

(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103033336 A

(43) 申请公布日 2013. 04. 10

(21) 申请号 201310011601. 8

(22) 申请日 2013. 01. 14

(71) 申请人 中国航空工业集团公司沈阳飞机设计研究所

地址 110035 辽宁省沈阳市皇姑区塔湾街
40 号

申请人 中国航空工业集团公司沈阳空气动力研究所

(72) 发明人 赵霞 黎军 宗宁 韩江旭
王孜孜

(74) 专利代理机构 北京尚德技研知识产权代理
事务所（普通合伙） 11378

代理人 严勇刚

(51) Int. Cl.

G01M 9/04 (2006. 01)

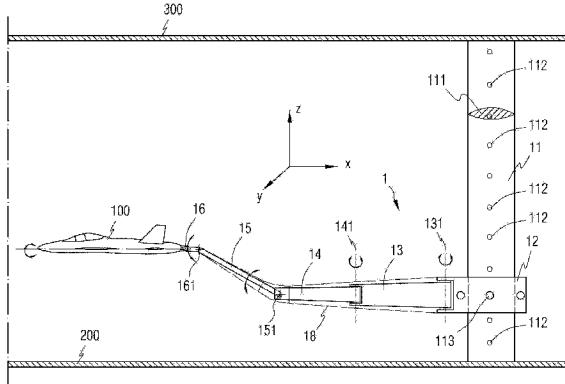
权利要求书 1 页 说明书 5 页 附图 2 页

(54) 发明名称

高速风洞支撑系统

(57) 摘要

本发明公开了一种高速风洞支撑系统，用于在高速风洞中对飞机模型提供支撑。所述高速风洞支撑系统包括一个垂直设置的支撑柱；一个可拆卸地固定于所述支撑柱上的底座；可以在水平面内转动的第一折臂和第二折臂，可以在竖直面内转动的第三折臂和滚转支臂。所述飞机模型支撑于所述滚转支臂的末端，并可绕所述滚转支臂的轴线转动。本发明所提供的高速风洞支撑系统可以提供对飞机模型的俯仰角、偏航角、滚转角进行灵活控制的能力，适用于在高速风洞环境下对飞机模型提供多姿态可调的支撑。



1. 一种高速风洞支撑系统,用于在高速风洞中对飞机模型(100)提供支撑,其特征在于,所述高速风洞支撑系统(1)包括:

一个与所述高速风洞地板(200)和顶板(300)固定连接且垂直设置的支撑柱(11);

一个可拆卸地固定于所述支撑柱(11)上的底座(12);

第一折臂(13),所述第一折臂(13)通过第一转轴(131)可转动地连接于所述底座(12)上,并且可绕平行于所述支撑柱(11)的第一转轴(131)在水平面内转动;

第二折臂(14),所述第二折臂(14)通过第二转轴(141)可转动地连接于所述第一折臂(13)的末端,并且可绕平行于所述支撑柱(11)的第二转轴(141)在水平面内转动;

第三折臂(15),所述第三折臂(15)通过第三转轴(151)可转动地连接于所述第二折臂(14)的末端,并且可绕垂直于所述支撑柱(11)的第三转轴(151)在竖直面内转动;

滚转支臂(16),所述滚转支臂(16)通过第四转轴(161)可转动地连接于所述第三折臂(15)的末端,并且可绕垂直于所述支撑柱(11)的第四转轴(161)在竖直面内转动;

所述飞机模型(100)支撑于所述滚转支臂(16)的末端,并可绕所述滚转支臂(16)的轴线转动。

2. 根据权利要求1所述的高速风洞支撑系统,其特征在于,所述支撑柱(11)沿所述高速风洞的气流方向具有相同的截面(111),所述截面(111)为两侧对称的流线形梭状。

3. 根据权利要求2所述的高速风洞支撑系统,其特征在于,沿所述支撑柱(11)高度方向等间隔设置有多个预留安装螺孔(112)。

4. 根据权利要求3所述的高速风洞支撑系统,其特征在于,所述预留安装螺孔(112)中设置有遮蔽螺帽。

5. 根据权利要求4所述的高速风洞支撑系统,其特征在于,所述第一折臂(13)、第二折臂(14)、第三折臂(15)以及各自转轴(131、141、151、161)外围设置有保护罩(18)。

高速风洞支撑系统

技术领域

[0001] 本发明涉及一种航空空气动力学试验设备,尤其是一种用于飞机模型风洞试验过程中,对飞机模型进行支撑的结构系统,特别是一种高速风洞支撑系统,适用于在高速风洞环境下对飞机模型提供多姿态可调的支撑结构。

背景技术

[0002] 飞机模型风洞试验的相关原理及过程在 2012 年 10 月 12 日提交的中国专利申请 201210387483.6 中进行了清楚的描述,此处引用作为参考,以便于本领域技术人员进行理解,本申请仅以其作为背景技术加以描述,不可将其视为现有技术。

[0003] 上述背景技术中提供了一种改进的支撑结构,用以在飞机全机测压试验中对其提供稳定的支撑,同时兼具张线支撑系统气动干扰小的优点。但是,该背景技术中的支撑系统难以用于高速风洞实验环境中。因为高速风洞中气流速度很高,风洞的气密性要求很高,用于飞机模型的支撑结构相对低速风洞来说要求更高,具体来说就是结构不能太大,气流干扰要尽可能小,以满足基本的阻塞度要求,亦即,支撑结构在风洞中占据的空间不能太大,否则会阻塞高速气流的通过,使得气流速度无法达到风洞实验的高马赫数要求。

[0004] 另外,高速风洞环境下的支撑系统除了对其尺寸要求较高之外,还需要考虑提供多姿态可调的功能,也就是说,适用于高速风洞的支撑系统,需要提供对飞机模型的俯仰角、偏航角、滚转角进行灵活控制的能力。

[0005] US4658635A 中公开了一种典型的风洞支撑系统,该支撑系统包括设置于风洞地板上的一个转动圆盘,转动圆盘上设置有一个支撑弯臂,该支撑弯臂可以在液压机构控制下作俯仰变化,支撑弯臂顶端可旋转的支撑有一个悬臂,悬臂末端连接于飞机模型的尾部,从而对飞机模型提供了尾部支撑。当转动圆盘转动时,整个飞机模型会随之转动,从而可以提供偏航角控制能力;当支撑弯臂俯仰变化时,可以提供俯仰角控制能力;当悬臂转动时,可以提供滚转角控制能力。

[0006] US4658635A 的缺陷是,用于调节偏航角的转动圆盘占据的空间很大,即便设置于风洞的地板下面,也需要较大的空间,况且由于其为转动部件,设置于地板下方的话密封就很成问题。另外,如果飞机模型尺寸较大的话,则支撑弯臂会相应的变大,否则难以提供较大范围的俯仰角度调节范围。而通常情况下风洞的高度和宽度相当有限,这就限制了支撑弯臂的大小,从而限制了俯仰角度的调节范围。

[0007] 类似的,US5020364A 也公开了一种风洞支撑系统,该支撑系统包括设置于风洞地板上的一个转动圆盘,转动圆盘上设置有一个伸缩臂,伸缩臂顶端支撑有一个俯仰悬臂,悬臂末端连接于飞机模型的尾部,从而对飞机模型提供了尾部支撑。当转动圆盘转动时,整个飞机模型会随之转动,从而可以提供偏航角控制能力;当俯仰悬臂俯仰变化时,可以提供俯仰角控制能力。

[0008] US5020364A 的缺陷同样是转动圆盘。另外,为提供较大范围的俯仰角度调节范围,该现有技术提供了一个伸缩臂,但是,通常情况下风洞的高度和宽度又相当有限,当飞机模

型较大，该伸缩臂的伸缩量就会限制俯仰角的调节范围。

[0009] 因此，有必要提供一种高速风洞支撑系统，适用于在高速风洞环境下对飞机模型提供多姿态可调的支撑结构。

发明内容

[0010] 本发明要解决的技术问题是提供一种高速风洞支撑系统，以减少或避免前面所提到的问题。

[0011] 具体来说，本发明提供了一种高速风洞支撑系统，用于在高速风洞中对飞机模型提供支撑，所述高速风洞支撑系统包括：

[0012] 一个与所述高速风洞地板和顶板固定连接且垂直设置的支撑柱；

[0013] 一个可拆卸地固定于所述支撑柱上的底座；

[0014] 第一折臂，所述第一折臂通过第一转轴可转动地连接于所述底座上，并且可绕平行于所述支撑柱的第一转轴在水平面内转动；

[0015] 第二折臂，所述第二折臂通过第二转轴可转动地连接于所述第一折臂的末端，并且可绕平行于所述支撑柱的第二转轴在水平面内转动；

[0016] 第三折臂，所述第三折臂通过第三转轴可转动地连接于所述第二折臂的末端，并且可绕垂直于所述支撑柱的第三转轴在竖直面内转动；

[0017] 滚转支臂，所述滚转支臂通过第四转轴可转动地连接于所述第三折臂的末端，并且可绕垂直于所述支撑柱的第四转轴在竖直面内转动；

[0018] 所述飞机模型支撑于所述滚转支臂的末端，并可绕所述滚转支臂的轴线转动。

[0019] 优选地，所述支撑柱沿所述高速风洞的气流方向具有相同的截面，所述截面为两侧对称的流线形梭状。

[0020] 优选地，沿所述支撑柱高度方向等间隔设置有多个预留安装螺孔。

[0021] 优选地，所述预留安装螺孔中设置有遮蔽螺帽。

[0022] 优选地，所述第一折臂、第二折臂、第三折臂以及各自转轴外围设置有保护罩。

[0023] 本发明所提供的高速风洞支撑系统可以提供对飞机模型的俯仰角、偏航角、滚转角进行灵活控制的能力，适用于在高速风洞环境下对飞机模型提供多姿态可调的支撑。

附图说明

[0024] 以下附图仅旨在于对本发明做示意性说明和解释，并不限定本发明的范围。其中，

[0025] 图 1 显示的是根据本发明的一个具体实施例的一种高速风洞支撑系统的垂直截面示意图；

[0026] 图 2 为图 1 所示高速风洞支撑系统的俯视截面示意图。

具体实施方式

[0027] 为了对本发明的技术特征、目的和效果有更加清楚的理解，现对照附图说明本发明的具体实施方式。其中，相同的部件采用相同的标号。

[0028] 图 1 显示的是根据本发明的一个具体实施例的一种高速风洞支撑系统 1 的垂直截面示意图；图 2 为图 1 所示高速风洞支撑系统 1 的俯视截面示意图。如图所示，支撑系统 1

可用于在高速风洞中对飞机模型 100 提供支撑,例如,该支撑系统 1 可用于在飞机全机测压试验中将整个飞机模型 100 支撑在风洞中,在高速气流环境下通过压力测试设备测量整个飞机模型 100 的各部件在特定飞行条件下的压力分布数据,以此获得飞机的流动特征。

[0029] 参见图 1-2,为了便于说明,图中提供了三维坐标系,其中,x 轴沿高速风洞的长度方向延伸,y 轴沿高速风洞的宽度方向延伸,z 轴沿高速风洞的高度方向延伸。

[0030] 如图所示,本实施例中的高速风洞支撑系统 1 包括一个与高速风洞地板 200 和顶板 300 固定连接且垂直设置的支撑柱 11 以及一个可拆卸地固定于支撑柱 11 上的底座 12。图 1 和 2 中所示的高速风洞为传统形式的矩形截面风洞,其具有相对有限的高度(图中 z 轴方向)和有限的宽度(图中 y 轴方向),但是该风洞却具有相对很大的长度(图中 x 轴方向),图中为清楚描述,仅仅截取了长度方向的部分结构。本领域技术人员应当理解,图中所示风洞结构乃是适用于本发明的一种高速风洞,亦即其具有相对有限的高度和宽度,并且具有相对很大的长度。

[0031] 本实施例中的高速风洞支撑系统 1 还包括一个第一折臂 13,所述第一折臂 13 通过第一转轴 131 可转动地连接于底座 12 上,并且可绕平行于支撑柱 11 的第一转轴 131 在水平面内(坐标系中 x-y 平面)转动;并且高速风洞支撑系统 1 还包括一个第二折臂 14,所述第二折臂 14 通过第二转轴 141 可转动地连接于第一折臂 13 的末端,并且可绕平行于支撑柱 11 的第二转轴 141 在水平面内(坐标系中 x-y 平面)转动。

[0032] 进一步的,高速风洞支撑系统 1 还包括一个第三折臂 15,所述第三折臂 15 通过第三转轴 151 可转动地连接于第二折臂 14 的末端,并且可绕垂直于支撑柱 11 的第三转轴 151 在竖直面内(坐标系中 x-z 平面)转动;并且高速风洞支撑系统 1 还包括一个滚转支臂 16,所述滚转支臂 16 通过第四转轴 161 可转动地连接于第三折臂 15 的末端(此处图形尺寸较小,为表示清楚,相关线条进行了简化),并且可绕垂直于支撑柱 11 的第四转轴 161 在竖直面内(坐标系中 x-z 平面)转动。

[0033] 飞机模型 100 支撑于滚转支臂 16 的末端,并可绕滚转支臂 16 的轴线转动,也就是说,滚转支臂 16 可绕其轴线(坐标系中 x 轴方向)转动,从而带动与滚转支臂 16 固定连接的飞机模型 100 作滚转运动,从而灵活控制飞机模型 100 的滚转角。关于滚转支臂 16 的结构可以参照 CN202547900U 的结构形式,本申请在此引用作为参考,不再详细描述。

[0034] 当需要调节飞机模型 100 的偏航角时,由第一折臂 13 和第二折臂 14 配合在水平面内转动,如图 2 所详示。设置两个在水平面内转动的折臂的好处是,当风洞的宽度有限时,仅由一个折臂调整偏航角的情况下,偏航角可调节的范围受到折臂和飞机模型长度的限制,二者总长太长就会触及风洞侧壁,从而无法进行大偏航角风洞实验。而采用两个折臂,可以在一个折臂达到水平转动极限的情况下,经由第二个折臂将飞机模型 100 摆设于风洞中部,避免风洞宽度限制偏航角的可调范围,从而通过两个折臂配合提供更大的偏航角可调范围,这一点尤其适用于风洞宽度有限而长度较长的情形。

[0035] 当需要调节飞机模型 100 的俯仰角时,由第三折臂 15 和滚转支臂 16 配合在竖直面内转动,如图 1 所详示。设置两个在竖直面内转动的臂(第三折臂和滚转支臂)的好处是,当风洞的高度有限时,仅由一个折臂调整俯仰角的情况下,俯仰角可调节的范围受到折臂和飞机模型长度的限制,二者总长太长就会触及风洞地板或顶板,从而无法进行大俯仰角风洞实验。而采用两个臂(第三折臂和滚转支臂),可以在一个臂(第三折臂或滚转支臂)达

到垂直转动极限的情况下,经由第二个臂(第三折臂或滚转支臂)将飞机模型 100 摆设于风洞中部,避免风洞高度限制俯仰角的可调范围,从而通过两个臂(第三折臂和滚转支臂)配合提供更大的俯仰角可调范围,这一点尤其适用于风洞高度有限而长度较大的情形。

[0036] 关于第一折臂 13、第二折臂 14、第三折臂 15、滚转支臂 16 各连接转轴位置的驱动结构,既可以采用现有的液压结构(例如 US5020364A),也可以采用现有的电动关节结构,这些驱动结构并非本发明讨论的重点,因此不再详细描述。

[0037] 从上述描述中可见,本发明的高速风洞支撑系统 1 与背景技术部分所述的现有技术存在明显的区别至少在于,本发明的支撑系统 1 没有设置于风洞地板下方的转动圆盘,大大简化了偏航角调节机构,而且非常适应风洞宽度有限而长度较大的情形。并且,本发明调节飞机模型俯仰角的机构也相对现有技术要简单得多,而且不会受到风洞高度有限的影响。

[0038] 本发明中,由于支撑飞机模型 100 的支撑系统全部位于风洞内部,而且结构相对简单,仅仅是几个折臂而已,因此在风洞中占据的空间小,容易满足高速风洞对阻塞度要求。并且,由于为整个支撑系统提供基础支撑的支撑柱 11 固定连接在地板 200 和顶板 300 之间,因而整个支撑系统 1 与高速风洞之间没有任何开口,不会影响风洞的气密性,十分适合于高速风洞的实验要求。而背景技术中描述的现有技术中由于存在转动圆盘,会严重影响风洞的气密性,难以适用于高速风洞实验场合。

[0039] 进一步的,在一个优选实施例中,为适应不同实验场合,底座 12 是可拆卸地固定在支撑柱 11 上的,也就是说,可以基于不同的实验情形,将底座 12 拆下后固定设置于支撑柱 11 不同的高度位置。

[0040] 为适应底座 12 的位置调整和固定,沿支撑柱 11 高度方向(图 1 中 z 轴方向)等间隔设置有多个预留安装螺孔 112,可用于将底座 12 通过螺栓 113 固定于不同高度位置的预留安装螺孔 112 处,以避免底座 12 在高速流场环境下沿支撑柱 11 滑落,损坏实验设备。

[0041] 为避免未使用的预留安装螺孔 112 影响风洞流场的稳定,在装配过程中,每个预留安装螺孔 112 中均设置有遮蔽螺帽(未显示),以对预留安装螺孔 112 进行密封遮蔽。安装底座 12 的时候,将安装位置处的遮蔽螺帽取下,通过螺栓 113 穿过相应位置的预留安装螺孔 112,从而将底座 12 固定安装于支撑柱 11 上。

[0042] 进一步的,在一个具体实施例中,为避免支撑系统 1 的各个结构对风洞流场造成影响,在第一折臂 13、第二折臂 14、第三折臂 15 以及各自转轴 131、141、151、161 外围设置有保护罩 18,如图 1 虚线部分所示,图 2 中为了表示清楚,省略了图 1 中所示的保护罩 18。保护罩 18 可以对转动部件提供遮挡,避免转动部件的形状以及连接部分的缝隙对流场稳定性产生影响,并且,由于转动部件连接位置往往需要添加润滑油脂,在高速风洞中这些润滑油脂有可能被气流吹落喷溅得到处都是,因此设置保护罩的目的不仅仅是提供流线型的气动外形,而且还提供了对润滑油脂的阻挡作用。

[0043] 进一步的,在一个具体实施例中,支撑柱 11 沿高速风洞的气流方向具有相同的截面 111,所述截面 111 为两侧对称的流线形梭状。支撑柱 11 的这种结构可以避免在气流方向造成过大的阻塞面,同时相同的截面 111 便于保持流场的稳定性,也就是说,如果支撑柱 11 在高度方向上具有不同截面 111 的话,整个风洞流场在高度方向上的稳定性将会难以预测和计算,不便于获得稳定的实验结果。

[0044] 当然,为避免支撑柱 11 诸塞风洞而一味减少支撑柱 11 的截面积会减弱支撑柱 11 的强度,因此支撑柱 11 的截面 11 的两侧中部相对鼓起呈流线形梭状,而且要设置对称,同样也是为了便于保持流场的稳定性。

[0045] 总之,本发明所提供的高速风洞支撑系统可以提供对飞机模型的俯仰角、偏航角、滚转角进行灵活控制的能力,适用于在高速风洞环境下对飞机模型提供多姿态可调的支撑。

[0046] 本领域技术人员应当理解,虽然本发明是按照多个实施例的方式进行描述的,但是并非每个实施例仅包含一个独立的技术方案。说明书中如此叙述仅仅是为了清楚起见,本领域技术人员应当将说明书作为一个整体加以理解,并将各实施例中所涉及的技术方案看作是可以相互组合成不同实施例的方式来理解本发明的保护范围。

[0047] 以上所述仅为本发明示意性的具体实施方式,并非用以限定本发明的范围。任何本领域的技术人员,在不脱离本发明的构思和原则的前提下所作的等同变化、修改与结合,均应属于本发明保护的范围。

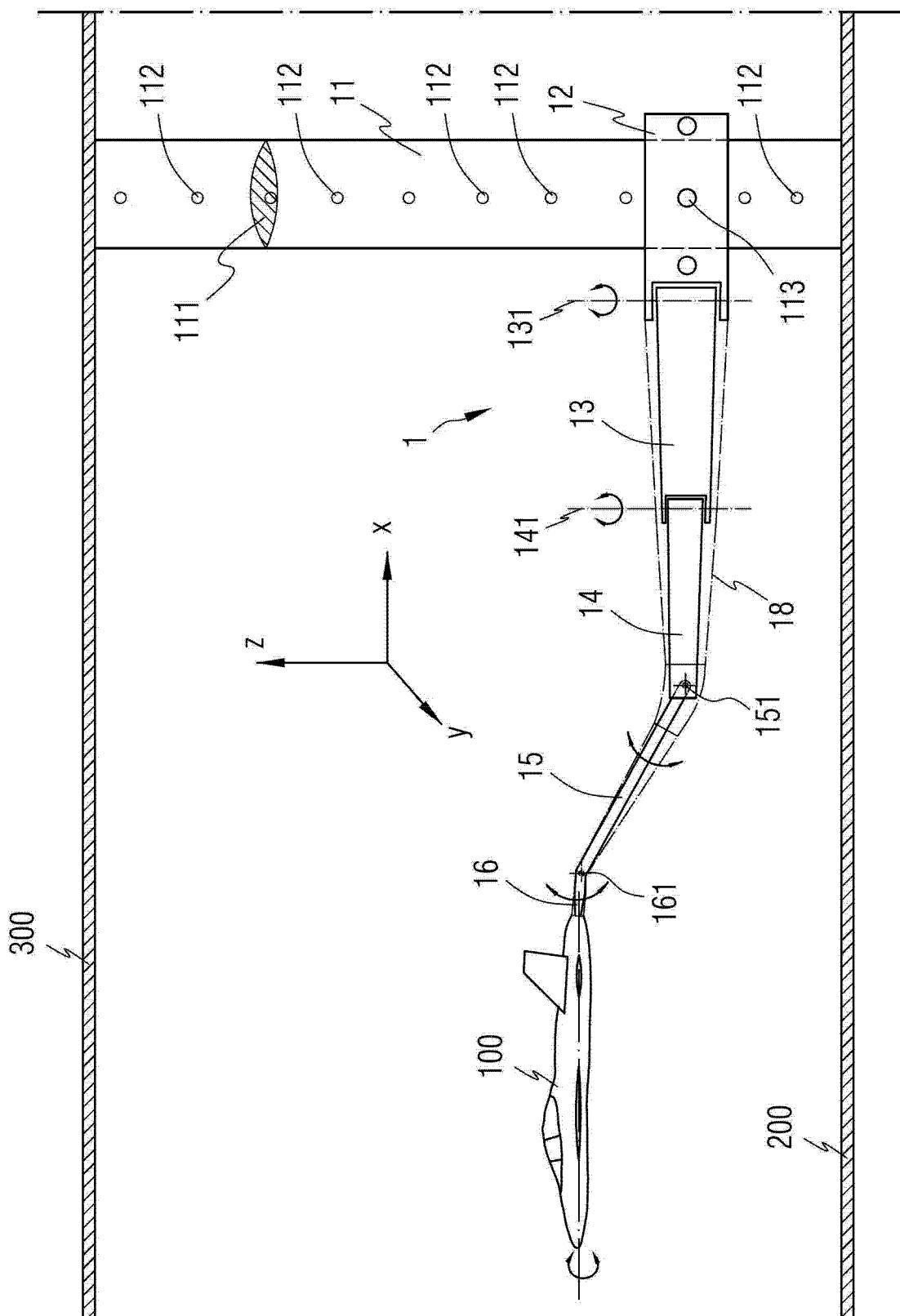


图 1

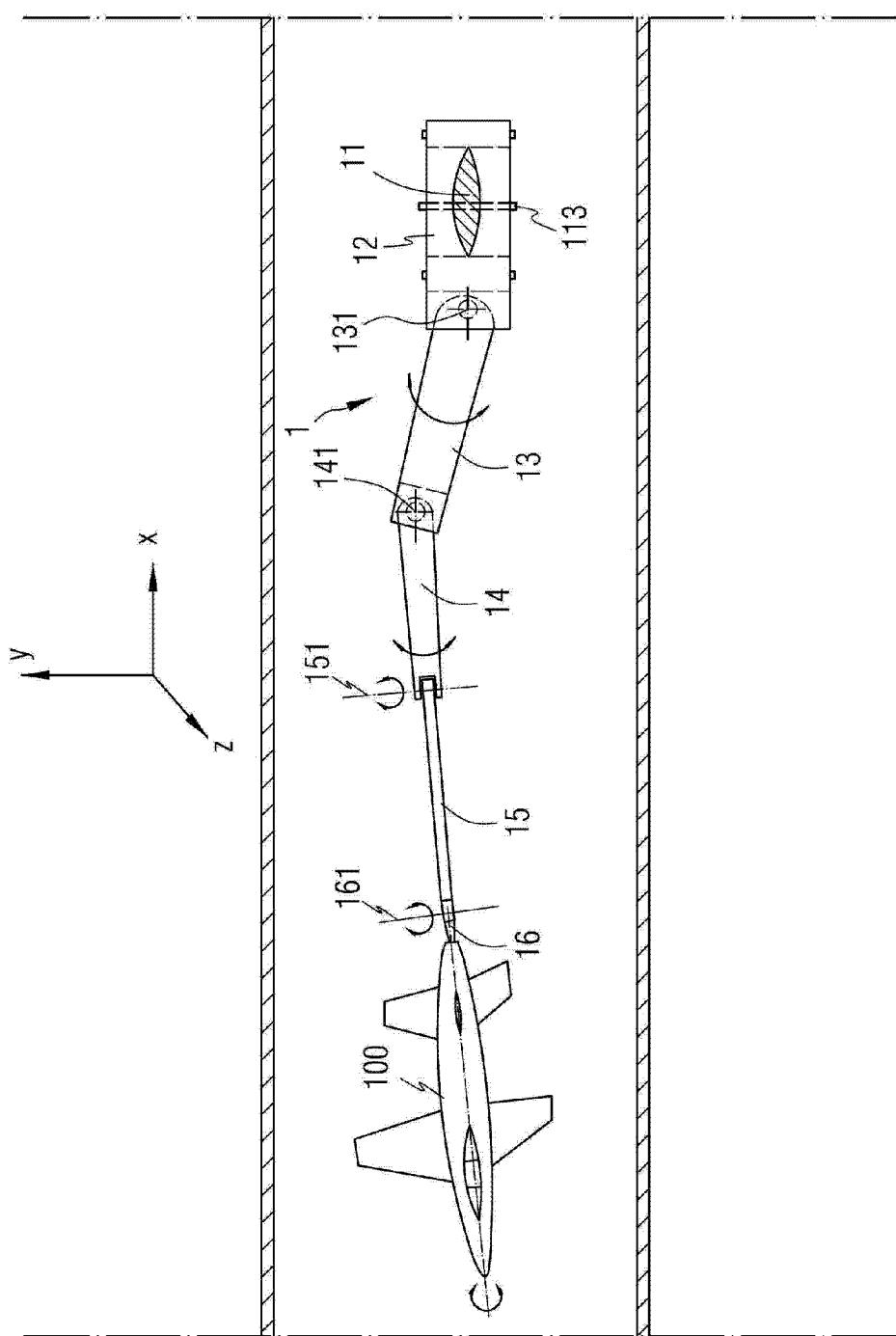


图 2