



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 117302552 A

(43) 申请公布日 2023. 12. 29

(21) 申请号 202311336304.0

(22) 申请日 2023.10.16

(71) 申请人 中国科学院力学研究所

地址 100089 北京市海淀区北四环西路15号

(72) 发明人 王海瑞 吴宝济 赵玲玲 姜恒
李凯 刘屹东 闵永刚

(74) 专利代理机构 北京维正专利代理有限公司
11508

专利代理师 卓凡

(51) Int. Cl.

B64G 1/22 (2006.01)

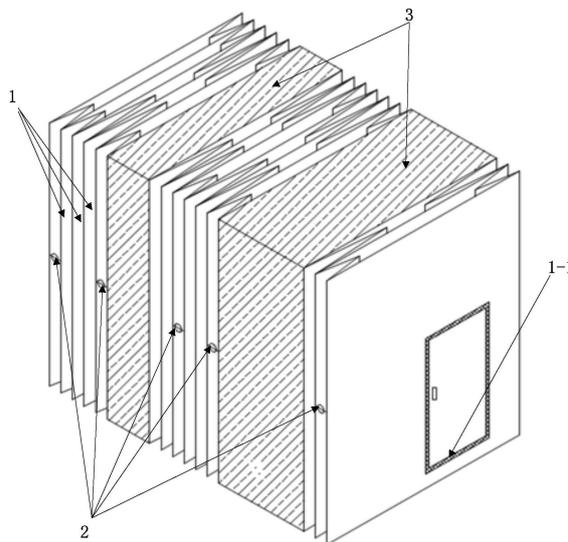
权利要求书2页 说明书7页 附图4页

(54) 发明名称

一种高折展比的模块化地外天体太空舱体结构

(57) 摘要

本发明公开了一种高折展比的模块化地外天体太空舱体结构,该太空舱基本单元由完全可折展子单元蒙皮结构、部分可折展子单元蒙皮结构、完全不可折展子单元蒙皮结构前后密封连接,该完全可折展子单元用于太空舱在地外天体着陆后,作为人或可移动设备的活动空间;该部分可折展子单元用于确保舱体形状的空间保形;该完全不可折展子单元用于存储具有一定体积的不可折叠的设施;所述完全不可折展子单元在地面折叠状态下,其长度不超过太空舱总长度的二分之一;本发明相比传统金属舱体相比,充气式可展太空舱具有质量轻、折叠率高、发射体积小、易成型、功能集成度高、空间防护能力强、工程实施方便和发射成本低等优点。



1. 一种高折展比的模块化地外天体太空舱体结构,其特征在于:该太空舱基本单元由完全可折展子单元蒙皮结构、部分可折展子单元蒙皮结构、完全不可折展子单元蒙皮结构前后密封连接,组成了完全可折展子单元、部分可折展子单元、完全不可折展子单元;该完全可折展子单元用于太空舱在地外天体着陆后,作为人或可移动设备的活动空间;该部分可折展子单元用于确保舱体形状的空间保形;该完全不可折展子单元用于存储具有一定体积的不可折叠的设施;该完全可折展子单元蒙皮结构选用刚柔复合的完全可折展夹心材料;该部分可折展子单元蒙皮结构选用刚柔复合的部分可折展夹心材料;该完全不可折展子单元蒙皮结构选用刚柔复合的完全不可折展夹心材料;该完全可折展子单元、部分可折展子单元、完全不可折展子单元的舱外表面和舱内表面均选用高性能密封材料;所述地外天体包括月球或者火星;

所述完全不可折展子单元在地面折叠状态下,其长度不超过太空舱总长度的二分之一;所述完全可折展子单元、部分可折展子单元相互穿插布设且均匀布设,穿插布设的间隔以保证太空舱的姿态相对于地外天体地表面稳定为标准;所述完全可折展单元设有折痕间隙,折痕间隙的宽度略大于蒙皮结构的厚度。

2. 根据权利要求1所述的一种高折展比的模块化地外天体太空舱体结构,其特征在于:所述太空舱基本单元设有地面折叠状态和空中展开状态,当太空舱基本单元在地面被发射时,以折叠状态安装在火箭整流罩内;当太空舱基本单元到达地外天体时,被充气展开;当太空舱基本单元处于地面折叠状态时,该完全可折展子单元为完全折叠状态、该部分可折展子单元为完全折叠状态、该完全不可折展子单元为不可折叠状态;当太空舱基本单元处于空中展开状态时,该完全可折展子单元为完全展开状态、部分可折展子单元为半展开状态、完全不可折展子单元为全展开状态。

3. 根据权利要求1所述的一种高折展比的模块化地外天体太空舱体结构,其特征在于:所述完全可折展子单元蒙皮结构:从外到内包括但不限于九层:第一、三、五、九层分别为聚酰亚胺薄膜;第二、四、六、八层分别为柔性太阳能板、纤维编织布、金属板、多孔保温隔热材料;第七层为碳纤维增强膜;该柔性太阳能板之间、金属板之间、多孔保温隔热材料之间留有等长的设定距离;该聚酰亚胺薄膜、碳纤维增强膜、纤维编织布连续布设,并分别与相邻子单元的聚酰亚胺薄膜、碳纤维增强膜、纤维编织布贯通。

4. 根据权利要求1所述的一种高折展比的模块化地外天体太空舱体结构,其特征在于:所述部分可折展子单元蒙皮结构:从外到内包括但不限于九层:第一、三、五、九层分别为聚酰亚胺薄膜;第二、四、八层分别为柔性太阳能板、纤维编织布、多孔保温隔热材料,第六层由金属板和限位结构组成;第七层为碳纤维增强膜;该柔性太阳能板之间、金属板之间、多孔保温隔热材料之间留有等长的设定距离、并且相邻两块金属板之间还布设限位结构;该聚酰亚胺薄膜、碳纤维增强膜、纤维编织布连续布设,并分别与相邻子单元的聚酰亚胺薄膜、碳纤维增强膜、纤维编织布贯通。

5. 根据权利要求1所述的一种高折展比的模块化地外天体太空舱体结构,其特征在于:所述完全不可折展子单元蒙皮结构:从外到内包括但不限于九层:第一、三、五、九层分别为聚酰亚胺薄膜;第二、四、六、八层分别为柔性太阳能板、纤维编织布、金属板、多孔保温隔热材料;第七层为碳纤维增强膜;该聚酰亚胺薄膜、柔性太阳能板、纤维编织布、金属板、多孔保温隔热材料、碳纤维增强膜连续布设,并分别与相邻子单元的聚酰亚胺薄膜、柔性太阳能

板、纤维编织布、金属板、多孔保温隔热材料、碳纤维增强膜贯通。

6. 根据权利要求3所述的一种高折展比的模块化地外天体太空舱体结构,其特征在于:所述金属板材料包括钛合金、铝合金,或者泡沫金属,金属板壁厚为1-10mm厚度。

7. 根据权利要求3所述的一种高折展比的模块化地外天体太空舱体结构,其特征在于:所述聚酰亚胺薄膜,厚度为4微米-100微米,必要时镀金属,金属层厚度0.1微米-5微米,保证气密性。

8. 根据权利要求3所述的一种高折展比的模块化地外天体太空舱体结构,其特征在于:所述柔性太阳能板、聚酰亚胺薄膜、纤维编织布、金属板、多孔保温隔热材料之间通过高强度粘结、以及缝制手段进行连接。

9. 根据权利要求1所述的一种高折展比的模块化地外天体太空舱体结构,其特征在于:所述舱内仪器、以及传感及其电路装配安装在蒙皮结构内壁上,所述内壁为蒙皮结构的舱内聚酰亚胺薄膜上。

10. 根据权利要求1所述的一种高折展比的模块化地外天体太空舱体结构,其特征在于:所述蒙皮结构的厚度根据太空环境和内部气压确定,一般为5-50mm厚度。

11. 根据权利要求4所述的一种高折展比的模块化地外天体太空舱体结构,其特征在于:所述限位机构为布设在部分可折展夹心材料的相邻金属板之间的弹性体,该弹性体包括形状记忆合金或者纤维复材;依靠其在舱体相邻两块金属板之间形成立放的三角形支撑结构为舱体整体提供一定的支撑。

12. 根据权利要求1所述的一种高折展比的模块化地外天体太空舱体结构,其特征在于:该完全可折展子单元、部分可折展子单元、完全不可折展子单元组合成基础功能模块,该太空舱基本单元的横截面尺寸固定,长度方向能够按照需求扩展功能模块。

一种高折展比的模块化地外天体太空舱体结构

技术领域

[0001] 本发明涉及航天领域的太空舱设计,具体提出一种高折展比的模块化地外天体太空舱体结构。

背景技术

[0002] 地球以外的基地建设是人类移民外太空的重要一步。近年来世界各国都纷纷制定新的探月/登火星工程计划,致力于发展地外探测和原位建造等新技术。由于地外天体表面的环境极端恶劣,包括高度真空、缺少水分、陨石冲击、带电粉尘、沙尘暴、微重力、高能辐射粒子、恶劣的温度循环变化等,地外探测和原位建造等新技术的实现需要首先解决极端环境的威胁。

[0003] 目前大多数的天地往返系统、轨道空间站、地外探测器、地外基地都是采用刚性金属舱。然而,大型刚性金属太空舱结构质量和体积大、发射成本高、在轨组装困难,且受火箭发射载荷和整流罩包络限制、有效空间狭窄等,导致众多大型航天探索任务无法开展,特别是地外基地留给航天员和设备的空间非常有限,因此刚性金属太空舱难以满足未来深空探测和地外基地等任务需要。

发明内容

[0004] 本发明基于折纸原理提出一种高折展比的模块化地外天体太空舱体结构,目的在于解决现有刚性太空舱构型空间尺寸大、空间小,严重受限于火箭整流罩尺寸的问题。

[0005] 本发明为解决其技术问题提出以下技术方案:

[0006] 一种高折展比的模块化地外天体太空舱体结构,其特点是于:该太空舱基本单元由完全可折展子单元蒙皮结构、部分可折展子单元蒙皮结构、完全不可折展子单元蒙皮结构前后密封连接,组成了完全可折展子单元、部分可折展子单元、完全不可折展子单元;该完全可折展子单元用于太空舱在地外天体着陆后,作为人或可移动设备的活动空间;该部分可折展子单元用于确保舱体形状的空间保形;该完全不可折展子单元用于存储具有一定体积的不可折叠的设施;该完全可折展子单元蒙皮结构选用刚柔复合的完全可折展夹心材料;该部分可折展子单元蒙皮结构选用刚柔复合的部分可折展夹心材料;该完全不可折展子单元蒙皮结构选用刚柔复合的完全不可折展夹心材料;该完全可折展子单元、部分可折展子单元、完全不可折展子单元的舱外表面和舱内表面均选用高性能密封材料;所述地外天体包括月球或者火星。

[0007] 所述完全不可折展子单元在地面折叠状态下,其长度不超过太空舱总长度的二分之一;所述完全可折展子单元、部分可折展子单元相互穿插布设且均匀布设,穿插布设的间隔以保证太空舱的姿态相对于地外天体地表面稳定为标准;所述完全可折展单元设有折痕间隙,折痕间隙的宽度略大于蒙皮结构的厚度。

[0008] 进一步地,所述太空舱基本单元设有地面折叠状态和空中展开状态,当太空舱基本单元在地面被发射时,以折叠状态安装在火箭整流罩内;当太空舱基本单元到达地外天

体时,被充气展开;当太空舱基本单元处于地面折叠状态时,该完全可折展子单元为完全折叠状态、该部分可折展子单元为完全折叠状态、该完全不可折展子单元为不可折叠状态;当太空舱基本单元处于空中展开状态时,该完全可折展子单元为完全展开状态、部分可折展子单元为半展开状态、完全不可折展子单元为全展开状态。

[0009] 进一步地,所述完全可折展子单元蒙皮结构:从外到内包括但不限于九层:第一、三、五、九层分别为聚酰亚胺薄膜;第二、四、六、八层分别为柔性太阳能板、纤维编织布、金属板、多孔保温隔热材料;第七层为碳纤维增强膜;该柔性太阳能板之间、金属板之间、多孔保温隔热材料之间留有等长的设定距离;该聚酰亚胺薄膜、碳纤维增强膜、纤维编织布连续布设,并分别与相邻子单元的聚酰亚胺薄膜、碳纤维增强膜、纤维编织布贯通。

[0010] 进一步地,所述部分可折展子单元蒙皮结构:从外到内包括但不限于九层:第一、三、五、九层分别为聚酰亚胺薄膜;第二、四、八层分别为柔性太阳能板、纤维编织布、多孔保温隔热材料,第六层由金属板和限位结构组成;第七层为碳纤维增强膜;该柔性太阳能板之间、金属板之间、多孔保温隔热材料之间留有等长的设定距离,并且相邻两块金属板之间还布设限位结构;该聚酰亚胺薄膜、碳纤维增强膜、纤维编织布连续布设,并分别与相邻子单元的聚酰亚胺薄膜、碳纤维增强膜、纤维编织布贯通。

[0011] 进一步地,所述完全不可折展子单元蒙皮结构:从外到内包括但不限于九层:第一、三、五、九层分别为聚酰亚胺薄膜;第二、四、六、八层分别为柔性太阳能板、纤维编织布、金属板、多孔保温隔热材料;第七层为碳纤维增强膜;该聚酰亚胺薄膜、柔性太阳能板、纤维编织布、金属板、多孔保温隔热材料、碳纤维增强膜连续布设,并分别与相邻子单元的聚酰亚胺薄膜、柔性太阳能板、纤维编织布、金属板、多孔保温隔热材料、碳纤维增强膜贯通。

[0012] 进一步地,所述金属板材料包括钛合金、铝合金,或者泡沫金属,金属板壁厚为1-10mm厚度。

[0013] 进一步地,所述聚酰亚胺薄膜,厚度为4微米-100微米,必要时可以镀金属,金属层厚度0.1微米-5微米,保证气密性。

[0014] 进一步地,所述柔性太阳能板、聚酰亚胺薄膜、纤维编织布、金属板、多孔保温隔热材料之间通过高强度粘结、以及缝制手段进行连接。

[0015] 进一步地,所述舱内仪器通过装配安装在蒙皮结构的内壁。

[0016] 进一步地,所述蒙皮结构的厚度根据太空环境和内部气压确定,一般为5-50mm厚度。

[0017] 进一步地,所述限位机构为布设在部分可折展夹心材料的相邻金属板之间的弹簧,依靠其在舱体相邻两块金属板之间形成立放的三角形支撑结构为舱体整体提供一定的支撑。

[0018] 进一步地,该完全可折展子单元、部分可折展子单元、完全不可折展子单元组合成基础功能模块,该太空舱基本单元的横截面尺寸固定,长度方向能够按照需求扩展功能模块。

[0019] 本发明的优点效果

[0020] 1、本发明相比传统金属舱体相比,充气式可展太空舱具有质量轻、折叠率高、发射体积小、易成型、功能集成度高、空间防护能力强、工程实施方便和发射成本低等优点。由于可展太空舱在火箭整流罩中占用的空间更小,在轨充气展开为更大体积的空间,能够为航

航天员和探测器提供更多的活动空间,是未来载人天地往返系统、深空探测器、月球居住舱、行星居留舱、火星基地的重要发展方向。因此,本发明基于柔性可展开太空舱的想法,设计一个高折展比、多功能集成的模块化可折展太空舱。

[0021] 2、本发明通过限位结构限制了折展机构的展开程度,使舱体侧壁刚度得到提升,确保了舱体的整体稳定性;根据功能需要,可以将多种功能的折展单元进行连接,实现舱体的模块化无限延伸;独特的局部存储设计,针对难以折叠的大体积仪器设备,设计了局部刚性存储空间,实现了设备的安装;舱体横截面固定而长度可扩展:整个舱体在折叠和展开时横截面是固定的,便于安装隔断或防护门,形成独立的舱段,可以形式气闸舱和核反应舱段,提升了内部空气的洁净度和空间安全性。

附图说明

- [0022] 图1为本发明地面折叠状态的太空舱基本单元;
- [0023] 图2为本发明地外展开状态的太空舱基本单元;
- [0024] 图2a为本发明完全可折展单元蒙皮结构示意图;
- [0025] 图2b为本发明部分可折展单元蒙皮结构示意图;
- [0026] 图2c为本发明完全不可折展单元蒙皮结构示意图;
- [0027] 图2d为本发明部分可折展子单元三角形立柱示意图;
- [0028] 图2e为本发明太空舱基本单元;
- [0029] 图2f为本发明太空舱平面折痕图;
- [0030] 图中:1:完全可折展子单元;1-1:舱门;2:部分可折展子单元;3:完全不可折展子单元。

具体实施方式

[0031] 本发明设计原理

[0032] 1、解决“远”和“大”的矛盾:①地球到太空的距离为300多公里、地球到月球近地点的距离为36万公里,相差1000倍!电视里看到的近地空间站相比月球其实并不太遥远、只有几百公里。而月球到地球的距离却有1000个地球到近地太空的距离。这就对地外天体太空舱的重量提出了严格的要求,地外天体太空舱的重量要远远轻于常规火箭发射的有效载荷,因为火箭发射时,载荷和发射范围成反比,火箭载荷越轻则发射的距离越远。②地外天体太空舱的尺寸要求相比近地太空舱的尺寸大很多,我们常见的近地太空舱是漂浮在太空中工作,人和设备并不接触地外星体,而地外天体太空舱要落在月球表面上工作。月球表面的土壤是带电的土壤,带电的土壤会损坏仪器,不利于人和设备长期直接接触月壤,所以地外天体太空舱的设计初衷是尽量“大”,为航天员和仪器提供足够的活动空间和生命保障空间。综上,设计地外天体太空舱的设计面临“远”和“大”的矛盾,这就给地面发射带来了难度,因为现有火箭整流罩的直径为几米、长度为十几米,而地外天体太空舱在月球上的活动范围远远超出火箭整流罩的尺寸。

[0033] 本发明解决方案是:①将地外天体太空舱分为地面折叠状态和地外展开状态,在火箭整流罩内为折叠状态;在地外天体上为展开状态;②将太空舱分为三种类型,完全可折展、部分可折展、完全不可折展,太空舱在地面发射状态下,前两种类型都是完全可折展状

态,即使是部分可折叠子单元,在火箭整流罩内也是完全可折叠状态。③为了保证完全可折叠状态,要求折痕处的间隙大于蒙皮的厚度,假设1厘米的蒙皮厚度,折痕的间隙就要大于1厘米。当火箭运载太空舱到达月球后,太空舱的设备自动给太空舱充气,太空舱变为展开状态。④由于本发明太空舱材料主要采用轻质复合材料制成蒙皮,使得太空舱的总重量只有几百公斤,火箭发射一般不超过8000公斤,而本发明只是常规重量的十分之一,由于重量远远小于常规的火箭有效载荷,便于火箭发射到接近月球的更远的位置。由此解决了地外天体太空舱“远”和“大”的矛盾。

[0034] 2、解决“轻”和“形”的矛盾。如果用折叠的蒙皮结构代替金属结构,固然解决了火箭发射时远距离和低载荷的要求,但地外天体太空舱并非漂浮而是落在月球上工作,因为月球有六分之一的万有引力。既然落在月球上就要求太空舱保持一定的稳定姿态便于人或设备在其内工作,但是仅仅依靠折叠后打开的形状难以保证太空舱结构的稳定性;

[0035] 本发明的解决方案是:在蒙皮结构的金属板层的相邻两块金属板之间增加限位结构,该限位结构为一个弹性体,当相邻两块金属板完全折叠时,中间的弹性体随着一起折叠不会影响完全折叠,但是当相邻两块金属板由完全折叠变为展开时,中间的弹性体限制了展开的角度,此时,由弹性体和相邻两块金属板构成一个三角形立柱,该三角形立柱起到了一定的支撑作用。三角形立柱和完全可折展单元之间要穿插布设,以保证太空舱整体结构的稳定性。

[0036] 3、解决“可折叠”和“密封性”的矛盾。由于地外天体太空舱设有地面折叠和空中展开两种状态,当太空舱处于地面折叠状态时,需要相邻太阳能板之间、相邻保温材料之间、相邻金属板之间都留有间隙而且间隙要大于蒙皮的厚度才能做到完全折叠;当太空舱处于空中展开状态时,相邻太阳能板之间、相邻保温材料之间、相邻金属板之间的间隙又会破坏密封性,如果太空舱不能保证密封性就会影响空中的充气展开。这是一对矛盾。

[0037] 本发明的解决方案是:采用刚柔复合的结构。①将“刚”的部分(太阳能板、保温材料、金属板)制成间隙状,将“柔”的部分制成连续状,并且每两层“柔”的部分之间夹裹着一层“刚”的部分,这样“柔”的部分既可以随着“刚”部分折叠也可以将“刚”的部分密封连接;②将各个子单元“柔”的部分相互连通、一气呵成贯通到整个太空舱的两端,再将两端“柔”的部分通过缝制和胶粘的方法密封在一起。总之,通过刚柔复合的结构解决了地外天体太空舱“可折叠”和“密封性”的矛盾。

[0038] 基于以上发明原理,本发明设计了一种高折展比的模块化地外天体太空舱体结构如图1、图2、图2a、图2b、图2c、图2d所示,其特点是:该太空舱基本单元由完全可折展子单元蒙皮结构、部分可折展子单元蒙皮结构、完全不可折展子单元蒙皮结构前后密封连接,组成了完全可折展子单元1、部分可折展子单元2、完全不可折展子单元3;该完全可折展子1单元用于太空舱在地外天体着陆后,作为人或可移动设备的活动空间;该部分可折展子单元2用于确保舱体形状的空间保形;该完全不可折展子单元3用于存储具有一定体积的不可折叠的设施;该完全可折展子单元蒙皮结构选用刚柔复合的完全可折展夹心材料;该部分可折展子单元蒙皮结构选用刚柔复合的部分可折展夹心材料;该完全不可折展子单元蒙皮结构选用刚柔复合的完全不可折展夹心材料;该完全可折展子单元、部分可折展子单元、完全不可折展子单元的舱外表面和舱内表面均选用高性能密封材料;

[0039] 补充说明1

[0040] ①所述完全可折展夹心材料、部分可折展夹心材料、完全不可折展夹心材料是指蒙皮结构除了最外层和最内层以内的所有材料,称之为夹心材料;

[0041] ②所述该部分可折展子单元2用于确保舱体形状的空间保形如图2d所示,图中的圆圈代表限位结构,半展开的方式组成了三角形立柱。

[0042] 所述完全不可折展子单元在地面折叠状态下,其长度不超过太空舱总长度的二分之一;所述完全可折展子单元、部分可折展子单元相互穿插布设且均匀布设,穿插布设的间隔以保证太空舱的姿态相对于地外天体地表面稳定为标准;所述完全可折展单元设有折痕间隙,折痕间隙的宽度略大于蒙皮结构的厚度。

[0043] 进一步地,所述太空舱基本单元设有地面折叠状态和空中展开状态,当太空舱基本单元在地面被发射时,以折叠状态安装在火箭整流罩内;当太空舱基本单元到达地外天体时,被充气展开;当太空舱基本单元处于地面折叠状态时,该完全可折展子单元为完全折叠状态、该部分可折展子单元为完全折叠状态、该完全不可折展子单元为不可折叠状态;当太空舱基本单元处于空中展开状态时,该完全可折展子单元为完全展开状态、部分可折展子单元为半展开状态、完全不可折展子单元为全展开状态。

[0044] 进一步地,所述完全可折展子单元蒙皮结构:从外到内包括但不限于九层:第一、三、五、九层分别为聚酰亚胺薄膜;第二、四、六、八层分别为柔性太阳能板、纤维编织布、金属板、多孔保温隔热材料;第七层为碳纤维增强膜;该柔性太阳能板之间、金属板之间、多孔保温隔热材料之间留有等长的设定距离;该聚酰亚胺薄膜、碳纤维增强膜、纤维编织布连续布设,并分别与相邻子单元的聚酰亚胺薄膜、碳纤维增强膜、纤维编织布贯通。

[0045] 进一步地,所述部分可折展子单元蒙皮结构:从外到内包括但不限于九层:第一、三、五、九层分别为聚酰亚胺薄膜;第二、四、八层分别为柔性太阳能板、纤维编织布、多孔保温隔热材料,第六层由金属板和限位结构组成;第七层为碳纤维增强膜;该柔性太阳能板之间、金属板之间、多孔保温隔热材料之间留有等长的设定距离、并且相邻两块金属板之间还布设限位结构;该聚酰亚胺薄膜、碳纤维增强膜、纤维编织布连续布设,并分别与相邻子单元的聚酰亚胺薄膜、碳纤维增强膜、纤维编织布贯通。

[0046] 进一步地,所述完全不可折展子单元蒙皮结构:从外到内包括但不限于九层:第一、三、五、九层分别为聚酰亚胺薄膜;第二、四、六、八层分别为柔性太阳能板、纤维编织布、金属板、多孔保温隔热材料;第七层为碳纤维增强膜;该聚酰亚胺薄膜、柔性太阳能板、纤维编织布、金属板、多孔保温隔热材料、碳纤维增强膜连续布设,并分别与相邻子单元的聚酰亚胺薄膜、柔性太阳能板、纤维编织布、金属板、多孔保温隔热材料、碳纤维增强膜贯通。

[0047] 进一步地,所述金属板材料包括钛合金、铝合金,或者泡沫金属,金属板壁厚为1-10mm厚度。

[0048] 进一步地,所述聚酰亚胺薄膜,厚度为4微米-100微米,必要时镀金属,金属层厚度0.1微米-5微米,保证气密性。

[0049] 进一步地,所述柔性太阳能板、聚酰亚胺薄膜、纤维编织布、金属板、多孔保温隔热材料之间通过高强度粘结、以及缝制手段进行连接。

[0050] 进一步地,所述舱内仪器、以及传感及其电路装配安装在蒙皮结构内壁上,所述内壁为蒙皮结构的舱内聚酰亚胺薄膜上。

[0051] 进一步地,所述蒙皮结构的厚度根据太空环境和内部气压确定,一般为5-50mm厚

度。

[0052] 进一步地,所述限位机构为布设在部分可折展夹心材料的相邻金属板之间的弹性体,该弹性体包括形状记忆合金或者纤维复材;依靠其在舱体相邻两块金属板之间形成立放的三角形支撑结构为舱体整体提供一定的支撑。

[0053] 进一步地,所述蒙皮结构的厚度根据太空环境和内部气压确定,一般为5-50mm厚度。

[0054] 进一步地,所述限位机构为布设在部分可折展夹心材料的相邻金属板之间的弹性体,该弹性体包括形状记忆合金或者纤维复材;依靠其在舱体相邻两块金属板之间形成立放的三角形支撑结构为舱体整体提供一定的支撑。

[0055] 进一步地,该完全可折展子单元、部分可折展子单元、完全不可折展子单元组合成基础功能模块,该太空舱基本单元的横截面尺寸固定,长度方向能够按照需求扩展功能模块。

[0056] 以上所述的具体实施方式,对本发明的目的、技术方案和有益效果进行了进一步详细说明,所应理解的是,以上所述仅为本发明的具体实施方式而已,并不用于限定本发明的保护范围,凡在本发明的精神和原则之内,所做的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

[0057] 实施例一:太空舱结构设计

[0058] (1) 太空舱的基本单元如图2e、图2f所示,可以有多种尺寸的单元,其中虚线表示谷折痕、实线表示山折痕。折痕图单元的平面折痕图如图2f。

[0059] (2) 设计舱体布局:根据气密、洁净度、容量、折展比等要求,结合图2e、图2f折叠结构和折痕图,设计1-3各个部分的先后顺序和总体空间尺寸,可以实现在长度方向功能单元的延伸添加。同时布置太空舱的出入口、舱壁上设备安装位置、气闸舱、内部隔断等。

[0060] (3) 仪器设备存储设计:完全可折展子单元折叠后无法安装具有一定体积的大型仪器设备。通过设计图2中完全不可折展子单元3的刚性结构,形成一定存储空间,可以储存一些必要的生活模块、实验仪器、小型核反应电站、生保系统、温控热控设备、空气循环装置、储能模块、控制模块、支持太空舱展开与固定的基本设施。

[0061] (4) 展开形式:在到达地外天体(例如月球表面)时启用展开,通过对太空舱进行充气,增加内部气压,驱动其逐渐膨胀伸长展开,等待充气结束、太空舱完全展开。

[0062] (5) 外形保持锁定:与其他折展机构不同的是,有一部分由基本单元组成的折展机构装上限位机构,导致这部分基本单元没有完全展开,只是部分展开且形成了三角形立柱稳定结构,这种稳定结构可以依靠其中的三角形立柱结构为展开舱体提供整体稳定性,防止其因为自重等其他因素发生变形或倾倒。其中限位结构可以为形状记忆合金或者纤维复材结构。

[0063] (6) 太空舱蒙皮结构一方面保证内部环境的温度和洁净度以及内气压的稳定,另一方面抵御地外恶劣环境(粒子辐射、沙尘暴、陨石)。蒙皮内层可以采用常规FPCB制备工艺制备传输线路和传感器,用于连接内部的各个功能模块,电子元件根据需要可以布置在蒙皮中间层、上层、下层聚酰亚胺薄膜位置,避免折叠过程中产生脱落或断裂。

[0064] (7) 上文提到的完全可折展子单元、部分可折展子单元、完全不可折展子单元组合成基础功能模块,该太空舱基本单元的横截面尺寸固定,长度方向能够按照需求扩展功能

模块,以实现模块化的效果。

[0065] (8) 太空舱门的设计:在舱体端部设计舱门,门四周黏贴宽尺寸薄膜,通过薄膜上尼龙粘扣实现舱门与舱体之间的可重复粘结,实现舱门的气密性。

[0066] 实施例二:太空舱制造方法

[0067] (1) 根据功能需求设计各部分折叠结构,结合图2e、图2f平面折痕图,切割高强度夹芯板,该高强度夹芯板包括柔性太阳能板、金属板、多孔保温隔热材料。根据折痕图,在聚酰亚胺薄膜表面黏贴切割后的对应的高强度夹芯板,并再粘附聚酰亚胺薄膜,最终得到高强度多层复合的平面蒙皮。

[0068] (2) 通过对平面蒙皮两端对接,对接的方法是粘接或者缝制,由此获得三维舱体结构,

[0069] (3) 通过多种固定方式(螺栓、铆接、装配等)在完全不可折展子单元内部安装原位制造仪器、生保系统、核反应装置等设备和必要设施,同时在完全不可折展子单元内部安装高强度的隔断或防护门,实现了多舱段的隔离。

[0070] (4) 在太空舱的完全不可折展子单元内安装反应制备气体的设备,该气体一方面用于到达地外天体展开时,提供足够的气压驱动力;另一反面用于舱内人员生活必需的氧气。

[0071] 需要强调的是,上述具体实施例仅仅是对本发明的解释,其并不是对本发明的限制,本领域技术人员在阅读完本说明书后可以根据需要对上述实施例做出没有创造性贡献的修改,但只要在本发明的权利要求范围内都受到专利法的保护。

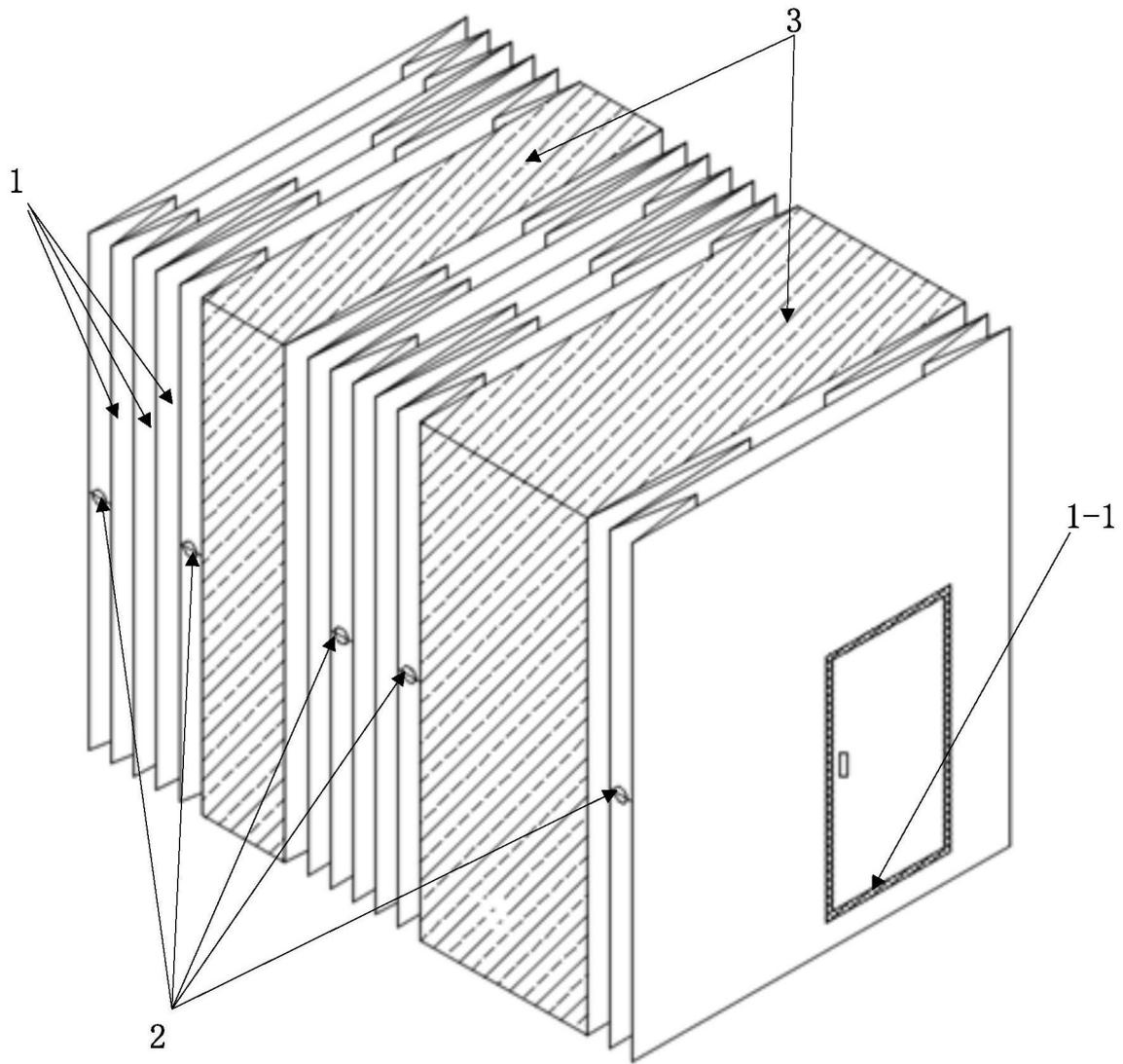


图1

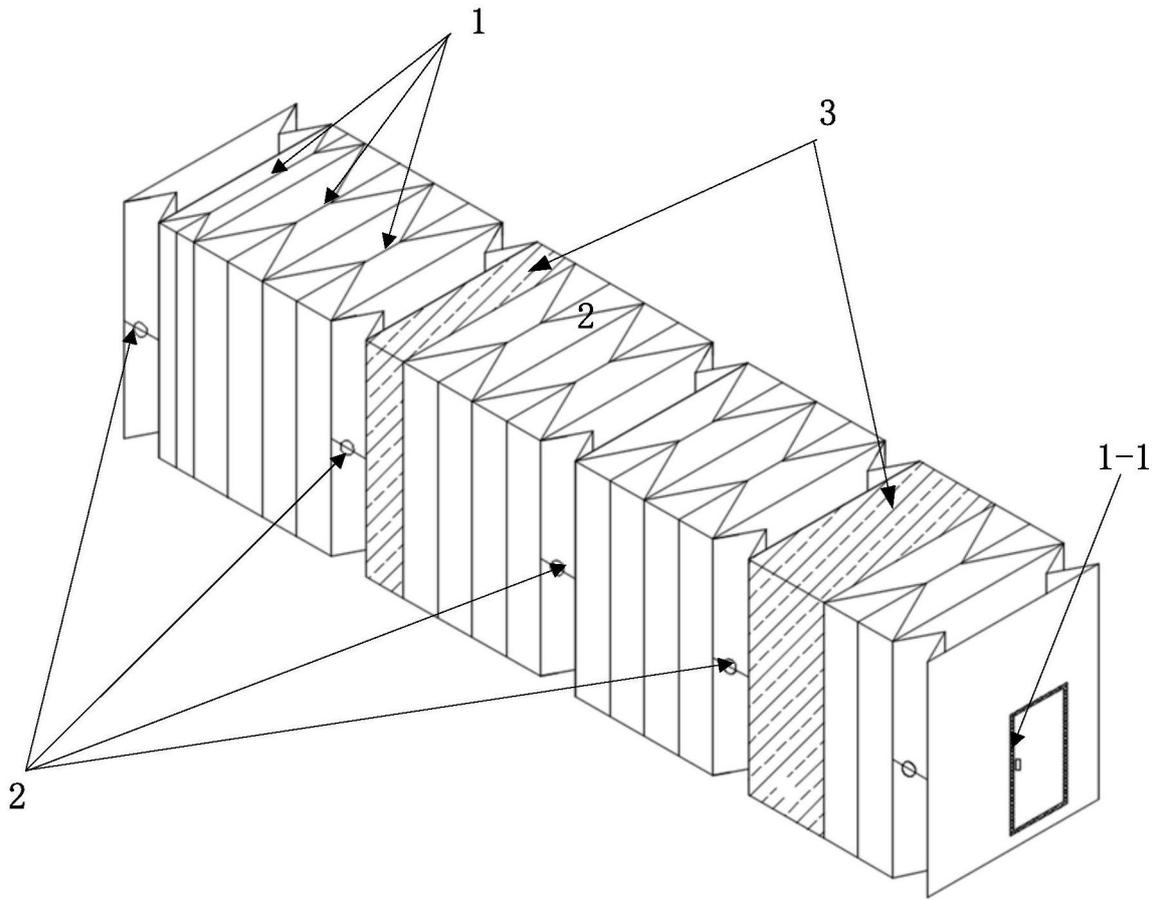


图2

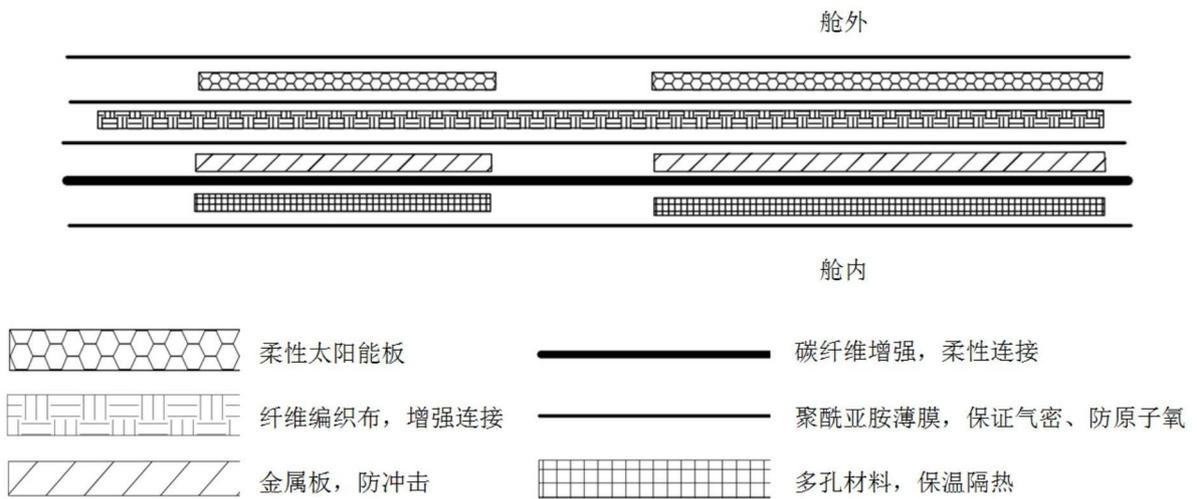


图2a

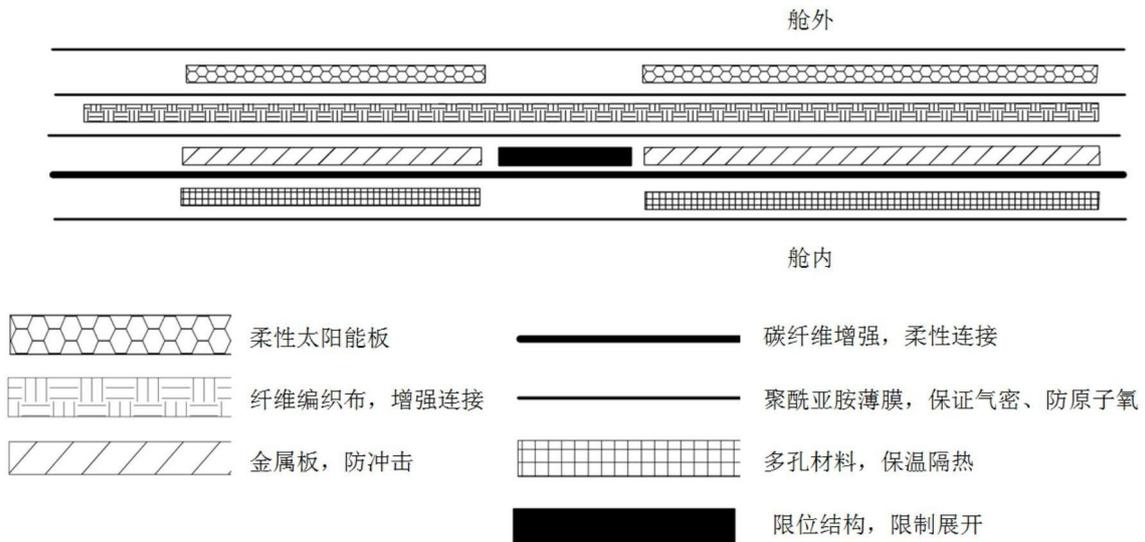


图2b

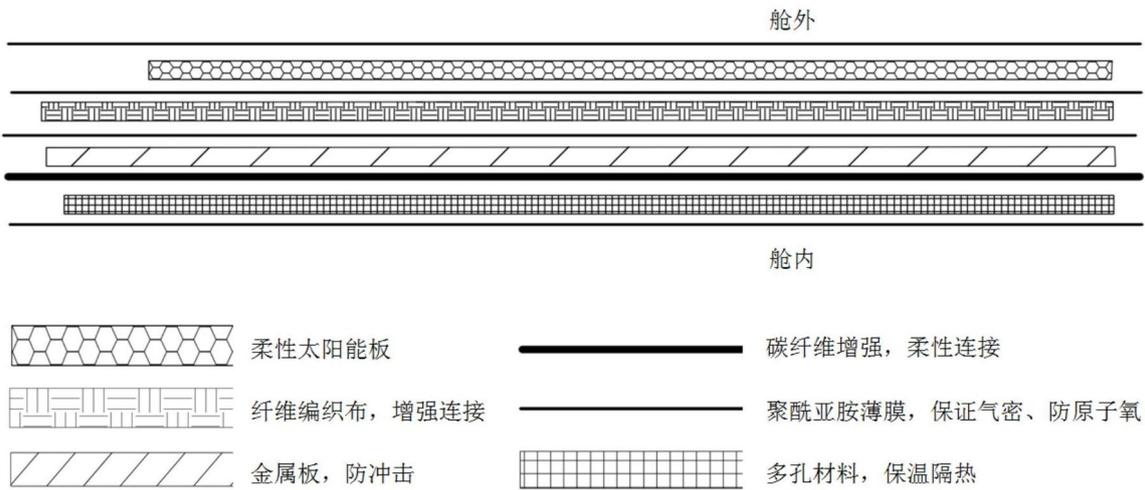
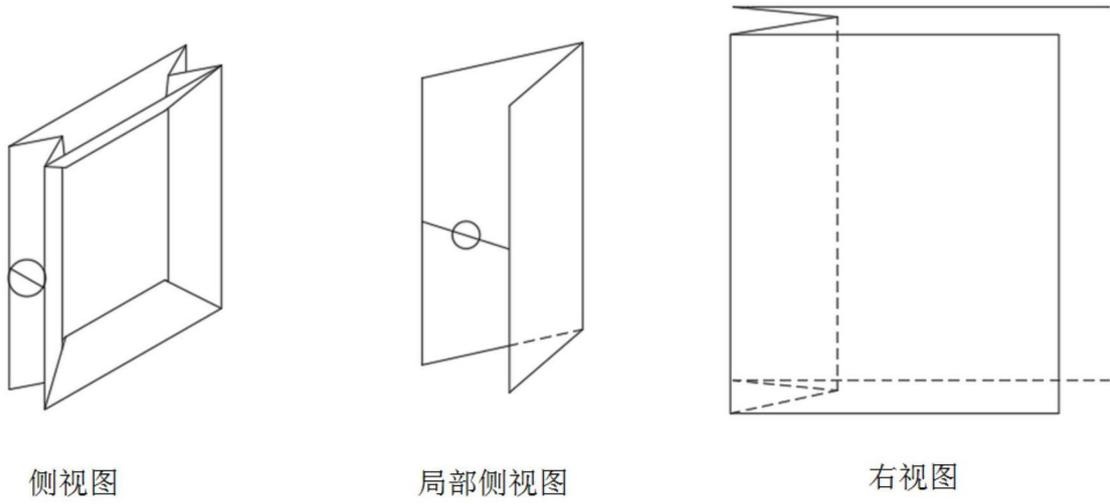


图2c



三角形展开立柱，增强侧壁刚度，保证整体稳定性

图2d

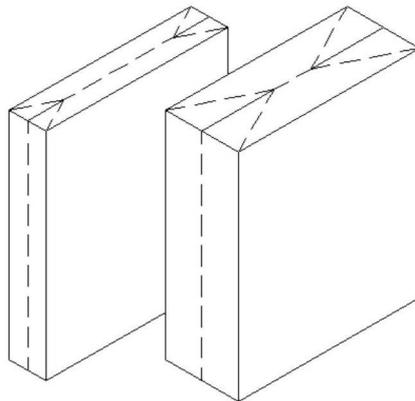


图2e

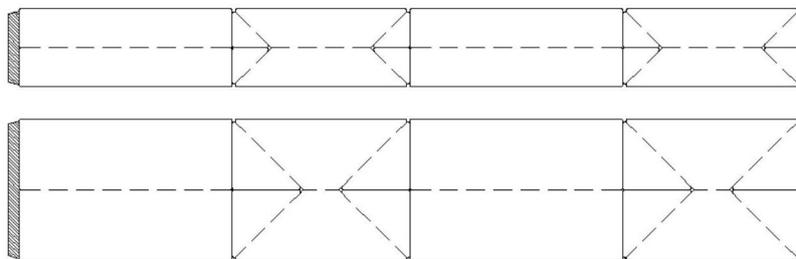


图2f