

文章编号 1004-924X(2017)04-0979-08

微小卫星太阳帆板压紧释放机构的设计

宣明^{1,3}, 张道威^{1,2*}, 谷松^{1,3}, 杨林^{1,3}, 程龙^{1,2}

(1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;
2. 中国科学院大学, 北京 100039; 3. 长光卫星技术有限公司, 吉林 长春 130033)

摘要:为实现某型号微小卫星太阳帆板的压紧释放,研制了一种小型熔线式压紧释放机构。首先,设计了可测量预紧力的压紧机构,得到扭矩与预紧力的 2 倍关系,给出了预紧力的确定方法。然后,根据绳索特点,设计了具有电阻调节功能的解锁机构,增强了对电源的适应能力,满足了微小卫星快速模块化布局。最后,进行了熔断特性实验与熔断参数设计,得到熔断时间与电流的函数关系,确定了该型号卫星解锁的熔断功率为 6.25 W,熔断时间为 (6 ± 1) s。开展了实验室环境与真空环境下的可靠性验证实验,结果表明:所设计的压紧释放机构工作可靠,适用于微小卫星展开机构,且具有较好的通用性与扩展性。该项研究对微小卫星太阳帆板压紧释放装置设计和空间展开机构设计具有指导意义。

关键词:微小卫星;太阳帆板;压紧释放机构;预紧力

中图分类号:V423.44 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20172504.0979

Design of hold-down and release mechanism for solar panel of micro-satellite

XUAN Ming^{1,3}, ZHANG Dao-wei^{1,2*}, GU Song^{1,3}, YANG Lin^{1,3}, CHENG Long^{1,2}

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*
2. *University of Chinese Academy Sciences, Beijing 100039, China;*
3. *Chang Guang Satellite Technology Ltd., Co., Changchun 130033, China*)
** Corresponding author, E-mail: 877061527@qq.com*

Abstract: To achieve the hold-down and release for a solar panel of micro-satellites, a small-scale fuse holding-down and release mechanism was developed. Firstly, the hold-down mechanism for measuring pretightening force was designed to acquire the twice relationship between torque and pretightening force and a determination method of pretightening force was given. Then, according to the features of rope, the unlocked mechanism with resistance regulatory function was designed to improve the adaptive capacity of power supply and to meet the requirements of rapid modularization layout of micro-satellites. Finally, a fusing characteristic experiment and the fusing parameters for the mechanism were designed to obtain the function relationship between fusing time and currents. It shows that the unlocked fusing power of this mechanism for micro-satellites is 6.25 W, the fusing time is (6 ± 1) s. The

收稿日期:2016-04-20;修订日期:2016-08-15.

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 41501383)

reliability demonstration experiment was also carried out under the environments of laboratory and vacuum. The results show that the hold-down and release mechanism designed is suitable for the unfolding mechanism of micro-satellites, which is reliable work and has better universality and expansibility. It offers a certain guiding significance for design of hold-down and release devices and spatial deployable mechanisms for solar panels of micro-satellites.

Key words: micro-satellite; solar panel; hold-down and release mechanism; pretightening force

1 引言

微小卫星的能源一般由太阳帆板提供。受发射等的限制,太阳帆板在发射阶段处于折叠收拢状态,在星箭分离后展开成平面状并锁定。压紧释放装置在发射阶段将帆板折叠固定在星体上,实现帆板的高刚度连接,保证帆板等附件可以承受冲击、振动和过载等复杂环境而不被破坏^[1-4]。星箭分离后,释放装置完成帆板的解锁,实现帆板展开^[5]。传统大卫星的压紧释放装置常采用火工品^[4-6],附加火工品后的转接件整体尺寸大、质量大且释放时会产生较大的冲击,因此传统大卫星的相关压紧释放技术无法直接用在对包络、能源和冲击要求较高的微小卫星上。

针对火工品的冲击问题,出现了热刀式压紧释放装置^[7,8]。该装置为一次性动作组件,通过绳索将帆板牢固地压紧在卫星本体上,入轨后热刀通电,加电后的热刀产生高温,进而将绳索熔化(或碳化)断裂实现解锁。热刀式装置承载力大、结构复杂、尺寸大且耗电量大,并不适用于微小卫星。近年来,与热刀式原理相同的电阻丝熔线式解锁机构广泛应用于微小卫星展开机构中^[9],美国海军研究实验室 Adam^[10]等人开发了一种适用于 CubeSat 太阳帆板的熔线式压紧释放装置,压紧绳索采用高耐磨性、低蠕变的纤维编织而成,加热电阻为镍铬合金丝,能在 2.4~7.2 s 内熔断绳索,并已在立方体卫星实验项目完成在轨验证。Patrick^[11]等人采用与 Adam 相同的原理,设计了采用大力马线的压紧释放装置,并应用在实验卫星(CUTE-1)的天线上。

总体来说,电阻丝熔线机构具有结构简单、尺寸小、质量轻和功耗低的优点,适合在微小卫星上使用。但国内外对微小卫星帆板压紧机构设计中的绳索拉力及预紧力加载的分析研究较少,同时所设计的电阻丝熔线解锁机构通用性及扩展能力

差,较难满足现代微小卫星的快速整星模块化布局与设计的要求。本文针对某型号微小卫星,设计了可测量预紧力的帆板压紧机构,给出了绳索拉力的确定方法及预紧力加载的经验公式,同时设计了可扩展通用型的电阻丝熔线解锁机构,获得了熔断时间与电流的特性关系,可为熔断机构的设计提供参考,实验结果也证明了压紧释放机构设计的可靠性与可行性。

2 系统要求及工作原理

2.1 系统要求

发射过程中的随机振动和正弦振动是导致结构破坏的主要因素,因此结构设计必须满足振动条件。在发射阶段,压紧释放机构需保证帆板在发射环境下的结构完整性,因此预紧力加载是压紧设计的关键点。入轨后,通过发送指令来实现解锁功能,解除对帆板的约束,此时解锁的可靠性设计是释放设计的关键点。本文采用加热电阻丝冗余设计,避免了单根电阻丝失效的情况,提高了解锁的可靠性。

图 1 所示为微小卫星帆板安装图,帆板压紧点距离星体表面 28 mm,压紧释放机构安装在 65 mm × 65 mm × 50 mm 的虚线区域,总重量不超过 150 g,电阻熔断电路功率小于 20 W,工作时间少于 20 s。

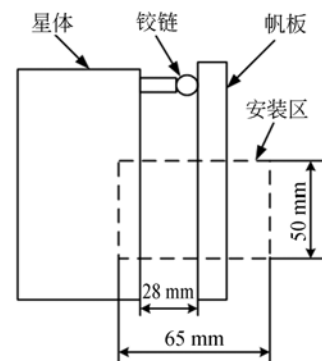


图 1 帆板安装图

Fig. 1 Installation of solar panels

2.2 工作原理

熔线式压紧释放机构包括电源、控制器、解锁机构和压紧机构等,其基本原理^[9]如图 2 所示。压紧机构一端连接星体,另一端固连帆板,预紧绳索将帆板压紧;电阻丝为解锁机构的一部分,与绳索相互接触,解锁机构工作时,电阻丝通电使其温度升高,达到一定温度时将绳索熔断解锁。

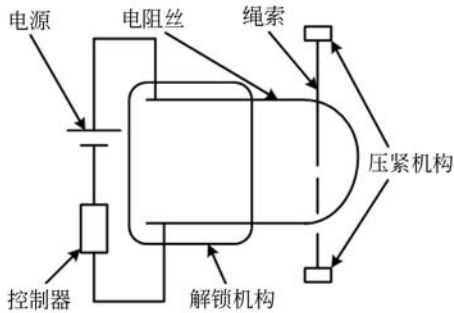


图 2 压紧释放机构基本原理图

Fig. 2 Principle of hold-down and release mechanism

3 压紧释放机构设计

3.1 总体结构设计

根据安装位置的尺寸约束条件,确定机构安装在星体外侧;参考所选用的电阻丝、绳索拉紧和连接方式,设计了压紧释放机构,包括压紧机构与通用可调型电阻丝熔线解锁机构。

压紧释放机构的整体设计如图 3 所示。机构安装时,首先将绳索穿过底座穿线孔及熔断器电阻丝,再将底座和解锁机构同时安装在星体上;随后将绳索依次穿过帆板埋件、预紧螺母、预紧螺

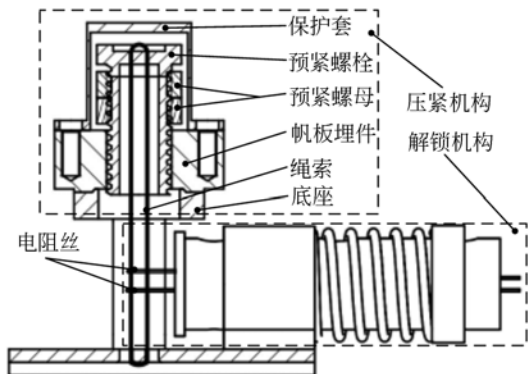


图 3 压紧释放机构

Fig. 3 Hold-down and release mechanism

栓,并在预紧螺栓的穿线孔处将绳索系紧;再通过力矩扳手对预紧螺母进行扭矩加载,进而实现绳索的预紧;接着利用绳索将帆板埋件和底座固连,最后安装保护套,调节解锁机构使电阻丝与绳索接触。压紧释放机构结构紧凑合理,安装方便,预紧力易加载。电阻丝采用两路冗余设计,以降低电阻丝损坏的释放风险,提高解锁可靠性。除去帆板埋件,结构内部包络尺寸为 28 mm×40 mm×70 mm,整体重量为 120 g,满足系统包络与质量要求。

3.2 压紧机构设计

3.2.1 压紧机构接口设计

压紧机构接口用于实现压紧释放机构与星体和帆板的接口连接,如图 4 所示,包括星体安装孔、帆板压紧对接面、穿线孔和凸台,其材料选择航天结构件上常用的硬铝 2A12。在对接面设计凸台,凸台具有帆板定位功能,同时可保证绳索不承受附加拉力,简化绳索受力状态,提高拉紧可靠性。

3.2.2 绳索拉紧设计

由于采用绳索拉紧,不易加载预紧力,本文设计了带穿线孔的预紧螺栓和螺母来实现预紧力加载,由于压紧机构能获得预紧力的大小,故可避免不合理加载。

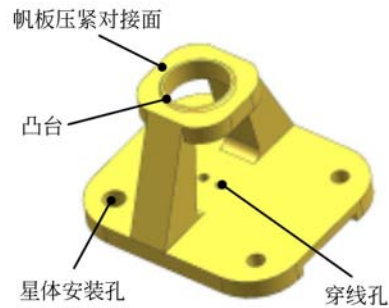


图 4 压紧机构接口

Fig. 4 Interface of hold-down mechanism

帆板埋件与帆板固连,压紧埋件则实现帆板压紧,通过给预紧螺母施加扭矩实现绳索拉紧,进而将帆板压紧,图 5 为压紧机构的预紧原理图。

预紧力加载时,固定螺栓头,在螺母处附加扭矩,其扭矩与绳索拉紧力关系为:

$$T = \frac{d_2}{2} F \tan(\gamma + \rho) + \mu Fr = KFd, \quad (1)$$

式中: d_2 为螺纹中径; γ 为螺纹升角; ρ 为螺纹当量摩擦角; μ 为螺母与预紧面摩擦系数; r 为预紧

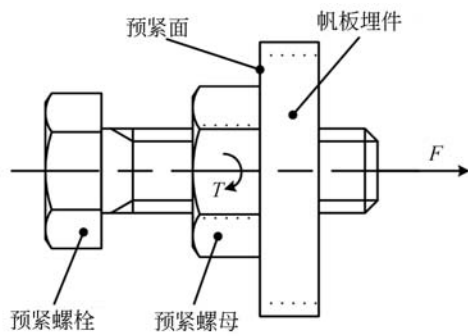


图 5 预紧力加载

Fig. 5 Preloading of pretightening force

面摩擦半径; K 为拧紧力矩系数, 取值为 $0.1 \sim 0.3$; d 为螺纹公称直径, 实际机构中 $d=10$ mm; T 的单位为 $\text{N} \cdot \text{mm}$, F 的单位为 N 。

由于实测的值离散性大^[12], 工程中常取经验值进行计算, 即:

$$K=0.2, \quad (2)$$

将 K 带入式(1)得扭矩 T 与拉紧力 F 为:

$$T=2F. \quad (3)$$

不同帆板所需预紧力不同, 加载时可参考式(3), 若需更准确的预紧力与扭矩对应关系, 可通过实验进行确定, 具体操作步骤为: 使用测力计代替 F , 测量预紧螺母刚好发生转动时的扭矩, 即为预紧力 F 对应的加载扭矩 T 。

3.2.3 拉紧绳索设计

绳索用于帆板和星体的连接, 因此绳索必须具有足够的强度以保证卫星发射阶段帆板的可靠压紧。受微小卫星上能源的限制, 拉紧绳索常用三种材料: 一种是尼龙线(聚酰胺纤维), 其熔断温度约为 200 $^{\circ}\text{C}$, 耐磨性好, 弹性模量较小, 适合 1U 微纳卫星; 一种是大力马线(Dyneema), 其熔断温度约为 150 $^{\circ}\text{C}$, 耐磨性好, 是目前世界上强度最高的纤维之一; 另一种是 Vectran 纤维编织绳, 具有高耐磨和低蠕变的特性, 其熔断温度高达 300 $^{\circ}\text{C}$, 较适合质量较大的展开机构。这里涉及的型号微小卫星帆板质量 $m=0.2$ kg, 考虑大力马线的熔点最低, 熔断所需能源少, 同时综合国内外帆板拉紧绳索选择经验, 确定选用大力马线绳索。

由于大力马线为编织绳形式, 丝线间存在间隙, 故所承受的最大拉力与直径不存在严格的线性关系。使用绳索时, 需测量最大拉力作为设计值。实测得到直径 $d=0.50$ mm、 $d=0.75$ mm 和 $d=1.00$ mm 的大力马线可承受最大拉力分别为

190 N、400 N 和 685 N。

由整星分析结果知帆板的最大响应加速度为 $\alpha=15g$, 考虑铰链与压紧点对称布置, 则帆板压紧所需最小预紧拉力为:

$$F_{\min} = \frac{m}{2} \alpha = 15 \text{ N}. \quad (4)$$

取安全系数为 2, 可得帆板预紧力为 30 N。

综合绳索实测数据与帆板所需预紧力, 选用 0.5 mm 大力马线可满足使用要求。

3.3 电阻丝熔线解锁机构

电阻丝熔线解锁机构的工作原理已在 2.2 节详细论述, 电阻丝选用镍铬合金丝, 其直径为 0.4 mm, 具有足够强度及较好的高低温特性。整体结构设计如图 6 所示, 主要包括滑轨、滑块、弹簧、接线端、电阻丝和调节螺母等。

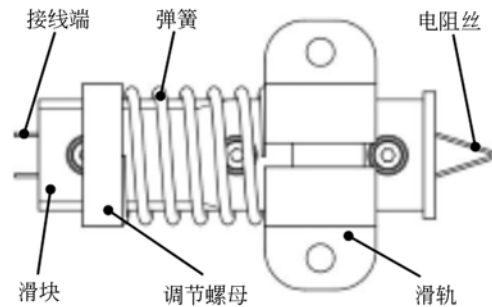


图 6 解锁机构

Fig. 6 Design of release mechanism

解锁机构中的弹簧保证电阻丝与绳索接触, 调节螺母可实现 $0 \sim 30$ N 的绳索接触力, 滑块组件重量为 0.065 kg, 可得沿滑块运动方向承受的最大加速度响应为 $46g$ 。

滑块中的电阻丝排布在带沟槽的聚酰亚胺绝缘板上, 通过控制电阻丝走向, 可实现电阻丝电阻在 $0.2 \sim 3$ Ω 调节, 提高了该机构的电源适应能力。该机构功能集成, 具有较好的通用性和扩展性, 可满足微小卫星的快速整星模块化布局, 且可应用于微小卫星的其他解锁^[13]释放机构中。

4 实验及结果分析

4.1 熔断特性分析

微小卫星的能源有限, 选择合适承载力的绳索以及控制合理的通电加热时间, 可降低整星能源消耗, 提高能源利用率, 保证帆板在规定时间内

解锁。

绳索熔断实验的电阻丝设计为 $1\ \Omega$, 电流可在 $0\sim 3\text{A}$ 调节, 对 3 种直径的大力马线进行了实验室环境下的熔断特性测量实验, 预紧力为 30N , 静置 1h 后进行熔断解锁, 测得的熔断特性曲线如图 7、图 8 和图 9 所示。

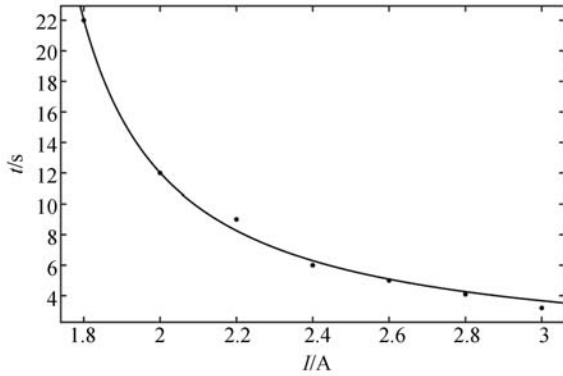


图 7 0.50 mm 熔断特性

Fig. 7 Characteristic curve of fusing for 0.50 mm

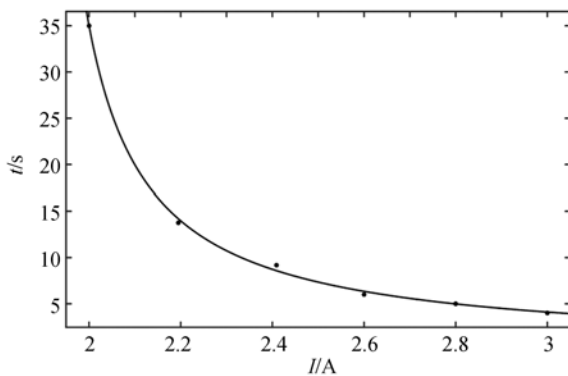


图 8 0.75 mm 熔断特性

Fig. 8 Characteristic curve of fusing for 0.75 mm

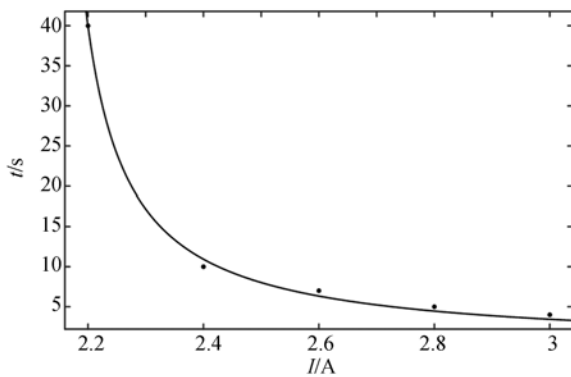


图 9 1.00 mm 熔断特性

Fig. 9 Characteristic curve of fusing for 1.00 mm

由实验结果可知电阻丝确定时, 电流 I 越大, 温度升高越迅速, 熔断释放时间 t 越短。 $d=0.50, 0.75$ 和 1.00mm 的大力马线分别在电流达到 $1.8, 2.0$ 和 2.2A 时开始熔断; 且大力马线越粗初始熔断电流越大, 初始下降斜率也越大; 在达到 2.3A 之后, 熔断时间随电流增加近似线性下降; 逐渐增加熔断电流, 其熔断时间差逐渐减小; 说明了电流越小, 系统散热占总热量比例大; 电流越大, 电阻丝短时产热远远大于大力马线短时传导散热和空气散热的能量, 系统散热占比小。

根据实验数据进行拟合, 得到 $0\sim 3\text{A}$ 电流 I 与熔断时间 t 满足关系:

$$\begin{cases} t_{0.50} = \frac{5.29}{I-1.56}, \\ t_{0.75} = \frac{4.65}{I-1.97}, \\ t_{1.00} = \frac{3.01}{I-2.12}, \end{cases} \quad (5)$$

由公式(5)知, 实验室环境下的绳索熔断时间与电流存在倒数关系, 为:

$$t = \frac{a}{I-b}, \quad (6)$$

式(6)中, a, b 为与绳索、电阻丝及电阻丝支撑机构相关的常量, 式(6)可作为电流设计的参考。

4.2 熔断电路设计分析

由熔断曲线知, 电流越大熔断越快, 对卫星能源要求也越高; 熔断电流太小, 通电时间过长, 既消耗过多能源, 又降低了解锁可靠性。因此, 合理的通电时间可实现低能耗高可靠的解锁。

该型号卫星采用直径 $d=0.50\text{mm}$ 的大力马线, 在电流 $I=1.8\text{A}$ 时, 通电 $t=22.4\text{s}$ 可实现熔断。为保证快速熔断, 提高熔断的可靠性, 取安全因子为 $C=1.8$, 可得熔断电阻丝功率为:

$$P = CI^2R = 5.832\text{W}. \quad (7)$$

此时电流为 2.415A , 取 2.5A 得到熔断电路的主要设计参数如表 1 所示。当要求更短的展开时间时, 可提高熔断电流满足设计条件, 但此时应严格注意通电时长, 防止烧坏电阻丝及绝缘板。

表 1 电路主要参数

Tab. 1 Detailed parameters of circuit

电阻丝电压/V	电阻/ Ω	电流/A	功率/W	电阻丝直径/mm	电阻丝长度/mm	通电时间/s
2.5	1	2.5	6.25	0.4	105	6

4.3 可靠性验证实验

针对航天机构必需的可靠性验证^[14,15]实验,本文使用机构样机进行了实验室环境的帆板展开实验,包括解锁机构、压紧机构和展开铰链等,如图 10 所示,所用仪器包括可调电源,计时器和力矩扳手。

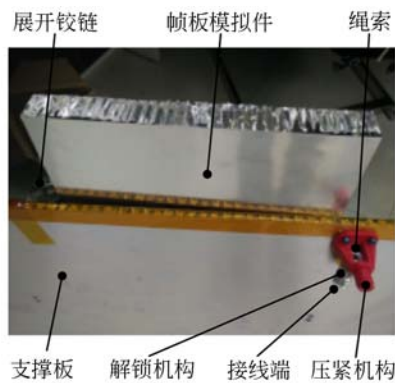


图 10 实验验证

Fig. 10 Experimental verification

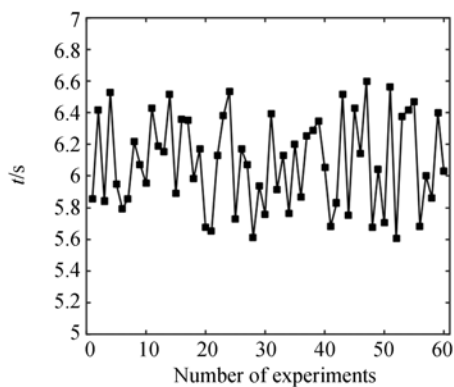


图 11 实验结果

Fig. 11 Experimental results

实验中大力马线直径为 0.5 mm,预紧力为 30 N,绳索接触力为 20 N,预紧力加载 30 min 后再通电,通电电流为 (2.5 ± 0.1) A,用计时器记录通电时间,通电超过 10 s 未熔断则停止通电。

60 次释放实验的实验结果如图 11 所示,由图知,帆板全部成功展开,解锁时间为 (6 ± 1) s,验证了实验室环境下机构的解锁可靠性。

由于实际机构工作是在真空环境中,为此进行了 5 组真空解锁实验,实验真空度优于 1.3×10^{-3} Pa,实验温度为 $-70 \sim 110$ °C,在 -60 °C、 -30 °C、 0 °C、 50 °C 和 100 °C 时分别通电解锁,通过玻璃窗口记录解锁时间,记录结果列于表 2。表 2 显示,机构全部在设计时间内解锁成功。由于真空实验周期长且部件数目有限,将在后期进行实验以获得解锁时间的离散特性。

表 2 真空实验结果

Tab. 2 Vacuum experimental results

温度/ $^{\circ}\text{C}$	时间/s
-60	6.9
-30	6.4
0	5.8
50	6.0
100	5.4

5 结 论

本文研制了小型熔线式压紧释放机构,包括压紧机构与解锁机构。所设计的压紧机构具有可测量预紧力的加载机构,并给出了加载的经验公式;设计的熔线解锁机构具有电阻调节功能,降低了对卫星电源系统的要求,具有较好的扩展性与通用性,可满足微小卫星快速模块化布局。研究了熔断时间与电流的关系,得到了熔断的倒数熔断规律,并针对该型号卫星帆板确定了解锁的熔断功率为 6.25 W,熔断时间为 (6 ± 1) s。在实验

室环境与真空环境下进行了可靠性验证实验。实验结果表明:所设计的压紧释放机构适用于微小卫星展开机构,具有较好的通用性、扩展性和可靠性,该机构也可应用于地面试验,具有集成度高和

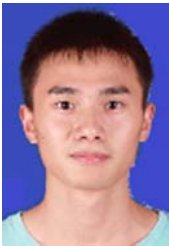
安装方便的优点。得到的熔断规律与设计的解锁机构对微小卫星帆板压紧释放装置设计和空间展开机构设计具有一定的指导意义。

参考文献:

- [1] 张雷. 航天器分步展开式太阳翼设计与研究[D]. 上海:上海交通大学, 2012.
ZHANG L. *Study on solar array wing of spacecraft with deployment by step* [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2012. (in Chinese)
- [2] 金光, 谢晓光, 谷松, 等. 卫星太阳帆板展开的动力学仿真分析与应用[J]. 光学精密工程, 2014, 22(3):745-753.
JIN G, XIE X G, GU S, et al.. Dynamic simulation and application of deployable mechanism of satellite solar panels[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(3):745-753. (in Chinese)
- [3] 孙家栋. 卫星结构设计与分析(下)[M]. 北京:中国宇航出版社, 2004.
SUN J D. *Design and Analysis of Satellite Structure* [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2004. (in Chinese)
- [4] 徐福祥. 卫星工程概论[M]. 北京:中国宇航出版社, 2003.
XU F X. *Introduction of Satellite Engineering* [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2003. (in Chinese)
- [5] 陈烈民. 航天器结构与机构[M]. 北京:中国科学技术出版社, 2005.
CHEN L M. *Spacecraft Structure and Mechanism* [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2005. (in Chinese)
- [6] 王书新, 李景林, 齐光, 等. 空间相机用爆炸螺栓防护装置[J]. 光学精密工程, 2014, 22(12): 3318-3323.
WANG S X, LI J X, QI G, et al.. Protecting device for explosive bolt in space camera[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(12): 3318-3323. (in Chinese)
- [7] STEWART A C, HAIR J H. Intricacies of using Kevlar cord and thermal Knives in a deployable release system: issues and solutions[C]. *Proceedings of the 36th Aerospace Mechanisms Symposium, Glenn Research Center*, 2002:243-255.
- [8] 姜水清, 刘立平. 热刀致动的压紧释放装置研制[J]. 航天器工程, 2005, 14(4):31-34.
JIANG S Q, LIU L P. *Development of the hold-down and release mechanism using thermal knife* [J]. *Spacecraft Engineering*, 2005, 14(4): 31-34. (in Chinese)
- [9] 任守志, 刘颖, 王举, 等. 立方体卫星太阳翼技术综述[J]. 航天器工程, 2015, 24(2):109-118.
REN S Z, LIU Y, WANG J, et al.. *Overview of solar wing for CubeSat* [J]. *Spacecraft Engineering*, 2015, 24(2): 109-118. (in Chinese)
- [10] THURN A, HUYNH S. A nichrome burn wire release mechanism for CubeSats[C]. *Proceedings of the 41st Aerospace Mechanisms Symposium, NASA JPL*, 2012.
- [11] SENATORE P, KLESH A, ZURBUCHEN T H, et al.. *Concept, design, and prototyping of XSAS: A high power extendable solar array for CubeSat applications* [C]. *Proceedings of the 40th Aerospace Mechanisms Symposium, NASA Kennedy Space Center*, 2010.
- [12] 陈秀宁, 顾大强. 机械设计[M]. 杭州:浙江大学出版社, 2010.
CHEN X N, GU D Q. *Machine Design* [M]. Hangzhou: Zhejiang University Press, 2010. (in Chinese)
- [13] 王玉鹏, 王凯, 贾瑞栋, 等. 精指向自解锁星载太阳

- 指向器设计与应用[J]. 光学 精密工程, 2016, 24(1): 65-72.
- WANG Y P, WANG K, JIARD D, et al.. *Design and application of accurate pointing and auto-unlocking sun tracker on satellite*[J]. Opt. Precision Eng., 2016, 24(1): 65-72. (in Chinese)
- [14] 刘志全. 航天器机构的可靠性试验方法[J]. 中国空间科学技术, 2007, 27(3): 39-45.
- LIU Z Q, *Reliability test methods of spacecraft mechanisms* [J]. Chinese Space Science and Technology, 2007, 27(3): 39-45. (in Chinese)
- [15] 刘志全, 陈新华, 孙国鹏. 航天器火工机构的可靠性验证试验及评估方法[J]. 航天器工程, 2008, 17(4): 62-66.
- LIU Z Q, CHEN X H, SUN G P. *Reliability validation tests and evaluation methods for pyrotechnic mechanisms of spacecraft*[J]. Spacecraft Engineering, 2008, 17(4): 62-66. (in Chinese)

作者简介:



张道威(1991—),男,河南信阳人,硕士研究生,2014年于浙江大学获得学士学位,主要从事卫星展开机构方面的研究。E-mail: 877061527@qq.com

导师简介:



宣明(1956—),男,江苏常州人,研究员,博士生导师,1985年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所获得硕士学位,主要从事 MEMS、精密机械方面的研究。E-mail: xuanm@ciomp.ac.cn