

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4377332号
(P4377332)

(45) 発行日 平成21年12月2日(2009. 12. 2)

(24) 登録日 平成21年9月18日(2009. 9. 18)

(51) Int. Cl. F I
B 6 4 D 43/00 (2006. 01) B 6 4 D 43/00
G 0 5 D 1/08 (2006. 01) G 0 5 D 1/08 Z

請求項の数 11 (全 15 頁)

(21) 出願番号	特願2004-535577 (P2004-535577)	(73) 特許権者	501089863
(86) (22) 出願日	平成15年8月29日 (2003. 8. 29)		サントル ナシオナル ドゥ ラ ルシェ
(65) 公表番号	特表2005-538884 (P2005-538884A)		ルシェサイアンティフィク (セエヌエール
(43) 公表日	平成17年12月22日 (2005. 12. 22)		エス)
(86) 国際出願番号	PCT/FR2003/002611		フランス国, エフー75016 パリ, リ
(87) 国際公開番号	W02004/025386		ュ ミッシェル アンジュ3
(87) 国際公開日	平成16年3月25日 (2004. 3. 25)	(74) 代理人	100099759
審査請求日	平成18年7月10日 (2006. 7. 10)		弁理士 青木 篤
(31) 優先権主張番号	0211454	(74) 代理人	100092624
(32) 優先日	平成14年9月16日 (2002. 9. 16)		弁理士 鶴田 準一
(33) 優先権主張国	フランス (FR)	(74) 代理人	100102819
			弁理士 島田 哲郎
		(74) 代理人	100114177
			弁理士 小林 龍

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機の高度及び垂直線に対して直角方向の水平速度の操縦支援システム、及びこれを具備する航空機

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

航空機（４、１５２）の高度と垂直線に対して直角方向の水平速度を制御する操縦支援システムであって、高度と水平速度は、前記航空機のピッチ及び／又は該航空機の上昇手段（１０、１５６）によって生成されるパワーを変化させることによって制御される、操縦支援システムにおいて、

前記航空機の前記高度と前記水平速度との双方の関数である計測信号を供給する計測装置（２２、１８０）と、

前記航空機の前記高度及び前記水平速度用に予め設定された同じ基準値（２６、１８２）であって、前記計測信号の変動から独立している基準値と、

前記基準値に対して前記計測信号をサーボ制御するためのサーボループを形成する手段（２０、１７８）であって、前記基準値に対して前記計測信号をサーボ制御するべく、前記ピッチ及び／又は前記上昇手段によって生成される前記パワーを自動的に変化させる手段と、

を有することを特徴とする操縦支援システム。

【請求項 2】

前記サーボループを形成する手段（２０、１７８）は、

入力制御値の関数として、前記ピッチ又は前記上昇手段（１０、１５６）によって生成される前記パワーのいずれかのみを制御する制御ユニット（９６）と、

前記計測信号と前記基準値間の差を補償するべく、この差から前記入力制御値を算出す

10

20

る減算器（９４）と、

を有することを特徴とする請求項１記載の操縦支援システム。

【請求項３】

前記計測信号は、前記航空機の前記高度によって除算された前記水平速度の商を表していることを特徴とする請求項１又は２記載の操縦支援システム。

【請求項４】

前記計測装置は、

第１及び第２センサ（３０、３２）であって、飛行する前記航空機の下方にある表面から放射される紫外及びミリメートル波長間のスペクトルゾーン内の電磁放射の強度の変動（４４）を計測し、前記第１及び第２センサ（３０、３２）が前記航空機の移動の際に同じ変動を続けて計測するように、他方のセンサの照準線から角度 $\Delta\phi$ だけ角度がずれた照準線（３４、３６）をそれぞれが具備している第１及び第２センサと、

前記第１センサによる前記変動の計測と前記第２センサによる前記同じ変動の計測間において経過した時間インターバル ΔT を算出し、計測信号として、その値がこの算出された時間インターバルの減少単調関数である信号を供給する処理ユニット（５０）と、

を有することを特徴とする請求項３記載の操縦支援システム。

【請求項５】

計測信号として前記処理ユニットによって供給される前記信号は、前記の算出された時間インターバル ΔT によって除算された前記照準線（３４、３６）の前記の相対的な角度オフセット $\Delta\phi$ の商を表していることを特徴とする請求項４記載の操縦支援システム。

【請求項６】

前記第１及び第２センサ（３０、３２）は、それぞれ、フォトセンサであることを特徴とする請求項５記載の操縦支援システム。

【請求項７】

前記第１及び第２センサ（３０、３２）は、前記照準線のそれぞれを前記航空機の垂直線に対して一定の向きに維持する自動化装置（５２）に関連付けられていることを特徴とする請求項４～６のいずれか一項記載の操縦支援システム。

【請求項８】

前記上昇手段によって生成される前記パワーが、１つ又は複数の回転ブレードアセンブリの高度制御システムを変化させることによって変更され、この高度制御システムが、制御可能である航空機の場合に、前記制御ユニットは、前記上昇手段によって生成される前記パワーを制御するべく、前記高度制御システムを制御することを特徴とする請求項２～７のいずれか一項記載の操縦支援システム。

【請求項９】

前記上昇手段によって生成される前記パワーが、回転ブレードアセンブリ（１０）の回転速度を変化させることによって変更され、この回転速度が制御可能である航空機（４）の場合に、前記制御ユニットは、前記上昇手段によって生成される前記パワーを制御するべく、前記回転速度を制御することを特徴とする請求項２～７のいずれか一項記載の操縦支援システム。

【請求項１０】

ピッチが、制御可能な昇降舵（１６２）の位置の関数として変更される航空機（１５２）の場合に、前記制御ユニット（９６）は、前記昇降舵（１６２）の前記位置を制御することを特徴とする請求項２～７のいずれか一項記載の操縦支援システム。

【請求項１１】

請求項１～１０のいずれか一項記載の操縦支援システムを有する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、航空機の高度と垂直線に対して直角方向の水平速度を制御する操縦支援シス

10

20

30

40

50

テムに関するものである。

【背景技術】

【0002】

現在、どのような航空機を使用する場合にも、地面との衝突を回避することが必須である。従って、パイロットは、航空機の高度及び水平速度を継続的に監視並びに制御しなければならない。このためには、パイロットは、航空機のピッチ及び／又は航空機の上昇手段によって生成されるパワーを操作可能である。

【0003】

尚、この場合に、「ピッチ」とは、航空機の横軸として定義される軸（即ち、ローリングによる変位が発生する軸、並びにヨーイングの動作が発生する軸に対して直角方向の軸）を中心とする航空機の角度変位を意味するものである。

10

【0004】

ピッチと、上昇手段によって生成されるパワーは、いずれも、高度と水平速度を変化させるパラメータである。従って、航空機の操縦には、これら2つのパラメータを同時に制御するのに必要な技術を習得するべく、長時間の訓練が必要である。尚、これら2つのパラメータのパイロットによる制御を支援するべく、既に自動操縦システムが提案されている。しかしながら、これらのシステムが有しているのは、例えば、定常状態のフライトや高高度における巡航フライトなどの特定の姿勢制御フェーズにおいてパイロットを支援する能力のみであり、又、これらのシステムは複雑で、大きく、重量があり、且つ高価である。この理由は、これらのシステムが、一般に、高度を制御するための少なくとも1つの第1サーボループと、水平速度を制御するための第2サーボループを有しているためである。水平速度に影響を及ぼす動作は、高度に対しても影響を及ぼすため（この逆も同様である）、これらのサーボループをセットアップするのは複雑である。

20

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0005】

本発明の目的は、高度と水平速度を制御する単純な操縦支援システムを提案することにより、この問題を解決することにある。

【課題を解決するための手段】

【0006】

従って、本発明の主題は、航空機の高度と、垂直線に対して直角方向の水平速度を制御する操縦支援システムであり、この場合に、高度と水平速度は、航空機のピッチ及び／又は航空機の上昇手段によって生成されるパワーを変化させることによって制御される。ここに、この操縦支援システムは、航空機の高度と航空機の水平速度との双方の関数である計測信号を供給する能力を有する計測装置と、航空機の高度と水平速度用に予め設定された同じ基準値であって、計測信号の変動から独立している基準値と、基準値に対して計測信号をサーボ制御するためのサーボループを形成する手段であって、基準値に対して計測信号をサーボ制御するべく、ピッチ及び／又は上昇手段によって生成されるパワーを自動的に変化させる能力を有する手段と、を有することを特徴としている。

30

【0007】

この操縦支援システムは、同時に高度と水平速度の両方の関数である単一の信号に基づいて、ピッチ及び／又は上昇手段によって生成されるパワーを調節及び制御する。従って、既存のシステムとは対照的に、航空機の高度及び水平速度の自動同時制御に必要とされるサーボループは、1つのみである。従って、本明細書に記述されているシステムは、既存のシステムに比べて、単純である。

40

【0008】

本発明によるシステムのその他の特徴によれば、サーボループを形成する手段は、入力制御値の関数として、ピッチ又は上昇手段によって生成されるパワーのいずれかのみを制御する制御ユニットと、計測信号と基準値間の差を補償するべく、この差から入力制御値を算出する能力を有する減算器と、を有する。

50

計測信号は、航空機の高度によって除算された水平速度の商を表す。

計測装置は、第1及び第2センサであって、飛行する航空機の下方にある表面から放射される紫外及びミリメートル波長間におけるスペクトルゾーン内の電磁放射の強度の変動を計測する能力をそれぞれが有し、第1及び第2センサが航空機の変位の際に同じ変動を続けて計測するように、もう一方のセンサの照準線から角度 $\Delta\phi$ だけ角度オフセットされた照準線をそれぞれが具備している第1及び第2センサと、第1センサによる変動の計測と第2センサによる同じ変動の計測間において経過した時間インターバル ΔT を算出し、計測信号として、その値がこの算出された時間インターバルの減少単調関数である信号を供給する能力を有する処理ユニットと、を有する。

この計測信号として処理ユニットから供給される信号は、算出された時間インターバル ΔT によって除算された照準線の相対的な角度オフセット $\Delta\phi$ の商を表す。

第1及び第2センサは、それぞれフォトセンサであり、第1及び第2センサは、それぞれの照準線を航空機の垂直方向に対して一定の向きに維持する自動化装置と関連付けられている。

上昇手段によって生成されるパワーが、1つ又は複数の回転ブレードアセンブリの集合的手段（又は、高度制御システム）を変化させることによって変更され、この集合的手段が制御可能である航空機の場合には、制御ユニットは、上昇手段によって生成されるパワーを制御するべく集合的手段を制御する能力を有する。上昇手段によって生成されるパワーが、回転ブレードアセンブリの回転速度を変化させることによって変更され、この回転速度が制御可能である航空機の場合には、制御ユニットは、上昇手段によって生成されるパワーを制御するべく回転速度を制御する能力を有する。

ピッチが、制御可能な昇降舵の位置の関数として変更される航空機の場合には、制御ユニットは、昇降舵の位置を制御する能力を有している。

【0009】

そして、本発明の更なる主題は、本発明による操縦支援システムを有することを特徴とする航空機である。

【0010】

尚、本発明については、一例として提示する以下の説明を参照することにより、十分に理解することが可能であり、この説明においては、添付の図面を参照している。

【発明を実施するための最良の形態】

【0011】

図1は、航空機の高度と水平速度を制御する操縦支援システム2を表しており、この場合に、この航空機は、操縦ユニット6の支援によって遠くから遠隔制御される回転翼航空機（この場合には、ヘリコプター4）である。

【0012】

このヘリコプター4は、エンジン14のローター12を介して回転する回転ブレードアセンブリ10を具備している。そして、回転ブレードアセンブリ10の回転速度を変化させるべく、ローター12の回転速度を速度設定点の関数として制御することができる。

【0013】

又、このヘリコプター4は、ピッチ設定点の関数としてヘリコプターのピッチを制御するメカニズム16をも有している。このメカニズム16は、非ゼロの水平方向の加速を生成するべく、水平方向に対して回転ブレードアセンブリ10の回転軸を傾ける能力を有している。尚、この場合の「水平」という用語は、ヘリコプター4の垂直線に直角の方向（又は、ヘリコプターに対して直角方向）を意味している。

【0014】

このメカニズム16は、この場合には、操縦ユニット6から送信されるピッチ設定点を受信し、この受信したピッチ設定点をメカニズム16に供給する無線受信機18に接続されている。

【0015】

又、このヘリコプター4は、ヘリコプターの高度と水平速度を制御する制御システム2

10

20

30

40

50

0をも有しており、この制御システムは、計測装置22、ローター12の回転速度を計測するセンサ24、及び高度及び水平速度用の単一の設定点26に接続されている。

【0016】

計測装置22（又は、動作検出器22）は、ヘリコプター4の高度と水平速度の双方の関数である信号を制御システム20に供給する機能を具備している。尚、この計測装置22については、周知であり、本明細書においては、この説明は簡単なものに留めておく。この装置22に関する更なる情報については、例えば、C. Blanesによる「Appareil Visuel elementaire pour la navigation "a vue" d'un Robot mobile autonome」（DEA de neurosciences, Universite d'Aix-Marseille II, 1986）と、C. Blanesによる「Guidage visuel d'un robot mobile autonome d'inspiration bionique」（doctoral thesis at the Institute Polytechnique, Grenoble, 1991）を参照されたい。

【0017】

この装置22は、例えば、ヘリコプター4の移動の際に、飛行するヘリコプター4の下方にある表面の単一地点における光強度を計測する能力をそれぞれが有する2つのフォトセンサ30及び32を独自に有している。これらのフォトセンサ30及び32は、指向性を有し、それぞれ、単一の照準線34及び36に個々に関連付けられており、いずれも、飛行するヘリコプター4の下方にある表面に向かって向けられている。そして、照準線34及び36と、飛行するヘリコプター4の下方にある表面との交点にそれぞれ位置している照準点38及び40は、飛行するヘリコプター4の下方にある表面から拡散又は放射される光強度が計測される地点を表している。それぞれの照準点は、飛行するヘリコプター4の下方にある表面を、同一の高度で撮影した写真のピクセルに実質的に対応している。これらの照準線34及び36は、ヘリコプター4のピッチングが発生する横軸に対して直角方向の同一の面内に位置している。更に、これらの照準線34及び36は、一定の角度 $\Delta\phi$ だけ、互いに対して角度がずれている。この角度 $\Delta\phi$ は、センサ30が、飛行するヘリコプター4の下方にある表面（この表面が、センサによる計測対象である）上のすべての点における光強度を、ヘリコプターが前進しているか、或いは後進しているかに応じて、わずかに遅れて、又は、わずかに先行して計測するべく、選択されている。

【0018】

この場合には、照準線34は、垂直であり、照準線36は、図1の矢印42によって表されるヘリコプター4の水平移動方向の前方に位置している。

【0019】

図1において、照準点40は、明るい表面と暗い表面の間の境界などの光強度の突然の不連続性44と遭遇するという単純なケースにおいて示されている。そして、この不連続性44に対応するフォトセンサ32によって計測される光強度の変動は、この図1には、下りの階段のような形状の信号46によって表されており、この立ち下がり部分は、明るい表面と暗い表面の間の境界に対応している。

【0020】

同様に、照準点38も、ヘリコプターが矢印42の方向に移動した後に、これが光強度の同じ不連続性44と遭遇した瞬間において示されている。そして、この瞬間にフォトセンサ30によって計測される光強度の変動は、図1には、信号48によって表されており、これは、信号46と同一である。そして、フォトセンサ32が不連続性44を計測する瞬間と、フォトセンサ30がこの同一の不連続性44を計測する瞬間の間において経過する時間インターバルは、図1には、信号46及び48の立ち下がり部分を隔てている矢印によって表されている。

【0021】

又、図1においては、ヘリコプター4の高度Hは、照準点38とフォトセンサ30を隔

10

20

30

40

50

てている矢印によって表されている。

【0022】

計測装置22（これは、フォトセンサ30及び32と関連付けられている）は、ヘリコプター4の高度及び水平速度の双方の関数である信号を制御システム20に供給する能力を有する演算器50又は処理ユニット50を有している。この演算器50は、センサ30、32のうちの一方が光強度の不連続性を計測した瞬間と、他方のセンサがその同じ不連続性を計測した瞬間の間において経過した時間インターバル ΔT を判定し、比率 $\Delta \phi / \Delta T$ に対応する信号を制御システム20に供給するべく、具備されている。この信号 $\Delta \phi / \Delta T$ は、実質的に次の式によって表される。

【0023】

$$\Delta \phi / \Delta T = (V \times \Delta \phi) / (H \times \tan \Delta \phi)$$

【0024】

ここで、Vは、ヘリコプター4の水平速度である。

【0025】

そして、照準線34、36間における角度 $\Delta \phi$ が小さい場合には、次式が得られる。

【0026】

$$\Delta \phi / \Delta T = V / H \text{ [rad/s]}$$

【0027】

以下においては、この信号 $\Delta \phi / \Delta T$ を角速度と呼ぶことにする。これは、フォトセンサ30及び32の光学軸の交点から観察した地面上のコントラストの平均相対速度（単位：rad/s）を意味している。

【0028】

ここで説明する実施例においては、フォトセンサ30及び32は、ヘリコプターのピッチがどのような場合にも、照準線34及び36をヘリコプター4の垂直線に対して一定の位置に維持する装置52と関連付けられている。例えば、この装置50は、サーボモーター56に接続された垂直ジャイロスコープから構成されている。

【0029】

垂直線を示す信号をサーボモーター56に供給するべく、ジャイロスコープ又は水平検出器54が具備されている。

【0030】

サーボモーター56は、この信号に応答して、照準線34を垂直線上にアライメントされた状態に維持するべく、フォトセンサ30及び32を回転させる能力を有している。従って、これらのフォトセンサ30及び32によって実行される計測は、ヘリコプター4のピッチからは独立したものになっている。

【0031】

制御システム20に接続されている設定点26は、角速度の設定点である。従って、ヘリコプターが一定の速度Vで前進している場合には、この設定点26により、飛行するヘリコプター4の下方にある表面に対する一定の高度Hが課されることになる。そして、この課される高度は、機械速度が増大すると共に増大するため、「安全高度」と考えることができる。この設定点26は、この場合には、一定であり、計測装置22から供給される信号の変動からは独立している。

【0032】

この実施例においては、制御システム20は、ローター12の回転速度を制御して設定点26に対応する高度を維持するという単一の機能を具備している。尚、この制御システム20については、図2を参照して説明する。

【0033】

操縦ユニット6は、ヘリコプター4のピッチを制御する操作ハンドル60を有しており、この操作ハンドルは、操作ハンドル60の位置に対応したピッチ設定点をヘリコプター4の受信機18に送信するべく具備された無線送信機62に接続されている。

【0034】

10

20

30

40

50

図 2 は、図 1 の操縦支援システムに対応するブロックダイアグラムである。尚、このブロックダイアグラムにおいては、図 1 を参照して既に説明済みの要素に対応するブロックに対して同一の参照符号が付加されている。

【0035】

エンジン 14、ピッチ制御用のメカニズム 16、及び回転ブレードアセンブリ 10 を組み合わせたブロック 70 は、受信機 18 から送信されるピッチ設定点と、制御システム 20 からエンジン 14 に送信されるローターの速度設定点にそれぞれ対応する 2 つの入力制御値 80 及び 82 を取得する。又、このブロック 70 は、これらの入力制御値 80 及び 82 の関数として得られるヘリコプター 4 の高度と水平速度を表す出力 84 をも有している。この出力 84 は、計測装置 22 に向かう破線矢印によって接続されており、これは、この計測装置 22 によって計測される対象が、この高度とこの水平速度であることを示している。

10

【0036】

そして、この計測装置は、計測した角速度を制御システム 20 の入力 88 に供給する。

【0037】

制御システム 20 は、角速度用の設定点 26 を受信するための別の入力 90 を有している。

【0038】

制御システム 20 は、ローター 12 の速度を制御する制御ユニット 96 に接続された減算器 94 を含んでおり、これらは、計測装置 22 に接続された際にヘリコプター 4 の角速度を設定点 26 に従属制御する単一のサーボループを形成している。

20

【0039】

ここで、減算器 94 は、ユニット 96 を制御するための制御信号を生成するべく、入力 88 を介して計測された角速度と、入力 90 によって受信された設定点 26 間の差を判定するべく具備されている。このために、減算器 94 は、スケーリングブロックを介して入力 90 に接続された負極と、入力 88 に直接接続された正極と、比例及び微分動作を具備するコントローラ（又は、PD コントローラ）の入力に接続された出力と、を有している。尚、角速度を従属制御するべく、サーボループの上流に位置しているこのコントローラ 100 については、周知であり、これは、ダイナミクスを改善することによってシステムを安定化させるための従来の手段によって調節されている。

30

【0040】

このコントローラ 100 は、角速度用の設定点 26 と、計測された角速度間の差を補償するべく適用されるローター 12 の速度の設定点を算出する。そして、このローター 12 の速度用の設定点は、制御ユニット 96 の入力 104 に接続されている。

【0041】

制御ユニット 96 は、ローター 12 の速度を、入力 104 において受信した速度設定点に従属制御する機能を具備している。

【0042】

このために、制御ユニット 96 は、減算器 110 と、比例、積分、及び微分動作を具備するコントローラ 112（又は、PID コントローラ）の支援によって形成された第 2 サーボループを有している。

40

【0043】

減算器 110 は、入力 104 において受信された速度設定点と、センサ 24 によって計測されたローター 12 の速度間の差を確立する能力を有している。図 2 においては、このセンサ 24 は、破線によってブロック 70 の出力に接続されており、これは、このセンサがローター 12 の有効速度を計測することを示している。

【0044】

そして、減算器 110 の出力は、PID コントローラ 112 の入力に対して、ローターの速度基準値と、その計測された速度間の差に対応する信号を供給する。

【0045】

50

尚、PIDコントローラ112については、周知であり、これは、ローター12の速度を従属制御するループを安定化させて、このループのダイナミクスを改善するべく、従来の方法によって調節されている。そして、このコントローラ112の出力は、エンジン14の入力に接続されており、速度制御値82を形成する。

【0046】

制御システム20及び計測装置22は、既存の電子コンポーネントを使用して、従来の方式によって構築されている。尚、これらの電子コンポーネントをグループ化することにより、小型化と、1/10グラムレベルの軽量化を実現することが有利である。

【0047】

図1及び図2に示されているヘリコプタ4の動作については説明を省略する。

10

【0048】

制御システム20の動作の際には、2つの状況が発生し得る。

【0049】

即ち、第1の状況は、計測装置22によって計測される角速度が設定点26を上回っているケースに対応するものである。この状況においては、計測された角速度と設定点26間における減算器94によって確立される差は、正である。コントローラ100による補正の後に、この正の差は、制御ユニット96の入力104に伝送されるローター12の回転速度を増大させるための設定点に対応している。そして、このローター12の速度を増大させるための設定点にตอบสนองし、制御ユニット96は、エンジン14に対して、ローター12の回転速度を増大させるべく命令し、この速度を、センサ24、減算器110、及びコントローラ112によって形成されたサーボループを介して、入力104において受信されたこの速度設定点に従属制御する。そして、このローター12の回転速度における増大は、結果的に、ヘリコプター4の高度における顕著な増大と、水平速度におけるわずかな増大をもたらすことになる。そして、この結果、全体として、計測装置22によって計測される角速度が減少することになる。従って、設定点26と計測された角速度間の差が減少し、これは、入力104に伝送されるローター速度設定点の低下として表れることになる。このローター速度のループ調節は、定常状態の正常運転が確立されるまで継続し、定常状態においては、計測される角速度は、実質的に一定であり、角速度設定点26に等しい。

20

【0050】

30

一方、逆の状況においては（即ち、計測された角速度が設定点26を下回っている場合には）、減算器94によって識別される差は、負である。コントローラ100による補正の後に、この負の差は、制御ユニット96の入力104に伝送されるローター12の回転速度を減少させるための設定点に対応している。このローター12の回転速度を減少させるための設定点にตอบสนองし、ユニット96は、エンジン14を制御し、ローター12の回転速度を減少させる。このローター12の回転速度の減少は、結果的に、ヘリコプター4の高度の顕著な減少と、水平速度のわずかな減少をもたらすことになる。そして、この結果、全体として、計測装置22によって計測される角速度が増大する。そして、この計測される角速度の増大は、絶対値は小さいが依然として負の差として減算器94によって識別されることになる。この減算器94によって識別されるこの新しい差は、更に小さな絶対値のローター12の速度の減少のための（従って、ローター12の速度の更に小さな減少のための）命令に変換され、実質的に一定の計測角速度に対応する定常状態の正常運転に徐々に戻ることになる。

40

【0051】

従って、ヘリコプター4の高度と水平速度は、ヘリコプター4の角速度を従属制御する単一のサーボループによって自動的に制御されており、このサーボループは、計測装置22、減算器94、及びコントローラ100、並びに制御ユニット96から形成されている。

【0052】

この制御システム20を具備するヘリコプター4を操縦する手順は、次のとおりである

50

。この手順は、例えば、ヘリコプター 4 内に制御システム 20 を設置する時点における設定点 26 の初期化段階から始まることになる。尚、この初期化の完了後、ヘリコプター 4 のナビゲーション操作の際に、この設定点 26 を再度変更することはない。

【0053】

次いで、操作者が、ヘリコプター 4 を初期上昇状態にする。即ち、例えば、操作者は、エンジン 14 を作動させ、ヘリコプター 4 の場合には、この結果、ヘリコプター 4 が垂直に離陸することになる。次いで、操縦ユニット 6 の支援により、操作者は、初期ピッチ用の設定点をヘリコプター 4 に送信する。そして、この設定点に応答し、メカニズム 16 が、そのオリジナルの水平位置から、この水平位置に対してわずかに傾いた位置に回転ブレードアセンブリ 10 を変位させる。

10

【0054】

そして、回転ブレードアセンブリ 10 が水平に対してわずかに傾き、ヘリコプター 4 が水平移動を開始すると、すぐに、制御システム 20 により、操作者による更なる介入なしに、ヘリコプター 4 の離陸動作シーケンスが完全に自動的に実行されることになる。離陸の直後には、ヘリコプター 4 の高度は、実際には、その水平速度に対して低くなっており、従って、装置 22 から供給される角速度が、設定点 26 を上回ることになる。このような状態においては、前述のように、制御システム 20 は、エンジン 14 に対して、ローター 12 の回転速度を増大させ、その結果、定常状態の正常運転が確立されるまでヘリコプター 4 の高度を増大させるように命令する。

【0055】

20

そして、この定常状態の正常運転が確立され、ピッチ設定点が操作者によって変更されず、且つ、飛行するヘリコプター 4 の下方にある表面が平坦であって、ヘリコプターの水平速度が妨げられない限り、その設定点 26 は、一定の高度と一定の水平速度に対応することになる。

【0056】

ヘリコプター 4 が突出した障害物の上方を飛行する際には、識別される高度 H が減少することになり、これは、計測される角速度の増大となって表れる。この結果、制御システム 20 は、ローター 12 の回転速度を増大させて高度を増大させることにより、設定点角速度 26 を回復する。この結果、短い過渡的なフェーズの後に、ヘリコプター 4 は、突出した障害物に対して一定の高度を維持しつつ、その障害物の上方を飛行することになる。同様に、ヘリコプターが窪みの上方を飛行する際には、高度が増大することになり、これにより、計測される角速度が減少し、この場合には、制御システム 20 が、ローター 12 の速度の減少（即ち、高度 H の減少）を命令し、設定点 26 に戻ることになる。

30

【0057】

従って、前述の制御システム 20 によれば、飛行するヘリコプター 4 の下方にある表面の起伏に対して、ヘリコプター 4 の高度を自動的に調節することができる。そして、具体的には、地上に存在する障害物とのすべての衝突が自動的に回避されることになる。

【0058】

ヘリコプター 4 の高度は、もはや外部要素によって妨げられることはないが、その水平速度は、依然として外部要素によって妨げられることになる。例えば、矢印 42 の方向に吹いているテールウィンドによって、ヘリコプター 4 の水平速度が増大した場合には、これは、計測される角速度の増大となって表れ、この結果、制御システム 20 により、ローター 12 の速度が増大することになる。従って、テールウィンドの場合には、ヘリコプター 4 は、自動的にその高度が増大し、この結果、ナビゲーションの安全性が極大化することになる。実際に、ヘリコプターの水平速度が大きければ大きいほど、近接する障害物を回避することは困難になる。従って、安全高度の利点は、速度の増大と共に自動的に増大することになる。

40

【0059】

逆の状況においては（即ち、ヘリコプターが、ヘッドウィンドに晒されている場合には）、その水平速度が減少し、計測される角速度も、これに対応して減少することになる。

50

そして、制御システム 20 が、ローター 12 の回転速度を減少させるべくエンジン 14 に対して自動的に命令し、この結果として、高度が減少する。従って、強いヘッドウィンドの場合には、ヘリコプター 4 の水平速度と高度が同時に減少し、この結果、ヘリコプターは着陸することができる。尚、このような着陸は、地面に到達する瞬間に、水平速度ゼロにおいて実行されるため、危険ではない。

【0060】

最後に、装置 22 によって計測される角速度が結果的に操作者の介入に結び付く場合もある。例えば、ナビゲーションの最中に、操作者が、操縦ユニット 6 の支援によって漸進的にピッチ設定点を変更するべく決定する場合がある。例えば、水平に対する回転ブレードアセンブリ 10 の傾斜を操作者が増大させた場合には、結果的に、ヘリコプターの水平速度が増大すると同時に、高度が減少ことになる（即ち、計測される角速度が実質的に増大することになる）。この結果、このような状態においては、制御システム 20 が、エンジン 14 に対して、ローター 12 の速度を増大させるべく命令し、これにより、特に、角速度用のオリジナルの設定点 26 に戻るまで、ヘリコプター 4 の高度が増大することになる。

10

【0061】

一方、逆の場合には（即ち、操作者が、回転ブレードアセンブリを水平にリセットするべくピッチ設定点を送信した場合には）、水平速度が減少し、次いで、制御システム 20 が、ローター 12 の速度を自動的に減少させ、ヘリコプター 4 の水平速度がゼロの時点において、高度の値もゼロに減少することになる。即ち、操作者は、ピッチのみを制御することにより、ヘリコプター 4 の着陸操作を実行することになるのである。

20

【0062】

従って、システム 2 によれば、着陸、離陸、加速、及び減速のために、ヘリコプターを操縦する操作者が制御を要するものは、いまや単一のパラメータのみであり（この場合には、ヘリコプターのピッチである）、ヘリコプターの制御が格段に単純化している。

【0063】

図 3 は、従来の飛行機 152 の高度及び水平速度の操縦支援システム 150 を表している。この飛行機 152 は、翼と関連付けられたプロペラ 156 を具備しており、このプロペラ 156 は、回転速度を調節可能なエンジン 158 によって回転する。

【0064】

30

又、この飛行機 152 は、回転可能な昇降舵 162 をも有しており、この機能は、航空機のピッチの制御である。この昇降舵 162 は、昇降舵の制御レバー 166 に接続されたアクチュエータ 164 によって作動し、この制御レバーは、飛行機のコックピット内に配置されている。同様に、昇降舵 162 の位置のセンサ 170 も、この位置の従属制御のために、この昇降舵 162 に関連付けられている。

【0065】

最後に、この飛行機 152 は、センサ 170、アクチュエータ 164、計測装置 180、及び一定の安全設定点 182 に接続された制御システム 178 を具備している。

【0066】

計測装置 180 は、図 1 の計測装置と同一である。

40

【0067】

設定点 182 は、一定であり、これは、その速度が危険速度を上回った場合に、飛行機 152 がそれ未満に降下してはならない安全高度に対応する値に初期化される。この設定点は、一定の角速度の値に対応している。

【0068】

制御システム 178 は、昇降舵 162 を自動的に制御して飛行機の高度と水平速度を自動的に監視する機能を具備している。この制御システム 178 は、装置 180 によって計測される角速度が設定点 182 を上回った場合にのみ作動するという事実を除いて、例えば、図 1 の制御システム 20 と同一である。

【0069】

50

この実施例においては、装置 180 によって計測される角速度が設定点 182 を下回っている限り、制御システム 178 は動作せず、プロペラ 156 の回転速度と昇降舵 162 を制御するのはパイロットのみである。

【0070】

飛行機の航路内に突出した障害物が存在する場合には、その障害物の上方において、高度 H が、突然、それまでの値から減少する一方で、飛行機の水平速度は実質的に一定に留まることになる。これは、角速度の突然の増大に対応している。角速度が設定点 182 を上回ると、制御システム 178 が、飛行機の制御を担い、昇降舵 162 を自動的に監視することになる。そして、飛行機の角速度が設定点 182 を上回ると、制御システム 178 は、昇降舵に対して角速度を減少させるように指示する。即ち、この場合には、制御システム 178 は、アクチュエータ 164 に対して、昇降舵の上方への回転を開始するように指示し、この結果、飛行機の高度が増大し、水平速度が減少することになる。この結果、これら 2 つの理由から、計測される角速度が減少する。そして、制御ユニットは、この昇降舵 162 に対して、計測される角速度を設定点 182 に従属制御するように指示する。

10

【0071】

従って、パイロットが飛行機の制御を取り戻さない限り、このシステム 150 の支援により、制御システム 178 は、飛行機を安全高度に戻し、障害物との衝突を回避する。

【0072】

次いで、飛行機 152 の制御を取り戻すには、パイロットは、設定点 182 を下回るまで角速度を減少させる操作を実行しなければならない。例えば、パイロットは、飛行機の高度を増大させるか、或いはプロペラ 156 の回転速度を減少させるべく、制御レバーを操作する。そして、このパイロットの操作により、計測される角速度が設定点 182 未満になると、制御システム 178 は、再度、無効となり、パイロットによる飛行機の操作が可能となる。

20

【0073】

即ち、この実施例においては、操縦支援システム 150 は、地面と飛行機の衝突の回避を実現する安全システムとして使用されているのである。

【0074】

以上、計測される角速度を設定点に従属制御するべく制御システム 20 がローター 12 の速度を制御する特定のケースにおいて、図 1 のシステムについて説明した。変形実施例においては、制御システム 20 は、計測される角速度を設定点に従属制御するべく、航空機のピッチの自動制御に適合されている。この変形においては、サーボループを形成する手段は、ローターの速度を制御するユニット 96 を除いて（このユニットは、航空機のピッチを制御するユニットによって置換されている）、例えば、図 1 のものと同一である。従って、この変形においては、操作者による航空機の操縦は、ピッチ設定点ではなく、回転速度設定点の送信によって構成されている。

30

【0075】

又、以上においては、飛行する航空機の下方にある表面から拡散される光強度の突然の不連続性 44 を有する単純なケースにおいて、本システムについて説明しているが、現実には、この不連続性 44 は、飛行する航空機の下方にある表面から拡散される光強度の穏やかな変動によって置換されることになる。このような状況においては、フォトセンサによって計測される光強度の変動も、穏やかであり、計測される特性の勾配又は変動率に対応している。

40

【0076】

更には、以上においては、2 つのフォトセンサのみを有する特定のケースにおいて、角速度を計測する装置例について説明しているが、変形実施例においては、この角速度を計測する装置は、計測精度と視野を向上させるべく、少なくとも 3 つのフォトセンサを有している。そして、これらのフォトセンサは、光検知要素のバー又はマトリックスの形態になっている。

【0077】

50

又、航空機の航路内に位置する障害物を予測するべく、変形実施例においては、照準点 38 及び 40 が更にその移動の方向に向くように、フォトセンサの照準線 34 及び 36 が、両方とも航空機の前方に向かって傾斜している。従って、この変形においては、障害物が、迅速に検出され、制御システムが早期に反応することになる。

【0078】

又、以上においては、ヘリコプター及び飛行機のケースにおいてのみ、操縦支援システムについて説明しているが、このタイプの操縦システムは、表面との直接的な接触なしに、その表面の上方において移動する能力を有するあらゆるシステムに対して適用することができる。例えば、本明細書において説明したシステムは、飛行船、熱気球、1つ又は複数の回転ブレードアセンブリを具備するあらゆるタイプのヘリコプター、及びあらゆるタイプの飛行機及び無人航空機並びにマイクロ無人航空機などの様々な乗り物の操縦又は遠隔操縦を支援するべく具備される。又、このシステムは、潜水艦や有人又は無人宇宙ミサイルのナビゲーションを支援するためにも具備される。潜水艦の場合には、高度は、海、湖、及び川における水媒体の深さに関連し、宇宙ミサイルの場合には、高度は、ミサイルを惑星、衛星（自然又は人工）、宇宙探査機、小惑星、又は彗星などの天体から隔てている距離に関係している。

【0079】

又、以上においては、ヘリコプター 4 のピッチが、操作者によって遠隔制御されると共に、上昇手段 156 によって生成されるパワーがパイロットの制御下にある特定のケースにおいて、システム 2 について説明しているが、変形実施例においては、ピッチ及び上昇手段によって生成されるパワーの中から選択されるパラメータは、制御システム 20 などの制御ユニットによって自動的に制御されず、航空機に搭乗しているパイロットによって制御されるか、操作者によって遠隔制御されるか、或いは、固有受容的センサ又は観測システムなどの航空機内に提供されている追加センサによって生成される信号に基づいて自動的に制御される。

【0080】

別の変形実施例においては、角速度設定点 26 又は 182 は、操作者及び／又はパイロットにより、或いは、その他の搭載されているセンサからの信号に基づいて調節及び制御可能な設定点によって置換されている。

【0081】

変形実施例においては、演算器は、純粋に数値的な又はアナログ処理システムにより、或いは、純粋に数値的なソリューションと純粋なアナログソリューションを組み合わせたシステムによって置換されている。

【0082】

更に別の変形実施例においては、飛行する航空機の下方面にある表面からの放射の不連続性又は勾配は、人間の可視スペクトルではなく、赤外線、紫外線、或いはミリメートル波長に関係している。又、飛行する航空機の下方面にある表面の放射は、自然源による照明、又は航空機からの放射の投影の結果であってよい。

【0083】

最後に、本明細書において説明したシステムは、飛行する航空機の下方面にある表面に対する機械の高度又は水平速度の直接的な計測を必要としないことに留意することが重要である。そして、本システムの単純さと負荷の軽さにより（これは、軽量、小型、及び低コストと同義である）、このシステムは、あらゆる航空宇宙又は潜水型の移動手段に使用可能であり、「無人航空機」、「マイクロ無人航空機（Micro-drone）」、又は「マイクロ航空機（Micro-aircraft）」と呼ばれている小型の無人航空機にも使用可能である。

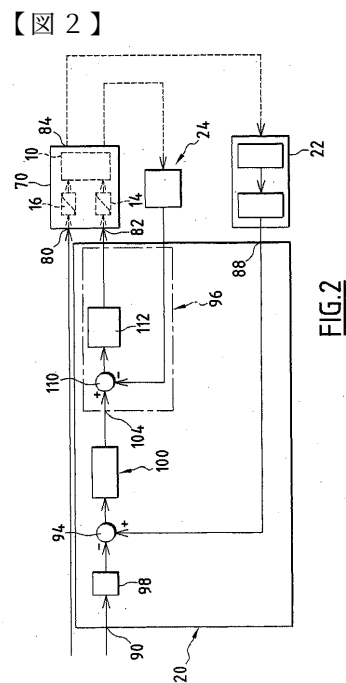
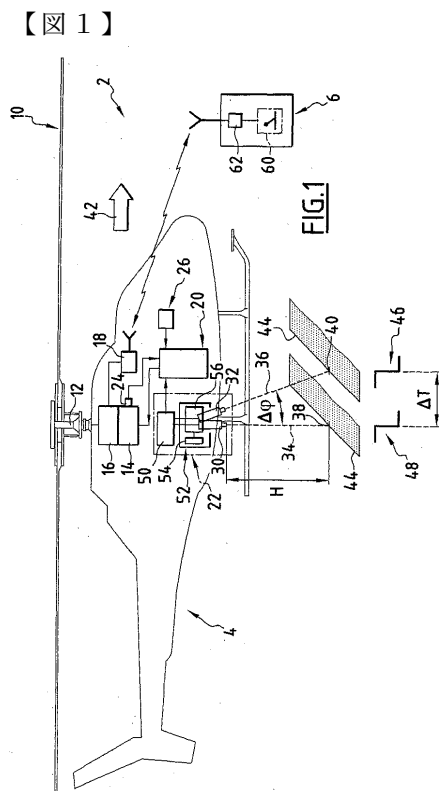
【図面の簡単な説明】

【0084】

【図1】本発明による操縦支援システムを具備するヘリコプターのレイアウトの概略図である。

【図 2】 図 1 のヘリコプターの高度と水平速度を制御するシステムの概略図である。

【図 3】 本発明による操縦支援システムを具備する飛行機のレイアウトの概略図である。



【図 3】

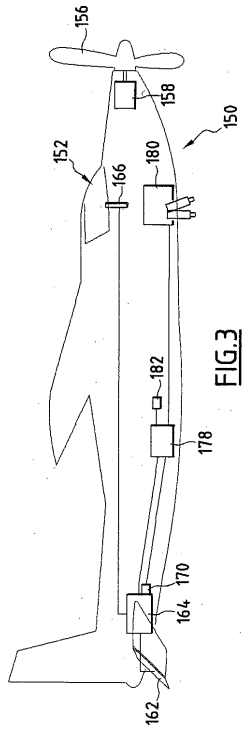


FIG. 3

フロントページの続き

(74)代理人 100108383

弁理士 下道 晶久

(74)代理人 100082898

弁理士 西山 雅也

(72)発明者 フランセスシーニ, ニコラ

フランス国, エフー13009 マルセイユ, ビス シュマン ジョセフ エギュエール, 34

(72)発明者 ラフィエール, フランク

フランス国, エフー13009 マルセイユ, レジダンス ラ ブリュイエールーバティマンセ1
, シュマン ドゥ ラ コリーヌ サン ジョセフ, 1

(72)発明者 ビオレ, ステファーン

フランス国, エフー13009 マルセイユ, シュマン デュ バロン ドゥ トゥールーズ, 3
0, レジダンス デュ パル フリュエリー

(72)発明者 ボイロン, マルク

フランス国, エフー13003 マルセイユ, リュ アンドレ シャンソン, 17

審査官 杉山 悟史

(56)参考文献 米国特許第04748569 (US, A)

米国特許第04628455 (US, A)

米国特許第03927306 (US, A)

特許第2913581 (JP, B2)

特許第2736045 (JP, B2)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64D 43/00 - 43/02

G05D 1/00 - 1/12