于最大宽度的压力面小翼, 3 种转速工况下均有效增加了压气机转子的失速裕度, 100% 设计转速、80% 设计转速

和 60% 设计转速下分别使转子失速裕度较原型转子增加 8.1%, 17.4% 和 7.1%. 对于本文研究的压气机转子, 不同转速下影响转子内部流动失稳的关键因素会有所不同. 因此, 下面通过对设计转速及非设计转速时压气机转子内部流场结构的考察来分析叶尖小翼引起压气机转子产生上述气动性能变化的内在流体动力学机制.

2.2 设计转速下流场分析

图 8 为不同叶尖小翼方案转子 100% 设计转速时 S_1 面 98% 叶高处相对马赫数 (Ma_r) 分布云图. 图中用实线表示通道激波, 虚线表示叶尖泄漏涡运行轨迹. 图 9 为不同方案 100% 设计转速时沿叶片弦向切片的相对马赫数分布图, 由图可以显示出转子通道内叶尖阻塞区的发展过程. 图 10 为 100% 设计转速下转子叶尖三维泄漏流线.

结合图 8~图 10 可以看出, 对于无叶尖小翼的原型转子, 最大等熵效率工况时转子通道内近叶尖区域流动较为顺畅, 由于此时压气机负荷较低, 叶尖泄漏涡强度及通道激波强度均较弱, 叶尖泄漏涡在叶片前缘附近产生并顺利通过通道激波. 原型转子近失速工况时, 受压气机负荷增强的影响, 通道激波强度增大并在叶片前缘脱体, 通道激波与叶尖泄漏涡强烈作用后在其影响下形状发生扭曲. 激波后靠近相邻叶片压力面区域出现较大面积的低速区, 这是由激波/叶尖泄漏涡干涉后叶尖泄漏涡发生破碎导致的大范围回流区, 该阻塞回流区是影响压气机转子失稳的关键因素. 同时, 在叶片近尾缘区叶片吸力面也存在着附面层分离现象. 与原型转子近失速工况相比, 带压力面小翼的转子在相同流量工况下也存在着两个较为

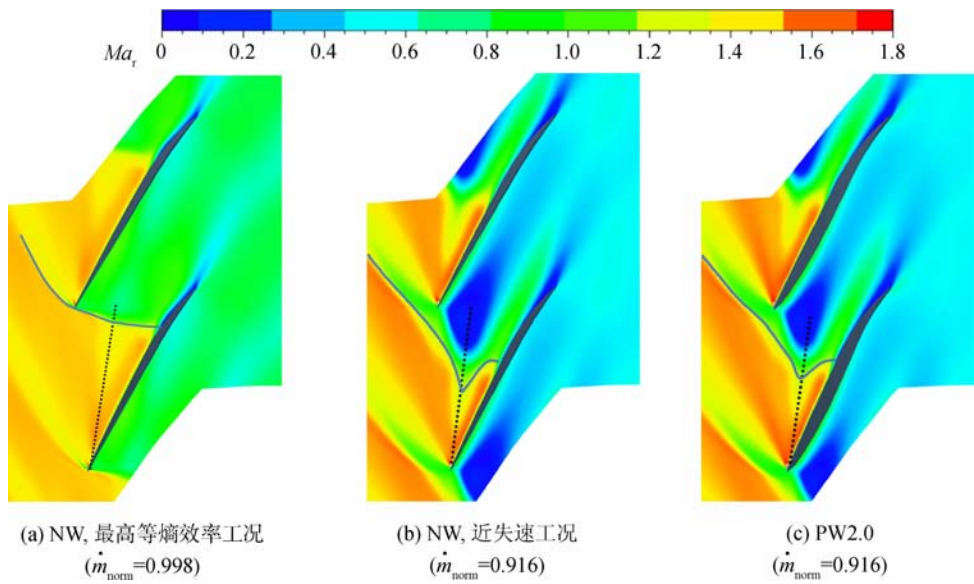


图 8 S_1 面 98% 叶高处相对马赫数云图(100%设计转速)

Fig. 8 Relative Mach number contours on S_1 surface at 98% span (100% design speed)

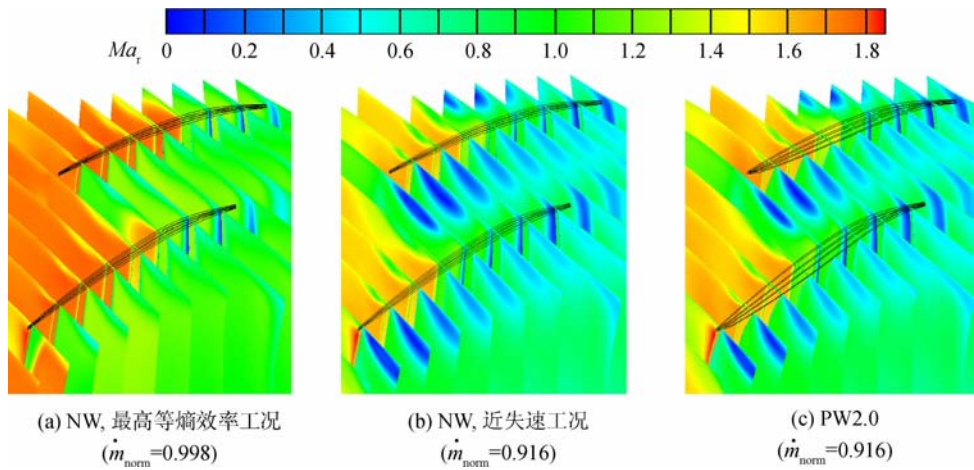


图 9 叶尖区域相对马赫数云图(100%设计转速)

Fig. 9 Relative Mach number contours in the blade tip region (100% design speed)

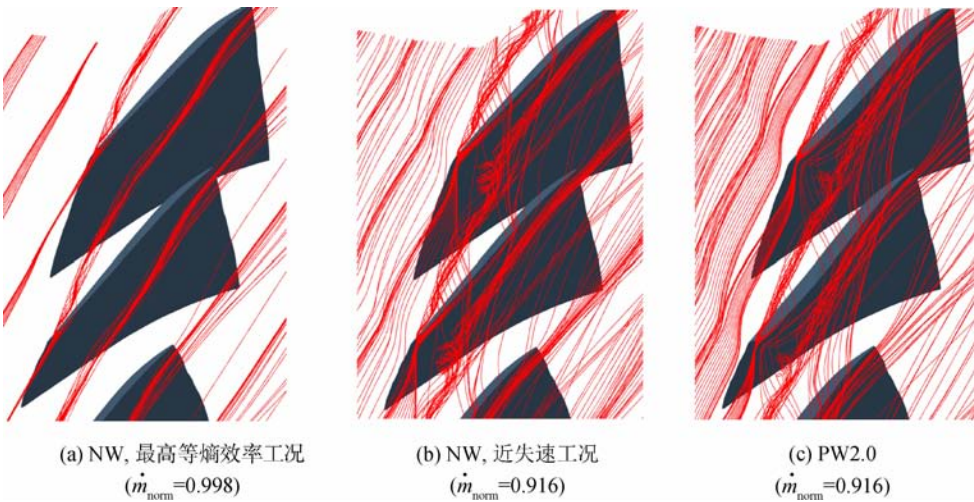


图 10 转子叶尖泄漏流(100%设计转速)

Fig. 10 Tip leakage flow of the rotor (100% design speed)

明显的低速区,分别对应着叶尖泄漏涡破碎区和吸力面分离区.压力面小翼方案中叶尖泄漏流由于受压力面小翼的阻滞作用(如图 10(c)所示),叶尖泄漏涡强度减弱,进而使得激波/叶尖泄漏涡相互作用强度减弱,这一点可以从通道激波扭曲程度的减弱中得到印证,同时叶尖泄漏涡轨迹更为靠近叶片吸力面侧.叶尖泄漏涡强度及其与通道激波干涉强度的减弱均使得叶尖泄漏涡破裂后产生的回流区面积减小,减弱了对转子叶尖区域的阻塞作用,从而扩大了转子的失速裕度.

从图 11 给出的有/无叶尖小翼的转子叶尖子午面周向平均的轴向速度(V_z)和相对速度矢量分布图中也可以辨识出,对于原型转子,近叶尖区从叶片前缘至 70%弦长范围内存在着低速回流区,而压力面小翼方案中回流区范围及强度明显减小,这有助于增强转子叶尖区的通流能力.

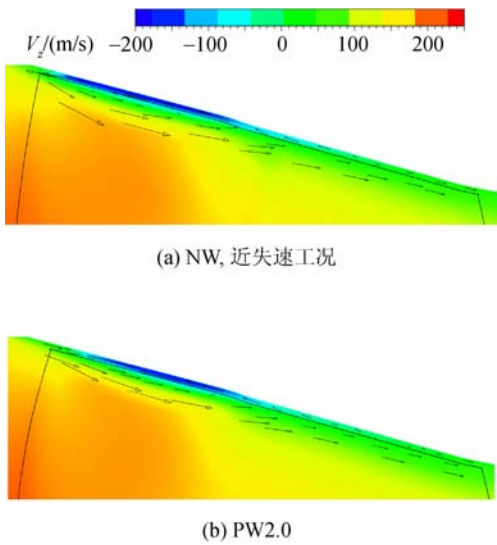


图 11 子午面周向平均的轴向速度和相对速度矢量
($\dot{m}_{\text{norm}}=0.916, 100\%$ 设计转速)

Fig. 11 Azimuthal averaged axial velocity and relative velocity vectors on meridian plan
($\dot{m}_{\text{norm}}=0.916, 100\%$ design speed)

综合以上分析,可以建立有/无压力面小翼的压气机转子叶尖区激波/叶尖泄漏涡干涉流动示意图,如图 12 所示.对于无小翼的原型转子,从叶片前缘起始的叶尖泄漏涡在向转子下游通道发展的过程中不断卷吸近叶尖泄漏流,强度逐渐增强.在遇到通道激波时,受沿叶尖泄漏涡轴方向强逆压梯度的影响,叶尖泄漏涡核膨胀并发生破裂.叶尖泄漏涡破裂后的流体流向动量大大减弱,在转子近叶尖区造成较大面积的流动阻塞.附加压力面小翼后,受压力面小翼的阻滞作用,起始于叶

片前缘的叶尖泄漏涡强度减弱,其在向下游发展过程中卷吸叶尖区被压力面小翼减弱后的泄漏流体,叶尖泄漏涡强度较原型转子进一步减弱,使得其在遇到通道激波后破裂形成的低流向动量流体区范围缩小,压气机转子叶尖通道的流动堵塞程度因而削弱,这也正是压力面小翼的扩稳机理所在.

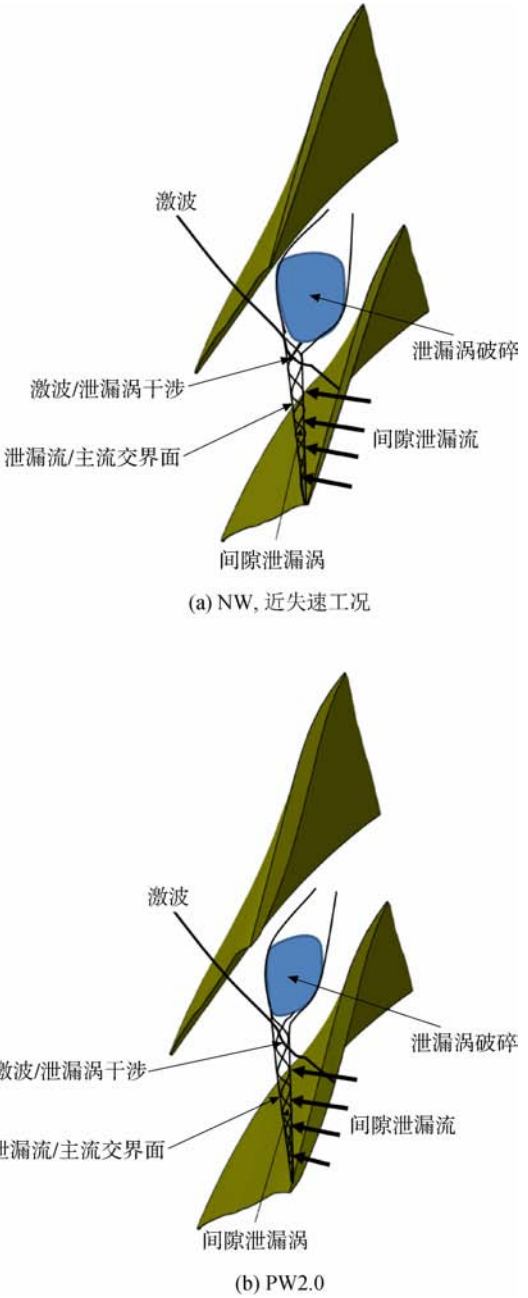


图 12 有/无压力面小翼的转子叶尖激波/泄漏涡干涉示意图($\dot{m}_{\text{norm}}=0.916, 100\%$ 设计转速)

Fig. 12 Sketch of shock/tip leakage vortex interaction in the rotor with and without pressure-side winglet ($\dot{m}_{\text{norm}}=0.916, 100\%$ design speed)

为了进一步分析叶尖小翼对压气机转子旋涡结构的影响,图 13 给出了采用 Hunt 等^[23]发展的

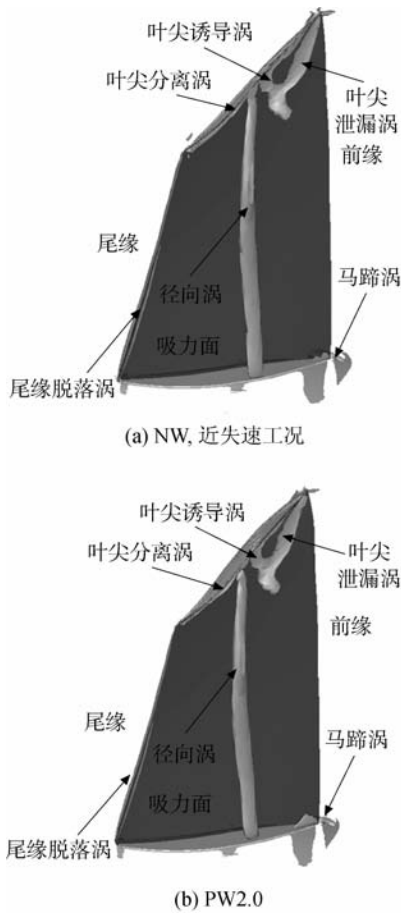


图 13 有/无压力面小翼的转子旋涡结构
($Q=10^9$, $\dot{m}_{\text{norm}}=0.916$, 100% 设计转速)

Fig. 13 Vortex structure in rotor with and without pressure-side winglet
($Q=10^9$, $\dot{m}_{\text{norm}}=0.916$, 100% design speed)

Q 判据涡识别方法得到的转子通道内的旋涡结构。 Q 判据与传统的涡量识别方法相比,优势在于一方面满足广义的伽利略不变性;另一方面也避免了传统涡量识别时不能区分由于旋涡引起的涡量和由于纯剪切流动引起的涡量。从图 13 可以看出,压气机转子通道内主要存在着叶尖泄漏涡、叶尖诱导涡、叶尖分离涡、径向涡、马蹄涡和尾缘脱落实。叶尖泄漏涡在向下游发展过程中与叶尖诱导涡发生交叉,并在通道激波的作用下发生旋涡破碎,旋涡破碎后的流体向相邻叶片近叶片前缘的压力面侧堆积。压力面小翼的存在并未改变跨声速转子通道内部的旋涡结构类型,只是改变了近叶尖区的旋涡形态及运动规律。受压力面小翼减弱叶尖泄漏流动的影响,带压力面小翼转子中叶尖泄漏涡和叶尖诱导涡强度均有所减弱。王如根等^[24]的研究表明,叶尖诱导涡源于在通道激波的诱导下,局部泄漏流体及主流流体在机匣附面

层剪切作用下卷吸形成的近似垂直于流道的横向涡结构。压力面小翼降低了叶尖泄漏流强度,因而使得叶尖诱导涡强度减弱。

2.3 非设计转速下流场分析

图 14 为 80%设计转速下转子叶尖区域相对马赫数分布,图 15 为 80%设计转速下转子叶尖三维泄漏流线。结合图 14、图 15 分析,与 100%设计转速相比,80%设计转速最高等熵效率点叶片前缘处激波已脱体,转子通道内的通道激波位置更靠近叶片中部弦长,此时泄漏涡能顺利通过激波,叶尖通道内不存在显著流动阻塞区。80%设计转速近失速工况时,叶片前缘处的激波脱体更为严重,通道激波更靠近叶片前缘,叶尖泄漏涡较早与通道激波发生干涉,导致叶尖泄漏涡破裂,产生较大面积的低能流体区,严重影响着转子叶尖区的通流能力。与 100%设计转速相比,80%设计转速叶尖的阻塞区范围更大,其原因在于叶尖泄漏涡与主流发生掺混的距离较短,使得叶尖泄漏涡核相对总压的增加量较少,导致叶尖泄漏涡在通过激波时更易发生破裂。与原型转子相比,压力面小翼对转子叶尖泄漏流场的影响与 100%设计转速时相类似。转子叶尖压力面侧外凸的叶尖小翼有效降低了叶尖泄漏流强度,减轻了激波/叶尖泄漏涡干涉的强度,叶尖泄漏涡破裂后产生的低能流体区范围缩小,改善了转子叶尖的通流能力。由于在此转速下泄漏涡破裂程度的加剧,压力面小翼改善叶尖区流动堵塞的程度增强,这也是在此转速下压力面小翼扩稳程度较大的原因。

图 16 和图 17 为 60%设计转速时不同方案转子叶尖通道内相对马赫数分布云图及转子叶尖三维泄漏流线,图 18 为转子吸力面极限流线图。60%设计转速最高等熵效率工况,除叶片前缘存在局部超声速区域外,转子流道内均为亚声速流动。此时转子流道内不存在明显阻塞区,叶片吸力面极限流线显示除了在叶片前缘和尾缘处存在局部的分离流动外,其余大部分弦长位置极限流线均近似平行于上下端壁。近失速工况时,转子叶片吸力面侧由于气动过载产生了大范围的低能流体阻塞区,该阻塞区几乎占据了全部转子叶尖通道。从转子吸力面极限流线可以看出此时叶片吸力面发生了较为严重的分离与回流流动。同时结合转子叶尖泄漏流线可以看出,此时叶尖泄漏流并未卷吸形成典型的叶尖泄漏涡,且叶尖泄漏流对转子叶尖阻塞的形成已不起决定性作用,这与文献^[25]的计算结果相类似。对于带压力小翼的转

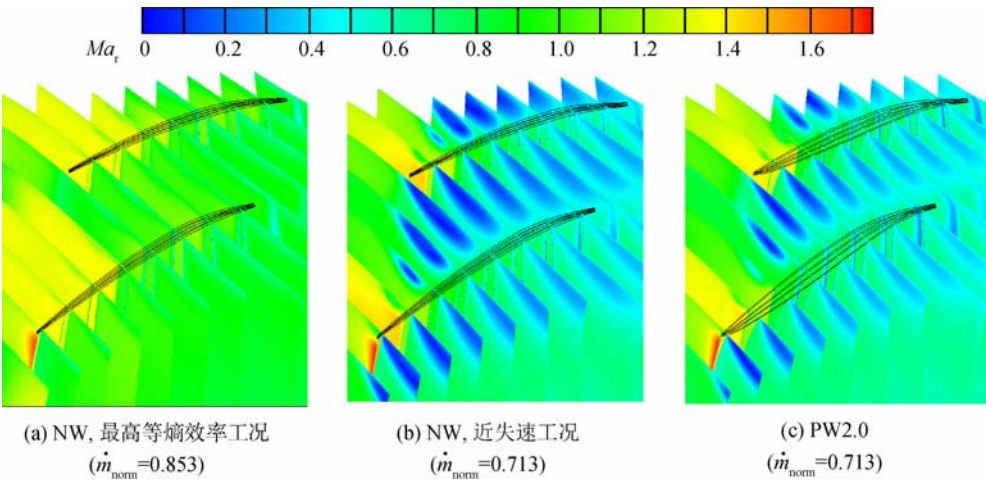


图 14 叶尖区域相对马赫数云图(80%设计转速)

Fig. 14 Relative Mach number contours in the blade tip region (80% design speed)

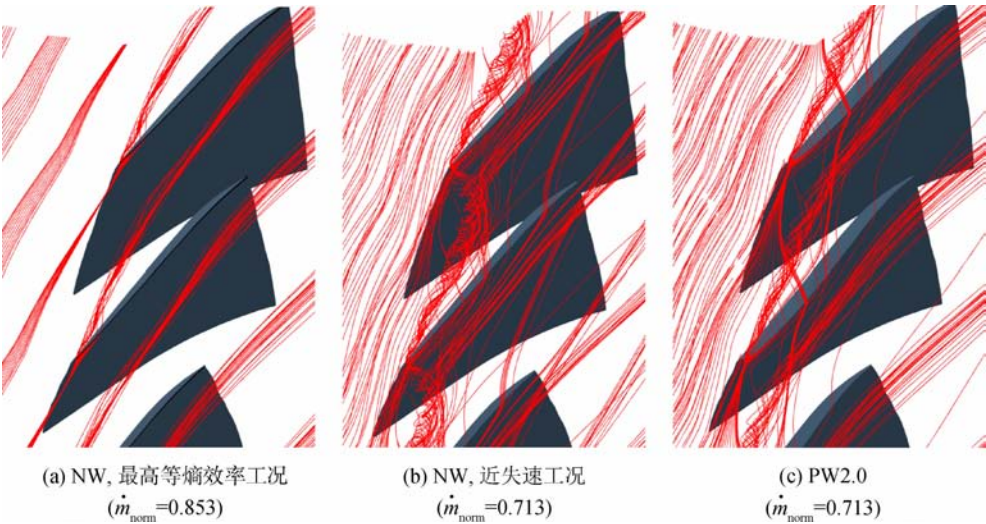


图 15 转子叶尖泄漏流(80%设计转速)

Fig. 15 Tip leakage flow of the rotor (80% design speed)

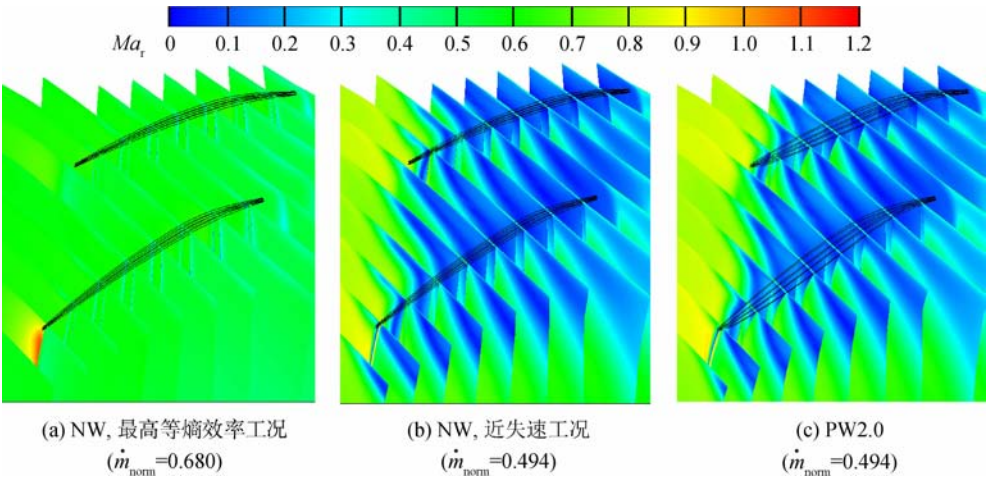


图 16 叶尖区域相对马赫数云图(60%设计转速)

Fig. 16 Relative Mach number contours in the blade tip region (60% design speed)

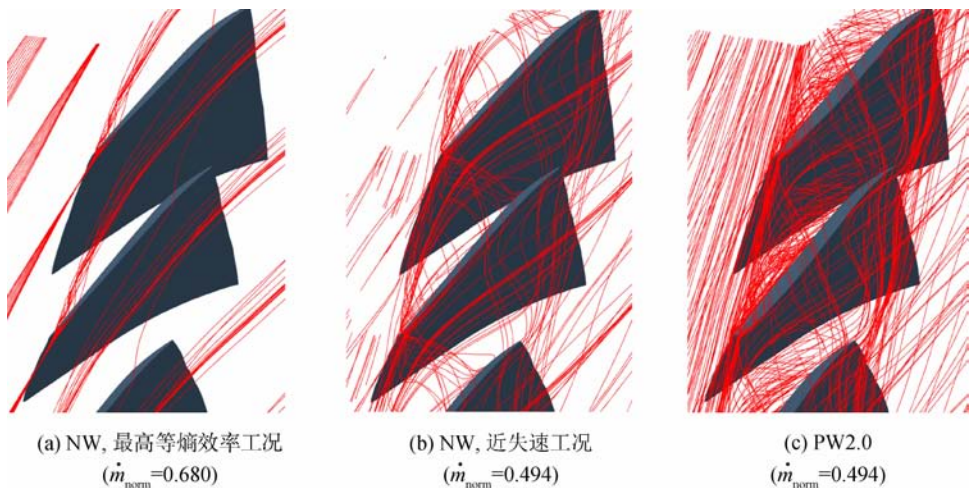


图 17 转子叶尖泄漏流(60%设计转速)

Fig. 17 Tip leakage flow of the rotor (60% design speed)

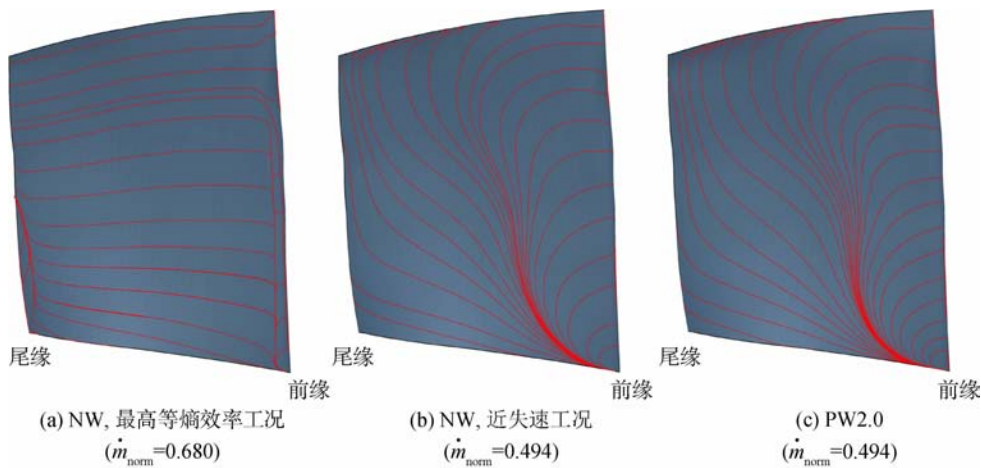


图 18 转子吸力面极限流线(60%设计转速)

Fig. 18 Limiting streamlines on rotor suction surface (60% design speed)

子来说,转子叶尖吸力面也发生着大范围的流动分离,叶尖泄漏流由于更靠近叶片吸力面,使得其被卷入叶片分离区.从叶尖区域相对马赫数云图可以看出压力面小翼使得转子叶尖的阻塞区沿周向的范围有所缩小,进而减轻了叶片通道内的气动堵塞,这说明压力面小翼降低了转子叶尖的三维分离程度.

图 19 为 60%设计转速下 S_1 面 98%叶高处熵增云图和二维流线图.原型转子近失速工况,前缘来流与叶片吸力面分离流相遇后在相邻叶片前缘溢出,使得转子叶尖进气攻角进一步增加,叶片前缘吸力面处出现分离涡.在相同压气机转子流量工况下,对于带压力面小翼的转子而言,前缘来流与吸力面分离流交汇后并未从叶片前缘溢出,而是在压力面小翼的作用下流向通道下游.压力面小翼使得转子叶尖压力面侧厚度增加,这相当

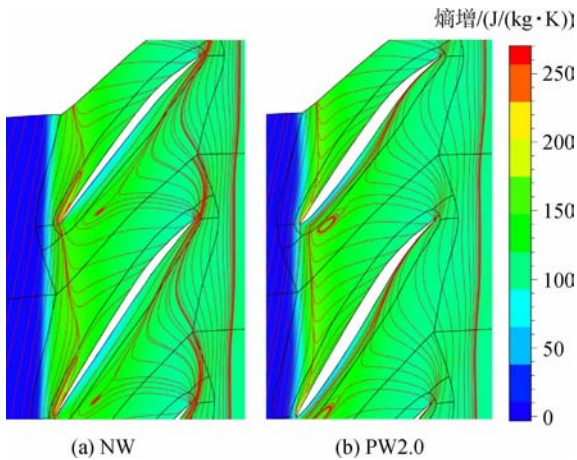


图 19 S_1 面 98%叶高处熵增云图和二维流线图
($\dot{m}_{\text{norm}} = 0.494$, 60%设计转速)

Fig. 19 Entropy contour and 2D streamlines on S_1 surface at 98% span
($\dot{m}_{\text{norm}} = 0.494$, 60% design speed)

于降低了转子气动性能随叶尖进口气流角变化的敏感性,转子前缘吸力面侧的分离涡减弱,转子吸力面附面层三维分离程度有所降低,使得转子通道的通流能力增加,从而扩大了转子的失速裕度。

3 结 论

1) 3种宽度的吸力面小翼在100%设计转速下均使得压气机转子失速裕度降低,3种宽度的压力面小翼在该转速下均有效提高了转子失速裕度。最大宽度的压力面小翼在3种转速下分别使转子失速裕度增加8.1%,17.4%和7.1%。

2) 100%设计转速及80%设计转速时,转子叶尖区激波/叶尖泄漏涡干涉及泄漏涡破裂后产生的阻塞区是影响压气机转子内部流动失稳的关键因素。60%设计转速时,转子叶片吸力面气动过载导致的大面积分离流动是诱发该压气机转子失稳的主要机制。

3) 100%设计转速及80%设计转速时,压力面小翼的扩稳机制在于降低了叶尖泄漏流强度,减弱了激波/叶尖泄漏涡干涉时的强度,减小了叶尖泄漏涡破裂后产生的阻塞区。60%设计转速时,压力面小翼的扩稳机制在于降低了转子叶尖来流的等效攻角,减弱了转子吸力面附面层三维分离的程度。

参考文献:

- [1] Passrucker H, Engber M, Kablitz S, et al. Effect of forward sweep in a transonic compressor rotor[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part A Journal of Power and Energy, 2003, 217(4): 357-365.
- [2] Houghton T, Day I. Enhancing the stability of sub-sonic compressors using casing grooves[R]. ASME Paper GT2009-59210, 2009.
- [3] Cassina G, Beheshti B H, Kammerer A, et al. Parametric study of tip injection in an axial flow compressor stage [R]. ASME Paper 2007-GT27403, 2007.
- [4] Schuler B J, Kerrebrock J L, Merchant A. Experimental investigation of a transonic aspirated compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(2): 340-348.
- [5] Benini E, Biollo R, Ponza R. Efficiency enhancement in transonic compressor rotor blades using synthetic jets: a numerical investigation[J]. Applied Energy, 2011, 88(3): 953-962.
- [6] Vo H D, Cameron J D, Morris S C. Control of short length-scale rotating stall inception on a high-speed axial compressor with plasma actuation [R]. ASME Paper 2008-GT50967, 2008.
- [7] 钟兢军, 韩吉昂, 严红明, 等. 压气机动叶叶尖小翼: 中国,

ZL200810010515. 4[P]. 2010-06-09.

- [8] Whitcomb R T. A design approach and selected wind-tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets[R]. NASA TN D-8260, 1976.
- [9] Shavalikul A, Camci C. A comparative analysis of pressure side extensions for tip leakage in axial turbines[R]. ASME Paper 2008- GT50782, 2008.
- [10] Yong C S, Sang W L. Tip gap flow and aerodynamic loss generation in a turbine cascade equipped with suction-side winglets[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2013, 27(3): 703-712.
- [11] 王大磊, 邵伏永, 郭昊雁, 等. 翼梢小翼对涡轮间隙泄漏流动影响的数值研究[J]. 推进技术, 2014, 35(3): 341-346.
WANG Dalei, SHAO Fuyong, GUO Haoyan, et al. Study of tip winglets on leakage flow in a transonic turbine stage [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(3): 341-346. (in Chinese)
- [12] 钟兢军, 韩少冰, 陆华伟. 叶尖小翼对扩压叶栅气动特性影响的数值研究[J]. 工程热物理论, 2010, 31(2): 243-246.
ZHONG Jingjun, HAN Shaobing, LU Huawei. Numerical simulation of blade tip winglet on the aerodynamic performance of compressor cascade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(2): 243-246. (in Chinese)
- [13] 韩少冰, 钟兢军, 严红明. 不同长度吸力面小翼对压气机叶栅间隙流场影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2011, 26(3): 656-661.
HAN Shaobing, ZHONG Jingjun, YAN Hongming. Influence of suction-side winglet length on tip leakage flow in compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3): 656-661. (in Chinese)
- [14] ZHONG Jingjun, HAN Shaobing, LU Huawei, et al. Effect of tip geometry and tip clearance on the aerodynamic performance of a linear compressor cascade[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(3): 583-593.
- [15] 钟兢军, 韩少冰. 融合式叶尖小翼对低速压气机转子气动性能的影响[J]. 推进技术, 2014, 35(6): 749-757.
ZHONG Jingjun, HAN Shaobing. Effects of blended tip winglet on aerodynamic performance of a low speed compressor rotor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(6): 749-757. (in Chinese)
- [16] Reid L, Moore R D. Design and overall performance of four highly-loaded, high-speed inlet stages for an advanced high-pressure-ratio core compressor[R]. NASA TP-1337, 1978.
- [17] Suder K L. Blockage development in a transonic, axial compressor rotor[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(3): 465-476.
- [18] 陈海昕, 黄旭东, 符松. 跨声速压气机机匣处理的数值研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 298-304.
CHEN Haixin, HUANG Xudong, FU Song. CFD study on casing treatment in a transonic compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 298-304. (in Chinese)

[19] 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):100-105.
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):100-105. (in Chinese)

[20] Beheshti B H, Teixeira J A, Ivey P C. Parametric study of tip clearance-casing treatment on performance and stability of a transonic axial compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2004,126(4):527-535.

[21] Legras G, Gourdain N, Trebinjac I. Numerical analysis of the tip leakage flow in a transonic axial compressor with circumferential casing treatment[J]. Journal of Thermal Science, 2010,19(3):198-205.

[22] 胡加国,王如根,李少伟,等.跨声速轴流压气机径向涡现象与失稳机理[J].航空动力学报,2014,29(9):2239-2246.
HU Jiaguo, WANG Rugen, LI Shaowei, et al. Radial vortex phenomenon and instability mechanism of transonic axial-flow compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2014,29(9):2239-2246. (in Chinese)

[23] Hunt J C R, Wray A A, Moin P. Eddies, stream, and convergence zones in turbulent flows[R]. Center for Turbulence Research Report CTR-S88,1988.

[24] 王如根,胡加国,余超,等.跨声速压气机转子的二次流旋涡结构[J].推进技术,2015,36(4):504-512.
WANG Rugen, HU Jiaguo, YU Chao, et al. Research on secondary flow vortex structure in transonic compressor rotor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015,36(4):504-512. (in Chinese)

[25] 卢新根.轴流压气机内部流动失稳及其被动控制策略研究[D].西安:西北工业大学,2007.
LU Xingen. Flow instability and its passive control strategies in axial-flow compressor[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)

(编辑:陈 越)