(19)国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 119660012 A
(43)申请公布日 2025.03.21

(21)申请号 202411305822.0

(22)申请日 2024.09.19

(30)优先权数据
2023-156014 2023.09.21 JP

(71)申请人 双叶电子工业株式会社
地址 日本千叶县

(72)发明人 高尾晃 田中昌广

(74)专利代理机构 北京同立钧成知识产权代理有限公司 11205
专利代理师 冯群 臧建明

(51)Int.Cl.
B64U 50/19(2023.01)
B64U 50/13(2023.01)
B64U 10/25(2023.01)
B64U 40/00(2023.01)
B64U 40/10(2023.01)
B64U 50/18(2023.01)
B64U 101/05(2023.01)
B64U 101/00(2023.01)

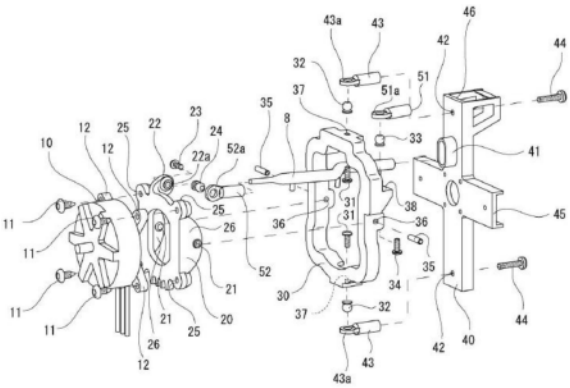
权利要求书2页 说明书6页 附图16页

(54)发明名称

云台机构及无人驾驶飞行器

(57)摘要

一种云台机构,包括:支架,其被构造为固定至无人驾驶飞行器的机身;第一框架,其附接至支架并且被构造为在第一方向上能够旋转,第一方向是偏航方向或俯仰方向;第二框架,其附接至第一框架并且被构造为在第二方向上能够旋转,并被构造为将用于使螺旋桨旋转的电机进行固定,第二方向是偏航方向或俯仰方向中的另一个方向;以及曲柄构件,其被构造为连接至设置在机身处的伺服电机,用曲柄转动联动装置以使第二框架旋转。第二框架通过连杆球经由曲柄构件连接至联动装置,该连杆球被构造为在第一方向上位于机身的中心轴线上。



CN 119660012 A

1.一种云台机构,包括:

支架,其被构造为固定至无人驾驶飞行器的机身;

第一框架,其附接至所述支架并且被构造为在第一方向上能够旋转,所述第一方向是偏航方向或俯仰方向;

第二框架,其附接至所述第一框架并且被构造为在第二方向上能够旋转,并被构造为将用于使螺旋桨旋转的电机进行固定,所述第二方向是所述偏航方向或所述俯仰方向中的另一个方向;以及

曲柄构件,其被构造为连接至设置在所述机身处的伺服电机,用曲柄转动联动装置以使所述第二框架旋转,

其中,所述第二框架通过连杆球经由所述曲柄构件连接至所述联动装置,所述连杆球被构造为在所述第一方向上位于所述机身的中心轴线上。

2.根据权利要求1所述的云台机构,其中,所述第一方向是偏航方向,并且所述第二方向是俯仰方向。

3.根据权利要求1所述的云台机构,其中,所述曲柄构件是曲柄管,所述曲柄管的一端连接至杆,以连接至所述伺服电机,并且另一端连接至杆端,以与所述连杆球接合。

4.根据权利要求1至3中任一项所述的云台机构,其中,所述第一框架在所述第一方向上的旋转轴线与所述第二框架在所述第二方向上的旋转轴线之间的交点位于所述机身的中心轴线上。

5.一种云台机构,包括:

支架,其被构造为固定至无人驾驶飞行器的机身;

第一框架,其附接至所述支架并且被构造为在第一方向上能够旋转,所述第一方向是偏航方向或俯仰方向;以及

第二框架,其附接至所述第一框架并且被构造为在第二方向上能够旋转,并被构造为将用于使螺旋桨旋转的电机进行固定,所述第二方向是所述偏航方向或所述俯仰方向中的另一个方向;

曲柄构件,其被构造为连接至设置在所述机身处的伺服电机,用曲柄转动联动装置以使所述第二框架旋转,

其中,所述第一框架在所述第一方向上的旋转轴线与所述第二框架在所述第二方向上的旋转轴线之间的交点位于所述机身的中心轴线上。

6.一种无人驾驶飞行器,包括:

云台机构,其配备有螺旋桨和用于使所述螺旋桨旋转的电机,

其中,所述云台机构包括:

支架,其被构造为固定至机身;

第一框架,其附接至所述支架并且被构造为在第一方向上能够旋转,所述第一方向是偏航方向或俯仰方向;

第二框架,其附接至所述第一框架并且被构造为在第二方向上能够旋转,并被构造为将所述用于使所述螺旋桨旋转的电机进行固定,所述第二方向是所述偏航方向或所述俯仰方向中的另一个方向;以及

曲柄构件,其被构造为连接至设置在所述机身处的伺服电机,用曲柄转动联动装置以

使所述第二框架旋转，

其中，所述第二框架通过连杆球经由所述曲柄构件连接至所述联动装置，所述连杆球被构造为在所述第一方向上位于所述机身的中心轴线上。

7.一种无人驾驶飞行器，包括：

云台机构，其配备有螺旋桨和用于使所述螺旋桨旋转的电机，

其中，所述云台机构包括：

支架，其被构造为固定至所述无人驾驶飞行器的机身；

第一框架，其附接至所述支架并且被构造为在第一方向上能够旋转，所述第一方向是偏航方向或俯仰方向；以及

第二框架，其附接至所述第一框架并且被构造为在第二方向上能够旋转，并被构造为将所述用于使所述螺旋桨旋转的电机进行固定，所述第二方向是所述偏航方向或所述俯仰方向中的另一个方向；

其中，所述第一框架在所述第一方向上的旋转轴线与所述第二框架在所述第二方向上的旋转轴线之间的交点位于所述机身的中心轴线上。

云台机构及无人驾驶飞行器

技术领域

[0001] 本公开涉及能够控制螺旋桨和电机的方向的云台机构以及配备有该云台机构的无人驾驶飞行器。

背景技术

[0002] 例如,无线电控制飞行器被称为固定翼无人驾驶飞行器。在无线电控制飞行器的情况下,螺旋桨和使螺旋桨旋转的电机安装在机头上,并且螺旋桨的旋转为飞行提供推力。飞行方向由安装在固定翼上的控制面(方向舵、升降舵、副翼)控制。

[0003] 日本特许公开专利号2006-075321公开了一种用于电子无线电控制模型飞行器的旋转器(spinner)单元的结构。

发明内容

[0004] 最近,称为“4D飞行”的飞行无线电控制飞行器的新方式已流行起来。这是特技飞行,其中在正常飞行期间,无线电控制飞行器的机头指向地面,并且飞行器通过反向旋转螺旋桨以倒置位置上升。

[0005] 然而,在反向旋转螺旋桨的同时向后飞行的情况下,控制面暴露在后面的风中,这使得无法使用控制面控制方向。

[0006] 因此,本公开提供一种云台(gimbal)机构,其能够通过自由改变动力电机的方向来控制飞行并实现平稳的云台操作。

[0007] 根据本公开的云台机构包括:支架,其被构造为固定至无人驾驶飞行器的机身;第一框架,其附接至支架并且被构造为在第一方向上能够旋转,第一方向是偏航方向或俯仰方向;第二框架,其附接至第一框架并且被构造为在第二方向上能够旋转,并被构造为将用于使螺旋桨旋转的电机进行固定,第二方向是偏航方向或俯仰方向中的另一个方向;以及曲柄构件,其被构造为连接至设置在机身处的伺服电机,用曲柄转动联动装置以使第二框架旋转,其中,第二框架通过连杆球经由曲柄构件连接至联动装置,连杆球被构造为在第一方向上位于机身的中心轴线上。

[0008] 通过使用曲柄构件,与伺服电机一起的联动装置可以以更接近直角的角度连接至连杆球。

[0009] 进一步地,根据本公开的云台机构,包括:支架,其被构造为固定至无人驾驶飞行器的机身;第一框架,其附接至支架并且被构造为在第一方向上能够旋转,第一方向是偏航方向或俯仰方向;以及第二框架,其附接至第一框架并且被构造为在第二方向上能够旋转,并被构造为将用于使螺旋桨旋转的电机进行固定,第二方向是偏航方向或俯仰方向中的另一个方向;曲柄构件,其被构造为连接至设置在机身处的伺服电机,用曲柄转动联动装置以使第二框架旋转,其中,第一框架在第一方向上的旋转轴线与第二框架在第二方向上的旋转轴线之间的交点位于机身的中心轴线上。

[0010] 偏航方向上的旋转轴线和俯仰方向上的旋转轴线形成在相同的假想平面上,并且

彼此相交。换言之,旋转轴线不处于扭曲的位置关系。旋转轴线的交点位于机身的中心轴线上。

[0011] 本公开的无人驾驶飞行器是配备有云台机构的飞行器。

[0012] 根据本公开,通过提供配备有螺旋桨和电机的云台机构,可以随机改变螺旋桨和电机的方向,这使得可以增加诸如4D飞行的特技飞行的可能性。

[0013] 云台机构可以通过如下方式以接近直角的角度连接至连杆球:经由曲柄构件将第二框架连接至与伺服电机一起的联动装置。

[0014] 进一步地,根据本公开,通过将偏航方向的旋转轴线和俯仰方向的旋转轴线的交点定位在飞行器的中心轴线上,可以减小在旋转每个轴线时框架的摆动宽度,并且可以有效地进行俯仰方向和偏航方向上的旋转,而不会不必要地增加框架的旋转角度。

附图说明

[0015] 图1是根据本发明实施方式的无线电控制飞行器的透视图。

[0016] 图2说明了根据实施方式的云台联动装置。

[0017] 图3说明了根据实施方式的云台联动装置。

[0018] 图4是根据实施方式的云台机构的分解透视图。

[0019] 图5是根据实施方式的云台机构的正视图。

[0020] 图6是根据实施方式的云台机构的后视图。

[0021] 图7是根据实施方式的云台机构的平面图。

[0022] 图8是根据实施方式的云台机构的侧视图。

[0023] 图9是根据实施方式的在俯仰方向上旋转的云台机构的侧视图。

[0024] 图10说明了根据实施方式的连杆球的接合。

[0025] 图11说明了根据实施方式的俯仰轴线与偏航轴线之间的关系。

[0026] 图12说明了未使用的曲柄管。

[0027] 图13说明了未使用的曲柄管。

[0028] 图14说明了未使用的曲柄管。

[0029] 图15说明了根据实施方式的使用曲柄管的情况。

[0030] 图16说明了根据实施方式的使用曲柄管的情况。

具体实施方式

[0031] 在下文中,将使用无线电控制飞行器和附接至无线电控制飞行器的机头的云台机构的示例来描述本发明的实施方式。

[0032] 在以下描述中,将无线电控制飞行器的螺旋桨侧限定为前侧,并且以从飞行器的后侧朝向机头观察时,限定左右方向。进一步地,以无线电控制飞行器的正常姿态(图1中的姿态)下限定上下。

[0033] 图1示出了无线电控制飞行器的机身1。机身1的主要部分由垂直部1a和水平部1b形成。主翼1c和水平尾翼1e形成为在左右方向上从水平部1b延伸,并且垂直尾翼1d形成为在机身的后侧处从垂直部1a向上延伸。

[0034] 云台机构3附接至机身1的机头。使螺旋桨2旋转的电机10固定在云台机构3上。云

台机构3被构造为围绕两个轴线(即,偏航方向和俯仰方向)旋转,使得螺旋桨2的方向可以从机身1的中心轴线Jb的方向改变为偏航方向dy和俯仰方向dp。换言之,可以通过控制螺旋桨2的方向来进行姿态控制。

[0035] 如稍后将详细描述的,云台机构3具有附接至机身1的机头的支架40、附接至支架40的偏航框架30、以及附接至偏航框架30的俯仰框架20。

[0036] 电机10固定至俯仰框架20,并且螺旋桨2附接至电机10的旋转轴。

[0037] 图2和图3示出了云台机构3与伺服电机之间的联动装置结构。图2示出了从上方观察的机身1,并且图3示出了从左侧观察的机身1。

[0038] 方向舵伺服器6和升降舵伺服器7作为伺服电机附接至机身1的预定位置。

[0039] 偏航轴联动装置4形成在方向舵伺服器6与云台机构3的偏航框架30之间。

[0040] 偏航轴联动装置4主要由偏航轴杆4a形成。例如,由碳或不锈钢制成的偏航轴杆4a的一端连接至方向舵伺服器6的旋翼(rotor)6a。杆端51附接至偏航轴杆4a的另一端,并且连接至偏航框架30。

[0041] 通过这种构造,当方向舵伺服器6的旋翼6a旋转时,偏航轴杆4a来回移动,从而在偏航方向上驱动偏航框架30。

[0042] 进一步地,在垂直部1a处形成狭缝72,使得偏航轴杆4a可以将位于垂直部1a右侧的旋翼6a连接至偏航框架30左侧的连杆球33。偏航轴杆4a穿过狭缝72以从垂直部1a的右侧到达左侧。

[0043] 方向舵设置在垂直尾翼1d处,并且方向舵和旋翼6b通过另一根杆(未示出)连接。因此,例如,方向舵的控制与云台机构3的偏航控制通过方向舵伺服器6相关联。

[0044] 俯仰轴联动装置5形成在升降舵伺服器7与云台机构3的俯仰框架20之间。

[0045] 俯仰轴联动装置5主要由俯仰轴杆5a形成。例如,由碳或不锈钢制成的俯仰轴杆5a的一端连接至升降舵伺服器7的旋翼7a。俯仰轴杆5a的另一端连接至曲柄管8的一端。杆端52附接至曲柄管8的另一端,并且杆端52连接至俯仰框架20。曲柄管8在左右方向曲柄转动的方向上使用。

[0046] 通过这种构造,当升降舵伺服器7的旋翼7a旋转时,俯仰轴杆5a来回移动,从而在俯仰方向上驱动俯仰框架20。

[0047] 进一步地,在水平部1b上形成有狭缝71,使得俯仰轴杆5a可以将位于水平部1b下方的旋翼7a连接至位于水平部1b上方的曲柄管8。俯仰轴杆5a穿过狭缝71以从水平部1b的下侧到达上侧。

[0048] 升降舵安装在水平尾翼1e处,并且升降舵和旋翼7b通过另一根杆(未示出)连接。因此,例如,升降舵的控制和云台机构3的俯仰控制通过升降舵伺服器7相关联。

[0049] 将参考图4至图11描述云台机构3。

[0050] 如上所述,云台机构3是保持电机10并且使其围绕两个轴(即,偏航方向和俯仰方向)旋转的机构。云台机构3主要包括俯仰框架20、偏航框架30、支架40以及曲柄管8。

[0051] 当从前侧观察时,支架40形成为十字形,并且水平凹槽45和垂直凹槽46形成十字形的后侧(参见图4和图6)。如图1所示,在机身1的水平部1b装配至凹槽45中并且垂直部1a装配至凹槽46中的状态下,支架40附接至机头。

[0052] 支架40在其上部和下部具有螺纹孔42,螺钉44通过螺纹孔42插入,并且杆端43附

接至该螺纹孔(参见图4)。

[0053] 进一步地,支架40具有插入孔41,曲柄管8通过插入孔41插入。曲柄管8定位成在插入孔41和由狭缝73形成的空间中可来回移动,狭缝73形成在机身1的垂直部1a中位于插入孔41的后侧处(参见图1、图4和图6)。

[0054] 偏航框架30形成为具有内部空间的环形构件,并且由支架40支撑。螺纹孔37形成在偏航框架30的上端和下端处,并且通过螺纹件31将连杆球32附接至螺纹孔37(参见图4和图8)。

[0055] 附接至支架40的杆端43的接合部43a与上连杆球32和下连杆球32接合。因此,偏航框架30的上端和下端由支架40支撑以在偏航方向上可旋转。

[0056] 进一步地,基座38设置在偏航框架30的后侧上的中心稍上方的位置处,并且连杆球33通过穿过螺纹孔(未示出)的螺纹件34固定在基座38上。连接至偏航轴杆4a的杆端51的接合部51a与连杆球33接合(参见图4和图8)。

[0057] 通过在上端和下端被支架40轴向地固定的状态下使基座38的连杆球33与杆端51接合,偏航轴杆4a通过方向舵伺服器6来回移动,从而使偏航框架30在偏航方向上旋转。

[0058] 轴孔36形成在偏航框架30的左侧和右侧上,轴销35通过该轴孔36插入。

[0059] 俯仰框架20附接至偏航框架30。一对基本上半圆板状的旋转件26形成在俯仰框架20的后表面的左侧和右侧,并且轴承部21形成在每个旋转件26处(参见图4和图9)。

[0060] 通过将轴销35插入相应的轴承部21中,俯仰框架20的左侧和右侧被支撑为相对于偏航框架30可旋转。

[0061] 固定件22形成在俯仰框架20上方,并且连杆球24通过穿过固定件22的螺纹孔22a插入的螺纹件23固定。附接至曲柄管8的杆端52的接合部52a与连杆球24接合(参见图4)。

[0062] 通过在左端和右端由偏航框架30支撑的状态下使固定件22上的连杆球24与杆端52接合,俯仰轴杆5a通过升降舵伺服器7来回移动,从而在俯仰方向上旋转俯仰框架20。

[0063] 图9示出了从图8中所示的状态向上旋转的俯仰框架20。

[0064] 俯仰框架20具有四个螺钉接收部25。

[0065] 电机10具有形成在与四个螺钉接收部25对应的位置处的固定件12。电机10通过将螺钉11拧入固定件12的螺纹孔和螺钉接收部25中而附接至俯仰框架20(参见图4、图7、图8和图9)。因此,电机10和螺旋桨2能够在偏航方向和俯仰方向上旋转。

[0066] 图10示出了连杆球24与杆端52的接合部52a之间的接合状态的放大图。

[0067] 连杆球24具有包括基本上球形体的球形部24a和连接至固定件22的基部24b的形状。杆端52的接合部52a具有接合孔52b,接合孔52b具有与球形部24a的球形表面对应的弯曲表面,并且连杆球24和杆端52在球形部24a装配到接合孔52b中的状态下接合。

[0068] 因此,即使发生一定程度的角度错位,连杆球24和杆端52也能够维持轴平稳固定的状态。

[0069] 连杆球32和杆端43、以及连杆球33和杆端51具有相同的结构。

[0070] 图11示出了云台机构3中的俯仰轴线Jp与偏航轴线Jy之间的关系。

[0071] 如从上述结构中可以理解的,俯仰轴线Jp连接偏航框架30的左轴孔36和右轴孔36。偏航轴线Jy连接偏航框架30的上螺纹孔37和下螺纹孔37。因此,俯仰轴线Jp和偏航轴线Jy不是扭曲的位置关系,而是在与假想平面IP相同的平面上,并且俯仰轴线Jp和偏航轴线

Jy的交点M位于假想平面IP上。俯仰轴线Jp和偏航轴线Jy的交点M位于机身1的中心轴线Jb上。

[0072] 因此,与当偏航轴线Jy和俯仰轴线Jp不在机身1的中心轴线Jb上时相比,能够减小每个轴线旋转时偏航框架30和俯仰框架20的摆动宽度。

[0073] 将进一步描述使用曲柄管8的情况。

[0074] 图12示出了当从上方观察机身1时的俯仰轴联动装置5和偏航轴联动装置4。

[0075] 将主要描述俯仰轴联动装置5。在俯仰轴联动装置5中,曲柄管8连接至俯仰轴杆5a,俯仰轴杆5a连接至升降舵伺服器7,杆端52连接至曲柄管8,并且杆端52连接至连杆球24。

[0076] 当从机身1的左右方向观察时,连杆球24位于中心轴线Jb上。

[0077] 在该情况下,用虚线L1、L2表示不使用曲柄管8而直接连接至杆端52的情况下的俯仰轴杆5a的状态。

[0078] 如果不使用曲柄管8,俯仰轴杆5a被机身1的垂直部1a阻挡,并且因此不能以直线到达连杆球24的位置。因此,俯仰轴杆5a由于与飞行器结构的干涉而如虚线L1所示弯曲。在这种情况下,杆端52与连杆球24之间的角度增大,并且俯仰框架20的操作角度减小。

[0079] 例如,图13示出了弯曲的俯仰轴杆5a的杆端52与连杆球24接合的状态。杆端52相对于连杆球24向基部24b倾斜,与基部24b之间的间隙较小。因此,如图14所示,在偏航方向旋转时,连杆球24的基部24b和杆端52立即碰撞,并且不能增大偏航方向上的摆动角度。进一步,当偏航框架30在偏航方向上摆动时,杆端52的接合部52a可能从连杆球24的球形部24a分离。

[0080] 进一步地,由于与机身1接触而产生的载荷施加在俯仰轴杆5a上,从而可能干扰俯仰轴联动装置5的平稳移动。

[0081] 为了避免图12中的虚线L1所示的俯仰轴杆5a的弯曲,可以切掉机身1并且允许俯仰轴杆5a穿过切口部。虚线L2示出机身1被切掉以使得俯仰轴杆5a能够以直线到达连杆球24的状态。

[0082] 但是,在该情况下,切口部的宽度增大,并且机身的强度降低。

[0083] 因此,在本实施方式中,使用曲柄管8,使得俯仰轴联动装置5能够用曲柄旋转并到达连杆球24。

[0084] 如图15所示,当使用曲柄管8时,杆端52以大致直角连接至连杆球24,使得基部24b与杆端部52之间的间隙足够宽。因此,如图16所示,俯仰框架20在偏航方向上的摆动角度可以增大。

[0085] 机身1需要曲柄管8的狭缝73(参见图1)。然而,由于仅需要将机身1切掉与曲柄部的前后移动的宽度对应的量,因此与如图12中的虚线L2所指示的为线性俯仰轴杆5a切掉机身1时相比,切除量极小。因此,可以保持机身1的强度。

[0086] 在下文中,对本实施方式的效果进行总结。

[0087] 该实施方式的云台机构3包括:支架40,其被构造为固定至机身1;偏航框架30(第一框架),其附接至支架40并且被构造为在偏航方向(第一方向)上可旋转;俯仰框架20(第二框架),其附接至偏航框架30并且被构造为在俯仰方向(第二方向)上可旋转,并被构造为将用于使螺旋桨2旋转的电机10进行固定;以及曲柄管8(曲柄构件),其被构造为连接至设

置在机身1处的升降舵伺服器7,用曲柄旋转俯仰轴联动装置5以使俯仰框架20旋转。进一步地,俯仰框架20通过连杆球24经由曲柄管8连接至俯仰轴联动装置5,连杆球24被构造为在偏航方向上位于机身1的中心轴线Jb上。

[0088] 在作为固定翼无人驾驶航空器的无线电控制飞行器中,通过将螺旋桨2和电机10安装在云台机构3上,电机10的方向可以随机改变,由此扩展诸如4D飞行等的特技飞行的可能性。

[0089] 在云台机构3中,俯仰轴联动装置5经由曲柄管8连接至俯仰框架20,使得俯仰轴联动装置5的尖端的杆端52可以以大致直角连接至连杆球24。因此,俯仰框架20在偏航方向上的摆动角度可以增加,这使得可以显著降低当偏航框架30旋转更多时俯仰框架20的联接脱离的可能性。进一步地,防止了俯仰轴杆5a由于与机身1接触而弯曲,并且防止了俯仰轴杆5a在与机身1接触的同时进行操作,这使得可以保持俯仰轴联动装置5的平稳操作。此外,通过使用曲柄管8,可以最小化机身1的切口,并且避免机身1的强度过度降低。

[0090] 为了以大致直角将连接至曲柄管8的杆端52与连杆球24接合,使曲柄管8穿过支架40的插入孔41。当在偏航方向上观察时,插入孔41形成在机身1的中心轴线Jb上。因此,曲柄管8可以基本上沿中心轴线Jb面向连杆球24。

[0091] 在实施方式中,偏航框架30附接至支架40,并且俯仰框架20附接至偏航框架30。换言之,在权利要求中,第一方向表示偏航方向,并且第二方向表示俯仰方向。

[0092] 另一方面,第一方向可以是俯仰方向,并且第二方向可以是偏航方向。换言之,能够在俯仰方向上旋转的俯仰框架可以附接至支架,并且能够在偏航方向上旋转的偏航框架可以附接至俯仰框架。

[0093] 尽管已经描述了为俯仰轴联动装置5设置曲柄构件的结构示例,但也可以考虑为偏航轴联动装置4设置曲柄构件的结构示例。

[0094] 在实施方式中,曲柄构件是曲柄管8,曲柄管8的一端连接至俯仰轴杆5a以连接至杆升降舵伺服器7,并且另一端连接至杆端52以连接至连杆球24。

[0095] 通过使用曲柄管8形成曲柄部分,可以容易地实现具有曲柄部分的俯仰轴联动装置5。这是因为仅需要将俯仰轴杆5a连接至曲柄管8的一端并且将杆端52连接至另一端。进一步地,通过使用曲柄管8,俯仰轴联动装置5能够在保持曲柄形状的同时来回移动,这适合于将与连杆球24的连接保持在基本上直角。

[0096] 在实施方式中,偏航轴线Jy(即,偏航框架30在偏航方向上的旋转轴线)与俯仰轴线Jp(即,俯仰框架20在俯仰方向上的旋转轴线)之间的交点M位于机身1的中心轴线Jb上。

[0097] 偏航轴线Jy和俯仰轴线Jp形成在同一假想平面IP上,并且旋转轴线彼此相交。换言之,偏航轴线Jy和俯仰轴线Jp不处于扭曲的位置关系。进一步地,交点M位于中心轴线Jb上。因此,可以减小俯仰框架20和偏航框架30在旋转每个轴线时的摆动宽度。换言之,可以有效地进行俯仰方向和偏航方向上的旋转,而不会不必要地增加俯仰框架20和偏航框架30的旋转角度。

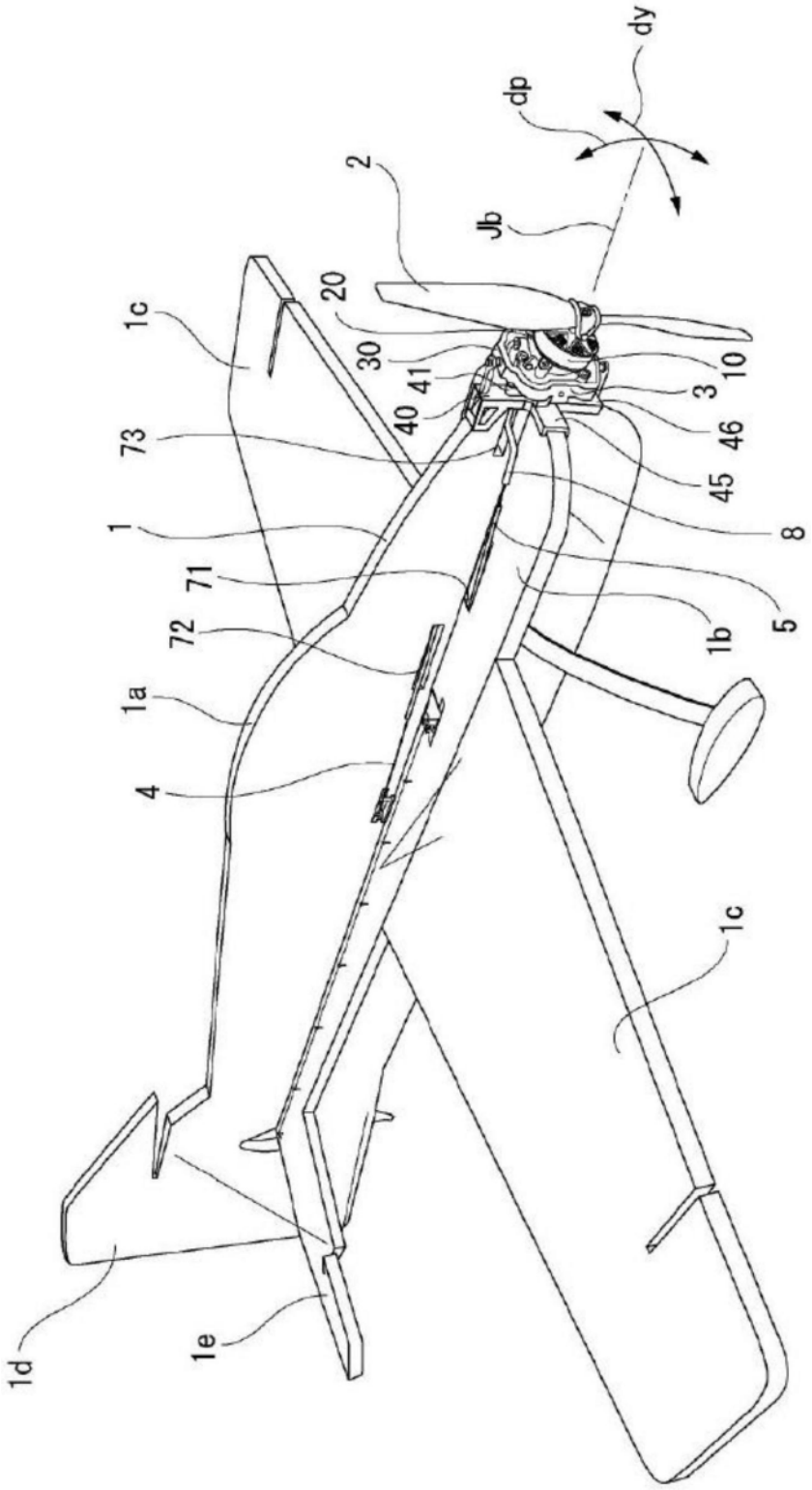


图1

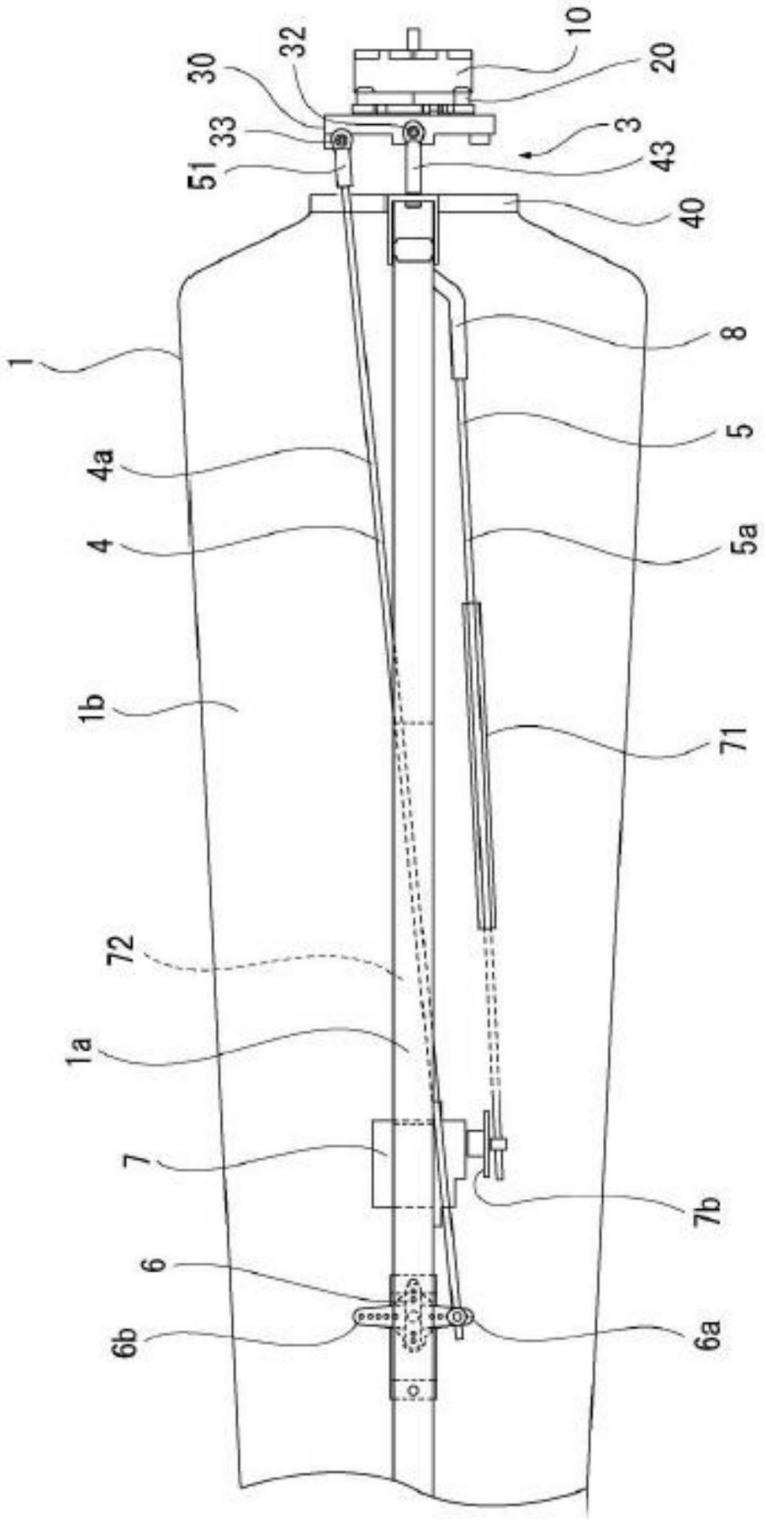


图2

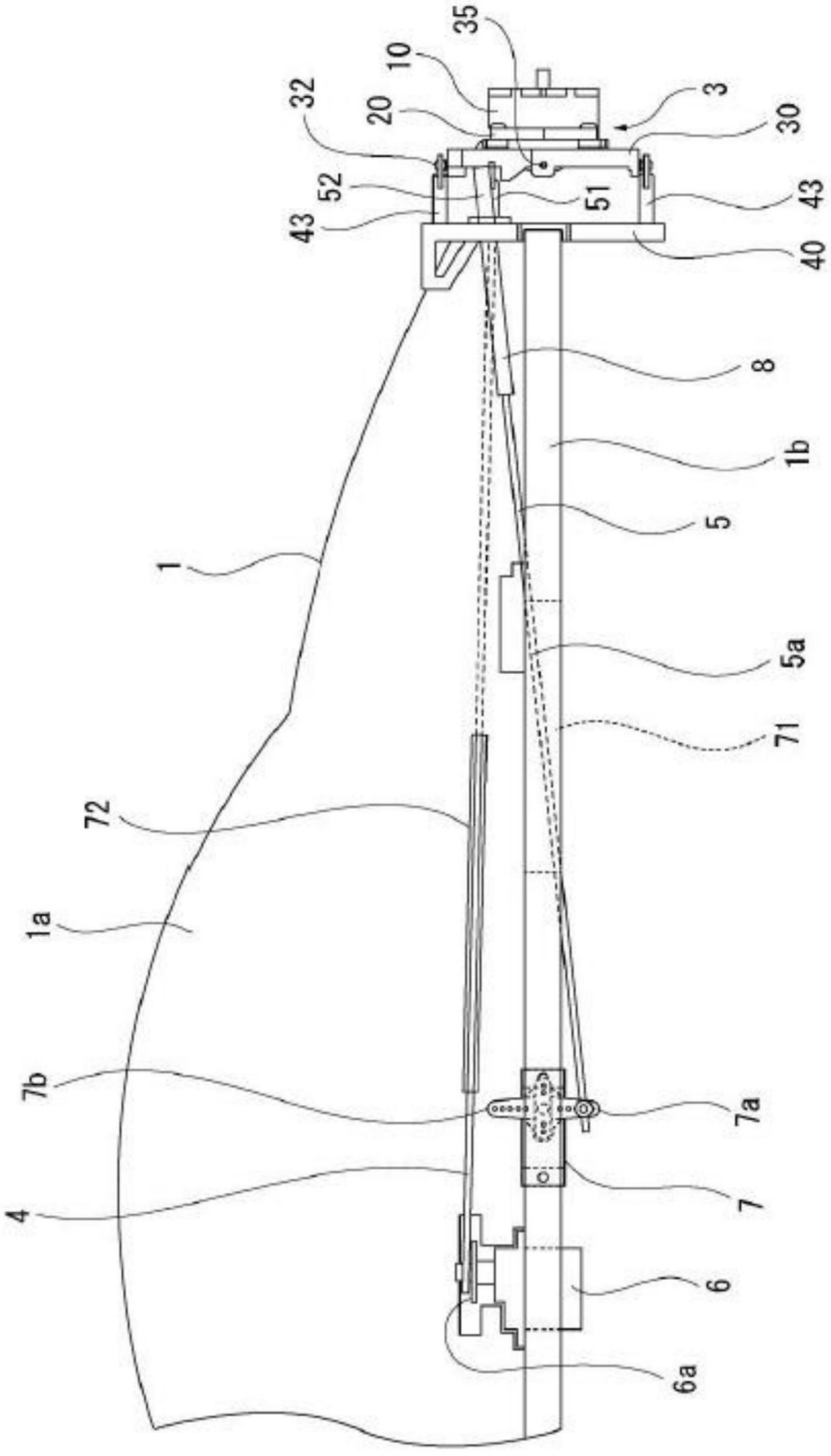


图3

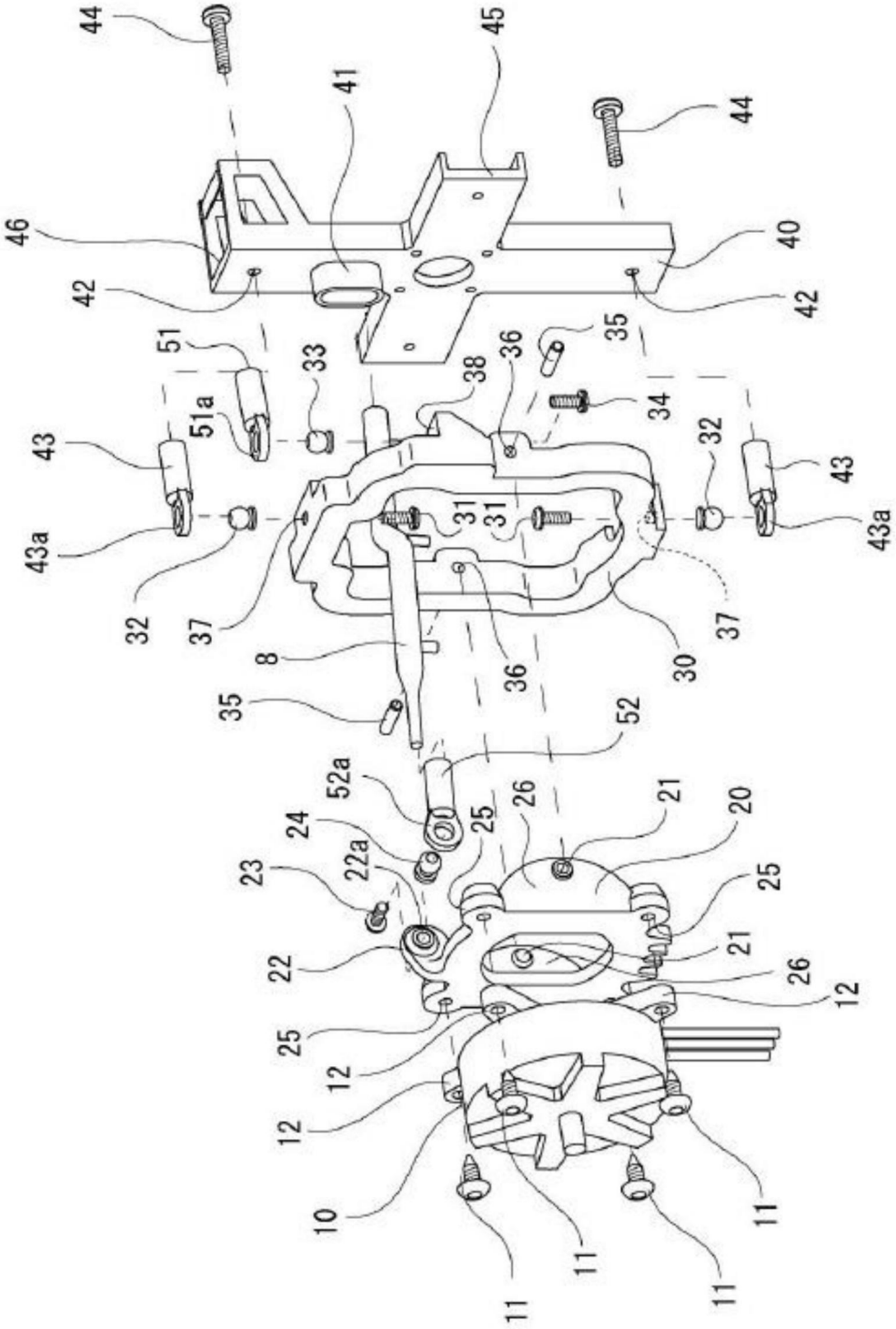

44
45
41
44
46
40
42
42
51
33
38
36
35
34
51a
32
43
43
43a
43a
31
31
32
37
37
8
36
30
35
52
52a
24
25
26
21
20
22a
23
25
22
21
26
12
25
12
12
10
11
11
11
11

图4

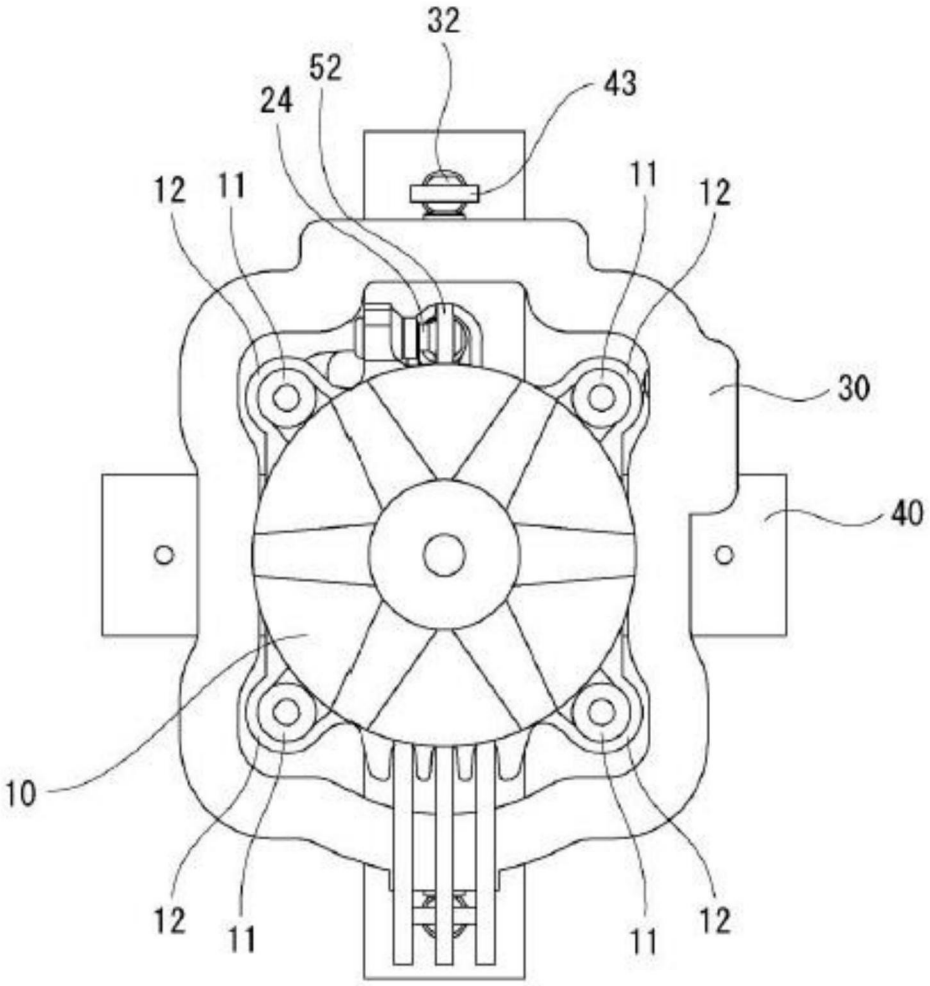


图5

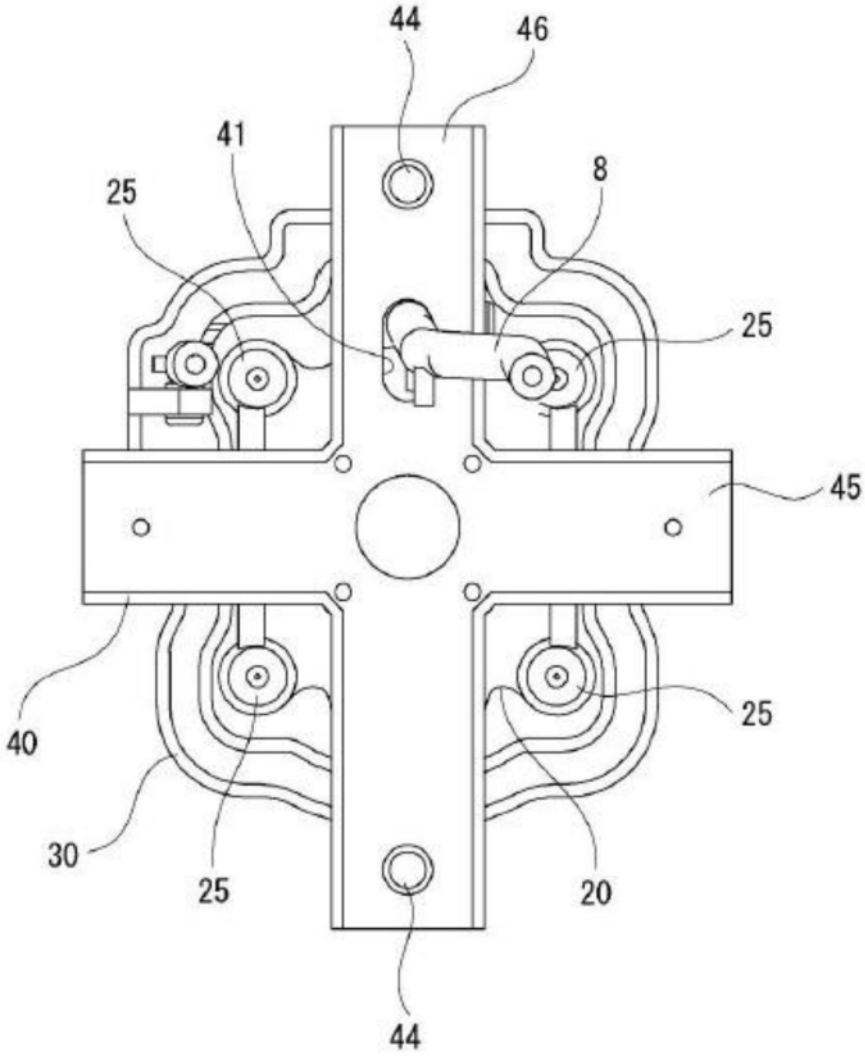


图6

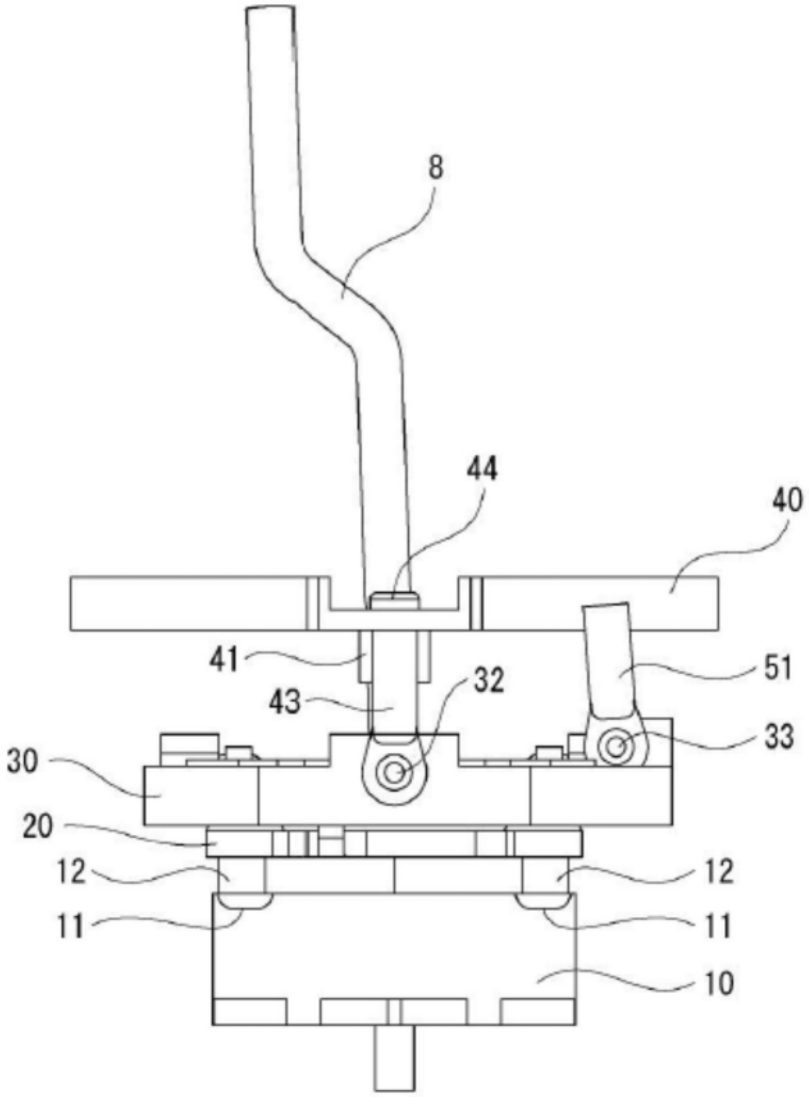


图7

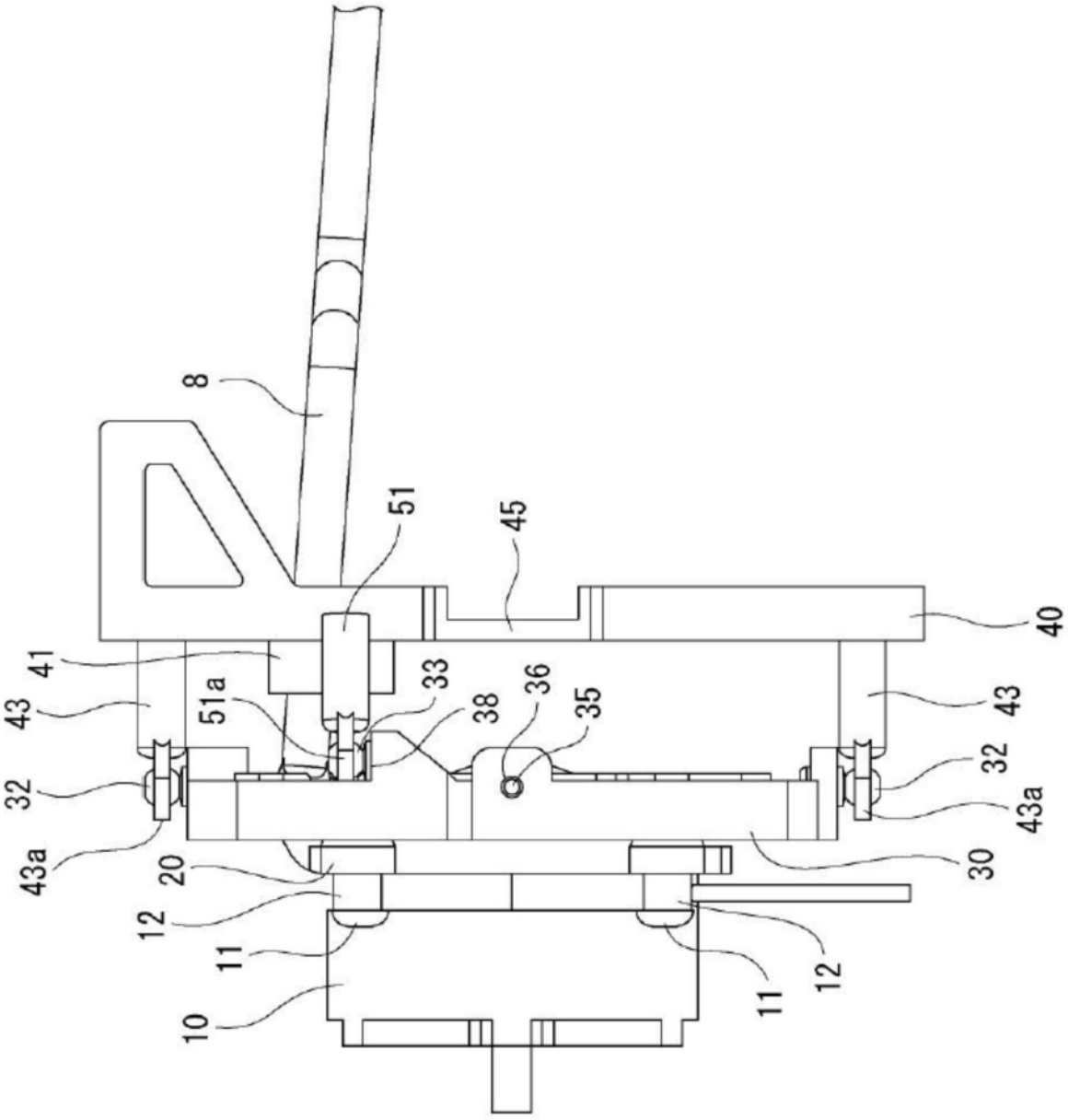


图8

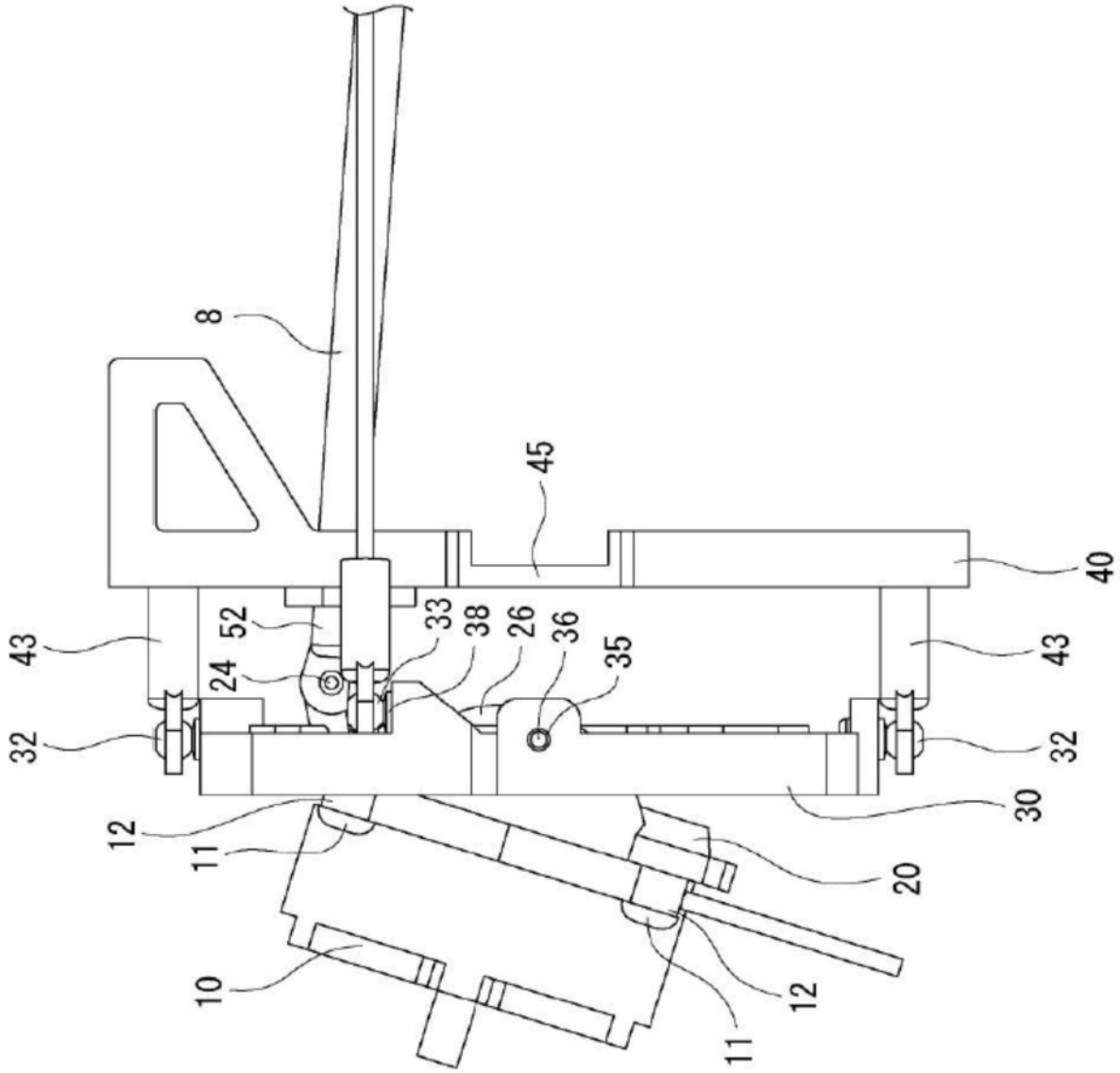


图9

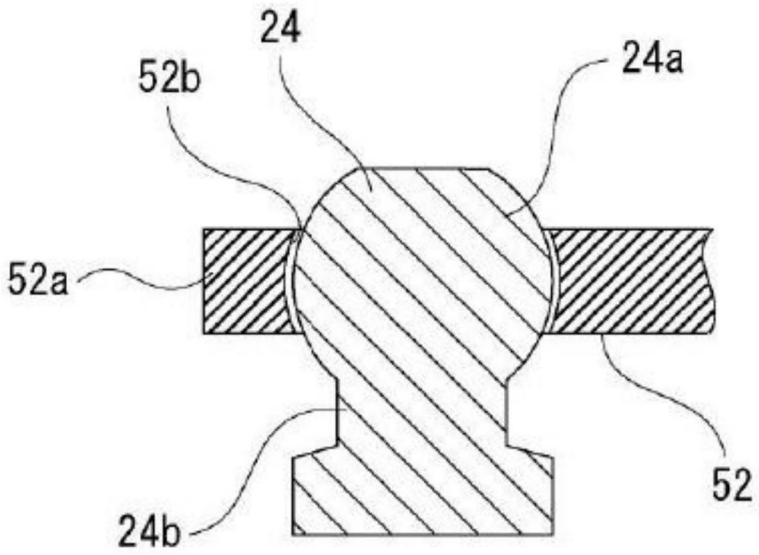


图10

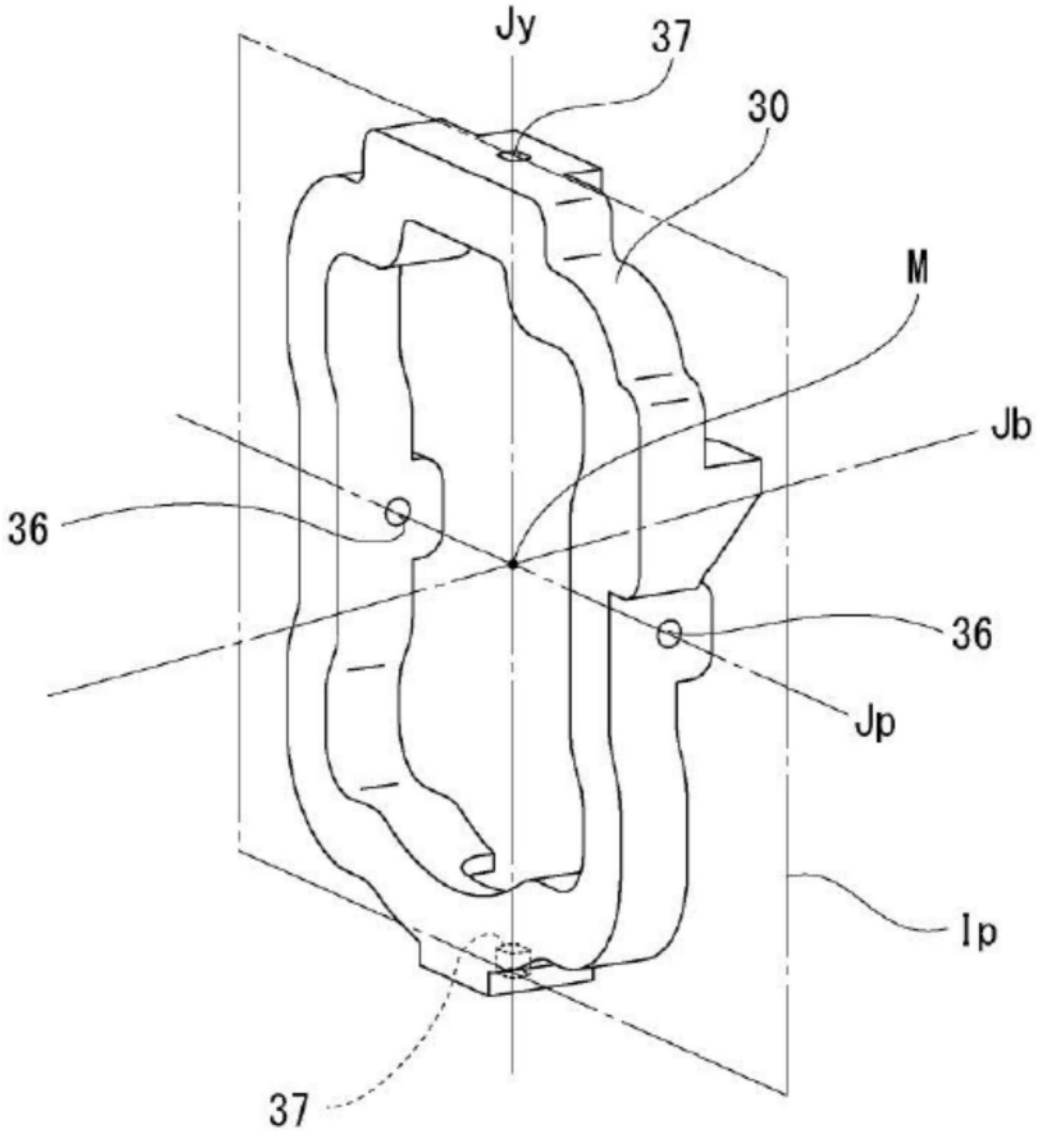


图11

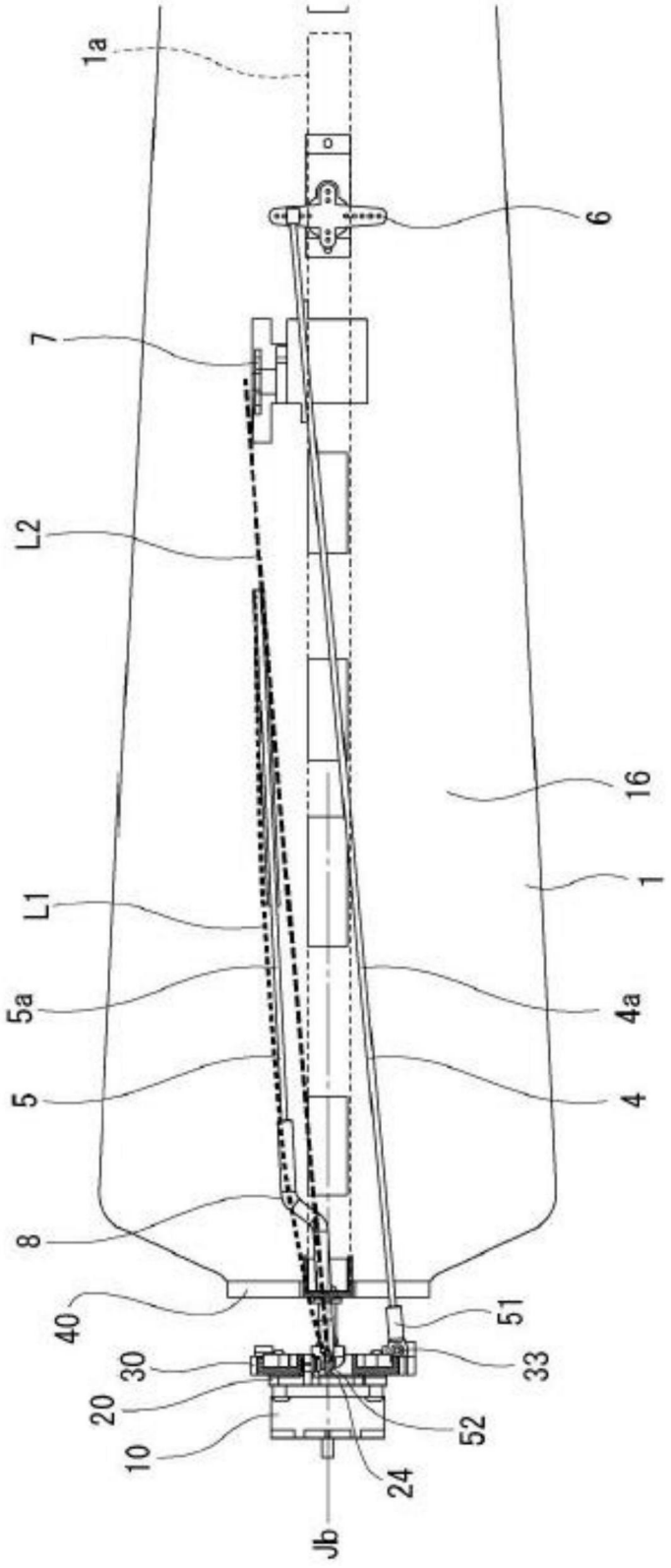


图12

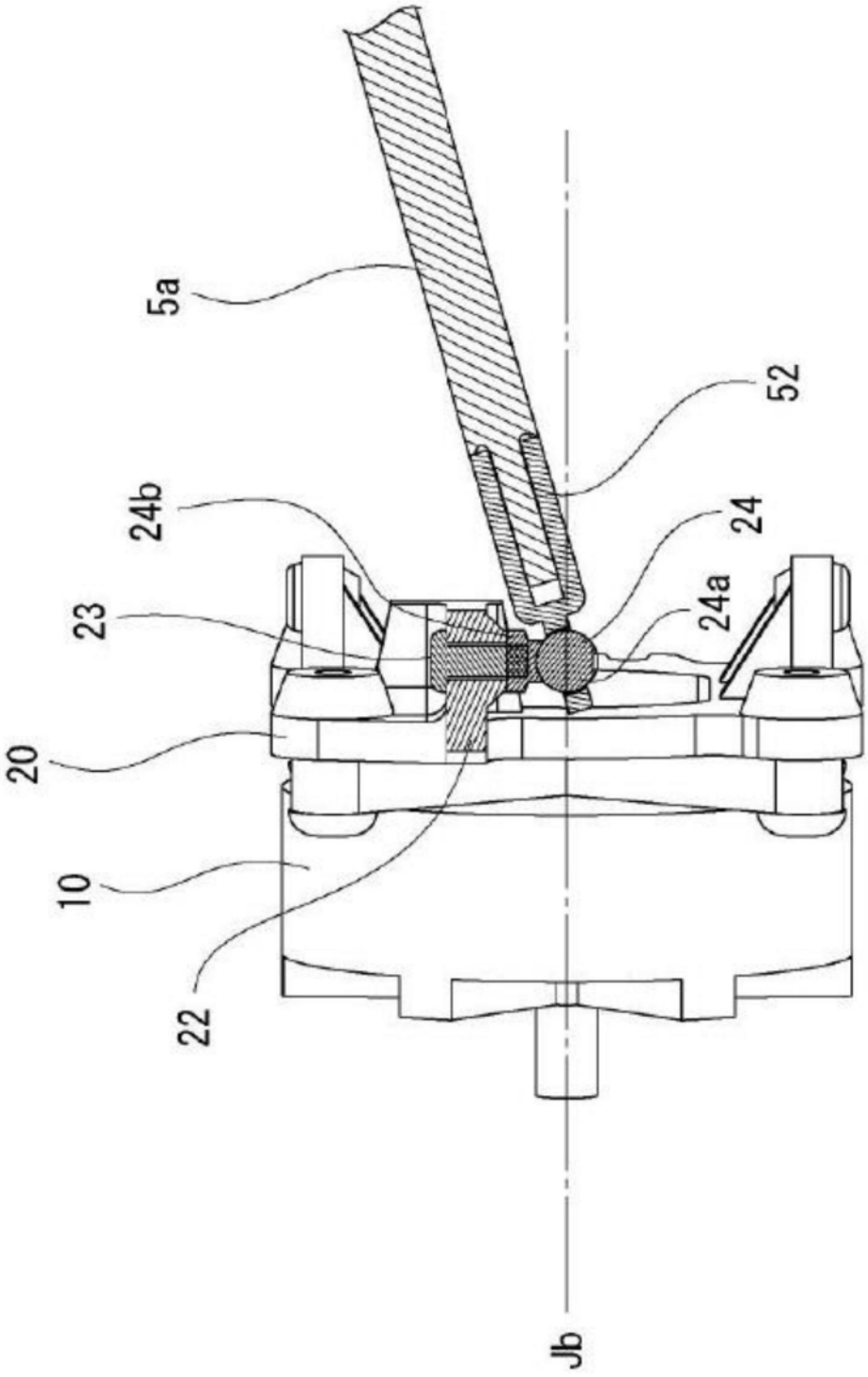


图13

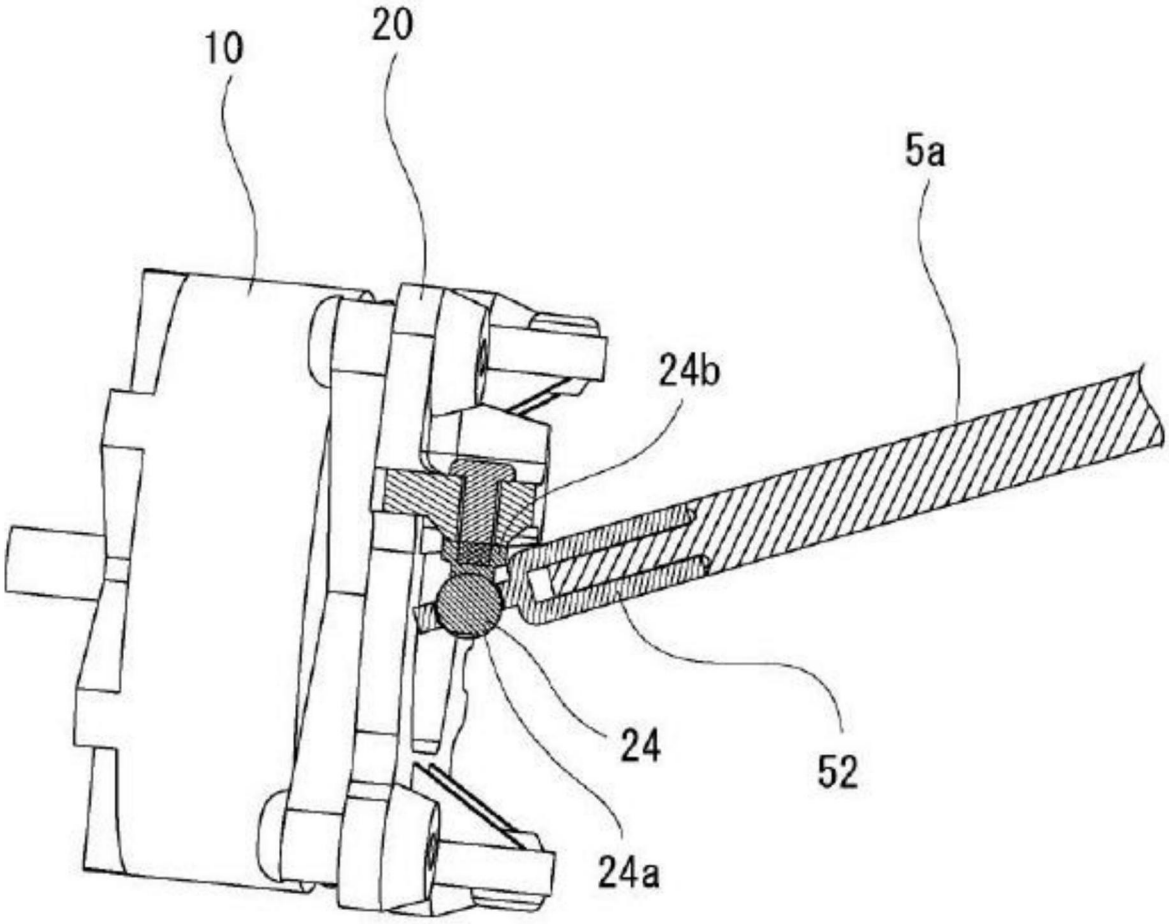


图14

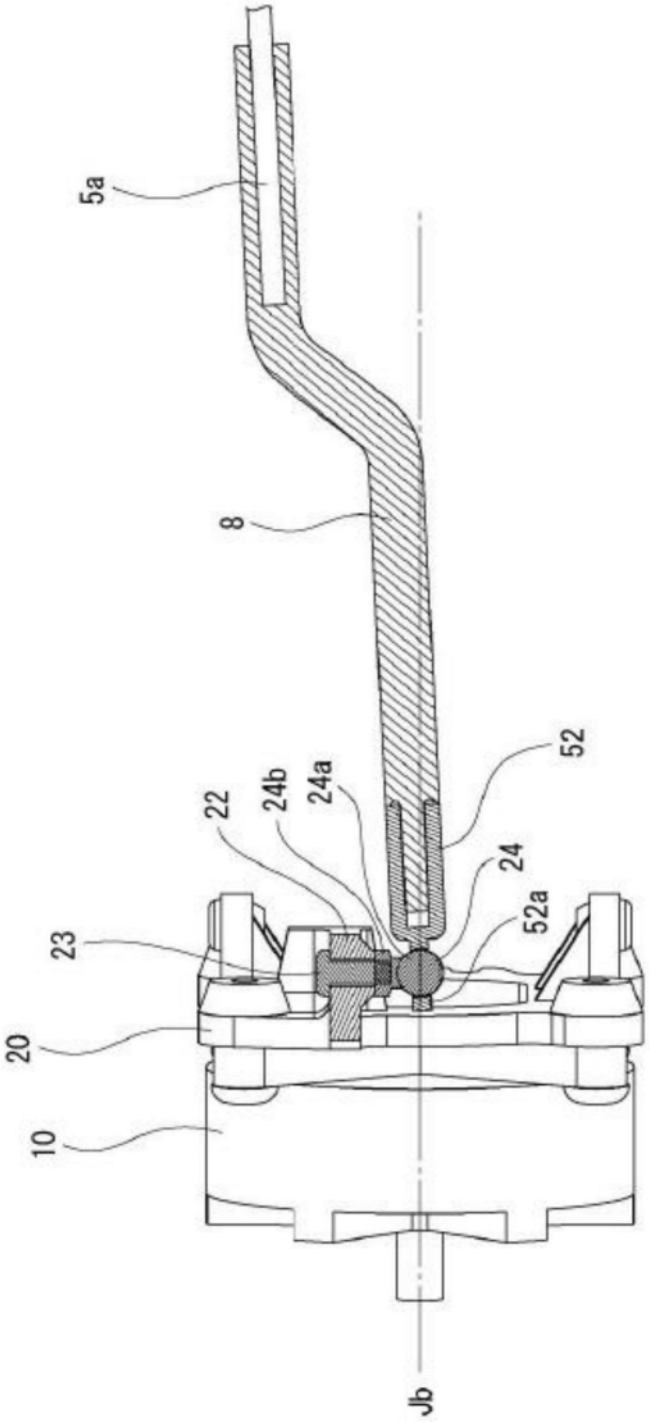


图15

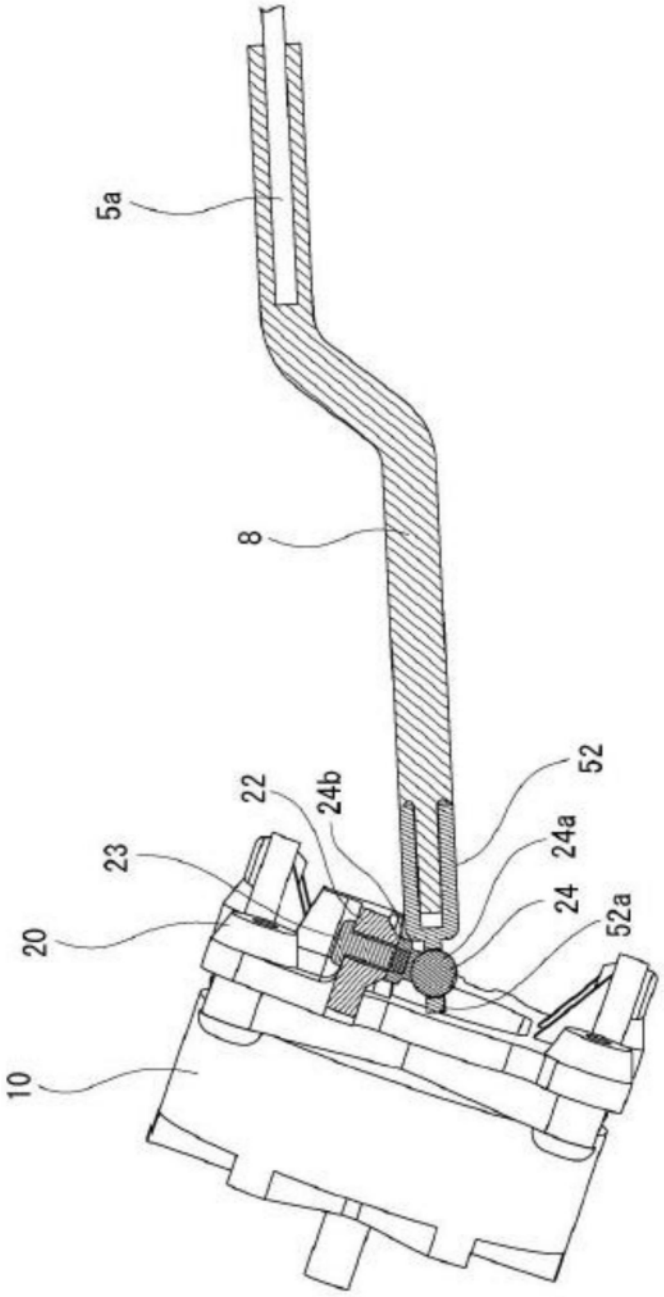


图16