

文章编号: 1000-8055(2024)01-20220236-12

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220236

叶尖小翼对跨声速压气机级稳定工作裕度的影响

钟兢军, 赵 傲, 胡 义, 吴宛洋

(上海海事大学 商船学院, 上海 201306)

摘 要: 为了揭示叶尖小翼对跨声速压气机级气动性能的影响机制, 利用数值方法研究了压气机级转子叶片上加装不同宽度压力面/吸力面叶尖小翼的作用效果和扩稳机制。同时, 提出一种更加系统的叶尖小翼结构设计方法以优化叶尖小翼技术在压气机上的应用, 使压气机级压比和绝热效率基本保持不变的前提下提升其稳定工作裕度。研究结果表明: 随着压力面小翼宽度的增加, 压气机级的稳定工作裕度分别增加了 6.01%、9.90%、10.76%、11.43%, 压力面叶尖小翼改变了转子叶顶气流偏转角, 抑制了叶顶泄漏流的产生和泄漏涡破碎, 提升了压气机级的流通能力, 同时减弱了静子叶片吸力侧的分离损失。

关 键 词: 叶尖小翼; 跨声速压气机级; 叶顶泄漏; 稳定工作裕度; 扩稳机制

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effect of tip winglets on stable operating margin of transonic compressor stage

ZHONG Jingjun, ZHAO Ao, HU Yi, WU Wanyang

(Merchant Marine College, Shanghai Maritime University, Shanghai 201306, China)

Abstract: In order to reveal the influence mechanism of tip winglet on the aerodynamic performance of the transonic compressor stage, the aerodynamic characteristics and stability expansion mechanism of compressor stage rotors with different width pressure-side/suction-side tip winglets were studied by numerical method. At the same time, a more systematic structural design method of tip winglet was proposed to optimize the application of tip winglet technology in compressor and improve its stable operating margin on the premise that the pressure ratio and adiabatic efficiency of the compressor stage are kept basically unchanged. The results showed that with the increase of pressure-side tip winglet width, the stable operating margin of the compressor stage increased by 6.01%, 9.90%, 10.76% and 11.43%, respectively. The tip winglet changed the rotor tip flow angle, inhibited the generation of the leakage and the break of the leakage vortex at the tip of rotor blades, improved the flow capacity of the passage, and reduced the separation loss of suction-side stator blades.

Keywords: tip winglets; transonic compressor stage; tip leakage flow; stable operating margin; expansion mechanism

随着航空发动机和燃气轮机性能的提高, 对高负荷压气机的要求也不断提高。跨声速轴流压

气机转子叶顶间隙及其附近区域的流动情况十分复杂, 试验证明, 压气机内部的流动本质上是不

收稿日期: 2022-04-22

基金项目: 国家自然科学基金(52236005, 51906134, 51436002)

作者简介: 钟兢军(1963—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事发动机气动热力学研究。

通信作者: 吴宛洋(1990—), 女, 副教授, 博士, 主要从事热机气动热力学研究。E-mail: wywu@shmtu.edu.cn

引用格式: 钟兢军, 赵傲, 胡义, 等. 叶尖小翼对跨声速压气机级稳定工作裕度的影响[J]. 航空动力学报, 2024, 39(1): 20220236. ZHONG Jingjun, ZHAO Ao, HU Yi, et al. Effect of tip winglets on stable operating margin of transonic compressor stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(1): 20220236.

稳定的^[1-2], 压气机内部接近一半的损失都来自于该区域, 如叶顶泄漏流/激波、激波/附面层相互作用等。因此, 叶顶区域的气动性能严重影响着压气机的压升能力、效率和稳定性, 深入分析叶顶间隙区域内的流动已成为目前研究的热点和难点之一。相关研究表明, 引起压气机失速的关键因素是叶顶通道的堵塞, 而叶顶泄漏涡与通道激波相互干涉后破碎及气流在叶片尾缘的流动分离是其主要诱因^[3-4]。Puterbaugh 等^[5]研究了跨声速转子泄漏涡/激波干涉机理, 并提出了相关的运动学与热力学模型。张卓勋等^[6]数值研究了 Stage35 单级跨声速压气机, 认为其流动失稳是由于动叶间隙泄漏涡与激波相互作用后发生破碎并在动叶叶顶压力面侧形成低能流体团。吴艳辉等^[7]对 Rotor35 孤立转子的非定常流动机制进行了分析, 认为叶尖二次涡的出现及其强度变化是导致跨声速压气机转子叶顶通道阻塞的主要原因之一。

国内外的学者开展了一系列利用主动流动控制和被动流动控制方法^[8-10]调控轴流压气机叶顶间隙流动的研究工作。压气机动叶叶尖小翼技术作为被动控制方法中的一种, 在 2008 年由钟兢军教授提出, 相比于主动控制方法更易实现。叶尖小翼技术在压气机中应用的研究已有了一些平面叶栅到单转子的研究成果^[11]。在压气机平面叶栅的研究中发现, 吸力面小翼同时抑制了低速叶栅中泄漏涡与通道涡的发展, 压力面小翼及组合小翼削弱了泄漏涡强度, 但增强了泄漏涡与通道涡的相互作用^[12]。吴宛洋等^[13]对叶尖小翼在高压声速扩压叶栅的研究结果表明: 压力面与吸力面小翼均削弱了泄漏涡强度, 压力面小翼对于流场及总压损失的改善效果更为明显。对于叶尖小翼在压气机单转子中应用的研究, 韩少冰等^[14-15]对叶尖小翼对跨声速压气机转子变工况及风扇转子变间隙性能影响进行了分析, 结果表明: 压力面小翼在不同转速工况及不同叶顶间隙下均能降低泄漏涡强度, 起到显著的改善效果。赵庆军等^[16]对叶尖小翼在跨声速压气机转子中的研究结果同样表明了压力面小翼减弱了泄漏流的强度和质量流量, 有利于提升压气机全转速范围内的气动性能。

迄今为止, 国内外尚未开展叶尖小翼在跨声速压气机级中的相关研究工作^[17], 大多研究均是叶尖小翼技术对平面叶栅/单转子性能的影响。同时, 根据现有的研究成果发现具有叶尖小翼的

平面叶栅/转子在提升压气机稳定工作裕度的同时会使得压比及绝热效率稍有下降。本文针对跨声速压气机级, 提出了一种更加系统化的可以控制压比及绝热效率的叶尖小翼结构设计方法。通过与原型压气机级流场特性的对比, 探索不同宽度的压力面/吸力面叶尖小翼对跨声速压气机级的作用效果, 分析压力面叶尖小翼对跨声速压气机级稳定工作裕度的调控机制, 为叶尖小翼技术在高负荷压气机级中的实际应用提供理论基础和支撑。

1 数值方法

1.1 研究对象与叶尖小翼造型方法

本文研究对象为单级跨声速轴流压气机 DMU37(如图 1 所示), 该压气机为本文作者所在研究团队自主设计的压气机级, 其主要几何参数及设计参数如表 1。

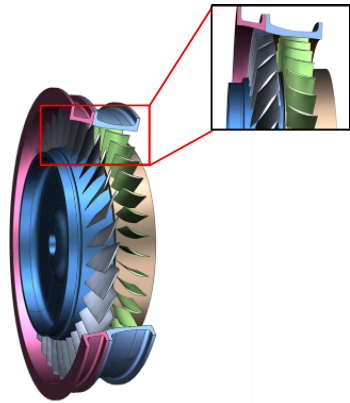


图 1 加装压力面叶尖小翼的 DMU37 压气机级
Fig. 1 DMU37 compressor stage with pressure-side tip winglets

表 1 DMU37 压气机级主要几何及结构参数
Table 1 Main geometric and structural parameters of DMU37 compressor stage

参数	数值
转子展弦比	1.17
转子叶片数	36
设计转速/(r/min)	24 566.8
叶尖切线速度/(m/s)	452
设计间隙/mm	0.4
静子展弦比	1.26
静子叶片数	46
设计流量/(kg/s)	10
设计压比	2.05

叶尖小翼三维造型采用与叶片一体化联合成型的融合式叶尖小翼技术,同时采用一种更加具体的叶尖小翼结构设计方法以降低其在压比及绝热效率方面的负面影响。如图 2 所示,以原型压气机级转子叶片的叶顶型线为基准线,以叶片前/尾缘点为基准点作垂直于叶顶平面的轴,叶片压力面基准线沿轴分别进行顺/逆时针旋转确定小翼宽度及最宽位置,在最低程度上改变原型叶片的叶顶型线。

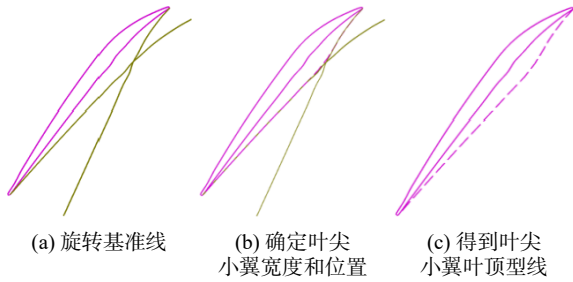


图 2 叶尖小翼结构设计方法

Fig. 2 Design method of tip winglet

本文选取的叶尖小翼最宽位置在 75% 轴向弦长处,与原型压气机级转子最宽位置相对应。叶尖小翼技术早期造型方法为直角造型^[18],这会使得小翼与叶片径向连接处存在较大的转折导致几何不光滑。因此,将叶尖小翼与叶片采用一体化联合成型融合式造型方法^[19]即将转子叶片顶部 94.5% 叶高的压力面/吸力面型线沿周向向压力面/吸力面侧进行延伸,以减小叶片径向表面由于叶尖小翼的加装带来的局部摩擦损失,图 3 为加装叶尖小翼结构的压气机级转子叶片模型图。由于 DMU37 压气机级中存在的转静干涉问题,因此压力面小翼的宽度截止到叶顶最大厚度 P 的 2.0 倍不再继续增大。为了方便分析,将原型压气机级模型方案记为 NW,压力面叶尖小翼方案根据叶顶延展量 W 的不同分别记为 PW0.5、PW1.0、PW1.5、PW2.0。同理,吸力面叶尖小翼方案分别记为 SW0.5、SW1.0、SW1.5、SW2.0。

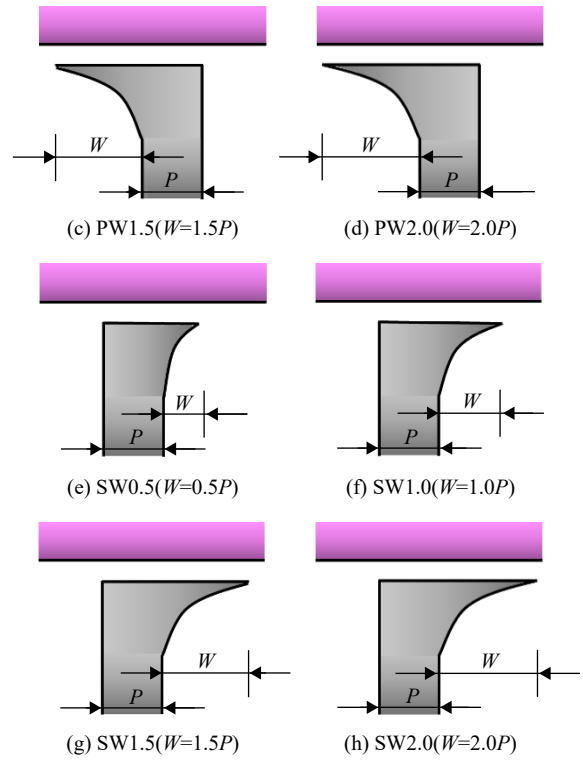
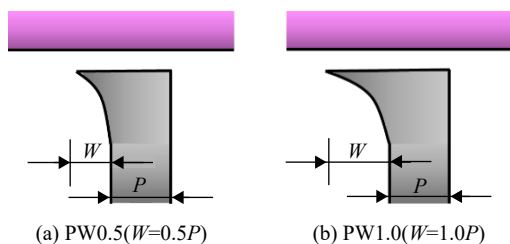


图 3 叶尖小翼叶片示意图

Fig. 3 Sketch of blade tip winglet

定义压气机级稳定工作裕度 S_m 和稳定工作裕度改进量 I_{sm} 分别为

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

$$I_{sm} = \left(\frac{S_{m,p/s} - S_{m,n}}{S_{m,n}} \right) \times 100\% \quad (2)$$

其中 π_{stall} 、 $\dot{m}_{\text{stall}}$ 、 π_{peak} 、 $\dot{m}_{\text{peak}}$ 分别为近失速点压比、归一化流量和最高效率点压比、归一化流量; $S_{m,p/s}$ 、 $S_{m,n}$ 分别为带有压力面/吸力面叶尖小翼的压气级及原型压气机级的流量稳定工作裕度。

1.2 数值研究方法

数值计算采用 NUMECA 软件包,求解定常黏性的 RNS (Reynolds averaged Navier-Stokes) 方程组,湍流模型采用 S-A (Spalart-Allmaras) 模型,空间离散采用中心差分格式,时间项采用 4 阶显式 Runge-Kutta 法,并采用多重网格法、当地时间步长和隐式残差光顺等方法来加速收敛。

图 4 为 DMU37 压气机级计算域及网格结构划分,计算的边界条件设定如下:进口总压为 101 325 Pa,进口给定总温 288.15 K,气流角为轴向进气,出口边界条件给定轮毂处的静压,由径向平衡方程确定出口静压的径向分布。叶片表面、机匣和轮毂均设定成无滑移且绝热的边界条件,

转子叶片及其联结的轮毂壁设置为旋转部件,其余部件设置为静止,转/静子交界面设定为二维无反射条件,可以更加精准地预测跨声速压气机级的流动特性^[20]。

计算通过逐渐增加背压来逼近失速点,数值失速的最后一个收敛解作为数值失速边界点,近失速工况附近的背压增幅为 10 Pa。压气机失速点的精确捕捉还存在一定难度,考虑到本文侧重对比研究,其相对结果仍可作为叶尖小翼对压气机级失速点影响的依据。

计算网格使用 AutoGrid5 软件生成,采用结构化网格,叶片通道区为 O4H 型网格拓扑,间隙区为蝶形网格,对转子叶片端区及前缘和尾缘进行了局部网格加密使 $Y^+ \leq 1.0$,如图 4(b)所示。

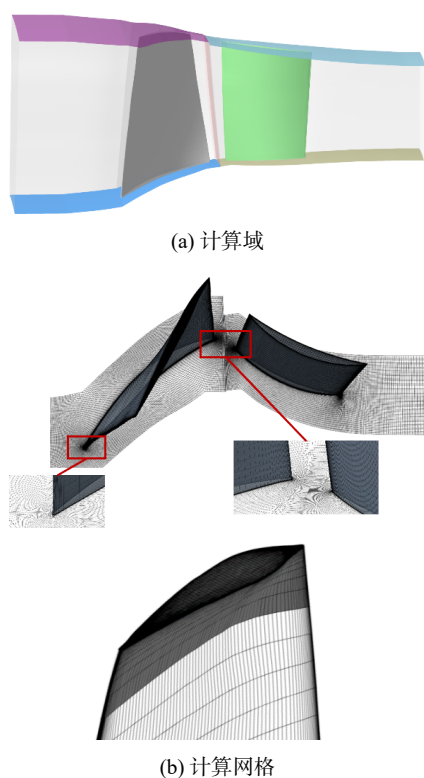


图 4 DMU37 压气机级计算域及网格结构划分
Fig. 4 Computational domain and grid structure of DMU37 compressor stage

1.3 数值校核与网格无关性验证

为了验证本文所采用的数值方法预测的准确性和可靠性,对 DMU37 试验结果及数值计算结果进行了校核,图 5 为校核曲线。其中,EXP 代表试验结果,NUM 则代表数值结果,横坐标归一化流量($\dot{m}_{\text{norm}}$)为压气机级稳定工作范围内工作流量与最大流量之比。数值计算所得特性线整体变化趋势与试验吻合较好。数值结果的稳定工作流

量范围大于试验结果,是由于试验过程中为保证试验台及人员安全并未进行逼近失速工况的试验。两者的压比在最高效率点和近失速点附近差别较小。效率上,计算结果整体上略低于试验值,其原因是数值计算受到湍流模型的限制并不能够更为精准地获得附面层内完全的、真实的流动信息。同时,试验过程当中使用气动探针测量气动参数时受到几何形状和有效行程的限制,无法测量近壁面的流场,而这里是属于附面层流动,气动参数梯度最为剧烈的区域,这也会导致试验获取的数值与数值计算获取的数值之间存在一定的差异^[21]。

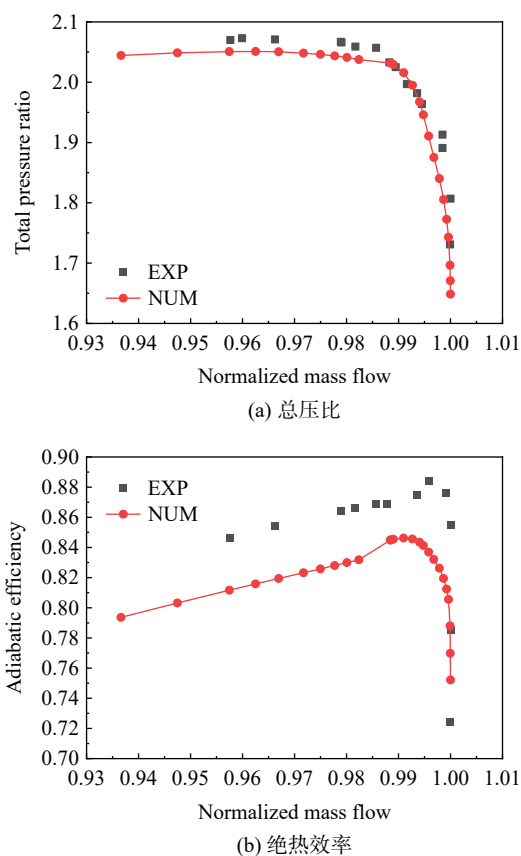


图 5 DMU37 压气机级试验与数值结果对比
Fig. 5 Comparison of DMU37 compressor stage performance between experiment and calculation

为了分析网格数目对计算结果产生的影响,分别采用 150 万、180 万、220 万、250 万、280 万 5 种网格数目(记为 grid1~grid5)对原型压气机级进行网格无关性验证,5 套网格计算得到的压气机性能曲线如图 6 所示。从图中看出,随着网格数目的增加到达 220 万时,grid3 方案计算得到的压气机级压比、绝热效率及稳定工作流量范围与 grid4、grid5 相比无明显变化,为了保证数值计算

准确性的同时节约计算时间可以采用 grid3 方案 (220 万网格) 进行数值计算, 其中转子通道网格数为 135 万, 静子通道网格数为 85 万。叶尖小翼方案模型网格拓扑与网格总数与原型方案保持一致。

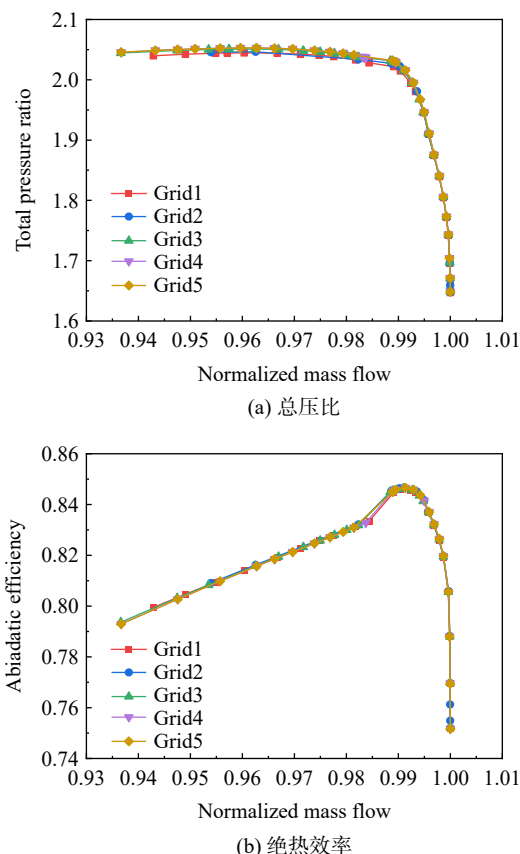


图6 DMU37 压气机级网格无关性验证

Fig. 6 Grid independence verification of DMU37 compressor stage

2 数值结果分析

2.1 压气机级总性能分析

如图7、图8分别为加装不同宽度压力面/吸力面叶尖小翼时 DMU37 级特性曲线的变化。如图7所示, 采用新的叶尖小翼结构设计方法使得压气机级的压比和绝热效率在稳定工作范围内基本保持不变的前提下提升了稳定工作裕度。近最高效率点左侧向流量减小方向有一个突变的过程, 随着叶尖小翼宽度的增加, 效率突变点向右移动且突变程度减小, 说明近最高效率点附近的稳定工作范围变宽, 这也在一定程度上降低了压比和绝热效率随流量变化的敏感性(图7(b))。

从图8可以发现, 该叶尖小翼结构设计方法对于吸力面小翼方案同样可以控制压气机级压比

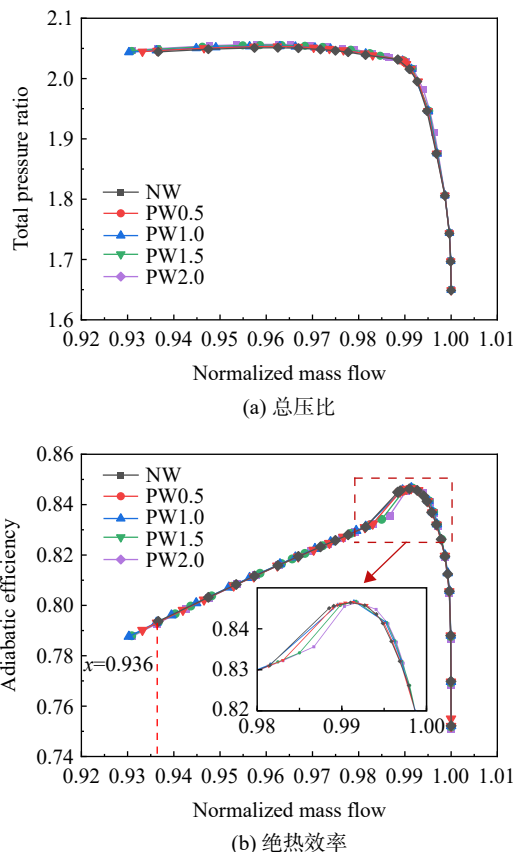


图7 不同压力面叶尖小翼方案的 DMU37 级特性曲线

Fig. 7 DMU37 compressor stage performance map with different pressure-side tip winglets

及绝热效率的变化, 但使压气机级稳定工作的流量范围减小, 且随着吸力面叶尖小翼宽度的增加, 压气机级近失速工况对应的归一化流量点向右移动越明显, 随着吸力面叶尖小翼宽度的增加, 稳定工作裕度分别变化了-4.53%、-7.86%、-10.71%、-16.16%。因此, 本文将选取 NW 方案的近最高效率点($\dot{m}_{\text{norm}}=0.991$)及近失速工况点($\dot{m}_{\text{norm}}=0.936$)对压气机级稳定工作裕度影响为正向的压力面叶尖小翼方案进行后续的特性及流场分析。

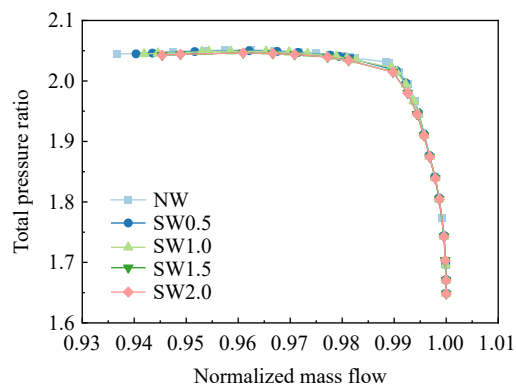
图9为近最高效率及近失速工况下压力面叶尖小翼对绝热效率及压比的影响。定义压气机级绝热效率改进量和压比改进量分别为

$$\Delta\eta = \left(\frac{\eta_p}{\eta_n} - 1 \right) \times 100\% \quad (3)$$

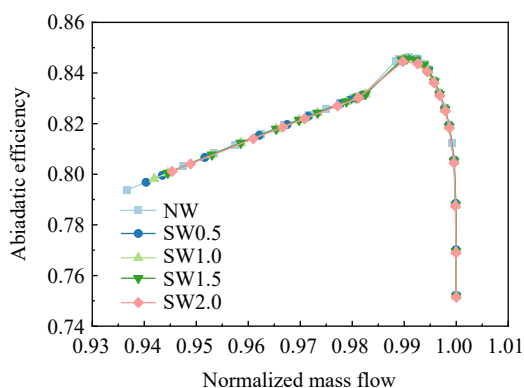
$$\Delta p = \left(\frac{p_p}{p_n} - 1 \right) \times 100\% \quad (4)$$

其中 η_p 、 η_n 分别为带有压力面叶尖小翼的压气级及原型压气机级的绝热效率; p_p 、 p_n 分别为带有压力面叶尖小翼的压气级及原型压气机级的压比。

对于近最高效率工况, 从图9(a)可以看出,



(a) 总压比



(b) 绝热效率

图 8 不同吸力面叶尖小翼方案的 DMU37 级特性曲线

Fig. 8 DMU37 compressor stage performance map with different suction-side tip winglets

叶尖小翼对压气机级压比、绝热效率的影响都是正向的, PW1.0 方案使绝热效率增加 0.038%, 而 PW1.5 方案增加 0.035%; 压比的提升随叶尖小翼宽度的增加呈线性变化, 最多提升 0.022%。对于近失速工况, 如图 9(b) 所示, 各叶尖小翼方案的压比均有所提升, 绝热效率有所下降, PW1.5 方案使绝热效率下降 0.04%, PW2.0 使压比提升 0.26%。综上, 叶尖小翼在近最高效率工况下对压气机级的压比及绝热效率的影响都是正向的, 在近失速工况对压比的影响是正向的, 对绝热效率的负效果随叶尖小翼宽度的增加呈先减小后增大的趋势。

图 10 为不同宽度压力面叶尖小翼方案对 DMU37 级稳定工作裕度的影响。采用新的叶尖小翼结构设计方法使得压气机级的压比和绝热效率在稳定工作范围内基本没有降低的前提下提升了稳定工作裕度。随着压力面叶尖小翼宽度的增加, 稳定工作裕度分别增加了 6.01%、9.90%、10.76%、11.43%。

综上所述, 结合叶尖小翼对压气机级绝热效率、压比及稳定工作裕度的影响, 可以 PW1.5 方

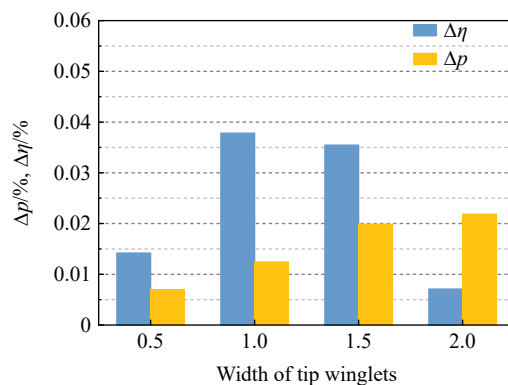
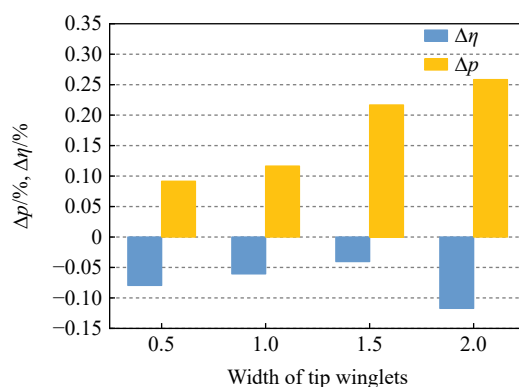
(a) 近最高效率工况 ($\dot{m}_{\text{norm}}=0.991$)(b) 近失速工况 ($\dot{m}_{\text{norm}}=0.936$)

图 9 压力面叶尖小翼对 DMU37 压气机级绝热效率和压比的影响

Fig. 9 Influence of pressure-side tip winglet on adiabatic efficiency and pressure ratio of DMU37 compressor stage

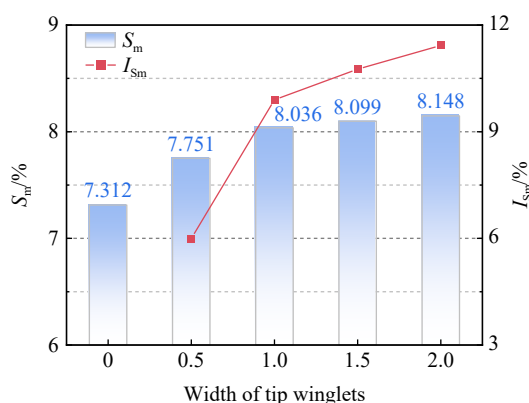


图 10 压力面叶尖小翼对 DMU37 压气机级稳定工作裕度的影响

Fig. 10 Influence of pressure-side tip winglets on DMU37 compressor stage stable operating margin

案在最大程度上提升了压气机级性能的前提下拓宽了其稳定工作范围。

2.2 转子区域流场分析

图 11 为标准螺旋度泄漏流线分布及相对马赫数 $Ma=1$ 的等值线示意图。无量纲螺旋度 H_n

定义为

$$H_n = \frac{\boldsymbol{\xi} \cdot \mathbf{V}_{re}}{|\boldsymbol{\xi}| \cdot |\mathbf{V}_{re}|} \quad (5)$$

式中 $\boldsymbol{\xi}$ 代表绝对涡量矢量; $\mathbf{V}_{re}$ 代表相对速度矢量。无量纲螺旋度表示绝对涡量和相对速度夹角的余弦值,在旋涡涡核处其绝对值为1,可用来表征旋涡相对于涡核流向速度分量的旋拧方向。

如图11(a)、图11(b)所示,相对马赫数 $Ma=1$ 等值线所对应的位置即为激波入射的位置,导致转子失速的原因为通道激波入射到叶片吸力面的位置迁移导致涡/波干涉提前,泄漏涡破碎对应涡核位置处标准螺旋度发生突变,同时泄漏流继续发展到达相邻叶片压力面形成二次泄漏堵塞转子通道造成失速。结合图11(c)~图11(f)可以看出,在激波入射位置之前,不同方案近失速工况下泄漏涡的运动轨迹并无明显区别,但与激波相遇后,PW0.5方案使得泄漏涡破碎程度减弱,泄漏涡涡核缠绕更加紧密,二次泄漏产生的位置控制在50%轴向弦长以前。但随着小翼宽度的增加,PW1.0及PW1.5方案反而加剧了二次泄漏的产生,是由于相邻叶片压力面向通道内延伸为破碎的泄漏流体提供了更便利的跨越平台和更多的压力补充(如图12所示),转子40%轴向弦长后压力梯度增加使得二次泄漏加剧。当叶尖小翼宽度增加到PW2.0时,叶尖小翼完全覆盖在破碎后的泄漏流体上方,叶顶泄漏流跨越相邻叶片压力面到达吸力面的周向宽度增加,同时泄漏流的轴向速度增大使二次泄漏产生的难度加剧,抵消掉由于叶尖小翼安装所增加的压力梯度在叶顶区域带来的影响,该方案下已经基本没有二次泄漏的产生。

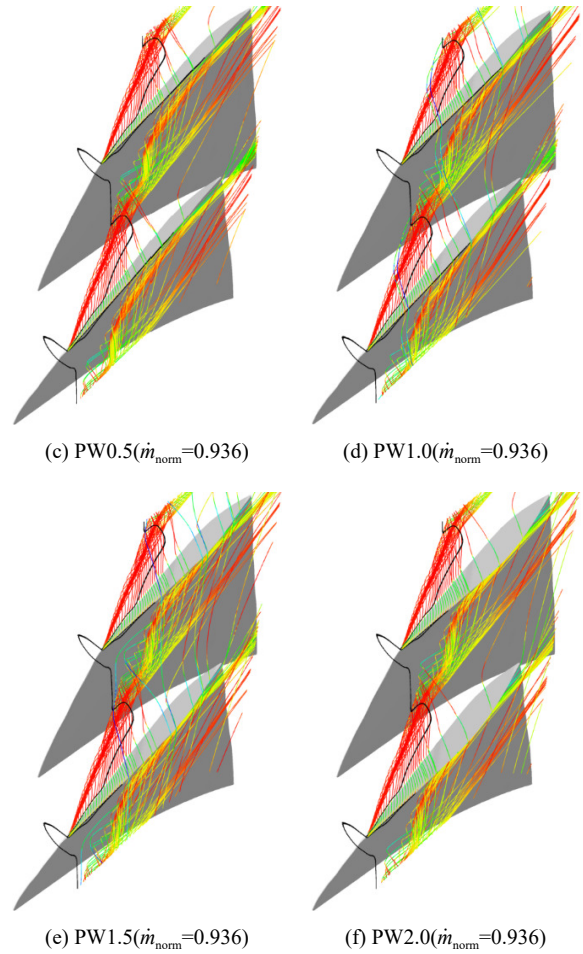
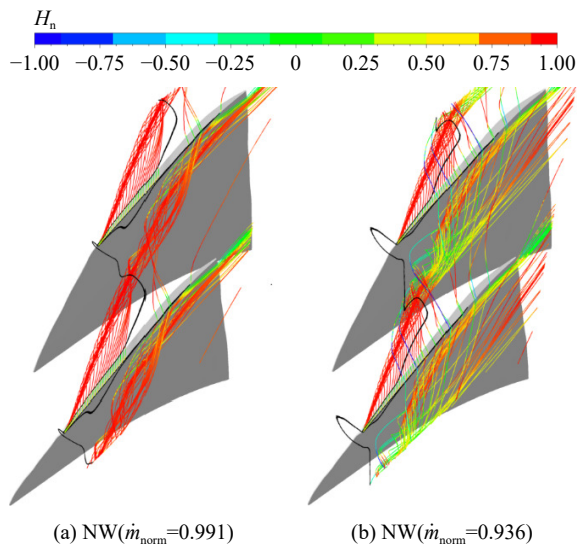


图11 压气机级转子前缘叶顶泄漏流线

Fig. 11 Rotor leading edge tip leakage streamlines

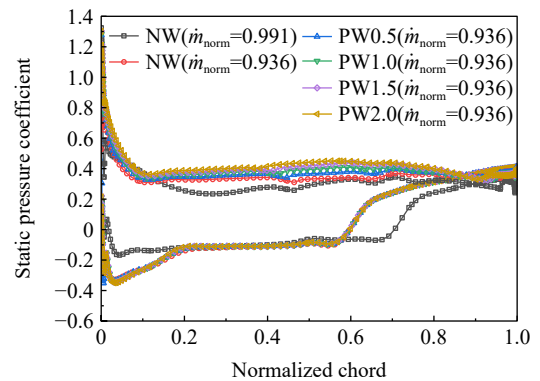


图12 压气机级转子叶片99%叶高的静压系数

Fig. 12 Static pressure coefficient distribution on rotor blade 99% span

图13为转子98%叶高截面马赫数云图,从图13(a)、图13(b)可以看出DMU37压气机级在发生失速时会产生前缘溢流形成突尖失速^[22],而叶尖小翼在转子上的加装并没有改变压气机级的失速形态。同时结合图11可以再次证明,压力面叶尖小翼减弱了泄漏涡与激波的相互干涉使低能

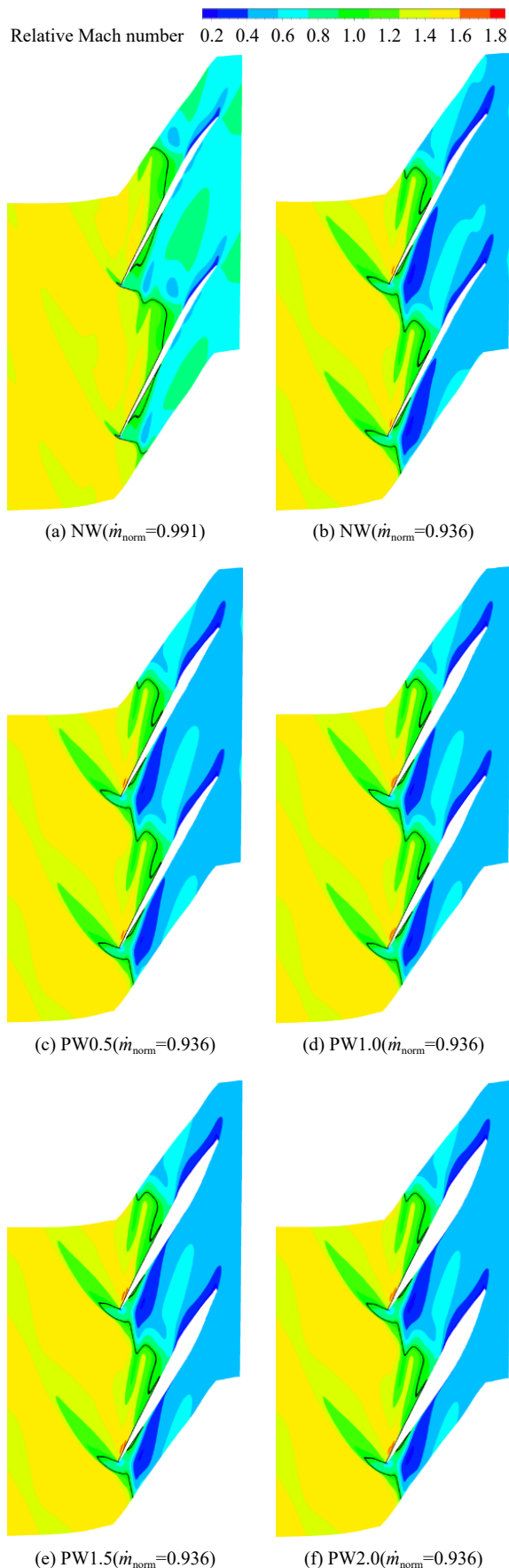


图 13 99% 叶高相对马赫数云图分布

Fig. 13 Relative Mach number contours at 99% span

流体范围减小,且随着叶尖小翼宽度的增加阻碍了低能流体在转子叶片叶顶位置的堆积。

为了更准确地描述压力面叶尖小翼对压气机级转子叶片叶顶气流产生的影响,图 14 给出了压气机转子叶片叶顶气流角(tip flow angle)即流体在转子压力面的圆周速度与轴向速度的夹角沿叶片轴向弦长的变化情况。对于原型压气机转子来说,近最高效率工况下叶顶气流从 50% 弦长之后发生从压力面向吸力面的明显偏转,而近失速工况叶顶气流角突增的位置由 50% 弦长提前至 30% 弦长左右。对于加装了叶尖小翼的压气机级转子来说,随着叶尖小翼宽度的增加叶顶气流向吸力面偏转情况减弱,但靠近转子叶片尾缘 80% 弦长附近,气流角出现突增。叶尖小翼方案气流角的变化,主要是由于压力面流体轴向速度的增大,对即将跨越压力面到达吸力面的流体进行反向牵引,使泄漏流体跨越压力面到达吸力面的难度增加。

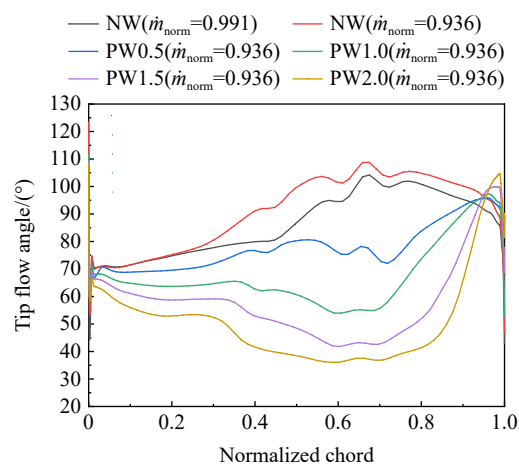


图 14 压气机级转子叶片叶顶气流角

Fig. 14 Tip flow angles of rotor blade

定义压气机级转子出口沿叶高分布的流通系数:

$$\varphi = V_z \rho / U_{\text{tip}} \quad (6)$$

式中 V_z 表示轴向速度, ρ 表示密度, U_{tip} 表示叶尖切线速度。

从图 15 可以看出,失速状态下叶顶泄漏涡和泄漏流强度增加,转子流通系数降低造成叶顶区域堵塞,轴向速度减小,叶尖小翼方案使得近失速工况下叶顶区域轴向速度增加,且随着压力面叶尖小翼宽度的增加,对于 80% 叶高以上范围的流通情况改善越良好。

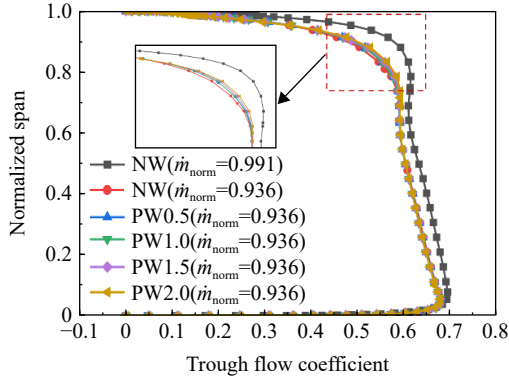


图15 压气机级转子出口流通系数

Fig. 15 Rotor outlet trough flow coefficients

2.3 压气机级流场分析

2.3.1 叶尖小翼对下游静子的影响

为分析不同叶尖小翼方案对下游静子性能的影响,图16为静子进口切向气流角沿静子叶高分布。可以看出,在静子80%叶高以上位置,原型静子叶片进口近失速工况下切向气流角增加,使得静子进气冲角增大,静子吸力面顶部区域发生分离。叶尖小翼结构使受转子叶顶泄漏流影响的静子进气冲角减小,减弱了静子叶片吸力面的分离,减小了流动分离损失,使压气机级的流动稳定性得到提升。

图17为近失速工况下静子进口叶顶区域速度三角形的变化。其中, U 为牵连速度(转子叶顶的圆周运动速度), V 为气流的绝对速度, V_{re} 为气流相对速度, α 为绝对气流角,下标n、p分别表示原型及叶尖小翼方案静子进口平均参数。从图中可以看出,叶尖小翼使转子叶顶泄漏流量减小,叶顶区域流体的轴向速度(V_{px})增大,绝对气流角(α_p)减小,静子叶片进气冲角减小,与图16结果相吻合,且随着压力面叶尖小翼宽度的增加对轴

向速度及相对气流角的影响越显著。而叶尖小翼方案对静子进口叶顶区域流体的切向速度基本没有影响,这也是叶尖小翼方案压气机级压比相比于没有原型方案没有降低的原因。

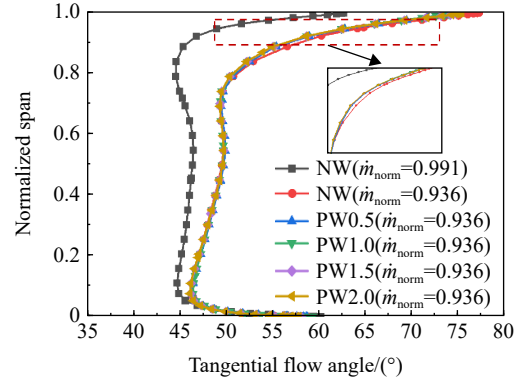


图16 静子进口切向气流角

Fig. 16 Tangential air flow angles at stator inlet

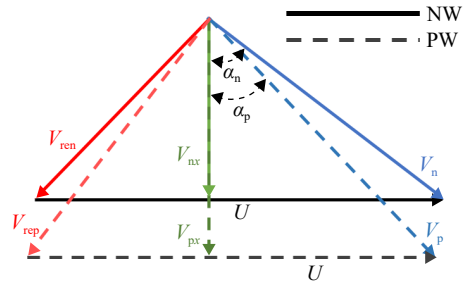
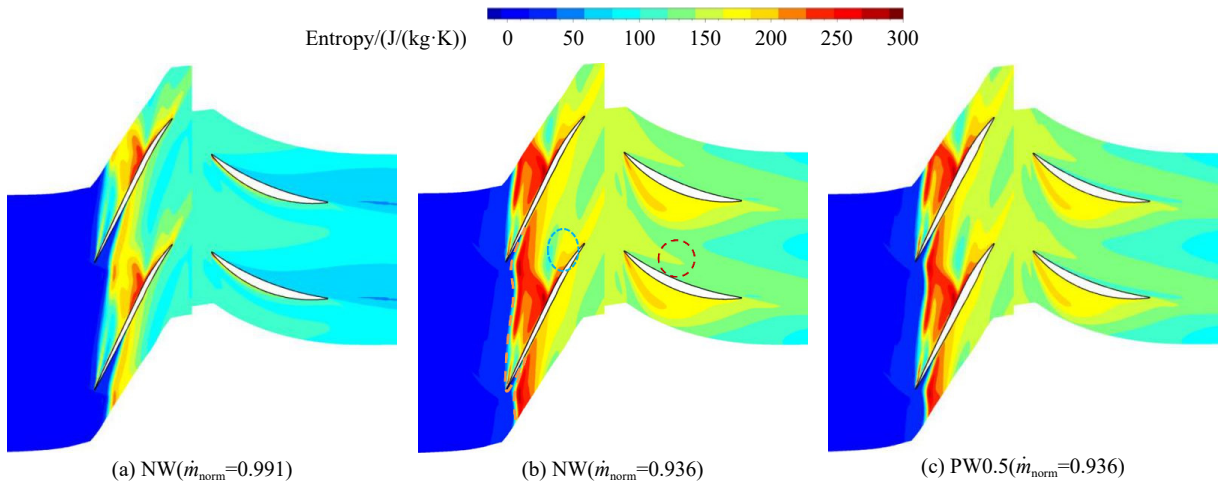


图17 静子进口叶顶区域速度三角形的变化

Fig. 17 Change in velocity triangles at stator exit for tip span region

2.3.2 压气机级损失分析

熵作为衡量流动损失及流场特性的重要参数,可以进一步说明叶尖小翼对压气机级内部流动失速的影响,图18给出了近失速条件下压气机级99%叶高上的熵分布云图。



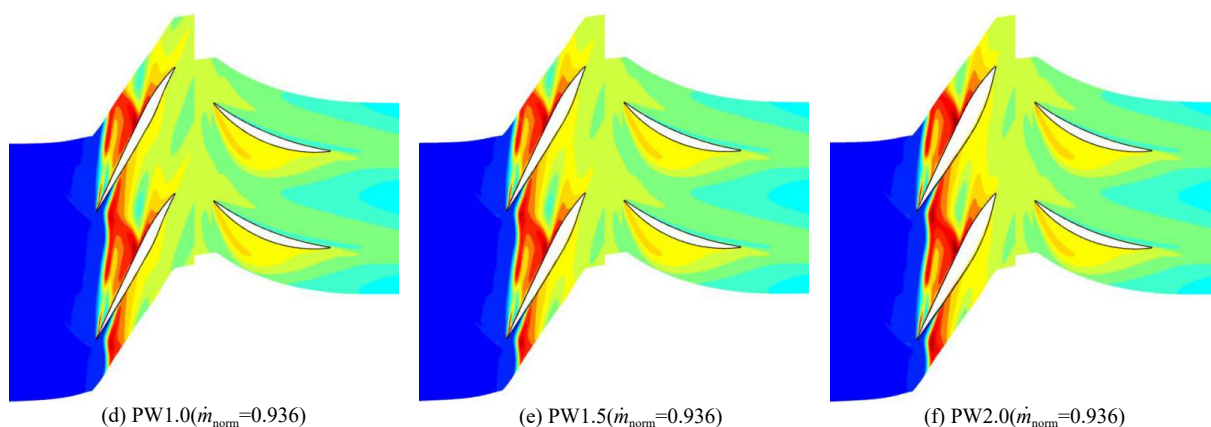


图 18 S_1 流面 99% 叶高熵云图分布
Fig. 18 Entropy contours on S_1 surface at 99% span

压气机转子通道范围内, 主要存在两个高熵区域, 熵突然增加的截面用橙色点划线标记(图 18(b)), 代表主流和叶顶泄漏流之间的交界面。对于叶尖小翼方案(PW0.5~PW2.0)来说, 从转子叶顶沿泄漏流发展方向的高熵区范围减小, 泄漏流强度和影响范围明显减弱。此外, 另一个高熵区(蓝色点划线圆)出现在靠近转子叶片吸力面尾缘附近, 这是由激波/附面层相互作用产生的附面层分离产生的流动损失。随着压力面叶尖小翼宽度的增加, 该高熵区域范围沿周向位置逐渐扩大, 沿轴向位置逐渐减小, 熵增强度逐渐减弱。说明加装压力面叶尖小翼后, 附面层分离损失的影响范围仅限于转子通道内部, 对于转子通道下游的静子叶片影响减弱。

对于压气机静子通道来说, 静子叶片前缘产生的高熵增区域对应着通过转子通道的流体流经下游静子叶片形成的吸力面叶表分离涡, 与原型方案相比, 叶尖小翼方案抑制了分离涡的强度, 减弱了该涡系结构造成的损失。同时靠近静子叶片压力面的高熵区(红色点划线圆)范围随叶尖小翼宽度增加而减小, 由于叶尖小翼阻碍了低能流体向下游通道的流动进而延缓了失速的发生。

图 19 为沿转子/静子轴向弦长的熵分布图, 可以看出高熵区主要集中在转子通道内, 转子通道的堵塞对压气机级的失速占主导地位。叶顶泄漏流在 Plane5 之后与激波发生相互作用破碎, 叶尖小翼使泄漏流从产生到发展的混乱程度降低, 流动损失减小, PW2.0 方案时叶尖小翼宽度过大使转子叶片中后部压力梯度明显增大, 转子上端壁附近流体沿叶片径向方向向下移动与叶顶附近流体发生相互作用, 使该区域(图 19 中黑色圆圈)

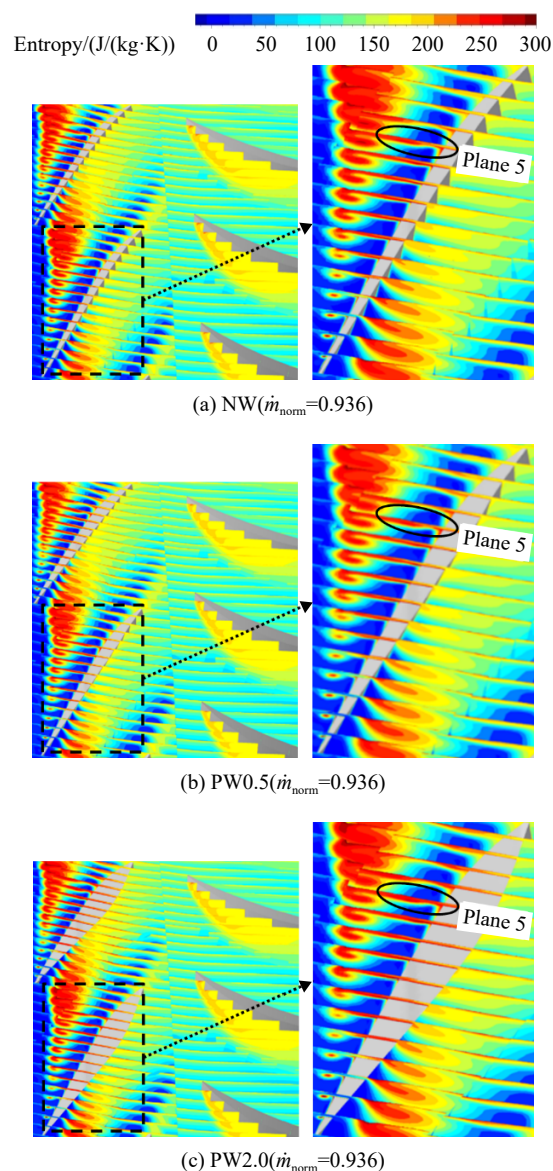


图 19 沿叶片轴向弦长的熵云图分布
Fig. 19 Chordwise distribution of entropy

熵增程度加剧。综上,近失速工况下,随着叶尖小翼宽度的增加,其对压气机级流场结构的改善越来越明显,对压气机效率的影响也逐渐减小。但对于PW2.0方案,叶尖小翼宽度过大导致的端壁流动损失增加会对压气机级效率产生更严重的影响如图9(b)所示。

取压气机静子出口气流总压和未受扰动截面的气流总压之比的总压恢复系数来衡量进气流动过程中损失的大小。图20、图21分别为压气机转子压比和静子总压恢复系数沿叶高分布图,叶尖小翼方案的转子压比在60%叶高~80%叶高范围内略有提升。当叶尖小翼宽度较窄时,PW0.5方案的总压恢复系数相比于原型并没有明显变化,而当小翼宽度增加时通道下游静子的流动损失在50%叶高~85%叶高范围内增加最为明显。转子压比与静子总压恢复系数的乘积对应级压比,虽然较大的叶尖小翼宽度会使得沿静子叶高的总压恢复系数降低,但对于静子整体的总压恢复系数影响不大。因此,叶尖小翼方案压气机级压比相比于原型可基本保持不变。

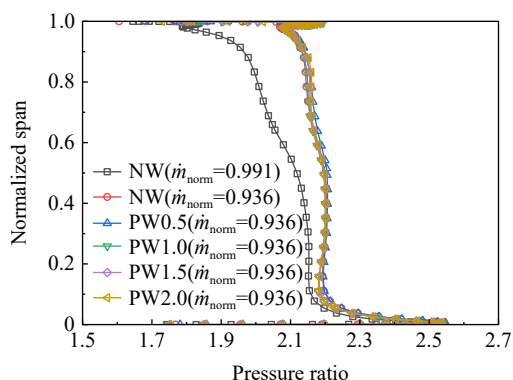


图20 转子总压比沿叶高分布

Fig. 20 Rotor pressure ratio distribution along span

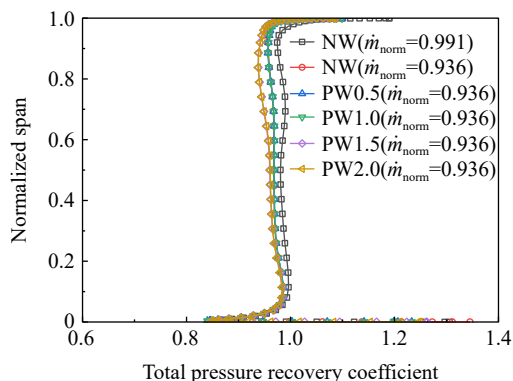


图21 静子总压恢复系数沿叶高分布

Fig. 21 Radial distribution of stator total pressure recovery coefficient distribution along span

3 结 论

本文采用新的叶尖小翼结构设计方法对压力面叶尖小翼对跨声速压气机级气动特性及扩稳机制进行了研究,可以得到以下几点结论:

1) 4种不同宽度的压力面小翼在设计转速下均使得跨声速压气机级的稳定工作裕度提升,新的叶尖小翼结构设计方法控制了压比及绝热效率的降低。

2) 随着压力面叶尖小翼宽度的增加,对于压气机级的稳定工作范围及压比的改善呈线性变化,PW2.0使压气机级稳定工作裕度最多提升了11.43%。

3) 压气机转子叶顶区域流体轴向速度减小导致转子通道内流通能力下降,在周向压力梯度的作用下更易产生叶顶泄漏。同时,通道激波的人射位置提前与叶顶泄漏涡相互干涉后使其发生破碎,随后与静子前缘叶顶产生的吸力面叶表分离涡及尾缘产生的集中脱落涡相互掺混是触发压气机级失速的关键。压力面叶尖小翼有效地控制了转子叶顶泄漏流与静子叶表分离涡的强度。但叶尖小翼宽度过大会加剧其对端壁附近流体的影响进而使静子叶表分离涡的强度增大,因此,压力面叶尖小翼的宽度不宜过大。

4) 叶尖小翼的加装没有改变叶顶泄漏涡的破碎形态,但改变了转子叶顶流体的流动轨迹。压力面叶尖小翼使叶顶区域流体的轴向速度增加,气流从压力面到吸力面偏转角减小,使转子叶顶流体流通更加顺利,同时减小了通道下游静子的进气冲角,减弱了压气机级的流动损失,有效地提升了压气机级的稳定工作裕度,改善了压气机级的工作性能。

参考文献:

- [1] KUPFERSCHMIED P, KÖPPEL P, GIZZI W, et al. Time-resolved flow measurements with fast-response aerodynamic probes in turbomachines[J]. *Measurement Science and Technology*, 2000, 11(7): 1036-1054.
- [2] GERTZ J B. Unsteady design-point flow phenomena in transonic compressors[D]. Cambridge, MA, USA: Massachusetts Institute of Technology, 1985.
- [3] SUDER K L, CELESTINA M L. Experimental and computational investigation of the tip clearance flow in a transonic axial compressor rotor[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1996, 118(2): 218-229.
- [4] HAH C, RABE D C. Role of tip clearance flows on flow instability in axial flow compressors[R]. ISABE 2001-1223, 2001.
- [5] PUTERBAUGH S L, BRENDEN M. Tip clearance flow-shock interaction in a transonic compressor rotor[J]. *Journal of Propulsion*

- and Power, 1997, 13(1): 24-30.
- [6] 张卓勋, 吴艳辉, 楚武利, 等. 激波/泄漏涡相互干扰对跨声压气机流动稳定性的影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1615-1621.
- ZHANG Zhuoxun, WU Yanhui, CHU Wuli, et al. Influence of shock/tip leakage vortex interaction on flow stability in a single-stage transonic axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1615-1621. (in Chinese)
- [7] 吴艳辉, 安光耀, 陈智洋, 等. 跨声速压气机转子近失速工况非定常流动及相关机理研究[J]. 推进技术, 2016, 37(10): 1847-1854.
- WU Yanhui, AN Guangyao, CHEN Zhiyang, et al. Numerical investigation into unsteady flow and its associated flow mechanism in a transonic compressor rotor at near stall conditions[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(10): 1847-1854. (in Chinese)
- [8] 吴艳辉, 张皓光, 楚武利, 等. 槽式处理机匣几何结构参数的正交试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 825-829.
- WU Yanhui, ZHANG Haoguang, CHU Wuli, et al. Orthogonal experimental investigation of geometry structure of grooved casing treatment[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 825-829. (in Chinese)
- [9] 李亮, 胡骏, 王志强, 等. 微喷气对压气机稳定性影响的实验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(1): 161-168.
- LI Liang, HU Jun, WANG Zhiqiang, et al. Experiment of effect of micro injection on compressor stability[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(1): 161-168. (in Chinese)
- [10] 樊琳. 处理机匣情形下的轴流压气机转子失速[J]. 航空动力学报, 2015, 30(11): 2647-2657.
- FAN Lin. Stall of an axial-compressor rotor with casing treatment[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(11): 2647-2657. (in Chinese)
- [11] 钟兢军, 韩少冰. 叶尖小翼控制压气机间隙流动的研究进展[J]. 推进技术, 2017, 38(10): 2200-2207.
- ZHONG Jingjun, HAN Shaobing. Research progress of compressor tip leakage flow control using blade tip winglet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(10): 2200-2207. (in Chinese)
- [12] 韩少冰, 钟兢军. 具有叶尖小翼的压气机叶栅间隙流动分析[J]. 工程热物理学报, 2012, 33(9): 1492-1496.
- HAN Shaobing, ZHONG Jingjun. Blade tip clearance flow analysis of a compressor cascade with tip winglet[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2012, 33(9): 1492-1496. (in Chinese)
- [13] WU Wanyang, ZHONG Jingjun. Variable clearance characteristics of high subsonic compressor cascades with blade tip winglets[J]. Journal of Thermal Science, 2022, 31(2): 495-510.
- [14] 韩少冰, 钟兢军. 叶尖小翼对跨声速压气机转子变工况性能的影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(3): 647-658.
- HAN Shaobing, ZHONG Jingjun. Influence of blade tip winglet on the off-design performance of a transonic compressor rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(3): 647-658. (in Chinese)
- [15] 韩少冰, 张雯棋, 钟兢军. 跨声速风扇转子叶尖小翼设计与扩稳机理研究[J]. 推进技术, 2020, 41(7): 1484-1492.
- HAN Shaobing, ZHANG Wenqi, ZHONG Jingjun. Research on design of blade tip winglet for transonic fan rotor and mechanism of stability enhancement[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(7): 1484-1492. (in Chinese)
- [16] ZHAO Qingjun, CUI Weiwei, XIANG Xiaorong, et al. Numerical investigation of blade tip winglet on flow structure in a high loading transonic rotor[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2022, 236(1): 96-108.
- [17] ZHONG Jingjun, WU Wanyang, HAN Shaobing. Research progress of tip winglet technology in compressor[J]. Journal of Thermal Science, 2021, 30(1): 18-31.
- [18] 钟兢军, 魏曼. 压力面小翼对涡轮叶栅不同冲角下流场影响的实验研究[J]. 推进技术, 2016, 37(5): 892-899.
- ZHONG Jingjun, WEI Man. Experimental investigation of different pressure-side winglets on tip clearance flow in a turbine cascade with different incidences[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(5): 892-899. (in Chinese)
- [19] HAN Shaobing, ZHONG Jingjun. Effect of blade tip winglet on the performance of a highly loaded transonic compressor rotor[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(3): 653-661.
- [20] 张燕海. 转静子交界面处理方法和湍流模型对压气机数值计算影响研究[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2016.
- ZHANG Yanhai. Research on effect of rotor/stator interface approach and turbulence model on simulation of compressor[D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2016. (in Chinese)
- [21] 向宏辉, 王掩刚, 高杰, 等. 轴流压气机效率测量两类影响因素的试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2019, 32(3): 1-7.
- XIANG Honghui, WANG Yangang, GAO Jie, et al. Experimental investigation of two effect factors on axial flow compressor efficiency measurement[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(3): 1-7. (in Chinese)
- [22] 杜娟, 王德臣, 李继超, 等. 轴流压气机叶顶泄漏流与突尖先兆失稳机理的研究进展[J]. 推进技术, 2017, 38(10): 2208-2217.
- DU Juan, WANG Sichen, LI Jichao, et al. Research progress on tip leakage flow and spike-inception stall mechanism in axial compressors[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(10): 2208-2217. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)