

# (12) 按照专利合作条约所公布的国际申请

(19) 世界知识产权组织  
国际局

(43) 国际公布日  
2019年1月10日 (10.01.2019)



(10) 国际公布号  
**WO 2019/007101 A1**

- (51) 国际专利分类号:  
*B64C 27/26* (2006.01) *B64C 27/28* (2006.01)
- (21) 国际申请号: PCT/CN2018/079013
- (22) 国际申请日: 2018年3月14日 (14.03.2018)
- (25) 申请语言: 中文
- (26) 公布语言: 中文
- (30) 优先权:  
201710547182.8 2017年7月6日 (06.07.2017) CN
- (71) 申请人: 深圳市道通智能航空技术有限公司 (AUTEL ROBOTICS CO., LTD.) [CN/CN]; 中国广东省深圳市南山区西丽街道学苑大道1001号智园B1栋9层, Guangdong 518055 (CN)。
- (72) 发明人: 罗东东 (LUO, Dongdong); 中国广东省深圳市南山区西丽街道学苑大道1001号智园B1栋9层, Guangdong 518055 (CN)。施瓦茨巴赫马克 (SCHWARZBACH, Marc); 中国广东省深圳市南山区西丽街道学苑大道1001号智园B1栋9层, Guangdong 518055 (CN)。苏文兵 (SU, Wenbing); 中国广东省深圳市南山区西丽街道学苑大道1001号智园B1栋9层, Guangdong 518055 (CN)。
- (74) 代理人: 北京安信方达知识产权代理有限公司 (AFD CHINA INTELLECTUAL PROPERTY LAW OFFICE); 中国北京市海淀区学清路8号B座1601A, Beijing 100192 (CN)。
- (81) 指定国 (除另有指明, 要求每一种可提供的国家保护): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU,

(54) Title: FLIGHT VEHICLE, TILT DRIVING MECHANISM AND CONTROL METHOD THEREFOR

(54) 发明名称: 飞行器、倾转驱动机构及其控制方法

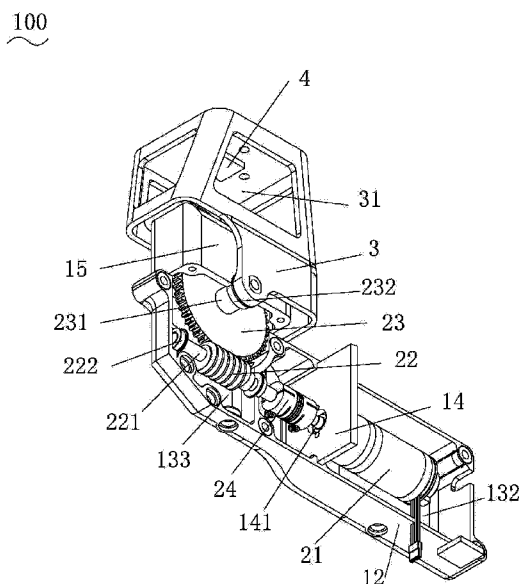


图 7

(57) Abstract: Disclosed are a flight vehicle, a tilt driving mechanism and a control method therefor. The tilt driving mechanism (100) is mounted on the flight vehicle (200), so as to control the tilt of a power device (300) of the flight vehicle (200). The tilt driving mechanism (100) comprises a shell (1) fixedly mounted to the flight vehicle (200), a driving mechanism mounted in the shell (1), and a mounting base (3) movably mounted on the shell (1). The power device (300) is fixedly mounted on the mounting base (3). The driving mechanism is fixedly connected to the mounting base (3), so as to drive the rotation of the mounting base (3) with respect to



WO 2019/007101 A1

CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW。

**(84) 指定国** (除另有指明, 要求每一种可提供的地区保护): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 欧亚 (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), 欧洲 (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG)。

**根据细则4.17的声明:**

- 关于申请人有权申请并被授予专利(细则4.17(ii))
- 发明人资格(细则4.17(iv))

**本国际公布:**

- 包括国际检索报告(条约第21条(3))。

---

the shell (1), and thus controls a rotation angle of the tilt driving mechanism (100) with high precision by means of arranging the tilt driving mechanism (100) on the flight vehicle (200), so as to change the direction of the power device (300), such that the power device switches between positions to provide a rising force and a driving force. Moreover, the driving mechanism is arranged in the tilt driving mechanism (100), thus greatly reducing the moment of force of the driving mechanism, facilitating a miniaturized design of the tilt driving mechanism, and improving the stability and safety of the tilt driving mechanism.

**(57) 摘要:** 一种飞行器、倾转驱动机构及其控制方法。所述倾转驱动机构(100)安装在飞行器(200)上以控制所述飞行器(200)的动力装置(300)倾转,该倾转驱动机构(100)包括固定安装在飞行器(200)上的外壳(1)、安装在所述外壳(1)中的驱动机构,以及活动安装在所述外壳(1)上的安装座(3),所述安装座(3)上固定安装有动力装置(300),驱动机构与安装座(3)固定连接,以驱动安装座(3)相对外壳(1)旋转,进而通过在飞行器(200)上设置倾转驱动机构(100),高精度的控制倾转驱动机构(100)的旋转角,以对动力装置(300)的方向进行改变,使其在提供上升力以及推力的位置之间来回切换;同时将驱动机构设置在倾转驱动机构(100)中,大大减小了驱动机构的力矩,便于了倾转驱动机构的小型化设计,提高了倾转驱动机构稳定性和安全性。

# 说明书

## 飞行器、倾转驱动机构及其控制方法

本申请要求于 2017 年 07 月 6 日提交中国专利局、申请号为  
5 201710547182.8、申请名称为“飞行器及其倾转驱动机构”的中国专利申请的  
的优先权，其全部内容通过引用结合在本申请中。

### 技术领域

本发明涉及无人机技术领域，尤其涉及飞行器及其倾转驱动机构和控  
10 制方法。

### 背景技术

随着社会的发展以及科技的进步，无人机行业得到了迅猛的发展，无  
人机主要分为固定翼无人机和旋翼式无人机，对于固定翼飞机而言，由于  
15 动力主要集中在机头提供拉力或者机尾提供推力，进而无法垂直起降和空  
中悬停，需要较长的滑行跑道；对于直升机而言，虽然可以垂直起降和空  
中悬停，但是其飞行距离短，因此有必要提供一种结合固定翼和直升机优  
点的倾转旋翼飞行器，以满足客户需求。

如图 1 所示，为现有技术的倾转旋翼飞行器的示意图。现有的倾转旋  
20 翼飞行器包括机身 1' 以及设置在机身 1' 上的机翼 2' 和尾翼 3'，机翼 2'  
的中部位置设置有与机翼 2' 长度方向垂直的连杆 4'，连杆 4' 与机翼 2'  
连接处设置有舵机 5'，连杆 4' 的两端均设置有一组与舵机 5' 连接的倾转  
机构 6'，倾转机构 6' 上安装有可倾转 90 度的旋翼系统 7'，通过舵机 5'  
对倾转机构 6' 的拉动，以实现旋翼系统 7' 的 90 度倾转。

25 但是，上述倾转旋翼飞行器由于采用舵机 5' 以驱动倾转机构 6' 旋转，  
舵机 5' 与倾转机构 6' 之间采用连杆 4' 的方式连接，进而舵机 5' 需要  
承载较大的力矩，对舵机 5' 的性能要求高；同时，连杆结构还会造成旋翼  
飞行器的体积增大，不易于飞行器的小型化设计，在飞行的过程中容易发

生卡死的情况，从而使得该倾转旋翼飞行器的稳定性和安全性降低。

## 发明内容

为此，本发明要解决的技术问题在于克服现有技术的倾转旋翼飞行器舵机采用连杆结构以控制倾斜机构旋转，进而造成体积变大、稳定性和稳定性降低的技术缺陷。

为了实现上述目的，本发明提供一种倾转驱动机构，安装在飞行器上以控制所述飞行器的动力装置倾转，所述倾转驱动机构包括外壳、驱动机构和安装座，其中，外壳固定安装在飞行器上；驱动机构安装在外壳中；安装座活动安装在外壳上，安装座上固定安装有动力装置，驱动机构与安装座固定连接，以驱动安装座相对外壳旋转，进而通过将驱动机构设置在倾转驱动机构中，大大减小了驱动机构的力矩，便于了倾转驱动机构的小型化设计，在飞行的过程中不易发生卡死的情况，提高了倾转驱动机构稳定性和安全性。

可选地，驱动机构包括动力源、第一旋转机构和第二旋转机构，其中，动力源的输出轴与第一旋转机构相连，并且第二旋转机构与安装座固定连接，当所述动力源的输出轴带动所述第一旋转机构转动时，第二旋转机构与第一旋转机构传动配合，进而通过动力源为驱动机构提供了相应的动力，同时，通过动力源、第一旋转机构与第二旋转机构的依次传动，使得与第二旋转机构固定连接的安装座相应地发生转动，即实现了倾转驱动机构的倾转功能。

可选地，外壳包括可拆卸配合的第一壳和第二壳，第一壳和第二壳之间围绕形成收容腔，驱动机构收容在收容腔中。

可选地，收容腔的侧壁上开设有两个卡槽，卡槽内插设有挡板，挡板将收容腔分隔成第一腔和第二腔，动力源设置在第一腔中，第一旋转机构与第二旋转机构设置在第二腔中，进而通过第一腔和第二腔的设计，利于动力源、第一旋转机构与第二旋转机构的安装固定。

可选地，挡板上设置有通孔，动力源固定安装在挡板上，并且动力源

的输出轴穿过通孔伸向第二腔中，通过将动力源固定安装在挡板上，挡板活动插设在卡槽中，进而使得动力源的安装更加方便，同时通过设置通孔，实现了第一腔和第二腔之间的连通，即保证了动力源与第一旋转机构之间相连接。

- 5 可选地，飞行器内安装有控制器；动力源包括驱动电机，驱动电机的电机轴的两端分别连接有减速机构和编码器，减速机构的转动轴为输出轴，编码器与控制器电性连接，通过设置减速机构，使得动力源的转速降低，扭矩增大，进而便于动力源规格的小型化，即在保证倾转驱动机构倾转稳定的同时，减小了倾转驱动机构的重量，从而提高了飞行器飞行的稳定性；
- 10 同时通过设置编码器，使得驱动电机的转速信号能够及时反馈。

- 可选地，第一旋转机构为蜗杆，第二旋转机构为蜗轮；蜗杆的蜗杆轴的两端分别设置有蜗杆轴承，蜗轮的蜗轮轴为转轴，蜗轮轴的两端分别设置有蜗轮轴承；第二腔的内壁上设置有两个第一轴承腔和两个第二轴承腔，蜗杆轴承内置于第一轴承腔中，蜗轮轴承内置于第二轴承腔中，采用蜗轮
- 15 蜗杆传动的方式，使得驱动机构动力源输出轴与驱动机构的转轴方向不同，进而方便了外壳内各机构之间的位置排布，同时还带来了大速比、低噪音、小振动的优点。

- 可选地，驱动机构还包括连接机构，连接机构设置在输出轴和蜗杆轴之间，以连接输出轴和蜗杆轴，进而保证输出轴和蜗杆轴之间连接的稳定性。
- 20 性。

可选地，连接机构为联轴器组件或者是金属连接块。

- 可选地，外壳上固定设置有具有一开口的固定座，安装座罩设在固定座外，开口与第二腔相通，蜗轮凸伸出第二腔并伸向固定座中，蜗轮轴凸伸出外壳并与安装座固定连接，进而使得蜗轮可以采用先安装在固定座
- 25 上，然后放置于外壳中的安装方式，使得蜗轮的安装更加方便。

可选地，安装座上开设有一收容空间，固定座插入收容空间内，动力装置安装在安装座上位于固定座插入方向的相对外表面，进而通过设置收

容空间，减小了固定座与安装座的安装空间，还使得动力装置的相关线材能够合理被收纳和整理，方便了倾转驱动机构的理线和走线。

可选地，蜗杆的导程角小于蜗轮和蜗杆啮合齿之间的当量摩擦角，进而使得该倾转驱动机构具备自锁功能，防止逆转的情况发生。

5        为了实现上述目的，本发明进一步提供一种飞行器，包括机身以及设置在机身两侧的两个机翼，两个机翼上分别设置有与机翼长度方向垂直的短翼，短翼的两端分别设置有上述任一项倾转驱动机构，倾转驱动机构的安装座上固定安装有动力装置，通过设置倾转驱动机构，进而具备上述任  
10  上动力装置的方向进行改变，从而使得动力装置可以在提供上升力以及推  
动力之间来回切换，达到了降低成本、提高动力装置的利用率以及高效飞  
行的目的。

可选地，机身内设置有控制器，倾转驱动机构的安装座上设置有第一  
惯性测量单元，外壳上设置有第二惯性测量单元，控制器与第一惯性测量  
15  单元和第二惯性测量单元电性连接，控制器根据第一惯性测量单元和第二惯  
性测量单元采集到的信息，得到倾转驱动机构的安装座的位置，通过设置  
第一惯性测量单元和第二惯性测量单元，即可以对倾转驱动机构的倾转角  
度进行实时侦测。

可选地，当飞行器处于起降或者空中悬停状态时，倾转驱动机构的安  
20  装座处于垂直位置，进而为飞行器的上升提供了足够的上升力；当飞行器  
处于飞行状态时，倾转驱动机构的安装座处于水平位置，并且短翼上背离  
飞行方向的动力装置停止工作，进而短翼上演飞行方向的动力装置为飞行  
器的飞行提供相应的推动力。

可选地，动力装置为螺旋桨。

25        为了实现上述目的，本发明还提供一种倾转驱动机构的控制方法，包  
括步骤：获取第一惯性测量单元数据和第二惯性测量单元数据；根据获取  
的数据处理得到倾转驱动机构的倾转角度；控制驱动机构驱动，以使转轴

带动安装座旋转至设定位置，进而可以通过对倾转驱动机构的倾转角度位置实时测量，高精度的控制倾转驱动机构的旋转角。

5 可选地，在控制驱动机构驱动，以使转轴带动安装座旋转至设定位置的步骤之前，还包括步骤：控制驱动机构的驱动电机旋转一周；根据与驱动电机相连的减速机构的减速比  $n1$ ，以及驱动机构中第一旋转机构和第二旋转机构之间的传动比  $n2$ ，计算得到驱动电机旋转一周时，倾斜驱动机构的旋转角度  $=360^\circ / (n1 * n2)$ 。

10 可选地，在根据获取的数据处理得到倾转驱动机构的倾转角度的步骤之后，还包括步骤：根据获取的倾转角度，计算安装座旋转至设定位置时，倾转驱动机构需要转动的角度差；根据角度差和旋转角度，计算驱动电机的旋转角；控制驱动电机旋转，进而使得倾斜驱动机构驱动转轴旋转，从而带动安装座旋转至设定位置。

可选地，该方法中的所述的倾转驱动机构为本发明提供上述的倾转驱动机构。

15 本发明提供的倾转驱动机构及其控制方法和飞行器，通过在飞行器上设置倾转驱动机构，进而可以通过对倾转驱动机构的倾转角度位置实时测量，高精度的控制倾转驱动机构的旋转角，以对安装在倾转驱动机构上的动力装置的方向进行改变，从而使得动力装置可以在提供上升力以及推动力的位置之间来回切换；同时通过将驱动机构设置在倾转驱动机构中，大大减小了驱动机构的力矩，便于了倾转驱动机构的小型化设计，在飞行器飞行的过程中使其不易发生卡死的情况，提高了倾转驱动机构稳定性和安全性，从而使得飞行器达到了降低成本、提高动力装置的利用率以及高效飞行的目的。

## 附图说明

25 为了更清楚地说明本发明具体实施方式的技术方案，下面根据本发明的具体实施例并结合附图，对发明作进一步详细说明。

图 1 为现有技术的倾转旋翼飞行器的示意图；

图 2 为本发明飞行器的俯视图；

图 3 为图 2 所示飞行器的局部放大图，该图示出了飞行器的动力装置安装在短翼上的状态；

图 4 为图 2 所示飞行器的倾转驱动机构的安装座处于垂直位置时的立体图；

图 5 为图 2 所示飞行器的倾转驱动机构的安装座处于水平位置时的立体图

图 6 为图 4 所示倾转驱动机构的第二壳与固定座的立体图；

图 7 为图 4 所示倾转驱动机构去掉第一壳后的立体图；

图 8 为图 4 所示倾转驱动机构的动力源的立体图；

图 9 为图 4 所示倾转驱动机构的第一旋转机构的立体图；

图 10 为图 4 所示倾转驱动机构的第二旋转机构安装和固定座、安装座的立体图；

图 11 为本发明倾转驱动机构控制方法的流程图。

图中各附图标记说明如下。

1'-机身；2'-机翼；3'-尾翼；4'-连杆；5'-舵机；

6'-倾转机构；7'-旋翼系统；100-倾转驱动机构；1-外壳；

11-第一壳；12-第二壳；13-收容腔；131-卡槽；132-第一腔；

133-第二腔；1331-第一轴承腔；1332-第二轴承腔；14-挡板；

141-通孔；15-固定座；21-动力源；211-输出轴；212-驱动电机；

213-减速机构；214-编码器；22-第一旋转机构；221-蜗杆轴；

222-蜗杆轴承；23-第二旋转机构；231-转轴；232-蜗轮轴承；  
24-连接机构；3-安装座；31-收容空间；4-第一惯性测量单元；  
5-第二惯性测量单元；200-飞行器；201-机身；202-机翼；  
203-短翼；300-动力装置。

## 5 具体实施方式

下面将结合附图对本发明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。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。

10 在本发明的描述中，需要说明的是，术语“固定连接”可以是两个部件直接连接，也可以是间接连接；术语“第一”、“第二”仅用于描述目的，而不能理解为指示或暗示相对重要性。

此外，下面所描述的本发明不同实施方式中所涉及的技术特征只要彼此之间未构成冲突就可以相互结合。

## 15 实施例 1

如图 2 和图 3 所示的飞行器 200，包括机身 201 以及设置在机身 201 两侧的两个机翼 202，两个机翼 202 上分别设置有与机翼 202 长度方向垂直的短翼 203，短翼 203 的两端分别设置有控制动力装置 300 倾转的倾转驱动机构 100，结合图 4 和图 5 所示，倾转驱动机构 100 包括外壳 1、驱动机构和安装座 3，其中，外壳 1 固定安装在飞行器 200 上，例如，外壳 1 通过螺丝锁接在飞行器 200 上，或者，以胶粘的方式粘合在飞行器 200 上。驱动机构安装在外壳 1 中。安装座 3 活动安装在外壳 1 上，例如，安装座 3 与外壳 1 通过铰接的方式活动连接。安装座 3 上固定安装有动力装置 300，驱动机构与安装座 3 固定连接，以驱动安装座 3 相对外壳 1 旋转，进而通过将  
20 驱动机构设置在倾转驱动机构 100 中，大大减小了驱动机构的力矩，便于  
25 了倾转驱动机构 100 的小型化设计，在飞行的过程中不易发生卡死的情况，

提高了倾转驱动机构 100 稳定性和安全性。

上述飞行器 200，通过设置倾转驱动机构 100，可以通过对倾转驱动机构 100 的倾转角度位置实时测量，高精度的控制倾转驱动机构 100 的旋转角，以对安装在倾转驱动机构 100 上的动力装置 300 的方向进行改变，从而使得动力装置 300 可以在提供上升力以及推动力的位置之间来回切换；同时通过将驱动机构设置在倾转驱动机构 100 中，大大减小了驱动机构的力矩，便于了倾转驱动机构 100 的小型化设计，使其不易发生卡死的情况，提高了倾转驱动机构 100 稳定性和安全性，从而提高动力装置 300 的利用率以及达到了高效飞行的目的。

结合图 5 和图 6 所示，外壳 1 包括可拆卸配合的第一壳 11 和第二壳 12，第一壳 11 和第二壳 12 之间围绕形成收容腔 13，驱动机构收容在收容腔 13 中。收容腔 13 的侧壁上开设有两个卡槽 131，结合图 7，卡槽 131 内插设有挡板 14，挡板 14 将收容腔 13 分隔成第一腔 132 和第二腔 133，挡板 14 上设置有通孔 141；同时，外壳 1 上固定设置有具有一开口的固定座 15，开口与第二腔 133 相连通。

结合图 7 至图 9 所示，驱动机构包括动力源 21、第一旋转机构 22、第二旋转机构 23 和连接机构 24，其中，动力源 21 设置在第一腔 132 中；第一旋转机构 22 与第二旋转机构 23 设置在第二腔 133 中，动力源 21 的输出轴 211 与第一旋转机构 22 相连；并且第二旋转机构 23 与安装座 3 固定连接，当动力源 21 的输出轴 211 带动第一旋转机构 22 转动时，第二旋转机构 23 与第一旋转机构 22 传动配合。因而，通过第一腔 132 和第二腔 133 的设计，利于动力源 21、第一旋转机构 22 与第二旋转机构 23 的安装固定；同时，通过动力源 21、第一旋转机构 22 与第二旋转机构 23 的依次传动，使得与第二旋转机构 23 固定连接的安装座 3 相应的发生转动，即实现了倾转驱动机构 100 的倾转功能。

其中，动力源 21 固定安装在挡板 14 上，并且动力源 21 的输出轴 211 穿过通孔 141 伸向第二腔 133 中，使得动力源 21 的安装更加方便，实现了动力源 21 与第一旋转机构 22 之间相连接，具体的，动力源 21 包括驱动电

机 212，驱动电机 212 的电机轴的两端分别连接有减速机构 213 和编码器 214，减速机构 213 的转动轴为输出轴 211，使得动力源 21 的转速降低，扭矩增大，进而便于动力源 21 规格的小型化，即在保证倾转驱动机构 100 倾转稳定的同时，减小了倾转驱动机构 100 的重量，从而提高了飞行器 200 飞行的稳定性。

在一个实施例中，第一旋转机构 22 为蜗杆，第二旋转机构 23 为蜗轮，蜗杆的导程角小于蜗轮和蜗杆啮合齿之间的当量摩擦角，进而使得该倾转驱动机构 100 具备自锁功能，防止逆转的情况发生；具体的，蜗杆的蜗杆轴 221 的两端分别设置有蜗杆轴承 222，蜗轮的蜗轮轴为转轴 231，蜗轮轴 10 的两端分别设置有蜗轮轴承；第二腔 133 的内壁上设置有两个第一轴承腔 1331 和两个第二轴承腔 1332，蜗杆轴 221 承内置于第一轴承腔 1331 中，蜗轮轴承 232 内置于第二轴承腔 1332 中，采用蜗轮蜗杆传动的方式，使得驱动机构动力源 21 输出轴 211 与驱动机构的转轴 231 方向不同，进而方便了外壳 1 内各机构之间的位置排布，同时还带来了大速比、低噪音、小振动的优点。

连接机构 24 设置在输出轴 211 和蜗杆轴 221 之间，以连接输出轴 211 和蜗杆轴 221，进而保证输出轴 211 和蜗杆轴 221 之间连接的稳定性，在本实施例中，连接机构 24 为联轴器组件或者是金属连接块。

如图 6 和图 10 所示，安装座 3 罩设在固定座 15 外，安装座 3 上开设有一收容空间 31，固定座 15 插入收容空间 31 内，蜗轮凸伸出第二腔 133 并伸向固定座 15 中，蜗轮轴凸伸出外壳 1 并与安装座 3 固定连接，进而使得蜗轮可以采用先安装在固定座 15 上，然后放置于外壳 1 中的安装方式，使得蜗轮的安装更加方便；同时，动力装置 300 动力装置 300 为螺旋桨，其安装在安装座 3 上位于固定座 15 插入方向的相对外表面，进而通过设置收容空间 31，减小了固定座 15 与安装座 3 的安装空间，还使得动力装置 300 的相关线材能够合理被收纳和整理，方便了倾转驱动机构 100 的理线和走线。

当飞行器 200 处于起降或者空中悬停状态时，倾转驱动机构 100 的安

装座 3 处于垂直位置，进而为飞行器 200 的上升提供了足够的上升力；当飞行器 200 处于飞行状态时，倾转驱动机构 100 的安装座 3 处于水平位置，并且短翼 203 上背离飞行方向的动力装置 300 停止工作，进而短翼 203 上演飞行方向的动力装置 300 为飞行器 200 的飞行提供相应的推动力。

- 5 除此之外，飞行器 200 的机身 201 内安装有控制器，编码器 214 与控制器电性连接，使得驱动电机 212 的转速信号能够及时反馈，安装座 3 上设置有第一惯性测量单元 4，外壳 1 上设置有第二惯性测量单元 5，控制器与第一惯性测量单元 4 和第二惯性测量单元 5 电性连接，控制器根据第一惯性测量单元 4 和第二惯性测量单元 5 采集到的信息，得到倾转驱动机构 100
- 10 的安装座 3 的位置，通过设置第一惯性测量单元 4 和第二惯性测量单元 5，即可以对倾转驱动机构 100 的倾转角度进行实时侦测。

## 实施例 2

如图 11 所示提供的一种倾转驱动机构 100 的控制方法的流程图，包括步骤：

- 15 获取第一惯性测量单元 4 数据和第二惯性测量单元 5 数据；

根据获取的数据处理得到倾转驱动机构 100 的倾转角度；

控制驱动机构驱动，以使转轴 231 带动安装座 3 旋转至设定位置。

作为可选的实施方式，在控制驱动机构驱动，以使转轴 231 带动安装座 3 旋转至设定位置的步骤之前，还包括步骤：

- 20 控制驱动机构的驱动电机 212 旋转一周；

根据与驱动电机 212 相连的减速机构 213 的减速比  $n_1$ ，以及驱动机构中第一旋转机构 22 和第二旋转机构 23 之间的传动比  $n_2$ ，计算得到驱动电机 212 旋转一周时，倾斜驱动机构的旋转角度  $= 360^\circ / (n_1 * n_2)$ ，从而计算得到安装座 3 旋转角度和驱动电机 212 旋转角度之间的关系。

- 25 同时，在根据获取的数据处理得到倾转驱动机构 100 的倾转角度的步

骤之后，还包括步骤：

根据获取的倾转角度，计算安装座 3 旋转至设定位置时，倾转驱动机构 100 需要转动的角度差；

根据角度差和旋转角度，计算驱动电机 212 的旋转角；

- 5 控制驱动电机 212 旋转，进而使得倾斜驱动机构驱动转轴 231 旋转，从而带动安装座 3 旋转至设定位置。

优选地，该控制方法中的倾转驱动机构为本发明实施例 1 中提供的倾转驱动机构。

- 10 上述倾转驱动机构 100 的控制方法，可以通过对倾转驱动机构 100 的倾转角度位置实时测量，高精度的控制倾转驱动机构 100 的旋转角，以对安装在倾转驱动机构 100 上的动力装置 300 的方向进行改变，从而使得动力装置 300 可以在提供上升力以及推动力的位置之间来回切换，便于了倾转驱动机构 100 的小型化设计，提高了倾转驱动机构 100 稳定性和安全性，从而提高动力装置 300 的利用率以及达到了高效飞行的目的。

- 15 显然，上述实施例仅仅是为清楚地说明所作的举例，而并非对实施方式的限定。对于所属领域的普通技术人员来说，在上述说明的基础上还可以做出其它不同形式的变化或变动。这里无需也无法对所有的实施方式予以穷举。而由此所引伸出的显而易见的变化或变动仍处于本发明创造的保护范围之中。

## 权 利 要 求 书

1、一种倾转驱动机构（100），安装在飞行器（200）上以控制所述飞行器（200）的动力装置（300）倾转，其特征在于，所述倾转驱动机构（100）包括：

5 外壳（1），固定安装在所述飞行器（200）上；

驱动机构，安装在所述外壳（1）中；

安装座（3），活动安装在所述外壳（1）上，所述安装座（3）上固定安装有所述动力装置（300），所述驱动机构与所述安装座（3）固定连接，以驱动所述安装座（3）相对所述外壳（1）旋转。

10

2、如权利要求1所述的倾转驱动机构（100），其特征在于，所述驱动机构包括动力源（21）、第一旋转机构（22）和第二旋转机构（23），其中，所述动力源（21）的输出轴（211）与所述第一旋转机构（22）相连，并且所述第二旋转机构（23）上的转轴（231）与所述安装座（3）固定连接，  
15 当所述动力源（21）的所述输出轴（211）带动所述第一旋转机构（22）转动时，所述第二旋转机构（23）与所述第一旋转机构（22）传动配合。

3、如权利要求2所述的倾转驱动机构（100），其特征在于，所述外壳（1）包括可拆卸配合的第一壳（11）和第二壳（12），所述第一壳（11）  
20 和所述第二壳（12）之间围绕形成收容腔（13），所述驱动机构收容在所述收容腔（13）中。

4、如权利要求3所述的倾转驱动机构（100），其特征在于，所述收容腔（13）的侧壁上开设有两个卡槽（131），所述卡槽内插设有挡板（14），  
25 所述挡板（14）将所述收容腔（13）分隔成第一腔（132）和第二腔（133），

所述动力源 (21) 设置在所述第一腔 (132) 中, 所述第一旋转机构 (22) 与所述第二旋转机构 (23) 设置在所述第二腔 (133) 中。

5 5、如权利要求 4 所述的倾转驱动机构 (100), 其特征在于, 所述挡板 (14) 上设置有通孔 (141), 所述动力源 (21) 固定安装在所述挡板 (14) 上, 并且所述动力源 (21) 的所述输出轴 (211) 穿过所述通孔 (141) 伸向所述第二腔 (133) 中。

10 6、如权利要求 2 至 5 中任一项所述的倾转驱动机构 (100), 其特征在于, 所述飞行器 (200) 内安装有控制器; 所述动力源 (21) 包括驱动电机 (212), 所述驱动电机 (212) 的电机轴的两端分别连接有减速机构 (213) 和编码器 (214), 所述减速机构 (213) 的转动轴为所述输出轴 (211), 所述编码器 (214) 与所述控制器电性连接。

15 7、如权利要求 4 或 5 所述的倾转驱动机构 (100), 其特征在于, 所述第一旋转机构 (22) 为蜗杆, 所述第二旋转机构 (23) 为蜗轮; 所述蜗杆的蜗杆轴 (221) 的两端分别设置有蜗杆轴承 (222), 所述蜗轮的蜗轮轴为所述转轴 (231), 所述蜗轮轴的两端分别设置有蜗轮轴承 (232); 所述第二腔 (133) 的内壁上设置有两个第一轴承腔 (1331) 和两个第二轴承腔 (1332), 所述蜗杆轴承 (222) 内置于所述第一轴承腔 (1331) 中, 所述蜗轮轴承 (232) 内置于所述第二轴承腔 (1332) 中。

25 8、如权利要求 7 所述的倾转驱动机构 (100), 其特征在于, 所述驱动机构还包括连接机构 (24), 所述连接机构 (24) 设置在所述输出轴 (211) 和所述蜗杆轴 (221) 之间, 以连接所述输出轴 (211) 和所述蜗杆轴 (221)。

9、如权利要求 8 所述的倾转驱动机构 (100)，其特征在于，所述连接机构 (24) 为联轴器组件或者是金属连接块。

10、如权利要求 7 至 9 所述的倾转驱动机构 (100)，其特征在于，所述外壳 (1) 上固定设置有具有一开口 (151) 的固定座 (15)，所述安装座 (3) 罩设在所述固定座 (15) 外，所述开口 (151) 与所述第二腔 (133) 相通，所述蜗轮凸伸出所述第二腔 (133) 并伸向所述固定座 (15) 中，所述蜗轮轴凸伸出所述外壳 (1) 并与所述安装座 (3) 固定连接。

11、如权利要求 9 所述的倾转驱动机构 (100)，其特征在于，所述安装座 (3) 上开设有一收容空间 (31)，所述固定座 (15) 插入所述收容空间 (31) 内，所述动力装置 (300) 安装在所述安装座 (3) 上位于所述固定座 (15) 插入方向的相对外表面。

12、如权利要求 7-11 中任一项所述的倾转驱动机构 (100)，其特征在于，所述蜗杆的导程角小于所述蜗轮和所述蜗杆啮合齿之间的当量摩擦角。

13、一种飞行器 (200)，包括机身 (201) 以及设置在机身 (201) 两侧的两个机翼 (202)，其特征在于，两个所述机翼 (202) 上分别设置有与所述机翼 (202) 长度方向垂直的短翼 (203)，所述短翼 (203) 的两端分别设置有权利要求 1-12 中任一项所述倾转驱动机构 (100)，所述倾转驱动机构 (100) 的安装座 (3) 上固定安装有动力装置 (300)。

14、如权利要求 13 所述的飞行器 (200)，其特征在于，所述机身 (201) 内设置有控制器，所述倾转驱动机构 (100) 的所述安装座 (3) 上设置有第一惯性测量单元 (4)，所述外壳 (1) 上设置有第二惯性测量单元 (5)，所述控制器与所述第一惯性测量单元 (4) 和所述第二惯性测量单元 (5)

电性连接,所述控制器根据所述第一惯性测量单元(4)和所述第二惯性测量单元(5)采集到的信息,得到所述倾转驱动机构(100)的所述安装座(3)的位置。

5 15、如权利要求13或14所述的飞行器(200),其特征在于,当所述飞行器(200)处于起降或者空中悬停状态时,所述倾转驱动机构(100)的所述安装座(3)处于垂直位置;当所述飞行器(200)处于飞行状态时,所述倾转驱动机构(100)的所述安装座(3)处于水平位置,并且所述短翼上背离飞行方向的动力装置(300)停止工作。

10

16、如权利要求13-15中任一项所述的飞行器(200),其特征在于,所述动力装置(300)为螺旋桨。

17.一种倾转驱动机构的控制方法,其特征在于,包括步骤:

15 获取第一惯性测量单元数据和第二惯性测量单元数据;

根据获取的数据处理得到倾转驱动机构的倾转角度;

控制驱动机构驱动,以使转轴带动安装座旋转至设定位置。

18.如权利要求17所述的倾转驱动机构的控制方法,其特征在于,在所述控制驱动机构驱动,以使转轴带动安装座旋转至设定位置的步骤之前,还包括步骤:

控制所述驱动机构的驱动电机旋转一周;

根据与所述驱动电机相连的减速机构的减速比 $n_1$ ,以及所述驱动机构中第一旋转机构和第二旋转机构之间的传动比 $n_2$ ,计算得到所述驱动电机

旋转一周时，所述倾斜驱动机构的旋转角度= $360^{\circ} / (n1 * n2)$ 。

19.如权利要求 18 所述的倾转驱动机构的控制方法，其特征在于，在所述根据获取的数据处理得到倾转驱动机构的倾转角度的步骤之后，还包括  
5 步骤：

根据获取的所述倾转角度，计算所述安装座旋转至所述设定位置时，所述倾转驱动机构需要转动的角度差；

根据所述角度差和所述旋转角度，计算驱动电机的旋转角；

控制驱动电机旋转。

10

20、如权利要求 17 至 19 中任一项所述的控制倾转驱动机构的方法，其特征在于，所述倾转驱动机构为权利要求 1 至 12 中任一项所述的倾转驱动机构。

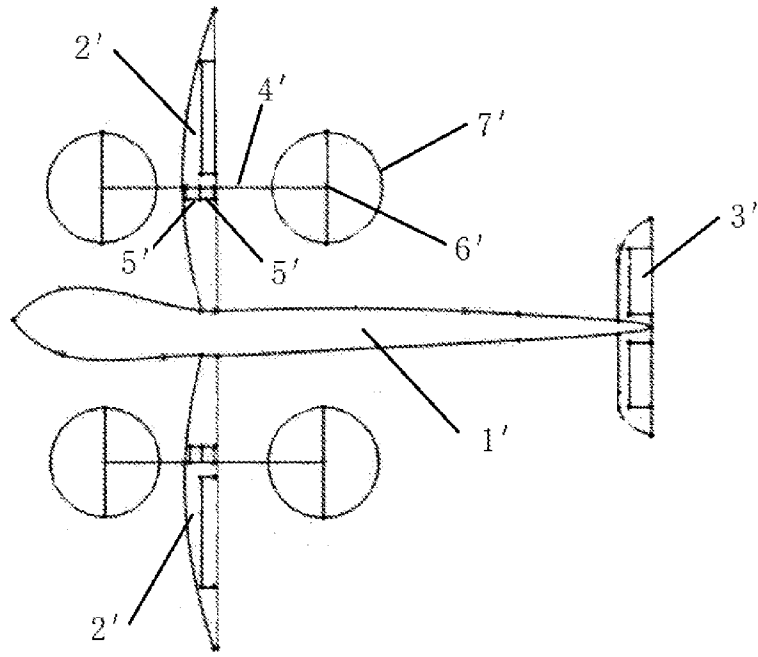


图 1

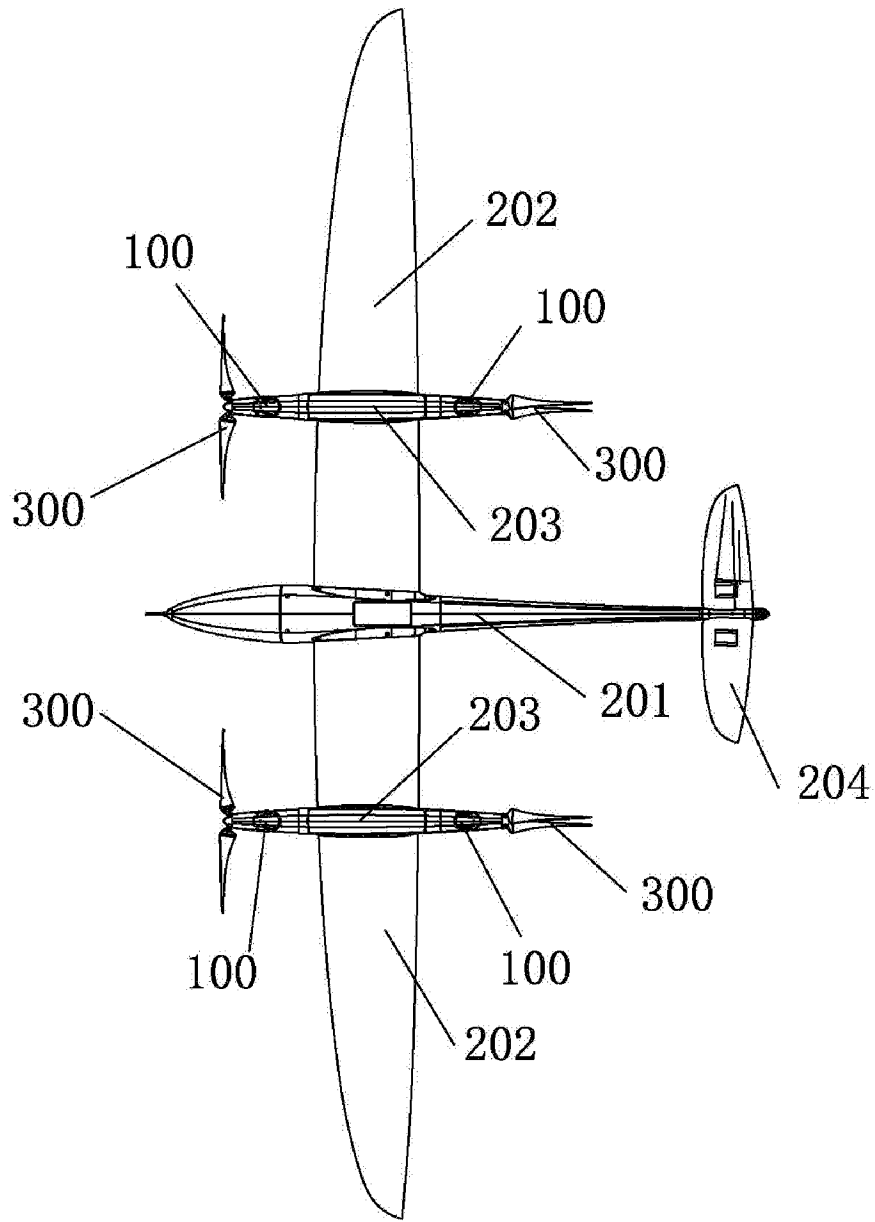


图 2

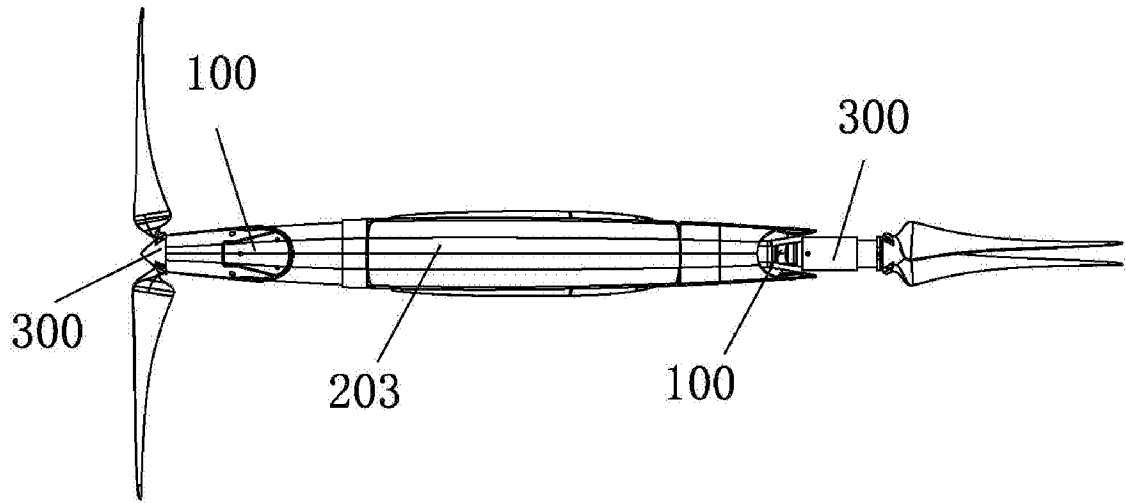


图 3

100

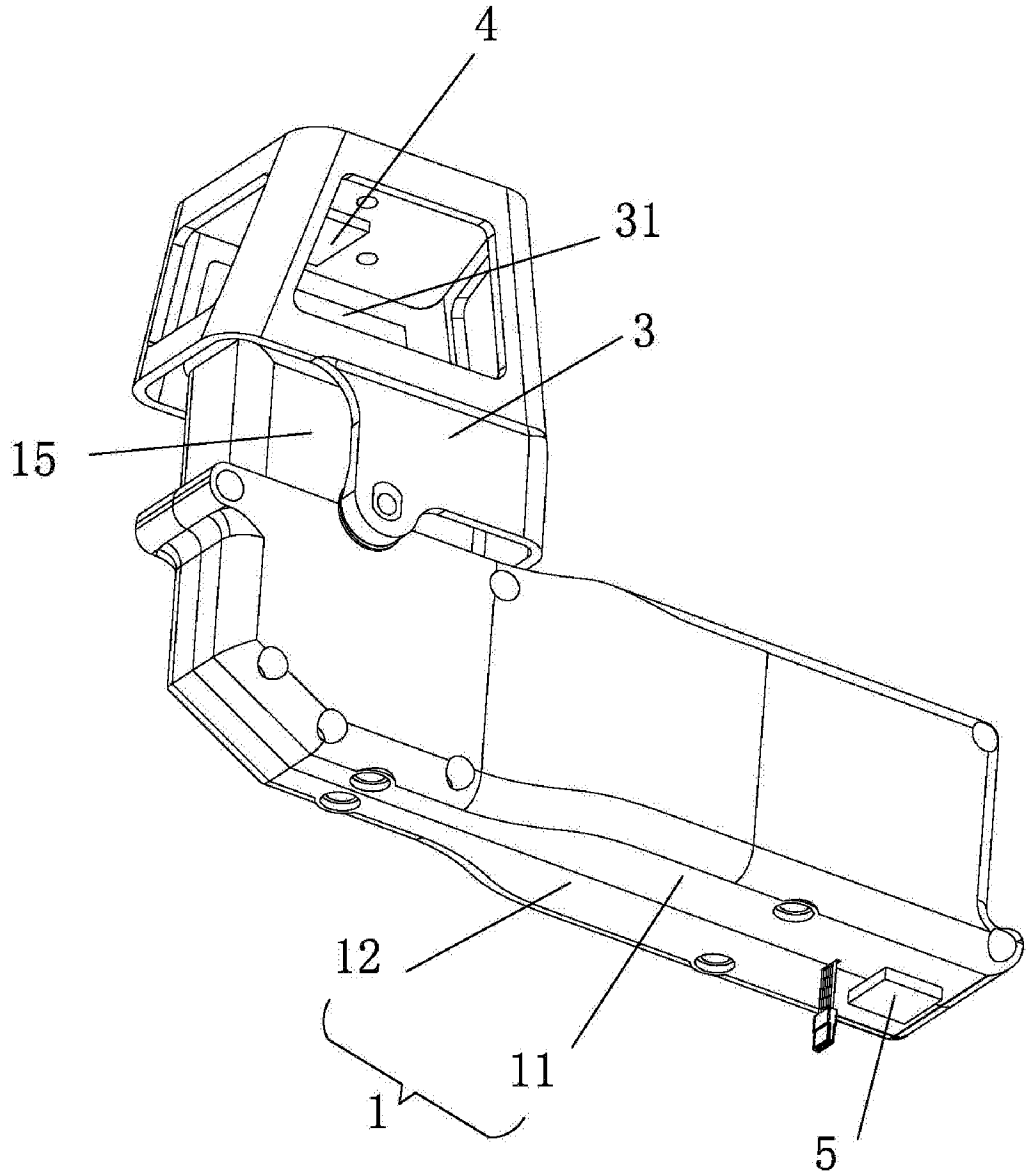


图 4

100

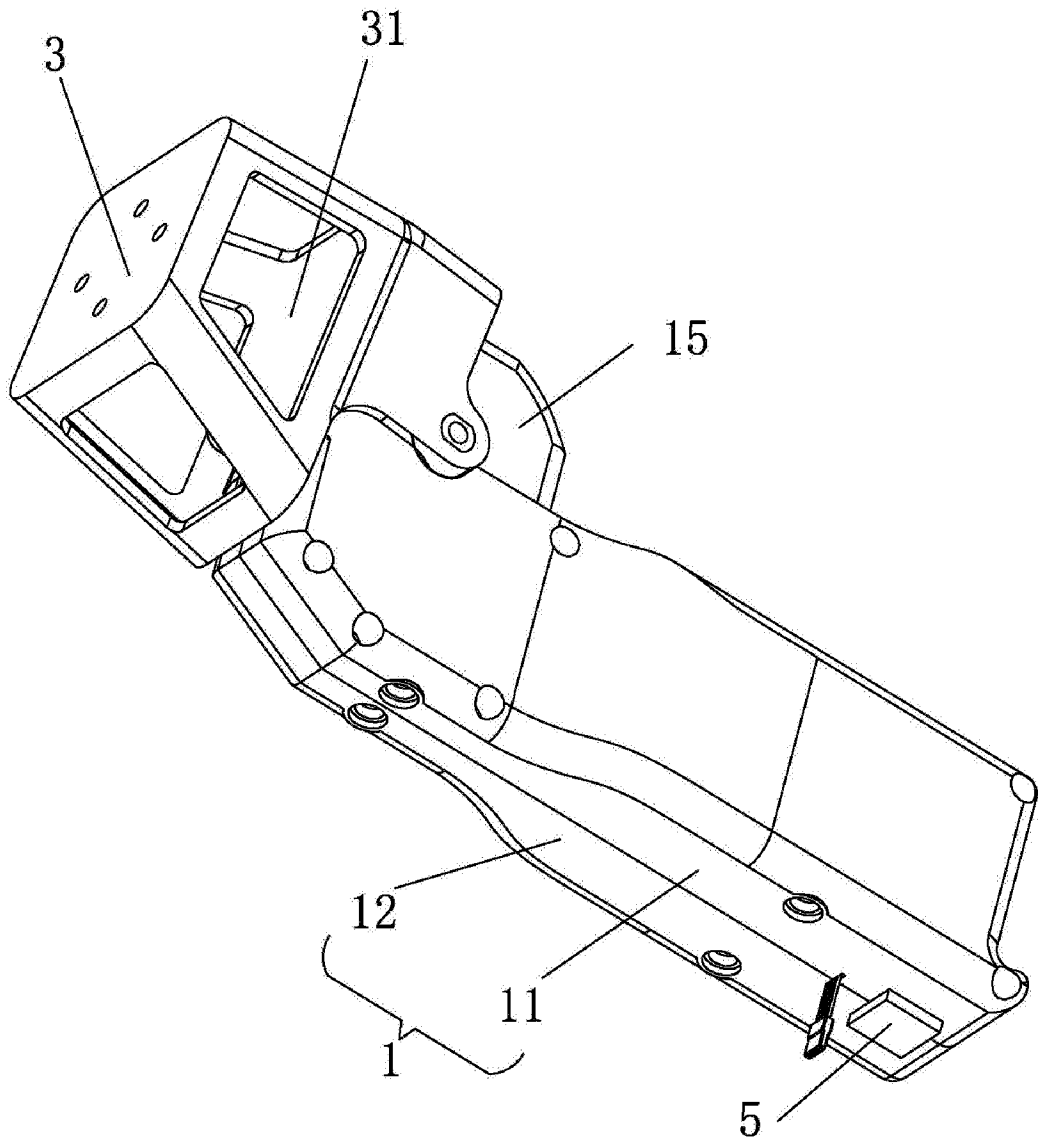


图 5

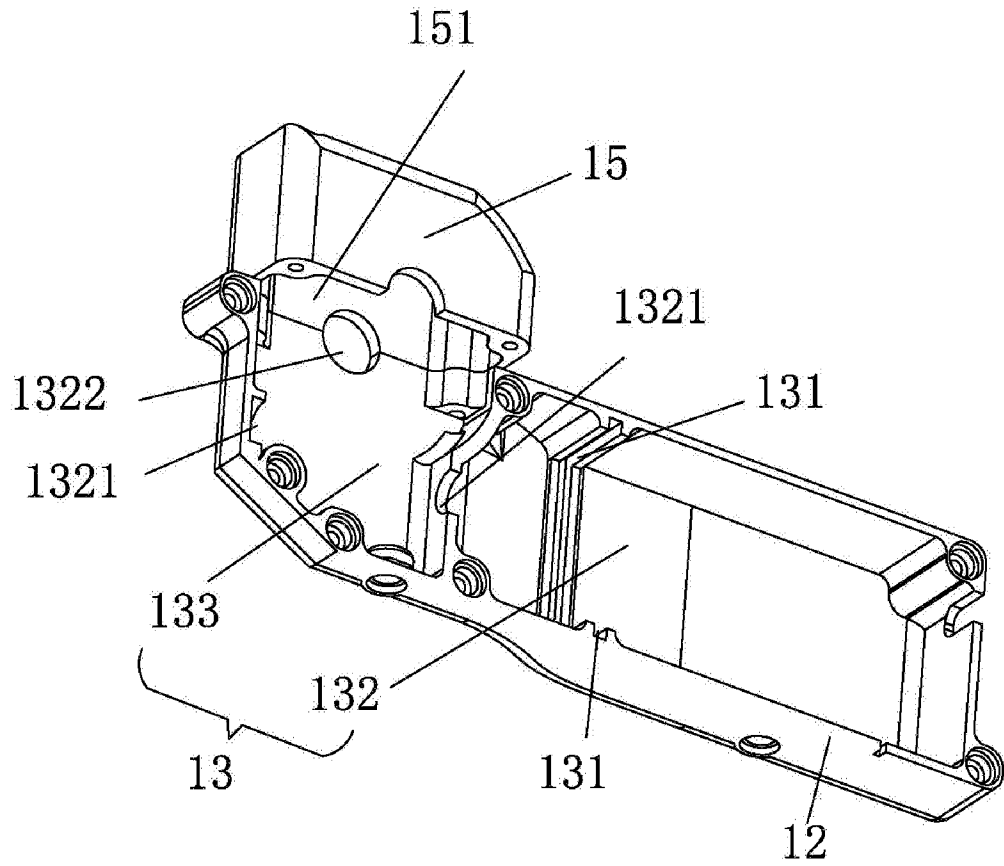


图 6

100  
~

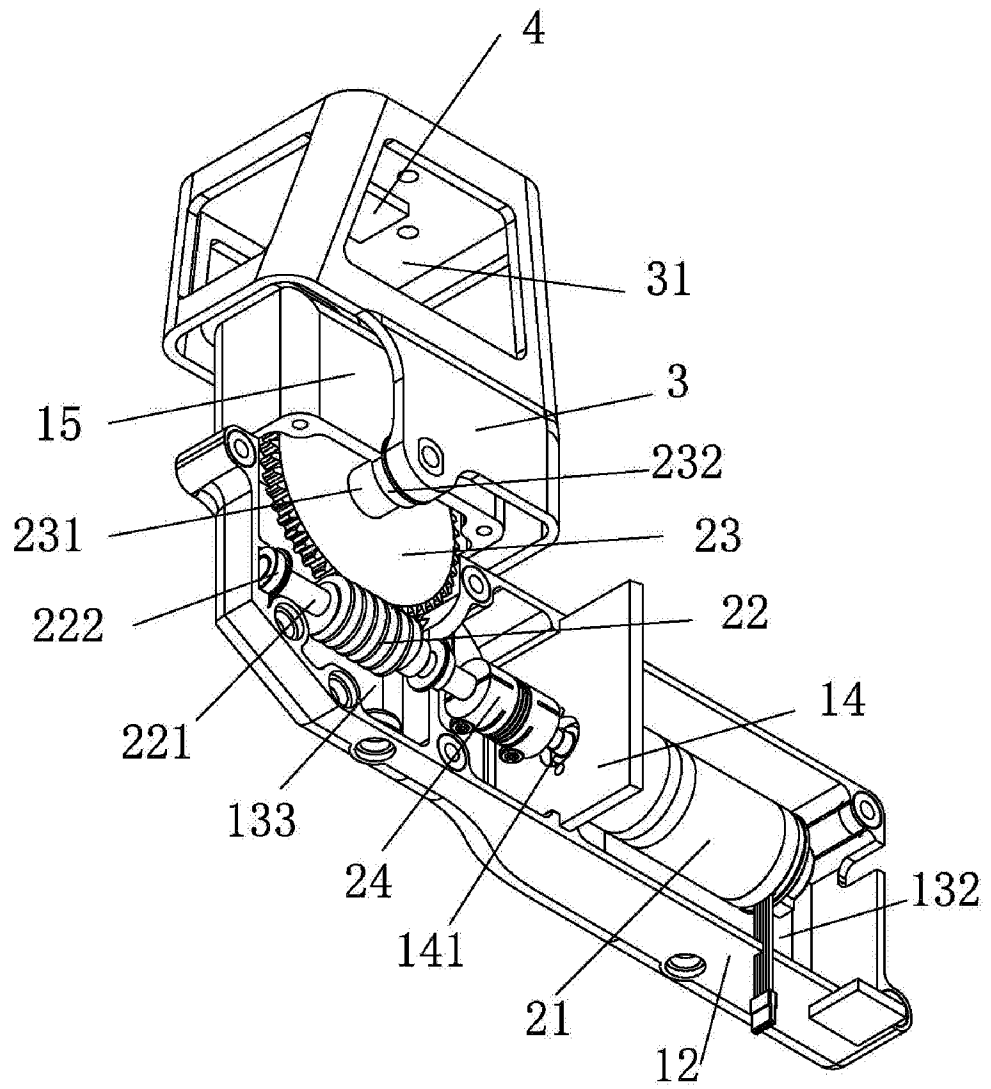


图 7

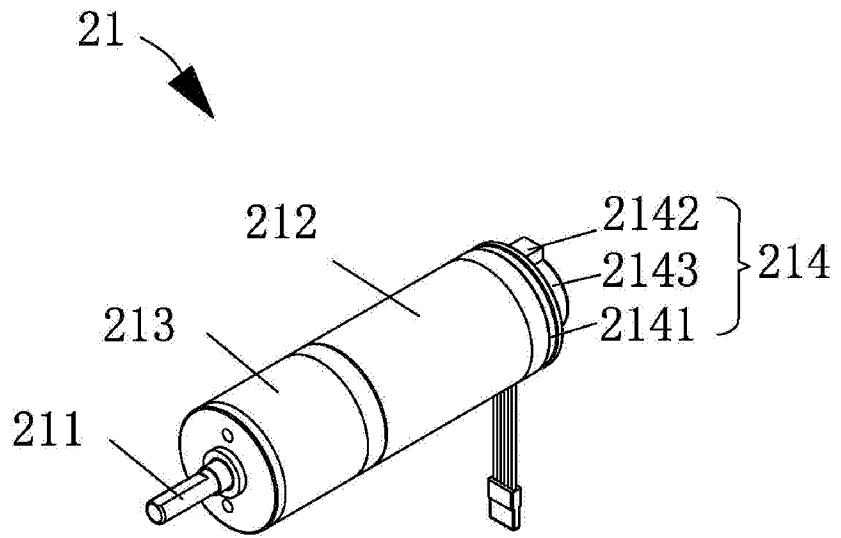


图 8

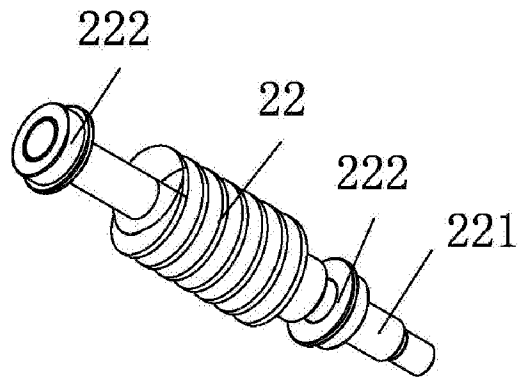


图 9

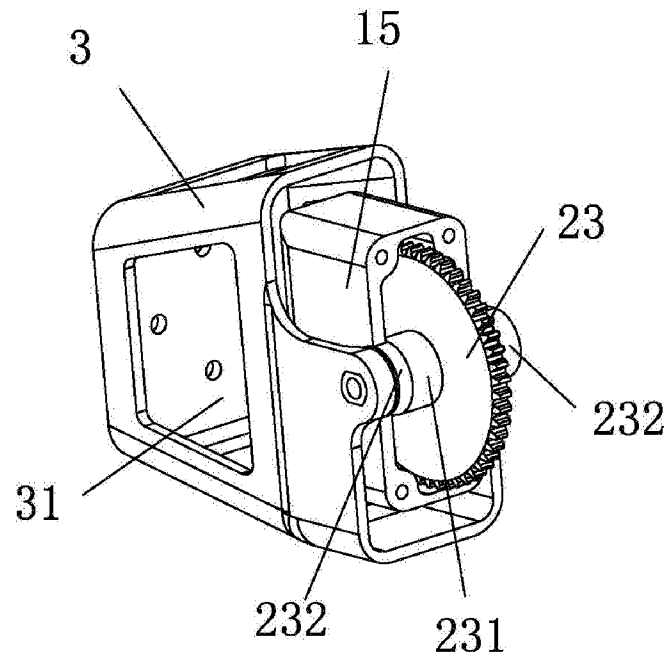


图 10

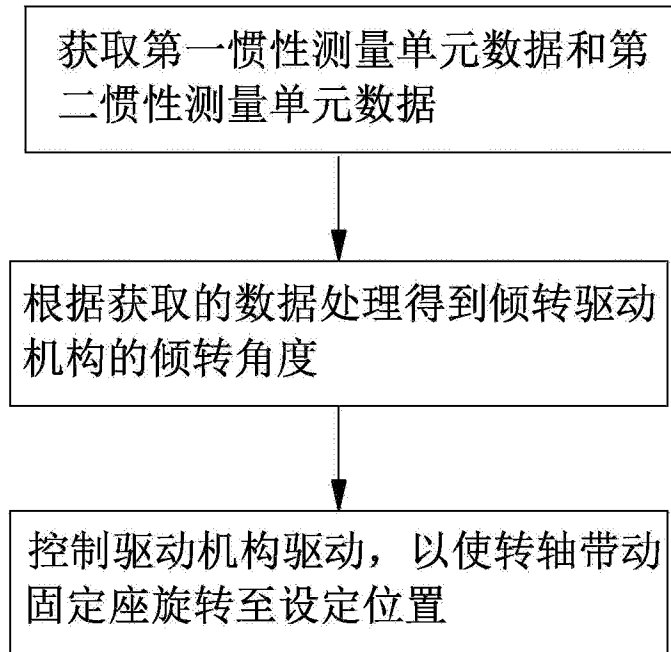


图 11

# INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.  
PCT/CN2018/079013

## A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

B64C 27/26 (2006.01) i; B64C 27/28 (2006.01) i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

## B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

B64C

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

CNABS, CNKI, DWPI, SIPOABS: 倾转, 转动, 角度, 贝尔直升机, 涡轮, 蜗杆, tilt, rotor, angle, worm, worm wheel

## C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	CN 205098470 U (SHENZHEN SMART DRONE UAV CO., LTD.), 23 March 2016 (23.03.2016), particular embodiments, and figures 1-2	1-12, 17-20
Y	CN 205098470 U (SHENZHEN SMART DRONE UAV CO., LTD.), 23 March 2016 (23.03.2016), particular embodiments, and figures 1-2	13-16
Y	CN 106184736 A (TIANJIN TOAERO TECHNOLOGY CO., LTD.), 07 December 2016 (07.12.2016), particular embodiments, and figures 1-4	13-16
Y	CN 106628201 A (BEIJING QIZHENG SHUYUAN TECHNOLOGY CO., LTD.), 10 May 2017 (10.05.2017), particular embodiments	13-16
Y	CN 204489181 U (GUANGZHOU TIANXIANG AVIATION TECHNOLOGY CO., LTD.), 22 July 2015 (22.07.2015), particular embodiments	13-16
A	JP 2014141107 A (FUJIMOTO, H.), 07 August 2014 (07.08.2014), entire document	1-20
A	US 8276840 B2 (KAREM, A.), 02 October 2012 (02.10.2012), entire document	1-20
A	CN 205022861 U (CHANGSHA HONGLANG AUTOMATION TECHNOLOGY CO., LTD.), 10 February 2016 (10.02.2016), entire document	1-20

Further documents are listed in the continuation of Box C.

See patent family annex.

<p>* Special categories of cited documents:</p> <p>“A” document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance</p> <p>“E” earlier application or patent but published on or after the international filing date</p> <p>“L” document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)</p> <p>“O” document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means</p> <p>“P” document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed</p>	<p>“T” later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention</p> <p>“X” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone</p> <p>“Y” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art</p> <p>“&amp;” document member of the same patent family</p>
---	---

<p>Date of the actual completion of the international search</p> <p style="text-align: center;">13 May 2018</p>	<p>Date of mailing of the international search report</p> <p style="text-align: center;">30 May 2018</p>
<p>Name and mailing address of the ISA</p> <p>State Intellectual Property Office of the P. R. China</p> <p>No. 6, Xitucheng Road, Jimenqiao</p> <p>Haidian District, Beijing 100088, China</p> <p>Facsimile No. (86-10) 62019451</p>	<p>Authorized officer</p> <p style="text-align: center;">LI, Xiaoming</p> <p>Telephone No. 62085479</p>

# INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.  
PCT/CN2018/079013

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 7802754 B2 (KAREM, A.), 28 September 2010 (28.09.2010), entire document	1-20

**INTERNATIONAL SEARCH REPORT**  
Information on patent family members

International application No.  
PCT/CN2018/079013

Patent Documents referred in the Report	Publication Date	Patent Family	Publication Date
CN 205098470 U	23 March 2016	None	
CN 106184736 A	07 December 2016	None	
CN 106628201 A	10 May 2017	None	
CN 204489181 U	22 July 2015	None	
JP 2014141107 A	07 August 2014	JP 2015037903 A	26 February 2015
		JP 5314198 B1	16 October 2013
US 8276840 B2	02 October 2012	WO 2008118131 B1	06 November 2008
		US 2010276549 A1	04 November 2010
		US 2011114797 A1	19 May 2011
		WO 2008118131 A1	02 October 2008
CN 205022861 U	10 February 2016	None	
US 7802754 B2	28 September 2010	US 2009266942 A1	29 October 2009
		WO 2008091300 A4	31 December 2008
		WO 2008091300 A3	04 September 2008
		WO 2008091300 A2	31 July 2008

<b>A. 主题的分类</b> B64C 27/26(2006.01)i; B64C 27/28(2006.01)i  按照国际专利分类(IPC)或者同时按照国家分类和IPC两种分类		
<b>B. 检索领域</b> 检索的最低限度文献(标明分类系统和分类号) B64C  包含在检索领域中的除最低限度文献以外的检索文献  在国际检索时查阅的电子数据库(数据库的名称, 和使用的检索词(如使用)) CNABS, CNKI, DWPI, SIPOABS: 倾转, 转动, 角度, 贝尔直升机, 涡轮, 蜗杆, tilt, rotor, angle, worm, worm wheel		
<b>C. 相关文件</b>		
类 型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求
X	CN 205098470 U (深圳智航无人机有限公司) 2016年 3月 23日 (2016 - 03 - 23) 具体实施方式, 附图1-2	1-12, 17-20
Y	CN 205098470 U (深圳智航无人机有限公司) 2016年 3月 23日 (2016 - 03 - 23) 具体实施方式, 附图1-2	13-16
Y	CN 106184736 A (天津中翔腾航科技股份有限公司) 2016年 12月 7日 (2016 - 12 - 07) 具体实施方式, 附图1-4	13-16
Y	CN 106628201 A (北京奇正数元科技股份有限公司) 2017年 5月 10日 (2017 - 05 - 10) 具体实施方式	13-16
Y	CN 204489181 U (广州天翔航空科技有限公司) 2015年 7月 22日 (2015 - 07 - 22) 具体实施方式	13-16
A	JP 2014141107 A (FUJIMOTO HIROYOSHI) 2014年 8月 7日 (2014 - 08 - 07) 全文	1-20
A	US 8276840 B2 (KAREM ABE) 2012年 10月 2日 (2012 - 10 - 02) 全文	1-20
A	CN 205022861 U (长沙鸿浪自动化科技有限公司) 2016年 2月 10日 (2016 - 02 - 10) 全文	1-20
<input checked="" type="checkbox"/> 其余文件在C栏的续页中列出。 <input checked="" type="checkbox"/> 见同族专利附件。		
* 引用文件的具体类型: “A” 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件 “E” 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利 “L” 可能对优先权要求构成怀疑的文件, 或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件(如具体说明的) “O” 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件 “P” 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件 “T” 在申请日或优先权日之后公布, 与申请不相抵触, 但为了理解发明之理论或原理的在后文件 “X” 特别相关的文件, 单独考虑该文件, 认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性 “Y” 特别相关的文件, 当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时, 要求保护的发明不具有创造性 “&” 同族专利的文件		
国际检索实际完成的日期		国际检索报告邮寄日期
2018年 5月 13日		2018年 5月 30日
ISA/CN的名称和邮寄地址		受权官员
中华人民共和国国家知识产权局 (ISA/CN) 中国北京市海淀区蓟门桥西土城路6号 100088 传真号 (86-10)62019451		李晓明  电话号码 62085479

C. 相关文件		
类型*	引用文件，必要时，指明相关段落	相关的权利要求
A	US 7802754 B2 (KAREM ABE) 2010年 9月 28日 (2010 - 09 - 28) 全文	1-20

国际检索报告  
关于同族专利的信息

国际申请号

PCT/CN2018/079013

检索报告引用的专利文件			公布日 (年/月/日)	同族专利			公布日 (年/月/日)
CN	205098470	U	2016年 3月 23日	无			
CN	106184736	A	2016年 12月 7日	无			
CN	106628201	A	2017年 5月 10日	无			
CN	204489181	U	2015年 7月 22日	无			
JP	2014141107	A	2014年 8月 7日	JP	2015037903	A	2015年 2月 26日
				JP	5314198	B1	2013年 10月 16日
US	8276840	B2	2012年 10月 2日	WO	2008118131	B1	2008年 11月 6日
				US	2010276549	A1	2010年 11月 4日
				US	2011114797	A1	2011年 5月 19日
				WO	2008118131	A1	2008年 10月 2日
CN	205022861	U	2016年 2月 10日	无			
US	7802754	B2	2010年 9月 28日	US	2009266942	A1	2009年 10月 29日
				WO	2008091300	A4	2008年 12月 31日
				WO	2008091300	A3	2008年 9月 4日
				WO	2008091300	A2	2008年 7月 31日