

基于Mallat算法的机载失速喘振辨识装置研制

李 粮, 田青林, 钟 明, 赖小皇

(中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 针对航空发动机机载失稳辨识需求,设计了一种基于数字嵌入式的航空发动机失速喘振辨识装置。该装置利用短时傅里叶变换和小波变换方法对压气机出口壁面静压信号的时频特性进行分析,及时捕获失稳状态下的突变信号并做出响应。所设计的失速喘振辨识装置在压气机喘振试验中进行了试验验证,对试验中的喘振信号做出了准确报警,报警延时小于50 ms,满足性能设计指标,具有较高的工程应用价值。

关键词: 航空发动机;失速;喘振;信号检测;数字嵌入式;短时傅里叶变换;小波变换;机载装置

中图分类号: V233.7 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2019) 06-0045-05

Development and application on on-board stall identification device based on Mallat algorithm

LI Liang, TIAN Qin-lin, ZHONG Ming, LAI Xiao-huang

(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621000, China)

Abstract: Based on digital embedded technology, a device which could identify the stall flutter of aero-engine was designed to meet the requirement of on-board stall identification device for aero-engine. This device used Short Time Fourier Transform (STFT) and Wavelet Transform (WT) methods to analyze the time-frequency characteristics of static pressure signals on the outlet wall of compressor, and could timely capture the sudden change signals under the unstable state and respond to it. This device has been tested in the surge test of a compressor and the surge signal can be accurately alarmed in the test, with the alarm delay of less than 50 ms. So the device is able to satisfy the performance design index and has important value of engineering application.

Key words: aero-engine; stall; surge; signal detection; digital embedded technology; STFT; wavelet transform; on-board device

1 引言

压气机旋转失速和喘振会引起发动机熄火以及空中停车,严重威胁飞行员生命安全。失稳信号的准确识别是发动机进行失稳控制的先决条件。准确判定失稳信号并及时采取措施消喘,使发动机快速恢复稳定工作状态,降低由失稳状态对发动机造成的损害,保护飞行器安全,已成为发动机研制过程中的一项重要课题。

国外针对航空发动机失稳状态辨识的研究起步较早。Epstein等^[1]对失速特性进行了研究,提出通

过抑制失速开始现象来实现压气机的主动失速控制。Camp等^[2]对起动失稳过程进行了进一步研究,发现了两种典型的气动失稳开始方式,即模态摆动长波型和尖峰短波型。为准确识别发动机失稳现象,国外航空大国均围绕发动机型号建立了成熟的发动机气动失稳检测控制系统^[3],如俄罗斯在Д36, АЛ-31Ф等发动机上均安装了成熟的防喘系统^[4]。

国内在航空发动机失稳状态辨识研究上起步较晚,近几年通过试验数据积累和方法总结在此研究中取得了丰硕成果。李长征等^[5-7]通过时频分析、数

收稿日期: 2018-02-12

作者简介: 李 粮(1985-),男,四川北川人,工程师,从事发动机试验测试技术研究。

据融合统计及模式识别等,在失稳信号辨识方面做了大量研究工作,提出并验证了失稳状态下失稳信号的各种特征变化。向宏辉等^[8]通过对多台轴流压气机喘振试验数据的整理与分析,提出并验证了轴流压气机喘振边界经验预估方法;王克宏等^[9]在不断积累和融合数据过程中发现了失稳信号的诸多特征,并提出了基于失稳信号特征的甄别方法。钟明等^[10]通过吸收与改进多个研究成果,以及对大量失速喘振数据进行特征分析与研究,创新性地设计和开发出基于时频特性分析的失速喘振在线辨识系统。目前,该系统已广泛应用于多型压气机及整机试验的喘振预警与消喘,对失稳信号辨识的准确率达99%以上。

台架失速喘振在线辨识系统的成功应用为其向机载方向发展提供了有力支撑,但机载辨识装置面临更加苛刻的要求,体积小、质量轻、抗振动,耐高温以及需适应复杂电磁环境。为此,本文重点对机载失速喘振辨识装置进行了小型化设计,介绍了基于DSP内核的机载式失速喘振辨识装置的研制过程,阐述了基于时频特征的气动失稳检测算法。采用在压气机试验台获得的失速和喘振实测数据来研究并验证算法,同时在压气机性能试验中对失速喘振信号做出了准确报警及消喘,验证了方法的可行性,进而为冗余设计、探针式机载失速喘振辨识装置研制打下了坚实的基础。

2 机载失速喘振辨识装置硬件设计

航空发动机喘振是一个低频率、高振幅的气流振荡,其具有突发性、形成时间非常短的特点,且对部件造成的损坏较严重,任何状态下都不允许压气机进入喘振区工作。这就要求气动失稳硬件电路具备快速实时分析和响应的能力,喘振报警滞后周期越短,发动机受到的损害程度越低。机载航空发动机失速喘振辨识装置对硬件环境要求极高,其温度、快速实时分析能力、抗振及抗干扰能力是器件选择和硬件设计的重点。为满足环境温度的苛刻要求,硬件电路设计中选用的器件和主控芯片均耐温达125℃。其中主控芯片为汽车级,拥有180 MHz主频,带DSP增强型内核及专用的运算引擎和浮点运算单元,在优化算法结构的基础上能满足高速实时运算的需求。

机载失速喘振辨识装置的硬件,主要包括传感器、信号调理电路、独立供电模块及MCU处理单元,

其电路结构框图如图1所示。压力传感器采集压气机出口脉动壁面静压信号,并将其转换为电压信号,范围为0~100 mV。信号调理电路将电压信号进行直流放大,保证放大后的信号与A/D输入要求相匹配。MCU处理器按10 kHz的采样率读入数据并做时频分析计算,当阈值大于喘振报警门限时,控制输出电路给出开关量信号,驱动消喘装置执行消喘。

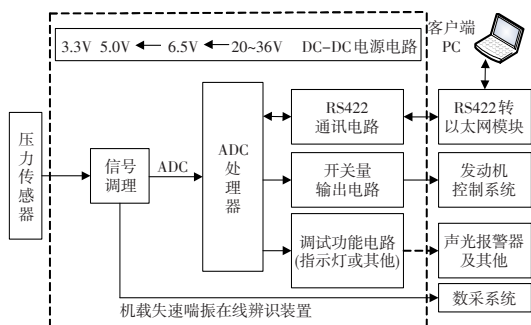


图1 机载失速喘振辨识装置电路结构框图

Fig.1 Block diagram of aero-engine stall surge identification device circuit structure

抗振设计方面,装置外壳采用碳钢材质,内部用环氧树脂填充,外壳结构设计及内部封胶工艺充分考虑了在发动机上安装的抗振需求,且在三轴方向均通过了振动考核试验。信号抗干扰方面,独立的电源设计和接地方式使其信号受电磁干扰影响极小。功能设计方面,其不仅能执行基本的喘振报警及消喘控制,还能对喘振信号前后的一段数据进行有效存储。机载失速喘振辨识装置实物如图2所示。

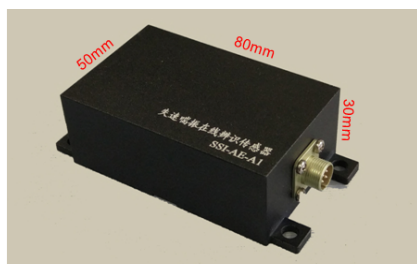


图2 机载失速喘振辨识装置实物样机

Fig.2 The physical prototype of airborne stall surge identification device

3 机载失速喘振辨识装置软件设计

失速喘振辨识装置的软件设计遵循软件开发规律,采用自顶向下设计、自底向上开发的原则。系统全部采用模块化设计,并且可通过串口引导程序自加载,其完整软件架构如图3所示。

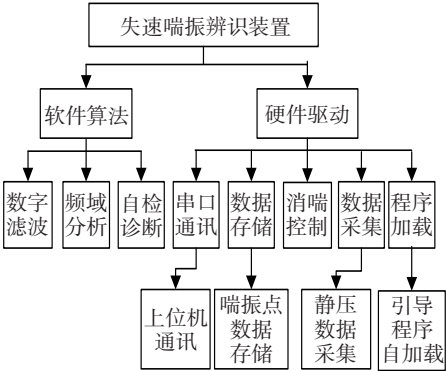


图3 机载失速喘振辨识装置软件架构

Fig.3 Software architecture of airborne stall surge identification device

3.1 离散小波变换

采用离散小波变换对失速喘振信号时频特征进行分析。其相对于连续小波信号的基本信息不会丢失,同时由于小波基函数的正交性,使得小波空间中的两点之间因冗余造成的关联消失,计算误差小,变换结果时频函数更能反映信号本身的性质。离散小波函数表示为:

$$\phi_{j,k}(t)=a_0^{-j/2}\phi(a_0^{-j/2}t-k)$$

(1)

离散小波系数表示为:

$$W_{j,k}(t)=\int_{-\infty}^{+\infty}f(t)\overline{\phi_{j,k}(t)}dt$$

(2)

数学中,函数空间是从集合 X 到集合 Y 给定种类的函数几何,将平方可积的函数 $f(t)\in L^2(R)$ 看成是某一逐级逼近的极限情况,每级逼近都是用某一低通平滑函数 $\phi(t)$ 对 $f(t)$ 做平滑的结果。在逐级逼近时,平滑函数 $\phi(t)$ 也做逐级伸缩,这就是多分辨率的概念。将空间逐级分解可得:

$$v_0=w_1\oplus v_1=w_1\oplus w_2\oplus v_2=...,$$

(3)

这种剖分方式使得空间 v_j 与空间 w_j 正交,任意信号 $f(t)\in L^2(R)$ 可用分辨率分析公式表示为:

$$f(t)=\sum_k c_{j,k}\phi_{j,k}(t)+\sum_j\sum_k d_{j,k}\phi_{j,k}(t)$$

(4)

式中: $c_{j,k}$ 为尺度系数, $d_{j,k}$ 为小波系数。

3.2 Mallat 算法及其 DSP 实现

根据航空发动机气动失稳状态特征,提取喘振信号之前需消除原始信号中的高频干扰,小波变换作为一种性能优良的消噪方法得到了广泛应用。而在小波变换的计算机实现算法中,Mallat 算法应用最广。采用 Mallat 算法多级分解,实际上是分解出一部分高频细节部分(高频信息) $d_{j,k}$,剩余的低频近似部分(低频信息) $c_{j,k}$ 再传递给下一级进行类似分

解。当对频域分割到某一特定频率时,其剩下的所有低频部分由一个低通滤波器表示,可实现对信号频谱的完整分割,这个剩余的滤波器就是尺度函数系数。尺度 $j-1$ 下的小波与尺度函数系数,可通过尺度 j 下的尺度函数系数分别与低通滤波器 $h(n)$ 和高通滤波器 $g(n)$ 卷积再下采样得到。

$$a^{j-1}=D(h(n)*a^j)$$

(5)

$$b^{j-1}=D(g(n)*a^j)$$

(6)

通过公式(5)、公式(6)对信号进行分解,可得到不同频率下的小波系数。去噪过程中,通过将高频细节部分置零,对尺度系数进行上采样后与低通重构滤波器 $h_r(n)$ 卷积迭代,最终得到消噪后的信号。实现流程如图4所示。

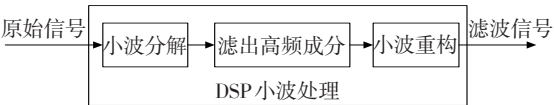


图4 小波分解处理流程图

Fig.4 Flow chart of wavelet decomposition processing

在有限长信号小波变换算法研究过程中,为减小由于滤波过程中卷积运算带来的边界数据产生的高频噪声,需对信号边界进行延拓。相比零点延拓和周期延拓方式,本文采用的对称延拓方式对信号的边界效应影响明显减少。从图5中采用对称延拓方式的小波滤波可看出,信号仍然有一定的边界影响,但尾部信号已趋于接近。为了不影响失稳信号辨识的阈值判定,使失稳信号辨识更为精准,通过对尾部进行去点处理,滤波效果达到了设计要求。

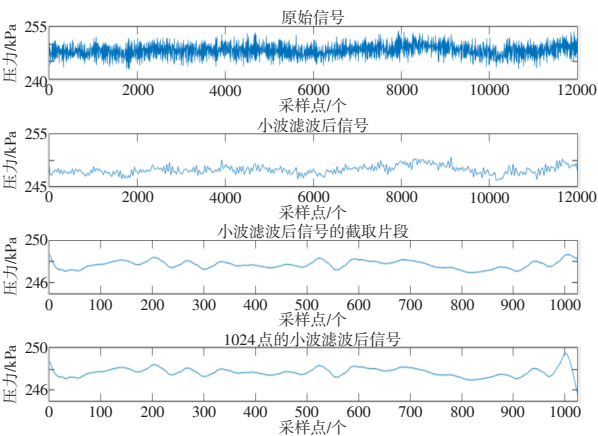


图5 采用对称延拓方式的小波滤波

Fig.5 The wavelet filter using symmetric extension

由于航空发动机失稳状态的动态变化频率相对较低,动态测试原始数据采样频率设置为1 kHz。对

比利用多个小波滤波函数对试验数据的处理效果发现,多贝西极限相位小波的效果最好,且采用的尺度越长小波越光滑。故采用DB4小波对信号进行分解,滤波后的截止频率约为300 Hz,易于实现对失稳信号的特征提取。考虑DSP性能和喘振信号响应时效要求,在对信号做小波变换时以1 024个点为一个处理窗口,以50点更新数据来滑动窗口。

装置所选用的DSP芯片主频仅为180 MHz,但该芯片的DSP增强性内核采用精简指令集(RISC)结构,结合多功能的硬件乘法器能快速实现卷积及FFT等算法。图6为基于乘累加(MAC)的小波分解卷积运算算法。如图所示,横向为一组长度为8个数据的原始采集数据,纵向为一组长度为8个数据的滤波系数,两组数据在一个时钟周期内完成一个乘累加运算。每次运算前,横向数据按图示方向从前至后依次更新一个数据,纵向数据按图示方向循环移动数据,然后进行一次乘累加并输出计算结果。通过这种运算方式,大大提升了计算速度,一个完整的1 024点的DB4小波变换运算仅耗时2.64 ms,满足性能指标和要求。

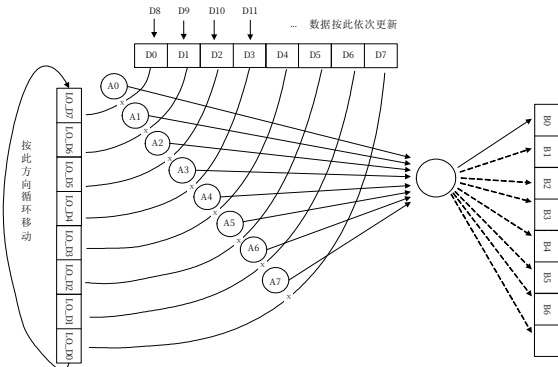


图6 基于乘累加的小波分解卷积运算算法

Fig.6 Computing algorithm based on multiplying and accumulating wavelet decomposition

3.3 失速喘振辨识算法设计与数据分析仿真

失速喘振辨识算法设计采用基于时频分析的方法。该方法可准确提取及识别航空发动机喘振特征参数,是目前成功用于航空发动机失速喘振识别的关键技术。图7示出了失速喘振辨识算法设计原理。如图所示,辨识算法通过施加滑动数据窗的方式截取实时数据的最新一段计算。即设压力信号为 $p(t)$, $p(t)$ 在数据采样频率 F 下的离散序列为 $p(n)$ 。用一长度为 N 的窗口截取数据,同时用一宽度为 ΔN 的滑动模块对压力信号进行分段滑动。数据窗口每滑动一次,就对窗内的数据计算一次。 N 和

ΔN 的取值对辨识算法结果影响较大,取值太大或太小都不能准确反映信号的发展趋势^[11]。

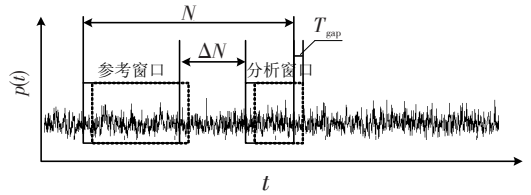


图7 失速喘振辨识算法设计原理

Fig.7 Algorithmic design principle for stall surge

失速喘振辨识算法通过提取静压信号的喘振特征,借助在滑动窗口内的时域与频域辨识以确定系统是否产生报警输出。其辨识流程如图8所示。

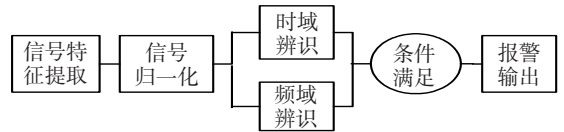


图8 失速喘振辨识算法计算流程

Fig.8 Flow chart of algorithmic computing for stall surge

通过对大量真实试验数据进行MATLAB仿真,验证了该算法的准确性及可行性。本文采用某型发动机三级风扇在相对换算转速0.9进喘时的真实试验数据做分析说明。对动态采集系统以10 kHz采样率得到的压气机出口静压信号进行时频分析,结果如图9、图10所示。由图可看出,未发生失速喘振时,压气机出口静压信号虽然在时域上表现较为平稳,但在频域上受高频噪声干扰,其低频信号淹没在高频噪声信号中,无法提取出低频信号。小波对突变信号捕捉非常敏感和准确,经小波滤波处理后,高频干扰信号被滤掉,低频失稳信号通过其功率谱特

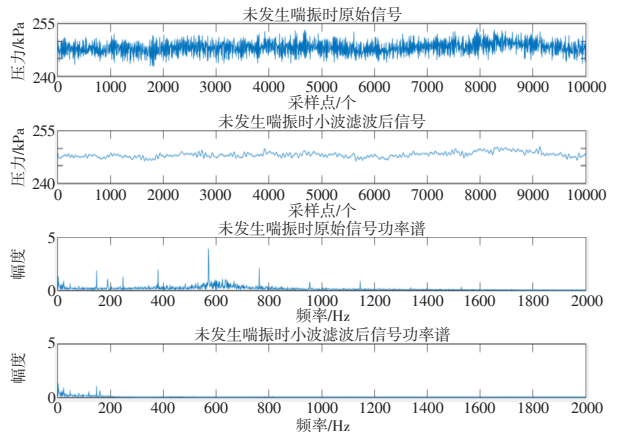


图9 未发生喘振时小波滤波前后时频分析对比

Fig.9 Comparison of time-frequency analysis before and after wavelet filter without surge

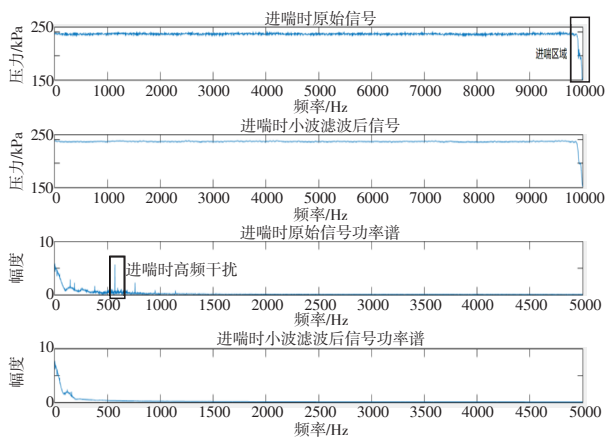


图 10 发生喘振时小波滤波前后时频分析对比

Fig.10 Comparison of time-frequency analysis before and after wavelet filter with surge

征被提取。当失速喘振发生时,压气机出口静压信号在时域上出现明显波动。频域分析时,未经小波滤波的静压信号在进喘时能量谱迅速增大,但受高频噪声影响,噪声能量谱趋于接近或大于喘振信号能量值。虽然后期发动机喘振越发明显,喘振信号能量谱继续增大,但判喘响应不及时会对发动机造成重大损害。经过小波滤波处理的信号在频域上不受高频噪声影响,能迅速准确捕捉失速喘振信号。取一定的阈值门限做判决处理,能准确做出失速喘振的识别与报警。

4 试验验证

在零部件试车台上对机载失速喘振辨识装置(图2)进行了多次试验。通过单独布置传感器对采集到的压气机出口静压数据进行时域与频域分析和阈值判定,准确辨识出失速喘振信号并做出快速响应,试验对比验证结果见图11。由图可看出,机载失速喘振辨识装置能在极短时间内对失速喘振信号做出准确辨识和响应,响应时间符合设计要求,验证了基于Mallat的失速喘振辨识方法的可行性。

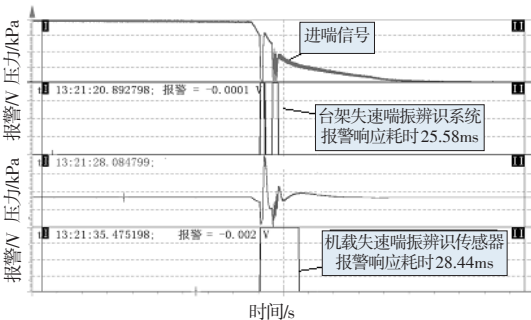


图 11 压气机进喘报警响应结果

Fig.11 The alarm response results when compressor surges

5 结论

机载失速喘振辨识装置利用小波变换表征信号局部特征的强大能力,通过主控处理器实时获取压气机静压信号,采用时频分析方法完成失速喘振信号的在线检测和预警。该装置进行了压气机台架试验验证,在多型发动机压气机性能试验中均能准确报警,未出现错报漏报现象。主要研究成果如下:

- (1) 在主频较低的 DSP 中移植和构建小波算法,利用优化数据结构,可大幅提升运算效率,使机载失速喘振辨识装置对失稳信号的辨识速度和效率满足性能设计指标。
- (2) Mallat 算法在 DSP 中的实现,使机载失速喘振辨识装置的小型化设计成为可能;通过对算法的解算与移植,使算法 C 语言程序化,不再受程序封装模块的束缚。
- (3) 通过对小波滤波后信号进行时频分析的方法,能及时准确地辨识发动机失速喘振信号,并在多型零部件与整机试验中得到充分验证。

参考文献:

[1] Epstein A H, Williams J E F, Greitzer E M. Active suppression of aerodynamic instabilities in turbomachines[J]. AIAA Journal of Propulsion, 1989, 5: 204—211.

[2] Camp T R, Day I J. A study of spike and modal stall phenomena in a low-speed axial compressor[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 393—401.

[3] Lee J, Kim C, Yang S, et al. Surge line measurement of a gas turbine engine by fuel spiking test[R]. AIAA 2005-810, 2005.

[4] Brown C A, Sawyer S, Oakes W, et al. Wavelet based analysis of rotating stall and surge in a high speed centrifugal compressor[R]. AIAA 2002-4080, 2002.

[5] 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.

[6] 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.

[7] 李长征,胡智琦,许思琦. 基于 D-S 证据融合的压气机气动失稳检测[J]. 推进技术, 2017, 38(8): 1870—1877.

[8] 向宏辉,葛 宁,任铭林. 基于试验数据的轴流压气机喘振边界经验预估方法[J]. 燃气轮机技术, 2011, 24(1): 40—44.

[9] 王克宏,唐世建,屈卫东. 航空发动机失稳特征信号甄别[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26(4): 51—53.

[10] 钟 明,陈洪敏,熊 兵. 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.

[11] 戴洪海,周建中,喻 菁. 旋转机械振动信号中的小波滤波和特征提取[J]. 信息技术, 2004, 28(6): 4—6.