



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 113840742 A

(43) 申请公布日 2021.12.24

(21) 申请号 202080034435.1

(22) 申请日 2020.05.06

(30) 优先权数据

62/844,188 2019.05.07 US

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2021.11.08

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/IL2020/050498 2020.05.06

(87) PCT国际申请的公布数据

W02020/225815 EN 2020.11.12

(71) 申请人 恩福特公司

地址 美国加利福尼亚州

(72) 发明人 盖伊·卡普林斯基

马基·卡普林斯基

马库斯·布莱希施米特 营野航平

(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 王娟 杨明钊

(51) Int.Cl.

B60F 5/02 (2006.01)

B64C 29/00 (2006.01)

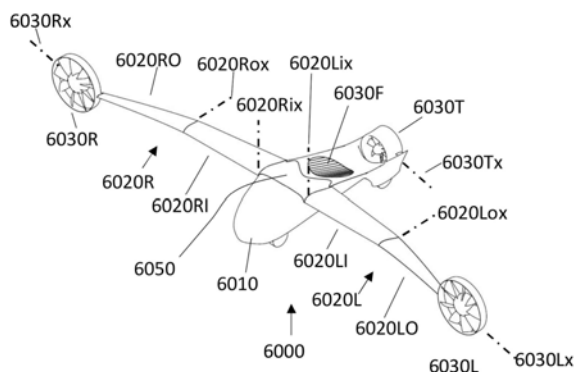
权利要求书3页 说明书18页 附图18页

(54) 发明名称

行驶和飞行式电动及混合动力的VTOL交通工具

(57) 摘要

一种适于在道路上行驶和在空中飞行的交通工具,该交通工具包括交通工具机身、左右可折叠并可展开的机翼,其中每个机翼包括两个折叠机构和一个可倾斜的涵道风扇。该交通工具还包括安装在交通工具机身中的一个涵道风扇和安装在交通工具的后部处的可倾斜的涵道风扇。该交通工具还包括至少三个车轮,该至少三个车轮适于允许交通工具在道路上行驶。



1. 一种适于在道路上行驶和在空中飞行的交通工具,包括:
交通工具机身,所述交通工具机身具有与虚拟参考系的X轴对齐的纵向轴线;
右侧可折叠且可展开的机翼和左侧可折叠且可展开的机翼,当所述机翼基本上平行于所述虚拟参考系的Y轴展开时,所述机翼延伸,每个所述机翼包括:
机翼根部折叠机构,和
中翼折叠机构,
至少四个涵道风扇,其中
所述至少四个涵道风扇中的两个是机翼末端涵道风扇,所述机翼末端涵道风扇各自设置在一个机翼的外部末端处;
所述至少四个涵道风扇中的一个设置在所述交通工具机身中的机身涵道风扇;并且
所述至少四个涵道风扇中的一个设置在所述交通工具的后部端部处的尾部涵道风扇,所述尾部涵道风扇包括在后部涵道风扇组件中;以及
至少三个车轮,所述车轮适于允许所述交通工具在道路上行驶。
2. 根据权利要求1所述的交通工具,其中,每个所述机翼末端涵道风扇可控制地围绕平行于所述交通工具的倾斜轴线(Y轴)的轴线在第一姿态和第二姿态之间是可旋转的,在所述第一姿态,由所述机翼末端涵道风扇产生的推力被引导成基本上平行于所述交通工具参考系的Z轴,在所述第二姿态,由所述机翼末端涵道风扇产生的推力被引导成基本上平行于所述交通工具的X轴。
3. 根据权利要求1所述的交通工具,其中,所述后部涵道风扇组件可控制地围绕平行于所述交通工具的倾斜轴线(Y轴)的轴线在第一姿态和第二姿态之间是可旋转的,在所述第一姿态,由所述尾部涵道风扇产生的推力被引导成基本上平行于所述交通工具参考系的Z轴,在所述第二姿态,由所述尾部涵道风扇产生的推力被引导成基本上平行于所述交通工具的X轴。
4. 根据权利要求3所述的交通工具,其中,所述后部涵道风扇组件还包括至少一个方向舵鳍状物和至少一个升降舵鳍状物,其中:
所述至少一个方向舵鳍状物设置在所述后部涵道风扇的后面,在平行于所述Z轴的第一枢轴上,所述至少一个方向舵鳍状物适于可控制地变化所述至少一个方向舵鳍状物围绕所述第一枢轴相对于所述X轴的角度;并且
所述至少一个升降舵鳍状物设置在所述后部涵道风扇的后面,在平行于所述Y轴的第二枢轴上,所述至少一个升降舵鳍状物适于可控制地变化所述至少一个升降舵鳍状物围绕所述第二枢轴相对于所述X轴的角度。
5. 根据权利要求1所述的交通工具,其中,所述至少三个车轮中的至少一个是机动化的。
6. 根据权利要求1所述的交通工具,其中,每个所述根部折叠机构适于使得相应的机翼能够围绕根部折叠枢轴在基本上平行于X-Y平面的平面内从收起姿态旋转到展开姿态。
7. 根据权利要求6所述的交通工具,其中,每个所述根部折叠机构包括:致动器,所述致动器适于使相应的机翼在收起姿态和展开姿态之间旋转;以及锁定装置,所述锁定装置适于将相应的机翼牢固地锁定在所述收起姿态和所述展开姿态。
8. 根据权利要求1所述的交通工具,其中,每个所述中翼折叠机构适于使得所述机翼的

相应外部主要部分能够围绕中翼折叠枢轴在基本上平行于Y-Z平面的平面内从收起姿态旋转到展开姿态。

9. 根据权利要求8所述的交通工具,其中,每个所述中翼折叠机构包括:致动器,所述致动器适于使所述机翼的相应外部主要部分在收起姿态和展开姿态之间旋转;以及锁定装置,所述锁定装置适于将所述机翼的相应外部主要部分牢固地锁定在所述收起姿态和所述展开姿态。

10. 根据权利要求7所述的交通工具,其中,所述根部折叠机构的致动器包括正齿轮和旋转致动器。

11. 根据权利要求9所述的交通工具,其中,所述致动器是线性致动器。

12. 根据权利要求1所述的交通工具,其中,所述机身涵道风扇包括一组可控制叶片,所述一组可控制叶片适于覆盖和露出所述机身涵道风扇的涵道的上部开口。

13. 根据权利要求4所述的交通工具,其中,所述后部涵道风扇形成在垂直于穿过所述涵道的空气流的方向的平面中的横截面面积在靠近所述涵道的前部开口和后部开口处较宽,而在中间较窄。

14. 根据权利要求13所述的交通工具,其中,形成在包括所述涵道的内表面的所述后部涵道风扇的纵向轴线的平面中的横截面的形状具有空气动力学形状。

15. 一种将交通工具的形态从飞行形态变化为行驶形态的方法,所述交通工具适于在道路上行驶和在空中飞行,所述方法包括:

将所有可倾斜的风扇引导至垂直姿态;

关闭所有涵道风扇;

将机翼末端涵道风扇引导至收起姿态的角度;

将后部涵道风扇引导至水平姿态;

解锁中翼折叠机构的锁定装置;

将机翼的外部主要部分向上引导至垂直姿态;

解锁机翼根部折叠机构的锁定装置;

将所述机翼向后旋转到收起姿态;

将所述机翼的外部主要部分折叠在内部主要部分上方;以及

将所有折叠机构锁定在收起姿态。

16. 一种用于对适于在道路上行驶和在空中飞行的交通工具起飞所需的飞行控制参数的过程的计算进行控制的方法,所述方法包括:

(a) 从列表中接收至少一个项目的指示性输入数据,所述列表包括:总体推进系统规格、推进电池的可用能量、所述推进电池能够提供的最大扭矩、多个涵道风扇中的每一个的惯性、所述多个涵道风扇中的每一个的最大转速、所述多个涵道风扇中的每一个的最大可用推力和旋转力矩、所述交通工具的至少一个机动化车轮中的每一个的可用速度以及所述交通工具的空气动力学系数;

(b) 设定边界条件以限制允许对飞行控制进行的变化的范围;

(c) 通过将每个马达斜升/斜降至预限定转速来分析每个风扇马达和车轮马达热机期间的所需扭矩;

(d) 连续计算所述所需扭矩,并调节控制所述推进系统的控制时间常数,使其不超过所

述推进系统的所述最大扭矩；

(e) 对于每个所述涵道风扇,基于用于计算先前步骤的转速值和实际起飞质量,计算即将到来的飞行操纵所需的推力；

(f) 基于先前步骤的计算,计算起飞期间的加速度矢量、速度矢量以及水平和垂直行驶的距离；

(g) 比较计算出的起飞所需加速度,如果所述计算出的起飞所需加速度高于最大可用加速度,则反复调节转速以降低所述计算出的起飞所需加速度；

(h) 计算起飞所需的能量和起飞助跑距离；以及

(i) 当所述交通工具达到预定终止高度时,终止起飞过程。

行驶和飞行式电动及混合动力的VTOL交通工具

[0001] 发明背景

[0002] 地表和道路交通工具交通,尤其是在城市中,已经达到了预饱和点,甚至越过了预饱和点。即使在拥有发达的地下交通运输系统的城市中,地面交通工具交通通常在一天中的很长一段时间内接近其饱和点。

[0003] 发展安全、易于控制和安静的电动和混合动力汽车/空中交通工具(HCAV)的尝试至今只取得了部分成功。尺寸、净提升重量、运行范围和运行服务高度、汽车形态下的外部尺寸、启用纯电动起飞和降落的要求等相互抵触的设计要求至今被认为是难以实现的。电动和混合动力汽车/空中交通工具的某些现有技术构造仅给出部分解决方案和部分成功(如果有的话)。因此,即使开发“第三维度”,即,使用在不止一个维度延伸的通道轨道(地表层),似乎是交通堵塞问题的可供使用的解决方案,但上述设计要求直到今天仍未解决。

[0004] 需要一种可以行驶和飞行的交通工具,其能够在道路上行驶,在汽车停车场内停放,从类似直升机停机坪的地点或非常短的跑道起飞和降落,并飞行相当长的距离。

[0005] 发明概述

[0006] 公开了一种适于在道路上行驶和在空中飞行的交通工具,其包括具有与虚拟参考系的X轴对齐的纵向轴线的交通工具机身、左侧可折叠并可展开的机翼和右侧可折叠并可展开的机翼。当展开时,机翼延伸,基本上平行于虚拟参考系的Y轴。该交通工具包括至少三个涵道风扇和至少三个车轮,该车轮适于允许交通工具在道路上行驶。每个机翼包括机翼根部折叠机构和中翼(mid-wing)折叠机构。至少三个涵道风扇中的两个是机翼末端涵道风扇,各个机翼末端涵道风扇设置在一个机翼的外部末端处,至少三个涵道风扇中的一个尾部涵道风扇,尾部涵道风扇设置在交通工具的后部端部处,被包括在后部涵道风扇组件中。

[0007] 在一些实施例中,每个机翼末端涵道风扇可控制地围绕平行于交通工具的倾斜轴线(Y轴)的轴线在第一姿态和第二姿态之间是可旋转的,在第一姿态,由机翼末端涵道风扇产生的推力被引导成基本上平行于交通工具参考系的Z轴,并且在第二姿态,由机翼末端涵道风扇产生的推力被引导成基本上平行于交通工具的X轴。

[0008] 在一些实施例中,后部涵道风扇组件可控制地围绕平行于交通工具的倾斜轴线(Y轴)的轴线在第一姿态和第二姿态之间是可旋转的,在第一姿态,由尾部涵道风扇产生的推力被引导成基本上平行于交通工具参考系的Z轴,并且在第二姿态,由尾部涵道风扇产生的推力被引导成基本上平行于交通工具的X轴。

[0009] 在一些实施例中,后部涵道风扇组件还包括至少一个方向舵鳍状物和至少一个升降舵鳍状物,其中至少一个方向舵鳍状物设置在后部涵道风扇的后面,在平行于Z轴的第一枢轴上,该至少一个方向舵鳍状物适于可控制地变化其围绕第一枢轴、相对于X轴的角度,并且至少一个升降舵鳍状物设置在后部涵道风扇的后面,在平行于Y轴的第二枢轴上,该至少一个升降舵鳍状物适于可控制地变化其围绕第二枢轴、相对于X轴的角度。

[0010] 在一些实施例中,至少三个车轮中的至少一个是机动化的。

[0011] 在一些实施例中,每个根部折叠机构适于使得相应的机翼能够围绕根部折叠枢轴

在基本上平行于X-Y平面的平面内从收起姿态旋转到展开姿态。

[0012] 在一些实施例中,每个根部折叠机构包括:致动器,适于使相应的机翼在收起姿态和展开姿态之间旋转;以及锁定装置,适于将相应的机翼牢固地锁定在收起姿态和展开姿态。

[0013] 在一些实施例中,每个中翼折叠机构适于使得机翼的相应外部主要部分能够围绕中翼折叠枢轴在基本上平行于Y-Z平面的平面内从收起姿态旋转到展开姿态。

[0014] 在一些实施例中,每个中翼折叠机构包括:致动器,适于使机翼的相应外部主要部分在收起姿态和展开姿态之间旋转;以及锁定装置,适于将机翼的相应外部主要部分牢固地锁定在收起姿态和展开姿态。

[0015] 在一些实施例中,根部折叠机构的致动器包括正齿轮(spur gear)和旋转致动器。

[0016] 在一些实施例中,机身涵道风扇包括一组可控制叶片,其适于覆盖和露出机身涵道风扇的涵道的上部开口。

[0017] 在一些实施例中,后部涵道风扇形成在垂直于空气流穿过涵道的方向的平面中的横截面面积在靠近涵道的前部开口和后部开口处较宽,而在中间较窄。在一些实施例中,形成在包括涵道的内表面的后部涵道风扇的纵向轴线的平面中的横截面形状具有空气动力学形状。

[0018] 公开了一种将适于在道路上行驶和在空中飞行的交通工具的形态从飞行形态变化为行驶形态的方法,该方法包括:将所有可倾斜的风扇引导至垂直姿态,关闭所有涵道风扇,将机翼末端涵道风扇引导至收起姿态的角度,将后部涵道风扇引导至水平姿态,解锁中翼折叠机构的锁定装置,将机翼的外部主要部分向上引导至垂直姿态,解锁机翼根部折叠机构的锁定装置,将机翼向后旋转至收起姿态,将机翼的外部主要部分折叠到内部主要部分上方,并将所有的折叠机构锁定在收起姿态。

[0019] 公开了一种用于对适于在道路上行驶和在空中飞行的交通工具起飞所需的飞行控制参数的过程的计算进行控制的方法。该方法包括从以下列表中接收至少一个项目的指示性输入数据,该列表包括:总体推进系统规格、推进电池的可用能量、推进电池可以提供的最大扭矩、多个涵道风扇中的每一个的惯性、多个涵道风扇中的每一个的最大转速、多个涵道风扇中的每一个的最大可用推力和旋转力矩、交通工具的至少一个机动化车轮中的每一个的可用速度以及交通工具空气动力学系数。该方法还包括设定边界条件以限制允许对飞行控制进行的改变的范围,通过将每个马达斜升/斜降至预限定转速来分析每个风扇马达和车轮马达在热机期间所需的扭矩,并连续计算所需的扭矩,以及调节控制推进系统的控制时间常数以不超过推进系统的最大扭矩。该方法还包括基于用于前一步计算的转速值和实际起飞质量,为每个涵道风扇计算即将到来的飞行操纵所需的推力,基于前一步的计算,计算起飞期间加速度矢量、速度矢量以及水平和垂直行驶的距离,比较计算出的起飞所需加速度,如果高于最大可用加速度,则反复调节转速以降低计算出的起飞所需加速度,计算起飞所需能量和起飞助跑距离,并在交通工具达到预定终止高度时终止起飞过程。

[0020] 附图简述

[0021] 被视为本发明的主题在说明书的结论部分中被特别地指出并且被清楚地要求保护。然而,当与附图一起阅读时,本发明关于组织和运行方法两者连同其目的、特征和优点通过参考以下详细描述可以被最好地理解,在附图中:

[0022] 图1是限定设计的L/W/H尺寸限制的3D空间的示意图,该3D空间用于围合根据本发明的实施例的交通工具;

[0023] 图2A和图2B分别呈现了根据本发明的实施例的处于“道路”姿态和“飞行”姿态的HCAV的示意图;

[0024] 图3A描绘了盘载荷和功率载荷对DF直径的依赖关系的曲线图。

[0025] 图3B是描绘了起飞所需功率对交通工具宽度的依赖关系的曲线图,该依赖关系是最大起飞重量(MToW)和电源类型(燃料电池或蓄电池)的函数;

[0026] 图4是根据本发明的实施例的尾部的DF组件的示意性局部放大等轴测视图;

[0027] 图5A是根据本发明的实施例的左侧机翼的内侧折叠机构和外侧折叠机构的示意图;

[0028] 图5B是根据本发明的实施例的内侧折叠机构的示意图;

[0029] 图5C是根据本发明的实施例的,以右侧机翼示出的折叠机构的示意图;

[0030] 图6A-图6F描绘了根据本发明的实施例的HCAV从飞行形态到行驶形态的六个过渡阶段;

[0031] 图6G是根据本发明的实施例,描绘了将HCAV的形态从飞行模式变化为行驶模式的过程的示意性流程图;

[0032] 图7A是根据本发明的实施例,描绘了在有和没有机动化车轮辅助的情况下,HCAV起飞所需的跑道长度与DF的倾斜角度的函数关系的曲线图;

[0033] 图7B是根据本发明的实施例,描绘了在有和没有机动化车轮辅助的情况下,HCAV起飞所需能量与DF的角度的函数关系的曲线图;

[0034] 图7C是根据本发明的实施例,呈现图7B的两条能量曲线之间的差异的曲线图;

[0035] 图8是根据本发明的实施例,比较了在VTOL(垂直起落)起飞模式和STOL起飞模式下,HCAV在起飞、过渡和爬升期间消耗的能量的曲线图;

[0036] 图9是根据本发明的实施例,描绘了在VTOL(虚线)模式和STOL(实线)模式下起飞时从起飞获得的高度与距离的关系的曲线图;

[0037] 图10A以四个视图描绘了根据本发明的实施例的机身的DF的罩盖系统;

[0038] 图10B描绘了根据本发明的实施例的用于DF的涵道组件的示意性横截面图;

[0039] 图11是根据本发明的实施例的可更换减震系统的示意图;

[0040] 图12描绘了HCAV的每个飞行阶段的能量需求;

[0041] 图13是根据本发明的实施例,示出了下降期间所获取的能量的量与穿过DF的空气流动速度的函数关系的曲线图;以及

[0042] 图14是根据本发明的实施例,描绘了用于计算和控制与HCAV的自主控制或手动控制相关联的物理飞行操作参数的过程的示意图。

[0043] 将认识到,为了说明的简单和清楚,在图中示出的元件不一定按比例绘制。例如,为了清楚,一些元件尺寸可能相对于其他元件被放大。此外,在认为适当的情况下,参考标记可以在附图中被重复以指示相应的或类似的元件。

[0044] 本发明的详细描述

[0045] 在以下详细描述中,阐述了许多具体细节以便提供对本发明的透彻理解。然而,本领域技术人员将理解,本发明可以在没有这些具体细节的情况下实践。在其他情况下,没有

详细地描述公知的方法、程序和部件,以免模糊本发明。

[0046] 一般注意事项:根据本发明的实施例的交通工具被设计成提供真正的门到门交通(door to door transportation),不需要考虑地面交通和空中交通之间的连接-仅涉及一台作为汽车正常行驶并作为飞行器操纵的交通工具。这种交通工具可以保留与现在使用个人汽车一样的自由,并且可以通过在堵塞的道路上飞行来延伸交通运行的范围。使用这种交通工具可以维持郊区社区和大城市共存的好处。下文描述的交通工具贯穿说明书也将被称为“HCAV”。

[0047] 起飞(T/O)注意事项:HCAV的设计和建造是为了垂直起飞和降落,或者通过使用非常短的跑道。用于垂直起飞和降落的升力由涵道风扇系统提供。使用围合式旋翼(即涵道风扇)构造增加了交通工具周围的总体安全性,并提高了交通工具在城市环境中安全飞行的能力。涵道风扇构造还为交通工具捕获区域(captured area)提供了高升力。涵道风扇的旋翼可以使HCAV消除开放式旋翼交通工具应用于城市环境中的运行限制,诸如由于降落区附近的树木和传输线的限制。

[0048] 尺寸注意事项:HCAV交通工具可以用作有牌照的持证上路(road-licensed)汽车,这意味着其尺寸和安全法规要求是适用的。这种尺寸约束允许交通工具停放在常规的家庭车库和停车场。符合道路汽车安全法规,并且因此HCAV交通工具是道路认证的,适合于在包括高速公路在内的公共道路上运行。参考图1,图1描绘了立方体尺寸长度、宽度和高度,表示有牌照的道路汽车应该能够适应的尺寸: L_p 、 W_p 、 H_p (分别为长度、宽度和高度),并且参考图2A和图2B,图2A和图2B以三个标准高度(俯视图(2a)、侧视图(2b)和前视图(2c)以及等轴测视图(2d))示出了根据本发明的实施例的HCAV 200分别处于“道路”姿态和“飞行”姿态的示意图,这些示意图限定了HCAV最大外部尺寸 L_c 、 W_c 、 H_c (分别为长度、宽度和高度)。明显的是,图2A和图2B中描述的交通工具设计是为了说明交通工具的外部主要测量结果,对于该测量结果保持以下关系:

[0049] $L_c < L_p, W_c < W_p, H_c < H_p$

[0050] 对于交通工具的总体尺寸。例如,在一些实施例中,HCAV的以下主要尺寸可以是:

[0051] $L_c \leq 12000$ 毫米,

[0052] $W_c \leq 3000$ 毫米,以及

[0053] $H_c \leq 4000$ 毫米,

[0054] 在图2B的各种视图中,示出了HCAV 200的一些主要组件。HCAV 200包括主体(机身)210、两个可折叠机翼220L和220R、四个涵道风扇(DF):左DF 230L、右DF 230R-、机身固定DF 230F以及可倾斜的尾部的DF230T,左DF 230L和右DF 230R可倾斜地设置在相应机翼的最外端部处。还示出了前轮组件240F和后轮组件240R。这些组件的详细描述见下文。

[0055] 在一些实施例中,HCAV适于运载两名乘客,而在其他实施例中,适于运载四名或更多名乘客。

[0056] 升力要求:垂直起飞或降落所需的全部升力,利用非常短的跑道起飞或降落所需的推力,以及过渡到水平巡航飞行并以水平巡航飞行进行飞行所需的推力可以由基于推力系统的一组涵道风扇提供。由于改善的机械-空气动力学效率和改善的安全性(围合和受保护的风扇叶片),涵道风扇的推力是优选的。涵道风扇常规地改善了空气动力学效率,与开放式自由流式叶片相比,能够产生更大的升力(推力)。HCAV中的至少一些涵道风扇是可倾

斜的,以能够提供推力,该推力可以在基本上平行于HCAV的纵向轴线LA(图2A)的方向的角度(该角度可用于水平飞行)和基本垂直于LA的角度(该角度可用于起飞或降落期间)之间引导。

[0057] 在图2A和图2B的实施例中描绘的HCAV的构造具有某些主要设计特征。机翼220R、220L是可折叠的,以允许转换成HCAV 200的道路兼容形态,如下文详细解释的。机翼末端的DF 230R、230L可围绕Y轴(HCAV的横向轴线)旋转,以便能够使用它们在垂直起飞或降落期间以及水平飞行两者期间产生的推力,如下文详细解释的。机身的DF 230F设置在乘客客舱后面,并且在HCAV的CG(重心)后面。DF 230F是不可倾斜的,并且只能在平行于Z轴的方向上提供推力,如下文详细解释的。尾部的DF 230T设置在HCAV 200的后部部分处,并且是可倾斜的以能够使用它们在垂直起飞或降落以及水平飞行两者期间产生的推力,如下文详细解释的。HCAV 200具有道路车轮组件,该道路车轮组件包括前轮组件240F和后轮组件240R,适于当HCAV 200处于道路形态时行驶HCAV 200,包括机动化、转向和制动,并且适于在HCAV 200在跑道上起飞助跑期间通过提供附加的向前来辅助起飞。

[0058] 如图2A和图2B所示,不同DF的最大直径不得超过HCAV的最大允许宽度,以遵守道路交通工具法规。因此,示出了涵道风扇在各自尺寸和不同运行模式(飞行、VTOL及行驶)下的位置。

[0059] 明显的是,DF的总数、可倾斜的DF的子组的数以及每个DF的位置受制于特定的设计及其相关联的约束和要求,诸如乘客数量、总净重、服务飞行距离、跑道是否可用等。本说明书中的详细描述涉及四个DF的实施例,其适于运载的乘客达到4名。

[0060] 风扇的数量:风扇的数量受控于交通工具的尺寸。由于道路法规,HCAV的宽度和高度是受限的。长度是一个变量,是变化的主体。这种变化受控于最大起飞重量和有效载荷尺寸。最大起飞重量控制总体DF面积,该面积应该足够大以生成足够的推力来安全操纵交通工具。所必须的推力由推重比(thrust to weight ratio)给定。DF面积关于推力的依赖关系由DF盘载荷(disk loading)给定。盘载荷是推力与盘面积之比。这意味着盘面积越小,盘载荷越高。盘载荷的增加意味着所需功率的增加,所需功率由功率载荷给定。功率载荷是推力与所需功率之比。

[0061] 参考图3A,其描绘了盘载荷和功率载荷对DF直径的依赖关系的曲线图。给定了功率载荷和盘载荷关于风扇直径的依赖关系。功率载荷显示每千瓦产生的推力,而盘载荷显示每单位面积风扇的推力。为了获得DF的最大推力,选择了最大的盘载荷。功率方面的最佳值可以在功率载荷曲线的最大值处找到,并且选择大直径。为了获得最佳的功率推力比,取两条曲线的交点。

[0062] HCAV被设计成满足某些目标,并且因此推进系统密度(propulsion system density)和HCAV任务范围控制受交通工具宽度限制的DF直径。为了实现VTOL,HCAV需要最大的每千瓦推力,以最小化推进系统的重量。因此,DF直径在交通工具尺寸给定的约束范围内被最大化。随着推进密度的增加,由最佳功率推力比控制的风扇直径将减小。更多但更小的风扇可以结合在具有改善的推进密度的推进系统的HCAV中。

[0063] 参考图3B,该图是描绘了起飞所需功率对交通工具宽度的依赖关系的曲线图,该依赖关系是最大起飞重量(MToW)和电源类型(燃料电池或蓄电池)的函数。水平线是不同推进系统给定的可用功率。“混合系统(Hybrid Inst.)”水平线表示根据本发明的实施例的结

合在HCAV中的混合系统的性能。曲线表示针对不同的最大起飞重量 (MTOW), 依据交通工具尺寸的功率需求。DF直径与交通工具宽度成正比, 并由以下方程给定:

$$[0064] \quad D_{\text{机身风扇}} = k_1 * \text{宽度}_{\text{交通工具}}$$

$$[0065] \quad D_{\text{后方风扇}} = k_2 * D_{\text{机身风扇}}$$

$$[0066] \quad D_{\text{机翼末端风扇}} = k_3 * D_{\text{机身风扇}}$$

[0067] 如果HCAV处于行驶模式, 系数 k_1 至 k_3 选择为不超过最大宽度。这意味着, 为了建造一个具有类似MTOW规模的更小交通工具, 推进系统的功率必须增加, 或者可用的盘面积必须更大。因此, 对于参考交通工具设计 (MTOW=2000千克), DF面积必须扩大, 由于宽度限制, 这只能通过增加DF的数量来实现。随着功率单元的功率供应增加, 例如由于推进的发展, 可以分别安装更高的盘载荷和更低的功率载荷, 并且当前的设计可以缩小以满足不同国家更严格的道路法规。

[0068] 表1:

DF ID	X[m]	Y[m]	CG - X[m]	CG - Y[m]	最大推力[N]	风扇直径[m]	品质因数	功率[kW]
机翼末端 (R)	1.3	8.15	1.3	-8.15	7991.56	1.80	1.1	260
机翼末端 (L)	1.3	8.15	1.3	8.15	7991.56	1.80	1.1	260
机身	4	0.0	-1.4	0.0	6756.06	1.4	1.1	260
后方	6	0.0	-3.4	0.0	5755.89	1.10	1.1	260

[0070] 其中, X是DF的相对纵向位置, Y是DF的相对横向位置, 而FoM是品质因数 (Figure of Merit), FoM在这方面表征了相应DF相对于其替代方案的特性, 并被定义为: 风扇的直径除以出口面积, 再乘以推力系数, 所得结果的2/3次幂再除以功率系数。

[0071] 机翼末端的DF: 倾斜的DF 230R、230L分别附接到机翼220R、220L的机翼末端。这种构造使HCAV能够像直升机一样起飞、悬停和降落, 并像飞机一样向前飞行。这使得能够使用任意位置进行起飞和降落, 同时提高飞行范围和速度。机翼末端的DF可围绕交通工具坐标系的俯仰轴线 (通常是Y轴) 倾斜。这种构造的额外优点是积极的空气动力学效果。当前描述的实施例中的风扇在一个方向上旋转, 以产生关于不可避免的机翼末端涡流的反向旋转涡流。这通过衰减机翼末端涡流产生的能量损失来减小机翼的阻力。

[0072] 机翼末端的位置还有另一个优点, 它利用了到重心 (CG) 的长Y向距离。这可以在操纵中被利用, 被称为推力矢量。机翼末端的DF也是HCAV稳定性控制的一部分。HCAV的上述设计使得主动控制俯仰、滚转和偏航 (PRY) 稳定性成为必要。为了满足这一要求, 飞行控制计算机系统必须对测量的HCAV的瞬时当前位置和旋转 (攻角 (AoA)、滚转和偏航姿态) 实施适

当的反应,并对机翼末端的DF和可倾斜的后部DF施加相应的控制指令。通信系统从飞行计算机系统向驱动DF倾斜旋转和瞬时推力的致动器提供控制命令。它还包括在折叠过程期间和/或处于行驶模式(折叠机翼)时建立飞行计算机和致动器/马达之间的通信的机构。

[0073] 如上所述,机翼DF最大直径受到HCAV宽度和机翼形状的限制,以便能够确保机翼在行驶模式下的安全收起/折叠。机翼DF直径被最大化以为垂直起飞创造必要的升力。

[0074] 机身的DF:为了生成足够的推力将HCAV升离地面并确保安全垂直降落,大的DF 230F安装在机身背部,相对于水平飞行方向位于HCAV重心的后面。选择这个位置是为了生成一个负的俯仰力矩(即增加的推力会引起增加的机头向下效应),这对于稳定这种尺寸的空中交通工具是必要的。DF 230F结合于机身并包括一个可控制的罩盖,以在水平飞行期间能够覆盖DF 230F,并且在不使用时通过罩盖最小化阻力。这个特殊位置的另一个优点是利用柯恩达效应(Coanda-effect)。柯恩达效应描述了流体保持附着在凸出表面上的趋势。DF 230F的特定位置及其运行时产生的推力会围绕机身生成气流,这加强了生成的升力。这种增加的升力能够减少在VTOL飞行阶段期间所需的能量。

[0075] 后部/后(尾部)的可倾斜的DF:后部DF 230T的尺寸被选择以适合交通工具的尾部结构,并优化提升能力。在起飞模式期间,风扇在-Z方向转动,目的在于使其推力平行于重力方向,并且由此产生的推力垂直于HCAV的纵向轴线。在水平飞行期间,DF 230T被转动以提供基本上平行于交通工具的纵向轴线LA的推力,用作推进器DF以提供额外的飞行推力。

[0076] 后部的可倾斜的DF 230T组件包含两个独立移动的鳍状物,分别用作方向舵和升降舵。参考图4,图4是根据本发明的实施例的尾部的DF 230T组件的示意性局部放大等轴测视图。尾部的DF 230T组件包括涵道230T1,风扇230T2容纳于涵道230T1中。在风扇230T2的后面设置有升降舵鳍状物230T3和方向舵鳍状物230T4,它们分别以纵向轴线230T3A和230T4A安装,允许控制它们中的每一个相对于中性方向的方向角度,该中性方向将鳍状物放置在平行于纵向轴线LA的平面中。鳍状物230T3和230T4的空气动力学表面被呈现为是部分透明的,以显示鳍状物后面的细节。整个组件DF 230T可围绕DF 230T的倾斜轴线旋转。在230T组件中,每个鳍状物230T3和230T4可分别围绕鳍状物旋转轴线230T3A和230T4A彼此独立地旋转,以分别实现对HCAV倾斜和偏航的控制。为了不模糊附图,未示出控制230T组件倾斜、升降舵鳍状物230T3和方向舵鳍状物230T4的旋转角度的致动器。如NASA的研究所示,这种构造通过利用DF 230T的围绕鳍状物230T3、230T4的表面的较高流动速度,增强了升降舵鳍状物230T3和方向舵鳍状物230T4的控制表面的有效性。

[0077] 在一些实施例中,为了在直线飞行期间最小化阻力并最大化机体升力,涵道的进口和直立喷嘴可以被覆盖。

[0078] 下文描述了基本实施例,然而,如上所解释的,许多其他实施例可以落入本发明的范围内。

[0079] 机翼折叠机构:HCAV的机翼的折叠机构,诸如机翼220R、220L(图2A、图2B)被分成两部分。现在参考图5A,其是根据本发明的实施例的,左侧机翼500L的内侧折叠机构510(也表示为机翼根部折叠机构)和外侧折叠机构520(也表示为中翼折叠机构)的示意图。每个HCAV机翼可以包括两个主要部分。图5A中描绘的机翼是左侧机翼。右侧机翼是左侧机翼的镜像。外侧机构将外侧机翼折叠180度到内侧机翼上并且内侧机构将整个机翼转动90度到机身上。左侧机翼500L可以由两个主要部分形成。内部主要部分502L可以通过内侧折叠机

构510枢转地连接到HCAV的机身,该内侧折叠机构510适于使左侧机翼500L能够从展开状态围绕枢转线510A向后折叠。机翼500L围绕枢轴线510A的旋转移动基本上在平行于纵向轴线LA的平面内,如虚线箭头510B所示。内侧折叠机构510的详细描述和相关描述见图5B。

[0080] 左侧机翼500L的外部主要部分504L可以通过外侧折叠机构510枢转地连接到内部主要部分502L,外侧折叠机构510适于使得外部主要部分504L能够相对于内部主要部分502L从展开状态围绕枢转线520A向上折叠,如虚线箭头520B所示。外侧折叠机构520的详细描述和相关描述见图5C。

[0081] 现在参考图5B,其是根据本发明的实施例的内侧折叠机构550L的示意图。在图5B的视图“a”中,示出了具有主梁530L和后梁532L的左翼500L的局部视图。主梁530L经由内侧折叠机构连接到HCAV 5000的HCAV机身梁5100。图5B的视图“b”是折叠机构510的局部放大视图。左侧机翼500L经由其主梁530L连接到折叠机构510,并适于围绕折叠机构510的枢轴511旋转。折叠机构550L包括转动铰链齿轮、旋转致动器和两个独立的锁定机构。HCAV的机身5000经由梁5100连接到折叠机构510。为了消除对附图的模糊,梁5100与折叠机构510的连接细节未示出。折叠机构510包括正齿轮512L,正齿轮512L适于通过利用旋转致动器5520L围绕旋转轴线510A旋转,旋转致动器5520L机械连接到梁5100或机身5000的其他邻近的结构元件。旋转致动器可以是,例如电动机。

[0082] 在飞行模式和行驶模式下,两个锁定机构是必要的,以固定机翼。飞行模式机构必须足够坚固,以牢固地锁定机翼,并承受所有飞行阶段的力,包括VTOL以及紧急操纵。锁定机构包括自动锁定销5300,其适于将后梁532L相对于机身后梁5100L固定在适当位置。主梁530L由包括正齿轮的前铰链锁定。锁定机构可以进一步包括剪切销5400。在行驶模式下,作用在机翼上的外力可以忽略不计,因此设计用于在行驶模式下固定机翼的后部锁定机构可以制成承受较小的力,并因此可以比用于飞行模式下的后部锁定机构轻。在正常行驶条件下,有必要防止机翼展开。其原理与飞行模式锁定机构相同。锁定销可以侧向安装,如图5B所示,或者向上/向下安装。材料和尺寸必须参照不同模式下预期作用在机翼上的重量和力而选择。

[0083] 现在参考图5C,图5C是根据本发明的实施例的关于右侧机翼示出的折叠机构520的示意图。折叠机构适于使机翼500R的外部主要部分504R能够围绕折叠枢轴5520折叠到内部主要部分503R上/从内部主要部分503R展开。图5C的视图“a”描绘了折叠机构520的局部视图,其为从HCAV的后部部分示出的等轴测视图。内部主要部分503R的主梁530R经由三角形形状的铰链5510枢转地连接到右侧机翼500R的外部主要部分504R的主梁540R,该三角形形状的铰链5510适于围绕枢轴5520进行180度折叠。枢轴5520位于三角形的铰链5510的一个顶点处。第一线性致动器5530枢转地连接在后部枢轴5530A之间,后部枢轴5530A连接到主梁530R,并且枢转地连接到铰链5520的第二个三角形顶点5510A。第二线性致动器5540经由枢轴5540A连接到主梁540R,并且枢转地连接到铰链5510的第三个三角形顶点5510B。当机翼500R处于展开状态时,可以通过锁定销5560固定机翼500R以防止不期望的折叠。为了折叠右侧机翼500R,致动器5530和5540可以被操作以延伸,从而枢轴点5510A远离枢轴5530A,并且枢轴点5510B远离枢轴5540A,从而导致外部主要部分504R围绕枢轴5520向上折叠,如图5C的视图“b”的虚线部分所描绘的。对于双冗余(double redundancy),可以安装两组致动器,主梁530R,540R的每侧上分别一组。在折叠期间中,锁定销5560被自动移除(向内

或向外方向)，

[0084] 机翼折叠—从飞行到行驶的过渡：HCAV从飞行形态到行驶形态的过渡包括一系列的若干操作，并且不可以在飞行期间进行，并且也不建议在行驶期间进行。现在参考图6A-图6F，其描绘了根据本发明的实施例的，HCAV 6000从飞行形态到行驶形态过渡的六个阶段。HCAV 6000以简化图呈现，并且包括机身6010、右侧机翼6020R和左侧机翼6020L、机翼末端的DF 6030R和6030L、机身的DF 6030F和尾部的DF组件6030T以及收起机翼流线型空气动力学表面6050。机翼6020R和6020L适于相对于外部主要部分和内部主要部分分别围绕折叠轴线6020R_{ox}、6020L_{ox}折叠它们相应的主要内部部分和主要外部部分（6020RI、6020RO、6020LI、6020LO），如上文详细解释的。折叠机翼6020R和6020L可以分别围绕它们的收起/展开轴线6020R_{ix}和6020L_{ix}旋转到收起姿态，如上文详细解释的。机翼末端的DF 6030R和6030L可以分别围绕它们的倾斜轴线6030R_x和6030L_x旋转，如上文详细解释的。尾部的DF 6030T可以围绕其倾斜轴线6030T_x旋转，如上文详细解释的。流线型空气动力学表面6050可以从飞行（封闭）姿态围绕前部轴线（未示出）向上转动，以从适于飞行阶段的空气动力学形态过渡为适于在改变到行驶形态时允许收起机翼的开放形态。

[0085] 如图6B-图6F所示，从飞行形态过渡到行驶形态的接下来的五个阶段没有注释，以最小化对附图的模糊。相应的变化由箭头呈现，箭头示出了从先前的形态到所描述形态所发生的移动/旋转。每个移动/旋转都是围绕它们相应的轴线完成的，如参考图6A所述。

[0086] 在图6A的飞行姿态，HCAV 6000处于飞行模式。机翼6020R和6030L完全展开并固定在展开姿态。DF 6030R、6030L和6030T指向前以提供飞行推力。流线型空气动力学表面6050是封闭的，以提供平滑的空气动力学表面。

[0087] 在图6B中，HCAV 600处于悬停形态。机翼6020R和6030L没有改变，并且它们完全展开并固定在展开姿态。DF 6030R、6030L和6030T被倾斜，以分别如箭头6BR、6BL和6BT所描绘的引导其推力垂直向下。机身的DF可以打开，然而其姿态不改变。在机身的DF打开之前，罩盖（未示出）必须开放，为了保持最佳的空气动力学轮廓该罩盖在飞行期间是封闭的。

[0088] 图6C描绘了降落后HCAV 6000的形态。机翼6020R和6020L仍然完全展开，然而它们的固定机构现在可以被解放。机翼末端的DF 6030R和6030L沿箭头6CR和6CL所示的与先前旋转相反的方向轻微旋转，以便将它们定位在正确的角度用于收起。尾部的DF 6030T向后转，面向前，如箭头6CT所示。流线型空气动力学表面6050如箭头6CFI所示打开，为将在下一阶段收起的机翼腾出空间。机身的DF的罩盖可以是封闭的，以保护DF免受外来物（FOD）的影响。

[0089] 图6D示出了机翼6020R和6020L的外部部分向上折叠的第一阶段，如箭头6DR和6DL所示。在此操作之前，必须释放固定机构。

[0090] 图6E示出了通过朝向HCAV 6000的机身旋转机翼6020R和6020L来折叠机翼的第二阶段，如箭头6ER和6EL所示。

[0091] 图6F展示了从飞行形态到行驶形态过渡的最后阶段。机翼的外部部分现在完成了从基本上直角到基本上180度角度的折叠，这使得机翼末端DF 6030R和6030L靠近HCAV机身的前部端部的上方。当该旋转已经完成并且固定装置已经被操作时，HCAV 600处于准备在道路上行驶的形态。

[0092] 现在参考图6G，其是根据本发明的实施例，描绘将HCAV的形态从飞行模式改变为

行驶模式的过程的示意性流程图。降落后,所有可倾斜的DF被引导至垂直姿态(方框602)。当风扇关闭时,机翼末端的DF被引导至收起姿态的角度,并且后部DF被引导至水平姿态(方框604)。在这个阶段,中翼机构的锁定机构被解锁,并且机翼的外部主要部分被向上折叠到垂直姿态(方框606)。机翼根部折叠机构的锁定机构被解锁,并且机翼向后旋转到收起姿态(方框608)。在最后阶段,机翼的外部主要部分通过中翼机构折叠到机翼的内部相应部分上方的收起姿态,并且所有折叠机构被牢固地锁定在收起姿态(方框610)。

[0093] 短距起飞和降落(STOL):当需要解决额外重量和/或扩展航程时,根据本发明的实施例的HCAV,诸如HCAV 200或HCAV 6000,适于在非常短的跑道上起飞或降落。应当知晓的,与在跑道上助跑起飞/降落相比,垂直起飞或降落消耗更多的能量和/或承受更轻的重量。自然地,与较长的跑道相比,较短的跑道(达到一定的上限)提供较少的提升重量增益或较少的能量节省。此外,如果HCAV需要跑道,那么几乎在任何地方起飞/降落的优势都将被消除。为了最小化跑道长度,旋转的DF被利用于不同的飞行阶段。根据本发明的实施例确定精确的DF定位和旋转。

[0094] 这个构思的新颖性在于,实际上使用风扇的倾斜,从而不仅在一个方向(水平或垂直)上提供推力,而且设定推力方向,使得该推力分为垂直力和水平力。通过这种方式,可以获得足够的速度来确保通过机翼起飞,并且同时通过风扇的垂直矢量推力来增强升力,可以将所需的跑道长度最小化。

[0095] 根据另一个实施例,短距起飞系统可以利用车轮驱动能力来进一步降低起飞功率需求。在这种情况下,车轮驱动系统可用于将HCAV加速至其最大行驶速度,并在最佳性能指标的点添加DF推力,直到DF完全接管。根据一些实施例,HCAV控制系统适于在加速期间利用DF在车轮驱动系统和自由旋转车轮之间切换。因此,根据本发明的实施例的HCAV可以设置有至少一个机动化车轮,优选可以在起飞助跑期间操作的两个车轮,以便在使用助跑起飞时协助加速和速度获取的第一阶段。由于根据本发明的实施例的HCAV提供有机动化车轮,用于在行驶模式下的操作使用,因此机动化车轮系统可以适于在起飞助跑期间操作。预计在起飞助跑期间获得速度的第一阶段,机动化车轮对总加速度的贡献将是实质性的,因此当使用跑道时,机动化车轮系统可以被利用于缩短所需跑道的长度和/或增加起飞时的总重量。

[0096] 现在参考图7A,根据本发明的实施例,该曲线图描绘了,在有和没有机动化车轮辅助的情况下,HCAV起飞所需的跑道长度与DF的倾斜角度的函数关系。在这些计算中,当高程(altitude)达到20米时,起飞阶段结束。这样做是为了使其与垂直起飞作比较。特别是在低风扇角度(即高推力角度)的情况下,跑道可以缩短15%。在更高的风扇角度下,跑道变得太短,轮内马达(in-wheel motor)无法充分发挥作用。然而,使用倾斜风扇可以显著缩短跑道长度。例如,HCAV可以利用70度的风扇角度(推力被向上引导20度)在25米以内的跑道上起飞并爬升20米的高程。

[0097] 现在参考图7B,根据本发明的实施例,该曲线图描述了,在有和没有机动化车轮辅助的情况下,HCAV起飞所需能量(以千瓦时为单位)与DF角度的函数关系,以及参考图7C,图7C是呈现图7B的两条能量曲线之间的差异的曲线图。在有轮内马达和没有轮内马达的情况下的计算起飞所需的能量。特别是在较低的DF角度(较高的推力角度)下,轮内马达将能量需求降低了40%以上。随着DF角度的增加,能量节省减少,直到风扇角度为45度(推力被向

上引导45度),此时能量需求变得相等,如图7C所示。应该注意的是,在垂直起飞期间,功率需求似乎非常低。这是由于需要短时间到达20米的高度。然而,最需求能量的飞行阶段是从悬停到水平飞行的过渡,如果HCAV进行跑道起飞,这是不必要的。事实上,过渡阶段的需求是没有轮内马达的常规起飞需求的能量的3倍,是采用机动化助跑加速方法需求的能量的3.5倍。因此,轮内马达在起飞期间节省了大量能量。

[0098] 上述计算是通过求解物理方程完成的:

[0099] $\underline{F} = m(t) * \underline{a}$

[0100] $\underline{F}$ 是水平方向和垂直方向的力矢量。这包括但不限于气动力、轮内马达力和在特定转速(RPM)下由DF给定的推力。质量 $m(t)$ 是时间的函数,一般来说是需要的,因为燃料燃烧了,并因此质量随时间减少。然而,在起飞期间,由于时间周期短,这一点不被考虑。加速度矢量 $\underline{a}$ 是计算的结果。水平加速度用于使HCAV向前加速,而垂直部分在空气中提升HCAV。考虑了某些输入参数和边界条件。

[0101] VTOL对比STOL:根据本发明的实施例的HCAV被设计为用于行驶和飞行的交通工具,并因此能够从跑道起飞。城市空中可移动性(UAM)的这一独特特征能够在起飞期间通过利用轮内马达和机翼进行短距起飞来节省能量。在垂直起飞的情况下,计算用于起飞、过渡和爬升到FL40的预期飞行高度的能量。

[0102] 垂直起飞和跑道起飞在初始阶段消耗的能量量相近。在垂直起飞期间,HCAV必须在垂直方向加速,而在跑道起飞期间,HCAV必须在水平方向加速到失速(stall)速度的1.3倍。此外,在VTOL模式下,当达到20m高度时,HCAV必须水平加速,直到达到失速速度的1.3倍。这个阶段称为过渡阶段。在过渡阶段期间,可倾斜的DF围绕其中心轴线旋转。这是一个关键阶段,因为用于使HCAV在垂直方向加速的推力随后逐渐被重新引导为水平方向。根据设计要求,在这个阶段,HCAV不应该下沉,下沉就是说失去高程。总之,这个阶段在能量方面是一个代价高昂的尽力。该阶段仅分别在垂直起飞和降落期间是必要的。

[0103] 该阶段的差异在图8中可见,根据本发明的实施例,图8是曲线图,比较了在VTOL起飞模式和STOL起飞模式下,HCAV在起飞、过渡和爬升期间消耗的能量。虚线是典型的垂直起飞和爬升到FL(飞行高度)40期间使用的能量,而实线示出了利用短距起飞能力时的起飞和爬升使用的能量。

[0104] 垂直起飞和跑道起飞在初始阶段消耗的能量量相近。在垂直起飞期间,HCAV必须在垂直方向加速,而在跑道起飞期间,HCAV必须在水平方向加速到失速速度的1.3倍。此外,在VTOL模式下,当达到20m高程时,HCAV必须水平加速,直到达到失速速度的1.3倍。这个阶段被称为过渡。在过渡期间,可倾斜的DF围绕其中心轴线(平行于Y轴)旋转。如上所解释的,这是一个关键阶段。在短距起飞期间,总体节省达到60%。

[0105] 现在参考图9,根据本发明的实施例,图9是曲线图,描绘了在VTOL(虚线)模式和STOL(实线)模式下起飞时从起飞获得的高程与距离的关系。该曲线图清楚地阐释了短距起飞对于垂直起飞的优点。跑道起飞增加了大约1000米或14%的航程。这是由于HCAV设计的提升能力。一旦达到1.3倍失速速度,推进系统只需提供足够的推力来维持速度。虽然在垂直起飞期间的过渡后要花费时间使交通工具加速以产生升力,但在短距起飞期间交通工具启动后会立即产生升力。在STOL起飞模式下,机翼末端的DF和尾部的DF围绕交通工具坐标系的俯仰轴线(Y轴)倾斜。

[0106] 第四个风扇——机身的DF——结合于HCAV机身中,是固定DF,其中推力方向沿着偏航轴线(Z轴)指向下。机身的DF旨在用于起飞和降落期间,具有悬停至少四(4)分钟的设计参数。在水平飞行期间,机身的DF由可开放的罩盖系统覆盖,以保持最佳的空气动力学表面。现在参考图10A,其以四个视图描绘了根据本发明的实施例的机身的DF的罩盖系统1000。罩盖系统1000包括一组叶片1010,其可由一个或两个伺服马达1020A、1020B操作,用于将叶片的状态从开放改变到封闭,且反之亦然。每个伺服马达1020A、1020B分别连接到旋转传动系统1022A、1022B,适于将伺服马达的旋转运动传递到整个叶片。进口1008和出口区域(未示出)各由十(10)个一组的叶片覆盖。视图“a”以等轴测视图展示了罩盖系统1000。视图“b”以俯视图描绘了罩盖系统1000以及处于“封闭”状态的叶片1010。视图“c”以侧视图描绘了罩盖系统1000,并且视图“d”以俯视图描绘了罩盖系统1000以及处于“开放”状态的叶片1010。

[0107] 覆盖每个开口的一组叶片被布置成两个半部——每一个半部有五个叶片——并且适于通过相反方向的旋转来打开。左侧顺时针打开,而右侧逆时针打开。每次旋转都由双伺服系统(duplex servos)控制,以确保冗余。叶片可以由碳纤维制造以减轻重量,但是也可以由任何轻质材料制造,例如铝、钛等。这些叶片在最靠近涵道的叶片端部处有切口,因此在打开过程期间不会与涵道碰撞。选择这种设计是为了在飞行期间,当叶片封闭时,最小化未覆盖的区域。为了确保紧密的封闭表面,叶片两个端部逐渐变细。一个圆角面向内侧,另一个面向外侧。这样,叶片可以重叠,并确保表面光滑。因此,封闭时阻力最小。叶片1010经由轴线和轴承枢转地连接到涵道。

[0108] 罩盖可以是但不限于由飞行计算机系统控制的。使用可覆盖的机身的DF允许HCAV能够为垂直起飞提供足够的推力,而且加速到并保持必要的飞行速度,以提供充足的空气动力学升力,并同时在水平飞行期间将机身阻力保持在最小。根据本发明的实施例,在紧急降落的情况下,机身的DF可以用于降低或停止垂直下降,并因此成为HCAV的安全措施的一部分。机身的DF的优点包括DF的进口和出口。进口被设计为最大化空气吸入,并围绕HCAV机身的独特设计加速空气,从而在起飞和降落期间产生额外的空气动力学升力。出口被设计为在起飞和降落期间,利用涵道的加速护罩设计,最大化效率。加速护罩设计包括涵道的内部表面的空气动力学轮廓,该轮廓从进口朝向风扇旋转的平面变窄,并且随后朝向涵道的出口变宽。加速护罩可以承受更高的叶片载荷,并因此效率更高。缺点是这种DF生成的噪声较高。机身的DF在HCAV主体中的安装也为风扇叶片和马达提供了扩展的机械保护。

[0109] 机身的DF的设计涉及以下参数:进口横截面积、出口横截面积、涵道的内部表面的轮廓(前缘和后缘)、风扇叶片的俯仰角度、风扇叶片轮廓和运行中的功率需求。水平飞行和VTOL的要求是相反的——垂直起飞和降落的进口面积和出口面积较大,而水平飞行则优选更小、更取直的轮廓。因此,机身的DF对于垂直起飞和降落进行了优化。优化机身的DF的努力大多集中在风扇的进口和出口。由于加速护罩增加了朝向叶片的空气速度,并且然后在螺旋桨后降低空气速度,叶片承受更高的载荷,并因此效率增加。因此,进口区域具有喷嘴设计,而出口区域设计为扩散器,经过精心设计,不会导致空气流从喷嘴表面脱离。优化的另一部分是最大化进口速度,以便利用上述柯恩达效应。优化工作以参数扫描研究方式执行。

[0110] 可倾斜的DF设计注意事项:可倾斜的DF被设计成在起飞/降落和水平飞行期间提

供足够的推力。陈述了这两个要求之间的折中。叶片被设计为最小化叶片末端损失,并且关于涵道设计优化推力。作为叶片设计的一部分,叶片的俯仰角度沿着叶片的长度变化,以便在改变飞行条件时获得最佳的总体功率与推力之比。图10B中描绘了用于DF的涵道组件1500的特定设计,现在参考该图。涵道风扇组件1500以横截面视图示出,示出了从中心线(CL)向外延伸的横截面的一半。涵道风扇组件1500包括具有空气动力学形状的内表面1512的护罩1510、具有内表面1522的风扇旋转器1520和适于与旋转器1520一起旋转的风扇1530。涵道风扇组件的进口用1502表示,而出口用1504表示。涵道风扇组件1500关于其中心线CL圆形对称。如图10B所示,在涵道1510的内表面1512和旋转器1520的内表面1522之间延伸的,用于空气进入的横截面积随着空气从进口1502朝向叶片1530前进而减小,并随后随着空气接近出口1504而增大。结果,(同样地)由于涵道风扇组件1500的特定设计,穿过涵道风扇组件1500流动的空气加速。因此,当涵道风扇提供垂直推力时,设计被证明具有高效率。本设计采用参数扫描研究技术进行计算。

[0111] 可倾斜的尾部的DF也参与控制和维持HCAV稳定性。尾部的DF包括两个飞行控制鳍状物,分别为方向舵和升降舵,负责飞行器的俯仰和偏航控制,正如上文所解释的。方向舵鳍状物和升降舵鳍状物的控制由包括控制计算机的控制系统完成。控制系统通过控制方向舵和升降舵的角度来倾斜尾部的DF,并建立必要的偏航鳍状物和俯仰鳍状物的角度。为了能够在所有飞行模式下操纵,方向舵和升降舵两者都必须能够独立偏转。方向舵和升降舵系统包括启动、接线和安放以及控制系统,控制系统在尾部的DF旋转期间控制方向舵和升降舵的可移动性。为了确保方向舵和升降舵的独立移动,已经在方向舵鳍状物和升降舵鳍状物两者上建立了切口,例如如图4所示。

[0112] 稳定性的注意事项:为了最小化稳定所需的努力,根据本发明的实施例的HCAV被设计成具有部分向前扫掠的机翼。由于空间限制,HCAV的主体设计将重心(CG)放在了前部。这意味着在给定的空间内,系统和有效载荷/乘客位于交通工具的前部。为了最小化稳定性的努力,重心也被向前推,以缩短力矩杠杆,并借此减少稳定力矩。这种设计能够利用优化的机身形状。机翼相对于机身的定位也进行了优化,以便在飞行模式下提供坚固的结构,并在行驶模式下实现最佳折叠形状。

[0113] 尺寸和测量的注意事项:上文讨论的HCAV的设计通过四(4)个DF操作,但是当考虑使用具有其他数量DF的HCAV时,可以应用相同或非常相似的设计考虑。风扇数量可以在三(3)个到十六(16)个DF之间变化,这可能受所需的其他HCAV的绝对和最终尺寸和重量影响。风扇的当前尺寸和数量由道路法规和乘客数量控制。尽管如此,本文讨论的设计是可扩展的,并因此作为一种大量运输系统,高达20名乘客或1600千克有效载荷的版本是可行的。由于风扇只能扩展到一定的直径,因此必须在机身内和机身外结合更多的风扇。

[0114] 由于这个HCAV被设计用来运输人(而不是货物),HCAV机身的长度是受乘客的空间控制。经济舱平均一个乘客座位的范围在0.71米到0.79米之间。由于街道规定,HCAV的宽度不能超过给定的上限,增加更多乘客的唯一可能方法是加长HCAV客舱以容纳更多乘客。例如,为了多容纳8个人,乘客客舱将加长6.3米。总体空气动力学和系统设计保持不变,除了DF的尺寸和数量应足以满足乘客数量增加时的起飞、行驶和降落。

[0115] 侧面保护器/减震器-行驶模式:根据本发明的实施例的HCAV被设计用于行驶和飞行任务。这意味着在行驶模式下,道路法规已经到位,而在其飞行期间,飞行法规(例如FAA

规则) 将适用。由于适航性必须始终给定, 因此必须考虑行驶模式期间的小事故。在行驶模式下运行时, 几乎不可避免地会出现小的撞击和刮擦, 因此, 为了确保有限的道路碰撞后的适航性, 机械冲击必须被适当地吸收。为了在卷入有限的道路事故后能够飞行, 交通工具的相关区域 (最有可能卷入这种事故的区域) 可以由减震系统保护。参考图11, 图11是根据本发明的实施例的, 可更换减震系统12000的示意图。系统12000包括安装在非关键区域上方的面板12010, 并且可以由吸收材料制成, 例如泡沫面板。面板12010可以附接在HCAV机身的外皮中的预制空腔12030上方, 并且通过螺钉12040拧到该特定区域 (例如门) 的周围表面中的空腔。为了保护更关键的区域, 可以采取两个升级步骤。第一个步骤包括将弹簧放置在减震材料和空腔之间。这样, 依据弹簧刚度, 对冲击的吸收被改善。高风险区域, 例如后方的涵道风扇, 可以用小型气动或液压减震圆筒保护。这些圆筒可以代替螺钉附件放置。刚度和移动范围可以通过安装在圆筒中的流体调节。

[0116] 推进选项: 根据本发明的实施例的HCAV主要被设计成利用电力飞行和行驶。所有风扇、系统和车轮都只能通过电力运行。鉴于现代电池的进步和可用性, 考虑了若干推进选项。电源是可互换的, 并且可以由不同的系统提供。根据一种方法, 所依赖的电池版本是可获得的电池设计, 这在市场上很容易实现。为了提供必要的航程和/或飞行时间, 对前瞻性的电池设计进行了计算。生产这些电池的制造商提供了必要的规格。在一些实施例中, 可以使用由Kokam Ultra High Power Ltd. 制造的容量为790千瓦的电池。当有更强大的电池可用时, 诸如1166千瓦的电池 (由Licerion High Power生产), 它们可以取代现有的电池。这种设计提供了达到200公里 (124英里) 的航程, 其中有效载荷为320千克 (705磅) (对应于四名乘客)。总航程和飞行时间取决于交通工具尺寸、环境条件和有效载荷 (包括乘客)。下面给定了当前可用电池和未来预期电池的细节:

[0117] 2020 Kokam Ultra high Power的电池配置:

	电池配置	电池组	2
		总功率 (千瓦)	790
		总能量 (千瓦时)	40
		总重量 (千克)	361
		电气系统低效	0.8
[0118]	电池子配置 #1	电池组	2
		电池组配置 (串联)	178
		电池组配置 (并联)	1
		电池容量 (Ah)	30
		电池标称值 (V)	3.7
		电池持续放电 (A)	600
		放电率 (C)	20
		电池重量 (千克)	0.78

[0119]

电池组重量添加 (%)	0.3
电池组标称值 (V)	658.6
每组功率 (千瓦)	395.2
每组能量 (千瓦时)	19.8
每组重量 (千克)	180.5
总功率 (千瓦)	790
总能量 (千瓦时)	40
总重量 (千克)	361
电气系统低效	0.8

[0120] 下面给定了使用Licerion High Power的未来电池的预期性能和相关联计算:

[0121]

电池配置	电池组	6
	总功率 (千瓦)	1166
	总能量 (千瓦时)	117
	总重量 (千克)	378
	电气系统低效	0.8
电池子配置#1	电池组	6
	电池组配置 (串联)	202
	电池组配置 (并联)	1
	电池容量 (Ah)	26
	电池标称值 (V)	3.7
	电池持续放电 (A)	260
	放电率 (C)	10
	电池重量 (千克)	0.24
	电池组重量添加 (%)	0.3
	电池组标称值 (V)	747.4
	每组功率 (千瓦)	194.3
	每组能量 (千瓦时)	19.4
	每组重量 (千克)	63.0
	总功率 (千瓦)	1166
	总能量 (千瓦时)	117
[0122]	总重量 (千克)	378
	电气系统低效	0.8

[0123] 航程的计算是由每个飞行阶段的能量需求控制的。为了得到总航程,首先计算不可避免的飞行阶段。意味着计算垂直起飞、过渡到爬升、过渡到降落和垂直降落,并且所需要的能量从推进系统的总能量中减去。然后,计算爬升阶段和下降阶段,最后但并非最不重要的是,剩余的用于产生距离的能量。每个飞行阶段的能量需求如图12所描绘。图12示出了航程对高度(点划线,右侧轴线)和能量需求对航程(实线,左侧轴线)的曲线图。

[0124] 在另一种设计方法中,HCAV包括混合推进系统,该系统依赖于一个或更多个发动机、一个或更多个电池、发电机和功率分配系统。发动机可以包括来自以下列表中的一个或更多个,该列表包括动力轴、航空和/或常规汽油/柴油发动机和/或氢燃料电池。发动机的功率通过发电机转化为电能,电能也可以由外部供应器提供。发电机被设计成在起飞期间提供高功率,而在水平飞行期间提供持久的功率。结合最先进的电池优化了HCAV的效率。功率分配系统被设计成将功率分配给飞行系统、驱动系统、涵道风扇、飞行控制表面、灯和任何其他电源。分配系统包括优先和重新分配电池和发动机的功率的能力。功率分配系统被设计为在首先确保乘客和/或有效载荷的安全飞行。该系统还可以通过设计提供双冗余。在两个推进系统都失去功率的极不可能的情况下,HCAV仍然能够滑翔到下一个降落机会(半径达到12公里)并进行安全降落。混合动力版本的推进系统能够飞行的航程达到500公里(310英里),这取决于在具有320千克的有效载荷时所搭载的发动机。下面给定了与混合动力推进系统相关联的计算的更详细说明:

	发动机	燃料	能量[kwh]	燃料容量
[0125]	UL520: ULPower Aero Engines	汽油	257[kwh]	80[kg]
[0126]	TDA CR2.0 16V: Dieseljet	柴油	154[kwh]	40[kg]

[0127] 根据本发明的一些实施例,可以使用涡轮轴发动机代替汽油/柴油内燃发动机来给电池充电。

[0128] 功率再获取:根据本发明的实施例,HCAV能够通过利用机翼末端的DF在飞行期间收获功率。当机翼末端的DF不用于生成向前推力时,例如在下降阶段,机翼末端的DF可以用作风力涡轮机。在飞行的下降阶段期间,HCAV的滑翔比产生足够的升力来安全下降到过渡高程。在这个阶段,机翼末端的DF不用于生成推力。在那个时间框架内,气流速度使风扇自由旋转。为了从风扇收获功率,流向DF马达的功率回流。收获的能量用公知的风力涡轮机方程计算:

$$[0129] \quad \text{功率} = k * C_p * 0.5 * \rho * v^3 * A$$

[0130] 功率受控于穿过盘面积A的流动速度v。 C_p 值是涵道风扇的功率系数。利用空气密度 ρ 和屈服功率常数,理论功率可以以kW来计算。在普通的风力涡轮机中,连接到风扇的慢速转动的动力轴以100的因数被增速以生成能量。因为在HCAV中,风扇转得很快,不需要传动。因此,能量方程必须除以一个因数。此外,必须考虑马达的效率。当作为马达或交流发电

机工作时,在HCAV被认为向DF提供动力的马达具有基本相同的效率系数。

[0131] 参考图13,根据本发明的实施例,图13是示出了在5分钟内获取的能量的量与穿过DF的空气流动速度的函数关系的曲线图。例如,在正常的飞行下降阶段,DF可能会经历大约60米/秒的流动速度。这导致每个风扇的功率获取为18千瓦,并从而产生大约1.4千瓦时的能量。利用两个DF,能量获取加倍。这意味着,在飞行任务期间,可以收获的电池容量达到7%。然而,这些措施引入的额外阻力在下降期间将增加下沉率。为了降低在拥挤区域中的噪音,HCAV可以仅通过电池供电起飞,这有望显著降低噪音。

[0132] 交通工具尺寸:最小的HCAV设计可以适配至少一名乘客及其个人物品、飞行和行驶系统以及涵道风扇。本文详细讨论的设计能够在行驶和飞行期间容纳四(4)个成年人。交通工具的尺寸受控于有效载荷和舒适且安全运输该有效载荷所必要的系统。总体尺寸在常规任务的各阶段之间变化。为了利用固定机翼飞行器的空气动力学效应并符合道路法规,HCAV采用了可折叠机翼。这意味着在行驶模式下,机翼安全地收起在机身上方,并且能够在起飞前展开。上述折叠机构适于自动折叠和展开机翼,作为多个运行模式之间过渡的一部分。机翼的尺寸受控于交通工具的重量和尺寸。为了符合设计要求,机翼必须至少折叠两(2)处。在本文描述的设计中,半翼展机翼在机翼中部和机翼根部折叠。中部折叠机构旨在将机翼的外侧部分向上折叠180度(围绕滚转轴线),并布置于内侧部分的顶部。该机构本身包括转动铰链、致动器系统、用于行驶模式以及飞行模式的锁定机构以及机翼与HCAV动力源和控制系统的主动通信系统。机翼的根部机构被设计成围绕偏航轴线折叠90度。根部机构包括机构本身、电致动器、锁定机构以及机翼与HCAV动力源和控制系统的主动通信系统,也适用于确保对机翼中的系统的电力供应,例如涵道风扇和控制表面。为了将机翼完全转动并收起到机身上方,HCAV的中部包括流线型空气动力学表面,诸如图6A-图6F的流线型表面6050。该机构操作机身中部。该机构旨在自动枢转开放机身顶的一部分,为折叠机翼腾出空间。该机构还包括闩锁,以在飞行期间牢固地封闭机身。

[0133] HCAV的尺寸必须符合道路交通工具法规,该法规将行驶模式下的尺寸限制为符合该法规。在这些法规范围内,尺寸可以变化。见下表2,描述了行驶模式下的总体尺寸:

[0134]		长度[m]	宽度[m]	高度[m]
	最小值	4	1.5	2
	最大值	12	3	4

[0135] 表2

[0136] 由于固定的机翼设计,尺寸在起飞、飞行和降落期间会变化。在这种情况下,总体尺寸受控于翼展,翼展与交通工具的总体尺寸有关,如下表3所示:

[0137]		长度[m]	宽度[m]	高度[m]
	最小值	4	10	2
	最大值	12	40	4

[0138] 表3

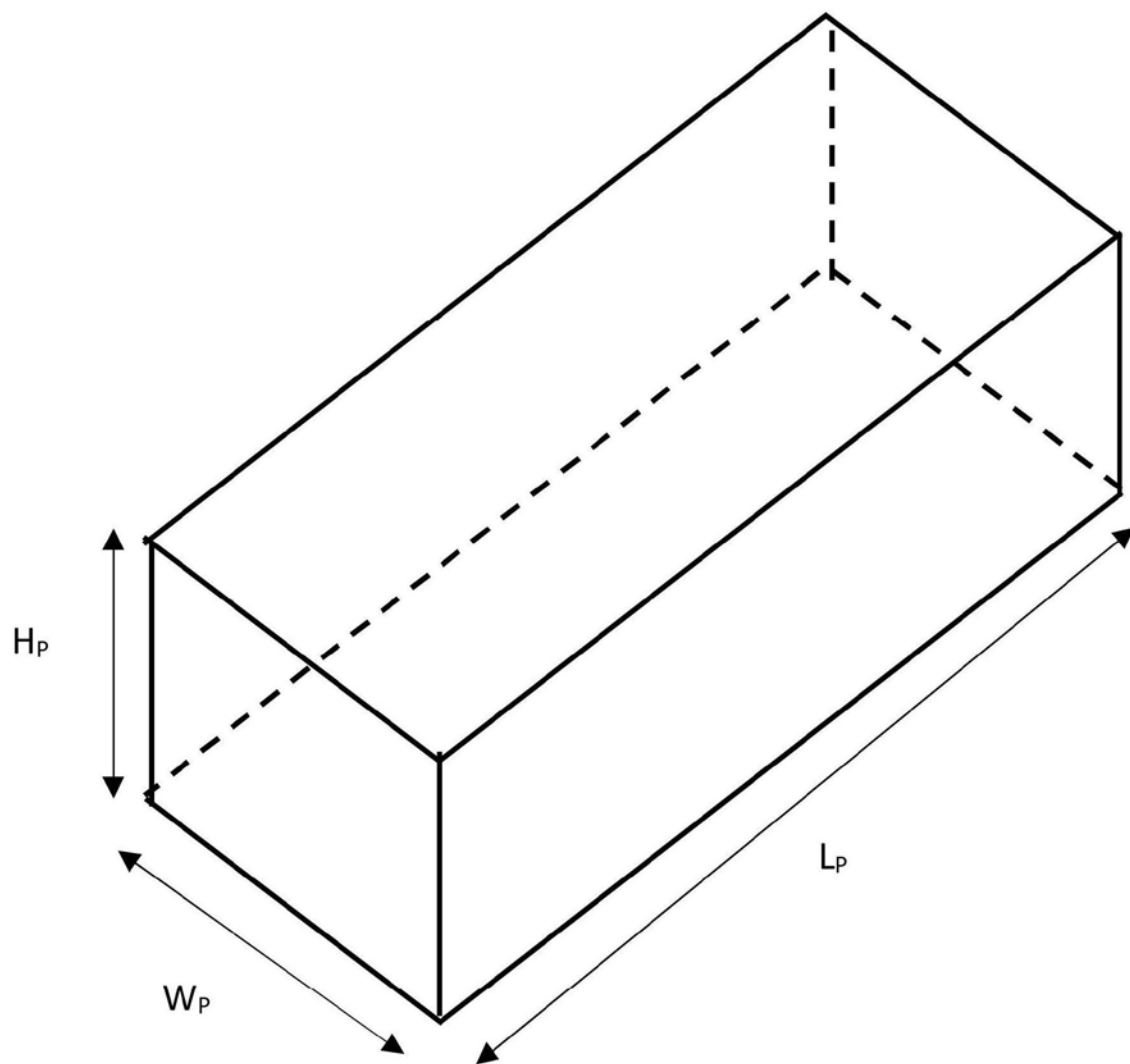
[0139] 系统航空电子设备架构:HCAV航空电子设备的目的是使交通工具在其飞行操作模式下具有全自动和自主能力。除了自主功能之外,还有与外部环境的接口。这主要涉及在行驶操作模式下的HCAV中的乘客以及模拟的空中交通管制,HCAV中的乘客可以与交通工具交互,指示目的地、路线等,模拟的空中交通管制允许交通工具安全进入“天空道路”并利用特

定分配有效使用“天空道路”。中央计算机接收来自各种传感器的输入,并向控制装置(推进器马达、空气动力学表面、行驶马达、方向盘和制动器)生成命令。

[0140] 现在参考图14,图14是示意性流程图14000,描绘了根据本发明的实施例,用于计算和控制与HCAV的自主控制或手动控制相关联的物理飞行操作参数(推力大小和方向、方向舵和升降舵角度、对车轮的马达功率)的过程。在方框14002中,计算从接收输入数据开始。输入信息可以包括总体推进系统规格,例如电池的能量、它能处理的最大扭矩等。DF规格由风扇的惯性、最大转速、推力等给定。轮内马达也是如此。这些参数由这些零件的制造商给定。以上对于HCAV规格的描述针对本说明书中描绘和描述的设计。它包括设计参数(MToM、尺寸等)和空气动力学参数(升力系数、阻力系数等)。除此之外,必须设定边界条件(方框14004)。这部分地由之前给定的规格来完成,例如发动机可以提供的最大扭矩。用户可以设定其他边界条件,例如最大加速度和高程。在这种情况下,高程范围为0-20米,并设定为终止条件。由于方程的求解过程是针对每个单个的时间步长完成的,因此必须选择合适的时间框架。此后,程序开始分析发动机暖机期间的扭矩,这意味着风扇和轮内马达必须斜升/斜降至某一转速(方框14006)。在此期间,计算扭矩,并且如有必要,将时间常数(推进系统的参数,而不是程序的时间步长)调节为不超过推进系统的最大扭矩。这必须在每次转速变化时进行。如果所有参数都在各自的限制内,则在该特定时间框架内的转速被用于计算推力(方框14006)。推力、气动力和车轮与地面之间的摩擦力被用来计算所需的力矢量(方框14008)。在这个阶段,质量是恒定的,并设定为最大起飞质量(MToM)。利用该信息,可以计算加速度矢量,以及速度矢量和水平和垂直行驶的距离(方框14010)。如果加速度高于允许的最大值,则调节转速直到满足该标准(方框14010)。此后,计算能量需求,并将该时间框架内的距离加到跑道长度上,并计算下一个时间步长(方框14012)。在达到20米的高程后,程序终止并提供对进一步分析有用的特定变量(方框14014)。上述程序利用三(3)个反馈回路。第一个反馈回路将方框14006的扭矩条件的结果返回到该方框,以便提供故障-安全条件。例如,如果产生的扭矩过高,斜升速度将会降低。一个目的是将功率控制时间常数设定为尽可能小,从而最小化由于控制回路引起的快速和强烈变化而发生的能量损失。第二个反馈回路将输出的加速度条件从方框14010返回到方框14006,以便将HCAV的最大加速度控制在预限定阈值以下。例如,运载乘客的HCAV的加速度阈值可以设定为 3m/s^2 ,这被认为是乘客可以接受的。第三个反馈回路将时间步长和终止条件的输出结果从方框14012返回到方框14004,以便使特定任务参数能够为控制系统提供任务范围,并使任务结束条款和参数生效。

[0141] 态势感知和防撞系统:安全是交通工具最重要的关键要素。作为安全管理的一部分,交通工具集成了保护措施,负责检测潜在的碰撞风险,并通过主动规避操纵消除这些风险。它既包括机载传感器,又包括与其他天空用户和空中交通管制的通信。

[0142] 虽然在本文中已经图示和描述了本发明的某些特征,但是本领域中的普通技术人员现在应会想到很多改变、替换、变化和等效形式。因此应理解,所附权利要求旨在涵盖落在本发明的真实精神内的所有这样的改变和变化。



现有技术

图1

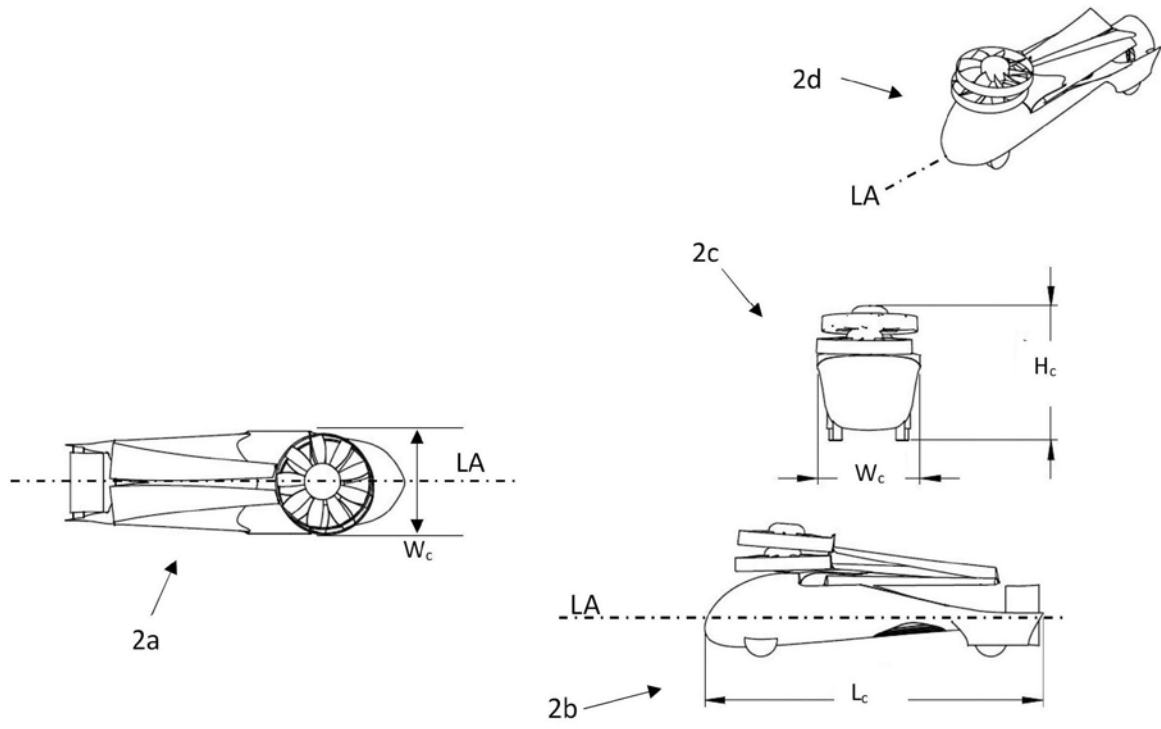
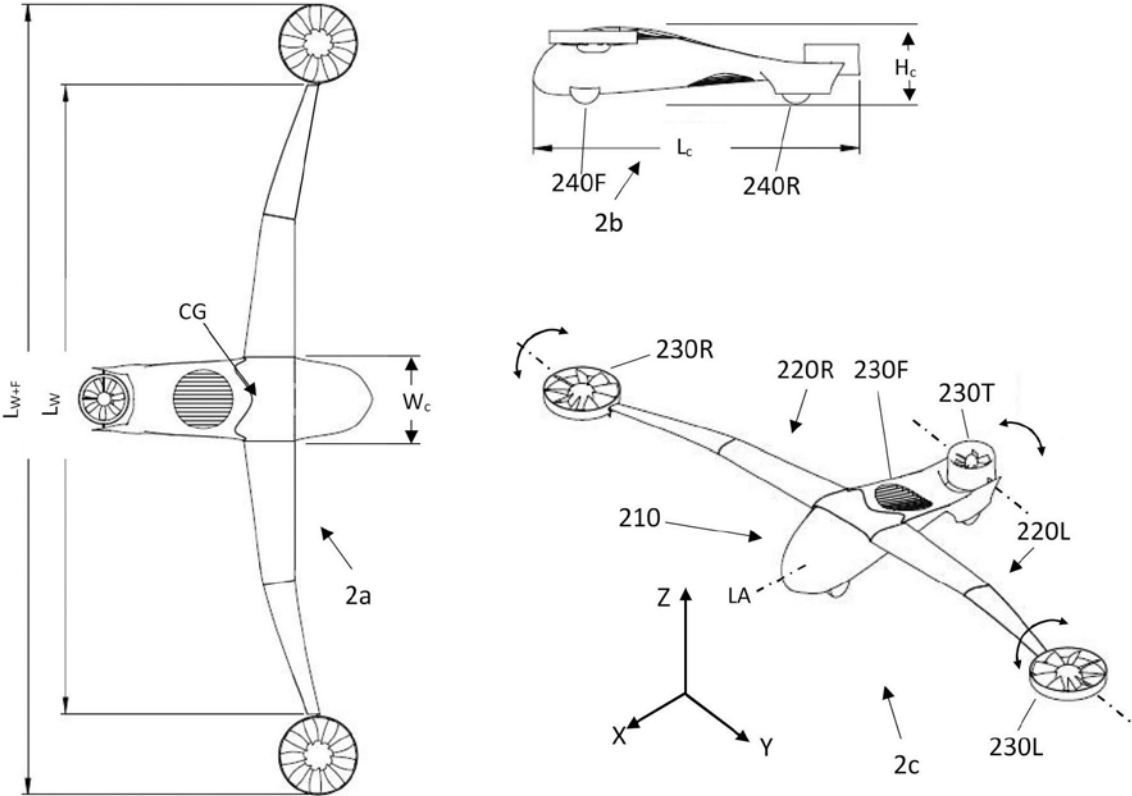


图2A



200

图2B

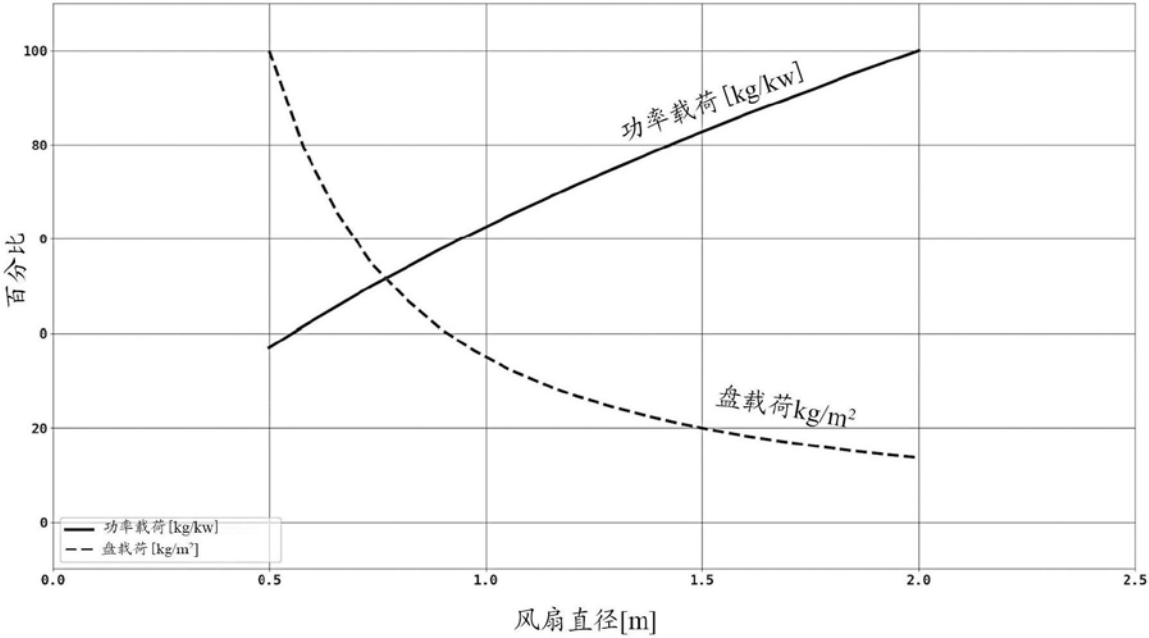


图3A

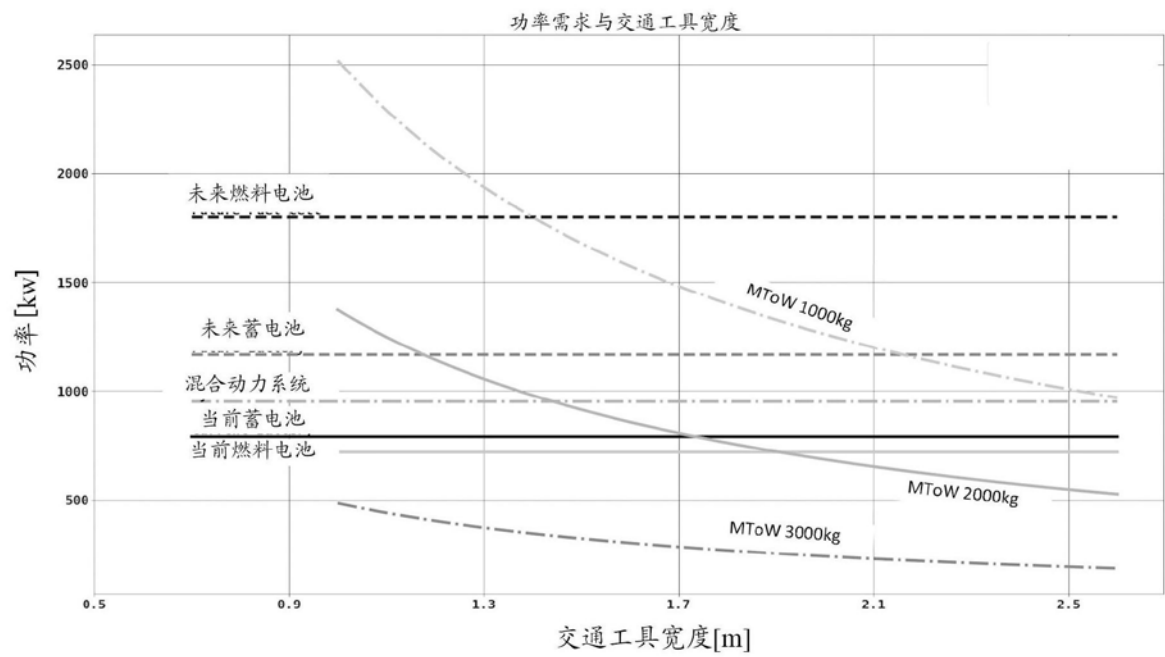


图3B

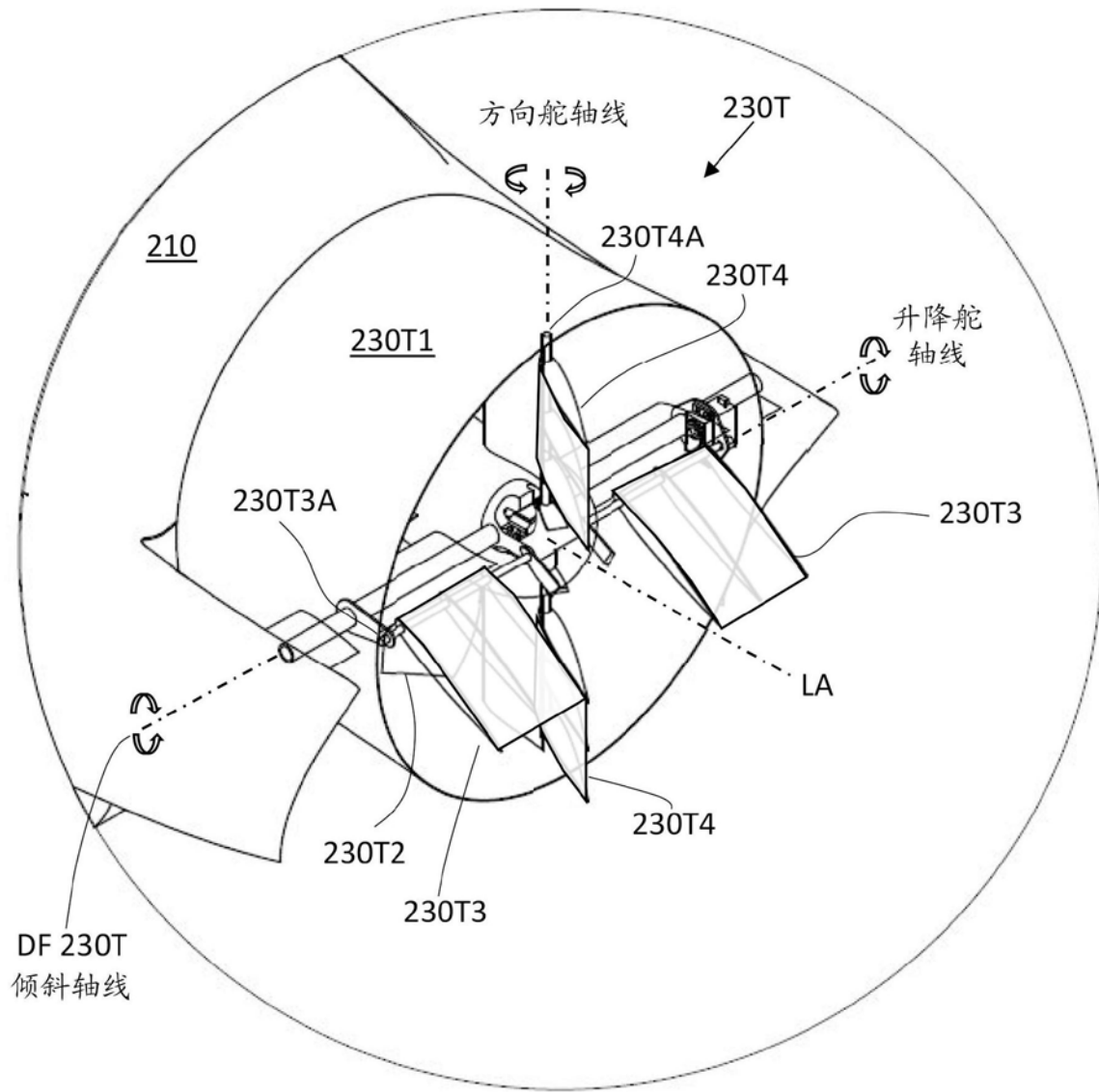


图4

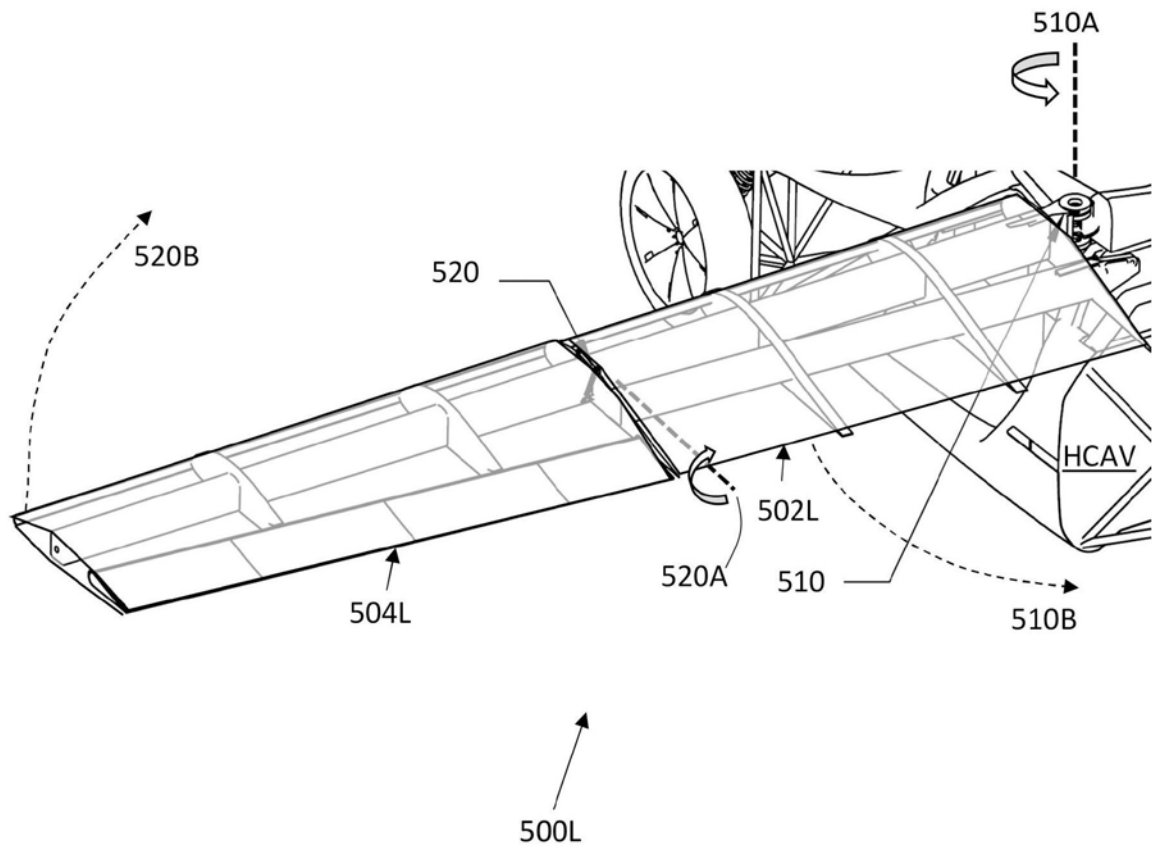


图5A

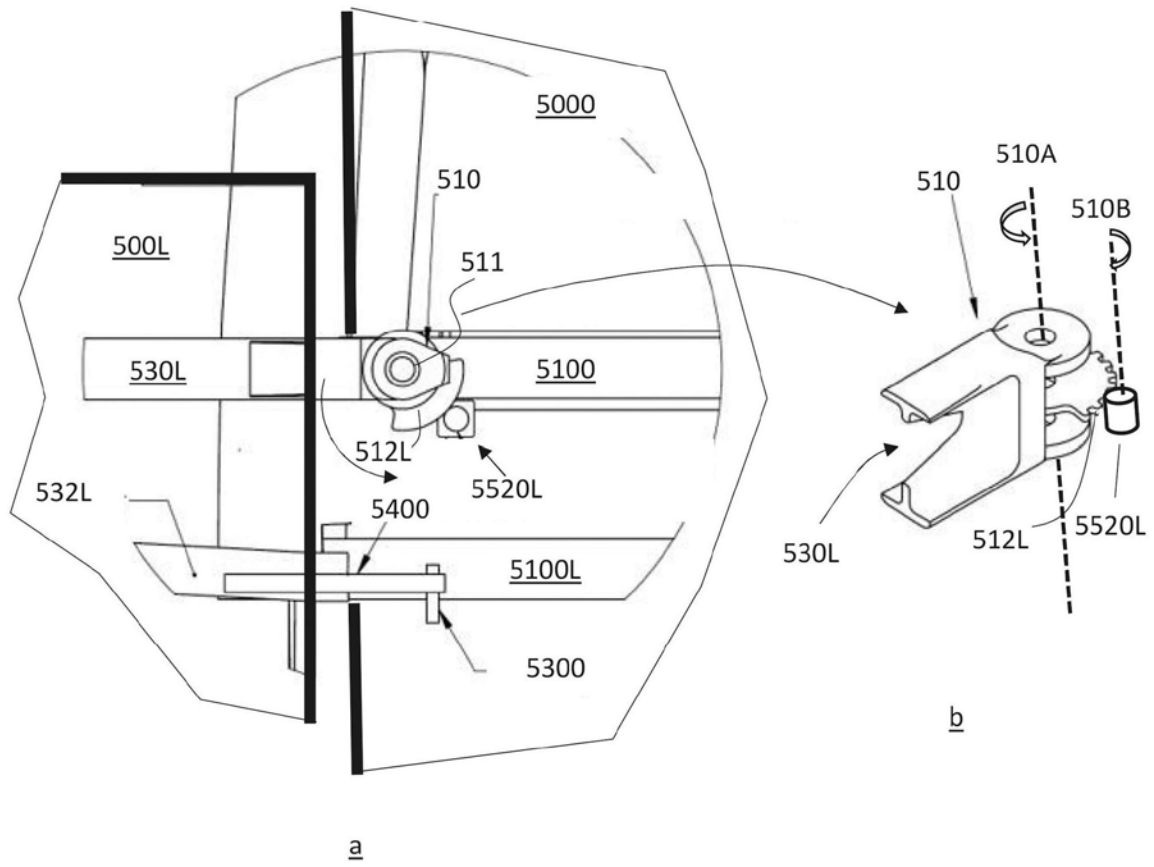
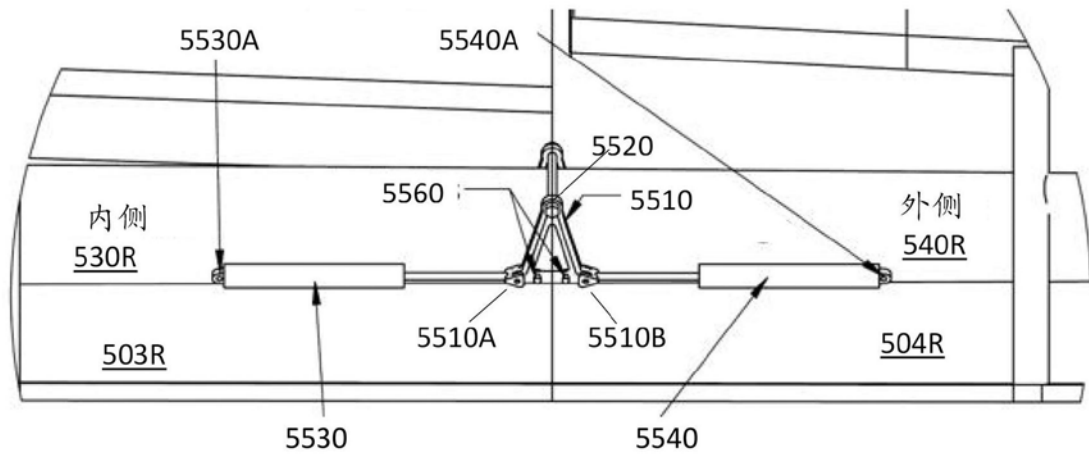
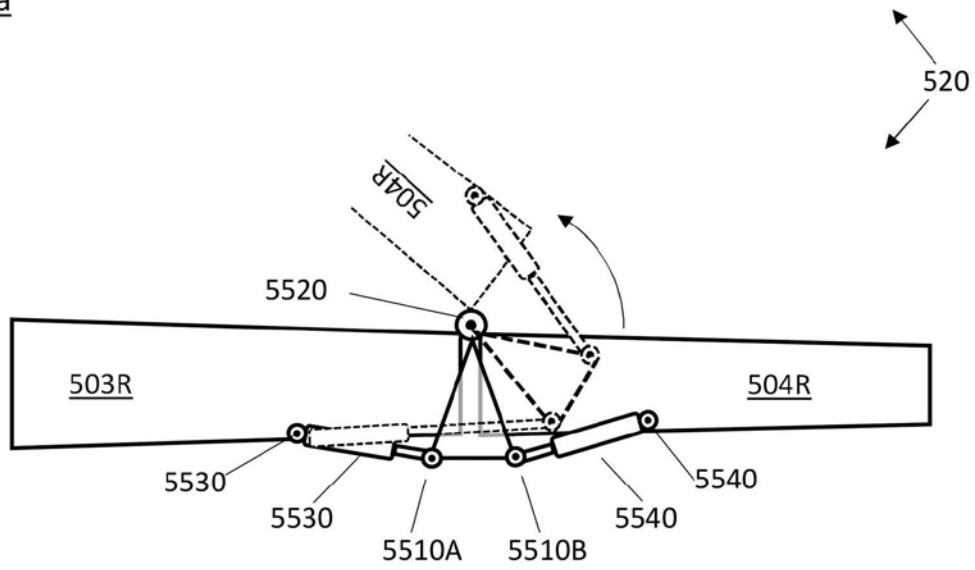


图5B



a



b

图5C

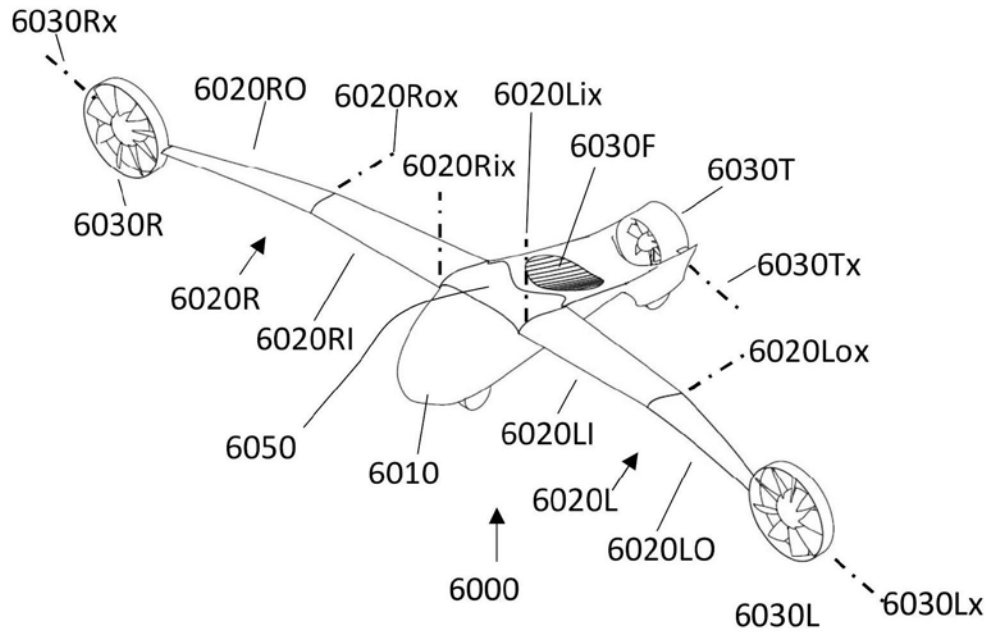


图6A

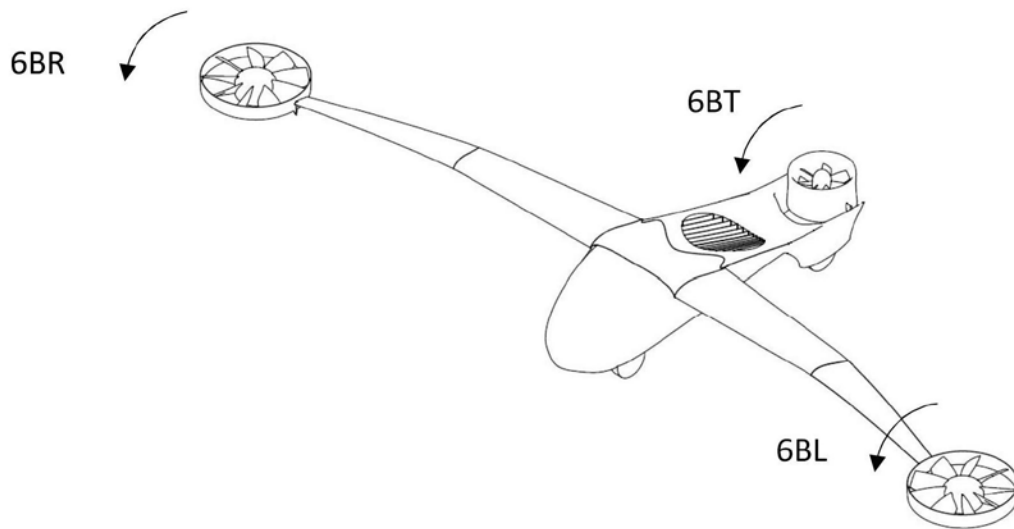


图6B

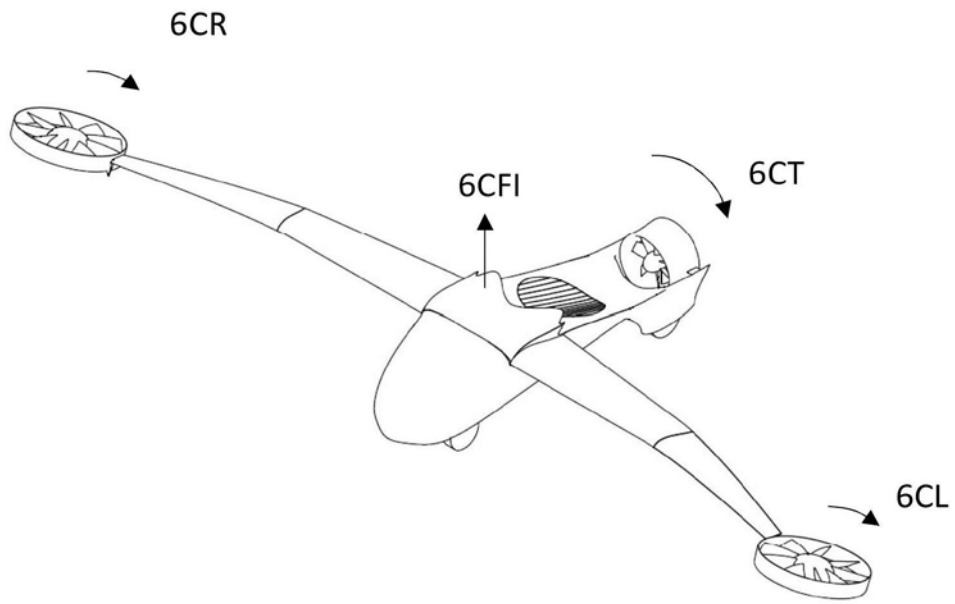


图6C

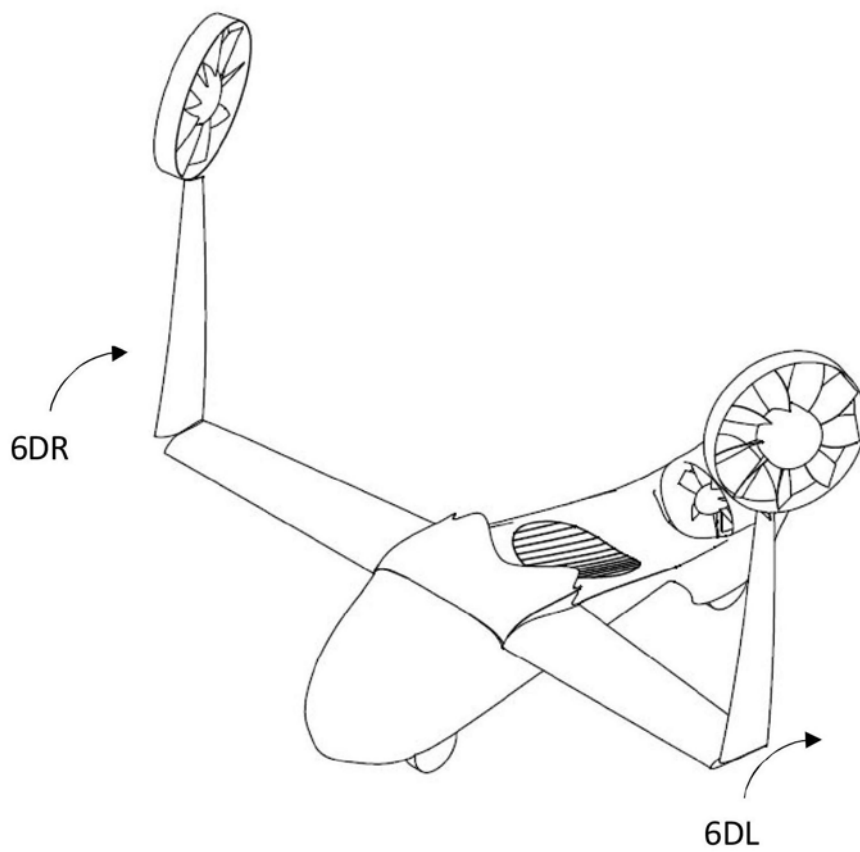


图6D

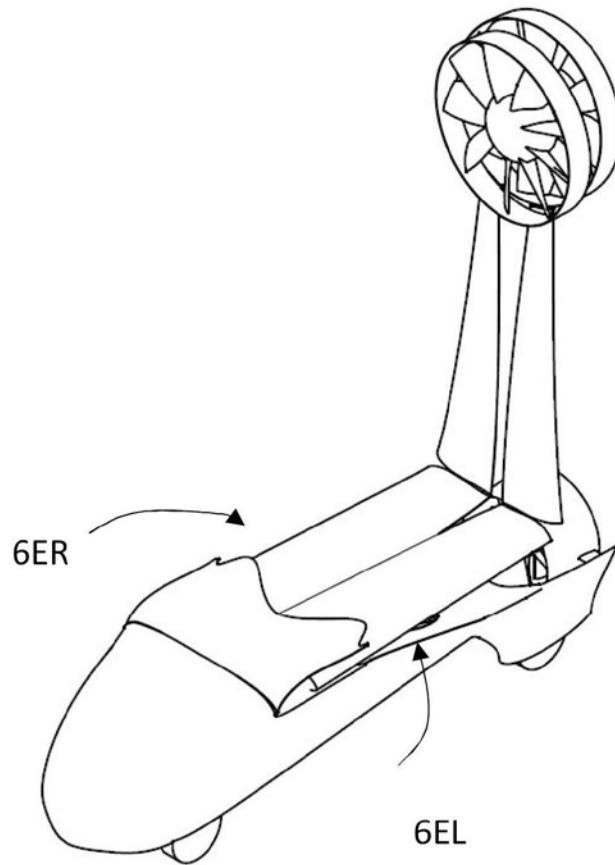


图6E

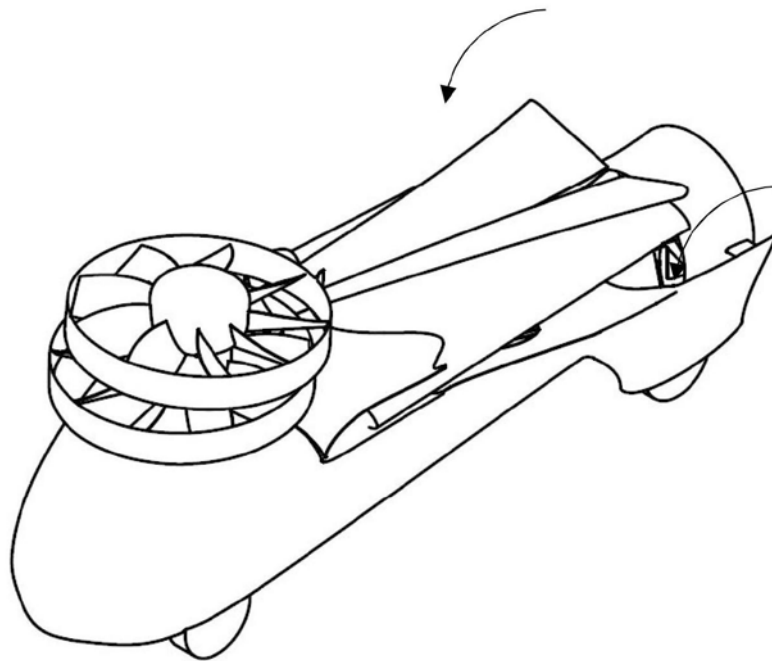


图6F

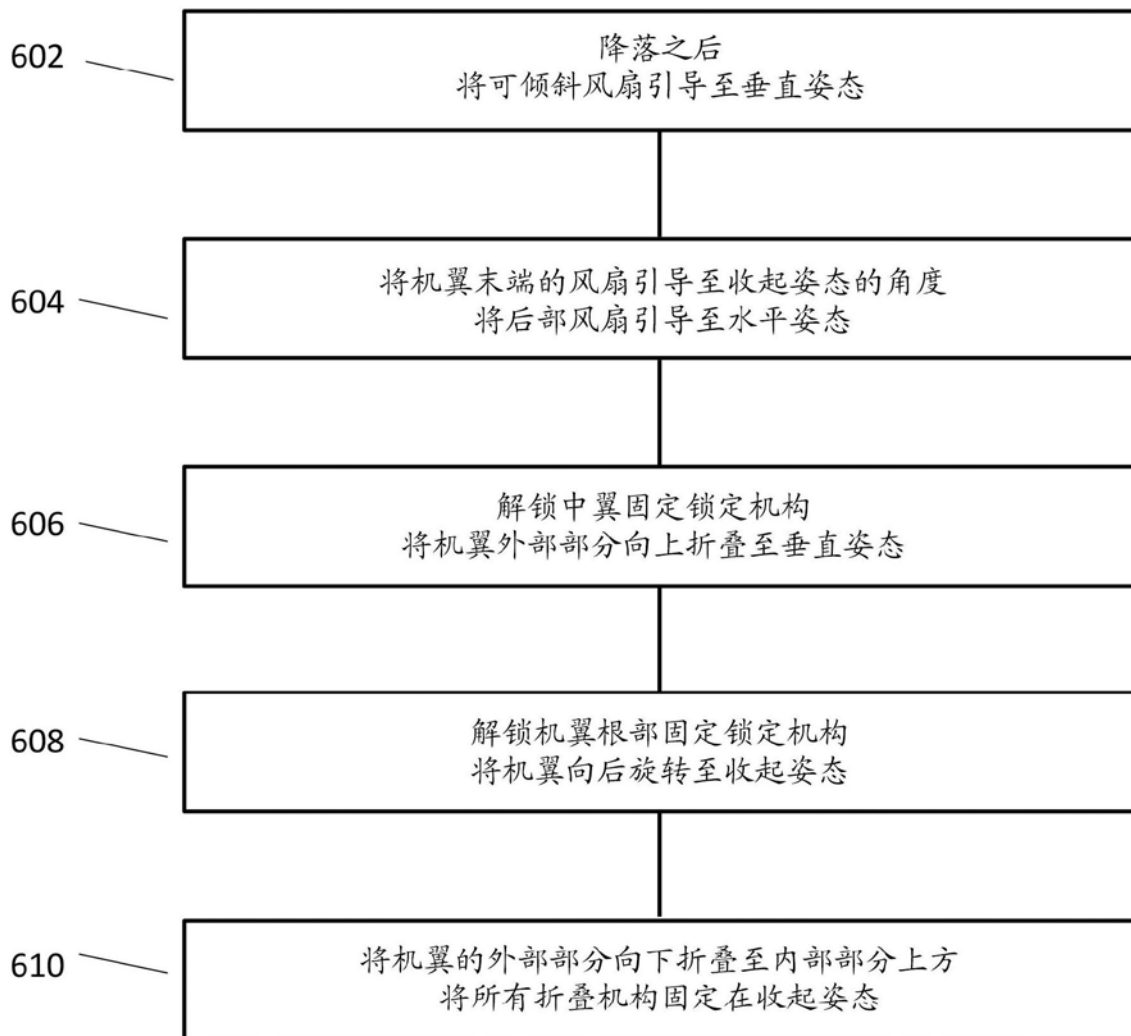


图6G

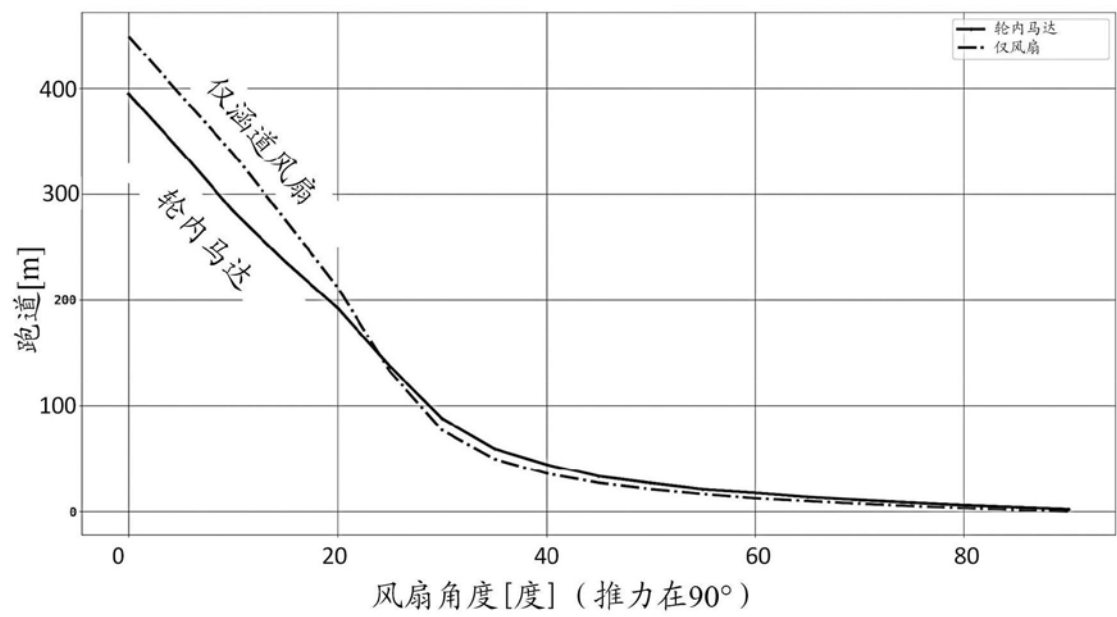


图7A

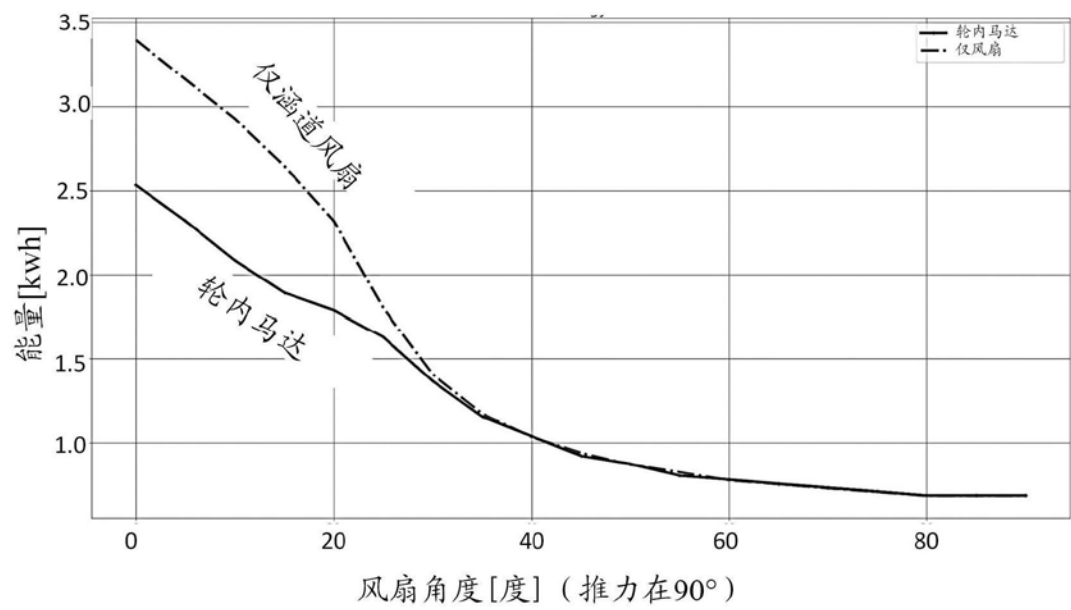


图7B

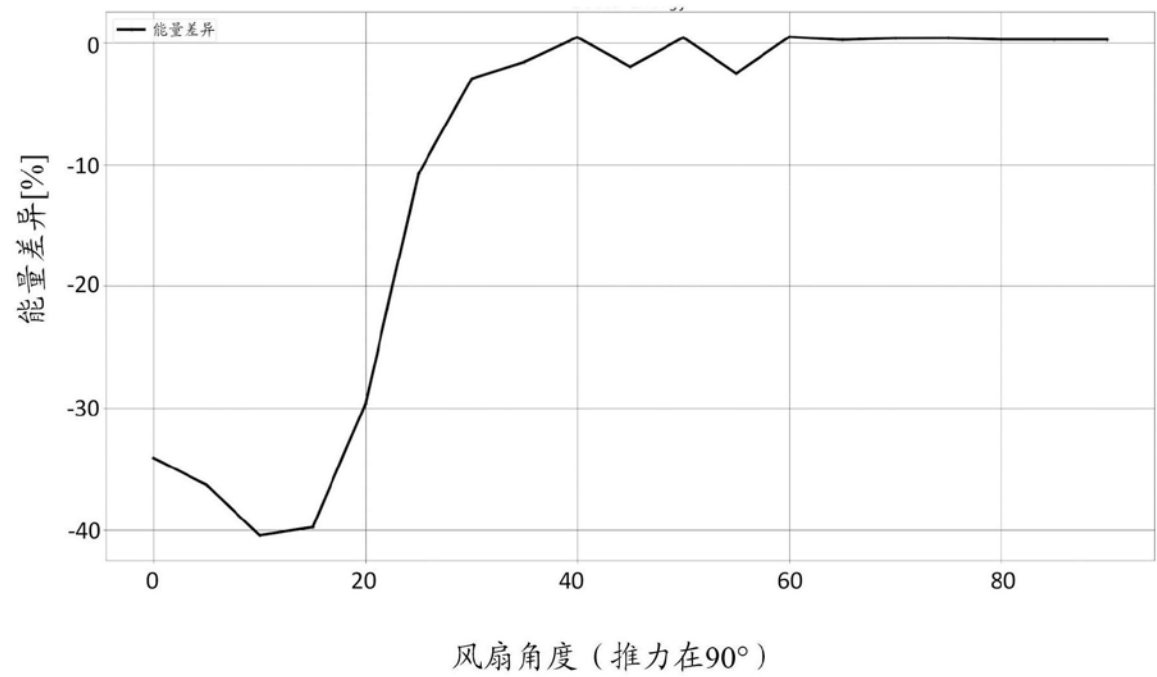


图7C

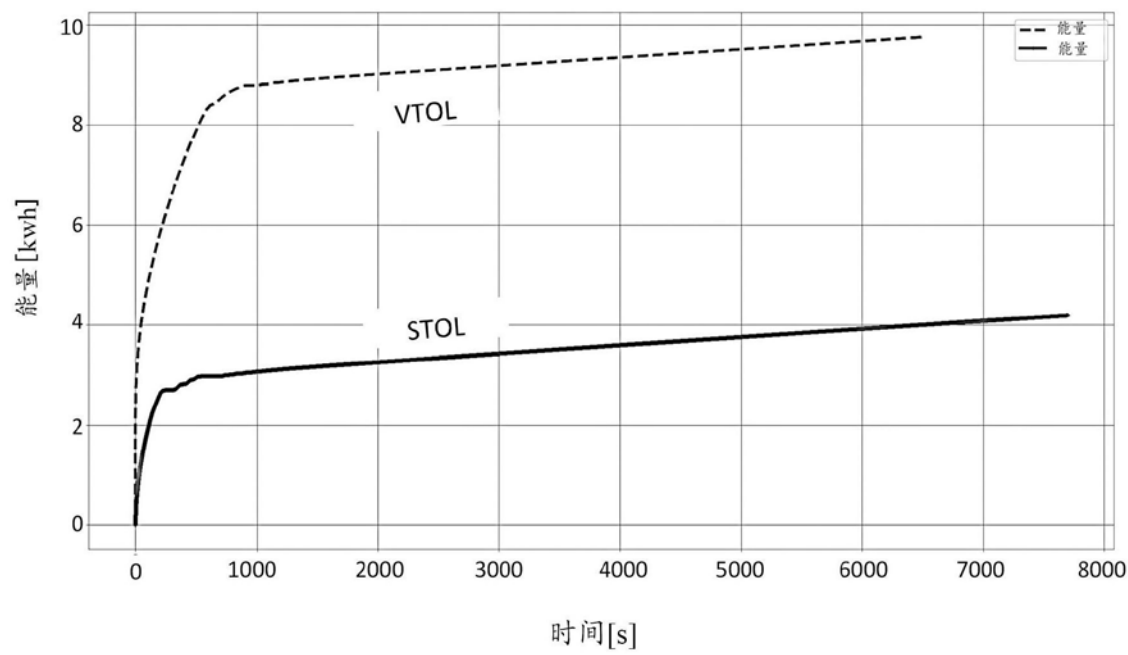


图8

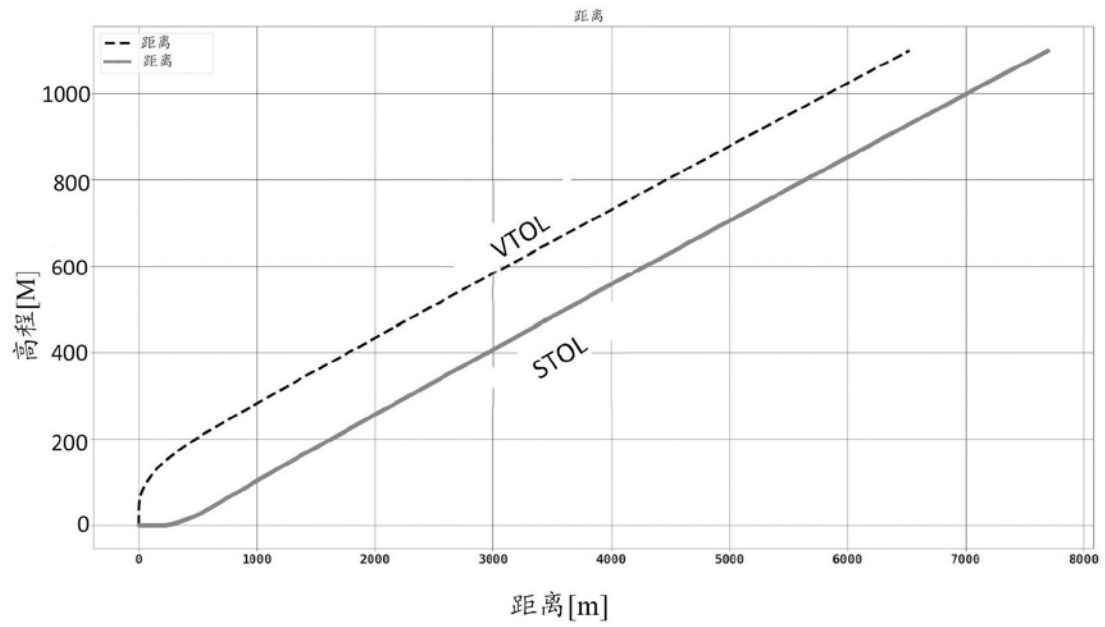


图9

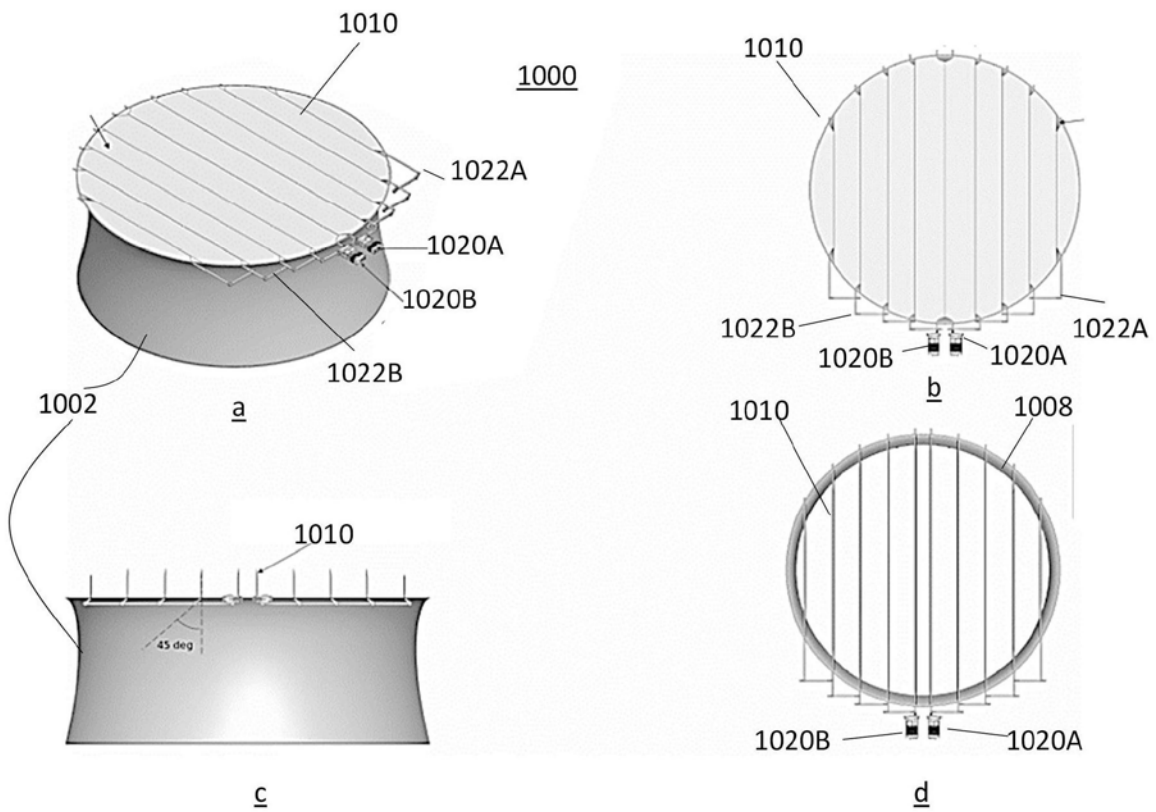


图10A

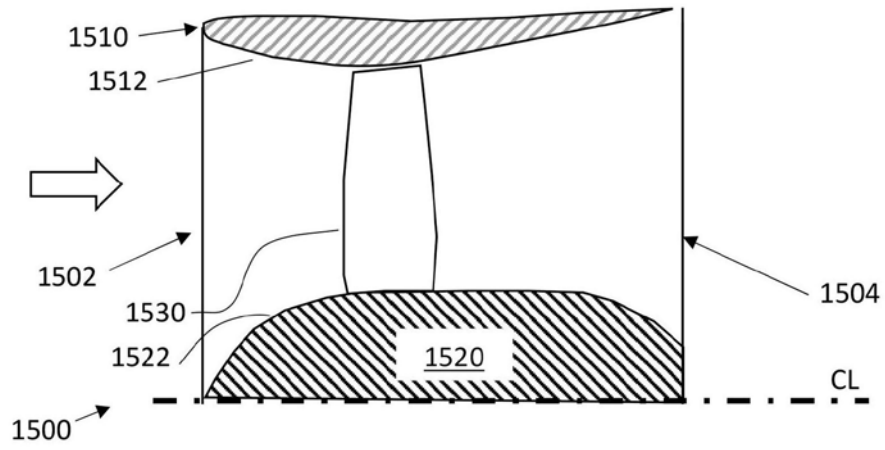


图10B

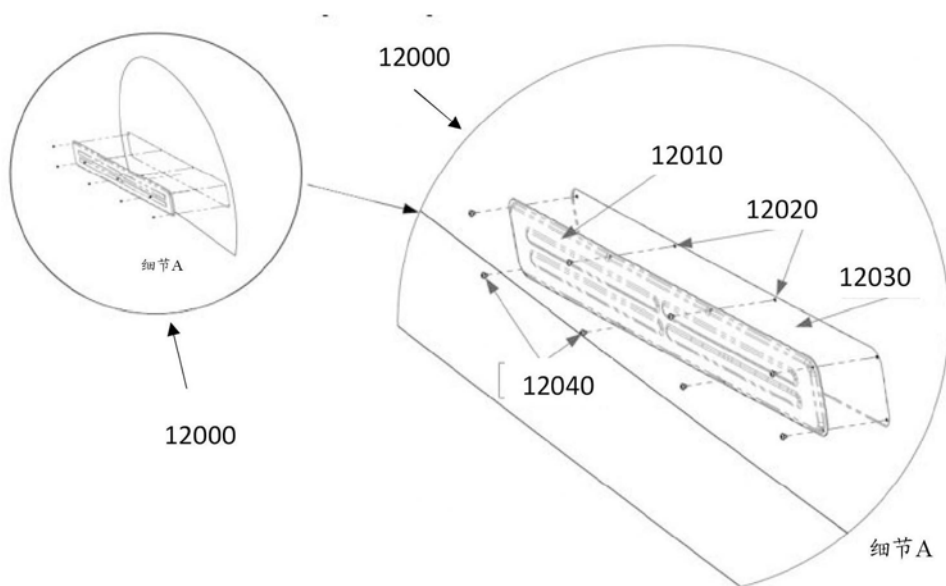


图11

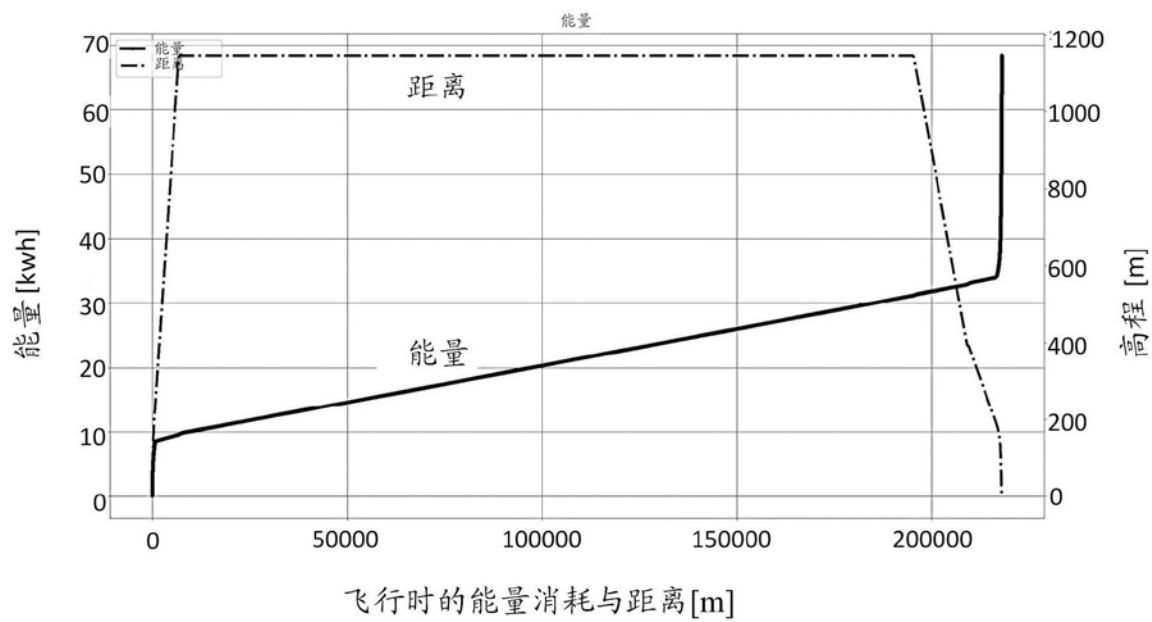


图12

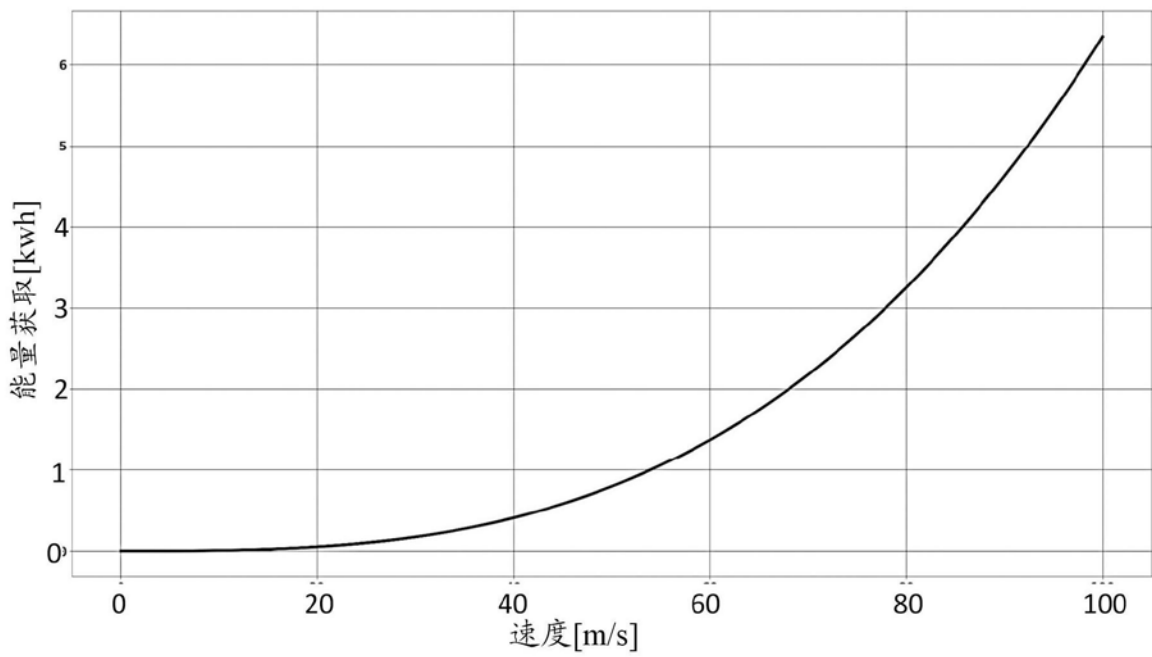


图13

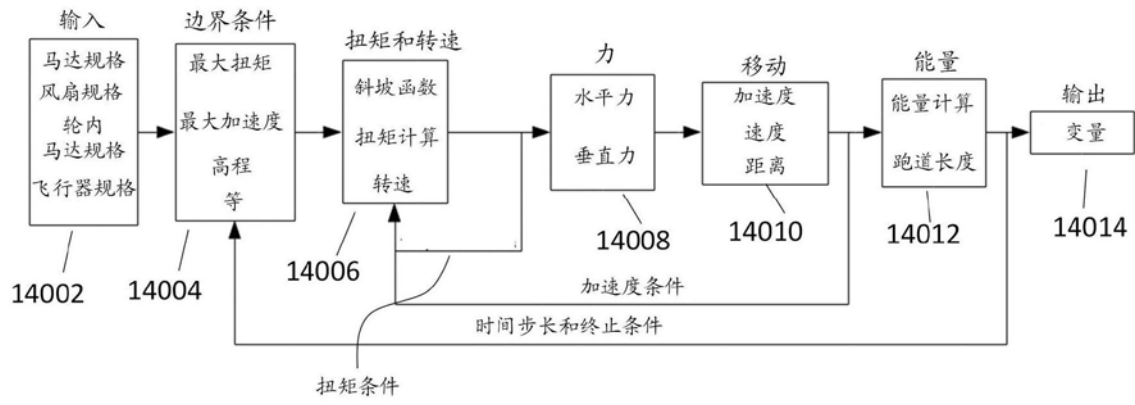


图14