

单级轴流压气机失速起始的数值模拟

吴艳辉, 王 晓, 粮仿玉, 吴俊峰
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 基于某亚声单级轴流压气机试验台孤立转子环境下预失速行为的研究成果, 进一步数值研究了该试验台单级环境下的失速起始过程。数值探针的监测结果表明, 失速起始过程中单级轴流压气机的流动失稳始于转子叶尖部位, 这与前期针对该试验台流动失稳的测量结果是一致的。对数值模拟的瞬态流场进行分析表明, 先兆波的类型已从孤立转子环境下的“突尖”型转变为单级环境下的“多个小失速团”型, 说明静叶的存在改变了近叶尖载荷的周向分布规律。然而, “叶尖二次涡”的形成与运动依然是“多个小失速团”型先兆波浮现的流体动力学机理。

关 键 词: 单级压气机; 数值模拟; 失速起始; 先兆波; 叶尖二次涡

中图分类号: V231

文献标志码: A

Numerical simulation of stall inception in single-stage axial-flow compressor

WU Yan-hui, WANG Xiao, LANG Fang-yu, WU Jun-feng

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on the investigation results involving pre-stall behavior in subsonic single-stage axial-flow compressor test rig under isolated-rotor environment, whole-passage simulations were further carried out to investigate the stall inception process under single-stage environment. The monitoring results from the numerical probes indicate that the local breakdown of flow-field of single-stage axial-flow compressor is initiated at rotor tip region during stall inception process. The simulation results were validated by available experimental data. Detailed instantaneous flow-field analysis demonstrates that the type of pre-stall wave is “multi-cell” disturbance under single-stage environment in contrast to “spike” disturbance under isolated-rotor environment, implying that the presence of stator alters the pattern of near-tip circumferential loading distribution. However, the flow mechanism for the emergence of “multi-cell” disturbance is still represented by the formation and movement of tip secondary vortex.

Key words: single-stage compressor; numerical simulation; stall inception process; pre-stall wave; tip secondary vortex

间隙流动对轴流压气机性能和稳定性的影响已定性地成为共识。随着叶轮机非定常流测试技术和三维非定常 CFD 技术的发展, 对间隙流动非

定常性及其与失速起始的研究已成为叶轮机领域的热点和前沿课题之一。

Furama 等^[1-2]等采用三维定常和非定常数值

收稿日期: 2013-03-29

基金项目: 国家自然科学基金(51276148, 51076133); 航空科学基金(2012ZB53017); 新世纪人才支持计划(12GH0002); 西北工业大学基础研究基金(JC201246)

作者简介: 吴艳辉(1972—), 女, 新疆霍城人, 教授, 博士后, 主要从事叶轮机械气动热力学研究。

模拟方法分析某低速不可压轴流压气机转子内部流场时,首次把旋涡破碎的观点引入内流,解释了试验测量观察到的近失速工况泄漏涡运行特性的反常现象,并指出泄漏涡的螺旋破碎是间隙区域流动非定常性的起源,而 Yamada 等^[3]进一步把这种观点延伸到跨声压气机中.针对某高速亚声小尺寸轴流压气机转子,WU 等^[4]采用单通道非定常的数值模拟方法研究了中转速可压缩条件下近失速工况的流动特性,发现破碎的泄漏涡、来自相邻叶片通道未形成泄漏涡的泄漏流体,以及来流相互作用在近叶尖通道中形成了另外一特征明显的旋涡(称之为叶尖二次涡),并提出了“叶尖二次涡”(tip secondary vortex,TSV)的形成和运动极有可能是近失速工况间隙流动非定常起源的观点.以此为基础,WU 等^[5]针对同一轴流压气机转子开展了机匣壁动态压力测量和全通道非定常数值模拟,从试验测量动态压力的频域场证实了“叶尖二次涡”的存在,并清晰地阐明了“叶尖二次涡”与间隙流非定常性之间的内在关联.

出现在近失速工况的间隙流动非定常性与诱发轴流压气机流动失稳的小尺度先兆波之间必然存在某种联系.在开展近失速工况间隙流动非定常性研究的同时,研究人员也尝试采用多通道/全通道三维非定常数值模拟方法对轴流压气机的失速起始过程进行了研究^[6-7].然而,由于对近失速工况间隙流动非定常发生的流体动力学机理缺乏

深入的认识,这些研究没能阐明两者之间的因果关联.在前期研究的基础上^[4-5,8-11],WU 等^[12]采用试验和全通道数值模拟方法对失速起始工况的流场进行了研究,以“叶尖二次涡”的活动为纽带建立了近失速稳定工况间隙流动的非定常性与突尖波浮现之间的机理性关联.

针对失速先兆波的试验检测研究表明,几何和运行参数的变化都会影响同一轴流压气机的失速起始过程,从而改变先兆波的类型^[13-14].为此,本文以 WU 等^[4-5,8-12]研究的同一试验台为研究对象,开展单级环境下失速起始的数值模拟,以揭示该试验台单级环境下失速起始的流体动力学机理.

1 研究对象

本文的研究对象是西北工业大学动力与能源学院的单级轴流压气机试验台.该试验台是由直流电动机、变速器、扭力测功器、试验仪、排气管道(内置孔板流量计)、节气门组成,如图 1 所示.有关该试验台转、静子的详细几何设计参数见文献^[15].WU 等^[4-5,8,10-12]的试验和数值模拟工作是针对该试验台的孤立转子环境展开的,即通过机匣垫块把静子移至试验段出口.而单级环境下,动、静叶径向积叠线之间的轴向间距为 55 mm,动叶和静叶的设计径向间隙为 0.3 mm.可以通过改变分环机匣结构内径和布局来灵活地改变动叶的径向间隙以及动、静叶排的轴向间距.

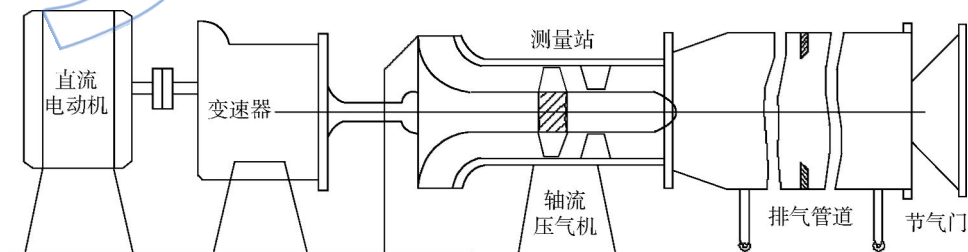


图 1 单级轴流压气机试验台结构简图及测量截面的位置

Fig. 1 Structure diagram of single-stage axial-flow compressor test rig and location of measuring section

文献^[15]对该单级轴流压气机进行了设计径向和轴向间隙情况下稳态性能测试以及过失速性能的试验研究.结果表明:中转速可压缩条件下该单级轴流压气机的流动失稳始于动叶尖部,最终的不稳定流态为单团旋转失速.

2 数值计算方法

数值计算采用了 EURANUS 流体求解器,

该程序求解守恒形式的三维时均 Navier-Stokes (N-S) 方程.本文研究中数值格式和湍流模型的选取以及时间步长的设定与文献^[5,12]相同:空间离散格式采用 2 阶迎风格式;选取 Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型来封闭方程;定常计算采用 4 阶显式龙格-库塔时间推进方法;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 20 个物理时间步,每一物理时间步下的虚

拟时间步为 50.

图 2 给出了本文计算网格,转子和静子均采用 O4H 型网格拓扑结构.转动叶排径向和周向的网格节点数和加密方式与文献[5,12]相同,流向的网格节点数为 97.静子叶排周向和径向网格节点和加密方式与转子叶排相同,流向的网格节点为 109.全通道计算网格由图 2 中所示的单叶排网格旋转复制而得到,总的网格节点数约为 1600 万.

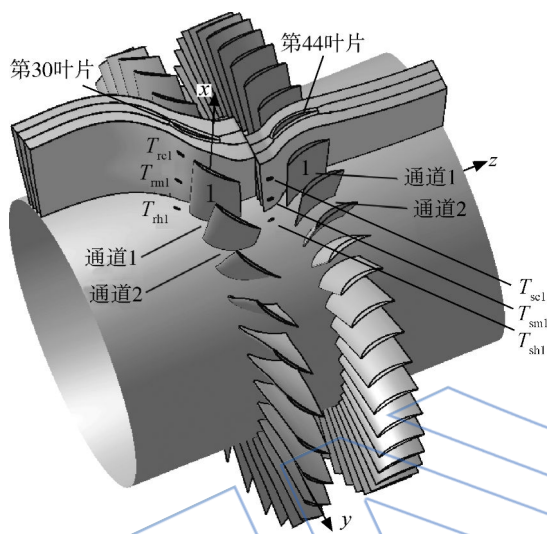


图 2 计算网格、数值探针的布置以及叶片和通道的命名

Fig. 2 Computing grid, distribution of numerical probes and name of blades and passages

计算时进口边界给定试验测量的总温、总压.定常计算出口边界给定实验测量机匣壁静压,按径向平衡方程计算出出口静压沿径向的分布.非定常计算的出口边界给定流量.

数值模拟中先采用定常计算逼近数值边界点,然后以定常数值边界计算结果为初场,不改变进口边界,出口边界设定流量进行非定常计算.

为了便于后续瞬态流场的分析,对叶片和通道进行了标识,如图 2 所示.非定常计算中,在转子进口距离叶尖 20% 轴向弦长截面的近叶尖、叶中、近叶根处沿周向均布 30 根数值探针,以监测相对坐标系下固定空间点处的静压随时间的变化.类似地,在静子进口距离叶根 50% 轴向弦长的截面上沿周向均布 44 个测点,以观察绝对坐标系下固定空间点处的静压随时间的变化.这些数值监测点的命名与叶片的标号相关联,如转子叶片 1 进口的近叶尖、叶中、近叶根处的测点命名为 T_{rel} , T_{rml} , T_{rhl} , 而静子叶片 1 的近叶根、叶中、近

叶尖处的测点命名为 T_{scl} , T_{sml} , T_{shl} , 如图 2 所示.

3 结果及分析

本文数值模拟中叶尖间隙、动静叶排的轴向间距以及转速与文献[15]的试验工况完全相同.

3.1 试验和计算稳态特性的对比

图 3 比较了试验和定常数值模拟得到的总压比特性.可以看出,定常计算和试验得到的总压比特性在总体趋势上符合较好,但数值模拟的总压比特性整体比实验结果偏低约 0.005.试验测量的稳定边界和定常计算的数值边界的流量相差约 0.1 kg/s,落在流量试验测量误差带内(± 0.1 kg/s),说明定常计算较准确地预估出了稳定边界点.

图 3 中试验和数值模拟的偏差来自于数值模拟和试验测量两方面.基于前期的数值模拟经验和试验测量误差,作者认为偏差的主要原因如下:①尽管本文的计算网格对端区进行了局部加密,但其他区域网格节点的稀疏使得其对动叶/静叶吸力尾缘分离预估不足;②由于试验台的悬臂结构,进口气流由径向转轴向后直接进入试验段(图 1),这必然会导致试验段进口气流的不均匀性,而数值模拟中给定的是周向和径向的均匀进气条件.

3.2 失速起始工况流场分析

本文共进行了两个非定常工况点的计算.第 1 个非定常工况点是以定常数值边界点的计算结果为初场,出口边界设定为定常计算得出的流量,通过非定常计算得到了一个收敛的非定常解,对转子转动一圈内的性能进行平均,示于图 3 中,以 U1 表示.

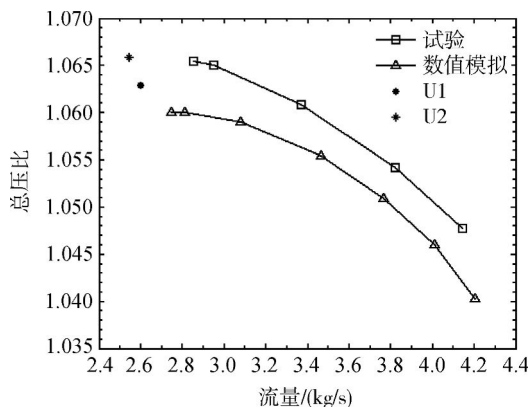


图 3 试验和数值模拟的总压比特性

Fig. 3 Comparison of total pressure ratio characteristics between experiments and numerical simulations

第2个非定常工况点是以U1的计算结果为初场,出口流量降低 0.005 kg/s ,进行非定常计算.图4给出了计算的总压比收敛历史,可以看出时间步 $t=3900\text{ step}$ 之后,整级的总压比开始显著下降,说明该工况点是不稳定工况.该工况在图3中以U2示出,总压比为图4中瞬态压比的最大值.

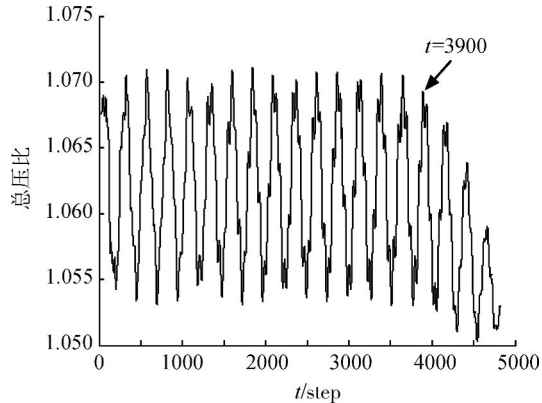


图4 U2 工况非定常计算总压比的收敛历史

Fig. 4 Convergence history of unsteady computing total pressure ratio under U2 operating condition

下面对U2工况 $t=3900\text{ step}$ 之前的瞬态流场进行分析,以揭示单级环境下的压气机的失速起始机理.

3.2.1 静压监测结果分析

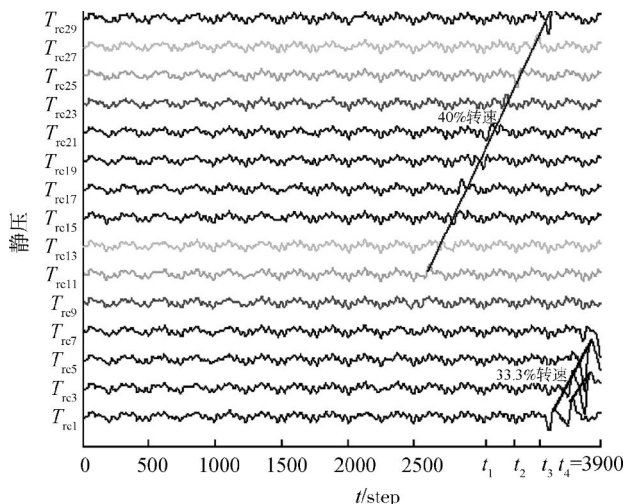
图5给出了转子进口近叶尖、叶中布置的数值探针,以及静子进口近叶根布置的数值探针的静压监测结果.从图中可以看出,转子进口布置在近叶尖的数值探针 $t=2400\text{ step}$ 以后监测到小尺度静压扰动.此后,该扰动在“突尖”型和“多个小

失速团”型之间交替变化,直至 $t=3600\text{ step}$ 左右发展成为“多个小失速团”型失速先兆.而转子进口叶中位置以及静子进口近叶根位置探针的监测结果中均没有类似扰动出现.由此可以看出,该单级轴流压气机流动失稳是由于动叶叶尖区局部流场遭到破坏而引发的,这与文献[15]中的试验结果是一致的.

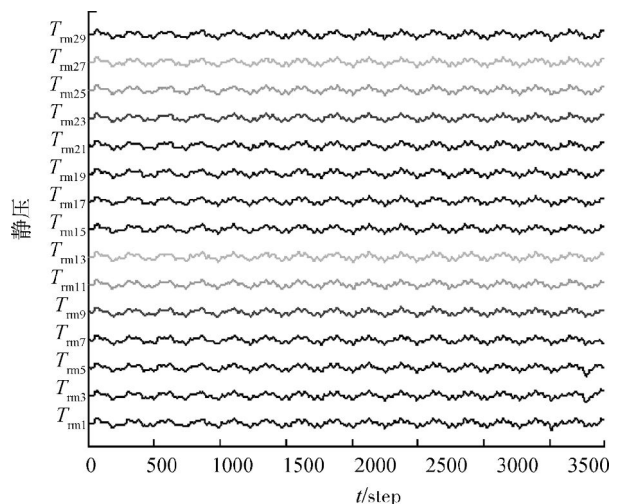
本文数值模拟中动叶的叶尖间隙、动叶的转速以及进、出口边界条件的设定方式与文献[12]完全相同.文献[12]中的试验和数值模拟结果都表明,在孤立转子环境下该试验台出现的是“突尖”型的先兆波.而本文的数值模拟结果表明:在单级环境下该试验台的失速起始形式已转变为“多个小失速团”型,这表明动、静叶排轴向间隙的大小会影响失速起始/先兆波的形式.

针对低速不可压轴流压气机试验台,Inoue等^[13]试验研究了三种不同级间隙下先兆波的类型,结果表明:大间隙和中间隙时,失速初始扰动是一种突发型的小尺度扰动;而小间隙时先兆波是大尺度扰动.Inoue等^[13]的试验研究中,动、静叶排叶尖轴向间距与动叶叶尖轴向弦长之比为 $1.230, 0.747, 0.352$.本文所研究的试验台在中转速条件下运转时叶尖马赫数为 0.4 ,孤立转子和级环境下动、静叶排叶尖轴向间距与动叶叶尖轴向弦长之比分别为 6.83 和 1.83 .因此,本文和前期针对该试验台孤立转子失速起始的研究结果^[12]与Inoue等^[13]的试验结果是一致的,这也为后续将要在该试验台开展的失速先兆影响因素的研究提供了方向性指导.

进一步对数值探针监测结果进行FFT(fast Fourier transform)分析,以观察动态压力信号的



(a) 转子近叶尖位置



(b) 转子叶中位置

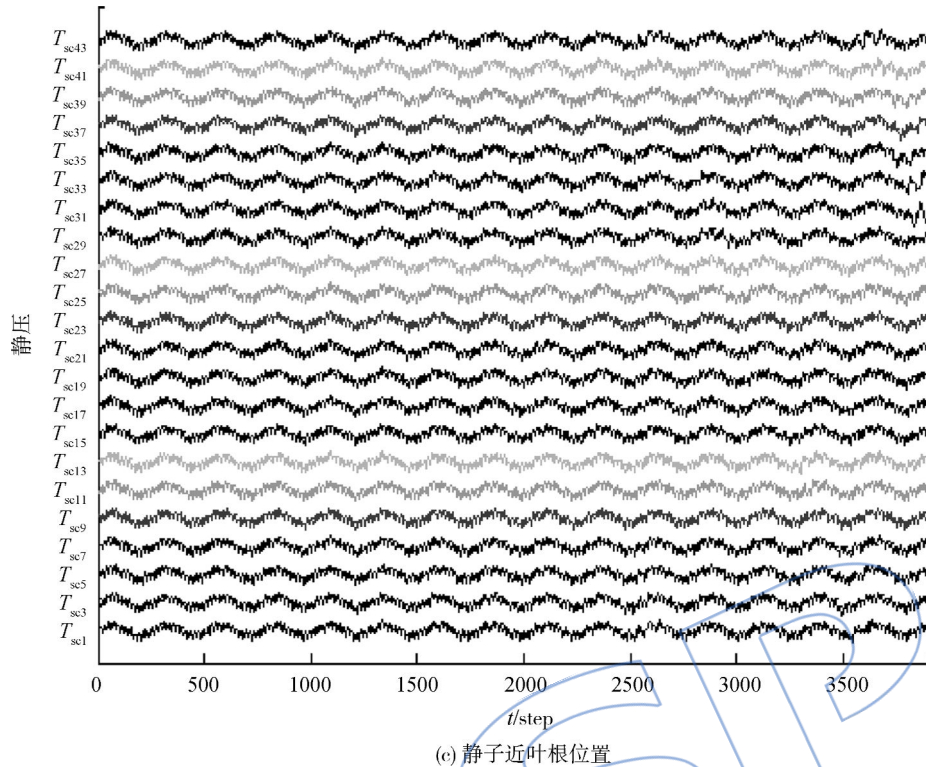


图5 数值探针的监测结果

Fig. 5 Monitoring results of numerical probes

频域特征. 由于同一叶高不同周向位置数值探针的 FFT 分析结果类似, 图 6 仅给出了不同叶高位置标号为 1 的数值探针的分析结果. 从图中可以看出, 除了绝对坐标系下的探针监测到转子通过频率 (4065 Hz) 外, 相对和绝对坐标系下的探针监测到共同的信号频率峰值为 312, 1 021, 1668 Hz. 其中 312, 1021 Hz 信号的能量不随叶高位置的变化而变化, 说明它们的出现与系统的能量变化相关. 而 1668 Hz 信号的能量随坐标系以及叶高位置的变化而变化: 它在相对坐标系下的近机匣区能量最高, 向转子叶根方向该信号的能量衰减; 绝对坐标系下不同叶高位置该信号的能量

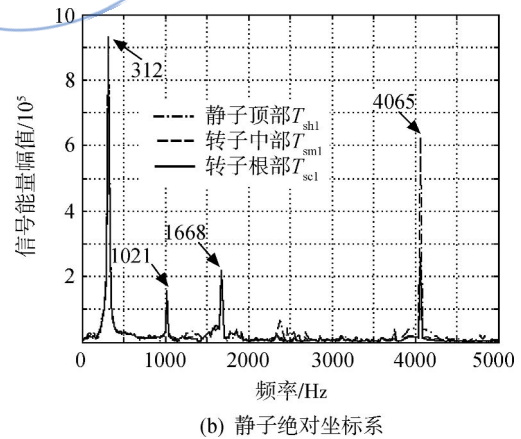
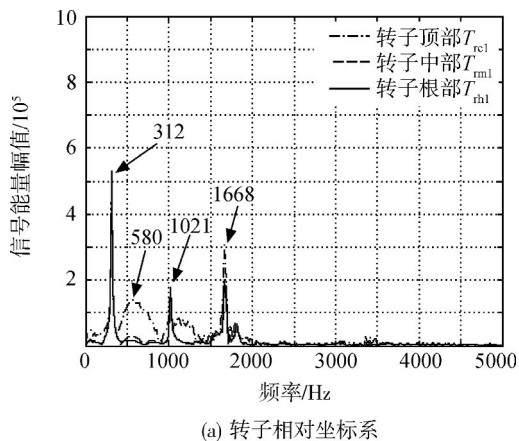


图6 数值探针监测结果的 FFT 分析

Fig. 6 FFT analysis of monitoring results of numerical probes



量与相对坐标系下叶中/叶根处的能量相当. 上述现象表明, 1668 Hz 的信号首先在近机匣区域出现, 然后沿径向和流向波及到整个流场. 因此, 它与单级轴流压气机的失速起始是直接相关的, 而且该频率值与孤立转子环境下近失速稳定工况以及失速起始工况的“叶尖二次涡”的活动频率非常接近^[5,12].

文献[5,12]中的研究表明, 间隙流非定常性的频率 (即“叶尖二次涡”的活动频率) 是随叶尖载

荷的增加而增加. 为此, 采用短时傅里叶变换 (short-time Fourier transform, STFT) 对转子叶尖动态压力信号的监测结果进行分析, 以观察信号的频率成分随时间的变化. 图 7 给出了转子顶部数值探针 1 的 STFT 分析结果. 可以看出, 与图 6 中 1668 Hz 相对应的信号在第 2 转左右被观察到, 随着流场进一步发展该信号的频率逐渐下降 (即周期逐渐增加), 而图 6 中出现的 1668 Hz 的频率峰值仅为该信号的活动频率的时均值.

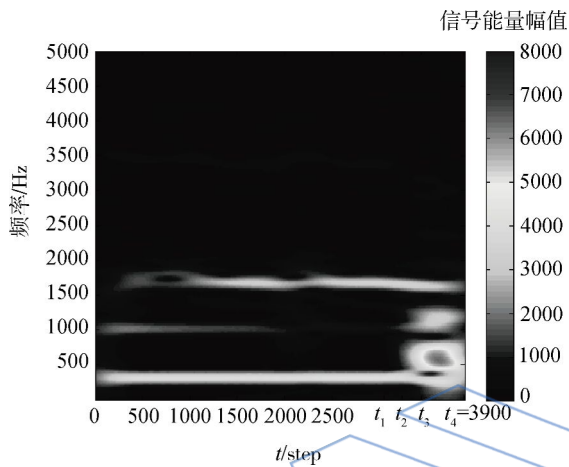


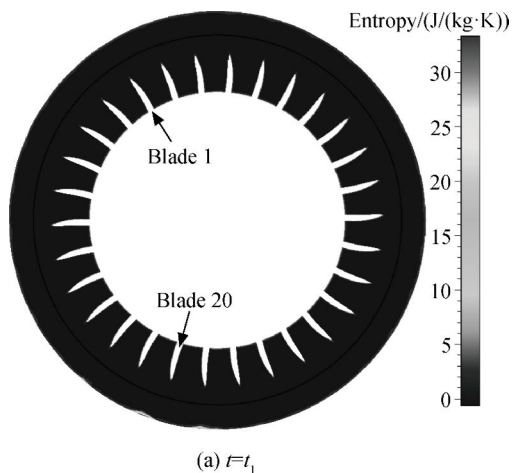
图 7 数值探针 T_{rel} 的 STFT 结果

Fig. 7 STFT results of numerical probe of T_{rel}

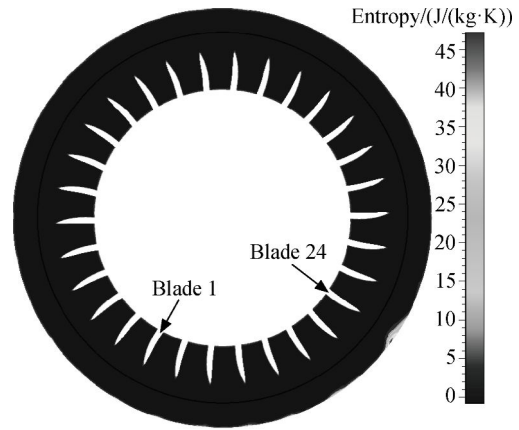
上述对动态压力信号的时域和频域分析表明, 本文所研究的单级轴流压气机在中转速下运转时其失速起始极有可能与“叶尖二次涡”的形成和运动相关. 下面对瞬态流场进行分析以证明这一猜想.

3.2.2 瞬态流场结果分析

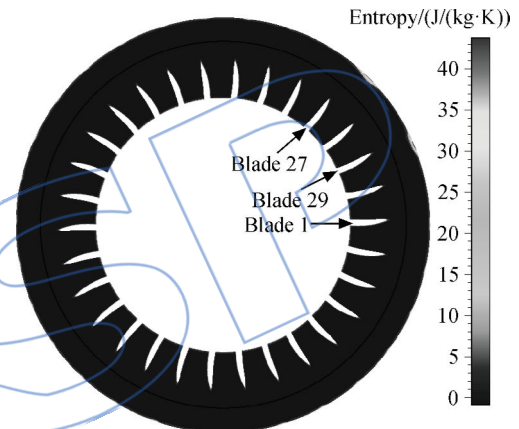
图 8 给出了图 5(a) 和图 7 中示出的 4 个时刻转子进口流动环面上的熵分布图, 该截面距离转子叶尖 5.6% 轴向弦长. 从图中可以看出, t_1 时刻



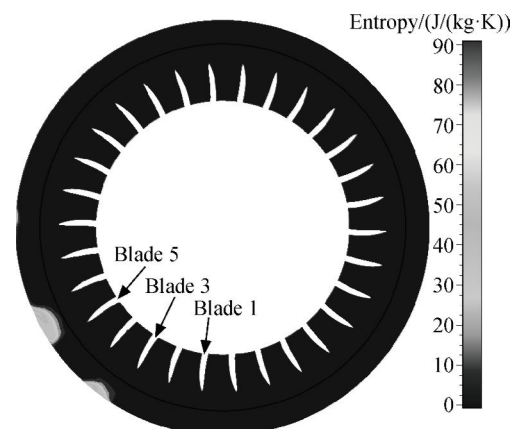
(a) $t=t_1$



(b) $t=t_2$



(c) $t=t_3$



(d) $t=t_4$

图 8 距离转子叶尖 5.6% 轴向弦长流动环面上的熵分布

Fig. 8 Entropy distribution of cutting plane at 5.6% axial chord ahead of rotor blade tip

流动环面上有 2 个高熵区域, t_2 时刻变为 1 个高熵区, t_3 时刻和 t_4 时刻又回到 2 个高熵区. 上述现象结合图 5(a) 表明, 该单级轴流压气机在流动失稳过程中首先出现了“结构不稳态”的“多个小失速团”扰动, 最终转变为“结构稳定态”的“多个

小失速团”扰动,并由其诱发流动失稳.也就是说,静叶的存在改变了失速起始过程中近叶尖载荷的周向分布规律,从而引发了先兆波型式的变化.

t_1, t_2, t_3 之间的时间间隔为转子转动 10 个栅距所需的时间.从图 8(a)~图 8(c)中可以看出,从 t_1 到 t_2 (或 t_2 到 t_3)时刻,高熵区逆转子转动方向传播了约 4 个栅距,即流场发展的该阶段“结构不稳定态”的“多个小失速团”扰动的传播速度为 40%(相对转子转速).

把 t_4 时刻的流场向前推进 60 个时间步,图 9 给出了 3 个时刻的叶尖间隙流线图以及距离转子叶尖 30%轴向弦长流动环面上的静压分布图.从

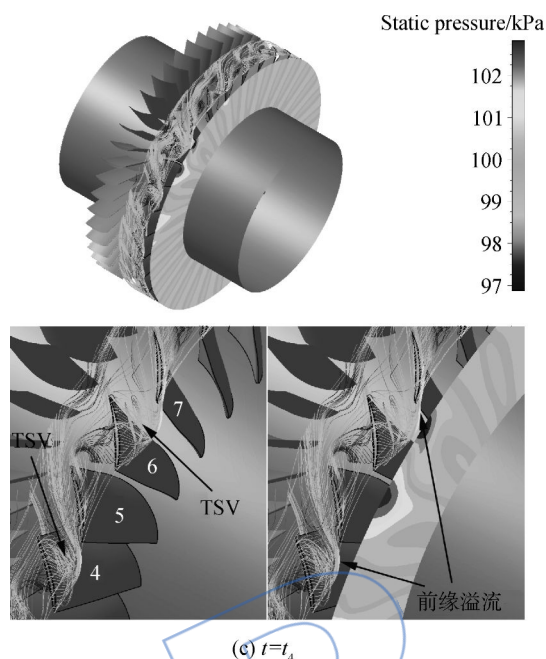
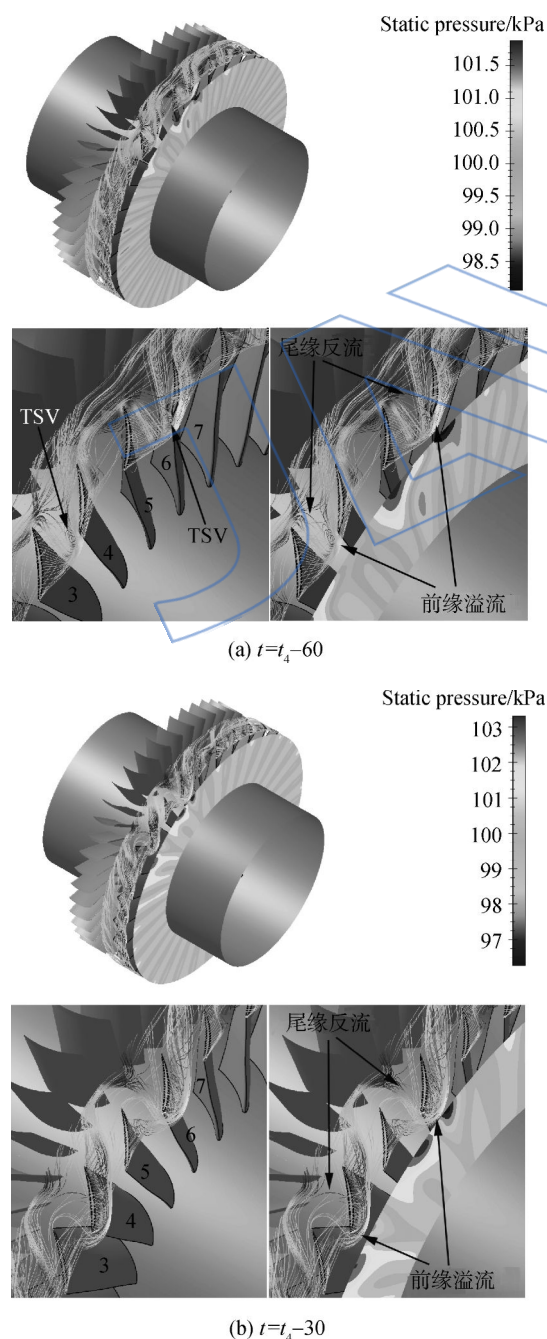


图 9 转子叶尖区流场的瞬态结构

Fig. 9 Instantaneous flow structures near rotor blade tip

图中可以看出: t_4-60 时刻,通道 3 和通道 5 中“叶尖二次涡”的头部到达叶片 4 和叶片 6 的近前缘处,尾部到达叶片 3 和叶片 5 的近尾缘,由此而引发了叶片 4 和叶片 6 的前缘出现了明显的溢流,叶片 3 和叶片 5 的尾缘出现了少量反流.

当时间推进到 t_4-30 时刻,叶片 3 尾缘的反流几乎解除,而叶片 5 尾缘的反流增强,并出现了溢流变为反流的现象.

此后的时间段内,随着通道 3 和通道 5 中“叶尖二次涡”强度的变弱,叶片 3 和叶片 5 的尾缘反流得以解除,同时伴随着通道 4 和通道 6 中“叶尖二次涡”的生成和向通道压力侧运动, t_4 时刻通道 4 和通道 6 中的流动状态与 t_4-60 时刻通道 3 和通道 5 中的流态类似.

从 t_4-60 时刻到 t_4 时刻,叶片转动了 3 个栅距,环面高压斑逆转子转动方向传播了 1 个栅距.也就是说,流场发展到该阶段,相对坐标系中多个小失速团扰动的传播速度降至约 33.3%.

以上对瞬态流场的分析表明,“叶尖二次涡”的形成和运动是“多个小失速团”型先兆波浮现的流体动力学机理.

4 结 论

基于某亚声单级轴流压气机试验台孤立转子环境下预失速性能的研究成果,本文进一步数值研究了该试验台单级环境下的失速起始过程,结

论如下:

1) 数值探针的静压监测结果表明,单级轴流压气机的流动失稳是由于转子叶尖局部流场遭到破坏引发的,这与前期针对该试验台流动失稳的测量结果是一致的。

2) 静叶的存在改变了失速起始过程中近叶尖载荷的周向分布规律,使得先兆波的形式从孤立转子环境下的“突尖”型转变为单级环境下的“多个小失速团”型。

3) 对数值模拟的瞬态流场进行分析发现,“叶尖二次涡”的形成和运动依然是“多个小失速团”型先兆波浮现的流体动力学机理。

参考文献:

- [1] Furukawa M, Inoue M, Saiki K, et al. The role of tip leakage vortex breakdown in compressor rotor aerodynamics [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1999, 121(3): 469-480.
- [2] Furukawa M, Saiki K, Yamada K, et al. Unsteady flow behavior due to breakdown of tip leakage vortex in an axial compressor rotor at near-stall condition [R]. ASME Paper 2000-GT-666, 2000.
- [3] Yamada K, Furukawa M, Nakano T, et al. Unsteady three-dimensional flow phenomena due to breakdown of tip leakage vortex in a transonic axial compressor rotor [R]. ASME Paper GT2004-53745, 2004.
- [4] WU Yanhui, LI Qingpeng, CHU Wuli, et al. Numerical investigation of the unsteady behaviour of tip clearance flow and its possible link to stall inception [J]. *Journal of Power and Energy*, 2010, 224(1): 85-96.
- [5] WU Yanhui, LI Qingpeng, TIAN Jiangtao, et al. Investigation of pre-stall behavior in an axial compressor rotor: Part I unsteadiness of tip clearance flow [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(5): 051027. 1-051027. 12.
- [6] 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.
- [7] Hah C, Bergner J, Schiffer H P. Short length-scale rotating stall inception in a transonic axial compressor: criteria and mechanisms [J]. ASME Paper GT2006-90045, 2006.
- [8] 李清鹏, 吴艳辉, 楚武利, 等. 轴流压气机转子近失速工况全通道数值模拟 [J]. *航空动力学报*, 2011, 26(10): 2330-2338.
LI Qingpeng, WU Yanhui, CHU Wuli, et al. Full-annulus simulations on axial compressor rotor at near stall condition [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(10): 2330-2338. (in Chinese)
- [9] 吴艳辉, 楚武利, 卢新根. 间隙区域的流动结构对压气机气动性能的影响 [J]. *工程热物理学报*, 2006, 27(6): 950-953.
WU Yanhui, CHU Wuli, LU Xingen. The effect of tip leakage flow structure on compressor aerodynamics [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2006, 27(6): 950-953. (in Chinese)
- [10] 吴艳辉, 楚武利, 张皓光, 等. 间隙流动特征对压气机转子失速起始的影响 [J]. *工程热物理学报*, 2008, 29(7): 1133-1135.
WU Yanhui, CHU Wuli, ZHANG Haoguang, et al. Role of leakage vortex behavior on stall inception in an axial compressor rotor [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2008, 29(7): 1133-1135. (in Chinese)
- [11] WU Yanhui, CHU Wuli. Behavior of tip leakage flow in an axial flow compressor rotor [J]. *Journal of Power and Energy*, 2007, 22(1): 99-110.
- [12] WU Yanhui, LI Qingpeng, TIAN Jiangtao, et al. Investigation of pre-stall behavior in an axial compressor rotor: Part II flow mechanism of spike emergence [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(5): 051028. 1-051028. 10.
- [13] Inoue M, Kuroumaru M, Yoshida S, et al. Short and long length-scale disturbances leading to rotating stall in an axial compressor stage with different stator/rotor gaps [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 124(3): 376-384.
- [14] Day I J, Breuer T, Escuret J, et al. Stall inception and the prospects for active control in four high-speed compressors [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1999, 121(1): 18-27.
- [15] 吴艳辉. 轴流压气机过失速性能及失速可恢复性的研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2001.
WU Yanhui. A study on post stall behavior and recoverability in axial flow compression systems [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2001. (in Chinese)