

통신위성에 작용하는 섭동력의 영향평가와 궤도결정

박수홍*, 조결래*

A Study on Perturbation Effect and Orbit Determination of Communication Satellite

Soo-Hong Park*, Kyeum-Rae Cho*

ABSTRACT

This study concerns about the orbit prediction and orbit determination of Korean future communication satellite, called "Moogunghwa", which will be motioned in the geo-stationary orbit. Perturbation effect on the satellite orbit due to nonspherical gravitation of the earth, gravitation of the sun and moon, radiation of sun, drag of the atmosphere was investigated. Cowell's method is used for orbit prediction. Orbit determination was performed by using Extended Kalman Filter which is suitable for real-time orbit determination. The result shows that the characteristics of the satellite orbit has east-west and south-north drift. So the periodic control time and control value in the view of the periodic of error can be provided. The orbit determination demonstrated the effectiveness since the convergence performance on the position and velocity error, and state error standard deviation is reasonable.

1. 서론

인공위성은 우주동역학에 의한 궤도자체의 변화요인과 우주공간상에서 위성에 미치는 여러가지 섭동(Perturbation)에 의한 궤도요소가 조금씩 변화한다.

따라서 일정한 시기, 혹은 예측치 못한 외란이 작용하여 위성의 궤도이탈현상이 발생할 때 위성의 위치를 본래 궤도로 옮겨 주는 궤도문제에서 궤도예보 및 궤도결정이 선행되어야 한다.

위성의 궤도예보란 위성임무에 따라 주어진 궤도요소로부터 엄밀한 동역학적 모델을 기준으로 시간변화에 따른 궤도특성에 의해 궤도가 어떻게 변화하는가를 예측하는 것이며, 궤도결정이란 궤도상에서 운동하고 있는 위성의 관측데이터를 기초로 하여 위성의 운동을 규정화하는 상태 및 파라메타를 얻는 과정이다.

이러한 궤도결정 문제에서 관측데이터는 항상 오차를 수반하기 때문에 이 오차를 최소화하는 추정 문제이며, 이러한 연구는 구미 선진국에서는 18세기경 가우스의 최소자승법으로부터 1960년대 칼만에 의한 순차추정 기법 등을 기초로 하여 수치적 안정과 정확한 추정의 향상된 기법으로 많은 발전을 하여 지구 근방위성뿐만 아니라 태양계의 혹성 탐사위성등의 실제적인 문제에 적용되고 있다⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾.

한편 한국에서도 90년대에 무궁화통신위성과 2000년대 다수의 위성을 보유할 예정이며, 실제 지상추적업무를 담당할 예정이나, 이러한 분야의 추적관제분야의 연구는 초기단계⁽¹⁾⁽²⁾이며 이러한 분야의 많은 연구가 필요한 실정이다.

본 연구는 95년도 한국이 보유할 무궁화 통신위성을 대상으로 운용시점에 따른 궤도 시뮬레이션을 행하였다.

* 부산대학교 항공우주공학과 (정회원), 부산대 기계기술연구소 항공기 연구부

궤도에보에서는 알려져 있는 무궁화위성의 정보로부터 엄밀한 위성의 동역학에 따라 그 해를 구하기 위하여 Cowell의 방법⁽⁴⁾을 사용하였다.

궤도결정에서는 관측 데이터를 사용하여, 추정기법으로 실시간 궤도결정에 적합한 확장칼만필터⁽⁵⁾⁽⁶⁾를 이용하여 궤도추정을 행하였다.

그 결과, 궤도에보에서는 위성에 영향을 미치는 섭동력의 파악과 우주 동역학의 현상에 의해 위성의 동서표류(east-west drift)현상과 남북표류(south-north drift)현상에 따른 궤도특성을 파악하여 오차주기에 따른 주기적인 제어시기 및 제어량을 제공할 수 있었으며, 궤도결정에서는 추정결과 위치성분과 속도성분의 오차 및 상태 표준편차로부터 추정결과의 유용성을 살펴보았다.

2. 다이나믹 모델

2.1 운동방정식

인공위성은 케플러 궤도를 기준으로 하여 불규칙적인 궤도운동을 하고 있다. 이러한 궤도변화는 지구 중심력 외의 다른 여러가지 힘, 즉 섭동력이 인공위성에 작용하고 있기 때문에 생겨난다. 따라서 인공위성의 궤도를 정확하게 예측하기 위해서는 인공위성의 궤도에 미치는 여러가지 섭동력을 고려하여야 하며 그 대표적인 종류는 다음과 같다.

- 1) 지구의 비대칭 중력장
- 2) 태양의 인력
- 3) 달의 인력
- 4) 태양의 복사압
- 5) 지구의 대기에 의한 공기저항력

위성운동의 기준좌표계는 그림 1과 같이 지구중심에 원점을 두고 있으며 X-Y평면을 지구 적도면에 두고 있고, X축과 Z축은 각각 춘분점(vernal equinox)과 지구 북극점을 향하는 관성좌표계이다.

지구중심을 선회하는 위성의 운동방정식은 뉴턴역학에 의해 다음과 같다.

$$\ddot{\mathbf{R}} + \mu \mathbf{R} / \|\mathbf{R}\|^3 = \mathbf{a}_p \quad (1)$$

여기서, \mathbf{R} 은 중심체로부터 측정된 위성의 위치벡터이며, μ 는 중력상수, \mathbf{a}_p 는 지구중심력외의 섭동력이다.

2.2 지구의 비대칭 중력장에 의한 섭동력

지구의 편평함(oblateness)을 고려한 외란가속도를 포함시킨 지구 비대칭 중력가속도는 아래와 같이 표현된다.

$$\mathbf{a}_{GE} = \nabla U$$

일반적인 비대칭중력 포텐셜 함수는 식(2)와 같다⁽⁹⁾.

$$U = - \frac{\mu_E}{R} \left\{ 1 + \sum_{n=1}^{\infty} \left[\left(\frac{R_E}{R} \right)^n C_{n,0} P_n(\sin\theta) + \sum_{m=1}^n \left(\frac{R_E}{R} \right)^n P_{n,m}(\sin\theta) (C_{n,m} \cos m\phi + S_{n,m} \sin m\phi) \right] \right\} \quad (2)$$

여기서, R 은 중력적도 반경이며, $C_{n,m}$ (zonal harmonic coefficients)은 지구의 남극과 북극을 지나는 면을 절단한 형태로써 지구의 모양이 적도가 불룩한 타원체의 지구형상을 표시하며, $C_{n,m}$ 과 $S_{n,m}$ (tesseral harmonic coefficients)은 지구의 적도면을 절단한 면의 형태를 표시한다. $P_{n,m}$ (Legendre polynomials)은 아래 식(5)에서 구하여 진다.

지구의 비대칭 중력장에 의한 섭동력은 그림 1과 같은 좌표계성분에 의하여 관성좌표계 성분(X, Y, Z)은 식(3)과 같다.

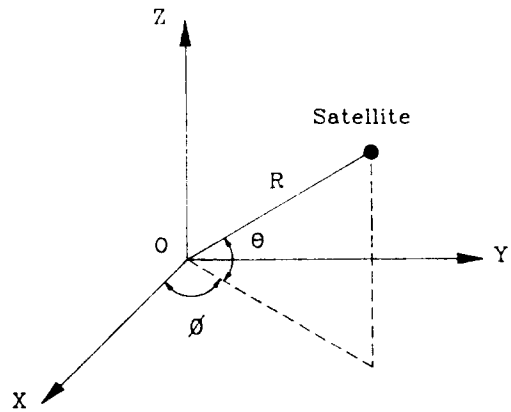


Fig.1 Inertial coordinate and earth-spherical coordinate.

$$\ddot{\mathbf{X}} = \left[\frac{1}{R} \frac{\partial U}{\partial R} - \frac{Z}{R^2 \sqrt{X^2 + Y^2}} \frac{\partial U}{\partial \theta} \right] \mathbf{X} - \left[\frac{Z}{X^2 + Y^2} \frac{\partial U}{\partial \phi} \right] \mathbf{Y}$$

$$\ddot{Y} = \left[\frac{1}{R} \frac{\partial U}{\partial R} - \frac{Z}{R^2 \sqrt{X^2 + Y^2}} \frac{\partial U}{\partial \theta} \right] Y - \left[\frac{Z}{X^2 + Y^2} \frac{\partial U}{\partial \phi} \right] X$$

$$\ddot{Z} = \frac{1}{R} \left[\frac{\partial U}{\partial R} \right] Z - \frac{\sqrt{X^2 + Y^2}}{R^2} \frac{\partial U}{\partial \theta} \quad (3)$$

여기서 (3) 식에서의 각 성분의 편미분식은 식(4)와 같다.

$$\frac{\partial U}{\partial R} = - \frac{1}{R} \left[\frac{\mu_E}{R} \right] \sum_{n=2}^N \left[\frac{R_E}{R} \right]^n (n+1) \sum_{m=0}^n (C_{n,m} \cos m\phi + S_{n,m} \sin m\phi) P_{n,m}$$

$$\frac{\partial U}{\partial \theta} = \left[\frac{\mu_E}{R} \right] \sum_{n=2}^N \left[\frac{R_E}{R} \right]^n \sum_{m=0}^n (C_{n,m} \cos m\phi + S_{n,m} \sin m\phi) (P_{n,m+1} - m \tan \theta P_{n,m})$$

$$\frac{\partial U}{\partial \phi} = \left[\frac{\mu_E}{R} \right] \sum_{n=2}^N \left[\frac{R_E}{R} \right]^n \sum_{m=0}^n (S_{n,m} \sin m\phi - C_{n,m} \cos m\phi) P_{n,m} \quad (4)$$

식(4)에서 $\sin \phi$ 의 Legendre 함수는 순환공식에 의해 다음과 같이 구한다.

$$P_{n,0} = (1/n) [(2n-1) \sin \theta P_{n-1,0} - (n-1) P_{n-2,0}]$$

$$P_{n,n} = (2n-1) \cos \theta P_{n-1,n-1}$$

$$P_{n,m} = P_{n-2,m} + (2n-1) \cos \theta P_{n-1,n-1}, m=0 \quad (5)$$

여기서, $P_{0,0} = 1$, $P_{1,0} = \sin \theta$, $P_{1,1} = \cos \theta$, $P_{j,i} = 0 (j > i)$ 이다.

위도(Latitude) $\theta = \sin^{-1}(z/R)$ 이며, 경도(Longitude) $\phi = a - a_s$ 이며, 위성의 적경(right ascension) $a = \tan^{-1}(Y/X)$ a_s 는 그리니치 자오선으로부터의 적경이다.

2.3 태양복사압에 의한 섭동력

$$a_{SP} = \gamma P_s \frac{A_p}{m_V} R_i \left[\frac{R - R_s}{R - R_s} \right]^3 \quad (6)$$

여기서, γ 는 위성의 표면반사율, $P_s = 4.4 \times 10^{-3} \text{kg/m}^2 \cdot \text{sec}^2$, R_i 는 태양과 지구까지의 거리(1 A.U 단위), A_p 는 위성의 투영면적이다.

2.4 지구의 대기에 의한 공기저항력에 의한 섭동력
위성에 작용하는 관성좌표계 성분의 대기저항력, a 은 식(7)와 같이 계산된다.

$$a_D = - \frac{C_D A_p}{m_V} \delta(H) |V_{REL}| V_{REL} \quad (7)$$

여기서 C 는 저항계수이며, 그리고 ω_e 를 지구의 평균 각속도라 할때 위성과 대기사이의 상대속도 $V_{REL} = \dot{R} - \omega_e \times R$ 이다.

대기모델 $\delta(H)$ 은 지수함수모델형태나 표준대기모델을 사용하는데 본 연구에서는 표준대기모델³을 사용하였다.

2.5 태양의 인력과 달의 인력에 의한 섭동력

위성에 적용하는 관성좌표계 성분의 태양과 달의 인력 a_s , a_m 은 아래와 같이 표현된다.

$$a_s = \frac{\mu_s}{|R_s - R|^3} (R_s - R) - \frac{\mu_s}{|R_s|^3} R_s \quad (8)$$

$$a_m = \frac{\mu_m}{|R_m - R|^3} (R_m - R) - \frac{\mu_m}{|R_m|^3} R_m \quad (9)$$

여기서, μ = 태양의 중력상수

μ = 달의 중력상수

R_s = 관성좌표계에서 태양의 위치벡터

R_m = 관성좌표계에서 달의 위치벡터

이다.

3. 시스템 방정식과 관측 방정식

3.1 시스템방정식

상태벡터(state vector)는 모든 시간중속 변수들과 위성운동을 유일하게 결정하는 상수파라메타들이며, 위성의 관성좌표계 위치 (R), 위성의 관성좌표계 속도 (\dot{R}) 등을 포함한다. 그때 시스템 상태방정식은

$$\dot{x}(t) = f(x, t) + w(t), \quad x(t_0) = x_0 \quad (10)$$

로 표현하면 $f(x, t)$ 는 다음과 같다.

$$f(x, t) = \begin{bmatrix} \dot{R} \\ \ddot{R} \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} \dot{R} \\ a_{GE} + a_D + a_s + a_m + a_{SP} \end{bmatrix}^T \quad (11)$$

일반적으로 궤도결정문제에서 x_0 는 완전히 알려져 있지 않고 결과적으로 x 의 추정을 위해서 관측이 선행되어야 한다.

3.2 관측 방정식

일반적으로 상태벡터 $x(t)$ 는 직접 관측될 수 없다. 그래서 궤도결정문제는 위성의 운동을 관측함에 의해서 풀려진다. 관측한 실제값은 상태에 대한 비선형 함수이다. 위성을 추적하거나 관측하여 얻어진 데이터는 랜덤 오차(random error)를 항상 수반한다. 랜덤오차는 0-평균을 가지며 분산은 이미 알려져 있는 백색가우시안 잡음이라고 가정한다. 랜덤오차를 수반한 거리와 거리변화율은 각각 관성좌표계에서 아래와 같이 표시된다.

$$\rho = \|R - R_T\| + V\rho \quad (12)$$

$$\dot{\rho} = \frac{(R - R_T) \cdot (\dot{R} - \dot{R}_T)}{\|R - R_T\|} + \dot{V}\rho \quad (13)$$

여기서 $\dot{V}\rho$ 와 $V\rho$ 는 각각 거리와 거리 변화율에 대한 랜덤오차이다.

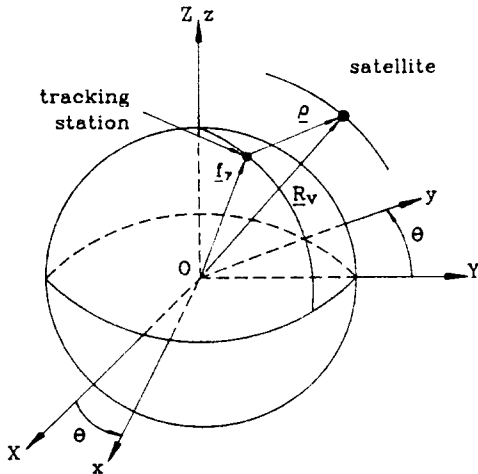


Fig. 2 Satellite observation model

추적소는 지구고정 좌표계의 위치성분으로 표시되었으므로 그림 2에서와 같이 $(R_T)_{xyz} = T(\gamma T_{XYZ})$ 에 의해서 관성좌표계로 좌표변환이 필요하며, 여기서 좌표변환 행렬 T 는 $\theta = \theta_0 + \omega \cdot (t - t_0)$ 의 함수이다.

관측은 항상 특정시점에서 이루어지므로 관측-상태 관계식은 식(14)에서와 같이 이산식(discrete function)으로 표현될 수 있으며 $z(k)$ 는 특정시점 $t(k)$ 에서의 p -관측벡터, $h[x(k), k]$ 는 관측상태를 관련짓는 비선형 방정식, 그리고 $V(k)$ 는 p -벡터의 관측오차인 백색가우시안 잡음이다.

$$z(k) = h[x(k), k] + V(k), \quad k = 1, 2, \dots, \ell \quad (14)$$

여기서 ℓ 은 관측횟수를 의미한다.

4. 궤도예보와 궤도결정

4.1 궤도예보

궤도예보, 위성의 궤도를 구하는 일련의 과정은 뉴턴의 운동방정식의 해를 구하는 작업이다. 이 해를 구하는데는 일반적으로 Cowell의 방법, Encke의 방법, 변수분화방법 등이 사용되는데⁽²⁾, 본 연구에서는 그 해를 간단히 구하고 궤도결정문제와 연결 사용할 때 그 성능이 뛰어난 Cowell의 방법을 사용하였다.

Cowell의 방법은 지구를 점질량으로 가정하였을 때 중심가속도와 각 섭동력을 합산하여 위성이 받는 총 가속도를 2계 미분방정식으로 표현하여 수치적분을 통하여 그 해를 구하는 방법이다⁽⁴⁾.

인공위성의 궤도를 추적, 결정하기 위해서는 그 위성의 궤도요소를 미리 알고 있어야 한다. 위성의 궤도의 형상, 크기, 방향 등을 완전하게 표현하는데 사용되는 그림 3 및 표 2에 표현되어 있는 아래의 파라메타를 궤도요소^(5,9)라고 한다.

- 1) 궤도장반경(Semi-major axis : A)
- 2) 이심률(Eccentricity : E)
- 3) 궤도경사각(Inclination : i)
- 4) 승교점적경(Longitude of the ascending node : Ω)
- 5) 근지점인수(argument of periaispis : w)
- 6) 평균 근점(Mean anomaly : M)

이러한 궤도요소를 가지고 위성의 임의시간(출리안 시점)의 수치적분에 필요한 관성좌표계의 초기치를 알 수 있다.

본 연구는 이러한 과정을 통하여 Cowell의 방법으로 궤도예보를 행하였다.

4.2 궤도결정

칼만필터는 행성의 궤도연구에 주로 이용된 최소자승에 의한 가우스의 추정이론의 반복순환해로써 종래의 बै치모드에 의한 데이터 처리방식을 순차모드로 처리를 가능케 하였으며, 선형시스템을 기초로 하고 있는 칼만필터는 기준해로 부터의 편차를 선형방정식으로 기술하여 비선형문제에 응용하고 있으며 추정이 진행됨에 따라 추정해로써 기준해를 수정하는 것이 확장칼만필터이다⁽⁵⁾. 칼만필터는 통계학적 관점에서 추정오차를 최소화하

는 반면에 확장칼만필터는 비선형모델의 선형화 식을 고려하므로 준최적(suboptimal) 필터이다.

궤도결정문제에 있어서는 연속-이산 필터문제이며 계산과정은 상태의 시간전파(time propagation)와 측정값을 이용한 추정값 개선(measurement update)의 두단계로 나누어진다. 시간전파는 상태변수가 시간에 따라 변화하는 것을 천이행렬등을 이용하여 계산하며, 추정값 개선은 시간전파된 추정값이 모델링 오차등으로 실제값과 차이가 있으므로 관측데이터와 상태변수의 관계를 이용하여 추정값을 수정하는 것이다.

본 연구에서는 실시간 추정기법으로 식(11)과 식(14)을 기본으로 한 확장칼만필터¹¹⁾를 사용하였다.

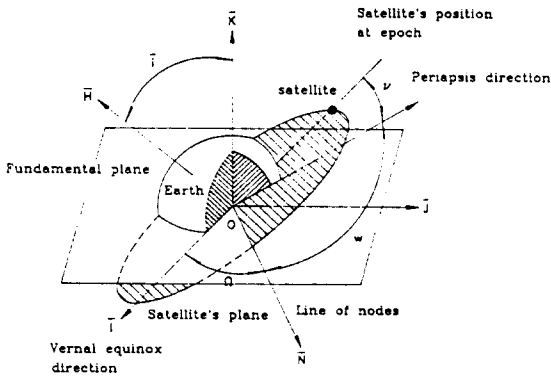


Fig. 3 Orbital elements

5. 시뮬레이션

5.1 위성관측 데이터 및 위성의 특성

시뮬레이션에 사용된 대상 위성인 한국이 보유할 통신위성 무궁화위성의 정보는 아래와 같다.¹³⁾

궤도 중심 : 동경 116 [deg.]

빔중심점 : 동경 127.5[deg.], 북위 36[deg]

(전북 무주근처)

발사시기 : 1995년 4월

운용시기 : 1995년 10월

질량 : 900[Kg]

위성수명 : 10년

아래의 표 1과 표 2에서 시뮬레이션에 사용한 지상추적소의 위치와 무궁화위성의 초기궤도요소의 정보를 표시하였다. 또한 시뮬레이션을 수행하기 위해서 궤도예보와 궤도결정에서의 필터방정식을 수치적분하는데 필요한

위성의 관성좌표계 성분의 초기위치와 속도는 표 3과 같다.

시뮬레이션 초기시점은 위성을 운용시작시점인 1995년 10월 1일이다.

Table 1. Position of ground observation station

관측소 번호	관측소 위치	경도 [deg]	위도 [deg]	고도 [m]
1	금산 위성수신국	127.1229	36.0729	150.0
2	PNU 위성수신국	129.1210	35.2625	50.0
3	Kwjalein 수신국	167.4819	9.3987	26.3

Table 2. Information of the initial orbit parameter to Satellite

궤도요소	단위	수치
궤도장반경	Km	22248.0
이심률		0.
궤도경사각	Deg.	0.
승교점적경	Deg.	0.
근지점인수	Deg.	0.
평균근점	Deg.	103.13

Table 3. Initial position and velocity of the satellite with inertial coordinate

	X	Y	Z
위치 [km]	-34677.490	-23493.033	1.0
속도 [km/sec]	1.3484261	-2.8214915	0.3

5.2 시뮬레이션 결과 및 고찰

지구정지궤도상에서 운동하는 위성의 가속도는 지구의 중심력이 가장 영향을 많이 미치고 그 밖에 섭동력으로서 지구의 비대칭중력장에 의한 가속도, 달의 인력, 태양복사압 그리고 거의 영향이 없는 대기저항력의 순인 것은 많은 연구를 통하여 알려져 있다.²⁾

본 연구에서는 위성의 운동에 따라 위치정보인 경도, 위도의 변화와 섭동력이 궤도요소에 미치는 영향을 그림 4-1에서 그림 4-3에 표현하였다.

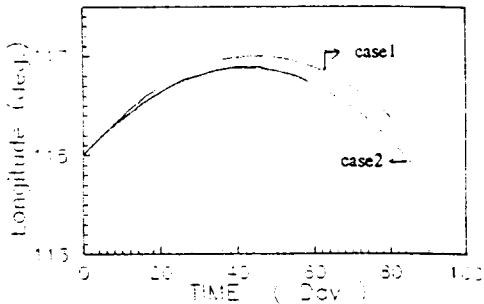
그림 4-1은 시간변화에 따른 경도의 변화로써 식(11)에서의 각각

$$\text{case 1 : } a_{\theta} = (3 \times 3) + a_{\theta} + a_{\rho}$$

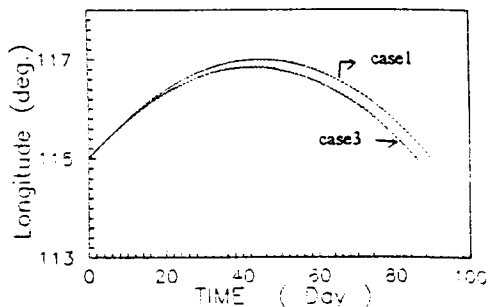
$$\text{case 2 : } a_{\theta} = (3 \times 3) + a_{\theta} + a_{\rho} + a_{\delta}$$

$$\text{case 3 : } a_{\theta} = (3 \times 3) + a_{\theta} + a_{\rho} + a_{\delta} + a_{\omega} \text{ 일 때이다.}$$

지구의 모양은 비구형, 비대칭이므로 중력장의 분포가 경위도에 따라 다르고, 그 분포는 서경 11.5도와 동경 161.5도에서 중력포텐셜이 가장 높고 서경 105도와 동경 75도에서 중력포텐셜이 가장 낮기 때문에 적도상공에 위치한 정지위성의 경우 궤도가 동서로 표류하는 현상이 나타난다는 것이 그림에서와 같이 나타나 있고 무궁화 위성을 대상으로 한 이 결과에서의 그 크기는 전체 섭동력을 모두 고려한 경우에는 초기시점으로부터 약 90일이 경과할 때까지 위도가 약 1도의 편차를 가지고 있다. 따라서 원활한 위성통신을 위한 동서의 위치보전한계가 ± 0.5 도일 경우는 동서위치보전을 위하여 약 15일마다 궤도 제어를 주기적으로 해 주어야 한다는 것을 시뮬레이션 결과에서 알 수 있다.



a) case 1 and case 2



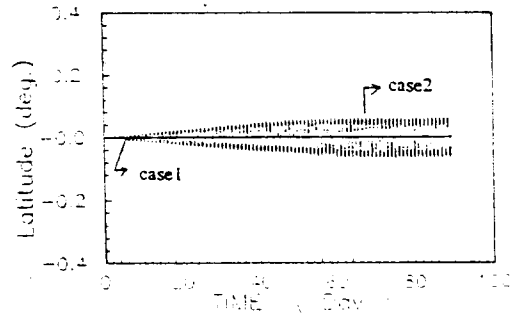
b) case 1 and case 3

Fig. 4-1 Satellite orbital motion (time-longitude)

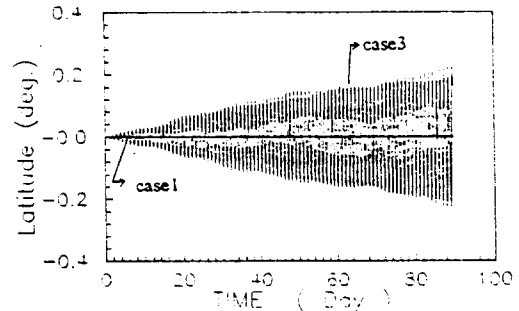
그림 4-2는 시간변화에 따른 위도의 변화로써 그림 4-1의 경우와 마찬가지로의 경우이다.

그림 4-2에서는 그림 4-1과 달리 case 1일때는 위도의 변화가 없다. 나머지 태양의 영향은 시간이 지남에 따라 약 ± 0.04 도의 편차를 가지며, 달의 영향에 의해 경도 변화는 점차 커지고 있음을 볼 수 있다. 이 이유는 지구정지위성은 태양과 달의 위치변화에 따라 궤도경사각이 변화하게 되며 이런 원인으로 위성이 적도를 중

심으로 남북으로 변화하는 현상을 일으킨다. 따라서 원활한 위성통신을 위한 남북의 위치보전한계가 ± 0.1 도일 경우는 약 30일마다의 주기적인 궤도 제어가 필요하다는 것을 알 수 있다.



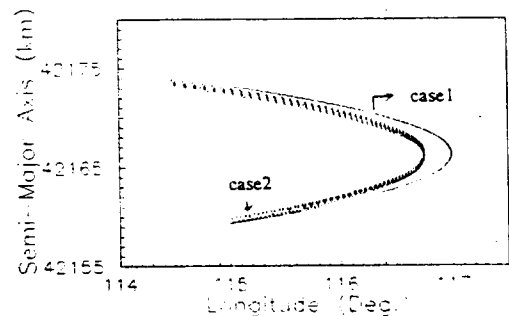
a) case 1 and case 2



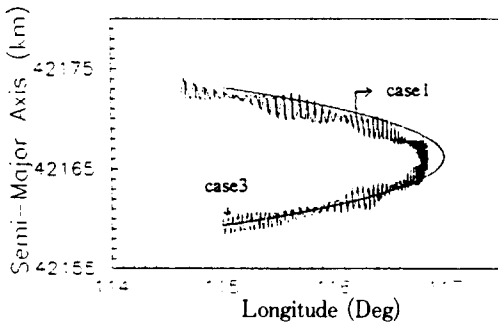
b) case 1 and case 3

Fig. 4-2 Satellite orbital motion (time-latitude)

그림 4-3은 경도의 변화에 따른 궤도요소중 장반경의 변화를 나타낸 것으로 위의 그림과 마찬가지로의 섭동력에 따른 결과이다. 그림의 결과에서와 같이 장반경의 변화는 태양의 영향에 따른 변화는 1일 약 1km의 일정한 편차를 가지고 있으며, 달의 영향을 포함한 경우는 다른 영향보다 더 많은 비 주기적인 편차를 가져오고 있음을 알 수 있다.



a) case 1 and case 2



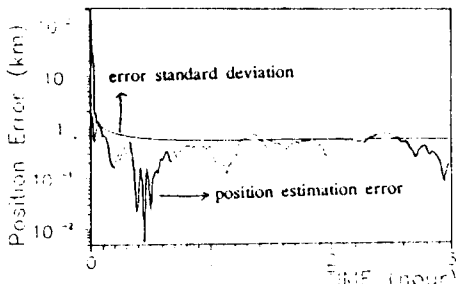
b) case 1 and case 3

Fig. 4-3 Satellite orbital motion (Longitude-Semi Major axis)

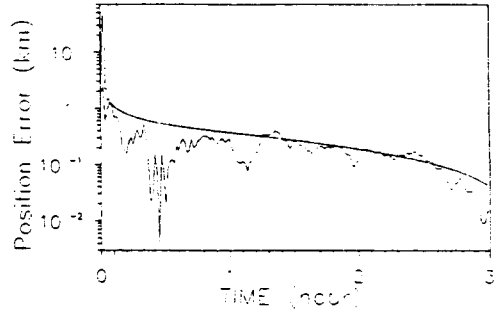
그림 4-4는 확장칼만필터에 의한 실시간 궤도결정의 결과를 나타낸 것이다. 이때 사용된 거리관측데이터에 인가된 잡음은 2m의 표준편차를 갖는 백색 가우시안 잡음이며, 필터에 사용된 잡음과 일치한다. 관측데이터는 60초 간격의 3곳의 지상추적소에서 동시에 추적한 데이터이며, 필터에 사용되는 초기 오차공분산행렬(P_0)은 X, Y으로는 3km, 1km/sec, Z축으로는 2km, 600m/sec의 추정오차를 갖도록 하였다. 또한 시스템 상태잡음 공분산 행(Q)는 1×10^{-5} , 1×10^{-10} 의 값을 위치, 속도의 주대각행렬항에 인가하였다.

수렴하는 필터에서 추정오차에 영향을 미치는 중요한 항은 관측데이터에 인가되는 잡음의 크기이며, 일반적으로 표준편차가 작을수록 수렴의 정도가 높다는 것은 알려져 있다. 2m의 표준편차의 경우에는 그림에서 보는 바와 같이 위치 0.1~1km 이내에서 섭동을 일으키는 가우시안잡음의 형태를 보이고 있으며, 속도 $10^{-4} \sim 10^{-5}$ km/sec 사이에서 심한 섭동을 보이고 있음을 알 수 있다.

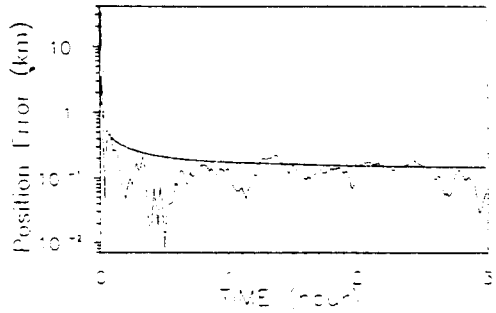
그림의 결과에서와 관측데이터를 처리 할수록 위치와 속도오차항들이 오차표준편차내에서 수렴함을 알 수 있고, 오차 표준편차 역시 수렴함을 알 수 있어 전체적으로 만족스러운 추정결과를 보여주고 있다.



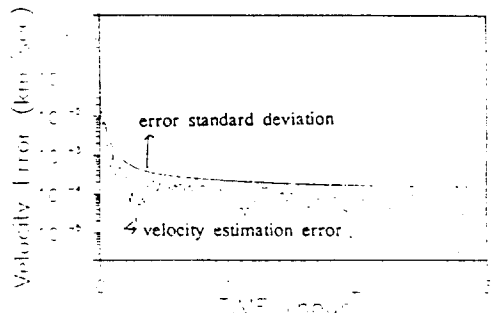
a) position error (x)



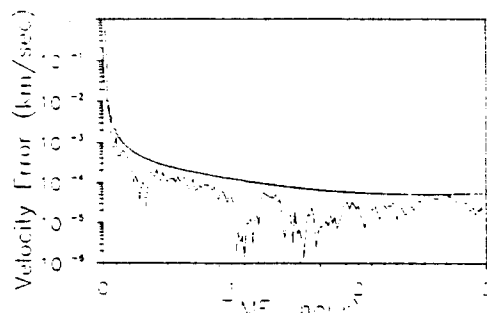
b) position error (y)



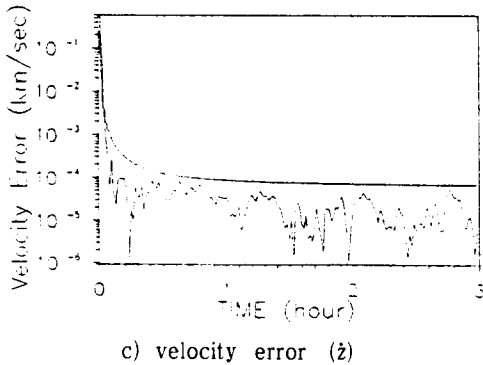
c) position error (z)



d) velocity error (x)



e) velocity error (y)



c) velocity error (z)
 Fig. 4-4 Performance of the Extended Kalman Filter

6. 결 론

본 연구에서는 지구정지궤도상을 선회하고 있는 한국이 보유할 예정인 무궁화 방송통신위성을 대상으로 여러 가지 섭동력(지구의 비대칭중력장에 의한 가속도, 태양 복사압, 태양과 달의 인력, 대기저항)을 고려하여 위성을 모델링한 후, 궤도예보 및 궤도결정을 행하였다.

궤도예보의 시물레이션 결과는 주어진 궤도요소를 가지고서 위성에 미치는 섭동력의 영향에 의하여 발생하는 궤도변화의 형상을 파악할 수 있었으며, 그 결과 필요에 따라 주기적인 궤도제어기와 제어량을 제공할 수 있었다.

궤도결정의 시물레이션 결과는 실시간 궤도결정을 위하여 거리(range) 관측데이터를 처리하여 추정 알고리즘으로 확장칼만필터를 사용하여 적합한 결과 관측데이터를 처리 할수록 각 위치 및 속도오차항들이 예측된 오차표준편차내에서 수렴함을 알 수 있어서 만족스러운 추정결과를 보여 주었으며, 실제 위성운용상황에서 예측되지 않는 현상에 의해 궤도이탈 등의 문제에서도 제어를 가능하게 하는 요인을 제공할 수 있었다.

전체적으로 이러한 궤도예보 및 궤도결정알고리즘은 향후 위성운용중에서 지상추적시스템의 운용에 있어 많은 기초적인 자료를 제공할 수 있을 것으로 사료된다.

추후 연구방향은 실제 위성추적시스템에 확장칼만필터를 사용했을 때 컴퓨터의 유효숫자 및 초기 상태오차분산행렬을 잘못 정했을 경우등에서 추정결과가 발산할 경우가 있으며, 따라서 위성의 시스템에 따라 계산정밀도를 높여주고 발산을 방지하기 위하여 분해기법⁽⁷⁾⁽¹²⁾이

나 비선형추정기법 등의 추정기법의 연구가 필요할 것으로 생각된다.

참고문헌

- 1) 노오현, 이장규외, "위성발사체 시물레이션 연구 I", 최종 보고서, 과학 기술처, 1991.
- 2) 김천휘외, "인공위성 궤도의 추적과 예보의 기술개발에 관한 연구 III", 최종보고서, 과학 기술처, 1989.
- 3) M.L. William, The Orbital BET Program, LRBET4, NASA, 1984.
- 4) J.H. Kwok, The Artificial Satellite Analysis Program, ASAP, NASA, 1987.
- 5) Peter S. Maybeck, Stochastic Models, Estimation, and Control Vol II, Academic Press, 1982.
- 6) Frank L. Lewis, Optimal Estimation, John Wiley & Sons Press, 1986.
- 7) Gerald J. Bierman, Factorization Methods for Discrete Sequential Estimation, Academic Press, 1977.
- 8) M.H. Kaplan, Modern Spacecraft Dynamic & Control, John Willey & Sons Inc., New York, 1976.
- 9) R. R. Bate, D. D. Mueller & T. E. White, Fundamentals of Astrodynamics, Dover Publications Inc., 1971.
- 10) R. Kolenkiewicz & A. J. Fuchs "An Overview of Earth Satellite Orbit Determination", Advances in the Astronautical Science, Vol. 40, 1979.
- 11) J. R. Roal, N. K. Sinha, "On The Orbit Determination Problem", IEEE Transaction on Aerospace and Electronics System, Vol. AES-21, No. 3, pp. 274-291, MAY, 1985.
- 12) Boden, Daryl Gene, "A Comparision Nonlinear Filters for Orbit Determination and Estimation", Ph.D. Dissertation, University of Illinois, 1986.
- 13) 한국 전자통신 연구소 위성사업 본부 팜플렛, "무궁화 위성을 위한 위성통신 기술 개발", 1992. 2