

DOI:10.11918/202410055

# 高阶滑模下的多智能体绳网捕获系统抓捕控制

董森<sup>1,2,3,4</sup>, 王宸<sup>1,2,3</sup>, 李辰<sup>1,2,3</sup>, 陈金宝<sup>1,2,3</sup>, 李云峰<sup>1,2,3</sup>

(1. 南京航空航天大学 航天学院, 南京 211106; 2. 宇航空间机构全国重点实验室(南京航空航天大学), 南京 211106; 3. 深空星表探测机构技术工信部重点实验室(南京航空航天大学), 南京 211106; 4. 西安航天动力研究所, 西安 710100)

**摘要:** 为应对空间碎片对在轨航天器的威胁,对柔性绳网捕获系统的四角自主机动单元增加了模块化对接系统,使其能够对接成一个组合拖曳航天器,便于后续拖拽离轨任务的实施,提高捕获成功率并有效防止了目标物的逃逸。首先,针对在轨捕获过程中柔性绳网带来的振动问题以及四角自主机动单元协同作动的难点,将高阶滑模算法与一致性编队协同策略结合,设计了一种新型控制方法。其次,对基于质量集中法的绳网捕获系统的动力学模型进行了单自由度仿真分析,比较了不同滑模算法与文中算法控制效果及燃料消耗情况。最后,确立了超螺旋滑模算法与领航—跟随者多智能体一致性方法结合的最优控制组合,并成功应用于全自由度的在轨捕获仿真中。仿真结果表明:二者结合设计的新型控制器能够在50 s内完成对目标物的在轨捕获,具备优异的鲁棒性与有效性;同时,四角的自主机动单元能够在捕获过程中保持姿态角波动不超过 $3^\circ$ ,充分满足自主机动单元对接系统工作的客观条件,并有效衔接了在轨捕获阶段与离轨拖曳阶段的过渡性研究。

**关键词:** 绳网捕获; 自主机动单元; 模块化对接系统; 超螺旋滑模算法; 领航—跟随者多智能体一致性方法

**中图分类号:** V57 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2025)08-0014-10

## Capture control of multi-agent tether-net systems based on higher-order sliding mode

DONG Miao<sup>1,2,3,4</sup>, WANG Chen<sup>1,2,3</sup>, LI Chen<sup>1,2,3</sup>, CHEN Jinbao<sup>1,2,3</sup>, LI Yunfeng<sup>1,2,3</sup>

(1. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China; 2. National Key Laboratory of Astronautical Space Mechanism (Nanjing University of Aeronautics and Astronautics), Nanjing 211106, China; 3. Key Laboratory of Deep Space Star Catalog Detection Mechanism Technology, Ministry of Industry and Information Technology (Nanjing University of Aeronautics and Astronautics), Nanjing 211106, China; 4. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** To deal with the threat of space debris to on-orbit spacecraft, modular docking systems are added to the four-corner autonomous maneuvering units of the flexible net capture system. The units can assemble into a combined towing spacecraft, which is convenient for the implementation of subsequent deorbiting tasks, effectively preventing target escape and increasing the capture success rate. Firstly, to address the vibration problem caused by the flexible tether net in the on-orbit capture process and the challenges in coordinated actuation of the four-corner autonomous maneuvering units, a new control method is designed by combining the higher-order sliding mode algorithm with the consensus formation cooperative strategy. Secondly, the single-degree-of-freedom simulation analysis of dynamic model of the tether net capture system based on the mass concentration method is carried out. The control effect and fuel consumption of different sliding mode algorithms and the algorithm in this paper are compared. Finally, the optimal control combination of the super-twisting sliding mode algorithm and the leader-follower multi-agent consensus method is established, and successfully applied to the full-degree-of-freedom on-orbit capture simulation. The simulation results show that the new controller can complete the on-orbit capture of the target within 50 s, which exhibits excellent robustness and effectiveness. At the same time, the four-corner autonomous maneuvering units can keep the attitude angle fluctuation less than  $3^\circ$  during the capture process, which fully meets the objective conditions for docking systems of autonomous maneuvering units. The research effectively connects the transition between the on-orbit capture stage and the deorbit towing stage.

**Keywords:** net capture; autonomous maneuvering unit; modular docking system; super-twisting sliding mode algorithm; leader-follower multi-agent consensus method

收稿日期: 2024-10-25; 录用日期: 2024-12-20; 网络首发日期: 2025-07-08

网络首发地址: <https://link.cnki.net/urlid/23.1235.T.20250708.1449.014>

基金项目: 国家自然科学基金(52075242); 国家自然科学基金企业创新发展联合基金(U21B6002); 第八届青托工程(2022QNRC001)

作者简介: 董森(2000-), 男, 硕士研究生; 陈金宝(1980-), 男, 教授, 博士生导师

通信作者: 王宸(1992-), [nuaawangchen@nuaa.edu.cn](mailto:nuaawangchen@nuaa.edu.cn)

随着航天技术的飞速进步,世界各国每年发射的卫星数量正不断增加。航天活动中产生的运载火箭末级和报废卫星等人造碎片,作为太空垃圾可能在轨道上漂浮数十至数百年,其与轨道上的自然碎石共同组成空间非合作目标。这些形状、大小、材质乃至来源各异的非合作目标遍布不同轨道高度的太空空间<sup>[1]</sup>。与此同时,以失效卫星为代表的空间非合作目标数量也在快速增长,由于各类空间非合作目标的存在,地球轨道已经十分恶劣,现役航天器时刻都面临与各类空间非合作目标相撞从而失效的危险<sup>[2]</sup>,例如,2021年,SpaceX的星链计划因卫星失效而不得不调整轨道,这一变故对中国空间站的安全运行构成了严重威胁<sup>[3]</sup>;而俄罗斯的反卫星试验也在轨道上留下了大量碎片,对同一轨道上的航天器正常运作带来了较大风险<sup>[4]</sup>。伴随着能源危机和环境污染日益严重,当今世界各国都对如何可持续发展航天活动进行了大量的研究<sup>[5]</sup>。其中空间碎片的清除技术<sup>[6]</sup>是解决上述问题的关键。在众多清除技术中,柔性绳网捕获被认为是一种高效且可靠的方法之一。

传统的空间绳网系统机动性较差同时释放后不可控,极易导致捕获失败<sup>[7]</sup>。因此,有学者指出可以对空间绳网系统进行改进,马骏等<sup>[8]</sup>在传统绳网的基础上提出“平台卫星+绳网+自主机动单元”为构型的自主机动空间绳网机器人系统。Meng等<sup>[9]</sup>提出了“绳网+自主机动单元”的空间飞网机器人系统。二者之间的差异性在于前者主要由平台卫星提供机动能力,而后者主要靠自主机动单元。

目前对于改进的绳网捕获系统的研究集中在绳网动力学建模和控制器设计两个方面。目前常用的动力学模型有刚体模型、绝对节点坐标法模型和质量集中法模型。其中质量集中法<sup>[10-11]</sup>将绳网离散为多个节点来描述空间形态的变化,模型较为简单且方便计算,是目前最常用的绳网建模方法。改进的绳网与自主机动单元之间是靠柔性系绳连接的,在对空间碎片进行清除的过程中连接系绳向自主机动单元传递的时变震荡的弹性力是一种外界干扰,其是时变且有界的,滑模变结构控制是处理这类问题的一个良好的控制方法,能够克服系统的不确定性,对干扰和建模的不确定性具有较强的鲁棒性。刘亚等<sup>[12]</sup>已经将滑模算法应用到网型保持中同时具有改进的空间柔性捕获系统是由四角的自主机动

单元作为牵引动力源,与编队卫星的协同控制有异曲同工之妙,所以空间柔性捕获系统的控制研究涉及到编队卫星协同控制技术。Ren<sup>[13]</sup>将 leader-follower 结构的二阶一致性算法应用于多航天器编队保持;Fax<sup>[14]</sup>进一步研究了以 Hill 方程(线性的空间相对动力学方程)为研究对象的多航天器编队问题。张博等<sup>[15]</sup>提出了一种基于参考点一致性估计编队协同控制策略,算法仿真结果可以实现编队的协同机动,且效果好于传统的能量最优算法。

针对改进的绳网捕获系统,滑模控制算法能够解决一定的干扰和不确定性问题,同时自主机动单元可以通过智能体编队协同策略使绳网捕获系统具有一定的稳定性与灵活性。为了提高在轨捕获的成功率和可靠性,本文改进了绳网捕获系统的动力牵引源——一种具有对接功能的自主机动单元。通过基于质量集中法建立了绳网捕获系统的动力学模型。针对常规控制器设计的不足,绳网引起的柔性振动问题以及自主机动单元协同动作的挑战,本文通过单自由度仿真分析,并利用能量最优角度分析了不同滑模算法与非线性领航—跟随多智能体一致性方法相结合的效果。结果表明,超螺旋滑模算法在绳网捕获系统控制中具有显著优势。基于两者结合的绳网捕获系统抓捕控制设计,经过全自由度仿真验证,证明该设计能够顺利完成在轨捕获任务。

## 1 绳网捕获系统动力学分析

### 1.1 绳网捕获系统介绍

绳网捕获系统设计是进行动力学分析的前提,柔性绳网与自主机动单元共同组成绳网捕获系统。

柔性绳网整体为 4.2 m × 4.2 m 的正方形绳网,其采用 Kevlar 纤维材料的方形网目样式。对于系统的机动部件—自主机动单元,需要根据任务流程设计相关结构,使其具备一定的机动性与可靠性。

本文所设计的自主机动单元是一种创新的空间机器人(见图1),其主要作用是通过牵引绳网,使绳网能够以最大的包络状态靠近非合作目标,并在捕获后对接锁定,形成一个拖曳航天器,将非合作目标拖曳至坟墓轨道,从而降低空间碰撞的风险。如图2所示,自主机动单元由视觉测量系统、控制处理系统、电子综合管理系统以及对接系统组成。其中一大亮点在于对接系统的加入,见图3。对接系统

在自主机动单元的内部深度为 66.5 mm,每个自主机动单元包含了两组对接机构,共计占自主机动单元内部体积的 5.6%。在对接系统机械设计方面,采用了高精度自导向式末端快速分离锁定装置,其本体由机电信一体化锥杆、锁紧盘、定位销、正极输出顶针、步进电机、电力线载波调制解调器和锁定螺栓组成,整体结构剖面图见图 4。

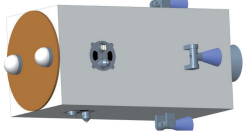


图 1 自主机动单元模型

Fig. 1 Autonomous maneuvering unit model

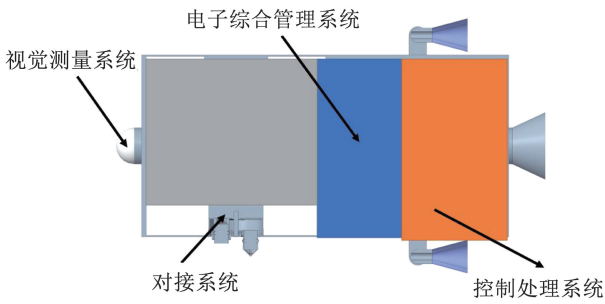


图 2 自主机动单元分系统组成

Fig. 2 Autonomous maneuvering unit subsystem components

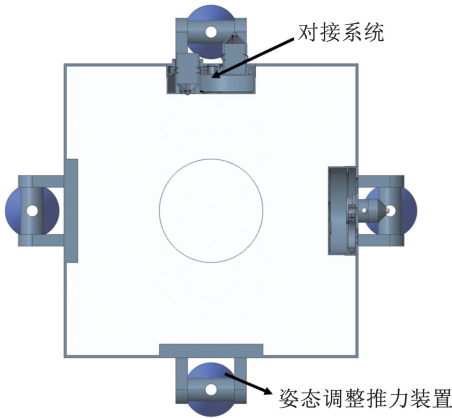


图 3 自主机动单元剖视

Fig. 3 Sectional view of autonomous maneuvering unit

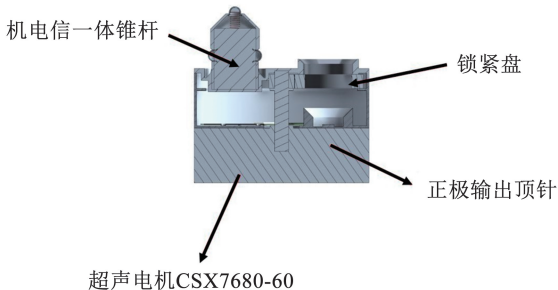


图 4 对接锁定机构剖面

Fig. 4 Sectional view of docking and locking mechanism

如图 5 所示,加强的连接系绳将柔性绳网与自主机动单元耦合为最终的绳网捕获系统,捕获过程

中自主机动单元按照图中箭头方向相靠近,同时朝向目标物方向逐步抵近,在完成对目标物的抓捕之后,四角的自主机动单元达到了对接系统的工作条件,其对接系统开始工作并完成机械锁紧,4个独立的自主机动单元组合成一个大的拖拽航天器。该设计便于后续对于非合作目标拖拽离轨任务的实施,通过组合而成的拖拽航天器携带非合作目标进行轨道机动以达到非威胁轨道环境,能够实现对非合作目标的应急处置。同样,自主机动单元还具备一定的分离功能,通过机械解除锁定,拖拽航天器可重新分裂为 4 个自主机动单元可快速进入下一个在轨捕获任务的准备执行阶段。本文关于自主机动单元的创新设计是一种可持续性的工程发展方向,能够快速分离组合以适应不同的捕获任务,为绳网捕获系统赋予了机动能力与多任务适应能力。

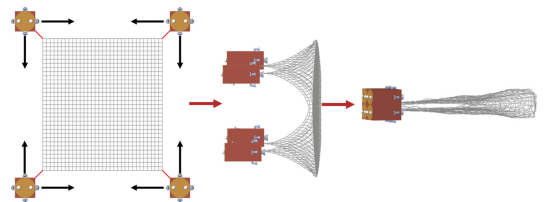


图 5 绳网捕获系统布局方案及组合过程示意

Fig. 5 Overall effect of the net capture system

### 1.2 绳网捕获系统动力学模型

为了直观地描述在轨环境下的绳网捕获系统动力学模型,对绳网捕获系统建立质心参考轨道坐标系,如图 6 所示,Z 轴在待捕获目标物的轨道平面内与其运行的方向一致,X 轴垂直于轨道平面,与轨道角速度方向保持一致,Y 轴沿地心指向绳网捕获系统的质心。

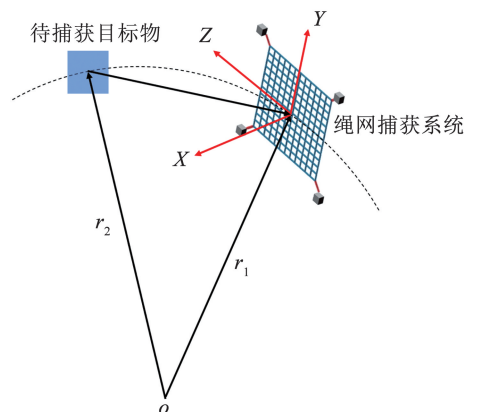


图 6 质心参考轨道坐标系

Fig. 6 Centre of mass reference orbital coordinate system

假设某时刻绳网捕获系统的中心位置在地心惯性坐标系下的矢径为  $r_1$ ,待捕获目标物的质心在地

心惯性坐标系下的矢径为  $\mathbf{r}_2$ , 绳网捕获系统相对于待捕获目标物的位置矢量  $\boldsymbol{\rho}$  便可轻易获知:

$$\boldsymbol{\rho} = \mathbf{r}_1 - \mathbf{r}_2 \quad (1)$$

在地心惯性坐标系下,二者皆受到地球的万有引力作用,故二者在没有捕获接触之前的状态方程为

$$\begin{cases} \frac{d^2 \mathbf{r}_1}{dt^2} = -\mu \frac{\mathbf{r}_1}{r_1^3} + \mathbf{a}_b \\ \frac{d^2 \mathbf{r}_2}{dt^2} = -\mu \frac{\mathbf{r}_2}{r_2^3} \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $\mu$  为地球引力常数,  $\mathbf{a}_b$  为绳网捕获系统的自主机动单元产生的加速度。上式中两式相减可得

$$\frac{d^2 \boldsymbol{\rho}}{dt^2} = \frac{d^2 \mathbf{r}_1}{dt^2} - \frac{d^2 \mathbf{r}_2}{dt^2} = -\mu \frac{\mathbf{r}_1}{r_1^3} + \mu \frac{\mathbf{r}_2}{r_2^3} + \mathbf{a}_b \quad (3)$$

由物体绝对运动和相对运动的关系可知

$$\frac{d^2 \boldsymbol{\rho}}{dt^2} = \frac{\delta^2 \boldsymbol{\rho}}{\delta t^2} + 2\boldsymbol{\omega} \times \frac{\delta \boldsymbol{\rho}}{\delta t} + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho}) + \boldsymbol{\varepsilon} \times \boldsymbol{\rho} \quad (4)$$

式中:  $\boldsymbol{\omega}$  为质心参考轨道坐标系的角速度,  $\boldsymbol{\varepsilon}$  为质心参考轨道坐标系的角加速度。

通过式(3)、(4)可得出绳网捕获系统质心参考坐标系下的相对运动方程:

$$\begin{aligned} \frac{\delta^2 \boldsymbol{\rho}}{\delta t^2} + 2\boldsymbol{\omega} \times \frac{\delta \boldsymbol{\rho}}{\delta t} + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho}) + \boldsymbol{\varepsilon} \times \boldsymbol{\rho} = \\ \mu \frac{\mathbf{r}_2 - (r_2/r_1)^3 \mathbf{r}_1}{r_2^3} + \mathbf{a}_b \end{aligned} \quad (5)$$

忽略式(5)中小量以及高次幂,进行线性化简展开,将矢量改为标量,可得出标量形式的相对运动方程:

$$\begin{cases} \dot{x} + \omega^2 x = a_{bx} \\ \dot{y} - 2\omega \dot{z} - 3\omega^2 y = a_{by} \\ \ddot{z} + 2\omega y = a_{bz} \end{cases} \quad (6)$$

将绳网捕获系统离散为  $i \times j$  个质量节点之后,可得各个节点的动力学模型:

$$\begin{cases} \dot{x}_{i,j} + \omega^2 x_{i,j} = \left[ \frac{\mathbf{f}_{i,j} + \mathbf{T}_{i,j} + \mathbf{F}_n + \mathbf{F}_f}{m_{i,j}} \right]_x \\ \dot{y}_{i,j} - 2\omega \dot{z}_{i,j} - 3\omega^2 y_{i,j} = \left[ \frac{\mathbf{f}_{i,j} + \mathbf{T}_{i,j} + \mathbf{F}_n + \mathbf{F}_f}{m_{i,j}} \right]_y \\ \ddot{z}_{i,j} + 2\omega y_{i,j} = \left[ \frac{\mathbf{f}_{i,j} + \mathbf{T}_{i,j} + \mathbf{F}_n + \mathbf{F}_f}{m_{i,j}} \right]_z \end{cases} \quad (7)$$

式中:  $[\cdot]_x$ 、 $[\cdot]_y$ 、 $[\cdot]_z$  分别为矢量在  $X$ 、 $Y$ 、 $Z$  坐标轴上的投影,  $\mathbf{f}_{i,j}$  为质点  $(i,j)$  的主动控制力,仅存在代表自主机动单元的质点上;  $\mathbf{T}_{i,j}$  为质点  $(i,j)$  受到

的相邻质点的拉力,  $\mathbf{F}_n$ 、 $\mathbf{F}_f$  分别为质点  $(i,j)$  受到的接触法向力和摩擦力。

绳网捕获系统中自主机动单元与柔性绳网直接连接,负责带动绳网进行机动操作。在轨道坐标系中自主机动单元的位置矢径为  $\mathbf{r}_b$ , 自主机动单元的本体坐标系相对于轨道坐标系姿态的 3 个欧拉角  $\boldsymbol{\theta}_b$  ( $\alpha_i, \beta_i, \gamma_i$ ) 来表达,故自主机动单元的动力学方程如下:

$$m_b \ddot{\mathbf{r}}_b = \mathbf{F}_b + \mathbf{F}_G + \mathbf{F}_e \quad (8)$$

$$\mathbf{J}_b \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}}_b + \boldsymbol{\omega}_b \times (\mathbf{J}_b \cdot \boldsymbol{\omega}_b) = \mathbf{M}_b + \mathbf{M}_G + \mathbf{M}_e \quad (9)$$

式中:  $m_b$ 、 $\mathbf{J}_b$  分别为自主机动单元的质量和转动惯量,  $\mathbf{F}_b$ 、 $\mathbf{M}_b$  分别为自主机动单元收到绳网传递的拉力和力矩,  $\boldsymbol{\omega}_b$  为自主机动单元的角速度。

## 2 基于高阶滑模算法的领航—跟随者多智能体系统抓捕控制算法

为了便于后续阐述滑模算法和领航—跟随多智能体一致性方法的结合,将动力学公式重写为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_a = f(\mathbf{x}_a, \mathbf{x}_b, t) \\ \dot{\mathbf{x}}_b = f(\mathbf{x}_a, \mathbf{x}_b, t) + g(\mathbf{x}_b, t) \mathbf{u}(t) \\ \mathbf{y} = \mathbf{x}_b(t) \end{cases} \quad (10)$$

式中:  $\mathbf{x}_a$  为空间绳网捕获系统中除了自主机动单元外的所有集中质量点,  $\mathbf{x}_b$  为 4 个自主机动单元,  $\mathbf{y}$  为系统输出,即为 4 个自主机动单元的状态,包括位置、速度、欧拉角及角速度等;  $\mathbf{u}(t)$  为控制器输出,  $g(\mathbf{x}_b, t)$  为控制器设计相关函数。

为了应对简单滑模控制算法存在的抖振等问题,本文对其提出了两种改进方法—动态滑模设计和超螺旋滑模设计。这两种控制方法的改进都继承了传统滑模控制器的高鲁棒性和结构简单的特点,又能有效减少状态抖振,可以确保空间绳网捕获系统的稳定飞行与高效捕获。

### 2.1 拓扑网络动态

本文考虑的多智能体系统是由  $h(4) + 1$  个智能体构成的领航—跟随多智能体系统。如图 7 所示,其中 0 号为领航智能体,由于空间绳网捕获系统本身没有具体的领航者,在此添加一个虚拟主星作为领航智能体,其余  $h(4)$  个为跟随智能体。在绳网系统释放后的抓捕任务中,跟随智能体不断与邻近的其他智能体进行信息交互,并且实时更新自己的状态,在一段时间内追踪上领航智能体,与其状态保

持一致,通常领航智能体的运动状态不会受到跟随智能体的影响,相反地,跟随智能体的运动状态会受到领航智能体的影响。对于所建立的绳网捕获多智能体系统而言,目的在于使跟随智能体的状态与领航智能体的状态保持一致,同时使真实存在的自主机动单元在捕获过程中保持一定的编队队形,进而完成在轨捕获任务。

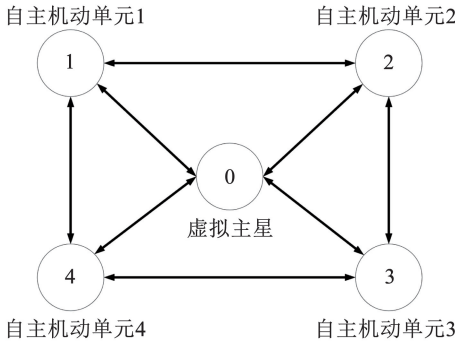


图 7 信息拓扑图

Fig. 7 Information topology diagram

该多智能体系统的拓扑关系由图  $G(v, \varepsilon, A)$  表示,其中  $v = \{0, 1, 2, \dots, h\}$ 。邻接矩阵  $A$  表示为

$$A = \begin{bmatrix} a_{00} & a_{01} & \dots & a_{0h} \\ a_{10} & a_{11} & \dots & a_{1h} \\ \vdots & \ddots & \ddots & \vdots \\ a_{h0} & a_{h1} & \dots & a_{hh} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & 0 & 1 & 0 & 1 \\ 1 & 1 & 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 1 & 0 & 1 \\ 1 & 1 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \in \mathbf{R}^{5 \times 5} \quad (11)$$

定义对角矩阵  $D = \text{diag}\{d_0, d_1, \dots, d_h\}$ ,其中  $d_i =$

$\sum_{j=0}^h a_{ij}, i = 0, 1, \dots, h$ 。图  $G$  的拉普拉斯矩阵为

$$L = D - A \in \mathbf{R}^{(h+1) \times (h+1)} \quad (12)$$

将虚拟领航者的状态量  $X_0$  与  $V_0$  定义如下:

$$\begin{cases} X_0 = (x, y, z, \alpha, \beta, \gamma)^T \\ V_0 = (v_x, v_y, v_z, \omega_1, \omega_2, \omega_3)^T \end{cases} \quad (13)$$

式中: $x, y, z, v_x, v_y, v_z$  分别为虚拟领航者的三轴位置及速度, $\alpha, \beta, \gamma, \omega_1, \omega_2, \omega_3$  分别为欧拉角及姿态角速度。

虚拟领航智能体的动力学模型为

$$\begin{cases} \dot{X}_0 = V_0 \\ \dot{V}_0 = u_0 \end{cases} \quad (14)$$

式中: $X_0, V_0$  分别为虚拟领航智能体的位置、速度、欧拉角及姿态角速度状态, $u_0$  为控制输入。

第  $i$  个跟随智能体的动力学模型由以下不确定非线性系统表示:

$$\begin{cases} \dot{X}_i = \dot{V}_i \\ \dot{V}_i = u_i + g_i(X_i, V_i) + d_i(X_i, t) \end{cases} \quad (15)$$

式中: $X_i, V_i$  的定义和虚拟领航者类似,分别为跟随智能体(自主机动单元)的位置、速度、欧拉角及姿态角速度信息, $g_i(X_i, V_i)$  为系统的非线性动态特性, $d_i(X_i, t)$  为外部干扰,即连接系绳的干扰。

## 2.2 控制器设计与稳定性分析

该多智能体系统中状态误差分别为

$$\begin{cases} \varepsilon_{1i} = \sum_{j=1}^h a_{ij}(X_i - X_j) + b_i(X_i - X_0) \\ \varepsilon_{2i} = \sum_{j=1}^h a_{ij}(V_i - V_j) + b_i(V_i - V_0) \end{cases} \quad (16)$$

控制目标为跟随智能体能够在有限时间内和领航智能体状态达到一致,如此可认为,该多智能体系统实现了有限时间内领航—跟随一致性,  $|X_i - X_0| \rightarrow \delta, |V_i - V_0| \rightarrow 0$  即误差动态方程  $\varepsilon_{1i} \rightarrow 0, \varepsilon_{2i} \rightarrow 0$ 。

注  $\delta$  为领航智能体与跟随智能体的位置误差小量,取值受到实际的自主机动单元尺寸以及对接系统工作特性的影响,且相对于控制初始状态的差量很小,接近于 0 但不等于 0。

此处利用高阶超螺旋滑模控制算法来设计领航—跟随者多智能体一致性协议,具体表达式如下:

$$\begin{cases} u_i = -\lambda |s_i|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(s_i) + u_1 + u_0 - \varepsilon_{2i} \\ \dot{u}_1 = -\alpha_1 \text{sign}(s_i) \end{cases} \quad (17)$$

其中:

$$\begin{aligned} \lambda &= \omega_1 \sqrt{\frac{\gamma_1}{2}} \\ \alpha_1 &= \lambda \varepsilon + \frac{1}{2}(\beta_1 + 4\varepsilon^2) \end{aligned}$$

式中: $s_i$  为滑模面, $\alpha_1, \beta_1, \varepsilon, \lambda, \omega_1, \gamma_1$  均大于 0。

在上述超螺旋算法的控制作用下,领航—跟随者多智能体系统会在有限时间内实现领航智能体和跟随智能体的步调一致,在有限时间内实现了领航—跟随一致,实现了控制目标。

对式(16)求一阶导数,可得

$$\begin{cases} \dot{\varepsilon}_{1i} = \varepsilon_{2i} \\ \dot{\varepsilon}_{2i} = u_i + g_i(X_i, V_i) + d_i(X_i, t) - u_0 \end{cases} \quad (18)$$

将位置误差和速度误差加入滑模面的设计中,可得

$$s_i = \varepsilon_{1i} + \varepsilon_{2i}, i = 1, 2, \dots, h \quad (19)$$

对式(19)求一阶导数,可得

$$\begin{aligned} \dot{s}_i &= \varepsilon_{2i} + \dot{\varepsilon}_{2i} = \varepsilon_{2i} + u_i + g_i(X_i, V_i) + \\ & d_i(X_i, t) - u_0 \end{aligned} \quad (20)$$

由于  $\dot{s}_i$  中包含控制输出, 在此处动态滑模算法将  $s_i$  看作一种新的系统状态, 对  $s_i$  再次设计滑模面, 新滑模面为

$$\sigma_i = \dot{s}_i + cs_i \quad (21)$$

式中  $c > 0$ , 随后对  $\sigma$  求导, 可得

$$\dot{\sigma}_i = \ddot{s}_i + c\dot{s}_i \quad (22)$$

式(22)中出现了滑模面  $s_i$  的二阶导数, 这意味着控制输出也会出现一阶导数, 此时令  $\dot{\sigma}$  等于某一趋近律即可求解一个控制输出的一阶导数, 对控制输出的一阶导数进行积分, 自然不会存在不连续项, 这就是动态滑模解决抖振问题的核心所在。在此简单介绍了动态滑模算法的设计思路, 关于动态滑模算法的稳定性证明省略, 后续重点关注超螺旋滑模

算法的相关设计。

稳定性分析原理如下:

将式(17)设计的一致性控制协议代入式(20)滑模面的一阶导数中, 可得

$$\begin{cases} \dot{s}_i = -\lambda |s_i|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(s_i) + u_i + g_i(X_i, V_i) + d_i(X_i, t) \\ \dot{u}_i = -\alpha_1 \text{sign}(s_i) \end{cases} \quad (23)$$

令式(23)中  $u_i + g_i(X_i, V_i) + d_i(X_i, t) = k_i$ , 可得

$$\begin{cases} \dot{s}_i = -\lambda |s_i|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(s_i) + k_i \\ \dot{k}_i = -\alpha_1 \text{sign}(s_i) + \dot{g}_i(X_i, V_i) + \dot{d}_i(X_i, t) \end{cases} \quad (24)$$

选取 Lyapunov 函数为

$$V_i = \zeta_i^T P_i \zeta_i \quad (25)$$

式中  $P_i$  为正定对称矩阵, 取  $\zeta_i = [ |s_i|^{\frac{1}{2}} \text{sign}(s_i), k_i ]^T$  并对其求一阶微分, 得到:

$$\begin{aligned} \dot{\zeta}_i &= [ \frac{1}{2} |s_i|^{-\frac{1}{2}} [ -\lambda \text{sign}^{\frac{1}{2}}(s_i) + k_i ] - \alpha_1 \text{sign}(s_i) + \dot{g}_i(X_i, V_i) + \dot{d}_i(X_i, t) ] = \\ & |s_i|^{-\frac{1}{2}} \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}\lambda & \frac{1}{2} \\ -[ \alpha_1 - (\dot{g}_i(X_i, V_i) + \dot{d}_i(X_i, t)) \text{sign}(s_i) ] & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \text{sign}^{\frac{1}{2}}(s_i) \\ k_i \end{bmatrix} = |s_i|^{-\frac{1}{2}} A_i \zeta_i \end{aligned} \quad (26)$$

当  $\lambda > 0$ ,  $\alpha_1 > 0$  时, 矩阵  $A_i$  的特征值具有负实部, 此时满足 Hurwitz 矩阵的条件。

对式(25)求一阶微分, 可得

$$\dot{V}_i = \zeta_i^T P_i \dot{\zeta}_i + \dot{\zeta}_i^T P_i \zeta_i = |s_i|^{-\frac{1}{2}} \zeta_i^T (A_i^T P_i + P_i A_i) \zeta_i \quad (27)$$

对任意给定的对称正定矩阵  $Q_i = Q_i^T$ , 都一定存在一个对称正定矩阵  $P_i = P_i^T$ , 使得:

$$A_i^T P_i + P_i A_i = -Q_i \quad (28)$$

如此, 式(27)可以变换为

$$\dot{V}_i = -|s_i|^{-\frac{1}{2}} \zeta_i^T Q_i \zeta_i < 0 \quad (29)$$

由式(29)可得, 李雅普诺夫函数的一阶导数是单调递减的。李雅普诺夫函数  $V_i$  是二次正定函数, 所以有

$$\lambda_{\min}(P_i) \|\zeta_i\|_2^2 \leq \zeta_i^T P_i \zeta_i \leq \lambda_{\max}(P_i) \|\zeta_i\|_2^2 \quad (30)$$

式中,  $\lambda_{\min}(P_i)$ 、 $\lambda_{\max}(P_i)$  分别为正定对称矩阵  $P_i = P_i^T$  的最小特征值和最大特征值。同时存在:

$$|s_i|^{\frac{1}{2}} \leq \left( \frac{V_i}{\lambda_{\min}(P_i)} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (31)$$

综合式(29)和式(31), 可知:

$$\begin{aligned} \dot{V}_i &= -\frac{1}{|s_i|^{\frac{1}{2}}} \zeta_i^T Q_i \zeta_i \leq -\frac{\lambda_{\min}(Q_i)}{|s_i|^{\frac{1}{2}}} \|\zeta_i\|_2^2 = \\ & -\frac{\|\zeta_i\|_2 \lambda_{\min}(Q_i)}{|s_i|^{\frac{1}{2}}} \|\zeta_i\|_2 \leq -\lambda_{\min}(Q_i) \|\zeta_i\|_2 \leq \\ & -\frac{\lambda_{\min}(Q_i)}{\lambda_{\frac{1}{2}}(P_i)} V_i^{\frac{1}{2}} = -\delta V_i^{\frac{1}{2}} \end{aligned} \quad (32)$$

由李雅普诺夫有限时间稳定性定理可知, 所设计的领航—跟随者多智能体一致性协议可以在有限时间  $T_h$  内实现收敛:

$$T_h \leq \frac{2}{\delta} V_i^{\frac{1}{2}} \quad (33)$$

式中,  $T_h = \frac{\lambda_{\min}(Q_i)}{\lambda_{\frac{1}{2}}(P_i)}$ 。

### 3 仿真实验

#### 3.1 仿真初始化及配置

根据空间在轨捕获任务要求, 本文的仿真实验是在绳网完全展开之后开始工作的, 要求空间绳网多智能体系统在与捕获目标接触之前保持一定的编队队形以正常抵近捕获目标; 同时, 在超螺旋滑模算法下能够有效捕获包络目标物。仿真的环境情景见

图 8, 其中的坐标系按照本文质心轨道坐标系经过一定的三轴旋转得到, 捕获对象是以钢质立方星为代表的非合作目标。

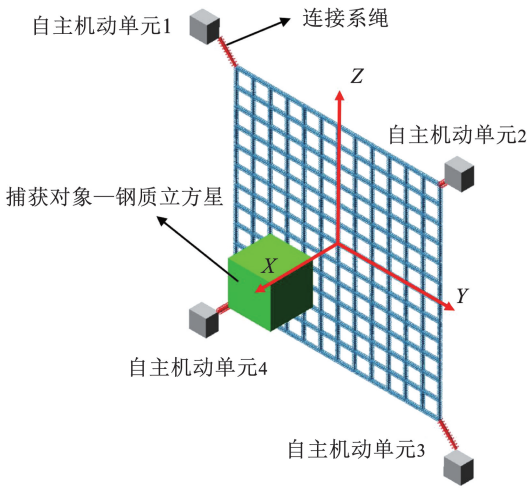


图 8 仿真情景

Fig. 8 Simulation environment

仿真过程中关于绳网捕获系统的相关参数设计见表 1, 由于绳网捕获系统的可控部分为自主机动单元, 因此仿真中绳网捕获系统的初始值及期望值均为自主机动单元的位置和速度参数, 见表 2。

表 1 绳网捕获系统参数

Tab. 1 Parameters of the net capture system

轨道高度/ km	轨道倾角/ (°)	轨道角速度/ (rad·s <sup>-1</sup> )	绳网整体 尺寸/m	
36 000	0	9.243 × 10 <sup>-5</sup>	4.2 × 4.2	
绳网总质 量/kg	自主机动 单元质量/kg	绳段密度/ (kg·m <sup>-3</sup> )	绳段弹性 模量/GPa	绳段泊 松比
0.556 3	10	1 440	130	0.36

表 2 系统初始值与期望值

Tab. 2 Initial and desired values of the System

名称	初始位置/ m	期望位置/ m	期望速度/ (m·s <sup>-1</sup> )
自主机动单元 1	[-3, 3, 0.15] <sup>T</sup>	[-0.2, 0.2, 3] <sup>T</sup>	[0, 0, 0] <sup>T</sup>
自主机动单元 2	[3, 3, 0.15] <sup>T</sup>	[0.2, 0.2, 3] <sup>T</sup>	[0, 0, 0] <sup>T</sup>
自主机动单元 3	[3, -3, 0.15] <sup>T</sup>	[0.2, -0.2, 3] <sup>T</sup>	[0, 0, 0] <sup>T</sup>
自主机动单元 4	[-3, -3, 0.15] <sup>T</sup>	[-0.2, -0.2, 3] <sup>T</sup>	[0, 0, 0] <sup>T</sup>

本文中关于虚拟领航者的设置为 X, Y 方向坐标位置为 0, 且保持对应方向速度为 0, 并不考虑 Z 方向的领航—跟随多智能体一致性协议。

### 3.2 单自由度滑模算法对比分析

搭建完仿真环境, 对本文提到的各类滑模控制算法进行单自由度仿真分析验证, 为了挑选更优的滑模算法配合领航—跟随者多智能体一致性方法, 进而实现对控制器设计的全面优化与选择, 分别进行了简单滑模、动态滑模和超螺旋滑模的算法对比分析。在此仅将 Z 方向的坐标位置作为控制目标, 目标坐标为 3 m, 目标速度为 0 m/s。

简单滑模算法的仿真结果如图 9 所示, 在 10 s 内可以实现对目标位置的追踪, 并且保证到达目标位置的速度为 0 m/s, 其中最大速度为 970 mm/s, 同时滑模面 S 也稳定在零附近。由于简单滑模算法没有解决控制输出抖振问题的能力, 初始的最大控制输出推力为 20 N, 一段时间之后呈现高频振动的形式。这种控制输出信号不连续, 对执行器的要求过高, 在现实中几乎无法实现。

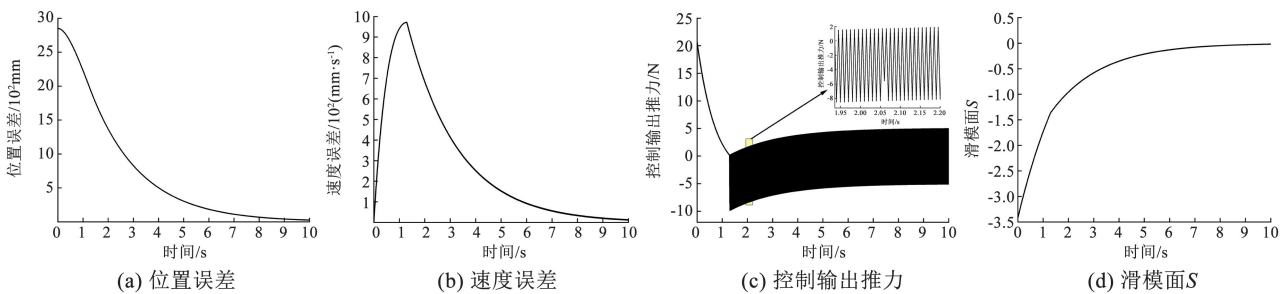


图 9 简单滑模算法仿真结果

Fig. 9 Simulation results of simple sliding mode algorithm

动态滑模算法的仿真结果如图 10 所示, 在 10 s 内可实现对目标位置的追踪, 但仔细观察还是与目标坐标存在一定的差量, 然而这并不影响总体的控制效果。同样其到达目标位置的速度误差也降为 0 mm/s, 其中最大速度为 1 400 mm/s, 滑模面 S 也

稳定在零值附近。由于动态滑模算法引入一个动态项来减少系统的抖振, 增加了系统的阶次, 使得整体的控制输出推力没有出现明显的抖振现象, 控制输出曲线较为平滑连续。

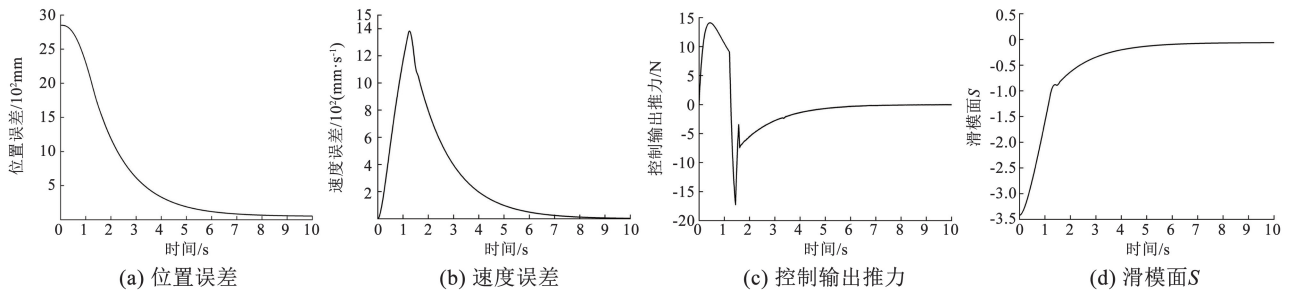


图 10 动态滑模算法仿真结果

Fig. 10 Simulation results of dynamic sliding mode algorithm

超螺旋滑模算法的仿真结果如图 11 所示,在 10 s 内同样可以实现对目标位置的追踪,达到目标位置的速度为 0 mm/s,其中最大速度为 980 mm/s,同时滑模面  $S$  也稳定在零值附近。超螺旋滑模算法的位置误差和速度误差曲线与上述两种算法出现了不一样的情况,即系统在达到稳态前的超调现象,可

以看出系统还是很快将超调的部分弥补回来了,后续可以通过调节控制参数将超调量进一步缩小。控制输出推力的曲线也是相对较为平滑连续的,初始最大控制推力为 8 N,在 9 s 左右出现了小幅度抖振,抖振幅值并不呈现下降趋势,最终稳定到零附近。

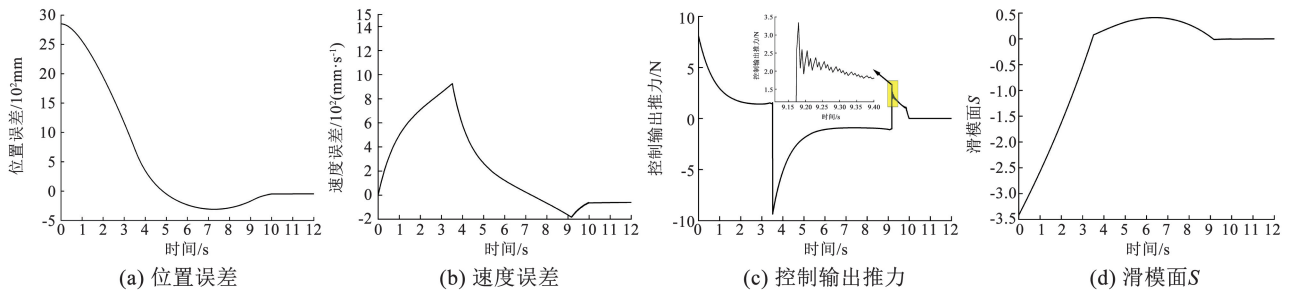


图 11 超螺旋滑模算法仿真结果

Fig. 11 Simulation results of super-twisting sliding mode algorithm

为了选择更优的滑模算法,考虑燃料消耗以及控制效果,对上述 3 种滑模算法的控制输出推力曲线进行积分。定义推力为正值的积分结果为燃料正消耗,反之推力为负值的积分结果为燃料负消耗,上述 3 种推力能量积分计算具体情况见表 3。

能够提供更平滑的控制性能,同时能够有效降低柔性绳网自身及与目标物接触带来的控制输出抖振问题,能够提升控制器执行捕获任务的稳定性。故后文将超螺旋滑模算法和领航-跟随多智能体一致性算法结合在一起实现对于抓捕任务的仿真分析。

表 3 燃料消耗量

Tab. 3 Fuel consumption

算法类型	总消耗/g
简单滑模	19.306 9
动态滑模	27.630 1
超螺旋滑模	21.520 7

### 3.3 全自由度仿真分析

从燃料消耗的角度来看,简单滑模算法的总消耗量最低,这意味着它在燃料效率上可能是最优的。然而,简单滑模存在推力曲线不连续和过度抖振的问题,这可能会影响自主机动单元的控制精度和稳定性。动态滑模算法在燃料消耗上较高,其通过引入动态项来减少抖振,可能在控制精度和系统稳定性方面表现更好,这种算法可能更适合需要高精度控制的任务,柔性捕获不像刚性捕获需要较高的控制精度,因此控制精度和燃料消耗量之间还是选择后者作为较优的评价指标。超螺旋滑模算法的燃料总消耗量介于两者之间,其在空间在轨捕获任务中

在固定的拓扑网络结构下,4 个自主机动单元作为跟随智能体,与其他跟随者相互作用,获取有用信息并及时更新自己状态,最终在  $X$ 、 $Y$  方向上实现了对虚拟领航者的追踪,与虚拟领航者的状态保持一致。在整个抓捕任务中,跟随智能体与虚拟领航者之间的动态关系如图 12 所示,五角星表示虚拟领航者的实时位置,圆圈表示各个跟随智能体的实时位置,各个时刻跟随智能体之间的连线组成实时队形,从中可以看出在抓捕钢质立方星的过程中,跟随智能体之间能够保持一定的方形编队逐步靠近抓捕对象,并在有限的仿真时间内完成对于虚拟领航者的跟踪,由于设定的期望位置并不是在  $X$ 、 $Y$  方向完全与虚拟领航者保持一致,同时自主机动单元存在体积的缘故,各个跟随智能体与虚拟领航者之间的位置关系在仿真过程中只是愈加靠近,并不是完全重合。

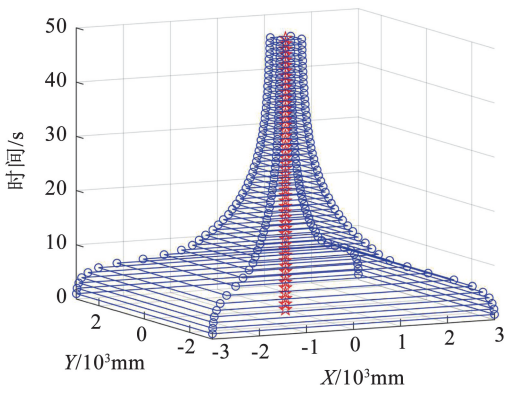


图 12 一致性算法编队效果

Fig. 12 Formation effect of consensus algorithm

为了判断是否完成对目标物的捕获,将 4 个自主机动单元位置坐标所围成的面积作为空间绳网的实时动态面积,与目标物的最大横截面积进行比较,若实时面积小于最大横截面积则认为捕获成功,此时通过本文设计的对接机构完成锁定,即可防止目标物逃逸。

由于仿真过程中 4 个自主机动单元的位置、速度及推力曲线趋势基本一致,只存在方向上的差别,

此处仅将自主机动单元 1 作为主要分析对象。在抓捕钢质立方星的过程中,自主机动单元 1 的仿真数据如图 13 所示,可以看出自主机动单元在 X、Y 方向上能够达到期望位置,由于空间绳网捕获系统从 Z 方向机动逼近的过程对钢质立方星产生了一定的碰撞接触力,同时为了完全模拟在轨捕获情景,钢质立方星是处于失重的状态,为了完成抓捕任务,自主机动单元只能在 Z 方向上过度超调,这也就解释了但自主机动单元未能在 Z 方向上到达期望位置。Z 方向整体的速度变化较为平滑,X、Y 方向的速度变化相较粗糙一点,尤其后半段出现了“波浪”形的速度变化形式,这一点与控制输出推力曲线较为类似,这是由于在 X、Y 方向上,自主机动单元作为跟随智能体需要不断追踪并逼近虚拟领航者以实现对于钢质立方星的完全包络,这个过程中绳网的各个绳段需要与钢质立方星不断接触碰撞,机动卫星需要不断调整推力大小以完成捕获包络。实时面积的变化也可以佐证对于钢质立方星的抓捕任务是成功的,绳网实时面积约在 27 s 开始小于钢质立方星的最大横截面积 1 m<sup>2</sup>,后续也呈现下降趋势并逐步稳定。

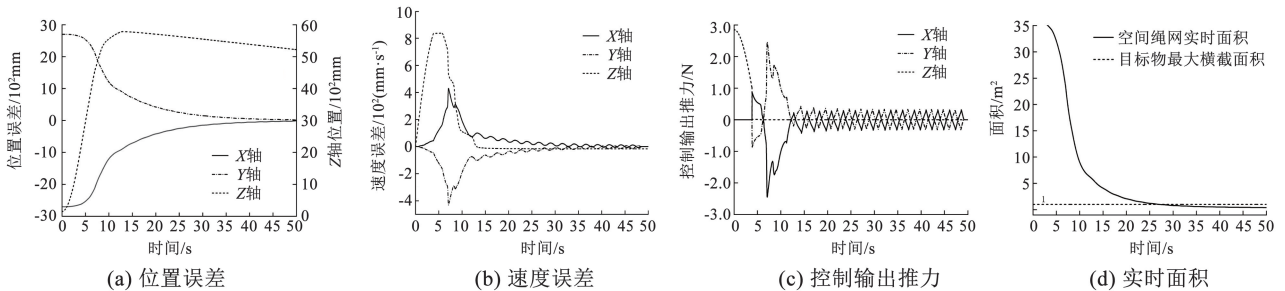


图 13 自主机动单元 1 仿真数据

Fig. 13 Autonomous manoeuvring unit 1 simulation data

在抓捕目标物过程中,由于连接系绳与自主机动单元的连接方式以及连接系绳拉力的震荡波动,会导致自主机动单元的姿态角发生变化。为了保证完成抓捕任务之后自主机动单元之间可以实现对接锁定,进而完成自主机动单元的组合以防止目标物的逃逸,需要对其姿态角及角速度进行稳定保持控制。

对钢质立方星进行抓捕的过程中,自主机动单

元的姿态角及姿态角速度的变化见图 14、15。从图 14、15 可以看出自主机动单元的姿态角最终能够稳定在  $[0, 0, 0]^T$ , 整个过程的姿态角波动不超过  $3^\circ$ , 同样姿态角速度最终也能稳定在  $[0, 0, 0]^T$ , 姿态角速度最大不超过  $20^\circ/s$ , 抓捕过程可以对虚拟领导者的姿态角与姿态角速度实现很好的追踪。

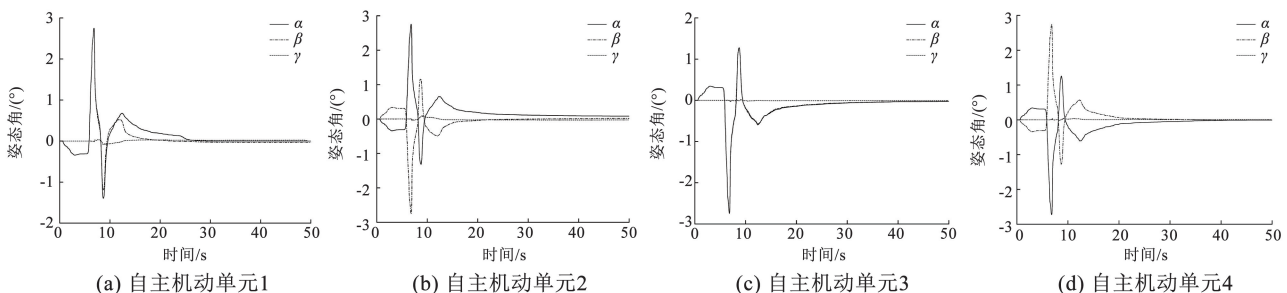


图 14 姿态角变化

Fig. 14 Change in attitude angle

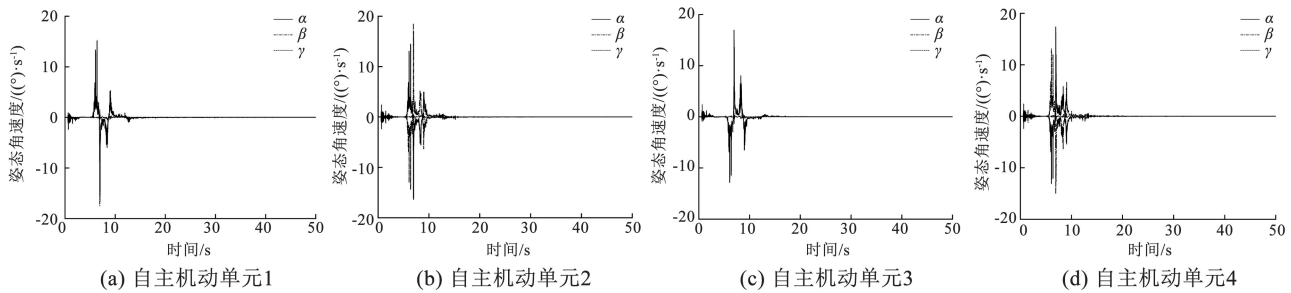


图 15 姿态角速度变化

Fig. 15 Change in attitude angular velocity

## 4 结 论

1) 将超螺旋滑模算法与领航—跟随者多智能体一致性算法结合的控制策略能够有效降低柔性抖动问题并能够兼顾捕获过程的燃料消耗问题。

2) 在实施对目标物的抓捕过程中,领航—跟随者之间能够起到一定的追踪效果。同时自主机动单元能够保证不出现姿态失控的问题,在完成捕获后对接锁定进而形成一个拖曳航天器以实施后续的离轨任务,该对接系统的提出弥补了在轨捕获任务阶段和拖曳离轨任务阶段之间的衔接性,使得空间绳网捕获系统的任务流畅度更强。

## 参考文献

[1] 许英杰, 刘晓路, 贺仁杰, 等. 空间碎片主动移除任务规划研究综述[J]. 控制与决策, 2024, 39(2): 371  
XU Yingjie, LIU Xiaolu, HE Renjie, et al. Space debris active removal mission planning: a review [J]. Control and Decision, 2024, 39(2): 371. DOI: 10. 13195/j. kzyjc. 2022. 2206

[2] YU Jing, CHEN Xiaoqian, CHEN Lihu, et al. Optimal scheduling of GEO debris removing based on hybrid optimal control theory[J]. Acta Astronautica, 2014, 93: 400. DOI: 10. 1016/j. actaastro. 2013. 07. 015

[3] 卢玉. 空间碎片主动清除的法律问题和对策研究[D]. 上海: 华东政法大学, 2023  
LU Yu. Research on legal issues and countermeasures for active space debris removal [D]. Shanghai: East China University of Political Science and Law, 2023. DOI: 10. 27150/d. cnki. ghdzc. 2023. 000017

[4] 雷祥旭, 夏胜夫, 刘宏康, 等. 伽利略卫星首次轨道机动规避空间碎片事件分析[C]//第十四届中国卫星导航年会论文集——S03 卫星轨道与精密定位. 济南: 中国卫星导航系统管理办公室学术交流中心, 2024: 50. DOI: 10. 26914/c. cnki. h. 2024. 000175

[5] 王雪瑶. 国外在轨服务系统最新发展(下)[J]. 国际太空, 2017(11): 65  
WANG Xueyao. Development of foreign on-orbit service systems (II) [J]. Space International, 2017(11): 65. DOI: 10. 3969/j. issn. 1009-2366. 2017. 10. 006

[6] 马楠, 贵先洲. 国外空间碎片清除计划[J]. 国际太空, 2013(2): 64  
MA Nan, GUI Xianzhou. Foreign space debris removal plan [J]. Space International, 2013(2): 64

[7] 张旭, 刘远贺, 梁彦刚. 基于 RBF 神经网络的空间飞网机器人控制策略设计与改进[J]. 飞行力学, 2022, 40(3): 73  
ZHANG Xu, LIU Yuanhe, LIANG Yangang. Design and improvement of control strategy for space flying net robot system based on RBF neural network [J]. Flight Dynamics, 2022, 40(3): 73. DOI: 10. 13645/j. cnki. f. d. 20220411. 004

[8] 马骏, 黄攀峰, 孟中杰, 等. 自主机动空间绳网机器人设计与动力学建模[J]. 宇航学报, 2013, 34(10): 1316  
MA Jun, HUANG Panfeng, MENG Zhongjie, et al. Design and dynamics modeling of autonomous maneuvering tethered-net space robot system [J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(10): 1316

[9] MENG Zhongjie, HUANG Panfeng, GUO Jian. Approach modeling and control of an autonomous maneuverable space net [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2017, 53(6): 2651. DOI: 10. 1109/TAES. 2017. 2709794

[10] 司骥跃, 庞兆君, 由猛, 等. 空间绳网结构设计及优化方法[J]. 兵工学报, 2021, 42(5): 1065  
SI Jiyue, PANG Zhaojun, YOU Meng, et al. Structural design and optimization of space tether-net [J]. Acta Armamentarii, 2021, 42(5): 1065. DOI: 10. 3969/j. issn. 1000-1093. 2021. 05. 019

[11] 司骥跃, 庞兆君, 杜忠华, 等. 空间绳网有控展开方法及优化[J]. 宇航学报, 2021, 42(4): 487  
SI Jiyue, PANG Zhaojun, DU Zhonghua, et al. Deployment method and optimization of tether-net with control [J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(4): 487. DOI: 10. 3873/j. issn. 1000-1328. 2021. 04. 009

[12] 刘亚, 黄攀峰, 张帆, 等. 基于模糊滑模的空间飞网机器人网型保持控制研究[C]//第二届中国空天安全会议论文集. 大连: 中国指挥与控制学会空天安全平行系统专业委员会, 2017: 307  
LIU Ya, HUANG Panfeng, ZHANG Fan, et al. Fuzzy sliding mode control for maintenance of maneuverable tethered space net [C]//The 2th Chinese Aerospace Safety Symposium. Dalian: China Command and Control Society Parallel Systems Committee on Air and Space Security, 2017: 307

[13] REN Wei. Formation keeping and attitude alignment for multiple spacecraft through local interactions [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2007, 30(2): 633. DOI: 10. 2514/1. 25629

[14] FAX J A. Optimal and cooperative control of vehicle formations [D]. Pasadena: California Institute of Technology, 2002

[15] 张博, 罗建军, 袁建平. 一种基于信息一致性的卫星编队协同控制策略[J]. 航空学报, 2010, 31(5): 1004  
ZHANG Bo, LUO Jianjun, YUAN Jianping. Asatellite formation cooperative control strategy based on information consensus [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(5): 1004

(编辑 张红)