

## 論文

## 상대 운동과 최적화 기법을 이용한 정지궤도 위치유지에 관한 연구

정옥철\*, 노태수\*\*, 이상철\*\*\*, 양군호\*\*\*, 최성봉\*\*\*

New Method for Station Keeping of Geostationary Spacecraft  
Using Relative Orbital Motion and Optimization Technique

Ok-Chul Jung\*, Tae Soo No\*\*, Sang-Cherl Lee\*\*\*, Koon-Ho Yang\*\*\* and Seong-Bong Choi\*\*\*

## ABSTRACT

In this paper, a method of station keeping strategy using relative orbital motion and numerical optimization technique is presented for geostationary spacecraft. Relative position vector with respect to an ideal geostationary orbit is generated using high precision orbit propagation, and compressed in terms of polynomial and trigonometric function. Then this relative orbit model is combined with optimization scheme to propose a very efficient and flexible method of station keeping planning. Proper selection of objective and constraint functions for optimization can yield a variety of station keeping methods improved over the classical ones. Results from the nonlinear simulation have been shown to support such concept.

## 초 록

본 논문에서는 정지궤도 위성의 상대 운동과 최적화 기법과의 결합을 통해 새로운 형태의 위치유지 기법을 제안하였다. 상대 궤도 운동을 나타내기 위해 궤도 압축방법을 이용하여 비선형 미분 방정식 형태가 아닌 닫힌 해 형태의 모델을 사용하였으며, 매우 정확한 궤도 전파가 가능함을 확인하였다. 기존의 위치유지 기법은 궤도 요소를 이용하여 목표 궤도를 획득함으로써 궤도 형상을 유지하지만, 본 논문에서는 정밀한 위치유지를 위해 위성의 상대 위치를 직접 제어하였다. 최적화 목적 함수의 설정을 통해 다양한 형태의 기동 전략을 수립하였고, 구속 함수를 이용하여 상황에 따른 위치유지 범위를 설정하였다. 이 방법은 최적화 함수의 변경을 통해 다양한 위치유지 기법을 쉽게 적용할 수 있고, 그에 따른 궤도 운동을 분석할 수 있다. 비선형 시뮬레이션을 통해 위성의 위치가 허용범위 내에 적절하게 유지되고 있음을 확인하였다.

**Key Words :** Geostationary Orbit(지구정지궤도), Station Keeping Strategy(위치유지 전략), Relative Orbital Motion(상대 궤도 운동), Optimization(최적화)

## 1. 서 론

† 2004년 6월 28일 접수 ~ 2004년 9월 20일 심사완료

\* 정회원, 전북대학교 항공우주공학과 대학원

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

\*\*\* 정회원, 한국항공우주연구원 통신위성체제그룹

정지궤도 위성은 적도 상공 35,786 km의 고도에서 지구의 자전 속도와 같은 공전 속도를 갖도록 설계되어 원형 궤도에서 운용된다. 이러한 정지궤도 위성은 지상 관측자의 입장에서 볼 때, 우주 공간상에 항상 고정된 것처럼 보이기 때문

에 특정 지역에 대해 통신, 방송, 관측 등의 임무를 계속적으로 수행하는데 적절하게 이용된다. 국내의 경우에도 무궁화위성 1,2,3호기를 발사하여 운용하고 있으며, 향후 국가 우주개발 중장기 계획에 따라 복합임무위성인 통신해양기상위성을 개발 중이다[1].

인공위성의 궤도는 뉴턴의 운동법칙과 우주환경 즉 위성에 작용하는 만유인력, 태양풍, 대기항력, 태양·달의 인력 등과 같은 섭동력을 고려하여 결정된다. 특히, 정지궤도 위성은 이러한 섭동력들의 영향으로 원래의 예정된 위치를 유지하지 못하고 특정한 방향으로 흘러가는 경향이 있다. 이와 같은 문제를 해결하기 위해 위성에 부착된 추력기를 이용하여 위성이 일정한 경도 및 위도를 유지하도록 위치유지(Station Keeping) 기동을 수행해야 한다. 정지궤도 위성의 위치유지를 위한 고전적인 절차는 궤도 섭동력의 분석을 통해 목표궤도를 설정하는 일련의 과정을 거치게 되는데, 시간에 따른 궤도 요소(Orbital Element)들을 이용하여 목표 궤도를 획득함으로써 궤도의 형상을 유지시키게 된다. 이를 위한 대표적인 방법으로는 동서 위치보정을 위한 표류 각속도 보정(Drift Rate Compensation Targeting)기법과 근지점 태양 추종법(Perigee Sun Tracking)이 있고, 남북 위치보정을 위한 Maximum Compensation Target 기법과 Track Back Chord Target 기법 등이 있다[2,3]. 이와 같은 방식은 표류 각속도, 이심률 벡터, 경사각 벡터를 통해 위성의 위치를 간접적으로 제어하게 된다. 하지만, 보다 정밀한 위치유지를 위해서는 위성의 위치 및 속도를 직접 제어해야 할 필요가 있다. 물론 이 과정에서 수치적분을 이용할 수도 있으나, 본 논문에서는 궤도 압축(Orbit Compression)방법을 이용하여 정지궤도에 적용 가능한 상대 궤도 운동 모델링 기법을 제시하였고, 이를 바탕으로 간단하게 계산할 수 있는 위성의 상대 운동과 최적화 문제(Optimization Problem)를 결합하여 새로운 개념의 위치유지 기법을 제안하였다. 이 방법은 최적화 목적 함수의 설정을 통해 여러 가지 형태의 기동 전략을 수립할 수 있고, 최적화 구속 함수를 이용하여 다양한 위치보정 허용 범위(Station Keeping Box)의 설정이 가능해진다. 즉, 위치유지 계획의 유연성이 증대되어 항상 신뢰할 수 있고, 필요에 따라 위치유지 기동의 변경이 용이하다는 장점이 있다. 이러한 개념의 타당성을 확인하기 위해 비선형 시뮬레이션을 수행함으로써 정지궤도 위성의 위치유지에 대한 성능을 제시하였다.

## II. 정지궤도 모델링

### 2.1 근접 궤도간 상대 운동 모델링

두 개의 근접한 궤도간의 상대 운동을 이용한 궤도 해석 방법은 궤도 전이 또는 회합과 같은 많은 부분에서 그 필요성이 요구되어 지고 있으며 이에 따른 심도있는 연구가 진행되어 왔다[4]. 이 방법은 잘 알려진 기준궤도에 대한 실제궤도의 상대 운동을 기술하기 때문에 해석적인 해를 구하기 용이하다. 이에 해당하는 대표적인 예로, Hill-Clohesy-Wiltshire(CW) 방정식이 있으나 궤도 섭동력이 포함되지 않아 장기간 이용하기에는 한계가 있다[5]. 본 논문에서는 정지궤도의 상대 운동을 모델링하기 위해 궤도 압축방법을 이용하였다. 여기서 궤도 압축이라 함은 궤도 운동을 간단한 함수 형태로 표현하고, 특정 기간에 따라 해당 계수를 구하는 과정을 말한다[6,7].

정지궤도는 이심률과 경사각이 0(zero)인 원형 궤도를 의미하므로 이상적인 정지궤도를 기준궤도로 설정하였다. 이 경우, 장반경은

$$a = \left( \frac{\mu_e}{n^2} \right)^{1/3} = \left( \frac{\mu_e}{\omega_e^2} \right)^{1/3} \tag{1}$$

이며 위 식에서  $\mu_e$ 는 지구 중력계수,  $n$ 은 위성의 평균 각속도,  $\omega_e$ 는 지구의 자전 각속도를 각각 의미한다. Fig. 1에 실제궤도와 기준궤도를 나타내었고, 두 궤도사이의 차이인 잔차(Residual)를 정의하였다. 그림을 통해 알 수 있듯이 CW 좌표계에서의 기준궤도의 위치 및 속도 벡터는

$$\mathbf{r}^* = a \mathbf{e}_r, \tag{2}$$

$$\mathbf{v}^* = a n \mathbf{e}_t, \tag{3}$$

와 같이 간단하게 표현된다.

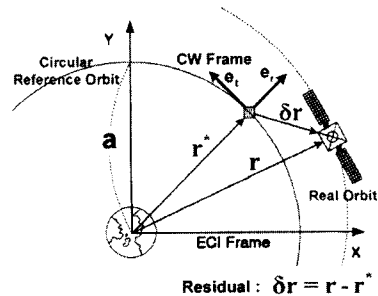


Fig. 1. Real Orbit and Reference Orbit

Fig. 2에서는 정밀한 수치적분을 이용한 실제 궤도와 식 (2)의 기준궤도의 차이인 잔차를 CW 좌표계에서 반경 방향( $\delta x$ ), 접선 방향( $\delta y$ ), 수직 방향( $\delta z$ )에 대해 각각 나타내었다. 그림에서 볼 수 있듯이 각 방향별로 특정한 주기 성분을 가지고 있으며, 만일 이러한 잔차를 간단한 함수 형태로 표현할 수 있다면 기준궤도의 정보와 결합하여 실제궤도를 거의 정확하게 모사할 수 있을 것이다. 본 논문에서는 이러한 잔차 성분을 표현하기 위해 정지궤도에 작용하는 섭동력에 의한 상대 운동의 해석적인 해[8]를 이용하였고, 식 (4)에 최종적으로 선정된 반경 방향의 잔차 압축 함수(또는 잔차 재생함수)를 나타내었다. 또한, 접선 방향과 수직 방향에 대해서도 식 (4)와 동일한 함수를 적용하였으나, 운용 목적에 따라 여러 가지 형태의 모델링이 가능하다.

$$\begin{aligned} \delta x = & A_1 + A_2 t + A_3 t^2 \\ & + A_4 \sin \omega_e t + A_5 \sin 2\omega_e t + A_6 \sin 3\omega_e t \\ & + A_7 \cos \omega_e t + A_8 \cos 2\omega_e t + A_9 \cos 3\omega_e t \\ & + A_{10} t \sin \omega_e t + A_{11} t \cos \omega_e t \\ & + A_{12} \sin \Omega_s t + A_{13} \sin 2\Omega_s t + A_{14} \sin 3\Omega_s t \\ & + A_{15} \cos \Omega_s t + A_{16} \cos 2\Omega_s t + A_{17} \cos 3\Omega_s t \\ & + A_{18} \sin \Omega_m t + A_{19} \sin 2\Omega_m t + A_{20} \sin 3\Omega_m t \\ & + A_{21} \cos \Omega_m t + A_{22} \cos 2\Omega_m t + A_{23} \cos 3\Omega_m t \\ & + A_{24} \sin \omega_m t + A_{25} \sin 2\omega_m t \\ & + A_{26} \cos \omega_m t + A_{27} \cos 2\omega_m t \end{aligned} \quad (4)$$

위 식에서  $\Omega_s$ 와  $\Omega_m$ 은 각각 태양과 달의 지구에 대한 상대 각속도로 다음과 같다.

$$\Omega_s = \omega_e - \omega_s \quad (5)$$

$$\Omega_m = \omega_e - \omega_m \quad (6)$$

식 (4)의 각 계수( $A_1, A_2, \dots, A_{27}$ )들은 정밀한 수치적분을 통한 궤도자료와 기준궤도의 차이인 잔차를 최소사승회귀법(Least Square Regression)을 이용하여 구할 수 있다.

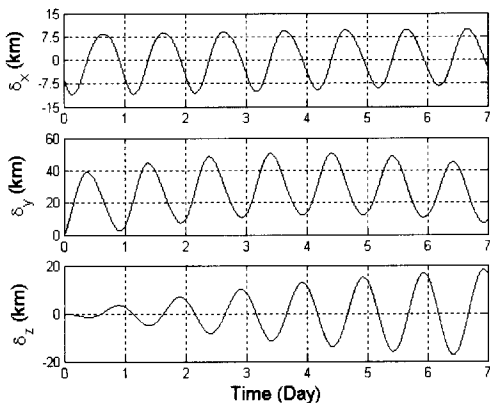


Fig. 2. Time Histories of Residual

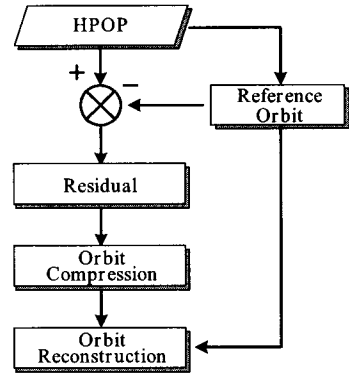


Fig. 3. Relative Orbit Propagation

Fig. 3에 상대 운동 모델링을 이용한 탑재용 궤도 전파(Propagation) 알고리즘을 나타내었다. 지상국에서는 정밀한 궤도자료(HPOP)를 입력받아 기준궤도와와의 차이인 잔차를 계산하고 압축하여 잔차 재생함수의 각 계수를 구한다. 이렇게 구한 계수를 위성에 송신하게 되면 위성에서는 탑재 컴퓨터에 미리 내장된 잔차 재생함수에 수신된 계수를 대입하여 간단한 사칙연산을 통해 닫힌 해 형태의 재생궤도(Reconstructed Orbit)를 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\tilde{r} = r^* + \delta r \quad (7)$$

만일, 이렇게 구한 재생궤도가 정밀한 수치적분을 이용한 실제궤도의 값에 충분히 근접하다면 복잡한 적분과정 없이 위성의 위치를 간단하게 구할 수 있을 것이다.

## 2.2 궤도 전파 성능 분석

앞에서 제시한 상대 궤도 운동의 모델링 기법에 대한 성능 검증을 위해 시뮬레이션을 수행하였다. 먼저, 실제궤도의 생성을 위한 수치적분 알고리즘으로는 Runge-Kutta 6차 모델을 사용하였다. 또한, 궤도 섭동력은 지구 비대칭 섭동력 4차, 태양 복사압, 달과 태양의 인력에 의한 영향까지 고려하였다. 모델링의 정확성을 판단하기 위한 기준으로 정밀한 수치적분을 이용한 실제궤도와 식 (7)을 이용하여 간단하게 구할 수 있는 재생궤도의 위치 오차 및 속도 오차의 시간 변화를 살펴보고, 해당 오차에 대한 RMS(Root Mean Square) 값을 분석하였다. 또한, 지구의 중심 방향(Nadir)을 결정하는데 있어 중요한 요소인 지향 오차(Pointing Error)도 살펴보고, Table 1에 각 운용 기간에 따른 최종 오차의 RMS 값을 정리하였다. 표에서 7일간 운용 시 가

Table 1에 각 운용 기간에 따른 최종 오차의 RMS 값을 정리하였다. 표에서 7일간 운용 시 가

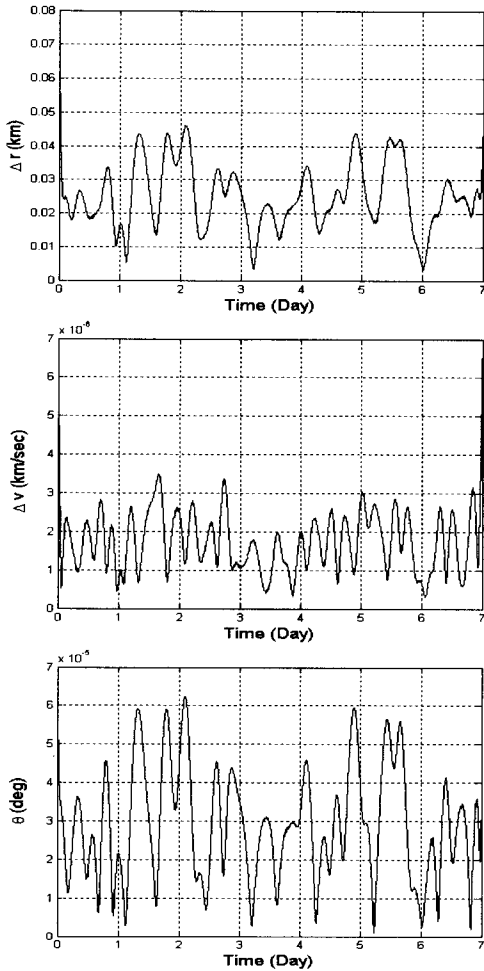


Fig. 4. Difference between Real Orbit and Reconstructed Orbit

장 좋은 성능을 나타내는 이유는 상대 궤도 운동을 모델링할 때 7일간의 운용을 목표로 잔차 재생함수를 선정하였기 때문이다. 따라서 장기간 운용할 경우에는 장기 궤도 특성을 반영하여 잔차 재생함수를 재설정할 수도 있다. Fig. 4에서는 위치 및 속도, 지향각에 대한 최종오차를 도시하였다. 본 논문의 상대 궤도 운동 모델링은 특정 기간 동안의 위치 및 속도 정보를 닫힌 함수 형태로 표현하고 있으므로 임의의 시점에서의 궤도 정보를 간단하게 구할 수 있다는 장점이 있다.

Table 1. RMS Error

운용 기간	Position (km)	Velocity (m/sec)	Pointing (Deg.)
7일	0.027131	0.001922	0.000032
14일	0.188487	0.012879	0.000243
21일	0.605172	0.038914	0.000805

### III. 상대 궤도 운동과 최적화 기법을 이용한 위치 제어

#### 3.1 상대 궤도 운동과 최적화 기법을 결합한 위치유지 전략

위치유지의 핵심은 위성이 자유 표류 기간 동안 정해진 범위(Station Keeping Box)를 벗어나지 못하도록 언제, 어느 방향으로, 어떤 크기의 추력 발사를, 몇 회 수행해야 하는 지를 결정하고, 실제 기동을 수행하며 평가하는 작업으로 요약할 수 있다. 이를 위해 자유 표류 및 추력 발사에 의한 위성의 위치 및 속도 변화를 계산 또는 예측하는 과정이 필수적이며, 탑재한 연료의 제한을 고려한다면 가능한 최소의 연료를 소모하는 기동 전략의 수립이 바람직하다.

위치유지를 위해서는 관성 좌표계에서 위성의 절대 위치를 직접 살피기보다는 해당 기준 경도 및 위도에 대한 상대 운동을 이용하여 접근하는 방식이 훨씬 용이하다. 따라서 위성의 상대 위치 변화에 대한 예측 및 분석 과정이 필요하게 되는데, 보통 이와 같은 작업은 수치적분을 통한 궤도자료를 이용한다. 하지만, 본 논문의 앞 절에서 제시한 상대 궤도 운동 모델링은 간단한 알고리즘으로 수치적분과 유사한 결과를 제공하므로 정지궤도 위치유지 문제에 대한 기본 궤도 모델로 적합하다고 판단된다. 특정 기간 동안의 위성의 상대 위치 변화는 Fig. 5를 참조하여 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\delta r(t) = [\delta x(t) \delta y(t) \delta z(t)]^T = \delta r^*(t) + \sum_{i=1}^N \Psi(t-T_i) \Delta V_i u(t-T_i) \quad (8)$$

위 식에서 우변의 첫 번째 항은 자유 표류에 의한 위성의 상대 위치 벡터이며, 두 번째 항은 기동에 의해 추가적으로 발생하는 상대 위치 변화량이다. 여기서,  $N$ 은 총 기동 횟수를 나타낸다. 또한, 상태 천이행렬  $\Psi(t-T_i)$ 은 Hill's Equation

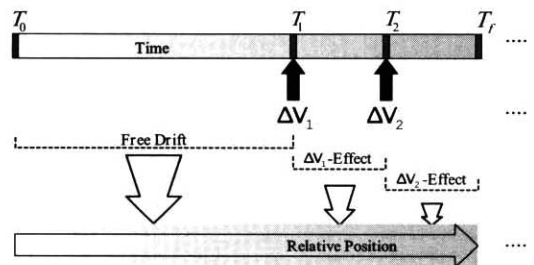


Fig. 5. Linear Property of Relative Position

으로부터 다음과 같이 정의하였다[5].

$$\Psi(\tau) = \begin{bmatrix} \frac{\sin \omega_e \tau}{\omega_e} & \frac{2}{\omega_e}(1 - \cos \omega_e \tau) & 0 \\ \frac{2}{\omega_e}(\cos \omega_e \tau - 1) & \frac{4 \sin \omega_e \tau - 3 \omega_e \tau}{\omega_e} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\sin \omega_e \tau}{\omega_e} \end{bmatrix} \quad (9)$$

임펄시브(Impulsive) 기동에 의한 속도 증분 벡터  $\Delta V_i$  는 동서 및 남북 위치유지만을 고려하였으며,  $u(\tau)$ 는 단위 계단(Unit Step) 함수로

$$u(\tau) = \begin{cases} 1 & \text{if } \tau \geq 0 \\ 0 & \text{if } \tau < 0 \end{cases} \quad (10)$$

와 같이 나타내었다.

고전적인 위치유지 기법에서는 표류 각속도, 이심률 벡터, 경사각 벡터가 특정한 값 또는 방향을 갖도록 설정하여 위성의 위치를 간접적으로 제어하였다. 하지만, 위성의 상대 위치의 변화가 식 (7)과 같이 시간에 대해 단란 함수 형태로 주어져 있으므로 이를 이용하면 상대 위치를 직접 제어할 수 있게 된다.

앞의 식 (8)은 섭동력 및 추력으로 인한 위성의 상대 위치 변화를 시간에 따른 함수로 표현하고 있다. 따라서 정지궤도의 위치유지 문제를 기존의 궤도 형상 유지 개념과는 달리 상대 위치가 특정 범위 내에 머무르도록 기동의 크기, 방향, 횟수를 결정하는 과정으로 해석할 수 있을 것이다. 이 과정에서 최적화 개념을 이용하기 위해 다음과 같이 일반적인 형태의 목적 함수를 정의하였다.

$$J = f[\delta r(t), T_1, T_2, \dots, T_N, \Delta V_1, \Delta V_2, \dots, \Delta V_N] \quad (11)$$

위치유지 계획(Station Keeping Planning)은 위와 같이 정의된 목적 함수를 최소 또는 최대가 되도록 기동 시간 ( $T_1, T_2, \dots, T_N$ ) 및 추력의 크기와 방향( $\Delta V_1, \Delta V_2, \dots, \Delta V_N$ )을 정하되, 기동 및 자유 표류 기간  $t_0 < t < t_f$  동안에 위성이 원래의 예정된 범위(Station Keeping Box)내에 있도록 다음과 같은 일반적인 형태의 등식 구속 조건이나 부등식 구속 조건을 만족해야 한다.

$$C_{eq}[\delta r(t), T_1, T_2, \dots, T_N, \Delta V_1, \Delta V_2, \dots, \Delta V_N] = 0 \quad (12)$$

$$C_{ineq}[\delta r(t), T_1, T_2, \dots, T_N, \Delta V_1, \Delta V_2, \dots, \Delta V_N] < 0 \quad (13)$$

위성의 상대 운동과 최적화 문제를 결합한 위치유지 계획은 위에서 나열한 목적 함수 및 구속 조건의 형태에 따라 다양한 방식의 위치유지 기법으로 발전할 수 있다.

### 3.2 최적화 함수의 설정

#### 3.2.1 목적 함수를 통한 기동전략 수립

위치유지의 가장 큰 목적은 위성의 성공적인 임무 수행을 위해 요구되는 위치유지 범위 내에 머무르게 하면서 가능한 최소한의 연료를 사용하는 것이다. 이를 위해 연료 최소화 목적 함수로

$$J = \sum_{i=1}^N \Delta V_i^2 \quad (14)$$

을 사용할 수 있다. 위 식에서  $N$ 은 기동 횟수를 의미한다.

이와는 달리, 위성의 위치유지 기동 및 자유 표류 동안에 상대 위치(거리)의 변화가 가능한 작도록 설계하는 것이 목적이라면 다음과 같은 최대·최소화(Mini-max) 문제로 접근할 수도 있을 것이다. 즉, 아래와 같이

$$\text{Minimize the Max. of } |\delta r(t)|, t_0 < t < t_f \quad (15)$$

로 설정할 수 있고, 이는 위성의 상대 위치 변화량을 최소화하는 것이 목적이다.

이와 같이 목적 함수의 설정에 따라 다양한 위치유지 전략의 수립이 가능하며, 기존의 고전적인 방법과의 가장 큰 차이점은 정확한 궤도 섭동력의 분석에 따른 위치유지 전략의 수립이 아니라 최적화 기법을 이용한 수학적 접근 방법이라 할 수 있다. 하지만, 자유 표류에 의한 상대 운동  $\delta r^*(t)$  항이 위성에 작용하는 섭동력의 효과를 포함하고 있으므로 큰 문제는 없을 것으로 판단된다.

#### 3.2.2 구속 함수를 통한 허용 범위 설정

앞에서 설명한 기동전략은 목적 함수의 최적화를 이루는 것이지만 결과적으로 위성이 위치유지 범위(Station Keeping Box)를 벗어나게 되면 무의미하다. 따라서 최적화 과정에는 위성의 허용 범위를 규정하는 구속 조건이 필요하다. 고전적인 위치유지의 경우에는 오차할당을 통해 위성의 경도 및 위도가 일정 범위 이상(무궁화위성의 경우 각각  $\pm 0.05^\circ$ )을 벗어나지 못하도록 하고 있다. 위성의 상대 운동을 이용할 경우에는 이러한 허용 범위의 크기를 곧바로 거리로 환산하여 다음과 같이 설정할 수 있다.

$$|\delta x(t)| < \delta x_{\max}, t_0 < t < t_f \quad (16)$$

$$|\delta y(t)| < \delta y_{\max}, t_0 < t < t_f \quad (17)$$

$$|\delta z(t)| < \delta z_{\max}, t_0 < t < t_f \quad (18)$$

식 (16)-(18)과 같이 설정된 위치유지 범위를 그

림으로 표현하면 Fig. 6과 같다. 이는 기준점을 중심으로 직육면체 형상을 갖도록 하는 것으로, 허용 범위의 크기 및 경계조건인  $\delta x_{max}$ ,  $\delta y_{max}$ ,  $\delta z_{max}$  는 위성의 운용 요구조건에 따라 결정되는 경도 및 위도의 오차 할당을 이용하면 쉽게 계산할 수 있다.

또한, 직육면체 형태가 아닌 Fig. 7과 같은 구 (Sphere)의 형태를 갖는 위치유지 범위의 설정도 가능할 것이다. 이를 수식으로 표현하면

$$|\delta r(t)| < \delta r_{max}, \quad t_o < t < t_f \quad (19)$$

또는

$$\sqrt{\delta x(t)^2 + \delta y(t)^2 + \delta z(t)^2} < \delta r_{max}, \quad t_o < t < t_f \quad (20)$$

와 같이 쓸 수 있다. 위 식에서  $\delta r_{max}$  는 위치유지 범위의 중앙으로부터의 최대 허용 거리를 나타낸다. 이와 같은 구속 조건은 각 방향의 상대 위치 성분들을 모두 연계시켜 위치유지 범위를 설정하게 된다.

이 외에도 필요에 따라 다양한 형태의 위치유지 범위의 설정이 가능하며, 간단한 구속 조건의 변경을 통해 쉽게 구현할 수 있다.

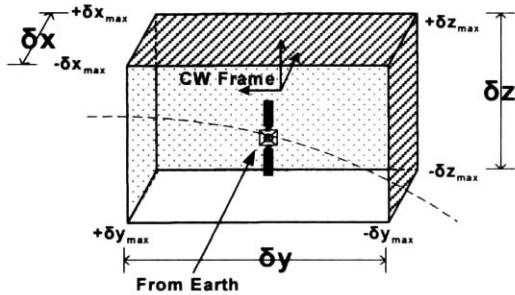


Fig. 6. Station Keeping Box Example : Rectangular Type

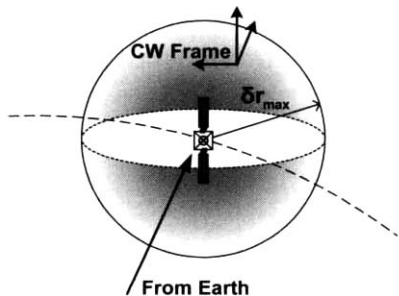


Fig. 7. Station Keeping Box Example : Sphere Type

### 3.2.3 위치유지 기동 절차의 다양화

무궁화위성의 경우, 위치유지를 위한 기동은 동서 방향으로 1일 내에 2회, 남북 방향으로 1일 내에 1회의 추력 발사로 이루어지며, 각 기동은 운용상의 편의나 궤도결정의 필요로 인하여 수일 간의 충분한 간격을 두고 분리하여 시행한다. 최적화 기법에 근거한 위치유지 기동에 있어서도 이러한 사항을 충분히 고려할 수 있다. 먼저, 식 (8)에서 기동 횟수를  $N \geq 2$ 로 설정하면 2회 이상의 Multiple Burn으로 추력기의 성능을 고려하여 필요에 따라 발사 횟수를 임의로 변경할 수 있다. 또한, 기동 시점인  $T_1, T_2, \dots, T_N$ 에 제한을 두어 원하는 시간 범위 내에서 추력 발사 시점이 정해질 수 있도록 다음과 같은 구속 조건을 추가할 수 있을 것이다.

$$T_{min,i} < T_i < T_{max,i}, \quad i=1,2,\dots,N \quad (21)$$

### 3.3 위치유지 계획 설계 과정 및 예제

#### 3.3.1 연료 최소화 위치유지 기법

첫 번째 예제로 상대 궤도 운동과 최적화 개념에 근거한 위치유지 계획 과정을 기존의 무궁화위성의 방법과 유사한 시나리오를 설정하여 살펴 보았다. 먼저, 동서 및 남북 위치유지 기동에 있어 연료 최소화 개념을 동일하게 적용하여 각각 다음과 같은 목적 함수를 사용하였다.

$$J_{EW} = |\Delta V_{EW}^1| + |\Delta V_{EW}^2| \quad (22)$$

$$J_{NS} = |\Delta V_{NS}^1| \quad (23)$$

또한, 위치유지 범위를 결정하기 위한 구속 조건은 다음과 같다.

$$\left| \delta y^*(t) + \sum_{j=1}^N \Psi_{y_j}(t - T_{EW}^j) \Delta V_{EW}^j u(t - T_{EW}^j) \right| < \delta y_{max} \quad (24)$$

Where,  $t_{EW}^p < t < T_{EW}^{p+1}$

$$\left| \delta z^*(t) + \sum_{j=1}^M \Psi_{z_j}(t - T_{NS}^j) \Delta V_{NS}^j u(t - T_{NS}^j) \right| < \delta z_{max} \quad (25)$$

Where,  $t_{NS}^p < t < T_{NS}^{p+1}$

위와 같은 구속 조건은 위성의 위치 변화가 현재의 위치유지 계획 시점인  $T_{EW}^p [T_{NS}^p]$ 부터 다음 계획 시점인  $T_{EW}^{p+1} [T_{NS}^{p+1}]$ 까지의 기간 동안 항상 일정한 범위 내에 머무르도록 설정한 것이다. 또한, 기동 시점과 각 기동의 순서 및 간격에 대한 구속 조건은 각 기동이 계획 시점에서 하루 이내에 종료되도록 다음과 같이 설정하였다.

$$T_{EW}^P < T_{EW}^1 < T_{EW}^2 < T_{EW}^P + 1 \text{ Day} \quad (26)$$

$$T_{NS}^P < T_{NS}^1 < T_{NS}^P + 1 \text{ Day} \quad (27)$$

Fig. 8에 경도 방향 및 위도 방향의 상대 위치 변화를 나타내었다. 동서 위치유지의 경우, 초기 위치에서 보정주기인 7일간 자유 표류한 후 위치 유지 계획을 수립하여, 추력 발사를 통해 위치 보정이 이루어진다. 남북 위치유지의 경우에도 같은 방식으로 12일째 위치유지 계획을 수행한다고 가정하였고 보정 주기는 14일로 설정하였다. 그림에서 열은 실선은 만약 위치유지 기동이 없이 자유 표류할 경우를 나타내며, 점선은 기동에 의해 발생하는 효과, 그리고 짙은 실선은 자유 표류 및 기동의 효과를 모두 포함하는 최종 위치 변화이다. 그림에서 보듯이 다음 기동 직전까지 y-방향의 경우 ±30 km 이내, z-방향의 경우 ±15 km 이내에 위성이 위치함을 확인할 수 있다. 이는 위치유지 범위를 위한 구속 조건 식에서  $\delta y_{\max} = 30 \text{ km}$ ,  $\delta z_{\max} = 15 \text{ km}$ 로 각각 설정했기 때문이다. 이 경우에 대한 기동 시각 및 요구되는 속도 증분량을 Table 2에 정리하였다.

Table 2. Station Keeping Planning Results (Fuel Minimum)

동서 방향	계획	$T_{EW}^P$	7.0000	(Day)	
		$T_{EW}^{P+1}$	14.0000	(m/sec.)	
	기동	$T_{EW}^1$	7.0191	$\Delta V_{EW}^1$	-0.0069983
		$T_{EW}^2$	7.5191	$\Delta V_{EW}^2$	0.0083368
남북 방향	계획	$T_{NS}^P$	12.0000	(Day)	
		$T_{NS}^{P+1}$	26.0000	(m/sec.)	
	기동	$T_{NS}^1$	12.0726	$\Delta V_{NS}^1$	-2.0660558

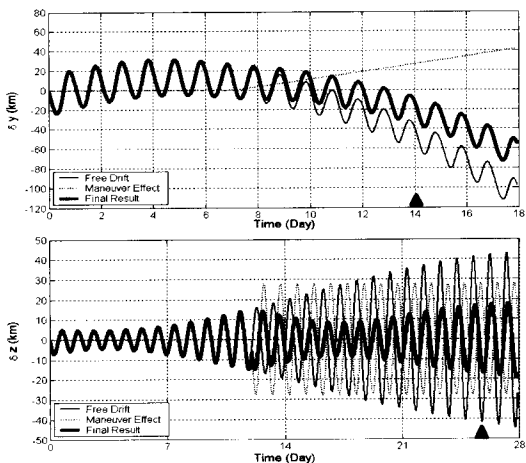


Fig. 8. Station Keeping Maneuver Results (Fuel Minimum)

### 3.3.2 이탈거리 최소화 위치유지 기법

두 번째 예제에서는 이탈거리 최소화 목적 함수를 아래와 같이 설정하였다. 이 방법은 기준점으로부터의 이탈 거리를 최소화하여 더욱 정밀한 위치유지를 가능하도록 하고자 한다.

- Minimize the Max. of (28)

$$J_{EW} = \left| \delta y^*(t) + \sum_{i=1}^N \Psi_y(t - T_{EW}^i) \Delta V_{EW}^i u(t - T_{EW}^i) \right|$$

- Minimize the Max. of (29)

$$J_{NS} = \left| \delta z^*(t) + \sum_{j=1}^M \Psi_z(t - T_{NS}^j) \Delta V_{NS}^j u(t - T_{NS}^j) \right|$$

목적 함수를 제외한 다른 구속 조건들은 앞의 예제와 동일하게 설정하였다.

Table 3에 기동 시각 및 속도 증분량을 정리하였다. 앞의 Table 2와 비교하면 기동 시각은 큰 차이가 없지만, 속도 증분량은 다르게 나타나고 있다. 이는 목적 함수가 다르기 때문이며 이로 인한 실제 상대 위치 변화를 Fig. 9에 나타내었다. 앞의 Fig. 8보다 각 방향으로 약간 제한된 범위 내에서 위치유지가 이루어짐을 알 수 있다.

Table 3. Station Keeping Planning Results (Distance Minimum)

동서 방향	계획	$T_{EW}^P$	7.0000	(Day)	
		$T_{EW}^{P+1}$	14.0000	(m/sec.)	
	기동	$T_{EW}^1$	7.0000	$\Delta V_{EW}^1$	0.084245
		$T_{EW}^2$	7.5000	$\Delta V_{EW}^2$	-0.113779
남북 방향	계획	$T_{NS}^P$	12.0000	(Day)	
		$T_{NS}^{P+1}$	26.0000	(m/sec.)	
	기동	$T_{NS}^1$	12.0726	$\Delta V_{NS}^1$	-2.121272

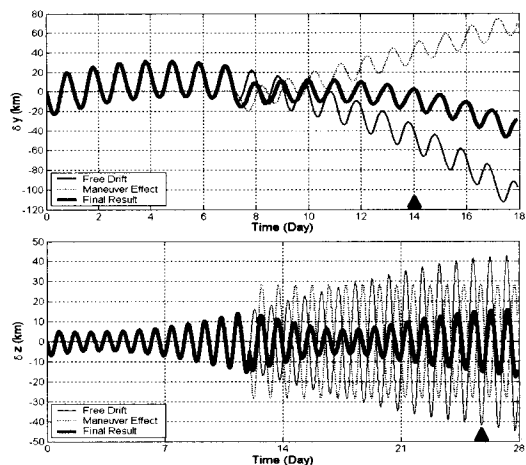


Fig. 9. Station Keeping Maneuver Results (Distance Minimum)

### 3.4 비선형 시뮬레이션을 통한 검증

앞 절에서는 상대 운동과 최적화 기법을 접목하여 간단한 위치유지 전략의 설계가 가능함을 예시하였다. 하지만, 이러한 설계 과정은 기동에 의한 위치 변화가 선형적으로 영향을 미친다는 가정 하에 이루어지고 있다. 즉, 자유 표류에 의한 효과와 기동의 효과를 선형적으로 더하였다. 특히, 기동의 효과를 표현하는 부분은 고전적인 Hill's Equation에 근거한 것으로써 기동 후 장시간 동안 자유 표류할 경우 점차 비선형 효과가 커지게 된다. 또한, 동서 및 남북 위치유지가 상호 어떠한 영향을 끼치는지 살펴볼 필요가 있다. 이 같은 여러 가지 요소들을 확인하기 위해 비선형 시뮬레이션을 수행함으로써 본 논문에서 제안한 위치유지 기법의 타당성을 검증하고자 한다.

#### 3.4.1 연료 최소화를 통한 위치유지

연료 최소화를 위한 목적 함수를 설정하고, 직사각형 형태의 위치유지 범위를 구속 조건으로 하여 약 100일 동안 시뮬레이션을 수행하였다. 동서 위치유지 기동(2회)과 남북 위치유지 기동(1회)의 주기는 무궁화위성과 동일하게 각각 7일과 14일로 설정하였다. Fig. 10은 전체 기간 동안에 CW 좌표계에서 위성의 상대 위치 변화를 나타낸다. 각 방향으로 일정한 범위 내에 형성되며, 비록 반경 방향에 대해서는 구속 조건을 따로 적용하지는 않았지만 식 (9)에 의해 접선 방향과 상호 연계되어 일정한 범위 내에서 유지되었다.

Fig. 11에는 위성의 경도, 표류 각속도, 이심률 및 경사각 벡터를 나타내었다. 먼저, 기준 경도로 설정한 동경 116°를 중심으로  $\pm 0.05^\circ$  범위를 유지하고 있으며, 특히 이심률 벡터의 변화는 고전적인 방법을 적용했을 경우와 매우 유사함을 볼 수 있다. 즉, 최적화 기법을 이용한 위치유지 기법의 설계 과정에서 궤도 섭동력 분석에 따른 전략 수립은 없었으나 궁극적으로 근지점 태양 추종법과 유사한 결과가 도출되었다. 또한, 경사각 벡터의 변화도 Track Back Chord Targeting 기법과 거의 유사한 양상을 보이고 있다[3]. 이와 같은 현상은 고전적인 위치유지 방법과 거의 동일한 구속 조건 및 목적 함수의 설정을 하였기 때문으로 판단된다.

Fig. 12는 위성의 궤적을 CW 좌표계의 y-z 평면에 도시한 것이다. 경우에 따라서는 허용 범위를 약간씩 벗어나기도 하지만, 이는 비선형 효과에 의한 것으로 어느 정도 마진(margin)을 적용하면 큰 문제는 없을 것으로 판단된다.

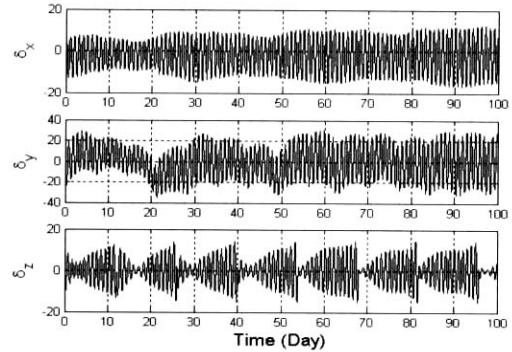


Fig. 10. Relative Motion in CW Frame ( I )

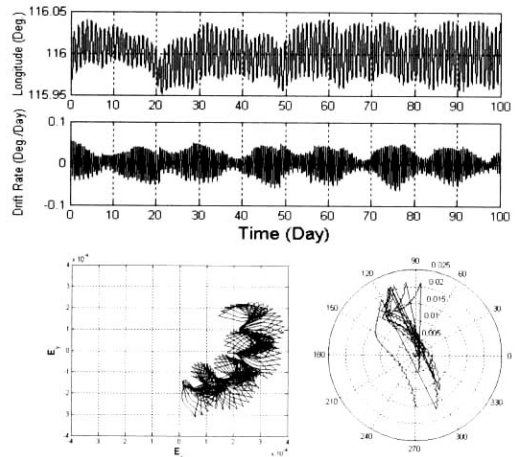


Fig. 11. Station Keeping Elements ( I )

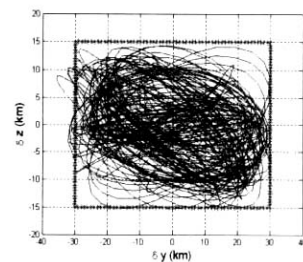


Fig. 12. S/C Trajectory and Box Limit ( I )

#### 3.4.2 이탈거리 최소화를 통한 위치유지

위성체가 자유 표류에 의해 기준 경도 및 위도로부터 이탈되어지는 상대 거리를 파악하여 위치 제어를 수행하였다. 즉, 이탈거리 최소화 방안의 목적 함수를 설정하여 앞의 경우와 같은 구속 조건으로 시뮬레이션을 수행하였다.

Fig. 13을 통해 알 수 있듯이 반경 방향인  $\delta y$ 의 궤적이 30 km 이내에서 매우 정확하게 유지되었고, 수직 방향인  $\delta z$ 도 허용치보다 훨씬 제한



된 범위 내에서 형성되었다. 또한, Fig. 14에 나타난 궤도요소들의 변화 양상은 앞의 연료 최소화를 적용했을 경우와 거의 비슷한 형태로 나타났으며, 전체 시뮬레이션 기간 동안 사용된 추력의 크기는 약간 증가하였으나 큰 차이가 없었다.

이 외에도 본 논문에서 제안한 상대 운동과 최적화를 이용한 정지궤도 위성의 위치유지 기법은 목적 함수와 구속 조건들의 여러 가지 조합을 통해 다양한 형태로 적용할 수 있으며, 그에 따른 위성의 운동을 쉽게 분석할 수 있다.

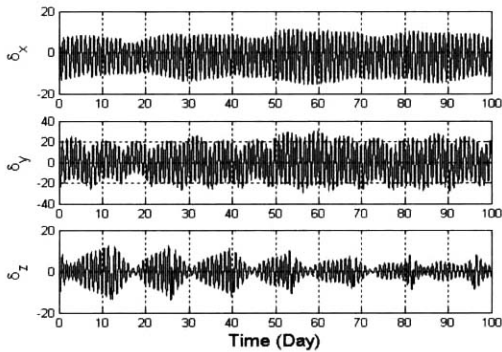


Fig. 13. Relative Motion in CW Frame (II)

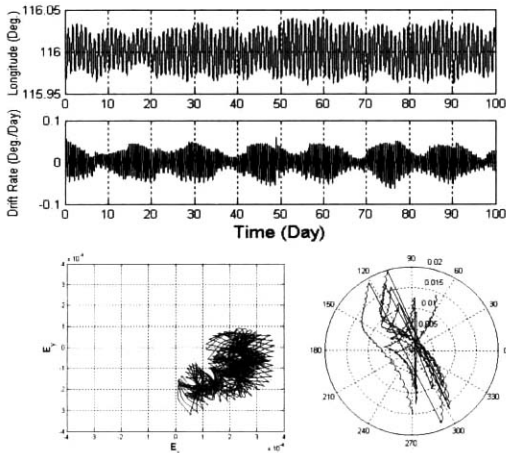


Fig. 14. Station Keeping Elements (II)

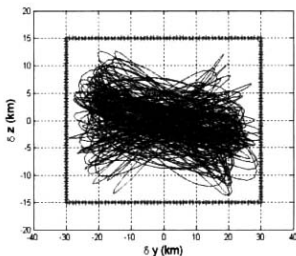


Fig. 15. S/C Trajectory and Box Limit (II)

## IV. 결 론

본 논문에서는 기준궤도에 대한 정지궤도 위성의 상대 운동을 궤도 압축방법을 이용하여 모델링하였고, 최적화 기법과의 결합을 통해 새로운 형태의 위치유지 방법을 제안하였다. 이는 기존의 궤도 요소를 이용한 간접적인 위치유지 기법이 아니라, 위성의 상대 운동을 직접 제어하는 방식이다. 또한, 변경이 쉬운 위치유지 계획의 설계가 가능하며 이에 따른 다양한 궤도 운동을 분석하는데 유용할 것으로 판단된다. 끝으로 비선형 시뮬레이션을 통한 성능 검증을 수행하였다.

## 후 기

본 논문은 한국항공우주연구원의 지원으로 수행한 위탁과제 “통신해양기상위성 궤도결정 및 위치유지 기술 연구” 결과의 일부임을 밝히며 연구비 지원에 깊이 감사드립니다.

## 참고문헌

- 1) 한국항공우주연구원, 통신해양기상위성 시스템 및 본체 개발 선행연구, 2003.
- 2) Pocha, J. J., *An Introduction to Mission Design for Geostationary Satellites*, Space Technology Library, 1983.
- 3) 노태수, “최소 연료를 사용한 정지궤도 통신위성의 궤도 제어에 관한 연구”, 한국통신 연구보고서, 1998.
- 4) Roger R. Bate, Donald D. Mueller, Jerry E. White, *Fundamentals of Astrodynamics*, Dover Publications, Inc., 1971.
- 5) Prussing, J. E. and Conway, B. A., *Orbital Mechanics*, Oxford University Press, 1993.
- 6) A. M. Segerman and S. L. Coffey, "Ephemeris Compression Using Multiple Fourier Series", AAS Paper No. 97-689, 1997.
- 7) 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.
- 8) 노태수, 백정부, 정성남, “정지궤도에 근접한 궤도 운동의 해석적인 해에 관한 연구,” 한국항공우주학회지, 제 29권, 제 3호, 2001, pp. 63-71.