# 基于多参数偏差影响的航天器分离动力学仿真研究\*

张华1,27 胡震宇1 刘汉武1,2 唐杰1

(1.上海宇航系统工程研究所,上海 201109)(2.上海市空间航天器机构重点实验室,上海 201108)

摘要 航天器分离技术是深空探测领域的一项关键技术,航天器分离后的姿态受分离机构多个设计参数影响,分离后的相关运动性能指标具有不确定性.文章通过建立了航天器分离动力学仿真分析模型,开展了航 天器分离过程的参数敏感性分析、分离安全包络分析、随机打靶分析以及多参数叠加的分离极限工况分析, 以此评估分离机构多个设计参数的偏差对航天器分离后姿态的影响.文章的分析方法及结果解决了航天器 姿态性能指标受多参数偏差影响的分离技术难题,为航天器分离方案设计和在轨分离过程提供了参考,也 为航天器在轨高精度、高可靠分离的工程实施奠定了基础.

关键词 多参数偏差, 分离, 动力学, 仿真

DOI: 10.6052/1672-6553-2017-083

# 引言

目前大型复杂航天器为了尽可能完成多种探 测任务,一般由多个舱段或多个独立航天器连接组 成,同时携带大量燃料可进行多次在轨分离,使之 能独立完成各自的飞行任务.在轨分离任务是指航 天器在飞行过程中完成对有效载荷的释放或分离. 在轨分离是完成各项任务的基础,只有成功完成在 轨分离才能进行后续轨道转移、编队飞行等任务, 因此在轨载荷分离在航天器应用中得到了广泛的 研究<sup>[1-2]</sup>.美国、俄罗斯、法国等国家已经研制了相 应的航天器平台或卫星平台,并进行了发射、分离 方面的研究<sup>[3-5]</sup>.

航天器在轨分离一般采用多刚体动力学研究 航天器与分离舱分离姿态.为了保证航天器分离的 安全性和受航天器姿态控制的局限性影响,分离系 统多个参数对分离姿态的影响越来越受到广泛关 注.舒燕<sup>[2]</sup>等通过对航天器分离动力学仿真研究论 证了弹簧轴向分离方案对于在轨释放、分离的优 势,同时通过增加滑轮的方式改进了导向机构对分 离姿态的影响;赵刚练<sup>[6]</sup>等分析了分离定向器与导 轨之间的不同间隙分离与理想分离的区别,通过不 同间隙的对比,得出了小间隙能够降低接触对航天

器和有效载荷的影响,提升分离精度的结论:沈晓 风等[7]分析了小卫星偏心分离过程,将导轨约束简 化为平面内支撑约束:张磊[8]采用多刚体系统动力 学方法研究了轨道转移航天器(orbit transfer vehicle,OTV)在轨发射有效载荷,分析了存在推力偏 心时有效载荷分离角速度、姿态的变化; Jeyakumar 等<sup>[9]</sup>研究了星箭分离运动过程并考虑了导轨上关 键点的接触,上述研究只进行了分离导轨间隙、推 力偏心等因素的分析,并未研究弹簧推力偏差、温 度引起的弹簧刚度变化、分离插头影响以及弹簧解 锁的不同步性等多种因素偏差对分离运动的影响. 本文以某航天器分离机构分离仿真过程为例,考虑 分离过程中的影响分离姿态的多个因素,着重研究 这些因素对航天器在轨分离的敏感性,以及综合考 虑这些因素对航天器分离姿态的影响,找出航天器 分离最恶劣的分离姿态,提高分离安全性,解决该 工程项目中航天器多参数影响的分离仿真技术难 题,为分离任务的成功提供保障.

# 1 基础理论

根据刚体运动学理论,刚体平动动力学方程 为:

$$m\dot{V}_x = F_x$$

<sup>2017-01-07</sup> 收到第1稿,2017-09-11 收到修改稿.

<sup>\*</sup>国家"高性能计算"重点研发计划(2016YFB0201600,2016YFB0201604)和上海市自然科学基金(16ZR1436200)

<sup>+</sup> 通讯作者 E-mail: Ases\_Zhang@ 163.com

$$m\dot{V}_{y} = F_{y}$$

$$m\dot{V}_{z} = F_{z}$$
(1)

航天器分离时,*F<sub>x</sub>、F<sub>y</sub>*只可能由弹簧的非线性 产生,而且将弹簧匹配成对可校正不合乎需要的横 向分力和力矩.因此,在计算中假设每个弹簧沿其 轴向压缩后伸长产生的弹簧力作用方向是和弹簧 轴向一致的,所以*F<sub>x</sub>、F<sub>y</sub>*均可以忽略.*F<sub>z</sub>*是由分离 时预压弹簧的推力产生的,在分离的过程中动量、 能量均守恒,由此可得到分离的速度和时间.

$$1/2mv^2 + 1/2MV^2 = 4 \times 1/2K\Delta X^2$$
 (2)

 $\mathbb{Z} mv = MV$ ,

由此可得:

$$v = \sqrt{\frac{4K}{m\left(1 + \frac{m}{M}\right)}} \Delta X \tag{3}$$

根据 Ft=mv,可得弹簧作用时间为:

$$t' = S/v \tag{5}$$

式中,S为卫星的最下端到分离面的距离. 刚体转动动力学方程为:

$$\dot{H} + \omega \times H = M \tag{6}$$

其中,角动量:

$$H = \begin{bmatrix} I_{xx}\omega_x + h_x \\ I_{yy}\omega_y + h_y \\ I_{zz}\omega_z + h_z \end{bmatrix}$$
(7)

把角动量代入式(6)得:  

$$I_{xx}\omega_x - (I_{yy} - I_{zz})\omega_y\omega_z + \dot{h}_x - h_y\omega_z + h_z\omega_y = M_x$$
  
 $I_{yy}\omega_y - (I_{zz} - I_{xx})\omega_z\omega_x + \dot{h}_y - h_z\omega_x + h_x\omega_z = M_y$   
 $I_{zz}\omega_z - (I_{xx} - I_{yy})\omega_x\omega_y + \dot{h}_z - h_x\omega_x + h_y\omega_x = M_z$   
(8)

从动力学方程可以看出,只要知道分离时刚体的动量变化率 $\dot{h}_x,\dot{h}_y,\dot{h}_z$ 和动量 $h_x,h_y,h_z$ ,然后计算出干扰力作用的时间、航天器完全分离的时间以及 干扰力矩 $M_x,M_y,M_z$ ,就可以通过迭代方法得到航 天器完全分离时的位移和姿态角速率.

#### 2 建模过程

分离机构中分离弹簧的限位套筒用锁副固定 在星体的上端框上,分离弹簧的下底块用锁副固定 在星体上,推杆和限位套筒之间用移动副连接.分 离螺母的上半部分利用锁副固定在支撑舱的下端 框上,分离螺母的下半部分利用锁副固定在星体的 上端框上,中间用刚度较大的弹簧连接,起爆分离 的仿真通过在规定时刻使其上部分的锁副失效,弹 簧力消失.

在分离仿真模型建模过程中进行如下假 设<sup>[10-12]</sup>:

(1)分离过程中的航天器假设为刚体,不考虑 航天器上的柔性附件如天线、太阳翼等的影响;

(2)不考虑航天器结构或机构之间的装配间隙;

(3)不考虑航天器轨道运行对航天器分离过 程的影响.

分离模型建立过程中分离弹簧依据分离弹簧 机构的工作原理和实际运动情况对其进行数学描述,简化为弹簧部件,设置弹簧参数及与分离面的 接触碰撞、摩擦力,其余的如航天器主动件与被动 件结构外形、弹簧安装位置、质心及其他偏差参数 均按照相关要求和几何模型建立,完成后模型如图 1 所示.



(a) Separation spring model



(b)分离螺母模型(b) Separation nut model



(c)分离弹簧分布(c) Separation spring distribution

(d)分离仿真模型 (d) Separation simulation model

图 1 分离仿真分析模型 Fig.1 Model of separation simulation

# 3 仿真分析

#### 3.1 分离参数设置

该模型分析时需要考虑的多参数包括:弹簧力 的偏差、弹簧分离装置安装造成的力作用点位置偏 差、力作用角度的偏差、分离螺母解锁不同步性偏 差、质心偏移对分离的影响.对需要考虑的主要分 通道

离参数通过以下方式实现,以便后续对其影响进行 敏感性分析. 1)分离弹簧力的散差(δF):弹簧力的偏差通

过改变刚度实现,弹簧的长度不变,其中把由于温 度引起的刚度差别一同考虑;

2)分离螺母起爆解锁不同步性(δT):通过调整正常的分离螺母和解锁不同步的分离螺母的解锁时间来实现;

3)质心位置偏移(δd):星体质心偏移按照最 大值进行偏移;

4)力作用点位置偏差(δR)、安装位置偏差 (δP)以及安装角度偏差(δα)按照给定值设置.

3.2 无偏差影响

分离仿真计算从分离螺母失效开始,在不考虑 分离偏差因素的情况下,对航天器分离进行仿真, 得到分离时两物体的分离弹簧力以及相对分离速 度仿真图见图 2 和图 3(*Sate A* 为星体 *A*,*Sate B* 为 星体 *B*,下同).



Fig.2 Curve of separation spring force



Fig.3 Curve of separation velocity

由图 2 和图 3 可见,分离开始阶段,分离弹簧 通过推杆推动星体分离,完成一定行程推力后,分 离弹簧停止作用,星体获得一定分离速度,实现星 体分离.由于星体对称,质心未偏离轴线,其他分离 参数也未偏差,故而分离后星体角速度为零,这是 一种星体分离的理想状态.

#### 3.3 多参数敏感性分析

3.3.1 弹簧力偏差和温度引起的刚度变化

分离弹簧力偏差和温度引起的刚度变化均通 过改变弹簧刚度实现,考虑极限误差,可以简单分 为以下几类:(见图 4,图中正号表示弹簧力偏大, 负号表示弹簧力偏小)



图 4 弹簧力偏差个数选取

Fig.4 Selection of Spring force deviation numbers

比较上述几类可以发现,标三角工况相对于其 它工况来说,对分离运动的影响要更大一些,应选 用该工况作为这类偏差的极限工况.

3.3.2 解锁不同步性偏差

其它分离参数均不考虑偏差,仅考虑解锁的不同步性,单纯考虑极限偏差的话,存在三类情况: (1)1+3:3个分离螺母延时解锁,共1种工况;(2) 2+2:2个分离螺母延时解锁,共2种工况,临位与 对位;(3)3+1:1个分离螺母延时解锁,共1种工 况.显而易见,情况(3)1个分离螺母延时解锁为最 极限工况.

3.3.3 星体质心横移偏差

星体考虑一定的质心偏离误差.如图 5 所示, 存在以下六种极限工况.如果只考虑分离的话,那 么V, √I点的偏差对分离的运动影响会相应的小一



图 5 星体质心偏离示意图 Fig.5 Deviation of satellite mass center

些,可以不予考虑.因此,可以简化为与力作用点位 置相类似的结果.而考虑到上下分离物体的组合方 式的话,则一共有16种工况(见表1).

表1 质心偏离工况

Table 1 Case of mass center deviation	ioi
---------------------------------------	-----

No.	1	2	3	4	5	6	7	8
Up	+	+	+	+	-	-	-	-
Down	+	-	L	R	+	-	L	R
No.	9	10	11	12	13	14	15	16
Up	L	L	L	L	R	R	R	R
Down	+	-	L	R	+	-	L	R

质心偏差的影响主要取决于该质心偏离某一 支点的距离.这时,对于横向或纵向的两对偏差,我 们可以进行取舍,只选取一种作为最极限工况予以 考虑.因此,Ⅰ或Ⅲ,Ⅱ或Ⅳ.则再考虑组合的话,一 共有4种工况(见表2).

表 2 质心偏离极限工况

Table 2 Case of mass center limit deviation

case			Attitude°/s		
	with couple	without couple	Sate A	Sate B	
1	horizon up and down	—	0.010	0.507	
2	verticality up and own	—	0.194	0.534	
3	horizon up and verticality down	horizon up and verticality down	0.023	0.443	
4	verticality up and horizon down	verticality up and horizon down	0.183	0.575	

由表2可知,质心位置偏差的极限工况考虑为 分离两物体质心力的作用对角线方向偏差最大为 极限工况.

3.3.4 弹簧安装位置、推力线以及力作用点偏差

弹簧安装位置偏差和弹簧推力线的偏差通过 理论分析可以认为将两种情况引起的偏差综合在 一起考虑,而力作用点位置偏差在仿真建模中无法 扑捉到这个实际点的变化位置,但是通过理论计算 力作用点偏移 1mm 仅能引起 0.1N 力的偏差可以 忽略不计,可以将弹簧推力线偏差角度转换为位置 坐标的偏差,因此,弹簧安装位置偏差和弹簧推力 线的偏差可以综合在一起考虑.此处,本文针对单 个弹簧提出 4 种单极限工况,如图 6 所示,以下两 种工况是比较危险的,一种是正交轴误差最大化, 一种是正交轴耦合最大化(见图 7 和图 8).

由分离数据可见,以上两种工况对分离后两物 体的分离速度和分离角速度影响基本一致,而且影 响非常小.因此,弹簧安装位置、推力线以及力作用



# 4 极限工况分析

在分离方案设计中,考虑了多个分离参数的影 响,如弹簧力偏差、温度引起的弹簧刚度变化、解锁 不同步性、质心位置偏差、弹簧安装位置和推力线 偏差等,通过 3.3 节的多参数敏感性分析,同时将 主要的分离影响参数进行叠加,组合得到分离姿态 仿真的极限工况,这是分离过程考虑多参数影响的 最恶劣工况,同时也是分离姿态的最大外包络,只 要该包络不超过相应指标,就可确定分离方案的

可行性,也保障了分离过程的高精度和高可靠性.本例计算得到的极限工况下分离弹簧力(见图 9)、分离速度(见图 10)、分离角速度(见图 11).



点偏差所有工况在偏差的数值范围内可以忽略.



由图 10 和图 11 可知,在极限工况下,相对分 离速度为 0.5163m/s,分离角速度为 0.9160°/s,若 分离角速度指标 1.0°/s,则说明该分离方案可行, 各参数偏差均在安全范围内;若分离角速度指标 0.5°/s,则说明该分离方案不可行,各参数偏差偏 大,可通过以下两种方式来实现分离的可行性:1) 减小各主要偏差因素的偏差值;2)扩大分离姿态指 标范围.

#### 5 随机打靶分析

考虑航天器分离的多个参数,分析由这些参数 引起分离姿态的分布范围,这是航天器分离参数优 化的重要过程,例如本例分析中选取几个重要的影 响因素:分离弹簧力偏差(sancha\_F1、sancha\_F2、 sancha\_F3、sancha\_F4),分离体质心偏差(g-cm-x、 z-cm-x).本次打靶分析采用蒙特卡罗法,基于 OP-TIMUS 建立分析流程化仿真模型(如图 12),用蒙 特卡罗法对分离动力学过程进行可靠性与鲁棒性 分析,得到在偏差范围内的目标最大值和概率分 布.考虑初始偏差为正态分布(见图 13),观察分离 后的分离角速度与分离速度的概率分布.本例进行 了 3000 次打靶计算,输出结果分布如图 14 和图 15 所示,数值见表 3.







Fig.13 Normal distribution of parameters



图 14 分离角速度立体分布图

Fig.14 Three-dimensional distribution of angle velocity

表 3 打靶分析结果

Table 3 Analysis result of shooting practice

attitude	mean	variance	min.	max.	$3\sigma$ max.
angular vel (°/s)	0.2756	0.1450	0.0028	0.9040	0.5433

由图 13~图 15 和表 3 可知,考虑几个参数偏差的正态分布,对分离角速度进行了 3000 次打靶分析,得到相应的均值 0.2756°/s,方差 0.1450°/s,最大值 0.9040°/s,可靠性设计以及 3σ 内最大值 0.5433°/s,为分离方案的高提供了数据支撑.





# 6 分离安全包络

航天器在分离过程中,除分离弹簧推杆与端框 之间的接触外,一般不希望星体之间出现其他接触 碰撞的情况,碰撞会导致星体局部出现破坏,星体 姿态从而出现较大变化,如果星上电子产品出现碰 撞,也会导致电子器件损伤.故而分离过程的安全 性也是分离方案设计、分离机构设计与分离参数选 择必须要考虑的内容.

建立航天器分离动力学建模时考虑航天器包 络轮廓,在分离仿真过程中,实时计算分离体之间 的距离,给出距离历程曲线(如图 16).



图 16 分离安全距离

Fig.16 Safety distance of separation process

由图 16 可知,航天器分离过程中的安全距离 随着时间的增加,曲线呈现递增趋势,说明分离过 程安全,而发动机喷管(yf\_36)曲线递减,然后趋于 平稳,这是由于发动机喷管处于分离体内部,航天 器分离过程中喷管从另一分离体中脱离,喷管与另 一个星体安全距离趋势为先变小,而后变大,同时 发动机喷管安全距离很大,故而认为分离过程安 全.

#### 7 结论

本文以某航天器分离机构分离仿真过程为例, 通过引入分离多参数影响,建立了航天器分离仿真 动力学分析模型,开展了航天器多参数敏感性分 析、多参数叠加的分离极限工况分析、随机打靶分 析及分离安全包络分析,该分析过程包含了航天器 分离仿真的全过程,为航天器分离方案设计和分离 机构动力学仿真分析提供参考,其中分离安全包络 分析结果为分离过程安全性提供依据;打靶分析结 果为分离可靠性提供依据;极限工况分析结果为分 离方案的可行性提供依据.该仿真分析方法解决了 航天器多参数影响的分离仿真技术难题,为航天器 分离过程的高精度和高可靠性设计提供参考,具有 较大的工程应用价值.

#### 参考文献

- 张华,肖余之,徐博侯等. 空间航天器的对接分离与地 面模拟试验的仿真分析研究. 宇航学报,2008,29(6): 1761~1765 (Zhang H, Xiao Y Z, Xu B H, et al. Analysis study on separation of aerospace vehicle and ground simulation test. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(6): 1761~1765 (in Chinese))
- 2 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 payload. *Spacecraft Environment Engineering*, 2012, 29(1): 18~22 (in Chinese))
- 3 Marti S K, Nesrin S K, Gary C H, et al. Gravity air launching of earth-to-orbit space vehicles. AIAA Space, 2013:1~9.
- 4 Sandau. Status and trends of small satellite missions for earth observation. Acta Astronautica, 2010, 66 (1-2): 1 ~ 12

301

- 5 Rogers A Q, Paxton L J. Small satellite constellations for measurements of the near-earth space environment. In: Digest of the Seventh International Symposium of the IAA, Wis senschaftund Technik Verlag, Berlin, May, 2009
- 6 赵刚练,姜毅,陈余军等.考虑导轨间隙的在轨分离动 力学计算方法.力学学报,2013,45(6):948~956 (Zhao G L, Jiang Y, Chen Y J, et al. Computational method for dynamics simulation of payload separation satellite with rail clearance. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*,2013,45(6):948~956 (in Chinese))
- 7 沈晓凤,肖余之,康志宇.小卫星偏心分离动力学仿真 模型的建立与验证.飞行力学,2012,30(3):258~262 (Shen X F, Xiao Y Z, Kang Z Y. Establishment and validation on dynamics simulation model of separation of eccentrics sub-satellite. *Flight Dynamics*,2012,30(3):258 ~262 (in Chinese))
- 8 张磊. OTV 在轨发射动力学建模与仿真[硕士学位论 文]. 湖南:国防科学技术大学,2007 (Zhang L. Model-

ing and simulation of OTV on-board launch[Master Thesis]. Hunan: National University of Defense Technology, 2007 (in Chinese))

- 9 Jeyakumar D, Nageswara R B. Dynamics of satellite separation system. Journal of Sound and Vibration, 2006, 29 (7):444~455
- 10 Maly J R, Haskett S A, Wilke P S, et al. ESPA: EELV Secondary Payload Adapter with whole-spacecraft isolation for primary and secondary payloads. California, USA: Smart Structures and Materials: Passive Damping and Isolation, 2000
- 11 Toorian A, Blundell E, Puig Suari J, et al. Cubesats as responsive satellites. In: AIAA 3rd Responsive Space Conference, USA: AIAA,2005
- 12 Manuel P, Pacheco C L, Savi M A. Modeling and simulation of a shape memory release device for aerospace applications.Washington, USA: Revista de Engenharia Ciencias Aplicadas,2000

# RESEARCH ON DYNAMIC SIMULATION OF ON-ORBIT AIRCRAFT SEPARATION BASED ON MULTIPLE PARAMETERS DEVIATION INFLUENCE\*

Zhang Hua<sup>1,2†</sup> Hu Zhenyu<sup>1</sup> Liu Hanwu<sup>1,2</sup> Tang Jie<sup>1</sup>

(1.Aerospace Systems Engineering Shanghai, Shanghai 201109, China)

(2. Shanghai Key Laboratory of Spacecraft Mechanism, Shanghai 201108, China)

**Abstract** Separating technology is very important for the spacecraft exploring the deep space, and the attitude of separated spacecraft suffers from the design parameters of separating mechanism, the results of which make the motion performance index uncertain. Based on the dynamic model, the parameters sensibility analysis, separating safe distance analysis, parameter random test analysis, and multi-parameters combination limit case analysis are computed, the result of which is estimated on how the deviation of parameters affects the spacecraft attitude. The analytical method and results have resolved the difficult technology of spacecraft separation suffer from the influence of multi-parameters deviation, on which the reference is provided about high precision and high reliability separating design.

Key words multiple parameters, separation, dynamics, simulation

Received 7 January 2017, revised 11 September 2017.

<sup>\*</sup> The project supported by the National Key Research and Development Plan(2016YFB0201600、2016YFB0201604), the Shanghai Natural Science Foundation of China(16ZR1436200).

<sup>†</sup> Corresponding author E-mail:Ases\_Zhang@ 163.com