中国科学: 物理学 力学 天文学 2014 年 第 44 卷 第 8 期: 858–864
SCIENTIA SINICA Physica, Mechanica & Astronomica phys.scichina.com
《中国科学》杂志社
SCIENCE CHINA PRESS

论 文

绳系释放时的航天器耦合动力学分析

余本嵩*, 金栋平, 庞兆君

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
*联系人, E-mail: yu_bensong@nuaa.edu.cn

收稿日期: 2012-11-07; 接受日期: 2014-03-17; 网络出版日期: 2014-07-08
国家自然科学基金(批准号: 50875124, 11202094)、长江学者和创新团队计划(编号: IRT0968)和中国博士后科学基金(编号: 2012M521070)资助项目

摘要 本文研究了绳系释放对于航天器刚体姿态的影响. 基于离散的系绳黏弹性模型, 建立了航天器和系绳间刚-柔耦合的时变非线性动力学模型. 以 Kissel 释放控制律为例, 研究了系绳自由释放及受控释放时航天器姿态动力学问题, 揭示了绳系释放对于航天器本体姿态的影响规律. 结果表明, 系绳自由释放末的冲击可致航天器旋转, 而受控系绳释放使航天器产生绕其局部平衡位置的振荡. 航天器初始姿态对绳系航天器的释放动力学具有显著影响.

关键词 刚-柔耦合, 航天器姿态, 绳系释放, 动力学

PACS: 05.45.Ac

doi: 10.1360/132012-901

1 引言

大型卫星、航天飞机、空间站等航天器的姿态可受到内部干扰的作用和空间机械臂等外部环境的扰动, 如何有效预测航天器姿态并保持姿态稳定对空间任务极其重要[1–3]. 近年来, 利用绳系辅助的航天器轨道提升和再入等吸引了学者们的关注[4–6]. 当考虑航天器的姿态时, 系绳俯仰振动与航天器刚体姿态运动将发生非线性耦合, 导致概周期运动等复杂动力学行为[7], 尤其在释放或回收期间, 为保持姿态稳定需要对航天器姿态进行控制[8]. 以往关于绳系航天器的研究主要关注于系绳释放和回收过程的复杂运动及其轨迹控制, 因而将航天器模拟为质点[9–12], 系绳简化为刚性杆模型[13]. 针对空间多体绳系卫星编队建立的航天器刚体动力学分析表明, 需要对状态保持阶段的姿态运动进行基于误差调节的非线性控制[14].

总之, 前人对绳系航天飞行器的研究主要集中于系绳收放轨迹控制及系绳面内外振荡, 系绳释放和回收对航天器姿态的耦合作用尚不清楚. 由于航天器的刚体姿态运动与系绳发生非线性耦合, 使得柔性系绳上的每一个“质点”的动力学均会影响航天器的姿态, 深入揭示这种深层次的刚-柔耦合动力学问题对于控制具有重要作用. 本文以大型航天器绳系释放为背景, 基于柔性系绳黏弹性模型, 建立了能够准确反映航天器和系绳间刚-柔耦合作用的动力学模型. 鉴于释放导致该动力学系统成为时变自由度的高维非线性动力学系统, 因而提出基于时变动力

引用格式: 余本嵩, 金栋平, 庞兆君. 绳系释放时的航天器耦合动力学分析. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2014, 44: 858–864
Yu B S, Jin D P, Pang Z J. Coupling dynamics of spacecraft with deployment of a tether (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2014, 44: 858–864, doi: 10.1360/132012-901

学的计算方法. 同时, 以 Kissel 释放控制律为例, 研究了系绳自由释放及受控释放时航天器姿态动力学, 揭示了绳系释放对于航天器本体姿态的影响规律.

2　刚-柔耦合模型

研究航天器 S 通过柔性系绳对一小型探测器 D 进行收放, 如图 1 所示. 航天器与探测器的质量分别为 m_S^0 和 m_D^0, 视航天器为长度为 l 的刚性杆, 其相对质心的转动惯量为 $\boldsymbol{J}_S$, 将小型探测器视为质点, 由刚度为 EA、线密度为 μ_L、原始长度为 L 的黏弹性柔绳连接. 系留台 P 上的一个收放机构用于对系绳进行卷绕收放, 系留台可被置于航天器附近任意位置. 设航天器运行的轨道平面与赤道平面夹角为 δ, 地球为均质圆球体, 建立固结于地球质心 O_E, X_E 轴指向升交点, Z_E 轴垂直于轨道平面的惯性坐标系 O_E-$X_EY_EZ_E$. 另外, 建立固结于航天器质心 O_S, X, Z 轴分别平行于 X_E, Z_E 轴的轨道坐标系 O_S-XYZ, 以及 y 轴由地球质心指向航天器质心, z 轴平行于 Z_E 轴的轨道坐标系 O_S-xyz. 需要说明的是, 本文将在惯性坐标系 O_E-$X_EY_EZ_E$ 下对系统进行动力学计算, 在旋转轨道坐标系 O_S-xyz 下对系统动力学响应进行观测, 而平移轨道坐标系 O_S-XYZ 具有与惯性系 O_E-$X_EY_EZ_E$ 相同的方向矢量, 在此坐标系下便于分析航天器本体转动.

将柔性系绳均匀分为 n 个单元, 并设绳单元质量 $m_e=\mu_L L_e$ 集中于各单元中心, 这里 $L_e=L/n$ 表示绳单元的原始长度. 为便于表述, 记航天器为结点 0, 沿航天器至探测器方向将绳单元的集中质量点依次记为结点 1, 2, …, n, 记探测器为结点 n+1. 在航天器与探测器内分别有 n_S, n_D 个绳结点. 显然, 只要系绳单元数足够大, 则可得到逼近真实系绳的力学模型, 如图 2 所示.

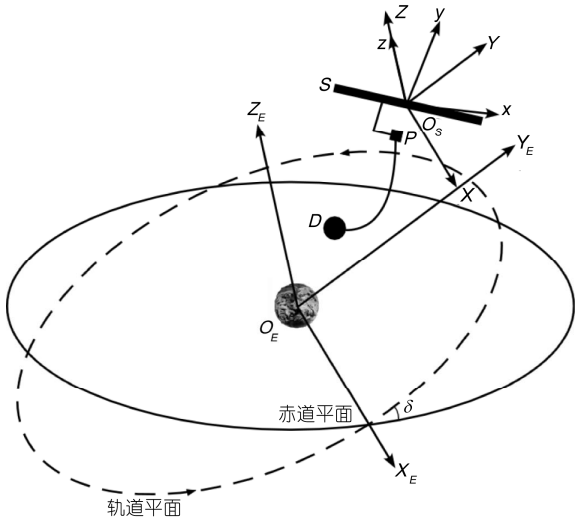


图 1　航天器刚-柔耦合模型

Figure 1　Rigid-flexible coupling model of spacecraft.

将航天器刚体全部质点受到的地球万有引力向质心 O_S 简化, 同时考虑航天器(探测器)受到地球引力及系绳拉力, 解除航天器的轨道约束(即不在一个固定的 Kepler 轨道), 依据 Newton 第二定律, 可列出航天器(探测器)质心动力学方程表达式

$$m_{S(D)}\ddot{\boldsymbol{r}}_{S(D)}=\boldsymbol{F}_{S(D)}+\boldsymbol{T}_{S(D)}. \tag{1}$$

其中 $m_{S(D)}=m_{S(D)}^0+m_e n_{S(D)}$, $\boldsymbol{r}_{S(D)}$ 为航天器(探测器)质心的位移矢量, $\boldsymbol{F}_{s(D)}$和 $\boldsymbol{T}_{s(D)}$分别为航天器(探测器)受到的地球万有引力主矢与系绳拉力. 为统一起见, 将式(1)中的下标 S 与 D 分别改写为与航天器、探测器对应的结点记号 0 和 n+1, 则有

$$m_{0(n+1)}\ddot{\boldsymbol{r}}_{0(n+1)}=\boldsymbol{F}_{0(n+1)}+\boldsymbol{T}_{0(n+1)}. \tag{2}$$

航天器刚体动力学方程为

$$\boldsymbol{J}_0\ddot{\boldsymbol{\alpha}}_0+\dot{\boldsymbol{\alpha}}_0\times(\boldsymbol{J}_0\dot{\boldsymbol{\alpha}}_0)=\boldsymbol{M}_0+\boldsymbol{N}_0. \tag{3}$$

式中 $\boldsymbol{\alpha}_0$ 为航天器刚体转角, $\boldsymbol{M}_0$ 与 $\boldsymbol{N}_0$ 分别为航天器的万有引力主矩及系绳拉力对其产生的力矩. 航天器质心运动及其姿态与系绳间的耦合响应便是通过拉力 $\boldsymbol{T}_{0(n+1)}$ 与力矩 $\boldsymbol{N}_0$ 实现的.

需特别指出的是, 在惯性坐标系 O_E-$X_EY_EZ_E$ 下, 航天器刚体任意微元质量的矢径 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{d}m}$ 可表示为

$$\boldsymbol{r}_{\mathrm{d}m}=\boldsymbol{r}_0+\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{d}m}. \tag{4}$$

这里 $\boldsymbol{r}_0=r_0(\sigma_X\boldsymbol{i}+\sigma_Y\boldsymbol{j}+\sigma_Z\boldsymbol{k})$ 表示自地球质心至航天器质心的矢径, $\boldsymbol{i},\boldsymbol{j},\boldsymbol{k}$ 分别为坐标系 O_E-$X_EY_EZ_E$ 各轴的单位矢量, σ_X, σ_Y, σ_Z 分别为坐标系 O_S-XYZ 各轴与 $\boldsymbol{r}_0$ 间的方向余弦, 如图 3 所示. 考虑到在坐标系 O_S-XYZ 下, 航天器质心指向刚体任意微元质量 dm 的矢径为

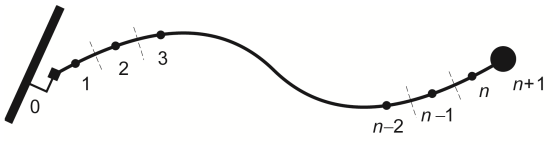


图 2　离散的系绳单元

Figure 2　Discrete tether elements.

$\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{d}m}=X\boldsymbol{i}+Y\boldsymbol{j}+Z\boldsymbol{k}$，则式(4)成为

$$\boldsymbol{r}_{\mathrm{d}m}=r_0\left[(\sigma_X+\frac{X}{r_0})\boldsymbol{i}+(\sigma_Y+\frac{Y}{r_0})\boldsymbol{j}+(\sigma_Z+\frac{Z}{r_0})\boldsymbol{k}\right]. \quad (5)$$

作用于微元质量 dm 的地球万有引力

$$\mathrm{d}\boldsymbol{F}=-\frac{\mu_E\mathrm{d}m}{r_{\mathrm{d}m}^2}\left(\frac{\boldsymbol{r}_{\mathrm{d}m}}{r_{\mathrm{d}m}}\right). \quad (6)$$

式中 $\mu_E=3.9885\times10^{14}\ \mathrm{m}^3/\mathrm{s}^2$ 为地球引力参数.将上式代入到式(7)和式(8)

$$\boldsymbol{F}_0=\int_A\mathrm{d}\boldsymbol{F}, \quad (7)$$

$$\boldsymbol{M}_0=\int_A\boldsymbol{\rho}_{\mathrm{d}m}\times\mathrm{d}\boldsymbol{F}, \quad (8)$$

同时，记轨道坐标系 O_S-XYZ 下

$$\begin{aligned}
&\int_Q\mathrm{d}m=m_0,\\
&\int_Q X\mathrm{d}m=0,\ \int_Q Y\mathrm{d}m=0,\ \int_Q Z\mathrm{d}m=0,\\
&-\int_Q XY\mathrm{d}m=J_{XY},\ -\int_Q XZ\mathrm{d}m=J_{XZ},\ -\int_Q YZ\mathrm{d}m=J_{YZ},\\
&\begin{cases}\int_Q(Y^2+Z^2)\mathrm{d}m=J_{XX},\ \int_Q(X^2+Z^2)\mathrm{d}m=J_{YY},\\ \int_Q(X^2+Y^2)\mathrm{d}m=J_{ZZ},\end{cases}\\
&\begin{cases}\sigma_X^2J_{XX}+\sigma_Y^2J_{YY}+\sigma_Z^2J_{ZZ}=I,\\ \sigma_X\sigma_YJ_{XY}+\sigma_X\sigma_ZJ_{XZ}+\sigma_Y\sigma_ZJ_{YZ}=\tilde{I}.\end{cases}
\end{aligned} \quad (9)$$

上式中积分域 Q 表示航天器的全部质点. 将式(7)和(8)展开后保留 X/r_0, Y/r_0, Z/r_0 的二次项, 可得航天器刚体的地球万有引力主矢

$$\begin{aligned}
\boldsymbol{F}_0=-\frac{\mu_E}{r_0^2}\Bigg\{&\left[m_0+\frac{3}{2r_0^2}\left(3J_{XX}+J_{YY}+J_{ZZ}-5I-10\tilde{I}\right)+\frac{3}{2r_0^2\sigma_X}\left(2\sigma_YJ_{XY}+2\sigma_ZJ_{XZ}\right)\right]\sigma_X\boldsymbol{i}\\
&+\left[m_0+\frac{3}{2r_0^2}\left(3J_{YY}+J_{ZZ}+J_{XX}-5I-10\tilde{I}\right)+\frac{3}{2r_0^2\sigma_Y}\left(2\sigma_ZJ_{YZ}+2\sigma_XJ_{YX}\right)\right]\sigma_Y\boldsymbol{j}\\
&+\left[m_0+\frac{3}{2r_0^2}\left(3J_{ZZ}+J_{XX}+J_{YY}-5I-10\tilde{I}\right)+\frac{3}{2r_0^2\sigma_Z}\left(2\sigma_XJ_{ZX}+2\sigma_YJ_{ZY}\right)\right]\sigma_Z\boldsymbol{k}\Bigg\},
\end{aligned} \quad (10)$$

及主矩

$$\begin{aligned}
\boldsymbol{M}_0=\frac{3\mu_E}{r_0^3}\Big\{&\left[\left(J_{ZZ}-J_{YY}\right)\sigma_Y\sigma_Z+\left(J_{XZ}\sigma_Y-J_{XY}\sigma_Z\right)\sigma_X+J_{YZ}\left(\sigma_Y^2-\sigma_Z^2\right)\right]\boldsymbol{i}\\
&+\left[\left(J_{XX}-J_{ZZ}\right)\sigma_Z\sigma_X+\left(J_{XY}\sigma_Z-J_{YZ}\sigma_X\right)\sigma_Y+J_{XZ}\left(\sigma_Z^2-\sigma_X^2\right)\right]\boldsymbol{j}\\
&+\left[\left(J_{YY}-J_{XX}\right)\sigma_X\sigma_Y+\left(J_{YZ}\sigma_X-J_{XZ}\sigma_Y\right)\sigma_Z+J_{XY}\left(\sigma_X^2-\sigma_Y^2\right)\right]\boldsymbol{k}\Big\}.
\end{aligned} \quad (11)$$

航天器(探测器)外部绳结点的动力学方程为

$$m_i\ddot{\boldsymbol{r}}_i=\boldsymbol{F}_i+\boldsymbol{T}_i,\ i=n_S+1,\cdots,n-n_D. \quad (12)$$

式中 $\boldsymbol{T}_i=\boldsymbol{T}_{i,i-1}+\boldsymbol{T}_{i,i+1}$，$\boldsymbol{T}_{i,i-1}$ 和 $\boldsymbol{T}_{i,i+1}$ 分别表示结点 i 的前端结点 i–1 和后端结点 i+1 对其的拉力，而 $T_{i,i-1}=EA(\eta_{i,i-1}-1+\alpha_d\dot{\eta}_{i,i-1})$，$\alpha_d$ 为系绳的阻尼耗散因数，$\eta_{i,\ i-1}$ 为系绳段 $L_{\ i,i-1}$ 的延伸率. 特别地，对于结点 n_S+1，其前端是航天器结点 0，而结点 n–n_D 后端为探测器结点 n+1.

方程(2)，(3)及(12)即为描述绳系航天器刚-柔性的动力学模型. 为便于对航天器质心运动及其姿态与系绳间耦合响应的研究，以上方程建立及下文的动力学仿真皆是在惯性坐标系下进行的. 值得注意的是，随着系绳收放，绳结点进入/移出航天器本体，系统自由度随时间变化，以致该动力学系统为时变的高维刚-柔耦合非线性动力学系统，需要在每一时刻的计算中不断对系统质量阵、阻尼阵和刚度阵以及结点等进行更新和分析.

3 航天器平衡位置的稳定性

由式(10)可计算出航天器 S 所受地球万有引力主矢的模

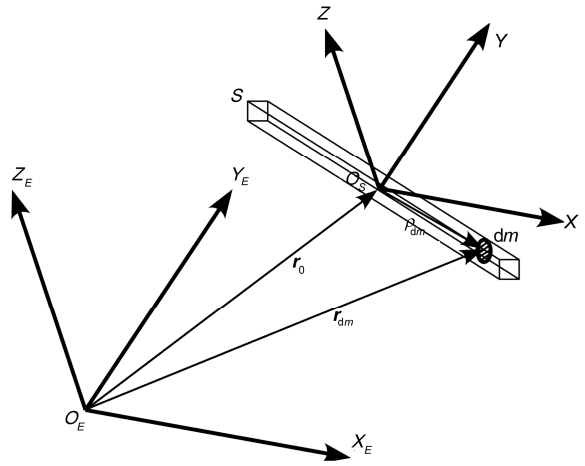


图 3 万有引力场下的航天器微元矢径

Figure 3 Infinitesimal radius vector of spacecraft under gravitational field.

$$\left|\boldsymbol{F}_0\right|=\frac{\mu_E m_0}{r_0^2}\left[1+\frac{3}{2m_0r_0^2}(J_{XX}+J_{YY}+J_{ZZ}-3I-6\tilde{I})\right]. \quad (13)$$

而将航天器质量全部简化集中于其重心, 可得航天器重力表达式

$$\boldsymbol{G}_0=-\frac{\mu_E m_0}{r_G^2}\left(\frac{\boldsymbol{r}_G}{r_G}\right). \quad (14)$$

其中 $\boldsymbol{r}_G$ 表示航天器重心的位移矢量. 显然, 上式的模与式(13)相等, 求解可得重心与质心间的位置关系

$$r_G=r_0\left[1-\frac{3}{4m_0r_0^2}\left(J_{XX}+J_{YY}+J_{ZZ}-3I-6\tilde{I}\right)\right]. \quad (15)$$

在二维轨道坐标系 O_S-XY 下, 航天器刚性杆模型相对其质心的惯量矩(积)为 $J_{XX}=1/12\mathrm{m}_0l^2\sin^2\Theta$, $J_{YY}=1/12\mathrm{m}_0l^2\cos^2\Theta$, $J_{XY}=1/12\mathrm{m}_0l^2\sin\Theta\cos\Theta$, 其中, 姿态角 Θ 为航天器刚性杆模型与 X 轴的夹角, 而用 θ 表示其与 x 轴的夹角, 两者间关系为 $\Theta=\theta+\nu-\pi/2$, 具体如图 4 所示.

在初始圆周轨道上, 航天器受到的万有引力主矩与其倾角 Θ 有关, 而与真近点角 ν 无关. 实际上, 用坐标系 O_S-xy 下倾角 θ 观察航天器姿态更为方便,不妨对真近点角 $\nu=\pi/2$ 时进行研究, 则有 $\sigma_X=0$, $\sigma_Y=1$, $\sigma_Z=0$, 同时有

$$r_G=r_0\left[1-\frac{3}{4m_0r_0^2}\left(\frac{1}{12}m_0l^2-\frac{3}{12}m_0l^2\cos^2\theta\right)\right]. \quad (16)$$

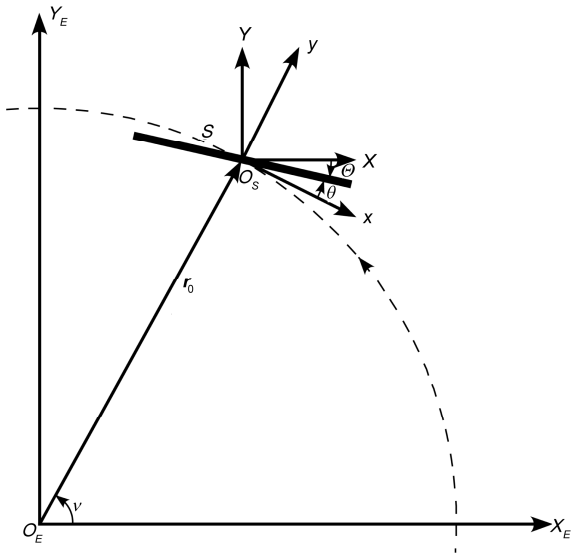


图 4 姿态角的坐标

Figure 4 Coordinates of attitude angle.

研究航天器的平衡位置, 即其万有引力主矩为 0. 当姿态角 $\theta=0$ 时, 即刚性杆模型与运行方向相切, 此时 r_G 取最大值, 重心位于质心正上方, 航天器处于不稳定的平衡位置; 当姿态角 $\theta=\pi/2$ 时, 即刚性杆模型指向地心, 此时 r_G 取最小值, 重心位于质心正下方, 航天器处于稳定的平衡位置.

4 Kissel 释放控制

通过柔性系绳对探测器 D 进行释放, 此时若将航天器视为质点, 则系留台 P 与航天器质心重合, 绳拉力将不会对质心产生力矩, 航天器也不会产生相应的姿态耦合响应. 但若将航天器考虑为刚体, 由于其质心位于刚体内部, 而系留台在航天器外部不可能与质心重合, 故系留台受到的绳拉力将会对质心产生使航天器发生转动的力矩.

比如, 采用 Kissel 释放控制律对探测器进行释放, 其可有效抑制系绳的面内俯仰振荡且释放过程稳定, 但航天器因此而产生的耦合刚体转动却是不可忽略的. 系留台对其所连接绳结点施以拉力

$$T_{n_s+1}\left(s(t)\right)=0.02\left(s(t)-s_c(t)\right)+2\dot{s}(t)+3m_{n+1}s(t)\dot{\nu}^2. \quad (17)$$

其中 $s(t)$ 为当前航天器外部系绳长度, $s_c(t)$ 可表示为

$$s_c(t)=s_0+s_f\left\{1-\exp\left[-t\cdot\frac{\ln\left(\frac{s_f}{s_f}\right)}{t_f}\right]\right\}. \tag{18}$$

这里 s_0 和 s_f 分别为初始和结束时刻航天器外部绳长, t_f 为 Kissel 控制律的控制时间长度. 以上系绳控制拉力将会反作用于航天器, 一旦其不经过质心, 便会对航天器产生力矩.

5 算例研究

取一组参数数值研究柔性系绳释放对二维航天器刚体姿态的动力学影响. 设航天器刚体质量 m_S^0 =1000×10^3 kg、全长 l=12 m, 探测器质量 m_D^0 = 0.2×10^3 kg. 常用的空间系绳材料 Dyneema 其刚度 EA= 1.94381×10^5 N、线密度μ_L=1.7318×10^{-3} kg/m、耗散因数α_d=0.08 s, 被释放系绳初始长度 L=10 km, 取绳单元数 n=20. 初始时刻, 航天器处于距地 343 km 的绕地圆轨道, 探测器位于系留台正下方 1 km 且保持相对静止(即与航天器具有相同绕地角速度).

初始时刻, 航天器保持θ=0 的初始姿态角, 系留台置于航天器质心正下方 6 m 处, 利用地球重力梯度对系绳进行自由释放, 数值模拟结果如图 5 所示. 图 5(a)展示了在 1829 s 的自由释放过程中系绳构形变化情况. 可以看出, 系绳始终保持松弛状态, 故此阶段其对航天器本体姿态将不产生影响. 图 5(b)分别以实线、虚线表示释放阶段及释放结束后探测器运行轨迹. 由于释放末时刻航天器、探测器与弹性柔绳间发生强烈冲击, 所以系统将不断的发生碰撞及巨幅振荡. 图 5(c)表示航天器姿态角在 20000 s 内的变化情况. 在系绳释放结束后, 航天器不断受到系绳冲击, 发生连续地自转. 图 5(d)为航天器姿态角速度变化情况, 曲线不断地突变正是由系绳不断地冲击引起.

同样另初时刻航天器处于不稳定的平衡位置, 应用 Kissel 控制律沿径向释放系绳, 并设其控制时间 t_f=50000 s, 数值仿真结果如图 6 所示. 图 6(a)模拟了在 Kissel 控制律下探测器的径向释放轨迹. 图 6(b)反

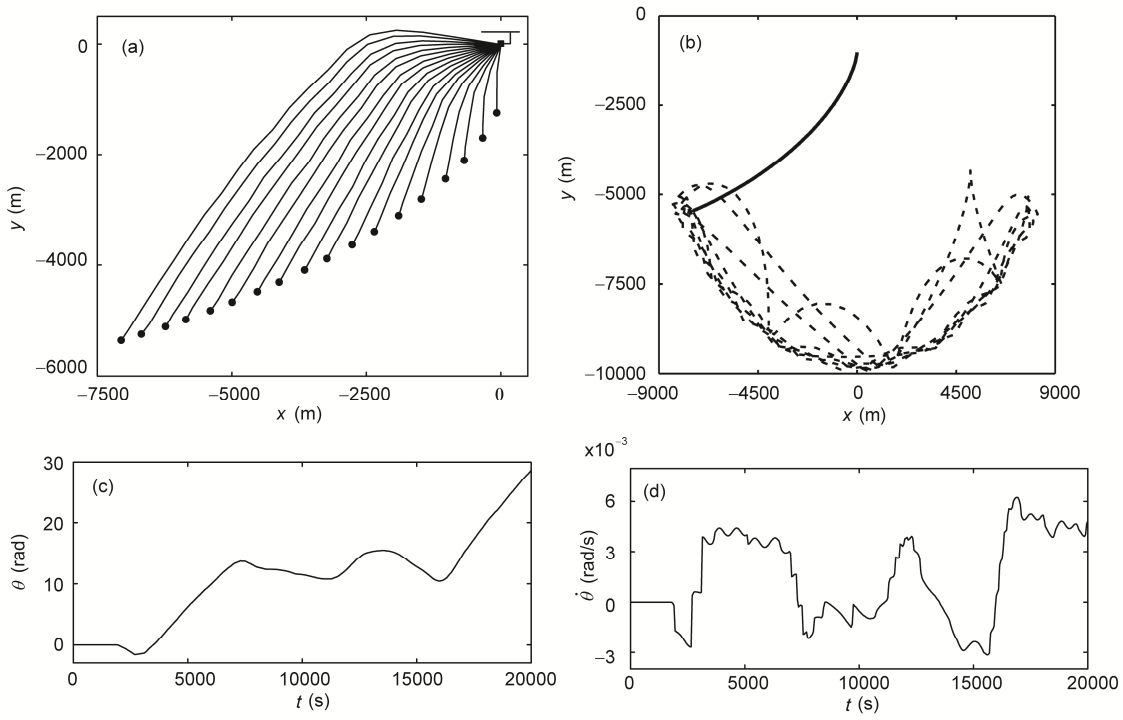


图 5 自由释放. (a) 柔性绳释放过程; (b) 探测器运行轨迹; (c) 航天器姿态角随时间变化历程; (d) 航天器姿态角速度随时间变化历程

Figure 5 Free deployment. (a) Deployment process of flexible tether; (b) the motion of detector; (c) attitude angle of spacecraft versus time; (d) attitude angle velocity of spacecraft versus time.

映了航天器姿态角随时间变化情况, 仿真结果表明其姿态角在(–2, 2)的范围内周期变化. 图 6(c)为航天器姿态角速度变化曲线, 其变化范围为 $(-2\times10^{-3}, 2\times10^{-3})$.

最后, 令初时刻航天器处于稳定的平衡位置, 系留台位于其质心正下方 6 m 处, 研究 Kissel 释放控制对航天器的姿态耦合响应, 仿真结果如图 7 所示. 图 7(a)模拟了在 Kissel 控制律下探测器的径向释放轨迹, 其与初时刻航天器处于不稳定的平衡位置轨迹相似. 图 7(b)表示航天器姿态角变化情况, 从图中可看出其姿态角变化范围为(1.4, 1.7), 与图 6(b)相比, 姿态角摆动幅值明显减小. 图 7(c)为姿态角速度随时间变化

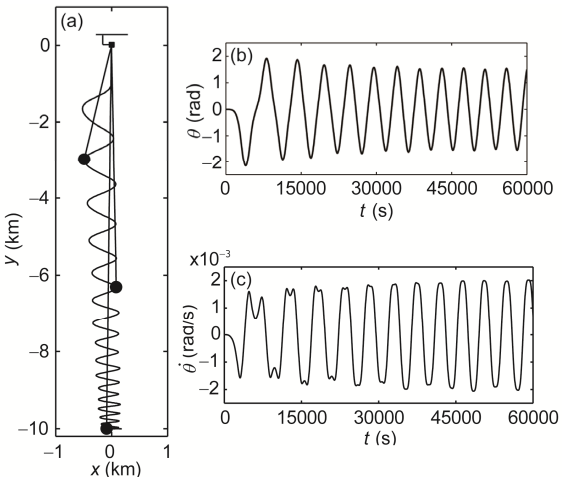


图 6　受控释放. (a) 探测器释放轨迹; (b) 航天器姿态角随时间变化历程; (c) 航天器姿态角速度随时间变化历程

Figure 6　Controlled deployment. (a) The deployment of detector; (b) attitude angle of spacecraft versus time; (c) attitude angle velocity of spacecraft versus time.

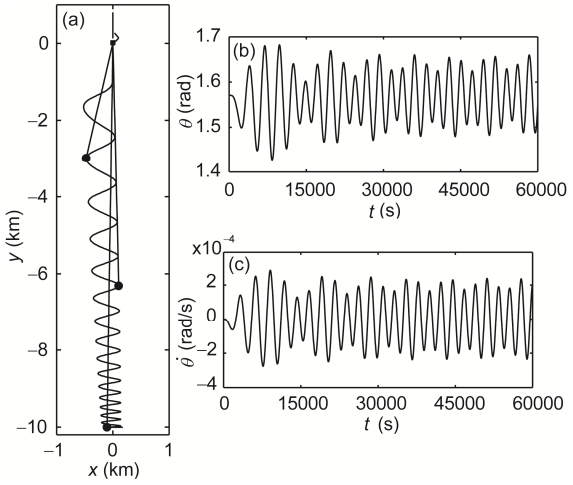


图 7　航天器位于稳定平衡位置的释放. (a) 探测器释放轨迹; (b) 航天器姿态角随时间变化历程; (c) 航天器姿态角速度随时间变化历程

Figure 7　Deployment of spacecraft located in a stable equilibrium position. (a) The deployment of detector; (b) attitude angle of spacecraft versus time; (c) attitude angle velocity of spacecraft versus time.

情况, 其变化范围为 $(-3\times10^{-4}, 3\times10^{-4})$, 较图 6(c)降低了一个数量级.

6　结论

计入航天器姿态的绳系航天器释放问题属于高维时变的刚-柔耦合非线性动力学范畴. 研究表明, 系绳自由释放末时刻的巨大冲击作用可致航天器产生旋转. 当采用 Kissel 控制律进行受控释放时, 初始处于不稳定平衡位置的航天器, 会在释放过程中发生较大振荡; 初始处于稳定平衡位置的航天器, 释放过程中其振荡幅值明显减小.

参考文献

1　Wu Q, Saif M. Robust fault diagnosis for a satellite large angle attitude system using an iterative neuron PID (INPID) observer. In: The Proceedings of the 2006 American Control Conference. Minneapolis: IEEE, 2006

2　Ding S H, Li S H. Stabilization of the attitude of a rigid spacecraft with external disturbances using finite-time control techniques. Aerosp Sci Technol, 2009, 13(4–5): 256–265

3　Tóth B. Future experiments to measure liquid-gas phase change and heat transfer phenomena on the international space station. Microgra Sci Technol, 2012, 24(3): 189–194

4　Yamaigiwa Y, Hiragi E, Kishimoto T. Dynamic behavior of electrodynamic tether deorbit system on elliptical orbit and its control by Lorentz force. Aerosp Sci Technol, 2005, 9(4): 366–373

5　Bonometti J A, Sorensen K F, Dankanich J W, et al. Status of the momentum exchange electrodynamic re-boost (mxer) tether development. In: The Proceedings of The 42nd Sacramento: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006

6　Mashayekhi M J, Misra A K. Tether assisted near earth object diversion. Acta Astron, 2012, 75(1): 71–77

7 Jin D P, Wang X, Wen H. Quasi-periodic motion of a ground-based tethered sub-satellite with attitude. Adv Astron Sci, 2012, 145: 1087–1096
8 Wang X Y, Wen H, Jin D P. Receding horizon control of retrieval of a tethered subsatellite with attitude (in Chinese). Chin J Theor Appl Mech, 2010, 42(5): 919–925 [王晓宇, 文浩, 金栋平. 考虑姿态的绳系卫星后退时域回收控制. 力学学报, 2010, 42(5): 919–925]
9 Jin D P, Hu H Y. Optimal control of a tethered subsatellite of three degrees of freedom. Nonlinear Dyn, 2006, 46(1-2): 161–178
10 Kumar K D, Patel T R. Dynamics and control of multi-connected satellites aligned along local horizontal. Acta Mech, 2009, 204(3-4): 175–191
11 Kojima H, Furukawa Y, Trivailo P M. Experimental verification of periodic libration of tethered satellite system in elliptic orbit. J Guid Control Dyn, 2011, 34(2): 614–618
12 Peláez J, Bombardelli C, Scheeres D J. Dynamics of a tethered observatory at Jupiter. J Guid Control Dyn, 2012, 35(1): 195–207
13 Williams P. Deployment/retrieval optimization for flexible tethered satellite systems. Nonlinear Dyn, 2008, 52(1-2):159–179
14 Chang I, Park S Y, Choi K H. Nonlinear attitude control of a tether-connected multi-satellite in three-dimensional space. IEEE Trans Aerosp Elecro Syst, 2010, 46(4): 1950–1968

Coupling dynamics of spacecraft with deployment of a tether

YU BenSong*, JIN DongPing & PANG ZhaoJun

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

The paper deals with the deployment dynamics of a tethered spacecraft with the consideration of attitude motion. The flexible tether is modeled through a sequence of lumped masses connected by viscoelastic dampers, and the spacecraft as a rigid body. According to Newton's law, the time-varying equations of motion of the system for deployment and retrieval are obtained. Then, the attitude dynamics of spacecraft during deployment are numerically investigated based on the Kissel's deployment strategy. The results show that the deployment dynamics is greatly dependent on the initial attitude angle of spacecraft. If without control action on tether's deployment, the impulse arisen form the velocity jump at the end of deployment will cause the spacecraft to rotate, and an oscillation occurs around the local equilibrium of spacecraft as the Kissel's control is applied during deployment of the tether.

rigid-flexible coupling, spacecraft attitude, tether deployment, dynamics

PACS: 05.45.Ac

doi: 10.1360/132012-901