



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 101746507 A

(43) 申请公布日 2010.06.23

(21) 申请号 200910206863.3

(22) 申请日 2009.10.12

(30) 优先权数据

12/334098 2008. 12. 12 US

(71) 申请人 霍尼韦尔国际公司

地址 美国新泽西州

(72) 发明人 R·E·安娜蒂 P·L·奥布莱恩

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司
72001

代理人 严志军 刘华联

(51) Int. Cl.

B64D 27/00 (2006.01)

B64D 27/24 (2006.01)

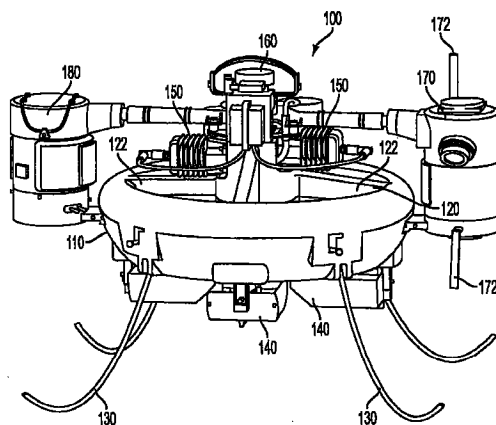
权利要求书 1 页 说明书 5 页 附图 4 页

(54) 发明名称

用于隧道风扇式无人空中系统的混合动力

(57) 摘要

本发明涉及用于函道风扇式无人空中系统的混合动力。提供了一种用于垂直起飞和着陆的函道风扇式飞行器的推进系统,该推进系统包括:内燃机,包括电动发电机、马达驱动器和电池的电动机。马达驱动器和电池集成到飞行器中,且为函道风扇式飞行器提供动力。电动机可包括环形电动发电机。在运行时,此双推进系统用作有重量效率的选择,以允许在函道风扇式无人飞行器上有两个动力源。



1. 一种用于垂直起飞和着陆的函道风扇式飞行器的推进系统,包括:
发动机;以及
电动机,其中,所述电动机连接到所述函道风扇式飞行器上的风扇叶轮和所述发动机上,所述电动机包括马达驱动器和电池;
其中,所述发动机和所述电动机各自为所述函道风扇式飞行器提供动力。
2. 根据权利要求1所述的推进系统,其特征在于,所述电动机是电动发电机。
3. 根据权利要求1所述的推进系统,其特征在于,所述函道风扇式飞行器完成任务剖面,所述任务剖面包括起飞、上升、航行、悬停、下降和着陆。
4. 根据权利要求3所述的推进系统,其特征在于,所述发动机进一步包括设计点,其中,所述设计点是所述发动机产生峰值效率时的功率和速度。
5. 根据权利要求4所述的推进系统,其特征在于,所述发动机在整个所述任务剖面中始终在其设计点处运行。
6. 根据权利要求1所述的推进系统,其特征在于,所述函道风扇式飞行器进一步包括函道和多个风扇叶片,其中,所述风扇叶轮连接到所述多个风扇叶片中的各个风扇叶片上,并且,其中,所述函道包括内表面。
7. 根据权利要求6所述的推进系统,其特征在于,所述电动机集成到所述风扇叶片的外围中。
8. 根据权利要求6所述的推进系统,其特征在于,所述电动机是包括磁性元件和电绕组的环形马达,其中,所述电绕组位于所述风扇叶片的所述外围和所述函道的所述内表面处。
9. 根据权利要求1所述的推进系统,其特征在于,所述电动机用作发动机起动机。
10. 根据权利要求1所述的推进系统,其特征在于,当所述发动机失效时,所述电动机为无人飞行器提供动力。

用于函道风扇式无人空中系统的混合动力

[0001] 政府权利

[0002] 本发明是根据美国国防部高级研究项目机构 (DARPA) 授予的主合同号 MDA970-01-9-0018 在政府支持下完成的。政府享有本发明的某些权利。

技术领域

[0003] 本发明大体涉及无人飞行器。更具体地,本发明涉及用于与无人函道风扇式垂直起飞和着陆 (VTOL) 的飞行器一起使用的混合动力。

背景技术

[0004] 无人飞行器 (“UAV”) 是远程导航或自导航的飞机,其可携带摄像机、传感器、通信装备或其它有效负载。UAV 能够进行受控的、持续的水平飞行,而且 UAV 常常由燃气轮机或者往复式内燃机来提供动力。可远程地控制 UAV,或者 UAV 可基于预编程的飞行计划或者更复杂的动态自动化系统自主地飞行。

[0005] UAV 已经越来越多地用于不适合或不可能使用载人飞行器的各种应用。这样的应用可包括军事情况,例如监视、侦察、目标获取、数据获取、通信中继、引诱、骚扰或补给飞行。这些飞行器还用于越来越多的民事应用中,例如当观察人员会有危险时的消防、内乱或犯罪现场的警务观察、自然灾害中的勘察支持,以及科学研究,例如从飓风中收集数据。

[0006] 与传统的固定翼 UAV 相比,函道风扇式垂直起飞和着陆 (VTOL) UAV 提供了独特的操作功能性。这种增强的功能性与函道风扇式 VTOL UAV 的悬停和凝视能力有关。在悬停和凝视动作中, UAV 可停止飞行,且在飞行器保持固定的同时,可使用 UAV 上的任何传感器来密切地探查感兴趣的点。

[0007] 典型的任务剖面从 UAV 上升到特定高度开始。一旦 UAV 到达其特定高度, UAV 就航行到特定位置,且在该位置处悬停。航行、悬停和高度变化在任务期间可能发生多次。当 UAV 航行到着陆位置、下降且在该位置处着陆时,任务剖面完成。在任务剖面的不同部分期间需要不同的动力水平。目前,使用燃气轮机发动机或往复式内燃机 (“ICE”) 来驱动函道风扇推进的 UAV 的旋转的风扇。燃气轮机和 ICE 设计成以便在通常称为设计点的特定功率和速度下产生峰值效率。当功率和速度与设计点不同时,效率降低。在整个任务剖面中,发动机在许多不同的功率和速度条件下运行,从而导致剖面的某些飞行航程低于最佳的效率。当发动机不以最佳效率运行时,会导致较高的燃料消耗。较高的燃料消耗意味着 UAV 不能够像发动机在整个任务剖面中始终在设计点下运行的情况下那样飞行得那样远或长。

[0008] 由于重量限制,函道风扇式 UAV 通常仅具有一个推进动力源。这是因为 UAV 上的任何上述动力源中的两个都可能是太重的负载,从而使得飞行器性能降低。但是,如果该一个推进动力源未能在任务期间运行,或以较低的不受控制的方式运行,则结果可能是飞行不受控制或者甚至是坠毁。

[0009] 同样由于重量约束,具有 ICE 的函道风扇式 UAV 通常不具有电起动机或发电机。相反,用于飞行的电功率来源于机载电池。电池水平在任务期间慢慢地消耗。该消耗可能会

限制飞行时间,从而限制飞行器的效用。ICE 需要将大扭矩应用于曲轴才能够起动。典型的小型马达可以供应高速但是低扭矩。没有电起动机,在发动机关闭的情况下,函道风扇 UAV 不能在远程位置着陆以及然后再次起动,以起飞并重新开始任务或返回基地。这种能力,通常称为“居高监视”(perchand stare),是合乎需要的,因为其允许飞行器飞到远程位置且着陆,同时保持能够将诸如视频和静止图像的数据传输回操作员。

发明内容

[0010] 根据本发明,提供了一种用于无人飞行器的双推进系统。该双推进系统提供混合动力,混合动力可为函道风扇式无人飞行器提供动力,从而使得飞行器在整个任务剖面中始终在其设计峰值下运行。

[0011] 在一个实施例中,提供了一种用于函道风扇式飞行器的推进系统。该推进系统包括内燃机和电动发电机。电动机集成到推进风扇的护罩和飞行器上的函道两者中。该电动机包括马达驱动器和电池,且马达为函道风扇式 UAV 提供动力。发动机也为函道风扇 UAV 提供动力。

[0012] 在另一个实施例中,无人飞行器包括推进风扇,其中,该推进风扇由发动机和电动发电机驱动。推进风扇包括第一表面,且包括马达部分的电动发电机集成到第一表面中。除了由内燃机提供的推进动力之外,电动发电机的马达部分也提供推进动力。

[0013] 在第三个实施例中,提供了一种函道风扇式飞行器,该飞行器包括发动机、多个风扇叶片和电动发电机。多个风扇叶片中的各个风扇叶片包括第一端部和第二端部,第一端部附连到风扇叶轮上,且第二端部包括外围。电动发电机集成到该多个风扇叶片的第二端部中的至少一个第二端部的外围中。发动机和电动发电机各自为函道风扇式飞行器提供动力。

[0014] 附图简述

[0015] 本文参考以下附图对各实施例进行了描述。出于清楚的原因,以简化的方式描绘了附图的某些方面。附图中没有示出所有的备选方案和选择,因此本发明的范围不限于附图的内容。在附图中:

[0016] 图 1 是根据本发明的一个实施例的混合动力函道风扇式无人飞行器的透视图;

[0017] 图 2 是混合动力函道风扇式无人飞行器的简图;

[0018] 图 3a 是用于函道风扇式无人飞行器的示例性任务剖面;

[0019] 图 3b 示出了图 3a 的任务剖面所需的功率;

[0020] 图 3c 示出了用于图 3b 的任务剖面的功率的示例性用法;

[0021] 图 4a 是示例性混合动力函道风扇无人飞行器,其中,电动机包括环形马达设计;

[0022] 图 4b 是包括安装在轴上的传统电动机的示例性混合动力函道风扇式无人飞行器;以及

[0023] 图 4c 是包括通过带或链传动连接到轴上的电动机的示例性混合动力函道风扇式无人飞行器。

具体实施方式

[0024] 图 1 描绘了根据本发明的一个实施例的函道风扇式无人飞行器(“函道风扇式

UAV”)100 的透视图。

[0025] UAV 100 包括空气函道 110 和位于空气函道 110 内的风扇 120。风扇 120 包括多个风扇叶片 122。UAV 可具有着陆装置 130、多个操纵舵 140、发动机气缸 150、发动机过滤器 160、有效负载吊舱 170 和航空电子设备吊舱 180。有效负载吊舱 170 可包括多个天线 172。在一个实施例中,发动机可为燃气轮机内燃机。在另一个实施例中,发动机可为往复式内燃机 (“ICE”)。也可存在电动机。电动机控制 UAV100 的风扇叶片 122 的旋转。电动机可用轴、变速箱、带或链连接到发动机和风扇 120 上。

[0026] 有效负载吊舱 170 和航空电子设备吊舱 180 仅是可安装到 UAV100 上的示例性吊舱。可以使用可用于多种目的多种吊舱。

[0027] 图 2 是混合函道风扇式 UAV 200 的简图。UAV 200 显示了包括内燃机 210 和电动机 220,以及马达驱动器 222 和电池 224 的双推进系统。第一轴 230 使发动机 210 连接到电动机 220 上。第二轴 240 使电动机 220 连接到风扇叶轮 250 上。在一个备选实施例中,可仅使用一个轴,且发动机 210 和电动机 220 可安装在单个轴上。在这个实施例中,单个轴可使电动机连接到风扇叶轮 250 上。风扇叶轮 250 的多个风扇叶片 252 在函道 260 内或者沿顺时针方向或者沿逆时针方向而运动。发动机 210 和电动机 220 附连到函道 260 上。当空气流过风扇叶片 252 且风扇叶片或者以顺时针方向或者以逆时针方向运动时,风扇叶轮 250 旋转。以箭头 270 显示了气流的方向。电池 224 和马达驱动器 222 可附连到函道 260 上,且可连接到电动机 220 上。UAV 200 还可包括着陆装置。

[0028] 电动机 220 可为环形电动发电机。环形马达是构造在风扇叶片 252 的外周边处的电机,且包括布置成以便引起风扇叶轮 250 旋转的磁性元件和绕组。磁性元件可集成到旋转风扇周边中,且绕组可集成到风扇函道中。

[0029] 电动发电机可是可用作或者马达或者发电机的单个电机,且可将电功率转换成机械功率。电动发电机可将机械功率转换成电功率。电动发电机可集成到函道 260 中。电动发电机可作为马达运行,以增大发动机 210 的功率。在这个实施例中,马达驱动器 222 将使用来自电池 224 的 DC 功率,且将 DC 功率转化成可变频率,以起动和驱动作为马达的电动发电机。当需要发电机功率时,马达驱动器 222 则可充当整流器和调压器,以便以正确的电压和电流将功率供应到电池 224,以进行充电,以及出于机载功率的需要而供应电功率。

[0030] 或者,电动机 220 可以不是电动发电机,而是可只包括马达。电动机 220 可为具有在磁场中旋转的线匝的 DC 马达。在这种情况下,可通过与开口环进行运动接触的两个电刷来供应线圈中的电流。线圈将处于稳定的磁场中,且施加在电流承载线材上的力将在线圈上产生扭矩。该扭矩产生可用来使风扇叶轮 250 转动的机械能。

[0031] 电池 224 可为轻量可再充电型,例如但不限于锂聚合物或镍金属氢化物。发动机 210 可驱动发电机,以对电池 224 再充电,但是可使用其它方式,例如光电方式。取决于飞行器的大小和有效负载容量,电池 224 可为马达驱动器供应功率高达数小时。可能不止一个电池 224 与 UAV 200 一起使用。

[0032] 在运行时,可开启发动机 210 来为 UAV 200 提供动力。可使用电动机 220 来仅起动发动机 210,以同时起动和运行发动机 210,或者可在比发动机 210 在时间上晚一点起动电动机 220。或者,可在未开启发动机 210 时开启电动机 220。电池 224 对马达驱动器 222 供电,从而将电能发送到电动机 220。电动机 220 使用电能来产生机械能。马达驱动器 222

可控制电动机 220 的旋转速度。大体上,无刷 DC 马达的旋转速度和扭矩与应用于其上的电压、电流和频率成比例。因此,可通过来自马达驱动器 222 的转换频率、电压和电流来实现速度控制。发动机 210 和电动机 220 中的各个均可为 UAV 200 提供动力,以使 UAV 升离地面,且使其在空中运动到确定的位置。

[0033] 图 2 中所示的双推进系统允许发动机 210 在大部分任务中始终在设计点处或附近运行,从而产生最大发动机效率,并且由此产生较低的燃料消耗。在运行时,当需要较高的功率时,起动电动机 220 来增大发动机功率。图 3a 显示了包括起飞、上升、航行、悬停、航行、下降、着陆的典型任务剖面。在图 3a 中,纵轴代表以英尺度量的高度,UAV 100 在此高度处飞行。横轴代表以分钟计算的经过的时间。如图 3a 中所示,起飞和上升占用很少时间,但是所攀升的高度很高,高达 200 英尺。航行和悬停在图 3a 中的实例中持续了 35 分钟。下降和着陆占用很少的时间,但是高度变化大,下降 200 英尺。这是可在高度和时间方面有很大变化的许多任务剖面的一个实例。

[0034] 图 3b 显示了图 3a 的飞行模式所需的功率。图 3b 展现了功率(在纵轴上以马力来度量)-图 3a 的整个飞行模式中经过的时间(的关系)。图 3b 中显示了飞行所需的功率线 310。飞行所需的功率线 310 显示了在上升、下降和悬停期间所需的功率比航行期间所需的功率多。可看到在起飞和上升时刻功率增加,从约 2.75hp 增加至超过 3hp。一旦 UAV 100 达到其航行高度,所需功率就急剧下降到低于 2.75hp 的值,且然后继续以更加逐渐的方式降低,直到约第十分钟为止。然后当 UAV 变成悬停模式时,UAV 100 经历所需功率的略微增加,且然后在悬停的同时继续逐渐降低,直到第 25 分钟为止,此时,当 UAV 切换到航行模式时,UAV 经历功率的急剧下降。UAV 在航行模式中继续使用更少的功率,且对于任务剖面的下降阶段仅需要功率的略微急剧增加。

[0035] 图 3c 是示出了与用于图 3a 的任务剖面的混合双动力系统一起使用的功率的图表。图 3c 上有三条线,310、320 和 330。ICE 功率线 320 显示了 ICE 所需的以允许在设计点处持续运行的恒定功率。电动机功率线 330 显示了通过使用电动机而产生的功率。当 ICE 驱动发电机对电池再充电时,功率下降到零以下一段时间。飞行所需的功率线 310 显示了图 3b 的剖面所需的相同功率。如图 3c 所示,发动机将设计成以便在其设计点处实现最大效率,且将在大部分任务剖面期间在该设计点处运行。当在上升、下降和悬停期间需要更多功率时,电动机将与发动机并行地起动,从而供应额外的功率,以实现所需的较高的总功率。当需要较少的功率时,电动机将关闭,且作为发电机来运行,从而将机械功率转换成电功率,以为电池再充电。

[0036] 除了增大的效率之外,电动机 220 还提供在发动机 210 出现故障的情况下可用来进行推进的第二动力源。电动机 220 将最少允许风扇叶轮 250 旋转得足够快,且提供使控制表面(例如舵)生效的足够的气流,且允许受控制的下降。可使用离合器系统来断开卡住的发动机,且允许电动机使风扇旋转。离合器可为使发动机与电动机断开的离心或电接合离合器。

[0037] 如果电动机 220 是电动发电机,则电动发电机可或者作为马达或者作为发电机来运行。当需要更多功率时,例如在上升期间,可使电动机 220 作为马达运行来增大发动机 210 功率。当需要更少功率时,可使电动机 220 作为发电机运行,且为机载负载供应功率,并对电池再充电。另外,当在地面上时,作为电动发电机的电动机 220 可由发动机驱动,且作

为用于 UAV 200 外部的其它功率需要的辅助发电机来运行。

[0038] 图 4a-4c 显示了电动机 220 的备选实施例。图 4a 是示例性混合动力隧道风扇式 UAV, 其中, 电动机包括环形马达设计。混合 UAV 可用作发动机起动机, 以通过使用电池功率或另外的动力源来远程地起动发动机。对于这个实施例, 电动机 220 可包括环形马达设计, 其中定位在风扇叶片 252 的外围处的磁性元件 410 将由位于隧道 260 附近的绕组推进。通过使用环形马达设计, 马达直径大, 但是马达质量却小。大直径产生起动发动机 210 所需的更大扭矩。

[0039] 另外的实施例可包括在发动机 210 之后安装在轴上的传统电动机 220, 如图 4b 所示, 或者电动机 220 可通过带或链传动 420 连接到轴上, 如图 4c 所示。或者, 图 4b 的电动机 220 可在发动机 210 之前安装在轴上。

[0040] UAV 100 可设计成以便在背包中运输。模式化轻量负荷承载装备包 (“MOLLE”) 是陆军和海军背包。MOLLE 包是完全集成的、模式化负载系统, 其包括具有臀包 (butt pack) 的负载背心、具有支持袋的主后背包和附连到外部框架上的睡袋舱。还有巡逻背包, 其可单独使用或结合主后背包使用, 以增强负荷承载能力。MOLLE 可构造成几个不同的变型, 以符合任务的负载处理需要。通常穿戴负载背心, 且负载背心拥有用于放置杂志和手榴弹的口袋。虽然 UAV 100 优选地设计成以便装入 MOLLE 包内, 但是 UAV 100 可装入许多其它包或背包中。UAV 100 可用于非军事应用中, 且可以不容纳在用于这些应用的背包内。

[0041] UAV 100 重量可为约 16-18 磅。但是, 取决于所使用的材料和 UAV 的大小, UAV 100 可比这个值更重或更轻。UAV 可在高于地平面 100 至 500 英尺的高度运行, 且通常 UAV 将在地面上方介于 10 和 500 英尺之间飞行, 但是也可在更高的高度飞行。UAV 可提供向前和向下看的白天或夜晚的视频或静止图像。UAV 可在各种天气条件下运行, 包括下雨和微风。该系统需要最少的操作员训练。可使用便携式地面站来引导飞机以及从摄像机接收图像。可使用地面站来对用于 UAV 的飞行路径编程, 或者人工地对其进行控制。飞机还可配备有用于白天行动的光电摄像机或用于夜晚任务的红外摄像机。

[0042] UAV 100 可自主运行, 从而执行简单的任务, 例如编程或搜索, 或者 UAV 100 可在机组人员的控制下运行。机组人员可包括飞行员和传感器操作员。飞行员可使用控制器来驱动飞机, 控制器在 C 波段视线数据链路或 Ku 波段卫星链路或其它数据链路上传输命令。飞机还可通过 L-3Com 卫星数据链路系统来接收命令。飞行员和其他机组成员使用自飞机接收的图像和雷达来作关于 UAV 的控制的决定。

[0043] 应当理解, 所示实施例仅是实例, 且不应理解为限制本发明的范围。权利要求书不应理解为限于所述顺序或元件, 除非陈述为有这种意思。因此, 在所附的权利要求书及其等效物的精神和范围内的所有实施例都作为本发明来要求保护。

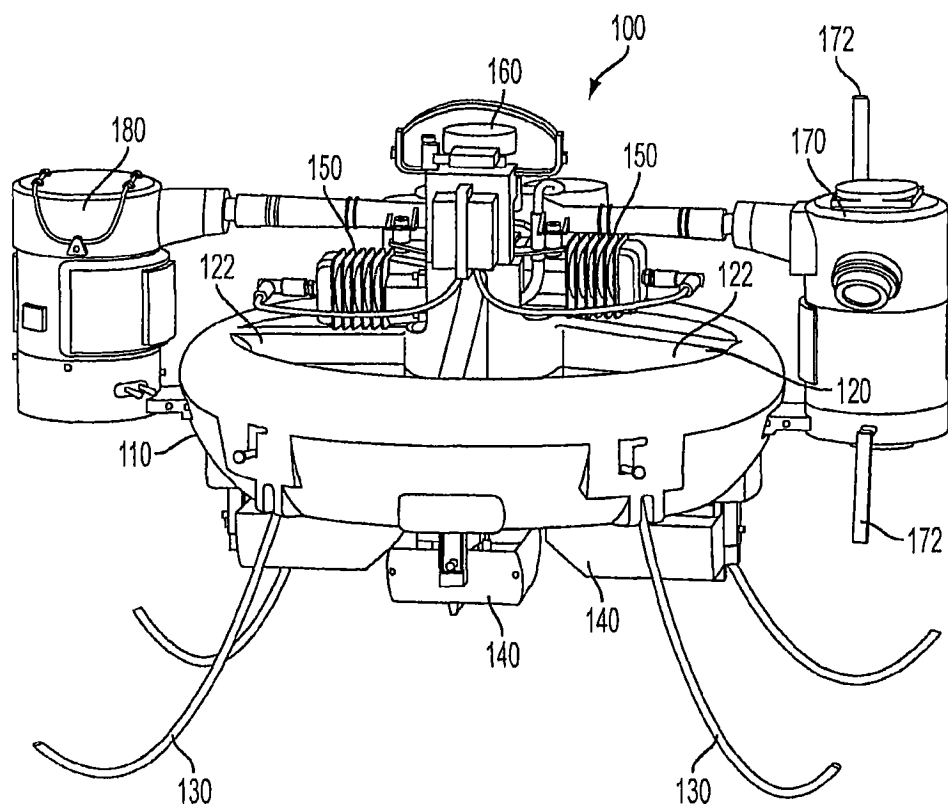


图 1

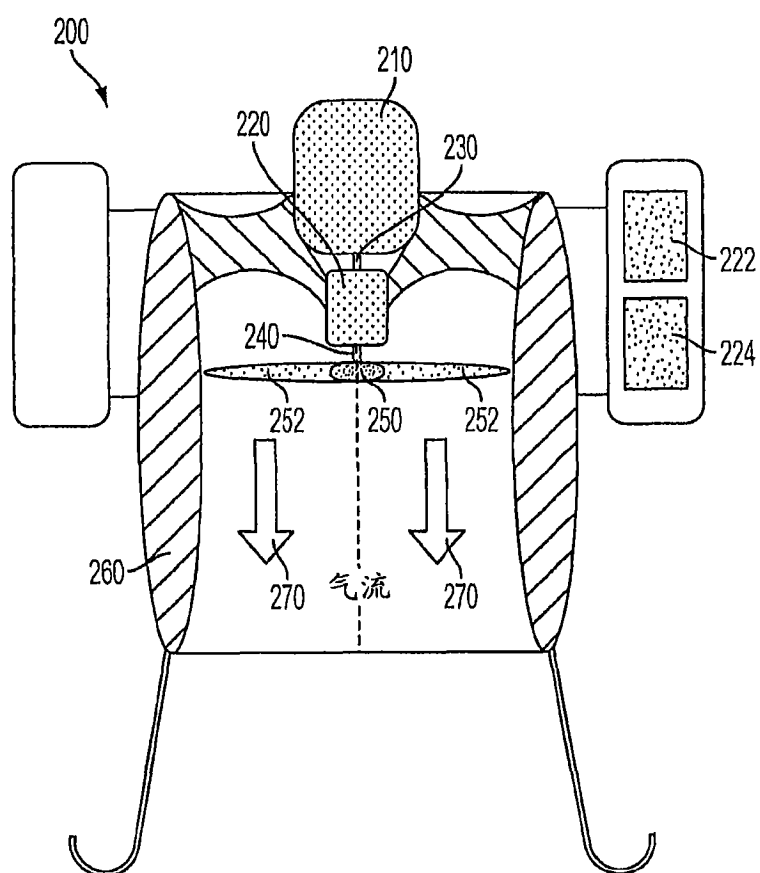


图 2

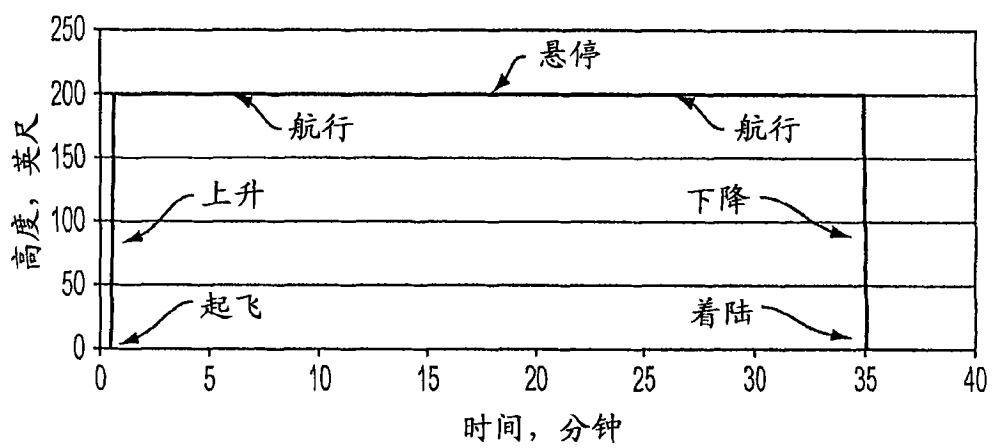


图 3A

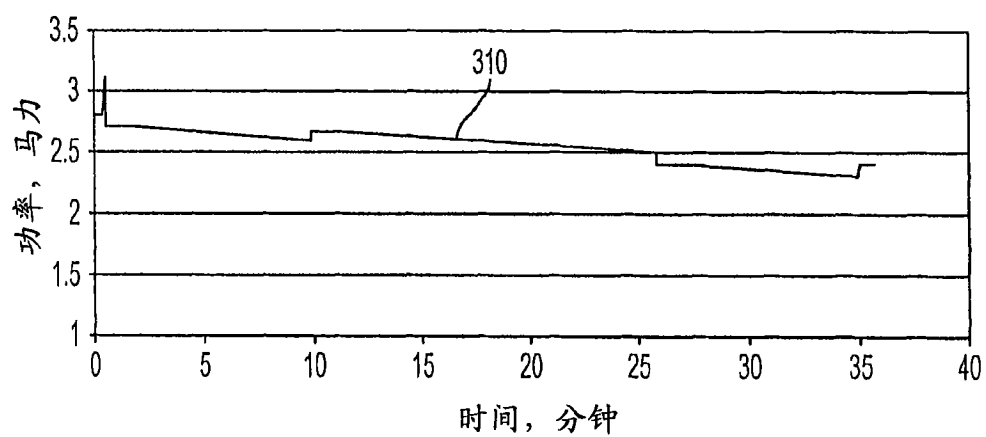


图 3B

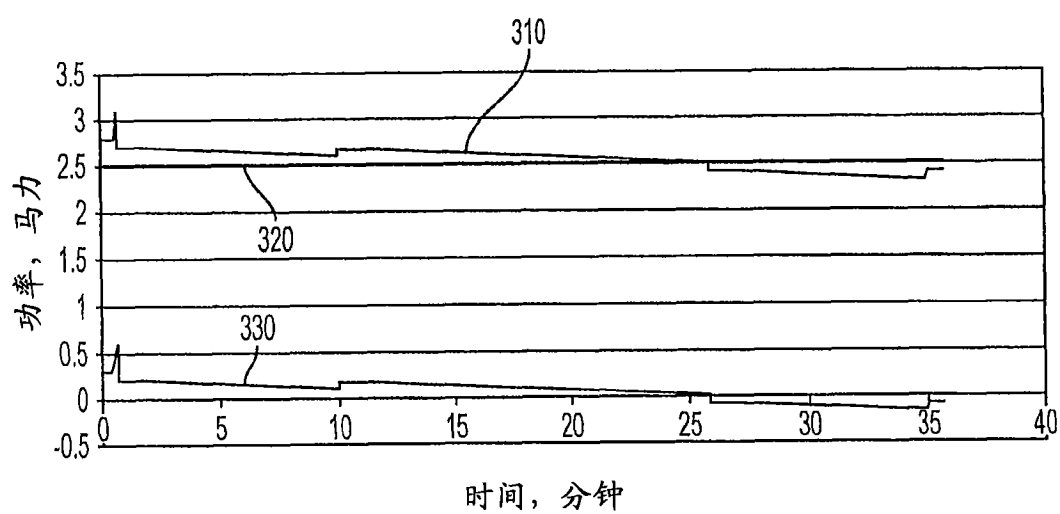


图 3C

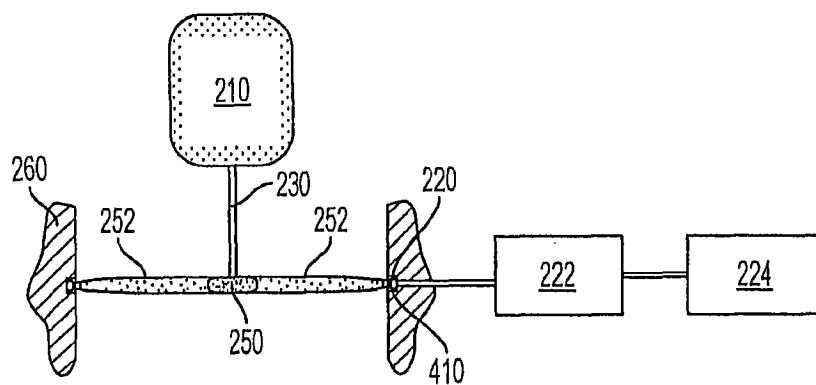


图 4A

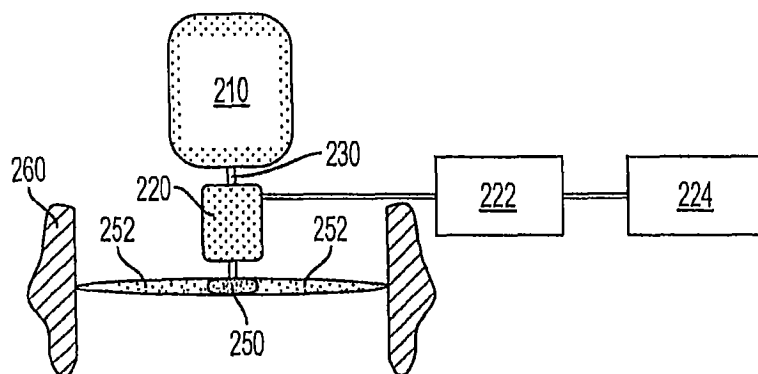


图 4B

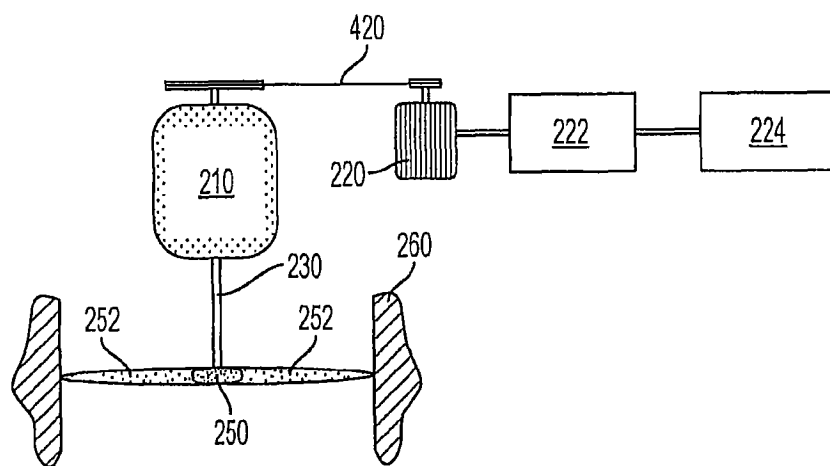


图 4C