

卫星空间分离动力学研究*

卢丽颖[†] 孟宪红 邢依琳

(北京航空航天大学固体力学研究所, 北京 100191)

摘要 随着卫星技术的发展,分离技术的研究日益重要. 运用动力学知识和虚拟样机技术,实现了对卫星分离的动力学分析及姿态预测,对比理论计算与 ADAMS 仿真分析结果,验证了模型的正确性. 同时也分析了各种因素对母子星运动状态的影响. 对单弹簧和四弹簧分离机构的防故障能力进行仿真分析,比较两个方案的利弊. 运用 ADAMS 对空间飞行器进行地面仿真,避免了复杂的动力学计算,具有广泛的应用前景.

关键词 卫星分离, 速度, 角速度, 安装偏差, ADAMS 仿真

DOI: 10.6052/1672-6553-2014-017

引言

卫星技术经过几十年的发展已经成功地为人類带来了可观的社会效益和经济效益. 按照重量大小,国际上通常将卫星划分为纳米型,微型,超小型,小型,大型卫星等. 近年来,成本低,性能高,方便灵活的小卫星越来越受到人们的重视. 目前小卫星的应用领域越来越广,不但在民用通信,遥感气象,地球科学,空间科学,行星探测,技术验证等领域获得了广泛应用,在商业和军事方面的应用更是成为各国致力发展和研究的重点^[1-2].

小卫星的入轨方式一般可分为两种:直接由地面运载火箭通过一箭多星技术发射入轨,或者搭载大卫星一起发射^[3]. 随着航天飞机,空间站等大型航天器的迅速发展,在轨释放作为一种更为经济的方式受到各国的青睐,分离技术的研究也变得日益重要起来. 朱金林^[4]针对简化了的部分充液卫星模型,分析了系统的非线性稳定性. 刘壮壮^[5]建立绳系卫星动力学模型,通过数值积分计算得到了绳系卫星系统释放历程的动力学响应. 舒燕,李志^[6]通过对三种在轨释放,分离载荷方案的分离过程动力学仿真结果对比分析以及参数化仿真分析,为载荷释放和分离方案设计提供参考. 许锋,杨华文,聂宏^[7]实现了逃逸飞行器在特定初始条件下与运载火箭分离的六自由度仿真. 国内众多学者也对搭载

小卫星和飞行器的轨道和分离过程进行了动力学分析^[8-10].

本文选取子星迹向分离模式,对分离过程中的运动情况进行分析,并在 MSC. ADAMS 平台下建立了虚拟样机模型,仿真得到子星与母星的姿态动力学响应. 理论与仿真结果相结合,实现对航天器分离的动力学分析以及姿态预测,同时也考虑分离过程中各种因素对母子星运动的影响. 对单弹簧和多弹簧分离机构进行故障分析,比较两方案的利弊.

1 分离过程运动分析

卫星在空间中处于微重力状态,子星与分离平台起初以相同的速度运动,定义运动方向为 x 轴.

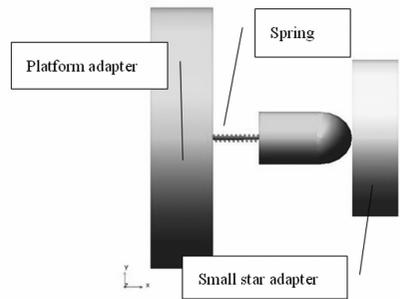


图 1 卫星分离模型

Fig. 1 Satellite separation model

建立卫星分离模型如图 1,分离机构固定于母星适配器上,通过弹簧作用,顶球与推杆固连,直接

2013-04-02 收到第 1 稿,2013-06-19 收到修改稿.

* 国家自然科学基金资助项目(11172022)

[†] 通讯作者 E-mail: llyhlg@126.com

与子星适配器接触.

1.1 分离速度

假设分离速度方向与卫星初始速度方向相同,在分离的过程中由动量,能量均守恒,得到分离的速度.

$$m_1 V_1 + m_2 V_2 = (m_1 + m_2) V_0 \quad (1)$$

$$\frac{1}{2} m_1 V_1^2 + \frac{1}{2} m_2 V_2^2 - \frac{1}{2} (m_1 + m_2) V_0^2 = \frac{1}{2} k \Delta x^2 \quad (2)$$

其中, m_1 为子飞行器质量, V_1 为子飞行器分离后速度, m_2 为母飞行器质量, V_2 为母飞行器分离后速度, V_0 为母子飞行器的初始速度, k 为弹簧刚度, Δx 为弹簧压缩量. 联立得:

$$V_1 = V_0 + \sqrt{\frac{m_2}{m_1(m_1 + m_2)}} k \Delta x^2 \quad (3)$$

$$V_2 = V_0 - \sqrt{\frac{m_1}{m_2(m_1 + m_2)}} k \Delta x^2 \quad (4)$$

则分离相对速度为:

$$\Delta V = V_1 - V_2 = \sqrt{\frac{k(m_1 + m_2)}{m_1 m_2}} \Delta x \quad (5)$$

1.2 分离角速度

飞行器的姿态运动是飞行器绕自身质心的转动运动. 姿态动力学方程可从刚体的动量矩公式和定理导出,有

$$\frac{dH}{dt} = M \quad (6)$$

其中, $H = I\omega$ 为角动量, I 为刚体的惯性阵.

在刚体转动过程中,惯量阵为非常值矩阵,不便于动力学分析. 为此,需在刚体坐标系中获得常量惯性阵,同时在刚体坐标系中描述角动量及角动量定理,即在动坐标中描述矢量相对固定参考坐标的变化. 设有刚体矢量 a , 在参考坐标系中该矢量为 a' , 则有 $a = Aa'$, 对其求微分可得:

$$\frac{da}{dt} = \frac{dA}{dt} a' + A \frac{da'}{dt} \quad (7)$$

又因为:

$$\frac{dA}{dt} = -\tilde{\omega}A \quad (8)$$

其中, $\tilde{\omega}$ 为动坐标相对参考坐标的转速矢量的斜对称矩阵式,

$$\tilde{\omega} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

将式(8),(9)代入式(7)可得

$$A \frac{da'}{dt} = \frac{da}{dt} + \tilde{\omega}Aa' = \frac{da}{dt} + \omega \times a \quad (10)$$

上式中, $A \frac{da'}{dt}$ 意义为在动坐标系描述矢量相

对参考坐标系的变化率,可记为 $\left. \frac{da}{dt} \right|_r$, 另一个 $A \frac{da'}{dt}$ 为在动坐标系描述矢量在该动坐标系的变化率,可记为 $\left. \frac{da}{dt} \right|_b$. 因此,矢量相对固定参考坐标的变化率等于矢量在动坐标的变化率和动坐标相对参考坐标的转速矢量与该矢量的叉积之和:

$$\left. \frac{da}{dt} \right|_r = \left. \frac{da}{dt} \right|_b + \omega \times a \quad (11)$$

上式可简写为:

$$\frac{da}{dt} = \dot{a} + \omega \times a \quad (12)$$

将角动量定理(6)式转入本体坐标,即得飞行器姿态动力学方程:

$$\dot{H} + \tilde{\omega}H = M \quad (13)$$

其中,角动量

$$H = \begin{bmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx}\omega_x - I_{xy}\omega_y - I_{xz}\omega_z \\ -I_{xy}\omega_x + I_{yy}\omega_y - I_{yz}\omega_z \\ -I_{xz}\omega_x - I_{yz}\omega_y + I_{zz}\omega_z \end{bmatrix} \quad (14)$$

外力矩 $M = [M_x \quad M_y \quad M_z]$, 模型中子飞行器的惯量积均为零,则

$$H = \begin{bmatrix} I_{xx}\omega_x \\ I_{yy}\omega_y \\ I_{zz}\omega_z \end{bmatrix} \quad (15)$$

把式(15)代入姿态动力学方程(13)得:

$$\left. \begin{aligned} I_{xx}\dot{\omega}_x - (I_{yy} - I_{zz})\omega_y\omega_z &= M_x \\ I_{yy}\dot{\omega}_y - (I_{zz} - I_{xx})\omega_x\omega_z &= M_y \\ I_{zz}\dot{\omega}_z - (I_{xx} - I_{yy})\omega_x\omega_y &= M_z \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

方程(16)即卫星分离过程姿态动力学方程,采用4节龙格库塔迭代可得分离角速度. 外力矩 M 可根据具体情况确定.

1.3 卫星分离算例

参考文献[5]中卫星的惯性参数,母子飞行器主要参数选取如下:

母星参数:

$$M = 2000 \text{ kg}, I_{xx} = 2 \times 10^3 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$I_{yy} = I_{zz} = 4.83 \times 10^3 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

子星参数:

$$m = 10\text{kg}, I_{xx} = 0.147\text{kg} \cdot \text{m}^2$$

$$I_{yy} = I_{zz} = 0.172\text{kg} \cdot \text{m}^2$$

模拟空间轨道运行,初速度 $V_x = 7.6\text{km/s}$. 给定弹簧初始压缩量 20mm,刚度 5N/mm,阻尼系数 0.3N·s/m. 在 ADAMS 中输入母子星参数,编写描述式仿真程序. 得到计算与仿真结果如表 1.

表 1 卫星分离结果

Table 1 Satellite separation results

Results	$\Delta V_x /$ (mm/s)	$\Delta V_y /$ (mm/s)	$\Delta V_z /$ (mm/s)	$\Delta \omega_x /$ (°/s)	$\Delta \omega_y /$ (°/s)	$\Delta \omega_z /$ (°/s)
Theoretical	448.3	0	0	0	0	0
Emulational	447.8	1.55	0	0	0	0.01

由表 1 可见,在所选参数情况下,理论计算结果与仿真结果较为接近. 理论计算中未考虑弹簧横向力以及阻尼对分离过程的影响,使分离径向速度与角速度存在一定误差,实际设计中应参考仿真与实验结果.

2 参数化分析

影响分离后母子星状态的参数很多,包括弹簧刚度系数,弹簧初始压缩量,子星质量等. 为确定其对分离姿态产生的影响,对各参数进行定量分析.

2.1 弹簧刚度

在原始模型基础上,保证其他参数不变,对弹簧刚度系数进行参数化分析,取弹簧刚度系数别 5 ~ 1000N/mm. 计算与仿真得到分离相对速度如图 2.

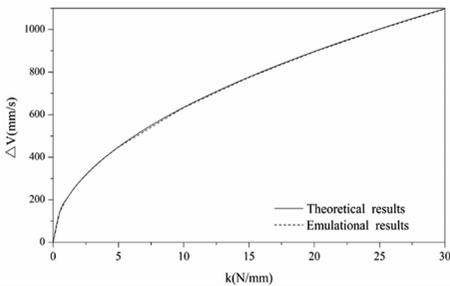


图 2 分离速度随刚度变化

Fig. 2 Separate velocity variation with spring stiffness

由图 2 可见,仿真结果与理论分析结果基本吻合. 在其它参数不变的情况下,分离速度随弹簧刚度的二分之一次方呈线性增长关系,与动力学分析一致.

2.2 弹簧压缩量

同样保证其它参数不变,对弹簧初始压缩量进行参数化分析,设置弹簧刚度为 5N/mm,初始压缩量为 20 ~ 40mm,分离速度如图 3.

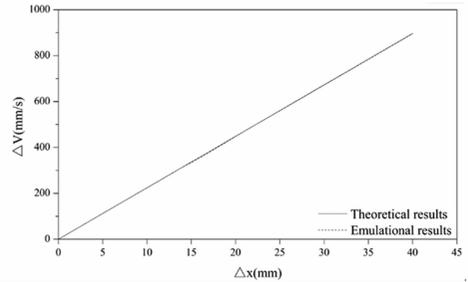


图 3 分离速度随压缩量变化

Fig. 3 Separate velocity variation with initial compression amount

在图 3 中,仿真与理论结果基本吻合. 其它参数不变时,分离速度随弹簧初始压缩量的增大而增大.

2.3 子星质量

保证母星质量 2000kg 不变,取子星质量 0.5 ~ 30kg,计算分离相对速度如图 4.

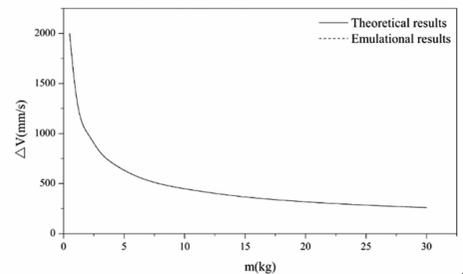


图 4 分离速度随子星质量变化

Fig. 4 Separate velocity variation with quality of small satellite

由图 4 可见,分离速度随着子星质量的增大而减小,且大致呈反比关系. 当子星质量为 10 ~ 30kg 时,对分离速度的影响相对较小.

3 不同分离方案比较

在分离过程中,各种安装偏差与参数误差均可产生外力矩,使子飞行器产生角速度,导致子飞行器产生发射角度误差. 在此选用单个弹簧分离机构与四个弹簧并联分离机构(如图 5),研究子飞行器的安装位置偏差与姿态角偏差对发射角速度的影响,比较两机构的抗干扰能力.

3.1 子星安装位置偏差

保证其他仿真参数不变,令子星出现安装位置偏差,即模型中使子星位置沿 y 向移动 a (mm). 子

星分离角速度随偏差量变化如图6.

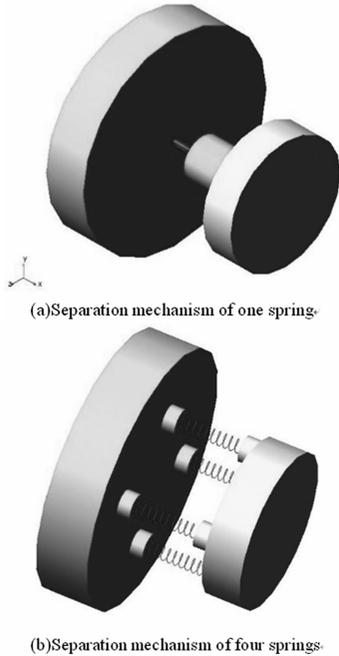


图5 两种分离机构

Fig. 5 Two kinds of separation mechanism

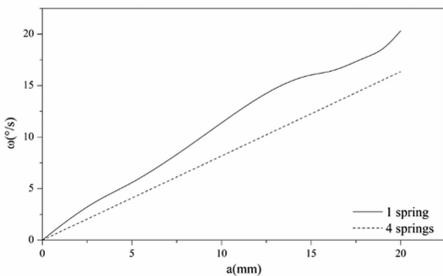


图6 分离角速度随偏差量变化

Fig. 6 Separate angular velocity variation with offset

由上图6可见,对于子星安装位置偏差,相比于单根弹簧的分离机构,四个弹簧并联使得分离角速度变化较小,具有较好的抗干扰能力.这主要由于四个弹簧分布于子星四周,当子星发生偏移时,产生的偏转力矩较一个弹簧的情况下小,所引起的分离角速度较小.

3.2 子星安装角度偏差

当子飞行器安装姿态出现偏角时,同样可导致分离角度发生误差.设子飞行器产生的偏角为 θ ,即子飞行器绕 z 轴逆时针旋转 θ 角.比较两种分离机构分离角速度随偏角的变化,如图7.

在子星安装角度偏差的情况下,单个弹簧比多个弹簧的分离机构更为优越.相同的姿态偏角下,单个弹簧所引起的分离角速度较小,主要是由于单

个弹簧弹力作用于子星质心,引起的偏转力矩较小.

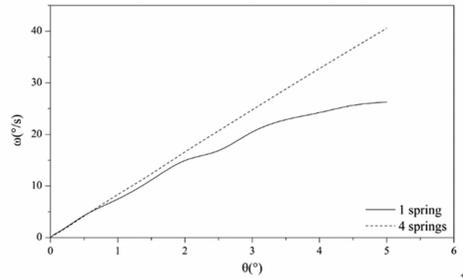


图7 分离角速度随偏角变化

Fig. 7 Separate angular velocity variation with deflection

实际设计中应考虑安装位置偏差与姿态偏差的综合影响,根据实际情况选择有利的分离机构方案.

4 结论

本文针对卫星空间二次分离过程,运用理论与仿真方法,对卫星分离后的姿态进行了定性分析与定量分析.研究了弹簧刚度,弹簧初始压缩量,子星质量对分离速度的影响.其中子星分离速度与弹簧刚度的二分之一次方呈线性递增关系,与弹簧压缩量呈线性递增关系,与子星质量呈反比递减关系.

对于单个弹簧和多个弹簧的分离机构,分别进行了安装位置偏差和姿态角偏差的故障分析.单个弹簧对于安装角度偏差的抗干扰能力较强,而多个弹簧的分离机构能较好地抵抗安装位置偏差的影响.两种方案各有利弊,设计时应根据实际情况选择.

运用ADAMS对空间飞行器进行地面仿真,避免了惯常的系统动力学分析严重滞后于设计以及所需的动力学试验费用昂贵等弊病,对缩短复杂动力学系统的设计周期和降低设计成本具有重要的理论意义和广泛的应用前景.

参 考 文 献

- 1 Sandau R. Status and trends of small satellite missions for earth observation. *Acta Astronautica*, 2010, 66(1-2): 1 ~ 12
- 2 Rogers A Q, Paxton L J. Small satellite constellations for measurements of the near-earth space environment. *Digest of the Seventh International Symposium of the IAA*, Wis-

- senschaftund Technik Verlag, Berlin, May, 2009
- 3 覃慧. 航天器在轨对地释放技术概念研究[硕士学位论文],长沙:国防科技大学, 2006 (Tan H. Study of space to ground release [Master thesis]. Changsha: National University of Defense Technology, 2006(in Chinese))
 - 4 朱金林, 岳宝增. 部分充液卫星的非线性稳定性和动力学分析. 动力学与控制学报, 2004, 2(3):1~5 (Ju J L, Yue B Z. Nonlinear stability and dynamics analysis of a satellite with partially filled liquid . *Journal of Dynamics and Control*, 2004, 2(3):1~5 (in Chinese))
 - 5 刘壮壮, 鲍音贺西. 基于非线性单元模型的绳系卫星系统动力学. 动力学与控制学报, 2012, 10(1):21~26 (Liu Z Z, Baoyin H X . Dynamics of tethered satellite system based on nonlinear unit model. *Journal of Dynamics and Control*, 2012, 10(1):21~26 (in Chinese))
 - 6 舒燕, 李志. 在轨释放分离载荷动力学仿真研究. 航天器环境工程, 2012, 29(1):18~22 (Shu Y, Li Z. Dynamics simulation of on-orbit release and separation of payload. *Spacecraft Environment Engineering*, 2012, 29(1):18~22 (in Chinese))
 - 7 许锋, 杨文华, 聂宏. 逃逸飞行器应急分离动力学仿真. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(6):732~736 (Xu F, Yang H W, Nie H. Dynamics simulation of emergent separation for escape vehicle. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2008, 40(6):732~736 (in Chinese))
 - 8 王秋梅, 孟宪红, 杨庆成. 卫星二次分离方案仿真研究. 系统仿真学报, 2010, 22(9):2217~2222 (Wang Q M, Meng X H, Yang Q C. Research of simulation on programs of satellite secondary separation. *Journal of System Simulation*, 2010, 22(9):2217~2222 (in Chinese))
 - 9 杨庆成, 孟宪红. 小卫星二次分离的模式和参数研究. 中国力学学会学术大会论文集, 2009 (Yang Q C, Meng X H. Research on model and parameters of small satellite two separation. in: Chinese Conference of Theoretical and Applied Mechanics, 2009(in Chinese))
 - 10 付碧红, 杜光华. 搭载星与运载火箭分离的动力学研究. 飞行力学, 2006, 24(1):55~58 (Fu B H, Du G H. Dynamics of separation of star and rocket. *Flight Dynamics*, 2006, 24(1):55~58 (in Chinese))

DYNAMIC STUDY OF SATELLITE SPACE SEPARATION*

Lu Liying[†] Meng Xianhong Xing Yilin

(Solid Mechanics Research Institute of Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract Dynamics analysis and the attitude prediction of the spacecraft were realized by using the knowledge of dynamics and virtual prototyping technology, and the results of theoretical calculations and ADAMS emulation were compared to verify the correctness of the model. At the same time, the factors and fault influencing the attitude of a spacecraft were considered to get the results of separation. Using the ADAMS software for spacecraft ground simulation can avoid the complex dynamics calculation, and has the widespread application prospect.

Key words satellite separation, velocity, angular velocity, installation error, ADAMS simulation