



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108016623 A
(43)申请公布日 2018.05.11

(21)申请号 201710823219.5

(22)申请日 2017.09.13

(30)优先权数据

15/343,116 2016.11.03 US

(71)申请人 波音公司

地址 美国伊利诺伊州

(72)发明人 S·S·格尔纱尼 T·W·埃里克森
D·R·阿尔德科斯

(74)专利代理机构 北京三友知识产权代理有限公司 11127

代理人 吕俊刚 杨薇

(51)Int.Cl.

B64D 27/02(2006.01)

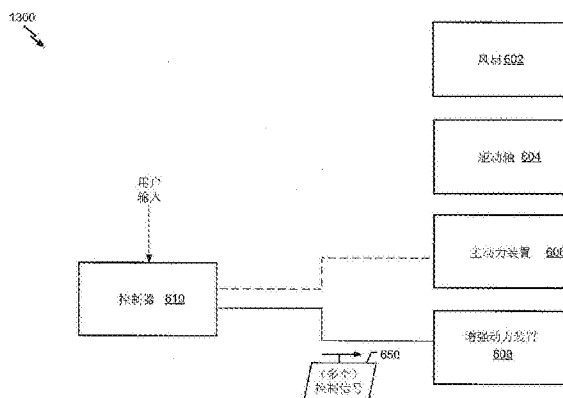
权利要求书2页 说明书17页 附图20页

(54)发明名称

用于增强主动力装置的系统和方法

(57)摘要

用于增强主动力装置的系统和方法。一种飞机推进系统包括风扇、主动力装置、增强动力装置和控制器。所述主动力装置联接到所述风扇并且被构造为在第一飞行阶段期间和在第二飞行阶段期间使所述风扇旋转。所述增强动力装置能够与所述风扇联接。所述控制器被构造为使所述增强动力装置在所述第一飞行阶段期间驱动所述风扇,并且基于从所述第一飞行阶段到所述第二飞行阶段的转变的指示来使所述增强动力装置停止驱动所述风扇。



1. 一种飞机推进系统(1300),该飞机推进系统(1300)包括:
风扇(602);
主动力装置(606),该主动力装置(606)联接到风扇(602)并且被构造为在第一飞行阶段期间和在第二飞行阶段期间使所述风扇(602)旋转;
能够与所述风扇(602)联接的增强动力装置(608);以及
控制器(610),该控制器(610)被构造为使所述增强动力装置(608)在所述第一飞行阶段期间驱动所述风扇(602),并且基于从所述第一飞行阶段到所述第二飞行阶段的转变的指示来使所述增强动力装置(608)停止驱动所述风扇(602)。
2. 根据权利要求1所述的飞机推进系统(1300),其中,所述第一飞行阶段对应于起飞飞行阶段,并且其中所述第二飞行阶段对应于巡航飞行阶段。
3. 根据权利要求1所述的飞机推进系统(1300),其中,所述增强动力装置(608)包括液压马达(806)或气动马达。
4. 根据权利要求1所述的飞机推进系统(1300),其中,所述主动力装置(606)是燃气涡轮发动机(120),并且其中所述增强动力装置(608)包括液压离合器组件(160)。
5. 根据权利要求4所述的飞机推进系统(1300),该飞机推进系统(1300)还包括与所述液压离合器组件(160)流连通的蓄能器(510),该蓄能器(510)被构造为储存能量并且给所述液压离合器组件(160)提供动力,其中所述液压离合器组件(160)联接在所述燃气涡轮发动机(120)与所述风扇(602)之间,并且其中所述液压离合器组件(160)包括联接到所述燃气涡轮发动机(120)的叶轮(162)和联接到所述风扇(602)的涡轮。
6. 根据权利要求1所述的飞机推进系统(1300),该飞机推进系统(1300)还包括与所述增强动力装置(608)流连通的蓄能器(510),该蓄能器(510)被构造为储存加压流体并且给所述增强动力装置(608)提供动力,其中所述增强动力装置(608)与所述主动力装置(606)的离合器组件(160)分开。
7. 根据权利要求1所述的飞机推进系统(1300),其中,所述主动力装置(606)具有不足以满足基于推力的操作条件的最大推力输出。
8. 根据权利要求1所述的飞机推进系统(1300),其中,所述增强动力装置(608)包括电动机(1008)和被构造为向该电动机(1008)提供能量的蓄电池(1010)。
9. 根据权利要求8所述的飞机推进系统(1300),该飞机推进系统(1300)还包括联接到所述主动力装置(606)的驱动轴(604),其中所述增强动力装置(608)能够联接到位于所述风扇(602)与所述主动力装置(606)之间的所述驱动轴(604)。
10. 根据权利要求8所述的飞机推进系统(1300),该飞机推进系统(1300)还包括能够联接到所述增强动力装置(608)并且联接到所述主动力装置(606)的驱动轴(604)的辅助齿轮箱(726),该辅助齿轮箱(726)被构造为基于由所述增强动力装置(608)产生的扭矩来使所述驱动轴(604)旋转。
11. 一种控制推进系统(1300)的方法(1900),该方法包括:
在(1902)第一飞行阶段期间,使主动力装置(606)驱动飞机(100)的风扇(602)并且使增强动力装置(608)驱动该风扇(602);
检测(1904)从所述第一飞行阶段到第二飞行阶段的转变的指示;以及
基于(1906)检测到所述指示,使所述增强动力装置(608)停止驱动所述风扇(602)。

12. 根据权利要求11所述的方法,该方法还包括在所述第一飞行阶段之前对蓄能器(510)充注或对蓄电池(1010)充电。

13. 根据权利要求11所述的方法,其中,所述蓄电池(1010)在所述第一飞行阶段之前被充电,并且所述方法还包括:

由所述增强动力装置(608)在所述第二飞行阶段期间产生电力;以及

在所述第二飞行阶段期间将从所述增强动力装置(608)产生的所述电力提供给飞机(100)的一个或多个部件。

14. 根据权利要求11所述的方法,其中,所述增强动力装置(608)包括电动机(1008),并且其中使所述增强动力装置(608)停止驱动所述风扇(602)包括:

停止向所述电动机(1008)提供动力信号;以及

使所述电动机(1008)与所述风扇(602)断开。

用于增强主动力装置的系统和方法

技术领域

[0001] 本公开一般地涉及包括增强动力装置的推进系统。

背景技术

[0002] 当设计飞机时,发动机是根据联邦航空条例(FAR)来设计的。飞机发动机通常按照FAR的起飞推力要求和单发动机不能爬升推力要求来调整大小。这些要求产生在起飞操作和爬升操作期间能够使比对巡航操作来说最佳的量更大的量的空气(即具有较高的空气质量流率)循环的飞机发动机(例如,发动机芯)。发动机机芯内的旋转机械的直径基于最大质量流率。因此,满足起飞和爬升推力要求的飞机发动机芯可以具有比对巡航操作来说最佳的直径更大的直径。在巡航飞行阶段期间,发动机的涡轮机械部件的转速被降低以为巡航操作实现质量流率。通常,发动机(例如,发动机的压缩机和涡轮)的效率是每分钟转数(RPM)的一阶函数,并且以比其空气动力学最佳值更慢(或更快)的RPM运行降低发动机效率。

发明内容

[0003] 在特定实施方式中,一种飞机推进系统包括风扇、主动力装置、增强动力装置和控制器。所述主动力装置联接到所述风扇并且被构造为在第一飞行阶段期间和在第二飞行阶段期间使所述风扇旋转。所述增强动力装置联接到所述风扇。所述控制器被构造为使所述增强动力装置在所述第一飞行阶段期间驱动所述风扇,并且基于从所述第一飞行阶段到所述第二飞行阶段的转变的指示来使所述增强动力装置停止驱动所述风扇。

[0004] 在另一特定实施方式中,一种飞机包括风扇、主动力装置、增强动力装置和控制器。所述主动力装置联接到所述风扇并且被构造为在第一飞行阶段期间和在第二飞行阶段期间使所述风扇旋转。所述增强动力装置联接到所述风扇。所述控制器被构造为使所述增强动力装置在所述第一飞行阶段期间驱动所述风扇,并且基于从所述第一飞行阶段到所述第二飞行阶段的转变的指示来使所述增强动力装置停止驱动所述风扇。

[0005] 在另一特定实施方式中,一种控制推进系统的方法包括:在第一飞行阶段期间使主动力装置驱动飞机的风扇并且使增强动力装置驱动该风扇。所述方法还包括检测从所述第一飞行阶段到第二飞行阶段的转变的指示。所述方法还包括基于检测到所述指示,使所述增强动力装置停止驱动所述风扇。

附图说明

[0006] 图1是根据各方面的包括对旋开放式风扇推进系统的飞机的示意框图例示;

[0007] 图2A是根据第一方面的驱动组件的示意例示;

[0008] 图2B是根据第一方面的驱动组件的另一示意例示;

[0009] 图2C是根据第一方面的推进系统的示意例示;

[0010] 图3A是根据第二方面的驱动组件的示意例示;

- [0011] 图3B是根据第二方面的驱动组件的另一示意例示；
- [0012] 图3C是根据第二方面的推进系统的示意例示；
- [0013] 图4A是根据第三方面的驱动组件的示意例示；
- [0014] 图4B是根据第三方面的驱动组件的示意例示；
- [0015] 图4C是根据第三方面的推进系统的示意例示；
- [0016] 图5A是根据第一方面的液压回路的示例；
- [0017] 图5B是根据第二方面的液压回路的另一示例；
- [0018] 图6是例示了包括增强动力装置的推进系统的示例的框图；
- [0019] 图7是例示了包括增强动力装置的推进系统的示例性构造的图；
- [0020] 图8是例示了包括液压增强动力装置的推进系统的示例的图。
- [0021] 图9A是例示了包括液压增强动力装置的推进系统的示例的图；
- [0022] 图9B是例示了包括液压增强动力装置的推进系统的示例的图；
- [0023] 图10是例示了包括电动增强动力装置的推进系统的示例的图；
- [0024] 图11是使用包括增强动力装置的推进系统的方法的示例的流程图；以及
- [0025] 图12是包括推进系统的飞机的例示性实施方式的框图，该推进系统包括增强动力装置。

具体实施方式

[0026] 本文所公开的实施方式致力于包括用于操作飞机的两个动力源的推进系统。主动力装置(例如,燃气涡轮发动机)是主动力源并且可在所有操作阶段期间操作。增强动力装置(例如,液压马达、气动马达或电动机)在某些操作阶段期间是辅动力源。

[0027] 作为例示性的非限制性示例,在第一飞行阶段(例如,起飞)期间,存储在蓄能器内的能量被提供给液压马达并且主动力装置和液压马达的组合动力在起飞期间提供足够的推力以满足联邦航空条例(例如,FAR 25.111等)。在巡航条件期间,不需要来自液压马达的动力,并且主动力装置提供动力以产生推力。增强动力装置使得主动力装置是为巡航条件而设计并调整大小(例如,优化)的并且使得整个推进系统(例如,主动力装置和增强动力装置)是为起飞条件而设计并调整大小的。与被设计为满足FAR推力要求(例如,发动机不能起飞和爬升)的另一动力装置相比被优化为在排除起飞和爬升推力要求的正常飞行剖面(例如,巡航条件)中操作的动力装置在巡航时具有优越的效率。例如,与被设计为满足FAR推力要求的另一动力装置相比被优化为在正常飞行剖面中操作的动力装置在巡航时具有优良的燃料经济性和推力特定燃料消耗。

[0028] 因为巡航段通常是飞行的最长阶段,所以飞机通常在巡航段期间燃烧其燃料的大部分。因此,巡航飞行阶段中的发动机燃料效率的任何改进对飞机的总体燃料燃烧性能和飞机的总体排放有显著影响。与巡航阶段相比,起飞和爬升经常占据总飞行时间或燃料燃烧的一小部分。

[0029] 在以下描述中,许多特定细节被阐述以提供对各种实施方式的彻底理解。然而,本领域技术人员应理解,可以在没有特定细节的情况下实践各种实施方式。在其它情况下,尚未详细地例示或者描述公知的方法、过程、部件和电路,以便不使特定实施方式混淆。

[0030] 在一些实施方式中,推进系统(例如,主动力装置)可以包括对旋推进系统。对旋推

进系统至少部分地应归于由于两排对旋叶片之间的互相作用而导致的空气湍流而产生显著噪声。例如,当后排叶片横切在前排叶片后面产生的低压尾流时产生噪声。

[0031] 互相作用噪声通常包括以第一叶片通过频率或此频率的任何整数谐波谐振的音调。可以使用式1来确定对旋推进器的理想叶片通过频率:

$$[0032] \quad \text{式(1)} \quad \Omega_{\text{BPF}} = n (B_1 \Omega_1 - B_2 \Omega_2)$$

[0033] 在式(1)中, Ω_{BPF} 表示叶片通过频率, n 表示旋转速度, B_1 表示叶片的前排数, B_2 表示叶片的后排数, Ω_1 表示前排转速并且 Ω_2 表示后排转速。 Ω_1 和 Ω_2 均被定义为在顺时针方向上具有正值并且在逆时针方向上具有负值。

[0034] 为了消除转子与转子互相作用噪声,我们将理想地优选叶片通过频率以趋于零。通过数学推导,我们能观察到如果 B_1 和 B_2 以及 Ω_1 和 Ω_2 相等,则叶片通过频率将趋于零。这相当于前排和后排均具有相同数量的叶片并且以确切相同的转速且在相同方向上旋转的情况。

[0035] 用于对旋发动机系统的示例性驱动组件构造以及并入这些驱动组件构造的推进系统和飞机在本文中作为推进系统的一个非限制性示例被描述。在各个方面中,驱动组件被设置有离合器组件以选择性地使对旋风扇发动机系统的后风扇与向后风扇提供动力的驱动轴分离。离合器组件可以作为风扇齿轮箱的一个整体部分被设置或者安装在风扇齿轮箱的输出端上。

[0036] 在一些方面中可以改变后排叶片的桨距以促进其被动旋转,即,在与前风扇相同的方向上来自前风扇的气流的影响下似风车般转动。在其它方面中可以使得后风扇能够在离合器组件的阻力下自旋减慢,然后经由齿轮箱重新啮合到驱动轴,所述齿轮箱在与前风扇相同的方向上驱动后风扇。在其它方面中,可以将制动系统作为离合器组件的一个整体部分并入以促进两种模式之间的更快转变。这种系统将通过液压装置选择性地增加由离合器组件引发的阻力,这对于后转子导致较短的自旋减慢时间。因此,根据本文所描述的各方面构造的驱动组件使得对旋发动机系统的后风扇能够例如在着陆和起飞飞行段或减小来自飞机的噪声可能是有用的其它飞行段期间选择性地分离并且风扇叶片重新定调(re-pitch),随后可以按照对旋构造重新啮合以驱动后风扇。

[0037] 如本文所使用的,“离合器”是指当啮合时提供从驱动部件(动力源)到被驱动部件(风扇系统)的扭矩传递的选择性调节的装置,但是它可被分离或者部分地啮合以允许继续传递一小部分动力。离合器可以是摩擦离合器(湿式或干式)或流体联接(fluid coupling)装置。

[0038] 图1是根据各方面的包括对旋开放式风扇推进系统的飞机的示意框图例示。参照图1,飞机100包括机身102和推进系统110。推进系统110包括至少一个发动机120和联接到发动机120的驱动组件130。驱动组件130包括第一驱动轴140、第一风扇150、离合器组件160、齿轮箱170、第二驱动轴180和第二风扇190。在操作中离合器组件160使第一风扇150能够选择性地与第一驱动轴140啮合和分离。将参照以下图来描述驱动组件和推进系统的特定示例。

[0039] 图2A和图2B是驱动组件的示意例示200、300,并且图2C是根据第一方面的推进系统的示意例示400。参照图2A、图2B和图2C,在第一示例中驱动组件130包括可在第一方向上绕第一轴线142旋转的第一驱动轴140和可在第二方向上绕轴线142旋转的第二驱动轴180

(参见图2C)。驱动轴140、180可以是同轴的,使得驱动轴140在驱动轴180内旋转。在图2A和图2B中未示出驱动轴180。

[0040] 驱动轴140、180可以经由诸如行星齿轮箱144的齿轮箱联接到诸如发动机120(图2C)的动力源。发动机120和行星齿轮箱144给驱动轴140、180提供动力以使驱动轴140、180绕轴线142旋转。

[0041] 发动机120的特定结构并不重要。在一些示例中发动机120可以作为包括向燃烧室提供压缩空气的多级压缩机的燃气涡轮发动机被实现,该燃气涡轮发动机使涡轮转动以使输出轴旋转。发动机120也可以由电动机或者二冲程或四冲程型的内燃机组成。驱动轴140、180经由行星齿轮箱144联接到输出轴。风扇可位于发动机120前面或尾部,从而允许推进器推(即推进式发机构造)或者拉(即,拉出式或牵引式发机构造)发动机120并且随后推或者拉飞机100。

[0042] 第一风扇150联接到第一驱动轴140以在第一驱动轴140旋转时在第一方向上绕轴线142旋转。当驱动组件130联接到发动机120时第一风扇150可以被定位为后风扇。第一风扇150包括联接到轮毂154的多个叶片152。在一些示例中转子的直径与轮毂的直径之比可以在0.20至0.35之间。对于许多应用来说,前转子可以具有60英寸至240英寸之间的直径。叶片152可以是弯曲的或另外外形的,以影响叶片152的发电能力。

[0043] 此外,第二风扇190联接到第二驱动轴180(在图2C中可见),以在第二驱动轴180旋转时在与第一方向不同的第二方向上绕轴线142旋转。当驱动组件130联接到发动机120时第二风扇190可被定位为前风扇。第二风扇190包括联接到轮毂194的多个叶片192。

[0044] 在一些示例中可以将第二风扇190和风扇叶片192设计为在后风扇未与驱动轴140啮合的同时在起飞和爬升时产生足够的推力。这可通过增加第二风扇190的直径来实现,因为由风扇产生的净推力与风扇直径的四次方成比例。例如,如果风扇190的直径增加了百分之十九(19%),则由风扇190产生的推力将增加多达百分之五十(50%)。在一些示例中,叶片192的长度约为40英寸至200英寸,宽度约为4英寸至35英寸。叶片192可以是弯曲的或另外外形的,以影响叶片192在高速下的推进效率。当被组装时,第一风扇150和第二风扇190沿着轴线142移位一定距离,该距离测量为总体前排风扇直径的0.02至0.35。此距离通常与叶片的活动因子有关并且(1)通过实验或者(2)经由不稳定计算流体动力学分析来确定。

[0045] 芯管112收容离合器组件160并且排气塞114与第二风扇190相邻配合。

[0046] 离合器组件160被设置来选择性地使第一风扇150与第一驱动轴140分离。在一些示例中,离合器组件160可以是流体联接系统或摩擦(湿式或干式)离合器系统。在图2A、图2B和图2所描绘的示例中,离合器组件160包括叶轮162、定子164、涡轮166和壳体168。叶轮162可以联接到驱动轴140,使得叶轮162随着驱动轴140而旋转。涡轮166可以联接到输出轴,该输出轴又联接到第一风扇150的轮毂154。离合器组件160可以填满流体,通常为油,以在叶轮162与涡轮166之间提供流体联接。定子164用来调准从涡轮流向叶轮的流体的方向。

[0047] 离合器组件160可以联接到液压回路系统,该液压回路系统增加或者减少离合器组件160中的流体的压力,以分别增加或者减少由离合器组件160传递的输入动力的量。离合器组件160也调节在自旋减慢过程中施加到涡轮的阻力,以促进装置的两种模式之间的更快速改变。在下面参照图5A和图5B对液压回路的示例进行描述。

[0048] 在图2A、图2B和图2C所例示的示例中,在第一风扇150与驱动轴140分离之后第一

风扇150在来自第二风扇190的气流的影响下以适当的叶片俯仰角被动地自由旋转(即,似风车般转动)。在图3A、图3B、图3C以及图4A、图4B、图4C所例示的示例中,齿轮箱170联接到第一风扇150以使得第一风扇150能够在与前风扇190相同的方向上被驱动。

[0049] 首先参照图3A、图3B和图3C所例示的示例,图3A、图3B和图3C是驱动组件的示意例示500、600,并且图3C是根据第二方面的推进系统的示意例示700。离合器组件160的输出轴可以被设置为到齿轮箱170的输入。齿轮箱170可以作为选择性地使输入轴的方向或旋转反向的可逆齿轮箱被实现。因此,在图3A、图3B和3C所例示的示例中可以启用离合器组件160以使第一风扇150与驱动轴140分离,并且借助于作用在离合器组件160中的增加的粘性阻力,可以使得第一风扇150能够自旋减慢。随后可以改变反转齿轮箱170的输出的方向并且可以启用离合器组件160以使第二风扇与驱动轴重新啮合以在相反方向上驱动第一风扇150,同时叶片被定(pitch)在适当的定向上以便似风车般转动,使得第二风扇190在与第一风扇150相同的方向上旋转。

[0050] 图3A、图3B和图3C所例示的剩余部件与参照图2A、图2B和图2C所描述的对应部件基本上相同。为了清楚起见,将不重复这些部件的描述。

[0051] 接下来参照图4A、图4B和图4C所例示的示例,图4A和图4B是驱动组件的示意例示800、900,并且图4C是根据第三方面的推进系统的示意例示1000。行星齿轮箱144的输出轴可以被设置为到齿轮箱170的输入。再次,齿轮箱170可以作为选择地使输入轴的方向或旋转反向的可逆齿轮箱被实现。因此,在图4A、图4B和图4C所例示的示例中,可以启用离合器组件160以使第一风扇150与驱动轴140分离,并且可以使得第一风扇150能够自旋减慢并且在离合器组件160中引发的阻力下完全停止。随后可以改变反转齿轮箱170的输出的方向并且可以启用离合器组件160以使第二风扇与驱动轴重新啮合以在相反方向上驱动第一风扇150,使得第一风扇150在与第二风扇190相同的方向上旋转。

[0052] 图4A、图4B和图4C所例示的剩余部件与参照图2A、图2B和图2C所描述的对应部件基本上相同。为了清楚起见,将不重复这些部件的描述。

[0053] 图5A和图5B是液压回路的示例1100、12200,该液压回路可以用于调节离合器组件160以根据各方面选择性地使第一风扇150与第一驱动轴140联接和断开,或者使第一风扇150减速。首先参照图5A,在第一示例1100中液压回路500包括维持液压流体上的压力的液压蓄能器510。第一供应管线512将液压蓄能器510联接到叶轮162并且联接到单向阀514,该单向阀514可在液压流体可流过阀514的打开位置与液压流体不可流过阀514的关闭位置之间切换。

[0054] 第一可变流量阀518调节叶轮162和涡轮166之间的液压流体的流动。压力和流量传感器516监测第一可变流量阀518两侧的液压流体的压力和流量。

[0055] 液压流体可以经由管线520离开涡轮166。第二可变流量阀519调节来自涡轮166的液压流体的流动。压力和流量传感器516监测离开涡轮166的液压流体的压力和流量。

[0056] 液压回路500还包括从液压流体中提取热量的热交换器530。液压流体储存器540被设置来存储从回路500溢出的过量液压流体。存储在液压流体储存器540中的过量液压流体可以是不加压的。

[0057] 在操作中,来自动力源(例如,发动机120)的动力被施加到叶轮162以使叶轮162旋转。当阀514关闭使得液压流体不可流过阀514时,液压流体流向叶轮162,该叶轮162驱动涡

轮166,使得离合器组件160使第一风扇150与驱动轴140啮合。

[0058] 为了使第一风扇150与发动机分离第一可变流量阀518关闭以减少高压流体从叶轮162流向涡轮166,从而减少传递到风扇150的动力的量。当通过叶轮162的流体的量充分地下降时,动力不再在叶轮162与涡轮166之间传递,从而使风扇150与驱动轴140分离。

[0059] 为了促进第一风扇150的更快的自旋减慢,可以将单向阀514切换到打开位置,从而使得存储在蓄能器510中的加压流体能够在与涡轮166的标称操作方向相反的方向上流入涡轮166(通过图5A中的点虚线来例示)。在反向流的压力下,在涡轮166上引发的内部阻力将增加,从而促进第一风扇150的更快速的自旋减慢。施加来自蓄能器510的反向流的瞬时方式可经由第一可变流量阀518来管理。反向流能持续达这样长的时间,即,使得蓄能器510能够完全减压并且回路中的流体达到环境压力。使蓄能器510减压的时间的长度取决于蓄能器510的最大容量、蓄能器510和管线512中的最大容许压力、风扇150的质量惯性矩、风扇150在第一可变流量阀518关闭时的旋转速度、风扇150的空气动力阻力以及涡轮166的效率。液压系统的设计由蓄能器510的最大尺寸和容许压力以及风扇150达到完全停止的期望时间长度来驱动。根据与飞机100有关的操作考虑事项,自旋减慢时间的实际值可以从15秒到80秒变动。

[0060] 图5B是根据各方面的用于选择性地使第一风扇150与第一驱动轴140联接和断开的液压回路590的第二示例1200。图5B所描绘的回路590的许多部件与图5A所描绘的类似部件相同,并且为了清楚起见将不详细地描述这些组件。首先参照图5B,回路590包括联接到管线520和522的三通换向阀550,该三通换向阀550可在液压流体可流过管线520和522的打开位置、液压流体不可流过管线520和522的关闭位置以及在阀550处切换管线520和522的切换位置之间切换。

[0061] 在操作中,当阀550处于打开位置中时,液压流体在压力下从液压蓄能器510流入组离合器组件160并且经由管线512流向叶轮162。叶轮162驱动涡轮166,使得离合器组件160(例如,液压驱动)使第一风扇150与驱动轴140啮合。

[0062] 当阀550处于关闭位置中时,液压流体不可在叶轮162和涡轮166之间流动,从而使风扇150与驱动轴140分离。

[0063] 当阀550处于切换位置中时,液压流体在压力下在相反方向上通过管线520从叶轮162流入涡轮166,从而有效地作为涡轮166上的制动器,以促进风扇150的更快速的自旋减慢。

[0064] 图6例示了包括增强动力装置608的推进系统1300的示例。推进系统1300被构造用于像本文进一步描述的那样用在飞机上。增强动力装置608可以在某些飞行阶段(例如,起飞)期间向飞机提供动力并且可以在其它飞行阶段(例如,巡航)期间不向飞机提供动力。作为例示性的非限制性示例,飞行阶段可以包括起飞、爬升、巡航、保持、下降、着陆和复飞(例如,中止着陆)。推进系统1300包括风扇602、驱动轴604、主动力装置606、增强动力装置608和控制器610。推进系统1300可以使得主动力装置606是为飞机的特定飞行阶段(例如,巡航飞行阶段)而优化的。推进系统1300或主动力装置606可以包括或者对应于图1的推进系统110。增强动力装置608可以包括或者对应于图1、图5A和图5B的离合器组件160。

[0065] 风扇602经由驱动轴604联接到主动力装置606。风扇602可以位于主动力装置606前面或后面,从而允许推进系统1300推(即,推进式发动机构造)或者拉(即,拉出式或牵引

式发动机构造)飞机。在一些实施方式中,风扇602被以导管封住。作为例示性的非限制性示例,风扇602可以被以导管封住并且风扇602、驱动轴604和主动力装置606可以被包括在涡扇发动机中。在其它实施方式中,风扇602可以是开放的(例如,未以导管封住)。作为例示性的非限制性示例,风扇602、驱动轴604和主动力装置606可以被包括在浆扇发动机中,该浆扇发动机也可以被称为开放式转子发动机。

[0066] 风扇602联接到驱动轴604并且当驱动轴604旋转时在第一方向上绕驱动轴604的轴线旋转。在一些实施方式中,风扇602经由离合器(诸如图1的离合器组件160)与驱动轴604分离或者断开。风扇602包括联接到轮毂的多个叶片。叶片可以是弯曲的或另外外形的以影响叶片的发电能力,诸如以减少波阻力。在一些实施方式中,推进系统1300包括多个风扇(例如,多级风扇)。多个风扇可以具有关于主动力装置606的不同放置或者可以在第二方向上旋转,诸如对旋风扇,或上述两者。

[0067] 主动力装置606联接到驱动轴604和风扇602。主动力装置606被构造为在所有飞行阶段期间使驱动轴604旋转以给风扇602提供动力。主动力装置606可以包括或者对应于燃气涡轮发动机、电动发动机或混合动力发动机(例如,燃气电动发动机)。在一些实施方式中,针对特定飞行阶段(例如,巡航飞行阶段)设计和优化主动力装置606。例如,主动力装置606被调整大小以使巡航飞行阶段(例如,巡航操作条件)期间的燃料效率最大化并且因此产生不足以满足特定基于推力的操作条件的推力,诸如发动机不能爬升或起飞长度推力。附加地或另选地,基于推力的操作条件可以与特定机场、起飞温度、起飞空气密度、起飞高度、起飞发生时的速度、最大高度或最大空气速度关联。在有关737飞机的特定实施方式中,各个主动力装置606被选择为具有将不超过4.15的预定单发动机推力重量比的最大推力输出,使得由它本身操作的各个主动力装置606(在尺寸上)不足以产生飞机实现起飞所需要的最小推力输出。在其它实施方式中,主动力装置606可以在测试期间未能满足期望或设计的基于推力的操作条件。在一些实施方式中,主动力装置606经由齿轮箱或一个或更多个齿轮联接到驱动轴604。在这些实施方式中,主动力装置606包括或者对应于齿轮涡扇发动机。

[0068] 在一些实施方式中,推进系统1300包括被构造为启动(例如,发动)主动力装置的起动机(未示出)。起动机包括或者对应于液压马达、气动马达或电动机。起动机向驱动轴604并且向风扇602提供动力,直到主动力装置606可压缩足够的空气以维持燃烧为止。起动机在第一飞行阶段之前向驱动轴604和风扇602提供动力。起动机在任何飞行阶段期间不向驱动轴604或风扇602提供动力。在一些实施方式中,起动机在飞行阶段期间与驱动轴604分离。附加地或另选地,起动机在飞行阶段期间作为发电机。例如,主动力装置606在飞行期间使驱动轴604和风扇602旋转。驱动轴604使起动机旋转使起动机发电。起动机可以联接到辅助动力单元(APU)或蓄能器。APU或蓄能器可以向起动机提供能量以启动主动力装置606。在特定实施方式中,APU可以充当起动机。例如,APU产生热加压空气并且该热加压空气用于启动主动力装置606。由APU产生的热加压空气可以在第一飞行阶段之前向驱动轴604和风扇602提供动力。APU在任何飞行阶段期间不向驱动轴604或风扇602提供动力。

[0069] 增强动力装置608可与驱动轴604和风扇602联接。增强动力装置608可以与主动力装置606串联或者与主动力装置606并联联接到驱动轴604和风扇602,如参照图7进一步描述的。增强动力装置608被构造为在第一飞行阶段(例如,起飞飞行阶段)中使驱动轴604旋

转以给风扇602提供动力。在所例示的实施方式中,增强动力装置608在起飞飞行阶段、爬升飞行阶段、复飞飞行阶段或其组合期间向风扇602提供动力(例如,使驱动轴604旋转)。增强动力装置608被构造为经由离合器(诸如图1的离合器组件160)在第二飞行阶段(例如,巡航飞行阶段)中与驱动轴604和风扇602分离(或者部分地分离)。第二飞行阶段可以包括或者对应于巡航飞行阶段、二次爬升飞行阶段、下降飞行阶段、保持飞行阶段或其组合。附加地或另选地,增强动力装置608可以在第二飞行阶段期间保持联接到驱动轴604并且可以在第二飞行阶段期间通过从驱动轴604提取能量来产生电力或压力(例如,液压压力或气动压力),如参照图8和图10进一步描述的。

[0070] 增强动力装置608包括或者对应于液压马达、气动马达、电动机或其组合。增强动力装置608联接到能量存储装置。该能量存储装置被构造为向增强动力装置608提供能量以使得增强动力装置608使驱动轴604旋转。在增强动力装置608包括或者对应于液压马达或气动马达的实施方式中,能量存储装置包括蓄能器,诸如图5A和图5B的蓄能器510。在增强动力装置608包括或者对应于电动机的实施方式中,能量存储装置包括蓄电池。蓄电池可以包括或者对应于化学电流储存器或静电电流储存器(例如,超级电容器),如参照图10进一步描述的。

[0071] 控制器610联接到增强动力装置608。控制器610被构造为在飞行阶段期间控制增强动力装置608的操作。例如,在第一飞行阶段期间,控制器610被构造为使增强动力装置608驱动风扇602,并且基于从第一飞行阶段到第二飞行阶段的转变的指示来使得增强动力装置608停止驱动风扇602。为了例示,控制器610可以向增强动力装置608发送一个或更多个控制信号650。作为例示性的非限制性示例,控制器610可以发送使得增强动力装置608使驱动轴604旋转并驱动风扇602的第一控制信号以及使得增强动力装置608停止使驱动轴604旋转并驱动风扇602的第二控制信号。

[0072] 控制器610可以被构造为接收或者检测指示(例如,飞行阶段指示)或者基于一个或更多个参数来确定飞行阶段。控制器610可以联接到飞行计算机(例如,飞行管理计算机(FMC))并且可以从该飞行计算机接收指示或一个或更多个参数。附加地或另选地,控制器610可以联接到用户输入装置(例如,飞机油门控制,诸如推力杆)并且可以经由用户输入装置接收用户输入。作为例示性的非限制性示例,可以通过将推力杆从起飞推力设定移动到较低推力设定、高度计输出(例如,高于地面的高度)超过阈值、爬升率减小至阈值以下等来产生指示,或者响应于将推力杆从起飞推力设定移动到较低推力设定、高度计输出(例如,高于地面的高度)超过阈值、爬升率减小至阈值以下等来检测指示。

[0073] 在一些实施方式中,控制器610联接到主动力装置606。控制器610可以还被构造为响应于用户输入、反馈(例如来自主动力装置的参数)或来自飞行计算机的输入而调整主动力装置606的动力输出(例如,推力设定),如参照图8和图10进一步描述的。控制器610可以包括或者对应于完全授权数字发动机控制(FADEC),诸如发动机电子控制器(EEC)、发动机控制单元(ECU)、动力控制器或其组合。

[0074] 在操作之前,能量存储装置(例如,蓄电池或蓄能器)可以由板外系统充注或充电。另选地,能量存储装置(例如,蓄电池或蓄能器)可以由板上系统(诸如APU)充注或充电。蓄电池或蓄能器存储能量以给增强动力装置608提供动力。在蓄电池或蓄能器被充注或充电之后,起动马达被启用以启动主动力装置606。在主动力装置606被启动且稳定(例如,空转)

之后,起动马达被停用。附加地或另选地,主动力装置606可以对蓄电池或蓄能器充注或充电。例如,主动力装置606在空转的同时可以使驱动轴604旋转,并且驱动轴604的旋转可以使起动马达或增强动力装置608对蓄电池或蓄能器充注或充电。

[0075] 在飞机的操作期间,控制器610接收指示起飞飞行阶段(例如,第一飞行阶段)的用户输入或与起飞飞行阶段关联的推力设定。控制器610产生一个或更多个控制信号650(例如,第一控制信号)并将一个或更多个控制信号650(例如,第一控制信号)发送到增强动力装置608,以使得增强动力装置608使驱动轴604旋转以驱动风扇602。在起飞飞行阶段、爬升飞行阶段或两者期间,增强动力装置608和主动力装置606使驱动轴604旋转以使风扇602旋转。蓄电池或蓄能器将能量提供给增强动力装置608以产生扭矩以使驱动轴604旋转。

[0076] 在飞机完成起飞飞行阶段、爬升飞行阶段或两者之后,控制器610接收第二指示或者确定飞机正转变到第二飞行阶段(例如,巡航飞行阶段)。响应于检测到到巡航飞行阶段的转变,控制器610将一个或更多个控制信号650(例如,第二控制信号)发送到增强动力装置608,以使增强动力装置608停止驱动风扇602。因此,在巡航飞行阶段期间仅主动力装置606驱动风扇602。附加地,可以在复飞飞行阶段(例如,中止着陆)期间启用增强动力装置608。为了例示,用户可以启用起飞/复飞(TO/GA)开关以指示最大可用动力。控制器610可以接收最大可用动力的指示并且可以将一个或更多个控制信号650发送到增强动力装置608,以使得增强动力装置608(与主动力装置606一起)使驱动轴604和风扇602旋转。

[0077] 在一些实施方式中,蓄电池或蓄能器在飞行期间(诸如在巡航飞行阶段期间)被充注或充电(例如,再充注或再充电)。例如,驱动轴604的旋转使得增强动力装置608对蓄电池或蓄能器再充注或再充电,如参照图8和图10所描述的。

[0078] 与没有增强动力装置的飞机相比,具有增强动力装置的飞机在巡航飞行阶段期间提高了效率(例如,特定燃料消耗)。为了例示,增强动力装置在某些飞行阶段(例如,起飞)期间提供额外的动力以满足FAR并且允许针对其它飞行阶段(例如,巡航)而优化主动力装置。因为巡航飞行阶段常常是最长的飞行阶段(并且消耗最多的燃料),所以巡航飞行阶段期间的效率(例如,特定燃料消耗)的提高降低总体燃料消耗和飞机运行成本。附加地,与常规动力装置(例如,被设计为满足FAR的动力装置)相比,效率的提高也降低飞机排放。此外,因为主动力装置被设计为比常规动力装置输出更少的推力,所以主动力装置可以比常规动力装置更小并且重量可以更轻,从而导致更少的阻力并降低成本。增强动力装置可以用于补充飞机以满足基于推力的条件。例如,如果主动力装置在测试期间未能满足设计的推力输出或者所设计的推力输出改变了,则可使用增强动力装置来提供补充推力以满足推力输出(例如,基于推力的条件)。在这些情况下,将增强动力装置添加到飞机比重新设计主动力装置更划算且更快。

[0079] 图7是例示了包括增强动力装置和主动力装置的推进系统的构造的示例的图1400。该推进系统可以包括或者对应于图6的推进系统1300。图1400包括两个构造(串联构造702和并联构造704)的示例。

[0080] 参照串联构造702,推进系统包括风扇602、驱动轴604和主动力装置606。推进系统包括联接到驱动轴604或者可与驱动轴604联接并且定位在风扇602与主动力装置606之间的增强动力装置712。在串联构造702中,增强动力装置712和主动力装置606串联(例如,同轴地)联接到驱动轴604。增强动力装置712可以经由一个或更多个齿轮、离合器或其组合联

接到驱动轴604。增强动力装置712从能量存储装置714接收能量以使驱动轴604旋转。

[0081] 参照并联构造704,推进系统包括风扇602、驱动轴604和主动力装置606。推进系统包括经由辅助驱动轴724和辅助齿轮箱726联接到驱动轴604的增强动力装置722。在并联构造704中,增强动力装置722未与主动力装置606同轴地联接到驱动轴604。增强动力装置722从能量存储装置714接收能量以使驱动轴604旋转。如图7所例示,增强动力装置722和主动力装置606并联联接到驱动轴604。

[0082] 与并联构造704相比,串联构造702可以提高推进系统的效率。例如,串联构造702减少动力传递中涉及的损失(例如,消除由从增强动力装置722产生的动力通过辅助驱动轴724和辅助齿轮箱726传递到驱动轴604而产生的机械损失)。附加地,串联构造702可以比并联构造704更轻,因为串联构造702不包括专用辅助齿轮箱或传动系统(例如,辅助驱动轴724)。然而,与串联构造702相比,并联构造704可以通过允许更容易访问动力装置以便于检查和维护来降低维护成本。并联构造704与串联构造702相比可以更灵活并且可以更易于在空间上集成到推进系统中。因为并联构造可以具有与主动力装置606分开的增强动力装置722,所以主动力装置606可以更短。

[0083] 图8、图9A和图9B是流体动力增强动力装置的示例。流体可以包括或者对应于可压缩流体(例如,气体)或不可压缩流体(例如,液体)。作为说明性的非限制性实例,流体可以包括液压流体或空气。如图8、图9A和图9B所例示,流体动力增强动力装置是液压马达并且是液压回路的一部分。在其它实施方式中,可以使用气动动力增强动力装置(例如,气动马达)和气动回路。

[0084] 参照图8,图例示了包括液压增强动力装置的推进系统1500的示例性构造。推进系统1500可以包括或者对应于图6的推进系统1300。推进系统1500包括飞行计算机802、控制器804、风扇602、驱动轴604、主动力装置606、增强动力装置(例如,液压马达806和一个或多个蓄能器)以及液压回路890。

[0085] 飞行计算机802(例如,飞行管理计算机(FMC))联接到一个或多个输入装置并且被构造为基于接收到的输入(诸如用户输入860)产生动力(例如,推力)设定。例如,在一个实施方式中,飞行计算机802接收推力水平或油门设定、发动机额定值(例如,分离率(derate)水平)、输出轴每分钟转数(RPM)、主动力装置温度(例如,核心涡轮入口温度)、环境温度、静压力和湿度。飞行计算机802然后基于所接收到的输入来确定动力设定。

[0086] 控制器804(例如,FADEC)联接到飞行计算机802、一个或多个用户输入装置或其组合。控制器804被构造为从飞行计算机802接收输入或动力设定并且从主动力装置606、增强动力装置608或两者接收反馈(例如,反馈信号)。控制器804然后基于所接收到的输入、动力设定、反馈信号或其组合来调整由主动力装置606、增强动力装置608或两者产生的推力。作为例示性的非限制性示例,控制器804被构造为调整进入主动力装置606的燃料流量,调整进入液压马达806的液压流体的流量或两者。在一些实施方式中,控制器804与用于主动力装置606的FADEC分开。控制器804可以包括或者对应于图6的控制器610。

[0087] 推进系统1500可以包括一个或多个蓄能器。如图8所例示,所述一个或多个蓄能器包括第一蓄能器810(例如,高压蓄能器)和第二蓄能器812(例如,低压蓄能器)。所述一个或多个蓄能器被构造为存储能量(例如,维持加压流体上的压力)以给液压马达806提供动力。

[0088] 液压回路890包括充注口822和排出口824以使得一个或更多个蓄能器能够由板外系统充注(charge)。液压回路890包括被构造为控制液压马达806的启用、液压马达806的推力设定或两者的一个或更多个阀。如图8所例示,液压回路890包括第一可变流量阀518和二位阀850。第一可变流量阀518可由控制器804控制或调整以使得由液压马达806输出的扭矩增加或者减少。二位阀850使得能够实现一个或更多个蓄能器的充注或液压马达806的启用。液压回路890也包括一个或更多个压力和流量传感器516、热交换器530以及液压流体储存器540,如参照图5A和图5B所描述的。液压回路890还包括充注口阀826和排出口阀828。充注口阀826被构造为使得能够添加加压液压流体。排水口阀828被构造为使得能够排出液压流体以便于维护推进系统1500以及去除液压流体。附加地,排出口阀828可以使得未加压液压流体能够被添加到液压流体储存器540或者可以使得能够替换存储在液压流体储存器540中的液压流体。液压回路890的部件可以彼此流连通,使得液压流体可以从一个部件流向另一部件。

[0089] 在所例示的实施方式中,推进系统1500和液压回路890也包括泵808。泵808被构造为产生用于对一个或更多个蓄能器充注(或者再充注)的压力。泵808也产生用于使液压流体移动通过液压回路890的压力。作为例示性的非限制性示例,泵808是液压泵,诸如齿轮泵、旋转叶片泵、螺杆泵、离心泵、活塞泵等。

[0090] 在一些实施方式中,推进系统1500包括断开器814。断开器814被构造为使增强动力装置(例如,马达和泵)与驱动轴604和风扇602断开。在该示例性实施方式中,断开器814被实现为离合器,例如图1的离合器组件160。

[0091] 在操作之前,阀850和第一可变流量阀518响应于接收到来自控制器804的控制信号而关闭。充注口822和排出口824联接到板外液压充注装置。板外充注装置泵入液压流体,从而使液压回路890中的压力增加并且使一个或更多个蓄能器被充注。在一个或更多个蓄能器被充注之后,板外充注装置与充注口822和排出口824断开。

[0092] 在操作期间,飞行计算机802从用户(例如,领航员)接收有关起飞条件的用户输入860。飞行计算机802基于起飞条件产生动力输入并且将该动力输入发送到控制器804。控制器804基于该动力输入来计算要由增强动力装置(例如,液压马达806)输出的增强扭矩的量。控制器804可以向阀850、第一可变流量阀518或两者发送控制信号。该控制信号可以使阀850切换到打开位置,可以设定或者调整第一可变流量阀518的流量,或两者。控制器804可以基于增强扭矩来设定或者调整控制信号。

[0093] 液压马达806响应于动力信号而使驱动轴604旋转。液压马达806在第一飞行阶段期间使驱动轴604旋转。飞行计算机802可以从用户接收第二输入。第二输入可以与从第一飞行阶段到第二飞行阶段的转变关联。例如,第二输入可以与巡航速度(或与巡航速度对应的推力的量)关联。飞行计算机802产生并向控制器804发送第二动力输入。控制器804基于第二动力输入来确定(或者计算)要由增强动力装置(例如,液压马达806)输出的增强扭矩的第二量。控制器804可以向阀850、向第一可变流量阀518或者向两者发送第二控制信号。

[0094] 附加地或另选地,控制器804可以被构造为基于来自推进系统1500的反馈(例如,动力输出)来调整增强扭矩的量。例如,控制器804可以估计增强扭矩的量并且可以基于由主动力装置606输出的动力通过调整第一可变流量阀518来增加或者减小增强扭矩的估计量。调整第一可变流量阀518调节从一个或更多个蓄能器流向液压马达806的液压流体的

量。

[0095] 附加地或另选地,泵808可以在飞行期间(例如,在第二飞行阶段(诸如巡航飞行阶段)期间)对一个或多个蓄能器充注。通过在飞行期间对一个或多个蓄能器充注,一个或多个蓄能器可以仅为了起飞而存储充注(charge),并且因此,可以使用更少或更小的蓄能器。因此,飞机的重量可以减小。通过在飞行期间不对一个或多个蓄能器充注,可以使用冷却系统(例如,热交换器530)来使液压流体冷却,同时可以减少充注。另外,当泵808将不会从主动力装置606和驱动轴604抽取动力(或者抽取更少的动力)以对一个或多个蓄能器充注时,燃料效率可以提高。

[0096] 与其它类型的增强动力存储方法相比,液压蓄能器可以具有较高的能量密度。为了例示,可以调整蓄能器的大小以每单位体积存储比蓄电池更多的能量,并且因此液压马达806能够在充注之间操作并提供推力达较长的时间段。如图8所例示,增强动力装置(例如,液压马达806)与主动力装置606的离合器组件分开。通过使增强动力装置与主动力装置606并联布置,像图7所示的那样,可以调整增强动力装置的大小以与在增强动力装置与主动力装置606串联布置的情况下相比提供更多的扭矩,也像图7所示的那样。

[0097] 图9A和9B是包括可以用于调节离合器组件160(例如,增强动力装置)以选择性地提供动力以使驱动轴(诸如图6的驱动轴604)旋转的液压回路的推进系统的示例。参照图9A,第一示例1600包括包含液压蓄能器510的液压回路500。液压蓄能器510被构造为存储液压流体并且维持液压流体上的压力。第一供应管线512将液压蓄能器510联接到叶轮162并且联接到单向阀514,该单向阀514可在液压流体可流过阀514的打开位置与液压流体不可流过阀514的关闭位置之间切换。

[0098] 第一可变流量阀518调节叶轮162与涡轮166之间的液压流体的流量。压力和流量传感器516监测第一可变流量阀518两侧的液压流体的压力和流量。

[0099] 液压流体可以经由管线520离开涡轮166。第二可变流量阀519调节来自涡轮166的液压流体的流量。压力和流量传感器516监测离开涡轮166的液压流体的压力和流量。如图9A所例示,阀514、518、519处于关闭位置中,并且推进系统处于充注或非活动状态下。

[0100] 液压回路500还包括从液压流体交换热量的热交换器530。液压流体储存器540被构造为存储从液压回路500溢出的液压流体。在气动实施方式中,液压流体储存器540可以是被构造为存储过量可压缩流体(诸如空气)的流体储存器。附加地或另选地,在这些实施方式中,环境大气可以被用作流体储存器并且可以经由入口和排出口从气动回路添加或者去除流体(例如,空气)。

[0101] 在操作中,来自主动力装置606的动力被施加到叶轮162以使叶轮162旋转。当阀514关闭使得液压流体不可流过阀514并且阀518、519打开时,液压流体从叶轮162流向涡轮166,这驱动涡轮166以使驱动轴604旋转以驱动风扇602。为了启用增强动力装置以使驱动轴604旋转并驱动风扇602,蓄能器510被打开,使得储存在蓄能器510中的加压流体流入涡轮166,如通过图9A中的点虚线所例示的。

[0102] 为了阻止增强动力装置使驱动轴604旋转,第一可变流量阀518、第二可变流量阀519、蓄能器510的阀或其组合关闭以减少(或者停止)存储在蓄能器510中的加压流体到涡轮166的流量,从而减少传递到风扇602的动力的量。当通过叶轮162的加压流体的量充分地下降时,动力不再在蓄能器510与涡轮166传递,并且增强动力装置停止使驱动轴604旋转和

驱动风扇602。主动力装置可以继续使驱动轴604旋转以驱动风扇602。

[0103] 增强动力装置可以使驱动轴604旋转达这样长的时间,即,使得蓄能器510能够减压并且液压回路500中的液压流体达到环境压力。使蓄能器510减压的时间的长度取决于蓄能器510的最大容量、蓄能器510和管线512中的最大允许压力、风扇602的质量惯性矩、风扇602的空气动力阻力和涡轮166的效率。液压系统的设计可以基于联邦航空条例(FAR)和蓄能器510的最大尺寸和容许压力。为了例示,蓄能器510可以针对飞机在最高工作温度和高度下在最大起飞重量时的起飞、针对在一个发动机不工作情况下的爬升机动、针对一次或更多次复飞机动、以及针对意外事故动力储备而存储能量。

[0104] 图9B是包括用于从增强动力装置(例如,离合器组件160)选择性地提供动力以使驱动轴(诸如图6的驱动轴604)旋转的液压回路590的第二示例1700。图9B所描绘的回路590的许多部件与图5A和图9A的液压回路500所描绘的类似部件相同,为了清楚起见将不详细地描述这些部件。参照图9B,回路590包括联接到管线520和522的双向换向阀950,其可在液压流体可流过管线520和522的打开位置与液压流体不可流过管线520和522的关闭位置之间切换。如图9B所例示,阀950打开并且推进系统处于活动或动力提供状态下。

[0105] 在操作中,当阀950处于打开位置中时,液压流体在压力下从液压蓄能器510流入离合器组件160并且经由管线512流向叶轮162。叶轮162驱动涡轮166,使得增强动力装置使驱动轴604旋转并驱动风扇602。

[0106] 当阀950处于关闭位置中时,液压流体不能在叶轮162与涡轮166之间流动,从而使增强动力装置与驱动轴604分离。阀950可以由控制器(诸如图6的控制器610或图8的控制器804)来控制。

[0107] 与图8的包括液压马达806和泵808的推进系统1500相比,图9A和图9B的推进系统利用液压断开单元或液压减速齿轮箱作为增强动力装置来使驱动轴604旋转。与图8的推进系统1500相比,通过使断开器的功能性与液压动力增强合并,图9A和9B的推进系统可以更轻并且可以改进主动力装置606的效率。例如,图9A和图9B的推进系统不包括液压马达806和泵808,离合器组件160的叶轮162可以充当液压马达806并且离合器组件160的涡轮166可以充当泵808。

[0108] 图10是例示了包括电动增强动力装置的推进系统1800的示例的图。推进系统1800可以包括或者对应于图6的推进系统1300。推进系统1800包括风扇602、驱动轴604、主动力装置606、飞行计算机802、控制器804、动力控制器1006、电动机1008(例如,增强动力装置)和蓄电池1010。

[0109] 动力控制器1006被构造为控制电动机1008的操作。动力控制器1006被构造为启用和停用电动机1008。例如,动力控制器1006通过向电动机1008发送动力控制信号1066来启动电动机1008并且使得电动机1008使驱动轴604旋转以驱动风扇602。动力控制器1006可以通过停止将动力控制信号1066发送到电动机1008或者通过调整动力控制信号1066来停止电动机1008或者改变电动机1008的操作速度。附加地,动力控制器1006可以接收来自电动机1008的反馈输入,诸如RPM反馈输入信号1072。动力控制器1006可以从控制器804接收增强扭矩输入信号1064。动力控制器1006可以基于来自控制器804的增强扭矩输入信号1064来启用、停用或者调整电动机1008的操作速度。例如,动力控制器1006通过调整动力控制信号1066(诸如通过调整动力控制信号1066的正弦波的频率)来调整电动机1008的RPM。如图

10所例示,动力控制器1006与控制器804分开。在其它实施方式中,可以将动力控制器1006集成到控制器804中。

[0110] 电动机1008被构造为在某些飞行阶段期间使驱动轴604旋转以使风扇602旋转。例如,电动机1008在第一飞行阶段(例如,起飞或爬升)期间使驱动轴604旋转而在第二飞行阶段期间不使驱动轴604旋转。电动机1008可以包括或者对应于例如三相电动机,但是应该认识到,可以利用单相马达、多相马达或直流马达。电动机1008可以像参照图7所描述的那样与主动力装置606串联或并联联接。具体地,电动机1008可以与主动力装置606同轴地联接或者可以经由辅助驱动轴和辅助齿轮箱联接到驱动轴604。

[0111] 蓄电池1010被构造为存储能量以给电动机1008提供动力。蓄电池1010可以包括或者对应于化学电流储存器、静电电流储存器或其组合。化学储存器可以包括低挥发性重量轻的蓄电池,诸如锂离子蓄电池、锂聚合物蓄电池和空气-金属蓄电池。静电电流储存器可以包括一个或更多个静电电容器(例如,超级电容器)和管理电路,该管理电路能够对静电电流储存器和负载电路实现缓慢的电流汲取。蓄电池1010的能量存储容量可以基于联邦航空条例(FAR)和推进系统的操作参数,如参照图9A所描述的。

[0112] 在一些实施方式中,推进系统1800包括断开器814。断开器814被构造为使电动机1008与驱动轴604和风扇602断开。断开器814可以包括或者对应于离合器,诸如图1的离合器组件160。断开器814可以由控制器804或动力控制器1006来控制。

[0113] 在一些实施方式中,推进系统1800包括被构造为对动力控制器1006的输出、蓄电池1010的输出或两者进行转换的电转换器1012。电转换器1012被构造为对输出的电流、电压或两者进行转换,诸如如图10所例示的DC至DC转换器。在这些实施方式中,电动机1008也充当发电机(例如,电动机-发电机)并且向飞机的部件(例如,辅助电负载)提供动力。为了例示,驱动轴604的旋转使电动机1008产生电力(例如,AC电流)。如图10所例示,电动机1008产生三相AC电流并且动力控制器1006将该三相AC电流转换为DC电流。DC电流经由电转换器1012被提供给辅助电负载1016,该电转换器1012可以增加或者减小DC电流的电压。在一些实施方式中,电动机1008在第一飞行阶段(例如,起飞)期间充当马达以驱动风扇602并且在第二飞行阶段(例如,巡航)期间充当发电机以产生电力。

[0114] 在操作之前,蓄电池1010可以由板外充电系统充电。附加地或另选地,蓄电池1010可以由飞机上的部件或系统(诸如APU)充电。蓄电池1010存储能量以在某些飞行阶段期间给电动机1008提供动力。

[0115] 在操作期间,飞行计算机802可以从用户(例如,领航员)或传感器接收有关起飞条件的输入860。飞行计算机802基于起飞条件产生动力输入并且将表示该动力输入的动力输入信号1062发送到控制器804。控制器804基于动力输入信号1062来计算要由增强动力装置(例如,电动机1008)输出的增强扭矩的量。控制器804将表示所期望的增强扭矩的增强扭矩输入信号1064发送到动力控制器1006。动力控制器1006可以基于从控制器804接收到的表示期望的增强扭矩的增强扭矩输入信号1064来设定或者调整动力控制信号1066(例如,动力控制信号1066的频率)。附加地,动力控制器1006可以基于RPM反馈输入信号1072来设定或者调整动力控制信号1066。

[0116] 电动机1008响应于动力控制信号1066而使驱动轴604旋转。电动机1008在第一飞行阶段期间与主动力装置606一起使驱动轴604旋转。飞行计算机802可以从用户或传感器

接收第二输入。第二输入可以与从第一飞行阶段到第二飞行阶段的转变关联或者指示从第一飞行阶段到第二飞行阶段的转变。例如,第二输入可以与巡航速度(或与巡航速度对应的推力的量)关联。飞行计算机802产生第二动力输入并且将表示该第二动力输入的动力输入信号1062发送到控制器804。控制器804基于第二动力输入来确定(或者计算)要由增强动力装置(例如,电动机1008)输出的增强扭矩的第二量。控制器804将表示期望的增强扭矩的第二量的增强扭矩输入信号1064发送到动力控制器1006。动力控制器1006可以基于增强扭矩的第二量来设定或者调整动力控制信号1066(例如,动力控制信号1066的频率)。当第二输入与从第一飞行阶段到第二飞行阶段的转变关联时,动力控制器1006可以停止将动力控制信号1066提供给电动机1008。作为响应,电动机1008停止驱动风扇602,并且主动力装置606可以继续驱动风扇602。

[0117] 附加地,控制器804可以被构造为基于来自推进系统1800的反馈(例如,动力输出)来调整增强扭矩的量。例如,控制器804可以估计增强扭矩的量并且可以基于动力输出来增加者或减少增强扭矩的估计量。

[0118] 在飞机已着陆之后,蓄电池1010可以由板外充电系统或者由飞机上的充电系统(诸如APU)充电(例如,再充电)。附加地或另选地,电动机1008可以在飞行期间(例如,在第二飞行阶段(诸如巡航飞行阶段)期间)对蓄电池1010充电。为了例示,动力控制器1006可以停止将动力控制信号1066提供给电动机1008,并且/或者控制器804或动力控制器1006可以向电动机1008、断开器814或两者发送控制信号(未示出),以将电动机1008作为发电机来操作。例如,控制信号可以响应于电动机1008接收到控制信号而啮合电动机1008的交流发电机。电动机1008可以产生电力(例如,AC电流)并且将该电力提供给动力控制器1006。在这些实施方式中,动力控制器1006对当前类型的电力进行转换,诸如从AC电流转换为DC电流,并且将电力(例如,DC电流)提供给蓄电池1010以对蓄电池1010充电。通过在飞行期间对蓄电池1010充电,可以调整蓄电池1010的大小以为仅为了起飞和/或爬升而存储电荷,并且因此,蓄电池1010可以比在飞行期间未被充电的蓄电池小。因此,飞机的重量可以减小。通过在飞行期间不对蓄电池1010充电,可以消除用于在充电期间使充电电路冷却并且/或者使蓄电池1010冷却的冷却系统。另外,燃料效率可以提高,因为电动机1008将不从主动力装置606和旋转驱动轴604抽取动力(或者从主动力装置606和旋转驱动轴604抽取更少的动力)来对蓄电池1010充电(或者向飞机提供动力)。

[0119] 图11是控制推进系统的方法1900的流程图。推进系统可以包括或者对应于图6的推进系统1300、图8的推进系统1500或图10的推进系统1800。方法1900可以由图6的控制器610、图8和图10的控制器804或图10的动力控制器来执行。方法1900包括在1902处在第一飞行阶段期间使主动力装置驱动飞机的风扇并且使增强动力装置驱动风扇。例如,第一飞行阶段可以包括或者可以对应于起飞飞行阶段、爬升飞行阶段、复飞飞行阶段等。附加地或另选地,主动力装置可以对应于图6的主动力装置606,风扇可以对应于图6的风扇602,增强动力装置可以对应于图6的增强动力装置608,并且控制器610可以像以上参照图6所描述的那样使主动力装置和增强动力装置驱动风扇。

[0120] 在一些实施方式中,使主动力装置和增强动力装置驱动风扇包括发起用于打开阀的第一控制信号的传输。例如,阀可以对应于图9A的阀514,第一控制信号可以对应于图6的一个或更多个控制信号650,并且动力控制器1006可以像以上参照图10所描述的那样发起

控制信号的传输。

[0121] 图11的方法1900还包括在1904处检测从第一飞行阶段到第二飞行阶段的转变的指示。例如,第二飞行阶段可以对应于巡航飞行阶段,如以上参照图6所描述的。另选地或附加地,第二飞行阶段可以对应于二次爬升飞行阶段、下降飞行阶段、保持飞行阶段等,如以上参照图6所描述的。在一些实施方式中,第二飞行阶段由控制器610像以上参照图6所描述的那样来检测。在一些实施方式中,指示包括用户输入、第一飞行阶段指示或其组合,如以上参照图6所描述的。

[0122] 图11的方法1900还包括在1906处基于检测到指示来使增强动力装置停止驱动风扇。例如,图6的控制器610、图8和图10的控制器804、动力控制器1006或其组合可以像以上参照图6、图8和图10所描述的那样通过发送控制信号(例如,图6的一个或多个控制信号650)来使增强动力装置停止驱动风扇。

[0123] 在使主动力装置和增强动力装置驱动风扇包括如上所述发起用于打开阀的第一控制信号的传输的一些实施方式中,使增强动力装置停止驱动风扇包括发起用于关闭阀的第二控制信号的传输以及发起用于使增强动力装置与风扇断开的第三控制信号的传输。例如,第二控制信号可以对应于以上参照图8所描述的第二控制信号,第三控制信号可以对应于以上参照图8所描述的第三控制信号,并且控制器804可以像以上参照图8所描述的那样发起第二和第三控制信号的传输。

[0124] 在一些实施方式中,增强动力装置包括或者对应于如以上参照图10所描述的电动机。在这些实施方式中的一些中,使增强动力装置停止驱动风扇包括像以上参照图10所描述的那样停止向电动机提供动力信号并且使电动机与风扇断开。

[0125] 在一些实施方式中,图11的方法1900还包括在第一飞行阶段之前对蓄能器或蓄电池充注或充电。例如,蓄能器可以对应于图8的蓄能器810、812,蓄电池可以对应于图10的蓄电池1010,并且增强动力装置(例如,泵808或电动机1008)可以像以上参照图8和10所描述的那样通过驱动轴604的旋转来对蓄能器或蓄电池充注或充电。

[0126] 在蓄电池在第一飞行阶段之前被充电的一些实施方式中,图11的方法1900还包括由增强动力装置在第二飞行阶段期间产生电力。如以上参照图10所描述的,可以通过驱动轴604的旋转在第二飞行阶段期间由增强动力装置产生电力。在增强动力装置在第二飞行阶段期间产生电力的一些实施方式中,图11的方法1900还包括在第二飞行阶段期间将由增强动力装置产生的电力提供给飞机的一个或多个部件。例如,所述一个或多个部件可以包括或者可以对应于图10的辅助电负载1016,并且动力控制器1006、电转换器1012或其组合可以像以上参照图10所描述的那样将从增强动力装置产生的电力提供给一个或多个部件。

[0127] 参照图12,包括推进系统1300的飞机2002的例示性实施方式的框图被示出并指定为2000。飞机2002可以包括或者对应于图1的飞机100。飞机2002可以是有人驾驶的或无人驾驶的(例如,无人机或无人驾驶飞行器(UAV))。

[0128] 如图12所示,飞机2002包括机身2018、内饰2022和多个系统2020。所述多个系统2020包括推进系统1300、电气系统2026、液压系统2030和环境系统2028中的一个或多个。可以包括任何数量的其它系统。推进系统1300包括图6的风扇602、驱动轴604、主动力装置606、增强动力装置608和控制器610。控制器610被构造为执行存储在存储器中的计算机可

执行指令(例如,一条或更多条指令的程序)。指令当被执行时使控制器610执行图11的方法1900的一个或更多个操作。在特定实施方式中,控制器610包括处理器并且存储器可以包括非暂时计算机可读介质。

[0129] 本文所描述的示例的例示旨在提供对各种实施方式的结构的一般理解。这些例示不旨在用作利用本文所描述的结构或方法的设备和系统的所有元件和特征的完整描述。在回故本公开后许多其它实施方式对本领域技术人员而言可以是显而易见的。可以从本公开中利用并得到其它实施方式,使得可以在不脱离本公开的范围的情况下作出结构和逻辑替换和改变。例如,可以按照与图所示的不同的次序执行方法操作,或者可以省略一个或更多个方法操作。因此,本公开和图被认为是例示性的而不是限制性的。

[0130] 此外,尽管已经在本文中例示并描述了特定示例,然而应该了解,被设计来实现相同或类似结果的任何后续布置可以替代所示的特定实施方式。本公开旨在涵盖各种实施方式的任何且所有后续改变或变化。在回故本说明书后,以上实施方式以及在本文中未具体描述的其它实现方式的组合对于本领域技术人员将是显而易见的。

[0131] 本公开的说明书摘要本着它将不用于解释或者限制权利要求的范围或含义的理解而提交的。另外,在上述具体实施方式中,出于使本公开合理的目的,可以将各种特征分组在一起或者在单个实施方式中对各种特征进行描述。上述的示例例示但不限制本公开。也应该理解,根据本公开的原理许多修改和变化是可能的。如随附权利要求书所反映的,所要求保护的主体可以针对所公开的任何示例的不到所有特征。因此,本公开的范围由随附权利要求书及其等同物来限定。

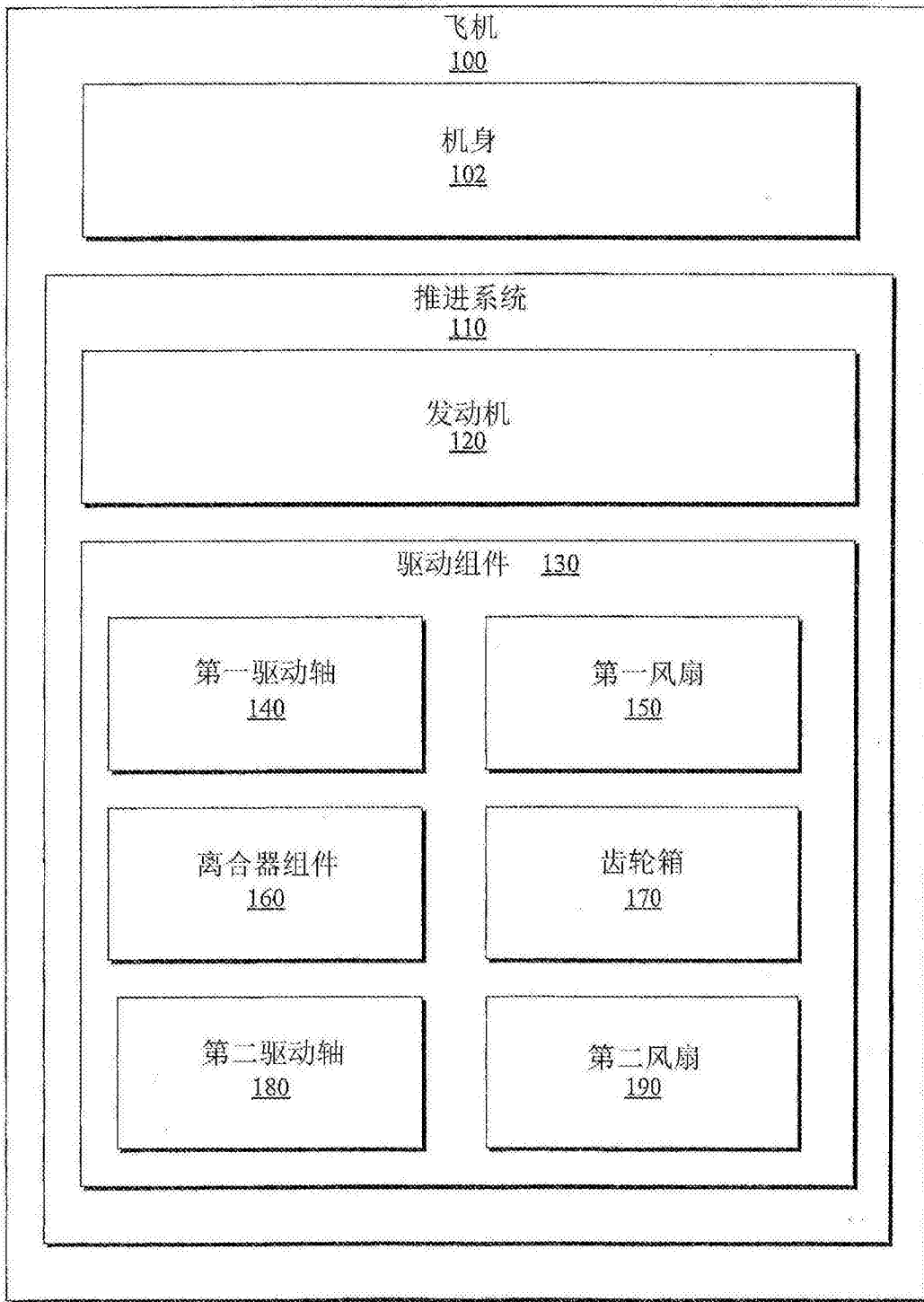


图1

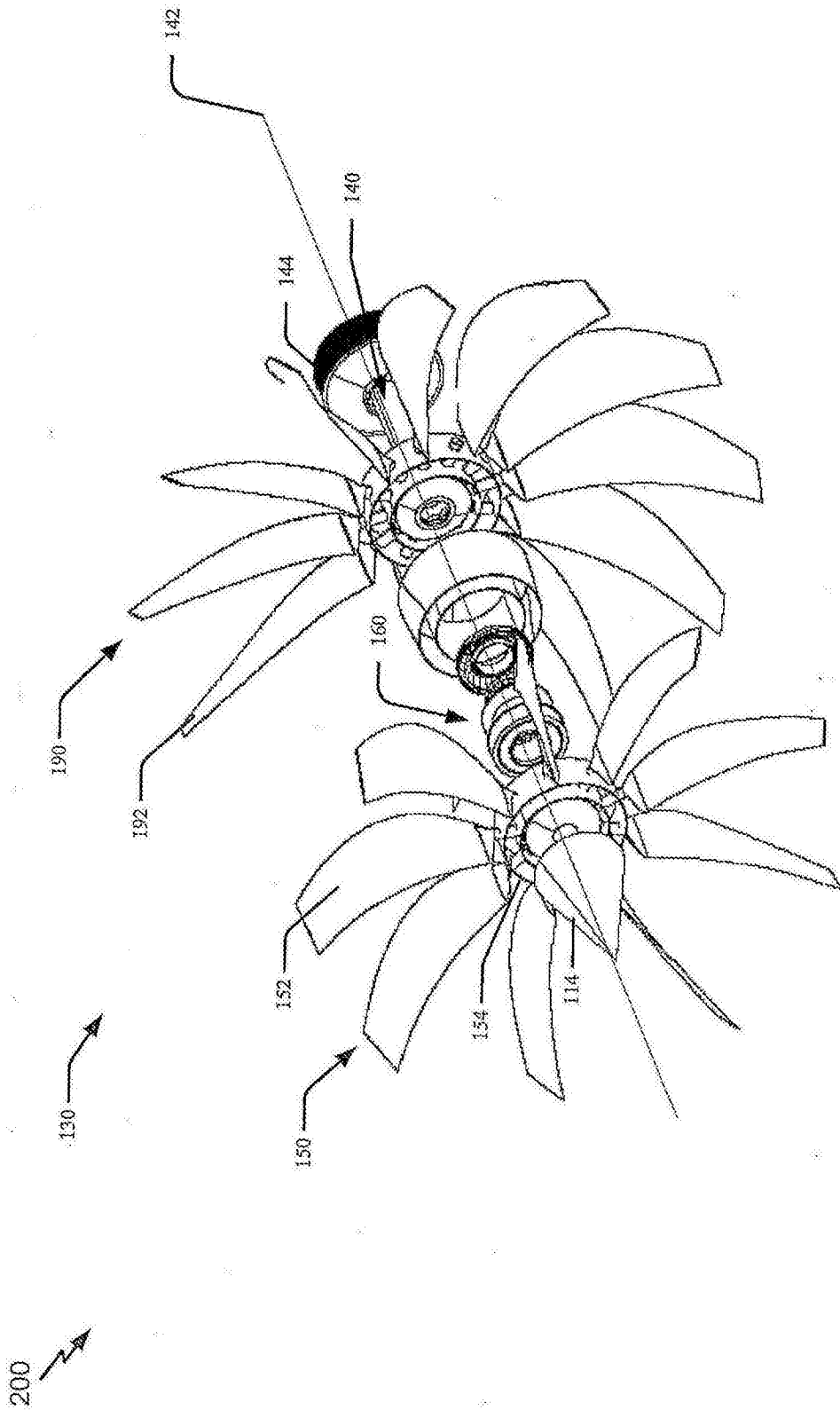


图2A

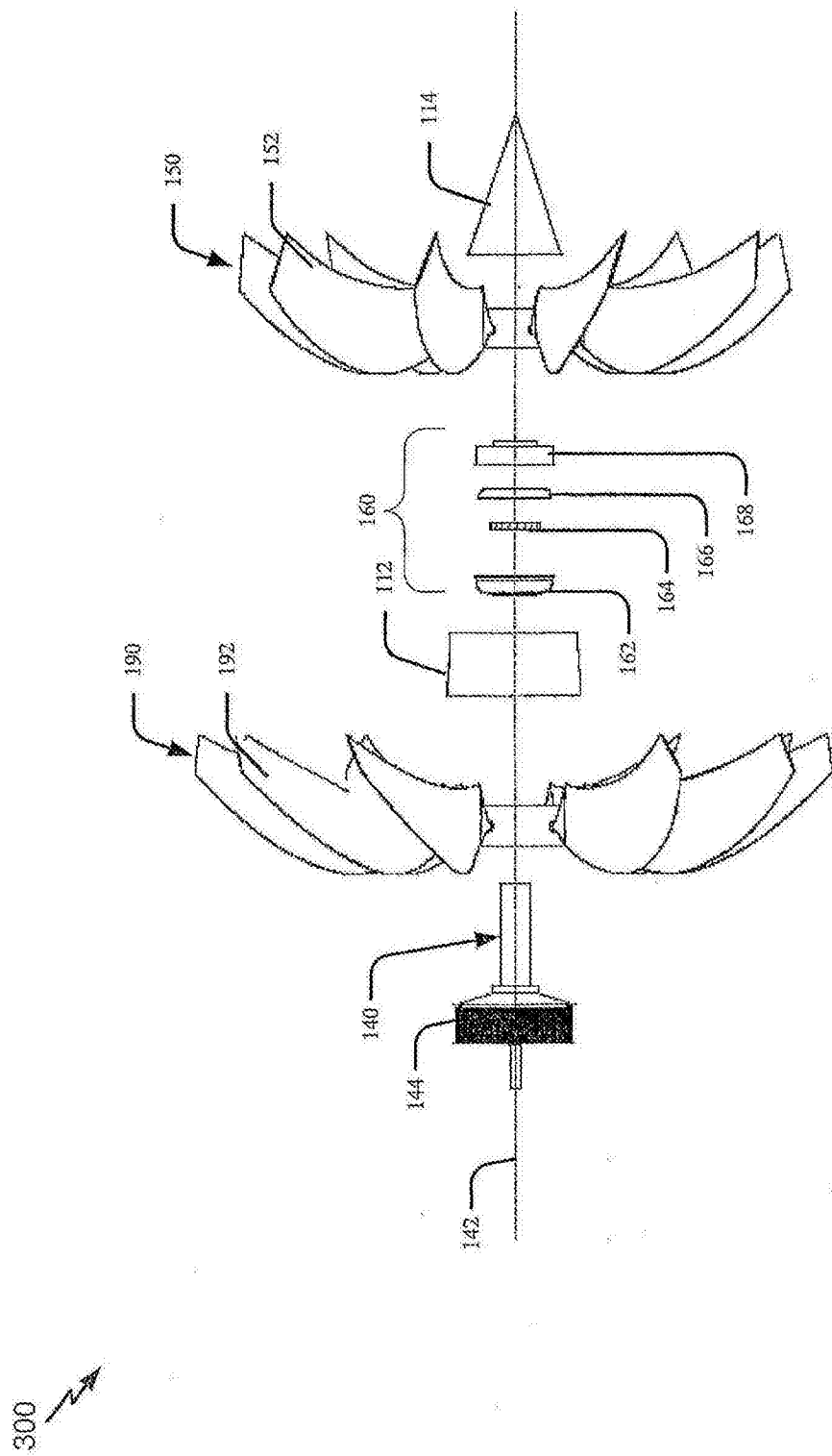


图2B

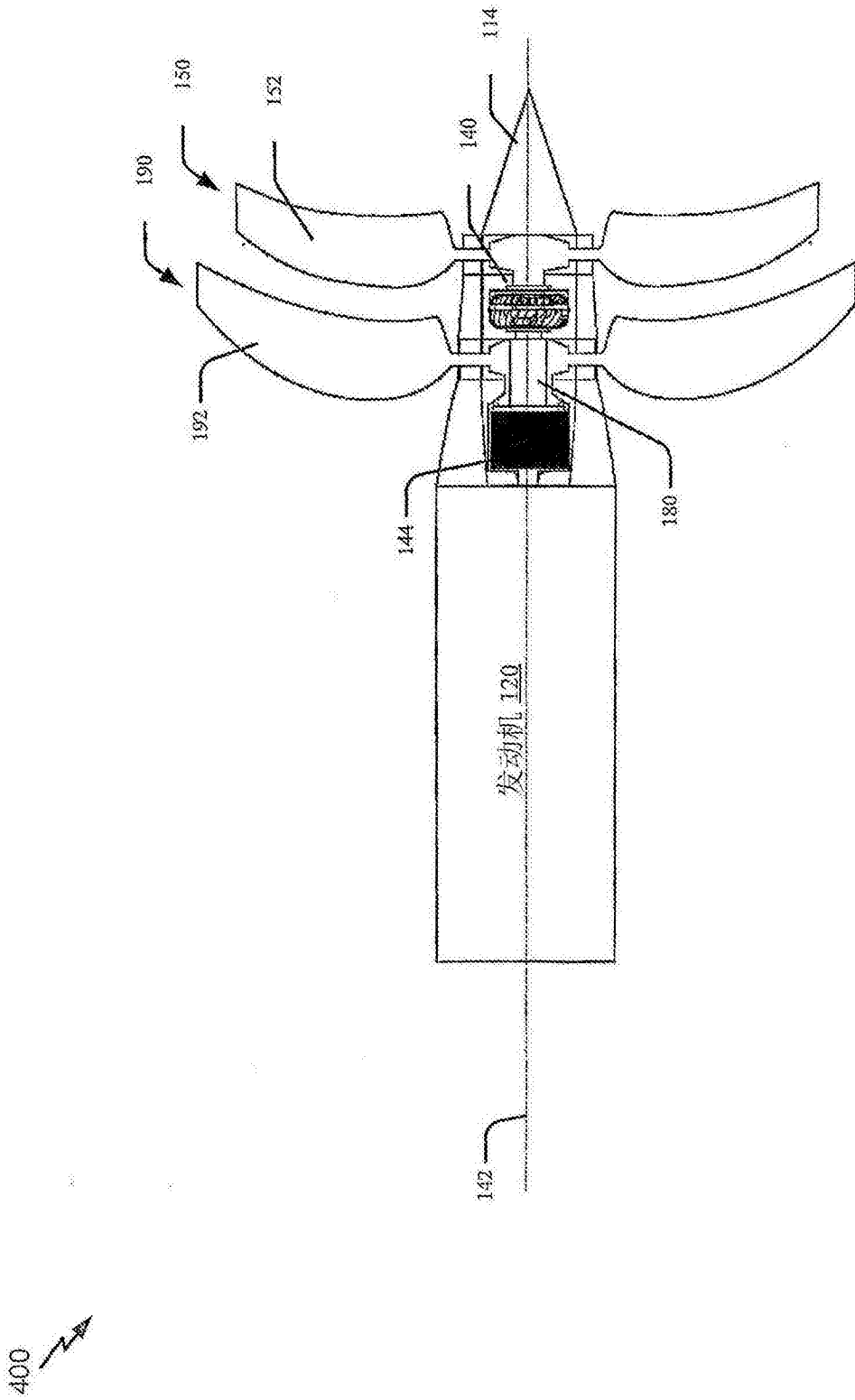


图2C

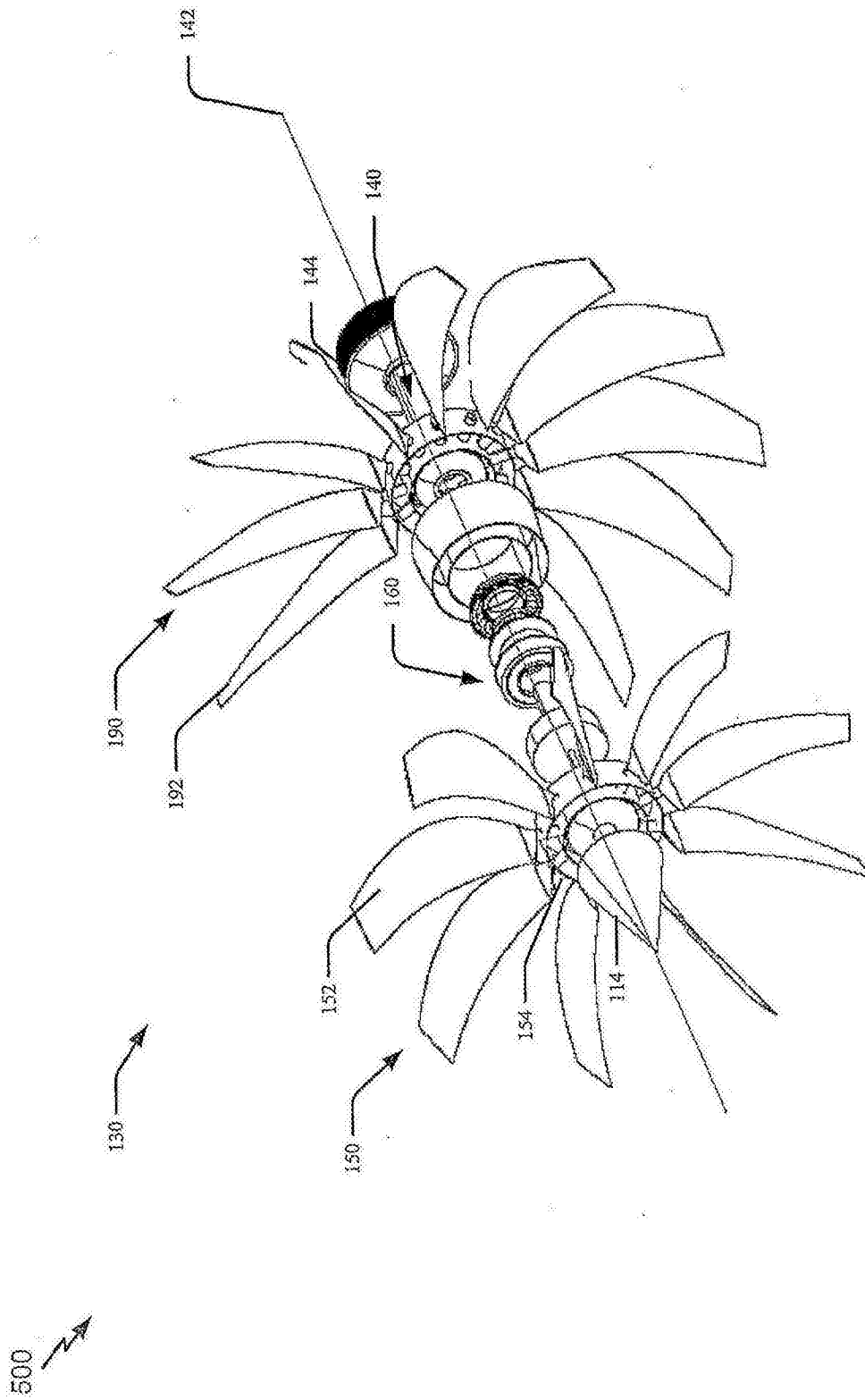
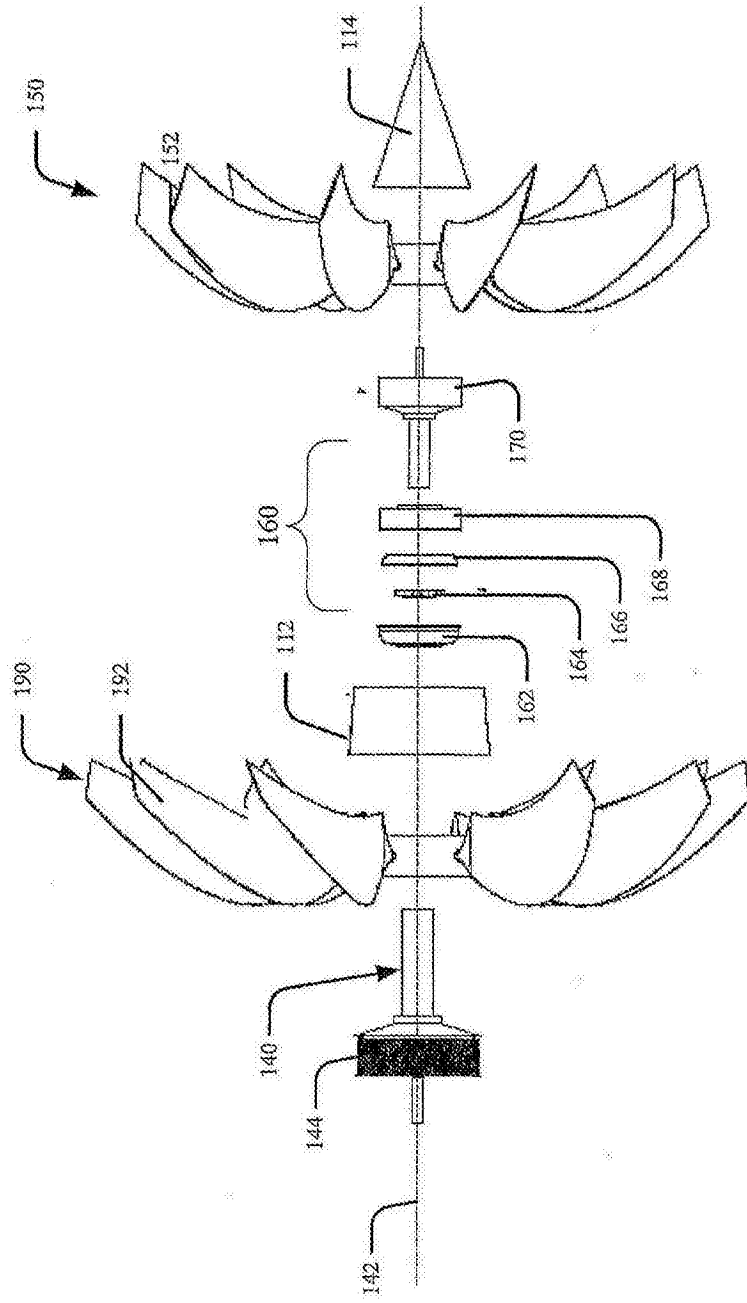


图3A



600 ↗

图3B

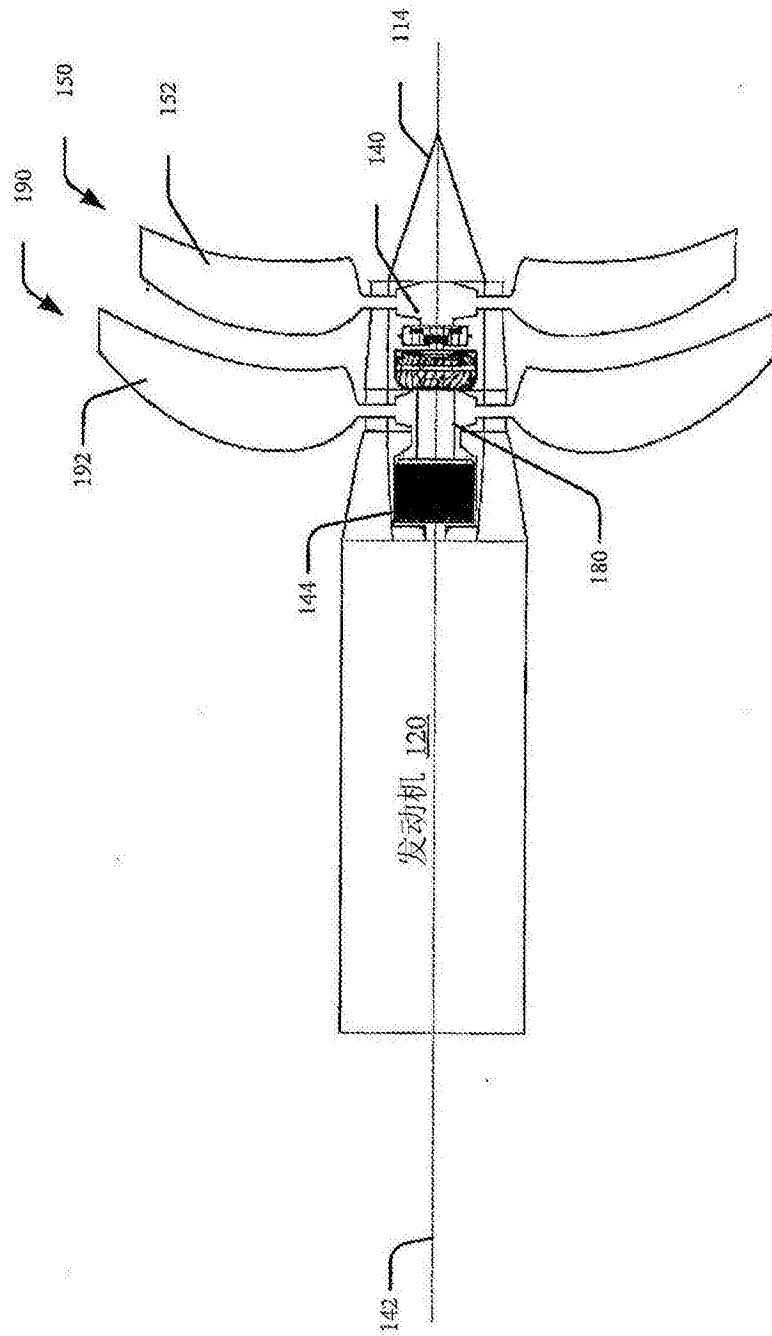


图3C

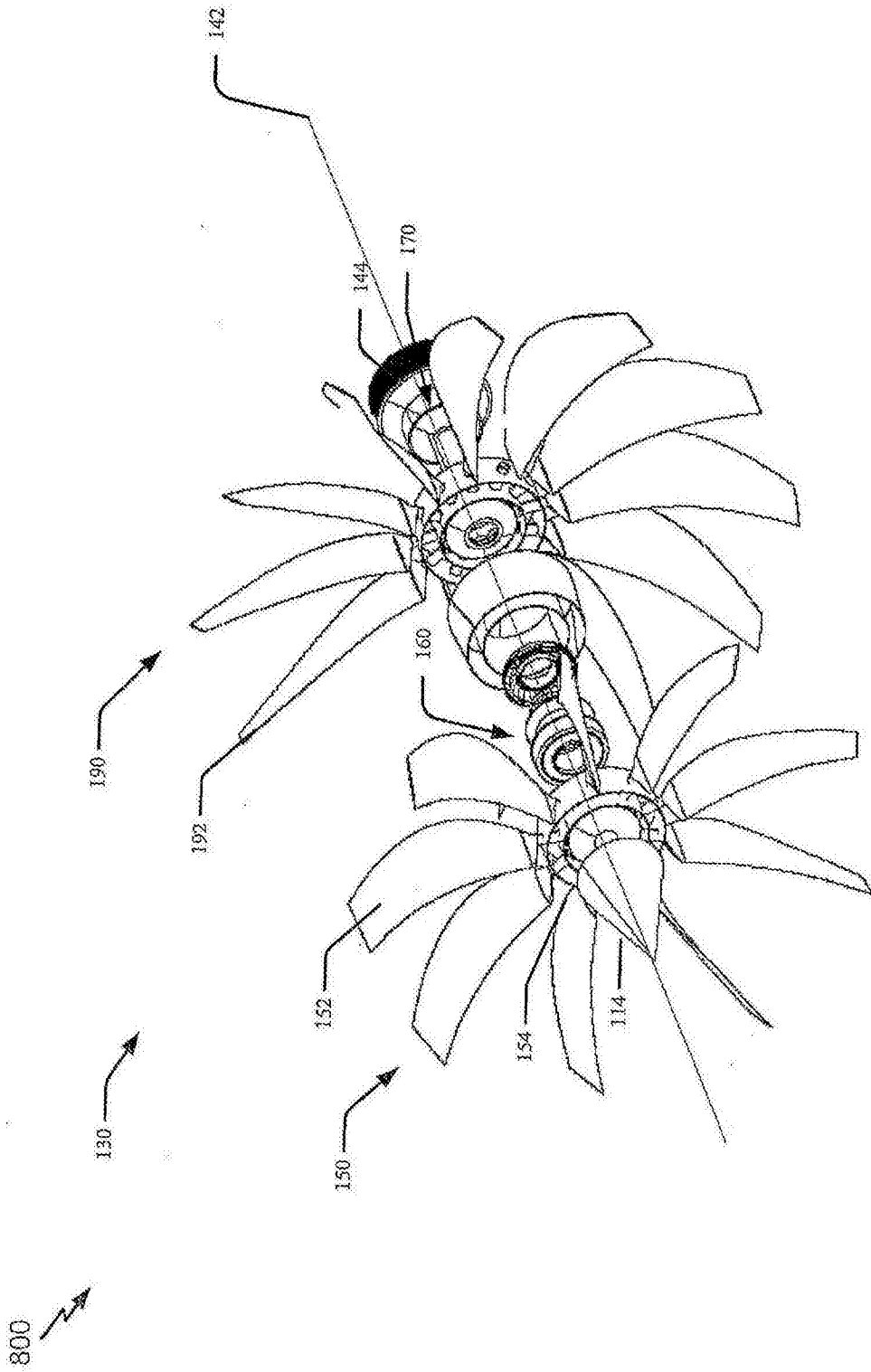
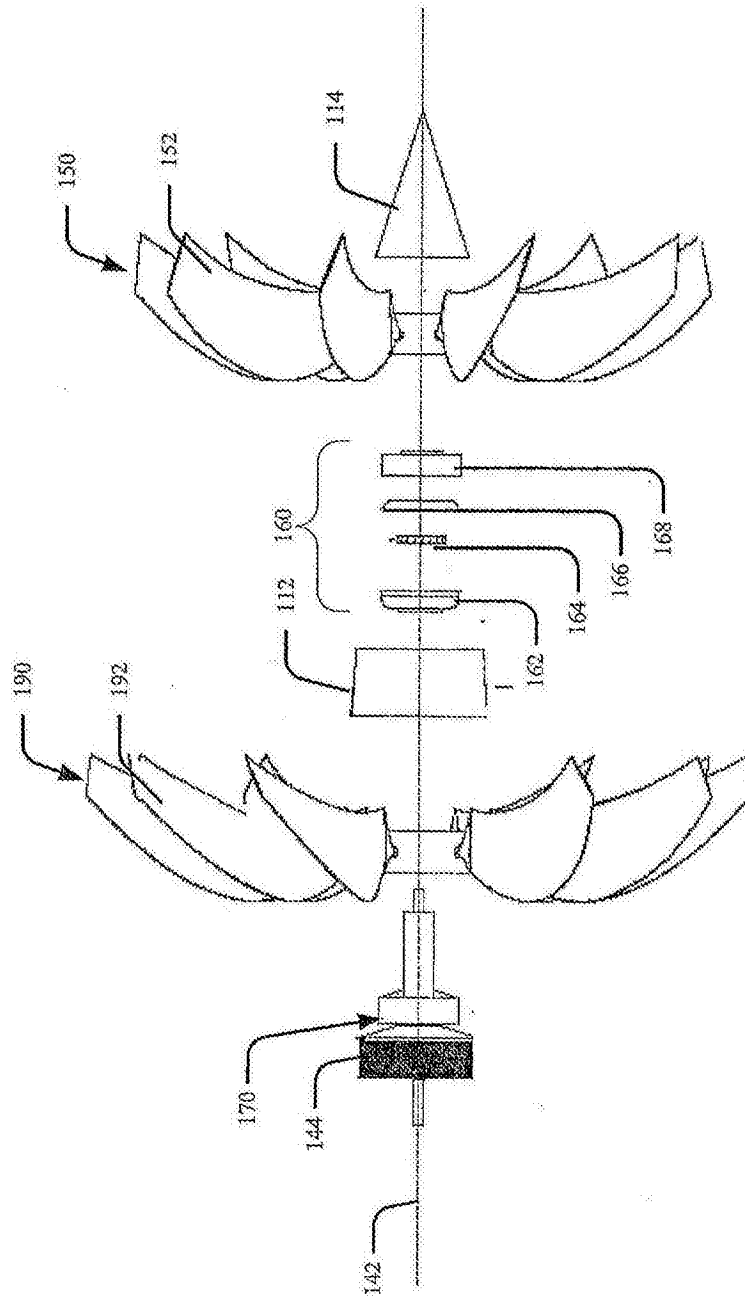


图4A



900 ↗

图4B

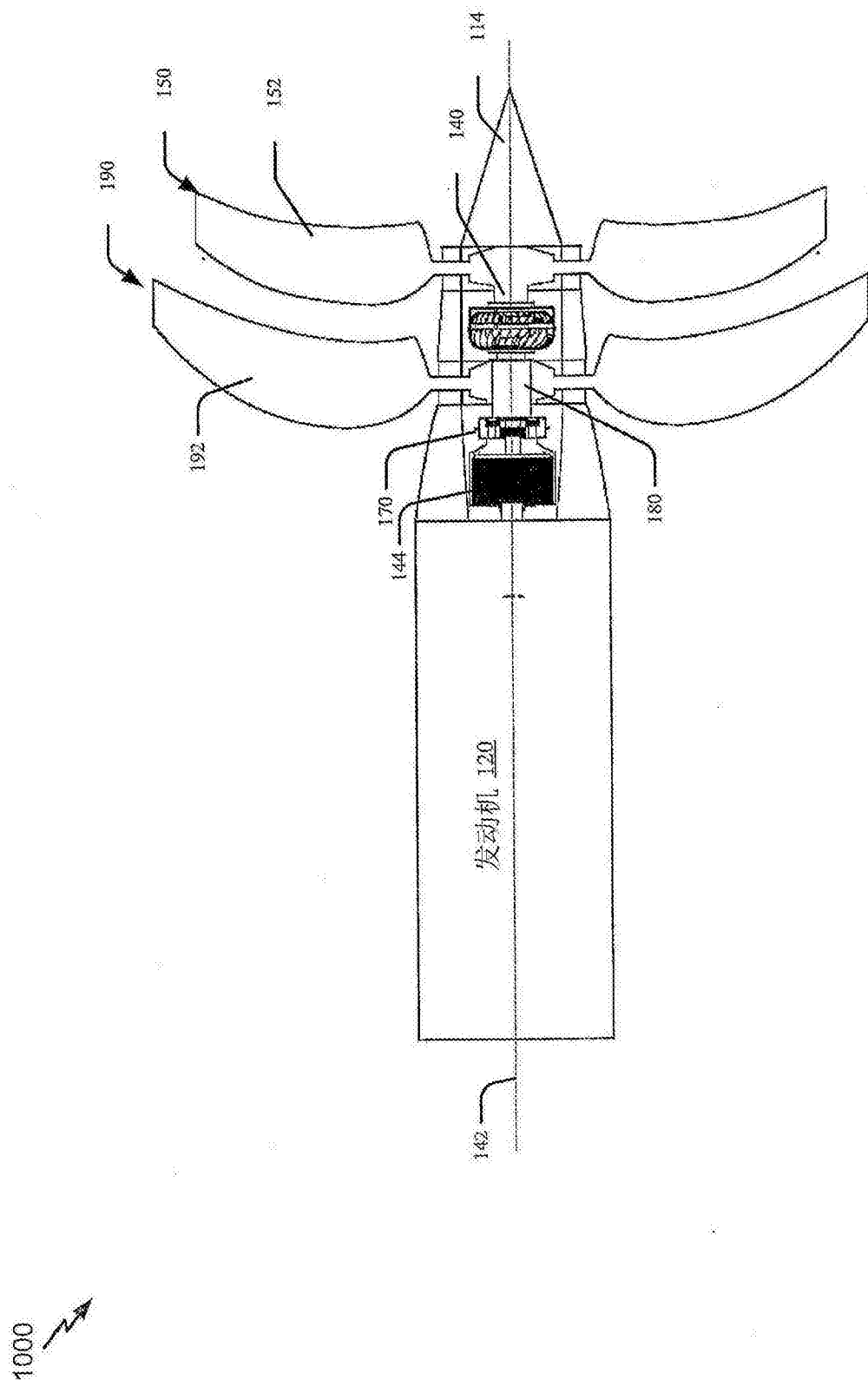


图4C

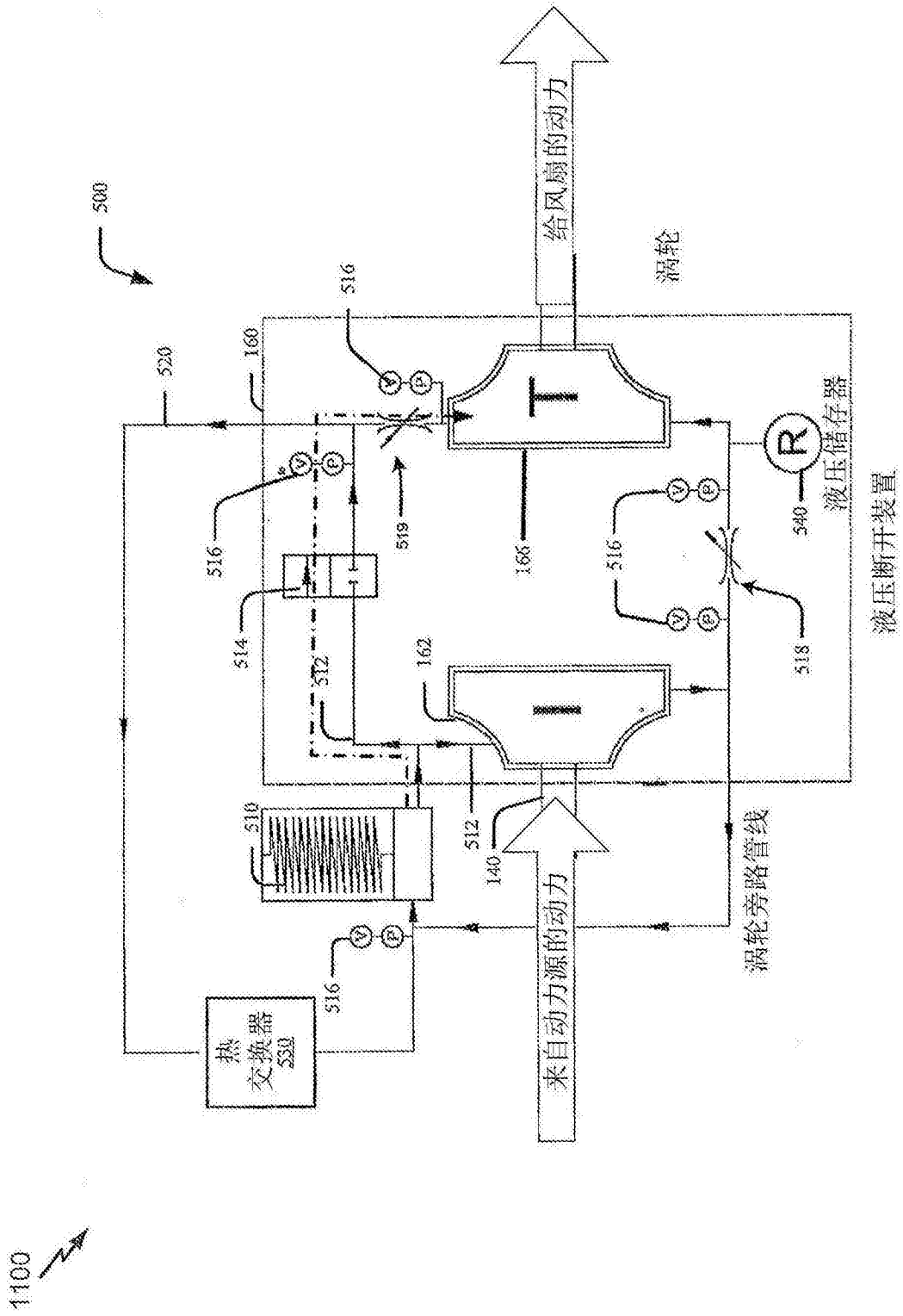


图5A

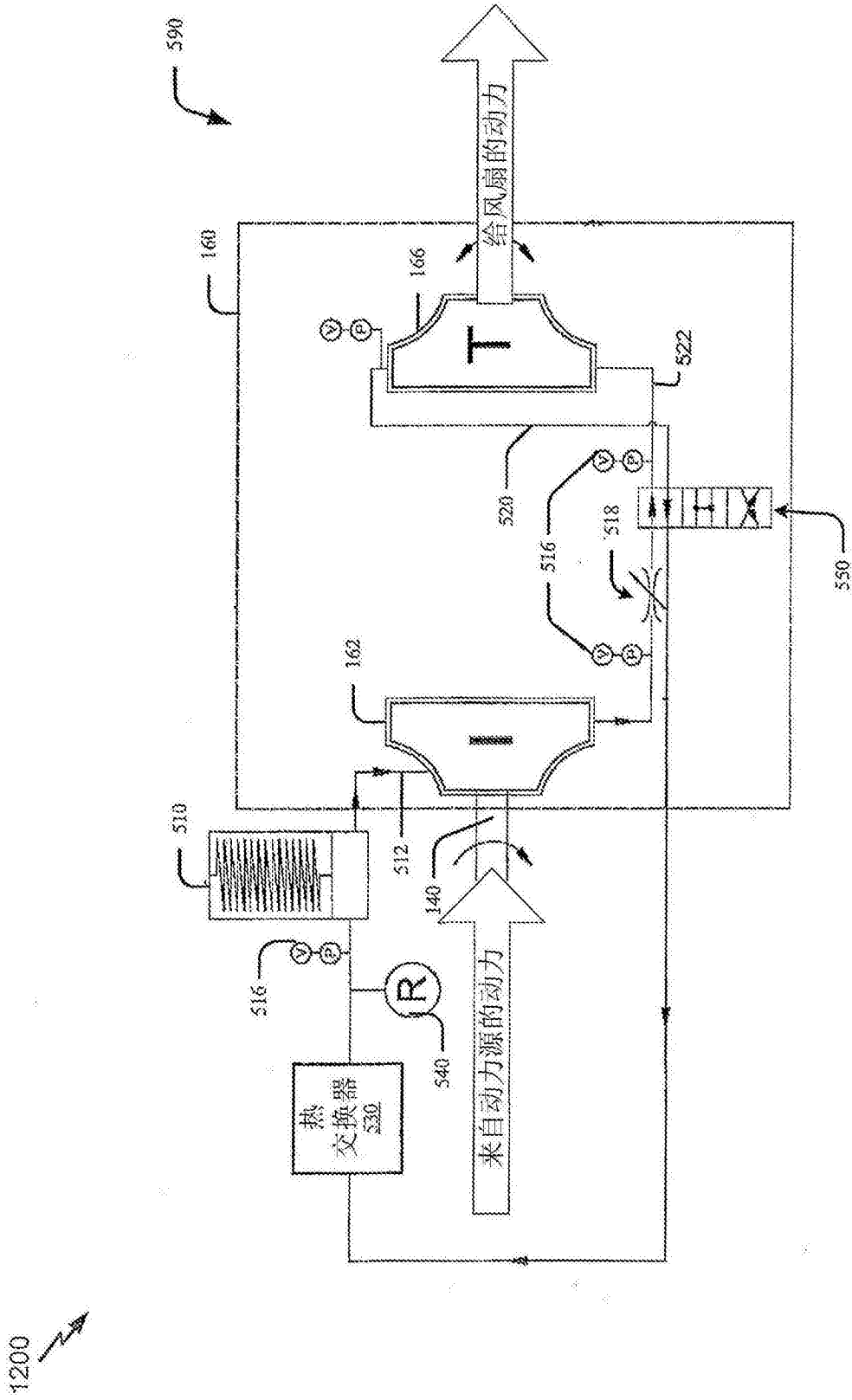
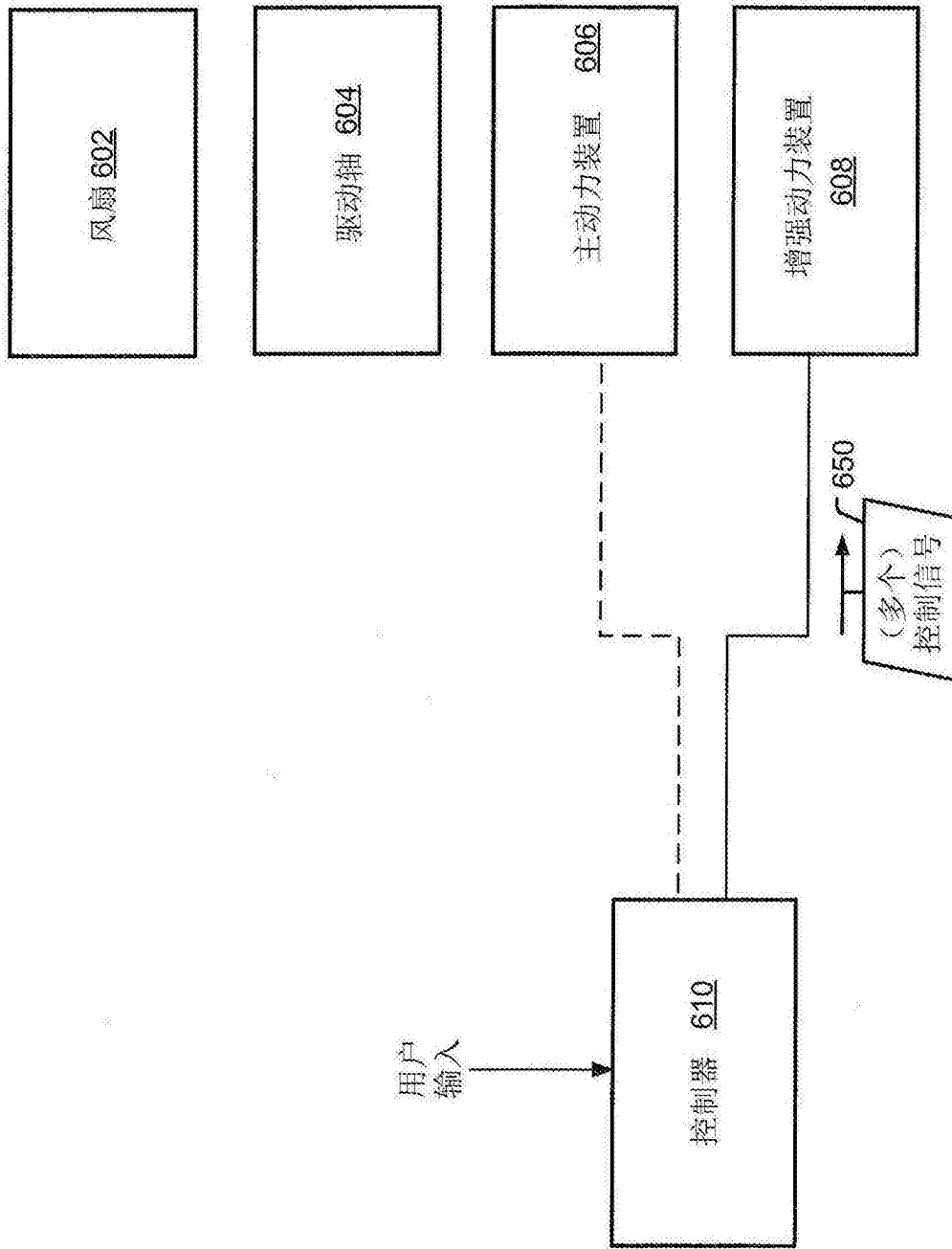


图5B



1300 

图6

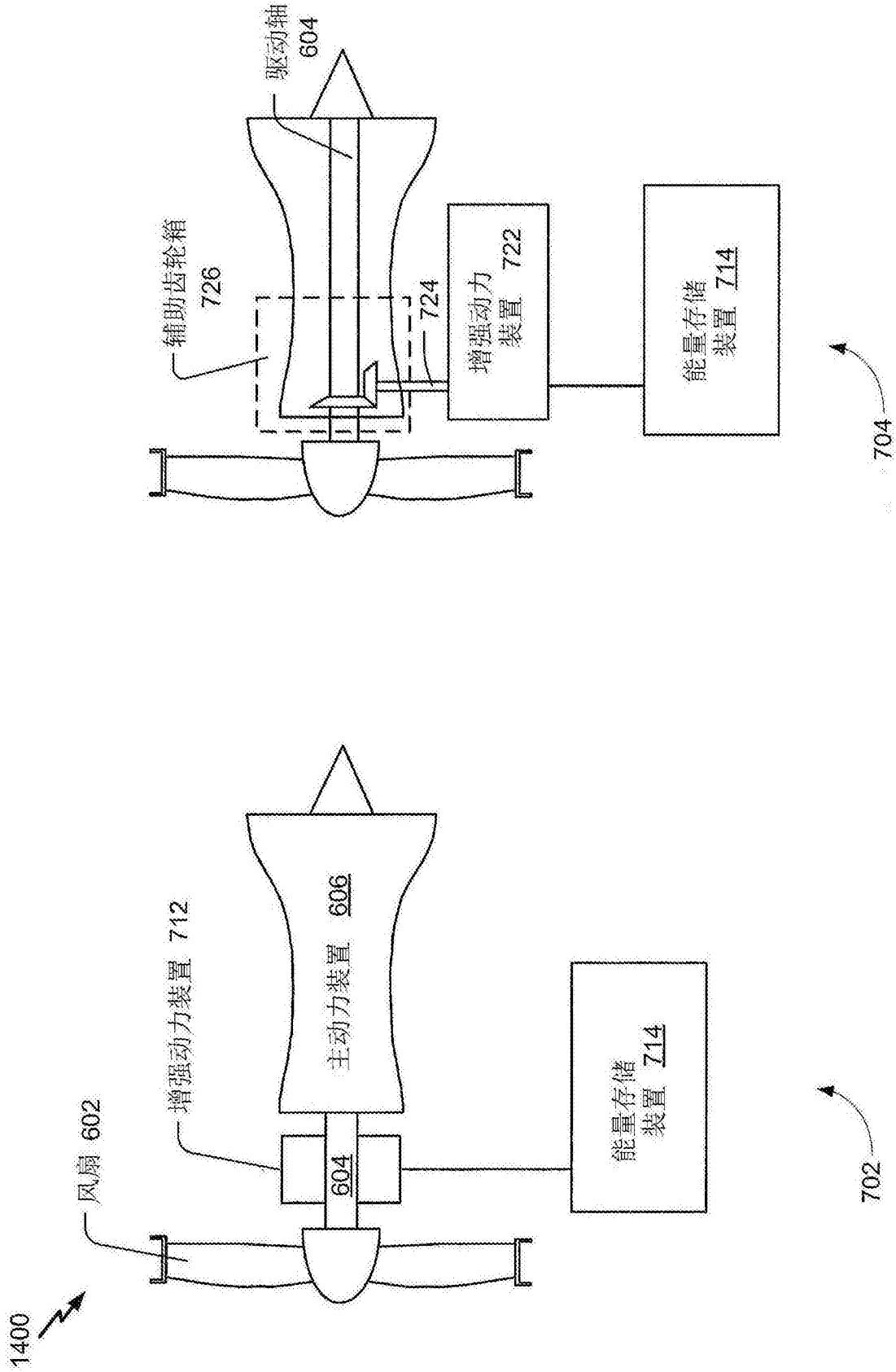


图7

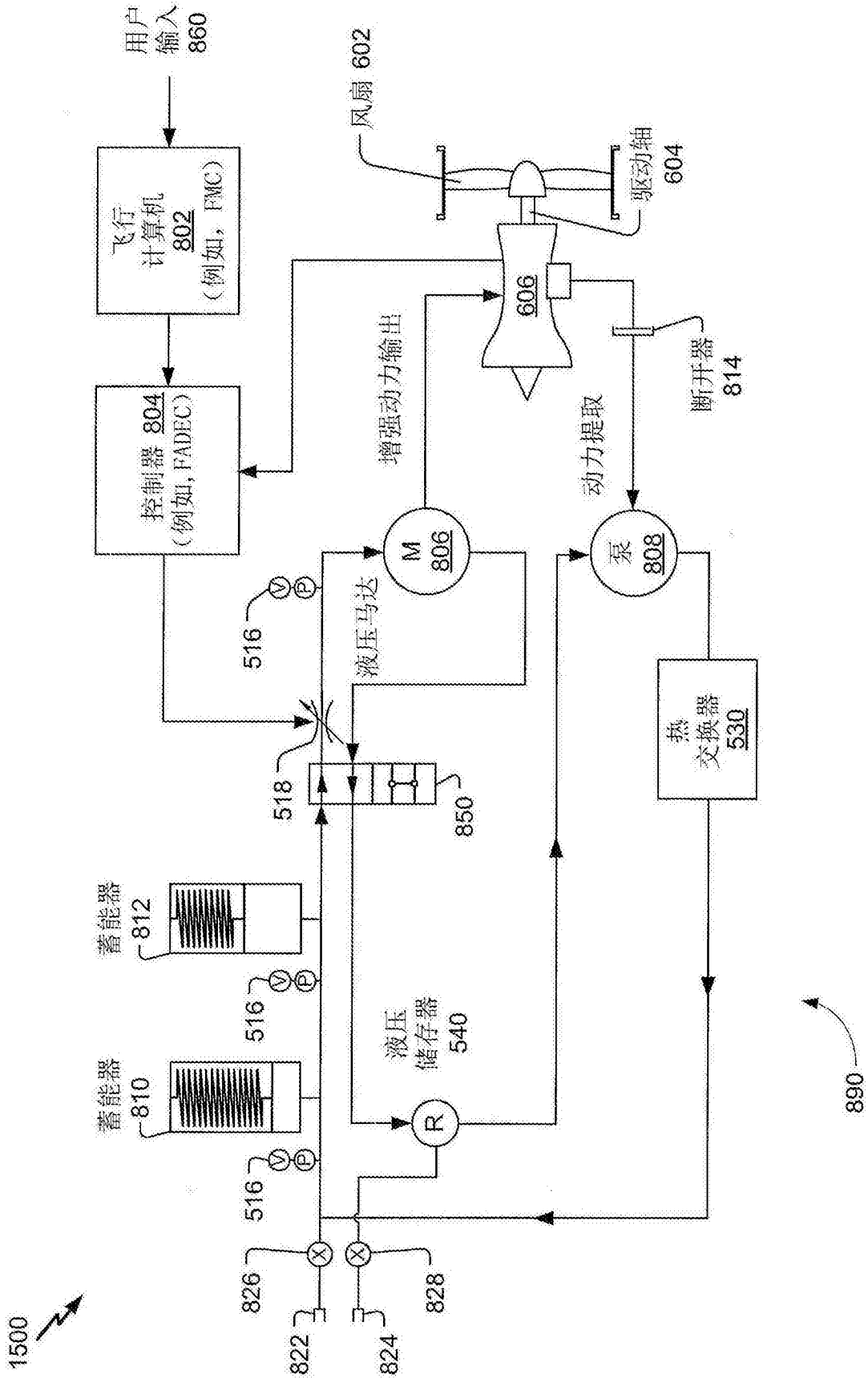


图8

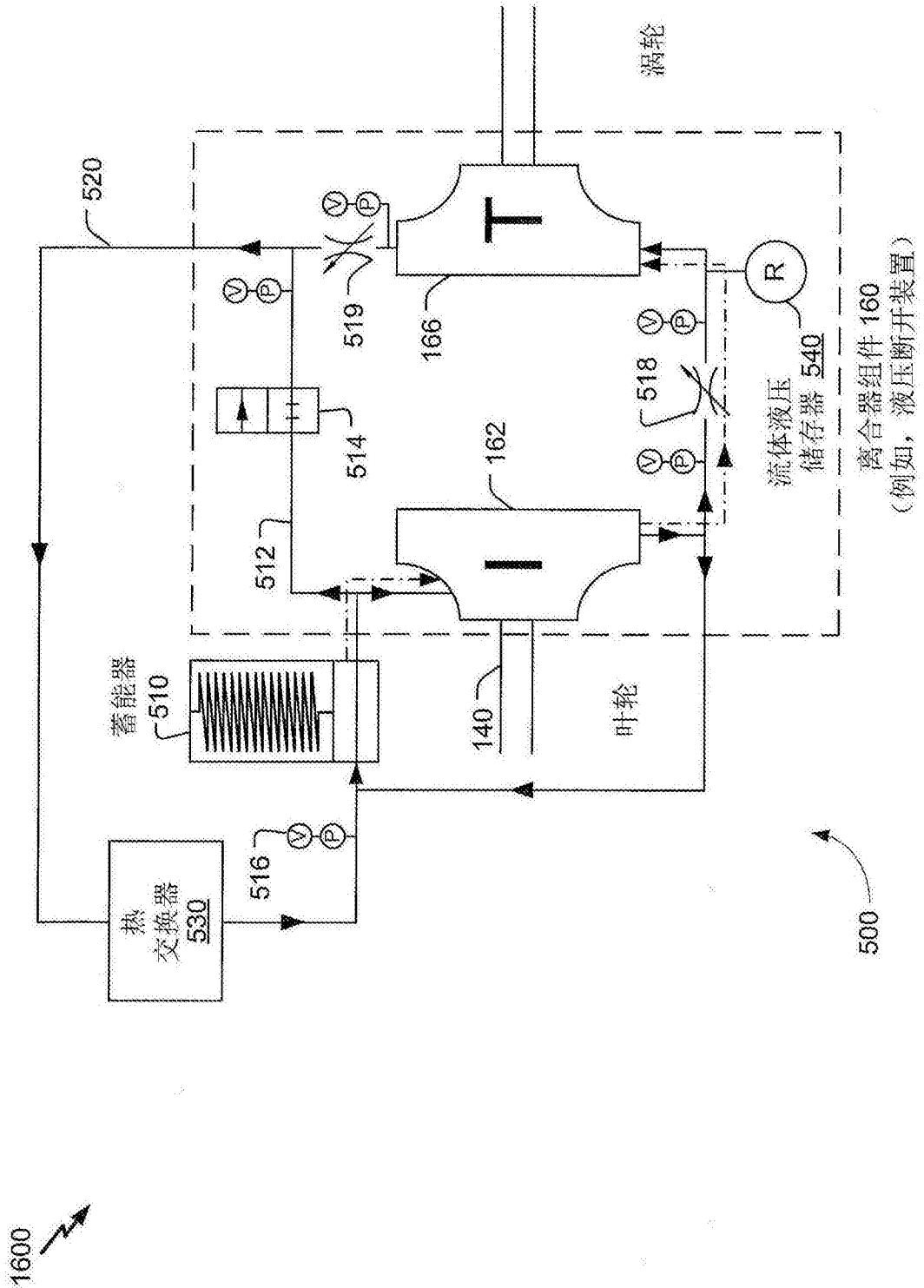


图9A

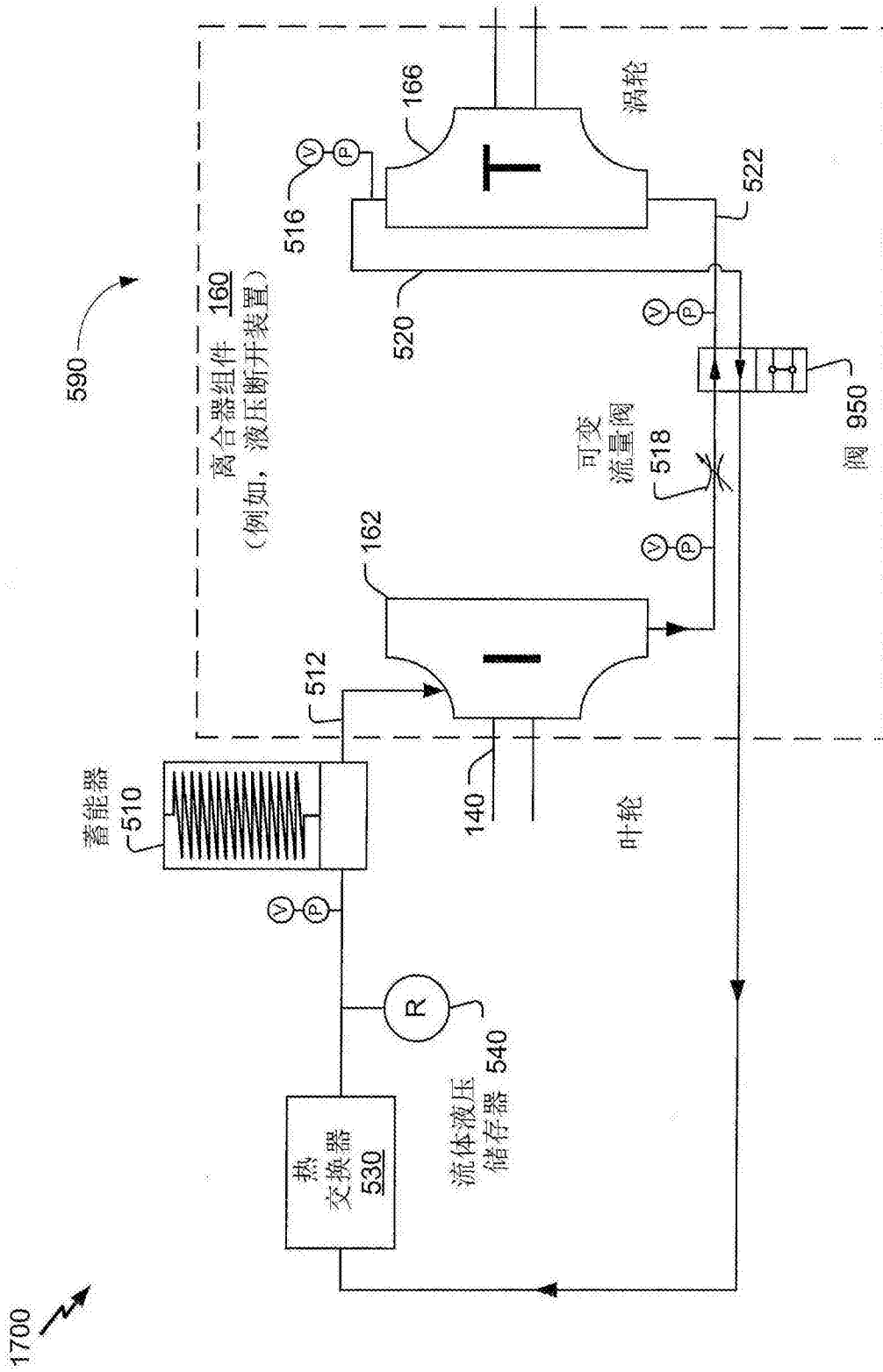


图9B

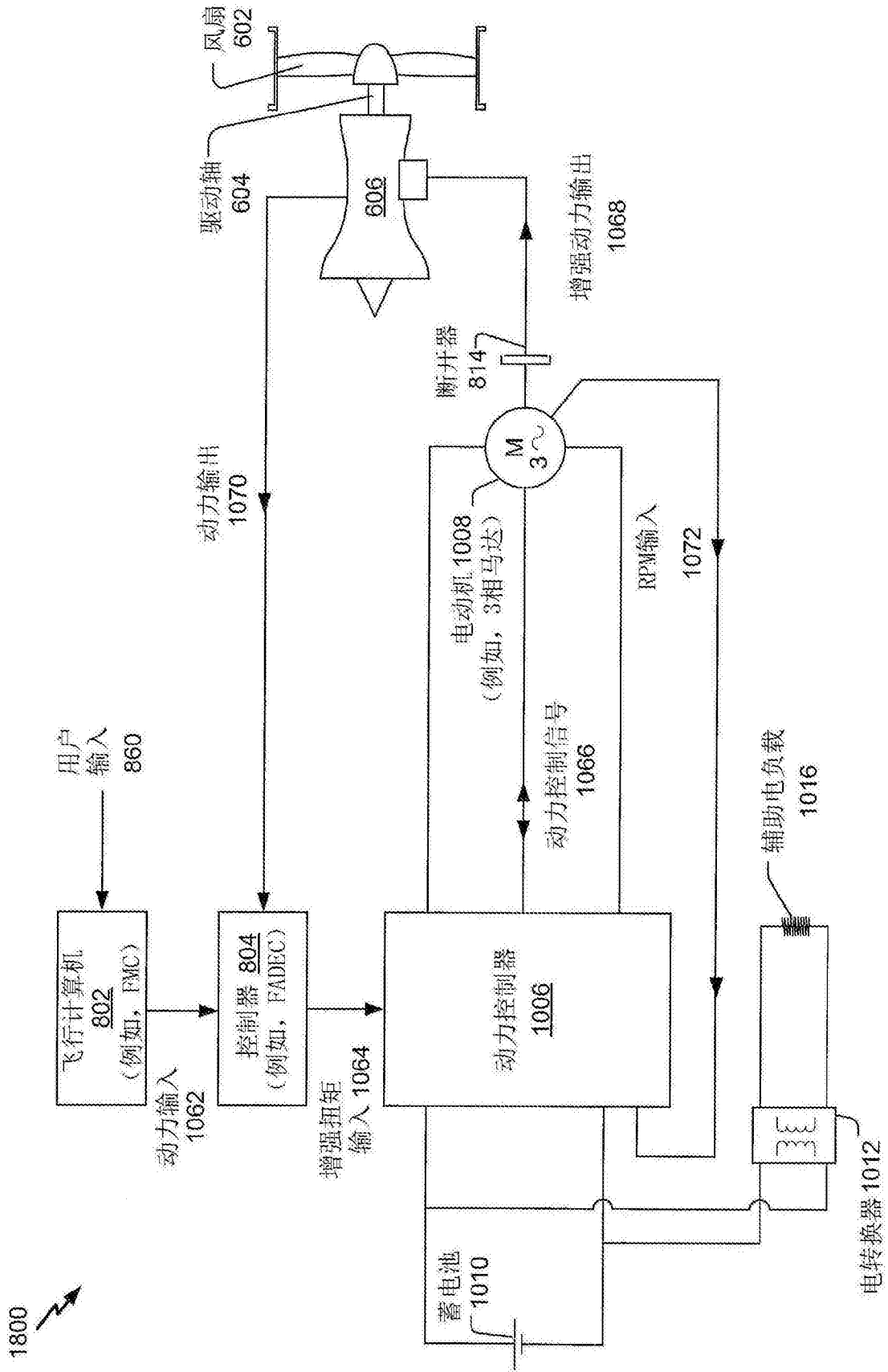


图10

1900
↙

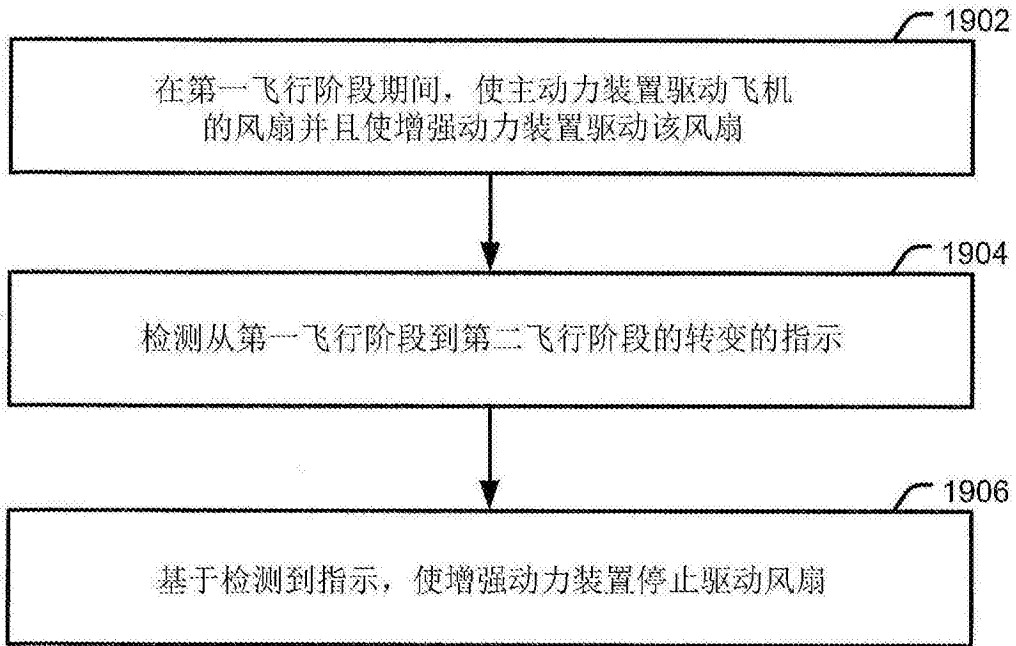


图11

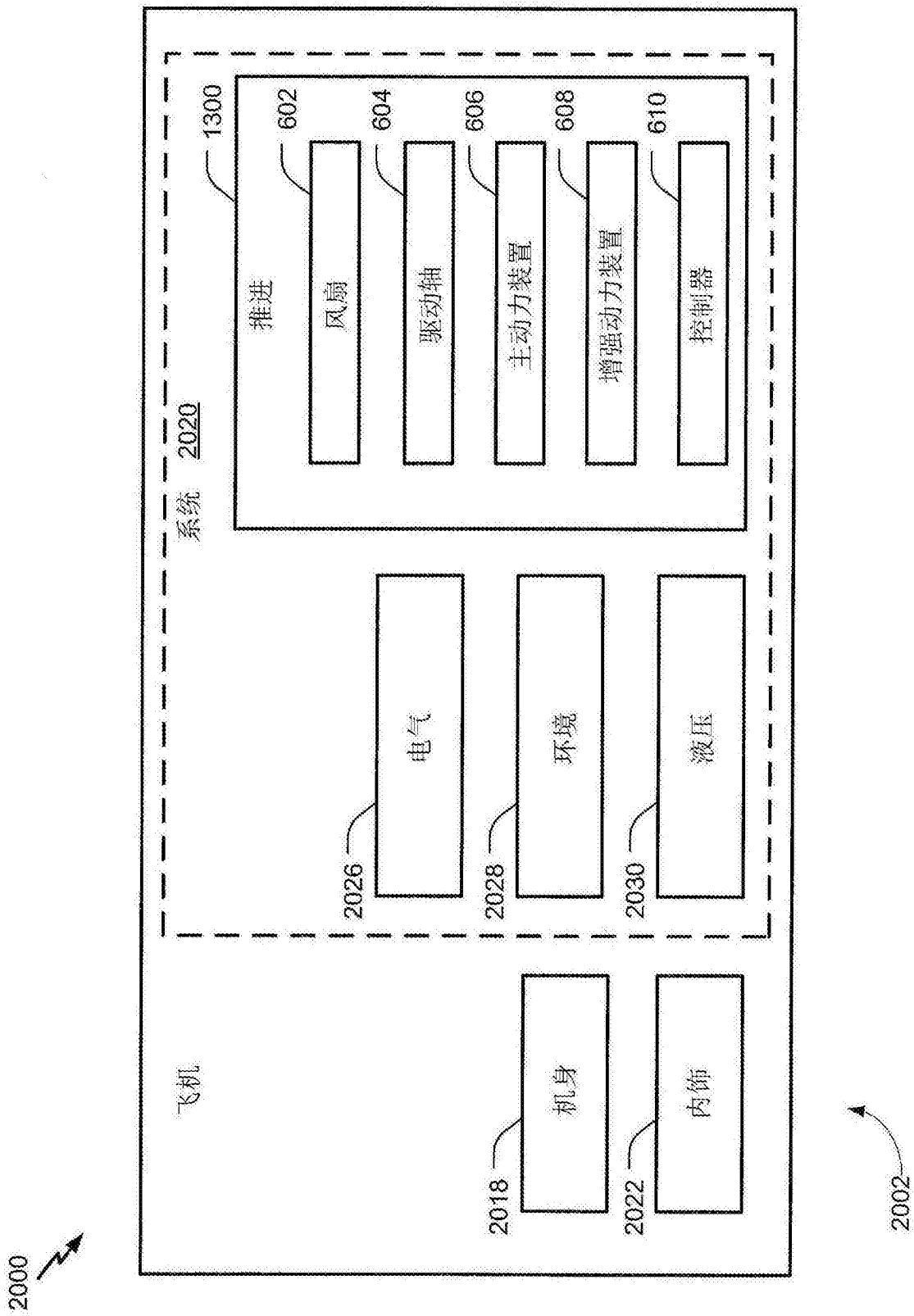


图12