



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 111868655 A

(43) 申请公布日 2020.10.30

(21) 申请号 201980017239.0

(22) 申请日 2019.01.29

(30) 优先权数据

62/623,490 2018.01.29 US

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2020.09.04

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/US2019/015642 2019.01.29

(87) PCT国际申请的公布数据

WO2019/148183 EN 2019.08.01

(71) 申请人 威罗门飞行公司

地址 美国加利福尼亚州

(72) 发明人 威廉·阿尔登·洛特

(74) 专利代理机构 北京安信方达知识产权代理有限公司 11262

代理人 陆建萍 杨明钊

(51) Int.Cl.

G05D 1/08 (2006.01)

B64C 29/00 (2006.01)

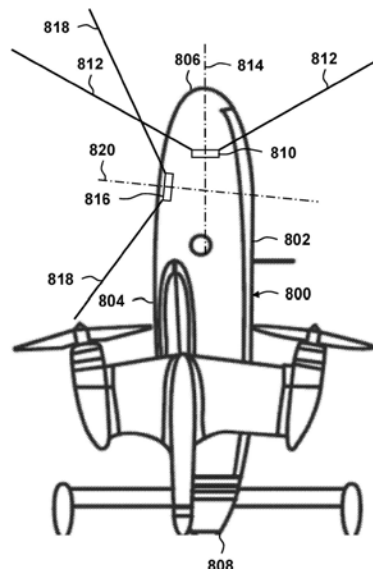
权利要求书3页 说明书14页 附图13页

(54) 发明名称

用于在垂直起降 (VTOL) 飞行器中利用双全球定位系统 (GPS) 天线的方法和系统

(57) 摘要

用于垂直起降 (VTOL) 飞行器 (800) 的系统、设备和方法,具有第一GPS天线 (810) 和第二GPS天线 (816),其中第二GPS天线远离第一GPS天线设置;以及飞行器飞行控制器 (550),其中飞行控制器被配置成:经由GPS天线开关利用来自第一GPS天线或第二GPS天线的GPS天线信号;在垂直飞行或水平飞行中从一个或多个飞行器传感器接收飞行器的俯仰水平;确定所接收的俯仰水平是否处于从垂直方向或水平方向的设定旋转;并且如果所确定的俯仰水平处于或高于该设定旋转,则经由GPS天线开关利用非正在利用的GPS信号。



1. 一种系统,包括:

垂直起降 (VTOL) 飞行器;

第一GPS天线,所述第一GPS天线设置在所述VTOL飞行器的机头中;

第二GPS天线,所述第二GPS天线远离所述第一GPS天线设置;

GPS天线开关;

一个或多个飞行器传感器;以及

飞行器飞行控制器,所述飞行控制器包括具有可寻址存储器的处理器,所述飞行控制器与所述GPS天线开关和所述一个或多个飞行器传感器通信,其中所述飞行控制器被配置成:

经由所述GPS天线开关利用来自所述第一GPS天线和所述第二GPS天线中的至少一个的GPS天线信号;

在垂直飞行和水平飞行中的至少一个中从所述一个或多个飞行器传感器接收所述飞行器的俯仰水平;

确定所接收的俯仰水平是否处于从垂直方向和水平方向中的至少一个的设定旋转;以及

如果所确定的俯仰水平处于或高于所述设定旋转,则经由所述GPS天线开关利用非正在利用的GPS信号。

2. 如权利要求1所述的系统,其中,所述第一GPS天线和所述机头的外表面之间的区域大体上没有任何基于碳的材料或金属材料。

3. 如权利要求1所述的系统,其中,所述第一GPS天线的第一中心视场被定向成使得当所述VTOL飞行器处于标称稳定状态悬停姿势时,所述第一中心视场大体上垂直。

4. 如权利要求1所述的系统,其中,所述第一GPS天线的第一中心视场被定向成使得当所述VTOL飞行器处于用于垂直飞行的标称稳定状态姿势时,所述第一中心视场大体上垂直。

5. 如权利要求1所述的系统,其中,所述第二GPS天线设置在所述VTOL飞行器的背侧中。

6. 如权利要求1所述的系统,其中,所述第二GPS天线的第二中心视场被定向成使得当所述VTOL飞行器处于用于水平飞行的标称俯仰姿势时,所述第二中心视场大体上垂直。

7. 如权利要求1所述的系统,其中,所述飞行控制器进一步被配置成:

在所述VTOL飞行器的垂直飞行中经由所述GPS天线开关利用来自所述第一GPS天线的GPS天线信号。

8. 如权利要求7所述的系统,其中,所述飞行控制器进一步被配置成:

从所述一个或多个飞行器传感器接收所述飞行器在所述垂直飞行中的俯仰水平。

9. 如权利要求8所述的系统,其中,所述飞行控制器进一步被配置成:

确定所接收的俯仰水平是否处于从垂直方向的设定旋转;以及

如果所确定的俯仰水平处于或高于从垂直方向的所述设定旋转,则经由所述GPS天线开关利用来自所述第二GPS天线的GPS信号。

10. 如权利要求9所述的系统,其中,所述飞行控制器进一步被配置成:

从所述一个或多个飞行器传感器接收所述飞行器在水平飞行中的俯仰水平。

11. 如权利要求10所述的系统,其中,所述飞行控制器进一步被配置成:

确定所接收的俯仰水平是否处于从水平方向的设定旋转;以及

如果所确定的俯仰水平处于或高于从水平方向的所述设定旋转,则经由所述GPS天线开关利用来自所述第一GPS天线的GPS信号。

12. 如权利要求10所述的系统,其中,所述第一GPS天线的第一中心视场大体上垂直于所述第二GPS天线的第二中心视场。

13. 如权利要求1所述的系统,其中,所述VTOL飞行器是无人驾驶飞行器(UAV)。

14. 如权利要求1所述的系统,还包括:

主GPS接收器,所述主GPS接收器与所述飞行控制器通信;以及

次级GPS接收器,所述次级GPS接收器与所述飞行控制器通信。

15. 如权利要求14所述的系统,其中,所述飞行控制器进一步被配置成:

基于以下中的至少一个在所述主GPS接收器和所述次级GPS接收器之间切换:所述主GPS接收器的信号质量、所述次级GPS接收器的信号质量、所述主GPS接收器的可见星座中的卫星数量、以及所述次级GPS接收器的可见星座中的卫星数量。

16. 一种方法,包括:

由包括具有可寻址存储器的处理器的飞行器飞行控制器经由GPS天线开关在垂直起降(VTOL)飞行器的垂直飞行中利用来自第一GPS天线的GPS天线信号;

由所述飞行控制器从一个或多个飞行器传感器接收所述飞行器在所述垂直飞行中的俯仰水平;

由所述飞行控制器确定所接收的俯仰水平是否处于从垂直方向的设定旋转;以及

如果所确定的俯仰水平处于或高于从垂直方向的所述设定旋转,则由所述飞行控制器经由所述GPS天线开关利用来自第二GPS天线的GPS信号。

17. 如权利要求16所述的方法,其中,所述第一GPS天线设置在所述VTOL飞行器的机头中,其中所述第二GPS天线设置在所述VTOL飞行器的背侧中,其中所述第一GPS天线的第一中心视场被定向成使得当所述VTOL飞行器处于标称稳定状态悬停姿势时,所述第一中心视场大体上垂直,并且其中所述第二GPS天线的第二中心视场被定向成使得当所述VTOL飞行器处于用于水平飞行的标称俯仰姿势时,所述第二中心视场大体上垂直。

18. 如权利要求16所述的方法,还包括:

由所述飞行控制器从所述一个或多个飞行器传感器接收所述飞行器在水平飞行中的俯仰水平;

由所述飞行控制器确定所接收的俯仰水平是否处于从水平方向的设定旋转;以及

如果所确定的俯仰水平处于或高于从水平方向的所述设定旋转,则由所述飞行控制器经由所述GPS天线开关利用来自所述第一GPS天线的GPS信号。

19. 如权利要求16所述的方法,还包括:

由所述飞行控制器基于以下中的至少一个在主GPS接收器和次级GPS接收器之间切换:所述主GPS接收器的信号质量、所述次级GPS接收器的信号质量、所述主GPS接收器的可见星座中的卫星数量、以及所述次级GPS接收器的可见星座中的卫星数量;

其中所述主GPS接收器与所述飞行控制器通信,并且其中所述次级GPS接收器与所述飞行控制器通信。

20. 一种系统,包括:

垂直起降 (VTOL) 飞行器;

第一GPS天线,所述第一GPS天线设置在所述VTOL飞行器的机头中,其中所述第一GPS天线和所述机头的外表面之间的区域大体上没有任何基于碳的材料或金属材料,并且其中所述第一GPS天线的第一中心视场被定向成使得当所述VTOL飞行器处于标称稳定状态悬停姿势和用于垂直飞行的标称稳定状态姿势中的至少一种时,所述第一中心视场大体上垂直;

第二GPS天线,所述第二GPS天线设置在所述VTOL飞行器的背侧中,其中所述第二GPS天线的第二中心视场被定向成使得当所述VTOL飞行器处于用于水平飞行的标称俯仰姿势时,所述第二中心视场大体上垂直;

GPS天线开关;

一个或更多个飞行器传感器;以及

飞行器飞行控制器,所述飞行器飞行控制器包括具有可寻址存储器的处理器,所述飞行器飞行控制器与所述GPS天线开关和所述一个或更多个飞行器传感器通信,其中所述飞行器飞行控制器被配置成:

在所述VTOL飞行器的垂直飞行中经由所述GPS天线开关利用来自所述第一GPS天线的GPS天线信号;

从所述一个或更多个飞行器传感器接收所述飞行器在所述垂直飞行中的俯仰水平;

确定所接收的俯仰水平是否处于从垂直方向的设定旋转;

如果所确定的俯仰水平处于或高于从垂直方向的所述设定旋转,则经由所述GPS天线开关利用来自所述第二GPS天线的GPS信号;

从所述一个或更多个飞行器传感器接收所述飞行器在水平飞行中的俯仰水平;

确定所接收的俯仰水平是否处于从水平方向的设定旋转;以及

如果所确定的俯仰水平处于或高于从水平方向的所述设定旋转,则经由所述GPS天线开关利用来自所述第一GPS天线的GPS信号。

用于在垂直起降 (VTOL) 飞行器中利用双全球定位系统 (GPS) 天线的的方法和系统

[0001] 相关申请的交叉引用

[0002] 本申请要求2018年1月29日提交的序列号为62/623,490的美国临时专利申请的优先权权益,该专利申请通过引用以其整体并入本文。

发明领域

[0003] 本发明涉及飞行器导航,并且更具体地涉及垂直起降 (VTOL, vertical take-off and landing) 飞行器导航。

[0004] 背景

[0005] 垂直起降 (VTOL) 飞行器可以垂直地起飞,从垂直飞行转变到水平飞行,并水平地向前飞行。随着VTOL飞行器的尺寸和复杂性的增长,起飞和着陆所需的动力需求也在增加。

[0006] 概述

[0007] 在一种实施方案中,本文公开的系统可以包括:垂直起降 (VTOL) 飞行器;第一GPS天线,所述第一GPS天线设置在所述VTOL飞行器的机头中;第二GPS天线,所述第二GPS天线远离所述第一GPS天线设置;GPS天线开关;一个或更多个飞行器传感器;以及飞行器飞行控制器,所述飞行器飞行控制器包括具有可寻址存储器的处理器,所述飞行控制器与所述GPS天线开关和所述一个或更多个飞行器传感器通信,其中所述飞行控制器被配置成:经由所述GPS天线开关利用来自所述第一GPS天线和所述第二GPS天线中的至少一个的GPS天线信号;在垂直飞行和水平飞行中的至少一个中从所述一个或更多个飞行器传感器接收所述飞行器的俯仰水平;确定所接收的俯仰水平是否处于从垂直方向和水平方向中的至少一个的设定旋转;以及如果所确定的俯仰水平处于或高于所述设定旋转,则利用所述GPS天线开关利用非正在利用的GPS信号。

[0008] 在附加的系统实施方案中,第一GPS天线和机头的外表面之间的区域可以大体上没有任何基于碳的材料或金属材料。在一些实施方案中,第一GPS天线的第一中心视场可以被定向成使得当VTOL飞行器处于标称稳定状态悬停姿势时,第一中心视场大体上垂直。在一些实施方案中,第一GPS天线的第一中心视场被定向成使得当VTOL飞行器处于用于垂直飞行的标称稳定状态姿势时,第一中心视场大体上垂直。在一些实施方案中,第二GPS天线可以设置在VTOL飞行器的背侧中。在一些实施方案中,第二GPS天线的第二中心视场可以被定向成使得当VTOL飞行器处于用于水平飞行的标称俯仰姿势时,第二中心视场大体上垂直。

[0009] 在附加的系统实施方案中,飞行控制器可以进一步被配置成:在VTOL飞行器的垂直飞行中经由GPS天线开关利用来自第一GPS天线的GPS天线信号。在一些实施方案中,飞行控制器可以进一步被配置成从一个或更多个飞行器传感器接收飞行器在垂直飞行中的俯仰水平。在一些实施方案中,飞行控制器可以进一步被配置成:确定所接收的俯仰水平是否处于从垂直方向的设定旋转;并且如果所确定的俯仰水平处于或高于从垂直方向的设定旋转,则经由GPS天线开关利用来自第二GPS天线的GPS信号。在一些实施方案中,飞行控制器

可以进一步被配置成：从一个或多个飞行器传感器接收飞行器在水平飞行中的俯仰水平。在一些实施方案中，飞行控制器可以进一步被配置成：确定所接收的俯仰水平是否处于从水平方向的设定旋转；并且如果所确定的俯仰水平处于或高于从水平方向的设定旋转，则经由GPS天线开关利用来自第一GPS天线的GPS信号。

[0010] 在附加的系统实施方案中，第一GPS天线的第一中心视场可以大体上垂直于第二GPS天线的第二中心视场。在一些实施方案中，VTOL飞行器可以是无人驾驶飞行器(UAV)。附加的系统实施方案可以包括：与飞行控制器通信的主GPS接收器；以及与飞行控制器通信的次级GPS接收器。在一些实施方案中，飞行控制器可以进一步被配置成：基于以下中的至少一个在所述主GPS接收器和所述次级GPS接收器之间切换：所述主GPS接收器的信号质量、所述次级GPS接收器的信号质量、所述主GPS接收器的可见星座中的卫星数量、以及所述次级GPS接收器的可见星座中的卫星数量。

[0011] 一种方法实施方案可以包括：由包括具有可寻址存储器的处理器的飞行器飞行控制器经由GPS天线开关在垂直起降(VTOL)飞行器的垂直飞行中利用来自第一GPS天线的GPS天线信号；由所述飞行控制器从一个或多个飞行器传感器接收所述飞行器在所述垂直飞行中的俯仰水平；由所述飞行控制器确定所接收的俯仰水平是否处于从垂直方向的设定旋转；以及如果所确定的俯仰水平处于或高于从垂直方向的所述设定旋转，则由所述飞行控制器经由所述GPS天线开关利用来自第二GPS天线的GPS信号。在一些实施方案中，所述第一GPS天线可以设置在所述VTOL飞行器的机头中，其中所述第二GPS天线可以设置在所述VTOL飞行器的背侧中，其中所述第一GPS天线的第一中心视场可以被定向成使得当所述VTOL飞行器处于标称稳定状态悬停姿势时，所述第一中心视场大体上垂直，并且其中所述第二GPS天线的第二中心视场可以被定向成使得当所述VTOL飞行器处于用于水平飞行的标称俯仰姿势时，所述第二中心视场大体上垂直。

[0012] 另外的方法实施方案可以包括：由所述飞行控制器从所述一个或多个飞行器传感器接收所述飞行器在水平飞行中的俯仰水平；由所述飞行控制器确定所接收的俯仰水平是否处于从水平方向的设定旋转；以及如果所确定的俯仰水平处于或高于从水平方向的所述设定旋转，则由所述飞行控制器经由所述GPS天线开关利用来自所述第一GPS天线的GPS信号。另外的方法实施方案可以包括：由所述飞行控制器基于以下中的至少一个在主GPS接收器和次级GPS接收器之间切换：所述主GPS接收器的信号质量、所述次级GPS接收器的信号质量、所述主GPS接收器的可见星座中的卫星数量、以及所述次级GPS接收器的可见星座中的卫星数量；其中所述主GPS接收器与所述飞行控制器通信，并且其中所述次级GPS接收器与所述飞行控制器通信。

[0013] 另一个系统实施方案可以包括：垂直起降(VTOL)飞行器；第一GPS天线，所述第一GPS天线设置在所述VTOL飞行器的机头中，其中所述第一GPS天线和所述机头的外表面之间的区域大体上没有任何基于碳的材料或金属材料，并且其中所述第一GPS天线的第一中心视场被定向成使得当所述VTOL飞行器处于标称稳定状态悬停姿势和用于垂直飞行的标称稳定状态姿势中的至少一种时，所述第一中心视场大体上垂直；第二GPS天线，所述第二GPS天线设置在所述VTOL飞行器的背侧中，其中所述第二GPS天线的第二中心视场被定向成使得当所述VTOL飞行器处于用于水平飞行的标称俯仰姿势时，所述第二中心视场大体上垂直；GPS天线开关；一个或多个飞行器传感器；以及飞行器飞行控制器，所述飞行器飞行控

制器包括具有可寻址存储器的处理器,所述飞行器飞行控制器与所述GPS天线开关和所述一个或多个飞行器传感器通信,其中所述飞行器飞行控制器被配置成:在所述VTOL飞行器的垂直飞行中经由所述GPS天线开关利用来自所述第一GPS天线的GPS天线信号;从所述一个或多个飞行器传感器接收所述飞行器在所述垂直飞行中的俯仰水平;确定所接收的俯仰水平是否处于从垂直方向的设定旋转;如果所确定的俯仰水平处于或高于从垂直方向的所述设定旋转,则经由所述GPS天线开关利用来自所述第二GPS天线的GPS信号;从所述一个或多个飞行器传感器接收所述飞行器在水平飞行中的俯仰水平;确定所接收的俯仰水平是否处于从水平方向的设定旋转;以及如果所确定的俯仰水平处于或高于从水平方向的所述设定旋转,则经由所述GPS天线开关利用来自所述第一GPS天线的GPS信号。

[0014] 附图简述

[0015] 图中的部件不一定按比例绘制,相反强调了说明本发明的原理。在全部不同的视图中,相似的参考数字指示对应的部分。在附图的图中通过示例而非限制的方式图示了实施方案,其中:

[0016] 图1描绘了根据一种实施方案的具有由地面控制站控制的空中运载工具 (air vehicle) 的空中运载工具系统。

[0017] 图2描绘了根据一种实施方案的垂直起降 (VTOL) 飞行器的实施方案的透视图。

[0018] 图3描绘了根据一种实施方案的VTOL飞行器通过改变由其马达产生的推力而从垂直飞行转变到水平飞行。

[0019] 图4A描绘了根据一种实施方案的飞行器机身的前部的部分透明侧视图。

[0020] 图4B描绘了根据一种实施方案的示出了第二GPS天线的图4A的飞行器的机头的部分透明俯视图。

[0021] 图4C描绘了根据一种实施方案的示出了第二天线的图4A的飞行器的部分透明前视图。

[0022] 图5描绘了根据一种实施方案的双GPS天线系统的高级框图。

[0023] 图6描绘了根据一种实施方案的在双GPS系统中从一个GPS天线信号转变到另一个GPS天线信号的过程。

[0024] 图7描绘了根据一种实施方案的GPS天线切换的视觉概念。

[0025] 图8描绘了根据一种实施方案的具有双GPS天线系统的垂直起降 (VTOL) 飞行器的侧视图。

[0026] 图9A描绘了根据一种实施方案的图8的VTOL飞行器的起飞和水平飞行。

[0027] 图9B描绘了根据一种实施方案的图8的VTOL飞行器的水平飞行和着陆。

[0028] 图10图示了双GPS天线系统的计算设备实施方案的示例性顶级功能框图。

[0029] 详细描述

[0030] 以下的描述被进行以用于说明本文公开的实施方案的一般原理的目的,并且不意图限制本文公开的概念。此外,本文中描述的特定特征可以与各种可能的组合和排列中的每种中的其他描述的特征组合地使用。除非本文另有具体地定义,否则所有术语都应被给予它们的最广义的可能性解释,包括从描述中暗示的含义以及由本领域技术人员所理解的和/或如词典、论文等等中所定义的含义。

[0031] 所公开的方法、系统、设备和过程允许将双GPS天线用于垂直起降 (VTOL) 飞行器。

由于VTOL飞行器在垂直飞行或悬停和水平飞行中有两个主要定向,所以单个GPS天线可能会提供任一定向上的降低的精度。例如,定位成在水平飞行期间最大化精度的GPS天线可能在起飞、着陆和垂直悬停期间是不精确的。这种不精确可能需要由熟练的操作员手动着陆,需要明显更大的着陆面积,并且增加了垂直飞行中出现误差或损坏的风险等等。所公开的系统和方法允许在双GPS天线之间切换,其中每个GPS天线具有定向在远侧方向上的中心视场,以便在垂直飞行和水平飞行期间都提供精度。所公开的系统和方法允许在这些双GPS天线之间切换,以允许提高在不同的飞行定向上接收GPS信号的能力,从而使飞行过程更加精确,并引入更少的飞行误差。

[0032] 在多种实施方案中,该方法包括将用于起飞的垂直起降(VTOL)飞行器定向在第一定向上、在VTOL飞行器中利用第一全球定位系统(GPS)天线信号、在第一定向上增加VTOL飞行器的飞行高度、将VTOL飞行器转变到第二定向,以及在VTOL飞行器中从利用第一GPS天线信号切换到利用第二GPS天线信号。

[0033] 在另一种实施方案中,第一定向相对于地面是垂直定向,并且第二定向相对于地面是水平的。

[0034] 在另外的实施方案中,切换还包括在预定的切换点处使第一GPS天线信号与第二GPS天线信号交叉渐变(crossfading)。

[0035] 在许多实施方案中,预定的切换点被确定为从第一定向偏离的角度。

[0036] 在还有的另外的实施方案中,预定的切换点为从第一定向偏离30度。

[0037] 在又一实施方案中,第一GPS天线位于飞行器的机头中,并且第二GPS天线位于飞行器的背侧上。图1描绘了根据一种实施方案的具有由地面控制站120控制的空中运载工具110的空中运载工具系统100。空中运载工具100在图1中以水平定向示出,正像它将在向前飞行期间被定位的那样。地面控制站120与空中运载工具100通信。马达的操作可以向空中运载工具100施加力和扭矩两者。在许多实施方案中,地面控制站120可以与空中运载工具110通信以启动起飞程序。

[0038] 图2描绘了根据一种实施方案的垂直起降(VTOL)飞行器200的实施方案的透视图。飞行器200可能能够垂直起飞和着陆、悬停、垂直飞行、在垂直定向上操纵、在垂直飞行和水平飞行之间转变以及在向前飞行期间在水平定向上操纵。飞行器200可以由机载控制系统控制,该机载控制系统调节对马达232b、233b、242b、243b和控制表面222、224中的每一个的推力。机载控制系统可以包括具有可寻址存储器的处理器,并且可以施加马达232b、233b、242b、243b的差动推力,以对飞行器200施加力和扭矩两者。

[0039] 飞行器200包括机身210和从机身210的两侧延伸的机翼220。机翼220可以包括定位在机身210的任一侧上的控制表面222、224。在一些实施方案中,机翼220可以不包括任何控制表面以减小重量和复杂性。在水平飞行期间,机翼220的顶侧或第一侧228可以相对于地面被向上定向。在水平飞行期间,机翼220的底侧或第二侧226可以相对于地面被向下定向。机翼220定位在机翼平面225中和/或周围。机翼平面225可以平行于由如图2中示出的x-y-z坐标系限定的x-y平面,其中x方向朝向飞行器200的纵向轴线,并且y方向朝向沿着机翼220出来的方向。机翼220可以大致位于机翼平面225上和/或与机翼平面225对齐。在一些实施方案中,机翼220可以限定或以其它方式具有翼的平面形状,该平面形状限定一平面,机翼关于该平面至少对称地被定位。

[0040] 一个或更多个传感器204可以在第二侧226上设置在飞行器200的机身210中,以在水平向前飞行期间捕获数据。传感器204可以是照相机,并且在飞行器200的飞行期间捕获的任何图像可以被存储和/或传输到外部设备。传感器204可以相对于飞行器200的机身210固定或进行万向连接(gimbaled)。在一些实施方案中,传感器204可以基于任务的需要而被交换,诸如使用红外相机替换LIDAR(激光雷达)。在多种实施方案中,传感器204可能能够获取允许飞行器200的周围的三百六十度视角的数据。

[0041] 飞行器200被描绘为处于垂直定向,因为它将在起飞之前或着陆之后被定位在地面上。起落架203可以将飞行器200保持在该垂直定向上。在一些实施方案中,起落架203可以在飞行器200的水平向前飞行期间充当垂直稳定器。在附加实施方案中,不存在垂直稳定器。在另外的实施方案中,起落架支柱和/或地面接触点可以定位在沿着机翼的跨度的任何地方。在还有的另外的实施方案中,在每个挂架(pylon)上的马达舱的端部处的接触点可以消除对专用起落架支柱的需要。在还有的附加的实施方案中,起落架支柱是可伸缩的,便于减少暴露于侧风(crosswinds)的阻力和表面面积,这可能导致增加的性能。

[0042] 第一马达组件230设置在机翼220的远离机身210的第一端或尖端处。第一马达组件230包括:一对马达舱232、233,该对马达舱232、233包括舱结构232a、233a和马达232b、233b;小翼238、239;以及螺旋桨234、235。顶部左舷马达舱(top port motor pod) 232可以包括支撑顶部左舷马达232b的顶部左舷舱结构232a。旋翼或螺旋桨234可以由顶部左舷马达232b驱动,以向飞行器200提供推力。顶部左舷马达舱232可以设置在机翼220的第一侧228上,并可以通过挂架238与机翼220的第一端分离。马达232b在螺旋桨234上施加力矩或扭矩以使它旋转,并且在这样做时在飞行器200上施加相反的力矩或扭矩236。相反的力矩236用于旋转或推动飞行器200围绕一个轴或多个轴(axes) 202旋转。力矩236可以随着螺旋桨234的速度而变化以及当螺旋桨234加速或减速时变化。螺旋桨234可以是固定或可变距螺旋桨。

[0043] 马达232b和螺旋桨234的旋转轴线与垂直方向成角度但与小翼238的平面和/或与垂直于机翼平面225的平面对齐使得由螺旋桨234的操作产生的推力的一个分量在x方向上是竖直的(vertical)并且该推力的另一分量在负z方向上垂直于机翼220。推力的这个垂直分量可以对沿机翼220至飞行器200的一个轴或多个轴202的力矩臂起作用,以赋予力矩来使或至少促使飞行器200在飞行器200处于垂直飞行时围绕它的垂直轴线旋转,并且在飞机处于向前水平飞行时围绕水平轴线横滚。在一些实施方案中,推力的垂直于机翼220的或负z方向的该分量也可以被施加在螺旋桨234处的从航空器200的一个轴或多个轴202移位一定距离的位置中,以便向飞行器200施加力矩来使或至少促使飞行器200围绕一个轴或多个轴202俯仰。这种俯仰可以引起或至少便于飞行器200从垂直飞行到水平飞行的转变以及从水平飞行到垂直飞行的转变。

[0044] 底部左舷马达舱233可以包括支撑底部左舷马达233b的底部左舷舱结构233a。底部左舷马达233b与顶部左舷马达232b相对地设置在机翼220的第二侧226上。旋翼或螺旋桨235可以由底部左舷马达233b驱动,以向飞行器200提供推力。底部左舷马达舱233可以设置在机翼220的第二侧226上,并可以通过挂架239与机翼220的第一端分离。

[0045] 马达233b在螺旋桨235上施加力矩或扭矩以使它旋转,并且在这样做时在飞行器200上施加相反的力矩或扭矩237。相反的力矩237用于旋转或推动飞行器200围绕一个轴或

多个轴202旋转。力矩237可以随着螺旋桨235的速度而变化以及当螺旋桨235加速或减速时变化。螺旋桨235可以是固定或可变距螺旋桨。

[0046] 马达舱233、马达233b和螺旋桨235可以都被对齐以便当处于小翼239的平面内时在机翼220的第二侧226的方向上向下、在z方向上从x-y平面向下、与垂直方向成角度,使得由螺旋桨235产生的任何力及其力分量应对齐小翼239的平面和/或位于小翼239的平面内,从而最小化或不产生小翼239的平面的侧向力。马达233b和螺旋桨235的对齐可以是它们各自的旋转轴线的同轴对齐。

[0047] 马达233b和螺旋桨235的轴线与垂直的x方向的角度可以从0度变化到45度。在一种示范性实施方案中,该角度可以与垂直方向成大约10度。马达233b和螺旋桨235的轴线的角度可以由在垂直飞行中提供足够的偏航和/或在水平飞行中提供足够的横滚所需的期望侧向力分量(诸如,克服机翼220上的风效应所必需的侧向力分量)来确定。这个角度可以被最小化,以最大化用于垂直飞行的垂直推力分量和用于水平飞行的向前推力分量。

[0048] 马达233b和螺旋桨235的旋转轴线与垂直方向成角度但与挂架239的平面和/或与垂直于机翼平面225的平面对齐使得由螺旋桨235的操作产生的推力的一个分量在x方向上是竖直的并且该推力的另一分量在z方向上垂直于机翼220。推力的这个垂直分量可以对沿机翼220至飞行器200的一个轴或多个轴202的力矩臂起作用,以赋予力矩来使或至少促使飞行器200在飞行器200处于垂直飞行时围绕它的垂直轴线旋转,并且在航空器处于向前水平飞行时围绕水平轴线横滚。在一些实施方案中,推力的垂直于机翼220的或z方向的该分量也可以被施加在螺旋桨235处的从航空器200的一个轴或多个轴202移位一定距离的位置中,以便向飞行器200施加力矩来使或至少促使飞行器200围绕一个轴或多个轴202俯仰。这种俯仰可以引起或至少便于飞行器200从垂直飞行到水平飞行以及从水平飞行到垂直飞行的转变。

[0049] 第二马达组件240设置在机翼220的远离机身210且远离第一马达组件230的第二端或尖端处。第二马达组件240包括:一对马达舱242、243,该对马达舱242、243包括舱结构242a、243a和马达242b、243b;小翼248、249;以及螺旋桨244、245。顶部右舷马达舱243可以包括支撑顶部右舷马达243b的顶部右舷舱结构243a。旋翼或螺旋桨245可以由顶部右舷马达243b驱动,以向飞行器200提供推力。顶部右舷马达舱243可以以设置在机翼220的第一侧228上,并可以通过挂架249与机翼220的第二端分离。马达243b在螺旋桨245上施加力矩或扭矩以使它旋转,并且在这样做时在飞行器200上施加相反的力矩或扭矩247。相反的力矩247用于旋转或推动飞行器200围绕一个轴或多个轴202旋转。力矩247可以随着螺旋桨245的速度而变化以及当螺旋桨245加速或减速时变化。螺旋桨245可以是固定或可变距螺旋桨。

[0050] 马达舱243、马达243b和螺旋桨245都可以被对齐以便当处于在小翼249的平面内时在机翼220的第一侧228的方向上向上、在负z方向上从x-y平面向上、与垂直方向成角度,使得由螺旋桨247产生的任何力及其力分量应对齐小翼249的平面和/或位于小翼249的平面内,从而最小化或不产生小翼249的平面的侧向力。马达243b和螺旋桨245的对齐可以是它们各自的旋转轴线的同轴对齐。

[0051] 马达243b和螺旋桨245的轴线与垂直的x方向的角度可以从5度变化到35度。在一种示范性实施方案中,该角度可以与垂直方向成大约10度。马达243b和螺旋桨245的轴线的

角度可以由在垂直飞行中提供足够的偏航和/或在水平飞行中提供足够的横滚所需的期望侧向力分量(诸如,克服机翼220上的风效应所必需的侧向力分量)来确定。这个角度可以被最小化,以最大化用于垂直飞行的垂直推力分量和用于水平飞行的向前推力分量。

[0052] 马达243b和螺旋桨245的旋转轴线与垂直方向成角度但与小翼249的平面和/或与垂直于机翼平面225的平面对齐使得由螺旋桨245的操作产生的推力的分量在x方向上是竖直的并且该推力的另一分量在负z方向上垂直于机翼220。推力的这个垂直分量可以对沿机翼220至飞行器200的一个轴或多个轴202的力矩臂起作用,以赋予力矩来使或至少促使飞行器200在飞行器200处于垂直飞行时围绕它的垂直轴线旋转,并且在航空器处于向前水平飞行时围绕水平轴线横滚。在一些实施方案中,推力的垂直于机翼220的或负z方向的该分量也可以被施加在螺旋桨245处的从航空器200的一个轴或多个轴202移位一定距离的位置中,以便向飞行器200施加力矩来使或至少促使飞行器200围绕一个轴或多个轴202俯仰。这种俯仰可以引起或至少便于飞行器200从垂直飞行到水平飞行以及从水平飞行到垂直飞行的转变。

[0053] 底部右舷马达舱242可以包括支撑底部右舷马达242b的底部右舷舱结构242a。底部右舷马达242b与顶部右舷马达243b相对地设置在机翼220的第二侧226上。旋翼或螺旋桨244可以由底部右舷马达242b驱动,以向飞行器200提供推力。底部右舷马达舱242可以设置在机翼220的第二侧226上,并可以通过挂架248与机翼220的第二端分离。

[0054] 马达舱242、马达242b和螺旋桨244可以都被对齐以便当处于小翼248的平面内时在机翼220的第二侧226的方向上向下、在z方向上从x-y平面向下、与垂直方向成角度,使得由螺旋桨244产生的任何力及其力分量应对齐小翼248的平面和/或位于小翼248的平面内,从而最小化或不产生小翼248的平面的侧向力。马达242b和螺旋桨244的对齐可以是它们各自的旋转轴线的同轴对齐。

[0055] 马达242b和螺旋桨244的轴线与垂直的x方向的角度可以从5度变化到35度。在一种示例性实施方案中,该角度可以与垂直方向成大约10度。马达242b和螺旋桨244的轴线的角度可以由在垂直飞行中提供足够的偏航和/或在水平飞行中提供足够的横滚所需的期望侧向力分量(诸如,克服机翼220上的风效应所必需的侧向力分量)来确定。这个角度可以被最小化,以最大化用于垂直飞行的垂直推力分量和用于水平飞行的向前推力分量。

[0056] 马达242b在螺旋桨244上施加力矩或扭矩以使它旋转,并且在这样做时在飞行器200上施加相反的力矩或扭矩246。相反的力矩246用于旋转或推动飞行器200围绕一个轴或多个轴202旋转。力矩246可以随着螺旋桨244的速度而变化以及当螺旋桨244加速或减速时变化。螺旋桨244可以是固定或可变距螺旋桨。

[0057] 马达242b和螺旋桨244的旋转轴线与垂直方向成角度但与小翼248的平面和/或与垂直于机翼平面225的平面对齐使得由螺旋桨244的操作产生的推力的分量在x方向上是竖直的并且该推力的另一分量在z方向上垂直于机翼220。推力的这个垂直分量可以对沿机翼220至飞行器200的一个轴或多个轴202的力矩臂起作用,以赋予力矩来使或至少促使飞行器200在飞行器200处于垂直飞行时围绕它的垂直轴线旋转,并且在飞机处于向前水平飞行时围绕水平轴线横滚。在一些实施方案中,推力的垂直于机翼220的或z方向的该分量也可以被施加在螺旋桨244处的从航空器200的一个轴或多个轴202移位一定距离的位置中,以便向飞行器200施加力矩来使或至少促使飞行器200围绕一个轴或多个轴202俯仰。这种俯

仰可以引起或至少便于飞行器200从垂直飞行到水平飞行以及从水平飞行到垂直飞行的转变。

[0058] 马达232b、233b、242b、243b操作使得在用于固定距旋翼的推力或旋转方面的变化以及成对马达所产生的扭矩或力矩可以产生施加到飞行器200的合力矩(resulting moment),以用受控方式移动飞行器200。由于马达232b、233b、242b、243b中的每一个从航空器纵向中心线、在悬停中从垂直方向和在向前水平飞行中从水平方向的偏离角度(angling off),除了由马达232b、233b、242b、243b的操作的差异所赋予的力矩之外,互补的力分量也被产生并被施加到飞行器200,以用同样的方式移动飞行器200。

[0059] 在水平飞行中增加对顶部两个马达232b、243b的推力并且减小对底部两个马达233b、242b的推力将使飞行器200下俯。在水平飞行中减小对顶部两个马达232b、243b的推力并且增加对底部两个马达233b、242b的推力将使飞行器200上仰。在顶部两个马达232b、243b的推力和底部两个马达233b、242b的推力之间的差可用于控制飞行器200在水平飞行期间的俯仰。在一些实施方案中,机翼220上的控制表面222、224也可以用于补充飞行器200的俯仰控制。需要顶部马达和底部马达通过它们各自的小翼分离,以产生飞行器200的俯仰力矩。

[0060] 在水平飞行中增加对顶部左舷马达232b和底部右舷马达242b的推力并且减小对顶部右舷马达243b和底部左舷马达233b的推力将使飞行器200相对于飞行器200的后视图顺时针横滚。在水平飞行中减小对顶部左舷马达232b和底部右舷马达242b的推力并且增加对顶部右舷马达243b和底部左舷马达233b的推力将使飞行器200相对于飞行器200的后视图逆时针横滚。在顶部左舷马达和底部右舷马达的推力与顶部右舷马达和底部左舷马达的推力之间的差可以用于控制飞行器200在水平飞行期间的横滚。在一些实施方案中,机翼220上的控制表面222、224也可以用于补充飞行器200的横滚控制。

[0061] 在水平飞行中增加对两个左舷马达232b、233b的推力并且减小对两个右舷马达242b、243b的推力将使飞行器200向右舷偏航。在水平飞行中减小对两个左舷马达232b、233b的推力并且增加对两个右舷马达242b、243b的推力将使飞行器200向左舷偏航。在顶部右舷马达242b和底部右舷马达243b的推力与顶部左舷马达232b和底部左舷马达233b的推力之间的差可用于控制飞行器200在水平飞行期间的偏航。

[0062] 图3描绘了根据一种实施方案的示例性VTOL飞行器300通过改变由其马达产生的推力而从垂直飞行转变到水平飞行。飞行器300在第一位置301位于地面上,准备好垂直起飞。连接到顶部螺旋桨312的顶部马达310从垂直方向向外并远离机翼330成角度。连接到底部螺旋桨322的底部马达320从垂直方向向外并远离机翼330成角度。顶部马达310和底部马达320定位在飞行器300的机翼330的一端处,并且可以通过挂架与机翼330分离。额外的顶部马达和底部马达以及对应的螺旋桨可以存在于顶部马达310和底部马达320的后面,并定位在机翼330的相对端上,诸如在图2中示出的。

[0063] 具有处理器和可寻址存储器的机载控制器可以向马达发送信号,以产生垂直起飞所需的推力和随后在飞行期间对推力的调节。飞行控制可以是自主的、预编程的和/或由在地面控制系统处的外部用户控制。顶部马达310产生顶部推力314,并且底部马达产生底部推力324。在垂直起飞期间,顶部推力314和底部推力324可以是大体上相等的。顶部推力314和底部推力324被描绘为基于相应马达310、320和螺旋桨312、322的角度而成角度,以具有

垂直分量和侧向分量两者。

[0064] 飞行器300在第二位置303中从垂直飞行转变为水平飞行。飞行器300通过增加由顶部马达310产生的顶部推力316和减少由底部马达320产生的底部推力326而前倾。该推力差产生围绕飞行器300的质心302的净力矩304,这使飞行器300前倾。顶部推力316在侧向方向317上的分量大于来自底部推力326的相反的侧向推力319,并且侧向推力317增加了由机翼330产生的升力336。

[0065] 飞行器300在第三位置305中处于向前水平飞行中。机翼升力338支承飞行器300的重量。当顶部推力318和底部推力328被调节时,飞行器300可以上仰或下俯。调节在飞行器300的机翼330的相对端上的马达的推力可以允许飞行器300通过在右侧和左侧之间的差动推力而向左或向右偏航。

[0066] 在某些实施方案中,存在由飞行器300在第一位置301和第三位置305之间使用的单独的控制器。在许多实施方案中,在第三位置305中使用飞行器300的副翼和差动马达。在另外的实施方案中,副翼控制飞行器300的横滚和俯仰,同时差动马达控制飞行器300在第三位置305中的偏航。在另外的实施方案中,仅使用差动马达来在第一位置301中控制飞行器300。在还有的附加的实施方案中,在第二位置303的转变期间,飞行器300的控制从第一位置301中的第一组控制转变到第三位置305中的第二组控制。在还有的另外的实施方案中,第一位置301的控制和第三位置305的控制之间的转变是经由衰减方法(fading method)实现的。在其它进一步的实施方案中,在第二位置303期间执行一系列健康检查以评估转变。作为示例而非限制,当第三位置的控制未被找到或失败时,可以取消转变和/或可以利用来自第一位置301的控制。

[0067] 图4A描绘了根据一种实施方案的飞行器机身405A的前部的部分透明侧视图400A。在许多实施方案中,飞行器机身405A可以包含第一全球定位系统(GPS)天线410A和第二GPS天线420A。在某些实施方案中,第一GPS天线410A可以位于飞行器机身405A的背侧406上。第二GPS天线420A和飞行器机身405A的外表面之间的区域可以大体上没有任何可能影响第二GPS天线420A的信号强度的基于碳的材料或金属材料。在某些另外的实施方案中,第一GPS天线410A可以由玻璃纤维或任何其他合适的透明和/或非金属材料覆盖,以便更好地接收GPS信号。所公开的系统可以大体上没有任何设置在第一GPS天线410A和飞行器机身405A的外表面407之间的基于碳的材料或金属材料。在另外的实施方案中,第一GPS天线410A和/或第二GPS天线420A的放置可以基于飞行器的期望重心。

[0068] 在附加的实施方案中,第一GPS天线410A可以被定位成使得存在第一宽信号接收角415A。类似地,在另外的实施方案中,第二GPS天线420A可以被定位成使得存在第二宽信号接收角425A。在还有的附加的实施方案中,第一宽接收角415A和/或第二宽接收角425A可以具有如从每个天线元件的相应边缘测量的一百二十度的GPS信号视场角。在另外的实施方案中,每个GPS天线410A、420A可以各自具有它们自己独特的调谐。如本领域技术人员将理解的,第一GPS天线和第二GPS天线的精确放置可以基于飞行器机身405A的形状和期望的应用而变化。作为示例且非限制,可以在两个GPS天线位置中的每一个处使用单个天线部件,以便降低部件安装和/或更换中的部件数量以及可能的制造错误和用户错误。在许多实施方案中,飞行器可以包括惯性测量单元(IMU),该惯性测量单元可以包含多个陀螺仪。在另外的实施方案中,多个IMU陀螺仪可以测量飞行器的俯仰角,并基于该俯仰角产生信号。

该信号可以被所公开的系统利用以在双GPS天线410A、420A之间切换。

[0069] 图4B描绘了根据一种实施方案的示出了第二GPS天线420A的图4A的飞行器405A的机头408的部分透明俯视图400B。在许多实施方案中,第二GPS天线420A可以固定在飞行器405A的机头408后面。在多种实施方案中,第二GPS天线420A可以放置在机头408的尖端后面约6英寸至12英寸处。在某些实施方案中,第二GPS天线420A的放置允许如从天线元件的边缘测量的一百二十度的GPS视场角425A。在某些另外的实施方案中,第二GPS天线420A的视场可以从GPS天线420A元件的边缘发出,以便确保不存在障碍物。在附加的实施方案中,可以在处于在起飞和着陆时利用的直立位置中的VTOL飞行器中使用第二GPS天线420A。

[0070] 图4C描绘了根据一种实施方案的示出了第一GPS天线410A的图4A的飞行器405A的部分透明前视图400C。在许多实施方案中,飞行器可以具有固定到飞行器405A的背侧406的第一GPS天线410A。在许多实施方案中,VTOL飞行器在处于水平飞行模式时可以利用第一GPS天线410A。在附加的实施方案中,第一GPS天线410A可以放置在飞行器405C的机身内,使得形成约一百二十度的GPS接收角415A。在某些另外的实施方案中,第一GPS天线410A的视场可以从第一GPS天线410A元件的边缘发出。

[0071] 图5描绘了根据一种实施方案的对于双GPS天线系统500的高级框图。双GPS系统500可以包含第一GPS天线510和第二GPS天线520。在多种实施方案中,GPS天线信号中的每一个可以被路由(routed)到GPS天线开关530中。在某些实施方案中,GPS天线开关530可以仅向飞行器传感器套件535中包括的次级GPS接收器540和/或主GPS接收器提供单个GPS天线信号。在某些附加的实施方案中,GPS天线开关530可以使来自第一GPS天线510和第二GPS天线520的信号混合或交叉渐变。在一些实施方案中,主GPS接收器可以位于运载工具传感器套件535中,并且可以使用第二GPS接收器540,使得系统可以基于每个GPS接收器的信号强度在主GPS接收器和次级GPS接收器之间切换。

[0072] 在许多实施方案中,一个或更多个飞行器传感器535可以向GPS天线开关530发送信号,该信号可以影响GPS天线开关530的开关参数。在附加的实施方案中,飞行器传感器535可以包括但不限于主GPS接收器、一个或更多个陀螺仪、一个或更多个加速度计、一个或更多个气压计、一个或更多个枢轴静态系统和/或一个或更多个磁传感器。在还有的附加的实施方案中,飞行器的定向和与起始定向所成的俯仰角可以确定由GPS天线开关530选择的GPS天线信号。在还有的附加的实施方案中,与起始定向成六十度的俯仰角可以触发GPS天线信号之间的切换。

[0073] 在还有的另外的实施方案中,GPS天线开关530可以基于飞行器的相对俯仰角在两个GPS天线信号之间产生交叉渐变。在某些附加的实施方案中,交叉渐变可以在三十度的俯仰角变化上完成,其中一个GPS天线信号相对于俯仰角变化量交叉渐变成另一个GPS天线信号,其中在三十度的变化之后发生完全交叉渐变。

[0074] 在另外的实施方案中,GPS天线开关530可以基于哪个GPS天线510、520具有更强的信号来选择GPS天线信号。在某些附加的实施方案中,GPS天线信号在被GPS天线开关530使用之前可能需要满足预定的最小阈值。如本领域技术人员将认识到的,对于适当的交叉渐变和/或对于GPS天线信号之间的硬切换所需的俯仰角变化量可以根据飞行器的形状或期望的应用性质而变化。

[0075] 在许多实施方案中,次级GPS接收器540可以被飞行器双GPS系统500利用,以便补

充飞行器飞行控制器550的GPS能力。在某些实施方案中,次级GPS接收器540可以经由头部连接(header connection)安装在飞行器飞行控制器550上。当次级GPS接收器540存在时, GPS天线开关530可以将切换的GPS信号馈入GPS接收器540中。可替代地, GPS天线开关530可以将切换的GPS信号直接馈入飞行器传感器535中。飞行器飞行控制器550可以具有拥有可寻址存储器的处理器,以基于由飞行器传感器535和/或次级GPS接收器540确定的定向和/或信号强度来执行一个或更多个GPS天线开关。

[0076] 在另外的实施方案中,飞行器传感器535可以包括内部导航系统(INS),该内部导航系统本身可以包括惯性测量单元(IMU),该惯性测量单元可以向GPS天线开关530提供便于天线之间的切换所需的数据,诸如但不限于飞行器姿势和/或角度。在多种实施方案中,飞行器飞行控制器550可以是具有处理器和可寻址存储器的可编程逻辑控制器。在另外的实施方案中,飞行器飞行控制器550可以与引导、导航和控制(GNC)560系统通信,该系统然后可以向操纵飞行器所需的各种控制操纵装置(包括但不限于马达570和/或伺服机构575)发出信号。

[0077] 飞行器传感器535可以包括集成到核心航空电子设备套件中的主GPS接收器。当使用辅助GPS接收器540时,系统可以基于信号质量(即信噪比(SNR))和可见星座中的卫星数量在两个源之间切换。例如,两个接收器的SNR和卫星星座可以在飞行期间利用具有信噪比和卫星数量的理想组合的GPS接收器535、540的系统进行监控。在一种实施方案中,如果卫星的数量下降到低于4个,那么接收器535、540可以被切换。在另一种实施方案中,如果SNR下降到低于40并且用于替代源的SNR较高,则接收器535、540可以被切换。

[0078] 当仅利用主GPS接收器535并且使用所选择的GPS天线510、520的信号质量低于定义的阈值时,则系统可以切换到替代GPS天线510、520。GPS天线510、520之间的这种切换可能发生在部件故障、相对于卫星星座的天线定向(即,星座可能集中在地平面上的较高纬度)和/或由于周围障碍物(诸如树木、建筑物等)所导致的天线模糊的情况下。

[0079] 图6描绘了根据一种实施方案的在双GPS系统中从一个GPS天线信号转变到另一个GPS天线信号的过程600。过程600可以从飞行器仅利用第一GPS天线信号开始(步骤602)。在许多实施方案中,系统600可以评估飞行器的俯仰水平(步骤606)。如果俯仰水平已经达到第一预定角(步骤608),则系统600可以切换到仅利用第二GPS天线信号(步骤622)。在许多实施方案中,第一预定俯仰水平角可以与起始俯仰水平成六十度。如果俯仰水平还没有达到第一预定角(步骤608),则系统600可以继续仅利用第一GPS天线信号(步骤602)。

[0080] 在多种实施方案中,可以对第一GPS天线信号和第二GPS天线信号应用交叉渐变,这可以在第二GPS天线信号与第一GPS天线信号相比较低的情况下开始。在许多实施方案中,交叉渐变在本质上可以是线性的,因为GPS天线信号的总和将被加在一起达到一致的最大水平,即,第一GPS天线信号的水平将相对于第二GPS天线信号水平的增加而降低。在附加的实施方案中,交叉渐变在本质上可以是对数的。

[0081] 在另外的实施方案中,再次评估俯仰水平(步骤614)。在许多另外的实施方案中,过程600评估是否已经实现第二预定俯仰角(步骤616)。在某些附加的实施方案中,当俯仰水平还没有增加到第二预定角时(步骤616),那么仅利用第二GPS天线信号(步骤622)。可替代地,当达到第二预定俯仰角时(步骤616),那么过程600切换到仅利用第一GPS天线信号(步骤602)。在某些另外的实施方案中,第二预定角可以与起始俯仰水平成六十度。在还有

的附加的实施方案中,当俯仰水平已经达到第二预定角时,仅利用第二GPS天线信号(步骤622)。当这种情况发生时,交叉渐变完成。如由本领域技术人员可以理解的,可以在过程600中的任何时间点对飞行器执行健康检查。作为示例且非限制,可以执行健康检查,该健康检查检查是否正从任一个或两个GPS天线接收GPS信号,并且如果信号在一个GPS天线上丢失,则过程600可以立即切换到可替代的GPS天线信号,并且如果两个GPS天线信号都丢失,则过程600可以指示飞行器立即转变到安全恢复模式。作为示例且非限制,安全恢复模式可以包括惯性导航、转变到悬停飞行和/或启动着陆程序。

[0082] 图7描绘了根据一种实施方案的GPS天线切换过程的视觉概念。切换图示700显示垂直轴720相对于水平轴710的直角,垂直轴720表示在悬停模式下VTOL飞行器的垂直角度,水平轴710表示在处于向前飞行模式下时VTOL飞行器的水平角度。在许多实施方案中,VTOL飞行器可以从一种飞行模式转变到另一种飞行模式,这可以理解为在切换图示700中从一个轴转变到另一个轴。两个轴之间的九十度差可以在概念上被两个相等间隔的角度分割线(angle divider)730、735分开,这两个角度分割线730、735各自产生两个六十度的重叠区。在许多实施方案中,角度的间隔可以是基于用途的许多不同组合中的任一种。在水平轴710和第一角度分割线730之间的第一角度区中,仅利用由箭头表示的第一GPS信号750。同样,在垂直轴720和第二角度分割线735之间,在第三角度区中利用由从垂直轴720延伸的箭头表示的第二GPS天线信号740。在各种实施方案中,当飞行器俯仰水平达到偏离轴多于六十度时,GPS天线信号从飞行器的机头上的第一GPS天线切换到飞行器的背侧上的第二GPS天线。同样,在附加的实施方案中,当飞行器俯仰水平达到偏离垂直定向多于六十度时,飞行器可以从飞行器的机头上的第一GPS天线切换到飞行器的背侧上的第二GPS天线。作为示例且非限制,垂直轴720可以被理解为类似于图3的第一位置301。类似地,水平轴710可以被理解为图3的第三位置305,并且第一角度分割线730和第二角度分割线735之间的交叉渐变区域可以被理解为图3的第二位置303。

[0083] 在一些实施方案中,在第一GPS天线和第二GPS天线之间可以不使用交叉渐变。从使用机头中的第一GPS天线的垂直720飞行,飞行器可以将其机头下俯。一旦飞行器达到设定旋转,诸如六十度730,则它可以切换到在背侧中的第二GPS天线,该第二GPS天线指向天空以用于向前飞行。从使用在背侧中的第二GPS天线的水平710飞行,飞行器可以将其机头上仰。一旦飞行器达到设定旋转,诸如六十度735,则它切换到指向天空以用于垂直飞行的第一GPS天线。在一些实施方案中,本文公开的系统还可以基于哪个GPS天线具有来自最佳星座的最佳信号强度和/或基于某些参数的逻辑来确定何时在GPS天线之间切换。该系统可以使用每个信号的质量和/或一个或更多个设定的主体角度阈值来确定何时在GPS天线之间切换。在某些纬度,因为星座沿地平线可能较低,所以在较高的纬度处,在机头中的第一GPS天线可能比在背侧中的第二GPS天线更强。

[0084] 图8描绘了根据一种实施方案的具有双GPS天线系统的垂直起降(VTOL)飞行器800的侧视图。飞行器800可以具有在水平平面飞行中朝向地面定向的底侧802。飞行器800还可以具有在水平平面飞行中朝向天空定向的背侧804。背侧804远离飞行器800的底侧802。飞行器还可以包括朝向飞行器806的前部设置的机头806和远离机头806设置的后侧808。

[0085] 第一GPS天线810可以靠近飞行器800的机头806设置。第一GPS天线810和机头806的外表面之间的区域可以没有任何可能影响第一GPS天线810的信号强度的基于碳的材料

或金属材料。第一GPS天线810的第一视场812可以从第一GPS天线810元件的边缘发出。在一些实施方案中，第一视场812可以是大约一百二十度。第一GPS天线810的第一中心视场814可以被定向成使得当VTOL飞行器800处于标称稳定状态悬停姿势和/或用于垂直飞行的标称稳定状态姿势时，第一中心视场814大体上垂直。

[0086] 第二GPS天线816可以靠近飞行器800的背侧814设置。第二GPS天线816和背侧806的外表面之间的区域可以没有任何可能影响第二GPS天线816的信号强度的基于碳的材料或金属材料。第二GPS天线816的第二视场818可以从第二GPS天线816元件的边缘发出。在一些实施方案中，第二视场818可以是大约一百二十度。第二GPS天线816的第二中心视场820可以被定向成使得当VTOL飞行器800处于用于水平飞行的标称俯仰姿势时，第二中心视场820大体上垂直。第一GPS天线810的定向和/或第二GPS天线816的定向可以针对具有不同标称飞行姿势的替代飞行器配置进行调节，以便在垂直飞行和/或水平飞行中保持最佳的天空视野。

[0087] 图9A描绘了根据一种实施方案的图8的VTOL飞行器800的起飞和水平飞行。在第一位置900中，VTOL飞行器800在起飞之前位于地面上。本文公开的系统可以执行第一GPS天线810和/或第二GPS天线816的飞行前检查。在发射之前，VTOL飞行器800可以切换到第一GPS天线810，该第一GPS天线810具有相对于地面大体上垂直定向的第一中心视场814。

[0088] 在第二位置902中，VTOL飞行器800处于垂直飞行904。VTOL飞行器902在发射之后使用第一GPS天线810以在垂直飞行中导航。在第三位置906中，VTOL飞行器800开始旋转908，或者翻转。一旦VTOL飞行器800达到设定或期望的高度，则VTOL飞行器800将开始旋转908。在第三位置906中，VTOL飞行器800被示出为从垂直方向旋转大约三十度。VTOL飞行器800继续使用第一GPS天线810以用于导航。

[0089] 在第四位置912中，VTOL飞行器800从垂直飞行转变到水平飞行，并继续旋转912。一旦VTOL飞行器800旋转超过设定的角度或阈值角度，则系统将从第一GPS天线切换到第二GPS天线816。第二GPS天线816具有在水平飞行期间相对于地面大体上垂直定向的第二中心视场。在第四位置912中示出的实施方案中，VTOL飞行器800已经从初始垂直位置旋转912大约六十度。一旦VTOL飞行器800已经旋转了六十度，则系统从第一GPS天线810切换到第二GPS天线816。所公开的系统等待设定的旋转量，诸如六十度，以防止GPS天线810、816之间的无意切换，诸如可能由VTOL飞行器的机动操纵（诸如上升、下降、规避动作等）引起的切换。在一些实施方案中，当采取某些动作时，系统可以设定超控(override)以避免在GPS天线810、816之间切换。例如，如果VTOL飞行器800被设定成执行倾斜转向(banked turn)，则系统可以锁定到两个GPS天线810、816中的一个，直到转向完成，以避免在转向期间由于无意的角度变化而引起的切换。设定的旋转量可以基于由本文公开的系统所使用的VTOL飞行器的几何形状和/或构架而变化。在一些实施方案中，可能在GPS天线810、816中的一个中检测到误差，并且可以调节设定的旋转量，以便最小化使用具有误差的GPS天线的的时间。例如，如果第一GPS天线具有导致低信号强度的误差，但是第二GPS天线816正常工作，那么设定的旋转量可以减少到大约30度或大约四十五度，而不是大约六十度。

[0090] 在第五位置914中，VTOL飞行器800处于大体水平飞行916。第二GPS天线816的第二中心视场820可以被定向成使得当VTOL飞行器800处于用于水平飞行916的标称俯仰姿势时，第二中心视场820大体上垂直。在第五位置914中示出的实施方案中，可以看到VTOL飞行

器800将其机头部分(806,图8)略微上仰。在一些实施方案中,第一GPS天线810的正面和第二GPS天线816的正面之间的角度可以大体上垂直。在其他实施方案中,第一GPS天线810的正面和第二GPS天线816的正面之间的角度可以是锐角,以考虑飞行器的几何形状,诸如在水平飞行中飞行器的机头的向上角度。

[0091] 图9B描绘了根据一种实施方案的图8的VTOL飞行器800的水平飞行和着陆。在第六位置918中,VTOL飞行器800处于水平飞行920。VTOL飞行器800使用具有第二视场820的第二GPS天线816,该第二视场820被定向成使得当VTOL飞行器800处于用于水平飞行的标称俯仰姿势时,第二中心视场820大体上垂直。在如图9A中示出的第五位置以及第六位置918之间,VTOL飞行器可能已经完成了任务,诸如对地理区域的成像。

[0092] 在第七位置922中,VTOL飞行器800开始旋转924。在图9B中示出的第七位置922中,旋转与水平飞行成三十度,并且继续使用第二GPS天线816。在第八位置926中,VTOL飞行器800继续旋转928,并且GPS天线从第二GPS天线切换到第一GPS天线810。第一GPS天线810的第一中心视场814可以被定向成使得当VTOL飞行器800处于标称稳定状态悬停姿势和/或用于垂直飞行的标称稳定状态姿势时,第一中心视场814大体上垂直。在图9B中示出的第八位置926中,旋转与水平飞行成六十度,并且所使用的GPS天线切换。所公开的系统等待设定的旋转量,诸如六十度,以防止GPS天线810、816之间的无意切换,诸如可能由VTOL飞行器的机动操纵(诸如上升、下降、规避动作等)引起的切换。

[0093] 在第九位置930中,VTOL飞行器800开始朝着着陆位置垂直下降932。VTOL飞行器800继续使用第一GPS天线。在第十位置934中,VTOL飞行器800已经着陆在地面上。着陆位置可以与起飞位置相同。在一些实施方案中,着陆位置可以不同于起飞位置。双GPS天线810、816的使用为VTOL飞行器800在垂直飞行和水平飞行两者中提供了位置的精度。这种精度允许VTOL飞行器800在小得多的空间或者甚至在与起飞相同的空间中着陆,达到用单个背侧安装的GPS天线不可行的高程度的精度。手动着陆或由操作员控制的着陆的使用可能需要高水平的技能和/或可能增加VTOL飞行器800损坏的可能性。该系统可以执行第一GPS天线810和/或第二GPS天线816的飞行后检查。在着陆后,VTOL飞行器800可以关闭两个GPS天线810、816。

[0094] 图10图示了根据一种实施方案的双GPS天线系统的计算设备实施方案的示例性顶级功能框图。实施方案1000被示出为具有处理器1024(诸如,中央处理单元(CPU))、可寻址存储器1027、外部设备接口1026(例如,可选的通用串行总线端口和相关的处理和/或以太网端口和相关的处理)、以及可选的用户界面1029(例如,状态灯阵列和一个或多个拨动开关、和/或显示器、和/或键盘和/或指针-鼠标系统、和/或触摸屏)的计算设备1020。可选地,可寻址存储器1027可以例如是:闪存、eprom、和/或磁盘驱动器或其他硬盘驱动器。这些元件可以经由数据总线1028彼此通信。处理器1024可以具有操作系统1025(诸如,支持网络浏览器1023和/或应用1022的操作系统),其可以被配置成执行根据在本文中描述的示例性实施例的过程的步骤。

[0095] 设想了上述实施方案的特定特征和方面的各种组合和/或子组合可以被做出并且仍然落在本发明的范围内。因此,应理解,所公开的实施方案的各种特征和方面可以彼此组合或替代,以便形成所公开的发明的不同模式。此外,意图是,在本文中通过示例的方式公开的本发明的范围不应由上面描述的特定公开的实施方案限制。

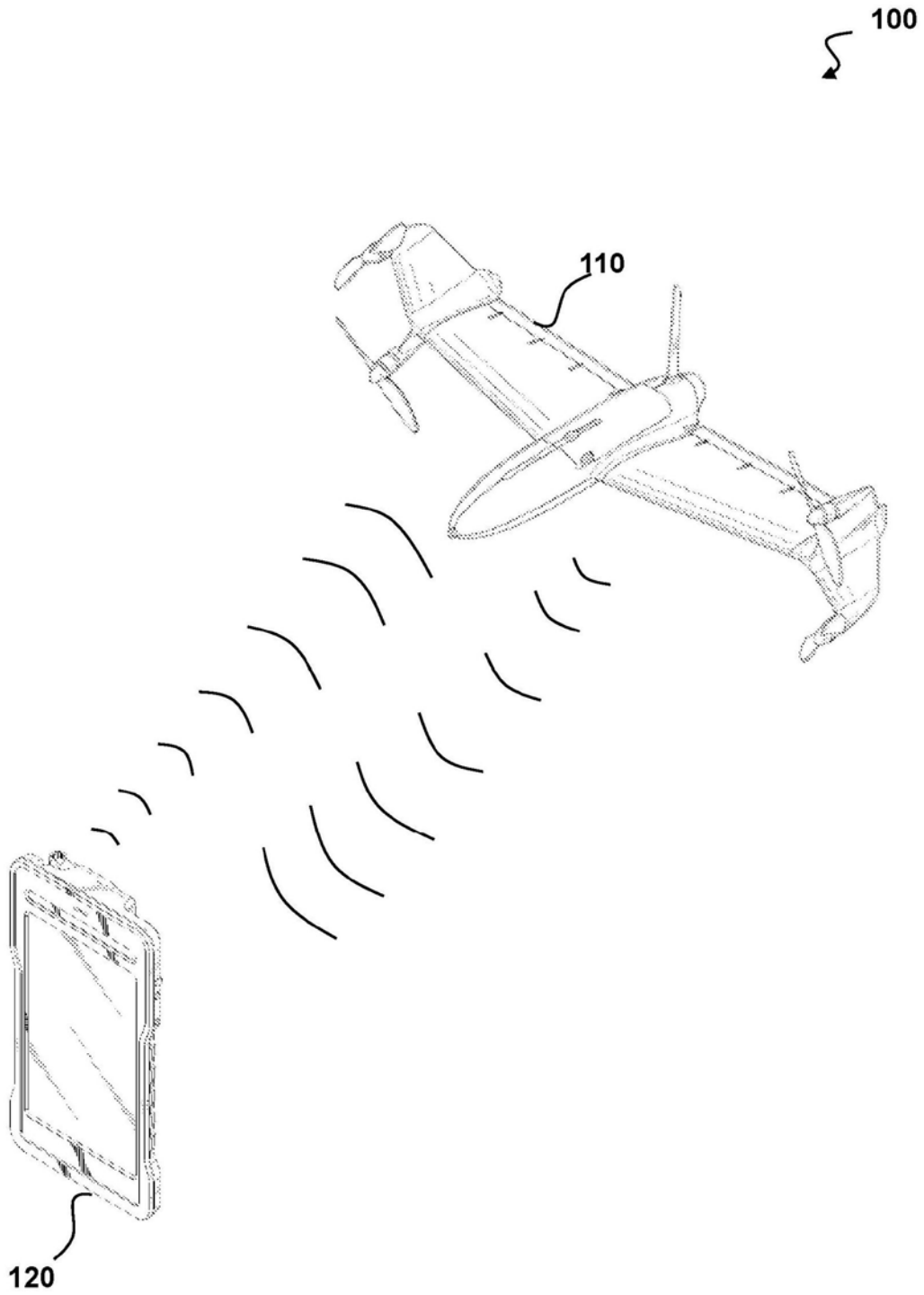


图1

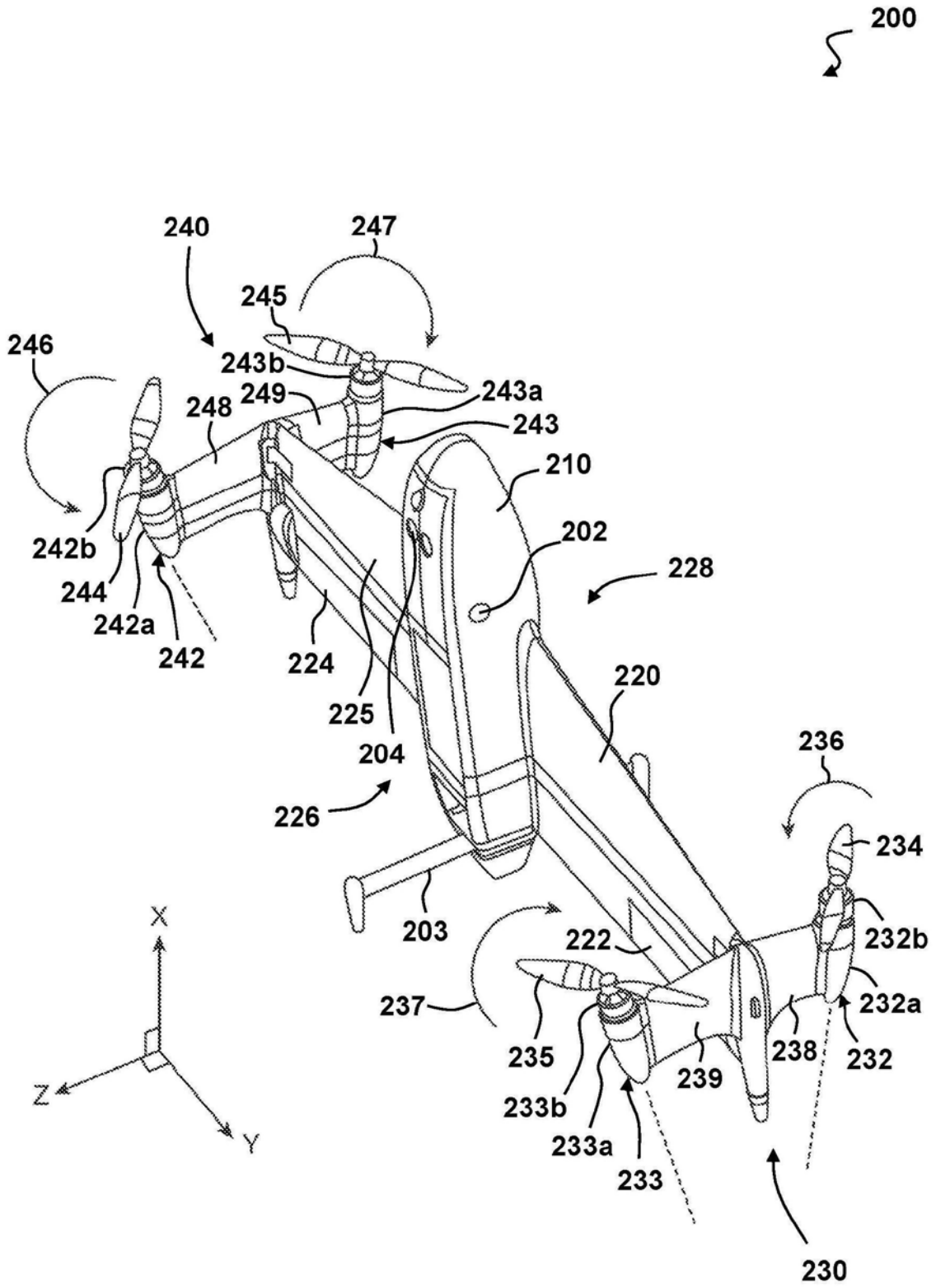


图2

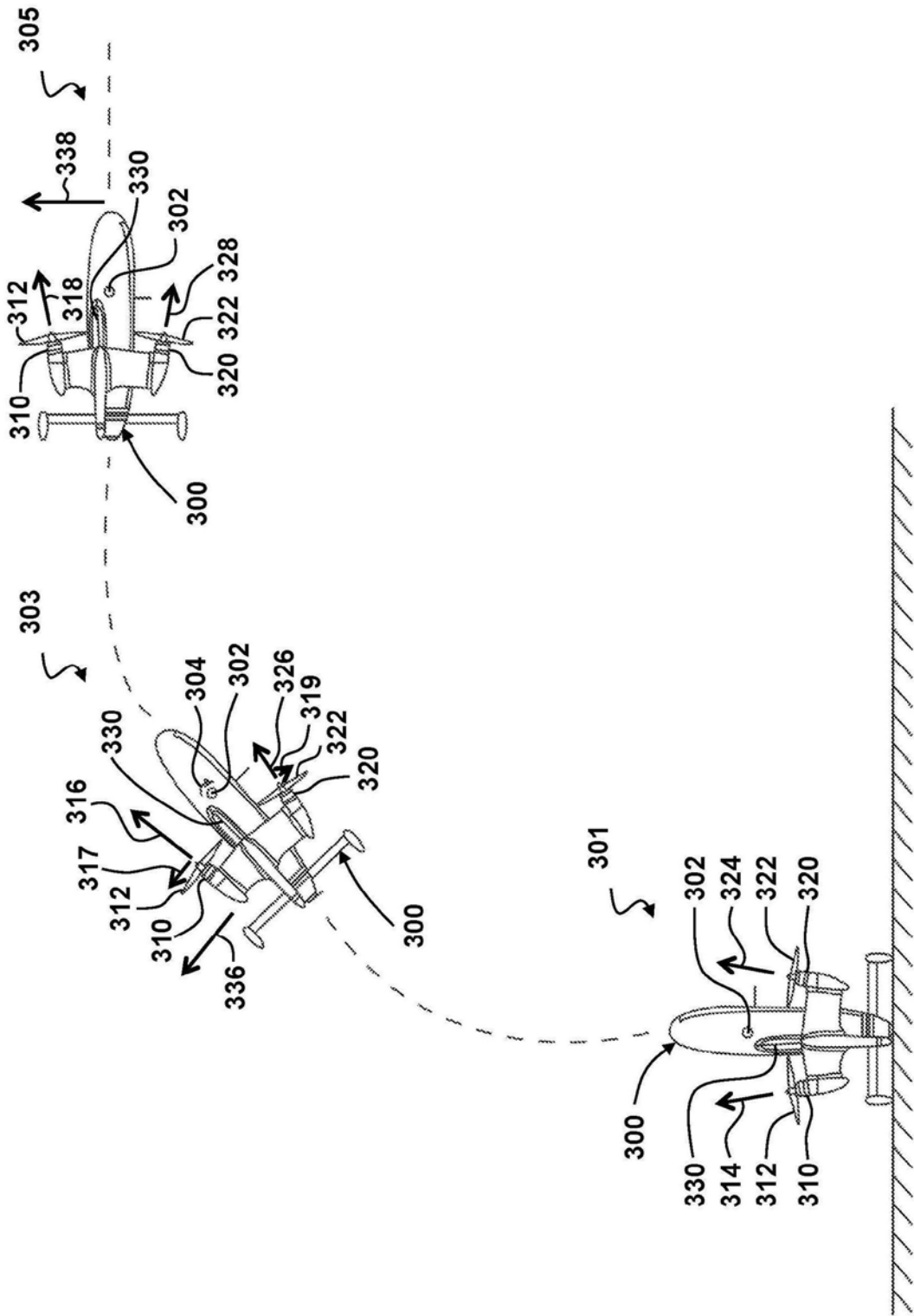


图3

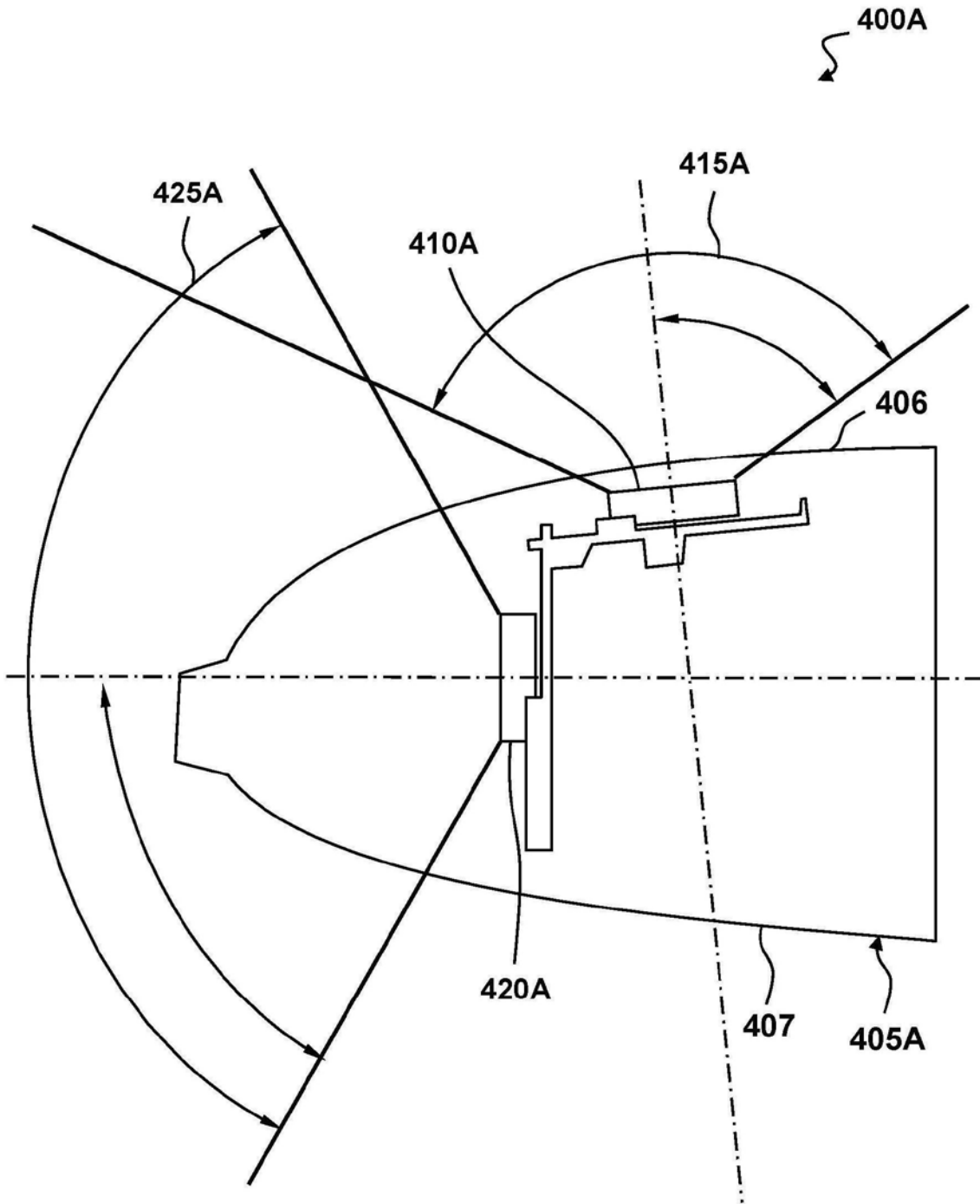


图4A

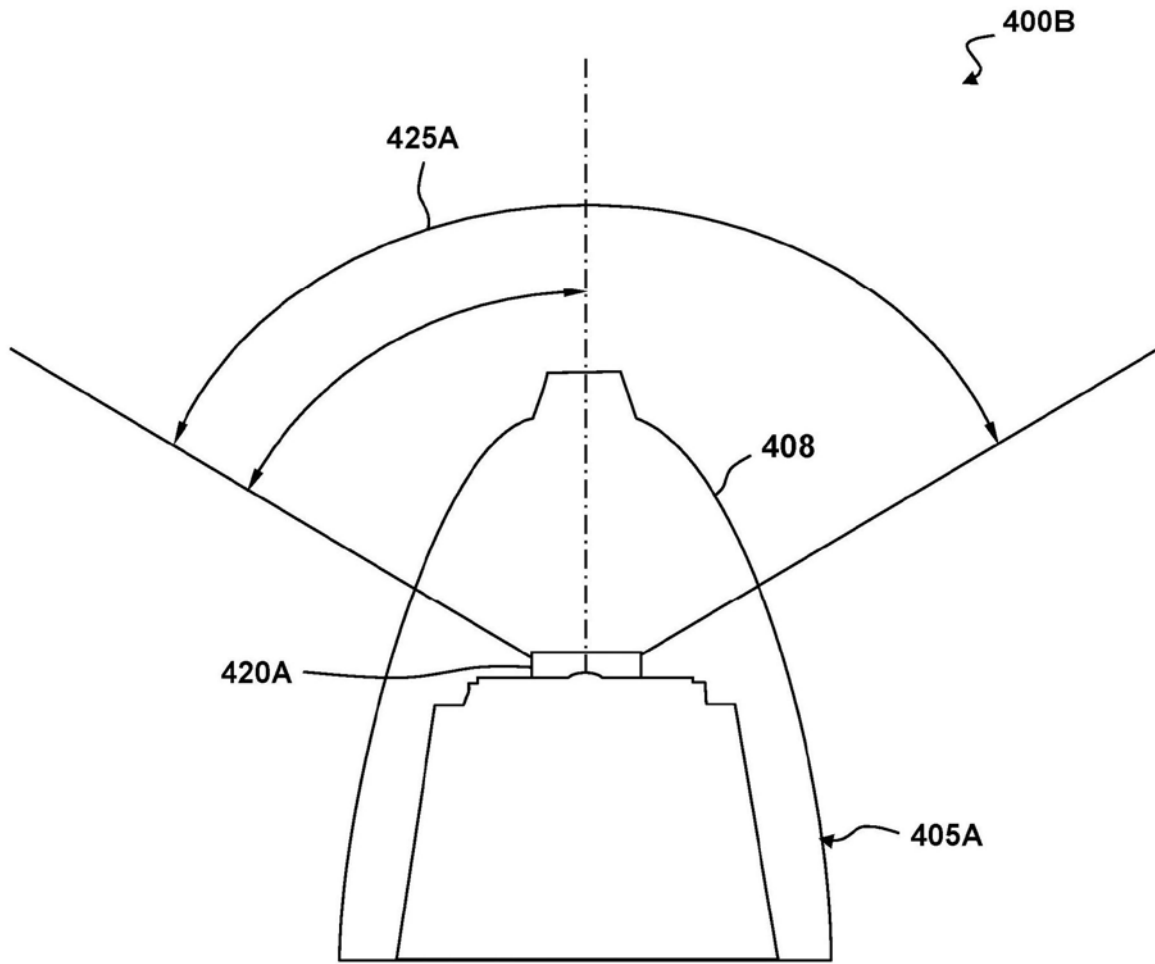


图4B

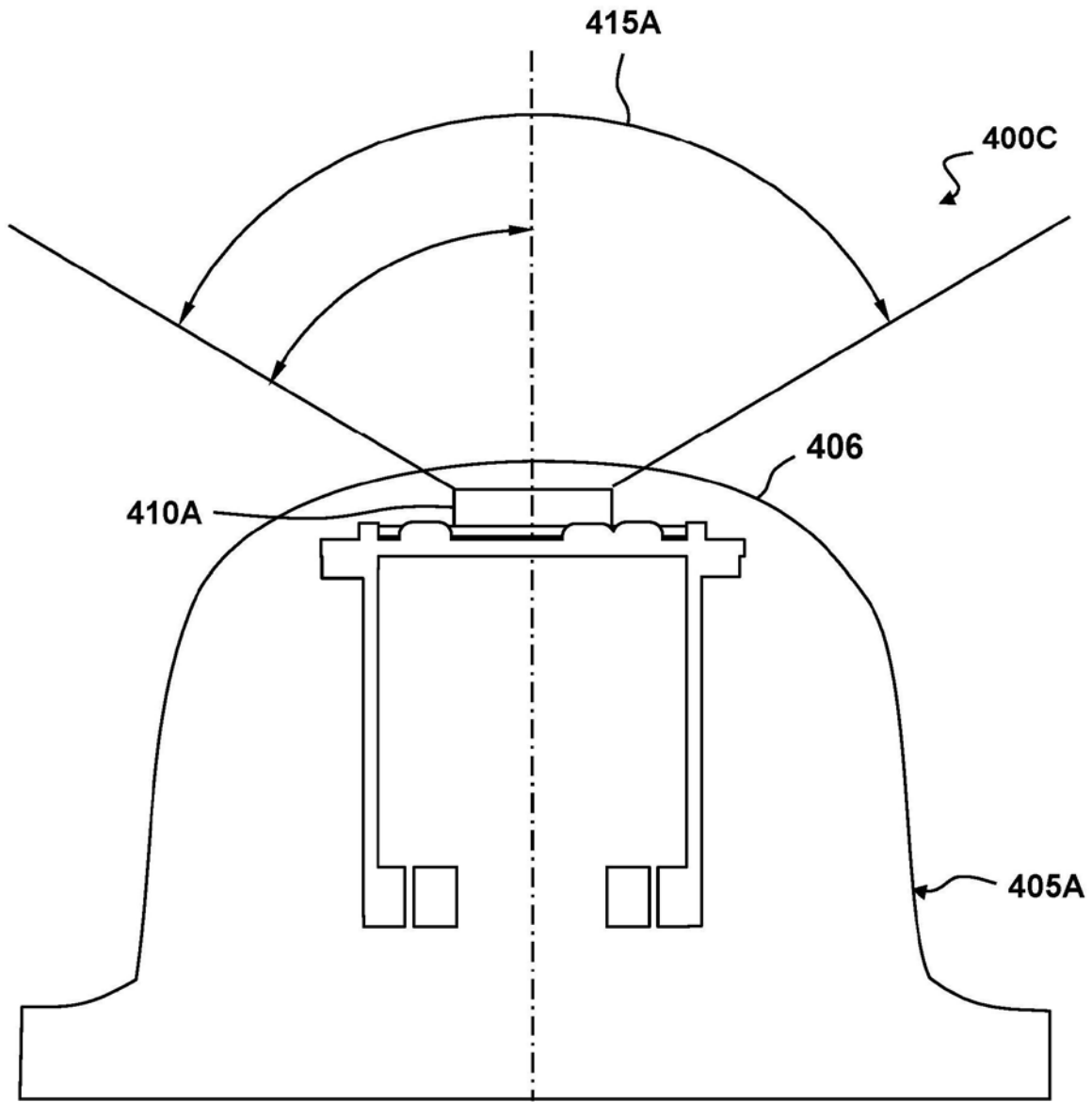


图4C

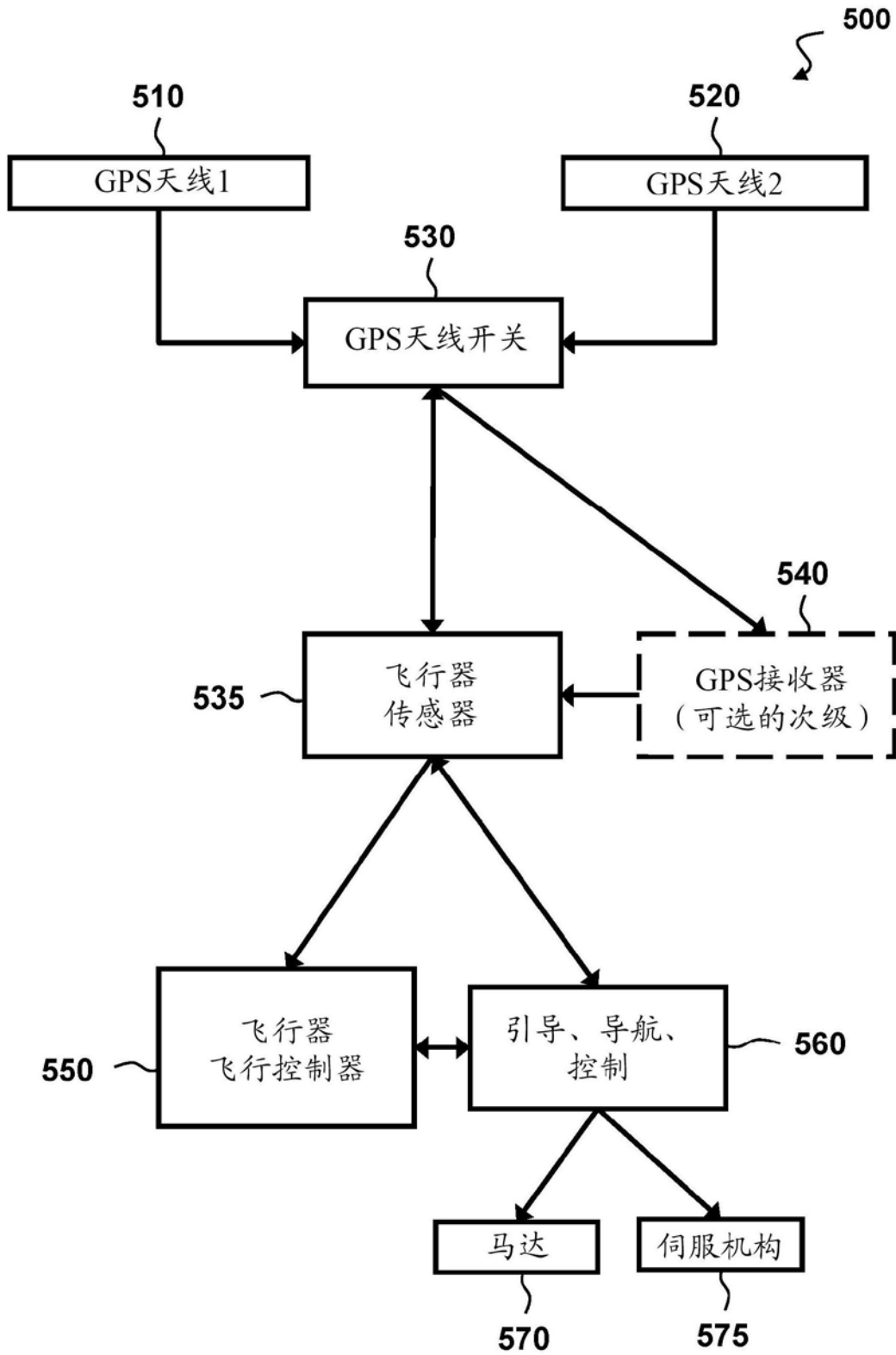


图5

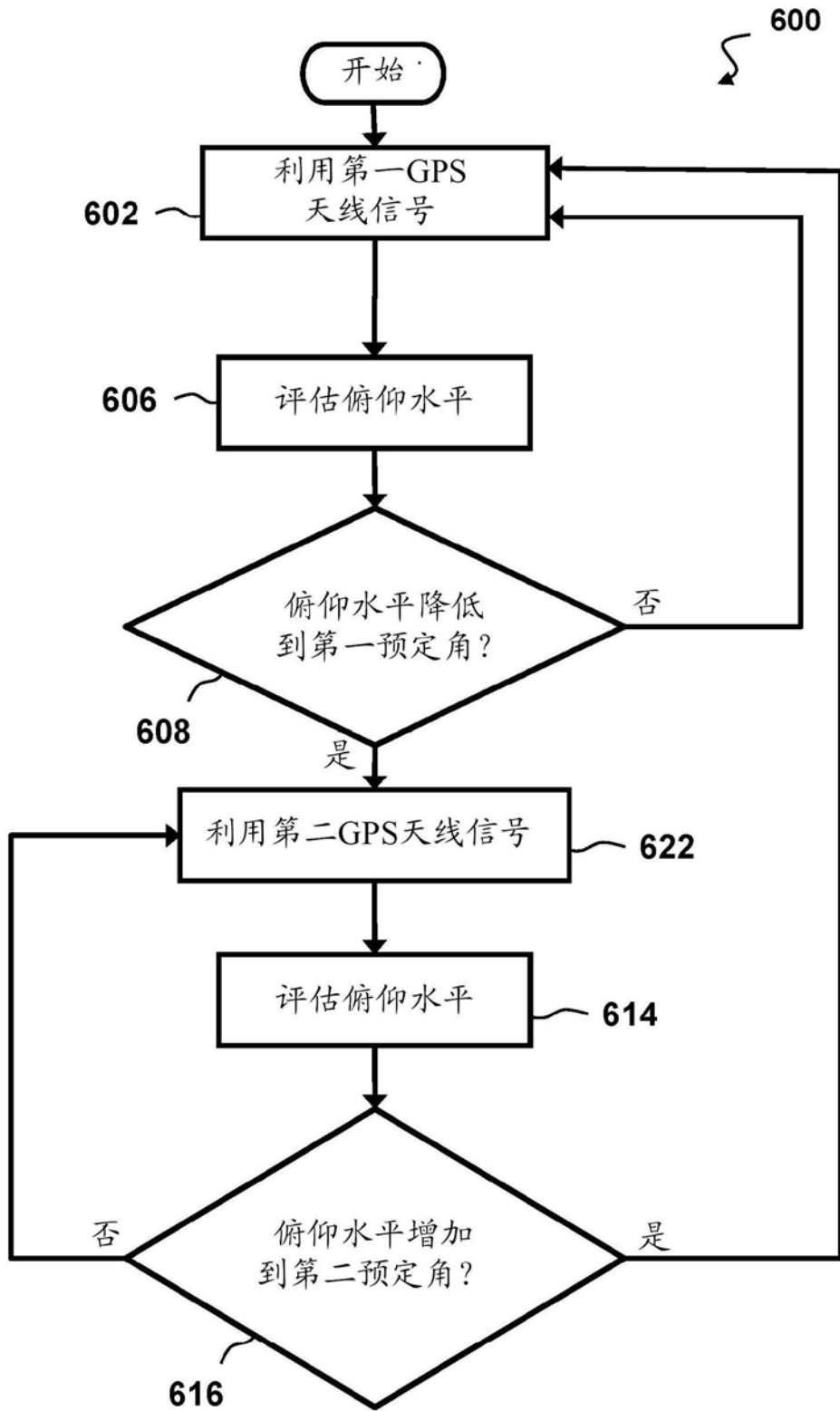


图6

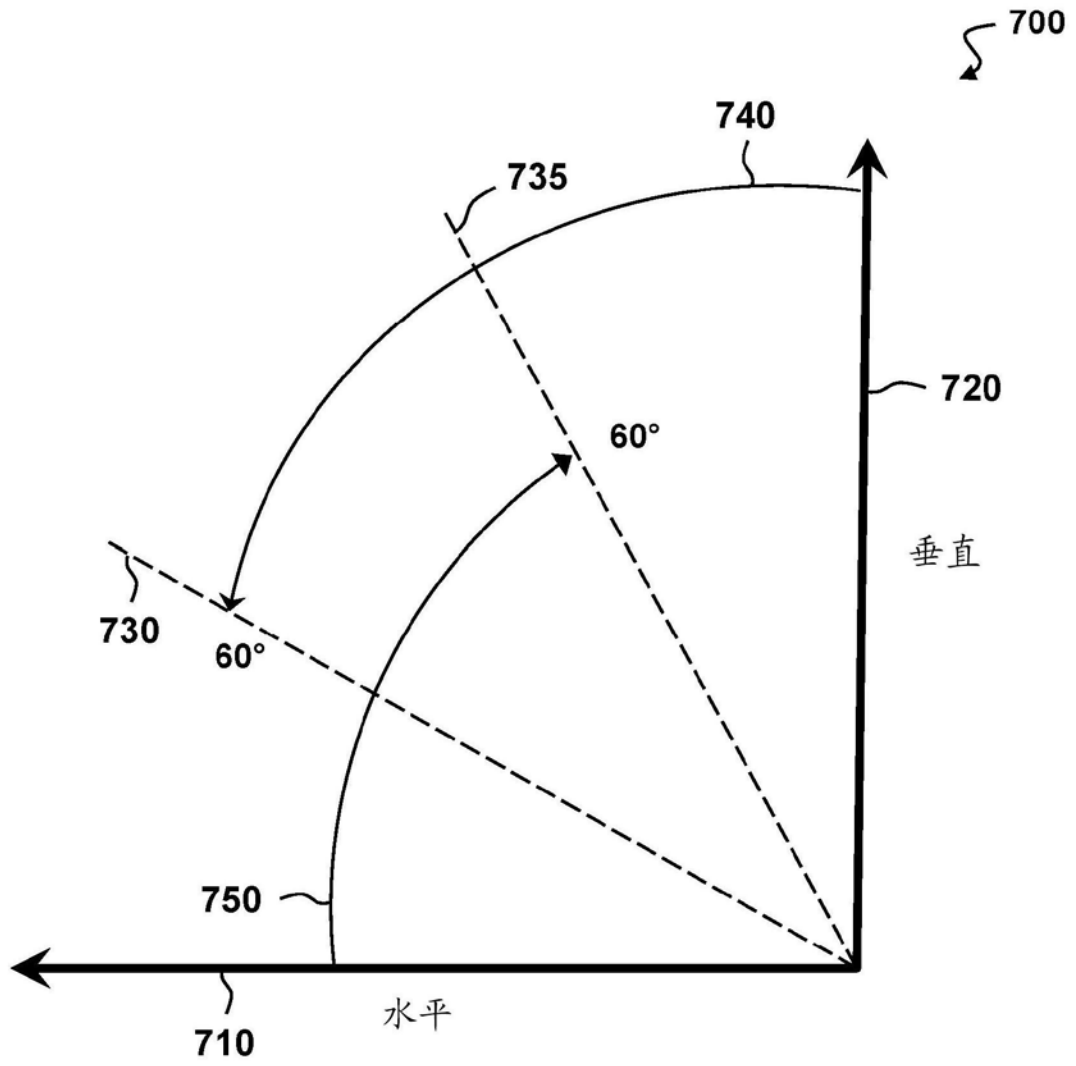


图7

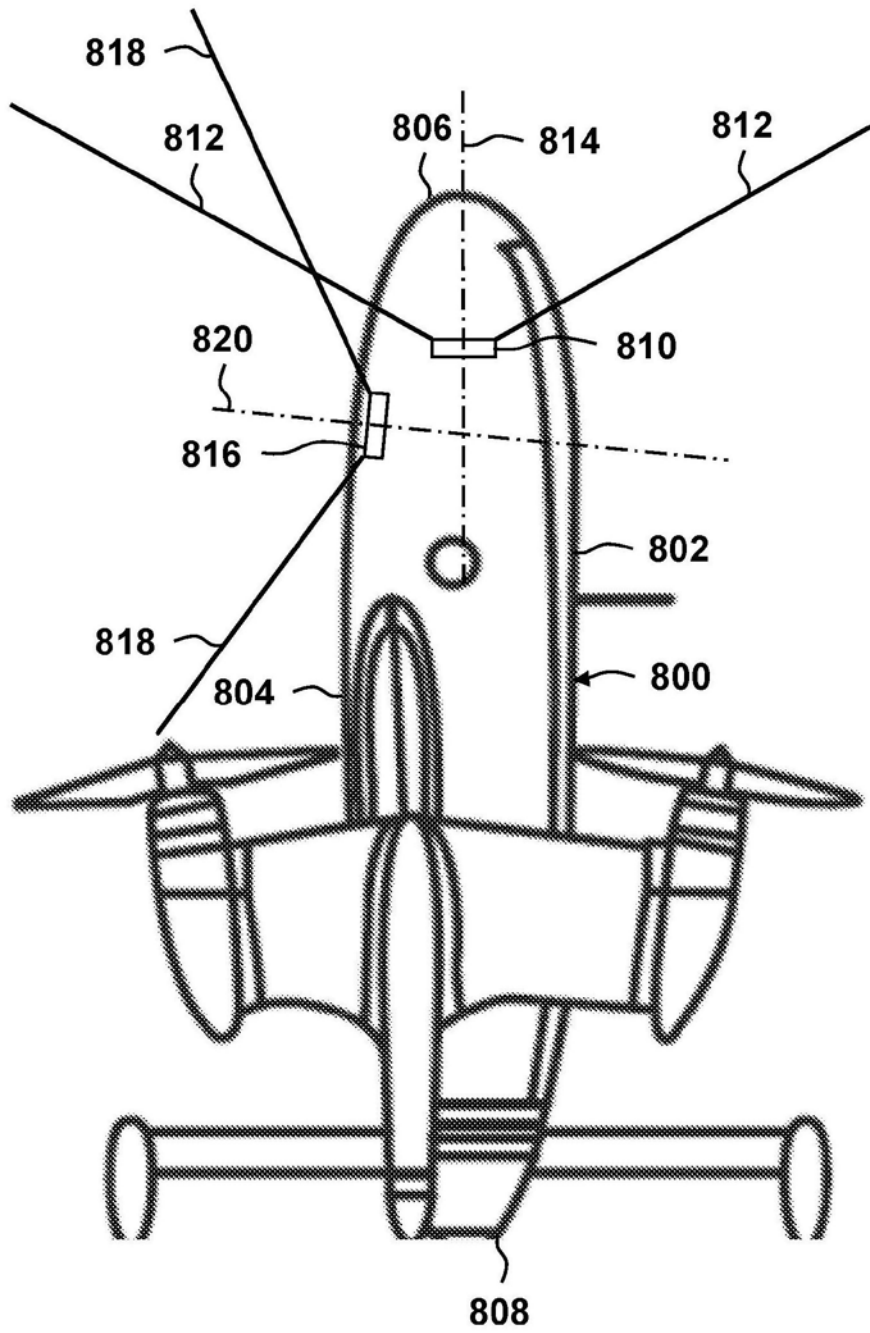


图8

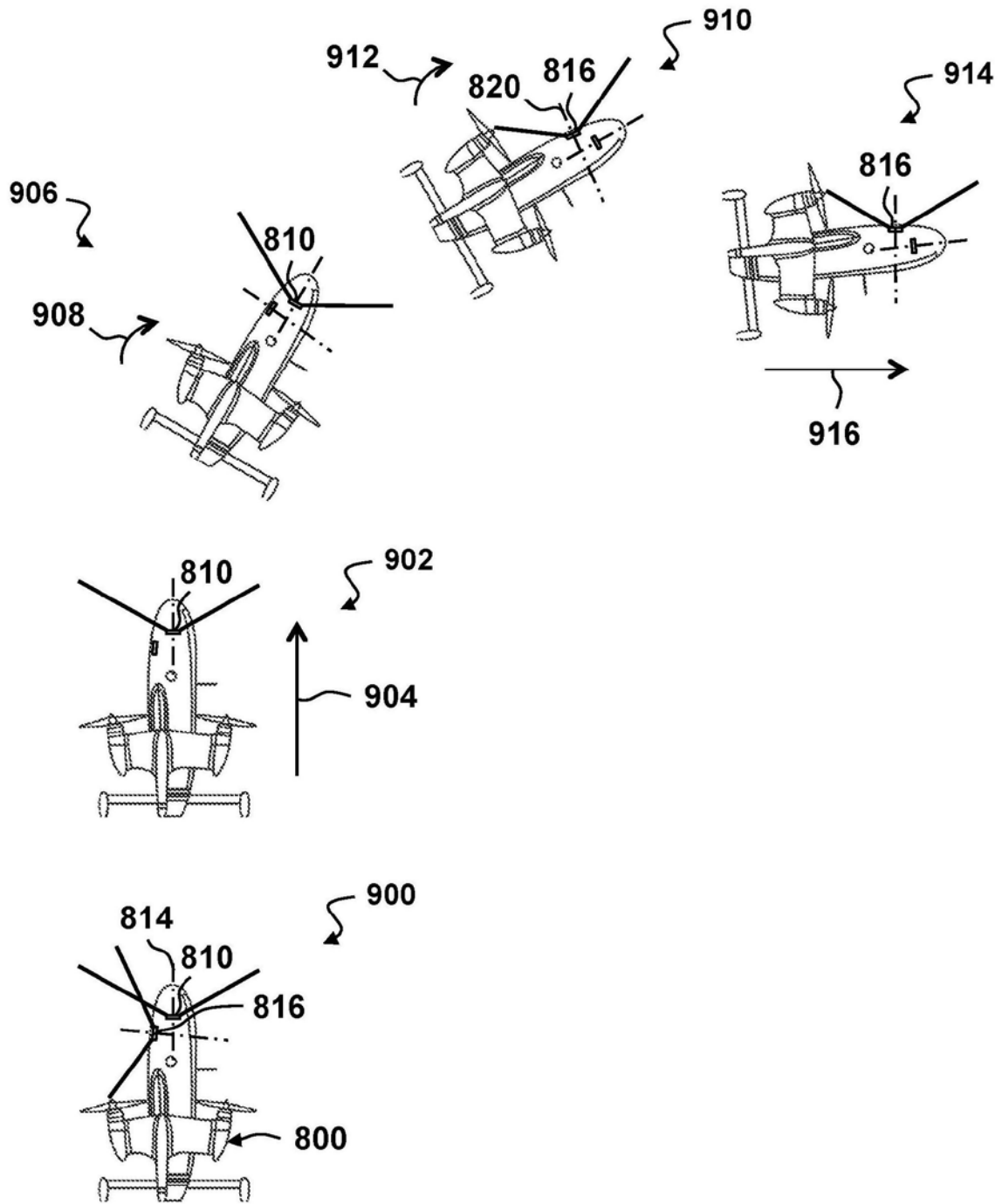


图9A

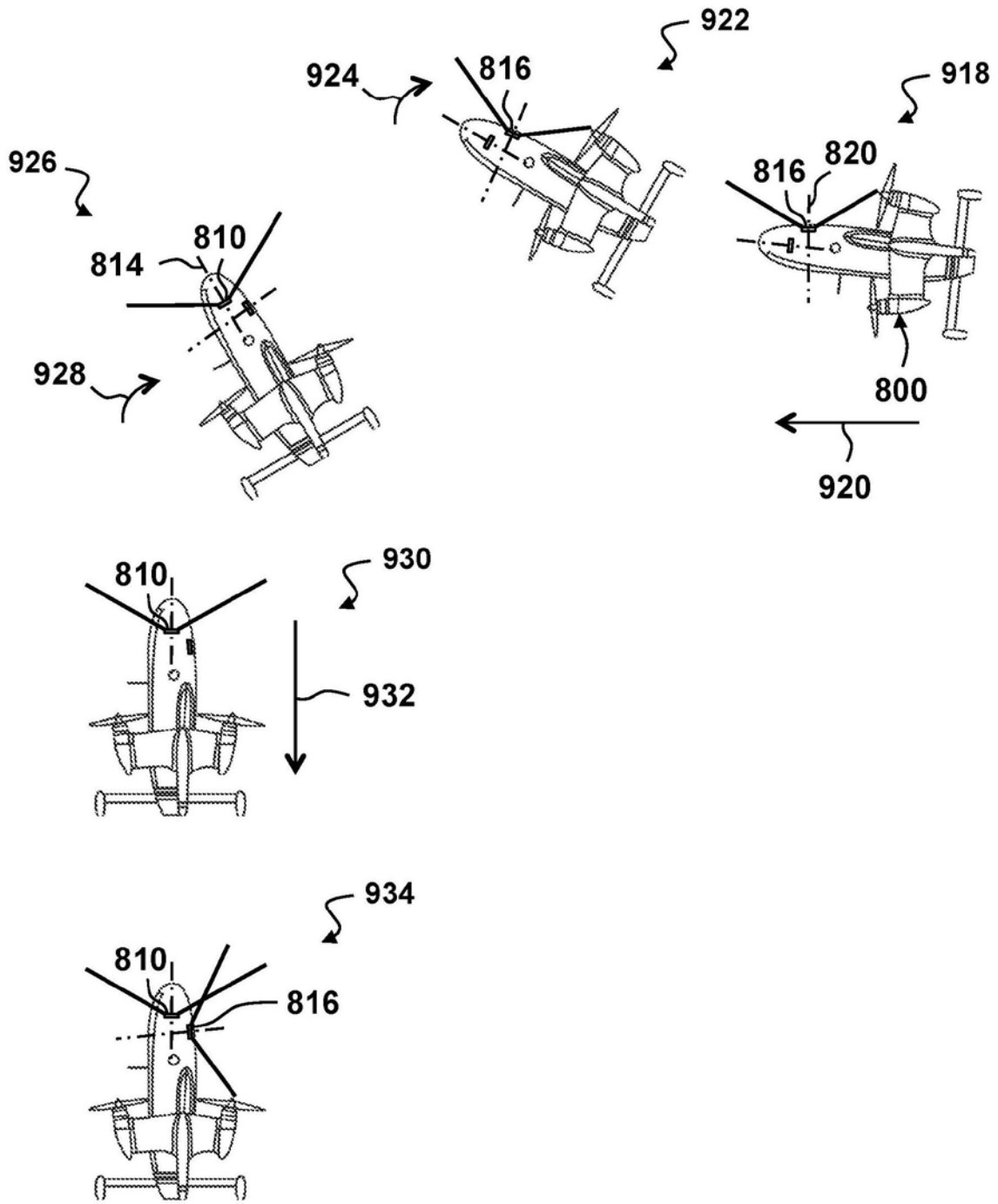


图9B

1000

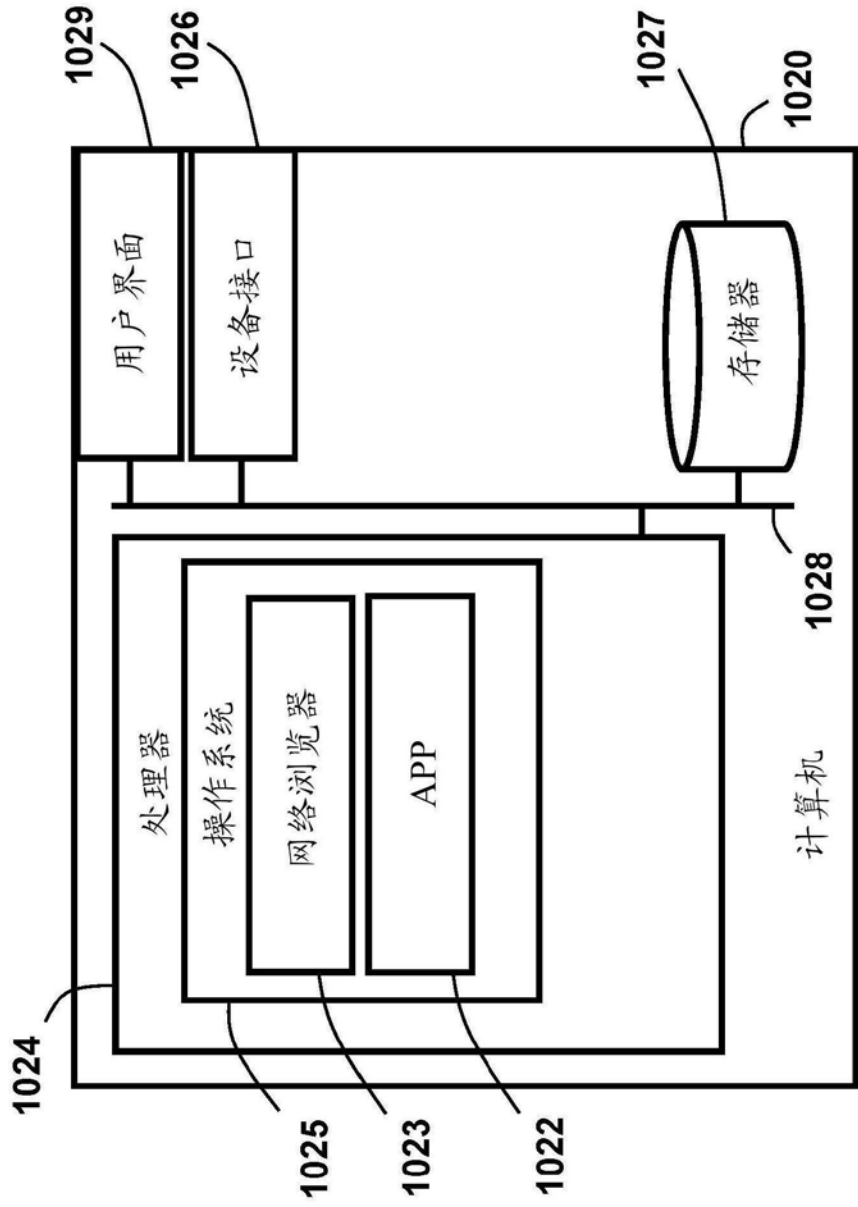


图10