



**(19) 대한민국특허청(KR)**  
**(12) 등록특허공보(B1)**

(45) 공고일자 2018년10월31일  
 (11) 등록번호 10-1898641  
 (24) 등록일자 2018년09월07일

- |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                          |                                                                                                                                                                                                                                                         |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| (51) 국제특허분류(Int. Cl.)<br>B64G 1/10 (2006.01) B64G 1/24 (2006.01)<br>B64G 1/44 (2006.01) B64G 1/66 (2018.01)<br>H01L 31/042 (2014.01) H02S 20/30 (2014.01)<br>H04N 5/369 (2011.01)<br>(52) CPC특허분류<br>B64G 1/105 (2013.01)<br>B64G 1/242 (2013.01)<br>(21) 출원번호 10-2017-0103725<br>(22) 출원일자 2017년08월16일<br>심사청구일자 2017년08월16일<br>(56) 선행기술조사문헌<br>JP10119899 A<br>JP11152097 A<br>KR1020100078919 A<br>KR1020090070512 A | (73) 특허권자<br>한국항공우주연구원<br>대전광역시 유성구 과학로 169-84 (어은동)<br>(72) 발명자<br>전문진<br>대전광역시 유성구 어은로 57, 116동 1202호(어은동, 한빛아파트)<br>최석원<br>대전광역시 유성구 어은로 57, 108동 104호(어은동, 한빛아파트)<br>임성빈<br>대전광역시 유성구 배울2로 24, 301동 401호(관평동, 대덕테크노밸리3단지아파트)<br>(74) 대리인<br>리앤목특허법인 |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|

전체 청구항 수 : 총 27 항

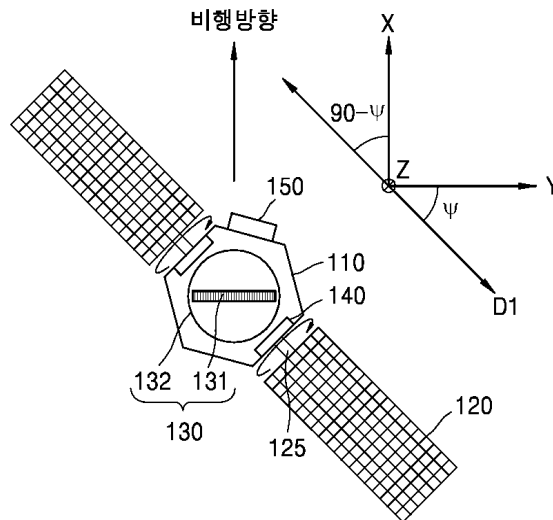
심사관 : 이강엽

(54) 발명의 명칭 **인공위성 및 이의 제어 방법**

**(57) 요약**

본 발명의 다양한 실시예들에 따른 인공위성과 이의 제어 방법이 제공된다. 인공위성은 행성의 궤도를 따라 비행하는 본체, 상기 본체에 배치되고 상기 행성의 지표(地表)를 촬영하는 광학 탑재체, 및 상기 본체의 제1 방향 측에 회전 가능하게 배치되는 한 쌍의 태양 전지판을 포함한다. 상기 본체가 비행하는 비행 방향과 상기 제1 방향은 서로 예각을 이룬다.

**대표도 - 도4**



(52) CPC특허분류

*B64G 1/443* (2013.01)  
*B64G 1/66* (2018.01)  
*H01L 31/042* (2013.01)  
*H02S 20/30* (2015.01)  
*H04N 5/3692* (2013.01)  
*B64G 2001/1064* (2013.01)  
*Y02E 10/50* (2013.01)

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	1711048352
부처명	미래창조과학부
연구관리전문기관	한국연구재단
연구사업명	달 탐사 개발사업
연구과제명	시험용 달 궤도선 및 달 탐사 2단계 선행기술 개발
기 여 율	1/1
주관기관	한국항공우주연구원
연구기간	2017.01.01 ~ 2017.12.31

---

## 명세서

### 청구범위

#### 청구항 1

행성의 궤도를 따라 비행하는 본체;

상기 본체에 배치되고 상기 행성의 지표(地表)를 촬영하는 광학 탑재체; 및

상기 본체의 제1 방향 양 측에 회전 가능하게 배치되는 한 쌍의 태양 전지판을 포함하고,

상기 본체가 비행하는 비행 방향과 상기 제1 방향은 서로 예각을 이루는 것을 특징으로 하는 인공위성.

#### 청구항 2

제1 항에 있어서,

상기 광학 탑재체는 상기 비행 방향에 수직한 제2 방향을 따라 일렬로 배열되는 픽셀들을 갖는 선형 이미지 센서를 포함하는 것을 특징으로 하는 인공위성.

#### 청구항 3

제1 항에 있어서,

상기 광학 탑재체는 상기 비행 방향에 수직한 제2 방향의 라인 영역을 상기 비행 방향을 따라 라인 단위로 스캔하는 방식으로 상기 지표를 촬영하는 라인 스캔 카메라를 포함하는 것을 특징으로 하는 인공위성.

#### 청구항 4

행성의 궤도를 따라 비행하는 본체;

상기 본체의 제1 방향 양 측에 회전 가능하게 배치되는 한 쌍의 태양 전지판; 및

상기 본체에 배치되고, 상기 제1 방향과 예각을 이루는 제2 방향을 따라 일렬로 배열되는 픽셀들을 갖는 선형 이미지 센서를 포함하는 것을 특징으로 하는 인공위성.

#### 청구항 5

제4 항에 있어서,

상기 인공위성은 상기 행성의 궤도 상에서 상기 제2 방향에 수직한 비행 방향으로 비행하는 것을 특징으로 하는 인공위성.

#### 청구항 6

제1 항에 있어서,

상기 제1 방향과 상기 비행 방향 사이의 각도는 30도 이상 60도 이하인 것을 특징으로 하는 인공위성.

#### 청구항 7

제1 항에 있어서,

상기 제1 방향과 상기 비행 방향 사이의 각도는 약 45도인 것을 특징으로 하는 인공위성.

#### 청구항 8

제1 항에 있어서,

상기 한 쌍의 태양 전지판을 상기 본체에 대하여 상기 제1 방향의 회전 축을 중심으로 회전시키는 회전 구동부를 더 포함하는 인공위성.

**청구항 9**

제8 항에 있어서,

상기 한 쌍의 태양 전지판의 법선 방향은 상기 제1 방향의 회전 축에 수직한 것을 특징으로 하는 인공위성.

**청구항 10**

제8 항에 있어서,

상기 한 쌍의 태양 전지판의 무게 중심은 상기 한 쌍의 태양 전지판의 회전에 상관없이 상기 회전 축의 연장선 상에 위치하는 것을 특징으로 하는 인공위성.

**청구항 11**

제8 항에 있어서,

상기 한 쌍의 태양 전지판을 회전각( $\theta$ )으로 회전시키기 위해 상기 회전 구동부를 제어하도록 구성되는 제어부를 더 포함하며,

상기 제어부는 상기 인공위성이 현재 위치하는 위도( $\phi$ ), 상기 인공위성이 현재 들고 있는 궤도의 궤도면과 항성 방향( $u_x$ ) 사이의 베타각( $\beta$ ), 및 상기 제1 방향과 상기 비행 방향 사이의 각도( $90-\psi$ )를 기초로 상기 회전각( $\theta$ )을 결정하고, 상기 한 쌍의 태양 전지판이 결정된 상기 회전각( $\theta$ )으로 회전하도록 상기 회전 구동부를 제어하는 것을 특징으로 하는 인공위성.

**청구항 12**

제11 항에 있어서,

상기 회전각( $\theta$ )은 상기 지표(地表)에서 상기 인공위성으로의 수직 방향( $S_1$ )에 대한 상기 한 쌍의 태양 전지판의 법선 방향( $S_2$ )의 각도인 것을 특징으로 하는 인공위성.

**청구항 13**

제12 항에 있어서,

상기 제어부는 상기 회전각( $\theta$ )을  $\theta = \cos^{-1}(\vec{S}_1 \cdot \vec{S}_2)$  와 같이 산출하고, 제1 벡터( $\vec{S}_1$ )는 상기 수직 방향( $S_1$ )의 단위 벡터이고, 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )는 상기 법선 방향( $S_2$ )의 단위 벡터인 것을 특징으로 하는 인공위성.

**청구항 14**

제13 항에 있어서,

상기 제어부는 상기 제1 벡터( $\vec{S}_1$ )를 상기 위도( $\phi$ ) 및 상기 베타각( $\beta$ )에 기초하여

$$\vec{S}_1 = \begin{bmatrix} \cos(\beta)\cos(\phi) \\ \sin(\beta)\cos(\phi) \\ \sin(\phi) \end{bmatrix}$$

와 같이 산출하는 것을 특징으로 하는 인공위성.

**청구항 15**

제13 항에 있어서,

상기 제어부는 상기 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )를 상기 제1 방향의 단위 벡터( $\vec{Y}_b$ )와 상기 항성 방향의 단위 벡터( $\vec{u}_x$ )에

기초하여  $\vec{S}_2 = a(\vec{Y}_b + bu_x)$  와 같이 결정하고,

a는 정규화 상수이고, b는 상기 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )와 상기 제1 방향의 단위 벡터( $\vec{Y}_b$ )가 서로 직교하도록 결정되는 상수인 것을 특징으로 하는 인공위성.

**청구항 16**

제13 항에 있어서,

상기 제어부는 상기 제1 방향의 단위 벡터( $\vec{Y}_b$ )를 상기 위도( $\phi$ ), 상기 베타각( $\beta$ ), 및 상기 각도( $\psi$ )에 기초

$$\vec{Y}_b = \begin{bmatrix} Y_{bx} \\ Y_{by} \\ Y_{bz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\beta)\sin(\phi)\sin(\psi) - \sin(\beta)\cos(\psi) \\ \sin(\beta)\sin(\phi)\sin(\psi) + \cos(\beta)\cos(\psi) \\ -\cos(\phi)\sin(\psi) \end{bmatrix}$$

하여  $\vec{S}_2$  와 같이 산출하는 것을 특징으로 하는 인공위성.

**청구항 17**

제16 항에 있어서,

상기 제어부는 상기 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )를 상기 제1 방향의 단위 벡터( $\vec{Y}_b$ )에 기초하여

$$\vec{S}_2 = \frac{\begin{bmatrix} Y_{bx} - \frac{1}{Y_{bx}} \\ Y_{by} \\ Y_{bz} \end{bmatrix}}{\left\| \begin{bmatrix} Y_{bx} - \frac{1}{Y_{bx}} \\ Y_{by} \\ Y_{bz} \end{bmatrix} \right\|}$$

와 같이 산출하는 것을 특징으로 하는 인공위성.

**청구항 18**

행성의 궤도를 따라 비행하는 본체, 상기 본체에 탑재되고 상기 행성의 지표(地表)를 라인 스캔 방식으로 촬영하는 광학 탑재체, 및 상기 본체의 제1 방향 양 측에 회전 가능하게 배치되는 한 쌍의 태양 전지판을 포함하고, 상기 본체가 비행하는 비행 방향에 수직한 제2 방향과 상기 제1 방향이 0도와 90도 사이의 각도( $\psi$ )를 이루도록 설계된 인공위성의 제어 방법으로서,

상기 인공위성이 현재 비행하는 상기 궤도의 궤도면과 항성 방향( $u_x$ ) 사이의 베타각( $\beta$ )을 결정하는 단계;

상기 인공위성이 현재 위치하는 상기 행성의 위도( $\phi$ )를 결정하는 단계;

상기 베타각( $\beta$ ), 상기 위도( $\phi$ ) 및 상기 각도( $\psi$ )에 기초하여, 상기 한 쌍의 태양 전지판의 회전각( $\theta$ )을 산출하는 단계; 및

상기 본체에 대해 상기 한 쌍의 태양 전지판을 상기 회전각( $\theta$ )으로 회전시키는 단계를 포함하는 인공위성의 제어 방법.

**청구항 19**

제18 항에 있어서,

상기 회전각( $\theta$ )은 상기 지표(地表)에서 상기 인공위성으로의 수직 방향( $S_1$ )에 대한 상기 한 쌍의 태양 전지판의

법선 방향( $S_2$ )의 각도이고,

상기 회전각( $\theta$ )을 산출하는 단계는,

상기 수직 방향( $S_1$ )의 단위 벡터인 제1 벡터( $\vec{S}_1$ )를 산출하는 단계;

상기 법선 방향( $S_2$ )의 단위 벡터인 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )를 산출하는 단계; 및

상기 회전각( $\theta$ )을  $\theta = \cos^{-1}(\vec{S}_1 \cdot \vec{S}_2)$  와 같이 산출하는 단계를 포함하는 것을 특징으로 하는 인공위성의 제어 방법.

**청구항 20**

제19 항에 있어서,

$$\vec{S}_1 = \begin{bmatrix} \cos(\beta)\cos(\phi) \\ \sin(\beta)\cos(\phi) \\ \sin(\phi) \end{bmatrix}$$

상기 제1 벡터( $\vec{S}_1$ )는 상기 위도( $\phi$ ) 및 상기 베타각( $\beta$ )에 기초하여 산출되는 것을 특징으로 하는 인공위성의 제어 방법.

**청구항 21**

제19 항에 있어서,

상기 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )는 상기 제1 방향의 단위 벡터( $\vec{Y}_b$ )와 상기 항성 방향의 단위 벡터( $\vec{u}_x$ )에 기초하여  $\vec{S}_2 = a(\vec{Y}_b + b\vec{u}_x)$  와 같이 결정되고,

a는 정규화 상수이고, b는 상기 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )와 상기 제1 방향의 단위 벡터( $\vec{Y}_b$ )가 서로 직교하도록 결정되는 상수인 것을 특징으로 하는 인공위성의 제어 방법.

**청구항 22**

제21 항에 있어서,

상기 제1 방향의 단위 벡터( $\vec{Y}_b$ )는 상기 위도( $\phi$ ), 상기 베타각( $\beta$ ), 및 상기 각도( $\psi$ )에 기초하여

$$\vec{Y}_b = \begin{bmatrix} Y_{bx} \\ Y_{by} \\ Y_{bz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\beta)\sin(\phi)\sin(\psi) - \sin(\beta)\cos(\psi) \\ \sin(\beta)\sin(\phi)\sin(\psi) + \cos(\beta)\cos(\psi) \\ -\cos(\phi)\sin(\psi) \end{bmatrix}$$

와 같이 산출되는 것을 특징으로 하는 인공위성의 제어 방법.

**청구항 23**

제22 항에 있어서,

$$\vec{S}_2 = \frac{\begin{bmatrix} Y_{bx} - \frac{1}{Y_{bx}} \\ Y_{by} \\ Y_{bz} \end{bmatrix}}{\left\| \begin{bmatrix} Y_{bx} - \frac{1}{Y_{bx}} \\ Y_{by} \\ Y_{bz} \end{bmatrix} \right\|}$$

상기 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )는 상기 제1 방향의 단위 벡터( $\vec{Y}_b$ )에 기초하여 산출되는 것을 특징으로 하는 인공위성의 제어 방법. 와 같이

**청구항 24**

제18 항 내지 제23 항 중 어느 한 항의 인공위성의 제어 방법을 실행하기 위한 프로그램이 기록되어 있는 컴퓨터 판독 가능한 기록 매체.

**청구항 25**

제4 항에 있어서,  
상기 제1 방향과 상기 제2 방향 사이의 각도는 30도 이상 60도 이하인 것을 특징으로 하는 인공위성.

**청구항 26**

제4 항에 있어서,  
상기 제1 방향과 상기 제2 방향 사이의 각도는 약 45도인 것을 특징으로 하는 인공위성.

**청구항 27**

제4 항에 있어서,  
상기 한 쌍의 태양 전지판을 상기 본체에 대하여 상기 제1 방향의 회전 축을 중심으로 회전시키는 회전 구동부; 및  
상기 한 쌍의 태양 전지판을 회전각( $\theta$ )으로 회전시키기 위해 상기 회전 구동부를 제어하도록 구성되는 제어부를 더 포함하며,  
상기 제어부는 상기 인공위성이 현재 위치하는 위도( $\phi$ ), 상기 인공위성이 현재 돌고 있는 궤도의 궤도면과 항성 방향( $u_s$ ) 사이의 베타각( $\beta$ ), 및 상기 제1 방향과 상기 제2 방향 사이의 각도( $\psi$ )를 기초로 상기 회전각( $\theta$ )을 결정하고, 상기 한 쌍의 태양 전지판이 결정된 상기 회전각( $\theta$ )으로 회전하도록 상기 회전 구동부를 제어하는 것을 특징으로 하는 인공위성.

**발명의 설명**

**기술 분야**

[0001] 본 발명은 인공위성 및 이의 제어 방법에 관한 것으로서, 더욱 구체적으로는 촬영 임무를 수행하면서 태양광을 이용하여 전력 충전을 수행할 수 있는 인공위성 및 이의 제어 방법에 관한 것이다.

**배경 기술**

[0002] 태양 동기 궤도 외의 궤도를 비행하는 인공위성은 시간에 따라 궤도면과 항성 방향 사이의 각도가 변한다. 예컨대, 금성과 같은 행성이나 달과 같은 위성을 공전하는 인공위성의 경우, 궤도에 의해 정해지는 궤도면과 태양 방향 사이의 각도를 태양 베타각(sun beta angle)이라고 한다. 지구가 태양을 공전함에 따라, 달 궤도의 태양 베타각은 0도에서 90도까지 변한다. 따라서 금성 궤도 인공위성이나 달 궤도 인공위성은 태양 동기 궤도로 비행하는, 예컨대, 지구관측 인공위성의 전력 충전 방식과 다른 전력 충전 방식을 사용해야 한다.

[0003] 종래에는 2축 짐벌 타입(gimbal type)의 구동 장치를 사용하여 태양 전지판을 인공위성 본체에 연결하였다. 이 경우, 태양 전지판이 회전함에 따라 태양 전지판의 무게 중심이 인공위성의 전체 무게 중심과 다른 축에 위치하게 되어 외란(disturbance)에 영향을 받는다는 단점이 있다.

[0004] 종래의 다른 방식으로서, 태양 전지판이 인공위성의 중심축과 일정한 각도(fixed cant angle)를 갖도록 배치되는 방식이 존재한다. 이 방식에 따르면, 태양 전지판에 입사하는 태양광의 입사각이 일정 수준 이하가 됨에 따라, 베타각과 무관하게 일정 수준 이상의 전력 충전이 가능하다. 이 방식은 2축 짐벌 타입에 비해 구현이 쉽다는 장점이 있지만, 전력 충전 시에 최대로 전력을 충전하지 못할 뿐만 아니라, 구조적으로 외란에 취약하다는 단점이 존재한다.

**발명의 내용**

**해결하려는 과제**

[0005] 본 발명이 해결하고자 하는 일 과제는 행성 궤도에서 촬영 임무를 수행하면서 태양광을 이용하여 효율적으로 전력 충전을 수행할 수 있는 인공위성을 제공하는 것이다.

[0006] 본 발명이 해결하고자 하는 다른 과제는 행성 궤도에서 촬영 임무를 수행하면서 태양광을 이용하여 효율적으로 전력 충전을 수행할 수 있는 인공위성의 제어 방법을 제공하는 것이다.

**과제의 해결 수단**

[0007] 본 발명의 일 측면에 따른 인공위성은 행성의 궤도를 따라 비행하는 본체, 상기 본체에 배치되고 상기 행성의 지표(地表)를 촬영하는 광학 탑재체, 및 상기 본체의 제1 방향 양 측에 회전 가능하게 배치되는 한 쌍의 태양 전지판을 포함한다. 상기 본체가 비행하는 비행 방향과 상기 제1 방향은 서로 예각을 이룬다.

[0008] 본 발명의 다른 측면에 따른 인공위성은 행성의 궤도를 따라 비행하는 본체, 상기 본체의 제1 방향 양 측에 회전 가능하게 배치되는 한 쌍의 태양 전지판, 및 상기 본체에 배치되고, 상기 제1 방향과 예각을 이루는 제2 방향을 따라 일렬로 배열되는 픽셀들을 갖는 선형 이미지 센서를 포함한다.

[0009] 본 발명의 또 다른 측면에 따르면, 행성의 궤도를 따라 비행하는 본체, 상기 본체에 탑재되고 상기 행성의 지표(地表)를 라인 스캔 방식으로 촬영하는 광학 탑재체, 및 상기 본체의 제1 방향 양 측에 회전 가능하게 배치되는 한 쌍의 태양 전지판을 포함하고, 상기 본체가 비행하는 비행 방향에 수직한 제2 방향과 상기 제1 방향이 0도와 90도 사이의 각도( $\psi$ )를 이루도록 설계된 인공위성의 제어 방법이 제공된다. 인공위성의 제어 방법은 상기 인공위성이 현재 비행하는 상기 궤도의 궤도면과 항성 방향( $u_x$ ) 사이의 베타각( $\beta$ )을 결정하는 단계, 상기 인공위성이 현재 위치하는 상기 행성의 위도( $\phi$ )를 결정하는 단계, 상기 베타각( $\beta$ ), 상기 위도( $\phi$ ) 및 상기 각도( $\psi$ )에 기초하여, 상기 한 쌍의 태양 전지판의 회전각( $\theta$ )을 산출하는 단계, 및 상기 본체에 대해 상기 한 쌍의 태양 전지판을 상기 회전각( $\theta$ )으로 회전시키는 단계를 포함한다.

[0010] 본 발명의 또 다른 측면에 따르면, 상기 인공위성의 제어 방법을 실행하기 위한 프로그램이 기록되어 있는 컴퓨터 판독 가능한 기록 매체가 제공된다.

**발명의 효과**

[0011] 본 발명에 따른 인공위성은 행성 또는 위성의 궤도에서 촬영 임무를 수행하면서 태양광을 이용하여 효율적으로 전력 충전을 수행할 수 있다. 본 발명에 따른 인공위성은 태양 전지판이 회전하더라도 인공위성의 전체 무게 중심이 변하지 않는 구조를 갖기 때문에 외란의 영향을 받지 않으므로 안정적인 운용이 가능하다.

**도면의 간단한 설명**

- [0012] 도 1은 항성을 공전하는 행성과 행성을 공전하는 인공위성의 배치를 개념적으로 도시한다.
- 도 2는 인공위성의 궤도면과 태양 방향이 이루는 베타각을 개념적으로 도시한다.
- 도 3은 본 발명의 일 실시예에 따라서 행성의 궤도를 비행하는 인공위성의 바디 좌표계를 설명하기 위한 도면이다.
- 도 4는 본 발명의 일 실시예에 따른 인공위성의 개략적인 도면이다.



도 5는 본 발명의 일 실시예에 따른 인공위성인 라인 스캔 방식으로 지표를 촬영하는 방법을 설명하기 위한 도면이다.

도 6은 본 발명의 일 실시예에 따른 인공위성의 제어부의 동작을 설명하기 위한 제어 흐름도이다.

도 7a 및 도 7b는 본 발명의 일 실시예에 따른 인공위성의 제어부가 회전각을 결정하는 방법을 설명하기 위한 개략적인 도면이다.

도 8a와 도 8b는 본 발명의 일 실시예에 따른 인공위성의 위도( $\phi$ )에 따른 태양 전지판의 회전각( $\theta$ )과 태양 전지판에 입사하는 태양 광의 입사각( $\theta_{si}$ )을 도시한다. 도 8a는 베타각( $\beta$ )이 0도일 때이고, 도 8b는 베타각( $\beta$ )이 90도일 때이다.

도 9는 본 발명의 일 실시예에 따라서 베타각( $\beta$ )이 0도, 30도, 45도, 60도 및 90도일 때 인공위성의 위도( $\phi$ )에 따른 태양 전지판의 회전각( $\theta$ )과 태양 전지판에 입사하는 태양 광의 입사각( $\theta_{si}$ )을 도시한다.

도 10은 본 발명의 일 실시예에 따라서 인공위성의 각도( $\psi$ )를 결정하기 위한 참고 도면들이다.

**발명을 실시하기 위한 구체적인 내용**

- [0013] 이하, 첨부된 도면을 참조하여 본 발명의 바람직한 실시예를 상세히 설명하기로 한다.
- [0014] 본 발명의 실시예들은 당해 기술 분야에서 통상의 지식을 가진 자에게 본 발명을 더욱 완전하게 설명하기 위하여 제공되는 것이며, 아래의 실시예들은 여러 가지 다른 형태로 변형될 수 있으며, 본 발명의 범위가 아래의 실시예들로 한정되는 것은 아니다. 오히려, 아래의 실시예들은 본 개시를 더욱 충실하고 완전하게 하며 당업자에게 본 발명의 사상을 완전하게 전달하기 위하여 제공되는 것이다.
- [0015] 본 명세서에서 사용된 용어는 특정 실시예를 설명하기 위하여 사용되며, 본 발명을 제한하기 위한 것이 아니다. 본 명세서에서 사용된 바와 같이 단수 형태는 문맥상 다른 경우를 분명히 지적하는 것이 아니라면, 복수의 형태를 포함할 수 있다. 또한, 본 명세서에서 사용되는 경우 "포함한다(comprise)" 및/또는 "포함하는(comprising)"은 언급한 형상들, 숫자, 단계, 동작, 부재, 요소 및/또는 이들 그룹의 존재를 특정하는 것이며, 하나 이상의 다른 형상, 숫자, 동작, 부재, 요소 및/또는 그룹들의 존재 또는 부가를 배제하는 것이 아니다. 본 명세서에서 사용된 바와 같이, 용어 "및/또는"은 해당 열거된 항목 중 어느 하나 및 하나 이상의 모든 조합을 포함한다.
- [0016] 본 명세서에서 제1, 제2 등의 용어가 다양한 부재들, 영역들, 및/또는 방향들을 설명하기 위하여 사용되지만, 이러한 부재들, 영역들, 및/또는 방향들은 이들 용어에 의해 한정되어서는 안됨은 자명하다. 이들 용어는 특정 순서나 상하, 또는 우열의 의미하지 않으며, 하나의 부재, 영역 또는 방향을 다른 부재, 영역 또는 방향과 구별하기 위하여만 사용된다. 따라서, 이하 상술할 제1 부재, 영역 또는 방향은 본 발명의 가르침으로부터 벗어나지 않고서도 제2 부재, 영역 또는 방향을 지칭할 수 있다.
- [0017] 이하, 본 발명의 실시예들은 본 발명의 이상적인 실시예들을 개략적으로 도시하는 도면들을 참조하여 설명한다.
- [0018] 도 1은 항성을 공전하는 행성과 행성을 공전하는 인공위성의 배치를 개념적으로 도시한다.
- [0019] 도 1을 참조하면, 항성(S)은 핵융합 반응을 통해서 스스로 빛을 내는 고온의 천체로서, 대표적인 예로는 태양이 있다. 항성(S)의 주변에는 항성(S)을 공전하는 행성(P)이 존재할 수 있다. 또한, 인공위성(AS)은 행성(P)을 공전하면서 행성(P)과 관련된 임무를 수행할 수 있다. 행성(P)과 관련된 임무는 행성(P)을 관측하거나 행성(P)의 지표를 촬영하는 것일 수 있다.
- [0020] 도 1에 도시된 행성(P1, P2, P3)과 인공위성(AS1, AS2, AS3)은 모두 항성(S)을 공전하는 동일한 행성(P)과 행성(P)을 공전하는 동일한 인공위성(AS)을 서로 다른 시점에 도시한 것이다. 행성(P1)과 행성(P1)의 궤도(O1)을 따라 비행하는 인공위성(AS1)은 제1 시점의 행성(P)과 인공위성(AS)을 나타낸다. 행성(P2)과 행성(P2)의 궤도(O2)을 따라 비행하는 인공위성(AS2)은 제2 시점의 행성(P)과 인공위성(AS)을 나타낸다. 행성(P3)과 행성(P3)의 궤도(O3)을 따라 비행하는 인공위성(AS3)은 제3 시점의 행성(P)과 인공위성(AS)을 나타낸다.
- [0021] 행성(P)은 항성(S) 주위를 도는 스스로 빛을 내지 못하는 천체로서, 태양계 내에서 존재하는 수성, 금성, 화성, 목성, 토성, 천왕성 및 해왕성 중 어느 하나일 수 있다. 또한, 항성(S)의 주변에는 행성(P)을 공전하는 위성인 존재할 수 있다. 위성은 행성(P)의 인력에 의해 행성(P)을 공전하는 천체로서, 지구의 위성인 달, 화성의 위성

인 포보스 등과 같은 자연 위성일 수 있다. 본 명세서에서 행성(P)은 인공위성(AS)이 공전하면서 임무를 수행하는 대상으로서, 항성(S)을 도는 행성(P)뿐만 아니라, 행성(P)을 공전하는 위성을 포함하는 것으로 이해되어야 한다. 따라서, 행성(P)은 금성이나 화성뿐만 아니라, 달이나 포보스를 포함한다. 아래에서 용이한 이해를 위하여, 항성(S)과 행성(P)이 각각 태양(S)과 달(P)인 것으로 가정하여 설명한다. 그러나, 이는 예시적이며, 본 발명은 이러한 예로 한정되지 않는다.

- [0022] 인공위성(AS)이 비행하는 궤도(O)는 달(P)에 대해 고정될 수 있다. 예컨대, 인공위성(AS)은 달(P)의 양극(예컨대, 북극과 남극)을 지나고 고정된 달 궤도(O)를 비행할 수 있다. 그러나, 달(P)이 공전하는 지구가 태양(S)을 공전함에 따라, 태양(S)과 달(P)의 상대적 위치가 달라지고, 그에 따라 인공위성(AS)의 달 궤도(O)는 항성(S)에 대해 변하게 된다.
- [0023] 도 2는 인공위성의 궤도면과 태양 방향이 이루는 베타각을 개념적으로 도시한다.
- [0024] 도 1과 함께 도 2를 참조하면, 인공위성(AS)은 달(P)의 북극(PP) 위를 지나고 궤도(O)를 따라 비행할 수 있다. 이때, 인공위성(AS)이 비행하는 궤도에서 인공위성(AS)을 중심으로 궤도면과 태양(S)이 이루는 각도는 태양 베타각(sun beta angle) 또는 베타각으로 정의될 수 있다. 도 1을 참조로 설명한 바와 같이, 시점이 달라지면 태양 베타각은 0도에서 90도까지의 범위 내에서 변할 수 있다.
- [0025] 예를 들면, 제1 시점의 인공위성(AS1)이 비행하는 궤도(O1)의 궤도면(OP1)은 태양 방향과 평행하다. 즉, 궤도면(OP1)의 법선 방향은 태양 방향과 수직하다. 이때, 궤도면(OP1)과 태양 방향이 이루는 각도인 태양 베타각( $\beta 1$ )은 0도이다. 여기서 태양 방향은 인공위성(AS)에서 태양(S)을 바라보는 방향을 의미할 수 있다. 인공위성(AS)과 달(P) 사이의 거리는 인공위성(AS)과 태양(S) 사이의 거리에 비해 무시할 수 있을 정도로 작기 때문에, 태양 방향은 달(P)의 중심과 태양(S)의 중심을 연결하는 선이 연장되는 방향으로 이해될 수 있다.
- [0026] 일반적으로 인공위성이 한 쌍의 태양 전지판을 갖는 경우, 한 쌍의 태양 전지판은 인공위성의 비행 방향에 수직 한 방향으로 설치된다. 태양 베타각( $\beta 1$ )이 0도인 제1 시점에는 인공위성(AS1)의 광학 탑재체가 달(P)을 지향하면서 태양 전지판이 태양(S)을 지향할 수 있으므로, 태양 전지판은 100%의 효율로 태양 전력을 충전할 수 있다.
- [0027] 제2 시점의 인공위성(AS2)이 비행하는 궤도(O2)의 궤도면(OP2)은 태양 방향과 태양 베타각( $\beta 2$ )을 이룬다. 이와 같은 제2 시점에는 인공위성(AS2)의 광학 탑재체가 달(P)을 지향할 경우, 태양 전지판의 법선 방향은 태양 방향과 일치하지 않으므로, 태양 전지판은 100% 미만의 효율로 태양 전력을 충전할 수 밖에 없다. 예컨대, 태양 베타각( $\beta 2$ )이 45도인 경우, 태양광은 태양 전지판에 45도의 각도로 입사하므로, 태양 전지판은 대략 70%의 효율로 태양 전력을 충전할 수 있다.
- [0028] 제3 시점의 인공위성(AS3)이 비행하는 궤도(O3)의 궤도면(OP3)은 태양 방향과 수직하며, 이때의 태양 베타각( $\beta 3$ )은 90도이다. 이와 같은 제3 시점에는 인공위성(AS3)의 광학 탑재체가 달(P)을 지향할 경우, 태양 전지판은 태양 방향과 일치하게 된다. 이 경우, 태양 전지판에 태양광이 입사할 수 없으며, 태양 전지판이 태양 전력을 생성할 수 없는 상황이 발생할 수 있다.
- [0029] 도 3은 본 발명의 일 실시예에 따라서 행성의 궤도를 비행하는 인공위성의 바디 좌표계를 설명하기 위한 도면이다.
- [0030] 도 3을 참조하면, 인공위성(100)은 행성(P)의 궤도(O)를 따라 비행한다. 인공위성(100)은 본체(110)와 본체(110)의 양 측에 배치되는 한 쌍의 태양 전지판(120)을 포함한다. 한 쌍의 태양 전지판(120)은 본체(110)으로부터 제1 방향(D1)에 배치된다.
- [0031] 인공위성(100)의 본체(110)에는 행성(P)의 지표면을 촬영하는 광학 탑재체(미 도시)가 배치될 수 있다. 광학 탑재체가 행성(P)의 지표면을 촬영하기 위하여 본체(110)는 수직 방향(Z)으로 정렬될 수 있다. 인공위성(100)이 궤도(O)를 따라 비행하는 방향은 비행 방향(X)으로 지칭될 수 있다. 비행 방향(X)과 수직 방향(Z)에 수직한 방향은 수평 방향(Y)으로 지칭될 수 있다.
- [0032] 비행 방향(X), 수평 방향(Y) 및 수직 방향(Z)은 인공위성(100)의 비행 좌표계를 구성할 수 있다.
- [0033] 인공위성(100)의 자세는 롤(roll) 각, 피치(pitch) 각, 요우(yaw) 각으로 정의될 수 있다. 롤 각은 인공위성(100)이 비행 방향(X)의 축을 중심으로 회전하는 각도를 의미한다. 비행 방향(X)의 축은 궤도면에 포함될 수 있다. 피치 각은 인공위성(100)이 수평 방향(Y)의 축을 중심으로 회전하는 각도를 의미한다. 수평 방향(Y)의 축은 궤도면과 수직할 수 있다. 요우 각은 인공위성(100)이 수직 방향(Z)의 축을 중심으로 회전하는 각도를 의

미한다. 수직 방향(Z)의 축은 궤도면과 수직할 수 있다.

- [0034] 종래의 인공위성에서는 한 쌍의 태양 전지판이 본체에 대해 수평 방향(Y)으로 정렬되었다. 이와 달리, 본 발명의 일 실시예에 따른 인공위성(100)에서는 한 쌍의 태양 전지판이 본체에 대해 제1 방향(D1)으로 정렬된다. 제1 방향(D1)은 수평 방향(Y)과 0보다 크고 90도보다 작은 각도( $\psi$ )를 이룬다.
- [0035] 인공위성(100)의 이러한 배치는 종래의 인공위성이 수직 방향(Z)의 축을 중심으로 각도( $\psi$ )만큼 회전한 것으로 이해될 수 있다. 따라서 제1 방향(D1)은 수평 방향(Y)이 각도( $\psi$ )만큼 회전한 방향( $Y_b$ )과 동일할 수 있다. 수직 방향(Z)의 축을 중심으로 회전한 각도( $\psi$ )는 요우 각( $\psi$ )으로 지칭될 수 있다.
- [0036] 비행 방향(X)이 각도( $\psi$ )만큼 회전한 방향( $X_b$ ), 방향( $Y_b$ ), 및 수직 방향( $Z_b$ )는 인공위성(100)의 바디 좌표계를 구성할 수 있다. 바디 좌표계의 수직 방향( $Z_b$ )은 비행 좌표계의 수직 방향(Z)과 동일할 수 있다.
- [0037] 도 4는 본 발명의 일 실시예에 따른 인공위성의 개략적인 도면이다.
- [0038] 도 4를 참조하면, 인공위성(100)은 본체(110), 태양 전지판(120), 및 광학 탑재체(130)를 포함한다. 인공위성(100)은 회전 구동부(140) 및/또는 제어부(150)를 더 포함할 수 있다.
- [0039] 본체(110)는 인공위성(100)의 바디를 구성하는 기본 구조로서, 다양한 구성요소들을 지지하기 위한 지지대들을 포함한다. 본체(110)는 예시적으로 6각형 단면 형상을 갖는 것으로 도시하였으나, 이는 예시적이며, 사각형 또는 원형 등과 같은 다양한 형태의 단면 형상을 가질 수 있다. 본체(110)는 행성의 궤도를 따라 비행 방향(X)으로 비행한다.
- [0040] 태양 전지판(120)은 태양 전지(solar cell)들이 직렬 및/또는 병렬로 배열된 판(panel)로서, 광발전(PV: Photo Voltaic) 효과를 이용하여 광(light)을 전기(electricity)로 변환하여 인공위성(100)에 전력을 공급한다.
- [0041] 한 쌍의 태양 전지판(120)이 본체(110)의 제1 방향(D1) 양 측에 회전 가능하게 배치된다. 한 쌍의 태양 전지판(120)들이 본체(110)를 중심으로 제1 방향(D1)으로 배치되며, 제1 방향(D1)으로 연장되는 회전 축(125)을 중심으로 회전할 수 있다. 도 4에 도시된 바와 같이 제1 방향(D1)은 양 방향을 의미한다.
- [0042] 제1 방향(D1)은 비행 방향(X)과 예각을 이룰 수 있다. 예컨대, 제1 방향(D1)과 비행 방향(X) 사이의 각도는 30도 이상 60도 이하일 수 있다. 예컨대, 제1 방향(D1)과 비행 방향(X) 사이의 각도는 40도 이상 50도 이하일 수 있다. 예컨대, 제1 방향(D1)과 비행 방향(X) 사이의 각도는 대략 45도일 수 있다.
- [0043] 제1 방향(D1)은 수평 방향(Y)과 예각을 이룰 수 있다. 예컨대, 제1 방향(D1)과 수평 방향(Y) 사이의 각도( $\psi$ )는 30도 이상 60도 이하일 수 있다. 예컨대, 제1 방향(D1)과 수평 방향(Y) 사이의 각도( $\psi$ )는 40도 이상 50도 이하일 수 있다. 예컨대, 제1 방향(D1)과 수평 방향(Y) 사이의 각도( $\psi$ )는 대략 45도일 수 있다.
- [0044] 도 4에 도시된 바와 같이, 태양 전지판(120) 각각의 무게 중심이 회전 축(125)의 연장선 상에 위치하여, 태양 전지판(120)이 회전하더라도, 태양 전지판(120)의 무게 중심은 항상 회전 축(125)의 연장선 상에 위치할 수 있다. 한 쌍의 태양 전지판(120)은 서로 대칭일 수 있으며, 태양 전지판(120)의 무게 중심이 본체(110)의 무게 중심과 동일할 수 있다. 따라서, 태양 전지판(120)이 회전하더라도, 본체(110)의 무게 중심은 달라지지 않을 수 있다. 인공위성(100)의 전체 무게 중심은 회전 축(125) 상에 위치할 수 있다.
- [0045] 도 4에 도시된 바와 같이, 태양 전지판(120) 각각의 중심이 회전 축(125)의 연장선 상에 위치하는 간단한 구조로 이루어져 있으므로, 태양 전지판(120)의 법선 방향은 회전 축(125)에 수직하게 된다.
- [0046] 태양 전지판(120)은 하나의 회전 축(125)을 중심으로 회전하고, 태양 전지판(120)의 무게 중심이 회전 축(125)의 연장선 상에 위치하기 때문에, 태양 전지판(120)이 회전하더라도 외란의 영향을 최소화할 수 있다. 또한, 태양 전지판(120)이 회전하더라도 본체(110)의 무게 중심의 변화가 최소화되므로, 반작용휠에 전달되는 회전 모멘텀이 최소화되며, 모멘텀 덤핑 횟수를 줄일 수 있다.
- [0047] 태양 전지판(120)은 회전 축(125)을 중심으로 회전각( $\theta$ )으로 회전할 수 있다. 회전각( $\theta$ )은 태양 전지판(120)의 법선 방향이 수직 방향(Z)일 때를 기준으로 정의될 수 있다. 태양 전지판(120)의 법선 방향이 수직 방향(Z)일 때, 회전각( $\theta$ )은 0도일 수 있다.
- [0048] 회전 구동부(140)는 한 쌍의 태양 전지판(120)을 본체(110)에 대하여 회전 축(125)을 중심으로 회전각( $\theta$ )으로 회전시킬 수 있다. 회전 구동부(140)는 예컨대 모터를 포함할 수 있다. 회전 구동부(140)는 한 쌍의 태양 전지판(120)을 동시에 동일한 회전각( $\theta$ )으로 회전시킬 수 있다. 한 쌍의 태양 전지판(120)이 하나의 회전 축

(125)에 연결된 경우, 회전 구동부(140)은 회전 축(125)을 회전시키므로써, 한 쌍의 태양 전지판(120)을 동시에 회전시킬 수 있다. 한 쌍의 태양 전지판(120)이 각각의 회전 축(125)을 통해 본체(110)에 연결되는 경우, 회전 구동부(140)는 각각의 회전 축(125)을 회전시키기 위해 쌍으로 존재할 수 있다.

- [0049] 광학 탑재체(130)는 본체(110)에 배치되고, 행성의 지표를 촬영할 수 있다. 광학 탑재체(130)는 선형 이미지 센서(131)와 광학계(132)를 포함할 수 있다. 광학계(132)는 적어도 하나의 렌즈 및/또는 반사경을 포함할 수 있다. 선형 이미지 센서(131)는 제2 방향을 따라 일렬로 배열되는 픽셀들을 포함할 수 있다. 제2 방향은 비행 방향(X)에 수직할 수 있으며, 수평 방향(Y)과 동일할 수 있다.
- [0050] 광학 탑재체(130)는 라인 스캔 방식으로 행성의 지표를 촬영할 수 있다. 도 5는 본 발명의 일 실시예에 따른 인공위성인 라인 스캔 방식으로 지표를 촬영하는 방법을 설명하기 위한 도면이다.
- [0051] 도 4와 함께 도 5를 참조하면, 선형 이미지 센서(131)는 지표의 라인 영역(LR)의 영상을 광학계(132)를 통해 생성할 수 있다. 선형 이미지 센서(131)가 비행 방향(X)에 수직인 수평 방향(Y)으로 배열된 픽셀들을 포함하므로, 라인 영역(LR) 역시 비행 방향에 수직인 방향으로 연장되는 얇은 영역에 해당한다. 광학 탑재체(130)의 성능에 따라, 예컨대, 라인 영역(LR)은 수십 km 이상의 길이와 1m 이하의 폭을 갖는 영역일 수 있다.
- [0052] 인공위성(100)이 비행 방향(X)을 따라 비행하면서, 라인 영역(LR)도 비행 방향(X)과 동일한 스캔 방향으로 이동하게 된다. 선형 이미지 센서(131)에서 감지한 영상들을 스캔 주기마다 저장함에 따라 라인 영역(LR)과 스캔 방향에 따라 정해지는 영역이 광학 탑재체(130)에 의해 촬영될 수 있다. 광학 탑재체(130)는 라인 영역(LR)을 비행 방향(X)을 따라 라인 단위로 스캔하는 방식인 라인 스캔 방식으로 지표를 촬영하므로 라인 스캔 카메라라고 지칭될 수 있다.
- [0053] 제어부(150)는 인공위성(100)이 현재 위치하는 위도( $\phi$ ), 인공위성(100)이 현재 돌고 있는 궤도면의 베타각( $\beta$ ), 및 각도( $\psi$ )를 기초로 회전각( $\theta$ )을 결정하고, 한 쌍의 태양 전지판(120)이 결정된 회전각( $\theta$ )으로 회전하도록 회전 구동부(140)를 제어할 수 있다. 제어부(150)에 대해서는 도 6을 참조하여 더욱 자세히 설명한다.
- [0054] 본체(110)는 태양 빛을 차단하기 위한 다층박막 단열재로 포장될 수 있으며, 본체(110) 내부에서 발생한 뜨거운 열을 밖으로 내보내기 위해 이차면경이 외부에 부착될 수 있다.
- [0055] 본체(110)는 인공위성(100)을 추진하거나 인공위성(100)의 자세를 제어할 수 있다. 본체(110)는 본체(110)의 자세를 감지하기 위한 센서들을 포함할 수 있다. 이러한 센서들은 지구 센서 또는 별 센서이며, 인공위성(100)과 태양, 지구, 별 등과의 상대적 자세를 파악하여 본체(110)의 정확한 자세를 감지할 수 있다. 본체(110)는 인공위성(100)을 움직이기 위해 연료를 태워서 생기는 가스를 외부로 분출하는 추력기를 포함할 수 있다. 본체(110)는 인공위성(100)의 자세를 제어하기 위해 반작용휠을 포함할 수 있다. 반작용휠은 질량을 가진 물체를 회전시키면 그 반대방향으로 움직이려고 하는 관성력이 생기는데 이 관성력을 이용하여 인공위성(100)을 비행 방향(X)의 축, 수평 방향(Y)의 축, 및 수직 방향(Z)의 축을 중심으로 회전시킬 수 있다.
- [0056] 본체(110)는 태양 전지판(120)으로부터 생성된 전력을 충전하는 배터리를 포함할 수 있다. 인공위성(100)이 행성의 태양 반대쪽을 비행하는 경우, 태양광을 받을 수 없기 때문에, 태양 전지판(120)은 태양 전력을 생성할 수 없다. 인공위성(100)이 행성의 태양쪽을 비행할 때 태양 전지판(120)이 생성한 태양 전력은 배터리에 저장되며, 인공위성(100)이 행성의 태양 반대쪽을 비행할 때 배터리에 저장된 전력을 이용하여 임무를 수행할 수 있다.
- [0057] 본체(110)는 지상국과 통신하기 위한 통신 수단을 포함할 수 있다. 통신 수단에는 안테나가 포함될 수 있다.
- [0058] 제어부(150)는 광학 탑재체(130)와 회전 구동부(140)뿐만 아니라, 센서들, 추력기, 반작용휠, 배터리 등과 같은 구성요소들을 제어할 수 있으며, 통신 수단을 통해 지상국과 통신할 수도 있다.
- [0059] 제어부(150)는 실시예에 따라 기능적인 블록 구성들 및 다양한 처리 단계들로 나타내어질 수 있다. 이러한 기능 블록들의 일부 또는 전부는, 특정 기능들을 실행하는 다양한 개수의 하드웨어 및/또는 소프트웨어 구성들로 구현될 수 있다.
- [0060] 일 예에 따르면, 제어부(150)의 기능 블록들은 하나 이상의 마이크로프로세서들에 의해 구현되거나, 소정의 기능을 위한 회로 구성들에 의해 구현될 수 있다. 다른 예에 따르면, 제어부(150)의 기능 블록들은 다양한 프로그래밍 또는 스크립팅 언어로 구현될 수 있다. 또 다른 예에 따르면, 제어부(150)의 기능 블록들은 하나 이상의 프로세서들에서 실행되는 알고리즘으로 구현될 수 있다. 한편, 제어부(150)의 전자적인 환경 설정, 신호 처

리, 및/또는 데이터 처리 등을 위하여 종래 기술을 채용할 수 있다.

- [0061] 도 6은 본 발명의 일 실시예에 따른 인공위성의 제어부의 동작을 설명하기 위한 제어 흐름도이다.
- [0062] 전술한 바와 같이 일 실시예에 따른 인공위성(100)은 행성(P)의 궤도(O)를 따라 비행하는 본체(110), 본체(110)에 탑재되고 행성(P)의 지표(地表)를 라인 스캔 방식으로 촬영하는 광학 탑재체(130), 및 본체(110)의 제1 방향(D1) 양 측에 회전 가능하게 배치되는 한 쌍의 태양 전지판(120)을 포함한다. 일 실시예에 따르면, 본체(110)가 비행하는 비행 방향(X)에 수직인 제2 방향(Y)과 제1 방향(D1)이 이루는 각도( $\psi$ )는 0도보다 크고 90도보다 작게 설계된다.
- [0063] 제1 방향(D1)과 제2 방향(Y)이 이루는 각도( $\psi$ )는 인공위성(100)을 설계할 때 이미 결정되어, 인공위성(100)이 제조되어 궤도(O)에 진입한 후에는 각도( $\psi$ )가 실질적으로 고정된다. 물론 인공위성(100)은 외란이나 다른 임무로 인하여 수직 방향(Z)을 축으로 회전할 수 있다. 이 경우에 각도( $\psi$ )가 달라질 수 있지만, 인공위성(100)이 궤도(O) 상에서 일반적인 임무, 즉, 행성(P)의 지표를 라인 스캔 방식으로 촬영하는 임무를 수행하는 경우에는 각도( $\psi$ )가 실질적으로 고정된다.
- [0064] 제어부(150)는 태양 전지판이 배열된 제1 방향(D1)과 비행 방향(X)에 수직인 수평 방향(Y) 사이의 각도( $\psi$ )를 결정한다(S10). 전술한 바와 같이, 각도( $\psi$ )는 인공위성(100)을 설계할 때부터 결정되며, 인공위성(100)의 각도( $\psi$ )에 관한 정보는 저장부(150)에 연결되는 메모리에 저장될 수 있다. 제어부(150)는 메모리로부터 각도( $\psi$ )에 관한 정보를 읽음으로써 각도( $\psi$ )를 결정할 수 있다. 각도( $\psi$ )는 요우 각( $\psi$ )으로 지칭될 수 있으며, 예컨대, 30도 이상 60도 이하의 각도로 결정될 수 있다. 각도( $\psi$ )는 예컨대 40도 이상 50도 이하의 각도로 결정될 수 있다. 각도( $\psi$ )는 예컨대 45도로 결정될 수 있다.
- [0065] 제어부(150)는 인공위성(100)이 현재 비행하는 궤도(O)의 궤도면(OP, 도 2 참조)과 항성 방향( $u_x$ ) 사이의 베타각( $\beta$ )을 결정한다(S20). 전술한 바와 같이, 베타각( $\beta$ )은 인공위성(100)을 중심으로 궤도면(OP)과 항성이 이루는 각도로 정의된다. 항성 방향( $u_x$ )은 행성(P)으로부터 항성(S)으로 향하는 방향으로 표현될 수 있다.
- [0066] 베타각( $\beta$ )은 행성(P)과 항성(S)의 위치 관계에 따라 달라진다. 제어부(150)는 행성 센서 및/또는 별 센서 등을 이용하여 베타각( $\beta$ )을 감지할 수 있다. 인공위성(100)은 미리 설정된 속도로 궤도(O)를 비행하므로, 시간에 따라 베타각( $\beta$ )이 어떻게 변할 것인지를 정확히 알 수 있다. 제어부(150)는 현재 시간을 이용하여 미리 설정된 계산식 또는 미리 저장된 데이터를 이용하여 베타각( $\beta$ )을 결정할 수도 있다. 제어부(150)는 지상국으로부터 베타각( $\beta$ )에 관한 정보를 수신할 수도 있다.
- [0067] 제어부(150)는 인공위성(100)이 현재 위치하는 행성(P)의 위도( $\phi$ )를 결정한다(S30). 제어부(150)는 행성 센서 및/또는 별 센서 등을 이용하여 위도( $\phi$ )를 감지할 수 있다. 제어부(150)는 현재 시간을 이용하여 미리 설정된 계산식 또는 미리 저장된 데이터를 이용하여 위도( $\phi$ )를 결정할 수도 있다. 제어부(150)는 지상국으로부터 위도( $\phi$ )에 관한 정보를 수신할 수도 있다.
- [0068] 제어부(150)는 베타각( $\beta$ ), 위도( $\phi$ ) 및 각도( $\psi$ )에 기초하여, 한 쌍의 태양 전지판(120)이 가장 효율적으로 태양 전력을 수신할 수 있는 회전각( $\theta$ )을 산출한다(S40). 태양 전지판(120)이 회전각( $\theta$ )으로 회전한 상태에서 태양 전지판(120)에 입사하는 태양 광의 입사각이 최소가 된다. 태양 전지판(120)에 태양 광이 수직으로 입사할 경우, 입사각은 0도로 정의된다. 예를 들면, 태양 전지판(120)이 회전각( $\theta$ )으로 회전한 상태에서 태양 전지판(120)의 법선 방향과 항성 방향( $u_x$ ) 사이의 각도가 최소가 된다. 상기 각도는 태양 전지판(120)에 입사하는 태양 광의 입사각과 동일하다.
- [0069] 태양 전지판(120)은 제1 방향(D1)의 축을 중심으로 회전각( $\theta$ )으로 회전하므로, 태양 전지판(120)의 법선 방향과 항성 방향( $u_x$ ) 사이의 각도가 최소가 될 때, 태양 전지판(120)의 법선 방향은 제1 방향(D1)과 항성 방향( $u_x$ )이 이루는 평면 상에 위치하게 된다. 이러한 관계를 이용하여 제어부(150)는 한 쌍의 태양 전지판(120)이 가장 효율적으로 태양 전력을 수신할 수 있는 회전각( $\theta$ )을 산출할 수 있다.
- [0070] 제어부(150)는 베타각( $\beta$ ), 위도( $\phi$ ) 및 각도( $\psi$ )에 기초하여, 한 쌍의 태양 전지판(120)이 가장 효율적으로 태양 전력을 수신할 수 있는 회전각( $\theta$ )을 산출하는 방법은 도 7a 및 도 7b를 참조로 아래에서 더욱 자세히 설명한다.
- [0071] 제어부(150)는 단계(S40)에서 산출된 회전각( $\theta$ )으로 태양 전지판(120)을 회전한다(S50). 제어부(150)는 회전 구동부(140)를 제어하여 태양 전지판(120)을 본체(110)에 대하여 산출된 회전각( $\theta$ )으로 회전시킬 수 있다.

[0072] 인공위성(100)은 궤도(0)를 따라 계속 비행하므로, 시간에 따라 위도( $\phi$ )이 달라지며, 긴 시간이 지나면 베타각( $\beta$ )도 달라지게 된다. 따라서, 제어부(150)는 단계(S20)로 진행하여 단계들(S20-S50)을 반복하여 수행할 수 있다.

[0073] 도 7a 및 도 7b는 본 발명의 일 실시예에 따른 인공위성의 제어부가 회전각을 결정하는 방법을 설명하기 위한 개략적인 도면이다.

[0074] 도 7a에는 행성 중심 좌표계( $X_s, Y_s, Z_s$ )와 인공위성의 바디 좌표계( $X_b, Y_b, Z_b$ )가 도시된다.

[0075] 행성 중심 좌표계( $X_s, Y_s, Z_s$ )의 원점은 인공위성이 임무를 수행하는 행성의 중심이다. 행성 방향(예컨대, 태양 방향)은  $X_s$  방향이고, 행성의 극 방향은  $Z_s$  방향이다.  $Z_s$  방향은 행성의 양극(예컨대, 북극과 남극)의 위를 지나는 인공위성의 궤도면 상에서  $X_s$  방향과 수직한 방향으로 정의될 수 있다.  $Y_s$  방향은  $X_s$  방향과  $Z_s$  방향을 이용하여 오른손 법칙으로 결정되는 방향이다.

[0076] 행성 중심 좌표계( $X_s, Y_s, Z_s$ )에서 인공위성의 위치는 베타각( $\beta$ )(예컨대, 태양 베타각( $\beta$ ))과 인공위성의 위도( $\phi$ )를 이용하여 표현될 수 있다.

[0077] 도 3을 참조로 설명한 바와 같이, 인공위성의 바디 좌표계( $X_b, Y_b, Z_b$ )에서  $Y_b$  방향은 인공위성의 태양 전지판이 배치되는 제1 방향(D1)과 일치한다. 제1 방향( $Y_b$ )은 태양 전지판의 회전축 방향과 일치한다.

[0078] 제1 방향의 단위 벡터( $\vec{Y}_b$ )를 행성 중심 좌표계( $X_s, Y_s, Z_s$ )로 나타내면, 제1 방향의 단위 벡터( $\vec{Y}_b$ )는  $Y_s$  방향 단위 벡터( $[0, 1, 0]^T$ )를  $Z$ 축을 중심으로 베타각( $\beta$ )만큼 회전하고,  $Y$ 축을 중심으로 음의 위도( $\phi$ )만큼 회전하고,  $X$ 축을 중심으로 음의 각도( $\psi$ )만큼 회전하는 것을 오일러 회전 공식에 적용함으로써 아래와 같이 표현될 수 있다.

[0079]

$$\vec{Y}_b = \begin{bmatrix} Y_{bx} \\ Y_{by} \\ Y_{bz} \end{bmatrix} = R_Z(\beta) R_Y(-\phi) R_X(-\psi) \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\beta)\sin(\phi)\sin(\psi) - \sin(\beta)\cos(\psi) \\ \sin(\beta)\sin(\phi)\sin(\psi) + \cos(\beta)\cos(\psi) \\ -\cos(\phi)\sin(\psi) \end{bmatrix}$$

[0080] 도 7a에는 인공위성의 자세를 개념적으로 나타내기 위해 3개의 사각형(Q1, Q2, Q3)가 도시된다. 사각형(Q1)은 인공위성의 비행 좌표계를 나타내기 위한 것으로서, 단변은 비행 방향(X)을 나타내고, 장변은 수평 방향(Y)을 나타낸다. 사각형(Q1)은 태양 전지판이 수평 방향(Y)으로 나열되는 종래의 인공위성의 자세를 나타낼 수 있다.

[0081] 사각형(Q2)은 본 발명의 일 실시예에 따른 인공위성의 자세를 바디 좌표계( $X_b, Y_b, Z_b$ )를 통해 나타낸다. 장변은 태양 전지판이 정렬되는 제1 방향(D1), 즉,  $Y_b$  방향을 나타낸다. 사각형(Q1)과 사각형(Q2)의 법선 방향은 행성 중심 방향을 나타내며,  $Z_b$  방향을 나타낸다. 제1 벡터( $\vec{S}_1$ )는 사각형(Q2)의 법선 방향의 단위 벡터를 나타낸다.

[0082] 사각형(Q3)은 본 발명의 일 실시예에 따른 인공위성의 태양 전지판을 나타낸다. 태양 전지판은 인공위성의 본체에 대해 제1 방향( $Y_b$ )의 회전 축을 중심으로 회전각( $\theta$ )만큼 회전할 수 있다. 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )는 사각형(Q3), 즉, 태양 전지판의 법선 방향의 단위 벡터를 나타낸다.

[0083] 사각형(Q2)과 사각형(Q3)의 관계는 도 7b에 더욱 자세히 도시된다. 회전각( $\theta$ )은 제1 벡터( $\vec{S}_1$ )에서 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )까지의 각도로 정의될 수 있다.

[0084] 제1 벡터( $\vec{S}_1$ )를 행성 중심 좌표계( $X_s, Y_s, Z_s$ )로 나타내면, 제1 벡터( $\vec{S}_1$ )는  $X_s$  방향 단위 벡터( $[1, 0, 0]^T$ )를  $Z$ 축을 중심으로 베타각( $\beta$ )만큼 회전하고,  $Y$ 축을 중심으로 음의 위도( $\phi$ )만큼 회전하는 것을 오일러 회전 공식에 적용함으로써 아래와 같이 표현될 수 있다.

[0085]

$$\vec{S}_1 = R_z(\beta) R_y(-\phi) \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\beta)\cos(\phi) \\ \sin(\beta)\cos(\phi) \\ \sin(\phi) \end{bmatrix}$$

[0086]

태양 전지판은 Yb 방향의 축을 중심으로 회전각( $\theta$ )으로 회전하므로, 태양 전지판의 법선 방향의 단위 벡터인 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )와 항성 방향( $u_x$ )을 나타내는 Xs 방향의 단위 벡터( $\vec{u}_x$ ) 간의 각도가 최소가 될 때, 태양 전지판은 최대 효율로 태양 광을 수신할 수 있다. 이때, 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )는 항성 방향( $u_x$ )의 단위 벡터( $\vec{u}_x$ )와 태양 전지판의 회전 축 방향(즉, 제1 방향)의 단위 벡터( $\vec{Y}_b$ )가 이루는 평면 상에 위치한다. 따라서, 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )는 다음과 같이 표현할 수 있다.

[0087]

$$\vec{S}_2 = a(\vec{Y}_b + b\vec{u}_x)$$

[0088]

여기서, a는 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )의 크기를 1로 만들기 위한 정규화 상수이고, 항성 방향( $u_x$ )의 단위 벡터( $\vec{u}_x$ )는 [1, 0, 0]<sup>T</sup>이다.

[0089]

b는 구해야 하는 상수로서, 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )와 회전 축 방향(즉, 제1 방향)의 단위 벡터( $\vec{Y}_b$ )가 서로 직교한다는 특성을 이용하여 아래와 같이 구할 수 있다.

$$(\vec{Y}_b + b\vec{u}_x) \cdot \vec{Y}_b = 0$$

$$1 + b\vec{u}_x \cdot \vec{Y}_b = 0$$

$$b = \frac{-1}{\cos\beta\sin\phi\sin\psi - \sin\beta\cos\psi} = \frac{-1}{Y_{bx}}$$

[0090]

[0091]

따라서, 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\vec{S}_2 = a(\vec{Y}_b + b\vec{u}_x) = \frac{\begin{bmatrix} Y_{bx} - \frac{1}{Y_{bx}} \\ Y_{by} \\ Y_{bz} \end{bmatrix}}{\left\| \begin{bmatrix} Y_{bx} - \frac{1}{Y_{bx}} \\ Y_{by} \\ Y_{bz} \end{bmatrix} \right\|}$$

[0092]

[0093]

이때, 태양전지판의 회전각( $\theta$ )은 제1 벡터( $\vec{S}_1$ )와 제2 벡터( $\vec{S}_2$ ) 사이의 각도이므로, 태양 전지판이 최대 효율로 태양 광을 수신할 수 있는 태양 전지판의 회전각( $\theta$ )은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\theta = \cos^{-1}(\vec{S}_1 \cdot \vec{S}_2)$$

[0094]

[0095]

이때, 태양 전지판에 입사하는 태양 광의 입사각( $\theta_{si}$ )은 항성 방향( $u_x$ )의 단위 벡터( $\vec{u}_x$ )와 제2 벡터( $\vec{S}_2$ ) 사이의 각도이므로, 입사각( $\theta_{si}$ )은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\theta_{si} = \cos^{-1}(\vec{u}_x \cdot \vec{S}_2)$$

[0096]

[0097] 따라서, 인공위성의 제어부(150)는 인공위성(100)이 현재 위치하는 위도( $\phi$ ), 인공위성(100)이 현재 돌고 있는 궤도의 궤도면과 항성 방향( $u_x$ ) 사이의 베타각( $\beta$ ), 및 태양 전지판의 회전 축 방향(즉, 제1 방향)과 수평 방향(Y) 사이의 각도( $\psi$ )를 기초로 태양 전지판의 회전각( $\theta$ )을 결정할 수 있다.

[0098] 회전각( $\theta$ )은 제1 벡터( $\vec{S}_1$ )의 방향, 즉, 행성의 지표(地表)에서 인공위성(100)으로의 수직 방향( $S_1$ )에 대한 태양 전지판의 법선 방향( $S_2$ )의 각도로 정의될 수 있다.

[0099] 제어부(150)는 회전각( $\theta$ )을  $\theta = \cos^{-1}(\vec{S}_1 \cdot \vec{S}_2)$  와 같이 산출할 수 있다. 이때, 제1 벡터( $\vec{S}_1$ )는 수직 방향( $S_1$ )의 단위 벡터이고, 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )는 태양 전지판의 법선 방향( $S_2$ )의 단위 벡터이다.

[0100] 제어부(150)는 제1 벡터( $\vec{S}_1$ )를 위도( $\phi$ )와 베타각( $\beta$ )에 기초하여  $\vec{S}_1 = \begin{bmatrix} \cos(\beta)\cos(\phi) \\ \sin(\beta)\cos(\phi) \\ \sin(\phi) \end{bmatrix}$  와 같이 산출할 수 있다.

[0101] 제어부(150)는 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )를 회전 축 방향(즉, 제1 방향)의 단위 벡터( $\vec{Y}_b$ )와 항성 방향( $u_x$ )의 단위 벡터( $\vec{u}_x$ )에 기초하여  $\vec{S}_2 = a(\vec{Y}_b + b\vec{u}_x)$  와 같이 결정할 수 있다. 이때, a는 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )의 크기를 1로 만들기 위한 정규화 상수이고, b는 상기 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )와 상기 제1 방향의 단위 벡터( $\vec{Y}_b$ )가 서로 직교하도록 결정되는 상수일 수 있다.

[0102] 제어부(150)는 회전 축 방향(즉, 제1 방향)의 단위 벡터( $\vec{Y}_b$ )를 위도( $\phi$ ), 베타각( $\beta$ ), 및 각도( $\psi$ )에 기초하여

여  $\vec{Y}_b = \begin{bmatrix} Y_{bx} \\ Y_{by} \\ Y_{bz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\beta)\sin(\phi)\sin(\psi) - \sin(\beta)\cos(\psi) \\ \sin(\beta)\sin(\phi)\sin(\psi) + \cos(\beta)\cos(\psi) \\ -\cos(\phi)\sin(\psi) \end{bmatrix}$  와 같이 산출할 수 있다.

[0103] 제어부(150)는 제2 벡터( $\vec{S}_2$ )를 회전 축 방향(즉, 제1 방향)의 단위 벡터( $\vec{Y}_b$ )에 기초하여

$\vec{S}_2 = \frac{\begin{bmatrix} Y_{bx} - \frac{1}{Y_{bx}} \\ Y_{by} \\ Y_{bz} \end{bmatrix}}{\left\| \begin{bmatrix} Y_{bx} - \frac{1}{Y_{bx}} \\ Y_{by} \\ Y_{bz} \end{bmatrix} \right\|}$  와 같이 산출할 수 있다.

[0104] 도 8a와 도 8b는 본 발명의 일 실시예에 따른 인공위성의 위도( $\phi$ )에 따른 태양 전지판의 회전각( $\theta$ )과 태양 전지판에 입사하는 태양 광의 입사각( $\theta_{si}$ )을 도시한다. 도 8a는 베타각( $\beta$ )이 0도일 때이고, 도 8b는 베타각( $\beta$ )이 90도일 때이다. 인공위성의 태양 전지판의 회전 축 방향( $Y_b$ , D1)과 비행 방향(X)에 수직인 수평 방향(Y) 사이의 각도( $\psi$ )는 45도로 설계되었다.

[0105] 도 8a를 참조하면, 회전각( $\theta$ )은 위도( $\phi$ )가 -90도에서 90도로 높아짐에 따라 -90도에서 90도로 변한다. 이때,



태양 전지판에 입사하는 태양 광의 입사각( $\theta_{si}$ )은 위도( $\phi$ )가 -90도에서 0도로 높아짐에 따라 45도에서 0도로 낮아지고, 위도( $\phi$ )가 0도에서 90도로 높아짐에 따라 0도에서 45도로 높아지게 된다. 입사각( $\theta_{si}$ )이 0도일 때 태양 전지판이 100%의 효율로 전력을 생산한다고 하면, 입사각( $\theta_{si}$ )이 45도일 때는 태양 전지판이 대략 70%의 효율로 전력을 생산한다. 따라서, 본 발명의 일 실시예에 따르면, 인공위성의 위도( $\phi$ )가 달라지더라도 태양 전지판은 70% 이상의 효율로 전력을 생산할 수 있다.

[0106] 도 8b를 참조하면, 베타각( $\beta$ )이 90도이므로, 회전각( $\theta$ )은 위도( $\phi$ )와 상관없이 항상 90도이고, 입사각( $\theta_{si}$ ) 역시 위도( $\phi$ )와 상관없이 항상 45도이다. 따라서, 본 발명의 일 실시예에 따르면, 베타각( $\beta$ )이 90도일 때에도, 태양 전지판은 70% 이상의 효율로 전력을 생산할 수 있다.

[0107] 참고로, 다른 베타각( $\beta$ )일 때의 위도( $\phi$ )에 따른 회전각( $\theta$ )과 입사각( $\theta_{si}$ )은 도 9에 도시된다.

[0108] 도 9는 본 발명의 일 실시예에 따라서 베타각( $\beta$ )이 0도, 30도, 45도, 60도 및 90도일 때 인공위성의 위도( $\phi$ )에 따른 태양 전지판의 회전각( $\theta$ )과 태양 전지판에 입사하는 태양 광의 입사각( $\theta_{si}$ )을 도시한다.

[0109] 도 10은 본 발명의 일 실시예에 따라서 인공위성의 각도( $\psi$ )를 결정하기 위한 참고 도면들이다.

[0110] 도 10의 각 그래프들은 인공위성의 각도( $\psi$ )를 0도, 15도, 30도, 40도, 50도, 60도, 75도, 90도로 설계하였을 때 베타각( $\beta$ )에 따른 태양 전지판의 생성 에너지를 상대적으로 비교한 그래프들이다. 생성 에너지의 수치 1은 상대적인 값으로서, 인공위성의 각도( $\psi$ )가 0도일 때 베타각( $\beta$ )이 0도인 궤도를 인공위성이 한 바퀴 회전할 때 태양 광으로부터 얻을 수 있는 에너지를 나타낸다.

[0111] 도 10에 도시된 그래프들 및 인공위성의 설계 조건들을 고려하여, 본 발명의 발명자들은 인공위성의 각도( $\psi$ )를 45도로 설계하였다. 그러나, 인공위성의 각도( $\psi$ )는 45도로 한정되지 않으며, 30도 내지 60도 사이에서 선택되거나, 40도 내지 50도 사이에서 선택될 수 있다.

[0112] 본 발명에 따른 방법을 구성하는 각 단계들에 대하여 명시적으로 순서를 기재하고 있거나 모순되지 않는다면, 각 단계들은 적당한 순서로 수행될 수 있다. 각 단계들의 기재된 순서에 따라 수행되는 것으로 본 발명이 한정되는 것은 아니다. 본 발명에서 모든 예들 또는 예시적인 용어(예를 들어 등)의 사용은 오로지 본 발명을 상세히 설명하기 위한 것이며, 특허청구범위에 의해 한정되지 않는 이상 상기 예들 또는 예시적인 용어의 사용으로 인해 본 발명의 범위가 한정되는 것은 아니다. 또한, 해당 기술 분야의 통상의 기술자는 특허청구범위 또는 그 균등물의 범위 내에서 설계 조건 및 팩터(factor)가 수정될 수 있음을 알 수 있다.

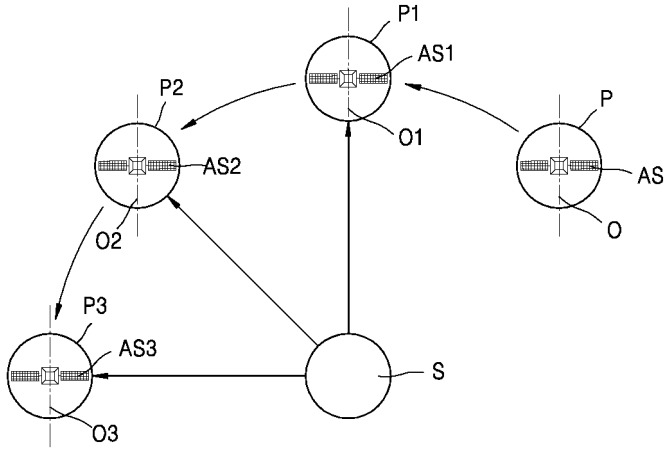
[0113] 따라서, 본 발명의 사상은 앞에서 설명된 실시예들에 국한하여 정해져서는 아니되며, 후술하는 특허청구범위뿐만 아니라 이 특허청구범위와 균등한 또는 이로부터 증가적으로 변경된 모든 범위가 본 발명의 사상의 범주에 속한다고 할 것이다.

### 부호의 설명

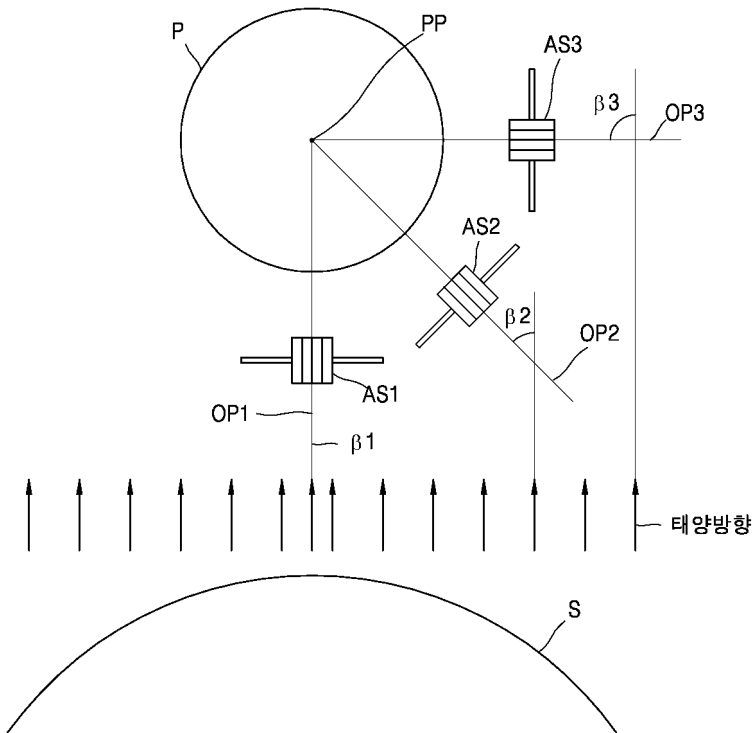
- [0114] S: 항성
- P: 행성 또는 위성
- 100: 인공위성
- 110: 본체
- 120: 태양 전지판
- 130: 광학 탑재체
- 140: 회전 구동부
- 150: 제어부

도면

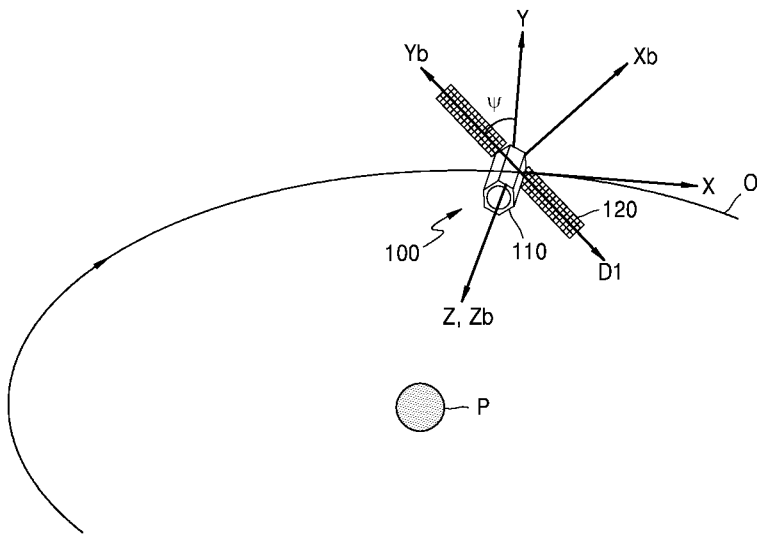
도면1



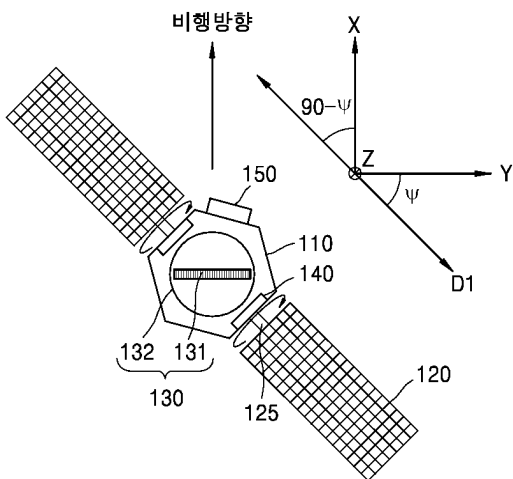
도면2



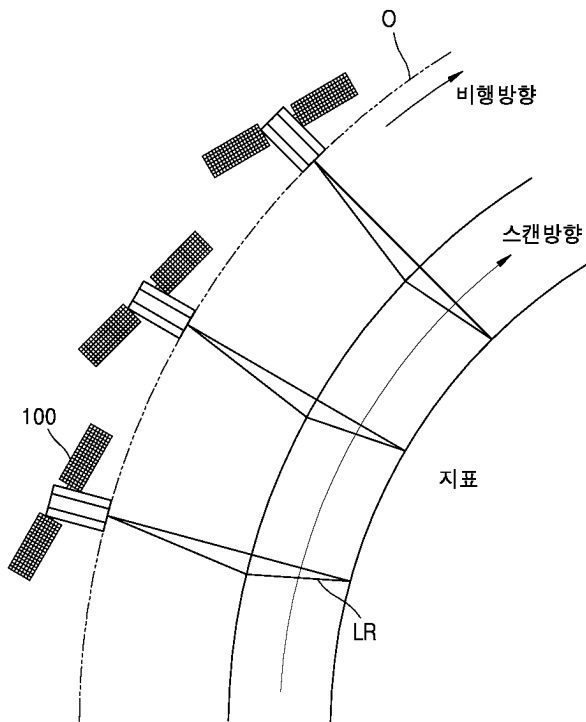
도면3



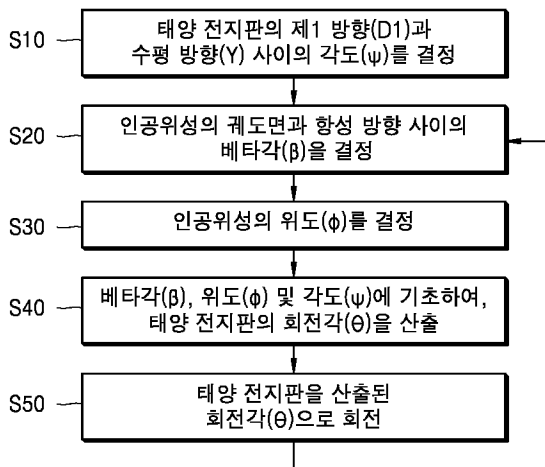
도면4



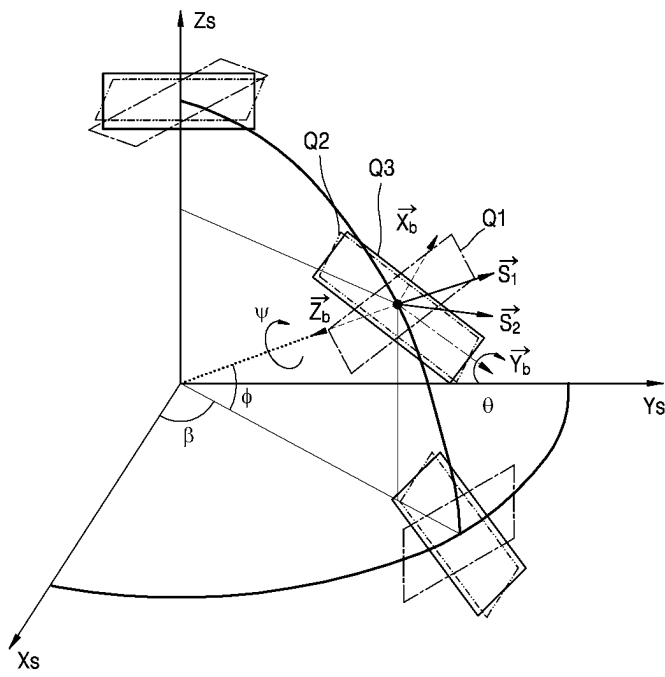
도면5



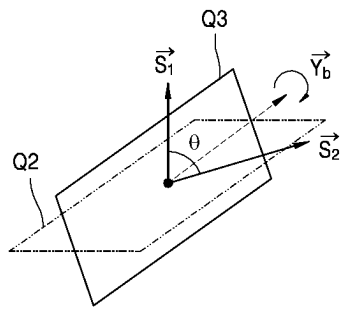
도면6



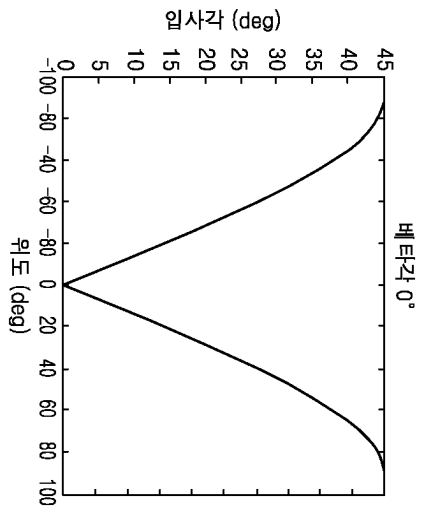
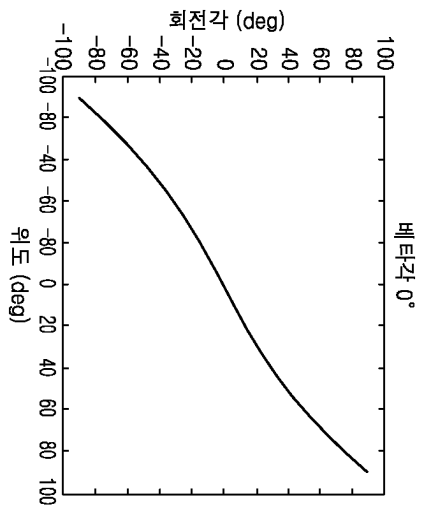
도면7a



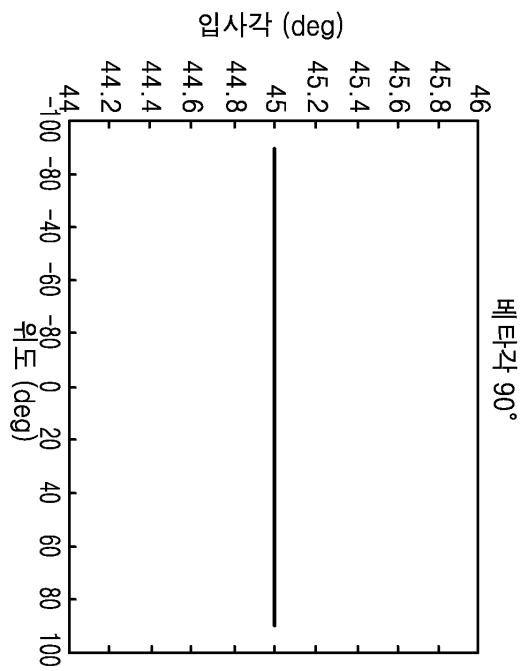
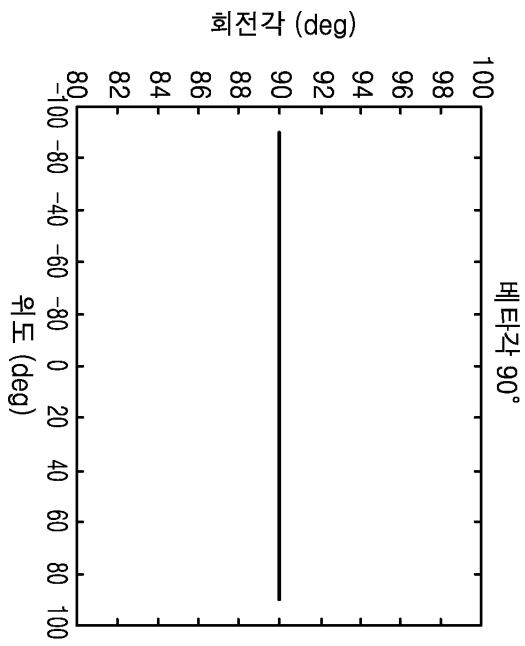
도면7b



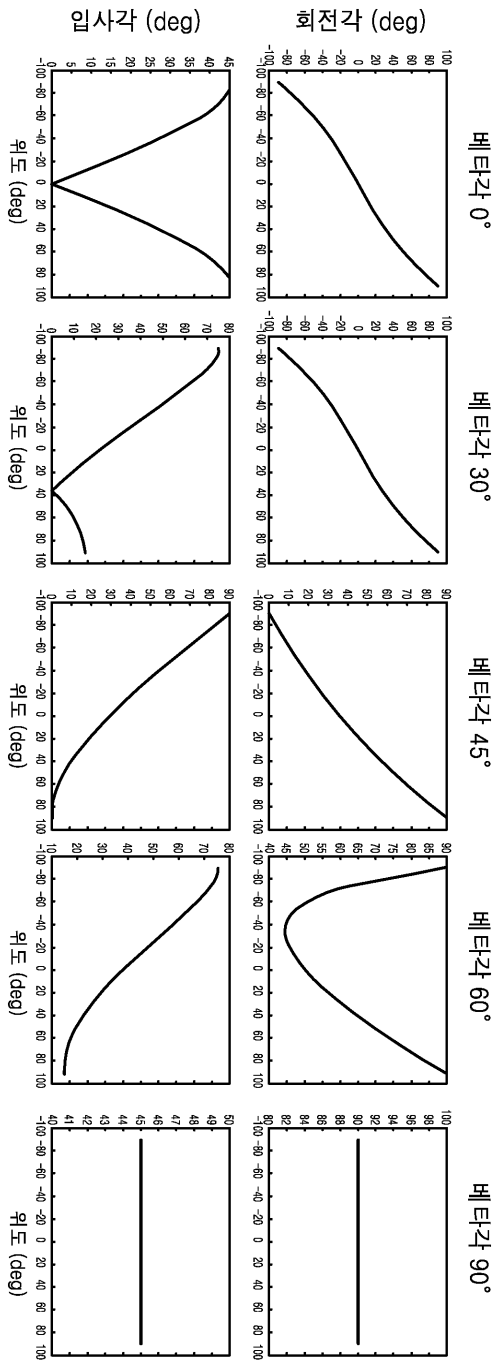
도면8a



도면8b

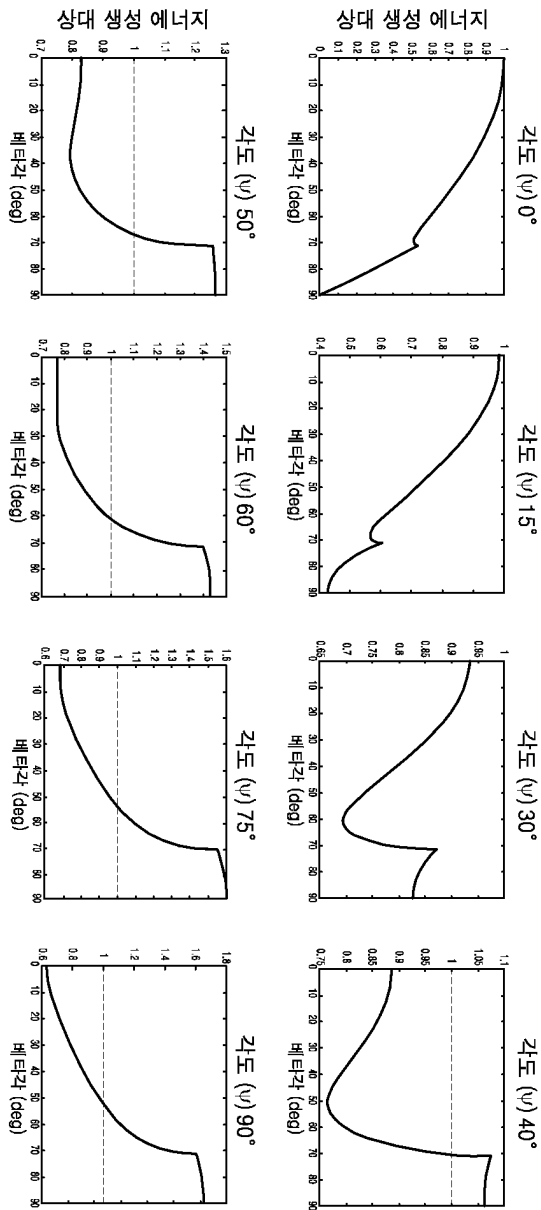


도면9





도면10



【심사관 직권보정사항】

【직권보정 1】

【보정항목】 청구범위

【보정세부항목】 제9항

【변경전】

상기 축

【변경후】

상기 제1 방향의 회전 축