



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 105390317 A

(43) 申请公布日 2016. 03. 09

(21) 申请号 201510778759. 7

(22) 申请日 2015. 11. 13

(71) 申请人 中国科学院国家空间科学中心  
地址 100190 北京市海淀区中关村南二条 1 号

(72) 发明人 范文杰 栗晓鹏

(74) 专利代理机构 北京方安思达知识产权代理有限公司 11472  
代理人 王宇杨 刘振

(51) Int. Cl.  
H01H 13/20(2006. 01)  
H01H 13/10(2006. 01)  
H01H 13/12(2006. 01)

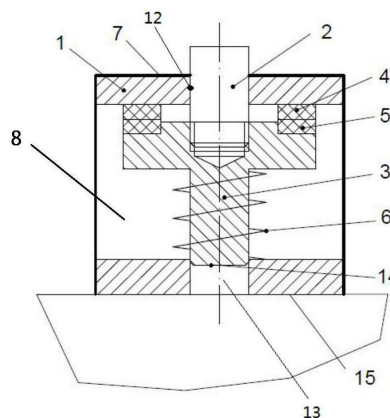
权利要求书1页 说明书4页 附图1页

(54) 发明名称

一种用于立方体卫星的微型开关

(57) 摘要

本发明提供了一种用于立方体卫星的微型开关,包括:支撑柱(1)、上柱销(2)、下柱销(3)、螺旋压缩弹簧(6)、第一环形PCB板(4)和第二环形PCB板(5);所述的螺旋压缩弹簧(6)套设在下柱销(3)的柱形结构外表面,并沿轴向抵于盘形结构与矩形通孔(8)底面之间;所述第一环形PCB板(4)和第二环形PCB板(5)分别固定于矩形通孔(8)顶面和盘形结构上表面边缘,通过螺旋压缩弹簧(6)的伸长与压缩驱动第二环形PCB板(5)与第一环形PCB板(4)接触和分离,继而实现电源的接通与断开。该微型开关与立方体卫星呈一体化集成结构,能够满足立方体卫星结构紧凑以及布局、重量受限的苛刻要求,同时降低了立方体卫星的重量和成本。



1. 一种用于立方体卫星的微型开关,其特征在于,包括:支撑柱(1)、上柱销(2)、下柱销(3)、螺旋压缩弹簧(6)、第一环形PCB板(4)和第二环形PCB板(5);所述支撑柱(1)的一侧开设有矩形通孔(8);所述的下柱销(3)设置于矩形通孔(8)内,其顶部和底部分别呈盘形结构和柱形结构;所述上柱销(2)的底部从支撑柱(1)顶部开设的第一销孔(12)穿入矩形通孔(8)内,并与下柱销(3)的顶部固定;所述的螺旋压缩弹簧(6)套设在下柱销(3)的柱形结构外表面,并沿轴向抵于盘形结构与矩形通孔(8)底面之间;所述的第一环形PCB板(4)固定于矩形通孔(8)顶面,其与固定于盘形结构上表面边缘的第二环形PCB板(5)相对,并通过螺旋压缩弹簧(6)的伸长与压缩驱动第二环形PCB板(5)与第一环形PCB板(4)接触和分离,继而实现电源的接通与断开;所述的螺旋压缩弹簧(6)在伸长状态下,通过向下挤压露于支撑柱(1)外的上柱销(2)驱动该螺旋压缩弹簧(6)压缩。

2. 根据权利要求1所述的用于立方体卫星的微型开关,其特征在于,所述支撑柱(1)底部开设有供下柱销(3)的柱形结构向下穿入的第二销孔(13),所述的柱形结构在螺旋压缩弹簧(6)伸长状态下仍有部分留于第二销孔(13)内。

3. 根据权利要求2所述的用于立方体卫星的微型开关,其特征在于,在螺旋压缩弹簧(6)伸长状态下,所述下柱销(3)的柱形结构底面(14)与支撑柱底面(15)之间的距离大于上柱销(2)露于支撑柱(1)外的长度。

4. 根据权利要求1所述的用于立方体卫星的微型开关,其特征在于,所述上柱销(2)的底部穿入下柱销(3)的盘形结构中心设有的螺纹孔中,并通过螺纹与盘形结构固定。

5. 根据权利要求1所述的用于立方体卫星的微型开关,其特征在于,所述上柱销(2)的表面和下柱销(3)的表面均通过溅射形成二硫化钼膜。

6. 根据权利要求1所述的用于立方体卫星的微型开关,其特征在于,所述的第一环形PCB板(4)和第二环形PCB板(5)均设有环形镀金的覆铜触点,镀金厚度为 $5\mu\text{m}$ 。

7. 根据权利要求1所述的用于立方体卫星的微型开关,其特征在于,所述上柱销(2)的直径比第一销孔(12)的直径、下柱销(3)柱形结构的直径比第二销孔(13)的直径均小于 $0.1\text{mm}\sim 0.15\text{mm}$ 。

8. 根据权利要求1所述的用于立方体卫星的微型开关,其特征在于,所述螺旋压缩弹簧(6)产生的弹性回复力不小于 $2.5\text{N}$ 。

9. 根据权利要求1所述的用于立方体卫星的微型开关,其特征在于,所述的螺旋压缩弹簧(6)采用两端圈并紧磨平结构。

10. 根据权利要求1所述的用于立方体卫星的微型开关,其特征在于,所述支撑柱(1)的外表面通过热包覆材料(7)包裹,所述的热包覆材料(7)采用若干层镀铝薄膜、镀铝聚酯薄膜和镀铝聚酰亚胺薄膜制成。

## 一种用于立方体卫星的微型开关

### 技术领域

[0001] 本申请属于立方体卫星设计领域,具体涉及一种用于立方体卫星的微型开关。

### 背景技术

[0002] 立方体卫星是一种用于太空研究的纳卫星 (Nano-satellite),1 单元 (1U) 的标准立方体卫星的长宽高均为 10 厘米,它对系统在质量、体积等方面的要求非常苛刻。对于立方体卫星的研究是从 1999 年才逐步展开的,而且还入选了美国《科学》杂志评出的 2014 年十大科学突破之一。

[0003] 现有的立方体卫星为了满足其通断电的目的,普遍采用的方法(见图 1 所示)是购置一个独立的商业用微型开关 10,然后将其置于卫星内部电路板上,再通过一个弹簧压紧装置 9 来控制微型开关的通断。所述弹簧压紧装置 9 需要穿过卫星的支撑柱 1 和主结构通向卫星内部,以控制商业用微型开关 10。此方法的缺点是设计较为复杂、占用空间体积大、重量较大、成本高,而且仅在卫星内部空间足够、布局上满足要求的情况下才能够适用。当前,有很多立方体卫星由于内部结构紧凑以及布局受限,或者重量受限等原因,无法在其内部放置一个独立微型开关,或者没有足够的空间布置弹簧压紧装置 9;正如图 2 所示的立方体卫星,其支撑柱 1 的下方设置了天线 11,这种立方体卫星的结构就阻碍了弹簧压紧装置 9 的布置,提高了微型开关的设计难度。

### 发明内容

[0004] 本发明的目的在于,为克服现有的立方体卫星微型开关设计方法的局限性,提出一种用于立方体卫星的微型开关,该微型开关与立方体卫星呈一体化集成结构,能够满足立方体卫星结构紧凑以及布局、重量受限的苛刻要求,同时降低了立方体卫星的重量和成本。本发明的微型开关能够承受火箭发射段的振动环境,并能够适应在轨运行的真空环境及热环境。

[0005] 为实现上述目的,本发明提供一种用于立方体卫星的微型开关,包括:支撑柱、上柱销、下柱销、螺旋压缩弹簧、第一环形 PCB 板和第二环形 PCB 板。所述的支撑柱的一个侧面开设有矩形通孔,以便安装微型开关组件。所述的下柱销设置于矩形通孔内,其顶部和底部分别呈盘形结构和柱形结构;所述上柱销的底部从支撑柱顶部开设的第一销孔穿入矩形通孔内,并与下柱销的顶部固定;所述的螺旋压缩弹簧套设在下柱销的柱形结构外表面,并沿轴向抵于盘形结构与矩形通孔底面之间;所述的第一环形 PCB 板作为静触点,固定在矩形通孔内部的顶面上,所述的第二环形 PCB 板作为动触点,固定在所述下柱销盘形结构的上表面边缘。所述第一环形 PCB 板与第二环形 PCB 板相对,并通过螺旋压缩弹簧的伸长与压缩驱动第二环形 PCB 板与第一环形 PCB 板接触和分离,继而实现电源的接通与断开;所述的螺旋压缩弹簧在伸长状态下,通过向下挤压露于支撑柱外的上柱销驱动该螺旋压缩弹簧压缩。

[0006] 作为上述技术方案的进一步改进,所述支撑柱底部开设有供下柱销的柱形结构向

下穿入的第二销孔,所述的柱形结构在螺旋压缩弹簧伸长状态下仍然有一部分留在第二销孔中,从而可以保证微型开关的在轨稳定性。

[0007] 作为上述技术方案的进一步改进,在螺旋压缩弹簧伸长状态下,所述下柱销的柱形结构底面与支撑柱底面之间的距离大于上柱销露于支撑柱外的长度。当微型开关处于闭合状态时,所述上柱销的一部分伸出在支撑柱外面,伸出在外侧的长度约为  $a$ ,此时所述下柱销的柱形结构底面与所述支撑柱底面的距离约为  $b$ ,要求  $a$  小于  $b$ ,目的是为了防上柱销不能被完全压入支撑柱内。

[0008] 作为上述技术方案的进一步改进,所述上柱销的底部穿入下柱销的盘形结构中心设有的螺纹孔中,并通过螺纹与盘形结构固定。

[0009] 作为上述技术方案的进一步改进,所述上柱销的表面和下柱销的表面均通过溅射形成二硫化钼膜,目的是防止真空环境下可能发生的冷焊问题,并且降低接触面间的摩擦系数。

[0010] 作为上述技术方案的进一步改进,所述的第一环形 PCB 板和第二环形 PCB 板都带有环形镀金的覆铜触点,镀金厚度  $5\ \mu\text{m}$ ,这样可保证较低的接触电阻。

[0011] 作为上述技术方案的进一步改进,所述上柱销的直径比第一销孔的直径、下柱销柱形结构的直径比第二销孔的直径均小于  $0.1\text{mm} \sim 0.15\text{mm}$ ,目的是既能保证装配性能,又能保证柱销的稳定性。

[0012] 作为上述技术方案的进一步改进,所述螺旋压缩弹簧产生的弹性回复力不小于  $2.5\text{N}$ 。所述的螺旋压缩弹簧产生的弹性回复力不小于  $2.5\text{N}$ ,这样可以保证触点之间有足够的接触压力,从而降低接触电阻。

[0013] 作为上述技术方案的进一步改进,所述的螺旋压缩弹簧采用两端圈并紧磨平结构。

[0014] 作为上述技术方案的进一步改进,所述的支撑柱的外表面包覆有热包覆材料,所述的热包覆材料采用若干层镀铝薄膜、镀铝聚酯薄膜和镀铝聚酰亚胺薄膜制成。

[0015] 本发明中的微型开关是为了满足立方体卫星通断电的目的而研制的,主要是实现立方体卫星在入轨前处于断电状态,而在入轨后进入闭合通电的工作状态。

[0016] 本发明的一种用于立方体卫星的微型开关的优点在于:

[0017] 本发明将微型开关与立方体卫星的支撑柱进行一体化集成设计,这样就可以节省卫星的内部空间,设计也更为简便;无须单独设置微型开关和弹簧压紧装置,从而降低了成本和重量;解决了在布局受限情况下的立方体卫星微型开关的设计问题;减少了现有方法由于设计复杂带来的潜在的可靠性等问题;本发明的用于立方体卫星的微型开关已通过了相关环境实验的验证,性能可靠。

## 附图说明

[0018] 图 1 为现有技术中的一种立方体卫星微型开关的结构示意图。

[0019] 图 2 为现有的 1U 立方体卫星的结构外型图。

[0020] 图 3 为本发明实施例中的微型开关在闭合状态下的剖面图。

[0021] 图 4 为本发明实施例中的微型开关在断开状态下的剖面图。

[0022] 图 5 为本发明实施例中的微型开关的立体结构示意图。

- [0023] 附图标记：
- |                     |              |
|---------------------|--------------|
| [0024] 1、支撑柱        | 2、上柱销        |
| [0025] 3、下柱销        | 4、第一环形 PCB 板 |
| [0026] 5、第二环形 PCB 板 | 6、螺旋压缩弹簧     |
| [0027] 7、热包覆材料      | 8、矩形通孔       |
| [0028] 9、弹簧压紧装置     | 10、商业用微型开关   |
| [0029] 11、天线        | 12、第一销孔      |
| [0030] 13、第二销孔      | 14、柱形结构底面    |
| [0031] 15、支撑柱底面     |              |

### 具体实施方式

[0032] 下面结合附图和实施例对本发明所述的一种用于立方体卫星的微型开关进行详细说明。

[0033] 如图 3 所示,为本发明的一种用于立方体卫星的微型开关在闭合状态下的剖面图。该微型开关包括:支撑柱 1、两个相互间可以螺接的上柱销 2 和下柱销 3、螺旋压缩弹簧 6、两个带触点的第一环形 PCB(Printed Circuit Board) 板 4 和第二环形 PCB 板 5。如图 5 所示,为上述微型开关的立体结构示意图,所述的支撑柱 1 的一个侧面开有矩形通孔 8,以便安装微型开关组件,而且在其顶部和底部的中心位置均开设有与上柱销 2 和下柱销 3 相配合的销孔,所述支撑柱 1 作为微型开关的外壳。所述矩形通孔 8 的孔壁厚度不小于 0.5mm,这是为了保证支撑柱在受到发射箱盖压力时具有足够的机械强度。

[0034] 如图 3 所示,所述的下柱销 3 设置于矩形通孔 8 内,其顶部和底部分别呈盘形结构和柱形结构;所述上柱销 2 的底部从支撑柱 1 顶部开设的第一销孔 12 穿入矩形通孔 8 内,并与下柱销 3 的顶部固定;该上柱销 2 和下柱销 3 之间可通过螺纹螺接在一起。具体地所述上柱销 2 的底部可穿入下柱销 3 的盘形结构中心设有的螺纹孔中,并通过螺纹与盘形结构固定。所述的螺旋压缩弹簧 6 安装在下柱销 3 上,即套设在下柱销 3 的柱形结构外表面,并沿轴向抵于盘形结构与矩形通孔 8 底面之间。所述的第一环形 PCB 板 4 作为静触点,可通过绝缘胶固定在矩形通孔 8 的顶面上,而第二环形 PCB 板 5 作为动触点,可通过绝缘胶固定在所述下柱销的盘形结构上表面边缘处,保持第一环形 PCB 板 4 与第二环形 PCB 板 5 相对设置。这两个环形 PCB 板分别接线至立方体卫星的电源,此时通过螺旋压缩弹簧 6 的伸长与压缩驱动第二环形 PCB 板 5 与第一环形 PCB 板 4 接触和分离,从而控制卫星的通断电。如图 4 所示,所述的螺旋压缩弹簧 6 在伸长状态下,通过向下挤压露于支撑柱 1 外的上柱销 2 驱动该螺旋压缩弹簧 6 压缩。

[0035] 参考图 3-5,基于上述结构的微型开关,在本实施例中所述的立方体卫星微型开关无论处于闭合状态还是处于断开状态,上柱销 2 和下柱销 3 均有部分柱销留在与其配合的销孔内,起到约束上、下柱销的作用,这样可以充分保证微型开关的机械稳定性,从而可以保证微型开关能够承受在发射段的振动环境以及在轨运行的稳定性。

[0036] 如图 3 所示,在螺旋压缩弹簧 6 伸长状态下,即当微型开关处于闭合状态下,所述的第一环形 PCB 板 4 和第二环形 PCB 板 5 接触时,上柱销 2 的一部分会伸出支撑柱 1 外,伸出在外侧的长度为 a,优选地 a 取 1mm,此时所述柱形结构底面 14 与所述支撑柱底面 15 的

距离为  $b$ ，优选地  $a$  要小于  $b$  约  $0.2\text{mm}$ ，目的是为了防止上柱销 2 不能被完全压入支撑柱 1 内。

[0037] 所述微型开关的上柱销 2 和下柱销 3 可采用低膨胀系数的金属材料制成，既能满足卫星在轨热环境的要求，又能保证足够的强度。优选地材料为钛合金材料，螺旋压缩弹簧可选用不锈钢材料。为了防止真空环境下可能发生的冷焊问题，并且降低接触面间的摩擦系数，所述上柱销 2 的顶面及其位于螺纹以上的圆柱侧面均可通过溅射形成二硫化钼膜，柱形结构底面 14 及其侧面也可通过溅射形成二硫化钼膜。所述支撑柱 1 的外表面可通过热包覆材料 7 包裹，优选地采用航天用多层镀铝薄膜、镀铝聚酯薄膜和镀铝聚酰亚胺薄膜的隔热材料制成，这样可以减少外热流对微型开关的热影响。

[0038] 所述的第一环形 PCB 板 4、第二环形 PCB 板 5 上都设有环形镀金的覆铜触点，其镀金厚度为  $5\ \mu\text{m}$ ，目的是为了保证接触的可靠及降低电阻。

[0039] 所述微型开关的上柱销 2、下柱销 3 柱形结构的直径要比与其相配合的支撑柱 1 上的两个销孔的直径小于  $0.1\text{mm} \sim 0.15\text{mm}$ ，目的是在保证顺利装配的同时具有一定的定位能力，保证柱销的稳定性。

[0040] 所述微型开关在处于工作状态时，要保证选用的螺旋压缩弹簧产生的弹性回复力不小于  $2.5\text{N}$ ，这样可以保证 PCB 板上的触点之间有足够的接触压力，从而降低接触电阻。另外，该螺旋压缩弹簧可采用两端圈并紧磨平结构，端部并紧磨平是同时要求的，为了加大弹簧和其配套支撑面的接触面积使弹簧在工作弹力范围内尽量不产生弹簧轴线扭曲。

[0041] 参考图 3-5，利用上述结构的微型开关控制立方体卫星通断电的过程为：

[0042] 当将立方体卫星放入发射箱中并将箱盖合上后，所述的上柱销 2 就会受到来自箱盖内的接触面的压力作用，使得上柱销 2 与下柱销 3 一同向下移动，直至上柱销 2 的上表面与支撑柱 1 的顶面平齐，此时第一环形 PCB 板 4 和第二环形 PCB 板 5 之间的触点分离，微型开关处于电源断开状态；当立方体卫星入轨后打开发射箱盖时，上柱销 2 在螺旋压缩弹簧 6 回复力的作用下自动弹起，此时第一环形 PCB 板 4 和第二环形 PCB 板 5 之间的触点接触，微型开关处于电源接通状态，从而为立方体卫星提供电源。

[0043] 最后所应说明的是，以上实施例仅用以说明本发明的技术方案而非限制。尽管参照实施例对本发明进行了详细说明，本领域的普通技术人员应当理解，对本发明的技术方案进行修改或者等同替换，都不脱离本发明技术方案的精神和范围，其均应涵盖在本发明的权利要求范围当中。

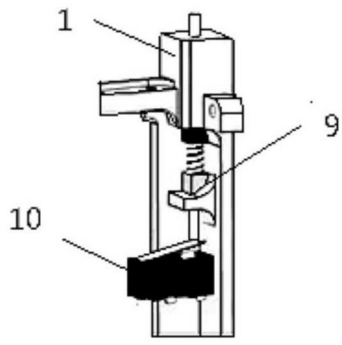


图 1

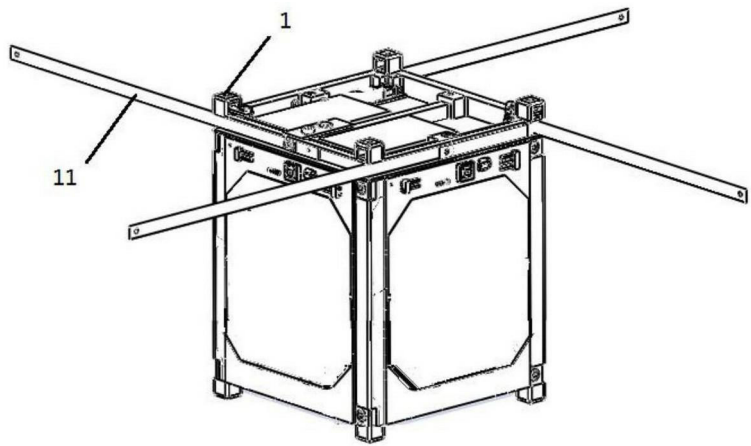


图 2

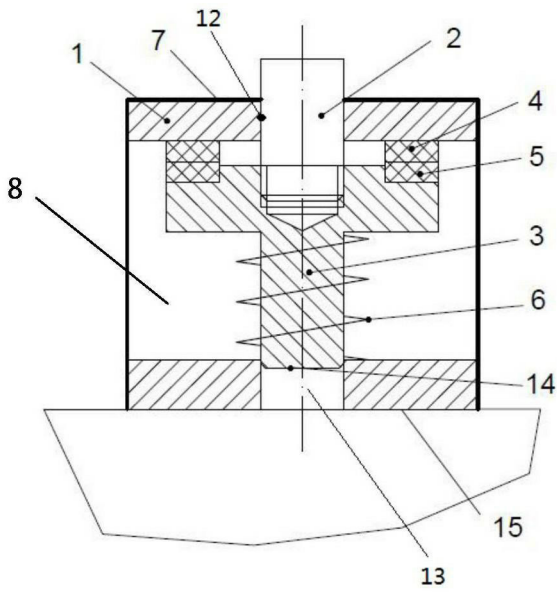


图 3

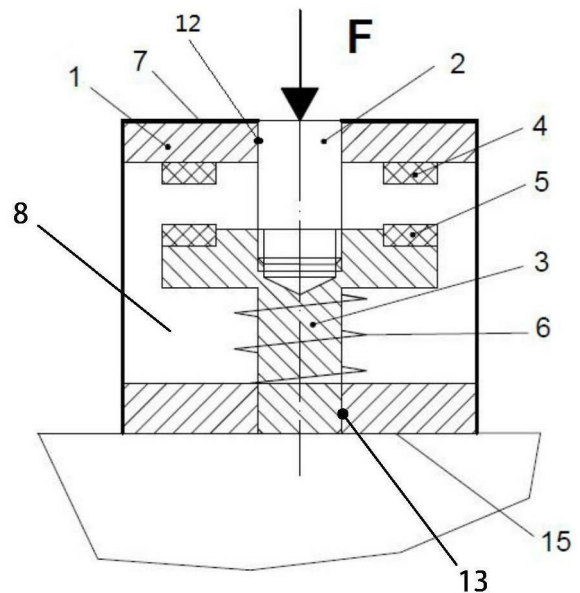


图 4

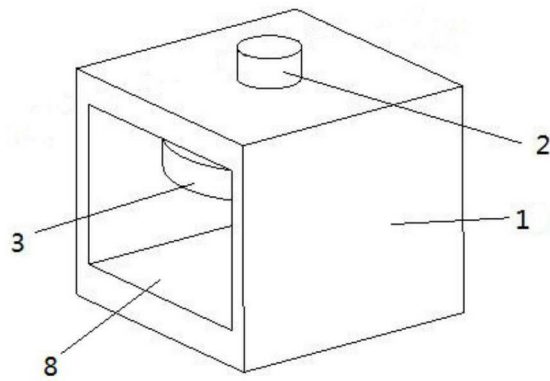


图 5