

基于刚体卫星绳系编队系统的动力学 建模及姿态控制*

赵俊淇¹ 陈卫东^{1†} 余本嵩^{1,2}

(1.南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室,南京 210016)

(2.大连理工大学 工业装备结构分析国家重点实验室,大连 116024)

摘要 多体绳系卫星编队系统具有观测范围广、可操作性强、稳定性强等优点,可实现深空探究、大气探测、空间碎片清理等空间作业.三体绳系卫星编队系统是三颗卫星首尾一次通过系绳相连接,形成三角形形状的编队系统,可通过自旋保持空间相对位置稳定.现有的对于三体绳系编队系统的理论研究中,大都将卫星视为质点,简化动力学模型,但与实际情况出入较大.为更符合实际情况,考虑卫星的刚体姿态的影响,采用 Newton-Euler 法进行三体绳系编队系统的耦合动力学模型的建立.以四元数为基础,避免出现使方程不可求解的奇异值,忽略空间环境影响及系绳质量,建立考虑系绳张力影响下的动力学模型.基于已有的动力学模型,通过改变系绳连接处位置,进行不同初始条件下动力学仿真分析,得到其动力学响应.当系统内系绳连接处位置不过卫星刚体质心时,系绳拉力产生的扭矩会造成卫星姿态的不稳定,会对系统正常工作造成影响.因此通过主动控制方法,例如变结构控制方法以及基于单神经元的自适应 PID 控制方法等方法对卫星姿态进行控制,通过仿真验证了控制律的有效性.

关键词 绳系卫星, 刚体, 动力学响应, 姿态控制

DOI: 10.6052/1672-6553-2020-106

引言

空间绳系卫星系统(Tethered Satellite System),简称 TSS,是通过系绳将两个或者多个卫星连接起来,最初的设想是空间绳系卫星系统由母星和子星以及系绳构成,系绳两端分别连接母星和子星,母星利用卷扬机构对子星进行释放或回收.根据系绳导电与否,绳系卫星系统可分为电动力系统和非电动力系统两大类.多体绳系卫星编队系统是由两体绳系卫星系统演化而来,通常由多个卫星或航天器在空间范围内相对静止地组成某种特定的构形.绳系卫星系统具有低成本,高灵活性,高性能等优势,因此受到国内外学者的广泛关注^[1-7].

三体绳系卫星系统,由三颗卫星通过系绳首尾相连,通过自旋张紧系绳形成稳定的空间姿态,可节省用于调节系统姿态以及卫星相对位置的燃料,因此具有很大的研究意义.Kumar 等将卫星视为质

点,忽略系绳质量,通过拉格朗日法得到椭圆轨道中不包括卫星质量和系绳长度的系统运动控制方程的一般形式,通过数值模拟验证了三体绳系卫星系统的可行性^[8].Kim 等对三角形绳系卫星编队进行了研究,提出通过控制系绳长度降低整体所需的推理水平从而实现节省燃料的目的^[9].Nakaya 等将航天器视为刚体,提出基于虚拟结构方法,研究三体绳系卫星编队展开过程中通过角动量以及系绳张力实现控制方法实现系统展开^[10].Topal 等将卫星视为质点,对等边三角形绳系卫星系统进行动力学建模,得到了低地球圆轨道上运行的旋转三角形绳系卫星系统的姿态稳定方程^[11].Williams 将卫星视为质点进行动力学建模,基于系绳张力控制,对三体绳系卫星系统自旋展开的问题进行了研究^[12].陈志明针对三星编队问题提出一种通过系绳连接的方法基于自选刚体卫星的平衡分析,建立了两种平衡构型的绳系卫星编队方法,并分析了稳定

2019-12-26 收到第 1 稿,2020-03-11 收到修改稿.

* 国家自然科学基金资助项目(11672125),工业装备结构分析国家重点实验室研究基金(大连理工大学,GZ18115),江苏高校优势学科建设工程资助项目(PAPD)

† 通讯作者 E-mail: chenwd@nuaa.edu.cn

性^[13]. Yu等忽略卫星刚体姿态,研究了空间三体绳系卫星编队系统的自旋稳定性并进行了实验验证^[14]. Cai等将航天器视为质点,研究了释放和回收阶段平动点附近的旋转三角形绳系卫星系统的动态稳定性,并且讨论了初始系统旋转速率与耦合轨道振幅对释放回收阶段的影响,并得到绳长对系统质心运动影响不大作为对三角形绳系卫星研究的基础^[15,16]. 黄静等人对于考虑刚体的欠驱动绳系卫星系统进行跟踪控制^[17]. Bonzani等考虑刚体卫星对经典两体绳系卫星建模并分析了大气阻力对系统稳定性的影响^[18]. Huang等人对于辐形绳系卫星进行考虑刚体卫星姿态的展开控制研究^[19].

本文考虑卫星的刚体姿态的影响,对三体环形绳系卫星编队系统的动力学模型进行研究. 采用四元数法,避免方程奇异值,采用Newton-Euler法建立动力学模型,得到包含四元数的可求解的卫星运动方程. 基于此动力学模型,分析三体绳系卫星编队系统的动力学响应. 对于扭矩造成的卫星姿态不稳定,通过施加控制力进行主动控制.

1 系统动力学建模

三颗质量相同的卫星 S_1 、 S_2 、 S_3 通过系绳两两相连组成三体绳系卫星编队系统. 卫星质量相等为 m ,将卫星视为半径为 r_c 的球体,相对各自质心的转动惯量为 J . 由刚度为 EA ,原长为 L 的系绳连接. 忽略 J_2 摄动以及大气阻力,引入三组坐标参考系,设地球为均质圆球体,建立固结于地球质心 O , X 轴指向升交点, Z 轴垂直于轨道平面的惯性坐标系 $O-XYZ$;同时以系统质心 o 为原点, x 轴为系统质心运动的反方向, y 轴由地球质心指向系统质心建立轨道坐标系 $o-xyz$;另外,对于卫星 S_i ,以卫星质心 o_i 为原点, y_i 轴由系统质心指向卫星质心, z_i 轴平行于惯性坐标系 Z 轴建立本体坐标系 $o_i-x_iy_iz_i$. 本文在惯性坐标系 $O-XYZ$ 下建模.

系统为正三角形形状,对一颗卫星动力学建模,类推到另外两卫星. 刚体卫星 S_i 共有6个自由度,即质心运动三个移动自由度和绕质心转动三个转动自由度. 在惯性系下,通过笛卡尔坐标系 X_i 、 Y_i 、 Z_i 表示刚体的质心位置,对于刚体姿态,采用四元数 λ_{i0} 、 λ_{i1} 、 λ_{i2} 、 λ_{i3} 代替欧拉角,未知变量增加为7个. 根据Newton第二定律,列出惯性系下的质心运动方程:

$$m_i \ddot{\mathbf{r}}_i = \mathbf{F}_i + \mathbf{T}_{ij} + \mathbf{T}_{ik} \quad (1)$$

其中, $i, j, k = 1, 2, 3$, m_i 为卫星 S_i 的质量, $\ddot{\mathbf{r}}_i = (\ddot{X}_i, \ddot{Y}_i, \ddot{Z}_i)$ 表示惯性系下卫星 S_i 的位置矢量, \mathbf{F}_i 为卫星 S_i 受到的万有引力, \mathbf{T}_{ij} 、 \mathbf{T}_{ik} 为卫星 S_i 受到的系绳拉力. 惯性系下卫星 S_i 刚体动力学方程为:

$$\mathbf{J}_i \dot{\boldsymbol{\omega}}_i + \boldsymbol{\omega}_i \times (\mathbf{J}_i \boldsymbol{\omega}_i) = \mathbf{M}_i + \mathbf{N}_{ij} + \mathbf{N}_{ik} \quad (2)$$

其中, $i, j, k = 1, 2, 3$, $\boldsymbol{\omega}_i$ 为刚体的角速度, \mathbf{J}_i 为卫星 S_i 的惯量张量, \mathbf{M}_i 为卫星 S_i 的万有引力主矩, \mathbf{N}_{ij} 及 \mathbf{N}_{ik} 为系绳拉力产生的力矩.

考虑本体坐标系下卫星 S_i 的万有引力,系统质心所在轨道高度为 H ,地球平均半径为 R_E ,为方便辨别,将本体坐标系下变量右下角加 (i) , $\alpha_1, \beta_1, \gamma_1$ 、 $\alpha_2, \beta_2, \gamma_2$ 、 $\alpha_3, \beta_3, \gamma_3$ 分别是本体坐标系 $o_i-x_iy_iz_i$ 中 x_i 轴、 y_i 轴、 z_i 轴与惯性系 X, Y, Z 轴的方向余弦. 设地球质心 O 相对于刚体任意位置的微元质量 dm 的径矢为 $\mathbf{r}'_{i(i)}$,有:

$$\mathbf{r}'_{i(i)} = r \left[\left(\alpha_1 + \frac{x}{r} \mathbf{i} \right) + \left(\alpha_2 + \frac{y}{r} \mathbf{j} \right) + \left(\alpha_3 + \frac{z}{r} \mathbf{k} \right) \right] \quad (3)$$

其中 r 为地球质心相对于刚体质心的距离大小,作用于微元质量 dm 的万有引力主矢 $d\mathbf{F}$ 和对 o_i 的主矩 $d\mathbf{M}$ 为:

$$d\mathbf{F} = -\frac{\mu_E dm}{r_{i(i)}^3} \mathbf{r}'_{i(i)}, d\mathbf{M} = -\frac{\mu_E dm}{r_{i(i)}^3} (\boldsymbol{\rho} \times \mathbf{r}'_{i(i)}) \quad (4)$$

其中, $\boldsymbol{\rho}_{i(i)} = (x_{i(i)}, y_{i(i)}, z_{i(i)})$, dm 为相对于刚体质心 o_i 的径矢,在刚体域内积分,可得卫星 S_i 在本体坐标系下的万有引力主矢 \mathbf{F}_i 和主矩 \mathbf{M}_i ,可以通过转换矩阵变换到惯性系下的万有引力主矢和主矩.

考虑刚体受到的系绳拉力,认为系绳质量很小,忽略不计. 卫星上系绳连接处位置如图1所示. 假设系绳连接处位置位于轨道坐标系的 x, y 平面,系绳连接处延长相交于卫星表面,由此可以确定系绳连接处位置,在本体坐标系下 $o_i-x_iy_iz_i$,卫星 S_i 的系绳连接处位置 a_i, b_i ,相应另外两颗卫星的位置

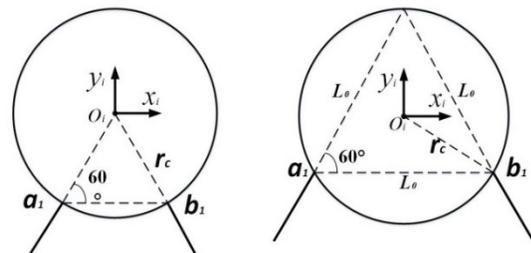


图1 轨道坐标系下 x, y 平面系绳位置示意图

Fig.1 Schematic diagram of the position of the xy plane tether in the orbital coordinate system

在各自的本体坐标系下表示为 a_j, b_j 及 a_k, b_k , 转换到惯性系下后可以计算, 得到系绳实际实时长度. 记另两颗卫星分别为 S_j, S_k , 卫星 S_i 相连的两根系绳拉力分别是:

$$\mathbf{T}_{i,j} = -EA \left(\frac{r_{ij}}{L_{ij}} - 1 \right) \frac{\mathbf{r}_{ij}}{r_{ij}} \quad (5)$$

$$\mathbf{T}_{i,k} = -EA \left(\frac{r_{ik}}{L_{ik}} - 1 \right) \frac{\mathbf{r}_{ik}}{r_{ik}} \quad (6)$$

其中, E 为系绳的杨氏模量, A 为系绳的横截面积, r_{ij} 及 r_{ik} 分别是卫星 S_i 与 S_j, S_k 之间系绳的实时长度, r_{ij} 及 r_{ik} 分别为它们的模.

通过本体坐标系可以表示出系绳拉力对卫星 S_i 质心的距离 $r\mathbf{T}_{ij}$ 及 $r\mathbf{T}_{ik}$, 从而得到拉力力矩 \mathbf{N}_{ij} 及 \mathbf{N}_{ik} :

$$\mathbf{N}_{ij} = r\mathbf{T}_{ij} \times \mathbf{T}_{ij} \quad (7)$$

$$\mathbf{N}_{ik} = r\mathbf{T}_{ik} \times \mathbf{T}_{ik} \quad (8)$$

将各个力与力矩通过转换矩阵转换到相应的坐标系下, 代入公式(1), (2)中即可得到系统的动力学方程.

2 系统动力学响应

取一组参数数值研究该动力学模型动力学响应, 设卫星质量相同, 为 100kg, 记绳系卫星编队系统质心所在轨道距地高度为 $H = 500\text{km}$, 地球平均半径为 $R_E = 6378\text{km}$, 地球引力参数 $\mu_E = 3.9885 \times 10^{14} \text{m}^3/\text{s}^2$ ^[16], 则系统所在得轨道高度的绕地角速度为:

$$\Omega = \sqrt{\frac{\mu_E}{(H + R_E)^3}} \quad (9)$$

即轨道坐标系 $o-xyz$ 相对于惯性系 $O-XYZ$ 的公转角速度约为 $\Omega = 0.0011\text{rad/s}$; 根据坐标系的建立得知, 轨道坐标系相对于系统质心的角速度也为 Ω , 且旋转方向以逆时针为正. 记系绳初始长度皆为 $L = 10\text{km}$, 且不计系绳质量, 刚体为 $r_c = 1\text{m}$ 的球体. 本文研究的三体环形绳系编队系统绕轨道坐标系 z 轴自旋运动, 在给定系统初始自旋角速度为 $\omega = 5\Omega$ 的情况下, 进行系绳连接处位置不同时的动力学响应的讨论.

2.1 系绳连接处延长线经过质心

取系绳刚度 $EA = 5 \times 10^4 \text{N}$, 首先, 对于系绳连接位置过质心的简单情况进行数值模拟, 此时没有系绳拉力引起的扭矩, 同时系绳位置及万有引力位于 x, y 平面内, 因此, x, y 平面内刚体所受力矩为 0,

只有 z 方向的扭矩, 且没有 z 方向的位移. 因此仅对 x, y 平面上的动力学响应进行展示. 得到仿真结果如图 2 所示, 表示惯性系下系统运行轨迹, 图 2 为轨道坐标系下卫星 1 的运行轨迹, 得到完整规则圆形, 对其进行细节观察, 可以发现卫星围绕系统质心旋转五个周期, 而且周期之间距离相差较小.

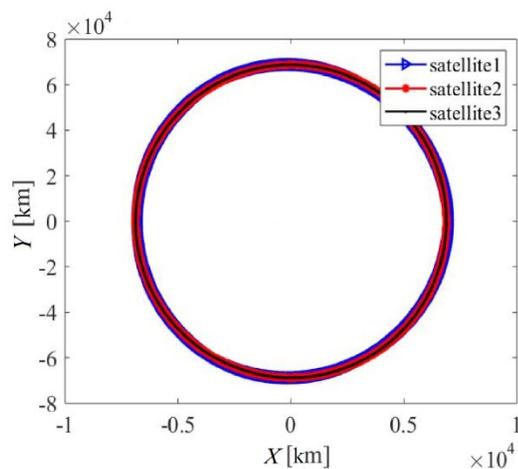


图2 惯性系下系统运动轨迹图

Fig.2 Trajectory diagram of the system in the inertial coordinate system

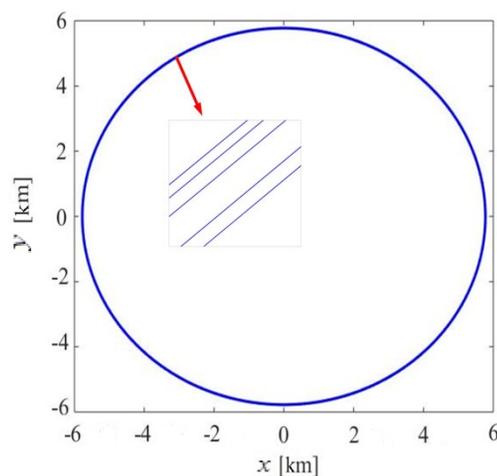


图3 轨道坐标系下卫星 1 运行轨迹

Fig.3 Trajectory of satellite 1 in the orbit coordinate system

2.2 系绳连接处延长线不经过卫星质心

初始时刻, 取系统质心及卫星 S_1 的质心同时位于惯性坐标系 $O-XYZ$ 的 X 轴上, 卫星相对于各自本体坐标系的偏转角度都为 0, 数据模拟结果如图 4, 图 5 所示, 图 4 表示惯性系下系统运行轨迹, 图 5 为轨道坐标系下卫星 1 的运行轨迹, 都得到完整规则圆形, 因此表明系统是稳定的. 同时观察轨道坐标系下卫星的运行轨迹细节, 可以发现在 $\omega = 5\Omega$ 的情况下, 卫星围绕系统质心转动五个周期, 因

此,验证了方法的正确性,但是相比于系绳位置穿过质心的情况,周期之间距离更大,受到系绳位置影响.

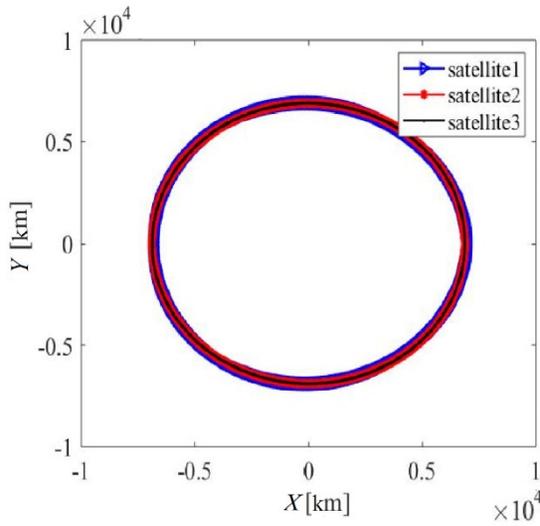


图4 惯性系下系统运动轨迹图

Fig.4 Trajectory diagram of the system in the inertial coordinate system

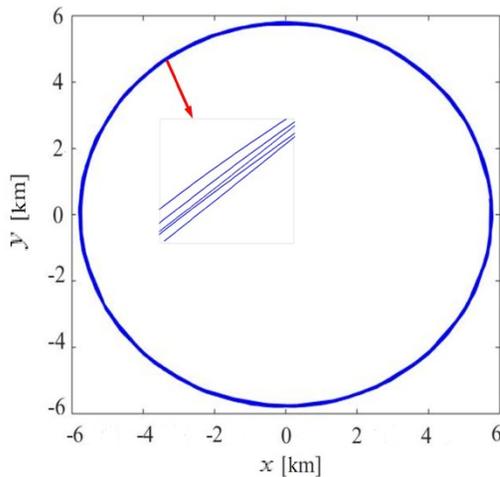


图5 轨道坐标系下卫星1运行轨迹

Fig.5 Trajectory of satellite 1 in the orbit coordinate system

3 卫星姿态控制

3.1 基于单神经元自适应PID控制

首先通过转换矩阵,将卫星角度从四元数转化为欧拉角的形式,根据前文受力可知,卫星只受 z 方向的扭矩,因此只有绕 z 轴的转动,即 α 角的变化.单神经元自适应PID控制的结构框图如图6所示.图中, $x_1(k) = e(k) - e(k-1)$; $x_2(k) = e(k)$; $x_3(k) = \Delta^2 e(k) = e(k) - 2e(k-1) + e(k-2)$; 初始角度为0,即理想角度为0, $e(k)$ 为卫星瞬时角度 $\alpha_d(t)$ 与理想角度 $\alpha(t)$ 的差值.则控制律 $u(k)$ 为:

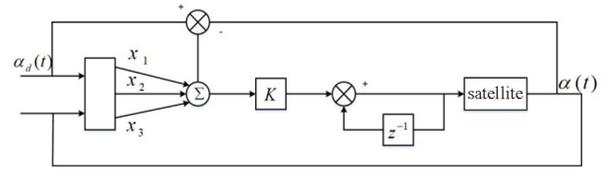


图6 单神经元自适应PID控制结构框图

Fig.6 Single neuron adaptive PID control structure block diagram

$$u(k) = u(k-1) + K \sum_{i=1}^3 w_i'(k) x_i(k) \quad (10)$$

权值 $w_i(k)$ 的学习算法为:

$$w_i'(k) = w_i(k) / \sum_{i=1}^3 |w_i(k)| \quad (11)$$

$$w_1(k) = w_1(k-1) + \eta_p z(k) u(k) x_1(k)$$

$$w_2(k) = w_2(k-1) + \eta_I z(k) u(k) x_2(k) \quad (12)$$

$$w_3(k) = w_3(k-1) + \eta_D z(k) u(k) x_3(k)$$

其中, $z(k) = e(k)$; η_p, η_I, η_D 分别为比例、积分、微分的学习速率; K 为神经元的比例系数, $K > 0$.对比例 P 、积分 I 、微分 D 的调节,可以通过 η_p, η_I, η_D 分别进行调节,取 η_p, η_I, η_D 分别为10、1、10进行计算,得到最佳比例、积分、微分系数.

3.2 滑模控制

通过滑模控制控制卫星角度 α 变化,考虑被控对象

$$\ddot{\alpha}(t) = -\alpha(t) + bu(t) \quad (13)$$

取滑模函数为

$$s(t) = ce(t) + \dot{e}(t) \quad (14)$$

其中, $e(k)$ 仍为卫星瞬时角度 $\alpha_d(t)$ 与理想角度 $\alpha(t)$ 的差值, $\dot{e}(t)$ 为卫星瞬时角速度 $\dot{\alpha}_d(t)$ 与理想角速度 $\dot{\alpha}(t)$ 的差值,则:

$$\begin{aligned} \dot{s}(t) &= c\dot{e}(t) + \ddot{e}(t) = c(\dot{\alpha}_d(t) - \dot{\alpha}(t)) + (\ddot{\alpha}_d(t) - \ddot{\alpha}(t)) \\ &= c(\dot{\alpha}_d(t) - \dot{\alpha}(t)) + (\ddot{\alpha}_d(t) + \alpha(t) - bu(t)) \end{aligned} \quad (15)$$

采用等速趋近律,有

$$\dot{s}(t) = -\varepsilon \operatorname{sgn} s \quad (16)$$

结合式(16)和式(17),得基于趋近律得滑模控制律为:

$$\begin{aligned} u(t) &= \frac{1}{b} (\varepsilon \operatorname{sgn} s + ks + c(\dot{\alpha}_d(t) - \dot{\alpha}(t)) + \\ &\quad (\ddot{\alpha}_d(t) + \alpha(t))) \end{aligned} \quad (17)$$

取 b, c, ε 分别为1,100,0.01进行滑模控制.

3.3 算例研究

取前文的各数值进行控制仿真,如表1所示.

对卫星1的姿态控制进行仿真,其他两卫星姿态控制方法类似.系绳连接处所在位置如图7所示,系绳延长线不经过卫星质心,首先通过普通

表1 绳系卫星系统参数

Table 1 Parameters of tethered satellite system

Parameter	Value
Satellite weight	$m_i = 100\text{kg}$
Radius of the satellite	$r_{ci} = 1\text{m}$
Length of the tether	$L_i = 10000\text{m}$
Tether stiffness	$EA = 5 \times 10^4\text{N}$
The height of the center of mass from the ground	$H = 500\text{km}$
Revolution angular velocity	$\Omega = 0.0011\text{rad/s}$
Rotational angular velocity	$\omega = 5\Omega = 0.0055\text{rad/s}$

PID控制, 检验控制方法可行性, 如图7所示.

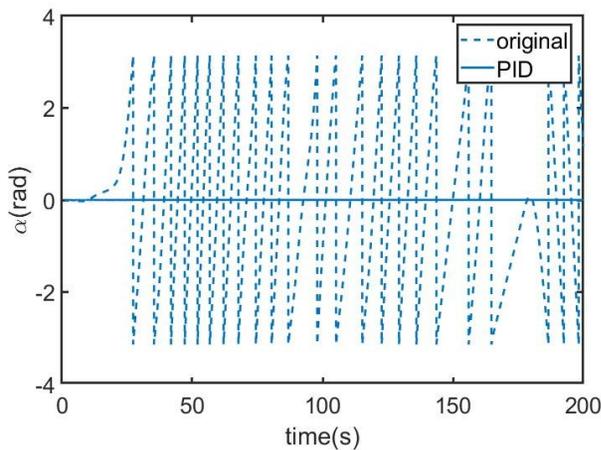


图7 有无控制卫星姿态对比

Fig.7 Satellite attitude comparison: with vs. without control

由图7可以看出, 在简单的PID控制下, 卫星的姿态得到了良好的控制, 说明控制方法的有效性, 但是对于PID控制, 控制参数需要通过经验以及多次实验得出, 增加工作量, 同时效率较低, 因此通过改进方法, 采用基于单神经元的自适应PID控制进行卫星的姿态控制. 得到基于单神经元的自适应PID控制与PID控制结果对比图如图8所示. 图中虚线为普通PID控制, 实线为单神经元自适应PID控制, 可以看出, 单神经元自适应得到的PID的参数进行控制后, 控制曲线超调量更小, 控制效果更好, 稳定速度更快. 普通PID控制可以使卫星角

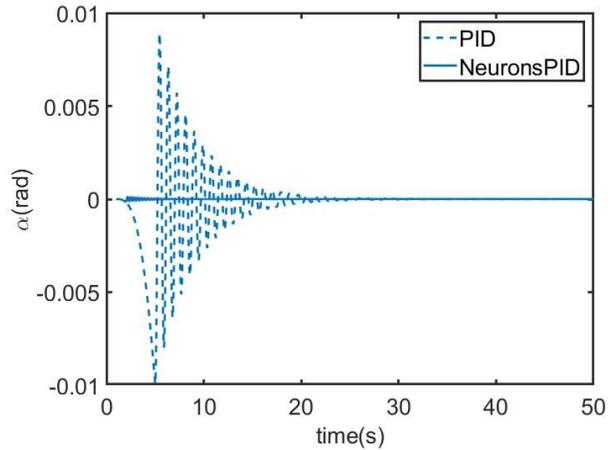


图8 单神经元自适应PID控制与PID控制结果对比图

Fig.8 Comparison of single neuron adaptive PID control and PID control results

度转动控制在 10^{-2} 的数量级, 而单神经元PID将其控制在0左右.

对于滑模控制, 控制结果与基于单神经元的自适应PID控制的对比图如图9所示. 图9中实线代表单神经元自适应PID控制结果, 虚线代表滑模控制结果. 从图中可知, 二者超调量基本相同, 都可以达到 10^{-4} 数量级, 滑模控制响应更快, 更加平稳, 控制时间在10s左右, 三种控制结果对比如表2所示.

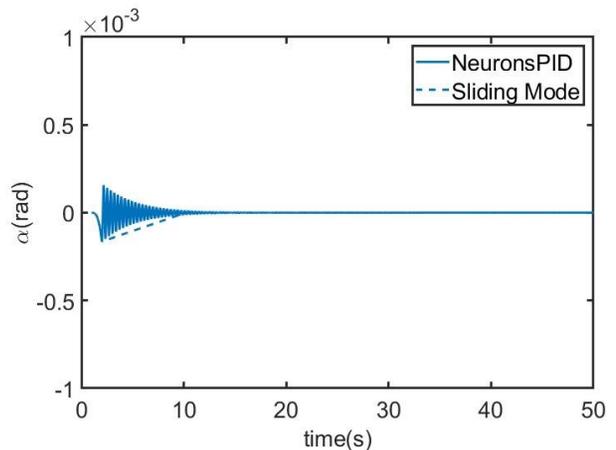


图9 单神经元自适应PID控制与滑模控制结果对比图

Fig.9 Comparison of results of single neuron adaptive PID control and sliding mode control

表2 控制结果对比

Table 2 Comparison of control results

Parameters/Control Method	PID control	Single neuron adaptive PID control	Sliding mode control
Magnitude of overshoot	10^{-2}	10^{-4}	10^{-4}
Time required to stabilize /s	25	20	10

4 结论

对于三体绳系卫星编队系统,通过采用考虑刚体姿态的模型进行动力学建模,获得更符合实际情况的动力学模型,得到不同系绳连接位置的动力学响应,验证模型有效性;对于系绳拉力引起的姿态不稳定,通过基于单神经元的自适应PID控制以及滑模控制进行姿态控制,并取得良好的控制效果.

参 考 文 献

- Béda P B. On saddle-node bifurcation and chaos of satellites. *Nonlinear Analysis, Theory, Method and Applications*, 1997, 30(8):4881~4886.
- Pizarro-Chong A, Misra A K. Dynamics of a multi-tethered satellite formation. In: Proceedings of AIAA / AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, Providence, USA, 2004
- 余本嵩, 文浩, 金栋平. 绳系卫星编队动力学及控制研究进展. *动力学与控制学报*, 2015, 13(5):321~328 (Yu B S, Wen H, Jin D P. Research progress on dynamics and control of tethered satellite formation. *Journal of Dynamics and Control*, 2015, 13(5):321~328 (in Chinese))
- 赵军. 平动点附近多体绳系卫星编队动力学与控制[博士学位论文]. 大连: 大连理工大学, 2016 (Zhao J. Dynamics and control of multi-body tethered satellite formation near translational point [Ph.D Thesis]. Dalian: Dalian University of Technology, 2016 (in Chinese))
- Yu B S, Wen H, Jin D P. Review of deployment technology for tethered satellite systems. *Acta Mechanica Sinica*, 2018, 34(4):754~768
- Yu B S, Geng L L, Wen H, et al. Ground-based experiments of tether deployment subject to an analytical control law. *Acta Astronautica*, 2018, 151: 253~259
- Gou X W, Li A J, Ge Y Y, et al. Fractional order attitude stability control for sub-satellite of tethered satellite system during deployment. *Applied Mathematical Modelling*, 2018, 62: 272~286
- Kumar K D, Yasaka T. Rotating formation flying of three satellites using tethers. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2004, 41(6): 973~985
- Kim M, Hall C D. Control of a rotating variable-length tethered system. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2004, 27(5): 849~858
- Nakaya K, Iai M, Omagari K, et al. Formation deployment control for spinning tethered formation flying-simulation and ground experiments. In: Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Providence, USA, 2004: 1~17
- Topal E, Daybelge U. Dynamics of a triangular tethered satellite system on a low Earth orbit. In: Proceeding of 2nd International Conference on Recent Advances in Space Technologies, Istanbul, Turkey, 2005, 218~222
- Williams P. Optimal deployment/retrieval of a tethered formation spinning in the orbital plane. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, 43(3): 638~650
- 陈志明. 微小卫星自主编队控制及平台开发研究[博士学位论文]. 南京: 南京航空航天大学, 2011. (Chen Z M. Research on autonomous formation control and platform development of micro-satellite [Ph.D Thesis]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011(in Chinese))
- Yu B S, Huang Z, Geng L L, et al. Stability and ground experiments of a spinning triangular tethered satellite formation on a low earth orbit. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 92(1):595~604
- Cai Z Q, Li X F, Wu Z G. Deployment and retrieval of a rotating triangular tethered satellite formation near libration points. *Acta Astronautica*, 2014, 98(1): 37~49
- Cai Z Q, Li X F, Zhou H. Nonlinear dynamics of a rotating triangular tethered satellite formation near libration point. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 42: 384~391
- 黄静, 李传江, 马广富. 欠驱动直连式三体绳系卫星姿态跟踪控制. *航空学报*, 2015, 36(6): 1995~2004 (Huang J, Li C J, Ma G F. Nonlinear attitude tracking control of underactuated three-inline tethered satellite. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(6): 1995~2004(in Chinese))
- Bonzani I, Zavattaro M G. Quasi-analytical solutions for the dynamics of a class of tethered satellites with danby's aerodynamical drag. *Celestial Mechanics*, 1985, 37(1): 371~385
- Huang P F, Hu Y X, Zhao Y K, et al. Coordinated formation control strategy of the rotating hub-spoke tethered formation system. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 232(2):317~330

DYNAMIC MODELING AND ATTITUDE CONTROL OF TETHER SATELLITE FORMATION SYSTEM WITH A RIGID BODY *

Zhao Junqi¹ Chen Weidong^{1†} Yu Bensong^{1,2}

(1.State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2.State Key Laboratory of Structures Analysis for Industrial Equipment, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract The multi-body tethered satellite formation system has the advantages of wide observation range, strong maneuverability and stability due to tethers. It is employed to realize deep space exploration, atmospheric exploration, space debris cleaning and other space operations. Three-body tethered satellite formation system is a triangle-shaped formation system in which three satellites are connected head to tail at one time through tethered cables, which can maintain the relative position stability in space through rotation. In the existing theoretical research on the three-body rope formation system, most of them regard the satellite as a particle to simplify the dynamic model, which is, however, quite different from the actual situation. In order to conform to the actual situation and consider the influence of satellite rigid body attitude, the Newton-Euler method is adopted to establish the coupling dynamic model of three-body tether formation system. Based on the quaternion method, the singular value which makes the equation unsolvable is avoided, the influence of space environment and tethered quality are ignored, and the dynamic model which considers the influence of tethered tension is established. By employing the existing dynamic model, and also changing the position of the tether connection, the dynamic simulation analysis was carried out with different initial conditions, and the dynamic response was then obtained. When the position of the tether connection of the system is not located at the center of mass of the satellite rigid body, the torque generated by the tether tension will cause instability of the satellite attitude, thus adversely affecting the routine operation of the system. Therefore, the satellite attitude is controlled by active control methods, such as variable structure control method and single-neuron adaptive PID control method, with the effectiveness of the control law being verified by simulation.

Key words tethered satellites, rigid body, dynamic response, attitude control

Received 26 December 2019, revised 11 March 2020.

* The project supported by the National Natural Science Foundation of China (11672125); the Research Fund of State Key Laboratory of Structural Analysis for Industrial Equipment (Dalian University of Technology, GZ18115); Jiangsu University Superior Discipline Construction Project (PAPD)

† Corresponding author E-mail: chenwd@nuaa.edu.cn