

基于自相关函数的压气机气动不稳定监测方法

宋慧敏, 李应红, 吴云, 魏津亭, 张朴

(空军工程大学工程学院, 陕西西安 710038)

摘要:对某型涡喷发动机节流过程中压气机的气动不稳定问题进行了分析研究。研究发现, 对应不同的发动机工作状态, 压气机第一级静子机匣壁面静压脉动分量的自相关函数形式上有很大差异, 可以反映不同工况下压气机第一级转子端部的流动情况。定义了自相关函数特征值 μ 来量化这种变化。实时检测 μ 值的变化可以监测该型发动机节流过程中压气机的气动不稳定征兆。所提出的算法具有运算量小、运算速度快的优点, 可用于工程实际。

关键词:航空、航天推进系统; 机匣壁面静压; 自相关函数; 压气机

中图分类号: V23 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2005)03-0007-03

轴流压气机的旋转失速问题一直是发动机稳定性研究中的重要问题, 试验研究则是目前探索失速及失速征兆问题的主要技术途径。失速征兆的检测是稳定性试验和主动控制的基础, 目前常用的失速征兆检测方法包括行波能量法、小波分析、快速傅立叶变换等^[1,2]。为解决某型涡喷发动机节流过程中的气动不稳定问题, 我们曾在专用试车台架上进行了相关的失速/喘振试验^[3]。

1 机匣壁面静压脉动信号自相关函数的差异

试验发动机为单轴涡喷发动机, 压气机为7级轴流式。防喘装置为置于压气机3、4级之间的放气带。试验中, 对发动机在最大工作状态(A)、放气带打开转速附近(B)、上临近失速转速附近(C)工作时的压气机各级静子机匣壁面静压进行了测量。其中, 在工况B附近工作时, 分别采集了放气带打开(B1)、关闭(B2)状态下的压气机静子机匣壁面静压数据。见图1。本文对采集速率为10 000 Hz的数据进行分析。

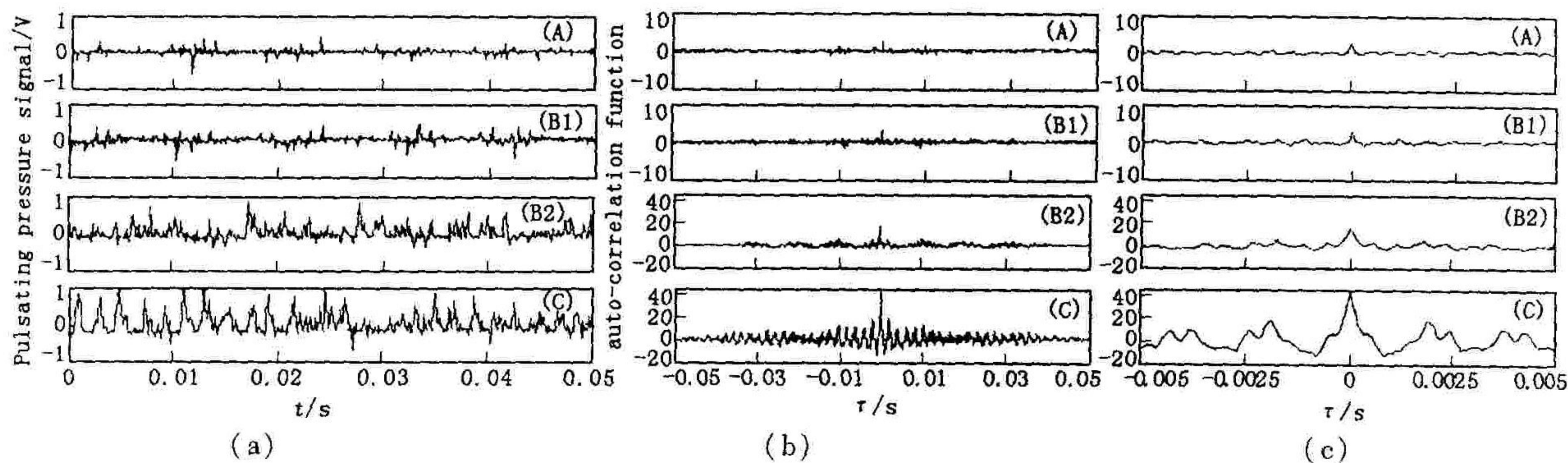


图1 四种不同工况的静压脉动和自相关函数

自相关表述一个信号不同时刻间的线性关系或相似程度。针对给定时间窗口内离散时间序列 $p[n]$, 自相关函数可以反映压气机内部流动的非线性动力学特征^[4]。分析压气机第一级静子机匣壁面静压脉动信号。发动机在工况A、B1、B2、C稳定工作时, 分别取压气机第一级静子机匣壁面的静压信号进行分析, 并

收稿日期: 2004-06-24

基金项目: 军队科研基金资助项目

作者简介: 宋慧敏(1979-), 女, 河北南宫人, 博士生, 主要从事航空发动机稳定性与故障诊断等研究;

李应红(1963-), 男, 重庆奉节人, 教授, 博士生导师, 主要从事航空发动机控制、可靠性与故障诊断。

计算其脉动分量的自相关函数图 1(a) 为四种工况下的静压脉动, 图 1(b) 和 (c) 为对应该静压脉动的自相关函数。图 1 中, 对应于 4 种不同的工况, 压气机第一级静子机匣壁面静压脉动信号的自相关函数表现出明显的差异。对应工况 A 和 B1, 机匣壁面静压脉动信号的自相关函数在 $\tau=0$ 处的值较小, 且其包络下降迅速, 与这两种工况下压气机第一级机匣壁面静压的相关性较弱相一致。而对应工况 B2 和 C, 机匣壁面静压信号的自相关函数在 $\tau=0$ 处的值有所增大, 且相关函数包络下降的速度减缓, 反映了压气机第一级静子机匣壁面静压脉动信号增强的流动相关性。其中, 工况 C 的相关函数在 $\tau=0$ 处量值增大得更多, 且其包络下降速度也更缓慢, 也与实际的流动状态相一致。由此可见, 压气机第一级静子机匣壁面静压脉动自相关函数的差异, 实际上是不同工况下压气机第一级端部流态差异的反映。

2 自相关函数和特征值 μ

数字信号 $p[i]$ 是静子机匣壁面静压 p 的离散形式, i 是离散时间。用一个宽 N 点的滑动数据窗提取所要处理的数据, 可得 N 点离散时间序列 $p[n]$, $n = 1, 2, \dots, N$ 。则 $p[n]$ 的脉动分量为 $p'[n] = p[n] - \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N p[n]$; 离散形式的自相关函数定义为 $\lambda(k) = \sum_{n=0}^N p'[n]p'[n+k]$, $k = -N, \dots, N$ 。

引入特征值 μ 表示一个滑动时间窗口内静压脉动的自相关函数曲线与 x 轴围成的面积, 表达式为

$$\mu = \int_{t_1}^{t_2} \frac{1}{F_s} |\lambda(\tau)| d\tau \quad t_1 = \frac{N}{F_s} \quad (1)$$

其中 F_s 为采样频率, τ 为时间延迟。这里, 特征值 μ 用以量化试验发动机压气机第一级机匣壁面静压脉动在不同工况下自相关函数的差异。

在 A、B1、B2 和 C 等 4 种不同工作状态下, 对应图 1 中静压脉动的自相关函数曲线, 按式 (1) 计算出的 μ 值分别为 0.009 6、0.011 5、0.079 3、0.284 8, 在量值上有很大的差异。由此, 可用自相关函数特征值 μ 来分析不同的发动机工况下压气机第一级静子机匣壁面的流态。

3 试验数据分析

发动机在工况 A、B、C 附近工作时, 对压气机各级静子机匣壁面静压数据文件进行数值分析, 分别计算 1 至 6 级静子机匣壁面静压脉动信号的自相关函数特征值 μ , 结果如图 2 所示。对应 A、B1、B2、C 等 4 种工作状态, 压气机 2 至 6 级静子机匣壁面静压脉动自相关函数特征值 μ 都维持在一个较低的水平上, 工作状态变化时不发生显著变化, 而第一级静子机匣壁面静压脉动相关函数 μ 变化较为显著。发动机在工作点 A 稳定工作时, 压气机第一级静子机匣壁面静压脉动自相关函数特征值 μ 的均值为 0.01, 最大值为 0.015; 在工作点 B 附近、放气带打开时 (0.8 ~ 2.8 s 的一段), μ 的均值为 0.011, 最大值为 0.02; 在 B 点附近放气带关闭时 (0.8 ~ 2.8 s 区间以外), μ 的最小值为 0.08, 最大值为 0.19; 在近失速点 C, μ 的最小值为 0.19, 最大值为 0.50。可以看出, μ 值随着喘振裕度的减小有规律地发生变化。最大状态和工作点 B 附近放气带打开时, 压气机的喘振裕度较大, 压气机各级流场匹配较好, 流动未发生分离, 第一级静叶通道机匣壁面静压脉动相关性较差, 对应的 μ 也较小 (0.01 左右); 在工作点 B 附近放气带关闭时, 压气机的喘振裕度变小, 第一级动叶叶尖部位来流攻角增大, 流动分离逐渐增强, 静压脉动的相关性也随之增强, 对应的 μ 也较大 (0.08 ~ 0.19); 近失速点 C, 压气机喘振裕度几乎为零, 第一级动叶叶尖的流动分离相当严重, 对应压气机所能承受的最为严峻的工作状态, 并且可能存在较大的漩涡结构, 第一级静子机匣壁面静压脉动的自相关性比其它两种状态都强, μ 值有了很大的振荡, 而且始终在一个比较高的水平 (0.19 ~ 0.50), 远大于其它两种状态。因此, 自相关函数特征值 μ 的变化反映了不同工作状态下压气机第一级静子机匣壁面流动的差异。

由以上分析还可以判断, 试验发动机压气机第一级静子机匣壁面静压脉动对发动机节流动作最为敏感。这与发动机稳定性的理论相一致。因此, 在试验发动机节流过程中, 监测压气机第一级静子机匣壁面静压脉动自相关函数特征值 μ 的变化, 可以判断发动机工作点接近不稳定工作边界的程度。

4 结论

发动机节流过程中, 压气机第一级静子机匣壁面静压脉动分量自相关函数可以反映第一级端部流动动

特征。定义了静压脉动自相关函数特征值 μ 来量化不同工况下试验发动机压气机第一级端部流态的差异。较小的 μ 值对应匹配较好的流动,而较大的 μ 值则表明有较为严重的端部流动分离。提出的通过自相关函数分析监测试验发动机节流过程中气动不稳定征兆算法简单、运算速度快,可用于工程实际。

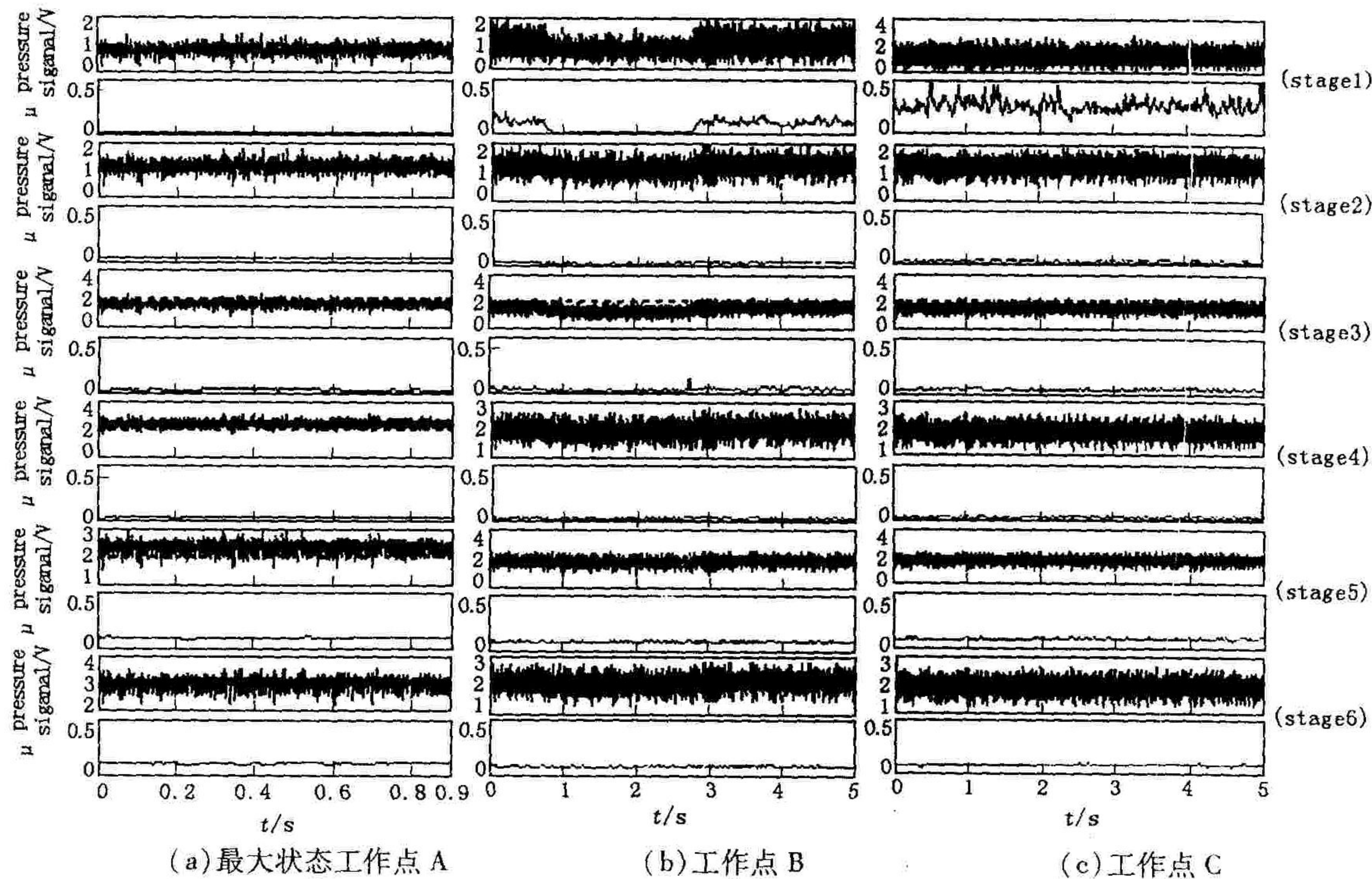


图2 压力信号和自相关函数特征值 μ 随时间的变化曲线

参考文献:

- [1] Höss B, Leinhos D, Fottner L. Stall Inception in the Compressor System of a Turbofan Engine[J]. ASME J Turbomachinery, 2000, 122(1): 32 - 44.
- [2] Inoue M, Kuroumaru M, Yshida S, et al. Short and Long Length - Scale Disturbances Leading To Rotating Stall in an Axial Compressor Stage With Different Stator/rotor Gaps[J]. ASME J Turbomachinery, 2002, 124(3): 376 - 384.
- [3] 姜涛, 李应红, 李军. 某型发动机最先失速级判定的试验研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 80 - 82.
- [4] Tahara N, Nakajima T, Kurosaki M, et al. Active Stall Control With Practicable Stall Prediction System Using Auto - Correlation Coefficient[R]. AIAA 2001 - 34316.

(编辑:姚树峰)

Sensing the Aerodynamic Instability of a Compressor Using
Auto - correlation Function

SONG Hui - rain, LI Ying - hong, WU Yun, WEI Feng - ting, ZHANG Pu

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China)

Abstract :The compressor's aerodynamic instability problem of a certain turbojet engine in the process of the throttling operation was experimentally studied. It is observed that different auto - correlation functions of the pulsating components of the casing wall static pressure in the first compressor stage correspond to the different working conditions of the aero - engine. An eigenvalue " μ " is then introduced to quantify the variation of auto - correlation functions. The value " μ " is capable of reflecting some aspects of flow separation in the tip region of the first compressor stage, and may serve as an indicator of imminent aerodynamic instability of the compressor. Besides, it is promising to apply the auto - correlation algorithm to real time control.

Key words : aerospace propulsion system; casing wall static pressure; auto - correlation function ; compressor