



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 117549020 B

(45) 授权公告日 2024.04.19

(21) 申请号 202310379115.5

(22) 申请日 2023.04.11

(65) 同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 117549020 A

(43) 申请公布日 2024.02.13

(73) 专利权人 北京星河动力装备科技有限公司  
地址 100176 北京市大兴区北京经济技术  
开发区荣华南路15号院3号楼1层101  
室

专利权人 北京星河动力航天科技股份有限  
公司  
安徽星河动力装备科技有限公司  
江苏星河航天科技有限公司  
星河动力(山东)航天科技有限公  
司

(72) 发明人 徐瑞 刘百奇 刘建设 李瑞清

(74) 专利代理机构 北京路浩知识产权代理有限  
公司 11002

专利代理师 周志斌

(51) Int.Cl.

B23P 19/00 (2006.01)

B23P 19/04 (2006.01)

B25B 11/02 (2006.01)

B66F 19/00 (2006.01)

(56) 对比文件

CN 110397520 A, 2019.11.01

CN 111023899 A, 2020.04.17

CN 114771397 A, 2022.07.22

CN 115215274 A, 2022.10.21

CN 115773695 A, 2023.03.10

US 2009308237 A1, 2009.12.17

US 6186039 B1, 2001.02.13

审查员 王楠

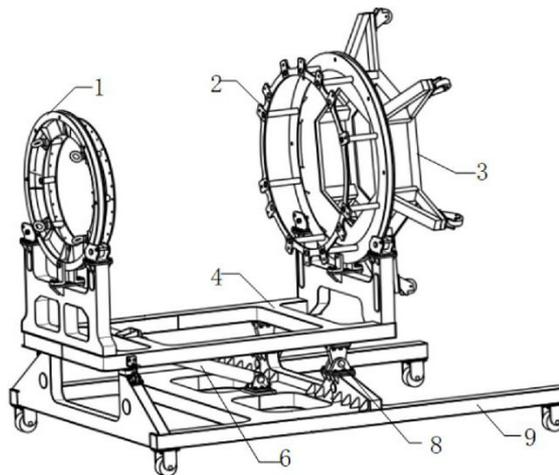
权利要求书2页 说明书7页 附图5页

(54) 发明名称

火箭轨姿控动力系统的装配工装及装配方  
法

(57) 摘要

本发明提供一种火箭轨姿控动力系统的装  
配工装及装配方法,包括:转环架,第一支撑架和  
第二支撑架;所述第一支撑架和所述第二支撑架  
铰接设置;沿所述第一支撑架的延伸方向,第一  
转环架和第二转环架间隔设置于所述第一支撑  
架的两侧,且分别与所述第一支撑架转动连接;  
其中,所述第一支撑架包括:第一工作位置和第  
二工作位置;在所述第一工作位置下,所述第一  
支撑架与所述第二支撑架平行,两个所述转环架  
的延伸方向平行于地面;在所述第二工作位置  
下,所述第一支撑架与所述第二支撑架垂直,两  
个所述转环架的延伸方向垂直于地面。本发明中  
转环架实现了多角度下的装配,支撑架用以转换  
水平垂直位置。结构简单,装配效率高。



1. 一种火箭轨姿控动力系统的装配工装,其特征在于,包括:转环架,第一支撑架(4)、第二支撑架(9)、第二滚轮(414)、滚轮支撑座(41)和转环架锁定座(45);

所述第一支撑架(4)和所述第二支撑架(9)铰接设置;

沿所述第一支撑架(4)的延伸方向,第一转环架(1)和第二转环架(2)间隔设置于所述第一支撑架(4)的两侧,且分别与所述第一支撑架(4)转动连接;

所述第二滚轮(414)、所述滚轮支撑座(41)和所述转环架锁定座(45)均设置于所述转环架与所述第一支撑架(4)之间;

所述滚轮支撑座(41)间隔设置在所述第一支撑架(4)上,所述滚轮支撑座(41)与所述转环架之间设有所述第二滚轮(414),用以支撑并转动所述转环架;

所述转环架锁定座(45)的一端与所述第一支撑架(4)连接,所述转环架锁定座(45)的另一端构造为夹持端,与所述转环架抵接,用以锁定转环架的转动角度和从所述第一支撑架(4)上拆装所述转环架;

其中,所述第一支撑架(4)包括:第一工作位置和第二工作位置;

在所述第一工作位置下,所述第一支撑架(4)与所述第二支撑架(9)平行,两个所述转环架的延伸方向平行于地面;

在所述第二工作位置下,所述第一支撑架(4)与所述第二支撑架(9)垂直,两个所述转环架的延伸方向垂直于地面。

2. 根据权利要求1所述的火箭轨姿控动力系统的装配工装,其特征在于,还包括:铰接座(8),所述铰接座(8)设置于所述第一支撑架(4)与所述第二支撑架(9)之间,且靠近所述第二转环架(2),所述第一支撑架(4)通过所述铰接座(8)与所述第二支撑架(9)铰接。

3. 根据权利要求2所述的火箭轨姿控动力系统的装配工装,其特征在于,还包括:支撑架锁定座(91),所述支撑架锁定座(91)设置于所述第一支撑架(4)与所述第二支撑架(9)之间,且靠近所述第一转环架(1),所述第一支撑架(4)通过所述支撑架锁定座(91)与所述第二支撑架(9)可拆卸连接。

4. 根据权利要求3所述的火箭轨姿控动力系统的装配工装,其特征在于,还包括:起竖缸(6),所述起竖缸(6)设置于所述第一支撑架(4)与所述第二支撑架(9)之间,所述起竖缸(6)的一端与所述第一支撑架(4)铰接,且靠近所述第一转环架(1),所述起竖缸(6)的另一端与所述第二支撑架(9)铰接,且靠近所述第二转环架(2),用以推动第一支撑架(4)在所述第一工作位置和所述第二工作位置之间转换。

5. 根据权利要求1所述的火箭轨姿控动力系统的装配工装,其特征在于,还包括:第一滚轮(92),所述第一滚轮(92)设置于所述第二支撑架(9)远离所述第一支撑架(4)一侧的表面,用以调节所述第二支撑架(9)的位置。

6. 根据权利要求1至5中任一项所述的火箭轨姿控动力系统的装配工装,其特征在于,所述滚轮支撑座(41)包括:滚转轴(412)、锁紧螺母(416)和支撑座(411);

所述支撑座(411)设置于所述第一支撑架(4)上;

所述滚转轴(412)贯穿设置于所述支撑座(411),所述第二滚轮(414)套设于所述滚转轴(412)上;

所述锁紧螺母(416)设置于所述滚转轴(412)的一端,用以将所述滚转轴(412)固定在所述支撑座(411)上。

7. 根据权利要求6所述的火箭轨姿控动力系统的装配工装,其特征在於,还包括:支撑平台(3),所述支撑平台(3)设置於所述第二转环架(2)上;

其中,在所述第二工作位置下,所述支撑平台(3)与所述地面接触,用于支撑所述火箭轨姿控动力系统。

8. 根据权利要求7所述的火箭轨姿控动力系统的装配工装,其特征在於,所述支撑平台(3)远离所述转环架的一侧设有第三滚轮(32),用以在所述第二工作位置下,移动所述转环架和所述火箭轨姿控动力系统。

9. 一种上述权利要求1至8中任一项所述的火箭轨姿控动力系统的装配工装的装配方法,其特征在於,包括:

调节第一支撑架(4)至第一工作位置,锁定所述第一支撑架(4);

将火箭轨姿控动力部件(10)放置於两个转环架上;

调节所述转环架至工作角度并锁定,对所述火箭轨姿控动力部件(10)进行装配;

重复调节所述转环架的角度并锁定,持续装配直至完成所述第一工作位置下的装配;

解锁所述第一支撑架(4),翻转所述第一支撑架(4)至第二工作位置,支撑平台(3)与地面接触;

所述支撑平台(3)与地面稳定接触后,解锁所述转环架,所述支撑平台(3)将所述火箭轨姿控动力部件(10)运送至下一工位;

在所述支撑平台(3)上持续装配直至完成所述火箭轨姿控动力系统。

## 火箭轨姿控动力系统的装配工装及装配方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及装配工作技术领域,尤其涉及一种火箭轨姿控动力系统的装配工装及装配方法。

### 背景技术

[0002] 轨姿控动力系统是火箭的关键分系统之一。在火箭末级的飞行过程中,轨姿控动力系统提供用于姿态控制、轨道转移、轨道修正的控制力和控制力矩。为了实现多方向上的控制,轨姿控动力系统本身具有较为复杂的结构,且各结构分布在轨姿控动力系统的各个方向上。这就需要在装配过程中多次转换轨姿控动力系统的角度和位置才能完成装配。

[0003] 现有技术中,轨姿控动力系统的装配工装多采用多组简易支撑架和吊装工装的组合。通过多次吊装将轨姿控动力系统放置在不同支撑架上,用以满足不同角度和位置的装配需求,但使用该工装需要多次吊装的操作,耗时耗力,装配效率低,并且还需在轨姿控动力系统上安装多个吊点,降低了火箭的运载能力。

### 发明内容

[0004] 本发明提供一种火箭轨姿控动力系统的装配工装及装配方法,用以解决现有技术中工装费时费力、装配效率低的缺陷,实现使用方便、提高装配效率的技术效果。

[0005] 第一方面,本发明提供一种火箭轨姿控动力系统的装配工装,包括:转环架,第一支撑架和第二支撑架;

[0006] 所述第一支撑架和所述第二支撑架铰接设置;

[0007] 沿所述第一支撑架的延伸方向,第一转环架和第二转环架间隔设置于所述第一支撑架的两侧,且分别与所述第一支撑架转动连接;

[0008] 其中,所述第一支撑架包括:第一工作位置和第二工作位置;

[0009] 在所述第一工作位置下,所述第一支撑架与所述第二支撑架平行,两个所述转环架的延伸方向平行于地面;

[0010] 在所述第二工作位置下,所述第一支撑架与所述第二支撑架垂直,两个所述转环架的延伸方向垂直于地面。

[0011] 根据本发明提供的火箭轨姿控动力系统的装配工装,还包括:铰接座,所述铰接座设置于所述第一支撑架与所述第二支撑架之间,且靠近所述第二转环架,所述第一支撑架通过所述铰接座与所述第二支撑架铰接。

[0012] 根据本发明提供的火箭轨姿控动力系统的装配工装,还包括:支撑架锁定座,所述支撑架锁定座设置于所述第一支撑架与所述第二支撑架之间,且靠近所述第一转环架,所述第一支撑架通过所述支撑架锁定座与所述第二支撑架可拆卸连接。

[0013] 根据本发明提供的火箭轨姿控动力系统的装配工装,还包括:起竖缸,所述起竖缸设置于所述第一支撑架与所述第二支撑架之间,所述起竖缸的一端与所述第一支撑架铰接,且靠近所述第一转环架,所述起竖缸的另一端与所述第二支撑架铰接,且靠近所述第二

转环架,用以推动第一支撑架在所述第一工作位置和所述第二工作位置之间转换。

[0014] 根据本发明提供的火箭轨姿控动力系统的装配工装,还包括:第一滚轮,所述第一滚轮设置于所述第二支撑架远离所述第一支撑架一侧的表面,用以调节所述第二支撑架的位置。

[0015] 根据本发明提供的火箭轨姿控动力系统的装配工装,还包括:第二滚轮、滚轮支撑座和转环架锁定座,所述第二滚轮、所述滚轮支撑座和所述转环架锁定座均设置于所述转环架与所述第一支撑架之间;

[0016] 所述滚轮支撑座间隔设置在所述第一支撑架上,所述滚轮支撑座与所述转环架之间设有所述第二滚轮,用以支撑并转动所述转环架;

[0017] 所述转环架锁定座的一端与所述第一支撑架连接,所述转环架锁定座的另一端构造为夹持端,与所述转环架抵接,用以锁定转环架的转动角度和从所述第一支撑架上拆装所述转环架。

[0018] 根据本发明提供的火箭轨姿控动力系统的装配工装,所述滚轮支撑座包括:滚转轴、锁紧螺母和支撑座;

[0019] 所述支撑座设置于所述第一支撑架上;

[0020] 所述滚转轴贯穿设置于所述支撑座,所述第二滚轮套设于所述滚转轴上;

[0021] 所述锁紧螺母设置于所述滚转轴的一端,用以将所述滚转轴固定在所述支撑座上。

[0022] 根据本发明提供的火箭轨姿控动力系统的装配工装,还包括:支撑平台,所述支撑平台设置于所述第二转环架上;

[0023] 其中,在所述第二工作位置下,所述支撑平台与所述地面接触,用于支撑所述火箭轨姿控动力系统。

[0024] 根据本发明提供的火箭轨姿控动力系统的装配工装,所述支撑平台远离所述转环架的一侧设有第三滚轮,用以在所述第二工作位置下,移动所述转环架和所述火箭轨姿控动力系统。

[0025] 第二方面,本发明还提供一种如上所述的火箭轨姿控动力系统的装配工装的装配方法,包括:

[0026] 调节第一支撑架至第一工作位置,锁定所述第一支撑架;

[0027] 将火箭轨姿控动力部件放置于两个转环架上;

[0028] 调节所述转环架至工作角度并锁定,对所述火箭轨姿控动力部件进行装配;

[0029] 重复调节所述转环架的角度并锁定,持续装配直至完成所述第一工作位置下的装配;

[0030] 解锁所述第一支撑架,翻转所述第一支撑架至第二工作位置,支撑平台与地面接触;

[0031] 所述支撑平台与地面稳定接触后,解锁所述转环架,所述支撑平台将所述火箭轨姿控动力部件运送至下一工位;

[0032] 在所述支撑平台上持续装配直至完成所述火箭轨姿控动力系统。

[0033] 本发明通过间隔设置两个转环架,用以提供火箭轨姿控动力系统稳定的支撑;转环架与第一支撑架转动连接,可实现不同角度下的火箭轨姿控动力系统的装配;将转环架

设置在第一支撑架上,第一支撑架与第二支撑架铰接,使第一支撑架可相对于第二支撑架翻转,并且带动其上的转环架和火箭轨姿控动力系统翻转,使火箭轨姿控动力系统可在水平和垂直状态间切换。火箭轨姿控动力系统在装配过程中需多次转换角度和位置,本发明通过简单结构,满足了火箭轨姿控动力系统的所有装配位置需求,使用简单,提高了装配效率,省时省力。

[0034] 进一步地,在本发明提供的火箭轨姿控动力系统的装配工装的装配方法中,由于采用如上所述的火箭轨姿控动力系统的装配工装,因此同样具备如上所述的优势。

### 附图说明

[0035] 为了更清楚地说明本发明或现有技术中的技术方案,下面将对实施例或现有技术描述中所需要使用的附图作一简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图是本发明的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0036] 图1是本发明提供的火箭轨姿控动力系统的装配工装的示意图;

[0037] 图2是本发明提供的第二支撑架的结构示意图;

[0038] 图3是本发明提供的第一支撑架的结构示意图;

[0039] 图4是本发明提供的滚轮支撑座的剖视图;

[0040] 图5是本发明提供的支撑平台的结构示意图;

[0041] 图6是本发明提供的火箭轨姿控动力系统的装配工装的装配方法的示意图之一;

[0042] 图7是本发明提供的火箭轨姿控动力系统的装配工装的装配方法的示意图之二;

[0043] 图8是本发明提供的火箭轨姿控动力系统的装配工装的装配方法的示意图之三。

[0044] 附图标记:

[0045] 1:第一转环架;2:第二转环架;3:支撑平台;32:第三滚轮;4:第一支撑架;41:滚轮支撑座;411:支撑座;412:滚转轴;414:第二滚轮;416:锁紧螺母;417:轴承;45:转环架锁定座;6:起竖缸;8:铰接座;9:第二支撑架;91:支撑架锁定座;92:第一滚轮;10:火箭轨姿控动力部件。

### 具体实施方式

[0046] 为使本发明的目的、技术方案和优点更加清楚,下面将结合本发明中的附图,对本发明中的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例是本发明一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有作出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。

[0047] 在本发明实施例的描述中,需要说明的是,除非另有明确的规定和限定,术语“相连”、“连接”应做广义理解,例如,可以是固定连接,也可以是可拆卸连接,或一体连接;可以是机械连接,也可以是电连接;可以是直接相连,也可以通过中间媒介间接相连。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发明实施例中的具体含义。

[0048] 在本发明实施例的描述中,需要说明的是,术语“中心”、“纵向”、“横向”、“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发明实施例和简化描述,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发明实施例的限制。此外,术语“第一”、“第二”、“第三”仅用于描述目的,而不能理解为指示或暗示相对重要性。

[0049] 在本说明书的描述中,参考术语“一个实施例”、“一些实施例”、“示例”、“具体示例”、或“一些示例”等的描述意指结合该实施例或示例描述的具体特征、结构、材料或者特点包含于本发明实施例的至少一个实施例或示例中。在本说明书中,对上述术语的示意性表述不必针对的是相同的实施例或示例。而且,描述的具体特征、结构、材料或者特点可以在任一个或多个实施例或示例中以合适的方式结合。此外,在不相互矛盾的情况下,本领域的技术人员可以将本说明书中描述的不同实施例或示例以及不同实施例或示例的特征进行结合和组合。

[0050] 下面结合图1至图8对本发明的实施方式作进一步详细描述。以下实施例用于说明本发明,但不能用来限制本发明的范围。

[0051] 如图1所示,本发明提供火箭轨姿控动力系统的装配工装,包括:转环架,第一支撑架4和第二支撑架9。转环架设置在第一支撑架4的一侧,第二支撑架9设置在第一支撑架4的另一侧。转环架与第一支撑架4转动连接,第二支撑架9与第一支撑架4铰接。

[0052] 转环架设有两个,分别为第一转环架1和第二转环架2,第一转环架1和第二转环架2间隔设置在第一支撑架4上,并且均与第一支撑架4转动连接。火箭轨姿控动力系统放置在第一转环架1和第二转环架2之间,火箭轨姿控动力系统的顶端与第一转环架1连接,火箭轨姿控的底端与第二转环架2连接。转环架构造为环形,可相对于第一支撑架4进行360度旋转,并带动固定在其上的轨姿控动力系统转动。转环架的尺寸与轨姿控动力系统的相适应设置。

[0053] 第二支撑架9的一侧与地面接触,另一侧与第一支撑架4铰接。第一支撑架4以铰接处为轴进行旋转,使第一支撑架4可在第一工作位置和第二工作位置之间切换。其中,无论工作位置如何变动,第二支撑架9一直平行于地面。当第一支撑架4处于第一工作位置时,第一支撑架4和第二支撑架9相互平行,两个转环架的圆心的连线平行于地面,即两个转环架的延伸方向平行于地面;当第一支撑架4处于第二工作位置时,第一支撑架4和第二支撑架9相互垂直,两个转环架的圆心的连线垂直于地面,即两个转环架的延伸方向垂直于地面。

[0054] 继续参见图1,在一个可选的实施例中,火箭轨姿控动力系统的装配工装还包括:起竖缸6。起竖缸6设置在第一支撑架4与第二支撑架9之间,起竖缸6的一端与第一支撑架4铰接,且靠近第一转环架1;起竖缸6的另一端与第二支撑架9铰接,且靠近第二转环架2。通过推动或收回起竖缸6,可以实现第一支撑架4在第一工作位置和第二工作位置间的切换。可选地,在起竖缸6靠近地面的一侧连接升降机,使用升降机推动或收回起竖缸6,用以翻转第一支撑架4。

[0055] 如图2所示,在如上所述的实施例中,火箭轨姿控动力系统的装配工装还包括:铰接座8。铰接座8设置在第一支撑架4和第二支撑架9之间,并且靠近第二转环架2,第一支撑架4通过铰接座8与第二支撑架9铰接。当第一支撑架4翻转至第二工作位置时,第二转环架2靠近地面,第一转环架1远离地面,转环架之间的火箭轨姿控动力系统翻转至与地面垂直的位置。

[0056] 进一步地,火箭轨姿控动力系统的装配工装还包括:支撑架锁定座91。支撑架锁定

座91设置在第一支撑架4和第二支撑架9之间,并且靠近第一转环架1,第一支撑架4通过支撑架锁定座91与第二支撑架9锁定,使第一支撑架4维持在第一工作位置而不发生翻转。第一支撑架4在第一工作位置下,第一支撑架4靠近第一转环架1的一侧搭接在支撑架锁定座91上,并被支撑架锁定座91锁定,使第一支撑架4无法旋转,保证火箭轨姿控动力系统处于水平状态下进行装配,水平装配结束后,解锁支撑架锁定座91,可将第一支撑架4翻转至第二工作位置,以进行后续的处于垂直状态下的装配。

[0057] 继续参见图2,在本发明提供的一个可选的实施例中,火箭轨姿控动力系统的装配工装还包括:第一滚轮92。第一滚轮92设置在第二支撑架9上,并且位于第二支撑架9远离第一支撑架4一侧的表面。推动第一滚轮92,可以改变火箭轨姿控动力系统的装配工装和其上的火箭轨姿控动力系统的位置。可选地,在每个第一滚轮92上还设有刹车机构,用以停驻火箭轨姿控动力系统的装配工装。

[0058] 如图3所示,本发明提供的一个可选的实施例中,火箭轨姿控动力系统的装配工装还包括:第二滚轮414和滚轮支撑座41。第二滚轮414和滚轮支撑座41均设置在第一支撑架4和转环架之间,用以实现转环架与第一支撑架4之间的转动连接。滚轮支撑座41间隔设置在第一支撑架4上,滚轮支撑座41与转环架之间设有第二滚轮414,用以支撑并转动转环架。

[0059] 具体来说,在第一支撑架4上设置两组滚轮支撑座41,两组滚轮支撑座41间隔设置在第一支撑架4的两侧,每组里包含两个滚轮支撑座41,两个滚轮支撑座41间隔设置,并且形成用于支撑转环架的支撑结构。滚轮支撑座41上设有第二滚轮414,转环架与第二滚轮414抵接。转动第二滚轮414可以带动转环架转动,改变火箭轨姿控动力系统的角度。

[0060] 进一步地,火箭轨姿控动力系统的装配工装还包括:转环架锁定座45。转环架锁定座45的一端与第一支撑架4连接,转环架锁定座45的另一端构造为夹持端,与转环架抵接,用以锁定转环架的转动角度和从第一支撑架4上拆装转环架。

[0061] 具体来说,在第一支撑架4上设置转环架锁定座45,该转环架锁定座45位于一组滚轮支撑座41中间。转环架锁定座45的一端与第一支撑架4固接,另一端构造为夹持端,并与转环架抵接。夹持端呈“U”形,转环架插入夹持端中,夹持端的两侧与转环架可拆卸连接,用于固定转环架使其不发生旋转。可选地,使用螺栓将夹持端的两侧与转环架固定。同样可选地,在转环架靠近夹持端处设有通孔,使用锁定销插入夹持端和通孔进行转环架的固定。

[0062] 实际使用时,通过转动第二滚轮414调节火箭轨姿控动力系统的角度,通过转环架锁定座45固定调节后火箭轨姿控动力系统的角度。当第一支撑架4从第一工作位置切换到第二工作位置的过程中,转环架锁定座45用于固定转环架在第一支撑架4上,使其不从第一支撑架4上脱落。

[0063] 如图4所示,在如上所述的实施例中,滚轮支撑座41包括:滚转轴412、锁紧螺母416和支撑座411。支撑座411设置于第一支撑架4上,滚转轴412贯穿设置于支撑座411,滚转轴412的贯穿方向与两个转环架的圆心连线同向。锁紧螺母416设置于滚转轴412贯穿出支撑座411的一端,用以将滚转轴412安装固定在支撑座411上。第二滚轮414套设在滚转轴412上,以滚转轴412为轴进行旋转。可选地,滚转轴412上套设轴承417,轴承417位于第二滚轮414和滚转轴412之间,用以降低转动过程中的摩擦系数,并保证转动精度。

[0064] 如图5所示,本发明提供一个可选的实施例中,火箭轨姿控动力系统的装配工装还包括:支撑平台3。支撑平台3设置于第二转环架2远离第一转环架1的一侧。当第一支撑架4

处于第二工作位置下,支撑平台3与地面接触,用于支撑火箭轨姿控动力系统。

[0065] 在如上所述的实施例中,支撑平台3上设有第三滚轮32,第三滚轮32设置在支撑平台3远离转环架的一侧。可选地,支撑平台3构造为多边形,在每个角上设置第三滚轮32。进一步地,第三滚动构造为万向轮。可选地,第三滚轮32上设置刹车机构,实现火箭轨姿控动力系统在第二工作位置下的停驻。在第二工作位置下,解锁转环架锁定座45可使支撑平台3、转环架和火箭轨姿控动力系统脱离第一支撑架4,推动第三滚轮32,在垂直状态下实现火箭轨姿控动力系统的转运。

[0066] 第二方面,本发明还提供一种火箭轨姿控动力系统的装配工装的装配方法,该方法采用如上所述的火箭轨姿控动力系统的装配工装。该方法包括:

[0067] S1、调节第一支撑架4至第一工作位置,锁定第一支撑架4;

[0068] S2、将火箭轨姿控动力部件10放置于两个转环架上;

[0069] S3、调节转环架至工作角度并锁定,对火箭轨姿控动力部件10进行装配;

[0070] S4、重复调节转环架的角度并锁定,持续装配直至完成第一工作位置下的装配;

[0071] S5、解锁第一支撑架4,翻转第一支撑架4至第二工作位置,支撑平台3与地面接触;

[0072] S6、支撑平台3与地面稳定接触后,解锁转环架,支撑平台3将火箭轨姿控动力部件10运送至下一工位;

[0073] S7、在支撑平台3上持续装配直至完成火箭轨姿控动力系统。

[0074] 具体来说,如图6所示,调节第一支撑架4至第一工作位置,通过支撑架锁定座91锁定第一支撑架4。将火箭轨姿控动力部件10的两端分别与两个转环架固定连接。通过转动第二滚轮414转动转环架,用以调节火箭轨姿控动力部件10的角度至工作角度,通过转环架锁定座45锁定火箭轨姿控动力部件10,对火箭轨姿控动力部件10进行装配。重复调节转环架的角度并锁定,完成火箭轨姿控动力部件10在第一工作位置下的全角度装配。

[0075] 如图7所示,解锁支撑架锁定座91,通过起竖缸6推动第一支撑架4至第二工作位置,支撑平台3的第三滚轮32与地面接触。

[0076] 如图8所示,待支撑平台3与地面接触稳定后,解锁转环架锁定座45,推动第一滚轮92或第三滚轮32,使转环架、支撑平台3和火箭轨姿控动力部件10脱离第一支撑架4。推动支撑平台3将火箭轨姿控动力部件10运送至下一工位。对处于垂直状态下的火箭轨姿控动力部件10进行装配,直至完成火箭轨姿控动力系统。

[0077] 本发明通过间隔设置两个转环架,用以提供火箭轨姿控动力系统稳定的支撑;转环架与第一支撑架4转动连接,可实现不同角度下的火箭轨姿控动力系统的装配;将转环架设置在第一支撑架4上,第一支撑架4与第二支撑架9铰接,使第一支撑架4可相对于第二支撑架9翻转,并且带动其上的转环架和火箭轨姿控动力系统翻转,使火箭轨姿控动力系统可在水平和垂直状态间切换。火箭轨姿控动力系统在装配过程中需多次转换角度和位置,本发明通过简单结构,满足了火箭轨姿控动力系统的所有装配位置需求,使用简单,提高了装配效率,省时省力。

[0078] 最后应说明的是:以上实施例仅用以说明本发明的技术方案,而非对其限制;尽管参照前述实施例对本发明进行了详细的说明,本领域的普通技术人员应当理解:其依然可以对前述各实施例所记载的技术方案进行修改,或者对其中部分技术特征进行等同替换;而这些修改或者替换,并不使相应技术方案的本质脱离本发明各实施例技术方案的精神和

范围。

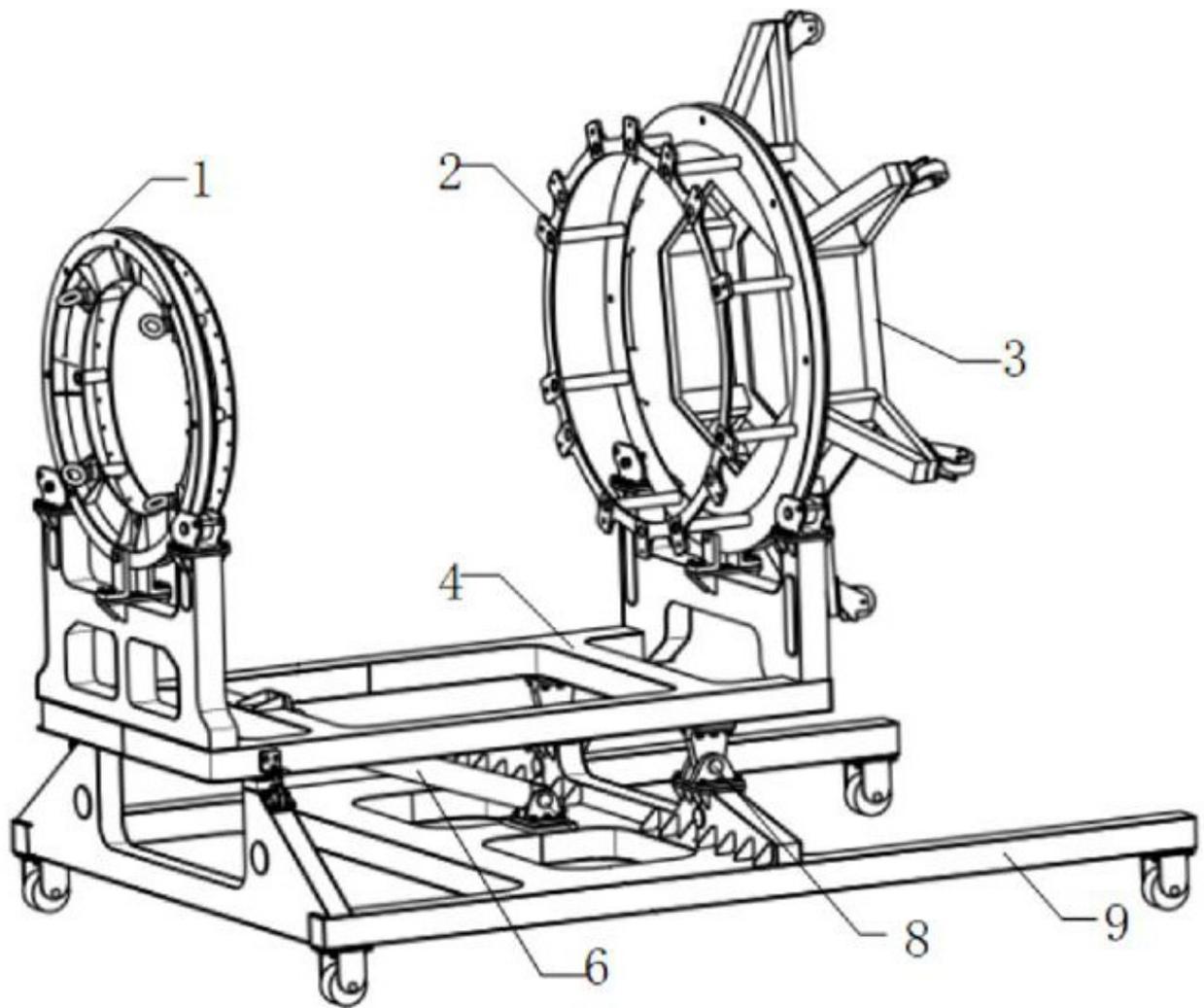


图 1

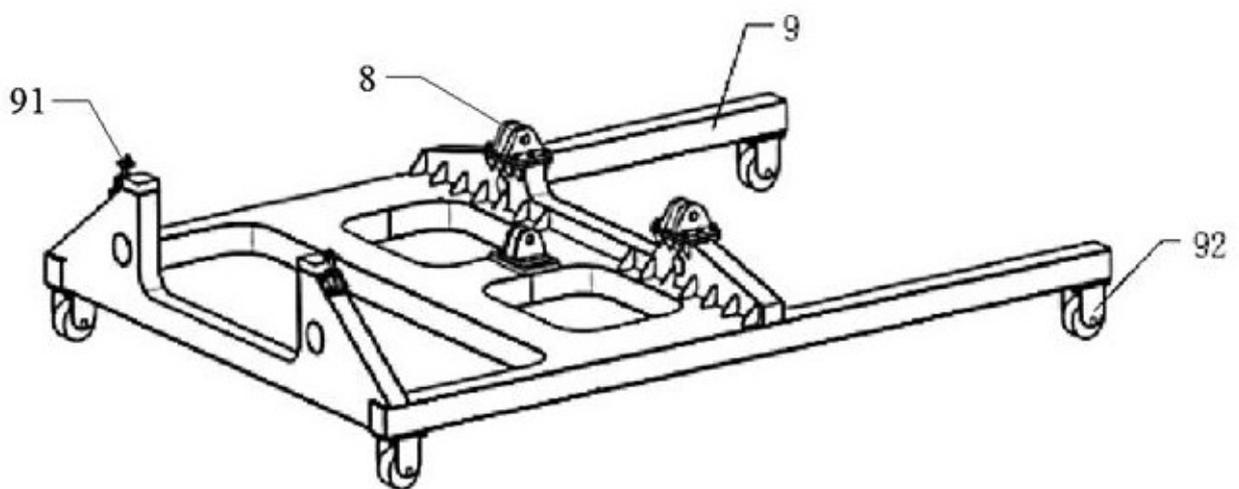


图 2

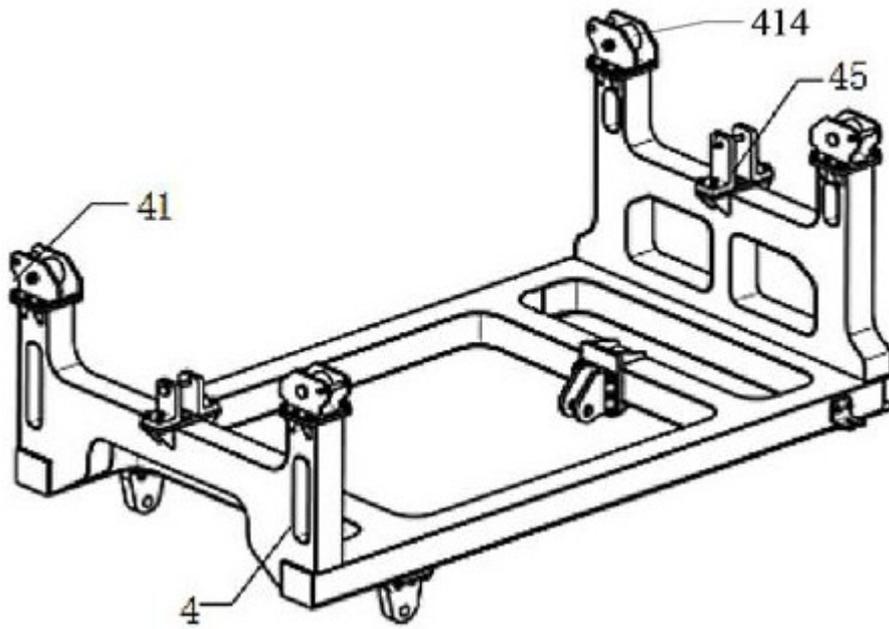


图 3

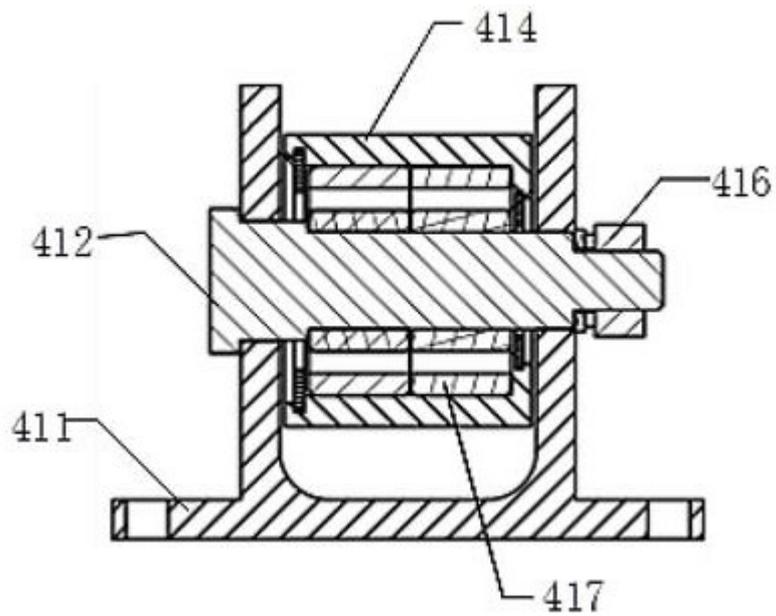


图 4

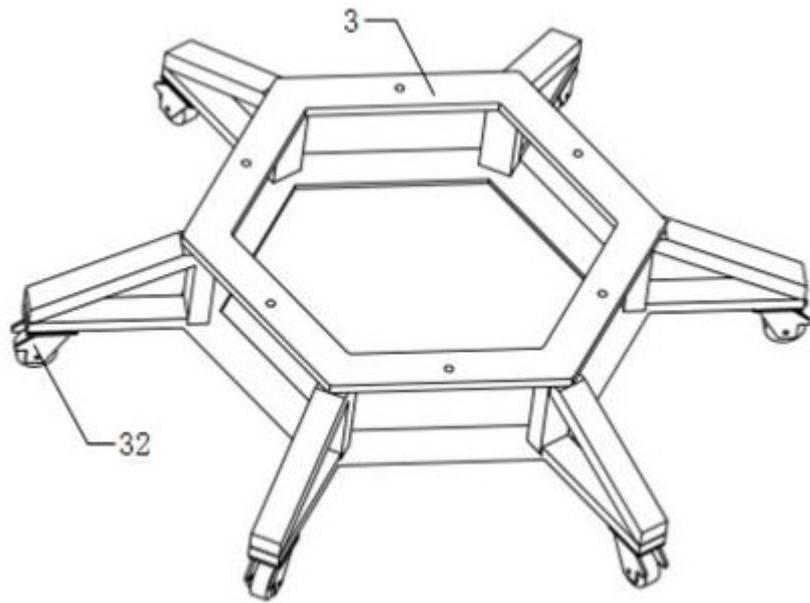


图 5

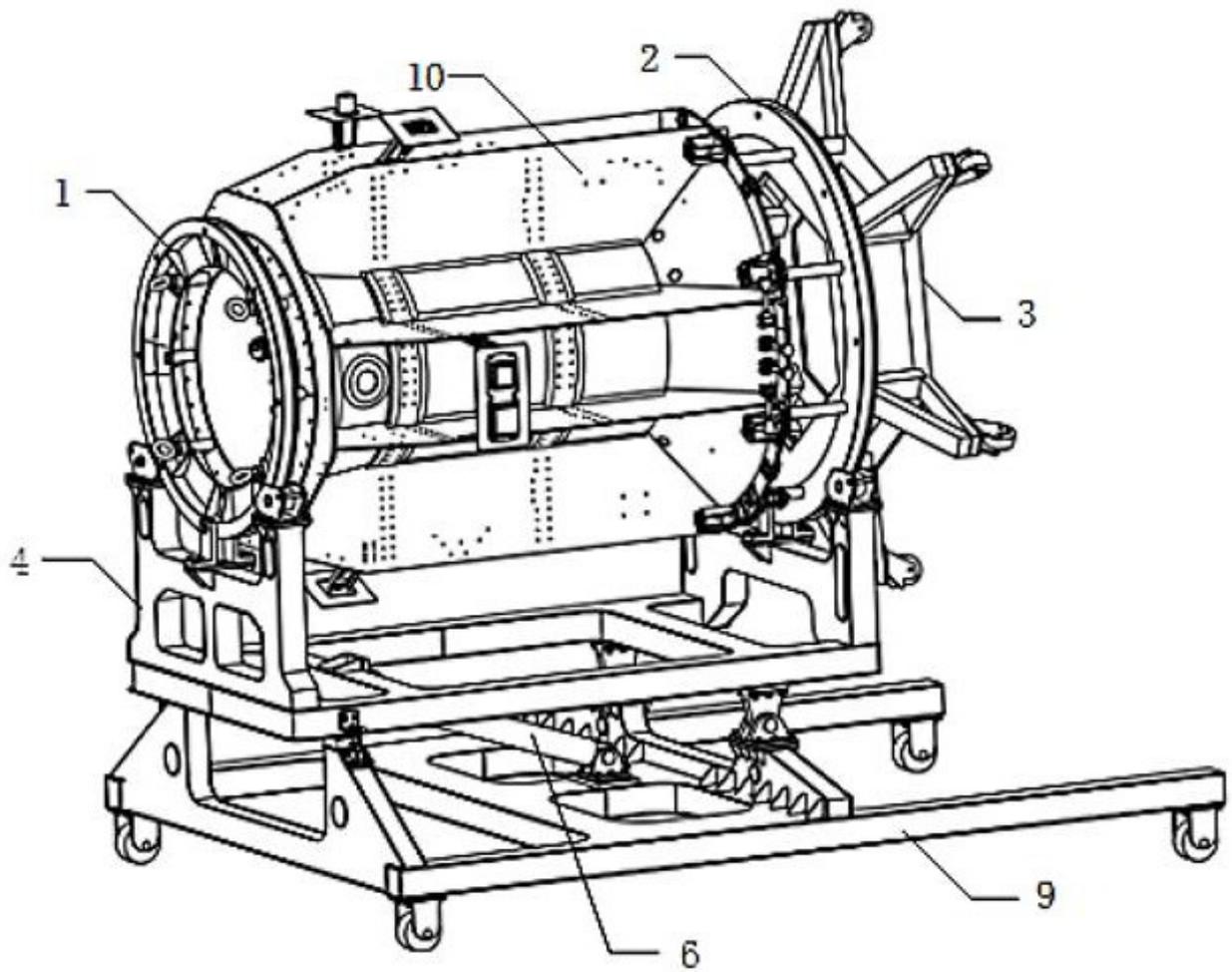


图 6

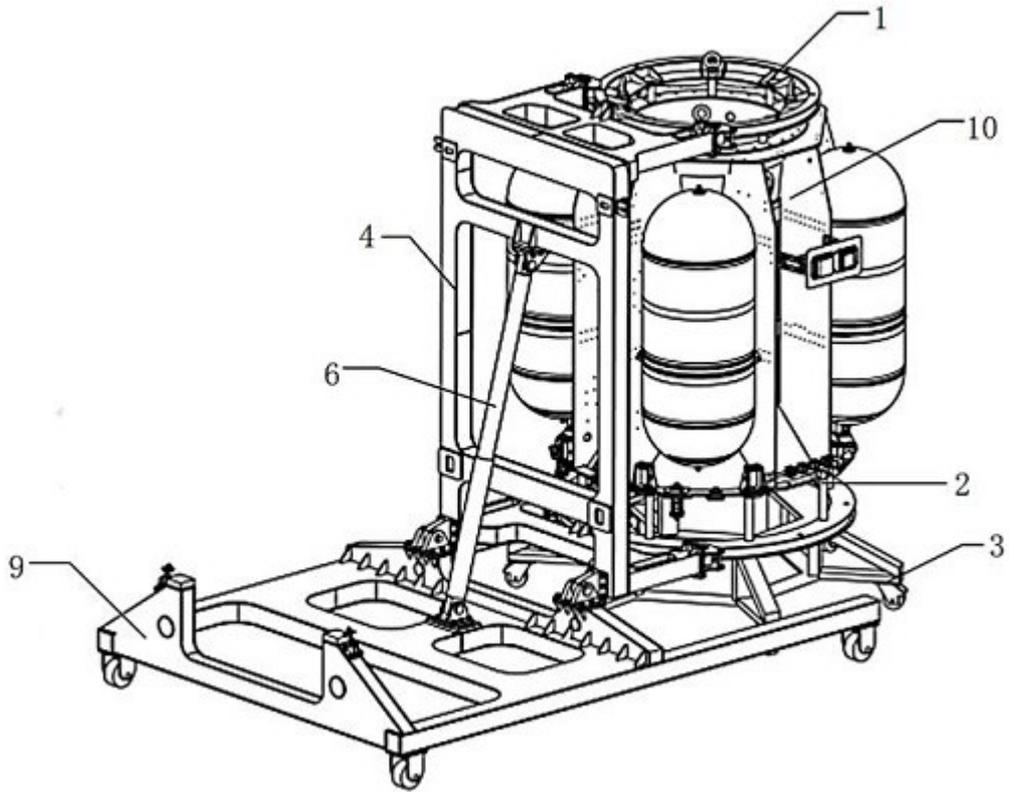


图 7

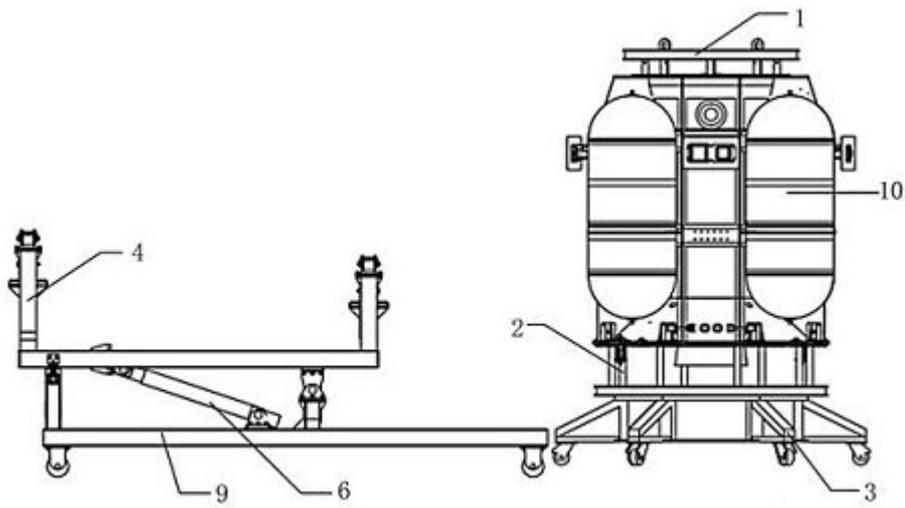


图 8