

論文

칼만필터를 이용한 무궁화위성 궤도결정 성능분석 연구

박봉규*, 안태성**

Performance Analysis of Kalman Filter Based KOREASAT
Orbit Determination

Bongkyu Park* and Taesung Ahn**

ABSTRACT

In this paper, detailed analysis on orbit determination algorithm based on extended Kalman filter which is expected to be applied to Koreasat 3 operation more frequently, is performed. First, an orbit determination algorithm based on conventional Extended Kalman Filter is designed. And the Kalman filter parameters for Koreasat tracking system are selected from the test running using simulated tracking data input designed to have very similar statistical characteristics to Koreasat tracking data. And then the performance of the Kalman filter has been analyzed from the performance comparison with the batch filter based orbit determination results considering the intermittent tracking and maneuvering situation. Feasible approaches to mutual compensation of two filters are proposed.

초 록

본 연구에서는 무궁화위성 3호기에 보다 적극적으로 사용될 칼만필터 기반의 궤도결정기법에 대한 연구를 수행하였다. 먼저 고전적인 확장 칼만필터를 이용한 궤도추정 알고리즘을 구성하였고 실제 무궁화위성 추적데이터의 특성을 통계적 측면에서 면밀히 반영한 가상 추적데이터를 생성하여 궤도 추정을 수행함으로써 적절한 무궁화위성용 확장칼만필터의 파라미터를 선택하였다. 구성된 칼만필터의 성능 및 특성 그리고 무궁화위성의 운용환경에의 적합성을 파악하기 위하여 간헐적(Intermittent)인 추적환경 및 위치유지 기동 환경을 고려한 시뮬레이션을 수행하였다. 또한 배치필터와의 성능비교를 수행하였으며 이를 통하여 두 방법을 효율적으로 상호 보완하는 방안에 대하여 살펴보았다.

1. 서 론

무궁화위성 1,2호기는 용인과 대전으로부터 측정된 위성의 거리(Range), 방위각(Azimuth), 고각(Elevation) 데이터를 이용하여 일괄처리 방식으로 위성의 위치를 파악하고 위치유지와 같은 임무를 계획하고 평가하였다. 일괄처리 방식은 비교적 적은 데이터로부터 정밀한 궤도요소를 얻

을 수 있는 장점이 있지만 후처리 방식이기 때문에 실시간으로 위성의 움직임을 파악할 수 없고 운용자의 많은 노력을 요구한다는 단점이 있다.

일괄처리방식인 배치필터(Batch Filter)와 함께 가장 보편적으로 사용되는 추정기법은 칼만필터(Kalman Filter)로서 이미 무궁화위성 1,2호의 경우에도 제공되어졌지만 배치 필터에 비하여 이용도가 상당히 낮은 수준이었다. 그 이유는 칼만필

† 2000년 7월 7일 접수

* 정회원, 한국항공우주연구소 통신위성연구그룹

** 한국통신 용인위성관제소

터를 이용한 궤도결정 특성을 파악하기 까지는 비교적 많은 시간과 노력이 필요하고 배치필터 만으로도 임무를 계획하는데 큰 어려움이 없었기 때문이었다. 하지만 운용의 효율을 높이고 신뢰성을 확보하기 위해서는 가급적 여러 방법을 동원해 결과를 비교하는 것이 적절하다.

따라서 본 논문에서는 칼만필터를 이용한 궤도결정 알고리즘의 활용도를 높이기 위하여 기법 자체에 대한 심도 있는 분석을 수행하였다. 참고 문헌[1]의 무궁화위성 칼만필터 관련자료 및 참고문헌[2]의 확장칼만필터(Extended Kalman Filter) 이론을 바탕으로 궤도추정 알고리즘을 구성하였고 가상적으로 생성된 추적데이터 및 무궁화위성 1,2호의 운용을 통하여 얻어진 실제 추적데이터를 이용하여 확장 칼만필터의 파라미터를 조정하고 성능을 분석하였다. 그리고 배치필터와의 비교를 통하여 칼만필터 기반의 궤도결정 알고리즘의 특성을 파악하고 두 방법의 상호보완 방안에 대하여 연구를 수행하였다.

II. 궤도결정 알고리즘

일반적인 선형 칼만필터는 대상 시스템의 시스템 방정식을 특정한 기준(Reference)에 대하여 선형화하여 사용하게 되는데 이 경우 상태변수가 기준점으로부터 크게 벗어나는 경우에는 선형 요구조건을 만족하지 못하므로 필터의 발산을 초래할 수 있다. 궤도추정에 사용되는 궤도방정식은 비교적 심한 비선형 특성을 가지므로 확장칼만필터의 사용이 적합하다.

가. 확장칼만필터 알고리즘

먼저 확장칼만필터의 각 단계에서 사용되는 알고리즘의 수학적 표현을 간단히 정리하였다. 비선형의 대상 시스템의 방정식은 일반적으로 다음과 같은 형태로 표현되어진다.

$$\dot{X} = g(X(t)) + w(t) \quad (1)$$

$$\dot{Z}(t) = f(X(t)) + v(t) \quad (2)$$

위에서 X 와 Z 는 상태변수와 측정치를 의미하고 g 와 f 는 시스템의 비선형 동역학 모델 및 비선형 측정식이다. 그리고 w 와 v 프로세서 잡음 및 측정잡음을 의미한다.

확장칼만필터의 첫 단계는 위 식 (1) 과 식 (2) 의 수학적 모델링을 선형화 하는 것이다. 이것은 다음 식 (3)~(4)와 같이 수식에 대한 편미분을 취함으로써 이루어진다.

$$\dot{x} = Gx(t) = \left[\frac{\partial g_i(X)}{\partial X_j} \right] x(t) + w'(t) \quad (3)$$

$$\dot{z}(t) = Fx(t) + v(t) = \left[\frac{\partial f_i(X)}{\partial X_j} \right] x(t) + v'(t) \quad (4)$$

여기서 x 및 z 는 기준점에 해당하는 X 와 Z 의 변분(Variation)을 의미한다. 그리고 G 와 F 는 선형화된 시스템의 시스템 행렬 및 측정 행렬을 의미한다. 확장칼만필터는 위의 시변 기준점에 대한 선형화된 시스템에 기초하고 있다. 따라서 선형화 과정은 매 단계마다 지속적으로 수행되어야 한다.

다음 단계는 수리적인 시스템 모델 및 오차공분산행렬을 시간에 대하여 적분하는 단계로서 이전 측정시간($k-1$)에서 새로운 측정치가 들어오는 시점(k)까지 수행된다. 시스템 모델은 수식 (5)와 같은 비선형 시스템이며 오차공분산행렬에 대한 미분방정식은 수식 (6) 과 같다.

$$\dot{X} = g(X(t)) \Rightarrow \hat{X}(k-1) \quad (5)$$

$$\dot{P} = PG^T + GP + Q \Rightarrow P(k-1) \quad (6)$$

위 수식에서 $\hat{X}$ 은 상태변수의 추정치를 의미하며 P 는 상태변수 오차공분산행렬을 Q 는 프로세서 잡음의 강도를 나타낸다.

다음은 시간 k 에서 측정치가 유입되었을 때 상태변수 및 오차공분산의 추정치를 갱신하는 단계로서 다음 수식을 사용한다.

$$\hat{X}(k) = \hat{X}(k-1) + K(k)[Z(k) - \hat{Z}(k-1)] \quad (7)$$

$$K(k) = P(k-1)F^T(k)[F(k)P(k-1)F^T(k) + R(k)]^{-1} \quad (8)$$

$$P(k) = [I - K(k)F(k)]P(k-1) \quad (9)$$

위에서 K 는 필터게인, R 은 측정치 오차 w 의 잡음강도를 나타낸다.

앞에서 설명한 프로세서 잡음강도행렬 Q , 측정잡음강도행렬 R 그리고 초기 상태변수 오차공분산행렬 P_0 는 파라미터로서 설계자의 경험을 토대로 선택된다.

나. 궤도추정 알고리즘 구성

본 논문에서는 무궁화위성 칼만필터 시스템과 같이 ECI 좌표에서의 위성의 위치 r_x, r_y, r_z 와 속도 v_x, v_y, v_z 와 위성의 유효면적(Effective Area) A_e 를 상태변수로 선택하였다. 여기서 위성의 유효면적이란 태양복사압에 수직한 위성의 단면

적을 의미한다. 무궁화위성 3호 칼만필터의 경우에는 A_e 대신에 태양복사계수(C_p)를 상태변수로 선정하고 있지만 A_e 나 C_p 는 위성체의 무게 및 표면의 빛 반사특성 즉 흡수율(Absorptivity) 및 정반사율(Specular Reflectance)이 주어지면 수식적으로 계산 가능하므로 결과적으로 차이는 없다고 볼 수 있다.

$$X = [r_x, r_y, r_z, v_x, v_y, v_z, A_e]^T \quad (10)$$

다음은 확장칼만필터의 구성에 필요한 비선형 시스템 방정식으로서 궤도결정의 경우에는 섭동을 포함한 궤도방정식이 사용된다. 여기서는 3차원 궤도운동을 다루기 위하여 다음 수식 (11)과 같이 성분별로 나누어 표현하였다.

$$\begin{aligned} \ddot{r}_x + \frac{\mu r_x}{r^3} &= f_{px} \\ \ddot{r}_y + \frac{\mu r_y}{r^3} &= f_{py} \\ \ddot{r}_z + \frac{\mu r_z}{r^3} &= f_{pz} \\ r &= \sqrt{r_x^2 + r_y^2 + r_z^2} \end{aligned} \quad (11)$$

위 수식에서 μ 는 지구중력상수이고 f_p 는 섭동력으로서 지구의 중력 포텐셜, 달과 태양의 인력에 의한 섭동, 태양풍에 의한 영향 그리고 기동에 의한 섭동으로 구성된다. 지구중력 포텐셜의 경우는 4차 항까지 고려하였다. 섭동에 대한 좀더 자세한 내용은 참고문헌[3]에 나타나 있다. 위의 비선형 시스템의 기준점에 대한 선형 시스템 행렬은 다음과 같이 구성된다.

$$G = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ \frac{\partial \ddot{r}_x}{\partial r_x} & \frac{\partial \ddot{r}_x}{\partial r_y} & \frac{\partial \ddot{r}_x}{\partial r_z} & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial \ddot{r}_x}{\partial A_e} \\ \frac{\partial \ddot{r}_y}{\partial r_x} & \frac{\partial \ddot{r}_y}{\partial r_y} & \frac{\partial \ddot{r}_y}{\partial r_z} & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial \ddot{r}_y}{\partial A_e} \\ \frac{\partial \ddot{r}_z}{\partial r_x} & \frac{\partial \ddot{r}_z}{\partial r_y} & \frac{\partial \ddot{r}_z}{\partial r_z} & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial \ddot{r}_z}{\partial A_e} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

다음은 측정 방정식으로서 무궁화위성 3호의 경우에는 지상국과 위성사이의 거리(Range), 위성의 방위각(Azimuth) 그리고 양각(Elevation)을 측정하게 되므로 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} z &= \rho \quad (\text{Range}) \\ z &= A_z \quad (\text{Azimuth}) \\ z &= E_l \quad (\text{Elevation}) \end{aligned} \quad (13)$$

상태변수로부터 측정값을 계산하는 과정은 위성의 ECI 좌표에서의 위치 및 관제소의 위도, 경도

그리고 고도로부터 수치적으로 이루어진다. 그리고 세 가지 측정값은 동일한 시점에 이루어지지 않기 때문에 유입되는 측정의 종류에 따라서 식 (13)의 서로 다른 측정식을 사용하여야 한다.

다음 식 (14)~(16)은 측정방정식의 선형화된 행렬을 나타내고 있다. 측정값의 종류에 따라서 세 가지 표현 중에 하나를 선택해 사용한다. 행렬내의 편미분 성분은 수치적인 방법을 통하여 계산된다.

$$F \equiv F_r = \left[\frac{\partial \rho}{\partial r_x}, \frac{\partial \rho}{\partial r_y}, \frac{\partial \rho}{\partial r_z}, 0, 0, 0, 0 \right] \quad (\text{거리}) \quad (14)$$

$$F \equiv F_A = \left[\frac{\partial A_z}{\partial r_x}, \frac{\partial A_z}{\partial r_y}, \frac{\partial A_z}{\partial r_z}, 0, 0, 0, 0 \right] \quad (\text{방위각}) \quad (15)$$

$$F \equiv F_E = \left[\frac{\partial E_l}{\partial r_x}, \frac{\partial E_l}{\partial r_y}, \frac{\partial E_l}{\partial r_z}, 0, 0, 0, 0 \right] \quad (\text{양각}) \quad (16)$$

이상의 칼만필터 알고리즘은 ECI 좌표에서의 위성의 위치 및 속도를 상태변수로 삼아 구성되었다. 필터의 수행을 위해서는 적절한 파라미터를 선정하여 초기화하여야 하는데 ECI 좌표 궤도요소의 경우는 공분산값 Q 와 P 는 위성의 위치에 의존적이므로 초기화하는데 어려움이 따른다. 이러한 번거로움을 해결하기 위해서 공분산값의 초기치를 케플러 궤도요소에 성분으로 설정하고 ECI 좌표의 성분으로 변환하여 사용하였다. 즉

$$Q = T_{KTE} Q T_{KTE}^T \quad (17)$$

$$P_o = T_{KTE} P_o T_{KTE}^T \quad (18)$$

여기서 T_{KTE} 는 케플러 궤도요소에서 ECI 좌표 성분으로의 선형변환행렬로서 다음과 같이 편미분을 통하여 계산되어진다.

$$T_{KTE} = \frac{\partial X_{ECI}}{\partial X_{KEPLER}} \Big|_{X_{KEPLER}} \quad (19)$$

위의 편미분 값은 수치적인 방법을 통하여 계산되어진다.

또한 위치유지와 같은 기동의 수행시 기동오차를 고려하기 위하여 오차공분산의 수정을 다음과 같이 수행한다.

$$P' = P + T_{BTE} P_b (\Delta V_b) T_{BTE}^T \quad (20)$$

여기서 $P(\Delta V_b)$ 는 위성 몸체 좌표에 대한 기동오차 공분산 행렬을 의미하고 T_{BTE} 는 몸체좌표로부터 ECI 좌표로의 변환행렬로서 다음과 같이 편미분을 통하여 계산되어진다.

$$T_{BTE} = \frac{\partial X_{ECI}}{\partial X_{BODY}} \Big|_{X_{BODY}} \quad (21)$$

다. 추적 데이터의 처리

무궁화위성에서 사용되는 추적값은 4톤(ton) 시스템에 대한 위상각(Phase), 방위각(Azimuth), 앙각(Elevation)으로 이루어진다. 방위각과 앙각의 경우는 측정시 직접 도(degree) 단위로 파일에 저장되어지므로 별도의 절차 없이 사용가능하지만 4톤 시스템에 대한 위상값은 처리를 거쳐 지상국과 위성사이의 거리(Range)값으로 환산되어 사용된다. 본 과정에 대해서는 참고문헌[4]를 참고하기 바란다.

III. 칼만필터의 파라미터 선택

가. 가상 추적데이터의 생성

본 논문에서는 일차적으로 칼만필터의 파라미터를 선택하기 위하여 궤도요소의 참값을 알고있는 가상의 추적데이터를 생성한 다음 칼만필터를 이용한 궤도추정을 수행하여 참값과 비교하는 방식을 사용하였다. 실제 추적데이터를 이용할 경우는 상태변수의 참값을 알지 못하므로 결과를 평가하는데 어려움이 있기 때문이다.

가상 추적 데이터는 바이어스 및 가우시언(Gaussian) 잡음에 의한 오차를 고려하여 생성되었다. 잡음의 특성, 즉 잡음의 분산값은 배치필터를 이용한 궤도결정 결과를 후처리하여 얻었다. 결과적으로 얻어진 추정데이터 잡음의 분산값은 다음과 같다.

Table 1. Koreasat Tracking Data Variance

추정값의 종류	분산값	단위
Range	0.00698	[km]
Azimuth	0.00397	[deg]
Elevation	0.00363	[deg]

그리고 실제 데이터와 특성을 최대한 동일하게 하기 위하여 방위각 및 앙각 측정치의 경우 소수점 둘째 자리 이하는 반올림하여 사용하였다. 무궁화위성의 경우 추적데이터는 소수점 둘째 자리까지만 도(degree) 단위로 주어진다.

(그림 1)과 (그림 2)는 위의 방법을 사용해서 얻어진 추적데이터의 예를 보여주고 있다. 실제 추적값과 가상적으로 생성된 추적데이터가 상당히 유사한 특성을 가짐을 알 수 있다. 잡음성분이 섞이지 않는 그림은 배치필터를 이용하여 추정된 값이다.

(표 2)는 생성된 가상 추적데이터의 통계적인 특성을 보여주고 있다.

나. 칼만필터 파라미터의 선택

칼만필터는 적절한 파라미터를 사용할 때 최적의 성능을 낼 수 있다. 여기서 파라미터는 상태변수의 오차공분산 초기값(P_0), 프로세서 잡음강도(Q) 그리고 측정잡음 공분산값(R)을 의미한다. 본 연구에서는 적절한 필터 파라미터를 선정하기 위하여 앞에서 제시한 측정잡음 공분산값을 이용하여 가상의 추적데이터를 생성한 다음 필터를 수행하여 좋은 추정결과를 나타내는 파라미터 값을 선택하였다. 가상의 추적 데이터를 사용한 이유는 앞에서 언급한 바와 같이 실제 추적 데이터의 경우 상태변수의 실제값을 알 수가 없기 때문에 필터의 추정 결과를 평가하기가 어려운 단점이 있기 때문이다.

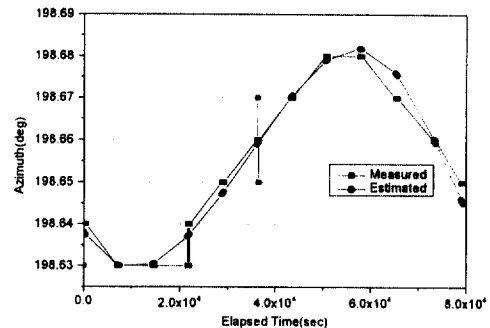


Fig. 1. Koreasat tracking data(azimuth)

Table 2. Simulated Tracking Data Variance

추정값의 종류	분산값	단위
Range	0.00614	[km]
Azimuth	0.00499	[deg]
Elevation	0.00480	[deg]

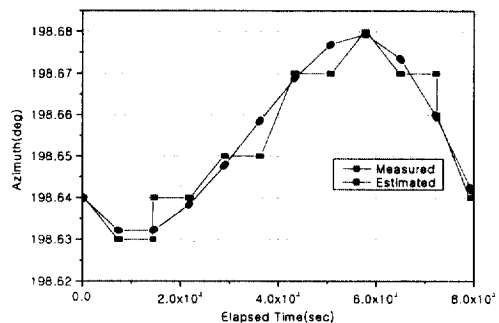


Fig. 2. Simulated tracking data(azimuth)

(표 3)은 가상 추적데이터를 생성하기 위하여 사용된 초기 궤도요소 및 외란을 계산하기 위한 각종 파라미터를 나타내고 있다. (표 4)는 필터의 초기값으로 사용된 궤도요소, 위성의 유효면적, 위성의 빛 흡수율(Absorptivity) 및 정반사율(Specular Reflectance)을 나타내고 있다. 초기 오차를 가정하기 위하여 (표 3)과는 다소 다른 값을 사용하였다.

(표 5)로부터 (표 7)은 최종적으로 선택된 필터의 파라미터를 나타내고 있다. 측정오차 분산값은 앞에서 배치필터의 추정 결과로부터 얻어진 통계수치를 그대로 사용하였다.

본 시뮬레이션에서 사용된 가상추적데이터는 실제 무궁화위성 추적 환경과 유사하게 2시간 간격의 데이터 그룹으로 이루어지며 각 그룹은 다시 10개의 블록으로 이루어진다. 각 블록에는 한 세트의 거리, 방위각, 양각 정보가 각각 포함되어 있고 블록 사이는 50초의 시간간격을 가진다. 총 생성된 가상 추적 데이터는 1997/07/02 0시:0분:0초로부터 10일 간의 데이터이다.

(그림 3)으로부터 (그림 6)은 최종적으로 선택된 필터 파라미터값을 사용하여 궤도추정을 수행했을 경우에 얻어지는 위치, 속도, 장반경 그리고 유효면적에 대한 오차 변화를 나타내고 있다. 여기서 오차는 추정값에서 참값을 뺀 것을 의미한다. 모두 약 3일 정도의 수렴기간을 거쳐 좋은 추정값을 나타낼을 볼 수 있다. 다르게 말하면 3일 이내의 추정치는 신뢰하지 않는 것이 안정적인 운용을 위한 방법임을 알 수 있다. 위치는 100m, 속도는 1cm/sec 그리고 장반경의 경우는 거의 영에 가까운 값으로 추정 가능함을 볼 수 있다.

Table 3. Inputs for tracking data generation

입력변수	초기값
Epoch Time	1997/7/2-00:00:00
Semimajor Axis(km)	42165.593
Eccentricity	2.174E-4
Inclination(deg)	2.481E-3
Right Ascension of Ascending Node(deg)	317.801
Argument of Perigee (deg)	126.534
Mean Anomaly(deg)	311.788
Effective Area(m ²)	11.0
Satellite Mass(kg)	706.4
Absorptivity	0.66
Specular Reflectance	0.17

Table 4. Inputs for obrt determination

상태변수	초기값
Epoch Time	1997/7/2-00:00:00
Semimajor Axis(km)	42165.794
Eccentricity	2.170E-6
Inclination(deg)	2.957E-6
Right Ascension of Ascending Node(deg)	315.133
Argument of Perigee(deg)	129.397
Mean Anomaly(deg)	311.593
Effective Area(m ²)	7.0

Table 5. Measurement noise variance

상태변수	분산값	단위
Range	0.00614	[km]
Azimuth	0.00499	[deg]
Elevation	0.00480	[deg]

Table 6. Variance of initial state

상태변수	분산값	단위
Semimajor axis	0.1	[km]
Eccentricity	0.0001	NA
Inclination	0.1	[deg]
Right Ascension of Ascending Node	0.1	[deg]
Argument of Perigee	0.1	[deg]
Mean Anomaly	0.1	[deg]
Effective Area	0.1	[m ²]

Table 7. Processor noise variance

상태변수	분산값	단위
Semimajor axis	1.0e-9	[km]
Eccentricity	1.0e-9	NA
Inclination	1.0e-9	[deg]
Right Ascension of Ascending Node	1.0e-9	[deg]
Argument of Perigee	1.0e-9	[deg]
Mean Anomaly	1.0e-9	[deg]
Effective Area	1.0e-20	[m ²]

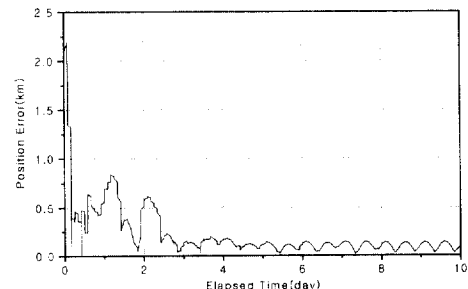


Fig. 3. Position estimation error

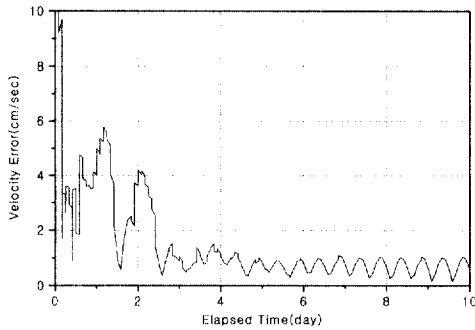


Fig. 4. Velocity estimation error

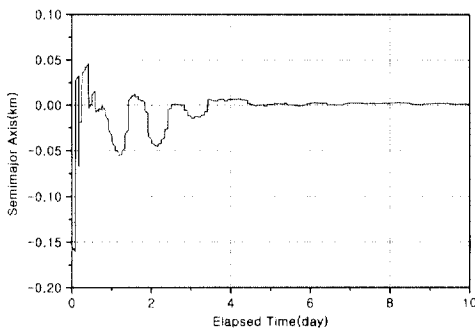


Fig. 5. Semi-major axis estimation error

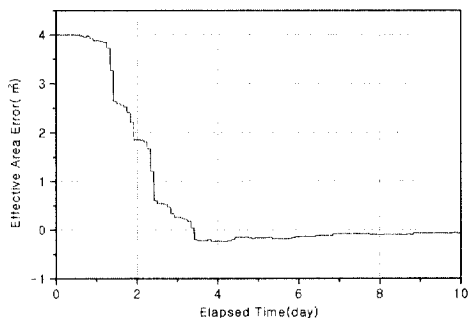


Fig. 6. Effective area estimation error

다. 배치필터와의 결과 비교

다음은 칼만필터를 이용한 궤도추정 결과를 배치필터의 경우와 비교하였다. (그림 7)은 배치필터와 칼만필터의 결과를 비교하는 방법을 나타내고 있다. 두 방법 모두 동일한 추적데이터를 사용하고 있으나 얻어지는 결과 형태는 조금 다르다. 본 연구에서 사용한 배치필터의 경우 추정

결과는 $t=t_0$ 단일 시점에서의 궤도요소 및 안테나 바이어스 추정치 그리고 기동 ΔV 추정치로 주어지므로 실시간 추정 기법인 칼만필터의 결과와 직접적으로 비교하는데 어려움이 있다. 따라서 이를 가능하게 하기 위하여 추정된 $t=t_0$ 에서의 궤도요소를 초기치로 해서 $t=t_f$ 까지 궤도적분을 수행하였다. 물론 이 과정에서 기동에 의한 궤도변화를 고려하며 기동 ΔV 는 추정된 값을 이용한다. 이 같은 방법을 통해 시간에 따른 궤도요소가 만들어지면 칼만필터와의 비교가 가능해 지는 것이다.

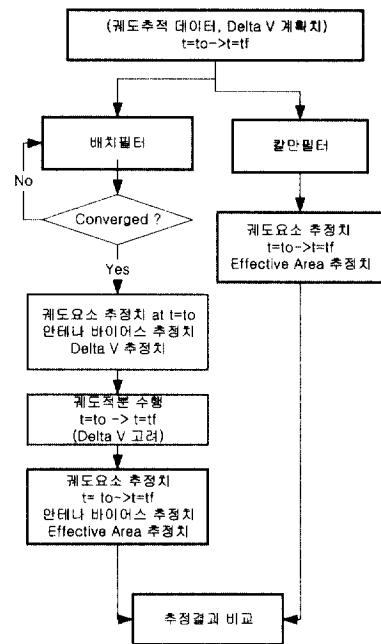


Fig. 7. Comparison of the estimation results using BF & KF

(그림 8)에서 (그림 10)은 그 결과로서 위치 및 속도오차의 경우 초기 이틀 정도의 기간을 제외하고는 칼만필터가 배치필터보다 더 좋은 추정 성능을 보임을 알 수 있다. (그림 10)의 장반경의 경우에는 수렴속도가 늦기는 하지만 점차적으로 참값에 수렴해 나가는 것을 볼 수 있고 최종적으로 배치필터와 거의 유사한 정밀도를 나타냄을 알 수 있다. 부분적으로 칼만필터의 장반경 추정치 오차가 배치필터의 추정치 오차에 비하여 큰 에도 불구하고 속도 및 위치오차가 칼만필터의 경우가 더 작은 것을 볼 수 있는데 속도 및 위치

오차의 경우 스칼라로 표현된 값이기 때문에 물리적 의미에서 상충되는 부분은 아니다. 즉 장반경의 크기가 다르더라도 나머지 궤도요소가 어떤 값을 가지느냐에 따라서 속도 및 위치 값이 근접할 수도 있다는 것이다. 본 결과에서 칼만필터는 위치 및 속도오차를 만족시키기 위하여 장반경을 다소 민감하게 변화시키는 것으로 보인다.

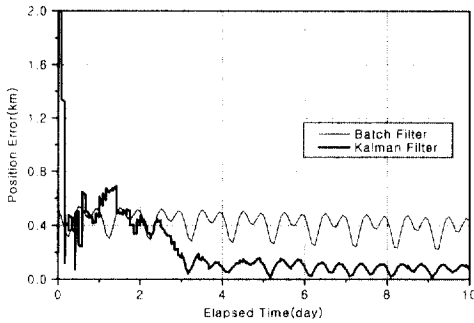


Fig. 8. Position estimation error

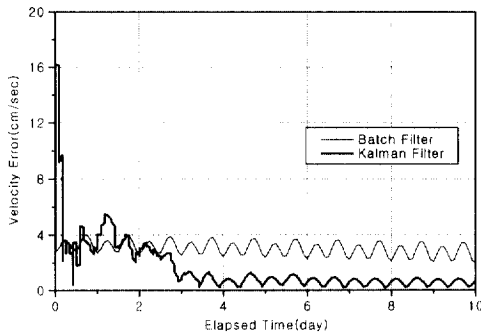


Fig. 9. Velocity estimation error

IV. 칼만필터의 성능분석

칼만필터의 성능을 좀더 면밀히 분석하기 위하여 실제측정환경을 고려한 가상적인 추적데이터 및 무궁화위성 1호의 실제 추적데이터를 이용하여 궤도추정을 수행하였다. 여기서 실제 측정환경을 고려한 가상적인 추적데이터란 무궁화위성 1,2호의 경우와 같이 연속적이 아닌 간헐적(Intermittent)인 추적을 수행하고 주기적으로 위치유지 작업을 수행하는 환경을 의미한다. 칼만필터는 위에서 언급한 가상 추적데이터를 이용하는 경우(경우 1)와 실제 추적데이터를 이용하는 경우(경우 2) 두 가지로 경우로 나누어 수행되었다.

경우 1에서는 궤도요소의 참값을 알고 있으므로 추정결과와의 직접적인 비교를 통하여 평가가 가능하며 경우 2는 참값을 알지 못하므로 배치필터를 이용한 추정 결과와 비교함으로써 성능을 평가하였다. 배치필터는 참고문헌[4]에서와 같이 이미 한국통신의 지원을 통하여 개발되어 검증된 프로그램을 사용하였다. 물론 칼만필터의 경우도 해석을 위하여 별도로 개발된 것을 사용하였다.

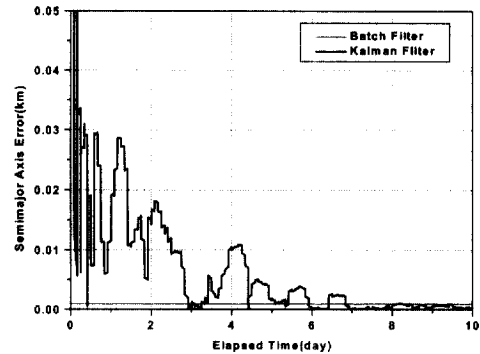


Fig. 10. Semi-major axis estimation error

가. 실제 측정환경을 고려한 성능분석

(표 8)은 무궁화위성 1,2호의 실제 추적환경을 반영하여 작성된 추적 및 기동일정을 나타내고 있다. 표에서 보는바와 같이 남/북 위치유지는 7일 간격, 동/서 위치유지는 14일 간격으로 수행되며 위치유지 전후 하루동안 추적을 수행하는 것으로 하였다. 일반적으로 위치유지 이전의 추적은 임무계획을 수행하기 위한 것이며 위치유지 후의 추적은 그 결과를 평가하기 위한 것이다. 여기서는 (표 8)의 조건을 고려하여 15일치의 가상의 추적데이터를 생성한 다음 칼만필터를 이용하여 궤도추정을 수행하고 그 결과로 주어지는 궤도요소를 실제값과 비교하였다.

(표 9)는 궤도추정 수행시 사용된 칼만필터의 기동데이터 및 분산값을 나타내고 있다. (표 8)과 비교해 기동데이터의 경우 비교적 큰 기동오차를 가정하였음을 알 수 있다. 실제 상황의 경우 기동오차가 이처럼 크지는 않다. 다만 여기서는 가급적 최악의 조건을 가정하기 위하여 비교적 큰 오차 값을 선택하여 사용하였다. (표 9)에서 $\sigma(\Delta V)$ 는 앞의 수식(20)을 이용하여 기동오차에 의한 오차공분산의 수정을 고려하기 위한 기동오차의 분산값이다. 가상 추적데이터의 생성을 위하여 사용된 궤도요소는 앞 (표 3)과 동일하다.

$\sigma(\Delta V)$ 값의 경우 추력기의 효율에 관련된 정보가 실험적으로 주어질 수도 있지만 대부분의 경우 그렇지 못하므로 대략적으로 선택하여야 한다.

Table 8. Inputs for tracking data generation

시작시간 (1997년)	종료시간	임무	ΔV [cm/sec]
07/02-00:00:00	07/03-00	Ranging	
07/03-03:38:11		N/S	0.0,0.0,104.0
07/04-00:00:00	07/05-00	Ranging	
07/05-21:18:21		E/W 1	0.0,-5.51,0.0
07/06-09:16:23		E/W 2	0.0,4.02,0.0
07/07-00:00:00	07/08-00	Ranging	
07/11-00:00:00	07/12-00	Ranging	
07/12-08:02:26		E/W 1	0.0,-3.09,0.0
07/12-20:00:28		E/W 2	0.0,-1.95,0.0
07/13-00:00:00	07/14-00	Ranging	
07/16-00:00:00	07/17-00	Ranging	

Table 9. Maneuver data for orbit determination

시간(1997년)	임무	ΔV [cm/sec]	$\sigma(\Delta V)$ [cm/sec]
07/03-03:38:11	N/S	0.0,0.0,124.0	1.0, 1.0, 1.0
07/05-21:18:21	E/W 1	0.0,-6.01,0.0	0.1, 0.1, 0.1
07/06-09:16:23	E/W 2	0.0,3.02,0.0	0.1, 0.1, 0.1
07/12-08:02:26	E/W 1	0.0,-3.59,0.0	0.1, 0.1, 0.1
07/12-20:00:28	E/W 2	0.0,-1.55,0.0	0.1, 0.1, 0.1

(그림 11)에서 (그림 13)은 (표 9)를 정확히 반영하여 칼만필터를 수행했을 경우의 추정오차를 보여주고 있다. 그림에서 일직선으로 오차가 증가하는 부분은 기동이 수행된 영역으로서 주로 기동오차 성분에 의하여 발생하는 오차이다. 그리고 거의 일정한 값을 유지하고 변화가 없는 영역은 추적 데이터가 주어지지 않는 시간대이다. 그림에서 기동오차에 의해 발생한 오차는 추적데이터가 유입됨에 따라 급속하게 수렴하는 것을 볼 수 있다. 위치오차의 경우 수렴 후 약 400m 정도의 정확도로 추정되어짐을 볼 수 있다. (그림 11)과 (그림 12)로부터 속도오차는 약 1.4 cm/sec 장반경 오차는 거의 0에 가까운 값을 보임을 알 수 있다.

그림으로부터 알 수 있는 중요한 사실은 무궁화위성의 경우와 같이 간헐적인 추적환경 하에서 칼만필터가 수렴하기 위해서는 약 3 Set 정도의 추적데이터가 요구됨을 알 수 있다. 즉 한 Set의 데이터를 하루치로 볼 때 약 3일간의 추적데이터가 요구됨을 알 수 있다. 이러한 수치는 앞의 연속적인 가상 추적데이터를 이용한 결과와 일맥상통함을 알 수 있다. 또한 일단 수렴이 완료되면

기동 후에도 하루 정도의 추정 기간을 통하여 비교적 정확한 결과를 얻을 수 있음을 알 수 있다.

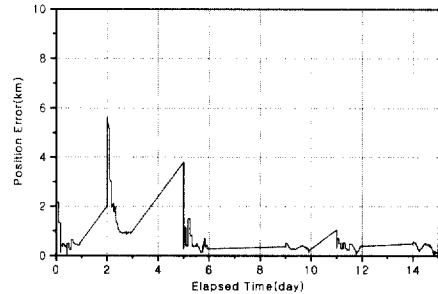


Fig. 11. Position estimation error (simulated tracking data)

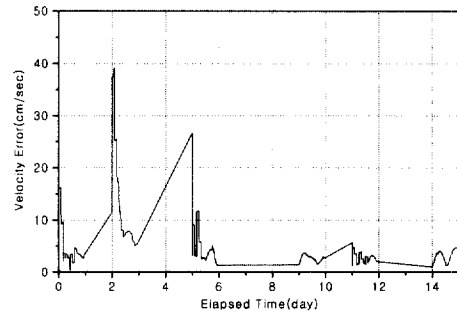


Fig. 12. Velocity estimation error (simulated tracking data)

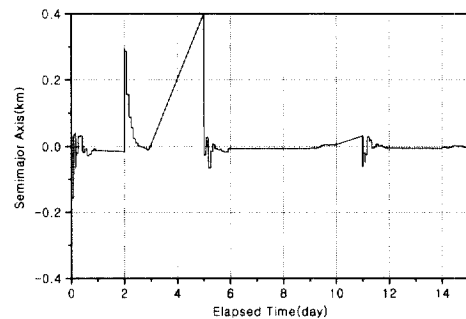


Fig. 13. Semi-major axis estimation error (simulated tracking data)

다음은 동일한 환경에서 배치필터를 이용하여 궤도결정을 수행한 다음 칼만필터의 결과와 비교하였다. 그 결과 (그림 14)에서 (그림 16)를 얻을 수 있었으며 그림으로부터 칼만필터의 수렴 후에

는 두 기법이 거의 유사한 추정성능을 보임을 알 수 있다. 하지만 초반에는 칼만필터의 오차가 상당히 큼을 알 수 있다.

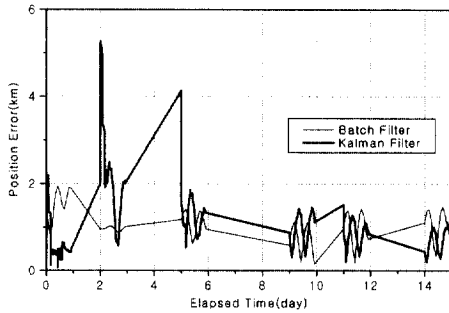


Fig. 14. Position estimation error (simulated tracking data)

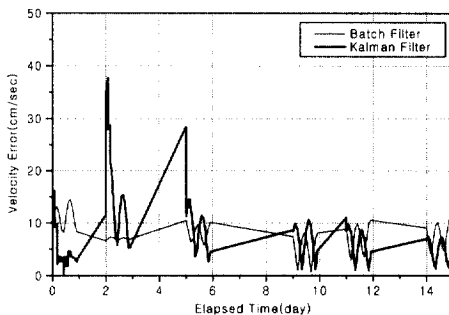


Fig. 15. Velocity estimation error (simulated tracking data)

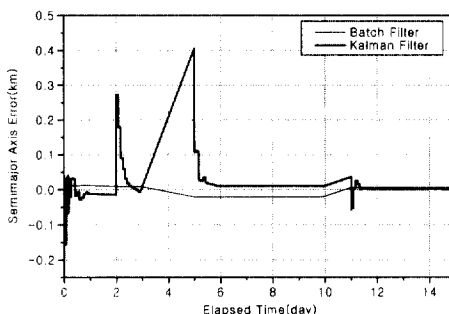


Fig. 16. Semi-major axis tracking data (simulated tracking data)

나. 비행데이터를 이용한 칼만필터의 성능분석

다음으로는 무궁화위성 1호기의 실제 추적 데

이터(비행데이터)를 이용하여 칼만필터 기반의 궤도추정 성능을 분석하였다. (표 10)과 같이 주어지는 추적 데이터를 이용해 참고문헌[4]의 배치필터와 본 논문의 칼만필터를 각각 독립적으로 수행한 다음 추정결과를 비교하였다. 앞에서 수행한 가상 추적 데이터와는 달리 비행 데이터의 경우는 실제 궤도 요소를 알 수 없기 때문에 이와 같은 비교가 불가피하다.

실제 가해지는 기동의 크기는 여러 가지 오차 요인으로 인하여 알 수 없는 값이므로 (표 10)와 같이 위치유지 계획치를 입력 기동 데이터로 사용하였다. (표 11)은 궤도 추정을 위하여 배치필터 및 칼만필터의 입력으로 사용된 기동 입력 값들을 나타내고 있다. 이 값은 (표 10)과 동일한 값임을 알 수 있다. (표 12)는 칼만필터의 초기 상태변수 값으로 여기서는 배치필터의 추정결과를 사용하였다. (표 13)은 칼만필터에서 사용된 안테나 바이어스 값들을 나타내고 있다. 두 가지의 경우로 나누어 수행하였는데 경우 A는 배치필터의 추정결과로 얻어진 값으로 비교적 정확한 수치이고 경우 B는 잘못된 바이어스 값이다. 이를 통하여 바이어스의 오차가 추정결과에 얼마만한 영향을 미치는지를 조사하고자 함이다.

Table 10. Koreasat tracking data

시작시간 (1997년)	종료시간 (1997년)	임무	ΔV [cm/sec]
07/02-06:00:14	07/03-04:05:06	Ranging	
07/03-03:38:11		E/W	0.0,-2.30, 0.0
07/04-08:14:15	07/05-06:07:17	Ranging	
07/09-00:28:36	07/09-22:08:43	Ranging	
07/06-09:16:23		E/W	0.0,-3.53, 0.0
07/11-10:21:31	07/12-08:08:17	Ranging	
07/14-00:08:47	07/14-22:06:10	Ranging	

Table 11. Maneuver data for orbit determination

시간(1997년)	임무	ΔV [cm/sec]	$\sigma(\Delta V)$ [cm/sec]
7/03-03:38:11	N/S	0.0,-2.30,0.0	0.1, 0.1, 0.1
7/05-21:18:21	E/W	0.0,-3.53,0.0	0.1, 0.1, 0.1

먼저 비교적 정확한 안테나 바이어스 값 A를 이용하여 수행한 칼만필터의 추정결과를 위치오차, 속도오차, 장반경오차 관점에서 배치필터의 결과와 비교해서 정리하면 (그림 17)에서 (그림 19)과 같다. 위치오차의 경우는 대부분의 영역에서 2km 이내의 오차를 가짐을 알 수 있고 속도오차는 대략적으로 1.5 cm/sec 이내 그리고 장반경 오차는 기동직후를 제외하고는 25m 이내의

오차를 유지함을 알 수 있다. 또한 기동직후에도 100m 이내의 차이를 가짐을 알 수 있다. 무궁화위성과 같이 7일 간격으로 동/서 위치유지를 수행할 경우 매번 약 2km 정도의 궤도 장반경의 증가가 나타나고 100m는 이의 5%에 해당하는 값으로서 동/서 위치유지 작업을 계획하는데 큰 무리가 없는 정도의 정확도이다. 실제로 운용 데이터의 분석 결과 무궁화위성의 경우 약 100m 내외의 장반경 추정오차가 적지않게 나타남을 알 수 있었다.

Table 12. Initial states for orbit determination

입력변수	초기값	비고
Epoch Time	1997/07/02 06:00:14.00	배치 필터의 추정 결과치 (상태 변수)
Semimajor Axis(km)	4.2165458E+4	
Eccentricity	2.060E-4	
Inclination(deg)	6.874E-4	
Right Ascension of Ascending Node(deg)	335.865	
Argument of Perigee(deg)	105.277	
Mean Anomaly(deg)	45.283	
Effective Area (m^2)	15.0	상태변수
Satellite Mass(kg)	706.4	상태변수 아님
Absorptivity	0.66	
Specular Reflectance	0.17	

Table 13. Antenna bias for estimation

측정	바이어스 값 A (배치필터의 결과치)	바이어스 값 B (잘못된 값)
Range[km]	0.8868	1.1948
Azimuth[deg]	0.005	0.005
Elevation[deg]	0.028	0.030

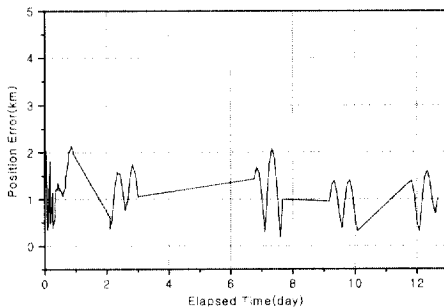


Fig. 17. Position estimation error (flight data, bias A)

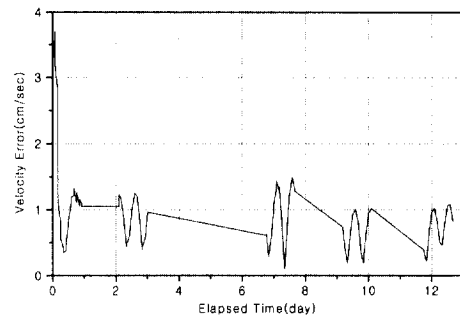


Fig. 18. Velocity estimation error (flight data, bias A)

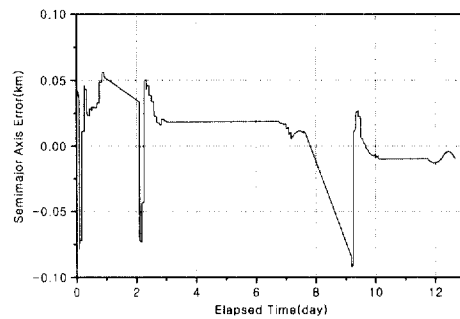


Fig. 19. Semi-major axis estimation error (flight data, bias A)

다음 (그림 20)과 (그림 21)은 (표 13) 경우 B의 잘못된 안테나 바이어스 값을 사용했을 때의 추정결과를 배치필터와 비교한 것이다. 물론 바이어스 오차가 증가할 경우 추정 정확도가 나빠지는 것은 너무나 당연한 사실이지만 수치적으로 그 정도를 살펴보는 것은 의미가 있는 일이다. 결과적으로 보면 위치오차는 약 15km, 속도오차는 약 10cm/sec 정도까지 증가함을 알 수 있다. 무궁화위성의 위치유지에 할당된 공간이 동/서 방향으로 약 80km 인 점을 고려하면 이 수치는 상당히 큰 것임을 알 수 있다. B의 잘못된 바이어스 값의 경우 거리측정 바이어스에 대하여 단지 300m 정도의 오차만을 가정한 것임을 상기해 보면 안테나 바이어스 값이 칼만필터를 이용한 궤도추정 결과에 얼마나 큰 영향을 미치는지를 쉽게 짐작할 수 있다.

두 경우에 대한 실제 추적데이터를 이용한 칼만필터의 수행결과 적절한 안테나 바이어스 값이 사용될 경우 칼만필터도 현재 무궁화위성의 간헐적 추적환경 하에서 충분히 좋은 결과를 얻을 수 있음을 알 수 있다.

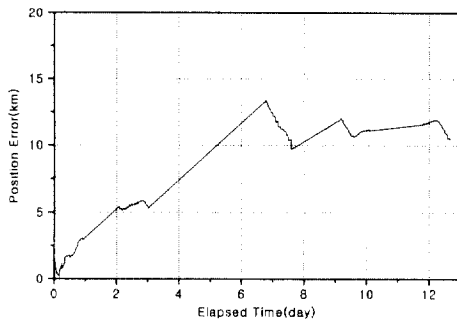


Fig. 20. Position estimation error
(flight data, bias B)

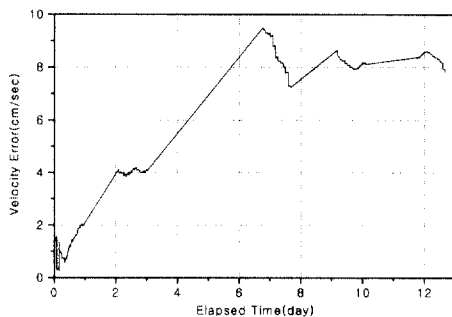


Fig. 21. Velocity estimation error
(flight data, bias B)

IV. 결 론

본 논문에서는 칼만필터를 이용한 무궁화위성의 궤도결정을 분석하였다. 먼저 다양한 조건에 대한 칼만필터의 반복수행을 통하여 적절한 칼만필터의 파라미터 값을 얻을 수 있었고 실제 추적환경을 최대한 반영한 가상 추적 데이터 및 실제 무궁화위성 1호기의 추적데이터를 이용하여 구성된 칼만필터 알고리즘을 검증하고 배치필터와의 특성을 비교 분석하였다.

수행 결과 구성된 칼만필터는 가상 및 실제 환경 하에서 초기화 후 약 3일간, 기동후 약 하루의 수렴기간을 통하여 적절한 추정 성능을 나타낼 수 있었다. 하지만 현재 무궁화위성과 같이 간헐적인 추적을 수행하는 환경하에서는 배치필터가 성능면에서 더욱 적합함을 알 수 있었

다. 더불어 칼만필터와 배치필터가 각기 다른 장단점을 가지고 있기 때문에 상황에 맞게 사용할 경우 상호 보완적인 관계를 유지할 수 있음을 알 수 있었다. 즉 배치필터는 칼만필터에 비하여 간헐적인 추적환경에 적합하므로 임무계획을 세우는 용도로 적절하고 칼만필터는 실시간 궤도추정 기능을 제공하므로 실시간으로 위성의 위치를 파악하여 위치유지 및 안테나 바이어스 추정의 수행 시기를 대략적으로 판단하는데 적합함을 알 수 있었다.

본 연구의 내용들은 무궁화위성 1호기의 추적 데이터를 이용하여 해석되었다. 하지만 무궁화위성 3호기의 경우에도 무궁화위성 1호기와 동일한 장비를 이용해 추적을 수행하므로 동일하게 적용 가능한 내용들이다.

후 기

본 연구는 한국통신에서 지원으로 수행된 “무궁화위성 3호 BUS 시스템 분석연구”의 일부임을 밝히며 이에 감사사를 드립니다.

참고문헌

1. ---, Theory Manual for the Kalman Filter Software CSCI of the Ground Segment Software, DD-MAS-20032250, Aug, 1994.
2. Lewis, F.L., *Optimal Estimation*, John Wiley & Sons, 1986.
3. ---, Koreasat Mission Analysis Software Design Document, DD-MAS-20032250, Aug, 1994.
4. 박봉규 외, “비행데이터를 이용한 무궁화위성 1,2호의 궤도결정 분석 및 성능향상 연구”, 한국항공우주학회지, 제 27권 제 8 호, 1999. pp126-136
5. F.C. Kes, R.G. Lagowski, A.J. Grise, "Performance of the Telesat Relatime State Estimator", AIAA Communication satellite Systems Conference, Orlando, Florida, April, 1980, pp. 577-583.