

压气机转子叶尖区域流动特征的观测与分析

刘东健¹, 李 军¹, 蒋爱武^{1,2}, 李成龙¹, 李凡玉¹

(1. 空军工程大学 航空航天工程学院 等离子体动力学重点实验室, 西安 710038;
2. 中国人民解放军 95156 部队, 南宁 530048)

摘 要: 为了揭示压气机转子内部真实流动的演化过程并分析其背后的流动机制,采用示迹线显示空气流动的方法对某低速轴流压气机转子流场进行了直接观测,同时结合多通道非定常数值模拟技术分析了转子叶尖区域流动特征及其形成机制.结果表明:叶片上的示迹线直观形象地显示了转子内部复杂流动随压气机工作状态变化的演化过程.即随着压气机转子节流,叶顶间隙泄漏流的轨迹不断向上游移动,到达近失速工况时,泄漏流与来流的交界面与转子叶顶前缘平齐,与此同时转子叶尖吸力面附近出现了大面积的回流,且回流的气体均向叶顶前缘聚集.通过进一步研究发现叶顶间隙区域内泄漏流与主流的轴向动量之比随转子流量系数减小而不断增大是导致泄漏流轨迹前移及叶顶回流区扩大的物理机制.

关 键 词: 压气机; 间隙泄漏流; 流场; 非定常数值模拟; 失速

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Observation and analysis of flow features in blade tip region of compressor rotor

LIU Dong-jian¹, LI Jun¹, JIANG Ai-wu^{1,2},
LI Cheng-long¹, LI Fan-yu¹

(1. Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory,
Aeronautics and Astronautics Engineering College,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. The Unit 95156, the Chinese People's Liberation Army, Nanning 530048, China)

Abstract: In order to investigate the evolutionary tendency of the compressor rotor's real rotating environment and explain its associated flow mechanism, the filament traces method was used for flow field visualization in a low-speed axial compressor rotor. And the unsteady multiblade-passage numerical simulations were also carried out to study the flow field characteristic of the blade tip region and its formation mechanism. Based on experimental results, the evolution processes of the complex flow inside the rotor passages were seen clearly as the compressor was throttled towards the stability limit. The results show that as the rotor's mass flow is reduced, the trajectory of blade tip leakage flow moves upstream towards the leading edge of the blade tip. When the compressor is operating near stall condition, the interface between the main flow and the tip leakage flow is nearly parallel to the rotor leading edge plane at the blade tip. Meanwhile the large backflow region appears on the suction side of the blade tip, and the backflow is found to be collected at the leading edge near the blade tip. And the further research shows that the axial momentum ratio of the tip leakage flow to the main flow in the clearance region increases as the flow coefficient decrea-

收稿日期: 2013-08-04

基金项目: 国家自然科学基金(51336011)

作者简介: 刘东健(1986—),男,湖南邵阳人,博士生,主要从事飞机推进系统气动热力理论与工程研究.

ses, serving as a mechanism for the forward movement of the tip leakage flow and the growth of the backflow region.

Key words: compressor; tip leakage flow; flow field; unsteady numerical simulation; stall

压气机转子叶尖区域流动对压气机的性能和稳定性都有重要影响,充分认识其内部的真实流动过程,对提高压气机的性能、扩大压气机的稳定工作范围都具有非常重要的意义.针对转子叶尖区域流动特性,诸多学者^[1-17]进行了大量的研究,对叶顶间隙流动现象及其与转子失速的关联性认识逐渐深入, Tan 等^[18]对近 20 年来的相关研究工作做了一个回顾和总结.但由于压气机转子的高速旋转及其结构和流场的复杂性,很难通过实验手段获得转子通道内部的流动细节,这制约了对压气机失速起始机制及叶顶间隙流动在失速起始过程中所起作用的认识和理解.为了直观形象地认识压气机转子通道内流动的发展和演化过程,本文采用在叶片及轮毂上贴示迹线的方法,并利用高速 CCD(charge-coupled device)相机对转子内部瞬态流动进行直接观测,同时结合多通道非定常数值模拟技术分析转子通道内复杂流动随转子节流的演变趋势和机制,从而深化对压气机失速流动现象的认识,为发展新的压气机扩稳控制方法奠定基础.

1 研究对象和测试方法

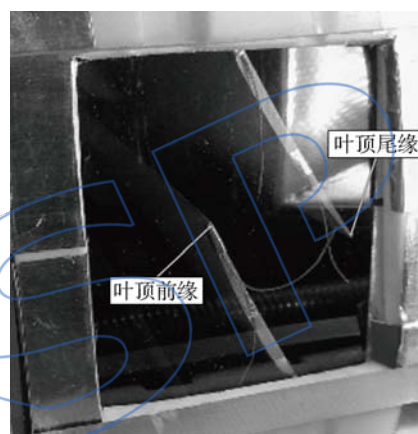
1.1 研究对象

选取空军工程大学等离子体动力学重点实验室的低速轴流压气机实验台的孤立转子为研究对象.大量的实验测量结果表明该转子的失速信号是在转子叶尖区域率先出现的,因此该转子适合于进行叶顶间隙流动以及叶尖失速机理的实验研究.该转子的设计转速为 3 000 r/min,叶片数为 45,叶顶直径为 599.4 mm,展弦比为 1.86,叶顶稠度为 1.28.在转子叶轮几何参数不变的情况下,通过调整转子上方机匣内径可以达到调整叶顶间隙的目的.本文实验研究是在叶顶间隙为 1.7 mm(3.17%叶顶弦长),转速为 1 200 r/min 的情况下进行的,数值模拟也是在与实验相对应的条件下进行的.

1.2 测试设备与方法

与本文实验相关的测量系统包括高频响动态压力传感器、信号放大器、高频数据采集卡、计算机、照明灯、高速 CCD 相机(Phantom V310)等.

实验前,首先在转子上方机匣上开一个小窗,并用塑料透明薄膜密封,然后用胶带分别在轮毂、叶片吸力面和叶顶贴上若干示迹线,如图 1 所示.该示迹线柔软性较好且具备一定的强度,其直径不超过 0.15 mm,而所用胶带很薄且黏性较好,故可认为本文所用示迹线法对流场的干扰不影响对转子内部典型流动特征的研究.



(a) 叶顶的示迹线 (从动叶顶部看)



(b) 轮毂和叶片吸力面上的示迹线 (从转子进口看)

图 1 静止状态下轮毂和叶片上所贴的示迹线

Fig. 1 Filaments attached to hub and blades at static state

实验时,首先将压气机调整至某一工况,待其流场稳定后再用照明灯照亮所需拍摄的转子内部流场区域,最后用高速 CCD 相机对准该区域进行拍摄.该相机拍摄时的帧频为 10 000 Hz(每帧间隔 0.1 ms),即转子转一圈正好可拍摄 500 帧,平均每个叶片通道可拍摄 11.11 帧,其曝光时间为 99 μ s,图像分辨率为 512 像素 $\times$ 384 像素,可持续

拍摄 8.648 s.

2 数值计算方法及验证

2.1 数值计算方法

数值计算采用 NUMECA 软件,并利用多块网格分区技术结合 SST(shear stress transport)湍流模型求解可压缩流体的三维 Navier-Stokes 方程.计算采用了 5 个通道的网格,由单通道的网格沿圆周方向复制而成.为了能较准确地模拟出转子叶尖区域的流动结构,本文对转子叶尖区域的网格进行了加密处理,其中间隙径向高度内分布 33 个网格节点,约占径向网格节点总数的 31.4%,最终转子 5 个叶片通道内的网格节点总数约为 1000 万,根据前期的网格无依赖性研究发现,该套网格满足网格无依赖性要求.

边界条件给定如下:进口给定绝对总温为 292.35 K,绝对总压为 96 610 Pa,轴向进气.在大流量工况下,出口边界条件给定机匣处的静压,并按径向平衡方程确定出口静压的径向分布;而在靠近失速的小流量工况下,出口边界条件给定流量和初始的压力场.壁面采用了绝热无滑移边界条件,与转子叶片联结的轮毂区域和叶片定义为转动边界,而轮毂的其他部分以及机匣则定义为静止边界.

非定常计算采用隐式双时间步方法,叶片转动一个栅距的时间内设定 100 个物理时间步,每一物理时间步下的虚拟时间步为 20,当转子总性能参数以及叶尖区域监测点的静压随时间出现周期性变化时,认为非定常计算已经收敛.图 2 给出了近失速工况点的部分收敛历史.

2.2 数值模拟和实验结果的对比分析

图 3 给出了转速为 1 200 r/min,间隙为 1.7 mm 时,数值模拟与实验得到的压气机转子的压升特性对比图.数值模拟结果表明在近失速工况点,转子内部流场表现出明显的周期性波动,如图 2 所示.因此对于出现明显周期性波动的工况点,图 3 中总性能参数的数值模拟结果均为非定常计算收敛后若干波动周期内的时间平均值.图 3 中流量系数 ϕ 和总静压升系数 φ 分别定义如下: $\phi = V_a/U$, $\varphi = 2(p_e - p_0)/(\rho U^2)$. 其中 V_a 为压气机进口气流轴向速度, U 为压气机转子叶片中径处的线速度, p_e 为压气机出口壁面平均静压, p_0 为当地大气压, ρ 为当地大气密度.进口气流轴向速度 V_a 可由下式计算: $V_a = \sqrt{2(p_0 - p_m)/\rho}$, 其中 p_m 为压气机实验台进口段壁面的平均静压.

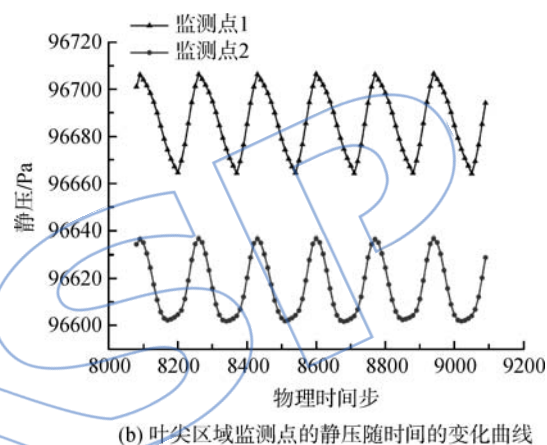
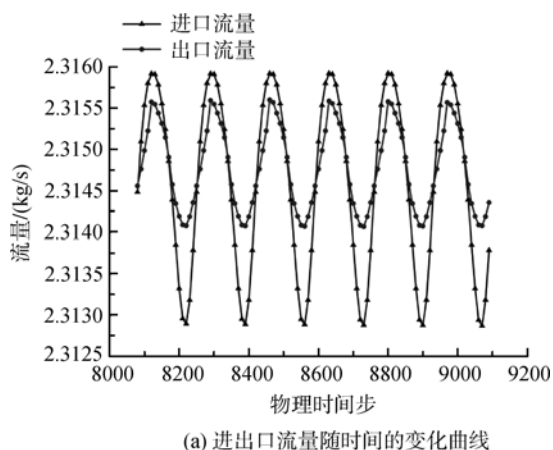


图 2 近失速工况点流量及静压的收敛历史
Fig. 2 Convergence history of mass flow and static pressure at near stall point

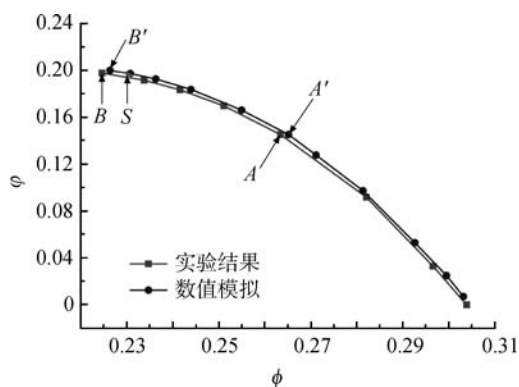


图 3 压气机转子压升特性的数值模拟与实验结果对比图
Fig. 3 Comparison of numerical simulation and experimental results on pressure rise performance of compressor rotor

图 3 中的 S 点为定常计算的近失速工况点,由图 3 可以看出,与 S 点相比,非定常计算的近失速工况点 B' 更接近于实验的近失速工况点 B. 从

图 3 还可以看出:实验结果和数值模拟得到的总性能参数无论是在分布还是在量值上都很好地一致,虽然数值模拟的总静压升系数整体高于实验结果,但最大相对误差不超过 3%,另外数值模拟的近失速工况点流量虽然大于实验结果,但其相对误差不超过 0.8%.

3 转子内部流动特征分析

3.1 叶尖区域流动现象的观测与分析

为了对压气机转子叶尖区域内的真实流动有一个直观形象地认识,图 4 和图 5 分别给出了不同视角下采用高速 CCD 相机拍摄得到的 1200 r/min 时转子叶尖区域瞬态流动的发展和演化过

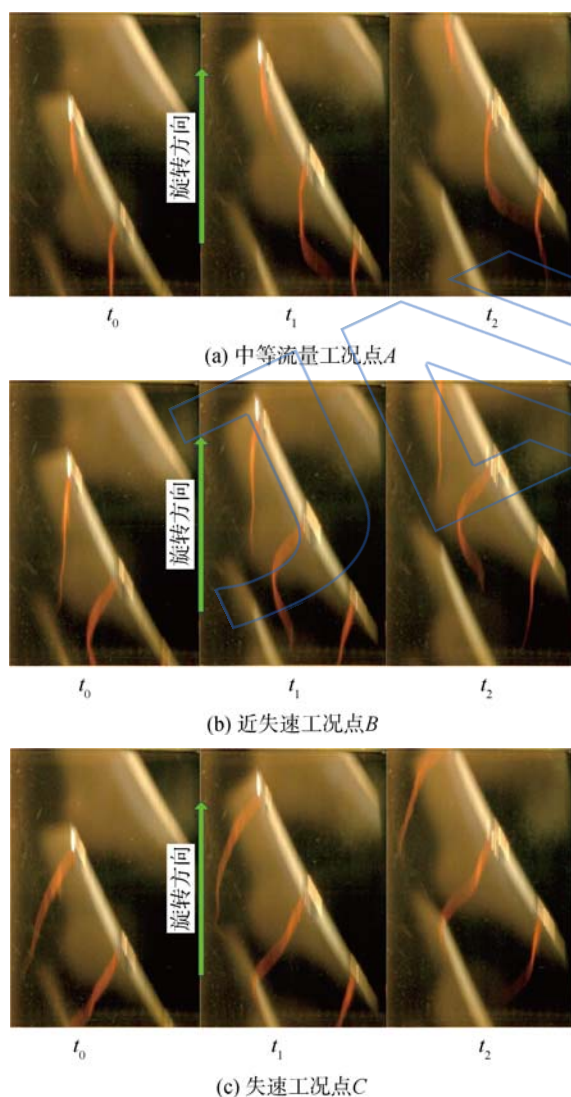


图 4 1200 r/min 时不同工况点叶顶间隙区域内瞬态流动图 (从动叶顶部观测)

Fig. 4 Instantaneous flow field in blade tip clearance region under different condition points at 1200 r/min (view from rotor-blade tip)

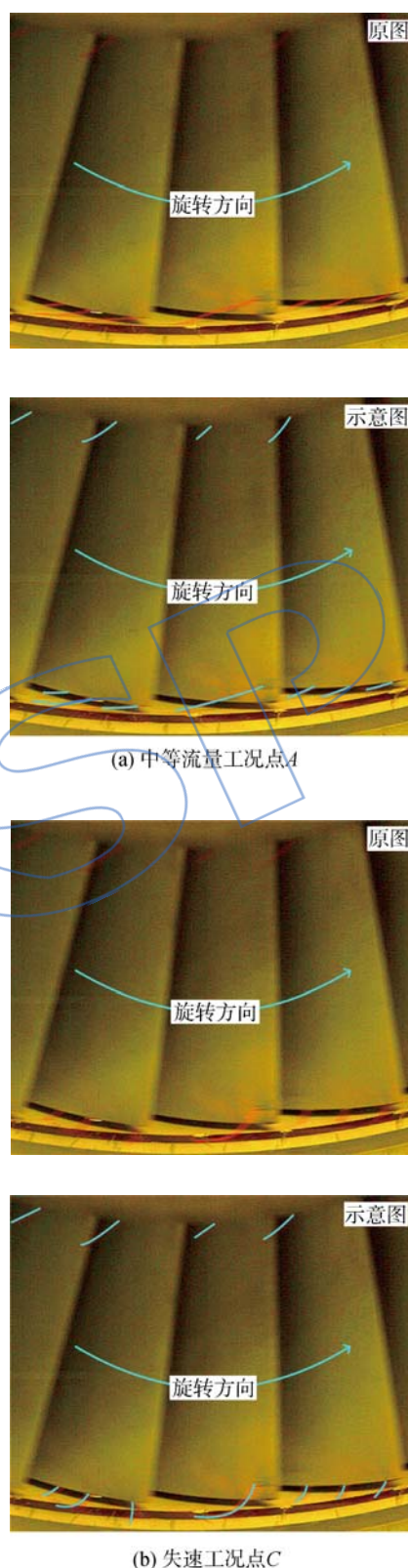


图 5 1200 r/min 时不同工况点叶尖区域瞬态流动图 (从转子进口观测)

Fig. 5 Instantaneous flow field in blade tip region under different condition points at 1200 r/min (view from rotor inlet)

程,而图6给出的是1200 r/min时不同工况点中间3个计算通道中叶顶不同位置处的相对速度流线,流线上的箭头代表流线的方向.图4中的实验工况点A和B及图6中的计算工况点A'和B'如图3所示,另外图4和图6中的 t_0, t_1, t_2 之间时间间隔为0.3 ms.

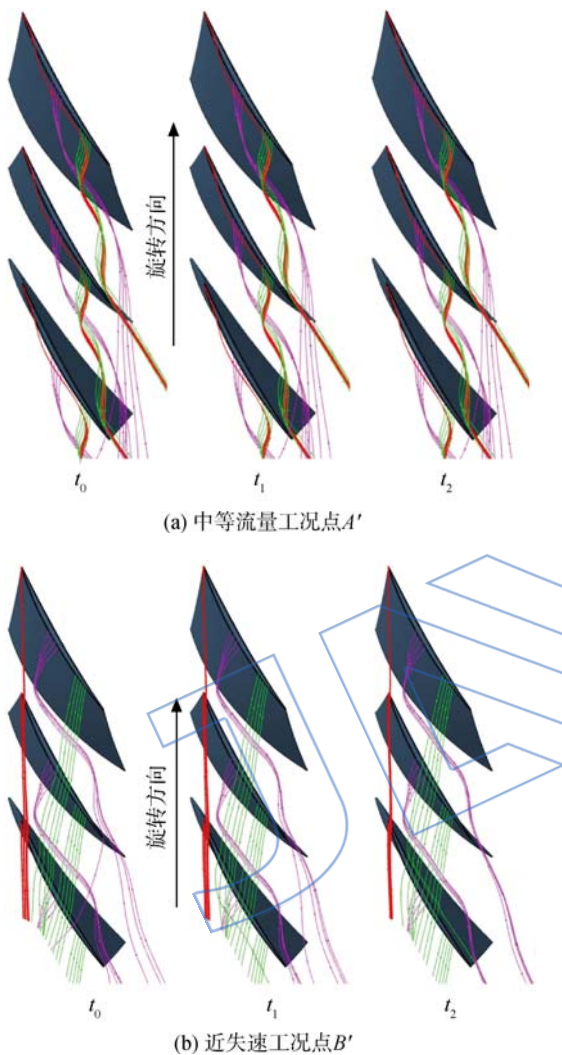


图6 1200 r/min时不同工况点叶顶不同位置处的相对速度流线

Fig. 6 Relative velocity streamlines of blade tips at different positions under different condition points at 1200 r/min

由图6可以发现近失速工况下不同时刻叶顶间隙区域内瞬态流动的细节存在差异,比如在 t_0 时刻由50%叶顶弦长位置处泄漏的流体在相邻叶片尾缘发生了回流,但同样的现象在 t_1 和 t_2 时刻均没有出现.通过对比不同工况点叶顶泄漏流的形态,可以发现上述差异并不影响对转子叶顶泄漏流轨迹随着流量减小而变化的分析.另外从图4和图6中可以看出:叶顶示迹线显示的流动结构与相应

工况下叶顶泄漏流的结构相一致.这说明叶顶的示迹线可以直观形象地显示叶顶泄漏流动的形态.

综合图4和图5可以发现:在中等流量工况点A,叶顶不同位置处的示迹线主要位于叶顶通道吸力面侧,尤其是叶顶前缘处的示迹线几乎紧贴叶片吸力面.随着压气机转子流量的减小,叶顶不同位置处示迹线的自由端逐渐向相邻叶片的压力面移动,且其轴向位置均朝上游移动,到达近失速工况点B时,叶顶前缘处示迹线基本与转子叶顶前缘对齐,当进入失速工况后,动叶顶部前缘处示迹线已位于转子叶顶前缘平面之前.相比之下,随着压气机状态向失速工况逼近,轮毂上所有示迹线的位置与形态均没有发生明显的变化.上述流动现象形象直观地反映了随着压气机转子节流,叶顶间隙泄漏流的轨迹逐渐从靠近叶片吸力面向相邻叶片的压力面移动且泄漏流与来流的交界面不断向上游移动,到达近失速工况时,交界面与转子叶顶前缘平齐,当流量进一步减小至失速工况时,泄漏流发生前缘溢流.上述叶顶间隙流动现象符合Vo等^[7]所提出的突尖型失速标准,这说明本文所研究的压气机转子会产生突尖型失速.

3.2 叶片通道内流动现象的观测与分析

为了深化对压气机转子内部复杂流动结构的认识,图7给出了采用高速CCD相机拍摄得到的

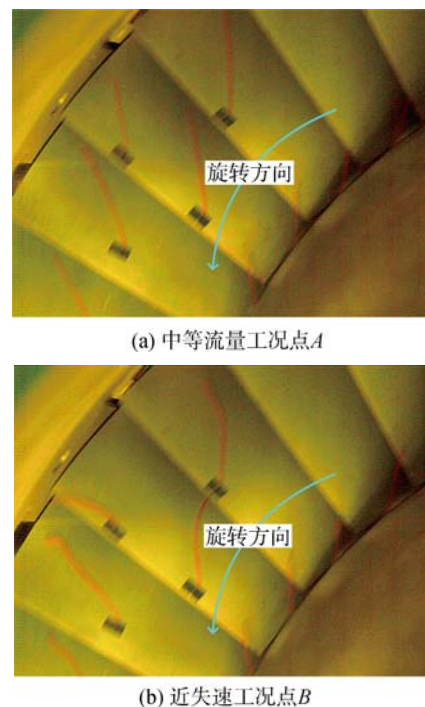


图7 1200 r/min时不同工况点叶片通道内瞬态流动图
Fig. 7 Instantaneous flow field in blade passages under different condition points at 1200 r/min

1200 r/min时不同工况点叶片通道内瞬态流动图。

由图7可以发现:不同工况点下轮毂上的所有示迹线均在主流和离心力的综合作用下顺着来流向叶尖偏转,且随着转子流量的减小,轮毂上所有示迹线的位置与形态均没有发生明显的变化。而叶片吸力面上的所有示迹线在不同的工况点具有不同的形态。在工况点A,转子叶片吸力面上不同叶高处的示迹线均沿着主流方向向叶尖偏转,而当转子节流至工况点B时,叶片吸力面上除固定端离轮毂最近的那根示迹线的自由端向叶片尾缘移动外,其余示迹线的自由端均朝叶片前缘移动,而且固定端离机匣最近的那根示迹线的变化最为明显,其自由端已到达叶顶前缘。

为了分析叶片吸力面上示迹线的形态随转子流量减小而发生上述变化的原因,本文给出了数值模拟得到的与工况点A和B相对应的A'和B'两个工况点动叶吸力面上的极限流线,如图8所示,图中流线上的箭头指向表示气体流动的方向。

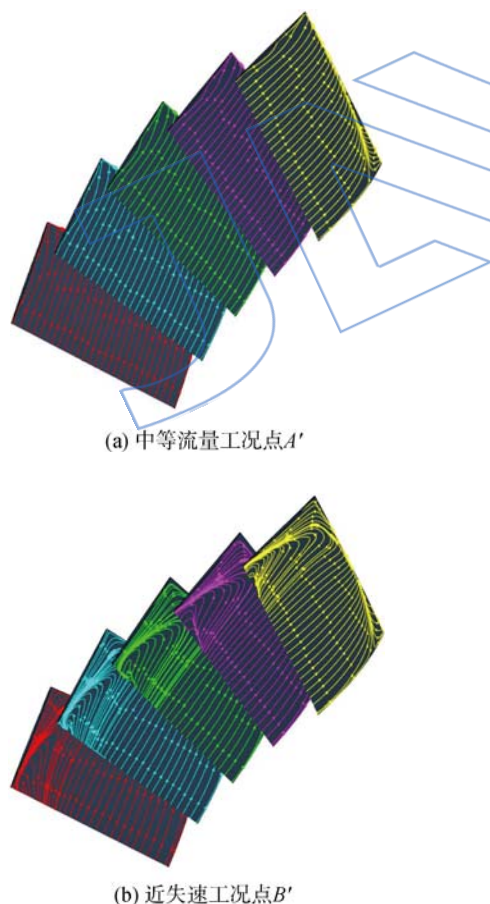


图8 1200 r/min时不同工况点动叶吸力面极限流线
Fig. 8 Limiting streamlines on rotor-blade suction surfaces under different condition points at 1200 r/min

从图8可以看出:在工况点A',转子不同叶片吸力面上的流线图谱几乎完全相同,除叶根尾缘发生小范围的流动分离外,叶片吸力面附近的流动状况良好,气体可以比较顺畅地流向叶片尾缘。而在工况点B',转子叶尖吸力面附近出现了大面积的回流,而且回流的气体均向叶顶前缘聚集,对进口来流而言,其流线的径向位置越靠近机匣,气流方向发生改变的轴向位置越靠近叶片前缘。相比之下,随着压气机状态向失速工况逼近,转子叶中及叶根吸力面上的流线图谱没有发生明显的变化。

综上所述,叶片吸力面上的示迹线可以直观形象地反映叶片通道内复杂流动随转子节流的演变趋势,即随着压气机状态向失速工况逼近,转子叶尖吸力面附近出现了大面积的回流,且回流的气体均向叶顶前缘聚集。这意味着随着转子流量的减小,叶顶回流区不断扩大。也正是叶顶回流区的不断扩大最终触发了压气机进入失速状态。

为了分析叶顶泄漏流轨迹前移及叶顶回流区扩大的原因,图9给出了叶顶间隙区域内泄漏流与主流轴向动量之比 R_a 随流量系数 ϕ 的变化曲线。 R_a 的定义式为 $R_a = M_{la}/M_{ia}$,其中 M_{la} 和 M_{ia} 分别表示某一工况下单位时间内进入间隙区域的泄漏流轴向动量与主流轴向动量。值得指出的是:对于出现明显周期性波动的工况点, R_a 为该工况下泄漏流与主流的轴向动量之比在若干周期内的时均值。

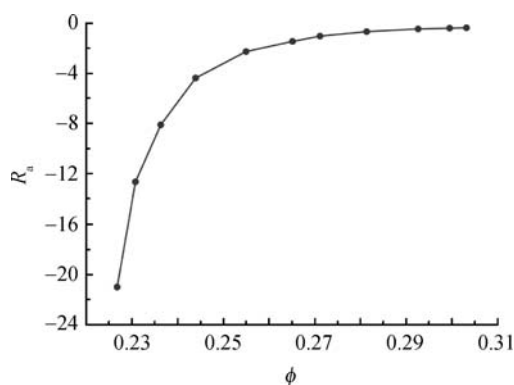


图9 叶顶间隙区域内泄漏流与主流轴向动量之比随流量系数的变化曲线

Fig. 9 Variation curve of R_a with ϕ

从图9可以看出不同工况下 R_a 均为负值,这说明进入叶顶间隙区域的泄漏流轴向动量与主流轴向动量方向相反。另外由图9还可以发现:随着流量系数的减小, R_a 的绝对值是不断增大的。这

表明随着压气机转子节流,间隙区域内泄漏流抗衡主流的“力量”是不断增强的.正是间隙泄漏流对主流阻塞作用的增强,导致间隙泄漏流轨迹前移及叶顶回流区的扩大.

4 结 论

本文采用示迹线法并利用高速 CCD 相机对某低速轴流压气机转子不同工况点的流场进行了直接观测,并结合多通道非定常数值模拟技术分析了转子通道内复杂流动随转子节流的演变趋势和机制.对本文的数值模拟和实验结果进行总结可以得出如下结论:

1) 叶片上的示迹线可以直观形象地显示转子内部复杂流动随压气机工作状态变化的演化过程.

2) 随着压气机转子节流,叶顶间隙泄漏流的轨迹不断向上游移动,到达近失速工况时,泄漏流与来流的交界面与转子叶顶前缘平齐,与此同时转子叶尖吸力面附近出现了大面积的回流,且回流的气体均向叶顶前缘聚集.

3) 随着压气机流量的减小,间隙区域内泄漏流与主流的轴向动量之比不断增大,正是泄漏流对主流阻塞作用的增强,导致了泄漏流轨迹的前移及叶顶回流区的扩大.

参考文献:

- [1] Yamada K, Kikuta H, Iwakiri K, et al. An explanation for flow features of spike-type stall inception in an axial compressor rotor[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(2):021023. 1-021023. 11.
- [2] Yamada K, Kikuta H, Furukawa M, et al. Effects of tip clearance on the stall inception process in an axial compressor rotor[R]. ASME Paper GT2013-95479, 2013.
- [3] Camp T R, Day I J. A study of spike and modal stall phenomena in a low-speed axial compressor[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(3):393-401.
- [4] Pullan G, Young A M, Day I J, et al. Origins and structure of spike-type rotating stall[R]. ASME Paper GT2012-68707, 2012.
- [5] Hoving D A, Tan C S, Vo H D, et al. Role of blade passage flow structures in axial compressor rotating stall inception[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1999, 121(4):735-742.
- [6] Vo H D. Role of tip clearance flow in rotating instabilities and nonsynchronous vibration[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(3):556-561.
- [7] Vo H D, Tan C S, Greitzer E M. Criteria for spike initiated rotating stall[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2008, 130(1):1-9.
- [8] Weichert S A. Tip clearance flows in axial compressors: stall inception and stability enhancement[D]. Cambridge, UK: University of Cambridge, 2011.
- [9] Baghdadi S. Modeling tip clearance effects in multi-stage axial compressors[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1996, 118(4):697-705.
- [10] 吴艳辉, 吴俊峰, 粮仿玉, 等. 轴流压气机转子近叶尖流动的试验和数值研究之一: 准定常工况流动特征分析[J]. *工程热物理学报*, 2013, 34(5):836-840.
WU Yanhui, WU Junfeng, LANG Fangyu, et al. Experimental and numerical investigation of near-tip flow-field in an axial flow compressor rotor: Part I flow characteristics at quasi-steady operating conditions[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2013, 34(5):836-840. (in Chinese)
- [11] TONG Zhiting, LIN Feng, CHEN Jingyi, et al. The self-induced unsteadiness of tip leakage vortex and its effect on compressor stall inception[R]. ASME Paper GT2007-27010, 2007.
- [12] ZHANG Hongwu, DENG Xiangyang, LIN Feng, et al. A study on the mechanism of tip leakage flow unsteadiness in an isolated compressor rotor[R]. ASME Paper GT2006-91123, 2006.
- [13] 邓向阳. 压气机叶顶间隙流的数值模拟研究[D]. 北京: 中国科学院, 2006.
DENG Xiangyang. Numerical investigation on tip clearance flow in compressor[D]. Beijing: Chinese Academy of Sciences, 2006. (in Chinese)
- [14] GENG Shaojuan, LIN Feng, CHEN Jingyi, et al. Evolution of unsteady flow near rotor tip during stall inception[J]. *Journal of Thermal Science*, 2011, 20(4):294-303.
- [15] Hah C, Bergner J, Schiffer H. Short length-scale rotating stall inception in a transonic axial compressor criteria and mechanisms[R]. ASME Paper GT2006-90045, 2006.
- [16] 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)
- [17] 张燕峰, 楚武利, 卢新根. 跨声速轴流压气机近失速状态的间隙泄漏流流动特性[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(7):1293-1298.
ZHANG Yanfeng, CHU Wuli, LU Xingen. Numerical simulation of the flow characteristic of tip leakage flow in a transonic axial-flow compressor at near stall condition[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(7):1293-1298. (in Chinese)
- [18] Tan C S, Day I, Morris S, et al. Spike-type compressor stall inception, detection, and control[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2010, 42:275-300.