面向推力器故障检测的卫星编队星间链路设计

符方舟[1],李嘉兴[2],张香燕[2],杨盛庆[3,4],王文妍[3,4],郑翰清[3,4]
(1.中山大学 航空航天学院,广东 深圳 518107;2.北京空间飞行器总体设计部,北京 100094;
3.上海航天控制技术研究所,上海 201109;4.上海市空间智能控制技术重点实验室,上海 201109)

摘　要: 为提升卫星编队推力器故障检测能力,将研究重点前移至系统设计阶段,提出了一种基于信息几何的卫星编队星间链路拓扑设计方法。通过利用黎曼流形点描述不同故障模式下卫星编队测量信息特征,使检测能力量化问题转化为黎曼流形上各点间距离的度量问题。在此基础上,构建了卫星编队检测能力的度量指标,提出了卫星编队星间链路拓扑的设计方法,并通过仿真实例验证了所提方法的有效性。

关键词: 故障检测; 卫星编队; 星间链路拓扑; 故障检测能力; 信息几何
中图分类号: V 474.1; V 474.2　　**文献标志码:** A　　**DOI:** 10.19328/j.cnki.2096-8655.2022.06.008

An Inter-Satellite Link Design Method of Satellite Formations under Thruster Fault Detection

FU Fangzhou[1], LI Jiaxing[2], ZHANG Xiangyan[2], YANG Shengqing[3,4], WANG Wenyan[3,4], ZHENG Hanqing[3,4]
(1.School of Aeronautics and Astronautics, Sun Yat-sen University, Shenzhen 518107, Guangdong, China;
2.Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;
3.Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 201109, China;
4.Shanghai Key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: In order to improve the fault detection capability of satellite formations, an inter-satellite link topology design method based on information geometry is proposed in this paper. The measurement information characteristics of satellite formations under different fault modes are described by the Riemannian manifold points, and the problem of quantifying the system fault diagnosis capability is transformed into the problem of measuring the distance between the Riemannian manifold points. On this basis, the fault detection capability measurement index of satellite formations is constructed, and a design method of inter-satellite link topology for satellite formations is proposed. The effectiveness of the proposed method is verified by a simulation example.

Key words: fault detection; satellite formation; inter-satellite link topology; fault detection capability; information geometry

0　引言

为保障卫星编队安全可靠运行,需提升卫星编队检测故障的能力。目前,卫星编队等集群系统的故障检测主要包括集中式检测和分布式检测等。由于卫星编队规模庞大且编队中各卫星的计算资源严重受限,集中检测所需代价较大。相比于集中式检测,分布式检测对单一子系统要求较低,容错性更好。

收稿日期: 2022-04-29; **修回日期:** 2022-09-26
基金项目: 国家自然科学基金(U22B6001、62103450、61690215);国家重点研发计划青年科学家项目(2021YFB1715000);中国博士后面上基金(2020M683048);中国航天科技集团公司第八研究院产学研合作基金(SAST2020-066);广东省区域联合基金-青年基金(2020A1515110311)
作者简介: 符方舟(1990—),男,博士,副教授,主要研究方向为航天器可诊断性评价与设计。
通信作者: 张香燕(1982—),女,博士,研究员,主要研究方向为航天器故障诊断和故障预测。

在卫星编队分布式检测中，为确保各卫星能够获取编队的局部信息，需在卫星间构建用于信息交互的星间链路，星间链路拓扑直接影响着卫星编队的故障检测能力。受到天线数量、星上收发天线的扫描和跟踪能力、通信距离、任务成本、任务需求等限制，通常难以构建大量的星间链路将所有卫星两两连接，需有针对性对星间链路拓扑进行设计，确保系统性能最优[1-5]。已有卫星编队故障检测的研究大多关注卫星编队分布式检测算法的创新研究，很少从星间链路拓扑设计的角度提升卫星编队的故障检测能力，而故障检测能力量化评价可在地面设计阶段为星间链路的设计优化提供理论依据。

目前，关于检测能力量化评估的研究已取得一定成果。例如：文献[6]给出了最优故障可隔离性的定义，该定义可用于衡量不同情况下成功隔离故障的概率。同时，该文献利用最小误差极小极大概率机（Minimum Error Minimax Probability Machine，MEMPM）给出了随机未知输入影响下卫星姿态控制系统的故障隔离方法。通过构建不同故障的贡献向量，文献[7]利用随机化算法给出了一种基于观测器的卫星姿态控制系统故障检测算法性能的量化评价方法，并基于此给出满足所需故障检测率和误报率的阈值选取方法，大幅提升了故障检测算法的检测能力。针对卫星姿态确定系统，文献[8]利用不同故障子空间之间的角度对故障的分辨能力进行量化并给出相应的评价指标。为了提升火星探测器的自主故障检测能力，文献[9]利用残差信号和对应于每个推力器的扭矩分配矩阵的列之间的角度对非线性卫星系统的故障隔离能力进行量化。为了满足不同的航天任务需求，在对航天器进行可检测性分析时需考虑多种实际因素的影响，文献[10]构建了综合考虑检测覆盖率、检测精度和检测时间的航天器控制系统可检测性量化指标体系，为航天器系统结构与诊断算法的一体化设计奠定了理论依据。

通过调研分析可知，目前关于检测能力量化评估的研究，主要关注单一系统，对卫星编队等集群系统的研究较少，难以为卫星编队星间链路拓扑的设计提供理论依据。针对上述问题，本文提出了卫星编队故障检测能力量化评价指标构建方法，并基于此给出了星间链路拓扑设计方法。首先，基于信息几何理论，给出了卫星编队测量信息的特征表达；其次，根据表达结果，基于黎曼距离设计了卫星编队检测能力度量指标；然后，基于所设计的度量指标，给出卫星编队星间链路拓扑的设计方法；最后，通过仿真验证了评价设计结果的有效性。

1　问题描述

为综合分析卫星编队整体性能，采用无向图描述星间链路拓扑关系。一个无向图 $G=(V,E,A)$ 由节点集 $V=\{v_1,v_2,\cdots,v_n\}$、边集 $E\subseteq V\times V$ 和邻接矩阵 $\boldsymbol{A}=[a_{ij}]\in\mathbf{R}^{n\times n}$ 组成。其中，节点 $v_i(i=1,2,\cdots,n)$ 为 n 颗编队小卫星中的第 i 颗卫星（简称卫星 i）；边 $(v_i,v_j)\in E(i,j=1,2,\cdots,n)$ 为卫星 i 与卫星 j 存在星间链路（简称卫星 j 为卫星 i 的相连卫星）；邻接矩阵 $\boldsymbol{A}=[a_{ij}]$ 为整个编队的星间链路拓扑，当 $i\neq j,(v_i,v_j)\in E$ 时，则 $a_{ij}=a_{ji}=1$，否则 $a_{ij}=0$，表示卫星 i 与卫星 j 不存在星间链路；通常认为卫星 i 与自身不存在星间链路，即 $a_{ii}=0$。

例如：当卫星 1 与卫星 2、卫星 3 和卫星 4 之间存在星间链路，卫星 2 与卫星 1 和卫星 3 之间存在链路，此时星间链路拓扑关系如图 1 所示，对应的邻接矩阵为 $\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}0&1&1&1\\1&0&1&0\\1&1&0&0\\1&0&0&0\end{bmatrix}$。

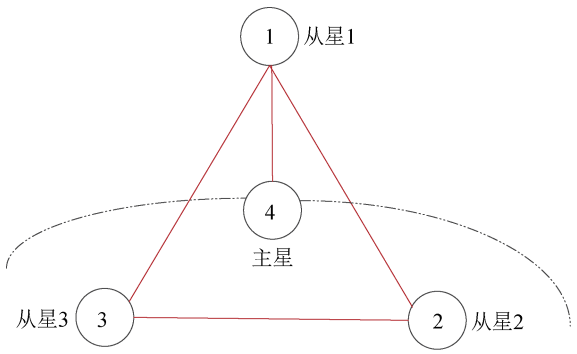


图 1　卫星编队星间链路拓扑关系

Fig. 1　Schematic diagram of the inter-satellite link topology of satellite formations

故障检测系统的测量数据直接影响着系统故障检测能力，一般而言，可用于检测的测量数据越多，系统故障检测的能力越强[11-12]。为提高卫星编队故障检测能力，可在故障检测系统中引入卫星编队的星间相对距离和相对位置信息，以提高卫星对自身及相连卫星故障的检测能力。假设当卫星 i 与卫星 j 存在星间链路时，卫星 i 与卫星 j 均可获得并利用两星间的相对距离和相对位置信息。此时，对于单颗卫星而言，该卫星与其余卫星之间的星间链

路越多,则可用于故障检测的测量信息越多。然而,由于任务成本、任务需求等限制,卫星编队的星间链路数量受到一定的限制。因此,为合理设计卫星编队星间链路拓扑,提高系统故障检测能力,需构建卫星编队故障检测能力量化评价指标,得到星间链路拓扑的设计准则,提出面向自主故障检测的卫星编队星间链路拓扑设计方法。

2 卫星编队故障检测能力评价指标构建

故障检测能力量化的基本思想是通过分析不同故障对测量信息的影响特征,将检测能力的度量问题转化为不同故障下系统测量信息差异度的量化问题[13]。为量化卫星编队故障检测能力,关键在于解决测量信息影响特征描述和度量指标设计问题。后续将分别从这2个方面进行研究。

2.1 卫星编队测量信息特征描述

定义参考坐标系为主星理想轨道的轨道坐标系,坐标系原点在主星的理想位置上,y轴垂直于轨道平面,z轴指向地心,x轴指向运动方向。卫星编队中卫星i在第k时刻用于检测的测量信息表示为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{y}_i(k)=&\Big[\Delta r_{i\leftrightarrow j_1,x}(k)\quad \Delta r_{i\leftrightarrow j_1,y}(k)\quad \Delta r_{i\leftrightarrow j_1,z}(k)\\&\Delta v_{i\leftrightarrow j_1,x}(k)\quad \Delta v_{i\leftrightarrow j_1,y}(k)\quad \Delta v_{i\leftrightarrow j_1,z}(k)\\&\Delta r_{i\leftrightarrow j_2,x}(k)\quad \Delta r_{i\leftrightarrow j_2,y}(k)\quad \Delta r_{i\leftrightarrow j_2,z}(k)\\&\Delta v_{i\leftrightarrow j_2,x}(k)\quad \Delta v_{i\leftrightarrow j_2,y}(k)\quad \Delta v_{i\leftrightarrow j_2,z}(k)\\&\qquad\vdots\\&\Delta r_{i\leftrightarrow j_{n_i},x}(k)\quad \Delta r_{i\leftrightarrow j_{n_i},y}(k)\quad \Delta r_{i\leftrightarrow j_{n_i},z}(k)\\&\Delta v_{i\leftrightarrow j_{n_i},x}(k)\quad \Delta v_{i\leftrightarrow j_{n_i},y}(k)\quad \Delta v_{i\leftrightarrow j_{n_i},z}(k)\Big]^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^{l_{y_i}}\end{aligned}\tag{1}$$

式中:$\Delta r_{i\leftrightarrow j_\tau,x}(k)$、$\Delta r_{i\leftrightarrow j_\tau,y}(k)$、$\Delta r_{i\leftrightarrow j_\tau,z}(k)$分别为卫星$i$与其相连卫星(卫星$j_\tau$,$\tau=1,\cdots,n_i$)之间相对位置在主星理想的轨道坐标系下的投影;$\Delta v_{i\leftrightarrow j_\tau,x}(k)$、$\Delta v_{i\leftrightarrow j_\tau,y}(k)$、$\Delta v_{i\leftrightarrow j_\tau,z}(k)$分别为卫星$i$与其相连卫星(卫星$j_\tau$,$\tau=1,2,\cdots,n_i$)之间相对速度在主星理想的轨道坐标系下的投影,$n_i$为卫星$i$的相连卫星颗数,且$l_{y_i}=6n_i$;$\mathbf{R}^\tau$为长度为$\tau$的实数列向量。

例如,当星间链路拓扑如图1所示时,此时有$n_3=2$,卫星3在第k时刻用于检测的测量信息为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{y}_3(k)=&\Big[\Delta r_{3\leftrightarrow 1,x}(k)\quad \Delta r_{3\leftrightarrow 1,y}(k)\quad \Delta r_{3\leftrightarrow 1,z}(k)\\&\Delta v_{3\leftrightarrow 1,x}(k)\quad \Delta v_{3\leftrightarrow 1,y}(k)\quad \Delta v_{3\leftrightarrow 1,z}(k)\\&\Delta r_{3\leftrightarrow 2,x}(k)\quad \Delta r_{3\leftrightarrow 2,y}(k)\quad \Delta r_{3\leftrightarrow 2,z}(k)\\&\Delta v_{3\leftrightarrow 2,x}(k)\quad \Delta v_{3\leftrightarrow 2,y}(k)\quad \Delta v_{3\leftrightarrow 2,z}(k)\Big]^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^{12}\end{aligned}\tag{2}$$

考虑利用黎曼流形点描述卫星编队测量信息特征,根据式(1)构建不同故障模式下不同星间链路拓扑的卫星编队测量信息矩阵:

$$\boldsymbol{Y}_i^{\tau,(m)}(\boldsymbol{A})=\Big[\boldsymbol{y}_i^{\tau,(m)}(1,\boldsymbol{A})\quad\cdots\quad \boldsymbol{y}_i^{\tau,(m)}\big(N_y,\boldsymbol{A}\big)\Big]\tag{3}$$

式中:τ、m分别为第τ个故障模式和地面设计阶段用于星间链路拓扑设计的第m个测量信息样本;i为卫星i所对应的测量信息;$\boldsymbol{A}$为用于描述卫星编队星间链路拓扑的邻接矩阵,即$\boldsymbol{Y}_i^{\tau,(m)}(\boldsymbol{A})$为第$\tau$个故障模式下邻接矩阵为$\boldsymbol{A}$的卫星编队中卫星$i$的第$m$个样本的测量信息矩阵;$\boldsymbol{y}_i^{\tau,(m)}(k,A)$为该情况下第$m$个样本中第$k$时刻的测量信息,且有:

$$\begin{aligned}\boldsymbol{y}_i^{\tau,(m)}(k,\boldsymbol{A})=&\\&\Big[\Delta r_{i,x}^{\tau,(m)}(k,\boldsymbol{A})\quad \Delta r_{i,y}^{\tau,(m)}(k,\boldsymbol{A})\quad \Delta r_{i,z}^{\tau,(m)}(k,\boldsymbol{A})\\&\Delta v_{i,x}^{\tau,(m)}(k,\boldsymbol{A})\quad \Delta v_{i,y}^{\tau,(m)}(k,\boldsymbol{A})\quad \Delta v_{i,z}^{\tau,(m)}(k,\boldsymbol{A})\Big]^{\mathrm{T}}\end{aligned}\tag{4}$$

式中:$\Delta r_{i,x}^{\tau,(m)}(k,\boldsymbol{A})$、$\Delta r_{i,y}^{\tau,(m)}(k,\boldsymbol{A})$、$\Delta r_{i,z}^{\tau,(m)}(k,\boldsymbol{A})$分别为该情况下卫星编队中卫星$i$与相连卫星之间的相对距离;$\Delta v_{i,x}^{\tau,(m)}(k,\boldsymbol{A})$、$\Delta v_{i,y}^{\tau,(m)}(k,\boldsymbol{A})$、$\Delta v_{i,z}^{\tau,(m)}(k,\boldsymbol{A})$分别为该情况下下卫星$i$与相连卫星之间的相对速度;$k=1,2,\cdots,N_y$,$N_y$为每次用于检测的采样点数量;$i=1,2,\cdots,N_{\mathrm{star}}$,$N_{\mathrm{star}}$为编队中卫星的总数;$\tau=0,1,\cdots,N_{\mathrm{f}}$,$N_{\mathrm{f}}$为故障模式总数;$m=1,2,\cdots,N_{\mathrm{s}}$,$N_{\mathrm{s}}$为卫星编队地面设计阶段用于星间链路拓扑设计的测量信息样本总数。特别地,当$\tau=0$时表示卫星编队未发生故障,此时$\boldsymbol{Y}_i^{\tau,(m)}(\boldsymbol{A})$、$\boldsymbol{y}_i^{\tau,(m)}(k,\boldsymbol{A})$分别为无故障情况下卫星$i$的测量信息矩阵和各时刻的测量信息。

基于上述结果,给出不同测量信息特征的描述方法。

所有$m\times m$维正定矩阵可共同形成一个$\dfrac{m(m+1)}{2}$维的流形。受文献[14]启发,考虑邻接矩阵为$\boldsymbol{A}$的卫星编队中卫星i发生第τ个故障模式的情况,给出该卫星在该故障模式下第m个样本的测量信息特征在黎曼流形下的数学表达式:

$$\boldsymbol{P}_{i,m}^{\tau}(\boldsymbol{A})=\frac{1}{N_y}\boldsymbol{Y}_{i,m}^{\tau}(\boldsymbol{A})\big(\boldsymbol{Y}_{i,m}^{\tau}(\boldsymbol{A})\big)^{\mathrm{T}}\tag{5}$$

式中:$\boldsymbol{P}_{i,m}^{\tau}(\boldsymbol{A})\in\mathbf{R}^{l_{y_i}\times l_{y_i}}$,$\tau=0,1,\cdots,N_{\mathrm{f}}$,$i=1,2,\cdots,N_{\mathrm{star}}$,$m=1,2,\cdots,N_{\mathrm{s}}$。特别地,当$\tau=0$时,$\boldsymbol{P}_{i,m}^{\tau}(\boldsymbol{A})$为无故障情况下邻接矩阵为$\boldsymbol{A}$的卫星编队中卫星$i$的第$m$个样本的测量信息特征。

假设$\boldsymbol{P}_{i,m}^{\tau}(\boldsymbol{A})$为正定矩阵，得注意的是，由于测量信息中包含随机噪声，当$l_{y_i} \ll N_y$时，假设在一般情况下均成立。实际上，若$\boldsymbol{P}_{i,m}^{\tau}(\boldsymbol{A})$不满足正定条件，可通过调整测量信息样本总数保证该矩阵的正定性。

根据式(5)，第τ个故障模式下邻接矩阵为$\boldsymbol{A}$的卫星编队中卫星i的第m个样本的测量信息特征可由流形上的点$\boldsymbol{P}_{i,m}^{\tau}(\boldsymbol{A})$表示。然而，考虑到系统测量信息不可避免地会受到噪声等因素的影响，由式(5)可知，即使是相同的故障模式，不同测量信息样本通常会对应黎曼流形上不同的点。为了综合描述同一故障模式下不同卫星的测量信息，减少噪声等因素的影响，考虑利用同一个故障模式下所有样本的黎曼均值表示该故障模式：

$$\boldsymbol{P}_{g,i}^{\tau}(\boldsymbol{A}) = \arg\min_{P} \sum_{m=1}^{N_s} d^2\left(\boldsymbol{P}_{i,m}^{\tau}(\boldsymbol{A}), \boldsymbol{P}\right) \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{P}_{g,i}^{\tau}(\boldsymbol{A})$为第$\tau$个故障模式下邻接矩阵为$\boldsymbol{A}$的卫星编队中卫星$i$的测量信息特征；$d\left(\boldsymbol{P}_i, \boldsymbol{P}_j\right) = \left\| \log\left(\boldsymbol{P}_i^{-1/2} \boldsymbol{P}_j \boldsymbol{P}_i^{-1/2}\right) \right\|_F$为流形上$\boldsymbol{P}_i$和$\boldsymbol{P}_j$间距离；$i = 1, 2, \cdots, N_{\text{star}}$；$\tau = 0, 1, \cdots, N_{\text{f}}$。

式(6)通过综合考虑同一个故障模式下所有样本的测量信息特征，利用黎曼流形上一个具有代表性的点$\boldsymbol{P}_{g,i}^{\tau}(\boldsymbol{A})$代表该故障模式下所有测量信息点，可用于描述不同故障模式下卫星编队测量信息特征。在此基础上给出卫星编队检测能力度量指标设计方法。

2.2　卫星编队检测能力度量指标设计

值得注意的是，当系统发生故障时，若故障对测量信息的影响较大，故障模式与无故障模式下测量信息特征差异较大，此时更容易检测到系统中的异常，换言之，检测该故障的难度较小。因此，可以通过量化不同故障模式下卫星编队测量信息特征与无故障情况下对应的测量信息特征的差异度，实现系统故障检测能力的量化评价。

由于在故障检测的过程中，不同的测量信息通常具有不同的标度单位和相关固有特性。例如，相对速度和相对距离，而黎曼距离是在流形上具有相同“方向”和“振幅”的动态结构的假设下获得的，若直接利用黎曼距离量化系统的检测能力，会使量化结果将失去一般性。因此，考虑利用加权黎曼距离衡量黎曼流形上不同点之间的距离。给出卫星编队对故障模式f_i的检测能力度量指标：

$$R_i^{\tau}(\boldsymbol{A}) = d_w^2\left(\boldsymbol{P}_{g,i}^{\tau}(\boldsymbol{A}), \boldsymbol{P}_{g,i}^{0}(\boldsymbol{A})\right) \tag{7}$$

式中：$d_w\left(\boldsymbol{P}_i, \boldsymbol{P}_j\right) = \left\| \boldsymbol{W}^{1/2} \log\left(\boldsymbol{P}_i^{-1/2} \boldsymbol{P}_j \boldsymbol{P}_i^{-1/2}\right) \right\|_F$为黎曼流形上点$\boldsymbol{P}_i$和$\boldsymbol{P}_j$之间的黎曼距离，$\boldsymbol{W}$为黎曼距离的加权矩阵。$R_i^{\tau}(\boldsymbol{A})$越大，表示在邻接矩阵为$\boldsymbol{A}$的情况下第$\tau$个故障模式下(简称故障模式$f_\tau$)和无故障模式的测量信息所对应的点在黎曼流形上的距离越大，此时对于卫星i而言，2个模式下测量信息特征的差异度也越大，检测该故障的难度也就越小。

3　卫星编队星间链路设计

以所提的检测能力度量指标为设计依据，给出面向故障检测的星间链路拓扑设计方法，关键在于构建目标函数、建立约束条件以及确定优化变量。其中，目标函数可根据检测能力度量指标构建，如最大故障检测能力；约束条件可根据任务需求建立，如允许构建的星间链路数量等；优化变量可设定为卫星编队中各卫星的连接方式，如星间链路拓扑。给出卫星编队星间链路拓扑设计方法。

3.1　构建目标函数

$R_i^{\tau}(\boldsymbol{A})$反映了卫星编队不同故障模式下与无故障情况下测量信息特征的差距：$R_i^{\tau}(\boldsymbol{A})$越大，表示对于卫星$i$而言，故障模式$f_\tau$越容易被检测。因此，卫星编队星间链路设计的目的是使各卫星的故障检测能力$R_i^{\tau}(\boldsymbol{A})(i = 1, 2, \cdots, N_{\text{star}})$达到最大。同时，考虑到卫星编队中不同卫星的重要性不尽相同，需进一步调整不同卫星在评价值中的权重。给出相应的目标函数为

$$\min_{T} \sum_{\tau=1}^{N_f} \sum_{i=1}^{N_{\text{star}}} \frac{\omega_i}{R_i^{\tau}(\boldsymbol{A})} \tag{8}$$

式中：ω_i为不同卫星所对应的评价权重。

3.2　建立约束条件

一般而言，由于任务成本、任务需求等限制，卫星编队星间链路数量受到一定的限制，鉴于此，给出约束条件：

$$E(\boldsymbol{A}) = N \tag{9}$$

式中：N为任务要求的星间链路数量；$E(\boldsymbol{A})$为邻接矩阵为$\boldsymbol{A}$时卫星编队星间链路数量。

3.3　确定优化变量

待优化的变量为卫星编队邻接矩阵$\boldsymbol{A} = [a_{ij}]$。

$a_{ij}=1$为卫星i和卫星j之间存在星间链路,否则表示两颗卫星间无链路连接。

综上所述,给出对应的优化函数:

$$\min_{T}\sum_{\tau=1}^{N_f}\sum_{i=1}^{N_{star}}\frac{\omega_i}{R_i^{\tau}(\boldsymbol{A})}$$
$$\begin{cases}E(\boldsymbol{A})=N\\ \boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}0 & \cdots & a_{n1}\\ \vdots & \ddots & \vdots\\ a_{1n} & \cdots & 0\end{bmatrix}\\ \sum_{j=1}^{N_{star}}\omega_j=1\\ R_i^{\tau}(\boldsymbol{A})=d^2\left(\boldsymbol{P}_{g,i}^{\tau}(\boldsymbol{A}),\boldsymbol{P}_{g,i}^{0}(\boldsymbol{A})\right)\end{cases}\tag{10}$$

通过求解式(10),可得到卫星编队控制系统测量信息的设计结果。

卫星编队星间链路设计步骤流程如图2所示。

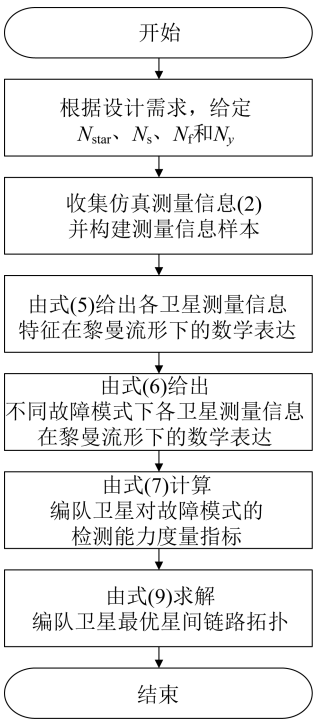


图2 卫星编队星间链路设计步骤流程

Fig. 2 Flow chart of the inter-satellite link topology design steps for satellite formations

4 仿真分析

考虑由4颗卫星组成的单主星-多从卫星编队,设卫星4为主星,卫星1、卫星2和卫星3为从星。设卫星编队构型是从星围绕主星做圆周运动,环绕半径为500 m。

设主星理想轨道的轨道要素为:半长轴为7 078 137 m,偏心率为0.001 044 1,近地点幅角为50°,轨道倾角为98.188 0°,编队圆半径为500 m,升交点赤经为0°;卫星质量为5 kg(卫星1)和10 kg(卫星2、卫星3和卫星4),其外形尺寸为0.1 m×0.1 m×0.1 m(卫星1)和0.2 m×0.2 m×0.2 m(卫星2、卫星3和卫星4);卫星编队采用MEMS固体微推力器阵列进行相对位置保持,每个推力单元的冲量为20 μN·s,推力持续时间为0.015 s;采样间隔为10 s。

假设仅可构建4条星间链路,即$N=4$,考虑到主星故障对编队任务的影响较大,设评价权重为$\omega_1=\omega_2=\omega_3=0.2$,$\omega_4=0.4$。考虑卫星编队中卫星推力器发生故障,此时有$N_f=4$,设可用于设计的测量信息样本数$N_s=100$,每次用于检测的采样点数量$N_y=600$。根据给出的卫星编队控制系统测量信息的设计步骤,由式(10)构建面向推力器故障检测的卫星编队星间链路拓扑优化函数,此时有:

$$\min_{A}\sum_{\tau=1}^{4}\sum_{i=1}^{4}\frac{\omega_i}{R_i^{\tau}(\boldsymbol{A})}$$
$$\begin{cases}E(\boldsymbol{A})=4\\ \boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}0 & \cdots & a_{n1}\\ \vdots & \ddots & \vdots\\ a_{1n} & \cdots & 0\end{bmatrix}\\ \omega_1=\omega_2=\omega_3=0.2,\omega_4=0.4\\ R_i^{\tau}(\boldsymbol{A})=d^2\left(\boldsymbol{P}_{g,i}^{\tau}(\boldsymbol{A}),\boldsymbol{P}_{g,i}^{0}(\boldsymbol{A})\right)\end{cases}\tag{11}$$

式(11)为最优问题,通过求解可得该条件下最优星间链路拓扑对应的邻接矩阵为

$$\boldsymbol{A}=\boldsymbol{A}_1=\begin{bmatrix}0&0&0&1\\0&0&1&1\\0&1&0&1\\1&1&1&0\end{bmatrix}\tag{12}$$

此时,卫星编队最优星间链路拓扑如图3所示。

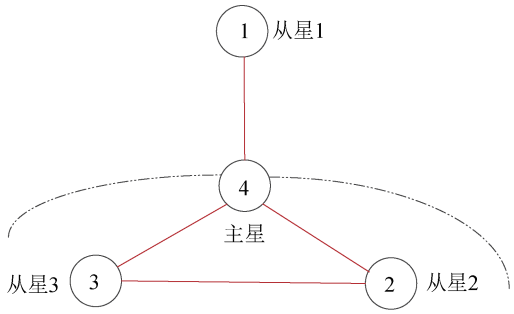


图3 卫星编队最优测量信息路径

Fig. 3 Optimal measurement information path for satellite formations

给出各卫星相对于主星理想轨道的初始位置和速度见表1。

表1　各卫星相对于主星理想轨道的初始位置和速度

Tab. 1　Initial position and velocity of each satellite relative to the ideal orbit of the master satellite

卫星	初始位置/m	初始速度/(m•s^{-1})
卫星1	[100.00 533.01 350.00]	[0.53 0 0]
卫星2	[533.01 −316.51 −25.00]	[−0.27 −0.40 −0.23]
卫星3	[−333.01 −116.51 −225.00]	[−0.27 0.40 0.23]
卫星4	[−100.00 100.00 100.00]	[0 0 0]

无故障情况下的编队状态、各卫星相对理想轨道的速度偏差和位置偏差，如图4～图6所示。

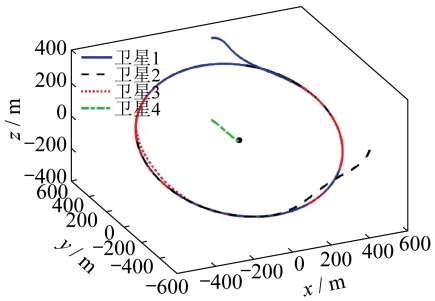


图4　无故障情况下的编队状态

Fig. 4　Formation state in the fault-free case

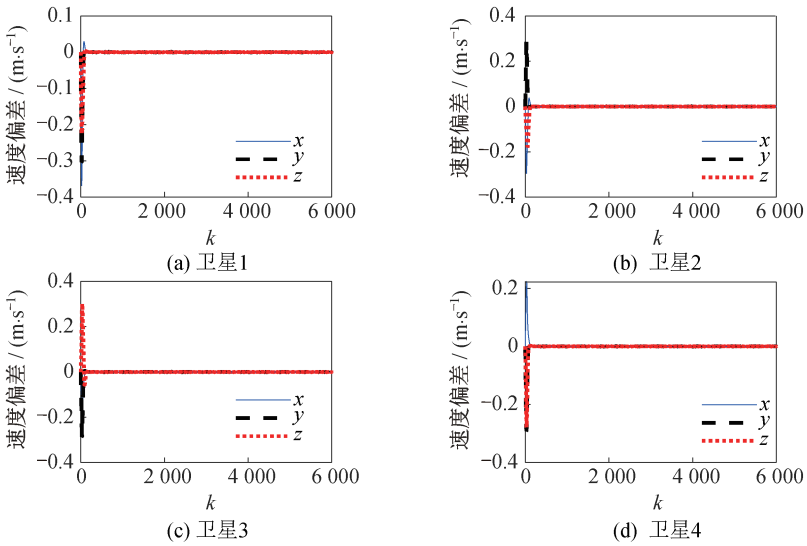


图5　无故障情况下的各卫星速度偏差

Fig. 5　Velocity deviation of each satellite in the fault-free case

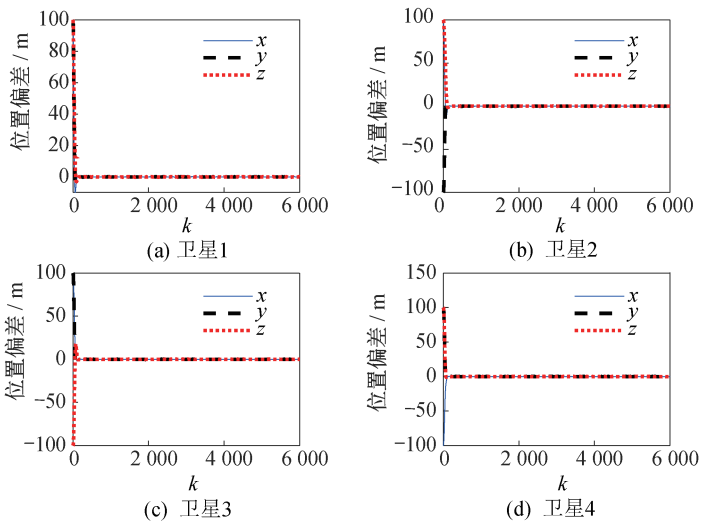


图6　无故障情况下的各卫星位置偏差

Fig. 6　Position deviation of each satellite in the fault-free case

为分析设计结果的有效性,利用文献[14]中的检测方法对设计结果进行验证。假设卫星 4 在 30 000 s 和 30 010 s 时,x 轴上 4 个推力单元因故障被额外触发产生多余的推力,使卫星 4 的实际轨道偏离其理想轨道,给出故障情况下各卫星的速度偏差与位置偏差,如图 7 和图 8 所示。

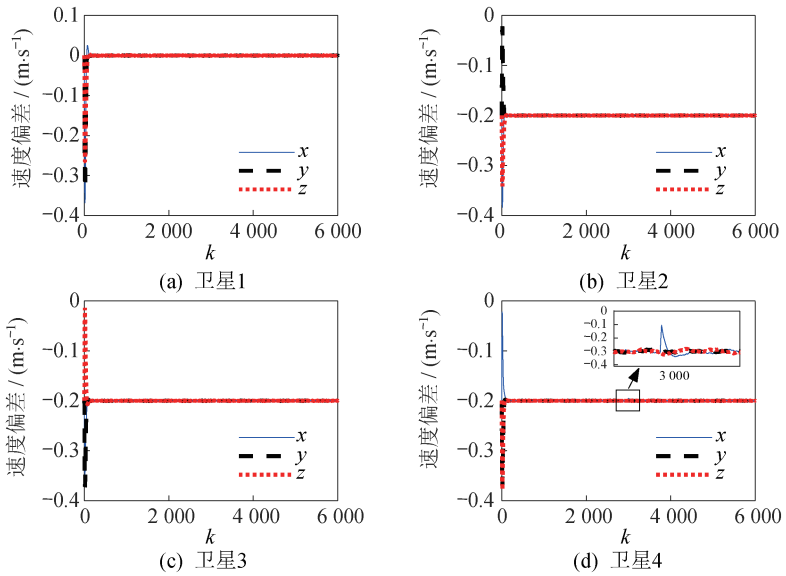


图 7 故障情况下的各卫星速度偏差

Fig. 7 Velocity deviation of each satellite in the fault case

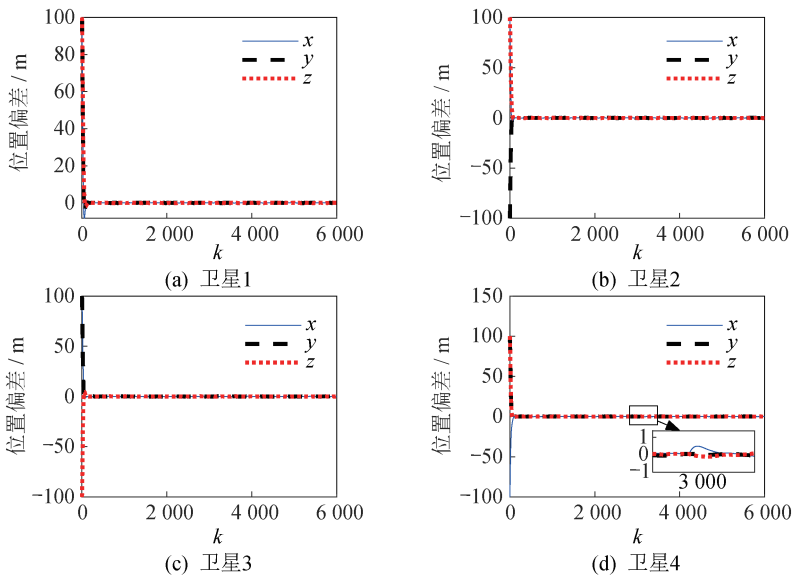


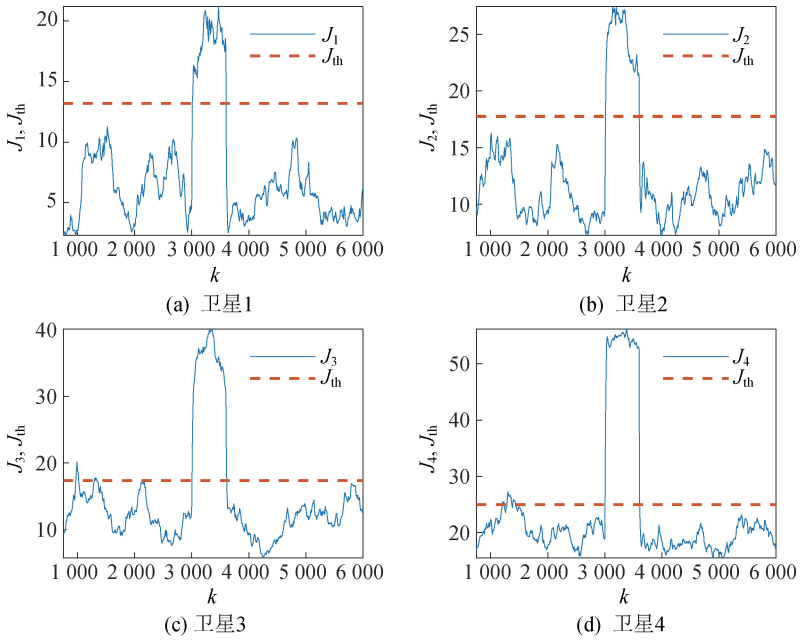
图 8 故障情况下的各卫星位置偏差

Fig. 8 Position deviation of each satellite in the fault case

根据文献[14]可得邻接矩阵为 $\boldsymbol{A}_1$ 时卫星 4 推力器故障的检测结果,如图 9 所示。图中,蓝线为故障检测评价函数,橙线为检测阈值。

由图 9 可知,当卫星 4 发生故障时,故障检测评价函数均超过阈值,此时,各卫星均可检测出故障。

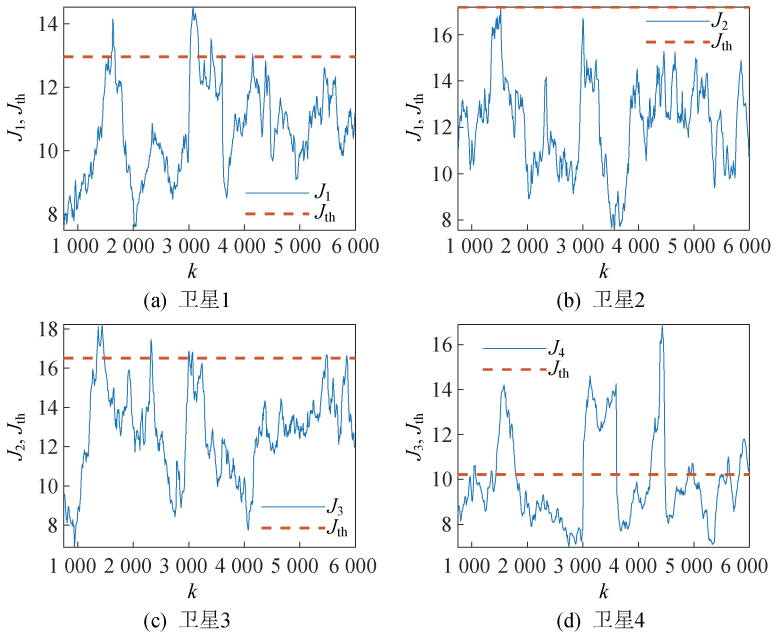
另一方面,为验证设计结果的优越性,给出其他星间链路拓扑下各卫星故障检测结果。以 $\boldsymbol{A}=\boldsymbol{A}_2=\begin{bmatrix}0&1&1&1\\1&0&1&0\\1&1&0&0\\1&0&0&0\end{bmatrix}$ 为例,此时卫星编队星间链路如图 1 所示,给出在该星间链路拓扑下的故障检测结果如图 10 所示。



(a) 卫星1　(b) 卫星2　(c) 卫星3　(d) 卫星4

图 9　各卫星故障检测结果($A=A_1$)

Fig. 9　Fault detection results of each satellite ($A=A_1$)



(a) 卫星1　(b) 卫星2　(c) 卫星3　(d) 卫星4

图 10　各卫星故障检测结果($A=A_2$)

Fig. 10　Fault detection results of each satellite ($A=A_2$)

由图 10 可知：卫星 3 对应的故障检测评价函数未超出检测阈值，因此，当卫星 4 故障时，卫星 3 难以及时发现；此外，相对于最优星间链路拓扑对应的邻接矩阵 A_1，卫星编队邻接矩阵为 A_2 时，卫星 1 和卫星 2 故障检测评价函数超出检测阈值的幅度较小，此时卫星 1 和卫星 2 检测该故障的难度更大。

5　结束语

本文提出了一种面向推力器故障检测的卫星编队星间链路设计方法。不同于已有的仅关注卫星编队故障检测算法的研究，本文将研究重点前移至卫星编队设计阶段，通过设计、优化星间链路拓扑，从根本上提升系统故障检测能力。考虑到摄动等因素会极大地影响卫星编队测量信息，后续研究

将重点分析不同因素对检测能力的影响机理,度量不同影响下卫星编队的检测能力,提升所提方法的适用性。此外,卫星编队对不同故障的隔离能力量化评价也需进一步研究。

参考文献

[1] 燕洪成,张庆君,孙勇.星间链路数量受限的导航卫星网络链路分配问题[J].航空学报,2015,36(7):2329-2339.

[2] 张立巍,朱立东,吴诗其.椭圆轨道编队小卫星星间链路几何特性研究[J].电子与信息学报,2006,28(5):861-864.

[3] 何钐,高翠东,王淦,等.一种适用于远距离星间链路通信的设计[J].计算机测量与控制,2018,237(6):172-175.

[4] 张蕾,严林,高翠东,等.一种绕飞编队卫星星间链路系统的总体设计方法[J].航天器工程,2014,23(3):23-28.

[5] 杨盛庆,吴敬玉,朱文山,等.基于星间链路的星座相对构型保持方法[J].航空学报,2022,43(12):326796.

[6] SONG Y, ZHONG M, XUE T, et al. Parity space-based fault isolation using minimum error minimax probability machine[J]. Control Engineering Practice, 2020, 95: 104242.

[7] ZHONG M, LIU C, ZHOU D, et al. Probability analysis of fault diagnosis performance for satellite attitude control systems[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2019, 15(11): 5867-5876.

[8] PIRMORADI F N, SASSANI F, DE SILVA C W. Fault detection and diagnosis in a spacecraft attitude determination system[J]. Acta Astronautica, 2009, 65(5/6): 710-729.

[9] NAGESH I, EDWARDS C. A sliding mode observer based FDI scheme for a nonlinear satellite systems[C]//2011 IEEE International Conference on Control Applications (CCA). Washington D. C., USA: IEEE, 2011: 159-164.

[10] WANG D, FU F, LI W, et al. A review of the diagnosability of control systems with applications to space-craft[J]. Annual Reviews in Control, 2020, 49: 212-229.

[11] FU F, WANG D, DING S X, et al. Fault identifiability analysis of linear discrete time-varying systems[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems I: Regular Papers, 2019, 66(6): 2371-2381.

[12] FU F, WANG D, ZHAO D, et al. Fault diagnosability evaluation for markov jump systems with multiple time delays[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2021, 52(9): 5962-5974.

[13] 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[J].自动化学报,2018,44(9):1537-1553.

[14] DING S X. Advanced methods for fault diagnosis and fault-tolerant control[M]. Berlin: Springer, 2021.

(上接第 42 页)

[5] 刘玮.空间站柔性臂操作振动的抑制方法研究与验证[D].上海:复旦大学,2015.

[6] 刘宏,刘冬雨,蒋再男.空间机械臂技术综述及展望[J].航空学报,2021,42(1):33-46.

[7] FUKAZU Y, HARA N, KANAMIYA Y, et al. Reactionless resolved acceleration control with vibration suppression capability for JEMRMS/SFA[C]// 2008 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics. Bangkok: IEEE, 2009: 1359-136.

[8] ABIKO S, YOSHIDA K. An adaptive control of a space manipulator for vibration suppression[C]// 2005 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Edmonton: IEEE, 2005: 2167-2172.

[9] CHEN Z, ZHANG T, LI Z. Robust-adaptive neural network finite-time control and vibration suppression for flexible-base flexible-joint space manipulator[C]// 2018 10th International Conference on Intelligent Human-Machine Systems and Cybernetics. Hangzhou: IEEE, 2018: 224-229.

[10] WANG X, ZHOU Z, CHEN S, et al. Trajectory tracking and vibration suppression of spacecraft combination connected by a space manipulator[C]// 2019 Chinese Control Conference (CCC). Guangzhou: IEEE, 2019: 8055-806.

[11] 刘玮,郭其威,朱春艳,等.柔性航天器舱体搬运时输入整形振动抑制方法和原理试验[J].上海航天,2015,32(5):31-34,59.

[12] 张美艳,邹怀武,王和庆,等.基于输入整形方法2自由度机械臂运行过程振动抑制[J].上海航天(中英文),2020,37(5):37-42.

[13] 李涛,陈必发,吕亮亮,等.基于驱动机构作动的柔性附件振动控制原理与算法[J].载人航天,2017,23(4):482-486.

[14] CRAIG R, BAMPTON M. Coupling of substructures for dynamic analyses[J]. AIAA Journal, 1968, 6(7): 1313-1319.

[15] 张小伟.航空发动机典型振动故障诊断和振动抑制技术[J].飞航导弹,2019,414(6):87-91.

[16] 汪家訸.分析力学[M].北京:高等教育出版社,1982:68-71.