

論文

상대위치 직접 제어를 통한 정지궤도 위성의 Collocation에 관한 연구

이재규*, 노태수**

Station Collocation of Geostationary Spacecraft Via Direct Control of Relative Position

Jae Gyu Lee* and Tae Soo No**

ABSTRACT

Station collocation of closely placed multiple GEO spacecraft is required to avoid the problem of collision risk, attitude sensor interference and/or occultation. This paper presents the method of obtaining the orbit correction scheme for collocating two GEO spacecraft within a small station-keeping box. The relative motion of each spacecraft with respect to the virtual geostationary satellite is precisely expressed in terms of power and trigonometry functions. This closed-form orbit propagator is used to define the constraint conditions which meet the requirements for the station collocation. Finally, the technique of constrained optimization is used to find the orbit maneuver sequence. Nonlinear simulations are performed and their results are compared with those of the classical method.

초 록

정지궤도 위성의 상대위치보정은 제한된 위치보정 박스내에 다수의 위성을 운용함으로써 발생하는 위성간 충돌, 전파간섭, 가림현상 등을 해결하기 위해 반드시 필요한 기술이다. 본 논문에서는 정지궤도 위성의 상대 궤도 운동 분석과 최적화 기법에 근거한 문제의 정립으로 상대위치보정을 수행하였다. 이상적인 정지궤도에 대한 상대운동을 다수의 멱함수와 주기함수로 표현하고, 상대위치보정에 필요한 조건들을 이들 함수로 표현한다. 이러한 구속 조건식과 더불어 연료 최소화 같은 가격 함수를 최소화하는 과정에서 궤도 수정에 필요한 절차를 수립하게 된다. 비선형 시뮬레이션을 통하여 본 논문에서 제시하고 있는 절차의 타당성을 검증하였고 또한 기존의 고전적인 방법과 비교하였다.

Key Words : Satellite Collocation(상대위치보정), Station Keeping(위치유지), Relative Orbit Propagator(상대궤도전파기), Constrained Optimization(구속최적화)

I. 서 론

최근 방송 통신량의 증가로 정지궤도 위성의 상업적 가치가 부각되면서 세계적으로 정지궤도 위성은 기하급수적으로 증가하고 있으며, 각 나라마다 동일한 위치보정 박스(Station Keeping box)내에 다수의 위성을 운용하는 경우가 빈번해

† 2005년 12월 27일 접수 ~ 2006년 3월 24일 심사완료

* 정회원, 한국기계연구원

** 정회원, 전북대학교 기계항공시스템공학부
연락처, E-mail : rotthee@chonbuk.ac.kr
전북 전주시 덕진구 덕진동 1가 664-14

지고 있다. 제한된 위치보정 박스내에 다수의 위성을 운용하는 경우 위성간 충돌 위험, 태양센서나 지구센서의 가림현상, 송수신 신호의 간섭 등의 문제가 발생한다. 따라서 위성단을 구성하는 위성간 상대거리 유지 및 충돌 방지를 위한 위치보정이 요구되는데 이를 정지궤도 위성의 상대위치보정(Station Collocation)이라 한다.

기존의 고전적인 상대위치보정 방법은 궤도 교란력에 의한 궤도 형상변화의 예측을 기반으로 이심률 벡터, 경사각 벡터가 목표 값을 추종하도록 제어함으로써 정지궤도 위성단의 해당 위성간 상대거리를 간접적으로 제어하였다[1,2]. 정지궤도 위성단을 구성하는 각각의 위성의 상대거리가 Orbital, Normal, Meridian Plane상에서 일정한 분리거리를 유지하도록 위성의 이심률벡터와 경사각벡터를 적절히 배치하여 위성단을 설계하고, 교란력에 대해 목표 이심률 벡터와 목표 경사각 벡터 값을 갖도록 궤도 형상을 제어함으로써 위성단의 상대위치보정을 수행한다. 이러한 방법은 정지궤도 위성단을 구성하는 위성간 상대위치를 직접적으로 제어하는 방식이 아니므로 경우에 따라서 기동오차와 궤도결정오차 등의 불확실성으로 위성간 충돌가능성이 존재하고 위성의 위치가 요구되는 제한범위를 벗어날 위험성을 가지고 있다.

정지궤도 위성의 상대위치보정을 기존의 궤도 요소 제어를 통한 간접적인 방식의 상대거리 유지 개념과는 달리 본 논문에서는 보다 정밀한 상대위치보정을 목적으로 위성단을 구성하는 소속 위성간의 상대거리를 직접적으로 제어하는 새로운 형태의 상대위치보정에 관한 연구를 수행하였다. 선형 궤도이론을 기반으로 두 위성간 상대운동을 나타낸 Hill's equation으로 위성단의 기하형상과 소속 위성에 대한 초기조건을 설계하고, 위성단에 작용하는 교란력의 영향으로 자연 표류하는 위성의 상대운동을 예측 및 분석하기 위해 위성의 상대운동을 단한 형태의 함수로 표현하는 천체력 압축(Ephemeris Compression) 방법을 이용하였다[3]. 상대위치보정에 필요한 조건들은 위의 단한 형태의 함수로 쉽게 표현이 가능하며, 연료 최소화나 위성간 상대거리 최대화와 같은 가격함수의 최적화 과정을 통하여 상대위치보정에 필요한 기동의 크기, 방향, 횡수의 선정으로 위성단의 상대위치를 직접 제어하는 방법을 제시하였다.

비선형 시뮬레이션을 통해 정지궤도 위성단이 교란력에 대해 일정한 상대거리를 유지하면서 동시에 제한된 위치보정 박스내에 유지됨을 확인하

였다. 또한 기존의 상대위치보정에 관한 연구내용으로 이심률 벡터와 경사각 벡터의 분리에 따른 Normal, Meridian plane 상의 이격거리 최적화를 통한 상대위치보정 결과[4]와 비교를 수행하였다.

II. 이심률 및 경사각 벡터 차이를 이용한 고전적인 상대위치보정 기법

정지궤도는 궤도 경사각과 이심률이 0이므로 고전적인 Keplerian 궤도 요소에서 승교점 각도(Ω)와 근지점 이각(ω)이 정의되지 않는다. 고전적인 궤도 요소를 통해 정지궤도를 해석하고 표현하는 것은 부적절하므로 정지궤도에서는 다음과 같이 정의되는 위치보정 궤도 요소(Station Keeping Orbital Elements)를 사용한다[5].

$$e_x = e \cos(\Omega + \omega), e_y = e \sin(\Omega + \omega) \quad (1)$$

$$i_x = i \cos \Omega, i_y = i \sin \Omega \quad (2)$$

$$\delta\lambda = \lambda - \lambda_m \quad (3)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{dM}{dt} - \omega_e \quad (4)$$

위 식에서 e 는 궤도 이심률, Ω 는 승교점 각도, ω 는 근지점 이각, λ 는 위성의 경도, M 은 궤도 평균 이각을 각각 나타낸다. 따라서 식 (1)은 궤도의 이심률 크기와 근지점 방향을 표시하는 이심률 벡터이고, 식 (2)은 궤도의 경사각 크기와 승교점 방향을 표시하는 경사각 벡터이다. 식 (3)은 기준경도와 현재 경도의 차이를 나타내고, 식 (4)은 지구 회전 각속도 ω_e 에 대한 위성의 상대 각운동 속도인 표류 속도(Drift Rate)를 의미한다.

정지궤도 위성단을 구성하는 위성 F_1 과 F_2 가 동일한 위치보정 박스에 위치하도록 나타내면 Fig. 1과 같다. 여기서 위치보정 박스의 밑면, 정면, 측면에 해당하는 평면을 각각 Orbital, Normal, Meridian Plane으로 정의하고 두 위성간의 상대거리를 $\delta r, \delta\lambda, \delta\phi$ 로 설정한다. Orbital Plane는 반경/경도 방향의 평면, Normal Plane는 경도/수직방향의 평면, Meridian Plane는 반경/수직방향의 평면이다. δd 는 실질적인 위성간의 상대거리 차이를 나타낸다.

일반적으로 각 평면상에서의 거리유지는 각 위성간의 상대 이심률 벡터와 상대 경사각 벡터를 적절히 배치하여 위성단을 설계함으로써 가능하다. 상대 이심률 벡터와 상대 경사각 벡터가 수직을 이루는 경우 궤도운동은 Fig. 2의 왼쪽에서

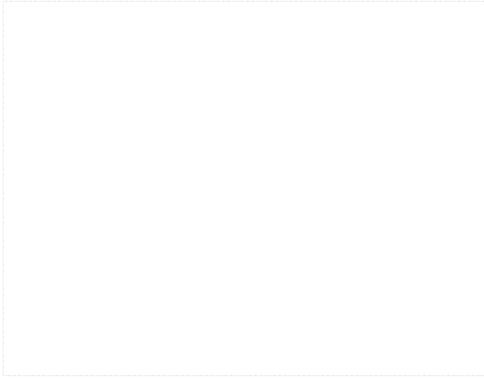


Fig. 1. Orbital, Normal, Meridian Plane

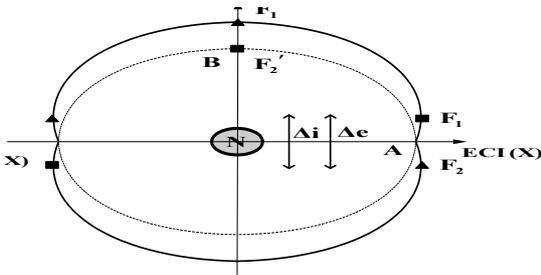


Fig. 2. Relative Eccentricity and Inclination Vectors

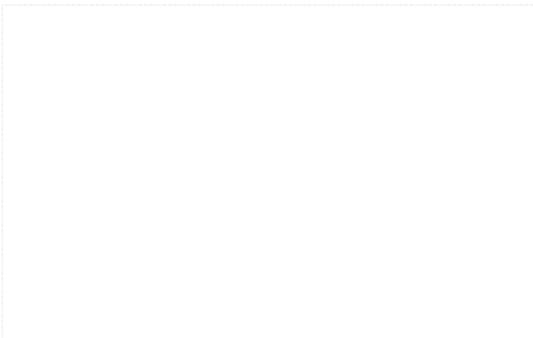


Fig. 3. Inclined Relative Eccentricity and Inclination Vectors

와 같이 두 위성이 ECI 좌표계의 X 방향에 나란히 배치되어 A지점에서 반경, 수직방향으로 최대 분리가 이루어진다. 그러나 B지점에서 수직방향의 분리거리는 거의 0이 되고 위상차에 의해 경도방향의 분리가 이루어진 것처럼 보이나 경도방향의 궤도결정 오차로 인한 충돌 가능성이 존재한다. 상대 이심률 벡터와 상대 경사각 벡터가 평행을 이루는 Fig. 2의 오른쪽 그림은 A지점에

서 수직방향으로 최대 분리가 유지되고 B지점에서 반경방향으로 최대 분리가 이루어지나 두 궤도의 승교점과 강교점이 거의 비슷하여 전파간섭이나 가림현상이 하루에 한 번씩 발생한다.

정지궤도 위성단의 이심률 벡터와 경사각 벡터가 서로 수직일 때와 평행일 때 단점을 보완하기 위해 Fig. 3과 같이 위성단의 이심률 벡터와 경사각 벡터 차가 임의의 차이각, ψ 를 이루도록 설정하면 A지점에서는 위상차에 의해서 두 위성이 반경, 경도, 수직방향의 분리를 이루고, B지점에서도 서로의 위상차에 의해 반경, 경도, 수직방향의 분리가 보장된다. 좀 더 상세한 내용은 참고문헌[4]에 잘 기술되어 있다.

III. 위성단 상대운동 모델링과 최적화기법을 활용한 상대위치보정

3.1 상대위치보정을 위한 위성단 설계

위성에 작용하는 교란력을 무시한 이상적인 정지궤도 위성은 Keplerian 지구 동기 궤도이면서 이심률과 경사각이 0인 원형인 적도 궤도를 의미한다. 지구에 상대적으로 고정되어 있으므로 위성의 평균 각운동 속도와 지구 자전 각속도가 일치하며 지상 궤적은 항상 일정한 경도를 유지하게 된다. 이상적인 정지궤도를 기준궤도로 설정하면 궤도 장반경을 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$a = \left(\frac{\mu_c}{n^2} \right)^{(1/3)} = \left(\frac{\mu_c}{\omega_c^2} \right)^{(1/3)} \tag{5}$$

여기서 μ_c 는 지구 중력계수, n 은 위성의 평균 각속도, ω_c 는 지구의 자전 각속도를 나타낸다. Fig. 4를 통해 CW 좌표계에서 기준궤도의 위치 및 속도 벡터는 다음과 같이 정의된다.

$$\mathbf{r}^* = a \mathbf{e}_r \tag{6}$$

$$\mathbf{v}^* = a n \mathbf{e}_\theta \tag{7}$$

위의 기준궤도(Reference Orbit)에 대한 실제궤도(True Orbit)의 상대운동은 CW 좌표계에서

$$\begin{aligned} \delta \mathbf{r} &= \mathbf{r} - \mathbf{r}^* \\ &= x \mathbf{e}_r + y \mathbf{e}_\theta + z \mathbf{e}_n \end{aligned} \tag{8}$$

으로 쓸 수 있으며, 여기서 $\mathbf{e}_r, \mathbf{e}_\theta, \mathbf{e}_n$ 은 각각 CW 좌표계의 반경, 접선, 수직방향 단위 벡터를, 그리고 x, y, z 는 상대위치를 나타낸다.

원형의 기준궤도와 이에 근접한 또 다른 Keplerian 궤도의 상대운동에 관한 선형 궤도 방



Fig. 4. Circular Reference Orbit

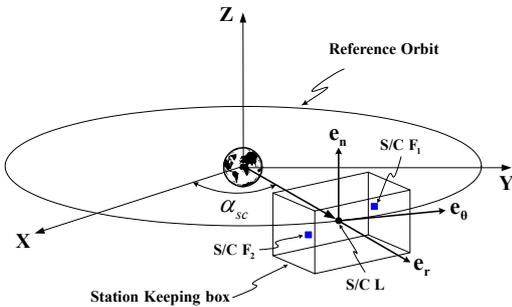


Fig. 5. Geometry of Collocation

정식은 잘 알려진 Hill's equation으로 다음과 같은 형태를 갖는다[6].

$$x(t) = \frac{\dot{x}(0)}{n} \sin nt - \left(3x(0) + \frac{2\dot{y}(0)}{n} \right) \cos nt + \left(4x(0) + \frac{2\dot{y}(0)}{n} \right) \quad (9)$$

$$y(t) = \frac{2\dot{x}(0)}{n} \cos nt + \left(6x(0) + \frac{4\dot{y}(0)}{n} \right) \sin nt - (6nx(0) + 3\dot{y}(0))t - \frac{2\dot{x}(0)}{n} + y(0) \quad (10)$$

$$z(t) = \frac{\dot{z}(0)}{n} \sin nt + z(0) \cos nt \quad (11)$$

Hill's equation이 식 (6)-(7)에 설정한 기준궤도와 동일한 궤도운동을 한다고 가정하면 정지궤도의 경우 Hill's equation에서 각방향의 속도항을 0으로 정의할 수 있으므로 식 (9)-(11)을 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$x(t) = x_0 \quad (12)$$

$$y(t) = y_0 \quad (13)$$

$$z(t) = z_0 \quad (14)$$

이와 같이 이상적인 지구 정지궤도의 경우 원형의 기준궤도에 대해 Hill's equation의 해는 반경, 접선, 수직방향으로 일정한 상수 값을 갖는다. 따라서 기준 위성을 중심으로 CW 좌표계의 각 방향으로 일정한 상대거리를 갖는 또 다른 위성을 정의함으로써 상대위치보정을 위한 위성단의 설계가 가능하다. 본 논문에서는 식 (12)-(14)을 통해 상대위치보정을 위한 정지궤도 위성의 위성단을 설계하였다. Fig. 5에서와 같이 기준 궤도상의 위성 L의 초기 적경(α_{sc})을 동경 116° 로 정하고 식 (12)-(14)의 초기 값을 임의로 설정하여 동서, 남북 $\pm 0.05^\circ$ 의 위치보정 박스내에 일정한 상대거리를 갖는 두 개의 위성을 정의하였다. 이와 같이 설계한 정지궤도 위성단의 해당 위성의 초기조건은 Table 1에 정리하였다.

Table 1. Initial Condition for Collocation

Initial Condition						
	x_0 (km)	y_0 (km)	z_0 (km)			
F_1	0	5	15			
F_2	0	-9	1			
Orbital Elements						
	a (km)	e	i (Deg.)	Ω (Deg.)	ω (Deg.)	M (Deg.)
L	42166.284	0	0	0	0	78.062
F_1	42166.291	8.4836e-008	0.020382	348.07	96.029	353.97
F_2	42166.288	7.0473e-008	0.001359	348.05	76.844	13.156

3.2 위성단의 상대운동 모델링

Hill's equation을 기반으로 설계한 정지궤도 위성단의 형상은 작용하는 교란력의 영향으로 자연표류하게 되므로 정지궤도 위성단의 궤도운동 분석을 통한 상대위치보정 전략을 구상해야한다. Fig. 6은 본 논문에서 설계한 정지궤도 위성들이 위치보정이나 상대위치보정을 수행하지 않고 궤도 교란력(지구 비대칭 섭동력 4차, 태양 복사압, 태양 달의 인력)에 의해 자연 표류할 경우 상대위치의 변화를 도시하고 있다. 당연히 원래의 위치로 부터 계속 멀어지고 있음을 볼 수 있고 반경, 접선, 수직방향으로의 운동이 영년 및 특정 주기 특성을 갖고 변화한다.

위성단의 상대운동 변화를 예측하고 이를 제어할 목적으로 본 논문에서는 Fig. 6에 나타난 위성 F_1, F_2 의 상대운동 $\delta r(x, y, z)$ 을 천체력 압축(Ephemeris Compression) 방법을 이용하여 멱함수 및 삼각함수의 조합으로 식 (15)의 $\delta r^*(x^*, y^*, z^*)$ 로 나타내었다[3]. 각 함수의 형태는 이상적 정지

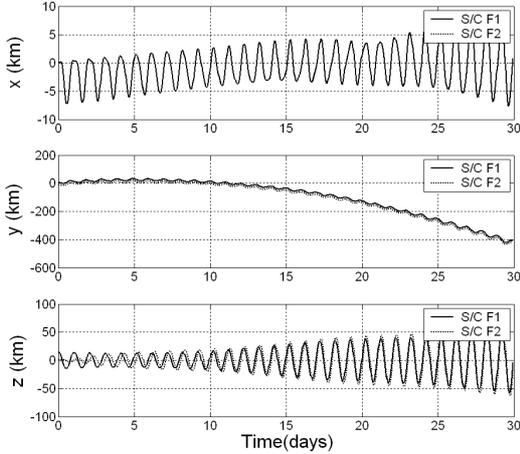


Fig. 6. Relative Motion in CW Frame

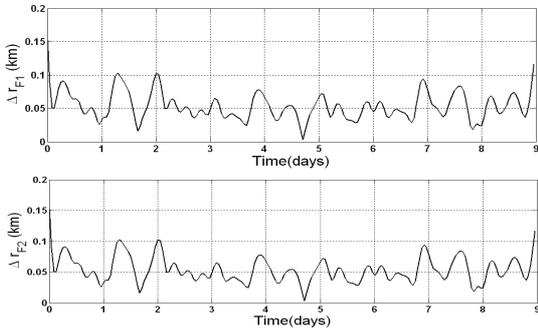


Fig. 7. Time History of Distance Error

궤도에 근접한 궤도운동의 해석적인 해를 제시한 참고문헌 [7]의 내용을 기반으로 선정하였고, 각각의 계수는 최소자승법을 이용하여 실제 상대운동과 천체력 압축 기법, 즉 식 (15)로 계산된 상대운동의 차이가 최소화되도록 최소자승법 (Least Square Regression)을 이용하여 구하였다.

$$\begin{aligned}
 x^*(t), y^*(t), z^*(t) = & a_{p,0} + a_{p,1}t + a_{p,2}t^2 \\
 & + \sum_{k=1}^3 [s_{k,0} \sin(k\omega_e t) + c_{k,0} \cos(k\omega_e t)] \\
 & + \sum_{k=1}^3 [p_{s,k} t \sin(k\omega_e t) + p_{c,k} t \cos(k\omega_e t)] \\
 & + \sum_{k=1}^3 [s_{k,0} \sin(k\Omega_s t) + c_{k,0} \cos(k\Omega_s t)] \\
 & + \sum_{k=1}^3 [s_{k,0} \sin(k\Omega_m t) + c_{k,0} \cos(k\Omega_m t)] \\
 & + \sum_{k=1}^2 [s_{k,0} \sin(k\omega_m t) + c_{k,0} \cos(k\omega_m t)]
 \end{aligned} \quad (15)$$

위 식에서 ω_e 는 지구자전 각속도, ω_s 는 태양의 각속도, ω_m 은 달의 각속도, Ω_s, Ω_m 은 태양과 달

의 위성에 대한 상대 각속도를 각각 나타낸다.

$$\Omega_s = \omega_e - \omega_s, \quad \Omega_m = \omega_e - \omega_m \quad (16)$$

Fig. 7은 작용하는 교란력을 고려하여 정밀한 수치적분으로 계산한 상대거리 및 식(15)로 계산한 상대거리의 차이($\Delta r = \delta r - \delta r^*$)를 도시한 것으로 약 0.2km내의 오차 범위 내에서 정확하게 상대위치의 계산이 가능함을 보이고 있다.

3.3 위성단의 상대위치보정 전략

정지궤도 위성의 상대위치보정은 위성단을 구성하는 각각의 위성에 대해 정해진 위치보정 박스를 벗어나지 못하도록 하면서 동시에 위성간 충돌방지 및 가림현상, 전파간섭의 문제를 피하기 위해 위성단을 구성하는 소속 위성간 상대거리를 일정하게 유지하는 문제로 정립된다. 이를 위해 위성단의 자연 표류 및 추력 발사에 따른 위성의 위치 및 속도변화를 예측하고 분석하는 일이 요구되며, 위성에 탑재된 연료량을 감안하여 최소한의 연료사용으로 위성단을 제어하는 방안을 강구해야한다.

본 논문에서는 천체력 압축 방법에 따른 정지궤도 위성단의 상대궤도전과 기법을 활용하여 교란력 및 추력으로 인한 위성단의 상대운동 변화를 시간에 대해 닫힌 해를 갖는 함수형태로 표현하고, 최적화 문제로 정립하기 위하여 상대위치보정을 위한 목적함수 및 구속함수를 설정하였다. 특정 기간 동안 위성 F_j 의 상대위치 δr_j^M 은 자연 표류하는 위성의 상대위치 벡터인 δr^* 에 기동(Maneuver)에 의해 추가적으로 발생하는 상대위치 변화량을 선형적으로 더하여 다음과 같이 쓸 수 있다고 가정한다[8,9].

$$\delta r_j^M = \delta r_j^* + \sum_{n=1}^{N_M} \Phi(\tau_n^j) \Delta V_n^j, \quad j = 1, 2 \quad (17)$$

식 (17)에서 N_M 은 상대위치보정 주기 동안 허용된 총 기동 회수 이고, $\Phi(\tau_n^j)$ 는 Hill's equation으로 다음과 같이 정의되는 상태전이행렬이며 [6]

$$\Phi(\tau_n^j) = \frac{1}{n^*} \begin{bmatrix} \sin(\omega_e \tau_n^j) & 2[1 - \cos(\omega_e \tau_n^j)] & 0 \\ -2[1 - \cos(\omega_e \tau_n^j)] & 4\sin(\omega_e \tau_n^j) - 3\omega_e \tau_n^j & 0 \\ 0 & 0 & \sin(\omega_e \tau_n^j) \end{bmatrix} \quad (18)$$

$\tau_n^j = t - t_n^j$ 는 기동 시각 t_n^j 로부터의 경과 시간이며, ΔV_n^j 는 Impulsive 기동에 의한 속도 증분 벡터로 위성의 특성상 동서 및 남북 방향으로만 기동이 가능하다고 가정하면 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\Delta \mathbf{V}_n^j = \begin{bmatrix} 0 \\ \Delta V_{EW}^j \\ \Delta V_{NS}^j \end{bmatrix} \quad (19)$$

위성의 상대위치를 식 (17)과 같은 시간에 대해 닫힌 함수 형태로 표현하면 상대위치의 직접적인 제어가 가능하므로 최적화 기법을 활용한 목적함수 및 구속함수의 설정을 통해 다양한 형태의 상대위치유지 전략을 구상할 수 있다.

예를 들어 Fig. 8을 참조하여 위성 F_j 가 교란력에도 불구하고 위치보정 박스내에 머무르면서 또한 서로의 상대거리를 일정 이상의 수준으로 유지하기 위하여 다음과 같은 구속 조건을 설정하였고, 반경방향에 대해서는 접선방향과 Coupling을 통해 간접적으로 제어된다고 가정하였다.

$$|y_j^M| \leq y_{\max}, \quad j = 1, 2 \quad (20)$$

$$|z_j^M| \leq z_{\max}, \quad j = 1, 2 \quad (21)$$

$$D_{\min} \leq \sqrt{(y_2^M - y_1^M)^2 + (z_2^M - z_1^M)^2} \quad (22)$$

여기서

$$y_j^M = y_j^* + \sum_{n=1}^{N_M} [4\sin(\omega_e \tau_n^j) - 3\omega_e \tau_n^j] \Delta V_{EW}^j \quad (23)$$

$$z_j^M = z_j^* + \sum_{n=1}^{N_M} [\sin(\omega_e \tau_n^j)] \Delta V_{NS}^j \quad (24)$$

식 (20)-(22)에서 $y_{\max}, z_{\max}, D_{\min}$ 는 각 위성들의 위치보정 및 위성간 상대위치보정을 고려하여 적절히 설정되어야 한다. 예를 들어 동서, 남북의 오차할당 허용 범위 $\pm 0.05^\circ$ 라면 이 값을 거리로 환산하여 정의한다.

또한 정지궤도 위성의 수명은 탑재된 연료량에 의하여 결정되므로 매 기동 시 소요되는 연료의

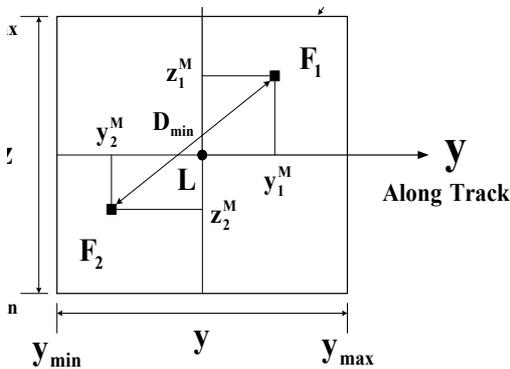


Fig. 8. Geometrical Constraints

소모를 최소화하여야 한다. 본 연구에서는 상대위치보정을 위한 구속 조건 외에 아래와 같이 정의된 가격함수를 최소화하도록 가격 함수를 설정하였다.

$$J = \sum_{n=1}^{N_M} \sum_{j=1}^2 |\Delta \mathbf{V}_n^j| \quad (25)$$

이제까지 제시된 수식과 상대위치보정 절차 수립 과정을 간략히 요약하면 다음과 같다. 자연 표류와 궤도 기동에 의한 상대위치 변화를 식 (17)과 같이 닫힌 형태로 표현하고, 상대위치보정에 필요한 구속 조건을 만족하고 또한 가격함수를 최소화하도록 최적화를 수행하면 궁극적으로 기동의 시각 및 기동의 크기를 결정할 수 있게 된다.

IV. 비선형 시뮬레이션 결과 및 고찰

4.1 고전적 상대위치보정 기법의 시뮬레이션 결과

전절에서 설명한 바와 같이 고전적인 상대위치보정은 각 위성의 이심률 및 경사각 벡터가 서로 일정한 위상각을 갖도록 제어하여 간접적으로 서로의 상대위치를 제어한다. 본 논문에서 제시하고 있는 방법의 비교를 위하여 참고문헌 [4]에 제시된 기법을 이용하여 상대위치보정 과정을 시뮬레이션하였다.

각 위성은 동경 116도를 중심으로 $\pm 0.05^\circ$ 의 Station-keeping box내에 머무르면서 위성간 상대 거리가 최소 10km 이상이 유지되도록 이심률 및 경사각 벡터 위상각을 설정하였다. 동서 및 남북 보정은 각각 독립적으로 수행하며 특히 동서 보정은 고전적인 Perigee Sun Tracking 전략에 기반하여 참고문헌[10]에 제시된 Predictive Eccentricity Targeting을 이용하였다.

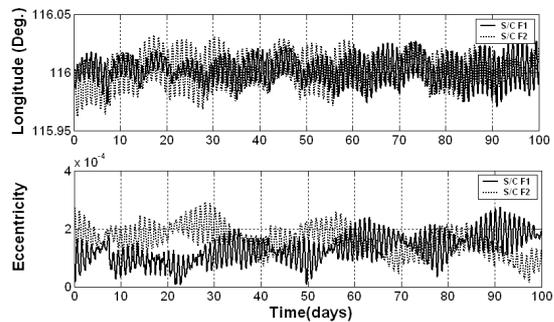


Fig. 9. Time History of Longitude and Eccentricity

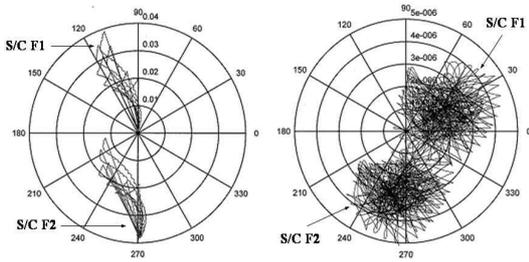


Fig. 10. Time History of Inclination and Eccentricity Vectors

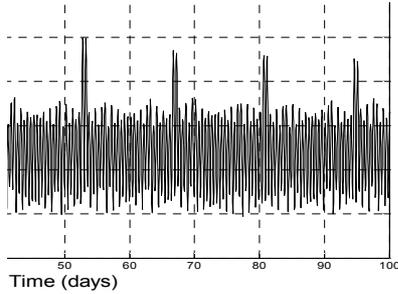


Fig. 11. Relative Separation Distance

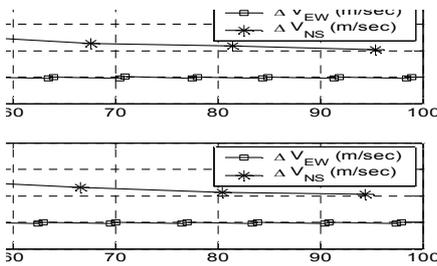


Fig. 12. Time History of ΔV (m/sec)

Fig. 9-12는 시뮬레이션 결과를 요약한 그림이다. Fig. 9는 각 위성의 경도 및 이심률의 변화를 도시하고 있다. 모든 위성이 정해진 경도내에 머무르며 이심률의 크기 또한 일정 범위를 유지한다. 특히 Fig. 10에서 알 수 있듯이 각 위성의 이심률 및 경사각 벡터가 서로 평행하며 동일 위성의 이심률 및 경사각은(그림상 구분이 가지 않자만) 일정한 위상각을 유지함을 확인할 수 있었다. 상대위치보정의 목적은 두 위성간의 충돌을 방지하기 위하여 상대거리를 일정 수준 이상으로 유지해야 하며 Fig. 11을 통하여 그 목적이 달성되고 있음을 확인할 수 있다. 마지막으로 약 100 일간의 상대위치보정 기간 동안 각 위성이 필요로 하는 속도변화량을 Fig. 12에 나타내었다.

4.2 상대위치 직접 제어를 통한 상대위치 보정 시뮬레이션 결과

정지궤도 위성단의 F_j 위성간 상대위치보정에 관한 비선형 시뮬레이션을 다음과 같이 수행하였다. 먼저, 지구 비대칭 섭동력 4차, 태양 복사압, 태양 달의 인력에 의한 영향을 고려한 6차의 Runge-Kutta 수치적분으로 실제궤도를 생성하고 천체력 압축 방법으로 식 (6)-(7)의 기준궤도와 실제궤도의 상대위치 차이인 잔차를 근사하는 재생잔차를 생성한다. 다음으로 최적화 과정에 따른 상대위치보정 계획으로 식 (20)-(22)에서 설정한 구속함수와 식 (25)의 연료 최소화 목적함수를 만족하는 기동시간과 추력을 계산하고 상대위치보정 계획 기간 동안 비선형 시뮬레이션에 적용하여 상대위치보정을 수행한다. 이와 같은 과정을 매 주기마다 반복하는 전체 100일의 비선형 시뮬레이션을 수행하였다. 동서/남북 상대위치보정 기동 1회의 주기는 7일로 설정하였고, Fig. 8에 정의된 위치보정 박스의 크기는 동서 및 남북 방향으로 각각 $\pm 30km$, F_j 위성간 최소 상대거리(D_{min})는 $10km$ 로 정하였다.

100일의 상대위치보정 시뮬레이션 기간 동안 CW 좌표계에서 F_j 위성의 상대운동은 식 (20)-(21)에서 설정한 위치보정 박스를 만족하면서 CW 좌표계의 y, z 방향으로 $\pm 30km$ 이내에 머물고 있음을 Fig. 13에서 알 수 있다. 각각의 F_j 위성에 대한 경도 변화를 나타낸 Fig. 14를 통해 동경 116° 을 기준으로 제한 범위 $\pm 0.05^\circ$ 에서 안정적으로 유지됨을 확인된다. 또한 두 위성간의 상대거리가 식 (22)의 구속함수를 만족하면서 최소 분리거리 $10km$ 를 일정하게 유지함을 Fig. 16에서 확인할 수 있다.

Fig. 14에 나타낸 F_j 위성의 경도 변화를 살펴보면 위성간의 일정한 경도 차이가 보임을 알 수

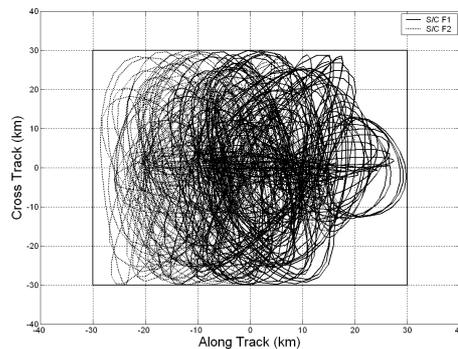


Fig. 13. Station Collocation Box Limit

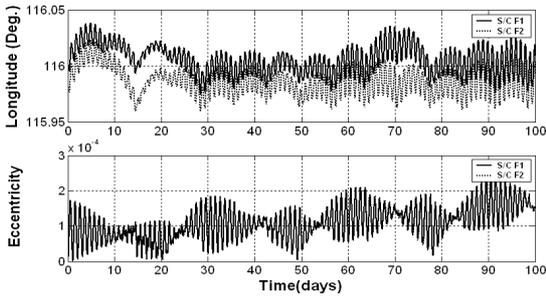


Fig. 14. Time History of Longitude and Eccentricity

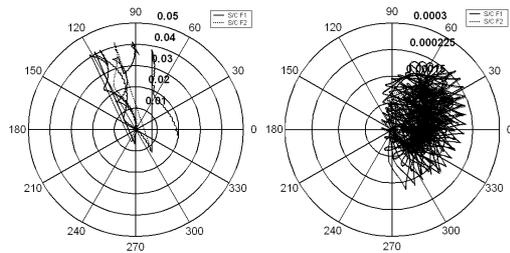


Fig. 15. Time History of Inclination and Eccentricity Vectors

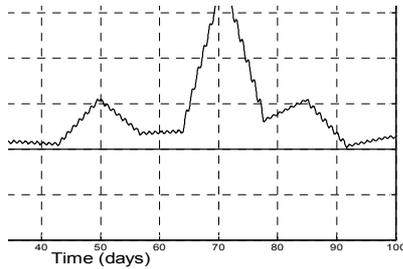


Fig. 16. Relative Separation Distance

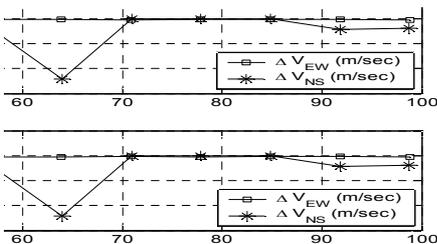


Fig. 17. Time History of ΔV (m/sec)

있는데 앞에서 제시한 이심률 벡터 차가 경사각 벡터 차의 최적각을 유지하는 상대위치 보정결과인 Fig. 9와 비교해 볼 때 서로 상반되는 결과임을 확인할 수 있다. 이는 상대위치보정에 따른

경사각벡터와 이심률 벡터의 변화를 나타낸 Fig. 10과 Fig. 15의 비교를 통해서도 확인되는데 정지궤도 위성단 상대위치보정의 제어전략으로 위성의 상대위치를 직접적으로 제어하는 경우 상대위치보정을 위해 위성간 상대거리 유지에 문제의 주안점을 두는 반면, 목표 이심률 벡터와 경사각 벡터를 추종하도록 설정함으로써 간접적으로 상대거리 유지를 수행하는 경우 각각의 위성의 이심률 벡터와 경사각 벡터는 특정한 값을 갖게 됨을 나타낸다. 즉, 두 경우 상대위치보정에 관한 문제의 정립 및 위성단 제어를 위한 접근방향에 따라 서로 다른 결과를 보이고 있다. Fig. 17에는 상대위치보정을 위해 필요한 속도변화량을 나타내었으며, 본 논문에서 제시한 방법에 따라 상대위치보정을 수행한 경우 위성 F_1 의 Total $\Delta V=9.8m/sec$, 위성 F_2 의 Total $\Delta V=9.5m/sec$ 으로 고전적인 방법에서 사용된 연료량인 위성 F_1 의 Total $\Delta V=11.5m/sec$, 위성 F_2 의 Total $\Delta V=11.3m/sec$ 에 비해 필요한 속도변화량이 더 적음을 확인할 수 있다.

V. 결 론

본 논문에서는 정지궤도 위성단의 상대위치보정에 관한 연구를 수행하였다. 정지궤도 위성의 이심률 및 경사각 벡터의 제어를 통해 간접적으로 위성간 상대거리를 유지하는 기존의 고전적인 방법과 다르게 본 논문에서는 위성간 상대거리를 직접적으로 제어하는 상대위치보정에 관한 연구를 수행하였다. 먼저, Hill's equation을 기반으로 상대위치보정을 위한 위성단을 설계하였고, 위성단을 구성하는 소속 위성의 상대운동 변화를 분석하고 예측하기위해 위성의 상대운동을 천체력 압축 방법으로 나타내었다. 이를 통해 위성단의 상대운동을 시간에 대한 단편 해 형태를 갖는 함수로 표현하고 최적화 기법과 접목하여 상대위치보정을 위한 목적함수와 구속함수의 설정으로 정지궤도 위성단을 효과적으로 제어하는 제어 알고리즘을 제시하였다. 비선형 시뮬레이션을 수행하여 최소한의 연료 사용량으로 정지궤도 위성단이 동일 경도에서 일정한 상대거리를 유지하며 상대위치보정이 이루어짐을 확인하였다. 또한 기존의 상대위치보정에 관한 연구내용과 비교를 통해 정지궤도 위성단의 제어를 위한 접근방향에 따라 나타나는 결과를 확인하였다.

본 논문에서는 두 개의 정지궤도 위성에 대한 상대위치보정 결과를 살펴보았다. 정지궤도 위성단을 구성하는 위성의 개수 또는 위성단의 기하

형상 및 궤도 조건에 따라 최적화 과정에서 설정하는 가격함수 및 구속조건에 의해 다양한 상대 위치보정 결과가 제시될 것으로 예상된다.

후 기

본 연구는 한국학술진흥재단 목적기초연구(R05-2004-000-10096-0)지원으로 수행되었음.

참고문헌

- 1) Eckstein, M. C., Rajasingh, C. K., Blumer, P., "Collocation Strategy and Collision Avoidance for the Geostationary Satellites at 19 Degrees West", CNES International Symposium on Space Dynamics, 1989.
- 2) Pattinson, L. R., "Eutelsat Satellite Collocation", AIAA-96-1187-CP, pp. 557-565.
- 3) Deok-Jin Lee, Tae Soo No, Seok-Woo Choi, Sang-Ryul Lee, Hak-Jung Kim, Kyle T. Alfriend, "Precise Ephemeris Reconstruction using Clohessy-Wiltshire Frame and Multiple Sequential Compressions", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 26, No. 5, 2003, pp. 781-785.
- 4) 이상철, 노태수, "정지궤도 위성군의 상대위치보정을 위한 최적 궤도 설계에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제 27권 6호, pp. 37-45, 1999.
- 5) Soop, E. M., "Handbook of Geostationary Orbits", Second Edition, AIAA Education Series, 1996.
- 6) Prussing, J. E. and Conway, B. A., "Orbital mechanics," Oxford University Press 1993.
- 7) T. S. No and O. C. Jung, "Analytical Solution to Perturbed Geosynchronous Orbit", *Acta Astronautica*, Vol. 56, Issue 7, pp. 641-651, 2005.
- 8) 정옥철, 노태수, 이상철, 양군호, 최성봉, "상대 운동과 최적화 기법을 이용한 정지궤도 위치유지에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제33권, 제1호, pp. 39-47, 2005.
- 9) 노태수, 이재규, 정옥철, "다위성체의 편대 비행 형상유지 제어에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제 33권 10호, pp. 51-59, 2005.
- 10) T. S. No, "A Simple Approach to East-West Station Keeping of Geosynchronous Spacecraft", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 22, No. 5, pp. 734-736, 1999.