

文章编号 1004-924X(2017)04-0919-09

立方星星箭分离机构运动系统的设计与验证

张蛟龙*, 周 军

(西北工业大学 精确制导与控制研究所 陕西省微小卫星工程实验室, 陕西 西安 710072)

摘要:为实现“翱翔之星”立方星在轨可靠分离,达到初始分离速度和姿态的要求,设计了立方星星箭分离机构运动系统并进行了实验验证。提出了一种利用分离弹簧推动立方星打开舱门,并采用弹簧销轴完成舱门锁定的运动系统结构方案。首先,基于能量守恒定理确定了分离弹簧的结构参数;其次,建立了星箭分离过程中立方星与舱门的运动耦合系统动力学模型,并利用 MATLAB 软件进行了数值仿真;最后,对星箭分离机构样机进行了地面分离试验。实验结果显示,实际分离过程与数值仿真结果基本一致,实现了立方星无干涉分离及舱门的可靠锁定。该星箭分离机构成功实现了“翱翔之星”立方星的在轨分离,卫星下传数据表明其初始分离速度为 1.08 m/s,三轴角速度均小于 $2(^{\circ})/s$,完全满足立方星初始分离速度和姿态的要求,可为后续立方星星箭分离机构的标准化设计提供参考。

关键词:立方星;星箭分离机构;运动耦合系统;动力学;分离速度;角速度

中图分类号:V421.7 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20172504.0919

Design and verification of kinematic system in deploying mechanism for CubeSats

ZHANG Jiao-long*, ZHOU Jun

(*Institute of Precision Guidance and Control, Shaanxi Engineering Laboratory for
Microsatellites, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;*

** Corresponding author, E-mail: zhangjiaolong@nwpu.edu.cn*

Abstract: To implement the reliable deployment for the CubeSat "star of Aoxiang" on-orbit and to meet the requirements of initial deploying velocity and deploying posture, a kinematic system in deploying mechanism for CubeSats was designed and corresponding experimental verification was performed. A structure scheme of the kinematics system was proposed. It uses a disengaging spring to impulse the CubeSat for opening cabin door and uses a spring pin to lock the door. Firstly, structure parameters of the disengaging spring were confirmed according to energy conservation principle. Then, a dynamic model for kinematic coupling system between CubeSat and cabin door in the process of deployment was established, and a numerical simulation was implemented by MATLAB software. Finally, ground deploying tests were carried out for a prototype of the deploying mechanism. The experimental results show that the actual deployment process is the same as numerical simulation result basically and it realizes the deployment of CubeSats without interference and the reliable lock of cabin

收稿日期:2016-09-07;修订日期:2016-12-07.

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 61473226);中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(No. G2016KY0001)

door. The proposed deploying mechanism realizes on-orbit deployment of CubeSat "star of Aoxiang" successfully. The downlink data indicate that initial deploying velocity is 1.08 m/s and three-axis angular velocity is less than $2(^{\circ})/s$, which meets the requirements of initial depolying velocity and posture for CubeSat completely. It provides references for standardized design of deploying mechanisms for following CubeSats.

Key words: CubeSat; deploying mechanism; kinematic coupling system; dynamics; deploying velocity; angular rate

1 引 言

随着微机电系统和微纳技术的发展,光、机、电等设备的尺寸越来越小,20 世纪末出现了小卫星的研究热潮,从而微小卫星的应用得到迅速发展。立方星是一种采用国际通用标准的低成本皮纳卫星,以“U”为标准单元划分,是微小卫星发展的主要方向,已入选《科学》杂志 2014 年度 10 大科技进展^[1-4]。

星箭分离机构可靠地连接卫星与火箭,并在入轨后实现星箭可靠分离,是航天领域重要的研究内容和关键技术。传统的包带锁紧装置由于结构尺寸较大,不能满足皮纳卫星分离发射的要求^[5]。目前国外使用的皮纳卫星星箭分离机构有美国加州理工学院研制的 P-POD(Poly-picosatellite Orbital Deployer)、德国 Adlershof 公司研制的 SPL(Single Pico-satellite Launcher)、美国海军学院研制的 RAFT 及日本东京工业大学研制的 T-POD(Tokyo-POD)等,上述分离机构均进行了在轨验证^[6-10]。

国内学者对星箭分离机构也进行了相关的研究,文献[11]对包带锁紧装置的动力学研究进展进行了归纳总结,但该装置并不适合于公斤级微小卫星。文献[12-13]详细地介绍了两种适用于公斤级微小卫星的星箭分离机构,从理论仿真、动力学特性、试验验证以及分离系统的优化进行分析研究,对星箭分离机构进行了详细的说明,基本明确了公斤级微小卫星分离机构采用直线导轨导向、单个分离弹簧实现分离的直筒式结构。文献[14]对分离机构的热-结构耦合特性进行了研究,并给出了直线导轨与卫星之间的配合间隙量。文献[15]对分离机构的运动、试验及模态进行了研究,满足了预期指标要求。

立方星由于体积、功率较小,通常采用体装太

阳能电池片的方式,在分离过程中必须防止其与分离机构或运载火箭发生接触干涉而造成表面太阳能电池片的损坏。目前分离机构防干涉的措施一种是将舱门打开与卫星分离段分开,待舱门完全锁定后,卫星开始弹出^[10];另一种是对卫星的运动进行约束限制。文献[16]提出采用凸轮限位机构对卫星进行限位,文献[17]提出在舱门上面增加两个聚甲醛导轨,用于约束卫星。上述措施基本原理均为通过限位机构限制小卫星的分离速度,防止与分离机构发生干涉,但需要增加限位机构和舱门扭转弹簧,结构上略显复杂。为进一步提高卫星分离精度,文献[18-19]基于弹性势能简化度量法,提出了分离参数优化方法,得到了较优的分离参数。

“翱翔之星”作为世界首颗 12U 立方星,外形尺寸完全满足立方星标准型谱 $226.3 \text{ mm} \times 226.3 \text{ mm} \times 340.5 \text{ mm}$,国内外发射的立方星主要以 2U、3U 结构为主,没有现成的 12U 立方星星箭分离机构,所以需要专门研制。

“翱翔之星”分离机构沿用现有主流的直线导轨+单一分离弹簧的筒式结构形式,设计运动系统时,去掉了卫星限位机构和作为舱门打开动力源的扭转弹簧,直接利用分离弹簧推动立方星打开舱门,简化了卫星与舱门运动过程的控制,结构方案更加简单。本文重点研究立方星和舱门运动耦合系统的动力学特性,防止立方星与分离机构干涉,并经过地面试验和在轨试验验证,证明了所设计运动系统的正确性,为后续分离机构的进一步标准化提供参考。

2 星箭分离机构结构及工作原理

“翱翔之星”立方星星箭分离机构框体结构如图 1 所示,它通过 8 个 M8 高强螺钉与运载火箭箭体安装支架刚性连接。外形主体为长方体结

构,内部安装4个L型直线导轨,用于运输与发射过程中立方星的支撑以及分离过程中立方星的导向。框体前端为舱门,舱门下端通过转轴与框体主体相连,上端通过电磁铁锁紧舱门;框体后端安装圆柱螺旋弹簧作为立方星分离储能元件,分离弹簧与立方星推板固连,通过推板推动立方星移动。



图1 “翱翔之星”星箭分离机构结构示意图

Fig.1 Schematic of ‘Star of Aoxiang’ deploying mechanism

星箭发射入轨,收到箭体分离信号后,电磁铁通电完成舱门的解锁,立方星在分离弹簧的作用下沿L型直线导轨滑出,并推动舱门转动。当舱门打开至一定角度后,通过弹簧销轴完成舱门的锁定,限制舱门的晃动,防止舱门回弹与立方星干涉碰撞。

分离测试开关安装在框体后端,与卫星推板单向接触。舱门打开后,推板会在分离弹簧作用下向前移动,此时分离测试开关与推板分离,给出分离信号,并通过箭体遥测数据下传给地面。

3 运动系统设计

立方星由于体积小,且采用体装太阳能电池片的方式,其能源有限,故用于姿态控制的执行机构能力有限,因此对卫星的分离速度和初始分离姿态都有要求:星箭相对分离线速度应保证被分离出去的火箭末级不会与在轨继续飞行的卫星发生撞击,分离速度一般为 $0.5\sim 1.5\text{ m/s}$;分离时对卫星产生的姿态干扰必须在卫星姿态控制系统的允许误差范围内,三轴分离初始角速度要求 $< 3\text{ }(^{\circ})/\text{s}$ 。

运动系统设计重点为通过分离弹簧的选取以及立方星与舱门运动耦合系统的设计,使得立方星运动过程中与分离机构无任何接触碰撞,且满足初始分离速度及分离姿态要求。

3.1 分离弹簧设计

立方星的初始分离速度主要由分离弹簧决定,分离弹簧作为星箭分离机构的储能元件,收到分离信号舱门解锁后,分离弹簧储存的弹性势能转换为立方星的动能,完成立方星星箭分离。由于圆柱螺旋弹簧结构简单、固定方便,所以“翱翔之星”星箭分离机构采用圆柱螺旋弹簧作为分离储能弹簧。

采用分离弹簧实现星箭分离的基本原理为能量守恒定理。初步分析计算时,不考虑卫星与导轨间摩擦力、卫星与舱门接触摩擦力、舱门转动摩擦力等,分离弹簧的弹性势能全部转化为立方星的动能,即

$$\frac{1}{2} k x^2 = \frac{1}{2} F x = \frac{1}{2} m v^2, \quad (1)$$

式中, k 为分离弹簧刚度; x 为分离弹簧初始压缩量; F 为分离弹簧初始压力; m 为立方星质量; v 为立方星初始分离速度。

立方星总装完成后,质量 m 为已知固定值,为了使立方星初始分离速度满足指标要求,可以通过分离弹簧刚度 k 和初始压缩量 x 的设计来保证。

3.2 立方星与舱门运动耦合系统设计

图2所示为分离弹簧力作用下方星与舱门的受力模型,星箭分离机构本体对卫星作用力分别为 F_1, F_2 ;分离机构舱门对卫星作用力为 N 。由于力 F_1, F_2, N 对卫星只能产生支持力,不能产生拉力,所以力的方向只能指向卫星,且垂直于支持面。

图2所示受力模型中,定义竖直向上方向的力为正,顺时针方向的力矩为正。由于运动过程中存在压力,会产生阻碍其相对运动的滑动摩擦

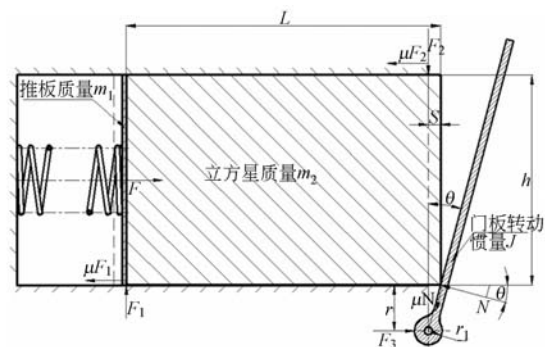


图2 立方星及舱门受力模型

Fig.2 Force model of CubeSat and door

力,这里定义滑动摩擦系数为 μ 。

建立受力模型时做如下假设:

(a) 立方星及星箭分离机构处于空间无重力环境下,不考虑重力作用;

(b) 立方星质心处于外形几何中心,实际整星可进行质心配平;

(c) 不考虑立方星与导轨间的小间隙,力和力矩瞬时平衡。

基于以上假设,建立立方星竖直方向受力平衡方程及整星力矩平衡方程:

$$\mathbf{F}_1 + \mathbf{F}_2 + \mathbf{N}(\sin \theta - \mu \cos \theta) = 0, \quad (2)$$

$$\mathbf{F}_1 \left[\frac{L}{2} + \mu \frac{h}{2} \right] + \mathbf{F}_2 \left[\mu \frac{h}{2} - \left[\frac{L}{2} - r \tan \theta \right] \right] + \mathbf{N} \left[\frac{h}{2} (\cos \theta + \mu \sin \theta) + \frac{L}{2} (\mu \cos \theta - \sin \theta) \right] = 0, \quad (3)$$

式中,力 $\mathbf{F}_1, \mathbf{F}_2, \mathbf{N}$ 均为矢量; θ 为舱门转动角度,且舱门只能顺时针转动,转动角度始终为正; L 为立方星长度尺寸; h 为立方星高度尺寸; r 为舱门回转轴中心线距立方星底面距离。

将受力平衡方程(2)、(3)写成矩阵形式

$$\mathbf{A} \begin{bmatrix} \mathbf{F}_1 \\ \mathbf{F}_2 \end{bmatrix} = \mathbf{B} \mathbf{N}, \quad (4)$$

$$\dot{x}_1 = x_2$$

$$\dot{x}_2 = \begin{cases} \frac{1}{(m_1 + m_2)} [\mathbf{F} - \mu \mathbf{N}(|c_1| + |c_2|) - \mathbf{N}(\cos x_3 + \mu \sin x_3)] & x_1 - l \leq 0 \\ -\frac{\mathbf{N}}{m_2} [\mu(|c_1| + |c_2|) + (\cos x_3 + \mu \sin x_3)] & x_1 - l > 0, \end{cases} \quad (7)$$

$$\dot{x}_3 = x_4$$

$$\dot{x}_4 = \frac{1}{J} \left[\frac{\mathbf{N}r}{\cos \theta} - \mu \mathbf{F}_3 r_1 \right]$$

式中, l 为立方星分离弹簧初始压缩量; m_1 为立方星推板质量; m_2 为立方星质量; J 为舱门转动惯量; r_1 为舱门转轴处半径; \mathbf{F}_3 为弹簧销轴初始弹簧压力; \mathbf{F} 为立方星分离弹簧压缩力,如式(8)所示;其余参数定义如上。

$$\mathbf{F} = \begin{cases} -k_1(x_1 - l) & x_1 - l \leq 0 \\ 0 & x_1 - l > 0 \end{cases}, \quad (8)$$

式中, $x_1 - l \leq 0$ 表示立方星分离弹簧具有压缩量,存在弹簧压力,立方星与舱门始终接触,故选取立方星及推板整体为研究对象; $x_1 - l > 0$ 表示立方星分离弹簧无压缩量,无弹簧压力,推板与立

式中:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ \frac{L}{2} + \mu \frac{h}{2} & \mu \frac{h}{2} - \left[\frac{L}{2} - r \tan \theta \right] \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(\sin \theta - \mu \cos \theta) \\ -\left[\frac{h}{2} (\cos \theta + \mu \sin \theta) + \frac{L}{2} (\mu \cos \theta - \sin \theta) \right] \end{bmatrix},$$

则星箭分离机构本体对卫星的支持力为:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{F}_1 \\ \mathbf{F}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \end{bmatrix} \mathbf{N} = \begin{bmatrix} c_1 \\ c_2 \end{bmatrix} \mathbf{N}. \quad (5)$$

由于滑动摩擦的存在,力 $\mathbf{F}_1, \mathbf{F}_2$ 引起的摩擦力阻碍立方星运动,与立方星运动方向相反,大小为:

$$f_1 = \mu |\mathbf{F}_1| + \mu |\mathbf{F}_2| = \mu \mathbf{N} (|c_1| + |c_2|). \quad (6)$$

基于立方星和舱门受力模型,建立了运动耦合动力学模型,用于研究立方星和舱门的运动耦合关系。

定义立方星移动位移为 s ;立方星移动速度为 \dot{s} ;舱门转动为角度 θ ;舱门转动角速度为 $\dot{\theta}$ 。选取状态变量: $x_1 = s, x_2 = \dot{s}, x_3 = \theta, x_4 = \dot{\theta}$ 。

根据牛顿第二定律和动量矩定理,列写立方星与舱门的运动耦合动力学方程,亦即状态方程:

方星分离,故只选取立方星为研究对象。

状态方程(7)中包含有未知内力 \mathbf{N} ,对立方星来说, \mathbf{N} 只可能是接触压力,需增加约束条件并分类讨论:当 $r \tan x_3 > x_1$ 时,立方星与舱门分离, $\mathbf{N} = 0$;当 $r \tan x_3 = x_1$ 时,立方星与舱门接触,接触力 $\mathbf{N} \neq 0$ 。

为求取立方星与舱门接触内力 \mathbf{N} ,增加相应的约束条件:

(a) 立方星与舱门接触位置约束方程:

$$r \tan x_3 = x_1. \quad (9)$$

(b) 对位置约束方程一阶求导得速度约束方程:

$$\frac{rx_4}{\cos^2 x_3} = x_2. \quad (10)$$

(c)对速度约束方程一阶求导得加速度约束方程:

$$r\dot{x}_4 = \dot{x}_2 \cos^2 x_3 - x_2 x_4 \sin 2x_3. \quad (11)$$

将状态方程(7)代入加速度约束方程(11),经解算得出接触力 N 表达式:

$$\left\{ \begin{aligned} N &= \frac{\frac{1}{(m_1+m_2)} F \cos^2 x_3 - x_2 x_4 \sin 2x_3 + \frac{r\mu F_3 r_1}{J}}{\left[\frac{r^2}{J \cos^2 x_3} + \frac{\cos x_3 + \mu \sin x_3 + \mu(|c_1| + |c_2|)}{m_1 + m_2} \right] \cos^2 x_3} & x_1 - l \leq 0 \\ N &= \frac{-x_2 x_4 \sin 2x_3 + \frac{r\mu F_3 r_1}{J}}{\left[\frac{r^2}{J \cos^2 x_3} + \frac{\cos x_3 + \mu \sin x_3 + \mu(|c_1| + |c_2|)}{m_2} \right] \cos^2 x_3} & x_1 - l > 0 \end{aligned} \right. \quad (12)$$

值得注意的是,公式(12)中,接触力 N 为数学计算值。若 $N \geq 0$, 计算值为实际有效值;若 $N < 0$, 其物理意义为舱门对立方星产生拉力,该计算值表明立方星位移大于舱门水平对应处位移,与实际不符,该时刻立方星与舱门已分离,故令 $N=0$ 。

4 仿真实证

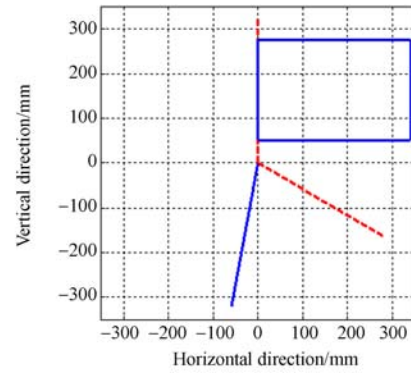
在 MATLAB 软件 Simulink 环境下进行了运动耦合系统的建模与仿真。针对所建立数学模型,采用如下参数进行仿真:舱门转动惯量 $J=0.04 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$;推板质量 $m_1=0.67 \text{ kg}$;立方星质量 $m_2=9.2 \text{ kg}$;舱门回转轴距立方星底面距离 $r=0.05 \text{ m}$;舱门转轴处半径 $r_1=0.015 \text{ m}$;立方星长度 $L=0.340 \text{ m}$;立方星高度 $h=0.228 \text{ m}$;立方星分离弹簧初始压缩量 $l=0.1 \text{ m}$;分离弹簧刚度 $k_1=1\ 620 \text{ N/m}$;弹簧销轴初始弹簧压力 $F_3=20 \text{ N}$;滑动摩擦系数 $\mu=0.12$,各状态变量初值均为 0。

仿真截止条件: $x_1 > 0.340$, 表示立方星位移大于其长度尺寸,即立方星与分离机构已完成分离。

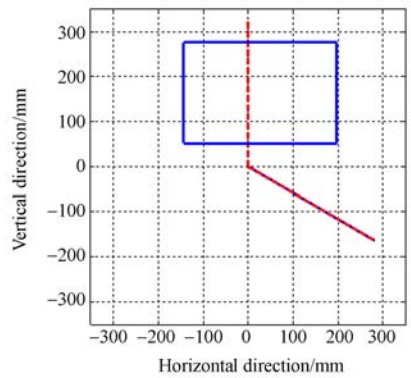
相应的仿真结果如图 3~图 8 所示。

图 3 中矩形实线表示立方星外形轮廓,直实线表示舱门轮廓,竖直虚线表示立方星初始位置,与竖直方向呈 120° ,虚线表示舱门限位锁定角度。图 3(a)为仿真截止时立方星与舱门位置,表明立方星与星箭分离机构完全分离时,舱门转动角度大于其限位角度;而舱门实际情况如图 3(b)所示,当立方星位移接近 200 mm 时,舱门已达到 120° ,通过弹簧销轴完成舱门的锁定。任意时刻

立方星位移与舱门转角关系如图 4 所示。



(a) 仿真结果
(a) Simulation result



(b) 实际结果
(b) Actual result

图 3 立方星与舱门相对位置

Fig. 3 Relative locations of CubeSat and door

图 5 所示为立方星位移与舱门接触力关系,可以看出,舱门转动较快,在立方星位移为 36.6 mm 时,立方星与舱门脱离接触,接触力 $N=0$,同时立方星所受的支持力和摩擦力也为零。立方星与舱

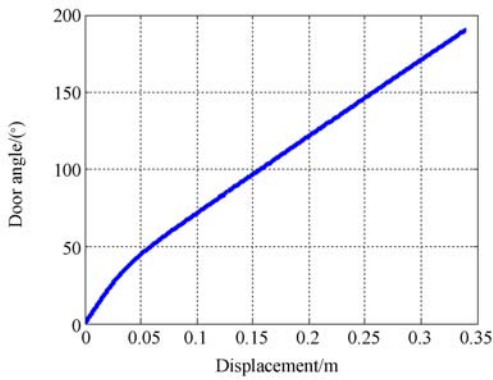


图 4 立方星位移与舱门转角关系

Fig. 4 Relationship between CubeSat displacement and door angle

门脱离接触时,立方星的弹射距离仅为总长度的 10%左右,对立方星分离时的姿态影响较小。

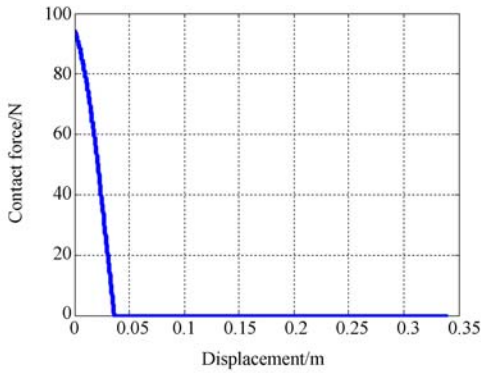


图 5 立方星位移与舱门接触力关系

Fig. 5 Relationship between CubeSat displacement and door contact force

图 6 所示为立方星位移与速度关系,图 7 所示为立方星位移与时间关系,立方星在 0.39 s 与

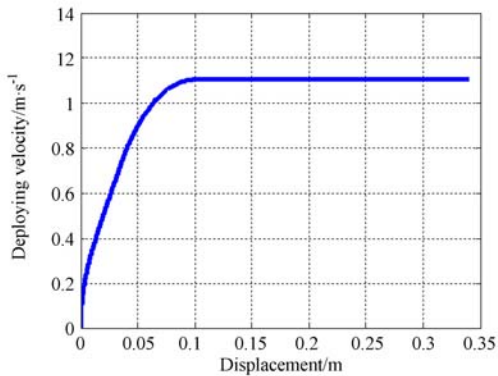


图 6 立方星位移与分离速度关系

Fig. 6 Relationship between CubeSat displacement and deploying velocity

星箭分离机构完全分离,分离速度为 1.1 m/s;若不考虑摩擦等因素,最大分离速度为 1.32 m/s,满足指标要求。

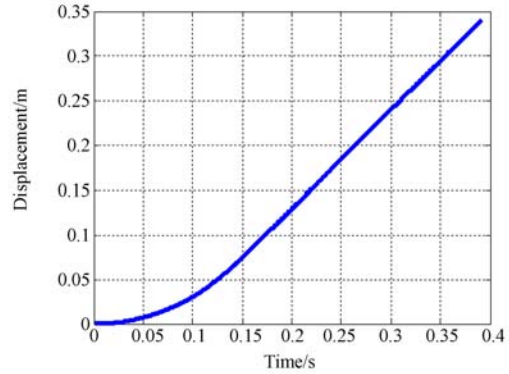


图 7 立方星位移与时间关系

Fig. 7 Relationship between CubeSat displacement and time

5 试验验证

5.1 地面试验

图 8 所示为“翱翔之星”立方星弹出瞬间,经过上百次地面试验,星箭分离机构均能实现立方星的可靠分离,分离过程中立方星与分离机构无干涉。图 9 所示为分离过程中立方星与舱门接触痕迹,与图 5 数学仿真结果一致:立方星推动舱门一起转动一段位移后,由于舱门转动较快,立方星与舱门分离,后续分离过程中立方星与分离机构无任何干涉。

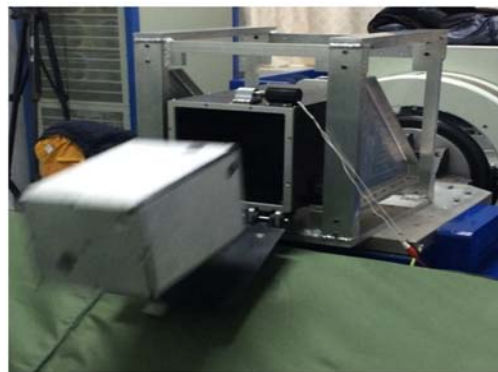


图 8 “翱翔之星”弹出瞬间

Fig. 8 Deployment moment of ‘Star of AoXiang’

测量卫星弹出后所做平抛运动的水平距离和竖直距离,粗略估算卫星的分离速度约为

1.02 m/s,满足指标要求。数学仿真分析中卫星的分离速度为1.1 m/s,产生偏差的原因为地面试验中,卫星受到重力的影响较大,卫星与分离机构导轨间的摩擦力增大。后续研究可通过高速摄像机精确测量卫星的分离速度和角速度。



图9 舱门与立方星接触痕迹

Fig. 9 Contacting trace between door and CubeSat

实验验证显示,“翱翔之星”星箭分离机构运动系统功能正常,未发生卫星与分离机构的干涉。验证实验完成后又进行了常值过载、振动、冲击等力学环境试验及热真空试验,结果均显示其能可靠分离,进一步验证了该星箭分离机构的可靠性。

另外,考虑发射过程中力学环境条件,本文还利用有限元软件分析了卫星结构力学特性和频率响应特性,进行了结构的轻量化、小型化设计,结果同时满足结构强度、刚度和基频等要求。为解决真空环境下运动部件冷焊的问题,实验选取不同的材料进行运动部件的匹配,并涂覆二硫化钼

进行润滑,减小了真空冷焊发生的可能性。

5.2 在轨分离试验

2016年6月25日,“翱翔之星”搭载长征七号火箭在海南文昌成功发射,按飞行时序,100 min后接收到星箭分离成功的遥测信号,立方星下传数据表明:三轴旋转角速度分别为X轴 $0.58(^{\circ})/s$,Y轴 $-1.09(^{\circ})/s$,Z轴 $1.78(^{\circ})/s$,均小于 $2(^{\circ})/s$;初始分离速度为1.08 m/s,与数学仿真中分离速度1.1 m/s的偏差为1.8%,满足指标要求,验证了所设计的立方星箭分离机构运动系统的正确性与可靠性。

6 结 论

本文提出了一种利用分离弹簧推动立方星打开舱门,并采用弹簧销轴完成舱门锁定的运动系统结构方案,该方案去掉了限位机构和舱门扭转弹簧,使结构更加简单可靠。仿真分析、地面试验与在轨试验显示:通过合理的参数选取,所设计的星箭分离机构可实现立方星的无干涉可靠分离。卫星下传数据表明:初始分离速度为1.08 m/s,三轴角速度均小于 $2(^{\circ})/s$,满足立方星初始分离速度和分离姿态要求,圆满地完成了“翱翔之星”立方星的星箭分离任务。

后续研究将在该模型的基础上增加导轨间隙、卫星质心偏移和弹簧推力偏斜等因素进行参数优化,并进一步考虑星箭分离机构的减重及结构优化,进而降低发射成本,完成标准化设计。

参考文献:

- [1] 廖文和.立方体卫星技术发展及其应用[J].南京航空航天大学学报,2015,47(6):792-797.
LIAO W H. A survey of CubeSat technology development and applications [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2015, 47(6): 792-797. (in Chinese)
- [2] SHIN Y, YOON S, SEO Y, *et al.*. Radiation effect for a CubeSat in slow transition from the Earth to the Moon [J]. *Advances in Space Research*, 2015, 55(7):1792-1798.
- [3] WOELLERT K, EHRENFREUND P, RICCO A J, *et al.*. CubeSats: cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations [J]. *Advances in Space Research*, 2011 (47): 663-684.
- [4] VENTURINI C, ABRAMOWITZ L, JOHANSEN J, *et al.*. CubeSat developmental programs-working with the community [C]. *AIAA SPACE 2009 Conference & Exposition, Pasadena, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc*, 2009.
- [5] 袁家军.卫星结构设计与分析[M].北京:中国宇航

- 出版社,2004.
- YUAN J J. *Design and Analysis of Satellite Structures* [M]. Beijing : China Astronautic Publishing House, 2004. (in Chinese)
- [6] LAN W, BROWN J, TOORIAN A, *et al.*. CubeSat development in education and into industry [R]. AIAA, 2006-7296. San Jose. California; AIAA, 2006.
- [7] MATUNAGA S, FUJIWARA K, MIYAMOTO K. Microgravity experiment and on-orbit demonstration of separation systems for Nano-satellites [C]. *Space Utilization Research: Proceedings of the Twenty-Third Space Utilization Symposium, Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency*, 2007: 117-120.
- [8] MIYAMOTO K, UI K, MIYASHITA N, *et al.*. Tokyo tech separation demonstration TSD as M-V rocket sub-payload for nanosatellite separation mechanism[C]. *The 56th International Astronautical Congress, IAF*, 2005: 2271-2277.
- [9] NASON I, PUIG-SUARI J, TWIGGS R. Development of a family of picosatellite deployers based on the cubesat standard[C]. *Proceedings of the IEEE Aerospace Conference, IEEE*, 2002: 1-457-1-464.
- [10] Willkommen bei der Astro- und Feinwerktechnik Adlershof GmbH. Single Pico-Satellite Launcher-SPL [EB/OL]. 2013. [http://www. Astrofein. com/astro-und-feinwerktechnik-adlershof/single-picosatellite-launcher. html](http://www.Astrofein.com/astro-und-feinwerktechnik-adlershof/single-picosatellite-launcher.html).
- [11] 秦朝焯, 褚福磊, 阎绍译. 包带连接特性及星-箭包带连接结构耦合动力学的研究进展[J]. *力学进展*, 2012, 42(4): 437-444.
- QIN Z Y, CHU F L, YAN S Z. Advances in study on joint behavior of clamp band and dynamics of spacecraft-launch vehicle-clamp band coupling system[J]. *Advances in Mechanics*, 2012, 42(4): 437-444. (in Chinese)
- [12] 谢长雄. 皮卫星星箭分离机构设计分析方法及关键技术研究[D]. 杭州:浙江大学,2014.
- XIE C X. *Research on design analysis method and key technologies of pico-satellite separation mechanism* [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2014. (in Chinese)
- [13] 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.
- HU X Z. *Research on design, analysis, and optimization of separation systems for small satellites* [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)
- [14] 谢长雄,徐月同,夏晨晖,等. 皮卫星及其星箭分离机构的热-结构耦合与间隙设计[J]. *光学精密工程*, 2014, 22(7): 1800-1807.
- XIE C X, XU Y T, XIA C H, *et al.*. Design of clearance fit between pico-satellite and its separation mechanism based on thermal structure coupling [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(7): 1800-1807. (in Chinese)
- [15] 吴昌聚,徐秀琴. 基于导轨结构的新型笼式皮卫星分离机构[J]. *浙江大学学报(工学版)*, 2014, 48(3): 548-554.
- WU C J, XU X Q. New cage style pico-satellite deployer based on sliding guide structure [J]. *Journal of Zhejiang University(Engineering science)*, 2014, 48(3): 548-554. (in Chinese)
- [16] 谢长雄,徐月同,傅建中,等. 皮卫星星箭分离机构运动系统设计[J]. *宇航学报*, 2014, 35(6): 626-632.
- XIE C X, XU Y T, FU J J, *et al.*. Kinematic system design of the pico-satellite separation mechanism [J]. *Journal of Astronautics*, 2014, 35(6): 626-632. (in Chinese)
- [17] 廖桥生,张祥金,包家倩. 立方卫星星箭分离装置的设计实现[J]. *导弹与航天运载技术*, 2015, 35(5): 20-24.
- LIAO Q S, ZHANG X J, BAO J J. Design and implementation of CubeSat and launch vehicle separation device [J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2015, 35(5): 20-24. (in Chinese)

- [18] HU X Z, CHEN X Q, TUO Z H, *et al.*. A simplified metric for formulating and assessing elastic launch dynamics [J]. *Acta Astronautica*, 2014, 102: 151-155.
- [19] 滕来,金仲和. 皮卫星分离参数优化[J]. 宇航学报, 2016,37(10): 1200-1206.
- TENG L, JIN Z H. Pico-satellite separation parameter optimization [J]. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(10): 1200-1206. (in Chinese)

通讯作者:

张俊龙(1988—),男,山西忻州人,博士,助理研究员,2009年,2013年于西北工业大学分别获得学士、博士学位,主要从事电动伺服系统及微小卫星总体结构的研究。E-mail: zhangjiaolong@nwpu.edu.cn

作者简介:

周 军(1966—),男,江苏常州人,教授,博士生导师,1988年、1990年、1993年于西北工业大学分别获得学士、硕士、博士学位,现任西北工业大学精确制导与控制研究所所长,陕西省微小卫星实验室主任,陕西省电动伺服系统工程研究中心主任,863专家,主要从事航天器控制与仿真技术、现代控制理论与应用、导弹精确制导与控制技术的研究。E-mail: zhounjun@nwpu.edu.cn