

(11)特許出願公表番号

特表2017-509882

(P2017-509882A)

(43) 公表日 平成29年4月6日(2017.4.6)

(51) Int. Cl.	F 1	テーマコード (参考)
G 0 1 C 19/00 (2013.01)	G 0 1 C 19/00 Z	2 C 0 1 4
F 4 1 G 7/36 (2006.01)	F 4 1 G 7/36	2 F 1 0 5
G 0 1 C 21/12 (2006.01)	G 0 1 C 21/12	2 F 1 2 9

審查請求 未請求 予備審查請求 未請求 (全 18 頁)

(21) 出願番号	特願2016-554494 (P2016-554494)
(86) (22) 出願日	平成27年2月16日 (2015. 2. 16)
(85) 翻訳文提出日	平成28年8月26日 (2016. 8. 26)
(86) 国際出願番号	PCT/GB2015/050439
(87) 国際公開番号	W02015/128610
(87) 国際公開日	平成27年9月3日 (2015. 9. 3)
(31) 優先権主張番号	1403426.8
(32) 優先日	平成26年2月27日 (2014. 2. 27)
(33) 優先権主張国	英国 (GB)

(71) 出願人 508296554
アトランティック・イナーシャル・システムズ・リミテッド
Atlantic Inertial Systems Limited
イギリス国、ピーエル6・6ディーイー、デボン、プリマス、サウスウェイ、クリッタフォード・ロード（番地なし）
Clittaford Road, Southway, Plymouth, PL6 6DE, United Kingdom

(74) 代理人 100086232
弁理士 小林 博通

[最終頁に続く](#)

(54) 【発明の名称】 慣性航法装置

(57) 【要約】

長手方向の発射体用の慣性測定システムであって、発射体の長手方向軸と実質的に平行に方向付けられる第1のロールジャイロと、3次元座標系を画定するようにロールジャイロに対して配置された軸を備える第2及び第3のジャイロと、コントローラと、を備え、コントローラは、第1、第2、第3のジャイロの出力から現在の発射体の姿勢を計算し、計算された姿勢はロール角、ピッチ角及びヨー角を備え、計算されたピッチ角及びヨー角とピッチ角及びヨー角の予測値とを比較し、計算されたピッチ角及びヨー角と予測されたピッチ角及びヨー角との差に基づいて、ロール角誤差及びロールスケールファクタ誤差を計算し、計算されたロール角誤差及びロールスケールファクタ誤差をロールジャイロの出力に適用するように構成される。

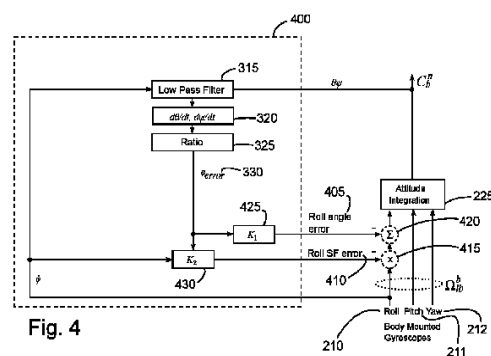


Fig. 4

【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

長手方向の発射体用の慣性測定システムであって、
前記発射体の前記長手方向軸と略平行に方向付けられる第 1 のロールジャイロと、
3 次元座標系を画定するように前記ロールジャイロに対して配置された軸を備える第 2
及び第 3 のジャイロと、

コントローラと、

を備え、前記コントローラは、

前記第 1、第 2、および第 3 のジャイロの出力から現在の発射体の姿勢を計算し、前
記計算された姿勢は、ロール角、ピッチ角及びヨー角を備えており、

計算されたピッチ角及びヨー角を、ピッチ角及びヨー角の予測値と比較し、

前記計算されたピッチ角及びヨー角と、前記予測されたピッチ角及びヨー角との間の
差に基づいて、ロール角誤差及びロールスケールファクタ誤差を計算し、

前記計算されたロール角誤差及びロールスケールファクタ誤差を前記ロールジャイロ
の前記出力に適用するように配置された、長手方向の発射体用の慣性測定システム。

【請求項 2】

前記ロールジャイロは MEMS ジャイロである、請求項 1 に記載の慣性測定システム。

【請求項 3】

飛行時間関数としてのピッチ角及びヨー角の前記予測値は、平面弾道飛行から予測され
るものと一致する、請求項 1 または 2 に記載の慣性測定システム。

【請求項 4】

前記ロール角の誤差は、その正接が前記計算されたピッチ角の変化率に対する前記計算
されたヨー角の変化率の比である角度として計算される、請求項 3 に記載の慣性測定シ
ステム。

【請求項 5】

飛行時間関数としてのピッチ角及びヨー角の前記予測値は、非平面である事前に計算さ
れた飛行軌道から得られる、請求項 1 または 2 に記載の慣性測定システム。

【請求項 6】

前記ロール角の誤差は、前記ロールジャイロの前記出力に適用されるまえにロール角誤
差のゲインファクタが乗じられる、請求項 1 ~ 5 の何れかに記載の慣性測定システム。

【請求項 7】

前記ロールスケールファクタ誤差は、前記ロールジャイロの前記出力に適用される前に
ロールスケールファクタ誤差のゲインファクタが乗じられる、請求項 1 ~ 6 の何れかに記
載の慣性測定システム。

【請求項 8】

1 つまたは複数の前記ゲインファクタが固定値である、請求項 6 または 7 に記載の慣性
測定システム。

【請求項 9】

ロールスケールファクタ誤差ゲインは、瞬間ロール率の逆数に比例する、請求項 7 に記
載の慣性測定システム。

【請求項 10】

前記ロール角誤差とロールスケールファクタ誤差は、開始される任意の誘導行動の前に
のみ適用される、請求項 1 ~ 9 の何れかに記載の慣性測定システム。

【請求項 11】

前記コントローラは、発射後の時間に、姿勢をリセットする機能を実行するように配置
され、前記姿勢をリセットする機能は、

補正されたヨー値に等しい現在の発射体のヨーを設定し、

補正されたピッチ値に等しい現在の発射体のピッチを設定することを備えた、請求項
1 ~ 10 の何れかに記載の慣性測定システム。

【請求項 12】

10

20

30

40

50

加速度ベクトルを測定するように本体に取り付けられた加速度計と、
前記加速度ベクトルから速度ベクトルを計算する速度計算装置と、をさらに備え、
前記補正されたヨー値は、前記速度ベクトルの現在の航跡角に等しく、前記補正された
ピッチ値は前記速度ベクトルの現在の上昇角に等しい、請求項 1 1 に記載の慣性測定シス
テム。

【請求項 1 3】

前記時間は、測定されたロール率が、ロール率の閾値以下に減少する時間である、請求
項 1 1 または 1 2 に記載の慣性測定システム。

【請求項 1 4】

前記時間は発射後の設定時間である、請求項 1 1 または 1 2 に記載の慣性測定システム

10

【請求項 1 5】

長手方向の発射体用の慣性測定システムにおけるロール角を補正する方法であって、
ロール角、ピッチ角及びヨー角を備える現在の発射体の姿勢を計算し、
前記計算されたピッチ角および計算されたヨー角を、予測されたピッチ角および予測さ
れたヨー角と比較し、

前記計算されたピッチ値及びヨー角と前記予測されたピッチ値及びヨー角との差に基づ
いて、ロール角誤差及びロールスケールファクタ誤差を計算し、

前記計算されたロール角誤差及びロールスケールファクタ誤差を、ロールジャイロの出力
に適用する、

20

ことを備えた方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本開示は、慣性航法装置に関し、特に、例えば誘導ロケットのような発射体に使用され
る慣性航法装置に関する。慣性航法装置は、発射体のコースを補正しターゲットについて
いくために順次使用され得る位置情報を提供するための誘導発射体に使用されることが可
能である。

【背景技術】

【0002】

30

ナビゲーションシステムは、様々な異なるセンサを使用して対象の動き及び方向に対す
る変化を検出するために使用可能である。例えば、加速度計、ジャイロ及び磁力計が多く
の場合使用される。加速度計は加えられた力を検出し、ジャイロは回転率を検出し、磁力
計は地球の磁界を検出するため、絶対方位を決定するように使用することが可能である。

【0003】

慣性航法装置は、加速度計及びジャイロ스코ープに基づいて、単独で、またはGPSの
ようなその他のナビゲーションシステムと共に、の何れかで使用されることが可能である
。ロケット及びその他の弾丸のナビゲーション/誘導は、小型で低コストであるため、多
くの場合微小電気機械(MEMS)センサの使用に基づく。これらのセンサの精度は相対
的に貧弱であり、外部センサを使用して慣性センサの誤差を推定及び補正をしない限り、
典型的なナビゲーションの必要条件を満たすのに十分ではない。この方法で追加の補助セ
ンサを使用することは「統合型ナビゲーション」として知られているものの基本である。

40

【0004】

統合型ナビゲーションは通常、カルマンフィルタとして知られているアルゴリズム技術
をベースにしており、慣性センサと外部センサからのデータを最適にブレンドするプロセ
スである。確実に操作するためのこの技術には、ナビゲーションの誤差は、常に一定の範
囲内に維持されなければならない。カルマンフィルタが発見した直線性の仮定は有効では
なく、統合型ナビゲーションの解決策は非常に不正確になり得る。発射体が飛行する間の
ナビゲーションの誤差を増大させるのを阻止することによってこの状況を避けることが望
ましい。

50

【 0 0 0 5 】

ロケット、ミサイル及びその他の回転プラットフォームを含む用途用のナビゲーションカルマンフィルタを考えると、正確なロール（バンク）角を初期化し維持することは最大の課題を呈する。このような用途における慣性誘導技術の使用に関連する問題の分析は、非特許文献 1 によって提供され、ロールジャイロのスケールファクタの精度は重要であり、5 p p m 未満である必要があるという結果となった。

【 先行技術文献 】

【 特許文献 】

【 0 0 0 6 】

【 特許文献 1 】 米国特許第 8 0 4 7 0 7 0 号明細書

10

【 非特許文献 】

【 0 0 0 7 】

【 非特許文献 1 】 “ I n e r t i a l S e n s o r P e r f o r m a n c e R e q u i r e m e n t s f o r a L o n g R a n g e A r t i l l e r y R o c k e t ” , J . S . B i r d , D T I C A D A 2 7 9 9 3 6

【 非特許文献 2 】 “ A t t i t u d e D e t e r m i n a t i o n w i t h M a g n e t o m e t e r s f o r u n - L a u n c h e d M u n i t i o n s ” , M . J . W i l s o n , D T I C A D A 4 2 5 9 9 2

【 非特許文献 3 】 “ O n t h e V i a b i l i t y o f M a g n e t o m e t e r - B a s e d P r o j e c t i l e O r i e n t a t i o n M e a s u r e m e n t s ” , T . E . H a r k i n s , D T I C A D A 4 7 4 4 7 5

20

【 非特許文献 4 】 “ P o s i t i o n E s t i m a t i o n f o r P r o j e c t i l e s U s i n g L o w - c o s t S e n s o r s a n d F l i g h t D y n a m i c s ” , L . D . F a i r f a x a n d F . E . F r e s c o n i , D T I C A D A 5 6 0 8 1 1

【 発明の概要 】

【 発明が解決しようとする課題 】

【 0 0 0 8 】

不運なことに、安価な低級の M E M S のジャイロ스코ープは数千 p p m のスケールファクタ誤差を有する。ジャイロ스코ープを 5 p p m 未満のスケールファクタの精度で使用するのにはコストの点から実用的ではないだろう。したがって、非常に低いスケールファクタの精度を備えた安価なセンサを使用して所望の位置精度を達成できるシステムが必要とされている。

30

【 0 0 0 9 】

ジャイロ스코ープセンサにおける誤差は、バイアス誤差とスケールファクタ誤差とに大まかに分かれる。これら及びその他の誤差が測定され、工場較正プロセスの一部として除去されるが、センサが実際に使用されるときには残留誤差が常にあるだろう。これらは、装置に影響を及ぼすその他の物理的なストレスと同様に、温度及び湿度の変化のような様々な理由で生じる。一般的に、これらの誤差は装置がスイッチを切り替えられる度に異なり得る。

40

【 0 0 1 0 】

J . S . B i r d による上述の非特許文献 1 において記載したように、ストラップダウン式の慣性航法装置（すなわち、センサが自由に回転し、したがって常にレベルを保つジンバルプラットフォームに搭載されるものとは対照的に、慣性センサが機体の本体に固定されたもの）では、最大の問題の 1 つは高ロール率に関することである。典型的には、弾道発射体に対するロール率は、毎秒約 1 0 ~ 2 0 の全回転であり、すなわち、毎秒約数千度の回転率である。したがって、1 0 0 0 p p m の典型的なロール率のスケールファクタ誤差では、本ジャイロから計算されるロール角（バンク角）は毎秒数度の誤差を蓄積するだろう。典型的な発射体の範囲の 3 0 ~ 6 0 k m 、典型的な飛行時間の 1 から 2 分では、この誤差は速急に受け入れ不可能になり得る。

50

【 0 0 1 1 】

ジャイロは、例えば、ロケットまたはミサイルのような発射体の場合における発射前は、非回転状態にあることが分かるが、ジャイロのバイアス誤差は一連の読み取りを平均化することによって使用前に直ちに容易に補償されることが可能である。しかしながら、スケールファクタ誤差は率に依存し、静止した状態にもかかわらず測定され補正されない場合がある。このことは、飛行中、内蔵型で動作するスケールファクタ誤差の補正プロセスに対する必要性を示す。本開示はこのようなプロセスを詳細に述べる。

【 0 0 1 2 】

ロールの精度を維持しようとして使用されてきた代替技術は、磁力計、光センサ、GPS及び/またはサーモパイルのような非慣性センサの補助を使用することを含む。これらの手法は複雑でコストがかかり、加えて性能に制限がもたらされる。例えば、非特許文献2、非特許文献3を参照。

10

【 0 0 1 3 】

非特許文献4は、位置及び速度を推定するために多段拡張カルマンフィルタに依存する、砲発射された迫撃砲に対する本問題への別の解決方法を記載しているが、ロール角は追加の姿勢補助を介して判定される。この技術は典型的なロケット砲よりもより良好なロール率プロファイルを有する用途に適用される。

【 0 0 1 4 】

特許文献1は、砲発射された発射体のロール角を推定するためのプロセスを記載している。特許文献1は、導出オイラー角とは対照的に測定値として本体の角度率データを使用する。これはまた、ロール率のスケールファクタ誤差を推定または補正せず、射角及びヘディングの精度を維持するために操作しない。

20

【課題を解決するための手段】

【 0 0 1 5 】

本開示によれば、長手方向の発射体用の慣性測定システムであって、発射体の長手方向軸と実質的に平行に方向付けられる第1のロールジャイロと、3次元座標系を画定するようにロールジャイロに対して配置された軸を備える第2及び第3のジャイロと、コントローラと、を備え、そのコントローラは、第1、第2、第3のジャイロの出力から現在の発射体の姿勢を計算し、計算された姿勢はロール角、ピッチ角及びヨー角を備え、計算されたピッチ角及びヨー角とピッチ角及びヨー角の予測値(expected value)とを比較し、計算されたピッチ角及びヨー角と、予測されたピッチ角及びヨー角との差に基づいて、ロール角誤差及びロールスケールファクタ誤差を計算し、計算されたロール角誤差及びロールスケールファクタ誤差を、ロールジャイロの出力に適用するように構成された、慣性測定システムが提供される。

30

【 0 0 1 6 】

いくつかの好ましい実施例では、第1、第2及び第3のジャイロは実質的に互いに直交する。これは計算を単純化するものであり、大抵、既製のIMUの場合である。

【 0 0 1 7 】

本開示によれば、長手方向の発射体用の慣性測定システムであって、発射体の長手方向軸と実質的に平行に方向付けられるロールジャイロと、ロールジャイロに実質的に直交し、かつ互いに直交する軸を備えたピッチジャイロ及びヨージャイロと、コントローラと、を備え、そのコントローラは、ロール、ピッチ及びヨーのジャイロの出力から現在の発射体の姿勢を計算し、計算された姿勢はロール角、ピッチ角及びヨー角を備えており、計算されたピッチ角及びヨー角をピッチ角及びヨー角の予測値と比較し、計算されたピッチ角及びヨー角と予測されたピッチ角及びヨー角との差に基づいて、ロール角誤差及びロールスケールファクタ誤差を計算し、計算されたロール角誤差及びロールスケールファクタ誤差をロールジャイロの出力に適用するように構成された、長手方向の発射体が提供される。

40

【 0 0 1 8 】

慣性測定システムにおいての補正としてロール角誤差及びロールスケールファクタ誤差

50

の両方を計算することで、高ロール率（例えば、毎秒 10 ～ 20 回転）であってもロールジャイロスコープからの計算されたロール角の非常に優れた制御及び補正を可能にする。本補正システムは、安価なジャイロスコープにて生じる可能性がある大きな誤差を補償し、したがって、正確なナビゲーションシステムが安価な構成要素で作られることを可能にする。磁力計のような追加の姿勢センサは必要とされず、さらに費用及びシステムの複雑さを低減する。

【 0 0 1 9 】

好ましくは、ロールジャイロは MEMS（微小電気機械システム）ジャイロである。3つのジャイロはすべて MEMS ジャイロであり得る。いくつかの実施例では、ロールジャイロは、100 ppm よりも大きなレートスケールファクタ誤差を有する MEMS ジャイロであり得る。いくつかの実施例では、レートスケールファクタ誤差は 1000 ppm より大きくてもよい。スケールファクタ誤差はフィードバックシステムによって補正されるため、高スケールファクタ誤差は許容され得る。したがって、低品質、低価格の構成要素が使用されることが出来、優れた精度を維持しつつシステムのコストを低減できる。

【 0 0 2 0 】

いくつかの実施例では、時間関数としてのピッチ角及びヨー角の予測値は、平面弾道飛行から予測されるものと一致し得る。平面弾道飛行（planar ballistic flight）とは、機体に作用する唯一の大きな力が長手方向軸に作用する重力及び空気抵抗であるときの結果となる軌道を意味する。一般的に、常にその他の力が存在するが、多くの用途においては、機体のロール運動のために、それらの力は小さくまたは中立的偏向効果を有するであろう。そのため得られた軌道は、実質的に 1 つの平面にあり、このような飛行の間、ヘディング角（ヨー角）はその飛行の間、変更するものとは予測されない。長手方向の発射体（典型的には安定性のためにフィンを有する）は、軌道に接するように向けられる傾向があるため、仰角（ピッチ角）は飛行中を通して既知の割合で減少すると予測される。この飛行は、平面軌道から逸脱（deviate）する修正した機動を含む次の段階を有する、より複雑な飛行計画の 1 つの段階であることに留意されたい。

【 0 0 2 1 】

予測されたヨー角及びピッチ角に対し平面弾道ヘディング角及び仰角を用いることは、システムが、予測された弾道軌道からの計算されたヨー角及びピッチ角における任意の差をロール角の計算における誤差に起因したものととして扱うことを意味する。

【 0 0 2 2 】

好ましくは、ロール角誤差は、その正接（tangent）が、計算されたピッチ角の変化率に対する、計算されたヨー角変化率の比である角度として計算される。いくつかの実施例では、その比率は幾何学的定義による負号を含み得る。例えば、ロール角誤差は、その正接が、計算されたピッチ角の変化率の負数に対する、計算されたヨー角の変化率の比である角度として計算され得る。

【 0 0 2 3 】

純粹に平面の軌道に従わないが依然として予測可能な軌道に従う発射体の場合には、飛行を通して予測されたヨー角及びピッチ角は、依然として基準値として使用され得る。1つのこのような実施例は、このような非常に高い割合（毎秒 100 回超）で回転する、回転を安定化させた砲弾であり、砲弾のコースを外れるように作用する多くの力をもたらす。ヨー角及びピッチ角の基準値からの偏差（deviation）は、ロール角の計算における誤差に起因するように取られてもよい。このような場合には、事前に計算された飛行軌道情報が内蔵のナビゲーションシステムに搭載される。これは、飛行経路補助表（FPAT）または類似の形態であってよい。多くの発射体／弾丸には、発射地点から標的までの可能性のある飛行軌道は、事前発射任務計画のプロセスの間に設定される。このプロセスは通常、飛行時間（FPAT）の関数として予測された発射体の位置、速度及び姿勢を表す表データを生成する。このデータは発射体に転送され、飛行中、ナビゲーション／誘導に関連した様々な目的に使用される。予測されたヨー値及びピッチ値は、必要に応じて飛行中、連続的に見られることができる。したがって、時間の関数としてピッチ角及びヨー角に

10

20

30

40

50

対して予測された値は事前に計算された飛行軌道情報から得られる。

【 0 0 2 4 】

計算されたロール角誤差及びロールスケールファクタは、全補正として単純に直接適用され得るが、ゲインファクタまたは重み付け係数を適用してこれらの補正を減少し、それによって過剰な補償を避け、安定性の急速な収束を促進することが一般的によりよいことが判明している。したがって、好ましくは、ロール角誤差は、ロールジャイロの出力に適用されるまえにロール角誤差のゲインファクタが乗算される。同様に、好ましくは、ロールスケールファクタ誤差はロールジャイロの出力に適用されるまえにロールスケールファクタ誤差のゲインファクタが乗算される。

【 0 0 2 5 】

ゲインファクタは必要に応じて時間変化し得る。これらは、制御理論に基づいた技術を使用して分析的に事前に計算され、またはカルマンフィルタ若しくはその他の線形予測器を使用して力学的に計算され得る。力学的に計算されない場合には、時間変化ゲインは事前に計算された参照表の使用を通じて実行され得る。例えば、参照表は時間 t_1 から t_2 のゲイン K_1 、時間 t_2 から t_3 のゲイン K_2 等を示し得る。しかしながら、このシステムは単純な固定値で良好に機能する。したがって、好ましくは（１つまたは複数の）ゲインファクタは固定値である。

【 0 0 2 6 】

代替的システムでは、ロールスケールファクタ誤差のゲインは、これがロール角誤差、ロールスケールファクタ誤差、およびロール率の間の関係を反映するため、瞬間ロール率の逆数に比例し得る。

【 0 0 2 7 】

本システムは発射点からのロール角データを測定するだろう。しかしながら、飛行の初期の間、飛行モデル（例えば純粋に弾道飛行モデル）は、例えばロケットモータまたは小型ロケットが発射される間は、良好に維持されない場合がある。したがって、いくつかの好ましい実施例では、コントローラは、発射後の時間に、姿勢をリセットする機能を実行するように配置され、該姿勢をリセットする機能は、補正されたヨー値に等しい現在の発射体のヨーを設定し、補正されたピッチ値に等しい現在の発射体のピッチを設定することを備える。この姿勢をリセットする機能は、モデルに従わずロール補正の計算に悪影響を及ぼす可能性のある、初期に導入されうる任意のピッチ及びヨーの影響を無視する。この段階の後、発射体はモデルの予想可能な経路に従い、そのため姿勢のリセット後に行われたロール補正の計算はより正確になるだろう。

【 0 0 2 8 】

好ましい実施例では、慣性測定システムはさらに、加速度ベクトルを測定するための本体に取り付けられた加速度計と、加速度ベクトルから速度ベクトルを計算する速度計算装置と、を備え、補正されたヨー値は、速度ベクトルの現在の航跡角に等しく、補正されたピッチ値は速度ベクトルの現在の上昇角に等しい。発射体の航跡角は、発射体がナビゲーション基準系（navigation frame of reference）を移動している方向である（すなわち、本質的に地球の表面に沿って辿る経路の方向）。同様に、上昇角はその軌道が現在水平を成す角である。たいていの長手方向の発射体は通常、飛行軌道に接して向くため、発射体の姿勢のピッチ及びヨーの構成要素（すなわち、長手方向軸の方向）は、上昇角及び航跡角のそれぞれと等しくてよい。

【 0 0 2 9 】

姿勢のリセットは、好ましくは、任意のロール角誤差またはスケールファクタ誤差の計算を実行する前に行う。ロール率及びロール角のデータは、この段階の間に依然として蓄積されるが、誤差の補正の計算は好ましくは、飛行経路が最も予測可能な段階にある時に姿勢のリセットの後、その段階でのみ行われる。

【 0 0 3 0 】

いくつかの好ましい実施例では、姿勢のリセットの前の時間は、測定されたロール率がロール率の閾値以下に減少する時間である。ロール率は発射後、飛行の初期段階で、例え

10

20

30

40

50

ばライフル砲身からの発射によって急速に上昇する。発射後、ロール率は減少し始め、飛行の安定性が上昇する。したがって、所定のロール率に達成するのを待つことは、一定のレベルの安定性が想定され、その結果、ロール誤差の補正計算の精度を上昇させることを意味する。

【 0 0 3 1 】

代替的な実施例では、時間は発射後の設定時間である。飛行は通常、一定時間後に必要とされる安定性のレベルに達したとされ、したがって、これは姿勢のリセットを実行する適切な時間を確認する単純な方法を提供する。いくつかの実施例では、ロール率と発射からの時間の組み合わせが使用されてもよく、例えば、姿勢のリセットは最初に発射からの時間または所定のロール率で生じ、誘発され得る。

10

【 0 0 3 2 】

本開示の別の態様では、長手方向の発射体用の慣性測定システムにおけるロール角を補正する方法であって、ロール角、ピッチ角及びヨー角を備える現在の発射体の姿勢を計算し、計算されたピッチ角および計算されたヨー角を、予測されたピッチ角および予測されたヨー角と比較し、計算されたピッチ角及びヨー角と予測されたピッチ角及びヨー角との差に基づいて、ロール角誤差及びロールスケールファクタ誤差を計算し、計算されたロール角誤差及びロールスケールファクタ誤差をロールジャイロの出力に適用することを備えた方法が提供される。

【 0 0 3 3 】

本システムに関連する上述した好ましい特徴のすべては、この対応する方法に等しく適用可能である。好ましい実施例では、本方法及びシステムは特に、高ロール率の発射体に適用可能である。すなわち、飛行中に例えば毎秒 5、10 または 15 回転超の高ロール率を付与されることを目的とした発射体である。

20

【 0 0 3 4 】

1 つ以上の非限定的実施例が、例示のみを目的として、添付の図面を参照しながら記載される。

【 図面の簡単な説明 】

【 0 0 3 5 】

【 図 1 a 】 飛行中の発射体を示す図である。

【 図 1 b 】 発射体の姿勢を示す図である。

30

【 図 2 】 慣性航法装置を示す図である。

【 図 3 】 姿勢のリセット機能を示す図である。

【 図 4 】 ロール制御プロセスを示す図である。

【 発明を実施するための形態 】

【 0 0 3 6 】

図 1 a は飛行中のロケット 100 を示す。その軌道 110 は破線で示されている。ロケット 100 はフィン 103 とともに機首 101、尾部 102 を有する。フィン 103 は静止していてもよく、またはロケット 100 の航路を変更すべく方向制御を提供するように可動であってもよい。

【 0 0 3 7 】

40

慣性航法の用語においては、本体 / プラットフォームの方向は、3 つのオイラー角「ヘディング」、「仰角」及び「バンク」という用語で記載されている。同義の「ヨー」、「ピッチ」及び「ロール」もまた使用される。本体の方向は、一般に「姿勢」という用語を使用して表される。厳密に言うと、「姿勢」という用語は「仰角」及び「バンク角」のみを意味するが、本明細書においてはより一般的な定義が使用されている。したがって、本明細書では、「姿勢」という用語はヘディング、仰角及びバンク（または言い換えるとヨー、ピッチ及びロール）の 3 つすべてを意味する。

【 0 0 3 8 】

「四元数」は、ヘディング / 姿勢角を維持し伝える便利な方法として、慣性航法にて使用される 4 つの要素の超複素数である。四元数の使用はオイラー角が直接操作されるとき

50

に生じ得る数値の特異点を避ける。ナビゲーションシステムにおける四元数の使用はよく知られており、ここでは詳述しない。

【 0 0 3 9 】

図 1 b においてロケット 1 0 0 の姿勢 1 2 5 はナビゲーション基準系の軸 1 2 0 に関して示される。水平面上への姿勢 1 2 5 の投影は点線 1 2 6 によって示される。ロケットのヘディング角またはヨー角は角度 1 2 1 によって示され、ロケットの仰角またはピッチ角は角度 1 2 2 によって示され、長手方向軸のまわりのロケットのバンク角またはロール角は矢印 1 2 3 によって示されている。ロケット 1 0 0 は示されているように後から見たとき、反時計回りに回転する。

【 0 0 4 0 】

図 2 は本明細書で記載された実施例のロール補正システムがいかに標準的な慣性航法装置に合致するかを示している。

【 0 0 4 1 】

本実施例は、地対地ロケットの用途における使用に関して以下で説明する。しかしながら、一旦、初期の発射の事象 / ロケットのモータの燃焼段階が完了し、及び任意の誘導行動が開始される前に、本技術は予測可能な軌道を移動する任意の発射体 / 弾丸に適用され得る。この飛行の時間は「弾道段階」と呼ばれることもある。弾道段階の間、プラットフォームは、固定 / 一定の何れかであるヘディング（ヨー）上を移動するか、時間の経過とともに予測可能に変化するヘディング上を移動するだろう。同様に、プラットフォームは、飛行中に予測可能に展開する仰角（ピッチ角）プロファイルを呈する。本明細書で記載された好ましい実施例によると、これらの予測されたプロファイルとの任意の差は、一般的なロール角誤差を計算し補正するために使用されることが可能であり、順次、ジャイロスケールファクタ誤差を推定することが可能である。スケールファクタの補正は、次にさらなるロール角誤差が大きくなるのをさらに防ぐために供給元で適用され得る。

【 0 0 4 2 】

次の記載は、最初に「姿勢のリセット」を含み、ロール角誤差の判定と補正の連続的なプロセスを含む、2 つの工程のプロセスを記載する。さらに、この手法は、表面ロケットの用途に焦点をあてており、この特定の事象の順序は適切である。他の用途では、姿勢のリセットのプロセスは必要とされなくてよいが、いくつかの同等または異なるプロセスによって交換され得る。例えば、誘導された砲弾を含む用途においては、地上で慣性航法プロセスを初期化する機会はない。その代わりに、プロセスは飛行中に初期化されなければならない。一般的な手法は、飛行経路補助表（F P A T）におけるデータを使用して初期化し、これは姿勢のリセットプロセスに対する必要性を回避する。

【 0 0 4 3 】

ロール制御プロセスは、破線で、及び破線のボックスで図 2 に示されている。従来のストラップダウンの慣性データフローは、実線で及び実線のボックスで示されている。このプロセスは特に、地上発射型ロケットを誘導するために使用される MEMS IMU ベースのシステムのナビゲーション機能の一部として機能することに適している。

【 0 0 4 4 】

本実施例の事象の通常の順序は、

- ・ 発射前に地上でナビゲーションシステムを初期化し調製する
- ・ ロケットを発射し、その地点で高ロール回転率が経験される（例えば、1 0 H z から 2 0 H z）
- ・ この飛行の間、バンク（ロール）角誤差が急速に上昇する（例えば、 $> 10^{\circ} / s$ ）
- ・ 飛行が進行するにつれ、ロール率が減少し、順序よく飛行軌道が進行する
- ・ この時点で、姿勢リセット機能が後述のように姿勢四元数の精度を回復する
- ・ ロール制御機能は次に、バンク（ロール）角を正しく維持するために作動する

本プロセスは誘導されていない飛行段階の間、及び任意の制御行動の前に、慣性の姿勢誤差が大きくなるのを制限することを目的とし、GPS に誘導されたナビゲーションを操

10

20

30

40

50

作するのを可能にする。

【 0 0 4 5 】

図 2 に示されているように、慣性航法装置 2 0 0 の生の入力は、符号 2 1 0、2 1 1、2 1 2 でそれぞれ示された本体に搭載されたジャイロスコープからのロール、ピッチ及びヨーの率であり、符号 2 2 0 で示された本体に搭載された加速度計からの特定の力ベクトル f_b である。

【 0 0 4 6 】

標準的なナビゲーションシステム（当座は、本実施例の追加のロール制御機能を見捨てる）において、ジャイロスコープの出力 2 1 0、2 1 1、2 1 2 は姿勢積分機能（attitude integration function）2 2 5 によって積分される。姿勢積分機能はまた、アースレート修正 2 3 0、搬送率補正（transport rate correction）2 3 5、コリオリ & 向心力補正 2 4 0 及び重力補正 2 4 5 のような、その他の補正を考慮に入れる。これらの補正のそれぞれは、位置、及び加速度計 2 2 0 で導出された速度データに基づいている。加速度ベクトル v_n 2 2 2 は、第 1 の積分モジュール 2 2 3 によって積分されて速度ベクトル v_n 2 2 4 を生成し、この速度ベクトル v_n 2 2 4 は、第 2 の積分モジュール 2 2 5 によって積分されて位置ベクトル R 2 2 6 を生成する。

10

【 0 0 4 7 】

アースレート修正 2 3 0、搬送率補正 2 3 5、コリオリ & 向心力補正 2 4 0 及び重力補正 2 4 5 並びに基準系（reference frame）間の関連した変化は、よく知られ、理解されており、そのためさらにここでは説明しない。しかしながら、理解を助けるため、図 2、3 及び 4 における表示記号は以下の意味を有する。

20

f_b	本体基準系 (body reference frame) における特定の力	
f_n	ナビゲーション基準系 (navigation reference frame) における特定の力	
$\dot{v}_n$	ナビゲーション基準系 (navigation frame of reference) における加速度	
v_n	ナビゲーション基準系 (navigation frame of reference) における速度	
C_b^n	変換行列－本体基準系からナビゲーション基準系へ	10
Ω_{en}^n	ナビゲーション基準系における地球フレームに対するナビゲーションフレーム の回転	
C_e^n	変換行列－地球基準系からナビゲーション基準系へ	
Ω_{ib}^b	本体基準系における本体の回転率	
Ω_{in}^n	ナビゲーション基準系におけるナビゲーションフレーム回転率	20
Ω_{ie}^n	ナビゲーション基準系における地球回転率	
Ω_{ie}^e	地球基準系 (earth frame of reference) における地球回転率	
θ	慣性導出された仰 (ピッチ) 角	
φ	慣性導出されたバンク (ロール) 角	30
ψ	慣性導出されたヘディング (ヨー) 角	
φ_{error}	バンク (ロール) 角誤差の推定	
θ_{est}	上昇角に基づく仰角の推定	
ψ_{est}	航跡角に基づくヘディング角の推定	
$\dot{\varphi}$	慣性測定されたロール率	40
$\frac{\partial \theta}{\partial t}$	慣性導出された仰 (ピッチ) 角の割合	
$\frac{\partial \psi}{\partial t}$	慣性導出されたヘディング (ヨー) 角の割合	

【 0 0 4 8 】

本実施例のロール補正のプロセスは符号 2 5 0 に示されている。現在の速度 v_n 及び現在の計算された姿勢 C_b^n と同様にロールジャイロスコープ 2 1 0 からの入力を受信する。

ロール補正プロセス 2 5 0 は姿勢リセット出力 2 5 2、ロール角誤差出力 2 5 4 及びロールスケールファクタ誤差出力 2 5 6 を出力する。

【 0 0 4 9 】

ロール制御プロセス 2 5 0 の姿勢のリセット機能 3 0 0 は、図 3 に関して始めに記載される。

【 0 0 5 0 】

姿勢のリセット機能 3 0 0 は、さらに後述するように発射からの時間またはロール率の閾値のような、事前に定義された条件によって作動される、単一の事象として機能する。

【 0 0 5 1 】

トリガされた機能は、以下の計算に基づいて姿勢の四元数を再計算する。

10

【 0 0 5 2 】

計算された速度ベクトル v_n 2 2 4 は、航跡・上昇角 (Track & Climb angle) モジュール 3 0 5 に供給される。航跡・上昇角モジュール 3 0 5 では、ヘディング (ヨー) 構成要素は、ヨー角 ψ_{est} の推定として出力され、仰角 (ピッチ角) 構成要素は符号 3 1 0 にて示されたピッチ角 θ_{est} の推定として出力される。

【 0 0 5 3 】

バンク (ロール角) は、従来のバンク (ロール) 推定の補正として導出され、補正は、姿勢積分モジュール 2 2 5 から計算されるヘディング (ヨー) 率と上昇 (ピッチ) 率との間の割合である。換言すれば、バンク角誤差は、三角正接として上昇 (ピッチ) 率に対するヘディング (ヨー) 率の割合を有する角度である。この計算は、ロケットの軌道が純粋に平面状である、すなわち、飛行中ずっと同様に固定されたヘディングを維持するという仮定に基づく。このような飛行における仰角はまた、一定の予測可能な割合で減少することが考えられる。この計算は、ヘディング (ヨー) 角における任意の逸脱はバンク (ロール) 角の計算における誤差を通して生じたに違いないという仮定に基づく。しかしながら、本技術は、予測されたヘディングプロファイルの前述の知識を使用して、平らではない軌道 (例えば、回転する砲弾) を含む用途に拡張され得る。かかる場合、同様の計算は、期待 / 予測されたヘディング (ヨー) 角と比較した、計算されたヘディング (ヨー) 角の偏差 (deviation) を使用して行われることが可能であり、任意のこのような偏差はバンク (ロール) の計算における誤差を通じて生じたと仮定される。

20

【 0 0 5 4 】

30

ヘディング (ヨー) 及び上昇 (ピッチ) 率は、姿勢積分モジュール 2 2 5 からのヘディング (ヨー) 及び仰 (ピッチ) 角のローパスフィルタフォームの時間微分として、連続的に計算される。ローパスフィルタゲインは、ロール率によって変化し、ヘディング角及び仰角における不必要な変調の特徴におけるロール率の影響に適応する。不必要な変調の頻度及び大きさは、ロール率に関し、そのためローパスフィルタはロール率によって調整されるとより良く作動する。

【 0 0 5 5 】

図 3 を参照すると、ヘディング (ヨー、プサイ (ψ)) 角及び仰 (ピッチ、シータ (θ)) 角は、姿勢積分モジュール 2 2 5 から求められ、不必要な高周波の構成要素を選別するローパスフィルタ 3 1 5 に供給される。仰 (ピッチ) 角の時間導関数 (time derivatives) $\delta \theta / \delta t$ 、及びヘディング (ヨー) 角の時間導関数 $\delta \psi / \delta t$ は、時間 - 導関数モジュール 3 2 0 によって計算され、及びこれらの時間導関数の割合は割合モジュール 3 2 5 にて計算される。この割合はロール角誤差 (ϕ_{error}) 3 3 0 として出力される。

40

【 0 0 5 6 】

姿勢四元数計算モジュール 3 4 0 は、トリガコマンド 3 4 5 と同様に、ロール角誤差 ϕ_{error} 3 3 0 と新しく推定されたピッチおよびヨー (θ_{est} 及び ψ_{est}) 3 1 0 の値とともに、姿勢積分モジュール 2 2 5 から現在の計算されたロール角ファイ (ϕ) 3 3 5 を受ける。姿勢四元数計算モジュール 3 4 0 は次に、新しい姿勢リセット値 (θ_{est} 、 ψ_{est} と ϕ_{error}) を姿勢四元数モジュール 2 2 5 に出力し、現在の姿勢をリセットする。

【 0 0 5 7 】

50

前述のように、姿勢補正機能 300 のトリガは、時間閾値またはロール率閾値の一方またはその両方に基づくことが可能である。時間閾値は、発射後所定の時間に姿勢の補正機能をトリガするために使用されることが可能である。例えば、所定の時間は、安定した弾道飛行が達成されたと期待される時間であり得る。純粋な例示的实施例としては、これはロケットのモータが一旦停止した発射後数秒であり得る。別の可能性は、ロール率が所定の閾値未満に下がったとき姿勢のリセット機能 300 をトリガすることである。ロール率は典型的には（例えば、ライフル砲身による発射による）発射直後に一番高く、その後残りの飛行の間、減少するであろう。したがって、安定した飛行は所定の閾値よりも低いロール率と直ちに関連している。

【0058】

10

時間とロール率との組み合わせはまた、姿勢のリセット機能 300 のためにトリガとして使用され得る。例えば、姿勢のリセットは、2つの閾値のうち最も早く起こるもの、すなわち、時間閾値とロール率の閾値のうち最も早いものでトリガされ得る。あるいは、姿勢のリセットは、所定のロール率が達成された後、所定の時間でトリガされ得る。姿勢のリセット機能のその他のトリガはまた、検討され得ると理解されよう。

【0059】

姿勢のリセットが行われた後、ロール制御プロセス 400 もまた開始される。このプロセス 400 は、発射体 100 のヘディング（ヨー）及び仰角（ピッチ）の逸脱を連続的に監視し、これらをロール角誤差及びロールスケールファクタ値を調整するのに使用し、それによって計算されたロール角を連続的に補正する。

20

【0060】

姿勢のリセットを受けて、GPS 補助が異なるナビゲーション管理による操作を可能にする地点まで、ロール制御機能 400 は、図 4 に示された閉ループ制御プロセスを使用して、バンク（ロール）角の精度を維持する。

【0061】

ローパスフィルタ 315 はヘディング（ヨー）角及び仰（ピッチ）角に適用され、時間微分の割合（姿勢のリセット機能に関連して上述した角度として計算され得る）は、ロール角とロール率スケールファクタの両方への補正を計算するために使用される。

【0062】

ロール角誤差 ϕ_{error} 330 は、上述したように姿勢のリセット機能 300 に関連して同じやり方で計算される。ロール制御プロセス 400 は、姿勢のリセット機能 300 とは別に実行され得ると理解されよう。加えて、いくつかの実施例では、姿勢のリセット機能は使用または必要とされなくてよい。しかしながら、姿勢のリセット機能 400 とロール制御プロセス 300 の両方が記載されているように、双方実行される場合には、ローパスフィルタ 315、時間微分モジュール 320 及び割合モジュール 325 は、2つのプロセス 300、400 によって共有され得る。

30

【0063】

計算されたロール角誤差 ϕ_{error} 330 は、ロール角誤差 405 とロールスケールファクタ誤差 410 の両方を計算するために使用される。ロールジャイロスコープ 210 の出力は、はじめに符号 415 にて示されたようにロールスケールファクタ誤差 410 によって乗算され、次にロール角誤差 405 は符号 420 にて示されたように加算される。

40

【0064】

ロール角誤差 405 とロールスケールファクタ誤差 410 は、好ましくは、計算されたロール角誤差 ϕ_{error} 330 を、ロール角誤差 405 には K_1 425、スケールファクタ誤差 410 には K_2 430 という、ゲインファクタまたは重み係数で乗算することにより、計算されたロール角誤差 ϕ_{error} 330 から生成される。

【0065】

可変ゲインまたはカルマンフィルタの実行もその他の実施例において採用され得るが、固定ゲイン（用語 K_1 と K_2 ）は、十分な安定性を提供する。さらなる実施例においては、スケールファクタ補正は、また瞬間のロール率の逆数によって因数に分解され得る。

50

【 0 0 6 6 】

上述したロール補正のプロセスは、その他の種類の発射体に容易に適合されることが可能である。例えば、グラウンド初期化されていない（例えば、弾丸が発射された）発射体は、姿勢のリセットの仰角及びヘディングの構成要素を計算するために利用可能な自己導出された速度パラメータを有しないであろう。この場合には、これらは事前に定義またはGPSで測定された速度データの何れかで代用され得る。

【 0 0 6 7 】

発射体の物理的な特徴が非平面軌道であり、

$$\tan^{-1} \left(\frac{\frac{d\psi}{dt}}{-\frac{d\theta}{dt}} \right)$$

10

【 0 0 6 8 】

がゼロでない場合、事前に定義されたオフセットは、バンク角誤差の補正を引き出す予測値として使用され得る。例えば、いくつかの実施例では、経過した飛行時間によって変化するオフセットを実行するために必要な場合がある。

【 0 0 6 9 】

20

上述の式の分母の負号は形状と角度が正であると考えられる方向とから生じることに留意されたい。代替的だが同じように有用な定義は負号を生じないだろう。

【 0 0 7 0 】

ロール補正のプロセス400が閉ループであるため、補正されたフィードバックシステムはロールジャイロスコープ出力から導出されるとともに、これにフィードバックされ、ゲインファクタK1及びK2の提供は適切に設定され、本システムは高精度の姿勢出力で安定した状態に収束し、一方、依然として安価な構成要素がジャイロスコープに使用されるのを可能にする。

【 0 0 7 1 】

上述の実施例は、実際の出力と所望の出力との間の差を監視することによって閉ループ制御を利用する。すなわち、コントローラがある所望の水準にシステム出力を維持する。2つの間の差（「誤差」）は、連続して計算され、このいくつかの割合は、誤差をゼロに向けるために必要とされる制御行動のレベルを設定する際に使用される。使用される誤差の割合（ループゲイン）は、制御理論に基づいた技術を使用するシステム設計の間に判定される。多くの制御レジームが存在し、それらは固定または経時変化するゲイン項を様々な含む。

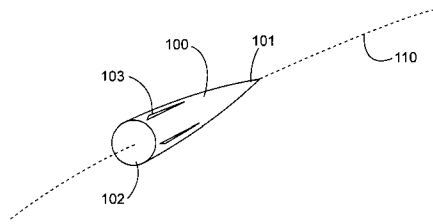
30

【 0 0 7 2 】

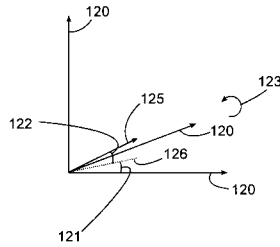
上述の実施例においては、閉ループ制御システムの所望の出力は、予測されたヘディング角に等しいヘディング角である。例えば、予想された平面飛行経路の場合にゼロに等しいヘディング角の変化の割合である。

40

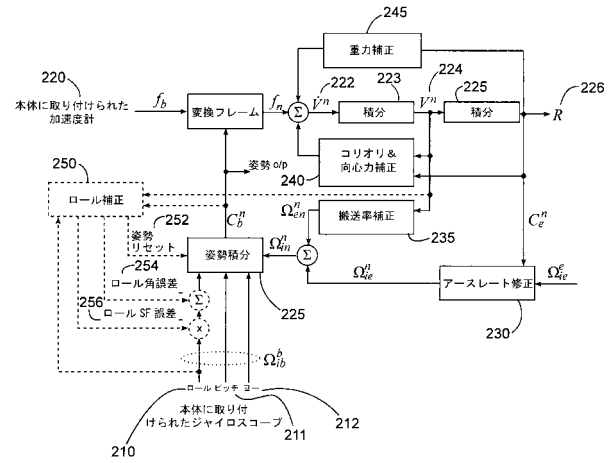
【図 1 a】



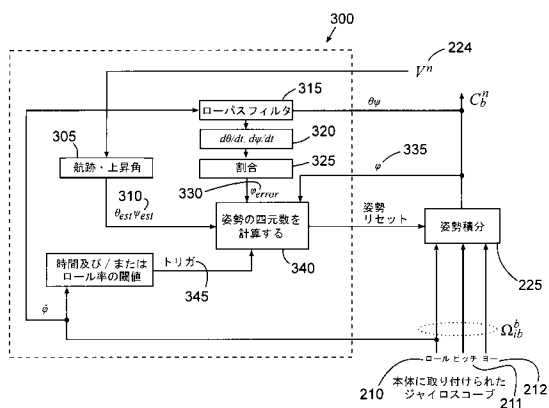
【図 1 b】



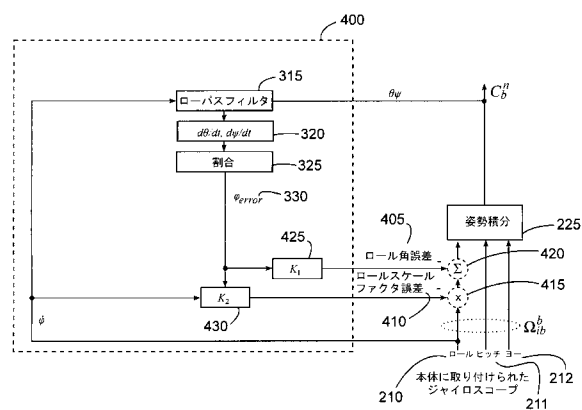
【図 2】



【図 3】



【図 4】



【 国際調査報告 】

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/GB2015/050439

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

INV. G01C19/02 G01C21/16 G05D1/10
ADD.

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

G01C G05D F41G F42B

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

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	LUISA D. FAIRFAX ET AL: "Position Estimation for Projectiles Using Low-Cost Sensors and Flight Dynamics", JOURNAL OF AEROSPACE ENGINEERING, vol. 27, no. 3, 1 April 2012 (2012-04-01), pages 611-620, XP055200747, ISSN: 0893-1321, DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000284 section 2.4 ----- -/--	1-15

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

* Special categories of cited documents :

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

7 July 2015

Date of mailing of the international search report

21/07/2015

Name and mailing address of the ISA/

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel: (+31-70) 340-2040,
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Gagin, Thibaut

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/GB2015/050439

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	JONATHAN ROGERS ET AL: "Roll Orientation Estimator for Smart Projectiles Using Thermopile Sensors", JOURNAL OF GUIDANCE, CONTROL, AND DYNAMICS, vol. 34, no. 3, 1 May 2011 (2011-05-01), pages 688-697, XP055200776, ISSN: 0731-5090, DOI: 10.2514/1.52935 section IV -----	1-15
A	BEKKENG J K: "Calibration of a Novel MEMS Inertial Reference Unit", IEEE TRANSACTIONS ON INSTRUMENTATION AND MEASUREMENT, IEEE SERVICE CENTER, PISCATAWAY, NJ, US, vol. 58, no. 6, 1 June 2009 (2009-06-01), pages 1967-1974, XP011248861, ISSN: 0018-9456 section IV -----	1-15
A	SAVAGE P G: "STRAPDOWN SYSTEM ALGORITHMS", ADVANCES IN SPRAPDOWN INERTIAL SYSTEMS, XX, XX, 1 January 1984 (1984-01-01), pages 3.01-3.30, XP000869928, the whole document -----	1-15

フロントページの続き

(81)指定国 AP(BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), EA(AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), EP(AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OA(BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG), AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US

(74)代理人 100092613

弁理士 富岡 潔

(72)発明者 シェアード, ジョン キース

イギリス, デヴォン, プリマス, サウスウェイ, クリッタフォード ロード, シーノオー アトラ
ンティック イナーシャル システムズ リミテッド

(72)発明者 フォルクナー, ニコラス マーク

イギリス, デヴォン, プリマス, サウスウェイ, クリッタフォード ロード, シーノオー アトラ
ンティック イナーシャル システムズ リミテッド

Fターム(参考) 2C014 DA00

2F105 AA05 BB07

2F129 AA11 BB03 BB24 BB25 BB40 BB41 BB43