(19)国家知识产权局

(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 114199494 B
(45)授权公告日 2022.08.23

(21)申请号 202111505484.1
(22)申请日 2021.12.10
(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 114199494 A
(43)申请公布日 2022.03.18
(73)专利权人 中国科学院力学研究所
地址 100190 北京市海淀区北四环西路15号
(72)发明人 王琮文 郇勇 冯义辉 杨荣 薛健
(74)专利代理机构 北京和信华成知识产权代理事务所(普通合伙) 11390
专利代理师 焦海峰
(51)Int.Cl.
G01M 7/08(2006.01)

(56)对比文件
US 2015217860 A1,2015.08.06
US 2016049086 A1,2016.02.18

审查员 甄卫萌

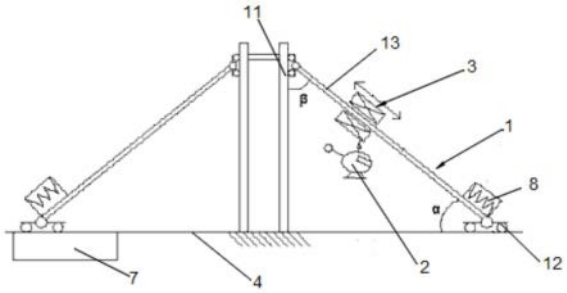
权利要求书2页 说明书6页 附图2页

(54)发明名称

一种直升机起降安全试验设备及试验方法

(57)摘要

本发明公开了一种直升机起降安全试验设备及试验方法，包括：滑移支架，形成有与水平面的夹角可调节地设置的轨道，用于提供待试验飞机的移动轨迹；运动框架，可移动地设置于所述轨道上，且在所述轨道上的移动速度可调节地设置；角度模拟结构，设置于所述运动框架上，具有多个转动自由度，且至少两个所述转动自由度的转动轴相垂直设置；安装结构，设置于所述角度模拟结构上，用于固定或放开待试验飞机。上述设计通过模拟机身撞击地面时多个因素的动态数据变化，模拟飞机坠落时的真实情况，使得飞机坠落时与实际状态下的坠落情况一致，从而为研究飞机的撞击坠落性能提供有效的研究模型，也可用来测试直升机在起飞时，不同姿态下的受力情况。



CN 114199494 B

1.一种直升机起降安全试验设备，其特征在于，包括：

滑移支架(1)，形成有与水平面的夹角可调节地设置的轨道，用于提供待试验飞机(2)的移动轨迹；

运动框架(3)，可移动地设置于所述轨道上，且在所述轨道上的移动速度可调节地设置；

角度模拟结构，设置于所述运动框架(3)上，具有多个转动自由度，且至少两个所述转动自由度的转动轴相垂直设置；

安装结构，设置于所述角度模拟结构上，用于固定或放开待试验飞机(2)，

所述滑移支架(1)至少包括设置于试验平台(4)上且形成有竖直滑道的支座(11)，以及一端可滑移地铰接连接于所述竖直滑道上，另一端铰接连接于移动底座(12)上的滑动杆(13)，且所述移动底座(12)可固定或沿水平方向可滑移地设置于所述试验平台(4)上，所述轨道延伸设置于所述滑动杆(13)上，

所述滑动杆(13)为多根，且沿延伸方向相平行地设置，所述运动框架(3)包括形成有多个贯通孔(32)的架体(31)，设置于所述贯通孔(32)中的至少一个滑动轮(33)，以及用于驱动至少一个所述滑动轮(33)转动的驱动电机；其中，

多根所述滑动杆(13)各自贯穿其中一个所述贯通孔(32)设置，所述滑动轮(33)可自转地安装于所述贯通孔(32)中，且沿所述轨道可滚动地设置，

所述支座(11)与所述滑动杆(13)之间还通过沿水平方向延伸的飞行模拟杆(14)铰接连接，且所述飞行模拟杆(14)与所述滑动杆(13)的至少部分表面贴附设置有蒙皮(15)，所述轨道设置于所述蒙皮(15)上，

所述贯通孔(32)中朝向外侧的一侧形成有开口，所述飞行模拟杆(14)与所述滑动杆(13)的铰接处自所述开口向外延伸形成有稳定杆(16)，所述稳定杆(16)与沿竖直方向设置的伸缩柱(17)的伸缩端相连。

2.根据权利要求1所述的一种直升机起降安全试验设备，其特征在于，所述滑动杆(13)为两根；

所述角度模拟结构包括设置于所述运动框架(3)上且以中心转轴(51)为轴可旋转设置的翻转盘(52)，与所述翻转盘(52)同轴设置且可自转地安装于所述翻转盘(52)上的旋转盘(53)，以及用于驱动所述中心转轴(51)和所述旋转盘(53)转动的转动电机组，待试验飞机(2)通过所述安装结构安装于所述旋转盘(53)上；

所述中心转轴(51)与所述滑动杆(13)的轴线相平行，且与所述翻转盘(52)和/或所述旋转盘(53)的中轴线相垂直。

3.根据权利要求2所述的一种直升机起降安全试验设备，其特征在于，所述安装结构至少包括固定设置于所述旋转盘(53)上的电磁铁，且所述电磁铁上电连有通断电开关；

待试验飞机(2)上设置有用于磁性吸附于所述电磁铁的吸附盘。

4.根据权利要求2或3所述的一种直升机起降安全试验设备，其特征在于，所述翻转盘(52)以所述中心转轴(51)为轴向两侧旋转的角度不大于30°。

5.根据权利要求1所述的一种直升机起降安全试验设备，其特征在于，所述试验平台(4)至少部分向下凹陷形成有蓄水池(7)。

6.根据权利要求1所述的一种直升机起降安全试验设备，其特征在于，所述滑动杆(13)

中远离所述支座(11)的一侧还设置伸缩方向与所述轨道的延伸方向相同的缓冲组件(8)。

一种直升机起降安全试验设备及试验方法

技术领域

[0001] 本发明涉及飞行器安全性能检测模拟装置领域，具体涉及一种直升机起降安全试验设备及试验方法。

背景技术

[0002] 近几年随着我国通航领域的蓬勃发展，直升机在景区游览、空中巡逻、灾害救援等方面展示出了强大的作用，但同时直升机的安全性能以及坠毁生还率一直是一个令人担忧的问题。在未来，我国在直升机通航领域必定形成一套规范的安全评估考核体系，来检验各种型号直升机的安全性能，并制定相应的评价标准；同时，各个机构也会针对更安全的机型进行大量的研发，在此过程中就少不了对新型飞机的性能检测，从而能够优化飞机结构，研发出更安全的新机型。

[0003] 然而，目前国内的检测设备只能满足对机身结构的地面静载、疲劳试验要求，缺乏能够评估机身结构对抗坠撞能力的试验手段。

发明内容

[0004] 为此，本发明提供一种直升机起降安全试验设备及试验方法，通过模拟机身撞击地面时多个因素的动态数据变化，模拟飞机坠落时的真实情况，使得飞机坠落时与实际状态下的坠落情况一致，从而为研究飞机的撞击坠落性能提供有效的研究模型，也可用来测试直升机在起飞时，不同姿态下的受力情况。

[0005] 为了实现上述目的，本发明的实施方式提供如下技术方案：

[0006] 在本发明的一个方面，提供了一种直升机起降安全试验设备，包括：

[0007] 滑移支架，形成有与水平面的夹角可调节地设置的轨道，用于提供待试验飞机的移动轨迹；

[0008] 运动框架，可移动地设置于所述轨道上，且在所述轨道上的移动速度可调节地设置；

[0009] 角度模拟结构，设置于所述运动框架上，具有多个转动自由度，且至少两个所述转动自由度的转动轴相垂直设置；

[0010] 安装结构，设置于所述角度模拟结构上，用于固定或放开待试验飞机。

[0011] 作为本发明的一种优选方案，所述滑移支架至少包括设置于试验平台上且形成有竖直滑道的支座，以及一端可滑移地铰接连接于所述竖直滑道上，另一端铰接连接于移动底座上的滑动杆，且所述移动底座可固定或沿水平方向可滑移地设置于所述试验平台上，所述轨道延伸设置于所述滑动杆上。

[0012] 作为本发明的一种优选方案，所述滑动杆为多根，且沿延伸方向相平行地设置，所述运动框架包括形成有多个贯通孔的架体，设置于所述贯通孔中的至少一个滑动轮，以及用于驱动至少一个所述滑动轮转动的驱动电机；其中，

[0013] 多根所述滑动杆各自贯穿其中一个所述贯通孔设置，所述滑动轮可自转地安装于

所述贯通孔中，且沿所述轨道可滚动地设置。

[0014] 作为本发明的一种优选方案，所述滑动杆为两根；

[0015] 所述角度模拟结构包括设置于所述运动框架上且以中心转轴为轴可旋转设置的翻转盘，与所述翻转盘同轴设置且可自转地安装于所述翻转盘上的旋转盘，以及用于驱动所述中心转轴和所述旋转盘转动的转动电机组，待试验飞机通过所述安装结构安装于所述旋转盘上；

[0016] 所述中心转轴与所述滑动杆的轴线相平行，且与所述翻转盘和/或所述旋转盘的中轴线相垂直。

[0017] 作为本发明的一种优选方案，所述安装结构至少包括固定设置于所述旋转盘上的电磁铁，且所述电磁铁上电连有通断电开关；

[0018] 待试验飞机上设置有用于磁性吸附于所述电磁铁的吸附盘。

[0019] 作为本发明的一种优选方案，所述翻转盘以所述中心转轴为轴向两侧旋转的角度不大于30°。

[0020] 作为本发明的一种优选方案，所述试验平台至少部分向下凹陷形成有蓄水池。

[0021] 作为本发明的一种优选方案，所述滑动杆中远离所述支座的一侧还设置伸缩方向与所述轨道的延伸方向相同的缓冲组件。

[0022] 作为本发明的一种优选方案，所述支座与所述滑动杆之间还通过沿水平方向延伸的飞行模拟杆铰接连接，且所述飞行模拟杆与所述滑动杆的至少部分表面贴附设置有蒙皮，所述轨道设置于所述蒙皮上。

[0023] 作为本发明的一种优选方案，所述贯通孔中朝向外侧的一侧形成有开口，所述飞行模拟杆与所述滑动杆的铰接处自所述开口向外延伸形成有稳定杆，所述稳定杆与沿竖直方向设置的伸缩柱的伸缩端相连。

[0024] 本发明的实施方式具有如下优点：

[0025] 1、能够模拟飞机在不同姿态下撞击地面的状态，填补了目前试验手段在撞击前机身姿态控制上的空缺，能够更加真实地展现被测飞机坠撞时的受力特征。

[0026] 2、通过滑移支架的设置来控制被测飞机运动轨迹，进一步配合运动框架对速度的加载方式进行控制，能够在一定范围内自由控制直升机的水平、竖直方向的运动速度，不再是简单的竖直向下的自由落体试验。

[0027] 3、通过角度模拟结构控制被测飞机偏航角速度，模拟被测飞机在与地面撞击前的角速度，使得被测工况又增加了一个转动自由度，从而更好地模拟实际飞行状态下的撞击姿态。

[0028] 4、整个结构便于外在环境的进一步模拟，还可以通过增设蓄水池即可模拟直升机在水面上坠落、迫降的试验设备，使得其不仅能够针对地面的坠落撞击试验，也可以进行水上直升机的降落测试和普通直升机的水上迫降测试，增加了测试对象的覆盖面。

附图说明

[0029] 为了更清楚地说明本发明的实施方式或现有技术中的技术方案，下面将对实施方式或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍。显而易见地，下面描述中的附图仅仅是示例性的，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

提供的附图引伸获得其它的实施附图。

[0030] 本说明书所绘示的结构、比例、大小等，均仅用以配合说明书所揭示的内容，以供熟悉此技术的人士了解与阅读，并非用以限定本发明可实施的限定条件，故不具技术上的实质意义，任何结构的修饰、比例关系的改变或大小的调整，在不影响本发明所能产生的功效及所能达成的目的下，均应仍落在本发明所揭示的技术内容得能涵盖的范围内。

[0031] 图1为本发明实施例提供的用于模拟飞机撞击的试验装置的结构示意图；

[0032] 图2为本发明实施例提供的运动框架和角度模拟结构的局部结构示意图；

[0033] 图3为本发明实施例提供的角度模拟结构的结构示意图；

[0034] 图4为本发明实施例提供的另一滑移支架的局部结构示意图。

[0035] 图中：

[0036] 1-滑移支架；2-待试验飞机；3-运动框架；4-试验平台；7-蓄水池；8-缓冲组件；

[0037] 11-支座；12-移动底座；13-滑动杆；14-飞行模拟杆；15-蒙皮；16-稳定杆；17-伸缩柱；

[0038] 31-架体；32-贯通孔；33-滑动轮；

[0039] 51-中心转轴；52-翻转盘；53-旋转盘。

具体实施方式

[0040] 以下由特定的具体实施例说明本发明的实施方式，熟悉此技术的人士可由本说明书所揭露的内容轻易地了解本发明的其他优点及功效，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做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。

[0041] 如图1-图4所示，本发明提供了一种直升机起降安全试验设备，包括：

[0042] 滑移支架1，其中，滑移支架1可以设置有多组，以便于针对性设置多组用于不同模拟环境下的检测，例如，在图1中可以看出，为两套用于模拟飞机撞击的试验装置(分别为模拟陆地和水面撞击)，针对性地，这里则每套装置各自对应一组滑移支架1。而每组滑移支架1可以各自包括竖直设置于试验平台4上的支座11，以及一端可滑移地铰接连接于所述竖直滑道上，另一端铰接连接于移动底座12上的滑动杆13，且所述移动底座12可固定或沿水平方向可滑移地设置于所述试验平台4上，所述轨道延伸设置于所述滑动杆13上，这里的轨道则是用于为待试验飞机2提供移动路径(具体地，在图1中，位于右侧的支座11的右侧和位于左侧的支座11的左侧均形成有用于滑动杆13铰接于支座11的一端提供的竖直方向上的竖直滑道，在实际操作过程中，确定好滑动杆13与支座11之间的夹角β以及与试验平台4之间的夹角α(最大可达到48°)后可以将铰接连接滑动杆13且沿竖直滑道可滑移地安装于支座11上的铰接座，以及铰接连接滑动杆13且可滑移地设置于试验平台4上的铰接座各自进行固定，避免其在竖直滑道和试验平台4上的滑移即可)；其中，滑动杆13进一步选择为多根且相平行设置(优选为两根，从而配合形成相对稳定的轨道)，且滑动杆13的截面优选为矩形，这里的多根滑动杆13的两端可以统一连接于一个铰接座上。

[0043] 运动框架3，为结构稳定的金属网架，具体地，其在多根滑动杆13组成的整体轨道的延伸方向相垂直的方向上的长度大于多根滑动杆13在此方向上的长度(即沿轨道的延伸方向来看，这一方向即为多根滑动杆13配合形成的轨道的宽度)，其通过滚动轮33与滑动杆

13相约束，以使得其能够沿滑动杆13上下移动，而移动速率则可以通过电机带动滚动轮33来控制滚动轮33的具体转速以实现其移动塑料的调整(电机带动滚动轮33使得运动框架3的速度最大可达到100km/h)。例如，如图2所示，这里的滑动杆13具体选择为两根，则运动框架3的两侧分别形成有用于滑动杆13贯穿的贯通孔32，滚动轮33至少部分延伸位于贯通孔32中，且滚动面朝向滑动杆13并与滑动杆13上的轨道的延伸方向相配合，以使得其能够沿着轨道滚动。

[0044] 角度模拟结构，设置于所述运动框架3上，具有多个转动自由度，且至少两个所述转动自由度的转动轴相垂直设置。具体地，包括设置于所述运动框架3上且以中心转轴51为轴可旋转设置的翻转盘52，与所述翻转盘52同轴设置且可自转地安装于所述翻转盘52上的旋转盘53，以及用于驱动所述中心转轴51和所述旋转盘53转动的转动电机组，待试验飞机2通过所述安装结构安装于所述旋转盘53上。

[0045] 缓冲组件8，固定在滑动杆13靠近试验平台4的末端，由若干组弹簧和阻尼器并联而成，用来吸收运动框架3的动能。在实际操作过程中，需要确保运动框架3与待试验飞机2分离前不与缓冲组件8发生接触，以免破坏待试验飞机2撞击试验平台4的姿态。

[0046] 其中，图1为对称结构，两边的支座11和滑动杆13均对称分布，两侧区别在于左侧试验平台4有蓄水池7(具体地，长50m，宽30m，深5m，完全覆盖试验时待试验飞机2可能坠落到的所有地点)，用以模拟待试验飞机2撞击水面，右侧试验平台4为硬质地面。

[0047] 图2为本发明实施例提供的运动框架3的结构示意图，其能够对待试验飞机2的飞行姿态进行进一步的控制和调节，其结构具体包括：

[0048] 形成有贯通孔32的架体31，滑动杆13贯穿贯通孔32；

[0049] 滚动轮33，其轴位于架体31上，均匀分布于架体31的两端，其作用是使得架体31能在滑动杆13上沿轨道的延伸方向产生位移，滚动轮33全部由外部电机同步驱动，速率可控。

[0050] 运动框架3上还连接有角度模拟结构，角度模拟结构具体包括：

[0051] 大转盘，位于运动框架3的中心位置，下端有可以固定待试验飞机2的挂钩，大转盘可以控制待试验飞机2的连个方向上的自由度，从图2中可见，该大转盘可以自转和以中心转轴51为轴转动，以中心转轴51为轴转动的转动角度可以进一步限制在±30°，转动的动力来自另一台外部电机，转动角速度可控。

[0052] 图3为本发明实施例提供的大转盘仰视图，包括：

[0053] 翻转盘52，与图2中的描述相同，翻转盘52两侧与中心转轴51相连，可绕图3中虚线轴转动±30°，中心转轴51固定于图2中的运动框架3上；

[0054] 旋转盘53，可绕位于大转盘的中心点处，方向垂直于试验平台4的轴转动360°(即自转)，转动力矩来自于另一台外部电机，转动角速度可控，旋转盘53下方有用于固定待试验飞机2的抓持装置，该装置可以自由控制在待试验飞机2即将发生撞击时释放待试验飞机2，使其撞击试验平台4或落入水中。

[0055] 实施例1

[0056] 支座11总高度为80m，滑动杆13总长度120m，运动框架3连带待试验飞机2可以在仅受重力加速度的情况下达到最大30-40m/s的速度撞击试验平台4。

[0057] 实施例2

[0058] 将运动框架3固定在轨道(两根滑动杆13组成)上与试验平台4距离为30m处的位

置，使待试验飞机2姿态保持水平，测试时放开对待试验飞机2的约束，使之做自由落体运动，与地面碰撞时的速度约为24.5m/s，如此就能进行待试验飞机2离试验平台4距离为30m时的自由坠撞试验。

[0059] 实施例3

[0060] 旋转盘53下方的抓持装置为一套大吸力电磁铁，试验前拆下待试验飞机2的主螺旋桨，安装与所述电磁铁相配的金属块(即吸附盘)，使所述抓持装置可以有足够的吸力固定待试验飞机2，同时通过外部电力提供设备调节电磁铁中的电流能够实现随时释放待试验飞机2。

[0061] 实施例4

[0062] 通过移动底座12调节轨道与试验平台4的夹角α为45°，同时通过调节旋转盘53的角度，使得待试验飞机2头部朝向图1中的右侧并保持不变，再通过调节翻转盘52的角度为0°并保持不变；运动框架3在滚动轮33的带动下从轨道顶部(即滑动杆13靠近支座11的一端)开始加速，直到接近试验平台4的前一时刻，控制放开旋转盘53对待试验飞机2的约束，使待试验飞机2撞向试验平台4，便可模拟该待试验飞机2在一定速度下以45°俯角撞向试验平台4的工况。

[0063] 实施例5

[0064] 通过移动底座12调节轨道3与试验平台4夹角α为45°，同时通过旋转盘53的角度，使得待试验飞机2头部相对实施例4中的朝向转动90°，再通过调节翻转盘52的角度为30°，从轨道顶部开始加速，直到接近试验平台4的前一时刻，运动框架3的速度达到30m/s，此刻利用外部电机使旋转盘53获得Πrads/s的角速度，随后控制放开旋转盘53对待试验飞机2的约束，使待试验飞机2撞向试验平台4，便可实现待试验飞机2以30m/s的速度、Πrads/s的偏航角速度、30°滚转角、45°俯仰角撞击地面的工况。

[0065] 实施例6

[0066] 待试验飞机2为可在水上降落的直升机，根据该机型的水上降落技术要求，选择在图1所示左边部分进行试验，设定轨道与试验平台4的夹角，控制好运动框架3的速度，在待试验飞机2临近蓄水池7水面前放开旋转盘53对待试验飞机2的约束，使待试验飞机2降落在水面，完成对这一工况的测试。

[0067] 在实际测试中，上述实施例所提到的三个转动自由度的角度、运动框架3的运动速度、旋转盘3引起的偏航角速度，均可按照由失事飞机的黑匣子中所取的数据而定。

[0068] 同时，由于飞机在常规飞行过程中突发状况时，飞行员往往会进行相应的迫降或是其他处理，在此情况下，则飞机往往会在正常水平飞行后出现一定速度的斜向下俯冲，对此，为了更好地进行此类情况的模拟，所述支座11与所述滑动杆13之间还可以进一步通过沿水平方向延伸的飞行模拟杆14铰接连接，且所述飞行模拟杆14与所述滑动杆13的至少部分表面贴附设置有蒙皮15，所述轨道设置于所述蒙皮15上。通过这样的方式能够在出现此类情况的模拟时，直接增加飞行模拟杆14即可实现。然而，增加飞行模拟杆14后会造成连接处轨道不平滑，并且，将飞行模拟杆14和滑动杆13做成一体结构也会使得每次在参数改变的情况下需要重新制作，不仅费时费力，且大大增加实验成本，因此，在此基础上，通过表面贴附韧性材料的蒙皮15，使得轨道位于蒙皮15上即可。这里的韧性材料可以选择可塑型的表面光滑的金属类材料，例如钛合金等材料。

[0069] 进一步地，所述贯通孔32中朝向外侧的一侧形成有开口，所述飞行模拟杆14与所述滑动杆13的铰接处自所述开口向外延伸形成有稳定杆16，所述稳定杆16与沿竖直方向设置的伸缩柱17的伸缩端相连。即图2中左右两侧形成有开口，而并非完全封闭状态，从而更好地提高整体的稳定性。

[0070] 实施例7

[0071] 待测飞机2中设置碰撞试验用假人，假人头部、颈椎、胸腔、大腿等部位安装力传感设备。实验开始时，待测飞机2与运动框架3位于飞行模拟杆14上并以一定的速度沿蒙皮15向前运动，当待测飞机运动置滑动杆13时由于被测飞机2运动轨迹的突然变化，假人将受到一定的荷载，可以通过其身体上布置的力传感器所采集。另外，在飞机与地面碰撞过程中，也可通过假人采集力学数据。

[0072] 实施例8

[0073] 为模拟起飞过程中直升机的受力情况，可在旋转盘53与被测飞机2连接处设置三向力传感器。当被测飞机2固定于旋转盘53时，亦可不拆下被测飞机2的主螺旋桨，并通过固定中心转轴51、翻转盘52、旋转盘53的角度以及高度，同时靠被测飞机2自身为提供主螺旋桨提供动力，测定在一定角度下，飞机起飞时所受的力。

[0074] 虽然，上文中已经用一般性说明及具体实施例对本发明作了详尽的描述，但在本发明基础上，可以对之作一些修改或改进，这对本领域技术人员而言是显而易见的。因此，在不偏离本发明精神的基础上所做的这些修改或改进，均属于本发明要求保护的范围。

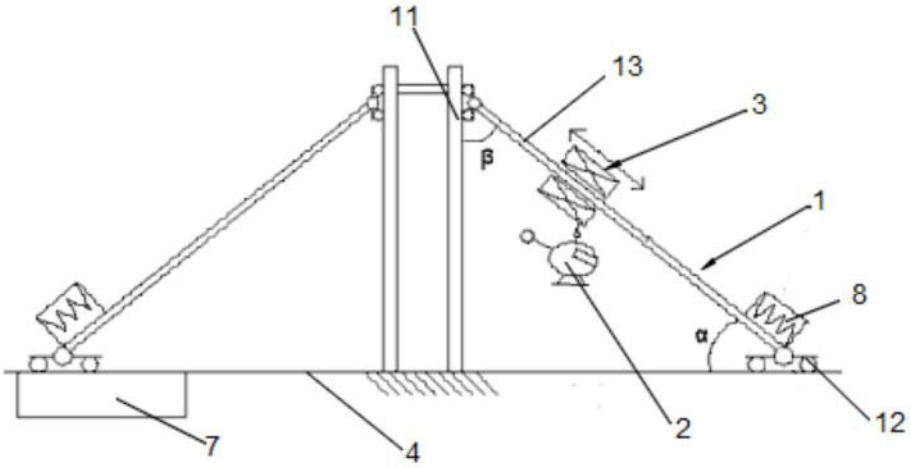


图1

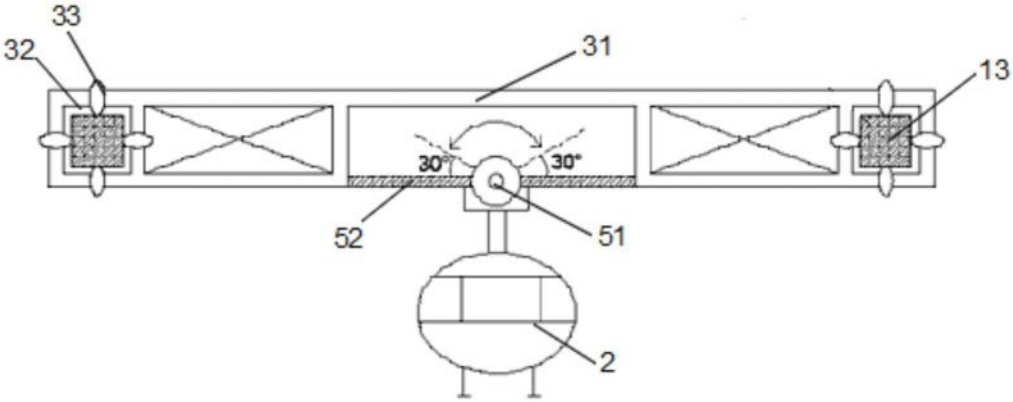


图2

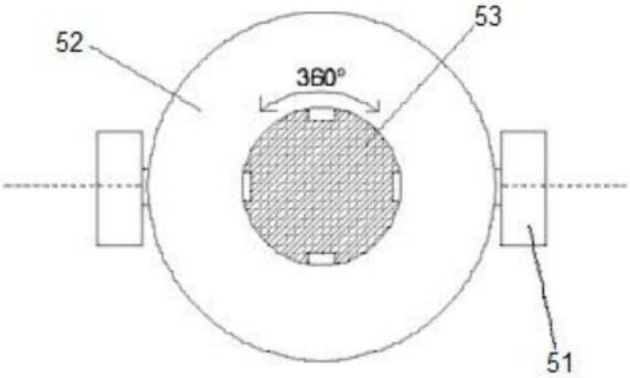


图3

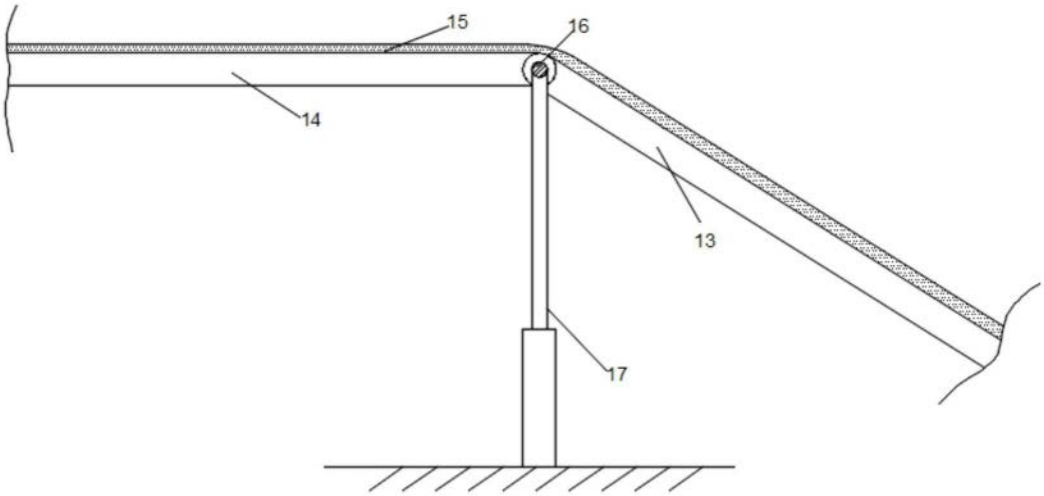


图4