

缝式机匣处理对跨声速轴流压气机 叶尖流场结构的非定常影响

迟志东, 楚武利, 张耀峰, 杨吉博, 张皓光

(西北工业大学动力与能源学院, 710129, 西安)

摘要: 为了揭示缝式机匣处理对压气机叶顶流场结构的影响机制,采用非定常数值模拟方法,对带有机匣处理的跨声速压气机进行了细致的研究。结果表明,机匣处理作用下叶顶流场的频率特征发生显著变化。实壁机匣条件下,间隙泄漏涡的破碎和分化脱落是叶顶流场非定常波动的主要诱因。在机匣处理作用下,间隙泄漏流获得有效激励,同时脱体激波后移,二者共同作用使泄漏涡破碎得到抑制,此时机匣处理的激励频率主导了叶顶流动的非定常特性。叶顶流场涡结构分析表明,间隙泄漏涡和角区涡的交互作用在不同流量工况呈现明显差异。在大流量工况,间隙泄漏涡和角区涡的相互作用较弱,流场中存在较为独立的双涡结构,而在小流量工况,间隙泄漏涡和角区涡相互作用变强,流场中出现强烈的交互涡结构变化。

关键词: 跨声速轴流压气机;机匣处理;间隙泄漏涡;角区涡;非定常流动

中图分类号: V235.12 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtub202111004 **文章编号:** 0253-987X(2021)11-0025-09



OSID 码

Unsteady Effect of Slot-Type Casing Treatment on the Rotor Tip Flow Structures in a Transonic Axial Flow Compressor

CHI Zhidong, CHU Wuli, ZHANG Yaofeng, YANG Jibo, ZHANG Haoguang

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: Aiming to reveal the influencing mechanism of casing treatment on rotor tip flow structures, unsteady numerical method was used to study the effects of slot-type casing treatment in a transonic compressor. The results showed that obvious change of frequency-domain characteristics appeared in the tip flow fields under the effect of casing treatment. At smooth casing, the breakdown of tip leakage vortex and vortex shedding contributed to the unsteadiness of tip flow fields. With casing treatment, the tip leakage flow got motivated and the detached shock moved downstream, which restrained the tip leakage vortex breakdown and induced blockage together. As a result, the excitation frequency of casing treatment played a leading role. Besides, the analysis of vortex structures showed that the interaction of tip leakage vortex and corner vortex significantly varied in different mass flow conditions. At large mass flow rates, the tip leakage vortex and corner vortex induced by casing treatment occurred almost at the same time, resulting in a weak vortex interaction and independent vortex structure. At low mass flow rates, however, the interaction of corner vortex and tip leakage vortex was strengthened. So there existed a strong transition of vortex structure in tip flow fields.

收稿日期: 2021-05-20。 作者简介: 迟志东(1992—),男,博士生;楚武利(通信作者),男,教授,博士生导师。 基金项目: 国家科技重大专项资助项目(2017-II-0005-0018)。

网络出版时间: 2021-08-03

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20210803.0928.002.html>

Keywords: transonic axial compressor; casing treatment; tip leakage vortex; corner vortex; unsteady flow

随着现代压气机压比和负荷的不断提升,压气机稳定性问题日益凸显。为此,国内外科研人员一直致力于压气机扩稳技术的研究。机匣处理作为一种有效的被动扩稳方法,自发现之初^[1]便广受青睐。经过多年研究,已经发展出如槽式、缝式、叶顶喷气和自循环式等多种结构。相较于其他结构,缝式机匣处理的扩稳效果最为显著,因此一直是机匣处理研究领域的热点^[2-3]。

根据现有研究成果,缝式机匣处理的研究主要分为两类。一类是缝式机匣处理的参数化研究,其目的是在最大化机匣处理的扩稳效果的同时减少甚至提高压气机效率。为了实现这一目标,人们通过实验筛选^[4-5]、试验设计^[6]、优化策略^[7-8]等多种方法开展了广泛的研究,并且获得了很多卓有成效的结果。另一类是缝式机匣处理的扩稳机理研究,其目的是借助高精度数值方法和流场可视化技术弄清机匣处理扩稳的物理本质。一般来说,当前对缝式机匣处理扩稳机理的普遍认识,是缝式机匣处理能够借助转子吸压力面的压差建立起叶顶流动的桥梁,抽吸下游低速堵塞流体,经过缝内流动循环将流体重新注入上游主流,从而达到扩稳的目的^[9]。两类研究相辅相成,参数化研究为扩稳机理研究提供了丰富的数据库并筛选出更具工程应用价值的几何结构;反过来,扩稳机理研究的逐渐深化也能够进一步指导机匣处理参数化设计。

近年来,随着数值模拟技术和流动测量技术的不断进步,人们对缝式机匣处理扩稳的认识越加深入。尤其是从叶顶流场复杂流动结构变化角度探索机匣处理的扩稳机理,逐渐得到了研究人员的重视。Wilke 等研究结果表明,缝式机匣处理获得扩稳的原因在于其对间隙泄漏涡的作用^[10]。卢新根等在亚声压气机上对折线缝式机匣处理进行了细致研究^[11],结果表明机匣处理通过抑制泄漏流的前溢推迟了压气机失速的发生。Schnell 等在跨声速压气机上开展的缝式机匣处理扩稳研究发现机匣处理有效延迟了泄漏涡的破碎^[12]。张皓光等的研究也揭示了机匣处理对叶顶流动结构的有效作用,并且认为缝式机匣处理的抽吸效应起主导作用^[13-14]。在实验研究方面,Alone 等在压气机转子进口布置了三维热线探针,用来捕获压气机进口的轴向和周向速度波动^[15],结果发现机匣处理作用下转子前缘的速

度波动得到了有效限制。Brandstetter 等借助 PIV 技术,对机匣处理作用下的跨声速压气机流场进行了细致的实验测量,发现缝式机匣处理对压气机叶尖区的流动堵塞、二次流分布和激波结构等均产生显著的影响^[16]。Chen 等在一台低速轴流压气机中开展了细致的流动可视化实验研究,揭示了机匣处理缝和叶顶流场的复杂涡作用,认为缝式机匣处理有效地减少了泄漏涡造成的堵塞并抑制了尾缘回流涡的产生^[17]。

总结以上研究可以发现:一方面,多数研究仅专注于缝式机匣处理作用的定常或时间平均效应,而对缝式机匣处理作用下叶顶流场结构的非定常演化鲜有研究;另一方面,尽管叶顶流场的复杂涡结构和涡作用逐渐受到关注,但缝式机匣处理和转子叶顶流场结构的复杂作用仍需要更加深入的研究。基于上述问题,本文以跨声速压气机 NASA Stage35 为研究对象,通过非定常数值模拟方法揭示缝式机匣处理和压气机叶顶流动结构的作用和演变机制,可为后续缝式机匣扩稳机理的研究提供参考。

1 压气机和机匣处理模型

本文选取典型跨声速轴流压气机 NASA Stage 35 为研究对象,并在其基础上开展半圆形缝式机匣处理影响的非定常数值研究。

该压气机级是 NASA Lewis 研究中心于 1978 年设计的多个跨声速压气机进口级之一^[18],目的是验证展弦比和负荷对压气机性能的影响。因其具有典型的跨声速压气机特性和丰富的实验测量数据,研究人员在其上开展了广泛的数值研究。它由 36 个转子叶片和 46 个静子叶片组成,设计转速 N_d 为 17 188 r/min,设计流量为 20.18 kg/s,设计级压比为 1.82。图 1a 给出了本文研究所用的压气机计算模型,进口位于 4.5 倍转子叶顶轴向弦长上游,而出口位于 2 倍静子轴向弦长下游。为了节省计算耗费,采取约化的 3:4 通道模型进行后续的非定常计算研究。详细的设计参数和测量结果见文献^[18]。

图 1b 所示为缝式机匣处理几何结构示意图。机匣处理的设计主要参考了 Wilke 等的研究^[10],采用了半圆形轴向缝式结构,在径向朝转子转动方向倾斜 45° 。具体参数设置如下:缝长为 0.85 倍的转子叶尖轴向弦长 C_{ar} ,且轴向叠合量为 0.5 倍叶尖轴

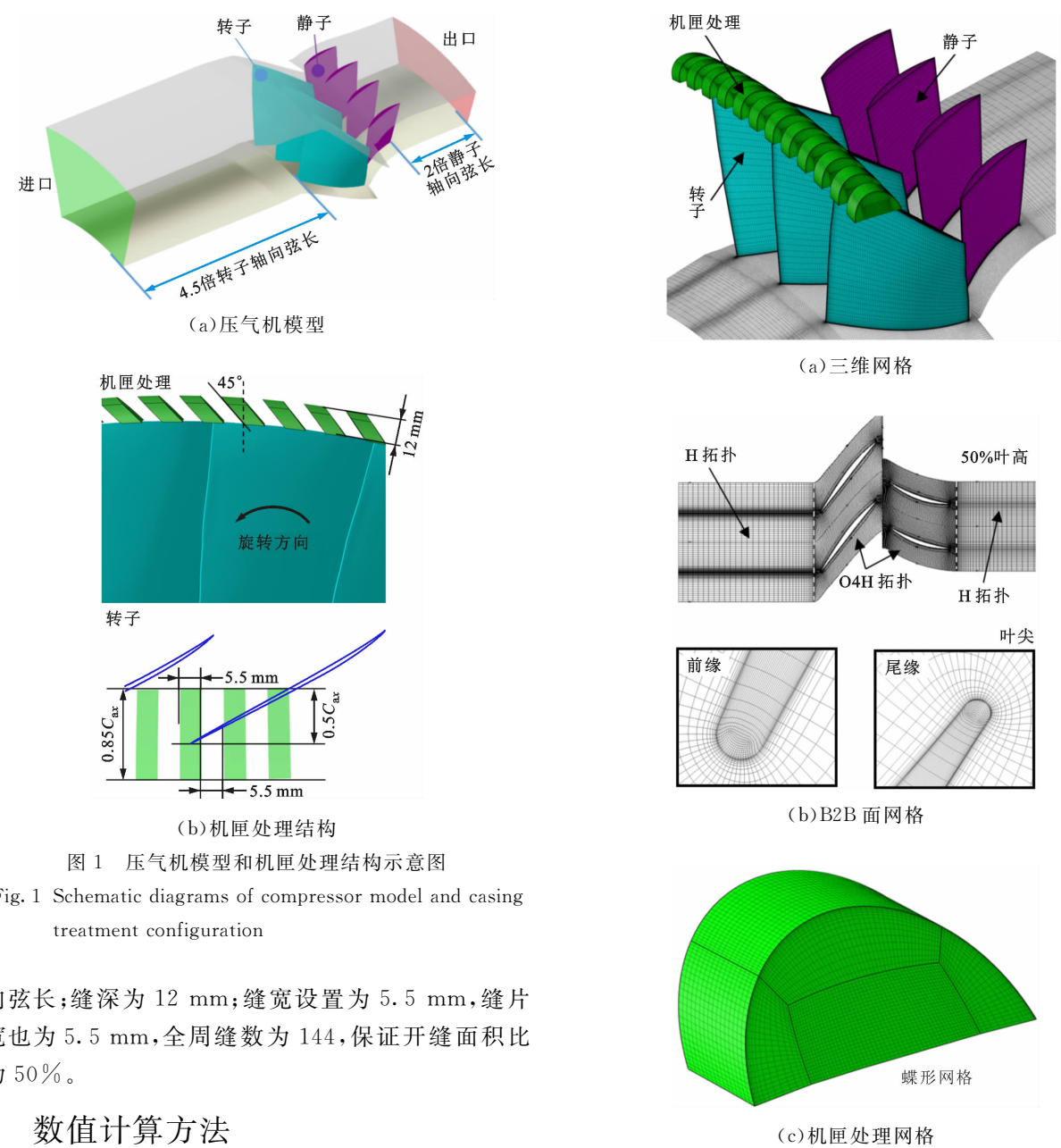


图 1 压气机模型和机匣处理结构示意图

Fig. 1 Schematic diagrams of compressor model and casing treatment configuration

向弦长;缝深为 12 mm;缝宽设置为 5.5 mm,缝片宽也为 5.5 mm,全周缝数为 144,保证开缝面积比为 50%。

2 数值计算方法

2.1 网格划分和计算设置

本文的数值计算采用商业软件 NUMECA/FINE Turbo,结合 $k-\epsilon$ 湍流模型对三维雷诺时均的 Navier-Stokes 方程进行求解。

计算网格由 IGG/Autogrid5 生成,如图 2 所示。主通道网格采用 O4H 拓扑,首先生成单通道网格,随后旋转复制生成其余通道网格。为了满足网格无关性要求,本文开展了 5 种单通道网格数的比较研究,图 3 给出了不同网格数下压气机设计转速下近失速流量和峰值效率的变化情况。可以发现,当单通道网格数达到 180 万后,随着网格数的增加,压气机近失速流量和峰值效率趋于定值,表明已经达到网格无关性要求。为了节约计算成本,本文

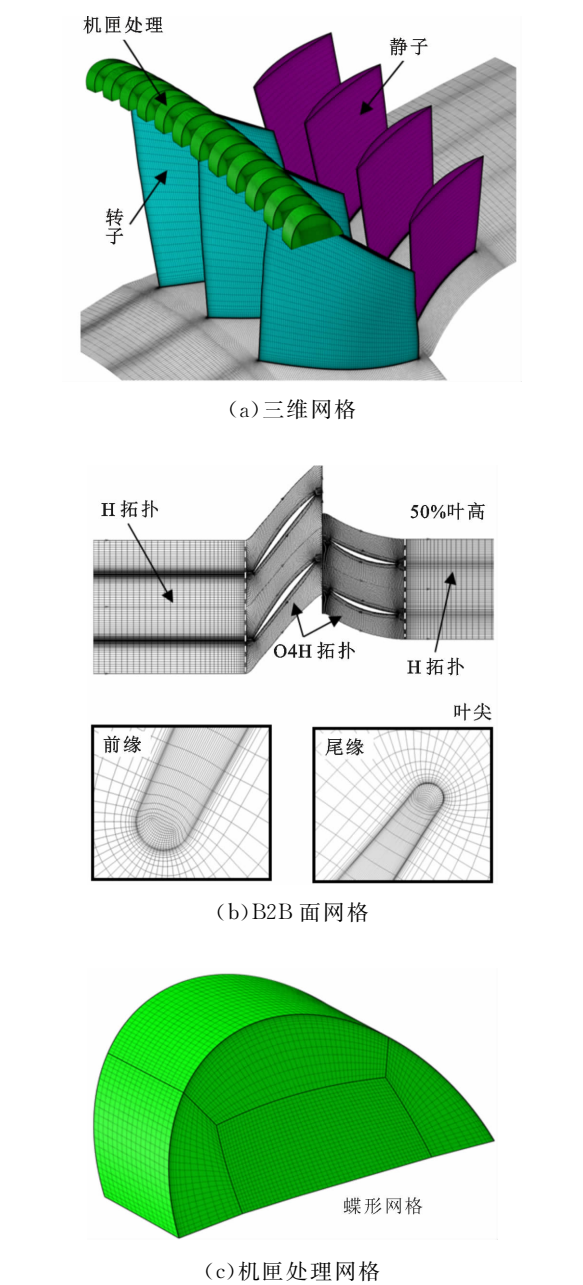


图 2 计算网格划分

Fig. 2 Computational grid generation

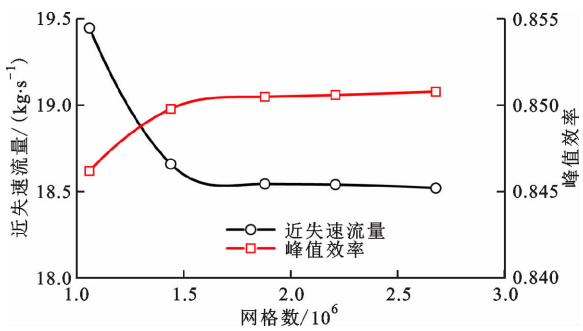


图 3 网格数无关性验证

Fig. 3 Grid number independence verification

最终选取的主通道网格总数为 610 万。其中,3 个转子叶片通道网格数约为 330 万,4 个静子叶片通道网格数共计 280 万。转子叶尖间隙采用蝶形网格拓扑且径向网格数为 33,进出口均采用简单 H 网格拓扑。所有网格在近壁面处进行加密处理,第一层网格距离为 $3\ \mu\text{m}$,以保证 $y^+ < 2$ 。对于机匣处理网格,采用蝶形网格拓扑进行划分,沿轴向、径向、周向的网格节点数分别为 69、25 和 45,所有机匣缝网格数共计 95 万。

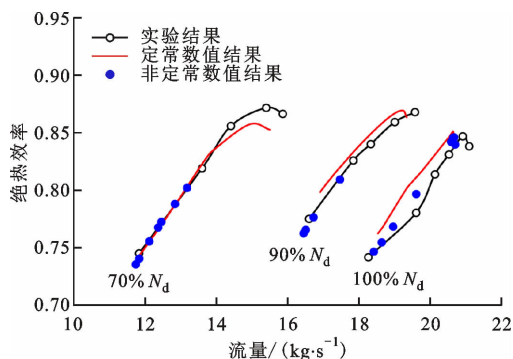
定常计算采用四阶 Runge-Kutta 方法迭代求解,同时采用多重网格法、局部时间步长和残差光顺方法加速计算收敛过程;非定常计算采用隐式双时间步方法,根据文献[19],物理时间步设置为 $3.2\ \mu\text{s}$,对应每个通道为 30 个物理步,并在每个物理时间步下设置 20 个虚拟时间步。计算中,壁面处给定绝热无滑移边界条件,进口给定总压 $101\ 325\ \text{Pa}$ 、总温 $288.2\ \text{K}$,出口给定平均静压。通过不断提高背压的方法获得整条压气机特性线。在近失速流量附近,背压步长设置为 $100\ \text{Pa}$ 以获得最终的收敛解。为节省计算时间,用定常计算结果作为非定常计算初场。

2.2 数值模拟校核

为了验证本文数值方法的准确性,图 4 给出了实验和数值模拟得到的 3 个工作转速 ($100\% N_d$ 、 $90\% N_d$ 、 $70\% N_d$) 下压气机特性线,其中 N_d 为压气机设计转速。通过对比可以发现,不同转速下数值模拟结果与实验值吻合均较好,尤其是非定常计算结果,无论堵塞流量还是近失速流量均与实验值非常接近。因此,可以认为本文的非定常数值模拟是可靠的。

3 结果分析

以下将对压气机总性能和流场细节进行分析,以揭示缝式机匣处理对压气机叶尖流场结构的非定



(b) 绝热效率-流量特性

图 4 实验和数值模拟得到的压气机总性能对比
Fig. 4 Comparison of overall performances obtained by experiment and numerical simulations

常影响机制。基于前述数值方法,共获得了全部 3 个转速下的缝式机匣处理的非定常计算结果,但限于篇幅,本文仅取 $90\% N_d$ 的计算结果进行后续的分析。

3.1 压气机总性能变化

图 5 给出了机匣处理作用下压气机总压比性能图对比结果,其中横坐标流量用实壁堵塞流量进行了归一化处理。可以发现,机匣处理带来了明显的压比和裕度提升。随着压气机不断节流,机匣处理存在下的压气机可以工作在流量更低和负荷更高的工况下。因此,为了弄清机匣处理的扩稳原因,并揭示机匣处理对叶顶流场结构的影响机制,后续将分别对压气机叶尖流场频域特征、瞬态流动特性和子午面涡结构进行细致分析。如无特殊说明,分析工况均为实壁近失速工况点。

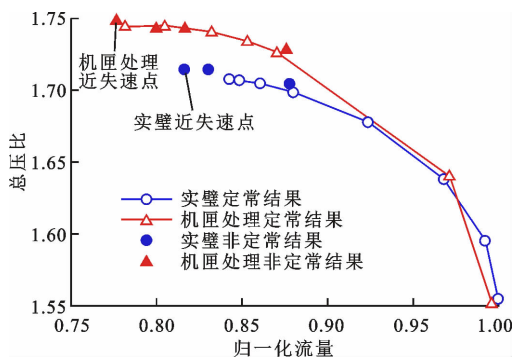
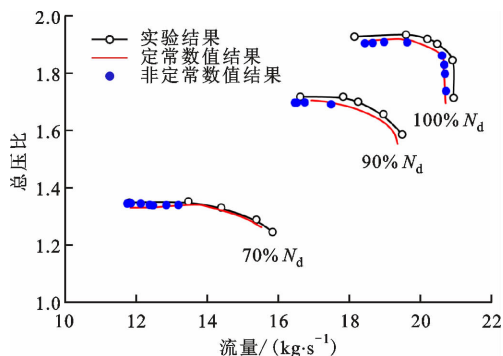


图 5 机匣处理作用下压气机总压比性能对比

Fig. 5 Comparison of total pressure ratio performance maps of compressor with casing treatment

3.2 叶尖流场频域分析

为了对压气机叶顶频域进行详细分析,在计算过程中对 98% 叶高吸压力面附近静压进行了监测。



(a) 总压比-流量特性

图 6 分别给出了非定常计算中静压监测点位置分布和 FFT 变换结果,其中数值监测点共计 22 个,沿着转子前缘到尾缘等距分布。

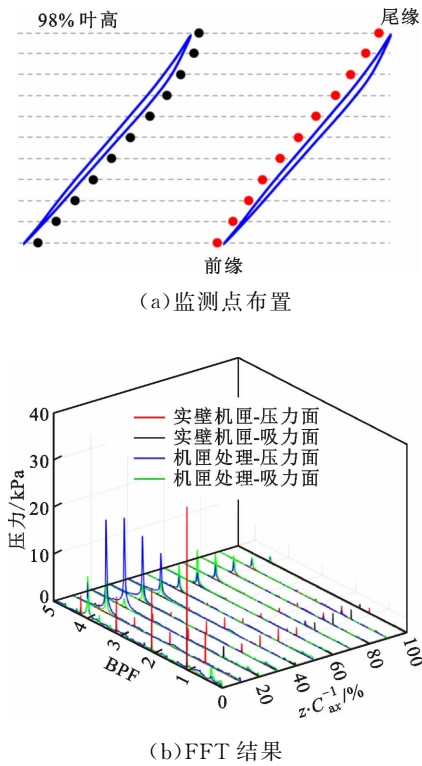


图 6 数值静压监测点分布和 FFT 变换结果

Fig. 6 Numerical static pressure monitoring location and FFT results of sample points

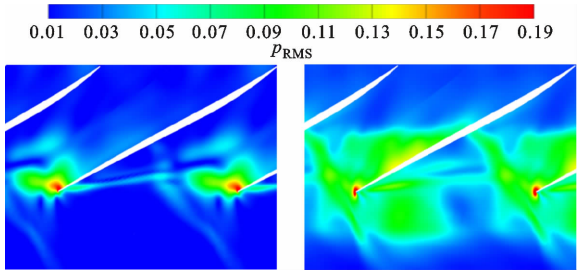
从图 6 中 FFT 变换结果的对比可以发现,相比于实壁机匣条件,机匣处理作用下叶顶流场频域特性发生明显变化。在实壁条件下,流场中的主导频率为 1 倍转子通过频率(BPF)和其倍频,且转子前缘靠近压力面处压力幅值最高,而在机匣处理条件下,主导频率为 4BPF,1BPF 频率信号几乎消失,且最大压力幅值位于 20% C_{ax} 处,前缘处压力波动受到明显抑制。

为了进一步分析机匣处理作用下叶顶流场频域变化的原因,图 7 和图 8 分别给出了 98% 叶高、吸、压力面静压扰动均方根系数 p_{RMS} 分布云图。静压扰动均方根系数定义如下

$$p_{RMS} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=0}^{N-1} (p(t) - \bar{p})^2} / 0.5 \rho U_t^2 \quad (1)$$

式中: $p(t)$ 为瞬时静压; $\bar{p}$ 为平均静压; U_t 为转子叶尖切向速度。

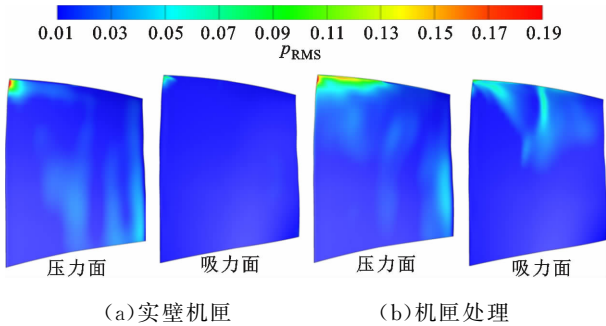
静压扰动均方根系数既能表征非定常波动的大小,又能表征非定常波动的分布。结合图 7 和图 8 的静压扰动均方根系数分布可知:①在实壁机匣条



(a) 实壁机匣 (b) 机匣处理

图 7 98% 叶高静压扰动均方根系数分布云图

Fig. 7 Contours of root mean square (RMS) of static pressures at 98% blade span with and without casing treatment



(a) 实壁机匣 (b) 机匣处理

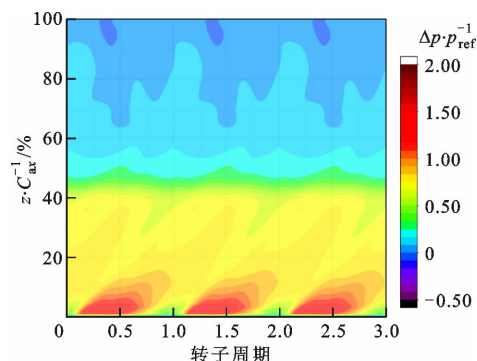
图 8 吸、压力面静压扰动均方根系数分布云图

Fig. 8 Contours of root mean square (RMS) of static pressures at suction and pressure surfaces with and without casing treatment

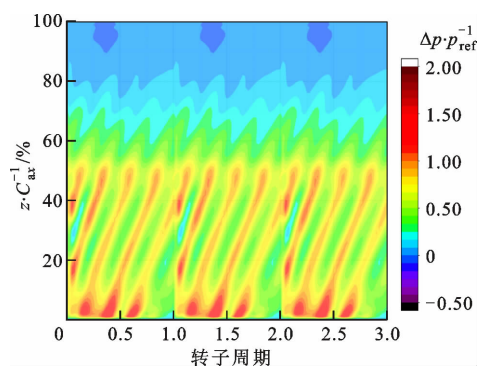
件下,静压扰动最强烈的区域位于转子叶顶前缘处,这与图 6b 中 FFT 变换结果对应。在近失速工况条件下,激波强度减弱且已经脱体,见图 7a 中近似垂直叶片的狭长云图区域。比较吸、压力面静压扰动强度可以发现,实壁条件下,叶顶前缘非定常性主要来自于压力面非定常波动。②与实壁机匣不同的是,机匣处理作用下叶顶流场非定常波动主要集中在两个区域。一处位于前缘激波位置,机匣处理作用下脱体激波后移且强度增加,由于激波位置的变化,图 8b 中可见转子吸力面处出现一道激波;另一处是横跨转子吸压力面的高静压扰动区域,这是由于机匣处理在吸压力面压差作用下,形成了高压区抽吸、缝内循环和低压区射流的有效流动。在机匣处理的作用下,吸、压力面之间出现强烈的非定常波动,结合相关缝式机匣处理的研究可知^[10,14,16],正是由于这种逆时针方向缝内循环流动的存在,泄漏流得到有效激励,从而极大地改善了叶顶流场的流通状况。

叶顶流场的非定常波动必然与叶尖负荷的变化

密切相关,因此图9给出了98%叶高转子负荷随时间变化的分布情况,其中负荷用归一化的吸、压力面静压差 $\Delta p/p_{\text{ref}}$ 表示,参考压力 p_{ref} 取压气机进口总压。



(a) 实壁机匣



(b) 机匣处理

图9 98%叶高负荷随转子周期的变化云图

Fig. 9 Contours of loading coefficient at 98% blade span versus rotor passing period

从图中可以看出,实壁条件下叶尖负荷在前缘处呈现最大状态,并在40% C_{ax} 后出现明显下降,且随着时间变化,叶尖负荷波动周期与转子通过周期一致。在机匣处理作用下,叶尖负荷能力明显提升,从前缘至60% C_{ax} 左右,叶尖负荷均处于较高水平。此外,随着时间变化,每个转子周期内,叶尖负荷呈现4个波动周期,这与上述频域分析一致。

3.3 叶尖瞬态流场特性分析

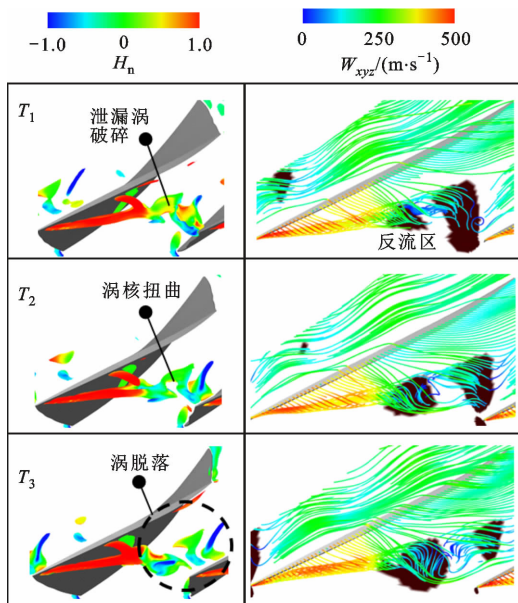
在压气机叶顶复杂流动结构中,间隙泄漏涡扮演着重要的作用。为此,本文通过涡识别方法分析叶顶涡结构的演变特性,以深入揭示机匣处理对叶顶流动结构的非定常影响。

图10所示为泄漏涡结构和间隙泄漏流相对速度的瞬态分布情况,取一个转子周期内3个等距时刻 $T_1 \sim T_3$ 进行分析。借助Q准则^[20]提取叶尖涡

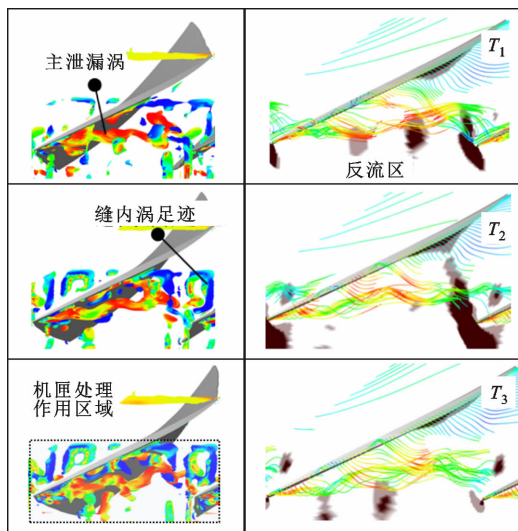
系结构,并用标准螺旋度^[21]对涡结构进行渲染,以判断泄漏涡是否发生破碎。标准螺旋度定义如下

$$H_n = \frac{\xi \cdot \omega}{|\xi| \cdot |\omega|} \quad (2)$$

式中 ξ 和 ω 分别代表绝对涡矢量和相对速度矢量。



(a) 实壁机匣



(b) 机匣处理

图10 泄漏涡结构和间隙泄漏流相对速度瞬态变化

Fig. 10 Instantaneous variations of tip leakage vortex structure and tip leakage flow velocity

在实壁近失速工况,泄漏涡已经发生破碎,并对叶顶(尤其是转子前缘)造成了明显的堵塞。在一个转子通过周期内,泄漏涡结构呈现涡破碎、涡核扭曲和涡脱落的形态变化。与此同时,泄漏涡破碎造成的堵塞也出现周期性变化。可以推测,正是泄漏涡破碎的周期性变化造成了叶尖流场的非定常性,这

和大多数对跨声速压气机非定常性的研究结果一致^[21-22]。

观察图 10b 可以发现,机匣处理作用下,在一个转子周期内,泄漏涡并未发生破碎。这表明机匣处理有效激励了泄漏流,因而泄漏涡形态得以维持,由此导致叶顶堵塞程度得到有效缓解(图中反流区范围明显减小),极大地提升了压气机叶顶流通能力。

为了进一步探究机匣处理作用下叶尖涡系结构的相互作用,图 11 给出了不同流量工况下压气机子午流面绝对涡量的瞬态变化。归一化的绝对涡量定义如下

$$W_n = \frac{|\xi|}{2U_t}$$

(3)

实壁机匣条件下,从 $\frac{0}{6}T$ 到 $\frac{5}{6}T$,泄漏涡尚未发生破碎,泄漏涡较为集中在转子吸力面侧。在 $\frac{3}{6}T$ 时刻,泄漏涡发生破碎;随后,经 $\frac{4}{6}T$ 到 $\frac{5}{6}T$ 时刻,破碎后泄漏涡逐渐膨胀,膨胀范围几乎占据整个栅距范围。

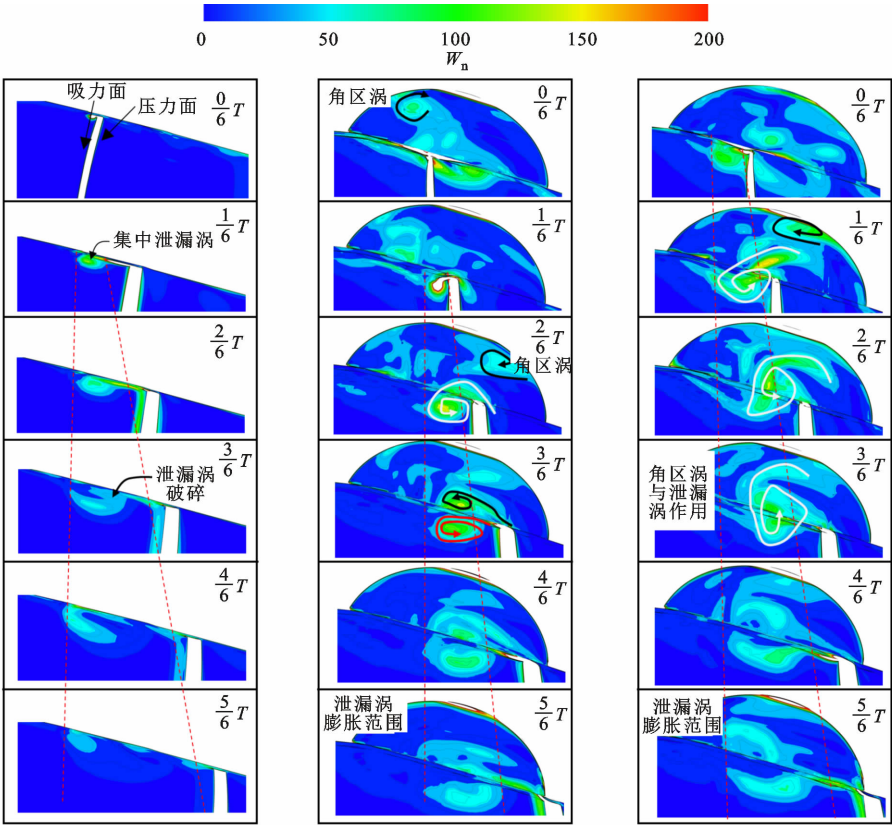
机匣处理作用下,不同流量工况下的涡系作用

呈现出明显差异:①在实壁近失速工况,主泄漏涡结构较为稳定,且机匣处理诱导的角区涡与间隙泄漏涡的相互作用并不强。在 $\frac{0}{6}T \sim \frac{2}{6}T$ 时刻,泄漏涡

强度较高且紧靠转子吸力面侧。从 $\frac{3}{6}T$ 到 $\frac{5}{6}T$ 时刻,随着间隙泄漏涡强度降低,泄漏涡膨胀范围略微增大。整个转子周期内,泄漏涡和角区涡呈现出明显的双涡结构。②在机匣处理近失速工况,角区涡和间隙泄漏涡出现明显的相互作用。在 $\frac{0}{6}T$ 时刻,泄漏涡尚且维持稳定在转子吸力面侧;经 $\frac{1}{6}T$ 至 $\frac{3}{6}T$ 时刻,角区涡和间隙泄漏涡的作用明显增强,图中可见贯穿机匣缝和叶顶的高强度涡系结构。从 $\frac{4}{6}T$ 到 $\frac{5}{6}T$ 时刻,随着泄漏涡和角区涡强度减弱,二者的相互作用随之变弱,因此泄漏涡膨胀范围更大。

4 结 论

本文采用非定常数值模拟方法,深入研究了缝



(a)实壁近失速工况(实壁机匣) (b)实壁近失速工况(机匣处理) (c)机匣处理近失速工况

图 11 不同流量工况下压气机子午流面绝对涡量瞬态变化

Fig. 11 Instantaneous variations of absolute vorticity in compressor meridional plane at different mass flow rates

式机匣处理对跨声速压气机叶尖流场结构的影响机制,得到主要结论如下。

(1)转子叶尖频域特性分析表明,实壁条件下叶尖流场以BPF和其倍频为主要非定常特征,且转子前缘靠近压力面处压力幅值最高;引入缝式机匣处理后,在机匣缝抽吸和喷射流的激励下,叶尖流场呈现出4BPF的非定常特性,最大压力幅值位于20%轴向弦长处,前缘处压力波动受到明显抑制。

(2)实壁条件下,叶顶前缘非定常性主要来自于压力面非定常波动。机匣处理作用下,叶顶流场非定常波动主要集中在前缘激波和横跨吸、压力面的扰动区域。机匣处理在吸、压力面压差作用下,形成了高压区抽吸、缝内循环和低压区射流的有效流动,这是缝式机匣处理扩稳的主要原因。此外,脱体激波后移和叶尖负荷周期性提升是机匣处理作用的主要表现。

(3)实壁条件下,泄漏涡发生破碎造成了叶顶流场的严重堵塞,并且泄漏涡结构呈现涡破碎、涡核扭曲和涡脱落的周期性形态变化。机匣处理能够激励泄漏流使泄漏涡形态维持稳定,因此有效缓解转子叶顶堵塞。涡系结构相互作用分析表明,实壁近失速工况,间隙泄漏涡和角区涡的相互作用较弱,流场中存在较为独立的双涡结构,而在机匣处理近失速工况,间隙泄漏涡和角区涡相互作用变强,流场中出现强烈的交互涡结构变化。

参考文献:

- [1] KOCH C C. Experimental evaluation of outer case blowing or bleeding of single stage axial flow compressor; part 6 Final report [R]. Cleveland, Ohio, USA: NASA, 1970: 1-86.
- [2] 卢新根, 楚武利, 朱俊强, 等. 轴流压气机机匣处理研究进展及评述 [J]. 力学进展, 2006, 36(2): 222-232.
LU Xingen, CHU Wuli, ZHU Junqiang, et al. A review of studies on casing treatment of axial-flow compressor [J]. Advances in Mechanics, 2006, 36(2): 222-232.
- [3] HATHAWAY M D. Passive endwall treatments for enhancing stability: NASA/TM-2007-214409 [R]. Cleveland, Ohio, USA: Glenn Research Center, 2007: 1-78.
- [4] FUJITA H, TAKATA H. A study on configurations of casing treatment for axial flow compressors [J]. Bulletin of JSME, 1984, 27(230): 1675-1681.
- [5] ALONE D B, KUMAR S S, THIMMAIAH S M, et al. Stability management of high speed axial flow compressor stage through axial extensions of bend skewed casing treatment [J]. Propulsion and Power Research, 2016, 5(3): 236-249.
- [6] DU J, SEUME J R. Design of casing treatment on a mixed-flow compressor [C] // Proceedings of ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, New York, USA: ASME, 2017: GT2017-65226.
- [7] GEORGIOU G, CHRISTIAN V, MARCEL A. Automated optimization of an axial-slot type casing treatment for a transonic compressor [C] // Proceedings of ASME Turbo Expo 2013: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, New York, USA: ASME, 2013: GT2013-94765.
- [8] ZHU Guoming, YANG Bo. Optimization of slots-groove coupled casing treatment for an axial transonic compressor [J]. Journal of Turbomachinery, 2020, 142(8): 1-10.
- [9] SUN Xiaofeng, DONG Xu, SUN Dakun. Recent development of casing treatments for aero-engine compressors [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(1): 4-39.
- [10] WILKE I, KAU H P. A numerical investigation of the flow mechanisms in a high pressure compressor front stage with axial slots [J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(3): 339-349.
- [11] LU Xingen, CHU Wuli, ZHU Junqiang. Experimental and numerical investigation of a subsonic compressor with bend skewed slot casing treatment [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part C Journal of Mechanical Engineering Science, 2006, 220(12): 1785-1796.
- [12] SCHNELL R, VOGES M, MONIG R, et al. Investigation of blade tip interaction with casing treatment in a transonic compressor; part II Numerical results [J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(1): 186-192.
- [13] ZHANG Haoguang, LIU Wenhao, WANG Enhao, et al. Mechanism investigation of enhancing the stability of an axial flow rotor by blade angle slots [J]. Proceeding of the Institution of Mechanical Engineers: Part G Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(13): 4750-4764.
- [14] ZHANG Haoguang, WANG Enhao, LIU Wenhao, et al. Mechanism of affecting the axial rotor stability and performance with center offset degrees of axial skewed slots [J]. Proceeding of the Institution of Mechanical

- Engineers; Part G. *Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 234(2): 330-341.
- [15] ALONE D B, KUMAR S S, THIMMAIAH S M, et al. On understanding the effect of plenum chamber of a bend skewed casing treatment on the performance of a transonic axial flow compressor [C]// *Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*. New York, USA: ASME, 2014; GT2014-26103.
- [16] CHRISTOPH B, FABIAN W, JAN W, et al. Unsteady measurements of periodic effects in a transonic compressor with casing treatments [C]// *Proceedings of ASME Turbo Expo 2015: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*. New York, USA: ASME, 2015; GT2015-42394.
- [17] CHEN H, LI Y, KOLEY S S, et al. An experimental study of stall suppression and associated changes to the flow structures in the tip region of an axial low speed fan rotor by axial casing grooves [C]// *Proceedings of ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*. New York, USA: ASME, 2017; GT2017-65099.
- [18] REID L, MOORE R. Design and overall performance of four highly-loaded, high speed inlet stages for an advanced high pressure ratio core compressor; NASA TP-1337 [R]. Cleveland, Ohio, USA: NASA, 1978; 1-119.
- [19] WU Yanhui, AN Guangyao, WANG Bo. Numerical investigation into the underlying mechanism connecting the vortex breakdown to the flow unsteadiness in a transonic compressor [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 86(3): 106-118.
- [20] HUNT J C, WRAY A A, MOIN P. Eddies, stream and convergence zones in turbulent flows; N89-24555 [R]. Washington, USA: NASA, 1988.
- [21] YAMADA K, FURUKAWA M, NAKANO T, et al. Unsteady three-dimensional flow phenomenon due to breakdown of tip leakage vortex in a transonic axial compressor rotor [C]// *Proceedings of ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air*. New York, USA: ASME, 2004; GT 2004-53745.
- [22] 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 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.

(编辑 荆树蓉)