

(12) 특허협력조약에 의하여 공개된 국제출원

(19) 세계지식재산권기구
국제사무국

(43) 국제공개일

2024년 12월 12일 (12.12.2024) WIPO | PCT



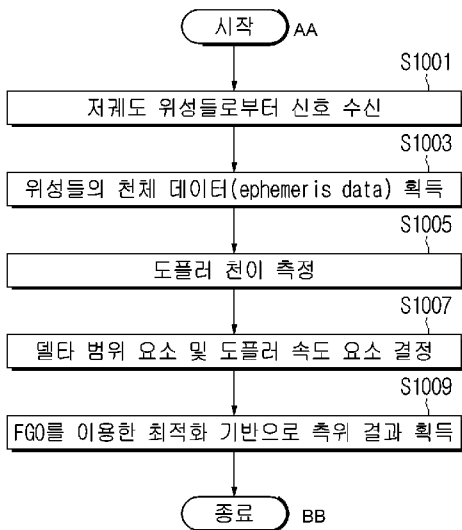
(10) 국제공개번호

WO 2024/253253 A1

- (51) 국제특허분류: G01S 19/42 (2010.01) G01S 5/02 (2010.01)
- (21) 국제출원번호: PCT/KR2023/012106
- (22) 국제출원일: 2023년 8월 16일 (16.08.2023)
- (25) 출원언어: 한국어
- (26) 공개언어: 한국어
- (30) 우선권정보: 10-2023-0073497 2023년 6월 8일 (08.06.2023) KR
10-2023-0093104 2023년 7월 18일 (18.07.2023) KR
- (71) 출원인: 아주대학교산학협력단 (AJOU UNIVERSITY INDUSTRY-ACADEMIC COOPERATION FOUNDATION) [KR/KR]; 16499 경기도 수원시 영통구 월드컵로 206, Gyeonggi-do (KR).
- (72) 발명자: 신원재 (SHIN, Won Jae); 06217 서울특별시 강남구 선릉로69길 20 112동 303호, Seoul (KR).
엠디.후마윤 카비르 (MD., Humayun Kabir); 16533 경기도 수원시 영통구 권광로 304번길 58-50 B01호, Gyeonggi-do (KR).
엠디.알리 하산 (MD., Ali Hasan); 16532 경기도 수원시 영통구 권광로 276번길 78-3 102호, Gyeonggi-do (KR).
박주하 (PARK, Ju Ha); 16497
- (74) 대리인: 성병기 (SUNG, Byung Kee); 06651 서울특별시 서초구 사임당로 32 12층 마루특허법률사무소, Seoul (KR).
- (81) 지정국 (별도의 표시가 없는 한, 가능한 모든 종류의 국내 권리의 보호를 위하여): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CV, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IQ, IR, IS, IT, JM, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, MG, MK, MN, MU, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, WS, ZA, ZM, ZW.
- (84) 지정국 (별도의 표시가 없는 한, 가능한 모든 종류의 역내 권리의 보호를 위하여): ARIPO (BW, CV, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SC, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 유라시아 (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), 유럽 (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, ME, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM,

(54) Title: FACTOR GRAPH OPTIMIZATION-BASED POSITIONING METHOD AND DEVICE USING MULTIPLE LOW EARTH ORBIT SATELLITES

(54) 발명의 명칭: 다중 저궤도 위성을 이용한 요인 그래프 최적화 기반의 측위 방법 및 장치



- S1001 ... Receive signals from low earth orbit satellites
S1003 ... Acquire ephemeris data of satellites
S1005 ... Measure Doppler shift
S1007 ... Determine delta range factor and Doppler velocity factor
S1009 ... Acquire positioning result on basis of optimization using FGO
AA ... Start
BB ... End

(57) Abstract: The present disclosure relates to a positioning method of a terminal, using multiple low earth orbit (LEO) satellites. The positioning method may comprise the steps of: receiving a signal from each of one or more LEO satellites; acquiring ephemeris data of each of the LEO satellites; determining the Doppler shift on the basis of the ephemeris data and the signal; determining state variables and at least one factor to be used in factor graph optimization; and acquiring a positioning result using the factor graph optimization on the basis of the Doppler shift.

(57) 요약서: 본 개시는 다중 저궤도 위성을 이용한 단말의 측위 방법에 관한 것으로, 적어도 하나의 저궤도 위성으로부터 각각 신호를 수신하는 단계, 상기 저궤도 위성들 각각의 천체 데이터(ephemeris data)를 획득하는 단계, 상기 천체 데이터 및 상기 신호를 기반으로 도플러 천이(doppler shift)를 결정하는 단계, 요인 그래프 최적화(factor graph optimization)에서 사용될 상태 변수 및 적어도 하나의 요인을 결정하는 단계, 상기 도플러 천이를 기반으로 상기 요인 그래프 최적화를 이용한 측위 결과를 획득하는 단계를 포함할 수 있다.

TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW,
KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

공개:

— 국제조사보고서와 함께 (조약 제21조(3))

명세서

발명의 명칭: 다중 저궤도 위성을 이용한 요인 그래프 최적화 기반의 측위 방법 및 장치

기술분야

- [1] 본 개시는 다중 저궤도 위성을 이용한 측위에 관한 것으로, 요인 그래프 최적화(factor graph optimization, FGO)기반의 측위 방법 및 장치에 관한 것이다.

배경기술

- [2] GNSS(Global Navigation Satellite System)은 위성을 이용하여 지상물의 위치, 고도, 속도 등에 관한 정보를 제공하는 시스템이다. GNSS에 따른 측위 방식은 사용자의 지리적 위치에 관계없이 수신기를 구비하면 신호를 이용할 수 있는 점, 수신기가 소형인 점, 실시간으로 출력을 얻을 수 있어 이동 중에도 작업할 수 있는 점 등이 장점으로 꼽힌다. 다만, GNSS는 전파 지연이나 동기 오차 등을 고려한 추정 거리인 의사거리(pseudorange) 기반의 측위를 수행하므로 정밀한 측위에 적합하지 않다. 또한 낮은 신호 파워로 인해 고층 빌딩들이 밀집한 도시 협곡(urban canyon) 환경에서 특히 정확한 측위 결과를 제공하지 못한다는 문제점을 갖고 있다. 수많은 저궤도(low earth orbit, LEO) 위성들로 이루어진 네트워크는 고궤도 위성에 비해 LOS(line of sight) 환경을 쉽게 확보할 수 있고, 지연 시간이 짧기 때문에 더 정밀한 측위에 적합할 수 있다.

발명의 상세한 설명

기술적 과제

- [3] 본 개시는 다중 저궤도 위성을 이용한 요인 그래프 최적화(factor graph optimization, FGO) 기반의 정밀 측위를 수행하는 방법 및 장치를 제공하는 것이다.
- [4] 본 개시는 측위 방법에 있어서, 요인 그래프의 요인을 결정하는 방법 및 장치를 제공하는 것이다.
- [5] 본 개시는 측위 방법에 있어서, 델타 범위 요인 및 도플러 속도 요인을 결정하는 방법 및 장치를 제공하는 것이다.
- [6] 본 개시는 측위 방법에 있어서, 도플러 속도 요인에 의해서 상태 변수가 연결되는 방법 및 장치를 제공하는 것이다.
- [7] 본 개시는 측위 방법에 있어서, 공분산 및 요인 그래프 최적화 기반으로 측위를 수행하는 방법 및 장치를 제공하는 것이다.

과제 해결 수단

- [8] 본 개시의 일 실시예에 따르면, 다중 저궤도 위성을 이용한 단말의 측위 방법에 있어서, 적어도 하나의 저궤도 위성으로부터 각각 신호를 수신하는 단계, 상기 저궤도 위성들 각각의 천체 데이터(ephemeris data)를 획득하는 단계, 상기 천체 데이터 및 상기 신호를 기반으로 도플러 천이(doppler shift)를 결정하는 단계, 요인 그

래프 최적화(factor graph optimization)에서 사용될 상태 변수 및 적어도 하나의 요인을 결정하는 단계, 상기 도플러 천이를 기반으로 상기 요인 그래프 최적화를 이용한 측위 결과를 획득하는 단계를 포함할 수 있다.

- [9] 본 개시의 일 실시예에 따르면, 상기 적어도 하나의 요인은 델타 범위 요인 및 도플러 속도 요인을 포함할 수 있다.
- [10] 본 개시의 일 실시예에 따르면, 상기 상태 변수는 도플러 속도 요인에 의해서 연결될 수 있다.
- [11] 본 개시의 일 실시예에 따르면, 상기 델타 범위 요인의 오차 함수 값은 델타 범위 측정 벡터와 도플러 천이를 측정하기 위한 관찰 함수의 차를 기반으로 결정되고, 상기 도플러 속도 요인의 오차 함수 값은 속도 측정 벡터와 속도 측정을 위한 관찰 함수의 차를 기반으로 결정될 수 있다.
- [12] 본 개시의 일 실시예에 따르면, 상기 델타 범위 요인 및 상기 도플러 속도 요인의 공분산 행렬(covariance matrix)은 상기 저궤도 위성의 고도각(elevation angle) 및 반송파 대 잡음비를 기반으로 결정될 수 있다.
- [13] 본 개시의 일 실시예에 따르면, 측위 결과는 상기 델타 범위 요인의 오차 함수 값, 상기 도플러 속도 요인의 오차 함수 값 및 공분산 행렬을 기반으로 결정될 수 있다.
- [14] 본 개시의 일 실시예에 따르면, 상기 상태 변수는 상기 단말의 위치, 상기 단말의 속도 또는 수신기 클럭 바이어스 중 적어도 하나를 포함할 수 있다.
- [15] 본 개시의 일 실시예에 따르면, 천체 데이터는 상기 저궤도 위성들 각각의 상태, 데이터의 나이, 클럭 보정 계수 또는 궤도에 관한 파라미터 값 중 적어도 하나를 포함할 수 있다.
- [16] 본 개시의 일 실시예에 따르면, 위성 통신을 이용하는 단말은 송수신기 및 상기 송수신기에 연결된 적어도 하나의 프로세서를 포함할 수 있고, 상기 적어도 하나의 프로세서는, 적어도 하나의 저궤도 위성으로부터 각각 신호를 수신하고, 상기 저궤도 위성들 각각의 천체 데이터(ephemeris data)를 획득하고, 상기 천체 데이터 및 상기 신호를 기반으로 도플러 천이(doppler shift)를 결정하고, 요인 그래프 최적화(factor graph optimization)에서 사용될 상태 변수 및 적어도 하나의 요인을 결정하고; 및 상기 도플러 천이를 기반으로 상기 요인 그래프 최적화를 이용한 측위 결과를 획득할 수 있다.

발명의 효과

- [17] 본 개시에 기초한 실시 예들에 의해 하기와 같은 효과가 있을 수 있다.
- [18] 본 개시에 따르면, 다중 저궤도 위성을 이용하여 단말은 정밀한 측위를 수행할 수 있다.
- [19] 본 개시에 따르면, 다중 저궤도 위성을 이용하여 단말은 도플러 속도 요인을 기반으로 하여 정밀한 측위를 수행할 수 있다.

- [20] 본 개시의 실시 예들에서 얻을 수 있는 효과는 이상에서 언급한 효과들로 제한되지 않으며, 언급하지 않은 또 다른 효과들은 이하의 본 개시의 실시 예들에 대한 기재로부터 본 개시의 기술 구성이 적용되는 기술분야에서 통상의 지식을 가진 자에게 명확하게 도출되고 이해될 수 있다. 즉, 본 개시에서 서술하는 구성을 실시함에 따른 의도하지 않은 효과들 역시 본 개시의 실시 예들로부터 당해 기술분야의 통상의 지식을 가진 자에 의해 도출될 수 있다.

도면의 간단한 설명

- [21] 도 1은 본 개시의 일 실시예에 따른 위성 통신을 지원하는 네트워크의 예를 나타낸 도면이다.
- [22] 도 2는 본 개시의 일 실시예에 따른 위성 통신을 지원하는 네트워크 시스템의 다른 예를 나타낸 도면이다.
- [23] 도 3는 본 개시의 일 실시예에 따른 위성 통신을 지원하는 시스템에서 무선 장치의 예를 나타낸 도면이다.
- [24] 도 4는 본 개시의 일 실시예에 따른 도시 협곡에서 위성 및 단말이 통신을 수행하는 경로를 나타낸 도면이다.
- [25] 도 5는 본 개시의 일 실시예에 따른 LOS(line of sight) 환경에서 에러 분포를 나타낸 도면이다.
- [26] 도 6은 본 개시의 일 실시예에 따른 non-LOS 환경에서 에러 분포를 나타낸 도면이다.
- [27] 도 7은 본 개시의 일 실시예에 따른 저궤도 위성을 이용한 측위 방법의 환경을 나타낸 도면이다.
- [28] 도 8은 본 개시의 일 실시예에 따른 요인 그래프의 구조를 나타낸 도면이다.
- [29] 도 9는 본 개시의 일 실시예에 따른 도플러 천이가 발생하는 예를 도시한 도면이다.
- [30] 도 10은 본 개시의 일 실시예에 따른 저궤도 위성들을 이용하여 측위를 수행하는 절차를 나타낸 도면이다.

발명의 실시를 위한 형태

- [31] 본 실시예들에서 사용되는 용어는 본 실시예들에서의 기능을 고려하면서 가능한 현재 널리 사용되는 일반적인 용어들을 선택하였으나, 이는 당 분야에 종사하는 기술자의 의도 또는 관례, 새로운 기술의 출현 등에 따라 달라질 수 있다. 또한, 특정한 경우는 출원인이 임의로 선정한 용어도 있으며, 이 경우 해당되는 부분에서 상세히 그 의미를 기재할 것이다. 따라서, 본 실시예들에서 사용되는 용어는 단순한 용어의 명칭이 아닌, 그 용어가 가지는 의미와 본 실시예들 전반에 걸친 내용을 토대로 정의되어야 한다.
- [32] 본 실시예들은 다양한 변형을 가할 수 있고 여러 가지 형태를 가질 수 있는 바, 일부 실시예들을 도면에 예시하고 상세하게 설명하고자 한다. 그러나, 이는 본 실시예들을 특정한 개시형태에 대해 한정하려는 것이 아니며, 본 실시예들의 사

상 및 기술범위에 포함되는 모든 변경, 균등물 내지 대체물을 포함하는 것으로 이해되어야 한다. 본 명세서에서 사용한 용어들은 단지 실시예들의 설명을 위해 사용된 것으로, 본 실시예들을 한정하려는 의도가 아니다.

- [33] 본 실시예들에 사용되는 용어들은 다르게 정의되지 않는 한, 본 실시예들이 속하는 기술분야에서 통상의 지식을 가진 자에 의해 일반적으로 이해되는 것과 동일한 의미가 있다. 일반적으로 사용되는 사전에 정의되어 있는 것과 같은 용어들은 관련 기술의 문맥상 가지는 의미와 일치하는 의미를 가지는 것으로 해석되어야 하며, 본 실시예들에서 명백하게 정의하지 않는 한, 이상적이거나 과도하게 형식적인 의미로 해석되지 않아야 한다.
- [34]
- [35] 도 1은 본 개시의 일 실시예에 따른 위성 통신을 지원하는 네트워크의 예를 나타낸 도면이다. 도 1을 참고하면, 위성 네트워크는 단말(110), 위성들(120-1, 120-2), 게이트웨이(130)를 포함한다. 단말(110)은 사용자 장치이며, 이동성을 가지거나, 고정된 장치일 수 있다. 상기 단말(110)은 단말(110)의 능력(capability) 및 어플리케이션 운용에 따라 가변적인 서비스 대역 및 운용 정보를 지원할 수 있다. 또한, 단말(110)은 단말(110)의 특징에 따라 고정된 형태, 이동성에 특화된 형태, 다양한 형태로 운용될 수 있다. 단말(110)은 'UE(user equipment)'로 지칭될 수 있다. 위성들(120-1, 120-2)은 정해진 궤도를 비행/운용하며, 지상을 향해 빔을 형성함으로써 일정 크기의 커버리지를 가지는 셀을 제공한다. 게이트웨이(130)는 위성들(120-1, 120-2)에게 네트워크에 접속할 수 있는 링크를 제공한다.
- [36] 본 개시의 일 예에 따라 단말(110) 및 위성(120-1) 간 링크는 서비스 링크라 지칭되며, 위성들(120-1, 120-2) 및 게이트웨이(130) 간 링크는 피더(feeder) 링크라 불리운다. 여기서, 링크는, NR 규격에 기반하는 링크일 수 있다. 또는, 진화된 차세대 무선 통신 시스템에서 새롭게 정의되는 링크가 적응적으로 적용되거나 또는 NR 규격이 아닌 산업계의 필요에 의해 도입된 통신 시스템의 다양한 인터페이스에 기반한 링크가 적용될 수 있다. 또한, 위성 간 링크(inter-satellite link, ISL)는 주로 재생(regenerative) 위성의 경우 사용될 수 있다.
- [37] 일 예에 따라, NR-RAN 아키텍처에 기반한 트랜스페어런트(transparent) 위성의 경우, 피더 링크 및 서비스 링크의 위성 라디오 인터페이스는 NR-Uu일 수 있다. 트랜스페어런트 위성의 경우, 위성은 무선 주파수 필터링과 주파수 변환 및 증폭 기능을 수행한다. 재생 위성의 경우, 위성에 온보드(on board) 기능이 구축되고, 이에 따라 위성은 무선 주파수 필터링, 주파수 변환 및 증폭 뿐만 아니라 스위치와 라우팅, 코딩과 변조 및 디코딩과 복조와 같은 일부 또는 전체 기지국 기능을 수행할 수 있다.
- [38] 도 2는 본 개시의 일 실시예에 따른 위성 통신을 지원하는 네트워크 시스템의 다른 예를 나타낸 도면이다. 도 2는 NTN 페이로드(payload)(220) 및 NTN 게이트웨이(230)를 이용하여 단말(210)에게 비-지상 접속을 제공하는 NTN의 일 예를 도시한다. 여기서, NTN 페이로드(220) 및 단말(210) 간 링크는 서비스 링크이고,

Uu 인터페이스에 기반할 수 있다. NTN 페이로드(220) 및 NTN 게이트웨이(230) 간 링크는 피더 링크이다. NTN 게이트웨이(230) 및 AMF/UPF(240) 간 링크는 NG 인터페이스에 기반할 수 있다. NTN 페이로드(220)는 서비스 링크를 통해 단말(210)로부터 수신되는 무선 프로토콜을 트랜스페어런트하게(transparently) NTN 게이트웨이(230)에게 전달(forward)할 수 있다. 유사하게, NTN 페이로드(220)는 피더 링크를 통해 NTN 게이트웨이(230)로부터 수신되는 무선 프로토콜을 트랜스페어런트하게(transparently) 단말(210)에게 전달(forward)할 수 있다.

- [39] 이를 위해, NTN 페이로드(220)에 의해 다음과 같은 연결성(connectivity)이 지원될 수 있다. 기지국이 복수의 NTN 페이로드들을 서비스할 수 있다. NTN 페이로드가 복수의 기지국들에 의해 서비스될 수 있다.
- [40] NTN 페이로드(220)는 서비스 링크에서 데이터를 재송신하기 전에 반송파 주파수를 변경할 수 있다. 즉, NTN 페이로드(220)는 서비스 링크 및 피더 링크에서 서로 다른 반송파 주파수들을 사용할 수 있다. NTN을 위하여, 네트워크 식별자(network identifier)로서, AMF 네임(name), NCGI(NR cell global identifier), CgNB ID(identifier), 글로벌(global) gNB ID, TAI(tracking area identity), S-NSSAI(Single Network Slice Selection Assistance information), NSAG(Network Slice AS Group), NID(Network Identifier), CAG(Closed Access Group) ID, 로컬(Local) NG-RAN 노드 ID(Identifier) 중 적어도 하나가 사용될 수 있고, 추가적으로, 맵핑된 셀 ID(Mapped Cell ID)가 더 사용될 수 있다. 여기서, 트래킹 지역(tracking area)은 고정된 지리적 영역에 대응할 수 있다.
- [41] 비-지구동기 궤도(Non-Geosynchronous orbit, NGSO)는 약 300km 내지 1500km 고도의 낮은 지구 궤도(low earth orbit) 및 약 7000km 내지 25000km 고도의 중간 지구 궤도(medium earth orbit)를 포함한다.
- [42] 서비스 링크는 다음과 같은 3가지 타입들로서, 지구-고정(earth-fixed) 타입, 준-지구-고정(quasi-earth-fixed) 타입, 지구-이동(earth-moving) 타입으로 분류될 수 있다. 지구-고정 타입은 모든 시간에서 동일한 지리적 영역을 지속적으로 커버하는(covering) 빔(들)을 제공한다. 예를 들어, 지구 동기 궤도(geosynchronous orbit, GSO)를 가지는 위성이 지구-고정 타입의 서비스 링크를 제공할 수 있다. 준-지구-고정 타입은 제한된 시간구간(period) 동안 동일한 지리적 영역을 지속적으로 커버하는(covering) 빔(들)을 제공하고, 다른 시간구간(period)들 동안 다른 지리적 영역을 커버하는 빔들을 제공한다. 예를 들어, 비-지구 동기 궤도를 가진 위성이 조향가능한(steerable) 빔들을 이용하여 준-지구-고정 타입의 서비스 링크를 제공할 수 있다. 지구-이동 타입은 커버리지 영역이 지구 표면을 움직이는(slide) 빔들을 제공한다. 예를 들어, 비-지구 동기 궤도를 가진 위성이 고정 또는 조향가능한 빔들을 이용하여 지구-이동 타입의 서비스 링크를 제공할 수 있다.
- [43] 비-지구 동기 궤도를 가진 위성을 이용하여, 기지국은 준-지구-고정 셀 커버리지 또는 지구-이동 셀 커버리지를 제공할 수 있다. 지구 동기 궤도를 가진 위성을

- 이용하여, 기지국은 지구 고정 셀 커버리지를 제공할 수 있다. 비-지구 동기 궤도의 경우, 서비스 링크의 변경(switch)은 서빙 위성의 변경에 관련될(refer) 수 있다.
- [44] 단말에 의한 사전-보상은 다음과 같이 수행될 수 있다. 서빙 셀에 대하여, 네트워크는 공통(common) TA(timing advance) 파라미터들 및 궤도 정보(ephemeris information)를 브로드캐스트할 수 있다. 여기서, 공통 TA는 NTN 페이로드 및 RP(reference point) 간 RTT에 대응하는 오프셋(offset)을 의미한다. 이에 따라, NTN 셀에 연결하기 전, 단말은 위성 궤도 및 공통 TA에 대한 정보를 보유하며, 나아가, 유효한(valid) GNSS(global navigation satellite system) 위치를 가질 것이다. 동기화를 달성하기 위해, NTN 셀에 연결하기 전 및 연결 중인 동안, 단말은 GNSS 위치 및 위성 궤도에 기반하여 서비스 링크의 RTT(round trip time)을 계산하고, 하향링크 및 상향링크 간 프레임 시간 차(예: T_{TA})를 사전-보상할 수 있다.
- [45] 단말은 단말의 위치 및 위성 궤도를 고려하여 주파수 도플러 천이를 계산할 수 있다. 단말이 유효한 GNSS 위치 및/또는 유효한 위성 궤도를 보유하지 아니하면, 단말은 유효한 GNSS 위치 및 유효한 위성 궤도를 획득할 때까지 네트워크와 통신할 수 없을 것이다. 연결 모드에서, 단말은 TA 및 주파수 사전-보상을 지속적으로 갱신할 수 있다. 단말은 랜덤 액세스 절차 동안 또는 연결 모드에서 TA를 보고하도록 설정될 수 있다. 연결 모드에서, 이벤트-트리거 기반의 TA 보고가 지원될 수 있다.
- [46] 서비스 링크에서 경험되는 순시적인(instantaneous) 도플러 천이의 사전-보상이 단말에 의해 수행되는 동안, 피더 링크에서 경험되는 도플러 천이 및 응답 주파수 오차(transponder frequency error)의 관리는 위성 네트워크의 구현에 의할 수 있다.
- [47] O&M(operations and maintenance) 요구사항은 다음과 같다. 다음과 같은 NTN 관련 파라미터들이 O&M에 의해 비-지상 접속을 제공하는 기지국에게 제공될 수 있다. 예를 들어, NTN 위성의 좌표 또는 궤적(orbital trajectory) 정보를 묘사하는 궤도 정보가 제공될 수 있다. 궤도 정보는 기지국의 요청에 따라 제공되거나 또는 정기적 방식(regular basis)으로 제공될 수 있다. 궤도 정보의 포맷으로서, 2가지 서로 다른 세트가 지원될 수 있다. 제1 세트는 위성 위치 및 속도 상태 벡터들을 포함, 즉, 위치 및 속도를 포함한다. 제2 세트는 장반경(semi-major axis), 이심률(eccentricity), 근점 편각(argument of periapsis), 승교점 경도(longitude of ascending node), 궤도 경사각(inclination), 평균 근점 이각(mean anomaly at epoch time t_0) 중 적어도 하나를 포함할 수 있다. 또한, NTN 게이트웨이의 위치 정보, 피더/서비스 링크 스위치를 위한 기지국 동작을 가능케 하기 위한 추가 정도가 더 제공될 수 있다.
- [48] 위성의 궤도 및 NTN 게이트웨이의 위치에 관련된 정보는 상향링크 타이밍 및 주파수 동기화 중 적어도 하나를 위해 사용될 수 있다. 또한, 위성의 궤도 및 NTN 게이트웨이의 위치에 관련된 정보는 이동성(mobility) 관리 목적 및 랜덤 액세스를 위해서도 사용될 수 있다. O&M에 의해 기지국에게 제공되는 NTN 관련 파라

미터들은 지원되는 서비스 링크의 타입(예: 지구-고정 빔, 준-지구-고정 빔, 이동 빔 등)에 의존할 수 있다.

[49]

[50] 도 3는 본 개시의 일 실시예에 따른 위성 통신을 지원하는 시스템에서 무선 장치(300)의 예를 나타낸 도면이다. 본 개시의 실시예에 따른 측위 시스템에 포함되는 무선 장치(300)는 스마트폰, 태블릿 PC, 웨어러블 디바이스 등의 이동형 단말기일 수 있으나, 이에 한정되는 것은 아닐 수 있다.

[51] 도 3을 참고하면, 무선 장치(300)는 적어도 하나의 제어부(310), 적어도 하나의 메모리(320), 적어도 하나의 전원부(330), 적어도 하나의 송수신부(340), 적어도 하나의 입력부(350), 적어도 하나의 출력부(360) 및/또는 적어도 하나의 안테나(370)를 포함할 수 있다.

[52] 제어부(310)는 메모리(320) 및/또는 송수신부(340)를 제어할 수 있으며, 본 문서에 개시된 설명, 기능, 절차, 제안, 방법 및/또는 동작 순서도들을 구현하도록 구성될 수 있다. 메모리(320)는 제어부(310)와 연결될 수 있고, 제어부(310)의 동작과 관련한 다양한 정보를 저장할 수 있다. 예를 들어, 메모리(320)는 제어부(310)에 의해 제어되는 제어들 중 일부 또는 전부를 수행하거나, 본 문서에 개시된 설명, 기능, 절차, 제안, 방법 및/또는 동작 순서도들을 수행하기 위한 명령들을 포함하는 소프트웨어 코드를 저장할 수 있다. 송수신부(340)는 제어부(310)와 연결될 수 있고, 적어도 하나의 안테나(370)를 통해 무선 신호를 송신 및/또는 수신할 수 있다. 송수신부(340)는 송신기 및/또는 수신기를 포함할 수 있다. 송수신부(340)는 저궤도 위성의 신호를 수신하는 수신기를 포함할 수 있다.

[53] 적어도 하나의 제어부(310)는 컨트롤러, 마이크로 컨트롤러, 마이크로 프로세서 또는 마이크로 컴퓨터로 지칭될 수 있다. 적어도 하나의 제어부(310)는 하드웨어, 펌웨어, 소프트웨어, 또는 이들의 조합에 의해 구현될 수 있다. 일 예로, 적어도 하나의 ASIC(application specific integrated circuit), 적어도 하나의 DSP(digital signal processor), 적어도 하나의 DSPD(digital signal processing device), 적어도 하나의 PLD(programmable logic device) 또는 적어도 하나의 FPGA(field programmable gate arrays)가 적어도 하나의 제어부(310)에 포함될 수 있다. 본 문서에 개시된 설명, 기능, 절차, 제안, 방법 및/또는 동작 순서도들은 펌웨어 또는 소프트웨어를 사용하여 구현될 수 있고, 펌웨어 또는 소프트웨어는 모듈, 절차, 기능 등을 포함하도록 구현될 수 있다. 본 문서에 개시된 설명, 기능, 절차, 제안, 방법 및/또는 동작 순서도들은 수행하도록 설정된 펌웨어 또는 소프트웨어는 적어도 하나의 제어부(310)에 포함되거나, 적어도 하나의 메모리(320)에 저장되어 적어도 하나의 제어부(310)에 의해 구동될 수 있다. 본 문서에 개시된 설명, 기능, 절차, 제안, 방법 및/또는 동작 순서도들은 코드, 명령어 및/또는 명령어의 집합 형태로 펌웨어 또는 소프트웨어를 사용하여 구현될 수 있다.

[54] 적어도 하나의 송수신부(340)는 적어도 하나의 다른 장치에게 본 문서의 방법들 및/또는 동작 순서도 등에서 언급되는 사용자 데이터, 제어 정보, 무선 신호/채

널 등을 전송할 수 있다. 적어도 하나의 송수신부(340)는 적어도 하나의 다른 장치로부터 본 문서에 개시된 설명, 기능, 절차, 제안, 방법 및/또는 동작 순서도 등에서 언급되는 사용자 데이터, 제어 정보, 무선 신호/채널 등을 수신할 수 있다. 예를 들어, 적어도 하나의 송수신부(340)는 적어도 하나의 제어부(310)와 연결될 수 있고, 무선 신호를 송수신할 수 있다. 예를 들어, 적어도 하나의 제어부(310)는 적어도 하나의 송수신부(340)가 적어도 하나의 다른 장치에게 사용자 데이터, 제어 정보 또는 무선 신호를 전송하도록 제어할 수 있다. 본 문서에서, 적어도 하나의 안테나(370)는 복수의 물리 안테나이거나, 복수의 논리 안테나(예: 안테나 포트)일 수 있다. 적어도 하나의 송수신부(340)는 수신된 사용자 데이터, 제어 정보, 무선 신호/채널 등을 적어도 하나의 제어부(310)를 이용하여 처리하기 위해, 수신된 무선 신호/채널 등을 RF 밴드 신호에서 베이스밴드 신호로 변환(convert)할 수 있다. 적어도 하나의 송수신부(340)는 적어도 하나의 제어부(310)를 이용하여 처리된 사용자 데이터, 제어 정보, 무선 신호/채널 등을 베이스밴드 신호에서 RF 밴드 신호로 변환할 수 있다.

- [55] 입력부(350)는 사용자 입력, 영상, 오디오 등의 정보를 획득하기 위한 구성으로서, 각종 기계식/전자식 입력 수단, 카메라, 마이크로폰 등의 다양한 입력 수단을 포함할 수 있다. 출력부(360)는 시각, 청각, 또는 촉각 등과 관련된 출력을 발생시켜 사용자 등에게 정보를 제공하기 위한 것으로서, 디스플레이, 스피커, 진동 모듈 등을 포함할 수 있다. 무선 장치(300)는 전원부(330)를 통해 전원을 공급하며, 전원부(330)는 유/무선 충전 회로, 배터리 등을 포함할 수 있다.
- [56] 무선 장치(300)는 이동형 로봇, 차량, 기차, 유/무인 비행체(aerial vehicle, AV), 선박 등과 같은 이동 장치일 수 있다. 이 경우, 장치는 장치의 엔진, 모터, 파워 트레인, 바퀴, 브레이크, 조향 장치 중 적어도 하나를 포함하는 구동부, 전원을 공급하며, 장치 주변의 상태 정보, 환경 정보, 사용자 정보를 센싱하는 센서부, 경로 유지, 속도 조절, 목적지 설정 등의 기능을 수행하는 자율 주행부, GPS(global positioning system) 및 다양한 센서를 통하여 이동체 위치 정보를 획득하는 위치 측정부 중 적어도 하나를 더 포함할 수 있다.
- [57] 현재 GNSS 기반의 측위 방법은 도시 협곡(urban canyons) 환경에서 낮은 정확도를 가질 수 있다. 도시 협곡환경에서, 위성의 신호가 단말에게 직접 전달되는 것을 막고, 단말은 다중 경로를 통해 위성의 신호를 수신하도록 강요될 수 있다. 따라서 현재 GNSS 기반의 단말의 위치 추정에 있어서, 오차가 많이 발생될 수 있다.
- [58] 도 4는 본 개시의 일 실시예에 따른 도시 협곡에서 위성 및 단말(410)이 통신을 수행하는 경로를 나타낸 도면이다. GNSS는 실외 환경에서 전세계적으로 기준이 되는 측위(globally referenced positioning)을 수행할 수 있다. GNSS를 이용하는 경우, 단말(410)은 의사거리(pseudorange)를 기반으로 측위를 수행할 수 있다. 도 4와 같이 의사거리는 NLOS(non-line-of-sight) 및 다중 경로에 영향을 받을 수 있다. 나아가 실내 환경 및 도시 협곡에서 GNSS 신호의 세기가 낮아질 수 있다. 반면에

INS(inertial navigation system)는 환경이 변화하는 조건에서 GNSS 보다 덜 민감할 수 있다. INS는 높은 주파수 영역에서 직선 가속도 및 각속도 측정을 통해 구현될 수 있다. 그러나 INS은 시간이 지남에 따라 누적적으로 오차가 커지는 단점을 가진다. 따라서, GNSS-INS 통합 방법은 GNSS가 차단된 환경에서 대안적인 방법이 될 수 있다. 이때 베이즈 필터(Bayesian filter)의 한 종류인 칼만 필터(Kalman filter, KF), 확장 칼만 필터(Extended KF) 및 무향 칼만 필터(unscented KF)가 이용될 수 있다. 이 방법들은 1차 마르코프 (Markov) 체인이 적용될 수 있고, 노이즈는 가우시안 분포로 모델링 될 수 있다. 일 예로, 제1 위성(420#1)이 전송한 신호는 LOS(line-of-sight) 환경만 경험할 수 있다. 그 결과 측정 데이터의 에러 분포는 도 5와 같이 가우시안 분포와 유사하게 나타날 수 있다. 따라서 단말(410)은 비교적 정확한 측위를 수행할 수 있다. 하지만 실제 에러 분포가 가우시안 분포와 달라지게 되는 경우, 측위 품질이 낮아질 수 있다. 일 예로, 도시 협곡 환경에서, 제 2 위성(420#2)이 전송한 신호는 LOS 환경 및 non-LOS 환경 모두 경험할 수 있다. 따라서 위성의 위치에 따라 측정 데이터의 에러분포가 달라 질 수 있다. 그 결과 GNSS 측정 데이터의 에러 분포는 도 6과 같이 비-가우시안 분포로 나타날 수 있고, 정지궤도 위성이 아닌 경우 시간에 따라 환경이 달라지므로, 도시 협곡에서 에러 분포는 높은 시간-상관 관계를 가질 수 있다. 즉, 노이즈가 비-가우시안 분포를 가지는 경우(예: 극단적인 값으로 인해 데이터가 오염된 경우), 측위 방법에 의한 결과 또한 편향되거나 부정확해질 수 있다. 따라서 정밀한 측위를 위해서는 극단적인 측정결과를 처리하거나 시간-상관 관계를 탐색하는 것이 필요할 수 있다. 과거 측정들 사이의 시간-상관관계를 동시에 탐색하기 위해 요인 그래프 최적화가 이용될 수 있다. 이때, 저궤도 기반 통신은 전통적인 중궤도(medium earth orbit, MEO) 및 정지궤도(geostationary, GEO) 위성 기반 통신에 비해 여러가지 장점이 있을 수 있다.

- [59] 현재 GNSS 콘스텔레이션(constellations)은 양질의 기하학적 LOS 벡터를 제공하는데 비효율적이다. 반면에, 메가 저궤도 위성 콘스텔레이션은 수천대가 넘는 우주선들(space vehicles, SVs)이 투입됨으로써 많은 LOS 벡터를 제공할 수 있다. 따라서 최근에는 저궤도 위성 기반의 측위, 네비게이션, 시간측정, 원격감지 및 통신(LEO-PNTRC)에 대한 연구가 활발하게 진행되고 있다.
- [60] 많은 수의 저궤도(low earth orbit, LEO) 위성 콘스텔레이션은 지구와 가까운 궤도를 가지고 있다. 따라서, 저궤도 위성 콘스텔레이션은 도플러 주파수 천이(shift)를 측정을 위한 신뢰할 수 있는 소스가 될 수 있다. 전통적인 GNSS(global navigation satellite system)에서, 높은 주파수 천이는 의사거리기반의 방법의 대안으로 이용될 수 있다. 측위 방법 기반의 요인 그래프 최적화(factor graph optimization, FGO)는 도시 협곡에서 높은 시간-상관(time-correlation) 및 비-가우시안(non-Gaussian)을 처리할 수 있고, 과거의 측정들 간의 시간-상관을 동시에 탐색할 수 있다.

- [61] 본 개시는 저궤도 위성 콘스텔레이션을 이용한 강력한 도플러 천이 측정을 이용하는 측위 방법 기반의 요인 그래프 최적화를 제안한다. 요인 그래프 최적화를 수행함에 있어서, 오차 함수역할을 수행할 수 있는 델타 범위 요인(delta range factor) 및 도플러 속도 요인(doppler velocity factor)이 고려될 수 있다. 델타 범위 요인은 도플러 천이 측정과 관찰 사이의 오차를 지시할 수 있다. 도플러 속도 요인은 두 개의 연속적인 에포크(epoch)들 사이의 도플러 속도 측정과 관찰 사이의 오차를 지시할 수 있다. 요인 그래프 최적화에서 추정 상태(estimation state)는 도플러 속도 요인을 이용하여 연결될 수 있다. 이때, 도플러 편이를 측정하기 위해서는 위성과 통신이 필요할 수 있다.
- [62]
- [63] 도 7은 본 개시의 일 실시예에 따른 저궤도 위성을 이용한 측위 방법의 환경을 나타낸 도면이다. 저궤도 위성은 GNSS의 정지궤도 및 중궤도 위성에 비해 지구에 상대적으로 더 가깝게 접근할 수 있다. 저궤도 위성은 고도 780km의 궤도를 가질 수 있기 때문에 GNSS 신호보다 20dB 이상 강한 신호를 단말에게 전달할 수 있다. 저궤도 위성 콘스텔레이션은 LOS 벡터를 충분히 다양하게 제공할 수 있다. 단말은 지평선 너머의 복수의 위성 중 네트워크 통신 및 등록 절차에 가장 적합한 위성을 선택할 수 있다. 저궤도 위성의 신호는 실내까지 침투할 수 있으며, 저궤도 위성 통신 시스템은 깊은 도시 협곡 환경에서도 양호한 커버리지를 제공할 수 있다. 또한 통신 지연 시간이 700ms에서 100ms로 단축될 수 있고, 지구 궤도에 가까운 저궤도 위성은 강한 신호 전력과 높은 도플러 주파수 천이 범위($\pm 40\text{kHz}$)를 제공할 수 있다. 따라서, 저궤도 위성 신호의 도플러 천이 기반 측위 기술은 현재의 의사거리 기반 GNSS의 대안이 될 수 있다. 본 개시에서, 다른 종류의 센서(INS, IMU)등의 데이터를 사용하지 않고, 저궤도 위성 콘스텔레이션을 이용한 도플러 천이 측정 기반의 요인 그래프 최적화 시스템이 제안될 수 있다.
- [64] 요인 그래프 최적화에서 저궤도 위성 신호의 도플러 천이 측정 값이 이용될 수 있다. 요인 그래프 최적화에서 각 요인은 오차 함수의 역할을 할 수 있고, 델타 범위 요인 및 도플러 속도 요인(doppler velocity factor)이 고려될 수 있다. 델타 범위 요인은 도플러 측정과 관찰 사이의 오차를 지시할 수 있다. 도플러 속도 요인은 두 개의 연속적인 에포크들 사이의 도플러 속도 측정과 관찰 사이의 오차를 지시할 수 있다. 요인 그래프 최적화에서 추정 상태(estimation state)는 도플러 속도 요인을 이용하여 연결될 수 있다.
- [65] 요인 그래프는 이분 무방향성 그래프(bipartite undirected graph)이며, 많은 변수가 있는 거대 함수를 작은 로컬 하위 집합으로 인수분해를 하기 위한 모델링에 사용될 수 있다. 공동 확률 분포는 하기 [수학식 1]과 같이 여러 단일 요인들의 곱으로 표현될 수 있으므로, 거대 함수가 더 쉽게 분석될 수 있다.

[66] [수식1]

$$g(X_1, X_2, \dots, X_n) = \prod_{j=1}^m f_j(S_j)$$

[67] [수학식 1]에서,

$$g(X_1, X_2, \dots, X_n)$$

은 공동 확률 분포를 의미하고,

$$S_j$$

는 변수

$$(X_1, X_2, \dots, X_n)$$

의 로컬 하위 집합을 의미하고,

$$f_j(\cdot)$$

은 공동 확률 분포의 요인을 의미한다. 또한, 요인 그래프는 미지의 상태와 요인의 관계를 표현할 때 사용될 수 있다.

[68] 도 8은 본 개시의 일 실시예에 따른 요인 그래프의 구조를 나타낸 도면이다. 요인 그래프는 알려지지 않은 상태 변수(예: 변수 노드)와 상태 변수의 함수인 요인(예: 요인 노드)의 시각적 표현이다. 본 개시의 일 예로, 요인으로 델타 범위 요인 및 도플러 속도 요인이 고려될 수 있다. 도플러 속도 요인은 상태 변수들 사이를 연결시키는데 사용될 수 있다. 델타 범위 요인은 상태 변수 각각마다 위성의 수만큼 연결될 수 있다. 도플러 속도 요인은 단말의 위치와 관련된 요인을 의미할 수 있으며, 델타 범위 요인은 7위성에서 전송한 신호와 단말이 수신한 신호의 주파수 차이인 도플러 천이와 관련된 요인을 의미할 수 있다. 도 8에서 델타 레인지 요소는 각 상태 노드마다 4개가 연결되고 있고, 이는 고려하는 위성 신호의 개수가 4개인 상황을 가정한 것이다. 위성 신호의 개수는 단말의 성능, 목표하는 측위 정확도에 따라 달라질 수 있다.

[69] 상태 변수는 단말의 위치, 단말의 속도, 및 단말의 클록 바이어스 중 적어도 하나를 포함할 수 있다. 따라서 상태 변수는 하기 [수학식 2]와 같이 구성될 수 있다.

[70] [수식2]

$$\mathbf{x} = [\mathbf{x}_{u,k}, \mathbf{x}_{u,k+1}, \dots, \mathbf{x}_{u,k+n}], \quad \text{s.t. } \mathbf{x}_{u,k} = (\mathbf{r}_{u,k}, \mathbf{v}_{u,k}, t_{u,k})^T \text{ and } k = 1, 2, \dots, n$$

[71] [수학식 2]에서,

$$\mathbf{x}_{u,k}$$

는 k번째 에포크에서 단말(수신기)의 상태를 의미하고,

$$\mathbf{r}_{u,k}$$

는 단말의 위치를 의미하고,

$$\mathbf{v}_{u,k}$$

는 단말의 속도를 의미하고,

$\dot{t}_{u,k}$

는 단말의 클록 드리프트(clock drift)를 의미한다.

- [72] 상태변수를 [수학식 2]와 같이 구성함으로써, 도플러 속도 요인은 두 연속된 상태 변수를 기반으로 결정될 수 있으므로, 속도에 관련된 요인이 될 수 있다. 모든 단말의 상태 및 위성의 위치는 지구 중심 고정 좌표계(earth-entered earth-fixed, ECEF) 프레임 기준으로 고려될 수 있다. 상태 변수에 단말의 위치와 함께 속도 및 클록 드리프트가 포함됨으로써, 측위를 수행할 때, 단말의 속도가 고려될 수 있고, 더욱 더 정밀한 측위가 가능해질 수 있다. 도 8을 참고하면, 단말은 위성으로부터 신호를 수신하고, 단말은 도플러 천이를 측정하고, 측정한 도플러 천이를 기반으로 델타 범위 요소 및 도플러 속도 요인을 결정하고 요인 그래프를 기반으로 최적화를 수행함으로써, 상태 변수의 집합인 x 를 결정할 수 있고, 구체적인 방법은 하기에서 서술한 방법이 이용될 수 있다.

- [73] 도 9는 본 개시의 일 실시예에 따른 도플러 천이가 발생하는 예를 도시한 도면이다. 본 개시에서, 도플러 천이는 단말(910)과 저궤도 위성(920)사이의 상대적인 움직임으로 인한 전자기 신호의 주파수 변화를 의미한다. 도 9와 같이 단말(910) 및 저궤도 위성(920)이 움직이고 있다고 가정할 수 있다.

 t_0

및

 t

시점에서, 저궤도 위성(920)의 위치는 각각

 S_{t_0}

및

 S_t

이다. P 및 Q는 각각

 t_0

및

 t

시점에서, 저궤도 위성(920)의 직하점(sub-satellite point)를 의미한다. 단말(910)과 저궤도 위성(920)사이의 LOS 벡터 \mathbf{r} 은 점선으로 표시되었다.

- [74] 도플러 천이는 하기 [수학식 3]과 같이 표현될 수 있다.

- [75] [수식3]

$$f_d = \frac{\dot{\mathbf{r}}}{\lambda}$$

- [76] [수학식 3]에서,

 f_d

는 도플러 천이를 의미하고,

- $\dot{\mathbf{r}}$
 는 LOS 벡터 변화율을 의미하고,
 λ
 는 저궤도 위성(920)이 전송한 신호의 파장을 의미한다.
- [77] 저궤도 위성(920)이 전송한 신호의 주파수가
 f
 에 대해서,
 λ
 은 하기 [수학식 4]와 같이 표현될 수 있다.
- [78] [수식4]

$$\lambda = \frac{c}{f}$$
- [79] [수학식 4]에서 c 는 광속을 의미한다.
- [80] 단말(910)과 저궤도 위성(920)사이의 LOS 벡터 \mathbf{r} 은 하기 [수학식 5]와 같이 나타낼 수 있다.
- [81] [수식5]

$$\mathbf{r} = \mathbf{r}_s - \mathbf{r}_u$$
- [82] [수학식 5]에서,
 \mathbf{r}_s
 는 저궤도 위성(920)의 위치를 의미하고,
 \mathbf{r}_u
 는 단말(910)의 위치를 의미한다.
- [83] $\dot{\mathbf{r}}$
 는 시간에 대한 LOS 벡터 \mathbf{r} 의 변화량으로 볼 수 있으므로, 하기 [수학식 6]과 같이 나타낼 수 있다.
- [84] [수식6]

$$\dot{\mathbf{r}} = \left\{ \frac{\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_u}{\|\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_u\|} \cdot (\mathbf{v}_s - \mathbf{v}_u) \right\}$$
- [85] [수학식 6]에서
 \mathbf{v}_s
 는 저궤도 위성(920)의 속도를 의미하고,
 \mathbf{v}_u
 는 단말(910)의 속도를 의미한다.
- [86] 따라서 상술한 [수학식 3]에 [수학식 4] 및 [수학식 6]을 적용하면 하기 [수학식 7]과 같이 표현될 수 있다.

[87] [수식7]

$$f_d = \left\{ \frac{\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_u}{\|\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_u\|} \cdot (\mathbf{v}_s - \mathbf{v}_u) \right\} \frac{f}{c}$$

[88] 한편, 단말(910)에서 사용되는 클록(clock)은, 원자 클록(atomic clock)을 갖는 GNSS 위성만큼은 정확하지 않을 수 있다. 따라서, 단말(910)의 클록은 오차(bias)를 가질 수 있다. 단말(910)의 클록 오차는 클록 드리프트(receiver clock drift)로 불릴 수 있다. 단말(910)의 클록 드리프트를

$$t_u$$

라 하면, 수신된 신호의 주파수의 추정에서 발생하는 오류

$$\delta f$$

는 하기 [수학식 8]과 같이 표현될 수 있다.

[89] [수식8]

$$\delta f = t_u f$$

[90] 단말(910)이 수신한 신호의 주파수

$$f_u$$

와 저궤도 위성(920)이 전송한 신호의 주파수

$$f$$

의 차이는 하기 [수학식 9]와 같이 표현될 수 있다.

[91] [수식9]

$$f_u - f = f_u + \delta f + \varepsilon_f$$

[92] [수학식 9]에서,

$$\varepsilon_f$$

는 측정 노이즈를 의미한다.

[93] [수학식 9]에 [수학식 7] 및 [수학식 8]을 적용하고, 양변에

$$\frac{c}{f}$$

를 곱하면 하기 [수학식 10]과 같이 표현될 수 있다.

[94] [수식10]

$$(f_u - f) \frac{c}{f} = \left\{ \frac{\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_u}{\|\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_u\|} \cdot (\mathbf{v}_s - \mathbf{v}_u) \right\} + ct_u + \varepsilon_f$$

[95] [수학식 10]의 좌항을 델타 범위

$$\dot{\rho}$$

로 정의하면 하기 [수학식 11]과 같이 나타낼 수 있다.

[96] [수식11]

$$\dot{\rho} = \left\{ \frac{\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_u}{\|\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_u\|} \cdot (\mathbf{v}_s - \mathbf{v}_u) \right\} + ct_u + \varepsilon_f$$

[97] 단말(910)은 복수의 다른 저궤도 위성들로부터 복수의 신호를 추출할 수 있다. 따라서 복수의 저궤도 위성들 각각의 신호에 대한 도플러 천이가 계산될 수 있

다. 따라서 n 개의 저궤도 위성에 대한 델타 범위는 하기 [수학식 12]와 같이 나타낼 수 있다.

[98] [수식12]

$$\begin{aligned}\dot{\rho}^{[1]} &= \frac{\mathbf{r}_s^{[1]} - \mathbf{r}_u}{\|\mathbf{r}_s^{[1]} - \mathbf{r}_u\|} \cdot (\mathbf{v}_s^{[1]} - \mathbf{v}_u) + ct_u + \tilde{\xi}_f^{[1]} \\ \dot{\rho}^{[2]} &= \frac{\mathbf{r}_s^{[2]} - \mathbf{r}_u}{\|\mathbf{r}_s^{[2]} - \mathbf{r}_u\|} \cdot (\mathbf{v}_s^{[2]} - \mathbf{v}_u) + ct_u + \tilde{\xi}_f^{[2]} \\ &\vdots \\ \dot{\rho}^{[n]} &= \frac{\mathbf{r}_s^{[n]} - \mathbf{r}_u}{\|\mathbf{r}_s^{[n]} - \mathbf{r}_u\|} \cdot (\mathbf{v}_s^{[n]} - \mathbf{v}_u) + ct_u + \tilde{\xi}_f^{[n]}\end{aligned}$$

[99] [수학식 12]에서,

$$\dot{\rho}^{[k]}$$

는 k 번째 저궤도 위성의 델타 범위를 의미하고,

$$\mathbf{r}_s^{[k]}$$

는 k 번째 위성의 위치를 의미하고,

$$\mathbf{v}_s^{[k]} = [v_{x,s}^{[k]}, v_{y,s}^{[k]}, v_{z,s}^{[k]}]$$

는 k 번째 위성의 속도를 의미한다.

[100] 일 예로, GNSS와 같이 4개의 저궤도 위성이 이용될 수 있다. 단, 저궤도 위성의 개수는 특정 숫자로 한정되지 않으며, 단말의 성능 및 목적에 따라 수신하는 저궤도 위성의 개수는 다르게 구현될 수 있다. [수학식 12]를 기반으로 실제로 측정된 델타 범위

$$\dot{\rho}^{[k]}$$

는 이론적으로는 [수학식 12]의 우항의 계산과 동일할 수 있다. 단말은 위성의 속도 및 위치를 천체 데이터를 통해 알 수 있으므로, [수학식 12]의 우항은 단말의 위치, 속도, 및 클록 드리프트의 함수로 볼 수 있다. 즉, [수학식 12]의 우항은 단말의 위치, 속도, 및 클록 드리프트를 단말이 추정된 결과에 따라 변화할 수 있는 값으로 볼 수 있으며, 이를 기반으로 관찰 함수를 정의할 수 있다.

[101] 단말(910)의 위치 및 표류(position and drift vector) 벡터

$$\mathbf{x} = [\mathbf{r}_u, \mathbf{v}_u, ct_u]^T = [x_u, y_u, z_u, v_{x,u}, v_{y,u}, v_{z,u}, ct_u]^T$$

및 델타 범위 측정 벡터

$$\dot{\rho} = [\dot{\rho}^{[1]} \dot{\rho}^{[2]} \dots \dot{\rho}^{[n]}]^T$$

에 대해서, 도플러 천이를 측정하기 위한 관찰 함수(observation function)은 하기 [수학식 13]과 같이 나타낼 수 있다.

[102] [수식 13]

$$h^d(\mathbf{x}_{u,t}) = \begin{bmatrix} \frac{\mathbf{r}_s^{[1]} - \mathbf{r}_u}{\|\mathbf{r}_s^{[1]} - \mathbf{r}_u\|} \cdot (\mathbf{v}_s^{[1]} - \mathbf{v}_u) + ct_u + \tilde{\xi}_f^{[1]} \\ \frac{\mathbf{r}_s^{[2]} - \mathbf{r}_u}{\|\mathbf{r}_s^{[2]} - \mathbf{r}_u\|} \cdot (\mathbf{v}_s^{[2]} - \mathbf{v}_u) + ct_u + \tilde{\xi}_f^{[2]} \\ \vdots \\ \frac{\mathbf{r}_s^{[n]} - \mathbf{r}_u}{\|\mathbf{r}_s^{[n]} - \mathbf{r}_u\|} \cdot (\mathbf{v}_s^{[n]} - \mathbf{v}_u) + ct_u + \tilde{\xi}_f^{[n]} \end{bmatrix}$$

[103] $h^d(\mathbf{x}_{r,t})$

의 야코비안 행렬(Jacobian matrix)은 하기 [수학식 14]와 같이 나타낼 수 있다.

[104] [수식 14]

$$\mathbf{H}_t^d = \begin{bmatrix} \frac{\Delta v_{x_1}}{\rho_1} (e_{x_1}^2 - 1) & \frac{\Delta v_{y_1}}{\rho_1} (e_{y_1}^2 - 1) & \frac{\Delta v_{z_1}}{\rho_1} (e_{z_1}^2 - 1) & -e_{x_1} & -e_{y_1} & -e_{z_1} & c \\ \frac{\Delta v_{x_2}}{\rho_2} (e_{x_2}^2 - 1) & \frac{\Delta v_{y_2}}{\rho_2} (e_{y_2}^2 - 1) & \frac{\Delta v_{z_2}}{\rho_2} (e_{z_2}^2 - 1) & -e_{x_2} & -e_{y_2} & -e_{z_2} & c \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\Delta v_{x_n}}{\rho_n} (e_{x_n}^2 - 1) & \frac{\Delta v_{y_n}}{\rho_n} (e_{y_n}^2 - 1) & \frac{\Delta v_{z_n}}{\rho_n} (e_{z_n}^2 - 1) & -e_{x_n} & -e_{y_n} & -e_{z_n} & c \end{bmatrix}$$

[105] [수학식 14]에서,

 ρ_n

은

$$\|\mathbf{r}_s^{[n]} - \mathbf{r}_u\|$$

를 의미하고,

$$\Delta v_{x_n}$$

는

$$v_{x,s}^{[n]} - v_{x,u}$$

를 의미하고,

$$\Delta v_{y_n}$$

는

$$v_{y,s}^{[n]} - v_{y,u}$$

를 의미하고,

$$\Delta v_{z_n}$$

는

$$v_{z,s}^{[n]} - v_{z,u}$$

를 의미하고,

$$e_{x_n}$$

는

$$\frac{(r_{x,s}^{[n]} - x_u)}{\|r_s^{[n]} - r_u\|}$$

를 의미하고,

$$e_{y_n}$$

는

$$\frac{(r_{y,s}^{[n]} - y_u)}{\|r_s^{[n]} - r_u\|}$$

의미하고,

$$e_{z_n}$$

는

$$\frac{(r_{z,s}^{[n]} - z_u)}{\|r_s^{[n]} - r_u\|}$$

를 의미한다.

[106] 단말은 위성으로부터 측정된 주파수 천이를 기반으로 델타 범위 측정 벡터

$$\hat{\rho}_{u,t}^s$$

를 결정할 수 있고, 델타 범위 요인에 대한 오차 함수는

$$\mathbf{e}_{u,t}^s$$

는 하기 [수학식 15]와 같이 나타낼 수 있다.

[107] [수식15]

$$\|\mathbf{e}_{u,t}^s\|_{\Sigma_{u,t}^s}^2 = \|\hat{\rho}_{u,t}^s - h^d(\mathbf{x}_{u,t})\|_{\Sigma_{u,t}^s}^2$$

[108] [수학식 15]에서,

$$\Sigma_{u,t}^s$$

는 공분산 행렬을 의미하고,

$$\|\cdot\|_{\Sigma_{u,t}^s}$$

는 공분산 행렬

$$\Sigma_{u,t}^s$$

을 기반으로 한 마할라노비스(Mahalanobis) 거리를 의미한다.

[109] $\Sigma_{u,t}^s$

은 위성의 고도각(elevation angle) 및 반송파 대 잡음비(C/N_0)

$$C/N_0$$

)를 기반으로 계산될 수 있다. 고도각을 결정하기 위해, 단말은 [수학식 12] 및 [수학식 14]를 기반으로 최소 자승법을 이용함으로써, 단말의 위치를 최초 위치를 추정할 수 있다. 위성의 위치는 천체 데이터 기반으로 획득할 수 있으므로, 단말은 추정한 처음 위치 및 위성의 위치를 기반으로 고도각을 계산할 수 있다.

[110] 시간 t 에 대해서, 단말(910)의 속도에 관한 관찰 모델을 하기 [수학식 16]과 같이 나타낼 수 있다.

[111] [수식16]

$$\hat{\mathbf{v}}_{u,t} = h_{u,t}^{DV}(\mathbf{x}_{u,t+1}, \mathbf{x}_{u,t}) + \boldsymbol{\omega}_{u,t}^{DV}$$

[112] [수학식 16]에서,

$$\hat{\mathbf{v}}_{u,t}$$

는 [수학식 12] 및 [수학식 14]를 이용한 최소 자승법(least square method) 기반으로 결정한 속도 측정 벡터를 의미하고,

$$h_{u,t}^{DV}(\mathbf{x}_{u,t+1}, \mathbf{x}_{u,t})$$

는 속도 측정을 위한 관찰 함수를 의미하고,

$$\boldsymbol{\omega}_{u,t}^{DV}$$

는 속도 측정에 관련된 잡음을 의미한다.

[113] 속도 측정을 위한 관찰 함수

$$h_{u,t}^{DV}(\mathbf{x}_{u,t+1}, \mathbf{x}_{u,t})$$

는 하기 [수학식 17]과 같이 나타낼 수 있다.

[114] [수식17]

$$h_{u,t}^{DV}(\mathbf{x}_{u,t+1}, \mathbf{x}_{u,t}) = \begin{bmatrix} (x_{u,t+1} - x_{u,t})/\Delta t \\ (y_{u,t+1} - y_{u,t})/\Delta t \\ (z_{u,t+1} - z_{u,t})/\Delta t \end{bmatrix}$$

[115] [수학식 17]에서,

$$\Delta t$$

은 두 연속적인 에포크 사이의 시간 간격을 의미한다.

[116] 델타 범위 측정 벡터

$$\hat{\boldsymbol{\rho}}_{u,t}^s$$

에 관한 도플러 속도 요인에 대한 오차 함수

$$\mathbf{e}_{u,t}^{DV}$$

는 하기 [수학식 18]과 같이 나타낼 수 있다.

[117] [수식18]

$$\|\mathbf{e}_{u,t}^{DV}\|_{\boldsymbol{\Sigma}_{u,t}^{DV}}^2 = \|\hat{\mathbf{v}}_{u,t} - h_{u,t}^{DV}(\mathbf{x}_{u,t+1}, \mathbf{x}_{u,t})\|_{\boldsymbol{\Sigma}_{u,t}^{DV}}^2$$

[118] [수학식 18]에서

$$\boldsymbol{\Sigma}_{u,t}^{DV}$$

는 공분산 행렬을 의미하고,

$$\|\cdot\|_{\Sigma_{u,t}^{DV}}$$

는 공분산 행렬

$$\Sigma_{u,t}^{DV}$$

을 기반으로 한 마할라노비스 거리를 의미한다.

[119] $\Sigma_{u,t}^{DV}$

은 위성의 고도각 및 반송파 대 잡음비(C/N_0)

$$C/N_0$$

)를 기반으로 계산될 수 있다. 도플러 속도 요인은 연속한 두 상태 변수를 기반으로 결정되기 된다. 따라서 도 9에서 표시된 바와 같이

$$\mathbf{x}_{u,t+1}$$

과

$$\mathbf{x}_{u,t}$$

사이에 도플러 속도 요인이 엣지(edge)로 연결될 수 있다.

[120] 따라서, 요인 그래프 최적화 기반 측위를 위한 목적 함수는 오차 함수의 합으로 표현될 수 있고, 단말은 하기 [수학식 19]와 같이 목적 함수의 값이 최소가 되는 상태 변수 \mathbf{x} 를 추정함으로써 측위를 수행할 수 있다.

[121] [수식19]

$$\mathbf{x}^* = \arg \min_{\mathbf{x}} \sum_{s,t} \|\mathbf{e}_{u,t}^s\|_{\Sigma_{u,t}^s}^2 + \|\mathbf{e}_{u,t}^{DV}\|_{\Sigma_{u,t}^{DV}}^2$$

[122] 도 10은 본 개시의 일 실시예에 따른 저궤도 위성들을 이용하여 측위를 수행하는 절차를 나타낸 도면이다. 도 10을 참고하면, 단말은 적어도 하나의 위성의 신호를 수신함으로써, 현재 단말의 위치를 추정할 수 있다.

[123] S1001 단계에서, 단말은 저궤도 위성들로부터 신호를 수신한다. 수신되는 신호는 이동통신 등을 위한 신호일 수 있으나 특정 신호로 한정되는 것은 아니다. 위성파 단말이 통신을 하기 위한 신호 또는 측위를 위한 별도의 기준 신호 중 적어도 하나가 사용될 수 있다. 도시 협곡에 있는 단말은 저궤도 위성 콘스텔레이션에 투입된 수많은 위성 중 시야에 가리지 않는 위성을 선택할 수 있다.

[124] S1003 단계에서, 단말은 저궤도 위성들의 천체 데이터(ephemeris data)를 획득한다. 천체 데이터는 다양한 방법으로 획득될 수 있다. 일 예로, 저궤도 위성들은 자신의 천체 데이터를 브로드캐스트 방식으로 단말에게 전달할 수 있다. 다른 일 예로, 단말과 저궤도 위성들 사이에 RRC 연결을 통해 유니캐스트 방식으로 천체 데이터가 전달될 수 있다. 천체 데이터에는 주 번호(week number), 위성의 정확도 및 상태, 데이터의 나이, 위성의 클럭 보정 계수, 궤도에 관한 파라미터 값 중 적어도 하나가 포함될 수 있다. 위성들은 주기적으로 천체 데이터를 전송함으로써, 단말들은 위성들의 위치 및 속도를 추정할 수 있다. 천체 데이터는 TLE(two-

line element) 파일 형태로 제공될 수 있다. 또한 천체 데이터를 획득하기 위해 A-GPS(Assisted GPS) 기술이 사용될 수 있다. 위성의 위치를 빠르게 획득하기 위해서, 천체 데이터가 지상 통신망을 통해 단말에게 전송될 수 있다.

[125] S1005 단계에서, 단말은 도플러 천이를 측정한다. 단말은 수신한 신호의 주파수를 측정함으로써, 위성이 실제로 전송한 주파수와 단말에서 측정된 주파수 차이를 통해 도플러 천이를 측정할 수 있다. 측정된 도플러 천이는 오차 함수를 계산하는데 사용될 수 있다. 위성이 전송한 신호의 주파수는 특정 주파수로 기 설정될 수 있다. 따라서 단말은 기 설정된 주파수를 이미 알고 있는 상태에서 수신된 신호의 주파수와 비교함으로써, 도플러 천이를 측정할 수 있다. 다른 일 예로, 위성은 위성이 전송하는 주파수에 대한 정보를 포함한 천체 데이터를 단말에게 전송할 수 있다.

[126] S1007 단계에서, 단말은 델타 범위 요인 및 도플러 속도 요인을 결정한다. 단말은 먼저 요인 그래프 최적화 방법에서 사용할 상태 변수를 먼저 설정할 수 있다. 일 예로, 상태 변수는 단말의 위치, 단말의 속도 또는 수신기 클록 바이어스 중 적어도 하나를 포함할 수 있다. 상술한 바와 같이 델타 범위 요인은 단말의 상태 변수를 기반으로 결정될 수 있으며, 도플러 속도 요인은 연속한 두 상태 변수를 기반으로 결정될 수 있다. 따라서 연속한 두 상태 변수는 도플러 속도 요인에 의해서 연결될 수 있다. 델타 범위 요인에 대한 오차 함수는 [수학식 15]와 같이 델타 범위 측정 벡터와, 도플러 천이를 측정하기 위한 관찰함수의 차를 기반으로 결정될 수 있다. 도플러 속도 요인에 대한 오차 함수는 [수학식 18]과 같이 속도 측정 벡터와 속도 측정을 위한 관찰 함수의 차를 기반으로 결정될 수 있다. 단말은 위성의 고도각 및 반송파 대 잡음비(C/N_0)

)를 기반으로 공분산 행렬을 결정할 수 있고, 오차 함수는 공분산 행렬을 기반으로 마할라노비스 거리를 이용하는 방법으로 계산될 수 있다.

[127] 위성의 고도각은 단말의 위치 및 위성의 위치를 기반으로 결정될 수 있다. 단말은 위성의 위치를 천체 데이터를 기반으로 결정할 수 있다. 단말의 위치는 계산된 도플러 천이를 기반으로 최소 자승법(least square method)을 사용하여 1차적으로 추정된 위치를 사용할 수 있다. 일 예로, 1차적으로 추정된 단말의 위치는 [수학식 12] 및 [수학식 14]와 같이 델타 범위 요인을 기반으로 최소 자승법을 통해 추정될 수 있다.

[128] S1009 단계에서, 단말은 요인 그래프 최적화를 기반으로 단말의 위치를 결정한다. 단말이 추정하는 위치에 따라서, 오차함수에서 계산되는 값이 변경될 수 있다. 따라서 요인 그래프를 이용하는 단말의 위치 추정은 [수학식 19]와 같이 공분산을 기반으로 델타 범위 요인에 대한 오차 함수의 값과 도플러 속도 요인에 대한 오차 함수의 값의 합이 최소가 되는 상태 x 를 찾는 방법으로 결정될 수 있다.

[129] 상기에서 천체 데이터를 수신하는 단계(S1003)를 위성 신호를 수신하는 단계(S1001)단계 보다 뒤에 서술하였지만 천체 데이터를 수신하는 것은 위성의 위치

및 속도를 구하기 위한 기초 데이터를 얻기 위한 것으로, 위성 신호를 수신하는 단계보다 먼저 수행될 수 있다.

[130]

[131] 한편, 본 실시예와 관련된 기술 분야에서 통상의 지식을 가진 자는 상기된 기재의 본질적인 특성에서 벗어나지 않는 범위에서 변형된 형태로 구현될 수 있음을 이해할 수 있을 것이다. 그러므로 개시된 방법들은 한정적인 관점이 아니라 설명적인 관점에서 고려되어야 한다. 본 개시의 범위는 전술한 설명이 아니라 특허청구범위에 나타나 있으며, 그와 동등한 범위 내에 있는 모든 차이점은 본 개시에 포함된 것으로 해석되어야 할 것이다.

산업상 이용가능성

[132] 상술한 사항들은 다른 시스템에도 적용될 수 있다.

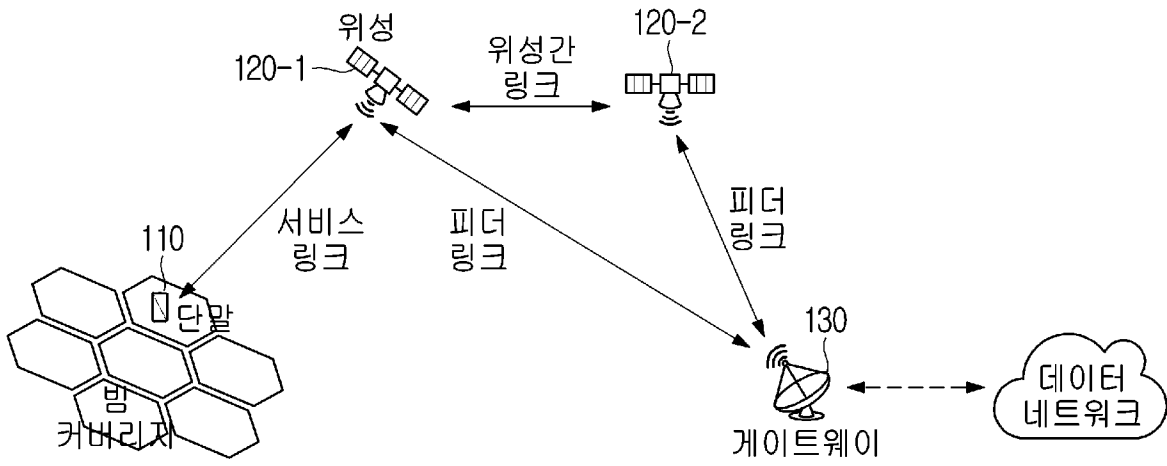
청구범위

- [청구항 1] 다중 저궤도 위성을 이용한 단말의 측위 방법에 있어서,
 적어도 하나의 저궤도 위성으로부터 각각 신호를 수신하는 단계;
 상기 저궤도 위성의 천체 데이터(ephemeris data)를 획득하는 단계;
 상기 천체 데이터 및 상기 신호를 기반으로 도플러 천이(doppler shift)를 결정하는 단계;
 요인 그래프 최적화(factor graph optimization)에서 사용될 상태 변수 및 적어도 하나의 요인을 결정하는 단계; 및
 상기 도플러 천이를 기반으로 상기 요인 그래프 최적화를 이용한 측위 결과를 획득하는 단계를 포함하는, 단말의 측위 방법.
- [청구항 2] 제1 항에 있어서,
 상기 적어도 하나의 요인은 델타 범위 요인 및 도플러 속도 요인을 포함하는, 단말의 측위 방법.
- [청구항 3] 제2 항에 있어서,
 상기 상태 변수는 상기 도플러 속도 요인에 의해서 연결되는, 단말의 측위 방법.
- [청구항 4] 제3 항에 있어서,
 상기 델타 범위 요인의 오차 함수 값은 델타 범위 측정 벡터와 도플러 천이를 측정하기 위한 관찰 함수의 차를 기반으로 결정되고,
 상기 도플러 속도 요인의 오차 함수 값은 속도 측정 벡터와 속도 측정을 위한 관찰 함수의 차를 기반으로 결정되는, 단말의 측위 방법.
- [청구항 5] 제4 항에 있어서,
 상기 델타 범위 요인 및 상기 도플러 속도 요인의 공분산 행렬(covariance matrix)은 상기 저궤도 위성의 고도각(elevation angle) 및 반송파 대 잡음비를 기반으로 결정되는, 단말의 측위 방법.
- [청구항 6] 제5 항에 있어서,
 상기 측위 결과는 상기 델타 범위 요인의 오차 함수 값, 상기 도플러 속도 요인의 오차 함수 값 및 공분산 행렬을 기반으로 결정되는, 단말의 측위 방법.
- [청구항 7] 제1 항에 있어서,
 상기 상태 변수는 상기 단말의 위치, 상기 단말의 속도 또는 수신기 클럭 바이어스 중 적어도 하나를 포함하는, 단말의 측위 방법.
- [청구항 8] 제1 항에 있어서,
 상기 천체 데이터는 상기 저궤도 위성들 각각의 상태, 데이터의 나이, 클럭 보정 계수 또는 궤도에 관한 파라미터 값 중 적어도 하나를 포함하는, 단말의 측위 방법.
- [청구항 9] 위성 통신을 이용하는 단말에 있어서,

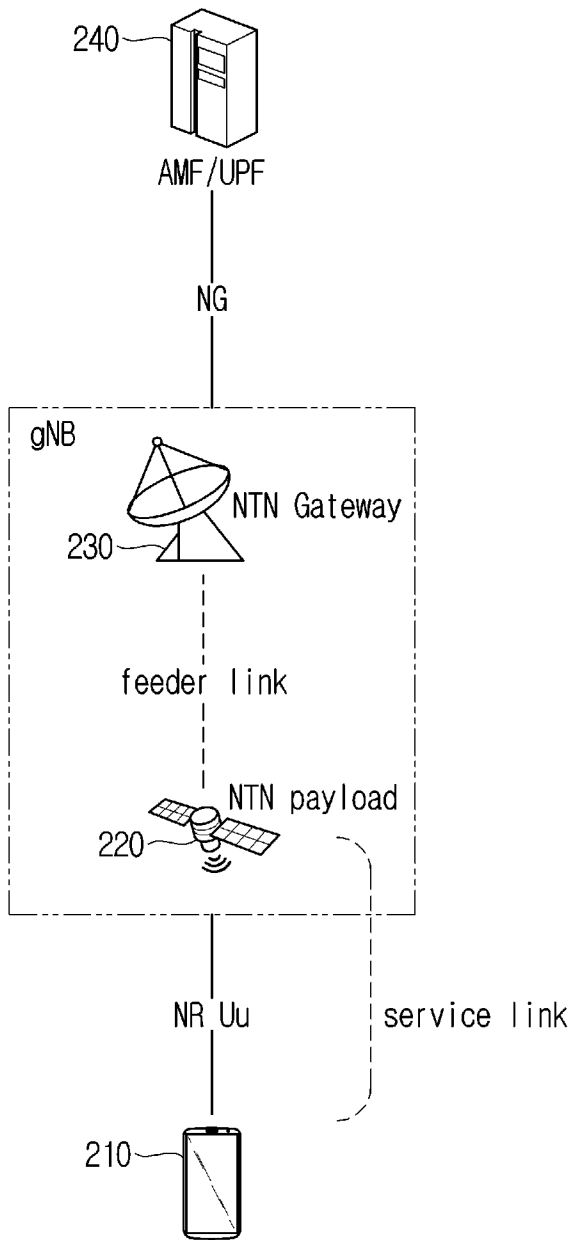
송수신기; 및
 상기 송수신기에 연결된 적어도 하나의 프로세서를 포함하며,
 상기 적어도 하나의 프로세서는,
 적어도 하나의 저궤도 위성으로부터 각각 신호를 수신하고,
 상기 저궤도 위성의 천체 데이터(ephemeris data)를 획득하고,
 상기 천체 데이터 및 상기 신호를 기반으로 도플러 천이(doppler shift)를 결정하고,
 요인 그래프 최적화(factor graph optimization)에서 사용될 상태 변수 및 적어도 하나의 요인을 결정하고; 및
 상기 도플러 천이를 기반으로 상기 요인 그래프 최적화를 이용한 측위 결과를 획득하는, 단말.

- [청구항 10] 제9 항에 있어서,
 상기 적어도 하나의 요인은 델타 범위 요인 및 도플러 속도 요인을 포함하는, 단말.
- [청구항 11] 제10 항에 있어서,
 상기 상태 변수는 상기 도플러 속도 요인에 의해서 연결되는, 단말.
- [청구항 12] 제11 항에 있어서,
 상기 델타 범위 요인의 오차 함수 값은 델타 범위 측정 벡터와 도플러 천이를 측정하기 위한 관찰 함수의 차를 기반으로 결정되고,
 상기 도플러 속도 요인의 오차 함수 값은 속도 측정 벡터와 속도 측정을 위한 관찰 함수의 차를 기반으로 결정되는, 단말.
- [청구항 13] 제12 항에 있어서,
 상기 델타 범위 요인 및 상기 도플러 속도 요인의 공분산 행렬(covariance matrix)은 위성의 고도각(elevation angle) 및 반송파 대 잡음비를 기반으로 결정되는, 단말.
- [청구항 14] 제13 항에 있어서,
 상기 측위 결과는 상기 델타 범위 요인의 오차 함수 값, 상기 도플러 속도 요인의 오차 함수 값 및 공분산 행렬을 기반으로 결정되는, 단말.
- [청구항 15] 제9 항에 있어서,
 상기 상태 변수는 상기 단말의 위치, 상기 단말의 속도 또는 수신기 클럭 바이어스 중 적어도 하나를 포함하는, 단말.
- [청구항 16] 제9 항에 있어서,
 상기 천체 데이터는 상기 저궤도 위성들 각각의 상태, 데이터의 나이, 클럭 보정 계수 또는 궤도에 관한 파라미터 값 중 적어도 하나를 포함하는, 단말.

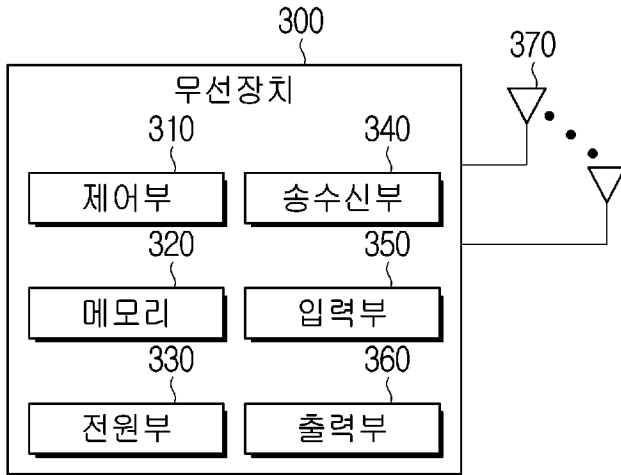
[도1]



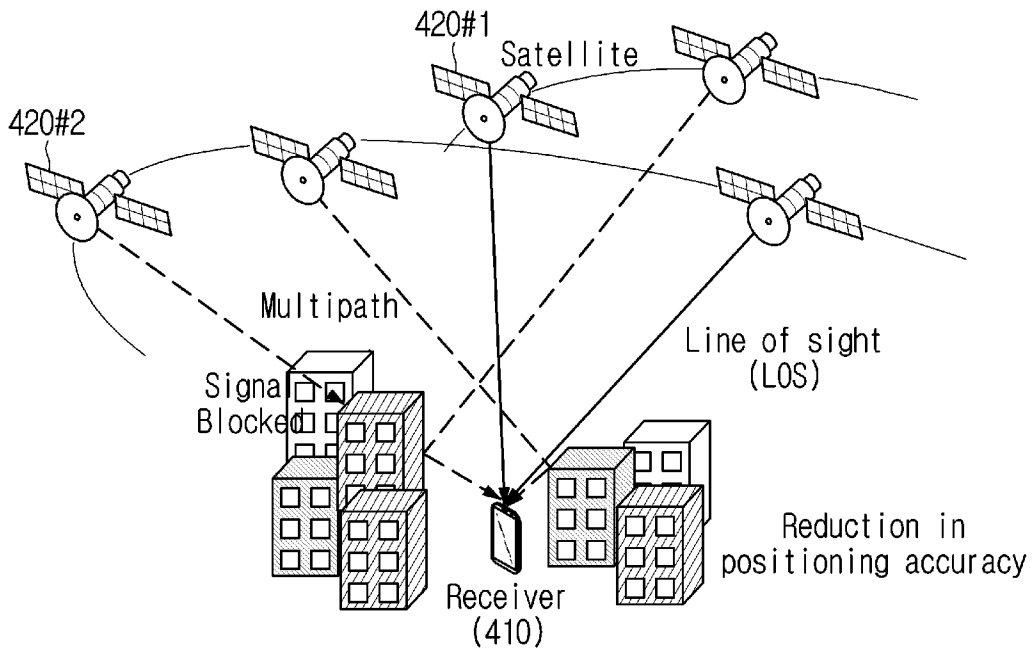
[도2]



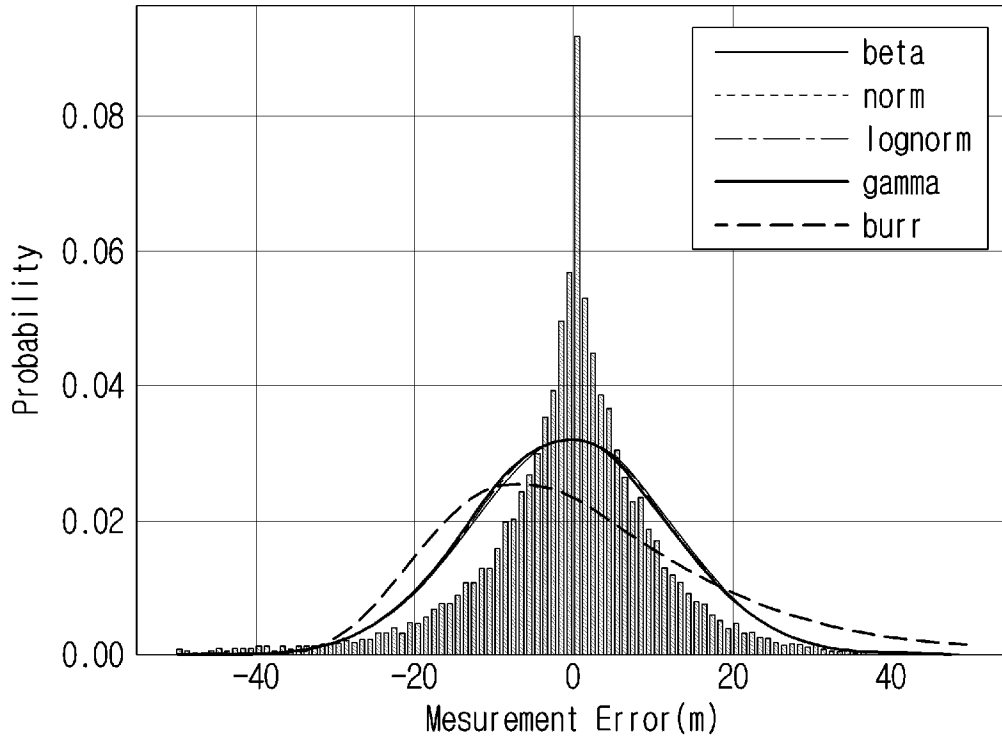
[도3]



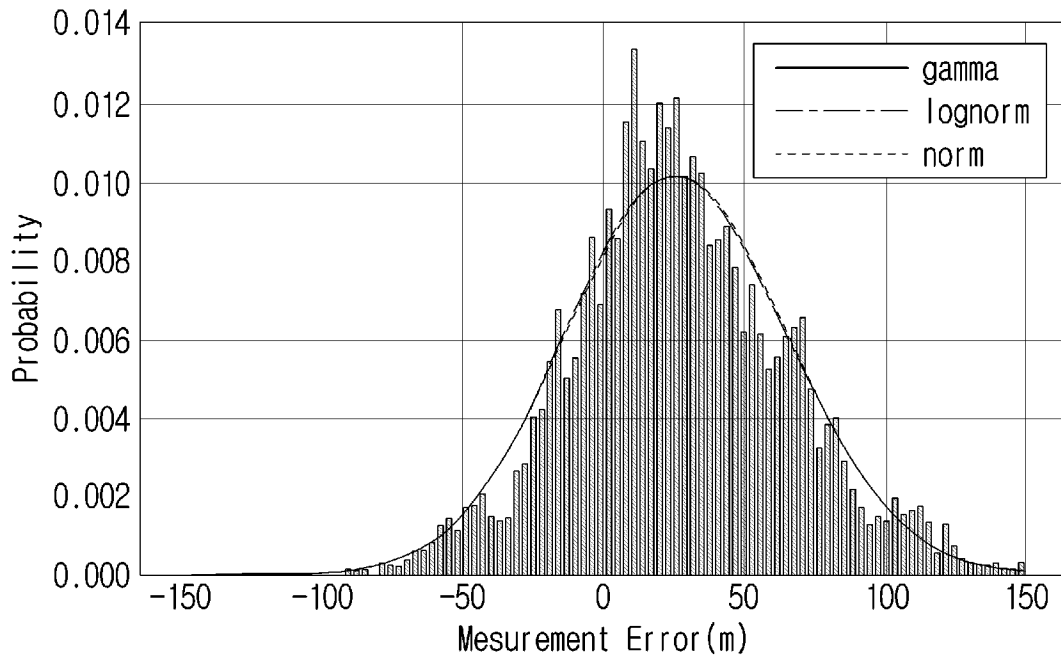
[도4]



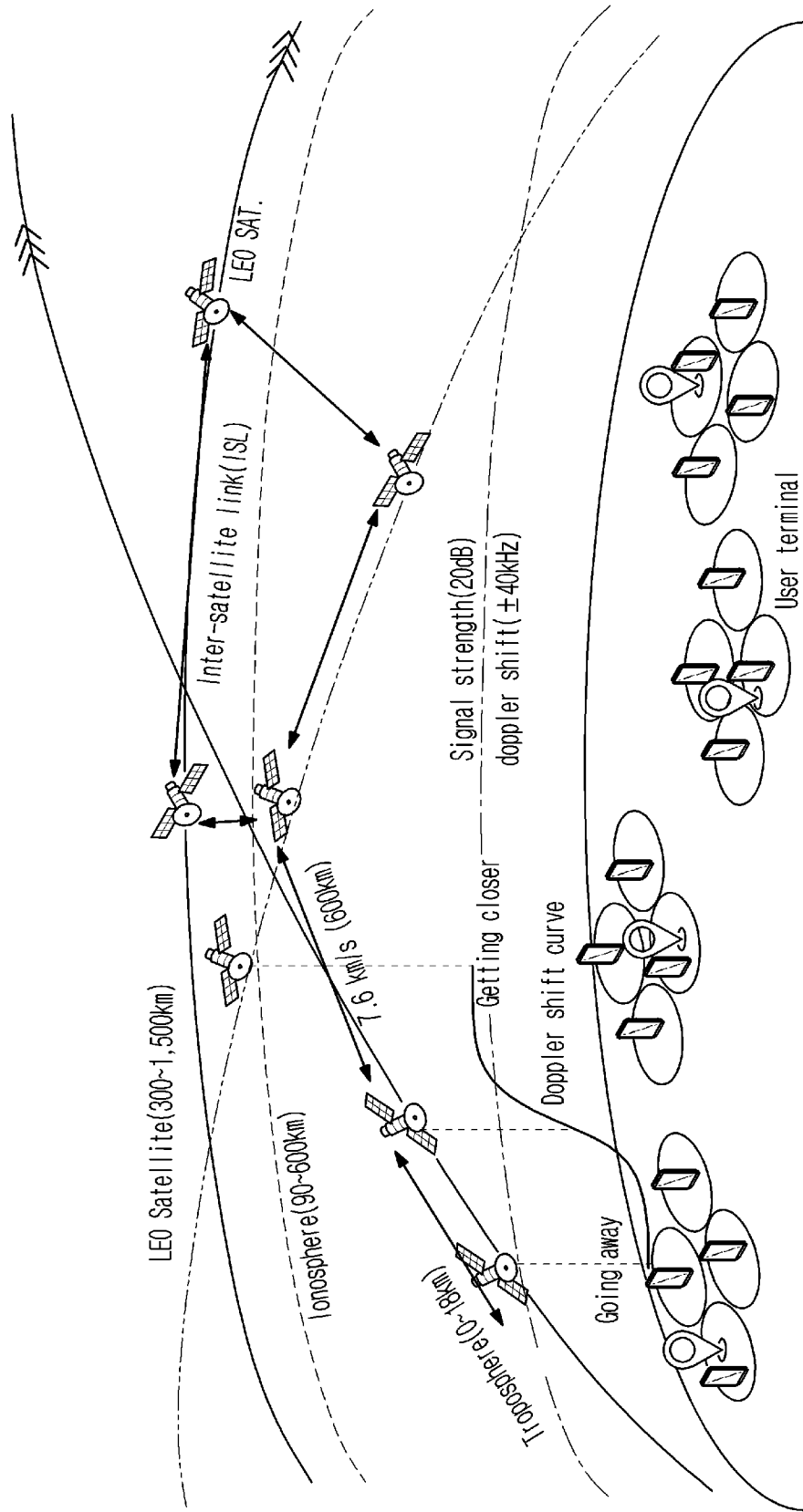
[도5]



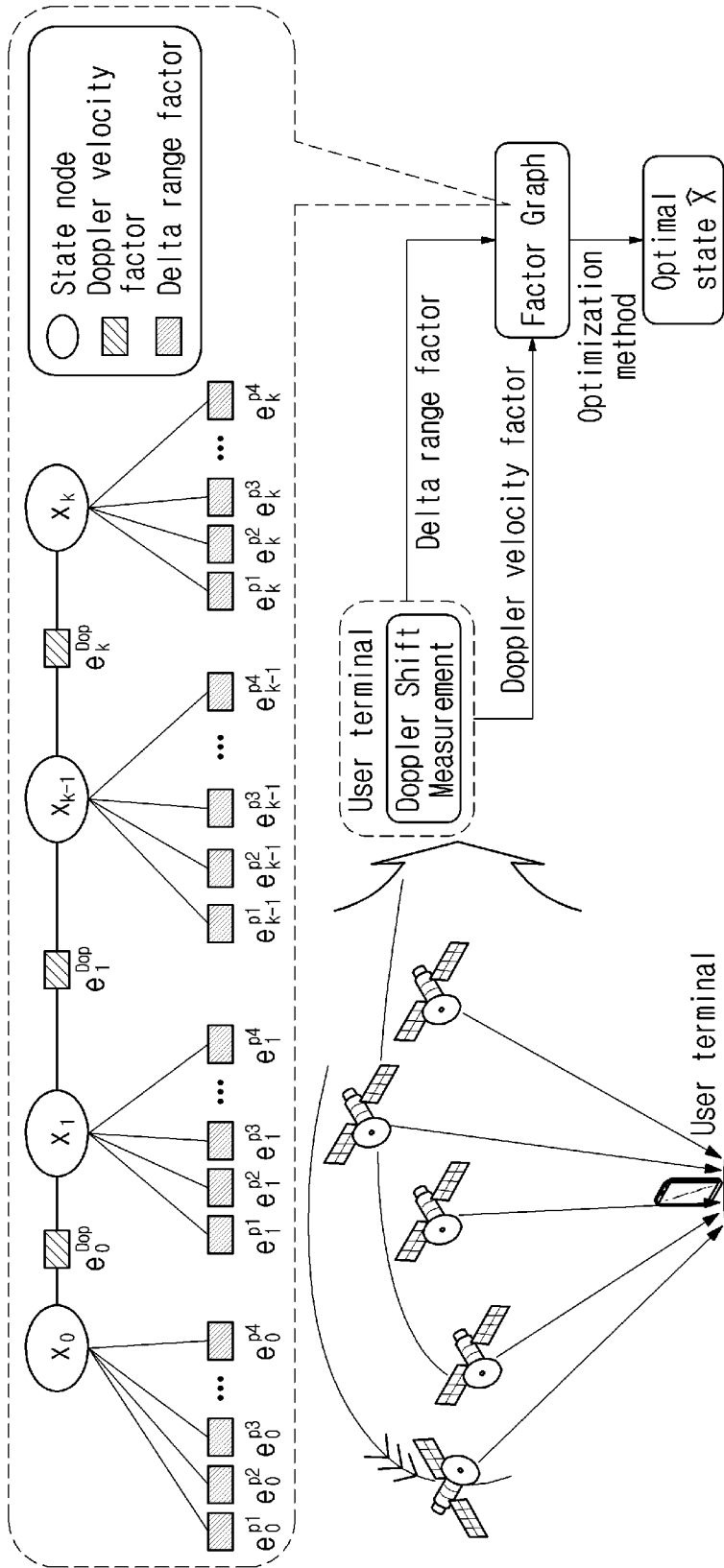
[도6]



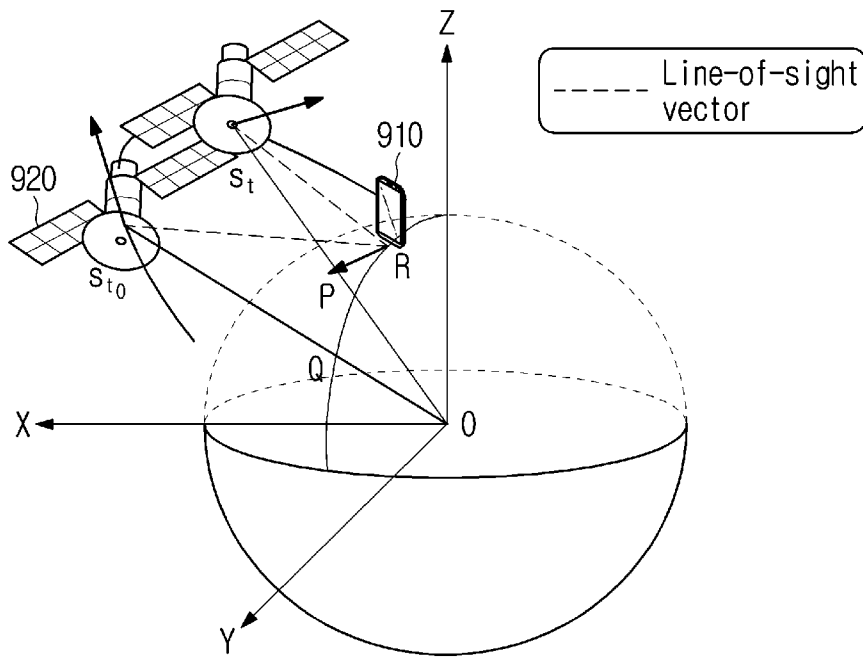
[도7]



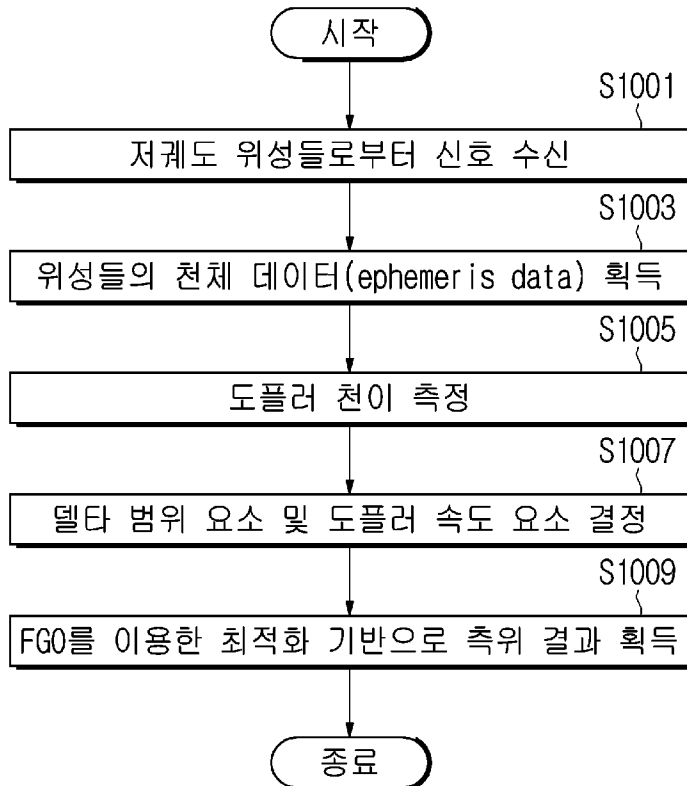
[도8]



[도9]



[도10]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/KR2023/012106

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER G01S 19/42(2010.01)i; G01S 5/02(2010.01)i		
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC		
B. FIELDS SEARCHED		
Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols) G01S 19/42(2010.01); B61L 25/02(2006.01); G01S 13/50(2006.01); G01S 19/11(2010.01); G01S 19/20(2010.01); G01S 19/23(2010.01); G01S 19/46(2010.01); G01S 3/38(2006.01); G01S 3/74(2006.01)		
Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched Korean utility models and applications for utility models: IPC as above Japanese utility models and applications for utility models: IPC as above		
Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used) eKOMPASS (KIPO internal) & keywords: GNSS, 저궤도 위성(low earth orbit satellite), 요인 그래프(factor graph), 측위 (positioning), 도플러(doppler)		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y A	KR 10-2504015 B1 (AJOU UNIVERSITY INDUSTRY-ACADEMIC COOPERATION FOUNDATION) 28 February 2023 (2023-02-28) See paragraphs [0055] and [0137]-[0140] and figures 4-6.	1-3,7-11,15-16 4-6,12-14
Y	WEN, Weisong et al. Towards Robust GNSS Positioning and Real-time Kinematic Using Factor Graph Optimization. 06 June 2021. [Retrieved on 05 February 2023]. Retrieved from <URL:https://arxiv.org/abs/2106.01594><doi.org/10.1109/ICRA48 506.2021.9562037>. See page 2.	1-3,7-11,15-16
Y	KR 10-1835432 B1 (KRRI) 09 March 2018 (2018-03-09) See paragraphs [0045]-[0046] and [0056], and figure 1.	1-3,7-11,15-16
A	KR 10-2021-0008384 A (BEIJING FUTURE NAVIGATION TECHNOLOGY CO., LTD.) 21 January 2021 (2021-01-21) See paragraphs [0088]-[0097] and figure 1.	1-16
<input checked="" type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C. <input checked="" type="checkbox"/> See patent family annex.		
* Special categories of cited documents: "A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance "D" document cited by the applicant in the international application "E" earlier application or patent but published on or after the international filing date "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified) "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed "T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention "X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone "Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art "&" document member of the same patent family		
Date of the actual completion of the international search 04 March 2024		Date of mailing of the international search report 04 March 2024
Name and mailing address of the ISA/KR Korean Intellectual Property Office Government Complex-Daejeon Building 4, 189 Cheongsaro, Seo-gu, Daejeon 35208 Facsimile No. +82-42-481-8578		Authorized officer Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/KR2023/012106

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	KR 10-2022-0157364 A (ALL.SPACE NETWORKS LIMITED) 29 November 2022 (2022-11-29) See paragraphs [0021]-[0030] and figures 2-3.	1-16

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.

PCT/KR2023/012106

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)			Publication date (day/month/year)
KR	10-2504015	B1	28 February 2023	WO	2024-005286	A1	04 January 2024
KR	10-1835432	B1	09 March 2018	None			
KR	10-2021-0008384	A	21 January 2021	AU	2018-426890	A1	24 December 2020
				CN	109001786	A	14 December 2018
				EP	3805804	A1	14 April 2021
				JP	2021-526217	A	30 September 2021
				JP	7122023	B2	19 August 2022
				US	11726213	B2	15 August 2023
				US	2021-0223405	A1	22 July 2021
				WO	2019-233045	A1	12 December 2019
KR	10-2022-0157364	A	29 November 2022	AU	2021-206131	A1	14 July 2022
				EP	4088130	A1	16 November 2022
				JP	2023-509731	A	09 March 2023
				US	11681052	B2	20 June 2023
				US	2021-0208286	A1	08 July 2021
				US	2023-0258820	A1	17 August 2023
				WO	2021-140451	A1	15 July 2021

A. 발명이 속하는 기술분류(국제특허분류(IPC)) G01S 19/42(2010.01)i; G01S 5/02(2010.01)i		
B. 조사된 분야 조사된 최소문헌(국제특허분류를 기재) G01S 19/42(2010.01); B61L 25/02(2006.01); G01S 13/50(2006.01); G01S 19/11(2010.01); G01S 19/20(2010.01); G01S 19/23(2010.01); G01S 19/46(2010.01); G01S 3/38(2006.01); G01S 3/74(2006.01) 조사된 기술분야에 속하는 최소문헌 이외의 문헌 한국등록실용신안공보 및 한국공개실용신안공보: 조사된 최소문헌란에 기재된 IPC 일본등록실용신안공보 및 일본공개실용신안공보: 조사된 최소문헌란에 기재된 IPC 국제조사에 이용된 전산 데이터베이스(데이터베이스의 명칭 및 검색어(해당하는 경우)) eKOMPASS(특허청 내부 검색시스템) & 키워드: GNSS, 저궤도 위성(low earth orbit satellite), 요인 그래프(factor graph), 측위(positioning), 도플러(doppler)		
C. 관련 문헌		
카테고리*	인용문헌명 및 관련 구절(해당하는 경우)의 기재	관련 청구항
Y	KR 10-2504015 B1 (아주대학교산학협력단) 2023.02.28 단락 [0055], [0137]-[0140] 및 도면 4-6	1-3,7-11,15-16
A		4-6,12-14
Y	Weisong Wen, et al., Towards Robust GNSS Positioning and Real-time Kinematic Using Factor Graph Optimization, 2021.06.06[검색일:2023.02.05] 출처<URL:https://arxiv.org/abs/2106.01594><doi.org/10.1109/ICRA48 506.2021.9562037> 페이지 2	1-3,7-11,15-16
Y	KR 10-1835432 B1 (한국철도기술연구원) 2018.03.09 단락 [0045]-[0046], [0056], 도면 1	1-3,7-11,15-16
A	KR 10-2021-0008384 A (베이징 퓨처 내비게이션 테크놀로지 컴퍼니, 리미티드) 2021.01.21 단락 [0088]-[0097] 및 도면 1	1-16
A	KR 10-2022-0157364 A (올스페이스 네트워크스 리미티드) 2022.11.29 단락 [0021]-[0030] 및 도면 2-3	1-16
<input type="checkbox"/> 추가 문헌이 C(계속)에 기재되어 있습니다. <input checked="" type="checkbox"/> 대응특허에 관한 별지를 참조하십시오.		
* 인용된 문헌의 특별 카테고리: “A” 특별히 관련이 없는 것으로 보이는 일반적인 기술수준을 정의한 문헌 “D” 본 국제출원에서 출원인이 인용한 문헌 “E” 국제출원일보다 빠른 출원일 또는 우선일을 가지나 국제출원일 이후에 공개된 선출원 또는 특허 문헌 “L” 우선권 주장에 의문을 제기하는 문헌 또는 다른 인용문헌의 공개일 또는 다른 특별한 이유(이유를 명시)를 밝히기 위하여 인용된 문헌 “O” 구두 개시, 사용, 전시 또는 기타 수단을 언급하고 있는 문헌 “P” 우선일 이후에 공개되었으나 국제출원일 이전에 공개된 문헌 “T” 국제출원일 또는 우선일 후에 공개된 문헌으로, 출원과 상충하지 않으며 발명의 기초가 되는 원리나 이론을 이해하기 위해 인용된 문헌 “X” 특별한 관련이 있는 문헌. 해당 문헌 하나만으로 청구된 발명의 신규성 또는 진보성이 없는 것으로 본다. “Y” 특별한 관련이 있는 문헌. 해당 문헌이 하나 이상의 다른 문헌과 조합하는 경우로 그 조합이 당업자에게 자명한 경우 청구된 발명은 진보성이 없는 것으로 본다. “&” 동일한 대응특허문헌에 속하는 문헌		
국제조사의 실제 완료일	국제조사보고서 발송일	
2024년03월04일 (04.03.2024)	2024년03월04일 (04.03.2024)	
ISA/KR의 명칭 및 우편주소	심사관	
대한민국 특허청 (35208) 대전광역시 서구 청사로 189, 4동 (둔산동, 정부대전청사)	이강하	
팩스 번호 +82-42-481-8578	전화번호 +82-42-481-5003	

국제조사보고서에서 인용된 특허문헌	공개일	대응특허문헌	공개일
KR 10-2504015 B1	2023/02/28	WO 2024-005286 A1	2024/01/04
KR 10-1835432 B1	2018/03/09	없음	
KR 10-2021-0008384 A	2021/01/21	AU 2018-426890 A1	2020/12/24
		CN 109001786 A	2018/12/14
		EP 3805804 A1	2021/04/14
		JP 2021-526217 A	2021/09/30
		JP 7122023 B2	2022/08/19
		US 11726213 B2	2023/08/15
		US 2021-0223405 A1	2021/07/22
		WO 2019-233045 A1	2019/12/12
KR 10-2022-0157364 A	2022/11/29	AU 2021-206131 A1	2022/07/14
		EP 4088130 A1	2022/11/16
		JP 2023-509731 A	2023/03/09
		US 11681052 B2	2023/06/20
		US 2021-0208286 A1	2021/07/08
		US 2023-0258820 A1	2023/08/17
		WO 2021-140451 A1	2021/07/15