基于图论的深空探测航天器故障可诊断性评价

刘文静¹,李文博¹,张秀云^{2†},刘成瑞¹

(1. 北京控制工程研究所 空间智能控制技术重点实验室, 北京 100190;

2. 天津大学 电气自动化与信息工程学院, 天津 300072)

摘要:为了衡量深空探测航天器的自主故障诊断能力,提出基于图论的故障可诊断性评价方法.在对加权有向图 进行介绍的基础上,给出强可推导结点、依赖于故障的可推导结点以及解析冗余结点等定义;分别提出故障可检测 性和可分离性判据并给出相关证明,考虑深空探测航天器的资源约束问题,研究解析冗余关系优选方法;分析深空 探测航天器的故障诊断层次,并对系统级故障诊断能力进行评价;最后,利用深空探测航天器的数学仿真数据对所 提方法的有效性进行验证.

关键词: 深空探测航天器; 故障可检测性; 故障可分离性; 解析冗余关系; 图论

引用格式: 刘文静, 李文博, 张秀云, 等. 基于图论的深空探测航天器故障可诊断性评价. 控制理论与应用, 2019, 36(12): 2074 – 2084

DOI: 10.7641/CTA.2019.90596

Fault diagnosability evaluation of deep space exploration spacecraft based on graph theory

LIU Wen-jing¹, LI Wen-bo¹, ZHANG Xiu-yun^{2†}, LIU Cheng-rui¹

Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory, Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;
 School of Electrical Engineering and Automation, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: In order to measure the autonomous fault diagnosis capability of deep space exploration spacecraft, a graphbased fault diagnosability evaluation method is proposed. Based on the introduction of the weighted directed graph, the definitions of strong derivable nodes, fault-dependent derivable nodes, and analytical redundant nodes are given. And then,the fault detectability and isobility criteria are proposed respectively, as well as the relevant proofs. Considering the resource constraint problem of deep space exploration spacecraft, the optimization method of the analytical redundant relationship is studied. The fault diagnosis level of deep space exploration spacecraft is analyzed, and the system level fault diagnosis capability is evaluated. Finally, the effectiveness of the proposed method is validated by the simulation data of the deep space exploration spacecraft.

Key words: deep space exploration spacecraft; fault detectability; fault isobility; analytical redundant relationship; graph theory

Citation: LIU Wenjing, LI Wenbo, ZHANG Xiuyun, et al. Fault diagnosability evaluation of deep space exploration spacecraft based on graph theory. *Control Theory & Applications*, 2019, 36(12): 2074 – 2084

1 引言

深空探测是当今世界高新科技中极具挑战性的领域之一,是体现一个国家综合国力和创新能力的重要标志,对保障国家安全、促进科技发展、提升国家软实力以及国际影响力具有重要的意义.近年来,美国、俄罗斯、欧洲、日本等国家都在实施各自的深空探测计划,并将其作为航天领域的重点发展方向之一.我

国"十三五"规划纲要草案提出"科技创新2030— 重大项目",其中一项是"深空探测及空间飞行器在 轨服务与维护系统".对于深空探测任务,航天器最 远点可能存在长达几十分钟的通信时延,对于故障这 种实时事件,极易造成不可挽回的损失,轻则错失探 测时机,重则导致整个探测任务失败,因此要求深空 探测航天器必须在长时间没有监控的情况下,自主完

收稿日期: 2019-07-21; 录用日期: 2019-12-03.

[†]通信作者. E-mail: zxy_11@tju.edu.cn; Tel.: +86 18002183633.

本文责任编委: 宗群.

国家自然科学基金项目(61573060, 61673294, 61773278)资助.

Supported by the National Natural Science Foundation of China (61573060, 61673294, 61773278).

成飞行任务的决策、任务规划的执行、故障的自主 防护与健康状况的保持等工作.美国国家航空航 天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的"新盛世"计划把智能自主技术放在首位, 使深空探测航天器能够自主完成导航控制、数据处 理、故障判断和部分重构与维修工作.为了实现自主 故障诊断,国内外学者开展了一系列研究.

面向火星取样返回任务, 文献[1]针对推力器故障, 提出基于多观测器的自主故障检测、隔离与重构策略, 在故障检测过程中重点考虑了推进驱动电子引起的 时延和推进器上升时间存在的不确定.针对同样的任 务, 文献[2]提出带有动态调整机制的未知输入观测 器,实现非线性系统的故障检测、隔离与重构.针对火 星探测器, 文献[3]利用动态贝叶斯网络的特征建模与 推理能力,研究了故障检测、辨识与恢复策略.由于重 量、体积以及功耗等严重受限,深空探测航天器配置 较为简单,导致用于故障诊断的解析冗余关系非常少, 这将面临一个问题,即在有限的资源约束下,部件故 障不一定都具有可诊断性,可能存在薄弱环节.因此 需要在自主故障诊断算法设计前,开展可诊断性评 价^[4-5]. 由IEEE发布的1522标准给出的可诊断性定义 为[6]:系统故障能够被确定地、有效地识别的程度.其 中,"确定地"要求系统发生故障时能够准确地对故 障进行检测与隔离;"有效地"要求对隔离故障所需 的资源进行优化. 根据故障诊断任务需求的不同, 可 诊断性分为可检测性和可分离性.其中,可检测性指 故障发生后利用系统输入与输出信息,实现故障检测 的能力;可分离性指针对给定集合中的不同故障,系 统具有不同表现的能力. 可诊断性的研究分为可诊断 性评价和可诊断性设计,前者主要回答在当前的系统 配置下,故障能否被诊断、诊断难度有多大以及诊断 代价有多大等,后者主要回答为了提高故障诊断能力 需要采取哪些措施,而本文主要考虑可诊断性评价. 目前,基于解析冗余关系的方法研究是可诊断性评价 的一个重要方向,其关键核心是解析冗余关系的构建. 文献[7]给出了解析冗余关系和故障特征矩阵的定义, 采用未知变量消去法构建解析冗余关系,在此基础上 论述了基于解析冗余关系与基于冲突的两种故障诊 断思路的关系. 文献[8]提出基于偶图的解析冗余关系 构建方法,给出了可诊断性度量指标,研究了满足一 定可诊断性要求的最小传感器集合确定方法.文 献[9-12]基于相交集的概念,提出了完整的解析冗余 关系集合构建方法. 文献[13]利用遗传算法得到系统 的解析冗余关系,从而对给定系统的可诊断性进行分 析,并通过分析结果对传感器配置进行优化.文 献[14-17]提出基于键合图的解析冗余关系构建方法, 在此基础上,研究故障诊断方法或可诊断性设计方法. 另外,一些文献针对线性结构化系统,开展了可诊断 性评价工作. 文献[18]针对线性结构化系统, 给出了观 测器存在条件,除了保证观测器稳定外,还需要满足 扰动到残差的传递函数矩阵为0,而故障到残差传递 函数矩阵为对角阵. 文献[19]为了达到上述目的,分 析了观测器的存在条件,当故障可诊断性条件不能满 足时,在考虑配置成本的情况下,给出了最优敏感器 配置方法. 文献[20]针对结构化系统,在考虑未知输 入的情况下,利用图论给出了结构化系统的输入与状 态可观测的充要条件.

本文在借鉴结构化系统相关理论的基础上,基于 加权有向图,提出了依赖于故障的可推导结点定义以 及解析冗余结点判断条件;围绕解析冗余结点分别给 出故障可检测性和可分离性判据,对深空探测航天器 可诊断性进行评价;考虑深空探测航天器的资源约束 问题,提出解析冗余关系优选方法,并进行仿真验证.

2 主要结论

考虑如下的线性时不变系统 $\Sigma_{\rm s}$:

$$\Sigma_{\rm s}: \begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + E_{\rm a}f_{\rm a}(t), \\ y(t) = Cx(t) + E_{\rm s}f_{\rm s}(t). \end{cases}$$
(1)

对于上述系统,采用加权有向图的形式进行表示:

$$G(\Sigma_{\rm s}) = (V, E, W). \tag{2}$$

式(2)主要包括3个部分:

a) 顶点集 $V = \{X, Y, F\}$, 其中: $X = \{x_1, x_2, \dots, x_{n_x}\}$ 为变量集, $Y = \{y_1, y_2, \dots, y_{n_y}\}$ 为测量(输出) 集, $F = \{f_a, f_s\} = \{f_{a,1}, f_{a,2}, \dots, f_{a,n_a}, f_{s,1}, f_{s,2}, \dots, f_{s,n_s}\}$ 为故障集, n_x 为变量个数, n_y 为输出个数, n_a 为执行机构故障个数, n_s 为敏感器故障个数.

b) 边集 $E = \{(x_i, x_j)\} \cup \{(x_i, y_k)\} \cup \{(f_l, x_j)\} \cup \{(f_l, y_k)\}, 若顶点与顶点之间具有影响关系, 则以等$ 式右边顶点为起点, 以等式左边顶点为终点, 存在一条有向边.

c) 权重集 $W = \{C_1, C_2, \dots, C_{n_c}\},$ 它描述了有 向线两端顶点所在的等式标号.

本文主要基于该加权有向图进行可诊断性评价, 在此之前,首先给出几个定义:

定义1 定义 $S_{v_i} = \{F_{v_i}, Y_{v_i}, C_{v_i}\}$ 为结点 v_i 的标 识,其中: F_{v_i} 表示与结点 v_i 相关的故障集合, Y_{v_i} 表示 与结点 v_i 相关的测量信息, C_{v_i} 表示结点 v_i 和 F_{v_i} 与 Y_{v_i} 所有元素产生联系的等式标号.

定义2 称结点 v_j 为 v_i 的一步后续结点 (Succ₁(v_i)),若以 v_i 为起点,以 v_j 为终点,存在一条有向边.

定义3 称结点 v_j 为 v_i 的一步前驱结点 (pred₁(v_i)),若以 v_j 为起点,以 v_i 为终点,存在一条有向边.

定义4 称结点v_i为强可推导结点,若下列任何 一个条件满足:

1) 如果存在结点 $v_j(v_j \in \text{Succ}_1(v_i))$ 是强可推导 结点,并且满足 $N(I(v_i)) = 1;$ 2) 结点 v_i 为系统输出.

其中: Succ₁(v_i)表示结点 v_i 的一步后续结点, $I(v_i)$ 表示结点 v_i 的入度, N(a)表示a的个数.

依据下列规则生成强可推导结点vi的标识为

$$S_{v_i} = \begin{cases} \{\emptyset, v_i, \emptyset\}, & v_i \in Y, \\ S_{v_j} \bigcup \{\emptyset, \emptyset, C_i\}, & \textcircled{SM}, \end{cases}$$
(3)

其中 C_i 为结点 v_i 和结点 v_j 之间的权重.

定义5 称结点 v_i 为依赖于故障的可推导结点, 如果存在结点 $v_j(v_j \in \text{Succ}_1(v_i))$ 是强可推导结点并 满足 $N(I(v_j)) = 2 \pm f_j \in \text{pred}_1(v_j)$,其中: $f_j \in F$, $j \neq i, F$ 为故障集合, $\text{pred}_1(v_j)$ 表示结点 v_j 的一步前 趋结点.

依据下列规则生成依赖于故障的可推导结点v_i的标识为

$$S_{v_i} = \begin{cases} \{f_j, \{v_i, v_j\}, C_i\}, v_i \in Y, v_j \in Y, \\ S_{v_j} \cup \{f_j, v_i, C_i\}, v_i \in Y, v_j \notin Y, \\ S_{v_j} \cup \{f_j, \emptyset, C_i\}, & \text{ The set } \\ \end{cases}$$
(4)

注1 根据上述定义可知,结点属性不具有唯一性,根据不同支路,可能得到不同的属性.例如,当结点为强可推导结点时,并不能说明它不是依赖于故障的弱可推导结点.为了保证结点属性的完整性,实现故障可诊断性的准确评价,要求对加权有向图中的每个结点,依据定义4和定义5中的描述逐条进行判断.

定义6 称结点*v*_{*i*}为解析冗余结点,如果下列任 何一个条件满足:

1) 对结点 v_i 的任何两个标识 $S_{v_i,p} = \{F_{v_i,p}, Y_{v_i,p}, C_{v_i,p}\}, S_{v_i,q} = \{F_{v_i,q}, Y_{v_i,q}, C_{v_i,q}\}$ 进行并运算生成 新标识 $S_{v_i,h}^2 = \{F_{v_i,h}^2, Y_{v_i,h}^2, C_{v_i,h}^2\},$ 若至少有一个新 标识满足 $F_{v_i,h}^2 \neq \emptyset, Y_{v_i,h}^2 \neq \emptyset$ 以及 $N(C_{v_i,h}^2) \ge 2$;

2) 若*v*_i同时为强可推导结点和依赖于故障的可推导结点.

其中: $p, q = 1, 2, \dots, n_{v_i}^{\text{lab}}, p \neq q, n_{v_i}^{\text{lab}}$ 为结点 v_i 的标识个数, $h = 1, 2, \dots, n_{v_i}^{\text{lab}}(n_{v_i}^{\text{lab}} - 1)/2$, 标识 $S_{v_i,p}$ = { $F_{v_i,p}, Y_{v_i,p}, C_{v_i,p}$ }, $S_{v_i,q} = {F_{v_i,q}, Y_{v_i,q}, C_{v_i,q}}$ 并 运算生成 $S_{v_i,h}^2 = {F_{v_i,h}^2, Y_{v_i,h}^2, C_{v_i,h}^2}$ 的过程为 $F_{v_i,h}^2$ = $F_{v_i,p} \cup F_{v_i,q}, Y_{v_i,h}^2 = Y_{v_i,p} \cup Y_{v_i,q}, C_{v_i,h}^2 = C_{v_i,p} \cup C_{v_i,q}$.

2.1 故障可诊断性判据

定理 1(故障可检测性) 故障 f_i 具有可检测性,当 且仅当至少存在一个解析冗余结点 v_j ,满足 $f_i \in F_{v_j}$. 若对于任意的解析冗余结点 v_j ,满足 $f_i \notin F_{v_j}$,则故障 f_i 不具有可检测性.

证 结点 v_i 的标识 $S_{v_i} = \{F_{v_i}, Y_{v_i}, C_{v_i}\}$ 描述了变 量 v_i 与故障、输出以及等式编号的关系,即 $v_i = \Theta(F_{v_i}, Y_{v_i})$,其中 Θ 表示由 C_{v_i} 包含的所有等式构成 的表达式,给出了根据 F_{v_i} 和 Y_{v_i} 所有元素计算变量 v_i 的过程. 若结点 v_i 为解析冗余结点,并具有多个标识 $S_{v_i,1}, S_{v_i,2}, \dots, S_{v_i,q}$,则满足 $v_i = \Theta_1(F_{v_i,1}, Y_{v_i,1}), v_i$ $= \Theta_2(F_{v_i,2}, Y_{v_i,2}), \dots, v_i = \Theta_g(F_{v_i,g}, Y_{v_i,g}), 其中g为$ 结点 v_i 的标识个数. 在无故障情况下,由于 $F_{v_i,1} = \emptyset$ 和 $F_{v_i,2} = \emptyset$,因此 $v_i = \Theta_1(\emptyset, Y_{v_i,1})$ 和 $v_i = \Theta_2(\emptyset, Y_{v_i,2})$ 可采用消去法得到等式关系 $\Pi_{v_i} = 0$,其中 $\Pi_{v_i} =$ $\Theta_1(\emptyset, Y_{v_i,1}) - \Theta_2(\emptyset, Y_{v_i,2}),$ 当故障 $f_i \in F_{v_i,1}$ 发生时, 该等式关系不再成立,进而检测到故障发生,可以认 为该故障具有可检测性.

对于根据解析冗余结点的标识构建的所有等式关系,如果故障 f_i 满足 $f_i \notin F_{v_j}$,则说明该故障不包含于 任何的等式关系中,换而言之,该故障的影响根本不 能通过这些等式表现出来,所以它不具有可检测性.

证毕.

定理 2(故障可分离性) 集合 $F = \{f_1, f_2, \cdots, f_s\}$ 中的所有故障具有可分离性,若对于任意的两个可检测故障 f_i 和 f_j ,至少存在一个解析冗余结点 v_k ,满足 $\{f_i, f_j\} \cap F_{v_k} \neq \emptyset$ 且 $\{f_i, f_j\} \cap F_{v_k} \neq \{f_i, f_j\}$.

证 根据 $\{f_i, f_j\} \cap F_{v_k} \neq \emptyset$ 和 $\{f_i, f_j\} \cap F_{v_k} \neq$ { f_i, f_j }, 可知{ f_i, f_j } $\cap F_{v_k} = {f_i}$ 或{ f_i, f_j } $\cap F_{v_k}$ $= \{f_i\}.$ 首先假定 $\{f_i, f_i\} \cap F_{v_k} = \{f_i\}$ 进行后续分 析. 由于故障 f_i 和 f_i 都具有可检测性,则分别存在结 点集合 $V^{i} = \{v_{p}^{i}\}_{p=1,2,\cdots,n_{i}}$ 和 $V^{j} = \{v_{q}^{j}\}_{q=1,2,\cdots,n_{j}}$ 满 足 $f_i \in F_{v_n^i}$ 和 $f_j \in F_{v_n^j}$, 当 $V^i = V^j$ 时, 故障 f_i 和 f_j 影响 的等式关系完全相同,则两者不具有可分离性,当 $V^{i} - (V^{i} \cap V^{j}) \neq \emptyset$ of $V^{j} - (V^{i} \cap V^{j}) \neq \emptyset$ 都可能 保证故障具有可分离性. 根据 $\{f_i, f_i\} \cap F_{v_k} = \{f_i\}$ 可知 $v_k \in (V^i - (V^i \cap V^j))$, 进而说明 $V^i - (V^i \cap V^j)$ $\neq \emptyset$,所以故障 f_i 和 f_j 具有可分离性. 当假定{ f_i, f_j } $\cap F_{v_k} = \{f_i\}$ 时,可知 $V^j - (V^i \cap V^j) \neq \emptyset$ 成立,因此 保证故障 f_i 和 f_j 具有可分离性. 每两组故障通过类似 分析即可证明集合 $F = \{f_1, f_2, \cdots, f_s\}$ 中的所有故 证毕. 障具有可分离性.

注2 故障可分离性是一个相对概念,只有针对约定的故障集合谈可分离性才具有实际意义.在深空探测航天器中,故障集合F可根据关注重点的不同,具有不同的含义,例如F为航天器控制系统所有故障,或敏感器所有故障,或执行机构所有故障等.值得一提的是,定理2考虑的所有故障要求必须具备可检测性.

2.2 故障可诊断性评价步骤

根据上述定义和可诊断性判据,给出下列故障可 诊断性评价步骤:

步骤1 针对系统的加权有向图,根据定义4和定 义5,寻找图中所有的强可推导结点、依赖于故障的可 推导结点,并根据相应规则获得这些结点的标识.

步骤2 依据下列规则得到加权有向图中其他结 点的标识:

① 若结点 v_i 的所有前趋结点都具有标识 $S_{p,1}$,

 $\overline{S_{p,2}, \cdots, S_{p,N_{v_i}}, N_{v_i} = N(I(v_i)), \text{则结点}v_i \text{的标识为}}$ $S_{v_i} = \bigcup_{n=1}^{N_{v_i}} S_{p,n} = \{\bigcup_{n=1}^{N_{v_i}} F_{p,n}, \bigcup_{n=1}^{N_{v_i}} Y_{p,n}, \bigcup_{n=1}^{N_{v_i}} C_{p,n}\}. \text{ 若 结}$ $\underline{Av_i 为输出结点, 则其标识为S_{v_i} = \bigcup_{n=1}^{N_{v_i}} S_{p,n} \cup \{0, v_i, 0\}$ $= \{\bigcup_{n=1}^{N_{v_i}} F_{p,n}, \bigcup_{n=1}^{N_{v_i}} Y_{p,n} \cup v_i, \bigcup_{n=1}^{N_{v_i}} C_{p,n}\}.$

② 若结点 v_i 为输出结点,并且 N_{v_i} -1个结点都具 有标识 $S_{p,1}, S_{p,2}, \cdots, S_{p,N_{v_i}-1}$,则剩余结点的标识

$$S_{p,N_{v_i}} \not \supset S_{p,N_{v_i}} = \{ \bigcup_{n=1}^{N_{v_i}-1} F_{p,n}, \bigcup_{n=1}^{N_{v_i}-1} Y_{p,n} \cup v_i, \bigcup_{n=1}^{N_{v_i}-1} C_{p,n} \}.$$

步骤3 根据定义6寻找系统加权有向图中所有 解析冗余结点.

步骤4 基于所有解析冗余结点的标识,依据定 理1和定理2判断故障是否具有可检测性和可分离性.

步骤5 若经过上述步骤判断存在不可分离故障 集合 $F_{uniso} = \{f_{u,1}, f_{u,2}, \dots, f_{u,p}\},$ 则需要依据下列 方法进一步开展分析.

对于故障 $f_{u,i}$,从系统加权有向图中删除 $f_{u,i}$ 所在的等式编号,重复步骤1到步骤4,判断 $F_{uniso}/f_{u,i}$ 包含的所有故障是否具有可检测性.若具有可检测性,则故障 $f_{u,i}$ 具有可分离性;否则,如果 F_{uniso}^{sub} 中所有故障都不具有可检测性($F_{uniso}^{sub} \subseteq (F_{uniso}/f_{u,i})$),则存在不可分离故障集合为 $F_{uniso}^{sub} \cup f_{u,i}$.其中 $F_{uniso}/f_{u,i}$ 表示从 F_{uniso} 中删除故障 $f_{u,i}$ 后剩余故障构成的集合.

对F_{uniso}包含的每个故障重复上述操作,得到最终的不可分离故障集合.

注3 在深空探测航天器故障可诊断性评价过程中,若 考虑的故障幅值远大于噪声幅值时,可以直接采用本文所提 的方法,但当考虑的故障幅值与噪声幅值相近时,则故障的 可检测性转换为故障与噪声的可分离性,而故障的可分离性 则需要将噪声作为故障加入故障集合,利用本文所提方法进 行分析.

2.3 解析冗余关系优选

解析冗余结点的标识除了用于评价可诊断性外, 还可用于生成解析冗余关系,进而实现故障诊断,具 体见定理1的证明过程.根据第2.2节的步骤能够生成 很多解析冗余关系,但由于深空探测航天器资源严重 受限,分配给故障诊断算法的存储空间和计算能力较 少,因此需要对解析冗余关系进行优选,在保证故障 可诊断性不变的情况下得到数量最少的解析冗余关 系,用于进行故障诊断.

依据第2.2节得到的所有解析冗余关系,建立其与 故障的关联矩阵 $H_{m \times n}$,解析冗余关系的优选就是从 矩阵 $H_{m \times n}$ 中选择出较少的行组成子矩阵,既满足与 矩阵 $H_{m \times n}$ 具有相同的可诊断性,又能保证解析冗余 关系的个数最少.而对于 $M_1 = H_{m \times n}^{T}$,上述优化问题 的等价描述是从矩阵*M*₁中选择出最少的列组成子矩 阵,并且满足上述要求.

定义m维二进制矢量 $x = [x_1 \ x_2 \cdots x_m]^T$,其中 x的维数与矩阵 M_1 的列数相同. $x_j (j = 1, 2, \cdots, m)$ 只能取0或1,满足

$$x_j = \begin{cases} 1, \ M_1$$
的第*j*列被选中,
0, 否则. (5)

定义n维的矢量 $b_1 = [1 1 \cdots 1]^T$, b_1 的所有元素 都是1. 故障可检测性条件描述为: 从 M_1 中选择的列 向量构成的子矩阵不存在"全为0的行", 即满足约束 条件

$$M_1 x \ge b_1. \tag{6}$$

定义矩阵 M_2 ,其中 M_2 的行 R_{ij} 是由 M_1 的任意两行 R_i 和 R_j 异或得到的,1表示两行中对应元素不相同,0表示相同.当然, M_2 中需要删除由于模糊组经过异或后所产生的全0行.定义 $b_2 = [1\ 1\ \cdots\ 1]^{\mathrm{T}}$,其中 b_2 的维数与 M_2 的行数相同.故障可分离性条件描述为:从 M_2 中选择的列向量构成的子矩阵不存在"全为0的行",即满足约束条件如下:

$$M_2 x \geqslant b_2. \tag{7}$$

定义增广矩阵
$$M_3 = \begin{bmatrix} M_1 \\ M_2 \end{bmatrix}$$
和 $b_3 = \begin{bmatrix} 1 & 1 & \cdots & 1 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$,

*b*₃的维数与*M*₃的行数相同.不等式(6)和(7)统一为式 (8), 描述了与原矩阵*M*₁具有相同可诊断性的所有可 能子矩阵的集合:

$$M_3 x \geqslant b_3. \tag{8}$$

综上所述,解析冗余关系的优选问题描述为

$$\begin{cases} f(s) = \min(s(x)) = \min(\sum_{i=1}^{m} x_i), \\ \text{s.t. } M_3 x \ge b_3. \end{cases}$$
(9)

其中m表示M₃的列数.

根据上述优化问题获得的二进制*x*,即可得到最终选择的解析冗余关系.

由式(9)可以看出,该问题转化为:在考虑约束条件下的情况下,搜索最小目标函数f(s)的0-1整数优化问题,本文主要采用基于二值粒子群方法的求解算法[²¹].

在利用优选得到的解析冗余关系进行故障诊断的 过程中,以解析冗余关系为行,以部件故障为列,建立 两者的关联矩阵:

$$D_{\text{ARR}} = [d_{i,j}]_{i=1,\cdots,n_{\text{ARR}}; \ j=1,\cdots,n_{\text{component}}}.$$
 (10)

当部件故障j到解析冗余关系i有影响时, $d_{i,j} = 1$, 否则 $d_{i,j} = 0$.

3 深空探测航天器故障可诊断性评价

深空探测航天器故障诊断主要分为部件级诊断、

组件级诊断、子系统级诊断和系统级诊断4个层次,具体含义如下:

1) 部件级故障诊断.

根据自检信息或输出数据判断部件是否发生故障.

2) 组件级故障诊断.

针对同类部件,通过比较测量输出之间的一致性 判断部件是否发生故障,如陀螺组件、控制力矩陀螺 组件等.

3) 子系统级故障诊断.

针对实现相同功能的不同类部件,基于卫星的运动学方程,通过比较测量输出之间的关联关系判断部件是否发生故障,如陀螺与星敏感器构成的测量子系统.

4) 系统级故障诊断.

基于卫星的动力学方程,通过敏感器与执行机构 的联合诊断判断部件是否发生故障.本文提出的可诊 断性评价方法可适用于第2-4层次.针对配置有陀 螺、紫外敏感器和动量轮的典型深空探测航天器,给 出系统级可诊断性评价过程.

考虑陀螺测量模型(gyro model)、紫外敏感器测量 模型(US model)、姿态确定模型(attitude determination model)、控制器模型(controller model)、卫星运 动学方程(kinematics model)、动力学方程(dynamic model)和动量轮模型(WM model),得到下列各公 式^[22-23]:

$$\begin{array}{l} \text{gyro model}: & \begin{cases} C_{1}:g_{1}=\omega_{\mathrm{x}}+f_{1},\\ C_{2}:g_{2}=\omega_{\mathrm{y}}+f_{2},\\ C_{3}:g_{3}=\omega_{\mathrm{z}}+f_{3}; \end{cases} \\ \text{US model}: & \begin{cases} C_{4}:\varphi_{\mathrm{u}}=\varphi+f_{\varphi},\\ C_{5}:\theta_{\mathrm{u}}=\theta+f_{\theta}; \end{cases} \\ \text{attitude detemination model}: \\ & \begin{cases} C_{6}:\dot{\hat{\varphi}}=\omega_{0}\hat{\psi}+g_{1}+K_{\varphi}(\varphi_{\mathrm{u}}-\hat{\varphi}),\\ C_{7}:\dot{\hat{\theta}}=\omega_{0}+g_{2}+K_{\theta}(\theta_{\mathrm{u}}-\hat{\theta}),\\ C_{8}:\dot{\hat{\psi}}=-\omega_{0}\hat{\varphi}+g_{3}+K_{\psi}(\varphi_{\mathrm{u}}-\hat{\varphi}); \end{cases} \\ \text{controller model}: \\ & \begin{cases} C_{9}:u_{\mathrm{x}}=(K_{\mathrm{P},\mathrm{x}}+\frac{K_{\mathrm{I},\mathrm{x}}}{s})\hat{\varphi}+K_{\mathrm{D},\mathrm{x}}g_{1},\\ C_{10}:u_{\mathrm{y}}=(K_{\mathrm{P},\mathrm{y}}+\frac{K_{\mathrm{I},\mathrm{y}}}{s})\hat{\theta}+K_{\mathrm{D},\mathrm{y}}g_{2},\\ C_{11}:u_{\mathrm{z}}=(K_{\mathrm{P},\mathrm{z}}+\frac{K_{\mathrm{I},\mathrm{z}}}{s})\hat{\psi}+K_{\mathrm{D},\mathrm{z}}g_{3}; \end{cases} \\ \text{dynamic model}: \\ & \begin{cases} C_{12}:I_{\mathrm{x}}\dot{\omega}_{\mathrm{x}}+(I_{\mathrm{z}}-I_{\mathrm{y}})\omega_{\mathrm{y}}\omega_{\mathrm{z}}=-\dot{h}_{\mathrm{x}},\\ C_{13}:I_{\mathrm{y}}\dot{\omega}_{\mathrm{y}}+(I_{\mathrm{x}}-I_{\mathrm{z}})\omega_{\mathrm{z}}\omega_{\mathrm{x}}=-\dot{h}_{\mathrm{y}},\\ C_{14}:I_{\mathrm{z}}\dot{\omega}_{\mathrm{z}}+(I_{\mathrm{y}}-I_{\mathrm{x}})\omega_{\mathrm{x}}\omega_{\mathrm{y}}=-\dot{h}_{\mathrm{z}}; \end{cases} \end{cases} \end{array}$$

kinematics model:

$$\begin{cases} C_{15} : \dot{\varphi} = \omega_{\rm x} + \omega_0 \psi, \\ C_{16} : \dot{\theta} = \omega_{\rm y} + \omega_0, \\ C_{17} : \dot{\psi} = \omega_{\rm z} - \omega_0 \varphi; \end{cases}$$

MW model :
$$\begin{cases} C_{18} : J_1 \dot{\varpi}_1 = -u_{\rm x} + f_{\varpi,1}, \\ C_{19} : J_2 \dot{\varpi}_2 = -u_{\rm y} + f_{\varpi,2}, \\ C_{20} : J_3 \dot{\varpi}_3 = -u_{\rm z} + f_{\varpi,3}, \\ C_{21} : h_{\rm x} = J_1 \varpi_1, \\ C_{22} : h_{\rm y} = J_2 \varpi_2, \\ C_{23} : h_{\rm z} = J_3 \varpi_3. \end{cases}$$

其中: g_i 为陀螺输出(i = 1, 2, 3); ω_j 为卫星三轴角速 度(j = x, y, z); φ_u 和 θ_u 为紫外敏感器输出; φ, θ, ψ 为 卫星三轴角度; J_i 为动量轮转动惯量(i = 1, 2, 3); ϖ_i 为动量轮转速(i = 1, 2, 3); u_j 为期望输出力矩(j = x, y, z); h_j 为动量轮角动量(j = x, y, z); ω_0 为轨道角 速度; I_j 为卫星转动惯量(j = x, y, z); ω_0 为轨道角 速度; I_j 为卫星转动惯量(j = x, y, z); f_i 为陀螺故 障(i = 1, 2, 3); f_{φ}, f_{θ} 为紫外敏感器故障; $f_{\varpi,i}$ 为动量 轮故障(i = 1, 2, 3).

深空探测航天器加权有向图如图1所示,根据步骤1得到的强可推导结点包括:

 $\begin{array}{l} g_{1} \colon \{ \varnothing, g_{1}, \varnothing \}, \; g_{2} \colon \{ \varnothing, g_{2}, \varnothing \}, \\ g_{3} \colon \{ \varnothing, g_{3}, \varnothing \}, \; \varphi_{h} \colon \{ \varnothing, \varphi_{h}, \varnothing \}, \\ \theta_{h} \colon \{ \varnothing, \theta_{h}, \varnothing \}, \; \varpi_{1} \colon \{ \varnothing, \varpi_{1}, \varnothing \}, \\ \varpi_{2} \colon \{ \varnothing, \varpi_{2}, \varnothing \}, \; \varpi_{3} \colon \{ \varnothing, \varpi_{3}, \varnothing \}, \\ h_{x} \colon \{ \varnothing, \varpi_{1}, C_{21} \}, \; h_{y} \colon \{ \varnothing, \varpi_{2}, C_{22} \}, \\ h_{z} \colon \{ \varnothing, \varpi_{3}, C_{23} \}. \end{array}$

依赖于故障的可推导结点标识分别为

 $\omega_{\mathbf{x}} \colon \{f_1, g_1, C_1\}, \ \omega_{\mathbf{y}} \colon \{f_2, g_2, C_2\}, \\ \omega_{\mathbf{z}} \colon \{f_3, g_3, C_3\}, \ \varphi \colon \{f_{\omega}, \varphi_{\mathbf{h}}, C_4\},$

 $\theta: \{f_{\theta}, \theta_{\rm h}, C_5\}, u_{\rm x}: \{f_{\varpi,1}, \varpi_1, C_{18}\},\$

 $u_{v}: \{f_{\varpi,2}, \varpi_{2}, C_{19}\}, u_{z}: \{f_{\varpi,3}, \varpi_{3}, C_{20}\}.$

通过步骤2得到的结点标识分别为

$$\begin{split} \varpi_{1} &: (f_{\varpi,1}, u_{x}, C_{6}), (0, h_{x}, C_{9}), \\ \varpi_{2} &: (f_{\varpi,2}, u_{y}, C_{7}), (0, h_{y}, C_{10}), \\ \varpi_{3} &: (f_{\varpi,3}, u_{z}, C_{8}), (0, h_{z}, C_{11}), \\ \omega_{x} &: (f_{1}, g_{1}, C_{1}), (f_{2}f_{3}, g_{2}g_{3}h_{x}, C_{2}C_{3}C_{15}), \\ \omega_{y} &: (f_{2}, g_{2}, C_{2}), (f_{1}f_{3}, g_{1}g_{3}h_{y}, C_{1}C_{3}C_{16}), \\ \omega_{z} &: (f_{3}, g_{3}, C_{3}), (f_{1}f_{2}, g_{1}g_{2}h_{z}, C_{1}C_{2}C_{17}), \\ \varphi &: (f_{\varphi}, \varphi_{h}, C_{4}), (f_{1}f_{3}f_{\varphi}, g_{1}g_{3}\varphi_{h}, C_{1}C_{3}C_{4}C_{12}C_{14}), \\ \theta &: (f_{\theta}, \theta_{h}, C_{5}), (f_{2}, g_{2}, C_{2}), \\ \psi &: (f_{3}f_{\varphi}, g_{3}\varphi_{h}, C_{3}C_{4}C_{14}). \end{split}$$

进而获得的解析冗余结点主要包括 $\varpi_1, \varpi_2, \varpi_3, \omega_x,$

 $\omega_{y}, \omega_{z}, \varphi, \theta$,根据故障可诊断性判据可知,所有故障都 具有可检测性, $f_{2}, f_{\varphi}, f_{\theta}, f_{\varpi,1}, f_{\varpi,2}, f_{\varpi,3}$ 具有可分离

性, 而*f*₁, *f*₃由于影响相同的解析冗余结点, 因此不具有可分离性.



图 1 深空探测航天器加权有向图 Fig. 1 Deep space exploration spacecraft weighted directed graph

4 仿真验证

本节主要利用深空探测航天器的数学仿真验证数据,分析第3节系统级故障可诊断性评价得到并经过 优选后的解析冗余关系能否正确反映故障影响,进而 验证本文所提方法的有效性.

深空探测航天器用于故障诊断的解析冗余关系为

$$\begin{aligned} \text{ARR}_{1} &= h_{\text{x}} + u_{\text{x}} - f_{\varpi,1}, \\ \text{ARR}_{2} &= \dot{h}_{\text{y}} + u_{\text{y}} - f_{\varpi,2}, \\ \text{ARR}_{3} &= \dot{h}_{\text{z}} + u_{\text{z}} - f_{\varpi,3}, \\ \text{ARR}_{4} &= I_{\text{x}}(\dot{g}_{1} - \dot{f}_{1}) + \\ & (I_{\text{z}} - I_{\text{y}})(g_{2} - f_{2})(g_{3} - f_{3}) + \dot{h}_{\text{x}}, \\ \text{ARR}_{5} &= I_{\text{y}}(\dot{g}_{2} - \dot{f}_{2}) + \\ & (I_{\text{x}} - I_{\text{z}})(g_{3} - f_{3})(g_{1} - f_{1}) + \dot{h}_{\text{y}}, \\ \text{ARR}_{6} &= I_{\text{z}}(\dot{g}_{3} - \dot{f}_{3}) + \\ & (I_{\text{y}} - I_{\text{x}})(g_{1} - f_{1})(g_{2} - f_{2}) + \dot{h}_{\text{z}}, \\ \text{ARR}_{7} &= \dot{\varphi}_{\text{h}} - \dot{f}_{\varphi} - g_{1} + \\ & f_{1} - \omega_{0} \int (g_{3} - f_{3} - \omega_{0}\varphi_{\text{h}} + \omega_{0}f_{\varphi}) dt, \\ \text{ARR}_{8} &= \dot{\theta}_{\text{h}} - \dot{f}_{\theta} - g_{2} + f_{2} - \omega_{0}. \end{aligned}$$

$$(11)$$

考虑下列5种故障情况,通过分析各解析冗余关系的变化情况进行故障检测与分离,同时根据诊断结果分析可诊断性评价结果的准确性:

a) Case 1: X轴紫外敏感器发生输出封死故障:

$$\varphi_{\rm u} = \begin{cases} \varphi_{\rm u,normal}, \ t < t_{\rm f}, \\ \varphi_{\rm u,locking}, \ t \ge t_{\rm f}, \end{cases}$$
(12)

其中: $\varphi_{u,normal}$ 表示紫外敏感器正常输出; $\varphi_{u,locking}$ 表 示紫外敏感器输出封死值; t_f 为故障发生时间. 故障发 生后各解析冗余关系输出如图2 所示. 图中横坐标为 仿真时间, 虚线为正常情况下的曲线, 实线为故障情 况下的曲线, 下面各图与此类似.

从图2中可以看出,当X轴紫外敏感器发生输出封 死故障时,ARR7的输出偏离正常值,其他解析冗余关 系没有变化,由此可知该故障具有可检测性.

b) Case 2: Y轴紫外敏感器发生常偏增大故障:

$$\theta_{\rm u} = \begin{cases} \theta_{\rm u,normal}, & t < t_{\rm f}, \\ \theta_{\rm u,normal} + b_{\rm bias}, & t \ge t_{\rm f}, \end{cases}$$
(13)

其中: $\theta_{u,normal}$ 表示紫外敏感器正常输出; b_{bias} 为故障情况下的常值偏差,仿真结果如图3所示.

从图3中可以看出,当Y轴紫外敏感器发生常偏增 大故障 f_{θ} 时,ARR₈的输出偏离正常值,其他解析冗余 关系没有变化,由此可知该故障具有可检测性.

c) Case 3: 陀螺1发生输出饱和故障:

$$y_{1} = \begin{cases} y_{1,\text{normal}}, \ t < t_{\text{f}}, \\ y_{1,\text{max}}, \ t \ge t_{\text{f}}, \end{cases}$$
(14)

其中: $y_{1,normal}$ 是陀螺正常输出; $y_{1,max}$ 为输出饱和值; t_f 为故障发生时间, 仿真结果如图4所示.



图 2 Case 1情况下的解析冗余关系输出







图 4 Case 3情况下的解析冗余关系输出 Fig. 4 Analytic redundancy output in Case 3

(16)

从图4中可以看出,当陀螺1发生输出饱和故障f1 时, ARR₄, ARR₅, ARR₆, ARR₇的输出偏离正常值, 其他解析冗余关系没有变化,由此可知该故障具有可 检测性.

d) Case 4: 陀螺3发生输出饱和故障:

$$y_3 = \begin{cases} y_{3,\text{normal}}, \ t < t_{\text{f}}, \\ y_{3,\text{max}}, \quad t \ge t_{\text{f}}. \end{cases}$$
(15)

仿真结果如图5所示.

0.02

0.00

-0.02 L

0.02

0.00

-0.020

1 ×10⁵

0

-1 ∟ 0

2000

0

-2000 L

角速度 / (rad · s⁻¹)

力矩 / Nm

力矩 / Nm

力矩 / Nm

其他解析冗余关系没有变化,由此可知该故障具有可 检测性. e) Case 5: 动量轮1发生摩擦力矩增大故障: $\begin{cases} J_1 \dot{\varpi}_1 = -u_{\rm x}, & t < t_{\rm f}, \\ J_1 \dot{\varpi}_1 = -u_{\rm x} + T_{\rm f,1}, \ t \geqslant t_{\rm f}, \end{cases}$ 其中T_{f.1}表示动量轮增大的摩擦力矩,仿真结果如图

从图5中可以看出,当陀螺3发生输出饱和故障f3 时, ARR₄, ARR₅, ARR₆, ARR₇的输出偏离正常值,

6所示. ARR, ARR. 0.02 力矩 / Nm 0.00 -0.02 L 1000 2000 1000 2000 t / st / s2 ×10⁵ ARR, ARR, 力矩 / Nm 0 -2Ľ 1000 2000 1000 2000 t/st / sARR, ARR $\times 10^{5}$ 2 力矩 / Nm 0 -2∟ 0 1000 1000 2000 2000 t / st / sARR, ARR 0.1 角速度/(rad・s⁻¹) ĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸĸ 0.0 -0.1 1000 2000 1000 2000 0 t / st / s图 5 Case 4情况下的解析冗余关系输出







Fig. 6 Analytic redundancy output in Case 5

从图6中可以看出,当动量轮1发生摩擦力矩增大 故障 $f_{\varpi,1}$ 时,ARR₁的输出偏离正常值,其他解析冗余 关系没有变化,由此可知该故障具有可检测性.

根据各故障结论得出上述5种故障都具有可检测性,但在Case 3和Case 4中,由于陀螺1和陀螺3发生故障时影响的解析冗余关系都相同(即ARR₄,ARR₅,ARR₆,ARR₇),因此不具有可分离性,这与第3节可诊断性评价结果一致.

5 结论

本文提出了基于图论的解析冗余关系构建方法, 研究了深空探测航天器的故障可诊断性评价技术,同 时考虑航天器资源约束问题,提出了解析冗余关系优 选方法.本文所提方法简单易懂,适用于所有能够建 立加权有向图的系统.作者在研究过程中发现解析冗 余关系对不同的故障具有不同的敏感度,因此后续工 作重点是将解析冗余关系对故障的敏感度引入可诊 断性评价过程中,提高评价结果的精细化程度.

参考文献:

- FONOD R, HENRY D, BORNSCHLEGL E, et al. Thruster fault detection, isolation and accommodation for an autonomous spacecraft. *Proceedings of the 19th IFAC World Congress*. Laxenburg, Austria: IFAC, 2014: 10543 – 10548.
- [2] FONOD R, HENRY D, CHARBONNEL C, et al. A class of nonlin-

ear unknown input observer for fault diagnosis: application to fault tolerant control of an autonomous spacecraft. *UKACC International Conference on Control*. New York, USA: IEEE, 2014: 13 – 18.

- [3] CODETTA-RAITERI D, PORTINALE L. Dynamic Bayesian networks for fault detection, identification, and recovery in autonomous spacecraft. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 2015, 45(1): 13 – 24.
- [4] WANG Dayi, FU Fangzhou, LIU Chengrui, et al. Connotation and research review of diagnosability of control system. *Chinese Journal* of Automation. 2018, 44(9): 1537 – 1553. (王大轶, 符方舟, 刘成瑞, 等. 控制系统可诊断性的内涵与研究综述.
- 自动化学报. 2018, 44(9): 1537 1553.) [5] LIU Wenjing, LIU Chenrui, WANG Nanhua. Progress in fault diagnosability evaluation and design. *Aerospace Control*, 2011, 29(6): 72

- 78. (刘文静,刘成瑞,王南华.故障可诊断性评价与设计研究进展.航天 控制, 2011, 29(6): 72 - 78.)

- [6] IEEE Std 1522. IEEE Trial-Use Standard for Testability and Diagnosability Characteristics and Metrics. NY, USA: IEEE Standareds Press, 2004.
- [7] 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. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics*, 2006, 36(6): 1146 – 1160.
- [8] TRAVEMASSUYES L, ESCOBET T, OLIVE X. Diagnosability analysis based on component-supported analytical redundancy relations. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics*, 2006, 36(6): 1146 – 1160.
- [9] FIJIANY A, VATAN F. A new efficient method for system structural analysis and generating analytical redundancy relations. *Proceedings*

of 2009 IEEE Aerospace Conference. Los Alamitos, CA, USA: IEEE Computer Society, 2009: 3606 – 3617.

- [10] FIJIANY A, VATAN F. A new efficient algorithm for analyzing and optimizing the system of sensors. *The 2006 IEEE Aerospace Conference*. New York, USA: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc, 2006: 1–8.
- [11] FIJIANY A, VATAN F. A new method for sensor placement optimization. Proceedings of the 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2005: 1 – 8.
- [12] FIJIANY A, VATAN F. A novel method for derivation of minimal set of analytical redundancy relations for system diagnosis. *The 2010 IEEE Aerospace Conference*. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2010: 1 – 14.
- [13] LEAL R, AGUILAR J, Travé-Massuyès L, et al. An approach for diagnosability analysis and sensor placement for continuous processes based on evolutionary algorithms and analytical redundancy. *Applied Mathematical Sciences*, 2015, 9(43): 2125 – 2146.
- [14] TERMECHE A, BENAZZOUZ D, BELKACEM O B, et al. Augmented analytical redundancy relations to improve the fault isolation. *Mechatronics*, 2018, 55(11): 129 – 140.
- [15] LOUREIRO R, MERZOUKI R, BELKACEM O B. Bond graph model based on structural diagnosability and recoverability analysis: application to intelligent autonomous vehicles. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 2012, 61(3): 986 – 997.
- [16] YU M, XIAO C, JIANG W, et al. Fault diagnosis for electromechanical system via extended analytical redundancy relations, *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2018, 14(12): 5233 – 5244.
- [17] JHA M A, DAUPHIN-TANGUY G, OULD-BOUAMAM B. Robust fault detection with interval valued uncertainties in bond graph framework. *Control Engineering Practice*, 2018, 71(2): 61 – 78.
- [18] DION J M, COMMAULT C, WOUDE J V D. Generic properties and control of linear structured systems: a survey. *Automatica*, 2003, 39(7): 1125 – 1144.

- [19] COMMAULT C, DION J M. Sensor location for diagnosis in linear systems: a structural analysis. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2007, 52(2): 155 – 169.
- [20] BOUKHOBZA T, HAMELIN F, MARTINES-MARTINEZ S. Brief paper: State and input observability for structured linear systems: A graph-theoretic approach. *IFAC Proceedings Volumes*, 2007, 43(7): 1204 – 1210.
- [21] WANG S, WATADA J. A hybrid BPSO approach for fuzzy facility location problems with Var. Fourth International Conference on Genetic and Evolutionary Computing. Los Alamitos, CA, USA: IEEE Computer Society, 2010: 43 – 46.
- [22] YU P. A design of reconfigurable satellite control system with reaction wheels based on error quaternion model. *International Conference on Internet Computing and Information Services*. Los Alamitos, CA, USA: IEEE Computer Society, 2011: 215 – 218.
- [23] WANG X, MA L. Fault detection and isolation for gyro and infrared earth sensor based on observer and filter. *The 3rd International Symposium on Systems and Control in Aeronautics and Astronautics*. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2010: 1187 – 1191.

作者简介:

刘文静 博士,高级工程师,目前研究方向为故障诊断与容错控制、卫星控制系统的可诊断性评价与设计,E-mail: lwjingbice@163.

com;

李文博 博士,高级工程师,目前研究方向为故障诊断与容错控制、卫星控制系统的可诊断性评价与设计,E-mail: liwenbo_bice@163. com;

张秀云 博士,目前研究方向为故障诊断与容错控制、大型复杂 航天器控制,E-mail: zxy_11@tju.edu.cn;

刘成瑞 博士,研究员,目前研究方向为卫星控制系统的故障诊断 与容错控制、卫星控制系统的可诊断性评价与设计, E-mail: liuchengrui @gmail.com.