

文章编号: 1000-8055(2023)10-2473-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210663

基于油流图谱的高负荷压气机叶栅叶顶涡系研究

高丽敏¹, 蔺世彦¹, 李瑞宇², 赵 磊¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院 翼型、叶栅空气动力学国家级重点实验室, 西安 710129;
2. 西安交通大学 航空航天学院, 西安 710049)

摘 要: 对某高负荷扩压叶栅的叶顶间隙流动进行不同来流攻角和马赫数下的油流实验以及数值模拟, 通过对油流图谱进行拓扑分析, 同时辅以数值模拟结果, 从近壁面和流场空间共同对叶顶区域的涡系结构及其随负荷变化的规律进行了研究。结果显示, 高负荷压气机扩压叶栅叶顶区域存在 6 个关键的涡结构: 叶尖泄漏涡、叶顶分离涡、叶尖二次涡、马蹄涡、通道涡和诱导涡; 来流攻角的增加会导致叶片负荷增大以及负荷分布变化, 引起最大压差位置提前, 导致泄漏提前发生, 对流场涡系结构影响较为明显; 而来流马赫数的变化对涡系结构的影响较小。

关 键 词: 高负荷压气机; 叶顶间隙; 油流图谱; 叶尖泄漏涡; 涡系干涉
中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Research on vortex structure near tip clearance in a highly loaded compressor cascade based on oil flow pattern

GAO Limin¹, LIN Shiyan¹, LI Ruiyu², ZHAO Lei¹

(1. National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research, School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;
2. School of Aerospace Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: Through the oil flow experiments on the tip clearance flow of a highly loaded compressor cascade under different attack angles and Mach numbers, the oil flow patterns on the tip wall and suction surface of the blade were clearly captured, and the vortex structure of the blade tip was studied by topological analysis. The results showed that there existed six key vortices in the tip region of the compressor blade: tip leakage vortex, tip separation vortex, tip secondary vortex, horseshoe vortex and induced vortex; the increase of the attack angle of the incoming flow led to the increase of the blade load and the change of load distribution, the position of the maximum pressure difference was advanced, leading to the leakage in advance, yielding an obvious influence on the vortex structure of the flow field. On the contrary, the change of Mach number had little effect on the vortex structure.

Keywords: highly loaded compressor; tip clearance; oil flow pattern; tip leakage vortex; vortex interference

压气机是航空发动机的核心部件, 为了避免转子和机匣产生摩擦, 在压气机中不可避免地存

在叶顶间隙。在叶片压、吸力面两侧压差的驱动下, 部分气流翻越叶顶形成泄漏流动。叶尖泄漏

收稿日期: 2021-11-22

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(51790512)

作者简介: 高丽敏(1973—), 教授, 博士, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: gaolm@nwpu.edu.cn

引用格式: 高丽敏, 蔺世彦, 李瑞宇, 等. 基于油流图谱的高负荷压气机叶栅叶顶涡系研究[J]. 航空动力学报, 2023, 38(10): 2473-2482. GAO Limin, LIN Shiyan, LI Ruiyu, et al. Research on vortex structure near tip clearance in a highly loaded compressor cascade based on oil flow pattern[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(10): 2473-2482.

流动不仅会引起约占压气机总损失 20%~40% 的泄漏损失^[1-2], 导致压气机效率降低^[3], 而且会造成流场堵塞, 导致压气机升压能力和稳定工范围大幅降低^[4], 甚至诱发压气机失速^[5-8]。因此, 对压气机叶尖泄漏流动的认识有着非常重要的意义。

20 世纪 90 年代初, Storer 等^[9]对某低速压气机叶栅展开实验和数值研究, 分析了叶顶间隙流场的特征, 发现叶尖泄漏流动强弱受叶尖压差驱动力影响较大, 并提出叶尖泄漏涡形成点与壁面压力值最小点重合。Williams 等^[10]针对某大叶顶间隙的压气机叶栅进行了数值研究, 结果显示, 叶尖泄漏涡在叶片吸力面一侧诱导出现的低压区使叶片负荷增大, 同时叶尖泄漏涡增大了叶栅出口气流角的落后角。Brandt 等^[11]针对某压气机孤立转子的实验发现, 增大进口附面层会导致叶尖泄漏涡的形成点前移, 缩小压气机的稳定工作范围。周正贵^[12]针对考虑端壁相对运动的叶栅模型分别进行实验数值研究, 结果表明端壁相对运动会削弱叶顶通道涡强度, 减小叶顶间隙的堵塞, 从而导致叶顶泄漏流量增大。综上可见, 叶顶间隙大小、进口边界层、端壁相对运动等因素对叶顶泄漏的影响从本质上是由于改变了叶顶涡系结构, 因此对叶顶区域内涡系结构的细致研究显得尤为重要。

Kang 等^[13-14]针对 NACA65-1810 叶栅, 开展了来流马赫数 $Ma_1=0.075$ 的实验研究, 发现叶片顶部和吸力面边缘附近存在“叶顶三涡结构”, 即叶尖泄漏涡、叶顶分离涡和叶尖二次涡。高丽敏等^[15]针对某扩压叶栅进行了数值研究, 基于来流马赫数 $Ma_1=0.3$ 数值结果发现“叶顶三涡”涡旋方向一致, 涡旋强度和空间尺度具有较大差异。韩少冰等^[16]针对某弯角为 30.9° 的低速压气机叶栅 ($Ma_1=0.12$) 开展了不同间隙对涡系结构影响研究, 研究发现随着叶顶间隙增大, 叶尖泄漏涡与通道涡相互作用增强, 导致叶栅损失增加。于贤军等^[17-18]、黄国平等^[19]分别针对某低速大尺寸轴流压气机和上端壁移动的低负荷压气机叶栅进行了研究, 基于立体粒子图像测速技术 (stereoscopic particle image velocimetry, SPIV)^[17] 和数值模拟^[18-19] 的结果均表明, 在近失速状态下叶尖区域存在角区旋涡, 且叶尖泄漏涡和角区旋涡相互耦合导致流场损失增大, 通道堵塞而诱发失速。Van Zante 等^[20]、Hah 等^[21] 以及 Moghadam 等^[22] 在对高负荷的跨声压气机转子和跨声风扇的数值研究中发现,

泄漏流对通道内二次流的剪切作用会导致“诱导涡”的出现。其中, Hah 等^[21]发现诱导涡带来的振荡将会逆向传递多个连续的叶片通道, 导致旋转不稳定地出现, 从而诱发失速。Moghadam 等^[22]认为诱导涡会在非设计工况下加速叶尖泄漏涡涡核的破碎, 导致风扇效率降低。

从研究方法上看, 针对于叶顶间隙这类空间结构狭小的流场, 传统的探针和热线等测量手段很难对近壁面的小尺度涡结构进行捕捉, 而油流显示方法具有适用于近壁面、便于在狭小空间进行无接触测量、适应马赫数范围广等优点, 借助对油流图谱上摩擦力线的拓扑分析可以了解到气流在表面上发生分离的位置、特点、方式以及旋涡的形成^[23]。从研究对象上来看, 已有的对压气机叶顶涡系的实验研究多集中于低速、低负荷的叶栅和转子上, 而随着航空发动机推质比的需求不断提高, 压气机级负荷的提高会导致叶尖泄漏流动更为剧烈, 因此对高负荷压气机叶顶区域涡系结构的全面认识显得更为迫切。结合以上两点, 同时考虑到压气机转子内部流动受到机匣旋转和端壁子午曲率形成的质量力等多个复杂因素耦合的共同影响, 本文对研究对象进行简化, 以某高负荷压气机静止扩压叶栅为研究对象, 采用表面油流技术对其叶顶间隙近壁面流场的拓扑结构进行了油流显示实验, 并辅以数值模拟结果, 从近壁面与空间流场双重角度研究压气机叶顶区域复杂流场结构, 旨在对高负荷压气机叶栅叶顶涡系及其随负荷的变化规律进行更为深刻的认识。

1 研究对象与研究方法

1.1 研究对象

本文研究对象为某大弯角高负荷扩压叶栅 NPU-01, 叶型的主要几何参数及气动参数如表 1 所示, 示意图如图 1。该叶栅叶片高度为 99 mm, 叶顶间隙为 1 mm (1.53% C), 几何弯角为 49.16° ,

表 1 NPU-01 叶栅参数

Table 1 The parameter of the NPU-01 cascade

参数	数值
叶片弦长 C/mm	65
展弦比 h/C	1.523
稠度 C/t	1.73
安装角 $\beta_s/(^\circ)$	21.27
弯角 $\theta/(^\circ)$	49.16
叶顶间隙高度 δ/mm	1

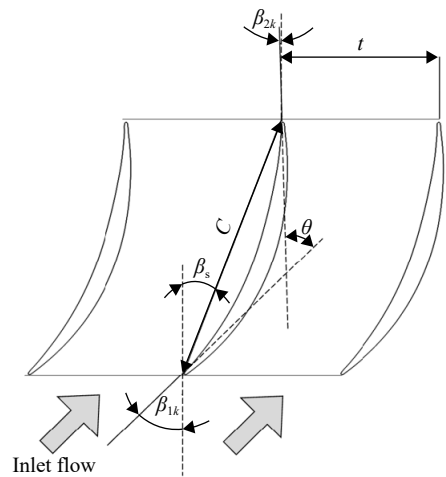


图 1 NPU-01 二维叶型示意图

Fig. 1 Two-dimensional cascade configuration of NPU-01

扩压因子为 0.518。设计工况为来流马赫数 $Ma_1=0.5$ ，攻角 $i=0^\circ$ 。

1.2 油流实验

本文采用油流方法获取叶顶区域壁面的极限流线以进行拓扑分析。已开展的油流实验结果表明^[24]，油流图谱的准确性和清晰度不仅受油流涂料的配方成分的影响，而且其适用性与来流马赫数 Ma_1 的大小相关，但对来流方向并不敏感。经过多次实验，表 2 给出了本次实验的涂料配比。

表 2 油流涂料配比

Ma_1	配比		
	机油/g	钛白粉/g	油酸/滴
0.5	1.45	1	1
0.6	1.4	1	1
0.7	1.3	1	1

在被测叶片吸力面与栅板均匀涂抹相应配方的油流涂料，涂刷后的叶片吸力面及栅板如图 2 所示。图片中 LE、TE、Mid 分别表示前缘、尾缘和中心。叶栅实验件结构简图如图 3 所示。考虑到高负荷叶栅实验的周期性要求，实验件由 9 个直列叶片组成，叶片顶部与上栅板之间留有 1 mm ($1.54\%C$) 的叶顶间隙。被测表面为中间 3 个叶片吸力面及其对应的上栅板(图 3 中黑色部分)。

本文基于西北工业大学高亚声速平面叶栅风洞实验台，马赫数调节范围为 0.3~0.95，来流气流角调节范围为 $0^\circ\sim90^\circ$ ，来流湍流度为 1%~1.5%。实验工况选择如表 3 所示。

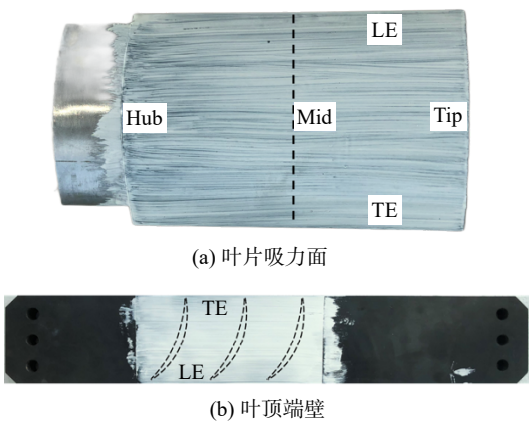


图 2 油流涂料涂刷示意图

Fig. 2 Schematic diagram of oil flow painting

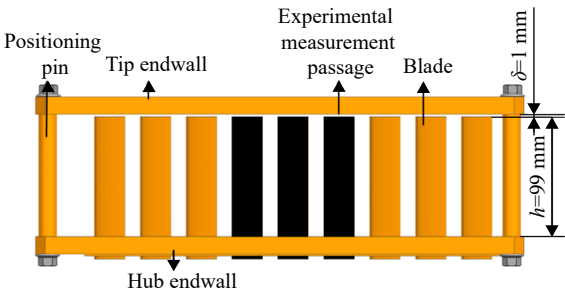


图 3 实验叶栅 NPU-01

Fig. 3 The NPU-01 cascade of the experiment

表 3 实验工况

Ma_1	$i/(^\circ)$			
	-4	0	4	8
0.5	√	√	√	√
0.6		√		
0.7		√		

1.3 数值方法

采用 NUMECA 软件对所研究的 NPU-01 叶栅进行数值模拟，基于 FINE 求解器，求解三维稳态 RANS (Reynold averaged Navier-Stokes) 方程。空间离散采用 2 阶中心差分格式，时间离散采用 4 阶 Runge-Kutta。

计算域如图 4 所示，进、出口延伸段分别为 1.5 倍和 2 倍轴向弦长(C_x)。周向采用周期性边界。计算网格由 Autogrid5 生成，叶栅通道的网格拓扑结构为 O4H，叶顶间隙采用蝶形网格，间隙内展向、切向、流向分别设置 33、13、121 层网格；第 1 层网格距壁面的距离为 $1.5\ \mu\text{m}$ ，保证壁面 $y^+<1$ ，满足 SST(shear stress transport)湍流模型的要求。经过网格无关性验证，如图 5 所示，本文最

终选取的计算域网格总数为 266 万。

本课题组前期多次使用与本文相同的数值方法设置^[25-27]对弯角、扩压因子相近的叶栅进行实验与数值研究,并经过了相应的数值方法校验,证明了本文所采用数值方法的准确性。同时,后文第 2.1 节中详细给出了 NPU-01 叶栅端壁的实验油流图谱与数值模拟壁面极限流线图,通过对比,数值模拟结果与实验结果的流动细节吻合良好,证明了本文所采用数值计算方法的可行性以及后续相应结论的准确性。

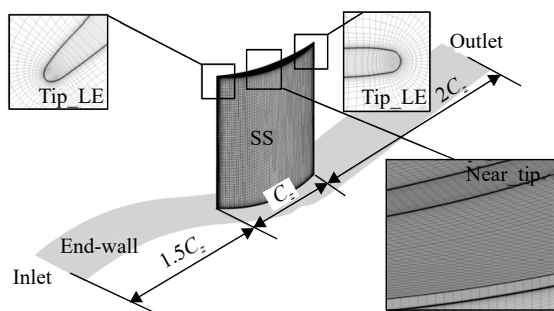


图 4 计算域与局部网格示意图

Fig. 4 Grid of calculation domain and partial

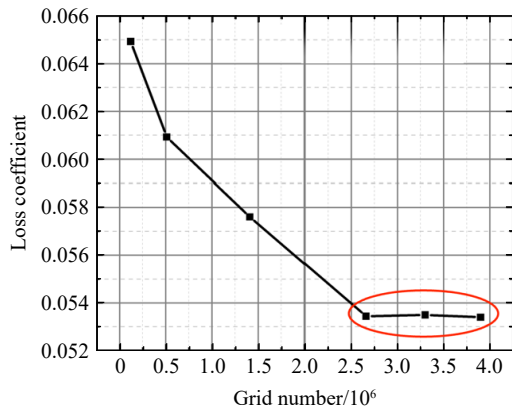


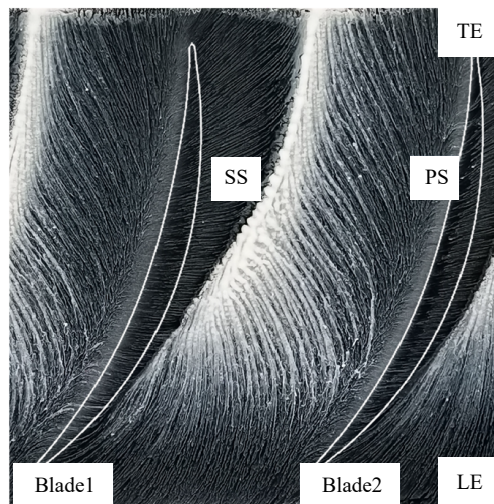
图 5 不同网格数的叶栅总压损失系数

Fig. 5 Total pressure loss coefficient of cascade with different number of grid

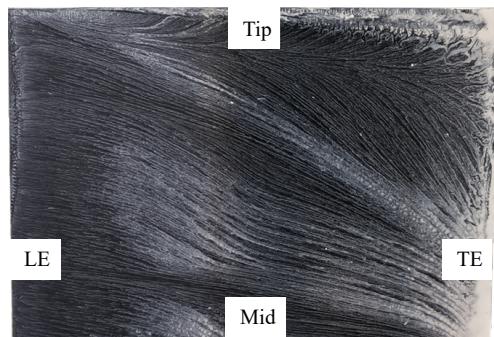
2 结果分析

2.1 叶顶间隙流场拓扑结构

图 6 给出了设计工况 ($Ma_1 = 0.5$, $i = 0^\circ$) 叶顶端壁和吸力面的原始油流图谱,左侧叶片为 Blade1,右侧叶片为 Blade2,SS 为吸力面,PS 为压力面。本文中油流涂料涂刷区域包含两个叶栅通道,两个通道的油流图谱具有较好的一致性。显然,较多的叶片数较好地保证了高负荷叶栅吹风



(a) 叶顶端壁



(b) 叶片吸力面

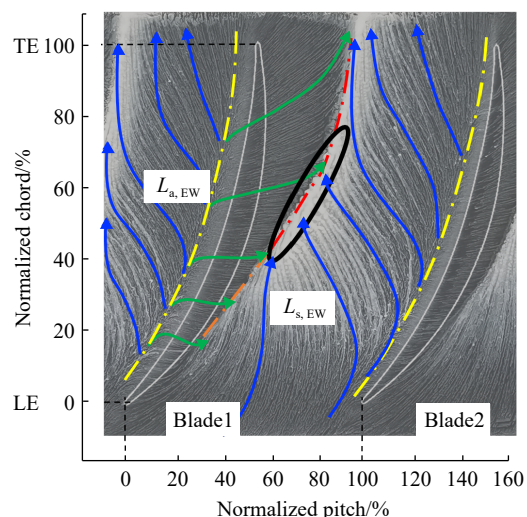
图 6 $Ma_1 = 0.5$, $i = 0^\circ$ 工况下叶顶端壁和叶片吸力面的原始油流图谱

Fig. 6 Origin oil flow pattern of endwall and suction section at $Ma_1 = 0.5$, $i = 0^\circ$

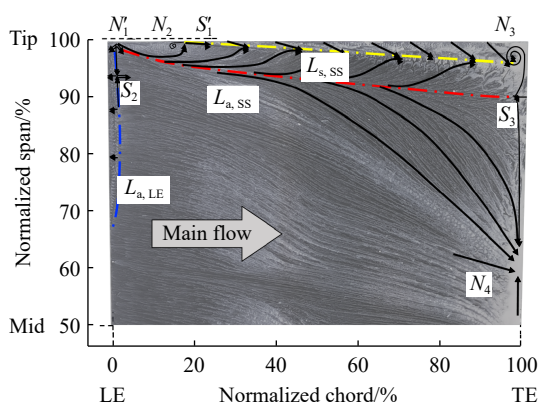
实验的周期性。由于本文实验根据来流条件确定了相应的油流配方及涂刷厚度,因此所获得的油流图谱非常清晰。

为了方便地对油流图谱进行分析和描述,本文对一个叶片通道的原始油流图谱进行 30% 透明度处理,并适当添加辅助线和坐标轴。图 7 为处理后的设计工况叶顶端壁与叶片吸力面的流场拓扑结构。在图 7(a)叶顶端壁的油流图谱中可以看到两条明显的拓扑线: Blade1 压力面左侧的黄色点划线所示的人字型附着线 ($L_{a,EW}$) 和吸力面右侧橙色-红色点划线所示的人字型分离线 ($L_{s,EW}$); 泄漏流 (绿色实线) 起始于 $L_{a,EW}$ 右侧,从叶片压力面翻越叶顶后终止于相邻叶片通道中的 $L_{s,EW}$ 左侧,通道中周向二次流 (蓝色实线) 起始于 $L_{a,EW}$ 左侧,终止于同一通道内的 $L_{s,EW}$ 右侧。同时值得注意的是,流场中有以下两个摩擦 lines 发生明显变化的细节:

1) $L_{s,EW}$ 在橙色点划线部分紧贴吸力面,在红



(a) 叶顶端壁



(b) 叶片吸力面

图 7 $Ma_1=0.5$, $i=0^\circ$ 工况下叶顶端壁和叶片吸力面带辅助线的油流图谱Fig. 7 Oil flow pattern with guideline of endwall and suction section at $Ma_1=0.5$, $i=0^\circ$

色点划线开始的位置突然向通道中发生明显偏转。

2) $L_{s,EW}$ 在红色点划线后部分右侧发生明显油料堆积现象(黑色椭圆实线框所示)。

图 7(b) 所示为叶片吸力面 50% 以上叶高部分的油流图谱。叶尖前缘附近主流越过前缘时发生分离, 由于分离过于靠前, 在吸力面的油流图谱上并未明显捕捉到, 气流在越过前缘分离泡后再附于吸力面上, 形成了明显的前缘附着线 $L_{a,LE}$ (蓝色点划线所示), 附着线左侧的气流向前缘回流。泄漏流在分离节点 N'_1 处从叶顶吸力面边缘分离, 一部分从前缘处回流, 一部分向上汇聚于螺旋节点 N_2 , 一部分随主流一起向下游流动。除此之外, 图谱中存在两条明显的拓扑线, 分别是靠近叶尖的分流线 $L_{s,SS}$ (黄色点划线所示) 以及 90%

叶展位置的附着线 $L_{a,SS}$ (红色点划线)。其中 $L_{s,SS}$ 起始于半鞍点 S'_1 , 与尾缘回流的气体相遇, 终止于螺旋节点 N_3 , 上下两侧气流在空间上相互挤压并在叶尖尾缘位置形成明显的油料堆积; 而附着线 $L_{a,SS}$ 起始于分离节点 N'_1 , 终止于鞍点 S_3 , 上侧气流汇聚于 $L_{s,SS}$ 上, 并从叶片表面发生分离, 下侧气流与主流在尾缘处卷入分离节点 N_4 , 从叶中尾缘部分向空间中分离, 在叶展中部形成油料堆积。拓扑图中奇点的分布规律符合如下式所示的奇点总数拓扑规则:

$$\Sigma N - \Sigma S + \frac{1}{2} \Sigma N' - \frac{1}{2} \Sigma S' = -1$$

通过油流图谱仅能显示出近壁面处的摩擦力线来反应气流流动、分离、附着等流动特点, 然而在叶顶区域中, 部分旋涡距离壁面较远, 需要借助数值模拟的结果来对叶顶区域的涡系结构进行更为全面的认识。如图 8 所示为 $Ma_1=0.5$, $i=0^\circ$ 工况下数值模拟结果的叶顶端壁和叶片吸力面极限流线图。对比图 8(a) 与图 7(a) 所示的叶顶端壁极限流线和油流图谱, 可以看出叶顶泄漏流(绿色实线)和通道内周向二次流(蓝色实线)的方向, $L_{s,EW}$ 和 $L_{a,EW}$ 的位置等均与实验结果符合良好; 同时, 数值模拟结果也捕捉到了 $L_{s,EW}$ 红色点划线起始位置开始向通道内大幅偏转以及, 通道内周向二次流在 $L_{s,EW}$ 右侧黑色椭圆实线框位置的回流现象。对比图 8(b) 与图 7(b) 所示的叶片吸力面极限流线和油流图谱, 可以看出 $L_{a,SS}$ (红色点划线)、 $L_{s,SS}$ (黄色点划线) 以及其两侧的汇聚和分离流线均与实验结果符合良好; 同时, 数值模拟结果捕捉到尾缘 50%~65% 展向位置气流的回流现象。数值模拟结果未能很好的捕捉到前缘的再附线, 但由于其对本文研究对象叶顶间隙区域影响较小, 一定程度上可以忽略。综上可以得出, 数值模拟与实验结果流动细节吻合良好, 因此可以结合实验与数值模拟的结果, 从近壁面与空间流场双重角度研究叶顶间隙复杂涡系结构。

如图 9 所示为 $Ma_1=0.5$, $i=0^\circ$ 时的叶顶区域流场的判据 Q 等值面图, Q 准则反映了流体微团在流动中旋转和变形的平衡关系。 $Q>0$ 代表旋转在流动中占据主要地位, 因此可用于描述涡的形态。 Q 的大小反映了涡旋强度, 流场中 Q 的极大值点即为涡核所在位置。因此可以通过 Q 的等值面所包围的区域空间位置和延展方向来判断涡的空

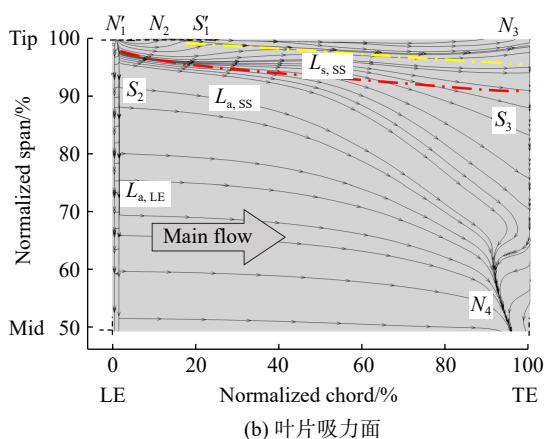
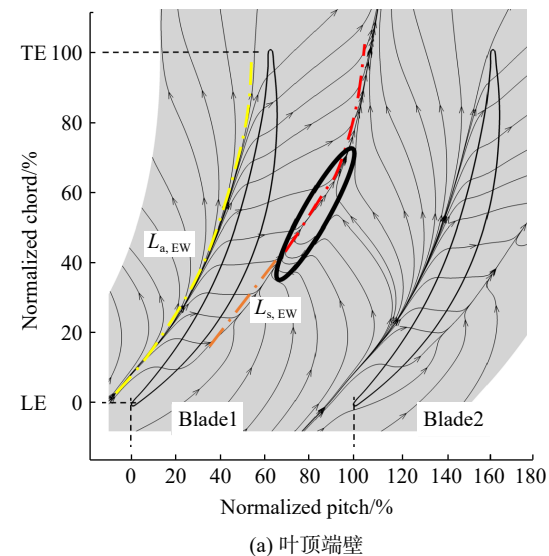


图8 $Ma_1=0.5, i=0^\circ$ 工况下叶顶端壁和叶片吸力面极带辅助线的限流线图

Fig. 8 Limiting streamline pattern with guideline of endwall and suction section at $Ma_1=0.5, i=0^\circ$

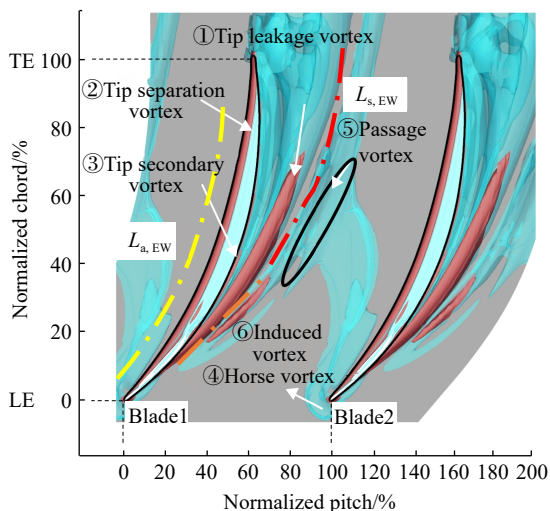


图9 $Ma_1=0.5, i=0^\circ$ 工况下的流场 Q 等值面图($Q=1.0 \times 10^8$ (蓝)和 $Q=1.0 \times 10^{10}$ (红))

Fig. 9 Iso-surface of $Q=1.0 \times 10^8$ (blue) and $Q=1.0 \times 10^{10}$ (red) at $Ma_1=0.5, i=0^\circ$

间尺度和形状。由于叶顶各个涡系的涡旋强度差异较大,因此对应不同的旋涡采用不同大小的 Q 等值面来表示,蓝色透明等值面部分为 $Q=1.0 \times 10^8$,红色等值面部分为 $Q=1.0 \times 10^{10}$ 。

结合文献 [12-14] 中对叶顶涡系结构的认识基础以及图9中流场中的 Q 等值面得知,在整个叶顶区域存在6个明显的涡结构,如图10所示。

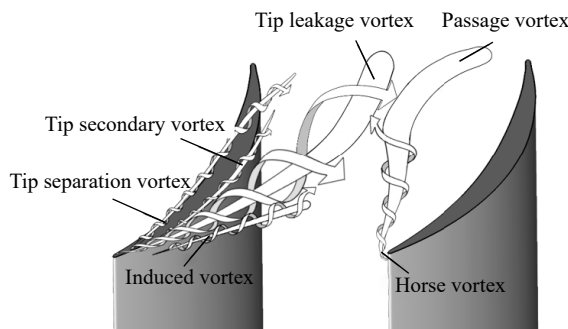


图10 压气机扩压叶栅叶顶区域涡系结构图

Fig. 10 Vortex structure of tip clearance region of compressor cascade

1) 叶尖泄漏涡: 产生于叶片吸力面侧,在叶片吸、压力面压差的作用下翻越叶顶后产生,随着叶尖泄漏涡向下游发展,旋涡周围气体被不断卷入其中,造成其空间尺度逐渐变大,涡核轨迹沿展向向叶中倾斜。

2) 叶顶分离涡: 产生于叶片叶顶压力面侧,由叶片压力面侧上升气流在通道扩张后形成类似后台阶启动涡,一直沿叶顶压力面侧发展,在尾缘处向相邻叶片通道中偏转。

3) 叶尖二次涡: 产生于叶片叶顶吸力面边缘,由泄漏流受到叶尖泄漏涡周围的气体在叶顶吸力面边缘处的“屏障作用”阻挡而产生的,其起始位置与叶尖泄漏涡较为相近,一直沿叶顶吸力面边缘发展,涡旋尺度较小。

4) 马蹄涡: 产生于叶片前缘,由来流绕过前缘后向吸、压力面流动形成,本文研究的高负荷叶栅马蹄涡吸力面分支不明显。

5) 通道涡: 产生于叶片通道内叶顶端壁附近,由马蹄涡压力面分支逐渐发展并在端壁二次流作用下形成,其沿周向向吸力面移动,最终与叶尖泄漏涡在通道中相遇,相互挤压。

6) 诱导涡: 产生于叶尖泄漏涡下游,位于叶尖泄漏涡外侧,是叶尖泄漏涡对通道内二次流的剪切作用诱导产生的,终止于叶尖泄漏涡与通道

涡开始挤压的位置。

基于图 10, 对叶顶区域壁面油流图谱上的拓扑线形成原因进行解释: 分离线 $L_{s,EW}$ 前半段(橙色点划线)是叶尖泄漏涡和诱导涡相互挤压形成的, 此处气流速度较大, 因此未形成油料堆积, 分离线 $L_{s,EW}$ 后半段(红色点划线)是叶尖泄漏涡与通道涡相互挤压而形成的, 此时气流速度较低, 低能流体汇聚, 如图 11 所示, 因此在图 6(a)黑色椭圆实线部分出现明显油料堆积。附着线 $L_{a,EW}$ 是叶尖压力面侧二次流和泄漏流向两侧分散而导致在叶顶端壁上附着产生的, 不难看出, 本文中数值模拟和实验结果中的分离线 $L_{s,EW}$ 和附着线 $L_{a,EW}$ 位置对应较好; 叶片吸力面上的分离线 $L_{s,SS}$ 是叶尖二次涡和叶尖泄漏涡相互挤压, 导致周围气体从壁面分离造成的, 而附着线 $L_{a,SS}$ 则是叶尖泄漏涡在向下游发展的过程中带动周围流体运动在靠近叶片壁面的位置形成的, 同时可以得出叶尖泄漏涡在向下游的发展中涡旋尺度逐渐增大,

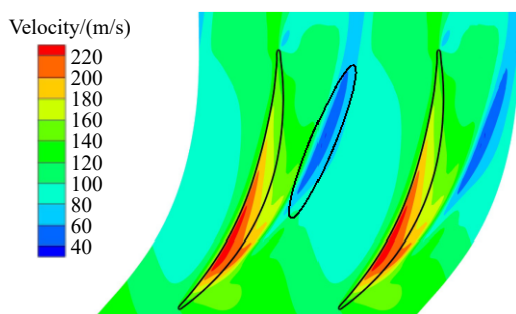
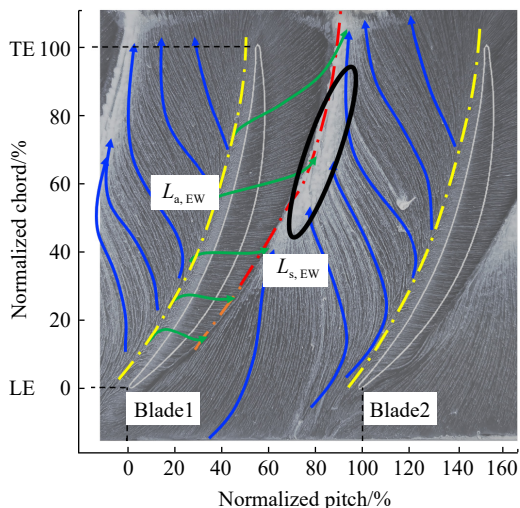
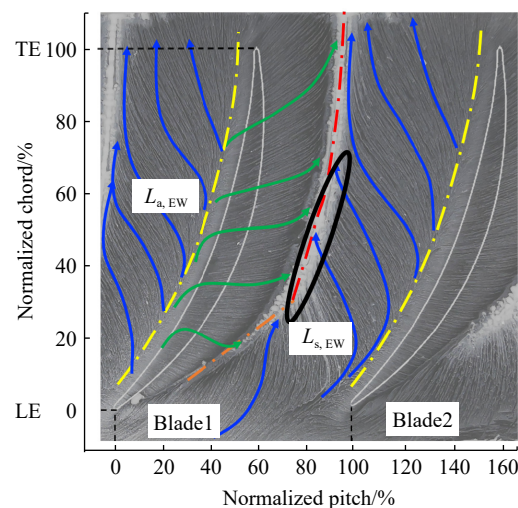


图 11 99.5% 叶高截面速度云图

Fig. 11 Contour of magnitude of velocity of 99.5% blade height section



(a) 叶顶端壁, $i=-4^\circ$



(b) 叶顶端壁, $i=4^\circ$

涡核轨迹在向通道中发展的过程中同时沿展向向叶中发展。

2.2 来流攻角对叶顶间隙流场拓扑结构的影响

当来流攻角变化时, 叶片负荷随之变化, 因此流场中的涡系结构以及受其影响的油流图谱随之发生变化。图 12(a)~图 12(f)所示分别为 $Ma_1=0.5$, $i=-4^\circ, 4^\circ, 8^\circ$ 工况下叶顶端壁和叶片吸力面的油流图谱。

首先对比叶顶端壁的图谱。结合图 12(a)可以看出, 在同一流马赫数下, 随着攻角增加, 分离线 $L_{s,EW}$ 沿周向逐渐远离叶片吸力面, 这是由于来流攻角增加, 叶片负荷增大导致压、吸力面压差增大。当来流攻角大于 4° 时, 分离线 $L_{s,EW}$ 没有紧贴叶片吸力面边缘的过程, 而是直接向通道中偏折。同时, $L_{s,EW}$ 右侧出现油流涂料堆积的位置逐渐向叶片上游移动, 同时油料堆积的程度逐渐变弱, 尤其是在极限攻角 $i=8^\circ$ 时油料几乎没有堆积, 仅显示出一条明显的分离线。

其次对比叶片吸力面的油流图谱, 可以看出, 随着来流攻角的增大, 有如下几个明显的变化:

1) 前缘附着线: 当攻角为 -4° 时, 叶片前缘处没有分离产生; 随着攻角增加, 前缘附着线逐渐向下游移动, 且前缘处出现明显油料堆积现象。

2) 泄漏起始点以及分离线和附着线的位置: 当攻角为 -4° 时, 泄漏流在约 $10\%C$ 位置发生; 随着攻角增加, 泄漏流起始点逐渐向前缘移动, 附着线 $L_{a,SS}$ 的起始点 N'_1 和分离线 $L_{s,SS}$ 的起始点 S'_1 前移, 但两条拓扑线的展向位置没有发生变化, 螺旋节点 N_3 和鞍点 S_3 的展向坐标分别为 97% 和 90% 。

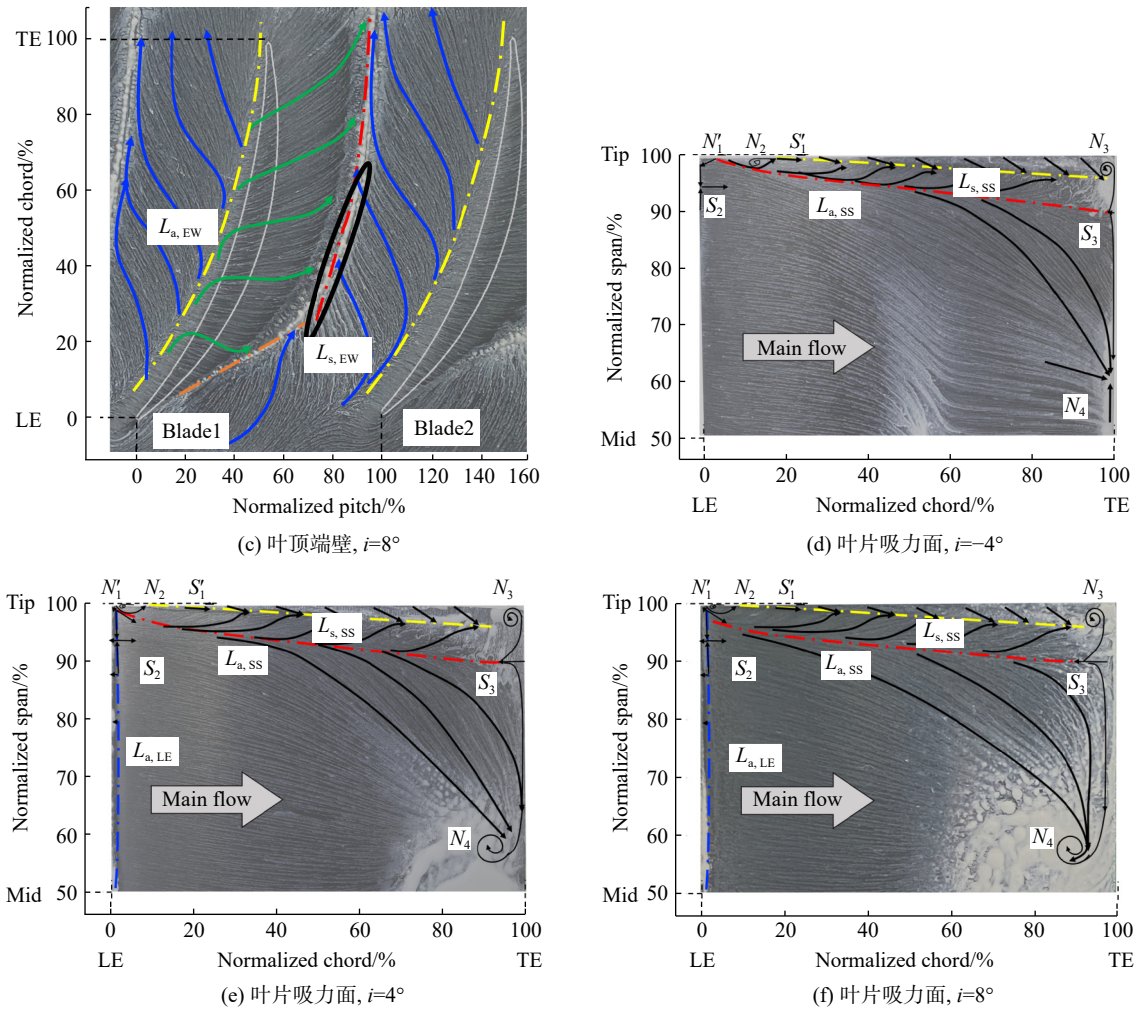


图 12 $Ma_1=0.5$, $i=-4^\circ, 4^\circ, 8^\circ$ 工况下叶顶端壁以及叶片吸力面带辅助线的油流图谱
Fig. 12 Oil flow pattern with guideline of endwall and suction section at $Ma_1=0.5$, $i=-4^\circ, 4^\circ, 8^\circ$

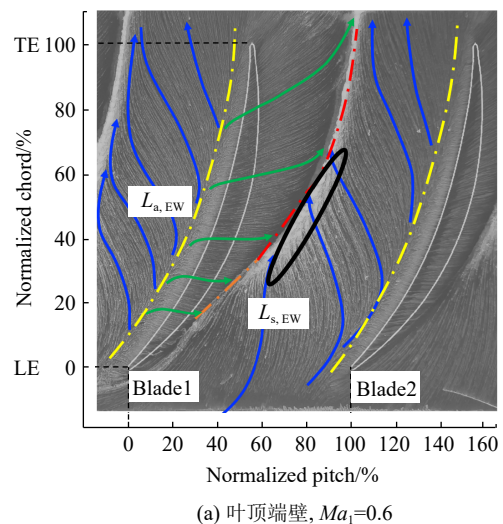
3) 尾缘油料堆积: 随着攻角增大, 负荷提高, 鞍点 S_3 的流向位置逐渐前移, 尾缘分离和回流强度增加, 分离节点沿弦向向上游移动, 在 $i=4^\circ$ 和 $i=8^\circ$ 两个工况下, 分离节点 N_4 已逐渐演变为螺旋节点, 叶中尾缘和叶顶尾缘处油料堆积区域逐渐增加, 此时气流在叶片吸力面尾缘严重分离。

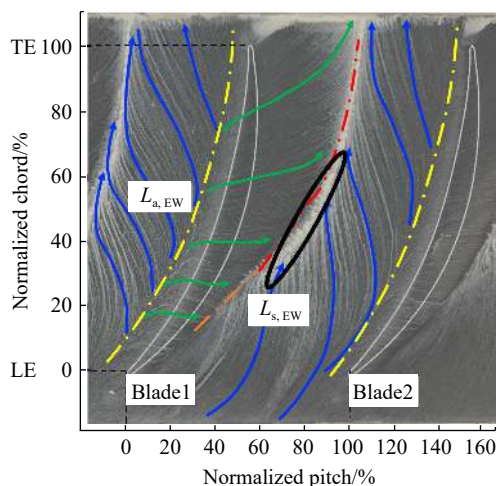
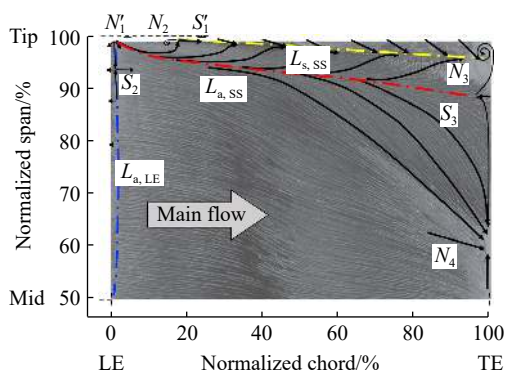
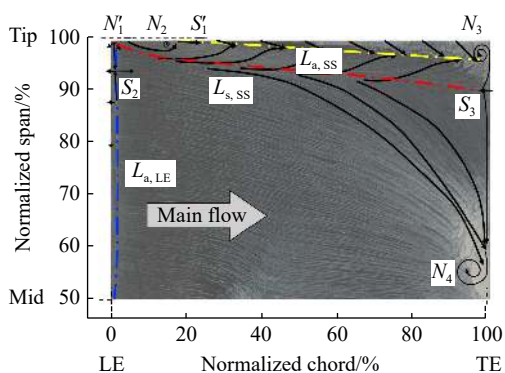
综上, 来流攻角增加会导致叶片负荷分布变化, 最大压差位置提前, 气流沿弦向更早地发生泄漏, 吸力面侧压力值最小点提前, 叶尖泄漏涡沿周向向通道内发展更快, 与通道涡更早相遇。两个旋向相反的涡在弦向更早的干涉导致气流相互挤压, 在壁面处分离呈螺旋状从吸力面尾缘脱落, 这种情况会使得叶栅通道中发生堵塞, 导致损失增大, 并引发失速。

2.3 来流马赫数对叶顶间隙流场拓扑结构的影响

图 13(a)~图 13(d)所示分别为 $Ma_1=0.6, 0.7$, $i=0^\circ$ 工况下叶顶端壁和叶片吸力面的油流图谱。

当来流马赫数增加时, 叶片进口轴向速度增加, 结合图 7(a)可以看出, 在一起来流攻角下, 随着马赫数增加, 气流在完全进入通道后向周向偏转角度减小, 叶顶端壁的二次流效应有所减弱。



(b) 叶顶端壁, $Ma_1=0.7$ (c) 叶片吸力面, $Ma_1=0.6$ (d) 叶片吸力面, $Ma_1=0.7$ 图 13 Ma_1 为 0.6 和 0.7, $i=0^\circ$ 工况下叶顶端壁以及叶片吸力面带辅助线的油流图谱Fig. 13 Oil flow with guideline of endwall and suction section at Ma of 0.6 and 0.7, $i=0^\circ$

$L_{s,EW}$ 和 $L_{a,EW}$ 的流向以及周向位置没有变化, 同时 $L_{s,EW}$ 上两段点划线的分界位置以及油流涂料堆积的位置均保持一致。在 $Ma_1=0.7$ 时, 吸力面尾缘处发生了明显的油料堆积现象。对比叶片吸力面的油流图谱, 在不同来流马赫数下, 流动拓扑结构没有发生明显变化。可见相较于来流攻角

的变化, 当来流马赫数在 0.5~0.7 范围内变化对叶尖涡系结构的影响较小。

3 结 论

本文基于西北工业大学连续式高亚声速平面叶栅风洞实验台, 采用油流显示方法, 针对某高负荷扩压叶栅进行了实验研究, 清晰地捕捉到了叶顶端壁以及叶片吸力面上的油流图谱并进行了拓扑分析, 同时辅以数值模拟结果对高负荷压气机扩压叶栅的叶顶区域涡系结构以及不同负荷下涡系结构的变化规律进行了研究, 得出了以下结论:

1) 在高负荷压气机扩压叶栅叶顶区域, 存在由于泄漏流与主流相互作用而产生的以叶顶分离涡、叶尖二次涡、叶尖泄漏涡组成的“叶顶三涡结构”, 除此之外, 加之由于叶尖泄漏流动高速剪切生成的诱导涡、叶片前缘的马蹄涡以及叶栅通道中的由马蹄涡压力面分支发展而成的通道涡, 叶顶端区内共存在 6 个明显的涡系结构。

2) 来流攻角的增大会导致叶片负荷提高, 最大压差位置前移, 吸力面侧压力值最小点提前, 从而使得叶尖泄漏涡的形成位置提前, 沿周向偏转角度增大, 这会导致叶尖泄漏涡与通道涡提前相遇干涉, 位于叶片吸力面尾缘的分离节点前移, 演化成为螺旋节点, 气流从叶片表面呈螺旋状分离, 引起叶片通道堵塞。

3) 来流马赫数的增大虽然会导致进口流向速度增加, 但不会影响叶片负荷的分布, 因此叶尖泄漏涡的形成位置以及周向偏转角度没有变化, 油流图谱上的拓扑结构也没有明显变化。

参考文献:

- [1] WISLER D C. Loss reduction in axial-flow compressors through low-speed model testing[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1985, 107(2): 354-363.
- [2] DENTON J D. The 1993 IGTI scholar lecture: loss mechanisms in turbomachines[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1993, 115(4): 621-656.
- [3] YOU D, WANG Meng, MOIN P, et al. Large-eddy simulation analysis of mechanisms for viscous losses in a turbomachinery tip-clearance flow[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2007, 586: 177-204.
- [4] SUDER K L. Blockage development in a transonic, axial compressor rotor[R]. Orlando, US; ASME 1997 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, 1997.
- [5] 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)
- [6] YAMADA K, FUNAZAKI K, FURUKAWA M. The behavior of

- tip clearance flow at near-stall condition in a transonic axial compressor rotor[R]. San Antonio, US: ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea, and Air, 2007.
- [7] 吴艳辉, 丁永鹏, 安光耀, 等. 跨声速压气机转子叶尖涡系结构分析[J]. 工程热物理学报, 2016, 37(9): 1838-1844.
- WU Yanhui, DING Yongpeng, AN Guangyao, et al. Investigation of vortex structures near tip region in a transonic axial flow compressor rotor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2016, 37(9): 1838-1844. (in Chinese)
- [8] 杜娟, 王偲臣, 李继超, 等. 轴流压气机叶顶泄漏流与突失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)
- [9] STORER J A, CUMPSTY N A. Tip leakage flow in axial compressors[C]//Proceedings of the ASME 1990 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, Volume 1: Turbomachinery. Brussels, Belgium: ASME, 1990: 1-8.
- [10] WILLIAMS R, GREGORY-SMITH D, HE L. A study of large tip clearance flows in an axial compressor blade row[C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air, Volume 6: Turbomachinery. Barcelona, Spain: ASME, 2006: 251-259.
- [11] BRANDT H, FOTTNER L, SAATHOFF H, et al. Effects of the inlet flow conditions on the tip clearance flow of an isolated compressor rotor[C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air. Amsterdam, Netherlands: ASME, 2002: 1123-1132.
- [12] 周正贵. 模拟叶尖间隙流的转动平面叶栅实验方案[J]. 南京航空航天大学学报, 2002, 34(2): 182-185.
- ZHOU Zhenggui. Development of rotating linear cascade facility for simulating blade tip clearance flow[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2002, 34(2): 182-185. (in Chinese)
- [13] KANG S, HIRSCH C. Experimental study on the three dimensional flow within a compressor cascade with tip clearance: Part II the tip leakage vortex[C]//Proceedings of the ASME 1992 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, Volume 1: Turbomachinery. Cologne, Germany: ASME, 1992: 1-7.
- [14] KANG S, HIRSCH C. Tip leakage flow in linear compressor cascade[C]//Proceedings of the ASME 1993 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, Volume 3B: General. Cincinnati: ASME, 1993: 1-9.
- [15] 高丽敏, 刘思余, 李永增, 等. 扩压叶栅叶顶间隙流动结构研究[J]. 工程热物理学报, 2020, 41(2): 329-334.
- GAO Limin, LIU Siyu, LI Yongzeng, et al. Investigation of the structure of cascade tip clearance flowfield[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2020, 41(2): 329-334. (in Chinese)
- [16] 韩少冰, 钟兢军, 陆华伟, 等. 叶尖泄漏与压气机叶栅三维角区分离相互作用实验研究[J]. 推进技术, 2013, 34(2): 187-193.
- HAN Shaobing, ZHONG Jingjun, LU Huawei, et al. Experimental investigation on interaction between tip clearance flow and three-dimensional separation in compressor cascade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(2): 187-193. (in Chinese)
- [17] 于贤君, 刘宝杰, 蒋浩康. 轴流压气机转子尖部三维复杂流动 I: 实验和理论研究[J]. 航空学报, 2010, 31(1): 48-57.
- YU Xianjun, LIU Baojie, JIANG Haokang. Three-dimensional flows near rotor tip in an axial compressor I: experimental and theoretical studies[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(1): 48-57. (in Chinese)
- [18] 于贤君, 刘宝杰, 蒋浩康. 轴流压气机转子尖部三维复杂流动 II: 数值模拟研究[J]. 航空学报, 2010, 31(1): 58-69.
- YU Xianjun, LIU Baojie, JIANG Haokang. Three-dimensional flows near rotor tip in an axial compressor II: numerical simulation study[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(1): 58-69. (in Chinese)
- [19] 黄国平, 张志远, 洪树立, 等. 压气机叶栅端壁叶尖涡系结构非定常特性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(5): 676-683.
- HUANG Guoping, ZHANG Zhiyuan, HONG Shuli, et al. Transient tip vortex characteristics in compressor cascades[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(5): 676-683. (in Chinese)
- [20] VAN ZANTE D E, STRAZISAR A J, WOOD J R, et al. Recommendations for achieving accurate numerical simulation of tip clearance flows in transonic compressor rotors[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(4): 733-742.
- [21] HAH C, BERGNER J, SCHIFFER H P. Tip clearance vortex oscillation, vortex shedding and rotating instabilities in an axial transonic compressor rotor[R]. ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air, 2008.
- [22] MOGHADAM S M A, MEINKE M, SCHRÖDER W. Analysis of tip-leakage flow in an axial fan at varying tip-gap sizes and operating conditions[J]. Computers & Fluids, 2019, 183: 107-129.
- [23] 张涵信. 分离流与旋涡运动的结构分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [24] 薄相峰. 压气机叶栅流场附面层特性实验与数值研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2012.
- BO Xiangfeng. The experimental and numerical study of the characteristics of compressor cascade boundary layer[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2012. (in Chinese)
- [25] 杨冠华, 高丽敏, 赵磊, 等. 非对称前缘对扩压叶栅气动性能影响研究[J]. 工程热物理学报, 2020, 41(10): 2431-2436.
- YANG Guanhua, GAO Limin, ZHAO Lei, et al. Effect of asymmetric leading edge on aerodynamic performance of diffusion cascade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2020, 41(10): 2431-2436. (in Chinese)
- [26] 蔡明, 高丽敏, 刘哲, 等. 基于抽吸的亚声速平面叶栅风洞流场品质控制研究[J]. 推进技术, 2021, 42(9): 1985-1992.
- CAI Ming, GAO Limin, LIU Zhe, et al. Flow field quality control of subsonic linear cascade wind tunnel based on suction[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(9): 1985-1992. (in Chinese)
- [27] 杨冠华, 高丽敏, 王浩浩, 等. 基于NURBS的扩压叶栅非对称前缘设计[J]. 航空动力学报, 2021, 36(3): 655-663.
- YANG Guanhua, GAO Limin, WANG Haohao, et al. Asymmetric leading edge design of diffusion cascade based on NURBS[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(3): 655-663. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)