doi:10.11887/j.cn.202202020

http://journal. nudt. edu. cn

高亚声速时叶尖小翼对压气机叶栅泄漏流动的影响。

吴宛洋,钟兢军

(上海海事大学 商船学院,上海 201306)

摘 要:为了探索跨声速来流条件时,不同安装位置、不同宽度的叶尖小翼对压气机叶栅气动特性的影响,对 Ma = 0.8 时包括原型叶栅在内的 7 种扩压叶栅的流场进行了数值研究。结果表明:在多种因素的共同影响下,不同来流冲角的吸力面叶尖小翼在流场中都为负效果,增加了流场复杂性;压力面叶尖小翼则改善了泄漏流动,减小了流动损失。两种安装位置的叶尖小翼对流场的影响效果都与其宽度成正比。叶尖小翼 对流场的干扰或改善效果在正冲角工况下都更为明显。与原型工况相比,在正 6°冲角工况时可以观察到两 种叶尖小翼的效果最明显,宽度为原型叶片叶顶宽度 2.0 倍的吸力面叶尖小翼带来 4.17% 的流场损失,宽度

为原型叶片叶顶宽度 2.0 倍的压力面叶尖小翼则伴随着 10.15% 的改善效果。 关键词:压气机叶栅;亚声速;吸力面叶尖小翼;压力面叶尖小翼 中图分类号:V231.1 文献标志码:A 开放科学(资源服务)标识码(OSID):

文章编号:1001-2486(2022)02-162-17



Effect of tip winglet on the leakage flow of compressor cascade at high subsonic speed

WU Wanyang, ZHONG Jingjun

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

Abstract: To explore effects of different installation locations and different widths of tip winglets on the aerodynamic characteristics of compressor cascades under the condition of transonic incoming flow, the flow fields of seven diffused cascades including the prototype cascade were numerically studied at Ma = 0.8. The results show that under the combined influence of various factors, the suction surface tip winglets with different incoming flow attack angles have negative effects in the flow field, and increase the complexity of the flow field. Meanwhile, the pressure surface tip winglets improve the leakage flow and reduce the flow loss. The effect of the tip winglet on the flow field is proportional to its width in both installation positions. The interference or improvement effect of the tip winglet on the flow field is more obvious at positive angle of incidence. Compared with the normal condition, the most obvious effects of the two types of tip winglets can be obtained under the condition of positive 6° . The suction surface tip winglet with a width of 2.0 times of the original width causes 4.17% flow field loss, while the pressure surface tip winglet whose width is 2.0 times of the original width is accompanied by an improvement effect of 10.15%.

Keywords: compressor cascade; subsonic speed; suction surface tip winglet; pressure surface tip winglet

燃气轮机自雏形问世已经历百年历史,随着 世界经济和格局的变化,它在研制技术上面临过 多次巨大的突破、在设计思路上体验过数次深刻 变革。它在人类航空史上有着举足轻重的地位, 正是它的出现使得当时被活塞发动机垄断的领域 里喷气推进发动机开始大放异彩,进而永久改变 了世界的格局。燃气轮机的设计、研制、生产及装 配过程需要各种高新技术和核心技术的共同作 用,集中体现了一个国家的高端工业水平。在国 际形式瞬息万变、百年未有之变局的今天,拥有先 进完备的燃气轮机技术更是各国的追求目标,它的发展在军民领域都具有战略性的指导意义。

压气机是燃气轮机的核心结构,牵一发而动 全身,在压气机中各种结构和性能上的微小改变 都会对燃气轮机的功能特性带来巨大的影响。研 究证明在压气机各种流动损失中,叶顶区域不稳 定流动情况引起的损失占比较多^[1]。这主要是 因为叶顶区域存在叶顶间隙,而在压力差的作用 下具有流动趋势的流体可以通过叶顶间隙从压力 面到达吸力面,这种泄漏流动的方向和分布与流

* 收稿日期:2020-09-29

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51906134,51406002) 作者简介:吴宛洋(1990—),女,黑龙江哈尔滨人,讲师,博士,硕士生导师,E-mail:wywu@shmtu.edu.cn; 钟兢军(通信作者),男,教授,博士,E-mail:zhongjj@shmtu.edu.cn

道中主流有着明显区别,两种有巨大差异的流动 形式相遇、接触、互融、分离的过程定会伴随着明 显的流动损失并会对压气机乃至整个燃气轮机产 生明显的影响^[2-5]。由于叶顶间隙结构必然存 在,合理有效地控制叶顶间隙流动成了压气机设 计过程中的重要课题。根据设计思路上的不同, 主要的控制技术大致可以分为两类:以叶顶喷 气^[6]、合成射流^[7]、等离子激励^[8]为代表的主动 控制技术和以弯掠叶片^[9-10]、机匣处理^[11]、翼刀 结构^[12]为代表的被动控制技术。

钟兢军教授 2008 年提出了在压气机中应用 叶尖小翼这一新的被动控制技术[13],研究团队多 年来进行了一系列的理论、数值和实验研究并获 得了相关结论^[14-20]:低速时(来流马赫数 Ma 小 于 0.3), 在压气机叶栅中引入合理的几何参数及 存在区域的叶尖小翼结构后,叶顶间隙区域的泄 漏流动轨迹被有效控制,进而影响叶尖流场不同 涡系之间的相互作用,泄漏流与主流的相遇、接 触、互融、分离的过程都将被延迟,在流道中的影 响范围减少,带来的流动损失减小。来流马赫数 逐渐变大的过程中(Ma小于0.7),气流不再是简 单的不可压缩流动,压气机气流的流动十分复杂, 包括端壁及叶片表面附面层的发展与分离、泄漏 流动的产生与泄漏涡的破裂、横向二次流及以上 流动现象的相互作用和影响等,在低速时具有改 善作用的吸力面叶尖小翼结构不再体现其正效 果,由于其带来的局部摩擦损失对流场的干预增 强,气流的不均匀性增大,流场特性恶化。同时在 这一过程中合理结构的压力面叶尖小翼仍然会对 叶顶泄漏流动有控制效果,其带来的局部损失对 流场的干预效果弱于其对叶片两侧压力差的削减 作用,即破坏了泄漏流动的动力驱动,减弱了叶顶 泄漏流动,从而使泄漏流与主流的相遇、接触、互 融、分离的这些产生损失的过程都被有效地控制 改善。而叶尖小翼结构变宽时其对压力差的削减 作用愈强,因此控制效果更加明显。也就是说叶 尖小翼技术在来流马赫数小于 0.7 的叶栅中都可 以有效改善流场特性,但在低速时改善效果更好 的吸力面叶尖小翼在高亚声速条件下则会失去改 善效果甚至恶化流场。目前针对高速压气机转子 中应用叶尖小翼的研究,来流马赫数都大 $\pm 1.0^{[21]}$

为了获得叶尖小翼在全工况下的影响机制, 在 Ma 为 0.8~1.0 的高来流条件下,吸力面叶尖 小翼和压力面叶尖小翼对压气机气动特性的影响 还需全面系统探索。本文以 Ma = 0.8 工况的高 速叶栅为研究对象,采用数值模拟方法对比分析 无叶尖小翼的原型叶栅、加装3种不同宽度吸力 面叶尖小翼和3种不同宽度压力面叶尖小翼的叶 栅共7个方案流场的计算结果,初步探求高速来 流时叶尖小翼对叶顶区域间隙流动的影响机制, 为外界条件改变时最佳叶尖小翼设计方案的判断 提供原理依据,同时可以使后续的复杂高速实验 目标更有针对性。

1 计算模型及数值方法

1.1 计算模型与结构参数

数值计算过程中应用的叶型为某中高速转 子叶顶位置的截面,叶型截面如图1所示。叶 栅的主要几何参数及气动参数如表1所示。叶 顶间隙选择3%c,冲角范围选择0°、±3°、±6°。 来流马赫数为Ma=0.8,此时刚刚进入跨声速, 针对此来流速度的研究既可以让高亚声速来流 条件时叶尖小翼结构的研究更完整,又可以为 更高来流速度的叶栅及跨声速转子的研究提供 理论依据。



如图 2 所示,按照叶尖小翼结构的安装位置, 将位于吸力面的小翼结构定义为吸力面叶尖小翼 (Suction Surface Winglet,SSW)、位于叶片压力面 的定义为压力面叶尖小翼(Pressure Surface Winglet,PSW)。将-6°、-3°、0°、+3°、+5°五个 冲角工况分别命名为 N06、N03、N00、P03、P06。 为了防止在后续实验过程中由于高速气流的冲击 Tab. 1

表1 主要叶栅参数

Main cascade parameters

数值
40
34.64
100
30
60
46.23
76.93
30.7
272
-6, -3,0, +3, +6



Fig. 2 Schematic diagram of tip winglet structure

力引起叶尖小翼脱落、消除接触缝隙,研究中不再 使用低速来流条件时的外接小翼结构,而选择与 叶片融合的整体式加工设计,叶尖小翼结构相当 于增加了叶片叶顶的宽度。为了尽可能地降低损 失,在叶高方向小翼结构与叶片的过渡部分选择 了曲线光滑连接。原型叶片的无叶尖小翼方案命 名为 NW;SSW 及 PSW 各有3种方案,共计6种, 结合安装位置及叶尖小翼结构的周向宽度相对于 NW 方案叶顶截面周向宽度的倍数变化,分别命 名为 SSW1.0、SSW1.5、SSW2.0、PSW1.0、PSW1.5 及 PSW2.0。

1.2 网格及边界条件选定

选择 ICEM CFD 软件获得算例的网格,在使 用过程为了获得计算周期更短、质量更高的结构 化网格,将计算域共分为3个模块,依次为叶顶间 隙区域、叶尖小翼结构区域以及无叶尖小翼结构 存在的原始叶片区域,各个模块之间利用交界面 命令完成计算。通过网格无关性的计算(如图3 所示,纵坐标 C_{ξ} 为总压损失系数),确定将7种数 值计算方案的网格数目保持在120万左右。现有 结果证明湍流模型需要选定SST(Shear-Stress Transport) $k - \omega$ 模型^[15],同时前期实验过程也证 明了该模型可以更好地完成高速来流条件下的流 场获取。计算过程中进口条件为气流来流角度、 进口总温及进口总压,出口给定相对压力值为0 的静压。计算域两侧的边界给定周期性边界,上 下壁面、整体叶片结构壁面为绝热、无滑移固定壁 面。选定距离尾缘0.5倍轴向弦长的截面为出口 截面进行分析(如图4所示)。





Fig. 3

Grid independence verification



图 4 网格计算域 Fig. 4 Grid of computational domain

1.3 数值校核

为证明应用的数值模拟方法可信需要进行 数值校核,对比分析图 5 所示的两种研究手段 获得的出口总压损失分布情况,其中横纵坐标 分别为节距和叶片高度的无量纲化,结果显示 数值计算与实验测量对流场的提取结果相似, 流动规律一致,不同程度的损失范围分布规律 相同。图 6 为不同来流冲角下两者得到的总压 损失系数曲线对比。由图 6 可知,不同来流冲 角下数值计算和实验测量两种研究方法得到的 总压损失系数变化规律一致,数值结果与实验 结果的数值误差均在可允许的 5%范围内。因 此,本文研究过程中采用的数值计算方法是可 行与准确的。







2 计算结果及分析

2.1 叶栅流场熵变化

图 7~11 为不同冲角下 7 种叶栅方案内部流 场的熵分布云图。第一个截面位于叶片前缘,每 个截面间隔 10% c,方向垂直于轴向。熵可以度



量流场混乱程度,流场越稳定简单,熵值越小;当 流场中出现打破稳定的流动状态,也就是涡系出 现后,熵会增大。叶顶区域的损失主要产生于各 种涡及之间的剪切作用,不同的流动形式相遇、接 触、互融、分离的过程对应着高熵区,其中运行轨 迹是从叶片压力面至叶片吸力面的高熵区域对应 着的泄漏涡路径。

观察不同冲角下的 NW 方案可知,与 N00 工况相比,N03 工况下压气机叶栅中熵值减小。 而 N06 工况时,由于入射角度偏转较大,此时泄 漏涡在流场中的影响范围会大于 N00 工况。正 冲角时,偏转更加明显,泄漏流动在节距范围内 的影响程度加剧,高熵区域随着冲角的增大而 显著增大,即正冲角下的叶栅流场的熵都大于 N00 工况。

仔细观察设计冲角工况,泄漏涡会在压力差 作用下在流道前部出现,随着流道中泄漏涡的发 展,对应着泄漏涡涡核区域的最明显熵增区域逐 渐扩张,在此冲角下,与原型叶栅 NW 方案相比, 引入了3种吸力面叶尖小翼的 SSW 方案都增加 了流场流体分布的不均匀性,混乱程度增加。虽 然叶片宽度增加会延迟泄漏流动,但叶尖小翼 结构引起的局部损失使得此时其干扰作用对流 场中的影响最为明显,且随着小翼宽度的增加, 局部损失增大,结构附近低能流体会更多,即泄 漏流体可卷吸的流体增多。吸力面叶尖小翼增 加了叶顶在叶片吸力面侧的延伸距离,泄漏流 体流出叶顶间隙区域后就比 NW 方案更远离叶 片吸力面,而更深入流道,这就使得泄漏涡在节 距方向上的发展受到叶片吸力面壁面的阻碍作 用较弱,可以更容易地在节距方向上发展,同时 与主流接触面积更大,两者互相作用更加明显, 这直接造成了流道中熵的增加,也就是叶片吸 力面侧压力的减小,而叶片吸力面侧压力减小 的后果是叶片两侧的压力差值增大,更多的流 体会通过叶顶间隙从叶片压力面侧来到叶片吸 力面侧,带来更多熵的增加,且SSW方案的宽度 越大时,上述的小翼结构对流场的影响机制越 明显,高熵区域分布更广。



Fig. 8 Entropy distribution of the cascade passage at NO3

流场中引入不同宽度的 PSW 方案后,压力面 叶尖小翼增加了叶顶在叶片压力面侧的延伸距 离,构成泄漏流动的流体需要先经过整个小翼结 构再进入叶顶间隙,这使得泄漏流体与主流在流 道中的相遇带来的高熵区域更远离第一个截面, 也就是说在流道中泄漏可以发展的路径变短了,

同时 PSW 方案引起的局部损失位于叶片的压力 面侧,这意味着叶片压力面侧的压力减小,这种现 象的后果是叶片两侧的压力差值减小,除了结构 本身的阻碍作用,这种差值减小更是在本质上削 弱了泄漏流动的动力与强度,更少更弱的泄漏流 体与主流掺混,带来的高熵区域变窄,当 PSW 方

案的宽度增大时,压力面小翼结构对流场的改善 效果机制增强,高熵区域分布范围逐渐缩减。

观察 N03 和 N06 两个负冲角工况,由于流体 入射角度变化,对应泄漏涡的高熵区域在叶片吸 力面侧的出现位置都更为远离第一个截面。当观 察对象为 N03 时,SSW 方案对流场的影响机制仍 然符合 NOO 工况时的分析结果,SSW 方案对流场 泄漏流动的控制效果仍然是消极的,同时从 SSW1.0 方案的宽度变化到 SSW2.0 方案的宽度 过程中,附加局部损失增大,泄漏涡在节距上的初 始形成位置可发展空间更大,更易卷吸低能流体, 高熵范围逐渐增大,与NW 方案时变化规律一致, 此时不同宽度方案的流场熵值仍小于 N00 工况 时各方案的流场熵值。N06 工况时,不同 SSW 方案对流场的影响规律与 N03 工况时一致,但 此时不同宽度方案的流场熵值已经大于 N00 工 况时各方案的流场熵值。两个负冲角工况下, 不同宽度的 PSW 方案都使泄漏流动的初始出现 位置向着叶片的尾缘方向推迟, PSW 方案对流 场的改善机制也符合 NOO 工况时的分析结果, 引入的 PSW 方案虽然宽度不同,但不同方案的 熵值减弱,混乱程度减弱,流动损失减小,流场 特性得到改善,且这种正效果与小翼宽度的增 加是同趋势关系。

观察 P03 和 P06 两个正冲角工况,此时流体的入射角度使对应泄漏涡的高熵区域在叶片吸力

面侧的出现位置都更为靠近第一个截面。也就是 说,此时泄漏流动与主流的相遇会更早发生,泄漏 涡轨迹对应着的高熵区域在流场影响区域的全部 空间都会扩张。P06 工况的气流大折转使得此时 熵值大于 P03 工况。此时 SSW 与 PSW 对流场的 影响机制与改善机制依然与设计工况时相同: SSW1.0 方案、SSW1.5 方案及 SSW2.0 方案全部 增加了流场中的熵; PSW1.0 方案、PSW1.5 方案 及 PSW2.0 方案都缩减了流场的高熵区域。两种 方案的干扰或改善的影响程度都与小翼结构宽度 成正比例。压气机在工作时处于冲角不恒定的情 况,与原型 NW 方案相比,合适的 PSW 方案可以 使冲角变化对压气机流场的影响程度减弱,保证 压气机有一个较为稳定的工作状态。

2.2 叶栅出口截面流场分析

现有研究证明总压损失系数是一种可以用来 衡量压气机气动性能优劣的重要参数,由于压气 机使得气流完成减速增压的过程,出口位置处的 总压损失系数越小则表征整个流动过程中损失越 小,流动更为稳定^[22]。

总压损失系数:

$$C_{\xi} = \frac{P_{\rm tc} - P_{\rm tp}}{P_{\rm v}} \tag{1}$$

其中: P_v 为进口动压, P_u 为进口总压, P_u 为测量 点总压。

来流冲角变化时所有方案的压气机叶栅出口 截面的总压损失系数及二次流分布情况如 图 12~21 所示。二次流动即实际流场与主流方 向流动的矢量差,也通常理解为壁面压力梯度下 偏离主流方向的流动^[23],泄漏涡是二次流动的主 要表现形式^[24]。由于二次流动在叶顶区域损失 中占比很大,利用总压损失分布结合二次流分布 特点可直观观察到流场分布特性^[2-3,23-25]。

(e) PSW1.0

图 17 N06 工况下叶栅出口二次流分布 Fig. 17 Distribution of secondary flow at N06

(f) PSW1.5

(g) PSW2.0

Fig. 19 Distribution of secondary flow at P03

图 21 P06 工况下叶栅出口二次流分布 Fig. 21 Distribution of secondary flow at P06

N00 工况时,结合前文熵值分布特点观察 NW 方案,较大的叶顶间隙高度使得此间隙中的 横向流动流体增加,流道中的泄漏涡发展过程在 流道中持续时间长,整个出口截面的上半部分最 明显的总压损失区域对应着泄漏涡。而上通道涡 与其旋向是相反的,两者相遇后,发展动力充足的 泄漏涡对上通道涡呈现强势压制作用,上通道涡 的存在空间被挤压至紧贴流道上端,泄漏涡卷吸 能力增强,且在节距上的发布范围较大。虽然上 集中脱落涡的旋向与泄漏涡相同,但是泄漏涡的 强势使得流道的流体更多地被泄漏流动卷吸至叶 顶区域,并随着泄漏涡的发展逐渐在流道中引起 损失,两者相遇后,上集中脱落的存在空间会被泄 漏涡挤压,可以增强其强度的低能流体也被泄漏 涡抢夺,上集中脱落涡强度极小,在二次流中甚至 无法对泄漏涡的流线分布造成影响。不同宽度的 SSW 方案增加了核心高总压损失系数区域分布, 泄漏涡强度及节距上的影响面积增加。因为在流 道中分布范围的增加,在流道中泄漏涡的消散过 程延迟发生,流动轨迹更长,出口截面处的尾迹区 域损失增加。横向对比 SSW1.0 方案、SSW1.5 方 案及 SSW2.0 方案, 叶尖小翼结构带来的干扰作 用逐渐增强,流场的总压损失增大。横向对比 PSW1.0 方案、PSW1.5 方案及 PSW2.0 方案, 叶 尖小翼结构带来的改善作用逐渐增强,流场的总 压损失明显减弱,泄漏涡涡核对应的最高损失区 域变窄。

N03 工况,首先观察原型叶栅 NW 方案,此时 入射角度的改变使得此冲角下泄漏流动弱于 N00 工况下的。流道上端的上通道涡强度与 N00 工 况相比略有增加,此时泄漏涡的起始位置由于气 流的折转会更靠近叶片的尾缘,流场中涡系的发 展轨迹和耗散位置延迟,整体流场损失小于 N00 工况。不同宽度的 SSW 方案仍会增加泄漏涡的 强度与多个方向上的分布范围,随着 SSW 方案小 翼结构宽度的增大,泄漏涡的卷吸能力增强,流动 损失增加。加装不同宽度的 PSW 方案后,流场中 核心高损失区域明显减小,泄漏涡卷吸能力下降, 强度减弱。泄漏涡强度的减弱直接造成上集中脱 落涡的强度增大,同时更多的流体可以被上通道 涡卷吸,二次流线图中它的流线逐渐明显,在 PSW2.0 方案时已经可以清晰观察到3 个涡系的 共存。虽然其他两个涡系强度增大,但它们带来 的总压损失弱于泄漏涡强度减弱引起的总压损失 减小,因此流场的总压损失与 PSW1.5 方案相比 仍然是减小的。纵向观察所有的 PSW 方案和 SSW 方案可以发现,虽然有些吸力面叶尖小翼结构会对流场有干扰效果,但整体的效果都弱于同宽度的压力面叶尖小翼对流场的改善控制效果。

N06 工况时, 入射角度已不再是最适合范围, 泄漏涡向流场后部的迁移更加明显, 7 种方案的 尾迹区域分布范围明显大于 N03 工况的各方案 流场分布。3 种 SSW 方案和 3 种 PSW 方案对流 场的影响规律与 N03 工况保持一致, SSW 方案对 流场都呈现干扰效果, SSW2.0 方案为干扰程度 最大的方案; PSW 方案在流场中仍然都扮演着改 善控制的角色, 且宽度最大的 PSW2.0 方案流场 总压损失与 NW 方案相比降低得最明显。

P03 工况时,观察 NW 方案,由于受到来流角 度的影响,尾迹区损失增加,且和 N00 工况相比, 泄漏涡的初始位置更靠近叶片前缘,泄漏涡在流 道中的发展区域增加,在各方向上的分布范围扩 张,流动损失增大。在安装不同宽度 SSW 方案 后,叶尖小翼结构带来的局部附加损失及对叶片 顶部区域两侧压力梯度的影响使得更多的低能流 体通过横向射流来到叶片吸力面侧,与主流相遇 掺混,两者相遇后,剪切产生的泄漏涡强度更大, 可以将更多的流体卷吸至涡核附近形成泄漏涡 系。在吸力面叶尖小翼宽度由窄变宽的过程中, 泄漏涡在流道中卷吸路径更靠近流道中心,对主 流的影响更大,流场损失增加,SSW2.0的干扰效 果最为明显。而流场引入不同宽度的 PSW 方案 后,不同宽度的压力面侧小翼结构本身都会阻碍 叶片压力面的流体进入叶顶间隙,同时其带来的 附加损失造成了压力面与吸力面压力差的减小, 使得叶顶间隙区域的流体流动动力减弱,泄漏涡 的卷吸能力减弱,在流道中的影响区域被缩减,流 道中的二次流动减弱,总压损失降低,最宽的 PSW2.0 方案带来最大的改善效果。

P06 工况时,泄漏涡的发展轨迹在流道中的 渗透程度增加,可卷吸的流体增多,在整个节距范 围上已经被泄漏涡完全影响,泄漏涡带来的流动 损失进一步加大。此时大气流折转也使得附面层 厚度增加,尾迹区域损失进一步增加。纵向观察 叶尖小翼加装后的流场可知,叶尖小翼对流场的 影响和改善机制与其他冲角工况一致,仍然是 SSW 方案为负效果,PSW 方案为正效果,且宽度 最大的 SSW2.0 方案和 PSW2.0 方案分别为干扰 效果和改善效果最明显的两个方案。结合分析 P03 工况和 P06 工况可以发现,在正冲角时,PSW 方案的改善程度仍然明显于相同宽度的 SSW 方 案的干扰程度。

当冲角变化时,不同方案的叶栅总压损失系 数规律如图 22 所示。当 Ma = 0.8 时,在设计冲 角工况及非设计冲角 -6° 、 -3° 、 $+3^{\circ}$ 及 $+6^{\circ}$ 下, SSW1.0 方案、SSW1.5 方案及 SSW2.0 方案增加 了流场的流动损失,PSW1.0 方案、PSW1.5 方案 及 PSW2.0 方案都改善了流场, 使流场的流动损 失减小。两种安装位置下的叶尖小翼对流场的影 响程度都与其小翼结构的宽度成同趋势变化关 系,相同宽度参数下的 PSW 方案对流场的控制效 果明显于 SSW 方案带来的负面影响。具体分析 曲线结果可以发现:吸力面叶尖小翼对流场影响 最弱的是 NO3 工况, SSW2.0 方案的应用仅仅增 加了1.77%的总压损失;影响最大的是 P06 工 况,宽度最大的 SSW2.0 方案带来了 4.17% 的流 场干扰。压力面叶尖小翼对流场影响最弱的是 N06 工况, PSW2.0 方案仅带来 2.13% 的改善效

果;影响最大的仍然是 P06 工况,最佳方案 PSW2.0 使流场的改善效果提升到了 10.15%。 负冲角时流体入射位置更远离叶片前缘,泄漏涡 影响空间较小,在流体入射角度和安装位置对泄 漏涡轨迹影响的共同作用下两种叶尖小翼方案影 响效果最弱的冲角工况不同。

2.3 叶尖小翼影响机理

叶尖小翼结构在流场中的应用必然会增加叶顶的面积,这一改变使得进入叶顶间隙的泄漏流体在叶顶间隙内流经的路径长度增加,通过叶顶间隙的时间增长,泄漏流进入流场与主流会面的位置更远离叶片前缘,而且叶顶间隙内更长时间和距离的流动会耗费流体更多的能量,即叶尖小翼结构可以做到让能量更少的泄漏流与主流在流场中相遇的位置更晚,这使得两者剪切作用产生的泄漏涡的强度、发展轨迹以及分布范围都会被影响,从而改善流场。这正是在低速来流条件时 SSW 方案和 PSW 方案都有改善正效果的根本原因。

但与其他控制方法一样,叶尖小翼的适用性 也受到多种因素的共同影响。为了直观观察叶尖 小翼适用性的变化原因,图23给出了不同叶尖小 翼结构对流场的影响。叶尖小翼对流场的控制效 果是干扰还是改善由多种因素共同作用:①叶尖 小翼结构对泄漏涡出现位置、发展轨迹及可分布 范围的影响;②叶尖小翼结构在流场中的出现引 起叶顶区域局部的附加损失;③叶尖小翼结构对 叶片压力面侧和吸力面侧压力梯度的影响。在高 速的来流条件下,叶顶区域流体的流速显著增加, 叶尖小翼宽度增加带来的叶顶区域流体流程增加 在高速流体下对流场的影响显著减弱,因素①在 叶尖小翼控制效果中的影响比重减小;而此时流 体流速增加,附加局部损失会对小翼结构存在区 域带来明显的影响,因素②的影响比重增大;而因 素②又会直接影响着因素③。

(b) Blade with suction surface tip winglet

(c) Blade with pressure surface tip winglet

图 23 不同安装位置叶尖小翼的影响 Fig. 23 Effects of tip winglets with different installation locations

在 SSW 方案中由于附加损失的影响,吸力面 小翼结构会在叶顶区域的吸力面带来总压损失, 使得叶片压力面的压力更大于叶片吸力面,这是 泄漏流动的原始驱动力,这份动力可以让叶片顶 部的流体更多更早更容易地进入叶顶间隙空间, 从而使得更多更强的泄漏流可以更早地与主流相 遇,且由于因素①的客观影响,两者的相遇位置虽 然远离叶片前缘,但在高速来流条件下,这个延迟 作用被大大削弱,且因素①的原因又让两者的相 遇位置位于流道中心,剪切作用更显著,这种在流 道中的延伸作用是 SSW 方案几何结构带来的影 响,即使在高速来流条件下仍然适用。同时因素 ②的影响比重增大,吸力面小翼结构附近有明显 的压力降低,直接强化了因素③。在它们的共同 作用下更靠近流道中部的形成位置使得泄漏涡的 强度增加、可发展范围更大,对其他涡系的抑制效 果更加明显,对流场的干扰效果更加严重,无法再 达到低速条件时的改善效果。

在 PSW 方案中,因素①的延迟作用也被减弱,但几何结构带来的在叶片压力面侧流道的延伸作用阻挡了流体进入间隙区域。因素②的影响

比重增大,压力面小翼结构附近有明显的压力降低,弱化了因素③。共同作用下叶片吸力面侧的 泄漏流与主流相遇掺混时携带的低能流体少,强 度降低,卷吸能力弱,而且泄漏涡的初始位置与 SSW 方案相比,远离流道中心,可发展空间较小, 对其他涡系的抑制作用弱,对流场的改善作用明 显大于其干扰效果。

综上可知,叶尖小翼对流场泄漏流动的影响 机理在不同来流马赫数时有明显区别,在高速来 流条件下,由于附加损失对流场影响程度的增加, 压力面叶尖小翼对流场的泄漏流动改善效果明 显,吸力面叶尖小翼干扰效果明显,增加了流场的 流动损失,且两者的影响效果都与其宽度变化成 正比例关系。

3 结论

通过对高速来流条件下的 NW 方案、SSW1.0 方案、SSW1.5 方案、SSW2.0 方案、PSW1.0 方案、 PSW1.5 方案及 PSW2.0 方案共7种叶栅流场进 行数值仿真,对比分析了不同来流冲角下流场熵 增、流场总压损失及出口截面气动性能参数的变 化,探究了高速来流条件时叶尖小翼对压气机叶 栅泄漏流动的影响效果,主要结论如下:

1) 当高速来流 Ma = 0.8 时,吸力面叶尖小翼 结构附近的局部损失及几何结构造成泄漏涡在流 道中延伸效果的综合作用强于其对于泄漏流动的 改善控制作用,增加了叶片两侧的压力梯度,使得 更多的流体进入叶顶间隙,更多更强的泄漏流更 早更充分地与主流掺混,两者作用产生的泄漏涡 影响空间增大,强度增强,流场损失增加,影响效 果与叶片宽度成正比。

2) 冲角变化时, SSW1.0 方案、SSW1.5 方案、 SSW2.0 方案都增大了流场流体的熵值, 流动损 失增加。对流场影响最弱的是 NO3 工况, SSW2.0 方案的应用仅仅增加了 1.77% 的总压损失; 影响 最大的是 PO6 工况, 宽度最大的 SSW2.0 方案带 来了 4.17% 的流场干扰。

3)当高速来流 Ma = 0.8 时,压力面叶尖小翼 结构阻碍了流体进入叶顶间隙区域,其结构附近 引起的总压损失使叶片压力侧与叶片吸力面侧的 压力差值降低,流体进入叶顶间隙的动力不足,更 少更弱的泄漏流更晚更有限地与主流掺混,两者 作用产生的泄漏涡强度减弱,流道中可发展范围 减小,流场得到了改善,改善程度与叶片宽度成 正比。

4) 冲角发生变化时, PSW1.0 方案、PSW1.5

方案、PSW2.0 方案都减小了流场中流体的混乱 程度,泄漏涡的发展空间被有效压缩,泄漏涡的强 度被显著减弱,流动损失减少。对流场影响最弱 的是 N06 工况, PSW2.0 方案仅带来 2.13% 的改 善效果;影响最大的仍然是 P06 工况,最佳方案 PSW2.0 使流场的改善效果提升到了 10.15%。

5)高速来流时叶尖小翼结构对泄漏涡出现 位置、发展轨迹及可分布范围的影响程度减弱:此 时流体流速增加,附加局部损失会对小翼结构存 在区域带来明显的影响,叶尖小翼结构在流场中 的出现引起叶顶区域局部的附加损失及对叶片压 力面侧和吸力面侧压力梯度的影响程度增加。后 两者将成为影响叶尖小翼控制效果的主要因素。

6)高速来流条件时,当压气机处于变工况时,与加装吸力面带来的负面效果不同,加装压力面叶尖小翼后,外界来流条件的改变对压气机的性能影响减弱,流场更趋于平稳,压气机性能可以得到一定程度改善。

参考文献(References)

- DENTON J D. The 1993 IGTI scholar lecture: loss mechanisms in turbomachines [J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115: 621-656.
- [2] CHEN Z Y, WU Y H, AN G Y. Tip leakage flow, tip aerodynamic loading and rotating instability in a subsonic high-speed axial flow compressor rotor[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 110: 106486.
- [3] LI R Y, GAO L M, MA C, et al. Corner separation dynamics in a high-speed compressor cascade based on detached-eddy simulation [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 99: 105730.
- [4] 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 R G, HU J G, YU C, et al. Research on secondary flow vortex structure in transonic compressor rotor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(4): 504 - 512. (in Chinese)
- [5] 胡加国,王如根,李坤,等.低雷诺数下压气机的二次流 旋涡结构[J]. 航空动力学报,2015,30(10): 2472-2480.
 HUJG, WANG RG, LIK, et al. Vortex structure of secondary flow in transonic axial compressor with low Reynolds

number[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(10): 2472 – 2480. (in Chinese)

- [6] DAY I J. Active suppression of rotating stall and surge in axial compressors [J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115: 40-47.
- [7] JAMES R D, JACOBS J W, GLEZER A. A round turbulent jet produced by an oscillating diaphragm [J]. Physics of Fluids, 1996, 8(9): 2484 - 2495.
- [8] 吴云,李应红,朱俊强,等.等离子体气动激励扩大低速 轴流式压气机稳定性的实验[J].航空动力学报,2007, 22(12):2025-2030.

WU Y, LI Y H, ZHU J Q, et al. Experimental investigation

of using plasma aerodynamic actuation to extend low-speed axial compressor's stability[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 2025 - 2030. (in Chinese)

- [9] 王仲奇,郑严.叶轮机械弯扭叶片的研究现状及发展趋势[J].中国工程科学,2000,2(6):40-48.
 WANG Z Q, ZHENG Y. Research status and development of the bowed-twisted blade for turbomachines[J]. Engineering Science, 2000, 2(6):40-48. (in Chinese)
- [10] SASAKI T, BREUGELMANS F. Comparison of sweep and dihedral effects on compressor cascade performance [J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 454 - 463.
- [11] KOCH C C. Experimental evaluation of outer case blowing or bleeding of single-stage axial-flow compressor: NASA CR – 54592[R]. Washington, D. C. : National Aeronautics and Space Administration, 1970.
- [12] YAMAMOTO A. Production and development of secondary flows and losses in two types of straight turbine cascades: part 1—A stator case [J]. Journal of Turbomachinery, 1987, 109: 186-193.
- [13] 钟兢军,韩吉昂,严红明,等. 压气机动叶叶尖小翼: CN101255873B[P]. 2010-06-09.
 ZHONG J J, HAN J A, YAN H M, et al. Blade tip winglets of compressor rotor: CN101255873B[P]. 2010-06-09. (in Chinese)
- [14] 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 J J, HAN S B. 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)
- [15] 韩少冰. 叶尖小翼控制压气机叶顶间隙流动的研究[D]. 大连:大连海事大学, 2013.
 HAN S B. Experimental and numerical investigation of compressor tip clearance flow control using blade tip winglet[D]. Dalian: Dalian Maritime University, 2013. (in Chinese)
- [16] 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 S B, ZHONG J J. 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)
- [17] 韩少冰,钟兢军.带吸力面小翼的压气机叶栅变间隙特性实验[J].航空动力学报,2016,31(4):847-856.
 HAN S B, ZHONG J J. Experiment on variable tip clearance characteristics of compressor cascade with suction-side winglet[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4): 847-856. (in Chinese)
- [18] 吴宛洋,钟兢军,王会社.来流马赫数对吸力面小翼控制 间隙泄漏效果影响的研究[J].工程热物理学报,2019, 40(10):2266-2276.
 WU W Y, ZHONG J J, WANG H S. Control effect of suction side winglet on tip clearance leakage at different inlet Mach number of high subsonic [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2019, 40(10): 2266-2276. (in Chinese)
- [19] 吴宛洋,钟兢军.变马赫数下压力面小翼对扩压叶栅气 动特性的影响[J].哈尔滨工业大学学报,2020,52(1): 76-84.

WU W Y, ZHONG J J. Experiment on effect of pressure side

winglet on aerodynamic performance of compressor cascade at different inlet Mach number[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2020, 52(1): 76-84. (in Chinese)

- [20] ZHONG J J, WU W Y, HAN S B. Research progress of tip winglet technology in compressor [J]. Journal of Thermal Science, 2021, 30(1): 18-31.
- [21] 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 S B, ZHANG W Q, ZHONG J J. Research on design of

have 5 b, Zhave w Q, Zhove JJ. 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)

- [22] LAKSHMINARAYANA B, ZACCARIA M, MARATHE B. The structure of tip clearance flow in axial flow compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1995, 117: 336-347.
- [23] 钟兢军. 弯曲叶片控制扩压叶栅二次流动的实验研

究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,1996.

ZHONG J J. An experimental investigation by using curved blade to control secondary flow in compressor cascade [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 1996. (in Chinese)

 [24] 钟兢军,高海洋,孙鹏. 畸变条件下压气机静叶内部流场数值研究[J]. 工程热物理学报,2013,34(7): 1234-1238.
 ZHONG J J, GAO H Y, SUN P. Numerical study of flow-

field in compressor stator with inlet total pressure distortion [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(7): 1234 – 1238. (in Chinese)

[25] 钟兢军, 阚晓旭. 高负荷压气机叶栅内三维旋涡结构及 其形成机理的研究进展[J]. 推进技术, 2020, 41(9): 1946-1957.

ZHONG J J, KAN X X. Research progress on threedimensional vortex structures and formation mechanism of high-loaded compressor cascades [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(9): 1946 – 1957. (in Chinese)