



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 107745829 B

(45)授权公告日 2020.02.18

(21)申请号 201710822779.9

审查员 温美仪

(22)申请日 2017.09.13

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 107745829 A

(43)申请公布日 2018.03.02

(73)专利权人 北京空间飞行器总体设计部

地址 100094 北京市海淀区友谊路104号

(72)发明人 曾惠忠 董彦芝 盛聪 邓宇华

(74)专利代理机构 北京理工大学专利中心

11120

代理人 仇蕾安 杨志兵

(51)Int.Cl.

B64G 1/22(2006.01)

B64G 1/00(2006.01)

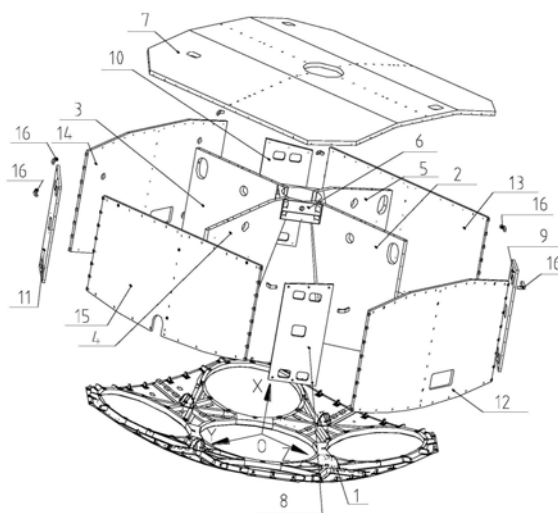
权利要求书1页 说明书4页 附图5页

(54)发明名称

一种轻量化航天器主结构

(57)摘要

本发明属于航天器结构领域技术领域,特别涉及一种需要携带大质量贮箱的高轨或者深空探测领域的航天器主结构。一种轻量化航天器主结构,它包括:底板、中心角盒、顶板、四块隔板、四块侧板和四块斜侧板;本发明采用八棱柱加顶部和底部外凸的结构构型,在整器布局层面有效降低结构重量。为满足结构刚度和设备装需求,顶板设计为铝面板铝蜂窝夹层结构板,底板设计为碳纤维增强树脂加筋壳,其余结构板设计为碳纤维增强树脂面板铝蜂窝夹层结构板。本发明用最小面积的舱板实现仪器安装,能大幅减轻整器结构重量,同时配合系统总体设计出构型更优、重量更轻的探测器。



1. 一种轻量化航天器主结构,其特征在于,包括:底板(1)、中心角盒(6)、顶板(7)、四块隔板、四块侧板、四块斜侧板;

所述底板(1)为球冠形,采用碳纤维增强树脂复合材料加筋壳;

所述顶板(7)为外凸的铝蜂窝夹层结构板;

所述中心角盒(6)为铝合金薄壁结构;

所述隔板、侧板与斜侧板均为碳纤维增强树脂面板铝蜂窝夹层结构板;

整体连接关系为:四块所述侧板和四块所述斜侧板依次间隔连接围成两端均开口的八棱柱结构,所述中心角盒(6)位于所形成的八棱柱结构内部;四块所述隔板呈十字型安装在所述中心角盒(6)的两条对角线方向,每块隔板与一块侧板垂直对接;所述底板(1)和所述顶板(7)分别位于所形成的八棱柱结构的底部开口和顶部开口处;四块隔板、四块侧板以及四块斜侧板的顶边分别与所述顶板(7)相连,底边分别与所述底板(1)相连;

相邻的所述侧板和所述斜侧板之间采用直接连接,且相邻侧板和斜侧板的角点处增加压紧角盒(16)连接;

所述顶板(7)为一体式结构,包括中间平板和位于中间平板两侧向下弯折的面板。

2. 如权利要求1所述的一种轻量化航天器主结构,其特征在于,所述底板(1)上设有四个用于安装外部设备的圆形安装口,四个所述圆形安装口沿周向均匀分布。

3. 如权利要求1所述的一种轻量化航天器主结构,其特征在于,相邻侧板和斜侧板之间的夹角为 $135^{\circ}$ 。

## 一种轻量化航天器主结构

### 技术领域

[0001] 本发明属于航天器结构领域技术领域,特别涉及一种需要携带大质量贮箱的高轨或者深空探测领域的航天器主结构。

### 背景技术

[0002] 航天器主结构类型主要有:中心承力筒结构、杆系结构、箱板结构、壳体结构。中心承力筒结构和壳体结构有利于保证结构强度和刚度,但对设备安装适应性较差;杆系结构和箱板式结构对设备安装适应性较好,但杆系结构的开敞性和承受集中载荷能力比箱板式结构好,箱板式结构的整体刚度和稳定性比杆系结构好。

[0003] 对于携带大质量贮箱的高轨和深空探测领域航天器,主结构重量占整器重量的比例要求很低(通常会低于7%),以满足任务需求。单一的结构类型通常无法兼顾重量轻、强度刚度好、设备安装适应性好的要求。因此,需要将不同类型主结构进行结合,能最大限度地发挥各类结构的优点。例如我国的风云三号卫星,法国的SPOT卫星等卫星就是典型的杆系结构、中心承力筒结构和箱板结构的混合结构。对于携带大质量贮箱的航天器结构,通常从构型布局上会有两种方式:单独形成推进舱和设备舱,推进舱和设备舱融合为一体。

[0004] 我国的环境1C卫星结构属于推进舱和设备舱分舱设计,推进舱采用壳体结构,设备舱采用箱板结构。由于箱体结构和壳体推进舱空间上分开设计,存在整星质心高、布局不紧凑的缺点,导致结构占整星重量的15%(整星重约950kg)。因此从减轻结构重量出发,推进舱和设备舱分舱设计的结构存在先天不足。

[0005] 嫦娥三号着陆器结构属于推进舱和设备舱一体设计,采用箱板和框架组合结构,隔板预埋梁和底部对接环形成主承力框架。嫦娥三号着陆器横截面为2500mm×2500mm,整器重约3780kg,通过贮箱水平并联分布,降低了质心,结构紧凑,最终结构重199.6kg,结构承载效率很高。但对于整体横截面尺寸压缩到1700mm×1700mm,而设备安装数量尺寸基本不变情况下,舱内设备安装空间不足。

[0006] 为了满足空间紧凑,重量轻,在横截面尺寸相对现有设备尺寸不十分富裕的约束条件下,需要综合箱板式结构和壳体结构的优点,设计出一种箱板和壳体融合为一个舱体的结构,解决增大设备安装空间和减轻重量、提高结构强度刚度的矛盾。

### 发明内容

[0007] 本发明的目的是:针对携带大质量贮箱的高轨和深空探测领域的航天器,为了兼顾重量轻、强度和刚度好、设备安装适应性好的要求,提供一种箱板和壳体融合为一个舱体的航天器主结构,解决增大设备安装空间和减轻重量、提高结构强度刚度的矛盾。

[0008] 本发明的技术方案是:一种轻量化航天器主结构,包括:底板、中心角盒、顶板、四块隔板、四块侧板、四块斜侧板;

[0009] 所述底板为球冠形,采用碳纤维增强树脂复合材料加筋壳;

[0010] 所述顶板为外凸的铝蜂窝夹层结构板;

[0011] 所述中心角盒为铝合金薄壁结构；

[0012] 所述隔板、侧板与斜侧板均为碳纤维增强树脂面板铝蜂窝夹层结构板；

[0013] 整体连接关系为：四块所述侧板和四块所述斜侧板依次间隔连接围成两端均开口的八棱柱结构，所述中心角盒位于所形成的八棱柱结构内部；四块所述隔板呈十字型安装在所述中心角盒的两条对角线方向，每块隔板与一块侧板垂直对接；所述底板和所述顶板分别位于所形成的八棱柱结构的底部开口和顶部开口处；四块隔板、四块侧板以及四块斜侧板的顶边分别与所述顶板相连，底边分别与所述底板相连。相邻的所述侧板与所述斜侧板之间通过压紧角盒连接。

[0014] 有益效果：

[0015] (1) 本发明优化整器构型布局，用最小的舱板面积实现结构功能，采用八棱柱加顶部和底部外凸的结构构型，把部分设备安装空间移到舱外，用最小面积的舱板实现仪器安装，能大幅减轻整器结构重量，同时配合系统总体设计出构型更优、重量更轻的探测器；

[0016] (2) 本发明通过缩短载荷传递路径、降低质心高度，减轻结构重量、提高结构刚度和承载能力。

[0017] (3) 本发明结合承受设备载荷需求，对大承载结构布局以及形式进行优化，实现用最少的重量代价完成整器主要承载功能。

[0018] (4) 本发明针对载荷传递特点，不同传递路径上的结构板有针对性地进行材料选用，提高材料使用效率，降低整器结构重量。

[0019] (5) 本发明尽量减少结构连接环节，结构板采取直接连接而不是通过角条间接连接，减轻结构重量、简化产品生产工艺。

[0020] (6) 本发明通过蜂窝板预埋件减重，在保证承载能力满足使用要求前提下，降低结构重量。

[0021] (7) 通过结构板边缘局部安装压紧角盒形式，消除冷热交变导致蜂窝夹层结构板预埋件和面板之间的剥离故障。

## 附图说明

[0022] 图1为本发明的爆炸图；

[0023] 图2为图1中正X向投影图；

[0024] 图3为图1中负X向投影图；

[0025] 图4为图1中负Y向投影图；

[0026] 图5为图1中负Z向投影图；

[0027] 图6为图1中正Y向投影图；

[0028] 图7为图1中正Z向投影图。

## 具体实施方式

[0029] 下面结合附图并举实施例，对本发明进行详细描述。

[0030] 一种轻量化航天器主结构，为了能够用最少的舱板面积实现结构功能，确定采用八棱柱加顶部和底部外凸的结构构型，在整器布局层面有效降低结构重量。确定结构整体布局确定后，结合设备分布和承载需求，优化设计整器结构载荷传递路径，确定载荷主要传

递路径上的结构由上凸的顶板、四块隔板和下凸的底板构成。缩短了载荷传递路径、降低质心高度,减轻结构重量、提高结构刚度和承载能力。

[0031] 由此,该结构包括:底板1、中心角盒6、顶板7、四块隔板(见附图标记2、3、4、5)、四块侧板(见附图标记12、13、14、15)、四块斜侧板(见附图标记8、9、10、11)、压紧角盒16。

[0032] 如图1所示:以底板1中心为坐标原点,竖直向上(即底板1上表面的法向)为+X向,与X向垂直且水平向右为+Z向建立三维笛卡尔坐标系。

[0033] 参见附图2-7,四块隔板分别为:沿+Z方向延伸的隔板A2、沿-Z方向延伸的隔板B3、沿+Y方向延伸的隔板C4和沿-Y方向延伸的隔板D5。

[0034] 四块侧板分别为:端面垂直于+Z方向的侧板A12、端面垂直于-Y方向的侧板B13、端面垂直于-Z方向的侧板C14和端面垂直于+Y方向的侧板D15;四块斜侧板分别为:位于侧板A12和侧板D15之间的斜侧板A8、位于侧板A12和侧板B13之间的斜侧板B9、位于侧板C14和侧板B13之间的斜侧板C10、位于侧板C14和侧板D15之间斜侧板D11;由此四块侧板和四块斜侧板依次间隔连接围成两端均开口的八棱柱结构。相邻侧板和斜侧板之间的夹角为 $135^{\circ}$ ,通过特殊设计的预埋件(预埋螺钉)将侧板和斜侧板直接连接为一体,与传统的通过角条间接连接相比减轻了重量。

[0035] 其整体连接关系为:四块隔板的分别连接在中心角盒6的四条侧边上。中心角盒6位于四块侧板和四块斜侧板围成的八棱柱结构内,四块隔板分别通过其侧边和与之相对的侧板连接;四块隔板、四块侧板以及四块斜侧板的顶边与顶板7固接,底边与底板1固接。其中底板1和顶板7均位外凸的球形结构;由此形成的封闭八棱柱结构如图1所示,中心角盒6和与之相连的四块隔板位于该八棱柱结构内部。

[0036] 按照构型和散热设计要求,顶板7需要设计成三个平面组合体,为减少结构连接环节,将其设计为一体结构,如图1所示,包括中间平板和位于中间平板两侧的向下弯折的面板,由此代替常规结构螺钉角条连接,减轻重量。

[0037] 大质量设备安装在顶板7和四个隔板上,占探测器系统总重量60%的贮箱安装在底板1的四个圆形开孔上(底板1上设置有五个圆孔,分别为底板1中心的圆孔和沿周向均布的四个圆孔,中心的圆孔用于提供发动机喷管放置避让空间,同时提供发动机喷管隔热屏安装接口)。在探测器经受过载时,除底板1以外的载荷通过顶板7和四个隔板传递到底板1,最终整器载荷都通过底板1传递出去。四个隔板只需要保证舱内设备和部分贮箱安装空间即可,因此传力路径直接,结构承载效率提高,从而减轻了结构重量。

[0038] 设计底板1时,结合贮箱尺寸及安装需求,优化了贮箱接口布局和自身设计参数,将底板1最终设计为碳纤维增强树脂复合材料加筋壳,实现用最小的重量代价承受整器60%重量,减轻了主结构重量。

[0039] 顶板7属于主传力结构,需要承受除了贮箱以外大部分设备的载荷并要求有足够的刚度,此外还需要作为散热面,因此将其设计为铝面板铝蜂窝夹层结构板。四个隔板属于主传力路径上结构,需要承受的压缩载荷大于拉升载荷并且需要很高的抗弯刚度维持构型,因此将隔板设计为承压能力强的碳纤维增强树脂面板铝蜂窝夹层结构板;同时通过设计底板1对外传递载荷点的位置,保证四块隔板下沿应力最集中点和底板1对外传递载荷点切重合且靠近隔板下沿中部,这样就不需要设计隔板预埋梁,进一步减轻了结构重量。中心角盒6位于主传力路径上,其上还需要安装大量高精度设备并需要承受集中载荷,需要保证

高刚度,因此通过优化设计,将其与四块隔板有效连接为一体形成一个周向封闭的结构,由于形状复杂将其设计为铝合金薄壁结构,在此基础上尽可能减轻壁厚,进一步减轻结构重量。

[0040] 四块斜侧板和四块侧板不属于主传力路径上结构,但也需要很高的抗弯刚度维持构型,因此将他们设计为高模量的碳纤维增强树脂面板铝蜂窝夹层结构板。因此,从结构板设计上,针对不同传递路径上的结构板采用不同材料,提高材料使用效率,有效地降低整器主结构重量。

[0041] 大部分的结构板之间都采用直接连接,而不是通过角条间接连接,能减轻结构重量、简化产品生产工艺。但侧板与斜侧板相连的角点之间采用压紧角盒16连接,其作用是通过角盒约束结构板自由变形,防止高低温交替环境下蜂窝夹层结构板预埋件和面板之间发生剥离。

[0042] 最后,通过分析整器结构板所用的蜂窝板预埋件承载需求,开展有针对性的减重设计,在保证承载能力满足使用要求前提下,降低结构重量。

[0043] 通过上述方法设计得到的轻量化航天器主结构,设计出重量48kg,外包络为1700mm长、1700mm宽、878mm高,能承受769kg质量10g过载的主结构,结构的承载能力和刚度都通过了试验验证,同时该结构还能适应地面操作、地面发射、近地轨道、奔月轨道、月面着陆、月面工作、月面上升、环月轨道等全任务剖面的各种环境。

[0044] 综上,以上仅为本发明的较佳实施例而已,并非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,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

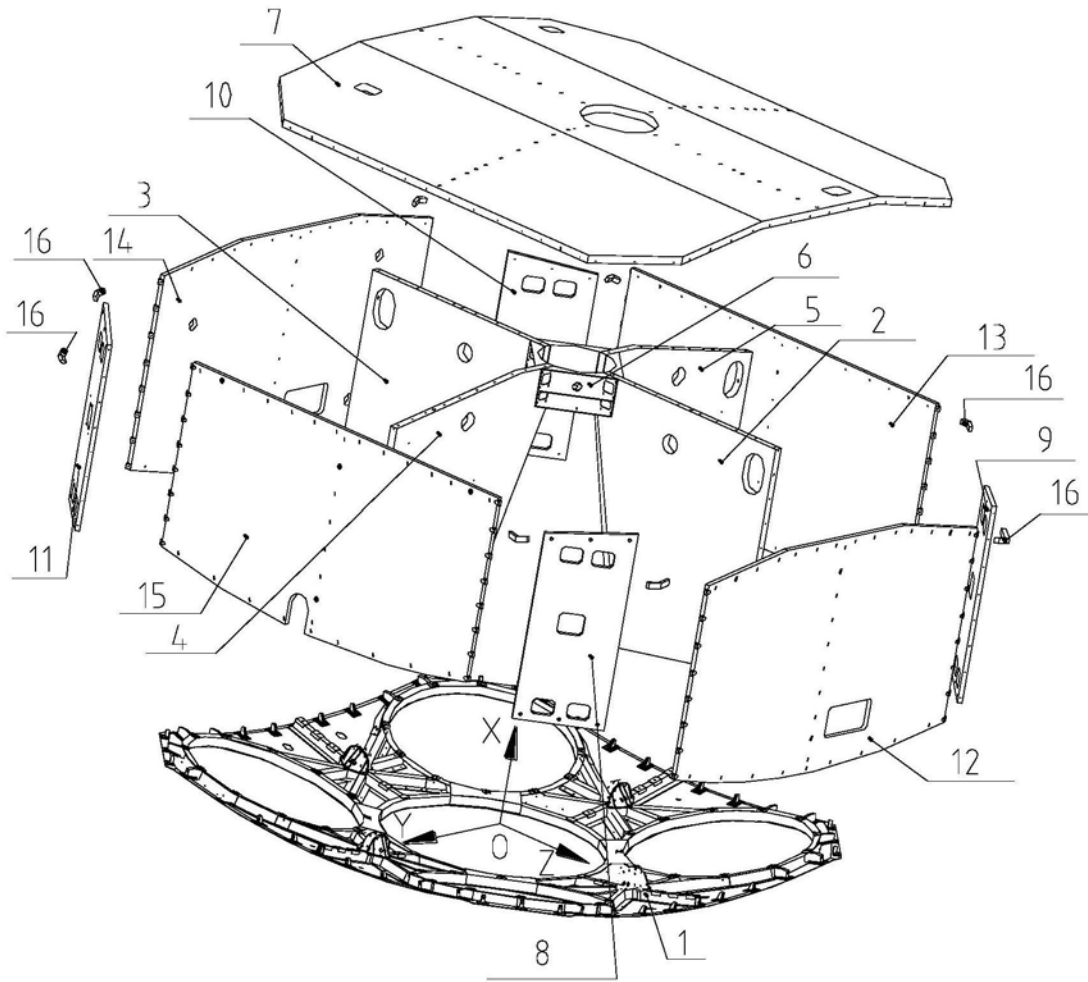


图1

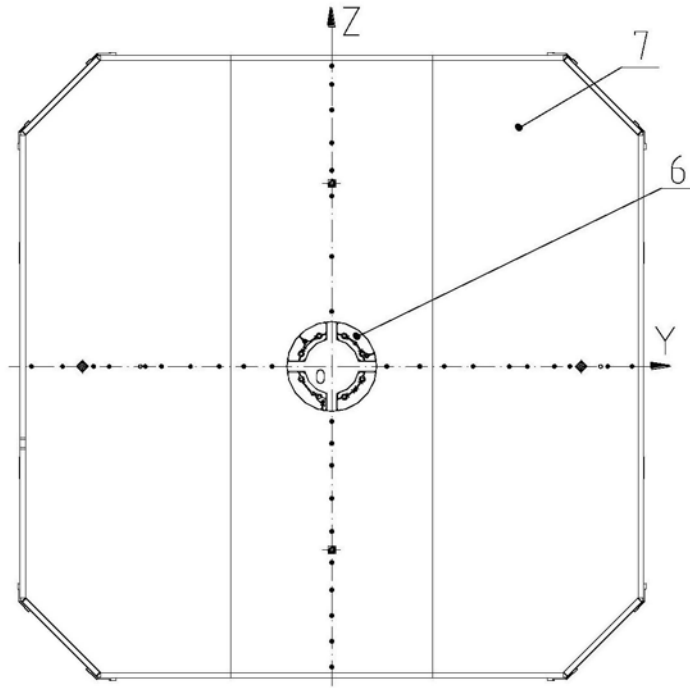


图2

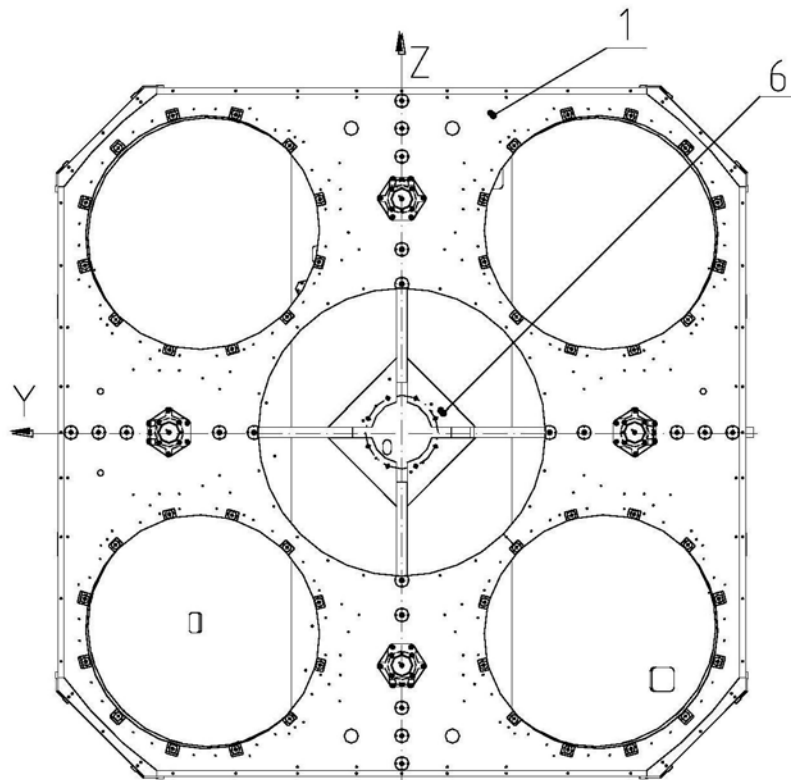


图3

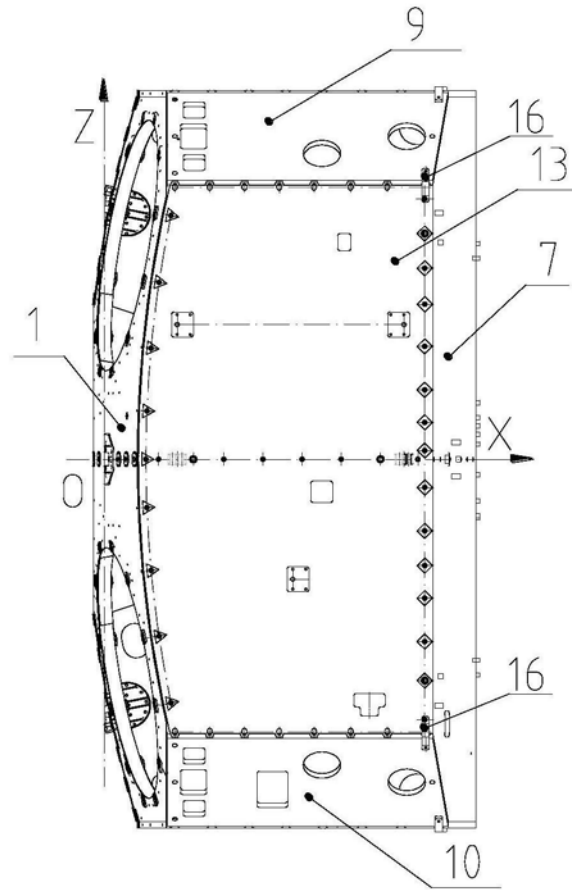


图4

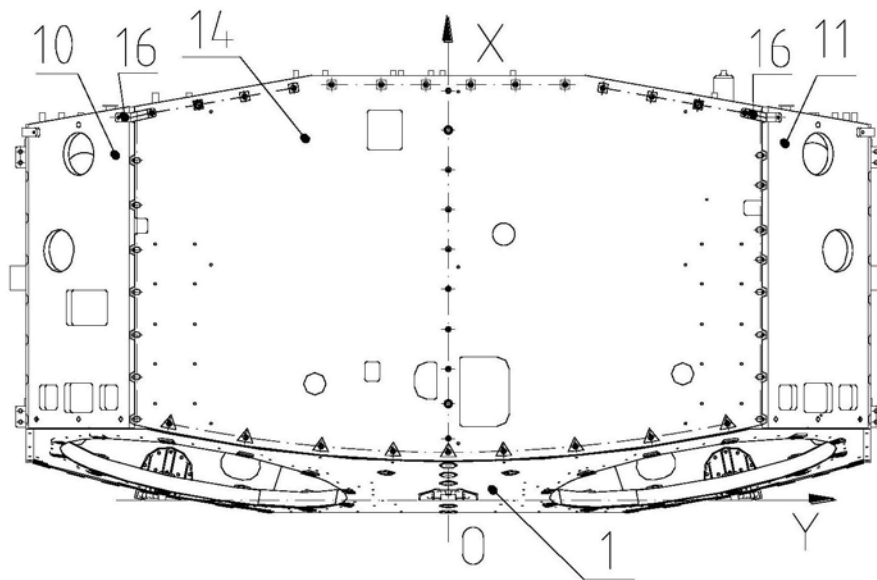


图5

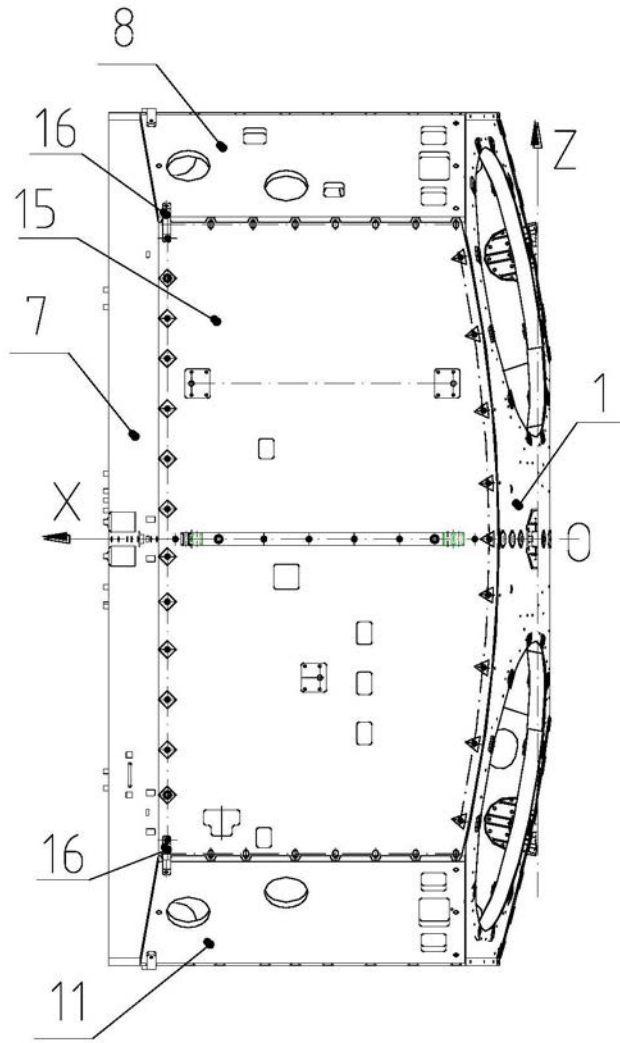


图6

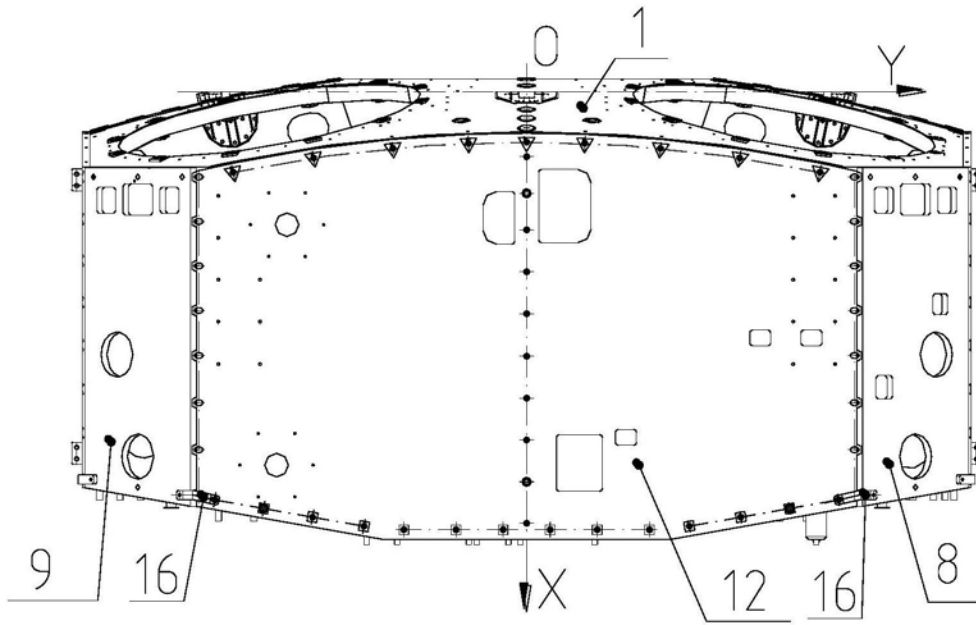


图7