

|                                                                                   |                                    |                                                            |
|-----------------------------------------------------------------------------------|------------------------------------|------------------------------------------------------------|
|  | (19) 대한민국특허청(KR)<br>(12) 공개특허공보(A) | (11) 공개번호 10-2014-0020082<br>(43) 공개일자 2014년02월18일         |
| (51) 국제특허분류(Int. Cl.)<br>G01S 19/07 (2010.01) G01S 19/41 (2010.01)                |                                    | (71) 출원인<br>인하대학교 산학협력단<br>인천광역시 남구 인하로 100, 인하대학교 (용현동)   |
| (21) 출원번호 10-2012-0086540                                                         |                                    | (72) 발명자<br>박관동<br>인천광역시 남구 인하로 100, 4호관 305호 (용현동, 인하대학교) |
| (22) 출원일자 2012년08월08일<br>심사청구일자 2012년08월08일                                       |                                    | 김군택<br>서울특별시 성북구 동소문로34길 24, 107동 1108호 (돈암동, 삼성아파트)       |
|                                                                                   |                                    | (74) 대리인<br>윤재석, 한지희, 권영규                                  |

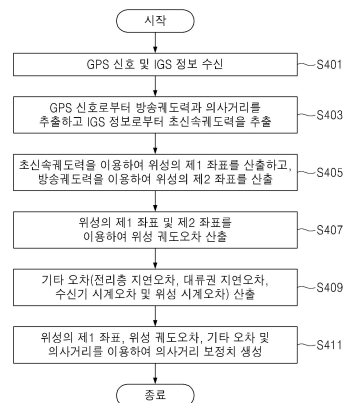
전체 청구항 수 : 총 6 항

(54) 발명의 명칭 초신속궤도력을 이용한 GPS 측위 시스템 및 이의 GPS 측위 방법

### (57) 요약

GPS(Global Positioning System) 측위 방법 및 GPS 측위 시스템이 개시된다. 본 발명의 GPS 측위 방법은, GPS 위성으로부터 GPS 위성 정보를 수신하고 IGS(International GPS Service) 시스템으로부터 초신속궤도력을 수신하는 단계, 및 상기 초신속궤도력 및 상기 GPS 위성 정보에 기초하여 보정치를 생성하는 단계를 포함한다.

대표도 - 도3



이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호 43855-1

부처명 국토해양부

연구사업명 해양안전 및 해양교통시설 기술 개발사업

연구과제명 지상파 DMB기반 DGPS 서비스 광역화 및 상용화 기술 개발

기 여 율 1/1

주관기관 인하대학교산학협력단

연구기간 2011.08.01 ~ 2012.07.31

---

## 특허청구의 범위

### 청구항 1

GPS(Global Positioning System) 위성으로부터 GPS 위성 정보를 수신하고 IGS(International GPS Service) 시스템으로부터 초신속궤도력을 수신하는 단계; 및

상기 초신속궤도력 및 상기 GPS 위성 정보에 기초하여 보정치를 생성하는 단계를 포함하는 GPS 측위 방법.

### 청구항 2

제1항에 있어서, 상기 보정치 생성 단계는

상기 초신속궤도력에 기초하여 상기 GPS 위성의 위치를 산출하는 단계; 및

상기 GPS 위성의 위치와 상기 GPS 위성 정보를 비교하는 단계를 포함하는 GPS 측위 방법.

### 청구항 3

제2항에 있어서, 상기 보정치는

상기 GPS 위성과 기준국 간의 실제거리와 상기 GPS 위성 정보에 포함된 의사거리의 차이이며,

상기 실제거리는

상기 GPS 위성과 상기 기준국 간의 거리에 오차항을 합산한 것이고,

상기 오차항은

상기 초신속궤도력과 방송궤도력에 기초하여 산출되는 위성궤도오차를 포함하는 GPS 측위 방법.

### 청구항 4

외부 IGS 분석센터로부터 IGS 정보를 수신하는 IGS 정보 수신부;

상기 수신한 IGS 정보로부터 초신속궤도력을 추출하는 초신속궤도력 추출부;

GPS 위성으로부터 GPS 데이터를 수신하는 GPS 수신부;

상기 GPS 데이터로부터 위성정보를 추출하는 위성정보 추출부; 및

상기 초신속궤도력 및 상기 위성정보에 기초하여 보정치를 생성하는 보정정보 생성부를 포함하는 GPS 측위 시스템.

### 청구항 5

제4항에 있어서, 상기 보정정보 생성부는

상기 초신속궤도력에 기초하여 상기 GPS 위성의 위치를 산출하고, 상기 GPS 위성의 위치를 상기 위성정보와 비교하는 GPS 측위 시스템.

### 청구항 6

제5항에 있어서, 상기 보정정보 생성부는

상기 GPS 위성의 위치와 상기 기준국의 위치 간의 거리에 오차항을 조합하여 실제거리를 산출하고,

상기 실제거리와 상기 위성정보에 포함된 의사거리의 차를 보정치로 산출하며,

상기 오차항은

상기 GPS 위성의 위치와 상기 기준국의 위치 간의 거리 및 상기 위성정보에 포함된 방송궤도력을 이용하여 산출된 GPS 위성의 위치와 상기 기준국의 위치 간의 거리의 차이에 기초하여 산출되는 위성궤도오차를 포함하는 GPS 측위 시스템.

## 명세서

### 기술 분야

[0001] 본 발명은 GPS 측위 시스템 및 이의 GPS 측위 방법에 관한 것으로, 보다 상세하게는 초신속궤도력을 이용한 GPS 측위 시스템 및 이의 GPS 측위 방법에 관한 것이다.

### 배경 기술

[0002] GPS는 항공기, 차량, 선박 등의 항법뿐만 아니라 측량, 지도제작, 건축 등의 산업분야에서도 활용되고 있으며, 최근에는 위치기반서비스 등의 새로운 분야로 확대되고 있다. 이에 따라 사용자들은 높은 정확도를 필요로 하고 있다.

[0003] GPS 측위 방법 중 DGPS(Differential Global Positioning System)는 기준국에서 제공하는 보정정보를 이용하여 사용자측에서 오차를 보정함으로써 측위 오차를 감소시키는 방법이다. 기준국에서 전송하는 보정정보에는 의사거리 보정치가 포함되어 있다. 의사거리 보정치는 위성과 기준국 간의 계산된 실제 거리(True Range; TR)와 GPS 관측치에 있는 의사거리(Pseudo Range; PR)의 차이이다.

[0004] 한편, IGS(International Global Positioning System Service)는 국제 GPS기구로서 GPS 위성의 궤도력 정보와 위성시계오차 정보 등을 제공하고 있으며, IGS에서 제공하는 궤도력의 종류에는 정밀궤도력, 신속궤도력, 초신속궤도력, 방송궤도력이 있다. 정밀궤도력의 궤도력 정보는 2.5cm 수준의 정확도를 갖는다. 초신속궤도력은 3cm~5cm 수준의 궤도력 정확도를 갖지만, 24시간 후까지 예측한 궤도력이 포함되어 있기 때문에 실시간 및 준실시간 응용이 가능한 장점이 있다.

[0005] 종래에는 GPS 위성으로부터 수신되는 방송궤도력을 이용하여 위성의 위치를 계산하고 기준국의 위치와 비교하여 위성과 기준국 간의 실제 거리를 구하였으나, 방송궤도력에 있는 궤도정보의 정확도는 100cm 수준이어서 위성의 정밀한 위치 계산이 불가능하였다.

### 발명의 내용

#### 해결하려는 과제

[0006] 본 발명이 이루고자 하는 기술적인 과제는 초신속궤도력을 이용하여 보다 정확한 보정치를 생성하는 GPS 측위 시스템 및 이의 GPS 측위 방법을 제공하는 것이다.

#### 과제의 해결 수단

[0007] 상기 기술적 과제를 달성하기 위한 본 발명의 일 실시예에 따른 GPS 측위 방법은 GPS(Global Positioning System) 위성으로부터 GPS 위성 정보를 수신하고 IGS(International GPS Service) 시스템으로부터 초신속궤도력을 수신하는 단계 및 상기 초신속궤도력 및 상기 GPS 위성 정보에 기초하여 보정치를 생성하는 단계를 포함한다.

[0008] 상기 보정치 생성 단계는 상기 초신속궤도력에 기초하여 상기 GPS 위성의 위치를 산출하는 단계 및 상기 GPS 위성의 위치와 상기 GPS 위성 정보를 비교하는 단계를 포함할 수 있다.

[0009] 상기 보정치는 상기 GPS 위성과 기준국 간의 실제거리와 상기 GPS 위성 정보에 포함된 의사거리의 차이이며, 상기 실제거리는 상기 GPS 위성과 상기 기준국 간의 거리에 오차항을 합산한 것이고, 상기 오차항은 상기 초신속궤도력과 방송궤도력에 기초하여 산출되는 위성궤도오차를 포함할 수 있다.

[0010] 상기 기술적 과제를 달성하기 위한 본 발명의 일 실시예에 따른 GPS 측위 시스템은 외부 IGS 분석센터로부터 IGS 정보를 수신하는 IGS 정보 수신부, 상기 수신한 IGS 정보로부터 초신속궤도력을 추출하는 초신속궤도력 추출부, GPS 위성으로부터 GPS 데이터를 수신하는 GPS 수신부, 상기 GPS 데이터로부터 위성정보를 추출하는 위성정보 추출부 및 상기 초신속궤도력 및 상기 위성정보에 기초하여 보정치를 생성하는 보정정보 생성부를 포함한다.

[0011] 상기 보정정보 생성부는 상기 초신속궤도력에 기초하여 상기 GPS 위성의 위치를 산출하고, 상기 GPS 위성의 위치를 상기 위성정보와 비교할 수 있다.

[0012] 상기 보정정보 생성부는 상기 GPS 위성의 위치와 상기 기준국의 위치 간의 거리에 오차항을 조합하여 실제거리를 산출하고, 상기 실제거리와 상기 위성정보에 포함된 의사거리의 차를 보정치로 산출하며, 상기 오차항은 상기 GPS 위성의 위치와 상기 기준국의 위치 간의 거리 및 상기 위성정보에 포함된 방송궤도력을 이용하여 산출된 GPS 위성의 위치와 상기 기준국의 위치 간의 거리의 차이에 기초하여 산출되는 위성궤도오차를 포함할 수 있다.

### 발명의 효과

[0013] 본 발명에 따른 GPS 측위 시스템 및 이의 GPS 측위 방법은 초신속궤도력을 이용하여 위성의 위치를 계산하고 이에 기초하여 보정치를 생성함으로써 보다 정확한 보정치를 생성하는 효과가 있다.

### 도면의 간단한 설명

[0014] 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 DGPS(Differential Global Positioning System) 시스템을 나타내는 개략적인 블록도이다.

도 2는 도 1에 도시된 기준국을 보다 자세하게 나타낸 블록도이다.

도 3은 본 발명의 다른 실시예에 따른 GPS 측위 방법을 나타낸 순서도이다.

도 4는 위성 위치의 기하학적 거리를 방송궤도력 및 초신속궤도력을 이용하여 산출하였을 때 발생하는 오차를 나타낸 도면이다.

### 발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0015] 본 명세서 또는 출원에 개시되어 있는 본 발명의 실시 예들에 대해서 특정한 구조적 내지 기능적 설명들은 단지 본 발명에 따른 실시 예를 설명하기 위한 목적으로 예시된 것으로, 본 발명에 따른 실시 예들은 다양한 형태로 실시될 수 있으며 본 명세서 또는 출원에 설명된 실시 예들에 한정되는 것으로 해석되어서는 아니 된다.

[0016] 본 발명에 따른 실시 예는 다양한 변경을 가할 수 있고 여러 가지 형태를 가질 수 있으므로 특정 실시 예들을 도면에 예시하고 본 명세서 또는 출원에 상세하게 설명하고자 한다. 그러나, 이는 본 발명의 개념에 따른 실시 예를 특정한 개시 형태에 대해 한정하려는 것이 아니며, 본 발명의 사상 및 기술 범위에 포함되는 모든 변경, 균등물 내지 대체물을 포함하는 것으로 이해되어야 한다.

[0017] 제1 및/또는 제2 등의 용어는 다양한 구성 요소들을 설명하는데 사용될 수 있지만, 상기 구성 요소들은 상기 용어들에 의해 한정되어서는 안 된다. 상기 용어들은 하나의 구성 요소를 다른 구성 요소로부터 구별하는 목적으로만, 예컨대 본 발명의 개념에 따른 권리 범위로부터 이탈되지 않은 채, 제1 구성요소는 제2 구성요소로 명명될 수 있고, 유사하게 제2 구성요소는 제1 구성요소로도 명명될 수 있다.

[0018] 어떤 구성요소가 다른 구성요소에 "연결되어" 있다거나 "접속되어" 있다고 언급된 때에는, 그 다른 구성요소에 직접적으로 연결되어 있거나 또는 접속되어 있을 수도 있지만, 중간에 다른 구성요소가 존재할 수도 있다고 이해되어야 할 것이다. 반면에, 어떤 구성요소가 다른 구성요소에 "직접 연결되어" 있다거나 "직접 접속되어" 있다고 언급된 때에는, 중간에 다른 구성요소가 존재하지 않는 것으로 이해되어야 할 것이다. 구성요소들 간의 관계를 설명하는 다른 표현들, 즉 "~사이에"와 "바로 ~사이에" 또는 "~에 이웃하는"과 "~에 직접 이웃하는" 등도 마찬가지로 해석되어야 한다.

[0019] 본 명세서에서 사용한 용어는 단지 특정한 실시 예를 설명하기 위해 사용된 것으로, 본 발명을 한정하려는 의도가 아니다. 단수의 표현은 문맥상 명백하게 다르게 뜻하지 않는 한, 복수의 표현을 포함한다. 본 명세서에서, "포함하다" 또는 "가지다" 등의 용어는 실시된 특징, 숫자, 단계, 동작, 구성요소, 부분품 또는 이들을 조합한 것이 존재함을 지정하려는 것이지, 하나 또는 그 이상의 다른 특징들이나 숫자, 단계, 동작, 구성요소, 부분품 또는 이들을 조합한 것들의 존재 또는 부가가능성을 미리 배제하지 않는 것으로 이해되어야 한다.

[0020] 다르게 정의되지 않는 한, 기술적이거나 과학적인 용어를 포함해서 여기서 사용되는 모든 용어들은 본 발명이 속하는 기술 분야에서 통상의 지식을 가진 자에 의해 일반적으로 이해되는 것과 동일한 의미이다. 일반적으로 사용되는 사전에 정의되어 있는 것과 같은 용어들은 관련 기술의 문맥상 가지는 의미와 일치하는 의미인 것으로 해석되어야 하며, 본 명세서에서 명백하게 정의하지 않는 한, 이상적이거나 과도하게 형식적인 의미로 해석되지 않는다.

[0021] 이하, 첨부한 도면을 참조하여 본 발명의 바람직한 실시 예를 설명함으로써, 본 발명을 상세히 설명한다. 각 도

면에 제시된 동일한 참조부호는 동일한 부재를 나타낸다.

- [0022] 도 1은 본 발명의 일 실시예에 따른 DGPS(Differential Global Positioning System) 시스템을 나타내는 개략적인 블록도이다.
- [0023] 도 1을 참조하면, DGPS 시스템(1)은 기준국(100), IGS(International GPS Service) 시스템(200), GPS 위성(300) 및 수신기(400)를 포함한다.
- [0024] 기준국(100)은 GPS 위성(300)으로부터 GPS 위성 정보를 수신하여 방송궤도력 및 GPS 위성(300)과 기준국(100) 간의 의사거리(Pseudo Range; 이하 PR)를 추출하고, IGS 분석센터(200)로부터 IGS(International GPS Service) 정보를 수신하여 초신속궤도력을 추출한다. 기준국(100)은 초신속궤도력 및 GPS 위성 정보에 기초하여 의사거리 보정치(D)를 생성하여 수신기(400)로 전송하는데, 설명의 편의를 위해 이에 대하여는 도 2에서 보다 자세히 설명한다.
- [0025] IGS 분석센터(200)는 GPS 위성(300)으로부터 데이터를 수집하여 IGS 정보를 생성한다. 일례로, IGS 정보는 초신속궤도력 및 정밀 궤도력 등을 포함할 수 있다.
- [0026] GPS 위성(300)은 GPS 위성 정보를 IGS 분석센터(200), 기준국(100) 및 수신기(400)로 송신한다.
- [0027] 사용자 수신기(400)는 GPS 위성(300)으로부터 GPS 위성 정보를 수신하여 수신기(400)와 GPS 위성(300) 간의 의사거리를 추출할 수 있다. 수신기(400)는 의사거리에 기준국(100)으로부터 수신한 의사거리보정치를 적용하여, 기준국(100)과 사용자 수신기(400) 간의 공통오차를 제거할 수 있다.
- [0028] 도 2는 도 1의 기준국을 보다 자세하게 나타낸 블록도이다.
- [0029] 도 1 및 도 2를 참조하면, 기준국(100)에 구현되는 GPS 측위 시스템은 IGS 정보 수신부(110), 초신속궤도력 추출부(120), GPS 수신부(130), 위성정보 추출부(140) 및 보정정보 생성부(150)를 포함할 수 있다. 기준국(100)의 각각의 구성요소(element; 110, 120, 130, 140, 150)는 모듈(module)로 구현될 수 있다.
- [0030] IGS 정보 수신부(110)는 IGS 분석센터(200)로부터 IGS 정보를 수신한다. 초신속궤도력 추출부(120)는 수신한 IGS 정보 중에서 초신속궤도력을 추출한다. GPS 수신부(130)는 GPS 위성(300)으로부터 GPS 데이터를 수신한다. 위성정보 추출부(140)는 GPS 데이터로부터 위성정보를 추출한다. 위성정보에는 방송궤도력과 GPS 위성(300)과 기준국(100) 간의 의사거리가 포함될 수 있다.
- [0031] 보정정보 생성부(150)는 보간부(151), 메모리(153), 보정치 계산부(155) 및 보정치 송신부(157)를 포함할 수 있다. 보정정보 생성부(150)는 초신속궤도력과 방송궤도력, 의사거리를 이용하여 수학식 1 및 수학식 2에 따라 위성(300)과 기준국(100)과의 실제거리 및 의사거리보정치를 계산할 수 있다.

### 수학식 1

$$TR = \sqrt{(x_{s1} - x_r)^2 + (y_{s1} - y_r)^2 + (z_{s1} - z_r)^2} + \delta D + I + T + c(B_r - B_s)$$

### 수학식 2

$$D = TR - PR$$

수학식 1 및 수학식 2에서, D는 의사거리보정치, TR는 실제거리(True Range), PR는 의사거리(Pseudo Range),

$x_{s1}, y_{s1}, z_{s1}$ 는 상기 GPS 위성의 제1 좌표,  $x_r, y_r, z_r$ 는 상기 기준국의 좌표,  $\delta D$ 는 상기 위성궤도오차, I는 전리층 지연오차, T는 대류권 지연오차, c는 빛의 속도,  $B_r$ 는 수신기 시계오차,  $B_s$ 는 위성 시계오차이다.

보간부(151)는 초신속궤도력을 보간하여 GPS 위성의 제1 좌표( $x_{s1}, y_{s1}, z_{s1}$ )를 계산할 수 있으며, 방송궤도력을

이용하여 GPS 위성의 제2 좌표( $x_{s2}, y_{s2}, z_{s2}$ )를 계산할 수 있다. 초신속궤도력은 15분 간격으로 각 위성의 궤도력이 제공되므로 임의시간에 위성의 위치를 계산하기 위해서는 보간법 등을 이용해야 한다. 곡선의 보간에 대한 가장 간단한 형태는 Lagrange의 다항식을 이용한 보간법이며, 다항식의 차수에 따라 정확도에 차이가 있다. 예를 들면 GPS 위성의 좌표를 계산할 경우, 9차 다항식을 이용할 수 있다.

[0036] 메모리(153)는 기설정된 기준국(100)의 좌표( $x_r, y_r, z_r$ )를 저장할 수 있다. 메모리(153)는 다양한 실시예에 따라 DRAM 또는 비휘발성 메모리 장치(플래시 메모리, PRAM, MRAM, ReRAM, 또는 FeRAM 장치)로 구현될 수 있다.

[0037] 보정치 계산부(155)는 수학식 1과 같이 위성의 제1 좌표( $x_{s1}, y_{s1}, z_{s1}$ )와 기준국(100)의 좌표( $x_r, y_r, z_r$ ) 간의 거리를 계산하고, 오차항을 합하여 실제거리(TR)를 산출할 수 있다. 오차항은 일례로 위성궤도오차( $\delta D$ )를 포함할 수 있다. 오차항은 다른 일례로 전리층 지연오차(I), 대류권 지연오차(T), 수신기 시계오차(Br) 및 위성 시계오차(Bs)를 더 조합하여 산출될 수 있으나, 이에 한정되지 아니하고 다양한 실시예로 산출되도록 구현이 가능하다.

[0038] 아래에서 수학식 1에 나타난 오차항의 산출 방법의 일례를 보다 자세히 설명한다. 보정치 계산부(155)는 실제거리(TR)에서 의사거리(PR)를 빼어 의사거리보정치(D)를 산출할 수 있다.

[0039] 위성궤도오차( $\delta D$ )는 방송궤도력으로 산출한 위성의 제2 좌표( $x_{s2}, y_{s2}, z_{s2}$ )와 기준국(100)의 좌표( $x_r, y_r, z_r$ ) 간의 거리( $d_{\text{방송}}$ ) 및 초신속궤도력을 이용하여 산출한 위성의 제1 좌표( $x_{s1}, y_{s1}, z_{s1}$ )와 기준국(100)의 좌표( $x_r, y_r, z_r$ ) 간의 거리( $d_{\text{초신속}}$ )의 차이를 이용하여 산출될 수 있다. 예컨대, 위성궤도오차( $\delta D$ )는 수학식 3에 의해 산출될 수 있다.

### 수학식 3

$$\delta D = d_{\text{방송}} - d_{\text{초신속}}$$

[0040]

[0041] 전리층 지연 오차(I)는 약 450km 고도상에 집중적으로 분포되어 있는 자유 전자와 GPS 위성 신호와의 간섭 현상에 의해 발생한다. 2000년 5월 1일 고의 잡음(Selective Availability; SA)이 해제된 이후 GPS 측위에 가장 큰 오차요인으로 작용하고 있으며 코드 측정치에서는 지연(delay), 반송파 위상 측정치에서는 앞섬(advance) 형태로 발생한다. 태양폭풍이 발생하였을 때에는 100m 이상의 측위오차를 유발할 수 있다. 전리층 지연 오차(I)는 전리층을 통과하는 신호의 주파수에 의해 결정되므로 이중 주파수에 대한 측정치를 이용하면 전리층 지연 오차(I)를 계산할 수 있다.

[0042] 대류권 지연 오차(T)는 고도 50km까지의 대류층에 의한 GPS 위성 신호 굴절 현상으로 인해 발생하며 코드 측정치 및 반송파 위상 측정치 모두에서 지연 형태로 나타난다. 대류권은 전리층과 달리 GPS 위성 주파수에 영향을 받지 않고, 대류권에 의한 신호 굴절이 GPS 측위 오차 요인으로 작용한다. 대류권 오차는 전리층과는 달리 이중 주파수 수신기를 사용하더라도 그 효과를 제거할 수 없다. 따라서 대류권 오차 모델링과 그에 따른 사상함수를 이용하여 대류권 지연 오차량을 계산한다. 오차 모델의 일례로 Hopfield, Saastamoinen, 그리고 이들의 수정 모델 등이 있다. 일례로 고정밀 GNSS(Global Navigation Satellite System) 자료처리 소프트웨어인 GIPSY-OASIS(GNSS-Inferred Positioning System and Orbit Analysis Simulation Software) 5.0으로 산출한 대류권 정보를 이용하여 대류권 지연 오차량을 산출할 수 있다.

[0043] 수신기 시계오차(Br)는 수신기 시계와 GPS 기준시간과의 차이를 나타낸다. 이러한 수신기 시계오차는 각 주파수

마다 그리고 각 측정치마다 서로 다른 값을 가지고, 위치오차와 함께 추정의 대상이 된다. 4개의 위성을 사용할 경우 위치오차와 함께 추정가능하고, 차분기법에 의해 제거가 가능하다. 일례로 대류권 지연 오차와 함께 GPSY 5.0을 이용하여 수신기 시계 오차량을 산출할 수 있다.

[0044] 위성 시계오차(Bs)는 GPS 기준시간과 위성시계의 차이에 의해 발생하는 오차이다. 위성시계오차의 경우 약 1.5m의 오차를 발생시키며, 위성별로 다른 크기의 오차를 가지게 된다. 이러한 위성 시계오차는 방송궤도력에 포함된 위성시계 보상 계수나 차분 기법에 의해 완화되거나 소거될 수 있다.

[0045] 보정치 송신부(157)는 의사거리보정치(D)를 일정한 형식으로 맞추어 주변의 사용자 수신기(400)로 특정 주파수를 사용해서 반복적으로 송신할 수 있다.

[0046] 도 3은 기준국에서 의사거리보정치를 생성하는 과정을 나타낸 순서도이다.

[0047] 도 2 및 도 3을 참조하면, 기준국(100)은 GPS 위성(300)으로부터 GPS 신호를 수신하고 IGS 분석센터(200)로부터 IGS 정보를 수신한다(S401). 기준국(100)은 GPS 신호로부터 방송궤도력과 의사거리를 추출하고 IGS 정보로부터

초신속궤도력을 추출한다(S403). 초신속궤도력을 이용하여 위성의 제1 좌표( $x_{s1}, y_{s1}, z_{s1}$ )를 산출하고, 방송궤

도력을 이용하여 위성의 제2 좌표( $x_{s2}, y_{s2}, z_{s2}$ )를 산출한다(S405). 이때 Lagrange의 다항식을 이용한 보간법이

이용될 수 있다. 위성의 제1 좌표( $x_{s1}, y_{s1}, z_{s1}$ ) 및 제2 좌표( $x_{s2}, y_{s2}, z_{s2}$ )를 이용하여 위성 궤도오차

( $\delta D$ )를 산출한다(S407). 위성 궤도오차( $\delta D$ ) 산출 시 기준국(100)의 좌표( $x_r, y_r, z_r$ )를 더 이용하여, 수학식 3에 따라 계산할 수 있다. 기타 오차를 산출한다(S409). 기타 오차는 전리층 지연오차(I), 대류권 지연오차(T), 수신기 시계오차(Br) 및 위성 시계오차(Bs)를 포함할 수 있다. 전리층 지연오차(I)는 무전리층 조합을 이용하여 산출될 수 있고, 위성 시계오차(Bs)는 방송궤도력의 위성시계 보상계수를 이용하여 산출될 수 있다.

기준국(100)은 위성의 제1 좌표( $x_{s1}, y_{s1}, z_{s1}$ ), 위성 궤도오차( $\delta D$ ), 기타 오차(I, T, Br, Bs)를 조합하여 실제거리(TR)를 산출하고, 의사거리(PR)와의 차를 계산하여 의사거리 보정치(D)를 생성한다(S411). 일례로 수학식 1 및 수학식 2에 따라 의사거리 보정치(D)를 생성할 수 있다.

[0048] 도 3에서, 기타 오차 산출 단계(S409)는 위성의 제1 좌표 및 제2 좌표 산출 단계(S405) 또는 위성 궤도오차 산출 단계(S407) 전에 실행될 수도 있고, 위성의 제1 좌표 및 제2 좌표 산출 단계(S405) 또는 위성 궤도오차 산출 단계(S407)와 병렬적으로 실행될 수도 있다.

[0049] 한편, 도 3 및 수학식 3에서 위성 궤도오차 산출 단계(S407)는 초신속궤도력을 이용하여 산출된 위성의 제1 좌표( $x_{s1}, y_{s1}, z_{s1}$ ) 및 방송궤도력을 이용하여 산출된 위성의 제2 좌표( $x_{s2}, y_{s2}, z_{s2}$ )를 이용하였으나, 위성의 제2 좌표는 방송궤도력 외에 다른 궤도력을 이용하여 계산할 수도 있다. 즉, 위성 궤도오차 산출 단계(S407)는 수학식 3에 한정되지 아니하고 다양한 실시예로 산출되도록 구현이 가능하다.

[0050] 도 4는 위성 위치의 기하학적 거리를 방송궤도력 및 초신속궤도력을 이용하여 산출하였을 때 발생하는 오차를 나타낸 도면이다. 도 4의 그룹 1(G1)은 정밀궤도력의 위성위치와 방송궤도력으로 산출한 위성 위치의 기하학적 거리 차이값이며, 그룹 2(G2)는 정밀궤도력의 위성위치와 초신속궤도력으로 산출한 위성 위치의 기하학적 거리 차이값이다.

[0051] 그룹 1(G1)에서, 기준 위성에 대한 정밀궤도력의 위성위치와 방송궤도력의 위성위치의 기하학적 거리 차이의 RMS(Root Mean Square) 오차는 1.53m로 나타났다. 그리고 정밀궤도력과 방송궤도력으로 산출된 1번부터 32번 위성의 기하학적 거리 차이는 RMS 오차 1.50m이다. 한편, 그룹 2(G2)에서, 기준 위성에 대한 정밀궤도력의 위성위치와 초신속궤도력의 위성위치의 기하학적 거리 차이의 RMS 오차는 0.23m이며, 정밀궤도력과 초신속궤도력으로 산출된 1번부터 32번 위성의 기하학적 거리 차이는 RMS 오차 0.12m이다. 방송궤도력을 이용하여 위성위치를 산출한 경우보다 초신속궤도력을 이용하여 위성위치를 산출한 경우 위성위치의 정확도가 향상된 것을 알 수 있다.

[0052] 본 명세서에서 모듈(module)이란 같은 기능을 갖는 특정 블록 등을 일정한 범위로 분류한 것으로서, 본 명세서

에서 설명되는 각각의 명칭에 따른 기능과 동작을 수행할 수 있는 하드웨어를 의미할 수도 있고, 또는 특정한 기능과 동작을 수행할 수 있는 컴퓨터 프로그램 코드를 의미할 수도 있고, 또는 특정한 기능과 동작을 수행시킬 수 있는 컴퓨터 프로그램 코드가 탑재된 전자적 기록매체, 예컨대 프로세서를 의미할 수도 있다. 다시 말해 모듈이란 본 발명의 기술적 사상을 수행하기 위한 하드웨어 및/또는 상기 하드웨어를 구동하기 위한 소프트웨어의 기능적 및/또는 구조적 결합을 의미할 수 있다.

[0053]

상기 본 발명의 내용은 도면에 도시된 실시 예를 참고로 설명되었으나 이는 예시적인 것에 불과하며, 본 기술 분야의 통상의 지식을 가진 자라면 이로부터 다양한 변형 및 균등한 타 실시 예가 가능하다는 점을 이해할 것이다. 따라서 본 발명의 진정한 기술적 보호 범위는 첨부된 특허청구범위의 기술적 사상에 의해 정해져야 할 것이다.

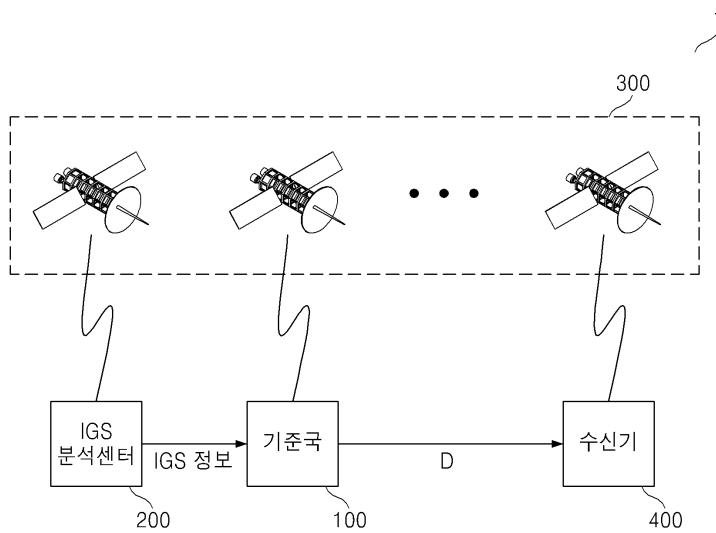
### 부호의 설명

[0054]

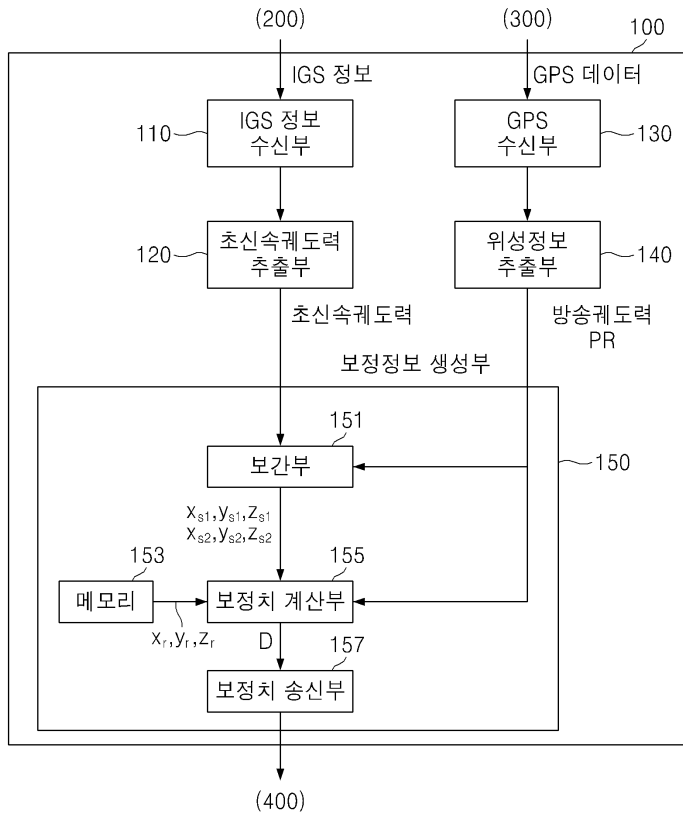
|                 |               |
|-----------------|---------------|
| 1: DGPS 시스템     | 130: GPS 수신부  |
| 100: 기준국        | 140: 위성정보 추출부 |
| 200: IGS 분석센터   | 150: 보정정보 생성부 |
| 300: GPS 위성     | 151: 보관부      |
| 400: 사용자 수신기    | 153: 메모리      |
| 110: IGS 정보 수신부 | 155: 보정치 계산부  |
| 120: 초신속궤도력 추출부 | 157: 보정치 송신부  |

### 도면

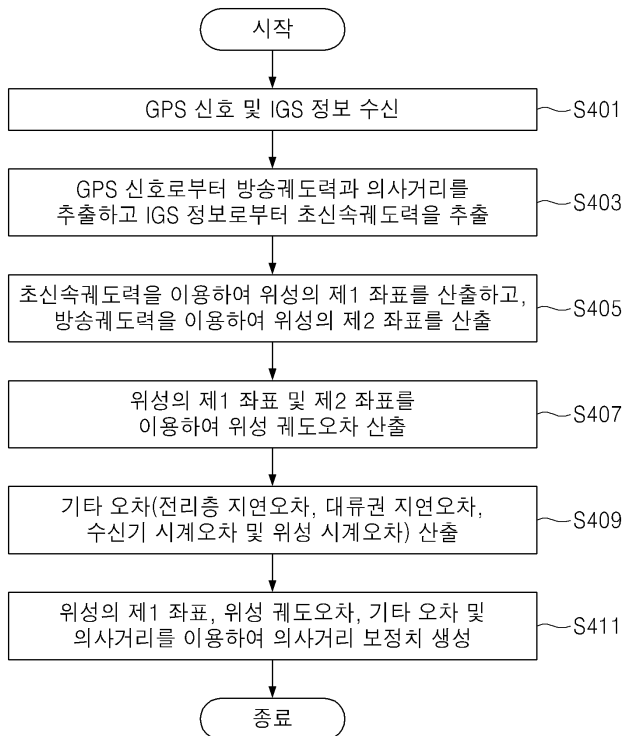
#### 도면1



도면2



도면3



도면4

