

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2009-137319

(P2009-137319A)

(43) 公開日 平成21年6月25日(2009.6.25)

(51) Int.Cl.

B64C 27/10 (2006.01)

B64C 27/52 (2006.01)

F 1

B 6 4 C 27/10

B 6 4 C 27/52

テーマコード (参考)

審査請求 未請求 請求項の数 2 O L (全 10 頁)

(21) 出願番号 特願2007-312394 (P2007-312394)
 (22) 出願日 平成19年12月3日 (2007.12.3)

(71) 出願人 591189812
 エンジニアリングシステム株式会社
 長野県松本市大字笹賀5652番地83
 (74) 代理人 100090170
 弁理士 横沢 志郎
 (74) 代理人 100142619
 弁理士 河合 徹
 (72) 発明者 柳沢 源内
 長野県松本市大字笹賀5652番地83
 エンジニアリングシステム株式会社内

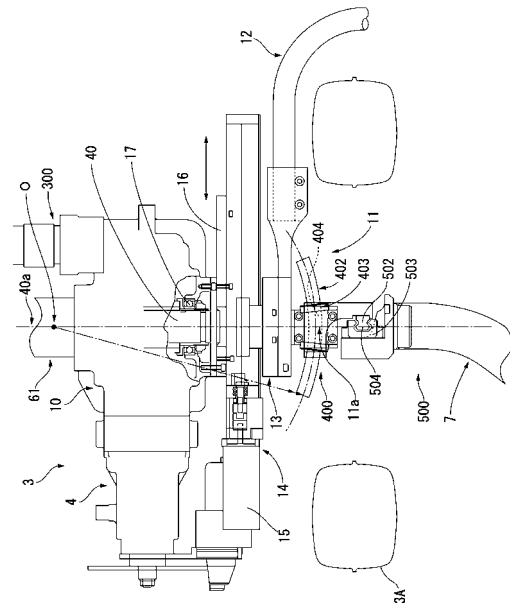
(54) 【発明の名称】 固定ピッチ式同軸2重反転型ヘリコプタ

(57) 【要約】

【課題】前進飛行時に操縦機構の操作に必要な操作力の増加を抑制可能な操縦補助機構を備えた固定ピッチ式同軸2重反転型ヘリコプタを提案すること。

【解決手段】共通の回転中心軸線の回りに逆方向に回転する上ロータ5および下ロータ6を備えた固定ピッチ式同軸2重反転型ヘリコプタ1は、上ロータ5および下ロータ6の回転により発生する推力の中心点O2を通る垂線、および、ヘリコプタ1の重心O1を通る垂線が一致する方向に、駆動部3および垂直シャフト40をスライドさせる操縦補助ユニット14を有している。前進飛行時に、駆動部3および垂直シャフト40を後方にスライドさせることにより、操縦機構11の操縦用スティック12を操作するために必要な操作力の増加を抑制でき、操縦性を向上させることができる。

【選択図】 図3



【特許請求の範囲】

【請求項 1】

共通の回転中心軸線の回りに逆方向に回転する上ロータおよび下ロータを備えた固定ピッチ式同軸 2 重反転型ヘリコプタにおいて、

前記上ロータおよび前記下ロータを回転自在に支持している垂直シャフトと、

前記垂直シャフトを支持していると共に前記上ロータおよび前記下ロータを回転駆動するための駆動部と、

前記垂直シャフトを重心方向に対して前後左右に傾斜させることにより前記上ロータおよび前記下ロータのブレード先端回転面を傾斜させるための操縦用スティックを備えた操縦機構と、

前記上ロータおよび前記下ロータの回転により発生する推力の中心点を通る垂線と、前記ヘリコプタの重心を通る垂線が一致する方向に、前記駆動部を相対的にスライドさせる操縦補助ユニットとを有していることを特徴とする固定ピッチ式同軸 2 重反転型ヘリコプタ。

10

【請求項 2】

請求項 1 に記載の固定ピッチ式同軸 2 重反転型ヘリコプタにおいて、

前記操縦用スティックに作用する操作力を検出するための検出器を有し、

前記操縦補助ユニットは、前記検出器の検出値が予め定めた値以下となるように、前記駆動部をスライドさせることを特徴とする固定ピッチ式同軸 2 重反転型ヘリコプタ。

【発明の詳細な説明】

20

【技術分野】

【0001】

本発明は、上下に配置した二つのロータが共通軸線回りに逆回転する固定ピッチ式同軸 2 重反転型ヘリコプタに関する。さらに詳しくは、前進飛行時などにおいて操縦用スティックを操作するために必要な操作力が増加して操縦性が低下することを防止するための操縦補助機構を備えた固定ピッチ式同軸 2 重反転型ヘリコプタに関する。

【背景技術】

【0002】

本願の出願人は、特許文献 1 において、手軽に使用することの可能な一人乗り等の小型ヘリコプタを提案している。当該文献に開示の小型ヘリコプタは、固定ピッチ式同軸 2 重反転型ヘリコプタであり、共通軸線の回りに上下に配置した二つのロータを逆回転させて推進力および揚力を得るものである。

30

【0003】

固定ピッチ式同軸 2 重反転型ヘリコプタは、互いに逆方向に回転する二つの同形ロータを上下に配置することでトルクを打ち消し合っており、尾部ロータを必要としないので、全体の寸法を小さくでき、一人乗り等の小型ヘリコプタの基本形として適している。機体の姿勢制御や方向制御は、基本的には、ロータのブレードの回転面を水平面に対して前後左右に傾斜させることにより、また、ロータの回転速度を制御することにより行われる。

【特許文献 1】特開 2000 - 72095 号公報

【発明の開示】

40

【発明が解決しようとする課題】

【0004】

この種の小型ヘリコプタでは、前進飛行時においては操縦用スティックを操作してロータのブレードの回転面を前傾させ、前向きの水平分力により目標とする方向に進行させるようにしている。前進飛行時には、ロータの回転中心より前方に揚力の中心が移動する。すなわち、ロータの回転中心の下側から吊り下げられている機体の重心よりも前方に揚力の中心が移動する。揚力の中心が重心から前方に離れると、ロータを前傾姿勢に保持するために必要な操縦用スティックの操作力が大きくなる。このため、操作用スティックが重くなり、その操縦性が低下してしまう。

【0005】

50

本発明の課題は、前進飛行時に小さな操作力で操縦用スティックを操作できるようにした固定ピッチ式同軸２重反転型ヘリコプタを提案することにある。

【課題を解決するための手段】

【０００６】

上記の課題を解決するために、本発明は、共通の回転中心軸線の回りに逆方向に回転する上ロータおよび下ロータを備えた固定ピッチ式同軸２重反転型ヘリコプタにおいて：上ロータおよび下ロータを回転自在に支持している垂直シャフトと；垂直シャフトを支持していると共に上ロータおよび下ロータを回転駆動するための駆動部と；垂直シャフトを重心方向に対して前後左右に傾斜させることにより上ロータおよび下ロータのブレード先端回転面を傾斜させるための操縦用スティックを備えた操縦機構と；上ロータおよび下ロータの回転により発生する推力の中心点を通る垂線、および、ヘリコプタの重心を通る垂線が一致する方向に、駆動部をスライドさせる操縦補助ユニットと；を有していることを特徴としている。

10

【０００７】

ここで、操縦機構の操縦用スティックに作用する操作力を検出するための歪計などの検出器を取り付け、操縦補助ユニットにより、検出器の検出値が予め定めた値以下となるように、駆動部のスライド（スライド量およびスライド方向）を制御すればよい。

【発明の効果】

【０００８】

本発明のヘリコプタでは、前進飛行時には操縦補助ユニットにより、垂直シャフトを支持している駆動部がヘリコプタの重心に対して相対的に後方にスライドして、ロータによる推力の発生中心点がヘリコプタの重心を通る垂線に接近あるいは一致する。駆動部を相対的に後方にスライドさせることにより、操縦機構を操作するために必要な操作力の増加を抑制でき、操縦性を向上させることができる。

20

【発明を実施するための最良の形態】

【０００９】

以下に、図面を参照して、本発明を適用した固定ピッチ式同軸２重反転型の一人乗りヘリコプタの実施の形態を説明する。

【００１０】

（全体構成）

30

図１には、本実施の形態に係る一人乗りヘリコプタの全体構成を示してある。この図に示すように、一人乗りヘリコプタ１は、機体２と、この機体２の上端部分に取り付けた駆動部３と、駆動部３の下側に取り付けた円環状のマフラ３Ａとを有している。駆動部３によって、同形の上ロータ５および下ロータ６が逆方向に回転駆動される。機体２は金属製のパイプフレーム７から形成されており、当該パイプフレーム７には座席部８が取り付けられ、その下側にはスタンド９が取り付けられている。スタンド９には燃料タンク９Ａが搭載されている。

【００１１】

駆動部３および機体２は操縦機構１１を介して相互に連結されている。操縦機構１１からは、操縦用スティック１２がＬ形に折れ曲がって下方に延び、座席部８に座ったパイロットＰにより操作可能となっている。

40

【００１２】

（駆動部）

図２は駆動部３を示す平面図であり、図３は駆動部３および操縦機構１１を示す部分側面図であり、図４は駆動部３を示す部分縦断面図である。

【００１３】

これらの図を参照して説明すると、下ロータ６は、中空のロータシャフト６１と、ロータシャフト６１の外周面に固着したロータハブ６２と、ロータハブ６２に対してヒンジ機構を介して支持されている一对のブレード６３、６４とを備えている。上ロータ５も同様な構造であり、中空のロータシャフト５１と、ロータシャフト５１の外周面に固着したロ

50

ータハブ（図示せず）と、ロータハブに対してヒンジ機構を介して支持されている一対のブレード53、54（図1参照）とを備えている。上ロータ5のロータシャフト51は、その内側に同軸状態に配置されている中空の垂直シャフト40によって回転自在に支持されており、下ロータ6のロータシャフト61は上ロータ5のロータシャフト51の外周に同軸状態で回転自在に支持されている。

【0014】

駆動部3は、エンジンユニット4と、ここから出力される回転駆動力を逆向きの等速度回転としてロータシャフト51および61に伝達する駆動力伝達機構10とを備えている。エンジンユニット4は、本例では、図2から分かるように、90度の角度間隔で放射状に配列した4基のエンジンユニット4(1)~4(4)を備えている。各エンジンユニット4はそれぞれクラッチ機構を介して共通の駆動力伝達機構10に連結されている。各エンジンユニット4のエンジンおよびクラッチ機構は別個独立に駆動可能となっている。従って、例えば、1基のエンジンが故障等によって止まった場合においても支障なく飛行を継続できる。各エンジンユニット4の基本構造は同一であり、図4に示すように、2気筒のエンジン本体41と、このエンジン本体41のクランク軸42にクラッチ機構43を介して同軸状に連結されている回転出力軸44と、始動用モータ49とを備えている。

10

【0015】

4基のエンジンユニットのうち2基のエンジンユニット4(1)、4(2)には、それらの回転出力軸44に、一方向クラッチ45を介して、中空形の非常用電動モータ46が取り付けられている。非常用電動モータ46は、一方向クラッチ45を挟み、回転出力軸44に同軸状態で連結されている円筒状のモータロータ47と、このモータロータ47の円形外周面に対して一定のギャップで対峙している複数の突極を備えたモータステータ48とを備えている。エンジン本体41の側から回転出力軸44が回転駆動されている状態では、一方向クラッチ45の作用により、非常用電動モータ46のモータロータ47は実質的に停止した状態に保持される。エンジン停止状態において、非常用電動モータ46に通電して当該非常用電動モータ46を駆動すると、そのモータロータ47の回転が一方向クラッチ45を介して回転出力軸44に伝達されるので、当該回転出力軸44を回転させることが可能である。

20

【0016】

残りの2基のエンジンユニット4(3)、4(4)には、それらの回転出力軸44に中空形の発電機46Aが同軸状態に取り付けられている。発電機46Aは回転出力軸44の回転によって発電し、発生した電力は不図示のキャパシタに充電されるようになっている。キャパシタが非常用電動モータ46を駆動するための非常用電源として用いられるようになっている。

30

【0017】

なお、非常用電動モータ46および発電機46Aの個数は、2個ずつに限定されるものではない。例えば、非常用電動モータ46を3基のエンジンユニットに取り付け、残りの1基のエンジンユニットに発電機46Aを取り付けてもよい。また、エンジンユニットも4基以外の数とすることも勿論可能である。

【0018】

ここで、本例においては、不図示の高度センサなどを用いて、緊急落下時の高度が測定され、着地点からの高さが所定の高さ、例えば、5m程度の高さになると、非常用電動モータ46を起動して、回転出力軸44を回転駆動する。これにより、緊急落下着地時の衝撃を緩和することができる。非常用電動モータ46としては、例えば、30HP程度の小型のものでよい。また、緊急用であるので、駆動時間も数秒程度のものでよい。

40

【0019】

（駆動力伝達機構）

次に、駆動力伝達機構10は、下側に配置された第1の遊星歯車機構100と、上側に配置された第2の遊星歯車機構200とを備えている。第1の遊星歯車機構100は、上ロータ5のロータシャフト51の外周面に対して同軸状態でスプライン結合されたサンギ

50

ヤ 101 と、このサンギヤ 101 に噛み合っている複数個のプラネタリーギヤ 102 と、各プラネタリーギヤ 102 に噛み合っているインターナルギヤ 103 とを備えている。同様に、第 2 の遊星歯車機構 200 も、下ロータ 6 のロータシャフト 61 の外周面にスプライン結合されたサンギヤ 201 と、このサンギヤ 201 に噛み合っている複数個のプラネタリーギヤ 202 と、各プラネタリーギヤ 202 に噛み合ったインターナルギヤ 203 とを備えている。

【0020】

各遊星歯車機構 100、200 のプラネタリーギヤ 102、202 を支持しているキャリアは円筒状の共通キャリア 104 であり、その上端側には第 2 の遊星歯車機構 200 のプラネタリーギヤ 202 が回転自在に支持され、その下端側には第 1 の遊星歯車機構 100 のプラネタリーギヤ 102 が回転自在に支持されている。

10

【0021】

インターナルギヤ 103 の上側環状端面およびインターナルギヤ 203 の下側環状端面には、それぞれ、クラウンギヤ 71、72 が固着あるいは一体形成されており、これらの上下一対のクラウンギヤ 71、72 は、各回転出力軸 44 の内側の軸端に形成した駆動ピニオン 73 と噛み合っている。駆動ピニオン 73 の回転中心線 44a は、ロータ 5、6 の回転中心軸線（垂直シャフト 40 の中心軸線）40a に対して直交する方向に延びている。

【0022】

駆動力伝達機構 10 における駆動力の伝達動作を説明する。各回転出力軸 44 の先端の駆動ピニオン 73 が回転駆動されると、ここに噛み合っているクラウンギヤ 71、72 を介して、インターナルギヤ 103、203 が回転中心軸線 40a を中心として逆方向に等速回転する。各インターナルギヤ 103、203 の回転は、共通キャリア 104 によって回転自在に支持されている各プラネタリーギヤ 102、202 を介して、それぞれ、サンギヤ 101、201 に伝達される。従って、サンギヤ 101 に連結されている上ロータ 5 のロータシャフト 51 と、サンギヤ 201 に連結されている下ロータ 6 のロータシャフト 61 は、逆方向に等速回転する。このようにして、上下のロータ 5、6 は通常運転時には、逆方向に等速回転する。

20

【0023】

（ヨーコントロール機構）

次に、駆動部 3 にはヨーコントロール機構 300 が備わっている。ヨーコントロール機構 300 は、第 1 および第 2 の遊星歯車機構 100、200 の共通キャリア 104 を回転させる差動回転発生機構である。この機構は、モータ 301 と、共通キャリア 104 の外周面に形成した外歯歯車 302 と、モータ 301 の出力軸 303 と外歯歯車 302 の間を連結している歯車減速機 310 とを備えている。歯車減速機 310 の減速回転出力軸には歯車 311 が取り付けられており、この歯車 311 は伝達歯車 312 を介して、外歯歯車 302 に連結されている。

30

【0024】

モータ 301 を駆動すると、その出力軸 303 の回転が、歯車減速機 310 を介して共通キャリア 104 に伝達され、この共通キャリア 104 を所定の方向に所定の速度で回転させる。この結果、第 1 および第 2 の遊星歯車機構 100、200 のサンギヤ 101、201 の間に差動運動が発生し、一方のサンギヤが他方のサンギヤよりも高速回転する。よって、上下のロータ 5、6 は、共通キャリア 104 の回転速度に対応した速度差で逆方向に回転することになる。このために、回転中心軸線 40a の回りに、速度差に応じたモーメント力が発生して、機体 2 は、回転中心軸線 40a を中心として、低速回転するロータの回転方向に向きを変えることになる。

40

【0025】

従って、モータ 301 の駆動速度、回転方向を制御する制御スイッチ等をパイロットの操作可能な位置に配置しておけば、機体 2 のヨーコントロールを行うことができる。

【0026】

50

(操縦機構)

次に、図3を参照して操縦機構11について説明する。操縦機構11は、上ロータ5および下ロータ6を回転自在に支持している垂直シャフト40を重力方向に対して前後左右に傾斜させることにより上ロータ5、下ロータ6のブレード回転面を傾斜させてヘリコプタ1の推進方向を制御するものである。

【0027】

操縦機構11は、機体ベース13と、この機体ベース13の上面に取り付けられている操縦補助ユニット14と、機体ベース13の下面から吊り下げられている前後揺動機構400と、この前後揺動機構400から吊り下げられている左右揺動機構500と、機体ベース13に固定した操縦用スティック12とを備えている。

10

【0028】

操縦補助ユニット14は直動機構から構成されており、駆動モータ15と、この駆動モータ15によってヘリコプタが前後方向に直線往復移動するスライダ16とを備えている。スライダ16には駆動部3が搭載されており、駆動部3の垂直シャフト40は垂直な姿勢で軸受け17を介して回転自在の状態に取り付けられている。スライダ16は図3に示すように、垂直シャフト40の回転中心軸線40aが、操縦機構11の中心軸線11aに一致した初期位置から後方に所定量だけスライド可能である。

【0029】

前後揺動機構400は、機体ベース13から吊り下がっているガイドレール402と、このガイドレール402に沿ってスライド可能なスライダ403を備えている。ガイドレール402は、中心軸線11aを上方に延長させた延長線上の中心点Oを中心とする所定角度を張る円弧形状をした一定幅のレールである。スライダ403は、ガイドレール402に対峙している側面にガイドレール402の断面形状と相補的な断面形状をしたレール溝404が形成されている。ガイドレール402およびレール溝404の断面形状は、これらが横方向には外れないように設定されている。

20

【0030】

左右揺動機構500も同様な構造となっており、前後揺動機構400のスライダ403から吊り下げられているガイドレール502と、このガイドレール502に沿ってスライド可能なスライダ503を備えている。スライダ503はパイプフレーム7の上端に固定されている。ガイドレール502は、中心点Oを中心とする円弧形状をした一定の幅のレールであり、図において紙面と垂直な方向(機体左右方向)に延びている。スライダ503は、ガイドレール502に対峙している側面に、ガイドレール502の断面形状と相補的な断面形状をしたレール溝504が形成されている。ガイドレール502およびレール溝504の断面形状は、これらが前後方向には外れないように設定されている。

30

【0031】

この構成の操縦機構11において、初期状態においては、図3に示すように、垂直シャフト40の回転中心軸線40aと、操作機構11の中心軸線11aが一致している。この状態で機体2が浮上すると、垂直シャフト40の下側の機体ベース13の下からは、前後揺動機構400のスライダ403が前後に揺動自在の状態に吊り下げられた状態になる。また、この下側の左右揺動機構500のスライダ503は左右に揺動自在の状態に吊り下げられた状態になる。なお、上側に左右揺動機構500を配置し、下側に前後揺動機構を配置する代わりに、上下逆の配置を採用してもよいことは勿論である。

40

【0032】

この状態で、パイロットPが操縦用スティック12を前後あるいは左右に操作すると、前後揺動機構400のスライダ403は回転中心軸線40a上の中心点Oを中心として前後に揺動し、左右揺動機構500のスライダ503も同一の中心点Oを中心として左右に揺動する。この結果、垂直シャフト40が前後あるいは左右に傾斜する。従って、そこに取り付けられている上ロータ5、下ロータ6も水平面に対して傾斜するので、ヘリコプタ1の進行方向を制御することができる。また、操縦用スティック12への操作力を解除すると、重力の作用によって、垂直シャフト40は垂直状態(重心方向に一致する方向)に

50

自動的に戻る。よって、ヘリコプタ 1 はホバーリング状態に戻る。

【0033】

操縦用スティック 12 を操作して垂直シャフト 40 を傾斜させてロータシャフト 51、61 が傾斜すると、それらに取り付けられている上ロータ 5 および下ロータ 6 の回転面が傾き、傾き方向の水平分力により、当該分力方向にヘリコプタ 1 を進めることができる。この場合、進行方向の飛行速度に伴う揚力増に起因して、操縦用スティック 12 が重くなる（大きな操作力が必要になる）。

【0034】

すなわち、図 5 (a) に示すように、ホバーリング状態では、上下のロータ 5、6 の回転による発生推力は上向きの垂直成分（揚力）のみであり、ヘリコプタ 1 の重心位置 O1 が垂直線分の延長線上に位置している。これに対して、前進飛行時では進行方向への水平分力を発生させるために上下のロータ 5、6 が進行方向に傾斜する。この結果、図 5 (b) に示すように、上下のロータ 5、6 による推力の発生中心点 O2 が、重心位置 O1 を通る垂線上から前方に所定量（ ）ずれてしまい、操縦用スティック 12 が重くなってしま

10

【0035】

本例では、操縦補助ユニット 14 に垂直シャフト 40 を含む駆動部 3 が搭載されている。前進飛行時においては、操縦補助ユニット 14 を駆動して、駆動部 3 を初期位置から後方に移動させるようにしている。この結果、図 5 (c) に示すように、上下のロータ 5、6 の推力の発生中心点 O2 を後方に移動させて重心位置 O1 に一致あるいは接近させることができる。この結果、前進飛行時などにおける操縦用スティック 12 の操作力の増加分をキャンセルあるいは抑制することができ、常に小さな操作力によってヘリコプタ 1 を操縦することができる。

20

【0036】

ここで、操縦用スティック 12 に加わる操作力を検出し、この操作力を予め定めた値以下に保持できるように、操縦補助ユニット 14 による駆動部 3 の移動位置を制御すればよい。例えば、図 5 に示すように、操縦用スティック 12 に歪計 S を取り付けておき、歪計 S が予め定めた値以上にならないように、駆動部 3 の位置を制御すればよい。

【0037】

ここで、本例では、前後方向にスライド可能な操縦補助ユニット 14 を採用しているが、前後方向と共に左右方向にスライド可能な操縦補助ユニットを採用してもよい。例えば、対地速度が 10 m/s のときに横風が 10 m/s あるとすると、相対風は斜め前方から約 14 m/s となる。このような場合に対応できるように、左右方向にスライドできる操縦補助ユニットを搭載しておくことが望ましい。例えば、本例における前後揺動機構および左右揺動機構の場合と同様に、前後方向にスライド可能なスライド機構と左右方向にスライド可能なスライド機構とを上下に配置すればよい。

30

【図面の簡単な説明】

【0038】

【図 1】本発明を適用した一人乗りヘリコプタの全体構成図である。

【図 2】駆動部を示す平面図である。

40

【図 3】駆動部および操縦機構を示す部分側面図である。

【図 4】駆動部を示す部分縦断面図である。

【図 5】操縦補助ユニットの動作説明図である。

【符号の説明】

【0039】

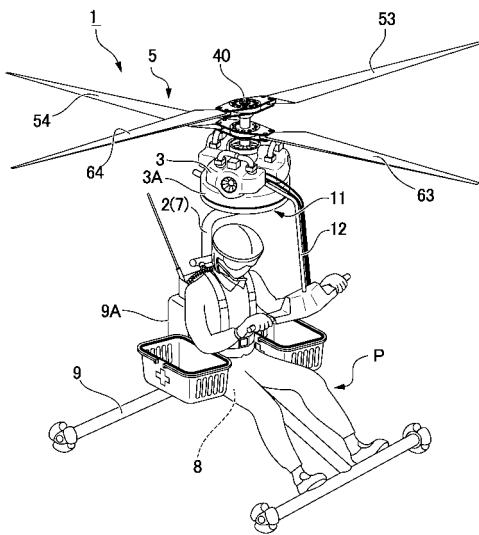
- 1 一人乗りヘリコプタ
- 2 機体
- 3 駆動部
- 3A マフラ
- 4、4(1)～4(4) エンジンユニット

50

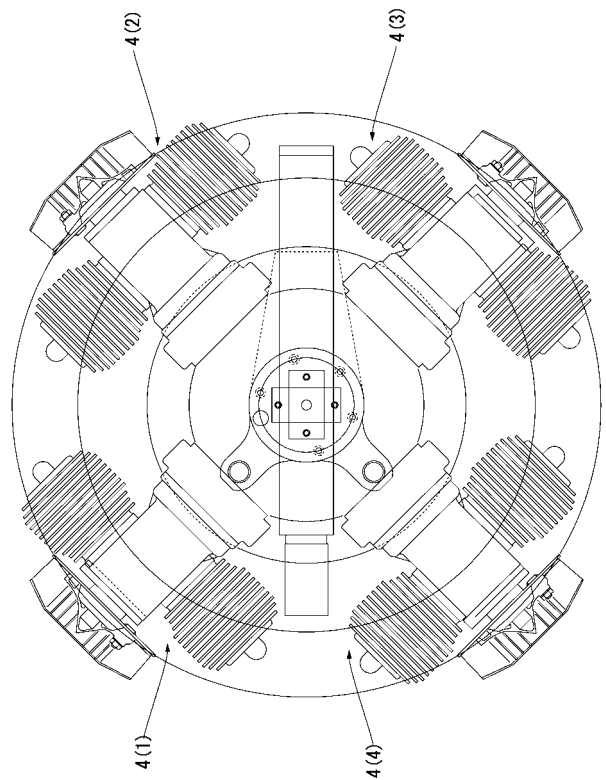
5	上ロータ	
6	下ロータ	
7	パイプフレーム	
8	座席部	
9	スタンド	
9 A	燃料タンク	
9 a、9 b、9 c	車輪	
1 0	駆動力伝達機構	
1 1	操縦機構	
1 1 a	中心軸線	10
1 2	操縦用スティック	
1 3	機体ベース	
1 4	操縦補助ユニット	
1 5	駆動モータ	
1 6	スライダ	
1 7	軸受け	
4 0	垂直シャフト	
4 0 a	回転中心軸線	
4 1	エンジン本体	
4 2	クランク軸	20
4 3	クラッチ機構	
4 4	回転出力軸	
4 5	一方向クラッチ	
4 6	非常用電動モータ	
4 6 A	発電機	
4 7	モータロータ	
4 8	モータステータ	
4 9	始動用モータ	
5 1、6 1	ロータシャフト	
5 2、6 2	ロータハブ	30
5 4、5 4、6 3、6 4	ブレード	
7 1、7 2	クラウンギヤ	
7 3	駆動ピニオン	
1 0 0	第1の遊星歯車機構	
1 0 1	サンギヤ	
1 0 2	プラネタリーギヤ	
1 0 3	インターナルギヤ	
1 0 4	共通キャリア	
2 0 0	第2の遊星歯車機構	
2 0 1	サンギヤ	40
2 0 2	プラネタリーギヤ	
2 0 3	インターナルギヤ	
3 0 0	ヨーコントロール機構	
3 0 1	モータ	
3 0 2	外歯歯車	
3 0 3	出力軸	
3 1 0	歯車減速機	
3 1 1	歯車	
3 1 2	伝達歯車	
4 0 0	前後揺動機構	50

- 4 0 2 ガイドレール
- 4 0 3 スライダ
- 4 0 4 レール溝
- 5 0 0 左右揺動機構
- 5 0 2 ガイドレール
- 5 0 3 スライダ
- 5 0 4 レール溝
- S 歪計

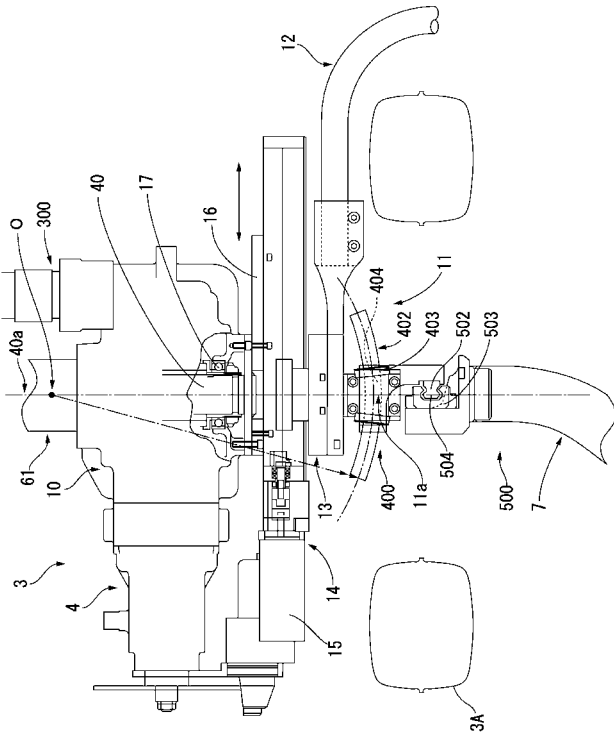
【 図 1 】



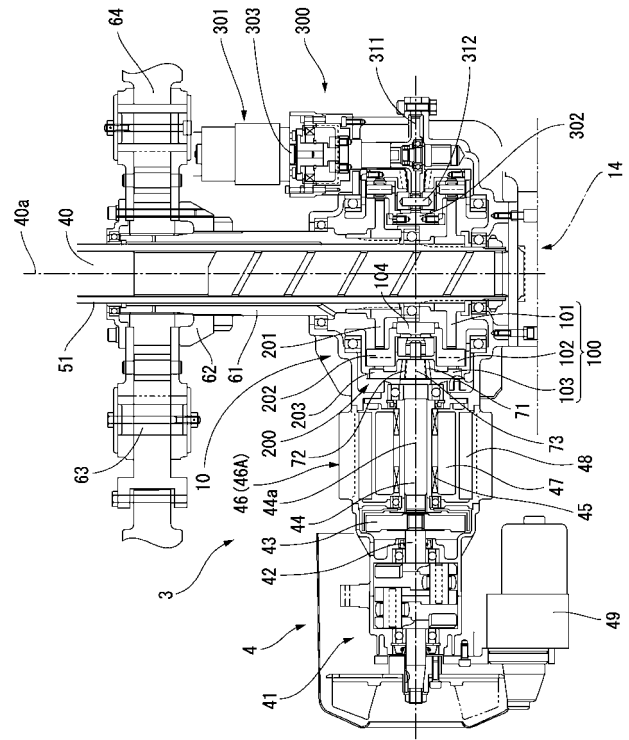
【 図 2 】



【 図 3 】



【 図 4 】



【 図 5 】

