

DOI:10.11918/201904116

椭圆轨道绳系卫星系统释放的类反步法控制

仲小清¹, 金雪松², 王 敏¹, 李晓磊³, 孙光辉³

(1. 中国空间技术研究院 通信卫星事业部, 北京 100094; 2. 中国航天科技集团 宇航部, 北京 100048;
3. 哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001)

摘 要:为解决椭圆轨道上绳系卫星系统的稳定和快速释放问题,在传统反步法的基础上,提出了一种类反步法的非线性控制方法.与传统反步法仅适应于严格反馈系统不同,提出的类反步法非线性控制方法不仅可以应用于非严格反馈系统,并且能够充分地利用系统的非线性模型来改善控制效果.首先,基于拉格朗日力学原理,建立了椭圆轨道上绳系卫星系统释放过程的动力学模型,并通过一种新型的量为1的变换对动力学模型进行化简,得到了量为1的卫星系统模型;其次,设计了一种类反步非线性控制方法以应对绳系卫星系统模型中的耦合特性,并采用 Lyapunov 函数验证了各系统状态的渐进稳定性;最后,设计了绳系卫星系统释放过程的非线性控制和 PID 控制的数值仿真实验,通过对比验证了所提出的类反步法非线性控制方法的有效性.仿真结果表明,所提出的类反步法控制方案不仅可以稳定、高效地控制椭圆轨道上绳系卫星系统的释放过程;而且相对比传统的 PID 控制方案所取得的控制效果更优.

关键词: 绳系卫星系统; 释放; 椭圆轨道; 拉格朗日力学; 类反步非线性控制

中图分类号: TP273.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2020)04-0025-06

Backstepping-like nonlinear control for the deployment of tethered satellite system in elliptical orbits

ZHONG Xiaoqing¹, JIN Xuesong², WANG Min¹, LI Xiaolei³, SUN Guanghui³

(1. Institute of Telecommunication Satellite, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;
2. Aerospace Department, China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100048, China;
3. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: To solve the stability and fast deployment problems of tethered satellite system (TSS) in elliptical orbits, a novel backstepping-like nonlinear control algorithm was proposed based on the traditional backstepping control method. Different from the traditional backstepping method which is only suitable for strict feedback systems, the proposed backstepping-like nonlinear control has a wider range of application that it can be applied to the control of non-strict feedback systems and can improve the control performance with effective use of the nonlinear model. First, the nonlinear dynamic model for the deployment of TSS in elliptical orbit was established based on the Lagrangian mechanics, and the dimensionless system model was further simplified with a new dimensionless transformation. Then, by utilizing the simplified model, a backstepping-like nonlinear control method was proposed to deal with the coupling characteristics of the system model, and the Lyapunov function was adopted to verify the asymptotic stability of the system states. Finally, simulation experiments of non-linear control and PID control for the deployment of TSS in elliptical orbit were carried out, and the effectiveness of the proposed backstepping-like nonlinear control was verified by comparison. Simulation results show that the proposed method deployed the tether satellite effectively and stably and achieved better performance than the classical PID controller.

Keywords: tethered satellite system (TSS); deployment; elliptical orbit; Lagrangian mechanics; backstepping-like nonlinear control

绳系卫星系统(tethered satellite system, TSS)是由太空系绳和通过太空系绳连接到一起的太空设备构成,如卫星、空间站或太空操纵手等^[1]. TSS 适用

于许多空间任务,如轨道转移^[2]、碎片清除^[3]、深空探索^[4]等.执行任何一个 TSS 任务的首要条件就是能够将系绳连接的设备释放到指定的位置,即,释放是绳系卫星系统的基本操作之一.但是,由于柔软的系绳只能提供张力而不能提供支撑力,且被释放子设备上的推进器功率较小,实现稳定和快速释放是相当具有挑战性的^[5].因此,深入研究绳系卫星系统的释放过程是具有重要意义.

收稿日期: 2019-04-14

基金项目: 国家自然科学基金(61673009)

作者简介: 仲小清(1982—),男,高级工程师;

孙光辉(1983—),男,教授,博士生导师

通信作者: 孙光辉, guanghuisun@hit.edu.cn

为了获得更好的释放性能,许多控制方法在绳系卫星系统中得到了应用,例如滑模控制^[6]、鲁棒控制^[7]、反馈线性化等^[8]. 反步法(backstepping)控制形成于上世纪 90 年代,是一种相对新型的控制方法^[9]. Backstepping 控制方法的优点是具有较高的自适应性和稳定性,但缺点是其设计过程需要逐步迭代,只能应用于严格反馈系统^[10]. 这一缺点极大地限制了 Backstepping 方法的应用范围. 因为绳系卫星系统不是严格反馈系统,故 Backstepping 在 TSS 中的应用较少. 例如钟睿等^[11]研究了退步控制的张力控制方法,彭鹏^[12]利用微分同胚变换将绳系卫星系统动力学模型转换为严格反馈系统,然后设计了 Backstepping 控制器. 但是该文中采用了微分同胚变换使得控制器设计过程非常繁琐且控制器变量含义不明确. 本文致力于在吸收 Backstepping 控制方法思想的基础上,提出一种可以应用于绳系卫星系统释放过程且设计简单明确的控制方法.

另一个在绳系卫星系统研究中存在的问题是大部分研究都假设 TSS 运行轨道为圆轨道^[13-15]. 但是在实际系统中,绝大部分空间飞行器的飞行轨道都是椭圆轨道. 在椭圆轨道上运行时,由于地球引力随着 TSS 位置的变化会存在周期性摄动,而摄动的存在会导致基于圆轨道设计的控制器失效,无法在实际系统中应用^[16]. 因此本文主要着力于椭圆轨道上绳系卫星系统释放过程的建模和控制方法研究.

本文针对上述问题,提出了一种基于椭圆轨道非线性模型的类反步非线性控制方案. 其中,利用 Euler-Lagrange 力学方程,建立了椭圆轨道 TSS 释放的动力学模型;构造了一种基于坐标转换的量纲为 1 的变换用于简化动力学方程;基于动力学模型设计了类反步非线性控制器并进行了仿真实验.

1 TSS 动力学建模

如图 1 所示,本文考虑一类实际太空实验中广泛采用的双星系统,且运行在椭圆轨道上;该系统一般由母卫星、子卫星和系绳组成^[17]. 为了获得子卫星释放过程的动力学模型,本文建立了两个坐标系 O_1xyz 和 $O_1x'y'z'$, 分别是轨道坐标系和机体坐标系. 轨道坐标系 O_1xyz 原点为 TSS 的质心, O_1x 轴指向 TSS 在轨道平面内的前进方向, O_1z 轴指向地心向下, O_1y 轴的指向由右手定则确定. 机体坐标系 $O_1x'y'z'$ 的 O_1z' 轴沿着系绳指向子卫星,且可通过旋转与坐标系 O_1xyz 重合,即 O_1x' 可以通过 O_1x 绕着 O_1y 轴旋转角 θ 得到, O_1y' 可以通过 O_1y 绕着 O_1x 轴

旋转角 φ 得到.

为便于分析系统模型及简化控制器的设计步骤,文中做出如下合理假设.

假设 1 在 TSS 子卫星释放过程中,系绳长度尺度远大于卫星尺度,故在释放过程中将两个卫星视为质点. 并把地球当作一个完美的球体,从而地球质心与它的几何中心重合.

假设 2 母卫星的质量远大于子卫星的质量. 此时,在子卫星释放过程中,母卫星能够保持名义轨道.

假设 3 系绳是无弹性且无质量的.

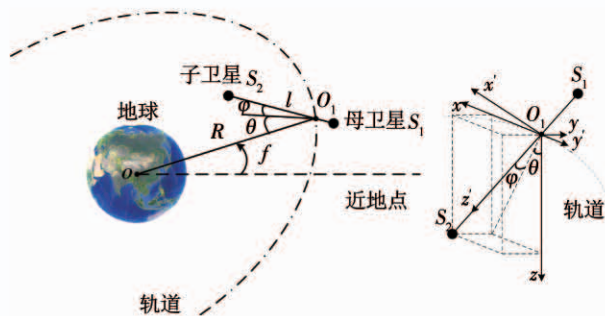


图 1 TSS 几何模型

Fig. 1 TSS geometric representation

考虑系绳是极其柔软的,因此当绳变形或弯曲时,母卫星无法对子卫星施加控制力. 所以在子卫星释放过程中,系绳必须始终处于拉紧状态,即系绳张力始终大于 0. 且在释放过程中,系绳张力必须小于系绳最大可承受张力. 根据这一特点,系绳在展开期间可视为刚性杆,称为哑铃模型^[18].

在推导动力学模型之前,首先介绍一些必要的符号. O 为地球地心, R 为距离 OO_1 . μ_e 、 f 分别为地球重力场系数和真近点角. 母卫星质量和子卫星质量分别为 m_1 和 m_2 , 而系统总质量为 $m = m_1 + m_2$. 用于描述 TSS 系统状态变量有 3 个,分别为 l 、 θ 和 φ . 其中, l 为两个卫星之间系绳的长度, θ 为面内角, φ 为面外角. 基于上述假设及符号,可得到 TSS 系统在子卫星释放过程的动能和势能如下^[19]:

$$T = \frac{1}{2}m(\dot{R}^2 + R^2\dot{f}^2) + \frac{1}{2}\bar{m}l^2[\dot{\varphi}^2 + (\dot{\theta} + \dot{f})^2\cos^2\varphi] + \frac{1}{2}\bar{m}l^2\dot{l}^2, \\ V = -\frac{\mu_em}{R} + \frac{\bar{m}l^2}{2R^3}(1 - 3\cos^2\theta\cos^2\varphi). \quad (1)$$

其中, $\bar{m} = m_1m_2/m$. 应用拉格朗日力学原理,可以得到下式:

$$\begin{aligned}
& \overline{m} \ddot{l} - \frac{2e \sin f}{k_f} \dot{l} \dot{f} - \overline{m} l [\dot{\varphi}^2 + (\dot{\theta} + \dot{f})^2 \cos^2 \varphi] + \\
& \frac{\overline{m} l \dot{f}^2}{k_f} (1 - 3 \cos^2 \varphi \cos^2 \theta) = -\tau_t, \\
& \overline{m} l^2 \cos^2 \varphi \ddot{\theta} - \frac{2e \sin f}{k_f} \dot{\theta} \dot{f} l^2 \cos^2 \varphi - \frac{2e \sin f}{k_f} \dot{\theta} \dot{f}^2 l^2 \cos^2 \varphi + \\
& 2 \overline{m} (\dot{\theta} + \dot{f}) l^2 \cos^2 \varphi \left(\frac{\dot{l}}{l} - \dot{\varphi} \tan \varphi \right) + \\
& \frac{3}{k_f} \overline{m} \dot{f}^2 l^2 \sin \theta \cos \theta \cos^2 \varphi = \tau_\theta, \\
& \overline{m} l^2 \ddot{\varphi} - \frac{2e \sin f}{k_f} \varphi \dot{f} l^2 + 2 \overline{m} \dot{\varphi} \dot{l} l + \\
& \overline{m} l^2 \sin \varphi \cos \varphi [(\dot{\theta} + \dot{f})^2 + 3 \overline{m} \dot{f} \cos^2 \theta] = \tau_\varphi. \quad (2)
\end{aligned}$$

式中: $k_f = 1 + e \cos f$. 其中, e 为开普勒轨道的偏心率; τ_t 为系绳的张力; τ_θ 、 τ_φ 分别为控制面内角和面外角力矩. 根据分析可知, τ_t 始终为正, τ_θ 和 τ_φ 可正可负. 这3种广义力矩的取值类型并不相同使得控制器的设计难度加大. 此外, 式(2)中存在质量、长度以及弧度等多种量纲, 不利于仿真验证, 因此有必要进行进一步化简.

2 类反步非线性控制器设计

2.1 问题描述

为了解决如上所述问题并简化仿真过程, 设计量纲为1的变换如下^[20]:

$$\begin{aligned}
\lambda &= l/L, \\
d(\cdot)/dt &= \dot{f} d(\cdot)/df, \\
\hat{\tau}_t &= -\tau_t/(\overline{m} \dot{f}^2 L) + \rho, \\
\hat{\tau}_\theta &= \tau_\theta/(\overline{m} \dot{f}^2 L^2), \\
\hat{\tau}_\varphi &= \tau_\varphi/(\overline{m} \dot{f}^2 L^2). \quad (3)
\end{aligned}$$

式中, ρ 为一个正常数. 利用式(3)的变换, 可以得到量纲为1的规范型 Euler-Lagrange 动力学模型为

$$H(q) \ddot{q} + C(q, \dot{q}) \dot{q} + B_0 \dot{q} + G(q) = \tau,$$

其中各矩阵如式(4)所示, 根据动力学方程, 显然下式成立:

$$q^T (\dot{H}(q) - 2C(q, \dot{q})) q = 0.$$

至此, 本文得到了椭圆轨道绳系卫星系统释放过程的动力学模型. 该模型中参数均为量纲为1的参数, 为后续仿真实验开展奠定基础.

2.2 控制器设计

从本文关于椭圆轨道上绳系卫星系统动力学方程的推导可以看出, 该系统是非严格反馈系统, 各个状态之间存在着很强的耦合关系, 传统的 Backstepping 方法无法直接应用^[11]. 因此, 需要提出一种新型的非线性控制方法, 具体表述为定理1.

定理1 设计子卫星释放类反步非线性控制器为

$$\tau = H(q) \mathbf{E} + C(q, \dot{q}) \dot{q} + B_0 \dot{q} + G(q).$$

式中, 矩阵 $\mathbf{E}$ 表示为式(5), 式中 k_1 到 k_6 均为正常数. 则在该控制器作用下, 绳系卫星系统的状态参数 λ 、 θ 和 φ 是渐进稳定的.

$$\begin{aligned}
q &= (\lambda \quad \theta \quad \varphi)^T, \\
\tau &= (\hat{\tau}_t \quad \hat{\tau}_\theta \quad \hat{\tau}_\varphi)^T, \\
H(q) &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \lambda^2 \cos^2 \varphi & 0 \\ 0 & 0 & \lambda^2 \end{bmatrix}, \\
C(q, \dot{q}) &= [C_1 \quad C_2 \quad C_3], \\
C_1 &= \begin{bmatrix} 0 \\ (2\lambda + \lambda \dot{\theta}) \cos^2 \varphi \\ \lambda \dot{\varphi} \end{bmatrix}, \\
C_2 &= \begin{bmatrix} -(\lambda \dot{\theta} + 2\lambda) \cos^2 \varphi \\ \lambda \dot{\lambda} \cos^2 \varphi - \lambda^2 \dot{\varphi} \sin \varphi \cos \varphi \\ \lambda^2 (\dot{\theta} + 2) \sin \varphi \cos \varphi \end{bmatrix}, \\
C_3 &= \begin{bmatrix} -\lambda \dot{\varphi} \\ -(\dot{\theta} + 2) \lambda^2 \sin \varphi \cos \varphi \\ \lambda \dot{\lambda} \end{bmatrix}, \\
B_0 &= \begin{bmatrix} -\frac{2e \sin f}{k_f} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{2e \sin f}{k_f} & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{2e \sin f}{k_f} \end{bmatrix}, \\
G(q) &= \begin{bmatrix} -\lambda \cos^2 \varphi + \frac{\lambda}{k_f} (1 - 3 \cos^2 \theta \cos^2 \varphi) + \rho \\ \frac{3}{k_f} \lambda^2 \cos \theta \sin \theta \cos^2 \varphi - \frac{2e \sin f}{k_f} \\ (\lambda^2 + \frac{3}{k_f} \lambda^2 \cos^2 \theta) \sin \varphi \cos \varphi \end{bmatrix}. \quad (4) \\
\mathbf{E} &= \begin{bmatrix} (k_1^2 - 1) e_1 - (k_1 + k_2) e_2 \\ (k_3^2 - 1) e_3 - (k_3 + k_4) e_4 \\ (k_5^2 - 1) e_5 - (k_5 + k_6) e_6 \end{bmatrix}. \quad (5)
\end{aligned}$$

式(5)中的各项误差定义如下:

$$\begin{aligned}
e_1 &= \lambda - \lambda_d, \\
e_2 &= \dot{\lambda} - \dot{\lambda}_d + k_1 e_1, \\
e_3 &= \theta - \theta_d, \\
e_4 &= \dot{\theta} - \dot{\theta}_d + k_3 e_3, \\
e_5 &= \varphi - \varphi_d, \\
e_6 &= \dot{\varphi} - \dot{\varphi}_d + k_5 e_5.
\end{aligned}$$

证明 构造系统的 Lyapunov 函数如下:

$$V=\frac{1}{2}(e_1^2+e_2^2+e_3^2+e_4^2+e_5^2+e_6^2),$$

则, V 正定. 对时间求导可得其导数 $\dot{V}$ 为

$$\begin{aligned}\dot{V}= & e_1 \dot{e}_1+e_2 \dot{e}_2+e_3 \dot{e}_3+e_4 \dot{e}_4+e_5 \dot{e}_5+e_6 \dot{e}_6= \\ & e_1\left(e_2-k_1 e_1\right)+e_2\left(\ddot{\lambda}-\ddot{\lambda}_d+k_1 \dot{e}_1\right)+ \\ & e_3\left(e_4-k_3 e_3\right)+e_4\left(\ddot{\theta}-\ddot{\theta}_d+k_3 \dot{e}_3\right)+ \\ & e_5\left(e_6-k_5 e_5\right)+e_6\left(\ddot{\varphi}-\ddot{\varphi}_d+k_5 \dot{e}_5\right).\end{aligned}$$

设计目标是将子卫星释放到指定的位置,故可知 $\ddot{\lambda}_d=\ddot{\theta}_d=\ddot{\varphi}_d$. 上式可以化简为

$$\begin{aligned}\dot{V}= & e_1 \dot{e}_1+e_2 \dot{e}_2+e_3 \dot{e}_3+e_4 \dot{e}_4+e_5 \dot{e}_5+e_6 \dot{e}_6= \\ & e_1\left(e_2-k_1 e_1\right)+e_2\left(\ddot{\lambda}+k_1 \dot{e}_1\right)+e_3\left(e_4-k_3 e_3\right)+ \\ & e_4\left(\ddot{\theta}+k_3 \dot{e}_3\right)+e_5\left(e_6-k_5 e_5\right)+e_6\left(\ddot{\varphi}+k_5 \dot{e}_5\right).\end{aligned}$$

代入定理 1 中的控制输入,可得:

$$\dot{V}=-k_1 e_1^2-k_2 e_2^2-k_3 e_3^2-k_4 e_4^2-k_5 e_5^2-k_6 e_6^2,$$

式中, $k_1 \sim k_6$ 均为正常数,故 Lyapunov 函数的导数始终小于等于 0. 即

$$\dot{V} \leq 0,$$

因此,在类反步非线性控制器作用下,子卫星释放过程是渐进稳定的.

3 仿真分析

为了分析类反步非线性控制方法的有效性,本文将基于椭圆轨道绳系卫星系统的动力学实施两种控制方法的仿真和对比. 这两种控制方法分别是类反步非线性控制和 PID 控制,为了便于表示,分别称这两种方法为 BLN 和 PID. 首先给出本次仿真中双星 TSS 系统的相关参数,见表 1.

表 1 TSS 系统参数

Tab. 1 System parameters of TSS

项目	参数
地球半径/km	6 738
母卫星质量/kg	6 530
子卫星质量/kg	12
初始释放速度/(m·s ⁻¹)	2.58
初始位置/m	3.0
目标位置/km	3.5
近地点高度/km	300
远地点高度/km	3 000

本文仿真在 CPU 为 Intel i7-8750H、操作系统 Windows10 64 位、内存 8 G 的电脑上,应用

MATLAB2016b 模拟椭圆轨道绳系卫星系统的释放过程. 仿真初始时刻选择为 TSS 在近地点的时刻,定义初始真近点角为 0 rad. 根据 TSS 系统的轨道参数以及卫星的相关信息,本文可计算求得初始时刻量纲为 1 的状态的数值为 $q_0=[0.000\ 9,0.1,0.1]^T$,量纲为 1 的状态的导数为 $\dot{q}_0=[0.6,0,0]^T$. 控制目标为 3 个量纲为 1 的状态最终到达期望位置 $q_d=[1,0,0]^T$.

在仿真实验中,本文选取 BLN 控制器的设计参数如下:

$$k_1=0.1, k_2=2, k_3=1, k_4=2, k_5=2, k_6=1.$$

选取 PID 控制器的设计参数如下:

$$kp_{\lambda}=8, kd_{\lambda}=15, ki_{\lambda}=0.01,$$

$$kp_{\theta}=10, kd_{\theta}=15, ki_{\theta}=0.05,$$

$$kp_{\varphi}=5, kd_{\varphi}=1, ki_{\varphi}=0.$$

由此,本文可以给出在两种控制器作用下绳系卫星系统的释放曲线如图 2~图 3. 图 2(a)显示了量纲为 1 的系绳长度的变化,而图 2(b)展示了释放过程面内角的动态特性. 面外角和系绳量纲为 1 的张力曲线如图 3(a)和图 3(b)所示.

图 2(a)所示为在两种控制器作用下,绳系卫星系统绳长曲线. 总体上来看,两种控制器都能稳定地释放子卫星,使之达到期望值. 但对比来看,PID 虽

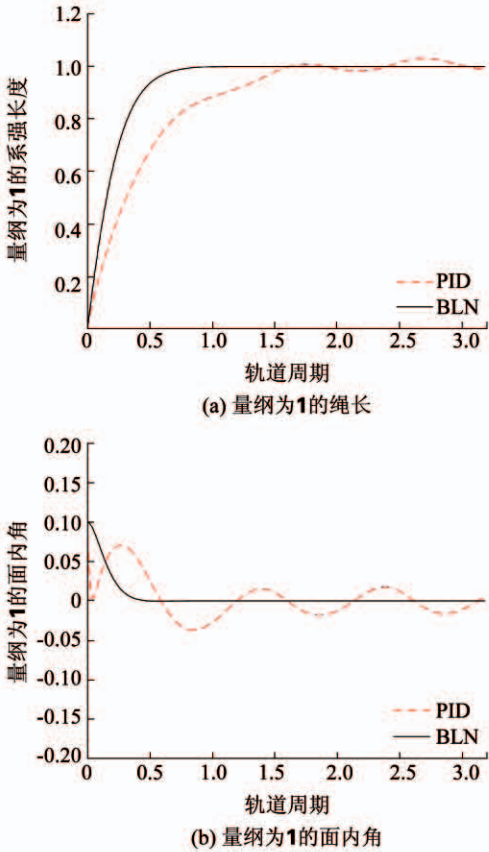


图 2 量纲为 1 的系绳长度和量纲为 1 的面内角变化曲线
Fig. 2 Variation curves of dimensionless tether length and dimensionless in-plane angle

然能够到达期望值,但是无法稳定在该数值,而是在该数值附近小幅度波动. 相反,BLN 可以稳定在期望位置. 产生该现象的原因是,与理论上的圆轨道相比,椭圆轨道存在时变的参数项,PID 控制无法消除椭圆轨道时变参数对绳系卫星系统产生的影响. 而 BLN 在控制器设计过程中引入了名义模型,从而抑制了周期性摄动的影响. 从时间上来看,在 BLN 控制和 PID 作用下,绳系卫星系统的绳长度分别在 0.8 和 1.6 个轨道周期后稳定在期望值. 图 2(b) 所示为在两种控制器作用下,绳系卫星系统面内角的变化过程. 总体上来看,两种控制器都能稳定地控制子卫星的面内角. 但是无论是从精度还是速度的角度来看,BLN 方法的控制效果均优于 PID 控制.

绳系卫星系统面外角的动态过程如图 3(a) 所示. 通过观察两种控制下面外角的变化过程,本文可以得到相同的结论,即 BLN 和 PID 都能稳定地控制面外角,但是前者的控制效果更好. 如图 3(b) 展示了两种控制下系绳张力的变化. 可以看出,两种情况下,系绳的张力均在合理范围之内. 而 BLN 方法下系绳张力变化更加迅速,可以更快地响应控制输入. 子卫星到达指定位置后,两种控制器输出的系绳张力趋于一致.

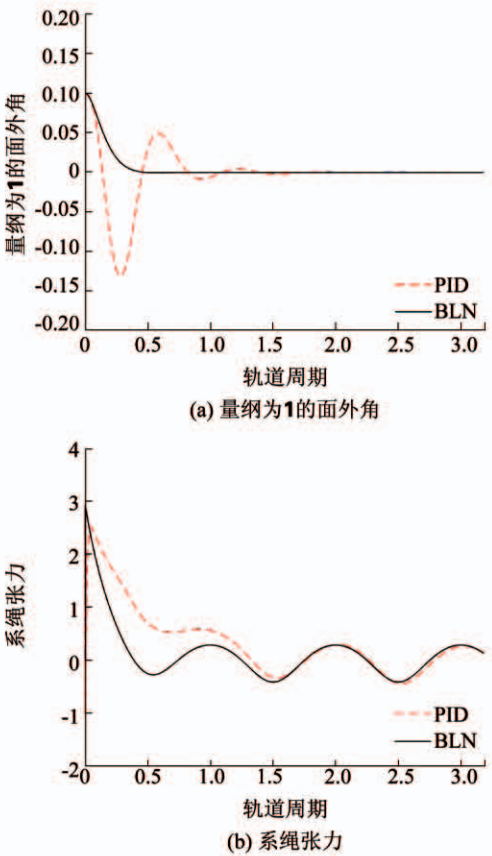


图 3 量纲为 1 的面外角和系绳张力变化曲线

Fig. 3 Variation curves of dimensionless out-of-plane angle and tether tension

从仿真结果和分析中可以看出,总体上 BLN 和 PID 方法都能够稳定地控制 TSS 系统释放子卫星的绳长、面内角和面外角. 进一步地,BLN 方法控制子卫星的释放效果要明显优于 PID 方法.

4 结 论

1)为了解决椭圆轨道上绳系卫星系统的子卫星稳定释放的问题,本文首先建立了椭圆轨道上双星绳系卫星系统释放的动力学模型,并设计了一种全新的量纲为 1 的变换对动力学模型进行了化简,方便了后续控制器的设计和仿真. 并且,实际系统中绝大部分卫星轨道都是椭圆轨道,本文建立的椭圆轨道模型较理想的圆轨道模型具有更大的实用价值.

2)针对普通反步法无法应用于非严格反馈系统的问题,本文提出了类反步非线性控制方法来控制 TSS 系统子卫星的释放. 该方法利用椭圆轨道上绳系卫星系统的动力学方程来设计控制器. 一方面解决了在严格反馈系统上无法应用 Backstepping 控制的问题,另一方面通过引入动力学模型到控制器中能够改善其控制效果.

3)在椭圆轨道双星绳系卫星模型上对类反步非线性控制方法进行了仿真验证,仿真结果表明类反步非线性控制可以稳定高效地控制子卫星释放的过程. 并且相对于 PID 控制,类反步非线性控制可以取得更优异的控制效果.

参考文献

[1] COLOMBO G, GAPOSCHKIN E M, GROSSI M D, et al. Shuttle-borne skyhook: A new tool for low-orbital-altitude research [J]. Smithsonian Astrophysical Observatory, Reports in Geoastronomy, 1975, 10(1): 3. DOI: 10.1007/BF02148280

[2] BEKEY I, PENZO P A. Tetherpropulsion[J]. Aerospace America, 1986, 24: 40

[3] ANZ-MEADOR P D. Tether-debris interactions in low Earthorbit [J]. AIP Conference Proceedings, 2001, 552(1): 525. DOI: 10.1063/1.1357972

[4] 李俊峰, 宝音贺西. 深空探测中的动力学与控制[J]. 力学与实践, 2007, 29(4): 1

LI Junfeng, BAOYIN Hexi. Dynamics and control in deep space exploration[J]. Mechanics in Engineering, 2007, 29(4): 1. DOI: 10.3969/j. issn. 1000 - 0879. 2007. 04. 001

[5] WEN Hao, JIN Dongping, HU Haiyan. Advances in dynamics and control of tethered satellite systems[J]. Acta Mechanica Sinica, 2008, 24(3): 229. DOI: 10.1007/s10409 - 008 - 0159 - 9

[6] KESHTKAR S, POZNYAK A. Tethered space orientation via adaptive sliding mode [J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2016, 26(8): 1632. DOI: 10.1002/rnc.3371

[7] YU Miao, HUANG Deqing, HE Wei. Robust adaptive iterative learning control for discrete-time nonlinear systems with both

- parametric and nonparametric uncertainties[J]. International Journal of Adaptive Control and Signal Processing, 2016, 30(7): 972. DOI: 10.1002/acs.2648
- [8] MANKALA K K, AGRAWAL S K. Equilibrium to equilibrium maneuvers of flexible electrodynamic tethers in equatorial orbits[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(3): 651. DOI: 10.2514/1.13956
- [9] KRSTIC M, KANELAKOPOULOS I, KOKOTOVIC P V. Nonlinear and adaptive control design[M]. New York: Wiley, 1995. DOI: 10.1007/3-540-45802-6
- [10] EBRAHIM A, MURPHY G V. Adaptive backstepping controller design of an inverted pendulum [C]//Proceedings of the 37th Southeastern Symposium on System Theory. Tuskegee, AL: IEEE, 2005: 172. DOI: 10.1109/SSST.2005.1460900
- [11] 钟睿, 徐世杰. 基于退步控制方法的绳系卫星回收张力控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(1): 26
ZHONG Rui, XU Shijie. Tension control strategy for TSS retrieval process based on backstepping control method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(1): 26. DOI: 10.13700/j. bh. 1001-5965.2010.01.015
- [12] 彭鹏. 空间绳系卫星系统的动力学与张力控制[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015
PENG Peng. Dynamics and tension control of space tethered satellite system[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015
- [13] KUMAR K D. Review on dynamics and control of nonelectrodynamic tethered satellite systems[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(4): 705. DOI: 10.2514/1.5479
- [14] LEAMY M J, NOOR A K, WASFY T M. Dynamic simulation of a tethered satellite system using finite elements and fuzzy sets[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2001, 190(37/38): 4847. DOI: 10.1016/s0045-7825(00)00352-2
- [15] XU Shidong, SUN Guanghui, MA Zhiqiang, et al. Fractional-order fuzzy sliding mode control for the deployment of tethered satellite system under input saturation[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2019, 55(2): 747. DOI: 10.1109/TAES.2018.2864767
- [16] WILLIAMS P. Libration control of tethered satellites in elliptical orbits[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(2): 476. DOI: 10.2514/1.17499
- [17] ZHONG Xiaoqing, SHAO Xiangyu, LI Xiaolei, et al. Fractional order adaptive sliding mode control for the deployment of space tethered system with input limitation[J]. IEEE Access, 2018, 6: 48958. DOI: 10.1109/ACCESS.2018.2867627
- [18] PERKINS TT, SMITH D E, LARSON R G, et al. Stretching of a single tethered polymer in a uniform flow[J]. Science, 1995, 268(5207): 83. DOI: 10.1126/science.7701345
- [19] WEN Hao, ZHU Zhenghong, JIN Dongping, et al. Exponentially convergent velocity observer for an electrodynamic tether in an elliptical orbit[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(5): 1112. DOI: 10.2514/1.G001532
- [20] MA Zhiqiang, SUN Guanghui. Adaptive sliding mode control of tethered satellite deployment with input limitation[J]. Acta Astronautica, 2016, 127: 67. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.05.022

(编辑 张 红)

封面图片说明

2020 年 4 期封面图片来自论文“椭圆轨道绳系卫星系统释放的类反步法控制”,是一类空间科学任务中典型的双星结构绳系卫星系统的椭圆轨道示意图,该系统一般由母卫星、子卫星和连接它们的空间系绳组成.基于此类空间绳系结构,绳系卫星系统在大跨度空间在轨服务任务中具有重要的应用前景,适用于轨道转移、碎片清除、卫星编队、深空探测等许多空间科学任务.绳系卫星系统执行空间任务的首要条件是要将空间系绳连接的子卫星释放到指定的位置,即子卫星的部署是绳系卫星系统的基本操作之一,近年来已成为宇航控制领域研究的热点.考虑到柔软的空间系绳只能提供张力而不能提供支撑力,且被部署的子卫星上的推进器功率较小,实现稳定和快速释放是相当具有挑战性的.因此,深入分析绳系卫星系统的释放过程,研究一种切实可行的控制方案具有着重要意义.基于类反步法的非线性控制方法,可以应用于非严格反馈系统,并且能够充分利用系统的非线性模型来改善控制效果.仿真实验表明,结合椭圆轨道上绳系卫星系统的拉格朗日动力学模型,类反步法的非线性控制方案能够稳定、高效地控制绳系卫星系统的释放过程.

(图文提供:仲小清,李晓磊,孙光辉.中国空间技术研究院,哈尔滨工业大学航天学院)