

(19)日本国特許庁(JP)

(12)特許公報(B1)

(11)特許番号
特許第7438589号
(P7438589)

(45)発行日 令和6年2月27日(2024.2.27)

(24)登録日 令和6年2月16日(2024.2.16)

(51)国際特許分類		F I	
B 6 4 U	10/20 (2023.01)	B 6 4 U	10/20
B 6 4 U	10/16 (2023.01)	B 6 4 U	10/16
B 6 4 U	10/25 (2023.01)	B 6 4 U	10/25
B 6 4 U	30/10 (2023.01)	B 6 4 U	30/10
B 6 4 U	50/33 (2023.01)	B 6 4 U	50/33
請求項の数 5 (全21頁)			
(21)出願番号	特願2023-213823(P2023-213823)	(73)特許権者	320011199 株式会社石川エナジーリサーチ 群馬県太田市大原町 2 2 2 5 - 4 1
(22)出願日	令和5年12月19日(2023.12.19)	(74)代理人	100147913 弁理士 岡田 義敬
審査請求日	令和5年12月20日(2023.12.20)	(74)代理人	100091605 弁理士 岡田 敬
早期審査対象出願		(74)代理人	100197284 弁理士 下茂 力
		(72)発明者	石川 満 群馬県太田市大原町 2 2 2 5 - 4 1 株 式会社石川エナジーリサーチ内
		(72)発明者	山崎 雅和 群馬県太田市大原町 2 2 2 5 - 4 1 株 式会社石川エナジーリサーチ内 最終頁に続く

(54)【発明の名称】 飛行装置

(57)【特許請求の範囲】

【請求項 1】
垂直飛行用ロータと、水平飛行用ロータと、発電機と、動力断続部と、を有し、
前記垂直飛行用ロータは、モータにより回転され、
前記水平飛行用ロータは、エンジンにより駆動的に接続されることで回転し、
前記発電機は、前記エンジンにより駆動され、
前記動力断続部は、前記エンジンと前記水平飛行用ロータとの間に配設され、
前記動力断続部が接続状態となることで、前記エンジンから前記水平飛行用ロータに動力が伝達され、
前記動力断続部が断絶状態となることで、前記エンジンから前記水平飛行用ロータに動力が伝達されず、且つ、前記エンジンにより前記発電機が駆動されることを特徴とする飛行装置。

【請求項 2】
動力伝達部と、ロータ用駆動軸と、を更に具備し、
前記水平飛行用ロータは、第 1 水平飛行用ロータと、第 2 水平飛行用ロータと、を有し、
前記動力伝達部は、第 1 動力伝達部と、第 2 動力伝達部と、を有し、
前記ロータ用駆動軸は、第 1 ロータ用駆動軸と、第 2 ロータ用駆動軸と、を有し、
前記第 1 水平飛行用ロータは、前記第 1 ロータ用駆動軸を介して回転され、
前記第 2 水平飛行用ロータは、前記第 2 ロータ用駆動軸を介して回転され、
前記エンジンからは、第 1 エンジン側駆動軸と、第 2 エンジン側駆動軸と、が導出し、

前記第 1 動力伝達部は、前記第 1 ロータ用駆動軸または前記第 1 エンジン側駆動軸の軸方向に対して交わる方向に沿って伸びるように構成され、且つ、前記第 1 ロータ用駆動軸と前記第 1 エンジン側駆動軸とを駆動的に接続し、

前記第 2 動力伝達部は、前記第 2 ロータ用駆動軸または前記第 2 エンジン側駆動軸の軸方向に対して交わる方向に沿って伸びるように構成され、且つ、前記第 2 ロータ用駆動軸と前記第 2 エンジン側駆動軸とを駆動的に接続することを特徴とする請求項 1 に記載の飛行装置。

【請求項 3】

前記エンジンは、第 1 エンジン部と、前記第 1 エンジン部に対して対向するように配置された第 2 エンジン部と、を有し、

前記水平飛行用ロータは、第 1 水平飛行用ロータと、第 2 水平飛行用ロータと、を有し、

前記第 1 水平飛行用ロータは前記第 1 エンジン部により回転され、

前記第 2 水平飛行用ロータは前記第 2 エンジン部により回転されることを特徴とする請求項 1 に記載の飛行装置。

【請求項 4】

前記エンジンと前記水平飛行用ロータとを駆動的に接続する駆動軸を、更に具備し、

前記水平飛行用ロータは、第 1 水平飛行用ロータと、前記第 1 水平飛行用ロータに対して重畳するように配置された第 2 水平飛行用ロータと、を有し、

前記駆動軸は、前記エンジンと前記第 1 水平飛行用ロータとを駆動的に接続する第 1 駆動軸と、前記エンジンと前記第 2 水平飛行用ロータとを駆動的に接続する第 2 駆動軸と、を有することを特徴とする請求項 1 に記載の飛行装置。

【請求項 5】

前記第 1 駆動軸と前記第 2 駆動軸とは、同軸的に配置されることを特徴とする請求項 4 に記載の飛行装置。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、飛行装置に関し、特に、垂直方向および水平方向に沿って飛行することができる飛行装置に関する。

【背景技術】

【0002】

従来から、無人で空中を飛行することが可能な飛行装置が知られている。このような飛行装置は、垂直軸回りに回転するロータの推力で、空中を飛行することを可能としている。

【0003】

かかる飛行装置の適用分野としては、例えば、輸送分野、測量分野および撮影分野等が考えられる。このような分野に飛行装置を適用する場合は、測量機器や撮影機器を飛行装置に備え付ける。飛行装置をかかると分野に適用させることで、人が立ち入れない地域に飛行装置を飛行させ、そのような地域の輸送、撮影および測量を行うことができる。かかる飛行装置に関する発明は、例えば、特許文献 1 に記載されている。

【0004】

また、更なる長距離飛行を実現させるために、特許文献 2 に記載された飛行装置が開発された。特許文献 2 に記載された飛行装置は、パラレルハイブリッドドローンと称され、エンジンにより回転するメインロータと、モータにより回転するサブロータと、を有する。メインロータは、回転することで、飛行装置を空中に浮遊させるための推力を発生させる。サブロータは、回転することで、飛行装置の空中における位置姿勢を制御する。

【0005】

一方、垂直離着陸飛行機と称される飛行装置が開発されている。垂直離着陸飛行機は、VTOL (Vertical Take-Off and Landing) と称される。VTOL は、垂直軸周りにロータを回転させることで、垂直方向に沿って着陸および離陸を行うことができる。更に、VTOL は、水平軸周りにロータを回転させることで、水平

10

20

30

40

50

方向に沿って飛行することができる。V T O Lに関する発明の一例は、以下の特許文献 3 等に記載されている。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0006】

【文献】特開 2012 - 51545 号公報

【文献】特開 2021 - 020674 号公報

【文献】特開 2013 - 32146 号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0007】

しかしながら、前述した各特許文献等に記載された発明では、飛行時における安定性、効率および長時間飛行を、高いレベルで両立させる観点から改善の余地があった。

【0008】

具体的には、前述した特許文献 3 に記載された V T O L は、全てのロータがモータにより電氣的に回転される。よって、飛行装置に大容量のバッテリーを搭載することが困難なことから、V T O L の連続飛行距離を長くすることは簡単ではない課題があった。また、共通のロータにより、離着陸および水平飛行を行うとなると、ロータの制御が複雑になり、飛行時における安定性を確保することが必ずしも簡単ではない課題があった。

【0009】

本発明は、このような問題点を鑑みてなされたものであり、本発明の目的は、飛行時において、安定性、効率および長時間飛行を高いレベルで両立させる飛行装置を提供することにある。

【課題を解決するための手段】

【0010】

本発明の飛行装置は、垂直飛行用ロータと、水平飛行用ロータと、発電機と、動力断続部と、を有し、前記垂直飛行用ロータは、モータにより回転され、前記水平飛行用ロータは、エンジンにより駆動的に接続されることで回転し、前記発電機は、前記エンジンにより駆動され、前記動力断続部は、前記エンジンと前記水平飛行用ロータとの間に配設され、前記動力断続部が接続状態となることで、前記エンジンから前記水平飛行用ロータに動力が伝達され、前記動力断続部が断絶状態となることで、前記エンジンから前記水平飛行用ロータに動力が伝達されず、且つ、前記エンジンにより前記発電機が駆動されることを特徴とする。

【発明の効果】

【0017】

本発明の飛行装置によれば、飛行時において、安定性、効率および長時間飛行を高いレベルで両立させる飛行装置を提供することが出来る。

【図面の簡単な説明】

【0024】

【図 1】本発明の実施形態に係る飛行装置を示す上面図である。

【図 2】本発明の実施形態に係る飛行装置のエンジンおよび水平飛行用ロータの近傍を示す上面図である。

【図 3】本発明の実施形態に係る飛行装置のエンジンの近傍を示す上面図である。

【図 4】本発明の他形態に係る飛行装置を示す上面図である。

【図 5】本発明の他形態に係る飛行装置を示す側面図である。

【図 6】本発明の他形態に係る飛行装置のエンジンおよび水平飛行用ロータの近傍を示す上面図である。

【発明を実施するための形態】

【0025】

以下、本発明の実施形態に係る飛行装置 10 を図面に基づき詳細に説明する。以下の説

10

20

30

40

50

明では前後左右の各方向を用いる。前方とは飛行装置 10 が飛行時に進行する方向であり、後方は前方の逆方向である。左右方向とは、飛行装置 10 を前方から見た場合の左右方向である。また、以下の説明では、同一の部材には原則的に同一の符号を付し、繰り返しの説明は省略する。

【0026】

図 1 は、飛行装置 10 を示す上面図である。

【0027】

飛行装置 10 は、垂直飛行用ロータ 11 と、水平飛行用ロータ 12 と、を有すことで、空中を飛行する装置である。具体的には、飛行装置 10 は VTOL である。飛行装置 10 は、垂直飛行用ロータ 11 が回転することで、垂直方向に沿って離陸および着陸を実行することができる。更に、飛行装置 10 は、水平飛行用ロータ 12 が回転することで、水平方向に沿って前方に向かって飛行することができる。また、飛行装置 10 は、ドローン、ハイブリッドドローンまたはパラレルハイブリッドドローンとも称される。

10

【0028】

具体的には、飛行装置 10 は、本体部 20 と、第 1 翼部 21 および第 2 翼部 22 と、垂直飛行用ロータ 11 と、水平飛行用ロータ 12 と、エンジン 40 と、を主要に有する。飛行装置 10 は、これらの機器以外にも、センサや CPU 等の伝送機器等、燃料タンク、輸送する荷物等を有する。

【0029】

本体部 20 は、合成樹脂板または金属板等から成り、前後方向に沿って伸びる略筒状を呈する部材である。本体部 20 の内部に、エンジン 40、各種電装品、荷物等が収納される。

20

【0030】

第 1 翼部 21 および第 2 翼部 22 は、本体部 20 から左右方向に沿って伸びる翼状の部位である。第 1 翼部 21 は、本体部 20 の左側面から左方に向かって伸びる。第 2 翼部 22 は、本体部 20 の右側面から右方に向かって伸びる。

【0031】

垂直飛行用ロータ 11 は、モータ 13 により回転されるロータである。垂直飛行用ロータ 11 は、飛行装置 10 の離陸時、着陸時、ホバリング時において、垂直軸周りに回転する。垂直飛行用ロータ 11 がこのように回転することで、飛行装置 10 は垂直方向に沿って上昇、下降またはホバリングすることができる。垂直飛行用ロータ 11 は、第 1 翼部 21 および第 2 翼部 22 の主面である水平面に対して回転軸が垂直となるように、その位置が固定されても良い。更には、垂直飛行用ロータ 11 は、アクチュエータ等により回転軸を変位できるように構成されても良い。

30

【0032】

具体的には、垂直飛行用ロータ 11 は、第 1 サプロータ 111 ないし第 4 サプロータ 114 を有する。

【0033】

第 1 サプロータ 111 および第 2 サプロータ 112 は、第 1 翼部 21 に備えられる。第 1 サプロータ 111 は、第 1 翼部 21 に設けられた略円形の貫通孔である第 1 設置孔 241 の内部に配設される。第 1 サプロータ 111 は、第 1 モータ 131 により回転される。第 2 サプロータ 112 は、第 1 翼部 21 に設けられた略円形の貫通孔である第 2 設置孔 242 の内部に配設される。第 2 サプロータ 112 は、第 2 モータ 132 により回転される。

40

【0034】

第 3 サプロータ 113 および第 4 サプロータ 114 は、第 2 翼部 22 に備えられる。第 3 サプロータ 113 は、第 2 翼部 22 に設けられた略円形の貫通孔である第 3 設置孔 243 の内部に配設される。第 3 サプロータ 113 は、第 3 モータ 133 により回転される。第 4 サプロータ 114 は、第 2 翼部 22 に設けられた略円形の貫通孔である第 4 設置孔 244 の内部に配設される。第 4 サプロータ 114 は、第 4 モータ 134 により回転される。

【0035】

50

水平飛行用ロータ１２は、エンジン４０により駆動的に接続されることで回転するロータである。水平飛行用ロータ１２は、飛行装置１０の水平飛行時において、本体部２０の長軸方向である水平軸周りに回転する。水平飛行用ロータ１２がこのように回転することで、飛行装置１０は、水平方向に沿って前方に向かって飛行することができる。

【００３６】

水平飛行用ロータ１２は、第１水平飛行用ロータ１２１および第２水平飛行用ロータ１２２を有する。第１水平飛行用ロータ１２１および第２水平飛行用ロータ１２２は、本体部２０の後端において、左右方向に沿って並列する。第１水平飛行用ロータ１２１および第２水平飛行用ロータ１２２が、前後方向に沿う水平軸まわりに回転することで、飛行装置１０を前方に向かって推す推力が発生する。

10

【００３７】

エンジン４０の駆動力を、第１水平飛行用ロータ１２１および第２水平飛行用ロータ１２２に伝達する駆動力伝達構造は、図２を参照して説明する。

【００３８】

演算制御部２９は、例えば、ＣＰＵであり、飛行装置１０に搭載された各センサの出力を受け、垂直飛行用ロータ１１や水平飛行用ロータ１２等の各機器の動作を制御する。

【００３９】

本実施形態では、垂直飛行用ロータ１１がモータ１３により回転されることで、離陸時、着陸時およびホバリング時においては、モータ１３により垂直飛行用ロータ１１の回転数を高精度に制御し、飛行装置１０の空中における安定性を確保できる。また、水平飛行時においては、エンジン４０が駆動的に水平飛行用ロータ１２を回転させることで、水平飛行用ロータ１２を高効率に回転させることができ、飛行装置１０の連続飛行距離を長くすることができる。

20

【００４０】

図２は、飛行装置１０のエンジン４０および水平飛行用ロータ１２の近傍における動力伝達構造を示す上面図である。

【００４１】

前述した様に、本実施形態では、水平飛行用ロータ１２はエンジン４０により駆動される。また、エンジン４０と水平飛行用ロータ１２との間には、動力断続部２５が配設される。

30

【００４２】

エンジン４０の周辺部における駆動構成を説明すると、エンジン４０と水平飛行用ロータ１２との間には、動力を伝達させる手段として、エンジン側駆動軸１８、動力断続部２５、動力伝達部１６およびロータ用駆動軸１７が配設される。更に、エンジン４０の近傍には、エンジン４０により駆動される発電機１５が配設される。

【００４３】

エンジン４０は、後述する様に、対向配置することで低振動が実現された第１エンジン部４１および第２エンジン部４２を有する。第１エンジン部４１は、第１水平飛行用ロータ１２１および発電機１５１を駆動させるための回転駆動力を発生する。第２エンジン部４２は、第２水平飛行用ロータ１２２および発電機１５２を駆動させるための回転駆動力を発生する。エンジン４０の具体構造は、図３を参照して説明する。

40

【００４４】

エンジン側駆動軸１８は、後述するエンジン４０のクランクシャフトと接続して回転する駆動軸である。エンジン４０からは、エンジン側駆動軸１８として、第１エンジン側駆動軸１８１と、第２エンジン側駆動軸１８２と、が導出する。

【００４５】

第１エンジン側駆動軸１８１は、後述する第１エンジン部４１の第１クランクシャフト４１２と接続され、第１水平飛行用ロータ１２１を回転させる回転駆動力を伝達させる駆動軸である。第１エンジン側駆動軸１８１は、その前方側部分である第１前側駆動軸１８１１と、その後方側部分である第１後側駆動軸１８１２と、を有する。第１前側駆動軸１

50

８１１と第１後側駆動軸１８１２との間に、後述する第１動力断続部２５１が配設される。また、第１後側駆動軸１８１２の後端に第２プーリ２３２が相対回転不能に接続される。

【００４６】

第２エンジン側駆動軸１８２は、後述する第２エンジン部４２の第２クランクシャフト４２２と接続され、第２水平飛行用ロータ１２２を回転させる回転駆動力を伝達させる駆動軸である。第２エンジン側駆動軸１８２は、その前方側部分である第２前側駆動軸１８２１と、その後方側部分である第２後側駆動軸１８２２と、を有する。第２前側駆動軸１８２１と第２後側駆動軸１８２２との間に、後述する第２動力断続部２５２が配設される。また、第２後側駆動軸１８２２の後端に、第３プーリ２３３が相対回転不能に接続される。

10

【００４７】

動力断続部２５は、エンジン４０と水平飛行用ロータ１２との間に配置され、エンジン４０から水平飛行用ロータ１２に伝達される動力の断続を行う機器である。動力断続部２５としては、クラッチを採用でき、具体的には、電磁クラッチまたは遠心クラッチ等を採用できる。動力断続部２５は、第１動力断続部２５１および第２動力断続部２５２を有する。

【００４８】

第１動力断続部２５１は、第１前側駆動軸１８１１と第１後側駆動軸１８１２との間に配設される。第１動力断続部２５１が接続状態となることで、第１前側駆動軸１８１１から第１後側駆動軸１８１２に回転駆動力が伝達される。一方、第１動力断続部２５１が断絶状態となることで、第１前側駆動軸１８１１から第１後側駆動軸１８１２に回転駆動力が伝達されない。

20

【００４９】

第２動力断続部２５２は、第２前側駆動軸１８２１と第２後側駆動軸１８２２との間に配設される。第２動力断続部２５２が接続状態となることで、第２前側駆動軸１８２１から第２エンジン側駆動軸１８２に回転駆動力が伝達される。一方、第２動力断続部２５２が断絶状態となることで、第２前側駆動軸１８２１から第２後側駆動軸１８２２に回転駆動力が伝達されない。

【００５０】

ロータ用駆動軸１７は、第１ロータ用駆動軸１７１と、第２ロータ用駆動軸１７２と、を有する。

30

【００５１】

第１ロータ用駆動軸１７１は、第１水平飛行用ロータ１２１を回転させる略棒状の部材である。第１ロータ用駆動軸１７１の後方端部には、第１水平飛行用ロータ１２１が相対回転不能に接続される。第１ロータ用駆動軸１７１の前方端部には、第１プーリ２３１が相対回転不能に接続される。

【００５２】

第２ロータ用駆動軸１７２は、第２水平飛行用ロータ１２２を回転させる略棒状の部材である。第２ロータ用駆動軸１７２の後方端部には、第２水平飛行用ロータ１２２が相対回転不能に接続される。第２ロータ用駆動軸１７２の前方端部には、第４プーリ２３４が相対回転不能に接続される。

40

【００５３】

動力伝達部１６は、第１動力伝達部１６１と、第２動力伝達部１６２と、を有する。第１動力伝達部１６１および第２動力伝達部１６２としては、例えば、ベルト、伝達棒、ギア列等を採用できる。本実施形態では、第１動力伝達部１６１および第２動力伝達部１６２として、ベルトを例示する。

【００５４】

第１動力伝達部１６１は、第１ロータ用駆動軸１７１または第１エンジン側駆動軸１８１の軸方向に対して交わる方向に沿って伸びるように構成される。具体的には、第１ロータ用駆動軸１７１または第１エンジン側駆動軸１８１の軸方向は、前後方向に沿って伸び

50

る。また、第1動力伝達部161は左右方向に沿って伸びる。よって、ここでは、第1ロータ用駆動軸171または第1エンジン側駆動軸181の軸方向と、第1動力伝達部161とは直交する。このようにすることで、第1ロータ用駆動軸171を左方側に配置できる。具体的には、ベルトである第1動力伝達部161は、第1プーリ231と第2プーリ232との間に掛け渡される。かかる構成により、第1動力伝達部161は、第1ロータ用駆動軸171と第1エンジン側駆動軸181とを駆動的に接続する。

【0055】

第2動力伝達部162は、第2ロータ用駆動軸172または第2エンジン側駆動軸182の軸方向に対して交わる方向に沿って伸びるように構成される。具体的には、第2ロータ用駆動軸172または第2エンジン側駆動軸182の軸方向は、前後方向に沿って伸びる。また、第2動力伝達部162は左右方向に沿って伸びる。よって、ここでは、第2ロータ用駆動軸172または第2エンジン側駆動軸182の軸方向と、第2動力伝達部162とは、直交する。このようにすることで、第2ロータ用駆動軸172を右方側に配置できる。具体的には、ベルトである第2動力伝達部162は、第3プーリ233と第4プーリ234との間に掛け渡される。かかる構成により、第2動力伝達部162は、第2ロータ用駆動軸172と第2エンジン側駆動軸182とを駆動的に接続する。

【0056】

第1動力伝達部161および第2動力伝達部162が、各ロータ用駆動軸17および各エンジン側駆動軸18に対して直交する方向に沿って伸びることにより、第1ロータ用駆動軸171と第2ロータ用駆動軸172とを離間させることが出来る。具体的には、第1ロータ用駆動軸171と第2ロータ用駆動軸172との距離をL10とし、第1水平飛行用ロータ121の半径をL11とし、第2水平飛行用ロータ122の半径をL12とする。この場合、L10は、L11とL12とを加算した長さよりも長くされる。このようにすることで、第1水平飛行用ロータ121と第2水平飛行用ロータ122とを十分に離し、回転時において第1水平飛行用ロータ121と第2水平飛行用ロータ122とが、物理的に接触することを抑制し、更には、空力的に干渉することも抑制できる。

【0057】

発電機15は、エンジン40の駆動力を用いて発電する機器である。発電機15は、発電機151と、発電機152と、を有する。発電機151は、発電機側駆動軸261を介して、後述する第1エンジン部41の第1クランクシャフト412と接続する。発電機152は、発電機側駆動軸262を介して、後述する第2エンジン部42の第2クランクシャフト422と接続する。発電機151および発電機152が発電した電力により、前述した垂直飛行用ロータ11は回転する。

【0058】

以下に、エンジン40が水平飛行用ロータ12を回転させる動作を説明する。

【0059】

まず、第1水平飛行用ロータ121および第2水平飛行用ロータ122を回転させる場合、第1動力断続部251および第2動力断続部252は接続状態となる。この状態でエンジン40を運転すると、第1エンジン部41が回転することで発生した回転駆動力は、第1前側駆動軸1811、第1動力断続部251、第1後側駆動軸1812、第1動力伝達部161および第1ロータ用駆動軸171の順番で伝達し、第1水平飛行用ロータ121を回転させる。また、第1エンジン部41の回転駆動力は発電機側駆動軸261を経由して発電機151にも伝達し、発電機151は発電動作を実行する。一方、第2エンジン部42が回転することで発生した回転駆動力は、第2前側駆動軸1821、第2動力断続部252、第2後側駆動軸1822、第2動力伝達部162および第2ロータ用駆動軸172の順番で伝達し、第2水平飛行用ロータ122を回転させる。また、第2エンジン部42の回転駆動力は発電機側駆動軸262を介して発電機152にも伝達し、これにより発電機152は発電動作を実行する。第1水平飛行用ロータ121および第2水平飛行用ロータ122が回転することにより、飛行装置10を前方に向かって飛行させるための推力が得られる。

【 0 0 6 0 】

一方、第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 および第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 を回転させない場合、第 1 動力断続部 2 5 1 および第 2 動力断続部 2 5 2 は断絶状態となる。よって、第 1 エンジン部 4 1 および第 2 エンジン部 4 2 が回転することで発生する動力の全てを、発電機 1 5 1 および発電機 1 5 2 に割り当て、発電量を大きくすることができる。

【 0 0 6 1 】

図 3 は、飛行装置 1 0 のエンジン 4 0 の近傍を示す上面図である。エンジン 4 0 は、対向型エンジンである。

【 0 0 6 2 】

エンジン 4 0 は、第 1 エンジン部 4 1 と、第 1 エンジン部 4 1 に対して対向するように配置された第 2 エンジン部 4 2 と、を有する。第 1 エンジン部 4 1 および第 2 エンジン部 4 2 は、ケーシングブロック 4 3 の内部に収納される。

10

【 0 0 6 3 】

第 1 エンジン部 4 1 は、第 1 ピストン 4 1 1 と、第 1 クランクシャフト 4 1 2 と、第 1 コネクティングロッド 4 1 3 とを有する。第 1 コネクティングロッド 4 1 3 は、第 1 ピストン 4 1 1 と第 1 クランクシャフト 4 1 2 とを回転可能に接続する。

【 0 0 6 4 】

第 2 エンジン部 4 2 は、第 2 ピストン 4 2 1 と、第 2 クランクシャフト 4 2 2 と、第 2 コネクティングロッド 4 2 3 と、を有する。第 2 コネクティングロッド 4 2 3 は、第 2 ピストン 4 2 1 と第 2 クランクシャフト 4 2 2 とを回転可能に接続する。

20

【 0 0 6 5 】

また、第 1 クランクシャフト 4 1 2 は、その前端部が発電機側駆動軸 2 6 1 に接続し、その後端部が第 1 エンジン側駆動軸 1 8 1 に接続する。第 2 クランクシャフト 4 2 2 は、その前端部が発電機側駆動軸 2 6 2 に接続し、その後端部が第 2 エンジン側駆動軸 1 8 2 に接続する。

【 0 0 6 6 】

シリンダ 4 4 の内部に第 1 ピストン 4 1 1 および第 2 ピストン 4 2 1 が配置される。また、シリンダ 4 4 の内部において、第 1 ピストン 4 1 1 と第 2 ピストン 4 2 1 とにより挟まれる空間が燃焼室 4 5 である。第 1 ピストン 4 1 1 および第 2 ピストン 4 2 1 は、シリンダ 4 4 の内部で対向するように往復運動する。係る運動により、第 1 クランクシャフト 4 1 2 および第 2 クランクシャフト 4 2 2 は回転する。第 1 クランクシャフト 4 1 2 の回転方向と、第 2 クランクシャフト 4 2 2 の回転方向とは、逆となる。

30

【 0 0 6 7 】

エンジン 4 0 は、対向配置された第 1 エンジン部 4 1 および第 2 エンジン部 4 2 を有することで、運転時における振動が極めて小さくなる。よって、飛行装置 1 0 に搭載される各種センサ、例えば加速度センサ、方位センサ等がエンジン 4 0 の運転時に発生する振動により誤作動することが抑制される。

【 0 0 6 8 】

図 1 ないし図 3 に示した構成の飛行装置 1 0 は、次のように、垂直離陸、ホバリング、水平飛行および垂直着陸を実行する。

40

【 0 0 6 9 】

垂直離陸では、図 1 を参照して、第 1 モータ 1 3 1 ないし第 4 モータ 1 3 4 が、第 1 サプロータ 1 1 1 ないし第 4 サプロータ 1 1 4 を所定の回転速度で回転させる。このようにすることで、飛行装置 1 0 は、地面等の着陸面から浮遊して所定の高度に達するまで上昇する。上昇に伴い、演算制御部 2 9 は、各センサの出力に基づき、飛行装置 1 0 の空中における位置姿勢が所定のものとなるように、第 1 モータ 1 3 1 ないし第 4 モータ 1 3 4 の回転速度を個別に制御する。また、図 2 を参照して、演算制御部 2 9 は、垂直離陸の際には、動力断続部 2 5 を断絶状態にすることで、エンジン 4 0 の駆動力は水平飛行用ロータ 1 2 に伝達されないことから、水平飛行用ロータ 1 2 は回転しない。このようにすることで、エンジン 4 0 の駆動力の全てまたは大部分を、発電機 1 5 に供給することができる。

50

よって、発電機 1 5 が発電する電力量を増大させ、第 1 モータ 1 3 1 ないし第 4 モータ 1 3 4 を高速で駆動させ、第 1 サプロータ 1 1 1 ないし第 4 サプロータ 1 1 4 を高速で回転させることで、飛行装置 1 0 を高速に離陸させることができる。垂直離陸では、エンジン 4 0 が発電する電力を、バッテリーを経由することなく、第 1 モータ 1 3 1 ないし第 4 モータ 1 3 4 に直接的に供給する。係る事項は、ホバリング時および着陸時においても同様である。

【 0 0 7 0 】

ホバリングでは、演算制御部 2 9 の指示に基づき、第 1 モータ 1 3 1 ないし第 4 モータ 1 3 4 を回転させることで、第 1 モータ 1 3 1 ないし第 4 モータ 1 3 4 を所定の速度で回転させる。また、演算制御部 2 9 は、飛行装置 1 0 の空中における位置姿勢が所定のものとなるように、第 1 モータ 1 3 1 ないし第 4 モータ 1 3 4 の回転速度を個別に調整する。このようにすることで、飛行装置 1 0 は、空中において、高度および位置姿勢を一定とするホバリングを実行できる。ホバリングにおいても、演算制御部 2 9 は、第 1 動力断続部 2 5 1 および第 2 動力断続部 2 5 2 を断絶状態とし、第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 および第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 を回転させない。よって、第 1 エンジン部 4 1 および第 1 エンジン部 4 1 が運転されることで発生する動力の全てを用いて、発電機 1 5 1 および発電機 1 5 2 は発電することができる。

【 0 0 7 1 】

垂直離陸から水平飛行に移行する際には、演算制御部 2 9 は、第 1 動力断続部 2 5 1 および第 2 動力断続部 2 5 2 を接続状態にする。これにより、図 2 を参照して、エンジン 4 0 の第 1 エンジン部 4 1 の回転駆動力は、第 1 エンジン側駆動軸 1 8 1、第 1 動力伝達部 1 6 1 および第 1 ロータ用駆動軸 1 7 1 を経由し、第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 に伝達される。これにより、第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 は所定の回転速度で回転する。同様に、エンジン 4 0 の第 2 エンジン部 4 2 の回転駆動力は、第 2 エンジン側駆動軸 1 8 2、第 2 動力伝達部 1 6 2 および第 2 ロータ用駆動軸 1 7 2 を経由して、第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 に伝達される。これにより、第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 は所定の回転速度で回転する。第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 および第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 が回転し始めることにより、飛行装置 1 0 は水平走行に沿って前方に向かって移動し始める。この時、演算制御部 2 9 は、第 1 モータ 1 3 1 ないし第 4 モータ 1 3 4 の回転を続行させ、第 1 サプロータ 1 1 1 ないし第 4 サプロータ 1 1 4 は回転を続行する。このようにすることで、演算制御部 2 9 は、第 1 サプロータ 1 1 1 ないし第 4 サプロータ 1 1 4 の回転により安定的に浮遊しながら、水平方向を開始させる。

【 0 0 7 2 】

水平飛行では、第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 および第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 が高速で回転することにより、飛行装置 1 0 は水平走行に沿って高速で飛行することができる。この時、演算制御部 2 9 は、第 1 モータ 1 3 1 ないし第 4 モータ 1 3 4 を回転させないことにより、第 1 サプロータ 1 1 1 ないし第 4 サプロータ 1 1 4 は停止状態とされる。

【 0 0 7 3 】

水平飛行から垂直着陸に移行する際には、演算制御部 2 9 は、エンジン 4 0 の出力を低くすることにより、第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 および第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 の回転速度を遅くする。これにより、飛行装置 1 0 の移動速度が遅くなる。同時に、演算制御部 2 9 は、第 1 モータ 1 3 1 ないし第 4 モータ 1 3 4 を回転駆動させ、第 1 サプロータ 1 1 1 および第 4 サプロータ 1 1 4 を回転させることで、所定の浮遊力を得る。

【 0 0 7 4 】

垂直着陸では、演算制御部 2 9 は、第 1 モータ 1 3 1 および第 4 モータ 1 3 4 の回転数を調整することで、第 1 サプロータ 1 1 1 ないし第 4 サプロータ 1 1 4 を所定の回転速度で回転させる。これにより、飛行装置 1 0 は地面に着陸するまで徐々に高度を下げる。この際、演算制御部 2 9 は、第 1 動力断続部 2 5 1 および第 2 動力断続部 2 5 2 を断絶状態とすることにより、第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 および第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 を回転させない。このようにすることで、エンジン 4 0 の回転動力を、発電機 1 5 1 および発

10

20

30

40

50

電機 1 5 2 に多く配分し、発電量を高めることができる。よって、発電機 1 5 1 および発電機 1 5 2 が発電する大きな電力により、第 1 モータ 1 3 1 ないし第 4 モータ 1 3 4 を安定的に回転させることができる。

【 0 0 7 5 】

図 4 ないし図 6 を参照して、他の形態に係る飛行装置 1 0 の構成を説明する。図 4 ないし図 6 に示す飛行装置 1 0 の基本構成および基本動作は、図 1 に示したものと同様である。図 4 ないし図 6 に示す飛行装置 1 0 は、第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 および第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 が本体部 2 0 の後端側で積層配置される。係る事項を中心に、以下の説明を行う。

【 0 0 7 6 】

図 4 は、他形態に係る飛行装置 1 0 を示す上面図である。図 5 は、他形態に係る飛行装置 1 0 を示す側面図である。

【 0 0 7 7 】

図 4 および図 5 を参照して、飛行装置 1 0 は、水平飛行用ロータ 1 2 として、積層配置された第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 および第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 を有する。かかる構成を有する水平飛行用ロータ 1 2 は、プッシャーとも称される。第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 および第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 は、エンジン 4 0 により回転駆動される。

【 0 0 7 8 】

飛行装置 1 0 は、本体部 2 0、第 1 翼部 2 1 および第 2 翼部 2 2 を有する。また、第 1 翼部 2 1 の下部にアウトリガ 3 0 1 が配置され、第 2 翼部 2 2 の下部にアウトリガ 3 0 2 が配置される。

【 0 0 7 9 】

飛行装置 1 0 は、図 1 に示したものと同様に、第 1 サプロータ 1 1 1 ないし第 4 サプロータ 1 1 4、および、第 1 モータ 1 3 1 ないし第 4 モータ 1 3 4 を有する。第 1 サプロータ 1 1 1 および第 1 モータ 1 3 1 は、アウトリガ 3 0 1 の前方部分に配置される。第 2 サプロータ 1 1 2 および第 2 モータ 1 3 2 は、アウトリガ 3 0 1 の後方部分に配置される。第 3 サプロータ 1 1 3 および第 3 モータ 1 3 3 は、アウトリガ 3 0 2 の前方部分に配置される。第 4 サプロータ 1 1 4 および第 4 モータ 1 3 4 は、アウトリガ 3 0 2 の後方部分に配置される。

【 0 0 8 0 】

第 1 翼部 2 1 および第 2 翼部 2 2 の内部には、燃料を貯留するためのブラダタンクが配置される。更に、本体部 2 0 の内部には、演算制御部 2 9 等の制御系を構成する各機器、飛行装置 1 0 が輸送する輸送貨物、飛行装置 1 0 の構成する各電気機器に電力を供給するバッテリー等が配設される。

【 0 0 8 1 】

図 5 を参照して、本体部 2 0 の下部には脚部 2 8 が設置される。脚部 2 8 は、飛行装置 1 0 の着陸時に地面に接する部位である。

【 0 0 8 2 】

図 6 は、他形態に係る飛行装置 1 0 のエンジン 4 0 および水平飛行用ロータ 1 2 の近傍を示す上面図である。図 6 に示したエンジン 4 0 および水平飛行用ロータ 1 2 の基本構成および基本動作は、図 2 を参照して説明したものと同様である。

【 0 0 8 3 】

ここでは、エンジン 4 0 と水平飛行用ロータ 1 2 とを駆動的に接続する駆動軸 1 9 が示されている。駆動軸 1 9 は、エンジン 4 0 と第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 とを駆動的に接続する第 1 駆動軸 1 9 1 と、エンジン 4 0 と第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 とを駆動的に接続する第 2 駆動軸 1 9 2 と、を有する。かかる構成を以下に詳述する。

【 0 0 8 4 】

発電機 1 5 1 は、第 1 エンジン部 4 1 の後方側に配置され、第 1 エンジン側駆動軸 1 8 1 により回転駆動される。具体的には、発電機 1 5 1 は、図示しない回転子を有し、この回転子が第 1 エンジン側駆動軸 1 8 1 に対して回転不可能に接続される。係る構成により

10

20

30

40

50

、第1エンジン側駆動軸181と共に、発電機151に内蔵された回転子が回転することにより、発電機151による発電が行われる。

【0085】

発電機152の構成は、発電機151と同様である。具体的には、発電機152は、第2エンジン部42の後方側に配置され、第2エンジン側駆動軸182により回転駆動される。発電機152は、図示しない回転子を有し、この回転子が第2エンジン側駆動軸182に対して回転不可能に接続される。係る構成により、第2エンジン側駆動軸182と共に、発電機152に内蔵された回転子が回転することにより、発電機152による発電が行われる。

【0086】

駆動軸19は、エンジン40から発生する駆動力により回転することで、前述した水平飛行用ロータ12を回転させる略軸状の部材である。駆動軸19は、第1エンジン部41により回転する第1駆動軸191と、第2エンジン部42により回転する第2駆動軸192と、を有する。駆動軸19は、メカニカルに同軸反転する機構を有する。

【0087】

第1駆動軸191は、その後端が第1水平飛行用ロータ121に接続されることにより、第1水平飛行用ロータ121を回転させる。第1駆動軸191の前端近傍は、第1ベルト271を介して、第1エンジン側駆動軸181と駆動的に接続されている。即ち、第1エンジン部41により発生した回転駆動力は、第1エンジン側駆動軸181および第1ベルト271を経由して、第1駆動軸191に伝達される。

【0088】

第2駆動軸192は、その後端が第2水平飛行用ロータ122に接続されることにより、第2水平飛行用ロータ122を回転させる。第2駆動軸192の前端近傍は、第2ベルト272を介して、第2エンジン側駆動軸182と駆動的に接続されている。即ち、第2エンジン部42により発生した回転駆動力は、第2エンジン側駆動軸182および第2ベルト272を経由して、第2駆動軸192に伝達される。

【0089】

第1駆動軸191と第2駆動軸192とは、同軸的に配置される。具体的には、第1駆動軸191は、中空構造を有し、第2駆動軸192は、第1駆動軸191の内部に配置される。第1駆動軸191の内部には略円柱形状の空間が形成され、第2駆動軸192は係る空間を貫通している。また、第2駆動軸192の後端は、第1駆動軸191の後端よりも後方側に配置される。更に、第2駆動軸192の前端は、第1駆動軸191の前端よりも前方側に配置される。更にまた、第1駆動軸191と第2駆動軸192とは、同軸反転構造を形成している。

【0090】

第1ベルト271は、第1エンジン側駆動軸181の回転駆動力を、第1駆動軸191に伝達する。具体的には、第1ベルト271は、第8プーリ238と第7プーリ237との間に掛け渡される。第8プーリ238は、第1エンジン側駆動軸181の後端部に、相対回転不能に接続される。第7プーリ237は、第1駆動軸191の前端に、相対回転不能に接続される。第1ベルト271は、第8プーリ238と第7プーリ237との間に架設される。係る構成により、飛行装置10の飛行時において、第1エンジン部41が運転されることにより、第1エンジン側駆動軸181および第8プーリ238が回転する。また、第8プーリ238の回転駆動力が、第1ベルト271を介して、第7プーリ237に伝達する。これにより、第1駆動軸191および第1水平飛行用ロータ121が回転する。

【0091】

第2ベルト272の構成は、第1ベルト271と同様である。即ち、第2ベルト272は、第2エンジン側駆動軸182の回転駆動力を、第2駆動軸192に伝達する。第5プーリ235は、第2エンジン側駆動軸182の後端部に、相対回転不能に接続される。第6プーリ236は、第2駆動軸192の中間部に、相対回転不能に接続される。第2ベルト272は、第5プーリ235と第6プーリ236との間に架設される。係る構成により

10

20

30

40

50

、飛行装置 10 の飛行時において、第 2 エンジン部 4 2 が運転されることにより、第 2 エンジン側駆動軸 1 8 2 および第 5 プーリ 2 3 5 が回転する。また、第 5 プーリ 2 3 5 の回転駆動力が、第 2 ベルト 2 7 2 を介して、第 6 プーリ 2 3 6 に伝達する。これにより、第 2 駆動軸 1 9 2 および第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 が回転する。

【 0 0 9 2 】

ここでも、エンジン側駆動軸 1 8 には、動力断続部 2 5 を介装することができる。動力断続部 2 5 は、第 1 動力断続部 2 5 1 および第 2 動力断続部 2 5 2 を有する。

【 0 0 9 3 】

第 1 動力断続部 2 5 1 は、第 1 エンジン側駆動軸 1 8 1 の途中部分であって、発電機 1 5 1 と第 8 プーリ 2 3 8 との間に介装される。第 1 動力断続部 2 5 1 が接続状態となることで、第 1 エンジン部 4 1 が運転されることで発生する回転動力により、第 1 エンジン側駆動軸 1 8 1 を介して、第 1 駆動軸 1 9 1 および第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 を回転させることができる。同時に発電機 1 5 1 による発電も行われる。一方、第 1 動力断続部 2 5 1 が断絶状態となることで、第 1 エンジン部 4 1 が運転されることで発生する回転動力は、第 1 駆動軸 1 9 1 および第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 には伝達されず、第 1 駆動軸 1 9 1 および第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 は回転しない。係る断絶状態であっても、発電機 1 5 1 による発電は続行される。

【 0 0 9 4 】

第 2 動力断続部 2 5 2 は、第 2 エンジン側駆動軸 1 8 2 の途中部分であって、発電機 1 5 2 と第 5 プーリ 2 3 5 との間に介装される。第 2 動力断続部 2 5 2 が接続状態となることで、第 2 エンジン部 4 2 が運転されることで発生する回転動力により、第 2 エンジン側駆動軸 1 8 2 を介して、第 2 駆動軸 1 9 2 および第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 を回転させることができる。同時に、発電機 1 5 2 による発電も行われる。一方、第 2 動力断続部 2 5 2 が断絶状態となることで、第 2 エンジン部 4 2 が運転されることで発生する回転動力は、第 2 駆動軸 1 9 2 および第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 には伝達されず、第 2 駆動軸 1 9 2 および第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 は回転しない。係る断絶状態であっても、発電機 1 5 2 による発電は続行される。

【 0 0 9 5 】

図 4 ないし図 6 に記載された飛行装置 10 の動作は、図 1 ないし図 3 に示された飛行装置 10 と同様である。具体的には、図 4 ないし図 6 に示した構成の飛行装置 10 は、次のように、垂直離陸、ホバリング、水平飛行および垂直着陸を実行する。

【 0 0 9 6 】

垂直離陸では、図 4 を参照して、第 1 モータ 1 3 1 ないし第 4 モータ 1 3 4 が、第 1 サプロータ 1 1 1 ないし第 4 サプロータ 1 1 4 を所定の回転速度で回転させる。このようにすることで、飛行装置 10 は、地面等の着陸面から浮遊して所定の高度に達するまで上昇する。上昇に伴い、演算制御部 2 9 は、各センサの出力に基づき、飛行装置 10 の空中における位置姿勢が所定のものとなるように、第 1 モータ 1 3 1 ないし第 4 モータ 1 3 4 の回転速度を個別に制御する。また、演算制御部 2 9 は、垂直離陸の際には、図 6 に示した第 1 動力断続部 2 5 1 および第 2 動力断続部 2 5 2 を断絶状態にすることで、第 1 エンジン部 4 1 および第 2 エンジン部 4 2 の駆動力は、第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 および第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 に伝達されないことから、第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 および第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 は回転しない。このようにすることで、第 1 エンジン部 4 1 および第 2 エンジン部 4 2 の駆動力の全てまたは大部分を、発電機 1 5 1 および発電機 1 5 2 に供給することができる。よって、発電機 1 5 1 および発電機 1 5 2 が発電する電力量を増大させ、第 1 モータ 1 3 1 ないし第 4 モータ 1 3 4 を高速で駆動させ、第 1 サプロータ 1 1 1 ないし第 4 サプロータ 1 1 4 を高速で回転させることで、飛行装置 10 を高速に離陸させることができる。垂直離陸では、エンジン 4 0 が発電する電力を、バッテリーを経由することなく、第 1 モータ 1 3 1 ないし第 4 モータ 1 3 4 に直接的に供給することができる。係る事項は、ホバリング時および着陸時においても同様である。

【 0 0 9 7 】

ホバリングでは、演算制御部 29 の指示に基づき、第 1 モータ 131 ないし第 4 モータ 134 を回転させることで、第 1 モータ 131 ないし第 4 モータ 134 を所定の速度で回転させる。また、演算制御部 29 は、飛行装置 10 の空中における位置姿勢が所定のものとなるように、第 1 モータ 131 ないし第 4 モータ 134 の回転速度を個別に調整する。このようにすることで、飛行装置 10 は、空中において、高度および位置姿勢を一定とするホバリングを実行できる。ホバリングにおいても、演算制御部 29 は、第 1 動力断続部 251 および第 2 動力断続部 252 を断絶状態とし、第 1 水平飛行用ロータ 121 および第 2 水平飛行用ロータ 122 を回転させない。よって、第 1 エンジン部 41 および第 1 エンジン部 41 が運転されることで発生する動力の全てを用いて、発電機 151 および発電機 152 は発電することができる。

10

【0098】

垂直離陸から水平飛行に移行する際には、演算制御部 29 は、第 1 動力断続部 251 および第 2 動力断続部 252 を接続状態にする。これにより、図 6 を参照して、エンジン 40 の第 1 エンジン部 41 の回転駆動力は、第 1 エンジン側駆動軸 181、第 1 動力断続部 251 および第 1 ベルト 271 を経由し、第 1 水平飛行用ロータ 121 に伝達される。これにより、第 1 水平飛行用ロータ 121 は所定の回転速度で回転する。同様に、エンジン 40 の第 2 エンジン部 42 の回転駆動力は、第 2 エンジン側駆動軸 182、第 2 動力断続部 252 および第 2 ベルト 272 を経由して、第 2 水平飛行用ロータ 122 に伝達される。これにより、第 2 水平飛行用ロータ 122 は所定の回転速度で回転する。第 1 水平飛行用ロータ 121 および第 2 水平飛行用ロータ 122 が回転し始めることにより、飛行装置 10 は水平方向に沿って、即ち前方に向かって移動し始める。この時、演算制御部 29 は、第 1 モータ 131 ないし第 4 モータ 134 の回転を続行させ、第 1 サプロータ 111 ないし第 4 サプロータ 114 は回転を続行する。このようにすることで、演算制御部 29 は、第 1 サプロータ 111 ないし第 4 サプロータ 114 の回転により安定的に浮遊しながら、水平方向を開始させる。

20

【0099】

水平飛行では、第 1 水平飛行用ロータ 121 および第 2 水平飛行用ロータ 122 が高速で回転することにより、飛行装置 10 は水平方向、即ち前方向に沿って高速で飛行することができる。この時、演算制御部 29 は、第 1 モータ 131 ないし第 4 モータ 134 を回転させないことにより、第 1 サプロータ 111 ないし第 4 サプロータ 114 は停止状態とされる。

30

【0100】

水平飛行から垂直着陸に移行する際には、演算制御部 29 は、エンジン 40 の出力を低くすることにより、第 1 水平飛行用ロータ 121 および第 2 水平飛行用ロータ 122 の回転速度を遅くする。これにより、飛行装置 10 の移動速度が遅くなる。同時に、演算制御部 29 は、第 1 モータ 131 ないし第 4 モータ 134 を回転駆動させ、第 1 サプロータ 111 および第 4 サプロータ 114 を回転させることで、所定の浮遊力を得る。

【0101】

垂直着陸では、演算制御部 29 は、第 1 モータ 131 および第 4 モータ 134 の回転数を調整することで、第 1 サプロータ 111 ないし第 4 サプロータ 114 を所定の回転速度で回転させる。これにより、飛行装置 10 は地面に着陸するまで徐々に高度を下げる。この際、演算制御部 29 は、第 1 動力断続部 251 および第 2 動力断続部 252 を断絶状態とすることにより、第 1 水平飛行用ロータ 121 および第 2 水平飛行用ロータ 122 を回転させない。このようにすることで、エンジン 40 の回転動力を、発電機 151 および発電機 152 に多く配分し、発電量を高めることができる。よって、発電機 151 および発電機 152 が発電する大きな電力により、第 1 モータ 131 ないし第 4 モータ 134 を安定的に回転させることができる。

40

【0102】

前述した実施形態によれば、以下の効果を主に奏することができる。

【0103】

50

図 2 を参照して、第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 を第 1 エンジン部 4 1 により回転させ、第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 を第 2 エンジン部 4 2 により回転されることにより、第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 および第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 を、個別に且つ高効率に回転させることができる。

【 0 1 0 4 】

図 2 を参照して、垂直飛行用ロータ 1 1 が回転することにより離陸または着陸する際には、動力断続部 2 5 により水平飛行用ロータ 1 2 への動力伝達を遮断することで、エンジン 4 0 の動力を発電等に利用することができる。一方、水平飛行用ロータ 1 2 により水平飛行を行う際には、動力断続部 2 5 により動力を伝達させることにより、エンジン 4 0 により水平飛行用ロータ 1 2 を高効率に回転させることができる。

10

【 0 1 0 5 】

図 2 を参照して、離陸時、ホバリングおよび着陸時等において、動力断続部 2 5 が断絶状態の際に、エンジン 4 0 の駆動力を発電機 1 5 に多く割り当てることができ、発電機 1 5 からの発電量を大きくし、他のロータの回転等に電力を割り当てることができる。

【 0 1 0 6 】

図 2 を参照して、第 1 動力伝達部 1 6 1 および第 2 動力伝達部 1 6 2 が、各ロータ用駆動軸 1 7 および各エンジン側駆動軸 1 8 に対して直交する方向に沿って伸びることにより、第 1 ロータ用駆動軸 1 7 1 と第 2 ロータ用駆動軸 1 7 2 とを離間させることが出来る。よって、第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 と第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 とが回転時に干渉することを抑制できる。

20

【 0 1 0 7 】

図 6 を参照して、重畳するように配置された第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 と第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 を有することにより、効果的に水平飛行を実行することができる。

【 0 1 0 8 】

図 6 を参照して、第 1 駆動軸 1 9 1 と第 2 駆動軸 1 9 2 とが同軸的に配置されることにより、重畳配置される第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 および第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 を、効果的に回転動作させることができる。

【 0 1 0 9 】

以上、本発明の実施形態について説明したが、本発明は、これに限定されるものではなく、本発明の要旨を逸脱しない範囲で変更が可能である。また、前述した各形態は相互に組み合わせることが可能である。

30

前述した実施形態から把握できる発明をその効果と共に下記する。

本発明の飛行装置は、垂直飛行用ロータと、水平飛行用ロータと、を有し、前記垂直飛行用ロータは、モータにより回転され、前記水平飛行用ロータは、エンジンにより駆動的に接続されることで回転することを特徴とする。本発明の飛行装置によれば、垂直飛行用ロータがモータにより回転されることで、離陸時および着陸時においては、モータにより垂直飛行用ロータの回転数を高精度に制御できる。また、水平飛行時においては、エンジンが駆動的に水平飛行用ロータを回転させることで、水平飛行用ロータを高効率に回転させることができ、飛行装置の連続飛行距離を長くすることができる。

また、本発明の飛行装置では、前記エンジンと前記水平飛行用ロータとの間には、動力断続部が配設されることを特徴とする。本発明の飛行装置によれば、垂直飛行用ロータが回転することにより離陸または着陸する際には、動力断続部により水平飛行用ロータへの動力伝達を遮断することで、エンジンの動力を発電等に積極的に利用することができる。一方、水平飛行用ロータにより水平飛行を行う際には、動力断続部により動力を伝達させることにより、エンジンにより水平飛行用ロータを高効率に回転させ、飛行装置の高速運行を可能とし、連続飛行距離を延長することができる。

40

また、本発明の飛行装置では、前記エンジンにより駆動される発電機を、更に具備することを特徴とする。本発明の飛行装置によれば、動力断続部が断絶状態の際に、エンジンの駆動力を発電機に多く割り当てることができ、発電機からの発電量を大きくし、他のロータの回転等に電力を割り当てることができる。

50

また、本発明の飛行装置では、動力伝達部と、ロータ用駆動軸と、を更に具備し、前記水平飛行用ロータは、第1水平飛行用ロータと、第2水平飛行用ロータと、を有し、前記動力伝達部は、第1動力伝達部と、第2動力伝達部と、を有し、前記ロータ用駆動軸は、第1ロータ用駆動軸と、第2ロータ用駆動軸と、を有し、前記第1水平飛行用ロータは、前記第1ロータ用駆動軸を介して回転され、前記第2水平飛行用ロータは、前記第2ロータ用駆動軸を介して回転され、前記エンジンからは、第1エンジン側駆動軸と、第2エンジン側駆動軸と、が導出し、前記第1動力伝達部は、前記第1ロータ用駆動軸または前記第1エンジン側駆動軸の軸方向に対して交わる方向に沿って伸びるように構成され、且つ、前記第1ロータ用駆動軸と前記第1エンジン側駆動軸とを駆動的に接続し、前記第2動力伝達部は、前記第2ロータ用駆動軸または前記第2エンジン側駆動軸の軸方向に対して交わる方向に沿って伸びるように構成され、且つ、前記第2ロータ用駆動軸と前記第2エンジン側駆動軸とを駆動的に接続することを特徴とする。本発明の飛行装置によれば、第1動力伝達部および第2動力伝達部が、各ロータ用駆動軸および各エンジン側駆動軸に対して、例えば直交する方向に沿って伸びることにより、第1ロータ用駆動軸と第2ロータ用駆動軸とを離間させることが出来る。よって、第1水平飛行用ロータと第2水平飛行用ロータとが回転時に干渉することを抑制できる。

10

また、本発明の飛行装置では、前記エンジンは、第1エンジン部と、前記第1エンジン部に対して対向するように配置された第2エンジン部と、を有し、前記水平飛行用ロータは、第1水平飛行用ロータと、第2水平飛行用ロータと、を有し、前記第1水平飛行用ロータは前記第1エンジン部により回転され、前記第2水平飛行用ロータは前記第2エンジン部により回転されることを特徴とする。本発明の飛行装置によれば、第1水平飛行用ロータを第1エンジン部により回転させ、第2水平飛行用ロータを第2エンジン部により回転させることにより、第1水平飛行用ロータおよび第2水平飛行用ロータを個別に且つ高効率に回転させることができる。

20

また、本発明の飛行装置では、前記エンジンと前記水平飛行用ロータとを駆動的に接続する駆動軸を、更に具備し、前記水平飛行用ロータは、第1水平飛行用ロータと、前記第1水平飛行用ロータに対して重畳するように配置された第2水平飛行用ロータと、を有し、前記駆動軸は、前記エンジンと前記第1水平飛行用ロータとを駆動的に接続する第1駆動軸と、前記エンジンと前記第2水平飛行用ロータとを駆動的に接続する第2駆動軸と、を有することを特徴とする。本発明の飛行装置によれば、重畳するように配置された第1水平飛行用ロータと第2水平飛行用ロータを有することにより、効果的に水平飛行を実行することができる。

30

また、本発明の飛行装置では、前記第1駆動軸と前記第2駆動軸とは、同軸的に配置されることを特徴とする。本発明の飛行装置によれば、第1駆動軸と第2駆動軸とが同軸的に配置されることにより、重畳配置される第1水平飛行用ロータおよび第2水平飛行用ロータを、効果的に回転動作させることができる。

【符号の説明】

【0110】

10 飛行装置

11 垂直飛行用ロータ

111 第1サブロータ

112 第2サブロータ

113 第3サブロータ

114 第4サブロータ

12 水平飛行用ロータ

121 第1水平飛行用ロータ

122 第2水平飛行用ロータ

13 モータ

131 第1モータ

132 第2モータ

40

50

1 3 3	第 3 モーター	
1 3 4	第 4 モーター	
1 5	発電機	
1 5 1	発電機	
1 5 2	発電機	
1 6	動力伝達部	
1 6 1	第 1 動力伝達部	
1 6 2	第 2 動力伝達部	
1 7	ロータ用駆動軸	
1 7 1	第 1 ロータ用駆動軸	10
1 7 2	第 2 ロータ用駆動軸	
1 8	エンジン側駆動軸	
1 8 1	第 1 エンジン側駆動軸	
1 8 1 1	第 1 前側駆動軸	
1 8 1 2	第 1 後側駆動軸	
1 8 2	第 2 エンジン側駆動軸	
1 8 2 1	第 2 前側駆動軸	
1 8 2 2	第 2 後側駆動軸	
1 9	駆動軸	
1 9 1	第 1 駆動軸	20
1 9 2	第 2 駆動軸	
2 0	本体部	
2 1	第 1 翼部	
2 2	第 2 翼部	
2 3 1	第 1 プーリ	
2 3 2	第 2 プーリ	
2 3 3	第 3 プーリ	
2 3 4	第 4 プーリ	
2 3 5	第 5 プーリ	
2 3 6	第 6 プーリ	30
2 3 7	第 7 プーリ	
2 3 8	第 8 プーリ	
2 4 1	第 1 設置孔	
2 4 2	第 2 設置孔	
2 4 3	第 3 設置孔	
2 4 4	第 4 設置孔	
2 5	動力断続部	
2 5 1	第 1 動力断続部	
2 5 2	第 2 動力断続部	
2 6 1	発電機側駆動軸	40
2 6 2	発電機側駆動軸	
2 7 1	第 1 ベルト	
2 7 2	第 2 ベルト	
2 8	脚部	
2 9	演算制御部	
3 0 1	アウトリガ	
3 0 2	アウトリガ	
4 0	エンジン	
4 1	第 1 エンジン部	
4 1 1	第 1 ピストン	50

- 4 1 2 第 1 クランクシャフト
- 4 1 3 第 1 コネクティングロッド
- 4 2 第 2 エンジン部
- 4 2 1 第 2 ピストン
- 4 2 2 第 2 クランクシャフト
- 4 2 3 第 2 コネクティングロッド
- 4 3 ケーシングブロック
- 4 4 シリンダ
- 4 5 燃焼室

【要約】

10

【課題】飛行時において、安定性、効率および長時間飛行を高いレベルで両立させる飛行装置を提供する。

【解決手段】飛行装置 1 0 は、垂直飛行用ロータ 1 1 と、水平飛行用ロータ 1 2 と、を有する。垂直飛行用ロータ 1 1 は、モータ 1 3 により回転される。水平飛行用ロータ 1 2 は、エンジン 4 0 により駆動的に接続されることで回転する。このようにすることで、垂直飛行用ロータ 1 1 がモータ 1 3 により回転されることで、離陸時および着陸時においては、モータ 1 3 により垂直飛行用ロータ 1 1 の回転数を高精度に制御できる。また、水平飛行時においては、エンジン 4 0 が駆動的に水平飛行用ロータ 1 2 を回転させることで、水平飛行用ロータ 1 2 を高効率に回転させることができ、飛行装置 1 0 の連続飛行距離を長くすることができる。

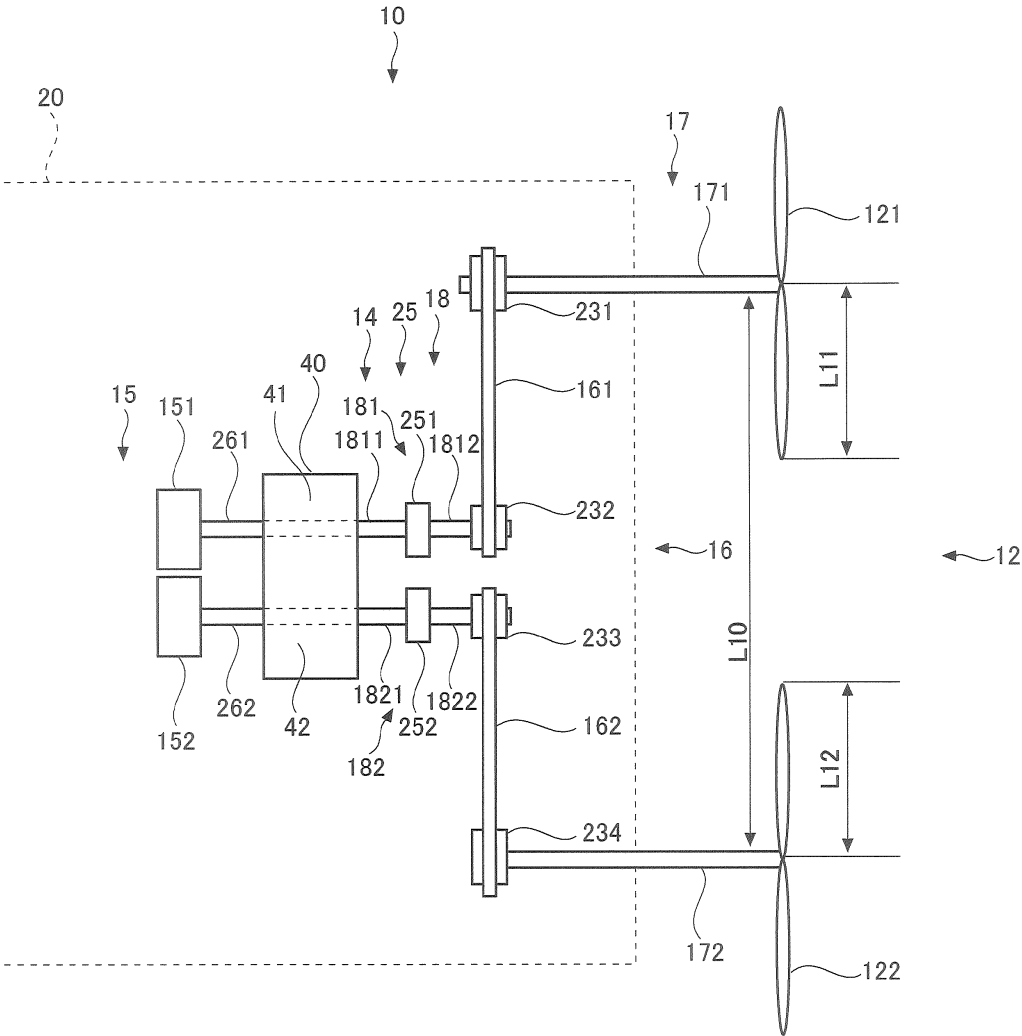
20

【選択図】図 2

30

40

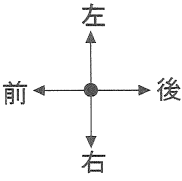
50



10

20

30

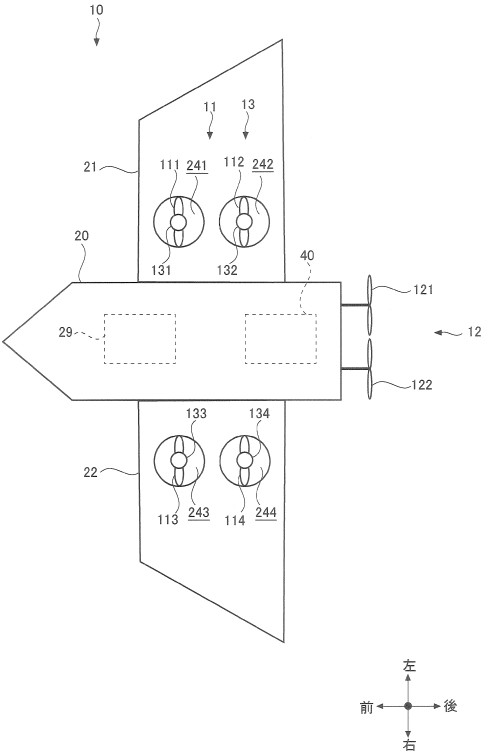


40

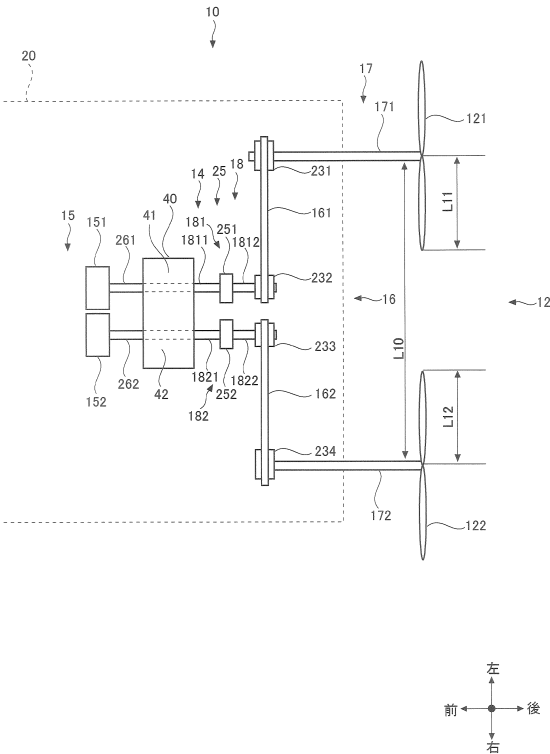
50

【図面】

【図 1】



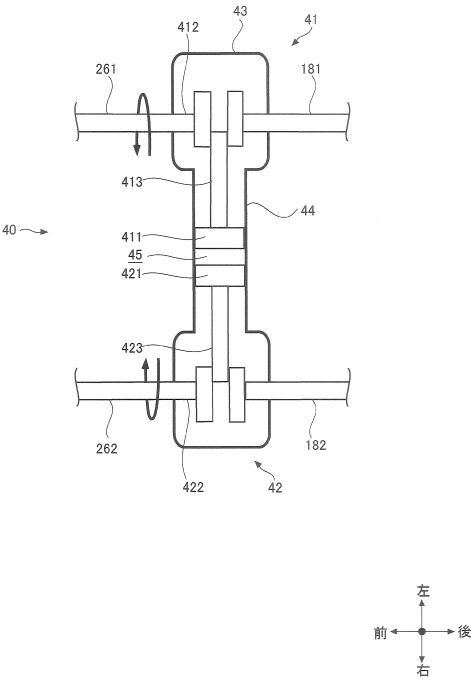
【図 2】



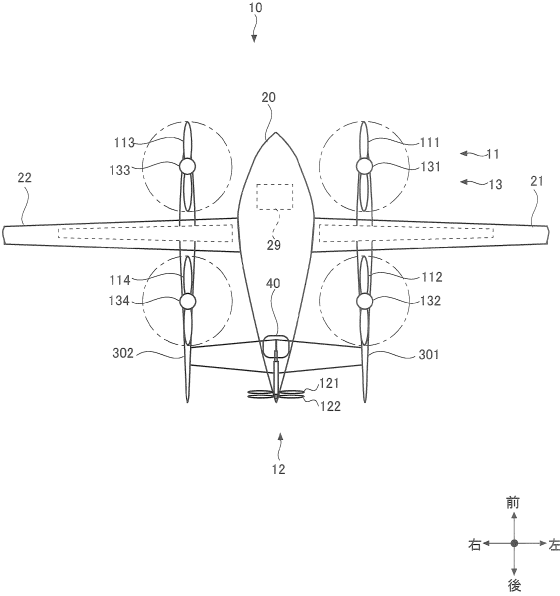
10

20

【図 3】



【図 4】

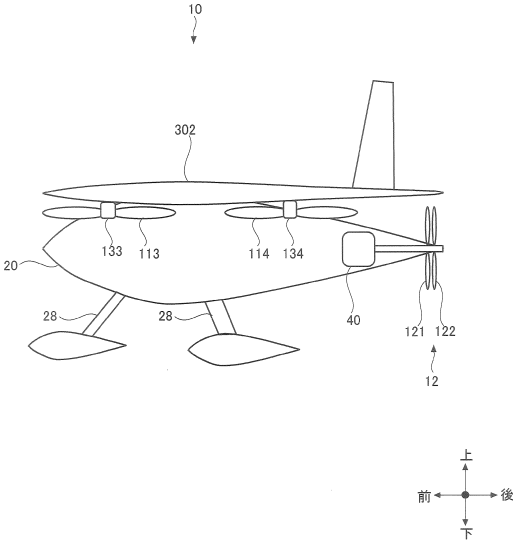


30

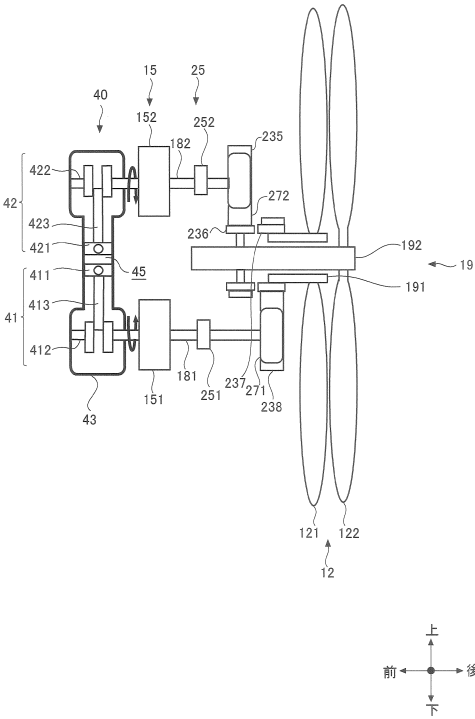
40

50

【図 5】



【図 6】



10

20

30

40

50

フロントページの続き

審査官 塚本 英隆

- (56)参考文献 国際公開第2018/078388(WO, A1)
国際公開第2015/157114(WO, A1)
特開2021-020674(JP, A)
特表2011-521833(JP, A)
特開2009-202737(JP, A)
米国特許出願公開第2018/0029703(US, A1)
特開2020-69975(JP, A)
特開2019-38465(JP, A)
- (58)調査した分野 (Int.Cl., DB名)
B64U 10/20
B64U 10/16
B64U 10/25
B64U 30/10
B64U 50/33