

## 확장칼만필터를 이용한 인공위성 도플러 추적자료의 처리와 궤도 결정<sup>1</sup>

김동규 · 최규홍  
연세대학교 천문대기과학과

### EXTENDED KALMAN FILTERING OF SATELLITE DOPPLER TRACKING DATA AND IT'S APPLICATION TO ORBIT DETERMINATION PROBLEMS

Dong-Kyu Kim and Kyu-Hong Choi

Department of Astronomy and Atmospheric Science  
Yonsei University, Seoul 120-749

(Received April 30, 1995; Accepted June 7, 1995)

#### 요 약

저고도 위성을 지향성 안테나로 추적하면 위성의 공전에 의한 도플러 효과를 관측할 수 있다. 도플러 추적자료를 확장 칼만 필터의 알고리즘을 이용하여 처리함으로써 실시간으로 위성의 궤도를 결정할 수 있다. 본 연구에서는 전파연구소에서 관측한 NOAA - 11호의 도플러 추적자료를 확장 칼만 필터의 알고리즘을 이용하여 궤도요소를 구해 보았고 알고리즘의 정밀도와 신뢰도를 알아 보았다.

#### ABSTRACT

Using a directional antenna, the Doppler effect of satellites can be detected and the orbital elements can be obtained by the Extended Kalman Filter with the observed frequency shift data. We obtained the orbital elements of NOAA-11 by the application of the Extended Kalman Filter type algorithm to the Doppler shift data of NOAA-11d and discussed the accuracy and the credibility of this algorithm.

---

<sup>1</sup>이 연구는 한국과학재단 ERC인 KAIST 인공위성연구센터의 연구비로 수행된 것임.

## 1. 서 론

인공위성이 목적한 임무를 최대한 수행하기 위해서는, 위성의 임무와 궤도의 특징을 정확히 이해하고 위성의 운동을 주의깊게 관측하여, 목적하는 임무 수행에 지장이 없도록 궤도를 조정하고 제어해 주는 작업이 필수적이다. 그리고 위성 운동의 조정과 제어의 선행작업인 위성 추적작업은 위성의 발사에서 폐기까지 한 순간도 놓치지 않고 수행되어야 하며, 위성의 관리와 운용상에서, 대상물의 상태를 알 수 있는 유일한 방법이므로 그 중요성은 새삼 강조할 필요가 없을 것이다.

인공위성의 궤도 추적 방법은 사용되는 기기의 특성에 따라서 종류를 구분하는데 크게 광학적 방법과 전파를 이용한 방법으로 나뉘어진다. 현재는 전파에 의한 추적방법이 주로 사용되고 있는데, 특히 위성의 송신주파수의 도플러 편이를 이용한 추적 방법은 지상국에서의 위성 추적뿐만 아니라 정지궤도상의 TDRS 위성을 이용하여 임의의 위성들을 추적하는 경우와 GPS위성군을 이용한 추적등에 사용된다. 그러나, 인공위성과 같이 원인과 결과를 가지는 모든 시스템의 경우, 결과에 대한 측정치는 시스템의 행동을 기술하는 수학적인 모델이 완벽하지 못하며 시스템의 행동을 관측하기 위해서 사용되는 관측장치도 항상 잡음을 포함하고 있기 때문에 실제 상황과 일치하는 해를 구하는 것은 불가능하다.

이와같은 부정확한 측정치로부터 실제 상황에 가장 근접한 정보를 얻기 위한 방법중에, 관측치의 선정과 관심을 갖는 변수들의 특성에 대한 제한을 고려한 최적 추정 이론이 가장 주목할 만하다. 최적 추정 이론중에서도 칼만 필터는 최소 자승법에 의한 효율적인 컴퓨터 해라고 할 수 있으며, 임의의 시점에서 시스템 상태와 오차를 볼 수 있으며, 계산속도와 기억용량을 절약할 수 있기 때문에 실시간 계산에 응용성이 높다(Gelb *et al.* 1974).

## 2. 도플러 효과를 이용한 인공위성 추적

인공위성을 전파원으로 보면 도플러 효과가 인공위성에서도 발생함을 알 수 있다. 즉 위성은 일정한 주파수를 지상 수신소로 송신하고 지상에서 그 신호를 수신하게 되는데, 이때 인공위성과 관측 지점간에 상대 속도가 있으면, 도플러 효과에 의해 송신 주파수와 수신된 주파수 사이에 차이가 발생한다. 위성이 관측지점에 접근하는 경우, 송신기의 반송파 주파수보다 높게 관측되며, 관측 지점에서 멀어질 때에는 반송파 주파수보다 낮게 관측된다. 그리고 관측지점과의 상대 속도가 0 이 되는 최대근접시에는 도플러 효과의 변화율이 가장 크게 된다. 이와같은 주파수 차이로부터 위성의 시선속도를 계산 할 수 있다.

$$f = f_0 \frac{c + V_s}{c - V_0} \quad (1)$$

식(1)에서  $f_0$ 는 위성의 송신주파수,  $f$ 는 수신주파수,  $V_s$ 는 위성의 시선속도,  $V_0$ 는 관측자의 속도, 그리고  $c$ 는 전파의 속도로 여기서는 빛의 속도가 된다.

이와는 반대로 일정한 궤도를 공전하는 위성에서 발신된 신호를 해석해서 지상 수신소나 이동 중인 수신자의 위치측정도 가능하다. 현재 미해군에서 발사한 Transit위성-NAVSTAR, GPS등

이 그것이며, 위치 결정의 높은 정밀성과 신뢰도를 얻기 위해 150MHz와 400MHz의 주파수 대역을 사용하고 있다. 이와같은 위성을 이용하기 위해서는 측지용 자기 위치 측정기가 필요하며, 이 기기들은 도플러 효과를 이용하여 위성으로부터 수신한 신호를 분석하여 수신자의 위치를 계산하는데, 현재의 기술로는 1m의 오차로 위치를 측정하고 있다.

한편, 위성의 공전에 의한 정확한 시간과 주파수 측정에 의해 최대근접시간을 산출하고 원거리에 위치한 3개 이상의 관측소에서 관측한 최대근접시간 자료를 이용하여 인공위성의 상대 운동 속도를 구할 수가 있다. 위성의 궤도 속도를 나타내는 식은 위성의 궤도 종류에 따라 변하지만 식을 간단히 하기 위해 원궤도로 가정할 수 있다. 그리고 도플러 변이는 상대 속도가 최대일 때 가장 큰 값을 갖는데, 이것은 위성이 지평선상에 있을 때이고, 이 경우 상대 속도는 다음과 같다.

$$V_r = \frac{V_s R}{R+h} \tag{2}$$

식(1)과 식(2)를 이용하여 위성의 최대 도플러 변이를 계산할 수 있다. 그리고 관측자와 전파원과의 거리 변화가 거의 없는 지구 정지 위성은 도플러 효과를 무시하여도 좋으나, 저고도 위성에 대해서는 매우 중요하고(Bennet 1991), 도플러 변화를 보상하기 위한 수신 주파수 추적이 필요하다. 또한 위성과의 통신시에 도플러 변화가 위성에서 송신시에 큰 영향을 주는 것으로 여겨지지만 지상에서 위성으로 송신할 때에도 도플러 변화가 일어나며, 도플러 변화의 크기는 위성의 ground track과 지상국간의 거리에 비례하므로 탐사위성은 위치의 정밀 탐지를 위해 도플러 변화의 크기를 이용하기도 하며, 지구 정지 위성은 지구에 대해 항상 일정한 위치에 있기 때문에 이론적으로는 도플러 변이가 검출되지 않는다. 그러나  $i \neq 0$ 인 정지위성에서는 관성계에 대한 시선 속도가 0이 아니기 때문에 도플러 변이가 나타난다(Tirró 1993). 그리고 인공위성으로부터 도플러 추적자료를 수신하기 위해서는 그림 1과 같은 과정을 거친다.

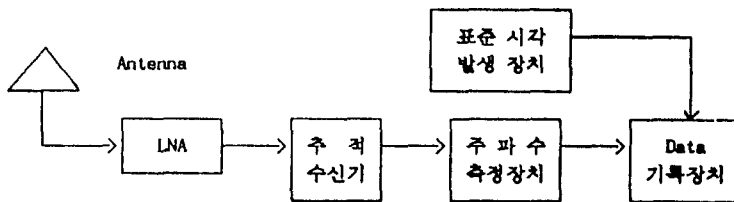


그림 1. 도플러 추적 시스템.

### 3. NOAA-11호의 도플러 관측자료

NOAA-11호의 도플러 변이는 전파연구소의 직경 5m의 추적 안테나를 사용하여 1993년 10월 20일 16시 16분에서 16시 30분(한국시간)사이에 관측하였으며, 추적에 사용된 궤도 요소는 다음과 같다.

기산점 시각 : 1993년 10월 17.892000958일 U.T  
 $i$  : 99.°1481                       $\Omega$  : 269.°2092  
 $e$  : 0.0012760                       $w$  : 92.°8710  
 $M$  : 267.°3840                       $n$  : 14.12923624 rev/day

NOAA-11호는 1687.1MHz의 VISSR신호를 송신하는데 추적 안테나로 수신하여 70MHz로 낮추어 주파수 카운터를 이용하여 주파수를 기록하였다. 통신상의 잡음에는 자연발생적인 것과 인공적인 것이 있으나(Lewis 1992), 본 연구에서는 이를 분류하지 않고 다만 기대되는 값에서 크게 벗어난 자료는 제외시켰다. 그림 2는 주파수의 변화를 나타내고, 그림 3은 주파수의 변화로부터 구한 시선속도의 변화를 나타낸다.

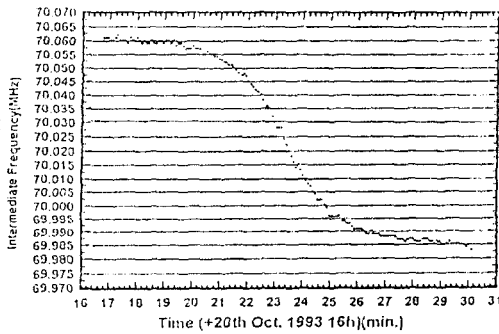


그림 2. NOAA-11호의 수신 주파수 변화.

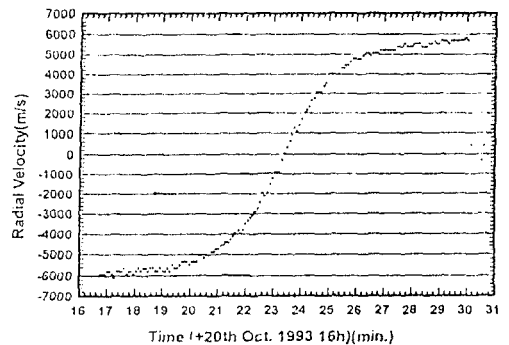


그림 3. NOAA-11호의 시선속도 곡선.

### 4. 확장 칼만 필터링

시스템의 진행을 기술하는데 사용되는 시간에 대한 종속변수와 시스템 모델에 오차를 제공하는 변수를 상태, 또는 상태변수라고 한다. 그리고 대부분의 시스템은 유한개의 상태변수를 갖는데 이를 벡터의 형태로 표시하며 상태벡터라 한다. 상태 벡터의 시간에 따른 변화를 나타내는 식을 상태방정식이라 하며, 본 연구에서는 상태 벡터를 관성좌표계상의 위치, 속도, 그리고 불확실

한 변수로  $J_2$ 를 정하였다. 그리고 상태방정식은 위성의 운동이 상태벡터와 비선형의 관계이므로 다음과 같은 비선형의 경우만 다루었다 (Kalman and Bucy 1961).

$$\dot{X}_k = F(X_k, t_k) + w_k \quad (3)$$

$$Q_k = E[w_k^T w_k] \quad (4)$$

여기서  $X_k$ 는 상태벡터,  $t_k$ 는 k번째 관측 시간, 그리고  $F(X_k, t_k)$ 는 상태벡터의 시간에 대한 변화를 나타내는 함수이고,  $w_k$ 는 시스템의 모형화에 수반되는 오차, 그리고  $Q_k$ 는 상태진행 상호분산이다.

위성의 궤도 결정 문제에서 상태벡터는 직접 관측되지 않으므로, 위성의 운동을 관측하여 얻을 수 있는 관측치와 상태벡터 사이의 관계로부터 위성의 상태를 추정해야 한다. 관측자료와 상태와의 관계를 아래와 같이 가정할 수 있다.

$$Z_k = h_k(X_k) + v_k \quad (5)$$

$$R_k = E[v_k^T v_k] \quad (6)$$

$Z_k$ 는 관측치,  $h_k$ 는 관측 모델로부터 알고 있는 비선형 함수,  $v_k$ 는 관측오차를 나타내며,  $R_k$ 는 관측오차의 상호분산이다. 식(5)와 (6)에서 관측자료는 상태벡터에 대한 비선형 함수라는 것과 관측치는 관측과정에서 발생하는 임의 오차의 영향을 받는다는 것이 중요한 문제가 된다. 위성의 궤도를 결정하기 위해 도플러 변이 자료를 관측하였으므로, 관측자료는 시선거리 변화를  $\dot{\rho}$ 이 되며, 상태벡터와의 관계는 아래와 같다.

$$\dot{\rho} = \dot{\rho}(x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}) + v_k \quad (7)$$

그리고 추정이론을 적용하기 위해서는 비선형 방정식은 부적합하기 때문에 반드시 선형화의 과정을 거쳐야 한다. 식(3)과 (5)를 공칭상태벡터(nominal state vector)에 대해 Taylor 급수전개하여 다음과 같이 선형화할 수 있다.

$$\dot{x}(t_k) = A(t_k)x(t_k), \quad x(t_0) = x_0 \quad (8)$$

$$z_k = H(t_k)x_k + v_k \quad (9)$$

$$x_k = X_k - X_k^* \quad (10)$$

$$z_k = Z_k - h(X_k^*, t_k) \quad (11)$$

$$A(t_k) = \left[ \frac{\partial F}{\partial X} \right] \quad (12)$$

$$H(t_k) = \left[ \frac{\partial h}{\partial X} \right] \quad (13)$$

그리고 식(8)의 해는

$$x(t_k) = \phi(t_k, t_l)x(t_l) \quad (14)$$

$$z_k = H(t_k)x_k + v_k \quad (15)$$

이 되며,  $\phi(t_k, t_l)$ 를 상태전이 행렬이라 한다.

선형화된 상태방정식을 이용하여 상태벡터를 추정하게 되는데 이때, 추정된 상태벡터와 최적화된 상태벡터 사이의 차이인 추정오차  $x(+)$ 의 상호분산

$$P_k(+) = E[x_k x_k^T] \quad (16)$$

이 최소화되는 것을 최적화의 기준으로 정한다. 이 기준을 만족하는 다음의 최적화된 방정식이 확장칼만 필터의 기본 알고리즘이 된다(Gelb et al. 1974).

$$\hat{X}_k(+) = \hat{X}_k(-) + K_k[Z_k - H_k(-)] \quad (17)$$

$$K_k = P_k(-)H_k^T(-)[H_k(-)P_k(-)H_k^T(-) + R_k]^{-1} \quad (18)$$

$$P_k(+) = [I - K_k H_k(-)]P_k(-) \quad (19)$$

여기서  $K_k$ 는 칼만 이득,  $P_k$ 는 오차상호분산이며,  $I$ 는 단위행렬이다.

## 5. 추정에 사용된 모형

상태방정식을 구하기 위해 위성의 역학 모형을 결정해야 하는데, 본 연구에서 NOAA-11호는 고도가 약 890km이므로 섭동항은 지구 중력 조화항중에서  $J_2$  항만을 고려하였고, 비중력 요소로는 대기 저항을 고려하였는데, NOAA-11호와 같이 중고도의 위성은 단주기 섭동에 민감하므로 zonal harmonics 계수 중에서도 특히 영향이 큰  $J_2$  항만을 고려하면, 지구의 비중력 포텐셜은

$$U = \frac{GM_\oplus}{r} \left[ 1 + \frac{J_2}{2r^2} \left[ 1 - 3\left(\frac{z}{r}\right)^2 \right] \right] \quad (20)$$

가 된다. 이 때 위성에 가해지는 가속도는  $a_e = -\nabla U$ 이다.

그리고 지구의 대기는 저고도 위성에 저항력을 미치는데, 이러한 저항력은 지구 대기내의 분자, 원자, 그리고 이온들이 위성과 충돌하기 때문에 생긴다. 인공위성의 고도가 1000km 이하인 경우, 대기 저항은 큰 영향을 주며, 100km 이하에서는 가장 중요한 섭동력으로 작용한다. 대기에 의한 저항은 대기에 대한 인공위성 속도와의 반대방향으로 작용하는데, 그 섭동가속도는 다음과 같다.

$$a_D = -\frac{1}{2} \frac{C_D A}{m} \rho v_a \vec{v}_a \quad (21)$$

식(21)에서  $\rho$ 는 대기밀도,  $C_D$ 는 공력계수,  $A$ 는 대기층과 마찰하는 위성의 단면적, 그리고  $m$ 은 위성의 질량을 나타내며,  $\vec{v}_a$ 는 지구의 자전에 대한 인공위성의 상대속도를 나타낸다. 그리고 도

플러 편이 자료를 처리하기 위해서는 초기의 입력변수로  $t = t_0$  일때의 상태벡터  $X_0$ , 상태잡음 상호분산행렬  $P_0$ , 상태진행잡음 상호분산행렬  $Q_0$ , 그리고 관측잡음 상호분산행렬  $R_0$ 를 정의해 주어야 한다. 초기상태벡터는 NOAA-11호의 기산점 궤도요소를 이용하여 계산한 다음의 값을 사용하였다.

$$\begin{aligned} x_0 &= -160.617km & \dot{x}_0 &= -1197.289m/s \\ y_0 &= -6756.671km & \dot{y}_0 &= 2620.251m/s \\ z_0 &= 2548.076km & \dot{z}_0 &= 6848.425m/s \\ J_2 &= 1.06 \times 10^{-3} \end{aligned}$$

상호분산행렬의 결정은 추정치의 결과에 매우 중요한 영향을 미치는데, 관측 잡음 상호분산행렬  $R$ 의 경우, 관측자료에 대한 사전통계자료가 전혀 주어지지 않았으며, 상태잡음 상호분산행렬  $P$ 와 상태진행잡음 상호분산  $Q$  역시 역학 모형의 통계적 특징을 모르는 상황이어서 특정한 값을 결정할 수 없었다. 이와같이  $Q$ 와  $R$  행렬이 부정확한 경우 추정오차의 발산현상이 나타난다. 그리고 두 행렬이 초기의 시스템 모형에는 적합할지라도 추정이 어느 정도 진행된 상황에서 상호분산행렬들의 값이 상대적으로 큰 값을 갖게 되면, 이전까지의 관측자료의 신뢰도와 유용성을 감소시키는 경우가 있다 (Kumar *et al.* 1991). 이 때는 이전의 관측자료가 추정에 기여하는 정도를 지수함수적으로 감소시켜 발산을 억제할 수 있는데 (Minkler and Minkler 1993), 즉 필터내에 남아 있는 이전의 관측자료의 기억을 다음의 식처럼 지수함수적으로 감소시키는 자동감쇄법이 그것이다.

$$R_k = R_0 \alpha^{-2(k+1)} \tag{22}$$

$$Q_k = Q_0 \alpha^{-2(k+1)} \tag{23}$$

여기서  $\alpha \gg 1$ 이다. 그러나 본 연구에서  $R$ 에 자동감쇄법을 적용한 결과, 모든 경우 발산현상이 나타났기 때문에  $R$  행렬은 임의의 값으로 고정시키고  $Q$  행렬만을 자동감쇄법에 응용하였다. 표 1은 각각의 추정에 사용된  $Q$ ,  $R$ ,  $\alpha$ 를 나타낸다.

$$\begin{aligned} i) \quad & P(1, 1) = 25 \times 10^4 & P(4, 4) &= 4 \times 10^4 \\ & P(2, 2) = 25 \times 10^6 & P(5, 5) &= 4 \times 10^6 \\ & P(3, 3) = 25 \times 10^6 & P(6, 6) &= 4 \times 10^6 \\ & P(7, 7) &= 1 \times 10^{-4} \\ ii) \quad & Q_I = Q_I(Q(1, 1), Q(2, 2), Q(3, 3)) \end{aligned}$$

Q I	$25 \times 10^4$ $36 \times 10^6$ $36 \times 10^6$									$25 \times 10^3$ $36 \times 10^5$ $36 \times 10^5$						
Q II	$4 \times 10^4$ $4 \times 10^6$ $4 \times 10^6$			$4 \times 10^4$ $4 \times 10^5$ $4 \times 10^5$			$4 \times 10^4$ $4 \times 10^4$ $4 \times 10^4$			$4 \times 10^3$ $4 \times 10^5$ $4 \times 10^5$			$4 \times 10^2$ $4 \times 10^4$ $4 \times 10^4$			
$\alpha$	1.035	1.055	1.095	1.035	1.055	1.095	1.035	1.055	1.095	1.035	1.055	1.095	1.035	1.055	1.095	
$R \times 100$	9 3 1 6 0	9 3 1 6 0	9 3 1 6 0	9 3 1 6 0	9 3 1 6 0	9 3 1 6 0	9 3 1 6 0	9 3 1 6 0	9 3 1 6 0	9 3 1 6 0	9 3 1 6 0	9 3 1 6 0	9 3 1 6 0	9 3 1 6 0	9 3 1 6 0	
case =	1 2 3 4 5 6 7 8 9	1 1 1 1 1 1 1 1 2	2 2 2 2 2 2 2 2 3	3 3 3 3 3 3 3 3 4	4 4 4 4 4 4 4 4 5	5 5 5 5 5 5 5 5 6	6 6 6 6 6 6 6 6 7	7 7 7 7 7 7 7 7 8	8 8 8 8 8 8 8 8 9	9 0 1 2 3 4 5 6 7	8 9 0 1 2 3 4 5 6	7 8 9 0 1 2 3 4 5	6 7 8 9 0 1 2 3 4	5 6 7 8 9 0 1 2 3	4 5 6 7 8 9 0 1 2	3 4 5 6 7 8 9 0 1

표 1. 자동감쇄법에 사용된 상호분산행렬.

### 6. 추정 결과

지수의 값이 클수록, 즉 Q 행렬의 감소 속도가 클수록 수렴성이 우수한 것으로 나타났다. 이것은 Q 행렬의 값이 작아질수록 최근의 관측치에 높은 가중치를 주게 되는데, 상대적으로 전이행렬에 의해 전이된 상태벡터에 신뢰도를 적게 준다는 것이므로, 시스템 모형의 구현에 오차가 있음을 의미한다. 그리고 Q 행렬의 값이 작은 경우는 오히려 발산을 하거나 계산상에 오류가 나오는 것으로 나타났다. 결국, 과거 관측자료에 대한 필터내의 기억을 너무 빨리 제거할 경우는, 작지만 오차가 항상 포함되어 있는 최근의 관측자료에 너무 많은 가중치를 주게 되어 발산의 원인이 되며, 수렴속도도 느려지는 것을 의미한다. 그림 4는 수렴성이 가장 좋은 경우의 상태벡터의 추정 오차를 나타낸 것인데, 300초 이후에는 오차가 0에 수렴함을 알 수 있다.

그리고 그림 5는 이 경우의 추정된 시선속도와 관측자료를 동시에 그린 것이며, 그림 6은 이들간의 차이이다. 두 속도간의 차이는 150초대에서 큰 값을 가지지만, 상태벡터의 추정오차와 마찬가지로 300초가 지나면서 0에 수렴함을 알 수 있다. 그림 7, 8, 그리고 9는 이 때의 궤도 장반경, 이심률, 그리고 궤도 경사각을, 그림 10, 11, 그리고 12는 근지점 인수, 승교점 적위, 그리고 평균 근점각을 나타낸 것이다. 궤도 장반경과 궤도 경사각은 3장에서 제시한 NOAA-11호와 일치함을 알 수 있다. 그리고 위성이 역행하므로 근지점 인수, 승교점 적위, 그리고 평균 근점각은 기산점과는 실제로 다른 값을 갖게 되는데, 관측 최종 시간을 이용하여 이 값들을 계산해 본 결과, 근지점 인수는 85°, 승교점 적위는 259° 그리고 평균 근점각은 343°가 되는데, 추정결과와 어느 정도 일치함을 알 수 있다. 그림 13은  $J_2$ 의 추정결과인데, 250초를 지나면서 실제값인  $1.082 \times 10^{-3}$ 보다 약간 큰 값인  $1.084 \times 10^{-3}$ 에 수렴하는 것을 알 수 있다.



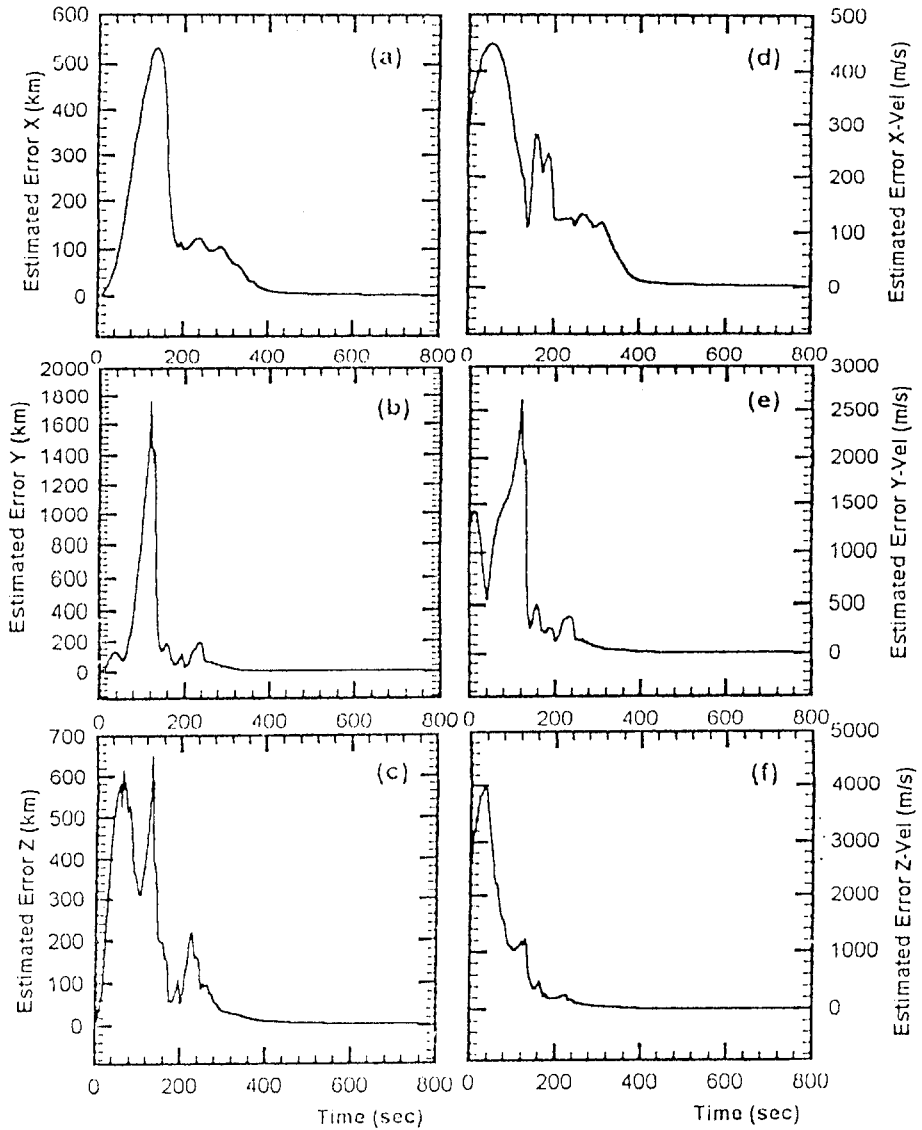


그림 4. 상태벡터의 추정 오차.

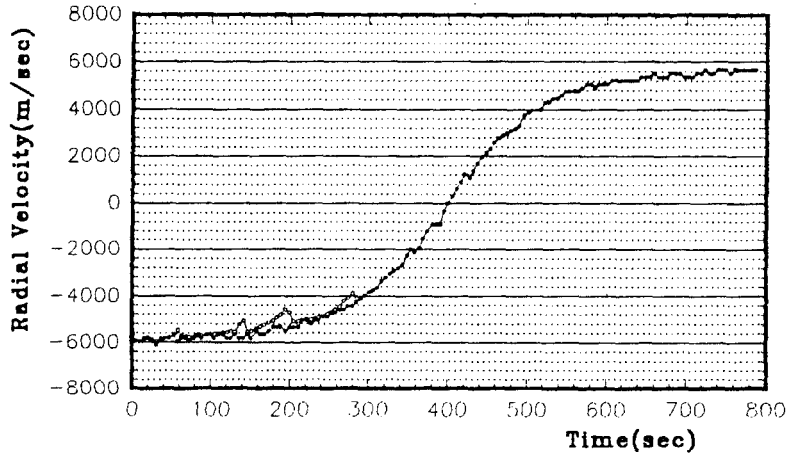


그림 5. 추정된 시선속도(○)와 관측된 시선속도(●).

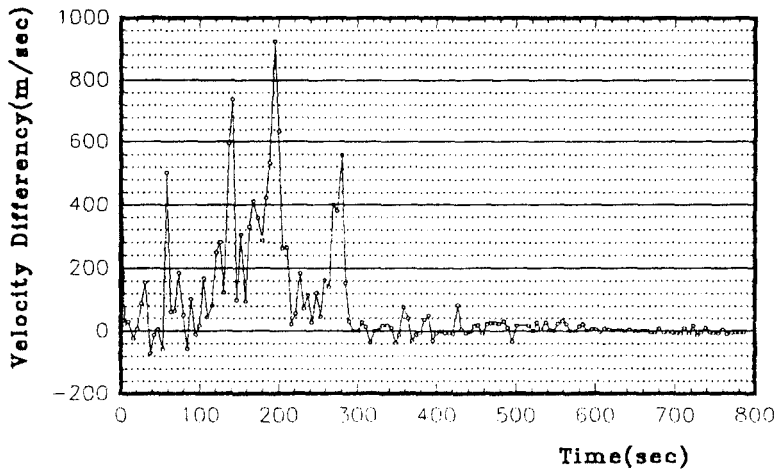


그림 6. 두 시선속도간의 차이.

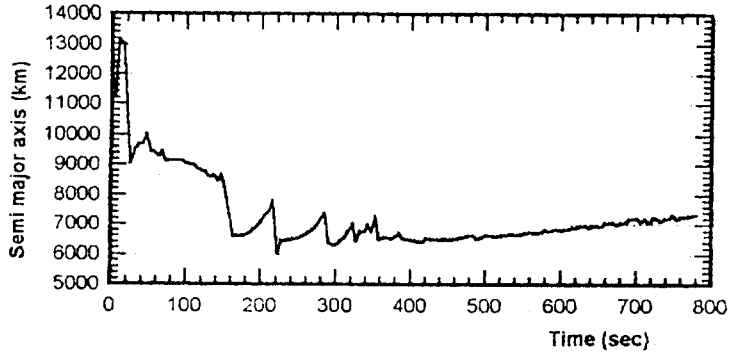


그림 7. 궤도 장반경의 추정 결과.

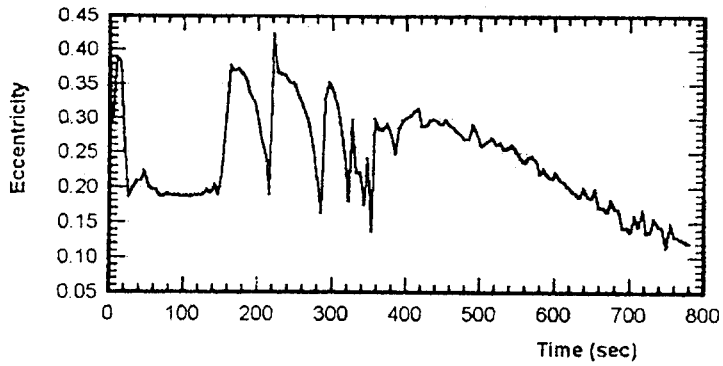


그림 8. 이심율의 추정 결과.

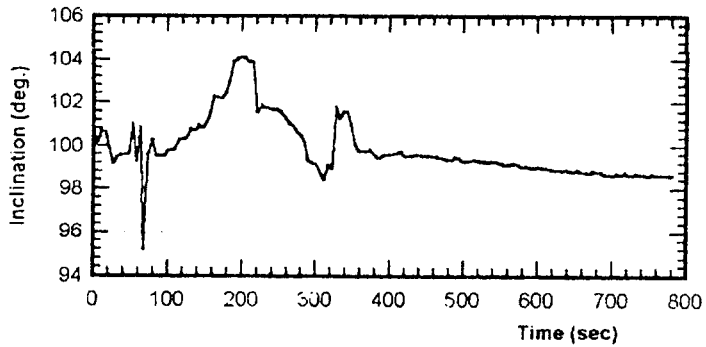


그림 9. 궤도 경사각의 추정 결과.

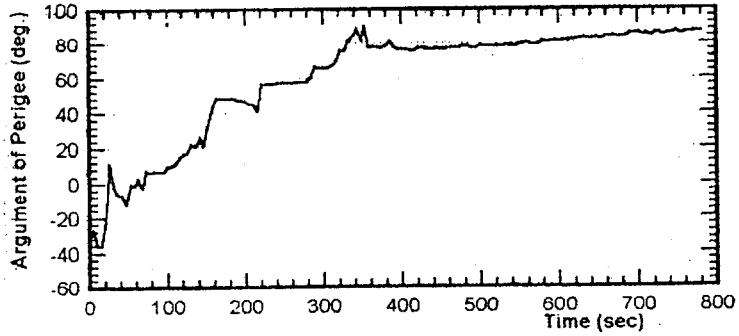


그림 10. 근지점 인수의 추정 결과.

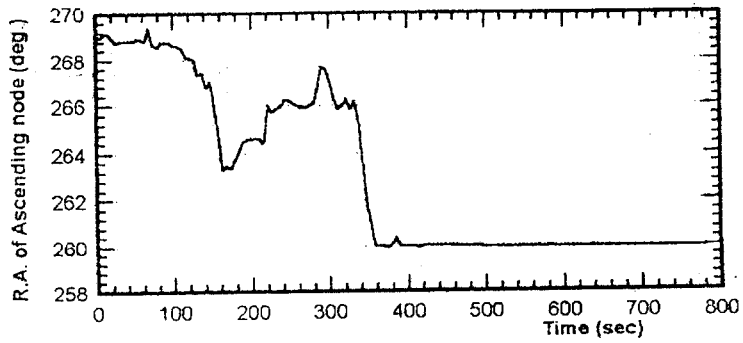


그림 11. 승교점 적위의 추정 결과.

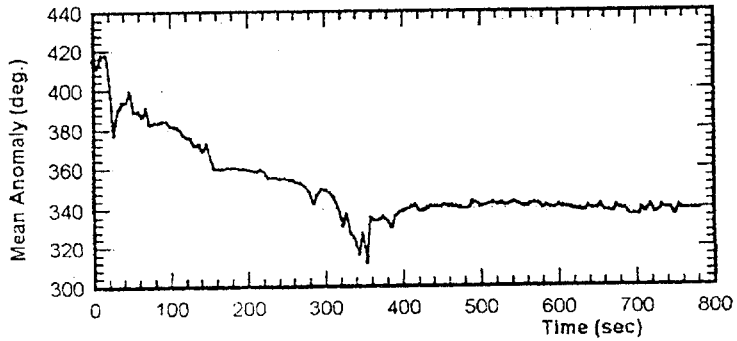


그림 12. 평균근점각의 추정 결과.

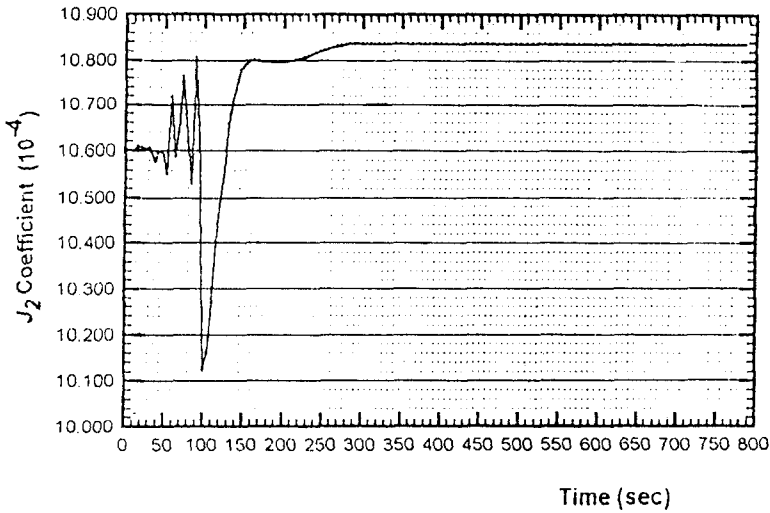


그림 13.  $J_2$ 의 추정결과.

### 7. 토의 및 결론

확장 칼만 필터를 사용하여 NOAA-11호의 도플러 추적자료를 처리하여 궤도요소를 구해본 결과, 관측자료가 충분하지 못하지만 어느 정도 정확한 궤도요소를 구할 수 있었다. 그러나 위성의 도플러 추정자료로부터 위성의 궤도를 좀 더 정확히 결정하기 위해서는 관측된 시선 속도 자료만으로는 문제가 있으며, 이를 보완하기 위해서 반드시 거리에 관한 관측자료가 필요하다. 그리고 위성의 궤도 결정을 위해서는 관측자료의 다양성 외에 오랜 시간 관측된 자료가 필요하며, 이것이 이루어지지 않을 경우, 여러 관측지점에서 동시에 관측한 자료를 이용하여 이를 보충해야 할 것이다.

그리고 확장 칼만 필터의 적용에 있어서 필터의 성능을 결정할 수 있는 중요한 변수는 시스템의 통계적인 특징을 나타내는 상호분산행렬의 초기값이며, 이들이 정확한 값으로 주어지지 않으면 발산의 원인이 됨을 알 수 있었다. 이를 억제하기 위해서는 통계적인 특징에 대해 충분한 사전 지식이 필요하지만, 실제 위성 추적의 경우, 시스템 모형에 포함된 통계적 특징등을 정확히 알 수 없으며, 이를 극복하기 위해서는 자동 감쇄법이나, 또는 추정이 진행되는 과정에서 시스템의 통계적인 특징을 결정하는 적응 필터의 도입이 필요하다.

참고 문헌

- Bennett, B. 1991, *Satellite Communications*, 15(6), pp.23-25
- Gelb, A., Kasper Jr., J. F., Nash Jr., R. A., Price, C. F. & Sutherland, A. A. 1974, *Applied Optimal Estimation* ed. Gelb, A. (M.I.T. Press: Cambridge)
- Kalman, R. E. & Bucy, R. S. 1961, *J. Basic Eng.*, March, pp.95-108
- Kumar, K., Yadav, D. & Srinivas, B. V. 1991, *J. Guidance and Control*, 14(2), pp.475-477
- Lewis, G. E. 1992, *Communication Service Via Satellite* (Butterworth-Heinemann: Great Britain), pp.20-21
- Minkler, G. & Minkler, J. 1993, *Theory and Application of Kalman Filtering* (Magellan Book Company: Palm Bay), pp.364-366
- Tirró, S. 1993, *Satellite Communication Systems Design* (Plenum press: New York), pp.282-283