

인공위성 궤도결정을 위한 추정기법

박 수홍*, 최 철환*, 조 겸래**

* 부산대학교 대학원 ** 부산대학교 항공우주공학과

Estimation Technique for Artificial Satellite Orbit Determination

S. H. Park*, C.H. Choi*, K. R. Cho**

* Graduate school of Pusan ** Dept. of Aerospace Eng.

National University

Pusan National University

ABSTRACT

For satellite orbit determination, a satellite (K-3H) which is affected by the earth's gravitational field and the earth's atmospheric drag, the sun, and the moon is chosen as a dynamic model. The state vector include orbit parameters, uncertain parameters associated with perturbations and tracking stations. These perturbations include gravitational constant, atmospheric drag, and jonal harmonics due to the earth nonsphericity.

Early orbit was obtained with given the predicted orbital parameter of the satellite. And orbit determination, which is applied to Extended Kalman Filter(EKF) for real time implementation, use the observation data which is given by satellite tracking radar system and then orbit estimation is accomplished.

As a result, extended sequential estimation algorithm has a fast convergence and also indicate effectiveness for real time operation.

1. 서론

인공위성은 여러가지 목적을 위하여 발사되며 그 위성의 목적에 제일 적합한 궤도가 선정되며, 그 목적에 필요한 궤도에 진입된 위성은 목적을 수행하는데 필요한 범위의 궤도로 유지하여야 한다. 즉, 위성이 발사되어 최종적으로 주어진 임무에 적합한 목적궤도 진입한 이후에도 우주 공간상에서 위성에 미치는 여러가지 섭동(Perturbation)에 의해 궤도요소가 조금씩 변하는 경우에는 일정한 시기마다 위성의 위치를 본래 궤도로 옮겨 주어야 한다. 이러한 궤도제어를 성공적으로 수행하기 위해서 추적설비에서 궤도데이터를 이용하여 궤도를 결정하는 것이 선행되어야 한다.

인공위성을 추적하고 제어하기 위해서 지상추적소에는 인공위성을 관측할 수 있는 시설뿐만 아니라 관측자료로 부터 궤도를 결정 분석하여 원하는 궤도로 변경할 수 있는 추적관제는 우주과학기술의 가장 기본이 되는 분야중의 하나이다. 추적관제의 임무는 인공위성의 운동을 관측하고 운동방정식을 풀고(궤도, 자세의 결정) 궤도, 자세의 제어를 계획하는 것(위성의 운동역학)과 위성의 기능, 성능 사항을 관측하고 필요에 따라 위성의 상태를 제어하기 위하여 지령을 위성으로 송신하는 것을 포함한다. 추적관제에서 위성의 궤도결정이란 궤도상에서 운동하고 있는 위성의 관측량을 기초로 하여 위성의 운동을 규명화 시키는 상태 및 파라메타를 얻는 과정이다. 관측량은 항상 오차를 가지고 있기 때문에 이 오차를 최소화하는 추정의 문제이며, 이러한 궤도결정 문제는 1795년 가우스의 최소자승법으로부터 1960년대 칼만에 의해 순차추정으로 처리되는 등의 수치적 안정과 정확한 추정을 위하여 많은 발전을 하여 왔다.

위성체의 정확한 궤도를 알기 위한 궤도 결정 문제에서의 일반적으로 중요한 부분은 시스템 모델, 관측시스템, 추정기법 등이다[1][2].

본 연구는 과학위성 발사체인 M-3H-3호기[3]의 위성을 목표궤도에 투입한 다음 순간부터를 대상으로 하며, 여러 섭동력의 영향을 받는 위성을 시스템 모델로 선정하고, 지상의 레이다 시스템을 관측 시스템으로 하고, 주어진 궤도요소를 기초로 하여 Cowell의 섭동력의 수치적분동을 이용하여 예비궤도를 구하고, 실시간 궤도결정을 위하여 레이다 관측시스템의 관측 데이터로부터 확장칼만필터를 사용하여 궤도추정을 행하였다.

2. 위성의 동역학적 모델

2.1 동역학적 모델

지구우위를 선회하는 인공위성은 시간에 따라 그 위치가 변화하므로 위성의 원활한 궤도 조정을 위하여서는 위성의 궤도를 결정함으로써 궤도요소를 파악하고 그 위치를 예측할 수 있다. 이러한 일은 위성의 궤도에 영향을 주는 힘들의 역학적인 모델을 설정하고 그에 따른 운동방정식의 해를 구함으로써 가능하다. 인공위성은 지구와의 2체 문제를 케플러 궤도를 기준으로 하여 불규칙적인 궤도운동을 하고 있다. 이러한 궤도변화는 지구 중심력 이외 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) 지구의 대기에 의한 공기저항력

인공위성에 미치는 이와 같은 섭동력은 인공위성의 일부궤도(고도)에 따라 영향력이 달라진다. 따라서 고도에 따른 섭동력의 효과에 대한 평가가 우선되어야만 궤도결정을 원활히 할 수 있다.

위성운동의 기준좌표계는 지구중심에 원점을 두고 있으며 X-Y평면을 지구 적도면에 두고 있고, X축과 Z축은 각각 춘분점(vernal equinox)과 지구 북극점을 향하는 관성좌표계이다. 중심체에 대한 궤도상의 위성운동을 지배하는 방정식은 뉴우턴역학으로부터 위성을 입자(particle)로 가정한 두 물체간 문제(two-body problem)로 다음과 같이 표현될 수 있다.

즉, 위성의 관성좌표계 성분으로 운동방정식을 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}\ddot{X} &= \ddot{X}_v = -\mu X / Rv^3 + \text{perturbations} \\ \ddot{Y} &= \ddot{Y}_v = -\mu Y / Rv^3 + \text{perturbations} \\ \ddot{Z} &= \ddot{Z}_v = -\mu Z / Rv^3 + \text{perturbations}\end{aligned}\quad (1)$$

여기서, $Rv = \sqrt{Xv^2 + Yv^2 + Zv^2}$ 으로서 중심체로부터 측정된 위성의 위치벡터이며, μ 는 중력상수이다. perturbation은 중심체 중력의 비대칭성분과 대기저항력과 제 3의 물체에 의한 인력등이 있다.

2.2 지구의 비대칭 중력장에 의한 섭동력

지구의 편평함(oblateness)을 고려한 외관가속도를 포함시킨 지구비대칭 중력가속도는 아래와 같이 표현된다.

$$a_{CE} = \nabla U$$

일반적인 비대칭중력 포텐셜 함수는 식(2)와 같다[4].

$$U = -\frac{\mu E}{R} \left\{ 1 + \sum_{n=1}^{\infty} \left[\left(\frac{R_E}{R} \right)^n C_{n0} P_n(\sin\theta) + \sum_{m=1}^n \left(\frac{R_E}{R} \right)^n P_{nm}(\sin\theta) (C_{nm} \cos m\phi + S_{nm} \sin m\phi) \right] \right\} \quad (2)$$

여기서, R_E : 중력척도 반경

C_{n0} : zonal harmonic coefficients

C_{nm}, S_{nm} : tesseral harmonic coefficients

P_{nm} : Legendre polynomials

지구의 비대칭 중력장에 의한 섭동력은 관성좌표계 성분으로 표시하면 아래와 같다.

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

식 (3)에서의 비대칭중력장의 각 성분의 편미분식은 식(4)와 같다.

$$\begin{aligned}\frac{\partial U}{\partial R} &= -\frac{1}{R} \left[\frac{\mu E}{R} \right] \sum_{n=2}^N \left[\frac{R_E}{R} \right]^n (n+1) \\ &\quad \cdot \sum_{m=0}^n (C_{nm} \cos m\phi + S_{nm} \sin m\phi) P_{nm} \\ \frac{\partial U}{\partial \theta} &= \left[\frac{\mu E}{R} \right] \sum_{n=2}^N \left[\frac{R_E}{R} \right]^n \\ &\quad \cdot \sum_{m=0}^n (C_{nm} \cos m\phi + S_{nm} \sin m\phi) (P_{n,m+1} - m \tan\theta P_{nm}) \\ \frac{\partial U}{\partial \phi} &= \left[\frac{\mu E}{R} \right] \sum_{n=2}^N \left[\frac{R_E}{R} \right]^n \\ &\quad \cdot \sum_{m=0}^n (S_{nm} \sin m\phi - C_{nm} \cos m\phi) P_{nm}\end{aligned}\quad (4)$$

위의 $\sin\theta$ 의 Legendre 함수는 순환공식에 의해 다음과 같이 구하여진다.

$$\begin{aligned}P_{n0} &= (1/n) [(2n-1) \sin\theta P_{n-10} - (n-1) P_{n-20}] \\ P_{nn} &= (2n-1) \cos\theta P_{n-1,n-1} \\ P_{nm} &= P_{n-2,m} + (2n-1) \cos\theta P_{m-1,n-1}, m \neq 0\end{aligned}\quad (5)$$

여기서, $P_{00}=1, P_{10} = \sin\theta, P_{11} = \cos\theta$

$P_{ij} = 0 (j > i)$ 이다.

위도 (Latitude) $\theta = \sin^{-1}(z/R)$ 이며,

경도 (Longitude) $\phi = \alpha - \alpha_g$ 이며,

위성의 적경(right ascension) $\alpha = \tan^{-1}(Y/X)$,
 α_s 는 그리니치 자오선으로 부터의 적경이다.

2.3 태양의 인력과 달의 인력에 의한 섭동력

태양과 달은 비교적 짧은 기간에서는 관성공간에 고정된 입자(particle) 로써 가정할 수 있으며 그때 태양과 달의 인력은 아래와 같이 표현된다.

$$a_s = \frac{\mu_s}{\|R_s - R_V\|^3} (R_s - R_V) - \frac{\mu_s}{\|R_s\|^3} R_s \quad (6)$$

$$a_M = \frac{\mu_M}{\|R_M - R_V\|^3} (R_M - R_V) - \frac{\mu_M}{\|R_M\|^3} R_M \quad (7)$$

여기서, μ_s = 태양의 중력상수

μ_M = 달의 중력상수

R_s = 관성좌표계에서 태양의 위치벡터

R_M = 관성좌표계에서 달의 위치벡터

이다.

2.4 지구의 대기에 의한 공기저항력에 의한 섭동력

위성에 작용하는 관성좌표계 성분의 대기저항력, a_D 은 식(8)와 같이 계산된다.

$$a_D = - \frac{C_D A_P}{mV} \delta(H) \|V_{REL}\| V_{REL} \quad (8)$$

여기서 C_D 는 저항계수, A_P 는 위성의 투영면적이다. 그리고 ω_E 를 지구의 평균각속도라 할때 위성과 대기사이의 상대속도 $V_{REL} = \dot{R}_V - \omega_E \times R_V$ 이다.

대기를 국소적인 지수함수모델로써, 그리고 역의 높이척도 β 를 기준고도, H_0 부근에서 상수로써 고려할 때 대기밀도 δ 는 아래와 같이 계산된다.

$$\delta(H) = \delta_0 \text{EXP}[-\beta(H-H_0)] \quad (9)$$

여기서 δ_0 는 H_0 에서 평균 대기밀도이며 H 는 식(10)에서 계산되는 고도이다.

$$H = \left[1 - \frac{R_E(1-e)}{\sqrt{(1-e)^2(X_V^2 + Y_V^2) + Z_V^2}} \right] \|R_V\| \quad (10)$$

여기서 e 는 지구타원체의 타원율(ellipticity)이다.

3. 시스템방정식과 관측방정식

3.1 시스템방정식

상태벡터(state vector)는 모든 시간종속 변수들과 위성운동을 유일하게 결정하는 상수파라메타들이며, 위성의 관성좌표계 위치 (R_V), 위성의 관성좌표계 속도 (\dot{R}_V), 운동방정식을 구성하는 불확실한 파라메타로써 추정과정에서 추정되어야 할 상수(a)와 추적소의 지구고정좌표계 위치(r_T)등을 포함한다. 그때 시스템 상태방정식은

$$\dot{x}(t) = f(x, t), \quad x(t_0) = x_0 \quad (11)$$

로 표현하면 $f(X, t)$ 는 다음식과 같다.

$$f(X, t) = \begin{bmatrix} \dot{R}_V & \ddot{R}_V & a & r_T \end{bmatrix}^T \\ = \begin{bmatrix} \dot{R}_V & a_{CE} + a_D + a_s + a_M & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (12)$$

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

3.2 관측 상태방정식

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 있다고 가정한다. 랜덤오차를 수반한 거리와 거리변화율은 각각 관성좌표계에서 아래와 같이 표시된다.

$$\rho = \|R_V - R_T\| + V\rho \quad (13)$$

$$\dot{\rho} = \frac{(R_V - R_T) \cdot (R_V - R_T)}{\|R_V - R_T\|} + V\dot{\rho} \quad (14)$$

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

상태벡터를 정의할 때 추적소가 지구고정 좌표계의 위치성분으로 표시되었으므로 $(R_T)_{XYZ} = T (r_T)_{xyz}$ 에 의해서 관성좌표계로의 좌표변환이 필요하며, 여기서 T 는 $\theta = \theta_0 + \omega_E(t - t_0)$ 의 함수이다. 관측은 항상 특정시점에서 이루어지므로 관측-상태 관계식은 식(15)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 관측오차이다.

$$z(k) = h[x(k), k] + V(k), \quad k = 1, 2, \dots, \ell \quad (15)$$

여기서 ℓ 은 관측횟수를 의미한다.

4. 필터 방정식

칼만필터는 행성의 궤도연구에 주로 이용된 최소사승에 의한 가우스의 추정이론의 반복순환태로써 종래의 맷치모드에 의한 데이터 처리방식을 순차모드로 처리를 가능케 하였으며 알고리즘이 단순하며 디지털 컴퓨터 실현이 매우 쉽기 때문에 컴퓨터가 발달한 오늘날 광범위하게 사용되고 있다. 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 두 단계로 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[5][6].

이런 과정을 통하여 설정된 공칭궤도를 따라 수치적분하고 관측데이터를 만나는 시점에서 개선된 추정치로써 공칭궤도를 수정한다. 이러한 모드에 의한 계산은 선형화의 오차를 최소화할 수 있는 반복순환구조이며, 위성의 궤도결정을 위한 실시간 추정기법에 효과적으로 사용되고 있다[4].

5. 시뮬레이션 및 결과

5.1 위성관측 데이터 및 위성의 특성

위성의 궤도결정을 위한 지상추적장치로 사용되는 것은 도플러 추적설비, 거리 및 거리변화율설비 등이다. 위성의 발신하는 전파의 주파수를 지상에서 측정하면 위성과 지상국의 거리변화율(빠르기)에 비례한 주파수변이(도플러 효과)를 알 수가 있다. 도플러 추적설비는 이러한 도플러 변이를 측정하도록 된 것이다. 거리 및 거리변화율 설비에서는 지상에서 발신하는 전파를 위성의 트랜스폰다에서 되돌려 주는 것에 의해 왕복시간을 측정하면 거리를 알 수가 있고 도플러 변이를 측정하면 거리변화율을 알 수 있다. 본 연구에서 이용한 데이터는 표.5-1에 나타나 있는 2개의 지상추적장치소에서 관측한 값이다. 즉, 관측소 1에서는 초기시점부터 100분까지의 3분 간격의 34개의 관측데이터를 가지며, 관측소 2에서는 150분에서 210분까지 22개의 관측데이터를 가진다.

또한 표 5-2 에서는 과학위성(M-3H)의 초기궤도요소의 정보를 표시하였다.

표.5-1 지상추적소의 위치

관측소 번호	위도 [deg]	경도 [deg]	고도 [m]
1	30.6025	131.0434	216.50
2	-35.6279	148.9527	929.29

표.5-2 M-3H 위성의 초기궤도요소의 정보

궤도요소	단위	수치
궤도장반경	Km	22248.0
이심률		0.70215
궤도경사각	Deg.	31.14
승교점적경	Deg.	105.47
근지점인수	Deg.	103.13

5.2 시뮬레이션에 사용된 파라메타

거리관측에 이용된 위성의 물리적 특성은 다음과 같다.

항력계수 : 2.0

투영면적 : 0.442[m²]

질량 : 90.5[Kg]

그리고 설정된 지구 모델의 형상은 타원체로써 다음과 같을 사용하였으며 NASA의 존슨 우주센터에서 제공하는 값에 근거를 두고 있다.

중력축도 반경 : 6378139 [m]

피서 타원체의 적도반경 : 6378166 [m]

피서 타원체의 편평율 : 1/298.3

지구의 자전속도 : 729211514646E-4 [rad/sec]

지구의 중력상수 : 398600.44E+7 [m³/sec²]

지구 비대칭 중력장은 Cowell의 섭동력의 수치적분을 이용하여 10차 이상의 고차까지 처리 가능하도록 하였다.

시뮬레이션을 수행하기 위해서 필터방정식을 수치적분하는데 필요한 위성의 관성좌표계 성분의 초기위치와 속도는 표.5-3와 같다.

표.5-3 위성의 관성좌표계 성분의 초기 위치와 속도

	X	Y	Z
위치 [m]	-4921817	-2924052	3337216
속도 [m/sec]	4524.515	-8972.366	-1188.661

5.3 시뮬레이션 결과 및 고찰

그림.5-1 은 Cowell의 섭동력의 수치적분등을 이용하여 위성이 주기적으로 어떠한 경로로 운동하고 있는가를 파악하고자 하는 예비궤도결정에 따른 위성의 운동상태를 나타낸 것이다. 그림에서와 같이 위성은 550.43분 동안 1주기를 가지고 있으며 c) 에서는 근지점고도가 248(km), 원지점고도가 31492(km) 임을 알 수 있고, d) 에서는 근지점에서의 위성의 속도는 10.119(km/sec) 이고, 원지점에서의 위성의 속도는 1.771(km/sec) 임을 알 수 있다. 즉 이심률 0.70215의 타원궤도에서 그림에서와 같이 근지점에 가까울수록

록 급격히 속도가 증가하고 원지점에 가까울수록 속도가 감소함을 볼 수 있다.

이론적으로 계산된 값과 관측된 값 사이의 차를 잉여오차(residual)라 하면, 그림. 5-2 는 3분 간격의 관측데이터를 가지고, 실제 실시간 추정이 가능한 확장칼만필터의 추정결과에서의 잉여오차를 나타낸 것이다.

a), b)에서는 각각 관측데이터의 측정잡음의 공분산이 10(m)과 1(m)이고, 100분에서 150분사이에는 관측데이터가 없는 구간이다. 그림에서와 같이 초기시점에서는 오차가 많이 있으나 관측데이터의 정보를 가지고 추정을 행할수록 원하는 오차범위로 수렴함을 알 수 있고, 관측데이터가 없는 구간에는 다시 잉여오차가 증가되고 시간 150분 부터 다시 관측데이터를 가지고 추정을 행함으로써 다시 수렴함을 볼 수 있다. 이러한 현상은 이산필터(discrete filter)에서 관측데이터가 없는 부분의 상태와 공분산이 사용되고 있는 운동방정식을 기초로 한 해에 불과하며, 많은 오차가 포함할수록 더욱 실제 궤도에서 벗어나게 된다. 또한 본 연구에서는 관측소의 위치를 추정하고 있으므로 2 번째 관측소로부터의 최초의 데이터가 처리되어 그 위치가 추정되기 전에는 큰 잉여오차를 수반하게 되어 그림과 같이 150분 근처에서 매우 큰 잉여오차를 갖게 된다. 또한 관측데이터의 정확도와 관계 있는 관측데이터의 측정잡음의 공분산(R)의 값에 관련하여서는 10(m)의 분산을 가질때 보다 1(m)의 분산을 가질 경우가 수렴의 속도가 조금 떨어지지만 최종 수렴정도가 높고 관측데이터의 상태에 따라 민감하게 나타남을 알 수 있다.

6. 결론

본 연구에서는 지구중력장의 가속도, 대기저항, 그리고 태양과 달의 인력을 고려한 과학위성발사체인 M-3H의 위성을 모델링한 후, 목적하는 궤도에 위성을 진입시키고 목표궤도를 유지하는 항법정보를 구하기 위한 궤도결정문제에서 있어서

첫째, 궤도요소 정보를 가지고 예비궤도를 구하여 여러가지 궤도성분들을 파악 할 수 있었으며,

둘째, 거리(range) 관측데이터를 처리하여 확장된 순차추정 알고리즘으로 확장칼만필터를 사용하여 적용한 결과 관측데이터를 처리 할수록 만족스러운 추정결과를 보여 주었다. 또한 실제 문제에서는 운동방정식을 구성하는 모든 파라메타와 관측소의 위치가 정확

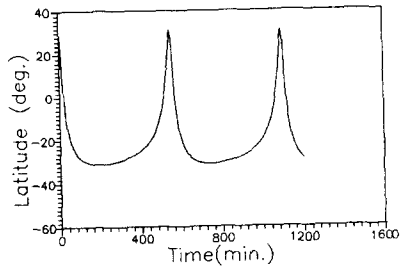
하게 알려져 있으므로 임의로 가정한 비관측구간과 관측소의 변화에서와 같이 발생하는 현상은 거의 나타나지 않을 것이며 큰 문제가 되지 않으며, 잉여오차 수렴정도가 중요하다.

위의 사실로부터 위성의 궤도결정 문제에 있어서 확장된 연속 알고리즘은 궤도결정과 궤도제어가 동시에 이루어지는 실제 문제에 효과적임을 알 수 있다.

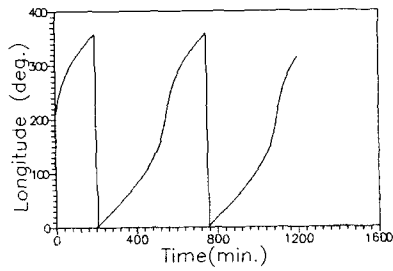
실제 위성추적시스템에 칼만필터를 사용했을 때 컴퓨터의 유효숫자및 초기 상태오차분산행렬을 잘못 정했을 경우 필터가 발산할 경우 발산을 방지하기 위한 연구가 행해져야 할 것으로 생각된다.

7. 참고문헌

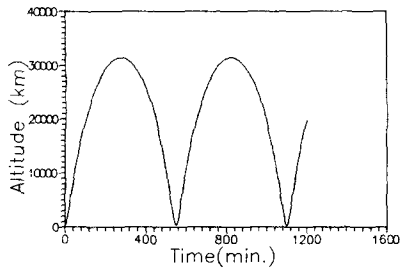
- [1] R. kolenkiewicz & A. J. Fuchs, " An Overview of Earth Satellite Orbit Determination," Advances in the Astronautical Science, Vol.40, Pt1, 1979
- [2] J. R. Roal, N. K. Sinha, " On the Orbit Determination Problem," IEEE Transactions on Areospace and Electronic System, Vol. AES-21, No.3, May 1985
- [3] 이 장규 외, 위성발사체 시뮬레이션 연구 I, 최종 보고서, 과학 기술처, 1991
- [4] 최 철환, 박 수홍, 조 겸래, "위성의 궤도결정을 위한 추정기법(1)," 한국 항공우주 학회지, Vol 2, 1990
- [5] 박 수홍, 조 겸래, "확장칼만필터와 스무딩필터를 이용한 위성의 궤도결정," 한국 항공우주 학회지, Vol 4, 1990
- [6] 탁 민제, 류 혁, "수동형 탐색기를 장착한 호우밍 미사일의 요격성능 향상을 위한 적응 단속 기동," 한국 항공우주 학회지, Vol 1, 1991
- [7] J. H. Kwok, The Artificial Satellite Analysis Program, ASAP, NASA(JPL), 1987



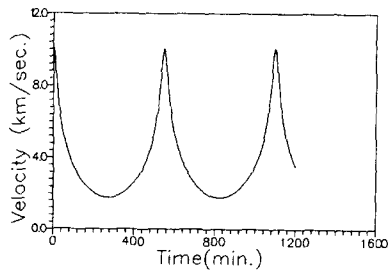
a) 위도 (latitude)



b) 경도 (longitude)

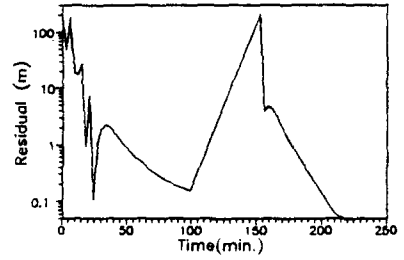


c) 고도 (altitude)

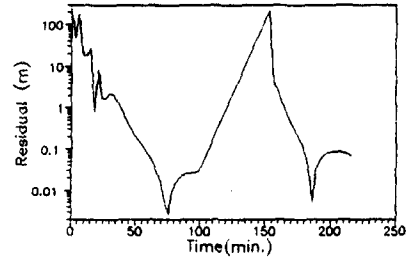


d) 속도 (velocity)

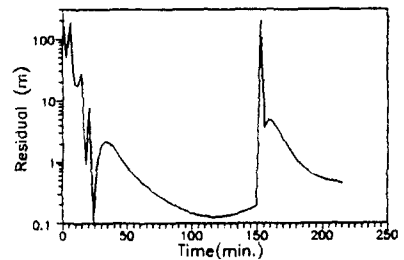
그림. 5-1 예비궤도결정에 따른 위성의 운동 상태



a) 추정공분산 (R) : 10 m



b) 추정공분산 (R) : 1 m



c) 추정공분산 (R) : 10 m

그림. 5-2 확장 칼만필터에서의 잉여오차