

柔性航天器拖拽空间碎片动力学与控制仿真研究*

董富祥[†] 周志成 曲广吉

(中国空间技术研究院通信卫星事业部,北京 100094)

摘要 针对地球静止轨道空间碎片清除需求,开展了服务星通过绳索拖拽空间碎片离轨多体动力学与控制仿真研究.分析了在轨拖拽期间系统拓扑构型,采用递推方法推导了考虑地球 J2 摄动的服务星和空间碎片柔性多体动力学方程组,建立了基于集中参数法的绳索动力学模型,通过约束方程将绳索与服务星和空间碎片相连接,建立了服务星姿态控制力矩方程,最后形成了服务星在轨拖拽空间碎片期间柔性多体系统多体动力学方程.通过悬链线模型与本文采用的集中参数模型比较验证了本文采用的柔性绳索模型的正确性,然后通过数值仿真分析了与服务星质量接近的空间碎片被拖动期间动力学特性,为这类航天器总体设计及空间碎片清除策略制定提供了参考依据.

关键词 空间碎片清除, 绳索力学模型, 柔性航天器, 多体系统动力学与控制, 在轨服务

DOI: 10.6052/1672-6553-2017-087

引言

静止轨道轨位资源具有位置高远、覆盖面积大、相对星下点静止等优点,是通信、广播监视和气象卫星理想轨位.该轨位具备不可再生和稀缺性,然而失效卫星或一些废弃的火箭上面级形成空间碎片,严重威胁该轨道卫星运行安全^[1].清除地球静止轨道空间碎片可以节省宝贵轨位资源,具有重要战略意义和经济价值.针对空间碎片移除问题,提出了非接触方法(如离子束照射、静电拖拽)、机械硬连接法(如机械手臂捕获法)和软连接法(如鱼叉和网索捕获法)等多种方法^[2].软连接法将服务星与空间碎片通过柔性绳索连接,避免了服务航天器与空间碎片间潜在的接触,具有适应不同目标等特点,可解决空间碎片或废弃航天器离轨操作,将成为未来空间操作的重要选项.

服务星通过绳索拖拽空间碎片离轨系统属于典型柔性多体动力学与控制系统,国内外针对该问题的动力学建模及分析开展了一系列研究工作.Starke、Bischof 和 Foth^[3]提出通过飞网和飞抓捕获空间碎片,并利用绳索拖拽离轨的 ROGER 系统,并对两种方案进行了分析.Aslanov、Yudintsev^[4]推

导了 LEO 绳系空间拖车-带剩余燃料空间碎片简化动力学方程,采用等价单摆模型建立了液体晃动动力学模型,引入线性方程系统对短周期项进行了分析,对拖动空间碎片运动期间卫星姿态运动进行了分析.Zhao、Sun 和 Huang^[5]等基于绳系卫星哑铃模型建立了轨道机动期间绳系卫星动力学方程,进一步将绳索应变考虑在内,分析了绳索松弛、天平动初始角度和推力加速度角度变化的影响,提出通过调整推力避免绳索松弛弯曲方法.Huang、Zhang 和 Xu^[6]等建立了空间绳系机器人 6 自由度模型,并提出了其最优跟踪控制和姿态角控制方案.Liu、Cui 和 Shen^[7]使用轨道位置坐标建立了服务星与废弃航天器动力学方程,使用两个航天器轨道坐标推到了天平动表达式,研究了初始条件对拖拽过程的影响.Liu、Zhang 和 Yang^[8]等研究了索网捕获后绳索拖动空间碎片动力学建模,利用弹簧阻尼模型对索网进行建模,服务星和目标星均被作刚体假设,建立了考虑轨道运动和航天器的姿态运动,研究初始偏差系统动力学特性.魏乙、邓子辰和李庆军等^[9]在 Hamilton 体系下建立了考虑地球的非球形摄动影响的集成对称聚光系统(ISC)的轨道、姿态、轴向振动耦合的动力学方程,研究了其在地球同步轨

2017-03-04 收到第 1 稿,2017-07-24 收到修改稿.

* 国家自然科学基金青年基金项目(11402281)

[†] 通讯作者 E-mail: dongfx_101@163.com

道下二阶摄动项对轨道、姿态和结构振动的影响。在以往研究中,为了简化方程,将卫星作为刚体,且假设星本体坐标系三轴与其主惯量轴重合,忽略了惯量积和柔性附件的影响,而实际工程中卫星带有柔性太阳翼,且其本体坐标系一般并不与卫星主惯量轴重合。

针对服务星通过绳索拖拽空间碎片离轨过程,本文采用基于递推的多体动力学方法建立了包括服务星、柔性太阳翼、空间碎片和柔性绳索在内的柔性多体动力学方程,考虑了地球 J2 摄动对系统内各物体的影响,采用集中参数方法获得了绳索动力学模型,并通过该模型与解析解的比较验证了模型的正确性,最后通过数值仿真揭示了服务星在轨拖动大型空间碎片动力学特性。

1 绳索拖拽空间碎片动力学模型

1.1 服务星在轨多体动力学模型

图 1 为地球静止轨道服务星在轨拖拽空间碎片离轨示意图。图中, $OXYZ$ 为 J2000.0 地心惯性坐标系^[10], $Ox_b y_b z_b$ 和 $Ox_d y_d z_d$ 分别为星本体坐标系和空间碎片连体坐标系。

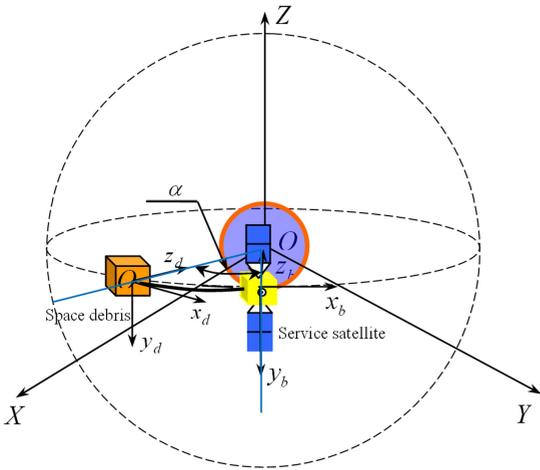


图 1 服务星在轨拖拽空间碎片离轨示意图

Fig.1 Diagram of the space debris tugged by the service satellite

图 2 为服务星与目标星多体动力学拓扑构型,其中 B_1 、 B_2 、 B_3 、 B_4 和 B_5 分别表示卫星本体、南北柔性太阳翼、空间碎片和柔性绳索。卫星拖动空间碎片离轨期间,整个系统为无根系统,太阳翼相对于卫星本体处于锁定状态,绳索通过共点约束将星体和空间碎片连接。

采用刚柔耦合多体系统动力学单向递推算

法^[11,12],可获得如下服务星和空间碎片动力学方程组:

$$G^T M G \ddot{y} = G^T (f - M g) \tag{1}$$

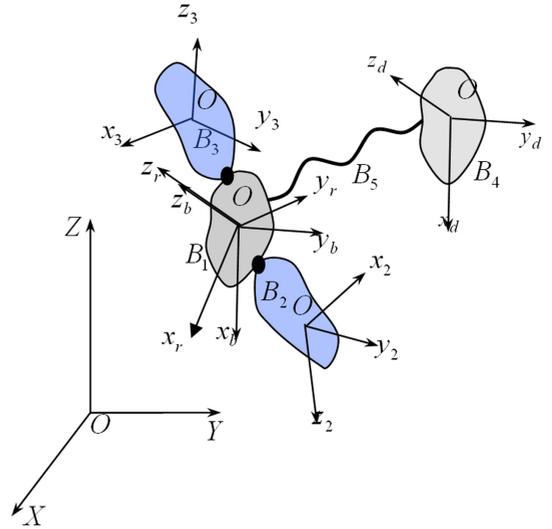


图 2 服务星与空间碎片拓扑构型

Fig.2 Topology configuration of service satellite and space debris

式中, M 为服务星和空间碎片系统广义质量矩阵, G 和 g 分别为系统运动学递推系数矩阵, f 为作用于服务星和空间碎片广义外力阵, $\bar{f} = [\bar{f}_1^T \bar{f}_2^T \bar{f}_3^T \bar{f}_4^T]^T$, \bar{f}_i ($i=1,2,3,4$) 分别表示卫星本体、南北太阳翼和空间碎片受到的力。

卫星绕地球运动期间,卫星、柔性绳索和空间碎片受到地球引力和各类摄动力等外力作用。服务星拖动空间碎片时间较短,与地球中心力场引力及地球扁率引起的 J2 摄动力相比,其他摄动力均为小量,计算中予以忽略。在多体动力学建模过程中,将地球引力作为外力施加到卫星本体、南北太阳翼和空间碎片各自质心上。考虑 J2 摄动情况下,空间物体与地球间相互作用力在 $OXYZ$ 系中可表达如下:

$$F = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{\mu m}{|r|^3} x + J_2 \mu \frac{x m R_E^2}{2 |r|^5} [15 (\frac{z}{|r|})^2 - 3] \\ -\frac{\mu m}{|r|^3} y + J_2 \mu \frac{y m R_E^2}{2 |r|^5} [15 (\frac{z}{|r|})^2 - 3] \\ -\frac{\mu m}{|r|^3} z + J_2 \mu \frac{z m R_E^2}{2 |r|^5} [15 (\frac{z}{|r|})^2 - 9] \end{bmatrix} \tag{2}$$

式中, μ 为地球引力常数, m 为卫星或者空间碎片质量, J_2 为地球扁率引起的摄动系数, R_E 为地球赤

道半径,取 6378.1km, \vec{r} 为地心到卫星质心距离矢量, $\vec{r} = [x \ y \ z]^T$, $|\vec{r}| = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$, x, y 和 z 分别表示 \vec{r} 在地心赤道惯性坐标系三轴分量。

1.2 基于集中参数法的绳索动力学模型

如图 3 所示,绳索将星体和空间碎片连接在一起。假设绳索由低弯曲刚度、等截面各向同性材料组成,可采用集中质量—弹簧阻尼模型对其进行等效。索段 IJ 张力可表示为:

$$F_{IJ}^e = \begin{cases} 0 & l_{IJ} \leq l_{IJO} \\ K(l_{IJ} - l_{IJO}) + Cl_{IJ} & l_{IJ} > l_{IJO} \end{cases} \quad (3)$$

式中, K 和 C 分别为绳索等效刚度和阻尼, l_{IJO} 和 l 分别表示节点 IJ 间的原长和现在长度。

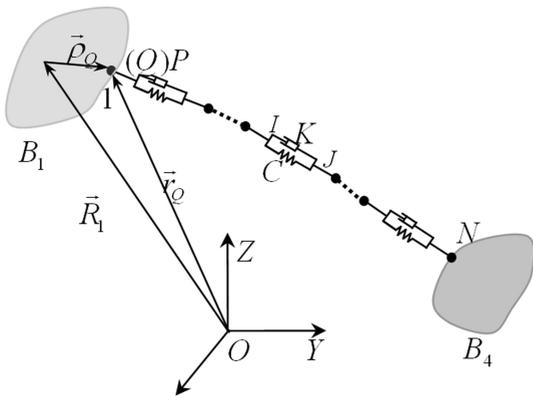


图3 绳索的集中参数模型

Fig.3 Lumped parameter model of cable

绳索与服务星和空间碎片通过约束方程连接,其约束方程如下:

$$R_i + A_i \rho_Q - r_p = 0 \quad (i=1,4) \quad (4)$$

以绳索与星体 B_1 约束方程为例,不难得到其约束方程的加速度形式:

$$\Phi_{1c} \ddot{\mathbf{y}} = \gamma_{1c} \quad (5)$$

其中 $\Phi_{1c} = [B_1 \ 0 \ 0 \ 0 \ B_p]$,

$$B_1 = [I_3 \ -\bar{\rho}_Q K_r], \gamma = \bar{\rho}_Q \ddot{\eta}_r - \bar{\omega}_1 \bar{\omega}_1 \rho_Q, B_p \text{ 为绳索节点 } P \text{ 布尔阵。相似的方法,可以获得绳索与空间碎片约束方程的加速度形式。将绳索与服务星和空间碎片约束方程组合得到:}$$

$$\Phi_q \ddot{\mathbf{y}} = \gamma \quad (6)$$

式中, $\Phi_q = [\Phi_{1c}^T \ \Phi_{4c}^T]^T, \gamma = [\gamma_{1c}^T \ \gamma_{4c}^T]^T$ 。

1.3 卫星姿态控制及整星动力学与控制方程

服务星使用绳索拖动空间碎片离轨期间,绳索张力将会对服务星产生一定干扰力矩。为保持服务星姿态稳定,需要对服务星姿态进行控制。假设服

务星拖动空间碎片离轨期间,采用动量轮对卫星姿态进行连续控制。作用于星体上的控制力矩可采用下式进行计算^[13]:

$$\mathbf{T}_{con} = - \begin{bmatrix} K_{px} & & \\ & K_{py} & \\ & & K_{pz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varphi_r \\ \theta_r \\ \psi_r \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} K_{dx} & & \\ & K_{dy} & \\ & & K_{dz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{rx} \\ \omega_{ry} \\ \omega_{rz} \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中, K_{px}, K_{py}, K_{pz} 为角度误差比例系数, K_{dx}, K_{dy} 和 K_{dz} 为阻尼系数, φ_r, θ_r 和 ψ_r 是卫星相对于参考坐标系的姿态, ω_{rx}, ω_{ry} 和 ω_{rz} 为卫星相对于参考坐标系的角速度。

根据服务星、空间碎片和绳索动力学方程、约束方程和星体姿态控制力矩,可得服务星拖动空间碎片系统的动力学与控制方程组:

$$\begin{bmatrix} G^T M G \ddot{\mathbf{y}} & \Phi_q^T \\ \Phi_q & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{q}} \\ \boldsymbol{\lambda} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} G^T (\mathbf{f} - M \mathbf{g} + \mathbf{f}_c) \\ \boldsymbol{\gamma} \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中, \mathbf{f}_c 为对应的广义控制力。

2 仿真算例

2.1 绳索模型正确性验证

服务星拖动空间碎片期间,拟采用集中质量—弹簧阻尼模型对其进行模化,下面通过其与解析模型比较对其合理性进行验证。如图 4 所示,初始时刻绳索端点 O, A 与中间点 B 被约束在固定点上,使绳索处于水平状态。初始时刻在将中间点 B 处于约束释放,在重力作用下绳索自由下摆,由于阻尼作用经多次摆荡后,绳索将停在静平衡位置,该位置将与悬链线解析解吻合。绳索长度 $L = 3\text{m}$, 两端约束的长度为 $L_d = 2\text{m}$, 绳索密度 $\rho = 1.6 \times 10^3 \text{kg/m}^3, E = 4 \times 10^{11} \text{Pa}$, 其截面积为圆截面, 截面半径 $r = 2 \times 10^{-3} \text{m}$ 。本算例中,悬链线公式如下:

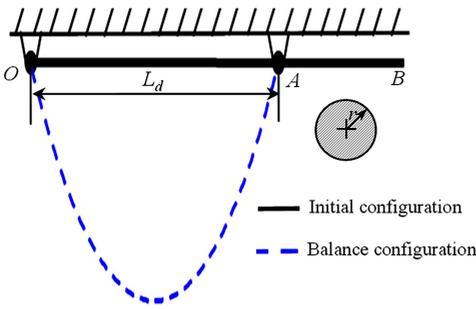
$$y = \begin{cases} 1.85 * \cosh(-x+1) - 2.85 & x \geq 0 \ \& \ x < 1 \\ 1.85 * \cosh(x-1) - 2.85 & x \geq 1 \ \& \ x \leq 2 \end{cases} \quad (9)$$

图 4 为悬链线解析模型和集中参数模型获得的绳索模型比较。可以看出,集中参数法获得绳索数值结果与解析模型基本吻合,证明了该方法的正确性。

2.2 服务星通过绳索拖拽刚体碎片动力学过程仿真

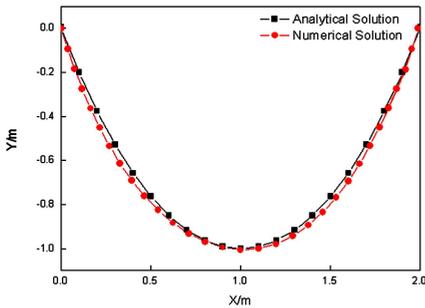
如图 5 所示,假设初始时刻服务星拖动绳索已经捕获空间碎片,且绳索通过空间碎片质心。服务星拖拽空间碎片离轨期间,输出推力大小为 20N,

方向沿星体+X方向,通过卫星质心.服务星与地心连线相对于地心惯性系+X轴夹角 $\alpha = 30^\circ$.表1为服务星、太阳翼和空间碎片质量特性.假设绳索长度为100m,横截面为圆形,半径为 1×10^{-3} m,采用Kevlar-49材料,其密度 $1.44 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$,弹性模量为 1.14×10^{11} Pa.地球半径 R_e 取 6.371×10^6 m,服务星和空间碎片均运行在地球静止轨道,轨道高度为 3.5786×10^7 m.根据静止轨道卫星离轨速度公式^[14],可获得静止轨道空间碎片离轨速度通常为10m/s,拟采用双脉冲方式将空间碎片拖离轨道,每次速度增量为5m/s.服务星拖拽空间碎片离轨期间,需要保持服务星相对于参考坐标系姿态稳定.参考坐标系的选择将影响服务星拖拽期间干扰力矩和弧段效率.



(a) 绳索初始时刻与平衡位置示意图

(a) Configuration of cable at the initial and balance positions



(b) 集中参数法与解析法计算结果

(b) Solutions by lumped parameter and analytical methods

图4 集中参数法与解析法获得的索静平衡构型
Fig.4 Cable static balance configurations obtained from the lumped parameter method and analytical solution

下面分别对参考坐标系为卫星东南坐标系 (East South Coord) 和点火时刻惯性系 (Inertial Coord) 两种姿态控制方案进行分析.服务星选择东南系作为姿态稳定参考系,有助于降低弧段损失,提升卫星燃料利用效率,选择点火时惯性系有利于降低卫星拖拽期间干扰力矩,便于控制系统设计,需

要对两者方案进行分析.

表1 服务星、太阳翼和空间碎片质量特性

Table 1 Mass property of service satellite, solar wing and space debris

Body NO.	Name	Mass (kg)	Inertial Prop (kg · m ²)		
B ₁	Service satellite	2.80 × 10 ³	[3.88 × 10 ³ - 1.68 × 10	8.18;	
			- 1.68 × 10 3.70 × 10 ³	2.88;	2.10 × 10 ³]
B ₂ , B ₃	South and north solar wing	55.10	[322 0 0;	0 5 0;	0;
			0 0 348]		
B ₄	Space debris	2.10 × 10 ³	[3.00 × 10 ³ - 1.6	8.18;	
			- 1.6 2.76 × 10 ³	2.88;	
			8.18 2.88 1.18 × 10 ³]		

表2 太阳翼的前六阶频率

Table 2 First 6 frequencies of solar wing

Order	Freq/Hz	Order	Freq/Hz
1	0.200	4	1.265
2	0.420	5	3.387
3	1.152	6	3.827

图5为服务星拖拽空间碎片离轨期间两种不同控制方案下服务星三轴姿态变化曲线.可以看出,惯性系姿态稳定控制方案获得的卫星三轴姿态角变化明显小于相对于东南系姿态变化角.这说明卫星拖拽空间碎片离轨期间,相对于东南系的姿态稳定方案将给卫星控制分系统带来额外的干扰力矩,而选择相对于初始拖拽时刻卫星相对于惯性系姿态作为初始稳定姿态,有利于降低拖拽期间绳索对服务星干扰力矩,有利于控制分系统设计和拖拽过程卫星姿态稳定.

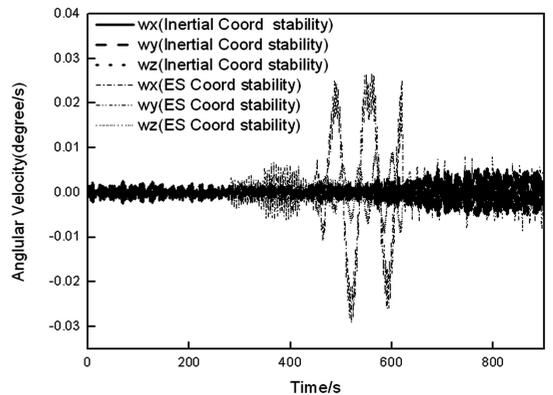


图5 相对于惯性系与东南系姿态稳定的服务星角速度时间历程曲线

Fig.5 Time history of angular velocity of stable service satellite compared with the inertial and orbit coordinates

相对于两种不同参考系姿态稳定方案下绳索

拖动期间卫星与空间碎片速度大小时间历程如图6所示。可以看出,在0~600s期间两种方案获得的服务星和空间碎片的速度几乎没什么差别,但是随着时间的增长相对于东南系卫星姿态控制方案获得的服务星和空间碎片速度出现大的变化,而相对于点火时刻惯性系姿态稳定的服务星和空间碎片的速度则出现周期性的变化。由于东南坐标系是动坐标系,在静止轨道上其以每小时15度的角速度转动,随着时间的增长东南系与点火时刻惯性系的偏差不断增大,导致绳索张力与服务星和空间碎片连线方向不一致,使得服务星和空间碎片速度呈现不同于惯性姿态稳定方案的周期性变化。建议当服务星拖拽与之质量相当的空间碎片时优选相对于点火时刻惯性系姿态稳定方案,同时充分考虑柔性绳索弹性对卫星和空间速度变化周期影响,对推力器脉冲工作参数进行优化。

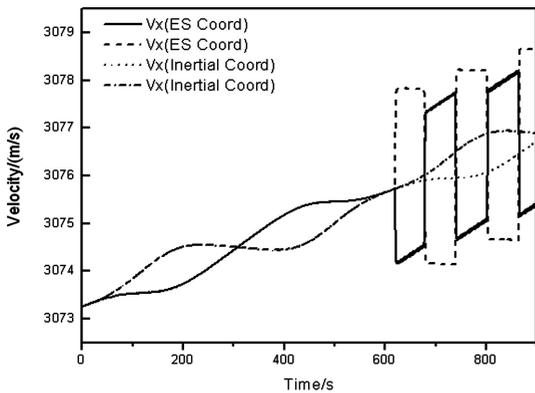


图6 相对于惯性系与东南系姿态稳定的卫星与空间碎片速度曲线

Fig.6 Time history of velocity of stable service satellite compared with the inertial and orbit coordinates

3 结论

本文采用基于递推的混合坐标方法研究服务航天器通过柔性绳索拖拽静止轨道空间碎片离轨动力学问题,实现了航天器柔性多体动力学与轨道动力学、姿态控制算法耦合建模及仿真,分析了服务星拖拽与之质量相当的空间碎片离轨期间服务星相对于东南系和点火时刻惯性系两种姿态稳定方案的动力学特性。与常规轨道动力学将整星作为质点不同的是,多体系统动力学方法可将地球中心引力及其摄动项作为外力施加在系统各个物体上,可用于计算重力梯度对航天器干扰力矩。研究结果表明当服务星使用绳索拖拽与之质量相当的空间

碎片时,采用相对于点火时刻惯性系姿态稳定方案有利于降低拖拽期间服务星干扰力矩,避免东南系稳定方案引起的卫星与空间碎片速度变周期快速波动。建议服务星拖拽与之质量相当空间碎片时优选相对于点火时刻惯性系姿态稳定方案,充分考虑绳索弹性对卫星和空间速度变化周期影响,对推力器脉冲工作参数进行优化,其引起的弧段损失可通过多次点火来避免。

参 考 文 献

- McKnight D S, Pentino F R D. New insights on the orbital debris collision hazard at GEO. *Acta Astronautica*, 2013, 85(3):73~82
- Bonnal C, Ruault J M, Desjean M C. Active debris removal: recent progress and current trends. *Acta Astronautica*, 2013, 85(4):51~60
- Starke J, Bischof B, Foth W P, et al. ROGER a potential orbital space debris removal system. *Cospar Scientific Assembly*, 2010, 38:1~8
- Aslanov V S, Yudin V V. The motion of tethered tug-debris system with fuel residuals. *Advances in Space Research*, 2015(7), 56:1493~1501
- Zhao G W, Sun L, Huang Hai. Thrust control of tethered satellite with a short constant tether in orbital maneuvering. *Engineers. Journal of Aerospace Engineering*, 2014, 228(14):2569~2586
- Huang P F, Zhang F, Xu X D. Coordinated coupling control of tethered space robot using releasing characteristics of space tether. *Advances in Space Research*, 2016, 57(7):1528~1542
- Liu H T, Zhang Q B, Yang L P. Dynamics of tether-tugging reorbiting with net capture. *Science China Technological Sciences*, 2014, 57(12):2407~2417
- Liu J F, Cui N G, Shen F, et al. Dynamics of robotic geostationary orbit restorer system during deorbiting. *IEEE A & E Systems Magazine*, 2014, 11(11):36~42
- 魏乙,邓子辰,李庆军等. 空间太阳能电站的轨道、姿态和结构振动的耦合动力学建模及辛求解. *动力学与控制学报*, 2016, 14(6):513~519 (Wei Y, Deng Z C, Li Q J, et al. Coupling dynamic modeling among orbital motion, attitude motion and structural vibration and symplectic solution of sps. *Journal of Dynamics and Control*, 2016, 14(6):513~519 (in Chinese))

- 10 李恒年. 地球静止轨道卫星轨道与共位控制技术. 北京:国防科技工业出版社, 2010 (Li H N. Geostationary satellite orbital analysis and collocation strategies. Beijing: National Defense Science and Technology Industry Press, 2010 (in Chinese))
- 11 周志成, 董富祥. 空间大型天线多体动力学分析. 北京:中国宇航出版社, 2015 (Zhou Z C, Dong F X. Mutibody dynamics analysis of large space antenna. Beijing: China astronautic Publishing House, 2015 (in Chinese))
- 12 洪嘉振. 计算多体动力学. 北京:高等教育出版社, 1999 (Hong J Z. Computational multibody dynamics. Beijing: Higher Education Press, 1999 (in Chinese))
- 13 西迪. 航天器动力学与控制. 北京:航空工业出版社, 2011 (Sidi M J. Spacecraft Dynamics & Control. Beijing: Aviation Industry Press, 2011 (in Chinese))
- 14 Jehn R, Agapov V, Hernandez C. The situation in the geostationary ring. *Advances in Space Research*, 2005, 35: 1318~123

SIMULATION STUDY ON DYNAMICS AND CONTROL OF SPACE DEBRIS TUGGED BY FLEXIBLE SPACECRAFT *

Dong Fuxiang[†] Zhou Zhicheng Qu Guangji

(Institute of Telecommunication Satellite, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract According to the demand of space debris removal in the geostationary orbit, the dynamics and control simulation on the process of space debris tugged by flexible spacecraft was studied. The system topology configuration was analyzed, and based on the recursive method, the flexible multibody system dynamics equations of service satellite and space debris were established, and the J2 perturbation of earth was considered. The cable dynamic model based on the lumped parameter method was also established. The service satellite and space debris were connected through constraint equations. And the attitude control torque of service satellite was calculated by the PD controller. Finally, the flexible multibody system equations of the process were formulated. The cable model used in this paper was validated through the comparison between the catenary model and the lumped parameter model. The process of the debris tugged by the service satellite was analyzed through numerical simulation, in which the mass of space debris is near to the service satellite mass. Additionally, the corresponding dynamic property was studied, which can give some suggestions on the mission design of service satellite and the strategy of debris removal.

Key words space debris removal, cable mechanics model, flexible spacecraft, multibody system dynamics and control, on-orbit service