



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2017년02월13일
 (11) 등록번호 10-1701638
 (24) 등록일자 2017년01월24일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
 G01S 19/17 (2010.01) G01S 19/25 (2010.01)
 G08B 23/00 (2006.01)
 (52) CPC특허분류
 G01S 19/17 (2013.01)
 G01S 19/25 (2013.01)
 (21) 출원번호 10-2015-0139289
 (22) 출원일자 2015년10월02일
 심사청구일자 2015년10월02일
 (56) 선행기술조사문헌
 JP10147300 A*
 JP2007022442 A*
 JP2012071721 A*
 KR1020050059715 A
 *는 심사관에 의하여 인용된 문헌
 기술이전 희망 : 기술양도

(73) 특허권자
 경북대학교 산학협력단
 대구광역시 북구 대학로 80 (산격동, 경북대학교)
 (72) 발명자
 이동익
 대구광역시 북구 서변로 106, 105동 407호(서변동, 동서변리벤빌아파트)
 양인석
 대구광역시 북구 호국로57길 20, 103동 101호(서변동, 서변정아람아파트)
 (74) 대리인
 김종선, 이형석

전체 청구항 수 : 총 2 항

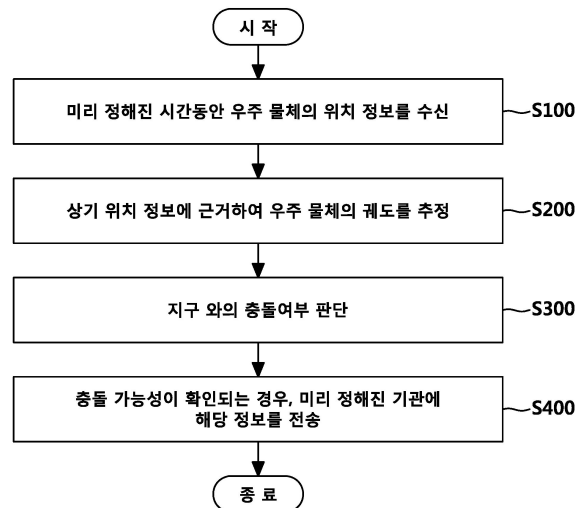
심사관 : 변영석

(54) 발명의 명칭 **우주 물체를 탐지하는 위성 시스템 및 우주 물체 경보 방법**

(57) 요약

본 발명의 실시예에 따른 우주 물체를 탐지하는 위성 시스템은 지구-태양 궤도 상의 제1 안정지점(라그랑주 포인트 L4)에 배치되어 지구와 동일한 공전 주기로 태양 주위를 선회하면서 우주 물체의 위치 정보를 제공하는 제1 위성; 지구-태양 궤도 상의 제2 안정지점(라그랑주 포인트 L5)에 배치되어 지구와 동일한 공전 주기로 태양 주위를 선회하면서 상기 우주 물체의 위치 정보를 제공하는 제2 위성; 및 상기 제1 위성과 제2 위성으로부터 상기 우주 물체의 위치 정보를 수신하여 상기 우주 물체의 궤도를 추적하고 지구와의 충돌 가능성을 판단하는 관제 센터;를 포함한다.

대표도 - 도4



(52) CPC특허분류

G08B 23/00 (2013.01)

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호 1711026327

부처명 미래창조과학부

연구관리전문기관 정보통신기술진흥센터

연구사업명 정보통신기술인력양성

연구과제명 스마트 자동차를 위한 AUTOSAR 기반 차량 내외부 통신 플랫폼 및 응용 기술

기 여 율 1/1

주관기관 경북대학교 산학협력단

연구기간 2015.01.01 ~ 2015.12.31

명세서

청구범위

청구항 1

지구-태양 궤도 상의 제1 안정지점(라그랑주 포인트 L4)에 배치되어 지구와 동일한 공전 주기로 태양 주위를 선회하면서 우주 물체의 위치 정보를 제공하는 제1 위성;

지구-태양 궤도 상의 제2 안정지점(라그랑주 포인트 L5)에 배치되어 지구와 동일한 공전 주기로 태양 주위를 선회하면서 상기 우주 물체의 위치 정보를 제공하는 제2 위성; 및

상기 제1 위성과 제2 위성으로부터 상기 우주 물체의 위치 정보를 수신하여 상기 우주 물체의 궤도를 추적하고 지구와의 충돌 가능성을 판단하는 관제 센터;를 포함하고,

상기 관제 센터는 상기 제1 위성 및 제2 위성으로부터 상기 우주 물체의 위치 정보를 수신하는 위치 정보 수신부; 및

상기 위치 정보 수신부에서 수신한 상기 우주 물체의 위치 정보에 근거하여 시간의 흐름에 따른 상기 우주 물체 및 지구의 궤도를 추정하는 궤도 추정부;를 포함하는 우주 물체 경보 장치를 포함하며,

상기 우주 물체 경보 장치는 상기 궤도 추정부에서 추정된 상기 우주 물체의 궤도와 지구 궤도 사이의 거리 차의 최소값을 구하여 상기 거리 차이가 미리 정해진 값 이하인 경우, 지구와 충돌할 것이라고 판단하는 충돌 여부 판단부를 포함하고,

상기 우주 물체 경보 장치는 상기 충돌 여부 판단부가 지구와 우주 물체가 충돌할 것이라고 판단하는 경우 관련 정보를 미리 정해진 기관에 전달하는 통신부를 포함하며, 상기 우주 물체는 자연 물체인 것을 특징으로 하는 우주 물체를 탐지하는 위성 시스템.

청구항 2

삭제

청구항 3

삭제

청구항 4

삭제

청구항 5

지구-태양 궤도 상의 제1 안정지점(라그랑주 포인트 L4) 및 지구-태양 궤도 상의 제2 안정지점(라그랑주 포인트 L5)에 각각 위치하는 두 개의 위성으로부터 시간의 경과에 따라 자연 물체인 우주 물체의 위치 정보를 수신하는 단계;

상기 우주 물체의 위치 정보에 근거하여 상기 우주 물체의 궤도를 추정하는 단계;

상기 추정된 상기 우주 물체의 궤도와 지구 궤도 사이의 거리 차의 최소값을 구하여 상기 거리 차이가 미리 정해진 값 이하인 경우, 상기 우주 물체와 지구가 충돌할 것이라고 판단하는 단계; 및

상기 우주 물체와 지구가 충돌할 것이라고 판단하는 경우 관련 정보를 미리 정해진 기관에 전달하는 단계를 포함하는 것을 특징으로 하는 우주 물체 경보 방법.

청구항 6

삭제

발명의 설명

기술 분야

[0001] 본 발명은 우주 물체를 탐지하는 위성 시스템 및 우주 물체 경보 방법에 관한 것으로, 보다 자세하게는 지구에 접근하는 우주의 물체를 탐지하고 궤도를 추정하여 감시 및 경보 체계를 구축하는 우주 물체를 탐지하는 위성 시스템 및 우주 물체 경보 방법에 관한 것이다.

배경 기술

[0003] 현재 지구로 접근하여 지구와 충돌 가능성이 있는 우주 위험 물체를 감시하는 기술의 수요는 증가하고 있으며 주로 지상 광학망원경, 레이더 등의 장비를 활용하여 실행되고 있는 추세이다.

[0004] 최근에 위성 기술의 발전에 따라 특정 궤도를 이용한 위성 시스템에 대한 관심이 고조되고 있으며 적은 연료를 사용하는 위성을 이용한 위험 물체의 감지에 대한 기술 개발이 요구되는 실정이다.

발명의 내용

해결하려는 과제

[0006] 본 발명은 상기와 같은 사항을 고려하여 제안된 것으로, 지구와 태양 사이의 라그랑주 포인트(Lagrange Points)에 적은 연료를 사용하여 위성이 위치하고 상기 위성으로부터 지구에 접근하는 우주 물체를 감지하여 궤도를 추적, 예측하고 지구와의 충돌이 예상되는 경우 이를 관제센터로 통보하여 피해를 최소화할 수 있도록 우주 물체를 탐지하는 위성 시스템 및 우주 물체 경보 방법을 제공하는 것을 목적으로 한다.

과제의 해결 수단

[0008] 본 발명의 실시예에 따른 우주 물체를 탐지하는 위성 시스템은 지구-태양 궤도 상의 제1 안정지점(라그랑주 포인트 L4)에 배치되어 지구와 동일한 공전 주기로 태양 주위를 선회하면서 우주 물체의 위치 정보를 제공하는 제1 위성; 지구-태양 궤도 상의 제2 안정지점(라그랑주 포인트 L5)에 배치되어 지구와 동일한 공전 주기로 태양 주위를 선회하면서 상기 우주 물체의 위치 정보를 제공하는 제2 위성; 및 상기 제1 위성과 제2 위성으로부터 상기 우주 물체의 위치 정보를 수신하여 상기 우주 물체의 궤도를 추적하고 지구와의 충돌 가능성을 판단하는 관제 센터;를 포함한다.

[0009] 본 발명의 실시예에 따른 우주 물체 경보 방법은 지구-태양 궤도 상의 제1 안정지점(라그랑주 포인트 L4) 및 지구-태양 궤도 상의 제2 안정지점(라그랑주 포인트 L5)에 각각 위치하는 두 개의 위성으로부터 시간의 경과에 따른 우주 물체의 위치 정보를 수신하는 단계; 상기 우주 물체의 위치 정보에 근거하여 상기 우주 물체의 궤도를 추정하는 단계; 및 상기 추정한 상기 우주 물체의 궤도와 지구 궤도 사이의 거리 차의 최소값을 구하여 상기 거리 차이가 미리 정해진 값 이하인 경우, 상기 우주 물체와 지구가 충돌할 것이라고 판단하는 단계를 포함한다.

발명의 효과

[0011] 본 발명의 실시예에 따른 우주 물체를 탐지하는 위성 시스템 및 우주 물체 경보 방법은 우주 물체에 대한 정확한 위치 및 궤도 추정을 통하여, 우주물체와 지구와의 충돌 가능성 정확도 및 신뢰도를 개선할 수 있다.

[0012] 또한, 인공위성을 기반으로 우주 위험을 탐지하기 때문에 지구기반 탐지 방법에서 발생하는 외부요인(예를 들어, 기상, 천체지변)의 영향이 없어 안정적인 관측이 가능한 효과가 있다.

[0013] 또한, 인공위성을 라그랑주 포인트에 위치시킴으로써 운영에 따른 연료 소모를 최소화할 수 있는 효과가 있다.

도면의 간단한 설명

[0015] 도 1은 태양과 지구의 라그랑주 포인트를 나타내는 도면이다.

도 2는 발명의 실시예에 따라 태양과 지구의 라그랑주 포인트에 배치되는 인공위성 시스템에 대한 구성도이다.

도 3은 발명의 실시예에 따른 우주 물체 경보 장치의 구성을 나타내는 도면이다.

도 4는 발명의 실시예에 따라 라그랑주 포인트에 배치되는 인공위성을 이용한 우주 물체의 경보 방법을 나타내는 흐름도이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

- [0016] 본 발명은 다양한 변형 및 여러 가지 실시 예를 가질 수 있는바, 특정 실시 예들을 도면에 예시하고 상세한 설명에 보다 상세하게 설명하고자 한다. 본 발명을 설명함에 있어서 관련된 공지 기술에 대한 구체적인 설명이 본 발명의 요지를 흐릴 수 있다고 판단되는 경우 그 상세한 설명을 생략한다.
- [0017] 이하, 본 발명의 바람직한 실시 예를 첨부된 도면을 참조하여 상세히 설명하기로 한다.
- [0018] 도 1은 태양과 지구의 라그랑주 포인트를 나타내는 도면이고, 도 2는 발명의 실시예에 따라 태양과 지구의 라그랑주 포인트에 배치되는 인공위성 시스템에 대한 구성도이다.
- [0019] 도 1에 도시된 바와 같이, 태양(100)과 지구(200) 사이에는 5개의 라그랑주 포인트(Lagrange Points)(L1,L2,L3,L4,L5)가 존재한다. 라그랑주 포인트는 우주 공간에서 물체가 두 개의 큰 천체의 중력에 의지하여 그 위치를 유지할 수 있는 5개의 위치들이다. 예를 들어, 인공 위성이 지구와 달에 대해 정지해 있을 수 있는 점들이다. 이는 우주에서 '고정된' 위치를 가지게 한다는 면에서 지구 동주기 궤도와 유사하다.
- [0020] 수학적으로 라그랑주 포인트는 원형으로 제한된 삼체 문제의 정지해(stationary solution)이다. 예를 들어, 두 개의 질량이 큰 물체가 공통의 중심점을 가지며 원형 궤도를 움직일 때, 상대적으로 무시할 만한 질량을 가진 제3의 물체가 다른 두 물체에 상대적으로 동일한 위치를 유지하기 위한 지점은 5개가 있다. 두 질량이 큰 물체에 의한 중력과 궤도를 유지하기 위한 원심력은 라그랑주 포인트에서 평형을 이루며, 이에 따라 이 점에서 제3의 물체가 다른 두 물체에 대해 정지 상태에 있을 수 있다.
- [0021] 도 2에 도시된 바와 같이, 제1 위성(410)은 태양(100)과 지구(200)의 라그랑주 포인트 L4(지구-달 궤도상의 안정 지점)에 배치되어 태양(100) 주위를 선회(공전)하고, 제2 위성(420)은 태양(100)과 지구(200)의 라그랑주 포인트 L5에 배치되어 태양(100) 주위를 선회한다.
- [0022] 제1 위성(410) 및 제2 위성(420)은 태양(100)과 지구(200)를 한 변으로 하는 정삼각형의 꼭짓점에 위치한다. 이러한 라그랑주 포인트 L4 및 L5에 각각 위치하는 제1 위성(410) 및 제2 위성(420)은 현재의 지점을 조금 벗어나더라도 다시 모이는 힘이 작용하여 라그랑주 포인트 L4 및 L5 근처에 머무르게 된다. 이에 따라 위성의 운영에 따른 연료 소모를 최소화할 수 있다.
- [0023] 또한, 지구(200)에서 제1 위성(410) 및 제2 위성(420)까지의 거리는 지구(200)와 태양(100)과의 거리인 150,000,000km이다. 즉, 제1 위성(410) 및 제2 위성(420)은 지구 중심으로부터 각각 150,000,000km의 거리에 배치된다.
- [0024] 제1 위성(410) 및 제2 위성(420)은 태양(100) 주위를 공전하며 지구(200)에 접근하는 우주 물체(300)를 탐지한다. 또한, 일정한 시간 간격으로 우주 물체(300)의 위치를 측정하여 관련 정보를 관제 센터(210)에 송신한다. 관제 센터(210)는 이러한 정보를 바탕으로 우주 물체(300)의 궤도를 추정하고 지구(200)의 공전을 고려하여 충돌 여부를 판단하고, 자전을 고려하여 충돌위치를 추정하게 된다. 이에 대해서는 도 3을 참조하여 기술한다. 이와 같이 두 개의 위성을 사용하여 우주 물체(300)의 위치를 탐지하기 때문에 정확한 위치 측정 및 궤도 추정이 가능하다.
- [0025] 도 3은 발명의 실시예에 따른 우주 물체 경보 장치(250)의 구성을 나타내는 도면이다. 발명의 실시예에 따른 우주 물체 경보 장치(250)는 위치 정보 수신부(251), 위성 제어부(252), 궤도 추정부(253), 충돌 여부 판단부(254) 및 통신부(255)를 포함할 수 있다.
- [0026] 위치 정보 수신부(251)는 상기 제1 위성(410) 및 제2 위성(420)에서 측정된 우주 물체(300)의 위치 정보, 각 위성의 위치 정보를 수신한다. 위치 정보는 일정한 시간 간격으로 수신될 수 있으며 위치 정보는 시간에 대한 3차원 위치를 의미한다.
- [0027] 지구(200)의 중심 좌표를 기준으로 우주 물체(300)의 위치 벡터는 하기의 수학적식과 같이 산출된다.

수학식 1

$$\vec{d} = r_i^S + C_i^E r_i^M$$

[0028]

[0029] 상기 수학식에서 위첨자 S는 인공 위성(Satellite)을 의미하며, E는 지구(Earth), 그리고 M은 Meteor의 약자로 사용하였으나 본 명세서에서는 우주 물체를 통칭하는 의미로 사용하였다. 그리고 아래첨자 i는 위성번호를 의미하며, 편의상 본 발명에서는 L4에 위치한 위성을 1, L5에 위치한 위성을 2라고 표기하였다.

[0030] 상기 수학식 1에서 \vec{r}_i^S 는 지구에서 i번째 위성까지의 위치벡터로, 위성으로부터 위치정보를 전달받아 산출한다. 또한 \vec{r}_i^M 는 인공 위성의 중심 좌표를 기준으로 산출된 우주 물체의 위치벡터이며, 위성의 영상 정보로부터 하기의 수학식으로 산출된다.

수학식 2

$$\vec{r}_i^M = t_i (x_i^M, y_i^M, f_i)^T$$

[0031]

[0032] 상기 수학식 2에서 f_i 는 인공 위성의 렌즈 초점거리이며, x_i^M 과 y_i^M 은 위성에서 촬영한 영상에서 정의된 값으로, 각각 촬영한 영상의 중심에서 x축, y축으로의 거리(위치) 값이다. 또한, 위첨자 T는 벡터인 x_i^M , y_i^M 및 f_i 를 전치(transpose)하는 것이며, t_i 는 스케일 팩터(scale factor)이고 하기의 수학식으로 산출된다.

수학식 3

$$\vec{r}_1^S + t_1 C_1^E (x_1^M, y_1^M, f_1) = \vec{r}_2^S + t_2 C_2^E (x_2^M, y_2^M, f_2)$$

[0033]

[0034] 상기 수학식에서 C_i^E 는 지구 중심 좌표와 인공 위성 중심 좌표의 관계를 나타내는 행렬로, \vec{r}_i^M 을 지구 중심 좌표를 기준으로 정리하기 위하여 사용되며, 오일러 변환 (Euler Transformation) 등을 통하여 구할 수 있다.

[0035] 위성 제어부(252)는 제1 위성(410) 및 제2 위성(420)의 전반적인 동작을 제어한다. 예를 들어 자세한 측정을 원하는 우주 물체(300)의 선택, 위성의 위치 제어 등을 실행할 수 있다.

[0036] 궤도 추정부(253)는 시간의 흐름에 따른 우주 물체(300)의 위치 변화를 통해 속도(속력 및 방향)를 측정하고 이를 바탕으로 우주 물체(300)의 궤도를 추정한다.

[0037] 우주 물체(300)의 궤도 추정에는 다체 문제(many-body problem)를 푸는 방법, Lambert 문제를 푸는 방법 등이 사용 가능하다. 상기 다체 문제는 여러 물체의 질량과 초기 위치, 초기 속도를 근거로 이후의 운동 상태를 찾는 문제이다.

[0038] 상기 궤도 추정부(253)에 의해 우주 물체(300)의 궤도가 추정되면 충돌 여부 판단부(254)는 상기 궤도와 지구(200)의 공전을 고려하여 충돌 여부를 분석하게 된다. 구체적으로, 우주 물체(300)의 궤도와 지구(200)의 궤도

와의 관계에서 시간축을 추가하여 4D 지도를 형성하여 분석할 수 있고, 각 시간에 대한 지구(200)와 우주 물체(300) 사이의 거리 차의 최소값을 구하여 거리 차이가 미리 정해진 값 이하인 경우에는 지구와 충돌할 것이라고 추정할 수 있다.

- [0039] 충돌로 판단하게 되는 지구(200)와 우주 물체(300)의 거리 차이는 예를 들어, 지구 중력 영향권(Sphere of Influence)으로 설정할 수 있다. 지구 중력 영향권은 지구의 중력이 타 행성에 비해 우세한 영역으로 지구 중심으로부터 반지름 925,000km의 구에 해당한다. 또한, 충돌 여부 판단부(254)는 지구의 공전 외에도 자전을 고려하여 지구(200)의 충돌 지점을 판단할 수 있다.
- [0040] 통신부(255)는 상기 충돌 여부 판단부(254)에 의해 충돌 가능성이 확인되는 경우, 관련 정보를 미리 정해진 기관으로 전송한다. 관련 기관으로는, 한국항공우주연구소, 한국천문연구소 등을 예로 들 수 있다.
- [0041] 도 4는 발명의 실시예에 따라 라그랑주 포인트에 배치되는 인공위성을 이용한 우주 물체의 정보 방법을 나타내는 흐름도이다.
- [0042] 처음으로 미리 정해진 시간 동안 우주 물체의 위치 정보를 수신한다(S100). 이는 라그랑지 포인트(L4, L5)에 각각 위치하는 제1 위성(410) 및 제2 위성(420)에 의해 측정된 관련 정보가 위치 정보 수신부(251)에 전송되는 것으로 이루어질 수 있다.
- [0043] 다음으로, 상기 위치 정보에 근거하여 우주 물체의 궤도를 추정한다(S200). 즉, 시간의 흐름에 따른 우주 물체(300)의 위치 변화를 통해 속도(속력 및 방향)를 측정하고 이를 바탕으로 우주 물체(300)의 궤도를 추정한다.
- [0044] 다음으로, 우주 물체의 궤도와 지구의 궤도를 고려하여 지구와의 충돌 여부를 판단한다(S300). 구체적으로, 시간에 대한 지구(200)와 우주 물체(300) 사이의 거리 차의 최소값을 구하여 거리 차이가 미리 정해진 값 이하인 경우에는 지구와 충돌할 것이라고 추정할 수 있다.
- [0045] S300의 과정에서 충돌 가능성이 확인되는 경우, 미리 정해진 기관에 해당 정보를 전송한다(S400).
- [0046] 상술한 실시예에 설명된 특징, 구조, 효과 등은 본 발명의 적어도 하나의 실시예에 포함되며, 반드시 하나의 실시예에만 한정되는 것은 아니다. 나아가, 각 실시예에서 예시된 특징, 구조, 효과 등은 실시예들이 속하는 분야의 통상의 지식을 가지는 자에 의하여 다른 실시예들에 대해서도 조합 또는 변형되어 실시 가능하다.
- [0047] 따라서 이러한 조합과 변형에 관계된 내용들은 본 발명의 범위에 포함되는 것으로 해석되어야 할 것이다. 또한, 이상에서 실시예들을 중심으로 설명하였으나 이는 단지 예시일 뿐 본 발명을 한정하는 것이 아니며, 본 발명이 속하는 분야의 통상의 지식을 가진 자라면 본 실시예의 본질적인 특성을 벗어나지 않는 범위에서 이상에 예시되지 않은 여러 가지의 변형과 응용이 가능함을 알 수 있을 것이다. 예를 들어, 실시예들에 구체적으로 나타난 각 구성 요소는 변형하여 실시할 수 있는 것이다. 그리고 이러한 변형과 응용에 관계된 차이점들은 첨부한 청구 범위에서 규정하는 본 발명의 범위에 포함되는 것으로 해석되어야 할 것이다.

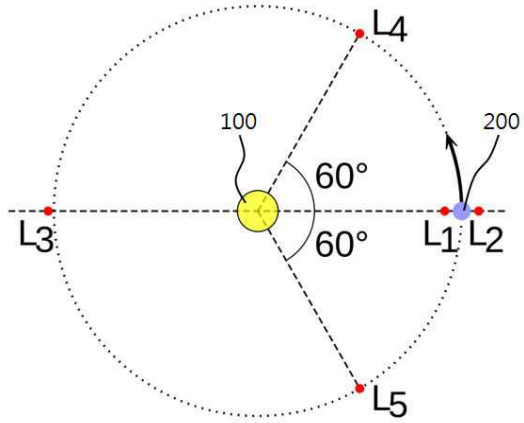
부호의 설명

- [0049] 100: 태양
- 200: 지구
- 210: 관제 센터
- 250: 우주 물체 정보 장치
- 251: 위치 정보 수신부
- 252: 위성 제어부
- 253: 궤도 추정부
- 254: 충돌 여부 판단부
- 255: 통신부
- 300: 우주 물체
- 410: 제1 위성

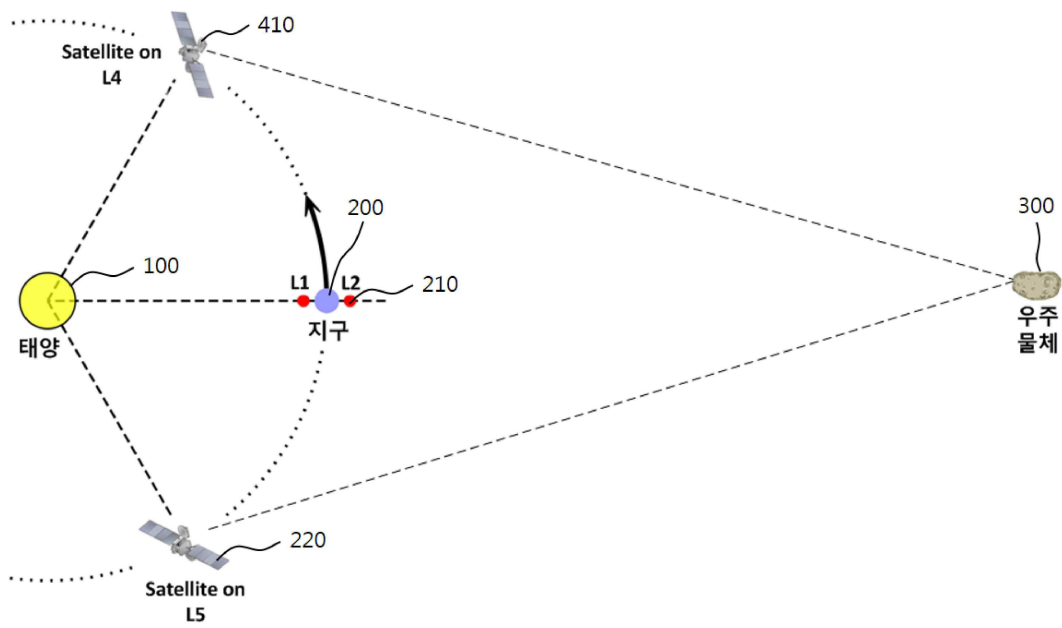
420: 제2 위성

도면

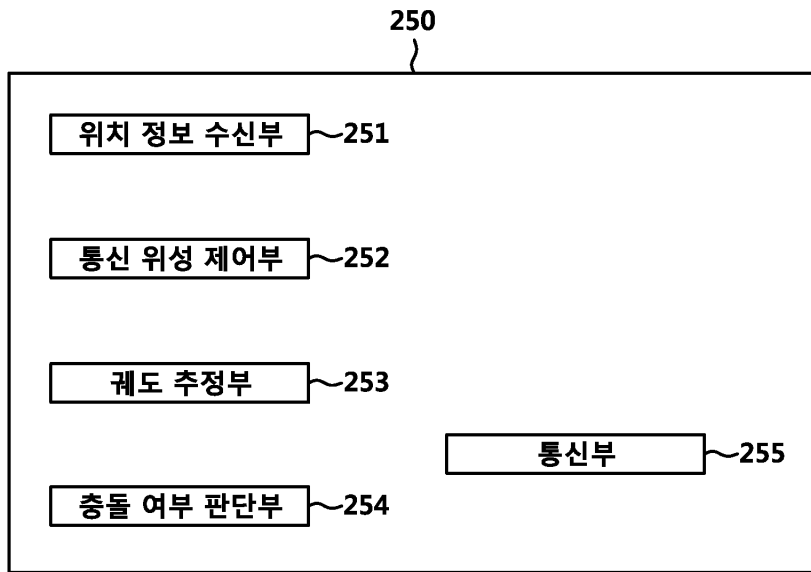
도면1



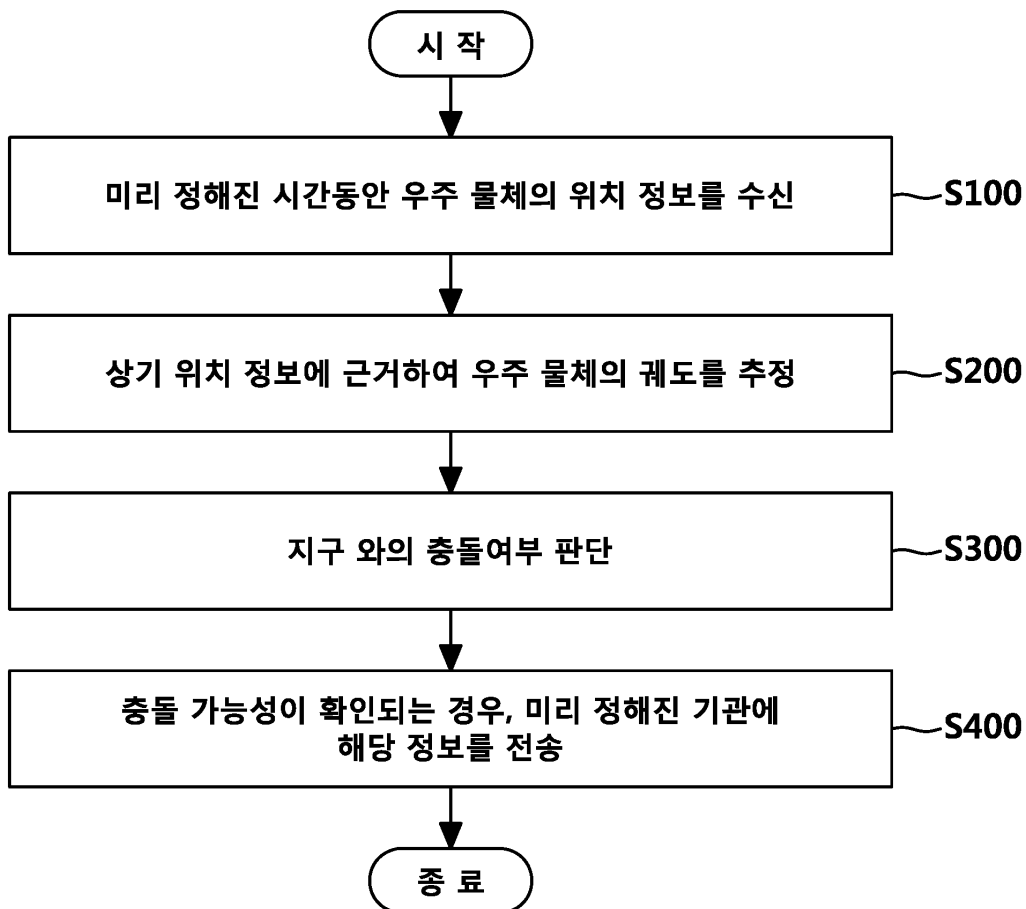
도면2



도면3



도면4



【심사관 직권보정사항】

【직권보정 1】

【보정항목】 청구범위

【보정세부항목】 청구항 1 발명

【변경전】

"상기 위험 물체"

【변경후】

"상기 우주 물체"