

文章编号:

转轴偏心对离心压气机喘振边界影响的试验研究

陈颖秀¹, 郑新前^{*1,2}, 侯安平³

- (1. 清华大学 车辆与运载学院, 北京 100084;
2. 清华大学 航空发动机研究院, 北京 100084;
3. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 采用试验方法研究了转轴偏心对某离心压气机喘振特性的影响, 分析了轻度喘振和深度喘振的脉动特征, 对比了不同转速、不同转轴偏心方向下离心压气机喘振边界的变化。试验结果表明: 由于蜗壳非对称性的影响, 离心压气机轻度喘振脉动幅值在周向上存在较大差异, 且差异的幅值和相位均随转速的变化而变化; 但深度喘振脉动幅值周向差异很小, 基本不受蜗壳非对称性的影响。与无偏心情况相比, 转轴偏心最大使轻度喘振稳定工作范围相对增加 4.24%。不同转轴偏心相位下, 轻度喘振边界相对差异可达 6.12%。当转轴偏心引起的最小叶尖间隙位于轻度喘振幅值较大的周向位置时, 能有效抑制轻度喘振的周向差异性, 拓宽了轻度喘振边界, 反之, 轻度喘振稳定工作范围将会减小。蜗壳和转轴偏心的非对称耦合作用对深度喘振边界的影响很小, 与无偏心情况相比, 不同转轴偏心相位下深度喘振边界的变化均在 1% 以内。

关键词: 离心压气机; 试验研究; 转轴偏心; 轻度喘振; 深度喘振; 喘振边界; 非对称性

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

An Experimental Study of Rotor Eccentricity Effects on the Surge Boundary of a Centrifugal Compressor

CHEN Yingxiu¹, ZHENG Xinqian^{*1,2}, HOU Anping³

- (1. School of Vehicle and Mobility, Tsinghua University, Beijing, 100084, China;
2. Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing, 100084, China;
3. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The effect of rotor eccentricity on the centrifugal compressor surge was experimentally studied. Pulsation characteristics of the mild and deep surge were analyzed. And features of the surge boundaries are studied for different rotational speeds and rotor eccentricity cases. The results show that due to the asymmetric volute, the pulsation amplitude of the mild surge presents distinct circumferential difference, and both the magnitude and the phase of the difference vary with the rotational speed. However, the pulsation amplitude of the deep surge is almost the same in circumferential direction, meaning that the deep surge is not affected by the asymmetric volute. Compared with the non-eccentric case, the rotor eccentricity can increase the stable operating range of the mild surge by 4.24%. And the relative difference of the stable operating range for different eccentricity cases is up to 6.12%. When the minimum clearance caused by the rotor eccentricity is located at the circumferential position with large pulsation amplitude of mild surge, the mild surge can be suppressed and delayed, then the stable operating range is increased. Because there is almost no circumferential difference for the deep surge pulsation, the asymmetric coupling between the volute and the rotor eccentricity has little effect on the deep surge boundary. Compared with the non-eccentric case, the variation of the deep surge boundary is less than 1% under different rotor

收稿日期:

修订日期:

资助项目: 国家科技重大专项 (2017-II-0004-0016)

第一作者简介: 陈颖秀 (1991—), 男, 助理研究员, 博士, 主要从事叶轮机械气动热力学研究。

通讯作者简介: 郑新前 (1977—), 男, 四川内江人, 长聘教授、博导, 长期从事航空发动机气动热力学研究。

通讯作者 Email: zhengxq@tsinghua.edu.cn

eccentricities.

Key words: Centrifugal compressor; Experimental study; Rotor eccentricity; Mild surge; Deep surge; Surge boundary; Asymmetry

离心压气机广泛应用于鼓风机、航空发动机、涡轮增压器、燃料电池系统等领域^[1-3]。由于制造、安装误差以及空气轴承、油膜轴承等特殊轴承的使用^[4]，离心压气机中通常会存在转轴偏心的现象，进而造成进口周向非均匀叶尖间隙，对压气机性能及稳定性产生影响。

针对转轴偏心引起周向非均匀叶尖间隙的影响，研究者在轴流压气机中进行了相关研究。Graf 等人^[5]采用理论模型和试验方法研究了非均匀叶尖间隙对某低速压气机性能和稳定性的影响，结果显示周向非均匀叶尖间隙会引起明显的非轴对称流场，对压气机稳定边界及峰值压升均具有明显的恶化作用，而对效率的影响较小。Cameron 等人^[6-7]采用试验方法分析了轴流压气机转轴偏心与涡动对失速先兆的影响，发现旋转坐标系下失速先兆扰动会周期性地产生并消失。Young 等人^[8]的试验研究表明，失速先兆扰动与间隙尺寸和偏心率密切相关，随着流量减小，失速扰动在大间隙区域迅速增强，而小间隙区域基本不发生变化。

喘振是压气机典型的流动失稳形式，其引起的剧烈振动严重威胁压气机的安全运行。与轴流压气机相比，离心压气机中会出现诸如两区喘振等更复杂的喘振特征^[9-11]。此外，蜗壳引起的非对称流场与离心压气机喘振失稳关系密切。Zheng 等人^[12-16]深入分析了流场及喘振特征的非对称性，采用“非对称流动控制”方法分别设计了非对称有叶扩压器、非对称无叶扩压器以及非对称处理机匣等结构，使周向流动分布更加均匀，有效抑制了压气机喘振的发生。Yang 等人^[17-18]研究了弯管与蜗壳之间的安装相对离心压气机喘振特性的影响，结果表明弯管引起的进口畸变流动具有优化压气机喘振边界的潜力。

针对离心压气机转轴偏心影响的研究相对较少，本文首先分析了轻度喘振和深度喘振的流动特征，随后采用试验方法定量研究不同转速下转轴偏心对某离心压气机喘振边界的影响，着重分析蜗壳引起的非对称喘振脉动与转子偏心方向之

间的关联特征，总结在蜗壳引起的非对称流场中转轴偏心对压气机喘振边界的影响机理。

1 试验设置

1.1 研究对象

研究对象为某型高速鼓风机中使用的离心压气机，叶轮由 8 个主叶片和 8 个分流叶片构成，采用无叶扩压器形式，并带有集气蜗壳。由于离心叶轮的几何特征，转轴径向偏心主要使进口叶轮间隙呈现周向非均匀现象，而对叶轮尾缘间隙基本无影响。该离心压气机主要设计参数如下表 1 所示：

表 1 压气机主要设计参数

Table 1 Main design parameters of the compressor

Parameter	Value
Main blade number	8
Splitter blade number	8
Hub diameter at leading edge /mm	36
Tip diameter at leading edge /mm	107.6
Impeller diameter at trailing edge /mm	198
Clearance size/mm	0.7
Diffuser layout	Vaneless
Diffuser width /mm	15
Diffuser outlet diameter /mm	316
Rotational speed/rpm	32000
Total pressure ratio	1.85
Mass flow rate/(kg/s)	1.1

转轴偏心与非对称蜗壳的相对位置关系如图 1 所示，本文研究了转轴向 0° 、 90° 、 180° 以及 270° 方向偏心的四种情况，分别命名为 E_A 、 E_B 、 E_C 、 E_D ，无偏心情况命名为 E_0 。转轴偏移量为 0.3mm，即 43% 设计间隙。

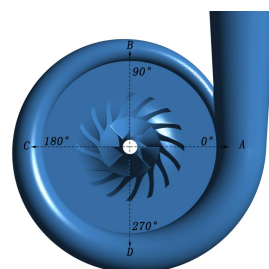


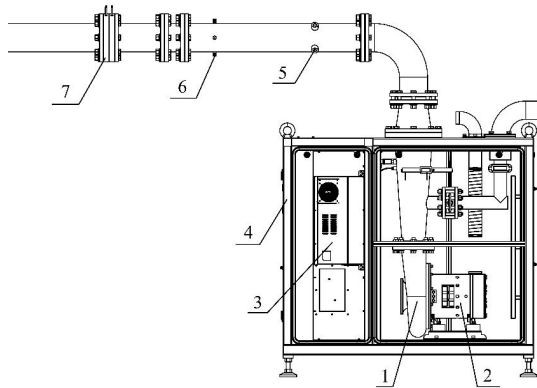
图1 离心压气机示意图

Fig.1 Schematic of the centrifugal compressor

1.2 试验台布置

试验驱动电机采用了动压空气轴承支撑的高速永磁电机方案，并通过偏置进口轮盖/蜗壳组件，定量控制叶轮与轮盖之间的进口间隙分布，模拟转轴的偏心情况。

试验台结构如图 1 所示，分为箱体外的试验段和箱体外的测试段两部分。本文对不同转轴偏心情况下压气机的稳态性能进行了对比研究，各组试验均在相近的大气环境下进行，以减小环境及测试仪器对测量结果的影响，并对各组进行了重复性测试，以避免随机性误差，通过不确定度分析，流量、总压比和效率的相对误差分别为 0.972%、0.42%以及 1.15%。



1-离心压气机；2-高速驱动电机；3-变频驱动器；4-防护箱体；5-测温孔；6-测压孔；7-流量测试段

图 2 试验台示意图

Fig.2 Schematic of the test rig

此外，在距离叶片前缘 1%叶高的机匣壁面均布 4 个 Kulite 动态压力传感器，分别监测叶片前缘 0°、90°、180°和 270°四个周向位置的非定常压力脉动。动态压力传感器型号为 XCQ-107S-062，采样频率设置为 50kHz，约 90 倍转动频率。图 3 中左图为动态压力传感器布置示意图，右图为动态压力传感器安装后的内部实物图。

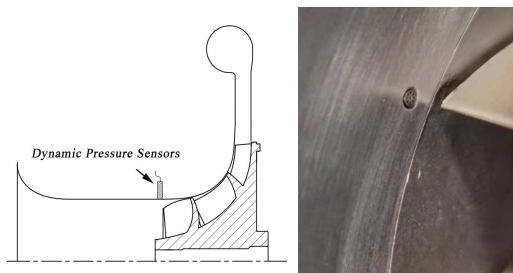


图 3 动态压力传感器布置

Fig.3 Layout of dynamic pressure sensors

2 试验结果与分析

首先对无偏心情况下压升曲线的轻度喘振和深度喘振脉动特征进行研究；进一步，定量分析并探究不同转速下转轴偏心对离心压气机喘振边界的影响机理。

2.1 离心压气机喘振脉动特征分析

离心压气机流向叶片通道长，子午流道存在明显的曲率，叶顶端壁区域的压力梯度受到离心力、流道曲率的多重影响，流动更为复杂，失稳模式在不同转速下往往具有不同的表现形式^[9]。

图 4 为无偏心情况下离心压气机在 100%、80%以及 60%转速下的压比特性曲线。为了便于研究转轴偏心对离心压气机喘振的影响，本文定义试验中离心压气机产生轻度喘振前的最后一个工况点为轻度喘振边界，如图中绿色虚线所示，从压比特性曲线看出，轻度喘振边界位置正好对应峰值压比工况；同时，定义离心压气机进入深度喘振前的最后一个工况点为深度喘振边界，如图中红色虚线所示，喘振边界的左侧，离心压气机均处于深度喘振工况。在不同转速下，随着流量减小，离心压气机依次经历稳定工况、轻度喘振以及深度喘振。图中 H9、M9、L9 位于轻度喘振边界，且对应峰值压比工况，H11、M11、L11 位于深度喘振边界。

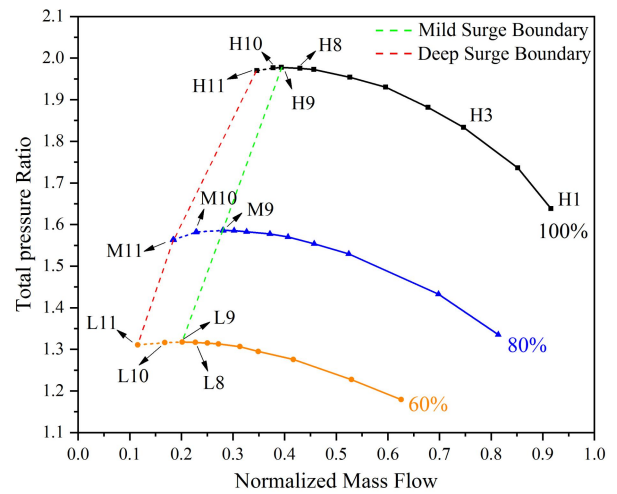


图 4 无偏心情况压比特性图

Fig.4 Total pressure ratio map without rotor eccentricity

图 5 为满转速下 H11 工况点(轻度喘振)与深度喘振边界左侧工况(深度喘振)的时域压力信号，其中图中粗实线为采用 4%的叶片通道通过

频率进行低通滤波的处理结果。可以发现各周向位置轻度喘振与深度喘振的脉动相位和周期基本一致。其中, H11 工况点轻度喘振时, 6 个周期对应 217.5 转数时间, 计算可得其频率约为 14.7Hz。而 5 个深度喘振周期对应 223 转数时间, 计算可得其频率约为 12Hz, 小于轻度喘振的脉动频率。

对于各周向位置的脉动幅值, 轻度喘振与深度喘振具有较大的区别。离心压气机发生轻度喘振时, 180°和 270°位置的脉动幅值明显大于 0°和 90°位置, 而进入深度喘振工况后, 各周向位置的脉动幅值趋于一致。非设计工况下, 离心压气机中的非对称流场特征主要由蜗壳引起, 由图 5 可知, 蜗壳的非对称性会造成轻度喘振脉动幅值的周向差异, 但深度喘振基本不受到蜗壳非对称性的影响。

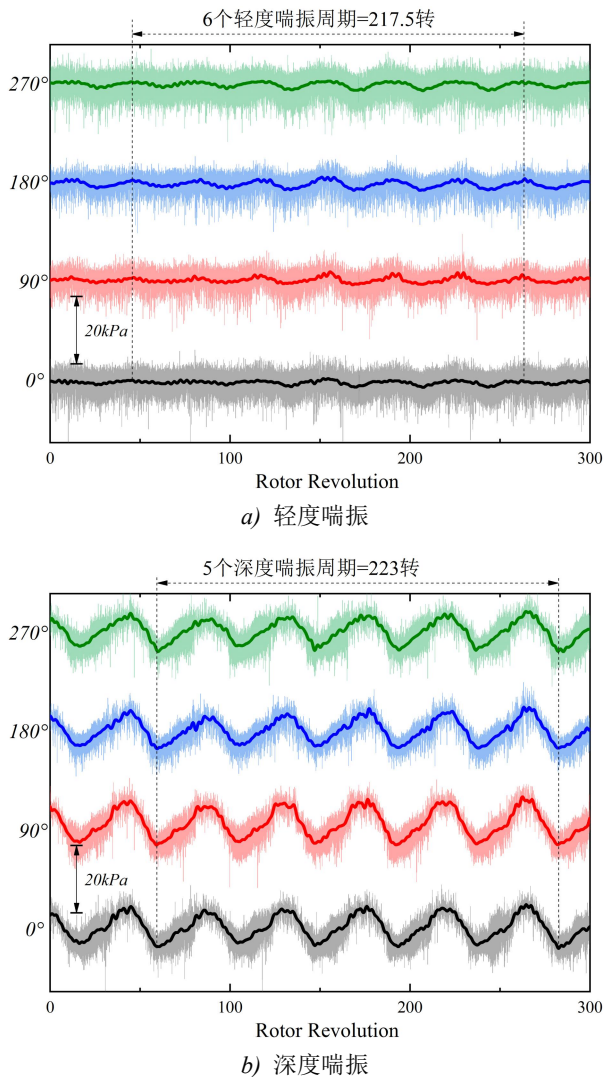


图 5 100%转速轻度喘振(H11 工况)与深度喘振压力脉动
Fig.5 Pressure pulsation of the mild surge (H11 point) and

the deep surge at 100% speed

本文采用快速傅里叶变换对压力信号进行处理, 提取喘振频率对应的脉动幅值, 并以平均幅值为基准, 量化各周向位置幅值的相对差异。图 6 给出了不同转速下 H11、M11、L11 各工况轻度喘振脉动幅值的周向分布情况。H11、M11、L11 轻度喘振幅值的周向相对差异分别为 41.4%、35.6%以及 30.7%, 随着转速降低, 轻度喘振的周向差异性有所减弱。平均幅值则呈现了不同规律, M11 工况轻度喘振的脉动水平最高, 平均幅值要大于 H11 和 L11 工况。此外, 轻度喘振幅值周向差异的相位特性与转速相关, H11 工况 180°与 270°位置幅值最大, 0°位置幅值最小, 而 L11 工况下, 90°位置幅值最大, 270°位置对应最小幅值。这说明, 轻度喘振脉动幅值的周向差异、平均值以及分布相位均与转速关系密切, 转速的影响不容忽视。

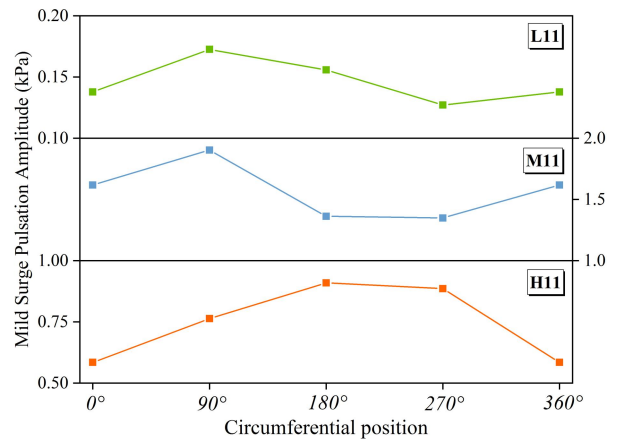


图 6 H11、M11、L11 工况轻度喘振压力脉动幅值
Fig.6 Pressure pulsation amplitudes of the mild surge at H11, M11 and L11 points

图 7 为不同转速下深度喘振脉动幅值的周向分布情况。各转速的幅值周向分布呈现了一致的相位特性, 脉动幅值的最大和最小值分别位于 90°和 270°位置。然而, 定量而言深度喘振受蜗壳非对称性的影响远小于轻度喘振情况, 100%、80%、60%转速深度喘振幅值的周向相对差异分别为 5.5%、4.8%以及 8.3%。与轻度喘振脉动水平相比, 深度喘振平均脉动幅值急剧增大, 100%、80%、60%转速下深度喘振平均幅值分别为轻度喘振的 7 倍、3.5 倍和 18 倍。不同转速下, 深度喘振呈现相对较小的周向差异以及一致的相位特性, 这说明由整体压缩系统失稳引起

的深度喘振，其压力波动剧烈，脉动幅值大，蜗壳非对称性的影响难以凸显。

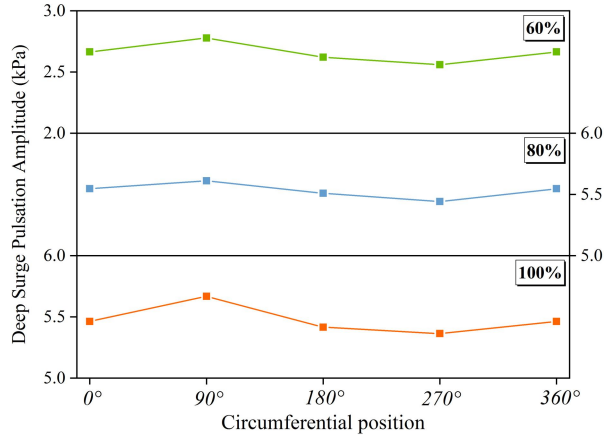


图 7 100%、80%、60%转速深度喘振压力脉动幅值

Fig.7 Pressure pulsation amplitudes of the deep surge at 60%, 80% and 100% rotational speed

上文轻度喘振和深度喘振脉动特征的分析，补充并完善了离心压气机喘振现象的研究。轻度喘振的发生会降低离心压气机的增压能力，在非对称蜗壳的作用下，离心压气机轻度喘振脉动特性呈现明显的周向差异，且差异的幅值和相位与转速密切相关。因此，对于离心压气机轻度喘振的研究，采用周向多测点的布置方法有利于更全面地辨识动态失稳的演化特征，探究非对称流动对喘振失稳的影响机理。而离心压气机深度喘振脉动幅值的周向差异很小，基本不受蜗壳周向非对称的影响，仍然满足传统观点认为的轴对称假设。

2.2 转轴偏心对离心压气机喘振边界的影响

离心压气机轻度喘振边界与压气机峰值压比工况密切相关，而深度喘振边界关系到压气机能否稳定运行，探究转轴偏心对两种喘振边界的影响具有重要的意义。

本文引入参数 SFR ^[19]，用于定量衡量离心压气机轻度喘振边界与深度喘振边界对应稳定工作范围的相对变化，如下式(1)所示：

$$SFR = \left(\frac{\dot{m}_{choke} - \dot{m}_{surge}}{\dot{m}_{choke}} \right)_{N=const} \times 100\% \quad (1)$$

m_{choke} 为某转速堵塞点的流量， m_{surge} 为上文定义的轻度喘振边界或深度喘振边界工况点对应的流量。

图 8 为 100%转速不同转轴偏心方向下离心

压气机的压比特性曲线。由图可知，在各流量工况下，转轴偏心对压比和深度喘振边界的影响很小，但对轻度喘振边界有较大的影响。

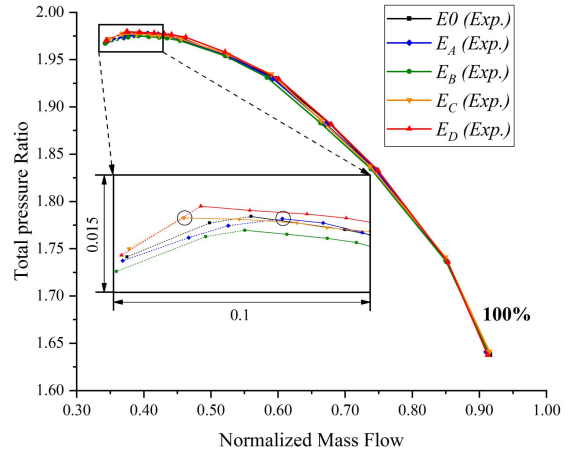


图 8 100%转速不同转轴偏心情况的压比曲线

Fig.8 Total pressure ratio performance curves with different rotor eccentricity at 100% speed

表 2 给出了 100%转速下各偏心情况轻度及深度喘振边界对应的 SFR 参数。可以发现，不同方向的转轴偏心对深度喘振边界影响较小，其对应的 SFR 相对差异小于 0.75%。而转轴偏心对轻度喘振边界的影响呈现出不同的规律，与无偏心情况相比， E_B 偏心情况对轻度喘振边界对应的 SFR 影响不大， E_C 和 E_D 偏心情况拓宽了轻度喘振边界，最大使其对应的稳定工作范围相对增加 4.24%，而 E_A 偏心情况正好相反，使轻度喘振边界对应的稳定工作范围相对减小了 1.98%。如图 8 中黑色圆圈标识所示，最佳偏心情况(E_C)和最差偏心情况(E_A) 轻度喘振边界的 SFR 相对差异达 6.12%。

表 2 100%转速下不同转轴偏心情况 SFR

Table 2 SFR of mild and deep surge boundary with different rotor eccentricity at 100% speed

	SFR of mild surge boundary	SFR of deep surge boundary
E_0	60.57%	65.34%
E_A	59.40%	65.51%
E_B	60.83%	65.75%
E_C	63.16%	65.27%
E_D	62.52%	65.56%

图 9 为 60%转速不同转轴偏心方向下离心压气机的压比特性曲线，表 3 为各曲线轻度及深度喘振边界对应的 SFR 参数。同样发现转轴偏心对

压比以及深度喘振边界的影响较小。而对于轻度喘振边界, E_B 和 E_C 偏心情况产生了优化作用, 而 E_A 和 E_D 偏心情况则减小了其对应的稳定工作范围。最佳偏心情况(E_B)和最差偏心情况(E_A) 轻度喘振边界对应的稳定工作范围相对差异为 3.43%。

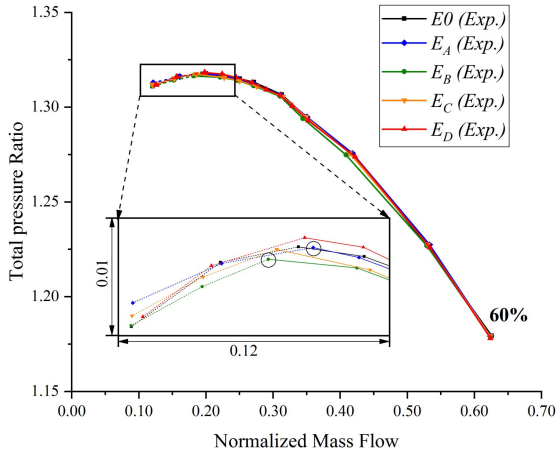


图 9 100%转速不同转轴偏心情况的压比曲线

Fig.9 Total pressure ratio performance curves with different rotor eccentricity at 100% speed

表 3 60%转速下不同转轴偏心情况 SFR

Table 2 SFR of mild and deep surge boundary with different rotor eccentricity at 60% speed

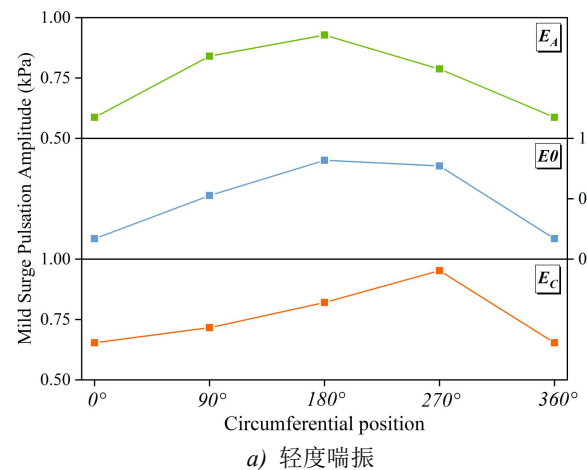
	SFR of mild surge boundary	SFR of deep surge boundary
E_0	74.96%	84.52%
E_A	74.12%	84.44%
E_B	76.69%	85.54%
E_C	76.20%	84.48%
E_D	74.61%	83.87%

不同方向的转轴偏心会拓宽或缩窄离心压气机轻度喘振边界, 体现了转轴偏心与蜗壳的非对称耦合作用。图 10 给出了 100%转速下最佳偏心情况(E_C)、最差偏心情况(E_A)以及无偏心情况(E_0) 下轻度喘振及深度喘振脉动幅值的周向分布。 E_C 、 E_A 以及 E_0 情况轻度喘振幅值的周向相对差异分别为 38%、41.4%以及 43.5%, 如图 10 中(a)所示。结合三种情况轻度喘振边界对应的稳定工作范围以及图 6 可知, 当转轴偏心引起的最小间隙位置正好位于轻度喘振幅值较大的周向位置时, 转轴偏心与蜗壳的非对称耦合作用能降低轻度喘振周向差异性, 进而拓宽了轻度喘振边界, 反之, 轻度喘振边界对应的稳定工作范围将会减

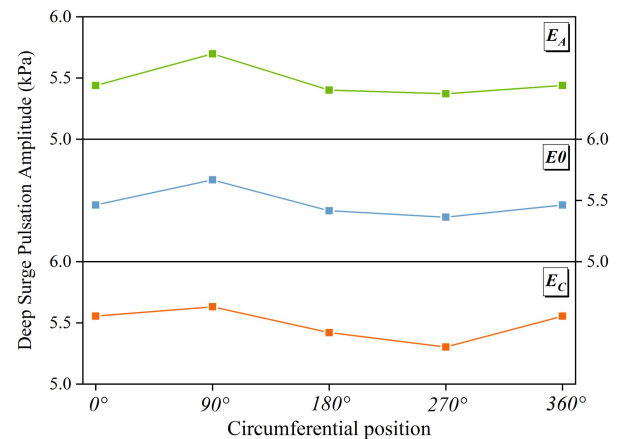
小。结合图 6 和图 9 可知, 60%转速下, 转轴偏心的影响呈现了相同的规律。

而对于 E_C 、 E_A 以及 E_0 情况的深度喘振, 周向相对差异分别为 6%、5.5%以及 5.9%, 如图 10 中(b)所示。这说明转轴偏心与蜗壳的非对称耦合作用对深度喘振脉动影响很小, 进而解释了上述不同转轴偏心情况下深度喘振边界基本无变化的现象。

在轴流压气机中, 转轴偏心通常带来压气机稳定性能的下降, 而在离心压气机中, 由于非对称蜗壳的存在, 转轴偏心引起的进口非均匀间隙与蜗壳的耦合作用具有改善离心压气机稳定性的潜力。本文提出的“转轴偏心”流动控制方法及优化准则, 能有效拓宽轻度喘振边界, 提高离心压气机流动稳定性, 为非对称流动控制提供了新的方法。



a) 轻度喘振



b) 深度喘振

图 10 100%转速 E_C 、 E_A 以及 E_0 情况轻度喘振与深度喘振压力脉动幅值分布

Fig.10 Pressure pulsation amplitudes of the mild and deep surge of E_C , E_A and E_0 cases at 100% rotational speed

3 结论

本文采用试验方法分析了不同转速下离心压气机轻度喘振与深度喘振的脉动特征，并研究了转轴偏心对离心压气机喘振边界的影响机理。结论如下：

1) 由于蜗壳非对称性的影响，离心压气机轻度喘振脉动幅值在周向上存在明显差异，且差异的幅值和相位均随转速的变化而变化。但是，离心压气机深度喘振各周向位置的脉动幅值及相位差异很小，基本不受蜗壳周向非对称的影响，仍然满足传统观点认为的轴对称假设。

2) 转轴偏心具有改善离心压气机轻度喘振边界的潜力，与无偏心情况相比，最大使其稳定工作范围相对增加 4.24%。不同转轴偏心相位下，轻度喘振边界相对差异可达 6.12%。当转轴偏心引起的最小叶尖间隙位于轻度喘振幅值较大的周向位置时，能有效抑制轻度喘振的周向差异性，拓宽轻度喘振边界，反之，轻度喘振稳定工作范围将会减小。

3) 由于离心压气机深度喘振各周向位置的脉动幅值基本一致，蜗壳和转轴偏心的非对称耦合作用对深度喘振边界的影响很小，与无偏心情况相比，不同转轴偏心相位下深度喘振边界的变化均在 1%以内。

参考文献:

- [1] ZHENG Xinqian, ZHANG Yangjun, HE Hong, et al. Design of a centrifugal compressor with low specific speed for automotive fuel Cell[R]. ASME GT2008-50468, 2008.
- [2] FENELEY A J, PESIRIDIS A, ANDWARI A M. Variable geometry turbocharger technologies for exhaust energy recovery and boosting a review[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2017, 71: 959-975.
- [3] KRAIN H. Review of centrifugal compressor's application and development[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127 (1): 25-34.
- [4] KIM K S, LEE I. Vibration characteristics of a 75kW turbo machine with air foil bearings[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2007, 129: 843-849.
- [5] GRAF M B, WONG T S, GREITZER E M, et al. Effects of non-axisymmetric tip clearance on axial compressor performance and stability[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120 (4): 648-661.
- [6] CAMERON J D, BENNINGTON M A, ROSS M H, et al. Effects of steady tip clearance asymmetry and rotor whirl on stall inception in an axial compressor[R]. ASME GT2007-28278, 2007.
- [7] CAMERON J D, BENNINGTON M A, ROSS M H, et al. The influence of tip clearance momentum flux on stall inception in a high-speed axial compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135 (5): 051005.
- [8] YOUNG A, DAY I, PULLAN G. Stall warning by blade pressure signature analysis[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 135 (1): 1589-1599.
- [9] ZHENG Xinqian, LIU Anxiong. Experimental investigation of surge and stall in a high-speed centrifugal compressor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(3): 815-825.
- [10] ZHENG Xinqian, LIU Anxiong. Phenomenon and mechanism of two-regime-surge in a centrifugal compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2015, 137:081007.
- [11] BUFFAZ N, TREBINJAC I. Impact of tip clearance size and rotation speed on the surge onset in a high pressure centrifugal compressor[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. American Society of Mechanical Engineers, 2012, 44748: 2491-2500.
- [12] ZHENG Xinqian, SUN Zhenzhong, KAWAKUBO T, et al. Stability improvement of a turbocharger centrifugal compressor by a nonaxisymmetric vaned diffuser[J]. Journal of Turbomachinery, 2018, 140:041007.
- [13] ZHENG Xinqian, YUN L, TOMOKI K, et al. Extension of operating range of a centrifugal compressor by use of a non-axisymmetric diffuser[J]. IHI Eng. Rev, 2018, 51: 43-56.
- [14] YANG Mingyang, ZHENG Xinqian, ZHANG Yangjun, et al. Stability improvement of high-pressure-ratio turbocharger centrifugal compressor by asymmetric flow control, part I: non-axisymmetrical flow in centrifugal compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135:021006.
- [15] YANG Mingyang, ZHENG Xinqian, ZHANG Yangjun, et al. Stability improvement of high-pressure-ratio turbocharger centrifugal compressor by asymmetric flow control, part II: non-axisymmetrical self-recirculation casing treatment[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135:021007.
- [16] ZHENG Xinqian, SUN Zhenzhong, KAWAKUBO T, et al. Experimental investigation of surge and stall in a turbocharger centrifugal compressor with a vaned diffuser[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2017, 82:493-506.
- [17] YANG Ce, ZHANG Hanzhi, YANG Dengfeng, et al. Casing wall static pressure distribution behavior in a centrifugal compressor with asymmetric inlet/outlet structures[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy, 2019, 233(1): 37-51.
- [18] YANG Ce, LIU Yixiong, WANG Leilei, et al. Investigation on the performance and flow structure of centrifugal compressor: understand the inlet bent duct configurations[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. American Society of Mechanical Engineers, 2016, 49866: V008T23A002.
- [19] SUN Zhenzhong, ZOU Wangzhi, ZHENG Xinqian. Instability detection of centrifugal compressors by means of acoustic measurements[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 82: 628-635.