

# 基于小波分析的航空发动机起动过程 失速检测系统设计

曹桂林, 申妙芳

(广州科技职业技术大学 信息工程学院, 广州 510080)

**摘要:** 为提升航空发动机起动过程的成功率与安全性, 设计基于小波分析的航空发动机起动过程失速检测系统; 该系统集成了高精度的转速与流量传感器, 能够实时捕捉起动过程中的动态数据, 确保数据的准确性和完整性; 在技术实现上, 针对小波分析技术的运行要求, 对信号处理器进行了内部结构调整, 以提升数据处理效率; 同时, 改装了系统主控单元, 优化了系统电路的连接方式, 从逻辑和物理层面构建了高效的检测系统数据库; 通过模拟航空发动机的起动过程, 制定了严格的失速现象检测标准, 并利用传感器设备采集了大量起动过程的工作数据; 基于小波分析技术的强大能力, 对这些数据进行了细致的变换与分解操作, 成功提取了航空发动机起动过程中的关键工作特征, 并通过特征匹配实现了失速现象的准确检测; 系统测试结果表明, 在理想与非理想场景下, 优化设计后的系统转速检测误差分别降低了 109.4 r/min 和 128.1 r/min, 失速误检率也分别下降了 10% 和 25%; 这些显著的性能提升不仅验证了系统设计的有效性和可靠性, 也展示了小波分析技术在航空发动机起动过程失速检测中的巨大潜力。

**关键词:** 小波分析; 航空发动机; 起动过程; 失速检测系统

## Design of Stall Detection System for Aircraft Engine Starting Process Based on Wavelet Analysis

CAO Guilin, SHEN Miaofang

(College of Information Engineering, Guangzhou Vocational and Technical University of Science and Technology,  
Guangzhou 510080, China)

**Abstract:** To improve the success rate and safety of the starting process of aircraft engines, a stall detection system based on wavelet analysis is designed. The system integrates high-precision speed and flow sensors, which can capture real-time dynamic data during the starting process, ensuring the accuracy and completeness of the data. In terms of technical implementation, internal structural adjustments have been made to the signal processor to improve data processing efficiency in response to the operational requirements of wavelet analysis technology. At the same time, the main control unit of the system was modified, the connection method of the system circuit was optimized, and an efficient detection system database was constructed from both logical and physical perspectives. By simulating the starting process of aircraft engines, strict stall detection standards were established, and a large amount of working data during the starting process was collected using sensor equipment. Based on the powerful capabilities of wavelet analysis technology, detailed transformation and decomposition operations were carried out on these data, successfully extracting key working features during the starting process of aircraft engines, and achieving accurate detection of stall phenomena through feature matching. The system test results show that under ideal and non ideal scenarios, the optimized design reduces the system speed detection error by 109.4 r/min and 128.1 r/min respectively, and the stall false detection rate by 10% and 25% respectively. These significant performance improvements not only validate the effectiveness and reliability of the system design, but also demonstrate the enormous potential of wavelet analysis technology in stall detection during aircraft engine start-up.

**Keywords:** wavelet analysis; aircraft engines; starting process; stall detection system

## 0 引言

航空发动机是一种极其复杂且精密的热力机械, 它不仅是飞机飞行的关键动力来源, 而且也是推动航空事业向前发展的核心力量<sup>[1]</sup>。当飞机启动时, 起动机首先通电, 产生旋转动力。这股动力通过变速齿轮传递到发动机的转

子上, 使转子开始旋转。随着转子转速的增加, 点火器在压缩后的空气中点燃燃油, 产生燃气。燃气从燃烧室流出, 推动涡轮旋转, 涡轮再将能量传递给转子, 进一步加速转子。当转子的转速达到一定值时, 发动机就可以自我维持运转, 此时, 起动机断电, 发动机进入正常工作状态<sup>[2]</sup>。在

收稿日期: 2024-02-21; 修回日期: 2024-03-20。

作者简介: 曹桂林(1981-), 男, 硕士, 高级工程师。

通讯作者: 申妙芳(1976-), 女, 硕士, 讲师。

引用格式: 曹桂林, 申妙芳. 基于小波分析的航空发动机起动过程失速检测系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2024, 32(8): 93-99, 144.

航空发动机的起动过程中,若转子转速无法达到点火转速,就会导致发动机无法正常启动或启动失败,也就是航空发动机起动过程发生失速现象。当发动机发生失速时,需要立即采取措施排除故障<sup>[3]</sup>,如重新启动发动机或进行机械检查,为降低失速现象对航空发动机产生的负面影响,需要设计一种航空发动机起动过程失速检测系统。

文献 [4] 设计系统充分利用慢特征分析的优势,从气路参数中提取出随时间缓慢退化的有效特征,计算这些特征空间样本的局部离群因子,从而构造出用于监控发动机健康状态的统计量。为了更好地应对气路状态的时变特性,采用基于局部分布差异的自适应窗口调整策略,动态地设置阈值,降低由于气路参数微小波动导致的虚假警报。但该方法在提取有效特征之前仍需要进行慢特征分析发现随时间缓慢退化的特征,对计算资源和时间的需求较高。文献 [5] 设计系统介绍了卷积神经网络和差分隐私技术的基本原理及实施步骤,采用差分隐私随机梯度算法来更新神经网络参数,构建了差分隐私卷积神经网络模型,该模型被应用于航空发动机喘振故障的检测中,通过分析检测结果,有效地揭示发动机失速现象。但是该方法在采用差分隐私随机梯度算法更新神经网络参数时,需要更多的计算资源和时间,计算开销较大。文献 [6] 设计系统从飞行数据中提取发动机健康数据,并利用一组 GRU 网络构建发动机在正常状态下的动态模型。通过比较 GRU 动态模型的预测值与实际测量信号,生成了残差信号,以此 DNN 网络的输入,以预测发动机的健康参数,最终通过诊断决策模块,实现了对发动机失速故障的检测与识别。但该方法从飞行数据中提取发动机健康数据时,容易受到噪声影响,检测精度还需要进一步的提升。文献 [7] 利用压力传感器采集压气机出口静压信号,经信号调理和处理后分为两路信号进行处理。一路信号通过 MCU 进行失速喘振在线检测算法辨识,将结果输出至控制器,实现消喘功能;另一路输出至数据采集系统,完成数据的采集和存储备份,以保障数据完整性。该系统通过实时监测和快速响应,实现了航空发动机启动过程失速检测。但该系统在较差的航空发动机作业环境下的适应性还需提高。文献 [8] 通过对压气机失速和整机启动过程失速之间特征差异的分析,建立了失速检测的判据和基础算法模型,并通过修正提高了算法的适应性,验证表明该方法对发动机启动过程的失速检测具有较好的效果。运行过程中可能需要不断优化和调整算法模型,具有一定的复杂性。文献 [9] 训练一个单一的 WaveNet 模型,以捕捉和学习不同尖峰型失速训练数据的时域统计特征。经过训练的 WaveNet 模型能够迅速检测异常点的出现,并作为压气机中旋转失速和涡流喘振的概率性预警信号。通过与时域分析进行对比,展示发动机失速检测方法的有效性。但 WaveNet 模型需要进行大量的训练和调优,也存在一定的复杂性。

失速检测系统主要用来监测发动机的工作状态,及时发现失速等异常情况。失速检测主要依赖于传感器和监控系统,通过实时监测发动机的转速、温度、压力等参数,并与

正常值进行比较,来判断发动机是否出现失速。一旦检测到失速,系统会立即发出警报,并采取相应的措施,如自动重启发动机或进行故障排除,以防止事故的发生。小波分析是一种数学工具,它使用小波函数来分析信号或数据,小波分析能够有效地分析非平稳信号的局部特征,为航空发动机工作状态的分析和提供技术支持。为此,设计一种基于小波分析的航空发动机启动过程失速检测系统。通过小波分析技术的应用,对航空发动机启动过程失速检测系统进行优化,以期能够提升航空发动机故障的检测精度。

## 1 航空发动机启动过程失速检测硬件系统设计

在运行过程中,通过传感器选择和性能验证,确保所选用的转速传感器、流量传感器、振动传感器等性能满足航空发动机工作要求,经过校准和实际测试验证其准确性和稳定性;经过信号处理器优化,保证航空发动机工作信号处理器的设计能够有效地对传感器输出的信号进行处理,以确保信号变换、调理、转换和分析的准确性和实时性;主控单元可以在控制和协调各硬件设备运行时具备可靠的稳定性和响应速度,确保在失速事件发生时快速响应并进行相应处理;同时对接口电路、存储电路和供电电源电路进行合理的设计和调整,确保各硬件设备之间的连接稳定可靠,供电正常;设计一种高存储量的数据库,确保航空发动机启动过程失速检测系统中,能够满足大量数据存储和高效检索的需求,同时保证数据的完整性和一致性。

### 1.1 航空发动机工作传感器

航空发动机工作传感器具体包括转速传感器、流量传感器、振动传感器等,主要用来收集航空发动机的工作数据,为航空发动机工作状态的判定与失速事件的检测提供数据支持。失速检测系统中选用的转速传感器为磁电式转速传感器,传感器由磁头和线圈组成。航空发动机工作流量传感器采用涡轮式传感方式,通过将带叶片的转子或叶轮悬置于流体中,可以直接感知流体的平均速度,基于这个平均速度,可以推导出流体的瞬时流量和累计流量。航空发动机启动过程失速监测系统中转速传感器和流量传感器的内部组成结构如图 1 所示。

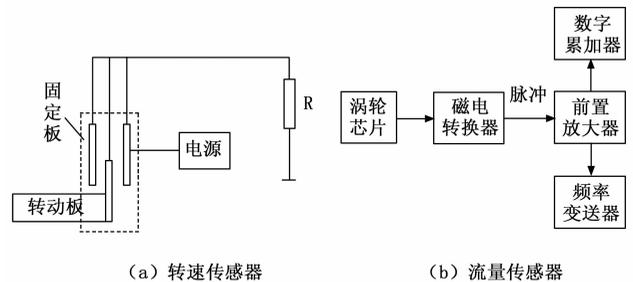


图 1 系统转速传感器内部组成结构图

系统中使用的振动传感器以压电效应为工作原理,当航空发动机运转时,振动会导致传感器的压电元件受到周期性的压力,从而使传感器输出电压发生变化。这个电压信号经过放大和滤波处理后,可以反映出发动机的振动情

况。通过监测和分析这些信号, 可以实现对发动机状态的监测和故障诊断<sup>[10]</sup>。在航空发动机中, 振动传感器通常安装在发动机的重要部位, 如机匣、轴承座等, 以便更好地感知发动机的振动情况。按照上述方式可以得出系统中其他传感器的改装优化, 综合考虑航空发动机的工作原理和数据采集对象的发生位置, 确定传感器的安装位置, 将其安装在指定位置上。

### 1.2 航空发动机工作信号处理器

航空发动机工作信号处理器的工作内容包括: 信号变换、信号调理、信号转换以及小波分析等, 采用的是单芯片的多核处理器<sup>[11]</sup>。其组成架构如图 2 所示。

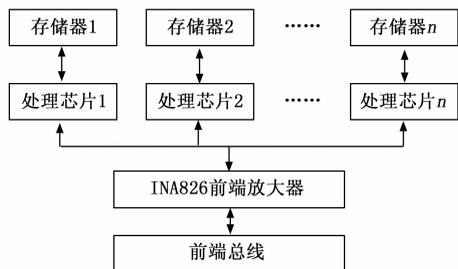


图 2 航空发动机工作信号处理器组成框图

以信号调理工作为例, 将传感器输出的物理量转化为电信号, 采用仪表放大器来放大 Kulite 压力传感器的输出信号<sup>[12]</sup>。选用 INA826 作为前端放大用的高阻抗缓冲器。同理改装的信号处理器能够实现对航空发动机工作信号的变换及小波分析处理工作, 优化设计的信号处理器可以执行多个线程, 提高信号的处理利用率。

### 1.3 主控单元

基于小波分析的航空发动机起动过程失速检测系统中主控单元主要用来实现对传感器、处理器等硬件设备工作状态的调度与切换, 同时驱动各个软件程序的运行<sup>[13]</sup>。系统中改装的主控单元采用 AC6926A4 控制芯片作为核心元件, 当检测到失速时, 主控单元会立即发出警报, 并通过人机界面显示相关信息<sup>[14]</sup>。同时, 主控单元还具备数据存储和通信功能, 能够将发动机的运行数据传输到上位机进行进一步的分析和处理。

### 1.4 系统电路设计

为保证系统中各硬件设备之间的协同运行, 需要对系统中的接口电路、存储电路以及供电电源电路的连接方式进行调整。其中接口电路针对的是输入接口和输出接口, 其中输入接口电路如图 3 所示。

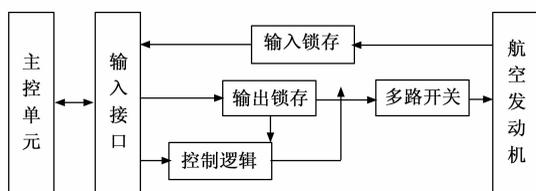


图 3 系统接口电路设计图

通过分压电阻和光隔离器件的隔离作用, 电平信号被转换为电平, 并送至主控微机<sup>[15]</sup>。这种转换过程保证了信号在传输过程中的准确性和稳定性, 从而提高了整个检测系统的可靠性和精度。另外, 优化设计系统中处理器、传感器以及主控单元的供电电源分别为 +5、+15 和 27 V, 在目前硬件系统中加设一个电压变换器, 考虑到机场 27 V 电源电压存在一定的波动, 选择使用宽电压输入的集成电压变换器, 能够将 16~30 V 的直流电转换为稳定的 5 V 和 15 V 直流电, 确保在 -40~55 °C 的严酷环境下也能稳定工作<sup>[16]</sup>。其输入与输出隔离的设计增强了系统的安全性。

### 1.5 航空发动机启动过程失速检测系统数据库设计

在原有的硬件设计方案中, 主要将小容量的固态硬盘 (SSD) 和闪存存储器作为存储设备。由于小波分析会产生大量数据, 这种低容量存储设备无法满足数据存储需求。为此, 构建航空发动机起动过程失速检测系统数据库, 以存储更多航空发动机工作状态数据以及失速检测标准数据。从逻辑设计和物理设计两个方面完成系统数据库的构建, 其中逻辑设计针对的是数据模型和表结构的设计, 具体包括航空发动机参数表、发动机实时工作数据传感数据表、失速检测标准数据表、失速检测结果数据表等, 其中航空发动机实时工作数据传感数据表的构建结果如表 1 所示。

表 1 航空发动机工作数据采集数据表

数据名称	数据说明	存储类型	存储长度	是否主键
Engine_ID	发动机编号	int	8	主键
Engine_model	发动机型号	varchar	20	外键
Engine_state	发动机状态	varchar	16	主键
Engine_speed	转速	int	10	外键
Engine_pressure	截面总压	int	10	外键
Engine_temperature	总温	int	10	外键
Engine_Mach number	马赫数测量	int	15	外键

为确保数据的完整性和一致性, 需要设置适当的表关系和外键约束。同时, 考虑到数据检索的效率, 需要设计合适的索引<sup>[17]</sup>。在物理设计阶段, 决定数据库构建对应的存储介质, 将数据表分区到不同的物理存储位置, 以提高数据检索的并行性和效率。考虑到发动机运行数据的多样性和复杂性, 采用关系型数据库管理模块对数据库中的数据库表进行管理, 保证数据库中存储数据的更新速度和运行安全。

## 2 航空发动机启动过程失速检测系统软件功能设计

失速指的是航空发动机在攻角超过任意临界值后, 举力系数随攻角增大而减小的现象, 失速最明显的特征是转速不上升或缓慢上升, 同时伴有排气温度迅速升高现象。优化设计检测系统在硬件系统设备的支持下, 模拟航空发动机的起动过程, 并收集发动机的转速、排气温度等工作数据, 利用小波分析技术实现对航空发动机工作数据的处理, 并提取发动机的工作特征, 通过与失速状态下航空发动机工作标准数据的比对, 确定当前航空发动机是否存在失速现象, 从而完成系统的失速检测功能。

### 2.1 模拟航空发动机启动过程

综合考虑航空发动机的组成，确定航空发动机的启动过程如图 4 所示。

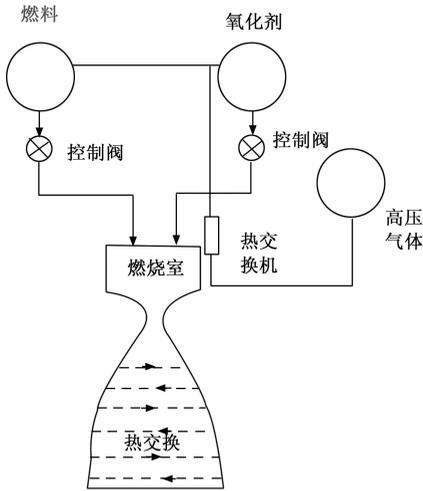


图 4 航空发动机启动过程图

航空发动机的启动过程涵盖了 4 个关键阶段：吸气、压缩、工作和排气。在吸气阶段，随着活塞的移动，气缸内的体积逐渐增大，气压相应降低<sup>[18]</sup>。压缩阶段时，混合气体经过压缩，导致其压力和温度升高，推动活塞运动，导致气缸内的混合气进一步被压缩，直至活塞到达上死点。工作阶段中，气压持续上升，燃烧过程中的超高温使得活塞承受巨大的冲击力，并快速从上死点向下死点移动，从而产生推动连杆曲轴机构的有效功。最后，进入排气阶段，曲轴因之前的惯性继续转动，活塞则从下死点向上运动<sup>[19]</sup>。当活塞再次从上死点向下死点移动，标志着新一轮循环的开始，航空发动机启动完成。航空发动机在启动过程中，主燃烧室的“热节流”作用原理如下：

$$W = \alpha \cdot \frac{P}{\sqrt{T}} \cdot \omega(\lambda) \cdot S \quad (1)$$

式中， $P$  和  $T$  分别为航空发动机的总压和总温， $S$  为流通面积， $\omega(\lambda)$  为流量系数， $\alpha$  为常数系数。当航空发动机工作过程中发生失速现象时，航空发动机的动态响应过程为：

$$\begin{cases} L_{com} = \frac{(\rho \cdot A_{com} \cdot v_{axial})}{\tau} \\ L_{thr} = W \Delta P_{vol} - \frac{\delta m_{thr}^2}{2 \cdot \rho \cdot A_{thr}^2} \end{cases} \quad (2)$$

式中， $L_{com}$  和  $L_{thr}$  分别为压气机和节气门当量管道的有效长度， $A$  和  $m$  分别为流通面积和空气质量流量， $\rho$  为密度， $\Delta P$  表示的是压升， $P_{vol}$  为稳压箱的实时压强， $\tau$ 、 $\delta$  分别为失速发展时间参数和比热比参数<sup>[20]</sup>。按照上述方式完成航空发动机启动过程的模拟，并确定启动过程中存在失速现象时的标准特征，以此作为航空发动机启动过程失速检测标准，标记为  $\psi_b$ 。

### 2.2 采集航空发动机启动过程工作数据

在模拟航空发动机启动过程中，根据航空发动机的物

理原理和起动的各个阶段，通过数学模型和方程，模拟出发动机在吸气、压缩、工作和排气阶段的行为，可以帮助研究人员了解发动机的工作原理，并确定失速特征和其他重要参数。利用硬件系统中的传感器设备，对航空发动机的转速、温度等工作数据进行采集，航空发动机的转速工作数据的采集结果为：

$$\bar{\omega} = 60 \cdot f(L_{com} + L_{thr}) \quad (3)$$

其中： $f$  为传感器输出的脉冲信号频率。通过测量编码器输出的脉冲信号频率，可以直接得到航空发动机的转速工作数据采集结果<sup>[21]</sup>。另外，在传感器设备的支持下，航空发动机温度数据的采集过程可以量化表示为：

$$T = \bar{\omega} \lg\left(\frac{Q}{\beta}\right) \quad (4)$$

式中， $Q$  为航空发动机的流量值， $\beta$  为温度传感器的工作参数系数。按照上述方式对启动过程中航空发动机的所有工作数据进行实时采集，以此作为判断失速现象的处理数据。

### 2.3 利用小波分析技术处理航空发动机工作数据

小波分析是一种信号处理和数据分析的方法，它可以在不同尺度上对信号进行分解和分析，同时观察信号在时域和频域的特性。为保证航空发动机启动过程的失速检测精度，利用小波分析技术对上一小节中采集的航空发动机工作数据进行处理，该技术具有对信号的自适应性，能够在不同的频率分析尺度下对信号进行精确的分析，可以根据信号的特征自动调整分析尺度，适用于多种不同频率特征的数据处理。小波分析技术的执行原理如图 5 所示。

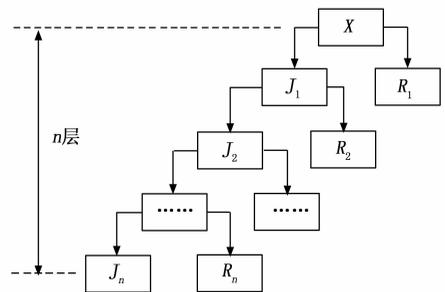


图 5 小波分析技术原理图

图 5 中， $X$  为初始采集航空发动机启动过程工作数据，通过对初始数据的  $n$  层分解，得出由近似信号  $J$  和细节信号  $R$  的分解处理结果。小波分析利用母小波的平移和伸缩来对信号进行时频分析，能够同时观察到信号在时域和频域的特性。小波变换具有对信号的自适应性，能够在不同的频率分析尺度下对信号进行精确的分析<sup>[22]</sup>。航空发动机工作数据的小波分析包括小波变换和小波分解两个部分，小波变换处理过程如下：

$$X_{tran} = \begin{cases} \frac{T}{\sqrt{|\kappa_{scale}|}} \varphi_{wavelet}\left(\frac{X - \kappa_{dis}}{\kappa_{scale}}\right) \kappa_{scale} \cdot \kappa_{dis} \in R \\ 2^{-\kappa_{scale}/2} \varphi_{wavelet}(2^{-\kappa_{scale}} X - \kappa_{dis}) \kappa_{scale} \cdot \kappa_{dis} \notin R \end{cases} \quad (5)$$

其中： $\kappa_{scale}$  和  $\kappa_{dis}$  分别为尺度因子和位移因子， $\varphi_{wavelet}(\cdot)$  为小波变换函数， $R$  为正整数集合<sup>[23]</sup>。在此基础上，对变

换的航空发动机工作数据进行小波分解, 分解结果为:

$$X_{\text{decompose}} = X_{\text{tran}}(J_n + R_n + \dots + R_2 + R_1) \quad (6)$$

通过小波分解分析航空发动机工作信号的低频部分观测信号在失速前后的频率和幅值变化, 将小波分析结果赋值给初始工作数据, 为特征的提取工作提供数据支持。

## 2.4 提取航空发动机工作特征

以小波分析处理完成的航空发动机起动过程工作数据作为处理对象, 提取信息熵、频谱均值、能量等特征分量, 其中信息熵特征分量的提取结果为:

$$\psi_i = X_{\text{decompose}} \frac{1}{\ln X_{\text{wavelet}}} \sum_{i=1}^{N_i} p_i \ln \left( \frac{1}{p_i} \right) \quad (7)$$

式中,  $p_i$  为第  $i$  个发动机工作数据出现的概率,  $N_i$  表示的是发动机工作数据的采集总量,  $X_{\text{wavelet}}$  为工作数据的小波处理结果, 融合了小波变换和小波分解两个部分<sup>[24]</sup>。频谱均值特征的提取过程如下:

$$\psi_f = \frac{\psi_s}{F_{\text{max}}} \sum_{f=1}^{F_{\text{max}}} X_{\text{wavelet}}(f) \quad (8)$$

式中,  $F_{\text{max}}$  为工作频谱最大值,  $f$  为实际频谱<sup>[25]</sup>。按照上述方式, 在充足数据支持下, 得出航空发动机启动过程中反映转速和温度的所有工作特征分量的计算结果。

## 2.5 实现航空发动机启动过程失速检测

利用小波分析技术从原始数据中提取关键特征量, 反映了发动机工作状态, 以此判断发动机是否处于失速状况。基于此, 采用特征匹配的方式, 将提取的航空发动机工作特征与航空发动机启动过程中发生失速现象时的实际标准特征进行匹配度计算, 计算过程如下:

$$\gamma = \psi_f \sqrt{(\psi_i - \psi_0)^2} \quad (9)$$

其中:  $\psi_i$  为提取的航空发动机实际工作特征, 融合了信息熵、频谱均值、能量等多个特征分量。若公式 (8) 的计算结果高于阈值  $\gamma_0$ , 证明当前航空发动机工作特征与失速现象下发动机的标准特征具有较高的相似度, 即当前航空发动机存在失速现象, 否则认为当前发动机不处于失速状态。在实际的失速检测过程中, 需要判断当前航空发动机是否处于起动阶段, 并针对处于起动阶段的航空发动机进行失速检测, 保证系统输出检测结果的精准度。

## 3 系统测试

系统测试是对整个系统的全面检验, 以确保所有组件都能正常、稳定地协同工作。这涉及对系统功能、性能、安全性和可靠性的测试。在进行系统测试时, 需要采用合适的测试方法和技术, 从而发现软件中的缺陷和错误, 为软件产品的最终发布提供保障。以测试优化设计基于小波分析的航空发动机起动过程失速检测系统的失速检测功能为目的, 设计系统测试实验。为保证优化设计的失速检测系统能够适应航空发动机的不同工况和工作环境, 在多个不同的实验场景下, 完成失速检测系统的测试工作。

### 3.1 选择航空发动机样品

此次实验选择 WJ5E 型号的涡桨航空发动机作为检测对象, 该发动机是在 WJ5A 发动机的基础上进行改进设计

得到的, 具有较低的燃油消耗率、较高的推进效率、较低的全寿命周期费用和较低的维护成本等特点。WJ5E 涡桨航空发动机由螺旋桨和燃气发生器组成, 螺旋桨由涡轮带动, 在工作过程中涡轮螺旋桨飞机使涡轮旋转做功产生动力。选择航空发动机样品的额定工作功率为 2 000 kW, 适用于 Y7 系列的运输机。为保证系统测试结果的可信度, 实验选择的航空发动机样本数量为 300, 发动机型号均相同, 并对选择样品进行编号处理。

### 3.2 设定航空发动机工作场景

此次实验分别从理想和非理想两种场景下执行发动机的失效检测工作, 其中理想场景指的是无环境干扰的工作场景, 也就是在航空发动机的工作环境中安装一个信号屏蔽装置, 通过对信号屏蔽装置工作参数的设置, 保证实验环境中无通信与电磁干扰信号, 同时允许航空发电机信号与传感器信号的正常传输。而非理想场景, 则是在理想场景的基础上, 加设一个干扰器, 设置干扰器发射的信号强度为 15 dB, 保证工作场景中干扰信号的可控性。

### 3.3 安装系统硬件设备

根据基于小波分析的航空发动机起动过程失速检测硬件系统的优化设计结果, 将相关设备安装到选择的航空发动机样品上, 部分硬件设备的实际安装情况如图 6 所示。

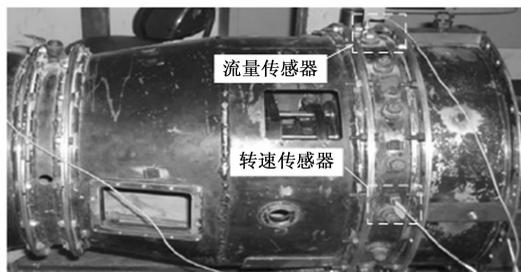


图 6 系统硬件设备安装实景

硬件系统中的设备均采用优质刚性材料, 确保能够承受工人插拔航空电缆时的冲击力, 保持稳定运行。在受力较大的部位, 如底板等处, 应增加螺钉数量, 提高结构稳定性。同时, 所有器件和材料的实际工作温度需满足使用要求, 防止过热导致性能下降或损坏。在航空发电机内部设置风扇, 并在机壳的上下方分别留有人气孔和出气孔, 促进空气对流, 达到散热效果。各单元与机壳之间应采用大面积金属固定连接方式, 确保结构稳定。在不影响性能的前提下, 各模块应分散放置, 降低集中热量的风险。此外, 硬件系统的供电电源电压应设置为 15 V。此外, 必须采取有效的防高压击穿措施, 以确保检测过程的可靠性。通过这些措施的实施, 硬件系统将更加稳定、安全和可靠, 为系统的测试工作提供保障。

### 3.4 描述系统开发与测试过程

航空发动机在起动过程中会产生大量数据, 要实现启动过程中失速现象的检测, 选择 Matlab 加速计算工具箱作为优化设计系统的开发工具。Matlab 加速计算工具箱包括数学工具、定点运算工具等, 满足系统的开发需求与并

行需求。在理想场景下，将选择的航空发动机调整至起动状态，在系统硬件和软件的协同运行下，得出基于小波分析的航空发动机起动过程失速检测系统的运行结果，其中航空发动机工作信号的小波分析结果如图 7 所示。

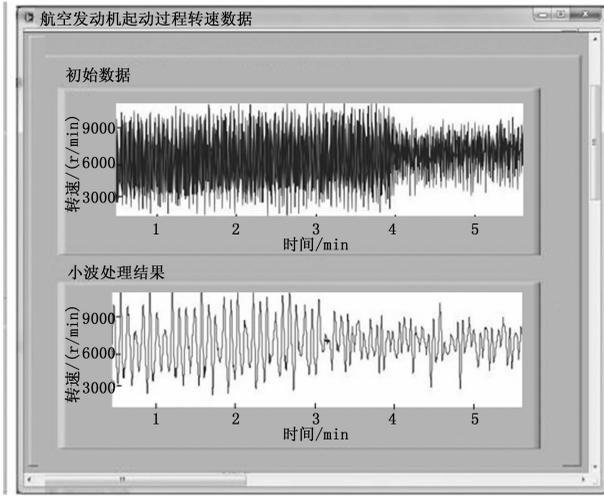


图 7 航空发动机工作信号小波分析结果

在此基础上，通过特征提取、匹配等步骤，系统输出航空发动机起动过程的失速检测结果，如图 8 所示。

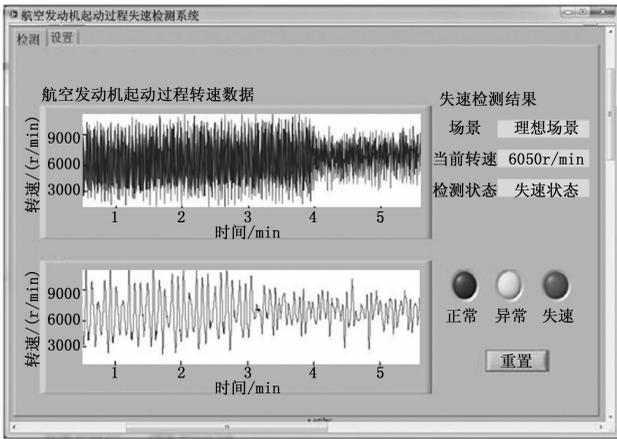


图 8 航空发动机启动过程失速检测结果显示界面

按照上述方式可以得出所有航空发动机样品的失速检测结果。在理想场景环境中，将设置的干扰器设备调整至工作状态，实现理想场景至非理想场景的切换，重复上述操作，得出非理想场景下的失速检测结果。为体现出优化设计系统在检测功能方面的优势，设置基于 SFA-LOF-LDD 的航空发动机异常检测系统和基于差分隐私的航空发动机故障检测系统作为实验的两个对比系统，利用相同的开发工具完成对比系统的开发，并在两种实验场景下得出相应的失速检测结果。

### 3.5 设置系统功能测试指标

实验设置转速检测误差和失速误检率两个指标作为实验的量化测试指标，其中转速检测误差指标的数值结果为：

$$\epsilon = |\bar{\omega} - \bar{\omega}_{Act}| \quad (10)$$

式中， $\omega$  和  $\bar{\omega}_{Act}$  分别为航空发动机启动过程转速的检测值和实际值。另外失速误检率指标的测试结果如下：

$$\eta = \frac{n_{err}}{n_{ass}} \times 100\% \quad (11)$$

式中， $n_{err}$  和  $n_{ass}$  为失速状态检测错误样本数量和实验设定的所有航空发动机样本数量。最终计算得出转速检测误差和失速误检率取值越小，证明对应系统的检测功能越优。

### 3.6 系统测试实验结果与分析

在设置的理想和非理想场景下，通过相关检测数据的统计，得出反映优化设计系统检测功能的测试结果。

#### 3.6.1 理想场景下的测试结果

在理想场景下，航空发动机启动过程失速检测系统输出的转速检测结果如表 2 所示。

表 2 理想场景下航空发动机转速检测数据表

航空发动机样品编号	航空发动机实际转速 (r/min)	基于 SFA-LOF-LDD 的航空发动机异常检测系统输出转速检测值 (r/min)	基于差分隐私的航空发动机故障检测系统输出转速检测值 (r/min)	基于小波分析的航空发动机启动过程失速检测系统输出转速检测值 (r/min)
H01	6 050	6 150	6 150	6 050
H02	8 000	8 150	8 100	8 050
H03	7 800	7 950	7 850	7 800
H04	6 600	6 800	6 750	6 650
H05	6 550	6 350	6 450	6 500
H06	7 150	7 100	7 050	7 100
H07	7 400	7 200	7 250	7 450
H08	8 500	8 800	8 750	8 550

将表 2 中的数据代入公式 (10) 中，可以得出理想场景下 3 种系统对航空发动机转速的平均检测误差分别为 168.8、125.0 和 37.5 r/min。另外统计系统输出的失速状态检测结果数据，通过公式 (11) 的计算得出该场景下失速误检率的测试对比结果，如图 9 所示。

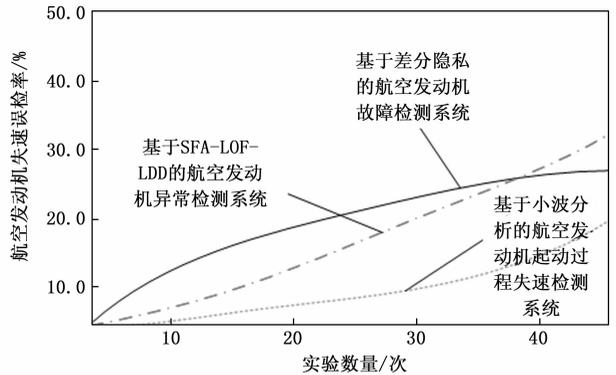


图 9 理想场景下航空发动机失速误检率测试对比结果

从图 9 中可以直观地看出，在理想场景下，优化设计系统得出的航空发动机失速误检率明显降低，降低约 10%。

#### 3.6.2 非理想场景下的测试结果

在非理想场景下，系统输出的转速检测结果如表 3

所示。

表 3 非理想场景下航空发动机转速检测数据表

航空发动机样品编号	航空发动机实际转速 (r/min)	基于 SFA-LOF-LDD 的航空发动机异常检测系统输出转速检测值 (r/min)	基于差分隐私的航空发动机故障检测系统输出转速检测值 (r/min)	基于小波分析的航空发动机启动过程失速检测系统输出转速检测值 (r/min)
H01	6 050	6 300	6 150	6 050
H02	8 000	8 150	8 050	8 050
H03	7 800	7 950	7 850	7 800
H04	6 600	6 800	6 750	6 650
H05	6 550	6 250	6 450	6 500
H06	7 150	7 050	7 000	7 050
H07	7 400	7 150	7 200	7 450
H08	8 500	8 800	8 750	8 550

通过公式 (10) 的计算, 得出两种对比系统在非理想场景下输出的航空发动机转速检测误差的平均值分别为 212.5 r/min 和 131.3 r/min, 而优化设计系统输出的平均航空发动机转速检测误差为 43.8 r/min。在公式 (11) 的支持下, 得出对应场景下失速误检率的测试结果, 如图 10 所示。

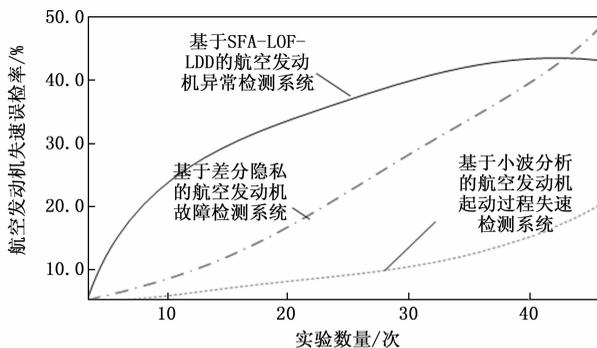


图 10 非理想场景下航空发动机失速误检率测试结果

从图 10 中可以看出, 优化设计系统输出的航空发动机失速误检率更低, 降低约 25%。

#### 4 结束语

在航空发动机启动过程中, 失速是一个严重的问题, 可能导致发动机性能下降甚至损坏。因此, 开发一种有效的失速检测系统对于保障飞行安全具有重要意义。基于小波分析的航空发动机启动过程失速检测系统, 通过分析发动机的振动信号, 能够实时监测发动机的工作状态, 及时发现失速等异常情况。该系统的应用, 将有助于降低航空发动机故障率, 为飞行安全提供有力保障。然而在此次系统测试工作中, 将优化设计系统应用到单一型号的航空发动机中, 无法证明优化设计系统在其他类型航空发动机中的适配度, 因此在优化设计系统大规模应用之前, 还需要

补充系统测试数据, 最大程度地保证航空发动机启动过程失速检测系统的应用价值。

#### 参考文献:

- [1] 张宇航, 孙玉文, 徐金亭. 航空发动机机匣加工特征的混合式分割识别算法 [J]. 中国机械工程, 2023, 34 (20): 2475-2481.
- [2] 杨同光, 窦金鑫, 陈 晔, 等. 航空发动机液压弯管振动特性影响因素试验研究 [J]. 机械设计与研究, 2020, 36 (1): 152-157.
- [3] 杨 洁, 万安平, 王景霖, 等. 基于多传感器融合卷积神经网络的航空发动机轴承故障诊断 [J]. 中国电机工程学报, 2022, 42 (13): 4933-4942.
- [4] 李 洪, 李德文, 蔡 景, 等. 基于 SFA-LOF-LDD 的航空发动机异常检测方法研究 [J]. 机床与液压, 2023, 51 (13): 189-197.
- [5] 岑 鹏, 郑德生, 陆 超. 基于差分隐私的航空发动机喘振故障检测 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2022, 35 (1): 48-51.
- [6] 马 帅, 吴亚锋, 郑 华, 等. 基于飞行过程数据的航空发动机故障诊断方法研究 [J]. 推进技术, 2023, 44 (5): 280-291.
- [7] 赖小皇, 陈洪敏, 钟 明, 等. 航空发动机失速喘振在线辨识系统研究 [J]. 电子器件, 2020, 43 (5): 1085-1091.
- [8] 杨怀丰, 邴连喜, 施 磊, 等. 基于数字式控制系统的涡扇发动机启动过程失速检测方法 [J]. 航空发动机, 2020, 46 (3): 1-6.
- [9] ZHAO H, QUAN F, XIA W, et al. Detection of spike-type stall of axial compressors based on dilated causal convolutional neural networks [J]. Journal of Physics: Conference Series, 2020, 1693 (1): 1-8.
- [10] 孙瑞谦, 蔡林峰, 韩小宝, 等. 考虑性能退化的航空发动机故障诊断量化评估 [J]. 推进技术, 2022, 43 (8): 337-348.
- [11] 赵艺珂, 王家序, 张 新, 等. 基于增强最小熵解卷积的航空发动机故障诊断 [J]. 中国机械工程, 2023, 34 (2): 193-200.
- [12] 伍济钢, 文 港, 杨 康. 改进一维卷积神经网络的航空发动机故障诊断方法 [J]. 电子测量与仪器学报, 2023, 37 (3): 179-186.
- [13] 赵万里, 郭迎清, 徐柯杰, 等. 基于多模型的航空发动机传感器混合故障诊断方法 [J]. 推进技术, 2023, 44 (3): 229-237.
- [14] 张光耀, 王 义, 李晓蒙, 等. 基于自适应谐波分量提取的航空发动机附件传动系统变速故障诊断方法 [J]. 仪器仪表学报, 2023, 44 (5): 10-20.
- [15] 王 月, 赵明航, 刘雪云, 等. 基于孪生减元注意力网络的航空发动机故障诊断 [J]. 航空动力学报, 2023, 38 (7): 1784-1792.
- [16] 张忠强, 张 新, 王家序, 等. 基于重加权谱峭度方法的航空发动机故障诊断 [J]. 航空学报, 2022, 43 (9): 148-157.

(下转第 144 页)

护, 确保在智能电能计量设备自动检测过程中的数据安全。

#### 参考文献:

- [1] 李亮波, 解金芳, 耿睿, 等. 基于 INSGA-II 的电能计量器具自动化检定系统期间核查方案研究 [J]. 计量学报, 2023, 44 (8): 1248-1255.
- [2] 庄葛巍, 顾臻, 冯秀庆, 等. 基于 TSVM 模型的智能电表自动化检定系统异常检测 [J]. 电气传动, 2022, 52 (21): 67-73.
- [3] 郭斌, 冯兴兴, 何圣川, 等. 电能计量装置在线故障诊断系统设计 [J]. 科技通报, 2021, 37 (7): 62-67.
- [4] LIANG H, DU Z, HUANG T, et al. Neuroadaptive performance guaranteed control for multiagent systems with power integrators and unknown measurement sensitivity [J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2022, 34 (12): 9771-9782.
- [5] 吴瀛, 姚栋方, 陈崇明, 等. 基于云平台的电能计量装置状态监测与故障诊断系统 [J]. 电力电容器与无功补偿, 2021, 42 (4): 197-202.
- [6] 张丽艳, 谢晨, 罗博, 等. 牵引供电系统负序潮流分析及电能计量方式研究 [J]. 铁道学报, 2021, 43 (6): 54-62.
- [7] 丁建顺, 张炜, 周胜, 等. 数字化跨间隔电能计量系统的现场多维测试技术 [J]. 电力科学与技术学报, 2021, 36 (3): 180-187.
- [8] 吴元相, 刘开培, 秦亮, 等. 高压直流电能计量系统计量误差研究 [J]. 电测与仪表, 2022, 59 (9): 146-152.
- [9] 成长城. 电能计量设备用电池制造及性能检测——评《电能计量设备用电池检测技术》 [J]. 电池, 2023, 53 (2): 237-238.
- [10] 何浩然, 丁稳房, 吴铁洲, 等. 基于 IGA-BP 神经网络的锂电池健康状态估算 [J]. 电源技术, 2022, 46 (1): 73-77.
- [11] 薛喜成, 吕自豪, 倚江星, 等. 基于 IGA-BP 的矿井构造复杂程度评价 [J]. 煤矿安全, 2023, 54 (3): 193-203.
- [12] 马健, 滕召胜, 邱伟, 等. 基于 IGA-BP 神经网络的智能电能计量设备退化趋势研究 [J]. 仪器仪表学报, 2021, 42

(11): 123-131.

- [13] 张建华, 商建伟, 王唱, 等. 基于 LSTM 和 IGA-BP 的酒精精度预测模型 [J]. 食品与机械, 2022, 38 (5): 71-77.
- [14] 朱少斌, 许素安, 马宗彪, 等. 基于 BSO-BPNN 模型的电能计量装置异常诊断方法研究 [J]. 中国测试, 2022, 48 (1): 141-146.
- [15] 陈崇明, 吴瀛, 姚栋方, 等. 一种电能计量装置状态在线监测及远程诊断系统设计 [J]. 电力电容器与无功补偿, 2021, 42 (4): 203-208.
- [16] 陈祉如, 郭亮, 杜艳, 等. 基于改进层次分析法的电能计量系统综合评价 [J]. 山东大学学报 (工学版), 2022, 52 (6): 167-175.
- [17] 夏天, 郑欣, 明东岳, 等. 数字化计量系统移动现场检测平台设计 [J]. 海军工程大学学报, 2022, 34 (1): 75-81.
- [18] 谷海彤, 张远亮, 卢翔智, 等. 基于物联网的高稳定电能计量终端软件研发与应用 [J]. 西南师范大学学报: 自然科学版, 2021, 46 (6): 133-138.
- [19] 陈一鏢, 倪陈义, 陈浩, 等. 基于 MPA 优化 PNN 的电能质量扰动识别方法仿真 [J]. 计算机仿真, 2023, 40 (6): 107-113.
- [20] 李振宏. 大数据背景下基于 BP 神经网络的跨境电商皮革服装销量预测 [J]. 中国皮革, 2023, 52 (6): 104-109.
- [21] 何浩然, 丁稳房, 吴铁洲, 等. 基于 IGA-BP 神经网络的锂电池健康状态估算 [J]. 电源技术, 2022, 46 (1): 73-77.
- [22] 张建华, 商建伟, 王唱, 等. 基于 LSTM 和 IGA-BP 的酒精精度预测模型 [J]. 食品与机械, 2022, 38 (5): 71-77.
- [23] 乔路丽, 方诗琦, 赵庭锐, 等. 基于相似日和 IGA-BP 的光伏发电功率预测方法研究 [J]. 电网与清洁能源, 2022, 38 (1): 128-134.
- [24] 李晓寒, 贾华丁, 程雪, 等. 基于改进遗传算法和图神经网络的股市波动预测方法 [J]. 计算机应用, 2022, 42 (5): 1624-1633.
- [25] 唐求, 吴娟, 滕召胜, 等. 基于 OPCA-IGAFNN 的 NQI 综合服务信息平台服务质量评价 [J]. 湖南大学学报: 自然科学版, 2022, 49 (8): 109-116.

(上接第 99 页)

- [17] 金业壮, 许卓, 邓奕辰, 等. 航空发动机典型振动故障分析软件开发及应用 [J]. 机床与液压, 2023, 51 (6): 188-193.
- [18] 夏存江, 詹于游. 航空发动机数据驱动法气路故障诊断研究进展 [J]. 科学技术与工程, 2022, 22 (5): 1741-1750.
- [19] 张震, 刘保国, 周万春, 等. 基于最大相关雷尼熵与相空间重构的航空发动机复合故障信号特征提取方法 [J]. 航空动力学报, 2023, 38 (4): 889-900.
- [20] 蔡舒好, 闫子砚, 师利中. 基于改进 YOLOv4 的航空发动机损伤检测方法 [J]. 现代制造工程, 2023 (2): 99-108.
- [21] 张亮, 吴闯, 唐希浪, 等. 航空发动机故障实体识别方法及应用 [J]. 空军工程大学学报 (自然科学版), 2022, 23

(2): 1-6.

- [22] 宋凯, 张弛, 晏晨辉, 等. 基于双参数表征的航空发动机轮盘模型辅助涡流检测可靠性 [J]. 航空学报, 2023, 44 (13): 124-134.
- [23] 崔芮华, 张振, 佟德栓, 等. 基于改进经验小波变换多特征融合的航空交流串联电弧故障检测 [J]. 电工技术学报, 2022, 37 (12): 3148-3161.
- [24] 唐洪威, 谢文平, 崔毅, 等. 基于 Levenberg-Marquardt 算法的航空发动机模型求解混合算法 [J]. 航空动力学报, 2023, 38 (2): 371-381.
- [25] 黄姗姗, 李志农. 基于高密度小波变换的航空发动机滚动轴承故障诊断方法 [J]. 轴承, 2023 (2): 19-25.