

확장칼만필터와 UNSCENTED 칼만필터를 이용한 우주발사체의 실시간 궤적추정

백정호^{1†}, 박상영², 박은서², 최규홍², 임형철¹, 박종욱¹

¹한국천문연구원

²연세대학교 천문우주학과

REAL-TIME TRAJECTORY ESTIMATION OF SPACE LAUNCH VEHICLE USING EXTENDED KALMAN FILTER AND UNSCENTED KALMAN FILTER

Jeong-Ho Baek^{1†}, Sang-Young Park², Eun-Seo Park², Kyu-Hong Choi²,
Hyung-Chul Lim¹, and Jong-Uk Park¹

¹Korea Astronomy and Space Science Institute, Yusong, Daejeon 305-348, Korea

²Dept. of Astronomy and Space Science, Yonsei University, Seoul 120-749, Korea

E-mail: llamb@kasi.re.kr

(Received September 22, 2005; Accepted November 1, 2005)

요 약

본 논문에서는 우주개발 중장기계획에 따라 개발 중인 KSLV-I 우주발사체가 나로 우주센터에서 발사될 경우를 가정하여 확장칼만필터와 Unscented 칼만필터를 통한 실시간 궤적추정 결과를 비교 분석하였다. 이를 위해 가상의 KSLV-I과 관측 레이더 3기를 바탕으로 실제 궤적을 생성하였으며, 관측자료는 실제 궤적에 관측오차를 고려하여 생성하였다. 이에 대해 초기 추정오차가 작은 경우와 큰 경우로 구분하고, 관측주기가 20Hz와 10Hz인 경우로 나누어 각각 두 필터를 적용해서 성능을 비교하였다. Unscented 칼만필터는 확장칼만필터보다 큰 초기 추정오차에 대해 수렴이 빠르고 정확도가 높으며, 느린 관측주기에도 우수한 성능을 보이는 것을 확인하였다.

ABSTRACT

This research supposed when a fictitious KSLV-I space launch vehicle launches from NARO space center. This compared and analyzed the results from real-time trajectory estimation using the Extended Kalman Filter and the Unscented Kalman Filter. A virtual trajectory and observation data are generated for the fictitious KSLV-I and three measurement radars. The performances of both filters are compared for several simulations with small initial errors, large initial errors, 20Hz and 10Hz data rate. The results show that the Unscented Kalman Filter yields faster convergence and more accurate than the Extended Kalman Filter for the cases with larger initial error and slower data rate conditions.

Keywords: real-time trajectory estimation, KSLV-I, extended Kalman filter, unscented Kalman filter

[†]corresponding author

1. 서 론

우주개발 중장기계획에 따라 2007년 나로우주센터에서 KLSV-I 우주발사체가 발사될 예정이다(국가과학기술위원회 2005). KLSV-I은 100kg급 소형위성을 탑재가능한 소규모 발사체이지만 우리나라 최초의 우주발사체라는 점에서 중대한 의미를 가진다. KLSV-I이 발사되어 성공적으로 임무를 마치기 위해서는 발사체 자체의 안정적인 하드웨어 성능을 확보해야 하고, 비행의 전반적인 사항을 관리하는 발사통제시스템이 정상적으로 운영되어야 한다. 이를 위해 필요한 것이 신속하고 정밀한 실시간 궤적추정기법이다. 실시간 궤적추정이란 운동하고 있는 물체의 위치와 속도를 정밀하게 실시간으로 얻는 것을 말한다. 운동하는 물체의 관측오차와 수학적 모델의 불완전성은 항상 존재하므로 이를 제거하여 보다 실제에 가까운 해를 얻는 것을 목표로 한다(최규홍 1997). 이 실시간 궤적추정의 결과는 현재 비행중인 우주발사체의 궤적과 발사 이전에 계획했던 기준궤적(nominal trajectory)을 비교하여 이상 유무를 판단하는데 사용되고 비행시간나하점을 예측하는데 사용되는 등, 비행안전과 임무성공에 관련된 비행정보를 파악하는데 필수적이다. 특히 우주발사체의 경우 순간 속도가 수 km/s 단위이고 관측기를 통한 관측자료는 초당 10회에서 70회까지 수신되므로 비행안전과 임무성공을 위해 빠른 처리속도와 높은 정밀도를 요구한다.

여러 실시간 추정기법 중에서 확장칼만필터는 가장 일반적으로 알려진 것으로서 지난 30년간 다양한 분야에서 널리 사용되었다. 확장칼만필터는 비선형운동을 하는 물체의 궤적을 추정하기 위해 관측 구간 내에서 비선형 운동을 선형화하고 칼만필터를 적용함으로써 빠른 처리속도와 만족스러운 정밀도를 보여주었다. 하지만 관측구간이 커지거나 초기오차가 큰 경우에는 정밀도와 수렴성이 떨어지는 단점이 있다. 이와 같은 점을 극복하고자 개발된 것이 Unscented 칼만필터이다(Van Zandt 2002). 이 추정기법은 선형화 과정을 거치지 않고 분산점과 각 점의 비중을 결정하여 비선형모형을 그대로 사용한다. Unscented 칼만필터는 요즘 새롭게 주목받고 있는 기법으로서 발사체나 미사일 분야 외에도 인공위성의 궤도 및 자세결정, 속도변화가 심한 소형비행체의 궤적추정, GPS 운용 등 현재 다양한 분야에서 연구가 활발하게 진행 중이다. 현재까지 발사체 분야에 있어서는 탄도미사일의 초기 추진단계추적(boost phase tracking)(Van Zandt 2002)과 대기권 재진입비행체(re-entry vehicle)의 궤적추정(Julier & Uhlmann 1997)에 대해 확장칼만필터와 비교한 연구가 주로 이루어져 왔다. 국내에서는 Unscented 칼만필터를 이용한 우주발사체의 궤적추정 연구는 아직 진행되지 않은 상태이다. 본 논문은 우주발사체 궤적추정의 성능을 향상시키기 위하여 Unscented 칼만필터 기법을 적용하고자 한다. 이를 위하여 가상의 KLSV-I의 제원과 임무를 가정하고 궤적을 생성하였으며 가우시안 분포를 갖는 임의의 관측오차를 주어 가상의 관측자료를 생성하였다. 두 필터의 성능 비교는 관측주기가 20Hz인 경우와 10Hz인 경우, 초기추정오차가 큰 경우와 작은 경우의 4가지 조건에 대해 수행하였으며 각각의 처리 시간을 측정하여 비교하였다. 발사체의 발사시점부터 목표궤도 진입시점까지 궤적을 추정하고 기존의 확장칼만필터를 이용한 결과와 비교하여 Unscented 칼만필터 기법의 특성을 살펴보았다. 이러한 연구를 통해 우주발사체 궤적추정을 위한 새로운 필터링 기법의 장단점을 제시하여 우리나라 우주발사체의 실시간 궤적추정 기법의 발전에 기여하고자 한다.

2. UNSCENTED 칼만필터 이론

Unscented 칼만필터의 알고리즘은 기본적으로 확장칼만필터와 동일하나 비선형 모델을 이용할

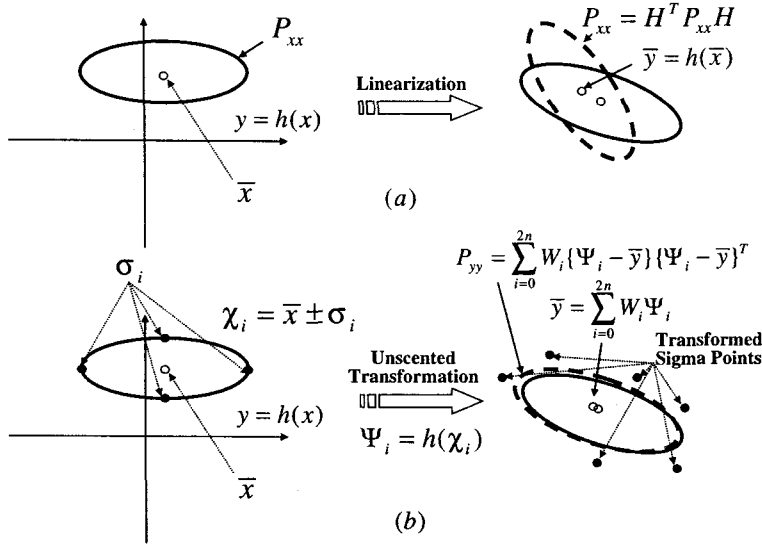


그림 1. 선형변환과 Unscented 변환의 개념비교그림. (a) 선형변환, (b) Unscented 변환(Lee & Alfriend 2003)

때 표본추출된 분산점(sampled sigma point)을 선형 방정식을 그대로 사용한다는 차이점이 있다. 이러한 과정이 Unscented 변환이며 이를 통해 필요한 분산점 χ_i 는 다음과 같이 얻을 수 있다(Lee & Alfriend 2003).

$$\begin{aligned}
 \chi_i &= \bar{x} & i &= 0 \\
 \chi_i &= \bar{x} + \left(\sqrt{(n + \kappa) P_{xx}} \right)_i & i &= 1 \sim n \\
 \chi_i &= \bar{x} - \left(\sqrt{(n + \kappa) P_{xx}} \right)_{i-n} & i &= n + 1 \sim 2n
 \end{aligned} \tag{1}$$

이렇게 얻은 분산점들은 i 에 따라 다음과 같은 비중(weight) W_i 를 가진다.

$$\begin{aligned}
 W_i &= \kappa / (n + \kappa) & i &= 0 \\
 W_i &= 1 / 2(n + \kappa) & i &= 1 \sim n \\
 W_i &= 1 / 2(n + \kappa) & i &= n + 1 \sim 2n
 \end{aligned} \tag{2}$$

비선형 방정식 $y = h(x)$ 에서 우리가 추정하고자하는 상태벡터 x 는, 평균이 \bar{x} , 공분산이 \bar{P}_{xx} 이고 n 개의 원소를 가지며, κ 는 분산점의 크기조절의 방향을 나타내는 크기조정 매개변수이다. 그리고 $\left(\sqrt{(n + \kappa) P_{xx}} \right)_i$ 는 그림 1의 σ_i 에 해당한다. 여기에 식 (1)에서 얻은 분산점 χ_i 를 비선형 방정식 $y = h(x)$ 에 대입하여 다음과 같은 식 (3)을 얻는다.

$$\Psi_i = h(\chi_i) \quad i = 0 \sim 2n \tag{3}$$

이렇게 얻은 총 $(2n+1)$ 개의 Ψ_i 에 대해 비중 W_i 를 각각 곱하여 y 의 추정값 (\bar{y}, P_{yy}) 을 구할 수 있다. 이렇게 얻은 값을 기존의 칼만필터에 적용한 것이 Unscented 칼만필터로서 칼만필터와 Unscented

표 1. 가상 KSLV-I의 제원.

매개변수	1단	2단	탑재체	페이링
총질량(ton)	87.2	3.4	0.11	0.1
추진제질량(ton)	81.9	2.1		
추력(ton)	178.0	12.1		
연소시간(sec)	131.0	79.3		
비추력(sec)	248.0	292.3		
연료소모율(kg/s)	625.2	36.8		
직경(m)	2.4	1.27		

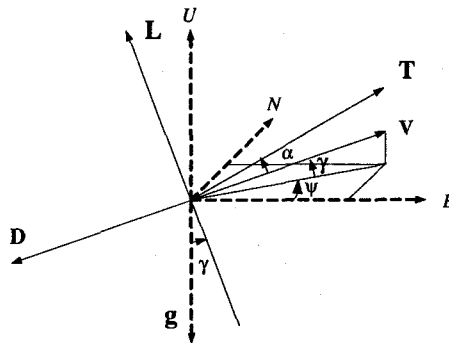


그림 2. ENU좌표계에서 속도벡터의 표현(Vinh 1981).

변환의 장점을 결합한 형태이다. 확장칼만필터의 경우 선형화를 거치면서 테일러급수 전개 시 1차 항만 고려하므로 비선형성이 클 경우 끝자름 오차가 크게 발생하지만, Unscented 칼만필터는 최소 2차 항까지 보장하여 비선형성에 강하다. 또한 선형화에 필요한 복잡한 편미분 행렬들의 계산이 불필요한 장점이 있다(Julier & Uhlmann 1997).

3. 가상 KSLV-I 우주발사체 모델 및 관측 값 생성

3.1 가상 KSLV-I 우주발사체

현재 개발 중인 KSLV-I은 100kg급 소형위성을 근지점고도 300km, 원지점고도 1500km인 타원 궤도에 진입시키는 것을 목표로 하며, 발사체의 엔진은 1단 액체추진엔진과 2단 고체추진엔진을 사용할 계획이다(최규성 등 2004). 세부 사양에 대해 아직 알려진 바가 없으므로 본 논문에서는 러시아의 Kosmos-3M 발사체를 1단, 미국 Pegasus 발사체를 2단으로 가정하여 표 1과 같이 가상 KSLV-I의 제원을 결정하였다(Isakowitz 1995).

시스템의 상태벡터는 다음과 같이 발사체의 속도(V), 비행경로각(γ), 비행방위각(ψ), 지구중심 거리(r), 경도(θ), 위도(ϕ)로 다음과 같이 구성하였다.

$$\mathbf{x} = [V \ \gamma \ \psi \ r \ \theta \ \phi]^T \tag{4}$$

가상 KSLV-I의 속도벡터 V는 ENU(east-north-up) 좌표계에서 지표면과 수평을 이루는 E-N 평

표 2. 가상 KSLV-I의 시간에 따른 비행설계.

시간(sec)	이벤트	고도(km)	속력(km/s)
0.0	발사	0.0	0.02
131.0	1단 분리	78.8	4.68
153.9	페어링 분리	115.4	4.60
361.0	2단 점화	285.4	4.23
434.3	2단 분리	300.0	8.04
434.3	근지점 진입	300.0	8.04

면과 이루는 비행경로각 γ 와 동쪽에서 북쪽방향의 비행방위각 ψ 로 방향이 정의되며 이를 그림으로 나타내면 그림 2와 같다. 여기서 α 는 받음각(angle of attack)으로써 추력 \mathbf{T} 와 속도벡터 \mathbf{V} 의 사이각 이고, 다음과 같이 \mathbf{V} 방향의 힘 \mathbf{F}_T 와 수직항력 \mathbf{F}_N 을 유도할 수 있다.

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_T &= \mathbf{T} \cos \alpha - \mathbf{D} \\ \mathbf{F}_N &= \mathbf{T} \sin \alpha + \mathbf{L} \end{aligned} \quad (5)$$

여기서 \mathbf{D} 와 \mathbf{L} 는 각각 대기저항력과 양력이다. 이를 바탕으로 시스템의 동역학모형을 다음 식 (6)과 같이 미분방정식으로 나타내었다(Vinh 1981).

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= \frac{1}{m} F_T - g \sin \gamma + \omega^2 r \cos \phi (\sin \gamma \cos \phi - \cos \gamma \sin \psi \sin \phi) \\ V \frac{d\gamma}{dt} &= \frac{1}{m} F_N \cos \sigma - g \cos \gamma + \frac{V^2}{r} \cos \gamma + 2\omega V \cos \psi \cos \phi \\ &\quad + \omega^2 r \cos \phi (\cos \gamma \cos \phi + \sin \gamma \sin \psi \sin \phi) \\ V \frac{d\psi}{dt} &= \frac{1}{m} \frac{F_N \sin \sigma}{\cos \gamma} - \frac{V^2}{r} \cos \gamma \cos \psi \tan \phi + 2\omega V (\tan \gamma \sin \psi \cos \phi - \sin \phi) \\ &\quad - \frac{\omega^2 r}{\cos \gamma} \cos \psi \sin \phi \cos \phi \\ \frac{dr}{dt} &= V \sin \gamma \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r \cos \phi} \\ \frac{d\phi}{dt} &= \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{r} \end{aligned} \quad (6)$$

여기서 ω 는 지구 자전을 고려하기 위하여 포함된 지구자전각속도이며 값은 7.292115×10^{-5} rad/sec이다.

KSLV-I의 임무궤도의 근지점 진입 시 필요한 경계조건으로는 지구중심거리($r=6678.137$ km; 근지점고도 300km에 해당), 비행경로각($\gamma = 0^\circ$), 속도($V=8.038$ km/s; 근지점 고도 300km에서의 타원궤도의 속도)이다. 여기서 가정한 KSLV-I의 제원과 임무를 통해 표 2와 같은 비행설계(flight sequence)를 구성하였다.

그림 3은 가상 KSLV-I의 제원과 비행설계를 동역학모형에 대해 시뮬레이션 결과 중에서 속도와 고도만을 나타낸 그림이다. 그림 3a에서 표 2의 비행설계에 따라 131.0초까지 속도가 증가하였다가 1단 엔진을 분리하면서 361.0초까지 속도가 감소하고 361.0초에서 2단을 점화하면서 434.3초까지 증

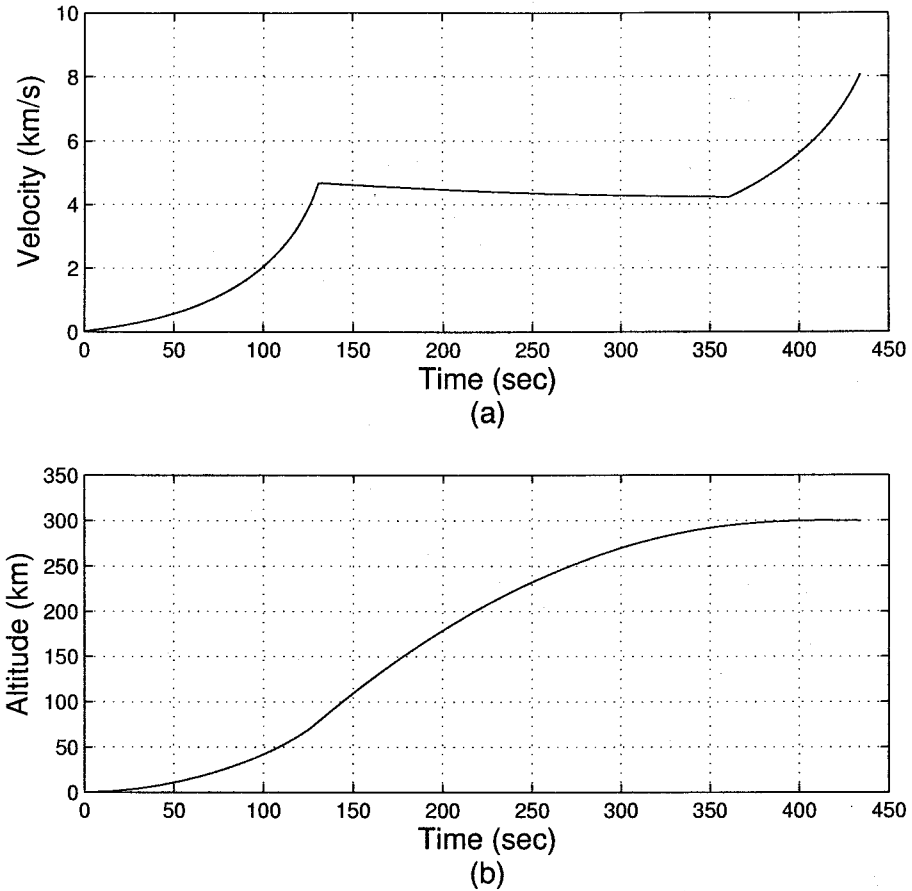


그림 3. 가상 KSLV-I의 시간에 따른 비행 궤적. (a) 속도(km/s), (b) 고도(km)

가하여 목표 속도 8.038km/s에 이르는 것을 볼 수 있다. 그리고 이 때 그림 3b를 보면 고도 300km에 이르면서 목표궤도에 성공적으로 진입한다. 물론 다른 경계조건도 만족한다.

3.2 관측모형 및 관측 값 생성

KSLV-I을 추적하는 관측기는 거리(R)와 고도경사각(E), 방위각(A)을 측정할 수 있는 레이더로 설정하였다. 각 관측 값에 대한 오차의 분산값에 대해서는 σ_R 은 10m, $\sigma_E = \sigma_A = 0.1$ milli-rad으로 가정하고, 다음과 같이 영(제로)-평균 가우시안 분포를 갖고 비편향된 것으로 가정하였다.

$$\begin{aligned}
 R &= R_0 + \sigma_R \cdot G \\
 E &= E_0 + \sigma_E \cdot G \\
 A &= A_0 + \sigma_A \cdot G
 \end{aligned}
 \tag{7}$$

여기서 R_0, E_0, A_0 는 각각 3.1절에서 생성한 가상의 실제 궤적값을 이용한 오차가 포함되지 않은 관측값이고, G 는 영평균 가우시안 분포를 갖는 난수이다. 오차의 분산값 σ 에 난수 G 를 곱하여 관측값

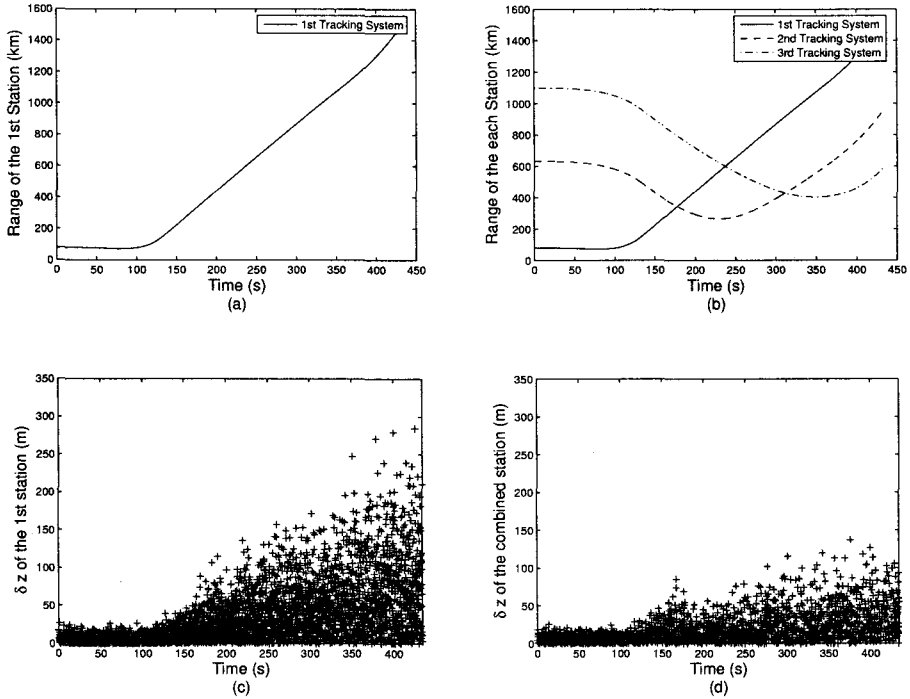


그림 4. 관측소의 위치와 개수에 따른 관측오차 비교. (a),(c) 관측소를 1개소 운용할 경우, (b),(d) 관측소를 3개소 운용할 경우. δz 는 ECEF좌표계에서 축 방향의 관측오차를 의미함.

을 생성하였다. 그리고 관측값을 생성함에 있어서 관측오차 외에 시스템 오차는 고려하지 않았다. 레이다와 발사체간 거리가 멀어질수록 관측오차는 급격히 증가한다. 그러므로 본 논문에서는 안정적인 관측을 위해 그림 4와 같이 3기의 레이다를 가정하였다. 그림 4는 단일 레이다를 통한 관측값의 오차와 3기의 레이다를 통해 관측한 값의 오차를 비교한 그림이다. 그림 4a와 그림 4c는 단일 레이다를 사용한 경우로서 시간이 지나면서 거리가 멀어짐에 따라 관측오차 역시 급격히 증가함을 보여준다. 반면 3기의 레이다를 사용한 그림 4b와 그림 4d의 경우 발사체와 레이다 간 거리를 최소화하도록 사용 레이다를 전환한 경우로 앞의 결과보다 더 안정적인 관측오차를 보여준다. 제1 관측소의 위치는 위도, 경도 순으로(33.8°N, 126.8°E)이며, 제2, 제3 관측소는 각각 (28.8°N, 129.5°E), (24.5°N, 125.4°E)이다. 관측 순서는 제1 관측소가 0 ~ 178.0초까지, 제2 관측소가 178.0 ~ 311.8초까지, 제3 관측소가 311.8 ~ 434.3초까지 우주발사체의 궤적을 관측하도록 설정하였다.

4. 필터 성능 비교

수렴성과 추정오차의 크기비교를 통해 두 추정기법의 성능을 비교할 수 있다. 실제로는 참값을 알 수 없으므로 추정값의 실제 오차를 비교할 수 없지만, 본 논문에서는 관측오차가 포함되지 않은 시뮬레이션 궤적을 참값으로 가정하였으므로 추정값과 이 값의 차이를 통해 각 추정기법의 성능을 비교할 수 있다. 관측 시각 t_k 에서 추정오차는 참값 \mathbf{x}_{t_k} 와 추정값 $\hat{\mathbf{x}}_{t_k}$ 의 차이 $\delta \mathbf{x}_{t_k} = \mathbf{x}_{t_k} - \hat{\mathbf{x}}_{t_k}$ 로 정

의한다. 이 $\delta \mathbf{x}_{t_k}$ 를 시간에 따라 나타내면 정밀도 및 수렴성을 비교할 수 있다. 본 논문은 결과에 보다 신뢰성을 주기 위해 100회 반복실험을 수행하였으며 이를 비교하기 위해 다음과 같은 RMS(root mean square) 식을 사용하였다.

$$\epsilon_i(k) = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{j=1}^N [\mathbf{x}_{i,j}(k) - \hat{\mathbf{x}}_{i,j}(k)]^2} \quad (8)$$

여기서 N 은 실험횟수 100이고, i 는 상태벡터의 원소를 뜻하며 $\epsilon_i(k)$ 는 시각 t_k 일 때 i 번째 상태벡터 원소의 RMS 오차를 의미한다.

성능비교를 위하여 위하여 관측주기가 긴 경우(10Hz)와 짧은 경우(20Hz), 초기오차가 작은 경우와 큰 경우의 4가지 초기조건에 대해 각각 시뮬레이션을 수행하였으며 초기오차가 작은 경우는 다음과 가정하였다.

$$\delta \mathbf{x}_0 = [0.001\text{m/s} \quad 1 \times 10^{-12}\text{rad} \quad 1 \times 10^{-12}\text{rad} \quad 0\text{m} \quad 0\text{rad} \quad 0\text{rad}]^T \quad (9)$$

식 (9)와 같이 발사장의 위치를 정확하게 알고 있다고 가정하여 위치 성분오차를 0으로 하였고, 초기 속도오차를 위와 같이 속력 0.001m/s, 비행경로각과 방위각을 $1 \times 10^{-12}\text{rad}$ 으로 매우 작은 값으로 설정하였다. 초기오차가 큰 경우는 식 (10)과 같다.

$$\delta \mathbf{x}_0 = [10\text{m/s} \quad 1 \times 10^{-8}\text{rad} \quad 1 \times 10^{-8}\text{rad} \quad 1000\text{m} \quad 1 \times 10^{-8}\text{rad} \quad 1 \times 10^{-8}\text{rad}]^T \quad (10)$$

발사체의 초기위치오차는 지구중심거리 1km, 위도와 경도는 각각 $1 \times 10^{-8}\text{rad}$ 으로 가정하였으며 속도성분의 초기오차는 초기오차가 작은 경우 속력 10m/s, 비행경로각과 방위각을 $1 \times 10^{-8}\text{rad}$ 으로 설정하였다.

결과는 그래프와 표로 정리하였으며 그래프의 경우 Y축을 로그척도로 나타내었다. 그림 5는 시간에 따른 속도(V)의 추정오차를 나타낸 그림이며 점선은 확장칼만필터, 실선은 Unscented 칼만필터의 추정오차이다. 그림 상단의 두 그래프는 관측주기가 20Hz인 경우로서 좌측은 초기오차가 작은 경우, 우측은 초기오차가 큰 경우이다. 확장칼만필터와 Unscented 칼만필터 모두 시간이 갈수록 그 오차가 0으로 수렴해가는 모습을 볼 수 있다. 하단의 두 그래프는 관측주기가 10Hz인 경우이다. 상단의 그래프에 비해 불연속점이 발생하는 것을 볼 수 있다. 이 불연속점은 1단 엔진 분리시점과 2단 엔진 점화시점으로써 관측주기가 충분히 짧지 않아 발생한 것으로 순간적으로 초기오차가 크게 주어진 것과 같은 역할을 한다. 실선의 Unscented 칼만필터가 확장칼만필터에 비해 불연속점에 대해 빨리 수렴하는 것을 볼 수 있다.

그림 6은 시간에 따른 지구중심거리(r)의 추정오차를 나타낸다. 그림 5와 마찬가지로 그림의 상단과 하단은 관측주기가 짧은 경우와 긴 경우, 좌측과 우측은 초기추정오차가 작은 경우와 큰 경우이다. 먼저 관측주기가 짧은 상단의 그래프를 살펴보면, 전체적으로 추정오차가 감소하였다가 다시 증가하는 모습을 보이다가 약 180초 부근에서 급격히 감소, 다시 증가하는 모습을 볼 수 있다. 이는 시간이 갈수록 관측소와 발사체간 거리가 멀어짐에 따라 관측오차가 증가하여 추정오차 역시 증가하다가 관측소가 전환되면서 다시 감소하기 때문이다.

두 추정기법 모두 전체적으로 비슷한 양상을 보여주었으나 초기 수렴부분에서 Unscented 칼만필터가 더 빠른 것을 볼 수 있다. 좌측 상단 그래프의 경우 그 차이가 작아 보이지만, 그래프의 Y축

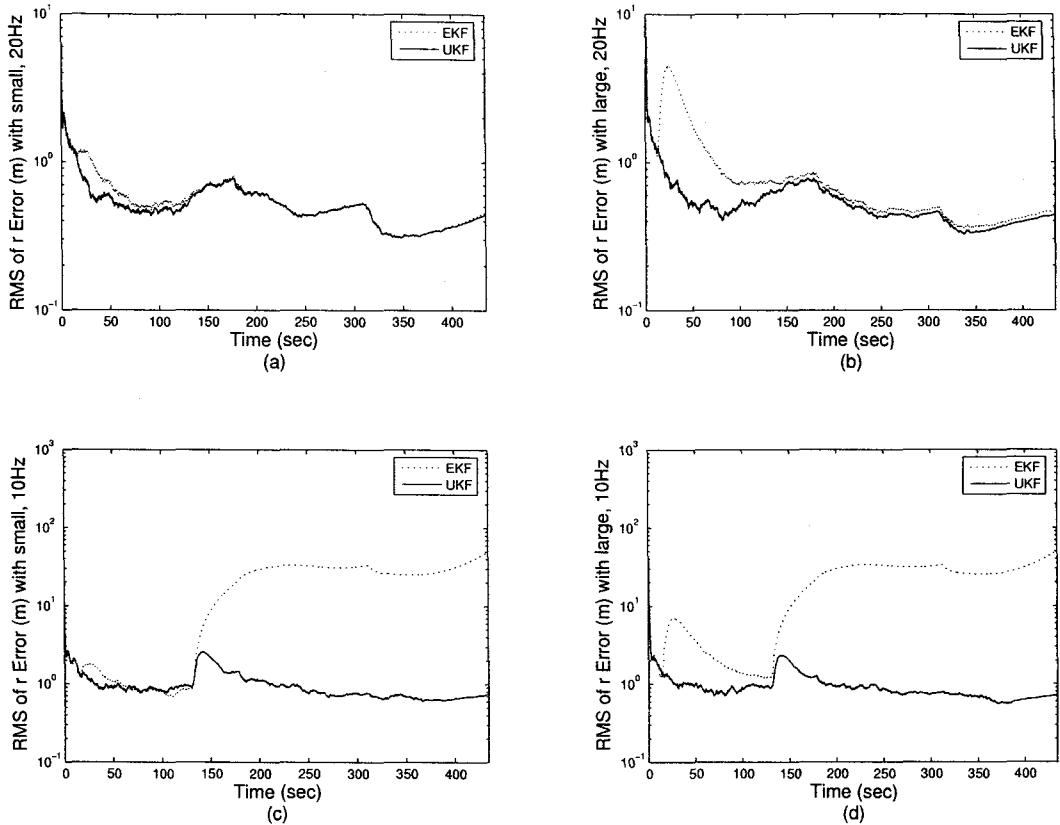


그림 5. 속도 추정오차 RMS 비교. (a) 관측주기 20Hz, 초기오차 작은 경우, (b) 관측주기 20Hz, 초기오차 큰 경우, (c) 관측주기 10Hz, 초기오차 작은 경우, (d) 관측주기 10Hz, 초기오차 큰 경우.

이 로그척도로 표시되었기 때문이며 실제로는 두드러지게 차이난다. 그리고 상단 우측의 그래프는 초기 오차가 큰 경우로써 좌측 상단 그래프에 비해 차이가 더욱 크게 나타남을 알 수 있다. 하단의 그래프들은 관측주기가 긴 경우로써 그림 5와 마찬가지로 1단 분리시점인 131초에서 불연속점이 발생하고, Unscented 칼만필터의 경우 다시 수렴하여 점점 줄어들지만 확장칼만필터의 경우 제대로 수렴하지 못하는 것을 볼 수 있다.

다음은 발사 시점부터 종료 시점까지, 앞의 네 가지 경우에 대해 각 추정기법의 전체 RMS 추정 오차를 살펴보도록 한다. 이와 같은 비교는 추정초기오차가 포함되어 있어 해당 필터의 절대적인 정밀도를 보여줄 수는 없다. 하지만 동일한 조건에 대해 두 필터의 상대적인 정밀도를 비교하는데 사용할 수 있다. 식 (11)은 발사 시작부터 종료시까지 각 시점의 추정오차를 제공한 것을 전체 결과에 대해 평균을 구하여 제곱근을 구한 것이다.

$$a_i = \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k \epsilon_i(j) \tag{11}$$

여기서 i 는 각 상태벡터원소의 순서, k 는 관측자료의 총 개수, $\epsilon_i(j)$ 는 식 (8)의 결과로써 j 번째 관측

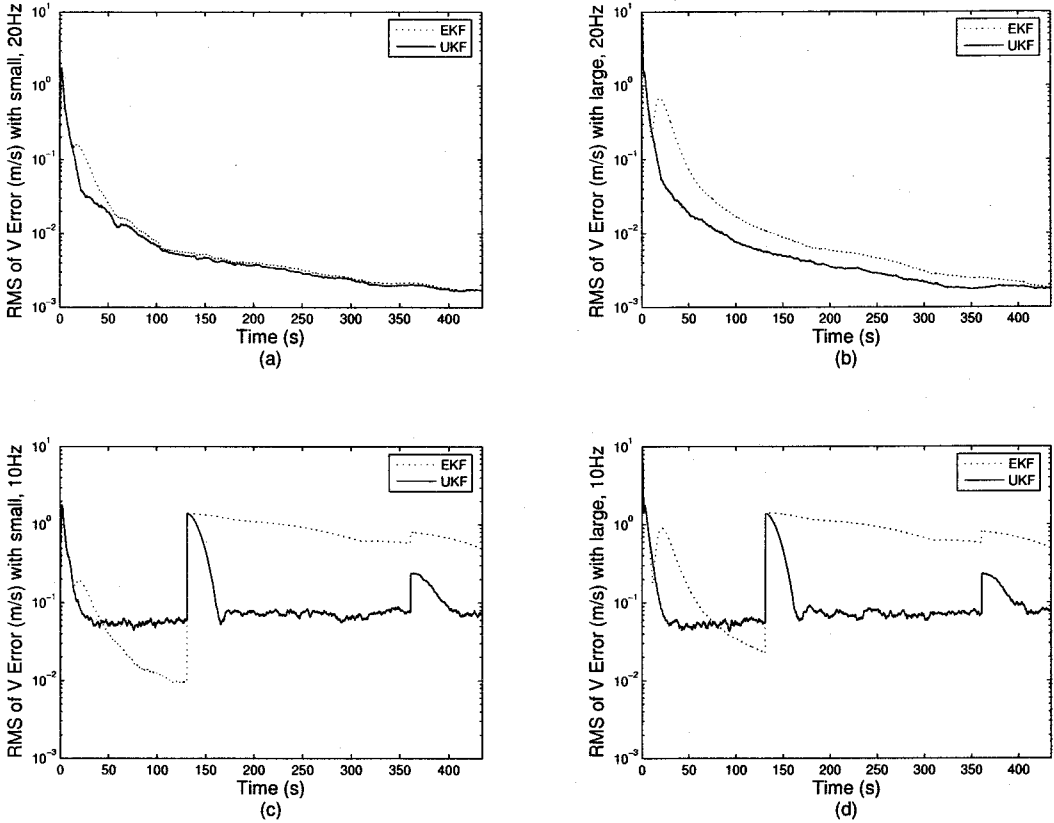


그림 6. 지구중심거리 추정오차 RMS 비교. (a) 관측주기 20Hz, 초기오차 작은 경우, (b) 관측주기 20Hz, 초기오차 큰 경우, (c) 관측주기 10Hz, 초기오차 작은 경우, (d) 관측주기 10Hz, 초기오차 큰 경우.

시각의 i 번째 상태벡터원소의 RMS 오차 값이다.

전체 시간에 대해 각 상태벡터의 추정오차 RMS를 전 구간에 대한 추정오차의 결과를 표 3에 나타내었다. 표의 각 행은 각 상태벡터의 원소에 해당하며, 각 열의 20Hz와 10Hz는 관측주기를 나타내며, 'small'과 'large'는 각각 초기추정오차가 작은 경우와 큰 경우임을 나타낸다. 표를 살펴보면 추정오차가 가장 작은 경우는 관측주기가 짧고(20Hz) 초기오차가 작은 경우에서의 Unscented 칼만필터 결과이고, 가장 큰 경우는 관측주기가 길고(10Hz) 초기오차가 큰 조건에서의 확장칼만필터 결과이다. 전체적으로 각 조건에 대해 Unscented 칼만필터의 추정오차가 확장칼만필터에 비해 더 작은 것을 볼 수 있으며, 초기오차가 큰 경우와 관측주기가 긴 경우에는 그 차이가 더욱 커진 것을 알 수 있다.

추정 성능을 비교함에 있어서 정밀도뿐만 아니라 자료처리시간 또한 매우 중요하다. 우주발사체의 경우 10Hz에서 70Hz로 빠르게 관측값을 수신하므로 처리시간은 최소한 15msec에서 100msec 이내이어야 한다. 처리시간은 관측값을 받은 순간부터 추정값을 산출하기까지 걸린 시간으로 정의하였으며, 사용 컴퓨터는 'CPU AMD Athlon XP 2500+'이고 구현 소프트웨어는 MATLAB 6.5이다.

표 3. 전 구간 추정오차 결과 비교.

State	20Hz small		20Hz large		10Hz small		10Hz large	
	EKF	UKF	EKF	UKF	EKF	UKF	EKF	UKF
V(m/s)	0.029	0.024	0.074	0.045	0.643	0.142	0.711	0.166
γ (deg)	9.74E-03	3.66E-03	3.84E-02	4.30E-03	1.42E-02	5.68E-03	5.09E-02	7.91E-03
ψ (deg)	1.68E-02	6.59E-04	5.55E-03	1.08E-03	2.71E-03	6.76E-04	8.19E-03	1.43E-03
r(m)	0.575	0.535	0.999	0.691	18.900	0.990	19.900	1.24
θ (deg)	6.07E-06	6.02E-06	6.65E-06	6.07E-06	1.15E-04	9.00E-06	1.19E-04	9.22E-06
ϕ (deg)	5.42E-06	4.84E-06	9.45E-06	4.90E-06	3.85E-04	1.63E-05	3.95E-04	1.62E-05

측정결과, 확장칼만필터는 2.32msec, Unscented 칼만필터는 9.22msec로서 확장칼만필터가 약 4배가량 빠른 속도를 보여주었다. 하지만 두 필터 모두 10msec 이내 처리하였고 컴퓨터의 성능이 빠르게 향상되고 있어 처리속도는 큰 문제가 되지 않을 것으로 판단된다.

5. 결론

본 논문에서는 현재까지 알려진 KSLV-I의 제원과 임무를 바탕으로 가상 궤적을 생성하였고, 가상의 레이더 3기를 가정하여 관측 자료를 생성하였다. 생성한 궤적정보를 실제 궤적으로 가정하여 관측오차가 포함된 관측 자료를 만들어 확장칼만필터와 Unscented 칼만필터를 적용하여 그 추정오차결과를 비교하였다. 두 추정기법의 성능을 비교하기 위하여 초기 추정오차가 큰 경우와 작은 경우, 관측주기가 짧은 경우(20Hz)와 긴 경우(10Hz)로 구분하여 각각의 조건에 대해 실험을 수행하였다. 실험 결과, 관측주기가 짧은 경우(20Hz)는 두 추정기법 모두 비슷한 정상상태오차(steady-state error)를 보였다. 하지만 주어진 초기추정오차에 대해 Unscented 칼만필터가 빠른 수렴성을 보여 주었으며, 특히 초기오차가 클 경우 그 차이가 두드러짐을 확인하였다. 관측주기가 10Hz로 긴 경우, 단분리와 점화로 인해 발생하는 불연속점 오차에 대해 Unscented 칼만필터는 빠르게 수렴하여 안정성을 보이는 반면, 확장칼만필터는 수렴이 느린 것을 확인하였다. 또한 임무 시작점부터 종료지점까지 전 구간에 대한 추정오차 RMS를 비교한 결과 Unscented 칼만필터가 확장칼만필터보다 더 작은 것을 볼 수 있었다.

처리속도의 경우, 확장칼만필터가 Unscented 칼만필터와 비교하여 약 4배 빠른 것을 보여주었다. 하지만 Unscented 칼만필터의 처리시간은 실제 관측자료 수신시간(10~70Hz)이내 처리가 가능하고, 컴퓨터의 성능 역시 급속도로 발전하고 있기 때문에 실제 운용에 있어 문제는 없을 것으로 판단된다. 이를 통해 볼 때, Unscented 칼만필터를 사용할 경우 큰 초기오차와 긴 관측주기 또는 불연속 관측에도 안정적인 성능을 보여주고 처리속도 역시 만족스러운 것을 볼 수 있다. 이와 같은 결과를 바탕으로 Unscented 칼만필터 기법을 실제 관측 자료를 통해 충분한 검증을 행한다면, 향후 우주발사체의 실제 궤적추정에 응용되어 기존보다 좋은 추적알고리즘 개발에 기여할 수 있으리라 기대된다.

참고문헌

국가과학기술위원회 2005, 우주개발중장기 기본계획 수정(안) (서울: 국가과학기술위원회), p.5

- 최규성, 고정환, 심형석, 최형돈 2004, 항공우주학회 추계학술발표회 논문집 (서울: 항공우주학회), p.324
- 최규홍 1997, 천체역학 (서울: 민음사대우학술총서 자연과학), pp.243-248
- Isakowitz, S. J. 1995, *International Reference Guide to Space Launch Systems* (Washington, D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics), pp.260-263
- Julier, S. J. & Uhlmann, J. K. 1997, in *Proceedings of AeroSense: The 11th International Symposium on Aerospace/Defense Sensing, Simulation and Controls* (Orlando: AeroSense), p.182
- Lee, D. & Alfriend, K. T. 2003, AAS, in *Spaceflight Mechanics 2003*, ed. D. J. Scheeres (Ponce: American Astronautical Society), p.1853
- Van Zandt, J. R. 2002, in *Signal and Data Processing of Small Targets 2002* (Orlando: the International Society for Optical Engineering), p.263
- Vinh, N. X. 1981, *Optimal Trajectories in Atmospheric Flight* (Amsterdam: Elsevier Scientific Publishing Company), pp.50-59