

# 多级压气机喘振边界点的通道流动特征

魏泮亭, 李应红, 张百灵, 陈东林, 张朴

(空军工程大学 工程学院推进系统实验室, 陕西 西安 710038)

**摘要:**进行台架试验,获取了试验发动机喘振边界点的压气机通道压力信号。对压力信号进行了频谱分析,以确定喘振边界点的通道流动特征。分析结果表明,与高转速时流动状态较好的情形相比,发动机工作点处于喘振边界时,压气机第1级静子通道压力信号频率成分中,第1、2级转子叶片通过频率信号BPF1、BPF2和以550 Hz为中心的谐波成分幅值显著增强,在550 Hz附近出现多根强幅值的谱线;从较高转速减速时,BPF1、BPF2的幅值先是迅速增大,随后随工作转速减小而逐渐减小,与此不同的是,550 Hz附近频率成分则是随转速减小而逐渐增强的。对试验发动机而言,所获得的喘振边界点通道流动特征可望用于压气机工作稳定性的实时监控和预警。

**关键词:**多级压气机;稳定性;频谱分析;叶片通过频率

**中图分类号:** V23 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2008)04-0010-05

对压气机的研究,国内外文献不胜枚举<sup>[1-13]</sup>,但对多级轴流式压气机气动失稳前的流动特征进行研究,一直是燃气涡轮研究领域的关键课题。最近一、二十年来,压气机气动失稳前的流动扰动征兆现象,包括模态扰动、尖脉冲扰动等逐渐在压气机气动稳定性试验中被观察到。这些扰动现象的发现,在很大程度上促进了压气机气动稳定性主动控制研究的发展。针对压气机气动失稳前流动扰动先兆现象的检测,还发展了许多工程方法,如行波能量法<sup>[6]</sup>、相关积分法<sup>[7-8]</sup>、小波分析方法<sup>[9]</sup>和相关函数分析方法<sup>[10]</sup>等。

由于多级压气机内部流动的复杂性,目前对压气机内流流动的理解和认识仍然不够充分,这限制了压气机主动控制技术的工程实用。文献[11]就指出,与部件上采用主动控制已经取得较大成功相比,在发动机上应用主动控制来抑制流动不稳定的研究却是举步维艰。NASA格林研究中心的Strazisar<sup>[12]</sup>等也认为,失速先兆现象的复杂性使得在多级轴流式压气机上,在失速前进行主动控制或校正控制的前景极为黯淡。

多级轴流式压气机喘振边界点是压气机工作稳定性处于临界状态的特征工作点。压气机工作点越过喘振边界点后将失去工作稳定性。某型单轴涡喷发动机在使用过程中曾经多次发生气动不稳定现象。已经有研究表明,该型发动机在中小转速下压气机前面级压力变化对发动机工作状态变化非常敏感<sup>[13]</sup>。为准确获取该型发动机喘振边界点的流动特征,进行试车试验获取了该型发动机在喘振上边界转速(最小稳定转速)工作时压气机第一级静子通道流动的多组压力信号。本文对这些压力信号进行分析,研究试验发动机喘振边界点流动特征。

## 1 试验装置和步骤

试验发动机为单轴涡轮喷气发动机。最大状态为其设计工作状态。其压气机为7级轴流式,增压比大于6,特性图如图1。与大多数增压比6以上的多级轴流式压气机特性图相似,试验发动机压气机的共同工作线在中小转速范围穿过不稳定工作区域。为保证发动机在中小转速范围稳定工作,试验发动机采用放气装置防喘。放气装置为安装在压气机第3、4级之间的放气带。在放气带开关转速以下,需要打开放气带保证发动机稳定工作。在压气机第一级静子机匣壁面上钻孔,安装动态压力传感器。传感器头部直径为5.0

收稿日期:2007-10-30

作者简介:魏泮亭(1974-),男,陕西西安人,博士生,主要从事发动机稳定性研究;E-mail:wff516@163.com

李应红(1963-),男,重庆奉节人,教授,博士生导师,主要从事航空推进系统研究。

mm,量程为 200 kPa,响应频率超过 150 kHz。传感器位于两相邻静子叶片前缘额线 1/2 处,竖直伸入静子叶片通道中,伸入深度为 15.0 mm,伸入深度占静子叶片叶高的 5%。传感器通过连接线缆与数据采集卡相连。编制了专用的数据采集程序完成传感器信号的实时采集和存储。数据采集速率  $F_s$  为 10 kHz。

为防止吸入异物打伤发动机,试车时,在压气机进口安装了专用防尘罩。试验在专用试车台架上进行。按照事先设定的程序,启动发动机后,将发动机加速到 3 800 r/min 工作一段时间后,手工关闭放气带,慢收油门至喘振上边界转速 3 500 r/min 并稳定 100 s 左右。3 500 r/min 是试验发动机的喘振上边界转速。数据测试系统记录了以上全程压气机第一级静子通道的压力信号。在其它组的试验中,还获取了发动机从慢车转速到 0.8 额定转速范围内压气机第一级静子通道的压力信号。受多种因素的限制,此前的一些相关研究均没有机会测试试验发动机在喘振边界点工作时压气机的通道压力信号,因此,此次试验补足了发动机在喘振边界工作时的关键试验数据。

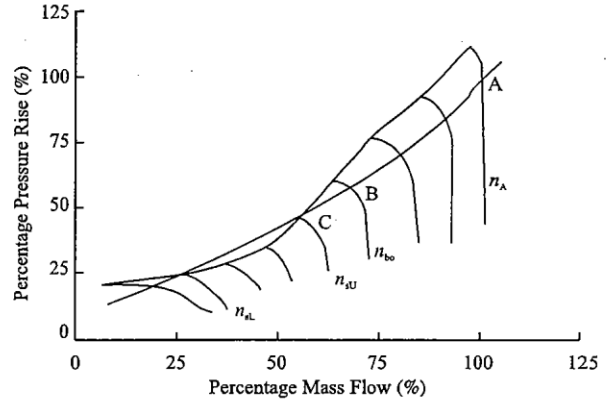


图1 试验发动机压气机特性示意图(未按比例)  
Fig. 1 Schematic compressor characteristics of the test engine (not to scale)

## 2 实验结果及分析

### 2.1 数据处理方法

对实验数据的分析,主要采用频谱分析的方法。之所以采用频谱分析的方法,是因为此前的一些文献中,已经表明多级轴流式压气机壁面或通道流动信号的频率成分受工作点变化影响很大。具体而言,频谱分析采用快速傅里叶变换(Fast Fourier Transform, FFT)方法。FFT数据窗口长度取为  $N = 1\ 024$  点,不进行加窗处理。对应于 10 kHz 的采样频率,相应的频率分辨率

$$f_0 = F_s / N \approx 9.77 \text{ (Hz)} \tag{1}$$

在压力信号的幅频特性中,压气机转子的叶片通过频率(Blade Passing Frequency, BPF)信号是重点关心的频率成分。对于试验发动机,压气机前 2 级转子叶片数( $Z_i, i = 1, 2$ )依次为 27, 35, 在发动机转速为  $n$  时,对应的转子叶片通过频率为

$$f_{BPFi} = nZ_i / 60 \tag{2}$$

### 2.2 不同工作转速压力信号时间序列的差异

图 2 和图 3 分别是发动机工作转速为 4 180 r/min 和 3 500 r/min(喘振上边界转速)时,压气机第一级静子通道压力信号 0.1 s 的时序图。

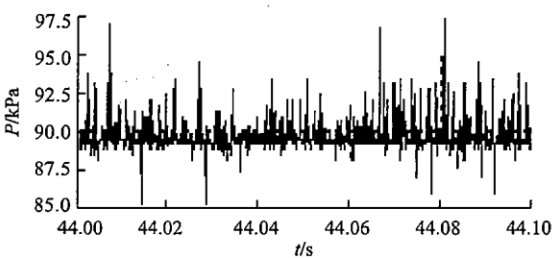


图2 4 180 r/min 压气机第 1 级静子通道压力信号  
Fig. 2 Pressure signal of the 1<sup>st</sup> compressor stator passage(4 180 r/min)

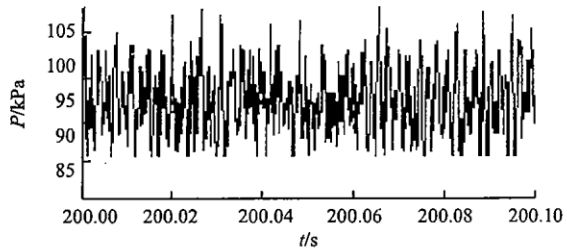


图3 3 500 r/min 压气机第 1 级静子通道压力信号  
Fig. 3 Pressure signal of the 1<sup>st</sup> compressor stator passage(3 500 r/min)

工作转速为 4 180 r/min 时,发动机处于较高转速,压气机第一级流动偏离设计状态不多。而工作转速为 3 500 r/min 时,压气机工作点偏离设计点较多,第一级流动状态严重偏离设计状态。由图 2 和图 3 直观地看,两种工作转速时压力信号时间序列的脉动形式差异相当明显。

### 2.3 喘振边界点静子通道压力信号的幅频特性

不同工作条件时压力信号时间序列的不同在频率域将表现为频率成分的不同。在本节,通过比较 4 180

r/min、3 860 r/min、3 700 r/min、3 580 r/min、3 530 r/min 和 3 500 r/min 等 6 个不同工作转速下压力信号的幅频特性,来分析喘振边界点压力信号的频率特征。

图 4 (a) - 图 4(f) 依次为上述 6 个工作转速时,压气机第 1 级静子通道压力信号的幅频特性。根据式 (2),同时在幅频图中标识了压气机前两级转子的叶片通过频率信号 BPF1 和 BPF2。

图 4 中,(a) - (f) 对应的工作转速按顺序由 4 180 r/min 逐渐递减,图 4(f) 对应发动机 3 500 r/min 的喘振边界转速。比较图 4 的 6 个幅频特性图,首先注意到的是图 4(a) 中的幅频特性中,与其它 5 个幅频特性相比,BPF1、BPF2 的幅值处于相当低的水平。其原因是图 4(a) 对应的工作转速处于较高转速水平,压气机第 1 级转子的流动状态偏离设计状态不多,第 1 级转子叶片的流动未发生严重分离,因此,尾迹的不均匀性较弱,冲击下游静子叶片时激发的叶片通过频率等频率成分也较弱。安装在压气机第 1 级静子通道中的传感器之所以能够检测到第 2 级转子的 BPF 信号,是因为 BPF2 形成的压力扰动在压气机内部亚音速流场中向上传播的结果。

与图 4(a) 相比,图 4(b) - 4(f) 中 BPF1、BPF2 频率成分幅值显著高出相邻谱线幅值,也比 4 180 转/分时要高得多,这表明偏离大转速的工作转速范围后,第一级静子通道压力信号发生了很大的变化,且这种变化是由 BPF1、BPF2 信号主导的。这与图 2、图 3 的压力信号图反映的现象一致。同时,由图 4(b) - 4(f) 可以观察到,以 550 Hz 为中心的谐波成份随着转速减小是逐渐增强的。表 1 列出了以上 6 个转速点时 BPF1、BPF2 的幅值。由图 4 及表 1 可以看出,在 4 180 r/min 时,BPF1、BPF2 的幅值均处于较低水平;转速减小至 3 860 r/min 时,BPF1、BPF2 的幅值迅速增大;而随着转速的进一步减小,BPF1、BPF2 的幅值却又逐渐减小,与此相应的是,以 550 Hz 为中心的谐波成分开始增强。

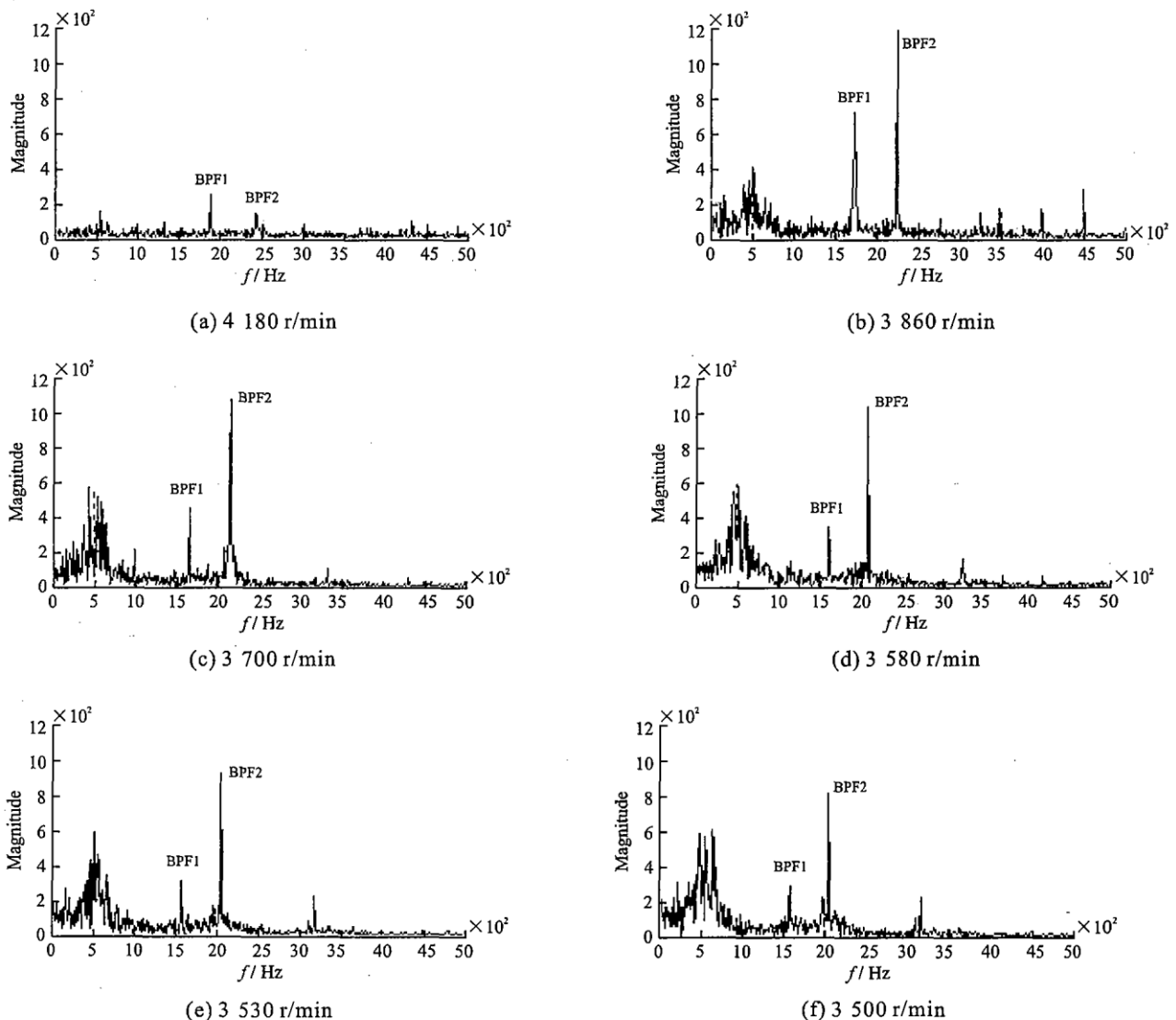


图 4 压气机第 1 级静子通道压力信号幅频特性

Fig. 4 Passage pressure signal spectrum of the 1<sup>st</sup> compressor stator

表1 BPF1、BPF2 的幅值随转速变化情况  
Tab. 1 Variation of Magnitudes of BPF1 and BPF2 to rotor speeds

rotor speeds/(r · min <sup>-1</sup> )	4 180	3 860	3 700	3 580	3 530	3 500
Magnitudes of BPF1	256	720	448	345	307	287
Magnitudes of BPF2	147	1 652	1 073	1 044	928	815

对于 3 500 r/min 的喘振边界转速,图 4(f)反映了其 0.1 s 时长的通道压力信号的幅频特性。与 4 180 r/min 的较高转速相比图 4(a)喘振边界转速 3 500 r/min 时 BPF1、BPF2 的幅值大幅度增强,且 550 Hz 附近的谐波成分也明显增强。图 4(f)中,分别有 4 根谱线的幅值达到 560.0 以上,这是在图 4 中其它所有转速时不曾有过的情形。考虑到图 4(f)对应的工作转速 3 500 r/min 为发动机的喘振边界转速,此时压气机第 1 级转子的流动情况非常恶劣。在 550 Hz 附近谐波成份的增强和高幅值谱线的出现很有可能就是这种流动状态的反映。在工程上,试验发动机在喘振边界点所具有的这种流动特征,可用于压气机工作稳定性监控和 unstable 工作预警。当然,从理论分析的角度,这种特征具体产生的物理机制,则是需要进一步进行深入研究的内容。

### 3 结论

1) 与高转速时流动状态较好的情形相比,发动机工作点处于喘振边界时,压气机第 1 级静子通道压力信号频率成分中,压气第 1、2 级转子叶片通过频率信号 BPF1、BPF2 幅值显著增强、以 550 Hz 为中心的谐波成分显著增强,在 550 Hz 附近出现多根强幅值的谱线。

2) 从 4 180 r/min 的较高转速减速时,BPF1、BPF2 的幅值先是迅速增大,随后随工作转速增大而逐渐减小。与此不同的是,550 Hz 附近频率成分则是随转速减小而逐渐增强的。

3) 在发动机运行时捕获压气机通道流动压力信号幅频特性频率成分的变化特性,将有利于压气机工作稳定性的实时监控和预警。

#### 参考文献:

- [1] 王学德,周敏,张相毅,等. 新的多重网格算法在压气机流场计算中的应用[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2006, 7(2): 13-14.  
WANG Xuede, ZHOU Min, ZHANG Xiangyi, et al. A New Multi-grid Scheme for the Computation of Flow Field[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2006, 7(2): 13-14. (in Chinese)
- [2] 江勇,张发启,张百灵,等. 基于实验的插板式进气畸变稳态压力场估计[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2007, 8(2): 1-3.  
JIANG Yong, ZHANG Faqi, ZHANG Bailing, et al. The Inserted Board Air Inlet Flow Steady Pressure Distortion Field Estimate Based on Experiment[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2007, 8(2): 1-3. (in Chinese)
- [3] 高坤华,李天亮. 基于混沌吸引子的压气机失速分析[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2007, 8(1): 4-6.  
GAO Kunhua, LI Tianliang. Compressor Stall Analysis Based on Chaotic Attractor[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2007, 8(1): 4-6. (in Chinese)
- [4] 汪伟,何立明,于锦禄. 压气机虚拟试验仿真平台设计与实现[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2007, 8(3): 10-12.  
WANG Wei, HE Liming, YU Jinlu. Design and Implementation of Virtual Simulation Experiment Platform of the Aero-engine Compressor[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2007, 8(3): 10-12. (in Chinese)
- [5] 蒋爱武,史军勇,张百灵. 引气系数变化对涡扇发动机动态性能影响的数值模拟[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2007, 8(3): 13-15.  
JIANG Aiwu, SHI Junyong, ZHANG Bailing. Numerical Simulation for the Dynamic Influence of the Change of Gas Pumping Coefficient on the Turbofan Engine[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2007, 8(3): 13-15. (in Chinese)
- [6] Tryfonidis M, Etchevers O, Paduano J D, et al. Pre-stall Behavior of Several High-speed Compressors[J]. ASME J of Turbomachinery, 1995, 117(1): 62-80.

- [7] Bright M M. Chaotic Time Series Analysis Tools for Identification and Stabilization of Rotating Stall Precursor Events in High Speed Compressors[D]. Akron: Akron University, 2000.
- [8] 吴云, 李应红, 张朴, 等. 某轴流式压气机气动不稳定的相关积分分析[J]. 热能动力工程, 2006, 21(2): 145 - 149.  
WU Yun, LI Yinghong, ZHANG Pu, et al. Correlation - integral Analysis of the Aerodynamic Instability of an Axial - flow Compressor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy & Power, 2006, 21(2); 145 - 149. (in Chinese)
- [9] Leinhos D, Schmid N R, Fottner L. The Influence of Transients Inlet Distortions on the Instability Unception of a Low - pressure Compressor in a Turbofan Engine[J]. ASME J of Turbomachinery, 2001, 123(1): 1 - 8.
- [10] 宋慧敏, 李应红, 吴云, 等. 基于自相关函数的压气机气动不稳定监测方法[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2005, 6(3): 7 - 9.  
SONG Huimin, LI Yinghong, WU Yun, et al. Sensing the Aerodynamic Instability of a Compressor Using Auto - correlation Function[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2005, 6(3): 7 - 9. (in Chinese)
- [11] 刘大响, 叶培梁, 胡骏, 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.  
LIU Daxiang, YE Peiliang, HU Jun, et al. Aerospace Gas Turbine Engine Stability Design and Assessment Technology [M]. Beijing: Aerospace Industrial Press, 2004.
- [12] Strazisar A J, Bright M M, Thorp S, et al. Compressor Stall Control Through Endwall Recirculation[R]. ASME GT 2004 - 54295, 2004.
- [13] 张朴, 李应红, 刘代才, 等. 多级轴流式压气机静压升特性研究[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2006, 7(2): 10 - 12.  
ZHANG Pu, LI Yinghong, LIU Daicai, et al. Investigation on the Static - pressure - rise Characteristics of Multi - stage Axial flow Compressors[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2006, 7(2): 10 - 12. (in Chinese)

(编辑: 姚树峰)

## Passage Flow Characteristics of Multistage Compressor at Surge Boundary

WEI Feng - ting, LI Ying - hong, ZHANG Bai - ling, CHEN Dong - lin, ZHANG Pu

(Laboratory of Propulsion System, Engineering Institute, Air force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** Engine rig tests are performed and compressor passage flow pressure signal at surge boundary is obtained. Spectral analysis is adopted to investigate passage flow characteristics at surge boundary. Among all the frequency contents of the pressure signal of the first compressor stator passage, compared with higher rotor speeds at which the flow matches well, the magnitudes of BPF1 and BPF2 the blades are passing frequency contents for the first two compressor rotors respectively and the magnitudes of harmonic frequency contents near 550 Hz increases obviously at surge boundary, and a few spectral lines with very high magnitudes appear near 550 Hz. In the process of reducing rotor speeds from high speed, the magnitudes of BPF1 and BPF2 rapidly increase at first, and then gradually decrease; while the intensity of the frequency contents near 550 Hz gradually increases with the decrease of rotor speed. As for the test engine, the passage flow characteristics at surge boundary might be helpful to the monitoring and early - warning of compressor operation stability.

**Key words:** multistage compressor; stability; spectral analysis; blade passing frequency