

一种基于解析冗余关系的半定性故障隔离方法 在航天器推进系统中的应用*

彭小辉, 晏政, 李艳军, 吴建军

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:针对航天器推进系统的时变特性以及随机因素给故障隔离带来的困难,提出了基于Z-检验分析和解析冗余关系相结合的半定性故障隔离方法。基于状态空间转换的思想,运用基于系统诊断键合图模型建立的解析冗余关系挖掘系统时不变的结构特征空间信息,并对解析冗余关系残差进行趋势分析获取时不变、具有残差变化方向的故障特征矩阵,针对存在随机因素对残差定性化的影响,利用了Z-检验分析对残差进行定性化获取观察特征,通过观测特征与故障特征的比较进行系统故障隔离。将该方法应用于推进系统的故障隔离中,结果证明了该方法能有效避免获取推进系统时变诊断准则以及来自系统建模和参数测量等随机因素的干扰,提高了推进系统故障隔离的鲁棒性。

关键词:航天器推进系统;故障隔离;时不变结构特征;Z-检验;解析冗余关系

中图分类号:TP316 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2012)06-0104-07

A semi-qualitative fault isolation method based on analytical redundancy relations for spacecraft propulsion system

PENG Xiaohui, YAN Zheng, LI Yanjun, WU Jianjun

(College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Based on time-varying characters of spacecraft propulsion system and stochastic properties, the semi-qualitative fault isolation method which combines the Z-test and Analytical Redundancy Relations (ARRs) has been proposed. Firstly, based on the insight of state spatial alternation, it is achievable to mining time-invariant structural characters space using ARRs for Spacecraft Propulsion System which is built on the Diagnostic Bond Graph, and by the tendency analysis of the residuals of ARRs, the time-invariant fault signature matrix with change direction can be established. Secondly, the Z-test for robust qualitative residual generation to established observed signature against infection from multi-uncertainty is used, and then faults are isolated by comparison of observed signature and fault signature. Through the analysis of isolation results of a spacecraft propulsion system, it shows that the method is valid for overcoming the challenges from establishing time-varying diagnostic criteria and the jamming from stochasticity not only in the system model, but also in the measurements, which improves the robustness in fault isolation.

Key words: spacecrafts propulsion system; fault isolation; time-invariant structural characters; Z-test; analytical redundancy relations

推进系统是一个结构复杂的时变系统,主要体现在系统工作模式(故障、正常模式)时变性和测点参数值范围随着飞行时间变化,因此确定推进系统的时变故障检测和诊断判据存在很大困难^[1-2],诊断隔离方法必须适应航天器推进系统的时变特点。

此外,由于系统的“故障传递”^[2-3]特点,并不能断定存在故障现象的功能块的组件发生了故障。对于属于“单向故障传递”的系统而言,可通过各功能块的故障现象的分布情况进行故障定位。但对于航天器推进系统,不但上游功能块的故障会对下游产生影响,而且下游功能块故障也

会影响上游功能块,因此,“单向故障传递”故障判断机制^[3]不再适用。

本文运用将时变测量参数表征的状态空间基于结构特征映射为时不变的残差信息空间的思想,避免获取时变诊断判据的难题。该残差信息挖掘系统包含不受测量参数值时变性影响的结构特征信息。如图1所示阀门串联结构,其结构信息可表示成: $\Delta = [\rho(p_0 - p_1) / \varepsilon_1]^{1/2} - [\rho(p_1 - p_2) / \varepsilon_2]^{1/2}$, Δ 表示阀门1与阀门2质量流率间的残差,在无故障情况下, Δ 不随时变参数值变化,应始终为零;当 Δ 为负或正时预示着故障的发生,该结构特征的约束关系($\Delta = 0$)遭到破坏。

* 收稿日期:2012-06-23

基金项目:国家青年自然科学基金资助项目(51206181)

作者简介:彭小辉(1984—),男,江西贵溪人,博士研究生, E-mail: pxx8410@163.com;

吴建军(通信作者),男,教授,博士,博士生导师, E-mail: jjwu@nudt.edu.cn

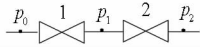


图1 阀门串联结构

Fig. 1 Valve-series structure

每个结构特征信息(系统结构特征的约束关系由解析冗余关系式表示,见下节)一般涉及几个功能块。只有与结构特征信息相关的功能块组件发生故障时,表征该结构特征的约束才会遭到破坏。因此,由“故障传递”而导致与解析冗余关系残差相关的测量参数的值变化并不会使该约束关系发生改变,可有效克服由“故障传递”带来的诊断困难。且结构特征信息具有时不变性,基于结构特征信息建立的系统故障诊断判据同样可避免获取时变诊断判据的问题。同时,由于工作在未知的太空环境,存在系统模型误差及环境噪声等因素的干扰,推进系统故障隔离必须能够克服随机因素的影响。

因此,为了提高故障诊断的抗干扰能力,使之具有良好的鲁棒性,本文利用了Z-检验^[4-6]和解析冗余关系方法相结合对推进系统进行故障隔离。利用Z-检验将测量值与模型的估计输出之间的残差定性化(即符号化),并通过分析建立的系统解析冗余关系式得到的具有残差方向故障特征矩阵进行故障隔离。该方法的有效性在推进系统故障隔离中得到了很好的验证。

1 基于解析冗余关系的故障隔离方法

1.1 解析冗余关系

解析冗余关系^[7-9]是从系统模型中得到的仅含观测变量的约束关系式 $r(t) = f(y(t))$ ($y(t) \in \text{OBS}$ (观察集))。如果观测行为满足模型约束 ($r = 0$),则解析冗余关系是满足的。

为更好地反映推进系统的故障特征,本文运用具有残差变化方向的故障特征定义:

给定 n 个解析冗余关系 ARR 的集合 $\text{ARRs} = \{\text{ARR}_1, \dots, \text{ARR}_n\}$ 及 m 个故障的集合 $F = \{F_1, \dots, F_m\}$,任一故障 F_j 的特征由 $FS_j = [s_{1j}, \dots, s_{nj}]^T$ 给出。 s_{ij} 定义为

$$s_{ij}: \text{ARRs} \times F \rightarrow \{+1, 0, -1\}$$

如果导致故障 F_j 的组件与 ARR_i 有关,且使其相应的残差 $r > 0$,则 $(\text{ARR}_i, F_j) \rightarrow s_{ij} = +1$;如果导致故障 F_j 的组件与 ARR_i 有关,且使其相应的残差 $r < 0$,则 $(\text{ARR}_i, F_j) \rightarrow s_{ij} = -1$;其他情况时, $(\text{ARR}_i, F_j) \rightarrow s_{ij} = 0$ 。

根据此定义可得到系统的故障特征矩阵,然后进行故障隔离。基于解析冗余关系的故障隔离

的第一步是建立观测特征,即利用系统观测和解析冗余关系式得到的残差,并依据上述定义得到观测特征矩阵。第二步是观测特征与故障特征的比较,当故障特征与观测特征一致时,就可由故障特征给出故障集合。

1.2 利用诊断键合图建立解析冗余关系

诊断键合图^[10]是通过在系统键合图模型中加入虚拟的势、流传感器转化得到的。在故障检测过程中,系统的初始状态有时是未知的,且积分关系得到的残差在发生故障时容易发散,所以,诊断键合图必须优先利用微分因果关系。为此,需进行转换:

(1) 势检测器 De 转换: De 可以表示成一个势源,称之为检测势源 MSe 。相应的流为解析冗余关系的残差。这里定义虚拟流传感器 (Df^*) 计算相应的残差;

(2) 流检测器 Df 转换: 流检测器的转化方法同势检测器相似,只是用检测流源 MSf 和虚拟势传感器 (De^*) 代替 MSe 和 Df^* 。

因为系统中每个传感器在诊断键合图中都有相应的虚拟传感器,这样,残差数目和传感器的数目是相同的,且任一传感器经因果关系转换后可得到其对偶的虚拟残差传感器。

2 航天器推进系统的故障隔离

2.1 推进系统诊断键合图的建立

本文研究对象是“挤压式”双组元推进系统,主要有管路、高压气瓶、推进剂贮箱、若干发动机和控制阀门等组成,其系统结构及压力传感器分布如图2所示。其在空间运行过程中主要防止管路或焊缝开裂及断开、多余物质阻塞管路、减压装置工作异常等现象发生^[2,11]。

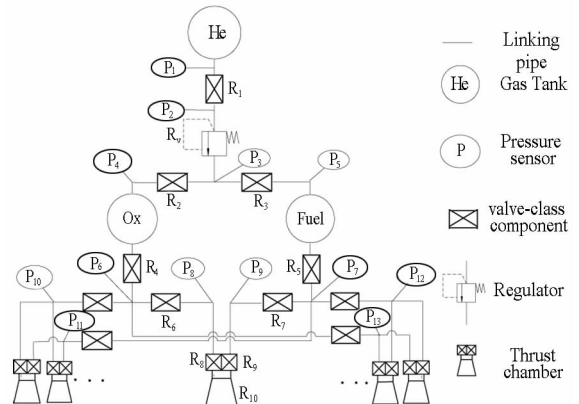


图2 推进系统结构

Fig. 2 Schematics for propulsion system

阀门性组件是指流通面积在工作过程中不发生变化的组件,如电爆阀、自锁阀、过滤器、实验接

口、管路等,效果相当于固定的“节流”装置。图 2 中的阀门性组件表示将每段管路及管路上的组件看成一个组件。文中只考虑轨控发动机工作时的诊断隔离。

在键合图中,高压气瓶看作流源 Sf 。通过转化 De_i ,将它作为检测势源 MSe_i ,与其相应的虚拟流传感器(Df_i^*)为相应解析冗余关系的残差 r_i ,系统的诊断键合图模型如图 3 所示。

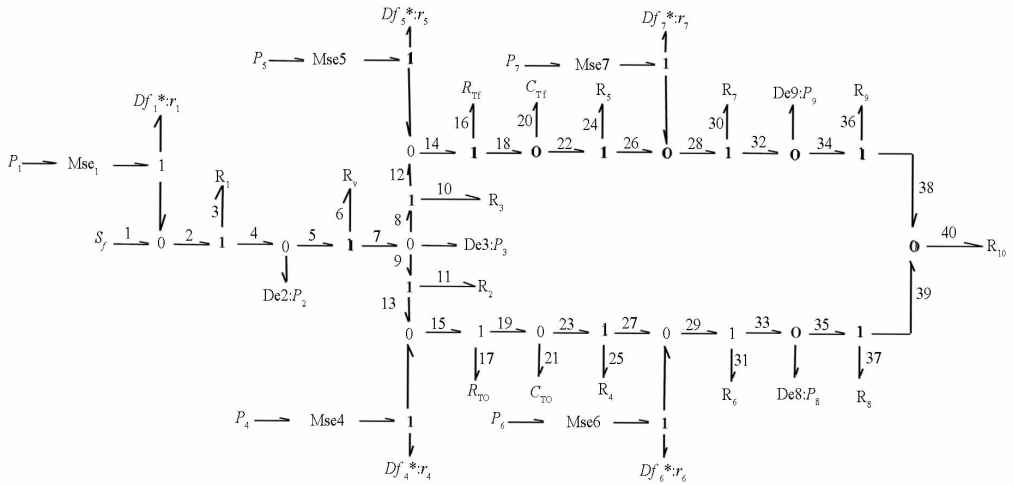


图 3 仅含轨控发动机的推进系统诊断键合图模型
Fig. 3 Diagnostic bond graph for orbit-control engine

2.2 推进系统解析冗余关系的建立

首先对高压气瓶出口流量表达式进行推导。按照文献[12],气瓶出口流量 Q_B 可表达成

$$Q_B = -\frac{d \ln p_B}{dt} \cdot \frac{V_B}{k_{He}} = -\frac{k_{He}}{(V_B - k_{He}) \cdot p_B} \quad (1)$$

V_B 为气瓶体积; p_B 表示气瓶压力; k_{He} 为瓶内氦气的比热比。

根据图 3 所示推进系统诊断键合图模型,利用虚拟的流传感器(Df^*)可以得到表征系统结构特征信息的解析冗余关系式 ARR_s 。

(1) 解析冗余关系 ARR_1 及相应残差 r_1

由虚拟的流传感器 Df_1^* 建立如下 ARR_1 解析冗余关系: $ARR_1: Df_1^* = Sf - f_2$, 其中 $Sf = -Q_B$, $f_2 = \sqrt{\frac{p_1 - p_2}{\epsilon_1 \cdot \rho}}$ 。因此,解析冗余关系 ARR_1 及其相应残差 r_1 可写成如下形式:

$$ARR_1: r_1 = Sf - \sqrt{\frac{p_1 - p_2}{\epsilon_1 \cdot \rho}} \quad (2)$$

ρ 表示的是氦气体密度。

(2) 解析冗余关系 ARR_4 及其相应残差 r_4

$$ARR_4: Df_4^* = f_{15} - f_{13}$$

其中, $f_{13} = \sqrt{\frac{p_3 - p_4}{\epsilon_2 \cdot \rho}}$

$$f_{15} = f_{21} + f_{23} = f_{21} + f_{25} = f_{25} = \sqrt{\frac{(p_4 - \Delta p_o) - p_6}{\epsilon_4 \cdot \rho_o}} \quad (3)$$

$$r_4 = \sqrt{\frac{(p_4 - \Delta p_o) - p_6}{\epsilon_4 \cdot \rho_o}} - \sqrt{\frac{p_3 - p_4}{\epsilon_2 \cdot \rho}}$$

其中 ρ_o 表示氧化剂密度。 $f_{21} = \frac{de_{to}}{dt} \cdot C_{to}$, e_{to} 表示氧化剂储箱的压力势, C_{to} 为储箱的流容。由于轨控发动机工作在稳定增压阶段,可认为 e_{to} 值是恒定的,因此, $f_{21} = 0$ 。 Δp_o 为稳态时储箱入口与出口的压差,稳定增压时看作恒值。

(3) 同 ARR_4 , 可得 ARR_5 及相应残差 r_5

$ARR_5: Df_5^* = f_{14} - f_{12}$, 可得

$$r_5 = \sqrt{\frac{(p_5 - \Delta p_f) - p_7}{\epsilon_5 \cdot \rho_f}} - \sqrt{\frac{p_3 - p_5}{\epsilon_3 \cdot \rho}} \quad (4)$$

(4) 冗余关系 ARR_6 及其相应残差 r_6

$$ARR_6: Df_6^* = f_{29} - f_{27}$$

其中, $f_{29} = f_{31} = f_{33} = \sqrt{\frac{p_6 - p_8}{\epsilon_6 \cdot \rho_o}}$

$$r_6 = \sqrt{\frac{p_6 - p_8}{\epsilon_6 \cdot \rho_o}} - \sqrt{\frac{(p_4 - \Delta p_o) - p_6}{\epsilon_4 \cdot \rho_o}} \quad (5)$$

(5) 同 ARR_6 , 可得 ARR_7 及相应残差 r_7

$ARR_7: Df_7^* = f_{28} - f_{26}$, 可得

$$r_7 = \sqrt{\frac{p_7 - p_9}{\epsilon_7 \cdot \rho_f}} - \sqrt{\frac{(p_5 - \Delta p_f) - p_7}{\epsilon_5 \cdot \rho_f}} \quad (6)$$

关于其他测量点 p_2, p_3, p_8, p_9 , 由于缺乏节流阀及发动机的有效结构参数,无法得出其流量公式,得不到相应的解析冗余关系。

2.3 空间推进系统故障特征矩阵的产生

由于故障会对多个测量参数值产生影响,同时每个解析冗余关系式又涉及多个测量参数,因此残差的变化趋势是这些参数变化的综合影响的

结果,基于因果路径^[13]进行残差趋势分析会存在一定困难。本文结合关系式所表达的系统结构特征意义对残差变化趋势进行判断。

如 ARR_1 :从气瓶流出气体体积与流入 R_1 气体的差值,在正常情况下应为0;当某个组件如 R_1 发生阻塞故障时,单从表达式很难判断出变化趋势,因为阻塞还会影响气瓶的流量,但如果从其对应的结构特征意义出发就能给出答案:如果能够知道 R_1 发生故障后的流阻系数,将其代入 ARR_1 残差 r_1 仍应为0(流入等于流出之和);但若 ARR_1 中的 R_1 的流阻系数仍然是正常值(小于故障后的流阻系数),对应 R_1 的流量计算值偏大于实际值,因此 r_1 偏小(小于0)。下面以 ARR_1 为例说明故障特征的产生过程。

气瓶泄漏 $\rightarrow Sf \uparrow$,由于部分流出瓶外而不是管道内,因此流入管内的流量必少于气瓶流出量, r_1 偏大(+1)。

R_1 阻塞如上述,这里只阐述 R_1 泄漏的情况: R_1 泄漏 \rightarrow 流阻系数下降,流过 R_1 的真实值将大于仍用流阻系数正常值计算的流量值,因此 r_1 偏大(+1)。

按照上述方法可建立推进系统的故障特征矩阵。如表1,故障特征用三元向量 $\{+1, 0, -1\}$ 表示,分别表示残差增大、不变、减小。从故障特征矩阵看,大多数情形下可实现功能块定位,基本满足空间推进系统“功能诊断”的要求。

表1 推进系统的故障特征矩阵

Tab.1 Fault signature matrix for propulsion system

故障模式 \ 残差	r_1	r_4	r_5	r_6	r_7
气瓶泄漏	+1	-1	-1	+1	+1
R_1 阻塞	-1	0	0	0	0
R_1 泄漏	+1	-1	-1	+1	+1
R_3 阻塞	0	+1	-1	-1	+1
R_3 泄漏	0	-1	-1	+1	+1
R_2 阻塞	0	-1	+1	+1	-1
R_2 泄漏	0	-1	-1	+1	+1
储箱(N_2O_4) 泄漏	0	-1	-1	-1	+1
储箱(MMH) 泄漏	0	-1	-1	+1	-1
R_5 阻塞	0	0	+1	0	-1
R_5 泄漏	0	0	-1	0	-1
R_4 阻塞	0	+1	0	-1	0
R_4 泄漏	0	-1	0	-1	0
R_7 阻塞	0	0	-1	0	+1
R_7 泄漏	0	0	+1	0	-1
R_6 阻塞	0	-1	0	+1	0
R_6 泄漏	0	+1	0	-1	0
R_v 内漏	0	+1	+1	-1	-1
R_v 外漏	0	-1	-1	+1	+1

2.4 利用解析冗余关系进行故障隔离

2.4.1 基于Z-检验的残差定性化

由于航天器推进系统运行于存在高温、低温、噪声、电磁干扰、空间粒子辐射等多种不确定因素的特殊环境,同时还存在系统模型误差等随机因素,因此航天器故障诊断技术要具有很好的鲁棒性,必须能够克服随机因素的影响,避免误诊现象发生。残差 $r(t)$ 由于受这些随机因素的作用,无故障情况下很难严格为零,因此,为了提高故障诊断的抗干扰能力,本文利用Z-检验分析对残差进行定性化,获取系统观察特征。

Z-检验属于一种统计推理检验,它判断某样本是否属于分布已知的总体^[14]。它需要已知该总体的平均值以及标准方差。这些值可通过对残差运用滑动窗方法进行评估,如图4所示。使用较小的滑动窗(设为5个样本) W_2 ,去评估当前时刻残差的

$$\text{的平均值 } \mu_r(t) = \frac{1}{W_2} \sum_{i=t-W_2+1}^t r(i)。$$

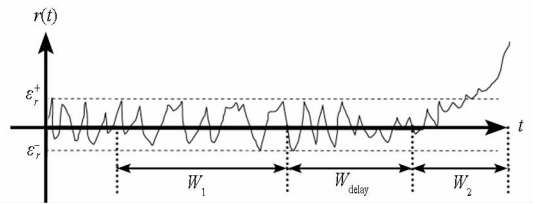


图4 滑动窗示图

Fig.4 Sliding windows scheme

正常无故障情况下残差信号的方差, $\sigma_r^2(t)$, 可通过滑动窗长度为 W_1 的正常历史数据进行计算得到。其中, $W_1 \gg W_2$, 如100个样本, 并设置一缓冲窗 W_{delay} , 主要是为了确保窗口 W_1 内的数据不包含任何故障后的数据。对残差的真实方差的评估通过如下计算得到:

$$\sigma_r^2(t) = \frac{1}{W_1} \sum_{i=t-W_2-W_{delay}-W_1+1}^{t-W_2-W_{delay}} (r(i) - \mu'_r(t))^2$$

$$\text{其中, } \mu'_r(t) = \frac{1}{W_1} \sum_{i=t-W_2-W_{delay}-W_1+1}^{t-W_2-W_{delay}} r(i)。$$

本文基于Z-检验分析方法对残差进行统计假设检验。在设定置信水平(设为0.95)后获取置信区间 (z^-, z^+) , 基于 z^- 和 z^+ 的阈值带 $\epsilon_r^-(t), \epsilon_r^+(t)$ 以及z-score可通过如下计算得到:

$$\epsilon_r^-(t) = z^- \frac{\sigma_r(t)}{\sqrt{W_2}} - E, \quad \epsilon_r^+(t) = z^+ \frac{\sigma_r(t)}{\sqrt{W_2}} + E$$

其中, E 对应建模误差。当 $\mu_r(t)$ 在时刻 t 处于该阈值带之外时,意味着故障的发生。参数 $W_1,$

$W_2, W_{\text{delay}}, z^-, z^+$ 和 E 是通过执行优化调整得到的。如果残差均值 $\mu_r(t)$ (代替 r 残差值) 大于 $\varepsilon_r^+(t)$ 或小于 $\varepsilon_r^-(t)$ 时, 则 t 时刻残差的定性值为 +1 或 -1。

2.4.2 推进系统的故障隔离结果

图 5 ~ 图 6 为不同故障时的残差曲线(基于仿真数据)。可得到如表 2 所示的具有残差变化方向的观测特征。通过与表 1 的故障特征进行对比, 可得到如表 2 所示的隔离结果, 隔离结果中包含了仿真中设定的故障源(R_2 泄漏、 R_5 阻塞), 虽然没能实现准确定位, 但缩小了进一步判断的范围。对于这种情形, 要实现故障隔离, 还需更精确的、定量判断方法, 这是下一步的工作。

从残差曲线图可看出:

(1) 虽测量参数是时变的, 但残差始终处于阈值带之内(故障发生前), 因此, 通过将时变测量参数信息基于结构特征映射为时不变的残差信息, 基于残差信息建立的故障诊断判据能够避免获取直接基于时变参数建立诊断判据的问题;

表 2 具有残差趋势的观测特征

Tab. 2 Observed signature with residual tendency

观测特征	r_1	r_4	r_5	r_6	r_7	故障原因
图 5	0	-1	-1	+1	+1	R_2 或 R_3 泄漏
图 6	0	0	+1	0	-1	R_5 阻塞或 R_7 泄漏

(2) 在故障模式产生之后, 只有与故障部件相关的约束关系($r=0$) 产生永久破坏, 而其他仍是满足的, 因此故障传递被克服了;

(3) 对于图 5, 某气路部件发生故障后, 整个气路发生振荡, 导致与气路相关的约束关系都遭到破坏, 但气路达到新的平衡之后, 只有与故障部件相关的约束仍处于破坏状态, 其他则又恢复到满足状态。

从隔离过程也可看出: 由于系统故障特征矩阵可离线建立, 该方法只需通过系统实际观测特征与故障特征的匹配进行系统的故障隔离, 可迅速对故障进行定位, 一定程度上满足实时要求。

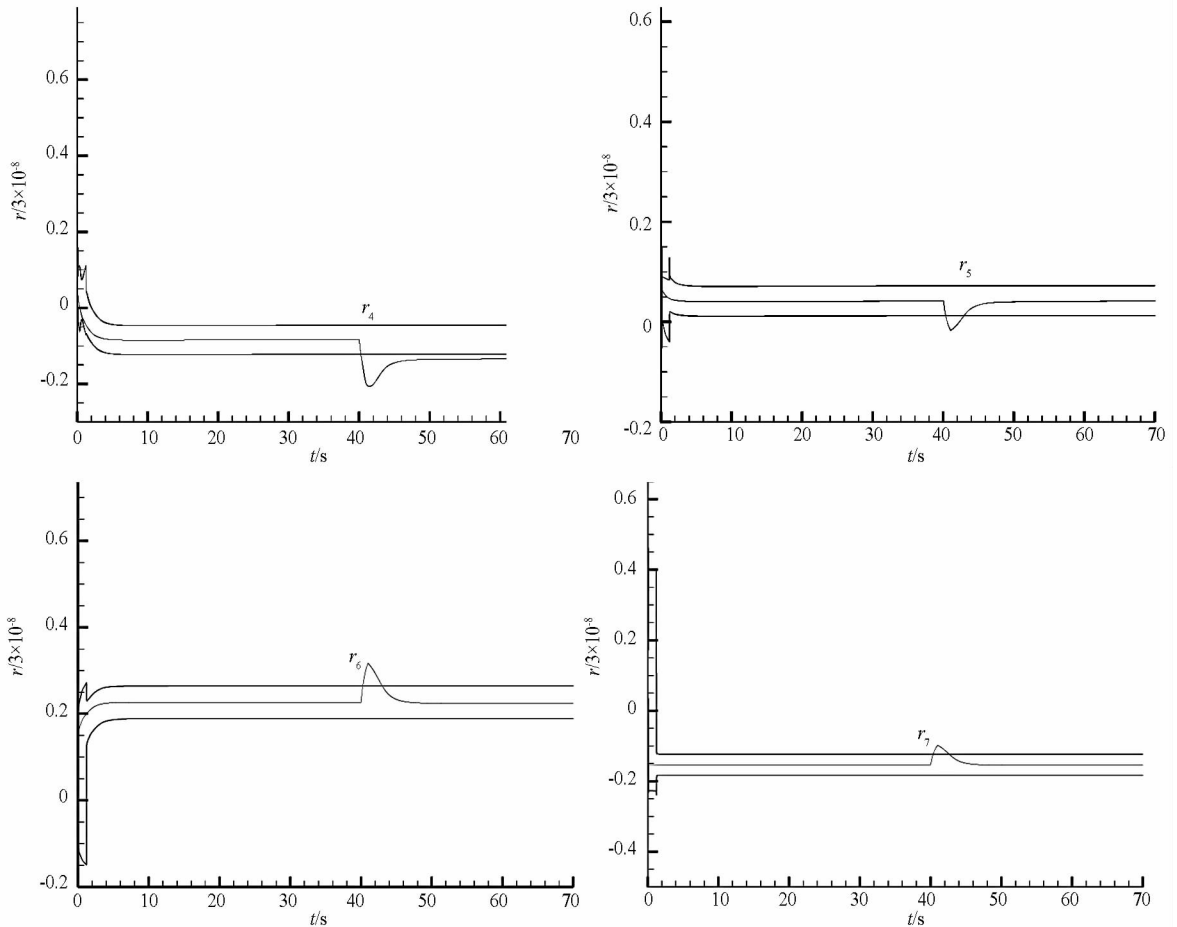


图 5 故障 1 时的残差曲线

Fig. 5 Response of the residuals to fault 1

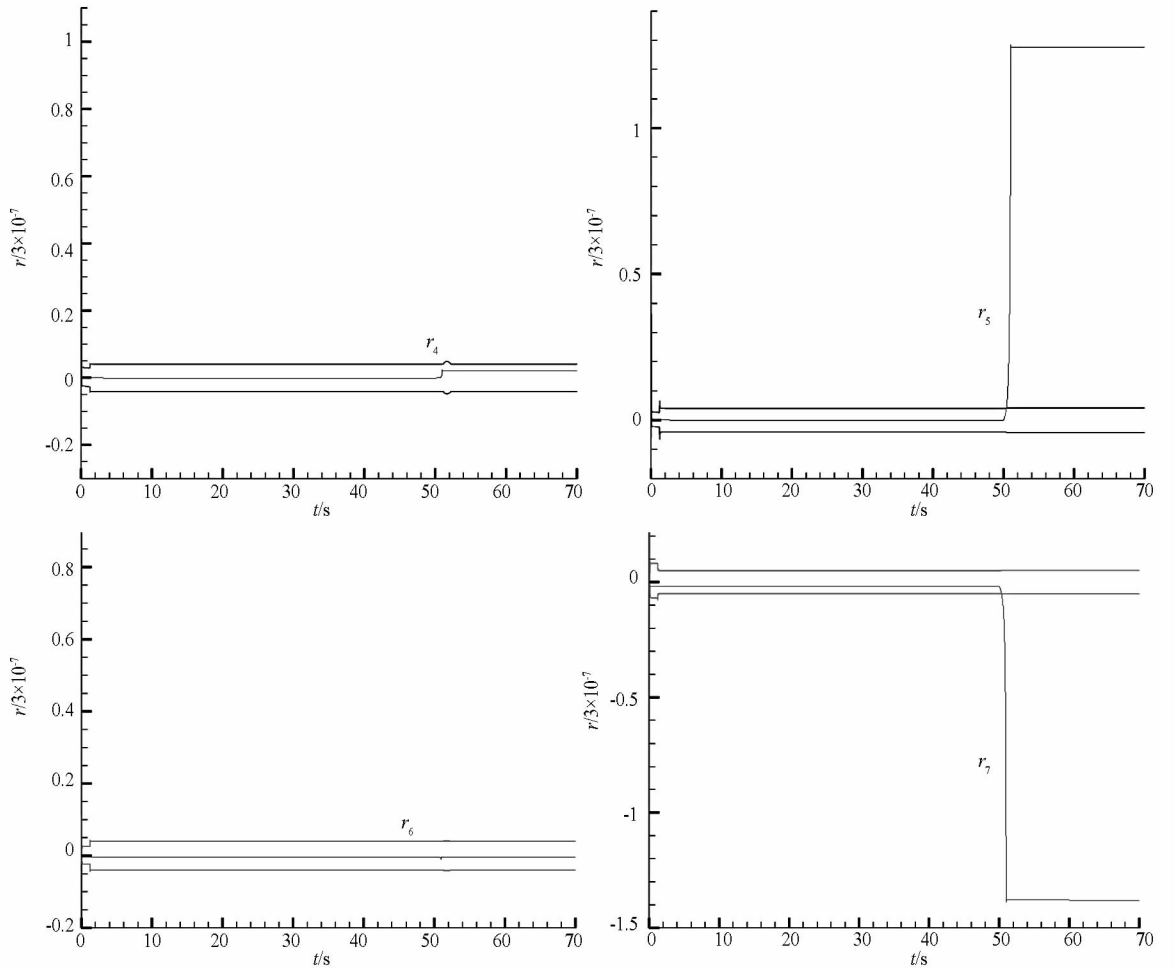


图6 故障2时的残差曲线

Fig. 6 Response of the residuals to fault 2

3 结论

本文提出了 Z-检验方法和解析冗余关系结合的半定性故障隔离方法,即利用 Z-检验进行残差定性化,利用解析冗余关系进行故障隔离。航天器推进系统的故障隔离结果表明:

(1)基于航天系统时不变结构特征对时变系统状态空间转换的诊断方法能够克服确定系统时变诊断准则存在的困难;

(2)Z-检验方法在处理推进系统随机特性上的优势,提高了该半定性故障隔离方法的鲁棒性;

(3)利用残差所对应的结构特征意义建立的系统故障特征矩阵是有效的,能克服残差在多因素综合影响下的变化方向的判断困难;

(4)该半定性故障隔离方法能够实现了对轨控发动机工作过程的实时故障隔离目的。

参考文献 (References)

[1] 王日新,徐敏强,宋政吉. 航天器推进系统故障的面向时态检测和诊断[J]. 推进技术, 2002, 23(1):11-15.

WANG Rixin, XU Mingqiang, SONG Zengji. Fault detection and diagnosis system based on the rule and time variation for spacecraft propulsion system [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(1):11-15. (in Chinese)

[2] 张纯良,张振鹏,袁军娅. 空间飞行器推进系统的故障检测[J]. 宇航学报, 2001, 22(4): 85-89.

ZHANG Cunliang, ZHANG Zengpeng, YUAN Junya. Fault detection for power system used in space aircraft [J]. Journal of Astronautics, 2001, 22(4): 85-89. (in Chinese)

[3] 张纯良,张振鹏,袁军娅. 空间推进系统的故障推理研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(2): 255-258.

ZHANG Cunliang, ZHANG Zengpeng, YUAN Junya. Investigation on fault reasoning for power system used in space vehicles [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(2): 255-258. (in Chinese)

[4] Manders E J. A combined statistical detection and qualitative fault isolation scheme for abrupt faults in dynamic systems [D]. Vanderbilt University, 2003.

[5] Daigle M J. A qualitative event-based approach to fault diagnosis of hybrid systems [D]. Vanderbilt University, 2008.

[6] Daigle M J, Biswas G, Koutsoukos X D, et al. A comprehensive diagnosis methodology for complex hybrid systems: a case study on spacecraft power distribution systems [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics-Part A: Systems and Humans, 2010, 40(5): 917-931.

[7] Fijany A, Barrett A, Vatan F. A novel efficient method for

- conflicts set generation for model-based diagnosis [C]//Proceedings of 3rd IEEE International Conference on Space Mission Challenges for Information Technology, 2009: 346 - 354.
- [8] Low C B, Wang D W, Arogeti S. Causality assignment and model approximation for quantitative hybrid bond graph-based fault diagnosis [C]//Proceedings of 17th IFAC World Congress (IFAC08), Seoul, Korea, July 6 - 11, 2008.
- [9] Bouamama B O, Samantaray A K, Staroswiecki M, et al. Derivation of constraint relations from bond graph models for fault detection and isolation [C]//Proceedings of International Conference on Bond Graph Modeling and Simulation (ICBGM2003), Florida, 2003: 104 - 109.
- [10] Samantaray A K, Medjaher K, Bouamama B O, et al. Diagnostic bond graphs for online fault detection and isolation [J]. Simulation Modelling Practice and Theory, 2006; 237 - 262.
- [11] 张纯良, 张振鹏. 空间推进系统故障诊断专家系统研究 [J]. 航空动力学报, 2004, 19(5).
ZHANG Cunliang, ZHANG Zengpeng. Research on fault diagnoses expert system of space propulsion system [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(5). (in Chinese)
- [12] 彭小辉. 空间推进系统故障诊断与自主管理技术研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2009.
PENG Xiaohui. Study of cault diagnosis and autonomy techniques for spacecraft propulsion system [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009; 41 - 43. (in Chinese)
- [13] Cordier M O, Dague P, Levy F, et al. Conflicts versus analytical redundancy relations: a comparative analysis of the model-based diagnosis approach from the artificial intelligence and automatic control perspectives [J]. IEEE Transactionson Systems, Man, and Cybernetics-Part B: Cybernetics. 2004, 34(5): 2163 - 2177.
- [14] Fijany A, Kirk R E. Statistics; an introduction [M]. Fort Worth: Harcourt Brace, 1999.
- [15] Vatan F. A new efficient method for system structural analysis and generating analytical redundancy relations [C]//IEEE Aerospace Conference Proceedings, 2009.

(上接第 103 页)

参考文献 (References)

- [1] Satellite box score. Orbital Debris Quarterly News, 13(2), April, 2012 [DB/OL]. <http://www.orbitalde-700bris.jsc.nasa.gov/newsletter/pdfs/ODQNv13i2.pdf>.
- [2] Chan F K. Spacecraft maneuvers to mitigate potential collision threats [R]. AIAA 2002 - 4629, 2002.
- [3] Leleux D, Spencer R, Zimmerman P, et al. Probability-based space shuttle collision avoidance [C]//Proceedings of Space OPS 2002 Conference, Houston, 2002.
- [4] Peterson G E. Maneuver selection for probability reduction of near-circular orbit conjunction [R]. AIAA/AAS 2002 - 4630, 2002.
- [5] Patera R P, Peterson G E. Space vehicle maneuver method to lower collision risk to an acceptable level [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(2): 233 - 237.
- [6] Kelly B D, Picciotto S D. Probability based optimal collision avoidance maneuvers [R]. AIAA 2005 - 6775, 2005.
- [7] Alfano S. Collision avoidance maneuver planning tool [R]. AAS 05 - 308, 2005.
- [8] Sanchez-Ortiz N, Bello-Mora M, Klinkrad H. Collision avoidance maneuvers during spacecraft mission lifetime; risk reduction and required ΔV [J]. Advances in Space Research, 2006(38): 2107 - 2116.
- [9] Kim H D, Kim H J. Optimal collision avoidance maneuver to maintain a LEO station keeping [R]. IAC - 10 - A6. 2. 9, 2010.
- [10] Li K B, Chen L, Bai X Z. Differential geometric modeling of guidance problem for interceptors [J]. Sci China Ser E-Tech Sci, 2011, 54: 2283 - 2295.
- [11] Zarchan P. Tactical and strategic missile guidance [M]. 4th ed., Vol. 199, Progress in Astronautics and Aeronautics. New York: AIAA Inc., 1994; 11 - 29.