

文章编号 1004-924X(2014)07-1800-08

皮卫星及其星箭分离机构的热-结构耦合与间隙设计

谢长雄^{1,2*}, 徐月同¹, 夏晨晖¹, 陈子辰¹, 傅建中¹

(1. 浙江大学 机械工程学系, 浙江 杭州 310027; 2. 衢州学院 机械工程学院, 浙江 衢州 324000)

摘要:对皮卫星与星箭分离机构进行了热结构耦合分析,以便合理地设计皮卫星与导轨面间的配合间隙,确保皮卫星安全可靠分离。在充分考虑皮卫星发射过程中卫星、地球、太阳三者几何关系的基础上,计算了皮卫星及其星箭分离机构在卫星发射过程中所吸收的外热流;通过有限元分析求解了卫星发射过程中的温度场和热变形情况。基于上述工作,设计了皮卫星与导轨间的配合间隙。分析结果显示:受冷黑环境和传导热流影响,卫星与导轨背阴面变形较大,但皮卫星外壳和导轨面总体并未发生大的扭曲变形;在600 N和300 N预紧力作用下,皮卫星与导轨面间的配合间隙最大变化量分别为62.3 μm 和63 μm 。根据分析结果合理选择了配合公差。得到的结果表明:皮卫星及其星箭分离机构在高低温试验后能正常分离,在轨星箭分离姿态与仿真结果吻合,实验结果验证了卫星与导轨间配合间隙设计的合理性,可用于指导皮卫星星箭分离机构的结构设计和热控制设计。

关键词:皮卫星;星箭分离机构;热变形;热-结构耦合;间隙配合

中图分类号:V474 文献标识码:A doi:10.3788/OPE.20142207.1800

Design of clearance fit between pico-satellite and its separation mechanism based on thermal-structure coupling

XIE Chang-xiong^{1,2*}, XU Yue-tong¹, XIA Chen-hui¹, CHEN Zi-chen¹, FU Jian-zhong¹

(1. Department of Mechanical Engineering, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China;

2. College of Mechanical Engineering, Quzhou University, Quzhou 324000, China)

* Corresponding author, E-mail: xiechangxiong@zju.edu.cn

Abstract: The thermal-structure coupling for a pico-satellite and its separation mechanism was analyzed to guide a rational design of the fit clearance value between the satellite and guide rail and to ensure safe and reliable satellite separation. On the basis of the geometry relations of the satellite, the earth, and the sun in the process of launching, the internal and external heat flows absorbed by the pico-satellite and its separation mechanism were analyzed. The temperature field and thermal deformation in satellite launching were obtained by finite element analysis. The clearance fit value between the satellite and guide rail was designed on the basis of above analysis. The analysis results show that the maximum deformation occurs on the shady side because of the cold dark environment and conduction heat, and the pico-satellite shell and its guide rail surface are not distorted and deformed seriously. The amount of maximum deformation is 62.3 μm when the preload force is 600 N

收稿日期:2013-12-20;修订日期:2014-02-01.

基金项目:中国博士后科学基金资助项目(No. 20080431306);中国博士后科学基金特别资助项目(No. 20081458)

and that is $63\ \mu\text{m}$ when the preload force is 300 N. Based on above analysis results, the fit clearance was selected. These results demonstrate that the pico-satellite and its separation mechanism can separate normally under the high and low temperature tests. The on-orbit separation attitude is in agreement with simulation results well. All of these verify that the fit clearance between the satellite and its guide rail is reasonable and it can be used in the structural design and thermal control design of pico-satellite separation mechanisms.

Key words: pico-satellite; separation mechanism; thermal deformation; thermal-structural coupling; fit clearance

1 引言

随着微纳技术(Micro Nano Technology, MNT)和微电子机械系统(Micro-Electro-Mechanical System, MEMS)技术的发展,航天界在20世纪末出现了小卫星的研究热潮^[1]。皮卫星作为公斤级小卫星,常规的包带锁紧分离装置不能满足星箭分离的要求。为了缩短研制周期,减少设计成本,斯坦福大学与加州理工学院联合制订了立方星标准并设计研制了立方星星箭分离装置 P-POD^[2],随后又相继出现了 SPL^[3], RAFT^[4]等型号的皮星星箭分离装置。上述分离装置均采用导轨-间隙配合方式来实现星箭的连接与分离。国内学者针对筒式在轨二次分离的微小卫星进行了理论研究^[5-6],研究显示,不管是导轨-间隙配合方式还是筒式在轨二次分离问题,皮卫星与导轨间、二次分离的微小卫星与筒状体间均存在配合间隙的问题。

在发射过程中,结构在照射面和背阴面产生的截面温差将导致结构的热变形,引起卫星与导轨间配合间隙的变化,当配合间隙变大时在卫星发射过程中振动冲击载荷易增大,造成结构破坏;配合间隙变小会使星箭分离过程中发生卡涩现象,影响星箭正常分离。因此,间隙配合的设计直接关系到卫星任务的成败。著名的哈勃望远镜就曾因太阳能帆板连接处存在的间隙受昼夜温差的影响导致太阳能帆板的“卡死滑动”周期性运动而不能精确定位^[7]。

针对热变形和热应力问题,国内外学者进行了大量的相关研究。韩旭等利用 I-deas 软件计算了测绘相机在极端高温和低温两种工况下的温度

场,作为温度载荷施加给结构模型,得到了空间相机交会角的变化量^[8];吴小霞等为准确预算大口径 SiC 轻量化主镜镜面的温度变形,研究了不同热模式下 SiC 轻量化主镜镜面面型的定标和计算方法^[9];许杰等对卫星结构件常压热变形的数字摄影测量方法进行了研究^[10];Fang H F 等对 3 m 平面天线热结构变形进行了模拟,采用实体单元来模拟层合材料在辐射作用下的热变形^[11];Kosei Ishimura 等在对多绳悬挂的大型平面空间结构进行分析时发现:受热变形和姿态运动耦合的影响,系绳刚度变小,并出现松弛,滚动和偏航运动不稳定。在对连接方式改进后,变形得到了有效遏制^[12]。

本文以皮卫星及其星箭分离机构为研究对象,根据卫星发射轨道参数,计算了皮卫星及其星箭分离机构在卫星发射过程中所受到的内外热流,并以其为输入条件,采用有限元软件对模型进行热-结构模拟,计算卫星发射过程中皮卫星外壳与导轨面的温度场和热变形,以达到合理设计皮卫星与导轨配合间隙的目的。

2 皮卫星连接分离方式

皮卫星及其星箭分离机构的整体结构如图 1 所示。皮卫星为立方体形状,星箭分离机构整体为筒式对称结构,框架为星箭分离机构主体,框架中央为 4 条直线导轨,框架后端采用圆锥弹簧作为星箭分离储能原件,框架前端为舱门。

星箭发射入轨后,由运载提供分离信号,火工器切断钛杆实现舱门解锁,舱门在扭簧作用下打开,皮卫星在储能设备圆锥弹簧作用下沿直线导轨结构向外滑出。

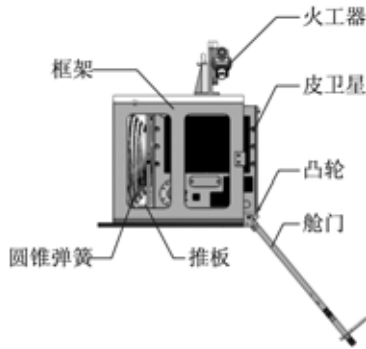


图 1 皮卫星及其星箭分离机构

Fig. 1 Picosatellite-1A and its separation mechanism

3 热-结构模型建立

对于皮卫星和星箭分离机构的任意微元,温度 T 可以表示为空间坐标和时间坐标的函数,即 $T(x, y, z, t)$ 。有内外热源的瞬态辐射-导热问题的微分方程为:

$$V \left[\lambda_x \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \lambda_y \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \lambda_z \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right] - g(m) \epsilon_k \sigma A (T_k^4 - T_{amb}^4) + A \sigma \sum_{n=1}^N \epsilon_n B_{kn} (T_n^4 - T_k^4) + Q_{ext} + Q_{int} = V \rho c \frac{\partial T}{\partial t}, \quad (1)$$

式中: v 为第 k 个微元体积; $\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z$ 为 x, y, z 方向的导热系数; ϵ_k 为第 k 个微元表面发射率; σ 为 Stefan-Boltzman 常数; T_k 为第 k 个微元温度; T_{amb} 为环境温度, $T_{amb} = 4 \text{ K}$; A 为第 k 个微元表面积; ϵ_n 为第 n 个微元表面发射率; B_{kn} 为第 k 个微元对第 n 个微元热辐射的吸收因子; T_n 为第 n 个微元温度; Q_{ext} 为外部环境对微元的辐射能; Q_{int} 为微元内热源生成热; ρ 为微元材料密度; c 为材料比热容; t 为瞬态时间。

$$g(m) = \begin{cases} 1, & \text{微元在卫星内部;} \\ 0, & \text{微元在卫星外部.} \end{cases}$$

因卫星和星箭分离机构主要由 LD10 锻铝材料加工而成,假定热膨胀过程中只产生线应变。则微元应力应变方程为:

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{D}(\boldsymbol{\varepsilon} - \Delta \boldsymbol{\varepsilon}), \quad (2)$$

式中: $\boldsymbol{\sigma}$ 为材料的应力矩阵; \mathbf{D} 为材料的弹性矩

阵; $\boldsymbol{\varepsilon}$ 为材料的应变矩阵; $\Delta \boldsymbol{\varepsilon}$ 为温度变化引起的温度应变。

对于三维问题,存在:

$$\Delta \boldsymbol{\varepsilon} = \lambda(T - T_0)(1 \ 1 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0)^T, \quad (3)$$

式中: λ 为材料的热膨胀系数; T_0 为结构的初始温度场; T 为整流罩抛离后结构的温度场。

4 内外热流分析

在卫星发射过程中,其姿态不断变化,假定火箭偏航角为 0,在明确卫星发射轨道参数的基础上,对皮卫星及其星箭分离机构在发射过程中所受太阳辐射、地球反照及红外辐射热流进行计算分析。

4.1 卫星发射轨道描述

卫星飞行过程中轨道高度、俯仰角、地心角随时间的关系如图 2 所示。

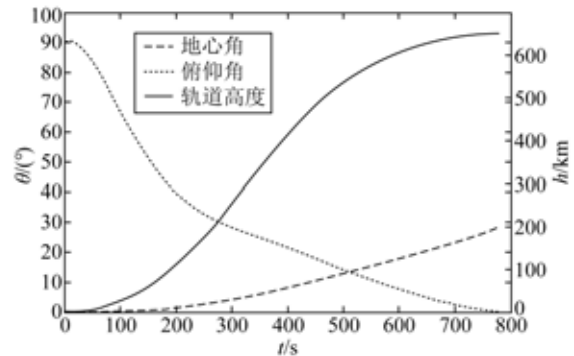


图 2 发射过程中卫星入轨飞行参数随时间关系

Fig. 2 Relationship between flight parameters and time during launching process

4.2 外热流分析

因 1# 星受火箭遮挡,各面所受外热流很小,受热不均产生的热变形量相应较小;选择 2# 星为研究对象。空间外热流包括太阳辐射、地球反照以及地球红外。皮卫星为正六面体结构,其坐标系如图 3 所示。以 +X 为火箭飞行方向,+Y 方向为 2# 星弹射分离方向,坐标系符合右手螺旋定理。在飞行过程中,火箭同时绕 OY 轴做俯仰运动。整个发射过程中,皮卫星均处于日照区。

4.2.1 太阳辐射外热流

皮卫星发射时太阳常数为 $S = 1\ 348 \text{ W/m}^2$,光照角为 $\beta = 20.5^\circ$ 。

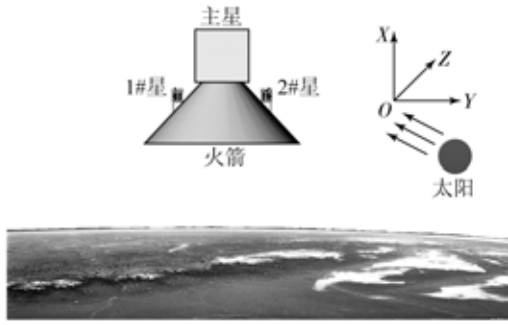


图 3 卫星坐标系定义

Fig. 3 Coordinate system definition of satellite

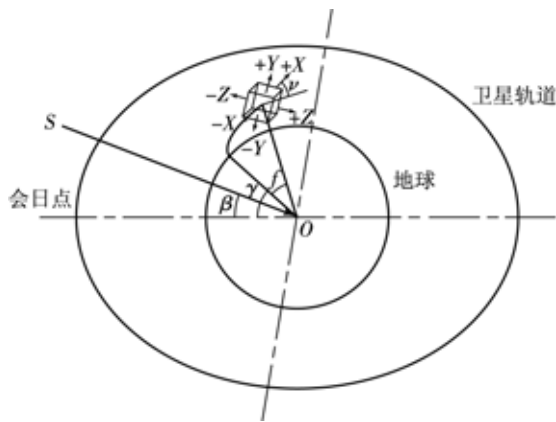


图 4 卫星各面与太阳光线关系

Fig. 4 Relationship between surfaces of satellite and sunlight

表 1 卫星表面的法线坐标及其与太阳光夹角

Tab. 1 Coordinate of surface normal of satellite and the angle between normal and sunshine

面	法线坐标(经度、纬度)	cos θ
+X	(π/2+γ+f-ν, 0)	-sin(γ+f-ν)cos β
-X	(γ+f-ν-π/2, 0)	sin(γ+f-ν)cos β
+Y	(0, π/2)	sin β
-Y	(0, -π/2)	-sin β
+Z	(γ+f-ν, 0)	-cos(γ+f-ν)cos β
-Z	(γ+f-ν-π, 0)	cos(γ+f-ν)cos β

太阳入射角与卫星各表面关系如图 4 所示, 利用三角余弦公式, 可以得到各面法线与太阳光线夹角 θ。计算公式为^[13]:

$$\cos \theta = \cos \delta \cos \beta \cos \varphi + \sin \delta \sin \beta, \quad (4)$$

式中(φ, δ)为卫星表面法线坐标^[12]。

各表面所接收的太阳辐射为:

$$q_1 = S \max(\cos \theta, 0). \quad (5)$$

因发射时刻黄赤交角接近于 0°, 卫星轨道倾角接近 90°, 故 γ 角可近似认为是卫星发射点纬度, f 为发射点与卫星间地心角, ν 为火箭飞行俯仰角。

卫星各表面法线坐标及其与太阳光线夹角如表 1 所示。

4.2.2 地球红外热流

卫星外表面受到的红外辐射外热流计算公式为^[14]:

$$q_3 = E_0 \varphi_3, \quad (6)$$

式中: E₀ 为地表红外热辐射密度, 地球平均反射率 ρ 按 0.35 计算, E₀ = $\frac{1-\rho}{4} S = 219 \text{ W/m}^2$; φ₃ 为地球红外角系数。

根据受照面方向不同, 地球红外角系数可分为以下 3 种情况:

$$(a) 0 \leq \psi \leq \arccos k.$$

$$\varphi_3 = k^2 \cos \psi. \quad (7)$$

$$(b) \arccos k < \psi < (\pi - \arccos k).$$

$$\varphi_3 = k^2 \cos \psi + \frac{1}{\pi} \left\{ \frac{\pi}{2} - (1 - k^2)^{1/2} (k^2 - \cos^2 \psi)^{1/2} - \arcsin \left[\frac{(1 - k^2)^{1/2}}{\sin \psi} \right] - k^2 \cos \psi \arccos \left[\frac{(1 - k^2)^{1/2}}{k \tan \psi} \right] \right\}. \quad (8)$$

$$(c) (\pi - \arccos k) \leq \psi \leq \pi.$$

$$\varphi_3 = 0, \quad (9)$$

其中: ψ 为卫星表面法线与卫星-地球连线的夹角; k = R_E / (R_E + h); R_E 为地球半径; h 为卫星轨道高度。

在火箭发射过程中, +X 面与卫星-地球连线夹角 φ_{+X} = π/2 + ν; -X 面与卫星-地球连线夹角 φ_{-X} = π/2 - ν; +Z 面与卫星-地球连线夹角 φ_{+Z} = ν; -Z 面与卫星-地球连线夹角 φ_{-Z} = π - ν; +Y 面、-Y 面与卫星-地球连线夹角 φ_{+Y} = φ_{-Y} = π/2。

4.2.3 地球反照热流

卫星所受地球反照热流计算公式为:

$$q_2 = \rho S \varphi_2, \quad (10)$$

其中: φ₂ 为地球反照角系数, 近似计算公式为:

$$\varphi_2 = \varphi_3 \cos \Phi. \quad (11)$$

卫星表面所受外热流为:

$$Q = (q_1 + q_2) \alpha A + q_3 \epsilon A, \quad (12)$$

式中： α 为卫星表面材料太阳能吸收率； ϵ 为卫星表面材料发射率； A 为卫星表面面积。

4.3 内热源分析

卫星内热源主要包括卫星内部元器件和安装在卫星壳体上的各种传感器的热耗，在发射过程中，皮卫星平均热耗 3.51 W。

5 热-结构耦合仿真分析

因能源和内部容积有限，皮卫星采用被动热控方案。为防止局部高温，保障卫星内部元器件正常工作，卫星外壳和内部元器件分别等温化设计，内部元器件与卫星外壳间通过绝热材料实现热隔离，卫星内部各表面黑色阳极氧化，卫星外表面除贴装太阳能电池片部分外，其余部分喷涂 S781 白漆。除了保留一定的散热面外，卫星内表面使用多层隔热组件与外界隔热。星箭分离机构表面本色阳极氧化。火箭表面为绝热层，不考虑皮卫星及其星箭分离机构与火箭间的热传导。材料的太阳能吸收率和发射率如表 2 所示。

表 2 材料的太阳吸收率和发射率

Tab. 2 Solar absorptivity and emissivity of materials

材料	α_s	ϵ
太阳能电池片	0.92	0.82
S781 白漆	0.17	0.88
本色阳极氧化涂层	0.14	0.12
黑色阳极氧化涂层	0.95	0.91

根据 M-B 分形接触热阻模型，结合面间接接触热导为：

$$h_c = \frac{1}{L_g} A_r^* \frac{2\lambda_1 \lambda_2}{\lambda_1 + \lambda_2}, \quad (13)$$

式中： λ_1 、 λ_2 分别为接触材料的热传导系数； L_g 为结合面间空隙厚度； A_r^* 为无量纲实际接触面积^[15]。

卫星及其星箭分离机构在发射过程中所受外热流如图 5 所示。

在热载荷和边界条件确定后，对皮卫星及其星箭分离机构进行热-结构耦合瞬态分析，时间为从整流罩分离时刻到星箭分离时刻止，整流罩分离时刻初始温度定为 20℃，分析结果如图 6 所示（彩图见期刊电子版）。

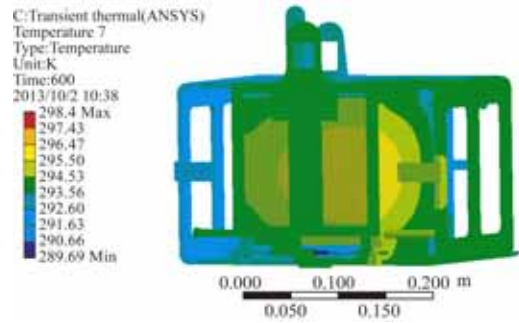


图 6 卫星及其星箭分离机构温度场分布

Fig. 6 Temperature distribution of ‘ZDPS-1A’ satellite and its separation mechanism

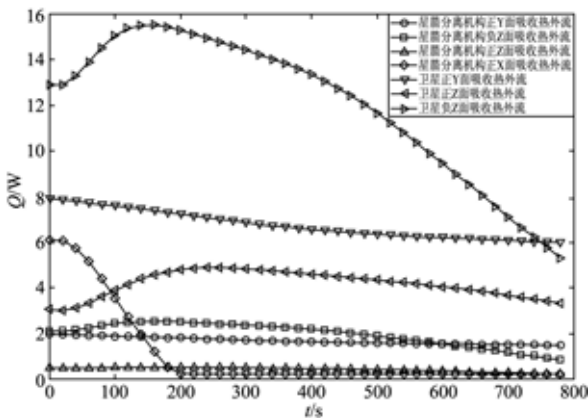


图 5 发射过程中卫星及其星箭分离机构所吸收外热流

Fig. 5 External heat flow absorbed by ‘ZDPS-1A’ satellite and its separation mechanism during its launch

太空中最大的外热源为太阳辐射热源，卫星太阳照射面温度较高，而背阴面温度较低。在整个发射过程中，卫星 -X 面为其与火箭的对接面，-Y 面背靠火箭，皮卫星及其星箭分离机构 -X 面和 -Y 面受火箭遮挡。+Z 面处于背阴面，故这三个表面温度相对较低；太阳受照面为 +Y 面和 -Z 面，星箭分离机构 +X 面在发射初期也受太阳辐射热流影响，这些表面的温度相对较高。受卫星内部热源影响，温度最高处在卫星内部。导轨与卫星接触面上导轨向内与卫星外壳向外最大变形点温度变化情况如图 7 所示。

导轨向内变形最大点发生在背阴面，受冷黑环境影响，背阴面物体开始温度下降较快，但因框架为一个整体，且锻铝 LD10 材料为热的优良导体，受传导热流影响，温度下降趋势减缓；卫星向外变形最大点发生在太阳照射面，前期因外热流

速度高于热传导速度,温度上升;后期受火箭飞行俯仰角变化影响,外热流减少,温度下降。

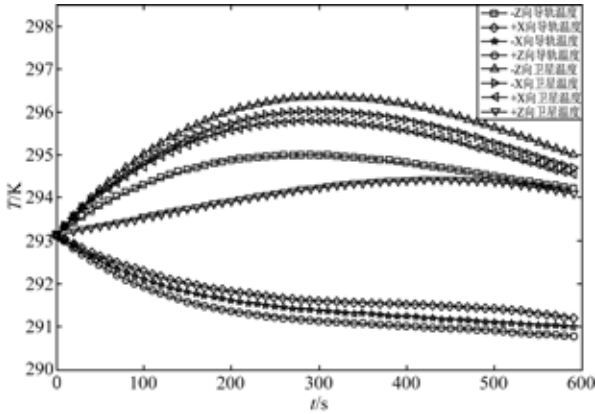


图 7 导轨与卫星外壳变形最大点温度变化值

Fig. 7 Temperatures of maximum deformation points on rails and satellite shell

因 X 方向有楔形块以预紧力把卫星压在下导轨上,卫星与下导轨间为紧密接触,舱门打开后,预紧力消失,可不考虑卫星与导轨间弹性形变。其它 3 个方向导轨向内和卫星向外变形最大点变形量随时间变化关系如图 8 所示。

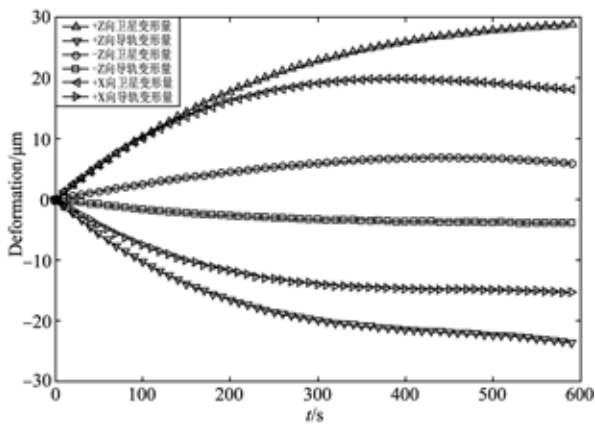


图 8 导轨与卫星外壳变形最大点变形量

Fig. 8 Deformation values of maximum deformation points on rails and satellite shell

在预紧力变化的情况下,卫星与导轨结合面间的接触热导也发生相应变化。根据文献[15],计算出结合面间空隙厚度 L_g 和无量纲实际接触面积 A_c^* ,代入式(13)可得出不同预紧力下结合面间接触热导。在不同预紧力下,分离时刻导轨

与卫星接触面上导轨向内与卫星外壳向外最大变形点温度变化值与变形量如表 3 所示。

表 3 不同预紧力下变形最大点温度变化值及变形量

Tab. 3 Temperature and deformation values of maximum deformation points under different preloads

表面	预紧力 P=600 N		预紧力 P=300 N	
	温度变化值/K	变形量/ μm	温度变化值/K	变形量/ μm
卫星+X面	294.5	18.1	294.6	18.3
导轨+X面	291.4	-15.4	291.2	-14.9
卫星-X面	294.7	—	294.8	—
导轨-X面	291.1	—	290.8	—
卫星+Z面	294.1	28.8	294.3	28.6
导轨+Z面	290.8	-23.7	290.5	-24.2
卫星-Z面	295	5.8	295.1	5.9
导轨-Z面	294.2	-4.0	294.2	-4.3

从表 3 可以看出,在两种不同预紧力下,卫星与导轨各个面温度与变形量变化不明显。在预紧力为 600 N 下,Z 方向导轨向内缩进变形量为 $-27.7 \mu\text{m}$,卫星外壳向外变形量为 $34.6 \mu\text{m}$;配合间隙变化量为 $62.3 \mu\text{m}$,X 方向配合间隙变化量为 $33.5 \mu\text{m}$ 。在预紧力 300 N 下,Z 方向导轨向内缩进变形量为 $-28.5 \mu\text{m}$,卫星外壳向外变形量为 $34.5 \mu\text{m}$;配合间隙变化量为 $63 \mu\text{m}$,X 方向配合间隙变化量为 $33.2 \mu\text{m}$ 。其原因为星箭分离机构单条导轨宽仅 5 mm,卫星与导轨面接触面积有限,受结合面接触热导影响相对较小。

从上述分析结果可以看出,受冷黑环境和传导热流影响,卫星与导轨背阴面变形较大,但皮卫星外壳和导轨面总体并未发生大的扭曲形变。为保证星箭成功分离,需选择合适的间隙值。在基于上述热-结构耦合分析结果的基础上,选择配合公差为 $150 \frac{A_c}{h_f}$,皮卫星与导轨间最小间隙为 0.52 mm,最大配合间隙为 0.6 mm。与美国 P-POD 立方星星箭分离机构和立方星间配合间隙 (0.6 mm) 相当。

6 试验验证

在 KM3 大型空间模拟器中对皮卫星及其星箭分离机构在 $-40\sim 50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 间进行了多次高低温循环试验,然后分别以最高温和最低温进行了多次分离试验,高低温试验涵盖了卫星发射时的温度变化区间。试验现场如图 9 所示,经过高低温循环试验后,皮卫星均能正常分离。

皮卫星成功发射后,采用行程开关获得舱门打开及星箭完全分离时间点,得到了星箭分离时间;通过自带陀螺仪得到皮卫星入轨初始姿态。对在轨试验结果与仿真分析结果进行对比发现,在轨星箭分离过程正常,分离试验结果与仿真结果基本一致,在空间环境影响下,导轨并未发生大的扭曲变形而产生卡涩现象。

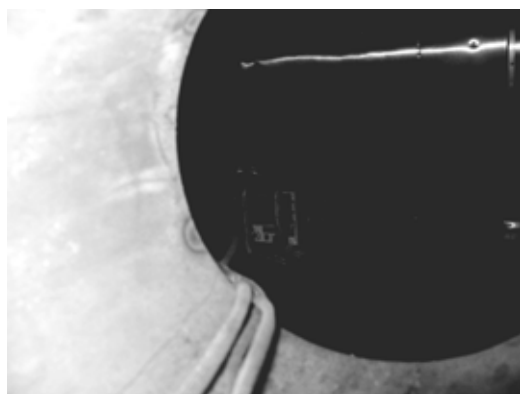


图 9 高低温分离试验现场

Fig. 9 Separation tests at high and low temperatures

参考文献:

- [1] 余文革,钟先信,李晓毅,等.皮卫星发展展望[J].压电与声光,2004,26(4):289-292.
YU W G,ZHONG X X,LI X Y, *et al.*. Prospects of pico-satellite development [J]. *Piezoelectrics and Acousto-optics*,2004,26(4):289-292. (in Chinese)
- [2] NASON I,PING-SUARI J,TWIGGS R. Development of a family of picosatellite deployers based on the cubesat standard[C]. *Proceedings of the 2002 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, Montana*,2002:9-16.

表 4 仿真结果与在轨分离试验结果对比

Tab. 4 Contrast of simulation results and on-orbit separation results

参数	仿真结果	试验结果
分离时间/s	0.249	0.25
分离速度/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	1.31	—
滚动角速率/($^{\circ}\cdot\text{s}^{-1}$)	-0.16	-0.18
俯仰角速率/($^{\circ}\cdot\text{s}^{-1}$)	-1.48	-1.6
偏航角速率/($^{\circ}\cdot\text{s}^{-1}$)	1.06	0.95

7 结论

本文通过确定火箭飞行过程中皮卫星与太阳、地球间的几何关系,计算了皮卫星及其星箭分离机构在火箭发射过程中所受的外热流。以其所受内外热流为输入条件,建立了皮卫星及其星箭分离机构热-结构仿真模型,并计算了在不同预紧力下皮卫星与导轨面的温度场和热变形情况,根据分析结果设计了皮卫星与导轨间的配合间隙值。分析结果显示:因皮卫星与导轨面间接触面积小,在不同预紧力下分析结果变化较小。在 600 N 预紧力作用下,配合间隙变化值为 $62.3\ \mu\text{m}$;在 300 N 预紧力作用下,配合间隙变化值为 $63\ \mu\text{m}$ 。根据分析结果选择配合公差为 $150\ \frac{A_r}{h_r}$ 。皮卫星及其星箭分离机构在经历高低温环境试验后分离正常;在轨分离结果与仿真结果基本一致,充分证明了皮卫星与导轨间配合间隙取值的合理性。本文的工作可用于指导皮卫星星箭分离机构的结构设计和热控制设计。

- [3] Astro- Und Feinwerktechnik Adlershof GmbH. Single Pico-Satellite Launcher-SPL[EB/OL]. <http://www.hellotrade.com/astro-und-feinwerktechnik-adlershof/single-pico-satellite-launcher.html>.
- [4] Mike Rupprecht. Air Force Military Affiliate Radio System (MARS) [EB/OL]. http://www.dk3wn.info/sat/afu/sat_marscom.shtml.
- [5] 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.
JIANG C,WANG ZH K,FAN L, *et al.*. Dynamics analysis of the constrained and centroid Biased on-

- orbit satellite separation [J]. *Flight Dynamics*, 2010, 28(1):76-79. (in Chinese)
- [6] 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[J]. *飞行力学*, 2012, 30(3): 258-262.
- SHEN X F, XIAO Y ZH, KANG ZH Y. Establishment and validation on dynamics simulation model of separation of eccentric sub-satellite[J]. *Flight Dynamics*, 2012, 30(3): 258-262. (in Chinese)
- [7] 黄本诚,童靖宇. 空间环境工程学[M]北京: 中国科学技术出版社, 2010.
- HUANG B CH, TONG J Y. *Space Environment Engineering* [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2010. (in Chinese)
- [8] 韩旭,马军,王忠素,等. 测绘相机在轨空间交会角变化的计算[J]. *光学精密工程*, 2011, 19(12): 2862-2869.
- HAN X, MA J, WANG ZH S, *et al.*. Calculation of change of space intersection angle for mapping camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(12): 2862-2869. (in Chinese)
- [9] 吴小霞,等. 大口径 SiC 轻量化主镜热变形得定标[J]. *光学精密工程*, 2012, 20(6): 1243-1249.
- WU X X, *et al.*. Calibration of thermal distortion for large aperture SiC lightweight mirror[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(6): 1243-1249. (in Chinese)
- [10] 许杰,蒋山平,杨林华,等. 卫星结构件常压热变形的数字摄影测量[J]. *光学精密工程*, 2012, 20(12): 2667-2673.
- XU J, JIANG SH P, YANG L H, *et al.*. Digital photogrammetry for thermal deformation of satellite structures in normal environment [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(12): 2667-2673. (in Chinese)
- [11] FANG H F, LOU M, HUANG J, *et al.*. Thermal distortion analysis of a three-meter inflatable reflect array antenna [C]. *AIAA Paper 2003-1650, American Institute of Aeronautics and Astronautics, New York*, 2003.
- [12] ISHIMURA K, HIGUCHI K. Coupling between structural deformation and attitude motion of large planar space structures suspended by multi-tethers [J]. *Acta Astronautica*, 2007, 60(8): 691-710.
- [13] 徐向华,程雪涛,梁新刚. 圆形太阳同步轨道卫星的空间热环境分析[J]. *宇航学报*, 2012, 33(3): 399-404.
- XU X H, CHENG X T, LIANG X G. Analysis on space thermal environment for circular sun · synchronous orbit [J]. *Journal of Astronautics*, 2012, 33(3): 399-404. (in Chinese)
- [14] 闵桂荣. 卫星热控制技术[M]. 北京: 宇航出版社, 1991.
- MIN G R. *Satellite Thermal Control Technology* [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1991. (in Chinese)
- [15] XU M, JIANG S Y. An improved thermal model for machine tool bearings [J]. *International Journal of Machine Tools & Manufacturing*, 2007, 47: 53-62.

作者简介:



谢长雄(1978—),男,湖南湘乡人,博士研究生,2001年于东北石油大学获得学士学位,主要从事航天器结构优化设计方面的研究。E-mail: xiechangxiong@zju.edu.cn

导师简介:



傅建中(1968—),男,浙江衢州人,教授,博士生导师,1990年、1992年、1996年于浙江大学分别获得学士、硕士、博士学位。主要从事精细加工、精密机械、智能机床、数控技术等方面的研究。E-mail: fjz@zju.edu.cn

(版权所有 未经许可 不得转载)