

关节铰间隙对漂浮基星载天线扰动研究

游斌弟, 潘冬, 赵阳

(哈尔滨工业大学航天学院, 哈尔滨 150001)

摘要: 为了研究关节铰间隙对星载天线扰动,建立了铰间隙矢量矩模型,采用非线性弹簧阻尼及修正库仑摩擦建立了铰间隙碰撞力和摩擦力模型;进一步推导了理想铰和含间隙铰变拓扑结构的漂浮基星载天线多体系统动力学模型。通过接触碰撞判别准则,将系统的几何约束转化为力约束,使得系统无拓扑结构变化,便于系统的全局仿真。最后对理想铰与含间隙铰的漂浮基星载天线系统仿真分析,结果表明,较小间隙对星载天线位姿和指向影响很小,但极大增加关节的碰撞力,随着时间流逝,其位姿和指向精度偏差变大,但由于非线性阻尼的存在,碰撞力逐渐变小,最终保持接触状态。结论对星载天线指向精度的分析与控制具有重要的理论价值及工程实际意义。

关键词: 星载天线; 关节间隙; 扰动; 接触碰撞; 指向精度; 仿真分析

中图分类号: V443⁺.4 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2010)10-2251-08

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2010.10.004

Research on Disturbance of Joints with Clearance on Free-Floating Satellite Antenna

YOU Bin-di, PAN Dong, ZHAO Yang

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: In order to study the dynamic characteristics of free-floating satellite antenna with joint clearance, the joint clearance model is established based on a thorough geometric description of eccentricity vector. Then, the contact forces are evaluated by using the nonlinear spring-damp model and the friction forces are calculated by using modified Coulomb's friction law. Furthermore, the contact-impact criterion is used to transform the geometric constraints into force constraints, and no topology changed through adding and/or deleting kinematic constraint equations in the system to facilitate the global simulation. Finally, the dynamic response of satellite antenna system is analyzed in consideration of the ideal joint and the joint clearance respectively. The simulation results indicate that antenna pointing accuracy is seriously affected by the existence of joint clearance. It can cause high peaks on the kinematics and dynamics characteristics of system due to contact-impact forces. However, the existence of non-linear damping in joints makes contact-impact forces smaller. The journal and the bearing are in continuous contact finally. The conclusion would have important academic value and engineering significance for satellite antenna pointing accuracy analysis.

Key words: Satellite antenna; Clearance joint; Disturbance; Contact impact; Pointing accuracy; Simulation analysis

0 引 言

星载天线双轴定位机构是在空间特定环境下,用来实现天线两自由度运动与定位的专用空间机构,它可以实现天线对目标实时跟踪、定位等功能。

双轴定位机构在国外通信卫星和数据中继卫星上已经有了较多应用^[1],中国航天科技集团首次自主研发的偏馈双反射面可移点波束天线就应用该机构来实现天线面的空间运动^[2]。

在天线工作过程中,一般都认为关节铰是理想

的,不考虑铰间隙的影响,但是通过实际空间在轨运行表明,铰间隙非线性对星载天线的动力学性能有着不可忽略的影响。随着对天线指向精度要求的不断提高,考虑铰间隙等非线性因素对天线机构动态性能的影响显得尤为重要。铰间隙的存在使得系统自由度发生突变,即“自由-接触-碰撞”的运动过程,对铰间隙系统进行动力学建模时,需要考虑铰间的摩擦与内碰撞^[3-7]。

双轴定位机构是在空间作业的无根树系统,且为复杂时变的非线性动力学系统,考虑到卫星本体是空间漂浮基座,则本体系统动力学与关节铰间隙动力学的耦合,存在强非线性现象^[8-9],如果对星载天线机构直接进行动力学建模,很难求出解析解。因此针对含间隙铰的星载天线变拓扑多体系统,进行动力学数值递推计算。

针对以上问题,本文基于铰间隙矢量矩模型,建立了旋转铰间隙模型,并基于非线性接触碰撞力模型和修正的库仑摩擦力模型,分别建立了理想铰和含间隙铰的星载天线多体系统动力学模型,并根据铰接触、分离判别准则,确定其变拓扑结构的切换点。通过数值仿真,分析了铰间隙对卫星本体空间姿态、速度和加速度的影响。

1 含间隙旋转铰动力学建模

1.1 铰间隙数学模型

铰间隙模型如图 1 所示,其中体 i 和体 j 分别为轴套和轴, p_i, p_j 分别为轴套和轴的圆心, O_i, O_j 分别为体 i 和体 j 的质心,建立坐标系 XY 在体 i 和体 j 的质心处。

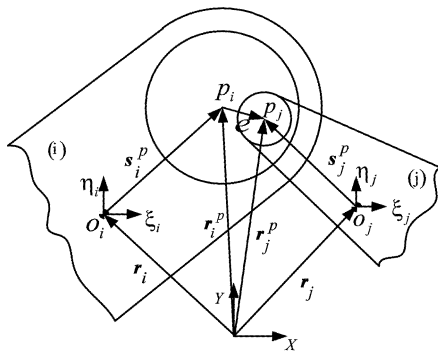


图 1 旋转铰间隙模型

Fig. 1 Model of revolute joints with clearance

由图 1 可知,轴套与轴的矢量偏心距 e 为

$$e_{ij} = r_j^p - r_i^p \quad (1)$$

式中: r_j^p, r_i^p 分别为全局坐标系 XY 下表示的,根据坐标变换可得

$$r_k^p = r_k + A_k s_k^p, (k = i, j) \quad (2)$$

其中 A_k 为坐标变换阵; s_k^p 为体 k 质心到圆心的矢量;则偏心率大小 $e_{ij} = \sqrt{e_{ij}^T e_{ij}}$, 偏心率的单位矢量 n_{ij} 垂直于接触碰撞面,并在点 p_i 和 p_j 的连线矢量上

$$n_{ij} = e_{ij} / e_{ij} \quad (3)$$

如图 2 所示,当轴套与轴接触碰撞时,则接触变形量 δ_{ij} 为

$$\delta_{ij} = e_{ij} - c_{ij} \quad (4)$$

式中: c_{ij} 为轴套与轴的径向间隙。

设 Q_i, Q_j 为体 i 和体 j 的接触点,则

$$r_k^Q = r_k + A_k s_k^Q + R_k n_{ij}, (k = i, j) \quad (5)$$

式中: R_k 为轴套和轴的半径;

为了建立轴与轴套间的接触力模型,必须求出接触点 Q_i, Q_j 的速度:

$$\dot{r}_k^Q = \dot{r}_k + \dot{A}_k s_k^Q + R_k \dot{n}_{ij}, (k = i, j) \quad (6)$$

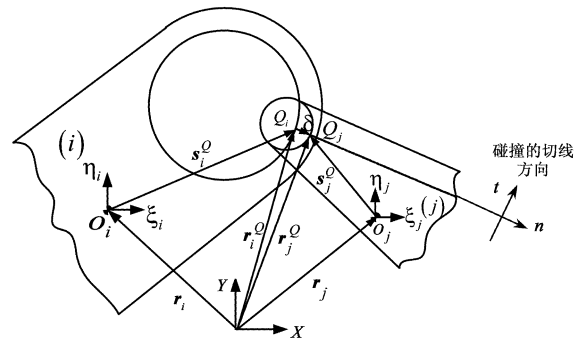


图 2 碰撞时旋转铰间隙模型

Fig. 2 Revolute clearance joint modeled as colliding bodies

为了判别两体是否接触,以及判断接触面是否产生滑动还是粘滞,必须求出两体的法向相对速度 V_n 和切向相对速度 V_t ;

$$V_n = (\dot{r}_j^Q - \dot{r}_i^Q) n_{ij}, V_t = (\dot{r}_j^Q - \dot{r}_i^Q) t_{ij} \quad (7)$$

其中 t_{ij} 为法向向量,可通过 n_{ij} 逆时针旋转 90° 得到。

在接触点发生接触碰撞时,产生法向碰撞力 F_n 和切向摩擦力 F_t ,通过坐标转化,则施加在体 i 的力 F_i 、力矩 m_i 和施加在体 j 的力 F_j 、力矩 m_j 分别为

$$F_i = F_n + F_t = -F_j \quad (8)$$

$$m_k = (x_k^Q - x_k) f_k^x - (y_k^Q - y_k) f_k^y, (k = i, j) \quad (9)$$

1.2 碰撞接触力和摩擦力模型

为了能有效地计算旋转铰间隙引起的接触碰撞力,本文利用等效的非线性弹簧阻尼模型来建立其碰撞力模型,如图 3 所示,采用经典的 Hertz 模型,并利用阻尼器模拟接触过程的能量损失。

为了保证星载天线多体系统动力学的数值积分运算稳定求解,运用连续的接触力函数法来描述接触碰撞过程中力的连续性,一旦两体接触上,将几何约束转化为力约束,约束力的大小和方向由轴套和轴的相对位移决定,其广义法向接触力 F_n 为

$$F_n = \begin{cases} (K\delta_{ij}^n + D\delta_{ij}) & \delta_{ij} \geq 0 \\ 0 & \delta_{ij} < 0 \end{cases} \quad (10)$$

其中 $K\delta_{ij}^n$ 为碰撞弹性力, $D\delta_{ij}$ 为碰撞过程中阻尼力, δ_{ij} 和 δ_{ij}^n 分别为穿透深度和碰撞速度;根据 Hertz 理论指数 n 相对于金属材料取 1.5; K 和 D 分别表示碰撞的等效接触刚度和阻尼系数。

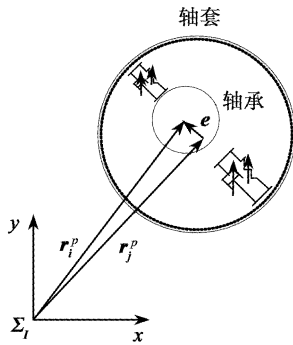


图 3 旋转铰非线性弹簧阻尼模型

Fig. 3 Contact force represented by a nonlinear spring-damper approach

式(10)中的等效接触刚度 K 取决于两个接触碰撞体的几何特征和物质特性,接触碰撞力和穿透深度可用其线性化表示,因为接触碰撞力依赖于碰撞表面的形状、接触表面条件、材料性质等;阻尼系数 D 与恢复系数和接触刚度有关;分别由式(11)计算得到:

$$K = \frac{4\sqrt{R}}{3\pi(h_1 + h_2)}, \quad D = \frac{0.75K(1 - c_c^2)}{v_0} \delta_{ij}^n \quad (11)$$

式中: $R = R_1 R_2 / (R_1 + R_2)$, $h_i = (1 - \nu_i^2) / (\pi E_i)$, $i = 1, 2$; R_1 和 R_2 分别为碰撞构件的接触半径, E_i 和 ν_i 分别为碰撞构件的杨氏模量和泊松比; c_c 为碰撞过

程中的能量恢复系数; v_0 为碰撞前的冲击速度。

当连接构件接触时发生相对滑动或预滑动,将产生接触表面的切向力 F_t ,为了能够判断滑动、粘滞和滑动的方向,间隙处的切向摩擦力模型采用修正的 Coulomb 摩擦模型^[10],切向摩擦力可以表示为:

$$F_t = -\mu_d c_d F_n \frac{v_t}{v_i} \quad (12)$$

式中: μ_d 为滑动摩擦系数, c_d 为动态修正系数, v_t 为相对切向速度。

2 含旋转铰间隙的星载天线动力学模型

在星载天线动力学建模中,作如下模型假设:

- (1) 星载天线机构视为刚体,天线不变形;
- (2) 卫星本体为漂浮基座,为受控对象;
- (3) 关节驱动铰间隙为平面旋转铰链;
- (4) 天线与末端轴固结在一起;
- (5) 不考虑太空微重力作用影响。

根据模型假设,建立旋转关节轴线为 z 方向,绕 z 轴转动,旋转角为 θ_1, θ_2 ,末端坐标系 Σ_B ;建立惯性坐标系 Σ_I 、卫星本体坐标系 Σ_B 和各关节坐标系 Σ_i ,其中卫星本体坐标系 Σ_B 中 x 轴为滚动轴, y 轴为俯仰轴, z 轴为偏航轴(如图 4)。在关节坐标系 $\{\Sigma_i\}$ 中,原点固定在关节 i ,轴固结在关节坐标系 $\{\Sigma_i\}$ 的原点,关节 2 存在旋转铰间隙,其它关节为理想约束。

如图 5 所示,关节的标号从 1 开始,关节 i 连接轴 $i-1$ 和轴 i 。 O_i 为关节 i 坐标系原点, l_i 为两相邻关节坐标系原点间矢量, a_i 为轴 i 质心相对于关节 i 坐标系矢量, b_i 为轴 i 质心到关节 $i+1$ 坐标系矢量, p_i 为关节 i 位置矢量, r_i 为轴 i 质心矢量, r_{oi} 为轴 i 质心相对于基座坐标系 Σ_B 矢量。

如图 5 所示,连接体 i 和体 $i+1$ 存在平面旋转铰约束时,假设两体构件的共同点 P 为构件间每一时刻的位置。

2.1 理想约束情况

多体系统不存在铰间隙约束,即理想约束,可采用 Lagrange 方程对星载天线机构进行动力学建模如下:

$$\begin{bmatrix} H_b & H_c \\ H_c^T & H_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{x}_b \\ \ddot{\theta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c_b \\ c_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_b \\ \tau \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} J_b^T \\ J_e^T \end{bmatrix} F_h \quad (13)$$

式中,空间卫星本体惯量矩阵 H_b :

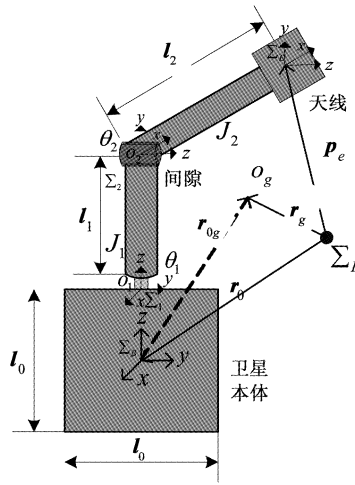


图 4 星载天线的动力学模型

Fig. 4 Dynamic model of satellite antenna

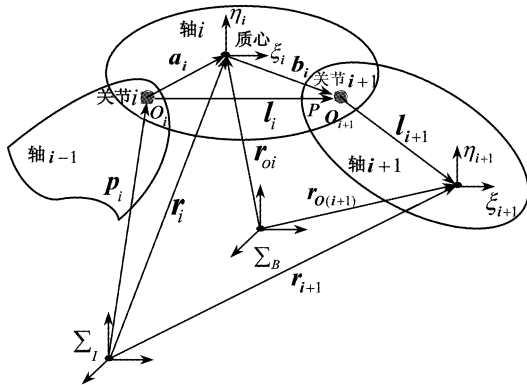


图 5 星载天线拓扑图

Fig. 5 Topological graph of satellite antenna

$$H_b \in R^{6 \times 6} \equiv \begin{bmatrix} wE_3 & w\tilde{r}_{0g}^T \\ w\tilde{r}_{0g} & H_w \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$H_w \in R^{3 \times 3} \equiv \sum_{i=1}^n (I_i + m_i \tilde{r}_{0i}^T \tilde{r}_{0i}) + I_0 \quad (15)$$

$$w = \sum_{i=0}^n (m_i) \quad (16)$$

卫星本体与星载天线耦合惯量矩阵 H_c :

$$H_c \in R^{6 \times n} \equiv \begin{bmatrix} J_{Tg} \\ H_{w\theta} \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$H_{w\theta} \in R^{3 \times n} \equiv \sum_{i=1}^n (I_i J_{Ri} + m_i \tilde{r}_{0i}^T J_{Ti}) \quad (18)$$

星载天线惯量矩阵 H_m :

$$H_m \in R^{n \times n} \equiv \sum_{i=1}^n (J_{Ri}^T I_i J_{Ri} + m_i J_{Ti}^T J_{Ti}) \quad (19)$$

$$J_{Tg} \in R^{3 \times n} \equiv \sum_{i=1}^n (m_i J_{Ti}) / w \quad (20)$$

$$J_{Ti} \in R^{3 \times n} \equiv [k_1 \times (r_i - p_1), \dots, k_i \times (r_i - p_i), 0, \dots, 0] \quad (21)$$

$$J_{Ri} \in R^{3 \times n} \equiv [k_1, k_2, \dots, k_i, 0, \dots, 0] \quad (22)$$

$$J_b \in R^{6 \times 6} \equiv \begin{bmatrix} E & -\tilde{p}_{0e} \\ 0 & E \end{bmatrix}, p_{0e} = p_e - r_0 \quad (23)$$

$$J_e \in R^{6 \times n} \equiv \begin{bmatrix} k_1 \times (p_e - p_1), \dots, k_n \times (p_e - p_n) \\ k_1, k_2, \dots, k_n \end{bmatrix} \quad (24)$$

式中: \tilde{r} 为矢量 r 的叉乘矩阵, k_i 为关节 i 的方向单位向量, r_g 星载天线的质心向量, r_0 卫星本体质心的位置向量, p_e 为天线的末端位置向量, I_i 为轴 i 相对质心的惯量, c_b 为卫星本体的依赖速度非线性项, c_m 为星载天线的依赖速度非线性项, F_b 为卫星本体所受外力及外力矩, τ 为星载天线的关节力矩, J_b 为末端卫星本体雅可比矩阵, J_e 为末端关节雅可比矩阵, F_h 为星载天线末端所受外力/外力矩。

2.2 含铰间隙情况

当铰间隙嵌入了星载天线的多体系统建模中, 对于某一个铰间隙来说, 可以分为“脱离接触, 自由运动”阶段和“保持接触, 互相作用”阶段, 这个一个含间隙的变结构多体系统, 这种变结构的过程与几何约束、运动约束和力约束有关。

(1) 当旋转铰脱离接触, 自由运动时, 则多体系统的动力学模型为

$$\begin{cases} H\ddot{q} + Kq + \Phi_q^T \lambda = F \\ \Phi(q, t) = 0 \end{cases} \quad (25)$$

式中: q 为广义坐标列阵; H 为星载天线的惯量阵; K 为系统刚度阵; Φ 为约束方程; Φ_q 为约束方程的雅可比矩阵; F 为广义力阵; λ 为 Lagrange 乘子列阵; t 为时间变量。

则相应的速度约束方程为

$$\Phi_q \dot{q} = -\Phi_t \equiv v \quad (26)$$

加速度约束方程为

$$\Phi_q \ddot{q} = -(\Phi_q \dot{q})_q \dot{q} - 2\Phi_{qt} \dot{q} - \Phi_{tt} \equiv \gamma \quad (27)$$

(2) 当铰满足接触碰撞时, 轴套与轴两体发生接触碰撞, 在碰撞体中引入了等效的非线性接触力模型式(10)和摩擦力模型式(12), 在保持接触过程, 存在互相作用, 则系统的动力学模型为

$$\begin{cases} H\ddot{q} + Kq + \Phi_q^T \lambda = F + F_c \\ \Phi(q, t) = 0 \end{cases} \quad (28)$$

式中: F_c 为接触时在轴套和轴产生的广义坐标 q 下的广义力列阵, 包含了铰间隙引起的接触碰撞力和摩擦力。

综合以上铰间隙的两种阶段运动模式, 对于保持接触阶段, 铰间隙连接构件受到等值反向的接触力, 该接触力对系统做功, 因此在建立系统动力学时要保留所有间隙连接处的自由度, 并在方程中增加连接处接触力, 其含间隙的星载天线动力学为

$$\begin{bmatrix} H & \Phi_q^T \\ \Phi_q & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{q} \\ \lambda \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F + F_c \\ \gamma \end{Bmatrix} \quad (29)$$

这种动力学建模方法将变拓扑结构系统动力学问题转化为无拓扑结构变化的系统动力学, 采用统一的模型有利于实现系统运动过程的全局仿真。

3 旋转铰间隙分离判断

在含铰间隙的多体动力学仿真过程, 为了正确计算铰间隙的碰撞力和摩擦力以及拓扑结构变化的切换点, 需要监测铰“分离 - 接触”运动状态。由于发生接触时的时间不可以预知, 只能通过穿透深度 δ 来判断旋转铰的运动模式。设 $\delta(q(t_n))$ 和 $\delta(q(t_{n+1}))$ 分别为 t_n 和 t_{n+1} 离散时刻轴套与轴欲接触对应点的穿透深度, 若满足

$$\delta(q(t_n)) \cdot \delta(q(t_{n+1})) < 0 \quad (30)$$

则认为该时间间隔 $[t_n, t_{n+1}]$ 内至少存在一个运动状态切换点。为了能精确地找到切换点, 可知当轴处于自由运动模式时, 则积分步长较大, 则发生接触时产生很大的穿透深度导致很大的接触力, 此时将积分循环退一步, 采用较小的积分步长直到计算误差在允许范围内, 此时可知接触时刻及欲碰撞时轴套与轴的运动状态 (接触点的相对位置, 相对速度和碰撞方向)。

4 数值算例

星载天线机构由卫星本体、转动轴、天线以关节旋转铰链接而成, 其中天线固结在第二个轴末端上可看成一个刚体 (如图 4), 只考虑轴 1 与轴 2 之间的旋转铰间隙, 其它关节均作理想铰约束处理。主要物理参数见表 1 (国际单位)。

表 1 星载天线机构物理参数
Table 1 Parameters of satellite antenna

刚体	质量	长度	I_{xx}	I_{yy}	I_{zz}
卫星本体	1000	1	1000	100	100
轴 1	10	1	1	1	0.1
轴 2 与天线固结	50	1	0.5	5	5

每个刚体质心在其几何中心 $a_i = b_i = 0.5$, 轴套 2 半径 $R_2 = 10.00$ mm, 轴 2 半径为 $r_2 = 9.50$ mm, 则铰径向间隙 $c = 0.5$ mm, 轴套与轴的杨氏模量 E_i 分别为 166 GPa、177 GPa, 泊松比 ν_i 分别为 0.28、0.29, 能量恢复系数 $c_e = 0.95$, 动摩擦因素 $c_f = 0.25$, $c_d = 1$, 初始参数: 施加在关节 1 力矩 $\tau_1 = 5$ N 和关节 2 力矩 $\tau_2 = 10$ N, 卫星本体位置及速度均为 0; 轴关节角度 $\theta_1 = \theta_2 = 0$, 各关节速度均为 0, 仿真时间 5 s。

图 6 为偏心矢量距 e 随仿真时间的变化过程, 由图可知, 在机构工作初始阶段碰撞较严重, 弹性变形量数值很大, 但在接下来的时间内碰撞变微弱且呈现波动性, 这是由于间隙的存在, 在机构运转过程中碰撞与分离两种状态交替出现。

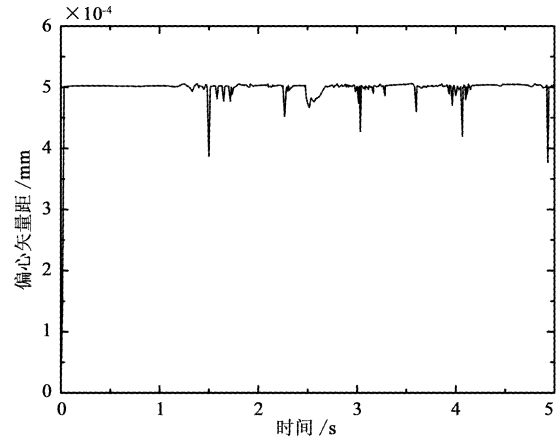


图 6 偏心矢量距变化过程

Fig. 6 Deformation of eccentricity vector distance

图 7 为产生的碰撞力, 可知在机构运转过程中碰撞力呈现波动性, 且产生的力的数值很大。这与间隙矢量矩的变化情况相符合。

如图 8、9、11、12 所示, 铰间隙对漂浮基座卫星本体的姿态空间位置、空间速度和角位移影响很小, 其曲线几乎与理想铰情况下重合。但由于引入了铰间隙, 产生了脉冲式接触碰撞力, 铰间隙的关节力产生大幅脉冲变化, 其最大绝对幅值比理想铰情况将近大 20 倍, 出现了震荡波动, 影响了卫星本体的

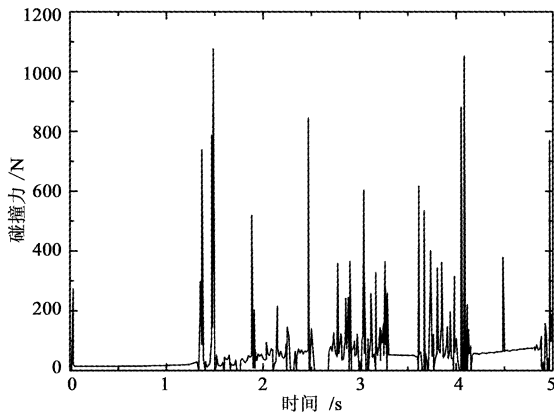


图7 间隙碰撞力变化过程

Fig. 7 Impact force between journal and bearing

空间位置加速度和姿态角加速度(如图10和图13所示),但由于碰撞力是局部约束范围内发生,每次碰撞时间极短,冲量很小,则铰间隙碰撞力对卫星本体的空间位移、速度和姿态角,角速度影响不大。

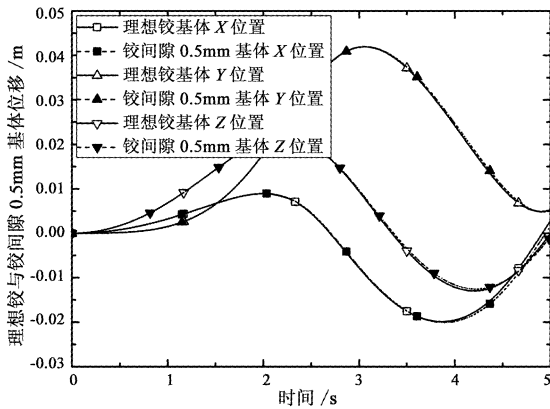


图8 理想铰与间隙铰卫星本体位置

Fig. 8 Base position with ideal and clearance joint

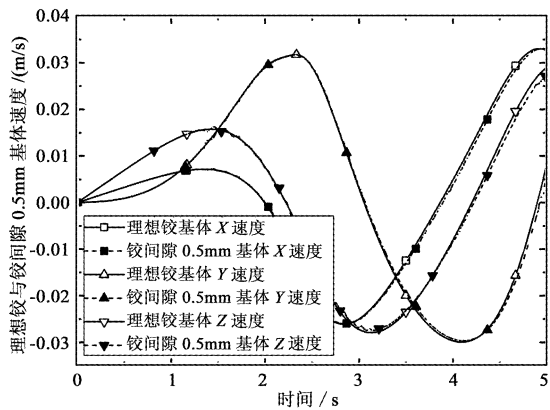


图9 理想铰与间隙铰卫星本体速度

Fig. 9 Satellite base velocity with ideal and clearance joint

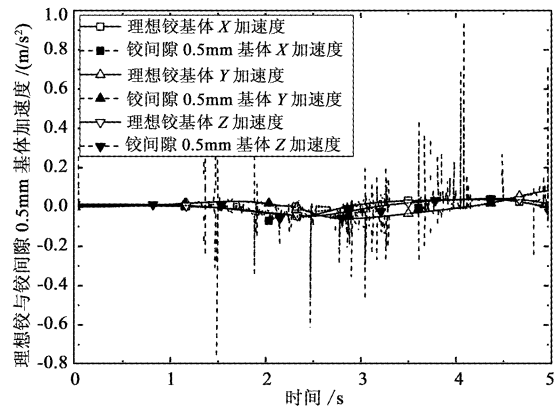


图10 理想铰与间隙铰卫星本体加速度

Fig. 10 Satellite base acceleration with ideal and clearance joint

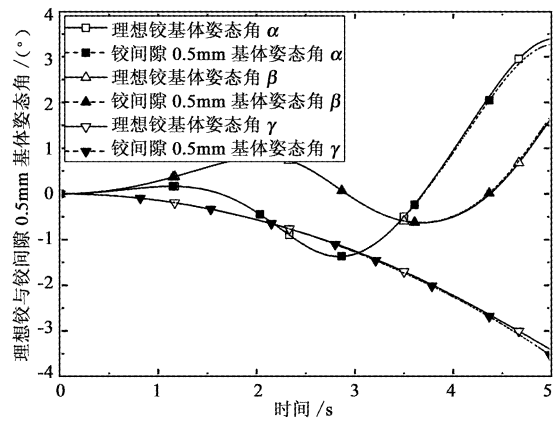


图11 理想铰与间隙铰卫星本体姿态角

Fig. 11 Euler angle of satellite base with ideal and clearance joint

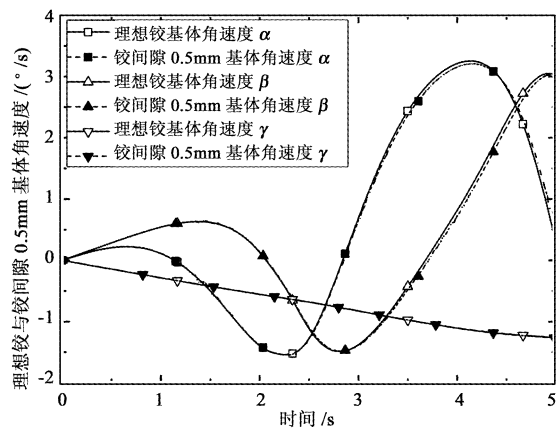


图12 理想铰与间隙铰卫星本体角速度

Fig. 12 Euler angular velocity of satellite base with ideal and clearance joint

如图14、图15分别为轴1和轴2的质心转角和

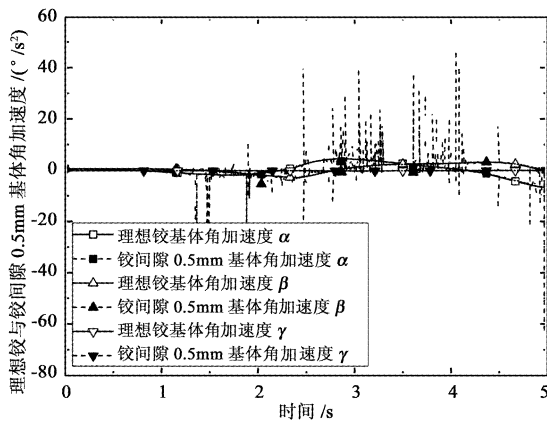


图 13 理想铰与间隙铰卫星本体角加速度
Fig. 13 Euler angular acceleration of satellite base with ideal and clearance joint

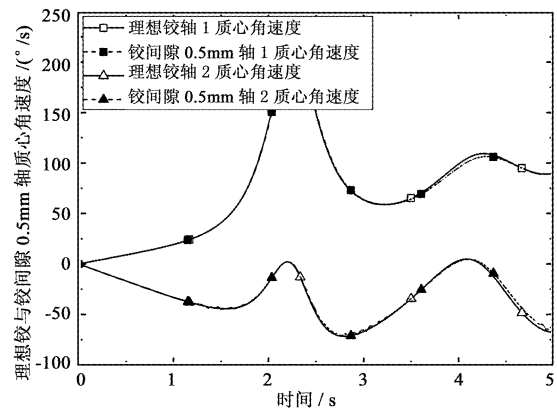


图 15 理想铰与间隙铰天线轴质心角速度
Fig. 15 Angular velocity of antenna centroid with ideal and clearance joint

角速度,可知,铰间隙对天线轴的指向过程在短时间内产生的角位移、角速度影响很小,与理想铰情况几乎相近。由于天线轴 1 和轴 2 铰间隙产生接触碰撞力,两轴的相互作用力,产生的脉冲相互碰撞力,则轴 1 和轴 2 质心的角加速度发生脉冲震荡(如图 16 所示),但随着时间流逝,其角速度和角角速度会产生较大的偏差,且偏差越来越大。

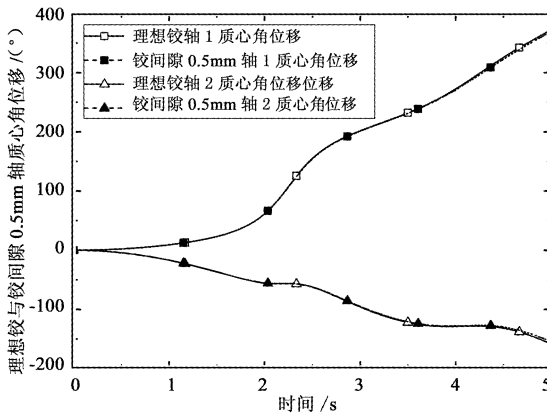


图 14 理想铰与间隙铰天线轴质心转角
Fig. 14 Angular of antenna centroid with ideal and clearance joint

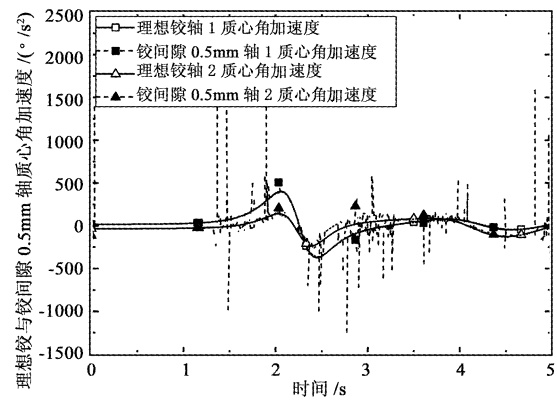


图 16 理想铰与间隙铰天线轴质心角加速度
Fig. 16 Angular acceleration of antenna centroid with ideal and clearance joint

5 结 论

(1) 针对漂浮基星载天线动力学的强非线性特点,基于间隙矢量模型、非线性接触碰撞力和修正库仑摩擦力模型,分别建立了理想铰和铰间隙的星载天线动力学进行数值递推计算;

(2) 为了便于全局动力学仿真,采用穿透深度的识别方程监测铰的“分离-接触”运动状态,将含

铰间隙的变拓扑结构系统动力学转化为无拓扑结构变化的系统动力学;

(3) 比较并分析了理想铰与铰间隙情况下,卫星本体和天线轴的空间位置、速度和加速度;进一步分析了铰间隙矢量距和接触碰撞力的变化过程。仿真结果表明,当较小间隙存在情况下对机构的位移和速度影响很小,但随时间的流逝偏差逐渐增大,且间隙的存在极大增加关节的碰撞力,经过几次碰撞后,由于非线性阻尼的存在,使得间隙碰撞力逐渐变小并最终保持持续接触状态,使得系统运行趋于稳定。

参 考 文 献

[1] 孙小松, 杨涤, 耿云海, 等. 中继卫星天线指向控制策略研究[J]. 航空学报, 2004, 25(4):376-380. [Sun Xiao-song, Yang Di, Geng Yun-hai, et al. The antenna pointing control strategy study of tracking and data relay satellite[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2004, 25(4):376-380.]

- [2] 孙京, 马兴瑞, 于登云. 星载天线双轴定位机构指向精度分析[J]. 宇航学报, 2007, 28(3): 545 - 550. [Sun Jing, Ma Xing-rui, Yu Deng-yun. Pointing accuracy analyses of a satellitic two - axes antenna pointing mechanism[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(3): 545 - 550.]
- [3] Gilardi G I, Sharf I. Literature survey of contact dynamics modeling[J]. Mechanism and Machine Theory, 2002, 37(10): 1213 - 1239.
- [4] Schwab A L, Meijaard J P, Meijers P. A comparison of revolute joint clearance model in the dynamic analysis of rigid and elastic mechanical systems [J]. Mechanism and Machine Theory, 2002, 37(9): 895 - 913.
- [5] Flores P, Ambrosio J. Revolute joints with clearance in multi-body systems[J]. Computers & Structures, 2004, 82(17 - 19): 1359 - 1369.
- [6] Flores P, Ambrosio J, Claro JCP, et al. Influence of the contact - impact force model on the dynamic response of multibody systems[J]. Journal of Multi-body Dynamics, 2006, 220(1): 21 - 34.
- [7] 尉立肖, 刘才山. 圆柱铰间隙运动学分析及动力学仿真[J]. 北京大学学报(自然科学版), 2005, 41(5): 679 - 687. [Wu Li-xiao, Liu Cai-shan. Dynamic simulation and kinetic description of revolute joint with spatial clearance[J]. Universitatis Pekinensis(Acta Scientiarum Naturalium), 2005, 41(5): 679 - 687.]
- [8] 陈滨, 潘寒荫. 含铰接间隙与杆件柔性的空间伸展机构单元的动力学建模与计算模拟第一部分: 动力学建模. 导弹与航天运载技术[J]. 导弹与航天运载技术, 1997, (1): 27 - 37. [Chen Bin, Pan Han-yin. Dynamic modeling and computational simulation of unit of space deployable mechanism with joint clearance and link flexibility part one: dynamic modeling of the system [J]. Missiles and Space Vehicles, 1997, (1): 27 - 37.]
- [9] 陈滨, 潘寒荫. 含铰接间隙与杆件柔性的空间伸展机构单元的动力学建模与计算模拟第二部分: 系统动态特性的计算模拟结果[J]. 导弹与航天运载技术, 1997, (3): 33 - 40. [Chen Bin, Pan Han-yin. Dynamic modeling and computational simulation of unit of space deployable mechanism with joint clearance and link flexibility part two: computational simulation results on dynamic behavior of the system[J]. Missiles and Space Vehicles, 1997, (3): 33 - 40.]
- [10] Ambrosio J. Impact of rigid and flexible multibody systems; deformation description and contact models[C]. Proc of the NATO-ASI on Virtual Non-linear Multibody Systems, New York, USA, July 15 - 33, 2002.

作者简介: 游斌弟(1981 -), 男, 博士生, 研究方向为空间飞行器动力学、控制与仿真。

通信地址: 哈尔滨工业大学 359 信箱 (150001)

电话: (0451) 86417756

E-mail: youbindi@163.com

(编辑: 沃云峰)