



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2008년10월29일
(11) 등록번호 10-0865904
(24) 등록일자 2008년10월23일

(51) Int. Cl.

G01S 5/14 (2006.01)

(21) 출원번호 10-2007-0057389

(22) 출원일자 2007년06월12일

심사청구일자 2007년06월12일

(56) 선행기술조사문헌

US6195044 B1

US6616104 B1

US6256583 B1

KR100793058 B1

(73) 특허권자

재단법인서울대학교산학협력재단

서울특별시 관악구 봉천7동 산4의 2번지

(72) 발명자

김유단

서울 서초구 방배3동 방배아트힐아파트 107동 301호

안채익

서울 관악구 봉천4동 881-3번지 영오피스텔 608호

(74) 대리인

장한특허법인

전체 청구항 수 : 총 4 항

심사관 : 장석환

(54) 다수 위성의 동일목표 지향 정렬비행 계산방법

(57) 요약

개시된 다수 위성의 동일목표 지향 정렬비행 계산방법은, 각 위성의 위치벡터($\vec{A}, \vec{B}, \vec{C}$)를 이용하여 가상구조를 생성, 가상구조 도심벡터(\vec{X}), 법선벡터(\vec{S}), 주각(κ)에 의해, 가상구조좌표계(V_x, V_y, V_z) 및 가상구조좌표계로의 변환좌표행렬(R_1)을 구하여 가상구조좌표계와 각 위성의 자세정보를 일치시키는 가상구조화 단계; 가상구조 평면의 법선벡터(\vec{S})와 \vec{XT} 벡터를 일치시키기 위해 가상구조를 회전하는 것으로, 주축(l)과 계산된 주각(κ)을 이용하여 가상구조의 회전에 의한 회전변환행렬(R_2)과, 각 위성의 가상구조 회전에 의한 변환위성위치벡터($\vec{A}', \vec{B}', \vec{C}'$)를 구하는 가상구조 회전단계; 각 위성의 표적화주축($\hat{l}_A, \hat{l}_B, \hat{l}_C$) 및 각 위성의 표적화주각($\gamma_A, \gamma_B, \gamma_C$)을 통하여 동일 목표점으로 지향하는 각 위성의 표적화회전변환행렬(R_A, R_B, R_C) 및 각 위성의 최종회전변환행렬(C_A, C_B, C_C)을 구하고 최종회전변환행렬(C_A, C_B, C_C)로부터 목표 자세각 명령값($q_{1d}, q_{2d}, q_{3d}, q_{4d}$)을 산출하는 표적화 단계를 포함한다.

대표도 - 도2



특허청구의 범위

청구항 1

다수의 위성이 동일 목표를 지향하도록 각 위성의 목표물 지향 정렬비행을 위한 위치 및 자세 정보를 생성하는 계산 방법에 있어서,

각 위성의 위치벡터($\vec{A}, \vec{B}, \vec{C}$)를 이용하여 가상구조를 생성하고, 가상구조 도심벡터(\vec{X})는

$$\vec{X} = \frac{\vec{A} + \vec{B} + \vec{C}}{3}, \text{ 가상구조 평면의 법선벡터}(\vec{S}) \text{는 } \vec{S} = \overline{XA} \times \overline{XC}, \text{ 주각}(\kappa) \text{는 } \kappa = \cos^{-1} \left(\frac{\vec{S} \cdot \overline{XT}}{|\vec{S}| \cdot |\overline{XT}|} \right) \text{을}$$

기본식으로, 가상구조좌표계(V_x, V_y, V_z) 및 가상구조좌표계로의 변환좌표행렬(R_1)을 구하여 가상구조좌표계와 각 위성의 자세정보를 일치시키는 가상구조화 단계와;

상기 가상구조 평면의 법선벡터(\vec{S})와 상기 \overline{XT} 벡터를 일치시키기 위해 가상구조를 회전하는 것으로,

$$\text{주축}(l) = \frac{\vec{S} \times \overline{XT}}{|\vec{S} \times \overline{XT}|} \text{과 계산된 상기 주각}(\kappa) \text{을 이용하여 가상구조의 회전에 의한 회전변환행렬}(R_2) \text{과, 각}$$

위성의 가상구조 회전에 의한 변환위성위치벡터($\vec{A}', \vec{B}', \vec{C}'$)를 구하는 가상구조 회전단계; 및,

상기 가상구조화 단계 및 가상구조 회전단계를 거쳐 가상구조좌표계와 동일한 자세각을 가지는 각 위성의 표적

$$\text{화주축}(\hat{i}_A, \hat{i}_B, \hat{i}_C) \quad \hat{i}_A = \hat{z}_{A'} \times \frac{\overline{A'X}}{|\overline{A'X}|} = R_2 R_1 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \times \frac{\overline{A'X}}{|\overline{A'X}|}, \quad \hat{i}_B = \hat{x}_{B'} = R_2 R_1 [1 \ 0 \ 0]^T,$$

$$\hat{i}_C = \hat{z}_{C'} \times \frac{\overline{C'X}}{|\overline{C'X}|} = R_2 R_1 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \times \frac{\overline{C'X}}{|\overline{C'X}|} \text{ 및 각 위성의 표적화주각}(\gamma_A, \gamma_B, \gamma_C)$$

$$\gamma_A = \frac{\pi}{2} - \cos^{-1} \left(\frac{\overline{A'T} \cdot \overline{A'X}}{|\overline{A'T}| \cdot |\overline{A'X}|} \right), \quad \gamma_B = \frac{\pi}{2} - \cos^{-1} \left(\frac{\overline{B'T} \cdot \overline{B'X}}{|\overline{B'T}| \cdot |\overline{B'X}|} \right), \quad \gamma_C = \frac{\pi}{2} - \cos^{-1} \left(\frac{\overline{C'T} \cdot \overline{C'X}}{|\overline{C'T}| \cdot |\overline{C'X}|} \right)$$

을 통하여 동일 목표점으로 지향하는 각 위성의 표적화회전변환행렬(R_A, R_B, R_C) 및 최종회전변환행렬(C_A, C_B, C_C)을 구하고 각 위성의 상기 최종회전변환행렬(C_A, C_B, C_C)로부터 목표 자세각

명령값($q_{1d}, q_{2d}, q_{3d}, q_{4d}$)을 산출하는 표적화 단계를 포함하는 것을 특징으로 하는 다수 위성의 동일목표 지향 정렬비행 계산방법.

(여기서, $\vec{A}, \vec{B}, \vec{C}$ 는 LHLV좌표계에서 위성A,B,C의 위치벡터, \vec{T} 벡터는 LHLV좌표계에서 목표점의 위치벡터, κ 는 법선벡터 \vec{S} 와 \overline{XT} 벡터가 이루는 주각, 가상구조좌표계는 z축은 법선벡터 \vec{S} 방향이며 y축은 \overline{XB} 벡터 방향인 좌표계, R_1 은 LVLH좌표계에서 가상구조좌표계의 자세각으로 변환하기 위한 변환좌표행렬, l 은 법선벡터

\vec{S} 와 \overline{XT} 벡터에 수직이고 크기가 1인 주축벡터, R_2 는 가상구조좌표계에서 주축 l 과 주각 κ 를 이용하여 법선벡터 \vec{S} 와 \overline{XT} 벡터가 일치하도록 회전하는 회전변환행렬, \vec{A}' , \vec{B}' , \vec{C}' 는 가상구조 회전을 통해 변화된 위성A,B,C의 위치벡터, $\gamma_A, \gamma_B, \gamma_C$ 는 표적화를 위한 위성A,B,C의 주각, R_A, R_B, R_C 는 각 위성의 표적화를 위한 회전변환행렬, C_A, C_B, C_C 는 각 위성의 최종회전변환행렬, $q_{id}, i = 1, 2, 3, 4$ 는 목표자세 각의 쿼터니언 성분, $C_{ij}, i, j = 1, 2, 3$ 는 최종 회전변환 행렬의 성분을 각각 나타낸다.)

청구항 2

제 1항에 있어서,

상기 가상구조좌표계(V_x, V_y, V_z)는

$$V_z = \vec{S} / |\vec{S}|, \quad V_y = \overline{XB} / |\overline{XB}|, \quad V_x = V_y \times V_z \text{ 이며,}$$

상기 가상구조좌표계로의 변환좌표행렬(R_1)은 $R_1 = \begin{bmatrix} V_x & V_y & V_z \end{bmatrix}$ 를 통해 각각 산출되는 것을 특징으로 하는 다수 위성의 동일목표 지향 정렬비행 계산방법.

청구항 3

제 1항에 있어서,

상기 가상구조의 회전에 의한 회전변환행렬(R_2)는

$$R_2 = \begin{bmatrix} l_1^2(1 - \cos \kappa) + \cos \kappa & l_1 l_2(1 - \cos \kappa) - l_3 \sin \kappa & l_1 l_3(1 - \cos \kappa) + l_2 \sin \kappa \\ l_1 l_2(1 - \cos \kappa) + l_3 \sin \kappa & l_2^2(1 - \cos \kappa) + \cos \kappa & l_2 l_3(1 - \cos \kappa) - l_1 \sin \kappa \\ l_3 l_1(1 - \cos \kappa) - l_2 \sin \kappa & l_3 l_2(1 - \cos \kappa) + l_1 \sin \kappa & l_3^2(1 - \cos \kappa) + \cos \kappa \end{bmatrix} \text{ 이며,}$$

각 위성의 가상구조 회전에 의한 변환위성위치벡터(\vec{A}' , \vec{B}' , \vec{C}')는

$$\vec{A}' = \vec{X} + X\vec{A}' = \vec{X} + R_2 X\vec{A}, \quad \vec{B}' = \vec{X} + X\vec{B}' = \vec{X} + R_2 X\vec{B}, \quad \vec{C}' = \vec{X} + X\vec{C}' = \vec{X} + R_2 X\vec{C} \text{ 를 통해 각각}$$

산출되는 것을 특징으로 하는 다수 위성의 동일목표 지향 정렬비행 계산방법.

청구항 4

제 1항에 있어서,

각 위성의 표적화를 위한 회전변환행렬(R_A, R_B, R_C)는

$$R_A = \begin{bmatrix} \hat{l}_A(1)^2(1 - \cos \gamma_A) + \cos \gamma_A & \hat{l}_A(1)\hat{l}_A(2)(1 - \cos \gamma_A) - \hat{l}_A(3)\sin \gamma_A & \hat{l}_A(1)\hat{l}_A(3)(1 - \cos \gamma_A) + \hat{l}_A(2)\sin \gamma_A \\ \hat{l}_A(1)\hat{l}_A(2)(1 - \cos \gamma_A) + \hat{l}_A(3)\sin \gamma_A & \hat{l}_A(2)^2(1 - \cos \gamma_A) + \cos \gamma_A & \hat{l}_A(2)\hat{l}_A(3)(1 - \cos \gamma_A) - \hat{l}_A(1)\sin \gamma_A \\ \hat{l}_A(3)\hat{l}_A(1)(1 - \cos \gamma_A) - \hat{l}_A(2)\sin \gamma_A & \hat{l}_A(3)\hat{l}_A(2)(1 - \cos \gamma_A) + \hat{l}_A(1)\sin \gamma_A & \hat{l}_A(3)^2(1 - \cos \gamma_A) + \cos \gamma_A \end{bmatrix}$$

$$R_B = \begin{bmatrix} \hat{I}_B(1)^2(1-\cos\gamma_B) + \cos\gamma_B & \hat{I}_B(1)\hat{I}_B(2)(1-\cos\gamma_B) - \hat{I}_B(3)\sin\gamma_B & \hat{I}_B(1)\hat{I}_B(3)(1-\cos\gamma_B) + \hat{I}_B(2)\sin\gamma_B \\ \hat{I}_B(1)\hat{I}_B(2)(1-\cos\gamma_B) + \hat{I}_B(3)\sin\gamma_B & \hat{I}_B(2)^2(1-\cos\gamma_B) + \cos\gamma_B & \hat{I}_B(2)\hat{I}_B(3)(1-\cos\gamma_B) - \hat{I}_B(1)\sin\gamma_B \\ \hat{I}_B(3)\hat{I}_B(1)(1-\cos\gamma_B) - \hat{I}_B(2)\sin\gamma_B & \hat{I}_B(3)\hat{I}_B(2)(1-\cos\gamma_B) + \hat{I}_B(1)\sin\gamma_B & \hat{I}_B(3)^2(1-\cos\gamma_B) + \cos\gamma_B \end{bmatrix}$$

$$R_C = \begin{bmatrix} \hat{I}_C(1)^2(1-\cos\gamma_C) + \cos\gamma_C & \hat{I}_C(1)\hat{I}_C(2)(1-\cos\gamma_C) - \hat{I}_C(3)\sin\gamma_C & \hat{I}_C(1)\hat{I}_C(3)(1-\cos\gamma_C) + \hat{I}_C(2)\sin\gamma_C \\ \hat{I}_C(1)\hat{I}_C(2)(1-\cos\gamma_C) + \hat{I}_C(3)\sin\gamma_C & \hat{I}_C(2)^2(1-\cos\gamma_C) + \cos\gamma_C & \hat{I}_C(2)\hat{I}_C(3)(1-\cos\gamma_C) - \hat{I}_C(1)\sin\gamma_C \\ \hat{I}_C(3)\hat{I}_C(1)(1-\cos\gamma_C) - \hat{I}_C(2)\sin\gamma_C & \hat{I}_C(3)\hat{I}_C(2)(1-\cos\gamma_C) + \hat{I}_C(1)\sin\gamma_C & \hat{I}_C(3)^2(1-\cos\gamma_C) + \cos\gamma_C \end{bmatrix} \text{이며,}$$

동일 목표점으로 지향하는 각 위성의 상기 최종회전변환행렬(C_A , C_B , C_C)은 $C_A = R_A R_2 R_1$,
 $C_B = R_B R_2 R_1$, $C_C = R_C R_2 R_1$ 이고,

상기 목표 자세각 명령값(q_{1d} , q_{2d} , q_{3d} , q_{4d})은 $q_{1d} = (C_{23} - C_{32})/4q_4$, $q_{2d} = (C_{31} - C_{13})/4q_4$,
 $q_{3d} = (C_{12} - C_{21})/4q_4$, $q_{4d} = \sqrt{C_{11} + C_{22} + C_{33} + 1}/2$ 를 통해 각각 산출되는 것을 특징으로 하는 다수
 위성의 동일목표 지향 정렬비행 계산방법.

명세서

발명의 상세한 설명

발명의 목적

발명이 속하는 기술 및 그 분야의 종래기술

- <12> 본 발명은 다수 위성의 동일목표 지향 정렬비행 계산방법에 관한 것으로서, 보다 상세하게는 가상구조(virtual structure) 접근법을 이용하여 다수의 위성이 동일한 목표물을 지향하면서 정렬비행하는 계산방법에 관한 것이다.
- <13> 일반적으로, 다수 위성의 정렬비행(formation flying)을 통해 지상을 관측할 경우, 관측효율이 증가되고, 동시 관측을 통해 수십 킬로미터의 기저선을 확보할 수 있으며, 3차원 공간의 입체관측이 가능하게 된다.
- <14> 또한, 군사적 목적으로 위성에 레이저 장비를 장착할 경우 다수 위성의 한 목표점 지향을 통해 대륙간 탄도탄 및 우주 구조물 등의 요격 등에 활용할 수 있다.
- <15> 이러한, 정렬비행을 위한 방법으로는 리더 위성이 다수의 추종위성의 편대비행을 책임지는 집중(Centralized)방식과, 각 위성이 상호 정보교환으로 편대비행을 수행하는 분산(Decentralized)방식이 있다.
- <16> 여기서, 집중방식은 편대비행 알고리즘의 구현이 쉽고 편대대형 유지가 용이하지만, 리더 위성에게 과도한 통신 및 실시간 계산 부하가 주어질 전체 편대의 성능을 저하시킬 수 있고, 리더 위성의 고장에 전체 시스템이 불능에 빠질 수 있다.
- <17> 그리고, 분산방식은 각 위성이 상호 정보교환으로 편대비행하는 바, 집중방식이 가지는 단점이 없고, 돌발상황에 유연하게 대처할 수 있으나, 집중방식에 비해 알고리즘의 구현 및 적용이 까다롭고, 위성의 정렬비행시 편대 유지가 느슨하며, 수학적으로 안정성 해석이 어려운 문제가 있다.

발명이 이루고자 하는 기술적 과제

- <18> 본 발명은 상술한 문제점을 해결하기 위해 창출된 것으로서, 집중방식의 하나인 가상구조(Virtual structure) 접근법을 이용하여 알고리즘 구현이 용이하며, 각 위성이 정해진 위치에서 각각 자세 및 위치가 용이하게 제어되어 편대 비행의 성능을 향상되게 하는 다수 위성의 동일목표 지향 정렬비행 계산방법을 제공하는 데 그 목적

이 있다.

<19> 본 발명의 목적 및 장점들은 특허청구범위에 나타난 수단 및 조합에 의해 실현될 수 있다.

발명의 구성 및 작용

<20> 상기와 같은 목적을 달성하기 위한 본 발명은, 다수의 위성이 동일 목표를 지향하도록 각 위성의 목표물 지향 정렬비행을 위한 위치 및 자세 정보를 생성하는 계산 방법에 있어서, 각 위성의 위치벡터($\vec{A}, \vec{B}, \vec{C}$)를 이용하

여 가상구조를 생성하고, 가상구조 도심벡터(\vec{X})는
$$\vec{X} = \frac{\vec{A} + \vec{B} + \vec{C}}{3}$$
, 가상구조 평면의 법선벡터(\vec{S})

는 $\vec{S} = \overline{XA} \times \overline{XC}$, 주각 (κ)는
$$\kappa = \cos^{-1} \left(\frac{\vec{S} \cdot \overline{XT}}{|\vec{S}| \cdot |\overline{XT}|} \right)$$
 을 기본식으로, 가상구조좌표계(V_x, V_y, V_z) 및 가상

구조좌표계의 변환좌표행렬(R_1)을 구하여 가상구조좌표계와 각 위성의 자세정보를 일치시키는 가상구조화 단계와; 상기 가상구조 평면의 법선벡터(\vec{S})와 상기 \overline{XT} 벡터를 일치시키기 위해 가상구조를 회전하는 것으로,

주축(l)
$$l = \frac{\vec{S} \times \overline{XT}}{|\vec{S} \times \overline{XT}|}$$
 과 계산된 상기 주각(κ)을 이용하여 가상구조의 회전에 의한 회전변환행렬(R_2)과, 각

위성의 가상구조 회전에 의한 변환위성위치벡터($\vec{A}', \vec{B}', \vec{C}'$)를 구하는 가상구조 회전단계; 및, 상기 가상구조화 단계 및 가상구조 회전단계를 거쳐 가상구조좌표계와 동일한 자세각을 가지는 각 위성의 표적화주축($\hat{l}_A,$

$$\hat{l}_B, \hat{l}_C), \quad \hat{l}_A = \hat{z}_{A'} \times \frac{\overline{A'X}}{|\overline{A'X}|} = R_2 R_1 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \times \frac{\overline{A'X}}{|\overline{A'X}|}, \quad \hat{l}_B = \hat{x}_{B'} = R_2 R_1 [1 \ 0 \ 0]^T,$$

$$\hat{l}_C = \hat{z}_{C'} \times \frac{\overline{C'X}}{|\overline{C'X}|} = R_2 R_1 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \times \frac{\overline{C'X}}{|\overline{C'X}|}$$

및 각 위성의 표적화주각($\gamma_A, \gamma_B, \gamma_C$)

$$\gamma_A = \frac{\pi}{2} - \cos^{-1} \left(\frac{\overline{A'T} \cdot \overline{A'X}}{|\overline{A'T}| \cdot |\overline{A'X}|} \right), \quad \gamma_B = \frac{\pi}{2} - \cos^{-1} \left(\frac{\overline{B'T} \cdot \overline{B'X}}{|\overline{B'T}| \cdot |\overline{B'X}|} \right), \quad \gamma_C = \frac{\pi}{2} - \cos^{-1} \left(\frac{\overline{C'T} \cdot \overline{C'X}}{|\overline{C'T}| \cdot |\overline{C'X}|} \right)$$

을 통하여 동일 목표점으로 지향하는 각 위성의 표적화회전변환행렬(R_A, R_B, R_C) 및 최종회전변환행렬(C_A, C_B, C_C)을 구하고 각 위성의 상기 최종회전변환행렬(C_A, C_B, C_C)로부터 목표 자세각 명령값($q_{1d}, q_{2d}, q_{3d}, q_{4d}$)을 산출하는 표적화 단계를 포함한다.

<21> (여기서, $\vec{A}, \vec{B}, \vec{C}$ 는 LHLV좌표계에서 위성A,B,C의 위치벡터, \vec{T} 벡터는 LHLV좌표계에서 목표점의 위치벡터, κ 는 법선벡터 \vec{S} 와 \overline{XT} 벡터가 이루는 주각, 가상구조좌표계는 z축은 법선벡터 \vec{S} 방향이며 y축은 \overline{XB} 벡터 방향

인 좌표계, R_1 은 LVLH좌표계에서 가상구조좌표계의 자세각으로 변환하기 위한 변환좌표행렬, l 은 법선벡터 \vec{S} 와 \overline{XT} 벡터에 수직이고 크기가 1인 주축벡터, R_2 는 가상구조좌표계에서 주축 l 과 주각 κ 를 이용하여 법선벡터 \vec{S} 와 \overline{XT} 벡터가 일치하도록 회전하는 회전변환행렬, \vec{A}' , \vec{B}' , \vec{C}' 는 가상구조 회전을 통해 변화된 위성A,B,C의 위치벡터, $\gamma_A, \gamma_B, \gamma_C$ 는 표적화를 위한 위성A,B,C의 주각, R_A, R_B, R_C 는 각 위성의 표적화를 위한 회전변환행렬, C_A, C_B, C_C 는 각 위성의 최종회전변환행렬, $q_{id}, i = 1, 2, 3, 4$ 는 목표자세 각의 쿼터니언 성분, $C_{ij}, i, j = 1, 2, 3$ 는 최종 회전변환 행렬의 성분을 각각 나타낸다.)

- <22> 이하 첨부된 도면을 참조로 본 발명의 바람직한 실시예들을 상세히 설명하기로 한다.
- <23> 이에 앞서, 본 명세서 및 청구범위에 사용된 용어나 단어는 통상적이거나 사전적인 의미로 한정해서 해석되어서는 아니되며, 발명자는 그 자신의 발명을 가장 최선의 방법으로 설명하기 위해 용어의 개념을 적절하게 정의할 수 있다는 원칙에 입각하여 본 발명의 기술적인 사상에 부합하는 의미와 개념으로 해석되어야만 한다.
- <24> 따라서, 본 명세서에 기재된 실시예와 도면에 도시된 구성은 본 발명의 가장 바람직한 일 실시예에 불과할 뿐이고 본 발명의 기술적 사상을 모두 대변하는 것은 아니므로, 본 출원시점에 있어서 이들을 대체할 수 있는 다양한 균등물과 변형예들이 있을 수 있음을 이해하여야 한다.
- <25> 먼저, 본 발명에 따른 A, B, C 3개 위성(100)(200)(300) 위치벡터와 목표점(500)의 위치벡터를 알 수 있고, 위성의 카메라 장비, 안테나, 혹은 레이저 장비는 각 위성(100)(200)(300)의 z축 상에 있다고 가정하며, 본 발명에서는 3개의 위성(100)(200)(300)을 실시예로 설명하였으나 4개 이상의 위성에서도 적용가능하고, 각 위성(100)(200)(300)은 삼각형 가상구조(400)의 각 꼭지점에 위치하는 것이 바람직하다.
- <26> 도 1은 다수 위성의 동일목표 지향 정렬비행 계산방법을 산출하기 위한 위성체의 운동방정식 및 자세방정식을 설명하기 위한 LHLV(Local Horizontal Local Vertical Frame)좌표계를 도시한 도면이다.
- <27> 이를 참고한 위성체의 운동방정식 및 자세방정식은

수학식 1

$$\ddot{x}_i = 2\dot{\theta}\dot{y}_i + \ddot{\theta}y_i + \theta^2x_i - \frac{\mu x_i}{\|x_i\hat{i} + (y_i + \mathfrak{R})\hat{j} + z_i\hat{k}\|^3} + u_x$$

<28>

수학식 2

$$\ddot{y}_i = -2\dot{\theta}\dot{x}_i - \ddot{\theta}x_i + \theta^2y_i - \mu \left(\frac{y_i + \mathfrak{R}}{\|x_i\hat{i} + (y_i + \mathfrak{R})\hat{j} + z_i\hat{k}\|^3} - \frac{\mathfrak{R}}{\|\mathfrak{R}\hat{j}\|^3} \right) + u_y$$

<29>

수학식 3

$$\ddot{z}_i = -\frac{\mu z_i}{\|x_i\hat{i} + (y_i + \mathfrak{R})\hat{j} + z_i\hat{k}\|^3} + u_z$$

<30>

수학식 4

<31>
$$\vec{q} = -\frac{1}{2}\omega \times \vec{q} + \frac{1}{2}q_4\omega$$

수학식 5

<32>
$$q_4 = -\frac{1}{2}\omega \cdot \vec{q}$$

수학식 6

<33>
$$J\dot{\omega} = -\omega \times J\omega + \tau$$

<34> 여기서, 각 변수들은 다음과 같이 정의된다.

<35> x_i : 위성의 LVLH 좌표계에서 x축 성분, y_i : 위성의 LVLH 좌표계에서 y축 성분, z_i : 위성의 LVLH 좌표계에서 z축 성분, $\hat{i}, \hat{j}, \hat{k}$: LVLH 좌표계의 좌표축 방향 단위벡터, θ : 위성의 실제 근접거리 값, \mathfrak{R} : 지구 중심을 원점으로 하는 위성궤도 반지름, μ : 지구중력 상수, $\mu = G \cdot M$ (G는 만유인력상수, M은 지구질량), \vec{q} : 쿼터니언의 벡터성분, q_4 : 쿼터니언의 크기성분, ω : 위성의 각속도 벡터, J : 위성의 관성모멘트 행렬, u_i : 위성의 선형이동 제어입력 추력, τ : 위성의 각속도 제어입력 토크이다.

<36> 이제, 이와 같은 위성체의 운동방정식 및 자세방정식을 고려한 다수 위성(100)(200)(300)의 가상구조(400) 정렬비행 기법을 이용해 동일 목표점(500)을 지향하면서 정렬비행하도록 하는 계산방법을 설명한다.

<37> 도 2는 본 발명의 일실시예에 따른 다수 위성의 동일목표 지향 정렬비행 계산방법의 순서도이다.

<38> 도면을 참조하면, 먼저 각 위성A, B, C (100)(200)(300)의 초기위치를 이용하여 가상구조(400)를 정의하는 가상구조화 단계(S1)를 거친다.

<39> 본 발명에서는 3개의 위성(100)(200)(300)에 대한 위치벡터를 이용하여 삼각형 평면의 가상구조(400)를 생성한 것으로 설명한다.

<40> 도 3은 도 2의 가상구조화 단계에 따른 좌표계를 나타낸 도면이다.

<41> 여기서, 각 위성A,B,C (100)(200)(300)의 위치벡터를 알고 있으므로, 가상구조(400)의 도심벡터 \vec{X} 와 가상구조(400) 평면의 법선벡터 \vec{S} 는 수학식 7 및 수학식 8과 같이 도출할 수 있게 된다.

수학식 7

<42>
$$\vec{X} = \frac{\vec{A} + \vec{B} + \vec{C}}{3}$$

수학식 8

<43>
$$\vec{S} = \overline{XA} \times \overline{XC}$$

<44> 여기서, $\vec{A}, \vec{B}, \vec{C}$ 벡터는 LHLV좌표계에서 위성 A,B,C(100)(200)(300)의 위치벡터, \vec{T} 벡터는 LHLV좌표계에서 목표점(500)의 위치벡터이다

<45> 그리고, 수학식 7 및 수학식 8로부터 가상구조(400) 평면의 법선벡터 \vec{S} 와 \overline{XT} 벡터가 이루는 주각 κ 를 수학식 9 를 통해 산출할 수 있게된다.

수학식 9

$$\kappa = \cos^{-1} \left(\frac{\vec{S} \cdot \overline{XT}}{|\vec{S}| \cdot |\overline{XT}|} \right)$$

<46>

<47> 이후, 각 위성A,B,C(100)(200)(300)에 의한 가상구조(400)의 도심을 원점으로 하고, 법선벡터 \vec{S} 를 z축, 임의의 한 위성인 \overline{XB} 벡터방향을 y축으로 하는 가상구조좌표계(V_x, V_y, V_z)를 수학식 10 내지 12와 같이 정의한다.

수학식 10

$$V_z = \vec{S} / |\vec{S}|$$

<48>

수학식 11

$$V_y = \overline{XB} / |\overline{XB}|$$

<49>

수학식 12

$$V_x = V_y \times V_z$$

<50>

<51> 따라서, LVLH좌표계에서 표현된 가상구조좌표계 세개 축의 좌표값을 알게 됨으로서, LVLH좌표계에서 가상구조 좌표계로의 좌표변환 행렬을 수학식 13과 같이 산출할 수 있다.

수학식 13

$$R_1 = \begin{bmatrix} V_x & V_y & V_z \end{bmatrix}$$

<52>

<53> 여기서, R_1 은 LVLH좌표계에서 가상구조좌표계의 자세각으로 변환하기 위한 변환좌표행렬이다.

<54> 이같이, 상기 가상구조화 단계(S1)는 앞서 수학식 10 내지 12에서 정의한 가상구조좌표계(V_z, V_y, V_x)와 수학식 13에서 산출되는 각 위성A,B,C(100)(200)(300)의 자세정보인 변환좌표행렬 R_1 을 일치시키는 과정이다.

<55> 상기 가상구조 회전단계(S2)에서는 법선벡터 \vec{S} 와 \overline{XT} 벡터를 일치시키기 위해 가상구조(400)를 회전시키게 된다.

<56> 도 4는 가상구조 회전단계(S2)를 나타낸 도면이다.

<57> 즉, 주축 l 과 주각 κ 를 알면 가상구조(400)의 한번 회전을 통해 회전변환행렬 R_2 를 구할 수 있다.

<58> 여기서, 주각 κ 는 수학식 9를 통해 계산되며, 주축 l 은 법선벡터 \vec{S} 와 \overline{XT} 벡터가 이루는 평면에 수직한 바, 하기의 수학식 14와 같이 정의된다. 여기서 주축 l 은 크기가 1인 것이 바람직하다.

수학식 14

$$l = \frac{\vec{S} \times \overline{XT}}{|\vec{S} \times \overline{XT}|}$$

<59>

<60> 이같이, 주각 κ 와 수학식 14를 통해 계산된 주축 l 을 수학식 15를 이용하여 회전변환행렬 R_2 을 구할 수 있다.

수학식 15

$$R_2 = \begin{bmatrix} l_1^2(1 - \cos \kappa) + \cos \kappa & l_1 l_2(1 - \cos \kappa) - l_3 \sin \kappa & l_1 l_3(1 - \cos \kappa) + l_2 \sin \kappa \\ l_1 l_2(1 - \cos \kappa) + l_3 \sin \kappa & l_2^2(1 - \cos \kappa) + \cos \kappa & l_2 l_3(1 - \cos \kappa) - l_1 \sin \kappa \\ l_3 l_1(1 - \cos \kappa) - l_2 \sin \kappa & l_3 l_2(1 - \cos \kappa) + l_1 \sin \kappa & l_3^2(1 - \cos \kappa) + \cos \kappa \end{bmatrix}$$

<61>

<62> 여기서, 회전변환행렬 R_2 은 주축 l 과 주각 κ 를 이용하여 법선벡터 \vec{S} 와 \overline{XT} 벡터가 일치하도록 회전하는 행렬이다.

<63> 따라서, 가상구조(400)의 회전을 통해 각 위성A,B,C(100)(200)(300)은 새로운 위치로 이동하게 되는데,

이러한, 가상구조(400) 회전을 통해 변화된 각 위성(100)(200)(300)의 위치벡터(\vec{A}' , \vec{B}' , \vec{C}')는 수학식 15를 이용하여 하기의 수학식 16 내지 수학식 18과 같이 계산된다.

수학식 16

$$\vec{A}' = \vec{X} + X\vec{A}' = \vec{X} + R_2 X\vec{A}$$

<64>

수학식 17

$$\vec{B}' = \vec{X} + X\vec{B}' = \vec{X} + R_2 X\vec{B}$$

<65>

수학식 18

$$\vec{C}' = \vec{X} + X\vec{C}' = \vec{X} + R_2 X\vec{C}$$

<66>

<67> 이같이, 가상구조화 단계(S1)와 가상구조 회전단계(S2)를 통해 각 위성A,B,C(100)(200)(300)는 가상구조좌표계와 동일한 자세각을 가지게 된다.

<68> 그러면, 위성A(100)가 목표점(500)을 지향시 회전하기 위한 표적화주축 \hat{i}_A 과 표적화주각 γ_A 을 계산한다.

<69> 도 5는 위성A의 표적화 과정을 나타낸 도면이다.

<70> 여기서, 위성A(100)의 표적화주축 \hat{i}_A 은 수학식 19와 같이 $\frac{\overline{A'X}}{|\overline{A'X}|}$ 벡터와 위성A(100)의 \mathbf{z}''_A 축 외적으로 정의할 수 있으며, 표적화주각 γ_A 은 수학식 20과 같이 $\overline{A'X}$ 벡터와 $\overline{A'T}$ 벡터의 내적 관계식을 이용하여 산출할 수 있다.

수학식 19

$$\hat{i}_A = \hat{z}_{A'} \times \frac{\overline{A'X}}{|\overline{A'X}|} = R_2 R_1 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \times \frac{\overline{A'X}}{|\overline{A'X}|}$$

<71>

수학식 20

$$\gamma_A = \frac{\pi}{2} - \cos^{-1} \left(\frac{\overline{A'T} \cdot \overline{A'X}}{|\overline{A'T}| \cdot |\overline{A'X}|} \right)$$

<72>

<73> 이렇게 산출된 위성A(100)의 표적화주축 \hat{i}_A 과 표적화주각 γ_A 을 통해 수학식 21과 같이 위성A(100)의 표적화를 위한 회전변환행렬 R^A 을 구할 수 있다.

수학식 21

$$R_A = \begin{bmatrix} \hat{i}_A(1)^2(1-\cos\gamma_A) + \cos\gamma_A & \hat{i}_A(1)\hat{i}_A(2)(1-\cos\gamma_A) - \hat{i}_A(3)\sin\gamma_A & \hat{i}_A(1)\hat{i}_A(3)(1-\cos\gamma_A) + \hat{i}_A(2)\sin\gamma_A \\ \hat{i}_A(1)\hat{i}_A(2)(1-\cos\gamma_A) + \hat{i}_A(3)\sin\gamma_A & \hat{i}_A(2)^2(1-\cos\gamma_A) + \cos\gamma_A & \hat{i}_A(2)\hat{i}_A(3)(1-\cos\gamma_A) - \hat{i}_A(1)\sin\gamma_A \\ \hat{i}_A(1)\hat{i}_A(3)(1-\cos\gamma_A) - \hat{i}_A(2)\sin\gamma_A & \hat{i}_A(3)\hat{i}_A(2)(1-\cos\gamma_A) + \hat{i}_A(1)\sin\gamma_A & \hat{i}_A(3)^2(1-\cos\gamma_A) + \cos\gamma_A \end{bmatrix}$$

<74>

<75> 그리고, 위성B(200)에 대해서는 가상구조좌표계의 V_y 축과 위성B(200)의 y''_B 축 방향이 일치하므로, x''_B 축을 표적화주축 \hat{i}_B 으로 하여 γ_B 만큼 회전하면된다.

<76> 마지막으로, 위성C(300)에 대해서는 위성A(100)와 유사하게 위성C(300)의 z''_C 축과 $\overline{C'X} / |\overline{C'X}|$ 벡터의 외적으로 표적화주축 \hat{i}_C 을 정의하고, $\overline{C'X}$ 벡터와 $\overline{C'T}$ 벡터의 내적관계식을 이용하여 표적화주각 γ_C 을 산출할 수 있다.

<77> 이같이, 위성B(200)와 위성C(300)의 표적화주축(\hat{i}_B, \hat{i}_C) 및 표적화주각(γ_B, γ_C)은 수학식 22 내지 25를 통해 계산된다.

수학식 22

$$\hat{i}_B = \hat{x}_{B'} = R_2 R_1 [1 \ 0 \ 0]^T$$

<78>

수학식 23

$$\gamma_B = \frac{\pi}{2} - \cos^{-1} \left(\frac{\overline{B'T} \cdot \overline{B'X}}{|\overline{B'T}| \cdot |\overline{B'X}|} \right)$$

<79>

수학식 24

$$\hat{I}_C = \hat{z}_{C'} \times \frac{\overline{C'X}}{|\overline{C'X}|} = R_2 R_1 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \times \frac{\overline{C'X}}{|\overline{C'X}|}$$

<80>

수학식 25

$$\gamma_C = \frac{\pi}{2} - \cos^{-1} \left(\frac{\overline{C'T} \cdot \overline{C'X}}{|\overline{C'T}| \cdot |\overline{C'X}|} \right)$$

<81>

<82> 이렇게, 산출된 위성B(200)와 위성C(300)의 표적화주축(\hat{I}_B, \hat{I}_C) 및 표적화주각(γ_B, γ_C)을 통해 수학식 26 및 수학식 27과 같이 위성B(200) 및 위성C(300)의 표적화를 위한 회전변환행렬 R_B, R_C 를 각각 구할 수 있다.

수학식 26

$$R_B = \begin{bmatrix} \hat{I}_B(1)^2(1-\cos\gamma_B) + \cos\gamma_B & \hat{I}_B(1)\hat{I}_B(2)(1-\cos\gamma_B) - \hat{I}_B(3)\sin\gamma_B & \hat{I}_B(1)\hat{I}_B(3)(1-\cos\gamma_B) + \hat{I}_B(2)\sin\gamma_B \\ \hat{I}_B(1)\hat{I}_B(2)(1-\cos\gamma_B) + \hat{I}_B(3)\sin\gamma_B & \hat{I}_B(2)^2(1-\cos\gamma_B) + \cos\gamma_B & \hat{I}_B(2)\hat{I}_B(3)(1-\cos\gamma_B) - \hat{I}_B(1)\sin\gamma_B \\ \hat{I}_B(1)\hat{I}_B(3)(1-\cos\gamma_B) - \hat{I}_B(2)\sin\gamma_B & \hat{I}_B(3)\hat{I}_B(2)(1-\cos\gamma_B) + \hat{I}_B(1)\sin\gamma_B & \hat{I}_B(3)^2(1-\cos\gamma_B) + \cos\gamma_B \end{bmatrix}$$

<83>

수학식 27

$$R_C = \begin{bmatrix} \hat{I}_C(1)^2(1-\cos\gamma_C) + \cos\gamma_C & \hat{I}_C(1)\hat{I}_C(2)(1-\cos\gamma_C) - \hat{I}_C(3)\sin\gamma_C & \hat{I}_C(1)\hat{I}_C(3)(1-\cos\gamma_C) + \hat{I}_C(2)\sin\gamma_C \\ \hat{I}_C(1)\hat{I}_C(2)(1-\cos\gamma_C) + \hat{I}_C(3)\sin\gamma_C & \hat{I}_C(2)^2(1-\cos\gamma_C) + \cos\gamma_C & \hat{I}_C(2)\hat{I}_C(3)(1-\cos\gamma_C) - \hat{I}_C(1)\sin\gamma_C \\ \hat{I}_C(1)\hat{I}_C(3)(1-\cos\gamma_C) - \hat{I}_C(2)\sin\gamma_C & \hat{I}_C(3)\hat{I}_C(2)(1-\cos\gamma_C) + \hat{I}_C(1)\sin\gamma_C & \hat{I}_C(3)^2(1-\cos\gamma_C) + \cos\gamma_C \end{bmatrix}$$

<84>

<85> 이상의 과정을 통하여 각 위성(100)(200)(300)의 목표점(500) 지향을 완료할 수 있으며, 이때 각 위성A,B,C(100)(200)(300)의 최종 자세각으로 회전 변환된 각 행렬(C_A, C_B, C_C)은 수학식 28 내지 30과 같이 산출된다.

수학식 28

$$C_A = R_A R_2 R_1$$

<86>

수학식 29

$$C_B = R_B R_2 R_1$$

<87>

수학식 30

$$C_C = R_C R_2 R_1$$

<88>

<89> 상기와 같이 수학식 28 내지 30과 같이 산출된 각 위성A,B,C(100)(200)(300)의 최종회전변환행렬($C_A,$

C_B, C_C)로부터 목표 자세각 명령값을 수학식 31 내지 34와 같이 계산할 수 있다.

수학식 31

<90>
$$q_{1d} = (C_{23} - C_{32}) / 4q_4$$

수학식 32

<91>
$$q_{2d} = (C_{31} - C_{13}) / 4q_4$$

수학식 33

<92>
$$q_{3d} = (C_{12} - C_{21}) / 4q_4$$

수학식 34

<93>
$$q_{4d} = \sqrt{C_{11} + C_{22} + C_{33} + 1} / 2$$

<94> 여기서, 수학식 19 내지 34에 적용된 $\hat{l}_A, \hat{l}_B, \hat{l}_C$: 표적화를 위한 위성A,B,C의 각 주축벡터,
 $\gamma_A, \gamma_B, \gamma_C$: 표적화를 위한 위성A,B,C의 각 주각, C_A, C_B, C_C : 표적화를 거친 위성A,B,C의 각
 최종적인 변환행렬, $q_{id}, i = 1, 2, 3, 4$: 목표자세각의 쿼터니언 성분,
 $C_{ij}, i, j = 1, 2, 3$: 표적화된 최종 회전변환행렬의 성분이다.

<95> 이같은, 위성A,B,C(100)(200)(300)의 위치제어를 위해서는 궤환선형화 제어기를 사용할 수 있다.

<96> 즉, 수학식 1 내지 3으로 표현되는 운동방정식은 아래의 수학식 35와 같이 쓸 수 있다.

수학식 35

<97>
$$\ddot{X} = F(X, \dot{X}) + U$$

<98> 그리고, 수학식 36과 같은 제어법칙을 적용하면, 수학식 37의 오차동역학을 얻을 수 있다.

수학식 36

<99>
$$U = -F(X, \dot{X}) + \ddot{X}_d - k_1(\dot{X} - \dot{X}_d) - k_2(X - X_d)$$

수학식 37

<100>
$$(\ddot{X} - \ddot{X}_d) + k_1(\dot{X} - \dot{X}_d) + k_2(X - X_d) = 0$$

<101> 자세제어를 위해 수학식 38와 같은 제어법칙을 적용하면, 수학식 4 내지 6으로 표현되는 방정식과 수학식 38의 제어입력을 수학식 41의 르야프노프 후보함수에 적용하고 수학식 40이 성립하도록 K_q 를 잡아준다면, 수학식 42와 같은 르야프노프 후보함수의 도함수를 얻을 수 있다. 즉, 수학식 41과 수학식 42로부터 제어시스템의 안정성을 보장할 수 있게된다.

화학식 38

$$\tau = -K_q \bar{q}_{ei} - K_\omega (\omega - \omega_d),$$

where $\bar{q}_{ei} = [q_{e1} \quad q_{e2} \quad q_{e3}]^T$

<102>

수학식 39

$$\bar{q}_e = \begin{bmatrix} q_{4d} & q_{3d} & -q_{2d} & -q_{1d} \\ -q_{3d} & q_{4d} & q_{1d} & -q_{2d} \\ q_{2d} & -q_{1d} & q_{4d} & -q_{3d} \\ q_{1d} & q_{2d} & q_{3d} & q_{4d} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix}$$

<103>

수학식 40

$$(J_2 - J_3)/k_{q1} + (J_3 - J_1)/k_{q2} + (J_1 - J_2)/k_{q3} = 0$$

<104>

수학식 41

$$L = \frac{J_1 \omega_1^2}{2k_{q1}} + \frac{J_2 \omega_2^2}{2k_{q2}} + \frac{J_3 \omega_3^2}{2k_{q3}} + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + (q_4 - 1)^2 \geq 0$$

<105>

수학식 42

$$\dot{L} = -k_{\omega 1} \omega_1^2 / k_{q1} - k_{\omega 2} \omega_2^2 / k_{q2} - k_{\omega 3} \omega_3^2 / k_{q3} \leq 0$$

<106>

<107> 여기서, 수학식 35 내지 42에 적용된 $X = [x_i \quad y_i \quad z_i]^T$, $F(X, \dot{X})$: 수학식 1 내지 3의 우변에서 입력항을 제외한 나머지 항들을 표현하는 벡터함수, $X_d, \dot{X}_d, \ddot{X}_d$: 위성이 위치하도록 원하는 위치 벡터와 위치벡터의 시간에 대한 일차 및 이차미분, $k_i, i = 1, 2$: 양의 상수인 위치변수 제어이득,

$$K_q = \begin{bmatrix} k_{q1} & 0 & 0 \\ 0 & k_{q2} & 0 \\ 0 & 0 & k_{q3} \end{bmatrix}, \quad K_\omega = \begin{bmatrix} k_{\omega 1} & 0 & 0 \\ 0 & k_{\omega 2} & 0 \\ 0 & 0 & k_{\omega 3} \end{bmatrix} \text{ (대각성분은 양의 상수)}, \quad J = \begin{bmatrix} J_1 & 0 & 0 \\ 0 & J_2 & 0 \\ 0 & 0 & J_3 \end{bmatrix}, \quad \omega = \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix}$$

<108> , \bar{q}_e : 원하는 자세각과 위성의 현재 자세각간의 쿼터니언 오차, L, \dot{L} : 양의 한정 르야프노프 함수와 그의 시간에 대한 일차 도함수를 나타낸다.

<109> 이같이 산출된 수학식을 이용하여 수치 시뮬레이션을 수행할 경우, 7200Km의 지구 원궤도를 돌고 있는 인공위

$$A = 50 \cdot \begin{bmatrix} \sqrt{3} & 0 & -1 \end{bmatrix}^T$$

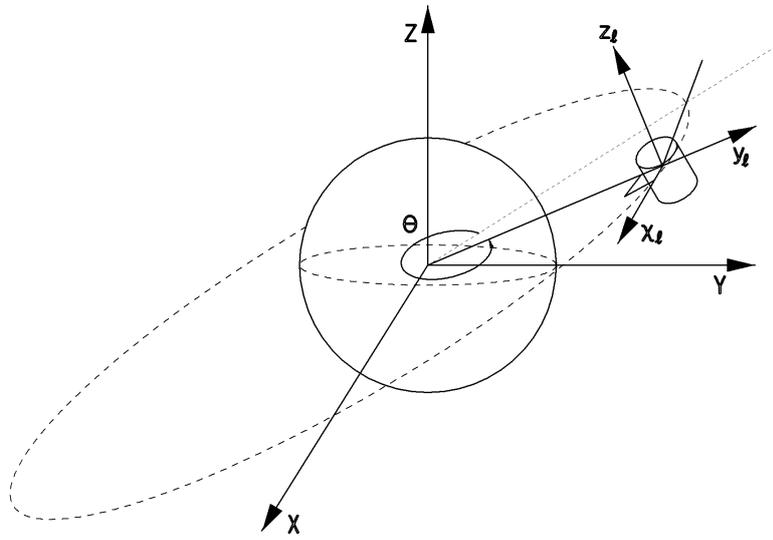
성을 가정할 때, LHLV좌표계에서 각 위성과 목표점의 위치벡터는

$$B = 50 \cdot \begin{bmatrix} -\sqrt{3} & 0 & -1 \end{bmatrix}^T, \quad C = [0 \quad 0 \quad 100]^T, \quad T = 10^2 \cdot [1 \quad -1 \quad 1]^T$$

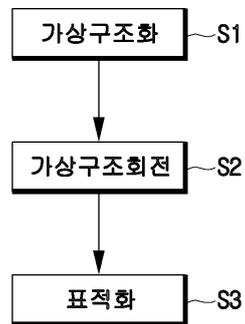
로 설정하였으며, 이러한 시뮬레이션 결과는 도 6 내지 도 7c에 도시된다.

도면

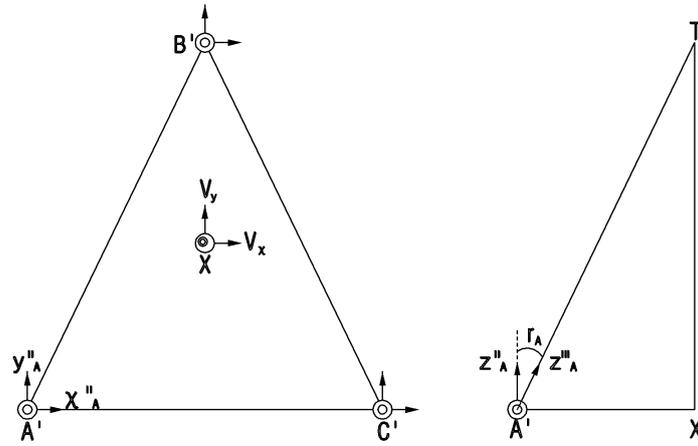
도면1



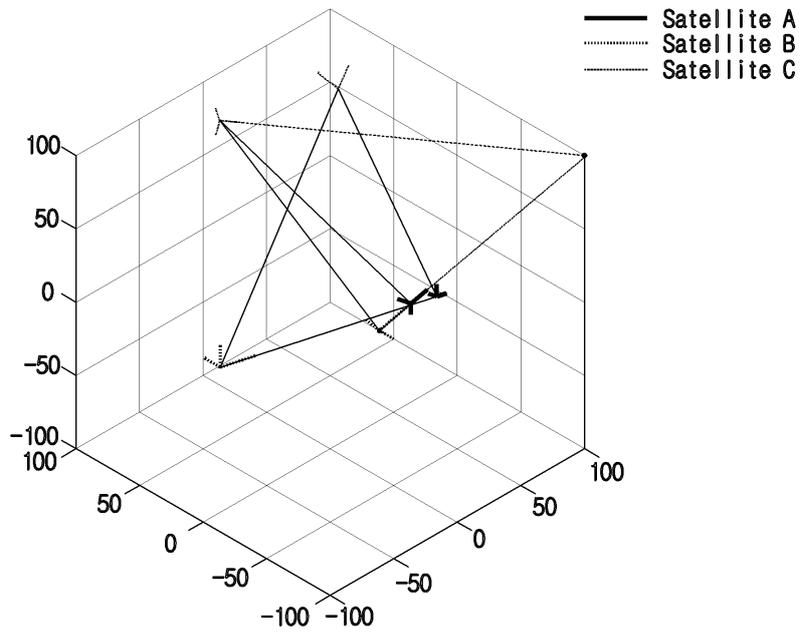
도면2



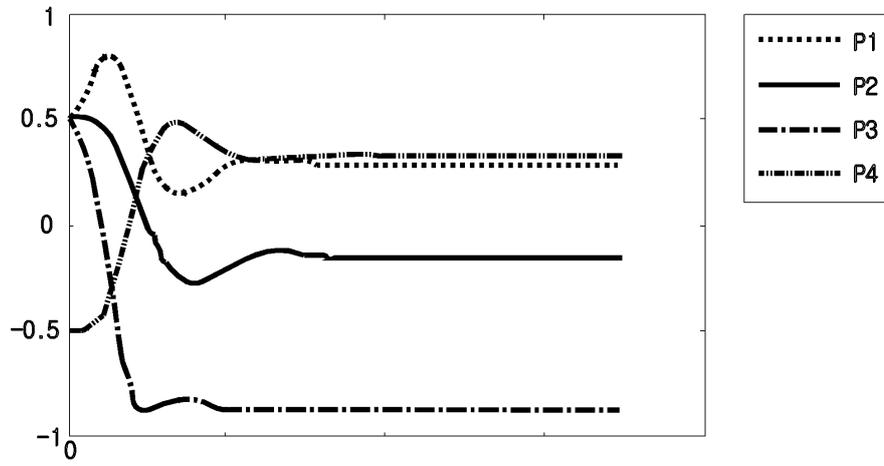
도면5



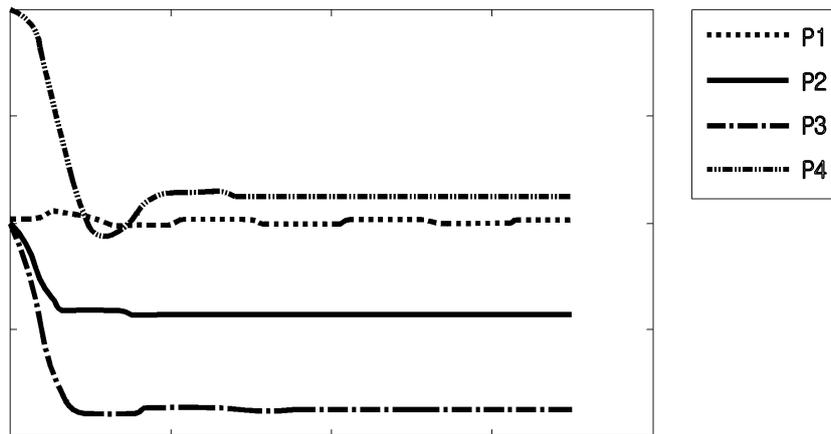
도면6



도면7a



도면7b



도면7c

