

基于 Lyapunov 理论的航空发动机非线性 分布式故障检测系统设计

舒 红

(陕西工业职业技术学院 公共课教学部, 陕西 咸阳 712000)

摘要: 航空发动机是航空飞行器中的核心部件, 为及时解决和隔离航空发动机的非线性分布式故障, 利用 Lyapunov 理论开发设计航空发动机非线性分布式故障检测系统; 改装信号采集器和处理器元件, 改装远程通信模块和系统电路, 并通过故障诊断主控器进行实时分析和处理, 完成硬件系统的设计; 根据航空发动机的工作原理和故障原理, 设置故障检测标准; 收集航空发动机的运行和振动数据, 利用 Lyapunov 理论提取航空发动机非线性特征, 通过与设置故障检测标准的特征匹配, 确定当前航空发动机运行状态、故障类型以及故障位置, 实现系统的故障检测功能; 通过系统测试实验得出结论: 综合考虑活塞式和涡轮两种类型的航空发动机, 优化的故障类型误检率明显降低, 故障点数量检测误差的平均值为 0.4 个, 表明该方法检测准确率高。

关键词: Lyapunov 理论; 航空发动机; 非线性故障; 分布式故障; 故障检测系统

Design of Nonlinear Distributed Fault Detection System for Aeroengine Based on Lyapunov Theory

SHU Hong

(Department of Public Teaching Shaanxi Polytechnic Institute, Xianyang 712000, China)

Abstract: Aircraft engines are the core components of aircraft. In order to timely solve and isolate nonlinear distributed faults in aircraft engines, a nonlinear distributed fault detection system for aircraft engines is developed and designed using Lyapunov theory. Modify signal collectors and processor components, modify remote communication modules and the circuits of the system, and analyze and process in real time to design the hardware system through fault diagnosis. Set the standard of fault detection according to the working principle and fault mechanism of aircraft engines. Collect operational and vibration data of aircraft engines, use Lyapunov theory to extract nonlinear features of aircraft engines, and determine the current operational status, fault type, and fault location of aircraft engines by matching the features with the set fault detection standards, achieving the system's fault detection. Experimental results show that by considering two types of aircraft engines, including piston and turbine engines, the false detection rate of the optimized fault types is significantly reduced, and the average error in detecting the number of fault points is 0.4, indicating the high detection accuracy of the method.

Keywords: lyapunov theory; aircraft engines; nonlinear fault; distributed faults; fault detection system

0 引言

航空发动机是一种高复杂度、高精度的热力设备, 它既是飞行器的动力来源, 又是推进航空工业发展的关键动力, 而人类航空历史的每次重大变革, 都离不开航空发动机的技术进步。航空发动机已发展成具有高度可靠性的成熟产品, 在民用、军用飞机、无人机、巡航导弹等民用飞机上也有很大应用^[1]。非线性故障是指系统

在运行过程中出现的各种异常现象, 这些现象无法通过简单的线性关系来描述和预测, 这些故障的发生可能会导致发动机性能下降、损坏或危险, 因此需要及时的检测和诊断。分布式故障是指故障在系统的多个部位或组件中同时出现, 或者在系统的某个部位或组件出现故障后, 其他部位或组件也受到不同程度的影响, 这些故障的出现可能是由于系统的内在耦合关系、外部环境影响

收稿日期:2023-12-15; 修回日期:2024-02-04。

作者简介:舒红(1995-),女,硕士研究生,讲师。

引用格式:舒红. 基于 Lyapunov 理论的航空发动机非线性分布式故障检测系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2025, 33(3): 12-19, 36.

或人为操作错误等原因导致的。在现代航空领域，随着航空设备性能不断提升，对于航空发动机的安全性和可靠性的要求也日益严格，航空发动机的运行稳定性直接决定了航空设备的工作效率和安全性，为此引入航空发动机非线性分布式故障检测系统。

故障检测是一种预防性的维护策略，它通过一系列检测方法来发现和识别设备或系统的故障或性能退化，以便在故障发生前及时进行修复或更换，从而确保设备和系统的可靠性和安全性。现阶段应用到航空发动机中的故障检测系统主要包括：文献 [1] 提出的基于自适应谐波分量提取的航空发动机故障检测系统、文献 [2] 提出的基于多模型的航空发动机故障检测系统和文献 [3] 提出的基于孪生减元注意力网络的航空发动机故障检测系统，其中文献 [1] 提出系统通过采用低通滤波和降采样，采用基于替代数据检验的伪谐波分量识别方法，完成了转速谐波分量自适应分离结果的稀疏化表征。利用傅里叶变换获取阶次谱以实现机械装备的故障检测。文献 [2] 提出系统采用长短期记忆网络来减小航空发动机与机载模型之间的偏差，根据最大概率准则，进行传感器故障检测与隔离。这种方法克服了阈值难以选取的问题，提高了故障检测的准确性和可靠性。而文献 [3] 提出系统根据孪生神经网络的原理，将训练样本集中的样本随机两两配对，实现了样本量的扩增。在特征提取模块中，引入了减元注意力机制，降低故障检测系统的运算参数量，缓解过拟合现象。然而上述传统系统在实际运行过程中存在的故障检测误差大的问题，为此引入 Lyapunov 理论。

Lyapunov 理论是用于分析系统稳定性的理论，其基本原理是通过对系统状态方程进行操作，将复杂的动态系统转化为简单的线性或非线性方程，然后通过对这些方程的解进行特征值分析，得到系统稳定性的判断结果。利用 Lyapunov 理论对航空发动机非线性分布式故障检测系统进行优化设计，以期能够提升系统对故障的检测精度，间接的提升航空发动机的运行稳定与安全性。

1 航空发动机非线性分布式故障检测系统总体架构

在航空发动机非线性分布式故障检测系统总体架构中，主要由航空发动机振动采集器、运行信号处理器、远程通信接口、系统电路与显示器、故障诊断主控器组成，具体如图 1 所示。

图 1 中，通过航空发动机振动采集器，实时采集航空发动机振动信号，将采集的信号传送到信号处理器，进行转换、过滤，通过远程通讯设备接收/发送信号，并在电路中增加了一个实时时钟模块，以提高系统的实

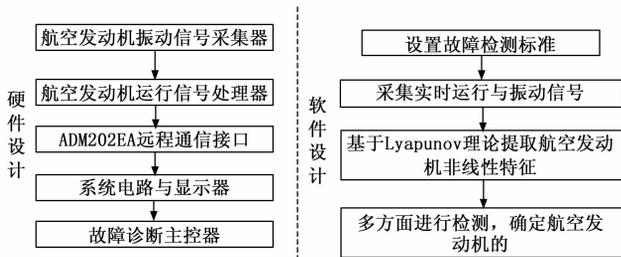


图 1 航空发动机非线性分布式故障检测系统总体架构图

用性，将采集的信号发送到故障诊断主控器，从故障类型、故障点数量、故障位置等方面进行检测分析，确定航空发动机的故障状态，并得出相应的故障检测结果，实现对航空发动机分布式控制系统的故障检测。

2 航空发动机非线性分布式故障检测硬件系统设计

航空发动机故障检测的思路是运用多种检查和测试的方案，确定系统和设备的是否存在故障，进一步确定发生故障的部位。在优化设计故障检测系统中，针对航空发动机故障的非线性和分布式特性，利用 Lyapunov 理论对航空发动机的实时运行数据进行分析判断发动机运行是否稳定，由此判断当前航空发动机是否存在故障，进而确定航空发动机故障的发生位置，最终将上述检测结果通过硬件显示设备进行输出。基于上述原理，优化设计的航空发动机非线性分布式故障检测系统由硬件和软件两个部分组成，硬件部分提供系统运行支持，软件部分用来执行检测程序。

2.1 航空发动机信号采集器

优化设计的故障检测系统中，利用振动信号采集器对航空发动机的振动状态进行监测，以 TCS-B3 型三向振动速率传感器为采集头，采样频率为 10 kHz，放大增益范围从 1~100，以适应不同振幅范围的振动信号，可以实现航空发动机的 X, Y, Z 三个轴向振动信号的实时获取^[2]。图 2 表示的是航空发动机振动信号采集器的内部组成结构。

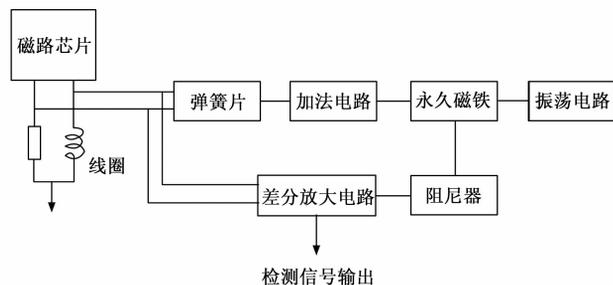


图 2 航空发动机振动信号采集器内部结构图

航空发动机振动信号采集器的核心元件由磁路芯片和线圈组成。振动传感器利用了电磁感应原理，利用磁

路片在磁场中产生一个恒定的直流电磁场，并在此基础上对磁力线进行剪切，从而实现电磁场的感应。将输入的震动速率转化成感应 EMF 在线圈中的输出。利用这种方法，可以将输出轴的振动信号直接转化为电信号^[3]。为了保证采集航空发动机振动信号的完整性，在传统采集器的基础上，加入了积分运算模块，将加速度信号经过一次积分后得到速度信号，再经过一次积分后得到位移信号，在实际工程中要尽量减小由于积分零漂和积分泄露所引起的误差。积分前、后信号作为数据选择器的输入数据，与系统处理器进行连接。

2.2 航空发动机运行信号处理器

航空发动机运行信号处理器是用来采集和处理发动机振动信号的，同时满足 Lyapunov 理论的运行要求，应具有全局稳定性，能够收敛到期望的工作状态，控制器具有鲁棒性，优化设计处理器由 AD 转换模块、信号放大模块以及滤波模块等部分组成，在主控模块的控制、驱动下完成处理任务^[4]。图 3 为优化设计系统中改装的信号处理器结构。

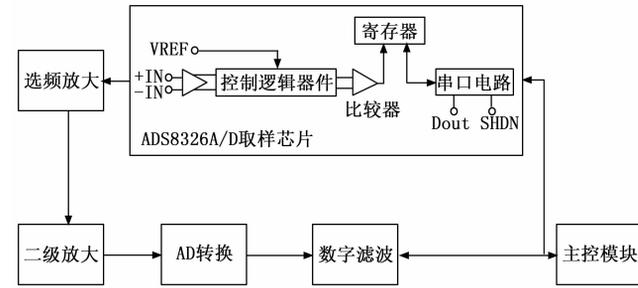


图 3 航空发动机运行信号处理器结构框架

信号处理器中选频放大模块是一种对信号进行放大和压制的方法，它能将被噪声掩盖的弱信号提取和放大。用 RC 组成的振荡电路来确定信号的频率，调节电阻和电容的大小，就可以改变选频放大器的中心频率。其中，对频率稳定度的要求更高，因此也要选择更精密的电阻、电容元件，普通的陶瓷电容、独石电容，其温漂随着温度的变化而波动，而聚苯乙烯电容、聚丙烯电容的温漂非常低，与精密电阻配合，可保证其频率的稳定性。第二级放大电路通过对检测信号进行选频和放大，从而提高了检测信号的幅度，为随后的模数转换做了准备^[5]。选择的是一种基于逐次比较的模数转换器 ADS8326。逐次比较式 AD 是将一个比较器与一个 D/A 变换器相结合，对一个输入信号的最大值进行逐个比较，从而获得一个数字逻辑，再用一个 Dout 将其变换结果进行输出。为了保证后面以 CPLD 为核心的信号调理模块的设计，选择了 ADS8326A/D 取样芯片，并对其取样逻辑进行了详细的分析。将 A/D 转换过程分为两步，一步是采样，二是 A/D 变换，一步是用 5 个

脉冲触发器来获取一组模拟信号，另一步是用 16 个时钟脉冲来完成，最后一步是由最大位至最小的 16 比特的顺序输出。因为选择的 AD 变换芯片的采样信号为 0 ~ 5.25 V，而振动传感器获取的信号范围为 -10 ~ 10 V，因此，必须在 AD 采样模块中增加分压电路和放大电路来提高信号电压幅度。

2.3 航空发动机信号远程通信模块

由于航空发动机的运行环境与系统的执行环境之间距离较大，因此使用通用异步接收/发送装置完成信号的远程通信工作。通信模块中，异步串行通信的接口电路如图 4 所示。

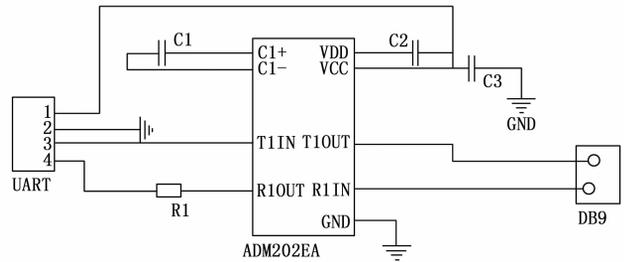


图 4 航空发动机信号远程通信接口电路

从图 3 中可以看出，航空发动机信号远程通信接口芯片为 ADM202EA，信号采集器的采样频率为 10 kHz，即每秒钟采集和传输 10 000 个数据点，具有较强的电磁兼容性和抗电磁干扰能力，仅需 +3 V 至 +5 V 的供电^[6]。

2.4 系统电路与显示器

在电路中增加了一个实时时钟模块，以提高系统的实用性^[7]。在启动之后，将时间调节到与检测现场的时间相符，使所存储的数据能够与实际的探测时间同时存在，提高了数据的可读性，方便了后续的数据分析。系统实时时钟电路的具体连接情况，如图 5 所示。

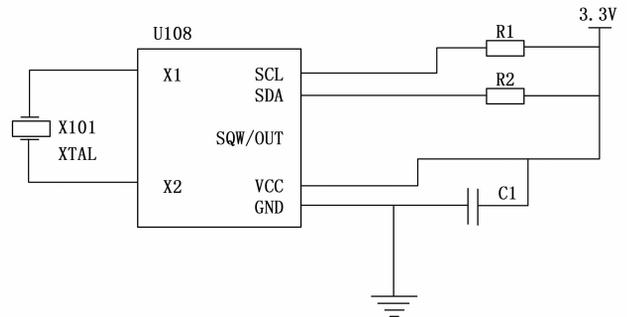


图 5 系统时钟电路图

图 5 表示电路中 ISL1208 时钟芯片带定时与晶体补偿，内置电源失效指示器，可以周期或者轮询报警。航空发动机故障检测系统显示器设备是系统的重要组成部分，为故障检测结果的输出提供介质。优化设计系统中选择的显示器设备可以采用高性能处理器和可靠的操作

系统, 搭配 Advantech AGP-3300 工业级显示器和高效的软件算法, 确保能够实时更新数据和显示结果^[8], 工业级显示器对比度为 1 000: 1、响应时间为 5 毫秒、亮度为 250 尼特。同时, 采用可扩展的硬件和软件架构, 以便能够适应不同的航空发动机型号和规格, 并通过升级软件和硬件来实现进一步的优化。此外, 还应考虑采用易于更换的部件和模块化设计等方法, 以便在出现故障时能够快速修复并重新投入使用。

2.5 系统故障诊断主控模块

在航空发动机分布式控制系统中, 故障诊断主控系统是一个重要的组成部分, 用于监测、分析和诊断发动机及其相关系统的故障, 故障诊断主控系统流程如图 6 所示。

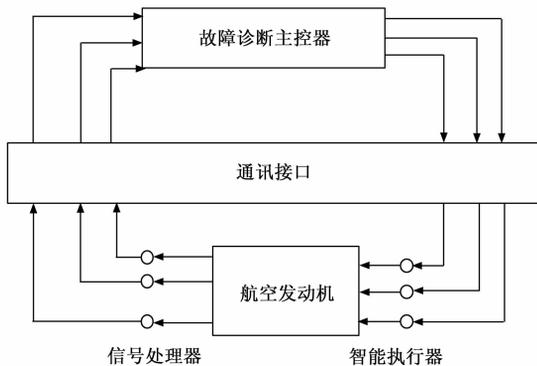


图 6 故障诊断系统主控流程图

选择 Advantech PPC-6170 高性能工控计算机作为故障诊断主控器, 其采样频率为 20 kHz, 放大增益为 10 倍。主控利用通讯接口与各个控制器进行数据传输和交互, 包括收集来自传感器的信号数据, 以及向控制器发送指令和请求, 通过这种数据交互, 能够实时获取发动机运行的关键数据和状态信息, 并将其用于故障检测和诊断。主控系统不断接收来自传感器的数据流, 并进行实时分析和处理。通过对比对已知的正常运行模式和故障模式, 判断当前发动机运行状态是否正常, 或者是否存在故障迹象, 一旦发现潜在故障或异常情况, 主控会生成相应的警报或报警信息, 通知相关人员进行进一步的检查和维修操作。

3 航空发动机非线性分布式故障检测系统软件功能设计

选用 Matlab 进行控制算法设计, 它提供了丰富的函数库和工具箱, 可以支持 Lyapunov 理论相关的分析和设计。

3.1 设置航空发动机非线性分布式故障检测标准

航空发动机可以分为活塞式发动机、燃气涡轮发动机等类型, 其中塞式发动机是航空领域最常用的发动机类型之一, 广泛应用于小型飞机和直升机等航空器。因

此, 对活塞式发动机的故障检测需求相对较高, 研究该类型发动机的故障检测系统有实际意义, 其工作满足以下运行条件:

$$\begin{cases} \lambda \frac{d\omega}{dt} = \frac{P_{\text{residue}}}{\omega} \\ \kappa_{\text{heat transfer}} S(T_{\text{total}} - T_{\text{metal}}) = \sigma M_{\text{metal}} \frac{dT_{\text{metal}}}{dt} \end{cases} \quad (1)$$

其中: P_{residue} 表示航空发动机中涡轮部件相对作功部件的剩余功率, ω 为发动机中的转子角速度, λ 和 $\kappa_{\text{heat transfer}}$ 分别为转子转动惯量常数和传热系数, S 为传热面积, T_{total} 和 T_{metal} 分别对应的是航空发动机中的总气体温度和金属温度, σ 和 M_{metal} 分别表示金属比热和质量^[9]。公式 (1) 表示了航空发动机的转子动力性能和热交换传递效应^[10]。按照上述方式可以得出燃气涡轮发动机的组成结构与工作原理。受到生产质量、工作环境以及工作时长等因素的影响, 导致航空发动机中的气路部件、振荡器、开关、传感器等分布式部件产生故障, 以气路部件中的电嘴故障为例, 在正常工况下, 发动机会出现剧烈的振动, 排气管会发出爆炸声, 旋转速度超过 200 RPM, 有的时候甚至超过 400 RPM, 这种现象非常缓慢, 而且很不稳定。如果有机械冲击, 或者是对间隙的修正不正确, 则会造成间隙的增大或减小。当气隙超过规定值时, 击穿电压将增加, 但其输出电压不变, 从而导致放电强度降低, 从而导致点火困难, 甚至无法放电; 当间隙太小时, 极之间的电阻就会变小, 而在高电压回路中的电流就会增加, 这就需要用来战胜导线电阻所需要的能量就会增加, 以致于提供给电嘴电火花的能量会降低, 从而降低电火花的强度^[11]。同时, 由于电嘴间的间隙变小, 也存在着因积碳而导致电嘴间的短路, 从而无法形成电火花的可能性。同理可以推导出航空发动机其他元件故障下发动机的运行标准, 将对应的运行特征标记为 $\tau_0(i)$, 其中 i 为航空发动机的故障类型, 以此作为判定航空发动机故障的约束比对标准。

3.2 采集航空发动机实时运行与振动信号

利用硬件系统中的信号采集器装置, 从时域和频域两个方面采集航空发动机的运行信号与振动信号。时域信号采集是对发动机输出的模拟信号进行取样、截断^[12]。采样是用一个等时间间隔的周期脉冲序列与连续模拟信号进行点积, 而截断则是对信号进行加窗处理。航空发动机时频运行信号的采集过程如下:

$$x_{\text{time domain}}(t) = \sum_{-\infty}^{+\infty} x_z(\Delta t) \frac{\sin\left[\frac{\pi}{\gamma}(t - \Delta t)\right]}{\frac{\pi}{\gamma}(t - \Delta t)} \quad (2)$$

式中, Δt 为信号的采样时段, $x_z(\Delta t)$ 为 Δt 时段航空发动机的实际运行信号, γ 为时频系数, 该系数的具体取值

满足如下条件:

$$\gamma \leq \frac{1}{2} f_{\text{end}} \quad (3)$$

其中: f_{end} 为最高截止频率。对快速时变信号, 若想知道其波形, 可将其视为时域信号。奈奎斯特定理指出, 要获得精确的频谱信息, 取样频率要比信号的最高频率分量大一倍以上^[13]。在航空发动机运行信号处理中, 取样原理是一条确保用一组离散的取样序列来替代一组连续的、有限度的频宽的信号, 而不会造成数据的损失。另外频域信号的采集结果为:

$$x_{\text{frequency domain}}(t) = \frac{\alpha}{2} + \sum_{n=1}^{\infty} A_n (\alpha \cos n\omega t + \beta \sin n\omega t) \quad (4)$$

式(4)中, α 和 β 为频域信号的采集系数, A_n 为第 n 个频域信号的幅值。航空发动机实时运行信号的最终采集结果为:

$$x(t) = f_c(x_{\text{frequency domain}}(t) \otimes x_{\text{time domain}}(t)) \quad (5)$$

式中, \otimes 为耦合符号, f_c 为采样频率, 将公式(2)和公式(4)的计算结果代入到公式(5)中, 即可得出航空发动机实时运行信号的采集结果^[14]。调整信号采集器在航空发动机上的安装位置, 重复上述操作, 得出航空发动机振动信号的采集结果。

3.3 利用 Lyapunov 理论提取航空发动机非线性特征

Lyapunov 指数是衡量动态系统混沌程度的重要指标, 可以用于分析航空发动机的非线性特性。通过计算 Lyapunov 指数, 可以判断航空发动机的动态行为是否混沌, 并且可以定量地描述混沌的程度。以航空发动机实时运行与振动信号的采集结果为处理对象, 计算机 Lyapunov 指数, Lyapunov 指数计算公式如下:

$$\tau_{\text{Lyapunov}} = \lim_{k \rightarrow \infty} \sum_{j=1}^k \lg |dfdx(t)|_{x(t)k} \quad (6)$$

式(6)中, 变量 $|dfdx(t)|_{x(t)k}$ 表示在 k 时刻, 航空发动机运行数据的导数与初始条件的比值。在计算 Lyapunov 指数时, 首先需要选择一个合适的动态系统和初始条件^[15]。然后, 通过采集的运行与振动信号反映航空发动机的演化轨迹, 并计算 Lyapunov 指数。最后, 根据计算得到的 Lyapunov 指数序列, 可以对航空发动机的非线性程度进行提取。除了上述 Lyapunov 指数特征之外, 还需要提取其他振动信号特征, 部分特征分量的提取结果为:

$$\tau_p = \int_{-\infty}^{+\infty} x(t) e^{-2\kappa_f t} dt \quad (7)$$

式中, κ_f 为傅里叶变换系数, 公式(7)的提取结果为航空发动机运行/振动信号的频域特征向量的提取结果^[16]。按照相同方式提取峰值、脉冲、偏斜度等时域特征向量的提取结果, 最终通过特征分量的融合, 得出航空发动机非线性特征的最终提取结果, 即:

$$\tau_{\text{aircraft engine}} = \tau_{\text{Lyapunov}} \otimes \sum \tau_p \cdot \tau_s \quad (8)$$

式(8)中, 变量 τ_s 为时域特征。由此完成对航空发动机非线性故障特征的提取工作。

3.4 实现航空发动机非线性分布式故障检测

从故障类型、故障点数量、故障位置等方面进行检测, 确定航空发动机的故障状态, 并得出相应的故障检测结果。

3.4.1 检测航空发动机非线性故障类型

采用相似性度量的方式, 确定航空发动机的非线性故障状态及类型, 相似性度量过程如下:

$$s(i) = \sqrt{[\tau_{\text{aircraft engine}} - \tau_b(i)]^2} \quad (9)$$

将设定的航空发动机故障标准特征和待检测航空发动机的运行特征提取结构代入到公式(9)中, 得出当前航空发动机与第 i 种标准特征之间的相似性^[17]。若公式(9)的计算结果高于阈值 s_0 , 说明当前航空发动机存在故障, 且故障类型为 i , 否则进行下一种故障类型的相似性匹配, 若计算得出所有故障类型标准特征与当前运行特征的相似性均低于阈值, 则认为待检测航空发动机不存在非线性故障, 无需进一步执行故障源数量与位置的检测工作。

3.4.2 检测航空发动机分布式故障位置

针对判定为存在非线性故障的航空发动机对象, 根据相似性度量结果, 确定当前航空发动机中存在的故障点数量, 故障点数量的检测逻辑如图 7 所示。

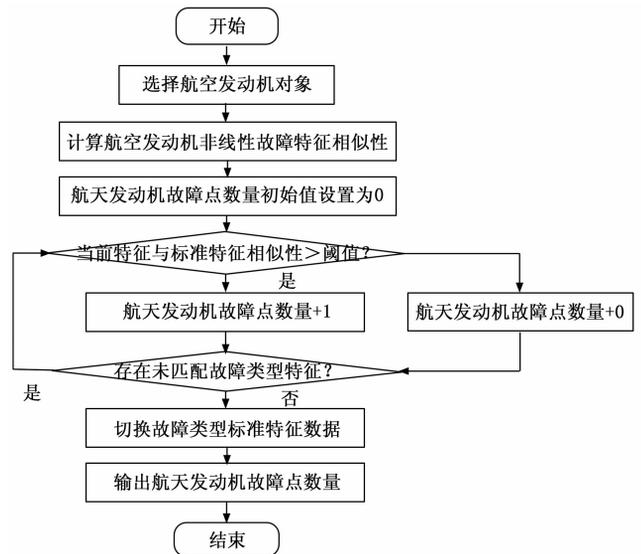


图 7 航空发动机分布式故障数量检测逻辑图

根据图 7 输出的故障点检测结果, 对同数量的故障点进行定位, 定位结果为:

$$\begin{cases} x_g = x_c + u_c \cos\varphi \\ y_g = y_c + u_c \sin\varphi \end{cases} \quad (10)$$

其中: (x_c, y_c) 表示的是距离故障点距离最近的信号采集器安装位置, v 为运行信号与振动信号的传输速度, t_c 为信号的采集时间, φ 为信号的接收角度。重复上述操作, 直至故障点定位结果数量与检测的故障数量一致^[18]。

最终将故障状态、类型、数量、位置等检测结果, 并通过硬件系统中的显示器进行可视化输出。

4 系统测试

为了测试优化设计基于 Lyapunov 理论的航空发动机非线性分布式故障检测系统的故障检测准确性以及与不同类型航空发动机的适配性, 将优化设计系统应用到多种类型的航空发动机的故障检测工作中, 综合考虑航空发动机不同的飞行条件与状态, 验证系统是否能够稳定运行, 并精准获取故障检测结果。

4.1 准备航空发动机检测对象

此次实验选择活塞式航空发动机和涡轮航空发动机作为检测对象, 活塞式航空发动机选择型号为活塞-7, 该航空发动机是一种气冷星形 14 缸活塞式发动机, 主要用于直-5 直升机。该发动机具有 14 个气缸, 呈星形排列, 具有较高的功率和可靠性^[19]。活塞-7 发动机采用了气冷式散热方式, 通过空气流动来带走发动机产生的热量, 具有较高的冷却效率。此外, 活塞-7 发动机还采用了燃油喷射系统, 能够精确控制燃油喷射量, 提高发动机的经济性和排放性能。涡轮航空发动机选择型号为涡轮-5, 该发动机采用了涡轮螺旋桨技术, 发动机净重 989 公斤, 最大推力状态 26 kN, 加力状态推力为 37 kN^[20]。实验中准备的发动机对象共 200 个, 上述两种型号发动机各 100 个, 在初始状态下, 选择的航空发动机均处于正常运行状态, 无明显缺陷与运行故障, 并对准备的检测对象进行编号处理。

4.2 设定航空发动机实际运行状态

采用人为破坏的方式, 在准备的航空发动机中设置不同类型的故障, 并标记故障数量与故障位置。部分航空发动机运行状态的设定情况, 如表 1 所示。

表 1 航空发动机运行状态设定表

航空发动机编号	故障类型	故障点数量/个
H01	气嘴故障	21
H02	轴承失效	17
H03	燃烧室故障	13
H04	转静碰摩故障	19
H05	不对中故障	26
W01	涡轮叶片断裂	13
W02	高压涡轮磨损	22
W03	涡轮喷气管故障	15
W04	热弯曲故障	8
W05	松动故障	20

表 1 中 H 和 W 分别表示的是活塞式航空发动机和涡轮航空发动机。按照上述方式可以得出准备所有航空发动机检测对象故障类型与故障点数量的设定结果, 并记录各个故障点的位置信息。

4.3 搭建系统运行与测试环境

根据硬件系统的优化设计情况, 将硬件设备通过通讯模块之间的数据线路与该软件的 PC 机相连, 从而实现对系统设备的供电。图 8 表示的是部分硬件设备的安装实景。



图 8 非线性分布式故障检测系统硬件设备连接实景

为保证系统软件部分的正常运行, 需要对安装的硬件设备进行调试。应用示波器、稳压稳流源、万用表等设备, 采用先模块调试后整体调试、先电源调试后功能调试、先硬件调试后软件调试的调试方式, 验证系统的运行状态。硬件调试设备具体参数如表 2 所示。

表 2 硬件调试设备参数

设备	参数	取值
应用示波器	带宽	100 MHz
	采样率	1 GS/s
	垂直分辨率	12 位
稳压稳流源	输出电压范围	0~30 V
	输出电流范围	0~5 A
万用表	电压测量范围	0~100 V
	电流测量范围	0~10 A
	电阻测量范围	0 Ω~10 MΩ

设点飞行高度范围: 1 000~10 000 m, 飞行高度间隔: 1 000 m。根据飞行高度的变化, 推导出相应的大气温度变化规律, 在低空 (0~4 000 m) 的大气温度为 -15 ℃ 左右, 在中高等阶段的 (4 000~7 000 m) 大气温度为 -30 ℃ 左右, 在高等高度 (7 000 m 以上) 的大气温度为 -50 ℃ 左右。

4.4 生成航空发动机运行数据样本

将准备的航空发动机设备安装到处于飞行状态的航空飞行器中, 通过硬件设备的运行, 得出待检测设备运

行数据样本的生成结果。图 9 表示的是编号为 H01 航空发动机的数据样本生成结果。

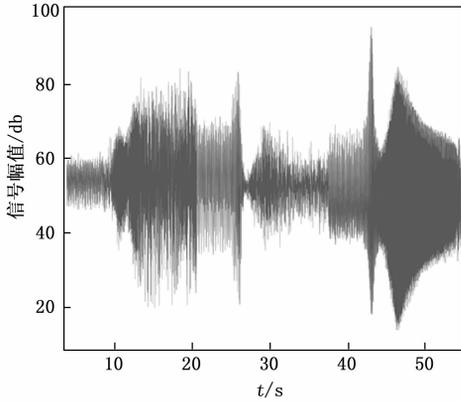


图 9 航空发动机运行数据样本波形图

重复上述操作得出所有航空发动机设备的运行数据生成结果，以此作为系统运行的输入数据。

4.5 描述系统测试实验过程

利用编程工具对优化设计基于 Lyapunov 理论的航空发动机非线性分布式故障检测系统的软件部分，将准备的运行数据样本代入到系统软件运行程序中，得出航空发动机非线性分布式故障的检测结果，H01 航空发动机的非线性分布式故障检测结果如图 10 所示。

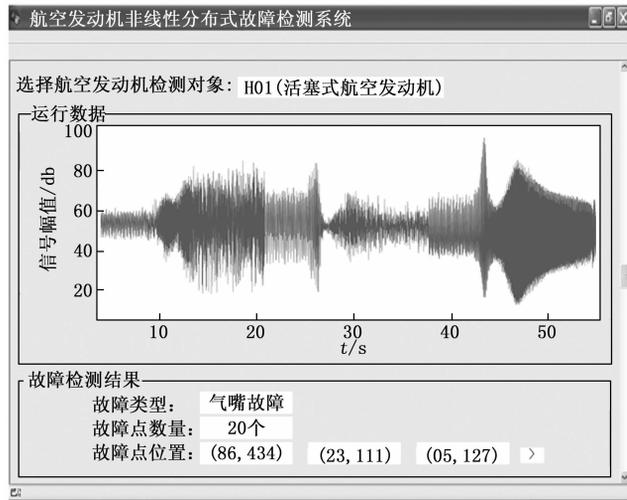


图 10 航空发动机非线性分布式故障检测结果

由此得出实验准备所有航空发动机非线性分布式故障的检测结果，记录系统输出界面的数据信息。设置基于自适应谐波分量提取的航空发动机故障检测系统（文献 [1]），利用傅里叶变换获取阶次谱以实现机械装备的故障检测和基于多模型的航空发动机故障检测系统（文献 [2]），采用长短期记忆网络来减小航空发动机与机载模型之间的偏差，根据最大概率准则，进行传感器故障检测，作为实验的对比系统，按照上述方式完成对

比系统的开发并得出检测结果。

4.6 设置系统功能与性能的量化测试指标

设置故障类型误检率和故障点数量检测误差作为系统的功能测试指标，其中误检率的数值结果为：

$$\eta = \frac{num_{err}}{num_{all}} \times 100\% \quad (11)$$

其中： num_{err} 和 num_{all} 分别表示航空发动机故障类型错误检测的样本数量以及准备的总样本数量，在实际测试过程中综合考虑活塞式和涡轮两种发动机类型。另外故障点数量检测误差的测试结果可以表示为：

$$\epsilon = |N_{detection} - N_{set}| \quad (12)$$

式中， $N_{detection}$ 和 N_{set} 为航空发动机中故障点的检测数量与设定数量。最终测试得出故障类型误检率和故障点数量检测误差取值越小，证明对应系统的检测功能越优。

4.7 系统测试结果与分析

根据飞行高度的增加温度的降低，观察不同方法下故障检测结果准确率，如表 3 所示。

表 3 故障检测结果准确率结果

飞行高度 /m	温度 /℃	故障类型检测准确率/%		
		基于自适应谐波分量提取的航空发动机故障检测系统	基于多模型的航空发动机故障检测系统	基于 Lyapunov 理论的航空发动机非线性分布式故障检测系统
1 000	8.5	90	94	98
2 000	2	88	93	97
3 000	-4.5	87	92	98
4 000	-15	85	91	98
5 000	-18	83	90	96
6 000	-24	83	89	96
7 000	-30.5	82	88	96
8 000	-37	81	87	95
9 000	-43.5	80	86	95
1 000	-50	78	85	95

根据实验结果表明，在飞行高度不断增加的情况下，基于自适应谐波分量提取的航空发动机故障检测系统和基于多模型的航空发动机故障检测系统随着飞行高度的增加，故障类型检测准确率也逐渐降低，而本文检测系统，随着飞行高度的增加，故障类型检测准确率一直保持在 95%，说明优化设计系统具有较高的检测精度。

将系统输出的故障类型检测结果与设定的航空发动机状态进行对比，系统输出的检测结果是否正确，统计相关数据，将其代入到公式 (11) 中，得出系统故障类型误检率的测试对比结果，如图 11 所示。

从图 11 中可以直观的看出，与两种传统系统相比，优化设计系统的故障类型误检率得到明显降低。另外，故障点数量检测误差的测试结果如表 4 所示。

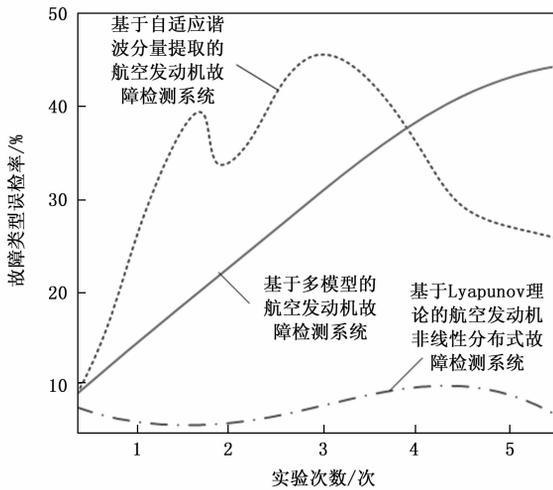


图 11 系统故障类型误检率测试对比结果

表 4 航空发动机故障点数量检测误差测试数据表

航空发动机编号	基于自适应谐波分量提取的航空发动机故障检测系统的故障点数量检测结果/个	基于多模型的航空发动机故障检测系统的故障点数量检测结果/个	基于 Lyapunov 理论的航空发动机非线性分布式故障检测系统的故障点数量检测结果/个
H01	16	18	20
H02	14	15	17
H03	10	11	13
H04	12	14	18
H05	21	22	26
W01	17	10	14
W02	28	26	22
W03	19	18	15
W04	11	9	8
W05	25	22	21

将表 1 和表 4 中的数据代入到公式 (12) 中，计算得出两种传统系统输出的平均故障点数量检测误差分别为 4.5 个和 2.9 个，而优化设计系统故障点数量检测误差的平均值为 0.4 个，表明优化设计系统能更准确地检测到故障点，这是因为本文系统利用 Lyapunov 理论提取航空发动机非线性特征，确定当前航空发动机运行状态、来提高故障检测的性能。

5 结束语

基于 Lyapunov 理论的航空发动机非线性分布式故障检测系统设计是一项复杂而又重要的任务，旨在提高航空发动机的可靠性和安全性，通过引入 Lyapunov 理论，对航空发动机多个部件或系统的非线性故障进行检测和分析。从系统测试结果中可以看出，优化设计系统具有较高的检测精度，对于保证航空发动机的运行稳定与安全具有积极作用。然而此次优化设计系统中未考虑

航天飞行器的飞行状态，因此得出的实验结果存在一定的局限性，需要在今后的研究工作中进一步补充。

参考文献：

- [1] 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.
- [2] 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.
- [3] 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.
- [4] 李 俨, 杨 晨. 基于相对输出信息的多智能体系统分布式故障检测 [J]. 控制与决策, 2023, 38 (7): 1901-1908.
- [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] 康玉祥, 陈 果, 尉询楷, 等. 基于残差网络的航空发动机滚动轴承故障多任务诊断方法 [J]. 振动与冲击, 2022, 41 (16): 285-293.
- [7] 潘鹏飞. 基于试飞数据的航空发动机状态监测与故障诊断 [J]. 推进技术, 2021, 42 (12): 2826-2837.
- [8] 李慧慧, 蔡林峰, 陈映雪, 等. 基于多域特征优化的航空发动机传感器智能故障诊断 [J]. 推进技术, 2023, 44 (2): 272-284.
- [9] 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.
- [10] 林荣洲, 侯 磊, 孙传宗, 等. 某航空发动机整机系统非线性振动特性分析 [J]. 振动工程学报, 2022, 35 (3): 557-568.
- [11] 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.
- [12] 魏宇恒, 童东兵, 陈巧玉. 基于中间观测器的非线性系统的故障估计 [J]. 应用数学和力学, 2021, 42 (11): 1213-1220.
- [13] 张 震, 刘保国, 周万春, 等. 基于最大相关熵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.
- [14] 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.
- [15] 朱 赞, 徐瑀童, 唐 皓, 等. 考虑不确定性的航空发动机燃油计量组件典型故障仿真与特征分析 [J]. 科学技术与工程, 2023, 23 (3): 1292-1300.

(下转第 36 页)