

堆叠式多星分离动力学研究

陈金宝^{a,b}, 霍伟航^{a,b}, 陈传志^{a,b}, 崔继云^{a,b}, 江安澜^{a,b}

(南京航空航天大学 a. 航天学院; b. 深空星表探测机构技术工信部重点实验室, 江苏 南京 211106)

摘要: 为研究卫星分离姿态的影响因素, 运用动力学理论和虚拟样机技术, 推导卫星姿态动力学, 对比理论计算值与 ADAMS 仿真结果, 验证模型的正确性。运用 ADAMS 虚拟样机技术进行多星分离释放仿真, 改变弹簧刚度系数与弹簧初始压缩量, 对比理论计算值, 分析不同因素对卫星分离后运动状态的影响; 采用不同的分离释放方案, 分析星间最小距离, 验证卫星分离的安全性及可靠性。

关键词: 一箭多星; 虚拟样机仿真; 姿态动力学; 分离安全性

中图分类号: V474 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-5276(2023)02-0007-04

Dynamic Analysis of Stacked Multi-satellite Separation

CHEN Jinbao^{a,b}, HUO Weihang^{a,b}, CHEN Chuazhi^{a,b}, CUI Jiyun^{a,b}, JIANG Anlan^{a,b}

(a. Academy of Astronautics; b. Key Laboratory of Deep Space Star Catalog Detection Mechanism Technology of Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: In order to study the influence factors of satellite separation attitude, the dynamic theory and virtual prototype technology are used to derive the satellite attitude dynamics, and the correctness of the model is verified by comparing the theoretical calculation value with the ADAMS simulation results. The multi-satellite separation and release simulation are carried out by ADAMS virtual prototype technology: change the spring stiffness coefficient and the initial compression of the spring, compare the theoretical calculation values, and analyze the different factors on the satellite separation about the impact of the post-motion state. Different separation and release schemes are applied to analyze the minimum distance between satellites and verify the safety and reliability of satellite separation.

Keywords: multi-satellite launching; virtual prototype simulation; attitude dynamics; separation safety

0 引言

近几年航天技术快速发展, 卫星组网技术成为各个国家重点研究技术。2015 年至今, 美国太空探索技术公司 (SpaceX)、英国一网卫星公司 (OneWeb)、加拿大电信卫星公司 (Telesat)、美国波音公司及美国亚马逊公司 (Amazon) 等多家公司先后加入了互联网星座组网建设。国内也相继开展卫星组网建设, 如“北斗”系统的建设^[1-2]。国内外航天发射任务已经普遍采用一箭多星的发射方式, 此发射方式可降低卫星发射成本、提高火箭整流罩利用率、提高运载火箭效费比等。多星分离作为一箭多星发射程序的最后阶段, 对发射任务的成败有着决定性的作用^[3]。相比于单星发射, 一箭多星发射在技术方案与分离程序上存在较大差别, 地面验证试验难度大, 开展一箭多星分离试验成本高。卫星分离分析较为复杂, 卫星运动状态受多种因素影响, 包括弹簧弹力、航天器质量特性、初始位置参数、星间碰撞力等^[4]。传统的数学和物理

模型建立和求解难度大, 而通过虚拟样机技术可以合理地分析一箭多星分离过程、评估分离方案合理性、卫星分离过程的安全性^[5]。

本文摒弃传统式立方体卫星结构, 采用一种新型的扁平式同构卫星进行卫星堆叠, 以一箭五星为例, 分析卫星分离过程。建立堆叠卫星模型, 在 ADAMS 的虚拟样机环境中进行分离仿真, 分析不同情况下的卫星分离过程。同时针对单颗卫星建立动力学模型对其进行分析求解, 对比 ADAMS 仿真分析结果, 验证分析结果的正确性。

1 堆叠式卫星分离动力学分析

1.1 堆叠式卫星模型设计

堆叠卫星结构如图 1 所示, 卫星结构为平板形式, 由 3 个承力柱进行承力, 每个承力柱两端装有对称的 2 个分离推杆装置, 用于卫星分离。推杆装置主要包括推杆、弹簧、外壳。

基金项目: 国家自然科学基金项目 (52075242); 江苏省自然科学基金项目 (BK20180437)

第一作者简介: 陈金宝 (1980—), 男, 山东东营人, 教授, 博士, 研究方向为航天器装备研制 (机电一体化)、结构与机构设计、航天器结构动力学、航天器着陆缓冲装置设计等。

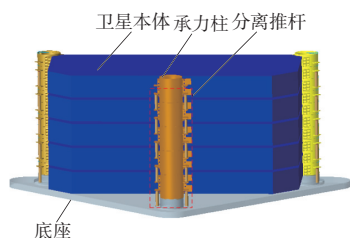


图1 堆叠卫星结构

1.2 动力学模型建立

图2为一箭多星分离系统单星简化模型,此单星采用新型的扁平状六边形结构,依靠卫星上的3个承力柱结构承力,承力柱两端装有分离推杆装置,为多星分离提供弹力进行分离, O_{xyz} 为卫星本体坐标系, x 轴为卫星分离方向, F_1-F_6 为分离弹簧力^[6-8]。

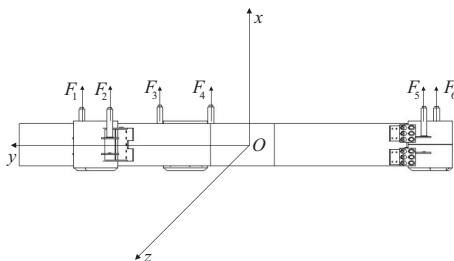


图2 一箭多星分离仿真模型

假设卫星分离前卫星底板静止不动,卫星分离过程中结合动量守恒定律与能量守恒定律,可得:

$$mv + m_0 v_0 = 0 \quad (1)$$

$$\frac{1}{2}mv^2 + \frac{1}{2}m_0 v_0^2 = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^6 k_i \Delta x_i^2 \quad (2)$$

式中: m 为单星质量; m_0 为堆叠卫星底板质量; v 为卫星分离后速度; v_0 为堆叠卫星底板分离后速度; k_i 为各弹簧刚度系数; Δx_i 为各弹簧压缩量。

由式(1)、式(2)联立可得式(3):

$$v = \sqrt{\frac{m_0 \sum_{i=1}^6 k_i \Delta x_i^2}{m(m + m_0)}} \quad (3)$$

设卫星在空间以角速度 ω 旋转,其动量矩为 H 。以卫星本体坐标系即卫星质心 O 为坐标原点, M 为作用在卫星质心 O 的合外力矩,所以航天器的动量矩即为

$$H = \int_m \mathbf{r} \times \frac{d\mathbf{r}}{dt} dm \quad (4)$$

式中:矢量 $\mathbf{r}$ 是刚体内相对于质心的矢径; $d\mathbf{r}/dt$ 为质量元 dm 在空间相对质心的速度矢量。则刚体的 ω 、 H 和 M 可以分别表示为:

$$\omega = \omega_x \mathbf{i} + \omega_y \mathbf{j} + \omega_z \mathbf{k} \quad (5)$$

$$H = h_x \mathbf{i} + h_y \mathbf{j} + h_z \mathbf{k} \quad (6)$$

$$M = m_x \mathbf{i} + m_y \mathbf{j} + m_z \mathbf{k} \quad (7)$$

式中: $\mathbf{i}$ 、 $\mathbf{j}$ 、 $\mathbf{k}$ 为卫星本体坐标系各轴的单位矢量,将式(6)对时间 t 求取导数,得动量矩 H 空间的变化率,即

$$\frac{dH}{dt} = \dot{h}_x \mathbf{i} + \dot{h}_y \mathbf{j} + \dot{h}_z \mathbf{k} + h_x \frac{d\mathbf{i}}{dt} + h_y \frac{d\mathbf{j}}{dt} + h_z \frac{d\mathbf{k}}{dt} \quad (8)$$

根据动力矩定理,其各轴的分量表示成矩阵形式为

$$\begin{bmatrix} \dot{M}_x \\ \dot{M}_y \\ \dot{M}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{h}_x \\ \dot{h}_y \\ \dot{h}_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_z & \omega_y & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h_x \\ h_y \\ h_z \end{bmatrix} \quad (9)$$

通过矢量叉乘可得:

$$H = \begin{bmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_x \omega_x & -I_{xy} \omega_y & -I_{xz} \omega_z \\ -I_{xy} \omega_x & I_y \omega_y & -I_{yz} \omega_z \\ -I_{xz} \omega_x & -I_{yz} \omega_y & I_z \omega_z \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中: I_x 、 I_y 、 I_z 分别为星体绕坐标轴 Ox 、 Oy 、 Oz 的转动惯量; I_{xy} 、 I_{yz} 、 I_{xz} 为惯量积。

在该坐标系中 $I_{xy} = I_{yz} = I_{xz} = 0$,由此可得:

$$\begin{cases} I_x \dot{\omega}_x - (I_y - I_z) \omega_y \omega_z = M_x \\ I_y \dot{\omega}_y - (I_z - I_x) \omega_x \omega_z = M_y \\ I_z \dot{\omega}_z - (I_x - I_y) \omega_x \omega_y = M_z \end{cases} \quad (11)$$

式(11)即为卫星分离过程的姿态动力学方程组,采用4阶龙格库塔迭代可得分离速度,同时也可采用MATLAB的Simulink模块进行求解。外力矩 M 可通过具体的弹簧参数进行求解。

1.3 动力学模型求解

依照上述模型,设单星质量 m 为204 kg,其转动惯量 I_x 、 I_y 、 I_z 分别为120.461 kg·m²、45.414 kg·m²、81.869 kg·m²,运载火箭的平台质量为5300 kg,各个弹簧的刚度系数 k_1-k_6 均为10 N·mm⁻¹。设定各个弹簧分离前的压缩量 $\Delta x_1-\Delta x_6$ 均为20 mm,将上述参数代入式(3)中,通过计算可得卫星分离后的速度 v 为336.6 mm/s。

2 堆叠式卫星分离仿真

2.1 多星分离模型建立

通过三维软件建立一箭多星分离模型,将其导入ADAMS软件,赋予卫星材料,其承力柱采用钛合金材料,卫星本体和分离推杆采用铝合金材料。承力柱与卫星本体通过固定副进行绑定约束,推杆外壳固定于承力柱上,在推杆与承力柱之间添加弹簧力,为卫星分离提供弹簧力^[9]。堆叠层数为5层,每层单颗单星,单排布,从上往下卫星编号依次为X1、X2、X3、X4、X5。图3为仿真模型。

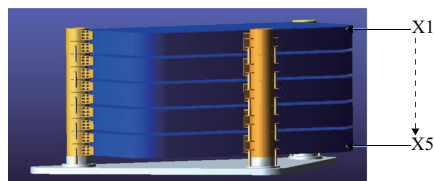


图3 ADAMS 仿真模型

分离推杆和承力柱之间设置碰撞力,对其进行仿真,分离速度随时间变化如图4所示。

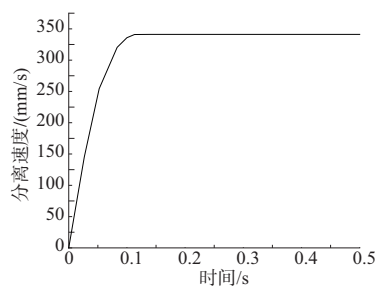


图4 分离速度随时间变化

分离速度仿真数值为 341.3 mm/s, 与理论值相对误差为 1.3%。理论计算为理想分离状态, 未考虑星间立柱间碰撞力、弹簧偏差及阻尼对卫星分离过程的影响, 使得分离速度存在一定误差。

2.2 卫星分离参数分析

影响卫星分离后状态的参数很多, 包括弹簧刚度系数、弹簧初始压缩量、星间立柱碰撞力等。为研究各个参数对卫星分离姿态的影响, 进行参数分析。

1) 弹簧刚度

一箭多星的分离主要由弹簧提供弹力, 使其进行分离, 不同弹簧刚度 k , 对其有着不同的分离效果。在原模型的基础上, 保证其他参数不变, 弹簧刚度作为变量, 进行参数分析, 取弹簧刚度系数为 $5 \sim 50 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1}$, 进行仿真分析与理论计算^[10]。其分离速度如图 5 所示。

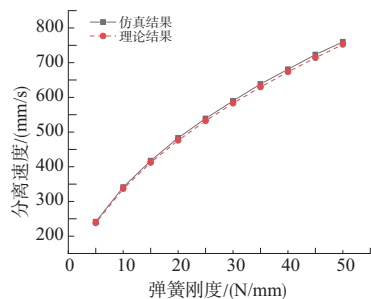


图5 分离速度随弹簧刚度变化

由图 5 可见, 在其他参数不变, 弹簧刚度参数不同的情况下, 理论计算结果与仿真结果基本吻合, 分离速度随弹簧刚度的变化趋势相同。

2) 弹簧压缩量

参照弹簧刚度参数分析, 其他参数不变, 以初始弹簧

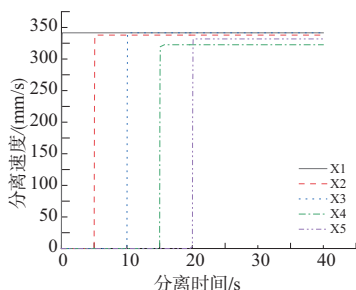


图7 卫星单层释放分离速度

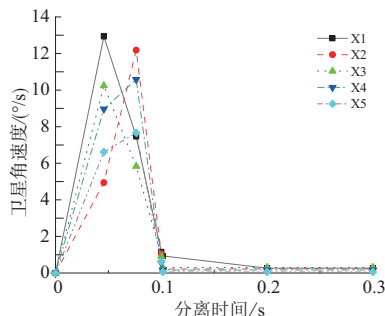


图8 卫星单层释放分离角速度

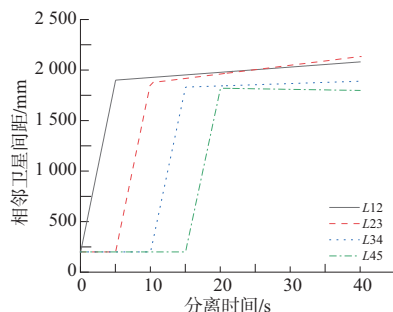


图9 星间间距随时间变化

压缩量 Δx 为变量, 设弹簧刚度为 10 N/mm , 初始弹簧压缩量 Δx 取值范围为 $10 \sim 100 \text{ mm}$, 弹簧初始压缩量以每次 10 mm 的增量改变, 分离速度随弹簧压缩量改变如图 6 所示。

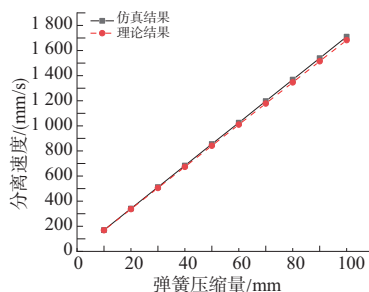


图6 分离速度随弹簧压缩量变化

由图 6 可见, 保持其他参数不变, 改变弹簧压缩量, 理论计算结果与仿真结果基本吻合, 分离速度随弹簧压缩量的变化趋势相同, 随着弹簧压缩量的增加, 卫星分离速度也增加, 呈现线性关系。

3 卫星分离方案比较

多星在分离过程中, 受多种因素影响, 研究不同卫星分离方案, 确保分离过程的安全可靠, 避免发生卫星间的碰撞。本文主要研究两种分离方案: 1) 单层解锁释放分离; 2) 整体解锁释放分离。对比两种分离方案过程中卫星分离速度与相对距离。

3.1 单层解锁释放分离

卫星分离时给予分离信号, 通过分离信号控制卫星解锁分离时序, 进行单层卫星依次解锁释放分离。在卫星质心添加固定副, 通过脚本程序设置在需求时刻将星间固定副失效, 实现按时序解锁分离过程。进行 ADAMS 仿真, 各星的分离速度 v 、卫星分离角速度 ω 如图 7、图 8 所示。

从图 7—图 8 可以看出卫星单层分离过程中, 分离速度随时间变化为先增加后趋于恒定速度, 且各卫星分离速度大小基本相同; 分离角速度随时间呈现先增加再减小后趋于平稳, 且最后数值基本稳定在 $0 \sim 0.5^\circ/\text{s}$ 之间, 证明了卫星分离过程的平稳性。

多星分离过程中各卫星间的相对距离是安全性的重要评判标准, 卫星分离需要安全的间距, 防止发生卫星碰撞^[11]。卫星分离过程中相邻卫星间距 L 随时间的变化如图 9 所示。

从图9可以看出各星分离速度与理论计算值误差较小,基本吻合,验证了仿真的正确性,为一箭多星分离提供参考依据。以时间间隔为5s,控制卫星时序分离,分离过程中相邻卫星相对位移最小值均为正数,且大于卫星5倍厚度尺寸,因此分离过程中未发生碰撞,保证了堆叠式一箭多星分离的安全性。

3.2 整体解锁释放分离

与单层卫星释放时堆叠形式相同,同时给予分离信号进行分离,实现整体分离解锁。为避免分离过程中产生碰

撞风险,采用卫星施加的弹簧力递减的形式添加弹簧力,同时释放解锁仿真。设置弹簧刚度均为10N/mm,弹簧力大小为250~50N,以50N梯度从上往下递减。仿真所得卫星分离速度 v 、分离角速度 ω 、星间间距 L 随时间的变化如图10—图12所示。

从图10—图12可以看出:卫星整体释放过程中卫星的分离速度呈现先增加后趋于稳定,且各星速度依次递减的形式;卫星分离角速度呈现先增加后减小趋于平稳的变化;随着运动时间的增加,卫星间的相对位移越来越大,因此卫星可以安全分离。

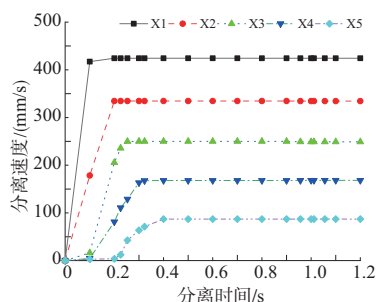


图10 卫星整体释放分离速度

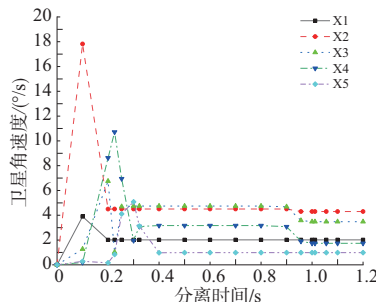


图11 卫星整体释放分离角速度

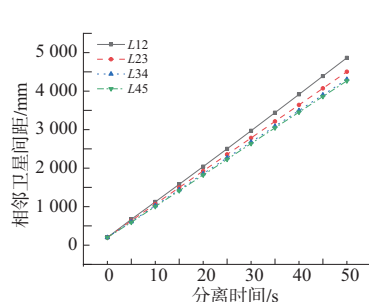


图12 整体释放星间间距随时间变化

两种卫星分离方式对比,单层卫星释放与整体卫星释放都可以安全分离释放卫星,但整体卫星释放前期分离过程中产生碰撞的概率较大,安全可靠比单层释放低,单层卫星分离过程中卫星状态平稳,可控性好。因此,选择单层释放分离方式较为合理,可控性强,安全性较高。

4 结语

本文针对一箭多星卫星解锁释放过程,结合理论计算与ADAMS仿真结果,研究卫星分离姿态的影响因素,包括弹簧刚度、弹簧初始压缩量对卫星分离速度的影响。得出以下结论。

1)在弹簧刚度参数不同的情况下,理论计算结果与仿真结果基本吻合。改变弹簧压缩量,理论计算结果与仿真结果基本吻合,随着弹簧压缩量的增加,卫星分离速度也增加,且呈现线性关系。

2)针对一箭多星不同解锁分离释放方案,研究单层释放与整体释放两种分离方式,分析卫星分离过程的安全性。单层释放控制分离信号,实现多星时序分离,分离速度的仿真值与理论值误差较小,星间间距满足卫星安全分离的要求。整体释放分离速度呈依次递减形式,随时间增加,星间距离增加,满足安全分离要求。

3)通过ADAMS对一箭多星进行地面仿真,有效减小了动力学分析复杂及动力学试验费用昂贵等弊端,并提供了参考依据,具有重要的理论意义和应用前景。

参考文献:

- [1] 宋海丰. 国外新兴低轨通信星座发展态势分析[J]. 国际太空, 2018(5): 17-22.
- [2] 李喆,孙冀伟,尚炜,等. 卫星互联网星座组网对我国商业火箭发展的影响浅析[J]. 军民两用技术与产品, 2020(9): 36-39.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 谢长雄,邓小雷,王建臣,等. 皮卫星星箭分离动力学模拟及其灵敏度分析[J]. 宇航学报, 2019, 40(12): 1403-1411.
- [7] 胡星志. 小卫星星箭分离系统设计、分析与优化研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2012.
- [8] 李东,杨云飞,胡鹏翔,等. 运载火箭多体动力学建模与仿真技术研究[J]. 宇航学报, 2021, 42(2): 141-149.
- [9] 袁勇,陈辉,杜善亮,等. 小卫星分离过程建模与分析[J]. 飞行力学, 2019, 37(1): 71-74.
- [10] 王秋梅,孟宪红,杨庆成. 卫星二次分离方案仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2010, 22(9): 2217-2222.
- [11] 田龙飞,李华,刘武,等. 基于重要性测度的一箭多星分离安全性分析[J]. 中国科学:技术科学, 2019, 49(7): 803-814.

收稿日期:2021-11-04