

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4014642号
(P4014642)

(45) 発行日 平成19年11月28日(2007.11.28)

(24) 登録日 平成19年9月21日(2007.9.21)

(51) Int. Cl.		F I		
GO 1 C	21/16	(2006.01)	GO 1 C	21/16
GO 1 C	21/00	(2006.01)	GO 1 C	21/00
GO 1 S	5/14	(2006.01)	GO 1 S	5/14

請求項の数 18 (全 15 頁)

(21) 出願番号	特願平10-519385	(73) 特許権者	ハネウエル・インコーポレーテッド
(86) (22) 出願日	平成9年10月2日(1997.10.2)		アメリカ合衆国 55408 ミネソタ州
(65) 公表番号	特表2001-502802(P2001-502802A)		・ミネアポリス・ハネウエル・プラザ(番
(43) 公表日	平成13年2月27日(2001.2.27)		地なし)
(86) 国際出願番号	PCT/US1997/017731	(74) 代理人	弁理士 山川 政樹
(87) 国際公開番号	W01998/018016	(74) 代理人	弁理士 黒川 弘朗
(87) 国際公開日	平成10年4月30日(1998.4.30)	(74) 代理人	弁理士 紺野 正幸
審査請求日	平成16年9月1日(2004.9.1)	(74) 代理人	弁理士 西山 修
(31) 優先権主張番号	08/735,764	(74) 代理人	弁理士 鈴木 二郎
(32) 優先日	平成8年10月23日(1996.10.23)		
(33) 優先権主張国	米国(US)		

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 GPS／IRSグローバル位置決定方法およびインテグリティ損失の対策を講じた装置

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

ユーザ位置を決定するための慣性レファレンス・システムと全地球衛星測位システムの組み合わせであって、

慣性センサの出力情報から導出された、IRS速度情報を含む、IRS位置および慣性レファレンス情報を提供するための前記慣性センサを採用する慣性レファレンス・システムと、

複数の衛星から送信される信号の衛星情報から導出された結果として得られるGPS位置および結果として得られるGPS速度情報を含むGPS位置ソリューションを与える全地球衛星測位システムの受信機と、

前記衛星情報信号を送信する少なくとも前記の複数の衛星の数に回答し、その衛星の数が少なくとも1つのインテグリティ限界値を計算するのに十分でないインテグリティ時間間隔のため、その衛星の数が前記GPSソリューションの確度と関連付けられた前記の少なくとも1つのインテグリティ限界値を計算するのに必要な数を下回るとき、非可用性時間間隔を示す検証手段と、

前記IRS速度情報および前記の結果として得られるGPS速度情報の関数として前記IRS位置および慣性レファレンス情報に関連付けられた速度および加速度推定誤差を決定するための誤差エスティメータ手段と、

前記非可用性時間間隔にその非可用性時間間隔の開始時に発生する前記速度および加速度推定誤差の関数として前記非可用性時間間隔の開始時から徒過した時間を累積してユーザ

位置の第 1 の推定位置を決定するための I R S 位置エスティメータ手段とを含むユーザ位置を決定する全地球衛星測位システムと組み合わせた慣性レファレンス・システム。

【請求項 2】

更に、少なくとも前記 I R S 位置および慣性レファレンス情報および前記の結果として得られる G P S 位置と結果として得られる G P S 速度情報の関数としてユーザ位置の第 2 の推定位置を決定するための位置エスティメータ手段と、

その出力情報としてインテグリティ時間間隔内の時間について前記の第 2 の推定位置を提供し、非可用性時間間隔内の時間について前記の第 1 の推定位置を提供する位置セクタ手段を含む請求項 1 に記載の全地球衛星測位システムと組み合わせた慣性レファレンス・システム。

10

【請求項 3】

前記誤差エスティメータ手段は、その入力情報として前記の結果として得られる G P S 速度と前記 I R S 速度の対応する成分の差を備えた二次フィルタを具備する請求項 1 に記載の全地球衛星測位システムと組み合わせた慣性レファレンス・システム。

【請求項 4】

前記誤差エスティメータ手段が (i) 前記の結果として得られる G P S 速度と前記 I R S 速度の北方向成分間の差を入力情報とし、対応する北方向の速度と加速度バイアス値を出力情報とする二次フィルタと、(i i) 前記の結果として得られる G P S 速度と前記 I R S 速度の東方向の成分間の差を入力情報とし、対応する東方向の速度と加速度バイアス値を出力情報とする二次フィルタを含む請求項 3 に記載の全地球衛星測位システムと組み合わせた慣性レファレンス・システム。

20

【請求項 5】

複数の衛星と通信し、1つの G P S 位置信号を提供する全地球測位システム (G P S) と、

1つの I R S 位置情報を提供する慣性レファレンス・システム (I R S) と、

前記の G P S 位置信号と I R S 位置信号に基づいて1つのハイブリッド位置信号を提供する位置エスティメータと、

少なくとも部分的に、前記の I R S 位置信号に基づいた1つの推定された I R S 位置信号を提供する I R S 位置エスティメータと、

移動体の位置情報として、前記の G P S 位置信号が信頼できるものであるときは、前記のハイブリッド位置信号に対応する移動体の位置信号を提供し、前記の G P S 位置信号が信頼できないものであるときは、前記の推定された I R S 位置信号に対応する移動体の位置信号を提供する位置セクタとを含む移動体の位置を決定するための装置。

30

【請求項 6】

レシーバ・オートモナス・インテグリティ・モニタリング (R A I M) 情報が全地球測位システムから利用できないとき、G P S 位置信号は信頼できないものである請求項 5 に記載の移動体の位置を決定するための装置。

【請求項 7】

全地球測位システムが5つより少ない数の衛星と通信するとき、G P S 位置信号は信頼できないものである請求項 5 に記載の移動体の位置を決定するための装置。

40

【請求項 8】

更に、前記の G P S 位置情報を受信し、レシーバ・オートモナス・インテグリティ・モニタリング (R A I M) 可用性信号を前記の位置セクタに提供するレシーバ・オートモナス・インテグリティ・モニタリング (R A I M) 可用性モジュールを含む請求項 5 に記載の移動体の位置を決定するための装置。

【請求項 9】

更に、前記の G P S 位置情報を受信し、レシーバ・オートモナス・インテグリティ・モニタリング (R A I M) 可用性信号を前記の I R S 位置エスティメータに提供するレシーバ・オートモナス・インテグリティ・モニタリング (R A I M) 可用性モジュールを含む請求項 5 に記載の移動体の位置を決定するための装置。

50

【請求項 10】

速度と加速度を有する移動体の位置を決定する方法であって、
全地球測位システムから1つのGPS位置信号を提供するステップと、
慣性レファレンス・システム（IRS）から1つのIRS位置信号を提供するステップと、
前記のGPS位置信号が信頼できるものであるか否かを判定するステップと、
前記のGPS位置信号が信頼できるものであるときは、前記のGPS位置信号とIRS位置信号に基づく1つのハイブリッド位置信号を提供するステップと、
前記のGPS位置信号が信頼できないものであるときは、1つの推定されたIRS位置信号を提供するステップとを含む方法。

10

【請求項 11】

前記の移動体の速度と移動体の加速度は、全地球測位システムによって監視される請求項10に記載の方法。

【請求項 12】

前記の移動体の速度と移動体の加速度は、慣性レファレンス・システムによって監視される請求項11に記載の方法。

【請求項 13】

前記の移動体の速度と移動体の加速度は、慣性レファレンス・システムによって監視される請求項10に記載の方法。

【請求項 14】

更に、前記の推定されたIRS位置信号が信頼できるものであるか否かを判定し、推定されたIRS位置信号が信頼できないものであるとき、その旨の表示を提供するステップを含む方法。

20

【請求項 15】

複数の衛星と通信し、複数のGPS位置信号を提供する全地球測位システム（GPS）と、
複数のIRS位置情報を提供する慣性レファレンス・システム（IRS）と、
少なくとも、1つの供給されたGPS信号と前記の複数の供給されたIRS位置信号に基づいた1つのハイブリッド位置信号を提供する位置エスティメータと、
少なくとも部分的に、前記の複数の供給されたIRS位置信号に基づいた1つの推定されたIRS位置信号を提供するIRS位置エスティメータと、
1つの移動体の位置情報として、1つの供給されたGPS信号が信頼できるものであるときは、前記のハイブリッド位置信号に対応する移動体の位置信号を提供し、1つの供給されたGPS信号が信頼できないものであるときは、前記の推定されたIRS位置信号に対応する移動体の位置信号を提供する位置セクタとを含む移動体の位置を決定するための装置。

30

【請求項 16】

速度と加速度を有する移動体の位置を決定する方法であって、
全地球測位システムから複数のGPS位置信号を供給するステップと、
慣性航法システムから複数のIRS位置信号を供給するステップと、
1つの供給されたGPS位置信号が信頼できるものであるか否かを判定するステップと、
前記の供給されたGPS位置信号が信頼できるものであるときは、少なくとも、前記の供給された複数のIRS位置信号と供給された1つのGPS位置信号に基づいた1つのハイブリッド位置信号を提供するステップと、
1つの供給されたGPS位置信号が信頼できないものであるときは、1つの推定されたIRS位置信号を提供するステップとを含む方法。

40

【請求項 17】

複数の衛星と通信し、複数のGPS位置信号を提供する全地球測位システム（GPS）と、
複数のIRS位置情報を提供する慣性レファレンス・システム（IRS）と、

50

少なくとも、1つの供給されたGPS信号と前記の複数の供給されたIRS位置信号に基づいた1つのハイブリッド位置信号を提供する位置エスティメータと、
 少なくとも部分的に、前記の複数の供給されたIRS位置信号に基づいた1つの推定されたIRS位置信号を提供するIRS位置エスティメータと、
 移動体の位置情報として、1つの供給されたGPS信号が利用できるときは、前記のハイブリッド位置信号に対応する移動体の位置信号を提供し、1つの供給されたGPS信号が利用できないときは、前記の推定されたIRS位置信号に対応する移動体の位置信号を提供する位置セレクタとを含む移動体の位置を決定するための装置。

【請求項18】

速度と加速度を有する移動体の位置を決定する方法であって、
 全地球測位システムから複数のGPS位置信号を供給するステップと、
 慣性航法システムから複数のIRS位置信号を供給するステップと、
 1つの供給されたGPS位置信号が利用できるか否かを判定するステップと、
 前記の供給されたGPS位置信号が利用できるときは、少なくとも、前記の供給された複数のIRS位置信号と供給された1つのGPS位置信号に基づいた1つのハイブリッド位置信号を提供するステップと、
 1つの供給されたGPS位置信号が利用できないときは、1つの推定されたIRS位置信号を提供するステップとを含む方法。

【発明の詳細な説明】

発明の背景

発明の分野

本発明は、慣性レファレンス・システム (inertial reference system: IRS) および全地球衛星測位システム (GPS) を共に採用することで移動体の地球上の位置を決定するシステム、より詳細には、移動体の地球上の位置を決定し、かつGPSの衛星配列がRAIMを利用してGPSのインテグリティ限界値を確立するのに不十分な時間間隔におけるインテグリティに対応させる機構を使用するシステムに関する。

関連技術の説明

全地球衛星測位システムは当技術分野で周知である。このようなシステム、例えばNAVSTAR-GPSは、2、3挙げるだけでも水上および陸上車両、宇宙船および航空機、ならびに測量装置の地球の中心から見た移動体の位置を決定するために急速に採用されている。

航空機では、GPSシステムは航行、飛行管制、および領空管制に利用されている。これらのGPSシステムは特に飛行ミッション中に情報を流すために独立してまたは慣性レファレンス・システムまたはアティテュード・ヘッドイング・レファレンス・システム (attitude heading reference systems) と組み合わせて動作できる。

全地球衛星測位システム (GPS)、以下「GPS」は、NAVSTARに似て、一般に移動体に搭載されたGPS受信機を用いて複数の衛星から送信される衛星情報信号を受信する。各GPS衛星はユーザが選択したGPS衛星と移動体のGPS受信機に対応するアンテナの距離の範囲を決定することができるデータを含む衛星情報信号を送信する。次にこれらの距離を用いて、知られている三角測量技法を使って受信機ユニットの地球の中心から見た位置の座標が計算される。次に、計算された地球の中心から見た位置の座標は地球の緯度および経度座標に変換できる。

GPS受信機の位置を決定するため、推定された3つではなく最低4つの一意的な衛星情報信号 (3つの位置、未知の座標) が必要になる。これはGPS受信機が一般に各衛星に通常関連付けられた原子クロックほど正確ではない受信機クロックを含むためである。したがって、4つの異なる衛星からの受信側衛星の情報信号によって当技術分野で周知のすべての受信機クロック・エラー修正が可能な完全なソリューションが入手できる。本明細書では、複数の衛星からのデータを使って三角測量技法で導出されたGPS受信機の位置をPOS_GPSとして識別される「GPS推定位置」と呼ぶ。このGPS推定位置の確度はとりわけ大気の状態、選択的な衛星の可用性、および衛星の見通し線に関する衛星の

10

20

30

40

50

対応する位置など多くの要素によって変化する。

GPS推定位置には、特に米国政府および業界の航空組織に関連する米国航空無線技術委員会(Radio Technical Commission for Aeronautics(RTCA))が開発した受入れられているGPSシステム規格によって定義される「位置誤差限界」が関連する。RTCAはGPSシステムを航行に使用すべきではない場合にユーザにタイムリな警告を発するGPSシステム的能力としての「GPSシステム・インテグリティ(GPS System Integrity)」という語句を定義した。「System Integrity」は特にSC-159による「Minimum Operational Performance Standards for Airborne Supplemental Navigation Equipment Using Global Positioning System(GPS)」、文書番号RTCA/DO-208、1991年7月、の1.5節以降に記載されている。この中に記載されているように、GPSは3つの位置要素と1つの時間要素を含む四次元システムであるという点で複雑である。前述のRTCAの出版物に記載されているように、空間での信号の誤差はあらゆる所与の瞬間の衛星配列ジオメトリの比較的複雑な関数を介して水平位置の誤差に変形される。GPSインテグリティ・システムは受信GPS信号および誤差条件について有している情報を一般に「位置誤差限界」と呼ばれる誘発された水平位置誤差に関して解釈し、位置誤差限界が進行中の飛行ミッションの特定の段階について指定された許容範囲の半径誤差の範囲外にあるかどうかについて判断を下す。

許容誤差は「アラーム限界」と呼ばれ、本明細書では「インテグリティ・アラーム限界」と呼ぶ。水平位置誤差限界がインテグリティ・アラーム限界を超えたとわかった場合、タイムリな警告をGPS受信機またはサブシステムから出してパイロットにGPS推定位置は信頼できないことを通知する必要がある。

GPSのインテグリティを2つのやや個別の方法がGPSの民間利用が進むにつれて進化してきた。その一方はレシーバ・オートノマス・インテグリティ・モニタリング(receiver autonomous integrity monitoring system(RAIM))の概念で、他方は「GPSインテグリティ・チャンネル」(GIC)を背景とした地上モニタリング手法である。これらの両方の方法の意図は飛行ミッションの特定の段階に関連付けられたアラーム限界と比較するための現在のGPS推定位置に関する位置誤差限界の計算である。

レシーバ・オートノマス・インテグリティ・モニタリング(receiver autonomous integrity monitoring system(RAIM))は測定値、より詳細に言えば、GPS擬似範囲測定値の一貫性チェックを採用する。一貫性チェックを瞬間単位に行うには衛星の冗長性が必要である。したがって、5つの衛星が視界にないといけない、すなわち、5つの衛星情報信号が受信され、GPS擬似範囲測定値がGPS受信機によって計算されなければならない。5つを下回る衛星が視界にある場合、推定位置誤差限界の値は無限となる。また、一貫性チェックがノイズが存在する場合に効果的である必要がある場合に満足すべき衛星配列ジオメトリ、例えばユーザ位置と相対的な方位角に制約が生じる。一般に、多数の衛星が視界にある衛星配列は堅牢なインテグリティ・モニタリング・システムを可能にする。これと逆に少数の衛星だけが視界にある衛星配列はインテグリティ・モニタリング・システムの可用性を制限する場合がある。したがって、良好な一貫性チェックが不可能である(5つを下回る衛星が視界にある場合)短い期間が存在することがある。RAIMの主な機能はそれが完全に独立しておりソフトウェアで実施するのが容易であるという点である。

RAIMの例は前述のRTCAの出版物の付録FおよびION GPS-90の要旨集「Third International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation」1990年9月19~21日の397頁のMats Brennerの論文「Implementation of a RAIM Monitor and a GPS Receiver and an Integrated

10

20

30

40

50

GPS/IRS」にある。

RAIMを組み込んだGPSシステムは航行ソリューション、すなわち受信機ユニットのGPS推定位置の蓋然的な半径誤差を表す位置誤差限界値を出力する。現在、RAIMは水平位置誤差限界値(時々HIL-水平インテグリティ限界値と呼ばれる)、垂直位置誤差限界値(時々VIL-仮想インテグリティ限界と呼ばれる)、および現在の時間の球面位置誤差限界、すなわち、GPS測定が行われた時間のインスタンスを含めていくつかの数字を生成できる。

位置誤差限界値、HILまたはVILあるいはそれらの組合せが計算されると選択可能なインテグリティ・アラーム限界値と比較してパイロットが飛行ミッションの現在の段階のGPS推定位置を信頼できるかどうか判定がされる。当技術分野で周知の複数の衛星情報信号を同時に受信するGPS受信機の能力に応じて多少の解釈が必要であることを理解されたい。しかしながち、12チャンネルGPS受信機の技術の進歩によって以前のようにデータの補間に頼る必要はもはやなくなった。

許容インテグリティ・アラーム限界値は飛行ミッションの段階に応じて変化することがある。例えば、パイロットがターミナル段階での飛行中には、インテグリティ・アラーム限界は、パイロットが飛行ミッションの進入段階と比べて厳格でない。パイロットがターミナル段階から進入段階へ移行した場合、現在の位置誤差限界値がパイロットがその移行を行うGPSソリューションを信頼できるに足りるものかどうかを知る必要がある。

当技術分野で周知のように、慣性レファレンス・システムは複数の慣性センサ、例えばジャイロスコープおよび加速度計を用いて航空機のIRS推定位置、以後「POS_IRS」を決定する。一般に、IRS推定位置は緯度と経度で表す(高度は一定のタイプの高度計などの手段で別に決定される)。しかしながら、このような慣性センサには慣性レファレンス・システムのみを用いる航空機のIRS推定位置の確度に影響を与える特定のバイアスおよびドリフト条件がつきものである。高グレードの慣性センサ、すなわち、低バイアスおよびドリフト特性を備えたセンサは非常に高コストであるため、より低いグレードの慣性センサを使ってIRSシステムのコストを最小化するのが望ましい。

当技術分野では、低グレード慣性レファレンス・システムを全地球衛星測位システムと組み合わせて用いて折り合いをつけ、高品質で低コストの航行および飛行管制システムが考案されている。これは時々ハイブリッドINS/GPSまたはIRS/GPS慣性レファレンス・システムと呼ばれる。低グレード慣性レファレンス・システムが極めて正確な動的応答特性を誇る一方でGPSが極めて正確な静的位置情報とより正確でない動的応答情報を示すため、これらのシステムは優れた結果を達成する。IRS推定位置と慣性レファレンス・システムをGPS推定位置情報と組み合わせることで飛行航行および飛行管制の分野で優れたユーザ位置情報を知ることができる。したがって、飛行管理システム(FMS)はIRSおよびGPSの両システムの優れた機能を組み合わせて、優れた飛行管理、飛行管制および航行を可能にする位置および慣性レファレンス情報を提供する。

ハイブリッドIRS/GPSシステムの一例は、HG 1050 AG01として識別されるHoneywell Inc.の「Global Positioning Inertial Reference Unit(GPIRU)」である。HG 1050 AG01は、GPSと慣性レファレンス・システムの情報の組み合わせから生まれた位置および慣性情報を示すために「ハイブリッド」システムと呼ばれる。GPIRUはジャイロおよび加速度計を備えた慣性レファレンス・ユニットを含み、航空機の姿勢および位置の変化率と第1の位置情報源を示す。GPIRUはまた全地球衛星測位システムの受信機からの入力情報を受信して航空機の位置に関する第2の、および独立した情報源を示す。2つの情報セットは飛行管理システム(FMS)に数学的に組み合わせられてハイブリッド位置POS_HYBを決定する。次に、この位置の値が慣性レファレンス・ユニットからの姿勢および変化率信号と共に飛行管制機構で示され、航空機の管制に用いられる。

しかしながら、GPSおよびIRSを採用する飛行管制システムの問題の1つはRAIMのインテグリティ限界値が利用不可能な時間のGPS推定位置情報のインテグリティが疑わしいこと、すなわち、有用なインテグリティ位置誤差限界値を計算するのには衛星の情

10

20

30

40

50

報が不十分なことである。

発明の簡単な説明

本発明はFMSを用いて、インテグリティ損失の直前の時間 T_L の位置および速度のGPS値を活用し、時間と共に変化するIRS位置での知られている誤差およびその時間($t - T_L$)にわたって補外されたGPS速度によって計算された位置誤差によって修正したIRS位置を活用して時間 T_L のインテグリティ損失後の任意の時間 t の位置誤差を計算する。

【図面の簡単な説明】

第1図は従来技術で知られている全地球衛星測位システムと組み合わせた慣性レファレンス・システムを示す。

10

第2図は本発明による慣性レファレンス・システムおよび全地球衛星測位システムの組み合わせを示す。

第3図は二次フィルタのブロック図である。

好ましい実施形態の説明

第1図に移動体、すなわち航空機に一般に搭載するハイブリッドIRS/GPSエスティメータの簡略化したブロック図を示す。位置エスティメータ110は例えば前述の飛行管理システムの一部として入力情報として(i)全地球衛星測位システムの受信機120からのDATA_GPSとして、また数字122で識別されるGPS出力情報を受信し、(ii)慣性レファレンス・システム130からのDATA_IRSで示され、また数字132で識別される慣性レファレンス出力情報を受信する。位置エスティメータ110はDATA_IRSおよびDATA_GPSを処理して(i)POS_HYBとして識別されるハイブリッド推定位置ならびにPOS_X_ERRおよびPOS_Y_ERRとして識別される位置推定誤差を導出する。以下に詳述するこの情報は出力信号線112、114、および116にそれぞれ送られる。

20

当技術分野で周知のように、全地球衛星測位システムの受信機120は複数の衛星体、例えば、衛星配列の一部を形成するSV1およびSV2から衛星情報信号を受信する衛星情報信号受信部124を含む。すでに示した一例は衛星のNAVSTAR GPS衛星配列である。次に衛星情報信号は信号線122でDATA_GPSとして識別されるGPSソリューション情報を示すためのGPS位置/ソリューション情報プロセッサ126によって運用される。この情報は位置エスティメータ110、GPSインテグリティ検証手段170、および共通信号線122上のGPS RAIMプロセッサ150への入力情報として送られる。

30

慣性レファレンス・システム130はIRS導出位置およびDATA_IRSと指定された信号線132上の慣性情報を示すためのIRS位置/慣性情報プロセッサ134への入力情報としてブロック131に示される複数の慣性センサを含む。この情報は位置エスティメータ110への入力情報として送られる。

当技術分野で知られている飛行管理システムの一部を形成する位置エスティメータ110はGPSソリューション情報DATA_GPSをIRS位置/慣性情報DATA_IRSの確度を高めるための、より詳細に言えば、慣性センサ131に固有の、結果として生じるバイアス条件を最小化するための連続的な基準として用いる。位置エスティメータ110はまた数字118によって示される無線位置情報を受信するための入力情報、例えばDATA_RADIOとして指定されるVOR信号情報を含むことができる。

40

位置エスティメータ110は信号線112上の出力情報としてPOS_HYBとして識別される推定位置を示す。位置エスティメータ110の出力情報POS_HYBは、所望の航空機の位置を得るために航空機の飛行管制信号を導出する飛行管制ブロック160への入力情報として送られる。例えば、飛行管制機構160は航空機の途中の航行、ターミナル進入および着陸のために採用される。

先へ進む前に、当技術分野で一般に知られているように、位置エスティメータ110は前述の出力情報を導出するための二次フィルタまたはKalmanフィルタなどのフィルタリング技法を採用していることに注意すべきである。位置推定誤差POS_X_ERRお

50

よび POS_Y_ERR は、それぞれ DATA_GPS、DATA_IRS と関連付けられた POS_GPS として識別される GPS 導出位置と、POS_IRS として識別される慣性レファレンス・システムの導出位置との差に関連する緯度および経度誤差を表す。さらに、出力情報 DATA_GPS、DATA_IRS、POS_HYB、POS_X_ERR、および POS_Y_ERR には離散的な時間値が関連付けられていることに注意すべきである。したがって、位置エスティメータ 110 が実質的に同じ値のために GPS および IRS 情報を組み合わせられるようにシステム・タイミング（図示されていない）または補間もしくは補外機能あるいはその両方がもちろん必要である。以下の説明では時間値の同期化が前提とされそれぞれの値がそれに関連付けられた離散的な時間を備えることが前提であることが必要である。

10

当技術分野で周知のように、GPS 位置ソリューション情報は GPS システム・インテグリティ・モニタによって検証される必要がある。GPS RAIM プロセッサ 150 は少なくとも水平インテグリティ限界値 HIL を決定するための GPS ソリューション情報 DATA_GPS に基づいて動作するよう意図され、垂直インテグリティ限界値 VIL も示すことができる。次に、これらのインテグリティ限界値は飛行ミッションの段階によって RAIM インテグリティ限界値コンパレータ 155 内で選択済みのインテグリティ・アラーム限界値と比較される。次に、HIL/VIL が許容できる場合、パイロットは位置エスティメータ 110 の出力情報に基づいて航空機の制御を許可する。他方、HIL/VIL がインテグリティ・アラーム限界値を超える場合、修正措置を講ずることができるようにパイロットに警告を出す必要がある。

20

第 2 のシナリオは当然 RAIM が利用できない、すなわち、追跡される衛星の数が不足の場合である。このシナリオによると、GPS 受信機 120 によって観測される衛星配列では GPS RAIM プロセッサ 150 が HIL または VIL インテグリティ限界値あるいはその両方 - HIL/VIL の、結果として得られた大きな値 - を入手するためのソリューションに行き着くことは不可能である。したがって、GPS インテグリティ検証手段 170 が採用されて RAIM インテグリティ・モニタリング可用性が存在するかどうか、すなわち、インテグリティ限界値 HIL または VIL あるいはその両方を計算できるだけの十分な衛星情報信号が存在するかどうかについての表示が行われる。第 1 図に示すように、GPS インテグリティ検証手段 170 はその入力情報として上記の決定、すなわち、RAIM インテグリティ・モニタリングの可用性いかに決定し、その表示を信号線 172 上に信号「V」として送るための GPS 受信機出力情報を信号線 122 上で受信する。

30

当技術分野で周知のように、GPS インテグリティ検証手段 170 は所定の基準、例えば、仰角を満足する GPS 信号受信機 120 が追跡する衛星情報信号の数の簡素な分析を表す。前述したように、RAIM の可用性はそこからの衛星情報を受信するために追跡する少なくとも 5 つの衛星を持つことを条件とする。第 2 に、GPS RAIM プロセッサ 150 は一般に選択された仰角に満たない衛星からの衛星情報を利用しないように動作する。この状況で、適切な数の衛星が追跡されたとしてもユーザの位置に対する衛星の相対的な仰角のために情報が信頼できないことがある。いずれの場合も、GPS インテグリティ検証手段 170 の機能は RAIM インテグリティ限界値の「非可用性」表示を行うことで、ブロック 180 によって示されるパイロット警告機構への入力情報として送られる。

40

ブロック 150、155 および 170 は離散的機能ブロックとして例示されていることに注意すべきである。しかしながら、当業者には明らかなようにこれらのブロックは統合でき、また GPS 受信機自体の一部を形成することもできる。

第 1 図に記述するシステムに対するパイロットの信頼は極めて RAIM の可用性に左右される。言い換えると、ユーザ推定位置 POS_HYB は RAIM のインテグリティ限界値が利用可能である時間においてのみ有用である。RAIM の損失は逆の結果、例えばパイロットがターミナル進入または着陸を中止する必要があるという結果を生む。

例えば、RAIM が利用可能で航空機が飛行ミッションの着陸前のターミナル段階を開始しているとする。飛行ミッションのこの段階では、衛星配列が RAIM のインテグリティ・モニタリングが利用不可能になる状態に変化するものとする。このシナリオでは、パイ

50

ロットはGPSデータがもはや信頼できないために航空機の位置POS__HYBへ主に応答する飛行管制システムから抜けることができるように警告表示機構180または飛行管制システム160への入力情報を介して警告を受ける。このシナリオでは、天候状態によって、すなわち雲による視界の制限などによってパイロットは手動で航空機を飛ばすがRAIMインテグリティ・モニタリングが行われず、すなわち利用不可能な飛行ミッションの段階を中止するかを決定する必要がある。後者の場合、パイロットは衛星配列がRAIMインテグリティ・モニタリングの可用性が得られる正しい位置に達する一定の遅延時間を必要とする適切な措置を講ずることができる。

上記のシナリオを回避する1つの技法は予測RAIMであることに留意されたい。予測RAIMは飛行の特定の段階に入る前に、RAIMインテグリティ・モニタリングが利用可能であり、飛行ミッションのその段階全体を通して利用可能なことをあらかじめ知ろうとする。これは、飛行ミッションの接近段階および着陸段階で特に重要である。予測RAIMが「非可用性」を示した場合、パイロットは一定の措置、例えばRAIMが再び利用可能になった時点で着陸できるように航空機の速度を下げるなどの措置を講ずることができる。

第2図に、通常のRAIMインテグリティ・モニタリングが利用不可能である時間間隔における別のGPSインテグリティ限界値プロセスを可能にする本発明の一実施形態を示す。第2図では、第1図に示すのと同様の機能ブロックが同じ数字指定を保持しているので詳述はしない。第2図では、第1図に示すコンポーネントに加えて速度/加速度誤差エスティメータ210、修正IRS位置エスティメータ220、位置差カルキュレータ230、代替インテグリティ限界値コンパレータ240、および位置セレクタ300をさらに含む。

先へ進む前に、GPS位置/慣性情報プロセッサはさまざまな座標基準フレームで位置/慣性情報を伝達できることを理解されたい。一般に、GPS情報は地球を中心にし地球に固定された座標基準フレームで位置情報を伝達する。次にこの情報は緯度および経度値に変換できる。慣性GPSソリューション情報は当技術分野で一般に知られているように北の方向と東の方向の速度情報を含むことができる。これらの値は当然地球を中心にし地球に固定された位置情報の変換または変形あるいはその両方にすぎない。したがって、第2図と以下の説明に示すように、北と東の方向はそれぞれ緯度と経度に関連するそれぞれXとYで表される。さらに、以下の説明で、「POS」という項は位置を、また「VEL」という項は速度を表す。

再度第2図を参照すると、速度/加速度誤差エスティメータ210は入力情報として(i) XおよびY方向のGPSの導出された速度情報を受信し、(ii) 慣性センサから導出されたXおよびY方向のIRSの速度情報が入力情報として送られる。これらの項は次の通りである。

VEL__X__GPS	GPS導出速度、X方向
VEL__Y__GPS	GPS導出速度、Y方向
VEL__X__IRS	IRS導出速度、X方向
VEL__Y__IRS	IRS導出速度、Y方向

上式で、IRSおよびGPSはそれぞれ慣性レファレンス・システム130およびGPS受信機120から導出されたデータを指す。前と同様、これらの項はそれに関連付けられた実質的に対応する同一のリアルタイム値を備える。

速度/加速度誤差エスティメータ210は出力情報として離散的な加速度および速度誤差またはIRS位置/慣性情報のバイアス条件を表す「DATA__ERROR」と指定された出力情報を送る。このような項はそれぞれVEL__X__ERR、VEL__Y__ERR、ACC__X__ERR、およびACC__Y__ERR、XおよびY速度ならびに加速度誤差によって表される。修正IRS位置エスティメータ220は入力情報としてそれぞれDATA__ERROR、POS__IRSで表される慣性レファレンス・システム130の位置情報、位置誤差POS__X__ERRおよびPOS__Y__ERR、および信号線332、134、114、116、および172上の検証信号を受信する。

10

20

30

40

50

修正 I R S 位置エスティメータ 2 2 0 は、R A I M インテグリティ・モニタリングが利用可能だった時間間隔に続けて G P S R A I M のインテグリティ・モニタリングが利用不可能だった（すなわち、R A I M 「損失」）時間間隔のユーザの実際の位置の推定値を表す P O S _ I R S _ L O S S として指定された修正 I R S 推定位置を表す信号線 2 2 2 上に出力情報を送るよう意図されている。修正 I R S 位置エスティメータ 2 2 0 は数学的に次式で記述される推定位置を決定するための前述の入力情報に基づいて動作するように意図されている。

$$P O S _ I R S _ L O S S (t) = [P O S _ I R S (t)] - [P O S _ E R R [t o] + [V E L _ E R R (t o)] [t - T_L] + [. 5] [A C C _ E R R (t o)] [t - t_L]^2$$

10

これらの項は当然その座標成分すなわち X および Y を備える。上式は時間「t」における修正 I R S 推定位置 P O S _ I R S _ L O S S が速度 / 加速度誤差エスティメータ 3 0 0 が与える速度および加速度誤差条件と位置エスティメータ 1 1 0 の出力情報として与えられる推定位置誤差 - 後者は前述のフィルタリングされた誤差エスティメータによって与えられる - によって補正された測定 I R S 位置 P O S _ I R S (t) である。

成分項では、

$$P O S _ X _ I R S (t) = [P O S _ X _ I R S (t)] - [E _ X]$$

$$P O S _ Y _ I R S (t) = [P O S _ Y _ I R S (t)] - [E _ Y]$$

上式で

$$E _ X = [P O S _ X _ E R R (t o)] + [V E L _ X _ E R R (t o)] [t - T_L] + [. 5] [A C C _ X _ E R R (t o)] [t - T_L]^2$$

20

上式で

$$E _ Y = [P O S _ Y _ E R R (t o)] + [V E L _ Y _ E R R (t o)] [t - T_L] + [. 5] [A C C _ Y _ E R R (t o)] [t - T_L]^2$$

となる。

再度第 2 図を参照すると、出力信号線 2 2 2 上に送られる P O S _ I R S _ L O S S として識別される修正 I R S 推定位置が位置差カルキュレータ 2 3 0 に提示される。位置差カルキュレータ 2 3 0 は第 2 の入力情報として G P S 受信機 1 2 0 から出力信号線 1 2 9 に送られる P O S _ G P S として識別される G P S 導出位置を受信する。位置差カルキュレータ 2 3 0 は G P S 導出位置と修正 I R S 推定位置の間の位置 D の差を導出するように意

30

$$D = R_E * \sqrt{(P_1^x - P_2^x)^2 + (P_1^y - P_2^y)^2 * \text{COS}(LATV)}$$

x、y = 緯度、経度、位置座標

上式で $P_1^x = P O S _ X _ G P S$

$$P_1^y = P O S _ Y _ G P S$$

$$P_2^x = P O S _ X _ I R S$$

$$P_2^y = P O S _ Y _ I R S$$

40

$$LATV = \frac{P_1^x + P_2^x}{2}$$

R E = L A T A V での地球半径

位置差「D」は (a) G P S 受信機 1 2 0 が報告する G P S ソリューションから導出された位置座標と (b) 修正 I R S 位置エスティメータ 2 2 0 の出力情報すなわち P O S _ I R S _ L O S S として送られる速度 / 加速度誤差 D A T A _ E R R O R によって修正される I R S 位置 / 慣性情報プロセッサ 1 3 4 が導出する位置座標の間のベクトルの大きさを表すことに注意すべきである。値「D」は R A I M インテグリティ・モニタリングができ

50

なかった時間の I R S システム 1 3 0 の誤差に関連するため、「代替インテグリティ限界値」を表す。値 D は出力情報として信号線 2 3 2 上に送られ、代替インテグリティ限界値コンパレータ 2 4 0 への入力情報として提示される。

代替インテグリティ限界値コンパレータ 2 4 0 は入力情報として飛行ミッションの段階に応じて代替インテグリティ限界値 D および基準 I および基準 I I として識別されるインテグリティ・アラーム限界基準値を受信する。代替インテグリティ限界値コンパレータ 2 4 0 は代替インテグリティ値 D と所定の飛行段階インテグリティ・アラーム限界値（すなわちアラーム限界基準値）の偏差を比較するよう意図されている。前述のインテグリティ・アラーム限界値は当然飛行ミッションの段階（例えば、ターミナル段階、進入段階、または最終進入（着陸）段階）によって異なる。代替インテグリティ限界値コンパレータ 2 4 0 は信号線 2 4 2 上に A I L と指定された代替インテグリティ比較の表示を送る。次に、出力信号線 2 4 2 が位置セレクタ 3 0 0 および飛行管制機構 1 6 0 への入力情報として提示される。

10

位置セレクタ 3 0 0 は信号線 1 1 2 上に入力情報として位置エスティメータ 1 1 0 の導出位置 P O S _ H Y B を受信し、出力信号線 1 2 9 上に G P S 受信機 1 2 0 からの G P S 導出位置 P O S _ G P S を受信する。さらに、位置セレクタ 3 0 0 は入力情報として G P S インテグリティ検証手段 1 7 0 が出力する出力情報 V と、代替インテグリティ限界値コンパレータ 2 4 0 からの出力値 A I L を信号線 1 7 2 および 2 4 2 上で受信する。位置セレクタ 3 0 0 は信号線 3 3 2 上に出力情報として G P S インテグリティ検証手段 1 7 0 の出力情報、代替インテグリティ限界値コンパレータ 2 4 0、および前述の位置入力情報に依存する P O S _ S E L として識別される推定位置を出力する。この信号は飛行管制機構 1 6 0 に提示される。

20

第 2 図に示す本発明の実施形態の動作を以下に説明する。

R A I M が利用可能

航空機が飛行ミッションのターミナル段階で、G P S の衛星配列が G P S 受信機 1 2 0 が仰角が一定の選択された最小値より大きい 5 つ以上の衛星を追跡できる状況を考える。この状況では、G P S 位置 / ソリューション情報を受信する G P S R A I M プロセッサ 1 5 0 は水平インテグリティ限界値 H I L を計算できる。第 2 に G P S インテグリティ検証手段 1 7 0 は R A I M が利用可能であることを示す V を出力する。

同時に、位置エスティメータ 1 1 0 は D A T A _ G P S として識別される G P S データと D A T A _ I R S として識別される I R S データの関数として航空機の推定位置 P O S _ H Y B を導出して、第 1 図に関して前述した当技術分野で周知の事項によって推定位置 P O S _ H Y B を計算する。信号線 1 7 2 上に R A I M 利用可能信号表示を受信すると、位置セレクタ 3 0 0 は P O S _ S E L = P O S _ H Y B になるよう出力情報 3 3 2 を設定する。この推定位置 P O S _ S E L は飛行管制機構 1 6 0 への出力として送られる。次に、飛行管制機構 1 6 0 はインテグリティ限界値 H I L が事前選択された値を下回る場合に限って航空機の推定位置 P O S _ S E L を利用する。したがって、飛行管制機構 1 6 0 は当技術分野で周知のパイロットアラーム、航行、および飛行管制処理機能を含む。

30

R A I M が利用不可能に移行

G P S 衛星配列が R A I M インテグリティ・モニタリングが時間 T_L でもはや利用不可能である状況を考える。この状況では、修正 I R S 位置エスティメータ 2 2 0 が (i) R A I M がもはや利用可能ではないことを通知し、(i i) T_L の値を記憶し、(i i i) D A T A _ E R R O R によって提示された時間 T_L に対応する速度 / 加速度推定誤差を記憶し、(i v) T_L の後、R A I M が再び利用可能になるまでの時間の修正 I R S 位置 P O S _ I R S _ L O S S を計算する。

40

この状況で、位置セレクタ 3 0 0 が P O S _ S E L = P O S _ I R S _ L O S S を設定する。同時に、修正 I R S 推定位置 P O S _ I R S _ L O S S の差分 (differential) と G P S 位置ソリューション G P S _ P O S の差 D が位置差カルキュレータ 2 3 0 によって計算される。代替インテグリティ限界値コンパレータ 2 4 0 が出力値 D を特定の飛行段階に対応する飛行段階アラーム限界基準値と比較する。D が許容できる限界基準値より大きい

50

場合、代替インテグリティ限界値コンパレータ240の出力値AILは飛行管制160への入力情報として許可/不許可表示AILを示す。この状況で、POS__SELによって示される推定位置は飛行管制には使用できず、パイロットは適切な修正措置を講ずる必要がある。

RAIMが利用可能に復帰

GPS衛星配列がRAIMが利用可能な状態に移行すると、位置セレクタ300がその出力情報POS__SELを以前のPOS__HYBに設定する。

第3図に二次フィルタの形式の速度/加速度誤差エスティメータ210の一実施形態を示す。第3図に示すノメンクレチャーは「X」方向用で、「Y」方向にも同様の実施が必要である。第3図にはそれぞれVEL__X__GPSおよびVEL__X__IRSで識別されるX方向のGPS導出速度値とIRS導出速度値の差の計算を形成するブロック310が示されている。

10

次に、ブロック320はブロック310の出力情報と速度誤差項VEL__X__ERRの差を形成する。フィルタはインテグレータ330およびインテグレータ380と、値リミッタ340および385と、ゲインブロック360および365をさらに含む。

図に示すように、加速誤差項「ACC__X__ERR」は、リミッタ・ブロック340の出力にゲインブロック385を掛け、インテグレータ380で積分し、その後リミッタ・ブロック385を通過した値に等しい。速度誤差項VEL__X__ERRはゲインブロック360を通過し加速度誤差項ACC__X__ERRと総計されてからブロック330で積分されるリミッタ・ブロック340の出力値と実質的に等しく、速度誤差項を形成する。

20

以上、本発明をブロックがそれぞれ意図された情報を導出するための複雑な数学的関数を実行する特定のソフトウェアを採用する複雑なシステムを一般に用いる簡素化されたブロック図で説明してきた。各図に示されたこれらのブロック図は多数の電子サブシステム、コンピュータ、およびソフトウェア/ファームウェアの実施を採用して構成できることを理解すべきである。単一の形式で示される信号線は、当業者には理解できるように、意図された情報を送信する1つまたは複数のデータバスを表すこともできる。さらに、当技術分野では周知のように、慣性センサ自体と同様、GPS衛星情報信号を受信するためのGPS信号受信機の詳細を除いて、記述されたすべてのデータの生成の適切な計算を実行するために単一の電子/ソフトウェアサブシステムを採用できる。上記の変形形態はすべて本発明の真の精神および範囲を逸脱しないよう意図されている。

30

本発明は航空機または宇宙船の飛行管制その他に特に適用できるものであるが、飛行管制以外の分野についても本発明の真の精神および範囲を逸脱しないよう意図されている。

最後に、速度および加速度誤差エスティメータを単一の二次フィルタを採用して示してきたが、他のフィルタ、例えばブロック130の機能を含む6または9ステートのKalmanフィルタも本発明の範囲内である。

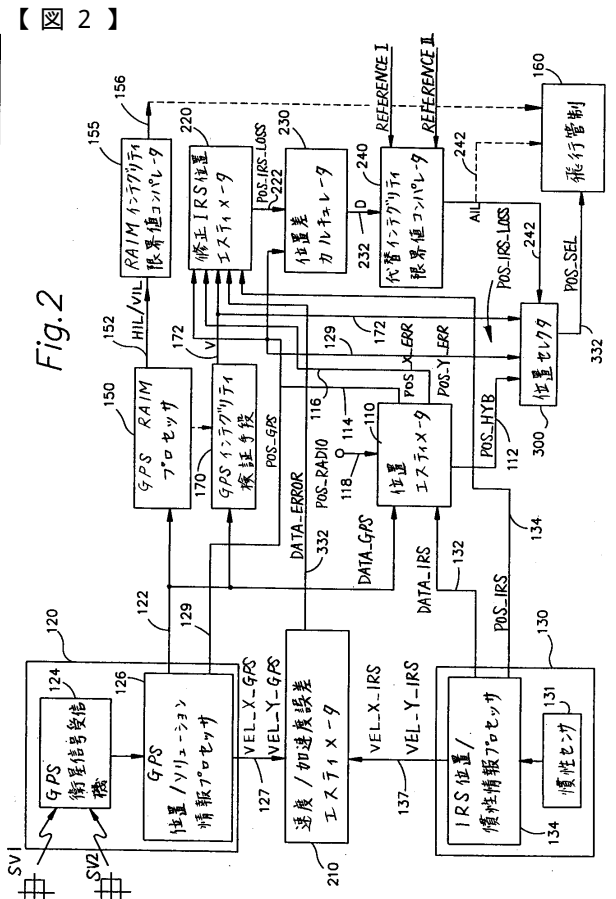
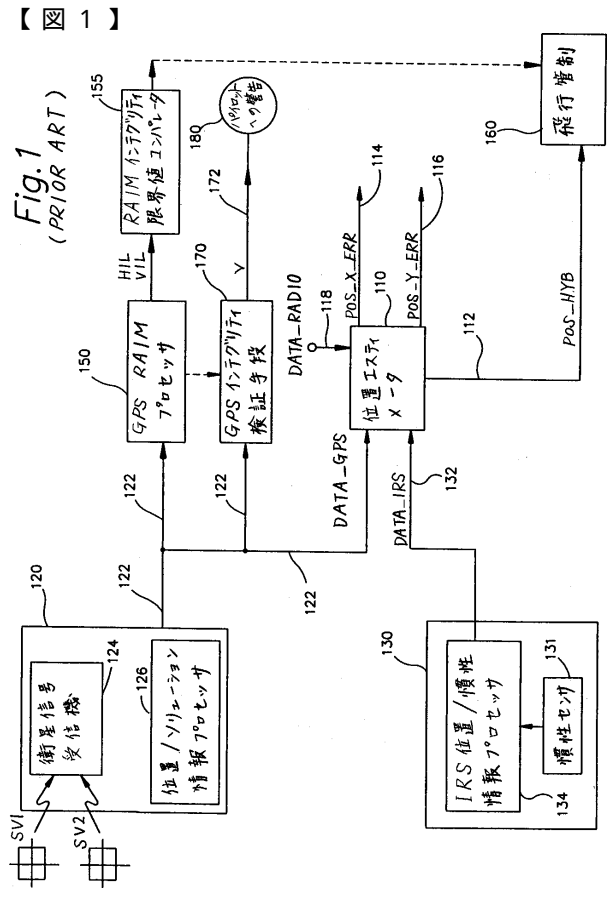
本明細書に示した図を使って、慣性レファレンス・システムの速度および加速度誤差を二次フィルタ内のGPS導出速度情報およびIRS導出速度情報を処理して評価し、前述の速度および加速度誤差で修正されたIRS導出ユーザ位置をその後決定するのに役立つ技法が開示されている。推定誤差はGPS衛星情報信号がRAIMインテグリティを保つのに十分である時間には凍結されている。しかしながら、RAIMインテグリティ情報が利用可能でなくなりましたが、GPS位置ソリューションがRAIMの可用性の損失の前に適切な確度を備えていたと考えられる場合、リアルタイムIRSユーザ位置がこれらの推定速度および加速度誤差で修正されてRAIMインテグリティが存在しない場合に極めて信頼できるユーザ位置が示される。次に、現在のGPS位置POS__GPSと修正されたIRS推定位置POS__IRS__LOSSの差の大きさである代替インテグリティ限界値が確立される。

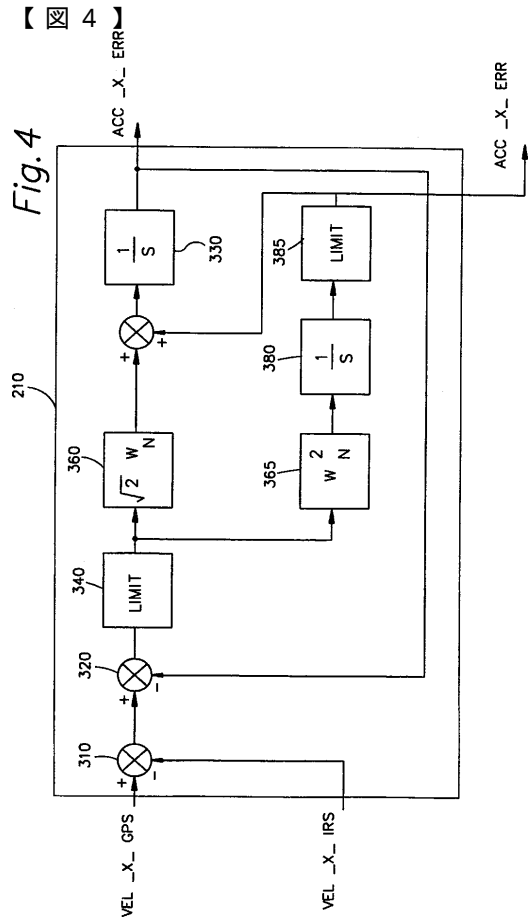
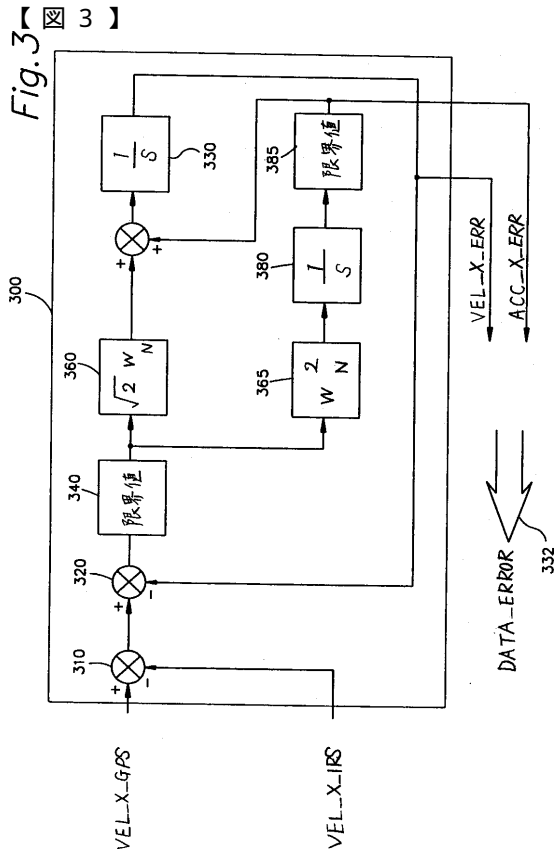
40

速度および加速度推定誤差IRS__POS__LOSSによって修正されたIRS位置POS__IRSは前提の慣性レファレンス・システムの誤差モデルに基づいている。このモデルは短い期間の間、慣性レファレンス・システムのパフォーマンスが速度誤差によって左右されるという事実を正確に反映する。これらの誤差が全く調整されないと、論理的な実

50

行はその指定限度を前提とすることである。この理由から、位置誤差成長率の前提の99.9百分順位値は毎時12海里にもなる。この値はIRSベースの代替インテグリティ計算で用いる場合、1.5分で0.3海里(ミッションの進入段階の代表値)のアラーム限界値に達する。しかし、本発明によれば、推定速度誤差はIRS速度を補正し、それによってすべての見逃し誤りの値を低減できる。さらに、速度および加速度推定誤差を使って得られた代替ユーザ位置POS_IRS_LOSSの確度はかなり改善される。計算の見逃し誤りは99.9百分順位値ベースでせいぜい毎時3海里であると思われる。この率ならば、0.3海里のアラーム限界値には6分で到達でき、現在の実施形態と比べて四倍の進歩を示している。





フロントページの続き

(74)代理人

弁理士 山川 茂樹

(72)発明者 ディバカルニ, スダカー・パイ

アメリカ合衆国・85255・アリゾナ州・スコッツデイル・イースト パルム トゥリー ドラ
イブ・9073

審査官 安池 一貴

(56)参考文献 特開平07-301541(JP, A)

特開平07-244151(JP, A)

特開平08-015405(JP, A)

特表平07-509570(JP, A)

特開平06-034381(JP, A)

特開平01-053180(JP, A)

特開昭63-005213(JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

G01C 21/16

G01C 21/00

G01S 5/14