

(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
2018年3月1日(01.03.2018)



(10) 国際公開番号

WO 2018/037795 A1

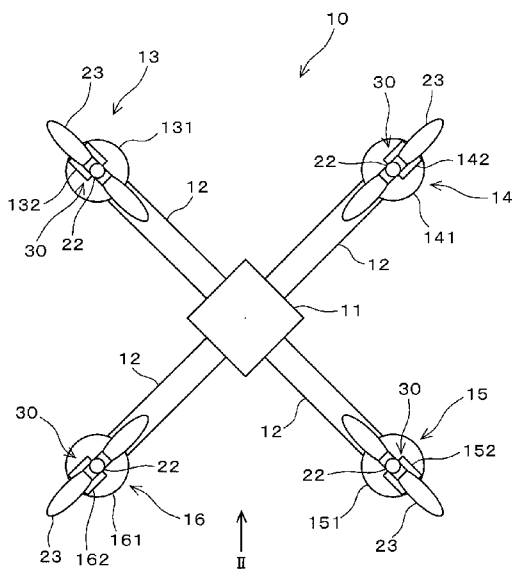
- (51) 国際特許分類:
B64C 27/08 (2006.01) B64C 11/06 (2006.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2017/026503
- (22) 国際出願日: 2017年7月21日(21.07.2017)
- (25) 国際出願の言語: 日本語
- (26) 国際公開の言語: 日本語
- (30) 優先権データ:
特願 2016-161947 2016年8月22日(22.08.2016) JP
- (71) 出願人: 株式会社 S O K E N (SOKEN, INC.) [JP/JP]; 〒4450012 愛知県西尾市下羽角町岩谷 1 4 番地 Aichi (JP), 株式会社デンソー(DENSO CORPORATION) [JP/JP]; 〒4488661 愛知県刈谷市昭和町 1 丁目 1 番地 Aichi (JP).
- (72) 発明者: 馬場 裕康(BABA, Hiroyasu); 〒4450012 愛知県西尾市下羽角町岩谷 1 4 番地 株式会社

S O K E N 内 Aichi (JP), 松江 武典(MATSUE, Takenori); 〒4450012 愛知県西尾市下羽角町岩谷 1 4 番地 株式会社 S O K E N 内 Aichi (JP), 川崎 宏治(KAWASAKI, Koji); 〒4450012 愛知県西尾市下羽角町岩谷 1 4 番地 株式会社 S O K E N 内 Aichi (JP), 加藤 直也(KATO, Naoya); 〒4488661 愛知県刈谷市昭和町 1 丁目 1 番地 株式会社デンソー内 Aichi (JP).

- (74) 代理人: 特許業務法人 サトー国際特許事務所 (SATO INTERNATIONAL PATENT FIRM); 〒4600008 愛知県名古屋市中区栄四丁目 6 番 1 5 号 フォーティーンヒルズセンタービル Aichi (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, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT,

(54) Title: FLIGHT DEVICE

(54) 発明の名称: 飛行装置



(57) Abstract: When this flight device 10 changes the flight attitude and flight altitude, a control unit 40 changes the flight attitude and flight altitude using mainly the outputs of motors 131, 141, 151, 161 of each thruster 13-16, and finely adjusts the flight attitude and flight altitude using the pitch angles of propellers 23. When the altitude of the flight device 10 is maintained, i.e. when there are no significant changes to the flight attitude and the flight altitude such as during hovering, the control unit 40 controls the flight attitude and flight altitude by changing the pitch angles of the propellers 23, while reducing changes to the outputs of the motors 131, 141, 151, 161.

(57) 要約: 制御ユニット40は、飛行装置10が飛行姿勢および飛行高度を変更するとき、主として各スラスト13~16のモータ131、141、151、161の出力で飛行姿勢および飛行高度を変更するとともに、プロペラ23のピッチ角度で飛行姿勢および飛行高度を微調整している。例えば、制御ユニット40は、飛行装置10の高度を維持する、つまりホバリング時のように飛行姿勢や飛行高度の大きな変更がないとき、モータ131、141、151、161の出力の変化を低減しつつ、プロペラ23のピッチ角度を変更することによって飛行姿勢や飛行高度を制御する。



WO 2018/037795 A1

HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, KE, KG, KH,
KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY,
MA, MD, ME, MG, MK, MN, 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,
SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA,
UG, US, UZ, VC, VN, 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, GH, GM, KE, LR, LS,
MW, MZ, NA, RW, 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, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS,
SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM,
GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

添付公開書類 :

- 一 国際調査報告 (条約第21条(3))

明 細 書

発明の名称：飛行装置

関連出願の相互参照

[0001] 本出願は、2016年8月22日に提出された日本出願2016-161947号に基づくものであり、ここにその記載内容を援用する。

技術分野

[0002] 本開示は、飛行装置に関する。

背景技術

[0003] 近年、いわゆるドローンと称される飛行装置の普及が進んでいる。このような飛行装置は、プロペラとモータとから構成されるスラスタを複数備えている。複数のスラスタを備えることにより、飛行装置は、モータの回転数を制御して、ヨ一軸方向への上下運動、ヨ一軸を中心とする回転運動、ならびにピッチ軸およびロール軸を中心とする回転運動をそれぞれ制御している。

[0004] しかしながら、モータの回転数は、その変化に時間を要する。すなわち、モータの回転数で飛行姿勢を変更する場合、飛行姿勢の検出からモータの回転数が変化して所望の飛行姿勢へ変化するまで時間を要する。そのため、モータの回転数で飛行姿勢を制御する場合、特定の飛行姿勢から別の飛行姿勢へ変更するとき、あるいは風などの外乱の影響で飛行姿勢が急激に変化したとき、飛行姿勢の迅速な安定化が困難であるという問題がある。

先行技術文献

特許文献

[0005] 特許文献1：特開平1-201294号公報

発明の概要

[0006] そこで、本開示の目的は、姿勢変化の応答性が高く、飛行姿勢の迅速な安定化が図られる飛行装置を提供することにある。

[0007] 本開示の第一の態様において、複数のスラスタは、プロペラのピッチを変更するピッチ変更機構部を有している。これにより、制御部は、基体の姿勢

を制御するとき、モータの出力だけでなく、プロペラのピッチを変更する。プロペラのピッチを変更することにより、スラストが発生する推進力は、モータの回転数などを変更する場合と比較して、迅速に変化する。これにより、受信部で受信した飛行指示にあわせて基体の姿勢を変化するとき、および風などの外乱の影響で飛行姿勢が急激に変化したとき、制御部は基体の姿勢を迅速に制御する。したがって、姿勢変化の応答性を高めることができ、飛行姿勢の迅速な安定化を図ることができる。

図面の簡単な説明

- [0008] 本開示についての上記目的およびその他の目的、特徴や利点は、添付の図面を参照しながら下記の詳細な記述により、より明確になる。その図面は、
- [図1]図1は、第1実施形態による飛行装置を示す模式図であり、
 - [図2]図2は、図1の矢印11方向から見た模式図であり、
 - [図3]図3は、第1実施形態による飛行装置のピッチ変更機構部の一例を示す模式的な斜視図であり、
 - [図4]図4は、第1実施形態による飛行装置のプロペラを示す断面図であり、
 - [図5]図5は、第1実施形態による飛行装置のプロペラを示す断面図であり、
 - [図6]図6は、第1実施形態による飛行装置の構成を示すブロック図であり、
 - [図7]図7は、モータ出力とピッチ角度と揚力との関係を示す概略図であり、
 - [図8]図8は、モータ出力と揚力とピッチ角度との関係からモータの単位出力当たりの効率を示す概略図であり、
 - [図9]図9は、第2実施形態による飛行装置の構成を示すブロック図であり、
 - [図10]図10は、第3実施形態による飛行装置の構成を示すブロック図であり、
 - [図11]図11は、第4実施形態による飛行装置の構成を示すブロック図であり、
 - [図12]図12は、第5実施形態による飛行装置の構成を示すブロック図である。

発明を実施するための形態

[0009] 以下、飛行装置の複数の実施形態を図面に基づいて説明する。なお、複数の実施形態において実質的に同一の構成部位には同一の符号を付し、説明を省略する。

(第1実施形態)

まず、図1および図2に示す飛行装置10の構成について説明する。飛行装置10は、基体11、腕部12、スラスト13、スラスト14、スラスト15、およびスラスト16を備えている。基体11は、飛行装置10の重心位置に設けられている。腕部12は、この基体11から放射状に径方向外側へ延びている。スラスト13～16は、この腕部12の先端、すなわち腕部12において基体11と反対側の端部にそれぞれ設けられている。第1実施形態の場合、4本の腕部12は、基体11を挟んで対称に延びている。なお、腕部12およびスラスト13～16は、4つに限らず、4つ以上であれば任意の数に設定することができる。また、腕部およびスラストの数が奇数の場合、基体11を挟んで対称に配置しなくてもよい。

[0010] スラスト13は、モータ131を有している。同様に、スラスト14はモータ141を有し、スラスト15はモータ151を有し、スラスト16はモータ161を有している。また、スラスト13～16は、それぞれ駆動軸部材22およびプロペラ23を有している。モータ131、141、151、161は、プロペラ23を駆動する駆動源であり、例えば基体11に収容されているバッテリー24などを電源とする。駆動軸部材22は、モータ131、141、151、161の回転をプロペラ23に伝達する。プロペラ23は、この駆動軸部材22から径方向外側へ延びている。複数のスラスト13～16は、それぞれピッチ変更機構部30を有している。

[0011] ピッチ変更機構部30の一例を図3に基づいて説明する。なお、図3に示すピッチ変更機構部30は、スラスト13に設けた一例であり、プロペラ23のピッチを変更可能な構成であって、飛行装置10のスラスト13～16に適用可能な構成であればこの例に限らない。ピッチ変更機構部30は、レバー部材32、リンク部材33および変更部材34を有している。ピッチ変

更機構部30は、プロペラ23のピッチを変更する。図1に示すようにスラスト13の場合、ピッチ変更機構部30は、プロペラ23のピッチを変更するための駆動力を発生するサーボモータ132を有している。同様に、スラスト14の場合、ピッチ変更機構部30はサーボモータ142を有している。スラスト15の場合、ピッチ変更機構部30はサーボモータ152を有している。スラスト16の場合、ピッチ変更機構部30はサーボモータ162を有している。

[0012] 図3に示すスラスト13の場合、サーボモータ132の回転は、レバー部材32、リンク部材33および変更部材34を通してプロペラ23に伝達される。このとき、サーボモータ132の回転は、レバー部材32、リンク部材33および変更部材34を経由することにより、駆動軸部材22と垂直なプロペラ軸Pを中心とするプロペラ23の回転に変換される。すなわち、サーボモータ132が回転すると、駆動軸部材22の先端に設けられたプロペラ23は、プロペラ軸Pを中心に回転する。他のスラスト14～15も同様である。これにより、プロペラ23は、図4に示す上昇時の推力を発生するピッチ角度 $\theta 1$ と、図5に示す下降時の推力を発生するピッチ角度 $\theta 2$ との間で変化する。このプロペラ23のピッチ角度 $\theta 1$ とピッチ角度 $\theta 2$ との中間の位置は、プロペラ23が回転しても推進力を発生しない中立位置となる。プロペラ23のピッチがピッチ角度 $\theta 2$ からピッチ角度 $\theta 1$ へ向けて変化するとき、プロペラ23のピッチは上昇方向の推進力が増加するプラス側へ変化することになる。一方、プロペラ23のピッチがピッチ角度 $\theta 1$ からピッチ角度 $\theta 2$ へ向けて変化するとき、プロペラ23のピッチは下降方向の推進力が増加するマイナス側へ変化することになる。プロペラ23のピッチの変化量は、サーボモータ132、142、152、162の回転角度に対応する。

[0013] 図6に示すように、飛行装置10は、制御ユニット40、受信部41および姿勢検出部42を備えている。制御ユニット40は、図1に示すように基体11の内部に收容され、バッテリー24と接続している。制御ユニット40

は、図6に示すように合成演算部43を有している。合成演算部43は、CPU、ROMおよびRAMを有するマイクロコンピュータを中心に構成されており、飛行装置10の全体を制御する。すなわち、制御ユニット40は、制御部に相当する。制御ユニット40は、電気的もしくは電子的な回路によってハードウェア的に実現してもよく、コンピュータプログラムを実行することによってソフトウェア的に実現してもよく、ハードウェアとソフトウェアとの協働によって実現してもよい。

[0014] 受信部41は、制御ユニット40と接続している。受信部41は、基体11と別体、すなわち飛行装置10と別体に設けられている送信部44から送信される信号を受信する。送信部44は、飛行装置10の操縦者によって操作され、操縦者から基体11の姿勢および運動の指示が飛行指示として入力される。送信部44は、入力された飛行指示を無線で接続されている受信部41に送信する。受信部41は、送信部44から送信された飛行指示を受信し、制御ユニット40へ提供する。

[0015] 制御ユニット40は、各スラストのモータに接続している。すなわち、制御ユニット40は、スラスト13のモータ131、スラスト14のモータ141、スラスト15のモータ151、およびスラスト16のモータ161に接続している。制御ユニット40は、これら各スラストのモータに、出力の変更を制御するためのモータ出力値を出力する。また、制御ユニット40は、各スラストのサーボモータに接続している。すなわち、制御ユニット40は、スラスト13のサーボモータ132、スラスト14のサーボモータ142、スラスト15のサーボモータ152、およびスラスト16のサーボモータ162に接続している。制御ユニット40は、これら各スラストのサーボモータに、プロペラ23のピッチを変更するサーボモータの駆動を制御するためのサーボ出力値を出力する。

[0016] 姿勢検出部42は、基体11の傾きや基体11に加わる加速度などから飛行装置10の姿勢を検出する。具体的には、姿勢検出部42は、加速度センサ51、角速度センサ52、地磁気センサ53および高度センサ54に接続

している。加速度センサ51は、x軸、y軸およびz軸の3次元の3つの軸方向における加速度を検出する。角速度センサ52は、3次元の3つの軸方向における角速度を検出する。地磁気センサ53は、3次元の3つの軸方向における地磁気を検出する。高度センサ54は、例えば気圧の変化などから天地方向の1つの軸方向における高度を検出する。姿勢検出部42は、これら加速度センサ51で検出した加速度、角速度センサ52で検出した角速度、地磁気センサ53で検出した地磁気、および高度センサ54で検出した高度から、飛行装置10のロール軸、ピッチ軸、およびヨー軸を中心軸とする3次元の飛行姿勢、ならびに飛行装置10の飛行高度を検出する。姿勢検出部42は、検出した飛行装置10の飛行姿勢および飛行高度を制御ユニット40へ出力する。姿勢検出部42における飛行姿勢および飛行高度の検出の処理は、制御ユニット40によるコンピュータプログラムの実行によってソフトウェア的に実現してもよく、電子回路によってハードウェア的に実現、またはソフトウェアとハードウェアとを協働して実現してもよい。

[0017] 制御ユニット40は、制御値を決定する決定部60を有している。決定部60は、ロール決定部61、ピッチ決定部62、ヨー決定部63およびスロットル決定部64を有している。ロール決定部61は、ロール軸を中心軸とする基体11の飛行姿勢をPID制御するために制御値を決定する。具体的には、ロール決定部61は、受信部41で受信した飛行指示に含まれるロール軸を中心軸とする基体11の飛行姿勢に関するロール入力値と、姿勢検出部42で検出したロール軸を中心軸とする基体11の飛行姿勢のロール検出値とから、ロール制御値を決定する。

[0018] 同様に、ピッチ決定部62は、ピッチ軸を中心軸とする基体11の飛行姿勢をPID制御するための制御値を決定する。具体的には、ピッチ決定部62は、受信部41で受信した飛行指示に含まれるピッチ軸を中心軸とする基体11の飛行姿勢に関するピッチ入力値と、姿勢検出部42で検出したピッチ軸を中心軸とする基体11の飛行姿勢のピッチ検出値とから、ピッチ制御値を決定する。

[0019] ヨー決定部63は、ヨー軸を中心軸とする基体11の飛行姿勢をPID制御するための制御値を決定する。具体的には、ヨー決定部63は、受信部41で受信した飛行指示に含まれるヨー軸を中心軸とする基体11の飛行姿勢に関するヨー入力値と、姿勢検出部42で検出したヨー軸を中心軸とする基体11の飛行姿勢に関するヨー検出値とから、ヨー制御値を決定する。

[0020] スロットル決定部64は、各スラスタ13~16におけるモータ131、141、151、161の出力をPID制御するための制御値を決定する。具体的には、スロットル決定部64は、受信部41で受信した飛行指示に含まれる飛行高度や飛行速度に関するスロットル入力値と、姿勢検出部42で検出した基体11の飛行高度や飛行速度とから、スロットル制御値を決定する。この場合、スロットル決定部64は、制御ユニット40に含まれるマップ記憶部71に記憶されているマップを用いてスロットル制御値を決定する。

[0021] 合成演算部43は、これらロール決定部61で決定されたロール制御値、ピッチ決定部62で決定されたピッチ制御値、ヨー決定部63で決定されたヨー制御値、およびスロットル決定部64で決定されたスロットル制御値を合成する。すなわち、合成演算部43は、ロール制御値、ピッチ制御値、ヨー制御値およびスロットル制御値を合成して、各スラスタ13~16のモータ131、141、151、161に出力するモータ出力値、および各スラスタ13~16のサーボモータ132、142、152、162に出力するサーボ出力値を生成する。

合成演算部43は、下記の制御式のようにモータ131、141、151、161へ出力するモータ出力値、サーボモータ132、142、152、162へ出力するサーボ出力値を生成する。

[0022] モータ131 : $Motor\ A_Output = PID[Throttle] - PID[Yaw]$
モータ141 : $Motor\ B_Output = PID[Throttle] + PID[Yaw]$
モータ151 : $Motor\ C_Output = PID[Throttle] - PID[Yaw]$
モータ161 : $Motor\ D_Output = PID[Throttle] + PID[Yaw]$

サーボモータ 1 3 2 : Servo A _Output=PID[Throttle]+PID[Roll]-PID[Pitch]

サーボモータ 1 4 2 : Servo B _Output=PID[Throttle]-PID[Roll]-PID[Pitch]

サーボモータ 1 5 2 : Servo C _Output=PID[Throttle]-PID[Roll]+PID[Pitch]

サーボモータ 1 6 2 : Servo D _Output=PID[Throttle]+PID[Roll]+PID[Pitch]

[0023] このように、制御ユニット 4 0 は、飛行装置 1 0 のピッチ軸を中心軸とする回転、および飛行装置 1 0 のロール軸を中心軸とする回転を、サーボモータ 1 3 2、1 4 2、1 5 2、1 6 2 を用いて制御する。すなわち、制御ユニット 4 0 は、ピッチ軸およびロール軸を中心軸とする回転を、サーボモータ 1 3 2、1 4 2、1 5 2、1 6 2 によるプロペラ 2 3 のピッチの変更によって制御する。また、制御ユニット 4 0 は、飛行装置 1 0 のヨー軸を中心軸とする回転を、モータ 1 3 1、1 4 1、1 5 1、1 6 1 を用いて制御する。すなわち、制御ユニット 4 0 は、ヨー軸を中心軸とする回転を、モータ 1 3 1、1 4 1、1 5 1、1 6 1 の出力つまり回転数の変更によって制御する。そして、制御ユニット 4 0 は、飛行装置 1 0 のスロットルすなわちヨー軸に沿った上昇および下降ならびに速度の変化を、モータ 1 3 1、1 4 1、1 5 1、1 6 1、およびサーボモータ 1 3 2、1 4 2、1 5 2、1 6 2 を用いて制御する。すなわち、制御ユニット 4 0 は、飛行装置 1 0 の上昇および下降について、モータ 1 3 1、1 4 1、1 5 1、1 6 1 の出力つまり回転数の変更と、サーボモータ 1 3 2、1 4 2、1 5 2、1 6 2 によるプロペラ 2 3 のピッチ角度の変更との双方を用いて制御する。

[0024] このように、第 1 実施形態では、制御ユニット 4 0 は、各スラスト 1 3 ~ 1 6 におけるモータ 1 3 1、1 4 1、1 5 1、1 6 1 の出力だけでなく、プロペラ 2 3 のピッチ角度についても制御している。これにより、飛行装置 1 0 は、送信部 4 4 から送信された飛行指示に応じて迅速に飛行姿勢や飛行高

度を変更するとともに、外乱による急激な飛行姿勢の変化に対しても迅速に
応答して飛行姿勢を安定化する。

[0025] また、第1実施形態では、制御ユニット40は、基体11のピッチ軸およびロール軸を中心軸とする回転を制御するとき、サーボモータ132、142、152、162によるプロペラ23のピッチ角度の変更で制御している。また、制御ユニット40は、基体11のヨー軸を中心軸とする回転を制御するとき、モータ131、141、151、161の出力の変更で制御している。これにより、制御ユニット40は、基体11のピッチ軸、ロール軸またはヨー軸を中心軸とする回転を制御するとき、モータ131、141、151、161またはサーボモータ132、142、152、162のいずれか一方だけを制御すればよい。そのため、制御ユニット40は、基体11の姿勢を変更するとき、各スラスト13～16の制御を簡略化することができる。

[0026] 一方、制御ユニット40は、スロットルすなわちヨー軸に沿った上昇および下降、ならびに速度の変化を制御するとき、各スラスト13～16におけるモータ131、141、151、161とサーボモータ132、142、152、162とを組み合わせで制御している。すなわち、制御ユニット40は、上記の制御式のようにスロットル制御値を、マップ記憶部71に記憶されているマップを参照することにより加減して、モータ131、141、151、161に出力するモータ出力値およびサーボモータ132、142、152、162に出力するサーボ出力値を生成している。このマップ記憶部71に記憶されているマップは、図7に示すようにスラスト13～16におけるモータ131、141、151、161の出力と、プロペラ23のピッチ角度と、スラスト13～16が発生する揚力との関係に基づいて設定されている。すなわち、各スラスト13～16におけるモータ131、141、151、161の出力つまりモータ131、141、151、161の回転数が増大するほど、各スラスト13～16が発生する揚力は大きくなる。同様に、各スラスト13～16におけるプロペラ23のピッチ角度がプラス

側へ大きくなるほど、各スラスト 13～16 が発生する揚力は大きくなる。ところが、プロペラ 23 のピッチ角度が過大になると、プロペラ 23 は失速する。そこで、マップ記憶部 71 に記憶されているマップは、プロペラ 23 のピッチ角度が過大とならない範囲で大きな揚力が効率的に得られるように、モータ出力値およびサーボ出力値が設定されている。制御ユニット 40 は、マップ記憶部 71 に記憶されているマップからプロペラ 23 のピッチ角度が過大とならない範囲で大きな揚力が得られるようにモータ出力値およびサーボ出力値を設定する。これにより、飛行装置 10 は、迅速な高度変化や速度変化が図られる。

[0027] また、第 1 実施形態では、制御ユニット 40 は、飛行装置 10 が飛行姿勢および飛行高度を変更するとき、主として各スラスト 13～16 のモータ 131、141、151、161 の出力で飛行姿勢および飛行高度を変更するとともに、プロペラ 23 のピッチ角度で飛行姿勢および飛行高度を微調整している。飛行姿勢や飛行高度の変更の際、変更のための飛行指示の入力からモータ 131、141、151、161 の出力が変化するまでの応答性は高くない。そこで、制御ユニット 40 は、飛行装置 10 の高度を維持する、つまりホバリング時のように飛行姿勢や飛行高度の大きな変更がないとき、モータ 131、141、151、161 の出力の変化を低減しつつ、プロペラ 23 のピッチ角度を変更することによって飛行姿勢や飛行高度を制御する。一方、飛行装置 10 の急激な高度の変化や速度の変化をとまなうとき、制御ユニット 40 は、プロペラ 23 のピッチ角度の変更に加えモータ 131、141、151、161 の出力を増大し、発生する揚力の変化を大きくする。

[0028] さらに、マップ記憶部 71 に記憶されているマップは、図 8 に示すようにモータ 131、141、151、161 の出力と、プロペラ 23 のピッチ角度と、単位出力あたりの揚力との関係に基づいて設定してもよい。すなわち、各スラスト 13～16 におけるモータ 131、141、151、161 の出力つまりモータ 131、141、151、161 の回転数が増大するほど、各スラスト 13～16 が発生する揚力は大きくなる。一方、モータ 131

、141、151、161の出力が増大すると、モータ131、141、151、161が消費する電力も増大する。そこで、単位出力あたり、つまり消費電力1kwあたりの揚力が大きくなるモータ131、141、151、161の回転数およびプロペラ23のピッチ角度を選択することにより、各スラスト13～16における電力の消費効率が向上する。すなわち、制御ユニット40は、マップ記憶部71に記憶されているマップから単位出力あたりの揚力が大きくなるモータ131、141、151、161の回転数およびプロペラ23のピッチ角度を選択して、モータ出力値およびサーボ出力値を設定する。これにより、バッテリー24の容量が一定であれば、飛行時間の延長を達成することができる。

[0029] さらに、図7に示すような関係から、マップ記憶部71に記憶されているマップは、モータ131、141、151、161の出力を低く設定し、プロペラ23のピッチ角度の変化で飛行装置10の上昇および下降を制御するように設定してもよい。この場合、モータ131、141、151、161の出力が抑えられることから、モータ131、141、151、161の回転数が低下し、騒音や振動を低減することができる。

[0030] 以上説明したように、第1実施形態では、制御ユニット40は、各スラスト13～16のモータ131、141、151、161の出力だけでなく、プロペラ23のピッチを変更することにより、飛行装置10の飛行姿勢および飛行高度を制御している。すなわち、複数のスラスト13～16は、プロペラ23のピッチを変更するピッチ変更機構部30を有している。これにより、制御ユニット40は、基体11の姿勢を制御するとき、モータ131、141、151、161の出力だけでなく、プロペラ23のピッチを変更する。プロペラ23のピッチを変更することにより、スラスト13～16が発生する推進力は、モータ131、141、151、161の回転数などを変更する場合と比較して、迅速に変化する。これにより、受信部41で受信した飛行指示にあわせて基体11の姿勢を変化するとき、および風などの外乱の影響で飛行姿勢が急激に変化したとき、制御ユニット40は基体11の姿

勢を迅速に制御する。したがって、姿勢変化の応答性を高めることができ、飛行姿勢の迅速な安定化を図ることができる。

[0031] 第1実施形態では、制御ユニット40は、飛行装置10が飛行姿勢および飛行高度を変更するとき、主として各スラスト13~16のモータ131、141、151、161の出力で飛行姿勢および飛行高度を変更するとともに、プロペラ23のピッチ角度で飛行姿勢および飛行高度を微調整している。飛行姿勢や飛行高度の変更の際、変更のための飛行指示の入力からモータ131、141、151、161の出力が変化するまでの応答性は高くない。そこで、制御ユニット40は、飛行装置10の高度を維持する、つまりホバリング時のように飛行姿勢や飛行高度の大きな変更がないとき、モータ131、141、151、161の出力の変化を低減しつつ、プロペラ23のピッチ角度を変更することによって飛行姿勢や飛行高度を制御する。したがって、外乱の影響を低減しつつ、飛行姿勢および飛行高度の迅速な維持を図ることができる。

[0032] また、第1実施形態では、制御ユニット40は、飛行装置10のロール軸またはピッチ軸を中心軸とする回転を制御するとき、各スラスト13~16のサーボモータ132、142、152、162の出力を制御する。すなわち、飛行装置10がロール軸またはピッチ軸を中心軸として飛行姿勢を変更するとき、制御ユニット40はサーボモータ出力値の変更によるピッチの変更だけで飛行姿勢を制御する。また、制御ユニット40は、飛行装置10のヨー軸を中心軸とする回転を制御するとき、各スラスト13~16のモータ131、141、151、161の出力を制御する。すなわち、飛行装置10がヨー軸を中心軸として飛行姿勢を変更するとき、制御ユニット40はモータ出力値だけで飛行姿勢を制御する。したがって、飛行姿勢の変更にもともなう制御を簡略化することができる。

[0033] 第1実施形態では、制御ユニット40は、飛行装置10のヨー軸方向の移動、すなわち上昇および下降などの高度の変化や速度の変化をとともなうとき、各スラスト13~16のモータ131、141、151、161の出力と

、プロペラ 2 3 のピッチ角度との双方を変更する。すなわち、制御ユニット 4 0 は、マップ記憶部 7 1 に記憶されているマップからプロペラ 2 3 のピッチ角度が過大とならない範囲で大きな揚力が得られるようにモータ出力値およびサーボ出力値を設定する。したがって、飛行装置 1 0 の迅速な高度変化や速度変化を図ることができる。

[0034] このような第 1 実施形態では、マップ記憶部 7 1 に記憶されているマップを参照することにより、制御ユニット 4 0 は、単位出力あたり、つまり消費電力 1 k w あたりの揚力が大きくなるモータ 1 3 1、1 4 1、1 5 1、1 6 1 の回転数およびプロペラ 2 3 のピッチ角度を選択する。これにより、各スラスタ 1 3 ~ 1 6 における電力の消費効率が向上する。したがって、バッテリー 2 4 の容量が一定であれば、飛行時間の延長を達成することができる。

[0035] (第 2 実施形態)

第 2 実施形態による飛行装置の構成を図 9 に示す。

第 2 実施形態の場合、制御ユニット 4 0 は、マップを記憶するマップ記憶部を有していない。すなわち、制御ユニット 4 0 は、飛行高度や飛行速度の変更に関するスロットル入力値に対して、モータ 1 3 1、1 4 1、1 5 1、1 6 1 の出力だけで飛行高度や飛行速度を制御する。この場合、制御ユニット 4 0 は、以下のような制御式でモータ出力値およびサーボ出力値を生成する。この制御式のように、サーボ出力値は、スロットル制御値およびマップ記憶部のマップを参照しない。

[0036] モータ 1 3 1 : $Motor\ A_Output = PID[Throttle] - PID[Yaw]$
 モータ 1 4 1 : $Motor\ B_Output = PID[Throttle] + PID[Yaw]$
 モータ 1 5 1 : $Motor\ C_Output = PID[Throttle] - PID[Yaw]$
 モータ 1 6 1 : $Motor\ D_Output = PID[Throttle] + PID[Yaw]$
 サーボモータ 1 3 2 : $Servo\ A_Output = PID[Roll] - PID[Pitch]$
 サーボモータ 1 4 2 : $Servo\ B_Output = -PID[Roll] - PID[Pitch]$
 サーボモータ 1 5 2 : $Servo\ C_Output = -PID[Roll] + PID[Pitch]$
 サーボモータ 1 6 2 : $Servo\ D_Output = PID[Roll] + PID[Pitch]$

[0037] 第2実施形態では、飛行高度および飛行速度の制御について、モータ131、141、151、161の出力とプロペラ23のピッチ角度との関係を設定したマップが不要である。そのため、サーボモータ132、142、152、162の制御のための制御式は簡略化される。したがって、モータ131、141、151、161およびサーボモータ132、142、152、162の制御をより簡略化することができる。

[0038] 例えば飛行装置10を室内やトンネル内などの構造物の内部で用いるとき、風などの外乱の影響は受けにくい。このように外乱の影響を受けにくい環境下では、上記のように飛行高度や飛行速度の制御について効率を求めたマップを参照する制御を省略しても飛行姿勢や飛行高度の大きな変化は生じにくい。そこで、第2実施形態では、外乱の影響を受けにくい環境下において、制御を最適化することができる。

[0039] (第3、第4実施形態)

第3実施形態、第4実施形態による飛行装置の構成を、それぞれ図10、図11に示す。

図10に示す第3実施形態では、制御ユニット40は、ロール軸を中心軸とする回転の制御、およびピッチ軸を中心軸とする回転の制御について、各スラスタ13~16におけるモータ131、141、151、161の出力とプロペラ23のピッチ角度とを制御している。すなわち、制御ユニット40は、スロットル制御値に対するマップを記憶するマップ記憶部71だけでなく、マップ記憶部72およびマップ記憶部73を有している。マップ記憶部72は、ロール制御値に対するモータ131、141、151、161の出力、およびプロペラ23のピッチ角度のマップが記憶されている。また、マップ記憶部73は、ピッチ制御値に対するモータ131、141、151、161の出力、およびプロペラ23のピッチ角度のマップが記憶されている。

これにより、制御ユニット40は、下記の制御式に基づいて、モータ出力値およびサーボ出力値を設定する。

[0040] モータ 1 3 1 : Motor A _Output

$$=PID[Throttle]-PID[Yaw]+PID[Roll]-PID[Pitch]$$
 モータ 1 4 1 : Motor B _Output

$$=PID[Throttle]+PID[Yaw]-PID[Roll]-PID[Pitch]$$
 モータ 1 5 1 : Motor C _Output

$$=PID[Throttle]-PID[Yaw]-PID[Roll]+PID[Pitch]$$
 モータ 1 6 1 : Motor D _Output

$$=PID[Throttle]+PID[Yaw]+PID[Roll]+PID[Pitch]$$
 サーボモータ 1 3 2 : Servo A _Output= $PID[Throttle]+PID[Roll]-PID[Pitch]$
 サーボモータ 1 4 2 : Servo B _Output= $PID[Throttle]-PID[Roll]-PID[Pitch]$
 サーボモータ 1 5 2 : Servo C _Output= $PID[Throttle]-PID[Roll]+PID[Pitch]$
 サーボモータ 1 6 2 : Servo D _Output= $PID[Throttle]+PID[Roll]+PID[Pitch]$

[0041] 図 1 1 に示す第 4 実施形態では、制御ユニット 4 0 は、第 3 実施形態の構成に加え、ヨ一軸を中心軸とする回転の制御について、各スラスタ 1 3 ~ 1 6 のモータ 1 3 1、1 4 1、1 5 1、1 6 1 の出力とプロペラ 2 3 のピッチ角度とを制御している。すなわち、制御ユニット 4 0 は、マップ記憶部 7 4 をさらに有している。マップ記憶部 7 4 は、ヨ一制御値に対するモータ 1 3 1、1 4 1、1 5 1、1 6 1 の出力、およびプロペラ 2 3 のピッチ角度のマップが記憶されている。

これにより、制御ユニット 4 0 は、下記の制御式に基づいて、モータ出力値およびサーボ出力値を設定する。

[0042] モータ 1 3 1 : Motor A _Output

$$=PID[Throttle]-PID[Yaw]+PID[Roll]-PID[Pitch]$$
 モータ 1 4 1 : Motor B _Output

$$=PID[Throttle]+PID[Yaw]-PID[Roll]-PID[Pitch]$$

モータ 1 5 1 : Motor C _Output

$$=PID[Throttle]-PID[Yaw]-PID[Roll]+PID[Pitch]$$

モータ 1 6 1 : Motor D _Output

$$=PID[Throttle]+PID[Yaw]+PID[Roll]+PID[Pitch]$$

サーボモータ 1 3 2 : Servo A _Output

$$=PID[Throttle]-PID[Yaw]+PID[Roll]-PID[Pitch]$$

サーボモータ 1 4 2 : Servo B _Output

$$=PID[Throttle]+PID[Yaw]-PID[Roll]-PID[Pitch]$$

サーボモータ 1 5 2 : Servo C _Output

$$=PID[Throttle]-PID[Yaw]-PID[Roll]+PID[Pitch]$$

サーボモータ 1 6 2 : Servo D _Output

$$=PID[Throttle]+PID[Yaw]+PID[Roll]+PID[Pitch]$$

[0043] 以上のように、第3実施形態では、ロール軸およびピッチ軸を中心軸とする回転についてもモータ 1 3 1、1 4 1、1 5 1、1 6 1 の出力およびプロペラ 2 3 のピッチ角度の双方を制御する構成としている。また、第4実施形態では、これに加え、ヨー軸を中心軸とする回転についてもモータ 1 3 1、1 4 1、1 5 1、1 6 1 の出力およびプロペラ 2 3 のピッチ角度の双方を制御する構成としている。このような第3実施形態および第4実施形態では、制御の対象が増加することにより、単位出力に対する揚力が大きい、つまり消費電力に対する効率の高い領域で制御しやすくなる。したがって、バッテリー 2 4 の容量が一定であればより長期間の飛行を継続することができる。また、第3実施形態および第4実施形態では、多くの軸に対してモータ 1 3 1、1 4 1、1 5 1、1 6 1 の出力およびプロペラ 2 3 のピッチ角度が連携して制御される。そのため、例えば障害物との接触などによって生じる大きな姿勢の変化にも、迅速に対応する。したがって、より安定した飛行の継続を図ることができる。

[0044] (第5実施形態)

第5実施形態による飛行装置の構成を図12に示す。

図12に示す第5実施形態は第4実施形態の変形であり、制御ユニット40は補正処理部80に接続している。補正処理部80は、合成演算部43で生成された制御式に補正項およびリカバリ項を追加する。補正処理部80は、ソフトウェア的、ハードウェア的、またはソフトウェアとハードウェアとの協働によって実現されている。補正項は、例えばモータ131、141、151、161の経年的な劣化などのように経年的な性能の変化を学習して追加される項である。補正処理部80は、制御式にこの補正項を追加することにより、モータ出力値およびサーボ出力値を変更する。リカバリ項は、通常において「0」に設定されている。しかし、モータ131、141、151、161やサーボモータ132、142、152、162のいずれかに異常が生じて制御が困難になったとき、リカバリ項には補正值が追加される。例えばサーボモータ132、142、152、162に異常が生じたとき、リカバリ項は、モータ131、141、151、161の出力を変更することにより緩やかな下降を生じる揚力となるように設定される。また、例えばモータ131、141、151、161に異常が生じたとき、リカバリ項は、モータ131、141、151、161の惰性による回転を利用して緩やかな下降を生じるピッチ角度となるように設定される。

第5実施形態の場合、制御ユニット40は、以下のような制御式でモータ出力値およびサーボ出力値を生成する。

[0045] モータ131 : Motor A _Output
 =PID[Throttle]-PID[Yaw]+PID[Roll]-PID[Pitch]+Cm+Rm
モータ141 : Motor B _Output
 =PID[Throttle]+PID[Yaw]-PID[Roll]-PID[Pitch] +Cm+Rm
モータ151 : Motor C _Output
 =PID[Throttle]-PID[Yaw]-PID[Roll]+PID[Pitch] +Cm+Rm
モータ161 : Motor D _Output
 =PID[Throttle]+PID[Yaw]+PID[Roll]+PID[Pitch] +Cm+Rm

サーボモータ 1 3 2 : Servo A _Output

$$=PID[Throttle]-PID[Yaw]+PID[Roll]-PID[Pitch]+Cs+Rs$$

サーボモータ 1 4 2 : Servo B _Output

$$=PID[Throttle]+PID[Yaw]-PID[Roll]-PID[Pitch] +Cs+Rs$$

サーボモータ 1 5 2 : Servo C _Output

$$=PID[Throttle]-PID[Yaw]-PID[Roll]+PID[Pitch] +Cs+Rs$$

サーボモータ 1 6 2 : Servo D _Output

$$=PID[Throttle]+PID[Yaw]+PID[Roll]+PID[Pitch] +Cs+Rs$$

上記の制御式において、C m はモータ補正項、C s はサーボモータ補正項、R m はモータリカバリ項、R s はサーボモータリカバリ項を示す。

[0046] このように、第5実施形態では、モータ 1 3 1、1 4 1、1 5 1、1 6 1、およびサーボモータ 1 3 2、1 4 2、1 5 2、1 6 2 の経年的な特性の変化や異常に対応するための補正項およびリカバリ項を追加している。したがって、長期にわたる安定した飛行姿勢の維持を図ることができるとともに、安全性の向上を図ることができる。

なお、第5実施形態では、第4実施形態の変形として補正項およびリカバリ項を追加する例について説明したが、上述の第1実施形態から第3実施形態に補正項およびリカバリ項を追加してもよい。

[0047] (その他の実施形態)

以上説明した本発明は、上記実施形態に限定されるものではなく、その要旨を逸脱しない範囲で種々の実施形態に適用可能である。

例えば、上記の複数の実施形態では、モータ 1 3 1、1 4 1、1 5 1、1 6 1、およびサーボモータ 1 3 2、1 4 2、1 5 2、1 6 2 を制御する手法として P I D 制御を用いる例について説明した。しかし、上記は例示であり、モータ 1 3 1、1 4 1、1 5 1、1 6 1 およびサーボモータ 1 3 2、1 4 2、1 5 2、1 6 2 は、その制御が可能であれば、P I D 制御に限らず他の制御手法を用いてもよい。

[0048] 本開示は、実施例に準拠して記述されたが、本開示は当該実施例や構造に

限定されるものではないと理解される。本開示は、様々な変形例や均等範囲内の変形をも包含する。加えて、様々な組み合わせや形態、さらには、それらに一要素のみ、それ以上、あるいはそれ以下、を含む他の組み合わせや形態をも、本開示の範疇や思想範囲に入るものである。

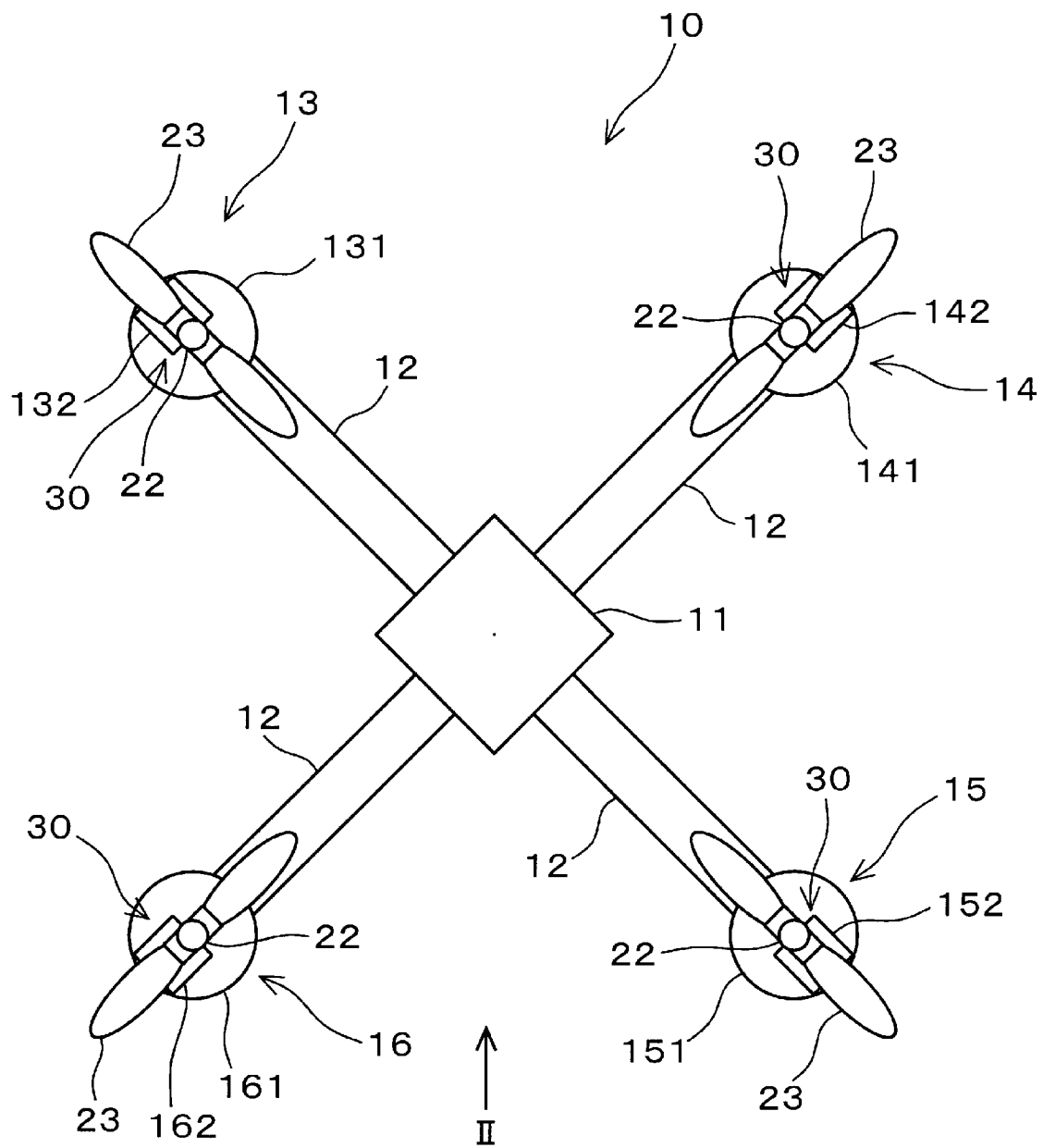
請求の範囲

- [請求項1] 基体（11）と、
前記基体（11）に設けられ、プロペラ（23）、前記プロペラ（23）を駆動するモータ（131、141、151、161）、および前記プロペラ（23）のピッチを変更するピッチ変更機構部（30）を有する複数のスラスト（13、14、15、16）と、
前記基体（11）の姿勢を検出する姿勢検出部（42）と、
前記基体（11）の姿勢および運動の指示を、前記基体（11）と別体に設けられている送信部（44）から飛行指示として受信する受信部（41）と、
前記プロペラ（23）のピッチ、および前記モータ（131、141、151、161）の出力を変更して、前記受信部（41）で受信した前記飛行指示にあわせて前記姿勢検出部（42）で検出した前記基体（11）の姿勢を制御する制御部（40）と、
を備える飛行装置。
- [請求項2] 前記制御部（40）は、前記基体（11）の高度を変更するとき、前記プロペラ（23）のピッチ、および前記モータ（131、141、151、161）の出力を変更する請求項1記載の飛行装置。
- [請求項3] 前記制御部（40）は、前記モータ（131、141、151、161）の単位出力あたりの揚力が大きくなる前記プロペラ（23）のピッチ、および前記モータ（131、141、151、161）の出力を選択する請求項2記載の飛行装置。
- [請求項4] 前記制御部（40）は、前記基体（11）の高度を維持するとき、前記モータ（131、141、151、161）の出力を維持したまま前記プロペラ（23）のピッチを変更する請求項1記載の飛行装置。
- [請求項5] 前記制御部（40）は、前記基体（11）の高度を変更するとき、前記モータ（131、141、151、161）の出力を変更する請

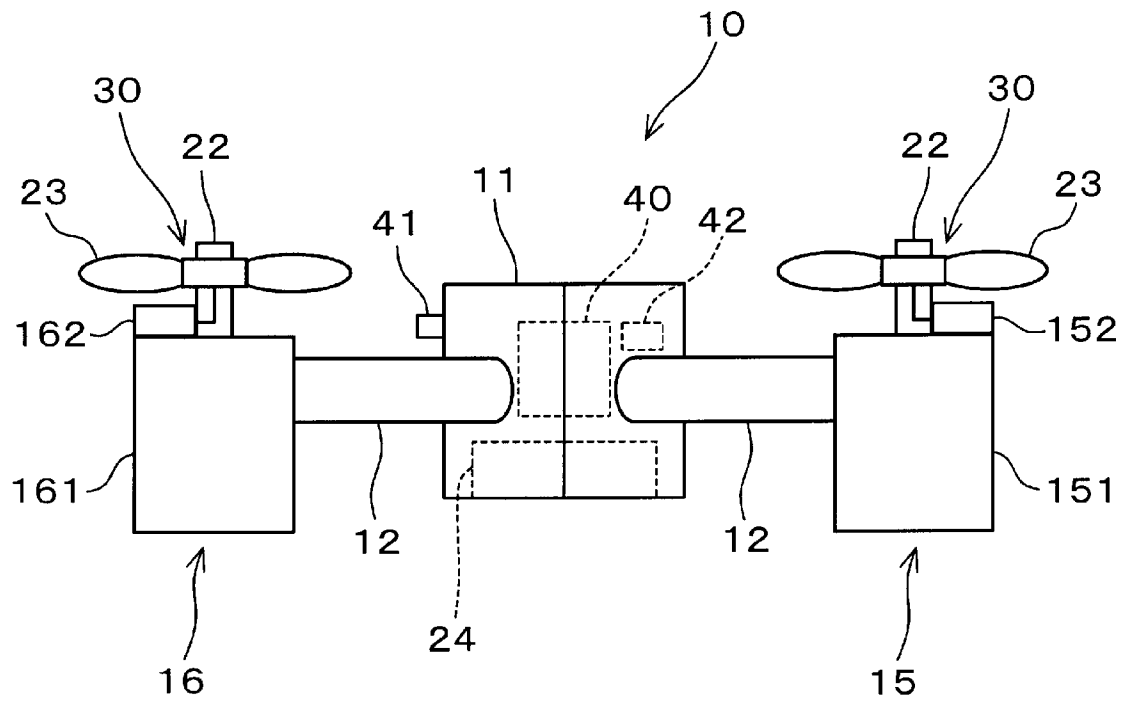
求項 1 記載の飛行装置。

[請求項6] 前記制御部（40）は、前記基体（11）の姿勢を変更するとき、前記プロペラ（23）のピッチ、および前記モータ（131、141、151、161）の出力を変更する請求項 1 記載の飛行装置。

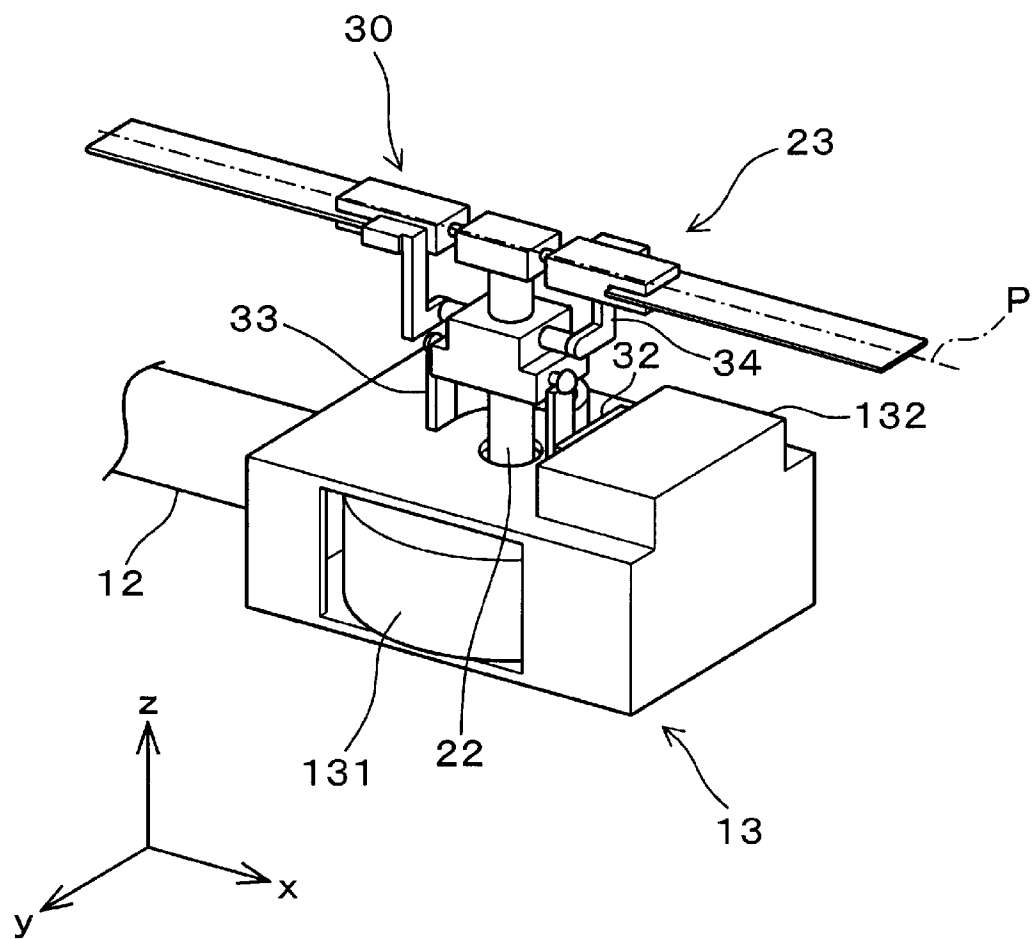
[図1]



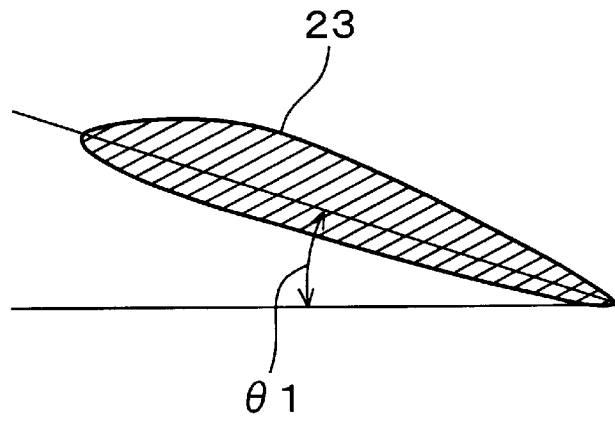
[図2]



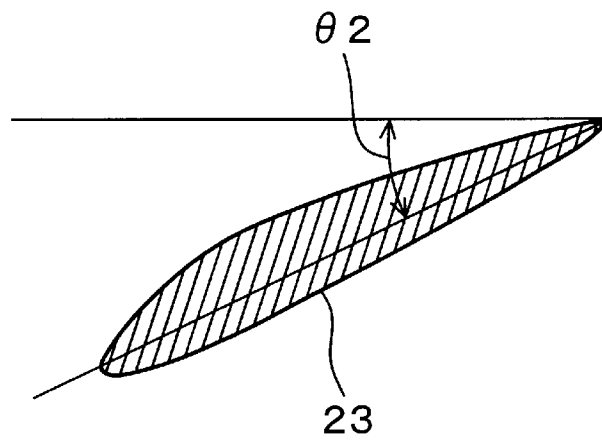
[図3]



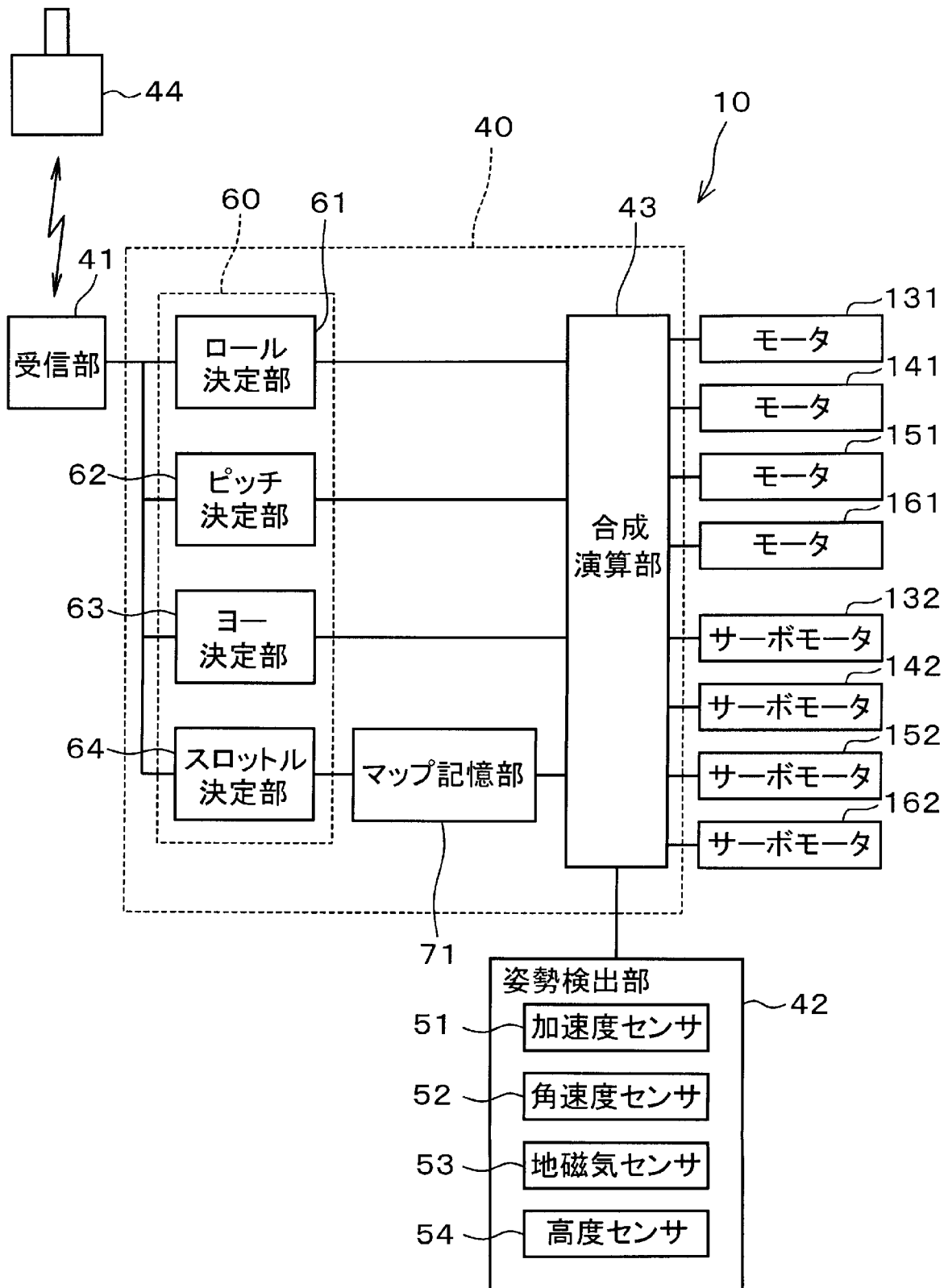
[図4]



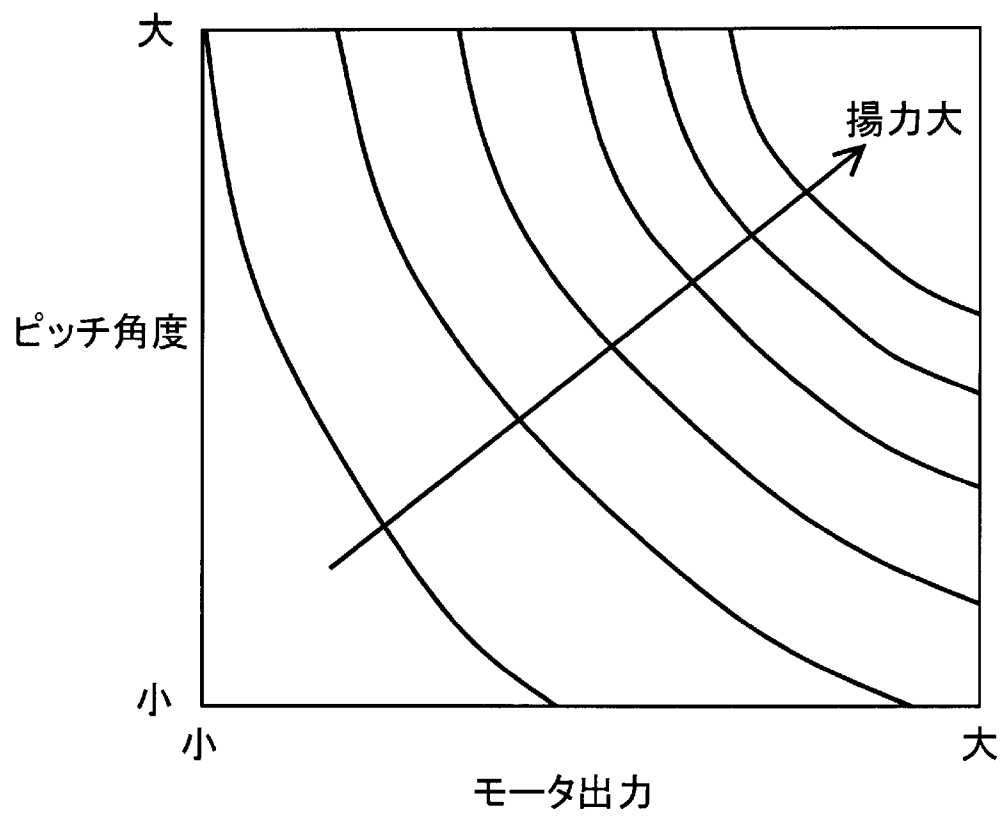
[図5]



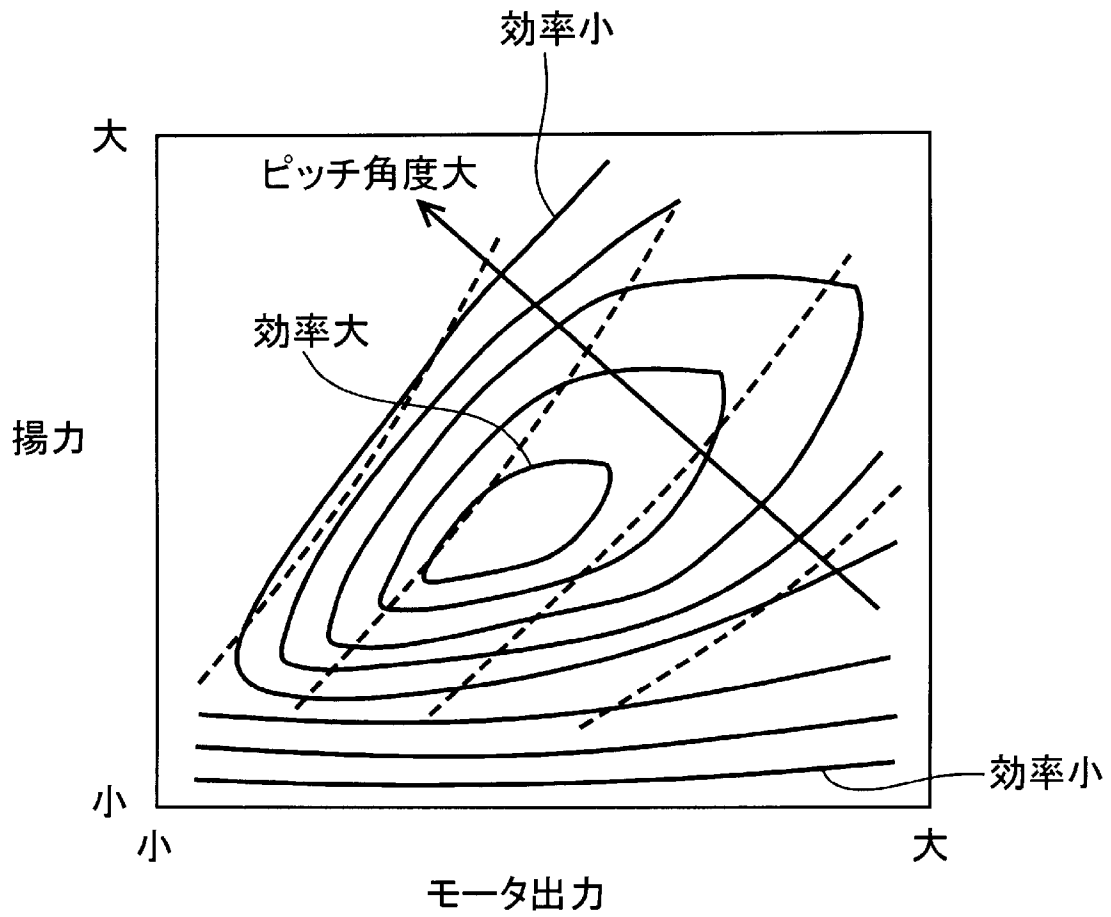
[図6]



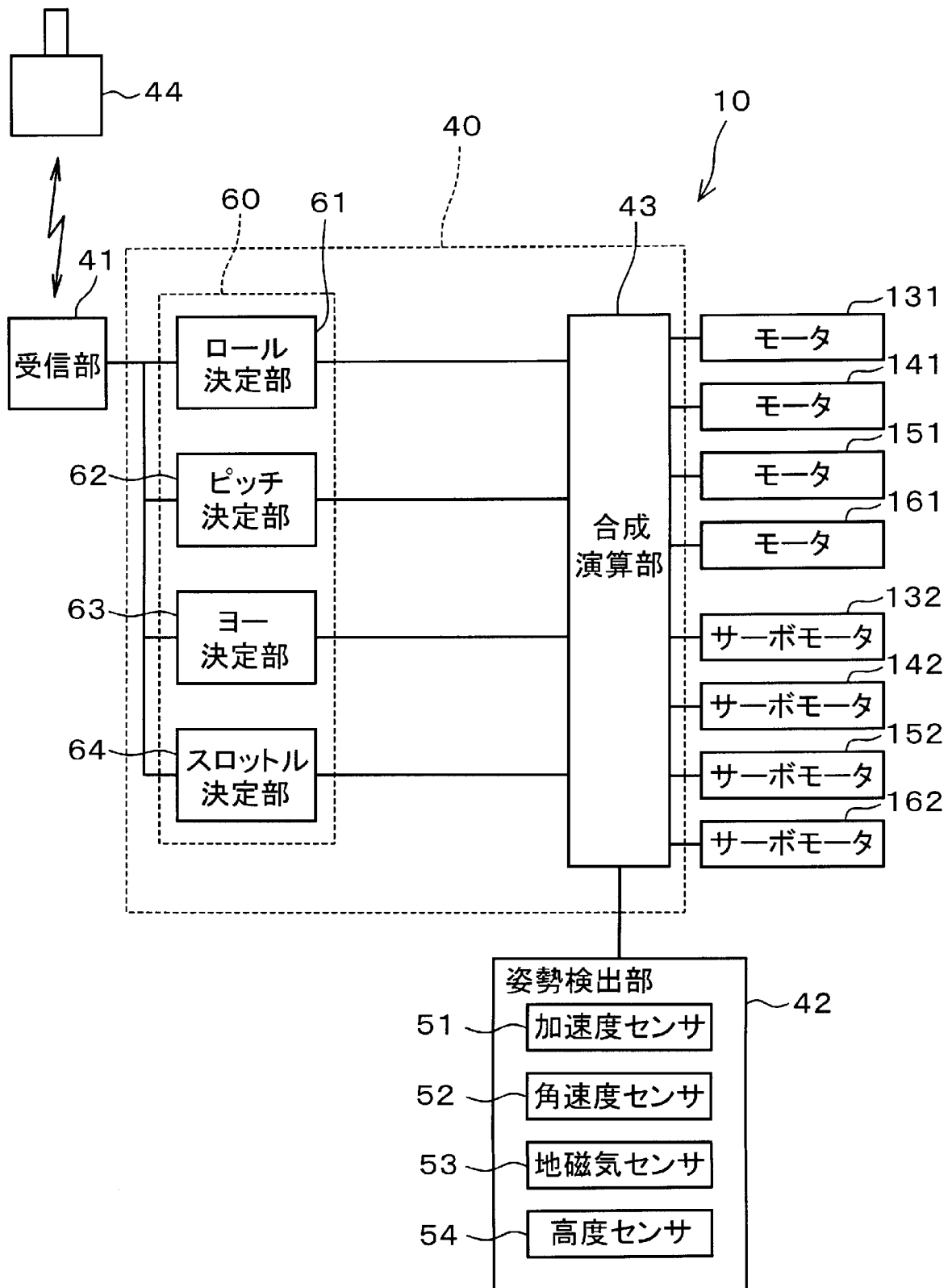
[図7]



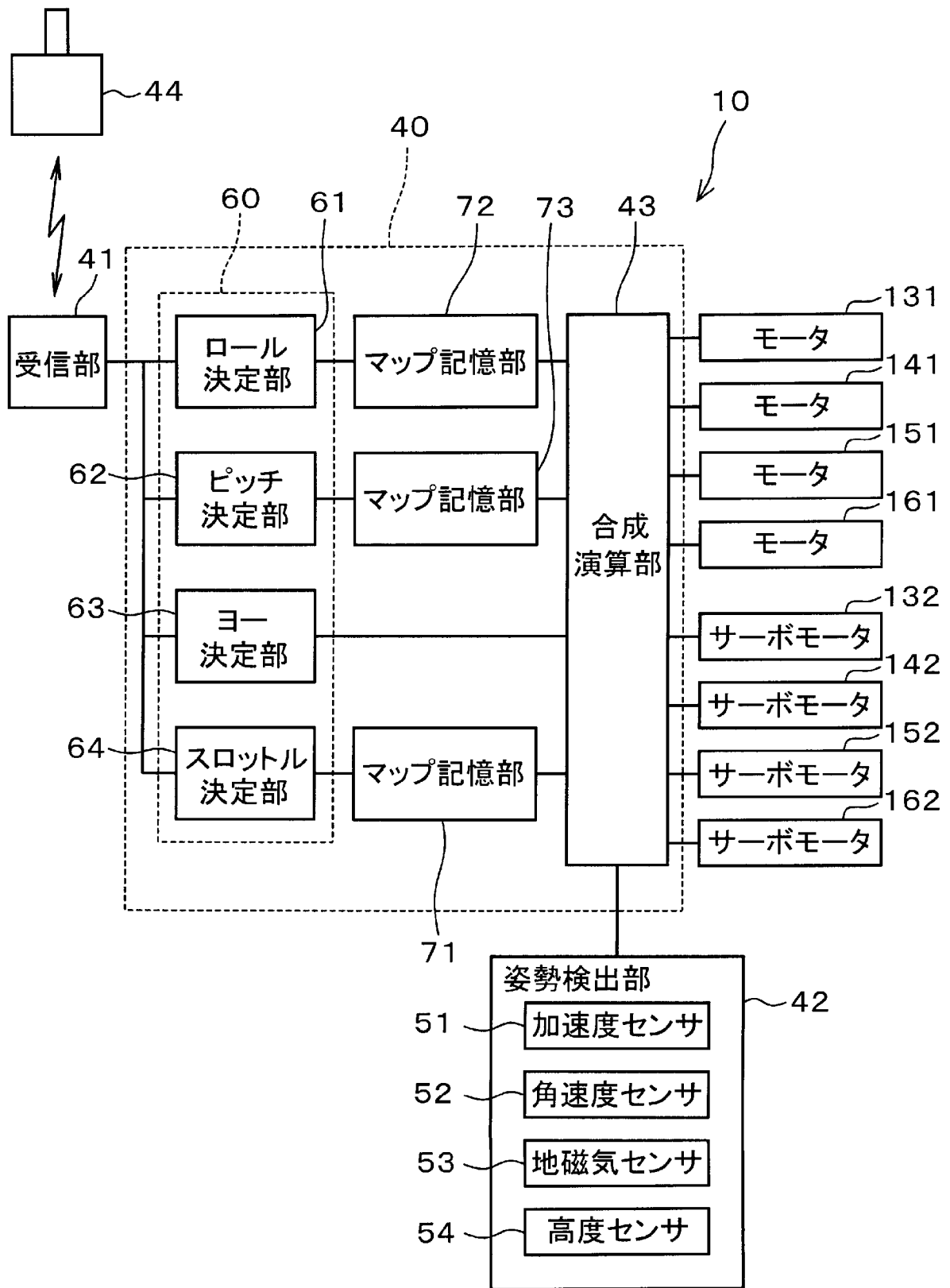
[図8]



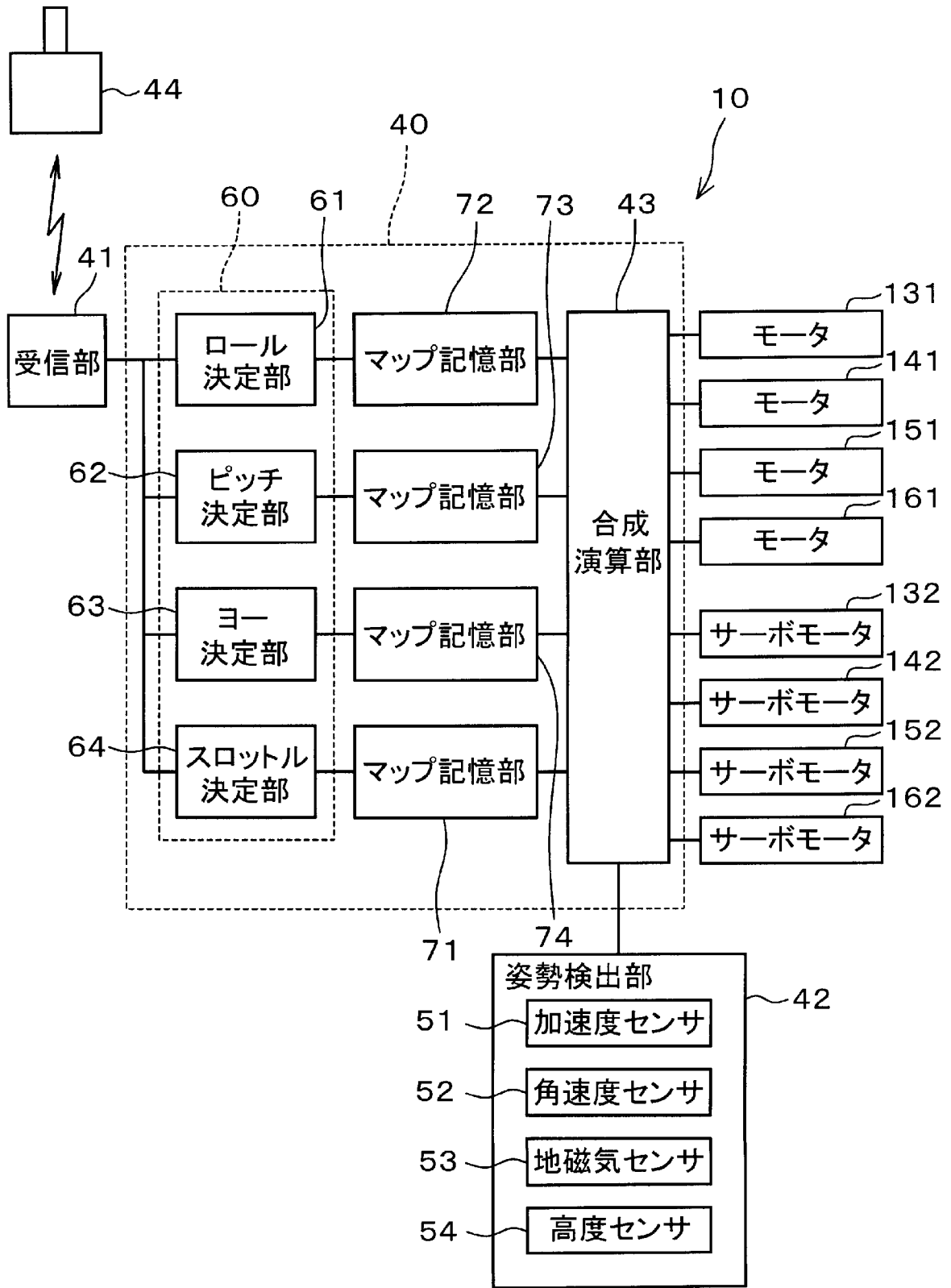
[図9]



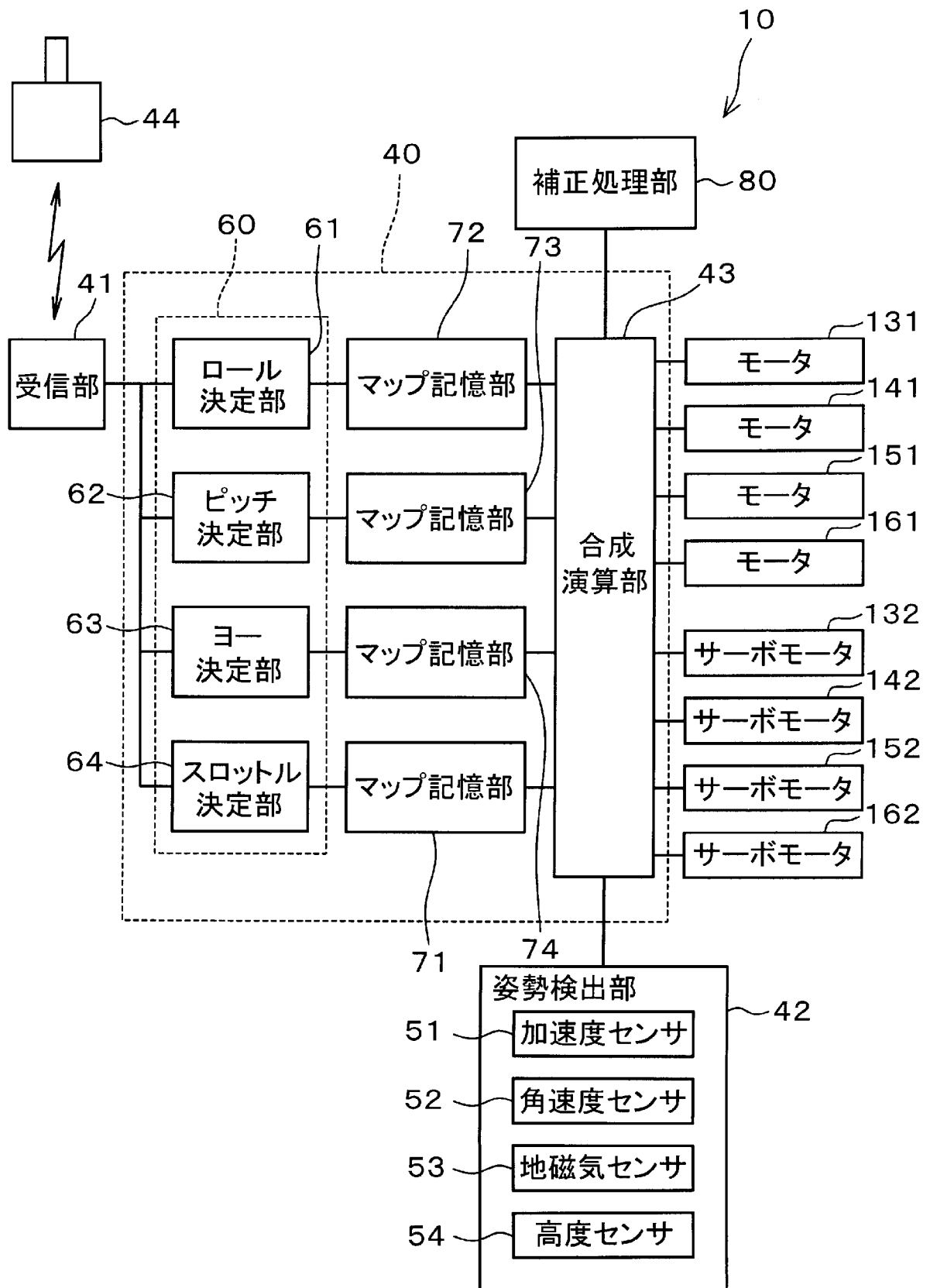
[図10]



[図11]



[図12]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/JP2017/026503

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
B64C27/08(2006.01)i, B64C11/06(2006.01)i

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)
B64C27/08, B64C11/06

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

Jitsuyo Shinan Koho	1922-1996	Jitsuyo Shinan Toroku Koho	1996-2017
Kokai Jitsuyo Shinan Koho	1971-2017	Toroku Jitsuyo Shinan Koho	1994-2017

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.
X A	JP 2005-289127 A (Nagasaki-Ken, Electric Power Development Co., Ltd., Uchu-Mokei Co., Ltd.), 20 October 2005 (20.10.2005), paragraphs [0017], [0024] to [0025]; fig. 1 (Family: none)	1-2, 5-6 3-4
A	JP 2016-49900 A (The University of Tokyo), 11 April 2016 (11.04.2016), paragraph [0054] (Family: none)	1-6

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

* Special categories of cited documents:	"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
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance	"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
"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date	"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
"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)	"&" document member of the same patent family
"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	

Date of the actual completion of the international search 23 August 2017 (23.08.17)	Date of mailing of the international search report 05 September 2017 (05.09.17)
--	--

Name and mailing address of the ISA/ Japan Patent Office 3-4-3, Kasumigaseki, Chiyoda-ku, Tokyo 100-8915, Japan	Authorized officer Telephone No.
--	---

A. 発明の属する分野の分類（国際特許分類（IPC）） Int.Cl. B64C27/08(2006.01)i, B64C11/06(2006.01)i		
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）） Int.Cl. B64C27/08, B64C11/06		
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 1971-2017年 日本国実用新案登録公報 1996-2017年 日本国登録実用新案公報 1994-2017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
X A A	JP 2005-289127 A（長崎県, 電源開発株式会社, 有限会社宇宙模型） 2005.10.20, 段落[0017], [0024]-[0025], 第1図 （ファミリーなし） JP 2016-49900 A（国立大学法人東京大学） 2016.04.11, 段落[0054] （ファミリーなし）	1-2, 5-6 3-4 1-6
☐ 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、一般的技術水準を示すもの 「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 「L」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矛盾するものではなく、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 23.08.2017	国際調査報告の発送日 05.09.2017	
国際調査機関の名称及びあて先 日本国特許庁（ISA/J P） 郵便番号100-8915 東京都千代田区霞が関三丁目4番3号	特許庁審査官（権限のある職員） 前原 義明 電話番号 03-3581-1101 内線 3341	3D 4851