

(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2013-144539

(P2013-144539A)

(43) 公開日 平成25年7月25日(2013.7.25)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
B64C 13/20 (2006.01)	B64C 13/20 Z	2C150
B64C 39/02 (2006.01)	B64C 39/02	5H301
G05D 1/12 (2006.01)	G05D 1/12 A	
A63H 30/04 (2006.01)	A63H 30/04 A	
A63H 27/133 (2006.01)	A63H 27/133 D	

審査請求 未請求 請求項の数 11 O L 外国語出願 (全 49 頁)

(21) 出願番号 特願2013-214 (P2013-214)
 (22) 出願日 平成25年1月4日(2013.1.4)
 (31) 優先権主張番号 1250069
 (32) 優先日 平成24年1月4日(2012.1.4)
 (33) 優先権主張国 フランス (FR)

(71) 出願人 509127457
 パロット
 フランス, F-75010 パリ, ケー
 ド ジェムマペ, 174
 (74) 代理人 100094112
 弁理士 岡部 譲
 (74) 代理人 100101498
 弁理士 越智 隆夫
 (74) 代理人 100107401
 弁理士 高橋 誠一郎
 (74) 代理人 100120064
 弁理士 松井 孝夫
 (74) 代理人 100154162
 弁理士 内田 浩輔

最終頁に続く

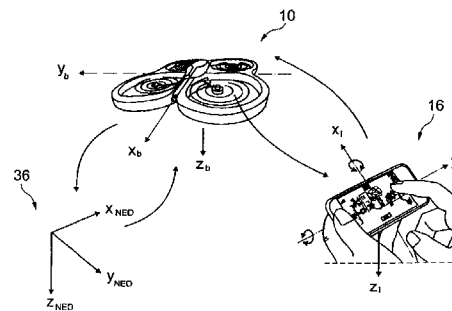
(54) 【発明の名称】 遠隔制御装置によって無人機を直観的に操縦するための方法

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】ユーザー、特に初心者ユーザーに、無人機を制御し続けるのを容易にする、没入操縦以外の操縦モードを提供する。

【解決手段】ユーザーはピッチ軸及びロール軸に対して装置を傾斜させて、傾斜信号 (θ_1 、 θ_2) を生成し、その信号は無人機のピッチ軸及びロール軸に対する無人機のための姿勢に関する無人機のための対応するコマンド設定点 (θ_{d1} 、 θ_{d2}) に変換される。無人機及び装置はそれぞれ、地面に関連する絶対座標系 (X_{NED} Y_{NED} Z_{NED}) に対するその局所座標系 (X_1 Y_1 Z_1 ; X_b Y_b Z_b) の向きを求め、装置に対する無人機の相対的な角度向きを求める。その後、この相対的な角度向きの関数である回転によって、装置の座標系が無人機の座標系に再位置合わせされる。このようにして、再位置合わせされた値は、装置の座標系内で参照されるユーザーコマンドに対応し、ユーザーが無人機を見るときに、より直観的に操縦できるようになる。

【選択図】 図2



【特許請求の範囲】

【請求項 1】

遠隔制御装置によって、それぞれのモーターによって駆動される複数のローターを有する回転翼無人機を操縦するための方法であって、該モーターは、姿勢及び速度に関して該無人機を操縦するために別々に制御することができ、該方法は、

前記装置（16）によって、

前記装置のピッチ軸（32）及びロール軸（34）に対して前記装置を傾斜させ、対応する傾斜信号（ θ_1 、 ϕ_1 ）を生成するステップと、

前記装置のこれらの傾斜信号を操縦コマンドに変換し、これらのコマンドを前記無人機に送信するステップとを含み、

前記無人機（10）によって、

前記操縦コマンドを受信し、これらのコマンドから、無人機モーター制御ルーブのための設定値（ θ_d 、 ϕ_d ）を生成するステップであって、これらの設定値は、前記無人機のピッチ軸（22）及びロール軸（24）に対して前記無人機の姿勢を制御するのに適している、生成するステップとを含み、

この方法は、

地面に関連する絶対座標系（ X_{NEED} Y_{NEED} Z_{NEED} ）に対する前記装置に関連する局所座標系（ X_1 Y_1 Z_1 ）の第1の向きデータ（ θ_{IP} ）を収集するステップと、

前記絶対座標系（ X_{NEED} Y_{NEED} Z_{NEED} ）に対する前記無人機の局所座標系（ X_b Y_b Z_b ）の第2の向きデータ（ θ_{drone} ）を収集するステップと、

前記第1の向きデータ及び前記第2の向きデータから、前記装置に対する前記無人機の相対的な角度向きデータ（ θ_{rel} ）を計算するステップと、

前記相対的な角度向きデータの関数である回転を前記操縦コマンドに適用することによって、前記装置の前記座標系を前記無人機の前記座標系上に再位置合わせするステップであって、それにより、前記無人機の前記ピッチ軸及び前記ロール軸に対して再位置合わせされた設定値を生成し、該再位置合わせされた設定値は、もはや前記無人機に関連する前記局所座標系ではなく、前記装置に関連する前記局所座標系において考慮された、前記装置のピッチ軸及びロール軸に対してユーザーによって前記装置に適用された傾斜の関数である、再位置合わせするステップとを更に含む、遠隔制御装置によって、それぞれのモーターによって駆動される複数のローターを有する回転翼無人機を操縦するための方法。

【請求項 2】

前記第1の向きデータ及び前記第2の向きデータは北に対する前記装置及び前記無人機のそれぞれの機首方位角（ θ_{drone} 、 θ_{IP} ）から得られる、請求項1に記載の方法。

【請求項 3】

前記相対的な角度向きデータの関数である前記回転は、以下のタイプからなり、

【数 1】

$$\begin{pmatrix} \theta_d \\ \phi_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \Delta\psi & \sin \Delta\psi \\ -\sin \Delta\psi & \cos \Delta\psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta_I \\ \phi_I \end{pmatrix}$$

θ_d 及び ϕ_d は前記無人機に関連する前記局所座標系において前記ピッチ軸及び前記ロール軸に対して再位置合わせされた設定値であり、

θ_I 及び ϕ_I は前記装置に関連する前記局所座標系において前記ピッチ軸及び前記ロール軸に対して適用される傾斜であり、

$\Delta\psi$ は北に対する前記装置の機首方位角と前記無人機の機首方位角との差である、請求項2に記載の方法。

【請求項 4】

前記回転の前記計算は、前記装置から受信されたデータから直接、前記無人機内で実行され、これらのデータは前記装置に適用される前記傾斜の値、及び前記装置の機首方位角

10

20

30

40

50

データを含む、請求項 3 に記載の方法。

【請求項 5】

前記相対的な角度向きデータの関数である前記回転は、以下のタイプからなり、

【数 2】

$$\begin{cases} \theta_d = \tan^{-1} \left[\cos \Delta\psi \cdot \tan \theta_1 + \sin \Delta\psi \cdot \frac{\tan \varphi_1}{\cos \theta_1} \right] \\ \varphi_d = \sin^{-1} [\cos \Delta\psi \cdot \sin \varphi_1 - \sin \Delta\psi \cdot \sin \theta_1 \cdot \cos \varphi_1] \end{cases}$$

θ_d 及び φ_d は前記無人機の前記ピッチ軸及び前記ロール軸に対して再位置合わせされた設定点値であり、

θ_1 及び φ_1 は前記装置の前記ピッチ軸及び前記ロール軸に対して適用される傾斜であり、

$\Delta\psi$ は北に対する前記装置の機首方位角と前記無人機の機首方位角との差である、請求項 2 に記載の方法。

【請求項 6】

前記回転の前記計算は、一部は前記装置内で、一部は前記無人機内で実行され、

前記装置内では、前記装置に適用される前記傾斜 θ_1 及び φ_1 の値、及び前記装置の機首方位角データ θ_{iP} の値から第 1 の回転

【数 3】

$$\begin{pmatrix} \theta'_1 \\ \varphi'_1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \psi_{iP} & \sin \psi_{iP} \\ -\sin \psi_{iP} & \cos \psi_{iP} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta_1 \\ \varphi_1 \end{pmatrix}$$

を計算し、

前記無人機内では、前記無人機の機首方位角データ θ_{drone} から第 2 の回転

【数 4】

$$\begin{pmatrix} \theta_d \\ \varphi_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \psi_{drone} & -\sin \psi_{drone} \\ \sin \psi_{drone} & \cos \psi_{drone} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta'_1 \\ \varphi'_1 \end{pmatrix}$$

を計算する、請求項 5 に記載の方法。

【請求項 7】

前記地面に関連する前記絶対座標系は地理座標系であり、前記機首方位角は磁北に対して測定された角度である、請求項 2 に記載の方法。

【請求項 8】

前記無人機の前記機首方位角を求めることは、前記無人機の磁気センサー (116) によって供給される機首磁方位測定値を収集することを含む、請求項 7 に記載の方法。

【請求項 9】

前記無人機の前記機首方位角は、

ローパスフィルタリング (152) を適用することによって前記無人機の磁気センサー (116) によって供給される機首磁方位測定値と、

前記ローパスフィルタリングと相補的なハイパスフィルタリング (154) を適用することによって前記無人機 (102) の慣性ユニットによって供給されるジャイロ機首方位測定値とを合成ことによって収集される、請求項 8 に記載の方法。

【請求項 10】

前記無人機の前記磁気センサーを較正する予備ステップを更に含む、請求項 8 に記載の方法。

【請求項 11】

前記較正ステップは、

前記無人機に飛行中にヨー軸の周りを水平に一回転するように命令するサブステップと、

前記磁気センサーによって供給される前記測定値を記録するサブステップと、

10

20

30

40

50

周囲の妨害磁場を表すグローバルオフセット値と、前記磁気センサー固有のオフセットとを求めるサブステップとを含む、請求項10に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、クアドリコプター（quadricopter：4翼ヘリコプター）等のような回転翼無人機の操縦に関する。

【背景技術】

【0002】

そのような無人機には、それぞれのモーターによって駆動される複数のローターが設けられており、それぞれのモーターは、無人機を姿勢及び速度に関して操縦するために、別々に制御可能である。

【0003】

こうした無人機の代表的な一例は、フランス、パリのParrot SA製のAR.Droneであり、それは、一連のセンサー（加速度計、3軸ジャイロ、及び高度計）を装備したクアドリコプターである。無人機には、その無人機の向かっている方向の景色の画像を捕捉する前面に取り付けられたカメラ及び上を飛行している地形の画像を撮像する垂直方向カメラも設けられる。

【0004】

無人機は、ユーザーによって、以下では「装置」と呼ばれ、無線リンクによって無人機に接続された、別個の遠隔制御装置により操縦される。特許文献1及び特許文献2（Parrot SA）は特に、こうした無人機を記載するとともに、それを、タッチスクリーン及び組み込み加速度計を有するマルチメディアプレイヤー又は電話機、例えば、iPhone型の携帯電話機又はiPod Touch若しくはiPad型（米国のApple Inc.により登録された商標）の携帯機器若しくはマルチメディアタブレットを介して操縦する原理を記載している。これらの装置は、操縦コマンドを検出し、WiFi（IEEE 802.11）又はBluetooth（登録商標）ローカルエリアネットワーク型の無線リンクを介して無人機とデータを双方向で交換するために必要な様々な制御部材を含む。装置には更に、無人機の前面に取り付けられたカメラにより捕捉され、或る特定の数のシンボルが上に重ねられた画像を表示するタッチスクリーンが設けられており、シンボルを用いて、ユーザーによるこのタッチスクリーン上への指接触だけでコマンドを起動できるようになる。

【0005】

より具体的には、無人機は、装置の傾斜の検出器によって送信される信号を用いてユーザーによって操縦され、その傾斜は無人機によって再現されることになる。例えば、無人機を前方に移動させるために、ユーザーは自分の装置をピッチ軸に対して傾け、無人機を右又は左にシフトするために、ユーザーはこの装置をロール軸に対して傾斜させる。このようにして、無人機が下方に傾斜する、又は「急降下する」ように制御される場合には（ピッチ角に対する傾斜）、無人機は傾斜が大きくなると速度が増すようにして前方に移動することになり、逆に、反対方向に「急上昇する」ように制御される場合には、その速度は徐々に低下し、その後、後方に移動し始めることによって逆進することになる。同様に、ロール軸に対する傾斜コマンドの場合、無人機は右又は左に傾くことになり、右又は左への直線的な水平方向への並進を引き起こす。

【0006】

ユーザーはタッチスクリーン上に表示された他のコマンド、特に、「上昇/降下」（スロットル制御）及び「右旋回/左旋回」（無人機をそのヨー軸の周りで旋回させる）も有する。

【0007】

無人機は定点通過コマンドも与えられる：ユーザーが自分の遠隔制御装置の全てのコマンドを解除するとき、無人機は動きを止めて、完全に自動的に定点において安定する。

【0008】

10

20

30

40

50

こうして、無人機の前面に取り付けられたカメラによって取り込まれた画像を、重ね合わせられた操縦ボタンのシンボルとともに装置の画面上に表示することによって、「没入操縦」が可能になり、その場合、ユーザーは、自分自身が無人機に乗っているのと同じようにして、搭載カメラからの画像を使用する。

【0009】

しかしながら、具体的には、この操縦モードは或る量のトレーニングを必要とし、トレーニング後に、ユーザーは「無人機の中にいる自分自身を想像して」、無人機を制御することができるが、それは初心者又は子供にとって無人機を操縦する最も直観的な方法ではない。実際には、最初の使用時に、ユーザーは、装置の画面ではなく、無人機を見つめる傾向がある。

10

【0010】

この場合、ここで更なる困難が持ち上がり、それは操縦操作中にユーザーに対する無人機の向きを頭の中で描かなければならないという困難である。

【0011】

視界の方向（ユーザー 無人機）及び無人機の進行方向が概ね同じであるとき、例えば、無人機がユーザーのところに戻り、そこから離れるとき、いかなる特定の問題も提起されない。なぜなら、装置上のピッチ/ロールコマンドが無人機上で再現されるためであり、その場合、無人機のピッチ/ロール軸は同じように向けられる。

【0012】

一方、無人機がユーザーの方を向き、ユーザーに向かって移動するとき、これらのコマンドは入れ替わる。無人機を左にシフトするために、ユーザーは装置を右に傾斜させなければならなくなり（もはや左ではない）、逆の場合も同様である。或いは、無人機の進行方向が視界の方向と或る角度を成すとき、例えば、無人機がユーザーの前方を左から右に前進しているとき、左から右へのこの動きを加速又は減速するために、ユーザーは装置を前方又は後方に傾けなければならなくなり、ユーザーが無人機を見ているように左又は右に傾けるのではない。

20

【0013】

言い換えると、ユーザーが自分の装置とともに無人機に没入することによって無人機の動きを制御することを望む場合には、ユーザーはピッチ傾斜及びロール傾斜の役割を頭の中で入れ替えなければならない。

30

【先行技術文献】

【特許文献】

【0014】

【特許文献1】国際公開第2010/061099号

【特許文献2】欧州特許出願公開第2364757号

【発明の概要】

【0015】

本発明の目的は、ユーザー、特に初心者ユーザーに、無人機を制御し続けるのを容易にする、没入操縦以外の操縦モードを提供することによって、この困難を解決することである。

40

【0016】

基本的に、本発明は、地面に関連する固定座標系に対する無人機及び装置のそれぞれの向きを特定し、その向きから装置に対する無人機の相対的な向きを推定し、操縦するために考慮に入れられるコマンドの軸（ピッチ/ロール）及びこれらの軸の向き（前/後、又は左/右）が固定座標系内の装置の軸及び向きに対応し、永久に可変である無人機の軸及び向きにもはや対応しないように、ユーザーによって装置に送信されるコマンドを再計算することを提案する。

【0017】

その際、ユーザーは、無人機の実際の向きから独立している無人機操縦モードを有することになる。したがって、例えば、無人機がユーザーの方を向いている場合には、ユーザ

50

ーは、自分に向かって装置を傾けることによって無人機を加速できるようになり、装置を右に傾けることによって右に進ませることができ、他の場合も同様であるので、ユーザーが無人機を見ている場合に全く直観的に操縦できるようになる（それに対して、「没入操縦」モードであれば、ユーザーはこれらのコマンドを入れ替えなければならなかった）。同様に、無人機が左から右に移動している場合には、ユーザーは自分に向かって装置を傾けることによって無人機を近づけることができるようになり、装置を右に傾けることによって無人機を加速できるようになり、他の場合も同様であるので、非常に容易に、かつ自然に操縦できるようになる。

【0018】

より具体的には、本発明は、例えば上記の特許文献1に開示されている操縦方法、すなわち、それぞれのモーターによって駆動される複数のローターを有する回転翼無人機を操縦するための方法であって、モーターは、姿勢及び速度に関して無人機を操縦するために別々に制御することができ、該方法は、

装置によって、

装置のピッチ軸及びロール軸に対して装置を傾斜させ、対応する傾斜信号を生成するステップと、

装置のこれらの傾斜信号を操縦コマンドに変換し、これらのコマンドを無人機に送信するステップとを含み、

無人機によって、

操縦コマンドを受信し、これらのコマンドから、無人機モーター制御ループのための設定点値を生成するステップであって、これらの設定点値は、無人機のピッチ軸及びロール軸に対して無人機の姿勢を制御するのに適している、生成するステップとを含む方法を提供する。

【0019】

本発明の特徴的な方法では、この方法は、

地面に関連する絶対座標系に対する装置に関連する局所座標系の第1の向きデータを収集するステップと、

絶対座標系に対する無人機の局所座標系の第2の向きデータを収集するステップと、

第1の向きデータ及び第2の向きデータから、装置に対する無人機の相対的な角度向きデータを計算するステップと、

相対的な角度向きデータの関数である回転を操縦コマンドに適用することによって、装置の座標系を無人機の座標系上に再位置合わせするステップとを更に含む。

【0020】

このようにして、無人機のピッチ軸及びロール軸に対して再位置合わせされた設定点値を生成し、再位置合わせされた設定点値は、もはや無人機に関連する局所座標系ではなく、装置に関連する局所座標系において考慮された、装置のピッチ軸及びロール軸に対してユーザーによって装置に適用された傾斜の関数である。

【0021】

有利には、第1の向きデータ及び第2の向きデータは北に対する装置及び無人機のそれぞれの機首方位角から得られる。

【0022】

簡略化された第1の実施の態様では、相対的な角度向きデータの関数である回転は、以下のタイプからなり、

【0023】

【数1】

$$\begin{pmatrix} \theta_d \\ \varphi_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \Delta\psi & \sin \Delta\psi \\ -\sin \Delta\psi & \cos \Delta\psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta_l \\ \varphi_l \end{pmatrix}$$

【0024】

θ_d 及び φ_d は無人機に関連する局所座標系においてピッチ軸及びロール軸に対して再

10

20

30

40

50

位置合わせされた設定点値であり、

θ_1 及び φ_1 は装置に関連する局所座標系においてピッチ軸及びロール軸に対して適用される傾斜であり、

$\Delta\theta$ は北に対する装置の機首方位角と無人機の機首方位角との差である。

【0025】

ここで有利には、この回転の計算は、装置から受信されたデータから直接、無人機内で実行され、これらのデータは装置に適用される傾斜の値、及び装置の機首方位角データを含む。

【0026】

完全な第2の実施の態様では、相対的な角度向きデータの関数である回転は、以下のタイプからなり、

【0027】

【数2】

$$\begin{cases} \theta_d = \tan^{-1} \left[\cos \Delta\psi \cdot \tan \theta_1 + \sin \Delta\psi \cdot \frac{\tan \varphi_1}{\cos \theta_1} \right] \\ \varphi_d = \sin^{-1} [\cos \Delta\psi \cdot \sin \varphi_1 - \sin \Delta\psi \cdot \sin \theta_1 \cdot \cos \varphi_1] \end{cases}$$

【0028】

θ_d 及び φ_d は無人機のピッチ軸及びロール軸に対して再位置合わせされた設定点値であり、

θ_1 及び φ_1 は装置のピッチ軸及びロール軸に対して適用される傾斜であり、

$\Delta\theta$ は北に対する装置の機首方位角と無人機の機首方位角との差である。

【0029】

ここで、回転の計算は、一部は装置内で、一部は無人機内で実行することができ、

装置内では、装置に適用される傾斜 θ_1 及び φ_1 の値、及び装置の機首方位角データ

θ_{ip} の値から第1の回転

【0030】

【数3】

$$\begin{pmatrix} \theta'_1 \\ \varphi'_1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \psi_{ip} & \sin \psi_{ip} \\ -\sin \psi_{ip} & \cos \psi_{ip} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta_1 \\ \varphi_1 \end{pmatrix}$$

【0031】

を計算し、

無人機内では、無人機の機首方位角データ θ_{drone} から第2の回転

【0032】

【数4】

$$\begin{pmatrix} \theta_d \\ \varphi_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \psi_{drone} & -\sin \psi_{drone} \\ \sin \psi_{drone} & \cos \psi_{drone} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta'_1 \\ \varphi'_1 \end{pmatrix}$$

【0033】

を計算することができる。

【0034】

一般に、地面に関連する絶対座標系は好ましくは地理座標系であり、機首方位角は磁北に対して測定された角度である。

【0035】

ここで、無人機の機首方位角を求めることは、無人機の磁気センサーによって供給される機首磁方位測定値を収集することを含む。

【0036】

詳細には、無人機の機首方位角は、

ローパスフィルタリングを適用することによって無人機の磁気センサーによって供給さ

10

20

30

40

50

れる機首磁方位測定値と、

ローパスフィルタリングと相補的なハイパスフィルタリングを適用することによって無人機の慣性ユニットによって供給されるジャイロ機首方位測定値とを合成ことによって収集することができる。

【0037】

有利には、本方法は、無人機の磁気センサーを校正する予備ステップを更に含み、該予備ステップは、

無人機に飛行中にヨー軸の周りを水平に一回転するように命令するサブステップと、

磁気センサーによって供給される測定値を記録するサブステップと、

周囲の妨害磁場を表すグローバルオフセット値と、磁気センサー固有のオフセットとを求めらるサブステップとを有する。

10

【0038】

以下、添付図面を参照して本発明の方法の例示的な実施態様を説明し、添付図面では、同一であるか又は機能的に類似している要素を示すために図面間で同じ参照符号を用いる。

【図面の簡単な説明】

【0039】

【図1】無人機と、無人機を遠隔操縦できるようにする関連する装置とを示す全体図である。

【図2】本発明の方法によって考慮される種々の座標系：絶対地理座標系、無人機固有の座標系、装置固有の座標系を示す図である。

20

【図3a】従来技術の場合に、無人機を操縦するために装置に送信される傾斜コマンドの効果を示す図である。

【図3b】従来技術の場合に、無人機を操縦するために装置に送信される傾斜コマンドの効果を示す図である。

【図3c】本発明の場合に、無人機を操縦するために装置に送信される傾斜コマンドの効果を示す図である。

【図4】無人機の種々の制御、サーボ制御及び支援操縦部材のブロック図である。

【図5】装置に対する無人機の相対的な向きを特定する方法を示す図である。

【図6】地球の磁場の種々の成分、及び地球の地理座標系に対するそれらの成分の向きを示す図である。

30

【図7】磁力計によって、及び無人機のジャイロユニットによって得られた磁場の向きに関する情報を合成する方法を示す概略図である。

【図8】本発明による、予備の磁力計校正手順との関連で、無人機の一回転中に磁力計測定値を自らに記録することを示す図である。

【発明を実施するための形態】

【0040】

本発明の例示的な実施態様の説明が続く。

【0041】

図1では、参照符号10は全般的に無人機を示し、無人機は、例えば、上述した特許文献1及び特許文献2並びに国際公開第2009/109711号(高度計及び前方視認カメラによって供給される情報に基づいて動作する自動安定化システムの一例を記載している)及び仏国特許出願公開第2915569号(特に、無人機によって使用されるジャイロメーター及び加速度計の制御システムを記載している)に特に記載されているような、フランス、パリのParrot SA製のAR.Droneモデル等のクアッドリコプターとすることができる。

40

【0042】

無人機10は、組み込まれた航法姿勢制御システムによって独立して操縦されるモーターによって駆動される、4つの同一平面状のローター12を有する。無人機10には、その無人機の向かっている方向の景色の画像を取得することを可能にする、前方視認する第

50

1 のカメラ 1 4、例えば広角 CMOS センサーカメラが設けられる。無人機は、上を飛行している地形の連続画像を捕捉するのに適し、特に地面に対する無人機の評価するために使用される下方を視認する第 2 のカメラ（不図示）も有する。

【 0 0 4 3 】

慣性センサー（加速度計及びジャイロメーター）は、無人機の角速度及び姿勢角、すなわち、無人機の傾斜を表すオイラー角を或る特定の精度で測定することを可能にする。無人機の下に配置された超音波距離計も、地面に対する高度の測定値を提供する。無人機の線形並進速度については、加速度計データと組み合わせて、無人機の垂直方向カメラによって送られる画像を解析することによって評価され、その解析は、カメラによって捕捉された景色において 1 つの画像から次の画像への動きを推定するソフトウェアによりなされ、この推定される動きには、測定された高度の関数であるスケール因子が適用される。

10

【 0 0 4 4 】

無人機 1 0 は遠隔制御装置 1 6 によって操縦され、遠隔制御装置 1 6 は、前面に取り付けられたカメラ 1 4 によって撮影された画像を、重ね合わせられた或る特定の数のシンボルとともに表示するタッチスクリーン 1 8 を設けられており、それらのシンボルを用いて、タッチスクリーン 1 8 上をユーザーが指 2 0 で触るだけで操縦コマンドを起動できるようになる。装置 1 6 は、特に、カメラ 1 4 によって取り込まれた画像を送信するために無人機 1 0 から装置 1 6 に、かつ操縦コマンドを送信するために装置 1 6 から無人機 1 0 に、データを双方向に交換するために無人機との無線リンク手段が設けられる。このリンクは、例えば、W i F i (I E E E 8 0 2 . 1 1) 又は B l u e t o o t h (登録商標)

20

【 0 0 4 5 】

また、装置 1 6 は、ロール軸及びピッチ軸による対応する傾斜を装置に送信することによって無人機の姿勢を制御できるようにする傾斜センサーも設けられる（システムのこれらの態様に関する更なる詳細に関しては、上記の特許文献 1 を参照することができる）。

【 0 0 4 6 】

序文において示したように、遠隔制御装置 1 6 は、有利には、タッチスクリーン及び加速度計を組み込んだ電話機又はポータブルメディアデバイス又は、例えば、i P h o n e 型の携帯電話機、i P o d T o u c h 型の携帯機器、又は i P a d 型のマルチメディアタブレットで構成され、これらは全て、操縦コマンドの表示及び検出、前面に取り付けられたカメラにより捕捉された画像の閲覧、並びに W i F i 接続又は B l u e t o o t h 接続による無人機との双方向データ交換に必要な様々な制御部材を組み込んだ装置である。

30

【 0 0 4 7 】

無人機 1 0 を操縦することは、

- a) 無人機を前方若しくは後方に移動するためにピッチ軸 2 2 の回りに旋回させること、及び / 又は
 - b) 無人機を左へ若しくは右へシフトするためにロール軸 2 4 の回りに旋回させること、及び / 又は
 - c) 無人機の主軸、したがって、前面に取り付けられたカメラが指す方向を右若しくは左に操舵するために、ヨー軸 2 6 の回りに回転させること、及び / 又は
 - d) 無人機の高度をそれぞれ下げるか若しくは上げるように、スロットル速度を変更することにより、下向き 2 8 に若しくは上向き 3 0 に並進させること、
- により、無人機を動かすことにある。

40

【 0 0 4 8 】

これらの操縦コマンドが、ユーザーによって遠隔制御装置 1 6 を介して既知の操縦モードに従って与えられる場合、その縦軸 3 2 及びその横軸 3 4 の回りの装置 1 6 の傾斜をそれぞれ変更することにより、ピッチ軸 2 2 及びロール軸 2 4 の回りを旋回するコマンド a) 及び b) が得られ、例えば、無人機を前方に移動させるためには、軸 3 2 の回りに装置を傾けることにより装置を前方に傾斜させることで十分であり、装置を右へシフトさせるためには、軸 3 4 の回りに装置を右に傾けることにより装置を傾斜させることで十分であ

50

る等である。

【0049】

コマンドc)及びd)については、これらのコマンドは、ユーザーの指20(一般に右指)がタッチスクリーン18の特定の対応する領域に接触することによって与えられる動作の結果である。

【0050】

無人機は、静止飛行を安定化させる自動かつ自己完結式のシステムも保有し、静止飛行は、特に、ユーザーが指を装置のタッチスクリーンから離れた直後に、又は離陸段階の終了時に自動的に、又は、装置と無人機との無線接続が中断した場合にも起動する自動操縦モードに対応する。次に、無人機はリフト(lift)状態になり、リフト状態では、無人機は静止し、ユーザーによるいかなる介入もなく、自動操縦安定化システムによりこの静止位置に保持される。

10

【0051】

本発明によって提案される技法の目的は、操縦操作中にユーザーが無人機の向きを気にせず操縦できるようにすることによって、無人機の操縦を容易にすることである。

【0052】

図2は、本発明の実施態様のために考慮される種々の座標系を示す。

- 無人機10に関して、無人機の本体に関連する局所座標系 $\{X_b, Y_b, Z_b\}$ が考慮される。無人機は、その構成によって概ね対称であるが、正面及び背面を含み、カメラの位置は前方を向いていると見なされ、それゆえ、軸 X_b を規定する。軸 Y_b は無人機の中央面において X_b に対して直角を成し、軸 Z_b は地面に向けられた垂直軸である。

20

- 装置16に関して、装置も固有の局所座標系 $\{X_1, Y_1, Z_1\}$ によって規定され、 X_1 及び Y_1 はそれぞれ遠隔制御のケーシングの幅方向及び長手方向に対応し、 Z_1 は平面 $X_1 Y_1$ に対する法線に対応する。

- これら2つの局所座標系(無人機10及び装置16)に加えて、グローバル座標系36も考慮され、グローバル座標系は固定絶対座標系であり、特に、NED(北東下)タイプの地理座標系 $\{X_{NED}, Y_{NED}, Z_{NED}\}$ である。この絶対座標系は地理座標系であることが好都合であり、軸 X_{NED} は磁北の方向に対応し、それは図6及び図8を参照しながら後に説明されるようにして特定することができ、方向 Y_{NED} は、地面の平面に対して平行であり、地理的な北に対して直角を成す方向(すなわち、地理的な東)であり、方向 Z_{NED} は地面の平面に対して直角を成し、下方に向けられる。

30

【0053】

したがって、3つの座標系が存在し、2つの局所座標系 $\{X_b, Y_b, Z_b\}$ 及び $\{X_1, Y_1, Z_1\}$ はグローバル座標系 $\{X_{NED}, Y_{NED}, Z_{NED}\}$ に対して移動可能である。

【0054】

- 、及びを用いて無人機に適用されるコマンドを指定する場合には、
- は軸 Z_{NED} の周りの回転に対応し、
 - はだけ回された Y_{NED} の周りの回転に対応し、
 - は軸 X_b の周りの回転に対応する。

40

【0055】

これらの取決めによれば、地理座標系 $\{X_{NED}, Y_{NED}, Z_{NED}\}$ に対する無人機の座標系 $\{X_b, Y_b, Z_b\}$ の再位置合わせは、以下の形の行列によって表すことができる。

【0056】

【数5】

$$R = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \sin\theta\sin\varphi\cos\psi - \sin\psi\cos\varphi & \cos\psi\sin\theta\cos\varphi + \sin\varphi\sin\psi \\ \sin\psi\cos\theta & \sin\theta\sin\varphi\sin\psi + \cos\psi\cos\varphi & \sin\theta\cos\varphi\sin\psi - \sin\varphi\cos\psi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\varphi & \cos\theta\cos\varphi \end{bmatrix}$$

50

【 0 0 5 7 】

装置 1 6 の座標系 $\{ X_1, Y_1, Z_1 \}$ の再位置合わせの場合、絶対座標系 $\{ X_{NED}, Y_{NED}, Z_{NED} \}$ に対する装置 1 6 の向きを規定する角度に基づいて、同等の変換が適用される。

【 0 0 5 8 】

グローバル地理座標系から無人機の局所座標系への反対の切替えは、行列 R の転置である行列によって得られる。

【 0 0 5 9 】

異なる座標系を互いに再位置合わせする目的は、図 3 a 乃至図 3 c に示される困難を克服することである。

【 0 0 6 0 】

図 3 a に示される状況では、無人機の前進軸 X_b は装置の対応する軸 X_1 と概ね同じであり、同じ方向に向けられており、装置を右に傾けると (3 8 の場合)、それに合わせて無人機も傾き、それにより、無人機は右に (矢印 4 0)、それゆえ、装置 1 6 の傾斜と同じ方向に移動することになる。同様に、装置を左に傾けると (4 2 の場合)、無人機は左に (矢印 4 4) を移動することになる。

【 0 0 6 1 】

一方、図 3 b に示されるように、無人機が図 3 a の位置に対して 9 0 度だけ回される場合、すなわち、その方向 X_b が右に向けられる (そして、無人機がユーザーに対して左から右に移動する) 場合には、装置を右に傾斜させる (3 8) と、無人機の局所座標系において、無人機は同じ方向に傾斜することになり、それは、ユーザーに対して、無人機がユーザーと互いに近づく方向 (矢印 4 6) に移動することに反映される。同様に、装置を左に傾けると (4 2 の場合)、無人機がユーザーから離れる方向に移動することになる (矢印 4 8)。このコマンドは、没入操縦の場合に適しており、ユーザーが無人機を見ている場合には直観的ではない。

【 0 0 6 2 】

同じラインに沿って、無人機の動きがユーザーに向かう動きである (すなわち、軸 X_b 及び X_1 が概ね位置合わせされるが、反対方向に向けられる) 場合には、装置を右に傾ける結果として、無人機が左に傾くことになり、逆も同様である。

【 0 0 6 3 】

より直観的に操縦できるようにするために、ピッチ軸及びロール軸を交換するか (図 3 b において説明される場合と同様)、又はコマンドの方向を反対にするこれらの効果を用いることなく、本発明は、座標系の変更を適用して、直観的なコマンドを取り戻すことを提案する。

【 0 0 6 4 】

これらの直観的なコマンドの効果が図 3 c に示される。無人機の向きにかかわらず、装置を右に傾けると (コマンド 3 8)、無人機は右に移動することになり (矢印 5 0)、左に傾けると (コマンド 4 2)、無人機は左に移動することになり (矢印 5 2)、装置 1 6 を前方又は後方に傾ける場合も同様である。

【 0 0 6 5 】

基本的に、本発明は、装置 1 6 及び無人機 1 0 の両方においてセンサー (磁力計タイプ) の存在を利用し、それにより、装置及び無人機はそれぞれ、絶対座標系、すなわち、以前に定義された NED 座標系又は地理座標系において自らの向きを知ることができるようになる。したがって、ユーザーが自分に向かって装置を傾けるとき、無人機は、無人機の具体的な向きにかかわらず、装置が向いている方向に移動することになる。同様に、ユーザーが装置を右に傾ける場合には、無人機は、その自らの向きにかかわらず、ユーザーの右に移動することになる (図 3 c に示される)。

【 0 0 6 6 】

ここで、このコマンドを生成できるようにする技術的要素が詳述される。

【 0 0 6 7 】

10

20

30

40

50

図4は、無人機の種々の制御部材及びサーボ制御部材の機能ブロック図である。この図面は相互接続される回路の形で提示されるが、種々の機能の実施態様は基本的にはソフトウェアであるので、この表現は例示に過ぎないことに留意されたい。

【0068】

操縦システムは、高度の変更を自動で又はユーザーからのコマンドに応じて制御することに加えて、無人機の水平速度、角速度及び姿勢の制御のための、幾つかのネストしたループを含む。

【0069】

最も内側のループは、角速度を制御するループ100であり、一方のジャイロメーター102によって提供される信号と、他方の角速度設定点104によって構成される基準と
10
を利用し、これらの種々の情報項目は、角速度補正段106に入力として与えられる。この段106は段108を操縦し、段108は、モーターによって駆動されるローターの結合された動作により無人機の角速度を補正するために、これらの異なるモーターの速度を別々に制御するようにモーター110を制御する。

【0070】

角速度制御ループ100は姿勢制御ループ112の中に入れられ、姿勢制御ループはジャイロメーター102、加速度計114及び磁力計116によって供給される情報に基づいて動作し、これらのデータは、相補フィルタリングに等価な非線形混合タイプの姿勢推定ステージ118のための入力として適用される。ステージ118は、PI（比例・積分）
20
タイプの姿勢補正回路120に適用される角速度設定点を供給し、その回路は、回路122に直接適用されるユーザーコマンド124から回路122によって生成されるか、又は特に自動安定化モードにおいて、又は自動操縦移行期間中に回路126によって生成される自動操縦コマンドによって変更されるか、若しくは置き換えられる角度設定点も受信する。

【0071】

したがって、設定点（ユーザーによって適用されるか、又は自動操縦の場合に内部で別の方法で生成される）と、姿勢推定回路118によって与えられる角度の測定値との間の誤差から、姿勢制御ループ112は、回路120のPI補正器を用いて、角速度設定点を計算する。その後、角速度制御ループ100は、先行する角速度設定点とジャイロメーター102によって実際に測定された角速度との間の差を計算する。その後、角速度制御ループは、これらの情報項目から、ユーザーによって最初に要求されるか、又は別の方法で自動操縦によってスケジューリングされる操作を生じさせるために、無人機のモーター110に送信されることになる異なる回転速度設定点（それゆえ、揚力設定点）を計算する。
30

【0072】

特に自動操縦動作において、水平速度を制御するために、ループ128は垂直ビデオカメラ130と、高度計としての役割を果たす測距センサー132とを実装し、それらは回路134に適用される情報を生成し、回路134は、回路136によって与えられる、水平速度の推定値に必要な補正を加えるために、ジャイロメーター102から得られたデータも受信する。この水平速度推定値は、測距センサー132からの情報を受信する回路140によって供給される高度推定値から、回路138によって与えられる垂直速度 V_z の推定値によって補正することができる。
40

【0073】

自動操縦飛行の場合、回路136によって推定される水平速度は、回路126が速度設定点を計算できるようにし、その設定点は、その後、回路122によって角度設定点に変換した後に姿勢制御ループ112のための入力として適用されることになり、無人機を徐々に停止させ、その後、無人機を速度及び傾斜が0である構成に保持する。

【0074】

無人機の垂直移動に関して、ユーザー124は、回路42に直接上昇速度設定点 V_z を適用するか、又は回路144に高度設定点を適用し、回路144が、回路140によって
50

生成される高度推定値から、回路142に適用される上昇速度設定点を計算する。いずれかの場合に、上昇速度（規定されるか、又は計算される）は回路146に適用され、回路146は、設定点上昇速度 V_z を、回路138によって与えられる、対応する推定速度と比較する。それに応じて、この回路146は、設定点上昇速度と測定された上昇速度との間の差を最小化するために、全てのモーターにおいて同時に回転速度を増減できるように、モーター（回路108）のためのコマンドデータを変更する。

【0075】

最後に、本発明の特徴を示す方法では、回路148が座標系の変更を適用して、無人機固有の座標系を装置固有の座標系に再位置合わせする。

【0076】

より具体的には、無人機の座標系を装置の座標系に再位置合わせしない従来の操縦技法、すなわち、「没入操縦」モードでは、コマンドは以下の形をとる。

【0077】

【数6】

$$\begin{pmatrix} \theta_d \\ \varphi_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \theta_1 \\ \varphi_1 \end{pmatrix}$$

【0078】

θ_d 及び φ_d はその固有の座標系における無人機の設定点オイラー角であり、
 θ_1 及び φ_1 は装置のオイラー角である。

【0079】

言い換えると、無人機の設定点角度は、装置の座標系において装置の姿勢を特徴付ける角度に対応する。

【0080】

ここで、そしてこれ以降、無人機の物理的な能力を超える任意のコマンドを回避するために、考えられる増幅率内で、かつ1つの方向又は他の方向における最大傾斜に考えられる制限を加えて、これらの等式が明白に与えられる。

【0081】

本発明の場合、座標系の変更を実行して、無人機固有の座標系を装置固有の座標系に再位置合わせし、それゆえ、ユーザーが無人機を見るときに、ユーザーに対する無人機の相対的な向きから独立して、直観的に操縦できるようにする。

【0082】

上記で示されたように、この変換は絶対座標系に対して適用され、その座標系はここでは地球の地理座標系であることが好都合であり、それは、磁力計116が回路150による制御された較正を受けた後に、磁力計116によって供給されるデータから以下に説明されるように求められる。

【0083】

装置に対する無人機の相対的な向きを知るために、地面に対する、詳細にはNED地磁気座標系の磁北に対するこれら2つのデバイスのそれぞれの絶対的な向きがわかれば十分である。

【0084】

図5に示されるように、文字 α を用いて、機首方位、すなわち、NED座標系における磁北に対する、無人機又は装置の向きを特徴付ける指向角を表す。

【0085】

装置に関して、機首方位 α_{ip} は、装置の他の慣性センサーを用いて修正された、装置に組み込まれる磁力計によって得られる。

【0086】

無人機に関して、機首方位 α_{drone} は、磁力計116を含む、無人機の種々のセンサーによって供給される情報の組み合わせによって得られる。機首方位 α_{drone} に関する信頼性のある情報を得る方法が、図6乃至図8を参照しながら、後に示されることになる。

10

20

30

40

50

【0087】

図5は、装置の機首方位 i_p 、及び無人機の機首方位 $drone$ の向きを示すNE D座標系の、地面の平面に対して平行な平面図である。これら2つの機首方位が既知であると仮定される場合には（それらの機首方位が如何に求められるかは後に示されることになる）、その問題は、角度 $\Delta\psi = i_p - drone$ の回転によって、無人機の局所座標系を装置の局所座標系上に再位置合わせすることである。

【0088】

θ_1 及び φ_1 を用いて、ユーザーによって生成される設定点角度、すなわち、ピッチ軸及びロール軸に従って装置に送信される傾斜を指定する場合には、無人機に適用されなければならない設定点角度 θ_d 及び φ_d が、2つの関係からなる以下の等式系によって求められることが例示される。

10

【0089】

【数7】

$$\begin{cases} \theta_d = \tan^{-1} \left[\cos \Delta\psi \cdot \tan \theta_1 + \sin \Delta\psi \cdot \frac{\tan \varphi_1}{\cos \theta_1} \right] \\ \varphi_d = \sin^{-1} [\cos \Delta\psi \cdot \sin \varphi_1 - \sin \Delta\psi \cdot \sin \theta_1 \cdot \cos \varphi_1] \end{cases}$$

【0090】

$\Delta\psi$ は、北に対する装置及び無人機のそれぞれの機首方位角の差である。

【0091】

それゆえ、この再位置合わせの実施態様は、装置の設定点角度 θ_d 及び φ_d に関する、 θ_1 及び φ_1 に応じて変換を実行することにある。

20

【0092】

第1の実施態様では、この演算は、完全に、かつ簡単にすることなく、上記の等式系から実行される。

【0093】

対応する計算は、無人機内、及び装置内で等しく実行することができる。

【0094】

好ましくは、これらの計算は無人機内で実行される。なぜなら、これら2つの実現性のうち、最もロバストであり、かつ導入される待ち時間が最も少ないのが無人機内であるためである。

30

【0095】

実際には、無人機が装置からパラメータ θ_1 、 φ_1 及び i_p （装置固有の座標系における装置の機首方位）を受信する場合に、その自らの機首方位 $drone$ を求めることができるという事実を考えると、無人機は、再位置合わせされた設定点角度 θ_d 及び φ_d を計算できるようにする全てのパラメータを有する。

【0096】

一方、その計算が装置内で実行される場合には、無人機はその機首方位 $drone$ を装置に送信する必要があり、装置は再位置合わせされた角度 θ_d 及び φ_d を局所的に計算し、それを無人機に送信して、そのモーターに指令することになる。この場合、2回の（無人機から装置への、その後、装置から無人機への）データ送信が行われることになり、それは1回の（装置から無人機への）送信しか必要としない前の解決策に比べて待ち時間が長くなるであろう。

40

【0097】

無人機内で新たな再位置合わせされた設定点角度を計算することによって、例えば、装置内で実行されるゲームをプログラミングし、本発明による操縦モードを実施する場合には、第三者の開発者の作業を容易にすることができる。全ての計算が無人機内で実行される場合には、開発者は、無人機の内部ソフトウェア内で完全に実行される、再位置合わせされた設定点角度の計算方法を知る必要はない。

【0098】

50

最後に、無人機内で計算を実行するという選択は、データ転送が必要とされるのは一度だけであり、計算が装置内で実行される場合（上記参照）のようなコマンドの行き来が不要であるので、無人機と装置との間のリンクにおける一時的な通信停止の影響を小さくする。

【 0 0 9 9 】

第 2 の実施態様では、上記の 2 つの式からなる等式系によって与えられる厳密なコマンドが簡略化された形に置き換えられ、角度が小さい場合に近似するのに有効である。

【 0 1 0 0 】

【 数 8 】

$$\begin{pmatrix} \theta_d \\ \varphi_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \Delta\psi & \sin \Delta\psi \\ -\sin \Delta\psi & \cos \Delta\psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta_l \\ \varphi_l \end{pmatrix}$$

10

【 0 1 0 1 】

この実施態様は、無人機のサーボ制御ループに装置の角度 θ_l 及び φ_l を適用する前に、装置の角度 θ_l 及び φ_l に関する $\Delta\psi$ のみに依存する変換によって実行することができる。

【 0 1 0 2 】

この変換は 2 つの回転、すなわち、装置内で実行される回転と、無人機内で実行される回転に分解することができる。したがって、これら 2 つのデバイスはいずれも、他の機首方位を知る必要がなくなる。角度 ψ_{iP} の第 1 の回転は、装置内で実行され、中間コマンド θ'_l 及び φ'_l を返す。

20

【 0 1 0 3 】

【 数 9 】

$$\begin{pmatrix} \theta'_l \\ \varphi'_l \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \psi_{iP} & \sin \psi_{iP} \\ -\sin \psi_{iP} & \cos \psi_{iP} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta_l \\ \varphi_l \end{pmatrix}$$

【 0 1 0 4 】

この中間コマンドは無人機に送信され、無人機は、自らの機首方位角データ ψ_{drone} から、最終的な角度設定点 θ_d 及び φ_d を与える角度 ψ_{drone} の回転を計算する。

30

【 0 1 0 5 】

【 数 10 】

$$\begin{pmatrix} \theta_d \\ \varphi_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \psi_{drone} & -\sin \psi_{drone} \\ \sin \psi_{drone} & \cos \psi_{drone} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta'_l \\ \varphi'_l \end{pmatrix}$$

【 0 1 0 6 】

ここで、次に無人機の機首磁方位 ψ_{drone} を求める方法が説明される。

【 0 1 0 7 】

具体的には、この機首方位値 ψ_{drone} は、無人機自体によって引き起こされる或る特定の数の外乱（導体内の高い電流の循環、モーターの磁石等）、及び測定が不完全であること（センサーの偏り、高い測定雑音）に起因する或る特定の数の外乱を補償するために、磁力計 116 だけでなく、ジャイロユニット 102 も含む、複数の搭載センサーによって供給される情報から得られる。

40

【 0 1 0 8 】

それは地球の地理座標系に対する無人機の向きを測定することを伴う。局所的には、地表上の地球の磁場は、図 6 に示されるように、以下の値によって特徴付けることができるベクトル B を生成する。

- その大きさ（ミリガウス単位で測定される）
- 地理的な北に対する偏角 D 、及び
- 水平面（地理的な北、地理的な東）に対する伏角 I 。

50

【0109】

選択された座標系が地理座標系であるため、その偏角は一般的にかなり小さく、本発明の実施態様に影響を及ぼすことなく、その目的は、磁北の方向を特定することであり、地理的な北（ここでは重要ではない）の方向を特定することではない。

【0110】

一方、伏角 I は、相対的に高い正又は負の値をとることができ、例えば、パリでは概ね 65 度下方（磁気チップ）である。

【0111】

地球の磁場 B の振幅は通常、地理的な位置に応じて 200 mG 乃至 600 mG だけ異なり、磁場の水平成分 $B_{h r z t}$ の振幅は磁場 B の局所的な振幅及び局所的な伏角 I に従って 0 mG 乃至 300 mG まで異なる。求めなければならないのはこの成分 $B_{h r z t}$ であり、それにより、磁北に対する無人機の機首方位 $d r o n e$ を推定できるようになる。

10

【0112】

磁場の垂直成分 $B_{h r z t}$ は、水平成分の大きさ、及び磁場の伏角 I の大きさから推定することができる。磁場の伏角は無人機のメモリ内にロードされるマッピングテーブルによって求められ、そのテーブルは、緯度値及び経度値（例えば、装置内に組み込まれた GPS 回路によって、又は任意の他の手段によって求められる）に対して、水平方向に対する地球の磁場ベクトル B の伏角の角度を与える。

【0113】

しかしながら、無人機の磁力計によって与えられる機首磁方位は、数多くの干渉成分によって影響を及ぼされる。

20

【0114】

最初に、無人機のモーターの磁石が原因で、高い周波数の相対的に大きな干渉成分が存在する。これらの磁石は回転しているので、磁場への寄与は磁石とともに回転し、それにより高い周波数（すなわち、概ねモーターの回転速度の周波数又はそれ以上）の干渉成分が誘発される。

【0115】

この第 1 の干渉源を除去するために、図 7 に示されるように、(i) 高い周波数において信頼性がない磁力計 116 によって生成される粗い機首磁方位の低周波成分と、(i i) ジャイロセンサー 102 の高周波成分とを合成することによって、無人機の機首磁方位を得ることが好都合である。

30

【0116】

この合成は、2つの相補的なフィルター、ローパスフィルター 152 及びハイパスフィルター 154 によって実行され、それぞれの伝達関数 $H_{L P}$ 及び $H_{H P}$ は、相補性 $H_{L P} + H_{H P} = 1$ を示す。結果として生成された信号は 156 において混合され、変動する高周波干渉成分が除去された機首方位値を与える。

【0117】

この技法は他のセンサーの欠陥をフィルタリングしながら、機首方位データを再構成できるようにする。したがって、ジャイロ測定の高い周波数によって動的な測定の品質を保持しながら、磁力計測定の低周波数における信頼性及び絶対成分が都合良く利用される。したがって、磁気センサーにおいて顕著である高周波雑音の問題は、フィルタリングされる。ジャイロスコープタイプの慣性センサーからの、温度ドリフトの問題及びデータの数学的な積分に関連する問題も補償される。

40

【0118】

しかしながら、磁力計によって供給される測定値は、センサーの環境によって引き起こされる他の外乱によって影響を及ぼされる。特に以下のものがある。

- モーターの高い電源電流によって生成される磁場。
- 無人機上に存在する固定磁石によって生成される磁場（例えば、保護フェアリングのための磁気留め具の磁石）。これらの磁石は回転していない。
- 磁気センサー固有のオフセット。

50

【0119】

これらの外乱は地球の磁場自体と同じ程度であり、それゆえ、無人機の機首磁方位を十分な精度で求めるために、それらの外乱を除去する必要がある。これらの種々の外乱は加算され、全体的なオフセットを引き起こすが、ここで説明されることになる予備較正手順によって推定することができる。

【0120】

上記に記載された外乱は、無人機の座標系において一定であるという特徴を有する。この特性を用いて、それらの外乱を推定し、測定値から除去する。

【0121】

その較正手順は、無人機を飛行中に自らを中心して水平に1回転だけ自動的に回転させることにある（無人機のヨー軸の周りの360度の回転）。それゆえ、測定された磁力計データは、オフセットと外部磁場との和である。しかしながら、オフセットは無人機の座標系において本質的に一定であるのに対して、外部磁場（求められるべき地球の磁場）は、同じ座標系において一回転することになる。

10

【0122】

図8は磁気センサーからの測定値の記録の一例を示す。測定面において、一群の点を得られ、それらの点は、Cのグローバルオフセット上に中心があり、地球の磁場の成分に対応する半径Rからなる円を形成する。実行された測定から、円の中心C及び半径Rは、それ自体が既知であるタイプの最小二乗法に基づく再帰的最適化アルゴリズムを適用することによって得ることができる。それは、測定点に対応する異なる複数組の値に基づいて、誤差関数を最小化する最良の中心及び最良の半径を探索することを伴う。

20

【0123】

このようにして、供給された磁力計測定値に対する、無人機の水平面において推定されたオフセットが得られる。

【0124】

垂直方向におけるオフセットについては、そのオフセットは、上記で推定された半径R、較正期間中に得られた測定値及びメモリ内にロードされた値のテーブルからわかる無人機の伏角の局所値から求めることができる。

【0125】

$B_{horizontal}$ を用いて磁場の水平成分を指定し、 $B_{vertical}$ を用いてこの同じ磁場の垂直成分を指定する場合には、後者は値： $B_{vertical} = B_{horizontal} \cdot \tan(\text{伏角}) = R \cdot \tan(\text{伏角})$ を有し、伏角Iの値はメモリ内にロードされたテーブルから得られる。

30

【0126】

ここで、垂直軸上で、 $B_{mes} = Z_0 + B_{vertical}$ であるように、測定された磁場 B_{mes} がバイアス Z_0 を与える。

【0127】

バイアス Z_0 は、1組の較正測定値を用いることによって推定することができる。

【0128】

【数11】

$$Z_0 = \overline{B_{mes}} - R \cdot \tan(\text{inclination}) \quad (\text{inclination} : \text{伏角})$$

40

【0129】

ただし、

【0130】

【数12】

$$\overline{B_{mes}}$$

【0131】

は較正測定中の垂直軸Z上の磁場の測定値の平均を表す。

【0132】

50

その後、ピッチ角及びロール角の磁気測定を補償し、その後、補償された測定値の水平成分によって与えられる機首方位を抽出することによって、機首磁方位が得られる。

【 0 1 3 3 】

【 数 1 3 】

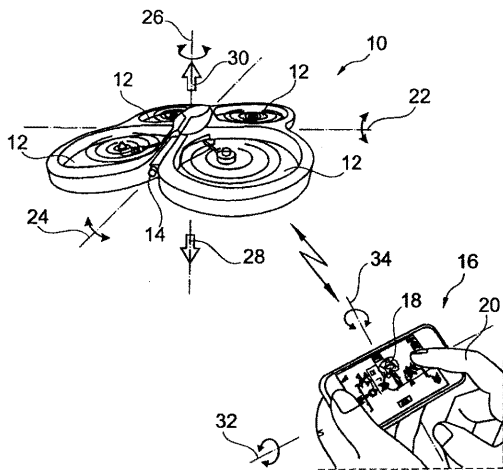
$$\vec{B}_{comp} = \begin{pmatrix} B_{compX} \\ B_{compY} \\ B_{compZ} \end{pmatrix} = R_{\theta_d} \cdot R_{\phi_d} \left(\begin{pmatrix} M_X \\ M_Y \\ M_Z \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{pmatrix} \right)$$

$$\psi_{mag} = -\tan^{-1} \left(\frac{B_{compY}}{B_{compX}} \right)$$

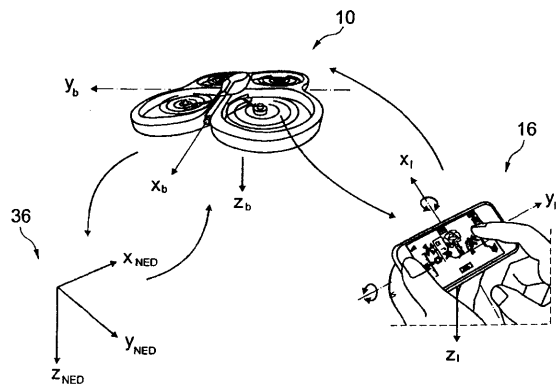
【 0 1 3 4 】

M_X、M_Y、M_Zは磁力計測定から得られた概値を表し、B_{compX}、B_{compY}及びB_{compZ}は水平面に投影された有効値を表す。

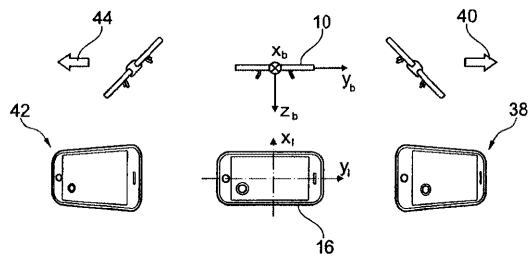
【 図 1 】



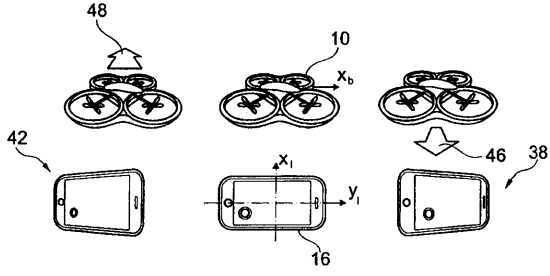
【 図 2 】



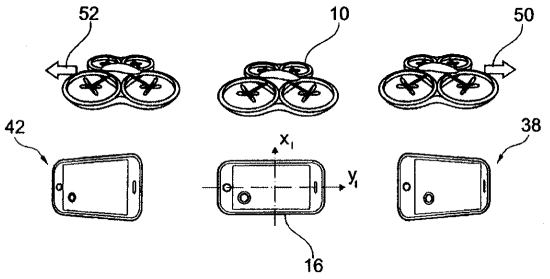
【 図 3 a 】



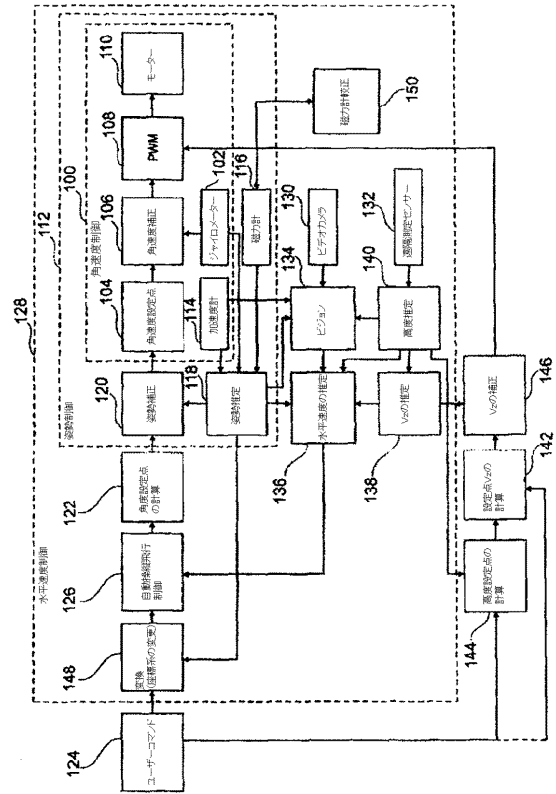
【図3b】



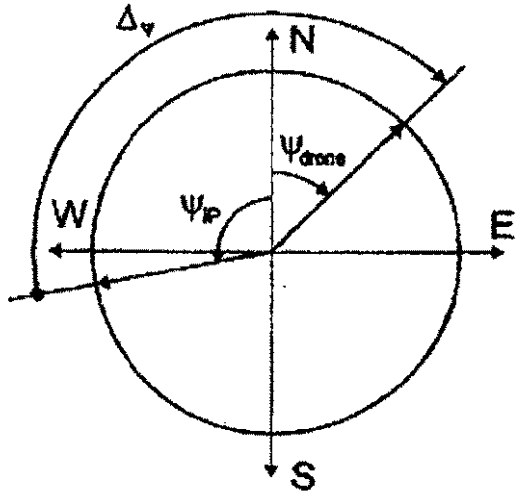
【図3c】



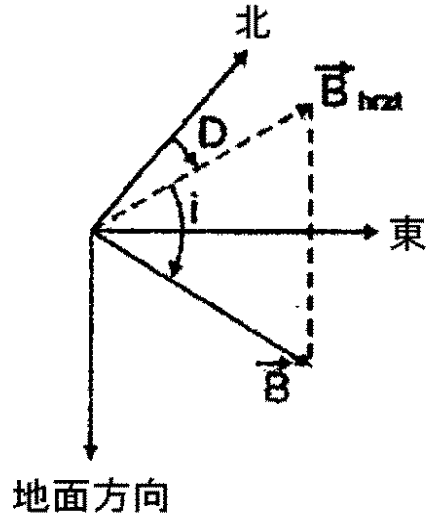
【図4】



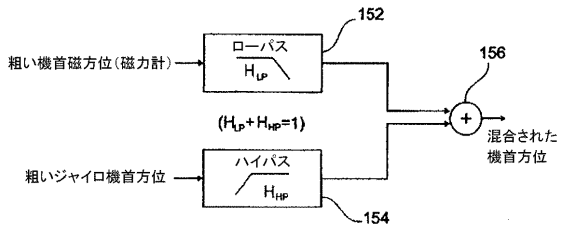
【図5】



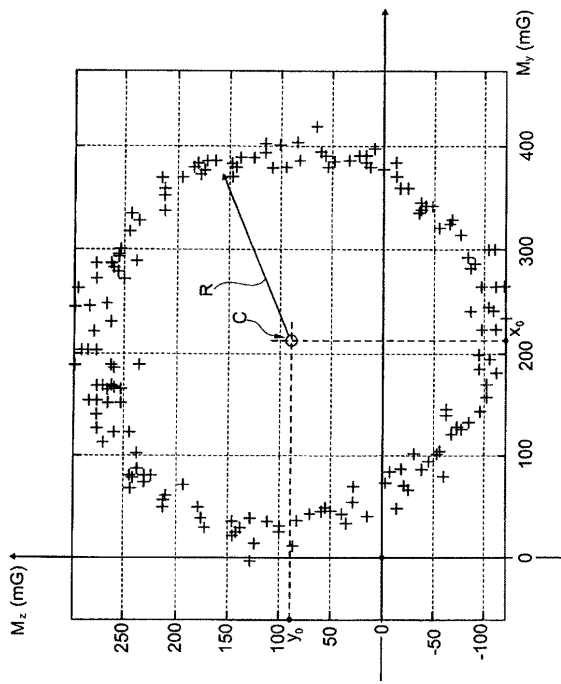
【図6】



【図7】



【 図 8 】



フロントページの続き

(72)発明者 フランソワ カルー

フランス 75012 パリ, ル デ ムニエール, 27 Q

(72)発明者 ジルス フォアネット

フランス 75015 パリ, ル ドゥトット 48

Fターム(参考) 2C150 CA09 DA17 DK02 DK09 EB01 EF16 EF22 EF24 EG03

5H301 AA06 AA10 BB10 CC04 CC07 CC08 DD06 DD17 GG07 GG09

GG17 KK03

【外国語明細書】

[Title of the Invention]

Method for intuitively piloting a drone by means of a remote control apparatus

[Technical Field]

The invention relates to the piloting of rotary wing drones such as quadricopters and similar.

These drones are provided with multiple rotors driven by respective motors that can be controlled in a differentiated manner in order to pilot the drone attitude-wise and speed-wise.

[Background Art]

A typical example of such a drone is the *AR.Drone* from Parrot SA, Paris, France, which is a quadricopter equipped with a series of sensors (accelerometers, triaxial gyrometers, altimeter). The drone is also provided with a front-mounted camera picking up an image of the scene toward which the drone is directed, as well as a vertical sight camera picking up an image of the terrain being flown over.

This drone is piloted by the user by means of a separate remote control device – hereinafter called “apparatus” - linked to the drone by a radio link. WO 2010/061099 A2 and EP 2 364 757 A1 (Parrot SA) describe in particular such a drone and its principle of piloting via a telephone or portable multimedia device with touchscreen and integrated accelerometer, for example a cellular telephone of *iPhone* type or a portable device or multimedia tablet of *iPod Touch* or *iPad* type (registered trademarks of Apple Inc., USA). These apparatuses incorporate the various control members necessary for the detection of the piloting commands and bidirectional exchange of data with the drone via a wireless link of *Wi-Fi* (IEEE 802.11) or *Bluetooth* (registered trademarks) local area network type. They are furthermore provided with a touchscreen displaying the image picked up by the front-mounted camera of the drone, with, superimposed, a certain number of symbols making it possible to activate commands by simple finger-contact by the user on this touchscreen.

More specifically, the drone is piloted by the user by means of signals transmitted by the detector of inclinations of the apparatus, inclinations which will be replicated by the drone: for example, to move the drone forward, the user inclines his or her apparatus according to its pitch axis, and to shift the drone to the right or left, he or she inclines this same apparatus in relation to its roll axis. In this way, if the drone is controlled in such a way as to be inclined or “dive” downward (inclination according to a pitch angle), it will move forward with a speed that increases as the inclination increases; conversely, if it is controlled in such a way as to “pull up” in the opposite direction, its speed will slow down progressively then will be reversed by starting to move backward. Similarly, for an inclination command according to a roll axis, the drone will tilt to the right or left, provoking a linear horizontal translational displacement to the right or to the left.

The user has other commands displayed on the touchscreen, notably “climb/descend” (throttle control) and “pivot right/pivot left” (pivoting of the drone about its yaw axis).

The drone is also provided with a fixed point passage command: when the user releases all the commands of his remote control apparatus, the drone is immobilized and is stabilized at the fixed point, entirely automatically.

The display on the screen of the apparatus of the image picked up by the front-mounted camera of the drone, with, superimposed, the symbols of the piloting buttons, thus allows for an “immersive piloting” in which the user uses the image from the onboard camera in the same way as if he himself were on board the drone.

However, specifically, this piloting mode involves a certain amount of training before the user can “imagine himself in the drone” to control the latter, which is not the most intuitive way of piloting it for a beginner or a child. In practice, on first use, the user will have a tendency to keep his eyes fixed on the drone rather than on the screen of the apparatus.

Now, in this case, an additional difficulty emerges, which is that of having to mentally picture the orientation of the drone in relation to the user during piloting maneuvers.

When the direction of sight (user → drone) and the direction of progress of the drone are more or less the same – for example when the drone turns its back to the user and moves away therefrom – that does not pose any particular problem, because the pitch/roll commands on the apparatus are replicated on the drone, for which the pitch/roll axes of the drone are oriented in the same way.

On the other hand, when the drone faces the user moving toward him, these commands are reversed: to shift the drone to the left, the user will have to incline his apparatus to the right (and no longer to the left) and *vice versa*. Or else, when the direction of progress of the drone forms an angle with the direction of sight – for example when the drone is moving forward from left to right in front of the user – to speed up or slow down this movement from left to right the user will have to tilt the apparatus forward or backward, and not to the left or to the right as he sees the drone.

In other words, in this case, he will have to mentally reverse the roll of the pitch and roll inclinations, if he wants to control the movement of the drone by accompanying it with his apparatus.

[Summary of The Invention]

The aim of the invention is to resolve this difficulty, by offering the user, notably the novice user, a piloting mode other than immersive piloting, which renders the drone easier to keep under control.

Essentially, the invention proposes to determine the respective orientations of the drone and of the apparatus in relation to a fixed reference frame linked to the ground, to deduce therefrom the relative orientation of the drone in relation to the apparatus, and to recompute the commands transmitted to the apparatus by the user in such a way that the axes (pitch/roll) of the commands and the orientations of these axes (front/rear, or left/right) taken into account for the piloting correspond to the axes and orientations of the apparatus in the fixed reference frame, and no longer to the axes and orientations, which are permanently variable, of the drone.

The user will then have a drone piloting mode that is independent of the actual orientation of said drone: thus, if for example the drone faces the

user, the latter will be able to speed up the drone by tilting the apparatus toward him, make it go to the right by tilting the apparatus to the right, and so on, and therefore in a totally intuitive manner if he is looking at the drone (whereas in the “immersive piloting” mode, he would have had to reverse these commands). Similarly, if the drone is moving from left to right, he will be able to bring it closer by tilting the apparatus toward him, speed it up by tilting the apparatus to the right, and so on, in a very easy and spontaneous manner.

More specifically, the invention proposes a piloting method disclosed for example by WO 2010/061099 A2 mentioned above, namely a method for piloting a rotary wing drone with multiple rotors driven by respective motors that can be controlled in a differentiated manner to pilot the drone attitude-wise and speed-wise, comprising the following steps:

- by the apparatus: inclination of the apparatus according to the pitch and roll axes of this apparatus, and production of corresponding inclination signals, and transformation of these inclination signals of the apparatus into piloting commands and sending of these commands to the drone; and
- by the drone: reception of the piloting commands and generation from these commands of setpoint values for a drone motor control loop, these setpoint values being suitable for controlling the attitude of the drone according to the pitch and roll axes of the drone.

In a manner characteristic of the invention, this method comprises the following additional steps:

- acquisition of first orientation data of a local reference frame linked to the apparatus in relation to an absolute reference frame linked to the ground;
- acquisition of second orientation data of a local reference frame linked to the drone in relation to said absolute reference frame;
- computation of a relative angular orientation datum of the drone in relation to the apparatus, from said first and second orientation data; and
- realignment of the reference frame of the apparatus on the reference frame of the drone, by application to the piloting commands of a rotation that is a function of said relative angular orientation datum.

In this way, realigned setpoint values according to the pitch and roll axes of the drone are produced which are a function of the inclinations, applied to the apparatus by the user according to the pitch and roll axes thereof, considered in the local reference frame linked to the apparatus and no longer in that linked to the drone.

The first and the second orientation data are advantageously obtained from respective heading angles of the apparatus and of the drone in relation to the north.

In a first implementation, simplified, the rotation that is a function of the relative angular orientation datum is of the type:

$$\begin{pmatrix} \theta_d \\ \varphi_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \Delta\psi & \sin \Delta\psi \\ -\sin \Delta\psi & \cos \Delta\psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta_I \\ \varphi_I \end{pmatrix}$$

θ_d and φ_d being the realigned setpoint values according to the pitch and roll axes in the local reference frame linked to the drone,

θ_I and φ_I being the inclinations applied according to the pitch and roll axes in the local reference frame linked to the apparatus, and

$\Delta\psi$ being the difference of the respective heading angles of the apparatus and of the drone in relation to the north.

This rotation computation is then advantageously performed within the drone, directly from data received from the apparatus, these data comprising the values of the inclinations applied to the apparatus and a heading angle datum of the apparatus.

In a second implementation, complete, the rotation that is a function of said relative angular orientation datum is of the type:

$$\begin{cases} \theta_d = \tan^{-1} \left[\cos \Delta\psi \cdot \tan \theta_I + \sin \Delta\psi \cdot \frac{\tan \varphi_I}{\cos \theta_I} \right] \\ \varphi_d = \sin^{-1} [\cos \Delta\psi \cdot \sin \varphi_I - \sin \Delta\psi \cdot \sin \theta_I \cdot \cos \varphi_I] \end{cases}$$

θ_d and φ_d being the realigned setpoint values according to the pitch and roll axes of the drone,

θ_I and φ_I being the inclinations applied according to the pitch and roll axes of the apparatus, and

$\Delta\psi$ being the difference of the respective heading angles of the apparatus and of the drone in relation to the north.

The rotation computation can then be performed partially within the apparatus and partially within the drone with:

- within the apparatus, computation of a first rotation from the values of the inclinations θ_I and φ_I applied to the apparatus and of a heading angle datum ψ_{iP} of the apparatus:

$$\begin{pmatrix} \theta'_I \\ \varphi'_I \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \psi_{iP} & \sin \psi_{iP} \\ -\sin \psi_{iP} & \cos \psi_{iP} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta_I \\ \varphi_I \end{pmatrix}$$

- within the drone, computation of a second rotation from a heading angle datum ψ_{drone} of the drone:

$$\begin{pmatrix} \theta_d \\ \varphi_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \psi_{drone} & -\sin \psi_{drone} \\ \sin \psi_{drone} & \cos \psi_{drone} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta'_I \\ \varphi'_I \end{pmatrix}$$

Generally, the absolute reference frame linked to the ground is preferably a geomagnetic reference frame, the heading angles being angles measured in relation to the magnetic north.

The determination of the heading angle of the drone then comprises the acquisition of a magnetic heading measurement delivered by a magnetometric sensor of the drone.

In particular, the heading angle of the drone can be acquired by the combination: of a magnetic heading measurement delivered by a magnetometric sensor of the drone with application of a low-pass filtering; and of a gyroscopic heading measurement delivered by an inertial unit of the drone with application of a high-pass filtering complementing said low-pass filtering.

The method advantageously comprises a preliminary step of calibration of the magnetometric sensor of the drone, with the substeps of:

- ordering a complete rotation of the drone in flight, flat around a yaw axis;
- recording of the measurements delivered by the magnetometric sensor; and
- determination of a global offset value representative of the surrounding disturbing magnetic fields and of the specific offset of the magnetometric sensor.

◇

There now follows a description of an exemplary implementation of the invention, with reference to the appended drawings in which the same numeric references designate, from one figure to another, identical or functionally similar elements.

[Brief Description of the Drawings]

Figure 1 is an overall view showing the drone and the associated apparatus making it possible to remotely pilot the latter.

Figure 2 shows the various reference frames considered by the method of the invention: absolute geographic reference frame, reference frame specific to the drone, reference frame specific to the apparatus.

Figures 3a to 3c illustrate the effect of the inclination commands transmitted to the apparatus to pilot the drone, respectively in the case of the prior art (figures 3a and 3b) and in the case of the invention (figure 3c).

Figure 4 is a block diagram of the various control, servo control and assisted piloting members of the drone.

Figure 5 illustrates how to determine the relative orientation of the drone in relation to the apparatus.

Figure 6 illustrates the various components of the Earth's magnetic field, and their orientation in relation to a geographic reference frame of the Earth.

Figure 7 schematically illustrates how to combine the magnetic field orientation information obtained by a magnetometer and by the gyroscopic unit of the drone.

Figure 8 illustrates the recordings of the magnetometric measurements during a complete rotation of the drone on itself, in the context of the preliminary magnetometer calibration procedure, according to the invention.

[Configuration to Work The Invention]

There now follows a description of an exemplary implementation of the invention.

In figure 1, the reference 10 designates, generally, a drone, which is for example a quadricopter such as the *AR.Drone* model from Parrot SA, Paris, France, described notably in WO 2010/061099 A2 and EP 2 364 757 A1 mentioned above, as well as in WO 2009/109711 A2 (which describes an exemplary automatic stabilization system based on information supplied by an altimeter and a front-viewing camera) and FR 2 915 569 A1 (which notably describes the control system with gyrometers and accelerometers used by the drone).

The drone 10 comprises four coplanar rotors 12, whose motors are piloted independently by an integrated navigation and attitude control system. It is provided with a front-viewing first camera 14 that makes it possible to obtain an image of the scene towards which the drone is directed, for example a wide-angle camera with CMOS sensor. The drone also comprises a vertical-viewing second camera (not represented) pointing downward, suitable for picking up successive images of the terrain being flown over and used notably to evaluate the speed of the drone in relation to the ground.

Inertial sensors (accelerometers and gyrometers) make it possible to measure with a certain accuracy the angular speeds and the attitude angles of the drone, that is to say the Euler angles describing the inclination of the drone. An ultrasound range finder arranged under the drone also supplies a measurement of the altitude in relation to the ground. As for the linear translational speed of the drone, the latter is evaluated by analysis of the image supplied by the vertical-viewing camera of the drone in combination with the accelerometric data, by virtue of software which estimates the displacement of the scene picked up by the camera from one image to the next and applies to this estimated displacement a scale factor that is a function of the measured altitude.

The drone 10 is piloted by a remote control apparatus 16 provided with a touchscreen 18 displaying the image taken by the front-mounted camera 14, with, superimposed, a certain number of symbols making it possible to activate the piloting commands by simple contact by the finger 20 of a user on the touchscreen 18. The apparatus 16 is provided with radio link means with the drone for the bidirectional exchange of data from the drone 10 to the apparatus 16, notably for the transmission of the image

picked up by the camera 14, and from the apparatus 16 to the drone 10 for the sending of piloting commands. This link can, for example, be of *Wi-Fi* (IEEE 802.11) or *Bluetooth* (registered trademarks) local area network type.

The apparatus 16 is also provided with inclination sensors making it possible to control the attitude of the drone by transmitting to the apparatus corresponding inclinations according to the roll and pitch axes (reference can be made to WO 2010/061099 A2 mentioned above for more details on these aspects of the system).

As indicated in the introduction, the remote control apparatus 16 advantageously consists of a telephone or portable multimedia device with touchscreen and integrated accelerometer, for example a cellular telephone of *iPhone* type, a portable device of *iPod Touch* type or a multimedia tablet of *iPad* type, which are apparatuses that incorporate the various control members necessary for the display and the detection of the piloting commands, for the viewing of the image picked up by the front-mounted camera, and for the bidirectional exchange of data with the drone by *Wi-Fi* or *Bluetooth* link.

Piloting the drone 10 consists in moving the latter around by:

- a) rotation about a pitch axis 22, to have it move forward or backward; and/or
- b) rotation about a roll axis 24, to shift it to the right or to the left; and/or
- c) rotation about a yaw axis 26, to make the main axis of the drone, and therefore the direction of pointing of the front-mounted camera, pivot to the right or to the left; and/or
- d) translation downward 28 or upward 30 by changing the throttle speed, so as to respectively reduce or increase the altitude of the drone.

When these piloting commands are applied by the user from the remote control apparatus 16 according to the known piloting mode, the commands a) and b) for pivoting about pitch 22 and roll 24 axes are obtained by inclinations of the apparatus 16 respectively about its longitudinal axis 32 and its transverse axis 34: for example, to make the drone move forward, it is sufficient to incline the apparatus forward by tilting it about the axis 32, to shift it to the right, it is sufficient to incline the apparatus by tilting it about the axis 34 to the right, and so on.

The commands c) and d), for their part, result from actions applied by contact of the finger 20 of the user (generally the right finger) on corresponding specific areas of the touchscreen 18.

The drone also has an automatic and standalone system for stabilization in stationary flight, corresponding to an autopiloted mode activated notably as soon as the user removes his finger from the touchscreen of the apparatus, or automatically at the end of the take-off phase, or even in case of interruption of the radio link between the apparatus and the drone. The drone then switches to a lift state in which it will be immobilized and held in this fixed position by the automatic piloting and stabilization system, with no intervention from the user.

The object of the technique proposed by the invention is to facilitate the piloting of the drone by making it possible for the user not to be concerned with the orientation of the drone during the piloting maneuvers thereof.

Figure 2 illustrates the various reference frames considered for the implementation of the invention:

- with regard to the drone 10, a local reference frame $\{X_b, Y_b, Z_b\}$ linked to the body of the drone will be considered. The drone, although greatly symmetrical by construction, comprises a front and a rear, and the position of the camera will be considered to be pointing forward, thus defining the axis X_b . The axis Y_b is at right angles to X_b in the median plane of the drone, and the axis Z_b is the vertical axis directed toward the ground;
- with regard to the apparatus 16, the latter is also defined by a specific local reference frame $\{X_i, Y_i, Z_i\}$, X_i and Y_i corresponding to the direction widthwise and lengthwise, respectively, of the casing of the remote control and Z_i corresponding to the normal to the plane $X_i Y_i$;
- in addition to these two local reference frames (drone 10 and apparatus 16), a global reference frame 36 will also be considered, which is a fixed absolute reference frame, notably a geographic reference frame $\{X_{NED}, Y_{NED}, Z_{NED}\}$ of NED (*North East Down*) type. This absolute reference frame is advantageously a geomagnetic reference frame, the axis X_{NED} corresponding to the direction of the magnetic north, which will be able to be determined in a manner that will be explained later, with reference to figures 6 to 8; the direction Y_{NED} is the direction

parallel to the plane of the ground at right angles to the geographic north (that is to say geographic east), and the direction Z_{NED} is at right angles to the plane of the ground and oriented downward.

There are thus three reference frames, with two local reference frames $\{X_b, Y_b, Z_b\}$ and $\{X_i, Y_i, Z_i\}$, which are mobile in relation to a global reference frame $\{X_{NED}, Y_{NED}, Z_{NED}\}$.

If ψ , θ and φ are used to designate the commands applied to the drone:

- ψ corresponds to a rotation about the axis Z_{NED} ,
- θ corresponds to a rotation about the axis Y_{NED} turned by ψ , and
- φ corresponds to a rotation about the axis X_b .

With these conventions, the realignment of reference frame $\{X_b, Y_b, Z_b\}$ of the drone in relation to the geographic reference frame $\{X_{NED}, Y_{NED}, Z_{NED}\}$ will be able to be expressed by a matrix of the form:

$$R = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \sin\theta\sin\varphi\cos\psi - \sin\psi\cos\varphi & \cos\psi\sin\theta\cos\varphi + \sin\varphi\sin\psi \\ \sin\psi\cos\theta & \sin\theta\sin\varphi\sin\psi + \cos\psi\cos\varphi & \sin\theta\cos\varphi\sin\psi - \sin\varphi\cos\psi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\varphi & \cos\theta\cos\varphi \end{bmatrix}$$

For the realignment of the reference frame $\{X_i, Y_i, Z_i\}$ of the apparatus 16, a comparable transformation is applied, based on the angles defining the orientation of the apparatus 16 in relation to the absolute reference frame $\{X_{NED}, Y_{NED}, Z_{NED}\}$.

The reverse switch from the global geographic reference frame to the local reference frame of the drone is obtained by means of a matrix which will be the transpose of the matrix R .

The purpose of the mutual realignment of the different reference frames is to overcome the difficulty illustrated in figures 3a to 3c.

In the situation illustrated in figure 3a where the axis of advance X_b of the drone is substantially the same as the corresponding axis X_i of the apparatus, and oriented in the same direction, the tilting to the right (as in 38) of the apparatus will provoke a corresponding tilting of the drone, which will move the latter to the right (arrow 40), therefore in the same direction as the inclination of the apparatus 16. Similarly, a tilting to the left of the apparatus (as in 42) will provoke a displacement to the left of the drone (arrow 44).

On the other hand, as illustrated in figure 3b, if the drone is turned by 90° in relation to the position of figure 3a, that is to say if its direction X_b is oriented to the right (and is displaced, in relation to the user, from left to right), then an inclination 38 of the apparatus to the right will provoke a tilting of the drone in the same direction, in the local reference frame of the drone, which will be reflected, in relation to the user, in a displacement in the direction of a convergence of the drone with the user (arrow 46). Similarly, a tilting of the apparatus to the left (as in 42) will provoke a displacement in the direction taking the drone away from the user (arrow 48). This command, suitable for immersive piloting, is not intuitive if the user is looking at the drone.

Along the same lines, if the movement of the drone is a movement toward the user (that is to say that the axes X_b and X_i are substantially aligned but oriented in reverse directions), a tilting of the apparatus to the right will lead to a tilting of the drone to the left, and vice versa.

To allow for a more intuitive piloting, without these effects of swapping over of the pitch and roll axes (as in the case described in figure 3b) or of reversal of the direction of the commands, the invention proposes to apply a change of reference frame to restore the intuitive commands.

The effect of these intuitive commands is illustrated in figure 3c: regardless of the orientation of the drone, a tilting to the right of the apparatus (command 38) will provoke a displacement to the right of the drone (arrow 50), and a tilting to the left (command 42) a displacement of the drone to the left (arrow 52), and similarly for the forward or backward tiltings of the apparatus 16.

Essentially, the invention exploits the presence, both in the apparatus 16 and in the drone 10, of sensors (of magnetometer type) enabling each of them to know its own orientation in an absolute reference frame, namely the NED reference frame or geomagnetic reference frame defined previously. Thus, when the user tilts the apparatus toward him, the drone will be displaced in the direction toward which the apparatus is pointing, regardless of the specific orientation of the drone; similarly, if the user tilts his apparatus to the right, the drone will be displaced to the right of the user, regardless of its own orientation (as illustrated in figure 3c).

The technical elements making it possible to produce this command will now be detailed.

Figure 4 is a functional block diagram of the various control and servo control members of the drone. It will be noted that, although this diagram is presented in the form of interconnected circuits, the implementation of the various functions is essentially software, this representation is solely illustrative.

The piloting system involves a number of nested loops, for the control of the horizontal speed, of the angular speed and of the attitude of the drone, in addition to the control of the altitude variations automatically or under the effect of a command from the user.

The most central loop, which is the loop 100 for controlling the angular speed, uses, on the one hand, the signals supplied by the gyrometers 102 and on the other hand a reference consisting of the angular speed setpoints 104, these various information items being applied as input for an angular speed correction stage 106. This stage 106 pilots a stage 108 for controlling the motors 110 in order to separately control the speed of the different motors to correct the angular speed of the drone by the combined action of the rotors driven by these motors.

The angular speed control loop 100 is nested in an attitude control loop 112, which operates on the basis of the information supplied by the gyrometers 102, accelerometers 114 and a magnetometer 116, these data being applied as input for an attitude estimation stage 118 of non-linear merging type equivalent to a complementary filtering. The stage 118 delivers angular speed setpoints applied to an attitude correction circuit 120 of PI (proportional-integral) type, which also receives angle setpoints generated by a circuit 122 from user commands 124 which are either directly applied to the circuit 122, or modified or replaced by automatic piloting commands generated by a circuit 126, notably in automatic stabilization mode or during autopiloted transition phases.

Thus, from the error between the setpoint (applied by the user or else generated internally in the case of automatic piloting) and the measurement of the angle given by the attitude estimation circuit 118, the attitude control loop 112 calculates an angular speed setpoint using the PI corrector of the circuit 120. The angular speed control loop 100 then

computes the difference between the preceding angular speed setpoint and the angular speed actually measured by the gyrometers 102. It then computes, from these information items, the different rotation speed setpoints (and therefore lift force setpoints) to be sent to the motors 110 of the drone to produce the maneuver initially requested by the user, or else scheduled by the automatic pilot.

For the control of the horizontal speed, notably in autopiloted operation, a loop 128 implements a vertical video camera 130 and a range-finding sensor 132 serving as altimeter, which produce information applied to a circuit 134 also receiving the data obtained from the gyrometers 102 to apply the necessary corrections to the estimation of the horizontal speed, given by the circuit 136. This estimation of the horizontal speed can be corrected by estimation of the vertical speed V_z , given by the circuit 138 from an altitude estimation supplied by the circuit 140 receiving the information from the range-finding sensor 132.

For the autopiloted flight, the horizontal speed estimated by the circuit 136 makes it possible for the circuit 126 to compute speed setpoints which will then be applied as input for the attitude control loop 112 after transformation into angle setpoints by the circuit 122, to progressively bring the drone to a stop then hold the latter in a configuration with zero speed and inclination.

With regard to the vertical displacements of the drone, the user 124 applies either a lift speed setpoint V_z directly to a circuit 42, or an altitude setpoint to a circuit 144 which computes, from the altitude estimation produced by the circuit 140, a lift speed setpoint applied to the circuit 142. In one or other case, the lift speed (prescribed or computed) is applied to a circuit 146 comparing the setpoint lift speed V_z with the estimated corresponding speed, given by the circuit 138. This circuit 146 accordingly modifies the command data for the motors (circuit 108) so as to increase or reduce the rotation speed simultaneously on all the motors so as to minimize the difference between setpoint lift speed and measured lift speed.

Finally, and in a manner characteristic of the invention, a circuit 148 applies a change of reference frame to realign the specific reference frame of the drone on the specific reference frame of the apparatus.

More specifically, in the conventional piloting technique without realignment of the reference frame of the drone on that of the apparatus, that is to say in “immersive piloting” mode, the command takes the form:

$$\begin{pmatrix} \theta_d \\ \varphi_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \theta_I \\ \varphi_I \end{pmatrix}$$

θ_d and φ_d being the setpoint Euler angles of the drone in its specific reference frame, and

θ_I and φ_I being the Euler angles of the apparatus.

In other words, the setpoint angles of the drone correspond to the angles characterizing the attitude of the apparatus in its reference frame.

Here, and hereinbelow, these equalities are obviously given within a possible amplification factor, and with possible limitations of maximum inclination in one direction or in the other to avoid any command exceeding the physical capabilities of the drone.

In the case of the invention, a change of reference frame is performed to realign the specific reference frame of the drone on the specific reference frame of the apparatus and thus allow for an intuitive piloting, independent of the relative orientation of the drone in relation to the user, as the latter sees the drone.

As was indicated above, this transformation is applied in relation to an absolute reference frame, which here is advantageously Earth's geomagnetic reference frame, determined in the manner that will be explained below from data supplied by the magnetometer 116 after the latter has been the subject of a controlled calibration by the circuit 150.

To know the relative orientation of the drone in relation to the apparatus it is sufficient to know the absolute orientations of each of these two devices in relation to the ground, in particular in relation to the magnetic north of the NED geomagnetic reference frame.

As illustrated in figure 5, the letter ψ will be used to denote the headings, that is to say the oriented angles characterizing the orientation of the drone, or of the apparatus, in relation to the magnetic north in the NED reference frame.

With regard to the apparatus, the heading ψ_{iP} is obtained by means of the magnetometer incorporated in the apparatus, rectified using the other inertial sensors of the apparatus.

With regard to the drone, the heading ψ_{drone} is obtained by a combination of information supplied by the various sensors of the drone, including the magnetometer 116. How to obtain reliable information concerning the heading ψ_{drone} will be seen below, with reference to figures 6 to 8.

Figure 5 is a plan view, parallel to the plane of the ground, of the NED reference frame showing the orientation of the heading ψ_{iP} of the apparatus and of the heading ψ_{drone} of the drone. If these two headings are assumed known (how they are determined will be seen below), the issue is to realign, by a rotation of angle $\Delta\psi = \psi_{iP} - \psi_{drone}$, the local reference frame of the drone on the local reference frame of the apparatus.

If θ_I and φ_I are used to designate the setpoint angles produced by the user, that is to say the inclinations transmitted to the apparatus according to the pitch and roll axes, it is demonstrated that the setpoint angles θ_d and φ_d which have to be applied to the drone are determined by the following system of two relationships:

$$\begin{cases} \theta_d = \tan^{-1} \left[\cos \Delta\psi \cdot \tan \theta_I + \sin \Delta\psi \cdot \frac{\tan \varphi_I}{\cos \theta_I} \right] \\ \varphi_d = \sin^{-1} [\cos \Delta\psi \cdot \sin \varphi_I - \sin \Delta\psi \cdot \sin \theta_I \cdot \cos \varphi_I] \end{cases}$$

$\Delta\psi$ being the difference of the respective heading angles of the apparatus and of the drone in relation to the north.

The implementation of this realignment therefore consists in performing a transformation dependent on $\Delta\psi$, θ_I and φ_I on the setpoint angles θ_d and φ_d of the apparatus

In a *first implementation*, this operation is performed from the above equation system, completely and without simplification.

The corresponding computation can be performed equally within the drone and within the apparatus.

Preferably, these computations are performed within the drone because, of these two possibilities, it is the latter which is the most robust and which introduces the least latency.

In practice, if the drone receives from the apparatus the parameters θ_I , φ_I and ψ_{IP} (heading of the apparatus in its specific reference frame), and given the fact that it is capable of determining its own heading ψ_{drone} , then it has all the parameters enabling it to compute the realigned setpoint angles θ_d and φ_d .

On the other hand, if the computation is performed within the apparatus, it will be necessary for the drone to transmit its heading ψ_{drone} to the apparatus, which will locally compute the realigned angles θ_d and φ_d and will send them to the drone to command the motors thereof: in this case, there will be two data transmissions (from the drone to the apparatus then from the apparatus to the drone), which will increase the latency time compared to the preceding solution which required only a single data transmission (from the apparatus to the drone).

The computation of the new realigned setpoint angles within the drone also makes it possible to simplify the work of the third-party developers, for example for the programming of games run within the apparatus and implementing the piloting mode according to the invention: if all the computations are performed within the drone, the developer will not need to know the mode of computation of the realigned setpoint angles, executed entirely within the internal software of the drone.

Finally, the choice of performing the computation within the drone reduces the consequences of transient communication outages on the link between the drone and the apparatus, since only a single data transfer is necessary and not a go and return of commands, as in the case where the computation is performed within the apparatus (see above).

In a *second implementation*, the exact command given by the system of two equations above is replaced by a simplified form, valid for an approximation with small angles:

$$\begin{pmatrix} \theta_d \\ \varphi_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \Delta\psi & \sin \Delta\psi \\ -\sin \Delta\psi & \cos \Delta\psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta_I \\ \varphi_I \end{pmatrix}$$

This implementation can be performed by a transformation dependent only on $\Delta\psi$ on the angles θ_I and φ_I of the apparatus, before applying the latter to the servo control loop of the drone.

This transformation can be broken down into two rotations, one being performed within the apparatus, and the other within the drone. Thus, neither of these two devices will need to know the heading of the other.

The first rotation, of angle ψ_{iP} , is performed within the apparatus, and returns an intermediate command θ'_I and φ'_I :

$$\begin{pmatrix} \theta'_I \\ \varphi'_I \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \psi_{iP} & \sin \psi_{iP} \\ -\sin \psi_{iP} & \cos \psi_{iP} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta_I \\ \varphi_I \end{pmatrix}$$

This intermediate command is sent to the drone, which computes, from its own heading angle datum ψ_{drone} , a rotation of angle $-\psi_{drone}$ giving the final angle setpoint θ_d, φ_d :

$$\begin{pmatrix} \theta_d \\ \varphi_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \psi_{drone} & -\sin \psi_{drone} \\ \sin \psi_{drone} & \cos \psi_{drone} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta'_I \\ \varphi'_I \end{pmatrix}$$

There now follows a description of a way to determine the magnetic heading ψ_{drone} of the drone.

In concrete terms, this heading value ψ_{drone} is obtained from information delivered by a plurality of onboard sensors including the magnetometer 116, but also the gyroscopic unit 102 in order to compensate a certain number of disturbances induced by the drone itself (high currents circulating in the conductors, magnet of the motors etc.) and due to the imperfections of the measurement (bias of the sensor, high measurement noise).

It involves measuring the orientation of the drone in relation to the Earth's geomagnetic reference frame. Locally, the Earth's magnetic field on the surface of the globe produces a vector B which can be characterized, as illustrated in figure 6, by:

- its magnitude (measured in milligauss),
- its declination D in relation to the geographic north, and
- its inclination I in relation to the plane of the horizontal (geographic north, geographic east).

The declination, which is generally fairly low, has no influence for the implementation of the invention, in as much as the chosen reference

frame is a geomagnetic reference frame and the aim is to determine the direction of the magnetic north and not that of the geographic north (unimportant here).

The inclination I , on the other hand, can take relatively high values, positive or negative, for example of the order of 65° downward (*magnetic dip*) in Paris.

The amplitude of the Earth's magnetic field B varies typically by 200 to 600 mG depending on the geographic position, with an amplitude of the horizontal component of the magnetic field B_{hrzt} , varying from 0 to 300 mG according to the local amplitude of the field B and the local inclination I . It is this component B_{hrzt} that has to be determined, which will make it possible to estimate the heading ψ_{drone} of the drone in relation to the magnetic north.

The vertical component B_{hrzt} of the magnetic field can be estimated from the magnitude of the horizontal component and of the inclination I of the magnetic field. The inclination of the magnetic field will be determined by a mapping table loaded into the memory of the drone, which will give, for the latitude and longitude values (determined for example by a GPS circuit incorporated in the apparatus, or by any other means), the angle of inclination of the Earth's magnetic field vector B in relation to the horizontal.

However, the magnetic heading given by the magnetometer of the drone is effected by many interfering components.

Firstly, there is a relatively significant interfering component in the high frequencies, because of the magnets of the motors of the drone. Since these magnets are rotating, their contribution to the magnetic field also rotates with them, inducing an interfering component in the high frequencies (that is to say, in the frequencies of the order of the speed of rotation of the motors and above).

To eliminate this first source of interferences, the magnetic heading of the drone is advantageously obtained, as illustrated in figure 7, by combining (i) the low-frequency component of the rough magnetic heading produced by the magnetometer 116, which is unreliable in the high frequencies, with (ii) the high-frequency components of the gyroscopic sensor 102.

This combination is performed by two complementary filters 152, 154, respectively low-pass and high-pass with transfer functions H_{LP} and H_{HP} exhibiting the property of complementarity $H_{LP} + H_{HP} = 1$. The resultant signals are merged in 156 to give a heading value stripped of the variable high-frequency interfering elements.

This technique makes it possible to reconstruct the heading datum while filtering the defects of the other sensors. The reliability at low frequency and the absolute component of the magnetometric measurement are thus advantageously exploited, while retaining the quality of the dynamic measurement by virtue of the high frequencies of the gyroscopic measurement. The problems of high-frequency noises, significant on the magnetometric sensors, are thus filtered. Problems of temperature drift and those linked to the mathematic integration of the data from the inertial sensors of gyroscopic type are also compensated.

The measurements delivered by the magnetometer are, however, affected by other disturbances produced by the environment of the sensor, notably:

- the magnetic fields generated by the high power supply currents of the motors;
- the magnetic fields generated by the fixed magnets present on the drone (for example, the magnet of the magnetic fastening for the protective fairing), these magnets not being rotating; and
- the specific offset of the magnetometric sensor.

These disturbances are of the same order of magnitude as the Earth's magnetic field itself, and it is therefore necessary to eliminate them in order to determine the magnetic heading of the drone with sufficient accuracy. These various disturbances are added and constitute a global offset, which will be able to be estimated by means of a preliminary calibration procedure that will now be described.

The disturbances cited above have the characteristic of being fixed in the reference frame of the drone. It is this property which will be used to estimate them and eliminate them from the measurement.

The calibration procedure consists in having the drone rotate automatically by one revolution on itself, flat and in flight (rotation of 360° about the yaw axis of the drone). The measured magnetometric data are therefore the sum of the offset and of the external magnetic field. However,

the offset is intrinsically constant in the reference frame of the drone, whereas the external magnetic field (the Earth's magnetic field that is to be determined) will have performed a complete revolution in this same reference frame.

Figure 8 illustrates an example of recording of measurements from the magnetometric sensor. In the plane of the measurements, a cloud of points is obtained forming a circle centered on the global offset, at C, and of radius R corresponding to the component of the Earth's magnetic field. From the measurements performed, the center C and the radius R of the circle can be obtained by the application of a recursive optimization algorithm based on the least squares method, of a type that is known per se; it involves, based on different sets of values corresponding to the measurement points, searching for the best center and the best radius minimizing an error function.

The offset to be deduced in the horizontal plane of the drone in relation to the magnetometric measurements supplied is thus obtained.

When it comes to the offset in the vertical direction, the latter can be determined from the radius R estimated previously, the measurement values obtained during the calibration phase, and the local value of the inclination, known from a table of values loaded into the memory of the drone.

If B_{hrzt} is used to designate the horizontal component of the magnetic field and B_{vert} the vertical component of this same field, the latter has the value: $B_{vert} = B_{hrzt} \cdot \tan(\text{inclination}) = R \cdot \tan(\text{inclination})$, the value of the inclination I being obtained from the table loaded into memory.

Now, on the vertical axis, the measured magnetic field P_{mes} is assigned a bias Z_0 such that $B_{mes} = Z_0 + B_{vert}$.

This bias Z_0 can be estimated by using the set of calibration measurements: $Z_0 = \overline{B_{mes}} - R \cdot \tan(\text{inclination})$, $\overline{B_{mes}}$ representing the average of the measurements of the magnetic field on the vertical axis Z during the calibration measurement.

The magnetic heading is then obtained by compensating the magnetic measurement of the pitch and roll angles, then by extracting the heading given by the horizontal component of the compensated measurement:

$$\vec{B}_{comp} = \begin{pmatrix} B_{compX} \\ B_{compY} \\ B_{compZ} \end{pmatrix} = R_{\theta_d} \cdot R_{\varphi_d} \left(\begin{pmatrix} M_X \\ M_Y \\ M_Z \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{pmatrix} \right)$$

$$\psi_{mag} = -\tan^{-1} \left(\frac{B_{compY}}{B_{compX}} \right)$$

M_X , M_Y , M_Z representing the rough values obtained from the magnetometric measurement, and B_{compX} , B_{compY} and B_{compZ} representing the useful values, projected into the horizontal plane.

1. A method for piloting, by means of a remote control apparatus, a rotary wing drone with multiple rotors driven by respective motors that can be controlled in a differentiated manner to pilot the drone attitude-wise and speed-wise, comprising the following steps:

- by the apparatus (16):
 - inclination of the apparatus according to the pitch (32) and roll (34) axes of this apparatus, and production of corresponding inclination signals (θ_I, φ_I); and
 - transformation of these inclination signals of the apparatus into piloting commands and sending of these commands to the drone, and
- by the drone (10):
 - reception of the piloting commands and generation from these commands of setpoint values (θ_d, φ_d) for a drone motor control loop, these setpoint values being suitable for controlling the attitude of the drone according to the pitch (22) and roll (24) axes of the drone,

wherein this method comprises the following additional steps:

- acquisition of first orientation data (ψ_{IP}) of a local reference frame linked to the apparatus ($X_I Y_I Z_I$) in relation to an absolute reference frame linked to the ground ($X_{NED} Y_{NED} Z_{NED}$);
- acquisition of second orientation data (ψ_{drone}) of a local reference frame linked to the drone ($X_b Y_b Z_b$) in relation to said absolute reference frame ($X_{NED} Y_{NED} Z_{NED}$);
- computation of a relative angular orientation datum ($\Delta\psi$) of the drone in relation to the apparatus, from said first and second orientation data; and
- realignment of the reference frame of the apparatus on the reference frame of the drone, by application to the piloting commands of a rotation that is a function of said relative angular orientation datum, so as to thus produce realigned setpoint values according to the pitch and roll axes of the drone which are a function of the inclinations, applied to the apparatus by the user according to the pitch and roll axes

thereof, considered in the local reference frame linked to the apparatus and no longer in that linked to the drone.

2. The method of claim 1, in which the first and the second orientation data are obtained from respective heading angles (ψ_{drone}, ψ_{IP}) of the apparatus and of the drone in relation to the north.

3. The method of claim 2, in which said rotation that is a function of said relative angular orientation datum is of the type:

$$\begin{pmatrix} \theta_d \\ \varphi_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \Delta\psi & \sin \Delta\psi \\ -\sin \Delta\psi & \cos \Delta\psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta_I \\ \varphi_I \end{pmatrix}$$

θ_d and φ_d being the realigned setpoint values according to the pitch and roll axes in the local reference frame linked to the drone,
 θ_I and φ_I being the inclinations applied according to the pitch and roll axes in the local reference frame linked to the apparatus, and
 $\Delta\psi$ being the difference of the respective heading angles of the apparatus and of the drone in relation to the north.

4. The method of claim 3, in which the computation of said rotation is performed within the drone, directly from data received from the apparatus, these data comprising the values of the inclinations applied to the apparatus and a heading angle datum of the apparatus.

5. The method of claim 2, in which said rotation that is a function of said relative angular orientation datum is of the type:

$$\begin{cases} \theta_d = \tan^{-1} \left[\cos \Delta\psi \cdot \tan \theta_I + \sin \Delta\psi \cdot \frac{\tan \varphi_I}{\cos \theta_I} \right] \\ \varphi_d = \sin^{-1} [\cos \Delta\psi \cdot \sin \varphi_I - \sin \Delta\psi \cdot \sin \theta_I \cdot \cos \varphi_I] \end{cases}$$

θ_d and φ_d being the realigned setpoint values according to the pitch and roll axes of the drone,
 θ_I and φ_I being the inclinations applied according to the pitch and roll axes of the apparatus, and

$\Delta\psi$ being the difference of the respective heading angles of the apparatus and of the drone in relation to the north.

6. The method of claim 5, in which the computation of said rotation is performed partially within the apparatus and partially within the drone with:
- within the apparatus, computation of a first rotation from the values of the inclinations θ_I and φ_I applied to the apparatus and of a heading angle datum ψ_{iP} of the apparatus:

$$\begin{pmatrix} \theta'_I \\ \varphi'_I \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \psi_{iP} & \sin \psi_{iP} \\ -\sin \psi_{iP} & \cos \psi_{iP} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta_I \\ \varphi_I \end{pmatrix}$$

- within the drone, computation of a second rotation from a heading angle datum ψ_{drone} of the drone:

$$\begin{pmatrix} \theta_d \\ \varphi_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \psi_{drone} & -\sin \psi_{drone} \\ \sin \psi_{drone} & \cos \psi_{drone} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta'_I \\ \varphi'_I \end{pmatrix}$$

7. The method of claim 2, in which the absolute reference frame linked to the ground is a geomagnetic reference frame, and the heading angles are the angles measured in relation to the magnetic north.

8. The method of claim 7, in which the determination of the heading angle of the drone comprises the acquisition of a magnetic heading measurement delivered by a magnetometric sensor (116) of the drone.

9. The method of claim 8, in which the heading angle of the drone is acquired by the combination:

- of a magnetic heading measurement delivered by a magnetometric sensor (116) of the drone with application of a low-pass filtering (152), and
- of a gyroscopic heading measurement delivered by an inertial unit of the drone (102) with application of a high-pass filtering (154) complementing said low-pass filtering.

10. The method of claim 8, also comprising a preliminary step of calibration of the magnetometric sensor of the drone.

11. The method of claim 10, in which said calibration step comprises the substeps of:

- ordering a complete rotation of the drone in flight, flat around a yaw axis;
- recording of the measurements delivered by the magnetometric sensor;
- determination of a global offset value representative of the surrounding disturbing magnetic fields and of the specific offset of the magnetometric sensor.

An object of the invention is to resolve this difficulty in the prior art, by offering the user, notably the novice user, a piloting mode other than immersive piloting, which renders the drone easier to keep under control.

The user inclines the apparatus (16) according to the pitch (32) and roll (34) axes to produce inclination signals (θ_I, φ_I) which are transformed into corresponding command setpoints (θ_d, φ_d) for the drone (10) in terms of attitude of the drone according to the pitch (22) and roll (24) axes of the drone. The drone and the apparatus each determine the orientation of their local reference frame $(X_I Y_I Z_I; X_b Y_b Z_b)$ in relation to an absolute reference frame linked to the ground $(X_{NED} Y_{NED} Z_{NED})$, to determine the relative angular orientation of the drone in relation to the apparatus. Then, the reference frame of the apparatus is realigned on the reference frame of the drone by a rotation that is a function of this relative angular orientation. The realigned values thus correspond to user commands referenced in the reference frame of the apparatus and no longer in that of the drone, which allows for more intuitive piloting when the user is watching the drone.

[Representative Drawing]

- Fig. 2 -

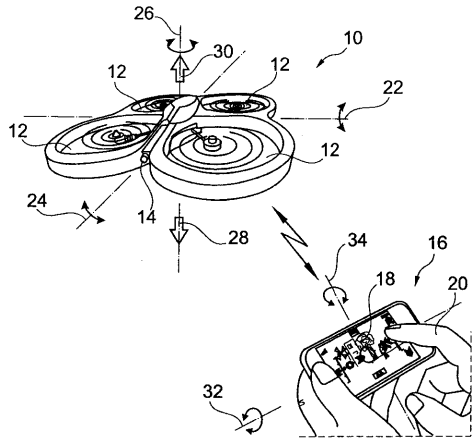


Fig. 1

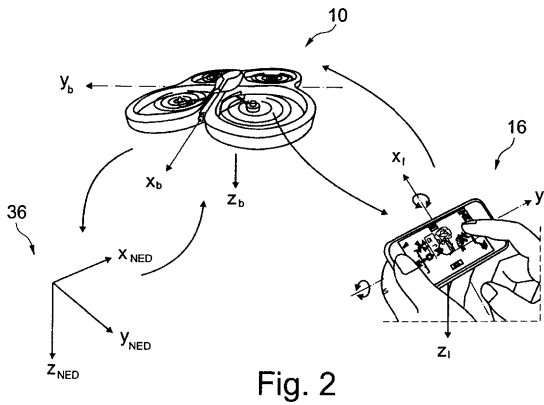


Fig. 2

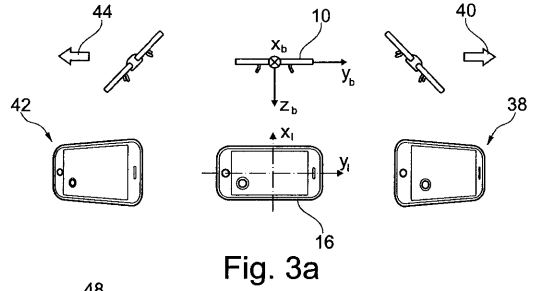


Fig. 3a

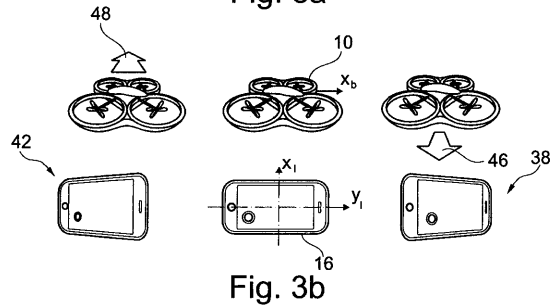


Fig. 3b

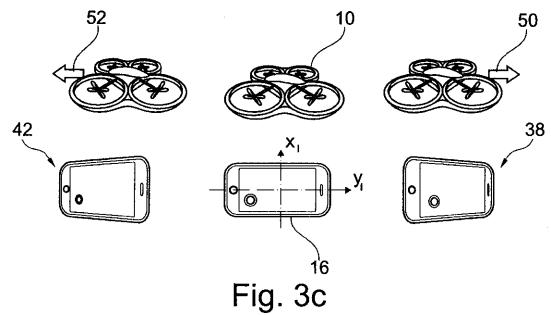


Fig. 3c

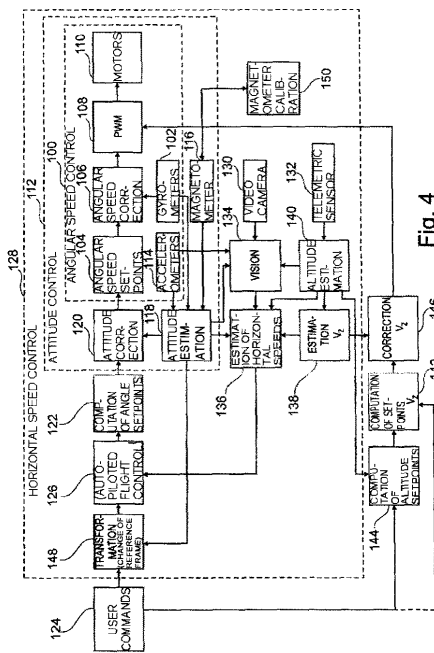


Fig. 4

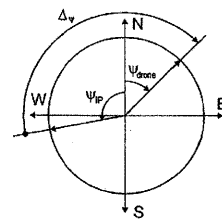


Fig. 5

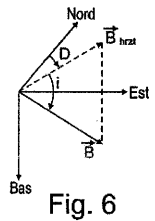


Fig. 6

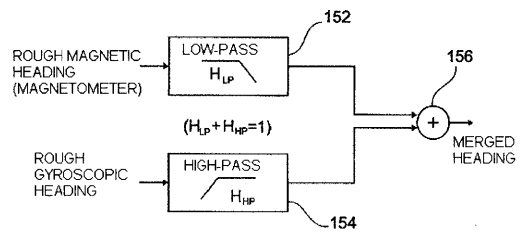


Fig. 7

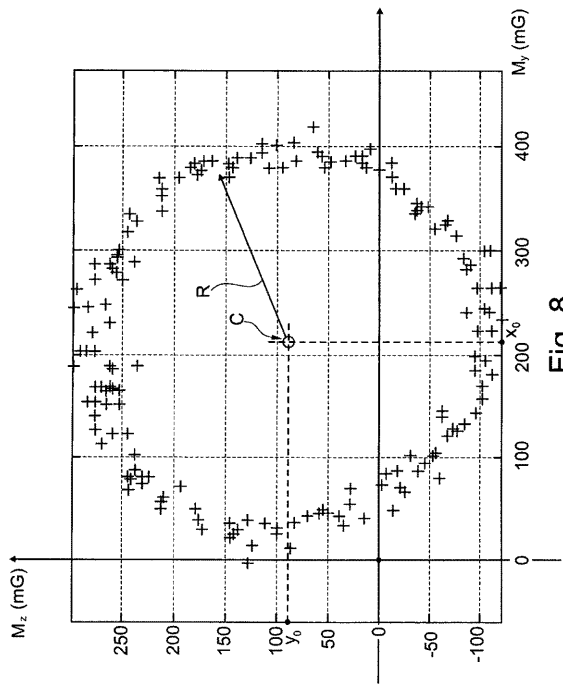


Fig. 8