



(12) 实用新型专利

(10) 授权公告号 CN 220470077 U

(45) 授权公告日 2024. 02. 09

(21) 申请号 202322305696.6

(22) 申请日 2023.08.25

(73) 专利权人 清航空天(北京)科技有限公司

地址 100162 北京市大兴区鼎利路10号院
19号楼1层101室

(72) 发明人 赵学松 张澍 高宗永 董天龙
谢景召 史晓亮

(74) 专利代理机构 北京安信方达知识产权代理
有限公司 11262

专利代理师 唐楠 龙洪

(51) Int. Cl.

F02K 9/62 (2006.01)

F02K 9/90 (2006.01)

F02K 9/96 (2006.01)

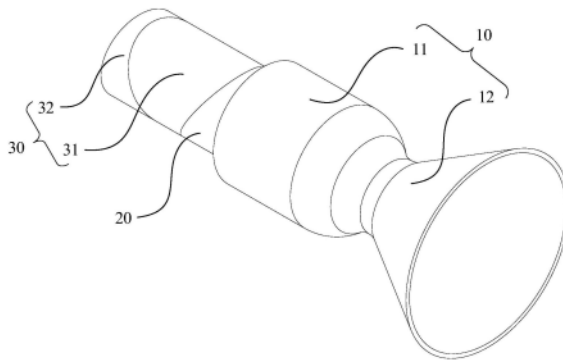
权利要求书2页 说明书7页 附图12页

(54) 实用新型名称

推力室结构、液体火箭发动机及推力仿真试验装置

(57) 摘要

本申请实施例公开一种推力室结构、液体火箭发动机及推力仿真试验装置,涉及但不限于液体火箭发动机技术。推力室结构包括推力机构、第一连接件、矢量组件及驱动机构。第一连接件设置有第一连接面。矢量组件设置有第二连接面。第一连接面与第二连接面的连接处呈与第一方向同轴的圆环状或圆形,使得在驱动机构的驱动下推力机构能够通过第一连接件绕第一方向相对矢量组件旋转,第一连接面相对第一连接件的延伸方向倾斜设置,使得第一连接件绕第一方向旋转时其延伸方向也同样绕第一方向旋转,以改变推力机构的摆角。改变第一连接面和第二连接面的相对倾斜角度,以提升推力机构的摆角范围,满足液体火箭发动机及推力仿真试验装置不同的推力方向需求。



1. 一种推力室结构,其特征在于,包括:

推力机构;

第一连接件,设置在所述推力机构上,所述第一连接件设置有第一连接面,所述第一连接面相对所述第一连接件的延伸方向倾斜设置;

矢量组件,设置有与所述第一连接面平行的第二连接面,所述第二连接面相对所述矢量组件的延伸方向倾斜设置,所述第一连接件能够通过所述第一连接面与所述第二连接面旋转连接,所述第一连接面与所述第二连接面的连接处呈与第一方向同轴的圆环状或圆形;

驱动机构,设置成驱动所述第一连接件绕所述第一方向相对所述矢量组件旋转,以使所述推力机构通过所述第一连接件绕所述第一方向相对所述矢量组件旋转。

2. 根据权利要求1所述的推力室结构,其特征在于,所述矢量组件包括多个矢量件,相邻所述矢量件中的一者设置有第三连接面,另一者设置有第四连接面;

所述第三连接面和所述第四连接面均相对所述矢量组件的延伸方向倾斜设置,所述第三连接面与所述第四连接面平行,相邻所述矢量件之间通过所述第三连接面和所述第四连接面旋转连接,所述第三连接面与所述第四连接面的连接处呈与第二方向同轴的圆环状或圆形,以使相邻所述矢量件中的一者能够绕所述第二方向相对另一者旋转,所述第二连接面位于多个所述矢量件中的最外侧的一个所述矢量件上;

所述驱动机构还设置成驱动相邻所述矢量件中的一者能够绕所述第二方向相对另一者旋转。

3. 根据权利要求2所述的推力室结构,其特征在于,所述第一连接件的垂直于所述第一连接件的延伸方向且经过所述第一连接面的截面呈椭圆环状或椭圆形,所述矢量组件的垂直于所述矢量组件的延伸方向且经过所述第二连接面的截面呈椭圆环状或椭圆形。

4. 根据权利要求1至3中的任一项所述的推力室结构,其特征在于,所述推力室结构还包括支撑组件,所述支撑组件连接于所述推力机构和固定结构之间,所述支撑组件能够在所述推力机构的位置固定后对所述推力机构进行支撑。

5. 根据权利要求4所述的推力室结构,其特征在于,所述支撑组件的数量为多个且环绕所述推力机构设置。

6. 根据权利要求5所述的推力室结构,其特征在于,所述支撑组件包括缸体、推杆和锁紧件,所述缸体通过万向节与所述推力机构和所述固定结构中的一者连接,所述推杆通过万向节与所述推力机构和所述固定结构中的另一者连接,所述支撑组件设置成能够随所述推力机构的运动而改变与所述推力机构和所述固定结构之间的夹角以及所述推杆的伸缩量,并在所述推力机构的位置固定后将所述伸缩量固定,并利用所述锁紧件将夹角固定。

7. 一种液体火箭发动机,其特征在于,包括:

供给及控制系统;及

如权利要求1至6中的任一项所述的推力室结构,所述矢量组件设置在对应液体火箭发动机承力机构上。

8. 根据权利要求7所述的液体火箭发动机,其特征在于,所述矢量组件与所述承力机构旋转连接。

9. 一种推力仿真试验装置,其特征在于,包括:

试验台;及

如权利要求1至6中的任一项所述的推力室结构,所述矢量组件设置在所述试验台承力机构上。

10.根据权利要求9所述的推力仿真试验装置,其特征在于,所述矢量组件与所述试验台旋转连接。

推力室结构、液体火箭发动机及推力仿真试验装置

技术领域

[0001] 本申请涉及但不限于液体火箭发动机技术,尤指一种推力室结构、液体火箭发动机及推力仿真试验装置。

背景技术

[0002] 液体火箭发动机为实现推力的可调角度变化常设置有基于可偏转/万向节承力架的矢量机构,通过矢量机构控制推力机构(燃烧室和喷管)的摆角。目前,采用上述矢量机构的液体火箭发动机摆角较小,一般为 $\pm 4^\circ$ 左右,部分商业航天与相关领域预研可做到在一平面内的 $\pm 25^\circ$ 的摆角摇摆,但摆角范围仍然较小,限制了液体火箭发动机的一定使用场景。

实用新型内容

[0003] 本申请提供了一种推力室结构、液体火箭发动机及推力仿真试验装置,旨在解决现有推力室结构中的推力机构摆角较小的技术问题。

[0004] 为实现上述目的,本申请提供了一种推力室结构,包括:

[0005] 推力机构;

[0006] 第一连接件,设置在所述推力机构上,所述第一连接件设置有第一连接面,所述第一连接面相对所述第一连接件的延伸方向倾斜设置;

[0007] 矢量组件,设置有与所述第一连接面平行的第二连接面,所述第二连接面相对所述矢量组件的延伸方向倾斜设置,所述第一连接件能够通过所述第一连接面与所述第二连接面旋转连接,所述第一连接面与所述第二连接面的连接处呈与第一方向同轴的圆环状或圆形;及

[0008] 驱动机构,设置成驱动所述第一连接件绕所述第一方向相对所述矢量组件旋转,以使所述推力机构通过所述第一连接件绕所述第一方向相对所述矢量组件旋转。

[0009] 为实现上述目的,本申请还提供了一种液体火箭发动机,包括:

[0010] 供给及控制系统;及

[0011] 如上所述的推力室结构,所述矢量组件设置在对应液体火箭发动机承力机构上。

[0012] 为实现上述目的,本申请还提供了一种推力仿真试验装置,包括:

[0013] 试验台;及

[0014] 如上所述的推力室结构,所述矢量组件设置在所述试验台承力机构上。

[0015] 实施本申请实施例,将具有如下有益效果:

[0016] 上述方案的推力室结构应用装备于液体火箭发动机及推力仿真试验装置中,除了使液体火箭发动机及推力仿真试验装置具备极佳的动力效能之外,其自身还能够提升推力机构的摆角范围,使得推力机构的推力方向的角度范围更大,以提升液体火箭发动机的实际控制效果并增加液体火箭发动机的使用场景。具体而言,该推力室结构包括推力机构、设置在推力机构上的第一连接件、矢量组件及驱动机构。其中,第一连接件设置有相对其延伸

方向倾斜设置的第一连接面。矢量组件设置有相对其延伸方向倾斜设置且与第一连接面平行的第二连接面。第一连接面与第二连接面的连接处呈与第一方向同轴的圆环状或圆形,使得在驱动机构的驱动下推力机构能够通过第一连接件绕第一方向相对矢量组件旋转,由于第一连接面相对第一连接件的延伸方向倾斜设置,使得第一连接件绕第一方向旋转时其延伸方向也同样绕第一方向旋转,从而实现推力机构绕第一方向相对矢量组件旋转,以改变推力机构的摆角。同时,可通过改变第一连接面和第二连接面的倾斜角度,以提升推力机构的摆角范围,以满足液体火箭发动机及推力仿真试验装置不同的推力方向需求。同时,矢量组件以及矢量组件与第一连接件的连接位置均远离推力机构,减少了高温燃气对矢量组件以及矢量组件与第一连接件的连接位置的影响,保证推力机构摆角的精度。本申请的推力室结构可增大液体火箭发动机的姿态调整能力,减少姿控系统的介入,有利于冗余质量的缩减并增大飞行器\航天器的机动性与灵活性。另外,推力机构的摆角调整不会对推力机构的结构进行改变,有利于推力机构保持原有性能不变,消除了燃气加速至超声速后改变燃气方向导致的效率损失。

[0017] 本申请的其它特征和优点将在随后的说明书中阐述,并且,部分地从说明书中变得显而易见,或者通过实施本申请而了解。本申请的其他优点可通过在说明书以及附图中所描述的方案来实现和获得。

附图说明

[0018] 附图用来提供对本申请技术方案的理解,并且构成说明书的一部分,与本申请的实施例一起用于解释本申请的技术方案,并不构成对本申请技术方案的限制。

[0019] 图1为本申请实施例中推力室结构的示意图;

[0020] 图2为本申请实施例中推力室结构的主视图;

[0021] 图3为图2中A-A向剖视图;

[0022] 图4为本申请实施例中推力室结构中第一连接件的示意图,视角正对于第一连接面;

[0023] 图5为本申请实施例中推力室结构中第一矢量件的示意图,视角正对于第二连接面;

[0024] 图6为本申请实施例中推力室结构中第一矢量件的示意图,视角正对于第三连接面;

[0025] 图7为本申请实施例中推力室结构中第二矢量件的示意图,视角正对于第四连接面;

[0026] 图8为本申请实施例中推力室结构的爆炸结构示意图;

[0027] 图9为本申请实施例中推力室结构的另一视角爆炸结构示意图;

[0028] 图10为本申请实施例中推力室结构中第一连接件相对矢量组件旋转示意图;

[0029] 图11为本申请实施例中推力室结构中第一连接件相对矢量组件旋转且第一矢量件相对第二矢量件旋转示意图;

[0030] 图12为本申请另一个实施例中推力室结构的侧视图;

[0031] 图13为本申请另一个实施例中推力室结构的主视图;

[0032] 图14为本申请另一个实施例中推力室结构中推力机构与支撑组件连接示意图。

[0033] 附图标号说明:

[0034] 10、推力机构;11、燃烧室;12、喷管;20、第一连接件;21、第一连接面;30、矢量组件;31、第一矢量件;311、第二连接面;312、第三连接面;32、第二矢量件;321、第四连接面;40、支撑组件;41、缸体;42、推杆;43、万向节;50、第二连接件。

[0035] 本申请目的的实现、功能特点及优点将结合实施例,参照附图做进一步说明。

具体实施方式

[0036] 本申请描述了多个实施例,但是该描述是示例性的,而不是限制性的,并且对于本领域的普通技术人员来说显而易见的是,在本申请所描述的实施例包含的范围内可以有更多的实施例和实现方案。尽管在附图中示出了许多可能的特征组合,并在具体实施方式中进行了讨论,但是所公开的特征的许多其它组合方式也是可能的。除非特意加以限制的情况以外,任何实施例的任何特征或元件可以与任何其它实施例中的任何其他特征或元件结合使用,或可以替代任何其它实施例中的任何其他特征或元件。

[0037] 本申请包括并设想了与本领域普通技术人员已知的特征和元件的组合。本申请已经公开的实施例、特征和元件也可以与任何常规特征或元件组合,以形成由权利要求限定的独特的发明方案。任何实施例的任何特征或元件也可以与来自其它发明方案的特征或元件组合,以形成另一个由权利要求限定的独特的发明方案。因此,应当理解,在本申请中示出和/或讨论的任何特征可以单独地或以任何适当的组合来实现。因此,除了根据所附权利要求及其等同替换所做的限制以外,实施例不受其它限制。此外,可以在所附权利要求的保护范围内进行各种修改和改变。

[0038] 此外,在描述具有代表性的实施例时,说明书可能已经将方法和/或过程呈现为特定的步骤序列。然而,在该方法或过程不依赖于本申请所述步骤的特定顺序的程度上,该方法或过程不应限于所述的特定顺序的步骤。如本领域普通技术人员将理解的,其它的步骤顺序也是可能的。因此,说明书中阐述的步骤的特定顺序不应被解释为对权利要求的限制。此外,针对该方法和/或过程的权利要求不应限于按照所写顺序执行它们的步骤,本领域技术人员可以容易地理解,这些顺序可以变化,并且仍然保持在本申请实施例的精神和范围内。

[0039] 液体火箭发动机为实现推力的可调角度变化常设置有基于可偏转/万向节承力架的矢量机构,通过矢量机构控制推力机构(燃烧室和喷管)的摆角。目前,采用上述矢量机构的液体火箭发动机摆角较小,一般为 $\pm 4^\circ$ 左右,部分商业航天与相关领域预研可做到在一平面内的 $\pm 25^\circ$ 的摆角摇摆,但摆角范围仍然较小,限制了液体火箭发动机的一定使用场景。

[0040] 为解决上述技术问题,本申请实施例提供了一种推力室结构、液体火箭发动机及推力仿真试验装置。

[0041] 请一并结合图1至图5、图8至图10,现对本申请实施例提供的液体火箭发动机进行说明。该液体火箭发动机包括供给及控制系统及推力室结构。推力室结构包括推力机构10、第一连接件20、矢量组件30及驱动机构(未示出)。其中,推力机构10包括燃烧室11与喷管12,燃料在燃烧室11内燃烧,形成的燃气从喷管12喷出,以产生推力。喷管12的形状包括但不限于锥形(如图1至图3、图8至图11所示)或钟形(如图12所示)。

[0042] 第一连接件20设置在推力机构10上。第一连接件20设置有第一连接面21。第一连接面21相对第一连接件20的延伸方向倾斜设置。

[0043] 矢量组件30设置有与第一连接面21平行的第二连接面311。第二连接面311相对矢量组件30的延伸方向倾斜设置。第一连接件20能够通过第一连接面21与第二连接面311旋转连接,第一连接面21与第二连接面311的连接处呈与第一方向同轴的圆环状或圆形。本申请实施例中,第一方向平行于图3中箭头X所指方向。

[0044] 驱动机构设置成驱动第一连接件20绕第一方向相对矢量组件30旋转,以使推力机构10通过第一连接件20绕第一方向相对矢量组件30旋转。

[0045] 矢量组件30设置在对液体火箭发动机承力机构上。供给及控制系统能够对推力机构10进行控制,以控制燃料的点燃、熄灭、燃料消耗量以及控制冷却液的供给等。同时,供给及控制系统还能够控制驱动机构,以驱动第一连接件20绕第一方向相对矢量组件30旋转,以改变推力机构10的摆角,改变推力方向。

[0046] 一种示例性的实施例中,请一并结合图1至图5、图8至图10,一种推力仿真试验装置包括试验台及推力室结构。推力室结构包括推力机构10、第一连接件20、矢量组件30及驱动机构。其中,推力机构10包括燃烧室11与喷管12,燃料在燃烧室11内燃烧并从喷管12喷出,以产生推力。第一连接件20设置在推力机构10上。第一连接件20设置有第一连接面21。第一连接面21相对第一连接件20的延伸方向倾斜设置。

[0047] 矢量组件30设置有与第一连接面21平行的第二连接面311。第二连接面311相对矢量组件30的延伸方向倾斜设置。第一连接件20能够通过第一连接面21与第二连接面311旋转连接,第一连接面21与第二连接面311的连接处呈与第一方向同轴的圆环状或圆形。本申请实施例中,第一方向平行于图3中箭头X所指方向。

[0048] 驱动机构设置成驱动第一连接件20绕第一方向相对矢量组件30旋转,以使推力机构10通过第一连接件20绕第一方向相对矢量组件30旋转。

[0049] 矢量组件30设置在试验台承力机构上。试验台能够对推力机构10进行控制,以控制燃料的点燃、熄灭、燃料消耗量以及控制冷却液的供给等。同时,试验台还能够控制驱动机构,以驱动第一连接件20绕第一方向相对矢量组件30旋转。从而通过试验台的控制可对推力室结构进行物理模型的仿真,通过仿真计算推力机构10轴线在空间的运动曲线与运动范围,以及转动各角度推力线的偏移状况,用以推力室结构试验的标定与调节。

[0050] 综上,实施本申请实施例,将具有如下有益效果:上述方案的推力室结构应用装备于液体火箭发动机及推力仿真试验装置中,除了使液体火箭发动机及推力仿真试验装置具备极佳的动力效能之外,其自身还能够提升推力机构10的摆角范围,使得推力机构10的推力方向的角度范围更大,以提升液体火箭发动机的实际控制效果并增加液体火箭发动机的使用场景。具体而言,该推力室结构包括推力机构10、设置在推力机构10上的第一连接件20、矢量组件30及驱动机构。其中,第一连接件20设置有相对其延伸方向倾斜设置的第一连接面21。矢量组件30设置有相对其延伸方向倾斜设置且与第一连接面21平行的第二连接面311。第一连接面21与第二连接面311的连接处呈与第一方向同轴的圆环状或圆形,使得在驱动机构的驱动下推力机构10能够通过第一连接件20绕第一方向相对矢量组件30旋转,由于第一连接面21相对第一连接件20的延伸方向倾斜设置,使得第一连接件20绕第一方向旋转时其延伸方向也同样绕第一方向旋转,从而实现推力机构10绕第一方向相对矢量组件30

旋转,以改变推力机构10的摆角。同时,可通过改变第一连接面21和第二连接面311的倾斜角度,以提升推力机构10的摆角范围,以满足液体火箭发动机及推力仿真试验装置不同的推力方向需求。同时,矢量组件30以及矢量组件30与第一连接件20的连接位置均远离推力机构10,减少了高温燃气对矢量组件30以及矢量组件30与第一连接件20的连接位置的影响,保证推力机构10摆角的精度。本申请的推力室结构可增大液体火箭发动机的姿态调整能力,减少姿控系统的介入,有利于冗余质量的缩减并增大飞行器\航天器的机动性与灵活性。另外,推力机构10的摆角调整不会对推力机构10的结构进行改变,有利于推力机构10保持原有性能不变(例如,推力室结构由于室压较高、温度较高,针对再生冷却需要极强密封性),消除了燃气加速至超声速后改变燃气方向导致的效率损失。

[0051] 一种示例性的实施例中,请一并结合图1、图3、图6至图11,矢量组件30包括多个矢量件,相邻矢量件中的一者设置有第三连接面312,另一者设置有第四连接面321。

[0052] 第三连接面312和第四连接面321均相对矢量组件30的延伸方向倾斜设置。第三连接面312与第四连接面321平行。相邻矢量件之间通过第三连接面312和第四连接面321旋转连接。第三连接面312与第四连接面321的连接处呈与第二方向同轴的圆环状或圆形,以使相邻矢量件中的一者能够绕第二方向相对另一者旋转。驱动机构还设置成驱动相邻矢量件中的一者能够绕第二方向相对另一者旋转。本申请实施例中,第二方向平行于图3中箭头Y所指方向。第二连接面311位于多个矢量件中的最外侧的一个矢量件上。本申请实施例中,驱动机构包括但不限于齿轮组配合、齿轮蜗杆配合结构、液(气)压缸驱动结构、步进电机直接驱动等。

[0053] 矢量件的延伸方向与矢量组件30的延伸方向相同,第三连接面312相对矢量组件30的延伸方向倾斜设置,使得相邻矢量件绕第二方向相对旋转时,其中一个矢量件绕第二方向旋转时其延伸方向也同样绕第二方向旋转,从而能够改变与其连接的结构摆角,以进一步增加推力机构10的摆角范围,提升推力机构10的机动性。同时,可通过改变第三连接面312和第四连接面321的倾斜角度,以提升矢量件的摆角范围,以满足液体火箭发动机及推力仿真试验装置不同的推力方向需求。

[0054] 本申请实施例中,矢量件的数量为两个,分别为第一矢量件31和第二矢量件32。第二连接面311和第三连接面312位于第一矢量件31上。第四连接面321位于第二矢量件32上。如图10所示,第一矢量件31和第二矢量件32不发生相对旋转。第一连接件20绕第一方向相对矢量组件30旋转,以使推力机构10产生摆角。如图11所示,第一连接件20绕第一方向相对矢量组件30旋转,且第一矢量件31绕第二方向相对第二矢量件32旋转,以使推力机构10产生更大的摆角,进一步提升推力机构10的机动性。同时,可通过调整第一矢量件31相对第二矢量件32的旋转角度,以及调整第一连接件20相对矢量组件30的旋转角度,提升推力机构10的摆角范围,并且能够实现在摆角范围内推力机构10摆角的连续调整。相比于基于可偏转/万向节承力架的矢量机构,本申请的第一连接件20和矢量组件30的连接结构,能够实现推力机构10更大摆角调整,且调整方向是多向的(基于可偏转/万向节承力架的矢量机构是单向调整)。

[0055] 此外,在一些示例性的实施例中,还可通过增加矢量件的数量,以增加第三连接面312和第四连接面321配合结构的数量,以进一步提升推力机构10的摆角范围,实现推力机构10的全角度摆角调节。第一连接件20和矢量组件30的尺寸和连接面的尺寸可根据推力机

构10的尺寸及安装在推力机构10上的结构进行确定,根据推力机构10的摆角需求确定连接面的倾斜角度以及矢量件的数量。

[0056] 一种示例性的实施例中,请一并结合图4至图7,第一连接件20的垂直于第一连接件20的延伸方向且经过第一连接面21的截面呈椭圆环状或椭圆形,使得第一连接面21与第二连接面311的连接处能够呈与第一方向同轴的圆环状或圆形,使得第一连接件20相对矢量组件30旋转时,上述连接处始终连接,保证了第一连接面21和第二连接面311之间的连接稳定性。

[0057] 矢量组件30的垂直于矢量组件30的延伸方向且经过第二连接面311的截面呈椭圆环状或椭圆形,使得第三连接面312与第四连接面321的连接处能够呈与第二方向同轴的圆环状或圆形,使得相邻矢量件相对旋转时,上述连接处始终连接,保证了第三连接面312和第四连接面321之间的连接稳定性。

[0058] 本申请实施例中,第一连接件20的垂直于第一连接件20的延伸方向且经过第一连接面21的截面呈椭圆环状。矢量组件30的垂直于矢量组件30的延伸方向且经过第二连接面311的截面呈椭圆环状,使得第一连接件20和矢量组件30为中空结构,可在中空结构内布置与推力机构10连接的结构,避免上述结构布置在推力机构10的外侧,在使用时造成损坏。

[0059] 可以理解为在其他实施例中,如图12所示,推力室结构还包括第二连接件50,第二连接件50连接于推力机构10和第一连接件20之间,如此通过第二连接件50的设置能够增加推力室结构的安装空间,方便布置与推力机构10连接的结构。推力室结构还包括管路,管路经过矢量组件30、第一连接件20和第二连接件50与推力机构10连接。管路包括软管段和与软管段连通的硬管段,软管段位于矢量组件30和第一连接件20内,避免管路对摆角调节进行干扰。由于管路的存在,使得第一连接件20与矢量组件30之间以及矢量组件30中相邻矢量件之间无需考虑密封问题,保证第一连接件20与矢量组件30之间以及矢量组件30中相邻矢量件之间的配合稳定即可。

[0060] 硬管段安装于第二连接件50内并与推力机构10连接,保证管路与推力机构10连接的稳定性。管路包括但不限于控制信号的传输管路或向推力机构10输送再生冷却液的供液管路等。此外,在一些实施例中,管路上阀体以及仪器仪表等也可安装于中空结构内。

[0061] 一种示例性的实施例中,如图12至图14所示,推力室结构还包括支撑组件40,支撑组件40连接于推力机构10和固定结构(可为对应液体火箭发动机承力机构上、试验台承力机构等结构)之间,支撑组件40能够在推力机构10的位置固定后对推力机构10进行支撑,从而提升推力机构10的稳定性,保证调整后的推力方向的稳定。本申请实施例中,支撑组件40的数量为多个且环绕推力机构10设置,以进一步提升对推力机构10的稳定性,进一步提升调整后的推力方向的稳定性。

[0062] 本申请实施例中,支撑组件40包括缸体41、推杆42和锁紧件(未示出),缸体41通过万向节43与推力机构10和固定结构中的一者连接,推杆42通过万向节43与推力机构10和固定结构中的另一者连接,如此通过万向节43的设置能够避免对推力机构10的运动产生干扰,保证推力机构10能够运动至预设位置。支撑组件40设置成能够随推力机构10的运动而改变与推力机构10和固定结构之间的夹角以及推杆42的伸缩量,并在推力机构10的位置固定后将伸缩量固定,并利用锁紧件将夹角固定。即支撑组件40能够随推力机构10运动,通过

改变上述夹角和上述伸缩量,以适应推力机构10的位置变化,避免对推力机构10的运动造成干扰。此时,锁紧件与万向节43分离,避免对万向节43的旋转自由度造成干扰。在推力机构10的位置固定后通过向缸体41充入气体或液体能够固定推杆42相对缸体41的位置,进而固定伸缩量,并通过锁紧件将万向节43锁紧,进而固定夹角。

[0063] 一种示例性的实施例中,矢量组件30与对应液体火箭发动机承力机构旋转连接,以增加矢量组件30整体的旋转自由度,进一步提升推力机构10的摆角范围。

[0064] 在另一些示例性的实施例中,矢量组件30与试验台承力机构旋转连接,以增加矢量组件30整体的旋转自由度,进一步提升推力机构10的摆角范围。

[0065] 在本申请中的描述中,需要说明的是,术语“上”、“下”、“一侧”、“另一侧”、“一端”、“另一端”、“边”、“相对”、“四角”、“周边”、“口”字结构”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结构具有特定的方位、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。

[0066] 在本申请实施例的描述中,除非另有明确的规定和限定,术语“连接”、“直接连接”、“间接连接”、“固定连接”、“安装”、“装配”应做广义理解,例如,可以是固定连接,也可以是可拆卸连接,或一体地连接;术语“安装”、“连接”、“固定连接”可以是直接相连,也可以通过中间媒介间接相连,可以是两个元件内部的连通。对于本领域的普通技术人员而言,可以根据具体情况理解上述术语在本申请中的具体含义。

[0067] 虽然本申请所揭露的实施方式如上,但所述的内容仅为便于理解本申请而采用的实施方式,并非用以限定本申请。应该注意,上述实施例或实施方式仅仅是示例性的,而不是限制性的。因此,本公开不限于在此具体示出和描述的内容。可以对实施的形式及细节进行多种修改、替换或省略,而不脱离本公开的范围。

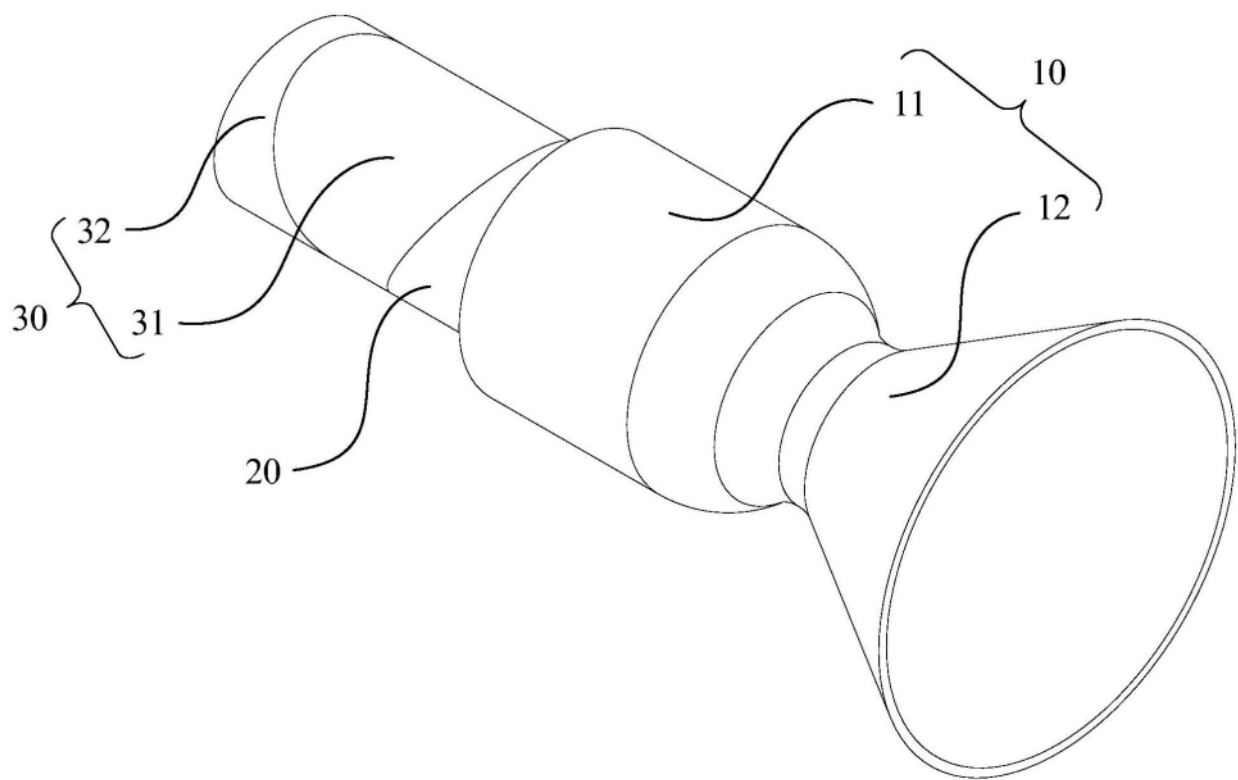


图1

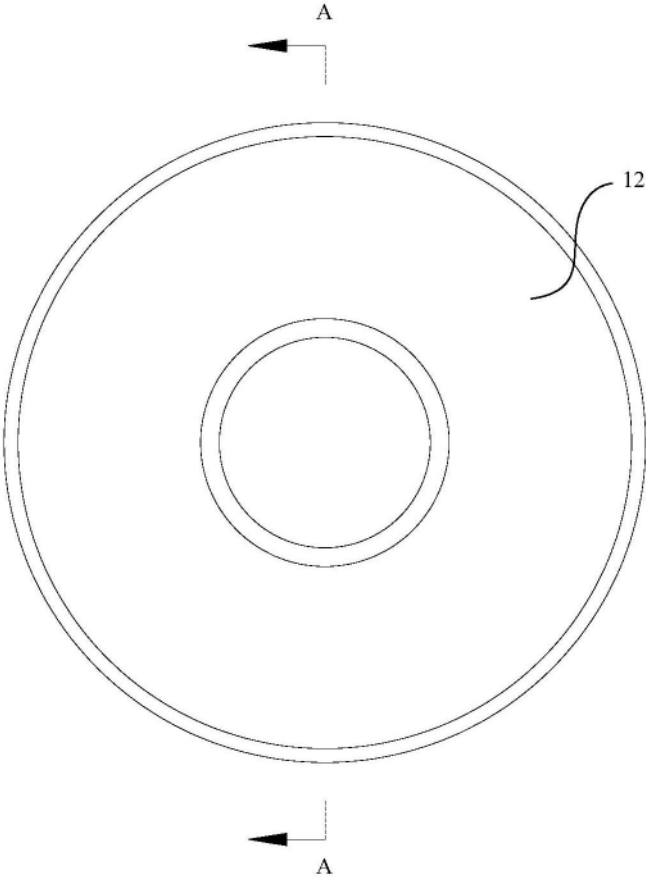


图2

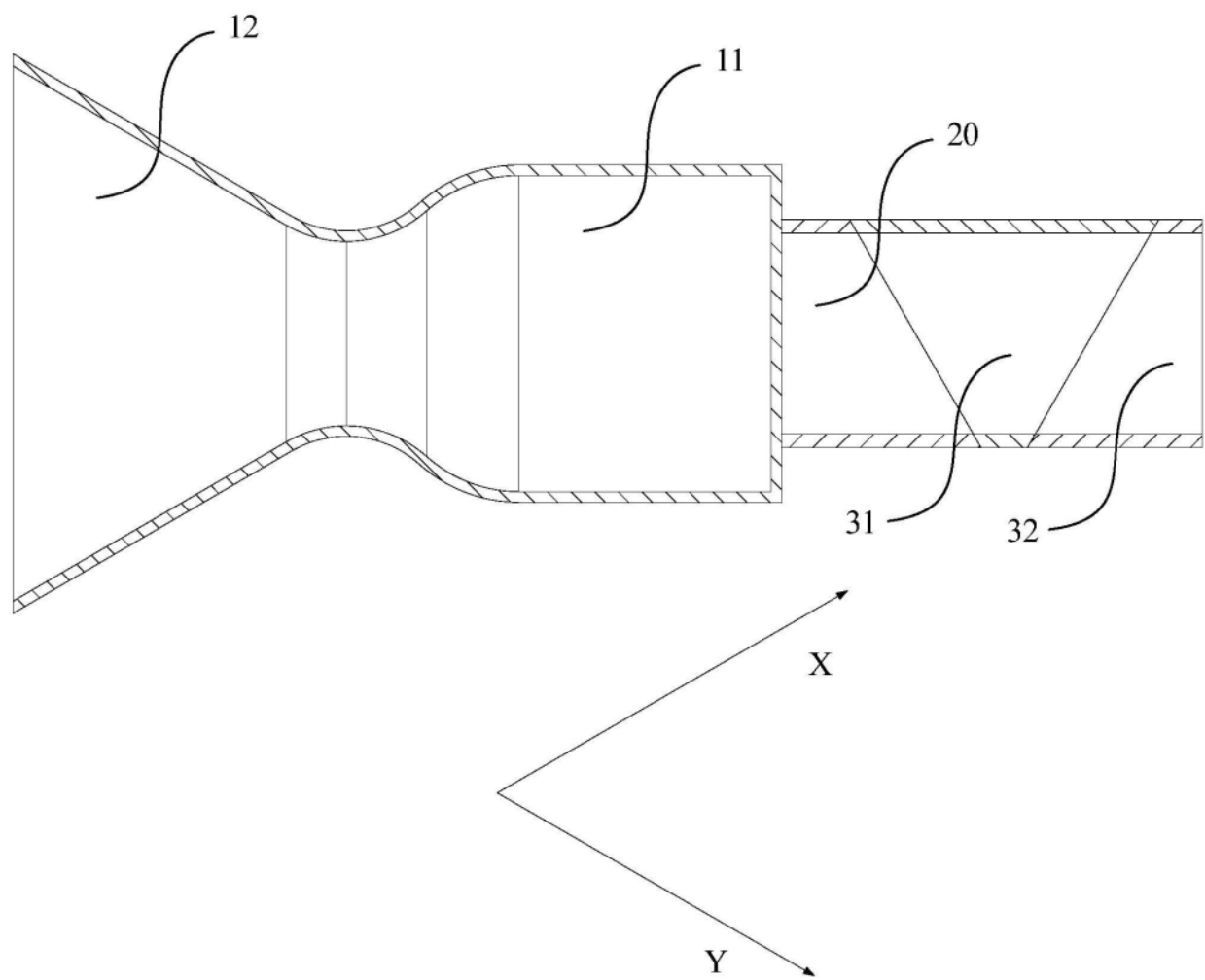


图3

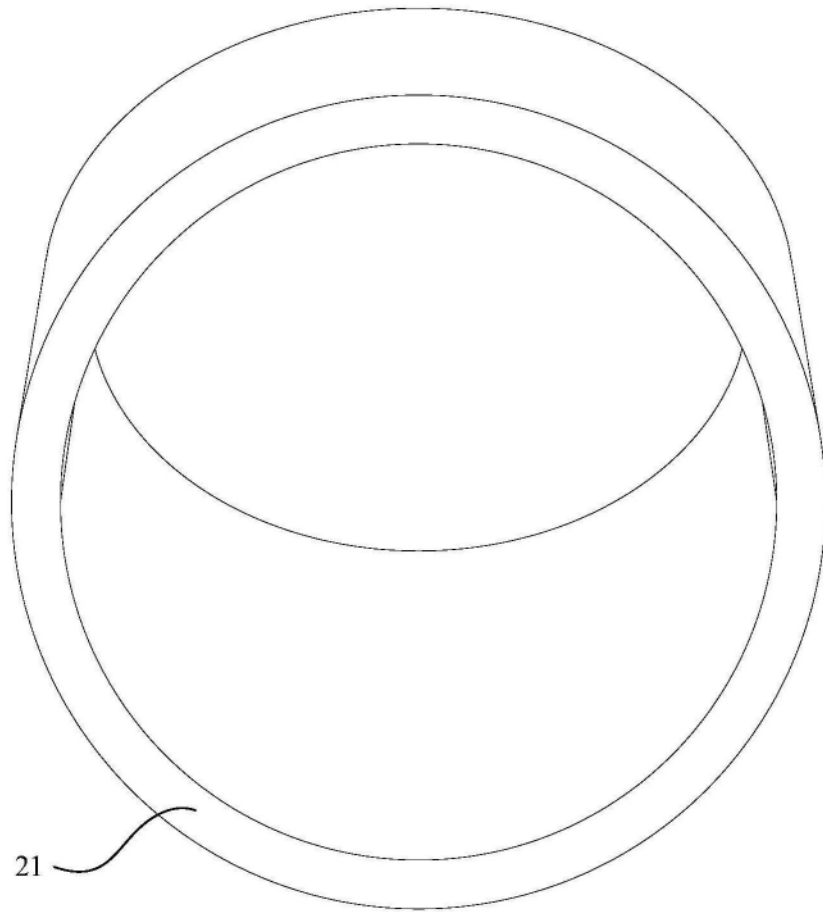


图4

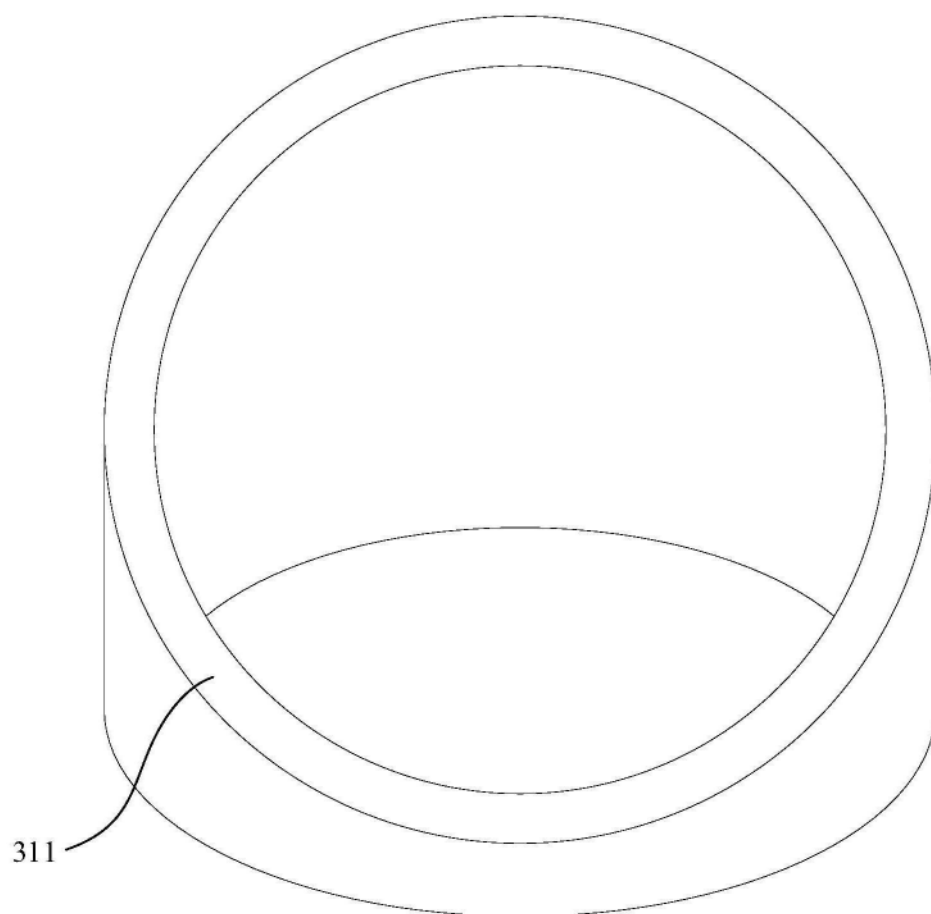


图5

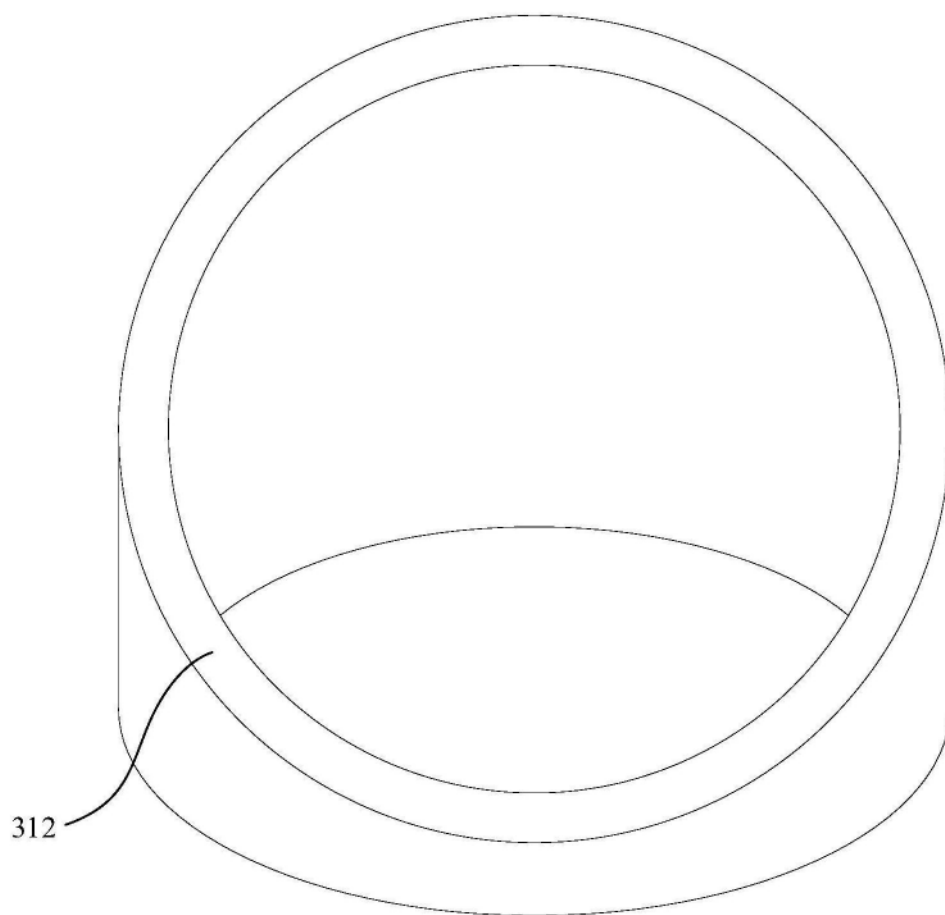


图6

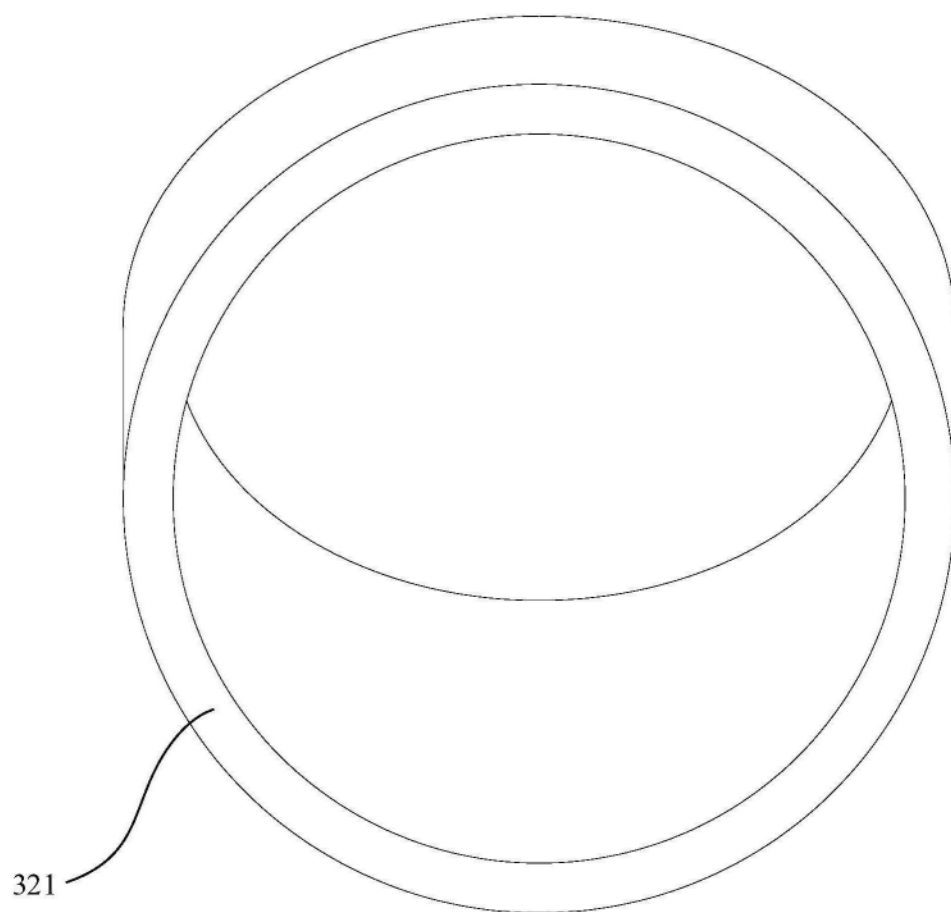


图7

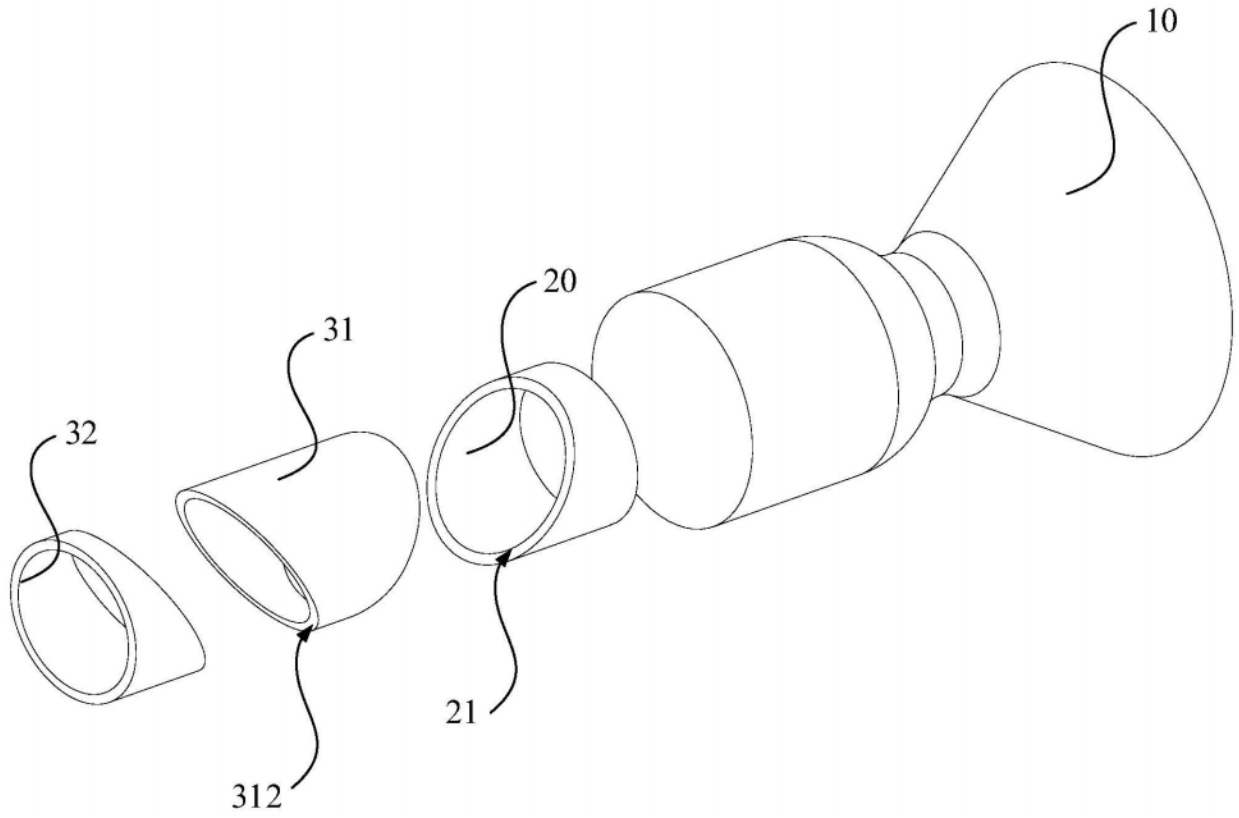


图8

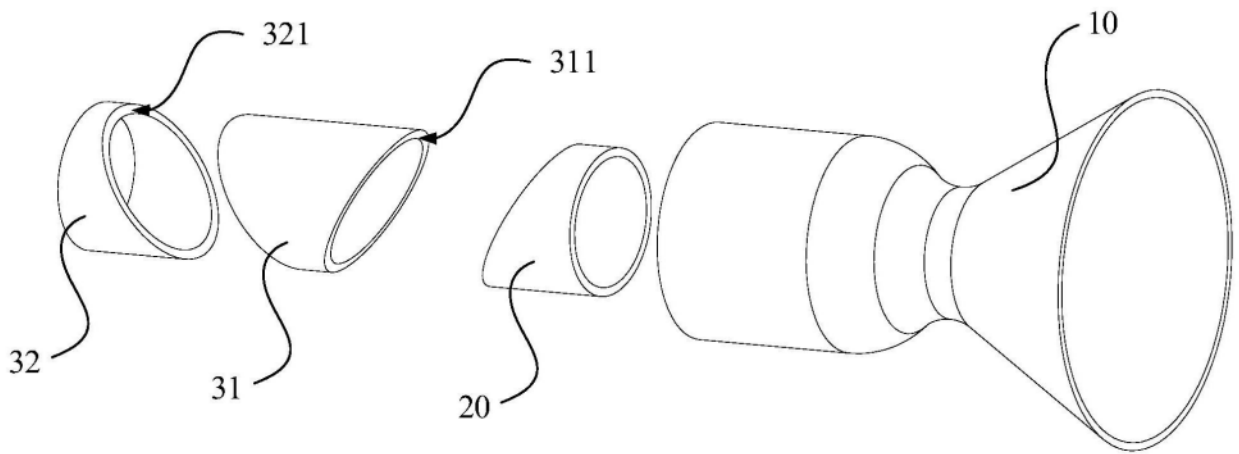


图9

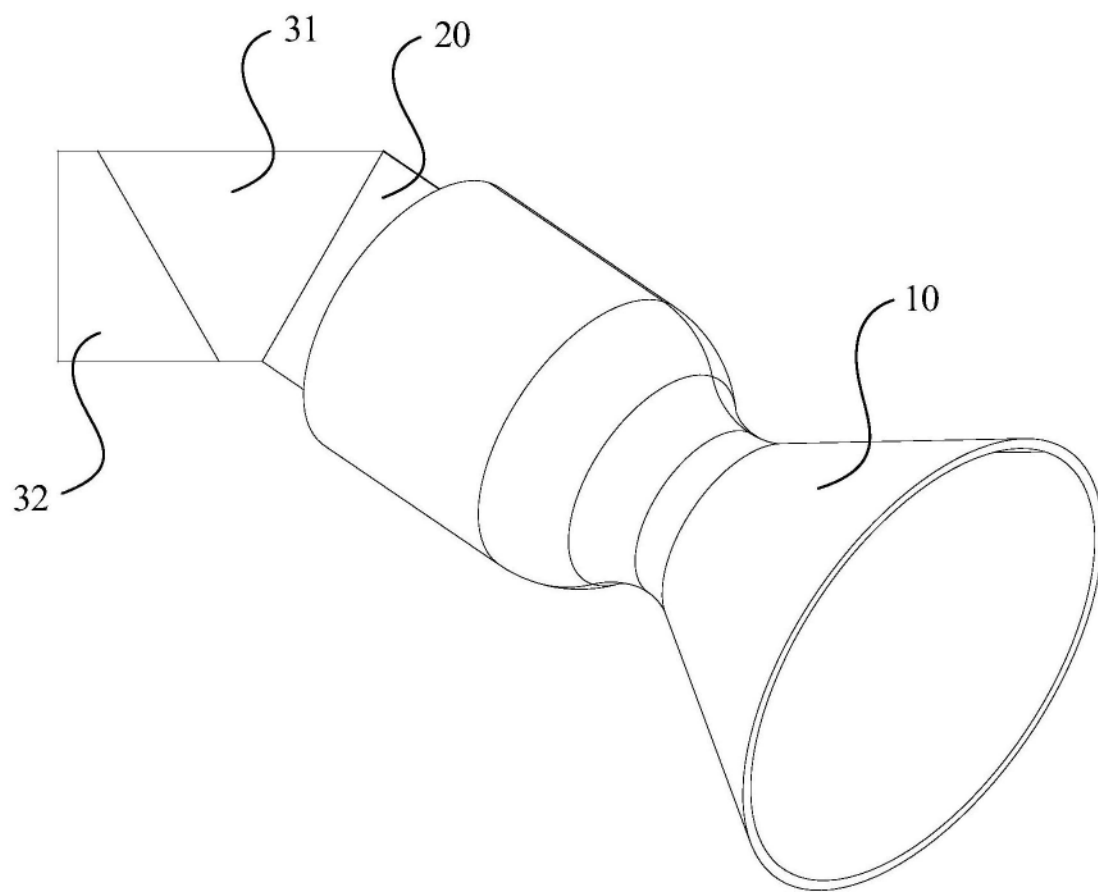


图10

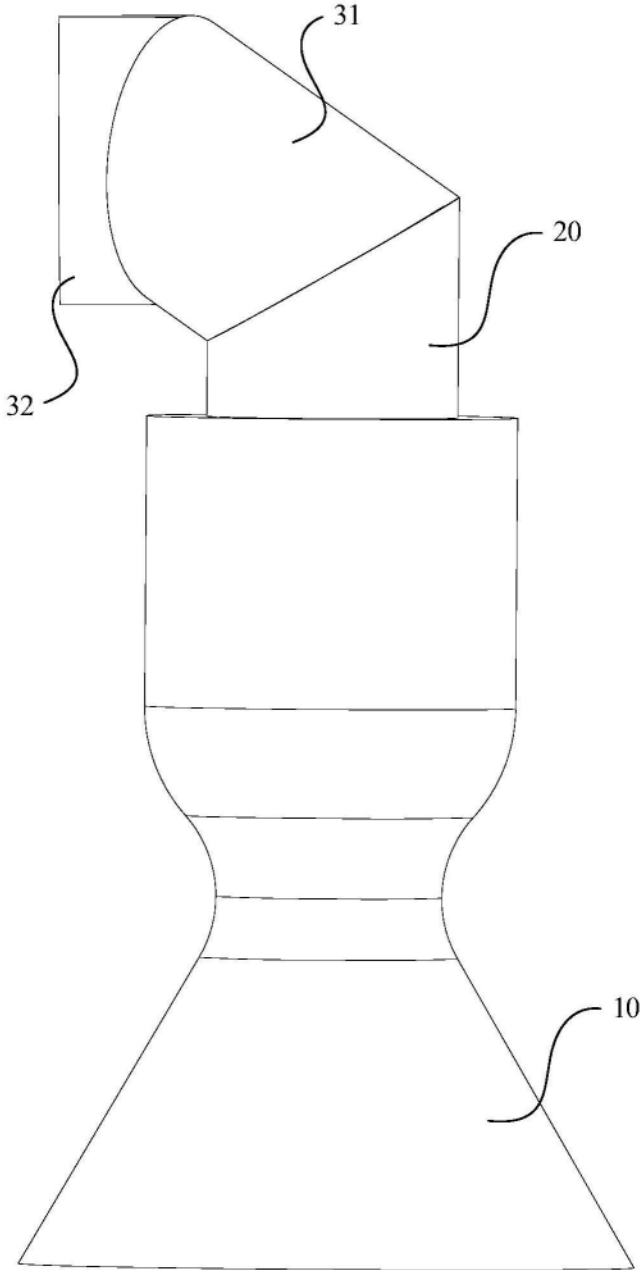


图11

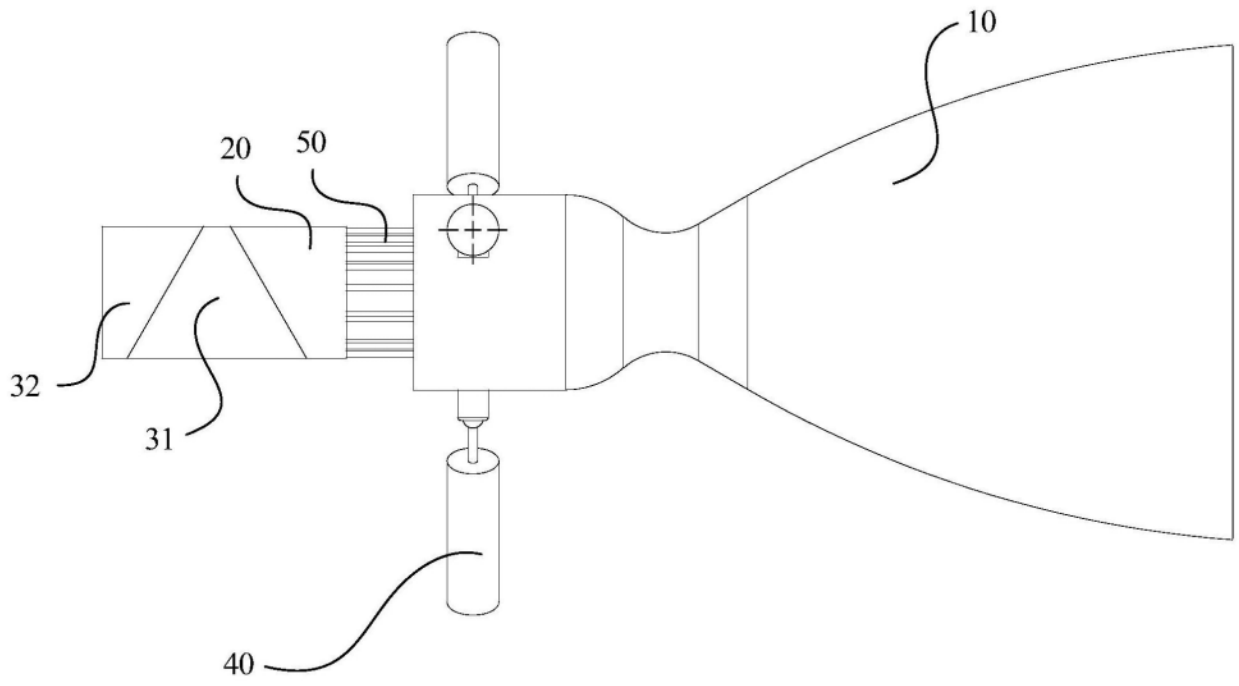


图12

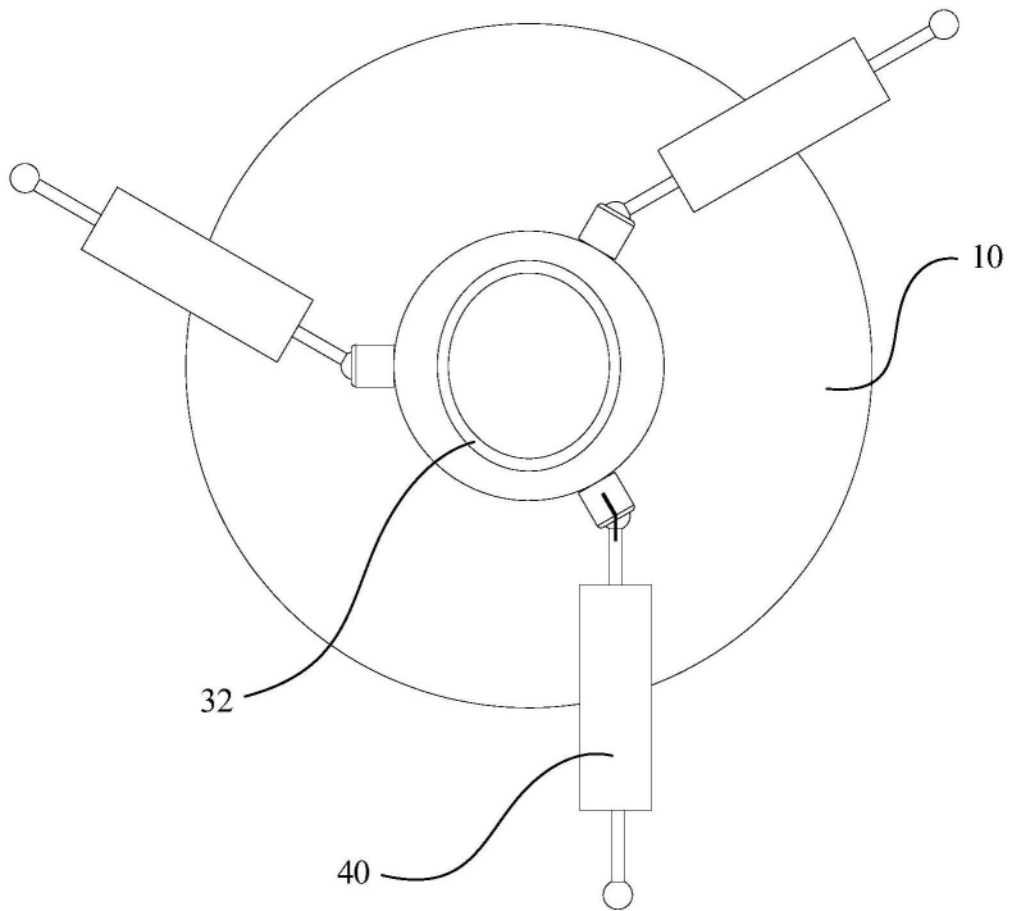


图13

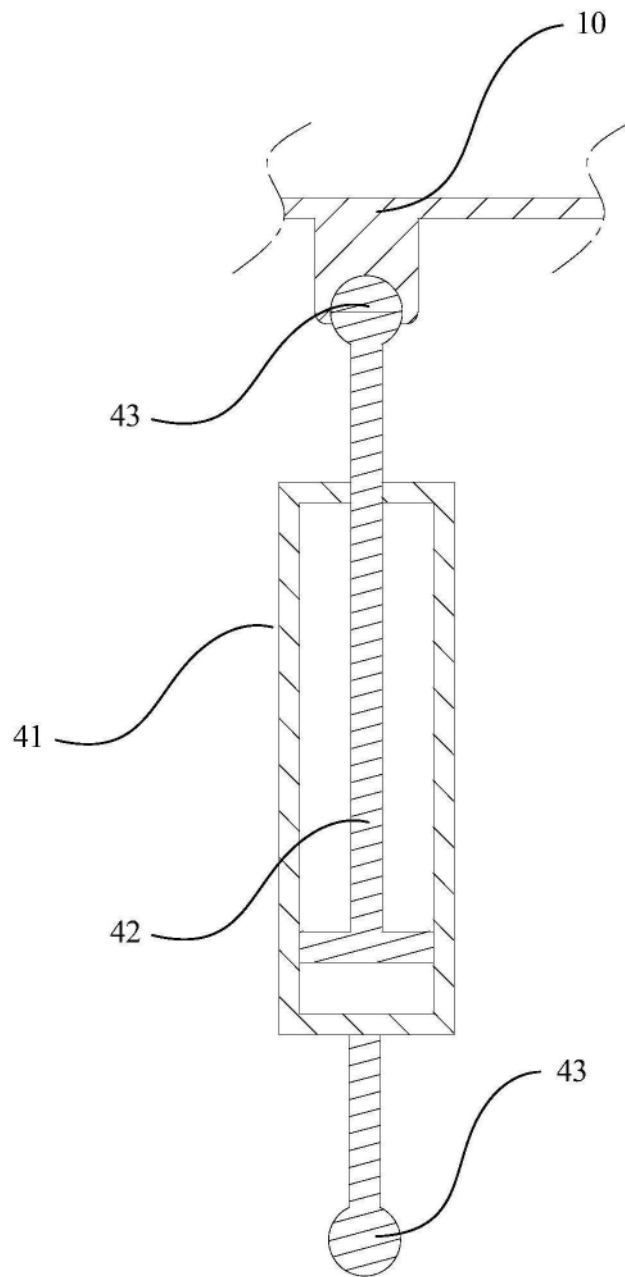


图14