

文章编号: 1000-8055(2023)12-3043-07

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20230589

重型燃机压气机试验状态在线检测技术

王 欣, 黄 单, 彭生红, 董满收, 周晟鋈

(中国联合重型燃气轮机技术有限公司, 上海 200131)

摘 要: 针对重型燃气轮机压气机部件质量重、空气流量大、转速高、试验风险高等特点, 开展重型燃气轮机压气机部件试验状态双冗余模式在线检测技术研究。通过分析压气机试验不稳定工作状态参数特征, 设计基于时频-小波辨识算法, 研制出具有国内自主知识产权的重型燃气轮机压气机部件试验状态双冗余模式在线检测系统, 解决试验过程缺乏有效安全自动检测的技术难题。该系统相对于国内同类产品, 能够更可靠、准确、及时地检测到压气机试验不稳定工作状态动态特征信号, 辨识系统响应时间优于 50 ms, 具备对重型燃气轮机压气机部件试验状态在线预警能力。

关 键 词: 双冗余模式; 不稳定工作状态; 信号提取; 小波分析; 响应时间

中图分类号: V241.1

文献标志码: A

Research on online detection of test status for heavy gas turbine compressors

WANG Xin, HUANG Dan, PENG Shenghong, DONG Manshou, ZHOU Shengjun

(China United Gas Turbine Technology Company Limited, Shanghai 200131, China)

Abstract: Based on the characteristics of heavy gas turbine compressor components, such as heavy weight, large air flow, high rotating speed, and high test risk, research on the online detection technology of double-redundancy-model for heavy gas turbine compressor components' test status was carried out. By analyzing parameter characteristics of unstable operating status in compressors test, designing identification algorithm based on time-frequency and wavelet analysis, a double-redundancy-model online detection system for heavy gas turbine compressors' test status was developed with domestic independent intellectual property rights, then the technological problem of effective safety automatic detection in the test process was solved. Compared with similar domestic products, the system can detect the dynamic characteristic signal of unstable operating status for compressors test more reliably, accurately and timely, and identify response time of the system within 50 ms. The research can provide the ability of on-line pre-warning of the test status for heavy gas turbine compressor components.

Keywords: double redundancy model; unstable operating status; signal extract; wavelet analysis; response time

重型燃气轮机是能源转换的重大装备, 具有高效、清洁以及安全等特征, 目前已成为国内清洁能源发电领域的关键设备。重型燃气轮机主要由压气机、燃烧室和透平三大部件组成,

压气机作为其关键核心部件, 性能指标直接影响燃机整机的总体性能参数。压气机研发涉及了气动热力、机械结构及传动、控制、材料及制造工艺、试验测试等多方面学科知识, 尽管随

收稿日期: 2023-09-13

作者简介: 王欣(1975—), 男, 高级工程师, 主要从事重型燃气轮机总体与试验技术研究。

通信作者: 彭生红(1978—), 男, 研究员, 博士生, 主要从事重型燃气轮机压气机试验技术研究。E-mail: psh-305@163.com

引用格式: 王欣, 黄单, 彭生红, 等. 重型燃机压气机试验状态在线检测技术[J]. 航空动力学报, 2023, 38(12): 3043-3049. WANG Xin, HUANG Dan, PENG Shenghong, et al. Research on online detection of test status for heavy gas turbine compressors[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(12): 3043-3049.

着计算机技术和数值计算方法的发展,重型燃气轮机设计技术有很大提高,但由于本身复杂性,从基础性机理探索、单项新技术突破等全寿命周期活动均离不开试验。试验技术是获取压气机真实物理参数,验证和科学评定气动性能与稳定性、结构完整性与寿命可靠性等各类设计技术指标的主要手段,能够为验证设计结果与优化改进提供方向和指导,在压气机研制过程中起到不可替代的作用^[1-3]。

重型燃气轮机压气机部件体积庞大,总体质量重,试验拖动功率大,现有型号压气机最大拖动功率高达 88 MW;工质流量高,400 MW 等级燃机压气机缩尺至 0.4 基础上,设计点工况进口流量仍高达 136 kg/s。压气机试验件属于高速旋转机械,现有 300 MW、400 MW 等级燃机压气机设计点转速 7 500 r/min。试验过程中,一旦压气机进入不稳定性工作状态,很有可能会引起叶片不规律振动,严重时将会出现叶片断裂,导致整台压气机试验件灾难性损坏。国内外对于压气机内流的不稳定状态特征信号检测开展了大量研究,国外专家 Brown、Liao 等提出了空间分析法,通过固定窗口内互相关函数,对周向相邻两个传感器得到的信号参数进行相关性分析;Pramod 等通过在压气机机匣壁面对称安装传感器,采用基于 Labview 分析方法对动态压力信号进行检测,该方法检测到扰动的时间比传统检测不稳定状态特征信号的时间提前了大约 3 s^[4-10]。国内西北工业大学李长征等提出综合压力脉动强度、平均频率的试验状态监测判据,同时使用自回归模型进行时间序列分析,揭示了压气机不稳定状态时典型特征信号的变化情况,检测不稳定状态特征信号的时间提前了大约 1.2 s^[11-13]。

国内外对于重型燃气轮机压气机进入不稳定性工作状态的判别主要集中部件内部气体流动,获取了部分理论和仿真计算成果。对于工程试验,目前国内相关试验单位开发了单余度试验状态监控系统,当系统内部判定模块出现损坏必然带来虚警误判,系统可靠性有待提高。故有必要开展重型燃气轮机压气机部件试验状态双余度模式在线检测技术研究,采用双余度备份设计,适时获取试验运行状态,及时准确捕捉不稳定性工作状态特征信号,当两路系统均感知压气机进入不稳定工作状态时才发出控制指令,对应采取措施,从而解决重型燃气轮机压气机部件试验安全自动

监控技术难题。

1 特征参数选取

在进入不稳定工作状态时刻,压气机内部流场以及进口流场会出现表征不稳定状态特征的气流波动。压气机不稳定状态从开始产生至完全发展的时间历程非常短,特别是某些大功率重型燃气轮机压气机部件,其不稳定工作状态发生时刻具有突发性,这就要求选取的典型特征参数具备表征压气机进入不稳定工作状态时的突变性,同时该参数可以连续采集、实时处理。目前,重型燃气轮机压气机部件试验过程中,工作状态通常通过压力、转速、温度、振动等动态参数进行显示^[14-16],理想的状态检测特征信号为:该信号在稳定工作时的值与即将不稳定工作时的值有明显不同,而且从可以识别该信号到完全不稳定时之间时间间隔越长越好,则可以作为预示不稳定工作状态发生的报警信号。

试验数据研究表明,压气机试验过程中出现不稳定工作状态时,变化最显著的是气流压力脉动,并且具有相对稳定的频率范围,如图 1 所示。喘振时,压气机部件出口压力波动剧烈,视为最佳的特征检测试验参数;对于失速时,试验件出口位置距离失速区较远,可能降低出口压力信号波动敏感度,检测参数选出口压力信号是不适宜。由于压气机不稳定工作状态的始发位置通常出现在前几级,参考国内外相关文献研究结果,在压气机部件前几级的级间壁面安装静压探针,获取气动特性,信号变化更加明显。对于重型燃气轮机压气机部件而言,由于级数多达 15 级以上,考虑到不稳定工作状态的始发位置以及外部管路复杂分布严重影响传感器的安装,基于试验安全等因素,选取靠近压气机进口截面位置处的脉动

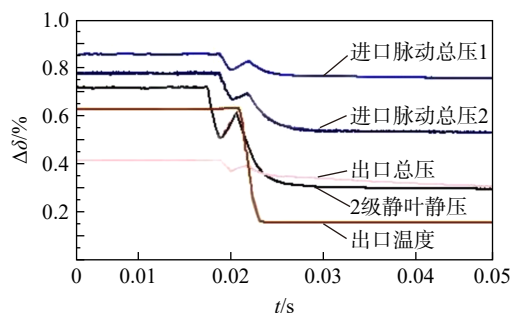


图1 压气机不稳定工作状态参数变化时域图

Fig. 1 History of parameter changes in compressors' unstable working status

总压, 作为重型燃气轮机压气机部件试验状态在线检测特征参数^[17-20]。

图 1 中 $\Delta\delta$ 为测量参数相对脉动量, 表征对应参数测量值与最小值之差相对于最大值与最小值之差的相对比值, t 为时间变量。

2 判定计算方法

对于重型燃气轮机压气机部件试验状态双冗余模式在线检测技术研究, 采用的判定方法无疑是极为关键的, 直接关系到检测技术使用的准确性。采用时频-小波分析判别算法对压气机试验运行状态进行在线检测, 基本原理框图见图 2。对压气机进口脉动压力进行实时计算处理时, 首先虚拟建立一个移动窗口单元, 获取一段连续的压气机进口试验脉动压力试验数据 $p(i)$, 若数据采样频率为 f_s , 压力值 $p(i)$ 在 f_s 下的离散函数为 $p(t)$ 。将一定范围为 N 的窗口试验数据分为分析窗口 ΔN_1 和参考窗口 ΔN_2 两部分, 两者之间时间间隔为 Δt , 以分析窗口方差与参考窗口的比值为时域相对变化量。窗口每移动一次, 方差计算一次, 形成一个方差序列 $D(n)$, 如图 3 所示。方差计算公式为:

$$p_{av} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n p(i) \quad (1)$$

$$D(n) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n [p(i) - p_{av}]^2 \quad (2)$$

$$\sigma = D_1/D_2 \quad (3)$$

其中 n 为数据样本个数, p_{av} 为脉动压力平均值,

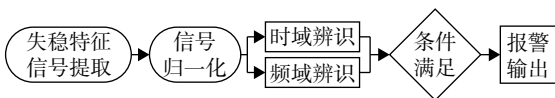


图 2 时频-小波判定方法流程图

Fig. 2 Flow chart of time-frequency and wavelet analysis

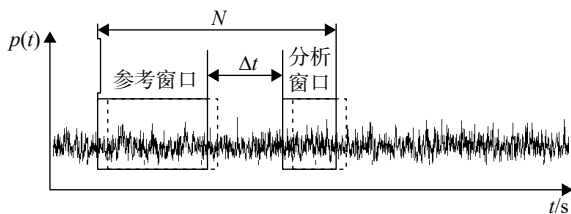
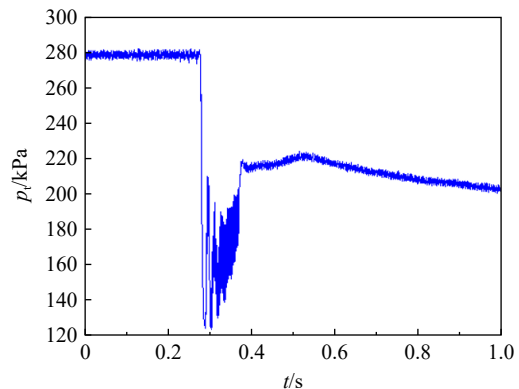


图 3 判定算法实时计算原理

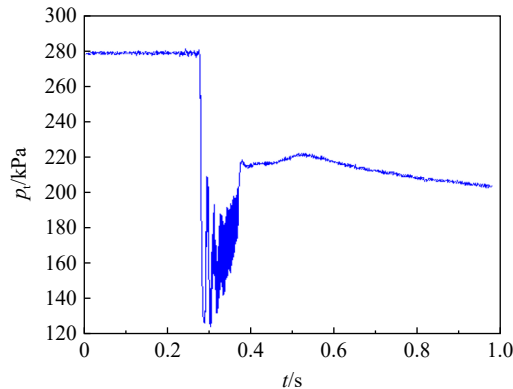
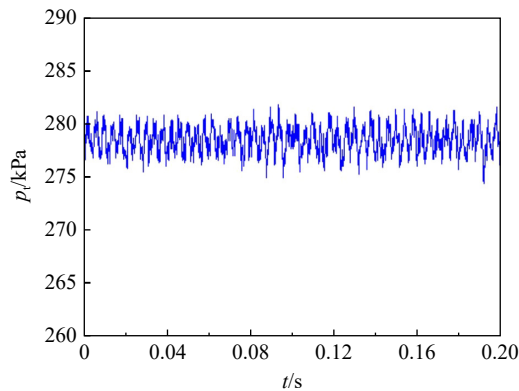
Fig. 3 Principle of real-time computation to judging algorithm

D_1 为分析窗口 ΔN_1 数据方差计算处理结果, D_2 为参考窗口 ΔN_2 数据方差计算处理结果, σ 为两者之间的比值, 即压力平均值的波动量大小。

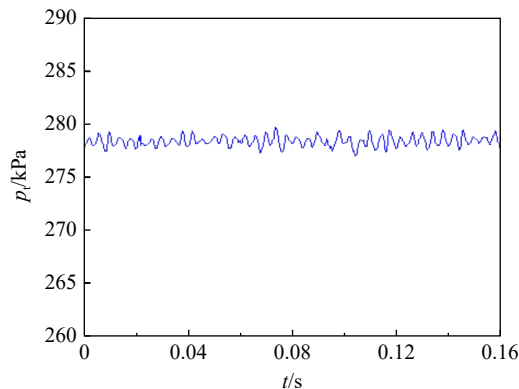
由于动态测试中所获取的试验数据具有多种频率成分, 需要将其中的有用频率成分提取出来。系统采用软、硬件相结合的方法, 在采样之前, 用简单的阻容硬件滤波, 对频带进行一定程度滤波处理, 滤去干扰信号的高频部分, 防止频率混叠, 从而影响分析的准确性。信号采样后, 利用数字实时滤波方法对有用信号进行提取。小波分析是时频分析方法之一, 小波变换提供了一种自适应的时域和频域同时局部化的分析方法, 具有很强的灵活性, 能聚焦到信号时段和频段的任意细节, 很适合于探测正常信号中瞬态反常现象并展示其成分。由于小波变换不具有递推性, 为了实现传感器输出信号的实时处理, 通过施加滑动数据窗的方式取实时数据的最新一段, 再利用区间小波构造出实时小波降噪算法。采用对称添加的浮动数据窗法对滑动数据窗内数据段处理, 原始信号与估计信号的信噪比越高, 方均根误差越小, 估计信号越接近原始信号, 滤波信号整体趋势表现得越光滑, 处理出的信号更加符合预测判断。系统选取不同时长分析窗口对压气机不稳定性工作状态响应时间、有效性有较大影响, 分析窗口与参考窗口间隔点数取 1048 点 (点数是 2 的指数方便滤波和频域分析), 窗口更新时间间隔 Δt 为 5 ms, 分析窗口时长 t_a 分别为 0.05、0.1、0.2、0.5、1 s, 仿真结果如图 4 所示。系统选取不同分析窗口样本长度对算法计算结果同样影响较大, 更新窗口时长 t_u 取值越小, 精度越高, 计算工作量大大增加, 更新窗口取值越大, 辨识方法响应时间越慢, 仿真结果如图 5、图 6 所示。



(a) 出口总压 p_t 原始信号

(b) 实时小波滤波后 p_i 信号

(c) 原始信号局部放大



(d) 滤波后信号局部放大

图 4 某压气机实时特征提取方法分析

Fig. 4 Analysis of real time feature extraction method for the compressor

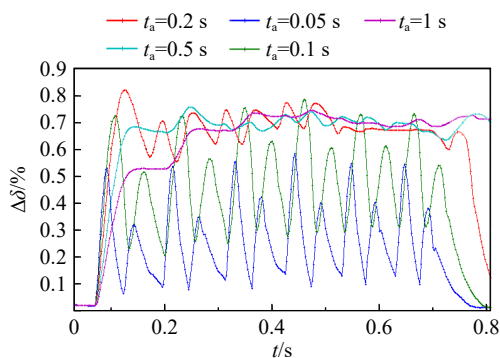


图 5 某压气机分析窗口时长影响分析

Fig. 5 Influence of analysis window duration for the compressor

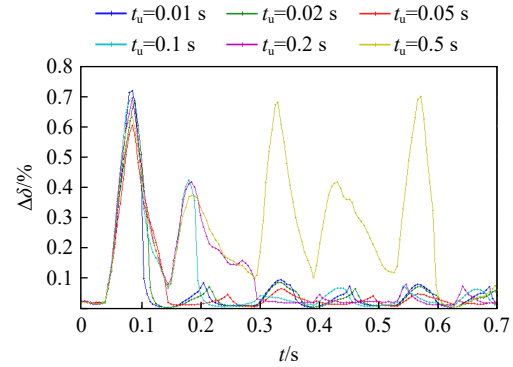


图 6 某压气机更新窗口时长影响分析

Fig. 6 Influence of updating window duration for the compressor

3 系统硬件设计

重型燃气轮机压气机部件试验状态双余度模式在线检测系统构建原理如图 7 所示,利用商用软件 Labview 进行编程。该系统测试探针包括受感部和高频压力传感器,传感器安装同一截面不同周向位置或同一位置安装两支传感器,如图 8 所示。双余度模式在线检测系统根据输入压力信号的特征,在燃机压气机部件相对转速范围内,将试验件工作状态划分为 3 个区间,分别对应工作正常、信号异常和不稳定工作 3 个状态。当系统检测到信号异常时,系统警示灯闪烁提醒;当系统检测到压气机进入不稳定工作状态时,系统发出声光报警;系统设置为上电即工作,显示屏实时显示辨识系统采集的压力信号,可在线调节系统灵敏度。系统硬件总体结构图如图 9 所示。

重型燃气轮机压气机部件试验状态双余度模式在线检测系统为一小型整体,集成气动失稳探针、传感器信号调理器、嵌入式平台与人机交互屏,具有结构紧凑、性能可靠、判别准确率高等优点,且可直接与人机交互屏连接实时显示嵌入式平台的计算过程,也可实时更改报警阈值。该装置主要包含检测受感部与压力传感器、信号调理器、控制驱动模块、嵌入式模块及自检模块等。压力传感器安装在受感部上,频响不低于 3 kHz;压力传感器由信号调理器提供激励电压,并对压力传感器输出电压信号进行滤波、适时放大处理,放大倍数为 50 倍,并将传感器输出信号隔离输出为两路,一路信号连接嵌入式模块,一路信号连接输出供外部采集系统使用;控制驱动模块将嵌入式模块发出的消喘控制指令转化为 27 V 高电平,实现指示灯闪烁或报警,输出两路高电平;嵌入式模块为 FPGA+RT(现场可编程门阵列)实时

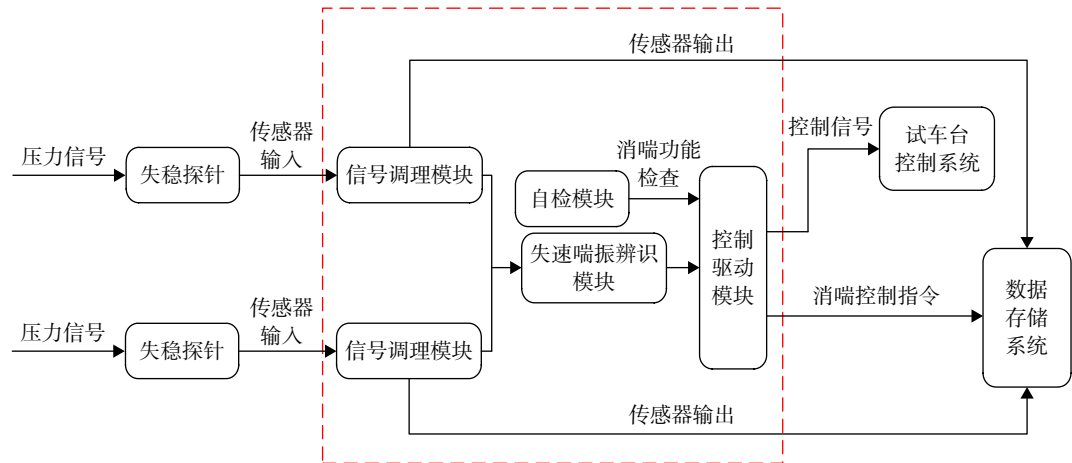


图 7 系统构建原理框图
Fig. 7 Principle of the system

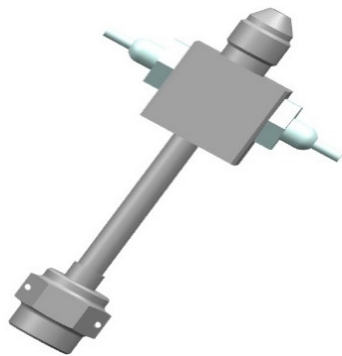


图 8 同一位置测试探针对称安装传感器
Fig. 8 Installing sensors symmetrically with testing probe at the same position

操作系统,完成对信号调理模块输出的压力传感器信号采集分析,采样率不低于 1 s 内采集 10 000 个数据样本,编程实现试验状态辨识算法;自检

模块完成装置的自检,在人机交互屏点击自检功能时,嵌入式模块调用存储的试验数据模拟验证判别算法和电路的有效性,人机交互屏通过 VGA (视频图形阵列)接口与装置连接。

双余度判别系统在以往单余度判别系统的基础上,通过试验件进口测试探针对称安装两支绝压传感器,两块相互独立的信号调理器给传感器提供激励电压并将传感器信号隔离输出,并用嵌入式模块对传感器输出的信号采集与实时计算分析,当两路传感器同时检测到压气机进入不稳定性工作状态时才发出报警指令。该系统实现了硬件以及软件控制逻辑上的余度备份设计,可有效避免试验过程中因传感器、线缆、嵌入式硬件等损坏引起的虚警误判,系统判别更加准确及时、可靠性更高。

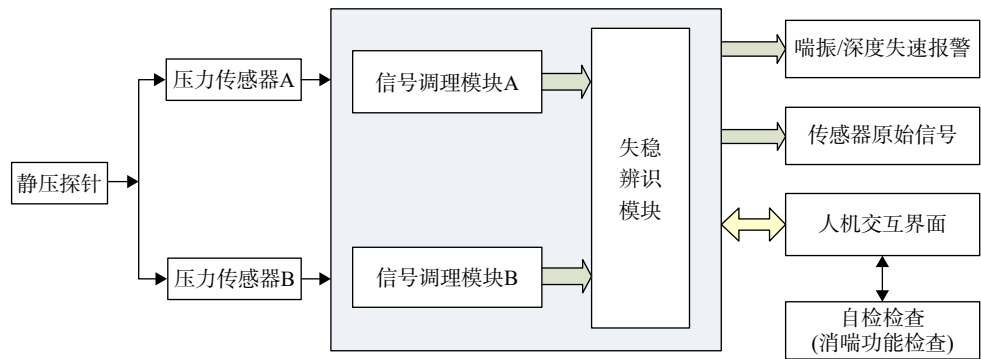


图 9 检测系统硬件集成
Fig. 9 Hardware integration of detection system

4 试验验证

重型燃气轮机压气机部件试验状态双余度模式在线检测系统在德阳东汽压气机试验台上开展

技术验证,试验时,将选定的压气机进口脉动压力检测特征信号参数分为两路,一路进入原试车台单余度试验状态在线检测系统进行实时判别,

另一路信号连接双余度在线检测系统,以确定判定的有效性以及不同响应时间。

在近失速边界摸索过程中,启动压气机试验件至低转速状态,稳定一定工作时间,试验件达到气动热平衡状态;调节进气、排气阀门,将试验件调节至该设计状态。逐渐关闭排气阀门开度,减小排气流通面积,从而增大叶片进气攻角,加大叶片槽道气流分离,最终导致试验件进入不稳定工作状态。试验过程中,两套检测系统全程进行数据的采集、分析与判别。

典型试验结果如图 10~图 12 所示,双余度模式检测系统对于压气机脉动压力信号变化,能够准确识别出压气机进入不稳定性工作状态时刻;在压气机换算转速 H_s 不低于 20% 情况下,试验过程中该系统未出现进入不稳定状态时刻的误报、漏报现象。双余度检测系统与原单余度检测系统对于压气机进入不稳定性工作状态时刻触发报警响应间隔时间 Δt 在 5~25 ms 之间,结合原单余

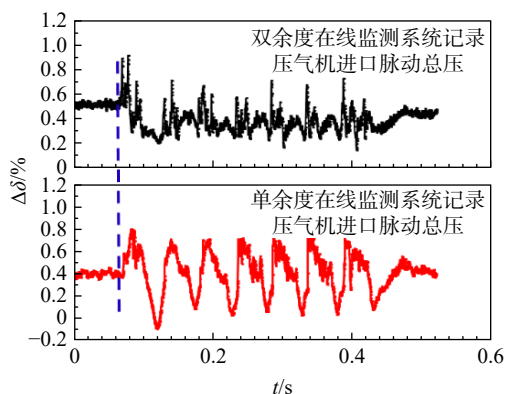


图 10 压气机转速 $H_s=40\%$ 失稳时系统判别对比图

Fig. 10 Comparison chart of system discrimination while instability to the compressor $H_s=40\%$

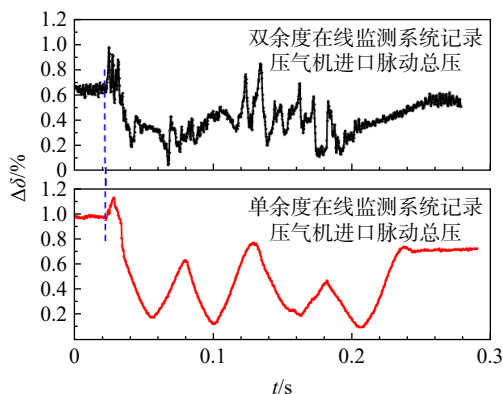


图 11 压气机转速 $H_s=60\%$ 失稳时系统判别对比图

Fig. 11 Comparison chart of system discrimination while instability to the compressor $H_s=60\%$

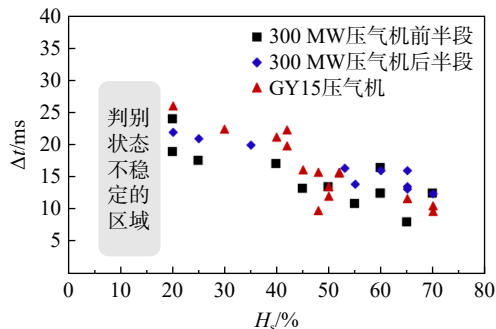


图 12 系统触发报警响应间隔时间

Fig. 12 Response interval time of systems alarm

度检测系统对于压气机进入不稳定性工作状态时刻触发报警响应间隔时间,双余度检测系统对于压气机进入不稳定性工作状态时刻触发报警响应间隔时间满足国际上应优于 50 ms 的技术要求。在压气机换算转速 H_s 低于 20% 情况下,由于压气机进入不稳定性工作状态时气动失速能量团偏低,难以触发报警限制值。

5 结 论

双余度模式在线检测系统是国内行业技术部门自行研发、拥有完全自主知识产权,具备对重型燃气轮机压气机部件试验运行状态在线检测的能力,实际工程试验应用性强,对重型燃气轮机整机试验研究及其实际工程运行中的状态在线检测具有重要的参考价值,研究表明:

1) 双余度模式在线检测系统采用时频-小波辨识算法,对重燃压气机部件试验状态辨别及时准确,可靠性更高,能有效解决重燃压气机部件试验中安全自动监控技术难题;

2) 在压气机换算转速 H_s 不低于 20% 情况下,双余度模式在线检测系统对压气机进入不稳定性工作状态时刻触发报警响应间隔时间优于 50 ms,系统辨别的有效性及其响应时间跟压气机不同试验转速状态下失速能量团大小密切相关。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 国防科学技术工业委员会.航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定方法:GJB/Z224-2005[S].北京:中国航空工业第一集团公司,2005:15-20.
- [3] MOORE F K, GREITZER E M. A theory of post-stall transients in axial compression systems: Part I development of equations[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1986, 108(1): 68-76.
- [4] GREITZER E M, MOORE F K. A theory of post-stall transients in

- axial compression systems: Part II application[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1986, 108(2): 231-239.
- [5] HYNES T P, GREITZER E M. A method for assessing effects of circumferential flow distortion on compressor stability[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1987, 109(3): 371-379.
- [6] HAYNES J M, HENDRICKS G J, EPSTEIN A H. Active stabilization of rotating stall in a three-stage axial compressor[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1994, 116(2): 226-239.
- [7] TRYFONIDIS M, ETCHEVERS O, PADUANO J D, et al. Pre-stall behavior of several high-speed compressors[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1995, 117(1): 62-80.
- [8] BROWN C, SAWYER S, OAKES W. Wavelet based analysis of rotating stall and surge in a high speed centrifugal compressor[R]. AIAA 2002-4080, 2002.
- [9] LIAO Shengfang, CHEN Jingyi. Time-frequency analysis of compressor rotating stall by means of wavelet transform[R]. ASME Paper GT-1996-57, 1996.
- [10] SALUNKHE P B, JOSEPH J, PRADEEP A M. Active feedback control of stall in an axial flow fan under dynamic inflow distortion[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2011, 35(6): 1135-1142.
- [11] 李长征, 熊兵, 韩伟. 基于时间序列分析的压气机喘振检测[J]. *测控技术*, 2011, 30(1): 100-104.
- LI Changzheng, XIONG Bing, HAN Wei. Compressor surge detecting based on time series analysis[J]. *Measurement and Control Technology*, 2011, 30(1): 100-104. (in Chinese)
- [12] 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)
- [13] 张朴, 祝雪平, 李应红. 失速起始检测的平均数值差分方法[J]. *航空动力学报*, 2003, 18(4): 546-548.
- ZHANG Pu, ZHU Xueping, LI Yinghong. An averaged numerical difference method for detection of stall inception[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2003, 18(4): 546-548. (in Chinese)
- [14] 吴云, 李应红, 张朴. 某涡喷发动机压气机气动失稳过程的非线性分析[J]. *航空动力学报*, 2005, 20(5): 890-894.
- WU Yun, LI Yinghong, ZHANG Pu. Nonlinear analysis of the process of loosing compressor aerodynamic stability in a turbojet engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2005, 20(5): 890-894. (in Chinese)
- [15] 张浩, 蒲秋洪. 基于小波分析的压气机气动失稳检测[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2005, 18(1): 38-40.
- ZHANG Hao, PU QiuHong. Aerodynamic unsteadiness detection in compressor based on wavelet analysis[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2005, 18(1): 38-40. (in Chinese)
- [16] 田金虎, 乔渭阳, 彭生红. 航空发动机高空压力畸变试验[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(4): 817-823.
- TIAN Jinhu, QIAO Weiyang, PENG Shenghong. Experiment on aero-engine altitude simulated pressure distortion[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(4): 817-823. (in Chinese)
- [17] 李继超, 童志庭, 聂超群, 等. 基于互相关分析的前失速先兆检测分析[J]. *航空学报*, 2013, 34(1): 28-36.
- LI Jichao, TONG Zhiting, NIE Chaoqun, et al. Detection and analysis of early stall warning based on cross-correlation[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(1): 28-36. (in Chinese)
- [18] 钟明, 陈洪敏, 熊兵, 等. 风扇/压气机失稳辨识系统设计与验证[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2016, 29(6): 51-55.
- ZHONG Ming, CHEN Hongmin, XIONG Bing, et al. Design and experimental investigation of instability identification system for fan and compressor[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2016, 29(6): 51-55. (in Chinese)
- [19] 彭生红, 钟华贵, 吴锋, 等. 移动插板容腔对发动机压力畸变流场的影响[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(9): 2242-2247.
- PENG Shenghong, ZHONG Huagui, WU Feng, et al. Effect of movable flat baffle's plenum volume on pressure distortion flow field of engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(9): 2242-2247. (in Chinese)
- [20] 彭生红, 田金虎, 刘冬根, 等. 中等涵道比涡扇发动机高空压力畸变试验[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(6): 1273-1281.
- PENG Shenghong, TIAN Jinhu, LIU Donggen, et al. Experiment on inlet total pressure distortion of middle-bypass ratio turbofan engine at high altitude[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(6): 1273-1281. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)