



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110683077 A

(43)申请公布日 2020.01.14

(21)申请号 201910888298.7

(22)申请日 2019.09.19

(71)申请人 上海卫星工程研究所

地址 200240 上海市闵行区华宁路251号

(72)发明人 任友良 王舒楠 王志国 彭海阔

范季夏 黄金生

(74)专利代理机构 上海段和段律师事务所

31334

代理人 李佳俊 郭国中

(51)Int.Cl.

B64G 1/10(2006.01)

H01Q 1/28(2006.01)

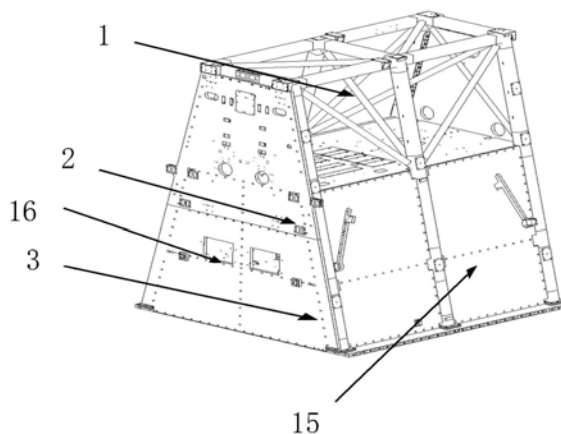
权利要求书3页 说明书8页 附图3页

(54)发明名称

适用于雷达天线的梯形卫星结构及制作方法

(57)摘要

本发明提供了一种适用于雷达天线的梯形卫星结构及制作方法,包括:舱体、第一侧板15、第二侧板16;所述舱体包括:上舱1、中舱2、下舱3;上舱1、中舱2和下舱3依次连接;所述上舱1、中舱2和下舱3具有梯形结构;所述第一侧板15贴合于上舱1、中舱2、下舱3的侧面、第二侧板16贴合于上舱1、中舱2、下舱3的侧面;第一侧板15中心面所在平面与第二侧板16中心面所在平面相交。本发明能够保证合成孔径雷达天线的可靠安装,又可降低整星的质心和合成孔径雷达天线的响应;本发明能使得整星的基频满足运载火箭要求和整星热尺寸稳定性满足合成孔径雷达卫星的探测精度指标要求。



1. 一种适用于雷达天线的梯形卫星结构,其特征在于,包括:舱体、第一侧板(15)、第二侧板(16);

所述舱体包括:上舱(1)、中舱(2)、下舱(3);

上舱(1)、中舱(2)和下舱(3)依次连接;

所述上舱(1)、中舱(2)和下舱(3)具有梯形结构;

所述上舱(1)的下表面与中舱(2)的上表面相连接,中舱(2)的上表面全部或者部分覆盖上舱(1)的下表面;

所述中舱(2)的下表面与下舱(3)的上表面相连接,下舱(3)的上表面全部或者部分覆盖中舱(2)的下表面;

所述第一侧板(15)贴合于上舱(1)、中舱(2)、下舱(3)的侧面,第二侧板(16)贴合于上舱(1)、中舱(2)、下舱(3)的侧面;

第一侧板(15)中心面所在平面与第二侧板(16)中心面所在平面相交。

2. 根据权利要求1所述的适用于雷达天线的梯形卫星结构,其特征在于,所述上舱(1)包括上舱顶板(4)、舱体相关部;

所述上舱顶板(4)设置于上舱(1)下底面,所述舱体相关部设置于上舱顶板(4)上方,所述舱体相关部设置于上舱(1)的上底面和下底面之间或者上舱(1)的下底面上。

3. 根据权利要求1所述的适用于雷达天线的梯形卫星结构,其特征在于,所述中舱(2)包括中舱中层板(12)、隔板件以及舱体相关部;

所述中舱中层板(12)设置于中舱(2)的下表面,所述隔板件中心面所在平面与中舱(2)的下表面垂直;

所述舱体相关部设置于中舱中层板(12)上方,所述舱体相关部设置于中舱(2)的上底面和下底面之间或者中舱(2)的下底面上。

4. 根据权利要求1所述的适用于雷达天线的梯形卫星结构,其特征在于,所述下舱(3)包括:下舱底板(13)、隔板件以及舱体相关部;

所述下舱底板(13)设置于下舱(3)的下表面,所述隔板件中心面所在平面与下舱(3)的下表面垂直;

所述舱体相关部设置于下舱底板(13)的上方;

所述舱体相关部与设置于下舱(3)的上底面和下底面之间或者下舱(3)的下底面上。

5. 根据权利要求2-4任一所述的适用于雷达天线的梯形卫星结构,其特征在于,

所述隔板件(10)采用:第一隔板件(101)和第二隔板件(102);

所述第一隔板件(101)中心面所在平面和第二底板(102)中心面所在平面相交;

所述舱体相关部采用:接头(7)、圆杆(5)、方杆(6)、桁条(9)、内埋件(17)以及外贴件(8);

所述接头(7)设置于圆杆(5)和方杆(6)的连接处;

所述圆杆(5)和方杆(6)相交于上舱顶板(4)或者中舱中层板(12)或者下舱底板(13)中心面所在平面;

所述桁条(9)设置于方杆(6)的外表面或者上舱顶板(4)或者中舱中层板(12)或者下舱底板(13);

内埋件(17)设置于圆杆(5)和方杆(6)的内部,内埋件(17)全部或者部分覆盖圆杆(5)

和方杆(6)的内表面;外贴件(8)设置于圆杆(5)和方杆(6)的外部,外贴件(8)全部或者部分覆盖圆杆(5)和方杆(6)的连接处。

6.根据权利要求5所述的适用于雷达天线的梯形卫星结构,其特征在于,所述隔板件(10)包括如下任意一种:

-中舱隔板件;

-下舱隔板件;

舱体相关部包括如下任意一种部件:

-上舱舱体相关部件;

-中舱舱体相关部件;

-下舱舱体相关部件。

7.根据权利要求5所述的适用于雷达天线的梯形卫星结构,其特征在于,上舱顶板(4)、中舱中层板(12)以及下舱底板(13)具有铝合金蒙皮铝蜂窝夹层;

所述接头(7)为碳纤维接头(7);

所述圆杆(5)为碳纤维圆杆(5);

所述方杆(6)为碳纤维方杆(6);

所述桁条(9)为碳纤维桁条(9);

所述内埋件(17)为铝合金内埋件(17);

所述外贴件(8)为铝合金外贴件(8)。

8.根据权利要求5所述的适用于雷达天线的梯形卫星结构,其特征在于,所述上舱顶板(4)、接头(7)、圆杆(5)、方杆(6)、桁条(9)、内埋件(17)、以及外贴件(8)采用交联剂胶接成上舱(1);

所述中舱中层板(12)、隔板件(10)、接头(7)、圆杆(5)、方杆(6)、桁条(9)、内埋件(17)、以及外贴件(8)采用交联剂胶接成中舱(2);

所述下舱底板(13)、隔板件(10)、接头(7)、圆杆(5)、方杆(6)、桁条(9)、内埋件(17)、以及外贴件(8)采用交联剂胶接成下舱(3)。

9.一种适用于雷达天线的梯形卫星结构制作方法,其特征在于,包括:上舱成型步骤、中舱成型步骤、下舱成型步骤以及侧板连接步骤;

上舱成型步骤:将上舱顶板(4)、接头(7)、圆杆(5)、方杆(6)、桁条(9)、内埋件(17)、以及外贴件(8)采用交联剂胶接成上舱(1);所述上舱顶板(4)设置于上舱(1)下底面;

中舱成型步骤:将中舱中层板(12)、中舱隔板件(10)、接头(7)、圆杆(5)、方杆(6)、桁条(9)、内埋件(17)、以及外贴件(8)采用交联剂胶接成中舱(2),中舱中层板(12)设置于中舱(2)的下表面,所述隔板件(10)中心面所在平面与中舱(2)的下表面垂直;

下舱成型步骤:将下舱底板(13)、下舱隔板件、接头(7)、圆杆(5)、方杆(6)、桁条(9)、内埋件(17)、以及外贴件(8)采用交联剂胶接成下舱(3),所述下舱底板(13)设置于下舱(3)的下表面,所述隔板件(10)中心面所在平面与下舱(3)的下表面垂直;

侧板连接步骤:将第一侧板(15)和第二侧板(16)通过螺钉连接到上舱(1)、中舱(2)和下舱(3)上。

10.根据权利要求9所述的适用于雷达天线的梯形卫星结构制作方法,其特征在于,隔板件(10)包括:中舱隔板件和下舱隔板件;

隔板件采用：第一隔板件(101)和第二隔板件(102)；

所述第一隔板件(101)中心面所在平面和第二底板(102)中心面所在平面相交；

所述接头(7)设置于圆杆(5)和方杆(6)的连接处；

所述圆杆(5)和方杆(6)相交于上舱顶板(4)或者中舱中层板(12)或者下舱底板(13)中心面所在平面；

所述桁条(9)设置于方杆(6)的外表面或者上舱顶板(4)上或者中舱中层板(12)上或者下舱底板(13)上；

内埋件(17)设置于圆杆(5)和方杆(6)的内部，内埋件(17)全部或者部分覆盖圆杆(5)和方杆(6)的内表面；

外贴件(8)设置于圆杆(5)和方杆(6)的外部，外贴件(8)全部或者部分覆盖圆杆(5)和方杆(6)的连接处；

上舱顶板(4)、中舱中层板(12)以及下舱底板(13)具有铝合金蒙皮铝蜂窝夹层；

所述接头(7)为碳纤维接头(7)；

所述圆杆(5)为碳纤维圆杆(5)；

所述方杆(6)为碳纤维方杆(6)；

所述桁条(9)为碳纤维桁条(9)；

所述内埋件(17)为铝合金内埋件(17)；

所述外贴件(8)为铝合金外贴件(8)。

适用于雷达天线的梯形卫星结构及制作方法

技术领域

[0001] 本发明涉及卫星结构领域,具体涉及一种适用于雷达天线的梯形卫星结构及制作方法,尤其是一种可折叠收拢的大尺寸合成孔径雷达天线梯形卫星结构。

背景技术

[0002] 大尺寸合成孔径雷达天线在轨工作时,通常为长方形构型,受运载火箭整流罩内部空间限制,合成孔径雷达天线需要折叠后分成两个翼通过爆炸螺栓分别压紧安装在卫星结构的两侧。合成孔径雷达天线折叠构型形成后,其上分布的压紧点数量和位置也就确定了,其安装在卫星结构上后,整星的质心、基频、热尺寸稳定性能和合成孔径雷达天线所受的响应完全由卫星结构决定。对于某些大尺寸合成孔径雷达天线,折叠收拢压紧在卫星结构上后,传统的长方形、六边形卫星结构不能保证整星的基频、热尺寸稳定和合成孔径雷达天线所受的响应要求,本发明提出的梯形卫星结构既保证合成孔径雷达天线的可靠安装,又可降低整星的质心和合成孔径雷达天线的响应,还能使得整星的基频满足运载火箭提出的基频要求和整星热尺寸稳定性满足合成孔径雷达卫星的探测精度指标要求。梯形卫星结构是这类大尺寸雷达天线卫星顺利实现工程研制的一种有效解决方案。

[0003] 专利文献CN103963998B公开了一种六边形框架主承力卫星结构,包括两个六边形框、若干可调节横杆和六根纵向异型杆,所述两个六边形框的角端分别通过六根纵向异性杆连接成六边形框架,所述纵向异型杆设有若干呈对称结构的安装孔,所述两根异型杆之间通过两个相对应的安装孔分别可调节连接可调节横杆的一端。该专利不能保证整星的基频、热尺寸稳定和合成孔径雷达天线所受的响应要求。

发明内容

[0004] 针对现有技术中的缺陷,本发明的目的是提供一种适用于雷达天线的梯形卫星结构及制作方法。

[0005] 根据本发明提供的一种适用于雷达天线的梯形卫星结构,包括:舱体、第一侧板15、第二侧板16;

[0006] 所述舱体包括:上舱1、中舱2、下舱3;

[0007] 上舱1、中舱2和下舱3依次连接;

[0008] 所述上舱1、中舱2和下舱3具有梯形结构;

[0009] 所述上舱1的下表面与中舱2的上表面相连接,中舱2的上表面全部或者部分覆盖上舱1的下表面;

[0010] 所述中舱2的下表面与下舱3的上表面相连接,下舱3的上表面全部或者部分覆盖中舱2的下表面;

[0011] 所述第一侧板15贴合于上舱1、中舱2、下舱3的侧面,第二侧板16贴合于上舱1、中舱2、下舱3的侧面;

[0012] 第一侧板15中心面所在平面与第二侧板16中心面所在平面相交。

- [0013] 优选地,所述上舱1包括上舱顶板4、舱体相关部;
- [0014] 所述上舱顶板4设置于上舱1下底面,所述舱体相关部设置于上舱顶板4上方,所述舱体相关部设置于上舱1的上底面和下底面之间或者上舱1的下底面上。
- [0015] 优选地,所述中舱2包括中舱中层板12、隔板件以及舱体相关部;
- [0016] 所述中舱中层板12设置于中舱2的下表面,所述隔板件中心面所在平面与中舱2的下表面垂直;
- [0017] 所述舱体相关部设置于中舱中层板12上方,所述舱体相关部设置于中舱2的上底面和下底面之间或者中舱2的下底面上。
- [0018] 优选地,所述下舱3包括:下舱底板13、隔板件以及舱体相关部;
- [0019] 所述下舱底板13设置于下舱3的下表面,所述隔板件中心面所在平面与下舱3的下表面垂直;
- [0020] 所述舱体相关部设置于下舱底板13的上方;
- [0021] 所述舱体相关部与设置于下舱3的上底面和下底面之间或者下舱3的下底面上。
- [0022] 优选地,所述隔板件10采用:第一隔板件101和第二隔板件102;
- [0023] 所述第一隔板件101中心面所在平面和第二底板102中心面所在平面相交;
- [0024] 所述舱体相关部采用:接头7、圆杆5、方杆6、桁条9、内埋件17以及外贴件8;
- [0025] 所述接头7设置于圆杆5和方杆6的连接处;
- [0026] 所述圆杆5和方杆6相交于上舱顶板4或者中舱中层板12或者下舱底板13中心面所在平面;
- [0027] 所述桁条9设置于方杆6的外表面或者上舱顶板4或者中舱中层板12或者下舱底板13;
- [0028] 内埋件17设置于圆杆5和方杆6的内部,内埋件17全部或者部分覆盖圆杆5和方杆6的内表面;外贴件8设置于圆杆5和方杆6的外部,外贴件8全部或者部分覆盖圆杆5和方杆6的连接处。
- [0029] 优选地,所述隔板件10包括如下任意一种:
- [0030] -中舱隔板件;
- [0031] -下舱隔板件;
- [0032] 舱体相关部包括如下任意一种部件:
- [0033] -上舱舱体相关部件;
- [0034] -中舱舱体相关部件;
- [0035] -下舱舱体相关部件。
- [0036] 优选地,上舱顶板4、中舱中层板12以及下舱底板13具有铝合金蒙皮铝蜂窝夹层;
- [0037] 所述接头7为碳纤维接头7;
- [0038] 所述圆杆5为碳纤维圆杆5;
- [0039] 所述方杆6为碳纤维方杆6;
- [0040] 所述桁条9为碳纤维桁条9;
- [0041] 所述内埋件17为铝合金内埋件17;
- [0042] 所述外贴件8为铝合金外贴件8。
- [0043] 优选地,其特征在于,所述上舱顶板4、接头7、圆杆5、方杆6、桁条9、内埋件17、以及

外贴件8采用交联剂胶接成上舱1；

[0044] 所述中舱中层板12、隔板件10、接头7、圆杆5、方杆6、桁条9、内埋件17、以及外贴件8采用交联剂胶接成中舱2；

[0045] 所述下舱底板13、隔板件10、接头7、圆杆5、方杆6、桁条9、内埋件17、以及外贴件8采用交联剂胶接成下舱3。

[0046] 根据本发明提供的一种适用于雷达天线的梯形卫星结构制作方法，包括：上舱成型步骤、中舱成型步骤、下舱成型步骤以及侧板连接步骤；

[0047] 上舱成型步骤：将上舱顶板4、接头7、圆杆5、方杆6、桁条9、内埋件17、以及外贴件8采用交联剂胶接成上舱1；所述上舱顶板4设置于上舱1下底面；

[0048] 中舱成型步骤：将中舱中层板12、中舱隔板件10、接头7、圆杆5、方杆6、桁条9、内埋件17、以及外贴件8采用交联剂胶接成中舱2，中舱中层板12设置于中舱2的下表面，所述隔板件10中心面所在平面与中舱2的下表面垂直；

[0049] 下舱成型步骤：将下舱底板13、下舱隔板件、接头7、圆杆5、方杆6、桁条9、内埋件17、以及外贴件8采用交联剂胶接成下舱3，所述下舱底板13设置于下舱3的下表面，所述隔板件10中心面所在平面与下舱3的下表面垂直；

[0050] 侧板连接步骤：将第一侧板15和第二侧板16通过螺钉连接到上舱1、中舱(2)和下舱(3)上。

[0051] 优选地，隔板件10包括：中舱隔板件和下舱隔板件；

[0052] 隔板件采用：第一隔板件101和第二隔板件102；

[0053] 所述第一隔板件101中心面所在平面和第二底板102中心面所在平面相交；

[0054] 所述接头7设置于圆杆5和方杆6的连接处；

[0055] 所述圆杆5和方杆6相交于上舱顶板4或者中舱中层板12或者下舱底板13中心面所在平面；

[0056] 所述桁条9设置于方杆6的外表面或者上舱顶板4上或者中舱中层板12上或者下舱底板13上；

[0057] 内埋件17设置于圆杆5和方杆6的内部，内埋件17全部或者部分覆盖圆杆5和方杆6的内表面；

[0058] 外贴件8设置于圆杆5和方杆6的外部，外贴件8全部或者部分覆盖圆杆5和方杆6的连接处；

[0059] 上舱顶板4、中舱中层板12以及下舱底板13具有铝合金蒙皮铝蜂窝夹层；

[0060] 所述接头7为碳纤维接头7；

[0061] 所述圆杆5为碳纤维圆杆5；

[0062] 所述方杆6为碳纤维方杆6；

[0063] 所述桁条9为碳纤维桁条9；

[0064] 所述内埋件17为铝合金内埋件17；

[0065] 所述外贴件8为铝合金外贴件8。

[0066] 与现有技术相比，本发明具有如下的有益效果：

[0067] 1、保证合成孔径雷达天线的可靠安装，又可降低整星的质心和合成孔径雷达天线的响应；

[0068] 2、能使得整星的基频满足运载火箭要求和整星热尺寸稳定性满足合成孔径雷达卫星的探测精度指标要求；

[0069] 3、结合合理，本发明应用于我国可折叠收拢的大尺寸合成孔径雷达天线卫星结构可以取得理想的效果。

附图说明

[0070] 通过阅读参照以下附图对非限制性实施例所作的详细描述，本发明的其它特征、目的和优点将会变得更明显：

[0071] 图1是本发明的结构示意图。

[0072] 图2是本发明提供的上舱、中舱和下舱的爆炸示意图。

[0073] 图3是本发明提供的上舱的组成示意图。

[0074] 图4是本发明提供的中舱的组成示意图。

[0075] 图5是本发明提供的下舱的组成示意图。

[0076] 图6是本发明提供的前后侧板及左右侧板的组成示意图。

[0077] 图7是本发明提供的碳纤维接头及其铝合金埋件的组成示意图。

[0078] 图中：

[0079]	上舱 1	隔板件 10
	中舱 2	第一隔板件 101
	下舱 3	第二隔板件 102
	上舱顶板 4	中舱中层板 12
	圆杆 5	下舱底板 13
	方杆 6	下舱隔板件 14
	接头 7	第一侧板 15
	贴件 8	第二侧板 16
	桁条 9	内埋件 17

具体实施方式

[0080] 下面结合具体实施例对本发明进行详细说明。以下实施例将有助于本领域的技术人员进一步理解本发明，但不以任何形式限制本发明。应当指出的是，对本领域的普通技术人员来说，在不脱离本发明构思的前提下，还可以做出若干变化和改进。这些都属于本发明的保护范围。

[0081] 如图1、2、3、4、5、6、7所示，根据本发明提供一种适用于雷达天线的梯形卫星结构，包括：舱体、第一侧板15、第二侧板16；

[0082] 所述舱体包括：上舱1、中舱2、下舱3；

[0083] 上舱1、中舱2和下舱3依次连接；

[0084] 所述上舱1、中舱2和下舱3具有梯形结构；

- [0085] 所述上舱1的下表面与中舱2的上表面相连接,中舱2的上表面全部或者部分覆盖上舱1的下表面;
- [0086] 所述中舱2的下表面与下舱3的上表面相连接,下舱3的上表面全部或者部分覆盖中舱2的下表面;
- [0087] 所述第一侧板15贴合于上舱1、中舱2、下舱3的侧面、第二侧板16贴合于上舱1、中舱2、下舱3的侧面;
- [0088] 第一侧板15中心面所在平面与第二侧板16中心面所在平面相交。
- [0089] 优选地,所述上舱1包括上舱顶板4、舱体相关部;
- [0090] 所述上舱顶板4设置于上舱1下底面,所述舱体相关部设置于上舱顶板4上方,所述舱体相关部设置于上舱1的上底面和下底面之间或者上舱1的下底面上。
- [0091] 优选地,所述中舱2包括中舱中层板12、隔板件以及舱体相关部;
- [0092] 所述中舱中层板12设置于中舱2的下表面,所述隔板件中心面所在平面与中舱2的下表面垂直;
- [0093] 所述舱体相关部设置于中舱中层板12上方,所述舱体相关部设置于中舱2的上底面和下底面之间或者中舱2的下底面上。
- [0094] 优选地,所述下舱3包括:下舱底板13、隔板件以及舱体相关部;
- [0095] 所述下舱底板13设置于下舱3的下表面,所述隔板件中心面所在平面与下舱3的下表面垂直;
- [0096] 所述舱体相关部设置于下舱底板13的上方;
- [0097] 所述舱体相关部与设置于下舱3的上底面和下底面之间或者下舱3的下底面上。
- [0098] 优选地,所述隔板件10采用:第一隔板件101和第二隔板件102;
- [0099] 所述第一隔板件101中心面所在平面和第二底板102中心面所在平面相交;
- [0100] 所述舱体相关部采用:接头7、圆杆5、方杆6、桁条9、内埋件17以及外贴件8;
- [0101] 所述接头7设置于圆杆5和方杆6的连接处;
- [0102] 所述圆杆5和方杆6相交于上舱顶板4或者中舱中层板12或者下舱底板13中心面所在平面;
- [0103] 所述桁条9设置于方杆6的外表面或者上舱顶板4或者中舱中层板12或者下舱底板13;
- [0104] 内埋件17设置于圆杆5和方杆6的内部,内埋件17全部或者部分覆盖圆杆5和方杆6的内表面;外贴件8设置于圆杆5和方杆6的外部,外贴件8全部或者部分覆盖圆杆5和方杆6的连接处。
- [0105] 优选地,所述隔板件10包括如下任意一种:
- [0106] -中舱隔板件;
- [0107] -下舱隔板件;
- [0108] 舱体相关部包括如下任意一种部件:
- [0109] -上舱舱体相关部件;
- [0110] -中舱舱体相关部件;
- [0111] -下舱舱体相关部件。
- [0112] 优选地,上舱顶板4、中舱中层板12以及下舱底板13具有铝合金蒙皮铝蜂窝夹层;

- [0113] 所述接头7为碳纤维接头7；
- [0114] 所述圆杆5为碳纤维圆杆5；
- [0115] 所述方杆6为碳纤维方杆6；
- [0116] 所述桁条9为碳纤维桁条9；
- [0117] 所述内埋件17为铝合金内埋件17；
- [0118] 所述外贴件8为铝合金外贴件8。
- [0119] 优选地，其特征在于，所述上舱顶板4、接头7、圆杆5、方杆6、桁条9、内埋件17、以及外贴件8采用交联剂胶接成上舱1；
- [0120] 所述中舱中层板12、隔板件10、接头7、圆杆5、方杆6、桁条9、内埋件17、以及外贴件8采用交联剂胶接成中舱2；
- [0121] 所述下舱底板13、隔板件10、接头7、圆杆5、方杆6、桁条9、内埋件17、以及外贴件8采用交联剂胶接成下舱3。
- [0122] 如图3所示，上舱1主要由1块上舱顶板4、12个碳纤维接头7、10根碳纤维圆杆5、13根碳纤维方杆6、4根碳纤维桁条9、若干碳纤维接头和杆件的铝合金内埋件17、以及若干外贴铝合金件8通过专用工装定位后采用Redux420胶粘剂胶接成型。
- [0123] 如图4所示，中舱2由1块中舱中层板12、3块中舱隔板件10、10个碳纤维接头7、8根碳纤维圆杆5、6根碳纤维方杆6、12根碳纤维桁条9、若干碳纤维接头和杆件的铝合金内埋件17、以及若干外贴铝合金件8组成。
- [0124] 如图5所示，下舱3由1块下舱包括下舱底板13、5块下舱隔板件14、14个碳纤维接头7、12根碳纤维圆杆5、10根碳纤维方杆6、20根碳纤维桁条9、若干碳纤维接头和杆件的铝合金内埋件17、以及若干外贴铝合金件8组成。
- [0125] 如图6所示，第一侧板15为前后侧板，第二侧板16为左右侧板。
- [0126] 如图7所示，铝合金内埋件17设置于碳纤维接头7内部。
- [0127] 根据本发明提供一种适用于雷达天线的梯形卫星结构制作方法，包括：上舱成型步骤、中舱成型步骤、下舱成型步骤以及侧板连接步骤；
- [0128] 上舱成型步骤：将上舱顶板4、接头7、圆杆5、方杆6、桁条9、内埋件17、以及外贴件8采用交联剂胶接成上舱1；所述上舱顶板4设置于上舱1下底面；
- [0129] 中舱成型步骤：将中舱中层板12、中舱隔板件10、接头7、圆杆5、方杆6、桁条9、内埋件17、以及外贴件8采用交联剂胶接成中舱2，中舱中层板12设置于中舱2的下表面，所述隔板件10中心面所在平面与中舱2的下表面垂直；
- [0130] 下舱成型步骤：将下舱底板13、下舱隔板件14、接头7、圆杆5、方杆6、桁条9、内埋件17、以及外贴件8采用交联剂胶接成下舱3，所述下舱底板13设置于下舱3的下表面，所述隔板件10中心面所在平面与下舱3的下表面垂直；
- [0131] 侧板连接步骤：将第一侧板15和第二侧板16通过螺钉连接到上舱1、中舱(2)和下舱(3)上。
- [0132] 优选地，隔板件10包括：中舱隔板件和下舱隔板件14；
- [0133] 隔板件采用：第一隔板件101和第二隔板件102；
- [0134] 所述第一隔板件101中心面所在平面和第二底板102中心面所在平面相交；
- [0135] 所述接头7设置于圆杆5和方杆6的连接处；

[0136] 所述圆杆5和方杆6相交于上舱顶板4或者中舱中层板12或者下舱底板13中心面所在平面；

[0137] 所述桁条9设置于方杆6的外表面或者上舱顶板4上或者中舱中层板12上或者下舱底板13上；

[0138] 内埋件17设置于圆杆5和方杆6的内部，内埋件17全部或者部分覆盖圆杆5和方杆6的内表面；

[0139] 外贴件8设置于圆杆5和方杆6的外部，外贴件8全部或者部分覆盖圆杆5和方杆6的连接处；

[0140] 上舱顶板4、中舱中层板12以及下舱底板13具有铝合金蒙皮铝蜂窝夹层；

[0141] 所述接头7为碳纤维接头7；

[0142] 所述圆杆5为碳纤维圆杆5；

[0143] 所述方杆6为碳纤维方杆6；

[0144] 所述桁条9为碳纤维桁条9；

[0145] 所述内埋件17为铝合金内埋件17；

[0146] 所述外贴件8为铝合金外贴件8。

[0147] 具体的，在一个实施例中，适用于雷达天线的梯形卫星结构制作方法如下：

[0148] 上舱成型步骤，将1块上舱顶板4、12个碳纤维接头7、10根碳纤维圆杆5、13根碳纤维方杆6、4根碳纤维桁条9、若干碳纤维接头和杆件的铝合金内埋件17、以及若干外贴铝合金件8通过专用工装定位后采用Redux420胶粘剂胶接成上舱1。；

[0149] 中舱成型步骤，在所述上舱成型步骤的基础上，将1块中舱中层板12、3块中舱隔板件10、10个碳纤维接头7、8根碳纤维圆杆5、6根碳纤维方杆6、12根碳纤维桁条9、若干碳纤维接头和杆件的铝合金内埋件17、以及若干外贴铝合金件8和上舱通过专用工装定位后采用Redux420胶粘剂胶接成上舱1和中舱2的组合体；

[0150] 下舱成型步骤，在中舱成型步骤的基础上，将1块下舱包括下舱底板13、5块下舱隔板件14、14个碳纤维接头7、12根碳纤维圆杆5、10根碳纤维方杆6、20根碳纤维桁条9、若干碳纤维接头和杆件的铝合金内埋件17、以及若干外贴铝合金件8和上舱、中舱通过专用工装定位后采用Redux420胶粘剂胶接成上舱1、中舱2和下舱3的组合体。

[0151] 侧板连接步骤，在下舱成型步骤的基础上，将4块前后侧板15和4块左右侧板16通过螺钉连接到上舱1、中舱2和下舱3上形成整个梯形卫星结构。

[0152] 本发明能够保证合成孔径雷达天线的可靠安装，又可降低整星的质心和合成孔径雷达天线的响应；本发明能使得整星的基频满足运载火箭要求和整星热尺寸稳定性满足合成孔径雷达卫星的探测精度指标要求；本发明结合合理，本发明应用于我国可折叠收拢的大尺寸合成孔径雷达天线卫星结构可以取得理想的效果。

[0153] 在本申请的描述中，需要理解的是，术语“上”、“下”、“前”、“后”、“左”、“右”、“竖直”、“水平”、“顶”、“底”、“内”、“外”等指示的方位或位置关系为基于附图所示的方位或位置关系，仅是为了便于描述本申请和简化描述，而不是指示或暗示所指的装置或元件必须具有特定的方位、以特定的方位构造和操作，因此不能理解为对本申请的限制。

[0154] 以上对本发明的具体实施例进行了描述。需要理解的是，本发明并不局限于上述特定实施方式，本领域技术人员可以在权利要求的范围内做出各种变化或修改，这并不影

响本发明的实质内容。在不冲突的情况下,本申请的实施例和实施例中的特征可以任意相互组合。

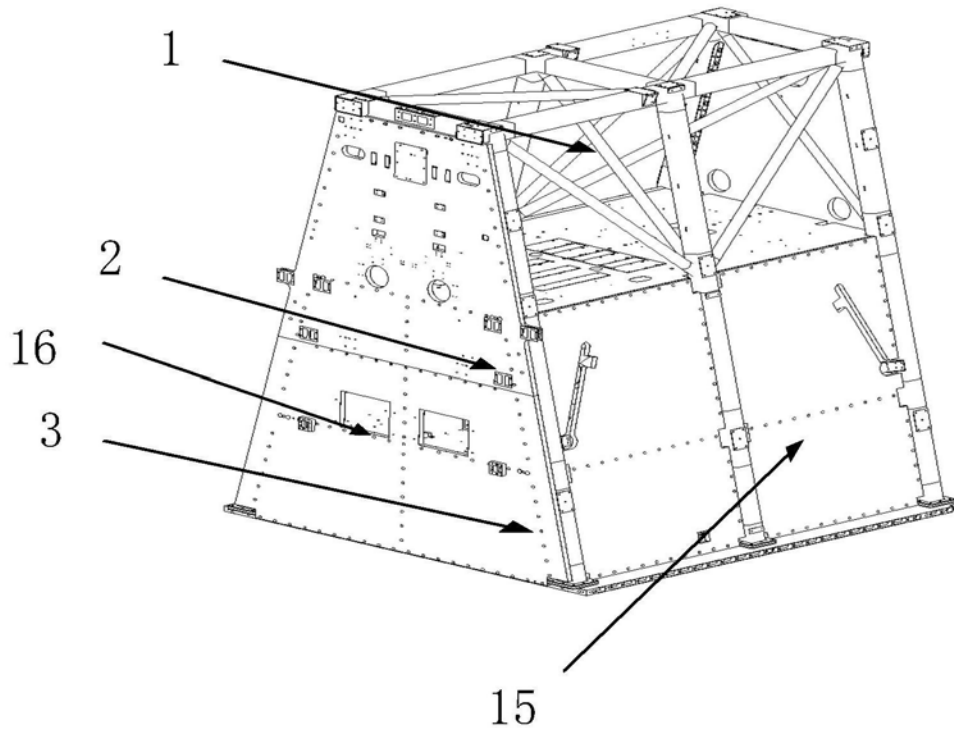


图1

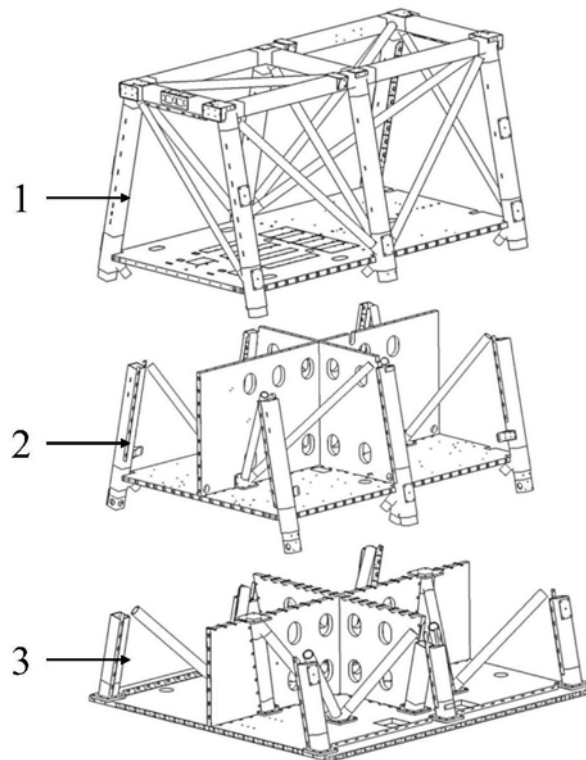


图2

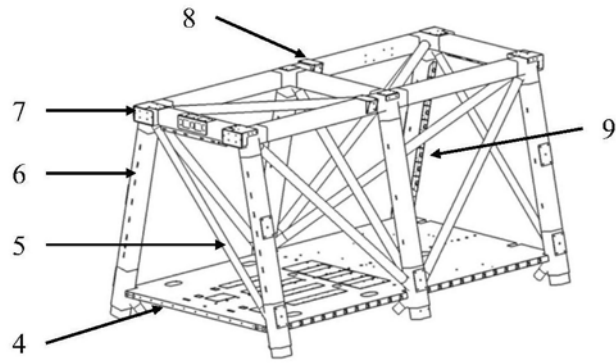


图3

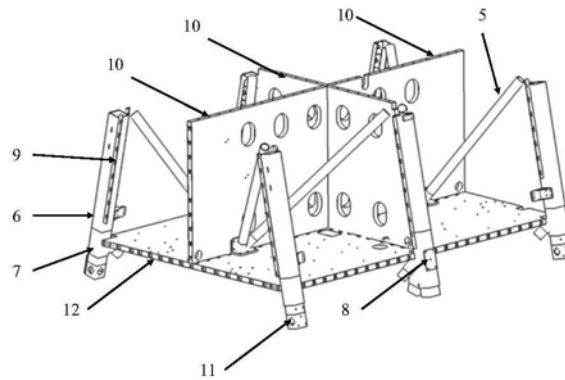


图4

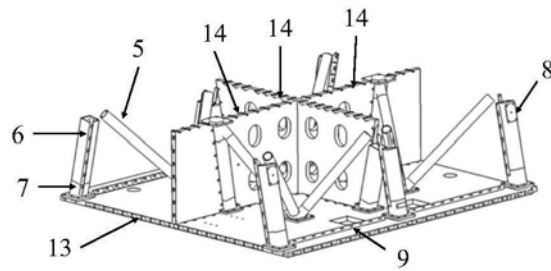


图5

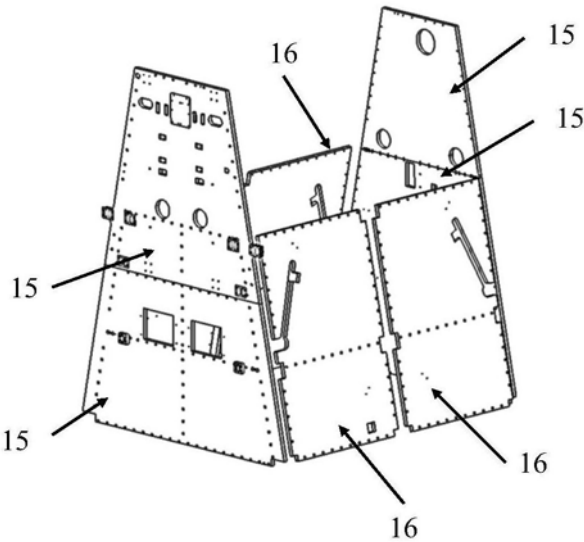


图6

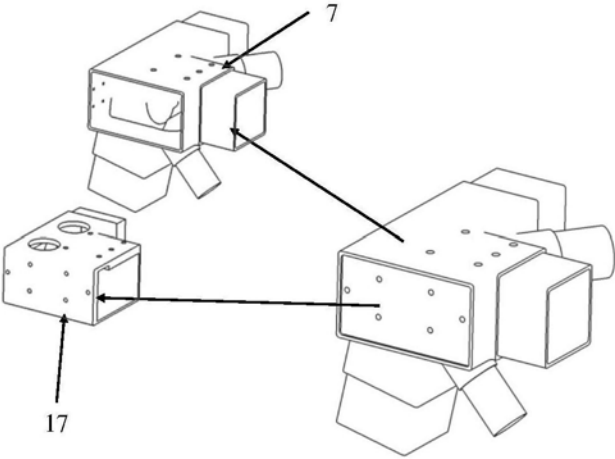


图7