

무궁화위성의 궤도결정

°박 수홍* , 조 겸래 *

* 부산대학교 항공우주공학과

Orbit Determination of Moogunghwa Satellite

°Park Soo Hong, Cho Kyeum Rae

Pusan National University. Department of Aerospace

- 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 geopotential term, lunar and solar gravity, drag force of the atmosphere, and solar radiation pressure was investigated. Cowell's method is used for orbit prediction. Orbit determination was performed by using EKF which is suitable for real-time orbit determination.

The result shows that the characteristics of the satellite orbit has 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

한국에서도 92년 8월에 과학위성인 우리별 1호의 운용중에 있으며, 95년 10월에는 방송통신위성인 무궁화위성을 운용할 예정이다. 위성의 운용에서는 주어진 위성궤도상에서 임무에 부합되는 궤도 및 자세를 유지[15]하여야 하며, 이러한 궤도를 유지하는데는 궤도결정이 필수적이다. 일반적으로 발사된 위성은 우주 공간상에서 위성에 미치는 여러가지 섭동(Perturbation)에 의해 궤도요소가 조금씩 변화하며, 따라서 일정한 시기, 혹은 예측치 못한 외란이 작용하여 위성의 궤도이탈현상이 발생할 때 위성의 위치를 본래 궤도로 옮겨 주는 궤도제어문제에서 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 파라미터를 얻는 과정이다.[13]

이러한 궤도결정 문제에서 관측데이터는 항상 오차를 수반하기 때문에 이 오차를 최소화하는 추정 문제이며, 이러한 연구는 구미 선진국에서는 18세기경 가우스의 최소자승법으로부터 1960년대 칼만필터를 기초로 하여 많은 발전을 하여 지구근방위성뿐만 아니라 태양계의 특성 탐사위성등의 실제적인 문제에 적용되

고 있다[9,10]. 본 연구는 95년도 한국이 보유할 무궁화 통신 위성을 대상으로 운용시점에 따른 궤도시뮬레이션을 행하였다.

궤도예보에서는 알려져 있는 무궁화위성의 정보로부터 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, 궤도예보에서는 위성에 영향을 미치는 섭동력의 파악 및 표류(drift)현상에 따른 궤도특성을 파악하여 위치보전(station keeping)에 따른 주기적인 제어시기 및 제어량을 제공할 수 있었으며, 궤도결정에서는 추정결과 위치성분과 속도성분의 오차 및 상태 표준편차로부터 추정결과의 유용성을 살펴보았다.

2. 다이내믹 모델

인공위성은 케플러 궤도를 기준으로 하여 불규칙적인 궤도운동을 하고 있다. 이러한 궤도변화는 지구 중심력의 외 다른 여러가지 힘, 즉 섭동력이 인공위성에 작용하고 있기 때문에 생겨난다. 따라서 인공위성의 궤도를 정확하게 예측하기 위해서는 인공위성의 궤도에 미치는 여러가지 섭동력을 고려하여야 한다.

위성운동의 기준좌표계는 지구중심에 원점을 두고 있으며 X-Y 평면을 지구 적도면에 두고 있고, Y축과 Z축은 각각 춘분점과 지구 북극점을 향하는 그림 1 과 같은 관성좌표계이다. 지구중심을 선회하는 위성의 운동방정식은 뉴턴역학에 의해 구하여지며 본 연구에서 고려된 섭동력은 아래와 같다. [14]

- 1) 지구의 비대칭 중력장 (a_{GE})
- 2) 태양과 달의 인력 (a_S, a_M)
- 3) 태양의 복사압 (a_{SP})
- 4) 지구의 대기에 의한 공기저항력 (a_D)

3. 시스템 방정식과 관측 방정식

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

$$\dot{x}(t) = f(x, t) + w(t), \quad x(t_0) = x_0 \quad (1)$$

로 표현하면 $f(x, t)$ 는 다음식과 같다.

$$f(x, t) = \begin{bmatrix} \dot{R} \\ \dot{R} \end{bmatrix}^T \\ = \begin{bmatrix} \dot{R} \\ a_{GE} + a_D + a_S + a_M + a_{EP} \end{bmatrix}^T \quad (2)$$

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 랜덤오차(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.

$$\rho = \|R - R_T\| + V_D \quad (3)$$

$$\dot{\rho} = \frac{(R - R_T) \cdot (\dot{R} - \dot{R}_T)}{\|R - R_T\|} + \dot{V}_D \quad (4)$$

여기서 V_D 와 \dot{V}_D 는 각각 거리와 거리 변화율에 대한 랜덤오차이다. 추적소는 지구고정 좌표계의 위치성분으로 표시되었으므로 그림.2 에서와 같이 $(R_T)_{XYZ} = T (r_T)_{xyz}$ 의 해를 관성좌표계로의 좌표변환이 필요하며, 여기서 좌표변환 행렬 T 는 $\theta = \theta_0 + \omega_E(t - t_0)$ 의 함수이다.

관측은 항상 특정시점에서 이루어지므로 관측-상태 관계식은 식(5)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.

$$z(k) = h[x(k), k] + V(k), \quad k = 1, 2, \dots, \ell \quad (5)$$

여기서 ℓ 는 관측횟수를 의미한다.

4. 궤도예보와 궤도결정

4.1 궤도예보

궤도예보, 위성의 궤도를 구하는 일련의 과정은 뉴턴의 운동방정식의 해를 구하는 작업이며, 본 연구에 사용된 Cowell의 방법은 지구를 점질량으로 가정하였을 때 중심가속도와 각 섭동력을 합산하여 위성이 받는 총 가속도를 2계 미분방정식으로 표현하여 수치적분을 통하여 그 해를 구하는 방법이다.[4] 위성의 궤도의 형상, 크기, 방향등을 완전하게 표현하는데 사용되는 그림.3 및 표.2에 표현되어 있는 파라메타를 궤도요소[7,8]이다.

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

4.2 궤도결정

칼만필터는 행성의 궤도연구에 주로 이용된 최소자승에 의한 가우스의 추정이론의 반복순환해로써 종래의 맷치모드에 의한 데이터 처리방식을 순차모드로처리를 가능케 하였으며, 선형시스템을 기초로 하고 있는 칼만필터는 기준해로부터의 편차를 선형방정식으로 기술하여 비선형문제에 응용하고 있으며 추정이 진행됨에 따라 추정해로써 기준해를 수정하는 것이 확장칼만필터이다.

궤도결정문제에 있어서는 연속-이산 필터문제이며 계산과정은 상태의 시간전파(time propagation)와 측정값을 이용한 추정값 개선(measurement update)의 두단계로 나누어 진다. 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(1)- 식(5)을 기본으로 한 확장칼만필터[1]를 사용하였다.

5. 시뮬레이션

5.1 위성관측 데이터 및 위성의 특성

시뮬레이션에 사용된 대상 위성인 한국이 보유할 통신위성 무궁화위성의 정보는 아래와 같다.[11]

궤도 중심 : 동경 116 [deg.]

빔 중심점 : 동경 127.5 [deg.], 북위 36 [deg]

아래의 표.1 과 표.2 에서 시뮬레이션에 사용한 지상추적소의 위치와 무궁화위성의 초기궤도요소의 정보를 표시하였다. 또한 시뮬레이션을 수행하기 위해서 궤도예보와 궤도결정에서의 필터방정식을 수치적분하는데 필요한 위성의 관성좌표계 성분의 초기 위치와 속도는 표.3 과 같다. 시뮬레이션 초기시점은 위성을 운용시작시점인 1995년 10월 1일 이다.

5.2 시뮬레이션 결과및 고찰

그림.4-1은 시간변화에 따른 경도의 변화로써 식(11)에서의 각각

case1: $a_{GE}(3X3) + a_D + a_{EP}$.

case2: $a_{GE}(3X3) + a_D + a_{EP} + a_S$.

case3: $a_{GE}(3X3) + a_D + a_{EP} + a_S + a_M$ 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 + 0.5도일 경우는 동서위치보전을 위하여 약 15일마다 궤도 제어를 주기적으로 해 주어야 한다는 것을 시뮬레이션 결과에서 알 수 있다.

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

그림.4-2에서는 그림 4-1과 달리 case1일때는 위도의 변화가 없다. 나머지 태양의 영향은 시간이 지남에 따라 약 + 0.04도의 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 중심으로 남북으로 변화하는 현상을 일으킨다. 따라서 원

활한 위성통신을 위한 남북의 위치보전한계가 + 0.1도일 경우는 약 30일마다의 주기적인 궤도 재어가 필요로 하다는 것을 알 수 있다.

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 1 km의 일정한 편차를 가지고 있으며, 달의 영향을 포함한 경우는 다른 영향보다 더 많은 비 주기적인 편차를 가져 오고 있음을 알 수 있다.

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)는 X, Y축으로는 3km, 1km/sec, Z축으로는 2km, 600 m/sec의 추정오차를 갖도록 하였다. 또한 시스템 상태잡음 공분산 행렬(Q)는 1×10^{-6} , 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 $10^{-4}-10^{-6}$ km/sec 사이에서 심한 섭동을 보이고 있음을 알 수 있다. 그림의 결과에서와 같이 관측데이터를 처리 할수록 위치와 속도오차항들이 오차표준편차내에서 수렴함을 알 수 있고, 오차 표준편차 역시 수렴함을 알 수 있어 전체적으로 만족스러운 추정결과를 보여 주고 있다.

6. 결론

본 연구에서는 지구정지궤도상을 선회하고 있는 한국이 보유 할 예정인 무궁화 방송통신위성을 대상으로 여러가지 섭동력(지구의 비대칭중력장에 의한 가속도, 태양복사압, 태양과 달의 인력, 대기저항)을 고려하여 위성을 모델링한 후, 궤도예보 및 궤도결정을 행하였다.

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

궤도결정의 시뮬레이션 결과는 실시간 궤도결정을 위하여 거리(range) 관측데이터를 처리하여 추정 알고리즘으로 확장칼만 필터를 사용하여 적용한 결과 관측데이터를 처리 할수록 각 위치 및 속도오차항들이 예측된 오차표준편차내에서 수렴함을 알 수 있어서 만족스러운 추정결과를 보여 주었다.

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

7. 참고문헌

- [1] 노오현, 이장규, 조경래 외, "위성발사체 시뮬레이션 연구(1)", 최종 보고서, 과학 기술처, 1991.
- [2] 김천희 외, "인공위성 궤도의 추적과 예보의 기술개발에 관한 연구(111)", 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] M.H.Kaplan, *Modern Spacecraft Dynamic & Control*, John Wiley & Sons Inc., New York, 1976.
- [8] R. R. Bate, D. D. Mueller & T. E. White, *Fundamentals of Astro-dynamics*, Dover Publications Inc., 1971.
- [9] R. kolenkiewicz & A. J. Fuchs, "An Overview of Earth Satellite Orbit Determination", *Advances in the Astronautical Science*, Vol.40, Ptl, 1979.
- [10] 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.
- [11] 한국 전자통신 연구소 위성사업 본부 팜플렛, "무궁화 위성을 위한 위성통신 기술 개발", 1992.2
- [12] 박수홍, 최철환, 조경래, "위성의 궤도결정을 위한 추정기법(1)", *한국 항공우주학회지*, Vol 2, 1990
- [13] 박수홍, 조경래, "확장칼만필터와 스무딩필터를 이용한 위성의 궤도결정", *한국 항공우주학회지*, Vol 4, 1990
- [14] 박수홍, 조경래, "통신위성에 미치는 섭동력의 영향평가 및 궤도결정", *한국 정밀공학회*, 제 9권 3호, 1992
- [15] 박수홍, 조운철, 조경래, "가변구조제어기를 이용한 인공위성의 자세제어", *한국 항공우주학회지*, Vol 1, 1991

표 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 | Kwajalein 수신국 | 167.4819 | 9.3987 | 26.3 |

표 2. Information of the initial orbit parameter to Satellite

| 궤도요소 | 단위 | 수치 |
|-------|------|----------|
| 궤도장반경 | Km | 42159.34 |
| 이심률 | | 0. |
| 궤도경사각 | Deg. | 0. |
| 승교점경계 | Deg. | 0. |
| 근지점인수 | Deg. | 0. |
| 평균 근점 | Deg. | 214.65 |

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

| | X | Y | Z |
|-------------|-----------|------------|-----|
| 위치 [km] | -34677.49 | -23973.03 | 1.0 |
| 속도 [km/sec] | 1.3484261 | -2.8214915 | 0.3 |

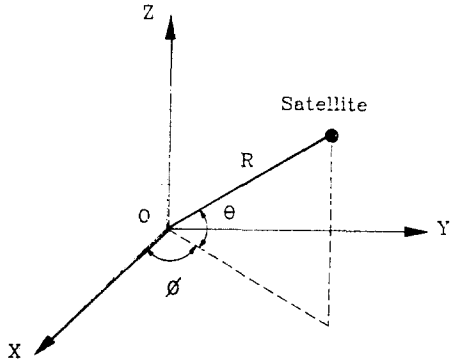


그림.1 Inertial coordinate and earth-spherical coordinate.

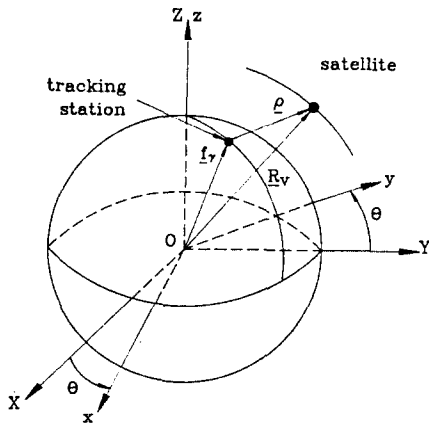


그림.2 Satellite observation model

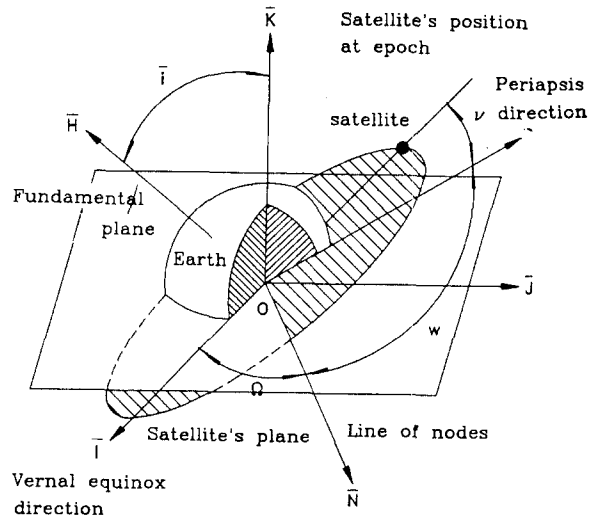
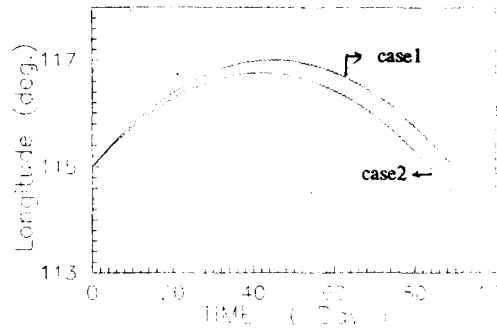
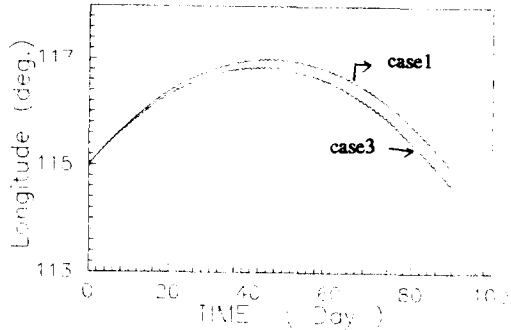


그림.3 Orbital elements

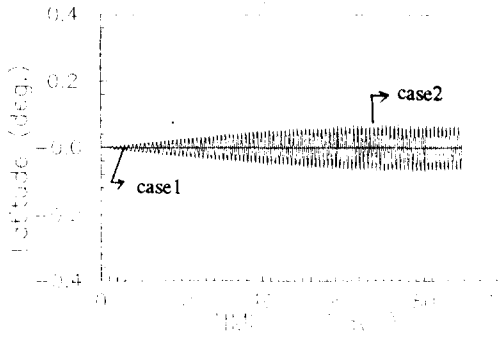


a) case1: $a_{CE}+a_D+a_{sp}$, case2: $a_{CE}+a_D+a_{sp}+a_S$

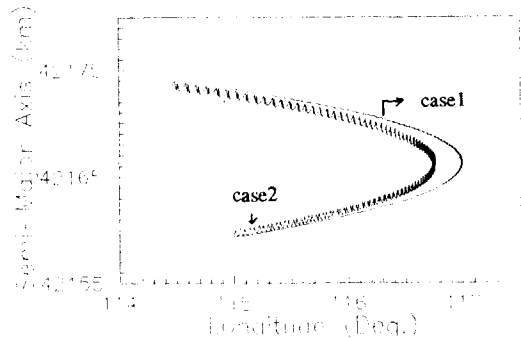


b) case1: $a_{CE}+a_D+a_{sp}$, case3: $a_{CE}+a_D+a_{sp}+a_S+a_M$

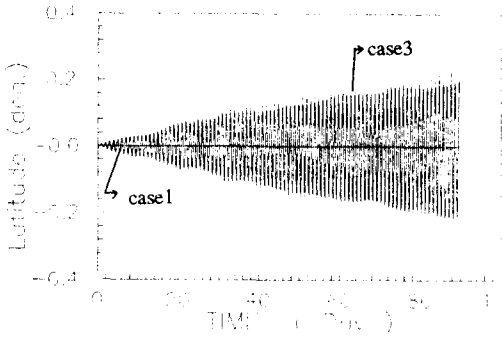
그림.4-1 Satellite orbital motion (time-longitude)



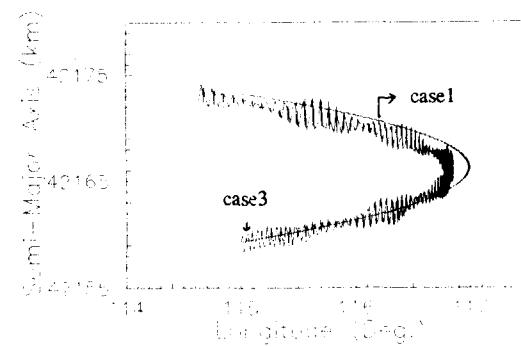
a) case1: $a_{CE}+a_D+a_{sp}$, case2: $a_{CE}+a_D+a_{sp}+a_S$



a) case1: $a_{CE}+a_D+a_{sp}$, case2: $a_{CE}+a_D+a_{sp}+a_S$



b) case1: $a_{CE}+a_D+a_{sp}$, case3: $a_{CE}+a_D+a_{sp}+a_S+a_M$



b) case1: $a_{CE}+a_D+a_{sp}$, case3: $a_{CE}+a_D+a_{sp}+a_S+a_M$

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

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

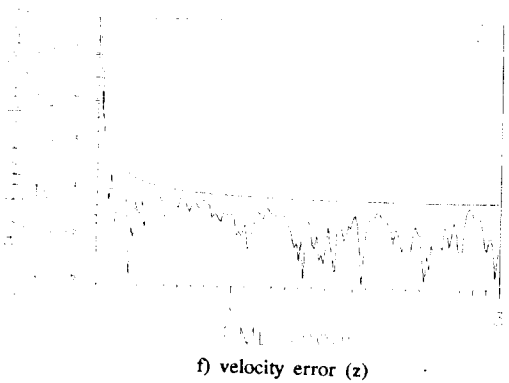
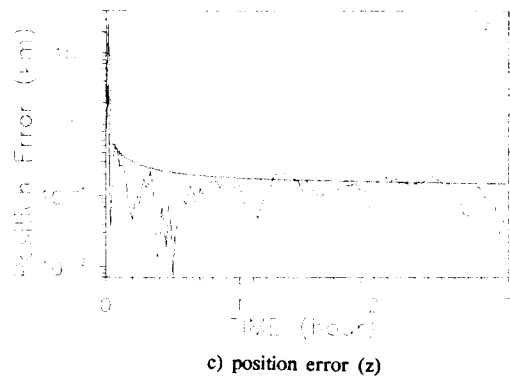
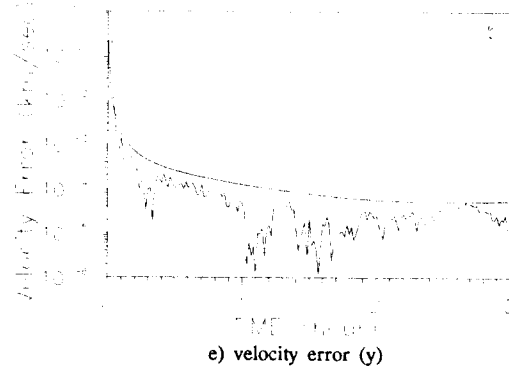
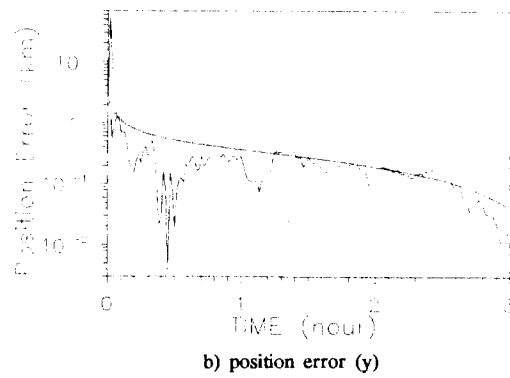
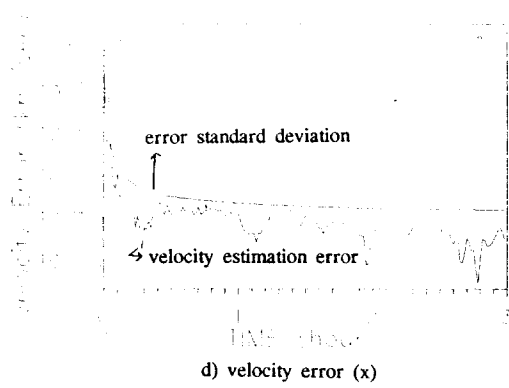
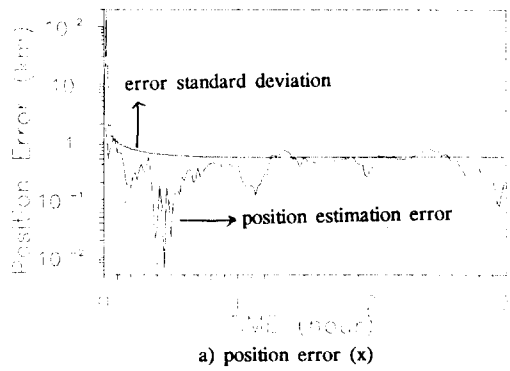


그림.4-4 Performance of the Extended Kalman Filter