

面向稳定目标的深空探测器可重构性评价与自主重构设计

徐赫屿¹, 王大轶^{2†}, 李文博¹, 刘成瑞¹, 张科备¹

(1. 北京控制工程研究所, 北京 100190; 2. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100194)

摘要: 针对现有研究中缺乏指标指导深空探测器控制系统重构策略设计的量化指标的问题, 本文研究了在资源受限且不可维修的条件下, 面向稳定目标的深空探测器可重构性评价和自主重构设计问题。本文将在地面设计阶段考虑深空探测器控制系统的可重构性, 并基于可重构性评价指标指导系统的自主重构控制方法, 从设计角度提高深空探测器控制系统运行质量。首先通过左右互质分解的技术手段, 基于稳定性目标, 定量地给出了系统可重构性指标, 描述并评价了深空探测器控制系统的重构能力; 然后基于所得指标, 为控制系统重构设计提供理论参考依据; 最后通过数值仿真证明了该方法的有效性和正确性。

关键词: 深空探测; 互质分解; 可重构性评价方法; 自主重构设计; 稳定性; 故障

引用格式: 徐赫屿, 王大轶, 李文博, 等. 面向稳定目标的深空探测器可重构性评价与自主重构设计. 控制理论与应用, 2019, 36(12): 2100–2107

DOI: 10.7641/CTA.2019.90520

Reconfigurability evaluation and autonomous reconfiguration design for deep space exploration spacecraft for stabilization targets

XU He-yu¹, WANG Da-yi^{2†}, LI Wen-bo¹, LIU Cheng-rui¹, ZHANG Ke-bei¹

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;

2. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100194, China)

Abstract: In view of the lack of quantitative indexes to guide the design of reconfiguration strategy of deep-space detector control system in existing researches, this paper studies the reconfigurability evaluation and autonomous reconfiguration design of deep-space detector oriented to stable targets under the condition of limited resources and unmaintainable. This paper will consider the reconfigurability of the deep space detector control system during the ground design phase. Guiding the system's autonomous reconfiguration strategy based on the reconfigurability evaluation index and improving the operation quality of the deep space detector control system from the design perspective. Firstly, the reconfigurability evaluation index is given quantitatively by means of left and right coprime decomposition based on the stability objective, and the control system's reconfiguration ability of deep space detector is described and evaluated. Then, based on the obtained indexes, the paper provides a theoretical reference for the design of spacecraft control system. Finally, the effectiveness and correctness of the method are demonstrated by the simulation example.

Key words: deep space exploration; coprime decomposition; reconfigurability evaluation method; autonomous reconfiguration design; stability; fault

Citation: XU Heyu, WANG Dayi, LI Wenbo, et al. Reconfigurability evaluation and autonomous reconfiguration design for deep space exploration spacecraft for stabilization targets. *Control Theory & Applications*, 2019, 36(12): 2100–2107

1 引言

随着人类社会的发展和探索太空能力的不断增强, 深空探测逐步成为世界各国航天领域的研究热点。进入21世纪以来, 美国、俄罗斯和欧空局分别制定了宏伟的深空探测规划^[1]。由于深空探测器飞行距离远,

时间长, 仅依靠地面测控的导航与控制方法, 难以满足深空探测对高精度导航与控制的需求。为了保证深空探测任务成功实施, 深空探测自主运行受到了人们的关注, 成为新一代深空探测器的发展趋势^[2]。要实现自主运行, 深空探测器需要具备自主故障诊断重构

收稿日期: 2019-07-03; 录用日期: 2019-12-04。

[†]通信作者。E-mail: dayiwang@163.com。

本文责任编辑: 宗群。

国家杰出青年科学基金项目(61525301), 国家自然科学基金项目(61690215, 61640304, 61573060, 61203093)资助。

Supported by the National Natural Science Funds for Distinguished Young Scholar of China (61525301) and the National Natural Science Foundations of China (61690215, 61640304, 61573060, 61203093).

的能力^[3-4]. 因此, 有必要在资源受限且不可维修的条件下, 发展深空探测器自主故障重构技术, 通过对可重构性评价与重构策略设计的研究, 从根本上提高深空探测器的重构能力.

深空探测器控制系统提升自主故障处理的重要前提是系统具有可重构性. 可重构性的定义为: 在资源配置与运行条件一定的情况下, 保证安全时间内, 控制系统通过自主改变空间构型、控制算法等方式, 克服故障, 恢复全部或部分功能的能力^[4]. 控制系统重构领域主要研究可重构性评价方法和重构策略这两方面内容.

可重构性评价方法方面, Moore 等人最早利用线性定常系统的能控性格兰姆矩阵, 研究了系统基于能控性的可重构性评价方法^[5]; 文献[6]基于特征系统实现算法, 针对二阶系统提出了一种控制系统可重构性指标, 表征系统的重构能力; 除此以外, 还有研究通过结构分解和功能分析的方法, 从组件角度分析评价了系统的可重构性^[7]; 考虑到深空探测器的星上资源有限这类受能耗约束影响的控制系统, 文献[8-9]中给出了基于能量限制的可重构性指标; 文献[10-11]提出了非线性系统稳定核表示和稳定像表示的概念, 并基于此提出了基于系统观测器的可诊断性评价方法. 目前为止, 已有可重构性评价问题多基于系统能控性角度展开调研, 事实上, 稳定性是保证深空探测器安全运行的必要条件, 因此分析评价系统重构能力时, 需要考虑系统稳定性的影响. 同时, 系统可重构性水平作为系统故障诊断与处理能力的先天因素, 它的提高是从设计角度增强深空探测器控制系统运行质量的核心, 所以有必要研究基于稳定目标的可重构性评价方法.

重构策略方面, 神经网络控制^[12]能够快速并行运算, 因此具有十分强大的容错和自适应学习的能力, 从而能够处理系统的非线性和不确定性问题, 但当环境发生变化时, 需要重新训练网络, 难以直接应用于深空探测器这种资源严重受限的控制系统. 因此, 基于算子理论的互质分解方法被广泛用于控制系统的分析和设计, 其中, Youla 参数化控制器结构受到了很多关注^[13-15]. 例如文献[16]中提出了一种称为广义内部模型控制的重构架构, 它可以同时保证系统性能和鲁棒性. 随后, Ding 等人^[17]提出了扩展的内部模型控制结构, 通过扩展的内部模型控制结构, 在文献[18-19]中实现了基于观测器的诊断数据驱动. 此外, 还有文献研究了存在噪声、建模不确定性和故障重构延时的情况下, 考虑决策误差和执行器饱和的重构策略理论研究^[20-21]; 然而, 上述重构方法是否有效并没有给出具体量化的指标和检验方法.

综上所述, 现有研究中, 主要存在以下不足: 1) 尚未形成基于稳定目标的可重构性评价准则; 2) 缺乏指

导深空探测器控制系统重构策略设计的量化指标. 鉴于此, 本文将通过研究基于稳定性的可重构性评价方法, 挖掘系统重构能力, 并利用可重构性指标指导系统重构设计, 从而实现深空探测器自主运行. 首先, 通过互质分解的技术手段, 基于稳定目标, 定量地描述系统基于稳定性的重构能力, 证明并给出了基于稳定性的可重构性评价方法; 然后根据所得结论为深空探测器控制系统的重构策略综合设计提供理论参考依据, 并判断哪些故障可以通过所设计的控制器恢复系统既定性能; 最后通过仿真验证该方法的正确性和有效性.

2 模型的建立

考虑如下深空探测器动力学方程^[22]:

$$J\dot{\omega}_i + \omega_i^\times (J\omega_i + h_\omega) = M_c + M_d, \quad (1)$$

其中: J 为深空探测器的惯量矩阵; $\omega_i = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 为深空探测器相对于惯性空间的角速度在深空探测器坐标系中的投影矢量; h_ω 为角动量; M_c 为控制力矩; M_d 为所有干扰力矩总和; ω_i^\times 为

$$\omega_i^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

3-1-2 转序下由欧拉角 $[\phi \ \theta \ \psi]$ 描述的运动学方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos \varphi} \begin{bmatrix} (\omega_x \cos \theta + \omega_y \sin \theta) \cos \varphi \\ \omega_y \cos \varphi + (\omega_x \sin \theta - \omega_z \cos \theta) \\ \omega_z \cos \theta - \omega_x \sin \theta \end{bmatrix}, \quad (3)$$

其中: $\omega = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$ 为深空探测器姿态相对轨道坐标系的转动角速度在星体坐标系下的投影; ω 与 ω_i 满足

$$\omega = \omega_i - C_{ob}\omega_0. \quad (4)$$

C_{ob} 为轨道坐标系到深空探测器坐标系的转换矩阵; $\omega_0 = [0 \ \omega_0 \ 0]^T$ 为轨道角速度.

令 $x(t) = [\varphi \ \theta \ \psi \ \dot{\varphi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$ 为状态变量, 则该控制系统的状态空间形式为

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t), \\ y = Cx(t) + Du(t), \end{cases} \quad (5)$$

其中: 矩阵 A 为系统矩阵; 矩阵 B 为系统输入矩阵; 矩阵 C 为系统输出矩阵; 矩阵 D 为系统传输矩阵; $u(t)$ 为控制输入向量; $y(t)$ 为测量输出向量.

本文将基于以上模型进行面向深空探测器控制系统稳定性的可重构性评价方法和重构策略的研究.

3 面向稳定目标的深空探测器控制系统可重构性评价方法

本节将通过互质分解的技术手段定量地给出深空探测器控制系统面向稳定性的可重构性指标, 该指标

不仅描述了系统重构能力的大小,后续还将对系统的重构策略综合设计进行指导,揭示系统可重构性评价与重构策略综合设计的内在联系并加以应用,实现深空探测器控制系统故障处理前移的目标.

为了便于后续表达,本文将式(5)所示系统用符号 G 描述,其互质分解形式为

$$G = \tilde{M}^{-1}\tilde{N} = NM^{-1}, \quad (6)$$

其中 $\{\tilde{N}, \tilde{M}\}, \{M, N\}$ 为左右互质分解因子. 标称系统(无故障)控制器 K_0 的互质分解形式为

$$K_0 = UV^{-1} = \tilde{V}^{-1}\tilde{M}, \quad (7)$$

其中 $\{\tilde{V}, \tilde{U}\}, \{U, V\}$ 为控制器 K_0 左右互质分解因子.

故障发生后,系统传递函数为 G_f ,可表示为

$$\begin{aligned} G_f &= (\tilde{M} + \tilde{M}_f)^{-1}(\tilde{N} + \tilde{N}_f) = \\ &= (N + N_f)(M + M_f)^{-1}, \end{aligned} \quad (8)$$

其中 $\{\tilde{N}_f, \tilde{M}_f\}, \{M_f, N_f\}$ 代表故障产生的互质因子.

针对式(8)所描述故障后的深空探测器姿态控制系统的传递函数,文献[17]通过引理1给出了控制对象所允许的最大故障范围.

引理1 设故障系统传递函数 G_f 如式(8)所示,当控制器已知时,可以求出控制对象所允许的最大故障范围为

$$\Delta = \frac{1}{\|G_f\|_\infty}. \quad (9)$$

由引理1知,这种方法要求故障系统的传递函数 G_f 与标称系统的传递函数 G 具有相同闭右半平面的极点个数,因此,需要故障模型的传递函数具有稳定性.但是在实际深空探测器控制系统中该条件很难满足,于是本文将考虑用互质分解的方法突破上述局限性.

3.1 基于互质分解的可重构性评价方法

为了突破引理1中要求故障模型具有稳定性的局限性,本节利用互质分解的技术手段,通过定理1所示方法定量地描述系统可重构性.

定理1 针对深空探测器控制系统,其最小实现如式(5)所示,则该系统基于稳定性的系统可重构性指标为

$$\delta = (\left\| \begin{bmatrix} I \\ K \end{bmatrix} (I + GK)^{-1} \tilde{M}^{-1} \right\|_\infty)^{-1}. \quad (10)$$

证 由系统稳定的等价条件^[17]知 G_f 稳定当且仅当下式成立:

$$((\tilde{N} + \tilde{N}_f)U + (\tilde{M} + \tilde{M}_f)V)^{-1} \in RH_\infty. \quad (11)$$

由于控制器可使原标称系统稳定,从而有

$$(\tilde{N}U + \tilde{M}V)^{-1} \in RH_\infty. \quad (12)$$

式(12)成立当且仅当

$$(I + (\tilde{N}_fU + \tilde{M}_fV)(\tilde{N}U + \tilde{M}V))^{-1} \in RH_\infty. \quad (13)$$

由小增益定理可知,当故障值小于可重构指标时,即

$$\|\tilde{M}_f\tilde{N}_f\|_\infty < \delta \quad (14)$$

时,有

$$\begin{aligned} &\left(\left\| \begin{bmatrix} U \\ V \end{bmatrix} (\tilde{N}U + \tilde{M}V)^{-1} \right\|_\infty \right)^{-1} = \\ &\left(\left\| \begin{bmatrix} I \\ K \end{bmatrix} (I + GK)^{-1} \tilde{M}^{-1} \right\|_\infty \right)^{-1} = \\ &\delta. \end{aligned} \quad (15)$$

该定理给出了系统基于稳定性的可重构性评价指标,定量地描述了系统面向稳定性的重构能力.同时,定理1突破了引理1中要求故障模型的传递函数必须具有稳定性的限制,扩大了该方法的应用范围.

3.2 基于欧拉参数化互质分解的可重构性评价方法

定理1给出了面向稳定目标的深空探测器可重构性指标,但只根据该指标无法明确、有效地指导系统重构策略设计.鉴于此,为了给设计人员一个明确的指标指导重构设计,现将控制器欧拉参数化,并进行互质分解,结果如式(16)所示:

$$\begin{aligned} K &= (\tilde{V} + Q\tilde{N})^{-1}(\tilde{U} + Q\tilde{M}) = \\ &= (U + MQ)(V + NQ)^{-1}, \end{aligned} \quad (16)$$

其中矩阵 $Q \in RH_\infty$ 是稳定的传递函数矩阵,也称为欧拉参数矩阵.

将控制器在互质分解的基础上进行欧拉参数化,其意义在于,可重构性指标不仅描述了系统重构能力的大小,还为进一步重构控制策略的综合设计提供了明确、有效的指导意义:即通过所得可重构性指标,只需要根据可重构性指标调整控制器中的欧拉参数矩阵 $Q \in RH_\infty$ 即可.可重构性指标的具体表达式由推论1给出.

推论1 针对具有故障的深空探测器控制系统,控制器的欧拉参数化形式进行互质分解如式(16)所示,则基于稳定性的系统可重构性指标为

$$\delta = (\left\| \begin{bmatrix} V \\ U \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} Q \right\|_\infty)^{-1}. \quad (17)$$

证 由式(16)可得

$$\begin{aligned} I + GK &= \\ &= \tilde{M}^{-1}\tilde{M}(V + NQ)(V + NQ)^{-1} + \\ &= \tilde{M}^{-1}\tilde{N}(U + MQ)(V + NQ)^{-1} = \\ &= \tilde{M}^{-1}(\tilde{M}(V + NQ) + \tilde{N}(U + MQ))(V + NQ)^{-1} = \\ &= \tilde{M}^{-1}(\tilde{M}V + \tilde{M}NQ + \tilde{N}U + \tilde{N}MQ)(V + NQ)^{-1}. \end{aligned} \quad (18)$$

因为

$$\tilde{M}V + \tilde{N}U = I, \quad \tilde{N}M - \tilde{M}N = 0, \quad (19)$$

所以有

$$(I + GK)^{-1} = (V + NQ)\tilde{M}. \quad (20)$$

由定理1可知

$$\begin{aligned} \delta^{-1} &= \inf_K \left\| \begin{bmatrix} I \\ K \end{bmatrix} (I + GK)^{-1} \tilde{M}^{-1} \right\|_\infty = \\ &\quad \inf_Q \left\| \begin{bmatrix} I \\ (U + MQ)(V + NQ)^{-1} \end{bmatrix} \times \right. \\ &\quad \left. (V + NQ)\tilde{M}\tilde{M}^{-1} \right\|_\infty = \\ &\quad \inf_Q \left\| \begin{bmatrix} V + NQ \\ U + MQ \end{bmatrix} \right\|_\infty = \\ &\quad \inf_Q \left\| \begin{bmatrix} V \\ U \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} Q \right\|_\infty. \end{aligned} \quad (21)$$

证毕.

由于 $\{U, V\}$ 为标称控制器 K_0 的左右互质分解因子, $\{M, N\}$ 为标称系统 G 的左右互质分解因子, 均为已知, 从而可以通过调整可重构性指标 δ 指导欧拉参数 Q 的设计, 从而给出重构控制器 K .

推论1给出了求解系统基于稳定性的可重构性指标, 该指标不仅描述了系统重构能力的大小, 同时对进一步指导深空探测器控制系统重构策略的综合设计起到了至关重要的作用.

4 面向稳定目标的深空探测器控制系统重构策略设计

在设计重构策略时, 需要通过上述面向稳定目标的深空探测器控制系统可重构指标, 评价系统本身的重构能力的大小, 为设计自主重构策略提供重要的理论依据, 并通过求解最大重构边界挖掘控制系统的重构能力, 从而从设计角度提高系统自主故障处理的水平. 此外, 控制系统的重构实际上是系统重构控制器在线重新设计的过程, 在设计过程中, 需要知道在哪些故障情况或哪些部件失效的情况下能够通过重构达到恢复系统原功能或部分功能的目的. 因此, 本节将分别针对以上两部分内容给出具体指导方法.

为了充分挖掘系统重构能力并给设计人员求解重构控制器一个明确的指标, 需要找出可重构性指标的一个最大边界. 具体形式如推论2所述.

推论 2 针对如式(8)所示具有故障的深空探测器控制系统, 控制器的欧拉参数化形式进行互质分解如式(16)所示, 该系统最大重构边界为

$$\delta_{\max} = \sqrt{1 - \|[\tilde{N} \quad \tilde{M}]\|_{\text{H}}^2}. \quad (22)$$

证 为了得到深空探测器控制系统可重构性指标

的最大边界, 只需对式(10)求上确界即可, 即^[23]

$$\begin{aligned} \inf_K \left\| \begin{bmatrix} I \\ K \end{bmatrix} (I + GK)^{-1} \tilde{M}^{-1} \right\|_\infty = \\ (1 - \|[\tilde{N} \quad \tilde{M}]\|_{\text{H}}^2)^{-\frac{1}{2}}, \end{aligned} \quad (23)$$

从而有

$$\begin{aligned} \delta_{\max} &= \sup_K (\left\| \begin{bmatrix} I \\ K \end{bmatrix} (I + GK)^{-1} \tilde{M}^{-1} \right\|_\infty)^{-1} = \\ &\quad \inf_K \left\| \begin{bmatrix} I \\ K \end{bmatrix} (I + GK)^{-1} \tilde{M}^{-1} \right\|_\infty = \\ &\quad \sqrt{1 - \|[\tilde{N} \quad \tilde{M}]\|_{\text{H}}^2}. \end{aligned} \quad (24)$$

证毕.

注意到, 最大可重构边界 δ_{\max} 的表达式只含有系统信息, 不含有控制器 K (或欧拉参数矩阵 Q)的信息. 这里的最大重构边界是指在控制器未知的情况下, 能使故障系统保持稳定目标的可重构性时, 对重构控制器所要求的范围. 这个范围的确定使求控制器有了一个明确的指标. 由于 δ_{\max} 的求解不需要已知控制器, 所以可以做到在设计阶段考虑系统的可重构性, 并基于此给出合适的重构策略.

综上所述, 定理1及推论1给出可重构性指标 δ , 推论2给出最大可重构性指标边界 δ_{\max} , 本节完成了通过基于稳定性可重构性评价指标对重构策略进行指导的任务, 具体步骤为

步骤 1 通过式(22)计算最大可重构性指标边界 δ_{\max} ;

步骤 2 设计重构控制器 K :

给定标称(无故障)深空探测器控制系统的控制器 K_0 , 设计欧拉参数矩阵 Q , 使得下式成立:

$$\|K_0 + GQ\|_\infty < \frac{1}{\delta}. \quad (25)$$

当系统中发生故障时, 将通过上述可重构性评价结果来进行重构设计. 重构控制器参数 Q 以确保闭环稳定性. 通过将Youla参数从 Q 切换到 Q_f 来实现重构控制器的设计. Q_f 的设计亦为 H_∞ 优化问题. 设计 Q_f , 满足

$$\|K + G_f Q_f\|_\infty < \frac{1}{\delta_{\max}}, \quad (26)$$

其中 δ_{\max} 为推论1所得最大重构边界;

步骤 3 计算针对该控制器的可重构性指标 δ , 该指标描述了系统基于稳定性的重构能力的大小, 并判断:

1) 若 $\delta < \delta_{\max}$, 则该重构控制器可以使故障系统在一定故障范围内恢复全部或部分性能, 进行步骤4;

2) 若 $\delta \geq \delta_{\max}$, 则该重构控制器不在最大重构边界内, 需要重新设计控制器, 进行步骤2;

步骤4 计算故障值

$$\Delta_f = \|\tilde{N}_f \tilde{M}_f\|_\infty; \quad (27)$$

步骤5 发生故障后, 利用步骤4所得系统故障值 Δ_f 判断:

- 1) 若故障值 $\Delta_f < \delta$, 该故障可以通过重构控制器保持系统原有性能;
- 2) 若故障值 $\Delta_f \geq \delta$, 则该故障无法重构.

其流程可总结为如图1所示.

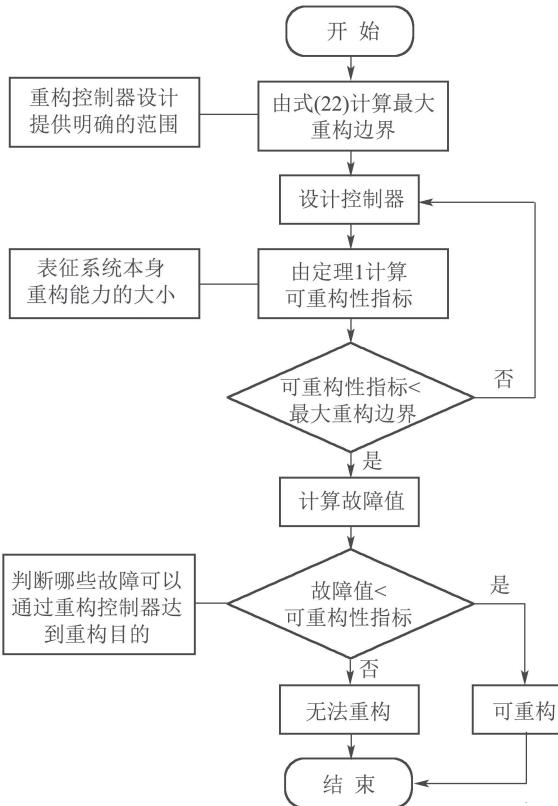


图1 可重构性指标指导重构策略流程

Fig. 1 Flow chart of reconfigurability index guiding reconfiguration strategy

以上给出了求解最大可重构性指标边界的方法, 该方法旨在完成: 在设计阶段, 对系统可重构性进行评价并挖掘系统重构能力, 同时给设计人员一个明确的指标, 指导自主重构策略的设计, 从而提升深空探测器在轨故障处理的能力以及自主重构控制的能力.

5 数值仿真

本小节将针对深空探测器控制系统两种不同的工况, 分别给出系统可重构性指标, 并基于此, 按照图1所示步骤给出相应的重构策略. 进一步地, 当所设计控制器无法满足系统重构需求时, 通过可重构性指标充分挖掘系统重构能力, 重构控制器, 使得系统恢复原有性能, 达到重构目标.

5.1 仿真条件

具体被控对象数学模型的状态空间形式如式(5)所

示, 其具体参数为

$$A = \begin{bmatrix} -161 & -102 & -15 & -23 & -2 & -14 \\ 128 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 16 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 32 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 4 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 8 & 0 \end{bmatrix}, \quad (28)$$

$$B = [16 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T, \quad (29)$$

$$C = [0.03 \ 6.27 \ 0.58 \ 1.46 \ 0.13 \ 0.88], \quad (30)$$

$$D = 0. \quad (31)$$

首先将上述模型转换为传递函数形式并通过式(22)计算系统最大可重构性指标边界为 $\delta_{\max}=0.8571$, 该指标使得后续重构控制器的设计有了一个明确的范围.

然后设计PID重构控制器, 其传递函数形式可写作

$$K_1 = \frac{3s^2 + 0.55s + 0.05}{s^2 + s}. \quad (32)$$

此时, 系统仍然正常运行, 其阶跃响应如图2所示.

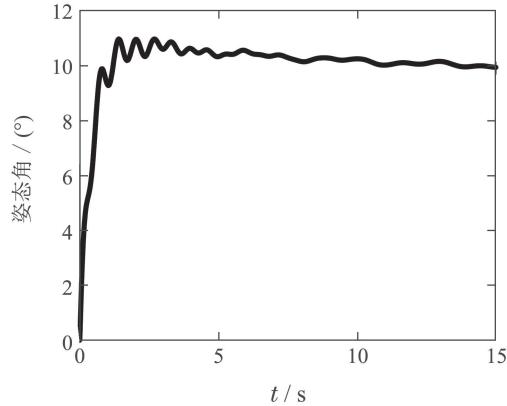


图2 无故障时系统单位阶跃响应

Fig. 2 System unit step response without fault

进一步的, 由定理1计算针对该控制器的可重构性指标为

$$\delta = 0.5895 < \delta_{\max}. \quad (33)$$

该指标描述了系统的重构能力, 还可以看出, 此时系统可重构性指标在最大重构边界之内, 由定理1及推论1, 2可知, 所设计重构控制器能够使系统在一部分故障情况下仍保持全部或部分性能.

5.2 仿真工况1

假设执行器出现故障, 则故障后的控制矩阵可描述为

$$B_f = [8 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T. \quad (34)$$

此时, 系统将不具有稳定性, 故障后系统单位阶跃响应如图3所示.

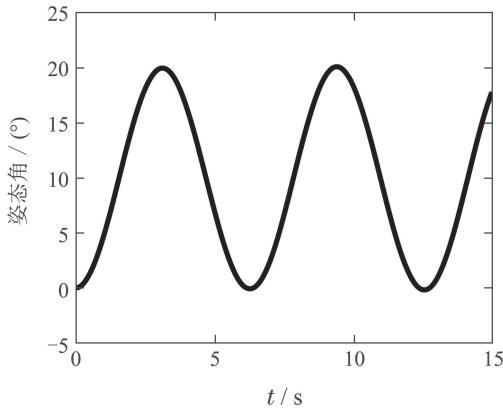


图 3 故障后系统单位阶跃响应

Fig. 3 System unit step response with fault

分别将标称系统和故障后的系统互质分解为

$$G = \tilde{M}^{-1}\tilde{N}, G_f = (\tilde{M} + \tilde{M}_f)^{-1}(\tilde{N} + \tilde{N}_f)$$

的形式, 并将互质因子分别做差. 可得故障值为

$$\Delta_{f1} = \|[\tilde{N}_{f1} \quad \tilde{M}_{f1}]\|_\infty = 0.3686 < \delta = 0.5895. \quad (35)$$

由定理1及其推论可知, 这说明重构控制器仍能使故障系统具有稳定性. 仿真结果也验证了控制器 K_1 确实可以通过该重构控制器使故障系统达到恢复其稳定性的重构目标, 仿真结果如图4所示.

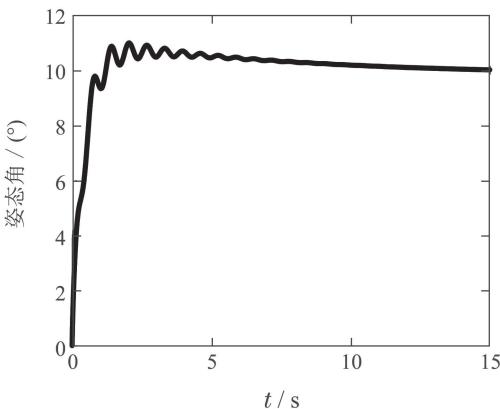


图 4 故障值小于可重构性指标时系统单位阶跃响应

Fig. 4 System unit step response when the value of fault less than configurability index

更换执行器故障模式,

$$B'_f = [16 \ 0 \ 0 \ 16 \ 0 \ 0]^T. \quad (36)$$

类似地, 计算故障值:

$$\Delta'_{f1} = 0.8007 > \delta = 0.5895. \quad (37)$$

由定理1及其推论可知, 这说明重构控制器不能使故障系统具有稳定性. 仿真结果也验证了控制器 K_1 无法使故障系统达到恢复其稳定性的重构目标, 仿真结果如图5所示.

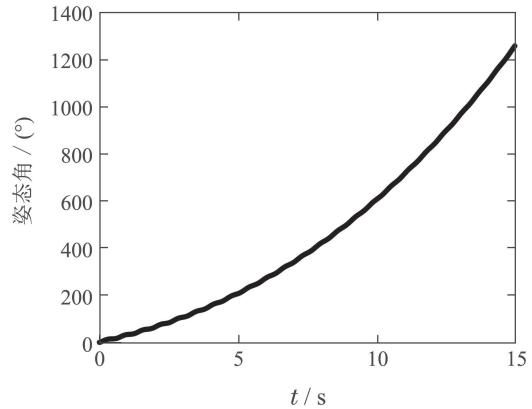


图 5 故障值大于可重构性指标时系统单位阶跃响应

Fig. 5 System unit step response when the value of fault more than configurability index

5.3 仿真工况2

不妨假设观测器出现故障, 则故障后的观测矩阵可描述为

$$C_f = [6.24 \ 0.13 \ 1.49 \ 0.04 \ 0.47 \ 0.01]. \quad (38)$$

此时, 该故障对应的故障值为

$$\Delta_{f2} = 0.3689 < \delta = 0.5895.$$

由定理1及其推论可知, 这说明重构控制器仍能使故障系统具有稳定性. 仿真结果也验证了控制器 K_1 确实可以通过该重构控制器使故障系统达到恢复其稳定性的重构目标, 仿真结果如图6所示.

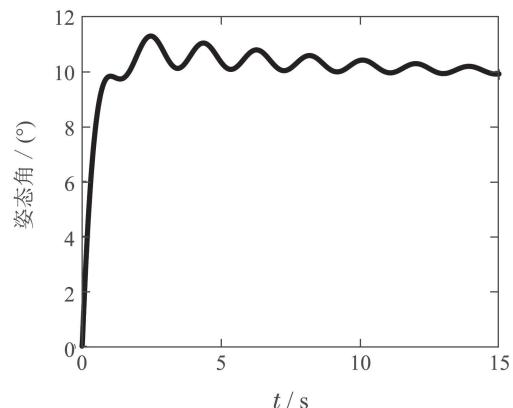


图 6 故障值小于可重构性指标时系统单位阶跃响应

Fig. 6 System unit step response when the value of fault less than configurability index

更换观测器故障模式为

$$C'_f = [0.05 \ 12.55 \ 0.43 \ 2.35 \ 0.15 \ 0.02]. \quad (39)$$

按照上述方法, 可得到故障值

$$\Delta'_{f2} = \|[\tilde{N}_{f2} \quad \tilde{M}_{f2}]\|_\infty = 0.5996 > \delta = 0.5895. \quad (40)$$

由定理1及其推论可知, 该故障无法通过重构恢复原有性能. 仿真结果也验证了控制器 K_1 确实无法通过

该重构控制器使故障系统达到恢复其稳定性的重构目标, 仿真结果如图7所示。

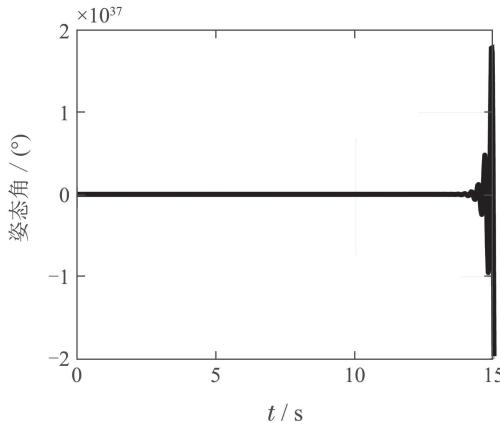


图7 故障值大于可重构性指标的系统单位阶跃响应

Fig. 7 System unit step response when the value of fault greater than configurability index

此时, 重新设计PID控制器 K_2 为

$$K_2 = \frac{7.5s^2 + 5.05s + 0.05}{s^2 + s}. \quad (41)$$

由定理1可计算针对控制器 K_2 , 系统可重构性指标为 $\tilde{\delta} = 0.6277$. 此时有

$$\delta < \Delta'_{f2} < \tilde{\delta} < \delta_{\max}. \quad (42)$$

由于可重构性指标描述了系统的重构能力, 该指标越大, 则说明系统具备较强的重构能力, $\delta < \tilde{\delta}$ 说明控制器 K_2 更能充分挖掘并发挥系统本身的重构能力; 又由 $\tilde{\delta} < \delta_{\max}$ 可知, 该重构控制器在最大重构边界范围内, 满足重构条件; 同时, 由 $\Delta_{f2} < \tilde{\delta}$ 可知, 控制器 K_2 能够使原来无法重构的故障系统恢复原有稳定性。由仿真结果图8可知, 针对故障情况2, 控制器 K_2 能够系统恢复稳定性达到重构目标, 验证了上述分析的正确性。

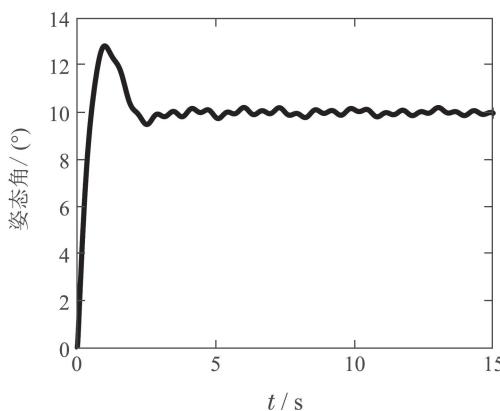


图8 控制器 K_2 进行重构时系统单位阶跃响应

Fig. 8 System unit step response with controller K_2

仿真分别针对执行器故障和观测器故障这两种情况, 利用定理1及其推论定量地描述了系统重构能力

并给出最大可重构性边界, 并基于此设计重构策略, 判断哪些故障可以重构, 哪些不可以, 当故障无法重构时, 利用可重构性指标重新设计重构控制器, 充分发挥系统的重构能力。

6 结论

本文根据深空探测器控制系统实现自主运行及自主故障处理的需求, 开展了控制系统可重构性评价和自主重构方法的研究, 提升了深空探测器在轨故障应对能力及自主重构的能力, 取得了如下结论:

- 1) 定量地给出了深空探测器控制系统面向稳定目标的可重构性评价指标, 该指标不仅可以量化描述系统重构能力的大小, 还可以用于指导重构策略的设计;
- 2) 给出了指导深空探测器控制系统重构策略设计的量化指标和具体方法. 该方法可以判断哪些故障无法通过重构达到重构目标; 当系统无法重构时, 通过可重构性指标挖掘并提高系统的重构能力, 从设计角度提高系统可重构性, 从而达到自主重构的目标.

参考文献:

- [1] LI Junfeng, CUI Wen, BAO Yinxie. A survey of autonomous for deep space exploration. *Mechanics and Practice*, 2016, 34(2): 1–9. (李俊峰, 崔文, 宝音贺西. 深空探测自主导航技术综述. 力学与实践, 2016, 34(2): 1–9.)
- [2] WANG Dayi, MENG Linzhi, YE Peijian, et al. Research of autonomous operation technology for deep space probe. *Spacecraft Engineering*, 2018, 27(6): 1–10. (王大轶, 孟林智, 叶培建, 等. 深空探测器的自主运行技术研究. 航天器工程, 2018, 27(6): 1–10.)
- [3] YIN S, XIAO B, DING S X, et al. A review on recent development of spacecraft attitude fault tolerant control system. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2016, 63(5): 3311–3320.
- [4] WANG Dayi, TU Yuanyuan, LIU Chengrui, et al. Connotation and research of reconfigurability for spacecraft control systems: A review. *Journal of Automation*, 2017, 43(10): 1687–1702. (王大轶, 屠园园, 刘成瑞, 等. 航天器控制系统可重构性的内涵与研究综述. 自动化学报, 2017, 43(10): 1687–1702.)
- [5] MOORE B C. Principal component analysis in linear systems: Controllability, observability, and model reduction. *IEEE Transaction on Automatic Control*, 1981, 26(1): 17–32.
- [6] GONZALEA B M, THEILLIOL D, SAUTER D. On-line reconfigurability evaluation for actuator faults using input/output data. *IFAC Proceedings Volumes*, 2009, 42(8): 674–679.
- [7] GEHIN A L, HU H, BAYART M. A self-updating model for analysing system reconfigurability. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 2012, 25(1): 20–30.
- [8] LOUIS-ROSE C. Null controllability for a non-linear system with constrained control. *2015 European Control Conference (ECC)*. Linz, Austria: IEEE, 2015: 599–603.
- [9] TU Yuanyuan, WANG Dayi, LI Wenbo. Reconfigurability evaluation for a class of constrained systems in consideration of reliability. *Control Theory & Applications*, 2017, 34(7): 30–39. (屠园园, 王大轶, 李文博. 考虑可靠性影响的受限系统可重构性量化评价. 控制理论与应用, 2017, 34(7): 30–39.)
- [10] HAN H Y, YANG Y, LI L L, et al. Control performance based fault detection for nonlinear systems. *2017 IEEE 56th Annual Conference*

- on Decision and Control. Velke Karlovice, Czech Republic: IEEE, 2017: 12 – 15.
- [11] ZHAO Z, YANG Y, DING S X, et al. Fault-tolerant control for systems with model uncertainty and multiplicative faults. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*. 2017, 99: 1 – 11.
- [12] ZHOU Chuan, CHEN Qingwei, WU Xiaopei. Neural network intelligent reconfigurable control for nonlinear system with uncertainty. *Control Theory & Applications*, 2004, 21(2): 179 – 182.
(周川, 陈庆伟, 吴晓蓓, 等. 不确定非线性系统的神经网络智能重构控制. 控制理论与应用, 2004, 21(2): 179 – 182.)
- [13] YAND Y, ZHANG Y, DING S X, et al. Design and implementation of lifecycle management for industrial control applications. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2015, 23(4): 1399 – 1410.
- [14] MCFARLANE D C, GLOVER K. *Robust Controller Design Using Normalized Coprime Factor Plant Descriptions*. Berlin: Springer, 1990: 1 – 206.
- [15] ZRIBI A, CHTOUROU M, DJEMEML M. Multiple model reduction approach using gap metric and stability margin for control nonlinear systems. *International Journal of Control, Automation and Systems*, 2017, 15(1): 267 – 273.
- [16] ZHOU K M, REN Z. A new controller architecture for high performance, robust, and fault-tolerant control. *IEEE Transactions on Automatic control*, 2001, 46(10): 1613 – 1618.
- [17] DING S X, YANG G, ZHANG P, et al. Feedback control structures, embedded residual signals, and feedback control schemes with an integrated residual access. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2009, 18(2): 352 – 367.
- [18] DING S X, YANG Y, ZHANG Y, et al. Data-driven realizations of kernel and image representations and their application to fault detection and control system design. *Automatica*, 2014, 50(10): 2615 – 2623.
- [19] KOENINGS T, KRUEGER M, LUO H, et al. A data-driven computation method for the gap metric and the optimal stability margin. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2017, 63(3): 805 – 810.
- [20] MAHMOUD M, JIANG J, ZHANG Y. Stochastic stability analysis of fault-tolerant control systems in the presence of noise. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2001, 46(11): 1810 – 1815.
- [21] WITCZAK M, WITCZAK P. Efficient predictive fault-tolerant control for non-linear systems. *Intelligent Systems in Technical and Medical Diagnostics*. Berlin: Springer, 2014: 65 – 76.
- [22] FAN Wen, CHENG Yuehua, JIANG Bin, et al. Reconfigurability analysis for satellite attitude control systems. *Journal of Aerospace*, 2014, 35(2): 185 – 191.
(樊雯, 程月华, 姜斌, 等. 卫星姿态控制系统的可重构性分析. 宇航学报, 2014, 35(2): 185 – 191.)
- [23] ZHOU Kemin. *Robust and Optimal Control*. Beijing: National Defense Industry Press, 2002.
(周克敏. 鲁棒与最优控制. 北京: 国防工业出版社, 2002.)

作者简介:

- 徐赫屿 博士研究生, 目前研究方向为航天器控制系统可重构性评价方法与策略, E-mail: 694936963@qq.com;
- 王大轶 研究员, 目前研究方向为航天器制导、导航与控制, E-mail: dayiwang@163.com;
- 李文博 高级工程师, 目前研究方向为航天器控制系统可诊断性、可重构性评价方法与策略, E-mail: liwenbo_502@163.com;
- 刘成瑞 高级工程师, 目前研究方向为健康管理、故障诊断与容错控制, E-mail: liuchengrui_502@163.com;
- 张科备 工程师, 目前研究方向为航天器姿态控制, E-mail: zhang_kb.2008@163.com.