

压气机失速先兆及转子多工况流场的 DMD 分析

李康迪, 杜云祥, 徐自力
(西安交通大学 航天航空学院 机械结构强度与振动国家重点实验室, 西安 710049)

摘 要: 对 NASA Rotor 37 跨声速轴流压气机级在多工况下的非定常流场进行了流固耦合数值模拟, 采用动力学模态分解(DMD)方法得到了流体压力和速度的模态信息并绘制了模态云图,数值判定了压气机各工况的稳定性,获得了流动特征结构,通过模态云图发现了近失速点突尖型失速的初期表现。结果表明:在计算的多种工况中,近失速点和堵塞点均存在不稳定的模态阶次;DMD 方法识别的各阶频率与压力信号频谱分析结果的最大误差为 0.63%;随着背压上升,相邻两叶片通道内高压低速流体团位置逐渐向叶片前缘移动,范围逐渐扩展;在近失速点,尾缘回流与主流的掺混在叶片吸力面中部产生了半椭球形的旋涡并造成流道堵塞,是突尖型失速的初期表现。

关 键 词: 跨声速轴流压气机; 非定常流场; 动力学模态分解; 模态特征分析; 突尖型失速

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

DMD analysis of compressor stall inception and rotor flow field under multiple conditions

LI Kangdi, DU Yunxiang, XU Zili
(State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures,
School of Aerospace Engineering,
Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: The unsteady flow field of a transonic axial compressor Rotor 37 was numerically simulated, and the modal information of fluid pressure and velocity were obtained by the dynamic modal decomposition method (DMD). The stability of the compressor under different working conditions was determined, the main characteristic structures of the flow field were captured, and the stall aura of the compressor was found by the modal cloud diagram. The results showed that, the near stall point and the plugging point had unstable modal orders; the maximum error between DMD frequency and pressure spectrum was 0.63%; with the rise of backpressure, the fluid mass in the two adjacent blades gradually moved to the leading edge of the blade, and its range was expanded; at the near stall point, with the mixing of main flow and reflux, a semi-ellipsoidal vortex was generated in the middle of the blade suction surface and the flow channel was blocked, which was the initial manifestation of a spike stall.

收稿日期:2019-12-24
基金项目:国家自然科学基金(51675406)
作者简介:李康迪(1995—),男,博士生,研究方向为燃机叶片气弹稳定性。E-mail:leekd@qq.com
通信作者:徐自力(1967—),男,教授、博士生导师,博士,研究方向为透平机械结构强度与振动。E-mail:zlxu@mail.xjtu.edu.cn
引用格式:李康迪,杜云祥,徐自力. 压气机失速先兆及转子多工况流场的 DMD 分析[J]. 航空动力学报,2020,35(11):2413-2420.
LI Kangdi,DU Yunxiang,XU Zili. DMD analysis of compressor stall inception and rotor flow field under multiple conditions[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(11):2413-2420.

Key words: transonic axial compressor; unsteady flow field; dynamic mode decomposition; modal characteristic analysis; spike stall

燃气轮机压气机用于工质增压,是燃气轮机的核心部件之一。压气机内部流动复杂,运行状况按照流量可以分为近堵塞点、设计工况点、近失速点等多种工况,不同的流动工况具有不同的流动特性,在大流量情况下流道堵塞,进一步增大流量会使压比和效率大幅降低;在小流量下的失速、喘振问题更是压气机研发和改进的难点。压气机的设计需要综合考虑各个工况下的压比、效率和稳定性,对压气机多工况下非定常流场的研究具有重要意义。

研究人员针对压气机的流动特性开展了大量研究。桂幸民等^[1]采用实验的方法进行了跨声压气机激波的研究,钟兢军等^[2]数值研究了某跨声速压气机在近堵塞工况时内部的流场特性。在涡系的研究方面,Inoue 等^[3]观察实验结果,指出了压气机转子及出口通道存在旋涡;王如根等^[4]采用精确的数值模拟分析了某跨声压气机,结果表明激波下游的涡破碎形成的低速堵塞区是导致跨声压气机失速的根本原因。在压气机失速的研究方面,付磊等^[5]对某高负荷轴流压气机的叶间非定常流场进行了研究,结果表明激波后涡系造成的堵塞是突尖型失速初始扰动的原因;孙鹏等^[6]对跨声速转子全周进行了非定常计算,结果表明,转子叶尖存在前缘溢流和尾缘回流现象,是突尖型失速的先兆。

叶栅跨声速区域存在激波、涡系、分离流等流动结构,其在时空演化过程中具有复杂的流动机理和强烈的非线性特性,需要通过实验以及数值模拟来开展研究。随着 CFD 技术的发展,压气机内非定常流场仿真的精细度不断提高,系统自由度数的增多导致数值模拟产生的数据量增多,难以轻易从海量数据中获得流动特征结构。为此,国内外研究者相继发展了非定常流场降阶技术。常用的两种降阶技术包括基于输入输出的系统辨识方法^[7-8]和基于特征提取的模式分解方法^[9-10]。基于特征提取技术的模式分解方法包括本征正交分解(POD)和动力学模式分解(DMD)。DMD 方法可以直接通过各个模式的特征表征流动演化过程,不需要额外的控制方程^[11],在得到模式特征和动力学信息的同时降低数值噪声的影响,因此,DMD 方法在流动特征提取中有着突出的优势和广阔的前景。自发展以来,DMD 方法在沿横向

射流^[12]、飞机机翼尾流^[13]和动失速尾流^[14]等复杂流动现象上已有应用。

刘震雄等^[15]采用 DMD 方法研究了压气机叶尖流场,评估了 DMD 方法分析压气机叶尖非定常流动特征的能力;代珂等^[16]引入 DMD 方法分析超声速进气道喘振特性,结果表明 DMD 方法能准确捕捉流场各特征频率的模式;胡万林等^[17]使用 DMD 方法研究了跨声速下绕厚度 18% 的对称双圆弧翼型的压力脉动场,分析了压力脉动随激波振荡的时间演化过程。目前已有研究使用 DMD 方法对捕获流动特征的能力进行评估,并建立流场演化的动力学降阶模型。仍需在模式稳定性的判定、流动特征随着工况变化的演化规律、以及应用获得的特征结构对压气机复杂的流动机理进行分析等方面开展研究。

本文对 NASA Rotor 37 跨声速轴流压气机级在 3 种工况下的非定常流场进行了流固耦合数值模拟,应用 DMD 方法分析了流场的动力学特性。通过模式时间增长率和模式特征值分布,数值判定了 3 种工况中各阶模式的稳定性;采用 DMD 方法计算了各阶模式频率并与流场中监测点的频谱分析结果进行对比,误差小于 0.63%;识别出了 3 种工况的主流特征结构及空间位置,分析了流动特征随工况的演化规律;通过前缘溢流、尾缘回流,和椭圆型旋涡导致的通道堵塞,发现了突尖型失速的初期表现。

1 动力学模式分解

动力学模式分解是基于特征提取的模式分解方法,由 Schmid 提出^[10],流程如图 1 所示,其本质是将动力学系统进行线性化估计,通过对流场的时域信息进行特征分析,得到系统特性的低阶表达。

动力学模式分解的原始数据来源于非定常流场的瞬态计算结果。将 i 时刻,流场在目标叶高面中各节点的速度、压力等物理量存入 M 维列向量,称为一个流场快照。从时域上每隔 Δt 时间进行取样,获得数值仿真的 N 个流场快照 $\mathbf{v}_1$ 到 $\mathbf{v}_N$,构成总信息矩阵 $\mathbf{V}_N^i$ 。

$$\mathbf{V}_N^i = \{\mathbf{v}_1, \mathbf{v}_2, \dots, \mathbf{v}_N\} \quad (1)$$

式中总信息矩阵 $\mathbf{V}_N^i$ 上下标分别代表首尾两向量 $\mathbf{v}_1$ 和 $\mathbf{v}_N$ 的角标。

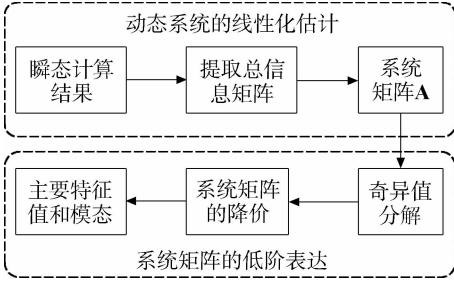


图 1 DMD 方法流程图

Fig. 1 Schematic diagram of DMD method

DMD 方法对动态系统进行线性化估计,假设流场 v_{i+1} 与 v_i 之间存在线性映射关系

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

矩阵 A 能够反映系统的动态演化特征,是流场演化的系统矩阵,但矩阵 A 的阶数高,求逆及特征值求解非常困难,需要进行降阶。依据线性化假设,由公式(3)构建前矩阵 V_1^{N-1} 和后矩阵 V_2^N ,其目的是最大化利用原始数据集。

$$A V_1^{N-1} = A \{v_1, v_2, \dots, v_{N-1}\} = \{v_2, v_3, \dots, v_N\} = V_2^N \quad (3)$$

对前矩阵 V_1^{N-1} 进行奇异值分解,保留前 m 个主要奇异值,截断其余的小奇异值,可以起到降低数值噪声的作用。

$$V_1^{N-1} = U \Sigma W^H \quad (4)$$

式中上标 H 代表共轭转置, Σ 矩阵对角线上元素为各阶奇异值, U 和 W 是奇异值分解产生的酉矩阵,即 $U \cdot U^H = I, W \cdot W^H = I$ 。在实际计算时,采用 econ 型奇异值分解算法,以保证矩阵维度匹配。

将式(4)代入式(3)可得

$$A V_1^{N-1} = A U \Sigma W^H = V_2^N \quad (5)$$

通过变换得到

$$U^H A U = U^H V_2^N W \Sigma^{-1} = \tilde{A} \quad (6)$$

式中矩阵 $\tilde{A}$ ($m \times m$ 维)是降维后的系统矩阵,包含了 A 的主要特征值,是原系统矩阵的低阶近似。

对矩阵 $\tilde{A}$ 进行特征分解

$$\tilde{A} x_i = \lambda_i x_i \quad (7)$$

式中 λ_i 为矩阵 $\tilde{A}$ 的特征值,称为 Ritz 特征值, x_i 为特征向量。

动力学模态振型可以通过 U 矩阵和特征向量 x_i 的相乘得到,第 i 阶 DMD 模态 Φ_i 的表达式为

$$\Phi_i = U x_i \quad (8)$$

各阶 DMD 模态的能量大小通过矩阵范数 $\|X^{-1} \Sigma W^T\|$ 来表征^[16],DMD 模态的特征值 λ_i 可

以用于计算模态对应的时间增长率 g_i 和模态对应的频率 ω_i ,计算公式为

$$g_i = \text{Re}\{\ln(\lambda_i)\}/\Delta t \quad (9)$$

$$\omega_i = \text{Im}\{\ln(\lambda_i)\}/(\Delta t \cdot 2\pi) \quad (10)$$

通过模态振幅 α 能够计算对应模态在初始快照中的占比^[12]。DMD 模态 Φ_i 对应的模态振幅为

$$\alpha = W^{-1} U^H V_1 \quad (11)$$

2 研究对象及其特性

研究对象为 NASA Rotor 37 跨声速轴流压气机级,整圈轮盘由 36 只叶片组成,叶片材料为马氏体 200 钢,弹性模量为 206 GPa,密度为 7850 kg/m³,泊松比为 0.3,叶片展弦比和轮毂比分别为 1.19 和 0.7,平均叶高为 0.065 m,转子叶片和机匣之间的叶尖间隙为 2.5% 叶高,设计转速为 17188 r/min,设计流量为 20.19 kg/s,堵塞流量为 20.93 kg/s。

计算区域的网格划分如图 2 所示,进口和出口区域采用 H 型网格,在转子的叶尖间隙处,沿着径向分布 10 个网格节点。单流道总网格数为 102123,第一层边界层网格平均高度为 3.1×10^{-5} m,网格 y^+ 值为 3.08。在 95% 叶高面流道中部设置了一个监测点,用于提取流动的时域信息。

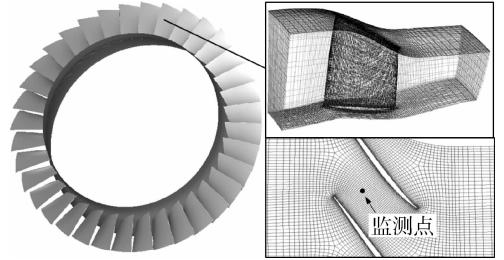


图 2 Rotor 37 转子模型及网格

Fig. 2 Rotor 37 model and meshes

非定常计算时,采用本课题组发展的结构-虚拟弹性体快速动网格技术的双向流固耦合方法^[18-19],将流场网格所包围的空间区域视为虚拟弹性体,以结构振动方程和虚拟弹性体静力平衡方程为基础,构建结构-虚拟弹性体系统的振动方程,采用振型截断法求解整体振动控制方程,快速获取交界面位移,并根据虚拟弹性体的响应快速更新流场网格。

采用商业软件 Fluent 进行数值模拟求解,使用 SST(shear stress transport) $k-\omega$ 湍流模型,求解基于雷诺时均的 N-S 方程,物理时间步长为

2×10^{-5} s。给定进口总温为 288.15 K,总压为大气压,叶片和轮毂均设定为无滑移壁面边界条件,流道两侧壁面均施加周期边界条件,在设计转速 17188 r/min 下进行非定常计算。计算时给定不同出口背压,求得质量流量、总压比及绝热效率,将各背压工况的计算结果绘制成压气机特性线如图 3 所示,横轴以堵塞流量为 100% 进行了无量纲处理。由总压比曲线可以看出,在质量流量增大时,总压比呈现减小的趋势;由绝热效率曲线可以看出,随着质量流量的增大,绝热效率逐渐上升,直到峰值效率点时达到最大,当流量超过峰值效率点时,绝热效率下降。对比文献[20]中分别采用 NUMECA、ARTS、UNIBS 三种流体求解器得到的计算结果,本文总压比曲线比 NUMECA 和 ARTS 的计算值更接近实验值,绝热效率曲线与 ARTS 和 UNIBS 的计算结果几乎相同。

在近失速工况点,采用快速傅里叶变换方法,通过监测点压力的时域信号计算其频谱如图 4 所示。用于计算幅频曲线的总时长为 2000 个时间

步,频率的分辨下限为 25 Hz。通过工作转速可以得到转子频率 $f=286.4$ Hz。在图 4 频谱中可以看到,285.3 Hz 频率处的峰值对应转子频率。同时在 211.8 Hz 处有一明显峰值,对应转子的失速频率,其值约为 $74\% f$,在 426.5 Hz 和 638.2 Hz 处的两个小峰对应的频率分别为失速频率的 2 倍和 3 倍。

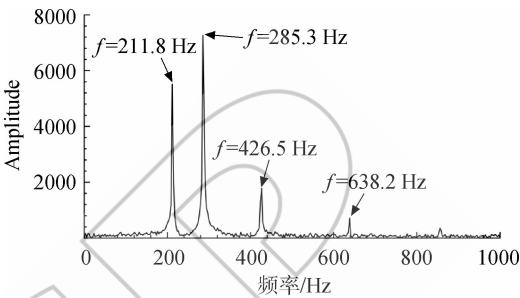


图 4 监测点压力信号的频谱分析
Fig. 4 Spectral of total pressure at monitoring points

3 DMD 分析

基于近堵塞点、设计点、近失速点 3 种工况在 95% 叶高面的非定常流场计算结果,以 5 个时间步长为 DMD 分析的间隔 Δt ,提取共 150 个流场快照进行 DMD 分析,采样总时域长度为 750 个时间步,约为转子失速频率对应周期的 3.2 倍,所选采样时长的频率分辨下限为 33 Hz。

3.1 模态特征值求解

求解 DMD 各阶模态对应的时间增长率 g_i 和模态振幅 α ,并通过 α 计算各阶 DMD 模态占比百分数 $W(\%)$,结果如表 1 所示。

由表 1 可知:①随着模态阶次升高,模态占比百分数明显下降;3 种工况下前五阶模态的成分总占比分别为 98.58%、95.93% 和 92.76%,表明低阶次的流动模态占据了整个流场的主导地位,流场的主要流动结构可以由前几阶模态的叠加来表征;②在近堵塞点,第 4 阶模态增长率大于 0,模态占比为 2.59%,表明流场中存在不稳定模态;③在设计点,各阶模态增长率均小于等于 0,所有模态均为稳定模态;④在近失速点,第 1 阶增长率大于 0,模态占比为 61.64%,流场的主流成分表现为不稳定。

将 95% 叶高各工况 Ritz 特征值 λ_i 绘制在复平面上,并将主导模态的特征值位置进行标注,得到 DMD 特征值分布如图 5 所示。

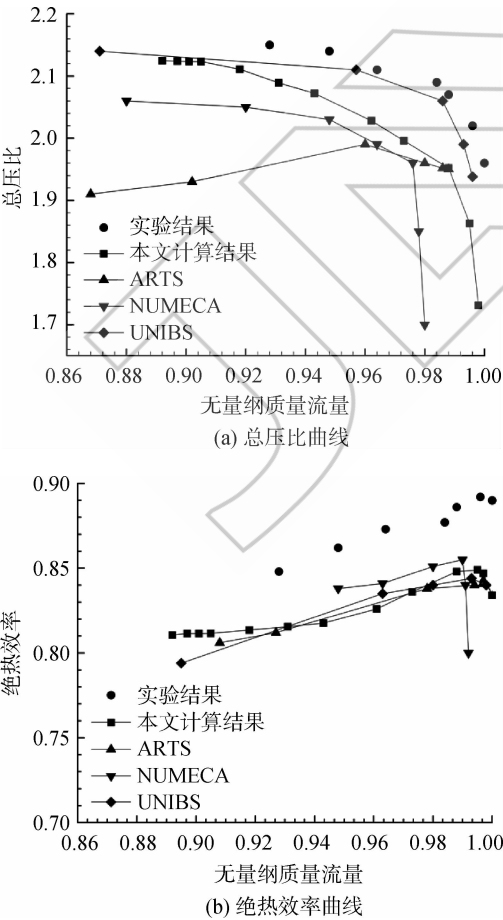


图 3 压气机特性线
Fig. 3 Characteristic curves of compressor

表 1 各阶模态的时间增长率和模态占比
Table 1 Time growth rate and mode proportion

模态	g/			W/%		
	近堵塞点	设计点	近失速点	近堵塞点	设计点	近失速点
1 阶	-0.003	0	0.018	83.84	68.87	61.64
2 阶	-1.564	-0.189	0.230	8.01	15.68	14.66
3 阶	-0.990	-0.183	-1.001	2.81	6.67	6.80
4 阶	0.091	-0.179	-0.238	2.59	3.27	5.69
5 阶	-1.177	-0.177	-0.298	1.33	1.44	3.97

由图 5 可知:①3 种工况下,第 1 阶模态特征值虚部均为零,其余各阶模态特征值共轭、成对出现;②在近堵塞点,多数特征值均分布在单位圆内或圆上,表明对应阶次的 DMD 模态是稳定模态或周期性模态,存在少数特征值分布在圆外,表明流场存在少量不稳定模态;③在设计点,所有特征值均分布在单位圆内或圆上,表明对应阶次的 DMD 模态是稳定模态或周期性模态;④在近失速点,前 2 阶占据流场主导的模态特征值均分布在圆外,对应不稳定模态。

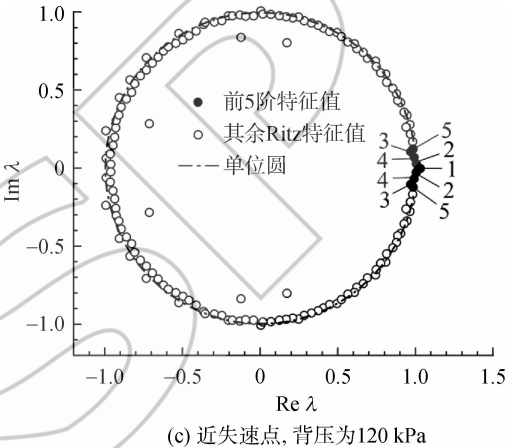
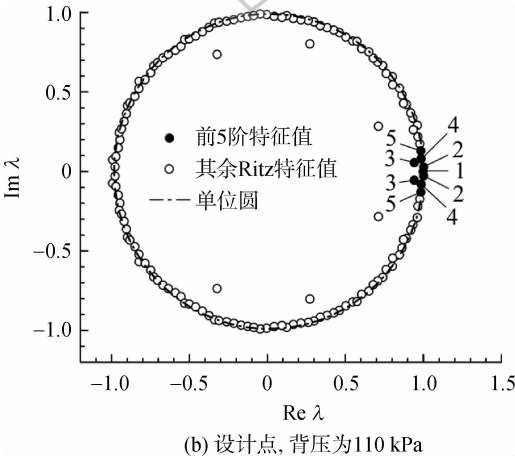
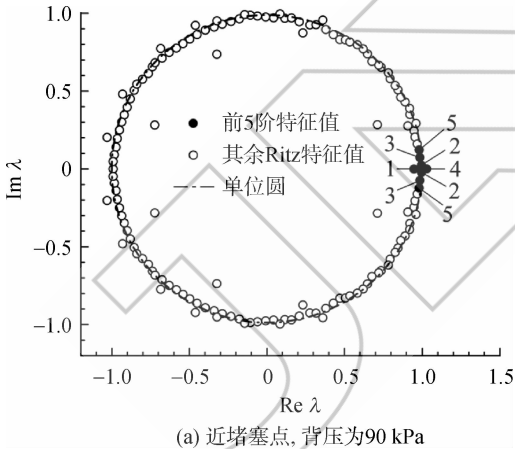


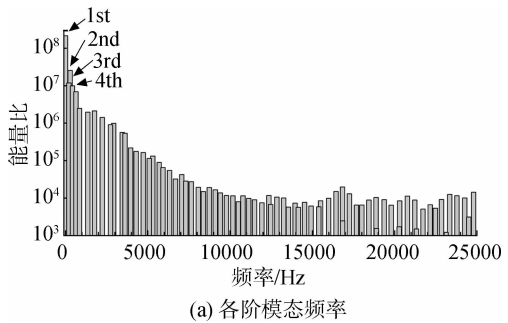
图 5 3 种工况 95%叶高的 DMD 特征值分布
Fig. 5 Distribution of DMD eigenvalues at 95% blade height in three conditions



3.2 模态频率分析

图 6 为采用 DMD 方法计算的近失速工况各阶模态频率-能量比分布图。其中,图 6(a)为所有求解的模态与能量比的对应关系,图 6(b)展示了 1000 Hz 以内的部分。

从图 6 中可以看出,DMD 方法计算的第 1 阶为零频模态,能量比最大。第 2 阶至第 5 阶模态对应的频率值为 283.5、212.7、425.6 Hz 和 638.3 Hz,分别与监测点频谱分析的几个峰值相对应。将 DMD 方法计算的频率和近失速工况监测点压力信号的频谱进行对比分析,最大误差为 0.63%。



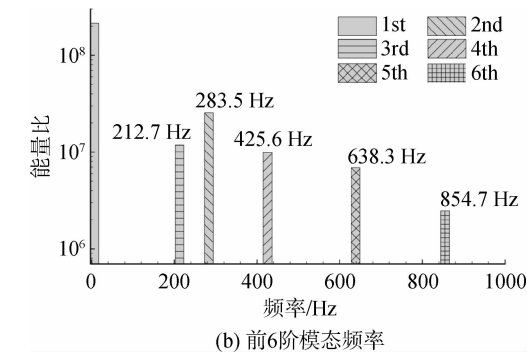


图 6 各阶模态频率-能量比分布图

Fig. 6 Energy ratio distribution of each DMD mode

因此,DMD 方法对频率信息具有良好的识别性。

3.3 一阶 DMD 模态特征

将速度和总压的 DMD 模态 Φ_i 绘制在对应叶高平面,可以得到对应的速度和压力的特征分布模态云图。图 7、图 8 分别为不同工况下总压和速度在 80%和 95%两个叶高面的第 1 阶 DMD

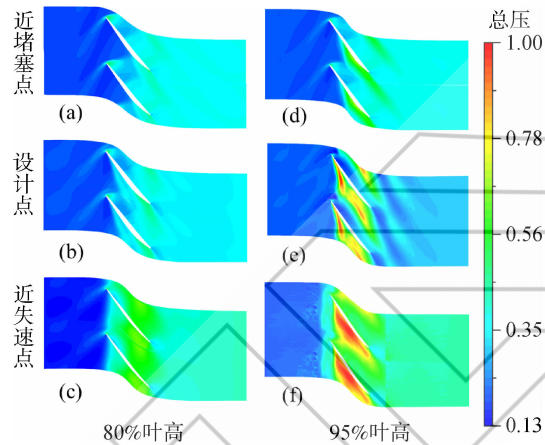


图 7 总压的第 1 阶 DMD 模态云图

Fig. 7 Total pressure distribution of the 1st DMD mode

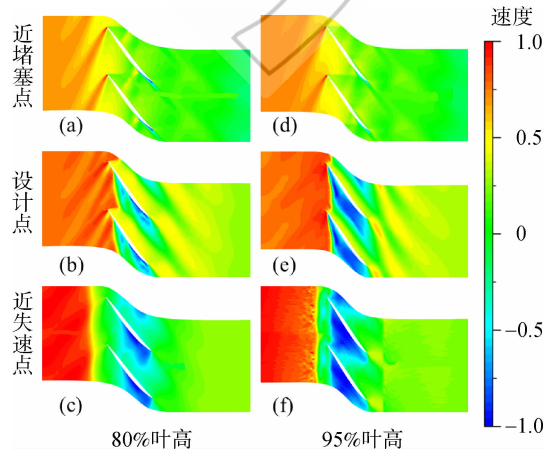


图 8 速度的第 1 阶 DMD 模态云图

Fig. 8 Velocity distribution of the 1st DMD mode

模态云图,本文云图的标尺均经过归一化处理。

由不同工况的 DMD 模态云图可知:①在压力云图中捕捉到了叶片前缘激波,随着背压逐渐上升,流道内主流的压力上升,叶片前缘激波逐渐减弱,叶片吸力面高压区范围逐渐扩展,此现象在 80%和 95%叶高均有发现;②在速度云图中捕捉到了通道内激波,随着背压上升,相邻两叶片通道内的高压低速流体团逐渐向叶片前缘移动,范围逐渐扩展,在近失速点时占据了 95%叶高处的流道,造成叶顶区域的堵塞,诱发流场失稳,是表 1 近失速点处主流对应不稳定模态的原因。

3.4 高阶 DMD 模态特征

第 1 阶 DMD 模态对应时间平均流场,展现了原流场中占主导地位的流动特征结构。其余的高阶流场模态可以对流动结构进行补充分析,图 9 为近失速点 95%叶高面的第 2~4 阶 DMD 模态云图。

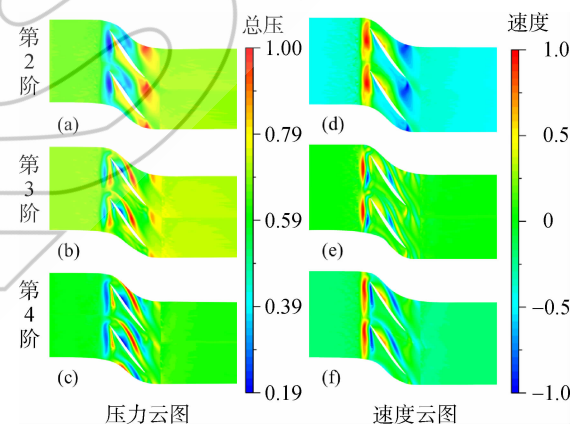


图 9 第 2~4 阶 DMD 模态云图

Fig. 9 DMD contours of the 2nd~4th modes

结果表明:①第 2 阶(283.5 Hz)模态所对应的频率为转子频率。在压力云图(a)中,叶片吸力面前缘存在低压团,范围从前一只叶片吸力面前缘周向扩展到两叶片叶顶距离的 1/2,同时在叶片吸力面尾缘附近存在明显的高压区;在速度云图(d)中发现了从叶片前缘出发,在流道内沿周向延伸的速度团,同时在叶片尾缘存在一条明显的尾缘回流带;②第 3 阶、第 4 阶模态所对应的频率分别为失速频率的 1 倍和 2 倍。在第 3 阶(212.7 Hz)压力云图(b)中可以看到从叶片前缘向后延伸的正负交替分布的小型压力团。在两只叶片前缘的中部,一部分主流随着前缘溢流向后一只叶片的前缘移动,在速度云图同样的位置也能观测到正负交替的速度团和溢流现象;③相比于第 3

阶云图,第 4 阶(425.6 Hz)云图展示了相同的规律,区别是第 4 阶模态对应的频率更高,云图中流动结构更加细小。

3.5 失速初期表现

多工况对比分析表明,在近失速点 95%叶高处,在叶片吸力面形成的高压区贯穿整个叶栅,造成了流道堵塞,此堵塞区内流体团为空间分布的涡系流动,如图 10 所示。

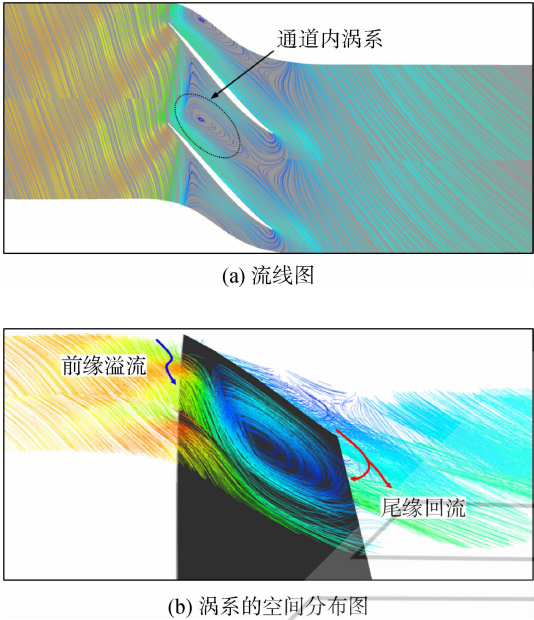


图 10 DMD 方法识别通道内涡系的位置
Fig. 10 Vortex in the channel by DMD method

图 10 绘制了近失速工况下 95%叶高处流动特征图,由图可知:在流线图中,在两叶片之间流线呈现明显的涡系结构,主流区域被压缩至叶片压力面附近。在流线图及涡系的空间分布图中可以看到,由于堵塞区的存在,叶片前缘存在溢流,尾缘存在回流,来自尾缘回流的流体与通道内主流发生掺混,在叶片吸力面中部产生了半椭球形的旋涡,这使得通过两叶片之间的流体受到堵塞,在叶片前缘和尾缘部分流入了相邻的流道之中,形成减速流并产生高压区,是突尖型失速的初期表现。

4 结 论

本文对 NASA Rotor 37 转子在多种工况下进行了流固耦合数值模拟,采用 DMD 方法分析了转子的非定常流场。得到了如下结论:

1) 非定常流场在近堵塞点、设计点、近失速点 3 种工况下前 5 阶模态的成分总占比分别为

98.58%、95.93%和 92.76%,流场的主要流动结构可以由前几阶模态的叠加来表征;通过多工况对比计算,设计工况为稳定工况,近失速点和堵塞点均存在不稳定的模态阶次。

2) DMD 方法识别的第 1 阶零频模态对应平均流场,第 2 阶模态频率对应转子频率,第 3 阶模态频率对应失速频率。DMD 方法计算的各阶模态频率与压力信号频谱分析结果的最大误差为 0.63%,表明 DMD 方法对频率信息具有良好的识别性。

3) 总压和速度的第 1 阶模态云图捕捉到了叶片前缘激波和通道内激波。随着背压上升,相邻两叶片通道内高压低速流体团位置逐渐向叶片前缘移动,范围逐渐扩展,在近失速点时占据了流道,在叶顶区域形成堵塞区。

4) 在近失速工况,叶顶吸力面的高压低速流体团范围扩展至最大,尾缘回流与主流的掺混在叶片吸力面中部产生了半椭球形的旋涡并造成流道堵塞,是突尖型失速的初期表现。

参考文献:

[1] 桂幸民,聂超群. 跨音压气机转子叶尖间隙复杂流动观测[J]. 工程热物理学报,2000,21(5):570-572.
GUI Xingmin, NIE Chaoqun. Observation of complex flow at tip region in transonic compressor rotor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2000, 21 (5) : 570-572. (in Chinese)
[2] 钟兢军,高宇,李晓东. 跨声速压气机转子流场特性的数值研究[J]. 推进技术,2015,36(12):1795-1801.
ZHONG Jingjun, GAO Yu, LI Xiaodong. Numerical investigation on flow field characteristics of a transonic compressor rotor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(12):1795-1801. (in Chinese)
[3] INOUE M, KUROUMARU M. Three-dimensional structure and decay of vortices behind an axial flow rotating blade row[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106(3):561-569.
[4] 王如根,胡加国,余超. 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. Research on secondary flow vortex structure in transonic compressor rotor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(4):504-512. (in Chinese)
[5] 付磊,宋西镇,袁巍. 跨声速压气机转子叶尖非定常流场数值研究[J]. 航空动力学报,2013,28(12):2821-2828.
FU Lei, SONG Xizhen, YUAN Wei. Numerical investigations on unsteady flow field at tip region in transonic compressor rotor [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(12):2821-2828. (in Chinese)

- [6] 孙鹏,傅文广,钟兢军.跨声速压气机突尖波型失速特征的数值研究[J].工程热物理学报,2018,39(1):76-81.
SUN Peng,FU Wenguang,ZHONG Jingjun. Numerical research of spike-like stall feature on transonic compressor [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2018, 39(1): 76-81. (in Chinese)
- [7] ZHANG Weiwei, LI Xintao, YE Zhengyin, et al. Mechanism of frequency lock-in in vortex-induced vibrations at low Reynolds numbers [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2015, 783: 72-102.
- [8] KOU Jiaqing, ZHANG Weiwei. An approach to enhance the generalization capability of nonlinear aerodynamic reduced-order models [J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 49: 197-208.
- [9] NOACK B, AFANASIEV K, MORZYSKI M, et al. A hierarchy of low-dimensional models for the transient and post-transient cylinder wake [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2003, 497: 335-363.
- [10] SCHMID P. Dynamic mode decomposition of numerical and experimental data [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2010, 656(10): 5-28.
- [11] 寇家庆,张王伟.动力学模态分解及其在流体力学中的应用[J].空气动力学学报,2018,36(2):163-179.
KOU Jiaqing, ZHANG Weiwei. Dynamic mode decomposition and its applications in fluid dynamics [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(2): 163-179. (in Chinese)
- [12] WAN Zhenhua, ZHOU Lin, WANG Bofu, et al. Dynamic mode decomposition of forced spatially developed transitional jets [J]. European Journal of Mechanics, 2015, 51: 16-26.
- [13] 潘翀,陈皇,王晋军.复杂流场的动力学模态分解[C]//第八届全国实验流体力学学术会议论文集.广州:中国科学院南海海洋研究所,2010:77-82.
- [14] MARIAPPAN S, GARDNER A D, RICHTER K, et al. Analysis of dynamic stall using dynamic mode decomposition technique [J]. AIAA Journal, 2014, 52(11): 2427-2439.
- [15] 刘震雄,竺晓程,杜朝辉.跨声速压气机转子非定常流场的DMD模态分析[J].动力工程学报,2019,39(1):25-32.
LIU Zhenxiong, ZHU Xiaocheng, DU Zhaohui. DMD analysis on unsteady flow field in a transonic compressor rotor [J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2019, 39(1): 25-32. (in Chinese)
- [16] 代珂,郭峰,朱剑锋,等.基于DMD方法的超声速进气道喘振特性分析[J].航空动力学报,2019,34(5):1076-1084.
DAI Ke, GUO Feng, ZHU Jianfeng, et al. Characteristics investigation on supersonic inlet buzz with dynamic mode decomposition method [J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(5): 1076-1084. (in Chinese)
- [17] 胡万林,于剑,刘宏康,等.圆弧翼型跨声速流动的动态模态分析[J].北京航空航天大学学报,2019,45(5):1026-1032.
HU Wanlin, YU Jian, LIU Hongkang, et al. Dynamic modal analysis of circular arc airfoil transonic flow [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(5): 1026-1032. (in Chinese)
- [18] ZHONG Jize, XU Zili. A reduced mesh movement method based on pseudo elastic solid for fluid-structure interaction [J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 2017, 232(6): 973-986.
- [19] ZHONG Jize, XU Zili. Coupled fluid structure analysis for wing 445.6 flutter using a fast dynamic mesh technology [J]. International Journal of Computational Fluid Dynamics, 2016, 30(7/8/9/10): 531-542.
- [20] NORBERT K, CHARLES H, FRANCESCO B, et al. IDI-HOM: industrialization of high-order methods-a top-down approach [M]. Cham, Switzerland: Springer International Publishing, 2015.

(编辑:李岩梅、张雪)