

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4694870号  
(P4694870)

(45) 発行日 平成23年6月8日(2011.6.8)

(24) 登録日 平成23年3月4日(2011.3.4)

(51) Int.Cl.		F I	
GO 1 S 19/46	(2010.01)	GO 1 S 19/46	
GO 1 S 19/05	(2010.01)	GO 1 S 19/05	
GO 1 S 19/29	(2010.01)	GO 1 S 19/29	
GO 1 C 21/28	(2006.01)	GO 1 C 21/00	D

請求項の数 14 (全 23 頁)

(21) 出願番号	特願2005-98068 (P2005-98068)	(73) 特許権者	000006013 三菱電機株式会社 東京都千代田区丸の内二丁目7番3号
(22) 出願日	平成17年3月30日(2005.3.30)	(74) 代理人	100099461 弁理士 溝井 章司
(65) 公開番号	特開2006-138834 (P2006-138834A)	(72) 発明者	廣川 類 東京都千代田区丸の内二丁目2番3号 三 菱電機株式会社内
(43) 公開日	平成18年6月1日(2006.6.1)	審査官	戸次 一夫
審査請求日	平成19年12月12日(2007.12.12)		
(31) 優先権主張番号	10/986205		
(32) 優先日	平成16年11月12日(2004.11.12)		
(33) 優先権主張国	米国 (US)		
特許法第30条第1項適用 2004年11月1日 ア ドバンスター・コミュニケーションズ発行の「GPSワ ールド2004年11月号」に発表			

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航法装置、航法システム、航法測位方法、および車両

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

物体の位置及び方向を判断する航法装置において、  
速度検出器の出力とヨーレート検出器の出力とに基づいて前記物体の位置及び方向を演算する航法演算部と、

GPS(全地球測位システム)受信機の出力に基づいて、前記速度検出器の誤差と、前記ヨーレート検出器の誤差と、前記物体の位置誤差及び方向誤差とを推定する推定部とを備え、

前記航法演算部は、前記推定部が推定した各誤差に基づいて前記物体の位置及び方向を更新し、

前記推定部は、方向角が予めデータベースに記憶されている線状のラインランドマーク上の2地点と前記物体との間の距離であって前記物体に設置された距離測定器が測定した距離と、前記物体に対して前記ラインランドマーク上の2地点が存在する方向とに基づいて前記ラインランドマークと前記物体との相対角度を演算し、演算した相対角度と前記航法演算部が演算した方向とから前記ラインランドマークの方向角を求め、求めた方向角と前記データベースに記憶されている方向角との残差に基づいて各誤差を推定し、

前記物体に対して前記ラインランドマーク上の2地点の一方が存在する方向と前記物体に対して前記ラインランドマーク上の2地点の他方が存在する方向とのなす角度は、予め定められた角度であることを特徴とする航法装置。

【請求項2】

前記航法演算部は、NとEとDとを位置の成分、 $\phi$ を方向、Vを前記速度検出器が測定した速度、rを前記ヨーレート検出器が測定したヨーレート、tを時間、bを所定の距離としたとき、運動方程式、

【数1】

$$\frac{d\phi}{dt} = r; \frac{dN}{dt} = V \cos \phi - br \sin \phi; \frac{dE}{dt} = V \sin \phi + br \cos \phi; \frac{dD}{dt} = 0$$

により前記物体の位置及び方向を演算することを特徴とする請求項1に記載の航法装置。

【請求項3】

前記推定部は、

前記GPS受信機が全地球測位衛星から受信した信号の二重差分搬送波位相の浮動小数点アンビギュイティベクトルを推定する拡張カルマンフィルタと、

前記拡張カルマンフィルタが推定した二重差分搬送波位相の浮動小数点アンビギュイティベクトルに基づいて、ラムダ法により、前記GPS受信機が全地球測位衛星から受信した信号の搬送波の整数値バイアスのアンビギュイティを決定するアンビギュイティ決定部とを備えることを特徴とする請求項1又は2に記載の航法装置。

【請求項4】

前記航法演算部は、オドメータの出力とレートジャイロの出力とに基づいて前記物体の位置及び方向を演算することを特徴とする請求項1から3のいずれかに記載の航法装置。

【請求項5】

請求項1から4のいずれかに記載の航法装置を搭載する車両。

【請求項6】

物体の位置及び方向を得る航法測位方法において、

速度検出器の出力とヨーレート検出器の出力とに基づいて前記物体の位置及び方向を演算する演算工程と、

GPS（全地球測位システム）受信機の出力に基づいて、前記速度検出器の誤差と、前記ヨーレート検出器の誤差と、前記物体の位置誤差及び方向誤差とを推定する推定工程と

推定した各誤差に基づいて前記物体の位置及び方向を更新する更新工程とを備え、

前記推定工程は、方向角が予めデータベースに記憶されている線状のラインランドマーク上の2地点と前記物体との間の距離であって前記物体に設置された距離測定器が測定した距離と、前記物体に対して前記ラインランドマーク上の2地点が存在する方向とに基づいて前記ラインランドマークと前記物体との相対角度を演算し、演算した相対角度と前記航法演算部が演算した方向とから前記ラインランドマークの方向角を求め、求めた方向角と前記データベースに記憶されている方向角との残差に基づいて各誤差を推定し、

前記物体に対して前記ラインランドマーク上の2地点の一方が存在する方向と前記物体に対して前記ラインランドマーク上の2地点の他方が存在する方向とのなす角度は、予め定められた角度であることを特徴とする航法測位方法。

【請求項7】

前記推定工程は、レーザスキャナが測定した距離に基づいて前記ラインランドマークの方向角を求めることを特徴とする請求項6に記載の航法測位方法。

【請求項8】

前記演算工程は、NとEとDとを位置の成分、 $\phi$ を方向、Vを前記速度検出器が測定した速度、rを前記ヨーレート検出器が測定したヨーレート、tを時間、bを所定の距離としたとき、運動方程式、

10

20

30

40

【数 2】

$$\frac{d\phi}{dt} = r; \frac{dN}{dt} = V \cos \phi - br \sin \phi; \frac{dE}{dt} = V \sin \phi + br \cos \phi; \frac{dD}{dt} = 0$$

により前記物体の位置及び方向を演算することを特徴とする請求項 6 又は 7 に記載の航法測位方法。

【請求項 9】

前記推定工程は、

拡張カルマンフィルタを用いて、前記 GPS 受信機が全地球測位衛星から受信した信号の二重差分搬送波位相の浮動小数点アンビギュイティベクトルを推定し、

前記拡張カルマンフィルタが推定した二重差分搬送波位相の浮動小数点アンビギュイティベクトルに基づいて、ラムダ法により、前記 GPS 受信機が全地球測位衛星から受信した信号の搬送波の整数値バイアスのアンビギュイティを決定することを特徴とする請求項 6 から 8 のいずれかに記載の航法測位方法。

【請求項 10】

前記演算工程は、オドメータの出力とレートジャイロの出力とに基づいて前記物体の位置及び方向を演算することを特徴とする請求項 6 から 9 のいずれかに記載の航法測位方法。

【請求項 11】

自律車両の位置及び方向を判断する航法システムにおいて、

前記自律車両の速度を検出する速度検出器と、

前記自律車両のヨーレートを検出するヨーレート検出器と、

線状のラインランドマークの方向角を予め記憶するランドマークデータベースと、

前記自律車両に装着され前記自律車両から前記ラインランドマーク上の 2 地点までの距離を測定する距離測定器と、

前記速度検出器が検出した速度と前記ヨーレート検出器が検出したヨーレートとに基づいて前記自律車両の位置及び方向を演算する航法演算部と、

GPS (全地球測位システム) 受信機の出力に基づいて、前記速度検出器の誤差と、前記ヨーレート検出器の誤差と、前記自律車両の位置誤差及び方向誤差とを推定する推定部とを備え、

前記航法演算部は、前記推定部が推定した各誤差に基づいて前記自律車両の位置及び方向を更新し、

前記推定部は、前記距離測定器が測定した距離と、前記自律車両に対して前記ラインランドマーク上の 2 地点が存在する方向とに基づいて前記ラインランドマークと前記自律車両との相対角度を演算し、演算した相対角度と前記航法演算部が演算した方向とから前記ラインランドマークの方向角を求め、求めた方向角と前記データベースに記憶されている方向角との残差に基づいて各誤差を推定し、

前記自律車両に対して前記ラインランドマーク上の 2 地点の一方が存在する方向と前記自律車両に対して前記ラインランドマーク上の 2 地点の他方が存在する方向とのなす角度は、予め定められた角度であることを特徴とする航法システム。

【請求項 12】

前記航法演算部は、N と E と D とを位置の成分、 $\phi$  を方向、V を前記速度検出器が測定した速度、r を前記ヨーレート検出器が測定したヨーレート、t を時間、b を所定の距離としたとき、運動方程式、

【数 3】

$$\frac{d\phi}{dt} = r; \frac{dN}{dt} = V \cos \phi - br \sin \phi; \frac{dE}{dt} = V \sin \phi + br \cos \phi; \frac{dD}{dt} = 0$$

10

20

30

40

50

により前記自律車両の位置及び方向を演算することを特徴とする請求項 1 1 に記載の航法システム。

【請求項 1 3】

前記推定部は、

前記 GPS 受信機が全地球測位衛星から受信した信号の二重差分搬送波位相の浮動小数点アンビギュイティベクトルを推定する拡張カルマンフィルタと、

前記拡張カルマンフィルタが推定した二重差分搬送波位相の浮動小数点アンビギュイティベクトルに基づいて、ラムダ法により、前記 GPS 受信機が全地球測位衛星から受信した信号の搬送波の整数値バイアスのアンビギュイティを決定するアンビギュイティ決定部とを備えることを特徴とする請求項 1 1 又は 1 2 に記載の航法システム。

10

【請求項 1 4】

請求項 1 1 から 1 3 のいずれかに記載の航法システムを装備した車両。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、おもに慣性及び衛星航法を使用した航法システムに関するものである。例えば、搬送波位相ディファレンシャル GPS とレーザスキャナ補強による自律車両航法システムに適用すると好適である。

【背景技術】

【0002】

本発明は以下の参考文献リストに列挙した文献に引用及び記載された技術を使用しており、明細書中の記載には参照番号を括弧書きしてその引用を示している。

【非特許文献 1】ポール・デ・ヨング、クリスチャン・ティベリウス著『整数アンビギュイティ推定の為のラムダ法：実装面』LGR シリーズ 1 2 デルフト工業大学 1996 年 8 月

【非特許文献 2】ルイ・ヒロカワ、コウイチ・サトウ、ケンジ・ナカクキ著『低価格 MEMS IMU を用いた密結合 GPS / INS 航法の設計と評価』GNSS シンポジウム 2003 日本東京 2003 年 11 月

【非特許文献 3】テツロウ・イマキイレ、ユウキ・ハタナカ、ヨウタ・クマキ、アツシ・ヤマギワ著『GEONET：日本の全国 GPS 網』GIS 開発 8 巻 3 号 2004 年 3 月

【非特許文献 4】J. タキグチ、J. ハラム『屋外環境下で用いる自律移動システムに関する研究』（パート 3：チェーンフォームによるノンホロノミック移動ロボットのローカルパス計画）IEEE 国際車両電子会議 中国長春 1999 年 9 月

【非特許文献 5】K. オオノ、T. ツボウチ『屋外におけるディファレンシャル GPS とオドメトリのデータ融合による建物間の移動ロボットの航法』IEEE ロボットとオートメーション国際会議 第 2 巻 1978 - 1984 頁 2003 年

【非特許文献 6】サチン・モディ『自律案内車両の為の 3 つの障害回避法の比較』修士論文 シンシナティ大学 2002 年

【非特許文献 7】ポール・デ・ヨング、クリスチャン・ティベリウス『ラムダ法による整数アンビギュイティ推定』IAG シンポジウム「地上、空間、宇宙空間への GPS 適用の傾向」第 21 回 IUGG 総会 アメリカ合衆国コロラド州ブルダー 1995 年 7 月

【非特許文献 8】ロバート M. ロジャーズ『統合航法システムにおける応用数学』AIAA エデュケーション・シリーズ第 2 編 2003 年 10 月

【非特許文献 9】S. スッカリエ、E. ネボット『自律陸用車両適用の為の高整合 IMU / GPS 航法ループ』IEEE ロボットとオートメーション会報 15 巻 3 号 572 - 578 頁 1999 年 6 月 上記参考文献リスト記載の各文献の内容を引用によって本明細書に組み入れる。

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0003】

50

車両が多く障害物をすり抜けて行くことを可能にする屋外航法システムの開発は、GPS受信機付きの自律陸上用車両にとって重要な課題である（非特許文献4、非特許文献6）。低価格慣性センサと高性能GPS受信機を統合した航法システムは広い範囲の移動体システムに適用できる。GPSとIMUまたはオドメトリによる航法システムは広く用いられている（非特許文献9、非特許文献5）。しかしながら、閉塞性が高い環境においては、高い建物その他の障害物により性能はかなり低下する。密結合GPS/INSシステムは疎結合システムに比べ、特に衛星視界が劣悪な場合、GPS擬似距離の誤差のより良い検出及びより高精度の測位等いくつかの利点がある。

【課題を解決するための手段】

【0004】

この発明の一側面によれば、物体の位置及び方向を決定する航法装置において、速度検出器の出力とヨーレート検出器の出力とに基づいて物体の位置及び方向を演算する航法演算部と、全地球測位衛星から受信した搬送波位相と擬似距離とに基づいて、(1)速度検出器の誤差と、(2)ヨーレート検出器の誤差と、(3)物体の位置誤差及び方向誤差と、(4)搬送波の整数値バイアスとを推定する推定部とを備え、航法演算部は、推定部が推定した位置誤差及び方向誤差に基づいて物体の位置及び方向を更新することを特徴とする航法装置を提供する。

【0005】

また、本発明の一つの実施の形態は上記した航法装置を搭載する車両である。このような車両は陸上用車両に好適である。

【0006】

さらに、本発明の別の側面によれば、物体の位置及び方向を決定する航法方法において、速度検出器の出力とヨーレート検出器の出力とに基づいて物体の位置及び方向を演算し、全地球測位衛星から受信した搬送波位相と擬似距離とに基づいて、(1)速度検出器の誤差と、(2)ヨーレート検出器の誤差と、(3)物体の位置誤差及び方向誤差と、(4)搬送波の整数値バイアスとを推定し、推定した位置誤差及び方向誤差に基づいて物体の位置及び方向を更新することを特徴とする航法測位方法を提供する。

【0007】

本発明の別の実施の形態によれば、慣性及び衛星航法を用いて自律車両の位置及び方向を決定する航法システムにおいて、(1)自律車両の速度を検出する速度検出器と、(2)自律車両のヨーレートを検出するヨーレート検出器と、(3)既知のランドマークの位置データを記憶するランドマークデータベースと、(4)自律車両に装着し車両から既知のランドマークまでの距離を測定する距離測定器と、(5)速度検出器が検出した速度とヨーレート検出器が検出したヨーレートとに基づいて自律車両の位置及び方向を演算する航法演算部と、(6)全地球測位衛星から受信した搬送波位相と擬似距離とに基づいて、速度検出器の誤差と、ヨーレート検出器の誤差と、物体の位置誤差及び方向誤差と、搬送波の整数値バイアスとを推定する推定部とを備え、航法演算部は、推定部が推定した位置誤差及び方向誤差に基づいて自律車両の位置及び方向を更新することを特徴とする航法システムを提供する。

【0008】

さらに、本発明の別の実施の形態は上記した航法システムを搭載する車両である。このような車両は陸上用車両に好適である。

【発明の効果】

【0009】

本発明により、衛星視界が劣悪な場合などにおいても、GPSの測位精度が向上する。

【発明を実施するための最良の形態】

【0010】

実施の形態1.

本発明の航法システムは水平ストラップダウン航法演算及び拡張カルマンフィルタ(Extended Kalman filter: EKF)から成る。図1は車両の水平運

10

20

30

40

50

動モデルである。局所水平フレームでのストラップダウン演算は、例えば、低価格の光ファイバージャイロ (Fiber Optic Gyro: FOG) のようなレートジャイロを用いた位置と方向 (ヨー角度) の更新、及び EKF により補正したオドメータの入力によって行われる。MEMS (Micro Electro Mechanical Systems: 微小電気機械システム) ジャイロや振動ジャイロを使用しても良い。車両の位置を GPS アンテナの位相中心とし、局所 NED (North - East - Down: 北、東、下方向) フレームにおける位置ダイナミクスは式 (1) (2) により求める。

【0011】

【数4】

$$\begin{bmatrix} \dot{N} \\ \dot{E} \end{bmatrix} = R(\psi) \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \end{bmatrix}; \dot{D} = 0 \quad (1)$$

$$R(\psi) = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi \\ \sin\psi & \cos\psi \end{bmatrix} \quad (2)$$

ここで、 $v_x$  と  $v_y$  は車体軸速度であり式 (3) を満たす。

【0012】

【数5】

$$\begin{bmatrix} v_x \\ v_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_s \\ b_r r_s \end{bmatrix} \quad (3)$$

$V_s$  と  $r_s$  はそれぞれオドメータが測定した補正速度及び FOG が測定したヨーレートである。 $b_r$  は後方車輪軸と GPS アンテナ位相中心との間の水平距離である。

【0013】

補正速度及びヨーレートは式 (4) (5) により求める。

【0014】

【数6】

$$V_s = \frac{1}{1+e_{od}} V_{od} \quad (4)$$

$$r_s = \frac{1}{1+e_g} (r - b_g) \quad (5)$$

ここで  $V_{od}$  はオドメータ速度、 $r$  はヨーレート、 $e_{od}$  はオドメータ倍率誤差、 $e_g$  はジャイロ倍率誤差、 $b_g$  はジャイロバイアス誤差である。方向ダイナミクスは式 (6) によってモデル化される。

【0015】

10

20

30

40

【数7】

$$\frac{d}{dt}\psi = r_s \quad (6)$$

ストラップダウン演算は式(1)~(6)に基づき行われる。ここで、式(1)~(6)における速度及びヨーレートは図2に示すようにカルマンフィルタが推定するセンサ誤差信号により補正されない場合も補正される場合もある。

【0016】

EKFは位置誤差  $p = [n \ e \ d]^T$  (北、東、下)、センサ誤差  $s$  (方向誤差、オドメータ倍率誤差  $e_v$ 、ジャイロ倍率  $e_g$ 、ジャイロバイアス  $b_g$ ) DD (double differenced: 二重差分型) 搬送波位相の浮動小数点アンビギュイティベクトル  $a$  から成る状態量  $x = [p \ s \ a]$  を推定する。状態量の次数は追従する衛星の数による。12チャンネル二周波数受信機であれば次数は29となる。

【0017】

図2はEKF209を備えた本発明の一つの実施の形態による航法システムのブロック図である。FOG/オドメータ208からヨーレートと速度をストラップダウン航法部210へ入力する。レーザスキャナ207からEKF209へ相対位置情報を入力する。以下に述べるようにランドマークデータベース206は少なくともひとつの既知のランドマークの座標データを提供する。GPS受信機201、DD演算部202、衛星軌道演算部204はEKF209へ衛星航法情報を入力する。以下に詳述するように、ラムダ(LAMBDA)アンビギュイティ決定部203とサイクルスリップ検出部205は搬送波の整数値バイアスにおけるアンビギュイティを決定する。

【0018】

カルマンフィルタ209はストラップダウン航法部210における誤差とセンサ入力の誤差を補正できるようにフィードバック形式となっている。ステート  $x$  のダイナミクスは線形差分方程式(7)のように表せる。

【0019】

【数8】

$$\frac{d}{dt}x = Fx + w \quad (7)$$

ここで  $F$  はシステムマトリクス、 $w$  はプロセスノイズベクトルである。

【0020】

システムマトリクス  $F$  はシステム誤差ダイナミクスから導かれ、以下の式(8)(9)(10)のように表せる。

【0021】

【数9】

$$\begin{bmatrix} \dot{n} \\ \dot{e} \end{bmatrix} = \frac{\partial R(\psi)}{\partial \psi} \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \end{bmatrix} \varepsilon + R(\psi) \begin{bmatrix} v_x e_v \\ v_y e_g \end{bmatrix} + b_r \begin{bmatrix} -\sin \psi \\ \cos \psi \end{bmatrix} b_g + w \quad (8)$$

$$\dot{\varepsilon} = r e_g + b_g + w \quad (9)$$

$$\dot{b}_g = \frac{-1}{\tau_g} b_g + w \quad (10)$$

10

20

30

40

50

ここで  $\tau_g$  はジャイロバイアスの相関時間である。

【 0 0 2 2 】

高度、浮動小数点アンビギュイティ、センサ入力といったその他の状態量の誤差ダイナミクスはランダムウォークプロセスモデルとして定式化される。

【 0 0 2 3 】

【 数 1 0 】

$$\dot{x}_i = w_i \quad (11)$$

10

カルマンフィルタのダイナミクスは離散形で表される。システム の遷移マトリクスは式 ( 1 2 ) のように演算する。

【 0 0 2 4 】

【 数 1 1 】

$$\Phi_k = I + \tau F + \frac{\tau^2}{2} F^2 \quad (12)$$

ここで、  $\tau$  はサンプル時間である。

20

【 0 0 2 5 】

カルマンフィルタ演算は時間伝播と測定値更新から成る。共分散マトリクス P の時間伝播は式 ( 1 3 ) により求める。

【 0 0 2 6 】

【 数 1 2 】

$$P_{k+1}^- = \Phi_k P_k^+ \Phi_k^T + Q_d \quad (13)$$

30

ここで  $Q_d$  はプロセスノイズマトリクスである。

【 0 0 2 7 】

E K F の測定値更新は以下の式 ( 1 4 ) ( 1 5 ) ( 1 6 ) で表せる。

【 0 0 2 8 】

【 数 1 3 】

$$K = P_k^- H^T (H P_k^- H^T + R)^{-1} \quad (14)$$

$$P_k^+ = (I - KH) P_k^- \quad (15)$$

$$x_k = K \Delta z \quad (16)$$

40

ここで、H は測位マトリクス、K はカルマンゲインマトリクス、R は測位ノイズマトリクス、  $\Delta z$  は測定値残差である。

【 0 0 2 9 】

位置、方向角、センサ誤差、及び浮動小数点アンビギュイティは式 ( 1 7 ) により更新する。

【 0 0 3 0 】



【数 1 4】

$$\begin{bmatrix} N \\ E \\ D \\ \psi \\ e_{od} \\ e_g \\ b_g \\ a_{11} \\ \vdots \\ a_{1m} \\ a_{21} \\ \vdots \\ a_{2m} \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} N \\ E \\ D \\ \psi \\ e_{od} \\ e_g \\ b_g \\ a_{11} \\ \vdots \\ a_{1m} \\ a_{21} \\ \vdots \\ a_{2m} \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ x_7 \\ x_8 \\ \vdots \\ x_{7+m} \\ x_{8+m} \\ \vdots \\ x_{7+2m} \end{bmatrix}_k \quad (17)$$

10

20

ここでmは観測衛星数 - 1である。

【0 0 3 1】

2つの異なる測定値、GPSによるDD距離、レーザスキャナによる相対距離を用いる。測定値マトリクスHと測定値剰余 z は下記のように設定する。二周波DD搬送波位相とコード位相はフィルタの測定値として用いる。

【0 0 3 2】

整数アンビギュイティを適切に求めた後、EKFの次数を7まで下げ、アンビギュイティを決定した二周波二重差分型(DD)搬送波位相のみを測定値として用いる。

【0 0 3 3】

EKFの測定値マトリクスHは式(18)のように設定する。

30

【0 0 3 4】

【数 1 5】

$$H = \begin{bmatrix} AC_n^e & 0_{m \times 4} & 0_{m \times m} & 0_{m \times m} \\ AC_n^e & 0_{m \times 4} & \lambda_1 I_m & 0_{m \times m} \\ AC_n^e & 0_{m \times 4} & 0_{m \times m} & \lambda_2 I_m \end{bmatrix} \quad (18)$$

ここで $C_n^e$ は局所水平フレームとECEF(Earth-Centered Earth-fixed)フレーム間の方向余弦マトリクス、Aは各衛星の幾何学的射影マトリクス、 $\lambda_1$ 、 $\lambda_2$ はそれぞれGPSのL1、L2の波長を表す。

40

【0 0 3 5】

GPS測定値更新の測定値マトリクスRはDD観測に基づいているため相関性が高い。測定値残差 z は式(19)により求める。

【0 0 3 6】

【数 16】

$$\Delta z = \begin{bmatrix} \Delta\rho_c - \Delta\rho_{c1} \\ \Delta\rho_c - \Delta\rho_{L1} - \lambda_1 a_1 \\ \Delta\rho_c - \Delta\rho_{L2} - \lambda_2 a_2 \end{bmatrix} \quad (19)$$

ここで  $\rho_c$  は DD 幾何距離、 $\rho_{c1}$ 、 $\rho_{L1}$ 、 $\rho_{L2}$  は観測値に基づく DD コードと搬送波位相、 $a_1$  と  $a_2$  は  $L1$  と  $L2$  の DD アンビギュイティである。

【0037】

10

【数 17】

整数アンビギュイティを適切に決定した後、DD 搬送波位相測定値は決定した整数アンビギュイティ  $\tilde{a}$  とともに使用する。

$$\Delta z = \begin{bmatrix} \Delta\rho_c - \Delta\rho_{L1} - \lambda_1 \tilde{a}_1 \\ \Delta\rho_c - \Delta\rho_{L2} - \lambda_2 \tilde{a}_2 \end{bmatrix} \quad (20)$$

レーザスキャナが測定した相対位置もまた位置誤差および方向誤差を補正するための追加測定値として用いる。コーナーランドマークはランドマークデータベース中に記憶された既知の位置を持ち、このコーナーランドマークを用いて、ランドマークとレーザスキャナセンサ間の相対位置を測定することにより誤差を推定する。

20

【0038】

ラインランドマークは二つの連続するコーナーランドマークを結ぶ線によって成る。ラインランドマークとスキャナ間の相対距離も測定可能である。ラインランドマークの相対位置は測定できないが、相対角度は測定可能である。ラインランドマークを伴うコーナーランドマーク更新は演算効率のために用いる。図3はランドマーク更新の定義を表している。

【0039】

コーナーランドマークとレーザスキャナ間の距離  $r_a$  はレーザスキャナによって測定する。コーナーランドマークの位置は測定距離の不連続性によって検出可能である。ボディフレームの方向  $\theta_a$  もセンサによって測定する。レーザスキャナとコーナーランドマーク間の距離ベクトルは車体軸と航法軸では式(21)(22)のように設定する。

30

【0040】

【数 18】

$$\vec{r}_a^b = r_a \begin{bmatrix} \cos\theta_a \\ \sin\theta_a \end{bmatrix} \equiv \begin{bmatrix} r_{ax}^b \\ r_{ay}^b \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$\vec{r}_a^n = r_a \begin{bmatrix} \cos(\theta_a + \psi) \\ \sin(\theta_a + \psi) \end{bmatrix} \equiv \begin{bmatrix} r_{ax}^n \\ r_{ay}^n \end{bmatrix} \quad (22)$$

40

センサの位置は車両の位置と方向により式(23)のように演算する。

【0041】

【数 19】

$$\bar{P}_{ls} = \begin{bmatrix} N \\ E \end{bmatrix} + b_s \begin{bmatrix} \cos\psi \\ \sin\psi \end{bmatrix} \equiv \begin{bmatrix} N_{ls} \\ E_{ls} \end{bmatrix} \quad (23)$$

ここで  $b_s$  は GPS アンテナとレーザスキャナとの間の距離である。

【0042】

相対距離  $r_c$  と車体軸の方向  $\theta_c$  は式 (24) (25) により求める。

【0043】

10

【数 20】

$$r_c = \sqrt{(N_{lm,k} - N_{ls})^2 + (E_{lm,k} - E_{ls})^2} \quad (24)$$

$$\theta_c = \tan^{-1} \left( \frac{N_{lm,k} - N_{ls}}{E_{lm,k} - E_{ls}} \right) - \psi \quad (25)$$

ここで、 $(N_{lm,k}, E_{lm,k})$  は  $k$  番目のコーナーランドマークの水平位置である。

20

【0044】

【数 21】

図3に示すもう一つの距離測定値  $r_b$  はラインランドマークの相対角度を決めるのに用いる。距離ベクトル  $\bar{r}_b$  の方向は指定のオフセット角  $\Delta\theta$  を加えたコーナーランドマークの方向として設定する。図3の参照点 B は距離ベクトル  $\bar{r}_b$  とラインランドマークの交差点として設定する。

ボディフレームの距離ベクトル  $\bar{r}_b$  は式 (26) のように設定する。

30

$$\bar{r}_b^b = r_b \begin{bmatrix} \cos(\theta_a + \Delta\theta) \\ \sin(\theta_a + \Delta\theta) \end{bmatrix} \equiv \begin{bmatrix} r_{bx}^b \\ r_{by}^b \end{bmatrix} \quad (26)$$

【0045】

【数 22】

ラインランドマークの方向角  $\psi_{ln}$  はコーナーランドマークの方向  $\theta_s$  と既知の角度  $\Delta\theta$  を加算し式 (27) のように求める。

40

$$\hat{\psi}_{ln} = \tan^{-1} \left( \frac{r_b \sin(\theta_a + \Delta\theta) - r_a \sin\theta_a}{r_b \cos(\theta_a + \Delta\theta) - r_a \cos\theta_a} \right) + \psi \quad (27)$$

ここで  $\psi$  は好ましくは 30 度とする。

【0046】

測定値残差  $z$  は式 (28) により設定する。

【0047】

【数 2 3】

$$\Delta z = \begin{bmatrix} \hat{r}_a - r_c \\ \hat{\theta}_a - \theta_c \\ \hat{\psi}_{ln} - \psi_c \end{bmatrix} \quad (28)$$

ここで  $\theta_c$  はランドマークデータベースから取得したラインランドマークの方向角である 10

【0 0 4 8】

測定値マトリクスHは式(29)により設定する。

【0 0 4 9】

【数 2 4】

$$H = \begin{bmatrix} -\frac{r_{anx}}{r_a} & -\frac{r_{any}}{r_a} & 0 & -\frac{r_{aby}b_s}{r_a} & 0_{1 \times (3+2m)} \\ \frac{r_{any}}{r_a^2} & -\frac{r_{anx}}{r_a^2} & 0 & -\frac{r_{abx}b_s}{r_a^2} - 1 & 0_{1 \times (3+2m)} \\ 0 & 0 & 0 & -1 & 0_{1 \times (3+2m)} \end{bmatrix} \quad (29)$$

【0 0 5 0】

【数 2 5】

整数アンビギュイティベクトル $\tilde{a}$ はラムダ法により決定する [7, 1]。ラムダ法では、下の式(30)の整数最小2乗問題の解を求め、2組の整数アンビギュイティ最適候補を得る。

$$\tilde{a} = \arg \min_{a \in \mathbb{Z}^n} (\hat{a} - a)^T Q_{\hat{a}}^{-1} (\hat{a} - a) \quad (30)$$

ここで、 $Q_{\hat{a}}$ は浮動小数点アンビギュイティの共分散であり、上記したようにEKFにより推定する。 $Q_{\hat{a}}$ はアンビギュイティの二重差分性のため相関度が高い。従ってダイレクトサーチは非効率的である。ラムダ法では、アンビギュイティサーチの前にZ変換と呼ばれる逆相関を行う。逆相関プロセスによってサーチプロセスはかなり改善される。 40

最小2乗基準を持つ整数アンビギュイティをレストテスト及び残差テストを用いて確認する。レストテストの閾値レベルは測定値数と信頼レベルの関数として設定する。F分散の99%信頼レベルが好ましい。

【0 0 5 1】

図20は本発明の一つの実施の形態による物体の位置及び方向を決定する方法を示している。ステップ2001では、物体の位置及び方向は次の運動方程式により演算される。 50

【 0 0 5 2 】

【 数 2 6 】

$$\frac{d\phi}{dt} = r; \frac{dN}{dt} = V \cos \phi - br \sin \phi; \frac{dE}{dt} = V \sin \phi + br \cos \phi; \frac{dD}{dt} = 0$$

ここで、N, E, D は位置の成分、 $\phi$  は方向、V は速度検出器が測定した速度、r はヨーレート検出器が測定したヨーレート、t は時間、b は所定の距離である。次に、ステップ 2002 では、二重差分型搬送波位相の浮動小数点アンビギュイティベクトルを拡張カルマンフィルタを用いて推定し、搬送波の整数値バイアスにおけるアンビギュイティは推定した二重差分型搬送波位相の浮動小数点アンビギュイティベクトルに基づきラムダ法を用いて決定する。ステップ 2003 では、全地球測位衛星から受信した搬送波位相と擬似距離に基づき、(1) 速度検出器の誤差、(2) ヨーレート検出器の誤差、(3) 対象物の位置誤差及び方向誤差、(4) 搬送波の整数値バイアスを推定する。ステップ 2004 では、既知のランドマークと物体との間の相対距離を、物体に搭載した距離測定器が測定した距離及び保存されている既知のランドマークの位置データに基づき推定する。さらに、推定した相対距離に基づき観測誤差を推定する。最後にステップ 2005 では、推定した位置誤差及び方向誤差に基づき物体の位置及び方向を更新する。

10

【 0 0 5 3 】

シミュレーション

本発明の航法システム及び方法の実施の形態の設計評価を数値シミュレーションにより行った。図 4 は種々の誤差要因を含むシミュレーションモデルを示す。シミュレーションで使用したのは、図 5 に示すいくつかの高い建物の近傍を通過する水平経路である。GPS 軌道は GPS 週が 1278 のアルマナックを使ってシミュレートした。衛星のマスク角は 10 度とした。

20

【 0 0 5 4 】

高い建物による遮蔽をシミュレートして GPS 衛星が一部利用できない状態を第一のケースで考慮する。遮蔽は  $t = 50$  秒の時マスク角 45 度として表す。図 6 に観測可能な衛星のスカイプロットを示す。観測された衛星の数は 10 機であるが、遮蔽の後は 3 機の衛星しか観測されない。こうした場合には従来の RTK-GPS では定位置を出力できない。ここで述べる密結合 GPS/DR 航法システムによれば、衛星の数が 4 機未満であっても、DD 位相とコードにより測定値更新が可能である。

30

【 0 0 5 5 】

シミュレーションでのセンサ誤差を式 (31) により求める。

【 0 0 5 6 】

$$= 0.2 \text{ 度}, e_v = 5\%, e_g = 5\%, b_g = 0.1 \text{ 度/秒} \quad (31)$$

図 7 にシミュレーションに用いる車両の速度 (velocity)、方向 (heading)、ヨーレート (yaw rate) を示す。横軸は時間 [秒] (time [s]) である。図 7 (a) で実線はオドメトリ (odometry) による測定値、(b) で実線は D/R による測定値、(c) で実線はジャイロ (gyro) による測定値、破線はそれぞれ真の値 (true) を示す。EKF が推定するセンサ誤差を図 8 に示す。図 8 で (a) は方向、(b) は速度、(c) はジャイロ誤差 (gyro s/f error)、(d) はジャイロバイアス (gyro bias) を示す。推定誤差は真の値に収束している。EKF による位置誤差を図 9 に示す。図 9 で (a) は東方向 (east ing)、(b) は北方向 (north ing)、(c) は上方向 (up) への移動による誤差を示している。比較の為に、従来の疎結合 (loosely coupled) RTK-GPS/DR 航法システムによる位置誤差を同じ図中に示す。密結合 (tightly coupled) システムによる位置誤差は疎結合システムよりはるかに小さい。第二のケースでは、衛星完全遮蔽を  $t = 50$  秒でシミュレートする。この場合は、ランドマーク更新を

40

50

効果的に用いている。レーザスキャナの最大距離は30m、距離精度は4cm、角分解能は1度であると仮定する。図10に示すように距離が30m未満であれば、コーナーランドマークの前でランドマーク更新を行う。実線で示したランドマーク測定値更新、及び破線で示した真のセンサ誤差と共にEKFが推定するセンサ誤差を図11に示す。推定誤差は真の値に収束している。図12はランドマーク更新を行った場合と行わない場合の位置誤差を示す。図12で(a)は東方向、(b)は北方向への移動による誤差を示し、それぞれ実線はランドマーク更新を行った場合(with landmark update)、破線はランドマーク更新を行わない場合(without landmark update)を示している。GPS測定値が得られない場合でも位置誤差は小さい。

【0057】

10

野外試験(フィールドテスト)

図13に示す自律陸上用車両を野外試験に使用した。このAGV(Autonomous Ground Vehicle)は一定の地域を自律巡回する監視車両として開発された。レーザスキャナ、距離精度35mmで角分解能1度のSICK LMS291、監視用の全方位ビデオ(Omni-Directional Video:ODV)カメラ、二重周波数GPS受信機、アシュテックZエクストリーム(Ashtech Z-Xtreme)、1度/時の精度のFOG、及び高分解オドメータを備える。この車両のリアルタイム誘導とGPS/DR航法はオンボードのRT(リアルタイム)リナックス(登録商標)コンピュータ上で実行する。ここで分析したデータは2004年7月6日、鎌倉で収集したものである。藤沢でのGEONET[3]の基地局で観測した二重周波数GPSデータは差分補正に使用する。測量基線長は約5kmである。観測された衛星は図6に示すものとほぼ同じである。RTK-GPS受信機によるアンビギュイティは時間の40%のみ整数解に基づく位置となり、時間の32%については解を持たない。

20

【0058】

現存のオンボードリアルタイム実装は疎結合航法に基づいている。密結合航法の解は後処理演算により求めた。図14と図15に野外試験での演算位置結果を示す。図14は水平位置、図15で(a)は北方向、(b)は東方向、(c)は下方向(down)の位置を示している。それぞれの図中で黒実線は整数解(fixed)を示し灰色実線は浮動小数点値(float)である。図16で(a)は観測された衛星の数(number of sats)、(b)は整数アンビギュイティの推定有効性(ambiguity validity)を示す。有効性が1であるなら、整数アンビギュイティが求められていると推定できる。密結合航法システムの場合は、位置の70%以上が整数解に基づくものである。EKFによる演算位置とRTK-GPS受信機の整数解を比較してセンチメートルレベルの精度を確認した。RTK-GPSの整数解が得られない場合は、DD搬送波位相の残差解析によって位置精度を確認した。

30

【0059】

ランドマーク更新は経路の二番目のコーナーで行う。図17は車両の経路と $t = 254$ 秒と $t = 264.3$ 秒におけるレーザスキャナ距離のプロットを示す。レーザスキャナ距離のプロットは経路方向に合わせるため車両の方向により回転する。この図はレーザスキャナによる距離測定によってコーナーが検出可能であることを示している。

40

【0060】

図18に、コーナーランドマークの測定相対距離及び相対角度、ラインランドマークの測定斜度を含むレーザスキャナによる二つ目のコーナーでの測定データの例を示している。図18で(a)は距離(range)、(b)は角度(angle)、(c)は傾斜度(slope)をそれぞれ示す。

【0061】

図14に示すGPS/DR位置は既に高精度であるので、GPS測定値更新無しにランドマーク更新を行う。図19にランドマーク更新による演算位置結果を示す。比較の為に、ランドマーク更新無しの結果とGPS/DR位置を同図に示す。演算位置結果はGPS/DR位置とほとんど同じである。GPS測定値が得られない場合でも、コーナーランド

50

マーク及びランドマーク更新により位置精度は向上する。

【0062】

搬送波位相ディファレンシャルGPSとAGV用レーザスキャナにより補強された水平航法システムを設計し、その性能を数値シミュレーション及び野外試験によって確認した。本発明の実施の形態によれば、搬送波位相ディファレンシャルGPSとLS補強を利用した密結合航法システムを提案することで衛星視界が劣悪な場合でもデシメートルレベルの測位精度が得られる。

【図面の簡単な説明】

【0063】

【図1】陸上用の車両の動的モデル図である。

10

【図2】本発明の一つの実施の形態によるGPS/DR航法システムを示す図である。

【図3】ランドマーク更新を示す図である。

【図4】GPSのシミュレーションモデルを示す図である。

【図5】シミュレーションに用いた水平航法経路を示す図である。

【図6】2004年7月6日に行った衛星スカイプロットを示す図である。

【図7】シミュレーション時の車両の速度、方向、ヨーレートを示す図である。

【図8】拡張カルマンフィルタが推定したセンサ誤差を示す図である。

【図9】拡張カルマンフィルタが推定した位置誤差を示す図である。

【図10】ランドマーク更新によるシミュレーションに用いた水平航法経路を示す図である。

20

【図11】ランドマーク更新の際の拡張カルマンフィルタが推定したセンサ誤差を示す図である。

【図12】ランドマーク更新の際の拡張カルマンフィルタが推定した位置誤差を示す図である。

【図13】自律陸上車両(AGV)を示す図である。

【図14】野外試験時のカルマンフィルタが推定した水平位置を示す図である。

【図15】野外試験時のNED位置を示す図である。

【図16】衛星数及び整数アンビギュイティの推定有効性を示す図である。

【図17】野外試験時の車両経路及びレーザスキャナの測定距離のプロットを示す図である。

30

【図18】野外試験時のランドマーク更新のための測定データを示す図である。

【図19】野外試験時のランドマーク更新の有無による演算位置更新を示す図である。

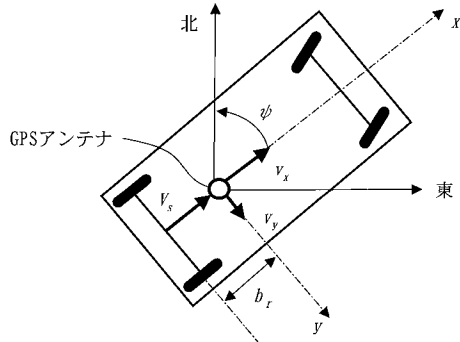
【図20】本発明の一つの実施の形態による方法を示す図である。

【符号の説明】

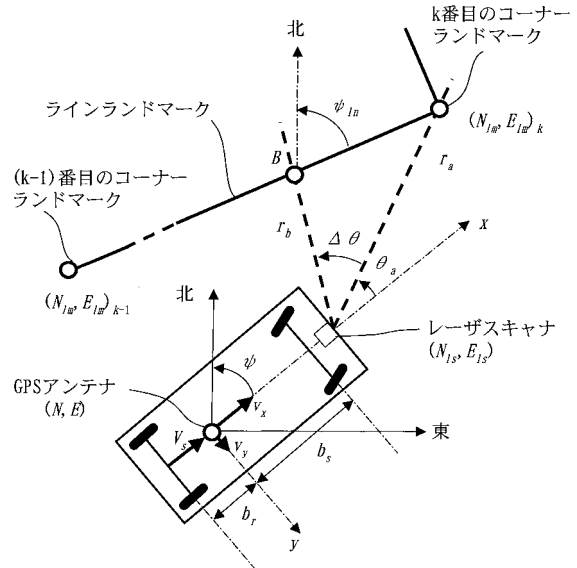
【0064】

201 GPS受信機、202 DD演算部、203 ラムダアンビギュイティ決定部、204 衛星軌道演算部、205 サイクルスリップ検出部、206 ランドマークデータベース、207 レーザスキャナ、208 FOG/オドメータ、209 拡張カルマンフィルタ、210 ストラップダウン航法部。

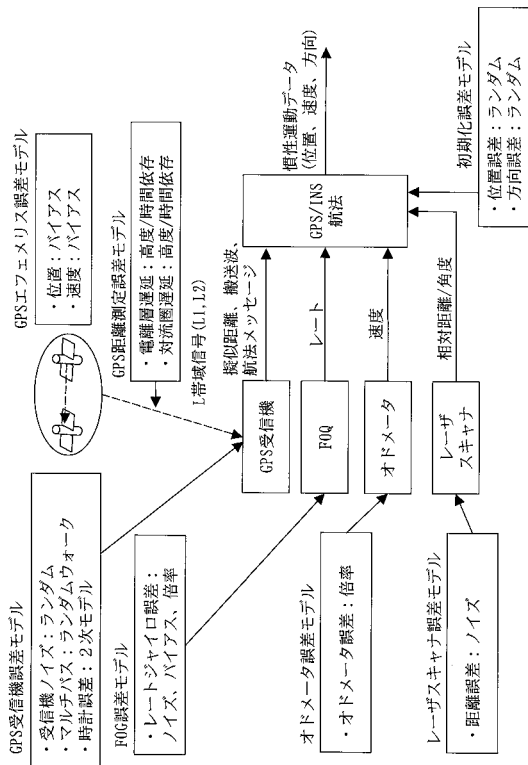
【図1】



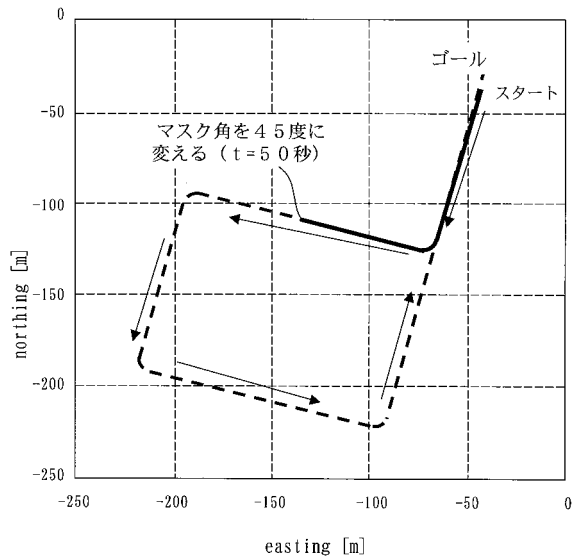
【図3】



【図4】

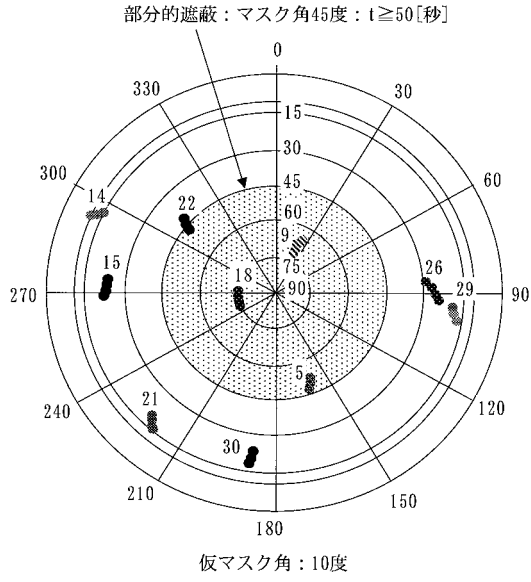


【図5】

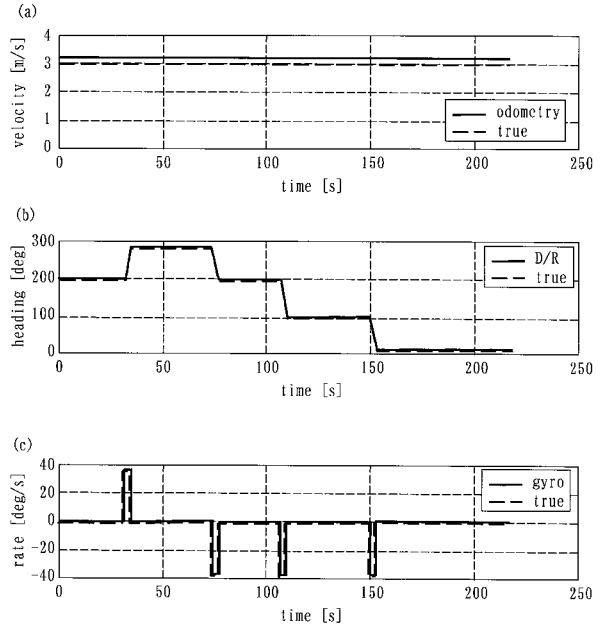




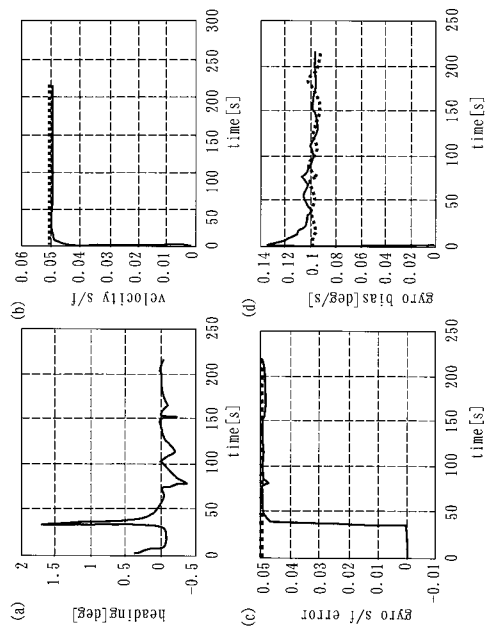
【 図 6 】



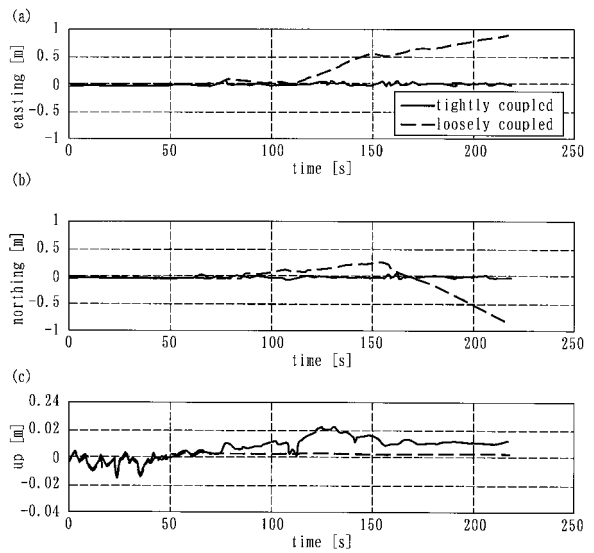
【 図 7 】



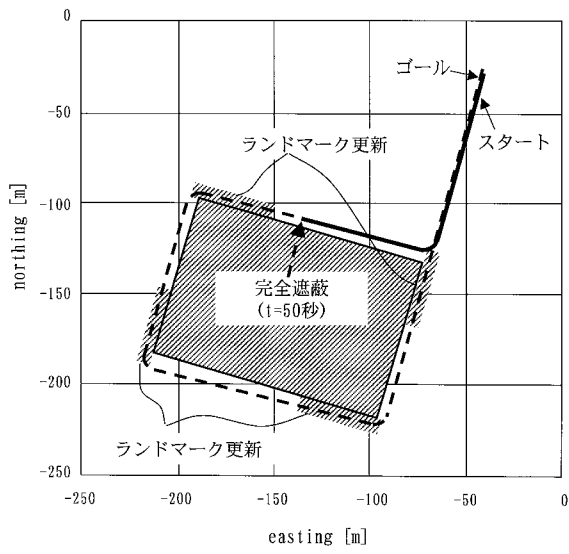
【 図 8 】



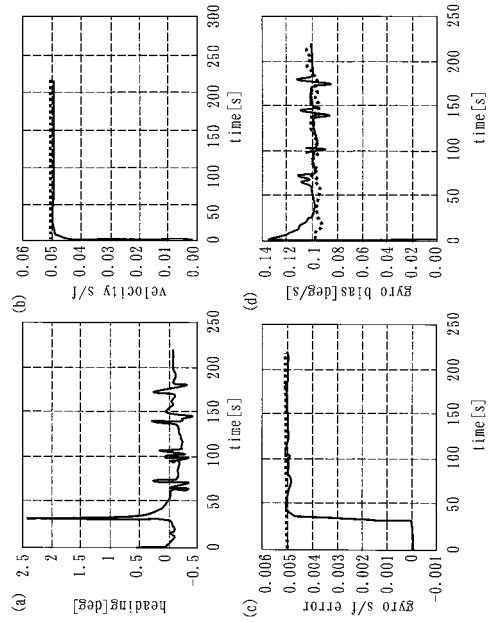
【 図 9 】



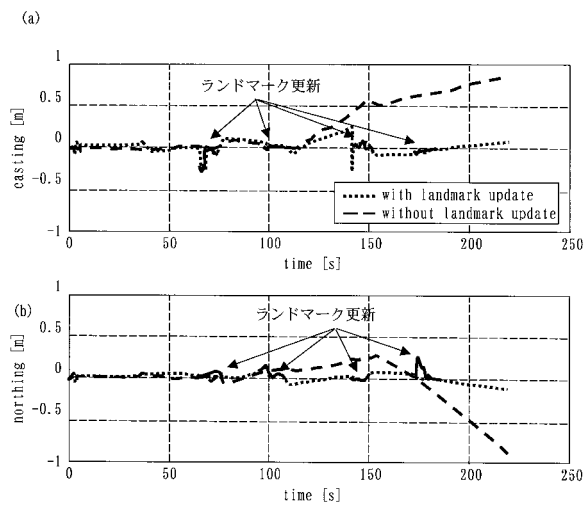
【図 10】



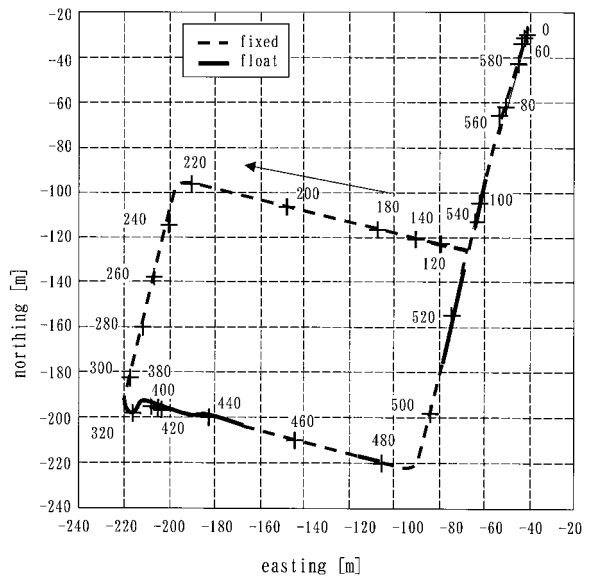
【図 11】



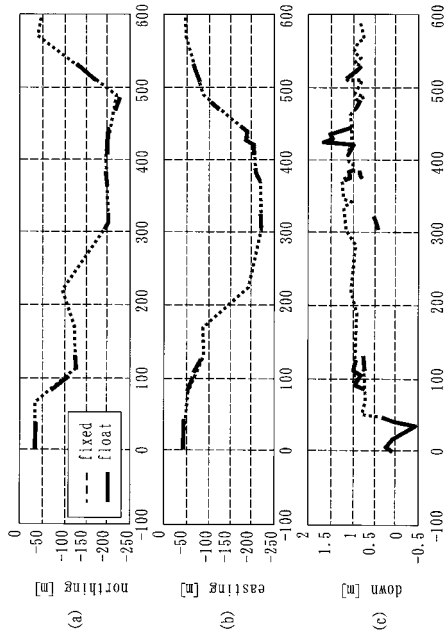
【図 12】



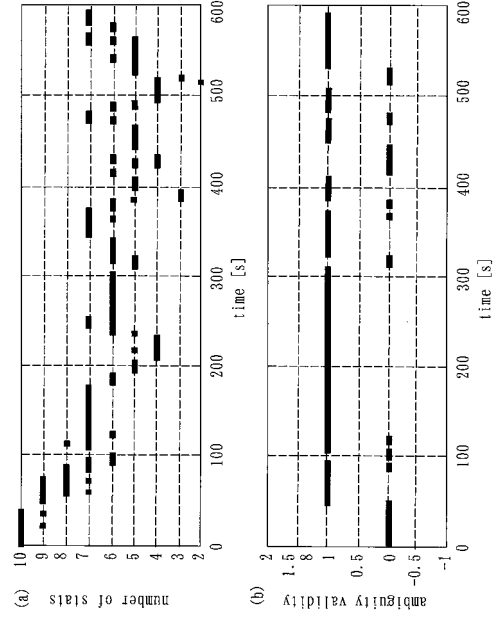
【図 14】



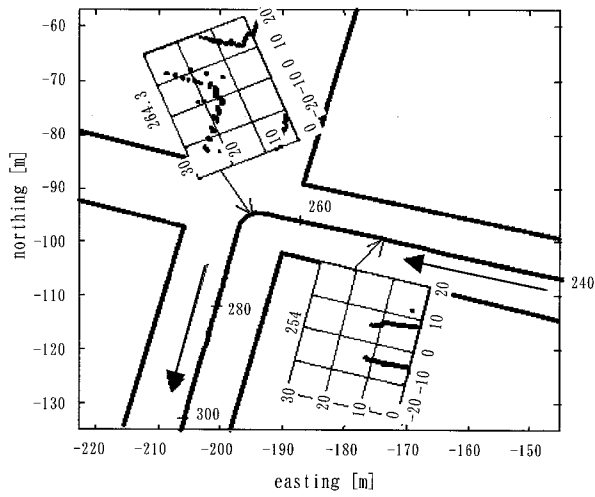
【 15 】



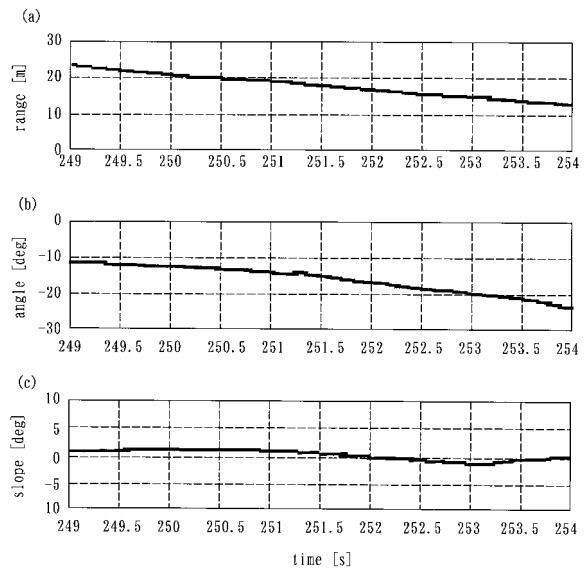
【 16 】



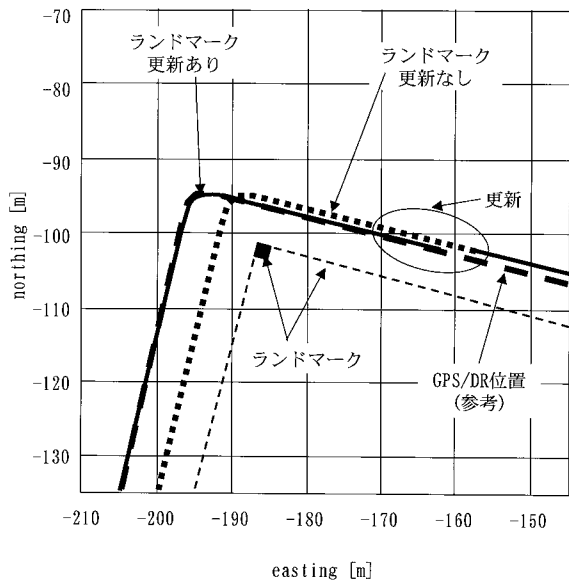
【 17 】



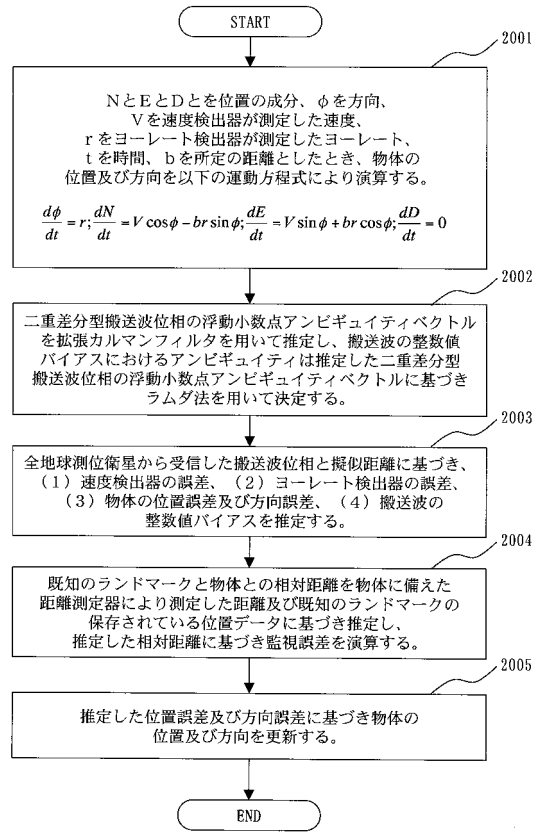
【 18 】



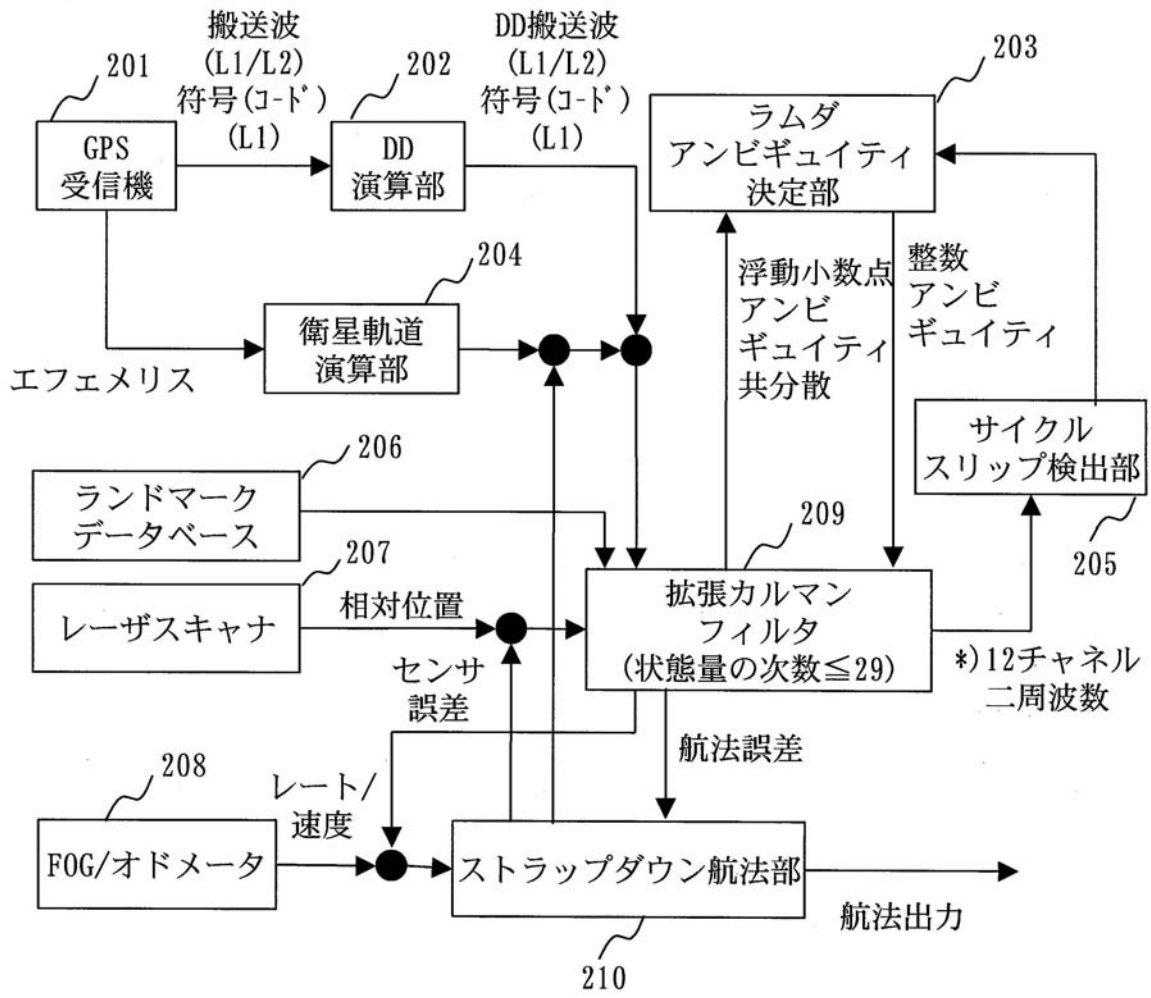
【図19】



【図20】



【図2】



【図13】



---

フロントページの続き

- (56)参考文献 特開2002-215236(JP,A)  
特開平11-183174(JP,A)  
特開平10-253734(JP,A)  
特開平04-353784(JP,A)  
特開平05-157828(JP,A)  
特開平05-215564(JP,A)  
特開2003-185728(JP,A)  
特開2004-239643(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

G01C21/00-21/24、  
23/00-25/00、  
G01S5/00-5/14、  
19/00-19/55、  
G08G1/00-99/00