

(19)日本国特許庁(JP)

## (12)特許公報(B2)

(11)特許番号

特許第7572701号

(P7572701)

(45)発行日 令和6年10月24日(2024.10.24)

(24)登録日 令和6年10月16日(2024.10.16)

(51)国際特許分類

F I

B 6 4 C 29/00 (2006.01)

B 6 4 C 29/00

A

B 6 4 C 27/08 (2023.01)

B 6 4 C 27/08

B 6 4 U 10/20 (2023.01)

B 6 4 U 10/20

B 6 4 U 30/294 (2023.01)

B 6 4 U 30/294

B 6 4 U 30/295 (2023.01)

B 6 4 U 30/295

請求項の数 3 (全13頁)

(21)出願番号 特願2019-77735(P2019-77735)  
 (22)出願日 平成31年4月16日(2019.4.16)  
 (65)公開番号 特開2020-175713(P2020-175713  
 A)  
 (43)公開日 令和2年10月29日(2020.10.29)  
 審査請求日 令和4年1月24日(2022.1.24)  
 前置審査

(73)特許権者 301021533  
 国立研究開発法人産業技術総合研究所  
 東京都千代田区霞が関1-3-1  
 (74)代理人 110001243  
 弁理士法人谷・阿部特許事務所  
 (72)発明者 森川 泰  
 茨城県つくば市梅園1-1-1 中央第1  
 国立研究開発法人産業技術総合研究所内  
 審査官 志水 裕司

最終頁に続く

(54)【発明の名称】 マルチローター航空機

(57)【特許請求の範囲】

【請求項1】

胴体と、

前記胴体に対して固定して配置された翼であって、前記胴体に対する前記翼の翼弦の角度が一定である翼と、

前記胴体および前記翼に設けられた複数の回転翼であって、前記胴体に対する、前記複数の回転翼の回転面の角度が一定であり、かつ、全て同一である複数の回転翼と、  
 を備え、

前記複数の回転翼の回転面の角度のそれぞれは前記胴体の基準線に対して負の値であり、前記翼の角度は前記胴体の基準線に対して正の値であり、

前記翼の角度は、水平かつ定速の飛行の条件で、ピッチ角を変えたときに、当該翼の迎角が、揚力係数が0より大きくなる範囲でかつ失速迎角より小さい範囲の迎角となるように定められた、0度以上の値であり、および前記胴体のピッチ角の変化に対して、前記翼の角度が0度の場合より水平飛行のために前記複数の回転翼によって発生すべき必要推力が小さくなる範囲で前記必要推力が変化するように定められた値であり、  
 前記複数の回転翼は、少なくとも前記胴体に2つ、少なくとも前記翼に2つ設けられることを特徴とするマルチローター航空機。

【請求項2】

前記翼は、操縦翼面を有しないことを特徴とする請求項1に記載のマルチローター航空機。

10

20

**【請求項 3】**

時計回りの前記回転翼の仮想の推力の位置と反時計回りの前記回転翼の仮想の推力の位置が、機体の重心を中心とした平面視で点対称であることを特徴とする請求項 1 または 2 に記載のマルチローター航空機。

**【発明の詳細な説明】****【技術分野】****【0001】**

本発明は、マルチローター航空機に関し、詳しくは、複数のローター及び翼を備えた航空機に関するものである。

**【背景技術】****【0002】**

特許文献 1 には、垂直離着陸機能（以下、VTOLともいう）を有したマルチローター航空機が、複数のローター（以下、回転翼ともいう）に加えて、翼を備えることが記載されている。そして、翼はその傾きを変更できるように構成され、それによって機体の姿勢を保ったまま迎角を変えることを可能としている。このような、翼を備えたマルチローター航空機では、水平飛行におけるエネルギー効率を増すことが可能となる。すなわち、水平飛行時に翼によって発生する揚力を用いることにより回転翼による推力を抑えることができる。

**【先行技術文献】****【特許文献】****【0003】**

【文献】特表 2017-525621 号公報

**【発明の概要】****【発明が解決しようとする課題】****【0004】**

しかしながら、特許文献 1 に記載のマルチローター航空機は、翼の傾きを変更するための機構を備える。このため、機構が複雑となり、また、翼の傾きを制御するための制御構成も複雑となる。その結果、例えば、機体の重量が増し航続距離や航続時間が小さくなる、などといった問題を生じ得る。

**【0005】**

本発明は、前記課題を解決するためになされたものであり、複数の回転翼を備えたマルチローター航空機において、簡易な機構で水平飛行時に高いエネルギー効率での飛行を可能とするマルチローター航空機を提供することを目的とする。

**【課題を解決するための手段】****【0006】**

本発明の一態様では、マルチローター航空機において、胴体と、前記胴体に対して固定して配置された翼であって、前記胴体に対する前記翼の翼弦の角度が一定である翼と、前記胴体および/または前記翼に設けられた複数の回転翼であって、前記胴体に対する、前記複数の回転翼の回転面の角度がそれぞれ一定である複数の回転翼と、を備えることを特徴とする。

**【図面の簡単な説明】****【0007】**

【図 1】(a) および (b) は、本発明の第 1 の実施形態に係る、マルチローター航空機の外観を示すそれぞれ斜視図および正面図である。

【図 2】上記実施形態に係る航空機の回転翼の配置を模式的に示す上面図である。

【図 3】本実施形態の航空機における回転翼 20a、20c および翼 102 の取付角などを説明する図である。

【図 4】本実施形態のマルチローター航空機のホバリングモードを説明する図である。

【図 5】(a) ~ (c) は、マルチローター航空機の水平飛行モードを説明する図である。

【図 6】回転翼の一般的な配置の考え方を説明する図である。

10

20

30

40

50

【図 7】本実施形態の航空機のピッチ角の変化に対する推力の変化を示すグラフである。

【図 8】本実施形態の航空機のピッチ角の変化に対する飛行速度の変化を示すグラフである。

【図 9】本発明の実施形態に係る翼の取付角を 0 ~ 15 度の範囲で変えた場合の、ピッチ角の変化に対する必要推力の変化を示すグラフである。

【図 10】実施形態のマルチローター航空機のホバリング状態から水平飛行状態へと遷移する場合の遷移過程を説明する図である。

【図 11】実施形態のマルチローター航空機の水平飛行状態からホバリング状態へと遷移する場合の遷移過程を説明する図である。

【図 12】本発明の他の実施形態に係る、マルチローター航空機の概略構成を模式的に示す平面図である。

10

【発明を実施するための形態】

【0008】

以下、添付の図面を参照して本発明の実施形態を詳細に説明する。

【0009】

(第1実施形態)

図 1 (a) および (b) は、本発明の第 1 の実施形態に係る、マルチローター航空機 100 の外観を示すそれぞれ斜視図および正面図である。図 1 (a) および (b) に示すように、本実施形態のマルチローター航空機 100 は、機体胴体 101 の左右に翼 102 がそれぞれ取り付けられて構成される。

20

【0010】

胴体 101 と翼 102 には、それぞれ 2 つの回転翼 (ローターとも言う) 20a ~ 20d が設けられる。そして、これら回転翼が設けられる、胴体 101 および翼 102 の部位は貫通した孔 21 の形態であり、それぞれの回転翼は、図 3 にて後述されるように、孔 21 の中で胴体の基準線に対して所定の傾きを有するよう配置される。また、それぞれの孔 21 には、モーター (不図示) が設けられ、対応する回転翼の回転が可能となる。また、胴体 101 にはそれぞれのモーターへ電力を供給するバッテリー (不図示) や回転翼の回転数を制御する制御回路 (不図示) が設けられている。以上の構成によって、回転翼 20a ~ 20d はそれぞれの回転によって推力を生じ、それぞれの回転数が制御されることによって同じまたは異なる推力を生じさせることが可能となる。

30

【0011】

本実施形態の回転翼 20a ~ 20d は、孔 21 によって胴体 101 および翼 102 の内部に埋め込まれた形態である。すなわち、胴体 101 および翼 102 は、孔 21 が設けられる部位を除いて空気力学的に抵抗が少なくなる形状に形成されている。これにより、回転翼を設けることによる空気抵抗の増大を抑制することができる。さらには、翼 102 は、操舵面を有しないことから、これによっても、空気抵抗の増大を抑制することができる。

【0012】

また、本実施形態のマルチローター航空機は、地上のオペレータが無線通信を介して回転翼の回転数などを制御するものである。すなわち、無人機の形態の航空機である。なお、この形態に限定されず、胴体 101 に操縦席が設けられた有人の航空機の形態にも本発明を適用することができることはもちろんである。

40

【0013】

また、回転翼の数は上述のように 4 つに限られず、後述されるように、8 つなど複数とすることができることは明らかである。さらに、機体形態は、上記形態のように回転翼を埋め込む形態に限られず、例えば、回転翼がむき出しの形態であってもよい。加えて、回転翼は胴体 101 のみ、または、翼 102 のみに設けられてもよい。この場合においても、回転翼は図 6 にて後述する関係を満たす必要がある。

【0014】

図 2 は、本実施形態に係る航空機 100 の回転翼の配置を模式的に示す上面図である。図 2 おいて、回転翼 20a、20c は時計回りの回転をする回転翼であり、一方、回転翼

50

20b、20dは反時計回りの回転をする回転翼である。この回転方向を持ったそれぞれの回転翼の配置によって、詳細が後述されるように、回転翼の回転の反力による機体の回転を防止しつつ、合成推力が機体の重心に作用するようにすることができる。

【0015】

図3は、本実施形態の航空機100における回転翼20a、20cおよび翼102の取付角などを説明する図である。同図は、図1に示す胴体101の縦方向中央を通る断面と翼102の部分の断面を重ねて示したものである。この断面に現れない、翼102内に設けられた回転翼20b、20dは、以下で説明する回転翼20a、20cと同じ取付角を有している。

【0016】

図3は、航空機100の機体がピッチ角  $p$  で傾いた状態を示している。このピッチ角  $p$  は、胴体101の基準線AF1の、図中矢印FDで示される飛行方向（図3に示す例は水平飛行）に対する傾き角として定義され、図3の面を見る方向において時計回りの傾きを正とするものである。この角度の正負の基準は以下で説明する各角度についても適用される。なお、図3には示されない他方の翼102の断面を図3の面の裏側から見ると、上記時計回りおよび反時計回り、正および負の関係は逆になることはもちろんである。また、基準線AF1は、例えば、回転翼20aおよび20cの回転面の中心を通る線とすることができる。

【0017】

基準線AF1に対して、回転翼20a、20cはその取付角  $r$  が負の傾き角を持つよう取り付けられる。なお、この回転翼の取付角とは回転翼が回転するときの回転面がなす角度として定義されるものである。一方、翼102は、その取付角  $w$  が基準線AF1に対して正の傾き角を持つよう取り付けられる。

【0018】

以上説明した回転翼および翼の取付角を有する航空機100が、図3に示すピッチ角  $p$  で飛行するとき、回転翼20a～20dのピッチ角は  $pr$  となり、 $pr = p + r$  の関係がある。すなわち、回転翼の取付角  $r$  を大きくする程、飛行の際にとられるピッチ角  $p$  に応じて回転翼のピッチ角  $pr$  が大きくなる。また、ピッチ角  $p$  で飛行する航空機において、翼102は迎角  $\theta$  となり、 $\theta = w + p$  の関係がある。すなわち、翼102の取付角  $w$  が大きいほど迎角  $\theta$  が大きくなる関係にある。ここで、 $\theta$  は、翼102の翼弦線C1の、飛行方向FDに対する傾きとして表され、図に示す例は、上記角度の正負の基準からすれば、正となる。以上のとおり、ピッチ角  $pr$  や迎角  $\theta$  は、航空機が飛行する際のパラメータであり、これらは、回転翼や翼の取付角と関連している。

【0019】

図4は、以上の構成を有するマルチローター航空機100が有する飛行モードのうち、ホバリングモードを説明する図であり、主に、ホバリングモードにおける力の釣り合いを示している。

【0020】

ホバリングモードでは、図3に示す状態において、4つの回転翼20a～20dのピッチ角  $pr$  を0度、すなわち、それぞれの回転翼の回転面を水平線と平行になるように制御する。この飛行制御は、例えば、胴体101に配置される回転翼20a、20cのうち、胴体後部に配置される回転翼20aの時間当りの回転数（推力）を、胴体前部に配置される回転翼20cの時間当りの回転数（推力）より小さくすることによって行う。

【0021】

図4に示すように、ホバリングモードでは、一例として、回転翼20a、20cは回転によってそれぞれ推力  $F_1$ 、 $F_2$  を発生する。翼102に配置される回転翼20b、20dも推力  $F_3$ 、 $F_4$  を発生する。そして、それぞれが発生する推力は、その推力とそれぞれの回転翼の機体の重心からの距離との積が相互に等しくなるよう制御する。これにより、合成推力  $F$  が航空機100の機体の重心に作用することになる。このとき、上記合成推力  $F$  は、機体の重心に作用する航空機100の機体の総重量による重力  $G$  と釣り合っている。

10

20

30

40

50

る。

【 0 0 2 2 】

ホバリングモードにおいて、航空機 1 0 0 は、図 4 に示す姿勢を保ったまま、等しい推力  $F_1 \sim F_4$  の大きさを全体的に変化させる制御を行うことにより、上昇または下降することができる。また、風がある場合は、この風によって機体の位置が変化しないようにする制御を行うことができる。具体的には、風に向う方向に対して機体を傾けるように 4 つの回転翼の推力を制御し、これにより、これら推力の合成推力  $F$  の水平成分が、風が機体に作用する力に釣り合うようにする。この場合、4 つの回転翼の推力を制御することによって、風に向う方向に機首を向ければ、翼 1 0 2 による揚力も作用することから、回転翼による推力の発生を低減することができる。

10

【 0 0 2 3 】

図 5 ( a ) ~ ( c ) は、マルチローター航空機 1 0 0 が有する飛行モードのうち、水平飛行モードを説明する図であり、主に、水平飛行モードにおける力の釣り合いを示している。

【 0 0 2 4 】

図 5 ( a ) は、回転翼 2 0 a ~ 2 0 d が航空機 1 0 0 の機体に作用する推力を示している。飛行方向  $FD$  に対して機体を傾け所定のピッチ角  $p$  とすることにより、回転翼 2 0 a ~ 2 0 d が発生する推力  $F_1 \sim F_4$  は合成推力  $F$  として機体の重心に作用する。そして、この合成推力  $F$  は、上記ピッチ角  $p$  に応じた垂直成分  $F_v$  と水平成分  $F_h$  の分力を有する。また、図 5 ( b ) は、航空機 1 0 0 が所定の速度で方向  $FD$  に飛行しているときに翼 1 0 2 に生じる、機体に作用する揚力と抗力を示している。すなわち、翼 1 0 2 は迎角に対応して、飛行方向に垂直な方向の揚力  $L$  を発生する。これとともに、翼 1 0 2 には、飛行方向  $FD$  とは反対の方向に抗力  $D$  が作用し、また、機体全体に対して有害抗力  $D_p$  が作用する。

20

【 0 0 2 5 】

図 5 ( c ) は、図 5 ( a ) および ( b ) で上述した回転翼の推力と翼の揚力および抗力の作用によって水平飛行を行う航空機 1 0 0 における力の釣り合いを示している。飛行方向と垂直な方向においては、機体の総重量による重力  $G$  に対して、合成推力の垂直成分  $F_v$  と揚力  $L$  との合力が釣り合うよう作用している。一方、飛行方向  $FD$  である水平方向においては、合成推力の水平成分  $F_h$  と、翼および機体に作用する抗力  $D$  および有害抗力  $D_p$  の合力とが釣り合っている。すなわち、図に示す状態は定速の水平飛行を行っているときの釣り合いを示している。

30

【 0 0 2 6 】

以上の飛行モード間の遷移は、徐々にピッチ角  $p$  を変化させることによって行う。ホバリングモードから水平飛行モードへの遷移は、ピッチ角  $p$  を減少させることにより、合成推力の水平成分  $F_h$  を大きくして行き、水平飛行における釣り合いの水平成分  $F_h$  を得る。このとき、ピッチ角  $p$  を徐々に減少させて行くとき、垂直方向の釣り合いを考慮して推力  $F$  を調整する。一方、水平飛行モードからホバリングモードへの遷移は、ピッチ角  $p$  を増加させることにより合成推力  $F$  の水平成分  $F_h$  を減少させて行き、ホバリングモードに移行させる。

40

【 0 0 2 7 】

図 6 は、以上説明した回転翼の一般的な配置の考え方を説明する図であり、航空機を上面から見たときの配置を示している。図において、回転翼 3 0 はその回転方向が時計回りの回転翼を示し、回転翼 3 1 は反時計回りの回転翼を示している。そして、図 6 は 3 つの時計回りの回転翼 3 0 および 4 つの反時計回りの回転翼 3 1 が配置される例を示している。

【 0 0 2 8 】

3 0 t は 3 つの回転翼 3 0 の合成した推力とトルクを生じる仮想の回転翼を示し、3 1 t は 4 つの回転翼 3 1 の合成した推力とトルクを生じる仮想の回転翼を示している。これらの仮想の回転翼 3 0 t、3 1 t の位置は、回転翼 3 0 または回転翼 3 1 のそれぞれの推力の大きさに応じて異なるが、図 6 に示されるように、航空機の機体の重心  $GC$  に関して

50

対称の位置に配置されるように制御すると、釣り合いがとれる。このように、例えば、ホバリング時には、7つの回転翼が、上述した合成推力の対象配置となるようにそれぞれの推力を制御して回転することにより、モーメントが釣り合い、機体が水平面内で回転しないようにでき、また、推力が釣り合い、機体が傾かないようにすることができる。この結果、機体のホバリングが可能となる。なお、エンベロープ30e、31eは、回転翼30、31を内側を含む最小面積の凸な多角形で、仮想回転翼30t、31tはこの内側に存在しうる。また、仮想回転翼30t、31tが重心に関する対称な配置となり、仮想の回転翼同士で重心周りでの釣り合いをとることができるためには、図6を例に採ると、エンベロープ30eを重心に対し点対称に写像させた場合に、その写像させたエンベロープの像が、エンベロープ31eと重なる部分があることが必要である。つまり、そのように重なっている場合に、回転翼30及び31の各推力を調整することで、仮想の回転翼の配置を変化させ重心周りでの釣り合いをとることができるものである。

10

【0029】

次に、図4、図5にて上述した各飛行モードにおける釣り合いに基づく、本実施形態の航空機100の飛行性能について説明する。

【0030】

図7および図8は、本実施形態の航空機100のピッチ角の変化に対する推力および飛行速度の変化をそれぞれ示すグラフである。

【0031】

図3などで前述したように、ピッチ角を  $p$ 、回転翼の取付角を  $r$  とするとき、回転翼20a~20dのピッチ角  $pr$  は、 $pr = p + r$  の式で表わされる。また、翼102の取付角を  $w$ 、翼102の迎角を  $\alpha$  とするとき、迎角は、 $\alpha = p + w$  の式で表される。これらの式の関係を用いて、図5(c)にて説明した釣り合いを式で表すと、

20

【0032】

【数1】

$$F \sin(-\theta_p - \theta_{pr}) = 1/2 C_D \rho s v^2 + 1/2 C_{Df} \rho s_f v^2 \quad (1)$$

【0033】

【数2】

$$F \cos(-\theta_p - \theta_{pr}) + 1/2 C_L \rho s v^2 = mg \quad (2)$$

30

【0034】

となる。ここで、 $m$ は機体重量、 $g$ は重力加速度、 $s$ は翼面積、 $F$ は回転翼の合成推力、 $v$ は飛行速度、 $C_L$ は揚力係数、 $C_D$ は抗力係数、 $C_{Df}$ は胴体抗力係数、 $s_f$ は胴体代表面積である。

【0035】

上記(1)式、(2)式を $F$ と $v$ について解くと合成推力(以下、必要推力ともいう)  $F$ と飛行速度 $v$ が以下の(3)式、(4)式によって表される。

【0036】

【数3】

$$F = \frac{mg(C_D s + C_{Df} s_f)}{(C_D s + C_{Df} s_f) \cos(-\theta_p - \theta_{pr}) + C_L s \sin(-\theta_p - \theta_{pr})} \quad (3)$$

40

【0037】

【数4】

$$v = \sqrt{\frac{2mg}{\rho} \frac{1}{\cot(-\theta_p - \theta_{pr})(C_D s + C_{Df} s_f) + C_L s}} \quad (4)$$

50

## 【 0 0 3 8 】

ここで、図 7 および図 8 に示す関係は、航空機 1 0 0 が以下の仕様であるときに求められたものである。すなわち、翼 1 0 2 の翼型は N A C A 4 4 1 2、機体重量は  $m = 1.0 \text{ kg}$ 、翼面積は  $s = 0.06 \text{ m}^2$  である。また、 $C_{Df s f} = 0.03 \text{ m}^2$  である。回転翼の取付角  $r$  を  $-10$  度、翼の取付角  $w$  を  $10$  度とし、揚力係数  $C_L$  および抗力係数  $C_D$  は、

## 【 0 0 3 9 】

## 【数 5】

$$C_L = 0.1\alpha + 0.5 \quad (5)$$

## 【 0 0 4 0 】

## 【数 6】

$$C_D = 0.00005\alpha^2 + 0.0005\alpha + 0.01025 \quad (6)$$

## 【 0 0 4 1 】

で近似式として表されるとする。これら (5) 式、(6) 式による揚力係数  $C_L$  および抗力係数  $C_D$  を、(3) 式、(4) 式に代入して、計算を行うことにより、合成推力  $F$  と飛行速度  $v$  を、図 7 および図 8 のように表すことができる。

## 【 0 0 4 2 】

図 7、図 8 において、回転翼の取付角  $r$  を  $-10$  度としているので、上記  $p_r = p + r$  の関係から、グラフ横軸のピッチ角  $p$  が  $10$  度のところで、回転翼は水平 (回転翼のピッチ角  $p_r = 0$ ) になっている。このとき、翼は水平から  $20$  度上を向いている状態である (翼弦線  $C_l$  の角度が  $20$  度)。ここから、機体がピッチダウンして行くに従って、すなわち、ピッチ角  $p$  が負の方向に変化するのに従い、必要推力  $F$  は、図 7 に示すように、徐々に減少して行く。そして、ピッチ角  $p$  が  $-2$  度付近を超えると増加に転ずる。このときの迎角  $\alpha$  は  $8$  度近傍である。このように必要推力が最小となる点の近傍で、翼 1 0 2 の  $L/D$  が最良 (最大) となっている。なお、必要推力が最小となるピッチ角は最良 (最大) の  $L/D$  だけで決まる訳ではない。ピッチ角に応じて推力および  $L/D$  がそれぞれに変化するものであり、その場合に、例えば、航空機の仕様が異なれば、 $L/D$  が最良 (最大) となるピッチ角と、必要推力が最小となるピッチ角にずれがある場合もある。

## 【 0 0 4 3 】

一方、図 8 に示すように、飛行速度は、ピッチ角  $p$  が負の方向に変化するのに従い、釣り合いの飛行速度  $v$  は増加してゆく。すなわち、ピッチ角  $p$  が負の方向に変化するのに従って、回転翼の推力の水平方向成分が増して行きそれに従って飛行速度が増すことになる。

## 【 0 0 4 4 】

図 9 は、翼 1 0 2 の取付角  $w$  を  $0 \sim 15$  度の範囲で変えて計算したときの、ピッチ角の変化に対する必要推力の変化を示すグラフである。

## 【 0 0 4 5 】

それぞれの取付角について、迎角  $\alpha$  が  $-4 \sim 13$  度の範囲でピッチ角に対する必要推力の変化を示している。すなわち、迎角が  $-4$  度以下の場合には揚力係数  $C_L$  が負になり、 $13$  度以上では揚力係数  $C_L$  が頭打ちになり、失速迎角に近くなるからである。図 9 に示すように、翼 1 0 2 の取付角を大きくすると、最小の必要推力となるピッチ角が小さくなる。すなわち、回転翼のピッチ角  $p_r$  が小さくなるところで、従って、回転翼の推力の水平成分が大きいところで、釣り合うことになる。この結果、翼の揚力の利用率が高まり、水平飛行における必要推力を小さくすることができる。

## 【 0 0 4 6 】

図 9 において、翼の取付角が  $0$  度の場合、必要推力  $F$  が最小となるピッチ角では、ホバリング時 (ピッチ角  $p = 10$  度) の必要推力  $F$  に対し、約  $85\%$  の推力で飛行していることになる。この時の飛行速度は約  $7.4 \text{ m/s}$  である。翼の取付角が  $15$  度の場合、必

10

20

30

40

50

要推力  $F$  が最小となるピッチ角である、 $-4.5$  度近傍のときに、その必要推力がホバリング時の必要推力に対して  $58\%$  となり、飛行速度は約  $8.4 \text{ m/s}$  となる。

【0047】

このように、ホバリング時に対して必要推力が最小となるピッチ角は、理論的には、(3) 式に (5) 式および (6) 式を代入することにより、必要推力  $F$  をピッチ角  $p$  の関数とし、必要推力  $F$  が極値を取るときのピッチ角  $p$  である。

【0048】

以上説明したように、本発明の実施形態では、迎角  $\alpha$  が、巡航時に揚力係数  $C_L$  が 0 より大きくなる範囲で、かつ失速迎角より小さい範囲の迎角となるよう、翼 102 の取付角  $w$  を定める。また、この取付角  $w$  は、0 度以上の値とする。そして、ピッチ角  $p$  の変化に対して、上記取付角  $w$  が 0 度の場合より最小必要推力  $F$  が小さくなる範囲で最小必要推力  $F$  が変化するように、取付角  $w$  を定める。具体的には、図 9 に示すように、翼 102 の取付角  $w$  が 0 度以上の範囲で、航空機 100 の仕様を考慮して、例えば、同図に示す 5 度、10 度、15 度などの取付角とする。そして、この取付角を大きくするほど、迎角  $\alpha$  の上述した  $-4$  度  $\sim$   $13$  度を満たす、ピッチ角  $p$  の範囲が負の方にずれる。このように、航空機 100 の水平かつ定速の飛行を実現するピッチ角  $p$  の範囲内で、上記取付角  $w$  を定めることができる。

10

【0049】

上述のように定められた本実施形態の翼 102 の取付角によれば、比較的小さい必要推力で必要な揚力（釣り合い）を生じせることができる。これにより、例えば、外乱に対して、制御のための余力がある状態で、すなわち推力を増すことができる状態で、対応することが可能となる。

20

【0050】

以上のように、翼が所定の取付角で固定されていても、適切な翼の取付角を選択し、さらに、ピッチ角  $p$  を制御することにより、水平飛行時の回転翼の推力を抑えることができ、より効率の良い水平飛行が可能となる。すなわち、本実施形態のマルチローター航空機において、航続距離および航続時間を延ばすとともにペイロードを増加させることが可能となる。

【0051】

図 10 は、本実施形態のマルチローター航空機 100 が垂直に飛び立ち、ホバリング状態となったところから、水平飛行状態へと遷移する場合の遷移過程を説明する図である。

30

【0052】

ステップ S 1001 でホバリング状態を維持する。そして、この状態から水平飛行状態へ遷移するときは、ステップ S 1002、S 1103 で、機体 100 の重心より前方にある回転翼 20c の推力を低減し、後方にある回転翼 20a の推力を増す。これにより、機体 100 は前傾し回転翼 20a  $\sim$  20d のピッチ角  $p_r$  が 0 度よりも小さくなり、回転翼 20a  $\sim$  d により飛行方向である水平方向への推力が生じる。これにより、機体 100 は水平方向へと加速しつつ飛行を継続する。そして、推力の水平方向成分と固定翼 102 に働く抗力が釣りあったところで水平方向への速度は一定値へと収束し、目標巡航速度に達しない場合には、目標巡航速度に達するまでステップ S 1002、S 1103 を繰り返す。

40

【0053】

図 11 は、本実施形態のマルチローター航空機 100 が水平飛行状態からホバリング状態へと遷移する場合の遷移過程を説明する図である。

【0054】

ステップ S 1101 で、水平飛行状態を維持する。この状態からホバリング状態へと遷移するには、まず、ステップ S 1102、S 1103 で、機体 100 の重心前方にある回転翼 20c の推力を増し、後方にある回転翼 20a の推力を減少させる。これにより、機体 100 は時計回りに傾き、回転翼 20a  $\sim$  d のピッチ角  $p_r$  が増し、飛行している方

50

向への回転翼 20a ~ d の推力の水平方向成分が減少し、飛行している方向と逆の方向への固定翼 102 と胴体 101 に働く抗力が相対的に大きくなる。これによって、機体 100 は減速を始める。そして、推力の水平方向成分と固定翼 102 に働く抗力とが釣りあったところで、機体 100 の水平方向への速度が一定値へと収束する。この時、高度が落ちないように、各回転翼の出力を調節する。このステップ S1102、S1103 を繰り返すことで、機体は徐々に減速してゆき、最終的に、ステップ S1104 で、ホバリング状態に落ち着く。

【0055】

(他の実施形態)

図12は、本発明の他の実施形態に係る、マルチローター航空機200の概略構成を模式的に示す平面図である。同図に示すマルチローター航空機200は、回転翼が8つであること以外は、上述した第1の実施形態のマルチローター航空機100と同じである。このため、詳細な説明は省略する。本実施形態の8つの回転翼は、図6にて上述した関係を満たすものであり、また、図7~図9にて説明した性能を発揮できるよう、翼の取付角との関係を満たしている。

10

【符号の説明】

【0056】

20a ~ 20d 回転翼(ローター)、

100 航空機(機体)

101 胴体

102 翼

A F l 胴体の基準線

C l 翼弦

w 翼の取付角

r 回転翼の取付角

p ピッチ角

p r 回転翼のピッチ角

迎角

20

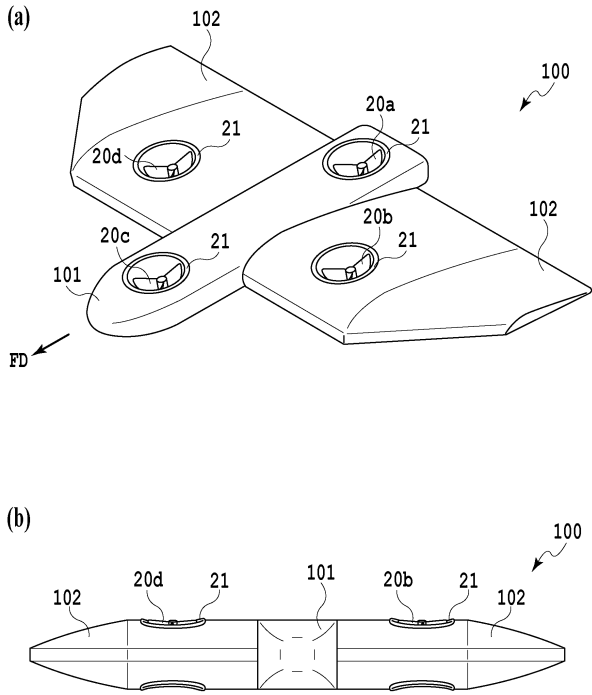
30

40

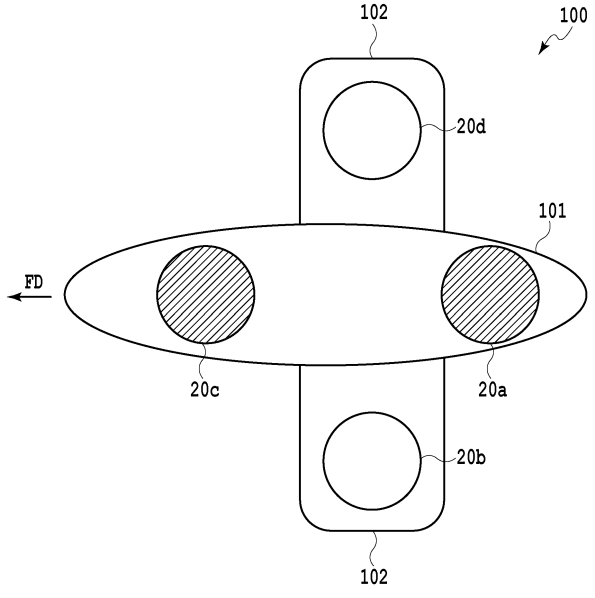
50

【図面】

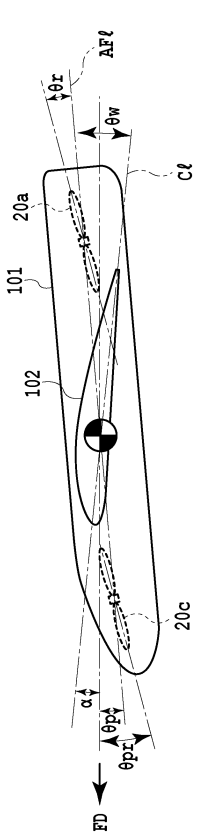
【図 1】



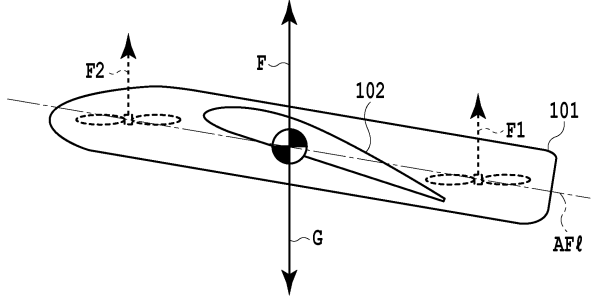
【図 2】



【図 3】



【図 4】



10

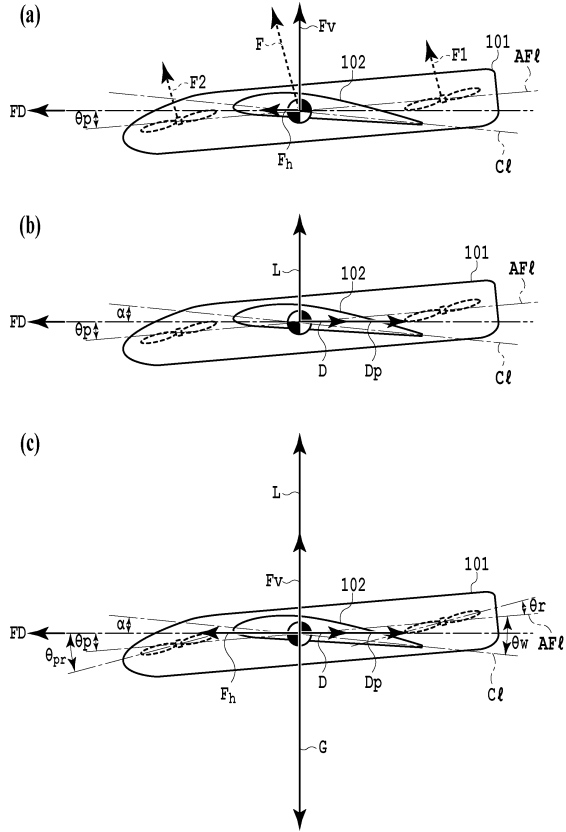
20

30

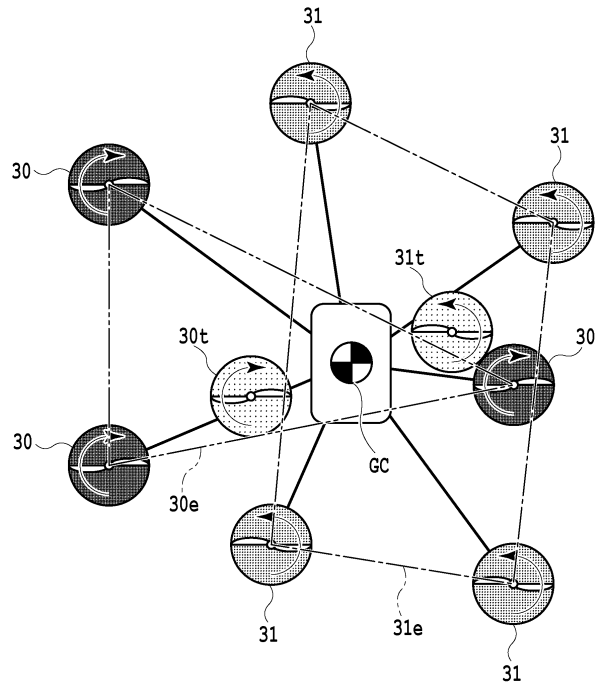
40

50

【 図 5 】



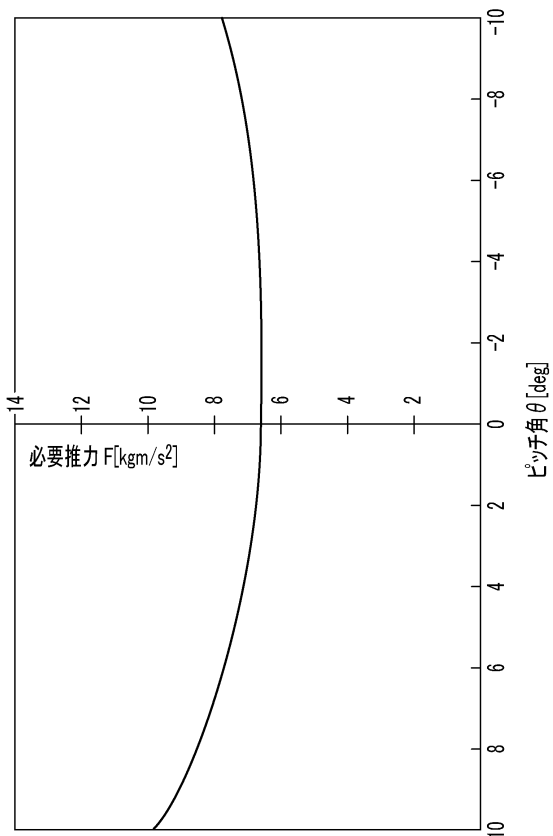
【 図 6 】



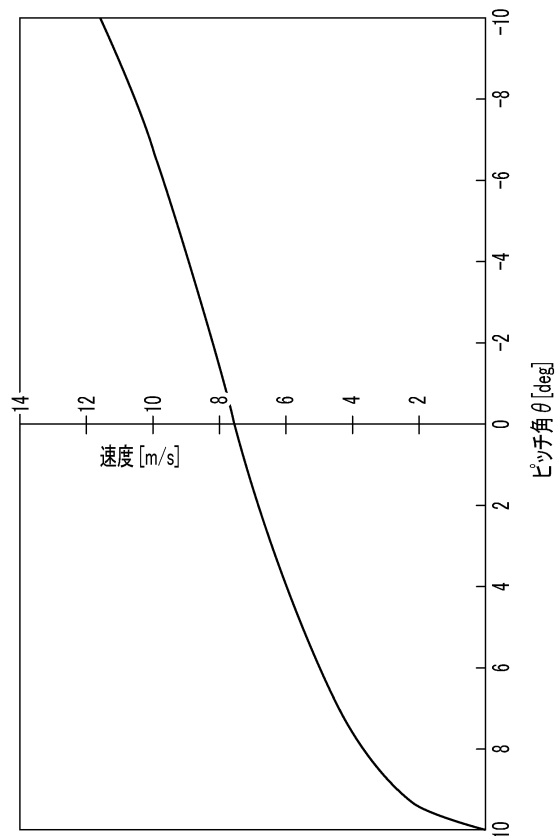
10

20

【 図 7 】



【 図 8 】

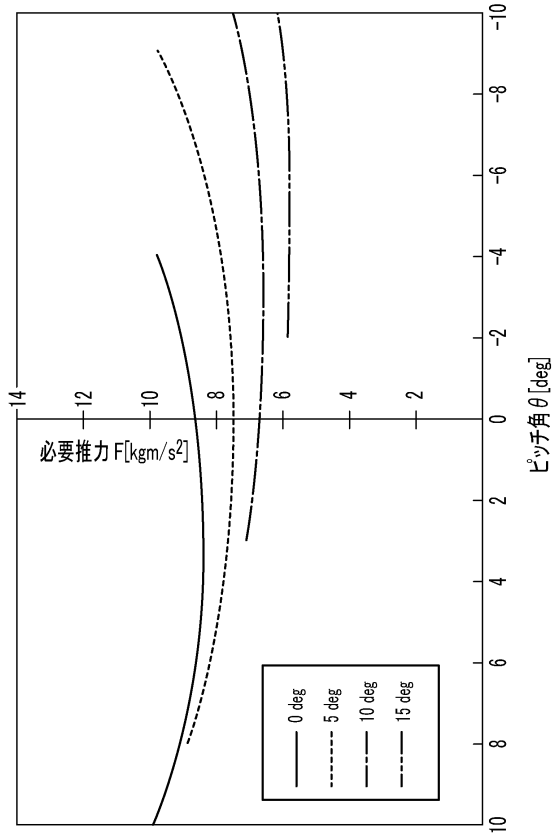


30

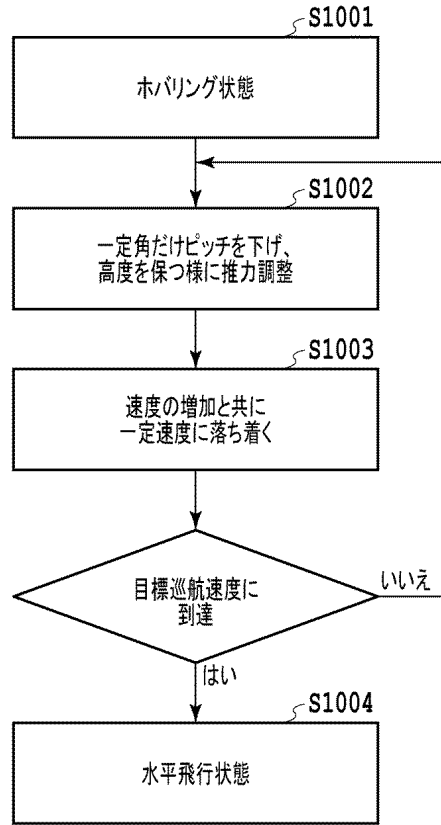
40

50

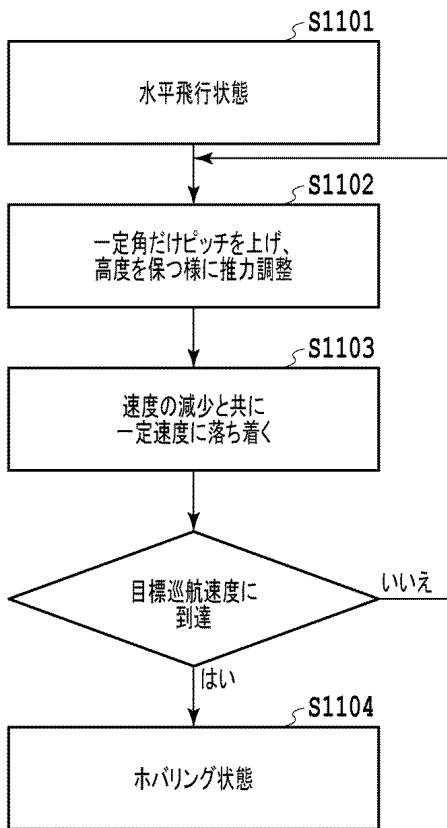
【図 9】



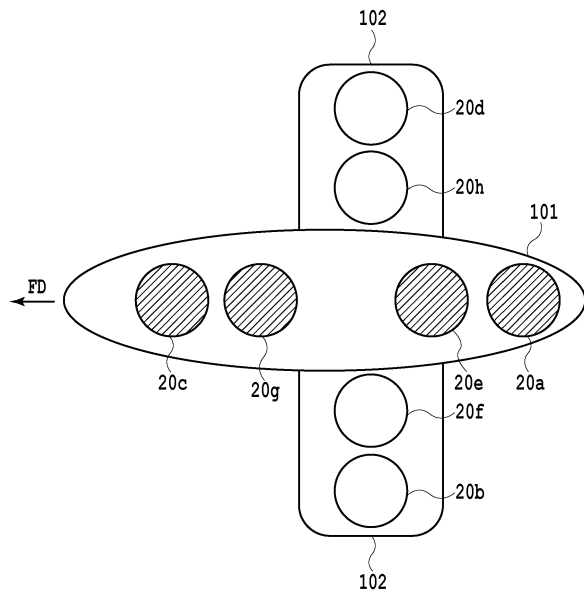
【図 10】



【図 11】



【図 12】



10

20

30

40

50

## フロントページの続き

- (56)参考文献 特開2020-168911(JP,A)  
国際公開第2018/163156(WO,A1)  
中国特許出願公開第109263921(CN,A)  
国際公開第2018/163159(WO,A1)  
米国特許出願公開第2019/0009895(US,A1)  
特開2018-134908(JP,A)  
特表2016-501154(JP,A)
- (58)調査した分野 (Int.Cl., DB名)  
B64C 27/00 - 29/04  
B64C 39/02  
B64U 10/00 - 101/75