



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 112483278 A

(43) 申请公布日 2021.03.12

(21) 申请号 202011166793.6

F02K 9/60 (2006.01)

(22) 申请日 2020.10.27

F02K 9/96 (2006.01)

(71) 申请人 北京宇航系统工程研究所

地址 100076 北京市丰台区南大红门路1号  
内35栋

(72) 发明人 石佳 贺启林 周冠宇 曹文利  
杨燕 税晓菊 王儒文 吴云峰  
马方超 程大林 王细波 耿屹  
霍毅 李林 刘艳 张萌 卫强  
穆俊宇 吴姮 李丁丁

(74) 专利代理机构 中国航天科技专利中心  
11009

代理人 李晶尧

(51) Int. Cl.

F02K 9/44 (2006.01)

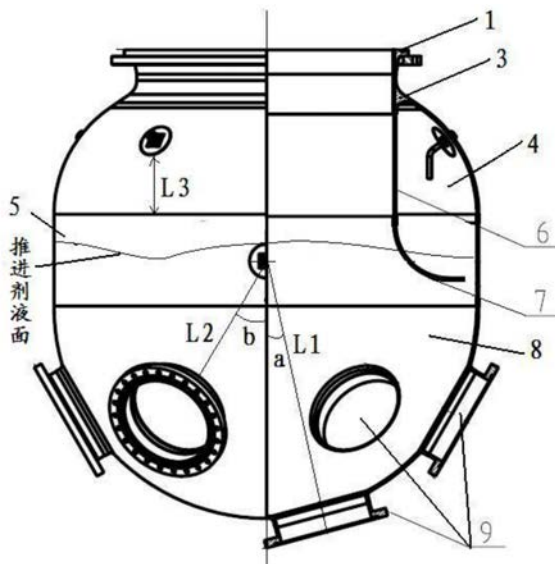
权利要求书2页 说明书4页 附图3页

(54) 发明名称

一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构

(57) 摘要

本发明涉及一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构,属于运载火箭推进剂设计领域;包括活套法兰、Y形环、上球体、转接环、内圆环、扩形环、下球体和7个出口法兰;转接环同轴固定安装在上球体的底端;下球体同轴固定安装在转接环的底端;内圆环同轴设置在上球体内腔中;Y形环的第1个支出侧边与内圆环外壁固连;Y形环的第2个支出侧边与上球体内壁固连;活套法兰固定安装在Y形环的第3个支出侧边外壁;活套法兰通过Y形环同轴限位在上球体的顶部开口处;扩形环同轴固定安装在内圆环的轴向底端;7个出口法兰设置在下球体外壁;本发明满足对蓄压器更大的容积和能量值需求,并且实现推进剂均匀输送到多台发动机。



1. 一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构,其特征在于:包括活套法兰(1)、Y形环(3)、上球体(4)、转接环(5)、内圆环(6)、扩形环(7)、下球体(8)和7个出口法兰(9);其中,上球体(4)为半球形中空壳体结构;上球体(4)轴向竖直放置,且大径开口端竖直向下;转接环(5)同轴固定安装在上球体(4)的底端;下球体(8)为半球形中空壳体结构;下球体(8)轴向竖直放置,且大径开口端竖直向上;下球体(8)同轴固定安装在转接环(5)的底端;内圆环(6)为轴向竖直放置的中空筒状结构;内圆环(6)同轴设置在上球体(4)内腔中;Y形环(3)设置有3个支出的侧边;Y形环(3)的第1个支出侧边与内圆环(6)外壁固连;Y形环(3)的第2个支出侧边与上球体(4)内壁固连;活套法兰(1)固定安装在Y形环(3)的第3个支出侧边外壁;上球体(4)的顶部设置有开口;活套法兰(1)通过Y形环(3)同轴限位在上球体(4)的顶部开口处;扩形环(7)同轴固定安装在内圆环(6)的轴向底端;7个出口法兰(9)设置在下球体(8)外壁。

2. 根据权利要求1所述的一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构,其特征在于:所述扩形环(7)的截面为L形结构;L形的扩形环(7)的竖直边与内圆环(6)底端对接;L形的扩形环(7)的水平边指向内圆环(6)的内壁;且扩形环(7)的水平边与内圆环(6)内壁留有间隙。

3. 根据权利要求2所述的一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构,其特征在于:所述7个出口法兰(9)中的1个出口法兰(9)设置在下球体(8)的底部,连接该出口法兰(9)的中心点和转接环(5)的轴线中心点L1,则L1与下球体(8)的轴线夹角 $\alpha$ 为 $15^\circ$ ;其余6个出口法兰(9)位于统一水平面,且6个出口法兰(9)沿周向均匀设置在下球体(8)的侧壁处;连接6个出口法兰(9)中任意1个出口法兰(9)的中心点和转接环(5)的轴线中心点L2,则L2与下球体(8)的轴线夹角 $\beta$ 为 $60^\circ$ 。

4. 根据权利要求1-3之一所述的一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构,其特征在于:所述八通分流结构的工作过程为:

外部推进剂从活套法兰(1)进入,依次经过内圆环(6)、扩形环(7)、下球体(8)后,从7个出口法兰(9)输出至外部发动机;在内圆环(6)、扩形环(7)外壁与上球体(4)内壁之间形成的腔体内填充气体,实现对八通分流结构POGO振动抑制。

5. 根据权利要求4所述的一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构,其特征在于:所述上球体(4)上设置有第一压差传感器接口(10)、排气孔(11)、测压孔(12)、充气孔(13)和气体测温孔(14);第一压差传感器接口(10)、排气孔(11)、测压孔(12)、充气孔(13)和气体测温孔(14)位于同一水平面;该平面距转接环(5)轴向中点所在平面的距离L3为880-890mm;

第一压差传感器接口(10)、排气孔(11)、测压孔(12)、充气孔(13)和气体测温孔(14)沿周向均匀设置在上球体(4)的外壁处。

6. 根据权利要求5所述的一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构,其特征在于:通过充气孔(13)向上球体(4)内腔充气;通过排气孔(11)将上球体(4)内腔的气体排出;通过测压孔(12)实现对上球体(4)内腔气体压力的测量;通过气体测温孔(14)实现对上球体(4)内腔气体温度的测量;第一压差传感器接口(10)与外部压差传感器连通。

7. 根据权利要求6所述的一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构,其特征在于:所述上球体(4)内腔填充的气体为氦气。

8. 根据权利要求7所述的一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构,其特征在于:所述转接环(5)上设置有液体测温孔(15)和第二压差传感器接口(16);液体测温孔(15)和第二压差传感器接口(16)对称设置在转接环(5)的侧壁上,且液体测温孔(15)和第二压差传感器接口(16)所在水平面位于转接环(5)轴向中间位置。

9. 根据权利要求8所述的一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构,其特征在于:向八通分流结构填充外部推进剂后,外部推进剂的液面位于液体测温孔(15)上方;通过液体测温孔(15)实现对外部推进剂温度的测量;第二压差传感器接口(16)与外部压差传感器连通。

10. 根据权利要求9所述的一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构,其特征在于:外部压差传感器通过第一压差传感器接口(10)实现对气体压力的测量;通过第二压差传感器接口(16)实现对推进剂压力的测量;经压差计算获得八通分流结构内部推进剂的液位高度。

## 一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构

### 技术领域

[0001] 本发明属于运载火箭推进剂设计领域,涉及一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构。

### 背景技术

[0002] POGO振动是指液体火箭结构系统与推进系统动特性相互耦合而产生的纵向不稳定低频振动,严重时将导致火箭发动机关机、有效载荷故障、航天员身体不适甚至箭体结构破坏等后果。国内外火箭的POGO抑制方式主要是通过通过在发动机泵入口的推进剂输送管路上安装蓄压器,通过改变输送系统的固有频率,使其与箭体结构的固有频率分离,从而达到POGO抑制的目的,一般采用贮气式蓄压器。当火箭规模变大,对蓄压器的容积和能量值需求更大,金属膜盒贮气式蓄压器由于膜片数量增加,焊缝数量、长度显著增多,焊缝缺陷控制难度显著增大,同时由于膜盒长细比增大,充压后容易失稳,在振动工况下可靠性较差。

### 发明内容

[0003] 本发明解决的技术问题是:克服现有技术的不足,提出具备POGO振动抑制功能的八通分流结构,代替现有容积小、工艺性及可靠性差的金属膜盒蓄压器,满足对蓄压器更大的容积和能量值需求,并且实现推进剂均匀输送到多台发动机。

[0004] 本发明解决技术的方案是:

[0005] 一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构,包括活套法兰、Y形环、上球体、转接环、内圆环、扩形环、下球体和7个出口法兰;其中,上球体为半球形中空壳体结构;上球体轴向竖直放置,且大径开口端竖直向下;转接环同轴固定安装在上球体的底端;下球体为半球形中空壳体结构;下球体轴向竖直放置,且大径开口端竖直向上;下球体同轴固定安装在转接环的底端;内圆环为轴向竖直放置的中空筒状结构;内圆环同轴设置在上球体内腔中;Y形环设置有3个支出的侧边;Y形环的第1个支出侧边与内圆环外壁固连;Y形环的第2个支出侧边与上球体内壁固连;活套法兰固定安装在Y形环的第3个支出侧边外壁;上球体的顶部设置有开口;活套法兰通过Y形环同轴限位在上球体的顶部开口处;扩形环同轴固定安装在内圆环的轴向底端;7个出口法兰设置在下球体外壁。

[0006] 在上述的一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构,所述扩形环的截面为L形结构;L形的扩形环的竖直边与内圆环底端对接;L形的扩形环的水平边指向内圆环的内壁;且扩形环的水平边与内圆环内壁留有间隙。

[0007] 在上述的一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构,所述7个出口法兰中的1个出口法兰设置在下球体的底部,连接该出口法兰的中心点和转接环的轴线中心点L1,则L1与下球体的轴线夹角 $a$ 为 $15^\circ$ ;其余6个出口法兰位于统一水平面,且6个出口法兰沿周向均匀设置在下球体的侧壁处;连接6个出口法兰中任意1个出口法兰的中心点和转接环的轴线中心点L2,则L2与下球体的轴线夹角 $b$ 为 $60^\circ$ 。

[0008] 在上述的一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构,所述八通分流结构的工作

过程为：

[0009] 外部推进剂从活套法兰进入，依次经过内圆环、扩形环、下球体后，从7个出口法兰输出至外部发动机；在内圆环、扩形环外壁与上球体内壁之间形成的腔体内填充气体，实现对八通分流结构POGO振动抑制。

[0010] 在上述的一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构，所述上球体上设置有第一压差传感器接口、排气孔、测压孔、充气孔和气体测温孔；第一压差传感器接口、排气孔、测压孔、充气孔和气体测温孔位于同一水平面；该平面距转接环轴向中点所在平面的距离L3为880-890mm；

[0011] 第一压差传感器接口、排气孔、测压孔、充气孔和气体测温孔沿周向均匀设置在上球体的外壁处。

[0012] 在上述的一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构，通过充气孔向上球体内腔充气；通过排气孔将上球体内腔的气体排出；通过测压孔实现对上球体内腔气体压力的测量；通过气体测温孔实现对上球体内腔气体温度的测量；第一压差传感器接口与外部压差传感器连通。

[0013] 在上述的一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构，所述上球体内腔填充的气体为氦气。

[0014] 在上述的一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构，所述转接环上设置有液体测温孔和第二压差传感器接口；液体测温孔和第二压差传感器接口对称设置在转接环的侧壁上，且液体测温孔和第二压差传感器接口所在水平面位于转接环轴向中间位置。

[0015] 在上述的一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构，向八通分流结构填充外部推进剂后，外部推进剂的液面位于液体测温孔上方；通过液体测温孔实现对外部推进剂温度的测量；第二压差传感器接口与外部压差传感器连通。

[0016] 在上述的一种具备POGO振动抑制功能的八通分流结构，外部压差传感器通过第一压差传感器接口实现对气体压力的测量；通过第二压差传感器接口实现对推进剂压力的测量；经压差计算获得八通分流结构内部推进剂的液位高度。

[0017] 本发明与现有技术相比的有益效果是：

[0018] (1) 本发明可应用于大型低温液体运载火箭POGO抑制系统，能够提供POGO抑制所需的气体容积，并且能量值大，可替代现有金属膜盒式蓄压器；

[0019] (2) 本发明通过多通出流口设计实现推进剂均匀输送到每台发动机。通过排放管设计既可保证蓄压器气腔容积基本保持不变(波动范围控制在5%以内)，又可通过排放管高度设计快速实现气体容腔的容积调节以满足不同能量值需求；

[0020] (3) 本发明气腔内气体可以通过电磁阀及孔板排出系统，不会进入到输送管内部，不影响发动机正常工作；

[0021] (4) 本发明在系统设计时通过关键动作单机的冗余设计，消除单点失效环节，确保一度故障时仍能正常工作。产品使用维护简单，减少射前准备阶段的操作；低温加注后通过自动控制或远程控制实现无人值守。

## 附图说明

[0022] 图1为本发明八通分流结构主视图；

[0023] 图2为本发明八通分流结构俯视图；

[0024] 图3为本发明转接环俯视图。

### 具体实施方式

[0025] 下面结合实施例对本发明作进一步阐述。

[0026] 本发明提供一种具有POGO振动抑制功能的多通分流结构,应用于输送系统管路中,代替现有容积小、工艺性及可靠性差的金属膜盒蓄压器,满足对蓄压器更大的容积和能量值需求,并且实现推进剂均匀输送到多台发动机。本发明将蓄压器POGO振动抑制功能和多通分流功能集成为一体,可适应箭上紧凑空间、精简系统实现减重。

[0027] 具备POGO振动抑制功能的八通分流结构,如图1所示,包括活套法兰1、Y形环3、上球体4、转接环5、内圆环6、扩形环7、下球体8和7个出口法兰9;其中,上球体4为半球形中空壳体结构;上球体4轴向竖直放置,且大径开口端竖直向下;转接环5同轴固定安装在上球体4的底端;下球体8为半球形中空壳体结构;下球体8轴向竖直放置,且大径开口端竖直向上;下球体8同轴固定安装在转接环5的底端;内圆环6为轴向竖直放置的中空筒状结构;内圆环6同轴设置在上球体4内腔中;Y形环3设置有3个支出的侧边;Y形环3的第1个支出侧边与内圆环6外壁固连;Y形环3的第2个支出侧边与上球体4内壁固连;活套法兰1固定安装在Y形环3的第3个支出侧边外壁;上球体4的顶部设置有开口;活套法兰1通过Y形环3同轴限位在上球体4的顶部开口处;扩形环7同轴固定安装在内圆环6的轴向底端;7个出口法兰9设置在下球体8外壁。

[0028] 扩形环7的截面为L形结构;L形的扩形环7的竖直边与内圆环6底端对接;L形的扩形环7的水平边指向内圆环6的内壁;且扩形环7的水平边与内圆环6内壁留有间隙。

[0029] 7个出口法兰9中的1个出口法兰9设置在下球体8的底部,连接该出口法兰9的中心点和转接环5的轴线中心点L1,则L1与下球体8的轴线夹角 $a$ 为 $15^\circ$ ;其余6个出口法兰9位于统一水平面,且6个出口法兰9沿周向均匀设置在下球体8的侧壁处;连接6个出口法兰9中任意1个出口法兰9的中心点和转接环5的轴线中心点L2,则L2与下球体8的轴线夹角 $b$ 为 $60^\circ$ 。

[0030] 八通分流结构的工作过程为:

[0031] 外部推进剂从活套法兰1进入,依次经过内圆环6、扩形环7、下球体8后,从7个出口法兰9输出至外部发动机;在内圆环6、扩形环7外壁与上球体4内壁之间形成的腔体内填充气体,实现对八通分流结构POGO振动抑制。

[0032] 如图2所示,上球体4上设置有第一压差传感器接口10、排气孔11、测压孔12、充气孔13和气体测温孔14;第一压差传感器接口10、排气孔11、测压孔12、充气孔13和气体测温孔14位于同一水平面;该平面距转接环5轴向中点所在平面的距离L3为880-890mm;

[0033] 第一压差传感器接口10、排气孔11、测压孔12、充气孔13和气体测温孔14沿周向均匀设置在上球体4的外壁处。通过充气孔13向上球体4内腔充气;通过排气孔11将上球体4内腔的气体排出;通过测压孔12实现对上球体4内腔气体压力的测量;通过气体测温孔14实现对上球体4内腔气体温度的测量;第一压差传感器接口10与外部压差传感器连通。上球体4内腔填充的气体为氦气。

[0034] 如图3所示,转接环5上设置有液体测温孔15和第二压差传感器接口16;液体测温孔15和第二压差传感器接口16对称设置在转接环5的侧壁上,且液体测温孔15和第二压差

传感器接口16所在水平面位于转接环5轴向中间位置。向八通分流结构填充外部推进剂后,外部推进剂的液面位于液体测温孔15上方;通过液体测温孔15实现对外部推进剂温度的测量;第二压差传感器接口16与外部压差传感器连通。外部压差传感器通过第一压差传感器接口10实现对气体压力的测量;通过第二压差传感器接口16实现对推进剂压力的测量;经压差计算获得八通分流结构内部推进剂的液位高度。

[0035] 上球体4、转接环5和下球体8通过整体充压成型,无焊缝。在球体成型后,对球体凸孔并进行修型,保证凸孔处和焊接处的圆度、厚度等尺寸。完成球体修型后,将活套法兰1与上球体4通过Y形环3焊接形成上组合体;出口法兰9与下球体8焊接形成下组合体和中间转接圆环包含液体测温孔15和第二压差传感器接口16通过两条环向焊缝实现整个八通球体,再焊接八通球体内部的内圆环6和扩形环7,最终实现具有POGO振动抑制功能的多通分流结构。

[0036] 多通结构通过扩形环7上的惯性孔与输送管路联通,工作过程中通过向多通结构内部通入气体介质维持气枕压力,通过排气孔11和充气孔13控制气枕容积,该气枕可实现POGO振动抑制所需的能量值,并且排气孔11与外界联通避免排出的气体进入发动机造成气蚀。外部推进剂由活套法兰1进入多通分流结构,通过布置于下球体的七个大小均匀的出口法兰9实现推进剂均匀输送到每一台发动机,实现多通分流功能。

[0037] 本发明虽然已以较佳实施例公开如上,但其并不是用来限定本发明,任何本领域技术人员在不脱离本发明的精神和范围内,都可以利用上述揭示的方法和技术内容对本发明技术方案做出可能的变动和修改,因此,凡是未脱离本发明技术方案的内容,依据本发明的技术实质对以上实施例所作的任何简单修改、等同变化及修饰,均属于本发明技术方案的保护范围。

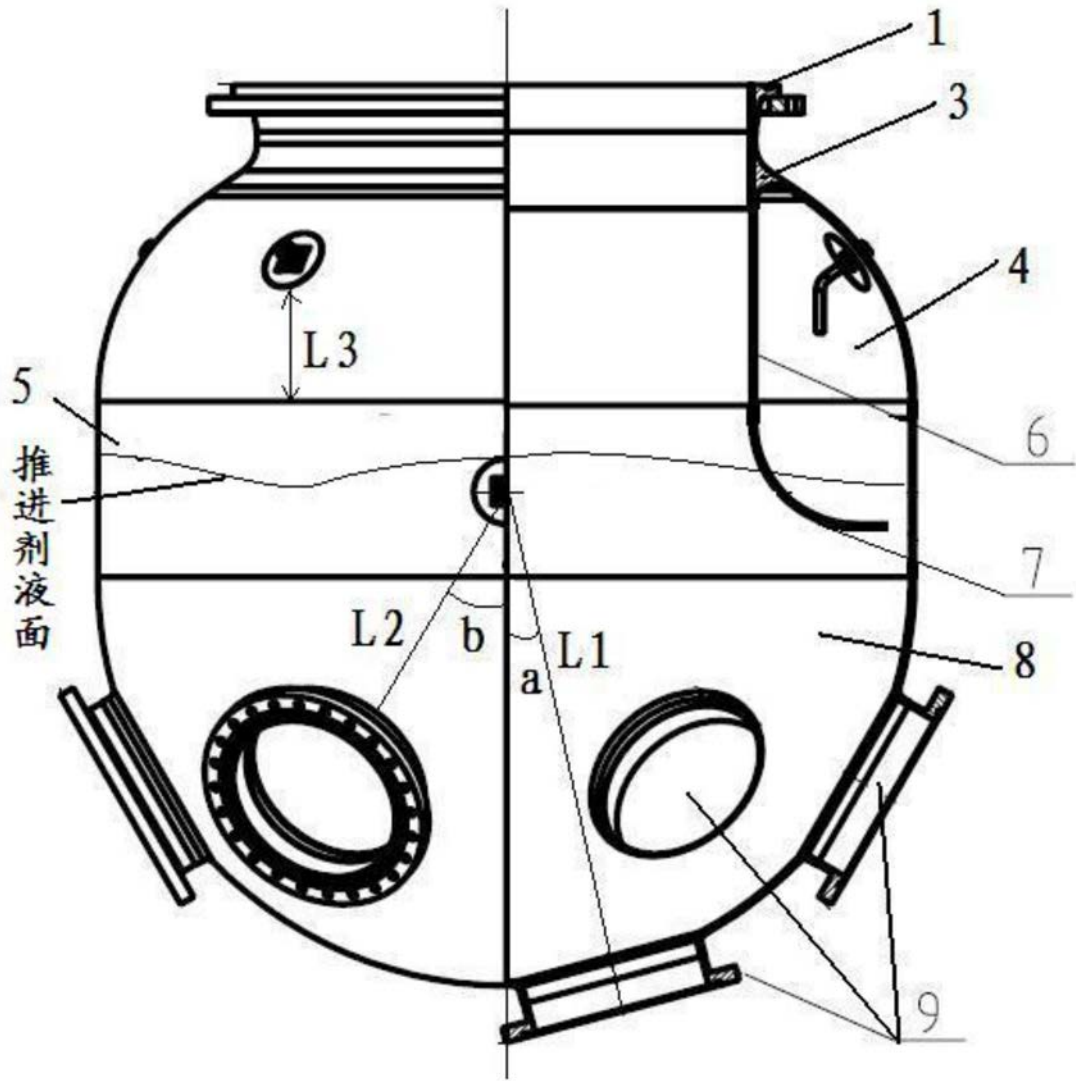


图1



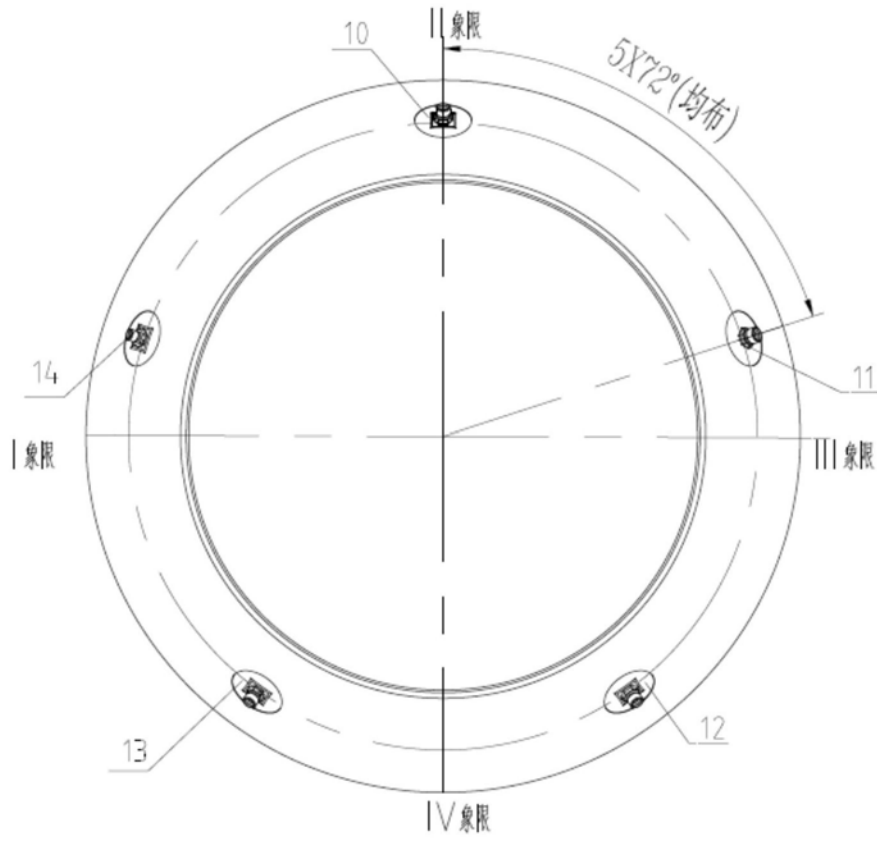


图2

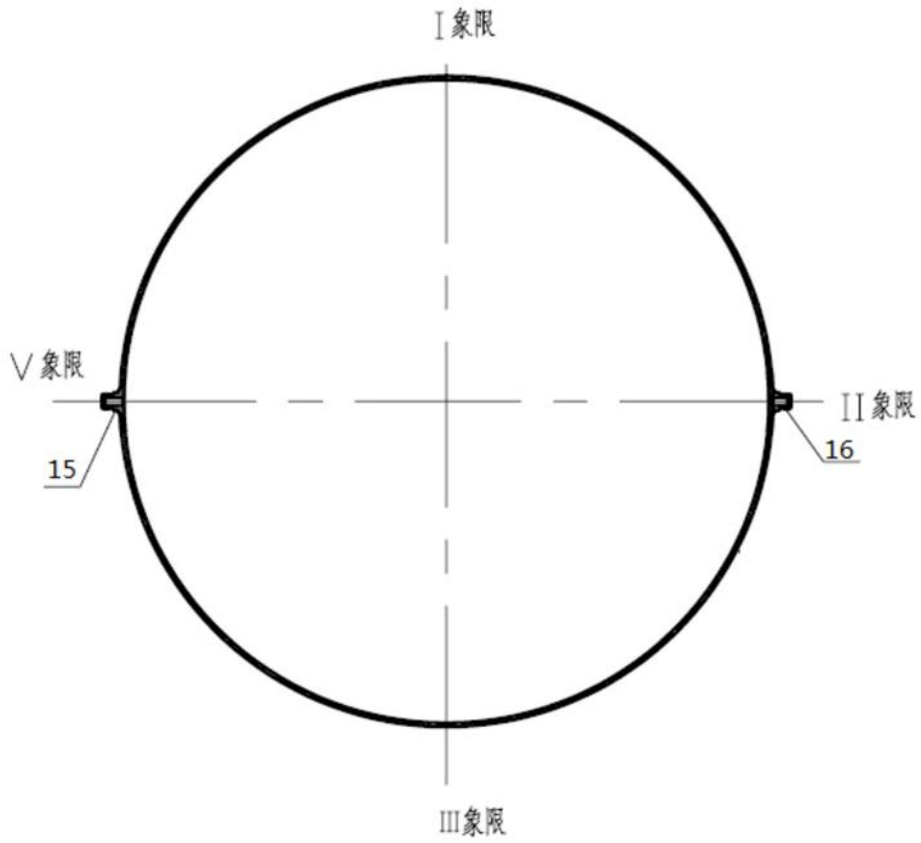


图3