

## 확장칼만필터와 스무딩필터를 이용한 위성의 궤도결정

박수홍\*, 최철환\*, 조겸래\*\*

\* 부산대학교 대학원 \*\* 부산대학교 항공우주공학과

### Satellite Orbit Determination by E.K.F. and Smoothing Filter

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

\* Graduate School

\*\* Dept. of Aerospace Eng.

Pusan National University

Pusan National University

#### ABSTRACT

Lately, at an epoch of full-scale satellite launching plan of Korea, T.T.C (Tracking, Telemetry & Command) is a indispensable part. In this paper, particular attention is given to orbit determination problem of role of T.T.C.

Orbit determination, which is applied to Kalman Filter and Smoothing Filter, use the observation data which is given by satellite tracking radar system, and then the simulation is accomplished. As a result, it shows effectiveness.

#### 기호 설명

$R_{ECI}$  : 지구중심에 원점을 둔 관성좌표계  
 $R_{EF}$  : 지구중심에 원점을 둔 지구고정좌표계  
 $\delta_D$  : 저항척도인자 오차  
 $\tau$  : 시정수 [sec]  
 $B_R$  : 거리관측 바이어스  
 $U$  : 중력 포텐셜 함수  
 $m_V$  : 위성질량 [Kg]  
 $V_{REL}$  : 위성의 대기에 대한 상대속도 [m/sec]  
 $\mu_E$  : 지구의 중력상수 [ $m^3/sec^2$ ]  
 $H$  : 고도 [m]  
 $e$  : 피서 타원체의 타원율  
 $\omega_E$  : 지구의 각속도 [rad/s]  
 $R_S$  : 추적소의 관성좌표계위치 [m]  
 $\dot{R}_S$  : 추적소의 관성좌표계 속도 [m/sec]  
 $R_{S/V}$  : 위성의 추적소에 대한 위치 [m]  
 $\dot{R}_{S/V}$  : 위성의 추적소에 대한 속도 [m/sec]  
 $S$  : 상태잡음 상호분산 행렬  
 $\sigma$  : 표준편차

$K$  : 상태잡음상수 [ $m^2/sec^3$ ]  
 $\theta_E$  : 관성좌표계와 지구고정좌표계 사이의 각도 [rad]  
 $A$  : 중력식의 위성의 관성좌표계 위치에 대한 미분항  
 $Q$  : 관측오차 상호분산 행렬  
 $R_{S,EF}$  : 추적소의 지구고정좌표계 위치 [m]  
 $\phi$  : 피서 타원체에 대한 추적소 위도 [deg]  
 $\lambda$  : 추적소 경도 [deg]  
 $h$  : 피서 타원체의 추적소 고도 [m]  
 $c$  : 빛의 속도 [m/sec]  
 $C$  : 추정오차 상호분산행렬  
 $V$  : 잉여오차 분산식  
 $u$  : 잉여오차의 가중치를 낮추어 주는 인자

#### 1. 서론

인공위성은 여러가지 목적을 위하여 발사되며 그 위성의 목적에 제일 적합한 궤도가 선정된다.<sup>1),2)</sup>

그래서 인공위성을 그 목적에 필요한 궤도에 진입시키고 목적을 수행하는데 필요한 범위의 궤도로 유지시키기 위하여 궤도제어를 행하며 이를 추적관제라 한다. 추적관제는 인공위성의 운동을 관측하고 운동방정식을 풀어 궤도를 결정하는 것이 선행되어야 한다. 추적관제의 임무는 인공위성의 운동을 관측하고 운동방정식을 풀고(궤도, 자세의 결정)궤도, 자세의 제어를 계획하는것(위성의운동역학)과 위성의 기능, 성능사항을 관측하고 필요에 따라 위성의 상태를 제어하기 위하여 지령을 위성으로 송신하는것을 포함한다. 추적관제의 기능중 위성체의 정확한 궤도를 알기 위한 궤도결정문제에서의 중요한 부분은 다음과 같다.<sup>6)</sup>

- 1) 데이터 측정시스템 (레이다관측시스템, 관성항법 장치, 추적 및 데이터중계위성등)
  - 2) 동역학적 모델 (중력장, 대기저항등)
  - 3) 추정기법 (벡치추정, 순차추정, 확장된 순차추정)<sup>3)</sup>
- 본 연구는 궤도결정문제에 있어서 칼만필터와 스무딩필터를 궤도추정알고리즘으로 사용하여 지구정지궤도 내의 위성을 대상으로 한 궤도결정프로그램에 대한 것이다.

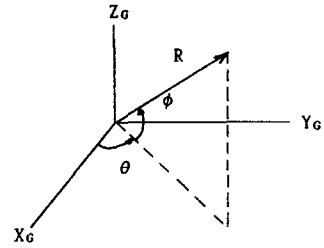


그림 1. G-좌표계

## 2. 위성의 동역학적 모델

### 2.1 상태벡터

상태벡터는 모든 시간중속 변수들과 위성운동을 유일하게 결정하는 파라메타들이며 아래와 같이 10개의 요소를 선정하였다.

$X(1) = X_V$	}	위성의 관성좌표계 위치, $\underline{R}_V$
$X(2) = Y_V$		
$X(3) = Z_V$		
$X(4) = \dot{X}_V$		
$X(5) = \dot{Y}_V$	}	위성의 관성좌표계 속도, $\dot{\underline{R}}_V$
$X(6) = \dot{Z}_V$		
$X(7) = \delta_D$		저항 척도 인자 오차
$X(8) = BR_1$		거리1 관측 바이어스
$X(9) = BR_2$		거리2 관측 바이어스
$X(10) = BR_3$		거리3 관측 바이어스

### 2.2 상태벡터 운동방정식

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 입자로 가정한 두 물체문제도 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\ddot{\underline{R}}_V = \underline{a}_{GE}(\underline{R}_V, t) + (1 + \delta_D) \underline{a}_D(\underline{R}_V, \dot{\underline{R}}_V) \quad (2.1)$$

여기서  $\underline{a}_{GE}$ 는 지구 중력장의 가속도이며,  $\underline{a}_D$ 는 대기저항에 관한 항이다.

#### 2.2.1 지구 중력장의 가속도

지구 중력장에 의한 가속도,  $\underline{a}_{GE}$ 의 계산은 아래와 같다. 먼저  $\theta_E = \theta_0 + \omega_E(t - t_0)$  로 정의할 때 좌표 변환 행렬 T와  $\underline{R}_G$ 는 아래와 같다.

$$T = \begin{bmatrix} \cos\theta_E & \sin\theta_E & 0 \\ -\sin\theta_E & \cos\theta_E & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

G는 비회전 좌표계로  $X_G$ 는 그리니치 자오선 평면상에,  $Z_G$ 축은 지구의 북극축, 그리고  $Y_G$ 는 오른손 법칙에 따라 결정되는 축이다. 중력포텐셜에 관한 일반식은 다음과 같이 표현된다.

$$U = -\frac{\mu_E}{R} \left\{ 1 + \sum_{n=1}^{\infty} \left[ \left( \frac{\bar{R}}{R} \right)^n C_{n0} P_n(\sin\phi) + \sum_{m=1}^n \left( \frac{\bar{R}}{R} \right)^n P_{nm}(\sin\phi) (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) \right] \right\} \quad (2.4)$$

여기서,  $\bar{R}$  : 중력척도 반경

$C_{n0}$  : zonal harmonic coefficients

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

$P_{nm}$  : Legendre polynomials

이 식으로부터 각 방향의 중력은 다음 식에 의해 유도된다.

$$a_R = \frac{\partial U}{\partial R}, \quad a_\theta = \frac{1}{R \cos\theta} \frac{\partial U}{\partial \theta}, \quad a_\phi = \frac{1}{R} \frac{\partial U}{\partial \phi} \quad (2.5)$$

R,  $\theta$ ,  $\phi$  방향의 가속도 성분을 G-좌표계로 회전시키면

$$\begin{aligned} a_{GZ} &= (a_R \cos\phi - a_\phi \sin\phi) \cos\theta - a_\theta \sin\theta \\ a_{GY} &= (a_R \cos\phi - a_\phi \sin\phi) \sin\theta + a_\theta \cos\theta \\ a_{GX} &= a_R \sin\phi + a_\phi \cos\phi \end{aligned} \quad (2.6)$$

가 되고, 그러면 관성좌표계 성분의  $\underline{a}_{GE}$ 는

$$\underline{a}_{GE} = T^T \underline{a}_G \quad (2.7)$$

로부터 구해질 수 있다.

#### 2.2.2 공기 저항력

저항척도인자 오차(drag scale factor error)인 7번째 상태벡터성분은 지수상관랜덤 변수(exponentially correlated random variable: ECRV)이다. 이 7번째 성분은 아래 식에 의해 전파된다.

$$\delta_{D,i} = a_D \delta_{D,i-1} \quad (2.8)$$

여기서  $\tau_D$ 는 ECRV의 시정수(time constant)이다. 거리관측 바이어스 역시 ECRV이며 이 상태벡터도 아래 식에 의해 전파된다.

$$BR_{i,j} = a_R BR_{i-1,j} \quad (2.9)$$

$$a_R = \text{EXP}(-\Delta T / \tau_R)$$

### 2.2.3 상태잡음 상호분산행렬

칼만필터의 상태잡음 상호분산행렬은 상태벡터의 운동방정식과 관계가 있으며, 상태잡음 상호분산행렬은 아래와 같다.

$$S = \begin{bmatrix} S_{16 \times 6} & 0 \\ 0 & S_{4 \times 4} \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

$$S_1 = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

여기서,  $A_{11} = \text{diag} \{ K\Delta T^3/4 \quad K\Delta T^3/4 \quad K\Delta T^3/4 \}$

$A_{12} = A_{21} = \text{diag} \{ K\Delta T^2/2 \quad K\Delta T^2/2 \quad K\Delta T^2/2 \}$

$A_{22} = \text{diag} \{ K\Delta T \quad K\Delta T \quad K\Delta T \}$

$$S_4 = \text{diag} \{ \sigma_D^2(1-a_D)^2 \quad \sigma_{R1}^2(1-a_{R1})^2 \quad \sigma_{R2}^2(1-a_{R2})^2 \quad \sigma_{R3}^2(1-a_{R3})^2 \} \quad (2.12)$$

상태잡음 상호분산행렬은 기본적으로 계산오차, 증력 모델 오차, 대기모델 오차, 선형화과정에서의 오차, 지구와 달의 인력에 의한 오차등이 고려 되어 지도폭 K의 값과  $\sigma$ 의 값을 원하는 범위내에서 선정하여야 한다.

### 2.3 상태방정식과 상태전이행렬

상태전이행렬,  $\Phi$ 은 다음과 같이 표시된다.

$$\Phi = \begin{bmatrix} \Phi_1 \ 7 \times 7 & 0 \ 7 \times 3 \\ 0 \ 3 \times 7 & \Phi_4 \ 3 \times 3 \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

$$\Phi_4 = \text{diag} \{ a_{R1} \quad a_{R2} \quad a_{R3} \} \quad (2.14)$$

여기서,  $a_{R1} = \text{EXP}(-\Delta T / \tau_{R1})$ ,  $a_{R2} = \text{EXP}(-\Delta T / \tau_{R2})$ , 그리고  $a_{R3} = \text{EXP}(-\Delta T / \tau_{R3})$ 이다.  $\dot{\underline{z}} = \underline{F}(\underline{z}, t)$ 를 상태방정식으로 두자.  $\underline{z}$ 를

$$\underline{z} = \begin{bmatrix} R_V & \dot{R}_V & \delta_D \end{bmatrix}^T, \quad \underline{z}(t_0) = \underline{z}_0 \quad (2.15)$$

로 표현하면 앞의 식으로부터 상태방정식은 식(2.16)이다.

$$\underline{F}(\underline{z}, t) = \begin{bmatrix} \dot{R}_V \\ \ddot{R}_V \\ -\delta_D / \tau_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{R}_V \\ \underline{a}_{GE} + (1 + \delta_D) a_D \\ -\delta_D / \tau_D \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

A를 다음과 같이 두자.

$$A = \frac{\partial \underline{a}_{GE}}{\partial R_V} \quad (2.17)$$

$$V = \frac{\partial \underline{F}}{\partial \underline{z}} = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 \\ A & 0 & a_D \\ 0 & 0 & -1/\tau_D \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

위의 관계식을 이용하면

$$\Phi_1 = I + \left[ \frac{1}{4} V_1 + \frac{3}{4} V_{1+2/3} \right] \Delta T + \frac{1}{4} \left[ V_{1+2/3} V_1 + V_{1+2/3}^2 \right] \Delta T^2 + \frac{1}{6} V_{1+2/3}^3 V_1 \Delta T^3 \quad (2.19)$$

이 유도되고  $\Phi_1$ , 상태전이행렬식( $\Phi_1$ )은 아래와 같다.

$$\begin{bmatrix} I + \left[ A_1 + A_{1+2/3} \right] \frac{\Delta T^2}{2} & I \Delta T + A_{1+2/3} \frac{\Delta T^3}{6} & \left[ a_{D1} + a_{D1+2/3} \right] \frac{\Delta T^2}{4} \\ \left[ A_1 + 3A_{1+2/3} \right] \frac{\Delta T}{4} & I + A_{1+2/3} \frac{\Delta T^2}{2} & \left[ a_{D1} + 3a_{D1+2/3} \right] \frac{\Delta T}{4} \\ + A_{1+2/3} \frac{\Delta T^3}{6} & & + A_{1+2/3} a_{D1} \frac{\Delta T^3}{6} \\ 0 & 0 & \text{EXP}(-\Delta T / \tau_D) \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

여기서  $t_{1+2/3} = t_1 + 2\Delta T/3$ 에서의 위치와 속도는 아래 식으로부터 구해진다.

$$\underline{R}_{V, 1+2/3} = [7\underline{R}_{V, 1} + 20\underline{R}_{V, 1+1} + (2\underline{R}_{V, 1} - 4\underline{R}_{V, 1+1})\Delta T] / 27 \quad (2.21)$$

$$\dot{\underline{R}}_{V, 1+2/3} = [4(\underline{R}_{V, 1+1} - \underline{R}_{V, 1})/\Delta T - \dot{\underline{R}}_{V, 1}] / 3 \quad (2.22)$$

여기서 A 행렬은 아래식등에 의해 구해진다.

$$A_{11} = \frac{\partial \underline{a}_{GE}}{\partial X_V} = -\mu_E \frac{1}{\|\underline{R}_V\|^3} \left[ 1 + \frac{3}{2} J_2 \frac{R^2}{\|\underline{R}_V\|^2} \cdot \left( 1 - 5 \frac{Z_V^2}{\|\underline{R}_V\|^2} \right) \right] \quad (2.23)$$

### 3. 거리 관측식

거리관측식을 유도하기 위하여 먼저 지상추적소를 지구고정좌표계로 표시한다. 지구고정좌표계에 대해서  $X_{EF}$ 축은 그리니치 자오선을 통과하며 지구적도면에 놓여 있고,  $Z_{EF}$ 축은 지구북극축과 같으며,  $Y_{EF}$ 축은 오른손 법칙에 의해 좌표축을 완성한다. 그때 추적소의 지구 고정 좌표계 위치는

$$\begin{aligned} X_{S, EF} &= \left[ \frac{R_E}{\sqrt{\cos^2 \phi + (1-e)^2 \sin^2 \phi}} + h \right] \cos \phi \cos \lambda \\ Y_{S, EF} &= \left[ \frac{R_E}{\sqrt{\cos^2 \phi + (1-e)^2 \sin^2 \phi}} + h \right] \cos \phi \sin \lambda \\ Z_{S, EF} &= \left[ \frac{R_E(1-e)^2}{\sqrt{\cos^2 \phi + (1-e)^2 \sin^2 \phi}} + h \right] \sin \phi \end{aligned} \quad (3.1)$$

이며 여기서,

$\phi$  : 피서 타원체에 대한 위도 (geodetic latitude)

$\lambda$  : 추적소 경도

$h$  : 피서 타원체 위의 추적소 고도

$e$  : 피서 타원체의 타원율

이때 다음 식에 의해서 추적소 위치는 관성좌표계로부터 얻어진다.

$$\mathbf{R}_{EF} = T \mathbf{R}_{ECI} \quad (3.2)$$

그리고 T로부터  $\dot{T}$ 는 다음 식처럼 쓸수있다.

$$\dot{T} = \frac{dT}{dt} = \begin{bmatrix} -\omega_E \sin \theta_E & \omega_E \cos \theta_E & 0 \\ -\omega_E \cos \theta_E & -\omega_E \sin \theta_E & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

T와  $\dot{T}$ 를 이용하면 추적소의 관성좌표계 위치와 속도는 다음과 같다.

$$\mathbf{R}_S = T^T \mathbf{R}_{S,EF}, \quad \dot{\mathbf{R}}_S = \dot{T}^T \mathbf{R}_{S,EF} \quad (3.4)$$

관성좌표계에서 위성의 추적소에 대한 위치와 속도는

$$\mathbf{R}_{V/S} = \mathbf{R}_V - \mathbf{R}_S, \quad \dot{\mathbf{R}}_{V/S} = \dot{\mathbf{R}}_V - \dot{\mathbf{R}}_S \quad (3.5)$$

이며, 이때 기하학적인 거리와 거리변화율식은

$$\rho = \|\mathbf{R}_{V/S}\|, \quad \dot{\rho} = \|\dot{\mathbf{R}}_{V/S}\|$$

이 되며 추정된 거리관계식은 다음과 같다.

$$\hat{\rho} = \rho - \frac{\rho \dot{\rho}}{c} + B_R \quad (3.6)$$

여기서  $\rho \dot{\rho}/c$ 는 빛의 속도 수정항으로써 c는 빛의 속도를 나타내며  $B_R$ 은 거리관측 바이어스로 상태벡터에서 정의된 항이다.

#### 4. 필터 방정식

##### 4.1 칼만필터와 스무딩 필터

칼만필터는 행성의 궤도연구에 주로 이용된 최소자승에 의한 가우스의 추정이론의 반복순환해로써 종래의 벡치모드에 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 것을 확장칼만필터라 한다.

칼만필터는 부정확한 관측데이터를 처리함에 의한 필터발산을 방지할 목적으로 제곱근합 위치오차(root sum square error:RSS)의 표준편차가 1000[m]를 초과할 경우 잉여오차 분산식을  $V = PA + Q$  대신  $V = (1 + u)PA + Q$ ,  $u = 0.2$ 를 사용하였다. 그림 4.1은 확장칼만필터의 계산과정을 도시한 것이다.

스무딩필터는 칼만필터의 해를 입력으로 하여 연속 추정을 행하는 반복순환 알고리즘이다. 칼만필터가 현재 시간에 앞선 모든 관측데이터에 입각하여 추정을 행한다면 스무딩필터는 현재 시간 전후의 모든 관측 데이터에 입각하여 현재 시간에서의 추정을 제공한다. 그림 4.2는 스무딩필터의 계산과정을 보여주고 있다.

#### 5. 시뮬레이션 결과

##### 5.1. 위성관측 데이터 및 위성의 특성

위성의 궤도결정을 위한 지상추적장치로 사용되는 것은 도플러 추적설비, 거리 및 거리변화율설비등이다. 위성의 발신하는 전파의 주파수를 지상에서 측정하면 위성과 지상국의 거리변화율(빠르기)에 비례한 주파수 변이(도플러 효과)를 알 수가 있다. 도플러 추적설비는 이러한 도플러변이를 측정하도록 된 것이다. 거리 및 거리변화율설비에서는 지상에서 발신하는 전파를 위성의 트랜스폰다에서 되돌려 주는 것에 의해 왕복시간을 측정하면 거리를 알 수가 있고 도플러 변이를 측정하면 거리변화율을 알 수가 있다. 본 연구에서 이용한 데이터는 6개의 지상추적장치소에서 관측한 거리데이터이며, 관측에 이용된 위성궤도는 근지점 높이가 12221 [Km]이며 궤도 이심율이 0.0037, 그리고 궤도면의 기울기가 109.76[deg]인 특성을 가지고 있다. 이 데이터들로 시뮬레이션 할때 사용된 파라메타들은 다음과 같다.

거리바이어스 표준편차 : 20 [m]

거리바이어스 시정수 : 600 [sec]

거리 잡음 표준편차 : 10 [m]

또한 위성의 물리적 특성은 다음과 같다.

항력계수 : 2.0 투영면적 : 0.283 [m<sup>2</sup>]

질 량 : 407 [Kg]

그리고 설정된 지구 모델의 형상은 타원체로써 다음과 값을 사용하였으며 NASA의 존슨 우주센터에서 제공 하는 값에 근거를 두고 있다.

중력적도 반경 : 6378139 [m]

피서 타원체의 적도반경 : 6378166 [m]

피서 타원체의 편평율 : 1/298.3

지구의 자전속도 : 72921151464E-4 [rad/sec]

지구의 중력상수 : 398600.44E+7 [m<sup>3</sup>/sec<sup>2</sup>]

또한 사용된 중력모델의 차수는 10으로써 매우 높은 값으로 고려하였다.

시뮬레이션을 수행하기 위해서 필터방정식을 수치적분하는데 필요한 위성의 관성좌표계 성분의 초기위치와 속도는 표 5.1와 같다.

표 5.1 위성의 관성좌표계 성분의 초기 위치와 속도

	X	Y	Z
위 치 [m]	-2714903	-3729043	-11319993
속 도 [m/sec]	-2762.663	4915.733	-960.813

위치와 속도벡터에 대한 초기 상태오차 상호분산행렬은 다음과 같이 주었다. 이 행렬에서 주 대각선 원소는 위치와 속도성분의 초기값에 대한 표준편차이며 오른쪽에 있는 값들은 상관계수를 나타낸다.

$$C_0 = \begin{bmatrix} 210 & 0 & 0 & 0 & -.94 & 0 \\ 0 & 1020 & -.59 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 90 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1.08 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & .18 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.099 \end{bmatrix}$$

## 5.2 시뮬레이션 결과 및 분석

시뮬레이션은 동시에 측정되는 3개의 관측데이터를 처리하도록 하고 있으며 관측되는 데이터를 순차적으로 처리하는 칼만필터로써 먼저 추정을 행하고 그 다음 스무딩필터를 이용하여 역의 시간으로 추정을 행하였다.

거리관측식을 관측식에서 발생하는 여러 실제효과 [식(3.6)]를 고려하여 주고 칼만필터 상태 잡음 상호분산행렬을 구성하는 K의 값은 13502[sec] 주기에 걸쳐 초기 0 오차상호분산 행렬이 전파 되었을때 궤도를 따르는 위치오차표준편차가 1000[m] 되도록 하는  $1.603E-6[m^2/sec^3]$  을 선정하였다. 그때  $V = (1 + u)PA + Q$  로 표시되는 잉여오차 표준편차의 시간에 대한 그래프가 그림 5.1 에서 보여진다. 그림 5.1 에서 볼수있는 바와같이 잉여오차는 전체 관측데이터 처리 시간을 통하여 예측된 표준편차 범위이내에 있으며, 거리잡음표준편차인 10[m]범위를 초과하지 않는다. 즉 관측데이터가 처리되지 않는 부분은 잉여오차가 계속하여 10[m]를 초과하고 있으나 데이터가 처리됨에 따라 즉각 10[m]이내로 줄어들며 또한 예측된 잉여오차 표준편차도 즉각 감소한다. 그래프프니형상을 하고있는것은 이러한 이유에 기인한 것이다.

그림 5.2은 칼만필터와 스무딩필터의 차를 그래프화한 것이다. 칼만필터는 관측시점에서 데이터를 처리하여 추정을 행하며 스무딩필터는 칼만필터에 의한 추정치를 입력으로 하여 최종시점에서 초기시점으로 역의 계산을 행한다. 그 결과 스무딩필터는 초기시점에서 모든 관측데이터를 처리한결과를 사용하므로 이론상 가장 좋은 추정치를 산출하게되어 그림에서 나타나는 바와 같이 초기시점에서 0 으로부터 크게 벗어나있다. 또한 모든 그림에서 심하게 돌출한 부분은 일치된 시점에서 발생하고 있는데 이는 관측 데이터가 없거나 회박한 데서 연유한 것이다.

## 6. 결론

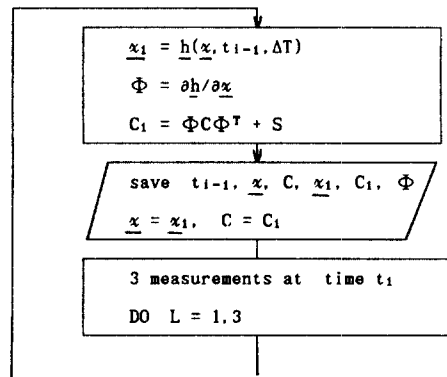
본 연구는 실제문제의 적용도를 높이기 위해 위성동역학적 모델의 정밀도를 높였으며, 관측데이터에 관한 현실성있는 요소를 고려하였으며, 계산오차와 무시된 비선형성과 모델에 포함되지않은 가속도등의 여러 가지오차가 고려되어 추정값에 신뢰성을 보장하는 항인 상태잡음상호분산행렬을 도입 하였다.

위성추적 레이다 시스템으로부터 동시에 관측되는 데이터를 처리하는 시뮬레이션을 수행하였다.

그 결과 관측데이터가 많이 처리되면 잉여오차가 거리잡음표준편차인 10[m]이내에 항상 존재하고, 전체 관측데이터 처리구간을 통하여 항상 예측된 잉여오차 표준편차 이내에 존재하고 있어 추정의 신뢰성을 보장하는 등의 양호한 성능을 보이고 있음이 판명 되었다. 특히 상태잡음 상호분산행렬을 구성하는 K의 값은 궤도를 따라가는 위치오차의 범위에 따라서 필터가 최적의 성능을 낼 수 있도록 적절하게 선정하면 된다. 또한 칼만필터의 추정값을 입력으로 하여 역의 시간방향으로 추정을 행하는 스무딩필터도 적용한 결과 예상한 대로의 만족스러운 추정결과를 보여주었다.

## 7. 참고 문헌

- [1] 이 장규 외, 위성발사체 시스템에 관한 기초연구 I, 최종 보고서, 과학 기술처, 1989
- [2] 이 장규 외, 위성발사체 시스템에 관한기초연구 II, 최종 보고서, 과학 기술처, 1990
- [3] 최 철환, 박 수홍, 조 결래, "위성의 궤도결정을 위한 추정기법(I)," 한국 항공우주 학회지, Vol 2, 1990
- [4] M. L. William, The Orbital BET Program, LRBET4, NASA, 1984
- [5] B. D. Tapely, Statistical Orbit Determination Theory, D. Reidel Publishing Company, August, 9-21, 1972
- [6] R. kolenkiewicz & A. J. Fuchs, "An Overview of Earth Satellite Orbit Determination," Advances in the Astronautical Science, Vol. 40, Pt1, 1979



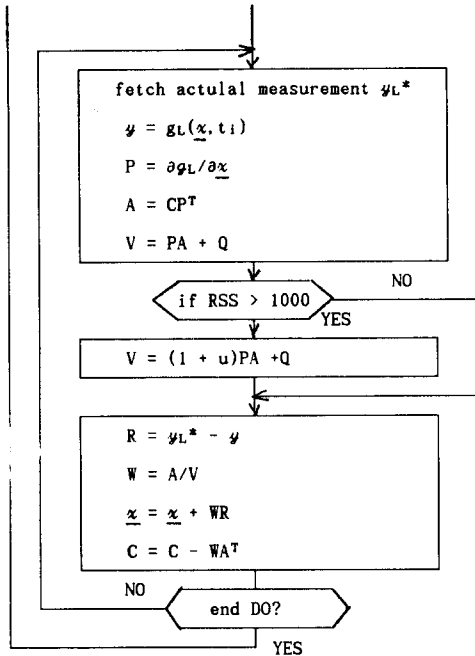


그림 4.1 칼만필터의 계산흐름도

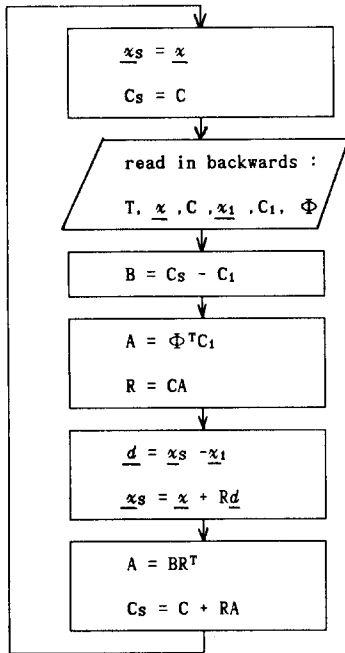


그림 4.2 스무딩필터의 계산흐름도

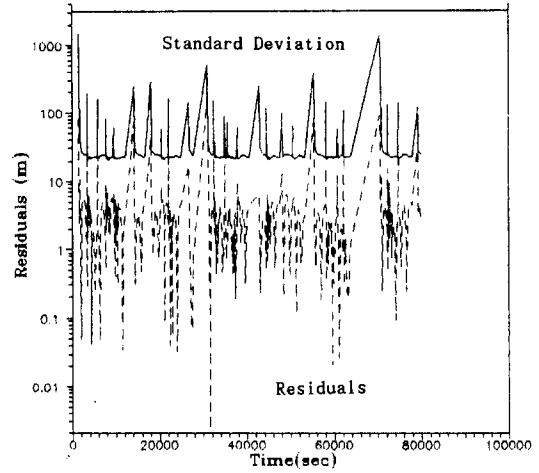
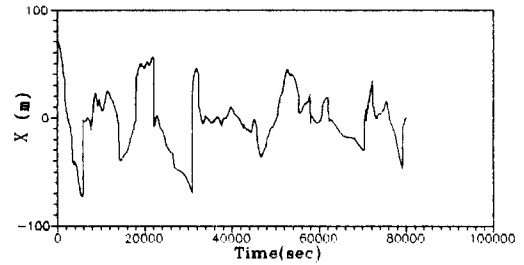
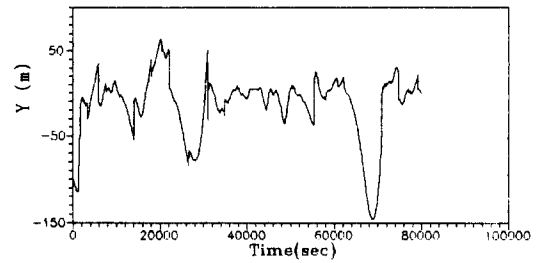


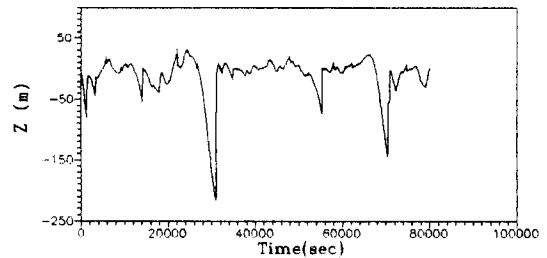
그림 5.1 추정결과에 따른 잉여오차와 표준편차



a) X 축의 위치차이



b) Y 축의 위치차이



c) Z 축의 위치차이

그림 5.2 칼만과 스무딩필터의 추정값의 차이