



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 112469896 A

(43) 申请公布日 2021.03.09

(21) 申请号 201980046572.4

(22) 申请日 2019.07.12

(30) 优先权数据

102018000007202 2018.07.13 IT

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2021.01.11

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/IB2019/055959 2019.07.12

(87) PCT国际申请的公布数据

WO2020/012430 EN 2020.01.16

(71) 申请人 斯凯普公司

地址 瑞士洛迦诺

(72) 发明人 A·卡塔诺 A·贝特利尼

N·莫那

(74) 专利代理机构 北京市铭盾律师事务所
11763

代理人 常春

(51) Int.Cl.

F03D 9/32 (2006.01)

B64C 27/08 (2006.01)

B64C 27/20 (2006.01)

B64C 27/26 (2006.01)

B64C 39/02 (2006.01)

B64C 29/02 (2006.01)

F03D 5/00 (2006.01)

F03D 5/04 (2006.01)

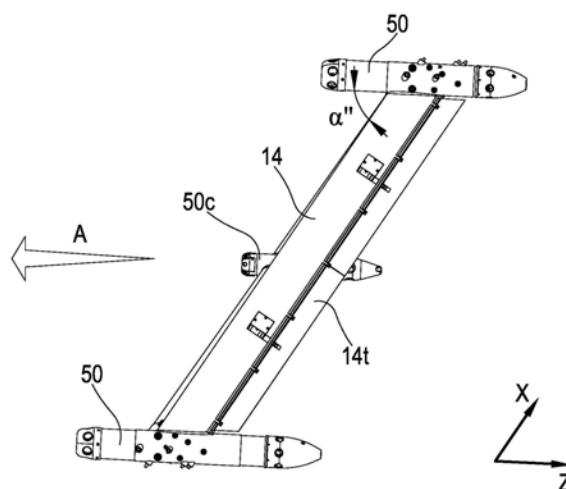
权利要求书5页 说明书23页 附图10页

(54) 发明名称

无人驾驶飞行器,控制方法,相关联的平台
和高海拔涡轮

(57) 摘要

一种无人驾驶飞行器的基座,包括用于所述飞行器的支撑平台和适配为将所述支撑平台与地面隔开的支撑框架,所述支撑框架包括至少一个基座元件;所述基座的特征在于,所述支撑平台可相对于所述基座元件移动。



1. 一种无人飞行器,其包括第一机翼(11)和第二机翼(12),其中所述第一机翼和第二机翼(11、12)中的至少一个由多元件构型制造,该多元件构型包括一套至少部分以相互接近的状态布置的机翼轮廓(21、22、23、24),该套机翼轮廓至少包括彼此一个接一个地定位并分别限定前缘和后缘的第一机翼轮廓(21)和第二机翼轮廓(22),其中所述第一机翼(11)和所述第二机翼(12)彼此间隔开;所述飞行器还包括在所述第一机翼(11)和所述第二机翼(12)之间的将所述第一机翼和第二机翼(11、12)保持给定距离的互连支撑件(13、14),所述无人飞行器还包括至少一个定位在所述第一机翼(11)和所述第二机翼(12)之间的空气动力学容器(40),所述空气动力学容器(40)包括内室和包围所述内室的外壳,并且被适配为并且配置为承载载荷和/或中央马达(50c)。

2. 根据权利要求1所述的无人飞行器,包括多个马达(50),可选地为多个具有轴向固定在螺旋桨(51)上的转子的电机,和/或其中在所述第一机翼(11)和所述第二机翼(12)处存在多个包括转子轴向固定在螺旋桨(51)上的电机,其中所述螺旋桨(51)是驱动螺旋桨,其被构型成在至少预定的使用条件下产生接触和/或撞击所述第一机翼(11)和/或所述第二机翼(12)的轮廓的加速气流,可选地基本上在所述至少一个第一机翼(11)和/或所述第二机翼(12)处产生比所述飞行器移动速度大的气流,和/或被构型成在所述第一机翼(11)和/或所述第二机翼(12)上产生升力。

3. 根据权利要求2所述的无人飞行器,包括操作配置,在所述操作配置中,所述多个马达(50)的至少一部分被配置成施加动作或空气制动,可选地借助于由与飞行器的运动方向一致的螺旋桨的旋转引起的制动动作而施加,可选地,在所述操作配置中,独立地控制所述多个马达(50),以便各自产生可变的制动力,并且所述飞行器被配置为在使用中至少部分地,可选地完全地,跟着所述马达(50)的可变制动动作沿曲线执行轨迹。

4. 根据前述权利要求中的一项或多项的无人飞行器,包括保持缆线(18),其中:

-所述保持缆线(18)是具有低空气动力学阻力的缆线和/或对于其至少一部分而言,其侧表面至少部分地,更优选地整体地,被有利于减小缆线本身的空气动力阻力的凹陷或凹口覆盖,和/或设有至少一个包括螺旋形和/或萨沃纽斯涡轮形的表面的部分;

-所述保持缆线(18)是相对于其自身的发展轴线(K)至少部分地旋转的缆线,并且特别地,具有所述螺旋形和/或萨沃纽斯涡轮形表面的所述部分是在旋转;和/或其中

-所述保持缆线(18)的一部分,特别是末端,被旋转轴承保持。

5. 根据权利要求4所述的无人飞行器,包括适配为旋转所述保持缆线(18)的至少一部分的马达,其中-可选地,所述马达包括与所述保持缆线(18)相对应和/或固定在所述保持缆线(18)上的至少一部分。

6. 根据前述权利要求中的一项或多项所述的无人飞行器,其中,所述飞行器的至少一部分涂敷有对红外线可见和/或反射红外线 and/或对于大于或等于600nm的反射波长可见,最好是大于700nm的反射波长可见,和/或以夜间可见度为特征的材料和/或由这些材料制成;所述保持缆线(18)具有红外线可见度和/或红外线反射特性和/或波长大于600nm,更优选地为700nm的可见度或反射和/或具有夜间可见度。

7. 根据前述权利要求中的一项或多项所述的无人飞行器,其包括起飞和/或着陆的第一操作配置以及平移飞行的第二操作配置,其中,在所述第一操作配置中,每一个马达(50)的螺旋桨(51)均具有相对于竖直轴线倾斜的旋转轴线,尽管接近竖直和/或所述飞行器的

纵向轴线接近垂直于竖直,所述飞行器构型成逆风起飞和/或所述第一操作配置是迎风起飞和/或着陆的操作配置,其中,所述螺旋桨的旋转轴线面向风的起源方向。

8.根据前述权利要求中的一项或多项所述的无人飞行器,当从属于权利要求4时,包括多个束带,可选地为两个或四个束带,其中,所述束带安装在所述第一机翼(11)和所述第二机翼(12)的端部;所述多个束带可拆卸地连接到所述保持缆线(18)。

9.根据前述权利要求中的一项或多项所述的飞行器,其中,所述互连支撑件(13、14)包括第一和第二互连支撑件(13、14),并且其中,所述第一互连支撑件和/或所述第二互连支撑件(13、14)是刚性的,可选地基本上是机翼形状的,并且集成了包括副翼或舵或襟翼的可移动表面(13t,14t)的支撑件,和/或其中所述第一或第二机翼(11、12)集成了可移动表面,其中所述可移动表面(13t;14t)构型成在激活时改变由所述马达(50)产生的流量。

10.根据前述权利要求中的一项或多项所述的无人飞行器,还包括用于所述空气动力学容器(40)的至少一个拉杆或连接元件(41),所述拉杆或连接元件(41)包括第一部分,可选地为第一端,其固定至所述第一机翼(11),所述第二机翼(12)或互连支撑件(13、14)的至少一个,以及与所述第一部分和/或所述第一端不同的第二部分,可选地为与所述第一端相对的第二端,其固定到所述空气动力学容器上。

11.根据权利要求10所述的无人飞行器,其中,所述互连支撑件(13、14)是两个,并且包括第一互连支撑件(13)和第二互连支撑件(14),所述第一和第二互连支撑件相对于所述第一机翼(11)和第二机翼(12)是倾斜的,尤其是正交布置的,并且其中所述空气动力学容器(40)位于所述第一机翼(11),所述第二机翼(12)和所述第一互连支撑件(13)和所述第二互连支撑件(14)之间,和/或其中所述飞行器(1)呈大致盒形形状和/或被限定为具有两个平行侧面的形状,所述侧面由所述第一机翼(11),所述第二机翼(12),所述第一互连支撑件(13)和所述第二互连支撑件(14)限定,所述第一机翼(11)相对于所述第二机翼(12)偏移并且基本上在与所述第二机翼(12)基本发展的平面平行的平面上发展;

所述第一互连支撑件(13)和所述第二互连支撑件(14)集成了一套翼型轮廓,该套翼型轮廓至少部分地以相互邻近的状态布置,可选地沿着所述飞行器的前进方向布置。

12.根据权利要求1-11中的一项或多项所述的无人飞行器,其中,所述第一和第二互连支撑件(13;14)各自包括第一部分,可选地为第一端,其分别固定在第一机翼(11)的第一端和第一机翼(11)的与第一端相对的第二端的,以及第二部分,可选地为与第一端相对的第二端,其分别固定在第二机翼(12)的第一端和第二机翼(12)的与第一端相对的第二端;并且还包括多个拉杆或连接元件(41),每个拉杆或连接元件(41)具有固定在所述第一互连支撑件(13)或所述第二互连支撑件(14)以及与所述第一机翼(11)或第二机翼(12)的相应部分或端部两者之间的接合点处的第一端,以及与第一端相对的固定至所述空气动力学容器(40)的第二端;可选地,使所述空气动力学容器(40)在所述第一翼(11),所述第二机翼(12)所述第一互连支撑件(13)和所述第二互连支撑件(14)之间占据大致中心和/或重心位置。

13.根据前述权利要求中的一项或多项所述的飞行器,其中,所述空气动力学容器(40)包括固定的中央马达(50c),并且其中所述中央马达(50c)和/或所述多个马达(50)包括多个的电动马达,其转子固定在螺旋桨(51)上,并且其中,相对于飞行器的前进方向,所述至少一个第一机翼轮廓和一个第二机翼轮廓位于所述螺旋桨(51)的后方和/或其中所述螺旋桨(51)相对于所述第一机翼(11)和/或所述第二机翼(12)的前缘位于前面。

14. 根据前述权利要求中的一项或多项所述的飞行器,其中,所述第一机翼(11)和/或所述第二机翼(12)包括第一机翼部分和第二重叠机翼部分,特别是沿着基本上正交于前进方向的方向重叠,并且/或包括至少一个内拱或外拱,并且其中所述重叠沿着基本上由理想线识别的方向发生,该理想线将第一机翼部分的内拱或外拱与第二机翼部分的内拱或外拱接合在一起;所述第一机翼(11)和/或所述第二机翼(12)各自包括多个分隔壁,所述多个分隔壁可选地等间隔地插入在所述第一机翼和所述第二机翼之间。

15. 根据前述权利要求中的一项或多项所述的飞行器,其特征在于,它是垂直起飞的飞行器,并且其包括至少一个基本在竖直和/或悬停方向上的第一操作运动配置,特别是在起飞和/或着陆时,以及至少一个平移飞行的第二操作配置,其中,在所述第一操作配置中所述前进方向基本上是竖直的,并且在所述第二操作配置中所述前进的方向基本上是纵向的和/或包括纵向分量。

16. 根据前述权利要求中的一项或多项所述的飞行器,其中,所述第一互连支撑件和/或所述第二互连支撑件(13;14)集成包括副翼或方向舵或襟翼的可移动表面(13t,14t),和/或所述第一机翼或第二机翼(11、12)集成可移动表面,其中所述可移动表面(13t;14t)被构形成当被激活时改变由所述马达(50)产生的流量。

17. 根据权利要求2所述的飞行器,其中,所述马达(50)是至少四个,固定的,外围的并且彼此独立地受控或可控的;并且所述马达(50;50c)中的至少一个并且更优选地每一个均具有可变螺距螺旋桨(51),尤其是在至少第一且较小螺距和第二且较大螺距之间可变,并且,其中在所述第一操作配置中,所述螺旋桨(51)至少采用第一且较小的螺距,而在所述第二操作配置中,所述螺旋桨(51)采用第二且较大的螺距。

18. 根据前述权利要求中的一项或多项所述的无人飞行器(1)的控制方法,所述方法包括:

- 从支撑平台(101)开始,处于第一垂直起飞操作配置或第一飞行姿态的所述飞行器(1)的多个马达(50)中的至少一个马达(50)的激活步骤,

- 调节由所述多个马达(50)产生的功率以引起所述第一飞行姿态在另一飞行姿态或第二飞行姿态中的改变的步骤,识别所述飞行器(1)的在其中进行具有水平平移分量的平移飞行的第二操作配置,其中

- 调节由所述多个马达(50)产生的功率的步骤导致所述飞行器(1)的结构的空间定向的改变;

所述飞行器(1)的结构的空间方向的改变和/或第一姿态和第二姿态之间的变化是通过牢固地连接到所述飞行器(1)的结构的马达(50)进行的。

19. 根据权利要求18所述的方法,包括对所述第二飞行姿态的控制步骤,其中,至少一部分所述马达(50)用作所述飞行器的空气制动器,可选地,其中,所述控制步骤包括对所述马达(50)的独立控制。

20. 根据权利要求18所述的方法,其中,所述至少一部分所述马达用作空气制动器的所述控制步骤中包括根据飞行器的前进方向保持用作空气制动器的每个马达的螺旋桨(51)的旋转,和/或包括对用作空气制动器的每个马达的螺旋桨(51)的制动。

21. 根据前述权利要求17至19中的一项或多项所述的方法,包括借助于连接在飞行器的不同点处的,特别是在所述第一机翼(11)和/或第二机翼(12)的端点处的多个束带在所

述第二飞行姿态控制所述飞行器,和/或在所述多个束带连接至保持缆线(18)的第一端,该保持缆线在其预定义部分处,可选地在相对于所述第一端的相对端处,固定在地面支撑件上。

22.一种发电工厂,其特征在于,该发电工厂包括:

-至少一个托架(8)或牵引装置,该托架(8)或牵引装置可通过在高空放置并受到风的作用的飞行器(1)的动作在预定路径上沿导向装置(2)移动;

-保持缆线(18),其第一部分构型成连接至所述飞行器(1),而第二部分构型成与所述托架(8)连接;

-其中所述托架(8)包括发电机(27、28),其适于从所述托架(8)沿着所述预定路径的运动中产生电力;

-其中,所述飞行器(1)是根据前述权利要求1至17中的一个或多个的飞行器。

23.一种用于无人飞行器(1)的基座,特别是根据权利要求1-17中的一项或多项所述的飞行器的基座,所述底座(100)包括用于所述飞行器(1)的支撑平台(101)和适于将所述支撑平台与地面之间隔开的支撑框架,所述支撑框架包括至少一个基座(103);所述基座的特征在于所述平台(101)相对于所述基座(103)可移动。

24.根据权利要求23所述的基座,其中,所述平台(101)可通过相对于所述基座(103)旋转而移动和/或构型成相对于所述基座(103)采取多个受控的倾斜度。

25.根据权利要求24所述的基座,所述基座包括伺服致动器,所述伺服致动器被配置为执行相对于基座(103)的所述旋转和/或允许或引起相对于所述基座(103)的多个倾斜,其中,所述致动器被配置成从风量计,可选地从风向计接收致动信号,并且具体地,将所述平台(101)在所述致动信号的基础上和/或根据至少一个由所述风量计确定的风向来迎风定位;其具有至少一个第一打开构型和一个第二闭合构型,其中,在所述第一打开构型中,所述闭合元件使飞行器自由起飞或在平台(101)着陆。

26.根据前述权利要求23-25中的一项或多项所述的基座,进一步包括绞盘或滚筒(106)和至少部分地缠绕在所述滚筒(106)上的保持缆线(18)以及在所述滚筒(106)上旋转地作用的马达(105)以用于所述保持缆线(18)的受控解绕或重绕,所述保持缆线(18)在使用中具有至少一个可拆卸地连接到所述飞行器(1)的部分;

所述基座集成了管状元件(107),可选地是伸缩管(107),该管状元件相对于所述平台(101)倾斜地延伸,并且所述保持缆线(18)在所述管状元件上,和/或在所述管状元件中和/或相对于所述管状元件被制成滑动或滑动;

所述基座(100)包括惯性测量单元,所述惯性测量单元位于或基本位于所述管状元件(107)处,可选地位于所述管状元件(107)的自由端,所述惯性测量单元被配置和/或特别设计和/或适配为检测在所述管状元件(107)上的力和/或载荷,特别是弯曲力和/或载荷。

27.一种用于发电的系统,其特征在于,所述系统包括:-根据前述权利要求23至26中的一项或多项所述的基座(100),

-根据前述权利要求1至11中的一个或多个的飞行器(10),

-具有第一部分的保持缆线(18),该第一部分被配置为连接至所述飞行器(1);

-滚筒,该滚筒上缠绕有所述保持缆线(18)的第二部分;

-用于产生电力的发电装置,其可移除地连接至所述保持缆线(18)和/或连接至所述保

持缆线(18)的滚筒,该发电装置适配为从或通过飞行器(10)施加在所述保持缆线(18)上的至少暂时的拖曳力的作用而产生的所述滚筒上的所述保持缆线的解绕和/或重绕(18)而发电;

-所述基座(100)相对于地面固定安装;所述保持缆线(18)是电绝缘的缆线。

无人驾驶飞行器,控制方法,相关联的平台和高海拔涡轮

发明领域

[0001] 本发明涉及飞行器领域,并且详细地涉及一种无人驾驶飞行器。本发明还涉及一种控制飞行器,特别是无人驾驶飞行器的方法。本发明还涉及所述飞行器的基座。本发明还包括电力生产系统,其利用了本发明的无人驾驶飞行器目的。

现有技术

[0002] 一段时间以来,无人机(即无人驾驶飞行器)的使用已广泛用于各种应用。

[0003] 一些无人机是VTOL飞行器,即垂直起飞。这些飞行器用于真正需要在很小的空间起飞和着陆的地方。这些无人机在平飞和垂直起飞之间交替地需要单独的马达,或者需要旋转马达以适配从垂直起飞到平飞的通道航程。这样的旋转马达通常安装在安置有发动机和螺旋桨的吊舱上;整个吊舱借助第五轮和该旋转所必需的马达而旋转。

[0004] 这样建造的垂直起飞飞行器有一些缺点。详细地说,第一个缺点是具有单独的马达会增加生产成本和管理飞行器的复杂性,以及其尺寸,并且很难调节从垂直起飞到平移飞行的过渡。反过来,旋转马达的使用是不利的,因为马达的控制和旋转系统可能会发生故障,而这种故障例如使得从平移的飞行配置切换到悬停或着陆配置变为不可能。在后一种情况下,飞行的无人机会严重损失。

[0005] 此外,众所周知,风力涡轮机用于发电领域。这种涡轮机利用提供给涡轮机自身轴的动能,并随后通过发电机将其转化为电能。除了产生的总功率外,使用安装在塔架上的风力涡轮的发电厂主要被分为使用水平轴线涡轮的工厂和使用垂直轴线涡轮的工厂。

[0006] 申请人已经观察到,对于一般的飞行器,特别是对于VTOL飞行器,低速是最关键的,因为低速对应着陆和起飞,因此在湍流较大的地面附近具有更大的可操纵性和升力以抵抗湍流是被渴望的。旋转马达的使用尤其在微妙的起降步骤中显示出局限性。

[0007] 在恶劣天气条件下,垂直起降飞行器的起降过程中也要特别注意。尤其是,当飞行器的特点是体积小,重量轻,例如无人机时,阵风,特定方向的盛行风和湍流会严重损害无人机的飞行稳定性,并有失控的真实风险,即使飞行器配备了复杂的航空电子自动或半自动飞行器稳定性控制系统。

[0008] 已知利用高海拔风的解决方案,其基于装备有螺旋桨和马达-发电机的飞行器,其中螺旋桨最初由马达-发电机从网络供电驱动以使飞行器升高,并且随后,利用相同的螺旋桨通过在高海拔地区利用风来发电。因此,能量是在高海拔产生的,并通过将飞行器连接到地面的电缆传输到地面。已知用于利用高海拔风的解决方案,其基于内部具有转子和发电机的空气静力气球。同样在这种例子中,能量产生发生在高海拔,并且能量通过将空气静力气球连接到地面的缆线传输到地面。已知的利用高海拔风的解决方案基于被带到高海拔的飞行器,并且该飞行器通过锚定缆线连接到地面,该锚定缆线被交替地释放和回收以操作定位在地面上的发电机。申请人意识到,高海拔处的风的可用性和恒定性明显优于低海拔处的风。因此,为了优化电力生产,使用在高海拔进行电力获取的发电系统是方便的。根据以上所有内容,已经发现需要一种无人驾驶飞行器,该无人驾驶飞行器能够解决上述缺点,

并且特别是能够作为竖直起飞飞机来操作,即使在恶劣天气条件下也能够起飞和飞行,并可作为多用途飞机运行。

[0009] 本发明的另一个目的是描述一种风力发电工厂,其无人驾驶飞行器是从地面控制的,能够有效地运行以产生电力。

[0010] 本发明的另一个目的是描述一种飞行器的基座,特别是无人驾驶飞行器的基座,该基座能够方便地使用以便即使在不利的天气条件下也能使这种飞行器更容易和/或更安全地起飞。

[0011] 本发明的另一个目的是描述一种能够解决上述缺点的无人驾驶飞行器的控制方法。

发明内容

[0012] 这些目的和其他目的通过根据以下方面的无人驾驶飞行器和/或风力发电工厂和/或基座和/或飞行器控制方法来实现。

[0013] 一种无人飞行器,其包括第一机翼(11)和第二机翼(12),其中所述第一机翼和第二机翼(11、12)中的至少一个由多元件配置制造,该多元件配置包括一套至少部分以相互接近的状态布置的机翼轮廓(21、22、23、24),该套机翼轮廓至少包括彼此一个接一个地定位并分别限定前缘和后缘的第一机翼轮廓(21)和第二机翼轮廓(22),其中所述第一机翼(11)和所述第二机翼(12)彼此间隔开;所述飞行器还包括在所述第一机翼(11)和所述第二机翼(12)之间的将所述第一机翼和第二机翼(11、12)保持给定距离的互连支撑件(13、14),所述无人飞行器还包括至少一个定位在所述第一机翼(11)和所述第二机翼(12)之间的空气动力学容器(40),所述空气动力学容器(40)包括内室和包围所述内室的外壳,并且被适配为和配置为承载载荷和/或中央马达(50c)。

[0014] 根据又一个非限制性方面,飞行器包括用于所述空气动力学容器(40)的至少一个拉杆或连接元件(41),所述拉杆或连接元件(41)包括固定至所述第一机翼(11),所述第二机翼(12)或互连支撑件(13、14)的至少一个的第一部分,和与所述第一部分不同的固定至所述空气动力学容器的第二部分。

[0015] 根据又一个非限制性方面,所述互连支撑件(13、14)是和/或包括第一互连支撑件(13)和第二互连支撑件(14)。

[0016] 根据另一个非限制性方面,所述第一部分是所述拉杆或连接元件(41)的第一端,并且所述第二部分是所述拉杆或连接元件(41)的与所述第一端相反的第二端。

[0017] 根据又一个非限制性方面,所述空气动力学容器(40)包括固定的中央马达(50c)。

[0018] 根据又一个非限制性方面,所述多个马达(50)和/或所述固定的中央马达(50c)相对于所述第一机翼(11)的至少一部分,所述第二机翼(12)的至少一部分,所述第一互连支撑件(13)的至少一部分和所述第二互连支撑件(14)的至少一部分固定,和/或所述多个马达(50)和/或所述固定的中央马达(50c)彼此平行。

[0019] 根据另一个非限制性方面,所述空气动力学容器相对于所述第一机翼(11)和/或所述第二机翼(12)和/或相对于互连支撑件(13、14)和/或相对于所述飞行器的结构固定地安装。

[0020] 根据另一个非限制性方面,所述互连支撑件(13、14)是两个,并且包括第一互连支

撑件(13)和第二互连支撑件(14),所述第一互连支撑件和第二互连支撑件是倾斜的,特别是布置成相对于所述第一机翼(11)和第二机翼(12)正交,并且其中所述空气动力学容器(40)位于所述第一机翼(11),所述第二机翼(12)和所述第一支撑互连件(13)以及所述第二互连支撑件(14)之间。

[0021] 根据又一个非限制性方面,所述第一和第二互连支撑件(13;14)各自包括第一部分,可选地为第一端,其分别固定在第一机翼(11)的第一端和第一机翼(11)的与第一端相对的第二端的,以及第二部分,可选地为与第一端相对的第二端,其分别固定在第二机翼(12)的第一端和第二机翼(12)的与第一端相对的第二端。

[0022] 根据另一个非限制性方面,所述至少一个空气动力学容器(40)具有沿预定方向的主发展,特别是与飞行器(1)在使用中的前进方向一致和/或基本一致的方向。

[0023] 根据又一个非限制性方面,所述飞行器包括多个空气动力学容器(40),所述空气动力学容器在其中具有腔或空间,所述腔或空间构造成在使用中运输载荷。

[0024] 根据又一个非限制性方面,飞行器还包括多个拉杆或连接元件(41),每个拉杆或连接元件(41)具有固定在所述第一互连支撑件(13)或所述第二互连支撑件(14)与所述第一机翼(11)或第二机翼(12)的相应部分或端之间的接合点处的第一端,以及与第一端相对的固定至所述空气动力学容器(40)的第二端。

[0025] 根据又一个非限制性方面,所述多个拉杆或连接元件(41)布置为使所述空气动力学容器(40)在所述第一机翼(11),所述第二机翼(12),所述第一互连支撑件(13)和所述第二互连支撑件(14)之间占据大致中心和/或重心位置。根据另一个非限制性方面,所述拉杆或连接元件(41)彼此交叉,并且特别地,它们形成四个臂,所述四个臂从所述空气动力学容器(40)离开。

[0026] 根据又一个非限制性方面,飞行器(1)包括多个马达(50),可选地包括具有轴向固定在螺旋桨(51)上的转子的多个电机。

[0027] 根据另一个非限制性方面,存在多个对应于所述第一机翼(11)和所述第二机翼(12)的电机,所述电机包括轴向固定在螺旋桨(51)上的转子。

[0028] 根据又一个非限制性方面,飞行器(1)包括至少四个以固定和外围方式安装在所述第一机翼(11)和所述第二机翼(12)上的马达(50)。

[0029] 根据又一个非限制性方面,可选地,除了所述至少四个以固定和外围方式安装在所述第一机翼(11)上和所述第二机翼(12)上的马达(50)之外,所述飞行器(1)还包括中央马达(50c)。

[0030] 根据又一个非限制性方面,所述中央马达(50c)和/或所述多个马达(50)包括多个电动马达,所述电动马达的转子固定至螺旋桨(51),并且其中所述至少一个第一和第二机翼轮廓相对于所述飞行器的前进方向位于所述螺旋桨(51)的后面。

[0031] 根据另一个非限制性方面,所述螺旋桨(51)相对于所述第一机翼(11)和/或所述第二机翼(12)的前缘位于前面。

[0032] 根据又一个非限制性方面,飞行器包括第一操作,起飞和/或着陆配置和平移飞行的第二操作配置,其中在所述第一操作配置中,每个马达(50)的螺旋桨(51)均具有相对于竖直线倾斜的旋转轴线,尽管接近竖直和/或所述飞行器的纵向轴线接近竖直。

[0033] 根据又一个非限制性方面,所述飞行器被配置为迎风起飞和/或所述第一操作配

置,即起飞和/或着陆,是迎风起飞和/或着陆的操作配置,其中所述螺旋桨的旋转轴线面对着风的起源方向。

[0034] 根据另一个非限制性方面,所述螺旋桨(51)是驱动螺旋桨,其配置成在至少预定的使用条件下产生接触和/或撞击所述第一机翼(11)和/或所述第二机翼(12)的轮廓的加速气流,可选地基本上在所述至少一个第一机翼(11)和/或所述第二机翼(12)处引起比所述飞行器移动速度大的气流,以及/或配置成在所述第一机翼(11)和/或第二机翼(12)上产生升力。

[0035] 根据又一个非限制性方面,所述飞行器包括操作配置,其中,所述多个马达(50)和/或所述中央马达(50c)的至少一部分被配置成施加空气制动动作,可选地借助于螺旋桨根据飞行器的运动方向旋转而引起的制动动作。特别地,在平移飞行操作配置期间空气制动器操作配置发生作用。

[0036] 根据另一个非限制性方面,在所述操作配置中,独立地控制所述马达(50),以便每个马达产生可变的制动力,并且所述飞行器被配置为使用中至少部分地,可选地完全地,跟着所述马达(50)的可变制动动作沿曲线执行轨迹。

[0037] 根据又一个非限制性方面,所述第一机翼(11)和/或所述第二机翼(12)包括第一机翼部分和第二重叠机翼部分,特别是沿着基本上正交于前进方向的方向重叠,并且/或包括至少一个内拱或外拱,并且其中所述重叠沿着基本上由理想线识别的方向发生,该理想线将第一机翼部分的内拱或外拱与第二机翼部分的内拱或外拱接合在一起。

[0038] 根据又一个非限制性方面,所述第一机翼(11)和/或所述第二机翼(12)各自包括多个分隔壁,所述多个分隔壁可选地等间隔地插入在所述第一机翼和所述第二机翼之间。

[0039] 根据另一个非限制性方面,所述空气动力学容器(40)集成了传感器和/或导航和/或遥测系统。

[0040] 根据又一个非限制性方面,所述飞行器(1)包括至少一个基本在竖直和/或悬停方向上的第一操作运动配置,特别是在起飞和/或着陆时,以及至少一个平移飞行的第二操作配置,其中,在所述第一操作配置中所述前进方向基本上是竖直的,并且在所述第二操作配置中所述前进的方向基本上是纵向的和/或包括纵向分量。

[0041] 根据另一个非限制性方面,在所述第二配置中,所述飞行器是自稳定的。

[0042] 根据另一个非限制性方面,所述飞行器(1)是垂直起飞飞行器。

[0043] 根据又一个非限制性方面,所述第一互连支撑件和/或所述第二互连支撑件(13; 14)集成了包括副翼或方向舵或襟翼的可移动表面(13t, 14t)。

[0044] 根据又一个非限制性方面,所述飞行器包括至少一个连接至保持缆线(18)的束带。

[0045] 根据另一个非限制性方面,所述保持缆线(18)具有预定的弱化点。

[0046] 根据另一个非限制性方面,所述飞行器包括多个束带,所述束带可选地安装在所述第一机翼(11)和所述第二机翼(12)的端部。根据另一个非限制性方面,飞行器包括2个或4个束带。

[0047] 根据又一个非限制性方面,所述至少一个束带或所述多个束带可移除地连接到所述保持缆线(18)。

[0048] 根据另一个非限制性方面,所述第一互连支撑件和/或所述第二互连支撑件(13、

14) 包括前缘,并且所述可移动表面 (13t,14t) 相对于所述前缘向后定位。

[0049] 根据另一个非限制性方面,所述第一互连支撑件和/或所述第二互连支撑件 (13、14) 是刚性支撑件,可选地具有大致翼形的形状。

[0050] 根据又一个非限制性方面,所述第一和/或所述第二机翼设置有相对于所述前缘位于后部位置的可移动表面。

[0051] 根据另一个非限制性方面,所述飞行器包括适配为旋转所述保持缆线 (18) 的至少一部分的马达,其中-可选地,所述马达包括与所述保持缆线相对应和/或固定在所述保持缆线上的至少一个部分 (18)。

[0052] 根据又一个非限制性方面,所述可移动表面被配置成当被激活时改变由所述马达 (50) 产生的流量。

[0053] 根据又一个非限制性方面,所述第一互连支撑件 (13) 和所述第二互连支撑件 (14) 集成了一套翼形轮廓,该套翼形轮廓至少部分地以相互邻近的状态布置,可选地沿着所述飞行器的前进方向布置。

[0054] 根据又一个非限制性方面,所述马达 (50;50c) 中的至少一个并且更优选地每一个均具有可变螺距螺旋桨 (51),尤其是在至少第一且较小螺距和第二且较大螺距之间可变,并且,其中在所述第一操作配置中,所述螺旋桨 (51) 至少采用第一且较小的螺距,而在所述第二操作配置中,所述螺旋桨 (51) 采用第二且较大的螺距。

[0055] 根据另一个非限制性方面,所述螺旋桨 (51) 是折叠式螺旋桨。

[0056] 根据又一个非限制性方面,所述马达 (50) 是至少四个,固定的,外围的并且彼此独立地受控或可控的。

[0057] 根据另一个非限制性方面,所述飞行器包括至少一个针对机翼翘曲和/或变形的测量装置,其安装在所述第一机翼 (11) 和/或第二机翼 (12) 和/或所述第一和/或所述第二互连支撑件 (13;14) 处,所述机翼翘曲和/或变形测量装置是应变仪或可选地包括应变仪。

[0058] 根据又一个非限制性方面,所述飞行器的至少一部分衬有对红外线可见和/或反射红外线线和/或对于大于600nm的反射波长,最好是大于700nm的反射波长可见的,和/或以夜间可见度为特征的材料,和/或由这些材料制成。

[0059] 特别地,根据又一个非限制性方面,所述保持缆线 (18) 具有红外线可见度和/或红外线反射特性和/或波长大于600nm,更优选地为700nm的可见度或反射和/或具有夜间可见度。

[0060] 根据另一个非限制性方面,所述翘曲和/或变形测量装置适于检测所述第一机翼 (11) 和/或所述第二机翼 (12) 的可移动部分的力和/或翘曲。

[0061] 根据又一个非限制性方面,所述飞行器 (1) 呈大致盒形形状和/或被定义为具有两两平行的侧面的形状,所述侧面由所述第一机翼 (11),所述第二机翼 (12),所述第一互连支撑件 (13) 和所述第二互连支撑件 (14) 定义。

[0062] 根据又一个非限制性方面,所述第一机翼 (11) 相对于所述第二机翼 (12) 偏移并且基本上在与第二机翼 (12) 在其上发展的平面平行和/或基本上平行的平面上发展。

[0063] 根据另一方面,描述了一种飞行器,特别是无人驾驶飞行器,其包括第一机翼 (11) 和第二机翼 (12),其中第一机翼和第二机翼 (11、12) 中的至少一个由多元件配置制造,该多元件配置包括一套至少部分以相互接近的状态布置的机翼轮廓 (21、22、23、24),该套机翼

轮廓至少包括彼此一个接一个地定位并分别定义前缘和后缘的第一机翼轮廓(21)和第二机翼轮廓(22),其中所述第一机翼(11)和所述第二机翼(12)彼此间隔开;所述飞行器还包括在所述第一机翼(11)和所述第二机翼(12)之间的将所述第一机翼和第二机翼(11、12)保持给定距离的互连支撑件(13、14),所述飞行器包括多个马达(50),可选地,为多个具有轴向固定在螺旋桨(51)上的转子的电机,和/或其中在所述第一机翼(11)和所述第二机翼(12)处存在多个包括转子轴向固定在螺旋桨(51)上的电机,其中所述螺旋桨(51)是驱动螺旋桨,其被配置成在至少预定的使用条件下产生接触和/或撞击所述第一机翼(11)和/或所述第二机翼(12)的轮廓的加速气流,可选地基本上在所述至少一个第一机翼(11)和/或所述第二机翼(12)处产生比所述飞行器移动速度大的气流,和/或被配置成在所述第一机翼(11)和/或所述第二机翼(12)上产生升力。

[0064] 根据本发明的另一方面,提供了一种发电工厂,其特征在于,该发电工厂包括:

[0065] -至少一个托架(8)或被牵引装置,该托架(8)或被牵引装置可通过在高空放置并受到风的作用的飞行器(1)的动作在预定路径上沿导向装置(2)移动;

[0066] -保持缆线(18),其具有被配置成连接至所述飞行器(1)的第一部分,以及与所述托架(8)连接的第二部分;

[0067] -其中所述托架(8)包括发电机(27、28),其适于从所述托架(8)沿着所述预定路径的运动中产生电力;

[0068] -其中,所述飞行器(1)是根据前述方面中的一个或多个的飞行器。

[0069] 根据本发明的另一方面,提供了一种用于无人驾驶飞行器(1)的基座,所述基座(100)包括用于所述飞行器(1)的支撑平台(101)和适于将所述支撑平台与地面之间隔开的支撑框架,所述支撑框架包括至少一个基座(103);所述基座的特征在于所述平台(101)相对于所述基座(103)可移动。

[0070] 根据又一个非限制性方面,所述基座(100)是根据本说明书的飞行器的基座,特别是被设计为与根据本说明书的飞行器协作。

[0071] 根据又一个非限制性方面,所述平台(101)可通过相对于所述基座(103)旋转而移动和/或配置成相对于所述基座(103)采取多个受控的倾斜度。

[0072] 根据又一个非限制性方面,平台(101)相对于基座(103)可旋转地安装,特别是以这样的方式安装,即,使得该平台(101)能够绕着沿基本竖直的方向延伸的轴线相对旋转。

[0073] 根据另一个非限制性方面,所述平台(101)相对于基座(103)闲置安装。根据又一个非限制性方面,所述基座(100)包括用于将所述平台(101)和所述基座(103)分开的多个侧向支撑件(102),适配为使所述平台与所述基座相距预定高度。

[0074] 根据又一个非限制性方面,所述基座包括圆顶闭合元件,其具有至少一个第一打开配置和一个第二闭合配置,其中,在所述第一打开配置中,所述闭合元件使飞行器自由起飞或在平台(101)着陆。

[0075] 根据另一个非限制性方面,每个侧向支撑件(102)具有基本空气动力学的形状,其表面沿着包括这样的轴线的平面延伸,该轴线在基本竖直的方向上延伸和/或具有基本竖直的机翼形状,其在使用中,在风的作用下通过相对于基座(103)旋转而使平台(101)与风向对齐。

[0076] 根据又一个非限制性方面,所述基座包括伺服致动器,所述伺服致动器被配置为

执行相对于基座(103)的所述旋转和/或允许或引起相对于所述基座(103)的多个倾斜,其中,所述致动器被配置成从风量计,可选地从风向计接收致动信号,并且具体地,将所述平台(101)在所述致动信号的基础上和/或根据至少一个由所述风量计确定的风向来迎风定位。

[0077] 根据另一个非限制性方面,所述基座将绞盘或滚筒(106)和至少部分地缠绕在所述滚筒(106)上的保持缆线(18)以及在所述滚筒(106)上旋转地作用的马达(105)整合在一起以用于所述保持缆线(18)的受控解绕或重绕,所述保持缆线(18)在使用中具有至少一个可拆卸地连接到所述飞行器(1)的部分。

[0078] 根据另一方面,所述飞行器包括保持缆线(18)。

[0079] 根据又一个非限制性方面,所述基座集成了管状元件(107),可选地是伸缩管(107),该管状元件相对于所述平台(101)倾斜地延伸,并且所述保持缆线(18)在所述管状元件上,和/或在所述管状元件中和/或相对于所述管状元件被动滑动或滑动。

[0080] 根据另一个非限制性方面,所述管状元件(107)是用于所述保持缆线(18)和/或用于所述保持缆线(18)的张紧的阻尼元件。

[0081] 根据另一个非限制性方面,所述保持缆线(18)是具有低空气动力学阻力的缆线和/或对于其至少一部分而言,其侧表面至少部分地,更优选地整体地,被有利于减小缆线本身的空气动力学阻力的凹陷或凹口覆盖,和/或设有至少一个包括螺旋形和/或萨沃纽斯(Savonius)涡轮形的表面的部分。

[0082] 根据另一个非限制性方面,所述保持缆线(18)是相对于其自身的发展轴线(K)至少部分地旋转的缆线,并且特别地,具有所述螺旋形和/或萨沃纽斯涡轮形表面的所述部分是在旋转。

[0083] 根据另一个非限制性方面,所述保持缆线(18)在其一部分,特别是端部被旋转轴承保持。

[0084] 根据另一个非限制性方面,所述飞行器包括适配为旋转所述保持缆线(18)的至少一部分的马达。

[0085] 根据又一个非限制性方面,所述基座(100)的特征在于存在惯性测量单元,所述惯性测量单元位于或基本位于所述管状元件(107)处,可选地位于所述管状元件(107)的自由端,所述惯性测量单元被配置和/或特别设计和/或适配为检测在所述管状元件(107)上的力和/或载荷,特别是弯曲力和/或载荷。

[0086] 根据另一个非限制性方面,所述基座(100)的特征在于存在应变仪或载荷传感器,所述应变仪或载荷传感器位于或基本位于所述管状元件(107)处,可选地位于所述管状元件(107)的自由端处。

[0087] 根据另一个非限制性方面,所述基座集成了电连接的数据处理单元和/或可操作地配置成至少从所述惯性测量单元接收数据,特别是与所述力和/或载荷有关的数据,并进行传输,同样间接地,所述马达(105)的致动信号,可选地用于所述保持缆线(18)的释放和/或解绕。

[0088] 根据本发明的另一方面,提供了一种发电工厂,其特征在于,该发电工厂包括:

[0089] -根据前述方面中的一个或多个方面的基座(100),

[0090] -根据前述方面中的一个或多个的飞行器(10),以及

- [0091] -具有第一部分的保持缆线(18),该第一部分被配置为连接至所述飞行器(1);
- [0092] -滚筒,该滚筒上缠绕有所述保持缆线(18)的第二部分;
- [0093] -用于产生电力的发电装置,其可移除地连接至所述保持缆线(18)和/或连接至所述保持缆线(18)的滚筒,该发电装置适配为从或通过飞行器(10)施加在所述保持缆线(18)上的至少暂时的拖曳力的作用而产生的所述滚筒上的所述保持缆线的解绕和/或重绕(18)而发电。
- [0094] 根据另一个非限制性方面,所述基座(100)相对于地面固定安装。
- [0095] 根据另一个非限制性方面,所述保持缆线(18)是电绝缘的缆线。
- [0096] 根据另一个非限制性方面,所述发电装置包括刚性连接至所述滚筒的转子。
- [0097] 根据本发明的另一方面,提供一种控制无人驾驶飞行器(1)的方法,该方法包括:
- [0098] -从支撑平台(101)开始,处于第一垂直起飞操作配置或第一飞行姿态的所述飞行器(1)的多个马达(50)中的至少一个马达(50)的激活步骤,
- [0099] -调节由所述多个马达(50)产生的功率以引起所述第一飞行姿态在另一飞行姿态或第二飞行姿态中的改变的步骤,其中,所述第二飞行姿态识别所述飞行器(1)的在其中进行具有水平平移分量的平移飞行的第二操作配置,其中
- [0100] -所述调节由所述多个马达(50)产生的功率的步骤导致所述飞行器(1)的结构的定向的改变。
- [0101] 根据另一个非限制性方面,所述飞行器(1)是根据本发明一个或多个方面的飞行器。
- [0102] 根据另一个非限制性方面,所述飞行器(1)的结构的定向的改变和/或第一姿态和第二姿态之间的变化是通过牢固地连接到所述飞行器(1)的结构的马达(50)进行的。
- [0103] 根据另一个非限制性方面,该方法包括所述第二飞行姿态的控制步骤,其中,至少一部分所述马达(50)用作所述飞行器的空气制动器,可选地,其中,所述控制步骤包括对所述马达(50)的独立控制。
- [0104] 根据另一个非限制性方面,所述至少一部分所述马达用作空气制动器的所述控制步骤中包括根据飞行器的前进方向保持用作空气制动器的每个马达的螺旋桨(51)的旋转,和/或包括对用作空气制动器的每个马达的螺旋桨(51)的制动。
- [0105] 根据又一个非限制性方面,该方法包括借助于连接在飞行器的不同点处的,特别是在所述第一机翼(11)和/或第二机翼(12)的端点处的多个束带在所述第二飞行姿态控制所述飞行器,和/或在所述多个束带连接至保持缆线(18)的第一端,该保持缆线在其预定义部分处,可选地在相对于所述第一端的相对端处,固定在地面支撑件上。
- [0106] 根据又一个非限制性方面,所述方法包括以下步骤:通过致动连接飞行器的第一机翼(11)和第二机翼(12)的至少一个互连支撑件(13;14)的可移动表面(13t,14t)来执行转向和/或俯仰和/或滚动。
- [0107] 根据又一个非限制性方面,该方法包括通过将保持缆线(18)从滚筒上部分解绕而逐步释放保持缆线(18)的步骤,交替进行和/或随后进行以下步骤:将保持缆线(18)至少部分地重绕在滚筒上,其中,至少在该部分解绕期间,连接至缠绕有保持缆线的滚筒的发电机导致发电。
- [0108] 根据另一个非限制性方面,所述至少部分的解绕步骤是被动的,并且是由飞行器

(1) 由于风施加在保持缆线 (18) 上的拉动作用引起的。

[0109] 根据又一个非限制性方面,该方法包括以下步骤:根据飞行器的操作配置来控制/和/或改变所述马达 (50) 的螺旋桨的螺距,其中,在从第一操作配置到第二操作配置和/或从第一飞行状态到第二飞行状态的过渡中,控制步骤提供了马达的至少一个螺旋桨的螺距的增加。

[0110] 根据另一个非限制性方面,飞行器的控制方法提供了在飞行器本身的起飞和/或降落步骤期间所述螺旋桨具有最小螺距。

[0111] 根据另一个非限制性方面,该方法通过改变和/或调节由每个马达 (50、50c) 供应的功率来提供飞行器 (1) 的远程和/或自动控制步骤。

[0112] 根据另一个非限制性方面,所述多个马达是多个独立可控马达 (50、50c)。

[0113] 根据又一个非限制性方面,该方法使所述飞行器执行受控转弯 (1) 以做“8”和/或圆形和/或弯曲轨迹的运动,特别是在有功发电步骤期间。

[0114] 根据又一个非限制性方面,该方法提供了至少第一机翼 (11) 和第二机翼 (12) 施加在飞行器 (1) 上的升力的,优选地是电子的和/或自动的验证步骤,并且,如果这种升力足以在不借助马达 (50、50c) 提供的动力的情况下使飞行器1保持飞行,则该方法包括定位螺旋桨以使其具有零和/或标志入射角的步骤。

[0115] 根据另一个非限制性方面,所述方法包括借助于在地面上的数据处理单元与所述飞行器 (1) 之间的飞行数据的传输来自动控制所述飞行器 (1) 的轨迹,尤其是安装在飞行器上的数据处理单元 (1)。

[0116] 根据另一个非限制性方面,所述方法包括控制和/或阻尼由阵风产生的载荷峰值和/或在所述飞行器 (1) 上保持恒定升力的步骤。

[0117] 根据另一个非限制性方面,所述控制和/或阻尼是由数据处理单元或通过数据处理单元自动执行的控制和/或阻尼。

[0118] 根据另一个非限制性方面,所述控制尤其包括测量在第一机翼 (11) 和/或第二机翼 (12) 和/或第一互连元件 (13) 和/或第二互连元件 (14) 上产生的载荷和/或升力,优选但不限于借助于至少一个应变仪或测力计。

[0119] 根据另一个非限制性方面,在进行所述载荷和/或升力测量之后,所述方法包括对所述第一机翼 (11) 和/或第二机翼 (12) 和/或第一互连元件 (13) 和/或第二互连元件 (14) 的可移动表面的校正,优选自动的校正,特别是旨在在载荷和/或升程测量值相对于预定值减小时增加由所述可移动表面产生的升力上的入射角,以及如果载荷和/或升力测量值相对于上述预定值增加,则减小由所述可移动表面产生的升力上的入射角,的控制。

[0120] 根据另一个非限制性方面,所述方法包括从所述飞行器受控地释放保持缆线 (18) 的步骤,可选地在执行紧急机动期间释放;所述释放步骤是通过在所述保持缆线 (18) 的靠近所述飞行器 (1) 的端部处的所述保持缆线 (18) 与飞行器 (1) 的断开而发生的,可选地在与系带的交界处发生,所述系带连接在第一机翼 (11) 或第二机翼 (12) 与各自相应的第一,第二互连元件 (13、14) 之间的在接合点处,和/或借助于远程释放控制器。

[0121] 根据另一个非限制性方面,在所述受控释放步骤之后,执行所述保持缆线 (18) 在卷绕滚筒上的至少部分的重绕步骤,可选地自动地执行。

附图说明

[0122] 将参考下述说明所指的一个或多个优选的和非限制性的实施方式结合附图对本发明的这些和进一步的特征进行进一步的描述,其中:

[0123] -图1示出了作为本发明目的的无人驾驶飞行器的第一实施例的透视图;

[0124] -图2示出了图1中的飞行器的侧视图;

[0125] -图3是图1中飞行器的仰视图;

[0126] -图4示出了本发明的飞行器目的的第二实施例的仰视图;

[0127] -图5示出了图4中的飞行器的侧视图;

[0128] -图6示出了用于通过根据本发明的飞行器发电的设备的细节;

[0129] -图7示出了图6中的工厂的一部分的进一步细节,特别是用于发电的托架;

[0130] -图8示出了图6和图7中的工厂的一部分的进一步细节;

[0131] -图9示出了所述飞行器可以用来产生电力的轨迹;

[0132] -图10和图11分别示出了本发明的飞行器目的的地面发电机和基座的细节。和

[0133] -图12示出了与本发明的飞行器连接的保持缆线的两个部分的详细视图。

[0134] 发明详述

[0135] 整体上,附图标记1表示无人驾驶飞行器或空中装置,其在本说明书中以两个非限制性实施例给出。

[0136] 在两个实施例中,本发明的飞行器目的被配置为具有至少基本在竖直和/或悬停方向上的,特别是在起飞和/或着陆时的,第一操作运动配置,以及飞行器自稳定地平移飞行的至少第二操作配置;在第一操作配置中,所述前进方向基本上是竖直的,而在第二操作配置中,前进方向是基本上纵向的。在第一和第二操作配置之间的过渡是渐进的并且允许本发明的飞行器目的以逐渐获取越来越多的水平速度的方式移动。在第一操作配置期间,飞行器的水平速度,特别是相对于地面的水平速度,实际上基本上为零。

[0137] 飞行器1的结构描述将参考定义飞行器1的高度发展的第一参考轴线X,定义其宽度发展的第二参考轴线Y和定义了飞行器的深度发展和/或定义了飞行器的前进方向的第三参考轴线Z进行,尤其是在所述平移飞行期间。轴线是指飞行器的结构,并且根据本发明,应将其理解为与飞行器本身的结构一起刚性旋转,从而使飞行器的空间定向发生变化会导致三个参考轴线X,Y,Z中的一个的空间定向的等效变化。

[0138] 飞行器的第一实施例

[0139] 如图1-3所示,本发明的飞行器1包括第一机翼11和第二机翼12,第一机翼11和第二机翼12沿着由第一参考轴线X标识的方向往相互地叠加,并且沿着由相对于第一参考轴线正交的第二参考轴线Y延伸最大延伸方向。

[0140] 第一机翼11和第二机翼12以多元件配置制成,该多元件配置包括一组,两个或多个,至少部分以相互邻近的状态布置的机翼轮廓21、22、23、24。

[0141] 该组机翼轮廓包括至少一个第一机翼轮廓21和第二机翼轮廓22,它们彼此一个接一个地定位,并且分别参照飞行器1的前进方向定义了前缘和后缘。特别地,图1至图3所示的实施例示出了一种优选的非限制性解决方案,其中存在第一机翼轮廓21,相对于第一机翼轮廓可移动的第二机翼轮廓22以及可相对于第一机翼轮廓和/或第二机翼轮廓移动的第三机翼轮廓23。特别地,机翼轮廓的运动性通过沿着平行于第二参考轴线Y的轴线的一个相

对另一个的旋转来给出。

[0142] 还存在互连元件或支撑件13、14,其被设计成将第一机翼11和第二机翼12保持在预定位置。优选地,但不限于,互连元件或支撑件13、14被安装在第一和第二机翼11、12中的每一个的彼此相对的第一和第二端附近或基本在第一和第二端处。这些互连支撑件具有空气动力学形状,优选基本上为机翼,并且可以例如但不限于在飞行器可以执行的急转弯中有助于飞行器的升力。互连元件13、14是基本上刚性的。

[0143] 在图1-3中所示的实施例中,互连元件13、14是两个,并且包括左侧的第一互连支撑件13和右侧的第二互连支撑件14;这些互连支撑件可以是倾斜的,并且尤其是相对于所述第一机翼11和第二机翼12正交地布置。通常,第一互连支撑件13和第二互连支撑件14的每一个均包括第一部分,该第一部分在附图中所示的该实施例中对应于第一端,该第一端分别固定在第一机翼11的第一端和第一机翼11的与其第一端相对的第二端,以及第二部分,该第二部分在附图中所示实施例中的附图标记对应于与所述第一端相对的第二端,该第二端分别固定在第二机翼12的第一端和第二机翼12的与其第一端相对的第二端。

[0144] 在附图所示的第一实施例中,第一和第二机翼11、12中的每一个均包括彼此重叠的第一机翼部分11a,12a和第二机翼部分11b,12b,特别是沿基本由X轴识别的方向彼此重叠。特别地,这种机翼部分,对于每个机翼并且对于整体,识别彼此重叠的第一机翼平面和第二机翼平面。特别地,所述重叠沿着基本垂直于前进方向发生和/或包括至少一个内拱或外拱并且其中所述重叠沿着基本上由连接所述第一机翼部分11a,12a的内拱或外拱与所述第二机翼部分11b,12b的内拱或外拱的理想直线所识别的方向发生。为了使机翼部分保持分离,第一机翼11和第二机翼12均具有多个分隔壁,所述分隔壁插入在所述第一机翼和所述第二机翼之间并且沿着与第一参考轴线X和与第一参考轴线X和第二参考轴线Y都正交的第三参考轴线Z所在的平面平行的平面延伸。

[0145] 在这种被称为双重叠翼的配置中,因为获得了具有与飞行器装置相同的机翼延伸的双翼表面,所以相对于现有技术的解决方案,侧向体积被极大地减小了。通过使第一机翼11和第二机翼12的每一个都具有双翼部分的优选配置,就获得了四翼配置,其另外的优点是在相同的升力下减小了横向体积。本发明的飞行器目的的配置允许对于相同的机翼表面和伸长获得最小的感应阻力。此外,在减小的横向体积的情况下,还优化了飞行器的机动性及其刚度,互连支撑件13、14在第一实施例中为飞行器提供了基本正方形或矩形的形状,对此做出了贡献。这种特定的配置允许具有特别坚固和抗性的结构以及相对于表面的低翼展。而且,飞行器的该特殊配置允许非常高的转弯速率。

[0146] 本发明的飞行器目的的第一实施例还包括封闭在空气动力学容器40中的中央马达50c,该空气动力学容器40定位在第一机翼11和第二机翼12之间。空气动力学容器40相对于飞行器1的结构固定安装,尤其是相对于第一和第二机翼11、12和/或相对于第一和/或第二互连支撑件13,14。这有助于为飞行器本身提供额外的刚度和强度。中央马达50c通过多个拉杆或连接元件41连接到第一和第二机翼,每个拉杆或连接元件41具有固定在第一互连支撑件13或第二互连支撑件14与相应部分或端部之间的接合点处的第一端,以及固定在所述空气动力学容器40上的与所述第一端相对的第二端。在图1-3所示的实施例中,空气动力学容器40占据第一机翼11,第二机翼12,第一互连支撑件13和第二互连支撑件14之间的大致中心位置和/或大致重心位置。特别地,所述拉杆或连接元件41彼此交叉,并且特别地,它

们形成从空气动力学容器40离开的四个臂。取决于机翼11、12的长度与第一、第二互连支撑件13、14的长度之间的比例,两个臂之间形成的角度可以是90°(长度比为1:1)或不同。

[0147] 在附图所示的优选实施例中,第一互连支撑件13和第二互连支撑件14集成了由参考数字13t和14t表示的可移动表面,可移动表面包括副翼或襟翼。在特定的非限制性实施例中,第一和第二互连支撑件布置在第一和/或第二互连支撑件13、14的后部中,并且特别是当所述第一和第二支撑件基本上具有所述机翼形状时(如附图所示的例子),它们因此基本上位于机翼的后缘。所述可移动表面可以包括多个机翼元件或轮廓,其独立地可控制并且在飞行器的前进方向上依次一个接一个地布置,类似于飞行器的第一,第二和第三机翼轮廓21、22、23所发生的情况。各种机翼轮廓可充当副翼或襟翼。特别是,副翼可以相对于相应的第一或第二互连支撑件沿平行于第一参考轴线X的轴线旋转,并允许执行飞行器1的偏航,转弯和俯仰机动。这种配置可优化飞行器的机动性-特别是在偏航时-即使在不利的天气条件下也是如此。

[0148] 在第一互连支撑件和第二互连支撑件13、14设置有更多的机翼元件或轮廓的情况下,有利地,优化了非常窄的转弯的执行,并且本发明的飞行器物体可以在失速之前具有较大的最大前导角而无需依靠太大的机翼弦,太大的机翼弦可能会损害飞行器的机动性,过度增加飞行器的重量。

[0149] 优选但不限于,空气动力学容器40集成了必要的和/或有用的控制飞行器的运动的控制、导航,传感器和遥测系统。该方面是方便的,因为空气动力学容器40的中心位置使得这些控制,导航,传感器和遥测系统——均是特别敏感——较少受到冲击,例如在飞行器降落期间和/或在其操纵期间。这些系统还对磁场敏感,并且相对于可以根据以下描述安装在飞行器上的外围马达而位于较远的位置。

[0150] 在第一和第二机翼11、12的端部还有另外的马达50,其优选地包括电机,特别是电马达,其转子固定到相对于机翼和互连支撑件13而言位于前部的螺旋桨,特别是相对于第一机翼11和第二机翼12的前缘而言的前部。螺旋桨可以具有固定的螺距,或者替代地并且更优选地,具有可变的螺距。而且,螺旋桨可以是可折叠类型的。此外,所述电马达可以是传统的径向流电马达,或者是具有相对于定子在前面联接的转子的轴向流电马达。可替代地,马达可以是吸热马达。例如,如果本发明的飞行器目的具有相当大的尺寸,则该解决方案可方便地应用。

[0151] 在旋翼的螺旋桨后面具有可移动表面,尤其是机翼轮廓的事实使飞行器在悬停时以及在强风和湍流的情况下明显更稳定。有利地,在第一操作配置中用于垂直飞行或悬停的相同马达50也是用于第二操作配置的相同的推进器。这些马达50相对于第一和第二机翼11、12以及相对于第一和第二互连支架13、14固定地安装,并且由于没有马达的复杂旋转元件,因此确保了更大的操作安全性。便利地,飞行器1在机上容纳电池,优选地为可充电电池,以向电动机50供电。电池可以等效地由燃料电池或推进剂箱代替。

[0152] 第一实施例因此具有5个固定马达50、50c,其中4个是基本上安装在第一和/或第二机翼11、12外围的外围马达。四个外围马达,特别是中央马达被安装为在相互安装位置中彼此平行定向的方式。

[0153] 申请人已经观察到,飞行器的特定机翼轮廓,特别是具有重叠的机翼部分11a, 11b, 12a, 12b, 允许优化从第一操作配置到第二操作配置的过渡而不会冒着飞行器失速的

风险,即使大重量是它的特征。

[0154] 由通过互连支撑件13、14而保持在外围中的两个平行的机翼11、12组装在一起而形成的盒状结构还具有较低的能量消耗和最佳的空气动力学效率。因此,飞行器1的盒状结构基本上具有两两平行的侧面。

[0155] 本发明的飞行器物体具有起飞配置,在下文中称为垂直起飞或第一飞行姿态,其中每个马达50的螺旋桨具有相对于竖直轴线倾斜的旋转轴线,尽管最好接近竖直;因此,飞行器的纵轴线接近于竖直。由于这种配置,可以沿迎风方向和/或以使得螺旋桨的旋转轴面向风的方向的方式进行飞行器的定位。这种配置允许在不利的天气条件下,特别是在迎风条件下,优化飞行器的起飞能力。同样由于在此描述的机翼11、12的特定轮廓,本说明书的飞行器物体具有非常高的失速角。而且,由于这个方面,起飞所需的电力消耗受到限制。如将在下面更详细地描述的,在起飞操作配置之后,飞行器朝着平移飞行的后续配置移动。

[0156] 因此,根据本发明,对于“迎风”方向,应参考通过箱形结构中心的并根据机翼轮廓识别的形状确定的与飞行器的主前进方向平行的轴线,所述轴线朝向前进方向离开飞行器结构。

[0157] 详细地看图2,可以看到第一机翼11相对于第二机翼12在竖直方向上未对齐,即,即使其保持布置在平行于或基本平行于第二机翼12的展开平面的平面上的方式,其也未对齐,从上方观察飞行器1,这是水平的偏移。已经注意到,三个参考轴线X,Y,Z彼此正交,如已经描述的,互连支撑件13、14各自在平行于第一和第三参考轴线X,Z的平面上发展,但是它们的主发展方向沿着位于所述平面上的但相对于第一和第三参考轴线倾斜的直线。换句话说,互连支撑件13、14根据这样的形状连接到第一和第二机翼11、12:使得互连支撑件13、14的纵向发展轴线相对于机翼11、12的机翼平面形成一定角度(a' , a'')。可以提供两种不同的互连支撑件13、14将连接到机翼11、12的配置:

[0158] -根据一种配置,其使得第一机翼11相对于第二机翼12并且相对于其前进方向(由箭头A表示)位于前方,从而产生一定的纵向深度,从而允许获得飞行器1在飞行中的更大的纵向稳定性。因此,在这种情况下,互连支撑件13、14根据这样的配置被连接到机翼11、12:其使得互连支撑件

[0159] 13、14的纵向延伸轴线相对于机翼11、12的机翼平面形成第一角度

[0160] (a'),该第一角度(a')大于90度,优选地包括在91度至135度之

[0161] 间,甚至更优选地在95度至130度之间;

[0162] -根据一种配置,其使得第一机翼11相对于第二机翼12并相对于前进方向向后定位,以形成一定的纵向深度,该纵向深度允许获得飞行器1的飞行时的更大的纵向稳定性。因此,在这种情况下,互连支撑件13、14根据一种配置连接到机翼11、12,使得互连支撑件的纵向发展轴线相对于机翼11、12的机翼平面形成第二角度(a''),这样的第二角度(a'')小于90度,优选地包括在45至89度之间,甚至更优选地在50至85度之间。这是图2中所示的配置。

[0163] 在附图所示的优选实施例中,在前进方向上,位于下方的第二机翼12相对于第一机翼11位于前部,并且首先遇到气流。

[0164] 如果飞行器设置有保持缆线18,如将在下文中更好地描述的,则这种配置在保持缆线18断裂的情况下特别重要。实际上,飞行器装置1的所描述的配置允许获得良好的稳定性条件,因此,在保持缆线18断裂的情况下,飞行器1能够通过指定区域内滑行而自主着

陆。通常,保持缆线18被配置成将飞行器限制在地面上的支撑物上,从而限制了其运动能力。地面支撑件可以是固定的或可移动的,并且在如下所述的特定实施例中,它可以是托架。

[0165] 可选地,尽管优选地,第一机翼11和/或第二机翼12和/或第一和/或第二互连支撑件13、14可以包括应变仪,特别是安装在机翼本身的纵向构件上,以便能够在机翼升力的作用下感觉到机翼的扭曲,即能够识别所讨论的机翼是否刚被一阵风击中。由应变仪检测到的值优选地被转换成电子数据,该电子数据例如但不限于通过无线电传输到飞行器1的远程控制系统,例如引入到用于发电的工厂中,如将在下文中说明书的以下部分所描述的。申请人已经观察到,由应变仪检测到的应变仪值允许更早和更精确地识别本发明的飞行器1在其飞行期间可能受到的载荷变化和/或控制转弯时的升力,特别是当飞行器固定在保持缆线上时。特别地,由应变仪检测到的力值允许优化对本发明的飞行器1的目的控制,避免了转弯过窄的风险,该转弯过窄的风险可能导致由第一或第二互连支撑件实现的侧翼失速。

[0166] 本发明的飞行器1的盒状结构的特定配置将第一和第二机翼以及第一和第二互连元件集成在一起,特别是当全部都设有可移动表面时,允许甚至特别在强调没有失去升力的情况下开始滚动。

[0167] 发电机在缆线之前接收载荷的变化,可以更好地消除载荷峰值。

[0168] 飞行器1还可以包括数据处理单元,该数据处理单元与马达50和/或中央马达50c以允许快速地控制每个马达50,特别是独立于其他马达的方式电连接。因此,数据处理单元负责控制飞行器1。应变仪的值也被传输到数据处理单元,该数据处理单元相应地校正飞行器1的飞行姿态,例如通过适配所述第一机翼11和/或通过第二机翼12提供的升力,改变可移动表面的角度,以平滑由于阵风引起的峰值载荷。同样的道理,当风的强度降低时则相反。

[0169] 在认为有用或必要的情况下,飞行器1还可以包括无线收发器模块,该无线收发器模块适于分别向远程接收器发送飞行参数以及从远程发送器接收飞行参数。方便地,无线收发器模块电连接到数据处理单元,并且在使用中至少与之交换飞行器1的飞行数据。

[0170] 申请人注意到,尽管在附图中示出了解决方案中马达50被外围地定位,基本上在第一机翼11和互连支架13、14之间以及在它们与第二机翼12之间形成的夹角处,而作为机翼末端马达50,但未在附图中示出的飞行器的其他实施例的特征还在于存在多个中间马达50,即安装在至少第一机翼11的中间位置,并且优选地还安装在至少第二机翼12的中间位置;这些马达彼此等距间隔并且全部相对于各自的参考机翼以固定的方式安装,从而增加飞行器1的飞行安全性。安装在机翼上的所有螺旋桨优选地保持上述和在下文中描述的特征。特别是将螺旋桨集成在机翼前缘的前方。

[0171] 实际上,申请人已经发现,通过增加在机翼前面具有驱动螺旋桨的马达的数量,可以使加速空气流覆盖机翼及其可移动部件,这样即使在载具相对于周围空气低速行驶时(起飞和着陆情况)下,在机翼轮廓和高可移动部件上获得流速,在低速下也具有更大的升力,并且在低速下则可移动部件具有更强劲响应。特别地,由于前驱动螺旋桨,可以在第一和/或第二机翼11、12的轮廓上获得高流速(这种流速的特征在于其速度大于飞行器在空间中的运动速度),从而产生发生在第一机翼11和/或第二机翼12上的升力。

[0172] 在低载具速度下机翼上的加速流动可使飞行器在较短时间内从垂直旋转到水平,

这是因为螺旋桨流引起的升力增加了机翼上的实际升力,并且可移动部件的响应改变了飞行器本身的俯仰位置。以此方式,需要更少的马达的最大功率时间,而马达的最大功率在悬停期间并且在更一般地在使用的第一配置中通常是必要的,从而在其他条件相同的情况下电池的容量也可能更低,并因此飞行器1可以更轻。更轻的重量对应于升力对缆线上的阻力的更大贡献,而不是对飞行器本身的自支撑。此外,这种加速的流动有助于在低速下允许飞行器的可移动部件的强劲响应,从而提供高可控性和反应性,并且还有助于提供通用的安全性,特别是在通常能找到高湍流的低海拔地区。

[0173] 此外,与带有直径大得多的螺旋桨的4个外围马达相比,大量带有小型螺旋桨的小型马达允许具有更低的噪声水平。这有利于附近家庭的接受,因为它减少了噪音污染。

[0174] 申请人特别观察到,与在安装4台马达时相比,安装在大量低功率马达上的螺旋桨的直径更小;在螺旋桨可折叠的特定情况下,当螺旋桨向后折叠时,它们在纵向放置时将具有较小的占地面积,因此,螺旋桨的固定装置将更靠近机翼的前缘,从而减小了螺旋桨的总长度。飞行器1的结构部件将具有更紧凑的结构。

[0175] 此外,在空气动力学阻力方面,与具有较大机身的大型马达相比,与正面冲击较小的机身的一部分附连的许多小型马达的冲击较小,因此总效率得以提高,因此可用于拉保持缆线18的升力的部分得以增加。

[0176] 在任何情况下,马达数量的冗余都可以在飞行安全方面获得相当大的优势,因为在一个或多个马达发生故障,破坏或失效中的任何一种情况下,至少可以保证飞行器维持飞行高度。该优点既适用于具有5个马达,其中4个为外围,的解决方案,也适用于机翼带有中间马达的解决方案。

[0177] 在如上所述的具有4个或5个马达的解决方案中以及在上文讨论的解决方案中,其中每个机翼11、12具有彼此间隔开的多个螺旋桨,都可以方便地利用马达50的控制的独立性。一些马达50可以具有更大螺距的螺旋桨,以能够像传统飞行器一样从悬停良好地加速到飞行器飞行。其他马达,最好是低转速马达,将具有长螺距螺旋桨,该螺距螺旋桨适合在循环的被动阶段的俯冲时进行电气再生,用于为电池充电。这样,所有马达都将在各个步骤中发挥作用,但是某些马达将在上述每个步骤中以最高效率工作。申请人已经指出,在对于每个机翼11、12以及可选地对于第一或第二互连支撑件13、14,或者至少对于第一或第二机翼11、12中的一个而言,有马达处于中间位置,也有可能放弃会增加飞行器的建造复杂性和相关的维护成本的可变螺距螺旋桨。根据对安装在第一和/或第二机翼11、12上的中间马达的使用,飞行姿态控制确保了对飞行器飞行姿态的更精确控制。

[0178] 在特定的操作配置中,例如,在连接缆线的情况下的“8”路径转弯期间,马达50以及当还存在中央马达时可以作为空气制动器以降低滑行和俯冲的速度。优选地,尽管不限于,随着螺旋桨沿与飞行器的运动方向一致的方向上旋转而发生制动器作用,即在不旋转螺旋桨以产生相对局部冲击马达的流的相反方向,特别是相对的方向上的气流的情况下。在特定的配置中,马达50被构造成彼此独立地致动,从而施加彼此独立的和/或随时间变化的空气制动控制以及因此独立减速。空气制动器的运行方式的独立性优选通过控制单元来管理。这允许产生扭矩,例如以使飞行器自转的扭矩,从而控制其轨迹。通过空气制动作用,并且由于所述马达50是电动的,因此可以对电池充电。

[0179] 优选地,但不限于,本发明的飞行器目的的至少一部分机体由对红外线可见和/或

对于大于600nm,更优选地为700nm的波长可见的材料制成。可替代地,飞行器的机体的一部分可以衬有具有上述红外线可见性的材料,例如借助于由照明器发射的红外线辐射反射层,并且以涂料或粘合元件的形式制成。在特定实施例中,特别地,保持缆线18具有红外线可见性。有利地,这有助于避免传统飞行器由于其夜间的可见度差而无意中撞击本发明的飞行器目的的风险,因为如此配备的本发明的飞行器可以容易被夜间观察器和/或通过夜间观察器观察到,例如,固定翼或机动翼飞行器的飞行员在夜间飞行中使用的夜间观察器,包括进行搜救的人员使用的夜间观察器。这样的观看器通常在600nm至900nm之间显示出最大的灵敏度。此外,使用具有红外线可见性的材料有助于保护机上的电力。实际上,如此配备的飞行器的能见度不是由主动照明的属性决定的,而是由不需要或不使用机上能源的被动能见度的特性决定的。

[0180] 飞行器的第二实施例

[0181] 图4和图5示出了根据本发明的飞行器的第二实施例。该第二实施例具有与第一实施例基本相同的特征,读者应参考这些特征进行阅读。应当注意,上述对于飞行器1的第一实施例也是可选的特征可以应用于本文所述的第二实施例。特别地,该第二实施例被优化以制造货运无人机。

[0182] 特别地,该实施例相对于第一实施例的特征在于,空气动力学容器40包含适于承载载荷的内部容积。因此,第二实施例是具有四个外围固定马达的无人驾驶飞行器1的实施例。特别地,申请人已经发现,使用相对于飞行器的结构固定的空气动力学容器40,并且具有相对于如上所述的机翼和互连支撑件的特定固定构造,可以避免载荷的危险倾斜,该载荷的危险倾斜损害飞行的稳定性。因此,与其他位置相比,相对于根据本说明书的飞行器1的结构固定在上述位置的空气动力学容器40允许以非常低的飞行稳定性支撑非常高的质量。

[0183] 申请人已经观察到,当将空气动力学容器定位在上述基本重心的位置时,载荷也将处于该位置;因此,实现了货物运输的最优化。尽管附图未示出,但是第二实施例可在第一或第二机翼附近和/或在第一或第二互连支撑件13、14附近具有其他空气动力学容器,以提供用于运输载荷的额外空间。

[0184] 可选地,根据本发明的飞行器的第一实施例和第二实施例均可以包括除上述容器之外的多个空气动力学容器40,每个容器被构造成在其里面做出的空间或凹口或空腔中容纳载荷。根据优选实施例,这样的空气动力学容器被布置成识别主发展方向,该主发展方向平行于飞行器1在飞行中假定的前进方向延伸并因此平行于第三参考轴线Z。这些空气动力学容器总是固定的。

[0185] 本发明的飞行器1的第一和第二实施例都可以用于制造由缆线保持的无人机。特别地,无人机可以利用保持缆线18保持朝向可在引导件上滑动的托架8,以便例如允许通过托架8发电。这样的托架8将方便地设计成集成用于发电的装置。本发明的飞行器1可以应用于具有在高海拔处承载飞行器1的缆线系统的环形风力涡轮机设备10,其中,就强度和可用性而言,随着时间的流逝,空气流较高。实际上,在风能生产领域进行的研究表明,风速及其均匀性会随着海拔的升高而增加。例如,在距地面100m的高度处,平均风值由于强度低或恒定性低而无法充分利用,而在距地面400m处,风速始终可用于发电,并具有以下特征:随着时间的流逝获得更大的稳定性。由于风力与速度的三次方成正比,因此与低海拔风力涡轮

机系统相比,在高空使用像本发明一个目的的飞行器1的工厂的效率具有更好的性能,从而在相等的地面占用面积上获得更高的产量。实际上,通过比较不同类型的工厂,位于内陆的风力涡轮机工厂的平均生产能力为700W/平方米,沿海的风力涡轮机工厂的平均生产能力为1000W/平方米,而本文所述的工厂能够获得高于1800W/平方米的生产能力。

[0186] 飞行器发电工厂和系统。

[0187] 本发明的飞行器1目的能够连接到实现电力生产设备或系统的地面结构,如在图6-9中所示的第一非限制性实施例中,该发电设备或系统如图6-9所示包括闭合回路,该闭合回路优选为但不必一定是环形构造,它包括一个引导件2,一个或多个沿着该引导件滑动连接的托架8,每个托架8通过保持缆线18被相应的飞行器1拖曳,该飞行器在使用中以受控的方式起飞,以便放置在一个高度。因此,在引导件2上可以存在多个托架,该多个托架彼此等距地在引导件2上行进,每个托架由相应的飞行器1拖曳。因此,该至少一个托架8受到由风推动的飞行器1的拉力,并且所述拉力的施加借助于保持缆线18发生。

[0188] 引导件2通过一系列的塔架6相对于地面被支撑在升高的位置,优选地被放置在沿着引导件2自身的纵向发张的彼此等距的位置。由引导件2和塔架6组成的结构通过固定绳索7的系统锚固在地面上,并且该系统对横向载荷具有高抵抗性。

[0189] 引导件2包括彼此平行且间隔开的第一轨道3和第二轨道4,第一轨道3和第二轨道4优选地以管状轨道的形式制成。第一轨道3和第二轨道4用作将托架8保持入位的引导装置。此外,引导件2还包括径道5,该径道5优选地布置在第一轨道3和第二轨道4之间。所述中央径道用于释放飞行器装置1的拖曳力并致动托架8的传动轮31,该传动轮31是相对的橡胶轮,它们与中央径道5的相对侧相接触。

[0190] 托架8设有框架32,其上固定有:

[0191] -可滑动地接合在第一轨道3上的第一组保持轮29;

[0192] -可滑动地接合在第二轨道4上的第二组保持轮30;

[0193] -在中央径道5的相对侧上接触的一对相对的传动轮31。

[0194] 每组保持轮29、30可以包括一套前轮和一套后轮,其中术语“前”和“后”是指托架8在引导件2上的前进方向9。可以由三对轮子制成每套轮,它们根据不同的接合方向,例如根据相对于彼此成90度布置的接合方向,可滑动地接合在相应的轨道3、4上。该组保持轮29、30用于将托架相对于相应的轨道3、4保持在适当的位置。

[0195] 在每个托架8上安装了绞盘26,以在起飞和着陆期间解绕和缠绕飞行器的固定缆线18。绞盘26包括其自身的马达,该马达连接到用于缠绕和/或解绕所述保持缆线18的线圈。绞盘还包括控制系统和连接至电源网络并设有应急电池的电源系统,该应急电池能够在没有市电的情况下,管理保持缆线18的缠绕和/或解绕。

[0196] 托架还设置有至少一个马达-发电机,可能是两个马达或发电机27、28。该马达-发电机或多个马达-发电机27、28执行将托架8的动能转换成电能的装置。例如,对于具有两个马达-发电机27、28的解决方案,第一马达-发电机27连接到变速器轮31中的第一个,第二马达-发电机28连接到变速器轮31中的第二个。变速器轮31是两个实心的反向旋转的位于引导件2的中央轨道5上的橡胶轮,以便在没有打滑的危险的情况下卸载整个载荷。

[0197] 飞行器平行于地面相对于引导件2向右和向左交替地以高速度飞行,从而根据例如但不限于风向来执行基本为8形和/或圆形和/或弯曲的轨迹的运动。

[0198] 每个飞行器1可以通过控制系统来控制,该控制系统包括以下中的一个或多个:位置传感器,加速度传感器,GPS定位传感器,控制保持缆线18的方向的传感器,雷达位置传感器。以此方式,可确保知道每个飞行器1在引导装置2上存在的位置,并且消除了或大大降低了飞行器设备1自身之间以及飞行器设备1与外部飞行器之间的碰撞风险。根据下文中所描述的,通过定位在飞行器设备1本身上的伺服控制来控制飞行器1,以使其遵循具有8形和/或圆形或弯曲的轨迹的路径。

[0199] 为了减小其空气动力学阻力,在保持缆线18周围附接有成型泡沫橡胶衬里以减小空气动力学阻力。压电发电机沿着衬里以规则的间隔被插入,在飞行器上飞行期间被由飞行器1产生的振动充电。压电发电机将为一系列发光装置,最好是LED供电,该发光装置允许在夜间发现保持缆线18。衬里41将优选进一步设置有反射部分,以便即使在白天也能增加可见度。衬里41具有比保持缆线18更大的尺寸的事实也有助于增加白天的可见度。

[0200] 保持缆线18在与飞行器1的附接区域处具有较小的阻力点,从而实现了优先的断裂点。由于断裂点位于与飞行器1的附接区域,因此在断裂的情况下,保持缆线18可以通过绞盘26快速地回绕,不会因缆线掉落而有造成损坏的风险,在该情况中当其在紧急机动下被飞行器1拖拽时其在远离工厂的位置到达地面。因此,保持缆线18可移除地连接到本发明的飞行器。可选地,尽管优选地,飞行器1可以设置有助于受控制释放保持缆线18的遥控系统或设备。

[0201] 申请人已经观察到,经常发现飞行器1在可能产生静电和/或遭受闪电的区域中操作。出于这个原因,再次可选地但优选地,保持缆线18由电绝缘材料制成,以避免闪电传播到地面。

[0202] 在特定实施例中,保持缆线18可以由至少一个并且更优选地为多个束带来提供和/或形成,所述束带在飞行器的不同点处,特别是在第一机翼11或第二机翼12与相应的互连元件13、14之间的接合点处连接,和/或在第一机翼11和/或第二机翼12,和/或第一和/或第二互连元件13、14的端相连接。所述束带优选但不限于2个或4个。使用上述的束带可以在转弯时更好地控制飞行器,并有利地允许优化飞行器的定位,以使其始终面对风。特别地,本发明的飞行器1在设置有上述的束带时,具有有限的滚动或俯仰能力,并且尤其是当缆线保持绷紧时,可以基本上,更具体地仅通过偏航来执行转弯。吊带的使用还可以将机翼载荷分布在多个点上。保持缆线18的最小阻力点优选地放置在保持缆线的端与束带的接合处。

[0203] 飞行器的旋转支撑座。

[0204] 本发明的另一个目的也是用于飞行器,特别是根据本发明的飞行器的基座100。在相对于上述实施例的第二替代和优选实施例中,基座100构成发电系统的一部分,其被具体配置为与本发明的飞行器目的一起操作。

[0205] 如图10和11所示,在使用中安装在地面上的预定且固定的位置的基座100首先包括用于飞行器的支撑平台101;首先,支撑平台101包括用于飞行器的支撑平台101。平台101具有基本上圆形的区域,即使这种形状不意图是限制性的。平台101的尺寸使得能够容纳至少一部分并且优选地容纳整个飞行器1。在附图所示的实施例中,平台由网格实现,如果在雨中使用,网格可以有利地排放水,且其无论如何都可以减轻目的的整体重量。

[0206] 平台101由包括两个横向支撑件102和基座103的支撑件支撑;每个横向支撑件102具有连接到平台101的第一端和固定到基座103的第二端。基座103优选地具有细长的形状,

并且集成有用于缆线的,特别是用于保持缆线18的滚筒106,以及优选地但不限于电动的马达105,其包括刚性地约束到滚筒106的转子,从而能够沿顺时针或逆时针方向调节和/或控制旋转,从而调节解绕或重绕保持缆线18。重绕最好在飞行器高度降低后立即进行,以免保持缆线过度浮动。

[0207] 尽管保持缆线18可以是传统的圆形截面缆线,例如但不限于塑料和/或塑料纤维类型,但是申请人已经注意到,保持缆线18可以方便地是具有低气动阻力的缆线,并且包括在图12的部分A的情况中,粗糙表面18f,例如具有围绕缆线的横向表面布置的多个凹陷或凹口,并且雷诺数优选地介于 10^4 和 10^5 之间以使得空气动力学阻力下降至小于或等于0.7,更优选小于0.6,甚至更优选小于0.5的Cd值。缆线的粗糙表面有助于保持缆线自身周围的湍流,从而有助于减小下压力。粗糙表面的使用还有助于减少缆线的振动,尤其是在将缆线解绕较长长度时。在图12所示缆线的标识为K的轴线上的部分B的情况下,缆线部分可具有截面形状为萨沃纽斯(Savonius)涡轮或螺旋18v的形状,从而在轴向延伸的缆线部分的至少一部分上发展。这种萨沃纽斯(Savonius)涡轮或螺旋段可能与低空气动力学阻力表面组合在一起。

[0208] 此外,保持缆线18可以具有旋转部分,特别是未缠绕在滚筒中的部分,即最靠近飞行器的部分。旋转部分借助于旋转的轴向接合元件与缆线的其余部分接合,例如作为推力轴承闲置,并且可以可选地由主动旋转系统辅助。缆线的旋转部分可以通过由萨沃纽斯(Savonius)效应表面产生的被动旋转或由放置在飞行器上并使用飞行器上可能存在的电池的马达产生的主动旋转来旋转。

[0209] 缆线的马格努斯效应会产生取决于自旋方向的空气动力学阻力降低以及升力,这可以帮助将飞行器相对于地平线升起,因此可以使缆线角度小于地平线,因为需要使用较小的升力来支撑飞行器和缆线的重量。较小的缆线角度会导致更大的风能利用率和更高的发电效率。

[0210] 假设在以8形轨迹飞行的过程中,缆线会在运动方向上起到辅助支撑作用,但在相反的方向上,系统的重量会增加,因此有可能在缆线的连接到飞行器的末端,在与束带的连接上引入止推轴承;以这种方式,有利的是,可以快速反转保持缆线18的旋转方向,从而对缠绕产生反作用。换句话说,通过在飞行器执行8字形轨迹过程中每次运动反转时来反转缆线的旋转,所产生的升力有助于缆线维持自身。

[0211] 优选地,平台101相对于基座103可旋转地安装,特别是以这样的方式,使得该平台101能够绕在基本竖直的方向上延伸的轴线相对旋转。优选地,平台101相对于基座103闲置安装。在这种情况下,每个横向支撑件102具有基本空气动力学的形状,其表面沿着包括沿该基本垂直的方向延伸的该轴线的平面延伸。换句话说,每个横向支撑件102具有基本竖直定向的翼形,在使用中,使得该翼形在风的作用下能够通过相对于基座103旋转而使平台101与风向对准。因此,本文所述的基座提供了一种被动的风搜索系统,特别是迎风方向的风,并且/或者被配置为被动搜索风的方向,并将自身相对于风向定位在迎风的方向上。横向支撑件102以相反的方式倾斜,以确保如果风改变方向,则暴露得更多的横向支撑件具有比另一个更大的旋转扭矩。

[0212] 在本发明的优选且非限制性实施例中,滚筒106和/或马达105安装于安装在基座103上的一对引导件110上,该些引导件允许滚筒-马达组件相对于基座103作轴向滑动。

[0213] 本发明的基座100目的的一个特征在于,平台101相对于基座103是可移动的,并且特别地可以通过相对于基座103的天顶轴线的旋转而移动,在使用中,该天顶轴线基本上与竖直轴重合,和/或它可以相对于所述基座103倾斜。

[0214] 横向支撑件102对平台101的约束可能不是刚性的,而是允许平台相对于水平的中心位置和中立位置枢转。平台因此被设计成相对于中心旋转点旋转,以使得至少一侧由于旋转而可定位在最大高度201和最小高度202之间,从而形成旋转角 ϕ 。

[0215] 基座100还可包括圆顶形的封闭元件,其具有至少第一打开配置和第二封闭配置,其中在所述第一打开配置中,封闭元件使飞行器1能够自由起飞于或降落至平台101上,而在关闭位置时,该封闭元件允许对飞行器1完全覆盖,自元件遮挡它。

[0216] 在优选的且非限制性的实施例中,基座100包括用于飞行器1的电池充电器,特别是非接触式的电池充电器。由于这一方面,当飞行器1在101平台上时,可以保证立即对安装在其中的电池进行充电,从而在下一次飞行中,电池已经尽可能地被充电。

[0217] 在本发明的优选且非限制性实施例中,基座100集成了用于飞行器1的可断开的供电系统。这种可断开的供电系统是基于以下事实而构想的:申请人已经注意到在起飞步骤期间在飞行初期,飞行器1消耗大量能量。

[0218] 因此,存在缆线,可选地是保持缆线18,其包括适当屏蔽的导电导体,其用作飞行器1的至少临时供电装置。在使用中,在第一操作配置期间,飞行器1通过缆线被馈送。并且不使用板上安装的电池向马达50、50c提供有用的电流;除此以外,一旦达到预定高度,该预定高度也可以是第一和第二操作配置之间的过渡高度,则将电源缆线与飞行器1断开连接,并且可以通过其自身的电池独立地对其供电。方便地,为了在飞行器1的飞行和/或起飞的初始步骤中首先将电力缆线保持在正确的位置,基座100可以设置有伸缩管107,伸缩管107从基座103延伸,在相对于平台101优选地倾斜的方向上,至少部分地延伸在平台101上方。飞行器的保持缆线18可在其上或相对于其滑动的伸缩管通常具有管状元件的形式,该管状元件具有自由端和与自由端相对的固定于基座103一端,特别地,管状元件被制成和/或配置成在保持缆线18上的电压阻尼器,并且特别地构造成当飞行器10遭受突然阵风冲击时抑制在保持缆线18上产生的电压。

[0219] 在此描述的基座100可以在其空间定向上被电子地控制,特别是借助于电连接到数据处理单元的伺服致动器,该数据处理单元具有物理的或逻辑的输入,其被提供来自风传感器的,特别是至少一个适于识别风的起源方向的传感器的信号。该数据处理单元被配置为通过旋转和/或倾斜而对特别是平台101进行定位,使得其倾斜和/或指向逆风。由于该方面和特定的结构配置,在不利的风况下飞行器1的起飞被便利化,并且大大降低了飞行器1的能量消耗。

[0220] 根据本发明的基座100的特定的非限制性实施例的特征在于,存在惯性测量单元(IMU),该惯性测量单元位于伸缩管107处或基本上在伸缩管107处。尤其是但不限于,该惯性测量单元可以与位于伸缩管107的一端,特别是自由端的一端连接。惯性测量单元可与应变仪或称重传感器结合,该应变仪或称重传感器适于检测拉动或保持该保持缆线18的力。

[0221] 惯性测量单元被配置为借助于合适的传感器装置来检测伸缩管107上的突然载荷,特别是伸缩管107上的突然弯曲载荷。申请人实际上已经观察到伸缩管上的突然弯曲载荷可以指示突然的阵风。这种载荷尤其可以引起保持缆线18的早期磨损。特别地,如果伸缩

管107呈弯曲形状,则通过迅速检测伸缩管107的自由端上的突然载荷,可以采取适当措施针对绞盘上的即时应变的减少,例如逐步地和受控地释放保持缆线18的一部分,将其一部分从同一绞盘上解绕。通过由数据处理单元执行的自动算法可有利地执行该控制。

[0222] 通过本发明的基座,通过上述飞行器的溜溜球效应产生了电力。尤其是,通过将保持缆线18在滚筒上解绕和重绕来产生电。缆线解绕是通过在风中拖动飞行器来进行的。通过上述的“8”轨迹,产生升力并因此在保持缆线18上产生拖动,该拖动通过机械地连接到保持缆线18所部分缠绕的滚筒上的发电机而产生电力。

[0223] 对本发明的无人驾驶飞行器的控制方法的描述。

[0224] 飞行器1根据以下描述的过程致动。首先,将飞行器定位在平台上,特别是在上述平台101上,然后启动飞行器的多个马达50中的至少一个马达50,优选地,更多的马达,甚至更优选地,所有四个外围马达被启动。

[0225] 从垂直起飞或第一飞行姿态的第一操作配置开始,通过调节由所述多个马达50产生的功率的步骤,在识别第二操作配置的另一飞行姿态中进行所述第一飞行姿态的改变,在其中其进行具有水平平移分量的平移飞行;调节由所述多个马达50产生的功率的步骤引起飞行器1的结构的空间定向的改变,并且方便地,尽管不限于此,其可以借助于由数据处理单元自动执行的算法自动执行。

[0226] 有利地,所述飞行器1的结构的空间定向的改变和/或第一和第二布置之间的变化借助于刚性地结合到所述飞行器1的结构马达50来进行,并且相对于使用可定向电机或在任何情况下均已永久安装但根据定向和操作功能区别的飞行器,这允许优化飞行器1的安全性并控制其尺寸。

[0227] 根据又一个非限制性方面,所述方法包括以下步骤:通过致动适配为描述“8”和/或圆形和/或弯曲的轨迹的至少一个互连支撑件13的可移动表面13t,14t和/或第一和第二机翼11、12的可移动表面来执行转弯和/或俯仰和/或滚动。

[0228] 如果存在的话,本发明的飞行器1目的的第一和第二实施例的马达50的可变螺距螺旋桨可用于飞行器的控制过程中,这将在下面描述。

[0229] 可变螺距螺旋桨可在偏向于低螺距时具有出色的悬停效果,并且可在不加热马达和调节器的情况下优化起降精度。在使用螺旋桨作为风力微型涡轮为飞行器本身上的电池充电时,中等螺距可加速平移飞行,而高螺距可优化扭矩产生。特别地,申请人强调了根据载具1所承受的载荷来优化螺旋桨的螺距的重要性;对于飞行器1的第二实施例,这一方面特别重要。

[0230] 因此,对于第一实施例以及第二实施例,飞行器的控制方法提供了根据飞行器的操作配置来控制螺旋桨的桨距的步骤,其中该控制步骤在至少一个马达从第一操作配置到第二操作配置的过渡的步骤中提供了增加。特别地,飞行器的控制方法提供了在飞行器本身的起飞和/或着陆步骤期间所述螺旋桨具有最小的螺距。

[0231] 在飞行中,该方法通过根据特定飞行条件改变和/或调节由马达50、50c中的每一个提供的功率来提供飞行器1的远程和/或自动控制步骤,并且特别地包括调节所述功率以使所述飞行器执行受控的转弯以进行“8”轨迹运动的步骤,特别是在有功发电步骤期间。

[0232] 此外,该方法提供了至少第一机翼11和第二机翼12施加在飞行器1上的升力的,优选地是电子的和/或自动的验证步骤,并且如果这种升力足以使飞行器1在不借助马达50、

50c提供的动力的情况下保持飞行,则该方法包括定位螺旋桨以使其具有零和/或标志入射角的步骤。

[0233] 飞行器的控制方法还可包括控制飞行器1的下降和/或着陆的步骤,其中在所述控制所述下降的步骤中,如果优选地通过对升力的电子和/或自动控制检测到至少第一机翼11和第二机翼12产生足够的升力,则马达50、50c的螺旋桨被定位成将这些马达50、50c用作发电机。由于这个方面,有利的是可以使用这些马达在下降期间对飞行器1的电池至少部分地充电,从而有助于增加其操作自主性。

[0234] 因此,在起飞步骤中,在第一操作配置中,马达被启动,特别是全部被启动,以使飞行器升离地面。该提升优选但不限于在垂直或基本垂直的方向上进行。然而,申请人已经观察到,即使在强风的情况下,也可以在第一实施方式和第二实施方式中描述的构造中优化飞行器1的起飞。利用第一和第二机翼11、12从地面脱离后不久提供的升力,尽管它可以沿基本竖直的方向,即与地面正交的方向运动,本发明的飞行器1开始朝向在第二种操作配置中所采用的定向改变其空间定向。

[0235] 优选地,但不限于,通过前面描述的基座100的回转特性,起飞是迎风进行的,从而有利于在其操作配置或空间定向朝着它作平移飞行运动时的配置变化时飞行器所需要的即时升力。因此,提供了使得基座100的平台101运动以使被支撑在其上的飞行器沿迎风方向放置的方式设置的步骤。

[0236] 在起飞步骤之后,飞行器的控制方法包括马达50的控制步骤以引起从悬停飞行到平移飞行的快速过渡。

[0237] 在将飞行器用于根据本发明的发电系统中的情况下,该方法包括以下步骤:通过将保持缆线18从滚筒上部分地解绕,逐步释放保持缆线18,替换地和/或随后为至少部分地将保持缆线18重绕在滚筒上的步骤,其中,至少在该部分地解绕期间,连接至缠绕有保持缆线的滚筒的发电机引起电力的产生。特别地,该至少部分的解绕步骤是被动的,并且是由风造成的飞行器1施加在保持缆线18上的拉动作用引起的。

[0238] 飞行器的控制方法还可以考虑控制和阻尼由阵风和/或保持恒定升力所产生的载荷峰值,该控制尤其包括优选但不限于通过如上所述的应变仪测量第一机翼11和/或第二机翼12和/或第一互连元件13和/或第二互连元件14上的载荷和/或承载能力。特别地,该方法在所述载荷和/或升力测量之后包括对所述第一机翼11和/或第二机翼12和/或第一互连元件13和/或第二互连元件14的可移动表面的校正,优选是自动的校正,尤其是一种控制,其目的是如果载荷和/或升力测量值相对于预定值减小,则增加由所述可移动表面产生的升力上的入射角,并且如果载荷和/或升力测量值相对于上述预定值增加,则减小由所述可移动表面产生的升力上的入射角。

[0239] 鉴于以上所述,本发明的优点是显而易见的。通过本发明的飞行器目的和本发明的基本目的的发电系统结合了传统溜溜球系统和可移动托架系统的优点,弱化了它们的缺点。即使具有显著更大的紧凑性,即使在没有地面上的风的情况下带基座100的系统也可以使飞行器起飞,就像轮播系统。电力生产基本上是连续的。飞行器的特定运动允许减小保持缆线的形状阻力,尾流和噪声,并因此大大增加了从风中提取的功率。

[0240] 特别是对于该飞行器,该四翼的结构,其中两个基本上由互连元件13和14实现的,允许即使在急转弯操作的情况下也可以优化升力,甚至可以在偏航期间保持最佳升力。

[0241] 本发明本身有助于本领域技术人员可以实现其多种变型,所有这些变型都落入所附权利要求书所限定的保护范围内。

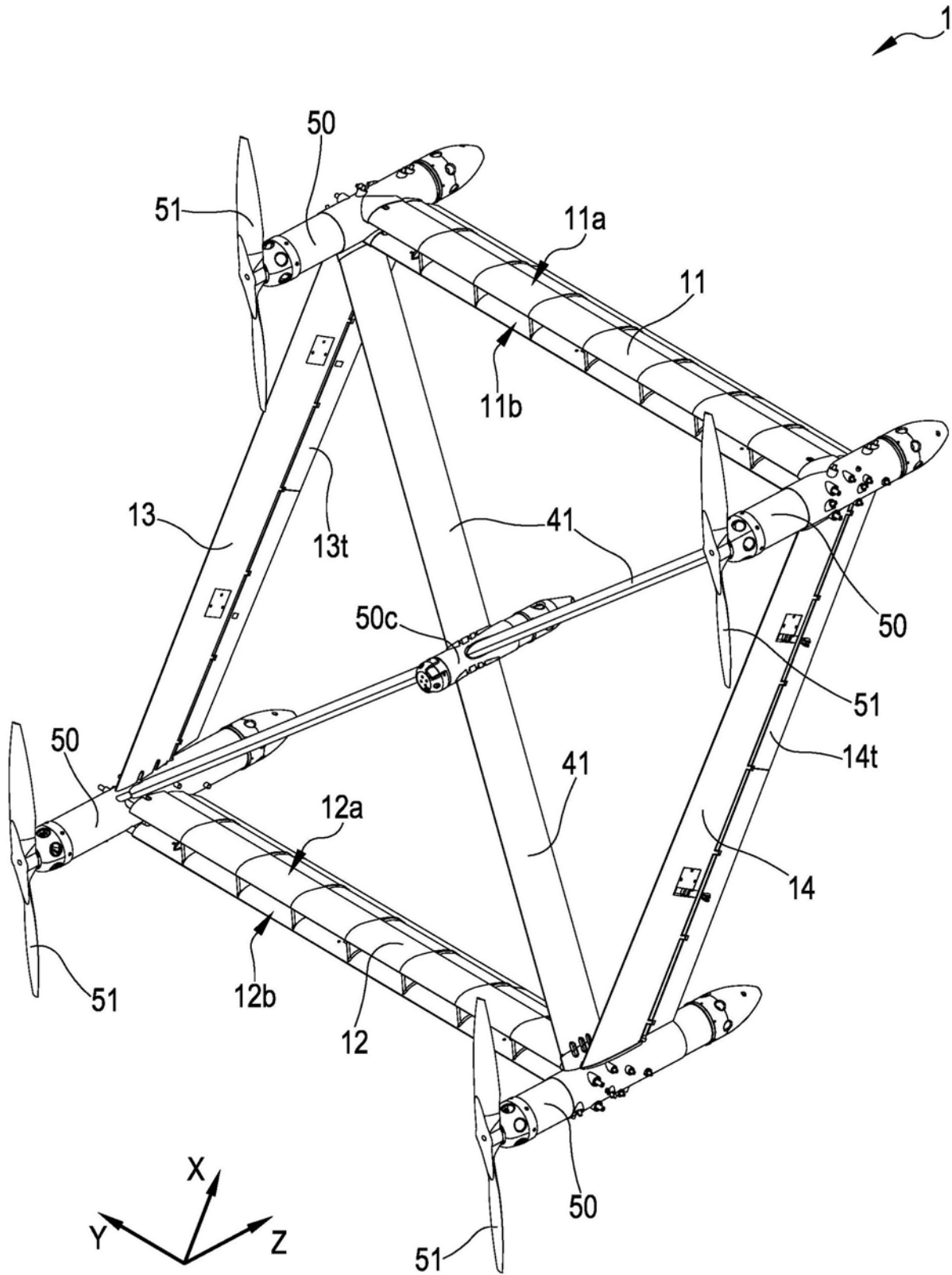


图1

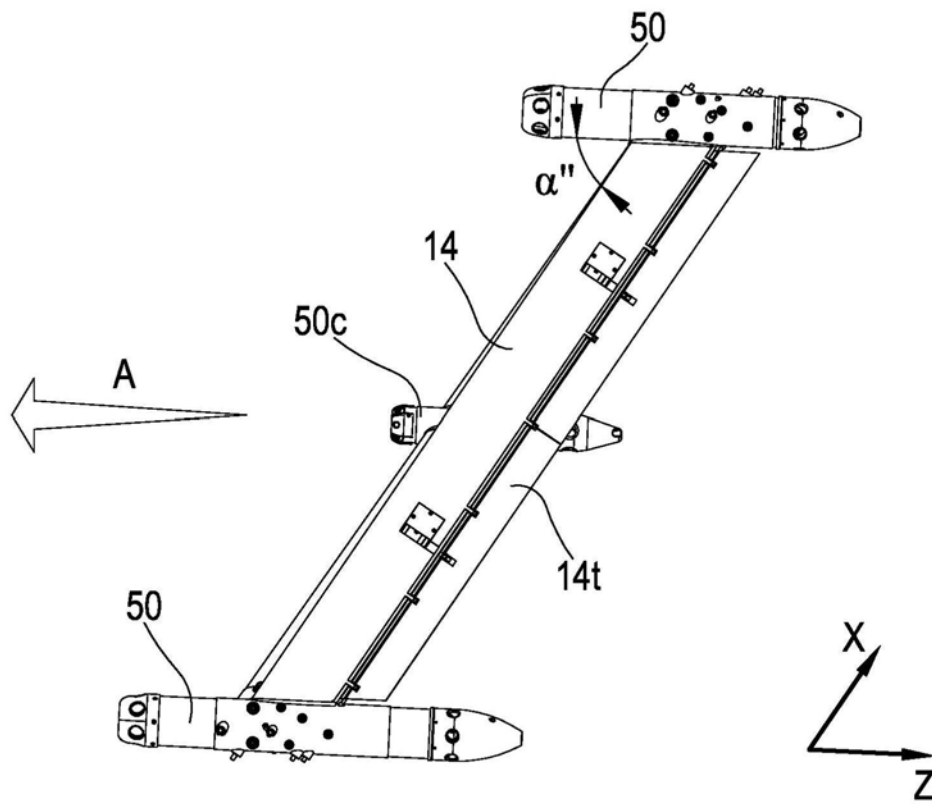


图2

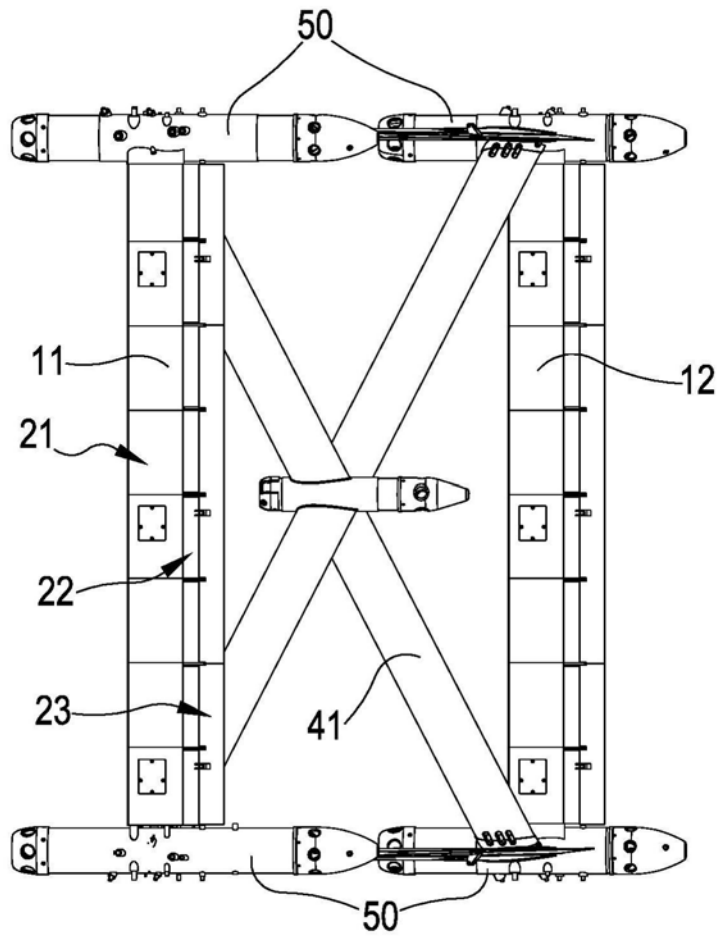


图3

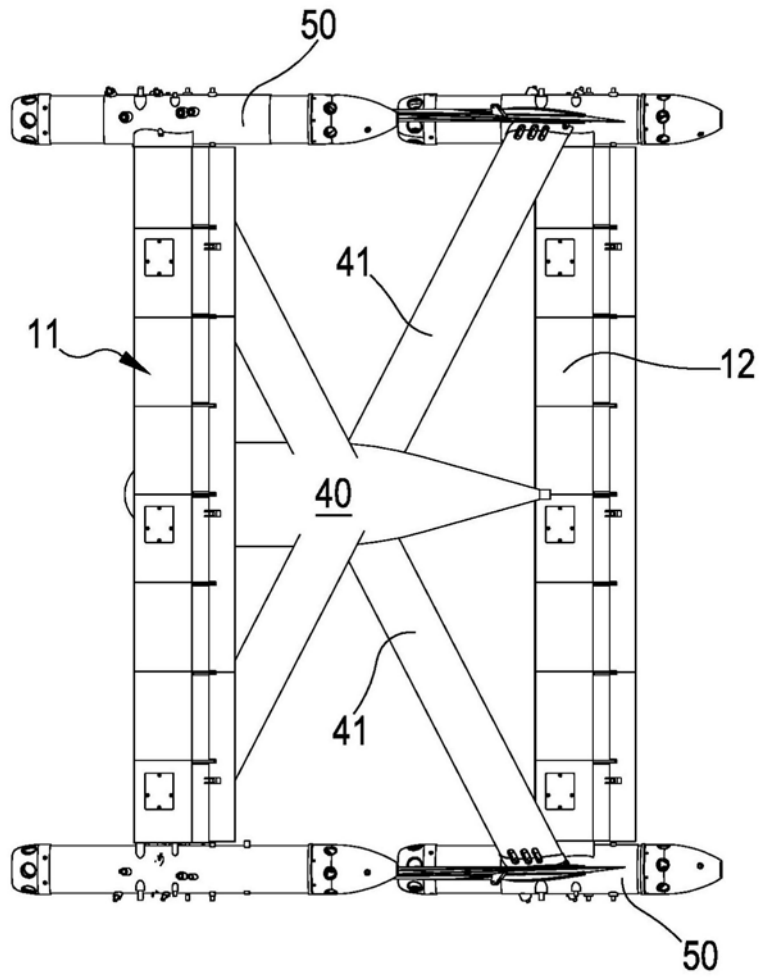


图4

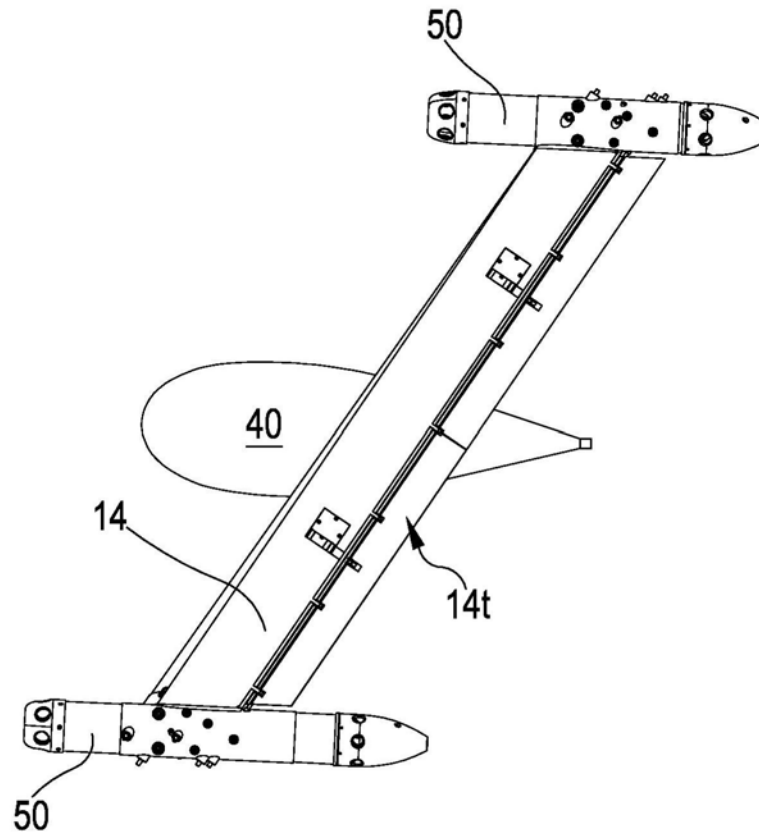


图5

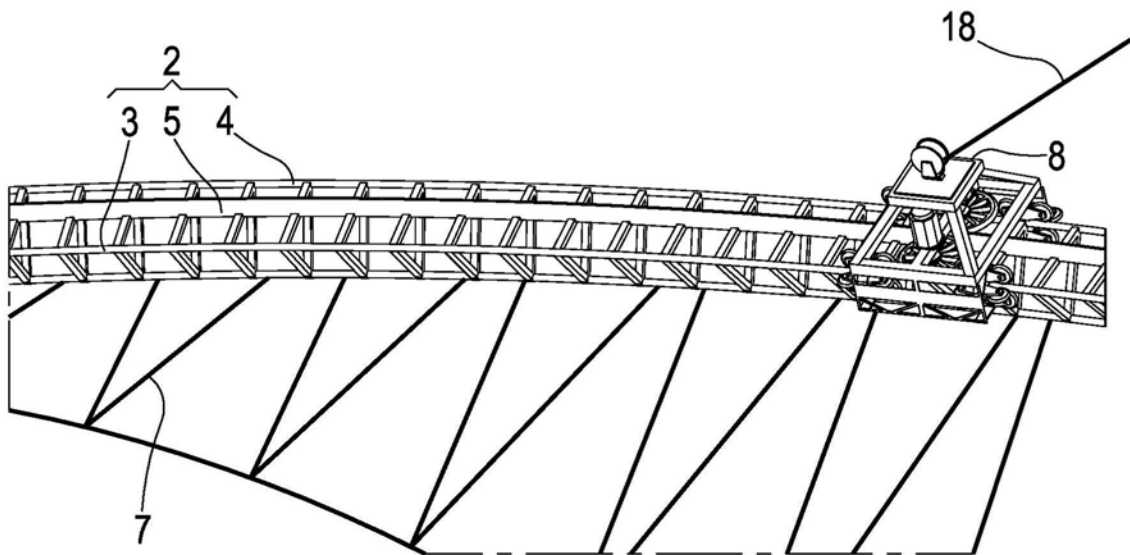


图6

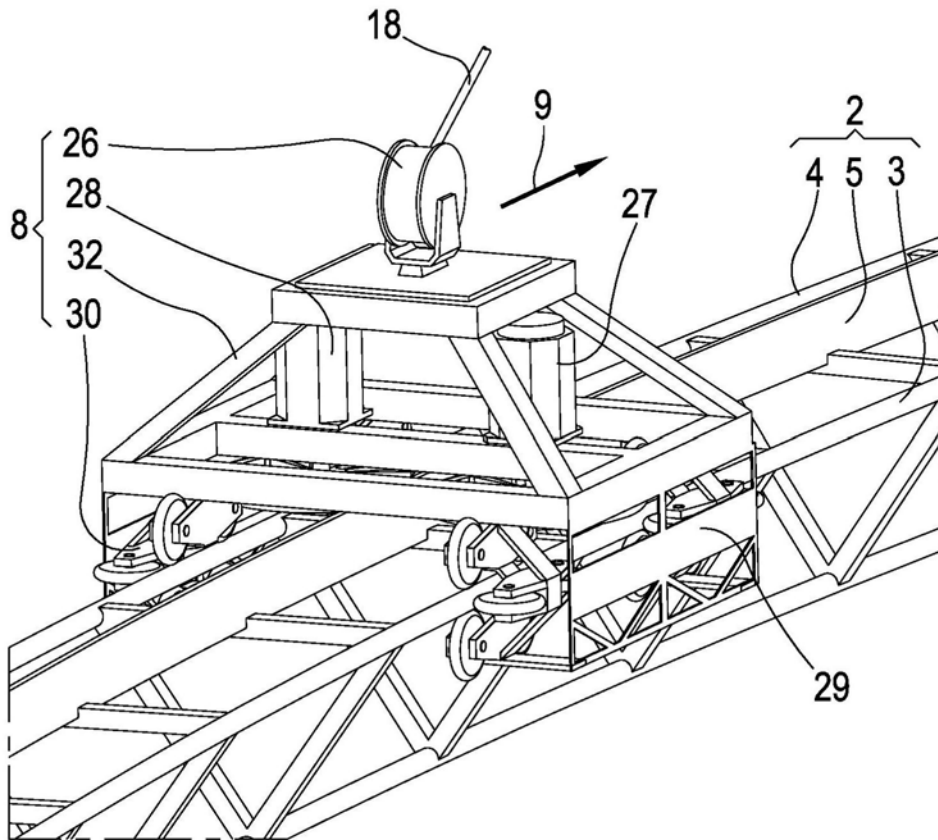


图7

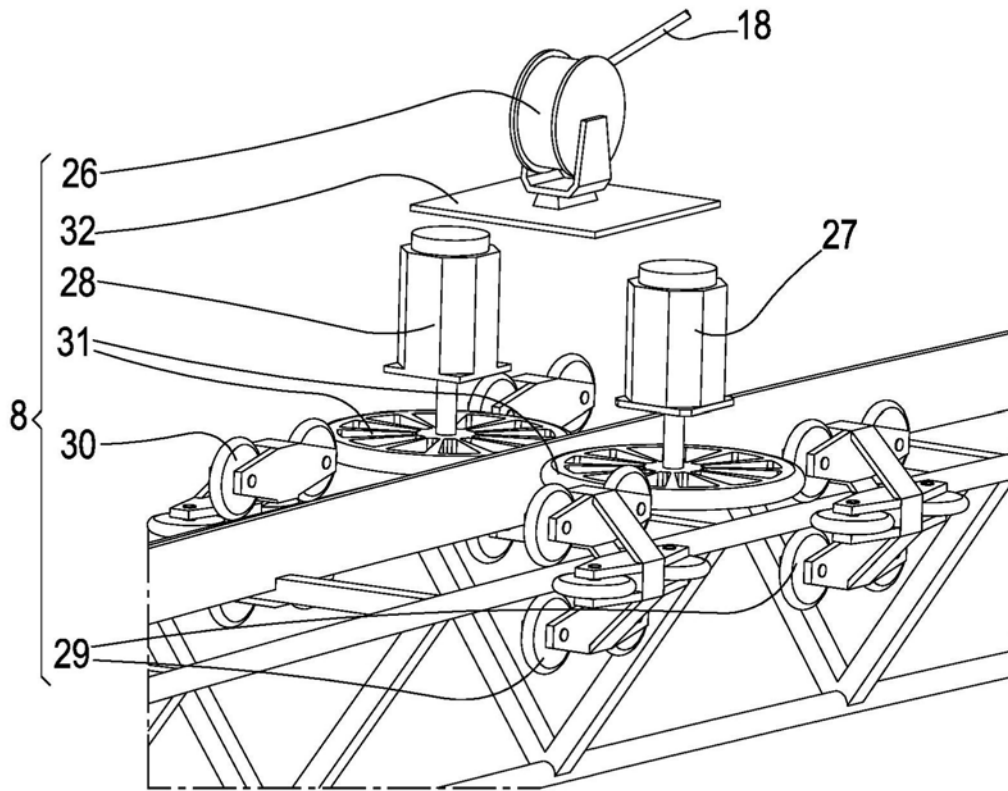


图8

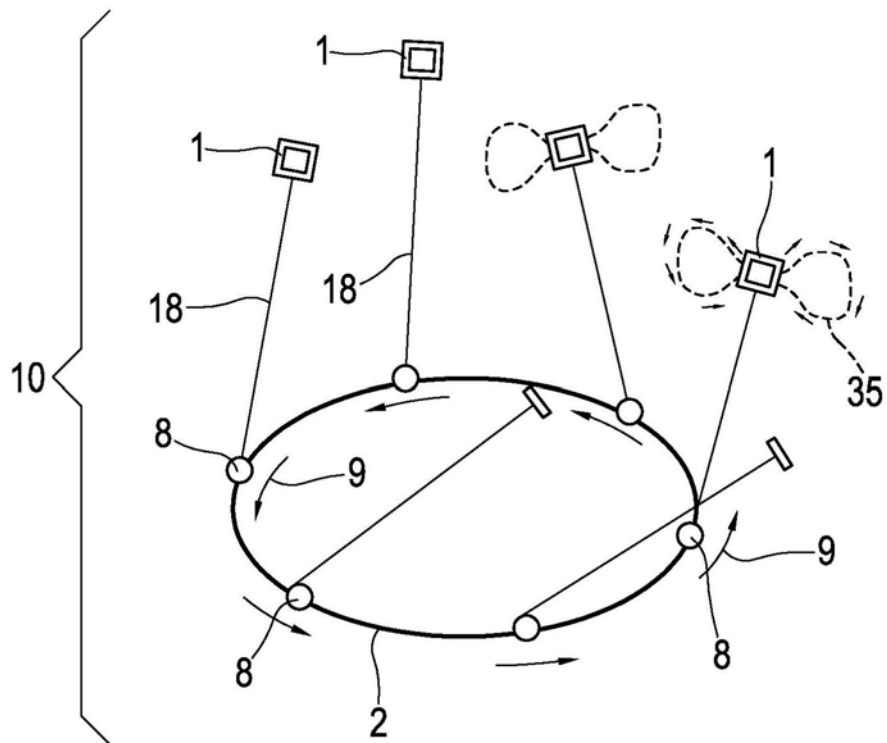


图9

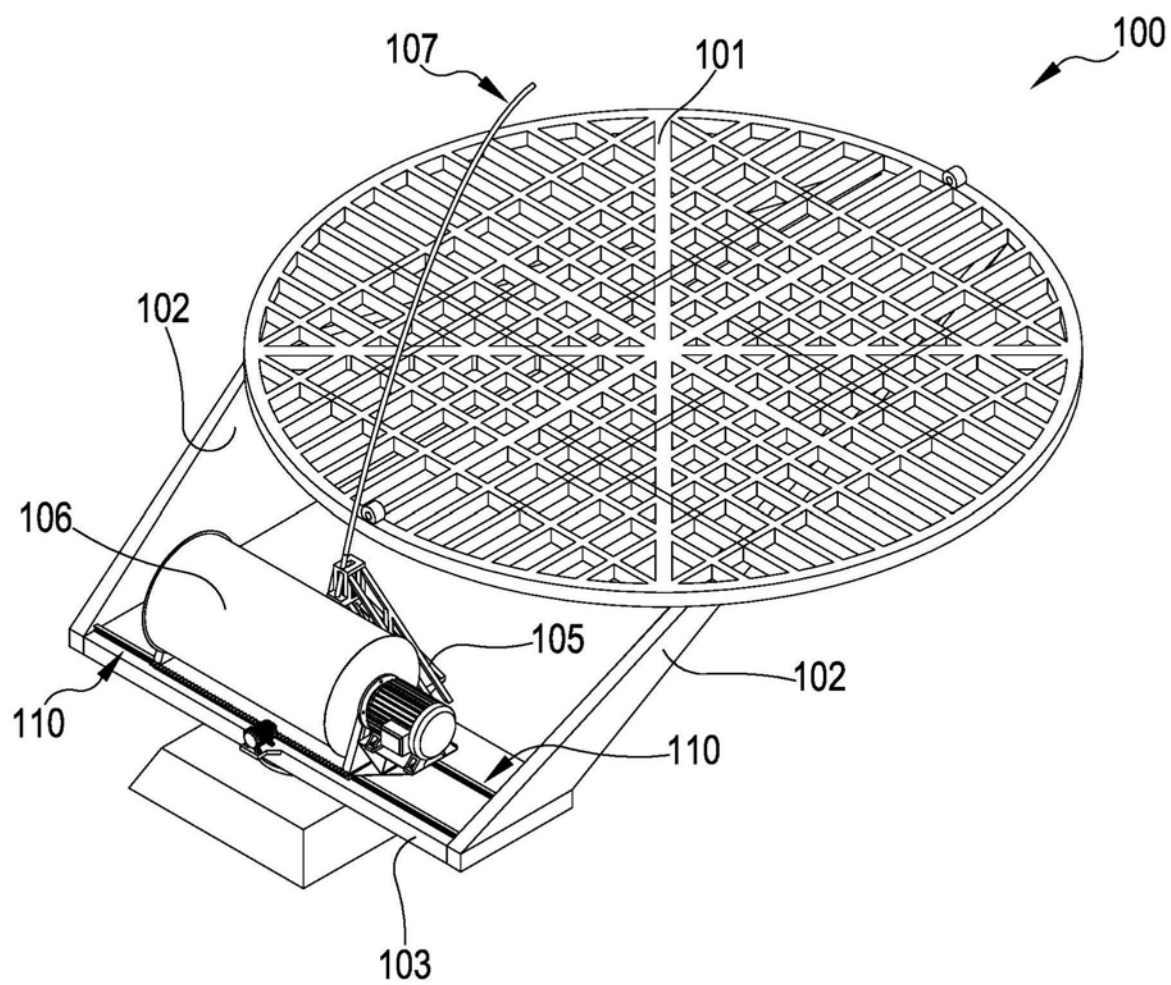


图10

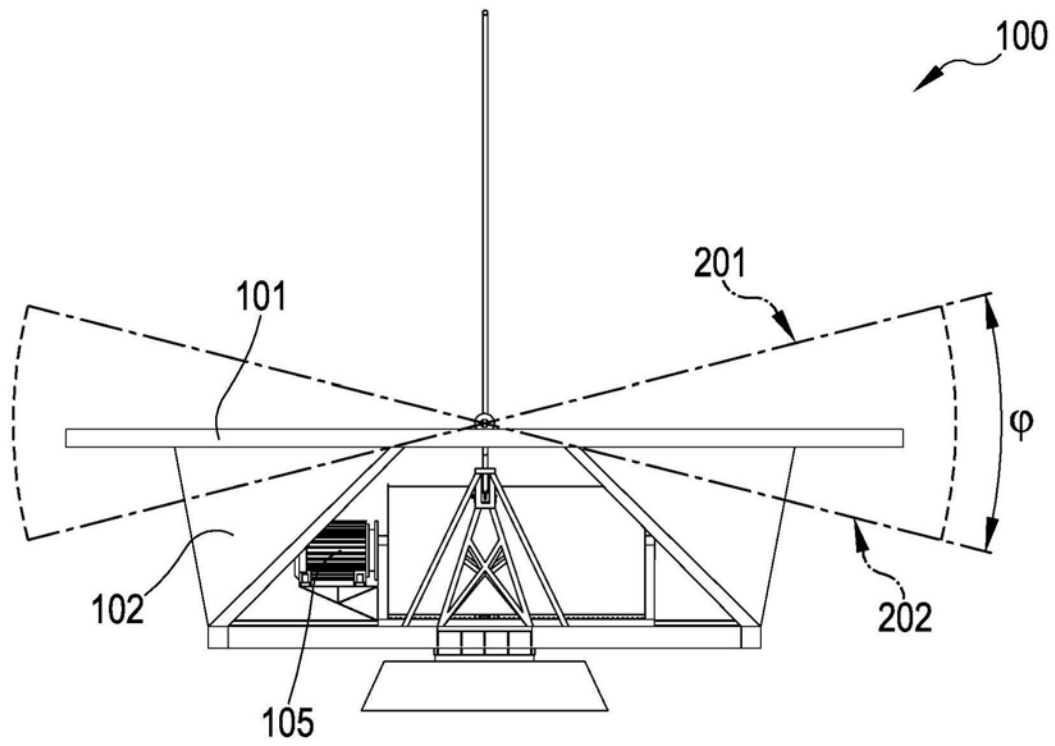


图11

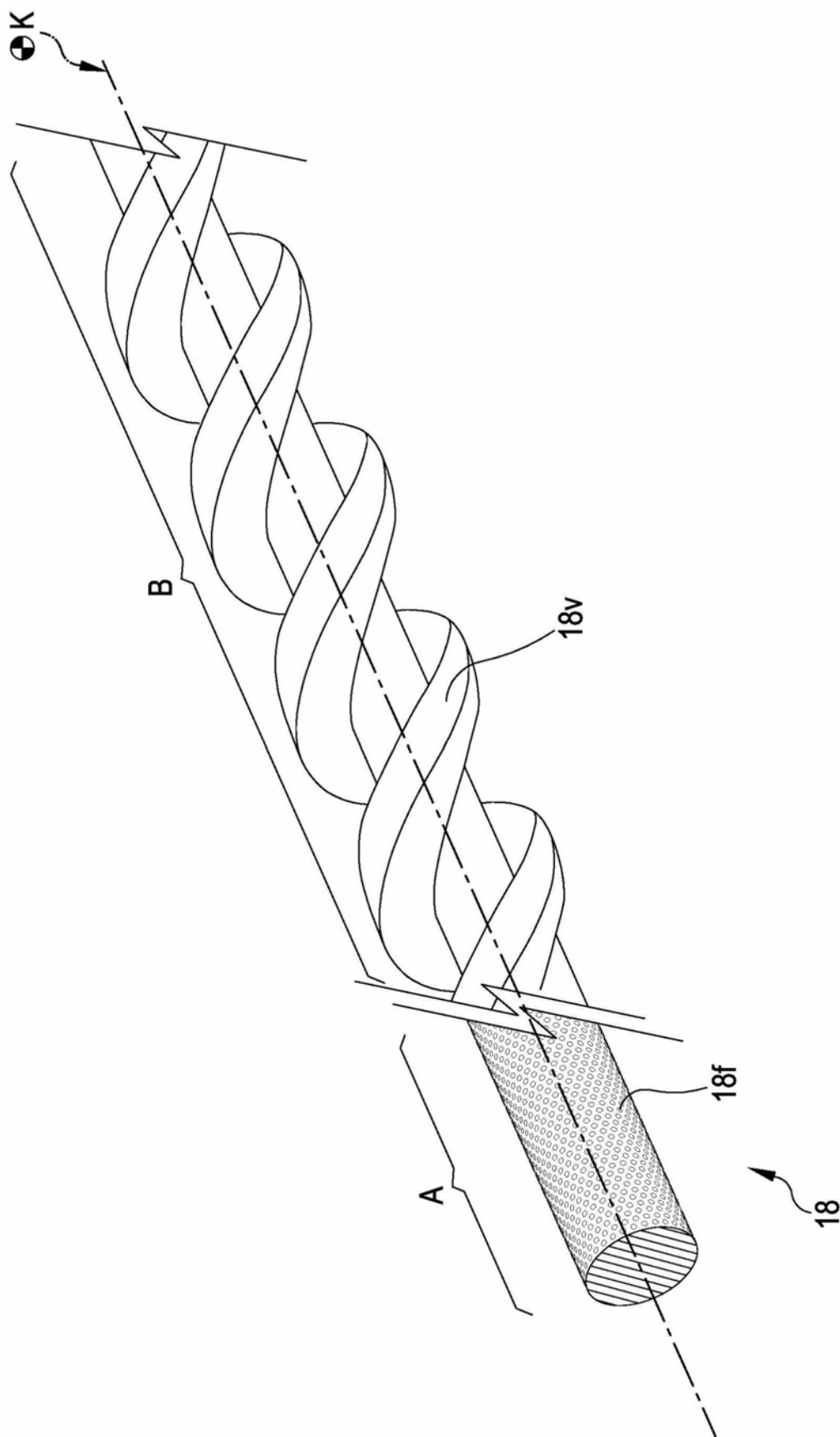


图12