

压气机动静叶干扰的非定常流动特性

王建明, 马 阳, 明晓杰, 王 涵, 王成军

(沈阳航空航天大学 航空航天工程学部(院))

辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室, 沈阳 110136)

摘 要: 采用大涡模拟(large eddy simulation, LES)方法计算动叶尾迹对静叶干扰的流场信息。利用涡量分布揭示动叶尾迹在静叶通道内的演化过程, 利用压力梯度识别激波结构及波振源, 运用动力学模态分解(dynamic mode decomposition, DMD)方法对静叶通道内流场的时空结构进行模态分解。结果表明: 流场中存在3处波振源, 分别位于动叶尾缘、静叶前缘和静叶尾缘处; 发现静叶通道内流场的频谱具有多峰值现象, 模态分解的第1阶流动代表动叶尾迹在通道内随时间迁移, 对应频率为动叶通过频率(blade passing frequency, BPF)是通道内旋涡非定常波动的主导频率; 第2阶流动是动叶通过频率的2倍频流动, 旋涡的空间尺度为1阶模态的1/2, 为更小尺度的扰动。

关 键 词: 动静叶干扰; 非定常流动; 动叶尾迹; 动力学模态分解(DMD); 频谱特性

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Unsteady flow characteristic of rotor-stator interaction in compressor

WANG Jianming, MA Yang, MING Xiaojie, WANG Han, WANG Chengjun

(Liaoning Key Lab of Advanced Test Technology for Aerospace Propulsion System,

Faculty of Aerospace Engineering,

Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: Flow of stationary blade interference with the rotor wake was simulated using the large eddy simulation (LES) method. The coefficient of vorticity was used to reveal the evolution mechanism of rotor wake in the stator passage, and the pressure coefficient gradient was used to discriminate the shock structure and wave source. The flow characteristics of the temporal and spatial structures in the flow field were analyzed by dynamic mode decomposition (DMD). Result showed that three wave sources were found at the trailing edge of the moving blade, the leading edge of the stationary blade and the trailing edge. Multi-peak of the frequency spectrum was found in a stator passage flow field. The first order mode represented the transport of wake in the passageway and corresponded to the flow of rotor blade passing frequency (BPF), its unsteady fluctuation was dominant in the flow field. The second order mode was twice of the rotor blade passing frequency and the spatial scale was half of the first order mode, representing smaller scale disturbances.

Key words: rotor-stator interaction; unsteady flow; rotor wake; dynamic mode decomposition (DMD); spectrum characteristic

收稿日期: 2017-06-27

基金项目: 国家自然科学基金(51476106); 辽宁省一流特色学科项目(15021540)

作者简介: 王建明(1975—), 男, 副教授, 博士, 主要从事流体机械空气动力学研究。

引用格式: 王建明, 马阳, 明晓杰, 等. 压气机动静叶干扰的非定常流动特性[J]. 航空动力学报, 2018, 33(11): 2776-2783. WANG Jianming, MA Yang, MING Xiaojie, et al. Unsteady flow characteristic of rotor-stator interaction in compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(11): 2776-2783.

轴流压气机内部流动中存在流动分离、尾迹、湍流和激波等复杂的非定常现象,其中的动静叶相互干扰流动对压气机稳定性和效率有重要影响。转子尾迹能够反映上游叶片的边界层分离特征且对下游流动结构的运动起着决定性作用,因此欲研究静叶通道内流动必须考虑到上游动叶尾迹的非定常干扰作用。

针对动静叶干扰存在的复杂流场结构,Davis 等^[1]提出通道流场是时间平均流与动静相互作用和系统固有频率扰动下流场的叠加。为了研究动静干扰下的非定常尾迹流场时空结构,很多学者把动静叶片交错排列简化为二维扩压叶栅,通过实验^[2-3]和数值模拟^[4-5]研究动静干扰流场机理。杨荣菲等^[6]采用尾迹/边界层相互作用的数学模型,发现尾迹造成的局部压力变化影响边界层厚度变化,可快速预测尾迹通过频率与叶片负荷关系。阚晓旭等^[7]对动静叶干扰流场运用拓扑分析方法,发现随着尾迹的扫掠,静叶叶表和下端壁的流动形态呈现周期性变化。周晓勃等^[8]建立非定常涡面模型,分析尾迹涡面对下游叶排流动产生的影响,反映流场时空结构的主要特征,而涡面难用固定的基频和谐频来描述。欲更深入研究非定常振荡流动结构需要有先进的研究方法,近年来 Schmid 等^[9]提出的动力学模态分解(dynamic mode decomposition, DMD)在流体力学领域得到了广泛应用。DMD 是一种低维系统分解技术,从数值模拟和实验的数据快照(如压力、速度、涡量)进行采样,提取出相关模态的空间结构和时间特性,得到流场主要特征频率。DMD 建立在 Koopman 算子理论^[10]基础上,将无穷维线性算子用来描述非线性系统的动力演化过程。Sarkowitz 等^[11]采用大涡模拟(LES)对内燃机进气歧管进行数值模拟,运用 DMD 提取出主要特征频率的模态分析流场结构。洪树立等^[12]运用 DMD 方法对离心压气机无叶扩压器内的复杂流场进行分析,得到某叶高平面的模态图以及特征频率,评估了 DMD 方法分析离心压气机非定常流动特征的能力。丁杰等^[13]采用大涡模拟方法对扩压通道内流动分离进行数值仿真,运用 DMD 分析方法捕获流场的动力学信息,显示相应的模态空间涡系结构,把流场各涡系的动力学行为和相应的空间结构相结合,更好的分析和描述了原流场的特征。DMD 从流场快照中取出动力学信息,广泛应用在横向射流^[14]、凹腔流动^[15]和高速列车外流场^[16]等复杂流动,研究不同频率下涡运

动结构或其能量分布。

为了研究动叶尾迹在静叶通道内输运的非定常特征,本文采用 LES 方法研究动静叶 S_1 流面的非定常流场,运用 DMD 对流场进行分解,进一步分析峰值频率下旋涡运动机理。

1 动力学模态分解

DMD 可实现动力学系统低维度分解获得复杂流场的动力学信息,是全局稳定模态的概括。通过实验或数值仿真得到 N 个时刻的流场快照,快照序列矩阵可表示为

$$\mathbf{V}_1^N = \{v_1, v_2, v_3, \dots, v_N\} \quad (1)$$

式中 v_i 代表第 i 时刻流场信号(如密度、压力、速度等),假定线性映射 $\mathbf{A}$,可使流场 v_{i+1} 能用 v_i 来表征,即

$$v_{i+1} = \mathbf{A}v_i \quad (2)$$

若 $\mathbf{V}_1^N$ 为非线性系统,该假设用线性正切近似原系统;若 $\mathbf{V}_1^N$ 为线性系统,该假设严格成立。样本增加足够多时,可用高次多项式在样本间建立起一个线性关系^[17]。因此,全流场可表示为

$$\mathbf{V}_1^N = \{v_1, \mathbf{A}v_1, \mathbf{A}^2v_1, \dots, \mathbf{A}^{N-1}v_1\} \quad (3)$$

基于 $\mathbf{V}_1^N$,可从 $\mathbf{A}$ 中提取流场中的动力学特性(特征值、特征向量、频率、波动特性等)信息。

根据 Arnoldi 方法^[18],线性映射的 $\mathbf{A}$ 可近似表示为

$$\mathbf{A}\mathbf{V}_1^{N-1} = \mathbf{V}_2^N \approx \mathbf{V}_1^{N-1}\mathbf{C} \quad (4)$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0 & \cdots & 0 & c_0 \\ 1 & \cdots & 0 & c_1 \\ \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ 0 & \cdots & 1 & c_{N-1} \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中 $\mathbf{C}$ 为 $\mathbf{A}$ 的伴随矩阵,作为 $\mathbf{A}$ 的低维近似可以将矩阵 $\mathbf{V}_1^{N-1}$ 通过线性映射到第 N 个时刻的流场信号^[19]。 $\mathbf{C}$ 的特征值可以近似表征线性映射 $\mathbf{A}$ 的特征值,运用 $\mathbf{V}_1^{N-1}$ 的广义逆矩阵,即

$$c = (\mathbf{V}_1^N)^+ v_N = [(\mathbf{V}_1^{N-1})^H \mathbf{V}_1^{N-1}]^{-1} (\mathbf{V}_1^{N-1})^H v_N \quad (6)$$

伴随矩阵 $\mathbf{C}$ 的特征值可用来表示矩阵 $\mathbf{A}$ 的特征值, $\mathbf{A}$ 的特征向量可表示为

$$\phi_j = \mathbf{V}_1^{N-1} \omega_j \quad (7)$$

式中 ω_j 为伴随矩阵 $\mathbf{C}$ 的特征值, ϕ_j 为 DMD 分解下特征值 ω_j 对应的动力模态,其中包含了各个时刻的流场信号和不同尺度的相干结构。

矩阵 $\mathbf{C}$ 的特征值通过对数映射至复平面内

$$\omega = \lg \omega / \Delta t = \text{Re} \lambda + \text{Im} \lambda \quad (8)$$

其中 Δt 为采样间隔时间,实部 $\text{Re} \lambda$ 代表指数增长

或减少,虚部 $\text{Im}\lambda$ 代表分解后不同模态对应的时频信息。分解出的各个模态只包含单一频率,通过时间推进得到该阶频率下的空间结构运动形式^[20]

$$\boldsymbol{\phi}_{j,n} = D_j^{n-1} \times \boldsymbol{\phi}_j \quad n = 1, 2, \cdots, N \quad (9)$$

式中 D_j 为伴随矩阵 $\mathbf{S}$ 对应的特征值, $\boldsymbol{\phi}_{j,n}$ 为第 n 相位的模态。

2 计算模型

参考文献[21-22],对单级轴流压气机准三维叶栅流场进行非定常数值模拟。本文选用压气机一级动静叶(NACA35^[23])作为数值模拟的研究对象,模型计算域和叶片附近网格见图 1,入口(inlet)到动叶前缘为 2 倍动叶弦长,静叶尾缘到出口(outlet)为 5 倍静叶弦长,上下采用周期性边界(periodic),运动域和静止域相对运动,采用滑移网格模型,通过网格界面(mesh interface)交换流场数据。网格采用 H-O-H 型拓扑结构,近壁面 $\Delta y^+ < 5$ 。

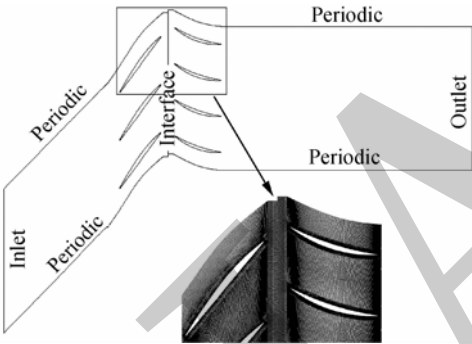


图 1 计算域与网格
Fig. 1 Computational zone and grids

Gourdain^[24]通过非定常雷诺平均 Naiver-Stokeks(URANS)与大涡模拟(LES)两种数值仿真方法和实验结果进行比较,指出大涡模拟(LES)可以更精确的捕捉动叶吸力面分离泡的产生和尾迹的脱落过程。对可压缩 Navier-Stokes (N-S)方程进行过滤,得到可压缩湍流的 LES 控制方程为^[25]

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \bar{u}_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (10)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial (\bar{\tau}_{ij} - \tau_{ij}^{\text{SGS}} + D_{ij}^{\text{SGS}})}{\partial x_j} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{E}}{\partial t} + \frac{\partial [(\bar{\rho} \tilde{E} + \bar{p}) \bar{u}_j]}{\partial x_j} = \\ \frac{\partial}{\partial x_j} (-\bar{q}_i + \bar{u}_j \bar{\tau}_{ij} + \tau_{ij}^{\text{SGS}} + \sigma_i^{\text{SGS}} - Q_i^{\text{SGS}} - H_i^{\text{SGS}}) \end{aligned} \quad (12)$$

式中 ρ 为密度, u_i 为速度 i 方向分量, p 为压力, SGS(sub-grid-scale stress)表示采用 SGS 模型模拟的亚格子尺度量。

为了研究动静叶相互干扰的非定常涡结构,捕获尾迹的产生和脱落过程,参考文献[26]本文借助 Fluent 平台采用大涡模拟(LES)方法,选用压力耦合(couple)和中心差分格式算法求解,给定入口总压(101 325 Pa)和总温(288. 15 K),出口根据实验参数计算出背压值。数值模拟 S_1 流面的气动性能(动叶总压比、静叶总压比、单级总压比、单级总温比)与文献[23]的实验结果的对比情况列于表 1,两者比较吻合,这说明本文计算结果准确可靠。

表 1 S_1 流面特性参数

Table 1 Characteristic parameters of S_1 stream surface

参数	实验值	模拟值
转子总压比	1. 571	1. 554
静子总压比	0. 977	0. 978
级总压比	1. 535	1. 519
级总温比	1. 168	1. 142

3 结果与分析

3.1 通道内非定常涡量分布

定义涡量为

$$\omega = \frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial x} \quad (13)$$

涡量系数为

$$C_v = \frac{\omega L_s}{V'} \quad (14)$$

其中 u, v 分别对应为 x, y 方向的速度分量; L_s 为静叶弦长; V' 为动叶相对运动速度,即动叶切线速度。

设动叶经过一个动叶通道时间为一个周期 T ,图 2 显示动静叶干扰原始流场一个周期 T 的涡量系数分布。时间 $t = T/4$ 时刻,在动叶 R_3 弦长 83% 叶背处(图 2(a)),由于黏性和逆压梯度影响边界层发生分离^[27],旋涡在尾缘卷起,在向下游迁移过程中尺度不断增加。 $t = 2T/4$ 时刻从动叶 R_3 脱落的尾迹被静叶 S_3 切割成两部分,分别沿吸力面和压力面向下游迁移,在这个过程中尾迹经过了拉伸和扭曲。从 $t = 2T/4$ 时刻到 $t = T$ 时刻靠近静叶吸力面的尾迹被加速,也可在静叶通道(静叶 S_3 和 S_1 之间的通道)中的流线(见图

3, V_{cl} 为速度, 横纵坐标均采用无量纲化) 清晰看到尾迹在静叶通道移动过程中扭曲愈严重。静叶前缘吸力面受到动叶尾迹撞击, 且存在小尺度的脱落涡。

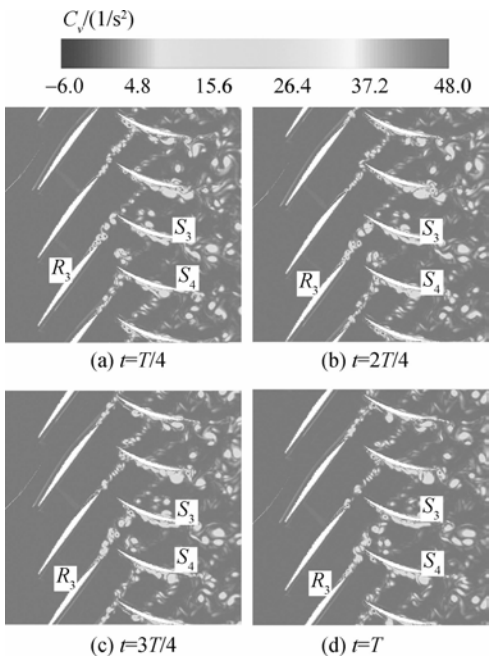


图 2 涡量分布
Fig. 2 Vorticity distribution

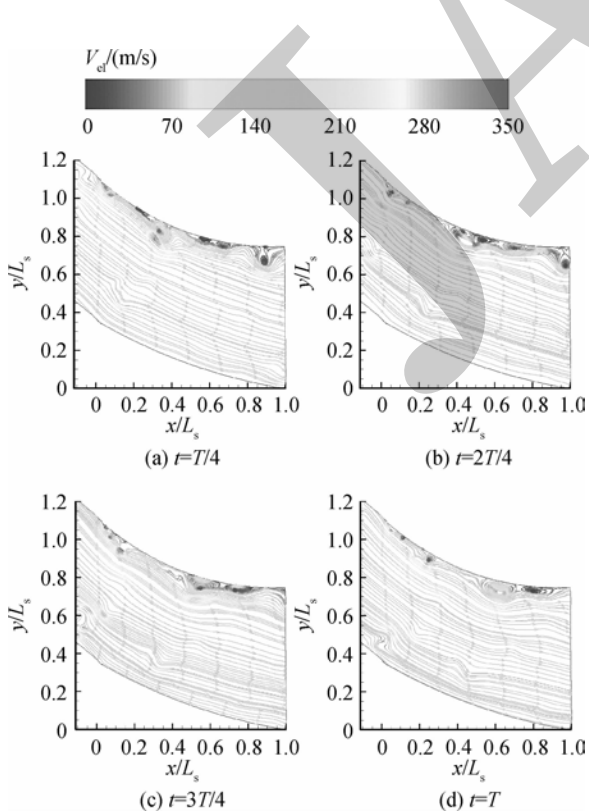


图 3 静叶通道内速度流线

Fig. 3 Velocity streamline distribution in the stator passage

3.2 静压系数轴向梯度非定常分析

定义压力系数为

$$C_p = \frac{p - \bar{p}_1}{p_1^* - \bar{p}_1} \tag{15}$$

式中 p_1^* 为进口总压, $\bar{p}_1$ 为进口气流静压。

$$\Delta C_p = \frac{\partial C_p}{\partial x} \tag{16}$$

静压系数的轴向梯度被用来衡量通道内波动强弱的特征量。

流场中存在脱体激波和通道激波, 脱体激波在动叶前缘位置, 通道激波为凹向来流的曲激波, 波后为亚声速流动。曲激波干扰吸力面附面层, 引起附面层分离, 在尾缘处形成旋涡。从静压系数的轴向梯度分布 (如图 4) 可清晰看到流道内存在 3 个波振源, 第 1 个波振源是由动叶尾缘处 A 的涡对引起, 分离涡在向下游迁移过程相互影响并产生振荡, 以波的形式向四周传播; 第 2 个波振源 B 由于尾迹撞击静叶前缘产生, 产生的波动一部分传到上游的动叶通道, 另一部分沿主流方向向下游传播; 第 3 个波振源 C 在静叶吸力面尾缘附近, 从静叶前缘脱落的小尺度涡与沿吸力面迁移的尾迹在尾缘处相互作用产生波动。

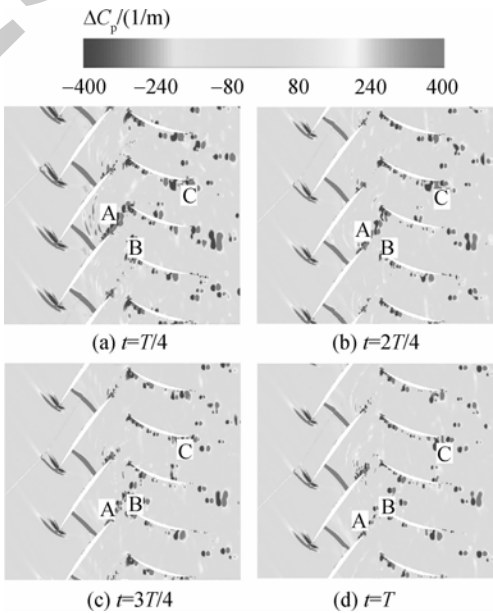


图 4 静压系数的轴向梯度分布

Fig. 4 Axial-gradient distribution of static pressure coefficient

3.3 静叶通道流场的动力学模态分解

3 个波振源会引起整个通道内的流场具有振荡特性, 下面运用 DMD 技术对流场进行分解, 通

过各阶模态结构分析流场的振荡特性。选取静叶通道内的连续流场进行 DMD 处理,产生伴随矩阵 $\mathbf{C}$,其特征值分布在单位圆附近(如图 5),表明系统在时间上中性稳定^[28];特征值 λ_j 以复数形式出现,实部 $\text{Im}\lambda_j$ 反映流场强度耗散率,虚部 $\text{Re}\lambda_j$ 反映流场的特征频率。图 6 为不同频率下模态幅值分布,纵坐标 $\|V_j\|$ 表示模态幅值,横坐标 f 表示模态对应频率。DMD 得出的模态关于 $f=0$ Hz 对称,模态图(如图 6)中只给出 $f>0$ Hz 的模态。图 5 中有 2 阶主导模态频率 $f_1=8\,269$ Hz, $f_2=16\,534$ Hz;其中含倍频关系 $f_2=2f_1$ 。

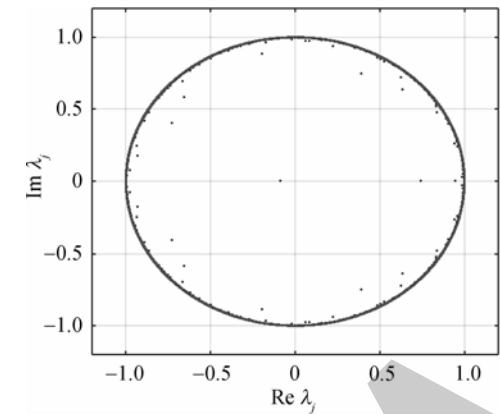


图 5 伴随矩阵 $\mathbf{C}$ 的特征值 λ_j 的分布
Fig. 5 Eigenvalues λ_j of companion matrix $\mathbf{C}$

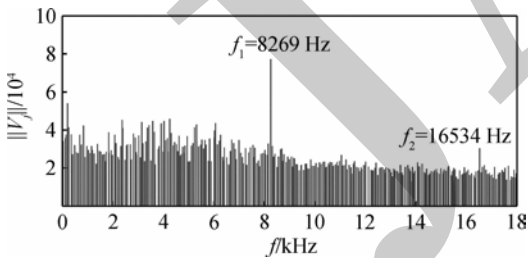


图 6 不同频率下模态幅值分布
Fig. 6 Mode amplitudes distribution corresponding to different frequency

$P(x/L_s, y/L_s) = (0.04, 1.11)$ 为静叶叶片前缘吸力面附近的一点,对其涡量的时间序列进行分析,得到涡量系数时域图(如图 7(a))和功率谱密度图(如图 7(b))。与文献[29]的结果类似,频谱图表现出了离散频谱特性,存在频率 $f_1=8\,269$ Hz 与动叶通过频率(blade passing frequency, BPF)相一致,即动叶通过一个动叶栅距的频率。

DMD 频谱图(如图 6)和谐波分析法频谱图(如图 7)中均存在峰值现象,且主要频率相一致,

两种方法相协调,不同的是 DMD 还可以进一步揭示出空间流场的模态。图 6 中两个主要频率对应两种系统模态,其相关的模态在后文论述。

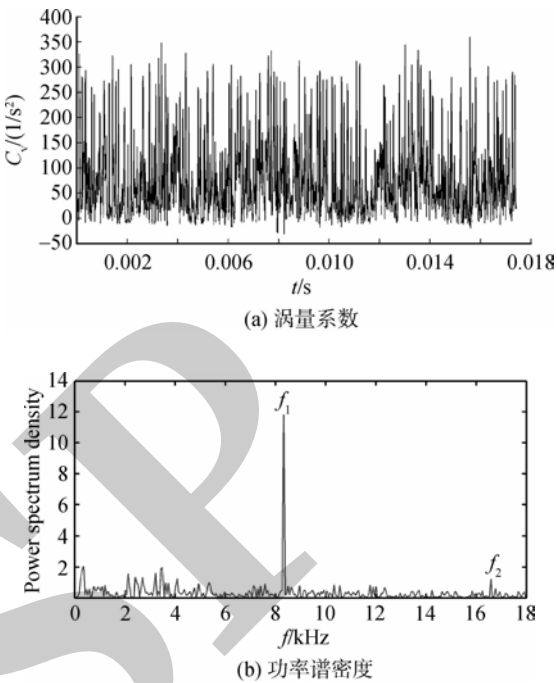


图 7 C_v 时域图和功率谱密度
Fig. 7 C_v time history and power spectrum density

1) 1 阶模态

动叶尾迹每一次扫过静子叶片吸力面就相当于一个瞬时大攻角来流^[30],在靠近前缘吸力面受到尾迹的周期性扰动,扰动频率与 1 阶模态对应频率 $f_1=8\,269$ Hz 相同。该阶模态幅值最大,表明其模态对应的流场结构的能量/强度较大。其模态特征值包括实部和虚部,反映较多局部涡团的空间分布特点。对涡量和速度进行动力学模态分解得到的 1 阶模态静叶通道流场信息分布图(如图 8),旋涡在向下游移动的过程与尾迹在通道运动过程在空间上相一致,1 阶模态是动叶尾迹涡结构在静叶通道内随时间迁移过程。

2) 2 阶模态

频率 $f_2=16\,534$ Hz 是动叶通过频率的 2 倍频。2 阶模态区域涡团(如图 9)与 1 阶模态区域的旋涡尺度比较发现,旋涡尺度随频率的增大而减小。从图 9 的流场(涡量系数,速度流线)的分布图看出涡团在向下游发展过程中易耗散。该模态的旋涡特征尺度为 1 阶模态中的 1/2,表示了大尺度尾迹涡向下游传播中的特殊阶小尺度扰动。2 阶模态代表 1 阶模态的高频谐波。

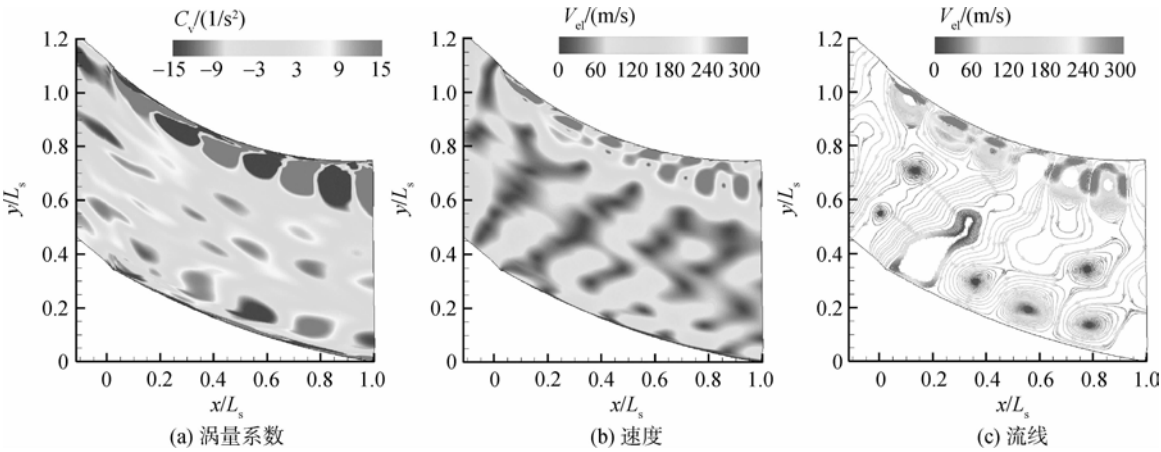


图 8 1 阶模态
Fig.8 First order mode

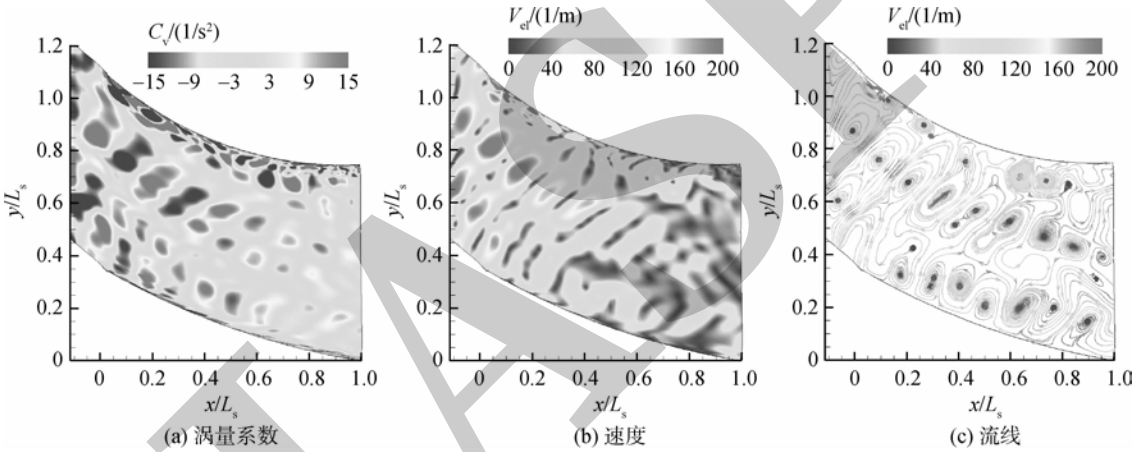


图 9 2 阶模态
Fig.9 Second orde mode

4 结 论

采用 LES 方法数值模拟压气机动静叶干扰流场,研究静叶通道内的流动结构;利用 DMD 方法对通道内的流场进行分解,分析各阶模态对应的流体运动形式。具体得到如下结论:

- 1) 涡量系数的分布揭示了静叶前缘吸力面受到动叶尾迹的撞击,且存在小尺度的脱落涡,动叶尾迹在静叶通道中迁移受到拉伸和扭曲。
- 2) 压力梯度的分布清晰地显示了动叶脱体激波和动叶通道激波在流场中的位置;动叶尾缘处、静叶前缘和静叶尾缘处存在波振源,这些波振源引起整个通道内流场的振荡。
- 3) 静叶通道流场中包含有尾迹通过频率及其倍频分量。静叶通道内流动结构的频率和空间位置有关,频谱图中存在两个主模态:第 1 阶模态

下频率为动叶通过频率(BPF),是通道内旋涡非定常波动的主导频率,表示尾迹在通道内随时间迁移的流动现象;第 2 阶模态为静叶感受到动叶叶片通过频率的 2 倍频,空间尺度为 1 阶模态下的 1/2,代表较小尺度扰动。

参考文献:

[1] DAVIS R, YAO J. Axial compressor rotor flow structure at stall-inception[R]. AIAA-2006-0419, 2006.
[2] HENDERSON G H, FLEETER S. Forcing function effects on unsteady aerodynamic gust response[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 741-750.
[3] HSU S T, WO A M. Reduction of unsteady blade loading by beneficial use of vortical and potential disturbances in an axial compressor with rotor clocking[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(4): 705-713.
[4] WO A M, CHUNG M H, HSU S T. Gust response decomposition in a stator-rotor axial compressor with varying ax-

- ial gap[J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 13(2): 178-185.
- [5] 闫朝, 季路成, 陈江. 叶排间轴向间距对时序效应影响的数值研究[J]. 推进技术, 2004, 25(5): 416-420.
- YAN Zhao, JI Lucheng, CHEN Jiang. Numerical investigations for the influence of the axial gap on the use of clocking effect[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(5): 417-420. (in Chinese)
- [6] 杨荣菲, 李志平, 李秋实, 等. 压气机中尾迹/边界层作用模型的分析与验证[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1647-1653.
- YANG Rongfei, LI Zhiping, LI Qiushi, et al. Analysis and verification of wake boundary layer interaction model in compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7): 1647-1653. (in Chinese)
- [7] 阚晓旭, 陆华伟, 钟兢军. 动叶尾迹对跨声速压气机静叶非定常分离结构的影响研究[J]. 工程热物理学报, 2015, 36(4): 744-751.
- KAN Xiaoxu, LU Huawei, ZHONG Jingjun. Study of influence on the rotor wake to the unsteady separation structure on transonic compressor stator[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015, 36(4): 744-751. (in Chinese)
- [8] 周晓勃, 侯安平, 周盛. 二维扩压叶栅非定常涡面分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(8): 1466-1473.
- ZHOU Xiaobo, HOU Anping, ZHOU Sheng. Analysis of unsteady vortex sheet in 2-D axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(8): 1466-1473. (in Chinese)
- [9] SCHMID P, SESTERHENN J. Dynamic mode decomposition of numerical and experimental data[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2010, 656(10): 5-28.
- [10] ROWLEY C, MEZIC I, BAGHERI S, et al. Spectral analysis of nonlinear flows[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2009, 641(6): 115-127.
- [11] SAKOWITZ A, MIHAESCU M, FUCHS L. Flow decomposition methods applied to the flow in an IC engine manifold[J]. Applied Thermal Engineering, 2013, 65(1/2): 57-65.
- [12] 洪树立, 黄国平. 引入 DMD 方法研究有/无控气流分离的动态结构[J]. 航空学报, 2017, 38(8): 10-17.
- HONG Shuli, HUANG Guoping. Introduce DMD method to study the dynamic structures of flow separation with and without control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(8): 10-17. (in Chinese)
- [13] 丁杰, 胡晨星, 刘鹏寅, 等. 无叶扩压器中非定常流动的 DMD 模态分析[J]. 动力工程学报, 2017, 37(6): 447-453.
- DING Jie, HU Chenxing, LIU Pengyin, et al. Dynamic mode decomposition of the unsteady flow in avane less diffuser[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2017, 37(6): 447-453. (in Chinese)
- [14] WAN Z H, ZHOU L, WANG B F, et al. Dynamic mode decomposition of forced spatially developed transitional jets[J]. European Journal of Mechanics, 2015, 51: 16-26.
- [15] VINHA N, MESEGUER-GARRIDO F, VICENTE J D, et al. A dynamic mode decomposition of the saturation process in the open cavity flow[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 52(5): 198-206.
- [16] MULDT T W, EFRAIMSSON G, DAN S H. Flow structures around a high-speed train extracted using proper orthogonal decomposition and dynamic mode decomposition[J]. Computers and Fluids, 2012, 57(4): 87-97.
- [17] 唐湛棋. 强扰动作用于边界层的 PIV 实验研究[D]. 天津: 天津大学, 2013.
- TANG Zhanqi. Particle image velocimetry investigation of strong disturbance effect on boundary layer[D]. Tianjin: Tianjin University, 2013. (in Chinese)
- [18] GREENBAUM A. Iterative methods for solving linear system[M]. Philadelphia: Society for Industrial and Applied Mathematics, 1987.
- [19] RUHE A. Rational Krylov sequence methods for eigenvalue computation[J]. Linear Algebra and Its Applications, 1984, 58(4): 391-405.
- [20] ROWLEY C, MEZIC I, BAGHERI S. Spectral analysis of nonlinear flows[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2009, 641(12): 115-127.
- [21] 任玉新, 沈孟育, 刘秋生. 跨音速压气机在非设计工况下动静叶相互作用的数值模拟[J]. 航空动力学报, 1999, 14(3): 265-269.
- REN Yuxin, SHEN Mengyu, LIU Qiusheng. Numerical simulation of rotor-stator interaction in a transonic compressor stage at off-design conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(3): 265-269. (in Chinese)
- [22] 周正贵, 胡骏. 轴流压气机动静叶片排非定常气动力分析[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 46-50.
- ZHOU Zhenggui, HU Jun. The analysis of unsteady blade force in a rotor-stator axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 46-50. (in Chinese)
- [23] REID L, MOORE R D. Performance of single-stage axial-flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26 respectively and with design pressure ratio of 1.82[R]. NASA TP-1338, 1978.
- [24] GOURDAIN N. Prediction of the unsteady turbulent flow in an axial compressor stage: Part 2 analysis of unsteady RANS and LES data[J]. Computers and Fluids, 2015, 106(9): 67-78.
- [25] POPE S B. Turbulent flows[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2004.
- [26] 赵龙. 低速轴流压气机转子流场非定常波动的大涡模拟[D]. 北京: 中国科学院, 2014.
- ZHAO Long. Large eddy simulation of unsteady flow field in a low-speed axial compressor rotor[D]. Beijing: Chinese Academy of Sciences, 2014. (in Chinese)
- [27] 赵伟, 刘振德, 李邵斌. 尾迹/势流干扰对跨声速风扇静叶附面层流动影响的数值研究[J]. 推进技术, 2014, 35(6): 774-778.
- ZHAO Wei, LIU Zhende, LI Shaobin. Numerical investigation of the influence of wake/potential flow interference on the boundary layer flow of transonic fan stator

tion of wake/potential-stator boundary layer interaction in a transonic fan stage[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(6): 774-778. (in Chinese)

[28] PAN C, WANG J J, ZHANG C. Identification of lagrangian coherent structures in the turbulent boundary layer [J]. Science China Physics, Mechanics and Astronomy, 2009, 52(2): 248-257.

[29] 赵养正, 刘前智, 廖明夫. 非均匀栅距对压气机叶片非定常气动力的影响[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 167-169. ZHAO Yangzheng, LIU Qianzhi, LIAO Mingfu. Effects of uneven blade spacing on unsteady blade forcing in an axial compressor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(2): 167-169. (in Chinese)

[30] 周晓勃, 周盛. 尾流撞击效应对轴流压气机下游叶排涡面的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 138-144. ZHOU Xiaobo, ZHOU Sheng. Investigation of the effect of wake impact effect on vortex sheets of the downstream blade roe in axial compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 138-144. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)