

(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2009-143268

(P2009-143268A)

(43) 公開日 平成21年7月2日(2009.7.2)

(51) Int.Cl.	F 1	テーマコード (参考)
B 6 4 C 27/26 (2006.01)	B 6 4 C 27/26	
B 6 4 C 13/18 (2006.01)	B 6 4 C 13/18	C

審査請求 未請求 請求項の数 10 O L (全 11 頁)

(21) 出願番号	特願2007-319767 (P2007-319767)	(71) 出願人	595116267
(22) 出願日	平成19年12月11日 (2007.12.11)		株式会社ジーエイチクラフト
			静岡県御殿場市板妻 1 1 - 6 番地
		(74) 代理人	100081994
			弁理士 鈴木 俊一郎
		(74) 代理人	100103218
			弁理士 牧村 浩次
		(74) 代理人	100107043
			弁理士 高畑 ちより
		(72) 発明者	平林 大輔
			静岡県御殿場市板妻 7 3 3 株式会社ジ
			ーエイチクラフト内
		(72) 発明者	古屋 光啓
			静岡県御殿場市板妻 7 3 3 株式会社ジ
			ーエイチクラフト内

最終頁に続く

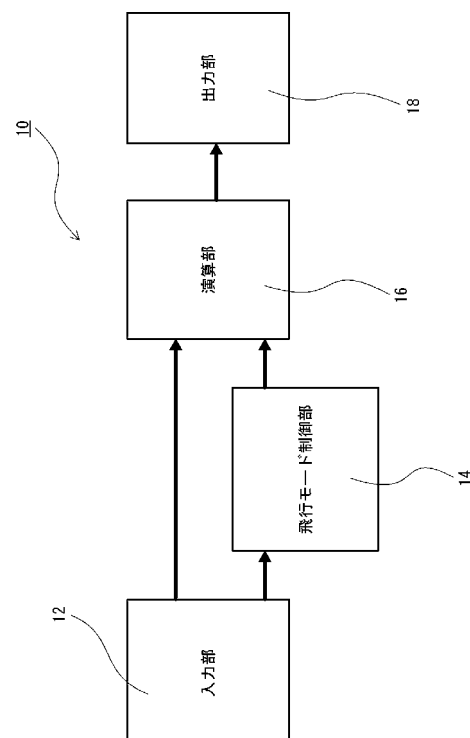
(54) 【発明の名称】 航空機の飛行制御システム及び飛行制御システムを搭載した航空機

(57) 【要約】

【課題】 Q T W - U A V などの航空機の操縦者が異なった操縦デバイスを同時に操作することや、機体の速度に応じてティルト角の操作を行うことがなく、操縦者による複雑な操作が必要としない航空機の飛行制御システムを提供する。

【解決手段】 航空機の飛行制御システムであって、前記航空機は、少なくとも 2 以上のプロペラを航空機本体に対して左右対称に有するとともに、少なくとも 2 以上の動翼を航空機本体に対して左右対称に有し、前記飛行制御システムは、前記航空機を操作するための信号を入力する入力部と、前記信号に基づいて、前記プロペラの制御量と動翼の制御量とを計算する演算部と、前記プロペラの制御量及び動翼の制御量を、それぞれプロペラの制御装置及び動翼の制御装置に信号として出力する出力部と、を備える。

【選択図】 図 1



【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

航空機本体の左右にそれぞれ、前記航空機本体に対して回動可能に設けた翼と、
前記翼に設けた動翼と、
前記翼に設けたプロペラとを有する航空機の飛行制御システムであって、
前記飛行制御システムは、
前記航空機を操作するための信号を入力する入力部と、
前記信号に基づいて、前記プロペラの制御量と動翼の制御量とを計算する演算部と、
前記プロペラの制御量及び動翼の制御量を、それぞれプロペラの制御装置及び動翼の制御装置に信号として出力する出力部と、
を備えることを特徴とする航空機の飛行制御システム。

10

【請求項 2】

前記航空機は、該航空機の機速を計測するための機速センサと、
少なくとも前記航空機のスロットル、ピッチ、ロール、ヨーを操作するための姿勢操作装置と、
前記航空機の速度を調整するための加減速操作装置と、を備え、
前記入力部は、前記機速センサから送られる機速信号と、前記姿勢操作装置から送られる姿勢操作信号と、前記加減速操作装置から送られる加減速信号の少なくともいずれかが入力されるように構成されていることを特徴とする請求項 1 に記載の航空機の飛行制御システム。

20

【請求項 3】

前記航空機は、前記翼のティルト角を制御するためのティルト機構を備えていることを特徴とする請求項 1 または 2 に記載の航空機の飛行制御システム。

【請求項 4】

前記飛行制御システムは、前記機速信号と加減速信号の少なくともいずれかに基づき、前記ティルト角を判断する飛行モード判断部を備えていることを特徴とする請求項 2 または 3 に記載の航空機の飛行制御システム。

【請求項 5】

前記飛行モード判断部は、あらかじめ得ておいた前記航空機の機速と翼のティルト角との関係を示す関係データに基づき、前記ティルト角を判断することを特徴とする請求項 4 に記載の航空機の飛行制御システム。

30

【請求項 6】

前記演算部は、前記飛行モード判断部から送られる判断信号と、前記姿勢操作信号の少なくともいずれかに基づき、前記各プロペラの制御量及び各動翼の制御量を計算することを特徴とする請求項 2 から 5 のいずれかに記載の航空機の飛行制御システム。

【請求項 7】

前記演算部は、前記ピッチ、ロール、ヨーの少なくともいずれかの運動に対応した信号成分からなる姿勢操作信号に基づいて、航空機に対してピッチ、ロール、ヨーの少なくともいずれかの制御を行うように、前記各プロペラの制御量及び各動翼の制御量を計算するとともに、

40

前記姿勢操作信号に含まれない信号成分に対応した運動がなされないように、前記各プロペラの制御量及び各動翼の制御量を計算することを特徴とする請求項 6 に記載の航空機の飛行制御システム。

【請求項 8】

前記演算部は、前記飛行モード判断部で判断されたティルト角に基づいて、前記ティルト機構の制御量を計算することを特徴とする請求項 4 から 7 のいずれかに記載の航空機の飛行制御システム。

【請求項 9】

前記航空機が、該航空機に対してタンデムに配置された翼と 4 発のプロペラを備え、垂直離発着可能な Q T W (Quad Tilt Wing) 機であることを特徴とする請求項 1 から 8 のい

50

ずれかに記載の航空機の飛行制御システム。

【請求項 10】

請求項 1 から 9 のいずれかに記載の航空機の飛行制御システムを搭載したことを特徴とする航空機。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、航空機の飛行制御システム及び飛行制御システムを搭載した航空機に関する。特に、Q T W - U A V のような飛行形態が変化する航空機において各操縦デバイスを最適制御する航空機の飛行制御システムに関する。

10

【背景技術】

【0002】

従来、農薬散布や空中写真の撮影、災害地域の空中からの調査、火山活動などの危険状況下での調査、さらには、無人偵察機や無人攻撃機などの用途として、無人航空機（U A V : Unmanned Aerial Vehicle）の開発が進められている。

【0003】

U A V には従来、固定翼型とヘリコプタ型の 2 つの形態が存在したが、固定翼型の場合には、離陸の際には十分な離陸スペース、もしくは、カタパルトのような専用射出装置が必要で、着陸の際には十分な着陸スペース、もしくは、回収ネット等の装置が必要である。また、運航に際して、空中でのホバリング等の運用が不可能であった。

20

【0004】

一方、ヘリコプタ型の場合には、垂直離発着や空中でのホバリング等の運用は可能となるが、飛行速度、航続時間が固定翼機に比べ劣る。

このため、ヘリコプタ型のように垂直離発着や空中でのホバリング等の運用が可能であり、かつ、固定翼型並みの飛行速度、航続時間を有する U A V として、4 発垂直離発着無人航空機（Q T W - U A V : Quad Tilt Wing-Unmanned Aerial Vehicle）の開発を行なっている。

【0005】

Q T W - U A V 200 は、図 4 に示したような、タンデムに配置された主翼 203 a ~ 203 d と、4 発のプロペラ 206 a ~ 206 d を有する垂直離発着可能な形態の航空機であり、離陸時は、主翼 203 a ~ 203 d とプロペラ 206 a ~ 206 d を立てた状態で、プロペラ 206 a ~ 206 d の推力によって離陸し、水平飛行へは、主翼 203 a ~ 203 d とプロペラ 206 a ~ 206 d を徐々に倒し前進速度を得ながら遷移し、最終的には主翼 203 a ~ 203 d の揚力によって飛行することができるよう構成されている。

30

【0006】

このように構成することによって、主翼 203 a ~ 203 d とプロペラ 206 a ~ 206 d を立てた状態（ヘリコプタモード）では、ヘリコプタ型のような運用を行うことができるとともに、主翼 203 a ~ 203 d とプロペラ 206 a ~ 206 d を倒すこと（エアプレーンモード）によって固定翼型のような運用も行うことが可能となる。

40

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0007】

しかしながら、Q T W - U A V の操縦は、図 6 に示したように、ヘリコプタモードでのピッチとロールは前後・左右のプロペラ 206 a ~ 206 d の推力を操作することで推力差によって行い、ヨーは左右の動翼 203 a ~ 203 d を操作することでプロペラ後流にある主翼の揚力差によって行う。また、エアプレーンモードでは、ピッチとロールは前後・左右の動翼 203 a ~ 203 d を操作することで揚力差によって行い、ヨーはラダーもしくは左右のプロペラ 206 a ~ 206 d の推力を操作することで推力差によって行う。このため、姿勢の操縦はプロペラ 206 a ~ 206 d の推力操作と、動翼 203 a ~ 203

50

dの操作とを組み合わせる必要がある。

【0008】

さらには、ヘリコプタモードからエアブレンモードへの遷移時（遷移モード）には、これらの異なった操縦デバイスの操作が混ざった状態で操縦を行うこととなり、機体の操縦が困難となる。

【0009】

また、Q T W - U A Vのティルト角と飛行速度には密接な関係があり、図7に示すように、あるティルト角で定常飛行できる速度は唯一つしか存在しない。

ティルト角が適正值よりも立ち上っている場合には、水平飛行をさせようとする推力軸が立ち上がっているために、推力軸の前進成分が足らずに減速してしまう。

10

【0010】

また、ティルト角が適正值よりも寝ている場合には、水平飛行をさせようとする推力軸の前進成分が多くなり加速してしまう。

このように、適正值からずれた状態で高度を維持しようとした場合には、機体の加速・減速が起き、速度を維持しようすると、機体の上昇・下降が起こることとなり、ある程度以上ずれた場合には飛行自体ができなくなってしまう。

【0011】

本発明はこのような現状に鑑み、Q T W - U A Vなどの航空機の操縦者やそれに替わる自動操縦装置が異なった操縦デバイスを同時に操作することや、機体の速度に応じてティルト角の操作を行うことがなく、操縦者や自動操縦装置による複雑な操作が必要としない航空機の飛行制御システムを提供することを目的とする。

20

【課題を解決するための手段】

【0012】

本発明は、前述したような従来技術における課題及び目的を達成するために発明なされてものであって、本発明の航空機の飛行制御システムは、航空機本体の左右にそれぞれ、前記航空機本体に対して回動可能に設けた翼と、

前記翼に設けた動翼と、

前記翼に設けたプロペラとを有する航空機の飛行制御システムであって、

前記飛行制御システムは、

前記航空機を操作するための信号を入力する入力部と、

30

前記信号に基づいて、前記プロペラの制御量と動翼の制御量とを計算する演算部と、

前記プロペラの制御量及び動翼の制御量を、それぞれプロペラの制御装置及び動翼の制御装置に信号として出力する出力部と、
を備えることを特徴とする。

【0013】

また、本発明の航空機の飛行制御システムは、前記航空機は、該航空機の機速を計測するための機速センサと、

少なくとも前記航空機のスロットル、ピッチ、ロール、ヨーを操作するための姿勢操作装置と、

前記航空機の速度を調整するための加減速操作装置と、を備え、

40

前記入力部は、前記機速センサから送られる機速信号と、前記姿勢操作装置から送られる姿勢操作信号と、前記加減速操作装置から送られる加減速信号の少なくともいずれかが入力されるように構成されていることを特徴とする。

【0014】

また、本発明の航空機の飛行制御システムは、前記航空機は、前記翼のティルト角を制御するためのティルト機構を備えていることを特徴とする。

また、本発明の航空機の飛行制御システムは、前記飛行制御システムは、前記機速信号と加減速信号の少なくともいずれかに基づき、前記ティルト角を判断する飛行モード判断部を備えていることを特徴とする。

【0015】

50

また、本発明の航空機の飛行制御システムは、前記飛行モード判断部は、あらかじめ得ておいた前記航空機の機速と翼のティルト角との関係を示す関係データに基づき、前記ティルト角を判断することを特徴とする。

【0016】

また、本発明の航空機の飛行制御システムは、前記演算部は、前記飛行モード判断部から送られる判断信号と、前記姿勢操作信号の少なくともいずれかに基づき、前記各プロペラの制御量及び各動翼の制御量を計算することを特徴とする。

【0017】

また、本発明の航空機の飛行制御システムは、前記演算部は、前記ピッチ、ロール、ヨーの少なくともいずれかの運動に対応した信号成分からなる姿勢操作信号に基づいて、航空機に対してピッチ、ロール、ヨーの少なくともいずれかの制御を行うように、前記各プロペラの制御量及び各動翼の制御量を計算するとともに、

前記姿勢操作信号に含まれない信号成分に対応した運動がなされないように、前記各プロペラの制御量及び各動翼の制御量を計算することを特徴とする。

【0018】

また、本発明の航空機の飛行制御システムは、前記演算部は、前記飛行モード判断部で判断されたティルト角に基づいて、前記ティルト機構の制御量を計算することを特徴とする。

【0019】

また、本発明の航空機の飛行制御システムは、前記航空機が、該航空機に対してタンデムに配置された翼と4発のプロペラを備え、垂直離発着可能なQ T W (Quad Tilt Wing) 機であることを特徴とする。

【0020】

また、本発明の航空機は、上述するいずれかに記載の航空機の飛行制御システムを搭載したことを特徴とする。

【発明の効果】

【0021】

本発明によれば、機体の揚力と推力のバランスを自動的に最適となるように制御されるので、機体をピッチ、ロール、ヨーのコントロールを行う場合でも、操縦者や自動操縦装置はプロペラと動翼といった異なった操縦デバイスを同時に制御する必要がなく、機体を容易に操縦することが可能となる。

【0022】

また、本発明によれば、ティルト角と機体の飛行速度との関係に基づいて、機体のティルト機構を自動的に最適なティルト角となるように制御されるので、操縦者や自動操縦装置はティルト角を操作する必要がない。このため、操縦者はティルト角を気にすることなく、機体を容易に操縦することが可能となる。

【発明を実施するための最良の形態】

【0023】

以下、本発明の実施の形態（実施例）を図面に基づいてより詳細に説明する。

図1は、本発明の航空機の飛行制御システムの構成を説明するためのブロック図、図2は、本発明の航空機の飛行制御システムを搭載したQ T W - U A Vの構成を説明するための概略図、図3は、機体速度と飛行モードの関係を示すための関係図である。

【0024】

本発明の航空機の飛行制御システム10では、図1に示したように、入力部に入力された情報に基づいて、飛行モード判断部及び演算部によって飛行モードやティルト角等の制御量を算出し、出力部において、モータやサーボといった操縦デバイスの制御を行うための信号を出力するように構成されている。

【0025】

このような航空機の飛行制御システム10が搭載されたQ T W - U A V 20は、例えば、図2に示したように航空機胴体22と、プロペラ本体25a～25d及び翼28a～2

10

20

30

40

50

8 dを備えるティルトウィング23 a ~ 23 dと、ラダー31を備える尾翼30とを備えている。プロペラ本体25 a ~ 25 dは、プロペラ26 a ~ 26 dと、プロペラ26 a ~ 26 dをそれぞれ駆動するためのモータ(図示せず)及びプロペラ26 a ~ 26 dの回転量をそれぞれ制御するプロペラ制御装置(図示せず)を内部に有するプロペラ駆動体27 a ~ 27 dから構成されている。

【0026】

航空機胴体22は、外殻、ティルト機構保持部などで構成され、航空機胴体22内には図示しないが、本発明の航空機の飛行制御システム10を実現するためのコンピュータと、航空機20の傾きなどを感知する姿勢センサと、UAVの目的に合わせて、例えば、カメラや科学観測用センサなどが搭載されている。

10

【0027】

さらに、航空機胴体22には、航空機20の速度を測定するために、例えば、ピトー管、GPS(Global Positioning System)などの機速センサ32が備えられている。

また、ティルトウィング23 a ~ 23 dは、図示しないティルト機構によってプロペラ本体25 a ~ 25 dと翼28 a ~ 28 dが一体となって回動可能に構成されており、翼28 a ~ 28 dにはフラップロン、エルロンなどの動翼29 a ~ 29 dが備えられている。

【0028】

なお、ここで回動可能とは、航空機の進行方向に対して垂直な方向を軸とする方向に回動できることに限らず、回動軸は揚力が得られる範囲で、例えば、鉛直方向や水平方向に傾斜していても構わない。

20

【0029】

以下、操縦者の操作等に伴う航空機の制御手順を説明する。

まず、入力部12に、操縦者の姿勢操作装置の操作に応じて航空機20のスロットルやピッチ、ロール、ヨーを制御するための姿勢操作信号、航空機20の傾きなどを感知する姿勢センサからの姿勢信号、操縦者の加減速操作装置の操作に応じて航空機の加速、減速、速度の維持などの速度を制御するための加減速信号、ピトー管などの航空機20の速度を測定する機速センサ32からの機速信号が入力される。

【0030】

次いで、入力部12に入力された加減速信号と機速信号が飛行モード判断部14に送られ、機速に適した飛行モードが判断される。

30

ここで、飛行モードとは、ホバリング、遷移状態、水平飛行状態などの各飛行状態の総称のことを言う。

【0031】

飛行モード判断部14では、例えば、図3に示したような機速とティルト角との関係に基づいて現在の機速、または、操縦者が望む機速に適したティルト角を求めている。

すなわち、図3の場合には、機速が10 m/sの場合には飛行モードはmode 5となりティルト角は45度に設定される。また、操縦者が機速を10 m/sから加速しようとした場合には、飛行モードをmode 5からmode 6に変更され、ティルト角は40度に設定される。

【0032】

40

また、操縦者が機速を10 m/sから減速しようとした場合には、飛行モードはmode 5からmode 4に変更され、ティルト角は50度に設定される。

つまり、操縦者が機体を加速しようとする場合には、飛行モード判断部14では、飛行モードを1段階上げる(ティルト角を小さくする)ように判断される。逆に、機体を減速しようとする場合には、飛行モード判断部14では、飛行モードを1段階下げる(ティルト角を大きくする)ように判断される。

【0033】

このように飛行モードを変更することによって、それぞれの飛行モードにおける最適速度40 a ~ 40 jに近づくことになるため、機速の加減速を行うことができる。

なお、機速とティルト角との関係は、操縦する航空機20の種類によって異なるため、

50

航空機 20 の種類毎に事前のテストやシミュレーションなどによって求めておき、飛行モード判断部に記憶させておく必要がある。

【0034】

また、図 3 では、飛行モードを mode0 から mode10 までの 11 段階に分けているが、これに限らず、飛行モードの数は適宜増減することができ、また、図 7 のように機速に応じてティルト角を連続的に設定してもよい。

【0035】

そして、このように判断された飛行モードの情報である判断信号と、入力部 12 に入力された姿勢操作信号及び姿勢信号とが演算部 16 に送られ、これらの信号に基づいて、各プロペラ駆動体 27a ~ 27d に搭載されるモータ、各動翼 29a ~ 29d を制御するための動翼サーボ、ラダー 31 を制御するためのラダーサーボ、ティルトウイング 23a、23b のティルト角を制御する前ティルトサーボ、ティルトウイング 23c、23d のティルト角を制御する後ティルトサーボのそれぞれの制御量が計算される。

10

【0036】

また、姿勢操作信号及び姿勢信号に応じて、機体の制御をするためにモータ、動翼サーボ、ラダーサーボの制御量が計算され、この制御量に基づいてプロペラ 26a ~ 26d の回転数やフラッペロン 29a ~ 29d、ラダー 31 の操縦量が制御される。

【0037】

例えば、遷移モードで右ヨーの操作をした場合には、機体右翼の動翼 29b、29d を下げ、左翼の動翼 29a、29c を上げるように動翼サーボが制御する。また同時に機体右翼のプロペラ推力を下げ、左翼のプロペラ推力を上げる。

20

【0038】

このとき、動翼サーボの制御によって機体は左ロールと右ヨーが同時に発生し、プロペラ推力によって機体は右ロールと右ヨーが同時に発生する。動翼とプロペラ推力によって発生するロールは互いに反対方向のモーメントとなっている為、その量を相殺するような大きさにそれぞれを調整し、右ヨー成分のみを抽出する事で機体の操作と実際の運動を合わせる事ができる。

このように、操縦者が任意の操作をした場合には、不必要な運動成分を相殺し、必要な運動成分のみを取り出せるように、動翼サーボの制御量と、ラダーサーボの制御量と、モータの制御量とが演算部において計算される。

30

【0039】

また、前後の動翼のティルト角を飛行モードの情報に応じて最適なティルト角に制御するとともに、飛行モードの変更に伴うピッチ軸まわりのトリム変化を無くすために、前ティルトサーボと後ティルトサーボの制御量を演算部において計算する。

【0040】

そして、このように演算部において計算された各制御量を、出力部 18 より各操縦デバイスに合わせた信号で出力され、モータ、動翼サーボ、ラダーサーボ、ティルトサーボがそれぞれ制御される。

【0041】

このように航空機 20 を制御するように構成することによって、操縦者は、機速とティルト角の関係などを考慮せずに、ピッチ、ロール、ヨーといった航空機 20 の姿勢制御や、機体の加減速といった速度制御のみを操作すればよく、航空機 20 を容易に操縦できるとともに、安定した飛行を実現することができる。

40

【0042】

以上、本発明の好ましい実施例を説明したが、本発明はこれに限定されることはなく、例えば、上記の実施例では無人航空機についてのみ説明したが、有人航空機にも本発明の航空機の制御システムは採用することができる。また、上記の実施例では、4 発のプロペラを有する垂直離発着航空機 (Q T W) についてのみ説明したが、ティルトウイング機やティルトローター機などの飛行モードの変更を行う様々な航空機にも採用することができるなど、本発明の目的を逸脱しない範囲で種々の変更が可能である。

50

【図面の簡単な説明】

【 0 0 4 3 】

【図 1】図 1 は、本発明の航空機の飛行制御システムの構成を説明するためのブロック図である。

【図 2】図 2 は、本発明の航空機の飛行制御システムを搭載した Q T W - U A V の構成を説明するための概略図である。

【図 3】図 3 は、機体速度と飛行モードの関係を説明するための関係図である。

【図 4】図 4 は、従来の Q W T - U A V の一例を示す概略図である。

【図 5】図 5 は、Q T W - U A V の飛行原理を説明するためのプロペラと動翼の簡易図である。

10

【図 6】図 6 は、Q T W - U A V のヘリコプタモード及びエアブレンモードにおける、ピッチ、ロール、ヨーの制御方法を説明する概略図である。

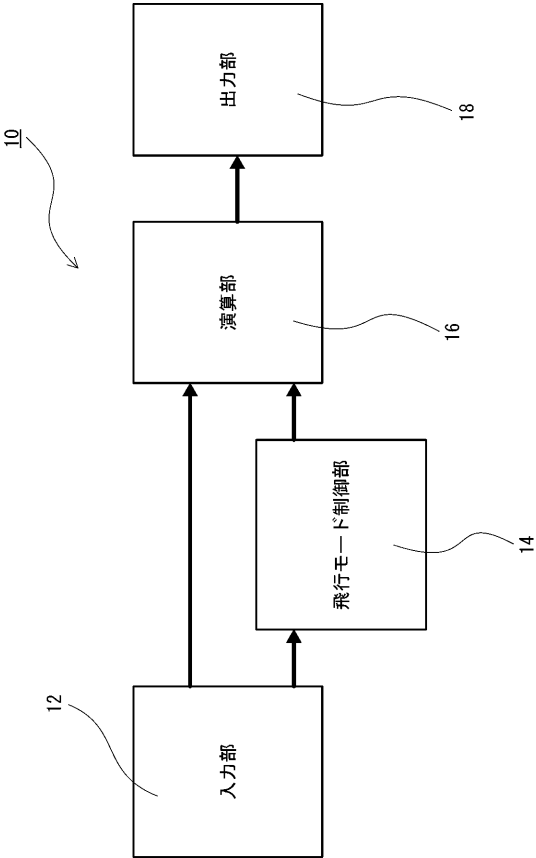
【図 7】図 7 は、機速とテイルト角の関係を説明するための一例として示した関係図である。

【符号の説明】

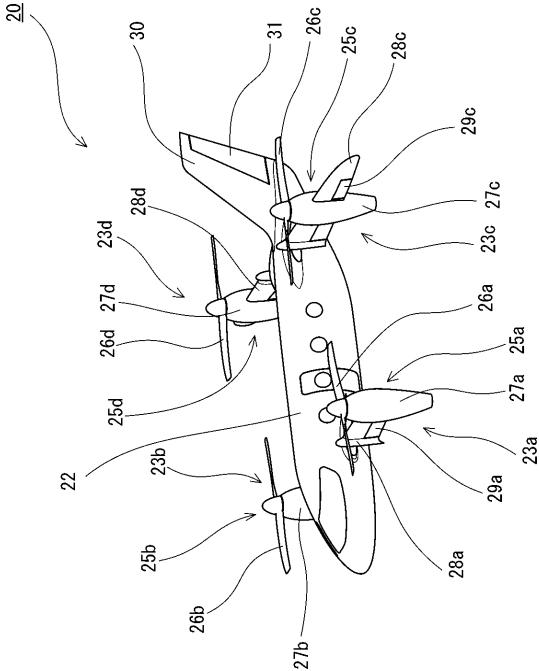
【 0 0 4 4 】

1 2	入力部	
1 4	飛行モード判断部	
1 6	演算部	
1 8	出力部	20
2 0	航空機	
2 2	航空機胴体	
2 2 a	航空機胴体先端部	
2 3 a ~ 2 3 d	テイルトウィング	
2 5 a ~ 2 5 d	プロペラ本体	
2 6 a ~ 2 6 d	プロペラ	
2 7 a ~ 2 7 d	プロペラ駆動体	
2 8 a ~ 2 8 d	翼	
2 9 a ~ 2 9 d	動翼	
3 0	尾翼	30
3 1	ラダー	
3 2	機速センサ	
4 0 a ~ 4 0 j	最適速度	
2 0 2	機体胴体	
2 0 3 a ~ 2 0 3 d	主翼	
2 0 3 a ~ 2 0 3 d	翼	
2 0 3 a ~ 2 0 3 d	動翼	
2 0 6 a ~ 2 0 6 d	プロペラ	
3 0 0	尾翼	
3 0 3	主翼	40
3 0 6	プロペラ	

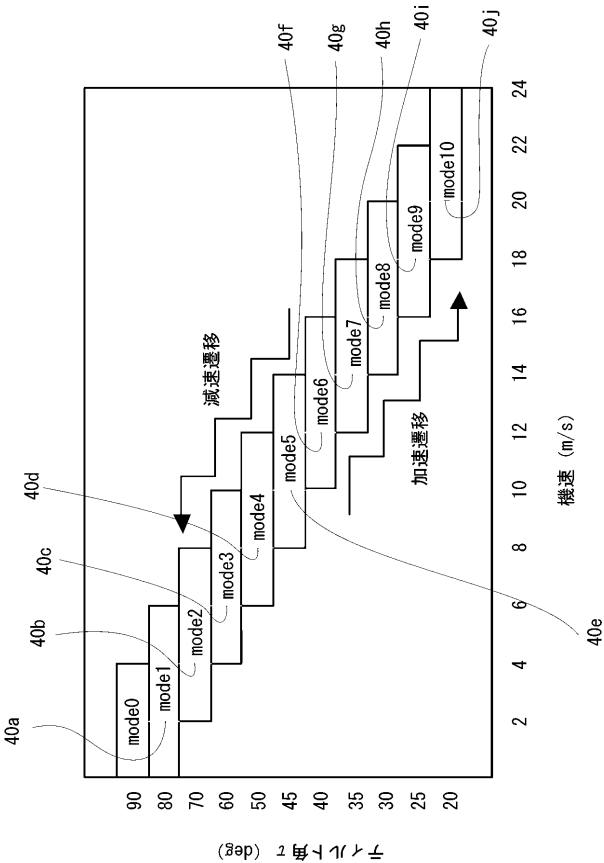
【 図 1 】



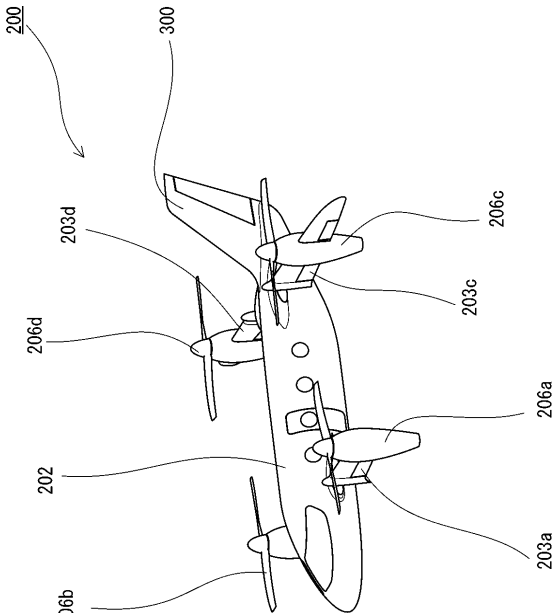
【 図 2 】



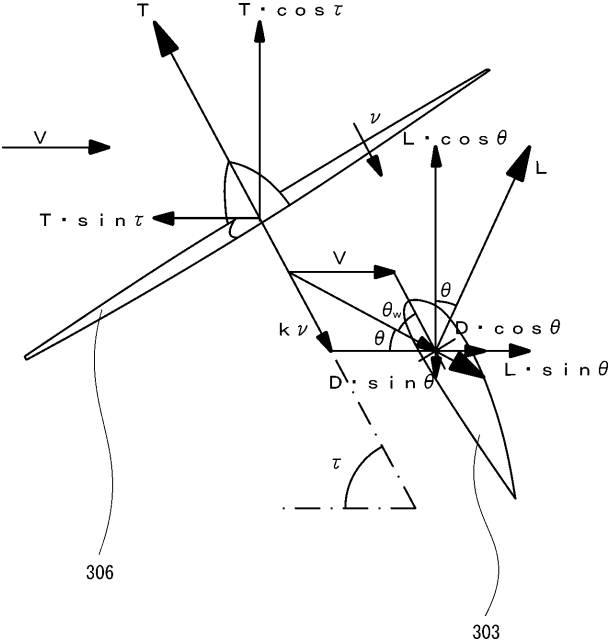
【 図 3 】



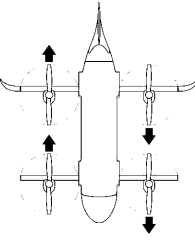
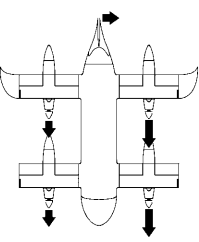
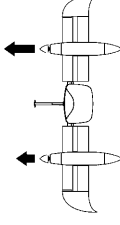
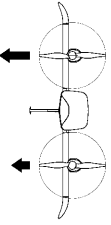
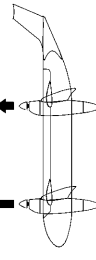
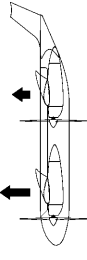
【 図 4 】



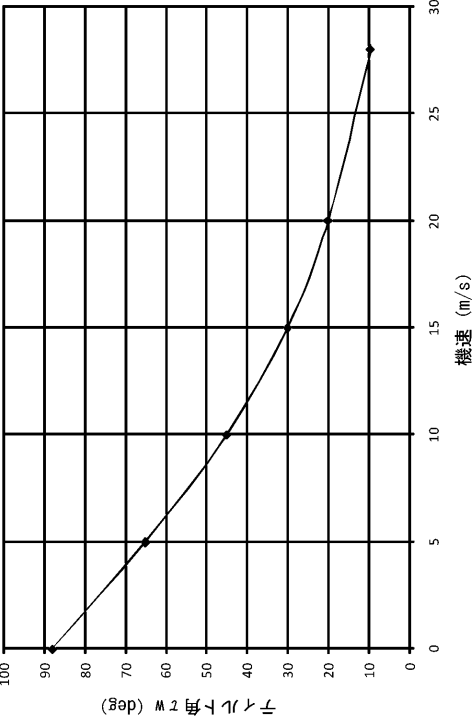
【図 5】



【図 6】

ヨー	 左右揚力差	 左右推力差 or ラダー
ロール	 左右推力差	 左右揚力差
ピッチ	 前後推力差	 前後揚力差
	ヘリコプター	エアレシモーター

【図 7】



フロントページの続き

(72)発明者 安田 憲太
静岡県御殿場市板妻 7 3 3 株式会社ジーエイチクラフト内