

文章编号:1000-8055(2022)02-0263-11

doi:10.13224/j.cnki.jasp.20210085

基于台架试验的涡轴发动机喘振 发生位置规律

闫思齐¹, 李本威¹, 王永华¹, 张 赞¹, 周鹏宇²

(1. 海军航空大学 航空基础学院, 山东 烟台 264001;

2. 中国人民解放军 92326 部队, 广东 湛江 524005)

摘 要: 为了探究某型涡轴发动机喘振发生位置规律,采集并分析了台架喘振试验时进气道、轴流压气机叶尖、轴流压气机出口和离心压气机出口的压力信号。采用连续小波时频变换对压力信号进行特征提取,以小波系数作为喘振信号特征,阈值为小波系数最大值的 10%,结果表明:某型涡轴发动机的轴流压气机总是比离心压气机先发生喘振,喘振在轴向上由进气道向离心压气机传递的同时,在周向上也沿着压气机转子叶片旋转方向传递。对某型号发动机进行实时喘振监测时,监测轴流压气机能比监测离心压气机更早发现喘振,在后续某型涡轴发动机改型设计时,可增加轴流压气机的喘振裕度来提升整机防喘能力。

关 键 词: 涡轴发动机; 压气机; 喘振试验; 特征提取; 小波变换

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Position rule of turboshaft engine surge based on bench test

YAN Siqi¹, LI Benwei¹, WANG Yonghua¹, ZHANG Yun¹, ZHOU Pengyu²

(1. Aeronautical Foundation Institute,

Naval Aviation University, Yantai Shandong 264001, China;

2. Unit 92326, People's Liberation Army, Zhanjiang Guangdong 524005, China)

Abstract: In order to investigate the surge position of turboshaft engine, the pressure signals of air inlet, axial compressor tip, axial compressor outlet and centrifugal compressor outlet were collected and analyzed during the bench surge test. Continuous wavelet time-frequency transform was used to extract the characteristics of the pressure signal. The wavelet coefficients were used as the characteristics of the surge signal, and the threshold value was 10% of the maximum value of the wavelet coefficients. The results showed that the axial flow compressor of a turboshaft engine surged earlier than the centrifugal compressor, and the surge was transmitted from the inlet to the centrifugal compressor in the axial direction, and also along the rotor blade rotation in the circumferential direction. When the real-time surge monitoring was carried out for a certain type of engine, the surge can be detected earlier by monitoring the axial compressor than by monitoring the centrifugal compressor. In the subsequent modification design of a certain type of turboshaft engine, the surge margin of the axial compressor can be increased to improve the anti-surge ability of the whole engine.

收稿日期: 2021-02-25

基金项目: 国家自然科学基金(51505492); 山东省自然科学基金(ZR2020ME125)

作者简介: 闫思齐(1993—),男,博士生,主要从事航空发动机状态监控与健康评估方面的研究。E-mail:q525943734@163.com

引用格式: 闫思齐,李本威,王永华,等. 基于台架试验的涡轴发动机喘振发生位置规律[J]. 航空动力学报,2022,37(2):263-273.

YAN Siqi, LI Benwei, WANG Yonghua, et al. Position rule of turboshaft engine surge based on bench test[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(2): 263-273.

Key words: turboshaft engine; compressor; surge test; feature extraction; wavelet transform

当直升机在海面飞行时,将面临各种复杂的飞行环境的考验,高温高湿的海面环境容易引起进气畸变,导致喘振边界线向右平移,发动机更容易进入失稳状态,引发失速或喘振,损坏发动机内部结构,导致空中停车,造成严重后果^[1-5]。因此,提取喘振信号的特征,确定喘振最先发生的区域,以此加强对发动机的安全监控评估,提升对发动机失速和喘振状态的监测能力,对确保发动机的健康工作和直升机的安全飞行具有重要意义。

为了获取发动机喘振时的压力数据,通常会在机匣壁面钻孔并安装测量设备。Mailach等^[6]将传感器安装至转子叶尖,采用二维激光多普勒系统获取压力。Peter等^[7]采用高速粒子图像测速系统获取环形叶栅发生旋转不稳定性时的流场。Eck等^[8]在环形叶栅上利用一种底层隔板探针测得压气机在接近失速时的非定常流动现象。上述学者采用的传感器布局虽然避免了接触式测量,但是需要配备示踪粒子和激光器,还需要设计特定的光学通路,增加了信号采集系统的复杂度和成本^[9],且只针对叶尖或叶栅的流场情况,未结合研究进气道、叶尖和压气机出口的压力变化情况综合分析。

航空发动机喘振通常是指压气机喘振,即气流沿压气机轴向方向发生的低频率、高振幅的振荡现象^[10-11]。可通过分析压气机的压力信号来分析发动机的喘振现象^[12-13],采集到发动机喘振时的压力数据后,可以运用很多种处理方法对喘振信号进行特征提取。李继超等^[14-16]运用自相关和互相关算法检测压气机喘振。吴学辉等^[17]和王占学等^[18]通过数值计算并应用混沌理论分析了压气机的指数谱而判定喘振。Hagino等^[19]发现喘振和旋转失速波动频率相同,并用频谱分析法检测喘振和失速。林峰等^[20-21]和刘洋等^[22-23]运用快速小波分析方法,提取出喘振信号的特征频率。目前喘振信号提取使用的方法在部件级试验台上取得了较好的效果,但少有应用在整机台架上进行喘振信号的特征提取。

本文利用进气总压畸变装置对整台发动机进行逼喘,诱使发生喘振,以获取发动机进入喘振状态时的压气机压力,运用小波分析时频分析方法提取信号的特征参数,探究涡轴发动机轴向和周

向的喘振起始位置和传播规律,为某型涡轴发动机改型设计和传感器安装位置提供参考。

1 台架喘振试验

1.1 畸变发生器

本次试验在发动机与进气流量筒之间加装可移动插板式畸变发生器,如图1所示,压力畸变发生器的进气导流筒体前段与工艺进气道连接,导流筒体内径与发动机进口截面内径相同。

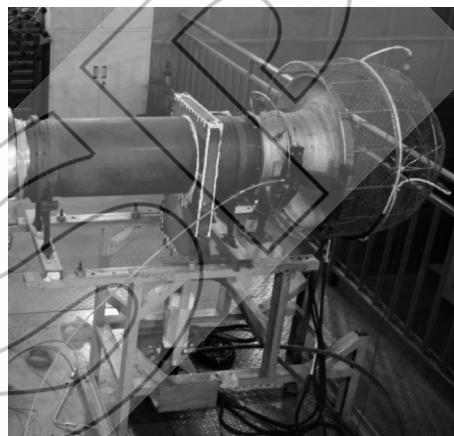


图1 畸变发生器

Fig.1 Distortion generator

安装时要对准发动机进气道中心,使进气道平滑延伸并保证密封性。畸变发生器由插板箱、插板、等直径导流筒体、移动式安装支架、位移测量标尺、液压驱动系统等组成,可动态调整进气道的进气流量。

畸变发生器的插板由液压驱动系统控制,插板插入导流筒体的速度均匀,最小可控位移量不大于5 mm,退出速度不小于50 mm/s。插板进入等直径管道的最大相对深度为0.76,插板距发动机进口截面的轴向相对距离为4.0。插板高度位置的确定及变化由位移标尺及监测探头监控。

液压驱动系统控制主要由油泵、滑油箱、滑油分配阀、油管、油箱和液压设备、控制开关、电源电缆等组成。通过控制开关,控制油泵提供压力滑油,通过滑油分配阀输入到油缸,调节油缸内部上下的油压控制油缸内的连杆上下运动,带动插板上下移动。

通过改变插板的相对高度,产生进气畸变,诱

使发动机发生喘振。

1.2 传感器安装位置

本次试验选用性能合格某型涡轴发动机,其中发动机气流通道的零组件状态与批产发动机保持一致。改装发动机时,依据发动机整机装配的实际情况及外部管路分布,在适合的机匣位置处加工静压测量孔,并安装压力传感器进行特征参数采集。

为摸索低压区气流的个数和变化情况,及发动机失速至喘振的流场变化,探究涡轴发动机喘振发生位置规律,在轴流压气机进口截面、叶尖截面、出口截面以及离心压气机出口截面位置,周向方向各自安装若干个高频响动态静压传感器,传感器安装区域如图2所示。

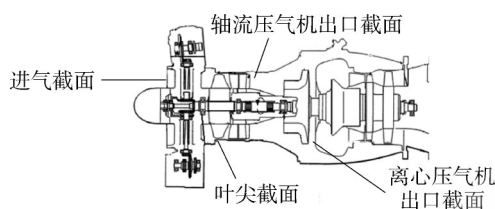


图2 传感器安装区域

Fig.2 Installation area of sensor

进气截面压力测量点位于发动机进气机匣内的流道壁,连接2个常温压力传感器,测点位于水平位置的40°和180°夹角处,编号为1和2;轴流压气机叶尖截面压力测量点位于压气机机匣内流道叶尖处,连接1个常温压力传感器,测点位于水平位置的85°夹角处,编号为3;轴流压气机出口截面压力测量点位于压气机内机匣内的流道壁,靠近离心叶轮进口处,连接3个常温压力传感器,3个测点分别处于水平位置的85°、105°和280°夹角处,依次编号为4~6;离心压气机出口测量点位于燃烧室内机匣内的流道壁,紧贴轴向扩压器后方,连接5个高温压力传感器,5个测点分别处于水平位置的33°、85°、177°、249°和321°夹角处,在实际试验过程中,水平位置177°夹角处传感器受喘振影响脱落,只记录到部分数据,因此对剩下的4个传感器依次编号为7~10,各截面传感器安装位置如图3所示,编号1~10对应图中No.1~No.10。

1.3 试验过程

安装畸变发生器,插板高度控制为0 mm。发动机起动后,在不同的燃气涡轮转速进行逼喘,燃气涡轮转速分别为20 000、22 000、25 000、28 000、

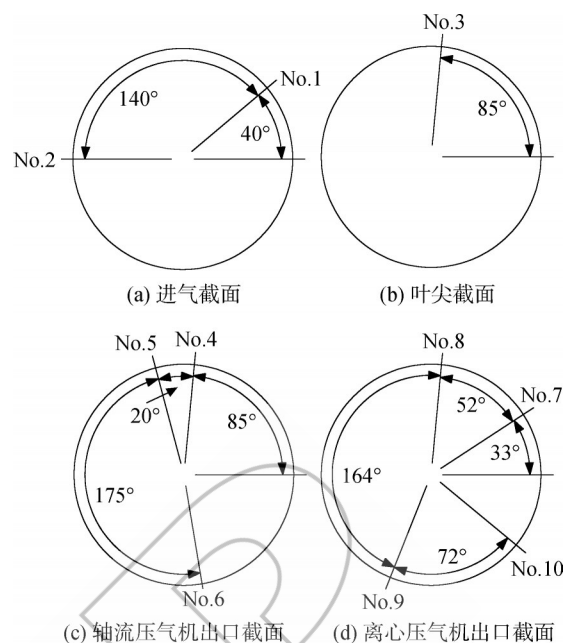


图3 每个测压截面的传感器位置

Fig.3 Position of sensors in each pressure test section

31 000、32 000 r/min和32 400 r/min,发动机在各状态点稳定工作30 s后,将畸变发生器从0 mm开始逐渐增加插板相对高度,每次增加插板高度后停留5 s,未出现超温/喘振现象再继续增加插板高度,直至出现超温/喘振,采集数据后迅速拉回至地面慢车状态并将插板高度迅速降为0 mm。

若逼喘试验过程中畸变发生器未能顺利引起发动机失速/喘振,可使用备份的放气活门开控制装置进行逼喘。试验完成后,发动机停车,取滑油箱和磁性螺堵处的滑油油样进行闪点、光谱和磨粒分析。分解发动机,人工检查所有零组件,并对发动机主要零部件进行无损检验。

2 喘振试验结果与讨论

2.1 压力信号特征提取方法

对喘振段压力信号做一维连续小波变换,小波基函数采取Meyer小波,如下式所示:

$$\hat{\psi}(\omega) = (2\pi)^{-\frac{1}{2}} e^{\frac{i\omega}{2}} \sin \left[\frac{\pi}{2} v \left(\frac{3}{2\pi} |\omega| - 1 \right) \right],$$

$$\frac{2\pi}{3} \leq |\omega| \leq \frac{4\pi}{3}$$

$$\hat{\psi}(\omega) = (2\pi)^{-\frac{1}{2}} e^{\frac{i\omega}{2}} \sin \left[\frac{\pi}{2} v \left(\frac{3}{2\pi} |\omega| - 1 \right) \right],$$

$$\frac{2\pi}{3} \leq |\omega| \leq \frac{4\pi}{3}$$

$$\hat{\psi}(\omega) = 0, \quad |\omega| \notin \left[\frac{2\pi}{3}, \frac{8\pi}{3} \right]$$

其中

$$v(a) = a^4(35 - 84a + 70a^2 - 20a^3), \quad a \in [0, 1]$$

Meyer小波函数和尺度函数都是在频域中定义的,是具有紧支撑的正交小波。连续小波变换的尺度范围选择为采样频率的一半,为2.5 K,由于喘振信号一般为低频信号,所以要选择较大的尺度范围,这样分析信号的局部特征十分明显。首先对信号进行小波时频变换,如图4所示,喘振发生时频率 f 为25 Hz,为小波的中心频率的10%,故本文以小波系数作为喘振信号特征,判断喘振是否发生时,阈值也设为小波系数最大值的10%,为了能更直观地观测到喘振信号特征,本文将小波变换时频图转换为等值线图,等值线线数也取10,图中 t 表示时间。

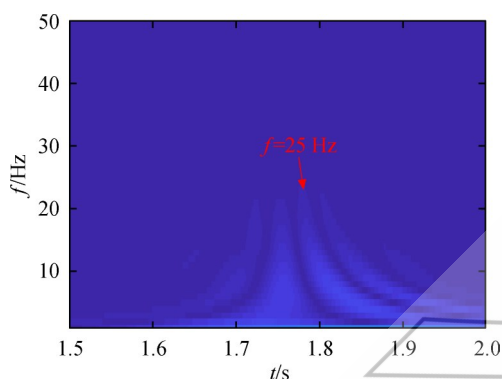


图4 小波时频变换图

Fig.4 Wavelet time-frequency diagram

2.2 试验结果

共进行了7次不同转速下稳态试验,试验时,试车台操作工程师结合发动机涡轮出口温度和发

动机是否出现嗡鸣声,凭经验判断喘振是否发生,并口述试验现象如表1所示。在信号处理时,前4次未能检测到明显的喘振信号,后3次试验喘振信号明显,本文主要分析后3次稳态试验结果,通过提取到喘振特征的先后顺序来探究涡轴发动机轴向和周向喘振发生位置规律。

表1 不同转速下试验现象

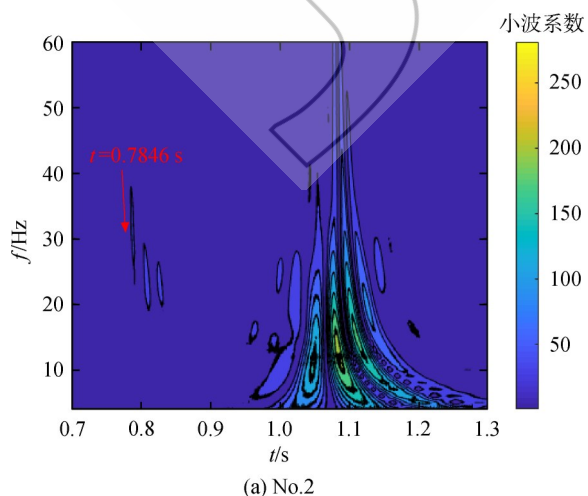
Table 1 Test phenomena at different rotate speeds

编号(No.)	转速/(r/min)	试验现象
1	20 000	超温
2	22 000	喘振
3	25 000	喘振
4	28 000	喘振
5	31 000	喘振
6	32 000	放炮
7	32 400	放炮

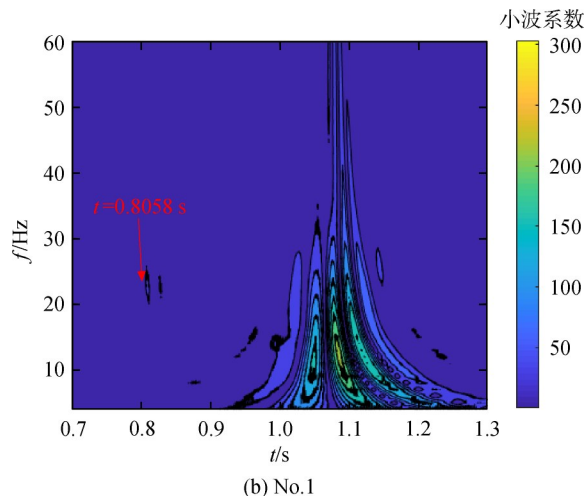
1) 周向规律

每个截面排序按喘振发生的先后顺序,颜色深浅代表小波系数大小,后文与此相同。进气截面两个测量点喘振时段的小波时频等值线图如图5~图7所示,喘振发生时刻如表2所示,在此截面上喘振总是在2号位置先发生。

轴流压气机出口截面3个测量点喘振时段的小波时频等值线图如图8~图10所示,喘振发生时刻如表3所示,在此截面上喘振总是在上侧先发生。



(a) No.2



(b) No.1

图5 第5次试验进气截面小波时频变换等值线图

Fig.5 Wavelet time-frequency contour map of air inlet section in the fifth test

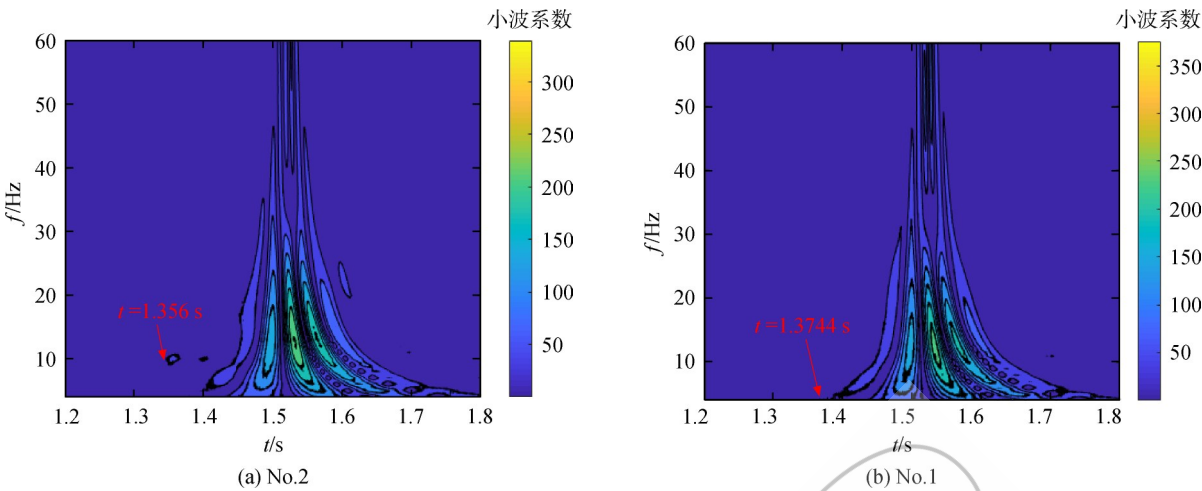


图 6 第 6 次试验进气截面小波时频变换等值线图
Fig.6 Wavelet time-frequency contour map of air inlet section in the sixth test

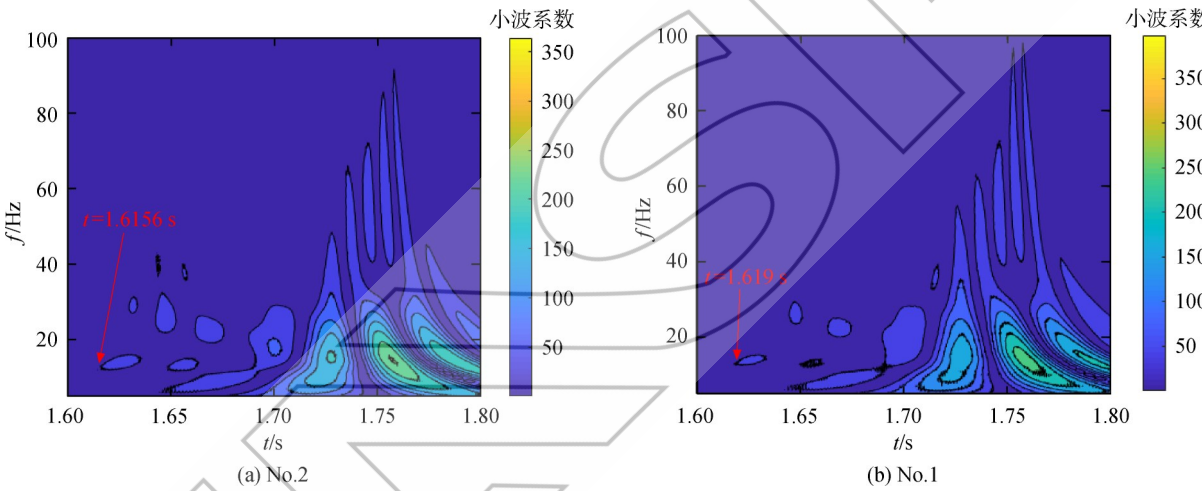


图 7 第 7 次试验进气截面小波时频变换等值线图
Fig.7 Wavelet time-frequency contour map of air inlet section in the seventh test

表 2 进气截面喘振时刻
Table 2 Surge time of air inlet

转速/(r/min)	时刻/s	编号(No.)
31 000	0.784 6	2
	0.805 8	1
32 000	1.356	2
	1.374 4	1
32 400	1.615 6	2
	1.619	1

离心压气机出口截面 4 个测量点喘振时段的小波时频等值线图如图 11~图 13 所示,喘振发生时刻如表 4 所示,在此截面上喘振总是在 7 号测量点先发生,喘振在此截面发生的先后顺序与离心

压气机转子叶片旋转方向相同。

2) 轴向规律

3、4 和 8 号测量点均位于水平位置的 85° 夹角处,分别处于轴流压气机叶尖截面、轴流压气机出口截面和离心压气机出口截面,通过分析 3、4 和 8 号测量点喘振发生的先后顺序来探究喘振发生的轴向规律。第 5 次试验喘振发生位置轴向对比 3、4 和 8 号测量点如图 14、图 8(b) 和图 11(d) 所示,第 6 次试验对比看图 15、图 9(a) 和图 12(d),第 7 次试验对比看图 16、图 10(b) 和图 13(d),喘振发生时刻如表 5 所示,可知在轴向上,轴流压气机叶尖截面总是比轴流压气机出口截面先出现喘振,轴流压气机出口截面总是比离心压气机出口截面先发生喘振。在进气截面,左侧(正对进气道)先

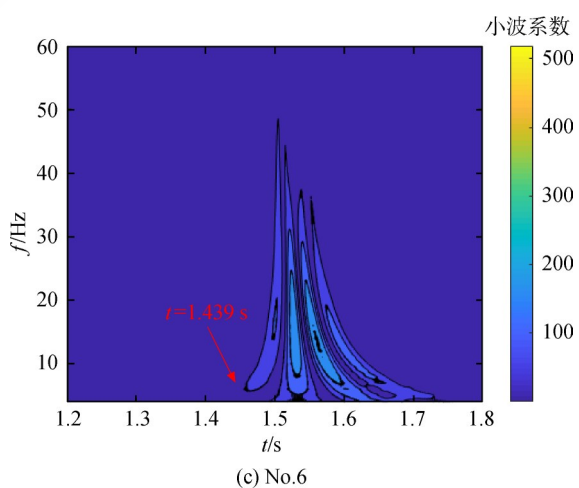
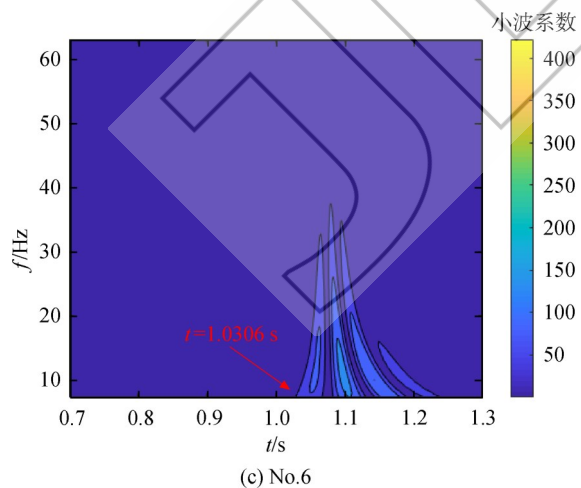
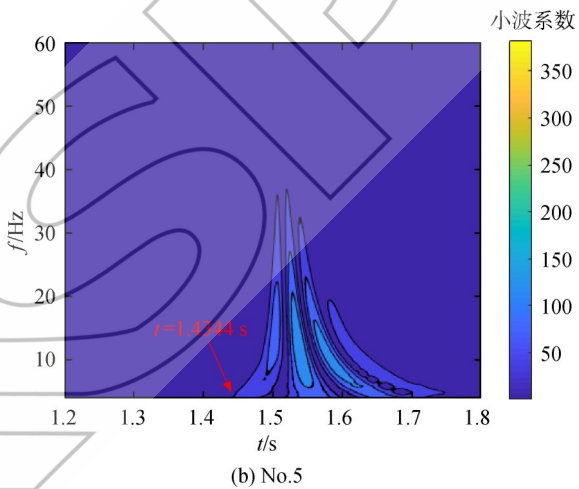
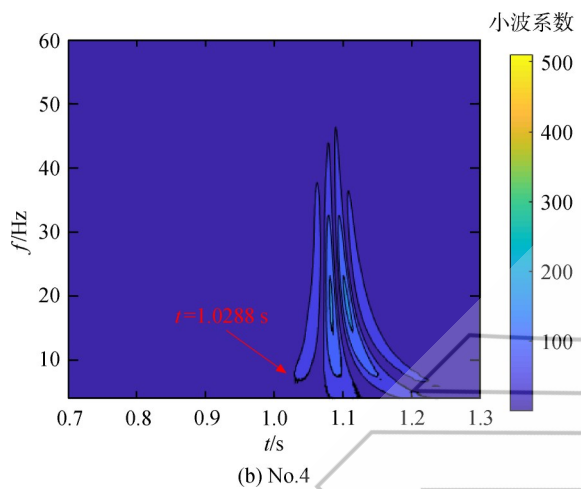
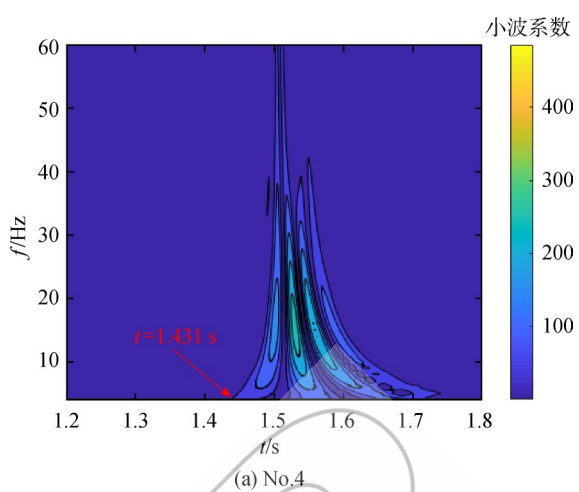
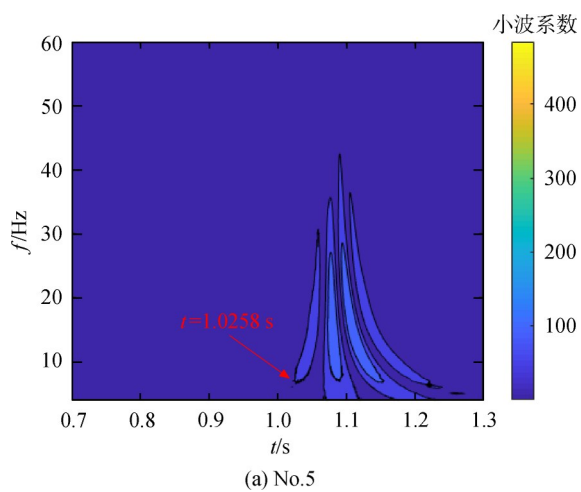
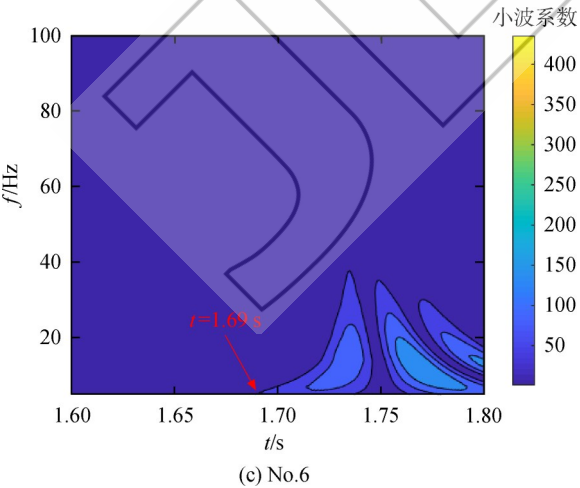
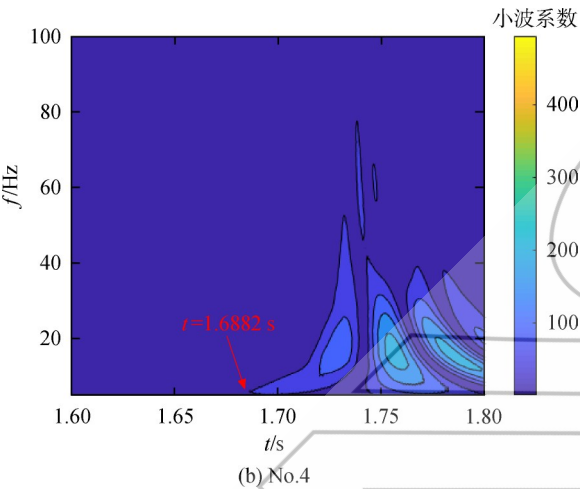
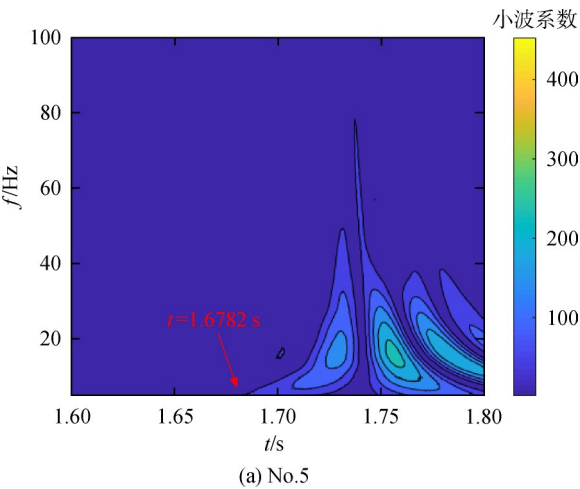


图8 第5次试验轴流压气机出口截面小波时频变换等值线图

Fig.8 Wavelet time-frequency contour map of axial compressor outlet section in the fifth test

图9 第6次试验轴流压气机出口截面小波时频变换等值线图

Fig.9 Wavelet time-frequency contour map of axial compressor outlet section in the sixth test



发生喘振,且先于轴流压气机截面,在轴流压气机出口截面,上侧先发生喘振,在离心压气机出口截面,右上侧先发生喘振,由此可见,喘振发生位置在轴向上由进气道向离心压气机传递的同时,在周向上也沿着转子叶片旋转方向传递。

表 3 轴流压气机出口截面喘振时刻
Table 3 Surge time of axial compressor outlet section

转速/(r/min)	时刻/s	编号(No.)
31 000	1. 025 8	5
	1. 028 8	4
	1. 030 6	6
32 000	1. 431	4
	1. 434 4	5
	1. 439	6
32 400	1. 678 2	5
	1. 688 2	4
	1. 69	6

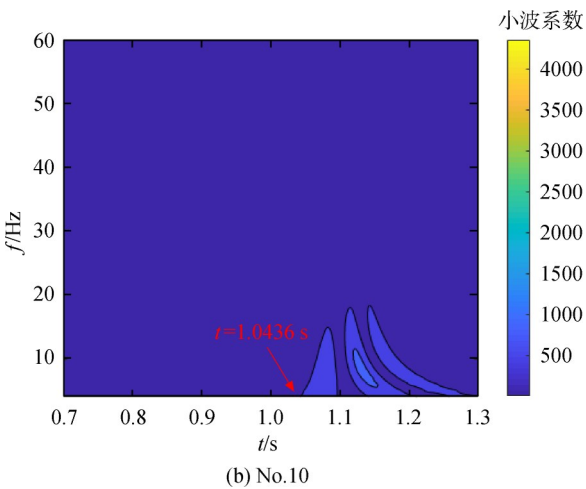
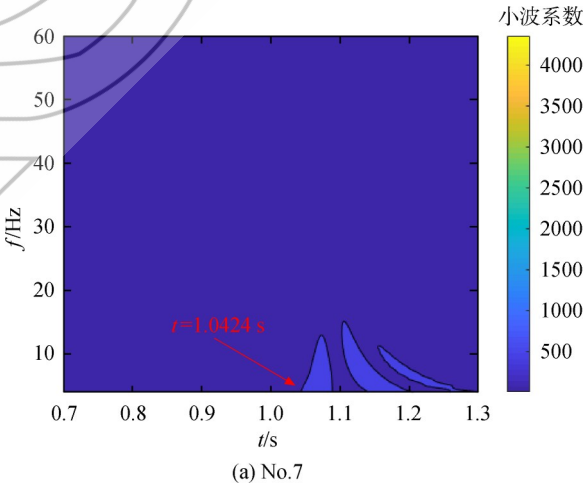


图 10 第 7 次试验轴流压气机出口截面小波时频变换等值线图

Fig.10 Wavelet time-frequency contour map of axial compressor outlet section in the seventh test

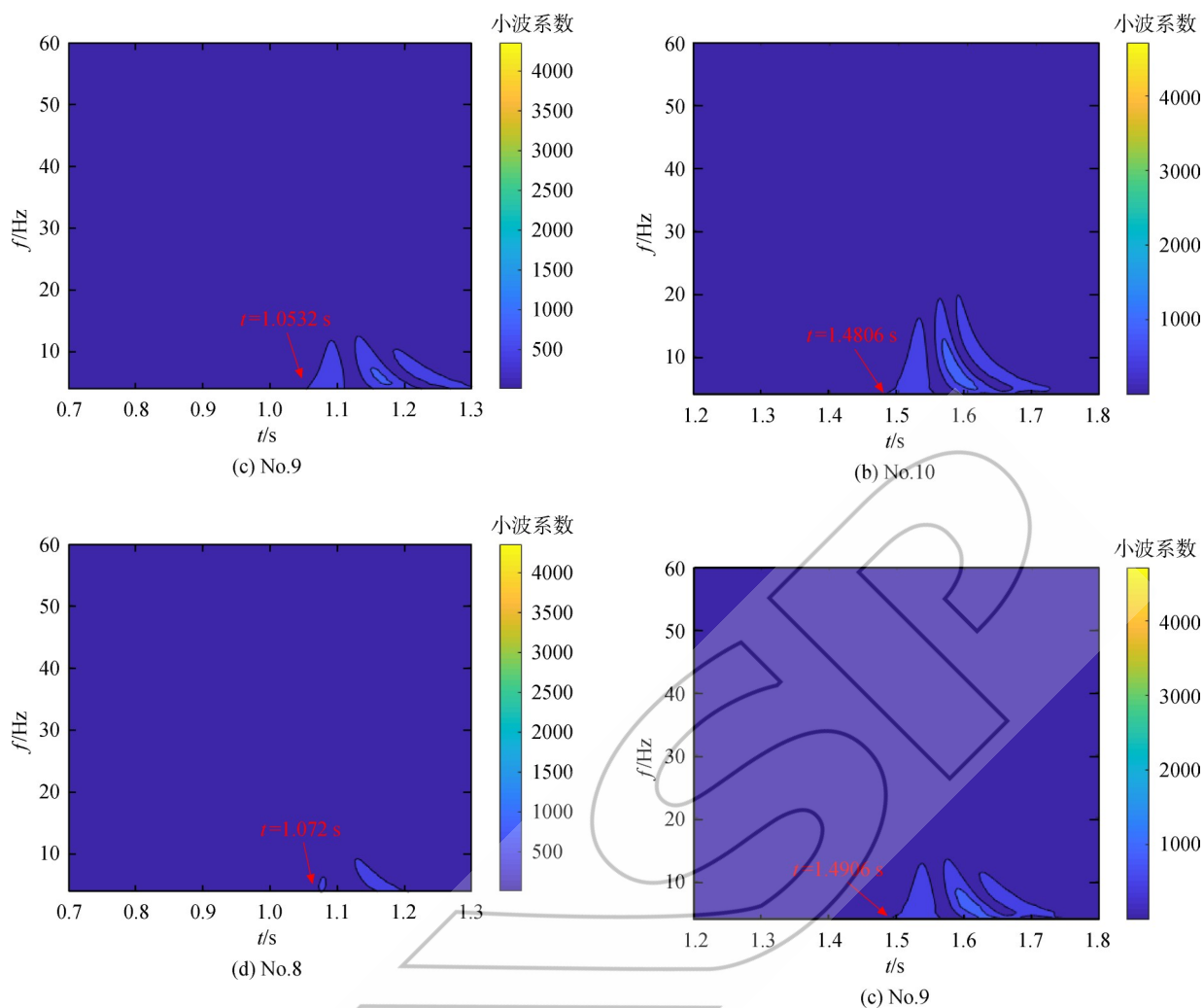
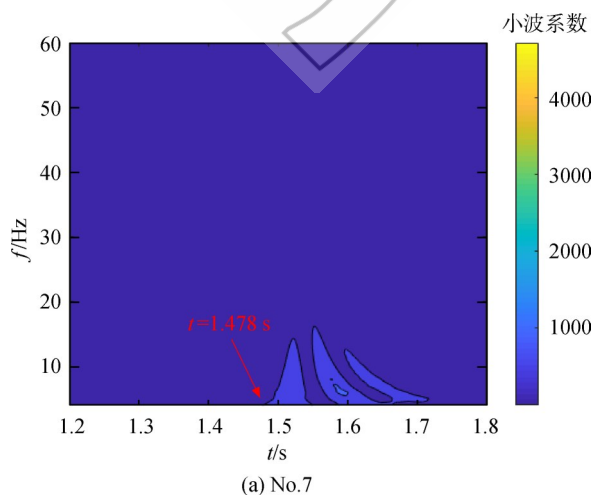


图 11 第 5 次试验离心压气机出口截面小波时频变换

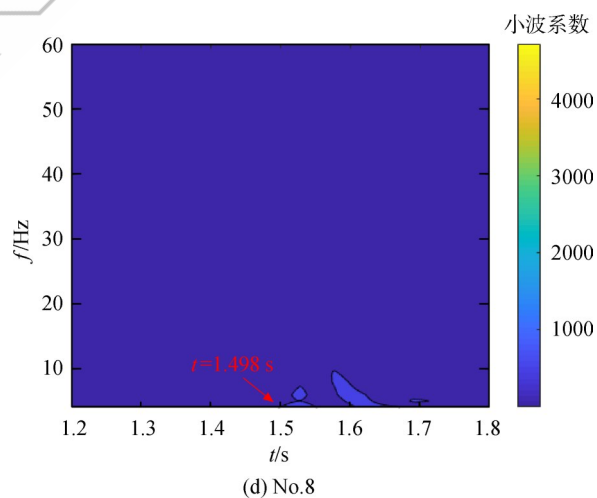
等值线图

Fig.11 Wavelet time-frequency contour map of centrifugal compressor outlet section in the fifth test

本次试验是通过畸变发生器引发喘振,通过升高插板的高度,减少进气量,诱发喘振,综合几次试验结果的初步分析可以得到:受畸变装置插



(a) No.7



(d) No.8

图 12 第 6 次试验离心压气机出口截面小波时频变换等值线图

Fig.12 Wavelet time-frequency contour map of centrifugal compressor outlet section in the sixth test

板高度增加的影响,2号测量点最先产生由失速团引起的喘振,喘振在轴向上由进气道向离心压气机传递的同时,在周向上也沿着压气机转子

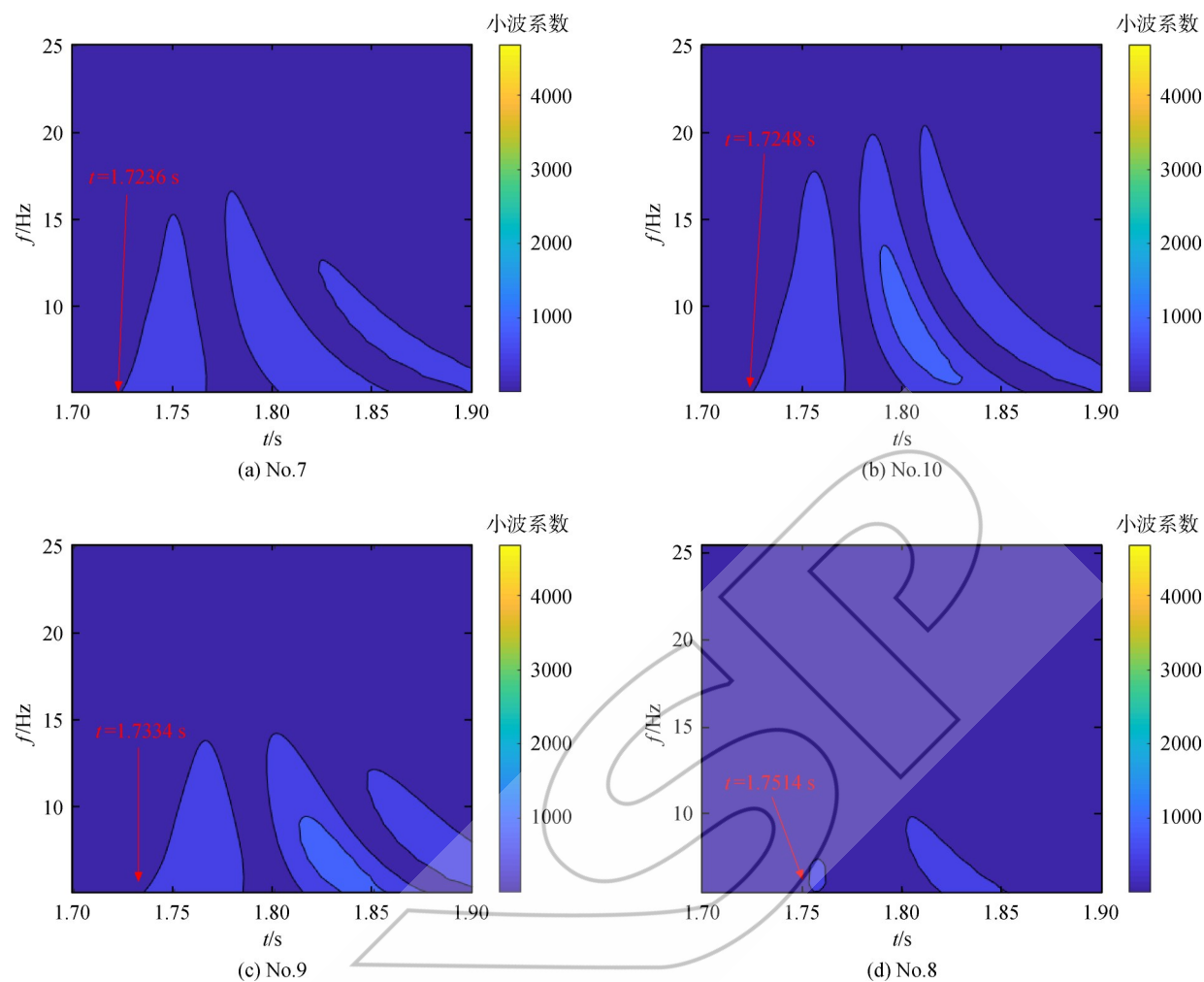


图 13 第 7 次试验离心压气机出口截面小波时频变换等值线图

Fig.13 Wavelet time-frequency contour map of centrifugal compressor outlet section in the seventh test

表 4 离心压气机出口截面喘振发生时刻		
Table 4 Surge time of centrifugal compressor outlet section		
outlet section		
转速/(r/min)	时刻/s	编号(No.)
31 000	1. 042 4	7
	1. 043 6	10
	1. 053 2	9
	1. 072	8
32 000	1. 478	7
	1. 480 6	10
	1. 490 6	9
	1. 498	8
32 400	1. 723 6	7
	1. 724 8	10
	1. 733 4	9
	1. 751 4	8

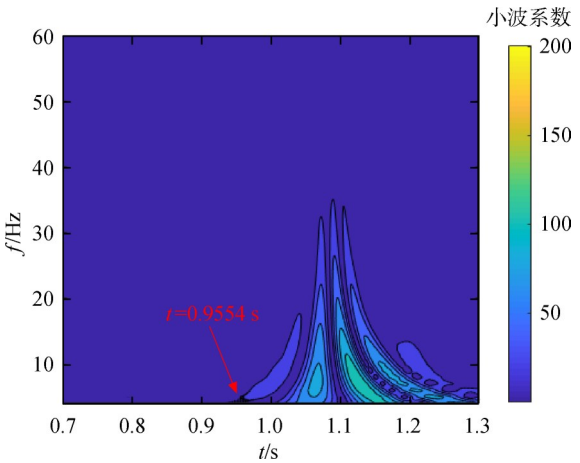


图 14 第 5 次试验轴流压气机叶尖截面小波时频变换等值线图

Fig.14 Wavelet time-frequency contour map of axial compressor tip section in the fifth test

叶片旋转方向传递,故在轴向上,进气截面左侧,轴流压气机叶尖截面、轴流压气机出口截面上侧,离心压气机出口截面右上侧依次监测到喘振。

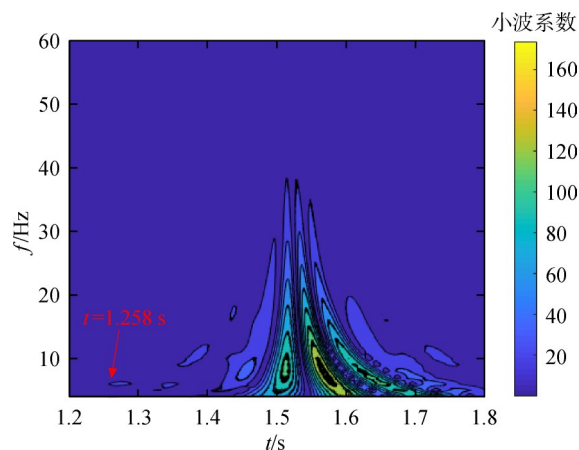


图 15 第 6 次试验轴流压气机叶尖截面小波时频变换等值线图

Fig.15 Wavelet time-frequency contour map of axial compressor tip section in the sixth test

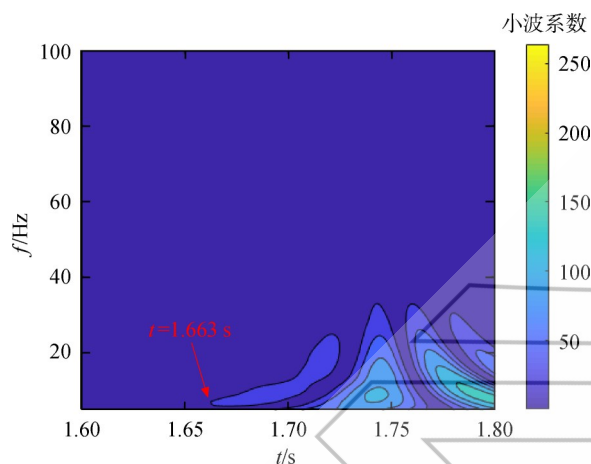


图 16 第 7 次试验叶尖截面小波时频变换等值线图

Fig.16 Wavelet time-frequency contour map of axial compressor tip section in the seventh test

表 5 轴向喘振时刻

Table 5 Surge time of axis direction

转速/(r/min)	时刻/s	编号(No.)
31 000	0.955 4	3
	1.028 8	4
	1.072	8
32 000	1.258	3
	1.431	4
	1.498	8
32 400	1.663	3
	1.688 2	4
	1.751 4	8

3 结 论

本文采集了台架喘振试验时进气道、轴流压气机叶尖、轴流压气机出口和离心压气机出口的压力信号,运用小波时频分析对压力信号进行特征提取,对喘振发生的位置规律进行了研究分析,得出以下结论:

1) 喘振发生位置在轴向上由进气道向离心压气机传递的同时,在周向上也沿着压气机转子叶片旋转方向传递。

2) 在进气截面上喘振总是在左侧先发生,在轴流压气机出口截面,喘振总是在上侧先发生,在离心压气机出口截面,喘振总是在右上侧先发生。本次试验中喘振是由进气畸变装置引发的,喘振最先发生的位置可能是受畸变发生器插板从下至上升高的影响。

3) 轴流叶尖截面总是比轴流压气机出口截面先发生喘振,轴流压气机出口截面总是比离心压气机出口截面先发生喘振,可通过改变结构设计增加轴流压气机的喘振裕度,增加某型涡轴发动机的抗喘能力。

参考文献:

- [1] 潘天宇,孙太璐,李志平,等.局部喘振的发生机理[J].航空动力学报,2016,31(4):877-885.
PAN Tianyu, SUN Tailu, LI Zhiping, et al. Occurrence mechanism of partial surge[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4):877-885. (in Chinese)
- [2] 代珂,郭峰,失剑锋,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, SHI 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)
- [3] 孙晓峰,何晨,刘小华,等.航空压气机流动稳定性预测研究进展[J].推进技术,2017,38(10):2172-2185.
SUN Xiaofeng, HE Chen, LIU Xiaohua, et al. Research progress in prediction of flow instability of aero-compressor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(10):2172-2185. (in Chinese)
- [4] 李长征,韩伟,熊兵.压气机喘振模式识别与在线检测[J].推进技术,2011,32(3):318-322.
LI Changzheng, HAN Wei, XIONG Bing. Pattern recognition and on-line detection for compressor surge[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(3):318-322. (in Chinese)
- [5] 旷桂兰,姚峥嵘,王道波,等.某涡轴发动机整机喘振试验研究[J].航空动力学报,2009,24(3):588-595.
KUANG Guilan, YAO Zhengrong, WANG Daobo, et al.

- Application of fractional Fourier transform in one turbine-shaft engine surge analyse[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3):588-595. (in Chinese)
- [6] MAILACH R, LEHMANN I, VOGELER K. Rotating instabilities in an axial compressor originating from the fluctuating blade tip vortex[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(3):453-460.
- [7] PETER J, PARDOWITZ B, ECK M, et al. Advanced stereo high-speed PIV in an annular cascade without clearance: evidences of rotating instability[R]. Stockholm, Sweden: European Conference on Turbomachinery Fluid Dynamics and Thermodynamics, 2017.
- [8] ECK M, RÜCKERT R, PEITSCH D. Advanced application of a sublayer fence probe in highly instationary turbomachinery flows: observations on prestall instabilities[J]. Experiments in Fluids, 2019, 60(3):47.1-47.17.
- [9] 桂幸民, 滕金芳, 刘宝杰, 等. 航空压气机气动热力学理论与应用[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014.
- [10] 贺象, 马宏伟, 银越千, 等. 小尺寸多级轴流压气机喘振现象试验[J]. 航空动力学报, 2016, 31(8):1957-1963.
HE Xiang, MA Hongwei, YIN Yueqian, et al. Experiment on surge phenomenon of small multistage axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(8):1957-1963. (in Chinese)
- [11] 潘天宇, 贺雷, 王正鹤, 等. 局部喘振频率特性及估算方法[J]. 航空动力学报, 2015, 30(11):2666-2672.
PAN Tianyu, HE Lei, WANG Zhenghe, et al. Study on the frequency of partial surge and a frequency prediction method[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(11):2666-2672. (in Chinese)
- [12] 王玉东. 基于压气机出口静压变化率的喘振检测方法[J]. 航空动力学报, 2020, 35(6):1131-1139.
WANG Yudong. Surge detection method based on rate of change of compressor discharge static pressure[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(6):1131-1139. (in Chinese)
- [13] 李小彪, 余海生, 孙建国, 等. 一种涡扇发动机喘振信号判定方法[J]. 推进技术, 2009, 30(6):727-729, 739.
LI Xiaobiao, YU Haisheng, SUN Jianguo, et al. A surge signal judge method for turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6):727-729, 739. (in Chinese)
- [14] LI J C. Self-adaptive stability enhancing technology with tip air injection in an axial flow compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2017, 139(1):1-9.
- [15] LI J C, LIU Y, DU J, et al. Automatic stability control using tip air injection in a multi-stage axial compressor[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 98(2):1-12.
- [16] LI J C, DU J, GENG S J, et al. Tip air injection to extend stall margin of multi-stage axial flow compressor with inlet radial distortion[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 96(1):1-13.
- [17] 吴学辉, 伍友利, 李志刚, 等. 轴流压缩系统的 Lyapunov 指数谱分析及应用[J]. 推进技术, 2006, 27(1):37-39.
WU Xuehui, WU Youli, LI Zhigang, et al. Analysis and application of Lyapunov exponent spectra of axial-flow compression system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1):37-39. (in Chinese)
- [18] 王占学, 王鹏, 乔渭阳. 畸变进气时涡扇发动机整机环境下压缩部件气动稳定性评定[J]. 推进技术, 2007, 28(1):20-25.
WANG Zhanxue, WANG Peng, QIAO Weiyang. Aerodynamic stability assessment for compression component running in turbofan engine with distorted flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1):20-25. (in Chinese)
- [19] HAGINO N, KASHIWABARA Y. Experimental study of surge and rotating stall occurring in small centrifugal compressor[R]. Denver, USA: the 45th AIAA/ASME/SAE/AS-EE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2009.
- [20] LIN F, CHEN J Y, LI M L. Wavelet analysis of rotor-tip disturbances in an axial-flow compressor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(2):319-334.
- [21] LIN F, LI M L, CHEN J Y. Long-to-short length-scale transition: a stall inception phenomenon in an axial compressor with inlet distortion[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(1):130-140.
- [22] LIU Y, LI J C, DU J, et al. Application of fast wavelet analysis on early stall warning in axial compressors[J]. Journal of Thermal Science, 2019, 28(5):837-849.
- [23] 刘洋, 李继超, 杜娟, 等. 周向畸变下轴流压气机的失速预警方法研究及应用[J]. 推进技术, 2020, 41(9):1967-1974.
LIU Yang, LI Jichao, DU Juan, et al. Stall warning method investigation and application in an axial-flow compressor with circumferential distortion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(9):1967-1974. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)