



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110641735 A

(43)申请公布日 2020.01.03

(21)申请号 201910931325.4

(22)申请日 2019.09.29

(71)申请人 中国直升机设计研究所
地址 333001 江西省景德镇市航空路6-8号

(72)发明人 包名 李清蓉 徐宇亮

(74)专利代理机构 中国航空专利中心 11008
代理人 杜永保

(51)Int.Cl.
B64F 5/60(2017.01)

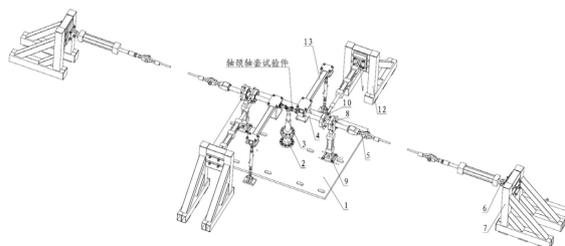
权利要求书1页 说明书4页 附图5页

(54)发明名称

一种尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置

(57)摘要

本发明公开一种尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置,其中尾桨毂轴颈轴套组件安装固定在尾桨轴叉形件装配假件(3)上,两端与桨叶假件(4)连接,桨叶假件(4)通过离心力加载组件(5)与离心力作动器相连,挥舞力加载组件(8)固定在桨叶假件(4)上距尾桨毂中心位置第一预定距离处,摆振力加载组件(10)固定在桨叶假件(4)上距尾桨毂中心位置第二预定距离处,挥舞力加载接头(8-1)和摆振力加载接头(10-1)采用带紧定套的调心滚子轴承与桨叶假件(4)进行小间隙配合,防扭杆组件(13)搭压在桨叶假件(4)与尾桨毂轴颈轴套组件的连接接头的上端面。采用本发明装置进行无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验能够充分验证其性能并获得结构的疲劳寿命。



1. 一种尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置,其特征在于包括尾桨轴叉形件装配假件(3)、桨叶假件(4)、离心力加载组件(5)、挥舞力加载组件(8)、摆振力加载组件(10)和防扭杆组件(13),其中尾桨毂轴颈轴套组件安装固定在尾桨轴叉形件装配假件(3)上,两端与桨叶假件(4)连接,桨叶假件(4)通过离心力加载组件(5)与离心力作动器相连,以便施加离心力 F_c ,挥舞力加载组件(8)固定在桨叶假件(4)上距尾桨毂中心位置第一预定距离处,摆振力加载组件(10)固定在桨叶假件(4)上距尾桨毂中心位置第二预定距离处,所述第一预定距离及第二预定距离彼此不等,挥舞力加载组件(8)中的挥舞力加载接头(8-1)、摆振力加载组件(10)中的摆振力加载接头(10-1)均采用带紧定套的调心滚子轴承与桨叶假件(4)进行小间隙配合,防扭杆组件(13)一端搭压在桨叶假件(4)与尾桨毂轴颈轴套组件的连接接头的上端面,另一端固定。

2. 按照权利要求1所述的尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置,其中离心力 F_c 采用钢丝绳加载。

3. 按照权利要求1所述的尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置,其中尾桨轴叉形件装配假件(3)通过过渡轴(2)固定在试验台地板(1)上。

4. 按照权利要求1所述的尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置,其中离心力作动器通过第一作动器支座(6)安装固定在离心力作动器固定支架(7)上,可根据试验需要,通过第一作动器支座(6)调整离心力加载高度。

5. 按照权利要求1所述的尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置,其中防扭杆组件(13)中的防扭梁(13-7)搭靠在桨叶假件4的轴套连接接头(4-1)上端面,通过连接短螺杆(13-5)、小压板(13-6)、大压板(13-8)及连接长螺杆(13-9)固定防扭梁(13-7)以便压住桨叶假件(4),防扭杆组件(13)通过上下两个防扭支座(13-1)、防扭上接头(13-4)、防扭杆(13-3)以及防扭下接头(13-2)整体固定在试验台底板(1)上。

6. 按照权利要求1所述的尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置,其中所述紧定套通过间隙配合安装在桨叶假件(4)上,滚子轴承外圈一端安装在加载接头内部腔槽内凸台上,另一端通过轴承挡环限制轴承沿外方向的错动。

7. 按照权利要求1所述的尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置,还包括在调试确定好挥舞力和摆振力的加载点位置后,对挥舞力加载组件(8)和摆振力加载组件(10)的安装加载位置进行限位的限位板(14)。

8. 按照权利要求1所述的尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置,其中所述第一预定距离及第二预定距离均可调。

一种尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置

技术领域

[0001] 本发明属于无人直升机尾桨疲劳试验技术,涉及一种尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验载荷加载装置。

背景技术

[0002] 尾桨毂轴颈轴套组件是无人直升机尾桨系统中用来平衡反扭矩和对直升机进行航向操纵的关键复杂动部件,能对无人直升机航向起稳定作用,它通过相关传力部件承受来自桨叶的全部载荷,包括挥舞力、摆振力以及来自尾传动轴高速旋转时产生的离心力等。在实际飞行工况中,主要考虑尾桨毂轴颈轴套因高周振动载荷引起的高周疲劳,其疲劳应力水平明显高于机身结构的疲劳应力水平,尾桨毂轴颈轴套的疲劳寿命一般由高周疲劳计算法则估算。由于无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件装配结构和传力方式复杂、承受的载荷形式复杂多样,而其本身结构小、重量轻,不能承受大载荷,因此,提供精确的疲劳试验考核环境,进行试验考核获得其疲劳性能和薄弱部位,确定其检修周期和维修方法,以及评估无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件的使用寿命则显得至关重要。

[0003] 目前,由于无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验技术在边界模拟以及试验加载技术等方面还存在不足,还没有相应的无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置,不能对其进行疲劳试验加载。

发明内容

[0004] 鉴于现有技术的上述情况,本发明的目的是提供一种尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置,用于无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验,采用本发明装置进行无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验能够充分验证其性能并获得疲劳寿命,能克服采用计算方法确定无人机尾桨毂轴颈轴套安全寿命,只能给出偏保守的安全寿命,不能充分发挥结构的性能等不足。

[0005] 本发明的上述目的是利用以下技术方案实现的:

[0006] 本发明的技术方案:一种尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置,其特征在于包括尾桨轴叉形件装配假件、桨叶假件、离心力加载组件、挥舞力加载组件、摆振力加载组件和防扭杆组件,其中尾桨毂轴颈轴套组件安装固定在尾桨轴叉形件装配假件上,两端与桨叶假件连接,桨叶假件通过离心力加载组件与离心力作动器相连,以便施加离心力 F_c ,离心力 F_c 可采用钢丝绳加载,挥舞力加载组件固定在桨叶假件上距尾桨毂中心位置第一预定距离处,摆振力加载组件固定在桨叶假件上距尾桨毂中心位置第二预定距离处,所述第一预定距离及第二预定距离彼此不等,挥舞力加载组件中的挥舞力加载接头、摆振力加载组件中的摆振力加载接头均采用带紧定套的调心滚子轴承与桨叶假件进行小间隙配合,通过松紧紧定套螺母来调整挥舞力和摆振力的加载位置,防扭杆组件一端搭压在桨叶假件与尾桨毂轴颈轴套组件的连接接头的上端面,另一端固定,比如固定在试验台底板上,以便平衡试验时挥舞载造成的附加弯矩,保证试验平稳顺利进行。

[0007] 本发明的尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置结合无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件的装配结构和尾桨叶载荷特点,进行试验边界连接条件模拟、尾桨毂轴颈轴套载荷加载设计,采用本发明装置进行无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验能够充分验证其性能并获得结构的疲劳寿命。

附图说明

- [0008] 图1为本发明的尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置的总体结构示意图。
[0009] 图2为本发明的尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置的离心力加载示意图。
[0010] 图3为本发明的尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置的挥舞力加载示意图。
[0011] 图4为本发明的尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置的摆振力加载示意图。
[0012] 图5为挥舞力和摆振力加载接头结构示意图。
[0013] 图6为本发明的实施例中的防扭杆组件的主视图。
[0014] 图7为本发明的实施例中的防扭杆组件的俯视图。

具体实施方式

[0015] 下面参考附图,结合本发明的实施例,对本发明的技术方案进行清楚、完整地描述。

[0016] 本发明的尾桨毂轴颈轴套组件疲劳试验加载装置包括尾桨轴叉形件装配假件3、桨叶假件4(模拟桨叶4-1,包含轴套连接接头4-2和钢丝绳连接接头4-3)、离心力加载组件5(含钢丝绳5-1、离心力加载接头5-2及离心力加载作动器)、挥舞力加载组件8(含挥舞力加载接头8-1、过渡接头8-2及挥舞力加载作动器)、摆振力加载组件10(含摆振力加载接头10-1、过渡杆10-2及摆振力加载作动器)和防扭杆组件13(含防扭杆13-1、防扭梁13-2、防扭接头13-3和防扭支座13-4)。尾桨轴叉形件装配假件3、桨叶假件4与尾桨毂轴颈轴套组件试验件连接部分接口设计与装机状态一致,其它部分根据试验台强度需求设计,不需考虑尾桨传动轴的操纵功能和尾桨叶的气动外形等,试验载荷由各加载作动器施加,通过挥舞力加载接头8-1、摆振力加载接头10-1、钢丝绳5-1、离心力加载接头5-2传递到尾桨毂轴颈轴套试验件,真实模拟叉形件与尾桨毂轴颈、轴套的连接装配和载荷传递关系。

[0017] 本试验装置可以实现无人直升机尾桨毂轴颈轴套组件的疲劳试验加载。本试验装置可分为三部分设计,即离心力加载设计、挥舞力和摆振力加载设计、防扭杆组件设计。

[0018] 1、离心力加载设计

[0019] 模拟无人直升机尾桨毂轴颈轴套的实际装机安装状态,通过叉形件螺栓将尾桨毂轴颈轴套组件安装固定在尾桨轴叉形件装配假件3上(其中,尾桨轴叉形件装配假件3通过过渡轴2固定在试验台地板1上,从而可以调整高度),尾桨毂轴颈轴套组件两端利用桨叶连接螺栓,通过轴套连接接头4-2与桨叶假件4连接,桨叶假件4的钢丝绳连接接头4-3与离心力加载接头5-2通过螺纹连接后,再与钢丝绳通过M45螺栓连接。离心力加载组件5的另一端,钢丝绳5-1与离心力加载接头5-2通过M45螺栓连接,再与离心力作动器连接。桨叶假件4通过离心力加载组件5与作动器作动器相连以便施加离心力 F_c ,离心力作动器通过第一作动器支座6安装固定在离心力作动器固定支架7上,离心力加载高度可以通过第一作动器支座6根据试验需要予以调整,如图2所示。离心力 F_c 采用钢丝绳加载可以保证载荷的对中稳

定施加,因为钢丝绳是柔性的,可以保证试验在卸载时,来自反向推力不会施加到试验件上,对其进行缓冲保护。

[0020] 2、挥舞力和摆振力加载设计

[0021] 挥舞力加载主要是通过通过将固定在桨叶假件4上L1位置处(距尾桨毂中心位置)的挥舞力加载组件8(含挥舞力加载接头8-1、过渡接头8-2及挥舞力加载作动器)施加挥舞力 F_b 来完成的。如图3所示,桨叶假件4中的模拟桨叶4-1与挥舞力加载接头8-1中的带紧定套的调心滚子轴承采用间隙配合(如图5所示)连接后,挥舞力加载接头8-1再与过渡接头8-2通过螺纹连接,过渡接头8-2的另一端再与挥舞力作动器连接,挥舞力加载作动器固定在挥舞力加载支座9上。

[0022] 摆振力加载主要是通过通过将固定在桨叶假件4上L2位置处(距尾桨毂中心位置)的摆振力加载组件10(含摆振力加载接头10-1、过渡杆10-2及摆振力加载作动器)施加摆振力 F_t 来完成。如图4所示,桨叶假件4中的模拟桨叶4-1与摆振力加载接头10-1中的带紧定套的调心滚子轴承采用间隙配合(如图5所示)连接后,摆振力加载接头10-1再与过渡杆10-2通过螺纹连接,过渡杆10-2的另一端再与摆振力作动器连接,摆振力加载作动器固定在第二作动器支座11上,第二作动器支座11通过螺栓固定在摆振力作动器固定支架12上。所述L1及L2可调,并且彼此不等。加载装置中,挥舞力加载支座9是固定在试验台底板1上,也可以通过左右调整挥舞加载支座9在试验台底板1上的横向安装位置和摆振力作动器固定支架12的横向安装位置,来调整挥舞力和摆振力的加载点位置,以便满足试验加载要求,如图3和图4所示。在调试确定好挥舞力和摆振力的加载点位置后,需要通过拧紧4个M10的长螺栓来固定限位板14,对挥舞力加载组件8和摆振力加载组件10的安装加载位置进行限位,参见图3和4。

[0023] 其中,挥舞力加载接头8-1、摆振力加载接头10-1均采用带紧定套的调心滚子轴承与桨叶假件4中的模拟桨叶4-1进行小间隙配合,通过松紧紧定套螺母来二次调整挥舞力和摆振力的加载位置,如图5所示,以便精准地施加试验要求的载荷,调整试验件监控剖面的弯矩输出。

[0024] 需要详细说明一下挥舞力加载接头8-1和摆振力加载接头10-1与桨叶假件4的模拟桨叶4-1之间的装配结构。如图5所示,与轴承配装的紧定套通过间隙配合安装在桨叶假件4上,轴承通过下述方式来安装在加载接头内部:轴承外圈一端安装在加载接头内部腔槽内凸台上,另一端通过轴承挡环限制轴承沿外方向的错动。轴承挡环是通过螺栓固定在加载接头上的。试验时,调心滚子轴承可自动调心并能承受一定的径向和轴向载荷,与紧定套配装可自由在桨叶假件4上安装,方便调节挥舞和摆振力加载点位置,保证准确施加的挥舞和摆振载荷,满足试验要求的挥摆比。

[0025] 3、防扭杆组件设计

[0026] 在桨叶假件4与轴套试验件连接的两端,设计防扭装置。即将防扭杆组件13中的防扭梁13-7搭靠在桨叶假件4的轴套连接接头4-1上端面,通过连接短螺杆13-5、小压板13-6、大压板13-8及连接长螺杆13-9固定防扭梁13-7以便压住桨叶假件4防止其在试验时窜动,再通过上下两个防扭支座13-1、防扭上接头13-4、防扭杆13-3以及防扭下接头13-2将防扭杆组件13整体固定在试验台底板1上,以便平衡试验时挥舞载造成的附加弯矩,保证试验平稳顺利进行,如图6和图7所示。

[0027] 本发明测试时,能准确地模拟试验件边界条件,试验台稳定,试验环境好,载荷波动量小,通过采用本发明装置进行试验,试验总误差可以控制在3%以内,采用本发明装置获得的试验数据进行寿命分析,能够充分验证其性能并获得结构的疲劳寿命。

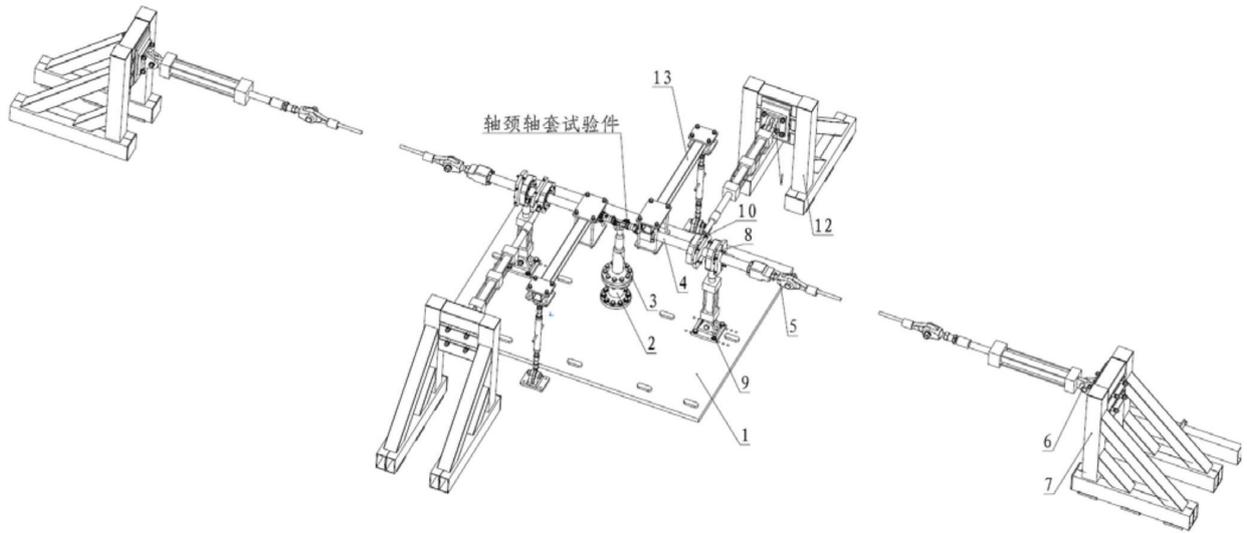


图1

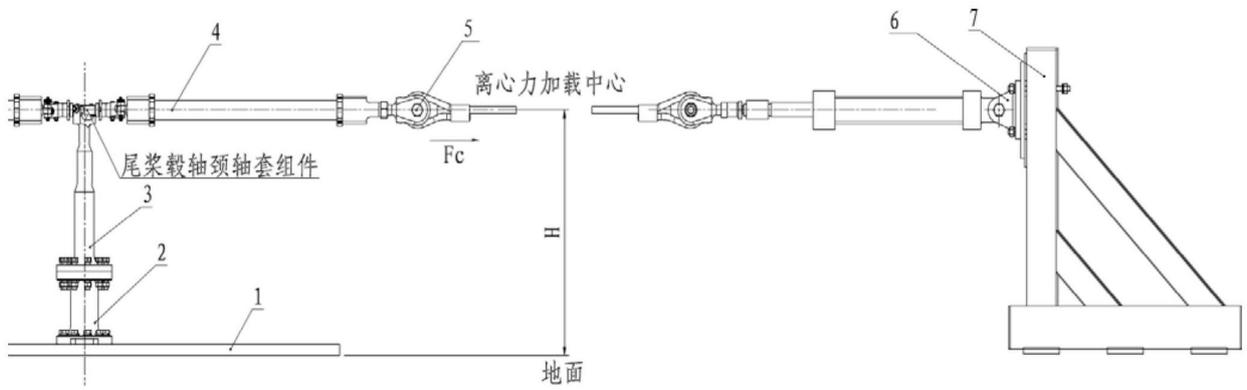


图2

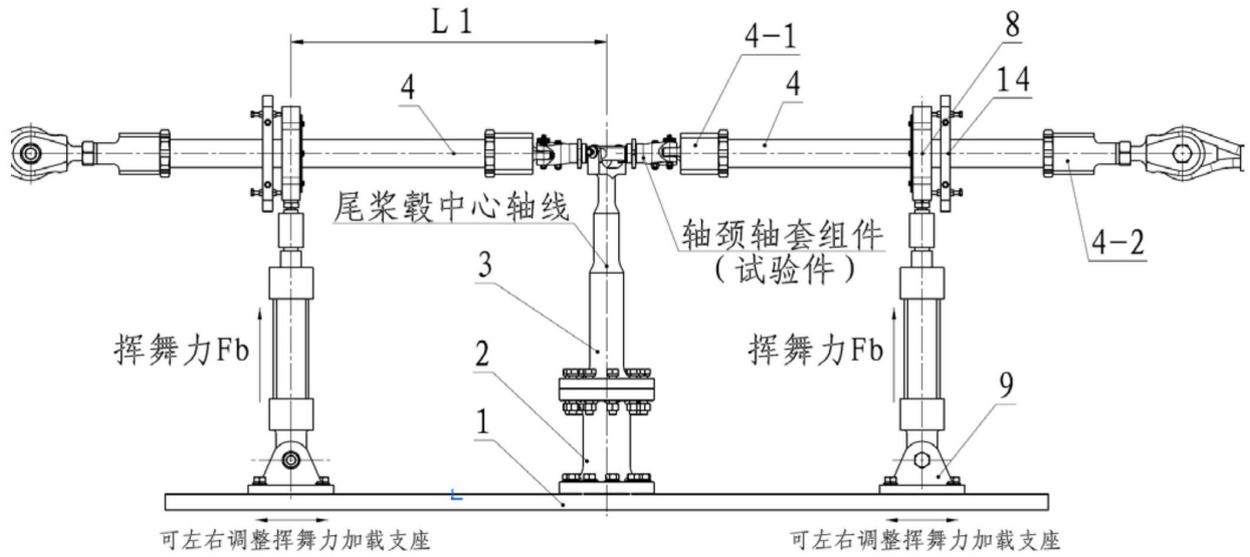


图3

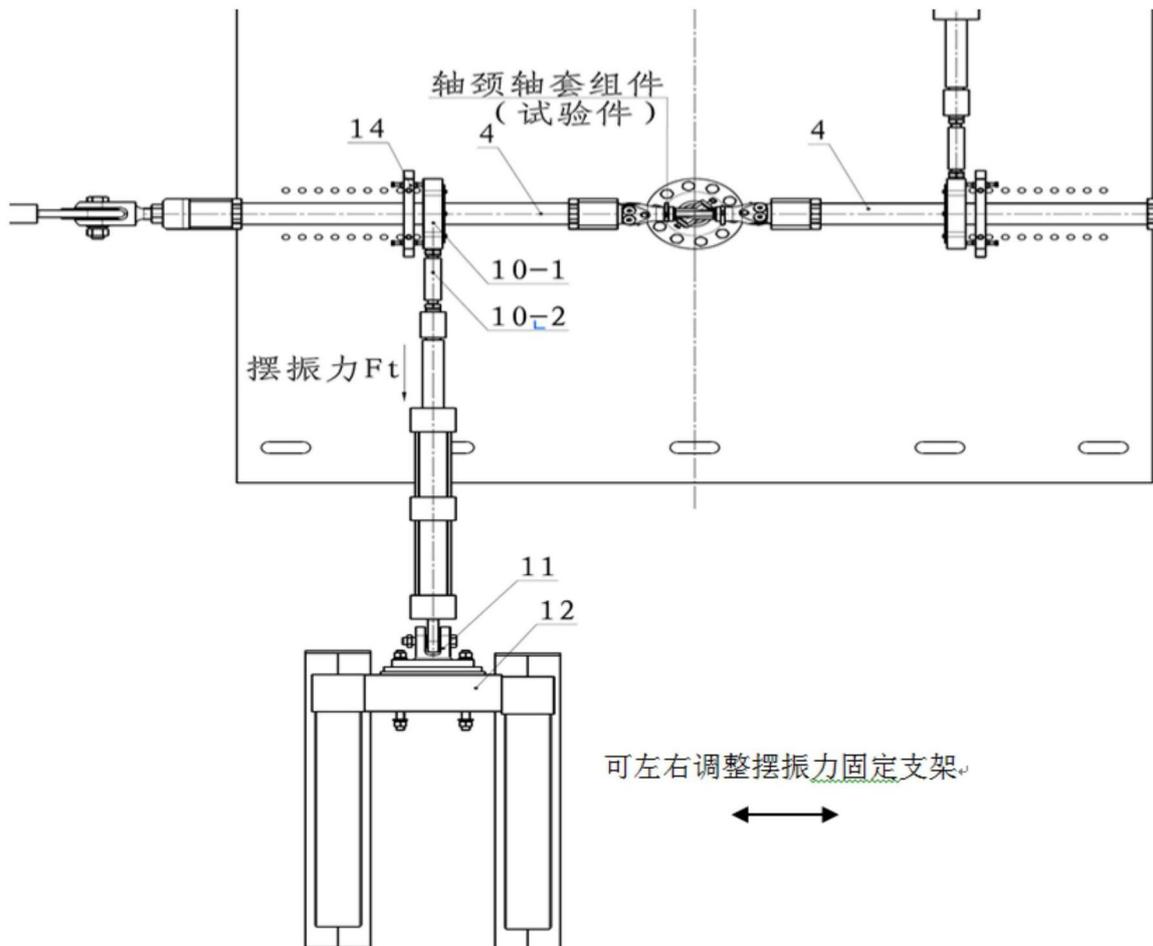


图4

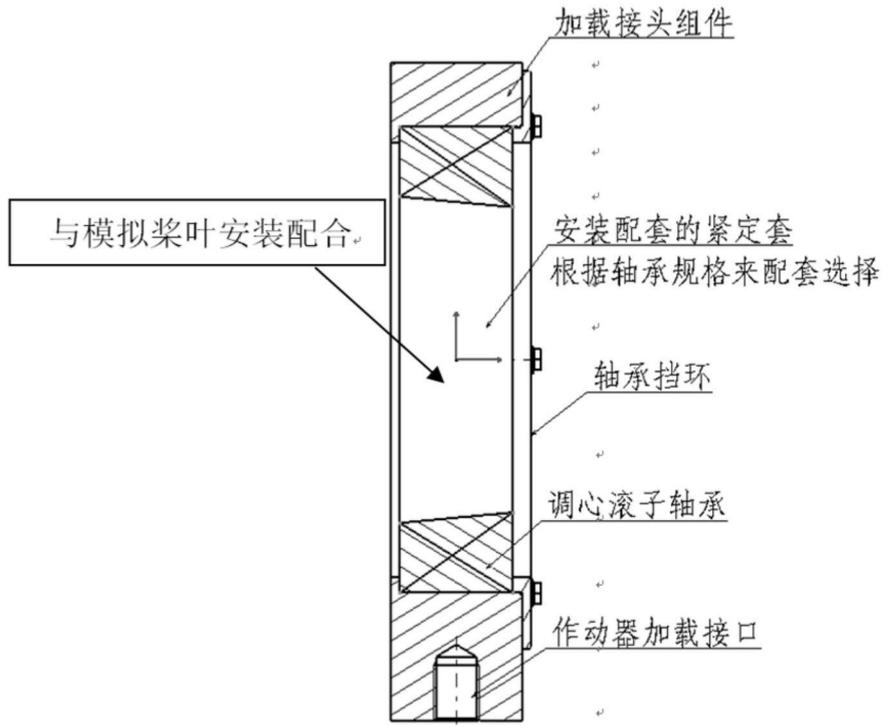


图5

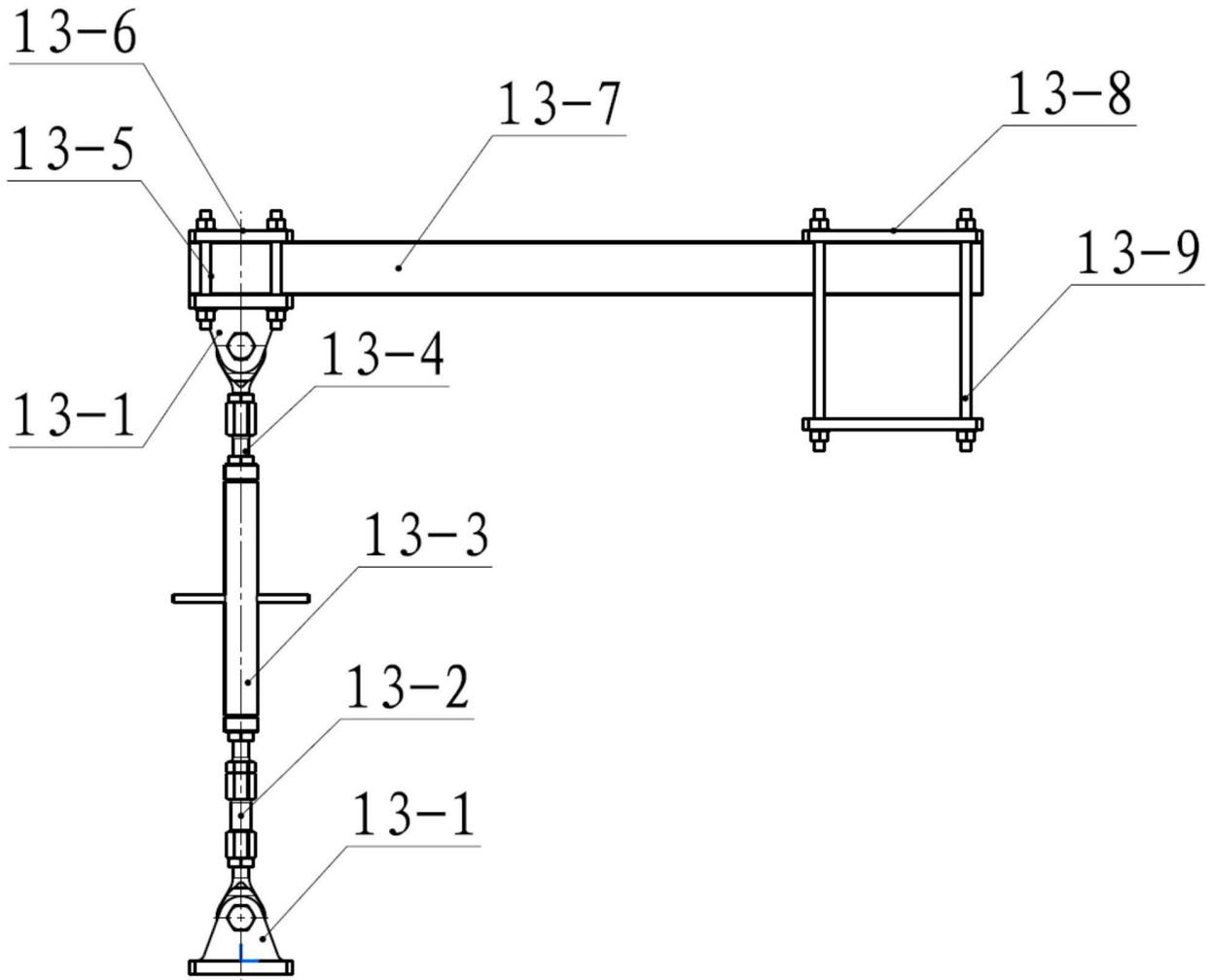


图6

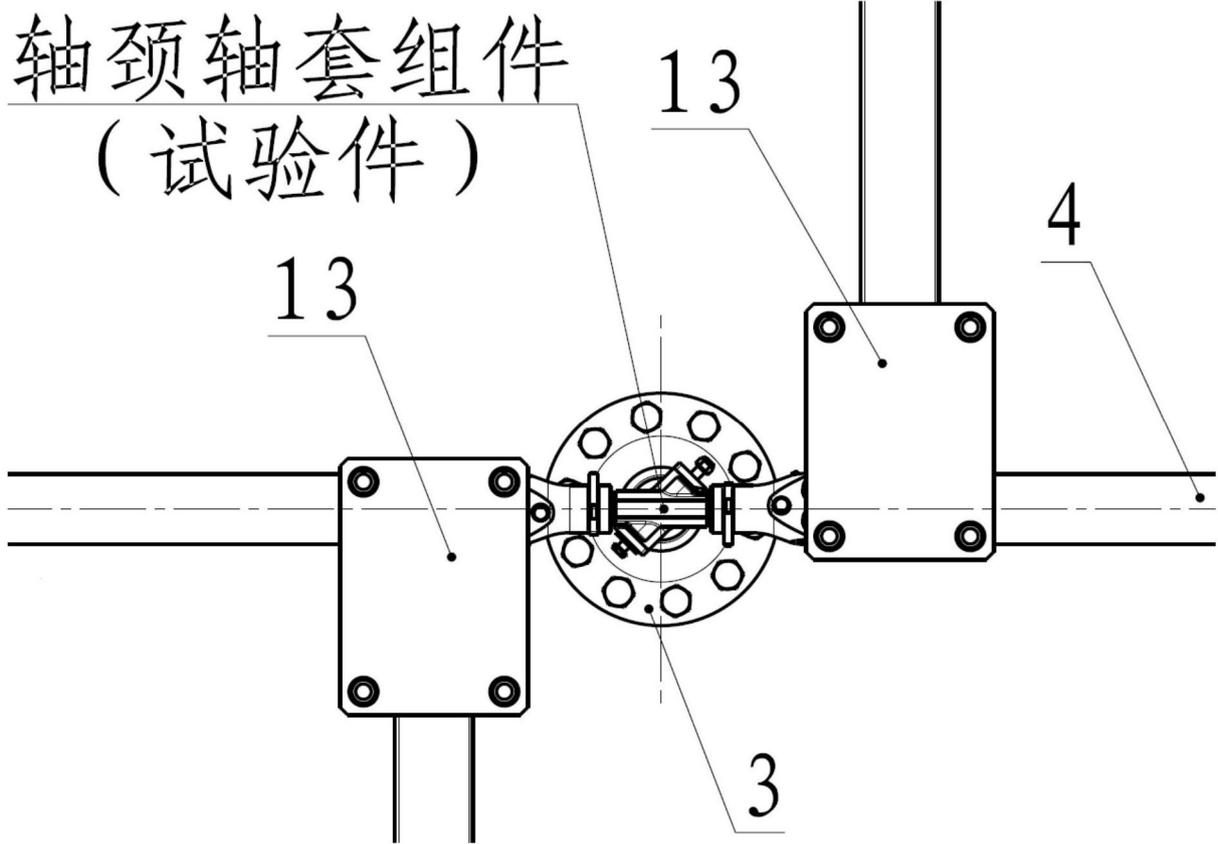


图7