



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 107207087 A

(43)申请公布日 2017.09.26

(21)申请号 201580061357.3

(22)申请日 2015.11.10

(30)优先权数据

14/538570 2014.11.11 US

62/083879 2014.11.24 US

14/557403 2014.12.01 US

(85)PCT国际申请进入国家阶段日

2017.05.11

(86)PCT国际申请的申请数据

PCT/US2015/060023 2015.11.10

(87)PCT国际申请的公布数据

W02016/077391 EN 2016.05.19

(71)申请人 亚马逊科技公司

地址 美国华盛顿州

(72)发明人 R.D.维尔什 D.巴赫米勒

F.亨泽尔 G.金基

L.L.勒格兰三世 B.W.波特

W.C.罗布 J.W.特劳布

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司 72001

代理人 李晨 安文森

(51)Int. Cl.

B64C 27/08(2006.01)

B64C 27/10(2006.01)

B64C 39/02(2006.01)

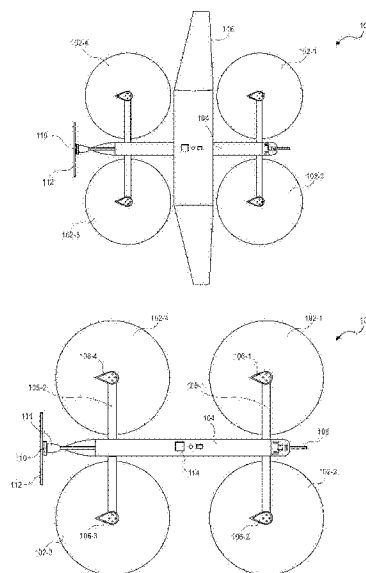
权利要求书2页 说明书16页 附图17页

(54)发明名称

延长飞行的无人飞行器配置

(57)摘要

本公开描述一种将帮助延长飞行持续时间的无人飞行器(UAV)的配置。所述UAV可以具有任何数量的举升电动机。例如,所述UAV可以包括四个举升电动机(也称为四轴飞行器)、八个举升电动机(八轴飞行器)等。同样地,为了提高水平飞行的效率,所述UAV还包括推进电动机和旋翼组件,所述推进电动机和旋翼组件与所述举升电动机的其中一个或多个成大约90度朝向。当所述UAV水平移动时,可以啮合推进电动机,并且推进旋翼将帮助所述UAV的水平推进。



1. 一种无人飞行器(UAV),其包括:  
单体机架;  
耦合到所述单体机架的多个电动机;以及  
多个旋翼,每个旋翼耦合到所述多个电动机中的一个电动机,其中围绕所述旋翼的至少其中之一的周沿的至少一部分被所述单体机架的至少一部分环绕。
2. 如权利要求1所述的UAV,其中所述UAV包括至少八个电动机,每个电动机耦合到所述单体机架。
3. 如权利要求1或2中任一项所述的UAV,其中所述单体机架包括:  
位于所述UAV中心附近的枢毂;  
多个电动机臂部,每个电动机臂部具有第一端和第二端,每个第一端耦合到所述枢毂;  
多个电动机底座,每个电动机底座耦合到所述多个电动机臂部的其中之一所述的第二端;  
多个支承臂,每个支承臂具有第三端和第四端,每个第三端耦合到所述多个电动机底座中的一个电动机底座;以及  
围绕所述多个旋翼中每一个的至少一部分延伸的保护周沿屏障。
4. 如权利要求1、2或3中任一项所述的UAV,其中所述单体机架还包括:  
通道,所述通道耦合到所述多个电动机臂部的第一电动机臂部且配置成接纳导线。
5. 如权利要求4所述的UAV,其中所述通道形成为所述第一电动机臂部的一部分。
6. 如权利要求3、4或5中任一项所述的UAV,其中所述多个支承臂的至少一部分的所述第四端耦合到所述保护周沿屏障。
7. 如权利要求1、2、3、4、5或6中任一项所述的UAV,其中所述多个电动机的第一电动机定位成向所述UAV提供水平推力。
8. 一种无人飞行器(“UAV”),其包括:  
机架,所述机架包括第一机架部件和第二机架部件;  
耦合到所述第一机架部件的第一多个电动机;  
第一多个旋翼,所述第一多个旋翼中每一个耦合到所述第一多个电动机中的一个电动机;  
耦合到所述第二机架部件的第二多个电动机;  
第二多个旋翼,所述第二多个旋翼中每一个耦合到所述第二多个电动机中的一个电动机;以及  
其中所述第一机架部件耦合到所述第二机架部件,以使所述第一多个旋翼和所述第二多个旋翼定位于所述机架的周沿内。
9. 如权利要求8所述的UAV,其还包括:  
围绕所述机架的至少一部分延伸的透气材料。
10. 如权利要求8或9中任一项所述的UAV,其还包括:  
耦合到所述机架且配置成为所述UAV提供水平推力的第一推进电动机;以及  
耦合到所述第一推进电动机的第一推进旋翼。
11. 如权利要求8、9或10中任一项所述的UAV,其还包括:  
耦合到所述机架的机翼,其中所述机翼配置成在所述UAV在包含水平分量的方向上飞

行时提供举升力。

12. 如权利要求8、9、10或11中任一项所述的UAV,其中所述第一机架部件是单一单元并且为所述UAV提供结构支承。

13. 如权利要求8、9、10、11或12中任一项所述的UAV,其中所述机架的周沿包括保护屏障,所述保护屏障抑制从所述UAV侧边探入所述第一多个旋翼和所述第二多个旋翼。

14. 如权利要求13所述的UAV,其还包括:

耦合到所述机架周沿的所述保护屏障的天线、相机、飞行时间传感器、距离确定元件、云台、全球定位系统(GPS)接收器/发射器、雷达、照明元件或扬声器的至少其中之一,

有效载荷挂接机构,所述有效载荷挂接机构耦合到所述机架且配置成挂接或卸除有效载荷。

## 延长飞行的无人飞行器配置

### 背景技术

[0001] 多旋翼飞行器(例如,四轴飞行器、八轴飞行器)变得越来越普遍。所有此类飞行器都要求将支持多个旋翼、控制部件、电源(例如电池)等的分离的机身配置。

### 附图说明

[0002] 参考附图阐述具体实施方式。

[0003] 图1A示出根据一种实现的无人飞行器的自顶向下视图的框图。

[0004] 图1B示出根据一种实现的无人飞行器的自顶向下视图的框图。

[0005] 图2示出根据一种实现的无人飞行器的另一个视图。

[0006] 图3示出根据一种实现的耦合到无人飞行器机架的无人飞行器电源容器的视图。

[0007] 图4示出根据一种实现的无人飞行器电源容器的视图。

[0008] 图5示出根据一种实现的无人飞行器机架的底视图。

[0009] 图6示出根据一种实现的无人飞行器的举升电动机和举升电动机壳体。

[0010] 图7示出根据一种实现的无人飞行器的举升电动机壳体。

[0011] 图8是可以与多种实现结合使用的服务器系统的说明性实现的框图。

[0012] 图9是根据一种实现的保护电路的框图。

[0013] 图10示出根据一种实现的无人飞行器配置的视图。

[0014] 图11示出根据一种实现的无人飞行器机架的视图。

[0015] 图12示出根据一种实现的无人飞行器机架的另一个视图。

[0016] 图13示出根据一种实现的另一种无人飞行器配置的视图。

[0017] 图14示出根据一种实现的另一种无人飞行器机架的视图。

[0018] 图15示出根据一种实现的另一种无人飞行器配置的视图。

[0019] 图16示出根据一种实现的无人飞行器配置的另一个视图。

[0020] 尽管实现在本文中是通过举例形式来描述的,但是本领域技术人员将认识到这些实现并不限于所描述的示例或附图。应该理解,附图及其具体实施方式无意将实现限制于所公开的具体形式,相反,应涵盖落在所附权利要求书定义的本发明精神和范围内的所有修改、等效物和替代。本文使用的标题仅出于组织的目的,无意用来限定本发明描述或权利要求的范围。如本说明书通篇使用的,词汇“可以”是在允许意义上(即,意味着有可能)来使用,而非强制意义上(即,意味着必须)来使用的。相似地,词汇“包括”表示包括但不限于。附加地,如本文所使用的,术语“耦合”可以是指连接在一起的两个或更多个部件,无论所述连接是永久的(例如,焊接)或暂时的(例如,栓接),无论是直接的还是间接的(即,通过中介)、无论是机械的、化学的、光的或电的。再者,如本文所使用的,“水平”飞行是指沿着大致平行于地面(即,海平面)的方向飞行行进,以及“垂直”飞行是指自地球中心大致径向向外飞行行进。本领域技术人员应该理解,轨迹可以兼有地包含“水平”和“垂直”飞行矢量的分量。

### 具体实施方式

[0021] 本公开描述一种将帮助延长飞行持续时间的无人飞行器(“UAV”)的配置。所述UAV可以具有任何数量的举升电动机。例如,UAV可以包括四个举升电动机(也称为四轴飞行器)、八个举升电动机(也称为八轴飞行器)等。同样地,为了提高水平飞行的效率,所述UAV还可以包括推进电动机以及相对于举升电动机的其中一个或多个成大约90度朝向的旋翼、所述UAV的机架和/或所述UAV的电动机臂部。当所述UAV水平移动时,可以啮合推进电动机,以及推进旋翼将帮助所述UAV的水平推进。在一些实现中,在啮合推进电动机时,可以降低这些举升电动机的旋转速度,从而提高所述UAV的效率和降低所述UAV的功耗。同样地,在一些实现中,所述UAV可以包括在所述UAV水平移动时帮助所述UAV的垂直举升的机翼。

[0022] 为了进一步提高所述UAV的效率,在一些实现中,所述UAV的机架、电动机臂部、机身、旋翼和/或其他部件可以由一个或多个轻质材料,如碳纤维、石墨、加工铝、钛、纤维玻璃等构成。如下文论述,在一些实现中,所述机架可以由能够利用所述机架进行散热的导热材料构成。

[0023] 无论何种材料,电动机臂部、电动机壳体和/或机身中每一个可以是中空的,从而降低重量以及提供可使一根或多根导线和/或电缆穿过其中走线和/或可以将其他部件封装在其中的空腔。例如,将电动机(例如,举升电动机、推进电动机)连接到位于机架中或周围的部件(例如,电子速度控制(“ESC”))的导线可以穿过电动机壳体和电动机臂部的其中一个或多个的内部走线。

[0024] 在一些实现中,所述UAV组件可以配置成使得穿过电动机壳体和/或电动机臂部走线的导线具有能够易于拆装和/或部件更换的多个接头。例如,电动机导线可以配置成具有多个可分离接头。例如,电动机导线可以从电动机延伸出来,并且在安装电动机的位置附近的电动机臂部处或附近具有可分离接头,而非仅在电动机导线连接到ESC处具有一个接头。由于在电动机附近具有用于电动机导线的可分离接头,可以容易地移除以及更换电动机而无须拆装所述UAV的任何其他部件(例如,机身、电动机臂部)。

[0025] 在一些实现中,如下文论述,机身可依空气动力学设计成安装在机架的下侧或底侧且配置成包含所述UAV的部件和电源。例如,机身可以由碳纤维形成并安装到机架中的突起或凹槽,如下文参考图1B图示和论述的。

[0026] 图1A图示根据一种实现的UAV 100的自顶向下视图的框图。如图所示,UAV 100包括机架104。UAV 100的机架104或机身可以由任何适合的材料形成,如石墨、碳纤维、铝等或其任何组合。在本示例中,UAV 100的机架104由矩形的加工铝形成。如下文参考图5进一步详细论述的,机架104的下侧或底侧可以加工成网格或杂乱图案以便降低机架的重量,提供支承,以及提供用于安装UAV 100的其他部件的位置。

[0027] 安装到机架的有两个电动机臂部105-1、105-2。在本示例中,电动机臂部105-1、105-2大致长度相等,布置成彼此大致平行且垂直于机架104。在其他一些实现中,电动机臂部105可以是不同长度的(例如,电动机前臂105-1可以比电动机后臂105-2短和/或布置在UAV 100上的不同位置处)。

[0028] 安装到电动机臂部105的每一端的有举升电动机壳体106-1、106-2、106-3、106-4。举升电动机壳体106可以由任何材料形成,如碳纤维、铝、石墨等。在本示例中举升电动机壳体106在空气动力学上构形成降低所述UAV水平飞行过程中的气流摩擦力。下文参考图6-7进一步论述举升电动机壳体106。

[0029] 安装在每个举升电动机壳体106内的有举升电动机602(图1A中未示出,但是图6中予以图示并论述)。在一种实现中,举升电动机安装成使得安装到旋翼102的举升电动机的旋翼轴相对于UAV 100面朝向下。在其他一些实现中,举升电动机可以安装有相对于UAV 100面朝向上的旋翼轴。在又一些实现中,举升电动机的其中一个或多个可以安装有面朝向下的旋翼轴,以及举升电动机的其中一个或多个可以安装有面朝向上的旋翼轴。在其他一些实现中,可以相对于UAV 100的机架成其他角度来安装举升电动机。举升电动机可以是能够生成使旋翼举升UAV 100和任何挂载的有效载荷从而能够空运所述有效载荷的足够旋转速度的任何形式的电动机。例如,举升电动机各可以是FX-4006-13 740kv多转子电动机或Tiger U-11电动机。

[0030] 安装到每个举升电动机的有举升旋翼102-1、102-2、102-3、102-4。举升旋翼102可以是任何形式的旋翼(例如,石墨、碳纤维)且其大小为足够举升UAV 100和UAV 100挂载的任何有效载荷以使UAV 100能够空中航行以便例如将有效载荷送交到交付位置。例如,举升旋翼102各可以是具有29英寸的尺寸或直径的碳纤维旋翼。虽然图1的图示示出全部相同大小的举升旋翼102,但是在一些实现中,举升旋翼102的其中一个或多个可以是不同大小和/或尺寸。同样地,虽然本示例包括四个举升旋翼,但是在其他一些实现中,可以利用更多个或更少个旋翼来作为举升旋翼。同样地,在一些实现中,可以将旋翼设在UAV 100上的不同位置处。此外,可以利用备选推进方法作为本文描述的实现中的“电动机”。例如,可以使用叶片、喷气、涡轮喷气、涡轮叶片、喷气引擎、内燃引擎等(与旋翼或其他装置配合)以便为UAV提供推力。

[0031] 安装到UAV 100的机架104的第一端或前端的有一个或多个天线108。天线108可以用于发射和/或接收无线通信。例如,天线108可以用于Wi-Fi、卫星、近场通信(“NFC”)、蜂窝通信或任何其他形式的无线通信。同样地可以将如相机、飞行时间传感器、距离确定元件、云台等的其他部件安装到UAV 100的机架104的前部。

[0032] 安装到UAV 100的机架104的第二端或后端的有推进电动机壳体111、推进电动机110和推进旋翼112。虽然使用术语“推进电动机”,但是本领域技术人员将认识到电动机110和天线108的位置可以颠倒过来且重新配置成使得推进电动机110在水平方向上实际地“牵拉”UAV 100而非推进它。因此,如本文所使用的,术语推进电动机应视为包括配置成用于“推进”水平推力或“牵拉”水平推力的实现。推进电动机壳体111可以在空气动力学上构形且配置成封装推进电动机110。推进电动机110和推进旋翼112可以与举升电动机和举升旋翼102相同或不同。例如,在一些实现中,推进电动机110可以是Tiger U-8电动机以及推进旋翼112可以具有18英寸的尺寸。在一些实现中,推进旋翼可以具有比举升旋翼小的尺寸。

[0033] 推进电动机110和推进旋翼112可以相对于UAV 100的机架104成大约90度朝向且可以用于提高包含水平分量的飞行效率。例如,当UAV 100在包含水平分量的方向上行进时,可以啮合推进电动机110以便通过推进旋翼提供水平推力以便在水平方向上推进UAV 100。由此,可以降低举升电动机所使用的速度和功率。备选地,在选定的实现中,推进电动机110可以相对于机架104成大于或小于90度的角度朝向以便提供推进推力和举升推力的组合。

[0034] 还可以将一个或多个导航部件114,如全球定位接收器/发射器安装到机架104的顶部。

[0035] 图1B示出根据一种实现的UAV 100的自顶向下视图的另一个框图。在图1B所示的示例中,UAV 100包括耦合到UAV 100的机架的机翼116。机翼可以由任何适合的材料形成,例如但不限于,碳纤维、铝、织物、塑料、纤维玻璃等。机翼116可以耦合到机架104的顶部且定位于举升电动机102之间。在其他一些实现中,机翼116可以定位于举升电动机和/或举升旋翼上方。

[0036] 机翼设计成具有翼型形状以便在UAV 100水平移动时对UAV 100提供升力。在一些实现中,通过与机翼116结合来利用推进电动机110和推进旋翼112,在UAV 100沿着包含水平分量的方向上移动时,可以降低或取消举升电动机和举升旋翼102的旋转速度,因为机翼116可以在由推进电动机110和推进旋翼112施加水平方向上的推力时提供升力并将UAV 100保持在空中。在机翼包括襟翼和/或副翼的实现中,可以使用襟翼和/或副翼单独地或与举升电动机和举升旋翼102组合来控制UAV 100的俯仰、偏航、滚转。如果机翼不包含襟翼和/或副翼,则可以利用举升电动机和举升旋翼102来控制飞行过程中UAV 100的俯仰、偏航和滚转。在一些实现中,机翼116可以配置成围绕所述UAV的机架104旋转或枢转以便降低UAV 100沿着包含垂直分量的方向移动时的阻力。

[0037] 图2示出根据一种实现的UAV 100的另一个视图。如图2所示,UAV 100可以针对空气动力学来配置。例如,可以在UAV 100上包含机身202,并将其安装到机架104以及在UAV 100的多个部件下方及其周围延伸。机身202可以由任何适合的材料制成,如石墨、碳纤维、铝、纤维玻璃等。

[0038] 机身202可以包含一个或多个电源容器204(图3)、有效载荷(未示出)和/或UAV控制系统205的部件。可以使用一个或多个挂接机构,如螺钉、铆钉、插销、直角回转紧固器等将机身202耦合到机架的侧边。在一些实现中,这些挂接机构可以配置成能够容易地移除和重新挂接机身以便帮助对UAV控制系统进行电源和/或电源容器更换和维修。

[0039] 有效载荷,如送交给用户的包裹或物品可以配置成容放在机身202内,如两个电源容器之间,并且可拆卸地耦合到UAV的机架104。在其他一些实现中,有效载荷可以形成机身的一部分。例如,机身可以包括间隙或敞口,以及在将有效载荷耦合到UAV 100的机架104时,有效载荷的侧边可以使机身202完整。

[0040] 如上文论述以及图2进一步图示,电动机壳体106-1、106-2、106-3、106-4、111具有空气动力学形状以便在UAV水平行进时改善UAV的整体空气动力学性能。例如,举升电动机的电动机壳体106-1、106-2、106-3、106-4可以向UAV 100的后部逐渐变细。同样地,电动机壳体111可以是锥形构形的,且所述锥形的细端指向UAV 100的鼻部。在一些实现中,电动机臂部105也可以具有空气动力学形式。例如,电动机臂部105可以向UAV 100的后部逐渐变细(例如,“泪珠”构形)和/或可以具有翼型设计以便在UAV 100水平移动时对UAV 100提供附加的举升力。

[0041] 所述UAV还可以包括从机架104顶部向上伸出的垂直稳定器208。垂直稳定器208还可以包括方向舵(未示出),所述方向舵能够被UAV控制系统控制以便调整UAV的偏航。同样地,在一些实现中,UAV 100还可以包括水平稳定器(未示出),所述水平稳定器可以包括UAV控制系统控制的升降舵以便调整UAV 100的俯仰。

[0042] 图3示出根据一种实现的移除了机身202的UAV 100的视图,其中暴露耦合到UAV 100的机架104的UAV 100的两个电源容器204。如图所示,机架104可以包括可将电源容器

204定位于其中且挂接到机架104的一个或多个沟槽或凹进。在一些实现中,机架104的沟槽可以设成具有角度且设计成提供与电源容器的摩擦配合。在其他一些实现中,可以使用螺钉、铆钉、直角回转紧固器或其他挂接机构将电源容器204可移除地安装到机架104。在又一些实现中,电源容器204可以永久性地安装到机架104和/或形成为机架104的一部分。

[0043] 电源容器204可以包括可定位于电源容器204内的一个或多个搁架302。参考图4,搁架302-1、302-3可从电源容器204卸除。例如,搁架302可以设计成在导轨402安装或接合在电源容器204中。导轨402和搁架302可以水平和/或垂直移动以便帮助安置不同大小的电源和/或其他部件。例如,如图3-4所示,搁架302-1支承四个电源304-1、304-2、304-3、304-4。电源304可以采用电池电源、太阳能电源、天然气电源、超级电容器、燃料电池、替代发电源或其组合的形式。例如,电源304各可以是6000mAh锂离子聚合物电池、聚合物锂离子(Li聚合物、Li-Po1、LiPo、LIP、PLI或Lip)电池等。

[0044] 可以将电源304单独卸除和/或可以将整个搁架302连同所有支承电源卸除,如图4所示。同样地,电源容器204可以在电源容器侧边上包括一个或多个开口(例如,孔)以便帮助从支承的电源和/或其他部件散热。

[0045] 电源容器204的搁架还可以支承其他部件。例如,UAV控制系统310的一个或多个部件可以包括在电源容器204的搁架302上,如图3所示。同样地,电源304连接的配电单元可以由电源容器的搁架之一支承。例如,可以将配电单元安装到电源容器204的搁架,以及可以将所有电源耦合到配电单元。然后可以将配电单元耦合到UAV控制系统310和/或UAV的其他部件以便提供电力。在一些实现中,配电单元与UAV控制系统之间的连接可以是单一耦合,如磁耦合、公/母连接等以便帮助电源容器204的完整交换。

[0046] 参考图9,在一些实现中,配电单元可以包括保护电路900或与保护电路900耦合,保护电路900作为火花抑制电路工作以便在加电时保护UAV 100兼且作为关断或断电开关电路工作以便通过卸除电力将UAV 100关断。例如,电源的正引线可以耦合到保护电路900和每个ESC部件904的正极。每个ESC部件904的第二电极或负极耦合到保护电路900,保护电路900控制对ESC部件904的供电。具体地,每个ESC部件904的每个第二电极可以耦合到保护电路900的晶体管902,如金属氧化物半导体场效应晶体管(MOSFET)晶体管的相应漏极。每个晶体管902的源极耦合到地线以及晶体管902的每个栅极耦合到晶体管906的漏极和电阻器908。电阻器908用于控制每个晶体管902从关断状态转换到导通状态所花的时间。晶体管906的栅极耦合到第二电阻器910和光隔离器912。当光隔离器关断时,晶体管910通过从分压器914汲取电压降以将晶体管906上拉到导通状态。

[0047] 当光隔离器处于关断状态时,晶体管906的栅极为高(晶体管906导通),这导致晶体管902处于关断状态且不对ESC供电。当光隔离器912被激活时,它导致晶体管906的栅极走低(晶体管904关断),从而导致每个晶体管902的栅电极经由电阻器908充电直到晶体管902达到晶体管902的阈值电压为止。通过改变晶体管906的大小和/或电阻器908的大小,可以控制晶体管902从关断经由其线性状态转换到其关断状态的速度,从而提供火花抑制以便在第一次对ESC供电时保护ESC。

[0048] 为了控制晶体管902的转换定时,电阻器908和电阻器910必须足够大(例如,100,000 - 500,000欧姆)以不致于影响分压器914。电阻器910也大于电阻器908。在一种实现中,电阻器910三倍于电阻器908。同样地,晶体管906一般小于晶体管902。



[0049] 保护电路900还通过快速从ESC移除供电来作为关断或断电开关电路工作。例如在操作人员失去UAV的控制时可以使用断电开关。为了快速移除供电,光隔离器912被关断,这导致晶体管906上的栅极走高。当晶体管906上的栅极走高时,晶体管902的栅极走低且晶体管902关断,从而从ESC 904移除供电。同样地,二极管916可以耦合到每个晶体管902的漏极以便在供电移除时接收电流,从而保护晶体管902。

[0050] 保护电路900设计成相对地以受控方式对ESC供电,从而提高火花抑制,但是快速地移除供电,从而提供关断或断电开关电路。

[0051] 图5示出根据一种实现的UAV 100的机架104的下方或底部视图。如上文论述,机架104可以由任何适合的材料形成,包括但不限于,碳纤维、石墨、钢、加工铝、钛、纤维玻璃和/或任何其他材料或材料的组合。同样地,机架104可以加工成减轻机架104的重量。例如,如图5所示,机架104的下侧可以加工成杂乱图案。成杂乱图案的沟槽或开口空间502可以由足够定位UAV的一个或多个部件和/或UAV控制系统的部件的大小形成。例如,可以将电子速度控制(ESC)部件504-1、504-2、504-3、504-4、504-5定位在机架的开口空间502中。在一些实现中,机架104还可以作为散热器来工作以便从安装到机架的部件散热。

[0052] 例如,可以使用导热膏将UAV控制系统610的部件,如ESC部件504热耦合到机架104。导热膏,也称为导热凝胶、导热化合物、导热膏、热贴、散热贴、热传递化合物、热传递贴(HTP)或散热化合物是改善这些部件与机架104之间的热传递的粘性流体物质。导热膏可以包含陶瓷、金属、碳、石墨、液态金属、相变合金(PCMA)和其他相似材料。在其他一些实现中,可以使用导热垫来提供机架104与这些部件之间的热耦合。机架104也可以用于从其他部件,如电源散热。

[0053] 图6示出根据一种实现的UAV的举升电动机602和电动机壳体106。如上文论述,电动机壳体106安装到电动机臂部105并容纳举升电动机602。在一些实现中,可以使用螺钉将举升电动机602和电动机壳体106固定到电动机臂部。例如,可以将举升电动机的安装螺钉穿过电动机壳体、穿过电动机臂部并旋入到举升电动机中以便将每个部件固定在一起。

[0054] 在一种实现中,举升电动机安装成使得安装到旋翼102的举升电动机的旋翼轴604相对于UAV面朝向下。在其他一些实现中,举升电动机可以安装有相对于UAV面朝向上的旋翼轴604。举升电动机602可以是能够生成使旋翼举升UAV和任何挂载的有效载荷从而能够空运所述有效载荷的足够旋转速度的任何形式的电动机。例如,举升电动机602各可以是FX-4006-13 740kv多转子电动机或Tiger U-11电动机。

[0055] 图7示出根据一种实现的卸除举升电动机的UAV的举升电动机壳体106。如上文论述,举升电动机壳体106可以定位于电动机臂部105的端部并使用举升电动机的螺钉固定到电动机臂部105。例如,可以将四个螺钉穿过电动机壳体106的顶侧(未示出),穿过电动机臂部105中的螺钉孔(未示出)以及穿过电动机壳体的下侧的下侧螺钉孔702-1、702-2、702-3、702-4旋入。然后将螺钉旋入到举升电动机以便将每个部件固定在一起。可以将举升电动机的导线穿过电动机壳体106中的开口704以及穿过电动机臂部105的内腔布线。或者,可以将举升电动机的导线穿过电动机壳体106背部中的开口705以及穿过电动机臂部105的内腔布线。在又一种实现中,可以将导线附着于电动机臂部105的外部。

[0056] 图8是图示UAV 100的示例UAV控制系统610的框图。在多种示例中,所述框图可以图示可用于实现本文论述的多种系统和方法/或控制UAV 100的操作的UAV控制系统610

的一个或多个方面。在图示的实现中,UAV控制系统610包括一个或多个处理器802,一个或多个处理器802经由输入/输出(I/O)接口810耦合到存储器,例如非瞬态计算机可读存储介质820。UAV控制系统610还可以包括电子速度控制804(ESC)、电源模块806和/或导航系统808。UAV控制系统610还包括有效载荷挂接控制器812、网络接口816和一个或多个输入/输出装置818。

[0057] 在多种实现中,UAV控制系统610可以是包括一个处理器802的单处理器系统或包括若干处理器802(例如,两个、四个、八个或另一个适合数量)的多处理器系统。处理器802可以是能够执行指令的任何适合处理器。例如,在多种实现中,处理器802可以是实现多种指令集构架(ISA)中任一种,如x86、PowerPC、SPARC或MIPS ISA或任何其他适合ISA的通用或嵌入式处理器。在多处理器系统中,每个处理器802可以通用但并非一定实现相同的ISA。

[0058] 非瞬态计算机可读存储介质820可以配置成存储可执行指令、数据、飞行路径、飞行控制参数、部件调整信息、重心信息和/或处理器802可访问的数据项。在多种实现中,非瞬态计算机可读存储介质820可以使用任何适合的存储器技术来实现,如静态随机存取存储器(SRAM)、同步动态RAM(SDRAM)、非易失性/闪存型存储器或任何其他类型的存储器。在图示的实现中,实现如本文描述那些的期望功能的程序指令和数据示出为在非瞬态计算机可读存储介质820内分别存储为程序指令822、数据存储824和飞行控制826。在其他一些实现中,可以接收、发送程序指令、数据和/或飞行控制或将其存储在不同类型的计算机可访问介质,如非瞬态介质上,或者存储在与非瞬态计算机可读存储介质820或UAV控制系统610分开的相似介质上。一般来说,非瞬态计算机可读存储介质可以包括经由I/O接口810耦合到UAV控制系统610的存储介质或存储器介质,如磁介质或光介质,例如磁盘或CD/DVD-ROM。经由非瞬态计算机可读介质存储的程序指令和数据可以由传输介质或信号,如电信号、电磁信号或数字信号来传送,这些传输介质或信号可以经由如网络 and/或无线链路的通信介质来承载,如网络和/或无线链路可以经由网络接口816来实现。

[0059] 在一种实现中,I/O接口810可以配置成协调处理器802、非瞬态计算机可读存储介质820以及任何外设、网络接口或其他外设接口,如输入/输出装置818之间的I/O通信量。在一些实现中,I/O接口810可以执行任何必要的协议、定时或其他数据转换以便将数据信号从一种部件(例如,非瞬态计算机可读存储介质820)转换成适于另一种部件(例如,处理器802)使用的格式。在一些实现中,I/O接口810可以包括对经由多种类型的外设总线,如外设组块互连(PCI)总线标准或通用串行总线(USB)标准的变体连接的设备的支 持。在一些实现中,I/O接口810的功能可以拆分成两个或更多个分开的部件,例如北桥和南桥。再者,在一些实现中,I/O接口810的一些或全部功能性,如至非瞬态计算机可读存储介质820的接口,可以直接并入处理器802中。

[0060] ESC 804与导航系统808通信,并且调整每个举升电动机和/或推进电动机的旋转速度以便稳定UAV并沿着确定的飞行路径来引导UAV。

[0061] 导航系统808可以包括全球定位系统(GPS)、室内定位系统(IPS)或能够用于将UAV 100向一个位置导航和/或从一个位置导航UAV 100的其他相似系统和/或传感器。有效载荷挂接控制器812与用于挂接和/或卸载物品的执行器或电动机(伺服电动机)通信。

[0062] 网络接口816可以配置成允许UAV控制系统610、连接到屋里的其他设备,如其他计算机系统(例如,远程计算资源)之间交换数据,和/或其他UAV的UAV控制系统交换数据。

例如,网络接口816可以使得UAV 100与一个或多个远程计算资源上实现的UAV控制系统之间能够进行无线通信。为了进行无线通信,可以采用UAV或其他通信部件的天线。作为另一个示例,网络接口816可以使得多个UAV之间能够进行无线通信。在多种实现中,网络接口816可以支持经由无线通用数据网络,如Wi-Fi网络的通信。例如,网络接口816可以支持经由电信网络,如蜂窝通信网络、卫星网络等的通信。

[0063] 在一些实现中,输入/输出装置818可以包括一个或多个显示器、成像装置、热传感器、红外线传感器、飞行时间传感器、加速计/压力传感器、天气传感器等。可以存在多个输入/输出装置818且由UAV控制系统610来控制多个输入/输出装置818。可以利用这些传感器中一个或多个来帮助着陆以及在飞机过程中规避障碍物。

[0064] 如图8所示,存储器可以包含程序指令822,程序指令822可以配置成实现本文描述的示例例行程序和/或子例行程序。数据存储824可以包含用于维护可为确定飞行路径、着陆、识别卸载物品位置等提供的数据项的多种数据存储。在多种实现中,可以将本文图示为包含在一个或多个数据存储中的参数值和其他数据与未描述的其他信息组合或可以不同的方式将其分区成更多个、更少个或不同的数据结构。在一些实现中,数据存储可以物理上设在一个存储器上或可以分布在两个或更多个存储器上。

[0065] 本领域技术人员将认识到,UAV控制系统610仅是说明性的且无意限制本发明公开的范围。具体地,计算系统和设备可以包括能够执行所指示的功能的硬件或软件的任何组合。UAV控制系统610还可以连接到未图示的其他装置,或代之以可以作为单独系统工作。此外,在一些实施例中,可以将图示的部件所提供的功能性组合在更少的部件中或分布在附加的部件中。相似地,在一些实现中,一些图示的部件的功能性可以不予提供,或可以有其他附加功能性。

[0066] 本领域技术人员还将认识到,虽然多种项图示为在被使用时存储在存储器中或存储装置上,但是出于存储器管理和数据完整性的目的,可以在存储器与其他存储装置之间传递这些项或其多个部分。备选地,在其他一些实施例中,这些软件部件的其中一些或全部可以在另一个装置上的存储器中执行,并且与图示的UAV控制系统610进行通信。这些系统部件或数据结构的其中一些或全部还可以(例如,作为指令或结构化数据)存储在非瞬态计算机可访问介质上或便携式产品上以供适合的驱动器读取,上文描述了其多种示例。在一些实现中,与UAV控制系统610分开的计算机可访问介质上存储的指令可以经由如无线链路的通信介质承载的如电信号、电磁信号或数字信号的传输介质或信号传送到UAV控制系统610。多种实现还可以包括接收、发送或存储根据前文有关计算机可访问介质的描述实现的指令或数据。相应地,本文描述的技术可以利用其他UAV控制系统配置来实施。

[0067] 附加地,现在转到图10-16,在一些实现中,UAV 1100的机架可以设计成环绕举升电动机和对应举升旋翼以便形成围绕至少举升旋翼周沿的保护屏障。例如,机架可以包括多个电动机臂部延伸起点处的枢毂。每个电动机臂部可以从枢毂延伸,位于举升旋翼和举升电动机的顶部,且与安装对应举升电动机和举升旋翼的电动机底座耦合或以其他方式端接于安装对应举升电动机和举升旋翼的电动机底座。一个或多个支承臂可以从每个电动机底座延伸且与形成机架周沿且围绕举升旋翼的周沿延伸的圆周保护屏障耦合或以其他方式端接于所述圆周保护屏障。在一些实现中,机架还可以包括在机架顶部和/或底部上延伸的透气材料(例如,网格、筛网)以便提供UAV旋翼上方和/或下方的保护屏障。

[0068] 在一些实现中,机架可以由一个模具或单体设计形成。在其他一些实现中,可以将机架的一个或多个部件耦合在一起。在一些实现中,机架可以形成为两个相配的一半,这两个一半安装或耦合在一起以便形成UAV的单个UAV机架。为了进一步提高所述UAV的效率,在一些实现中,所述UAV的机架(电动机臂部、电动机底座、支承臂、周沿保护屏障)和/或其他部件可以由一个或多个轻质材料形成,如碳纤维、石墨、加工铝、钛、纤维玻璃等。无论何种材料,电动机臂部、电动机底座、支承臂和/或周沿保护屏障中每一个可以是中空的或围绕轻质内芯(例如,泡棉、木、塑料)形成,从而降低重量、增强结构刚性以及提供可使一根或多根导线和/或电缆穿过其中走线和/或可以将其他部件封装在其中的通道。例如,电动机臂部可以兼有地包括内芯(例如,泡棉、木、塑料)和中空部分。可由泡棉、木、塑料等或其任何组合形成的内芯为电动机臂部提供增加的维度并帮助增大电动机臂部的结构完整性。可以沿着电动机臂部的顶部通行的中空部分提供可使如电动机控制导线的导线穿过其中走线的通道。

[0069] 在一些实现中,UAV可以配置成使得穿过通道的导线具有能够易于拆装和/或部件更换的多个接头。例如,电动机导线可以配置成具有多个可分离接头。例如,电动机导线可以从电动机延伸出来,并且在电动机处或附近具有可分离接头,而非仅在电动机导线连接到ESC处具有一个接头。由于在电动机附近具有电动机导线的可分离接头,电动机能够容易地拆除和更换,而无须拆卸UAV的任何其他部件、探入UAV控制系统或从UAV拆除电动机导线。

[0070] 图10示出根据一种实现的UAV 1100的视图。如图所示,UAV 1100包括机架1104。UAV 1100的机架1104或机身可以由任何适合的材料形成,如石墨、碳纤维、铝、钛等或其任何组合。在本示例中,UAV 1100的机架1104是单个碳纤维机架。机架1104包括枢毂1106、电动机臂部1108、电动机底座1111、支承臂1112以及周沿保护屏障1114。在本示例中,有一个枢毂1106、四个电动机臂部1108、四个电动机底座1111、十二个支承臂1112和单个周沿保护屏障1114。

[0071] 每个电动机臂部1108从枢毂1106延伸并与电动机底座1111耦合或端接于电动机底座1111。举升电动机1116耦合到电动机底座1111的内侧,以使举升电动机1116和对应举升旋翼1118位于机架1104内。在一种实现中,举升电动机1116安装成使得安装到举升旋翼1118的举升电动机的旋翼轴相对于机架1104面朝向下。在其他一些实现中,可以相对于UAV 1100的机架1104成其他角度来安装举升电动机。举升电动机可以是能够生成使旋翼举升UAV 1100和任何挂载的有效载荷从而能够空运所述有效载荷的足够旋转速度的任何形式的电动机。例如,举升电动机各可以是FX-4006-13 740kv多转子电动机、Tiger U-11电动机或KDE电动机等。

[0072] 安装到每个举升电动机1116的有举升旋翼1118。举升旋翼1118可以是任何形式的旋翼(例如,石墨、碳纤维)且其大小为足够举升UAV 1100和UAV 1100挂载的任何有效载荷以使UAV 1100能够空中航行以便例如将有效载荷送交到交付位置。例如,举升旋翼1118各可以是具有29英寸的尺寸或直径的碳纤维旋翼。虽然图10的图示示出全部相同大小的举升旋翼1118,但是在一些实现中,举升旋翼1118的其中一个或多个可以是不同大小和/或尺寸。同样地,虽然本示例包括四个举升旋翼,但是在其他一些实现中,可以利用更多个或更少个旋翼来作为举升旋翼1118。同样地,在一些实现中,可以将举升旋翼1118设在UAV 1100

上的不同位置处。此外,可以利用备选推进方法作为本文描述的实现中的“电动机”。例如,可以使用叶片、喷气、涡轮喷气、涡轮叶片、喷气引擎、内燃引擎等(与旋翼或其他装置配合)以便为UAV提供升力。

[0073] 从每个电动机底座1111延伸的有三个支承臂1112,三个支承臂1112与周沿保护屏障1114耦合或以其他方式端接于周沿保护屏障1114。周沿保护屏障1114围绕UAV的周沿延伸并环绕举升旋翼1118。在一些实现中,周沿保护屏障1114可以包括垂直部件1114A,垂直部件1114A从支承臂基本向下延伸并与举升旋翼1118的转轴大约垂直。垂直部件1114A可以是任何垂直尺寸和宽度的。例如,垂直部件1114A可以具有大约3英寸的垂直尺寸和大约0.5英寸的宽度。在其他一些实现中,垂直尺寸和/或宽度可以更大或更小。同样地,周沿保护屏障的垂直部件1114A可以包括芯,如泡棉、木和/或塑料芯。垂直部件可以耦合到每个支承臂并围绕每个旋翼1118的外周沿延伸以便抑制从UAV 1100的侧边探入旋翼。

[0074] 周沿保护屏障1114通过抑制从UAV 1100侧边探入旋翼1118来为UAV 1100提供对外物的防护,对UAV 1100提供保护以及增强UAV 1100的结构完整性。例如,如果UAV 1100水平行进并且与外物(例如,墙壁、建筑物)碰撞,则UAV与外物之间的冲撞将通过周沿保护屏障1114而非旋翼。同样地,因为机架是互连的,所以来自冲撞的力通过机架分散。

[0075] 同样地,垂直部件1114A提供可供安装UAV的一个或多个部件的表面。例如,可以将一个或多个天线安装到周沿保护屏障1114的垂直部件1114A。天线可以用于发射和/或接收无线通信。例如,天线可以用于Wi-Fi、卫星、近场通信(“NFC”)、蜂窝通信或任何其他形式的无线通信。同样地,可以将其他部件,如相机、飞行时间传感器、距离确定元件、云台、全球定位系统(GPS)接收器/发射器、雷达、照明元件、扬声器和/或UAV 1100或UAV控制系统的任何其他部件(下文论述)等安装到周沿保护屏障1114的垂直部件1114A。同样地,可以将标识或反射式标识器安装到垂直部件以便帮助UAV 1100的标识。

[0076] 在一些实现中,周沿保护屏障1114还可以包括水平部件1114B,水平部件1114B相对于UAV 1100从周沿保护屏障1114的垂直部件1114A向外延伸。水平部件1114B可以为UAV和/或UAV 1100可能接触的任何物体提供附加的保护支承。与垂直部件1114A相似,水平部件1114B可以包括或不包括芯。同样地,水平部件1114B提供可供安装一个或多个部件(例如,天线、相机、传感器、GPS、测距仪)的另一个表面。

[0077] 虽然图10所示的示例示出周沿保护屏障1114具有垂直部件1114A和水平部件1114B,但是在其他一些实现中,周沿保护屏障可以具有其他配置。例如,周沿保护屏障1114可以仅包括垂直部件1114A。备选地,周沿保护屏障可以相对于UAV 1100成一定角度(例如,45度角度),并且从其与支承臂1112耦合处的举升旋翼上方延伸到举升旋翼1118的下方。此类配置可以改善UAV 1100的空气动力学性能。在其他一些实现中,周沿保护屏障可以具有其他配置或设计。

[0078] 除了为UAV 1100提供保护外,机架1104还为UAV 1100提供结构支承。通过将所有部件、枢毂1106、电动机臂部1108、电动机底座1111、支承臂1112和周沿保护屏障1114互连,最终的机架具有结构稳定性且足够支承举升电动机、举升旋翼、有效载荷(例如,容器)、UAV控制系统和/或UAV的其他部件。

[0079] 在一些实现中,机架1104还可以包括在机架上表面和/或下表面上延伸的透气材料(例如,网格、筛网)以便抑制从旋翼1118上方或下方垂直方向上探入旋翼。同样地,在一

些实现中,可以将一个或多个安装板1120附接到机架1104以便提供用于将部件安装到UAV 1100的附加表面面积。可以使用例如螺钉、紧固器等将安装板1120可拆卸地耦合到机架1104。备选地,可以将安装板1120形成为机架1104的一部分。

[0080] UAV控制系统1110也安装到机架1104。在本示例中,UAV控制系统1110安装在枢毂1106与安装板1120之间。UAV控制系统1110,如上文进一步详细论述的(如图8的项610),控制UAV 1100的操作、路径选择、导航、通信、电动机控制和有效载荷挂接机构。

[0081] 同样地,UAV 1100包括一个或多个电源模块(未示出)。可以将电源模块安装到机架上的多种位置。例如,在一些实现中,可以将四个电源模块安装到每个安装板1120和/或安装到机架的枢毂1106。UAV的电源模块可以采用电池电源、太阳能电源、天然气电源、超级电容器、燃料电池、替代发电源或其组合的形式。例如,电源模块各可以是6000mAh锂离子聚合物电池、聚合物锂离子(Li聚合物、Li-Po1、LiPo、LIP、PLI或Lip)电池。电源模块耦合到UAV控制系统1110、举升电动机1116和有效载荷挂接机构并对其供电。

[0082] 在一些实现中,可以将一个或多个电源模块配置成使之能够在UAV着陆或飞行时被独立地卸除和/或更换以另一个电源模块。例如,当UAV着陆在一个位置时,UAV可以在将对电源模块充电的位置处挂接充电构件。

[0083] 如上文提到的,UAV 1100还可以包括有效载荷挂接机构(未示出)。有效载荷挂接机构可以配置成挂接以及卸除物品和/或存放物品的容器。在本示例中,有效载荷挂接机构定位于UAV 1100的机架1104的枢毂1106下方并且与之耦合。有效载荷挂接机构可以是足够稳固地挂接和卸除包含物品的容器的任何大小的。在其他一些实现中,有效载荷挂接机构可以作为其中包含物品的容器来工作。有效载荷挂接机构(经由有线或无线通信)与UAV控制系统1110通信且被UAV控制系统1110控制。

[0084] 虽然本文论述的UAV 1100的实现利用旋翼来实现和保持飞行,但是在其他一些实现中,UAV可以采用其他方式配置。例如,UAV可以包括固定翼和/或兼具旋翼与固定翼的组合。例如,如下文参考图16论述的,UAV可以利用一个或多个旋翼和电动机来实现垂直起飞和着陆以及利用固定翼配置或组合翼和旋翼配置以在UAV空运时维持飞行。

[0085] 图11是根据一种实现的UAV机架1204的另一个视图。在此图示中,移除了旋翼以便进一步图示机架1204。如图所示,机架可以形成为供安装UAV的多个部件的单个单元。例如,电动机1216安装到机架,以及UAV控制系统1110安装到机架1204。所述机架设计成环绕UAV 1100的部件并提供围绕UAV的保护屏障。举升旋翼(未示出)安装到举升电动机1216并配装在周沿保护屏障1214内。

[0086] 图12示出根据一种实现的UAV机架的另一个视图。图12中的图示提供电动机臂部1308的详细视图。电动机臂部1308一端耦合到UAV的枢毂1306以及电动机1308的另一端耦合到电动机底座1311。在此实现中,电动机臂部包括载送电信号、光信号、液压信号、气动信号或机械信号的一根或多根导线或导管穿过其中走线的通道1301。通道1301可以作为UAV的机架一部分来形成或可以耦合到电动机臂部1308。同样地,通道1301可以包括切口1303或开口以便帮助插入导线或将导线从通道1301移除。例如,从电动机1316走线到UAV控制系统1110的电动机导线可以穿过通道1301走线,以使导线保持固定于UAV。

[0087] 虽然图12的示例将通道1301描述为电动机臂部1308的一部分或安装到电动机臂部1308顶部或上侧,但是在其他一些实现中,可以将通道安装到电动机臂部1308的其他表

面(例如,侧边)。同样地,在一些实现中,可以有多个通道连接到电动机臂部1308的其中一个或多个。在又一些实现中,通道1301同样可以耦合到支承臂1312的其中一个或多个。例如,从一个或多个部件耦合到周沿保护屏障的导线(图12中未示出)可以穿过支承臂1312的通道1301和电动机臂部1308的通道1301走线,以使导线保持固定于UAV。附加地,在又一些备选实现中,一个或多个通道1301可以穿过电动机臂部1308通行。

[0088] 图13示出根据一种实现的另一种UAV配置的视图。图13所示的UAV 1400包括八个举升电动机1416和对应的举升旋翼1418。在此配置中,UAV 1400由两个相配的机架1404A、1404B形成,这两个相配的机架1404A、1404B以堆叠或蛤壳配置耦合在一起。在本实现中,每个机架是单个碳纤维机架,这些碳纤维机架可以通过将机架1404的周沿保护屏障的水平部件1414A接合来以可拆卸方式耦合在一起。例如,可以将这些机架以螺钉固定在一起、以螺栓固定在一起、以铆钉固定在一起、焊接在一起、熔接在一起或以其他方式紧固在一起。在其他一些实现中,机架1404可以是单一体配置。

[0089] 机架1404A和1404B可以具有与上文参考图10论述的机架1104相同或相似部件和/或配置。例如,每个机架1404可以包括枢毂、电动机臂部、电动机底座、支承臂和周沿保护屏障。每个机架1404可以具有安装到机架1404的相应电动机底座1411的四个举升电动机1416以及对应举升旋翼1418。同样地,可以将UAV控制系统1110安装到机架1404的其中一个或多个,并且可以将一个或多个部件(例如,天线、相机、云台、雷达、距离确定元件)安装到机架的其中一个或多个,如上文论述。但是,在图示的UAV 1400中,一个UAV控制系统1110可以配置成控制UAV 1400以及八个举升电动机1416和对应举升旋翼中每一个。

[0090] 通过将机架1404耦合在一起或通过形成单个机架,机架1404包围UAV 1400的所有电动机和旋翼。同样地,在一些实现中,机架1404可以包括包围机架1404形成的外周沿的透气材料(例如,丝线、网格)以便抑制从UAV 1400的上方或下方探入旋翼1418。

[0091] 图14示出根据一种实现的另一种UAV 1500机架1504的视图。在此图示中,移除了旋翼以便进一步图示机架1504。如图所示,机架1504可以使用两个相配机架形成,这两个相配机架安装或接合在一起以使举升电动机和举升旋翼位于UAV 1500的机架1504内。如上文论述,机架1504兼提供保护屏障和用于安装UAV 1500部件的结构支承。例如,举升电动机1516安装到机架1504的电动机底座1511的内部,以及UAV控制系统1110安装到机架1504。所述机架设计成环绕UAV 1500的部件并提供围绕UAV 1500的保护屏障。举升旋翼(未示出)安装到举升电动机1516并配装在机架1504内。

[0092] 图15示出根据一种实现的另一种UAV 1600配置的视图。UAV 1600与上文参考图13和图14论述的八旋翼UAV 1400、1500相似。例如,在此图示中,UAV 1600包括供安装八个举升电动机1616和对应举升旋翼1618的机架1604。同样地,机架1604提供围绕举升电动机1616、举升旋翼1618和UAV 1600的其他部件中每一个的保护屏障。

[0093] 除了举升电动机1616和举升旋翼1618外,UAV 1600还包括两个推进电动机壳体1620,每个推进电动机壳体包括推进电动机和推进旋翼。推进电动机壳体1620安装到机架1604的周沿保护屏障1614。推进电动机壳体1620可以在空气动力学上构形且配置成封装推进电动机和/或推进旋翼。推进电动机和推进旋翼可以与举升电动机1616和举升旋翼1618相同或不同。例如,在一些实现中,推进电动机可以是Tiger U-8电动机以及推进旋翼可以具有18英寸的尺寸。在其他一些实现中,推进电动机和推进旋翼可以连同推进电动机壳体

1620形成单一单元,如涵道风扇系统。在一些实现中,推进旋翼可以具有比举升旋翼小的尺寸。在其他一些实现中,推进电动机可以利用其他形式的推进力来推进UAV。例如,可以使用叶片、喷气、涡轮喷气、涡轮叶片、喷气引擎、内燃引擎等(与旋翼或其他装置配合)作为推进电动机。

[0094] 推进电动机和推进旋翼可以相对于UAV 1600的机架1604成大约90度朝向且可以用于提高包含水平分量的飞行效率。例如,当UAV 1600在包含水平分量的方向上行进时,可以啮合推进电动机以便通过推进旋翼提供水平推力以便在水平方向上推进UAV 1600。由此,可以降低举升电动机1616所使用的速度和功率。备选地,在选定的实现中,推进电动机可以相对于机架1604成大于或小于90度的角度朝向以便提供推进推力和举升推力的组合。

[0095] 利用安装在UAV 1600相对侧边上的两个推进电动机和推进旋翼,如图15所示,UAV在水平飞行过程中具有朝向。具体地,当单独使用推进电动机和旋翼或与举升电动机1616和举升旋翼1618组合来使用推进电动机和旋翼时,UAV 1600将按照前缘1622朝向行进方向定向且行进。附加地,利用图15所示的两个推进电动机,可以通过提供两个推进电动机之间的推力差来调整UAV 1600在水平面上的转动(即,偏航)。在一些实现中,同样地,可以根据行进方向将翼型或机翼安装到UAV 1600以便向UAV 1600提供附加的举升力和提高效率。

[0096] 虽然本文参考图15论述的示例图示使用八个举升电动机和对应举升旋翼连同两个推进电动机和对应推进旋翼的UAV,但是在其他一些实现中,可以将更少或附加的举升电动机和对应举升旋翼结合一个或多个推进电动机和推进旋翼来使用。例如,可以将一个或多个推进电动机和对应推进旋翼安装到包括四个举升电动机和对应举升旋翼的UAV,如上文参考图10论述的UAV 1100。在其他一些实现中,可以利用更多个或更少个推进电动机和/或推进旋翼。

[0097] 图16示出根据一种实现的UAV 1700的另一个视图。在图16所示的示例中,UAV 1700包括耦合到UAV 1700的机架1704的机翼1702。机翼1702可以由任何适合的材料形成,例如但不限于,碳纤维、铝、织物、塑料、纤维玻璃、木等。机翼1702可以耦合到机架1704的顶部且定位于包括推进电动机和推进旋翼的推进电动机壳体1720上方。

[0098] 机翼设计成具有翼型形状以便在UAV 1700水平移动时对UAV 1700提供举升力。在一些实现中,与机翼1702结合来利用推进电动机和推进旋翼,在UAV 1700沿着包含水平分量的方向上移动时,可以降低或取消举升电动机和举升旋翼1718的旋转速度,因为机翼1702可以在由推进电动机和推进旋翼施加水平方向上的推力时提供举升力并将UAV 1700保持在空中。在机翼1702包括襟翼和/或副翼的实现中,可以使用襟翼和/或副翼单独地或与举升电动机和举升旋翼1718和/或推进电动机和推进旋翼组合来控制UAV 1700的俯仰、偏航、滚转。如果机翼1702不包含襟翼和/或副翼,则可以利用举升电动机和举升旋翼1718和/或推进电动机和推进旋翼来控制飞行过程中UAV 1700的俯仰、偏航和滚转。在一些实现中,机翼1702可以配置成围绕所述UAV 1700的机架1704旋转或枢转以便降低UAV 1700沿着包含垂直分量的方向移动时的阻力。

[0099] UAV 1700可以配置有八个举升旋翼和一个或多个推进电动机和推进旋翼,如图所示,或可以具有不同配置。在另一个配置中,可以将机翼安装到包括八个举升电动机和对应举升旋翼但不包括推进电动机或推进旋翼的UAV。在另一个示例中,UAV 1700可以包括安装到具有四个举升旋翼和电动机的UAV,如上文参考图10和图11论述的UAV 1100、1200的机翼



1702。在又一个示例中,UAV可以具有四个举升电动机和旋翼以及一个或多个推进电动机和推进旋翼,连同机翼1702。

[0100] 再者,虽然UAV 1700图示横跨UAV 1700顶部延伸的单个机翼,但是在其他一些实现中,可以利用附加机翼和/或不同配置的机翼。例如,在一个示例中,机翼可以在UAV 1700的任一侧上从周沿保护屏障1714水平地延伸。在另一个实现中,前机翼可以从周沿保护屏障1714的前部任一侧延伸以及较大的后机翼可以从周沿保护屏障1714的后部任一侧延伸。

[0101] 本文公开的实施例包括无人飞行器(UAV),其可选地包括如下部件的其中一个或多个:由导热材料形成的机架、具有第一端和第二端的第一电动机臂部,所述第一电动机臂部耦合到所述机架、具有第三端和第四端的第二电动机臂部,所述第二电动机臂部耦合到所述机架、耦合到所述第一电动机臂部的所述第一端的第一举升电动机、耦合到所述第一电动机臂部的所述第二端的第二举升电动机、耦合到所述第二电动机臂部的所述第三端的第三举升电动机、耦合到所述第二电动机臂部的所述第四端的第四举升电动机、耦合到所述机架的第五端且配置成对所述UAV提供水平推力的推进电动机、用于控制所述第一举升电动机、所述第二举升电动机、所述第三举升电动机、所述第四举升电动机或所述推进电动机的至少其中之一的旋转速度的无人飞行器控制系统,其中所述无人飞行器控制系统的至少一个部件可以热耦合到所述机架的下侧,以使所述机架可以耗散所述无人飞行器控制系统的所述至少一个部件生成的热。

[0102] 备选地,上文描述的UAV还可以包括如下部件的其中一个或多个:可拆卸地耦合到所述机架且配置成容纳用于向所述UAV供电的至少一个电源的电源容器、耦合到所述机架且从所述机架向下延伸的机身,其中所述机身环绕所述电源容器的至少一部分且其中所述机身配置成降低所述UAV在包含水平分量的方向上飞行时的空气动力阻力、配置成支承至少一个电源或所述UAV的控制系统的部件的可拆卸搁架和/或耦合到所述机架的机翼,其中所述机翼配置成在所述UAV在包含水平分量的方向上飞行时提供举升力。

[0103] 本文公开的实施例可以包括无人飞行器(UAV),所述无人飞行器(UAV)包括如下部件的其中一个或多个:机架、耦合到所述机架的第一举升电动机、耦合到所述机架的第二举升电动机、耦合到所述机架的推进电动机、耦合到所述机架且从所述机架向下延伸的机身,其中所述机身环绕所述UAV的多个部件且配置成降低所述UAV在包含水平分量的方向上飞行时所述UAV的空气动力阻力、以及配置成响应于从远处位置接收的信号向所述举升电动机和推进电动机发送控制信号的无人飞行器控制系统。

[0104] 备选地,上文描述的UAV还可以包括如下部件的其中一个或多个:耦合到所述机架的机翼,其中所述机翼配置成在所述UAV在包含水平分量的方向上飞行时提供举升力、耦合到所述机架和所述第一举升电动机的第一电动机壳体,所述第一电动机壳体具有逐渐变细的形状以便减少所述第一举升电动机的空气动力阻力、耦合到所述第一举升电动机的第一举升旋翼、耦合到所述推进电动机的第一推进旋翼、在第一位置处耦合到所述机架的第一电源容器、在第二位置处耦合到所述机架的第二电源容器和/或在所述第一电源容器和所述第二电源容器之间可拆卸地耦合到所述机架的有效载荷。附加地,所述第一举升旋翼可以具有第一尺寸以及所述第一推进旋翼可以具有小于所述第一尺寸的第二尺寸。附加地,所述推进电动机可以是与所述第一举升电动机或所述第二举升电动机的至少其中之一不同的电动机大小。附加地,所述有效载荷可以配置成定位于所述第一电源容器和所述第二

电源容器之间且被所述机身至少部分地包含。附加地,所述机架可以配置成耗散来自所述第一电源容器和所述第二电源容器的热。附加地,所述无人飞行器控制系统还可以配置成响应于从所述UAV的装置接收的信号向所述举升和推进电动机的至少其中之一发送控制信号。

[0105] 本文公开的实施例可以包括无人飞行器(UAV),其包括如下部件的其中一个或多个:机架、耦合到所述机架的第一举升电动机、耦合到所述机架的推进电动机、耦合到所述机架且配置成在所述UAV在包含水平分量的方向上移动时提供举升力的机翼以及耦合到所述机架且从所述机架向下延伸的机身,其中所述机身可以环绕所述UAV的多个部件且可以配置成降低所述UAV在包含水平分量的方向上飞行时所述UAV的空气动力阻力。

[0106] 备选地,上文描述的UAV还可以包括保护电路,所述保护电路配置成作为火花抑制电路工作以便在加电时保护所述UAV的至少一部分或作为断电开关以便从所述UAV的至少一部分移除供电。附加地,所述机翼可以设在所述第一举升电动机和第二举升电动机之间。附加地,所述机架可以耗散无人飞行器控制系统的至少一个部件生成的热。附加地,所述至少一个部件可以包括电子速度控制部件。附加地,所述至少一个部件可以热耦合到所述机架。

[0107] 本文公开的实施例可以包括无人飞行器(“UAV”)机架,其包括如下部件的其中一个或多个部件:枢毂、在第一方向上从所述枢毂延伸的第一电动机臂部、在第二方向上从所述枢毂延伸的第二电动机臂部、在第三方向上从所述枢毂延伸的第三电动机臂部、在第四方向上从所述枢毂延伸的第四电动机臂部、耦合到所述第一电动机臂部的第一电动机底座、耦合到所述第二电动机臂部的第二电动机底座、耦合到所述第三电动机臂部的第三电动机底座、耦合到所述第四电动机臂部的第四电动机底座、从所述第一电动机底座延伸的第一多个支承臂、从所述第二电动机底座延伸的第二多个支承臂、从所述第三电动机底座延伸的多个第三支承臂、从所述第四电动机底座延伸的多个第四支承臂、耦合到所述第一多个支承臂、所述第二多个支承臂、所述多个第三支承臂和所述多个第四支承臂的周沿保护屏障,以及其中所述枢毂、所述第一电动机臂部、所述第二电动机臂部、所述第三电动机臂部、第四电动机臂部、所述第一电动机底座、所述第二电动机底座、所述第三电动机底座、所述第四电动机底座、所述第一多个支承臂、所述第二多个支承臂、所述多个第三支承臂、所述多个第四支承臂和所述周沿保护屏障可以形成为一个单体。

[0108] 附加地,可以将第一推进电动机耦合到一个单体并且可以配置成向所述UAV提供水平推力。附加地,所述第一电动机臂部可以包括内芯。

[0109] 本文公开的实施例可以包括无人飞行器(UAV),其包括如下部件的其中一个或多个:单体机架、耦合到所述单体机架的多个电动机以及多个旋翼,其中每个旋翼可以耦合到所述多个电动机中的一个电动机,其中围绕所述旋翼的至少其中之一的周沿的至少一部分可以被所述单体机架的至少一部分环绕。

[0110] 备选地,所述单体机架还可以包括如下部件的其中一个或多个:定位于所述UAV中心附近的枢毂、多个电动机臂部,其中每个电动机臂部可以具有第一端和第二端,其中每个第一端可以耦合到所述枢毂、多个电动机底座,其中每个电动机底座可以耦合到所述多个电动机臂部的其中之一的所述第二端、多个支承臂,其中每个支承臂可以具有第三端和第四端,其中每个第三端可以耦合到所述多个电动机底座的电动机底座,以及围绕所述多个

旋翼中每一个的至少一部分延伸的保护周沿屏障。附加地,所述UAV可以包括至少八个电动机,其中每个电动机可以耦合到所述单体机架。附加地,所述单体机架还可以包括可配置成接纳导线的通道,所述通道耦合到所述多个电动机臂部的第一电动机臂部。附加地,所述通道可以形成为所述第一电动机臂部的一部分。附加地,所述多个支承臂的至少一部分的所述第四端可以耦合到所述保护周沿屏障。附加地,所述多个电动机的第一电动机可以定位成向所述UAV提供水平推力。

[0111] 本文公开的实施例还可以包括无人飞行器(“UAV”),其包括如下部件的其中一个或多个:包括第一机架部件和第二机架部件的机架、耦合到所述第一机架部件的第一多个电动机、第一多个旋翼,其中所述第一多个旋翼中每一个旋翼可以耦合到所述第一多个电动机中的一个电动机、耦合到所述第二机架部件的第二多个电动机、以及第二多个旋翼,其中所述第二多个旋翼中每一个旋翼可以耦合到所述第二多个电动机中的一个电动机,其中所述第一机架部件可以耦合到所述第二机架部件,以使所述第一多个旋翼和所述第二多个旋翼可以定位于所述机架的周沿内。

[0112] 备选地,所述UAV还可以包括如下部件的其中一个或多个:围绕所述机架的至少一部分延伸的透气材料、可配置成为所述UAV提供水平推力且耦合到所述机架的第一推进电动机、耦合到所述推进电动机的第一推进旋翼、耦合到所述机架的机翼,其中所述机翼可以配置成在所述UAV在包含水平分量的方向上飞行时提供举升力、耦合到所述机架周沿的所述保护屏障的天线、相机、飞行时间传感器、距离确定元件、云台、全球定位系统(GPS)接收器/发射器、雷达、照明元件或扬声器的至少其中之一以及耦合到所述机架且配置成挂接或卸除有效载荷的有效载荷挂接机构。附加地,所述第一机架部件可以是单个单元且可以为所述UAV提供结构支承。附加地,所述机架的周沿可以包括抑制从所述UAV的侧边探入所述第一多个旋翼和所述第二旋翼的保护屏障。附加地,所述第一机架部件和所述第二机架部件可以个体地形成和/或耦合在一起。

[0113] 虽然发明标的是采用有关结构特征和/或方法动作的语言来描述的,但是要理解的是所附权利要求中定义的发明标的不一定限于描述的具体特征或动作。相反,这些具体特征和动作是作为实现权利要求的示范形式来描述的。

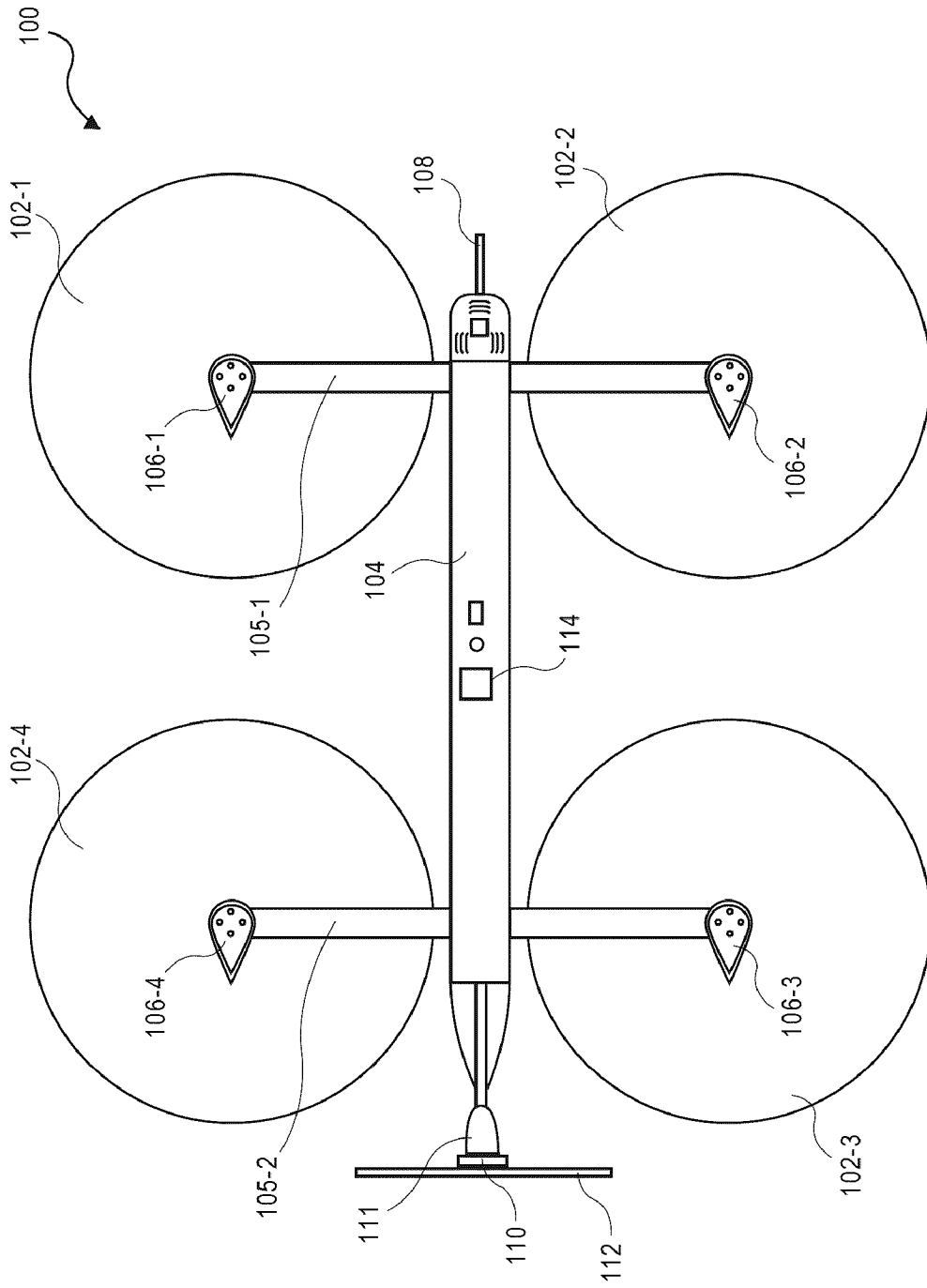


图 1A

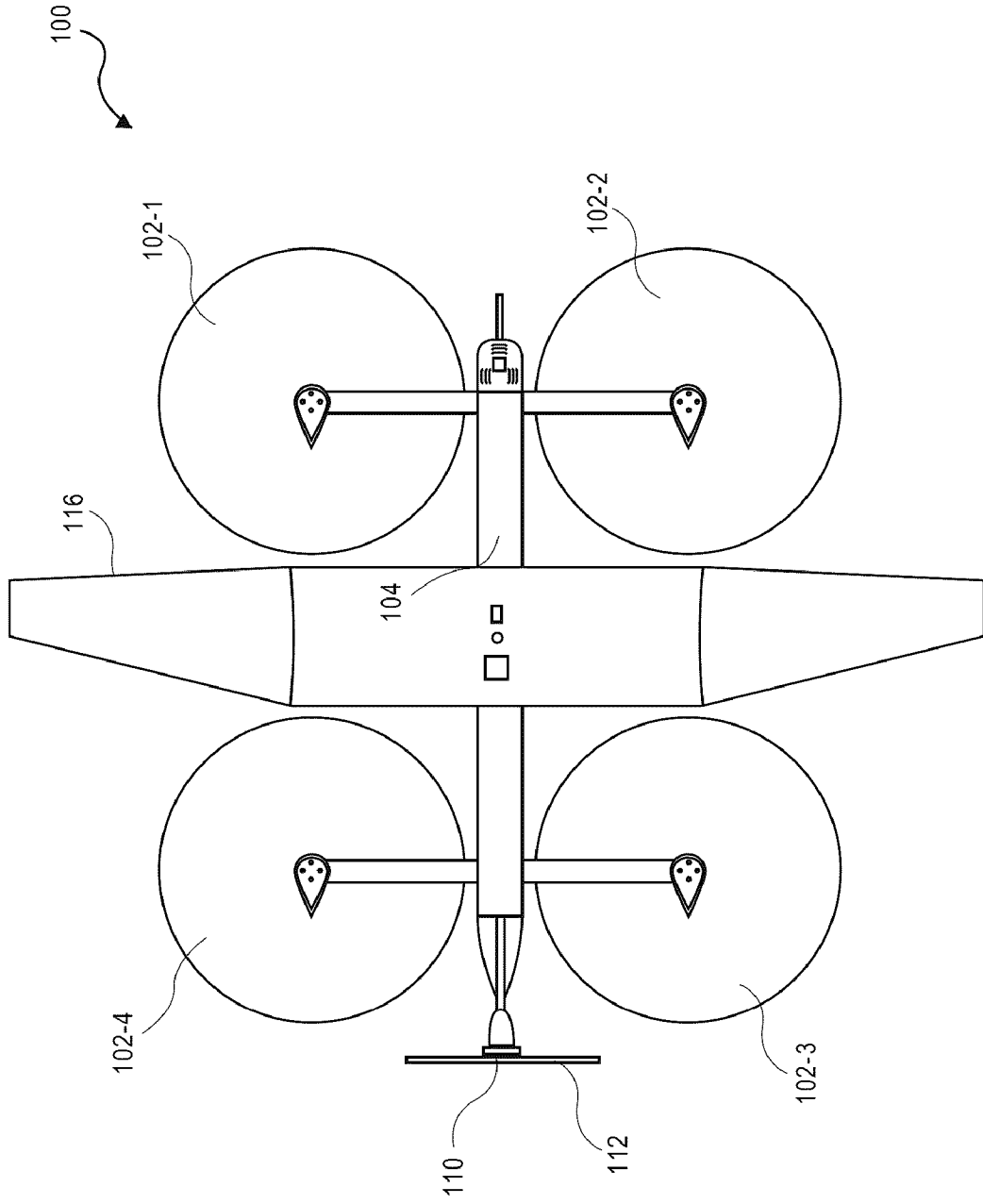


图 1B

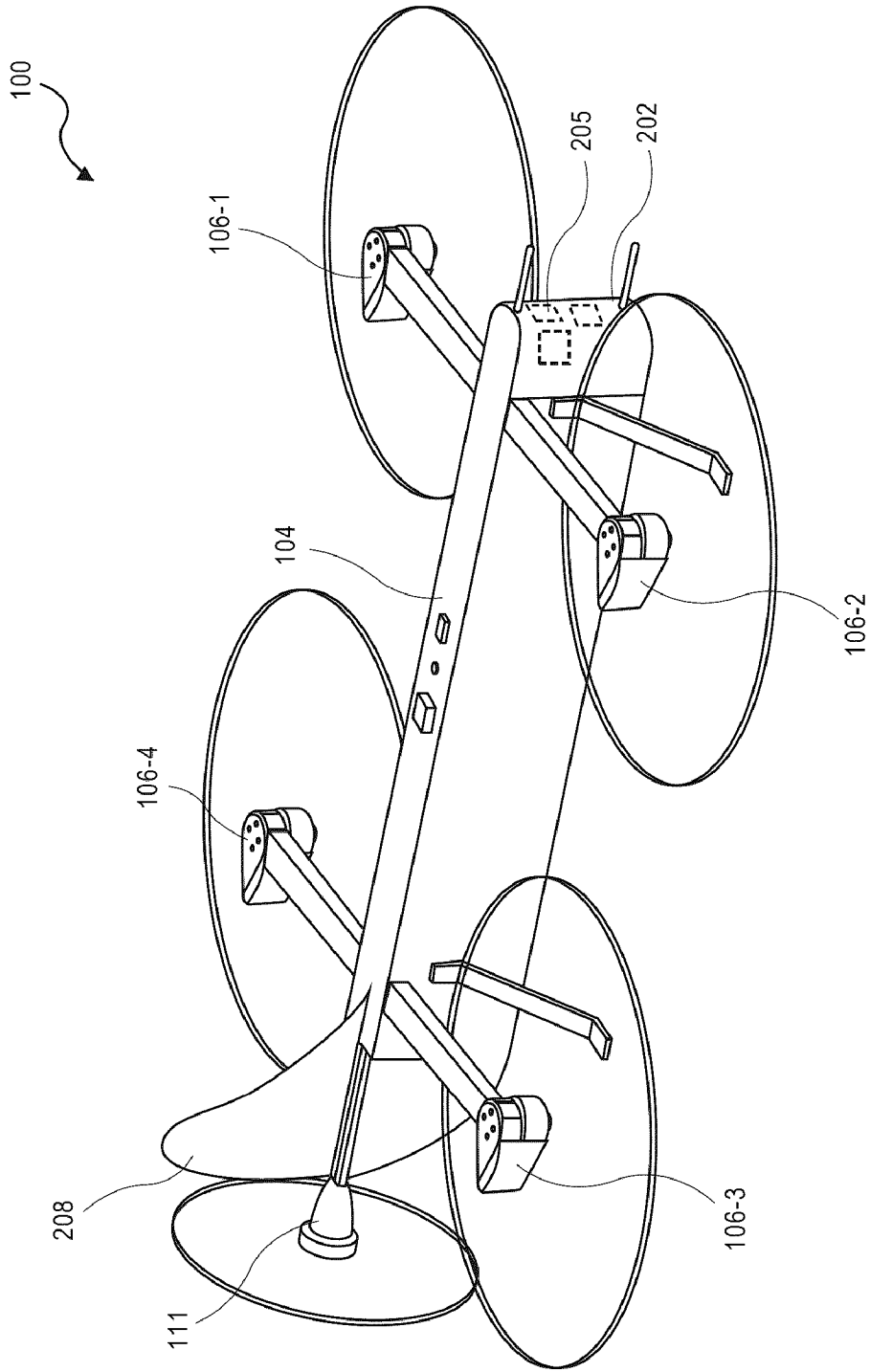


图 2

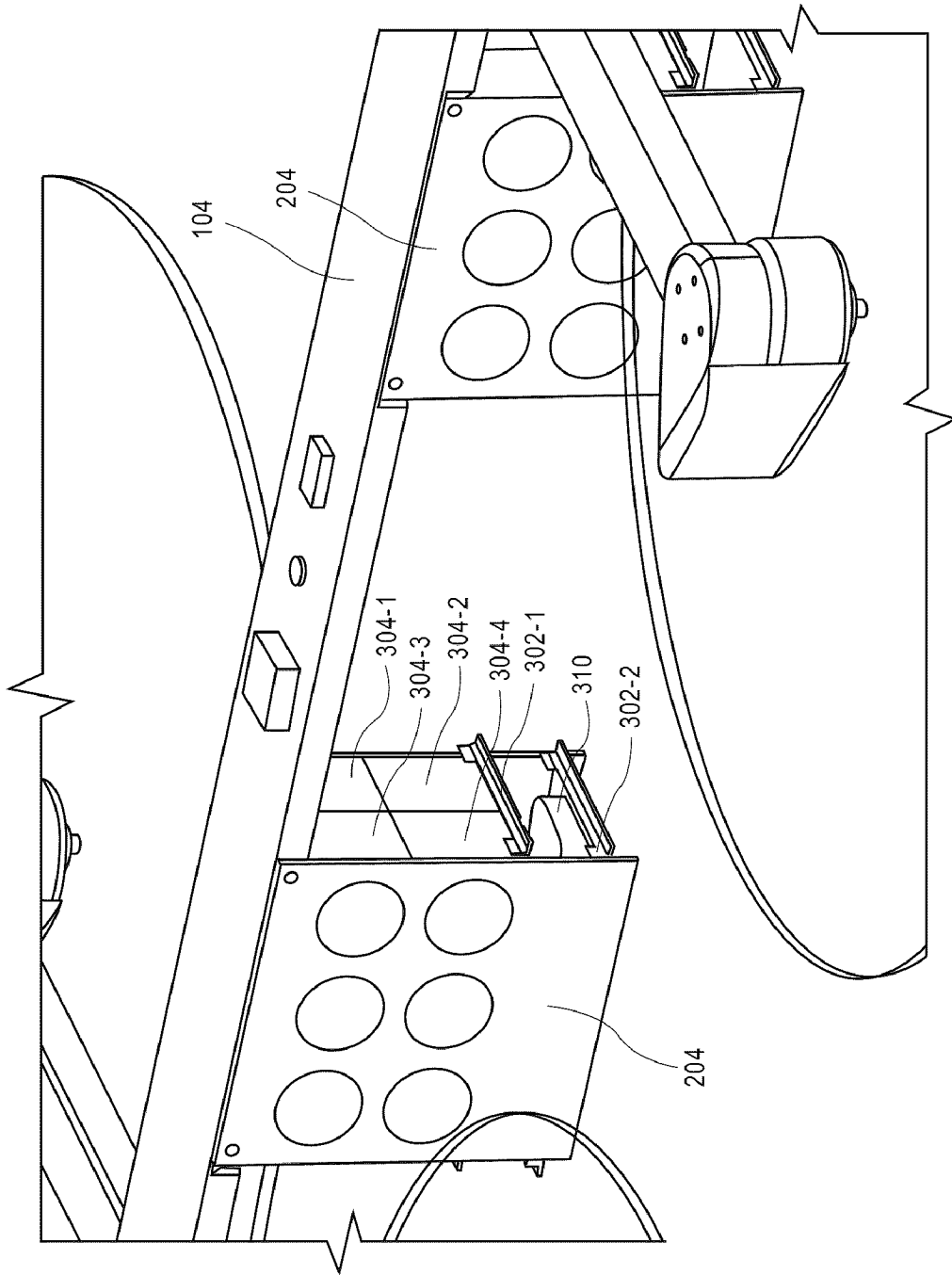


图 3

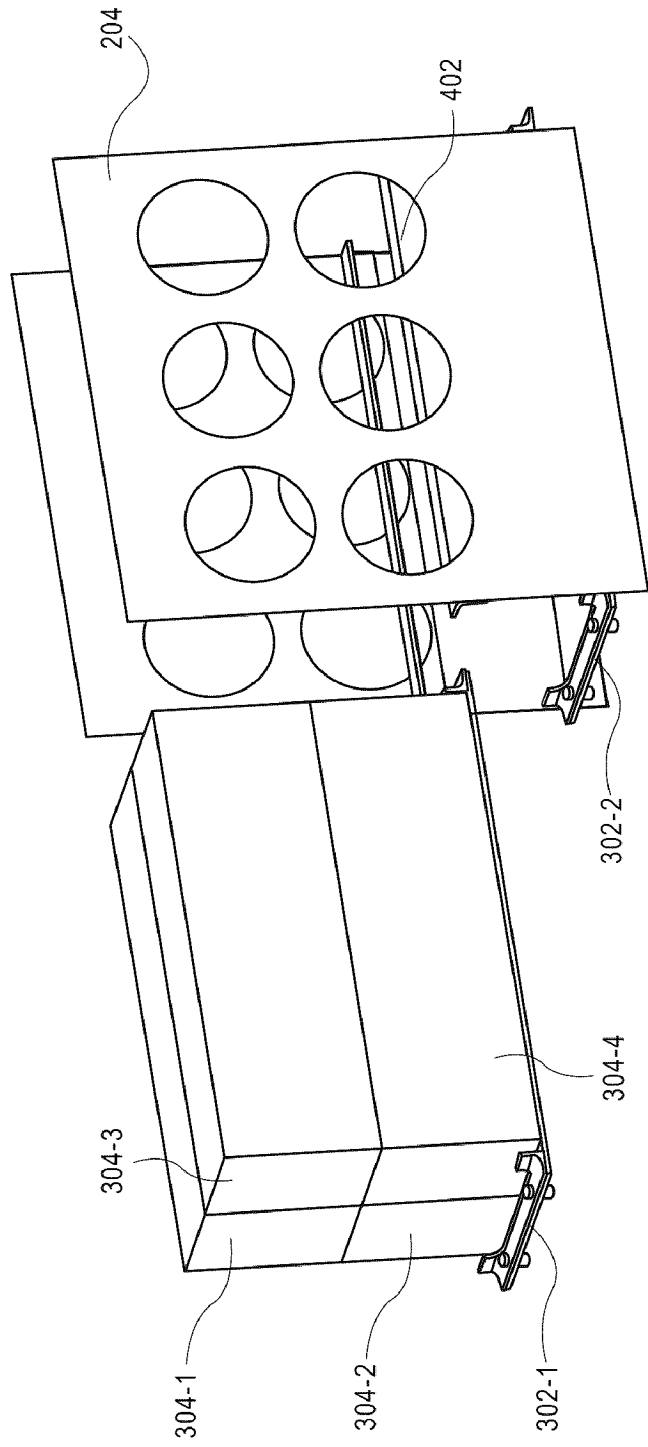


图 4



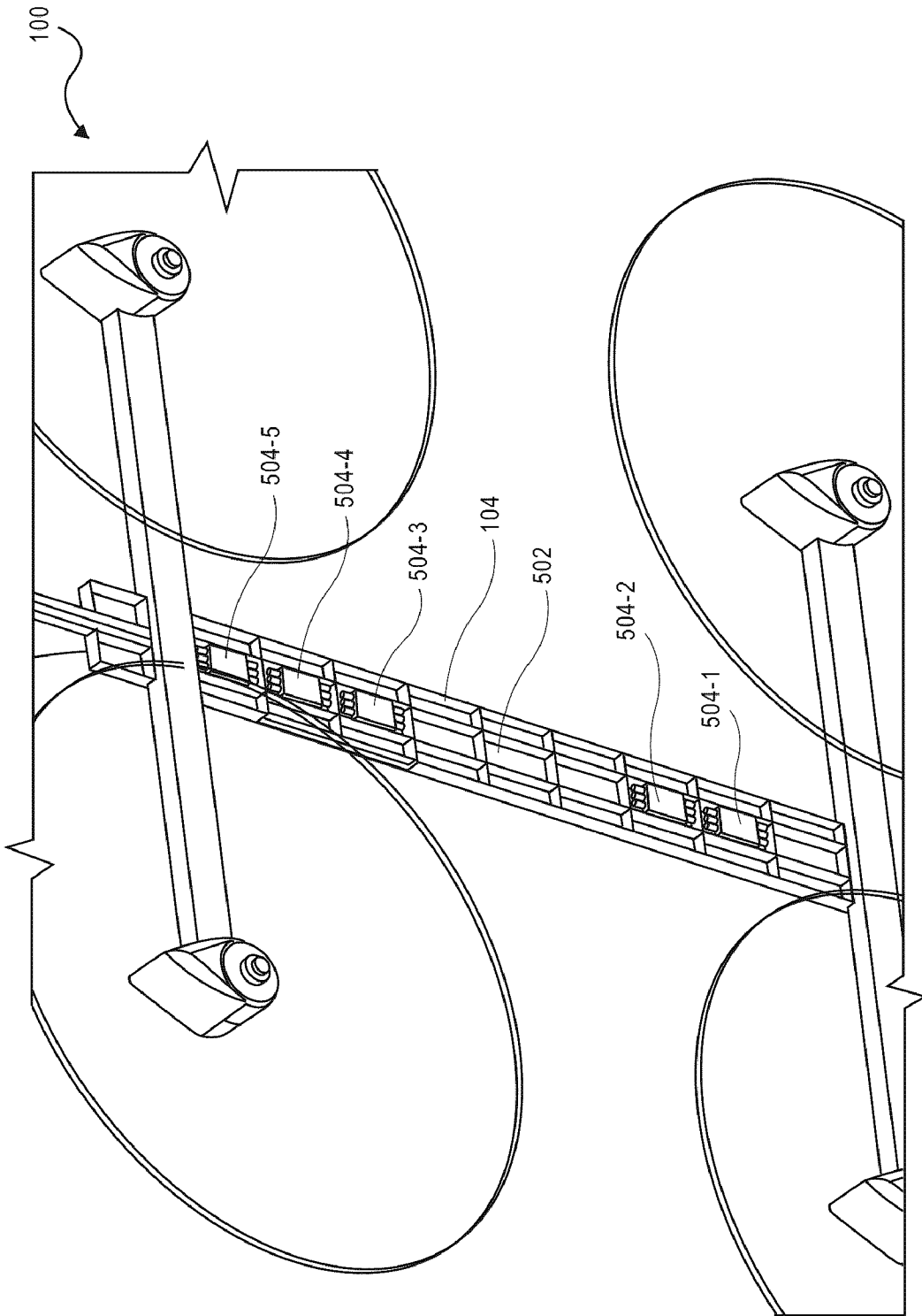


图 5

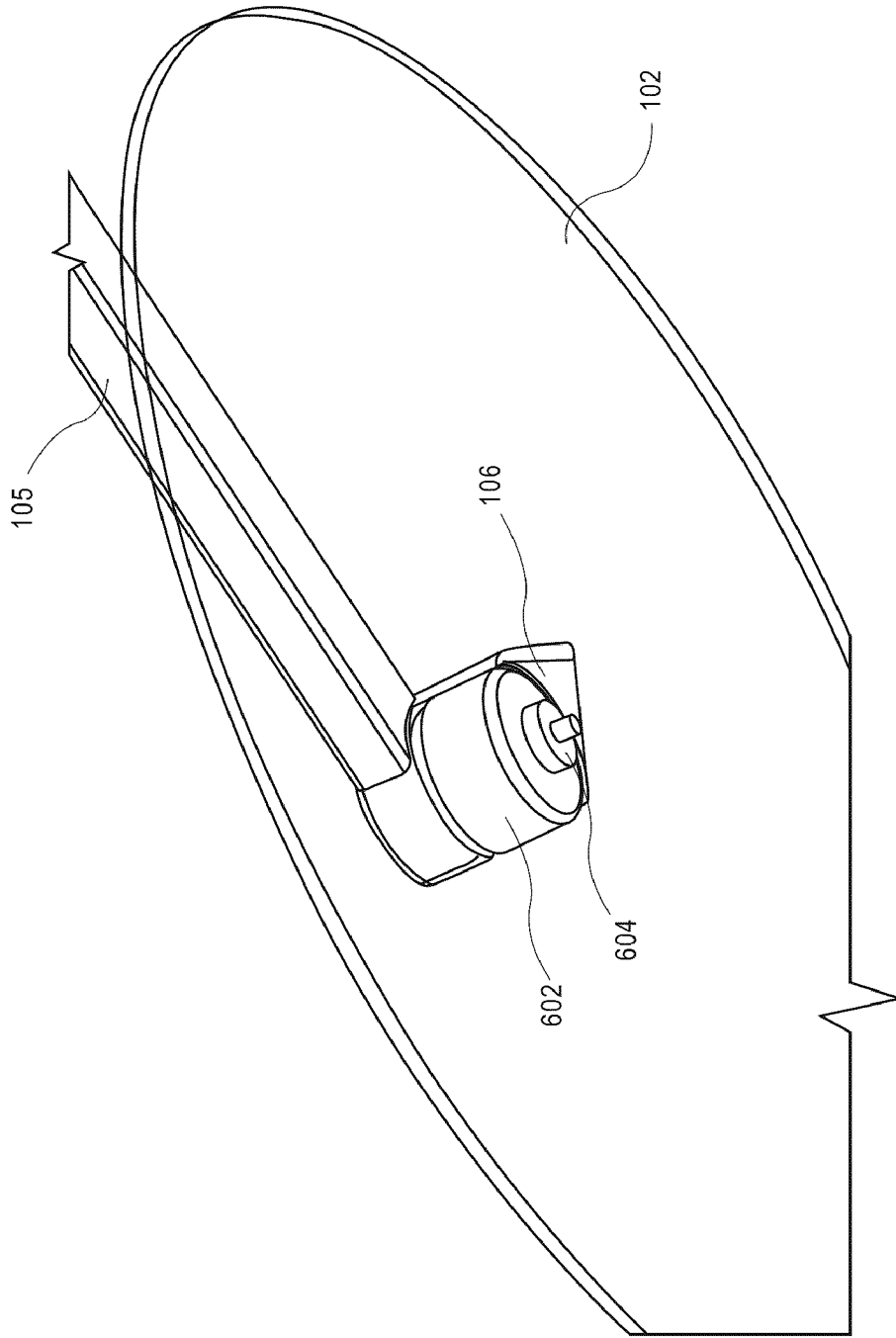


图 6

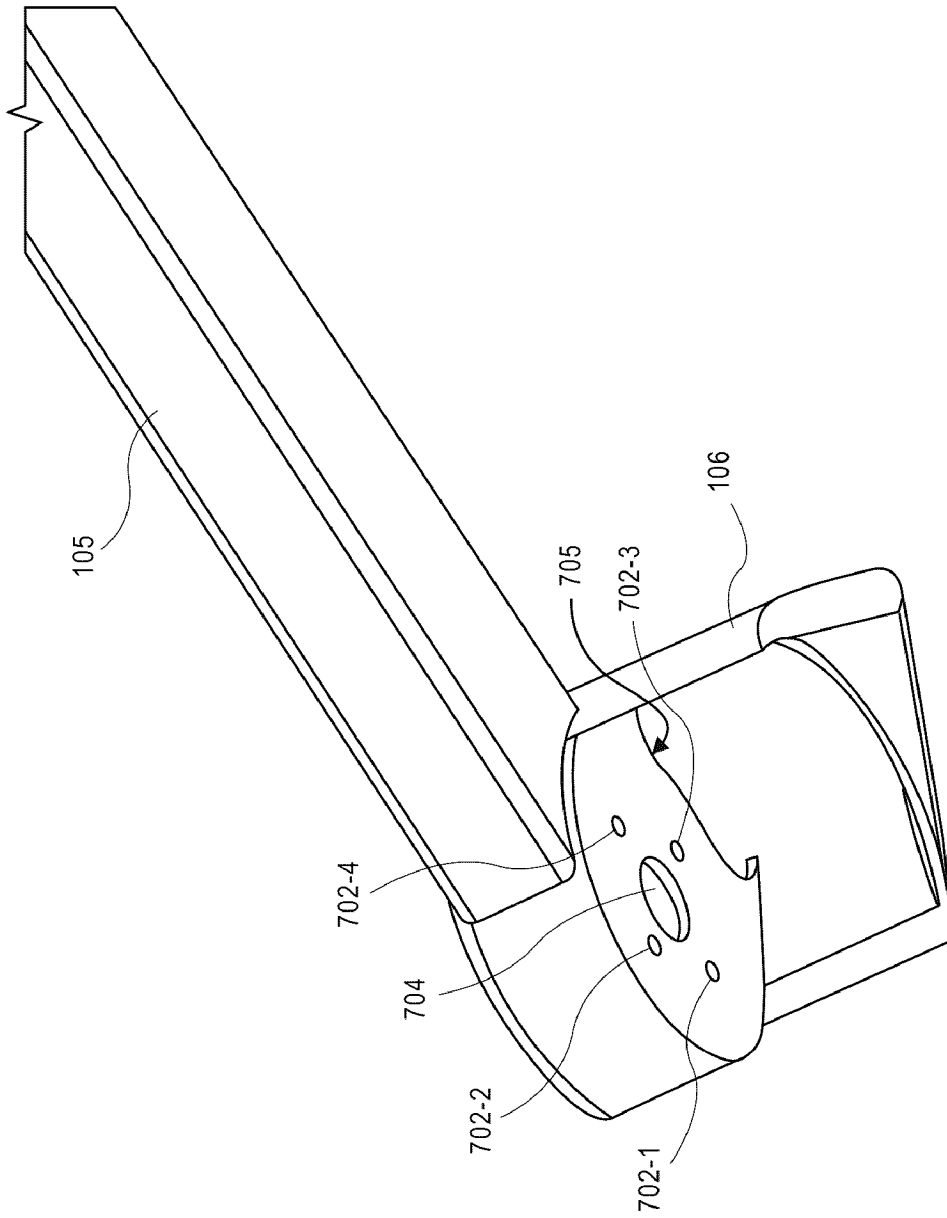


图 7

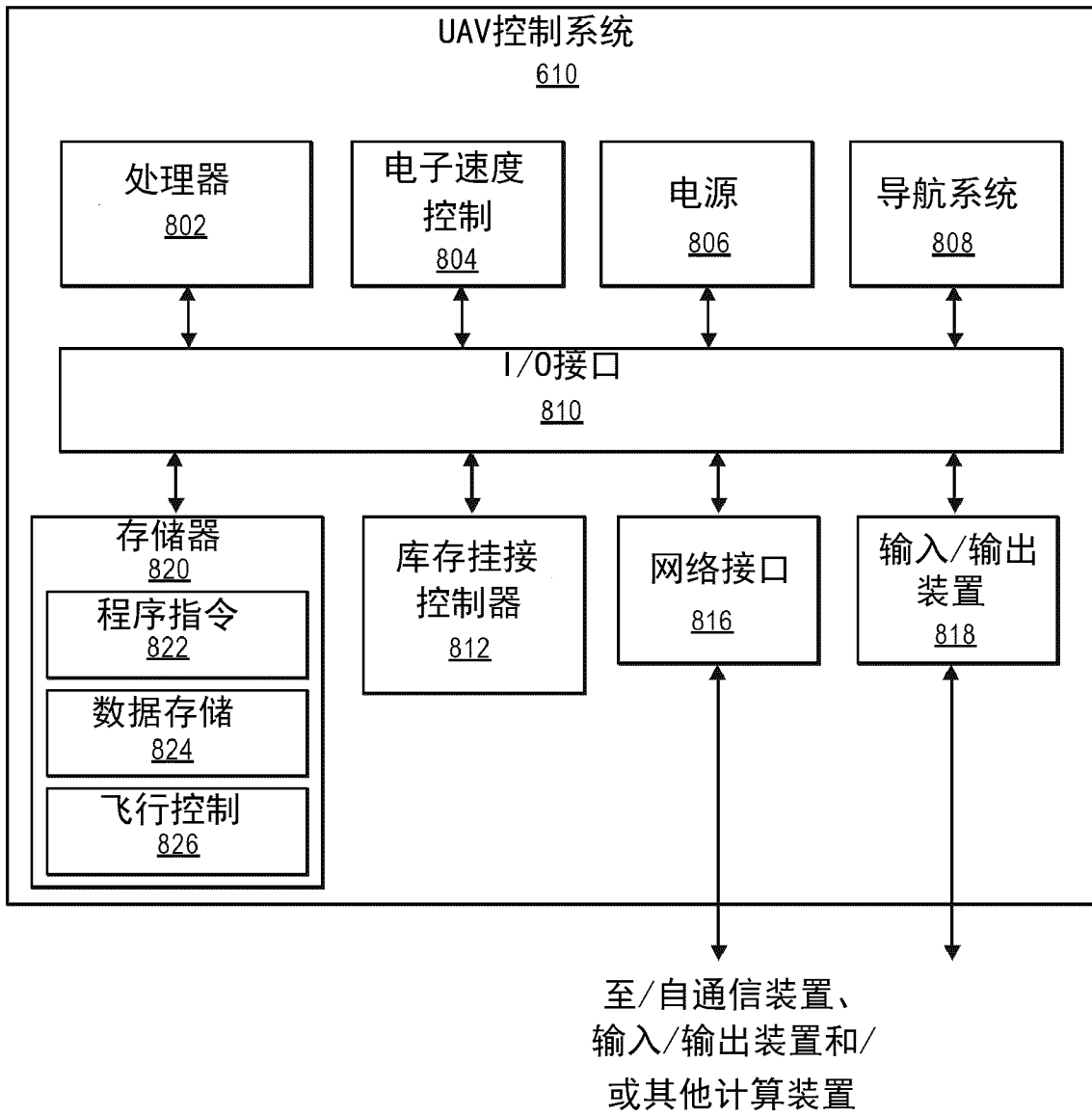


图 8

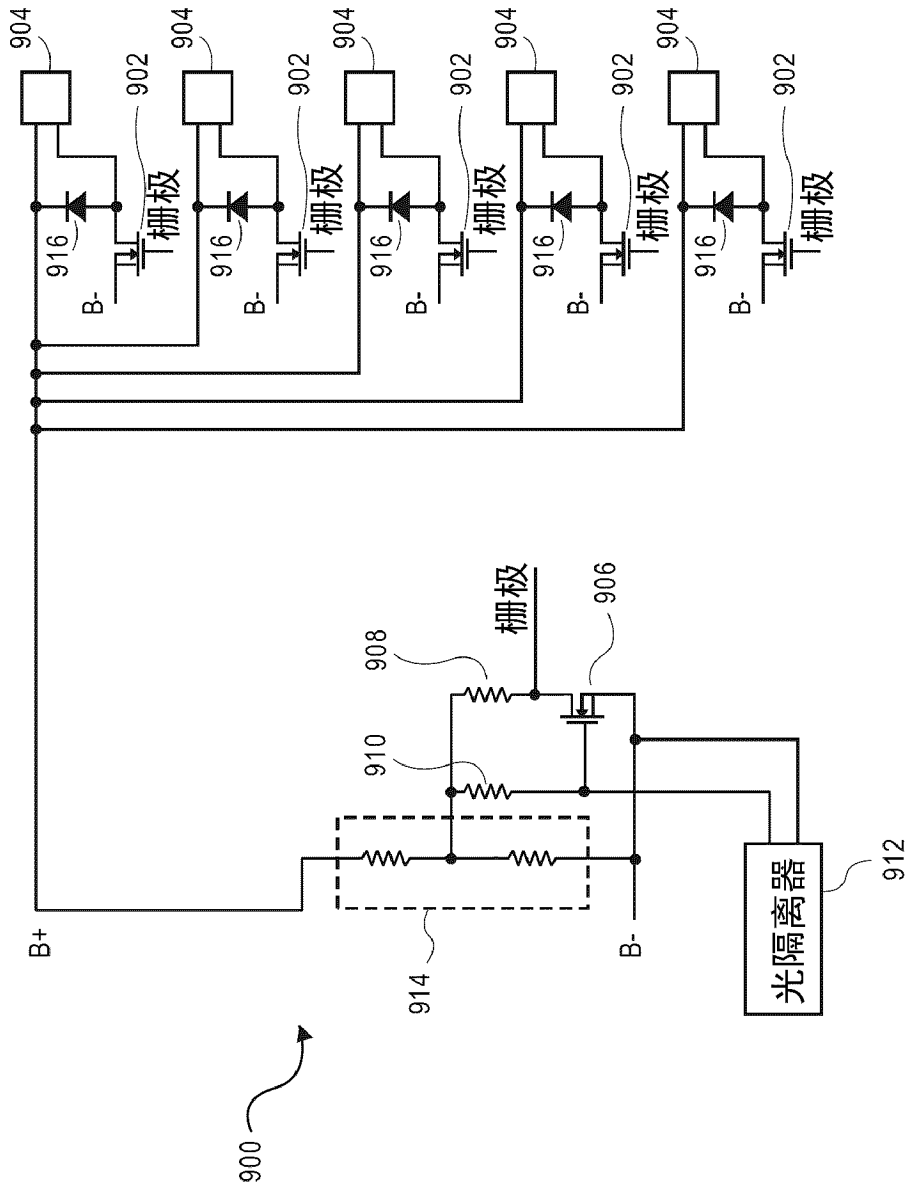


图 9

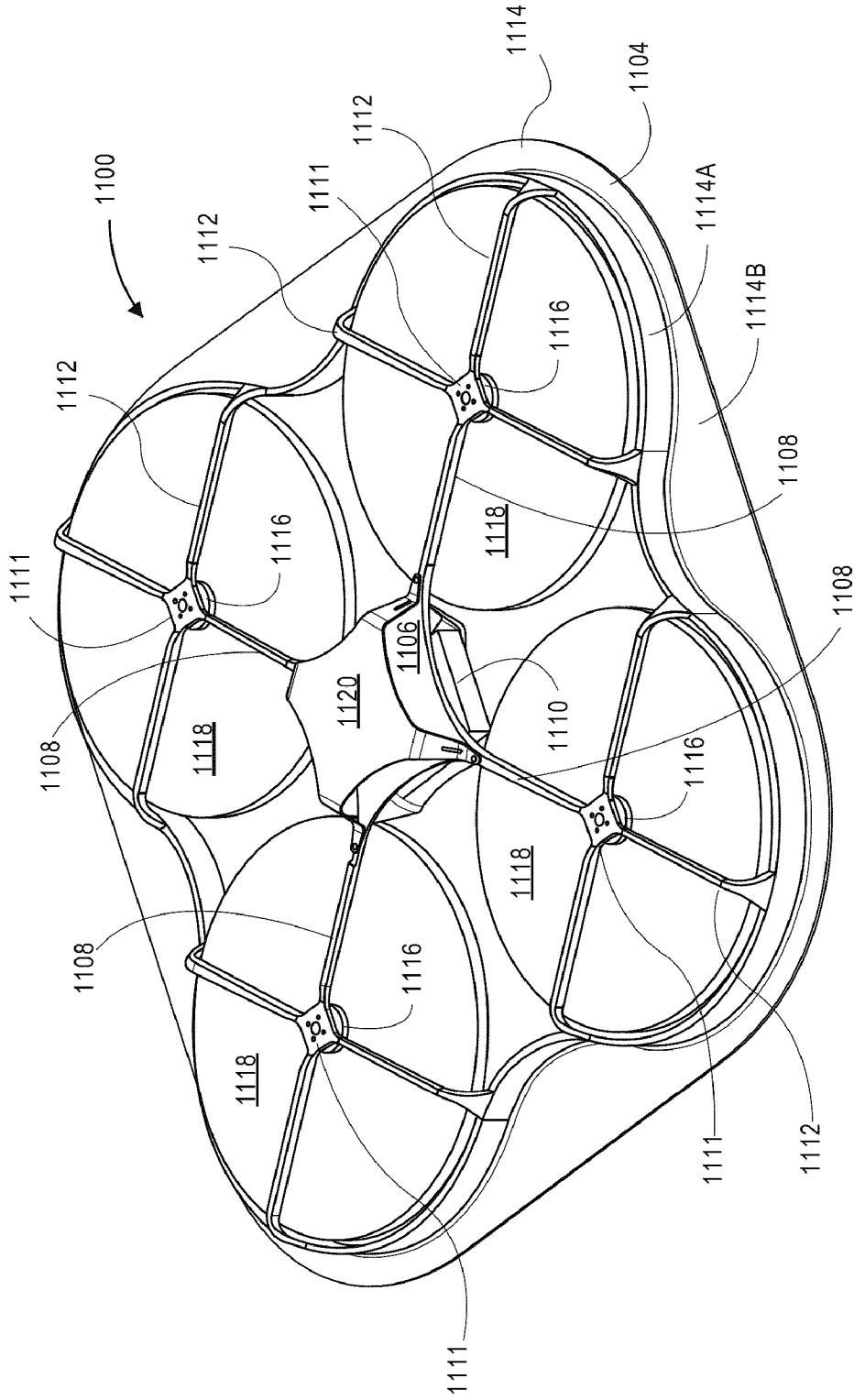


图 10

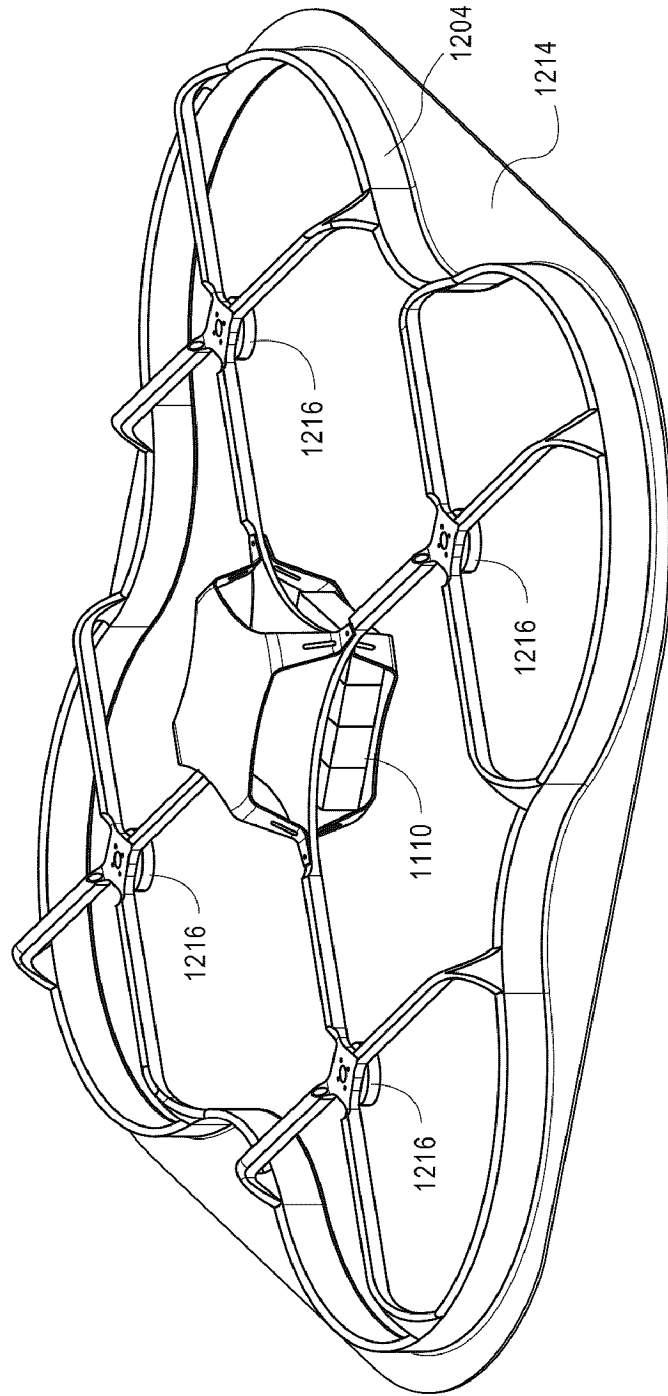


图 11

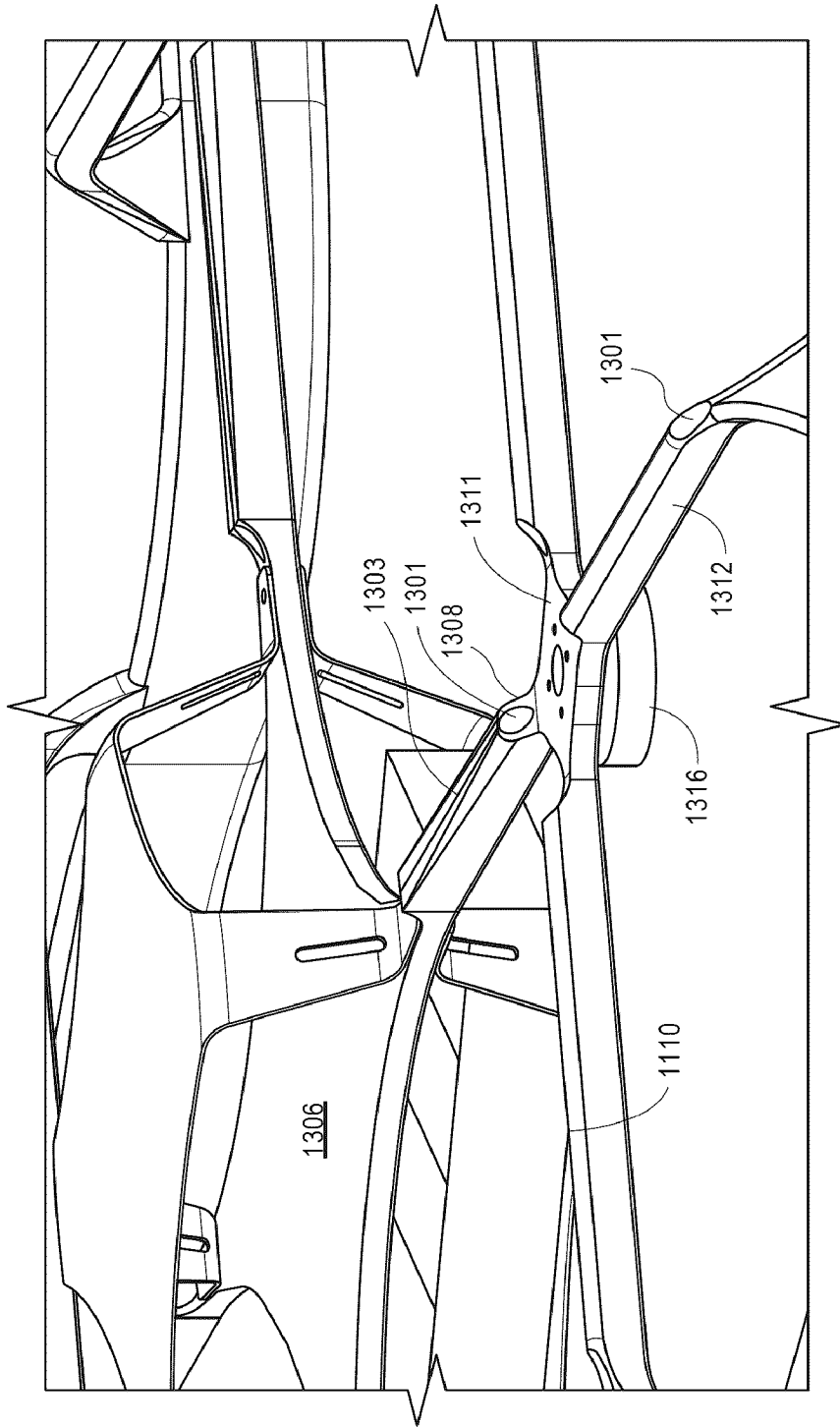


图 12



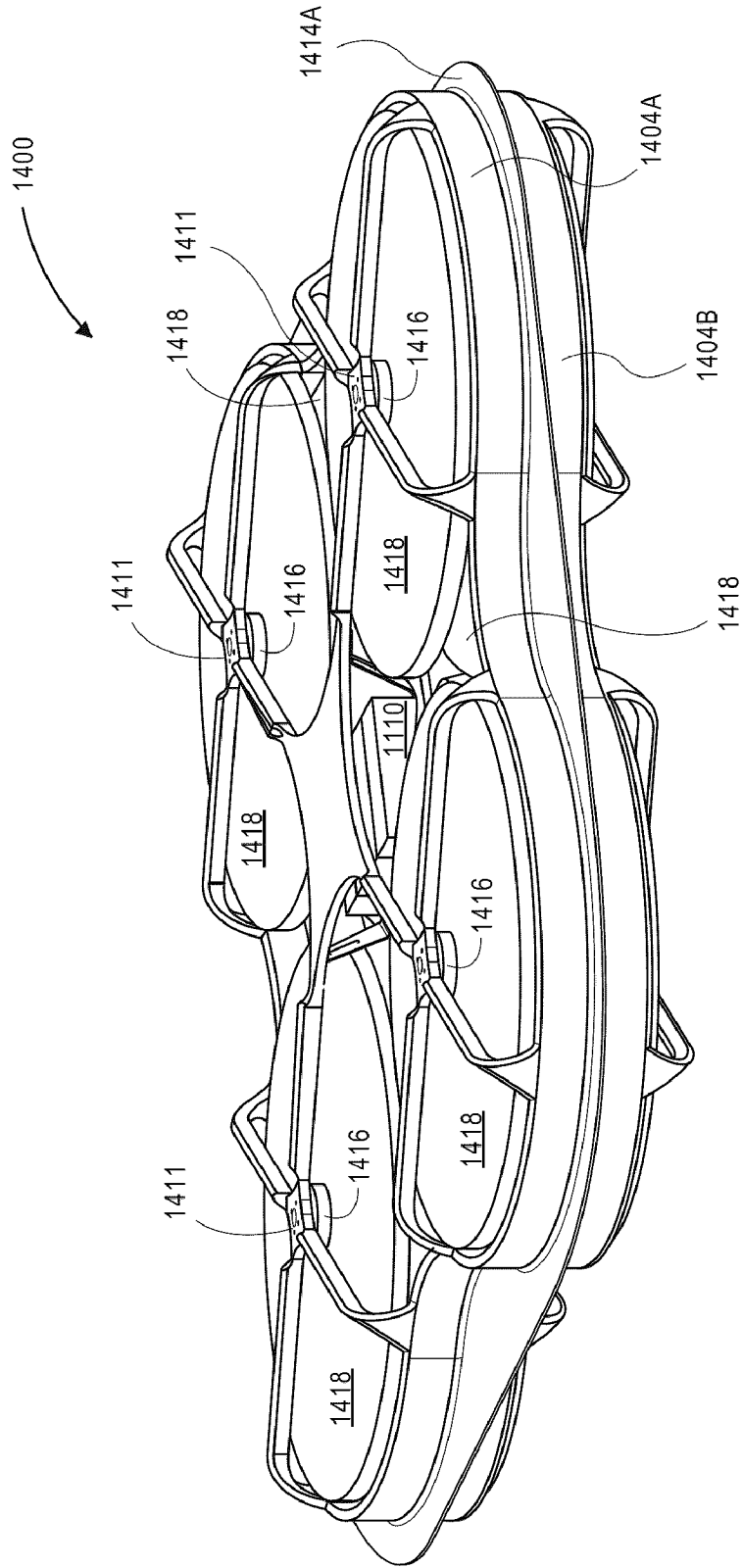


图 13

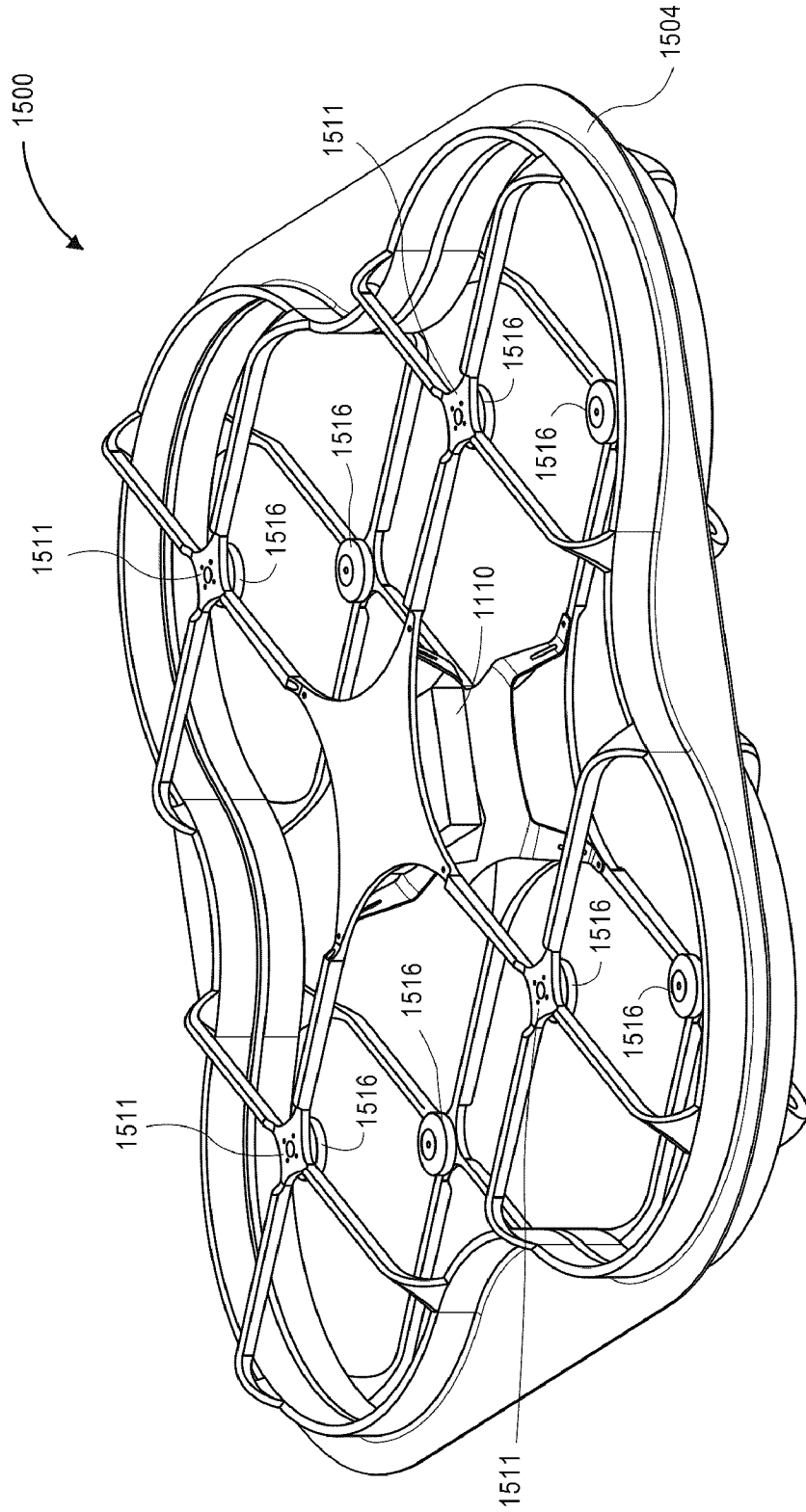


图 14

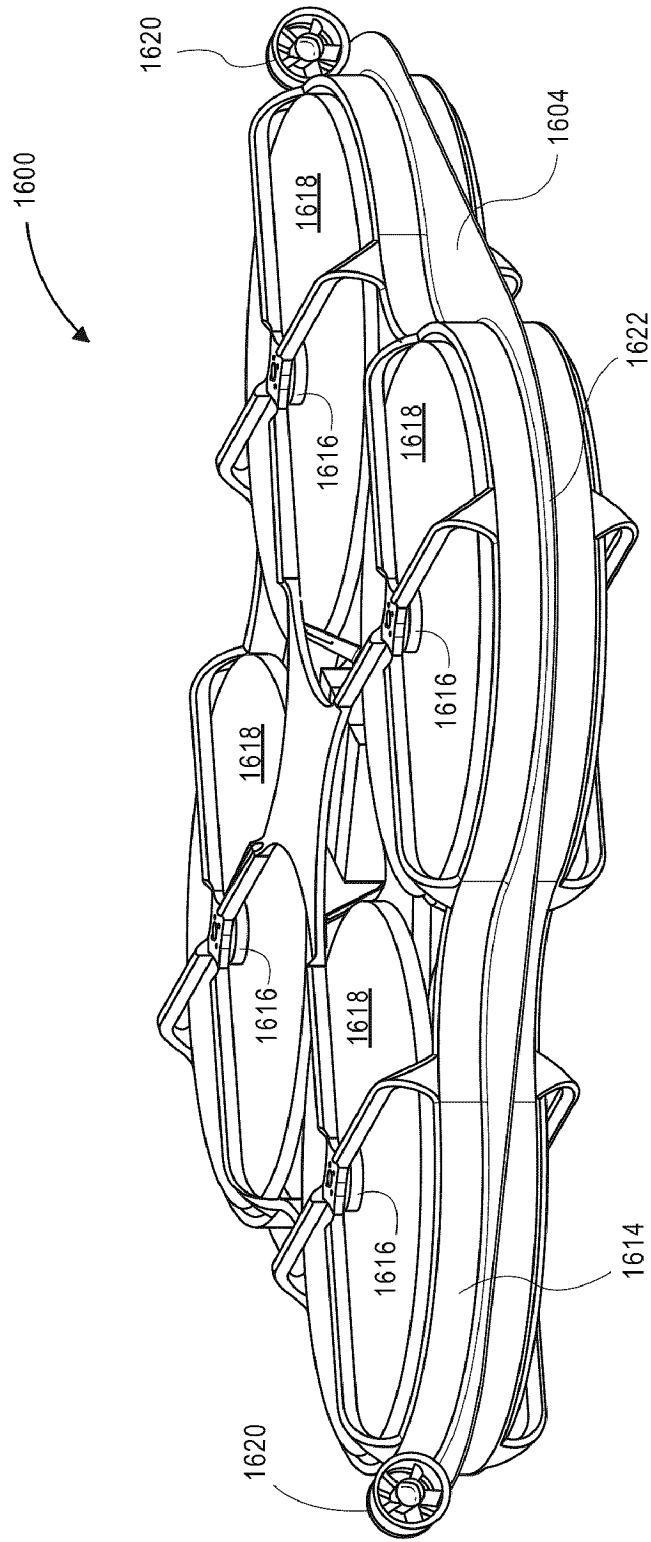


图 15

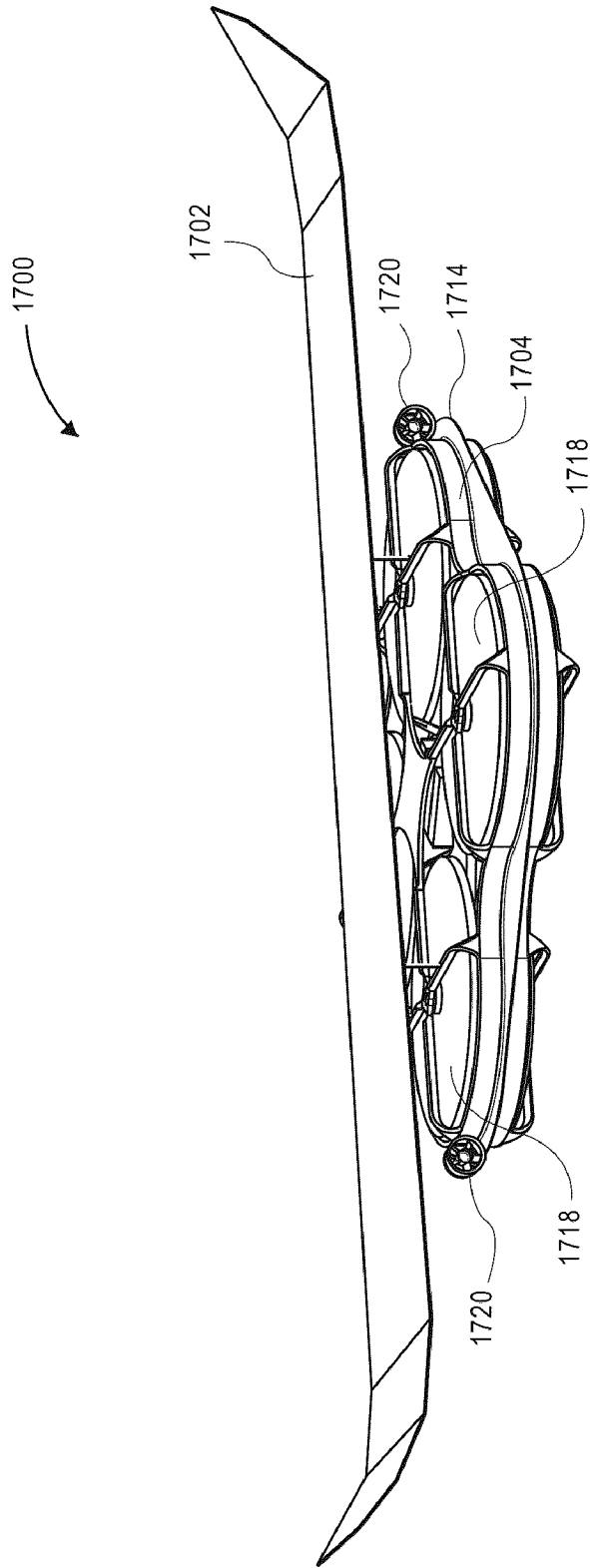


图 16