



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 109421924 B

(45) 授权公告日 2022. 08. 30

(21) 申请号 201810838986.8

(22) 申请日 2018.07.26

(65) 同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 109421924 A

(43) 申请公布日 2019.03.05

(30) 优先权数据  
2017-163436 2017.08.28 JP

(73) 专利权人 本田技研工业株式会社  
地址 日本东京都

(72) 发明人 北章德

(74) 专利代理机构 中科专利商标代理有限责任  
公司 11021  
专利代理师 刘建

(51) Int.Cl.

B64C 27/08 (2006.01)

B64D 27/02 (2006.01)

B64D 35/08 (2006.01)

审查员 沈茂

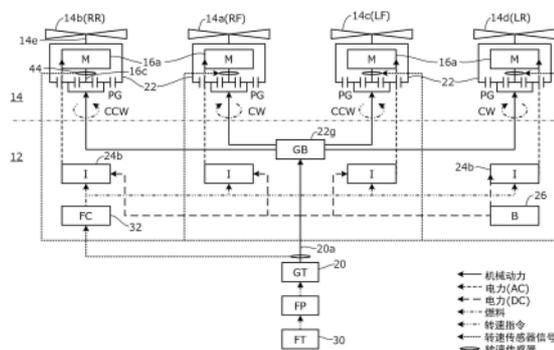
权利要求书2页 说明书9页 附图11页

(54) 发明名称

多旋翼直升机

(57) 摘要

本发明提供一种增加续航距离而提高燃料利用率性能的混合动力型的多旋翼直升机。多旋翼直升机具备：多个旋翼(14)，它们安装于多旋翼直升机的机体；电动发电机(M/G)(16)，其分别配置于多个旋翼(14)；一个发动机(GT)(20)，其与电动发电机连结；以及减速机构(22)，其分别配置于多个旋翼，且由行星齿轮机构构成，该行星齿轮机构具有太阳轮、齿圈及将多个行星齿轮连接的行星齿轮架，并且旋翼(14)的输入轴(14e)、电动发电机的输入输出轴(16c)及发动机的输出轴(20a)经由减速机构(22)连结。



1. 一种多旋翼直升机,其特征在于,

所述多旋翼直升机具备:机体;多个旋翼,它们安装于所述机体;电动发电机,其分别配置于多个所述旋翼;至少一个发动机,其与所述电动发电机连结;以及减速机构,其分别配置于多个所述旋翼,且由行星齿轮机构构成,所述行星齿轮机构具有太阳轮、齿圈及将多个行星齿轮连接的行星齿轮架,其中,多个所述旋翼为 $2n$ 个旋翼,且 $n \geq 2$ ,

并且,所述旋翼的输入轴、所述电动发电机的输入输出轴及所述发动机的输出轴经由所述减速机构连结,

所述旋翼的输入轴、所述电动发电机的输入输出轴、所述发动机的输出轴的与所述减速机构连结的部分、以及所述减速机构同轴设置,

所述旋翼的输入轴具有向下方延伸设置的外形为大致圆筒形状的筒部,

所述减速机构与所述筒部的下端连结,

所述电动发电机收容于所述筒部的内部,

所述发动机的输出轴经由锥齿轮与所述行星齿轮架连结。

2. 根据权利要求1所述的多旋翼直升机,其特征在于,

在所述减速机构中,将所述发动机的输出轴与所述行星齿轮架连结,将所述电动发电机的输入输出轴与所述太阳轮连结,并且将所述齿圈与所述旋翼的输入轴连结。

3. 根据权利要求1所述的多旋翼直升机,其特征在于,

在所述减速机构中,将所述发动机的输出轴与所述太阳轮连结,将所述电动发电机的输入输出轴与所述行星齿轮架连结,并且将所述齿圈与所述旋翼的输入轴连结。

4. 根据权利要求1所述的多旋翼直升机,其特征在于,

在所述减速机构中,将所述发动机的输出轴与所述太阳轮连结,将所述电动发电机的输入输出轴与所述齿圈连结,并且将所述行星齿轮架与所述旋翼的输入轴连结。

5. 根据权利要求1所述的多旋翼直升机,其特征在于,

在所述减速机构中,将所述发动机的输出轴与所述太阳轮连结,将所述齿圈固定,并且将所述行星齿轮架经由离合器与所述电动发电机的输入输出轴及所述旋翼的输入轴连结。

6. 根据权利要求1所述的多旋翼直升机,其特征在于,

在所述减速机构中,将所述发动机的输出轴与所述太阳轮连结,将所述电动发电机的输入输出轴与所述行星齿轮架连结,并且将所述齿圈经由第二减速机构与所述旋翼的输入轴连结。

7. 根据权利要求1至6中任一项所述的多旋翼直升机,其特征在于,

所述电动发电机经由包括转换器和逆变器的PDU与蓄电池连接,通过所述电动发电机发电得到的交流电力由所述PDU的转换器转换为直流电力而贮存于所述蓄电池,并且贮存于所述蓄电池的直流电力由所述PDU的逆变器转换为交流电力而向所述电动发电机供给。

8. 根据权利要求1至6中任一项所述的多旋翼直升机,其特征在于,

所述多旋翼直升机至少具备:陀螺仪传感器,其产生表示所述机体相对于重力轴的倾斜角度的输出;高度计,其产生表示所述机体距地面的高度的输出;GPS接收机,其产生表示所述机体的位置的输出;视觉传感器,其输出行进方向的拍摄图像;以及飞行控制器,其基于所述陀螺仪传感器、高度计、GPS接收机及视觉传感器的输出,来控制起降和所述机体的姿态。

9. 根据权利要求8所述的多旋翼直升机,其特征在于,  
所述飞行控制器在起飞时驱动所述发动机来使多个所述旋翼旋转,并且将贮存于蓄电池的电力向所述电动发电机通电来对所述发动机的驱动进行辅助。

10. 根据权利要求8所述的多旋翼直升机,其特征在于,  
所述飞行控制器在起飞后进行转弯时,将多个所述旋翼中的应该减少的旋翼的旋转利用于所述电动发电机的再生,并且将通过所述再生得到的电力向电动发电机通电来对应该增加的旋翼的旋转进行辅助。

11. 根据权利要求8所述的多旋翼直升机,其特征在于,  
所述飞行控制器在降落时,将多个所述旋翼的旋转利用于所述电动发电机的再生。

## 多旋翼直升机

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一种多旋翼直升机(multi copter),更具体而言,涉及一种具备由电动发电机和发动机构成的不同种的动力源的混合动力型的多旋翼直升机。

### 背景技术

[0002] 作为具备由电动发电机和发动机构成的不同种的动力源的混合动力型的多旋翼直升机,可以举出专利文献1、2所记载的技术。专利文献1所记载的技术构成为具备发动机和由发动机驱动的电动发电机,且通过发动机和电动发电机这两方来驱动旋翼(导管风扇)。

[0003] 在专利文献2所记载的技术中,构成为具备发动机(引擎)和由发动机驱动的电动发电机,由发动机驱动一个主旋翼,由电动发电机驱动四个副旋翼,并且预先将发电机的发电向电池充电而向电动机放电。

[0004] 在先技术文献

[0005] 专利文献

[0006] 专利文献1:日本特开2010-137844号公报

[0007] 专利文献2:日本特开2015-137092号公报

[0008] 发明要解决的课题

[0009] 专利文献1所记载的技术以通过上述那样构成来减少机体重量而增加续航距离(提高燃料利用率性能)为课题,但没有明确如何将发动机和电动发电机与旋翼的旋转轴连结,因而难以实现课题。

[0010] 另外,专利文献2所记载的技术以通过上述那样构成来增加续航距离为课题,但同样没有明确如何将发动机和电动发电机连结,从而难以实现课题。

### 发明内容

[0011] 因此,本发明的目的在于,解决上述的课题,提供一种增加续航距离而提高燃料利用率性能的混合动力型的多旋翼直升机。

[0012] 用于解决课题的方案

[0013] 为了达到上述的目的,在本发明的多旋翼直升机中构成为,具备:机体;多个旋翼,它们安装于所述机体,电动发电机,其分别配置于多个所述旋翼;至少一个发动机,其与所述电动发电机连结;以及减速机构,其分别配置于多个所述旋翼,且由行星齿轮机构构成,所述行星齿轮机构具有太阳轮、齿圈及将多个行星齿轮连接的行星齿轮架,其中,多个所述旋翼为 $2n$ 个旋翼,且 $n \geq 2$ ,

[0014] 并且,所述旋翼的输入轴、所述电动发电机的输入输出轴及所述发动机的输出轴经由所述减速机构连结。

## 附图说明

- [0015] 图1是示意性地表示本发明的第一实施方式的多旋翼直升机的简图。
- [0016] 图2是从上方观察图1的多旋翼直升机的说明图。
- [0017] 图3是示意性地表示图2的多旋翼直升机的减速机构的说明图。
- [0018] 图4是图3的减速机构的示意图。
- [0019] 图5是表示图1的多旋翼直升机的飞行控制器的输入输出关系的框图。
- [0020] 图6是表示图1的多旋翼直升机的起飞时的GT(发动机)和M/G(电动发电机)的能量传递的说明图。
- [0021] 图7是表示图5的飞行控制器的动作的流程图。
- [0022] 图8是表示图1的多旋翼直升机的飞行时的GT和M/G的能量传递的说明图。
- [0023] 图9是表示图1的多旋翼直升机的降落时的GT和M/G的能量传递的说明图。
- [0024] 图10是表示图6的多旋翼直升机的降落等运转模式的推移的说明图。
- [0025] 图11是示意性地表示本发明的第二实施方式的多旋翼直升机的减速机构的说明图。
- [0026] 图12是示意性地表示本发明的第三实施方式的多旋翼直升机的减速机构的说明图。
- [0027] 图13是示意性地表示本发明的第四实施方式的多旋翼直升机的减速机构的说明图。
- [0028] 图14是示意性地表示本发明的第五实施方式的多旋翼直升机的减速机构的说明图。
- [0029] 符号说明：
- [0030] 10 多旋翼直升机;12 机体;14、14a、14b、14c、14d 旋翼;14e 输入轴;16 电动发电机(M/G);16a 电动机;16b 发电机;16c 输入输出轴;20 发动机(GT);20a 输出轴;20b 锥齿轮(反转机构);22、221 减速机构;22s 太阳轮;22r 齿圈;22p 行星齿轮;22c 行星齿轮架;24 PDU;24a 转换器;24b 逆变器;26 蓄电池;30 燃料箱;32 飞行控制器;34 陀螺仪传感器;36 高度计;40 GPS接收机;42 视觉传感器;44 转速传感器;46 主开关;50 输入设备;52 显示器;54 离合器。

## 具体实施方式

- [0031] 以下,结合附图来说明用于实施本发明的多旋翼直升机的方式。
- [0032] (第一实施方式)
- [0033] 图1是示意性地表示本发明的第一实施方式的多旋翼直升机的简图,图2是从上方观察图1的多旋翼直升机的说明图,图3是示意性地表示图2的多旋翼直升机的减速机构的说明图,图4是图3的减速机构的示意图,图5是表示图1的多旋翼直升机的飞行控制器的输入输出关系的框图,图6是表示多旋翼直升机的起飞时的GT和M/G的能量传递的说明图。
- [0034] 在图1至图6中,符号10表示多旋翼直升机,多旋翼直升机10具备机体12、安装于机体12的多个旋翼14(14a、14b、14c、14d)、在多个旋翼14中分别配置的电动发电机16、与电动发电机16连结的至少一个发动机20、以及减速机构22。
- [0035] 发动机20由燃气涡轮发动机(以下称作“GT”)构成。作为航空器用燃气涡轮发动

机,已知有涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机、涡轮螺旋桨发动机及涡轮旋转式发动机这四种,但GT20具体而言由涡轮旋转式发 动机构成。需要说明的是,如后述那样,GT20也可以是往复运动型的内 燃机。

[0036] 如图3所示,电动发电机(以下称作“M/G”)16由无刷DC电动机 构成,所述无刷DC电动机包括卷绕有线圈16d的固定侧的外转子、以及 在外转子的内侧将永久磁铁16e配置于外周而成的定子。如图6或后述的 图8等所示那样,M/G16在供给电力时作为电动机16a发挥功能,另一方面,在由外力驱动时作为发电机16b发挥功能。

[0037] 在M/G16上连接有PDU(Power Drive Unit)24。PDU24具备转换器 (C)24a和逆变器(I)24b,通过M/G16的发电机(G)16b发电得到的 交流由转换器24a转换为直流而贮存于蓄电池(B)26。

[0038] 另外,贮存于蓄电池26的直流电力根据需要而由逆变器24b逆转换 为交流,并向M/G16的电动机(M)16a的三相线圈供给而使电动机16a 旋转。

[0039] 机体12由大致长圆形状的圆筒体构成,在其内部收容有GT20、贮存 GT20的燃料(高度提纯的煤油)的燃料箱(FT)30、PDU24、蓄电池26、飞行控制器(FC)32等。需要说明的是,多旋翼直升机10构成为无人飞 行体。

[0040] 旋翼(风扇、螺旋桨)14为多个,具体而言为在俯视下呈放射状地安 装于机体12的 $2n$ ( $n:n \geq 2$ )个,更具体而言,由 $n=2$ (两组)的RF(右 前)的14a、RR(右后)的14b、LF(左前)的14c、LR(左后)的14d 这四个构成四旋翼直升机。

[0041] 需要说明的是,旋翼14的个数并不限定于四个,也可以是 $n=3$ 的六 旋翼直升机、 $n=4$ 的八旋翼直升机。如图3所示,四个旋翼14具备由与其 输入轴(旋转轴)14e的另一端连接的旋转体(螺旋桨、风扇)构成的公 知的形状。

[0042] 四个旋翼14构成为,如机体12的图1所示那样,使在俯视下安装于 对角线上的位置的两组中的例如由旋翼14a、14d构成的组沿着CW(顺时针方向)旋转,并且使由旋翼14b、14c构成的另一组沿着CCW(逆时针方向)旋转,由此维持多旋翼直升机10的姿态。需要说明的是,多旋翼直升机10的机体12不存在前后、左右的区别,多旋翼直升机10构成为能够向360度的任意的方向行进。

[0043] 减速机构22由在四个旋翼14中分别配置的行星齿轮机构构成,在减 速机构22中构成为,如图3、图4及图6所示,将旋翼14的输入轴14e、M/G16的输入输出轴16c及GT20的输出轴20a与行星齿轮机构的太阳轮 22s、齿圈22r及行星齿轮架22c连结,该行星齿轮架22c将多个(四个) 行星齿轮22p连接。符号22b表示轴承。

[0044] 更具体而言,如图4中清楚地示出那样,在减速机构22中构成为, 将GT20的输出轴20a与行星齿轮机构的行星齿轮架22c连结,将M/G16 的输入输出轴16c与行星齿轮机构的太阳轮22s连结,并且将行星齿轮机 构的齿圈22r与旋翼14的输入轴14e连结。

[0045] 在GT20的输出轴20a的转速为CW的情况下,沿着CW旋转的旋翼 14a、14d直接与行星齿轮架22c连结,另一方面,在沿着CCW旋转的旋 翼14b、14c的情况下,如图4所示那样,GT20的输出轴20a经由锥齿轮 (反转机构)20b与行星齿轮架22c连结。需要说明的是,也可以代替锥 齿轮20b而使用接头等。在图4以后,符号22g表示收容减速机构22的 行星齿轮机构的齿轮箱。

[0046] 旋翼14的转速根据共同的GT转速(GT20的转速)和各个M/G转速 (M/G16的转速)而

如以下那样决定。

[0047] 旋翼14的转速=齿数比1×GT转速+齿数比2×M/G转速

[0048] 在上述内容中,齿数比1是从GT20的输出旋转到旋翼14的旋转的固定减速比,是由减速机构22的设计决定的固定值。齿数比2是从M/G16的输出旋转到旋翼14的旋转的固定减速比,同样是由减速机构22的设计决定的固定值。

[0049] 通过该结构,例如在使M/G16停止而将太阳轮22s固定了的情况下,由行星齿轮架22c的转速和上述的齿数比1、2决定输出侧的齿圈22r的转速。

[0050] 因此,当在维持行星齿轮架22c的转速的状态下使太阳轮22s向相同的方向旋转时,行星齿轮22p的转速减少,因此输出侧的齿圈22r的转速被减速(行星齿轮架22c与太阳轮22s均成为CCW(逆时针方向)的旋转,CW(顺时针方向)的齿圈22r的转速被减速)。

[0051] 相反,当在维持行星齿轮架22c的转速的状态下使太阳轮22s向相反的方向旋转时,行星齿轮22p的转速被增速,输出侧的齿圈22r的转速也被增速。

[0052] 这样,若以来自GT20的机械的动力为中心使M/G16作为发电机16b向同一方向旋转,则能够得到发电力,且同时使旋翼转速减速。相反,若进行通电而使M/G16作为电动机16a向相反方向进行旋转,则能够使旋翼转速增速。

[0053] 这样,在本实施方式的多旋翼直升机10中构成为,从一个GT20向在四个旋翼14中分别配置的减速机构22的行星齿轮架22c供给同一转速,且如后述那样控制多旋翼直升机10的上升和下降。

[0054] 需要说明的是,在本实施方式的多旋翼直升机10中,GT20具有100kW的电力规模,M/G16具有20kW的电力规模,蓄电池26具有10kW左右的电力规模。

[0055] 其结果是,从GT20机械地提供大的能量,因此能够始终经由太阳轮22s抽取GT20的动力的一部分来对蓄电池26进行充电,无需处理大电力,因此能够减小蓄电池26的容量。

[0056] 另外,对于多旋翼直升机10的姿态控制,通过使对角线上的两组的旋翼14分别向相反方向旋转并且使其旋转增减来控制姿态,但也可以通过使M/G16作为电动机16a或发电机16b进行动作,从而能够使减少侧的M/G16作为发电机16b发挥功能,并且将由由此得到的电力向增加侧的M/G16供给来对旋翼14的旋转进行辅助而使其增速,由此也能够减小蓄电池26的容量。

[0057] 如图5所示那样,飞行控制器32由ECU(电子控制单元)构成,该ECU具备至少一个MPU(微处理器)32a和CPU、以及ROM、RAM等多个存储器32b。

[0058] 另外,在机体12的适当位置具备产生表示机体12相对于重力轴的倾斜角度的输出的陀螺仪传感器34、基于从机体12朝向地面发送超声波而得到的反射波来产生表示距地面的高度的输出的高度计36、基于从卫星组得到的接收信号来产生表示机体12的位置的输出的GPS接收机40、以及输出行进方向的拍摄图像的视觉传感器42。

[0059] 另外,如图6所示那样,在减速机构22中,在M/G16的电动机16a的输入输出轴16c附近配置有转速传感器44,产生表示电动机16a的转速的输出。上述的陀螺仪传感器34等的传感器输出向飞行控制器32发送。

[0060] 另外,在机体12的适当位置设置有主开关46,通过操作员(用户)将主开关46接通来起动GT20,通过从M/G16的发电机16b向飞行控制器32的MPU32a供给动作电源来使飞行

控制器32开始进行动作。

[0061] 而且,在飞行控制器32上连接有输入设备50和显示器52,操作员通过输入设备50指示目的地、飞行路线等来使多旋翼直升机10的运转开始。

[0062] 需要说明的是,如前述那样,多旋翼直升机10的机体12没有前后、左右的区别,多旋翼直升机10构成为能够向360度的方向行进,因此视觉传感器42在机体12上隔开适当的角度而配置有多个。需要说明的是,也可以仅设置一个视觉传感器42且将其配置为能够进行360度旋转。

[0063] 在飞行控制器32中,MPU32a具备控制部32a1,该控制部32a1按照保存于存储器32b的程序,并基于陀螺仪传感器34、高度计36、GPS接收机40、视觉传感器42及转速传感器44的输出来控制多旋翼直升机10的起降和机体12的姿态,换言之,控制多旋翼直升机10的起降和机体12的姿态,或者MPU32a被程序化,以便控制多旋翼直升机10的起降和机体12的姿态。

[0064] 接着,说明由飞行控制器32进行的第一实施方式的多旋翼直升机10的起飞等动作。

[0065] 图7是表示飞行控制器的动作的流程图,图8和图9是表示飞行时和降落时的GT20和M/G16的能量传递的说明图,图10是表示上述的降落等(运转模式)的推移的说明图。

[0066] 参照图7进行说明时,在S10中判断是否能够起飞,在判断为否定时跳过以后的处理,另一方面,在判断为肯定时进入S12,进行起飞动作(S:处理步骤)。

[0067] 在起飞动作中,如图6所示那样,控制成通过从FT(燃料箱)30经由FP(燃料泵)供给的燃料来使GT20旋转,并通过该旋转来使旋翼14旋转,由此使四个旋翼14的转速均等地增加。

[0068] 另外,除此以外,还将贮存于蓄电池(B)26的电力向M/G16通电而使电动机16a旋转来对旋翼14的旋转进行辅助。由此,与不能利用蓄电池26的电力的情况相比,能够使GT20变得小型。

[0069] 在图7的流程图中接着进入S14,基于高度计36的输出来判断多旋翼直升机10是否已到达规定的高度、换言之起飞动作是否已完成,在判断为否定时返回S12,另一方面,在判断为肯定时进入S16,进行飞行(水平飞行)动作。

[0070] 在飞行动作中,基于陀螺仪传感器34的输出来对多旋翼直升机10的姿态进行微调,并同时朝向输入的目的地飞行。例如,使四个旋翼14中的与行进方向相当的两个转速降低并且使与后退方向相当的两个转速上升,由此控制飞行方向。

[0071] 另外,对于转弯,例如在要向右转弯时,使四个旋翼14中的与右侧相当的两个(RF、RR)的转速降低并且使与左侧相当的两个(LF、LR)的转速上升,由此通过转速高的一侧的旋翼14的反作用力来使多旋翼直升机10向所期望的方向转弯。需要说明的是,转弯的程度通过旋翼14的增减转速来调整。

[0072] 另外,在旋转控制(绕横摆轴旋转)中,为了使机体12沿着CCW旋转,使旋翼14中的CW旋转侧的旋翼14a、14d的转速上升并且使CCW侧的旋翼14b、14c的转速下降来进行。使机体12沿着CW旋转与上述情况相反。

[0073] 图8表示向右转弯时的动作,如该图所示,旋翼14的转速的减少通过将GT20的旋转的一部分利用于发电机16b的驱动(再生)来进行,并将由此得到的发电电力由PDU24的

转换器24a转换为直流。同时,将得到的直流由PDU24的逆变器24b逆转换为交流而驱动电动机16a来对GT20的旋转进行辅助。

[0074] 此时,通过发电机16b得到的电力瞬时被电动机16a消耗,因此不经由蓄电池26而直接被交换。其结果是,蓄电池26的充放电较小即可,因此能够使蓄电池26变得小型。

[0075] 在图7的流程图中接着进入S18,基于GPS接收机40的输出来判断是否已到达目的地的上空,在判断为否定时返回S16,另一方面,在判断为肯定时进入S20而向降落动作转变。降落动作在S20中持续至确认出降落为止。

[0076] 多旋翼直升机10的降落动作通过使四个旋翼14全部的转速降低来进行。转速的降低通过将GT20的旋转的一部分利用于发电机16b的驱动(再生)来进行,因此如图9所示,将发电机16b的发电电力由PDU24的转换器24a转换为直流而贮存于蓄电池26。

[0077] 图10是表示多旋翼直升机10的降落等运转模式的推移的说明图。

[0078] 在该图中,M/G16在其转速为正值时是指作为电动机16a进行动作(发挥功能),在其转速为负值时是指作为发电机16b进行动作(发挥功能)。蓄电池26在为正值时是指充电,在为负值时是指放电。

[0079] 第一实施方式如上述那样构成,即,构成为将来自GT20的机械的动力向减速机构22输入而使M/G16作为发电机16b或电动机16a进行动作,并使旋翼14旋转,因此相比较于输出而能够减少重量,能够增加续航里程而提高燃料利用率性能。

[0080] (实施方式2)

[0081] 图11是示意性地表示本发明的第二实施方式的多旋翼直升机10的减速机构22的与图4同样的说明图。

[0082] 将焦点放在与第一实施方式不同的点上来进行说明,在第二实施方式中,在减速机构22中如下这样构成:将GT20的输出轴20a与行星齿轮机构的太阳轮22s连结,将M/G16的输入输出轴16c与行星齿轮机构的行星齿轮架22c连结,并且将行星齿轮机构的齿圈22r与旋翼14的输入轴14e连结。

[0083] 与第一实施方式同样地构成为,将来自GT20的机械的动力向减速机构22输入而使M/G16作为发电机16b或电动机16a进行动作,并使旋翼14旋转,因此相比较于输出而能够减少重量,能够增加续航里程而提高燃料利用率性能。需要说明的是,剩下的结构和效果与第一实施方式并无不同。

[0084] (实施方式3)

[0085] 图12是示意性地表示本发明的第三实施方式的多旋翼直升机10的减速机构的与图4同样的说明图。

[0086] 将焦点放在与以前的实施方式不同的点上来进行说明,在第三实施方式中,在减速机构22中如下这样构成:将GT20的输出轴20a与行星齿轮机构的太阳轮22s连结,将M/G16的输入输出轴16c与行星齿轮机构的齿圈22r连结,并且将行星齿轮机构的行星齿轮架22c与旋翼14的输入轴14e连结。

[0087] 第三实施方式也与第一实施方式同样地构成为,将来自GT20的机械的动力向减速机构22输入而使M/G16作为发电机16b或电动机16a进行动作,并使旋翼14旋转,因此相比较于输出而能够减少重量,能够增加续航里程而提高燃料利用率性能。需要说明的是,剩下的结构和效果与第一实施方式并无不同。

[0088] (实施方式4)

[0089] 图13是示意性地表示本发明的第四实施方式的多旋翼直升机10的减速机构的与图4同样的说明图。

[0090] 将焦点放在与以前的实施方式不同的点上来进行说明,在第四实施方式中,在减速机构22中如下这样构成:将GT20的输出轴20a与行星齿轮机构的太阳轮22s连结,将行星齿轮机构的齿圈22r固定于减速机构22的固定部22f,并且将行星齿轮机构的行星齿轮架22c经由离合器54与M/G16的输入输出轴16c及旋翼14的输入轴14e连结。

[0091] 即,构成为在M/G16的输入输出轴16c与旋翼14的输入轴14e之间插装离合器54,在离合器54被接合时,通过太阳轮22s后的GT20的输出轴20a的旋转向G/M16输入。离合器54的接合、分离由飞行控制器32控制。

[0092] 第四实施方式也同样地构成为,将来自GT20的机械的动力向减速机构22输入而使M/G16作为发电机16b或电动机16a进行动作,并使旋翼14旋转,因此相比较于输出而能够减少重量,能够增加续航距离而提高燃料利用率性能。需要说明的是,剩下的结构和效果与第一实施方式并无不同。

[0093] (实施方式5)

[0094] 图14是示意性地表示本发明的第五实施方式的多旋翼直升机10的减速机构的与图4同样的说明图。

[0095] 将焦点放在与以前的实施方式不同的点上来进行说明,在第五实施方式中,在减速机构22中如下这样构成:将GT20的输出轴20a与行星齿轮机构的太阳轮22s连结,将M/G16的输入输出轴16c与行星齿轮机构的行星齿轮架22c连结,并且将行星齿轮机构的齿圈22r经由第二减速机构(行星齿轮机构)221与旋翼14的输入轴14e连结。

[0096] 第五实施方式也构成为,将来自GT20的机械的动力向减速机构22输入而使M/G16作为发电机16b或电动机16a进行动作,并使旋翼14旋转,因此虽然结构与以前的实施方式相比稍微变得复杂,但能够实现大的减速,且相比较于输出而能够减少重量,能够增加续航距离而提高燃料利用率性能。需要说明的是,剩下的结构和效果与第一实施方式并无不同。

[0097] 如上述那样,在第一实施方式至第五实施方式的多旋翼直升机10中具备:机体12;多(2n(n:  $n \geq 2$ ))个旋翼,它们安装于所述机体;电动发电机(M/G)16,其分别配置于多个所述旋翼;至少一个发动机(GT)20,其与所述电动发电机连结;以及减速机构22,其分别配置于多个所述旋翼,且由行星齿轮机构构成,所述行星齿轮机构具有太阳轮22s、齿圈22r及将多个行星齿轮22p连接的行星齿轮架22c,并且所述旋翼14的输入轴14e、所述电动发电机的输入输出轴16c及所述发动机的输出轴20a经由所述减速机构连结,从而构成为将来自GT20的机械的动力向减速机构22输入而使M/G16作为发电机16b或电动机16a进行动作,并使旋翼14旋转,因此相比较于输出而能够减少重量,能够增加续航距离而提高燃料利用率性能。

[0098] 另外,在所述减速机构22中构成为,将所述发动机20的输出轴20a与所述行星齿轮架22c连结,将所述电动发电机16的输入输出轴16c与所述太阳轮22s连结,并且将所述齿圈22r与所述旋翼14的输入轴14e连结,因此相比较于输出而能够进一步减少重量,能够进一步增加续航距离而提高燃料利用率性能。

[0099] 另外,在所述减速机构22中构成为,将所述发动机20的输出轴20a 与所述太阳轮22s连结,将所述电动发电机16的输入输出轴16c与所述行星齿轮架22c连结,并且将所述齿圈22r与所述旋翼14的输入轴14e连结,因此相比较于输出而能够进一步减少重量,能够增加续航距离而进一步提高燃料利用率性能。

[0100] 另外,在所述减速机构22中构成为,将所述发动机20的输出轴20a 与所述太阳轮22s连结,将所述电动发电机16的输入输出轴16c与所述齿圈22r连结,并且将所述行星齿轮架22c与所述旋翼14的输入轴14e连结,因此相比较于输出而能够进一步减少重量,能够增加续航距离而进一步提高燃料利用率性能。

[0101] 另外,在所述减速机构22中构成为,将所述发动机20的输出轴20a 与所述太阳轮22s连结,将所述齿圈22r固定,并且将所述行星齿轮架22c 经由离合器54与所述电动发电机16的输入输出轴16c及所述旋翼14的输入轴14e连结,因此相比较于输出而能够进一步减少重量,能够增加续航距离而进一步提高燃料利用率性能。

[0102] 另外,在所述减速机构22中构成为,将所述发动机20的输出轴20b 与所述太阳轮22s连结,将所述电动发电机16的输入输出轴16c与所述行星齿轮架22c连结,并且将所述齿圈22r经由第二减速机构(行星齿轮机构)221与所述旋翼14的输入轴14e连结,因此虽然结构稍微变得复杂,但相比较于输出而能够减少重量,能够增加续航距离而提高燃料利用率性能。

[0103] 另外,所述电动发电机16经由包括转换器24a和逆变器24b的PDU24 与蓄电池26连接,通过所述电动发电机16发电得到的交流电力由所述PDU的转换器24a转换为直流电力而贮存于所述蓄电池26,并且贮存于所述蓄电池26的直流电力由所述PDU的逆变器24b转换为交流电力而向所述电动发电机16供给,因此能够使蓄电池26变得小型。

[0104] 另外,多旋翼直升机10至少具备产生表示所述机体12相对于重力轴的倾斜角度的输出的陀螺仪传感器34、产生表示所述机体12距地面的高度的输出的高度计36、产生表示所述机体12的位置的输出GPS接收机40、输出行进方向的拍摄图像的视觉传感器42、以及基于所述陀螺仪传感器、高度计、GPS接收机及视觉传感器的输出来控制起降和所述机体的姿态的飞行控制器32,因此除了上述的效果以外,还能够适当地控制多旋翼直升机10的起降和姿态。

[0105] 另外,所述飞行控制器32如下这样构成:在起飞时驱动所述发动机20来使多个所述旋翼14旋转,并且将贮存于所述蓄电池26的电力向所述电动发电机16通电来对所述发动机20的驱动进行辅助,因此与不能利用蓄电池26的电力的情况相比,能够使发动机20变得小型。

[0106] 另外,所述飞行控制器32如下这样构成:在起飞后进行转弯时,将多个所述旋翼14中的应该减少的旋翼的旋转利用于所述电动发电机16的再生,并且将通过所述再生得到的电力向电动发电机16通电来对应该增加的旋翼的旋转进行辅助,因此蓄电池26的充放电较小即可,能够使蓄电池26变得小型。

[0107] 所述飞行控制器32如下这样构成:在降落时将多个所述旋翼14的旋转利用于所述电动发电机16的再生,因此能够使蓄电池26变得更加小型。

[0108] 需要说明的是,在上述内容中将发动机(GT)20作为涡轮旋转式发动机而进行了说明,但发动机(GT)20也可以是往复运动型的内燃机。详细而言,在输出大于50kW的情况

下,GT在小型轻量这点上优选,在 小于50kW的情况下,往复运动的内燃机在燃烧效率这点上优选。

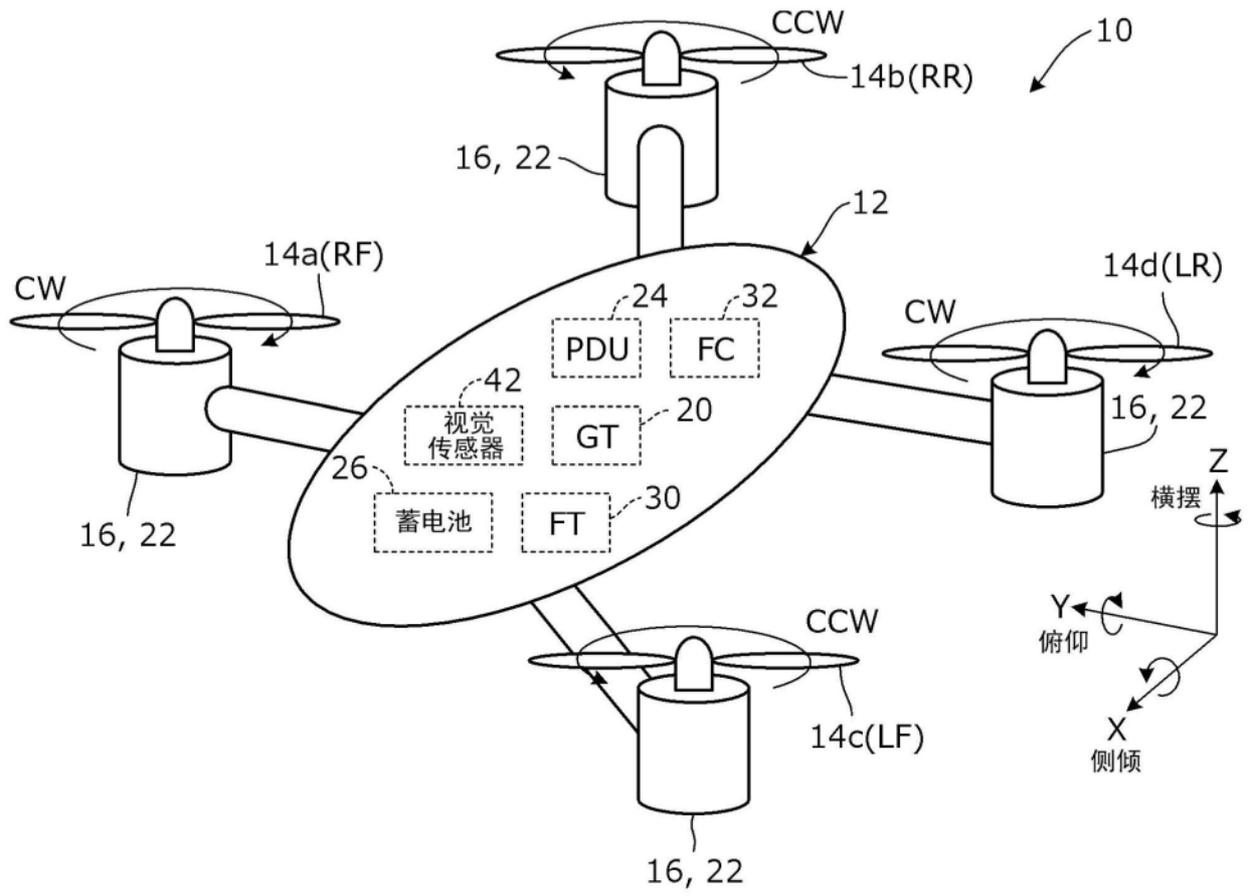


图1

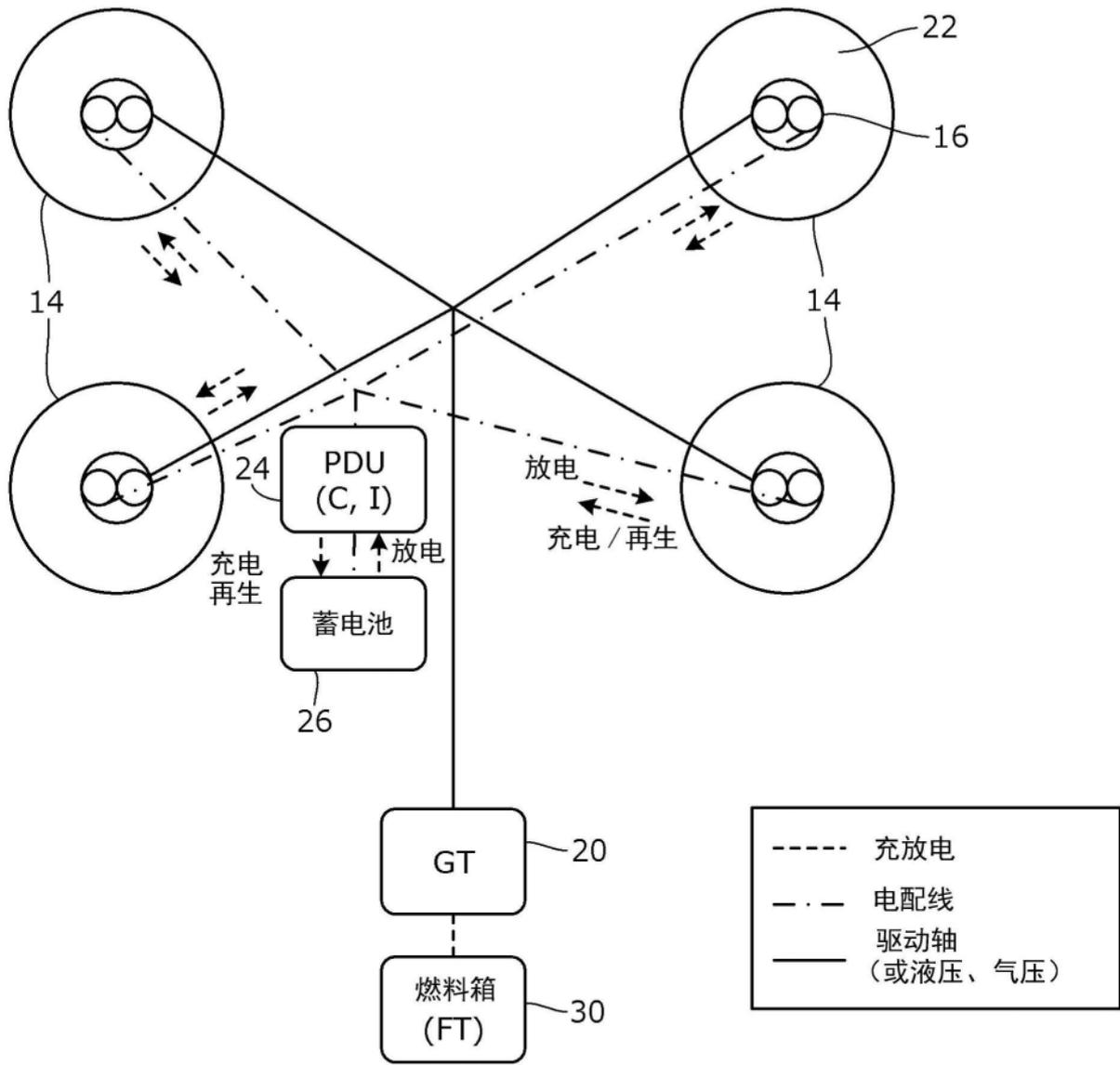


图2

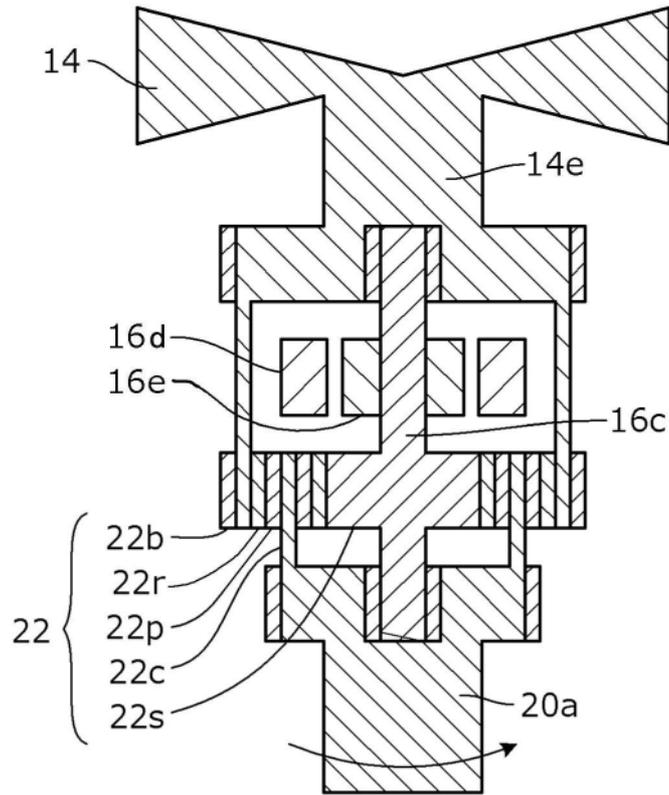


图3

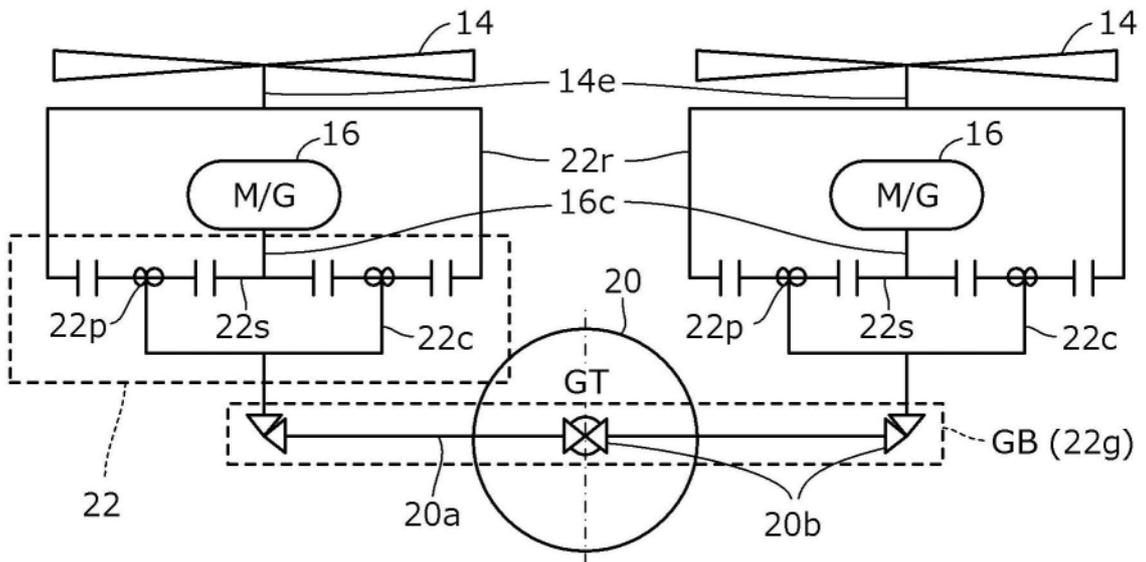


图4

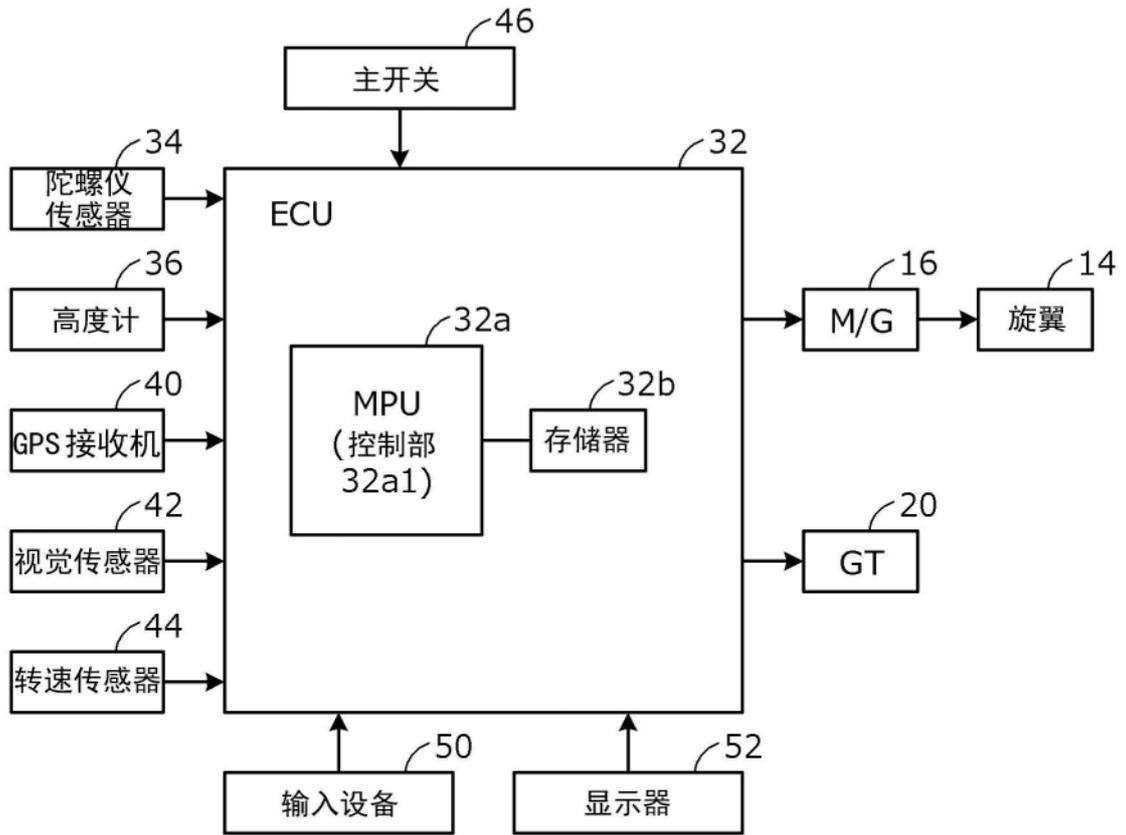


图5

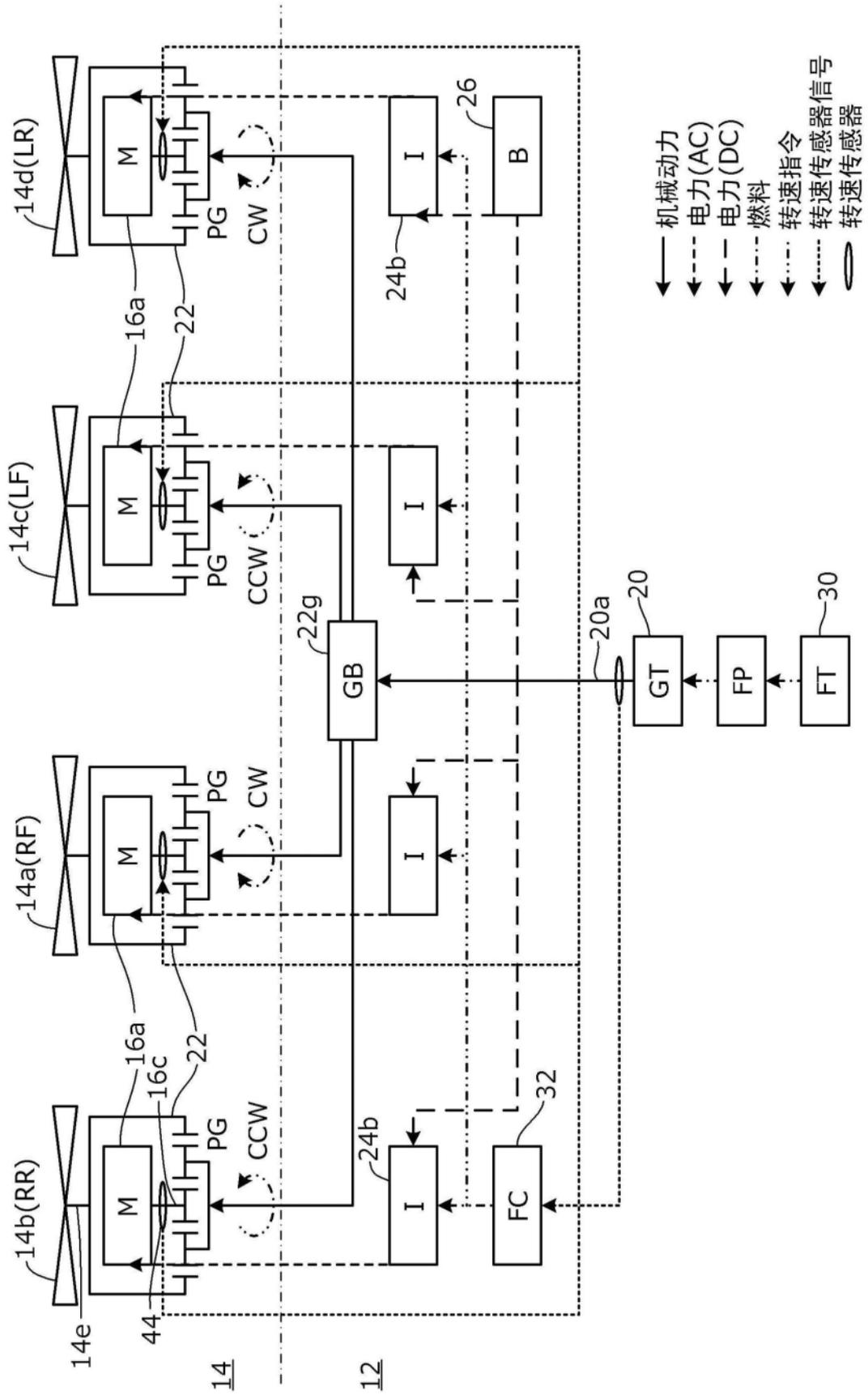


图6

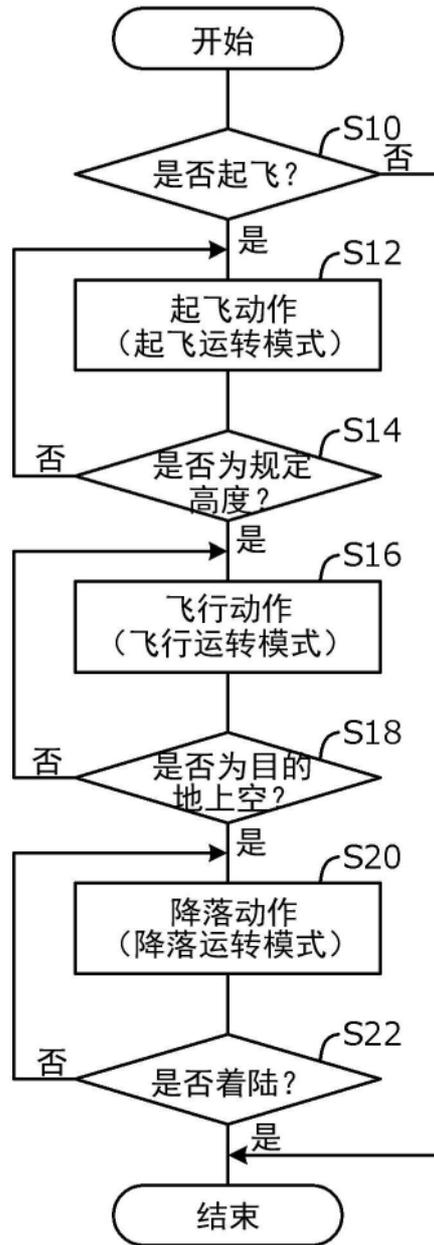


图7

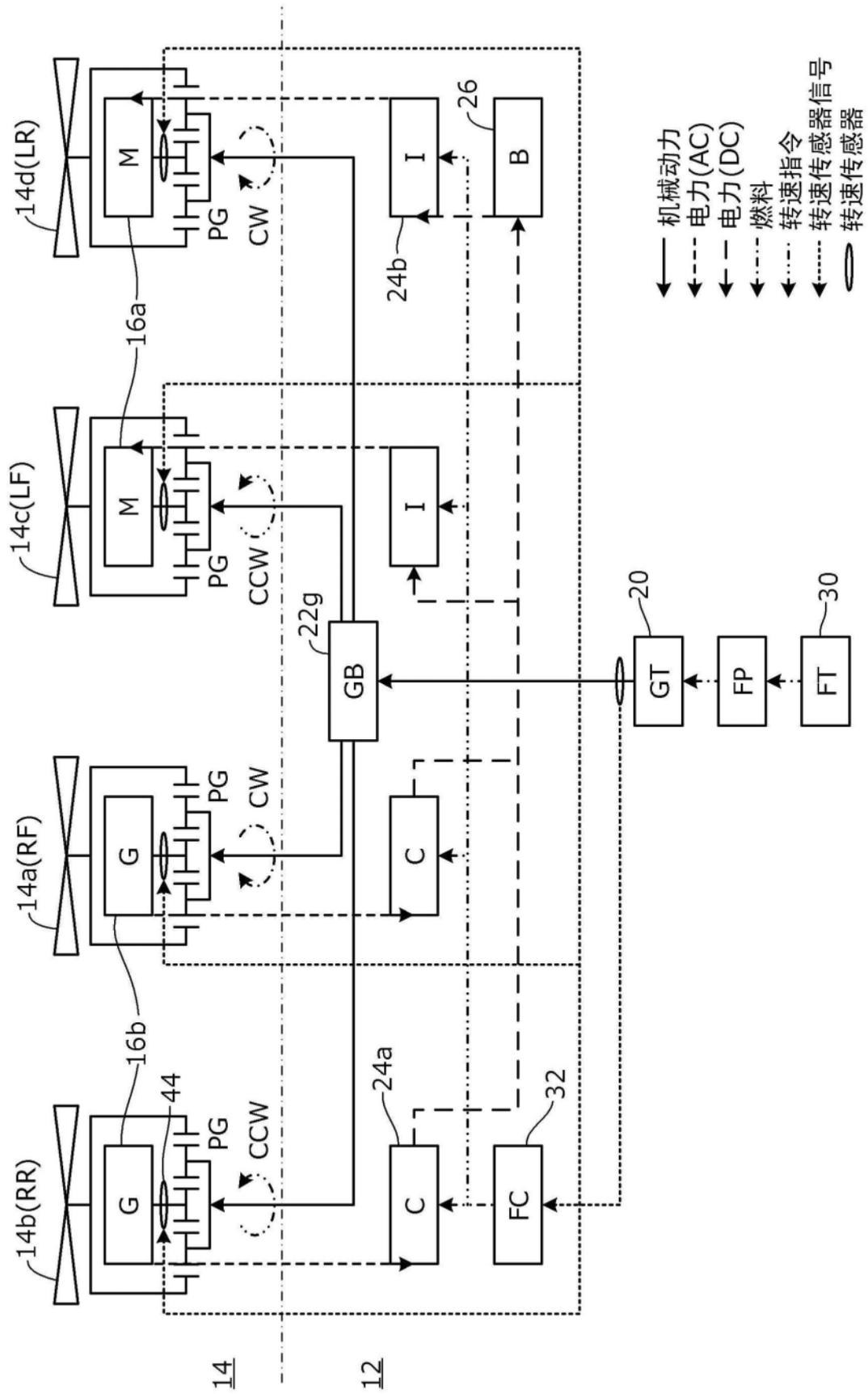


图8

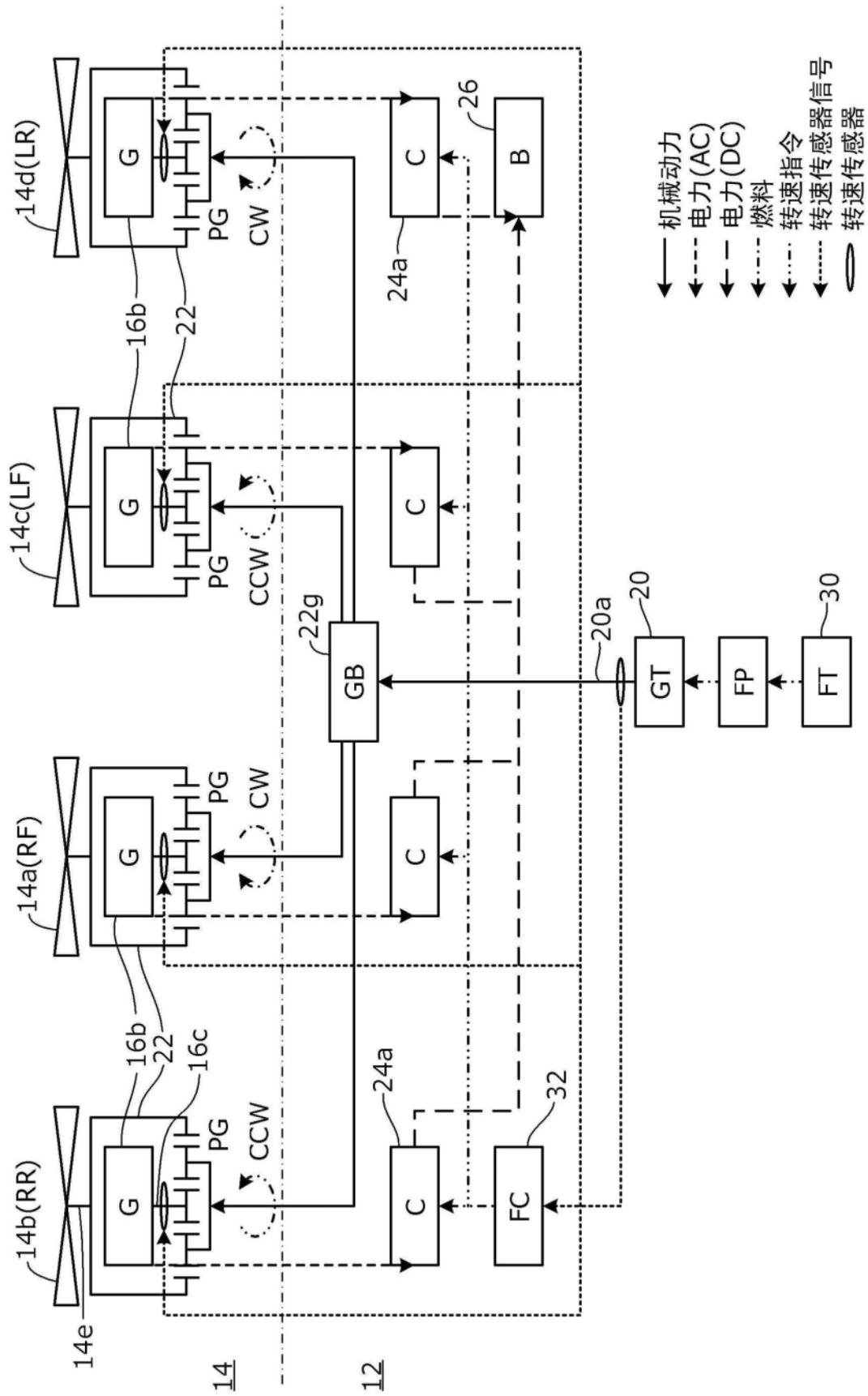


图9

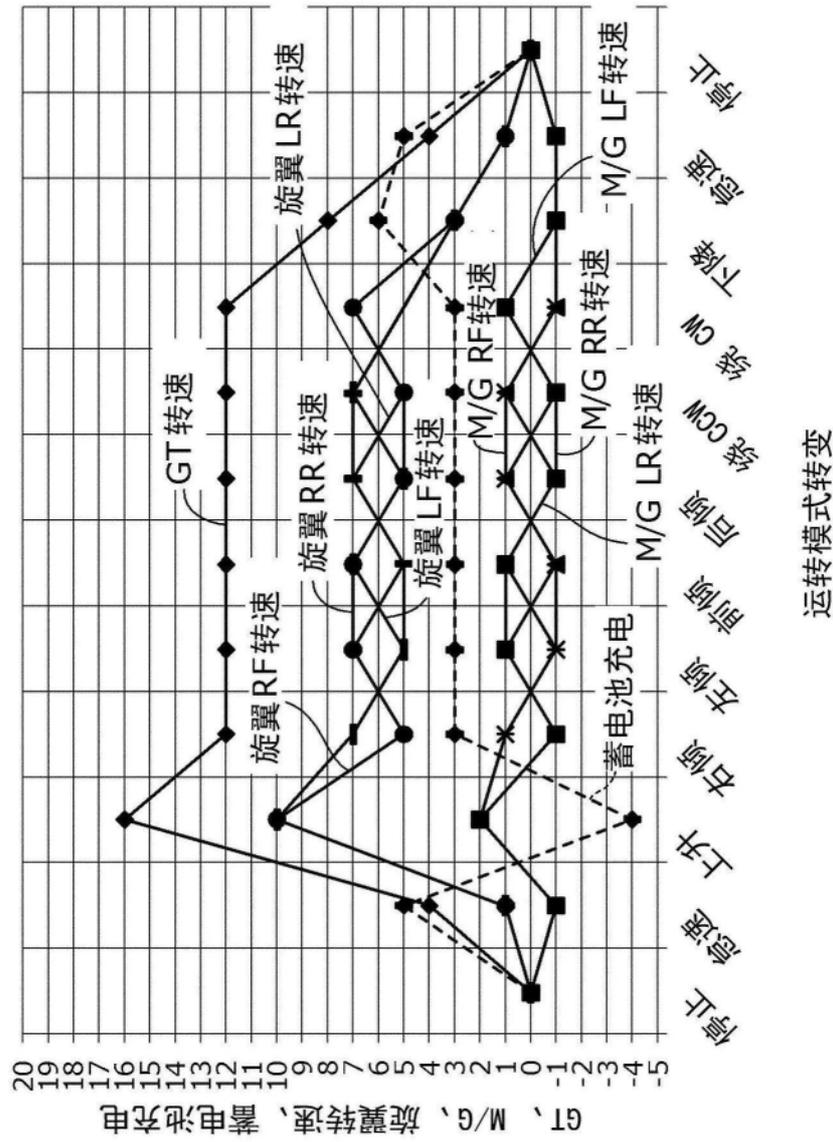


图10

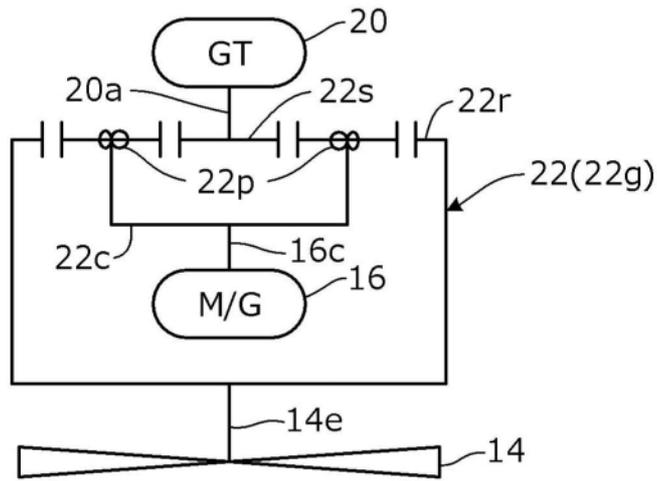


图11

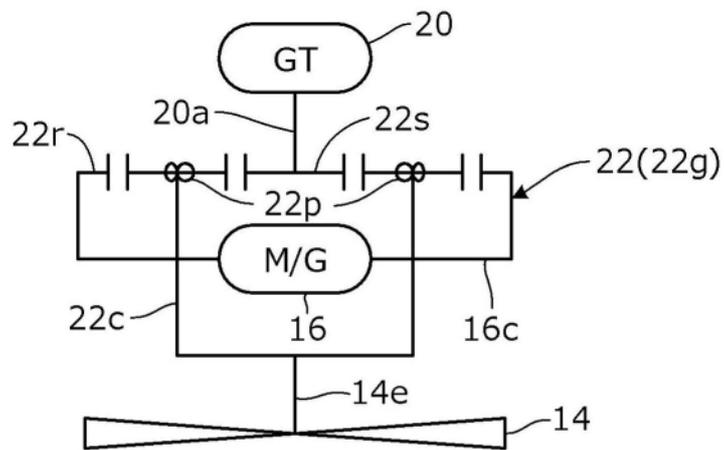


图12

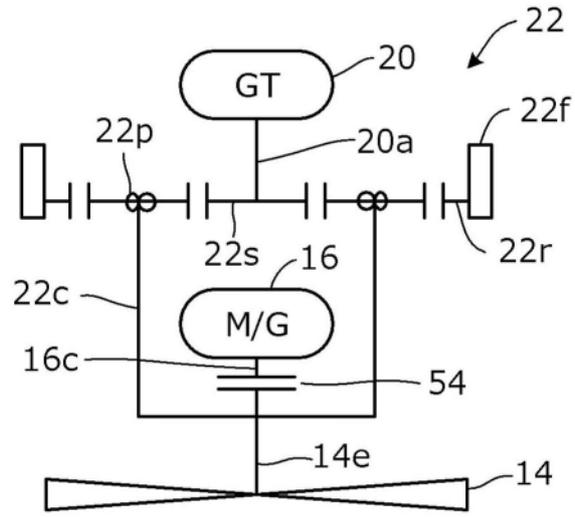


图13

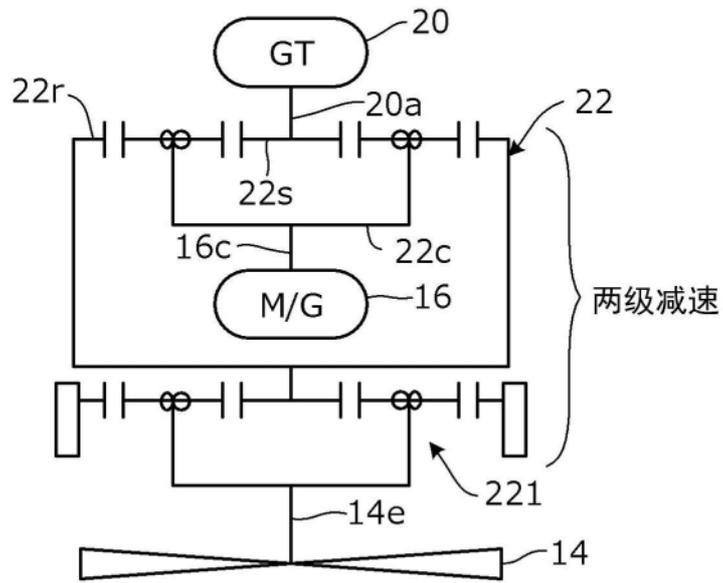


图14