

压气机二维动叶栅非定常流场的大涡模拟

赵 龙^{1,2}, 耿少娟¹, 张宏武¹

(1. 中国科学院工程热物理研究所 先进能源动力重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘 要: 对压气机二维动叶栅,采用单通道和多通道计算模型进行了大涡模拟(LES),研究了节流过程中内部流场的非定常波动特征,分析了旋涡结构和波动频率的变化规律.结果表明:大流量工况时,前缘绕流和叶片吸力面分离产生的两种非定常波动共存,波动频率随压气机节流基本保持不变,此时吸力面分离表现为小尺度旋涡结构;近失速工况时,吸力面发生大尺度的流动分离,波动频率明显下降,低于叶片通过频率.

关 键 词: 压气机; 流动分离; 旋涡脱落; 频率; 大涡模拟

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Large eddy simulation of unsteady flow field in a two-dimensional moving compressor cascade

ZHAO Long^{1,2}, GENG Shao-juan¹, ZHANG Hong-wu¹

(1. Key Laboratory of Advanced Energy and Power,

Institute of Engineering Thermophysics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Using single-passage and multi-passage calculation models, large eddy simulations were conducted to study the unsteady oscillating features of internal flow field in a two-dimensional moving compressor cascade during the throttling process. The changes of vortex structure and oscillating frequency were analyzed. The results show that at working conditions with larger mass flow rates, two unsteady oscillations resulted from flow around leading edge and separation on blade suction surface coexist. Both frequencies almost keep constant. Flow structures of separation on suction surface are of small scale. At working conditions near stall limit, large scale separations occur on suction surface. The oscillating frequency decreases dramatically, lower than blade passing frequency.

Key words: compressor; flow separation; vortex shedding; frequency; large eddy simulation

压气机内部流动本质上是非定常的,非定常效应的合理利用在提升压气机性能方面具有很大的潜力^[1].根据典型时间尺度和空间尺度特征,压气机内部非定常流动表现为不同的类型,分离流是其中之一.分离流不仅对压气机压升、效率和稳

定性影响很大,同时对其噪声和振动特性也有重要的影响.

近年来,针对压气机叶栅和转子吸力面分离非定常特征开展了大量研究^[2-10],分离诱导的旋涡脱落表现为周期性非定常波动特征,大尺度分

离具有类卡门涡街的结构,波动频率随来流条件(马赫数、攻角等)而变化.实验方面,由于受到测试技术时间分辨率和空间分辨率的约束,对流动非定常细节的实验研究还存在很大的局限性.相对而言,数值模拟方法则具有深入流场细节研究各类复杂流动现象的优势,无论基于直接数值模拟(direct numerical simulation, DNS)、大涡模拟(large eddy simulation, LES)、雷诺平均(Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS)以及大涡模拟/雷诺平均(LES/RANS)混合方法,均可以捕捉分离的非定常特征,特别是大尺度分离.近年来,随着计算方法和计算机技术的发展,LES和DNS方法逐渐应用于叶轮机领域开展详细的内流机理研究,为压气机精细流场结构的捕捉提供了研究手段.基于对吸力面分离非定常特征的认识,成功开展了分离流控制方法的研究,包括声激励、边界层抽吸、等离子激励、机匣处理等^[11-17],控制效果明显,关键的影响参数是激励位置、频率和幅值.由此可见,深入研究叶片通道内非定常流动特征,特别是吸力面分离的非定常特征,将对提高和改善压气机性能具有重要作用.

本文研究提取某低速轴流压气机转子的叶中叶型,在动叶栅环境下进行大涡模拟,重点研究了多通道环境下压气机节流过程中通道内部非定常流动特征,特别是吸力面分离特征,分析了旋涡结构和波动频率在节流过程中的变化规律.

1 研究对象及数值方法

1.1 研究对象

研究对象为某低速轴流压气机转子的叶中叶型.针对该压气机,已开展过关于叶顶泄漏流非定常性、压气机失速过程和调控技术的系列实验和数值模拟研究,其设计参数可参见文献[18].

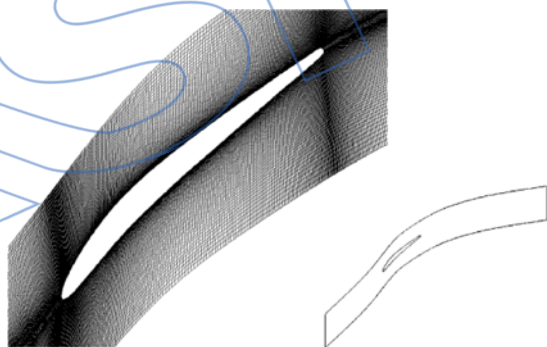
1.2 数值方法

为了与压气机实际运行状态相对应,数值计算中给定动叶栅平移速度,方向与转子旋转方向一致,大小为叶中线速度.在大流量工况下,数值计算采用单通道计算模型;由于单通道计算模型无法得到近失速工况的稳定收敛解,在小流量的近失速工况,采用多通道计算模型,通道数为15,该通道数目的选取参考了文献[18]中关于通道数目对叶顶泄漏流非定常性影响和失速过程模拟的研究结果.

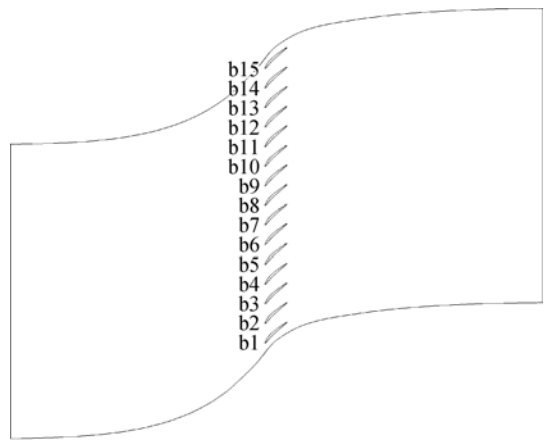
对单通道模型,计算域轴向长度为5.8倍叶

片轴向弦长,其中栅前为1.5倍弦长,栅后为3.3倍弦长;采用分块H型结构化网格,网格总数约7.9万.对多通道计算模型,计算域轴向长度为24.4倍叶片轴向弦长,其中栅前为11.7倍弦长,栅后为11.7倍弦长;各叶片通道内网格划分相同,均为H型结构化网格,多通道网格总数约154万.对两种计算模型,均保证叶片表面第1层网格的 y^+ 值约为1;计算域和网格划分如图1所示,为配合下文中结果分析,图1(b)给出了多通道计算模型中的叶片编号:b1~b15.

借助商用计算流体力学软件FLUENT进行大涡模拟,压力和速度耦合采用SIMPLE(semi-implicit method for pressure-linked equations)方法,时间项和空间项的求解均具有2阶精度.通过对圆柱绕流和单通道二维动叶栅流场非定常特征和幅频特性的对比筛选,亚格子模型选取WALE(wall-adapting local eddy-viscosity)模型.壁面边界采用绝热无滑移条件;周向两侧采用周期性边



(a) 单通道计算模型



(b) 多通道计算模型

图1 计算域和网格示意图

Fig. 1 Sketch of computational domain and grids distribution

界;进口均匀进气,总压为标准大气压(101 325 Pa),边界条件给定总温、总压和气流角;单通道计算时出口给定背压,多通道计算时出口采用节流阀模型控制背压,节流阀函数的形式如式(1)所示

$$p_e = p_a + K\rho_o V_{ao}^2 \quad (1)$$

其中 p_e 是出口背压; p_a 是环境压力; K 是节流阀系数; ρ_o 是出口截面质量流量平均密度; V_{ao} 是出口截面质量流量平均轴向速度. 为了提高对旋涡脉动的分辨率,通过不同时间步长计算结果的对比,在平衡数据精度和计算耗时之后,时间步长确定为 $2.0834 \mu s$,即叶片通过周期的 $1/200$. 在整个节流计算过程中未引进初始人工干扰.

2 结果分析和讨论

图2所示为计算得到的压气机动叶栅特性曲线,横坐标为流量系数(Φ),纵坐标为压升系数(Ψ),其定义分别如式(2)和式(3)所示.

$$\Phi = V_{ai}/U \quad (2)$$

$$\Psi = (p_o - p_a)/(0.5\rho_a U^2) \quad (3)$$

其中 V_{ai} 为进口截面质量流量平均轴向速度; U 为动叶栅平移线速度; p_o 为出口截面质量流量平均静压; ρ_a 为压气机运行环境下的大气密度.

A~D四个工况对应单通道稳定工况下的时均特性点; D1和E工况对应多通道稳定工况的时均特性点; F和G工况对应节流过程中两个时间段的瞬时特性变化.

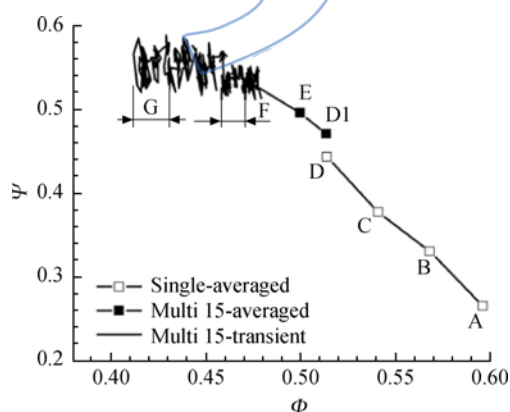


图2 压气机动叶栅节流特性曲线

Fig. 2 Characteristic curves of moving compressor cascade

为了分析动叶栅通道内流场波动的详细信息,在通道内近吸力面侧布置网状形式的系列监测点,如图3所示.沿叶片弦向布置27排,每排在与当地吸力面弧长垂直的方向又布置多列监测

点,并在近叶表加密,监测点编号如图3所示.

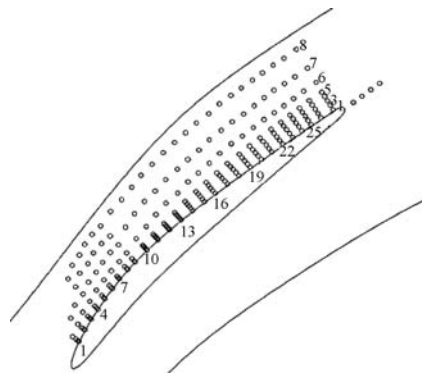


图3 叶片通道内监测点

Fig. 3 Monitor points in blade passage

2.1 单通道结果分析

图4给出了A~D四个工况下叶片升力系数(C_l)随时间的变化,升力系数计算时取垂直于叶片弦向的升力值.随着动叶栅节流,时均升力系数逐步提高,同时,高频的非定常波动变得越来越明显.图5给出了对应图4中A~D四个工况下叶片升力系数的快速傅里叶变换(fast Fourier transformation, FFT)结果,对所研究的4个工况,动叶栅流场均存在两个主要的波动频率成分,即低频的2280 Hz和高频的12285 Hz,区别仅在于波动幅值大小不同.为了解释不同频率成分的产生原因,以下将以D工况为例,从内部流场角度进行详细分析.

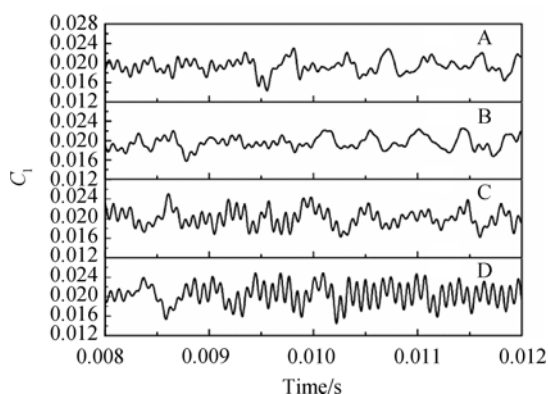


图4 叶片升力系数对比

Fig. 4 Comparison of blade lift coefficients

图6为D工况动叶栅通道内部静压扰动方均根值(root mean square, RMS) p_{rms} 分布,显著的波动分布在3个区域:叶片通道前缘附近、叶片吸力面附近和尾缘脱落涡.对应图7所示的时均静压 p_{ta} 等值线图,气流在经过叶片前缘时,在靠

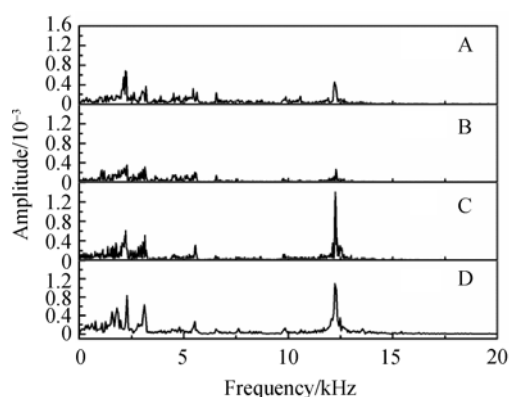


图 5 叶片升力系数频谱特性

Fig. 5 Frequency spectrum of blade lift coefficients

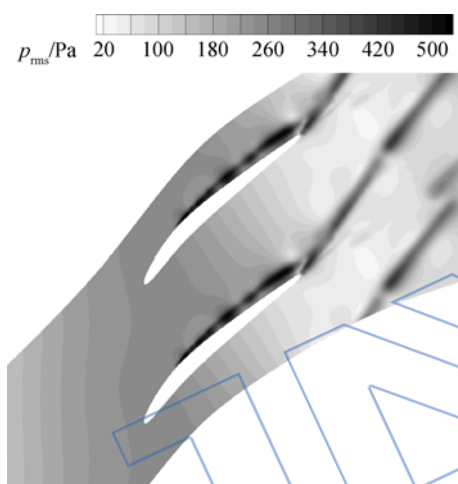


图 6 D 工况静压扰动方均根值分布

Fig. 6 Contour of static pressure root mean square at working condition D

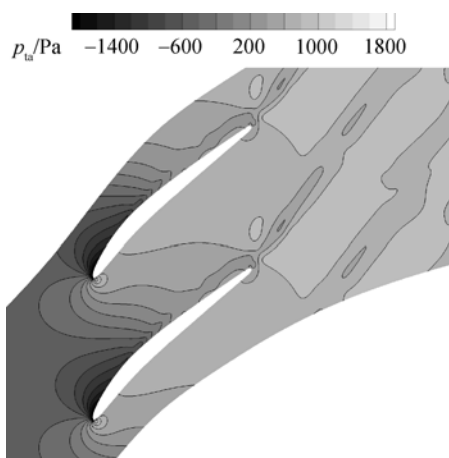


图 7 D 工况时均静压等值线图

Fig. 7 Contour of time averaged static pressure at working condition D

近压力面侧产生旋涡运动,吸力面侧气流加速后产生边界层分离.取能明显反映流场波动特征的监测点压力信号进行 FFT 分析,并将其沿弦向的频率特性绘成如图 8 所示的等值线图.可见,几乎在全弦向范围内存在 2 280 Hz 的波动成分,且在通道前部更加明显,在 0.25~0.45 弦长范围内,12 285 Hz 波动成分明显,分析表明,该频率成分对应吸力面分离频率.为进一步分析低频波动成分的来源,以第 1 行、第 1 列监测点 P_{1-1} 为例,取一个波动周期内的 5 个典型时刻($t_1 \sim t_5$),如图 9 所示.图 10 为对应时刻的瞬时静压 p 等值线图.气流经过前缘时,压力面侧的旋涡和吸力面侧加速产生的低压区呈现出周期性非定常波动特征,在其波动过程中,吸力面分离表现为周期性的旋涡脱落,在流向下游的过程中,逐渐与尾缘脱落涡掺混.

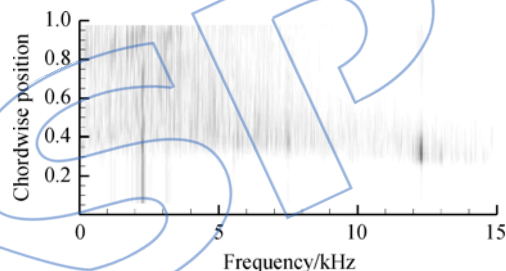
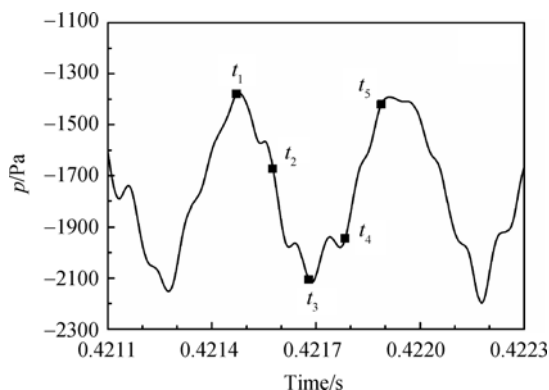


图 8 D 工况波动频率沿弦向分布的等值线图

Fig. 8 Contour of oscillating frequency along blade chord at working condition D

图 9 D 工况 P_{1-1} 点静压Fig. 9 Static pressure of point P_{1-1} at working condition D

2.2 多通道结果分析

单通道的 D 工况和多通道的 D1 工况,流量系数基本相同,通过这两个工况结果的对比说明不同通道数计算模型对捕捉动叶栅通道内非定常波动特征的异同.图 11 和图 12 分别给出了 D1

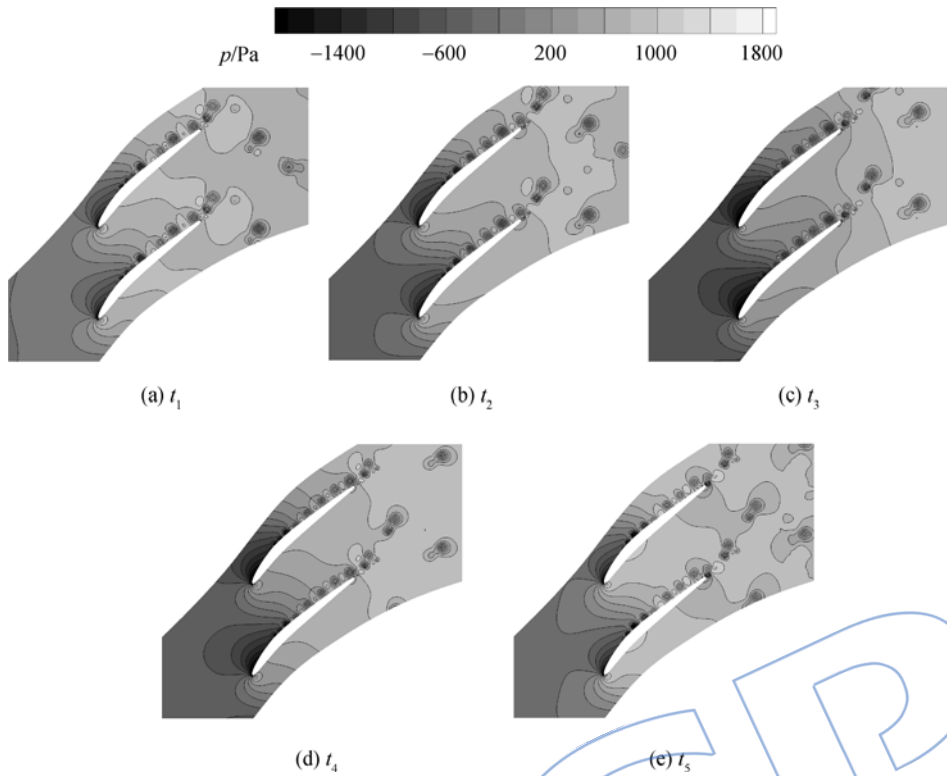


图 10 D 工况一个波动周期内瞬时静压等值线图

Fig. 10 Contours of instant static pressure within one oscillating period at working condition D

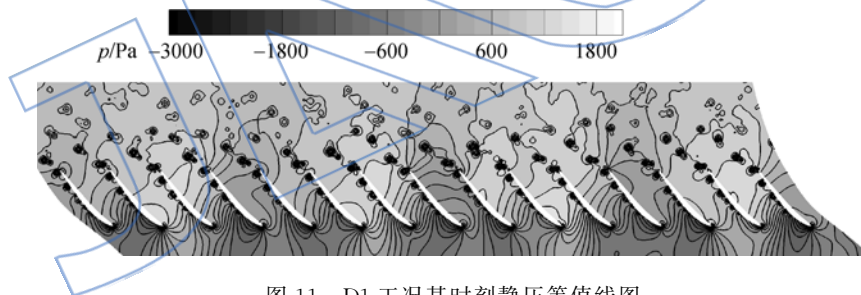


图 11 D1 工况某时刻静压等值线图

Fig. 11 Contour of instant static pressure at working condition D1

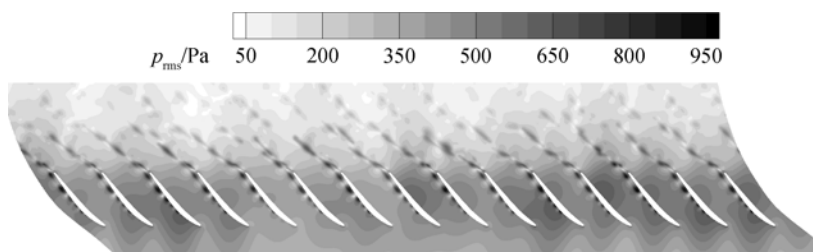


图 12 D1 工况静压扰动方均根值分布

Fig. 12 Contour of static pressure root mean square at working condition D1

工况某时刻静压等值线图和一段时间内的静压扰动方均根值分布. 与单通道 D 工况的图 10 和图 6 对比显示, 无论从瞬时还是时均角度, 对吸力面分离的旋涡结构和流场特征, 两种计算模型并无显

著差异, 吸力面仅表现为小尺度分离结构. 图 13 (a) 进一步给出了通道内压力监测点 FFT 结果沿弦向分布的等值线图, 此时流场仍旧表现为两个明显的波动频率成分, 3 108 Hz 和 6 738 Hz. 详细

流场分析表明, 3 108 Hz 对应气流在前缘绕流产生的非定常波动, 6 738 Hz 为吸力面分离的非定常频率, 由于文章篇幅限制, 此处省略详细的流场分析. 单、多通道结果对比说明, 不同通道数计算模型对描述非定常波动结构特征相似, 不同之处在于波动频率绝对数值有差异, 但定性趋势相似.

为进一步获得节流过程中分离流场结构和波动特征的变化趋势, 通过增大节流系数进一步降低压气机流量. 图 13(b) 为稳定的 E 工况流场波动频率沿弦向分布的等值线图, 此时相对吸力面分离, 前缘绕流产生的非定常波动强度明显减弱, 而吸力面分离的波动频率保持不变, 仍旧为

6 738 Hz. 在进一步节流的 F 工况流量范围内, 图 14 显示不同叶片通道内流场结构呈现出较大差异, 局部叶片通道内发生大尺度的流动分离, 对应的两个典型流道内监测点频率沿弦向的分布如图 15 所示, 表明该流量范围内, 吸力面高频的小尺度分离和低频的大尺度分离同时存在, 流动处于一种过渡状态. 当继续节流至 G 工况时, 图 16 的瞬时静压等值线图显示, 几乎所有的叶片通道内发生大尺度的流动分离. 图 17 给出了 b1~b8 叶片通道 FFT 结果沿弦向分布的等值线图. 分离流动表现为两个主要频率成分, 分别为 1 100 Hz 左右和 2 000 Hz 左右. 相比于 D1 和 E 工况, 分离产生的旋涡脱落频率显著减小, 低于叶片通过频率.

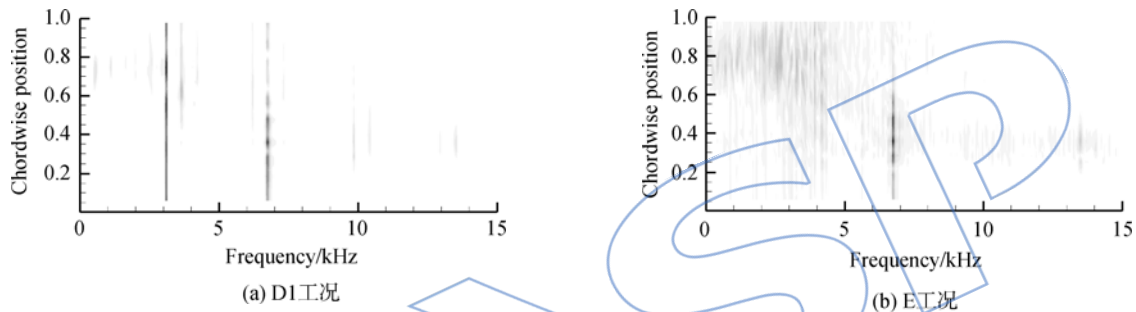


图 13 D1 和 E 工况波动频率沿弦向分布的等值线图

Fig. 13 Contour of oscillating frequency along blade chord at working conditions D1 and E

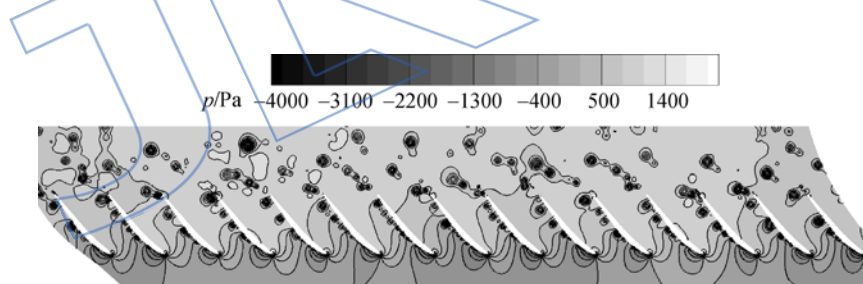


图 14 F 工况某时刻瞬时静压云图

Fig. 14 Contour of instant static pressure at working condition F

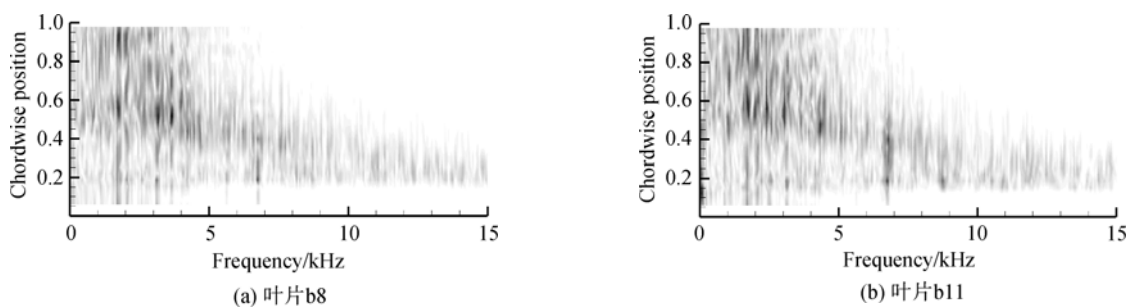


图 15 F 工况波动频率沿弦向分布的等值线图

Fig. 15 Contour of oscillating frequency along blade chord at working condition F

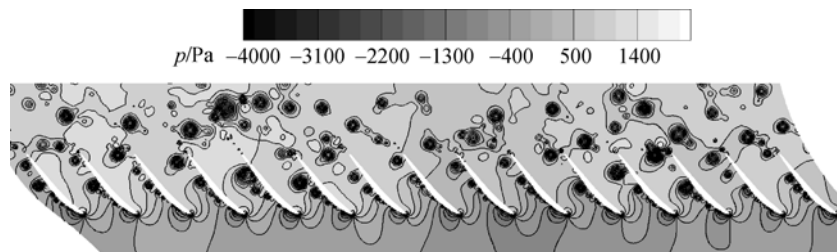


图 16 G 工况某时刻瞬时静压等值线图

Fig. 16 Contour of instant static pressure at working condition G

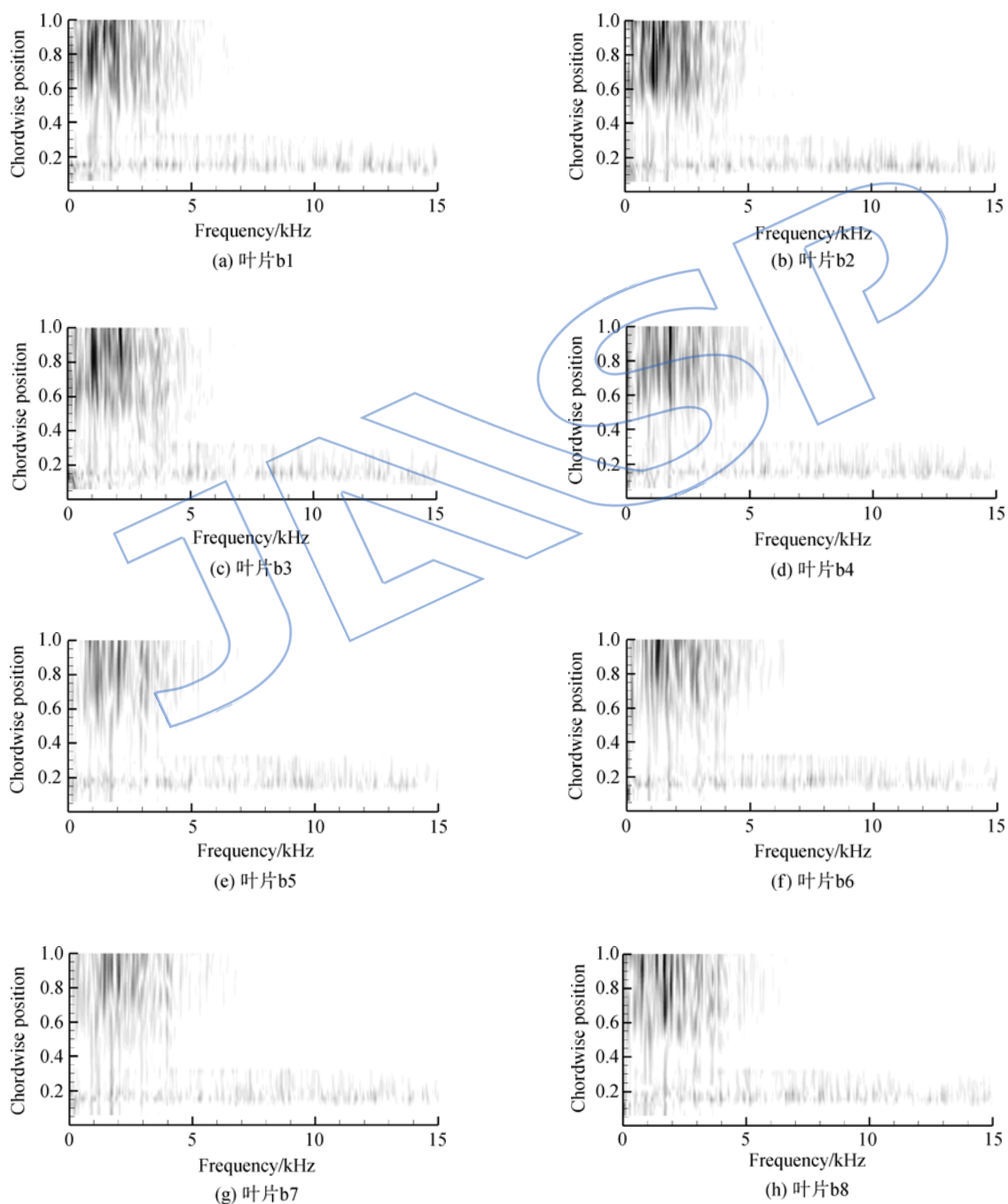


图 17 G 工况波动频率沿弦向分布的等值线图

Fig. 17 Contour of oscillating frequency along blade chord at working condition G

3 结 论

通过对节流过程中压气机二维动叶栅流场的大涡模拟研究,得到了流场结构特征和波动频谱随压气机节流的变化规律,并对其产生机理进行了分析.主要结论如下:

1) 在所研究的大流量范围内,前缘绕流和吸力面分离非定常波动同时存在,波动频率随压气机节流基本保持不变,吸力面分离表现为小尺度旋涡结构.

2) 单、多通道计算模型均能捕捉前缘绕流和吸力面分离产生的非定常波动,所得流场结构特征相似.由于单通道计算模型中周期性边界的影响,波动频率的绝对数值不同.

3) 多通道计算模型节流过程显示,近失速工况吸力面表现为大尺度的流动分离,波动频率明显下降,低于叶片通过频率.

后续工作中将进一步开展压气机二维动叶栅中吸力面分离对诱发失速的影响以及三维转子中吸力面分离的非定常特征和其在失速诱发过程中作用的相关研究.

参考文献:

- [1] 仁汝根,周盛.叶轮机中的非定常流动[J].燃气涡轮试验与研究,1991,4(4):1-24.
- [2] 张华良,董学智,谭春青,等.扩压叶栅二维流动分离的数值模拟[J].工程热物理学报,2008,29(8):1297-1300.
ZHANG Hualiang, DONG Xuezhi, TAN Chunqing, et al. A numerical investigation of flow separations in a two-dimensional compressor cascade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(8): 1297-1300. (in Chinese)
- [3] 叶建,邹正平,陆利蓬,等.低雷诺数下翼型前缘流动分离机制的研究[J].北京航空航天大学学报,2004,30(8):693-697.
YE Jian, ZOU Zhengping, LU Lipeng, et al. Investigation of separation mechanism for airfoil leading edge flow at low Reynolds number[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(8): 693-697. (in Chinese)
- [4] 叶建,邹正平.逆压梯度下层流分离泡转捩的大涡模拟[J].工程热物理学报,2006,27(3):402-404.
YE Jian, ZOU Zhengping. Large-eddy simulation of laminar separation bubble transition under adverse pressure gradient[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(3): 402-404. (in Chinese)
- [5] 张文龙,袁巍,张健,等.压气机二维叶栅涡脱落的数值模拟[J].航空动力学报,2002,17(5):556-560.
ZHANG Wenlong, YUAN Wei, ZHANG Jian, et al. Numerical simulation of trailing edge vortex shedding in a 2-D compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(5): 556-560. (in Chinese)
- [6] 陈少龙,侯安平,周盛.扩压式叶栅非定常分离流机理研究的频谱分析[J].航空动力学报,2003,18(3):336-342.
CHEN Shaolong, HOU Anping, ZHOU Sheng. Frequency domain analysis of unsteady separation flow in two dimensional subsonic compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(3): 336-342. (in Chinese)
- [7] 季珩,侯安平,熊劲松,等.轴流压气机转子三维非定常流场旋涡流动分析[J].航空动力学报,2006,21(2):374-380.
JI Heng, HOU Anping, XIONG Jinsong, et al. Analysis of the 3D unsteady vortex flow inside axial flow compressor rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 374-380. (in Chinese)
- [8] WANG Zhongnan, YUAN Xin. Unsteady mechanism of compressor corner separation over a range of incidences based on hybrid LES/RANS[R]. ASME Paper GT2013-95300, 2013.
- [9] Zaki T A, Wissink J G, Rodi W, et al. Direct numerical simulations of transition in a compressor cascade: the influence of free-stream turbulence[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2010, 665: 57-98.
- [10] YANG Zhiyin, Voke P R. Large-eddy simulation of boundary-layer separation and transition at a change of surface curvature[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2001, 439(1): 305-333.
- [11] 郑新前,侯安平,周盛.二维扩压叶栅非定常分离流控制途径探索[J].力学学报,2003,35(5):599-605.
ZHENG Xinqian, HOU Anping, ZHOU Sheng. Investigation on ways to control unsteady separated flow in 2D compressor cascade[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2003, 35(5): 599-605. (in Chinese)
- [12] 周敏,李航航,唐侃平.叶型附面层分离流动控制技术研究进展[J].航空工程进展,2011,2(3):298-304.
ZHOU Min, LI Hanghang, TANG Kanping. Advances in flow control technology of boundary layer separation on the blade[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(3): 298-304. (in Chinese)
- [13] ZHENG Xinqian, ZHOU Xiaobo, ZHOU Sheng. Investigation on a type of flow control to weaken unsteady separated flows by unsteady excitation in axial flow compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(3): 489-496.
- [14] Johnston J P, Nishi M. Vertex generator jets-means for flow separation control[J]. AIAA Journal, 1990, 28(6): 989-994.
- [15] ZHAO Xiaohu, LI Yinghong, WU Yun, et al. Numerical investigation of flow separation control on a highly loaded compressor cascade by plasma aerodynamic actuation[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(3): 349-360.
- [16] 赵小虎,吴云,李应红,等.高负荷压气机叶栅分离结构及其等离子体流动控制[J].航空学报,2012,33(2):208-219.

- ZHAO Xiaohu, WU Yun, LI Yinghong, et al. Separation structure and plasma flow control on highly loaded compressor cascade[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(2): 208-219. (in Chinese)
- [17] 南向谊, 刘波, 靳军, 等. 超声速压气机转子叶片吸力面抽气抑制附面层分离的机理[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(7): 1093-1099.
- NAN Xiangyi, LIU Bo, JIN Jun, et al. Study of suppression boundary layer separation on the suction surface of supersonic compressor rotor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(7): 1093-1099. (in Chinese)
- [18] GENG Shaojuan, ZHANG Xiaoyu, LI Jichao, et al. Evolution of pressure signature dominated by unsteady tip leakage flow[R]. ASME Paper GT2013-94523, 2013.

JALSP