

卫星在轨分离地面试验方案设计及 动态仿真分析

张晓亮¹, 张晓彤², 刘福寿³, 孙加亮¹, 文浩¹, 金栋平¹

(1. 南京航空航天大学 航空航天结构力学及控制全国重点实验室, 江苏 南京 210016; 2. 上海卫星工程研究所, 上海 201109; 3. 南京林业大学 土木工程学院, 江苏 南京 210037)

摘要: 多星分离是一箭多星成功发射之关键技术, 为保障卫星在轨顺利分离, 需要在地面开展相关的分离试验及其仿真验证。本文针对带橡胶夹层的卫星自旋分离过程, 进行了卫星分离地面试验方案设计和数值仿真。首先, 给出了卫星分离地面试验设计方案; 其次, 采用自然坐标法分别对不带工装和带有工装的在轨卫星分离过程进行动力学建模及动态仿真分析; 最后, 研究了卫星-工装整体动力学建模及分离过程中带工装结构和不带工装结构对卫星分离的影响。

关键词: 卫星; 在轨分离; 自然坐标法; 动力学建模; 数值仿真

中图分类号: V 19 **文献标志码:** A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2023.02.004

Ground Experiment Design and Dynamic Simulation Analysis for Separation of In-orbit Satellite

ZHANG Xiaoliang¹, ZHANG Xiaotong², LIU Fushou³, SUN Jialiang¹,
WEN Hao¹, JIN Dongping¹

(1. State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, Jiangsu, China; 2. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China; 3. College of Civil Engineering, Nanjing Forestry University, Nanjing 210037, Jiangsu, China)

Abstract: To ensure the successful separation of in-orbit satellites, it is necessary to perform ground experiments and dynamic simulations for the separation process in advance. In this paper, the separation process of spinning satellites with rubber sandwich is studied, and ground separation experiments are designed and simulated. First, the natural coordinate method is used to establish the dynamic model for the satellites. Then, the separation processes with and without tooling structures are simulated and analyzed. Finally, the dynamic modeling of the overall satellite-tooling structures is studied, and the effects of the tooling structure on the separation process are investigated.

Key words: satellite; in-orbit separation; natural coordinate method; dynamical modeling; numerical simulation

0 引言

为提高运载火箭利用率和运载效率, 一箭多星发射技术得到国际宇航界的广泛关注, 其中多星分离成为一箭多星发射之关键技术^[1-4]。相比于单星发射, 一箭多星在技术方案和分离程序上均有很多

不同之处。研究一箭多星在轨分离策略, 以及在分离过程中如何避免卫星之间的干扰和碰撞, 显得尤为重要。为保障卫星能够在轨顺利分离, 需要在地面开展相关的分离试验及动态模拟。

在一箭多星卫星在轨分离地面试验软硬件方

收稿日期: 2022-10-31; 修回日期: 2022-11-10

基金项目: 中国民用航天预研项目(D030201); 南京航空航天大学科研与实践创新计划资助(xcxjh20220107)

作者简介: 张晓亮(1998—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为航天器动力学与控制。

通信作者: 文浩(1979—), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为航天器动力学与控制。

面,韩非等^[5]设计由气浮零重力平台、卫星运动模拟器和地面测量系统等组成的航天器在轨分离运动与控制地面模拟试验系统;HUANG等^[6]详细介绍了适用于卫星地面分离实验的气浮实验台的硬件、软件结构。上述工作虽然为卫星分离地面实验奠定了良好软硬件的基础,但是设计卫星与其支撑结构为一体,无法拆卸。由于没有卫星的支撑结构,因此如果需要更换卫星,则需要重新进行仿真器的设计。

关于卫星分离动力学仿真建模方法,通常采用 ADAMS 等软件进行建模分析^[7-9],部分学者采用姿态动力学方法进行分离动力学分析。如蒋超等^[10]采用欧拉四元素表示卫星分离前后的姿态,并结合动量定理和角动量定理进行动力学建模。沈晓凤等^[11]、滕来等^[12]、张华等^[13]均采用欧拉角描述卫星姿态,在计算小数量的卫星分离仿真时,使用欧拉四元素或者欧拉角表述卫星分离前后的姿态比较直观,但是随着卫星数量增加,在描述卫星分离姿态时,要想在同一惯性系下描述所有的卫星,则牵扯到较多的坐标系的转换计算,卫星之间解锁分离的约束方程变化不够直观。采用自然坐标描述卫星分离运动,自然坐标法能够在同一惯性系下描述所有的卫星,并可以得到表达形式简洁的系统约束方程^[14]。卫星分离装置和分离策略也是卫星分离的重要研究内容。卫星之间连接分离装置可分为火工装置和非火工装置 2 种类型^[15]。其中,火工装置主要包括爆炸螺栓、火工锁、火工推杆等^[16-18]。火工装置作用时间短,同步性高,但是其安全性差,不能够重复使用。非火工装置包括弹簧、橡胶、电磁驱动等^[19-22]。非火攻装置冲击载荷小,不会造成环境污染,安全性更高^[23-25]。考虑到空间安全性及减少分离后空间碎片对卫星之干扰,本文采用卫星表面附着橡胶夹层的方式完成卫星分离,并且设置初始自旋角速度^[26],以增加卫星分离的速度。

本文针对带有预紧力和柔性橡胶夹层的卫星旋转分离问题,研究了地面分离试验方案设计及支撑卫星的工装结构。建立了基于自然坐标法的分离过程动力学模型,继而对不带工装和带有工装的卫星分离过程进行了动态仿真分析,使得试验方案的合理性获得了良好的评价。基于自然坐标法建模,为在轨分离参数,如分离力、初始分离速度、卫星是否连接工装结构等对卫星分离过程的动态影

响提供了分析手段。

1 分离动力学建模

1.1 分离策略设计

卫星模型简化为长方体,卫星 α 、 β 之间附着有橡胶层,旨在为 2 颗卫星的分离提供分离力,如图 1 所示。分离前通过固定装置将 2 颗卫星压紧在一起,并给予卫星一定的自旋角速度;分离时固定装置解锁,卫星通过自旋和橡胶的弹性分离力实现分离。

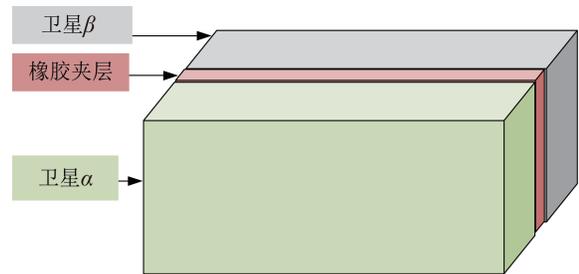


图 1 卫星与橡胶组装

Fig. 1 Schematic diagram of satellites with rubber sandwich

将实验工装简化为托盘形状,如图 2 所示。实验工装的作用是在地面试验时为卫星提供支撑,能够方便更换底面相同但卫星形状质量不同的多类卫星,同时减小卫星和地面实验平台之间的摩擦力。

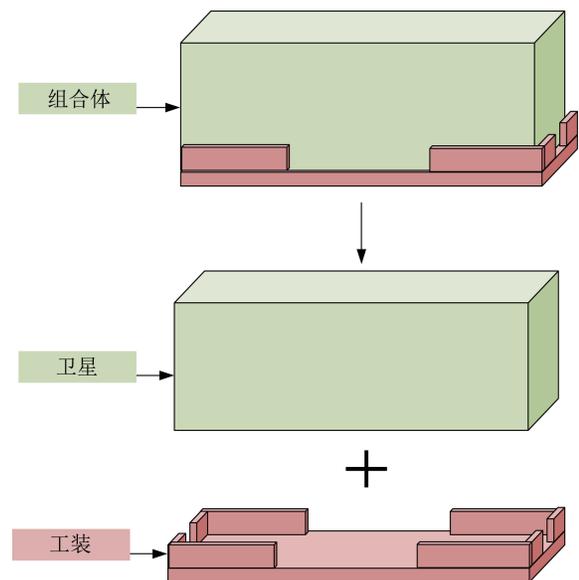


图 2 单个卫星和工装结构

Fig. 2 One satellite and its tooling structure

1.2 自然坐标法建模

采用自然坐标法表述 2 颗卫星的位置和姿态, 相比于传统的欧拉角表述刚体位姿, 自然坐标法采用完全笛卡尔坐标, 系统的广义坐标较为简单。此外, 容易分析卫星分离系统的约束和自由度, 便于写出约束方程以及约束方程的雅克比矩阵, 进而能够提高仿真计算效率。

由于只研究卫星的分离策略, 因此可以将卫星简化为刚体, 其外形为长方体。设 2 颗卫星分别为刚体 α 和刚体 β , 2 颗卫星的大小形状均相同。

自然坐标法的广义坐标为刚体上的 2 个固定点, 以及 2 个不共面的单位向量, 如图 3 所示。其中, O - XYZ 表示惯性坐标系, A - $\zeta_a \eta_a \xi_a$ 为固定在卫星 α 上的局部坐标系, 单位向量 u_a 与 $A\eta_a$ 轴平行, 单位向量 v_a 与 $A\zeta_a$ 轴平行。

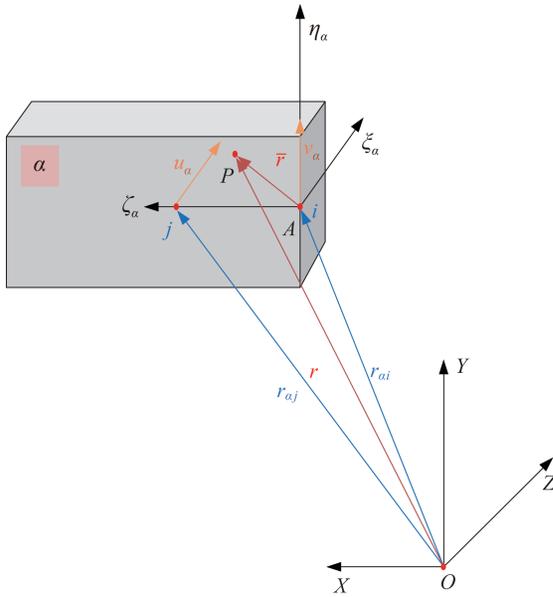


图 3 卫星 α 的广义坐标

Fig. 3 Generalized coordinates of Satellite α

卫星 α 的广义坐标为

$$q_\alpha = [r_{ai}^T \ r_{aj}^T \ u_a^T \ v_a^T]^T \quad (1)$$

如果已知位于卫星 α 上的任意一点 P 在坐标系 A - $\zeta_a \eta_a \xi_a$ 中的位置矢量为 \bar{r} , 则其在惯性坐标系 O - XYZ 中的位置矢量为

$$r = [(1 - c_1)I_3 \ c_1 I_3 \ c_2 I_3 \ c_3 I_3] q_\alpha = C q_\alpha \quad (2)$$

式中: I_3 为 3 阶单位矩阵; c_1, c_2, c_3 为局部坐标系中的 i, j 点的位置以及单位向量 u_a, v_a 的函数, 即

$$\bar{r} = r - r_{ai} = c_1(r_{aj} - r_{ai}) + c_2 u_a + c_3 v_a \quad (3)$$

同理, 卫星 β 的广义坐标为

$$q_\beta = [r_{\beta i}^T \ r_{\beta j}^T \ u_\beta^T \ v_\beta^T]^T \quad (4)$$

式中: $r_{\beta i}, r_{\beta j}$ 分别为固定在卫星 β 上的 i, j 点在惯性系下的位置矢量; u_β, v_β 分别为固定在卫星 β 上的 2 个方向向量。

1.3 约束分析

单个刚体在空间中共有 6 个自由度, 使用自然坐标法描述的广义坐标含有 12 个自由度, 因此固有约束为 6 个。以卫星 α 为例, 设其广义坐标 q_α 中的元素为 $(q_1, q_2, \dots, q_{12})$, 卫星 β 的广义坐标 q_β 的分量分别为 $(q_{13}, q_{14}, \dots, q_{24})$, 根据广义坐标的定义, 约束方程为

$$\begin{cases} (q_4 - q_1) + (q_5 - q_2)^2 + (q_6 - q_3)^2 = \|r_{Ai} - r_{Aj}\|_2^2 \\ q_7^2 + q_8^2 + q_9^2 = 1 \\ q_{10}^2 + q_{11}^2 + q_{12}^2 = 1 \\ (q_4 - q_1)q_7 + (q_5 - q_2)q_8 + (q_6 - q_3)q_9 = 0 \\ (q_4 - q_1)q_{10} + (q_5 - q_2)q_{11} + (q_6 - q_3)q_{12} = 0 \\ q_7 q_{10} + q_8 q_{11} + q_9 q_{12} = 0 \end{cases} \quad (5)$$

式中: $\|\cdot\|_2$ 为向量的模; 第 1 式为 i, j 两点之间的距离约束; 第 2、3 式为向量 u_a, v_a 的长度, 为 1; 第 4、5、6 式为向量 $r_{ai} - r_{aj}$ 与向量 u_a, v_a 三者互相正交。

卫星 α 与卫星 β 的初始位置如图 4 所示。

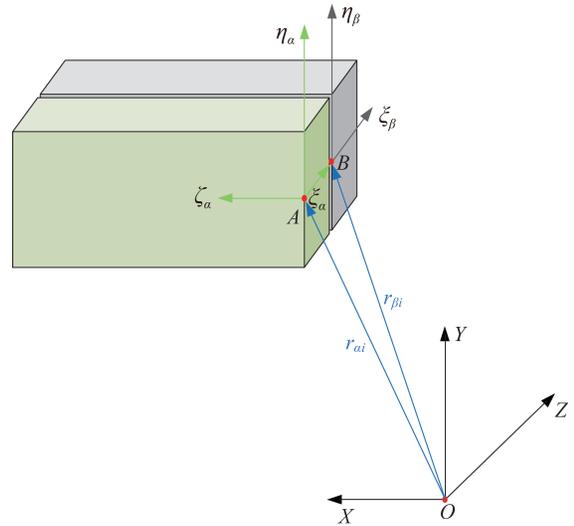


图 4 卫星 α 与卫星 β 的局部坐标

Fig. 4 Local coordinates of Satellites α and β

根据图 4, 当卫星 α 与卫星 β 固连在一起时, 固定约束可以令卫星 α 上的一个点与卫星 β 上的点重

合。取该点为固连在卫星 β 上的局部坐标系 $B-\zeta_\beta\eta_\beta\xi_\beta$ 的原点 B , B 点在局部坐标系 $B-\zeta_\beta\eta_\beta\xi_\beta$ 上的坐标为 $(0,0,0)$,则根据式(2), B 点在全局坐标系下的位置矢量为

$$\mathbf{r}_B = \mathbf{r}_{\beta i} = [\mathbf{I}_3 \quad \mathbf{0}_3 \quad \mathbf{0}_3 \quad \mathbf{0}_3] \mathbf{q}_\beta \quad (6)$$

式中: $\mathbf{0}_3$ 为3阶零矩阵。

点 B 在局部坐标系 $A-\zeta_\alpha\eta_\alpha\xi_\alpha$ 中的坐标为 $(0,0,l_{AB})$,其中 l_{AB} 为 A 、 B 两点之间的距离。同样根据式(2)可以得到用广义坐标 \mathbf{q}_α 表示的 B 点在全局坐标系下的位置矢量为

$$\mathbf{r}_B = [\mathbf{I}_3 \quad \mathbf{0}_3 \quad \mathbf{0}_3 \quad l_{AB}\mathbf{I}_3] \mathbf{q}_\alpha \quad (7)$$

根据式(6)和式(7),卫星 α 与卫星 β 之间的固定约束为

$$[\mathbf{I}_3 \quad \mathbf{0}_3 \quad \mathbf{0}_3 \quad l_{AB}\mathbf{I}_3] \mathbf{q}_\alpha = [\mathbf{I}_3 \quad \mathbf{0}_3 \quad \mathbf{0}_3 \quad \mathbf{0}_3] \mathbf{q}_\beta \quad (8)$$

将上述约束写成分量形式,则有

$$\begin{cases} q_1 + l_{AB}q_{10} = q_{13} \\ q_2 + l_{AB}q_{11} = q_{14} \\ q_3 + l_{AB}q_{12} = q_{15} \end{cases} \quad (9)$$

由于向量 $\mathbf{r}_{ai} - \mathbf{r}_{aj}$ 与向量 \mathbf{u}_β 、向量 \mathbf{v}_β 互相正交,向量 \mathbf{u}_α 与向量 \mathbf{v}_β 正交,故存在3个方向的约束方程,即

$$\begin{cases} (\mathbf{r}_{ai} - \mathbf{r}_{aj})\mathbf{u}_\beta = 0 \\ (\mathbf{r}_{ai} - \mathbf{r}_{aj})\mathbf{v}_\beta = 0 \\ \mathbf{u}_\alpha\mathbf{v}_\beta = 0 \end{cases} \quad (10)$$

同样,可将上述方程写成坐标分量的形式,即

$$\begin{cases} (q_4 - q_1)q_{19} + (q_5 - q_2)q_{20} + (q_6 - q_3)q_{21} = 0 \\ (q_4 - q_1)q_{22} + (q_5 - q_2)q_{23} + (q_6 - q_3)q_{24} = 0 \\ q_7q_{22} + q_8q_{23} + q_9q_{24} = 0 \end{cases} \quad (11)$$

根据以上分析可知,当卫星 α 和卫星 β 固连在一起时,一共有18个约束方程,分别是卫星 α 的固有约束、卫星 β 的固有约束以及式(9)和式(11)所表示的两个卫星相连的固定约束。而当卫星解锁后,即2颗卫星不在固连在一起,此时的约束方程则仅含有卫星 α 、 β 的固有约束,共12个约束方程。

1.4 动力学模型

分析完分离前后系统的约束方程之后,结合自然坐标法的广义坐标可以得到系统的动力学方程为^[26]

$$\begin{cases} M\ddot{\mathbf{q}} + \Phi_q^T \lambda = F(\mathbf{q}) \\ \Phi(\mathbf{q}, t) = 0 \end{cases} \quad (12)$$

式中: M 为系统的广义质量矩阵; $\ddot{\mathbf{q}}$ 、 \mathbf{q} 为系统的广义加速度和广义坐标; $\Phi(\mathbf{q}, t)$ 、 Φ_q 为系统的运动学约束方程及其对广义坐标的雅可比矩阵,包括刚体之间的固有约束、与刚体对应点位置矢量之间的约束以及对接完成时的位置约束; λ 为拉氏乘子列阵; $F(\mathbf{q})$ 为由橡胶弹性分离力引起的广义力。

本文采用广义 α 算法^[27]求解式(12)表示的系统约束微分方程。根据虚功原理,可以得到系统的广义质量矩阵

$$\mathbf{M} = \rho_0 \int_V \mathbf{C}^T \mathbf{C} dV \quad (13)$$

式中: ρ_0 为卫星的密度; V 为卫星体积。

2 地面分离动态仿真分析

2.1 不带工装情形

设单个卫星长、宽、高分别为0.3、3.0、1.5 m,质量为180 kg。根据图3建立局部坐标系 $A-\zeta_\alpha\eta_\alpha\xi_\alpha$ 。考虑到卫星内部存在很多零部件以及任务载荷,卫星并非均质,故卫星质心不位于长方体中心。假设质心位置为 $(1.6, -0.22, 0.14)$ 。根据其质心位置可以计算出卫星的质量惯性矩阵 E_1 为

$$\mathbf{E}_1 = \begin{bmatrix} 48 & -63 & 41 \\ -63 & 588 & -6 \\ 41 & -6 & 626 \end{bmatrix} \text{kg} \cdot \text{m}^2 \quad (14)$$

实验卫星分离分为两个阶段。第1阶段,从初始时刻到3 s时,2颗卫星固定连接在一起,同时2颗卫星绕卫星中心以0.03 rad/s的角速度旋转,角速度矢量方向为Y轴正方向。此时2颗卫星之间放置橡胶,橡胶产生650 N的预紧力加在卫星的质心上。3 s后撤去橡胶的预紧力,此时2颗卫星分离解锁。

根据上述自然坐标法建模编写程序,其中卫星在不同时刻的分离过程如图5所示。可以看出,在前3 s的时间内,卫星 α 和卫星 β 始终是一个整体,而在3 s之后,由于卫星之间的固定装置解锁以及橡胶弹力的作用,卫星 α 和卫星 β 之间的间距越来越大,整个仿真过程并没有出现碰撞现象,表明所设计的卫星分离策略可行。

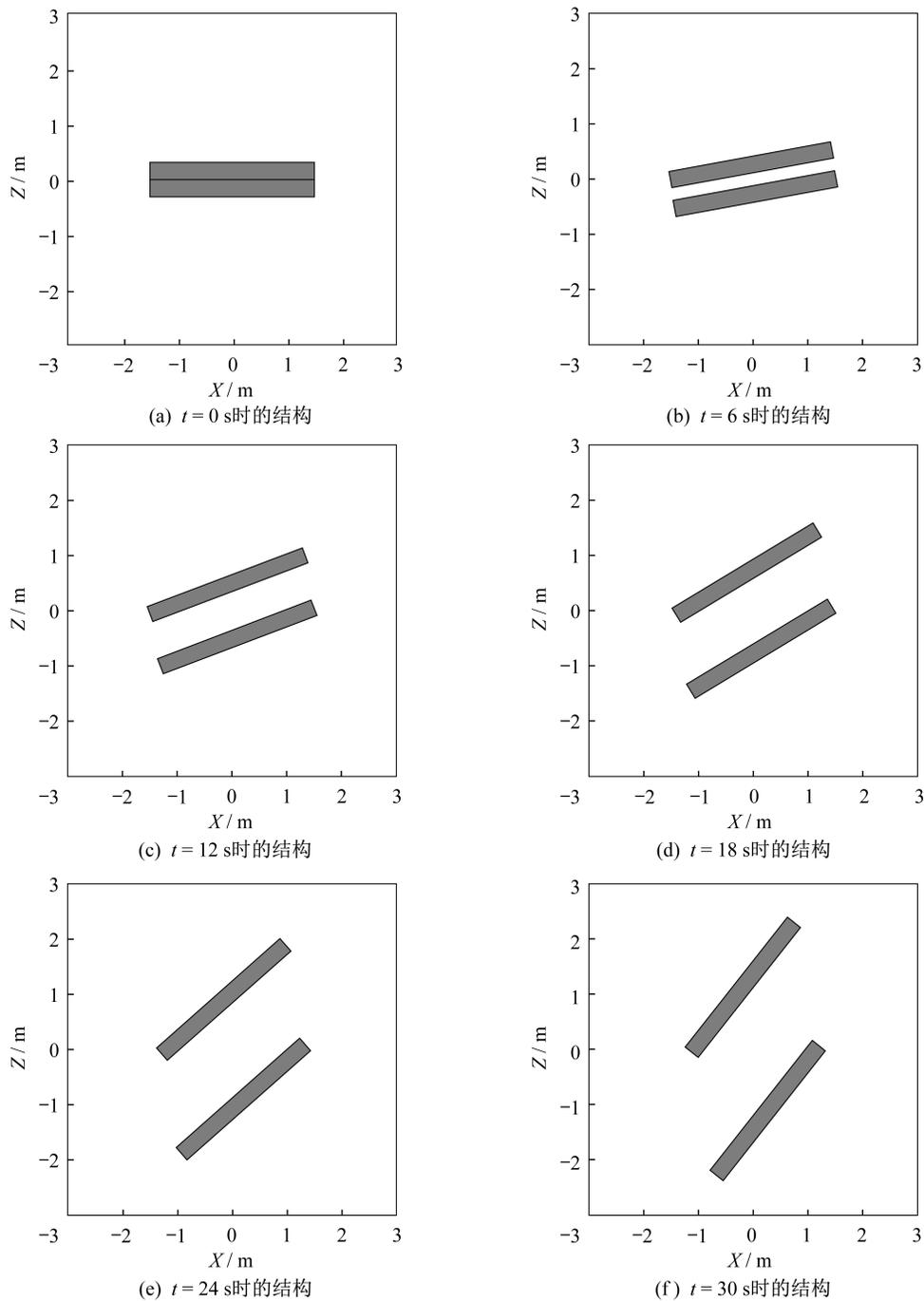


图5 不考虑工装时的卫星分离状态

Fig. 5 Satellite separation configurations at different moments without tooling structure

由于地面试验中,卫星只在 XOZ 平面内运动,因此只考虑卫星沿 X 轴和 Z 轴的运动规律。研究卫星 α 和卫星 β 上的 A 、 B 两点,用来表示卫星之间的距离变化。2颗卫星上的 A 点和 B 点沿 X 轴和沿 Z 轴的位移变化曲线分别如图6和图7所示。可以看出,点 A 不断沿着 X 轴正方向运动。同样, B 随着仿真时间的增加,也逐渐向 X 轴的正方向运动。另外,

由于卫星在3 s后分离,根据图5给出的分离动画也可以看出,卫星 β 上的顶点 B 沿 Z 轴位移变化很小。

A 、 B 两点之间的距离如图8所示。可以看出, A 、 B 两点之间的距离在3 s之后一直呈现增大的趋势,表明在卫星解锁释放之后,卫星之间间距不断增大,说明所设计的分离策略是正确的。

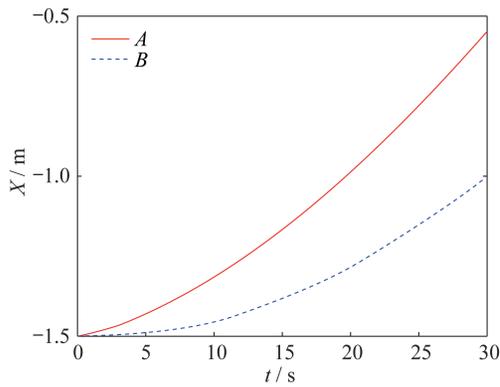


图 6 点 A 和 B 沿 X 轴位移变化

Fig. 6 Displacement variations of Points A and B along the X-axis

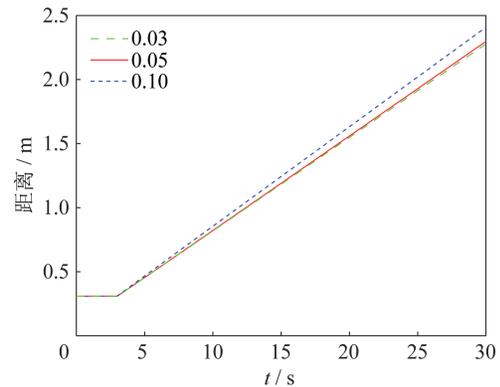


图 9 不同自旋角速度下点 A 和 B 距离变化

Fig. 9 Distance variations between Points A and B at different spin angular velocities

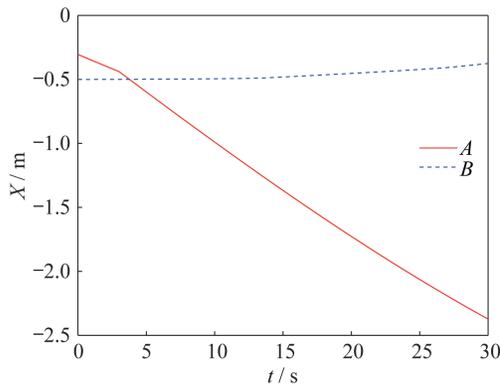


图 7 点 A、B 沿 Z 轴位移变化

Fig. 7 Displacement variations of Points A and B along the Z-axis

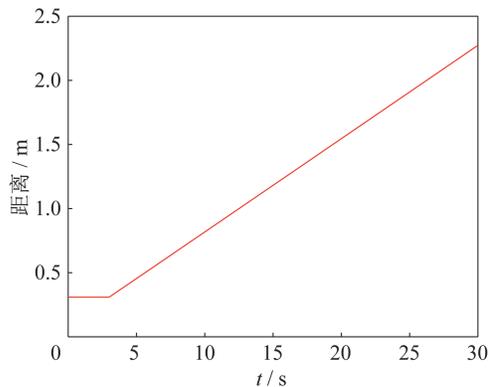


图 8 点 A 和 B 之间的距离变化

Fig. 8 Distance variations between Points A and B

不同的初始角速度下点 A 和点 B 的距离变化曲线如图 9 所示。随着自旋角速度从 0.03、0.05 rad/s 到 0.10 rad/s 逐渐增大, A、B 两点之间分离的趋势越来越大, 说明随着初始自旋角速度增大, 卫星之间的分离趋势也会更大, 适当地增大卫星分离时的自旋角速度能够提高卫星分离的效率。

2.2 带有工装的情形

卫星工装即为卫星的底座, 在仿真实验时给与卫星一定的支撑。卫星工装的形式多种多样, 这里设置建立在卫星与工装组合体上的局部坐标系, 如图 10 所示。

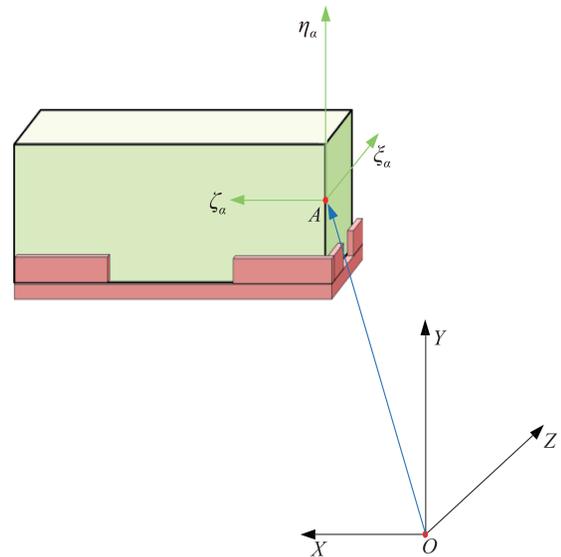


图 10 卫星 α 及其工装结构

Fig. 10 Satellite α and its tooling structure

带有工装结构的卫星和不带有工装结构的卫星相比, 只是在卫星的质量属性上有所变化, 设置工装为铝合金材质, 其密度为 2700 kg/m^3 , 其质量变为 40 kg , 结合卫星的质量, 可以得到单个工装和单个卫星组合体的质量为 220 kg , 组合体的质心位置在局部坐标系 $A-\zeta_A \eta_A \xi_A$ 的坐标为 $(1.6, -0.4, 0.15)$ 。根据其质心位置可以计算出组合体的质量惯性矩阵 E_2 为

$$E_2 = \begin{bmatrix} 89 & -118 & 50 \\ 89 & 696 & -12 \\ 50 & -118 & 771 \end{bmatrix} \text{kg} \cdot \text{m}^2 \quad (15)$$

分离策略与不带工装卫星分离策略相同,即前 3 s 卫星和工装组合体连在一起,同时 2 颗卫星绕卫星中心以 0.03 rad/s 的角速度旋转,角速度矢量

方向为 Y 轴正方向。施加预紧的橡胶弹性力,3 s 后卫星分离。依旧使用自然坐标法建模,工装和卫星的组合体依旧使用长方体表示。得到卫星与工装的组合体在不同时刻的分离过程如图 11 所示。可以看出,卫星和工装的组合体在分离过程中始终没有发生碰撞。

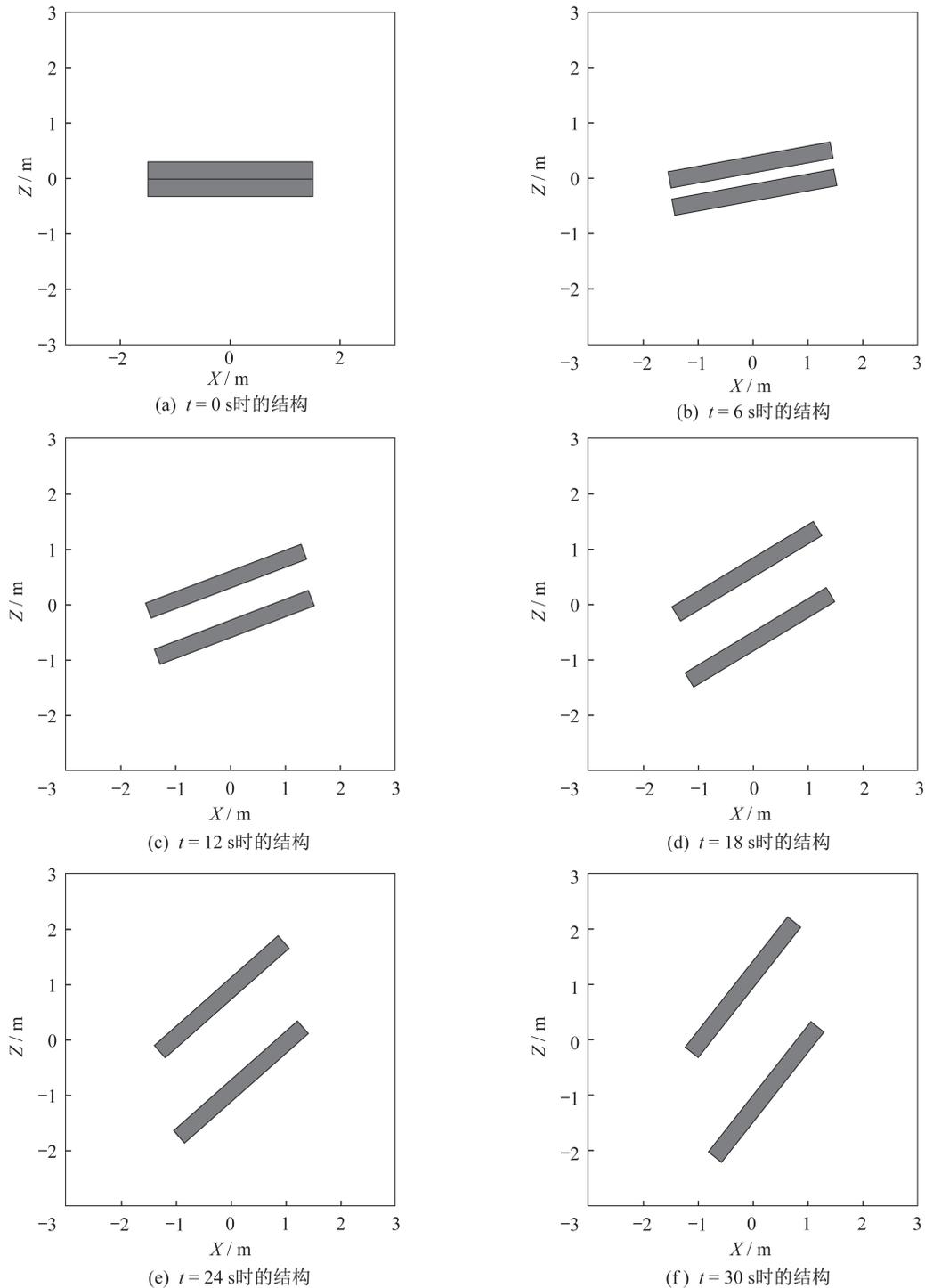


图 11 不同时刻卫星和工装组合体状态

Fig. 11 Satellite separation states at different moments with tooling structures

顶点A和顶点B沿X、Z轴位移的变化如图12和图13所示。可以看出,卫星分离变化趋势和没有加工装的卫星基本相同,沿X轴方向的位移不断增大,沿Z轴的位移与不带工装的图6相似。根据不带工装的位移图像对比可以得到,是否有工装对卫星分离的过程并没有太大的影响。

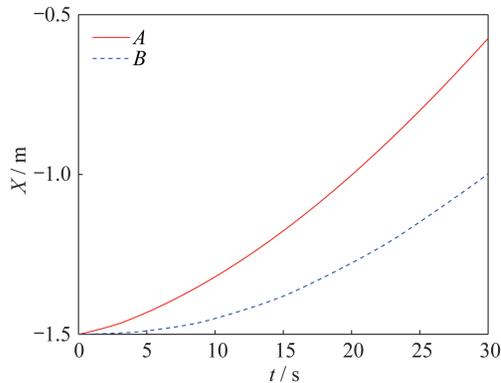


图12 组合体点A和B沿X轴距离变化

Fig. 12 Displacement variations of Points A and B with tooling structures along the X-axis

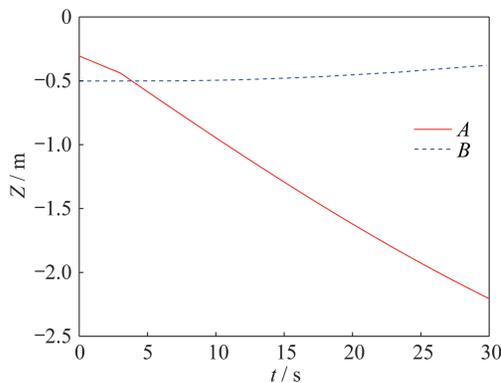


图13 组合体点A、B沿Z轴距离变化

Fig. 13 Displacement variations of Points A and B with tooling structures along the Z-axis

A、B两点之间的距离变化曲线如图14所示。根据和图7对比分析,当卫星加装分离的工装结构时,仅仅改变整个结构的质量特性,在几何外形上影响不大。因此,沿用原来的分离方案,对卫星和工装的组合体的分离仍然是有效的。

由上述实验的仿真结果可知,本文所设计的卫星工装结构,在连接到卫星上之后,原来所设计的卫星自旋并施加橡胶预紧力的卫星之间的分离策略仍然是可行的,设计的工装结构对卫星分离影响很小,可用于卫星分离地面实验。

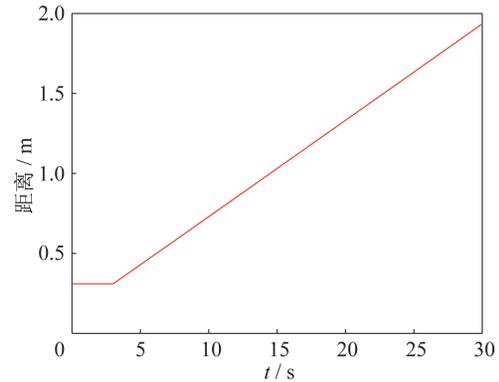


图14 带工装的卫星组合体上点A和B之间的距离

Fig. 14 Distance variations of Points A and B with tooling structures

3 结束语

自然坐标法可以准确地为在轨卫星分离提供仿真分析,包括不同影响因素对分离过程的影响。仿真分析结果表明:卫星之间提供弹性分离力的橡胶夹层和卫星的初始自旋角速度对卫星成功分离具有关键作用,自旋角速度越大,卫星分离时间越短。本文所设计的地面分离试验工装结构不影响卫星分离过程,在设定的转速和预紧力下,分离时卫星和工装均未发生碰撞,卫星可以成功分离。

参考文献

- [1] 陈振知,吴佳林,古艳峰,等.长征四号乙/丙运载火箭多星发射技术现状与展望[J].上海航天,2013,30(5):43-47.
- [2] 陈牧野,牟宇,周宁,等.“星链”堆叠式卫星连接与分离技术及应用[J].国际太空,2022(4):24-28.
- [3] 王峰,叶水驰,曹喜滨.一箭多星发展现状综述及核心技术分析[C]//中国空间科学学会2013年空间光学与机电技术研讨会会议论文集.西安:中国空间科学学会,2013:30-35.
- [4] 吴胜宝,胡冬生.国外“一箭多星”发射现状及关键技术分析[J].国际太空,2015(10):18-22.
- [5] 韩飞,梁彦,漆全,等.航天器在轨分离运动与控制地面模拟试验系统[C]//第32届中国控制会议论文集(F卷).西安:中国自动化学会控制理论专业委员会,2013:561-565.
- [6] HUANG Z, ZHANG W, CHEN T, et al. Characterizing an air-bearing testbed for simulating spacecraft dynamics and control[J]. Aerospace, 2022, 9(5): 246.
- [7] 舒燕,李志.在轨释放、分离载荷动力学仿真研究[J].航天器环境工程,2012,29(1):18-22.

- [8] 徐永成, 苟永杰, 王石刚. 某卫星整流罩分离仿真分析[J]. 上海航天, 2009, 26(1): 53-56.
- [9] 王秋梅, 孟宪红. 小卫星二次分离的动力学仿真[J]. 力学与实践, 2009, 31(3): 23-26.
- [10] 蒋超, 王兆魁, 范丽, 等. 卫星筒式偏心在轨分离动力学分析[J]. 飞行力学, 2010, 28(1): 76-79.
- [11] 沈晓凤, 肖余之, 杜三虎, 等. 基于蒙特卡罗方法的小卫星偏心分离动力学分析[J]. 上海航天, 2014, 31(1): 12-17, 72.
- [12] 滕来, 金仲和. 皮卫星分离参数优化[J]. 宇航学报, 2016, 37(10): 1200-1206.
- [13] 张华, 肖余之, 徐博侯. 空间飞行器的对接分离与地面模拟试验的仿真分析研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(6): 1761-1765.
- [14] 刘铖. 基于绝对坐标描述的柔性空间结构展开动力学研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2013.
- [15] 仲作阳, 张海联, 周建平, 等. 航天器非火工连接分离技术研究综述[J]. 载人航天, 2019, 25(1): 128-142.
- [16] 丁继锋. 火箭分离缓冲设计方法及试验验证研究[J]. 强度与环境, 2016, 43(2): 17-24.
- [17] 张兵, 岑拯. 多星分离的ADAMS仿真[J]. 导弹与航天运载技术, 2004(2): 1-6.
- [18] CUI D L, ZHAO J L, YAN S Z, et al. Analysis of parameter sensitivity on dynamics of satellite separation [J]. Acta Astronautica, 2015, 114: 22-33.
- [19] 杨建中, 祁玉峰, 姜汉文. 航天器上使用的可解锁连接与分离装置[J]. 航天器工程, 2003, 12(1): 47-54.
- [20] JEYAKUMAR D, RAO B. Dynamics of satellite separation system [J]. Journal of Sound and Vibration, 2006, 297(1/2): 444-455.
- [21] 王金昌, 闫波, 张佳, 等. 基于虚拟样机的多星分离仿真分析[J]. 中国空间科学技术, 2016, 36(6): 70-76.
- [22] JIANG C, WANG Z K, ZHANG Y L. Development of the new approach of formation initialization using spring separation mechanism considering J2 perturbation [J]. Advances in Space Research, 2015, 55: 2616-2627.
- [23] 卢丽颖, 孟宪红, 邢依琳. 卫星空间分离动力学研究[J]. 动力学与控制学报, 2014, 12(2): 165-169.
- [24] 白志富, 果琳丽, 陈岱松. 新型非火工火箭连接分离技术[J]. 导弹与航天运载技术, 2009(1): 31-37.
- [25] 崔垚. 航天器低冲击分离控制技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
- [26] 罗操群, 孙加亮, 文浩, 等. 多刚体系统分离策略及释放动力学研究[J]. 力学学报, 2020, 52(2): 503-513.
- [27] CHUNG J, HULBERT G. A time integration algorithm for structural dynamics with improved numerical dissipation: the generalized- α method [J]. Journal of Applied Mechanics-Transactions of the ASME, 1993, 60(2): 371-375.