存在环境干扰下航天继电器故障诊断与容错控制方法

冯志超^{1,2}, 周志杰^{1*}, 胡昌华¹, 班晓军², 张友民³

1. 火箭军工程大学导弹工程学院, 西安 710025

2. 哈尔滨工业大学航天学院, 哈尔滨 150001

3. 西安理工大学自动化与信息工程学院, 西安 710048

* 通信作者. E-mail: zhouszj04@tsinghua.org.cn

收稿日期: 2020-07-18; 修回日期: 2020-09-09; 接受日期: 2020-09-25; 网络出版日期: 2021-02-23

国家自然科学基金 (批准号: 61751304, 61833016, 61873273, 61702142, 61773388, 61603398, 61833013)、陕西省杰出青年基金 (批准号: 2020JC-34) 和海南省重点研发计划 (批准号: ZDYF2019007) 资助项目

摘要 航天继电器作为液体运载火箭等大型结构件复杂电子系统中的关键部件之一, 其工作状态直接决定整个系统能否正常工作. 本文针对航天继电器使用过程中所面临的高价值样本缺乏、系统复杂、复杂环境干扰等难题, 基于考虑属性可靠度的置信规则库 (belief rule base with attribute reliability, BRB-r) 专家系统提出了一种新的考虑环境干扰的航天继电器故障诊断与容错控制框架. 在所提出的新框架中, 对航天继电器输出监测指标进行分析, 基于 BRB-r 建立航天继电器故障诊断模型, 通过其工作状态评估结果, 分为功能正常、功能缺陷和功能丧失 3 种; 然后, 针对 3 种状态分别设计 3 种控制策略: 保持原控制输入、重构控制率和切换备份继电器. 本文所提方法通过实验室所搭建的 JRC-7M 航天继电器测试系统进行了实验验证.

关键词 故障诊断, 容错控制, 航天继电器, 置信规则库

1 引言

随着我国航空航天、武器装备等领域的快速发展, 液体运载火箭等大型结构件的使用频率陡增. 电子系统作为其核心部分, 涉及通信、导航、动力等各个关键领域, 其工作可靠性直接决定整个大型结构件的工作状态^[1,2]. 航天继电器作为复杂电子系统的关键部件之一, 主要负责电路转换、安全保护等, 在电子系统工作过程中发挥着重要的作用^[3].

故障诊断 (fault detection and diagnosis, FDD) 与容错控制 (fault tolerance control, FTC) 作为复杂系统健康管理的重要手段之一, 是确保系统可靠运行的关键. 保证复杂电子系统长时间工作高可靠

引用格式: 冯志超, 周志杰, 胡昌华, 等. 存在环境干扰下航天继电器故障诊断与容错控制. 中国科学: 信息科学, 2021, 51: 648–662, doi: 10.1360/SSI-2020-0189
Feng Z C, Zhou Z J, Hu C H, et al. A fault diagnosis and tolerant control method for aerospace relay with environmental disturbance (in Chinese). Sci Sin Inform, 2021, 51: 648–662, doi: 10.1360/SSI-2020-0189

性的关键在于保持航天继电器等关键部件的工作状态^[4~7]。根据建模时所使用的信息种类不同,主要研究方法可以分为数据驱动的方法、模型驱动的方法和基于半定量信息(监测数据和专家知识)的方法。数据驱动的方法是通过系统大量监测数据实现对系统的结构和参数辨识,以建立准确的故障诊断与容错控制模型,其优点在于不需要提供系统的任何知识,仅依靠监测数据就可实现准确模型的建立,缺点在于对数据量要求较高,一旦所获取的数据量有限或某一工作模态缺失时,该方法无法建立准确的模型;模型驱动的方法主要依靠专家知识建立准确的数学模型,通过构建观测器实现故障诊断及容错控制,其优点在于可以得到准确的系统数学模型,能够生成准确的控制指令,缺点在于面向复杂系统建模时其数学模型无法单纯依靠专家建立;基于半定量信息的方法通过将数据和专家知识相结合的方式构建故障诊断及容错控制模型,缺点在于含有不确定性的专家知识难以直接使用,且监测数据与专家知识的融合方式是否恰当也直接影响其控制效果。目前,国内外学者对航天继电器及其相近部件的故障诊断与容错控制开展了大量的研究工作。例如,瞿国富等^[8]结合航天继电器性能退化数据,建立了基于退化数据的航天继电器可靠性评估方法;孟彦辰^[9]针对航天继电器性能退化失效过程中存在的假定失效效率恒定的问题,基于模糊评判准则提出了航天继电器最佳失效分布类型确定方法;周志杰等^[10]基于考虑属性可靠度的置信规则库(belief rule base with attribute reliability, BRB-r)模型构建了航天继电器安全性评估模型,并对监测指标可靠度进行了敏感性分析;蔡光斌等^[11]结合电路机理分析,建立了基于权值电阻网络形式的继电器电路故障诊断模型;王建军等^[12]综合考虑航空继电器性能退化状态和维护费用,基于专家系统提出了航空继电器自适应故障诊断方法;袁海斌等^[13]将专家经验和定量计算相结合,提出了航空继电器故障定位方法,是一种基于半定量信息的故障诊断方法的应用;周志杰等^[14]针对故障预测中的强不确定性问题,基于证据推理提出了航天继电器故障预测方法。在已有的航天继电器健康管理研究工作中,主要针对其使用过程中所面临的失效退化而开展可靠性评价与寿命实验分析研究,将航天继电器性能状态划分为功能正常和功能丧失两种。正常状态下,航天继电器主要是根据其说明书中的寿命周期确定其最长工作时限;功能丧失,即失效状态下,采用切换备份继电器的策略,或结合寿命预测结果提前对其进行更换^[15]。已有的研究工作均未涉及航天继电器在性能退化过程中关键参数不满足系统要求时的控制策略。因此,为保证航天继电器全寿命周期下的可靠性,需要对航天继电器开展全寿命周期的容错控制研究。

在航天继电器使用过程中,经过分析可得其主要面临3个问题。第一,目前,航天继电器测试仅能通过特定的航天继电器测试仪完成,受测试仪设计成本和元器件精度限制,在测试的过程中产生了大量的无效数据,进而导致高价值样本缺乏。第二,航天继电器虽然体积较小,但其内部结构较为精密,影响其工作状态的因素较多,单纯依靠专家知识很难建立其准确的数学模型;并且专家自然语言中含有一定的模糊性和不确定性,在建模过程中很难直接应用。第三,航天继电器触片和线圈作为其内部的关键部件,尤其是触片的重量较小,对测试环境的变化较为敏感,例如测试平台的震动会直接影响触片的接触效果、动作时间等,为此,环境干扰会导致监测信息中含有部分噪声,降低了监测信息中的信噪比,直接使用这部分不可靠信息会直接影响故障检测与诊断精度和容错控制的效果。现有研究方法在航天继电器故障诊断和容错控制方面取得了一系列的研究成果,例如,肖冰等^[16]针对航天器执行机构部分失效故障设计了一种鲁棒容错控制方法;张爱华等^[17]针对航天器执行机构故障,设计了一种姿态容错控制分配重构方法;许域菲等^[18]针对近空间飞行器的执行器故障,基于模糊理论设计了一种自适应故障诊断与容错控制方法。对比航天继电器故障诊断与容错控制中所存在的问题,可以发现,现有的研究方法均要求系统的数学模型已知,很难解决上述的3个问题,为此需要一种新的容错控制框架。

置信规则库(belief rule base, BRB)作为一种基于半定量信息的方法,能够有效融合专家知识和

图 1 (网络版彩图) 航天继电器故障诊断与容错控制模型

Figure 1 (Color online) The fault diagnosis and tolerance control model for the aerospace relay

高价值小样本信息, 并能够处理专家知识中所包含的不确定性和模糊性^[19]. BRB-r 作为 BRB 的一种更加一般化的模型, 在建模过程中考虑了监测数据所受到的干扰, 提高了模型对复杂系统的建模能力^[10]. 已有的研究工作仅局限于对航天继电器的安全性状态进行评估, 在评估得到其安全性状态不满足要求时, 无法对其进行进一步的容错控制, 即无法处理航天继电器工作状态不正常的问题. 鉴于此, 为了有效处理航天继电器故障诊断与容错控制中存在的高价值样本缺失、数学模型难以建立、监测数据不完全可靠这 3 个问题, 本文基于 BRB-r 提出了一种新的航天继电器故障诊断与容错控制方法, 并基于考虑投影算子的协方差矩阵自适应优化策略 (the projection covariance matrix adaption evolution strategy, P-CMA-ES) 构建了航天继电器故障诊断与容错控制模型参数优化模型^[19]. 本文通过 JRC-7M 航天继电器进行了实验研究, 验证了本文所提方法的有效性.

2 航天继电器故障诊断与容错控制模型

为了保证航天继电器使用过程中的可靠性, 本文基于 BRB-r 构建了航天继电器故障诊断与容错控制模型 (图 1):

$$\{R(t+1), u^F(t+1), F_{\text{switch}}(t+1)\} = \Gamma(T_{\text{FTC}}(H(t)), \Psi_{\text{FDD}}(y(t)), R(t), \Xi_{\text{expert}}), \quad (1)$$

其中, Γ 表示所建立的故障诊断与容错控制模型. $R(t)$ 和 $R(t+1)$ 是第 t 和 $t+1$ 时刻的原始控制输入信号, u^F 和 F_{switch} 为航天继电器功能缺陷和功能丧失情况下的容错控制策略. Ψ_{FDD} 和 T_{FTC} 分别表示所构建的航天继电器故障诊断模型和容错控制模型. $y(t)$ 为航天继电器观测指标在 t 时刻的观测数据. $H(t)$ 为 t 时刻由故障诊断模型所得到的航天继电器工作状态, 并作为容错控制模型的输入信息. Ξ_{expert} 表示构建航天继电器故障诊断和容错控制模型过程中所使用的专家知识.

2.1 航天继电器监测指标可靠度求取方法

在航天继电器测试过程中, 由于其内部结构较为精密, 尤其是触片和线圈, 在存在诸如震动等环境干扰时极易引入噪声信息, 降低了监测信息的可靠度. 为此, 在使用其监测信息对航天继电器进行故障诊断时, 需要充分考虑这些不可靠监测信息对诊断结果的影响.

首先, 对于第 i 个监测指标设置波动区间 $[\bar{y}_i - \tau_i \sigma_i, \bar{y}_i + \tau_i \sigma_i]$, 其中 $\bar{y}_i$ 和 σ_i 分别是一段时间内监测指标的均值和方差, 分别表示在这段时间内第 i 个指标理想真值和波动程度, τ_i 表示该指标可容忍

的波动幅度,可由专家结合继电器工作环境和测试设备精度给定.当监测数据受到环境干扰时,噪声信息会导致监测数据产生上下波动.当监测数据超过该区间时,证明该数据中所包含的噪声信息较多,掩盖了真实信息,则该数据不可靠.

因此,当 $y_i(t) > \bar{y}_i + \tau_i \sigma_i \vee y_i(t) < \bar{y}_i - \tau_i \sigma_i$ 时,第 t 个时刻第 i 个监测指标的监测数据不可靠,则 $J_i(t) = 1$; 否则, $J_i(t) = 0$. 第 i 个监测指标中的不可靠数据总数为 $J_i = \sum_{t=1}^T J_i(t)$, 其中 T 为监测数据总数.

第 i 个监测指标的可靠度可以通过下式求得:

$$r_i = \frac{T - J_i}{T}, \quad i = 1, 2, \dots, M, \quad (2)$$

其中, r_i 表示第 i 个监测指标的可靠度. M 为航天继电器监测指标的个数.

注 1. 在航天继电器长期使用的过程中,随着触片吸合次数的增多,其内部的触点和线圈发生老化,进而性能不能满足整个电子系统实时性的要求,需要采取一定的容错措施.该过程属于慢性退化过程,在一定时间段内其工作状态是稳定的,指标监测数据仅受环境噪声的干扰.为此,本文采用基于统计的可靠度计算方法,在一定时间段内统计受干扰数据的个数,进而确定该时间段内的可靠度.

2.2 航天继电器故障诊断模型的构建

受复杂环境干扰的影响,航天继电器的监测指标不完全可靠,降低了故障诊断模型的精度.为此,本文基于 BRB-r 模型构建了航天继电器故障诊断模型,其中规则库中第 k 条规则可以表示为

$$\begin{aligned} R_k : & \text{ If } y_1 \text{ is } A_1^k \wedge y_2 \text{ is } A_2^k \wedge \dots \wedge y_M \text{ is } A_M^k, \\ & \text{ then } H(t) \text{ is } \{(D_1, \beta_{1,k}), \dots, (D_N, \beta_{N,k})\} \left(\sum_{n=1}^N \beta_{n,k} \leq 1 \right) \\ & \text{ with rule weight } \theta_k, \text{ characteristic weight } \delta_1, \delta_2, \dots, \delta_M \\ & \text{ and characteristic reliability } r_1, r_2, \dots, r_M, \end{aligned} \quad (3)$$

其中, $A_1^k, A_2^k, \dots, A_M^k$ 表示第 k 条规则中 M 个输入监测指标的参考值,目的是将航天继电器测试所得的不同类型的监测指标转换到统一框架下.监测指标参考值的个数和大小均由专家给定,在确定时需要考虑可用监测数据量、模型复杂度、模型实时性、数据波动范围等因素. $H(t)$ 表示航天继电器工作状态,作为后续容错控制策略的主要依据. $D_1, \dots, D_N$ 表示继电器的 N 个工作状态等级,用来衡量航天继电器的工作状态, $\beta_{1,k}, \dots, \beta_{N,k}$ 为其在各个工作状态等级上的置信度^[20,21]. θ_k 为第 k 条规则的权重,表示其在整个规则库中的相对重要性. $\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_M$ 为 M 个监测指标的权重, $r_1, r_2, \dots, r_M$ 为各个监测指标所对应的可靠度.

BRB-r 作为一种专家系统,能够有效融合不可靠监测信息和专家知识,解决了高价值小样本信息量不足、由于系统复杂造成的专家知识不准确以及复杂环境干扰为监测信息可靠度造成的影响.

基于 BRB-r 的航天继电器故障诊断模型可以分为如下 3 步.

步骤 1: 计算监测指标输入结果相对于每条规则的匹配度.

在不同的监测指标作为故障诊断模型的输入时,可以通过每个指标所设置的参考值将其转化为统

一的属性参考值匹配度. 指标输入相对于属性参考值的匹配度可以通过下式求得^[22]:

$$\alpha_i^j = \begin{cases} \frac{y_i(k+1)-y_i(t)}{y_i(k+1)-y_{ik}}, & j = k \text{ if } y_{ik} \leq y_i(t) \leq y_{i(k+1)}, \\ \frac{y_i(t)-y_{ik}}{y_i(k+1)-y_{ik}}, & j = k+1, \\ 0, & j = 1, 2, \dots, L, j \neq k, k+1, \end{cases} \quad (4)$$

其中, $y_i(t)$ 为航天继电器第 i 个监测指标在 t 时刻的监测数据, y_{ik} 和 $y_{i(k+1)}$ 表示在第 k 条和第 $k+1$ 条规则中第 i 个监测指标的参考值, 旨在通过参考等级转换的方式将航天继电器不同监测指标转换到统一的框架下, 为下一步多元信息的融合奠定基础. L 为所构建的规则库中的规则数量. α_i^j 为第 i 个监测指标在第 j 条规则中的参考值.

在每条置信规则中包含多个监测指标, 为此可以通过下式求得航天继电器监测指标相对于该条规则的匹配度为

$$\alpha_k = \prod_{i=1}^M (\alpha_i^k)^{W_i}, \quad (5)$$

$$W_i = \frac{\bar{\delta}_i}{1 + \bar{\delta}_i - r_i}, \quad (6)$$

$$\bar{\delta}_i = \frac{\delta_i}{\max_{i=1, \dots, M} \{\delta_i\}}, \quad 0 \leq \bar{\delta}_i \leq 1, \quad (7)$$

其中, α_k 为航天继电器所有监测指标相对于第 k 条规则的匹配度. W_i 为同时考虑监测指标可靠度 r_i 和指标相对权重 $\bar{\delta}_i$ 后的第 i 个监测指标的新权重.

步骤 2. 计算监测指标对于规则的激活权重.

在监测指标匹配度转换的过程中, 其对每个参考等级的匹配度不同, 进而对于每条规则的匹配度也不同. 因此, 监测指标对于规则的激活权重可以通过下式求得:

$$w_k = \frac{\theta_k \alpha_k}{\sum_{l=1}^L \theta_l \alpha_l}, \quad k = 1, \dots, L, \quad (8)$$

其中, w_k 表示第 k 条规则的激活权重, 即在该时刻航天继电器监测指标对于该条规则的使用程度. L 为规则库中规则的数目. θ_k 为第 k 条规则的权重, 表示其在整个规则库中的重要程度.

步骤 3. 使用证据推理 (evidence reasoning, ER) 算法对规则进行融合.

对于激活后的规则, 需要通过 ER 算法进行融合, 以得到最终各个工作状态等级上的置信度. ER 算法的解析式可以通过下式表示:

$$\beta_n = \frac{\mu [\prod_{k=1}^L (w_k \beta_{n,k} + 1 - w_k \sum_{j=1}^N \beta_{j,k}) - \prod_{k=1}^L (1 - w_k \sum_{j=1}^N \beta_{j,k})]}{1 - \mu [\prod_{k=1}^L (1 - w_k)]}, \quad (9)$$

$$\mu = \left[\sum_{n=1}^N \prod_{k=1}^L \left(w_k \beta_{n,k} + 1 - w_k \sum_{j=1}^N \beta_{j,k} \right) - (N-1) \prod_{k=1}^L \left(1 - w_k \sum_{j=1}^N \beta_{j,k} \right) \right]^{-1}, \quad (10)$$

其中, β_n 是故障诊断模型输出结果中第 n 个工作状态评估等级的置信度^[23].

在激活的规则被融合以后, 可以得到最终的航天继电器工作状态:

$$u(S(y(t))) = \sum_{n=1}^N u(D_n) \beta_n, \quad (11)$$

其中, $u(D_n)$ 表示第 n 个工作状态评估等级的效用, 主要由后续容错控制部分中容错控制策略选择的判别标准决定. $u(S(y(t)))$ 为 t 时刻航天继电器的工作状态, 主要用来判断其故障程度.

2.3 航天继电器故障容错控制模型构建

在获得航天继电器工作状态后, 需要通过设置故障程度判别阈值选择合适的容错控制策略.

航天继电器故障程度可以通过下式进行判别:

$$\vartheta(t) = \begin{cases} 1, & \text{if } u(S(y(t))) < u_{\text{normal}}, \\ 2, & \text{if } u_{\text{loss}} \geq u(S(y(t))) \geq u_{\text{normal}}, \\ 3, & \text{if } u(S(y(t))) > u_{\text{loss}}, \end{cases} \quad (12)$$

其中, u_{normal} 和 u_{loss} 分别为功能正常和功能丧失两种故障状态的判别阈值. $\vartheta(t)$ 为由航天继电器工作状态判别所得的故障状态, 即当 $\vartheta(t) = 1$ 时, 航天继电器工作正常, 关键指标符合系统要求; 当 $\vartheta(t) = 2$ 时, 航天继电器工作状态下降, 性能指标不能满足要求但仍可以通过重构控制率进行调整进而恢复正常; 当 $\vartheta(t) = 3$ 时, 航天继电器彻底功能丧失, 内部元器件性能退化严重, 无法继续使用, 需要切换备份继电器进行工作.

情况 1. 功能正常时航天继电器控制策略. 在航天继电器工作状态正常时, 无须改变其控制策略, 继续使用原始控制输入对航天继电器进行控制, 不采取任何调整措施. 如图 1 所示, 在功能正常时, 航天继电器控制输入 $u(t+1) = R(t)$.

情况 2. 功能缺陷时航天继电器控制策略. 在基于 BRB 的航天继电器控制率重构模型中包含 L' 条规则, 其中第 f 条规则表示如下:

$$\begin{aligned} R'_f: & \text{ If } H(t-1) \text{ is } B_1^f \wedge H(t) \text{ is } B_2^f, \\ & \text{ then } u^F(t+1) \text{ is } \{(F_1, \beta'_{1,f}), \dots, (F_{N'}, \beta'_{N',f})\} \left(\sum_{n=1}^{N'} \beta'_{n,f} \leq 1 \right) \\ & \text{ with rule weight } \theta_f^F, \text{ characteristic weight } \delta_1^F, \delta_2^F, \quad f \in \{1, 2, \dots, L'\}, \end{aligned} \quad (13)$$

其中, $H(t-1)$ 和 $H(t)$ 为航天继电器在 $t-1$ 和 t 时刻的工作状态, $u^F(t+1)$ 为重构后的航天继电器控制率. B_1^f 和 B_2^f 为航天继电器功能缺陷程度的参考等级. $F_1, F_2, \dots, F_{N'}$ 为重构后控制率的参考等级, $\beta'_{1,f}, \beta'_{2,f}, \dots, \beta'_{N',f}$ 为各个参考等级上的置信度. θ^F 为规则权重, δ_1^F, δ_2^F 为 $t-1$ 和 t 时刻航天继电器工作状态的权重. 在航天继电器功能缺陷情况下控制率重构模型中, 共有 L' 条规则.

在基于 BRB 的航天继电器控制率重构模型中, 输入为航天继电器在 $t-1$ 和 t 时刻的工作状态. 基于 BRB 的航天继电器控制率重构模型推导的过程与基于 BRB-r 的航天继电器故障诊断模型推导过程相似, 其中区别在于输入监测指标相对于规则匹配度的计算方法不同, 即式 (5)~(7) 不同. 在基于 BRB 的航天继电器控制率重构模型中, 其输入工作状态相对于规则的匹配度通过下式计算得到:

$$\alpha_k^F = \prod_{i=1}^2 (\alpha_k^i)^{\delta_i^F}, \quad (14)$$

$$\bar{\delta}_i^F = \frac{\delta_i^F}{\max_{i=1,2} \{\delta_i^F\}}, \quad 0 \leq \bar{\delta}_i^F \leq 1, \quad (15)$$

其中, α_k^F 为输入工作状态相对于第 k 条规则的匹配度. 相比于式 (5), 式 (14) 中仅考虑了输入指标的权重, 没有考虑输入指标的可靠度. 在基于 BRB 的航天继电器控制率重构模型中, 其他推导过程和第 3.2 小节中基于 BRB-r 的航天继电器故障诊断模型相同.

情况 3. 功能丧失时航天继电器控制策略. 在航天继电器功能失效时, 即表示继电器内部元件性能退化较为严重, 通过重构控制率的方法已无法将其工作状态调整到正常状态. 为此, 需要启用冗余的备份继电器, 断开故障继电器, 保证系统能够正常运行.

2.4 故障诊断与容错控制方法优化模型的构建

由于 BRB-r 和 BRB 属于一种专家系统, 其初始结构和参数由专家结合航天继电器工作机理给定. 受专家知识不确定性和无知性的影响, 所建立的初始模型对于特定情况下继电器的控制效果达不到最佳. 为此, 本小节构建了基于 P-CMA-ES 的航天继电器故障诊断与容错控制方法优化模型.

均方误差 (mean square error, MSE) 作为衡量模型精度的一种指标, 可以通过下式求得:

$$\text{MSE} = \frac{1}{T} \sum_{t=1}^T (\text{output}_{\text{model}}(t) - \text{output}_{\text{actual}}(t))^2, \quad (16)$$

其中, $\text{output}_{\text{model}}(t)$ 和 $\text{output}_{\text{actual}}(t)$ 分别表示模型的输出和理想输出. $\text{output}_{\text{model}}(t)$ 通过式 (11) 求得, 其中对于故障诊断和故障率重构模型中所使用的等级效用和融合得到的等级置信度各不相同. T 是模型输入数据的个数. $\text{output}_{\text{actual}}(t)$ 由专家综合航天继电器监测指标给定, 同时结合扫描电镜的检测结果对其进行检验.

航天继电器故障诊断与容错控制方法优化模型主要分为两个部分: 故障诊断模型参数优化和容错控制模型参数优化. 两个优化部分分别建立各自的优化目标函数和训练数据集, 采用分步优化的方式, 在完成故障诊断模型优化后进行容错控制模型的优化.

在故障诊断模型参数优化部分, 优化参数包括指标权重、规则权重、规则输出结果置信度. 在参数优化的过程中, 以故障诊断模型输出结果和实际航天继电器故障状态之间的误差最小为优化目标, 以模型参数物理意义为约束条件. 为此, 故障诊断模型参数优化模型可以表示为

$$\min \text{MSE}(\theta_k, \beta_{n,k}, \delta_i) \quad (17)$$

s.t.

$$0 \leq \theta_k \leq 1, \quad (18)$$

$$0 \leq \beta_{n,k} \leq 1, \quad n = 1, \dots, N, \quad k = 1, \dots, L, \quad (19)$$

$$\sum_{n=1}^N \beta_{n,k} \leq 1, \quad (20)$$

$$0 \leq \delta_i \leq 1, \quad i = 1, \dots, M, \quad (21)$$

其中, 在基于 BRB-r 的航天继电器故障诊断模型中, 指标可靠度表示指标的客观属性, 是由工作环境和监测手段等客观因素决定的, 不受专家知识等主观因素的影响. 为此, 在优化模型中, 指标可靠度不可改变.

在航天继电器容错控制模型参数优化部分, 主要优化的参数为基于 BRB 的控制率重构模型中的参数, 故障程度判别阈值作为继电器在实际工作环境中的一种固有特性, 由专家给定, 不进行优化. 为此, 其优化参数和故障诊断模型中相同. 其中, 在控制率重构模型中 $\text{output}_{\text{model}}(t)$ 为重构后的控制率, $\text{output}_{\text{actual}}(t)$ 为使航天继电器能够达到正常状态时的控制率.

在本文中, 优化算法选取 P-CMA-ES 算法, 其中迭代次数由专家结合训练数据量大小、模型参数量大小及精度要求给定^[19]. 优化模型为离线优化, 即在所获取的历史数据中选取部分为训练数据, 在完成模型的优化后, 通过测试数据对其进行性能测试.

图 2 (网络版彩图) JRC-7M 航天继电器不同功能状态下扫描电镜图

Figure 2 (Color online) Scanning electron micrograph of JRC-7M aerospace relay in different states

3 实验验证

为了验证本文所提故障诊断与容错控制方法的有效性, 本文基于 JRC-7M 航天继电器开展了实验研究.

3.1 航天继电器故障诊断及容错控制问题描述

JRC-7M 航天继电器作为军事装备、航空航天等领域电子系统的重要元器件之一, 其突发的故障会导致整个电子系统无法正常工作, 进而影响整个系统的运行状态. 在本小节实验中, 假设复杂电子系统中其他元器件不发生故障, 复杂电子系统工作状态的部件只受 JRC-7M 航天继电器影响.

在航天继电器工作的过程中, 其控制信号为直流电压信号, 执行器为继电器触片, 即通过电压实现继电器触片的吸合与断开. 继电器吸合时间作为反映继电器响应速度的关键指标, 可以衡量继电器对于控制电压的反应速度, 对其所在的电子系统运行的流畅性具有决定性作用. 在本文实验中, 所面向系统主要为液体运载火箭等大型结构件, 其在飞行过程中的控制时间需要精确至毫秒级. 为此, 在研究航天继电器的故障诊断和容错控制时, 选取了继电器的吸合时间及其关键指标.

航天继电器工作参数的主要通过航天继电器测试仪获取. 假设在航天继电器工作过程中所受到的干扰是有界的, 即干扰能量有限.

3.2 故障诊断及容错控制模型的构建

航天继电器故障诊断及容错控制模型的构建过程, 主要包含两个部分: 基于 BRB-r 的航天继电器故障诊断模型和航天继电器容错控制模型. 故障诊断模型主要基于航天继电器关键参数确定其 3 种工作状态: 功能正常、功能缺陷和功能丧失. 通过扫描电镜可以观察这 3 种状态下继电器触片的区别, 如图 2 所示. 容错控制模型主要基于故障诊断模型的输出结果, 分别采取相对应的容错控制策略, 保证航天继电器的工作状态.

在航天继电器故障诊断模型中, 其输入信息为航天继电器吸合电压监测指标, 输出为继电器工作状态. 在航天继电器性能退化的过程中, 其吸合电压会随之变化. 对于其整个退化过程而言, 吸合电压的变化呈现连续性; 但从关键指标变化范围角度分析, 继电器监测指标会出现较大幅度的变化. 基于此, 结合所获取的监测数据量, 确定了如表 1 所示的参考等级及参考值, 其中分别为电压低 (low, L)、

表 1 吸合电压参考等级及参考值

Table 1 The reference points and values of the pull-in voltage

	L	LL	M	SH	H
Reference value	1.6949	1.735	1.770	1.820	1.8573

表 2 航天继电器工作状态参考等级及参考值

Table 2 The reference points and values of the state of the aerospace relay

	N	LF	MF	SF	A
Reference value	1	2	3	4	5

稍低 (little low, LL)、中等 (medium, M)、稍高 (slightly high, SH)、高 (high, H). 工作状态主要分为功能正常、功能缺陷和功能丧失 3 种, 分别设置 1 个、3 个和 1 个参考等级, 如表 2 所示, 分别为功能正常 (normal, N)、轻微功能缺陷 (little functional defect, LF)、中等功能缺陷 (medium functional defect, MF)、严重功能缺陷 (severe functional defect, SF) 和功能丧失 (afunction, A). 参考等级的个数和参考值的大小直接决定所构建模型的复杂度和精度. 为此, 在监测指标参考等级确定时, 需要由专家首先对所获取的监测数据进行分析, 保证参考等级涵盖监测指标数据变化范围, 且参考等级集中于数据分布密集的部分. 因此, 为了保证航天继电器控制电压重构的精度和时效性, 进而保证重构后继电器的工作状态, 在本节实验中, 相比于功能正常与功能丧失两种状态而言, 在功能缺陷时采用了 3 个参考等级对其进行了更加详细的划分与描述.

在实验环节, 继电器的理想控制电压是通过继电器测试仪提供的步进电压获取的. 首先通过温箱加速继电器性能退化, 获取一批性能退化的继电器, 然后通过这批继电器在测试仪步进增加控制电压的方式获取功能缺陷状态下的理想控制电压和正常电压下的继电器性能监测指标.

基于本文所提出的关键指标可靠度求取方法, 结合航天继电器所处的 3 个不同阶段, 计算得到 $r_1 = r_2 = 0.7956$. 在计算指标可靠度的过程中假设航天继电器在所处阶段性能退化缓慢, 认为是每个阶段的工作状态都是恒定的. 基于上述对于航天继电器故障诊断模型的构建形式, 结合对吸合电压不同状态下航天继电器的工作状态分析, 建立初始航天继电器故障诊断模型.

基于故障诊断结果可确定航天继电器工作状态, 即功能正常、功能缺陷和功能丧失 3 种. 其中, u_{normal} 和 u_{loss} 分别设置为 1.5 和 4.5. 对于功能正常状态下, 继电器正常使用, 对其控制率不做任何调整; 对于功能缺陷状态下, 对继电器输入控制电压进行重新调整; 对于功能丧失状态下, 该继电器性能退化严重, 无法继续正常工作, 切换备份继电器. 对于功能缺陷状态下, 基于继电器评估性能, 构建航天继电器控制率重构模型, 对控制电压进行调整, 以保证其性能指标满足要求. 鉴于此, 基于故障诊断结果和 BRB 构建功能缺陷状态下继电器控制率重构模型.

在继电器功能缺陷状态下, 设置缺陷状态参考等级, 如表 3 所示. 在表 3 中, 受故障诊断模型精度的影响, 缺陷状态所采用的参考等级和继电器工作状态参考等级不同, 即微小缺陷 (tiny defect, TD)、轻微缺陷 (light defect, LD)、中等缺陷 (medium defect, MD)、较大缺陷 (big defect, BD) 和严重缺陷 (serious defect, SD). 航天继电器的控制电压作为其控制输入, 可以通过测试仪对测试电压进行步进的方式实现控制电压的逐步增大. 但受测试仪开发成本的限制, 所能够进行调整的范围有限. 为此, 结合对继电器控制电压与吸合时间之间的机理分析, 假设继电器控制电压与吸合时间之间呈高斯 (Gauss) 分布, 且高斯分布的方差不随继电器性能退化而变化, 性能退化仅影响高斯分布的均值. 在航天继电器功能正常时, 控制电压设置为 13 V. 在功能缺陷状态下, 结合其缺陷状态对控制电压进行

表 3 继电器功能缺陷参考等级及参考值

Table 3 The reference points and values of the functional defect for the aerospace relay

	TD	LD	MD	BD	SD
Reference value	1.3539	2	2.8	4	4.6868

表 4 修正电压参考等级及参考值

Table 4 The reference points and values of the fixed voltage

	L	SL	M	SH	H
Reference value	0.4892	1.4	1.8	2.7	3.8314

修正,进而将吸合时间调整至正常状态.鉴于此,设置继电器修正电压参考值如表 4 所示,其中参考等级分为低 (low, L)、稍低 (slightly low, SL)、中等 (medium, M)、稍高 (slightly high, SH)、高 (high, H).在规则中,假设 t 时刻和 $t-1$ 时刻的功能缺陷状态同等重要,即 $\delta_1^F = \delta_2^F = 1$.根据置信规则的构造方式,对于功能缺陷的 5 个状态、2 个时刻,共产生 25 条置信规则.同时,结合航天继电器吸合时间和输入控制电压之间的关系分析,给定规则中输出结果的置信度,构建航天继电器控制电压重构模型.

3.3 故障诊断及容错控制模型训练与测试

为了降低专家知识不确定性给初始模型带来的影响,本小节基于所获取的监测数据,对所构建的故障诊断及容错控制模型进行了训练.

在航天继电器故障诊断模型训练部分,训练参数为指标权重、规则输出结果置信度、规则权重,共计 152 个训练参数.实验过程中共获取监测数据 580 组,其中包括继电器功能正常、功能缺陷和功能丧失 3 种状态.在本文所建立的故障诊断与容错控制框架中,由于专家知识的不确定性,需要一定的监测数据对模型参数进行调整,但由于已经存在部分专家知识,对于监测数据量要求不严格.为此,本文实验环节通过加速寿命实验共获取了 6 个不同性能退化状态下继电器,并通过继电器测试仪获得了 580 组监测数据.实验部分随机抽取 290 组为训练数据,剩余 290 组为测试数据.在 P-CMA-ES 优化算法中,综合考虑训练数据量、模型中参数量两个方面的因素,将优化模型的训练迭代次数设置为 300 次.经过训练后,航天继电器故障诊断模型如表 5 所示,监测指标在 t 时刻和 $t-1$ 时刻的权重分别为 0.9984 和 0.9970.模型的测试输出结果和航天继电器真实工作状态如图 3 所示,模型输出结果 MSE 为 0.0385.从图 3 中可以看出,所构建的模型可以准确地区分航天继电器所处的工作状态,为后续容错控制奠定了基础.实验重复进行 50 次, MSE 均值为 0.0619, 方差为 2.0467×10^{-4} , 证明了所构建的故障诊断模型具有较好的鲁棒性.

基于故障诊断结果,确定航天继电器所处的工作状态.在功能正常时,采用原控制电压对继电器进行控制;在功能缺陷状态时,基于 BRB 构建航天继电器控制电压重构模型,对继电器控制电压进行修正;在功能缺陷时,启用备份继电器,并将原故障继电器断开.在所构建的航天继电器控制电压重构模型优化过程中,设置优化迭代次数为 400 次,优化参数共有 152 个,其中抽取 90 组数据为训练数据,剩余 91 组数据为测试数据.经过训练后的控制电压重构模型如表 6 所示,其 MSE 为 0.0330,工作状态在 t 时刻和 $t-1$ 时刻的权重分别为 0.6476 和 0.5183.实验重复进行 50 次, MSE 均值为 0.0369, 方差为 6.0538×10^{-6} , 证明了所构建的控制电压重构模型的鲁棒性.所输出的电压为修正电压,即在正常状态下标准控制电压 13 V 的基础上进行调整,得到重构后的控制电压,并通过重构后的控制电压实现继电器的控制.吸合电压作为反映继电器触片和线圈性能的关键指标,主要由触片与线圈之间的吸

表 5 优化后航天继电器故障诊断模型
Table 5 The optimized fault diagnosis model for the aerospace relay

No.	t	$(t-1)$	Rule weight	Model output	No.	t	$(t-1)$	Rule weight	Model output
1	L	L	0	{0.15, 0.31, 0.14, 0.01, 0.36}	14	M	SH	0.61	{0.02, 0.11, 0, 0.33, 0.52}
2	L	LL	0.01	{0.58, 0.29, 0.02, 0.03, 0.04}	15	M	H	1	{0.12, 0.54, 0.08, 0.21, 0.02}
3	L	M	0.24	{0.13, 0.13, 0.03, 0.30, 0.39}	16	SH	L	0.71	{0.02, 0.19, 0.06, 0.57, 0.14}
4	L	SH	0.28	{0.06, 0.36, 0.10, 0.37, 0.07}	17	SH	LL	0.74	{0.18, 0.12, 0.25, 0.42, 0}
5	L	H	0.57	{0.03, 0.09, 0.02, 0.78, 0.06}	18	SH	M	1	{0, 0.01, 0, 0.87, 0.09}
6	LL	L	0.03	{0.71, 0.10, 0.15, 0.00, 0.03}	19	SH	SH	0.36	{0, 0, 0, 0.19, 0.79}
7	LL	LL	0.32	{1, 0, 0, 0, 0}	20	SH	H	0.01	{0.26, 0.25, 0.31, 0, 0.15}
8	LL	M	0.10	{0.05, 0.09, 0.15, 0.44, 0.24}	21	H	L	0.27	{0.10, 0.52, 0.29, 0.01, 0.05}
9	LL	SH	0.53	{0.15, 0.12, 0.28, 0.31, 0.12}	22	H	LL	0.75	{0.25, 0.01, 0.37, 0.01, 0.34}
10	LL	H	0.77	{0, 0.35, 0.28, 0.03, 0.32}	23	H	M	0.60	{0.28, 0.08, 0.47, 0.08, 0.07}
11	M	L	0.48	{0.33, 0.07, 0.28, 0.15, 0.15}	24	H	SH	0.03	{0.03, 0.07, 0.39, 0.07, 0.41}
12	M	LL	0.01	{0.34, 0.05, 0.33, 0.08, 0.18}	25	H	H	0.02	{0.19, 0.25, 0.08, 0.23, 0.23}
13	M	M	0.68	{0.43, 0.19, 0.31, 0, 0.04}

图 3 (网络版彩图) 航天继电器故障诊断模型输出结果
Figure 3 (Color online) Output of the fault diagnosis model for the aerospace relay

合力和触片动作阻力决定。由于触片动作阻力的变化属于不可控因素, 为此需要通过调整触片与线圈之间的吸合力调整吸合时间。通过分析可得, 随着控制电压的增大, 吸合力增大, 继电器的吸合时间会随之降低。但受实验条件限制, 无法获取足够的信息来确定两者之间的具体关系。因此在本节实验中, 假设控制电压和吸合时间呈高斯分布。通过训练后的控制电压重构模型所得到的控制电压, 可以得到调整后的继电器吸合电压如图 4 所示。对比图 4 中调整前后的吸合时间可以看出, 所构建控制电压重构模型能够对航天继电器吸合时间进行准确的调整, 能够维持在 1.7240 s 左右的理想状态, 航天继电器的实时性得到了很大的提高, 进而保证了其所处的整个电子系统的实时性。因此, 通过实验可以验

表 6 优化后航天继电器控制电压重构模型
Table 6 The optimized control voltage reconfiguration model for the aerospace relay

No.	t	$(t-1)$	Rule weight	Model output	No.	t	$(t-1)$	Rule weight	Model output
1	TD	TD	0.10	{0.05, 0.14, 0.36, 0.29, 0.13}	14	MD	BD	0.43	{0.22, 0.06, 0.64, 0.05, 0.01}
2	TD	LD	0.06	{0.18, 0.33, 0.14, 0.10, 0.23}	15	MD	SD	0.75	{0.11, 0.42, 0.17, 0.25, 0.03}
3	TD	MD	0.78	{0.04, 0.05, 0.02, 0.79, 0.08}	16	BD	TD	0.10	{0.14, 0.30, 0.15, 0.09, 0.30}
4	TD	BD	0.17	{0.57, 0.01, 0.09, 0.21, 0.09}	17	BD	LD	0.46	{0.06, 0.21, 0.02, 0.45, 0.24}
5	TD	SD	0.51	{0.27, 0.09, 0.44, 0.13, 0.05}	18	BD	MD	0.00	{0.27, 0.17, 0.10, 0.27, 0.17}
6	LD	TD	0.73	{0.83, 0.01, 0.06, 0.07, 0}	19	BD	BD	0.31	{0.05, 0.22, 0.15, 0.27, 0.29}
7	LD	LD	0.61	{0.58, 0.02, 0, 0.05, 0.32}	20	BD	SD	0.10	{0.14, 0.05, 0.20, 0.21, 0.38}
8	LD	MD	0.84	{0.52, 0.01, 0.24, 0.19, 0.01}	21	SD	TD	0.01	{0.31, 0.15, 0.42, 0.09, 0}
9	LD	BD	0.18	{0.42, 0.08, 0.02, 0.19, 0.26}	22	SD	LD	0.53	{0.22, 0.26, 0.19, 0.17, 0.13}
10	LD	SD	0.34	{0.19, 0.14, 0.16, 0.11, 0.37}	23	SD	MD	0.65	{0.21, 0.21, 0, 0.48, 0.08}
11	MD	TD	0.17	{0.26, 0.08, 0.14, 0.29, 0.21}	24	SD	BD	0.85	{0, 0.01, 0.01, 0.01, 0.96}
12	MD	LD	0.75	{0.25, 0.06, 0.37, 0.14, 0.15}	25	SD	SD	0.99	{0, 0, 0, 0.21, 0.76}
13	MD	MD	0.56	{0.09, 0.10, 0.54, 0.23, 0.01}

图 4 (网络版彩图) 航天继电器控制电压重构后吸合时间变化
Figure 4 (Color online) The change of absorption time after the voltage reconfiguration for the aerospace relay

证所提方法的有效性.

目前, 在复杂系统故障诊断与容错控制方法中常用的智能方法包括模糊推理、神经网络等. 神经网络这类数据驱动的方法优势在于不需要先验知识, 可以通过大量数据学习建立故障诊断模型. 在本节实验中, 所能够使用的监测数据仅 580 组, 且需要建立的继电器故障诊断模型中包含了多种模态, 因此, 在这种检测数据有限的情况下, 基于神经网络的故障诊断与容错控制方法难以对航天继电器进行准确的建模. 另一方面, 模糊推理是通过专家经验知识进行建模的, 可以不依靠监测数据. 但因影响航天继电器工作状态有多重因素, 专家难以提供准确的知识, 模糊推理难以发挥其优势. 因此, 在实验中

需要将监测数据和专家知识相结合, 采用本文所提出的框架对其进行故障诊断与容错控制。

注 2. 控制率重构会导致继电器所施加的电压增大, 进而会导致接触时产生的电弧增大, 加快了继电器的退化过程。重构后的控制率会保证继电器的性能状态, 满足整个电子系统时效性的要求, 即在继电器发生退化过程中保证其在正常工作状态。因此, 航天继电器控制率重构方法适用于火箭、导弹等高精度、高时效性的大型结构件复杂电子系统, 在使用过程中一直保持良好的工作状态。

4 结论

本文针对航天继电器故障诊断及容错控制过程中所存在的高价值样本缺失、系统复杂、强环境干扰等问题, 提出了一种新的基于 BRB-r 的故障诊断模型和容错控制框架, 将航天继电器的工作状态分为功能正常、功能缺陷和功能丧失, 并针对 3 种状态设计容错控制器, 分别采取不同的容错控制策略, 保证航天继电器使用过程中的可靠性和安全性, 进而达到整个电子系统的高可靠性。

本文主要包含 3 个创新点。第一, 针对航天继电器故障诊断过程中存在的高价值样本缺失、高系统复杂性和强环境干扰 3 个问题, 首次提出了基于 BRB-r 的航天继电器故障诊断模型, 通过融合专家知识和监测数据以提高模型的输入信息量, 通过考虑指标可靠度解决了航天继电器关键指标监测数据不完全可靠的问题; 第二, 建立了考虑航天继电器功能正常、功能缺陷和功能丧失 3 种状态下的容错控制器, 通过切换控制策略以保证航天继电器的工作可靠性; 第三, 为了有效处理 BRB-r 和 BRB 专家系统构建初期所使用专家知识中所包含的不确定性和模糊性, 构建了基于 P-CMA-ES 的航天继电器故障诊断和容错控制优化模型, 使用所获得的高价值样本对模型参数进行训练, 以提高其环境适用性。

在本文所构建的航天继电器故障诊断及容错控制模型中, 为了保证所构建模型的复杂度, 仅针对功能缺陷状态下航天继电器吸合时间进行了控制率重构, 针对正常状态下吸合时间变化的情况未采取相应的措施; 另外, 论文中仅考虑了航天继电器监测指标的可靠度, 假设各个关键指标之间是相互独立的, 不存在冗余信息。鉴于此, 未来需要对这些问題开展进一步研究。

参考文献

- 1 Hu H F. Reliability analysis on complex and fault tolerant GNC system of launch vehicle. *Aerospace Control*, 2014, 32: 84-91 [胡海峰. 运载火箭复杂容错控制系统可靠性分析. *航天控制*, 2014, 32: 84-91]
- 2 Hu H F, Song Z Y. Reliability and cost analysis of electronic products of flight control for aerospace vehicles. *Missiles Spave Vehicles*, 2018, 365: 69-73 [胡海峰, 宋征宇. 航天运载器飞行控制电子产品可靠性与成本分析. *导弹与航天运载技术*, 2018, 365: 69-73]
- 3 Yu Q. Research on reliability evalustion and life test methods for space relays. Dissertation for Ph.D. Degree. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011 [余琼. 航天继电器可靠性评价及寿命试验方法的研究. 博士学位论文. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011]
- 4 Qiao J Z, Guo L, Lei Y J, et al. Subtle anti-disturbance tolerant control of attitude control systems for microsatellites. *Sci Sin Inform*, 2012, 42: 1327-1337 [乔建忠, 郭雷, 雷燕婕, 等. 微纳卫星姿态控制系统的精细抗干扰容错控制方法. *中国科学: 信息科学*, 2012, 42: 1327-1337]
- 5 Li W, Lu B Y. Intelligent active fault-tolerant control using multiple models approach. *Comput Simul*, 2008, 25: 328-331 [李炜, 鲁保云. 基于多模型切换的智能主动容错控制方法研究. *计算机仿真*, 2008, 25: 328-331]
- 6 Zhou D H, Ding X. Theory and applications of fault tolerant control. *Acta Autom Sin*, 2000, 26: 788-797 [周东华, Ding X. 容错控制理论及其应用. *自动化学报*, 2000, 26: 788-797]
- 7 Kong D M, Fang H J. Stable fault-tolerance control for a class of networked control systems. *Acta Autom Sin*, 2005, 31: 267-273 [孔德明, 方华京. 一类网络化控制系统的稳定容错控制. *自动化学报*, 2005, 31: 267-273]
- 8 Zhai G F, Zhao X M, Liu M K, et al. Research on reliability life forecasting based on model-building of super-path time for aerospace relays. *Acta Aeronaut Astronaut Sin*, 1998, 19: 617-620 [翟国富, 赵新民, 刘茂恺, 等. 采用超程

- 时间建模的航空航天继电器寿命预测方法的研究. 航空学报, 1998, 19: 617–620]
- 9 Meng Y C. Research on reliability modeling and evaluation based on the degradation of performance parameters for aerospace relays. Dissertation for Master's Degree. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015 [孟彦辰. 基于性能参数退化的航天继电器可靠性建模与评估研究. 硕士学位论文. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015]
 - 10 Zhou Z J, Feng Z C, Hu C H, et al. Aeronautical relay health state assessment model based on belief rule base with attribute reliability. Knowl-Based Syst, 2020, 197: 105869
 - 11 Cai G B, Hu C H, Cai Y N, et al. Diagnosis of switch/relay circuit fault based on qualitative reasoning. J Syst Simul, 2006, 18: 829–831 [蔡光斌, 胡昌华, 蔡艳宁, 等. 基于定性推理的开关/继电器电路故障诊断. 系统仿真学报, 2006, 18: 829–831]
 - 12 Wang J J, Wu X R. Adaptive diagnosis system for aviation relay. Aeronaut Manufacturing Technol, 2007, 2: 91–93 [王建军, 武雪荣. 航空继电器适应性故障诊断系统. 航空制造技术, 2007, 2: 91–93]
 - 13 Yuan H B, Yuan H W, Lv H. Comprehensive decision of electrical apparatus control system failure based on AHP. Electrotech Appl, 2006, 25: 42–44 [袁海斌, 袁海文, 吕弘. 基于层次分析法的电器控制系统故障综合评判. 电气应用, 2006, 25: 42–44]
 - 14 Zhou Z J, Zhao F J, Hu C H, et al. Failure prognosis method based on evidential reasoning for aerospace relay. J Shandong Univ (Eng Sci), 2017, 47: 22–29 [周志杰, 赵福均, 胡昌华, 等. 基于证据推理的航天继电器故障预测方法. 山东大学学报: 工学版, 2017, 47: 22–29]
 - 15 Liang H M, Ren W B, Ye X R, et al. Research on the reliability tolerance analysis method of electromagnetic relay in aerospace. Chin J Aeronaut, 2005, 18: 67–73
 - 16 Xiao B, Hu Q L, Ma G F. Robust fault tolerant attitude control for spacecraft under partial loss of actuator effectiveness. Control Decition, 2011, 6: 801–805 [肖冰, 胡庆雷, 马广富. 航天器执行机构部分失效故障的鲁棒容错控制. 控制与决策, 2011, 6: 801–805]
 - 17 Zhang A H, Hu Q L, Huo X, et al. Fault reconstruction and fault tolerant attitude control for over-activated spacecraft under reaction wheel failure. J Astronaut, 2013, 3: 75–82 [张爱华, 胡庆雷, 霍星, 等. 过驱动航天器飞轮故障重构与姿态容错控制. 宇航学报, 2013, 3: 75–82]
 - 18 Xu Y F, Jiang B, Qi R Y, et al. T-S fuzzy adaptive observer based fault diagnosis and fault tolerant control for near space vehicle. J Southeast Univ, 2009, 39: 189–194 [许域菲, 姜斌, 齐瑞云, 等. 基于模糊 T-S 自适应观测器的近空间飞行器故障诊断与容错控制. 东南大学学报, 2009, 39: 189–194]
 - 19 Feng Z C, Zhou Z J, Hu C H, et al. A new belief rule base model with attribute reliability. IEEE Trans Fuzzy Syst, 2019, 27: 903–916
 - 20 Zhou Z J, Hu G Y, Zhang B C, et al. A model for hidden behavior prediction of complex systems based on belief rule base and power set. IEEE Trans Syst Man Cybern Syst, 2018, 48: 1649–1655
 - 21 Zhou Z J, Hu G Y, Hu C H, et al. A survey of belief rule-base expert system. IEEE Trans Syst Man Cybern Syst, 2019. doi: 10.1109/tsmc.2019.2944893
 - 22 Zhou Z G, Liu F, Li L L, et al. A cooperative belief rule based decision support system for lymph node metastasis diagnosis in gastric cancer. Knowl-Based Syst, 2015, 85: 62–70
 - 23 Chen Y W, Yang J B, Pan C C, et al. Identification of uncertain nonlinear systems: constructing belief rule-based models. Knowl-Based Syst, 2015, 73: 124–133

A fault diagnosis and tolerant control method for aerospace relay with environmental disturbance

Zhichao FENG^{1,2}, Zhijie ZHOU^{1*}, Changhua HU¹, Xiaojun BAN² & Youmin ZHANG³

1. School of Missile Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;

2. Aerospace Institute, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

3. School of Automation and Information Engineering, Xi'an University of Technology, Xi'an 710048, China

* Corresponding author. E-mail: zhouzj04@tsinghua.org.cn

Abstract The aerospace relay is an important part of the complex electronic systems in large-scale structural components, such as the launch vehicle, and its working state determines whether the system can work properly. Due to the lack of high-value samples, the complexity of the system, and the multiple environment disturbance factors affecting the aerospace relay, in this study, we developed a new fault diagnosis and tolerance control framework for the aerospace relay based on a belief rule base with attribute reliability (BRB-r). In the proposed framework, to develop a fault diagnosis model based on BRB-r for the aerospace relay, we analyze the monitoring characteristics and divide the working state of the relay into categories: normal function, defective function, and loss of function. Then, we provide three respective control strategies for these three working states: maintain the original control input, reconfigure the control rate, and switch the relay. We demonstrated the performance of the proposed model in an experiment using the JRC-7M aerospace relay based on the test system in the laboratory.

Keywords fault diagnosis, tolerance control, aerospace relay, belief rule base

Zhichao FENG received his B.E. and M.E. degrees from the Rocket Force University of Engineering, Xi'an, China, in 2016 and in 2018, respectively. He is currently pursuing a Ph.D. degree at Harbin Institute of Technology. His research interests include information fusion, fault tolerance control, decision making, belief rule base, and evidential reasoning.

Zhijie ZHOU received his B.E. and M.E. degrees from the Rocket Force University of Engineering, Xi'an, China, in 2001 and 2004, respectively, and his Ph.D. degree from Tsinghua University, Beijing, China, in 2010, all in control science and management. He is currently a professor with the High-Tech Institute of Xi'an. His research interests include belief rule base, dynamic system modeling, hybrid quantitative and qualitative decision modeling, and fault prognosis and optimal maintenance of dynamic systems.

Changhua HU received his B.E. and M.E. degrees from the Rocket Force University of Engineering, Xi'an, China, in 1987 and 1990, respectively, and his Ph.D. degree from North Western Polytechnic University, Xi'an, in 1996, all in control science and management. He is currently a professor with the High-Tech Institute of Xi'an. His current research interests include fault diagnosis and prediction, life prognosis, and fault-tolerant control.