

小尺寸多级轴流压气机喘振现象试验

贺 象^{1,2,3}, 马宏伟^{2,3}, 银越千¹, 单晓明¹, 姚峥嵘¹

(1. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;

3. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 针对某小尺寸多级轴流压气机, 在首级转子叶顶沿弦向布置 Kulite 动态压力传感器以及在后面级插入高频压力探针, 通过动态测量试验, 研究不同转速下多级轴流压气机喘振现象. 结果表明: 在中高转速下, 该压气机深度喘振是由模态波扰动发展成旋转失速, 从而引起流动堵塞, 最终导致流动崩溃所造成的; 在低转速下, 压气机轻度的经典喘振由模态波直接引起的, 在喘振周期内一直伴随有旋转失速的产生、发展和消失.

关 键 词: 多级轴流压气机; 动态压力测量; 旋转失速; 压气机喘振; 模态波

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experiment on surge phenomenon of small multi-stage axial compressor

HE Xiang^{1,2,3}, MA Hong-wei^{2,3}, YIN Yue-qian¹,
SHAN Xiao-ming¹, YAO Zheng-rong¹

(1. China Aviation Powerplant Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine
Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

3. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: An experimental investigation on the compressor surge phenomenon was carried out in a small multi-stage axial compressor under different rotor speeds. The dynamic pressure signals of 1st rotor tip were measured by the Kulite dynamic pressure transducers and the fast response pressure probes. Results indicated that, at mid and higher rotor speed, the modal wave appears and evolves into rotating stall in the pre-surge period and, subsequently, the compressor is rapidly brought to deep surge by the huge blockage of the stall cell; However, at lower rotor speed, the classical surge is directly triggered by modal wave with the existence of rotating stall in the surge cycle.

Key words: multi-stage axial compressor; dynamic pressure measurement;
rotating stall; compressor surge; modal wave

收稿日期: 2016-01-27

基金项目: 国家自然科学基金(51161130525); 航空发动机气动热力国家级重点实验室基金(91400410205130 C41007)

作者简介: 贺象(1984—), 男, 湖南湘潭人, 工程师, 博士, 主要从事叶轮机械气动热力学研究.

通讯作者: 马宏伟(1968—), 男, 山东苍山人, 教授, 博士, 主要从事叶轮机械气动热力学研究. E-mail: mahw@buaa.edu.cn

喘振是压气机内一种一维的、轴向的气动不稳定性现象。一旦发生喘振,气流会经历剧烈的低频、大幅度振荡,导致发动机强烈的机械振动和热端部件超温,并在极短的时间内造成机件的严重损坏。因此,现代高性能的航空发动机一旦进入失稳状态之后,其首要任务就是迅速、可靠地退出失稳状态。由于压气机不同的失稳类型——失速和喘振,所表现出来的恢复特征具有很大的差异,从而也导致了退出喘振和旋转失速方案和系统装置的很大差异^[1]。因而,对高速多级轴流压气机的失稳特性进行试验研究,确定整个压缩系统在不同转速下的失稳特性,这对航空发动机的消喘、退喘控制系统的设计具有重要意义。

国外对压气机喘振现象的研究较早,发表了大量的研究成果,Pampreen^[2]对这些进行了详细的综述。其中,1980年代 Greitzer 等^[3-6]发展了压气机稳定性预测的理论模型,预测到压气机失速和喘振前存在先兆扰动。1990年初, Garnier 等^[7]通过试验证实了压气机失速前存在先兆扰动; Day^[8]在4级轴流压气机上测量一个喘振周期内速度变化,发现压气机喘振最初是由失速引起的,随后经历了失速、喘振和恢复3个阶段。在小型压气机失速/喘振研究方面, Courtiade^[9-10]对小尺寸3级高速轴流压气机的喘振现象进行了详细的测量研究,获得了转子叶顶详细的动态流场,结果表明喘振是由声波谐振产生的旋转压力波引起压气机全叶高旋转失速,导致压气机流动崩溃造成的。

在国内,朱俊强等^[11]、张环等^[12]、孙晓峰等^[13]在压气机稳定性理论模型的研究方面,以及聂超群等^[14]、屠宝锋等^[15]在压气机旋转失速先兆试验方面,均进行了大量的工作,获得了很多具有重要价值的研究成果。但是,在小尺寸高速压气机方面,与国外相比,国内所进行的相关研究工作则鲜有发表,仅文献^[16]在某小流量组合压气机上进行了旋转失速现象测量研究。因此,本文针对某小尺寸多级跨声轴流压气机,利用研制的多种动态测试技术,通过试验详细测量了该压气机90%和60%设计转速下的压气机喘振过程的动态流场;然后对测得的大量试验数据进行分析,研究小尺寸跨声轴流压气机旋转失速与喘振特征。

1 试验装置及测试系统

试验在某小尺寸跨声速多级轴流压气机上进行,图1为该压气机子午面示意图以及试验测量布置,图中IGV为进口导叶,R和S表示转子叶

片和静子叶片。在第1级转子叶顶沿弦向平齐布置7支 Kulite 动态压力传感器 Ps1~Ps7,测量转子叶顶壁面动态压力,激波管校准表明该批动态压力传感器传感器频响超过380 kHz。两支高频探针安装在 ROTADATA 高精度位移机构上,插入第3级转子出口,探针测点位于R3出口的50%叶高处。两支探针周向相位相差60°,探针a为圆柱探针^[17],探针b为楔顶探针,激波管动态校准表明这两支探针的动态响应频率分别为32 kHz和11.2 kHz。

采用德维创高速数据采集系统连续采集测量的动态压力信号,采样频率为1 MHz,同步记录转速信号以及锁相信号。其中,锁相信号由轴端的转速传感器提供,每转产生一个脉冲。

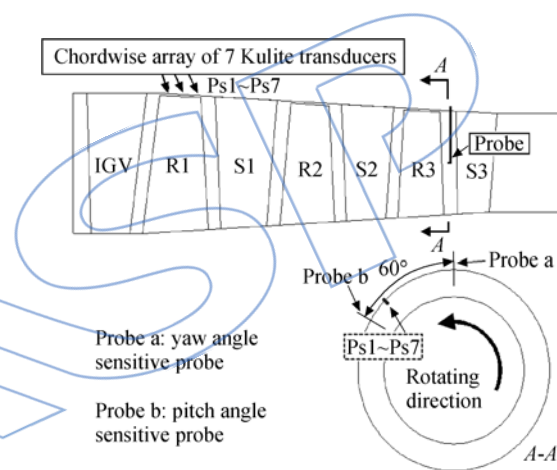


图1 某多级压气机测量布置

Fig. 1 Layout of measurement in a multi-stage compressor

2 中高速下多级压气机喘振

图2给出了喘振前-80 r(revolution,转)至喘振后10 r的时序信号及其滤波信号,压气机在0 r左右进入喘振状态(为方便表达,文中所有图的坐标均进行了无量纲处理)。喘振前(文中简称喘前)首级转子可以观察到较强的模态波扰动,特别是在喘前-40 r至0 r这段时间,模态波扰动强度明显增大。在喘前几转时间,出现了一个大尺度失速团,这是模态波引起的,前面级和后面级均可观察到。

模态波扰动只出现在非常接近喘振状态的-285 r至0 r时间段内,对喘前动态压力进行FFT(快速傅里叶变换),其频率为22%转频(RF,量符号记为 f_r),如图3所示,而喘前-850~-570 r时间段内并没有出现表示模态波频率(MF,量符号记为 f_m)峰值。

从首级转子叶顶动态压力时序信号来看($P_{s1} \sim P_{s7}$ 时序信号的主要特征一致),如图4,从 $-2.5r$ 时刻开始,尾缘低压脉动开始出现,对应图5中A2和A3云图的b1和b2所标识的通道,尾缘位置存在一个低压区,显然这是一个局部转子通道流动失稳所形成的分离涡团.接着,在 $-2r$ 时刻出现另外两个低压脉动,对应着A4云

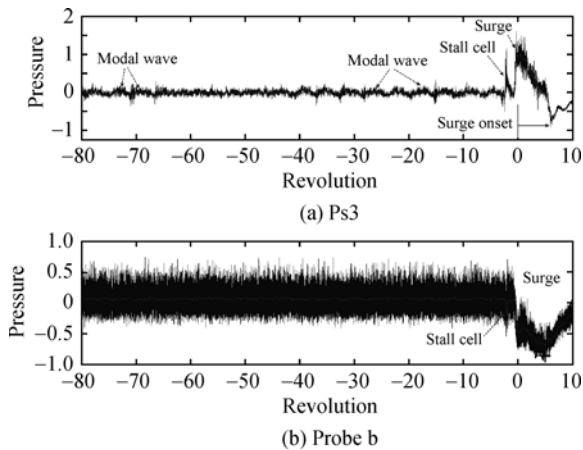


图2 中转速下节流喘振 Ps3 和 probe b 的压力信号
Fig. 2 Pressure signals of Ps3 and probe b in the period of throttling to stall at mid rotor speed

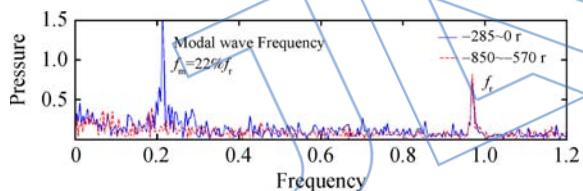


图3 中转速下喘前首级转子叶顶前缘的压力信号频谱
Fig. 3 Frequency spectrum of pressure signals from the 1st rotor leading-edge tip before surge at mid rotor speed

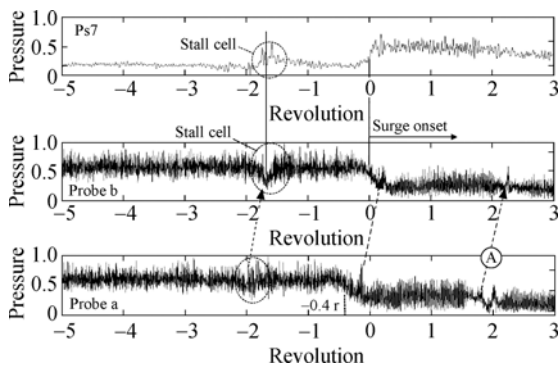


图4 多级压气机从失速至喘振的失稳过程
Fig. 4 Instability process from stall to surge in the multi-stage compressor

图中的b3和b4.由此可见,首级转子叶顶区流动在喘前存在着局部1~2个转子通道的局部流动失稳,首级转子已经处于临近失速状态.

几乎同时,如图4,探针a所在的周向位置开始形成失速团,随后,失速团尺度迅速增大,在约 $-1.7r$ 时刻,探针b和转子叶顶的压力信号几乎同时观察到形成的大失速团.根据目前的测量数据,虽然很难判断到底是哪一级先失速,但是可以肯定失速团是由模态波扰动直接发展而来(图2).回顾Day等^[18]提出的多级压气机主动失速气团结构,一旦压气机某一级失速,失速团迅速向其他级传播,前、后级失速团的周向宽度和周向位置完全相同,从而解释了本文前、后级在同一周向位置几乎同时测到失速团的失稳特征.

失速团继续沿周向传播,其尺度进一步增大,在零时刻左右失速团所引起的巨大堵塞直接导致了压气机的流动崩溃,压气机进入喘振状态,如图5(图中 C_p 定义为测量静压与大气压比值).从两支探针的动态压力信号来看,如图4,周向并不是在同一时刻进入喘振状态,探针a位置流动崩溃发生时间早于探针b位置约 $0.4r$ 左右,表明喘振发生在旋转失速的传播过程之中^[2].如图5所示,在0转时刻压气机进喘之后,压升在极短时间内显著提高,在喘振周期的短时间内伴有旋转失速,如图4中第2r的失速团A,这种喘振属于典型的深度喘振^[1].

对压气机喘振后记录的7个喘振周期的动态压力信号进行FFT分析,如图6可知中转速下压气机的喘振频率为 $3\% f_r$,第3级转子出口两支探针的喘振信号进行FFT分析后得到的喘振频率与之相同.

选取第45r至75r时间段(大约1个喘振周期)的时序信号进行详细分析,如图7.在1个喘振周期内,压气机流动经历了失速先兆期、喘振期以及恢复期3个阶段.进喘前,Ps7信号在第54r开始出现模态波,并引起小尺度先兆扰动,如图9的B3,B4中几个通道尾缘出现局部低压区.

随后,如图7和图8所示,模态波发展成大幅度失速团,在探针b信号中用C所标识.压气机约在第59r时刻进入喘振状态,这与压气机第1个喘振循环进喘过程是相同的,图中dt表示时间段.

压气机进喘后,短时间内也伴有旋转失速,如图7中A所标识的位置.B所标识的位置为喘振期退出点,同时也是恢复期进入点.图9所示的B6云图给出了首级转子叶顶流动从倒流向顺流

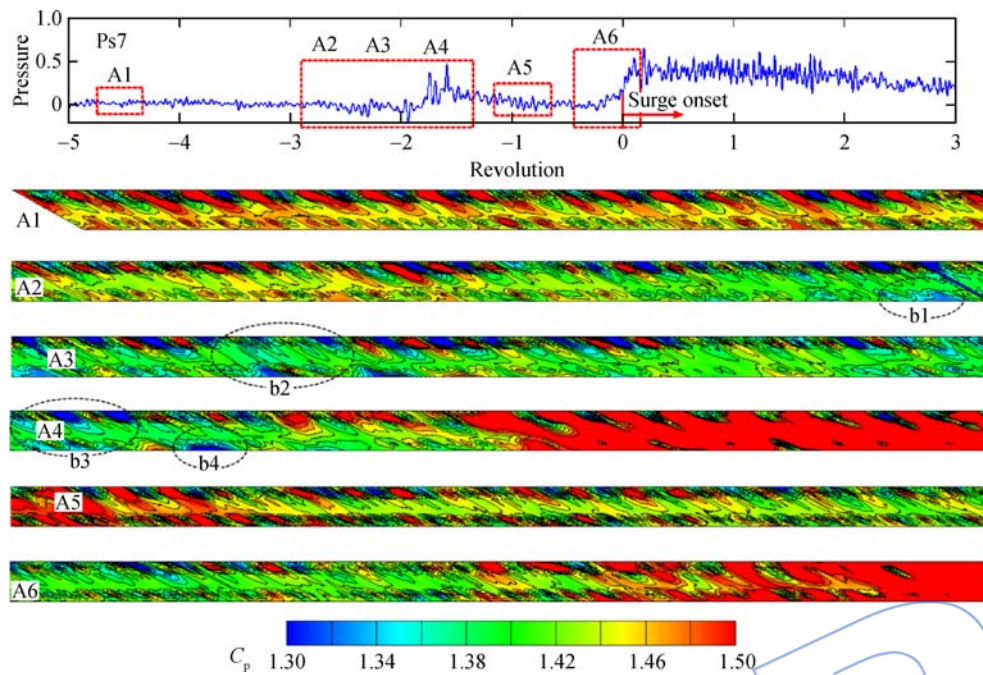


图 5 喘振前后首级转子叶顶端壁动态压力分布

Fig. 5 Dynamic pressure distribution of 1st rotor tip casing before and after surge

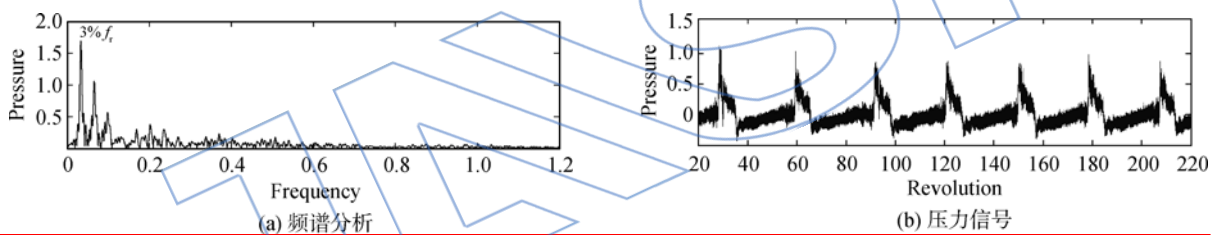


图 6 首级转子叶顶端前缘传感器测量的 7 个喘振周期的压力信号及其频谱

Fig. 6 Dynamic pressure signal and frequency spectrum of the seven surge cycle from 1st rotor leading-edge tip

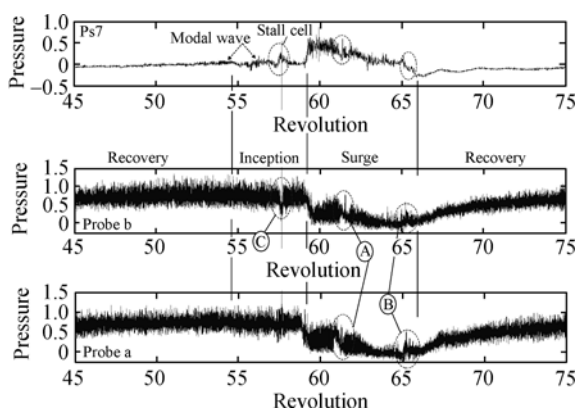


图 7 首级转子叶顶尾缘以及第 3 级转子出口 L 型探针测量的动态压力信号

Fig. 7 Dynamic pressure signals from 1st rotor trailing-edge tip and L type probe at 3rd rotor outlet

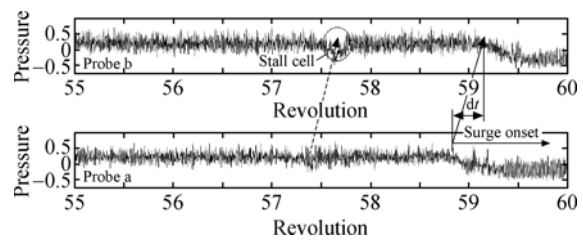


图 8 喘振周期内从失速引起喘振的进喘过程

Fig. 8 Instability process from stall to surge in the surge cycle

的转换过程的静压分布,此时压力和速度均非常低。随后,转子的流场开始逐渐恢复正常,如图 9 中 B7 云图;接着继续增压,如图 9 的 B1 云图,压气机级间干扰开始显现;压气机压升进一步增大,直至首级转子叶顶出现局部失稳,转子失速,完成整个喘振周期,进入下一个喘振循环。

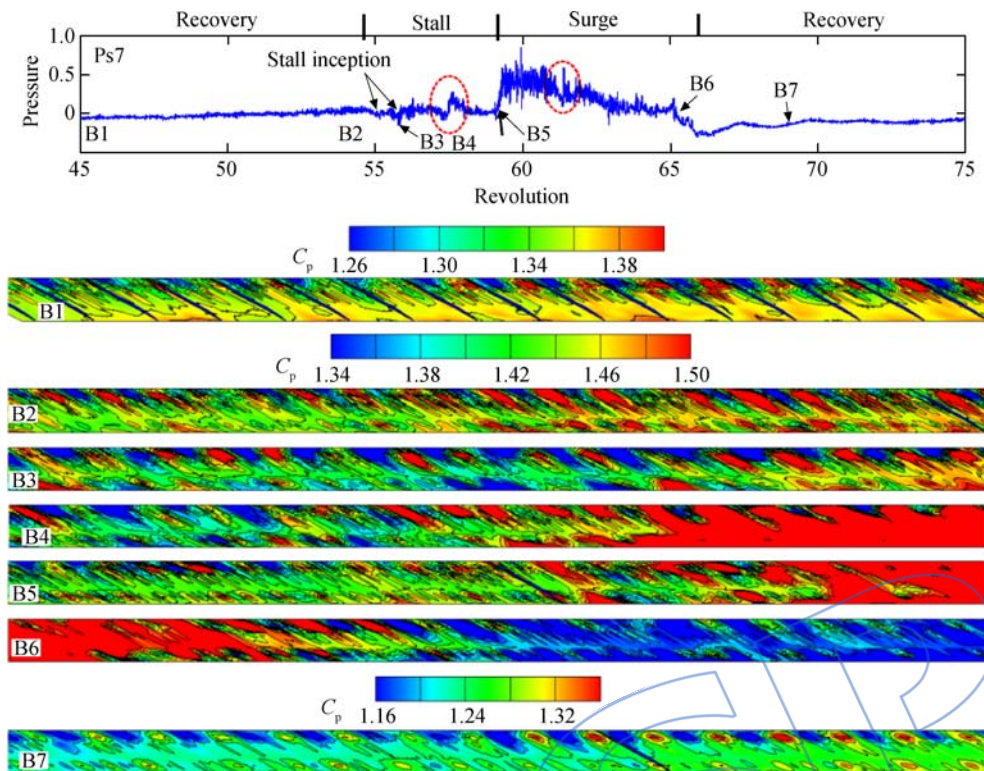


图9 喘振周期的首级转子叶顶端壁动态压力分布

Fig. 9 Dynamic pressure distribution of 1st rotor tip casing in the surge cycle

3 低转速下多级压气机喘振

在低转速下,同样在该 3.5 级压气机上进行了节流逼喘试验.从最高效率点开始,缓慢关闭节流阀逼喘,约 20 s 后,压气机入喘振状态,信号采集系统实时记录了共 30 s 的动态压力信号.试验只记录了第 3 级转子出口两支探针测量的动态压力信号,两支总压探针测点的径向位置均为 50% 叶高.

图 10 给出了最高效率点动态压力信号的频谱,在低转速下,级间干扰频率分量较多,包括 $f_{R2} - f_{R1}$ (R2 与 R1 转子叶片通过频率之差,表示 R2 和 R1 转子级间干扰调制出的频率分量.其他量符号含义类似), $f_{R3} - f_{R2}$, $f_{R2} + f_{R3}$ 等,低频背景扰动较为明显,这与第 3 级转子通道内各种复杂的涡系、分离流动相对应.最高效率点也观察不到表示模态波的频率分量.

图 11 给出了喘振前、后第 3 级转子出口圆柱探针测量信号.从原始压力信号上可以观察到频率为 $7\% f_r$ 的模态波,越接近喘振模态波扰动越强,最终压气机光滑地从模态扰动进入喘振状态.如图 11 中喘前 C1 和 C2 两个时间段的信号放大

图,随着压气机节流在模态波的波谷小尺度扰动趋向于形成失速团.

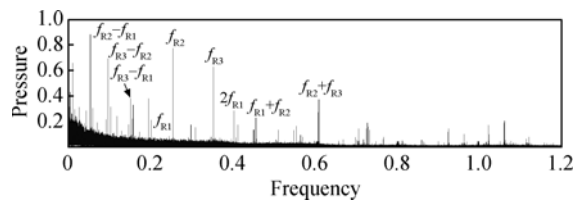


图 10 最高效率点第 3 级转子出口动态压力信号的频谱分布

Fig. 10 Frequency spectrum of dynamic pressure signal from the 3rd rotor outlet at the peak efficiency point

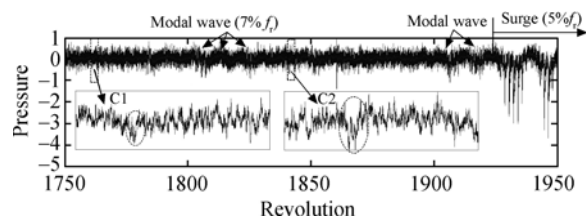


图 11 喘振前后第 3 级转子出口动态压力信号

Fig. 11 Dynamic pressure signal of the 3rd rotor outlet before and after surge

图12给出了喘振信号的频谱以及1个喘振环内的压力信号。在低转速下,压气机喘振频率为 $5\% f_r$,这比模态扰动频率($7\% f_r$)略低。从压力信号中可以观察到箭头所标示的失速团,不论是在恢复区还是在喘振区均存在失速团,在喘振压力波谷区域失速团的尺度最大,喘振恢复区失速团尺度相对较小。由于不同时刻失速团表现出不同的尺度,因而失速团频率分布在一个较宽的频带范围,其频带中心约为 $30\% f_r$,如图12。与图6所示的中转速喘振环相比,在低转速下压气机喘振表现出明显的区别,在喘振周期内大部分时间伴随有明显的旋转失速现象,压气机喘振强度只能算轻度喘振或称之为经典喘振。

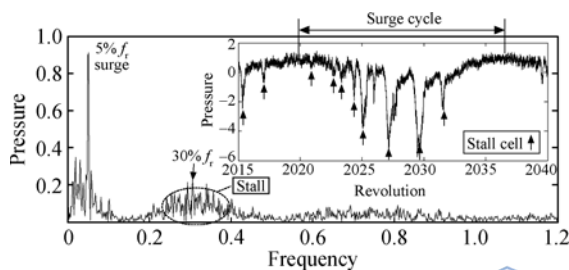


图12 低转速下,压气机喘振信号及其频谱

Fig. 12 Frequency spectrum and dynamic pressure signal in the surge cycle at lower rotor speed

4 结论

通过本文研究,得出以下结论:

1) 将动态测量方法和数据分析方法应用于多级轴流压气机节流喘振试验研究,获得了该压气机失稳过程的详细流场信息,表明这种压气机喘振测量方法的有效性。

2) 在不同转速下,某多级压气机失稳表现出明显差别,中高转速下为深度喘振,低转速下为轻度喘振。

3) 在中高转速下,该多级压气机深度喘振先后经历了先兆期、喘振期和恢复期3个阶段。喘振是由模态波扰动发展成旋转失速,随后堵塞急剧增大,最终导致压气机的流动崩溃而造成的。

4) 在低转速下,压气机喘振现象与高转速下存在明显区别,该压气机轻度喘振由模态波直接引起的,在喘振周期内大部分时间伴随有明显的旋转失速现象。

参考文献:

[1] 刘大响,叶培梁,胡俊,等.航空燃气涡轮发动机稳定性设

计与评定技术[M].北京:航空工业出版社,2004.

[2] Pampreen R C. Compressor surge and stall[M]. Norwich: Concepts ETI Incorporated,1993.

[3] Greitzer E M. Surge and rotating stall in axial flow compressors:Part 1 theoretical compression system model[J]. Journal of Engineering for Power,1976,98(2):190-198.

[4] Greitzer E M. Surge and rotating stall in axial flow compressors:Part 2 experimental results and comparisons with theory[J]. Journal of Engineering for Power,1976,98(2):199-211.

[5] Greitzer E M,Moore F K. A theory of post-stall transients in axial compression systems:Part 1 development of equations[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,1986,108(1):68-76.

[6] Greitzer E M,Moore F K. A theory of post-stall transients in axial compression systems:Part 2 application[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,1986,108(2):231-239.

[7] Garnier V H,Epstein A H,Greitzer E M. Rotating waves as a stall inception indication in axial compressor[J]. Journal of Turbomachinery,1991,113(2):390-301.

[8] Day I J. Active suppression of rotating stall and surge in axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery,1993,115(1):40-47.

[9] Courtiade N. Experimental analysis of the unsteady flow and instabilities in a high-speed multistage compressor [D]. Ecully:Ecole Centrale de Lyon,2012.

[10] Courtiade N. Experimental study of surge precursors in a high-speed multistage compressor [R]. ASME Paper GT2012-68321,2012.

[11] 朱俊强,刘志伟.多叶排旋转失速起始的研究[J].航空动力学报,1993,8(1):24-28.

ZHU Junqiang,LIU Zhiwei. Research of onset of rotating stall for multiple blade rows [J]. Journal of Aerospace Power,1993,8(1):24-28. (in Chinese)

[12] 张环,胡骏,刘大响,等.旋转总压畸变对压气机气动稳定性影响的二维不可压缩模型[J].航空动力学报,2009,24(8):1773-1784.

ZHANG Huan,HU Jun,LIU Daxiang,et al. Two-dimensional incompressible model of effects of rotating inlet distortion on flow instability in compression systems [J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(8):1773-1784. (in Chinese)

[13] Sun X F. Three-dimensional compressible flow stability theory of rotating stall[R]. Beijing University of Aeronautics and Astronautics Technical Report BH-B4765,1996.

[14] 聂超群,陈静宜,蒋浩康,等.低速轴流压气机旋转失速先兆特征的试验分析[J].工程热物理学报,1998,19(3):293-298.

NIE Chaoqun,CHEN Jinyi,JIANG Haokang,et al. Experimental investigation on inception of rotating stall in a low-speed axial compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics,1998,19(3):293-298. (in Chinese)

- [15] 屠宝锋,胡骏,王志强,等. 低速轴流压气机旋转失速特性试验[J]. 航空动力学报,2009,24(1):143-149.
TU Baofeng, HU Jun, WANG Zhiqiang, et al. Experimental investigation on characteristic of rotating stall in a low-speed axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1):143-149. (in Chinese)
- [16] 单晓明,姚峥嵘,岳林,等. 组合压气机旋转失速特征的小波分析[J]. 航空动力学报,2012,27(5):1015-1021.
SHAN Xiaoming, YAO Zhengrong, YUE Lin, et al. Wavelet analysis of features of rotating stall in a combined compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(5): 1015-1021. (in Chinese)
- [17] 马宏伟,贺象,单晓明,等. 一种测量跨声速多级压气机转子出口二维流场的方法[J]. 推进技术,2013,34(6):754-759.
MA Hongwei, HE Xiang, SHAN Xiaoming, et al. Method of measuring 2D dynamic flow-field at exits of transonic multistage compressor rotor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(6):754-759. (in Chinese)
- [18] Day I J, Cumpsty N A. The measurement and interpretation of flow within rotating stall cells in axial compressors [J]. Journal of Mechanical Engineering Sciences, 1978, 20(2):101-114.

(编辑:王碧珺)

JAS SP