

主从式编队航天器连通性保持与碰撞规避

薛向宏^{1,2}, 岳晓奎^{1,2}, 袁建平^{1,2}

(1. 西北工业大学航天学院, 西安 710072; 2. 航天飞行动力学技术重点实验室, 西安 710072)

摘要: 针对主从式航天器编队过程中存在的通信距离约束、航天器之间的碰撞以及空间干扰等问题, 提出一种基于非线性干扰观测器和人工势函数的分布式协同控制方法。当初始通信网络连通时, 通过在分布式协同控制器中引入吸引势函数, 保证整个编队过程中通信网络始终是连通的。针对主航天器速度仅有部分从航天器直接可知情况, 为每一个从航天器设计分布式速度观测器估计主航天器的速度, 从而实现航天器之间的速度协同。此外, 通过在控制器中引入非线性干扰观测器对外界干扰进行观测, 显著增强了航天器编队的精度。仿真结果表明, 本文提出的分布式协同控制方法不但能够实现对主航天器的速度跟踪以及航天器之间的队形保持, 而且能够在编队过程中实现通信网络的连通性保持和航天器之间的碰撞规避。

关键词: 航天器编队控制; 主从式编队; 连通性保持; 碰撞规避; 非线性干扰观测器

中图分类号: V448.2

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2020)07-0959-11

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2020.07.014

Connectivity Preservation and Collision Avoidance for Leader-Follower Spacecraft Formation Flying

XUE Xiang-hong^{1,2}, YUE Xiao-kui^{1,2}, YUAN Jian-ping^{1,2}

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. National Key Laboratory of Aerospace Flight Dynamics, Xi'an 710072, China)

Abstract: A distributed coordination control method based on artificial potential function and nonlinear disturbance observer is proposed to avoid collisions and preserve network connectivity for leader-follower spacecraft formation flying. By adding an attractive potential function to the distributed controller, the communications network can be connected at all time if the initial network is connected. Since the leader's state is only known by its neighbors, a distributed velocity observer is designed to estimate the leader's state for all followers. Finally, a nonlinear disturbance observer is integrated with the distributed controller to improve the accuracy of formation. The simulation results show that the proposed method can not only realize the collision avoidance between spacecraft under the premise of tracking the velocity of the leader, but also ensure the connectivity of the communications network during formation flying.

Key words: Spacecraft formation control; Leader-follower formation; Connectivity preservation; Collision avoidance; Nonlinear disturbance observer

0 引言

相比于传统的单个航天器, 编队航天器具有灵活性好、可靠性高、成本低等优势^[1-2], 因此在合成孔径雷达、重力场测量、地基干涉仪和分离模块航天器等领域有着广泛的应用^[3-4]。文献[5]对目前已

有的航天器协同控制方法进行综述, 主要包括主从式方法、基于行为的方法、虚拟结构方法、循环追踪方法、人工势函数方法、代数图方法和非接触式方法等。

航天器编队过程中的碰撞规避是完成其他一切任务的基础。在执行跟踪和编队构型保持等任务

时,必须防止航天器之间的碰撞规避。文献[6-8]对编队协同过程中的碰撞规避问题进行了研究,分别利用基于行为的方法^[6-7]和势函数法^[8]实现了编队过程中航天器之间的碰撞规避。文献[6-7]采用的零空间法是一种典型的基于行为的编队协同控制方法。该方法将低优先级任务的速度投影到高优先级任务的零空间中得到各个航天器的期望轨迹,然后再设计控制器对期望轨迹进行跟踪。虽然零空间法能够灵活地应对不同的任务要求,但是该方法得到的期望速度可能不连续,这会导致在某些时刻对控制器的输入需求为无穷大。文献[8]利用势函数研究了驱动非完整时的编队协同控制问题。势函数法由于原理简单,且易于和控制器相结合,在编队协同控制中有着广泛的研究。

文献[9-14]针对主从式航天器编队设计了分布式协同控制器。文献[9]通过利用势函数与非线性观测器相结合,实现了高精度的分布式卫星协同控制。文献[10]针对双星编队过程中主航天器轨道参数、轨道位置和轨道机动信息未知的情况,提出了一种自适应的控制方法。文献[11-12]研究了主从式航天器编队中的碰撞规避问题,但是文中假设所有航天器的状态都是全局已知的。文献[13]针对主从式卫星集群系统的空间构型长期保持问题提出一种控制算法。文献[14]以线性双积分系统的循环追踪算法为基础,设计了航天器编队六自由度协同控制的循环追踪算法。上述文献都没有考虑航天器之间的通信距离约束,都假设航天器之间的通信网络在整个编队过程中都是连通的。但是,由于航天器之间通信距离有限,编队过程中航天器之间的相对位置的变化可能破坏航天器通信网络的连通性。因此,需要在卫星协同控制中考虑通信网络的连通性。文献[15]利用势函数给出了一种同时考虑航天器之间碰撞规避和通信网络连通性保持控制方法,但是该研究中没有考虑存在主航天器的情况。

目前少有文献同时考虑主从式航天器通信网络连通性保持和航天器之间的碰撞规避问题。本文针对主从式航天器系统,将势函数、滑模控制和非线性干扰观测器相结合,提出了一种分布式的航天器协同控制方法。具体来说,首先利用势函数分别设计了排斥势函数和吸引势函数,分别用于实现航天器之间的碰撞规避以及通信网络的连通性保持。其

次,针对主航天器速度仅对部分从航天器已知的情况,设计了分布式速度观测器。此外,利用干扰观测器对空间环境中存在的 J_2 项摄动和大气拖拽等干扰进行估计,从而实现高精度的编队协同控制。最后,利用李雅普诺夫函数和仿真分析校验了所提出方法的有效性。

1 相关基础

1.1 相对动力学方程

参考航天器运行于理想椭圆轨道,定义 \mathcal{F}^r 为参考航天器轨道坐标系,其原点位于参考航天器的质心, X_r 从地心指向参考航天器, Z_r 轴垂直于参考航天器轨道平面, Y_r 轴与 X_r 和 Z_r 构成右手直角坐标系。假设由 n 个从航天器组成的编队协同系统, $\mathbf{p}_i = [p_{ix}, p_{iy}, p_{iz}]^T$ 表示第 i 个航天器在参考坐标系中的位置矢量,则编队相对动力学方程可以表示为^[16]

$$\ddot{\mathbf{p}}_i = \mathbf{C}_i \dot{\mathbf{p}}_i + \mathbf{g}_i(\mathbf{p}_i) + \mathbf{d}_i + \mathbf{a}_i \quad (1)$$

式中:

$$\mathbf{C}_i = 2\dot{\theta}_0 \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{g}_i(\mathbf{p}_i) = \frac{\mu}{r_i^3} \mathbf{p}_i - \begin{bmatrix} \dot{\theta}_0^2 & \ddot{\theta}_0 & 0 \\ -\ddot{\theta}_0 & \dot{\theta}_0^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{p}_i - \mu \left[-\frac{r_0}{r_i^3} + \frac{1}{r_0^2}, 0, 0 \right]^T$$

\mathbf{d}_i 表示外部干扰,主要包括 J_2 项摄动和大气拖拽等干扰; \mathbf{a}_i 表示第 i 个航天器的加速度; θ_0 表示参考航天器的真近点角; r_0 表示参考航天器到地心的距离, r_i 表示第 i 个航天器到地心的距离; μ 为地球引力常数。

1.2 图论

在编队过程中,航天器之间的拓扑关系可以用图论来描述,其中航天器可以看成是图 \mathcal{G} 的节点集 $\mathcal{V} = \{1, 2, \dots, n\}$,航天器之间的通信可以看成是边集 $\mathcal{E} \subset \mathcal{V} \times \mathcal{V}$ 组成。在有向图中,边 $(i, j) \in \mathcal{E}$ 当且仅当第 j 个节点可以得到第 i 个节点的状态信息,其中节点 i 称为尾节点,节点 j 称为头节点。在无向图中 $(i, j) \in \mathcal{E}$ 当且仅当 $(j, i) \in \mathcal{E}$ 。图 \mathcal{G} 中的一条有向路定义为一个有向序列 $(i_1, i_2), (i_2, i_3), \dots$,其中 $i_k \in \mathcal{V}$ 。图 \mathcal{G} 是连通的当且仅当图中的任意两个节点之间存在一条有向路。如果 $\mathcal{V}_1 \subseteq \mathcal{V}_2$ 且 $\mathcal{E}_1 \subseteq$

\mathcal{E}_2 , 则称图 \mathcal{G}_1 是图 \mathcal{G}_2 的子图, 记为 $\mathcal{G}_1 \subseteq \mathcal{G}_2$ 。图 \mathcal{G} 的邻接矩阵 $\mathbf{A} = [a_{ij}] \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 定义为: 如果 $(i, j) \in \mathcal{E}$, 则有 $a_{ij} = 1$; 否则 $a_{ij} = 0$ 。图 \mathcal{G} 的关联矩阵 $\mathbf{D} = [d_{ik}] \in \mathbf{R}^{n \times N}$ 定义为: 节点 i 是边 $e_k \in \mathcal{E}$ 的尾结点, $d_{ik} = 1$; 节点 i 是边 $e_k \in \mathcal{E}$ 的头结点, $d_{ik} = -1$; 节点 i 与边 $e_k \in \mathcal{E}$ 无关联, $d_{ik} = 0$ 。图 \mathcal{G} 的拉普拉斯矩阵 $\mathbf{L} = [l_{ij}] \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 定义为: 如果 $j \neq i, l_{ij} = -a_{ij}$; 否则 $l_{ii} = \sum_{j=1}^n a_{ij}$ 。拉普拉斯矩阵也可以用关联矩阵表示为 $\mathbf{L} = \mathbf{D}\mathbf{D}^T$ 。

图 $\bar{\mathcal{G}}$ 表示包含主航天器的编队系统的通信网络, 记主航天器的标号为 0。主航天器由于不受从航天器的影响, 因此 $a_{i0} = 0$ 。如果第 i 个航天器可以获得主航天器的信息, 那么 $a_{0i} = 1$ 否则 $a_{0i} = 0$ 。定义与图 $\bar{\mathcal{G}}$ 相关的邻接矩阵 $\mathbf{H} = \mathbf{L} + \mathbf{A}$, 其中 $\mathbf{A} \triangleq \text{diag}(a_{01}, a_{02}, \dots, a_{0n})$ 。由于拉普拉斯矩阵是对称且半正定的, 因此矩阵 \mathbf{H} 也是对称且半正定的。

引理 1. 如果图 $\bar{\mathcal{G}}$ 中主航天器到任意从航天器都存在至少一条有向路, 那么矩阵 \mathbf{H} 是正定的^[17]。

引理 2. 如果 $\bar{\mathcal{G}}_1$ 是 $\bar{\mathcal{G}}_2$ 的子图, 即 $\bar{\mathcal{G}}_1 \subseteq \bar{\mathcal{G}}_2$, 则有 $\mathbf{H}_1 \leq \mathbf{H}_2$ ^[18]。

1.3 通信网络初始化

首先对通信网络进行初始化。航天器 i 的安全区域和通信区域在二维平面的投影如图 1 所示, 其中 δ_{ij} 表示航天器 i 和 j 之间的安全距离, Δ 为航天器之间的通信距离。由图 1 可知, 航天器 i 与航天器 j 之间发生了碰撞, 航天器 i 与航天器 l 之间无通信, 航天器 i 与航天器 k 之间存在通信连接且无碰撞发生, 称航天器 i 与航天器 k 之间存在一条边。

根据上述模型, 从航天器之间的邻接矩阵元素可以定义为

$$\begin{cases} a_{ij} = 1, & \|\mathbf{p}_{ij}\| \in (\delta_{ij} + \varepsilon, \Delta - \varepsilon) \\ a_{ij} = 0, & \text{其他} \end{cases} \quad (2)$$

其中, $\mathbf{p}_{ij} = \mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j$, $\|\cdot\|$ 表示向量的 2 范数。主航天器与从航天器之间的邻接矩阵元素可以定义为

$$\begin{cases} a_{0i} = 1, & \|\mathbf{p}_{i0}\| \in (\delta_{i0} + \varepsilon, \Delta - \varepsilon) \\ a_{0i} = 0, & \text{其他} \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\mathbf{p}_{i0} = \mathbf{p}_i - \mathbf{p}_0$, \mathbf{p}_0 表示主航天器的位置矢量。由上述定义可知从航天器之间的通信网络是无向的, 主航天器与从航天器之间的通信连接是有向的。

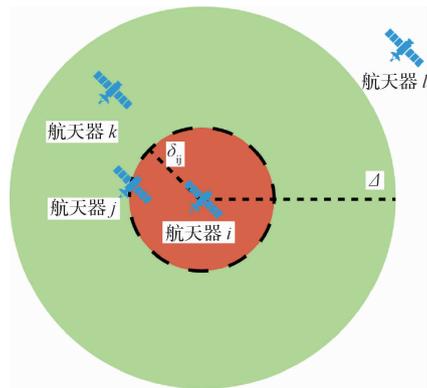


图 1 安全和通信区域二维示意图

Fig. 1 Two-dimensional illustration of collision and communication areas

1.4 问题描述

本文的主要目的是实现在主航天器的状态仅对部分航天器已知、空间干扰未知条件下的主从式航天器系统分布式协同控制。在编队过程中防止航天器之间发生碰撞, 且保证航天器通信网络的连通性。上述描述可以叙述为如下形式。

问题 1: 考虑由式 (1) 描述的航天器系统, 假设初始时刻从主航天器到任意从航天器都存在至少一条有向路, 设计分布式协同控制器和干扰观测器, 使得如下结论成立:

(1) 对于 $\forall t \geq 0$, 主航天器到任一从航天器都存在着有向路。

(2) 各编队航天器之间不会发生碰撞, 即 $\forall t \geq 0, \|\mathbf{p}_{ij}\| > \delta_{ij}$ 。

(3) 干扰观测器的估计值趋向于其真值, 即 $\hat{\mathbf{d}}_i \rightarrow \mathbf{d}_i$ 。

(4) 所有的从航天器的速度最终趋于主航天器的速度, 即 $\forall 1 \leq i \leq n, \dot{\mathbf{p}}_i \rightarrow \dot{\mathbf{p}}_0$ 。

2 势函数和控制器设计

2.1 人工势函数设计

为了实现通信网络的连通性保持和航天器之间的碰撞规避, 设计如下人工势函数

$$\begin{cases} \psi(\|\mathbf{p}_{ij}\|) = \psi^r(\|\mathbf{p}_{ij}\|), & \|\mathbf{p}_{ij}(t)\| \in (\delta_{ij}, \bar{d}_{ij}] \\ \psi(\|\mathbf{p}_{ij}\|) = \psi^a(\|\mathbf{p}_{ij}\|), & \|\mathbf{p}_{ij}(0)\| \in [\bar{d}_{ij}, \Delta) \\ \psi(\|\mathbf{p}_{ij}\|) = \psi^f(\|\mathbf{p}_{ij}\|), & \|\mathbf{p}_{ij}(0)\| \notin [\bar{d}_{ij}, \Delta) \cap (4) \\ & \|\mathbf{p}_{ij}(t)\| \in [\bar{d}_{ij}, \Delta) \\ \psi(\|\mathbf{p}_{ij}\|) = \psi^f(\Delta), & \|\mathbf{p}_{ij}(0)\| \in [\Delta, \infty) \end{cases}$$

式中: ψ^r, ψ^a 和 ψ^f 分别表示排斥势函数、吸引势函数以及编队构型势函数; \bar{d}_{ij} 表示航天器 i 和航天器 j 之间的期望距离。下文中将 $\psi^r(\|\mathbf{p}_{ij}\|), \psi^a(\|\mathbf{p}_{ij}\|)$ 和 $\psi^f(\|\mathbf{p}_{ij}\|)$ 简记为 ψ_{ij}^r, ψ_{ij}^a 和 ψ_{ij}^f 。

各部分势函数具有如下性质:

(1) ψ_{ij} 是对称函数,且满足 $\nabla_{\mathbf{p}_i}\psi_{ij} = -\nabla_{\mathbf{p}_j}\psi_{ij}$ 。其中, $\nabla_{\mathbf{p}_i}\psi_{ij}$ 表示函数 ψ_{ij} 在向量 \mathbf{p}_i 方向上的梯度。

(2) ψ_{ij}^r 在其定义区间上单调递减, ψ_{ij}^a 和 ψ_{ij}^f 在其定义区间上单调递增。

(3) ψ_{ij}^r, ψ_{ij}^a 和 ψ_{ij}^f 均在 $\|\mathbf{p}_{ij}\| = \bar{d}_{ij}$ 处取得最小值,且有等式: $\psi_{ij}^r(\bar{d}_{ij}) = \psi_{ij}^a(\bar{d}_{ij}) = \psi_{ij}^f(\bar{d}_{ij})$ 。

(4) $\psi_{ij}^r(\delta_{ij}) \rightarrow \infty, \psi_{ij}^a(\Delta) \rightarrow \infty$ 。

2.2 主航天器速度恒定

本节研究主航天器速度恒定时的航天器编队控制器设计。为了便于后续分析,定义如下辅助参数

$$\begin{cases} \mathbf{s}_i = \dot{\mathbf{p}}_i - \hat{\mathbf{v}}_i \\ \bar{\mathbf{p}}_i = \mathbf{p}_i - \mathbf{p}_0 \\ \tilde{\mathbf{v}}_i = \hat{\mathbf{v}}_i - \dot{\mathbf{p}}_0 \end{cases} \quad (5)$$

其中, $\hat{\mathbf{v}}_i$ 表示从航天器 i 对主航天器速度的估计。由上述定义可知

$$\mathbf{s}_i = \dot{\bar{\mathbf{p}}}_i - \tilde{\mathbf{v}}_i \quad (6)$$

设计如下分布式协同控制器、速度估计器和干扰观测器

$$\mathbf{a}_i = \mathbf{C}_i \dot{\bar{\mathbf{p}}}_i + \mathbf{g}_i + 2\hat{\mathbf{v}}_i - \alpha \mathbf{s}_i - \hat{\mathbf{d}}_i \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{v}}_i = & -\beta \sum_{j=0}^N a_{ij}(t) (\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i - \dot{\bar{\mathbf{p}}}_j) - \sum_{j=0}^N a_{ij}(t) \nabla_{\mathbf{p}_i} \psi_{ij} \\ & (8) \end{aligned}$$

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{d}}_i = \mathbf{z}_i + \mathbf{q}_i(\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i) \\ \dot{\mathbf{z}}_i = -\mathbf{Q}_i(\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i) (-\mathbf{C}_i \dot{\bar{\mathbf{p}}}_i - \mathbf{g}_i + \mathbf{a}_i + \hat{\mathbf{d}}_i) \end{cases} \quad (9)$$

式中: $\hat{\mathbf{d}}_i$ 为对干扰 \mathbf{d}_i 的估计; $\mathbf{q}_i(\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i)$ 为 $\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i$ 的函数,且有 $\mathbf{Q}_i(\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i) = \nabla_{\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i} \mathbf{q}_i(\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i)$; α 和 β 为正常数。

定理 1. 考虑由式(1)描述的航天器系统,利用式(7)~(9),如果初始时刻从主航天器到任意从航天器都存在着至少一条有向路。函数 $\mathbf{q}_i(\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i)$ 满足 $\mathbf{q}_i(\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i) = \mathbf{B}\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i$, 其中 $\mathbf{B} = \text{diag}(b_1, b_2, b_3)$, 且有不等式 $\eta_i > \frac{1}{2}, \alpha > \frac{1}{2}$ 成立,其中 η_i 表示 \mathbf{Q}_i 的最小特征值,那么问题 1 中的结论成立。

证. 对式(5)求导并将式(1)和式(7)代入可得闭环方程

$$\dot{\mathbf{s}}_i = \ddot{\bar{\mathbf{p}}}_i - \dot{\tilde{\mathbf{v}}}_i = \dot{\tilde{\mathbf{v}}}_i - \alpha \mathbf{s}_i + \bar{\mathbf{d}}_i \quad (10)$$

式中: $\bar{\mathbf{d}}_i = \mathbf{d}_i - \hat{\mathbf{d}}_i$ 表示干扰观测误差。

定义如下李雅普诺夫函数

$$V = V_1 + V_2 + V_3 \quad (11)$$

式中:

$$V_1 = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \mathbf{s}_i^T \mathbf{s}_i + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \tilde{\mathbf{v}}_i^T \tilde{\mathbf{v}}_i \quad (12)$$

$$V_2 = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \psi_{ij} + \sum_{i=1}^n \psi_{i0} \quad (13)$$

$$V_3 = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N \bar{\mathbf{d}}_i^T \bar{\mathbf{d}}_i \quad (14)$$

由主航天器的速度恒定可知 $\dot{\tilde{\mathbf{v}}}_i = \dot{\hat{\mathbf{v}}}_i$ 。将式(10)代入式(12)并求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 = & \sum_{i=1}^n [\mathbf{s}_i^T \dot{\mathbf{s}}_i + \tilde{\mathbf{v}}_i^T \dot{\tilde{\mathbf{v}}}_i] = \sum_{i=1}^n [\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i^T \dot{\tilde{\mathbf{v}}}_i - \alpha \mathbf{s}_i^T \mathbf{s}_i + \mathbf{s}_i^T \bar{\mathbf{d}}_i] \\ & (15) \end{aligned}$$

对式(13)求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 = & \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n ((\nabla_{\mathbf{p}_i} \psi_{ij})^T \dot{\bar{\mathbf{p}}}_i + (\nabla_{\mathbf{p}_j} \psi_{ij})^T \dot{\bar{\mathbf{p}}}_j) + \\ & \sum_{i=1}^n ((\nabla_{\mathbf{p}_i} \psi_{i0})^T \dot{\bar{\mathbf{p}}}_i + (\nabla_{\mathbf{p}_0} \psi_{i0})^T \dot{\bar{\mathbf{p}}}_0) \end{aligned} \quad (16)$$

由势函数的性质(1)可知, $\nabla_{\mathbf{p}_i} \psi_{i0} = -\nabla_{\mathbf{p}_0} \psi_{i0}$; 此外, $\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n (\nabla_{\mathbf{p}_i} \psi_{ij})^T \dot{\bar{\mathbf{p}}}_0 = \dot{\bar{\mathbf{p}}}_0^T \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n (\nabla_{\mathbf{p}_i} \psi_{ij})^T = 0$ 。因此,式(16)可以化简为

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 = & \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n (\nabla_{\mathbf{p}_i} \psi_{ij})^T \dot{\bar{\mathbf{p}}}_i + \sum_{i=1}^n ((\nabla_{\mathbf{p}_i} \psi_{i0})^T \dot{\bar{\mathbf{p}}}_i - \\ & (\nabla_{\mathbf{p}_i} \psi_{i0})^T \dot{\bar{\mathbf{p}}}_0) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n (\nabla_{\mathbf{p}_i} \psi_{ij})^T (\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i - \dot{\bar{\mathbf{p}}}_0) + \\ & \sum_{i=1}^n (\nabla_{\mathbf{p}_i} \psi_{i0})^T (\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i - \dot{\bar{\mathbf{p}}}_0) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=0}^n (\nabla_{\mathbf{p}_i} \psi_{ij})^T \dot{\bar{\mathbf{p}}}_i \end{aligned} \quad (17)$$

由于干扰信号变化很慢,则有 $\dot{\bar{\mathbf{d}}}_i \approx 0$ [9,19]。对干扰观测误差求导并将式(9)代入可得

$$\dot{\bar{\mathbf{d}}}_i = \dot{\mathbf{d}}_i - \dot{\hat{\mathbf{d}}}_i \approx -\dot{\hat{\mathbf{d}}}_i = -\dot{\mathbf{z}}_i - \mathbf{Q}_i(\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i) \dot{\bar{\mathbf{p}}}_i \quad (18)$$

将式(9)和式(18)代入式(14)并求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_3 = & \sum_{i=1}^N \bar{\mathbf{d}}_i^T \dot{\bar{\mathbf{d}}}_i = -\sum_{i=1}^N \bar{\mathbf{d}}_i^T (-\dot{\mathbf{z}}_i - \mathbf{Q}_i(\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i) \dot{\bar{\mathbf{p}}}_i) = \\ & -\sum_{i=1}^N \bar{\mathbf{d}}_i^T \mathbf{Q}_i(\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i) \dot{\bar{\mathbf{d}}}_i \end{aligned} \quad (19)$$

由式(19)可知, $\dot{V}_3 < 0$, 因此当 $t \rightarrow \infty$ 有 $\hat{\mathbf{d}}_i \rightarrow \mathbf{d}_i$, 即问题 1 中的结论(3)成立。

式(15)、式(17)和式(19)相加,并将式(8)代入可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & - \sum_{i=1}^n \sum_{j=0}^n \beta a_{ij}(t) \dot{\bar{\mathbf{p}}}_i^T (\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i - \dot{\bar{\mathbf{p}}}_j) - \sum_{i=1}^N \bar{\mathbf{d}}_i^T \mathbf{Q}_i \bar{\mathbf{d}}_i - \\ & \alpha \mathbf{s}_i^T \mathbf{s}_i + \mathbf{s}_i^T \bar{\mathbf{d}}_i = - \beta \dot{\bar{\mathbf{p}}}^T [\mathbf{H}(t) \otimes \mathbf{I}_3] \dot{\bar{\mathbf{p}}} - \\ & \sum_{i=1}^N [\bar{\mathbf{d}}_i^T \mathbf{Q}_i \bar{\mathbf{d}}_i - \alpha \mathbf{s}_i^T \mathbf{s}_i + \mathbf{s}_i^T \bar{\mathbf{d}}_i] \leq - \beta \dot{\bar{\mathbf{p}}}^T [\mathbf{H}(t) \otimes \\ & \mathbf{I}_3] \dot{\bar{\mathbf{p}}} - \sum_{i=1}^N \left[\left(\eta_i - \frac{1}{2} \right) \|\bar{\mathbf{d}}_i\|^2 - \left(\alpha - \frac{1}{2} \right) \|\mathbf{s}_i\|^2 \right] \end{aligned} \quad (20)$$

由引理1可知, $\mathbf{H}(t)$ 是半正定的,所以当 $\eta_i > \frac{1}{2}, \alpha > \frac{1}{2}$ 时 $\dot{V} \leq 0$, 从而可知 V 和 ψ_{ij} 是有界的。 ψ_{ij} 是有界的表明任意两个航天器之间都没有发生碰撞,且初始状态下可以通信的两个航天器之间的距离小于其通信距离。因此结论(1)和(2)成立。由于没有任意通信链接断开,所以 $\bar{\mathcal{G}}(0) \subseteq \bar{\mathcal{G}}(t)$, 进一步由引理2可知 $\mathbf{H}(0) \leq \mathbf{H}(t)$ 。式(20)可以写为

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & - \beta \dot{\bar{\mathbf{p}}}^T [\mathbf{H}(0) \otimes \mathbf{I}_3] \dot{\bar{\mathbf{p}}} - \sum_{i=1}^N \left(\eta_i - \frac{1}{2} \right) \|\bar{\mathbf{d}}_i\|^2 - \\ & \left(\alpha - \frac{1}{2} \right) \|\mathbf{s}_i\|^2 \end{aligned} \quad (21)$$

因为初始时刻从主航天器到任意从航天器都存在着至少一条有向路,所以由引理1可知 $\mathbf{H}(0)$ 是正定的。对式(21)两边求积分可知 $\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i, \bar{\mathbf{d}}_i, \mathbf{s}_i \in \mathcal{L}_2$ 和 $\mathbf{p}_i, \mathbf{v}_i \in \mathcal{L}_\infty$ 。由 ψ_{ij} 的连续性可知 $\nabla_{\mathbf{p}_i} \psi_{ij} \in \mathcal{L}_\infty$, 代入式(7)和式(8)可得 $\dot{\mathbf{v}}_i, \mathbf{a}_i \in \mathcal{L}_\infty$, 进一步由式(10)可知 $\ddot{\mathbf{p}}_i \in \mathcal{L}_\infty$ 。综上可得 $\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i \in \mathcal{L}_\infty \cap \mathcal{L}_2$ 和 $\ddot{\bar{\mathbf{p}}}_i \in \mathcal{L}_\infty$ 。由 Barbalat 引理可知 $\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i \rightarrow 0$, 即 $\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i \rightarrow \dot{\mathbf{p}}_0$, $i = 1, \dots, n$, 问题1中结论(4)成立。

2.3 主航天器速度变化

第2.2节研究了主航天器速度恒定时,编队卫星的协同控制,本节进一步考虑当主航天器速度动态变化时的航天器编队控制器设计。首先对主航天器的加速度做出如下假设。

假设1. 假设主航天器的速度 $\dot{\mathbf{p}}_0$ 和加速度 $\ddot{\mathbf{p}}_0$ 都是有界的,且有 $\|\mathbf{1}_n \otimes \ddot{\mathbf{p}}_0\| \leq \rho$ 成立,其中 ρ 是正常数。

设计如下控制器和主航天器速度估计

$$\mathbf{a}_i = \mathbf{C} \dot{\mathbf{p}} + \mathbf{g}_i + 2 \dot{\hat{\mathbf{v}}}_i - \alpha \mathbf{s}_i - \gamma \text{sgn}(\mathbf{s}_i) \quad (22)$$

$$\dot{\hat{\mathbf{v}}}_i = - \gamma \sum_{j=0}^N a_{ij}(t) \text{sgn}(\dot{\mathbf{p}}_i - \dot{\mathbf{p}}_j) - \sum_{j=0}^N a_{ij}(t) \nabla_{\mathbf{p}_i} \psi_{ij} \quad (23)$$

式中: $\text{sgn}(\cdot)$ 表示符号函数。

定理2. 考虑由式(1)描述的航天器系统,利用式(9)和式(22)~(23),如果初始时刻从主航天器到任意从航天器都存在着至少一条有向路,假设1成立,函数 $\mathbf{q}_i(\dot{\mathbf{p}}_i)$ 满足 $\mathbf{q}_i(\dot{\mathbf{p}}_i) = \mathbf{B} \dot{\mathbf{p}}_i$, $\mathbf{B} = \text{diag}(b_1, b_2, \dots, b_n)$, 且有不等式 $\eta_i > 1/2, \alpha > 1/2, \gamma > \max\{\rho, \rho/\sqrt{\lambda_{\min}}\}$ 成立,其中 η_i 表示 \mathbf{Q}_i 的最小特征值, λ_{\min} 表示矩阵 $\mathbf{H}(0)$ 的最小特征值,则问题1中的结论成立。

证. 将式(1)和式(22)代入式(2)并求导可得闭环方程

$$\dot{\mathbf{s}}_i = \ddot{\mathbf{p}}_i - \dot{\hat{\mathbf{v}}}_i = \dot{\hat{\mathbf{v}}}_i - \alpha \mathbf{s}_i - \gamma \text{sgn}(\mathbf{s}_i) + \mathbf{d}_i \quad (24)$$

考虑李雅普诺夫函数

$$V = V_1 + V_2 + V_3 \quad (25)$$

对式(25)求导并代入式(24)可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \sum_{i=1}^n \dot{\bar{\mathbf{p}}}_i^T (\dot{\hat{\mathbf{v}}}_i - \ddot{\mathbf{p}}_0) + \sum_{i=1}^n \sum_{j=0}^n (\nabla_{\mathbf{p}_i} \psi_{ij})^T \dot{\bar{\mathbf{p}}}_i - \\ & \sum_{i=1}^n \mathbf{s}_i^T (\gamma \text{sgn}(\mathbf{s}_i) + \alpha \mathbf{s}_i + \mathbf{d}_i - \ddot{\mathbf{p}}_0) + \sum_{i=1}^N \bar{\mathbf{d}}_i^T \mathbf{Q}_i \bar{\mathbf{d}}_i \end{aligned} \quad (26)$$

将式(23)代入式(26)可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & - \gamma \dot{\bar{\mathbf{p}}}^T [\mathbf{D}(t) \otimes \mathbf{I}_3] \text{sgn}([\mathbf{D}^T(t) \otimes \mathbf{I}_3] \dot{\bar{\mathbf{p}}}) - \\ & \sum_{i=1}^n \mathbf{s}_i^T \mathbf{d}_i - \gamma \dot{\bar{\mathbf{p}}}^T [\mathbf{A}(t) \otimes \mathbf{I}_3] \text{sgn}([\mathbf{A}^T(t) \otimes \mathbf{I}_3] \cdot \\ & \dot{\bar{\mathbf{p}}}) - \sum_{i=1}^N \bar{\mathbf{d}}_i^T \mathbf{Q}_i \bar{\mathbf{d}}_i - \dot{\bar{\mathbf{p}}}^T (\mathbf{1}_n \otimes \ddot{\mathbf{p}}_0) - \gamma \|\mathbf{s}\|_1 + \\ & \mathbf{s}^T (\mathbf{1}_n \otimes \ddot{\mathbf{p}}_0) - \alpha \sum_{i=1}^n \mathbf{s}_i^T \mathbf{s}_i \leq - \gamma \|[\mathbf{D}^T(t) \otimes \mathbf{I}_3] \dot{\bar{\mathbf{p}}}\| - \\ & \gamma \|[\mathbf{A}^T(t) \otimes \mathbf{I}_3] \dot{\bar{\mathbf{p}}}\| - \sum_{i=1}^N \left[\left(\eta_i - \frac{1}{2} \right) \|\bar{\mathbf{d}}_i\|^2 - \right. \\ & \left. \left(\alpha - \frac{1}{2} \right) \|\mathbf{s}_i\|^2 \right] + \|(\mathbf{1}_n \otimes \ddot{\mathbf{p}}_0)\| \cdot \|\dot{\bar{\mathbf{p}}}\| - \gamma \|\mathbf{s}\| + \\ & \|(\mathbf{1}_n \otimes \ddot{\mathbf{p}}_0)\| \cdot \|\mathbf{s}\| \end{aligned} \quad (27)$$

式中: \mathbf{s} 和 $\dot{\bar{\mathbf{p}}}$ 分别表示由 \mathbf{s}_i 和 $\dot{\bar{\mathbf{p}}}_i$ 组成的列向量,上述不等式的推导使用了 $\|\cdot\| \leq \|\cdot\|_1$ 和 $ab \leq \frac{1}{2}a^2 + \frac{1}{2}b^2$ 。由假设1可知 $\|\mathbf{1}_n \otimes \ddot{\mathbf{p}}_0\| \leq \rho$, 且已知有不等

式 $\eta_i > \frac{1}{2}, \alpha > \frac{1}{2}, \gamma > \max\{\rho, \rho/\sqrt{\lambda_{\min}}\}$ 成立, 式(27)可简化为

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & -\gamma \sqrt{\dot{\mathbf{p}}^T [\mathbf{H}(t) \otimes \mathbf{I}_3] \dot{\mathbf{p}}} - \gamma \|\dot{\mathbf{p}}\| - \\ & \sum_{i=1}^N \left[\left(\eta_i - \frac{1}{2} \right) \|\bar{\mathbf{d}}_i\|^2 - \left(\alpha - \frac{1}{2} \right) \|s_i\|^2 \right] \leq \\ & - [\gamma \sqrt{\lambda_{\min}[\mathbf{H}(t)]} - \rho] \|\dot{\mathbf{p}}\| - \\ & \sum_{i=1}^N \left[\left(\eta_i - \frac{1}{2} \right) \|\bar{\mathbf{d}}_i\|^2 - \left(\alpha - \frac{1}{2} \right) \|s_i\|^2 \right] \quad (28) \end{aligned}$$

假设图的通信网络只在时刻 $t = t_1, t_2, \dots$ 发生变化, 其他时间段固定不变。对时间 t 用归纳法:

1) 当 $t \in [0, t_1)$, 由于初始时刻图 $\bar{\mathcal{G}}$ 连通可知 $\lambda_{\min}[\mathbf{H}(0)] > 0$, 则有

$$\dot{V} \leq - [\gamma \sqrt{\lambda_{\min}[\mathbf{H}(t)]} - \rho] \|\dot{\mathbf{p}}\| \leq 0, \quad t \in [0, t_1) \quad (29)$$

所以当 $t \in [0, t_1)$ 时 $\dot{V} \leq 0, V(t) \leq V(0)$, 且 $\psi_{ij} \in \mathcal{L}_\infty$ 。因此, 当 $t = t_1$ 时, 通信网络只可能增加边, 进一步有 $\bar{\mathcal{G}}(0) \subseteq \bar{\mathcal{G}}(t_1)$ 。由引理2可知 $\lambda_{\min}[\mathbf{H}(0)] \leq \lambda_{\min}[\mathbf{H}(t_1)]$, 代入式(29)可得当 $t = t_1$ 时

$$\dot{V} \leq - [\gamma \sqrt{\lambda_{\min}[\mathbf{H}(t_1)]} - \rho] \|\dot{\mathbf{p}}\| \leq 0 \quad (30)$$

2) 当 $t \in [t_i, t_{i+1})$, 由于图 $\bar{\mathcal{G}}(t_i)$ 的连通性可知 $\lambda_{\min}[\mathbf{H}(t_i)] > 0$, 则有 $\dot{V}(t) \leq 0, t \in [t_i, t_{i+1})$ 。因而当 $t \in [t_i, t_{i+1})$, ψ_{ij} 有界。有归纳法可知式(29)对于任意 $t \geq 0$ 都有 $\dot{V}(t) \leq 0$ 且 $V(t) \leq V(0)$ 有界。因此, 在整个编队过程中航天器之间无碰撞发生, 且所有的通信连接都被保持, 问题1中的结论(1)和(2)成立。

由式(29)可知 $\dot{\mathbf{p}}, s_i, \bar{\mathbf{d}}_i, \bar{\mathbf{v}}_i \in \mathcal{L}_\infty$ 。不等式(27)两边求积分可知 $\dot{\mathbf{p}}, s_i, \bar{\mathbf{d}}_i \in \mathcal{L}_1$ 。由假设1可知速度 $\dot{\mathbf{p}}_0$ 和加速度 $\ddot{\mathbf{p}}_0$ 有界, 结合式(5)可知 $\mathbf{p}_i, \dot{\mathbf{p}}_i, \hat{\mathbf{v}}_i \in \mathcal{L}_\infty$ 。与定理1的证明类似, 可知 $\ddot{\mathbf{p}}_i \in \mathcal{L}_\infty$ 。综上可得 $\dot{\mathbf{p}}_i \in \mathcal{L}_\infty \cap \mathcal{L}_1$ 和 $\ddot{\mathbf{p}}_i \in \mathcal{L}_\infty$ 。由Barbalat引理可知 $\dot{\mathbf{p}}_i \rightarrow 0$, 即 $\mathbf{p}_i \rightarrow \dot{\mathbf{p}}_0$, 问题1中的结论(4)成立。

3 仿真校验

为了校验本文给出协同控制器的有效性, 本节给出三个从航天器和一个主航天器组成的编队仿真

系统, 并与文献[14]的结果进行对比。假设参考航天器和编队航天器的轨道均为椭圆, 参考航天器所在轨道的长半轴、偏心率、升交点赤经、轨道倾角、近地点幅角和真近点角分别为 6971 km, 0, 40°, 45°, 45°, 0°。在仿真中, 假设航天器之间的安全距离 $\delta_{ij} = 10$ m。从航天器的初始速度为零, 即 $\dot{\mathbf{p}}_i = [0, 0, 0]^T$ m/s, $i = 1, 2, 3$ 。航天器 i 所受到的外界干扰力设为

$$\mathbf{d}_i = [5, 5, 5]^T \cdot \sin(2\pi n_c t + i\pi/10) \quad (31)$$

式中: n_c 为参考轨道平均角速度。

为了实现主从式航天器的协同控制, 排斥势函数、吸引势函数和编队势函数的设计与文献[17]类似

$$\begin{cases} \psi_{ij}^r = k_r [(\|\mathbf{p}_{ij}\| - \delta_{ij}) - \bar{d}_{ij} \ln(\|\mathbf{p}_{ij}\| - \delta_{ij}) + \bar{d}_{ij} \ln(\bar{d}_{ij} - \delta_{ij}) - (\bar{d}_{ij} - \delta_{ij})] \\ \psi_{ij}^a = k_a \left[\ln(\Delta - \|\mathbf{p}_{ij}\|) + \frac{\Delta - \bar{d}_{ij}}{\Delta - \|\mathbf{p}_{ij}\|} - \ln(\Delta - \bar{d}_{ij}) - 1 \right] \\ \psi_{ij}^f = -k_f \cos \left[\frac{\pi(\|\mathbf{p}_{ij}\| - \bar{d}_{ij})}{(\Delta - \bar{d}_{ij})} \right] + k_f \end{cases} \quad (32)$$

对上述势函数分别求偏导可得

$$\begin{cases} \nabla_{\mathbf{p}_i} \psi_{ij}^r = k_r \frac{(\|\mathbf{p}_{ij}\| - \bar{d}_{ij})(\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j)}{\|\mathbf{p}_{ij}\|(\|\mathbf{p}_{ij}\| - \delta_{ij})} \\ \nabla_{\mathbf{p}_i} \psi_{ij}^a = k_a \frac{(\|\mathbf{p}_{ij}\| - \bar{d}_{ij})(\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j)}{\|\mathbf{p}_{ij}\|(\Delta - \|\mathbf{p}_{ij}\|)^2} \\ \nabla_{\mathbf{p}_i} \psi_{ij}^f = k_f \pi \sin \left[\frac{\pi(\|\mathbf{p}_{ij}\| - \bar{d}_{ij})}{(\Delta - \bar{d}_{ij})} \right] \frac{(\mathbf{p}_i - \mathbf{p}_j)}{\|\mathbf{p}_{ij}\|(\Delta - \bar{d}_{ij})} \end{cases} \quad (33)$$

容易验证上述势函数是连续的, 且满足第2.1节中势函数的性质。

3.1 主航天器速度恒定

本节给出主航天器速度恒定时编队协同控制的仿真结果对比, 其中仿真时长为 1000 s, 仿真步长为 0.01 s。航天器之间的通信距离 $\Delta = 50$ m, 航天器的初始位置如表1所示, 由表1以及式(3)和式(4)可得航天器之间的通信网络 $\bar{\mathcal{G}}(0)$ 如图2所示。航天器之间的期望距离为: $\bar{d}_{12} = \bar{d}_{23} = 40$ m, $\bar{d}_{13} = 80$ m, $\bar{d}_{01} = 120$ m, $\bar{d}_{02} = 80$ m, $\bar{d}_{03} = 40$ m。仿真中主航天器的速度为 $\dot{\mathbf{p}}_0(t) = [0.1, 0.1, 0.2]^T$ m/s。利用式(7)~(9)中的控制器, 使用的控制参数如表2所示。采用文献[12]中控制器(16)和(22)~(23)作为对比, 其参数如表3所示。

表 1 航天器的位置

Table 1 The initial position of spacecraft

参数	值
$p_0(0)/m$	$[-20, 0, 0]^T$
$p_1(0)/m$	$[0, 0, 0]^T$
$p_2(0)/m$	$[30, 0, 0]^T$
$p_3(0)/m$	$[40, 30, 0]^T$

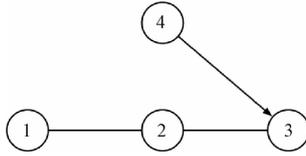


图 2 通信网络 $\bar{G}(0)$

Fig. 2 The communication graph $\bar{G}(0)$

表 2 控制器参数

Table 2 Parameters of controller

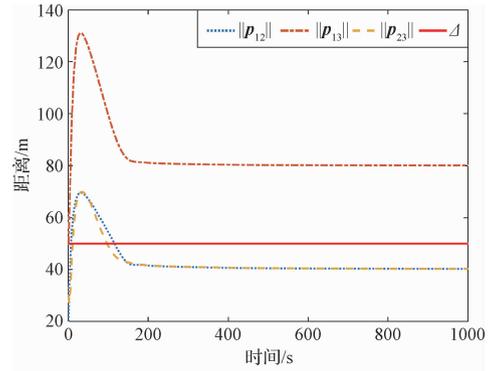
参数	值	参数	值
k_r	10	α	5
k_a	1	β	0.01
k_f	10	B	$1.5I_3$

表 3 控制器参数^[12]

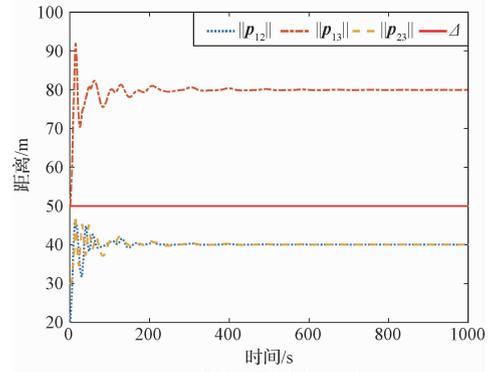
Table 3 Parameters of controller^[12]

参数	值	参数	值
K_F	30	τ	0.1
K_T	50	$\gamma_1 + \gamma_2$	0.05
K_d	10		

图 3~4 分别给出了从航天器之间的距离、从航天器和主航天器之间的距离随时间变化的曲线,其中实线表示航天器之间的通信距离。图 3(a)和图 4(a)为采用文献[12]中控制器得到的仿真结果,图 3(b)和图 4(b)为采用本文提出控制器得到的仿真结果。由图 3(a)可知,在编队过程中三个从航天器之间的距离在 $t \in (10, 100)$ s 时,其距离均大于航天器之间的通信范围。因此,在实际情况下编队通信网络被破坏,航天器之间相互失去联系。作为对比,图 3(b)中从航天器 1 和 2 以及航天器 2 和 3 之间的距离始终小于航天器的通信范围。因此,航天器之间的通信网络一直是连通的,航天器之间可以利用通信网络实现最终的编队。由图 4 可知在两种情况下,所有航天器都能够实现期望构型。图 5 和图 6 分别为从航天器和主航天器速度误差以及从航天器加速度随时间变化的曲线。图 5 表明本文提出



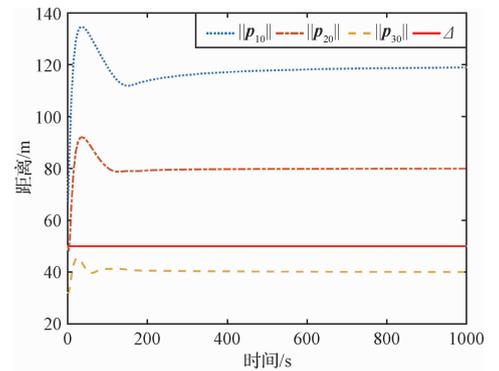
(a) 没有考虑连通性保持^[12]



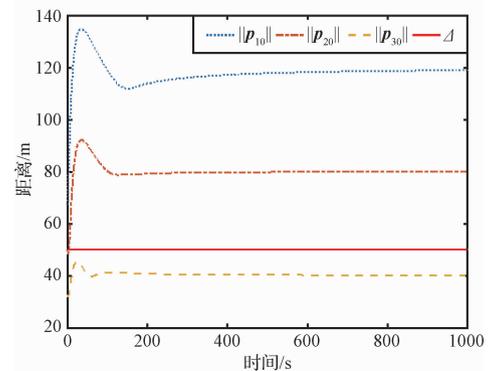
(b) 考虑连通性保持(本文)

图 3 从航天器之间的相对距离

Fig. 3 The distance between the followers



(a) 没有考虑连通性保持^[12]



(b) 考虑连通性保持(本文)

图 4 从航天与主航天器之间的距离

Fig. 4 The distance between the followers and the leader

的分布式协同控制算法能够使得所有从航天器与主航天器之间的速度跟踪误差最终趋于零。由图6可知从航天器的加速度最终也趋于零。

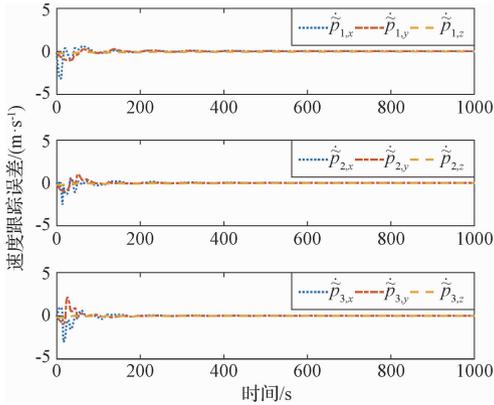


图5 速度跟踪误差

Fig. 5 The velocity tracking errors

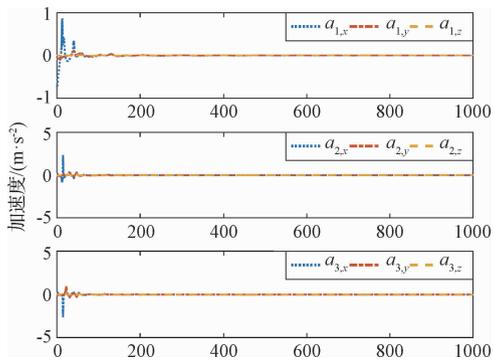


图6 从航天器的加速度

Fig. 6 The acceleration of the followers

为了说明本文中干扰观测器对航天器编队精度的影响,将仿真时间延长到12000 s。图7为航天器1所受的干扰和干扰估计的差值随时间变化的曲线图。由图7可知干扰观测器精度为 10^{-5} m。图8对

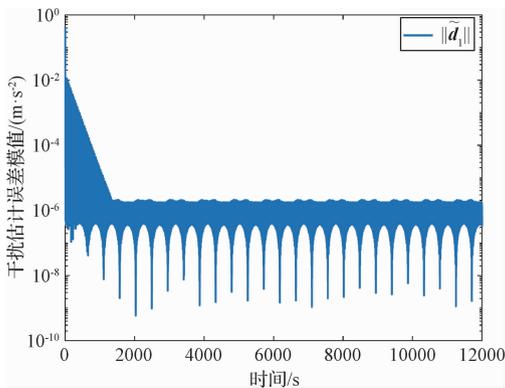


图7 干扰估计差值

Fig. 7 The disturbance estimation errors

比了在有无干扰观测器的情况下,航天器1和航天器2之间的距离与期望距离差的精度。由图8可知,在无干扰观测器的情况下,编队跟踪误差精度为 10^{-2} m,而采用了干扰观测器之后,跟踪误差精度提升到了 10^{-5} m。

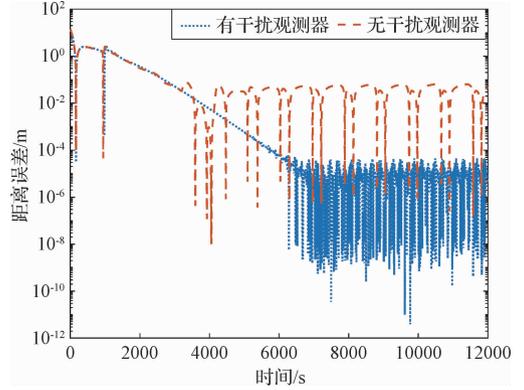


图8 航天器1和航天器2之间的距离跟踪误差

Fig. 8 The distance tracking error between spacecraft 1 and 2

3.2 主航天器速度变化

本节给出主航天器速度变化时的仿真结果,并与文献[12]的仿真结果进行比较,其中仿真时长为500 s。航天器之间的通信距离 $\Delta = 80$ m,航天器的初始位置如表4所示,主航天器的速度为 $\dot{\boldsymbol{p}}_0(t) = [0.1 \sin(\pi/50), 0.1 \cos(\pi/50), 0.05]^T$ m/s。航天器之间的通信网络如图9所示。采用控制器(9)和(22)~(23),仿真中使用的控制参数如表5所示。作为对比,采用文献[12]中的控制器(32)和(37)~(38),其控制参数如表6所示。

表4 航天器的位置

Table 4 The initial position of spacecraft

参数	值
$\boldsymbol{p}_0(0)/\text{m}$	$[0, 0, 0]^T$
$\boldsymbol{p}_1(0)/\text{m}$	$[-20, -30, 0]^T$
$\boldsymbol{p}_2(0)/\text{m}$	$[-10, -100, 0]^T$
$\boldsymbol{p}_3(0)/\text{m}$	$[50, -10, 10]^T$

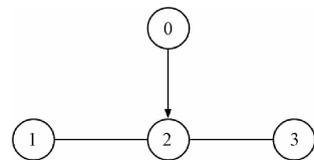


图9 通信网络 $\bar{\mathcal{G}}(0)$

Fig. 9 The communication graph $\bar{\mathcal{G}}(0)$

表 5 控制器参数

Table 5 Parameters of controller

参数	值	参数	值
k_r	0.3	β	0.01
k_a	5	γ	0.01
k_f	0.2	\mathbf{B}	$1.5\mathbf{I}_3$
α	5		

表 6 控制器参数^[12]

Table 6 Parameters of controller^[12]

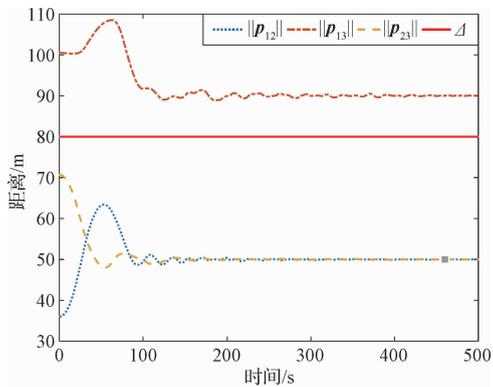
参数	值	参数	值
K_F	30	γ_3	0.1
K_T	50	γ_4	0.6
K_d	0.2	σ	0.1
τ	0.1	β	0.1
$\gamma_1 + \gamma_5$	2		

图 10 ~ 11 分别给出了从航天器之间的距离、从航天器和主航天器之间的距离随时间变化的曲线,其中实线表示航天器之间的通信距离。图 10(a)和图 11(a)为文献[12]中的没有考虑通信网络连通性

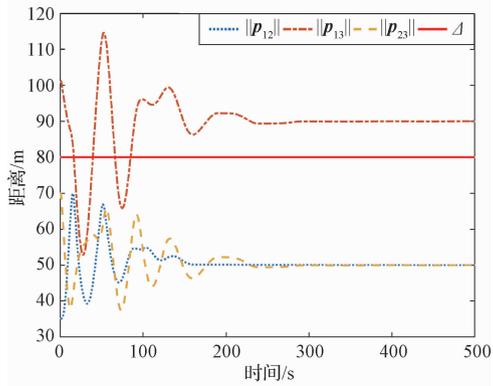
的仿真结果,图 10(b)和图 11(b)为本文的仿真结果。由图 10 可知,在两种情况下,从航天器 1 和 2 以及从航天器 2 和 3 之间的距离都小于航天器之间的通信距离,因此可以实现从航天器之间的期望构型。由图 11(a)可知,在文献[12]中的控制算法作用下,当 $t = 100$ s 时,所有从航天器与主航天器之间的距离都大于通信距离,这就导致了所有从航天器不能获得主航天器的信息,从而不能实现对主航天器的速度和位置跟踪。作为对比,由于采用了吸引势函数,图 11(b)中从航天器 2 和主航天器之间的距离始终小于航天器的通信范围。因此,航天器之间的通信网络一直是连通的,从航天器可以实现对主航天器的速度和位置跟踪。图 12 和图 13 分别为从航天器和主航天器速度误差以及从航天器加速度随时间变化的曲线。图 12 表明尽管主航天器的速度是变化的,所有从航天器的速度都能够与主航天器的速度达到一致,其速度跟踪误差为零。图 13 表明从航天器的加速度最终收敛到零。

4 结 论

对于主从式编队系统,航天器之间通信网络的



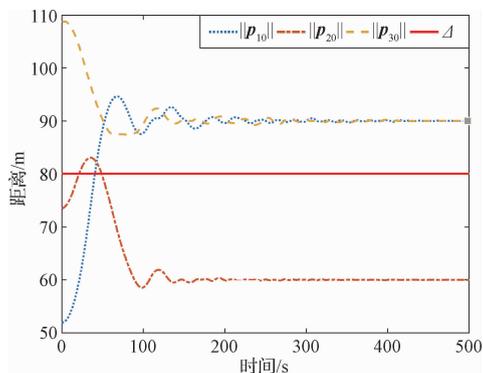
(a) 没有考虑连通性保持^[12]



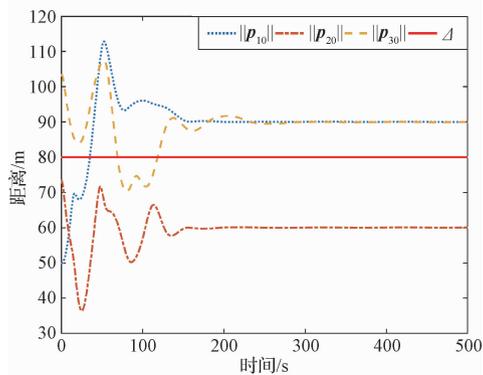
(b) 考虑连通性保持(本文)

图 10 从航天器之间的相对距离

Fig. 10 The distance between the followers



(a) 没有考虑连通性保持^[12]



(b) 考虑连通性保持(本文)

图 11 从航天与主航天器之间的距离

Fig. 11 The distance between the followers and the leader

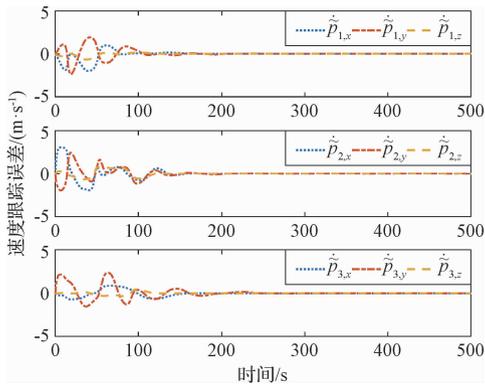


图12 速度跟踪误差

Fig. 12 The velocity tracking errors

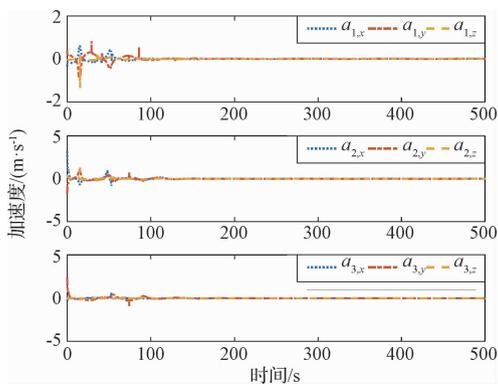


图13 从航天器的加速度

Fig. 13 The acceleration of the followers

连通性是实现航天器分布式编队协同的基础。本文利用势函数和干扰观测器分别给出了主航天器速度恒定和变化时候的分布式协同控制器。该方法能够在航天器之间通信距离有限的约束下,且航天器之间通信网络在初始时刻连通时,能够保证该动态网络在编队协同控制过程中始终连通。从而保证了航天器编队任务的顺利实施。

参 考 文 献

- [1] Alfriend K, Vadali S R, Gurfil P, et al. Spacecraft formation flying: Dynamics, control and navigation[M]. Oxford: Elsevier, 2009.
- [2] Yue X K, Xue X H, Wen H W, et al. Adaptive control for attitude coordination of leader-following rigid spacecraft systems with inertia parameter uncertainties [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(3): 688 – 700.
- [3] Di Mauro G, Lawn M, Bevilacqua R. Survey on guidance navigation and control requirements for spacecraft formation-flying missions[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2017, 41(3): 581 – 602.
- [4] Bandyopadhyay S, Subramanian G P, Foust R, et al. A review of impending small satellite formation flying missions [C]. The 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, USA, January 5 – 9, 2015.
- [5] Liu G P, Zhang S. A survey on formation control of small satellites[J]. Proceedings of the IEEE, 2018, 106(3): 440 – 457.
- [6] Schlanbusch R, Kristiansen R, Nicklasson P J. Spacecraft formation reconfiguration with collision avoidance [J]. Automatica, 2011, 47(7): 1443 – 1449.
- [7] Zhou N, Chen R Q, Xia Y Q, et al. Neural network-based reconfiguration control for spacecraft formation in obstacle environments[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2018, 28(6): 2442 – 2456.
- [8] 马广富,董宏洋,胡庆雷. 考虑避障的航天器编队轨道容错控制律设计[J]. 航空学报, 2017, 38(10): 201 – 211. [Ma Guang-fu, Dong Hong-yang, Hu Qing-lei. Fault-tolerant translational control for spacecraft formation flying with collision avoidance requirement [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(10): 201 – 211.]
- [9] Lee D. Nonlinear disturbance observer-based robust control for spacecraft formation flying [J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 76: 82 – 90.
- [10] 曹喜滨,董晓光,张锦绣,等. 编队飞行自主控制的自适应方法[J]. 宇航学报, 2012, 33(7): 903 – 909. [Cao Xi-bin, Dong Xiao-guang, Zhang Jin-xiu, et al. An adaptive control law for autonomous formation flight [J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(7): 903 – 909.]
- [11] 郑重,宋申民. 考虑避免碰撞的编队卫星自适应协同控制[J]. 航空学报, 2013, 34(8): 1934 – 1943. [Zheng Zhong, Song Shen-min. Adaptive coordination control of satellites within formation considering collision avoidance [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(8): 1934 – 1943.]
- [12] Hu Q L, Dong H Y, Zhang Y M, et al. Tracking control of spacecraft formation flying with collision avoidance [J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 42: 353 – 364.
- [13] 陈瑛,何朕,李顺利. 主从式卫星集群系统的长期轨道保持[J]. 宇航学报, 2016, 37(11): 1349 – 1355. [Chen Ying, He Zhen, Li Shun-li. Long-term distance-keeping for satellite cluster system in leader-follower form [J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(11): 1349 – 1355.]
- [14] 罗建军,周亮,蒋祺祺,等. 航天器编队的六自由度循环追踪协同控制[J]. 宇航学报, 2017, 38(2): 166 – 175. [Luo Jian-jun, Zhou Liang, Jiang Qi-qi, et al. 6 DOF coordinated control using cyclic pursuit for spacecraft formation [J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(2): 166 – 175.]
- [15] Xue X H, Yue X K, Yuan J P. Distributed connectivity maintenance and collision avoidance control of spacecraft formation flying [C]. The 38th Chinese Control Conference,

Guangzhou, China, July 27 – 30, 2019.

- [16] Vaddi S S, Vadali S R, Alfriend K T. Formation flying: accommodating nonlinearity and eccentricity perturbations [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2003, 26(2): 214 – 223.
- [17] Cao Y C, Ren W. Distributed coordinated tracking with reduced interaction via a variable structure approach [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2012, 57(1): 33 – 48.
- [18] Ghapani S, Mei J, Ren W, et al. Fully distributed flocking with a moving leader for Lagrange networks with parametric uncertainties [J]. *Automatica*, 2016, 67: 67 – 76.
- [19] Wang Z, Wu Z. Nonlinear attitude control scheme with disturbance observer for flexible spacecrafts [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2015, 81(1 – 2): 257 – 264.

作者简介:

薛向宏(1990-),男,博士生,主要从事航天器编队协同控制方面的研究。

通信地址:陕西省西安市碑林区西北工业大学航天学院(710072)

电话:(029)88493685

E-mail: xhxue@mail.nwpu.edu.cn

岳晓奎(1970-),男,长江学者,教授,博士生导师,主要从事飞行器动力学方面的研究。本文通信作者。

通信地址:陕西省西安市碑林区西北工业大学航天学院(710072)

电话:(029)88493685

E-mail: xkyue@nwpu.edu.cn