

# 基于多层前馈神经网络的航天器在线故障检测系统设计

戴峻峰<sup>1</sup>, 赵建<sup>2</sup>

(1. 成都信息工程大学 网络空间安全学院, 成都 610200;

2. 成都信息工程大学 电子工程实践中心, 成都 610200)

**摘要:** 航天器在故障定位过程中易受原始电源信号的干扰, 导致识别效果较差, 为了解决该问题, 提出了基于多层前馈神经网络的航天器在线故障检测系统设计; 根据航天器在线故障检测原理及物联网技术设计系统总体架构, 并分别对硬件部分及软件部分进行设计; 硬件部分结合工业标准 PC 组件, 设计 PXI 机箱结构, 完成对 PXI 测量模块的控制, 利用 MXI-4 接口工具实现远程遥控, 解决干扰信号对系统定位识别干扰; 设计 FPGA 的 EP3C10 芯片外围结构, 确定电路板主、子适配器管脚连接方式, 利用两个高速 AD 转换器差分采样, 通过 FIFO 存储采样结果; 通过电子负载板继电器控制模块, 控制信号阻断性能; 构建基于多层前馈神经网络识别模型, 依据确定性逻辑推理规则得出识别门限值, 依据阈值设定具体识别流程, 判断则判定参数有故障, 完成系统设计; 实验结果表明, 该系统信号阻断效果优异, 在距离为 2 m 和 6 m 时达到最大信号幅值 0.9, 故障模式的检测结果与理想结果一致, 能够为航天器稳定运行提供设备支持。

**关键词:** 多层前馈神经网络; 航天器; 故障检测; 物联网

## Design of Spacecraft Online Fault Detection System Based on Multilayer Feedforward Neural Network

Dai Junfeng<sup>1</sup>, Zhao Jian<sup>2</sup>

(1. School of Cyberspace Security, Chengdu University of Information Technology, Chengdu 610200, China;

2. Electronic Engineering Practice Center, Chengdu University of Information Technology, Chengdu 610200, China)

**Abstract:** In the process of fault location, the spacecraft is susceptible to the interference of the original power signal, which leads to a poor recognition effect. To solve this problem, a design of a spacecraft online fault detection system based on a multilayer feedforward neural network is proposed. According to the spacecraft online fault detection principle and the Internet of Things technology, the overall architecture of the system is designed, and the hardware and software parts are designed respectively. The hardware part combines the industry standard PC components to design the PXI chassis structure, complete the control of the PXI measurement module, and use the MXI-4 interface tool to achieve remote control to solve the interference signal to the system positioning identification interference. Design the peripheral structure of the EP3C10 chip of FPGA, determine the connection mode of the main and sub adapter pins of the circuit board, use 2 high-speed AD converter differential sampling, and store the sampling results through the FIFO. Through the electronic load board relay control module, control signal blocking performance. A recognition model based on a multi-layer feed-forward neural network is constructed, a recognition threshold is obtained according to deterministic logic inference rules, a specific recognition process is set according to the threshold, and the judgment determines that the parameter is faulty and the system design is completed. Experimental results show that the signal blocking effect of the system is excellent, and the maximum signal amplitude is 0.9 at distances of 2 and 6 m. The detection results of the failure mode are consistent with the ideal results, which can provide equipment support for the stable operation of the spacecraft.

**Keywords:** multilayer feedforward neural network; spacecraft; fault detection; internet of things

## 0 引言

航天环境复杂、地面试验有限, 不可避免地会出现航天器运行异常或系统故障等问题<sup>[1]</sup>。应用算法诊断技术和

知识管理方法, 对载人飞船、空间站、动力系统、推进系统、风云卫星等进行了故障诊断, 并开发了原型系统。但是, 由于这些诊断系统采用的只是单一智能诊断技术, 导致其在适应性、知识获取和错误信息处理方面性能较差<sup>[2]</sup>。以往采用时域反射法设计的系统主要用于检测和分析导体绝缘故障, 但是该系统采用的测量信号是较窄电压脉冲, 易受原始电源信号影响, 只适合于对电缆故障进行离线检

收稿日期: 2020-05-21; 修回日期: 2020-06-10。

作者简介: 戴峻峰(1998-), 男, 上海人, 大学本科, 主要从事物联网工程技术方向的研究。

测；采用频域反射法设计的系统可将扫频信号传送给待测电缆，用傅里叶变换测量反射信号的峰值频率，从而实现故障点距离的转换。尽管系统实现了对飞机电缆故障检测与定位，但由于算法复杂程度较低，难以实现实时检测，所以该方法只能用于离线检测。基于此，设计了基于多层前馈神经网络的航天器故障在线检测系统，该系统避免了盲法故障识别，为后续轨道交通故障检测奠定了基础。

## 1 系统总体架构方案确定

### 1.1 航天器在线故障检测原理

航天器故障在线检测系统分为硬件模块设计与软件算法两部分。硬件模块以基于 FPGA 控制芯片的上位机采集板核心，通过物联网技术将 PXI 机箱、FPGA 控制芯片及电路板主、子适配器互联成专属网络，用以接收处理故障定位信息；软件部分引入多层前馈神经网络，构建识别器，采用确定性逻辑推理规则得出故障条件，设定故障阈值，将故障信息传输至硬件模块 PCI 主控芯片，完成航天器在线故障检测。

### 1.2 航天器在线故障检测总体架构

航天器故障在线检测需增加激励信号，使其与测试信号相分离，使测试信号与输出信号相对应，并分析输出信号，以确定缺陷所在模块<sup>[3]</sup>。失效位置应该是模块级别或者设备级别，在待测电路板上加装模拟信号、数字信号及开关控制信号，以确定响应信号是否满足预期处理标准<sup>[4]</sup>。系统总体架构设计如图 1 所示。

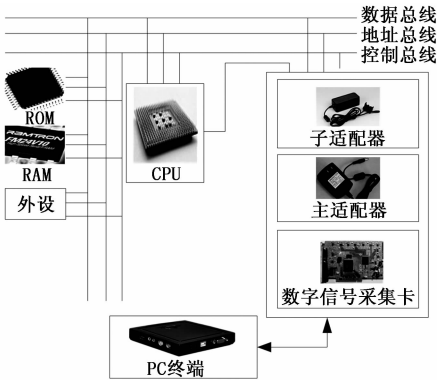


图 1 系统总体架构

在图 1 中可以看到，子适配器与测电路板相连，同时连接主适配器。主适配器引导 PXI 机箱内的板卡资源，并将其连接到通用 PC 终端<sup>[5]</sup>。主机控制 PXI 箱内产生响应激励信号<sup>[6]</sup>。在被测电路板之中引入激发信号作为电路板识别信号，完成系统在线故障检测<sup>[7]</sup>。

## 2 硬件结构设计

### 2.1 PXI 机箱

采用工业标准 PC 组件为核心模块，结合高级触发及同步扩展背板，使得 PXI 机箱能够完成系统模块化封装结构，提升系统可扩展性。通过 PC 机控制 PXI 测量模块<sup>[8-9]</sup>，从

而实现对测量模块的远程控制。上位机控制 PXI 系统各个模块，通过遥控实现对各种数据操作<sup>[10]</sup>。PXI 机箱结构如图 2 所示。

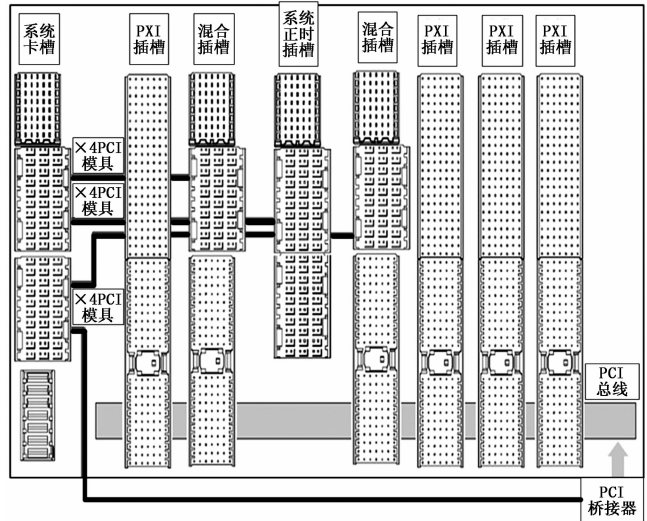


图 2 PXI 机箱结构

嵌入或远程 PXI 机箱插槽可容纳 PXI 模块，混合外设 PXI Express 外围模块、32 位 Compact PCI 外围模块以及混合兼容 PXI 外围模块均可在 PXI 机箱外设上使用。PXI 外设模块和 PXI 内部模块定时模块可安装在同一个系统定时槽内，利用 MXI-4 接口工具，无需额外编程，具有一整套驱动接口软件<sup>[11]</sup>。

MXI-4 接口工具包括 PC-PXI 桥接器系统，包括 PCI 接口卡插入 PC 机、PXI 接口卡插入底板、高速互连光纤，通过接口组件连接 PC 机。利用 MXI-4 接口工具实现远程遥控，使 PC 机可以控制 PXI 机箱，通过电隔离光纤连接，无需额外编程，保证 MXI-4 是透明的。系统采用 200 米的光纤连接或 10 米的铜线连接，采用 MXI-4 级光纤连接方式，能较好解决外界对系统定位识别干扰<sup>[12]</sup>。

### 2.2 芯片外围结构

FPGA 的 EP3C10 芯片外围结构如图 3 所示。

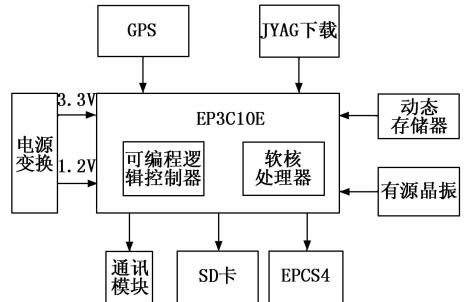


图 3 FPGA 的 EP3C10 芯片外围结构

可编程控制器外围采用 20 MHz 有源晶振型号外围时钟，为电源提供 3.3 V 和 1.2 V 电源，供给各个端口；软

核处理器采用高速动态随机存取存储器, 并提供系统软核程序运行空间。当该空间关闭时, 所有内部逻辑配置信息都会丢失, 作为 Flash 的 EPCS4 仍然能够保存相关配置信息和程序。EPCS4 在电路重新启动时自动提供逻辑配置信息, 读取 EPCS4 配置信息, 重启配置 FPGA 逻辑, 实现开机自动启动。GPS 导航模块是系统软核外设, 使用 SD 卡备份数据, 下载 JTAG 是 FPGA 程序一个编程界面, 外围时钟输入是由 20 MHz 主动晶体振荡器提供的。

### 2.3 电路板主、子适配器

#### 2.3.1 主适配器

主适配器的主要是将硬件资源与子适配器连接起来, 使子适配器能够自主选择硬件资源。所以, 综合考虑多种测试板的需求, 在设计主适配器时, 将测量硬件资源与断路器开关板相连接。由于所要连接的管脚相对较多, 因此, 继电器使用数量应根据管脚数量来决定。

#### 2.3.2 子适配器

对于子适配器的设计, 其主要目标是通过连接器将待测电路板板和主适配器上的继电器连接。在设计每一个子适配器时, 需要清楚地将继电器模块的管脚与待测管路相连的情况指出。另外, 在数字 I/O 方面, 可以在不通过继电器情况下, 尝试直接与数字输入输出模块连接。在设计中, 有必要指出测试管脚与数字 I/O 模块通道相连接, 保证每个子适配器上都有一个对应电路。

### 2.4 上位机采集板

设计了基于 FPGA 控制芯片上位机采集板, 如图 4 所示。

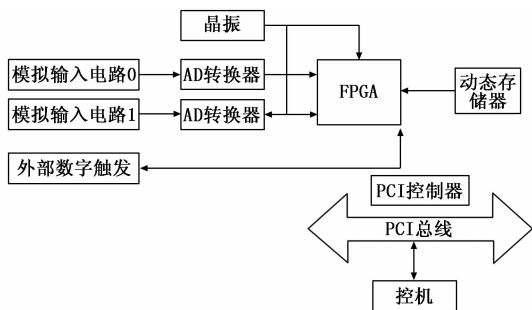


图 4 基于 FPGA 控制芯片上位机采集板

利用 2 个高速 AD 转换器差分采样, 通过 FIFO 的一级缓冲技术将数据传输至动态存储器之中。在该系统中, 故障发生到跳闸所需时间不超过 1 秒, 由此选择容量为 128M 的动态存储器可以在故障排除时保存出现故障信号。在动态存储器数据已存满情况下, PCI 主控芯片将动态存储器中数据传送至下位机存储器之中, 由定位程序确定故障位置。

### 2.5 电子负载板设计

被测板具有一个上拉电阻引脚, 在引脚与地面的阻值相等情况下, 外接一个阻值与上拉阻值一致的电阻, 测量该电阻的引脚电压, 控制该部分电压值为引进引脚电压的

一半; 对于具有下拉电阻的被测板引脚来说, 只需添加一个与下拉电阻值相同上拉电阻即可。由于上拉电阻与下拉电阻阻值不同, 所设计的电子负载板具有多种阻值设计方案, 负载板设计如图 5 所示。

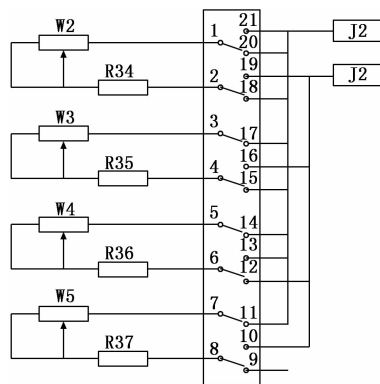


图 5 电子负载板继电器控制模块

分析图 5 可知, 普通 PC 机与 LM3S600 通过串口通信。而 LM3S600 通过驱动芯片控制继电器的插入, 可选择不同继电器配合不同阻值, 使每一个继电器的电阻模块都是独立的, 形成可调电阻串联模式, 在此情况下, 对于不同的引脚电压可以选择不同的电阻设计方案, 完成电子负载板设计。

## 3 系统软件设计

### 3.1 多层前馈神经网络识别模型

基于多层前馈神经网络在线故障检测器设计就是在多层前馈神经网络支持下, 构造出系统实际应用状态, 识别模型如图 6 所示。

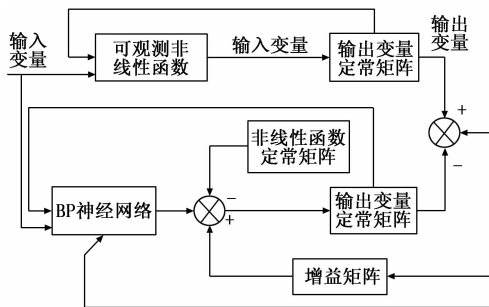


图 6 识别器结构

多层前馈神经网络在线故障检测器设计思路为:

- 1) 多层前馈神经网络输入: 输入变量  $x(t)$ 、状态变量  $y(t)$ , 训练多层前馈神经网络, 使其成为系统中非线性函数  $g(x(t), y(t))$ 。
- 2) 多层前馈神经网络输出: 输出变量  $\hat{f}(t)$  和实际输出  $f(t)$ , 使用两个输出变量之间的差值, 调整多层前馈神经网络, 输入权值, 得到识别器状态输出结果变量  $\hat{h}(t)$ 。

### 3.2 识别规则库构建

依据上述内容, 识别门限值。判定要求如下所示:

在  $n$  个参数中, 存在  $m$  个参数超过下限, 由此形成某种故障, 应对其采取对应处理措施。在多层前馈神经网络支持下, 采用确定性逻辑推理规则, 由此成立故障条件共有  $k$  种:

$$k = C_n^m = \frac{n!}{(n-m)!m!} \quad (1)$$

在  $k$  种情况下, 可以判断航天器出现了故障, 因此有

$$C_n^m = \frac{n!}{(n-m)!m!} \text{ 条规则。}$$

设参数集合为  $Q(a_1, a_2, \dots, a_n)$ , 其中每个  $a_i$  都对应一个上限或下限  $\alpha_i$ , 该值为设定的阈值, 只要超过这个阈值, 参数即成为故障成立的一个合取 ( $\cap$ ) 条件。

在  $n, m$  值都相对较小情况下, 设置  $P_i$  为规则名称,  $G$  表示故障模式, 由此构建的知识库如下所示:

$$\begin{aligned} P_1: (a_1 \geq \alpha_1) \cap (a_2 \geq \alpha_2) &\rightarrow G \\ P_2: (a_2 \geq \alpha_2) \cap (a_3 \geq \alpha_3) &\rightarrow G \\ &\vdots \\ P_i: (a_i \geq \alpha_i) \cap (a_{i+1} \geq \alpha_{i+1}) &\rightarrow G \end{aligned} \quad (2)$$

通过比较上限值, 可选择一条合适规则, 完成规则库构建。

### 3.3 在线故障检测流程

在航天器发射提升部分, 管理系统模块诊断中的中央处理机根据返回的数据, 定位识别推进子系统能否正常工作, 如果出现异常情况, 则需根据有关参数收集切换设备状态。具体工作流程如图 7 所示。

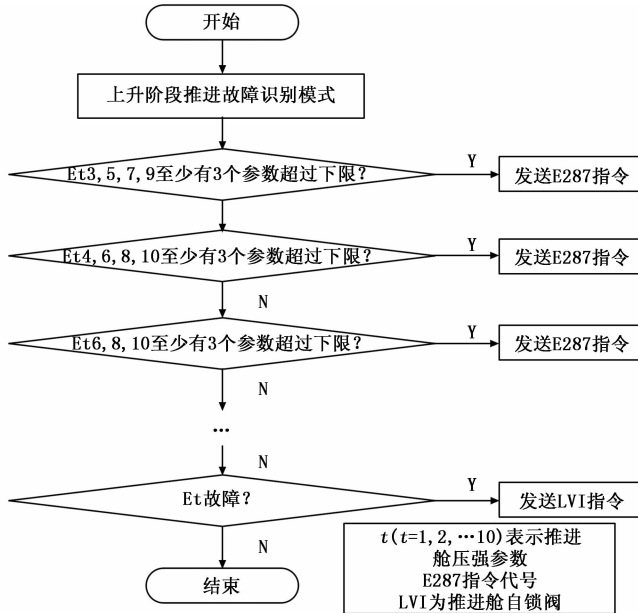


图 7 定位识别流程

从上述流程中可知, 在线故障检测应先根据设定的阈值比较各输入参数。若超出阈值, 则判定参数有故障; 否则正常。之后再判断参数确定曲线是否满足要求, 如果满足, 则参数输出为正常, 否则为故障。

## 4 实验结果与分析

为了方便系统调试, 引入可视化编程模块 Matlab GUI, 在短时间内就可编写分析界面, 通过该界面可知基于多层前馈神经网络的航天器在线故障检测系统调试结果。

### 4.1 Matlab 仿真调试

用 Matlab 对 Simulink 进行仿真, 如图 8 所示。

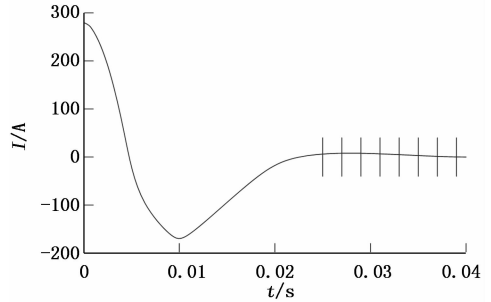


图 8 Matlab 仿真调试结果图

该系统模拟的是航天器运行线路, 该信号发生器将 1 MHz 的 5 个正弦波周期注入系统, 注入时间为 0.02 s。在 0.02 s 之后, 滤除工频 50 Hz 的正弦波用数字滤波, 留下 1 MHz 频率高频波。

### 4.2 故障模式确定

故障模式如表 1 所示。

表 1 故障模式

部件	模式	部件状态	
并联调节器	正常模式	输出状态与命令一致	
	故障模式	输出状态与命令不一致	命令为输出小电流, 实际输出微弱电流 命令为输出中电流, 实际输出微弱电流 命令为输出中电流, 实际输出小电流
蓄电池	正常模式	放电电流需先充电, 输出电流不为 0	
	故障模式	放电	放电调节模块输出不为 0
充电协调器	正常模式	将母线电能传递给蓄电池	
	故障模式	控制开关	关闭控制开关, 无法为蓄电池充电
放电协调器	正常模式	控制开关, 不能对外输出电能	
	故障模式	控制打开	打开开关, 使蓄电池放电

### 4.3 调试结果与分析

采用中心频率为 60.5 MHz 的识别信号, 分别采用时域反射法设计的系统 A1、频域反射法设计的系统 A2 和基于多层前馈神经网络设计的系统 A3 对识别信号阻断效果进行对比分析, 如图 9 所示。

由图 9 可知, 采用时域反射法设计的系统, 定位识别曲线杂乱无章, 无法从中提取出航天器故障正确信息。而

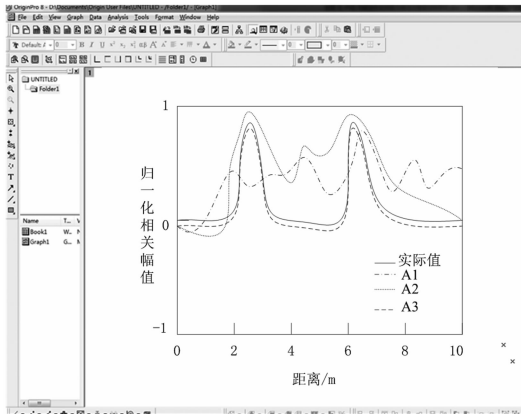


图 9 不同系统下定位识别曲线

使用频域反射法设计的系统虽然比时域反射系统定位识别曲线要规整, 但与实际定位识别曲线相差较大。而基于多层前馈神经网络设计的系统定位识别曲线已基本接近实际曲线, 在距离为 2 和 6 m 时达到最大幅值 0.9, 这表明信号阻断效果十分优异。

在上述对比结果下, 分别将 3 种系统在不同故障模式下的检测效果进行对比分析, 结果如表 2 所示。

表 2 3 种系统检测效果对比分析

部件	模式	A1	A2	A3
并联调节器	正常模式	结果一致	结果一致	结果一致
	故障模式 命令 1 小电流	实际: 中弱电流	实际: 中弱电流	实际: 微弱电流
	命令 2 中电流	实际: 小电流	实际: 中弱电流	实际: 微弱电流
	命令 3 中电流	实际: 微弱电流	实际: 微弱电流	实际: 小电流
蓄电池	正常模式	输出电流不为 0	输出电流不为 0	输出电流不为 0
	故障模式	调节模块输出不为 0	调节模块输出为 0	调节模块输出不为 0
充电协调器	正常模式	子线电能传递给蓄电池	母线电能传递给蓄电池	母线电能传递给蓄电池
	故障模式	继续为蓄电池充电	无法为蓄电池充电	无法为蓄电池充电
放电协调器	正常模式	电能不能输出	输出电能	电能不能输出
	故障模式	蓄电池不放电	蓄电池不放电	蓄电池放电

由表 2 可知: 基于多层前馈神经网络设计的系统与理想故障模式检测结果一致, 而其余两种系统存在个别故障模式情况, 但大部分都与理想故障模式不一致。因此, 基于多层前馈神经网络的航天器在线故障检测结果更加精准。

### 5 结束语

针对改进目标系统的故障自动诊断问题, 以航天器故

障定位系统为研究对象, 采用多层前馈神经网络, 对该系统中的执行机构进行在线故障检测, 通过相关仿真实验验证了系统识别的有效性。对基于多层前馈神经网络的航天器在线故障检测问题进行了深入研究, 取得了初步成果。鉴于实验条件限制, 还需从以下方面进行完善:

1) 识别器设计时, 模拟曲线将产生一定程度的偏差振荡, 从而影响设计效果。多层前馈神经网络的激活函数选择增加了网络运算量, 因此有必要在识别器设计中寻找新的方法, 以减少因突变引起振荡, 从而提高估计或诊断准确性;

2) 多层前馈神经网络在不确定因素和外部干扰影响识别过程中, 其成功操作的前提是一个设备故障, 而另一个设备正常。该部分实验验证适用于不同设备同时发生故障时, 需要更多神经网络, 计算量更大, 需要考虑因素更多。

### 参考文献:

- [1] 薛刚, 苏天. 基于动力特性及多层前馈神经网络的风电机组叶片损伤识别 [J]. 太阳能学报, 2018, 8 (10): 2945-2952.
- [2] 林琳, 陈志英. 基于模糊 RBF 神经网络的高压断路器机构故障诊断 [J]. 高压电器, 2019, 7 (10): 52-58.
- [3] 张永超, 李金才, 赵录怀. PSO 优化多层前馈神经网络齿轮箱故障诊断 [J]. 电子技术应用, 2019, 6 (12): 42-46.
- [4] 陈敬德, 高兆丽, 罗林根, 等. 基于多层前馈神经网络的特高频局部放电定位误差校正 [J]. 高电压技术, 2018, 8 (6): 2040-2047.
- [5] 刘建华, 周明平, 侯川川. 基于量子遗传神经网络与 D-S 证据理论的断路器机械特性故障诊断 [J]. 高压电器, 2018, 7 (1): 230-235.
- [6] 张利, 赵波, 王丽婕, 等. 基于图论的不接地系统在线故障定位方法 [J]. 电网技术, 2019, 7 (8): 3025-3031.
- [7] 何庆飞, 陈小虎, 姚春江, 等. 基于故障树搜索的起重机电液系统故障定位方法研究 [J]. 机床与液压, 2019, 47 (19): 176-180.
- [8] 马辉, 车迪, 牛强, 等. 基于深度神经网络的提升机轴承故障诊断研究 [J]. 计算机工程与应用, 2019, 8 (16): 123-129.
- [9] 孟子超, 杜文娟, 王海风. 基于迁移学习深度卷积神经网络的配电网故障区域定位 [J]. 南方电网技术, 2019, 9 (7): 25-33.
- [10] 荆云建, 胡晓依, 宋志坤, 等. 基于 CNN-SVM 的深度卷积神经网络轴承故障识别研究 [J]. 振动与冲击, 2019, 38 (18): 173-178.
- [11] 江文建, 姜斌, 廖鹤, 等. 基于 ILLE 和 SVM 的卫星执行机构系统故障检测与定位 [J]. 航天控制, 2019, 7 (3): 18-24.
- [12] 董静怡, 庞景月, 彭宇, 等. 集成 LSTM 的航天器遥测数据异常检测方法 [J]. 仪器仪表学报, 2019, 8 (7): 22-29.