



(19)
Bundesrepublik Deutschland
Deutsches Patent- und Markenamt

(10) **DE 600 38 453 T2** 2009.08.27

(12) **Übersetzung der europäischen Patentschrift**

(97) **EP 1 212 634 B1**

(21) Deutsches Aktenzeichen: **600 38 453.5**

(86) PCT-Aktenzeichen: **PCT/US00/25274**

(96) Europäisches Aktenzeichen: **00 970 456.0**

(87) PCT-Veröffentlichungs-Nr.: **WO 2001/020360**

(86) PCT-Anmeldetag: **14.09.2000**

(87) Veröffentlichungstag
der PCT-Anmeldung: **22.03.2001**

(97) Erstveröffentlichung durch das EPA: **12.06.2002**

(97) Veröffentlichungstag
der Patenterteilung beim EPA: **26.03.2008**

(47) Veröffentlichungstag im Patentblatt: **27.08.2009**

(51) Int Cl.⁸: **G01S 1/02** (2006.01)
G01S 5/14 (2006.01)

(30) Unionspriorität:
396193 14.09.1999 US

(73) Patentinhaber:
Honeywell Inc., Morristown, N.J., US

(74) Vertreter:
derzeit kein Vertreter bestellt

(84) Benannte Vertragsstaaten:
**AT, BE, CH, CY, DE, DK, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT,
LI, LU, MC, NL, PT, SE**

(72) Erfinder:
BRENNER, Nats A., Plymouth, MN 55441, US

(54) Bezeichnung: **LÖSUNGSUNTERSCHIEDVERFAHREN UND GERÄT FÜR EIN BODENGESTÜTZTES GPS-SYSTEM**

Anmerkung: Innerhalb von neun Monaten nach der Bekanntmachung des Hinweises auf die Erteilung des europäischen Patents kann jedermann beim Europäischen Patentamt gegen das erteilte europäische Patent Einspruch einlegen. Der Einspruch ist schriftlich einzureichen und zu begründen. Er gilt erst als eingelegt, wenn die Einspruchsgebühr entrichtet worden ist (Art. 99 (1) Europäisches Patentübereinkommen).

Die Übersetzung ist gemäß Artikel II § 3 Abs. 1 IntPatÜG 1991 vom Patentinhaber eingereicht worden. Sie wurde vom Deutschen Patent- und Markenamt inhaltlich nicht geprüft.

Beschreibung

Technisches Gebiet

[0001] Die vorliegende Erfindung betrifft das Problem der Verbesserung der Zuverlässigkeit von Funknavigations- und Lenksystemen und insbesondere von bodenergänzten oder Differential-GPS-Systemen.

Stand der Technik

[0002] Ein GPS (Global Positioning System) mißt die dreidimensionale globale Position eines Funkempfängers unter Verwendung der Distanzen zwischen dem Funkempfänger und einer Anzahl von im Erdorbit befindlichen Satellitensendern. Der Empfänger, der gewöhnlich an einem Fahrzeug wie etwa einem kommerziellen Passagierflugzeug angebracht ist, empfängt Signale von den Satellitensendern. Jedes Signal gibt sowohl die Position seines Senders als auch seine Übertragungszeit an, wodurch der Empfänger, der mit seinem eigenen Zeitgeber ausgestattet ist, Signaltransitzeiten approximieren und die Distanzen zu den Sendern schätzen kann. Ein mit dem Empfänger gekoppelter Prozessor verwendet mindestens vier dieser Distanzen, die als Pseudoentfernungen bekannt sind, um die Position des Empfängers und des assoziierten Fahrzeugs zu approximieren oder zu schätzen. Die Genauigkeit dieser Schätzungen oder Positionslösungen hängt von einer Anzahl von Faktoren ab, wie zum Beispiel veränderlichen atmosphärischen Bedingungen und der Leistungsfähigkeit individueller Satellitensender.

[0003] Bei der kommerziellen Flugzeugnavigation und -lenkung wurden GPS (Global Positioning Systems) traditionell nur zur Bestimmung der Position eines Flugzeugs während nichtkritischer Teile eines Flugs verwendet, das heißt zwischen Starts und Landung. In den letzten Jahren haben Forscher jedoch damit begonnen, GPS für die Verwendung während Landungen zu erweitern.

[0004] Diese erweiterten Systeme haben die Form von bodenergänzten oder Differential-GPS-Systemen, die in der Regel zwei bis vier bodengestützte GPS-Empfänger und einen bodengestützten Differential-Korrekturprozessor (DCP) und einen Korrekturdatensender enthalten, die sich alle in der Umgebung eines Flugzeugs-Landebereichs befinden. (Diese Systeme werden manchmal als auf GPS basierende Lokalbereichs-Ergänzungssysteme oder auf GPS basierende LAAS bezeichnet.) Die bodengestützten GPS-Empfänger (jeweils mit einer bekannten Position) arbeiten als normale GPS-Empfänger bei der Bestimmung jeweiliger Mengen von Pseudoentfernungen auf der Basis von Signalen von mindestens vier im Erdorbit befindlichen Satellitensendern. Diese Pseudoentfernungen werden dem bodengestützten DCP zugeführt, der diese und die bekannten Positionen der Bodenempfänger verwendet, um Korrekturdaten zu bestimmen. Der Korrekturdatensender sendet dann zu Flugzeugen, die sich dem Landebereich nähern. Diese sich nähernden Flugzeuge verwenden die Korrekturdaten, um Positionsschätzungen von Onboard-GPS-Empfängern zu korrigieren, wodurch bessere Positionslösungen bereitgestellt werden, als unter Verwendung ihrer Onboard-GPS-Empfänger alleine möglich ist.

[0005] Diese korrigierten Positionslösungen werden dann mit einem Referenz-Landeweg verglichen, um Kursabweichungen zu bestimmen, die notwendig sind, um sicherzustellen, daß das Flugzeug dem Referenz-Landeweg folgt. Die Kursabweichungen werden in ein Autopilotensystem eingegeben, das das Flugzeug während automatischer Landungen lenkt. Damit das Autopilotensystem innerhalb von durch die Federal Aviation Administration gesetzten Sicherheitsgrenzen funktioniert, müssen die Positionsschätzungen innerhalb minimaler Genauigkeitsgrenzen bleiben, die als Vertikal- und Horizontal-Alarmgrenzen bekannt sind. Das Überschreiten der Genauigkeitsgrenzen bewirkt das Ausgeben eines Alarms, wodurch einem Piloten signalisiert wird, die automatische Landung abubrechen und den Landevorgang neu zu starten.

[0006] US5600329A offenbart eine Differential-Satellitenpositionsbestimmungssystembodenstation mit Integritätsüberwachung, bei der ein luftgestütztes DGPS-System dafür ausgelegt ist, eine Mechanisierung zum Empfang der satellitenspezifischen Differential-Korrekturwerte und damit assoziierten Integritätsinformationen zu enthalten.

[0007] US5760737A offenbart ein Navigationsystem mit einer Lösungsseparationsvorrichtung zum Detektieren von Genauigkeitsausfällen, bei dem das System einen Empfänger zum Empfangen von Signalen von mehreren abgesetzten Sendern und einen Prozessor für folgendes aufweist: (i) Bestimmen einer Positionslösung aus den Signalen, (ii) Bestimmen mehrerer Positionsteillösungen aus Teilmengen der Signale, (iii) Berechnen von auf Kovarianz basierenden Lösungsseparationsparametern und (iv) Berechnen von Fehlerparametern.

[0008] Leider fehlt bei herkömmlichen Verfahren zur Bestimmung der Genauigkeit der korrigierten Positionsschätzungen die Möglichkeit, mit einem Satellitensignalempfangsverlust oder aus Ionosphäreneffekten stammenden Korrekturdaten, unbeabsichtigten Störungen, Satellitenausfällen oder Fading von Korrekturdatenübertragungen zurechtzukommen. Als Ergebnis kommt es bei diesen Verfahren verwendenden Systemen zu mehr abgebrochenen Landeversuchen als akzeptabel ist.

[0009] Folglich werden bessere Verfahren zur Bestimmung der Genauigkeit in bodenergänzten oder Differential-GPS-Systemen benötigt.

Kurzfassung der Erfindung

[0010] Um dieser und anderen Notwendigkeiten gerecht zu werden, hat der Erfinder ein bodenergänzt oder (Differential-)Navigations- und -lenksystem konzipiert, das ein einzigartiges Verfahren zur Bestimmung der Genauigkeit seiner Positionslösung enthält.

[0011] Die Erfindung besteht aus einem Verfahren zur Bestimmung der Genauigkeit einer von einem Differential-Positionsbestimmungssystem bereitgestellten Positionslösung, wobei das System eine Vielzahl von Bodenempfängern enthält, wobei jeder Bodenempfänger eine Vielzahl von Satellitensignalen von einer entsprechenden Vielzahl von Satellitensendern verfolgt und wobei sich jeder Bodenempfänger an einer bekannten Position befindet, um eine empfängerspezifische Differentialkorrektur für jedes der Vielzahl von Satellitensignalen abzuleiten, wobei das Verfahren die folgenden Schritte umfaßt:

Bestimmen von Korrekturdaten für jedes der Vielzahl von Satellitensignalen, wobei die Korrekturdaten für jedes der Vielzahl von Satellitensignalen auf einem Mittelwert der aus allen der Vielzahl von Bodenempfängern abgeleiteten empfängerspezifischen Differentialkorrekturen basieren;

Bestimmen einer oder mehrerer Teilmengen der Korrekturdaten für jedes der Vielzahl von Satellitensignalen, wobei jede der einen oder mehrerer Teilmengen der Korrekturdaten auf einem Mittelwert einer jeweiligen Teilmenge der aus einer jeweiligen Teilmenge der Vielzahl von Bodenempfängern abgeleiteten empfängerspezifischen Differentialkorrekturen basiert;

Bilden der Positionslösung unter Verwendung der Vielzahl von Satellitensignalen und der Korrekturdaten für jedes der Vielzahl von Satellitensignalen;

Bilden einer oder mehrerer Positionsteillösungen unter Verwendung der Vielzahl von Satellitensignalen und der einen oder mehreren Teilmengen der Korrekturdaten, wobei jede der einen oder mehreren Positionsteillösungen auf der Vielzahl von Satellitensignalen und einer jeweiligen Teilmenge der Korrekturdaten für jedes der Vielzahl von Satellitensignalen basiert; und

Berechnen eines oder mehrerer Abstände als Funktion einer Differenz zwischen der Positionslösung und jeder der einen oder mehreren Positionsteillösungen, wobei der eine bzw. die mehreren Abstände einen Hinweis für die Genauigkeit der Positionsteillösung liefern.

[0012] Bei einer ersten beispielhaften Ausführungsform enthält das System einen Empfänger zum Empfangen von Signalen von mehreren Satellitensendern und einen Prozessor zum Bestimmen der Hauptpositionslösung und einer oder mehrerer Positionsteillösungen. Die Hauptpositionslösung enthält eine Menge von Pseudoentfernungen, die unter Verwendung aller verfügbarer Korrekturdaten von einem Bodensender korrigiert werden, und jede Teillösung basiert auf einer Teilmenge der verfügbaren Korrekturdaten. Differenzen oder Abstände zwischen der Hauptpositionslösung und der Teillösung werden dann zur Bestimmung der Genauigkeits- oder Schutzgrenzen für die Hauptpositionslösung verwendet.

[0013] Vorzugsweise enthält das Navigationssystem ferner Trägheitssensoren, wie zum Beispiel Beschleunigungsmesser und Kreise, zum Bereitstellen von Fahrzeugbewegungsdaten für den Prozessor. Vorzugsweise verwendet der Prozessor Kalmanfilter zur Bestimmung der Hauptpositionslösung, Teillösungen, Schutzgrenzen und Kursabweichungen aus den Bewegungsdaten sowie vergangenen und derzeitigen Werten der Satelliten- und/oder Korrekturdatensignale.

[0014] Das Hinzufügen von Bewegungsdaten verbessert die Zuverlässigkeit weiter, weil der Prozessor Schutzgrenzen während kurzer Perioden berechnen kann, wenn zuwenig Daten zur Berechnung der Positionslösung vorliegen. In einem gewissen Sinne ermöglichen es die Kalmanfilter und die Bewegungsdaten dem Prozessor, „Impuls“ für den Freiflug durch Perioden mit verlorenen GPS- oder Differential-Korrekturinformationen aufzubauen.

Kurze Beschreibung der Zeichnungen

[0015] **Fig. 1** ist ein Blockdiagramm eines die vorliegende Erfindung enthaltenden ersten beispielhaften Navigations- und Lenksystems **100**.

[0016] **Fig. 2** ist ein Flußdiagramm eines ersten beispielhaften Verfahrens zum Betrieb des Systems von **Fig. 1** gemäß der vorliegenden Erfindung.

[0017] **Fig. 3** ist ein Blockdiagramm eines zweiten die vorliegende Erfindung enthaltenden beispielhaften Navigations- und Lenksystems **300**.

[0018] **Fig. 4** ist ein Flußdiagramm eines beispielhaften Verfahrens zum Betrieb des Systems von **Fig. 3** gemäß der vorliegenden Erfindung.

Ausführliche Beschreibung der bevorzugten Ausführungsformen

[0019] Die folgende ausführliche Beschreibung, die auf **Fig. 1–4** verweist und diese enthält, beschreibt und veranschaulicht spezifische Ausführungsformen der Erfindung. Diese Ausführungsformen, die nicht zur Begrenzung, sondern nur zur Exemplifizierung und Lehre der Konzepte der Erfindung angeboten werden, werden in ausreichendem Detail gezeigt und beschrieben, um es Fachleuten zu ermöglichen, die Erfindung zu implementieren oder auszuüben. Gegebenenfalls kann, um eine Verkomplizierung der Erfindung zu vermeiden, die Beschreibung somit bestimmte Fachleuten bekannte Informationen auslassen.

[0020] Im vorliegenden Gebrauch umfaßt der Begriff Pseudoentfernung geglättete Pseudoentfernungen und trägerpropagierte Pseudoentfernungen. Außerdem umfaßt der Begriff Pseudoentfernungskorrekturen Korrekturen an geglätteten Pseudoentfernungen und Korrekturen an trägerpropagierten Pseudoentfernungen. Trägerpropagierte Pseudoentfernungen sind Pseudoentfernungen, die nur unter Verwendung von Trägermessungen und nicht von Codemessungen aktualisiert werden. Die beispielhaften Ausführungsformen verwenden geglättete Pseudoentfernungen; andere Ausführungsformen substituieren jedoch trägerpropagierte Pseudoentfernungen unter Verwendung von Differential-Trägerkorrekturen.

Erste beispielhafte Ausführungsform

[0021] **Fig. 1** zeigt ein Differential-Funknavigationssystem **100**, das die Lehren der vorliegenden Erfindung enthält. Das System enthält mehrere bewegliche Sender **1–N**, mehrere GPS-Bodenempfänger **1–M**, einen Differential-Korrekturprozessor (DCP) **110**, einen Bodenkorrektursender **120**, einen GPS-Fahrzeugempfänger **130**, eine Landeeinheit **140** und ein Autopilotensystem **150**. Der Fahrzeugempfänger **130**, die Landeeinheit **140** und das Autopilotensystem **150** sind an einem Flugzeug oder anderen Fahrzeug (nicht gezeigt) angebracht.

[0022] Die Sender **1–N** sind bei der beispielhaften Ausführungsform eine Teilmenge der NAVSTAR-GPS-Konstellation von Satellitensendern, wobei jeder Sender von jeweiligen Antennen der Bodenempfänger **1–M** und des Fahrzeugempfängers **130** aus sichtbar ist. Die Sender **1–N** strahlen N jeweilige Signale aus, die den Boden-(oder Lokalbereichs-)Empfängern **1–M** und dem Fahrzeugempfänger **130**, der mit den Signalen jeweilige Pseudoentfernungen für die Bodenempfänger und den Fahrzeugempfänger bestimmt, jeweilige Senderpositionen und Signalübertragungszeiten angeben.

[0023] Obwohl die Satelliten ihre Positionen in Koordinaten des World Geodetic System von 1984 (WGS-84) senden, einem Kartesischen erdzentrierten erdfixierten System, bestimmt die beispielhafte Ausführungsform die Positionslösungen in einem lokalen Bezugssystem RLV, das mit der Nordost-Koordinatenebene bündig und tangential zur Erde ist. Diese Bezugssystemwahl besitzt eine erste Richtung (R) parallel zu einer gegebenen Lande-Runway, eine zweite Richtung (L) lateral oder quer zur ersten Richtung und eine dritte Richtung (V) vertikal relativ zu der ersten und der zweiten Richtung. Die Bezugssystemwahl ist jedoch nicht kritisch, da wohlverstanden ist, wie Koordinaten von einem Bezugssystem in ein anderes transformiert werden können.

[0024] Der Differential-Korrekturprozessor **110** empfängt die Pseudoentfernungen von den GPS-Bodenempfängern und bestimmt Korrekturdaten, wobei der Sender **130** diese Korrekturdaten zu einem Korrekturdatenempfänger **142** in der Landeeinheit **140** sendet. Die Landeeinheit **140** enthält auch einen Prozessor **144** und einen Speicher **146**. Der Speicher **146** speichert eines oder mehrere Softwaremodule **146a**, die die Funktionsweise des Prozessors **144** gemäß der vorliegenden Erfindung bestimmen. (Die Erfindung ist nicht auf irgendeine Form, Art oder Anzahl von Empfängern, Sendern, Prozessoren oder Speicher beschränkt.)

[0025] Der Prozessor **144** verwendet die Korrekturdaten aus dem Sender **120** und die Pseudoentfernungen aus dem Fahrzeugempfänger **130** zur Bestimmung einer Hauptpositionslösung und einer oder mehrerer Positionsteillösungen. Die Hauptpositionslösung wird unter Verwendung aller Korrekturdaten differentiell korrigiert und die Positionsteillösungen werden auf der Basis von Teilmengen der Korrekturdaten differentiell korrigiert. Der Prozessor **144** verwendet die Hauptlösung und die Teillösungen zur Berechnung von vertikalen und lateralen (oder horizontalen) Schutzgrenzen, die er mit vertikalen und lateralen Alarmgrenzen vergleicht. Die beispielhafte Ausführungsform verwendet Alarmgrenzen für ein bestimmtes Wetterminimum, wie zum Beispiel Kategorie I, II oder III gemäß der Definition durch die Federal Aviation Administration. (Für weitere Einzelheiten bezüglich dieser Grenzen siehe die RTCA-Publikation DO-245.) Wenn eine der Schutzgrenzen außerhalb ihrer jeweiligen Alarmgrenze fällt, signalisiert der Prozessor dem Cockpit des Flugzeugs einen Integritätsausfall.

[0026] Zusätzlich verwendet der Prozessor die Hauptpositionslösung zur Berechnung und Ausgabe von Winkel- und/oder Linearkursabweichungen oder -korrekturen relativ zu einem Referenzweg an das Autopilotensystem **150**. Das System **150** erzeugt seinerseits Signale für (nicht gezeigte) Aktoren zum Korrigieren des Flugwegs des Flugzeugs.

[0027] Genauer gesagt zeigt [Fig. 2](#) ein beispielhaftes Flußdiagramm **200**, das die Funktionsweise des Systems **100** und insbesondere des Prozessors **144** gemäß Softwaremodulen oder Computerprogrammen **146a** darstellt. Das Flußdiagramm **200** enthält Blöcke **202–222**, die bei der beispielhaften Ausführungsform seriell oder parallel ausgeführt werden. Bestimmte Ausführungsformen organisieren den beispielhaften Prozeß unter Verwendung einer größeren oder kleineren Anzahl von Blöcken.

[0028] Andere Ausführungsformen implementieren die Blöcke als zwei oder mehr spezifische verbundene Hardwaremodule mit diesbezüglichen Steuer- und Datensignalen, die zwischen den Modulen und durch diese hindurch übermittelt werden. Somit gilt der beispielhafte Prozeßfluß für Software-, Firmware- und Hardwareimplementierungen. In den meisten, wenn nicht allen Fällen kann die Prozeßsequenz von der beschriebenen und gezeigten Reihenfolge abgeändert werden.

[0029] Im Block **202** beginnt die beispielhafte Funktionsweise damit, daß der Prozessor **144** eine Menge von N Pseudoentfernungen aus dem GPS-Fahrzeugempfänger **130** und Korrekturdaten aus dem Korrekturdatenempfänger **142** erhält. Die Korrekturdaten können eine beliebige Form annehmen, die es dem Prozessor erleichtert oder ermöglicht, eine oder mehrere der N Pseudoentfernungen zu korrigieren oder zu justieren. Zum Beispiel umfassen bei einer Ausführungsform diese Daten (N × M) Pseudoentfernungen und die bekannten Positionen der M Bodenempfänger, wodurch der Prozessor **144** seine eigenen Differentialkorrekturen für die N Pseudoentfernungen des Fahrzeugempfängers berechnen kann.

[0030] Bei der beispielhaften Ausführungsform sendet der Korrekturdatensender **120** Korrekturdaten zweimal pro Sekunde für jeden der N Satellitensender, wobei jede Menge von Korrekturdaten die in der folgenden Tabelle gezeigte Form annimmt:

Dateninhalt	Bit	Bereich	Auflösung
Entfernungsbestimmungsquelle	8	1–255	1
Ausgabe von Daten	8	0–255	1
Pseudoentfernungskorrektur	16	+/-327,67 m	0,01 m
Korrekturrate	16	+/-32,767 m/s	0,001 m/s
σ_{pr_gnd}	8	0–5,08 m	0,02 m
B ₁	8	+/-6,35 m	0,05 m
B ₂	8	+/-6,35 m	0,05 m
!	!	!	!
B _M	8	+/-6,35 m	0,05 m

[0031] Von spezifischem Interesse für die beispielhafte Ausführungsform sind die Pseudoentfernungskorrektur, die B-Werte (B₁–B_M) und σ_{pr_gnd} . Die Pseudoentfernungskorrektur des n-ten Satellitensenders ist definiert als der Mittelwert der Differential-Pseudoentfernungskorrekturen für die M Bodenempfänger, oder mathematisch als

$$\delta\rho_n = \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M \delta\rho_{n,m}$$

wobei $\delta\rho_{n,m}$ die Differentialkorrektur für den n-ten Satellitensender, M die Anzahl der Bodenempfänger und $\delta\rho_{n,m}$ die Differential-Pseudoentfernungskorrektur für den n-ten Satellitensender in dem m-ten Bodenempfänger bedeutet.

[0032] Die B-Werte für den n-ten Satellitensender sind definiert als

$$B_{n,k} = \delta\rho_n - \frac{1}{M-1} \sum_{m \neq k}^M \delta\rho_{n,m}$$

wobei $B_{n,k}$ den k-ten B-Wert für den n-Satelliten bedeutet; die Summierung über alle M mit Ausnahme von $m = k$ erfolgt; und k im Bereich von 1 bis M liegt. Δ_{pr_gnd} bedeutet die Gaußverteilung, die den Fehler in der ausgestrahlten Korrektur überrandet, und hängt von der Höhe des Satelliten, dem beobachteten Rauschabstand (S/N_0) und dem Konvergenzstatus ab.

[0033] Im Block **204** definiert der Prozessor M + 1 verschiedene N-Element-Korrekturvektoren $\delta\rho^0 - \delta\rho^M$ auf der Basis der vollen Menge von N Differentialkorrekturen für jeden Bodenempfänger M. Die volle Menge von N Differentialkorrekturen wird aus den M verschiedenen B-Werten für jeden der N Satelliten abgeleitet. $\delta\rho^0$, der Hauptkorrekturvektor ist definiert als

$$\delta\rho^0 = [\delta\rho_1, \delta\rho_2, \dots, \delta\rho_N]^T$$

wobei jedes Element $\delta\rho_N$ ein gleichförmiger oder ungleichförmiger gewichteter Mittelwert der Differentialkorrekturen von allen Bodenempfängern 1 bis M für den n-ten Satellitensender bedeutet.

[0034] ρ^m (für $m = 1$ bis M) ist definiert als

$$\rho^m = [\delta\rho_{1,m}, \delta\rho_{2,m}, \dots, \delta\rho_{N,m}]$$

wobei das Element $\delta\rho_{n,m}$ als ein gleichförmiger oder ungleichförmiger gewichteter Mittelwert aller Differentialkorrekturen außer der m-ten für den n-ten Satelliten definiert ist. Somit schließt jedes Element $\delta\rho_{n,m}$ Korrekturinformationen aus dem m-ten Bodenempfänger aus. Mathematisch wird dies ausgedrückt als

$$\delta\rho_{n,k} = \frac{1}{M-1} \sum_{m \neq k}^M c_k \delta\rho_{n,m}$$

wobei n den n-ten Satelliten bedeutet und im Bereich von 1 bis N liegt; k im Bereich von 1 bis M liegt; und c_k ein jeweiliges Gewicht bedeutet, das bei der beispielhaften Ausführungsform eins ist.

[0035] Der Block **206** bedingt die Bildung eines N-Element-Meßvektors ρ_{meas} von Pseudoentfernungen aus dem Fahrzeugempfänger **130** und linearisiert ihn um eine Anfangsschätzung der Positionslösung und eine anfängliche Empfänger-Zeitgeber-Offset-Schätzung herum.

[0036] Der als $\Delta\rho_{meas}$ bezeichnete linearisierte Messungsvektor wird definiert gemäß

$$\Delta\rho_{meas} = \rho_{meas} - \rho_{est}$$

wobei ρ_{est} ein N-Element-Vektor der aus der anfänglichen Positionsschätzung und der anfänglichen Zeitgeber-Offset-Schätzung abgeleiteten geschätzten Pseudoentfernungen ist. Nach dem Linearisieren der Fahrzeug-Pseudoentfernungen um die anfängliche Schätzung herum, um $\Delta\rho_{meas}$ zu bestimmen, wendet der Prozessor die Korrekturvektoren $\delta\rho^0 - \delta\rho^M$ an, um eine Menge von M + 1 korrigierten N-Element-Meß-(oder -Pseudoentfernungs-)Vektoren $\Delta\rho_{meas}^0 - \Delta\rho_{meas}^M$ zu bestimmen. Genauer gesagt ist $\Delta\rho_{meas}^0$ der korrigierte Hauptmeßvektor, der Korrekturinformationen von allen M Bodenempfängern enthält, definiert als

$$\Delta\rho_{meas}^0 = \Delta\rho_{meas} + \delta\rho^0$$

und $\Delta\rho_{meas}^m$ ist definiert als

$$\Delta \rho_{\text{meas}}^m = \Delta \rho_{\text{meas}} + \delta \rho^m$$

wobei die N-Element-Korrekturvektoren $\delta \rho^0$ und $\delta \rho^m$ den Definitionen von Gleichung 3, 4 und 5 folgen.

[0037] Im Block **208** bestimmt der Prozessor eine Hauptpositionslösung Δr_0 unter Verwendung des korrigierten Hauptmeßvektors $\Delta \rho_{\text{meas}}^0$. Der Prozessor kann eine beliebige Technik zur Lösung eines Systems überbestimmter algebraischer Gleichungen verwenden, wie zum Beispiel gewichtete oder nicht gewichtete Least-Squares-Schätzung. „Überbestimmt“ bedeutet die Anwesenheit redundanter Pseudoentfernungen. Die Lösung Δr_0 , die als die Hauptpositionslösung definiert ist, weil sie die Korrekturinformationen von allen M Bodenempfängern enthält, ist definiert als

$$\Delta r_0 = S_0 \Delta \rho_{\text{meas}}^0,$$

wobei S_0 eine gewichtete oder nicht gewichtete 4HN-Least-Squares-Lösungsmatrix ist.

[0038] Block **210** bedingt eine Berechnung mehrerer korrigierter Teillösungen $\Delta r_1, \Delta r_2, \dots, \Delta r_M$, die jeweils auf einer jeweiligen Teilmenge der M Differentialkorrekturen basieren. Bei der beispielhaften Ausführungsform enthält jede Teilmenge nur M – 1 Differentialkorrekturen, wobei die m-te Teilmenge die auf dem m-ten Bodenempfänger basierenden Korrekturdaten ausschließt. Somit enthält die m-te Teillösung eine gemittelte Korrektur, die auf allen Differentialkorrekturen außer der m-ten basiert. Der Vorzug, einen Bodenreferenzempfänger auszuschließen, stammt aus der geringen Wahrscheinlichkeit, daß jemals mehr als einer dieser Empfänger ausfällt oder anderweitig der Landeeinheit abnorme Korrekturumstände vorlegt. Gegebenenfalls können andere Ausführungsformen jedoch Korrekturen von mehr als einem Bodenempfänger ausschließen. Ähnlich wie die Hauptlösung Δr_0 ist die m-te Teillösung Δr_m definiert als,

$$\Delta r_m = S_m \Delta \rho_{\text{meas}}^m,$$

wobei S_m eine gewichtete oder nicht gewichtete 4HN-Least-Square-Teillösungsmatrix ist.

[0039] Bei der beispielhaften Ausführungsform sind die Hauptlösung Δr_0 und die Teillösungen Δr_1 – Δr_M Vier-Element-Vektorgrößen, wobei drei Elemente jeweils Runway-, laterale und vertikale Koordinaten repräsentieren und ein viertes Element $c\Delta t$ die Distanz in bezug auf das Empfänger-Zeitgeber-Offset repräsentiert, wobei c die Lichtgeschwindigkeit und Δt das Empfänger-Zeitgeber-Offset ist. Das Zentrum des Runway-lateral-vertikal-(RLV-)Bezugssystems ist die anfängliche Positionsschätzung. (Es können jedoch auch andere anfängliche Positionsschätzungen gewählt werden.) Die drei RLV-Koordinaten repräsentieren also tatsächlich eine Position relativ der anfänglichen Positionsschätzung aufgrund der Linearisierung der geltenden Gleichungen um die anfängliche Schätzung herum. Um eine absolute Positionslösung zu erhalten, müssen daher die RLV-Koordinaten zu den entsprechenden Koordinaten der anfänglichen Positionsschätzung addiert werden. Im vorliegenden Gebrauch bedeutet Positionslösung jedoch allgemein jede beliebige relative Positions- oder absolute Positionslösung.

[0040] Im Block **212** berechnet der Prozessor laterale Abstände b_{L1} – b_{LM} und vertikale Abstände b_{V1} – b_{VM} auf der Basis jeweiliger mathematischer Distanzen zwischen der Hauptpositionslösung Δr_0 und den jeweiligen Teillösungen Δr_1 – Δr_M . Die beispielhafte Ausführungsform definiert Abstände b_{L1} – b_{LM} als die jeweilige laterale Distanz zwischen der Hauptlösung Δr_0 und jeweiligen Teillösungen Δr_1 – Δr_M . In der lateralen Richtung relativ zu dem Flugzeug-Gleitweg ist die Distanz b_{Lm} zwischen der Teillösung Δr_m und der Hauptlösung Δr_0

$$b_{Lm} = \sqrt{(\Delta r_0(L) - \Delta r_m(L))^2}$$

wobei (L) laterale Komponenten der Positionslösungen bedeutet. Ähnlich definiert die beispielhafte Ausführungsform die vertikalen Abstände b_{V1} – b_{VM} als die tatsächlichen vertikalen Distanzen zwischen der Hauptlösung Δr_0 und jeweiligen Teillösungen Δr_1 – Δr_M . In der vertikalen Ebene relativ zu dem Flugzeug-Gleitweg ist die Distanz b_{Vm} zwischen der Teillösung Δr_m und der Hauptlösung Δr_0

$$b_{Vm} = \sqrt{(\Delta r_0(V) - \Delta r_m(V))^2}$$

wobei V die vertikale Komponente der Hauptlösung und der m-ten Teillösung bedeutet. Der Betrieb schreitet dann zum Block **214** voran.

[0041] Block **214** bedingt die Bestimmung von lateralen und vertikalen Fehlerparametern A_{L1} – A_{LM} A_{V1} – A_{VM} auf

der Basis der rauschinduzierten Fehler in jeweiligen Teillösungen $\Delta r_1 - \Delta r_M$. Die rauschinduzierten Fehler zwingen jede Teillösung von der tatsächlichen Position des Fahrzeugempfängers **130** weg.

[0042] Bei der Bestimmung der Fehlerparameter berechnet der Prozessor zuerst Fehlerkovarianzmatrizen $P_1 - P_M$, die die Statistik der rauschinduzierten Fehler für die entsprechenden Teillösungen $\Delta r_1 - \Delta r_M$ beschreiben. Die m-te Fehlerkovarianzmatrix P_m ist definiert als

$$P_m = E[\delta_{rm} \delta_{rm}^T]$$

wobei δ_{rm} die Auswirkung von Rauschen auf die m-te Teillösung repräsentiert und definiert ist als

$$\delta_{rm} = S_m w,$$

wobei w der M-dimensionale Meßrauschvektor ist. $E[ww^T]$ ist definiert als

$$E[ww^T] = \delta_{pr-air}^2 + \frac{M}{M-1} \sigma_{pr-gnd}^2$$

wobei δ_{pr-air}^2 von dem Flugzeug abhängt und σ_{pr-gnd}^2 in den Korrekturdaten aus dem Korrekturdatensender **120** ist definiert.

[0043] Bei der beispielhaften Ausführungsform berechnet der Prozessor **144** Matrizen $P_1 - P_M$ aus

$$P_m = S_m E[ww^T] S_m^T$$

[0044] Die beispielhafte Implementierung nimmt an, daß die Fehler Nullmittelwert mit Gaußverteilung sind. Die Teillösungsfehler sind somit auf entsprechende ellipsoide Volumen in dem RLV-Koordinatensystem eingegrenzt. Jeder Punkt in der Region entspricht einem anderen möglichen Fehler, wobei das Zentrum dem Nullfehler und dem maximalen Fehler an jedem Ende entspricht.

[0045] Nach der Bestimmung der Kovarianzmatrizen bestimmt der Prozessor die Varianzen der lateralen und vertikalen Fehler. Diese Varianzen sind aus den Diagonalen der Kovarianzmatrizen $P_1 - P_M$ verfügbar. Die Varianzen definieren die Verteilungen der Fehler um die mittleren Fehler herum und kontrollieren somit die Beträge der maximalen lateralen und vertikalen Fehler zwischen der m-ten Teillösung Δr_m und der tatsächlichen Position.

[0046] Mit den Varianzen berechnet der Prozessor die lateralen und vertikalen Fehlerparameter $A_{L1} - A_{LM}$ und $A_{V1} - A_{VM}$ unter Verwendung von

$$A_{Vm} = \sqrt{\text{VAR}_{Vm} Q^{-1}(P_{MD})}$$

$$A_{Lm} = \sqrt{\text{VAR}_{Lm} Q^{-1}(P_{MD})}$$

wobei VAR_{Lm} und VAR_{Vm} die lateralen und vertikalen Varianzen aus der m-ten Kovarianzmatrix bedeuten; P_{MD} eine gegebene Wahrscheinlichkeit einer verfehlten Detektion ist; und Q^{-1} den Kehrwert

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_x^\infty e^{-\frac{t^2}{2}} dt$$

der wohlbekannten normierten kumulativen Verteilungsfunktion bedeutet. Bestimmte Ausführungsformen verwenden Wahrscheinlichkeiten verfehlter Detektion, die von der Federal Aviation Administration in der RT-CA-Publikation D0-245 promulgiert werden.

[0047] Im Block **216** bestimmt der Prozessor eine laterale und eine vertikale Schutzgrenze unter Verwendung eines oder mehrerer der lateralen und vertikalen Lösungsabstände $b_{L1} - b_{LM}$ und $b_{V1} - b_{VM}$ und eines oder mehrerer der lateralen und vertikalen Teillösungsfehlerparameter $A_{L1} - A_{LM}$ und $A_{V1} - A_{VM}$. Bei der beispielhaften Ausführungsform bestimmt der Prozeß die laterale Schutzgrenze (LPL) gemäß

$$LPL = \max\{LPL_H, 0, LPL_H, 1\}$$

wobei max das Maximum der Größen in den Klammern bedeutet; LPL_{H0} definiert ist als

$$LPL_{H0} = \sqrt{\text{VAR}_{L0}} Q^{-1} \left(\frac{P_{fMD}}{2} \right)$$

und LPL_{H1} definiert ist als

$$LPL_{H1} = \max\{b_{Lm} + A_{Lm}\} \text{ über } m = 1, M$$

[0048] VAR_{L0} , die laterale Varianz des Fehlers in der Hauptpositionslösung wird aus der Fehlerkovarianzmatrix für die Hauptpositionslösung bestimmt. P_{fMD} ist eine Wahrscheinlichkeit einer fehlerfreien verfehlten Detektion, wie zum Beispiel in der RTCA-Publikation DO-245 definiert. Ähnlich bestimmt die beispielhafte Ausführungsform die vertikale Schutzgrenze (VPL) gemäß

$$VPL = \max\{VPL_{H0}, VPL_{H1}\}$$

wobei VPL_{H0} gegeben wird durch

$$VPL_{H0} = \sqrt{\text{VAR}_{V0}} Q^{-1} \left(\frac{P_{fMD}}{2} \right)$$

und VPL_{H1} gegeben wird durch

$$VPL_{H1} = \max\{b_{Vm} + A_{Vm}\} \text{ über } m = 1, M$$

[0049] VAR_{V0} , die vertikale Varianz des Fehlers in der Hauptpositionslösung, wird aus der Fehlerkovarianzmatrix für die Hauptpositionslösung bestimmt.

[0050] Nachdem er die lateralen und vertikalen Schutzgrenzen bestimmt hat, führt der Prozessor **144** Block **218** aus, der einen Vergleich dieser mit jeweiligen vorbestimmten lateralen und vertikalen Alarmgrenzen LAL und VAL bedingt. Wenn entweder die laterale Schutzgrenze oder die vertikale Schutzgrenze ihre Alarmgrenze überschreitet, signalisiert der Prozessor dem Flugzeugcockpit und weist den Piloten oder ein anderes vorbestimmtes System darauf hin, daß die laterale oder die vertikale Schutzgrenze überschritten ist. Wenn der tatsächliche laterale oder vertikale Abstand zwischen der m-ten Lösung Δr_m und der Hauptpositionslösung Δr_0 eine auf einer gewählten Wahrscheinlichkeit einer Falschdetektion basierende Schwelle übersteigt, setzt der Prozessor gegebenenfalls ein Mißerfolg-Flag, das einen Bodenempfängerfehler angibt. Bei herkömmlichem LAAS wird diese Mißerfolg-Detektion jedoch durch den Differential-Korrekturprozessor abgewickelt.

[0051] Im Block **220** berechnet der Prozessor nach der Berechnung der Schutzgrenzen Winkel- und/oder lineare Kursabweichungen auf der Basis der Hauptpositionslösung und des Referenzweges zu dem Autopilotensystem **150**. Und im Block **222** korrigiert oder justiert das Autopilotensystem automatisch den Gleitweg des Flugzeugs.

[0052] Nach der Ausführung von Block **220** kehrt der Prozessor zum Block **202** zurück, um neue Daten aus dem Fahrzeugempfänger und neue Korrekturdaten zum Erzeugen einer neuen Positionslösung, von Schutzgrenzen und Kursabweichungen zu erhalten.

[0053] Kurz gefaßt, wendet die erste Ausführungsform eine einzigartige Lösungsseparationstechnik für die Bestimmung von Schutzgrenzen einer differentiell korrigierten Positionslösung an. Obwohl die erste Ausführungsform explizit nur an derzeitigen GPS-Meß- und -Korrekturdaten in sogenannten „Schnappschuß“-Verfahren operiert, ist ihr Hauptvorteil ihre einzigartige Eignung für Kalmanfilter-Implementierungen. Durch die Verwendung von Kalmanfiltern inkorporiert der Prozessor nicht nur derzeitige Meß- und Korrekturdaten, sondern auch vergangene Meß- und Korrekturdaten in dem Integritätsüberwachungsprozeß. Kalmanfilter ermöglichen dem Prozessor außerdem, Trägheitssensordaten in die Berechnung der Positionslösungen und Schutzgrenzen zu inkorporieren, wie aus der zweiten Ausführungsform ersichtlich wird.

Zweite beispielhafte Ausführungsform

[0054] Fig. 3 zeigt ein Funknavigationssystem **300**, das das Funknavigationssystem **100** von Fig. 1 mit dem Zusatz der Trägheitsreferenzeinheit **160** zur Bereitstellung von Trägheitsdaten für den Prozessor **144** erweitert.

Die resultierende Kombination stellt ein hybrides Navigationssystem dar. Bei der beispielhaften Ausführungsform enthält die Trägheitsreferenzeinheit **160**, die an dem (nicht gezeigten) Flugzeug angebracht ist, drei Beschleunigungsmesser **162a–162c** zur Messung der Beschleunigung in drei Dimensionen, und drei Kreise **164a–164c** zur Messung der Winkellorientierung oder Lage relativ zu einer Referenzebene. Die Trägheitsreferenzeinheit **160** enthält außerdem einen Trägheitsprozessor **166**, der eine Trägheitspositionslösung r_i zum Beispiel als Drei-Element-Vektor in einem erdfixierten Bezugssystem bestimmt.

[0055] Der Trägheitsprozessor **166** setzt bei der beispielhaften Ausführungsform außerdem die Beschleunigungsdaten in den unverarbeiteten Beschleunigungsvektor a_{raw} und Lagedaten in den unverarbeiteten Winkelgeschwindigkeitsvektor ω_{raw} um. Der beispielhafte Winkelgeschwindigkeitsvektor definiert die Drehung des (an dem Flugzeug fixierten) Körperrahmens in drei Dimensionen, und die beispielhafte Trägheitsbeschleunigung definiert die drei Komponenten der Beschleunigung in Körperbezugssystemkoordinaten. Der Trägheitsprozessor **166** bestimmt außerdem eine Transformationsmatrix C zum Transformieren von Körperbezugssystemkoordinaten in ein lokales vertikales Bezugssystem L , einen Drei-Element-Drehungsvektor ω_{LE} , der die Drehung des erdgestützten Trägheitsbezugssystems I , transformiert in das L -Bezugssystem, beschreibt, und einen Drehungsvektor ω_{EL} , der die Drehung des erdfixierten Bezugssystems E als Funktion des in das L -Bezugssystem transformierten Trägheitsbezugssystems I beschreibt. Die Einzelheiten dieser Trägheitsverarbeitung sind in der Technik wohlbekannt.

[0056] Im Kern der beispielhaften Kalmanfilter-Implementierung befinden sich die hybriden Zustandsvektoren ΔX_0 – ΔX_M , die jeweils $(20 + N)$ Fehlerzustände aufweisen. ΔX_0 enthält alle Differential-Korrekturen aus den M Bodenempfängern und ΔX_M schließt die m -te Differentialkorrektur aus dem m -ten Bodenempfänger aus. Genauer gesagt ist der m -te Zustandsvektor ΔX_m definiert als

$$\Delta X_m^T = [\psi, \Delta v, \Delta r_m, \Delta r_{tc}, \Delta v_{fc}, \Delta \omega_0, \Delta a_0, v_x, v_y, g_z, \Delta e_N]$$

mit

- ψ – Drei-Element-Lagefehlervektor;
- Δv – Drei-Element-Geschwindigkeitsfehlervektor;
- Δr – Drei-Element-Hybridpositionslösung ausschließlich der m -ten Differentialkorrektur;
- Δr_{tc} – Ein-Element-Empfängerzeitgeber-Phasenfehler, ausgedrückt als Distanz (analog zu $c\Delta t$ bei der ersten Ausführungsform);
- Δv_{fc} – als Geschwindigkeit ausgedrückter Ein-Element-Empfänger-Zeitgeber-Frequenzfehler;
- $\Delta \omega_0$ – Drei-Element-Vektor von Kreisen-Vorbetonungen, modelliert als Markov-Prozessor erster Ordnung mit 100-Stunden-Zeitkonstante;
- Δa_0 – Drei-Element-Vektor von Beschleunigungsmesser-Vorbetonungen, modelliert als Markov-Prozessor erster Ordnung mit 100-Stunden-Zeitkonstante; und
- v_x – Schwerkraftablenkung in der Ostrichtung der Nordost-Koordinatenebene;
- v_y – Schwerkraftablenkung in der Nordrichtung der Nordost-Koordinatenebene;
- g_z – Schwerkraft-Anomalie in der z -Richtung relativ zu der Nordost-Koordinatenebene;
- Δe_N – N -Element-Glättungsfehlerzustandsvektor, der Korrelation der Korrekturdaten kompensiert, die sich aus Trägerglättung ergibt.

[0057] (Der Klarheit halber sind die Indizes „ m “ an jeder Zustandsvariablen in ΔX_m nicht gezeigt). Somit enthält der hybride Zustandsvektor ΔX_0 – ΔX_M jeweilige Positionslösungen Δr_0 – Δr_M , wobei der Index wieder die ausgeschlossenen Differential-Korrekturdaten definiert. Man beachte, daß Δr bei dieser Ausführungsform nur drei räumliche Komponenten enthält, während es bei der ersten Ausführungsform drei räumliche Komponenten und $c\Delta t$, die mit dem Empfänger-Zeitgeber-Offset assoziierte Distanz, enthielt. Der Zustandsvektor ΔX identifiziert diese Variable als Δr_{tc} . Die beispielhafte Ausführungsform ordnet die $(20 + N)$ Zustandsvariablen wie gezeigt; es sind jedoch andere größere oder kleinere Anzahlen von Zustandsvariablen und andere variable Sequenzen gleichermaßen machbar.

[0058] **Fig. 4** zeigt ein Flußdiagramm **400**, das die wichtigen operativen Aspekte des beispielhaften hybriden Navigationssystems darstellt. Das Flußdiagramm enthält ähnlich wie das in **Fig. 2** Prozeßblöcke **402–424**. Diese Blöcke können nicht nur angeordnet werden, sondern sind gleichermaßen auf Hardware-, Firmware- und Softwareimplementierung anwendbar. Bei bestimmten Ausführungsformen zyklisiert der Prozessor alle 1–10 Sekunden durch diese Prozeßschleife.

[0059] Insbesondere beginnt die Funktionsweise im Block **402**, wenn der Prozessor Trägheits-, Fahrzeug-

empfänger- und Korrekturdaten abrufen. Die beispielhafte Ausführungsform ruft die folgenden Trägheitsdaten aus der Trägheitsreferenzeinheit **160** ab:

die Trägheitspositionslösung r_i ,
den unverarbeiteten Beschleunigungsvektor a_{raw} ,
den unverarbeiteten Winkelgeschwindigkeitsvektor ω_{raw} ,
die Transformationsmatrix C ,
den Drehungsvektor ω_{IE} und
den Drehungsvektor ω_{EL} .

[0060] Andere Ausführungsformen verwenden andere Formen äquivalenter unverarbeiteter oder verarbeiteter Trägheitsdaten, wie zum Beispiel geschätzte oder vorhergesagte Trägheitsdaten.

[0061] Nach dem Abrufen dieser Trägheitsdaten modelliert der Prozessor die Trägheitsfehlerdynamik auf der Basis der Bewegung des Flugzeugs. Dies erfolgt in einem Kontext des linearisierten Trägheitsfehlermodells, das auf das lokale Vertikal-Koordinatenbezugssystem L bezogen ist. Dieses Trägheitsfehlermodell modelliert einen Lagefehlervektor ψ , einen Geschwindigkeitsfehlervektor Δv und eine Hybridpositionslösung Δr , die jeweils aus der Lösung der folgenden drei Differentialgleichungen stammen:

$$\dot{\psi} = C_{\Delta\omega_{IB}} + \psi \times (\omega_{IE} + \omega_{EL})$$

$$\dot{\Delta v} = \frac{\psi \times C a_{raw} + C \Delta a_{IB} + (2\omega_{IE} + \omega_{EL}) \times \Delta v}{+ G \Delta r + \Delta g}$$

$$\dot{\Delta r} = \Delta v + \omega_{EL} \times \Delta r$$

mit

$\Delta\omega_0$ – Kreise-Vorbetonungen, modelliert als Markov-Prozesse erster Ordnung mit einer 100-Stunden-Zeitkonstante;
 $\Delta\omega_{IB}$ – ω_0 + Skalenfaktor und Fehlausrichtungsfehler;
 Δa_0 – Beschleunigungsmesser-Vorbetonungen, modelliert als Markov-Prozesse erster Ordnung mit einer 100-Stunden-Zeitkonstante;
 Δa_{IB} – Δa_0 + Skalenfaktor und Fehlausrichtungsfehler;
 Δg – Schwerkraftablenkungen und -anomalie (v_{xg} , v_{yg} , Δg_z ,

G ist eine 3×3 -Matrix, definiert als

$$G = \begin{bmatrix} -g(0)/R^{[1]} & 0 & 0 \\ 0 & -g(0)/R^{[1]} & 0 \\ 0 & 0 & 2g(0)/R^{[2]} \end{bmatrix}$$

wobei R den Radius der Erde und $g(0)$ die Schwerkraft auf der Höhe null bedeutet.

[0062] Die hochgestellten Zeichen [1] und [2] identifizieren die spezifischen Terme, die sich auf die Genauigkeit auswirken. Insbesondere identifiziert [1] die beiden für Schuler-Rückkopplung verantwortlichen Schwerkraftterme und [2] identifiziert den für die vertikale Rückkopplung verantwortlichen Schwerkraftterm.

[0063] Im Block **402** ruft der Prozessor auch Pseudoentfernungen aus dem Fahrzeugempfänger **130** und Korrekturdaten aus dem Empfänger **144** ab. Nach dem Abrufen der Pseudoentfernungen und Korrekturdaten bestimmt der Prozessor die Anzahl der Pseudoentfernungen N und die Anzahl der Differentialkorrekturen M , bevor er zu Block **404** voranschreitet.

[0064] Im Block **404** definiert der Prozessor $M + 1$ verschiedene N -Element-Korrekturvektoren $\delta\rho^0 - \delta\rho^M$ auf der Basis der vollen Menge von N Differentialkorrekturen für jeden Bodenempfänger M . Die volle Menge von N Differentialkorrekturen wird aus den M verschiedenen B-Werten und der mittleren Differentialkorrektur (aus dem Korrekturdatensender) für jeden der N Satelliten abgeleitet. $\delta\rho^0$, der Hauptkorrekturvektor ist definiert als

$$\delta\rho^0 = [\delta\rho_1, \delta\rho_2, \dots, \delta\rho_N]$$

wobei jedes Element $\delta\rho_n$ einen gleichförmigen oder ungleichförmigen gewichteten Mittelwert der Differentialkorrekturen aus allen Bodenempfängern 1–M für den n-ten Satellitensender bedeutet. $\delta\rho^m$ (für $m = 1$ bis M) ist definiert als

$$\delta\rho^m = [\delta\rho_{1,m}, \delta\rho_{2,m}, \dots, \delta\rho_{N,m}]^T$$

wobei das Element $\delta\rho_{n,m}$ als ein gleichförmiger oder ungleichförmiger gewichteter Mittelwert aller Differentialkorrekturen für den n-ten Satelliten außer der m-ten definiert ist. Wie bei der ersten Ausführungsform schließt jedes Element $\delta\rho_{n,m}$ somit Korrekturinformationen aus dem m-ten Bodenempfänger aus.

[0065] Im Block **406** wendet der Prozessor die Korrekturvektoren $\delta\rho^0$ – $\delta\rho^M$ an, um eine Menge von $(M + 1)$ um die anfängliche oder vorherige Positionsschätzung herum linearisierten korrigierten N-Elementen-Meß-(oder -Pseudoentfernungs-)Vektoren $\Delta\rho_{meas}^0(k) - \Delta\rho_{meas}^M(k)$ zu bestimmen. Dies bedingt zunächst die Bestimmung von $(M + 1)$ N-Element-Pseudoentfernungs-Restvektoren $\Delta\rho^0(k)$ – $\Delta\rho^M(k)$, wobei der m-te Pseudoentfernungsrest $\Delta\rho^m(k)$ definiert ist als

$$\Delta\rho_{meas}^m(k) = \rho_{meas}(k) - \rho_{est}^m(k)$$

[0066] In dieser Gleichung sind ρ_{meas} die tatsächlichen Pseudoentfernungsmessungen und $\rho_{est}^m(k)$ sind die geschätzten Pseudoentfernungen auf der Basis der vorherigen m-ten absoluten hybriden Teillösung $r_m(k)$ und des Empfänger-Zeitgeber-Offsets Δr_{cm} , wobei der Index m den Ausschluß der m-ten Pseudoentfernungskorrekturen aus dem Vektor bedeutet. $r_m(k)$, die m-te absolute hybride Teillösung, ist definiert als

$$r_m(k) = r_i(k) + \Delta r_m^E(k)$$

wobei das hochgestellte E bedeutet, daß die relative hybride Positionslösung Δr_m aus dem L-Bezugssystem zur Addition zu der Trägheitspositionslösung r_i in das erdfixierte Bezugssystem transformiert wurde. Kurz gefaßt bedeutet $\rho_{est}^m(k)$ einen N-Vektor von Pseudoentfernungen, die $r_m(k)$ als Positionslösung ergeben würden. Da $\rho_{est}^m(k)$ von der Trägheitspositionslösung r_i und den gemessenen Pseudoentfernungen ρ_{meas}^m abhängt, enthält $\Delta\rho_{meas}^m(k)$ darüber hinaus sowohl Trägheits- als auch Pseudoentfernungsinformationen.

[0067] Das Definieren des Pseudoentfernungsrests relativ zu der vorherigen Lösung stellt eine dynamische Referenztrajektorie für die Lösungen her. Kalmanfilter, die diese Art von iterativ aktualisiertem Rest verwenden, sind als erweiterte Kalmanfilter bekannt.

[0068] Nach der Linearisierung der Vektoren um die $\rho_{est}^m(k)$ wendet der Prozessor die Korrekturvektoren auf jeden der Pseudoentfernungsreste an. $\Delta\rho_{meas}^0$, der korrigierte Hauptmeßvektor, der Korrekturinformationen aus allen M Bodenempfängern enthält, ist definiert als

$$\Delta\rho_{meas}^0 = \Delta\rho_{meas}^0 + \delta\rho^0$$

und $\Delta\rho_{meas}^m$ ist definiert als

$$\Delta\rho_{meas}^m = \Delta\rho_{meas}^m + \delta\rho^m$$

wobei die N-Element-Korrekturvektoren $\delta\rho^0$ und $\delta\rho^m$ den Definitionen von Gleichung 3, 4 und 5 folgen.

[0069] Die Blöcke **408** bzw. **410** bedingen das Berechnen der Hauptlösung $\Delta r_0(k)$ und Teillösung $\Delta r_1(k)$ – $\Delta r_M(k)$. Bei der Kalman-Implementierung hängen diese Lösungen von den Kalman-Vestärkungsvektoren ab. Als Teil der Berechnungen für diese Lösungen bestimmt der Prozessor somit zuerst Kalman-Vestärkungsvektoren $g_n^0(k)$ – $g_n^M(k)$ (einen für jeden der N Satelliten) zum Aktualisieren aller Zustände entsprechender hybrider Zustandsvektoren ΔX_0 – ΔX_M . Das Aktualisieren dieser Zustandsvektoren aktualisiert auch entsprechende Lösung $\Delta r_0(k)$ und Teillösungen $\Delta r_1(k)$ – $\Delta r_M(k)$. Der m-te Kalman-Vestärkungsvektor $g_n^m(k)$ ist definiert als

$$g_n^m(k) = \frac{P_m(k)h_n}{h_n^T P_m(k)h_n + r}$$

[0070] In dieser Beziehung ist $P_m(k)$ die Fehler-Kovarianzmatrix für den m-ten Empfänger und h_n ist eine $1H(20 + N)$ -Meßmatrix, die die Kombinationen von Fehlerzuständen die in der m-ten Messung enthalten sind,

auswählt. h_n ist definiert als

$$h_n^T = [0_3 \ 0_3 \ -U_n \ 1 \ 0 \ 0_3 \ 0_3 \ 0 \ h_e]$$

wobei 0_3 ein Drei-Element-Nullvektor und U_n ein 3-Element-Sichtlinien- oder Einheitsrichtungsvektor ist, der von dem m-ten Bodenempfänger aus auf den n-ten Satelliten zeigt. (Die Komponenten des Sichtlinienvektors werden in der klassischen Navigationsgeometrie als Richtungskosinus bezeichnet.) h_e ist ein N-Element-Vektor, wie etwa $(0, 0, \dots, 1, \dots, 0)$, der die assoziierten Glättungsfehlerzustände auswählt, die an der GPS-Messung beteiligt sind, wobei alle Elemente mit Ausnahme des n-ten auf null gesetzt sind. Die Dimensionen von h hängen von der Anzahl der Zustände in dem Kalmanfilter ab. r ist die Trägermessungs-Rauschvarianz und ist definiert als

$$r = \frac{\sigma_{cr-rec}^2}{M} + \sigma_{cr-air}^2$$

für das Hauptfilter und

$$r = \frac{\sigma_{cr-rec}^2}{M-1} + \sigma_{cr-air}^2$$

für die Teilfilter.

[0071] In der Kalman-Verstärkungsgleichung liegt n im Bereich von 1 bis N für jedes $m = 1$ bis M . Dieser Teil der „n-Schleife“ zur Bestimmung der Kalman-Verstärkung zeigt, daß diese Kalmanfilter-Implementierung nicht einem Batch-Verarbeitungsansatz, sondern einem Ansatz von Messung für Messung folgt. Obwohl die beiden Ansätze mathematisch äquivalent sind, reduziert der Ansatz der Messung für Messung die Anzahl der für die Kalmanfilter-Berechnungen erforderlichen Prozessoroperationen.

[0072] Mit den Kalman-Verstärkungsvektoren kann der Prozessor nun die hybriden Zustandsvektoren $\Delta X_0 - \Delta X_M$ aktualisieren und dadurch die Positionslösungen $\Delta r_0(k) - \Delta r_M(k)$ bestimmen, wie die Blöcke **408** und **410** angeben. Es folgen die rekursiven Aktualisierungen:

$$\Delta X_0(k) = \Delta X_0(k) + g_n^0(k)[\Delta p_n^0(k) - h_n^T \Delta X_0(k)]$$

$$\Delta X_m(k) = \Delta X_m(k) + g_n^m(k)[\Delta p_n^m(k) - h_n^T \Delta X_m(k)]$$

[0073] Dabei sind $\Delta p_n^m(k)$ sequentiell aktualisierte Meßvektoren mit $\Delta p_i^m(k) = \Delta p_{meas}^m(k)$. Die Aktualisierung stammt aus der Änderung von $r_m(k)$ in jeder Iteration für $n = 1$ bis N .

[0074] Nach dem Aktualisieren der hybriden Zustandsvektoren $\Delta X_0 - \Delta X_M$, die die entsprechenden Lösungen $\Delta r_0(k) - \Delta r_M(k)$ umfassen, bestimmt der Prozessor die lateralen und vertikalen Abstände, Fehlerparameter und Schutzgrenzen. Wie **Fig. 4** zeigt, bedingt dies die Ausführung der Blöcke **412**, **414** und **416**.

[0075] Genauer gesagt berechnet der Prozessor im Block **412** laterale Abstände $b_{L1}(k) - b_{LM}(k)$ und vertikale Abstände $b_{V1}(k) - b_{VM}(k)$. Die beispielhafte Ausführungsform definiert Abstände $b_{L1}(k) - b_{LM}(k)$ als

$$b_{LM}(k) = \sqrt{(\Delta r_0(L) - \Delta r_m(L))^2}$$

wobei (L) laterale Komponenten der Positionslösungen bedeutet und der Zweckmäßigkeit halber die zeitliche Notation für die Lösungskomponenten weggelassen wurde. Ähnlich definiert die beispielhafte Ausführungsform die vertikalen Abstände $b_{V1}(k) - b_{VM}(k)$ als

$$b_{VM}(k) = \sqrt{(\Delta r_0(V) - \Delta r_m(V))^2}$$

wobei (V) die vertikale Komponente der Hauptlösung und der m-ten Teillösung bedeutet und wieder der Zweckmäßigkeit halber die zeitliche Notation weggelassen wurde.

[0076] Die Funktionsweise schreitet dann zum Block **414** voran.

[0077] Im Block **414** bestimmt der Prozessor die lateralen und vertikalen Fehlerparameter $A_{L1}(k) - A_{LM}(k)$ und

$A_{V1}(k) - A_{VM}(k)$ aus Fehlerkovarianzmatrizen $P_1(k) - P_M(k)$.

[0078] Die lateralen und vertikalen Parameter werden definiert als

$$A_{Lm}(k) = \sqrt{\text{VAR}_{Lm}(k)} Q^{-1}(P_{MD})$$

$$A_{Vm}(k) = \sqrt{\text{VAR}_{Vm}(k)} Q^{-1}(P_{MD})$$

wobei VAR_{Lm} und VAR_{Vm} die lateralen und vertikalen Varianzen aus der m-ten Kovarianzmatrix bedeuten; P_{MD} eine gegebene Wahrscheinlichkeit verfehlter Detektion ist; und Q^{-1} den Kehrwert der wohlbekannten normierten kumulativen Verteilungsfunktion $Q(x)$ bedeutet. Die Fehlerkovarianzmatrizen $P_1(k) - P_M(k)$, die die Statistik definieren, einschließlich der lateralen und vertikalen Varianzen, der entsprechenden Teillösungsfehler, folgen der rekursiven Relation

$$P_m(k) = P_m(k) - g_n^m(k) h_n^T P_m(k)$$

wobei m im Bereich von 1 bis M liegt.

[0079] Im Block **416** verwendet der Prozessor dann die Abstands- und die Fehlerparameter zur Berechnung der lateralen und vertikalen Schutzgrenzen $LPL(k)$ und $VPL(k)$ gemäß

$$LPL(k) = \max\{LPL_H0(k), LPL_H1(k)\}$$

$$VPL(k) = \max\{VPL_H0(k), VPL_H1(k)\}$$

welche mit Ausnahme der iterativen Notation derselben Form und denselben Definitionen wie bei der ersten Ausführungsform in den Gleichungen 20–25 folgen. Wegen der rekursiven Ableitung der Lösungen $\Delta r_0 - \Delta r_M$ und genauer gesagt der Fehlerkovarianzmatrizen $P_1(k) - P_M(k)$ enthalten die Schutzgrenzen jedoch nicht nur Trägheitsdaten, sondern auch derzeitige und vergangene GPS-Messungs- und Korrekturdaten.

[0080] Nachdem man die lateralen und vertikalen Schutzgrenzen bestimmt hat, führt der Prozessor **144** den Block **418** aus, der einen Vergleich dieser mit jeweiligen vorbestimmten lateralen und vertikalen Alarmgrenzen LAL und VAL bedingt. Wenn entweder die laterale Schutzgrenze oder die vertikale Schutzgrenze ihre Alarmgrenze überschreitet, signalisiert der Prozessor dem Flugzeugcockpit, wodurch der Pilot auf den Integritätsausfall hingewiesen wird. Wenn der tatsächliche laterale oder vertikale Abstand zwischen der m-ten Lösung Δr_m und der Hauptpositionslösung Δr_0 eine Schwelle auf der Basis einer gewählten Wahrscheinlichkeit der Falschdetektion überschreitet, setzt der Prozessor ein Mißerfolg-Flag, das einen Bodenempfängerfehler anzeigt.

[0081] Im Block **420** berechnet der Prozessor Winkel- und/oder lineare Kursabweichungen auf der Basis der Hauptpositionslösung und des Referenzweges zu dem Autopilotensystem **140**. Als Reaktion korrigiert oder justiert das Autopilotensystem automatisch den Gleitweg des Flugzeugs, wie in Block **422** angegeben.

[0082] Um die k-te Iteration abzuschließen, projiziert oder propagiert der Prozessor wie im Schritt **424** angegeben eine Iteration nach vorne. Dies bedingt das Bestimmen der nächsten oder $(k + 1)$ -ten hybriden Zustandsvektoren $\Delta X_0(k + 1)$ bis $\Delta X_m(k + 1)$ unter Verwendung von

$$\Delta X_m(k + 1) = \Phi(k) \Delta X_m(k)$$

und das Schätzen der $(k + 1)$ -ten Fehlerkovarianzmatrizen $P_0(k + 1)$ bis $P_M(k + 1)$ unter Verwendung von

$$P_m(k + 1) = \Phi(k) P_m(k) \Phi(k)^T + Q_{mm}(k)$$

[0083] In diesen Relationen ist $\Phi(k)$ die Zustandsübergangsmatrix in bezug auf den k-ten hybriden Zustandsvektor zu der nächsten $(k + 1)$ -ten Schätzung gemäß der durch das linearisierte Trägheitsfehlermodell der Gleichungen 27–29 definierten Trägheitsdynamik. Und $Q_{mm}(k)$ ist die Rauschkovarianzmatrix gegeben durch

$$Q_{mm}(k) = E[v(k)v(k)^T]$$

wobei $v(k)$ der Prozeßrauschvektor ist, der das Rauschen in den Trägheitsmessungen definiert.

[0084] Bei Implementierungen, die Trägerglättung verwenden, werden die Differentialkorrekturen stark korreliert sein und widersprechen somit einer herkömmlichen Kalmanfilterungsannahme, daß die Beobachtungen, das heißt Meßdaten, wie etwa die Differentialkorrekturen, unkorreliert sind. Um die in diesen Implementierungen vorliegende Korrelation zu kompensieren, erweitert somit die beispielhafte Ausführungsform den 20-Zustand-Fehlervektor mit N zusätzlichen Fehlerzuständen Δe_n , die den Glättungsfehler, das heißt, den sich aus der Verwendung der Trägerglättung ergebenden Fehler, schätzen. Das Glättungsfilter ist einem Signalblock äquivalent, der die korrekte Pseudoentfernung bereitstellt, wobei Trägerrauschen nur mit dem Glättungsfehler Δe_n summiert wird, der durch Filtern von weißem Rauschen durch ein lineares Filter erster Ordnung mit einer Zeitkonstante von 100 Sekunden erhalten wird. Eine Komplikation besteht darin, daß $M + 1$ unabhängige Rauschbeiträge vorliegen (einer aus jedem der M Bodenempfänger und einer aus dem Korrekturdatenempfänger in der Landeeinheit). Unter normalen Bedingungen wurden alle M Rauschbeiträge lange genug (etwa 200 Sekunden lang) gefiltert, um Konvergenz sicherzustellen, bevor sie in den Kalmanfiltern benutzt werden. Das zu den Glättungsfehlerzuständen addierte Prozeßrauschen q_e sollte dem empfangenen σ_{pr-grd} entsprechen.

$$\Delta e(k+1) = e_r^T \Delta e(k) + w$$

[0085] Die beispielhafte Ausführungsform leitet das Prozeßrauschen q_e folgendermaßen ab:

$$P_e(k+1) = e^{-2\frac{T}{\tau}} P_e(k) + q_e$$

[0086] Die Varianzaktualisierung ist ($q_e = E[W^2]$).

[0087] Bei stationären (oder sich langsam ändernden) Bedingungen $p_e(k+1) \cdot P_e(k)$, so daß das Prozeßrauschen q_e gegeben wird durch

$$q_e = (1 - e^{-2\frac{T}{\tau}}) p_e$$

[0088] Für das Hauptfilter ist die Rauschvarianz

$$p_e = \sigma_{pr-grd}^2 + \sigma_{pr-air}^2$$

[0089] Und für die Teilfilter ist die Rauschvarianz

$$p_e = \frac{M}{M-1} \sigma_{pr-grd}^2 + \sigma_{pr-air}^2$$

[0090] Wenn Satelliten aufgrund von Maskierung während Manövern oder Störungen vorübergehend von der Landeeinheit verloren werden, startet die beispielhafte Ausführungsform die Glättungsfilter neu. Im allgemeinen wird es bei einem Standard-LAAS bis zu 200 Sekunden dauern, bevor der Satellit konvergiert hat. Die Filter der beispielhaften Ausführungsform werden die trägheitsartig propagierten Informationen und anderen Satellitenmessungen verwenden, um die ursprüngliche Genauigkeit wiederherzustellen. Dieser Mechanismus funktioniert gleichgültig, wie viele Satelliten verlorengehen. Wenn vorübergehend alle Satelliten verlorengehen, basiert die Wiederherstellung völlig auf trägheitsartig propagierten Informationen. Darüber hinaus bleibt die Integrität vom Lenksignal durchweg in dieser Periode gültig.

[0091] Nach dem Abschluß der Aktualisierung (angegeben in Block 424) kehrt der Prozeß zum Block 402 zurück, um die gesamte in Fig. 4 gezeigte Prozeßschleife zu wiederholen.

[0092] Kurz gefaßt, schafft die zweite Ausführungsform eine einfache Kalmanfilter-Erweiterung der ersten Ausführungsform, die nicht nur Trägheitsdaten, sondern auch derzeitige und vergangene GPS-Messungs- und Korrekturdaten in die Positionslösungs- und Schutzgrenzenberechnungen integriert. Die vergangenen Daten ersetzen effektiv etwaige unverfügbare Pseudoentfernungsmessdaten, die andernfalls die Berechnung der Schutzgrenze verhindern würden, so daß der Prozessor die Schutzgrenze ohne Unterbrechung berechnen kann.

[0093] Darüber hinaus stellt der Korrekturdaten-Ausschließungsmechanismus in den Teilfiltern sicher, daß mindestens ein Teilfilter, das heißt mindestens eine Teillösung, gegenüber Fehlschlägen oder Ausfällen von Bodenempfängern immun bleibt. Sogar wenn der Ausfall über eine lange Zeit auftritt, gibt das Teilfilter immer

noch eine echte Referenz zur Integritätsüberwachung. Und die Integration von Trägheitsdaten in die Kalmanfilter ermöglicht es der Landeeinheit, durch den größten Teil oder das ganze aus unzureichenden Satelliten- oder Korrekturdaten stammende hindurchzuoperieren oder freizufiegen.

Schlußbemerkungen

[0094] Als Weiterentwicklung der Technik hat der Erfinder einzigartige Systeme und Verfahren zur bodenergänzten Funknavigation dargestellt, die sich an die Zuverlässigkeits- und Kontinuitätsunzulänglichkeiten herkömmlicher bodenergänzter GPS-Navigations- und Lenksysteme wenden. Insbesondere berechnet eine Ausführungsform eine Positionslösung auf der Basis von GPS-Satelliten und verwendet Korrekturdaten von Bodenempfängern, um eine oder mehrere Positionsteillösungen zu entwickeln. Abstände oder Differenzen zwischen der Positionslösung und Teillösungen und Teillösungsfehlervarianzen werden verwendet, um Genauigkeits- oder Schutzgrenzen zu bestimmen. Eine weitere Ausführungsform folgt einer ähnlichen Methodologie unter Verwendung von Kalman-Filterungstechniken, um vergangene und derzeitige Trägheitsdaten und Korrekturdaten in die Berechnungen von Lösungen und Teillösungen zu integrieren, wodurch es möglich wird, sich während des Verlusts von Satelliten- oder Korrekturdaten weiter auf das System zu verlassen.

Bezugszeichenliste

Fig. 1

130	GPS-EMPFÄNGER
140	LANDEEINHEIT
144	PROZESSOR
146	SPEICHER
150	AUTOPILOTSYSTEM
142	KORREKTURDATEN-EMPFÄNGER
120	KORREKTURDATEN-SENDER
110	DATENKORREKTUR-PROZESSOR
1, 2, 3, M	GPS-EMPFÄNGER

Fig. 2

202	EMPFÄNGER- UND KORREKTURDATEN ERHALTEN
204	KORREKTURVEKTOREN BESTIMMEN
206	MESSUNGSVEKTOREN BESTIMMEN
208	HAUPT-POSITIONSLÖSUNG BESTIMMEN
210	POSITIONS-TEILLÖSUNGEN BESTIMMEN
212	ABSTÄNDE BESTIMMEN
214	FEHLERPARAMETER BESTIMMEN
216	SCHUTZGRENZEN BESTIMMEN
218	AUF INTEGRITÄTSAUSFALL ÜBERPRÜFEN
220	KURSABWEICHUNGEN BESTIMMEN
222	KURSABWEICHUNGEN AUSGEBEN

Patentansprüche

1. Verfahren zur Bestimmung der Genauigkeit einer von einem Differential-Positionsbestimmungssystem bereitgestellten Positionslösung, wobei das System (**100**) eine Vielzahl von Bodenempfängern (**1, 2, 3, ..., N**) enthält, wobei jeder Bodenempfänger eine Vielzahl von Satellitensignalen von einer entsprechenden Vielzahl von Satellitensendern (**1, 2, 3, ..., M**) verfolgt und wobei sich jeder Bodenempfänger an einer bekannten Position befindet, um eine empfängerspezifische Differentialkorrektur für jedes der Vielzahl von Satellitensignalen abzuleiten, wobei das Verfahren die folgenden Schritte umfaßt:

Bestimmen (**204**) von Korrekturdaten für jedes der Vielzahl von Satellitensignalen, wobei die Korrekturdaten für jedes der Vielzahl von Satellitensignalen auf einem Mittelwert der aus allen der Vielzahl von Bodenempfängern abgeleiteten empfängerspezifischen Differentialkorrekturen basiert;

Bestimmen (**206**) einer oder mehrerer Teilmengen der Korrekturdaten für jedes der Vielzahl von Satellitensignalen, wobei jede der einen oder mehrerer Teilmengen der Korrekturdaten auf einem Mittelwert einer jeweiligen Teilmenge der aus einer jeweiligen Teilmenge der Vielzahl von Bodenempfängern abgeleiteten empfängerspezifischen Differentialkorrekturen basiert;

- Bilden **(208)** der Positionslösung unter Verwendung der Vielzahl von Satellitensignalen und der Korrekturdaten für jedes der Vielzahl von Satellitensignalen;
- Bilden **(210)** einer oder mehrerer Positionsteillösungen unter Verwendung der Vielzahl von Satellitensignalen und der einen oder mehreren Teilmengen der Korrekturdaten, wobei jede der einen oder mehreren Positionsteillösungen auf der Vielzahl von Satellitensignalen und einer jeweiligen Teilmenge der Korrekturdaten für jedes der Vielzahl von Satellitensignalen basiert; und
- Berechnen **(212)** eines oder mehrerer Abstände als Funktion einer Differenz zwischen der Positionslösung und jeder der einen oder mehreren Positionsteillösungen, wobei der eine bzw. die mehreren Abstände einen Hinweis für die Genauigkeit der Positionsteillösung liefern.
2. Verfahren nach Anspruch 1, wobei der eine bzw. die mehreren Abstände zur Bestimmung **(216)** einer Schutzgrenze für die Positionslösung verwendet werden.
 3. Verfahren nach Anspruch 1, wobei der Mittelwert der aus allen der Vielzahl von Bodenempfängern **(1, 2, 3, ..., M)** abgeleiteten empfängerspezifischen Differentialkorrekturen und der Mittelwert der jeweiligen Teilmenge der aus einer jeweiligen Teilmenge der Vielzahl von Bodenempfängern abgeleiteten empfängerspezifischen Differentialkorrekturen gleichförmige oder ungleichförmige gewichtete Mittelwerte sind.
 4. Verfahren nach Anspruch 1, wobei die Positionslösung und jede der einen oder mehreren Positionsteillösungen aus Kleinstquadratschätzung abgeleitet werden.
 5. Verfahren nach Anspruch 1, wobei die jeweilige Teilmenge der Vielzahl von Bodenempfängern **(1, 2, 3, ..., M)** mit einem gesonderten Bodenempfänger assoziiert wird und wobei die jeweilige Teilmenge der Vielzahl von Bodenempfängern alle bis auf den einen gesonderten Bodenempfänger enthält.
 6. Verfahren nach Anspruch 5, wobei in der jeweiligen Teilmenge der aus einer jeweiligen Teilmenge der Vielzahl von Bodenempfängern **(1, 2, 3, ..., M)** abgeleiteten empfängerspezifischen Differentialkorrekturen die aus dem einen gesonderten Bodenempfänger abgeleiteten empfängerspezifischen Differentialkorrekturen ausgeschlossen sind.
 7. Verfahren nach Anspruch 1, wobei die Positionslösung für ein Fahrzeug bereitgestellt wird, wobei die jeweilige Teilmenge der Vielzahl von Bodenempfängern **(1, 2, 3, ..., M)** alle bis auf einen gesonderten Bodenempfänger enthält und das Verfahren ferner den Schritt des Bestimmens **(216)** einer Schutzgrenze der Positionslösung für das Fahrzeug auf der Basis mindestens eines der Abstände umfaßt.
 8. Verfahren nach Anspruch 7, wobei die Schutzgrenze seitliche und vertikale Komponenten enthält.
 9. Verfahren nach Anspruch 7, wobei das Fahrzeug ein Flugzeug ist.
 10. Verfahren nach Anspruch 9, wobei das System ein Local Area Augmentation System (LAAS) ist und wobei die eine bzw. die mehreren Teilmengen der Korrekturdaten, die jeweils auf dem Mittelwert der jeweiligen Teilmenge der empfängerspezifischen Differentialkorrekturen basieren, aus einer Vielzahl von B Werten für jedes der Vielzahl von Satellitensignalen bestimmt werden und wobei jede der einen oder mehreren Teilmengen der Korrekturdaten aus einem jeweiligen der Vielzahl von B Werten bestimmt wird.
 11. Verfahren nach Anspruch 10, wobei der jeweilige eine der Vielzahl von B Werten mit dem einen gesonderten Bodenempfänger assoziiert wird und wobei in der jeweiligen Teilmenge der empfängerspezifischen Differentialkorrekturen die aus dem einen gesonderten Bodenempfänger abgeleiteten empfängerspezifischen Differentialkorrekturen ausgeschlossen sind.
 12. Verfahren nach Anspruch 7, wobei die Positionslösung und jede der einen oder mehreren Positionsteillösungen unter Verwendung von Kalman-Filterung berechnet werden.
 13. Verfahren nach Anspruch 12, wobei die Kalman-Filterung Trägheitssensordaten in die Berechnung **(208; 210)** der Positionslösung und jeder der einen oder mehreren Positionsteillösungen aufnimmt, wobei die Trägheitssensordaten ein Bewegungsdatenelement des Fahrzeugs bereitstellen.
 14. Verfahren nach Anspruch 7, ferner mit den folgenden Schritten:
Vergleichen **(218)** der Schutzgrenze mit einer Alarmgrenze; und
Signalisieren eines Integritätsausfalls, wenn die Schutzgrenze die Alarmgrenze übersteigt.

15. Maschinenlesbares Medium, in dem das Verfahren nach einem der Ansprüche 7 bis 14 als durch einen an Bord des Fahrzeugs befindlichen Prozessor ausführbare Maschinensprachenanweisungen realisiert sind.

Es folgen 2 Blatt Zeichnungen

Anhängende Zeichnungen

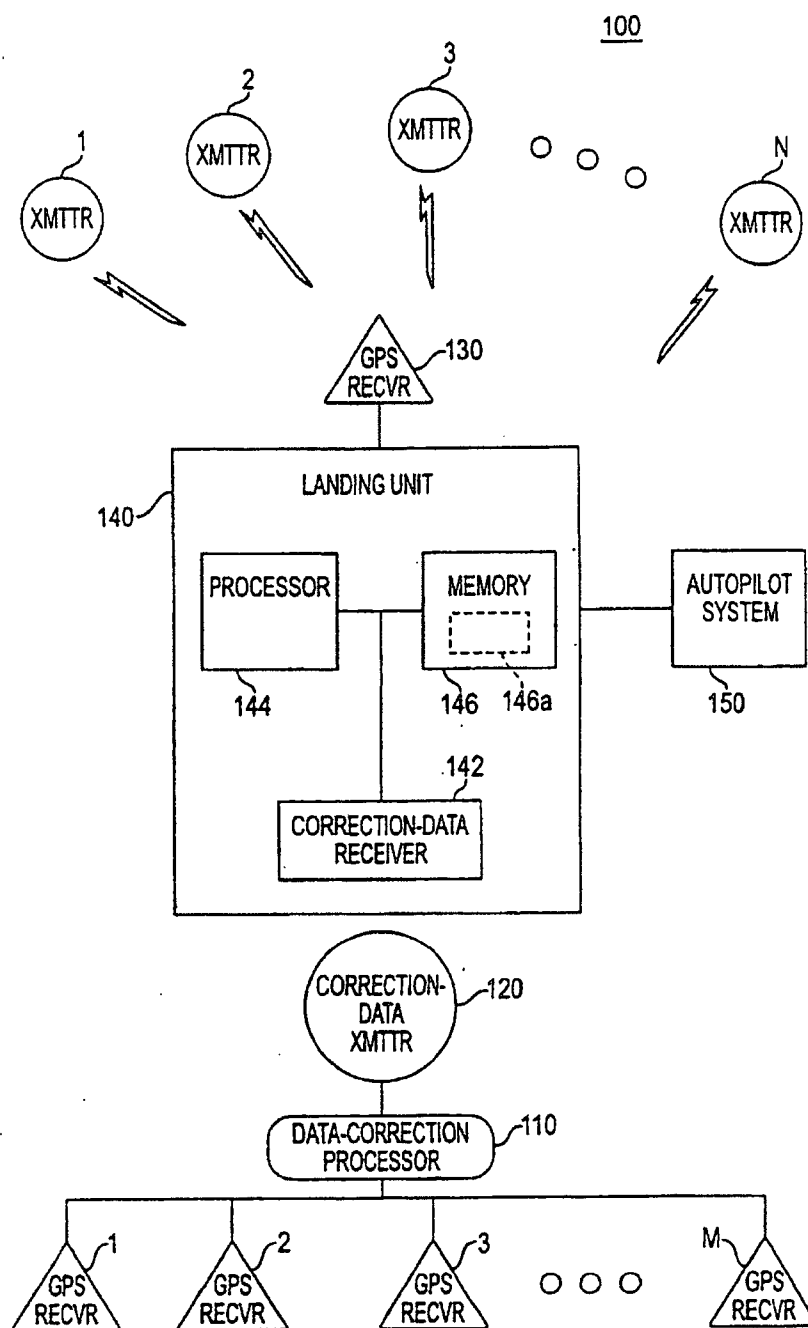


FIG. 1

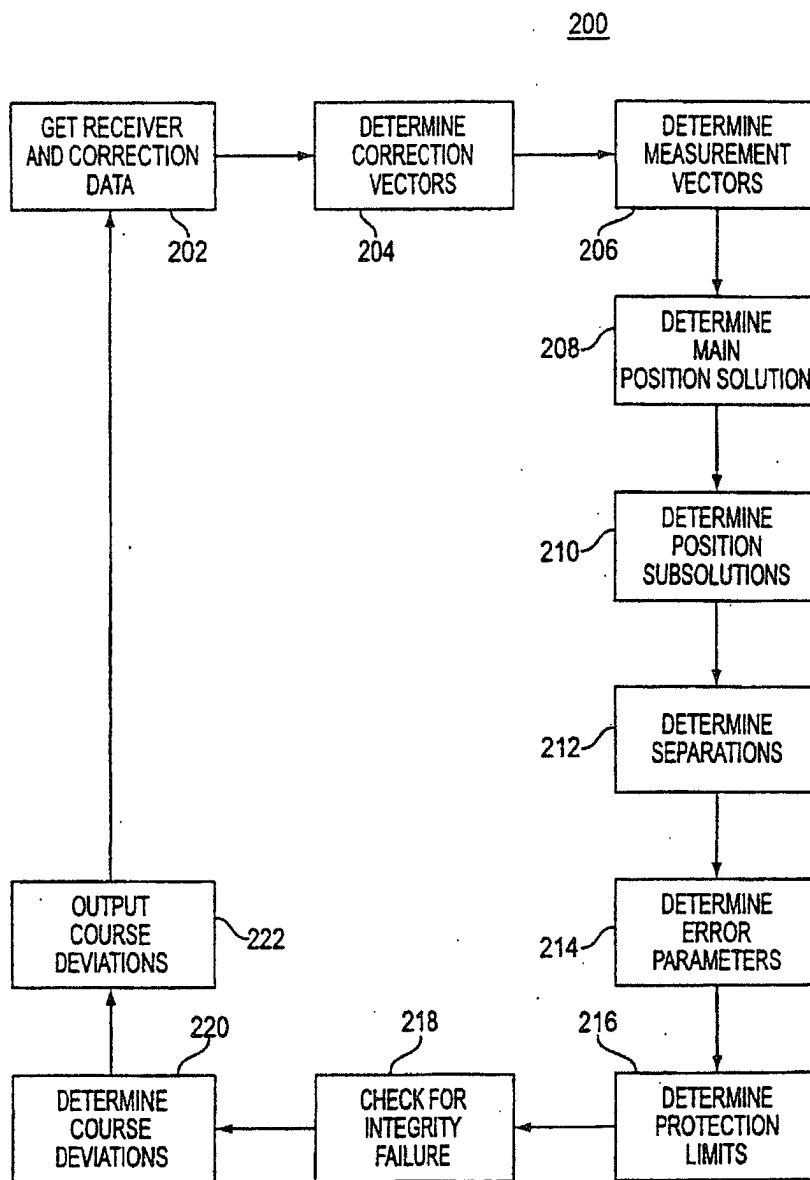


FIG. 2