



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108844707 A

(43)申请公布日 2018. 11. 20

(21)申请号 201811028257.2

(22)申请日 2018.09.04

(71)申请人 中国空气动力研究与发展中心高速
空气动力研究所

地址 621000 四川省绵阳市涪城区二环路
南段6号

(72)发明人 路波 寇西平 曾开春 余立
杨兴华 沈星 郭洪涛 吕彬彬
吴继飞 闫昱 雷鹏轩 刘刚
马涛 罗太元

(74)专利代理机构 北京超凡志成知识产权代理
事务所(普通合伙) 11371

代理人 曾章沐

(51) Int. Cl.

G01M 9/04(2006.01)

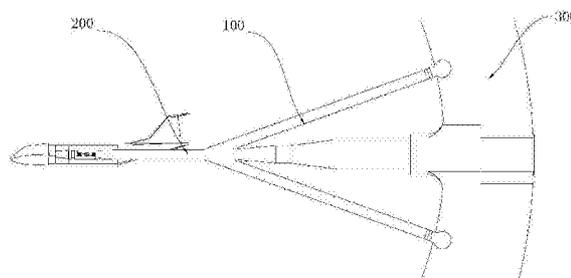
权利要求书1页 说明书6页 附图4页

(54)发明名称

风洞常规试验模型尾支杆减振装置

(57)摘要

本发明提供一种风洞常规试验模型尾支杆减振装置,涉及风洞试验技术领域。该装置包括:支撑套筒,支撑套筒用于套设于模型支撑系统的支杆的周面。第一翼刀,第一翼刀的一端连接于支撑套筒的外周面。第一翼刀连接片,第一翼刀连接片连接于第一翼刀的另外一端,第一翼刀连接片用于与模型支撑系统的弯刀机构连接固定。第二翼刀,第二翼刀的一端连接于支撑套筒的周面,第二翼刀与第一翼刀位置对称。第二翼刀连接片,第二翼刀连接片连接于第二翼刀的另外一端,第二翼刀连接片用于与模型支撑系统的弯刀机构连接固定。该装置能够以简单实用的结构,有效提升模型支撑系统的刚度,避免风洞试验中发生强烈振动,从而提升试验的安全性和数据的准确性。



1. 一种风洞常规试验模型尾支杆减振装置,其特征在于,包括:
支撑套筒,所述支撑套筒用于套设于模型支撑系统的支杆的外周面;
第一翼刀,所述第一翼刀的一端连接于所述支撑套筒的外周面;
第一翼刀连接片,所述第一翼刀连接片连接于所述第一翼刀的另外一端,所述第一翼刀连接片用于与模型支撑系统的弯刀机构连接固定;
第二翼刀,所述第二翼刀的一端连接于所述支撑套筒的外周面,所述第二翼刀与所述第一翼刀位置对称;
第二翼刀连接片,所述第二翼刀连接片连接于所述第二翼刀的另外一端,所述第二翼刀连接片用于与模型支撑系统的弯刀机构连接固定。
2. 根据权利要求1所述的风洞常规试验模型尾支杆减振装置,其特征在于,所述第一翼刀与所述支撑套筒通过螺栓连接;
所述第二翼刀与所述支撑套筒通过螺栓连接。
3. 根据权利要求1所述的风洞常规试验模型尾支杆减振装置,其特征在于,所述第一翼刀与所述支撑套筒焊接;
所述第二翼刀与所述支撑套筒焊接。
4. 根据权利要求1所述的风洞常规试验模型尾支杆减振装置,其特征在于,所述支撑套筒具有内锥面,所述支撑套筒能够通过所述内锥面与模型支撑系统的支杆的外锥面部分锥面配合。
5. 根据权利要求1所述的风洞常规试验模型尾支杆减振装置,其特征在于,所述第一翼刀连接片和所述第二翼刀连接片均为双耳片结构,所述第一翼刀连接片和所述第二翼刀连接片均通过螺栓与模型支撑系统的弯刀机构连接固定。
6. 根据权利要求1所述的风洞常规试验模型尾支杆减振装置,其特征在于,所述第一翼刀包括刀体和卸能减振组件;
所述刀体的内部具有减振腔室,所述减振腔室的位置靠近所述支撑套筒;
所述卸能减振组件包括第一弹簧、第二弹簧和势能球,所述第一弹簧的一端与所述减振腔室的靠近所述支撑套筒处的内壁连接,所述第一弹簧的另外一端与所述势能球连接,所述第二弹簧的一端与所述减振腔室的远离所述支撑套筒处的内壁连接,所述第二弹簧的另外一端与所述势能球连接,所述第一弹簧的回复力的方向与所述第二弹簧的回复力的方向共线,所述势能球通过所述第一弹簧与所述第二弹簧的作用力悬设于所述减振腔室内。
7. 根据权利要求6所述的风洞常规试验模型尾支杆减振装置,其特征在于,所述第一弹簧的劲度系数大于所述第二弹簧的劲度系数。
8. 根据权利要求6所述的风洞常规试验模型尾支杆减振装置,其特征在于,所述卸能减振组件的数量为三组。
9. 根据权利要求8所述的风洞常规试验模型尾支杆减振装置,其特征在于,三组所述卸能减振组件各自的所述势能球的质量依次递增,三组所述卸能减振组件各自的所述第一弹簧的总圈数、长度以及劲度系数相同,三组所述卸能减振组件各自的所述第二弹簧的总圈数以及长度依次递增,三组所述卸能减振组件各自的所述第二弹簧的劲度系数相同。
10. 根据权利要求9所述的风洞常规试验模型尾支杆减振装置,其特征在于,所述第二翼刀与所述第一翼刀的结构相同且结构的布设位置对称。

风洞常规试验模型尾支杆减振装置

技术领域

[0001] 本发明涉及风洞试验技术领域,具体而言,涉及一种风洞常规试验模型尾支杆减振装置。

背景技术

[0002] 风洞是研制各种航空航天飞行器的摇篮,而各种飞行器模型在风洞试验中大多采用悬臂支撑方式进行测力及其它试验,但是采用悬臂支撑的模型在风洞试验中容易产生振动,给试验安全带来很大影响、给试验数据带来一定干扰。

[0003] 为了减小模型的振动,目前,国内风洞通常采用如下两种做法:

[0004] 传统的应对模型振动的方法包括:

[0005] 1. 更换支杆、修改模型质量等改变支撑系统结构动力学特性。更换直径更大的支杆虽然可以提高支撑系统刚度,减小振动幅度,但会引入较大的支撑气动干扰,造成数据准确度下降;而修改模型质量的方法(如加铅块、或更换模型材料等)并不能保证修改后振动幅度下降,而且成本和时间周期都较高。

[0006] 2. 人工及传感器实时监测模型振动水平,采取紧急中止试验等措施。该方法虽然解决了试验安全问题,但是却会限制试验条件,不能获得完整的飞行器包线内试验数据。

[0007] 随着现代飞行器对风洞试验数据精准度及试验包线的要求越来越高,国内外科研机构开始研究各种抑制模型振动问题的方法。目前,研究较多的减振方式主要是基于压电陶瓷作动器的主动减振控制方法。但主动减振方法存在系统复杂、研制成本高、容易出现系统发散的问题。

发明内容

[0008] 本发明的目的在于提供一种风洞常规试验模型尾支杆减振装置,其能够以简单实用的结构,有效提升模型支撑系统的刚度,避免风洞试验中发生强烈振动,从而提升试验的安全性和数据的准确性。

[0009] 本发明的实施例是这样实现的:

[0010] 本发明的实施例提供了一种风洞常规试验模型尾支杆减振装置,包括:

[0011] 支撑套筒,所述支撑套筒用于套设于模型支撑系统的支杆的外周面;

[0012] 第一翼刀,所述第一翼刀的一端连接于所述支撑套筒的外周面;

[0013] 第一翼刀连接片,所述第一翼刀连接片连接于所述第一翼刀的另外一端,所述第一翼刀连接片用于与模型支撑系统的弯刀机构连接固定;

[0014] 第二翼刀,所述第二翼刀的一端连接于所述支撑套筒的外周面,所述第二翼刀与所述第一翼刀位置对称;

[0015] 第二翼刀连接片,所述第二翼刀连接片连接于所述第二翼刀的另外一端,所述第二翼刀连接片用于与模型支撑系统的弯刀机构连接固定。

[0016] 另外,根据本发明的实施例提供的风洞常规试验模型尾支杆减振装置,还可以具

有如下附加的技术特征：

[0017] 在本发明的可选实施例中，所述第一翼刀与所述支撑套筒通过螺栓连接；

[0018] 所述第二翼刀与所述支撑套筒通过螺栓连接。

[0019] 在本发明的可选实施例中，所述第一翼刀与所述支撑套筒焊接；

[0020] 所述第二翼刀与所述支撑套筒焊接。

[0021] 在本发明的可选实施例中，所述支撑套筒具有内锥面，所述支撑套筒能够通过所述内锥面与模型支撑系统的支杆的外锥面部分锥面配合。

[0022] 在本发明的可选实施例中，所述第一翼刀连接片和所述第二翼刀连接片均为双耳片结构，所述第一翼刀连接片和所述第二翼刀连接片均通过螺栓与模型支撑系统的弯刀机构连接固定。

[0023] 在本发明的可选实施例中，所述第一翼刀包括刀体和卸能减振组件；

[0024] 所述刀体的内部具有减振腔室，所述减振腔室的位置靠近所述支撑套筒；

[0025] 所述卸能减振组件包括第一弹簧、第二弹簧和势能球，所述第一弹簧的一端与所述减振腔室的靠近所述支撑套筒处的内壁连接，所述第一弹簧的另外一端与所述势能球连接，所述第二弹簧的一端与所述减振腔室的远离所述支撑套筒处的内壁连接，所述第二弹簧的另外一端与所述势能球连接，所述第一弹簧的回复力的方向与所述第二弹簧的回复力的方向共线，所述势能球通过所述第一弹簧与所述第二弹簧的作用力悬设于所述减振腔室内。

[0026] 在本发明的可选实施例中，所述第一弹簧的劲度系数大于所述第二弹簧的劲度系数。

[0027] 在本发明的可选实施例中，所述卸能减振组件的数量为三组。

[0028] 在本发明的可选实施例中，三组所述卸能减振组件各自的所述势能球的质量依次递增，三组所述卸能减振组件各自的所述第一弹簧的总圈数、长度以及劲度系数相同，三组所述卸能减振组件各自的所述第二弹簧的总圈数以及长度依次递增，三组所述卸能减振组件各自的所述第二弹簧的劲度系数相同。

[0029] 在本发明的可选实施例中，所述第二翼刀与所述第一翼刀的结构相同且结构的布设位置对称。

[0030] 本发明的有益效果是：

[0031] 风洞常规试验模型尾支杆减振装置能够提升模型支撑系统的刚度，安装简单且成本低，避免对试验造成气动干扰，不破坏原有支杆结构，实现有效地降低模型振动幅度的目标。

附图说明

[0032] 为了更清楚地说明本发明实施例的技术方案，下面将对实施例中所需要使用的附图作简单地介绍，应当理解，以下附图仅示出了本发明的某些实施例，因此不应被看作是对范围的限定，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相关的附图。

[0033] 图1为本发明的实施例1提供的风洞常规试验模型尾支杆减振装置以及环境元件的示意图；

- [0034] 图2为图1的风洞常规试验模型尾支杆减振装置的轴测图；
- [0035] 图3为图2的主视图；
- [0036] 图4为图3的支撑套筒的剖视图；
- [0037] 图5为本发明的实施例2提供的风洞常规试验模型尾支杆减振装置的第一翼刀的局部剖视图。
- [0038] 图标：100-风洞常规试验模型尾支杆减振装置；10-支撑套筒；11-内锥面；20-第一翼刀；201-刀体；2011-减振腔室；202-卸能减振组件；2021-第一弹簧；2022-第二弹簧；2023-势能球；21-第一翼刀连接片；30-第二翼刀；31-第二翼刀连接片；200-模型支撑系统的支杆；300-模型支撑系统的弯刀机构。

具体实施方式

[0039] 为使本发明实施例的目的、技术方案和优点更加清楚，下面将结合本发明实施例中的附图，对本发明实施例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。通常在此处附图中描述和示出的本发明实施例的组件可以以各种不同的配置来布置和设计。

[0040] 因此，以下对在附图中提供的本发明的实施例的详细描述并非旨在限制要求保护的本发明的范围，而是仅仅表示本发明的选定实施例。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。

[0041] 应注意到：相似的标号和字母在下面的附图中表示类似项，因此，一旦某一项在一个附图中被定义，则在随后的附图中不需要对其进行进一步定义和解释。

[0042] 在本发明的描述中，需要说明的是，术语“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，或者是该发明产品使用时惯常摆放的方位或位置关系，仅是为了便于描述本发明和简化描述，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的限制。此外，术语“第一”、“第二”等仅用于区分描述，而不能理解为指示或暗示相对重要性。

[0043] 在本发明的描述中，还需要说明的是，除非另有明确的规定和限定，术语“设置”、“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，或一体地连接；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，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发明中的具体含义。

[0044] 在本发明中，除非另有明确的规定和限定，第一特征在第二特征之上或之下可以包括第一和第二特征直接接触，也可以包括第一和第二特征不是直接接触而是通过它们之间的另外的特征接触。而且，第一特征在第二特征之上、上方和上面包括第一特征在第二特征正上方和斜上方，或仅仅表示第一特征水平高度高于第二特征。第一特征在第二特征之下、下方和下面包括第一特征在第二特征正下方和斜下方，或仅仅表示第一特征水平高度小于第二特征。

[0045] 实施例1

[0046] 请参照图1至图4，本实施例提供了一种风洞常规试验模型尾支杆减振装置100，包

括：

[0047] 支撑套筒10,支撑套筒10用于套设于模型支撑系统的支杆200的外周面；

[0048] 第一翼刀20,第一翼刀20的一端连接于支撑套筒10的外周面；

[0049] 第一翼刀连接片21,第一翼刀连接片21连接于第一翼刀20的另外一端,第一翼刀连接片21用于与模型支撑系统的弯刀机构300连接固定；

[0050] 第二翼刀30,第二翼刀30的一端连接于支撑套筒10的外周面,第二翼刀30与第一翼刀20位置对称；

[0051] 第二翼刀连接片31,第二翼刀连接片31连接于第二翼刀30的另外一端,第二翼刀连接片31用于与模型支撑系统的弯刀机构300连接固定。

[0052] 可以选择的是,第一翼刀20与支撑套筒10通过螺栓连接；

[0053] 第二翼刀30与支撑套筒10通过螺栓连接。

[0054] 可以选择的是,第一翼刀20与支撑套筒10焊接；

[0055] 第二翼刀30与支撑套筒10焊接。

[0056] 在本实施例中,第一翼刀20与支撑套筒10焊接,第二翼刀30与支撑套筒10焊接。

[0057] 具体的,支撑套筒10具有内锥面11,支撑套筒10能够通过内锥面11与模型支撑系统的支杆200的外锥面部分锥面配合。

[0058] 需要说明的是,模型支撑系统的支杆200的外锥面部分是现有的支杆原有的锥面设计,不需要专门加工。

[0059] 具体的,第一翼刀连接片21和第二翼刀连接片31均为双耳片结构,第一翼刀连接片21和第二翼刀连接片31均通过螺栓与模型支撑系统的弯刀机构300连接固定。

[0060] 第二翼刀30与第一翼刀20均为扁平结构,能够避免产生较大的气动干扰。

[0061] 更为详细的,第二翼刀30与第一翼刀20的结构相同且结构的布设位置对称。

[0062] 借助图3理解,第二翼刀30与第一翼刀20关于图中所示的支撑套筒10的轴线对称。这样的对称结构,支撑时的受力更为均衡,对于支撑系统的刚度的提升更为稳定。

[0063] 本实施例的原理是：

[0064] 在现有技术中,替换支杆等一系列措施虽然能够有一定的效果,但带来的负面影响却也不小,比如形状等改变容易产生明显的气动干扰,这非常影响试验的数据准确性。而主动减振虽然较为有效,但成本、结构等均是难题。

[0065] 本实施例的风洞常规试验模型尾支杆减振装置100能够通过第一翼刀20和第二翼刀30将支杆与弯刀机构之间的联系增强,有效提升支杆与弯刀机构之间的整体性,支杆在受力时一方面能够得到第一翼刀20和第二翼刀30的支撑提高受力能力,另一方面还能更快地将振动传递给弯刀机构,从而避免模型因为支撑系统刚度不足而发生强烈振动。以被动的形式,防止模型强烈振动,结构简单而有效。

[0066] 本实施例的风洞常规试验模型尾支杆减振装置100充分利用现有的风洞常规测力试验设备对模型支撑系统的支杆200没有改动,直接利用了原有支杆锥面设计来进行锥面配合,在支杆处不需要螺栓等复杂联接,不破坏原支杆结构。对弯刀机构的改动极小,仅需针对连接第一翼刀连接片21与第二翼刀连接片31的位置设置螺栓的安装孔。

[0067] 风洞常规试验模型尾支杆减振装置100使用灵活,当模型发生因气流分离引起的大幅振动时候,安装风洞常规试验模型尾支杆减振装置100无需拆除原支撑系统,只需要直

接在原支撑系统上安装该装置,安装周期短、工序简单。

[0068] 支撑套筒10的筒壁厚度相较于支杆而言较薄,第一翼刀20与第二翼刀30又是扁平结构且厚度也比弯刀机构薄很多,结合翼型形式的斜支撑,减小了气动干扰,无论是高速还是低速的风洞尾支撑机构都适用。

[0069] 这样的结构设计,使得风洞常规试验模型尾支杆减振装置100对风洞试验的干扰极小。

[0070] 本实施例的风洞常规试验模型尾支杆减振装置100,通过对现有问题的总结,在尽可能不影响风洞试验的情况下,通过巧妙的结构设计,有效提升了支撑系统的刚性,并且结构简单,安装方便,成本较低,十分实用。

[0071] 实施例2

[0072] 请参照图5,本实施例同样提供了一种风洞常规试验模型尾支杆减振装置100,本实施例与实施例1的区别在于:

[0073] 第一翼刀20还包括刀体201和卸能减振组件202;

[0074] 刀体201的内部具有减振腔室2011,减振腔室2011的位置靠近支撑套筒10;

[0075] 卸能减振组件202包括第一弹簧2021、第二弹簧2022和势能球2023,第一弹簧2021的一端与减振腔室2011的靠近支撑套筒10处的内壁连接,第一弹簧2021的另外一端与势能球2023连接,第二弹簧2022的一端与减振腔室2011的远离支撑套筒10处的内壁连接,第二弹簧2022的另外一端与势能球2023连接,第一弹簧2021的回复力的方向与第二弹簧2022的回复力的方向共线,势能球2023通过第一弹簧2021与第二弹簧2022的作用力悬挂于减振腔室2011内。

[0076] 第一弹簧2021的劲度系数大于第二弹簧2022的劲度系数。

[0077] 卸能减振组件202可以有多组,在本实施例中,卸能减振组件202的数量为三组。

[0078] 三组卸能减振组件202各自的势能球2023的质量依次递增,三组卸能减振组件202各自的第一弹簧2021的总圈数、长度以及劲度系数相同,三组卸能减振组件202各自的第二弹簧2022的总圈数以及长度依次递增,三组卸能减振组件202各自的第二弹簧2022的劲度系数相同。

[0079] 以图3所示的视图为例,三组卸能减振组件202各自的势能球2023的质量从左至右依次递增,三组卸能减振组件202各自的第二弹簧2022的总圈数以及长度也是从左至右依次递增。

[0080] 当然,同样的,第二翼刀30与第一翼刀20的结构相同且结构的布设位置对称。

[0081] 其余结构均可参照实施例1。

[0082] 本实施例的原理是:

[0083] 在风洞试验中,支杆振动的能量会传递给第一翼刀20以及第二翼刀30,本实施例的卸能减振组件202,能够在这样的振动中受力,势能球2023受力而运动,第一弹簧2021与第二弹簧2022的回复力的方向是沿着支杆的径向的,这就使得势能球2023能够沿着该方向尽可能地接收径向的振动,从而在径向来回运动。

[0084] 也即是说,振动的能量有一部分转化成了势能球2023的动能,而这部分动能又能够通过第一弹簧2021与第二弹簧2022的作用而得到消弭,从而削减振动能量。势能球2023的质量不同,可以避免产生谐振而影响稳定性,第一翼刀20以及第二翼刀30的位置对称的,

它们对支杆产生的反作用力的方向相反,能够有一定的抵消,避免反作用力影响支杆的稳定性。

[0085] 进一步的,第一弹簧2021的劲度系数大于第二弹簧2022的劲度系数,这就使得第二弹簧2022的形变会大于第一弹簧2021,避免势能球2023撞击到减振腔室2011的靠近支撑套筒10处的内壁。

[0086] 通过卸能减振组件202,第一翼刀20以及第二翼刀30与支撑套筒10之间的连接更为稳定,可以避免长期的使用过程中的受到的应力堆积而影响使用寿命,同时又能够辅助将一部分振动能量转化成势能球2023的动能并依靠第一弹簧2021与第二弹簧2022消解作用力,使得振动能量得到一定的削减,进一步提升支撑系统的稳定性,避免模型剧烈振动。

[0087] 综上所述,本发明的风洞常规试验模型尾支杆减振装置100能够提升模型支撑系统的刚度,安装简单且成本低,避免对试验造成气动干扰,不破坏原有支杆结构,实现有效地降低模型振动幅度的目标。

[0088] 以上所述仅为本发明的优选实施例而已,并不用于限制本发明,对于本领域的技术人员来说,本发明可以有各种更改和变化。凡在本发明的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

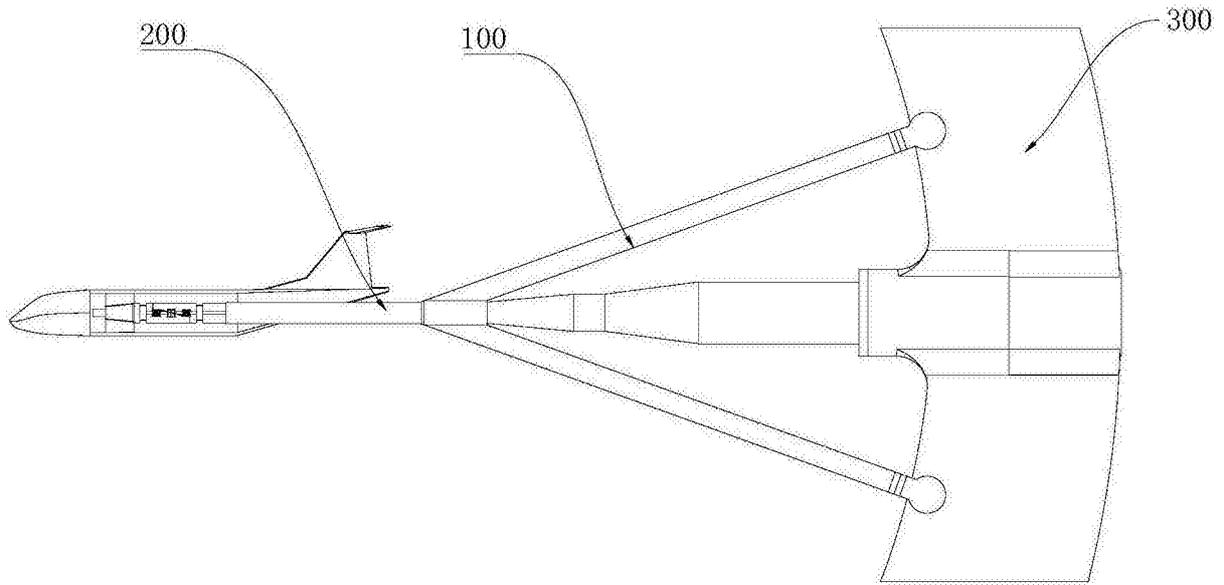


图1

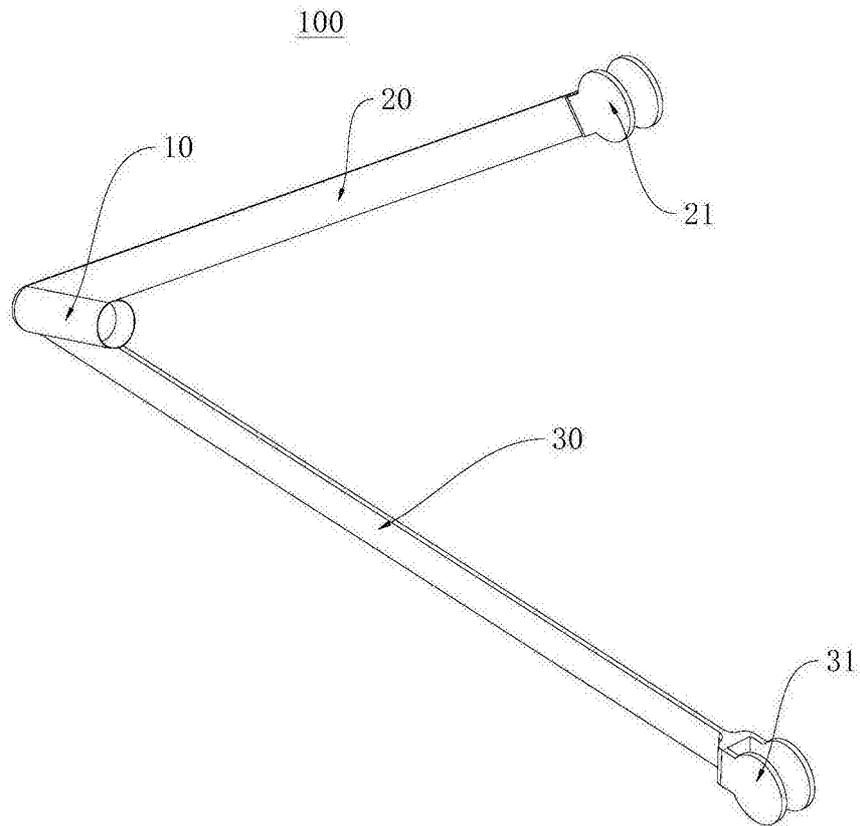


图2

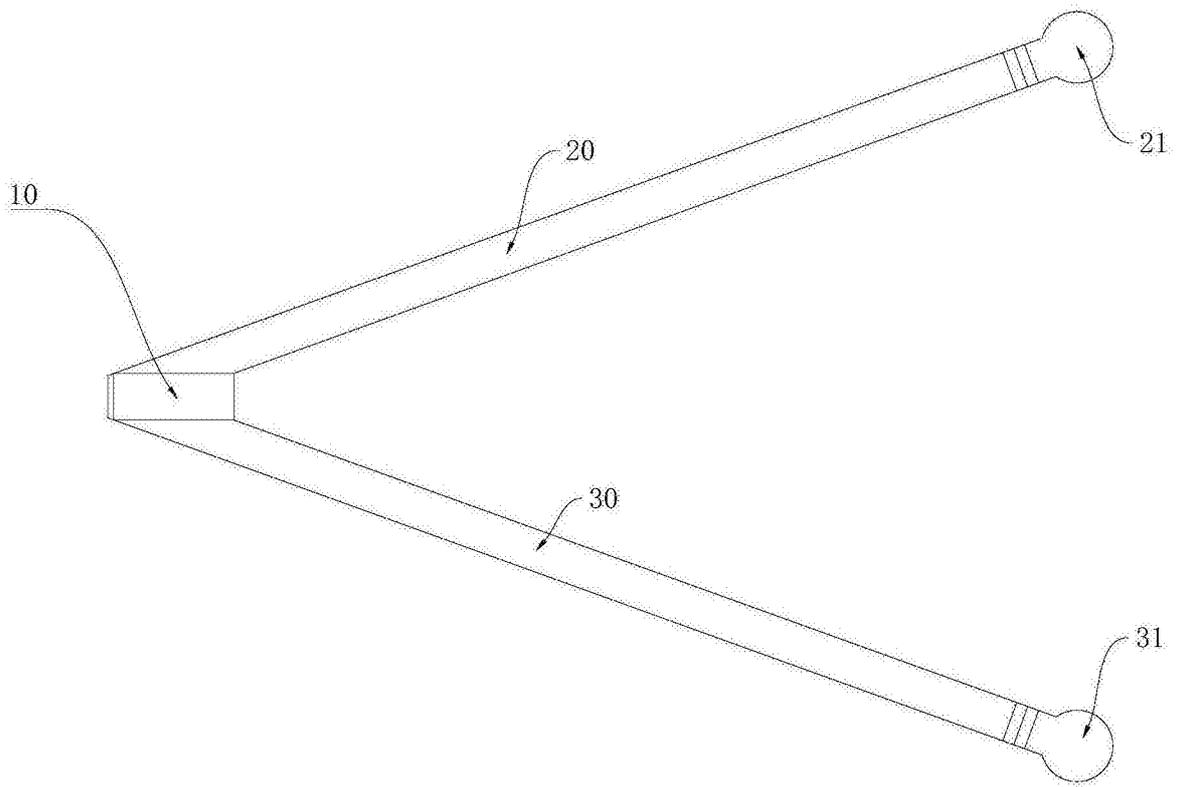


图3

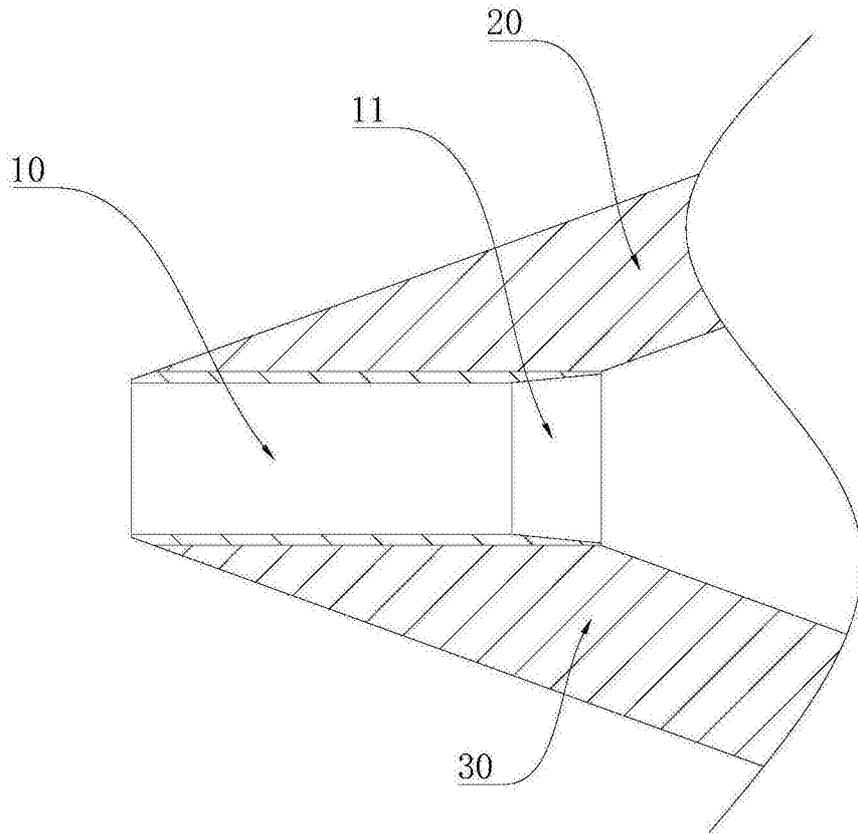


图4

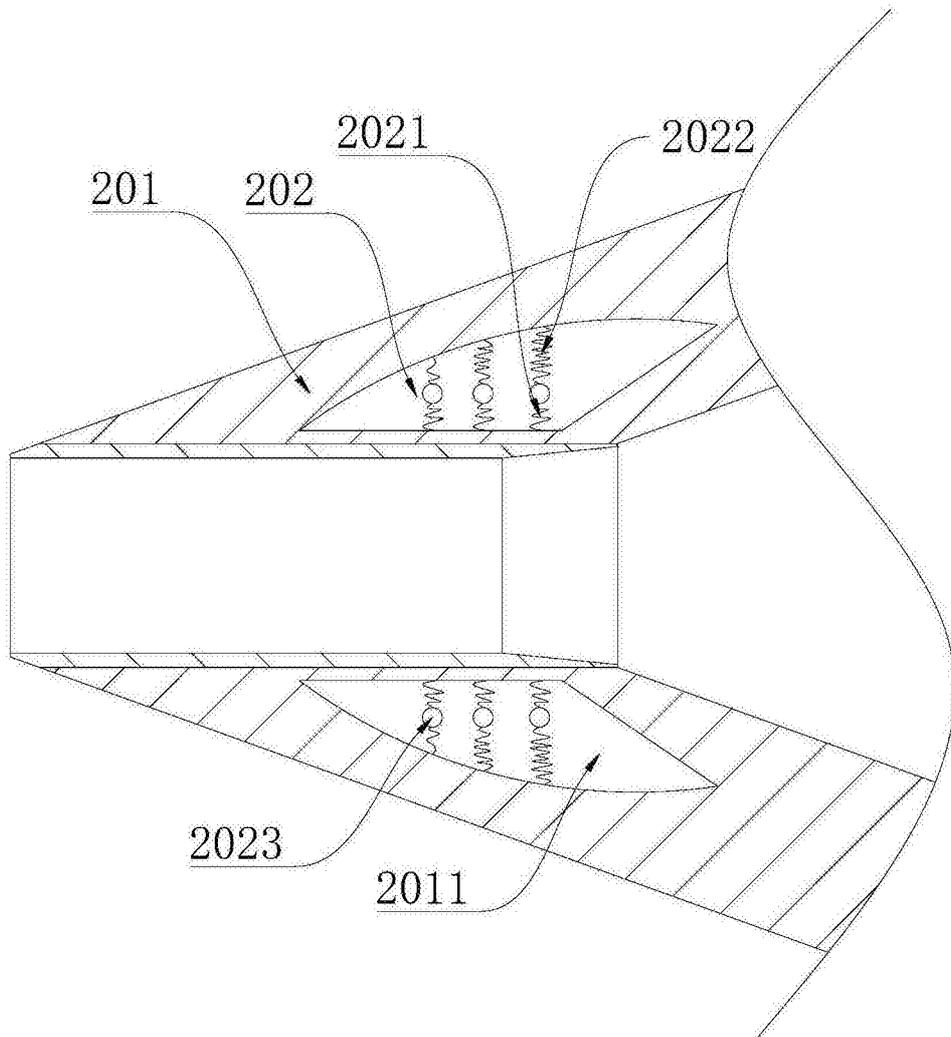


图5