

(12) 特許協力条約に基づいて公開された国際出願

(19) 世界知的所有権機関
国際事務局

(43) 国際公開日
2025年6月26日(26.06.2025)



(10) 国際公開番号

WO 2025/134572 A1

(51) 国際特許分類:

B64U 50/13 (2023.01) *B64D 35/04* (2006.01)
B60K 17/02 (2006.01) *B64U 10/16* (2023.01)
B64C 11/48 (2006.01) *B64U 10/20* (2023.01)
B64C 27/08 (2023.01) *B64U 10/25* (2023.01)
B64C 29/00 (2006.01) *B64U 30/10* (2023.01)
B64D 27/04 (2006.01) *B64U 30/24* (2023.01)
B64D 27/10 (2006.01) *B64U 50/11* (2023.01)
B64D 27/33 (2024.01) *B64U 50/12* (2023.01)
B64D 31/18 (2024.01) *B64U 50/19* (2023.01)
B64D 35/023 (2025.01) *B64U 50/33* (2023.01)

(26) 国際公開の言語:

日本語

(30) 優先権データ:

特願 2023-213823 2023年12月19日(19.12.2023) JP

(71) 出願人: 株式会社石川エナジー
リサーチ (ISHIKAWA ENERGY RESEARCH
CO.,LTD.) [JP/JP]; 〒3792304 群馬県太田市
大原町2225-41 (JP).

(72) 発明者: 石川 満 (ISHIKAWA Mitsuru);
〒3792304 群馬県太田市大原町2225-4
1 株式会社石川エナジーリサーチ内 (JP). 山
崎 雅和(YAMAZAKI Masakazu); 〒3792304 群
馬県太田市大原町2225-41 株式会
社石川エナジーリサーチ内 (JP).

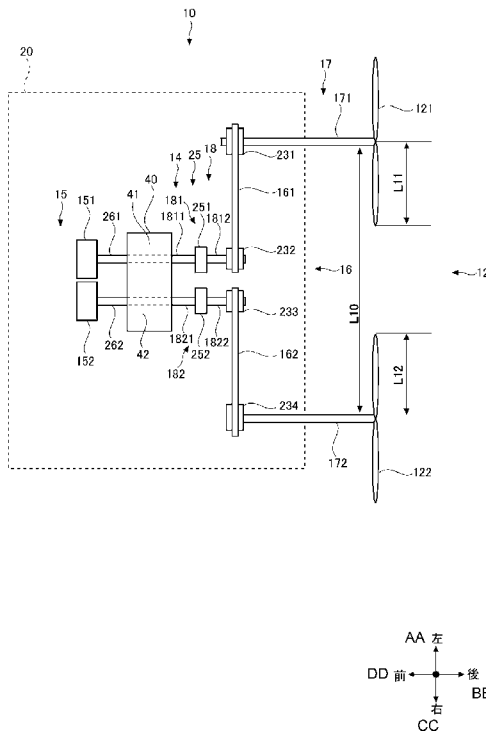
(21) 国際出願番号: PCT/JP2024/039612

(22) 国際出願日: 2024年11月7日(07.11.2024)

(25) 国際出願の言語: 日本語

(54) Title: FLIGHT DEVICE

(54) 発明の名称: 飛行装置



(57) Abstract: Provided is a flight device that, during flight, achieves a high level of stability, efficiency, and long-duration flight. This flight device 10 has a vertical-flight rotor 11 and horizontal-flight rotors 12. The vertical-flight rotor 11 is rotated by a motor 13. The horizontal flight rotors 12 rotate by being connected to an engine 40 in a driving manner. Due to this configuration, the vertical-flight rotor 11 is rotated by the motor 13, and as a result thereof, the motor 13 can control the rotational speed of the vertical-flight rotor 11 with high accuracy during takeoff and landing. Furthermore,

[続葉有]

(74) 代理人: 岡田 義敬, 外 (OKADA Yoshitaka et al.); 〒3730842 群馬県太田市細谷町 170-1 (JP).

(81) 指定国(表示のない限り、全ての種類の国内保護が可能): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CV, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IQ, IR, IS, IT, JM, JO, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, MG, MK, MN, MU, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, WS, ZA, ZM, ZW.

(84) 指定国(表示のない限り、全ての種類の広域保護が可能): ARIPO (BW, CV, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SC, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), ヨーロッパ (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, ME, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

添付公開書類:

— 国際調査報告 (条約第21条(3))

during horizontal flight, the engine 40 drives the horizontal-flight rotors 12 in a rotating manner, and as a result thereof, the horizontal-flight rotors 12 can be rotated with high efficiency and the continuous flight distance of the flight device 10 can be increased.

(57) 要約: 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。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、を有する。垂直飛行用ロータ11は、モータ13により回転される。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。このようにすることで、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、離陸時および着陸時においては、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。

明 細 書

発明の名称： 飛行装置

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出来る。更に、VTOLは、水平軸周りにロータを回転させることで、水平方向に沿って飛行することができる。VTOL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] 特許文献1：特開 2 0 1 2 － 5 1 5 4 5 号公報

特許文献2：特開 2 0 2 1 － 0 2 0 6 7 4 号公報

特許文献3：特開 2 0 1 3 － 3 2 1 4 6 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、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。

発明の効果

[0011] 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。

図面の簡単な説明

[0012] [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

[0013] 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。

[0014] 図 1 は、飛行装置 10 を示す上面図である。

[0015] 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、を有することで、空中を飛行する装置である。具体的には、飛行装置 10 は V T O L 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。

[0016] 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。

[0017] 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。

[0018] 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。

[0019] 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。

[0020] 具体的には、垂直飛行用ロータ１１は、第１サブロータ１１１ないし第４サブロータ１１４を有する。

[0021] 第１サブロータ１１１および第２サブロータ１１２は、第１翼部２１に備えられる。第１サブロータ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サブロータ１１１は、第１モータ１３１により回転される。第２サブロータ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サブロータ112は、第2モータ132により回転される。

[0022] 第3サブロータ113および第4サブロータ114は、第2翼部22に備えられる。第3サブロータ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サブロータ113は、第3モータ133により回転される。第4サブロータ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サブロータ114は、第4モータ134により回転される。

[0023] 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がこのような回転することで、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。

[0024] 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。

[0025] 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。

[0026] 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。

[0027] 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。

[0028] 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。

[0029] 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。

[0030] 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。

[0031] 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。

[0032] 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。

[0033] 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 1811 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。

[0034] 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。

[0035] 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。

[0036] 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。

[0037] 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。

[0038] 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。

[0039] 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。

[0040] 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。

[0041] 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。

[0042] 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。

[0043] 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。

[0044] 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。

[0045] 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。

[0046] 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。

[0047] 先ず、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。

[0048] 一方、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を回転させない場合、第1動力断続部251および第2動力断続部252は断絶状態となる。よって、第1エンジン部41および第2エンジン部42が回転することで発生する動力の全てを、発電機151および発電機152に割り当て、発電量を大きくすることができる。

[0049] 図3は、飛行装置10のエンジン40の近傍を示す上面図である。エンジン40は、対向型エンジンである。

[0050] エンジン40は、第1エンジン部41と、第1エンジン部41に対して対向するように配置された第2エンジン部42と、を有する。第1エンジン部41および第2エンジン部42は、ケーシングブロック43の内部に収納される。

[0051] 第1エンジン部41は、第1ピストン411と、第1クランクシャフト412と、第1コネクティングロッド413とを有する。第1コネクティングロッド413は、第1ピストン411と第1クランクシャフト412とを回転可能に接続する。

- [0052] 第2エンジン部42は、第2ピストン421と、第2クランクシャフト422と、第2コネクティングロッド423と、を有する。第2コネクティングロッド423は、第2ピストン421と第2クランクシャフト422とを回転可能に接続する。
- [0053] また、第1クランクシャフト412は、その前端部が発電機側駆動軸261に接続し、その後端部が第1エンジン側駆動軸181に接続する。第2クランクシャフト422は、その前端部が発電機側駆動軸262に接続し、その後端部が第2エンジン側駆動軸182に接続する。
- [0054] シリンダ44の内部に第1ピストン411および第2ピストン421が配置される。また、シリンダ44の内部において、第1ピストン411と第2ピストン421とにより挟まれる空間が燃焼室45である。第1ピストン411および第2ピストン421は、シリンダ44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412および第2クランクシャフト422は回転する。第1クランクシャフト412の回転方向と、第2クランクシャフト422の回転方向とは、逆となる。
- [0055] エンジン40は、対向配置された第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10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40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。
- [0056] 図1ないし図3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。
- [0057] 垂直離陸では、図1を参照して、第1モータ131ないし第4モータ134が、第1サブロータ111ないし第4サブロータ114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29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131ないし第4モータ134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29は、垂直離陸の際には、動力断続部25を断絶状態にすることで、エンジン40の駆動力は水平飛行用ロータ12に伝達されないことから、水平飛行用ロータ12は回転しない。このようにすることで、エンジン40の駆動力の全てまたは大部分を、発電機15に供給することができる。よって、発電機15が発電する電力量を増大させ、第1モータ131ないし第4モータ134を高速で駆動させ、第1サブロータ111ないし第4サブロータ114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40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131ないし第4モータ134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。

[0058] 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。

[0059] 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2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動力伝達部161および第1ロータ用駆動軸171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 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 サブロータ 1 1 1 ないし第 4 サブロータ 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 サブロータ 1 1 1 ないし第 4 サブロータ 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。

[0060] 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 サブロータ 1 1 1 ないし第 4 サブロータ 1 1 4 は停止状態とされる。

[0061] 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 サブロータ 1 1 1 および第 4 サブロータ 1 1 4 を回転させることで、所定の浮遊力を得る。

[0062] 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 サブロータ 1 1 1 ないし第 4 サブロータ 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。

[0063] 図４ないし図６を参照して、他の形態に係る飛行装置１０の構成を説明する。図４ないし図６に示す飛行装置１０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１０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が本体部２０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。

[0064] 図４は、他形態に係る飛行装置１０を示す上面図である。図５は、他形態に係る飛行装置１０を示す側面図である。

[0065] 図４および図５を参照して、飛行装置１０は、水平飛行用ロータ１２として、積層配置された第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。かかる構成を有する水平飛行用ロータ１２は、プッシャーとも称される。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、エンジン４０により回転駆動される。

[0066] 飛行装置１０は、本体部２０、第１翼部２１および第２翼部２２を有する。また、第１翼部２１の下部にアウトリガ３０１が配置され、第２翼部２２の下部にアウトリガ３０２が配置される。

[0067] 飛行装置１０は、図１に示したものと同様に、第１サブロータ１１１ないし第４サブロータ１１４、および、第１モータ１３１ないし第４モータ１３４を有する。第１サブロータ１１１および第１モータ１３１は、アウトリガ３０１の前方部分に配置される。第２サブロータ１１２および第２モータ１３２は、アウトリガ３０１の後方部分に配置される。第３サブロータ１１３および第３モータ１３３は、アウトリガ３０２の前方部分に配置される。第４サブロータ１１４および第４モータ１３４は、アウトリガ３０２の後方部分に配置される。

[0068] 第１翼部２１および第２翼部２２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 20 の内部には、演算制御部 29 等の制御系を構成する各機器、飛行装置 10 が輸送する輸送貨物、飛行装置 10 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。

[0069] 図 5 を参照して、本体部 20 の下部には脚部 28 が設置される。脚部 28 は、飛行装置 10 の着陸時に地面に接する部位である。

[0070] 図 6 は、他形態に係る飛行装置 10 のエンジン 40 および水平飛行用ロータ 12 の近傍を示す上面図である。図 6 に示したエンジン 40 および水平飛行用ロータ 12 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。

[0071] ここでは、エンジン 40 と水平飛行用ロータ 12 とを駆動的に接続する駆動軸 19 が示されている。駆動軸 19 は、エンジン 40 と第 1 水平飛行用ロータ 121 とを駆動的に接続する第 1 駆動軸 191 と、エンジン 40 と第 2 水平飛行用ロータ 122 とを駆動的に接続する第 2 駆動軸 192 と、を有する。かかる構成を以下に詳述する。

[0072] 発電機 151 は、第 1 エンジン部 41 の後方側に配置され、第 1 エンジン側駆動軸 181 により回転駆動される。具体的には、発電機 151 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 181 に対して回転不可能に接続される。係る構成により、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。

[0073] 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。

[0074] 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 1 2 を回転させる略軸状の部材である。駆動軸 1 9 は、第 1 エンジン部 4 1 により回転する第 1 駆動軸 1 9 1 と、第 2 エンジン部 4 2 により回転する第 2 駆動軸 1 9 2 と、を有する。駆動軸 1 9 は、メカニカルに同軸反転する機構を有する。

[0075] 第 1 駆動軸 1 9 1 は、その後端が第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 に接続されることにより、第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 を回転させる。第 1 駆動軸 1 9 1 の前端近傍は、第 1 ベルト 2 7 1 を介して、第 1 エンジン側駆動軸 1 8 1 と駆動的に接続されている。即ち、第 1 エンジン部 4 1 により発生した回転駆動力は、第 1 エンジン側駆動軸 1 8 1 および第 1 ベルト 2 7 1 を経由して、第 1 駆動軸 1 9 1 に伝達される。

[0076] 第 2 駆動軸 1 9 2 は、その後端が第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 に接続されることにより、第 2 水平飛行用ロータ 1 2 2 を回転させる。第 2 駆動軸 1 9 2 の前端近傍は、第 2 ベルト 2 7 2 を介して、第 2 エンジン側駆動軸 1 8 2 と駆動的に接続されている。即ち、第 2 エンジン部 4 2 により発生した回転駆動力は、第 2 エンジン側駆動軸 1 8 2 および第 2 ベルト 2 7 2 を経由して、第 2 駆動軸 1 9 2 に伝達される。

[0077] 第 1 駆動軸 1 9 1 と第 2 駆動軸 1 9 2 とは、同軸的に配置される。具体的には、第 1 駆動軸 1 9 1 は、中空構造を有し、第 2 駆動軸 1 9 2 は、第 1 駆動軸 1 9 1 の内部に配置される。第 1 駆動軸 1 9 1 の内部には略円柱形状の空間が形成され、第 2 駆動軸 1 9 2 は係る空間を貫通している。また、第 2 駆動軸 1 9 2 の後端は、第 1 駆動軸 1 9 1 の後端よりも後方側に配置される。更に、第 2 駆動軸 1 9 2 の前端は、第 1 駆動軸 1 9 1 の前端よりも前方側に配置される。更にまた、第 1 駆動軸 1 9 1 と第 2 駆動軸 1 9 2 とは、同軸反転構造を形成している。

[0078] 第 1 ベルト 2 7 1 は、第 1 エンジン側駆動軸 1 8 1 の回転駆動力を、第 1 駆動軸 1 9 1 に伝達する。具体的には、第 1 ベルト 2 7 1 は、第 8 プーリ 2 3 8 と第 7 プーリ 2 3 7 との間に掛け渡される。第 8 プーリ 2 3 8 は、第 1 エンジン側駆動軸 1 8 1 の後端部に、相対回転不能に接続される。第 7 プー

リ 2 3 7 は、第 1 駆動軸 1 9 1 の前端に、相对回転不能に接続される。第 1 ベルト 2 7 1 は、第 8 プーリ 2 3 8 と第 7 プーリ 2 3 7 との間に架設される。係る構成により、飛行装置 1 0 の飛行時において、第 1 エンジン部 4 1 が運転されることにより、第 1 エンジン側駆動軸 1 8 1 および第 8 プーリ 2 3 8 が回転する。また、第 8 プーリ 2 3 8 の回転駆動力が、第 1 ベルト 2 7 1 を介して、第 7 プーリ 2 3 7 に伝達する。これにより、第 1 駆動軸 1 9 1 および第 1 水平飛行用ロータ 1 2 1 が回転する。

[0079] 第 2 ベルト 2 7 2 の構成は、第 1 ベルト 2 7 1 と同様である。即ち、第 2 ベルト 2 7 2 は、第 2 エンジン側駆動軸 1 8 2 の回転駆動力を、第 2 駆動軸 1 9 2 に伝達する。第 5 プーリ 2 3 5 は、第 2 エンジン側駆動軸 1 8 2 の後端部に、相对回転不能に接続される。第 6 プーリ 2 3 6 は、第 2 駆動軸 1 9 2 の中間部に、相对回転不能に接続される。第 2 ベルト 2 7 2 は、第 5 プーリ 2 3 5 と第 6 プーリ 2 3 6 との間に架設される。係る構成により、飛行装置 1 0 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。

[0080] 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。

[0081] 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１９１および第１水平飛行用ロータ１２１には伝達されず、第１駆動軸１９１および第１水平飛行用ロータ１２１は回転しない。係る断絶状態であっても、発電機１５１による発電は続行される。

[0082] 第２動力断続部２５２は、第２エンジン側駆動軸１８２の途中部分であって、発電機１５２と第５プーリ２３５との間に介装される。第２動力断続部２５２が接続状態となることで、第２エンジン部４２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１８２を介して、第２駆動軸１９２および第２水平飛行用ロータ１２２を回転させることができる。同時に、発電機１５２による発電も行われる。一方、第２動力断続部２５２が断絶状態となることで、第２エンジン部４２が運転されることで発生する回転動力は、第２駆動軸１９２および第２水平飛行用ロータ１２２には伝達されず、第２駆動軸１９２および第２水平飛行用ロータ１２２は回転しない。係る断絶状態であっても、発電機１５２による発電は続行される。

[0083] 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。

[0084] 垂直離陸では、図４を参照して、第１モータ１３１ないし第４モータ１３４が、第１サブロータ１１１ないし第４サブロータ１１４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２９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１３１ないし第４モータ１３４の回転速度を個別に制御する。また、演算制御部２９は、垂直離陸の際には、図６に示した第１動力断続部２５１および第２動力断続部２５２を断絶状態にすることで、第１エンジン部４１および第２エンジン部４２の駆動力は、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に伝達されないことから、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は回

転しない。このようにすることで、第1エンジン部41および第2エンジン部42の駆動力の全てまたは大部分を、発電機151および発電機152に供給することができる。よって、発電機151および発電機152が発電する電力量を増大させ、第1モータ131ないし第4モータ134を高速で駆動させ、第1サブロータ111ないし第4サブロータ114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40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131ないし第4モータ134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。

[0085] 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2エンジン部42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。

[0086] 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 2 5 2 および第 2 ベルト 2 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 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 サブロータ 1 1 1 ないし第 4 サブロータ 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 サブロータ 1 1 1 ないし第 4 サブロータ 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。

[0087] 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 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 サブロータ 1 1 1 ないし第 4 サブロータ 1 1 4 は停止状態とされる。

[0088] 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 サブロータ 1 1 1 および第 4 サブロータ 1 1 4 を回転させることで、所定の浮遊力を得る。

[0089] 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 サブロータ 1 1 1 ないし第 4 サブロータ 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。

[0090] 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。

[0091] 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。

[0092] 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。

[0093] 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。

[0094] 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。

[0095] 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。

[0096] 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。

[0097] 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。

[0098] 上記した本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。

[0099] 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。

[0100] 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。

[0101] 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。

[0102] 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できる。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。

[0103] 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。

[0104] 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。

[0105] 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

- [0106] 1 0 飛行装置
- 1 1 垂直飛行用ロータ
 - 1 1 1 第1サブロータ
 - 1 1 2 第2サブロータ
 - 1 1 3 第3サブロータ
 - 1 1 4 第4サブロータ
 - 1 2 水平飛行用ロータ
 - 1 2 1 第1水平飛行用ロータ
 - 1 2 2 第2水平飛行用ロータ
 - 1 3 モータ
 - 1 3 1 第1モータ
 - 1 3 2 第2モータ
 - 1 3 3 第3モータ
 - 1 3 4 第4モータ
 - 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
- 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
- 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
- 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
- 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
- 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

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、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飛行装置。
- [請求項2] 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請求項1に記載の飛行装置。
- [請求項3] 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請求項2に記載の飛行装置。
- [請求項4] 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5] 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6] 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7] 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6に記載の飛行装置。

[請求項8] 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9]

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8に記載の飛行装置。

[請求項10]

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8に記載の飛行装置。

[請求項11]

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、

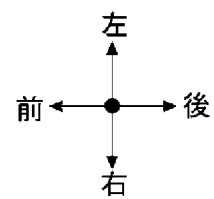
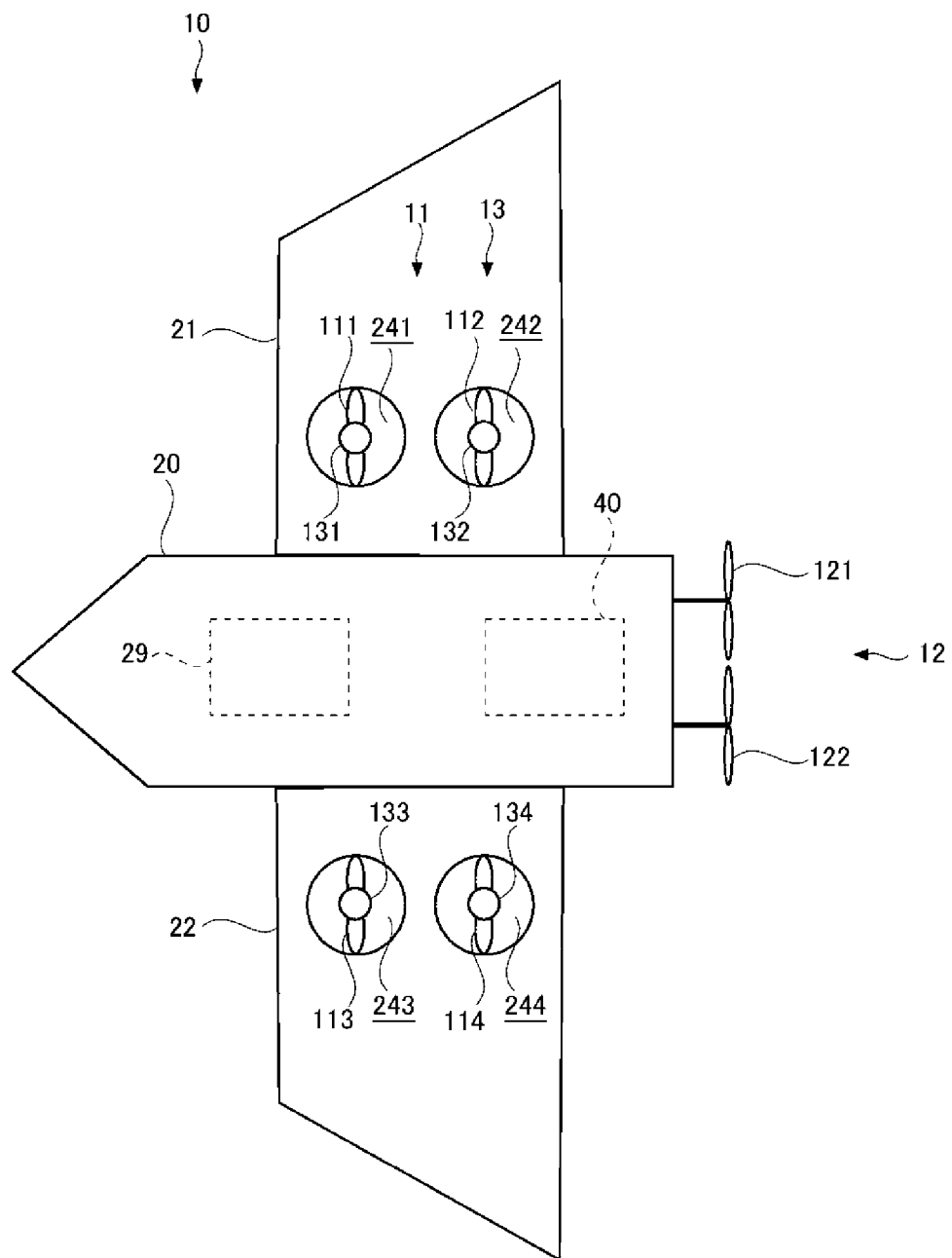
前記水平飛行用ロータは、第1水平飛行用ロータと、前記第1水平飛行用ロータに対して重畳するように配置された第2水平飛行用ロータと、を有し、

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8に記載の飛行装置。

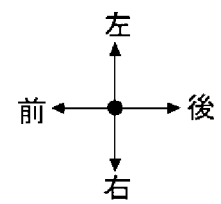
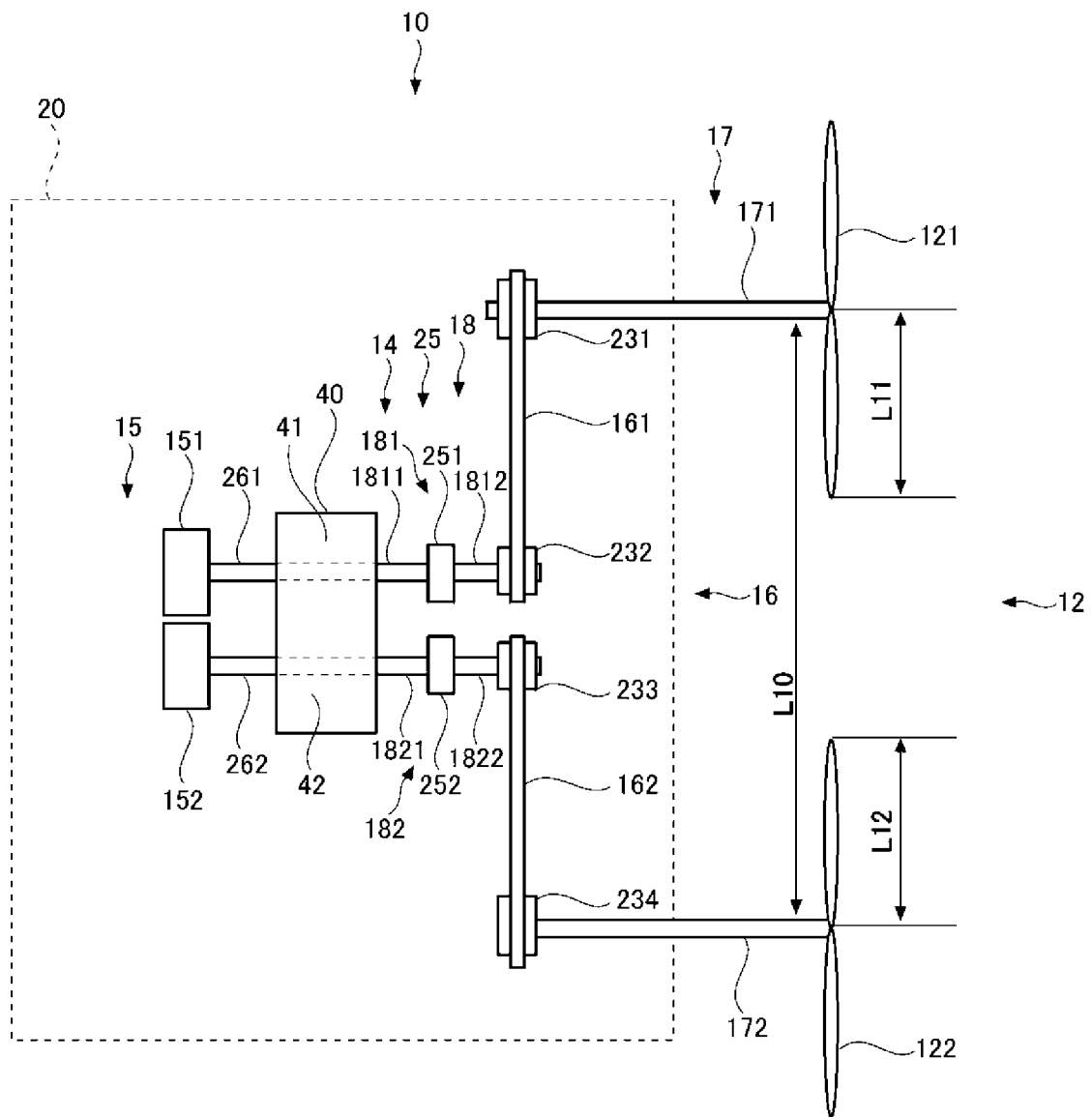
[請求項12]

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11に記載の飛行装置。

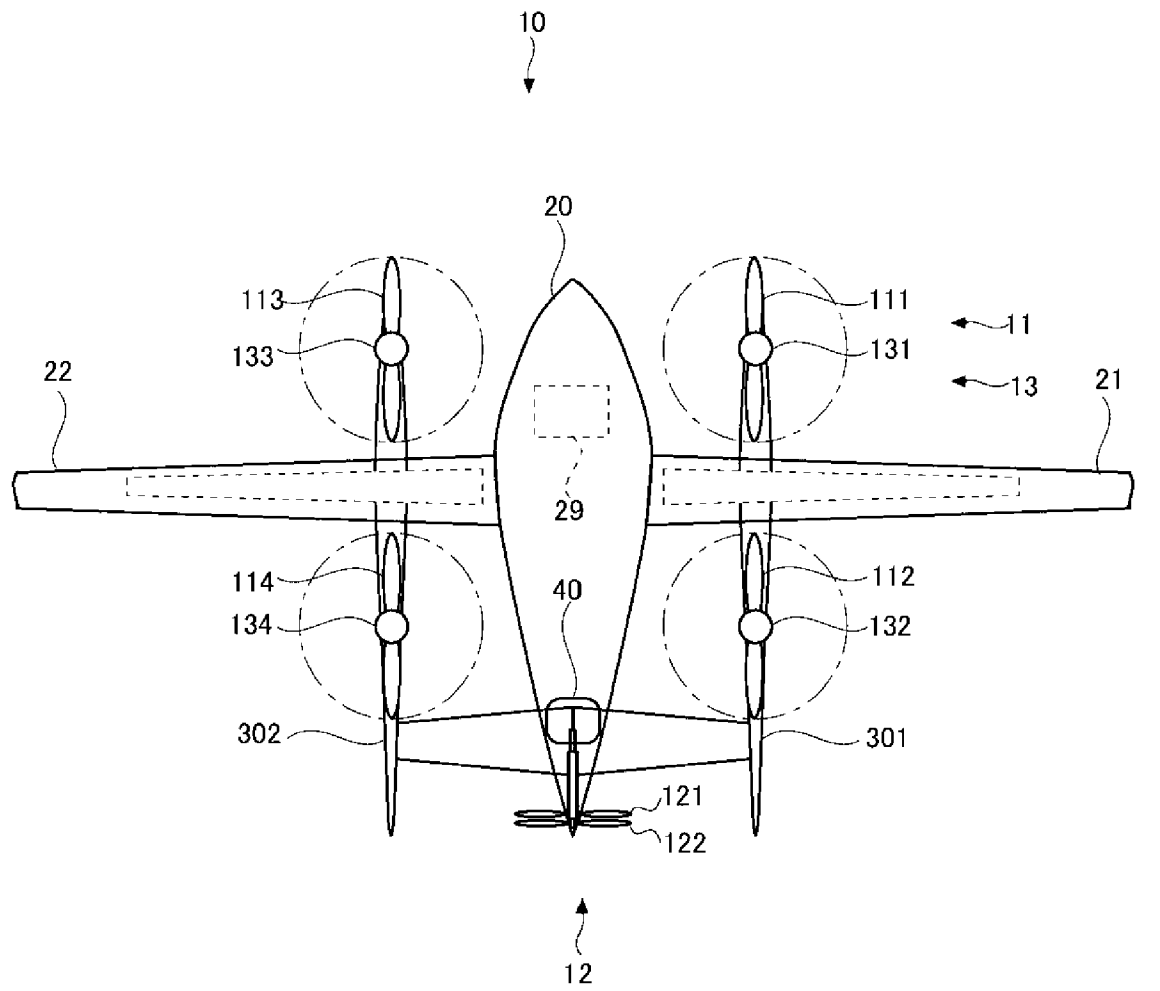
[図1]



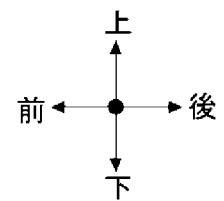
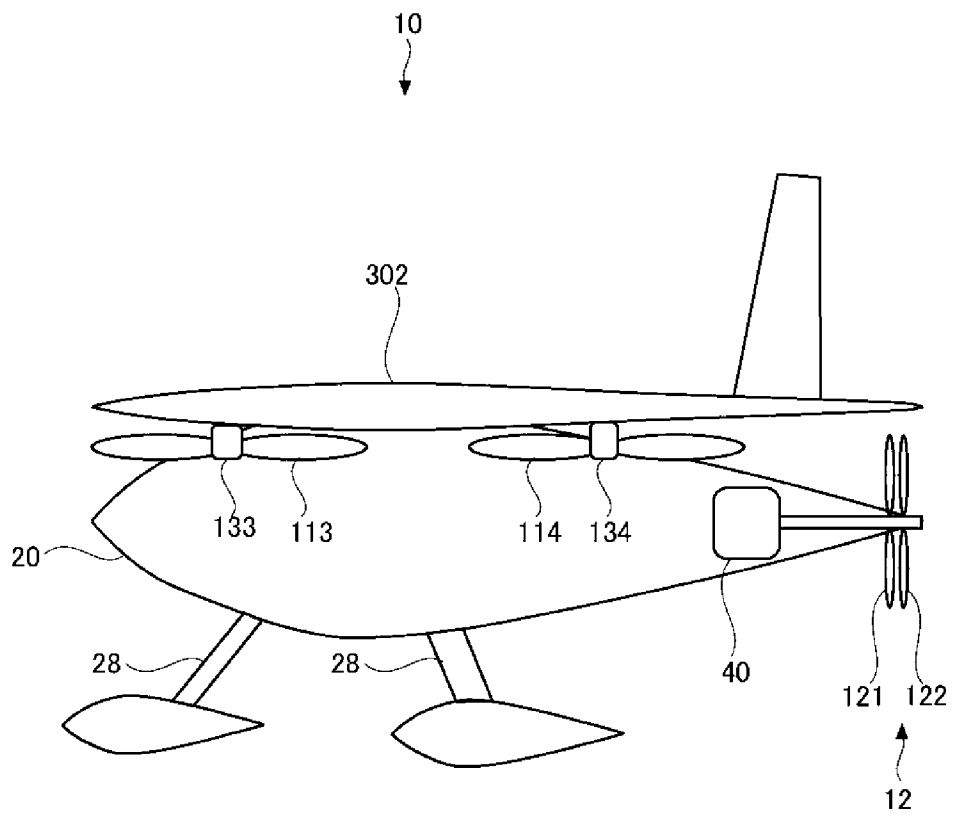
[図2]



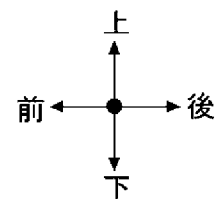
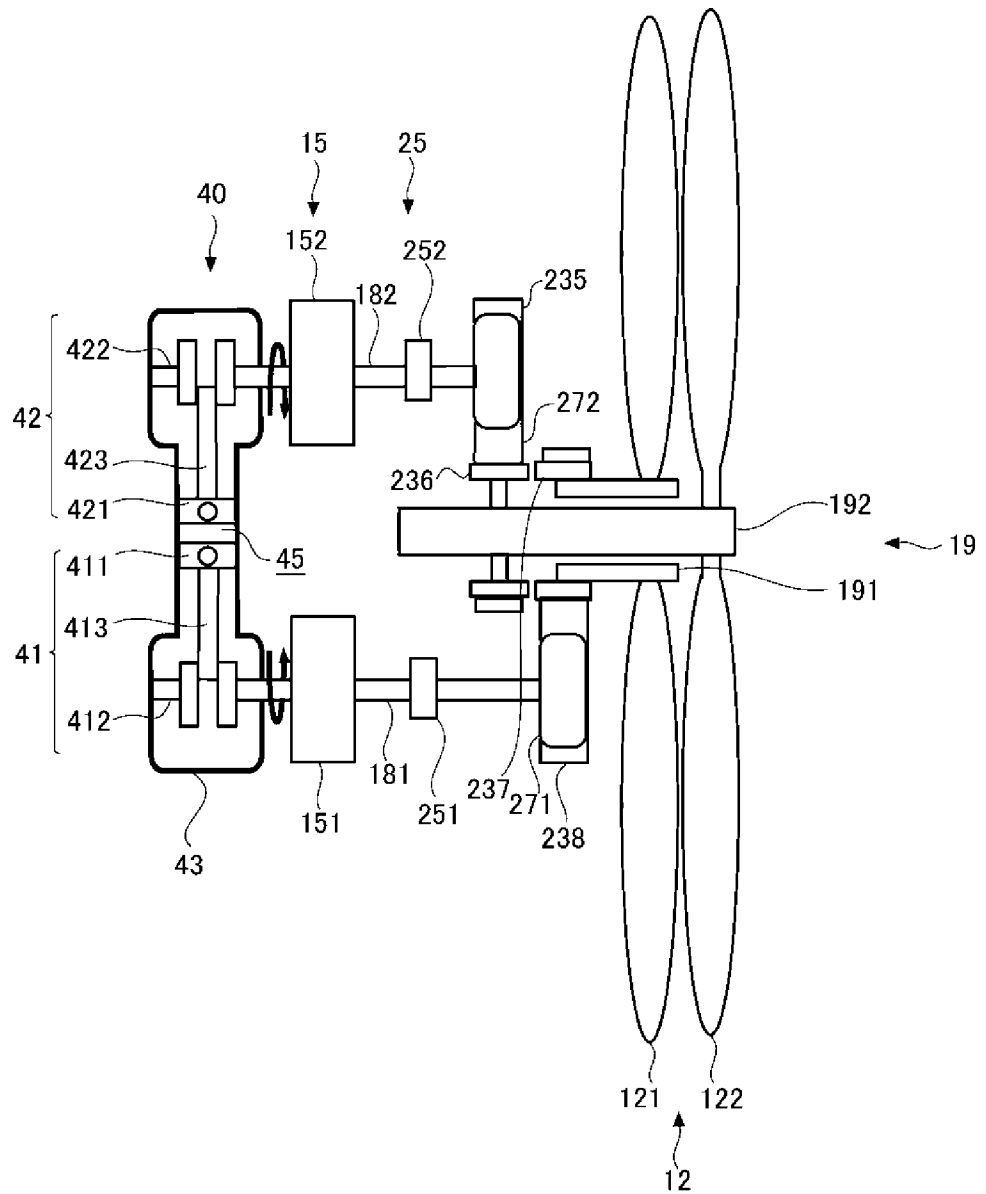
[図4]



[図5]



[図6]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2024/039612

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

B64U 50/13(2023.01)i; **B60K 17/02**(2006.01)i; **B64C 11/48**(2006.01)i; **B64C 27/08**(2023.01)i; **B64C 29/00**(2006.01)i; **B64D 27/04**(2006.01)i; **B64D 27/10**(2006.01)i; **B64D 27/33**(2024.01)i; **B64D 31/18**(2024.01)i; **B64D 35/023**(2025.01)i; **B64D 35/04**(2006.01)i; **B64U 10/16**(2023.01)i; **B64U 10/20**(2023.01)i; **B64U 10/25**(2023.01)i; **B64U 30/10**(2023.01)i; **B64U 30/24**(2023.01)i; **B64U 50/11**(2023.01)i; **B64U 50/12**(2023.01)i; **B64U 50/19**(2023.01)i; **B64U 50/33**(2023.01)i
FI: B64U50/13; B60K17/02 Z; B64C11/48; B64C27/08; B64C29/00 A; B64D27/04; B64D27/10; B64D27/33; B64D31/18; B64D35/023; B64D35/04; B64U10/16; B64U10/20; B64U10/25; B64U30/10; B64U30/24; B64U50/11; B64U50/12; B64U50/19; B64U50/33

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

B64U50/13; B60K17/02; B64C11/48; B64C27/08; B64C29/00; B64D27/04; B64D27/10; B64D27/33; B64D31/18; B64D35/023; B64D35/04; B64U10/16; B64U10/20; B64U10/25; B64U30/10; B64U30/24; B64U50/11; B64U50/12; B64U50/19; B64U50/33

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Published examined utility model applications of Japan 1922-1996
Published unexamined utility model applications of Japan 1971-2024
Registered utility model specifications of Japan 1996-2024
Published registered utility model applications of Japan 1994-2024

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	WO 2018/078388 A1 (MONO AEROSPACE IP LTD.) 03 May 2018 (2018-05-03) page 16, lines 16-27, fig. 1, 4	1-7
A	page 16, lines 16-27, fig. 1, 4	8-12
Y	WO 2015/157114 A1 (SADA-SALINAS, JAIME G.) 15 October 2015 (2015-10-15) fig. 7	1-7
Y	JP 2021-20674 A (IE CO., LTD.) 18 February 2021 (2021-02-18) fig. 1, 3	5

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C.☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

“A” document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
“D” document cited by the applicant in the international application
“E” earlier application or patent but published on or after the international filing date
“L” document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
“O” document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
“P” document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

“T” later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

“X” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

“Y” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

“&” document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

10 January 2025

Date of mailing of the international search report

21 January 2025

Name and mailing address of the ISA/JP

Japan Patent Office (ISA/JP)
3-4-3 Kasumigaseki, Chiyoda-ku, Tokyo 100-8915
Japan

Authorized officer

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2024/039612

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	JP 2011-521833 A (GILO INDUSTRIES LIMITED) 28 July 2011 (2011-07-28) fig. 7	6-7
Y	JP 2009-202737 A (MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD.) 10 September 2009 (2009-09-10) paragraph [0038]	6-7
Y	US 2018/0029703 A1 (HUTCHINSON) 01 February 2018 (2018-02-01) fig. 16-17	6-7
A	JP 2020-69975 A (HONDA MOTOR CO., LTD.) 07 May 2020 (2020-05-07) fig. 6	8-12

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.
PCT/JP2024/039612

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)		Publication date (day/month/year)
WO	2018/078388	A1	03 May 2018	US	2019/0291860	A1
				paragraph [0092], fig. 1, 4		
WO	2015/157114	A1	15 October 2015	US	2016/0297520	A1
				fig. 7		
JP	2021-20674	A	18 February 2021	(Family: none)		
JP	2011-521833	A	28 July 2011	US	2011/0163199	A1
				fig. 7		
				WO	2009/144477	A2
				fig. 7		
JP	2009-202737	A	10 September 2009	(Family: none)		
US	2018/0029703	A1	01 February 2018	WO	2016/132040	A1
				fig. 16-17		
JP	2020-69975	A	07 May 2020	US	2020/0148376	A1
				fig. 6		

A. 発明の属する分野の分類（国際特許分類（IPC））

B64U 50/13(2023.01)i; B60K 17/02(2006.01)i; B64C 11/48(2006.01)i; B64C 27/08(2023.01)i; B64C 29/00(2006.01)i; B64D 27/04(2006.01)i; B64D 27/10(2006.01)i; B64D 27/33(2024.01)i; B64D 31/18(2024.01)i; B64D 35/023(2025.01)i; B64D 35/04(2006.01)i; B64U 10/16(2023.01)i; B64U 10/20(2023.01)i; B64U 10/25(2023.01)i; B64U 30/10(2023.01)i; B64U 30/24(2023.01)i; B64U 50/11(2023.01)i; B64U 50/12(2023.01)i; B64U 50/19(2023.01)i; B64U 50/33(2023.01)i
FI: B64U50/13; B60K17/02 Z; B64C11/48; B64C27/08; B64C29/00 A; B64D27/04; B64D27/10; B64D27/33; B64D31/18; B64D35/023; B64D35/04; B64U10/16; B64U10/20; B64U10/25; B64U30/10; B64U30/24; B64U50/11; B64U50/12; B64U50/19; B64U50/33

B. 調査を行った分野

調査を行った最小限資料（国際特許分類（IPC））

B64U50/13; B60K17/02; B64C11/48; B64C27/08; B64C29/00; B64D27/04; B64D27/10; B64D27/33; B64D31/18; B64D35/023; B64D35/04; B64U10/16; B64U10/20; B64U10/25; B64U30/10; B64U30/24; B64U50/11; B64U50/12; B64U50/19; B64U50/33

最小限資料以外の資料で調査を行った分野に含まれるもの

日本国実用新案公報1922-1996年
日本国公開実用新案公報1971-2024年
日本国実用新案登録公報1996-2024年
日本国登録実用新案公報1994-2024年

国際調査で使用した電子データベース（データベースの名称、調査に使用した用語）

C. 関連すると認められる文献

引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号
Y	WO 2018/078388 A1 (MONO AEROSPACE IP LTD) 03.05.2018 (2018-05-03) 第16ページ第16-27行目、Fig. 1、4	1-7
A	第16ページ第16-27行目、Fig. 1、4	8-12
Y	WO 2015/157114 A1 (SADA-SALINAS, JAIME, G.) 15.10.2015 (2015-10-15) Fig. 7	1-7
Y	JP 2021-20674 A (株式会社IE) 18.02.2021 (2021-02-18) 図1、3	5

☒ C欄の続きにも文献が列挙されている。☒ パテントファミリーに関する別紙を参照。

* 引用文献のカテゴリー
“A” 特に関連のある文献ではなく、一般的技术水準を示すもの
“D” 国際出願で出願人が先行技術文献として記載した文献
“E” 国際出願日前の出願または特許であるが、国際出願日以後に公表されたもの
“I” 優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献（理由を付す）
“O” 口頭による開示、使用、展示等に言及する文献
“P” 国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願の日の後に公表された文献

“T” 国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と抵触するものではなく、発明の原理又は理論の理解のために引用するもの
“X” 特に関連のある文献であって、当該文献のみで発明の新規性又は進歩性がないと考えられるもの
“Y” 特に関連のある文献であって、当該文献と他の1以上の文献との、当業者にとって自明である組合せによって進歩性がないと考えられるもの
“&” 同一パテントファミリー文献

国際調査を完了した日
10.01.2025

国際調査報告の発送日
21.01.2025

名称及びあて先
日本国特許庁(ISA/JP)
〒100-8915
日本国
東京都千代田区霞が関三丁目4番3号

権限のある職員（特許庁審査官）

塚本 英隆 3D 3331

電話番号 03-3581-1101 内線 3341

様式 PCT/ISA/210（第2ページ）（2022年7月）

C. 関連すると認められる文献		
引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号
Y	JP 2011-521833 A (ジロ インダストリーズ リミテッド) 28.07.2011 (2011 - 07 - 28) 図 7	6-7
Y	JP 2009-202737 A (三菱重工業株式会社) 10.09.2009 (2009 - 09 - 10) 段落[0 0 3 8]	6-7
Y	US 2018/0029703 A1 (HUTCHINSON) 01.02.2018 (2018 - 02 - 01) F I G. 1 6 - 1 7	6-7
A	JP 2020-69975 A (本田技研工業株式会社) 07.05.2020 (2020 - 05 - 07) 図 6	8-12

国際調査報告
 パテントファミリーに関する情報

国際出願番号

PCT/JP2024/039612

引用文献			公表日	パテントファミリー文献	公表日
WO	2018/078388	A1	03.05.2018	US 2019/0291860 A1 段落[0092]、Fig. 1、4	
WO	2015/157114	A1	15.10.2015	US 2016/0297520 A1 Fig. 7	
JP	2021-20674	A	18.02.2021	(ファミリーなし)	
JP	2011-521833	A	28.07.2011	US 2011/0163199 A1 Fig. 7	
				WO 2009/144477 A2 Fig. 7	
JP	2009-202737	A	10.09.2009	(ファミリーなし)	
US	2018/0029703	A1	01.02.2018	WO 2016/132040 A1 FIG. 16 – 17	
JP	2020-69975	A	07.05.2020	US 2020/0148376 A1 FIG. 6	