

## 論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.4.285>

## 간섭계 레이더 고도계를 활용한 지형참조항법의 성능 분석

정승환\*, 유주홍\*\*, 박민규\*\*, 김대영\*\*, 성창기\*\*\*, 김현석\*\*\*, 김윤형\*\*\*\*, 곽희준\*\*\*\*, 선 옹\*\*\*\*, 윤국진\*\*

## A performance analysis of terrain-aided navigation(TAN) algorithms using interferometric radar altimeter

Seung-Hwan Jeong\*, Ju-Hong Yoon\*, Min-Gyu Park\*, Dae-Young Kim\*, Chang-Ki Sung\*\*, Hyun-Suk Kim\*\*, Yoon-Hyung Kim\*\*\*, Hee-Jun Kwak\*\*\*, Woong Sun\*\*\* and Kuk-Jin Yoon\*

## ABSTRACT

The paper experimentally verifies the performance of Terrain-Aided Navigation (TAN) using an interferometric radio altimeter, which is recently used due to its accuracy. First, we propose a TAN system that utilizes an interferometric radio altimeter as a measurement system. Second, we implement extended Kalman filter, unscented Kalman filter, and particle filter to evaluate the performance of TAN according to the selection of filters and the difference of environments.

## 초 록

본 논문에서는 간섭계 레이더 고도계를 활용한 지형참조항법의 성능을 분석하고자 한다. 간섭계 레이더 고도계는 항체의 주변 지형의 고도 중 가장 높은 값을 측정값으로 취함으로써 항법의 정확성을 향상시키고 있다. 이에 본 연구에서는 간섭계 레이더 고도계의 적용에 따른 새로운 추정 모델을 제시하고 이에 따른 지형참조항법 시스템을 구축하려 한다. 또한 필터에 따른 지형참조항법의 성능 분석을 위하여 확장형 칼만 필터, 무향 칼만 필터, 파티클 필터를 적용하며 여러 환경의 변화에 따른 지형참조항법의 성능을 도출하고자 한다.

**Key Words** : Terrain Aided Navigation(TAN, 지형참조항법), Digital Terrain Elevation Data(DTED, 디지털 지형 고도 데이터), Interferometric Radar Altimeter(간섭계 레이더 고도계), Extended Kalman Filter(EKF, 확장형 칼만 필터), Unscented Kalman Filter(UKF, 무향 칼만 필터), Particle Filter(PF, 파티클 필터)

## 1. 서 론

지형참조항법(TAN)은 관성 항법 장치, 지표면으로부터의 고도를 제공하는 레이더 고도계, 디

지탈 지형 고도 데이터(DTED)가 통합된 시스템으로 지형의 정보를 이용하여 비행체나 잠수정의 위치를 추정하기 위하여 사용되는 기술이다<sup>(1)</sup>. 항법에서 널리 쓰이고 있는 관성항법장치(INS, Inertial Navigation System)의 경우에는 오차 누적 문제가 존재하고 위성항법장치(GPS, Global Positioning System)는 전파 교란에 의한 불능의 문제가 존재하는 반면, 지형참조항법은 외부의 도움 없이 자율적인 위치 추정이 가능하다는 장점이 있어 현재 국내는 물론이고 해외에서도 활발히 연구가 진행되고 있는 분야이다. 초기의 지

† 2011년 10월 5일 접수 ~ 2012년 3월 5일 심사완료

\* 정회원, 광주과학기술원 정보통신공학부

교신저자, E-mail: shjeong0707@gist.ac.kr

광주시 북구 오룡동 광주과학기술원 다산빌딩 617

\*\* 광주과학기술원 정보통신공학부

\*\*\* 정회원, 국방과학연구소 3기술연구본부 4부

\*\*\*\* LIG 넥스원 ISR연구센터

형참조항법은 항체로부터 획득한 고도 정보와 DTED값의 상관도(Correlation)를 이용하는 방식이었으며 대표적인 방법이 TERCOM(Terrain Contour Matching)이다.<sup>(2)</sup> 이후에 SITAN(Sandia Inertial Terrain-Aided Navigation) 등과 같이 칼만 필터(Kalman filter)를 이용하는 기법이 사용되었으며<sup>(3-6)</sup>, 칼만 필터와 상관도를 모두 이용하는 TERPROM(Terrain Profile Matching) 기법도 연구가 되었다.<sup>(7)</sup> 한편 여러 개의 칼만필터를 통합하여 만든 칼만필터무리(Bank of KFs)를 이용한 시스템도 개발이 되어 정확도의 향상을 가져왔으며<sup>(8)</sup>, Viterbi 알고리즘이 지형정합항법에 적용되어 사용되기도 하였다<sup>(9)</sup>. 최근에는 프로세스 성능이 향상됨에 따라 파티클 필터(Particle filter) 또는 포인트 매스 필터(Point mass filter)가 지형참조항법에 적용되어 정확도를 향상시켰다.<sup>(10-12)</sup> 또한 알고리즘의 측면이 아닌 측정센서의 변화에 따른 성능 향상의 연구도 진행되었는데, 지상 고도를 제공하기 위하여 레이더 고도계 대신 간섭계 레이더 고도계(interferometric radar altimeter)를 사용하여 항법의 정확도를 향상시키고 있다.

따라서 본 연구에서는 현재 지형참조항법에 널리 사용되는 확장형 칼만 필터, 무향 칼만 필터, 파티클 필터를 이용하여 위치 추정 알고리즘을 구현하고 시뮬레이션을 통하여 각 필터의 성능을 분석하고자 한다. 또한 본 연구에서는 정확도가 높은 간섭계 레이더 고도계를 측정모델로 사용한다. 따라서 측정치 오차의 변화에 따른 항체의 위치 추정 오차의 양상을 분석하고자 한다.

논문 구성은 다음과 같다. 2장에서는 본 연구에서 사용되는 시스템 및 측정치 모델과 각 필터의 위치 추정 알고리즘에 대해 설명하고 시뮬레이션 결과를 분석한다. 3장에서 향후 연구 방향에 대한 논의와 본 논문의 결론을 맺는다.

## II. 본 론

### 2.1 시스템 모델

본 연구에서 추정할 항체의 상태 벡터는 다음과 같이 표현된다.

$$x_k = [x_{lat,k}, x_{long,k}, x_{a,k}]^T \quad (1)$$

$x_{lat,k}$ ,  $x_{long,k}$ ,  $x_{a,k}$ 는 각각 항체의 위도, 경도, 고도 값을 나타낸다. 시스템 모델은 다음과 같이 정의된다.

$$x_k = x_{k-1} + u_{k-1} + w_{k-1} \quad (2)$$

여기서  $u_{k-1}$ 는 INS로부터 획득된 위도, 경도, 고도의 증분 값이며 다음과 같이 정의된다.

$$u_{k-1} = [\Delta x_{lat,k-1}, \Delta x_{long,k-1}, \Delta x_{a,k-1}]^T \quad (3)$$

$w_{k-1}$ 는 항체의 동적 모델 오차이며 가우시안 분포를 따르는 것으로 가정한다.  $w_{k-1} \sim N(0, Q_k)$

$$Q_k = \begin{bmatrix} q_{lat}^2 & 0 & 0 \\ 0 & q_{long}^2 & 0 \\ 0 & 0 & q_a^2 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$q_{lat}$ ,  $q_{long}$ ,  $q_a$ 는 각각 위도, 경도, 고도 방향으로의 동적 오차의 표준편차를 나타낸다.

### 2.2 측정치 모델

본 연구에서 측정모델은 간섭계 레이더 고도계 모델을 사용한다. 간섭계 레이더 고도계는 항체 이동방향의 직교 방향으로 스캔라인을 생성하여 항체의 위치와 가장 근접한 표고를 갖는 지점을 최근점으로 획득한다.

간섭계 레이더 고도계를 통해 얻는 측정치는 slant range( $r_k$ )와 look angle( $\theta_k$ )이다. 이 두 정보를 이용하여 필터에서 사용되는 필터 측정치를 구한다. 필터 측정치는 항체와 최근점 간의 고도 차이( $z_k$ )와 수평위치 차이( $\Delta p_k$ )이다. 따라서 측정 모델은 다음과 같이 주어진다.

$$y_k = z_k = h(x_k + \Delta p_k) + v_k \quad (5)$$

$$z_k = r_k \cos \theta_k \quad (6)$$

$$\Delta p_k = \begin{bmatrix} r_k \sin \theta_k \cos \phi \\ r_k \sin \theta_k \sin \phi \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

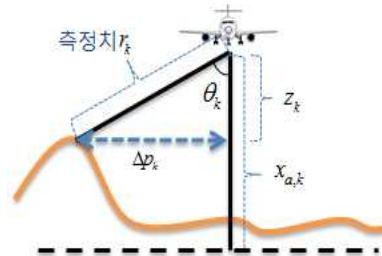


Fig. 1. Measurement model for interferometric radar altimeter

여기서  $v_k$ 는 측정치 오차로  $v_k \sim N(0, R_k)$ 로 정의되며,  $h(\cdot)$ 은 DTED 함수를 나타낸다. DTED는 경도, 위도의 위치를 입력으로 받아 지형의 고도를 출력으로 하는 함수이기 때문에  $h$  함수는 비선형임을 가정한다. 또한  $\phi$ 은 항체 이동방향의 직교 방향의 각도를 나타낸다. 한편, 실제 측정값인  $r_k$ 와  $\theta_k$ 가 가우시안 분포를 따른다 하더라도 이의 비선형 관계에 의해 생성된  $z_k$ 는 가우시안 특성이 깨져 추정치 바이어스 등이 발생할 수 있게 된다. 하지만 본 연구의 목적은 동일한 조건 속에서의 각 필터의 성능 비교이기 때문에 단순히  $z_k$ 를 가우시안 분포를 따른다고 가정하고 평균값과 표준편차에 대한 최적의 값을 구한 후 모든 시뮬레이션에 적용하였다.

각 필터에서는 위에서 정의된 시스템 모델과 측정치 모델을 이용하여 예측단계와 보정단계를 반복적으로 수행하면서 항체의 위치를 추정한다.

### 2.3 위치 추정 알고리즘

#### 2.3.1 확장형 칼만 필터

확장형 칼만 필터는 비선형 시스템인 DTED의 지형 정보를 선형화하는데 특징이 있다. INS로부터 얻은 속도 정보를 이용하여 항체의 위치를 예측하고 보정단계에서는 선형화된 지형 정보를 이용하여 항체의 위치를 보정하게 된다. 다음은 확장형 칼만 필터의 예측단계 및 보정단계를 보여준다.

<예 측>

$$\hat{x}_{k|k-1} = \hat{x}_{k-1|k-1} + u_{k-1} \quad (8)$$

$$P_{k|k-1} = P_{k-1|k-1} + Q \quad (9)$$

<보 정>

$$H_k = \left[ -\frac{\delta h_{DTED}}{\delta x_{lati}} \quad -\frac{\delta h_{DTED}}{\delta x_{long}} \quad 1 \right] \quad (10)$$

$$S_k = H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k \quad (11)$$

$$K_k = P_{k|k-1} H_k^T S_k^{-1} \quad (12)$$

$$\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + K_k (z_k - \hat{z}_k) \quad (13)$$

$$P_{k|k} = P_{k|k-1} - K_k S_k K_k^T \quad (14)$$

#### 2.3.2 무향 칼만 필터

무향 칼만 필터는 무향 변환(Unscented transform)을 이용하여 비선형 시스템인 DTED의

지형 정보를 근사화하는데 그 특징이 있다. 예측된 항체의 위치 주변에 시그마 포인트가 생성되고 시그마 포인트의 위치와 고도 정보를 이용하여 지형의 평균과 공분산의 근사값을 얻어 항체의 위치를 보정하는 데 이용된다.

<예 측>

$$\hat{x}_{k|k-1} = \hat{x}_{k-1|k-1} + u_{k-1} \quad (15)$$

$$P_{k|k-1} = P_{k-1|k-1} + Q_k \quad (16)$$

<시그마 포인트 생성 및 근사화>

$$\chi_{k|k-1}^0 = \hat{x}_{k|k-1} \quad (17)$$

$$\chi_{k|k-1}^i = \hat{x}_{k|k-1} \pm \left( \sqrt{(n+\lambda)P_{k|k-1}} \right)_i \quad (18)$$

$$Z_{k|k-1}^i = \chi_{a,k|k-1}^i - h(\chi_{k|k-1}^i) \quad (19)$$

$$\hat{z}_{k|k-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i Z_{k|k-1}^i \quad (20)$$

$$W_i = \frac{1}{2(n+\lambda)}, \quad \lambda = \alpha^2(n+\kappa) - n \quad (21)$$

$$P_{xz,k|k-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i (\chi_{k|k-1}^i - \hat{x}_{k|k-1}) (Z_{k|k-1}^i - \hat{z}_{k|k-1})^T \quad (22)$$

$$P_{z,k|k-1} = \sum_{i=0}^{2n} W_i (Z_{k|k-1}^i - \hat{z}_{k|k-1}) (Z_{k|k-1}^i - \hat{z}_{k|k-1})^T \quad (23)$$

<보 정>

$$K_k = P_{xz,k|k-1} (P_{z,k|k-1})^{-1} \quad (24)$$

$$\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + K_k (z_k - \hat{z}_{k|k-1}) \quad (25)$$

$$P_{k|k} = P_{k|k-1} + K_k P_{z,k|k-1} K_k^T \quad (26)$$

#### 2.3.3 파티클 필터

파티클 필터는 다수의 파티클을 이용하여 지형의 확률분포를 표현하는데 그 특징이 있다. 센서로부터 획득한 측정치와 각 파티클에서 얻은 측정치를 비교하여 가중치가 얻어지고 가중치가 반영된 파티클의 위치의 평균에 의하여 항체의 위치가 보정이 된다.

$$x_k^i = x_{k-1}^i + u_{k-1} + v_{k-1} \quad (27)$$

$$\tilde{w}_k^i = w_{k-1}^i \frac{p(z_k | x_k^i) p(x_k^i | x_{k-1}^i)}{q(x_k^i | x_{k-1}^i, z_k)} \quad (28)$$

$$\cong w_{k-1}^i p(z_k | x_k^i)$$

$$p(z_k | x_k^i) = \frac{1}{\sqrt{2\pi |R_k|}} \exp\left[-(z_k - \hat{z}_k^i)^2 \frac{1}{2R_k^2}\right] \quad (29)$$

$$\hat{x}_{k|k} = \sum_{i=1}^N \tilde{w}_k^i x_k^i \quad (30)$$

## 2.4 시뮬레이션

### 2.4.1 시뮬레이션 환경

본 연구에서 사용된 시뮬레이션 환경은 다음의 Table 1과 같다. 항체는 시작점부터 종료지점까지 등속 직선운동을 한다고 가정하였으며, 100번의 몬테카를로(Monte carlo) 횡수를 사용하였다.

Table 2는 시뮬레이션에 사용된 지형 정보이다. 평균과 표준편차는 각 지형에서의 고도에 대한 값을 나타낸다. Fig. 2, 3은 각 지형에서의 고도 변화 양상을 보여준다.

### 2.4.2 시뮬레이션 결과

다음의 Fig. 4는 완만한 지형에서 각 필터에 따른 항체의 위치 추정 오차를 보여준다. 초기 항체의 위치 오차는 10m이며 slant range와 look angle의 오차의 표준편차는 각각 3m와 0.2° 이다.

Table 1. Condition for simulation

Condition	value
Aircraft velocity	102m/s
Aircraft altitude	1km
Flight time	600s
Measurement acquisition	0.1s(10Hz)
INS velocity error	0.1m/s

Table 2. Terrain information for simulation

	완만한 지형	험난한 지형
Start point	N 35° 40'	N 35° 40'
	E 126° 49'	E 126° 49'
End point	N 36° 15'	N 36° 15'
	E 127° 40'	E 127° 25'
Mean	11.78m	279.90m
Standard deviation	7.84m	109.02m

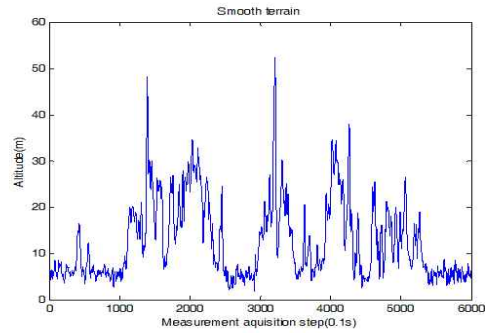


Fig. 2. Altitude information(Smooth terrain)

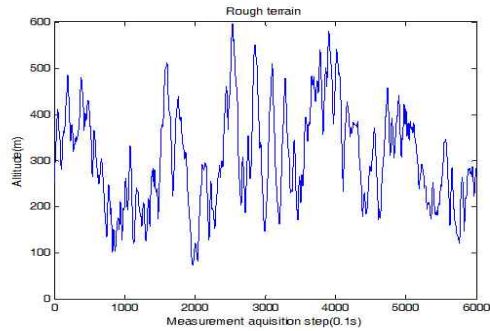


Fig. 3. Altitude information(Rough terrain)

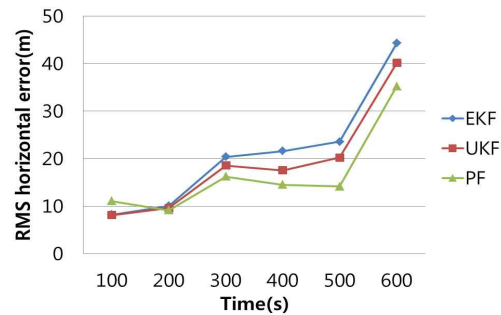


Fig. 4. Position error with respect to filter(smooth terrain)

지형은 완만한 지형이다. 그래프의 가로축은 측정치를 획득한 시간을 나타낸다.

그래프를 통해 파티클 필터의 성능이 가장 우수하며 확장형 칼만 필터의 성능이 가장 낮은 것을 확인할 수 있다. 한편 그래프에서 항체의 위치 추정 오차가 증가하는 부분은 지형 고도의 변화가 거의 없는 지역에 해당한다. Fig. 2와 비교해보면, 고도의 변화가 매우 적은 지역에서 공통적으로 위치 추정 오차도 함께 증가하는 것을 확

인할 수 있다. Fig. 5는 항체의 고도 추정 오차를 나타낸다. 고도 추정에서는 세 개의 필터가 비슷한 성능을 보이는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 6, 7은 험난한 지형에서의 결과이다. 험난한 지형은 완만한 지형보다 지형의 차별성이 크기 때문에 더 정확한 위치 추정이 가능하다. Fig. 8은 완만한 지형과 험난한 지형에 따른 각 필터의 성능 비교를 보여준다. 그래프를 통해 두 지형

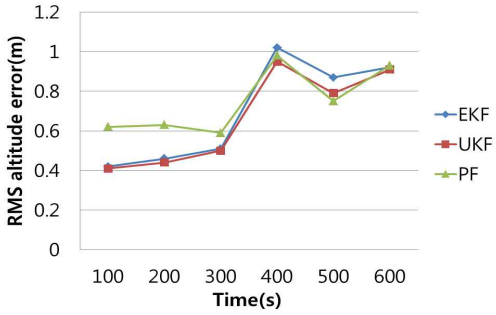


Fig. 5. Altitude error with respect to filter(smooth terrain)

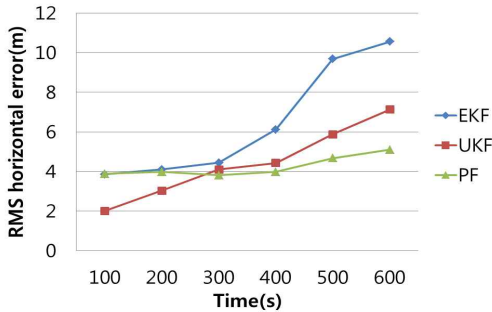


Fig. 6. Position error with respect to filter(rough terrain)

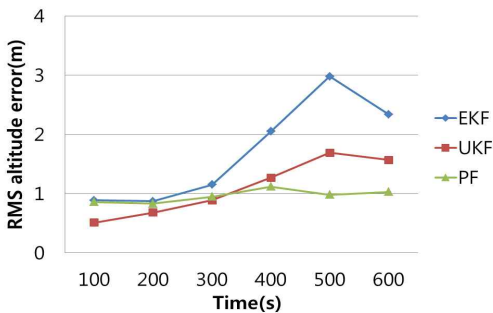


Fig. 7. Altitude error with respect to filter(rough terrain)

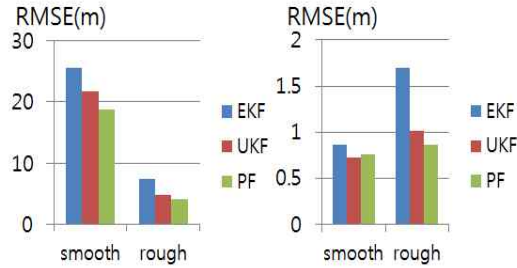


Fig. 8. Comparison of position error(left) and altitude error(right)

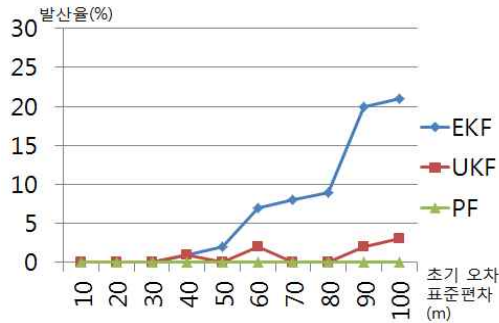


Fig. 9. Divergence ratio of filters

에서 모두 파티클 필터가 가장 우수함을 확인하였다. 이는 파티클 필터가 비선형 시스템에 가장 적합하기 때문이라고 볼 수 있다. 한편 확장형 칼만 필터와 무향 칼만 필터는 선형 시스템에 최적의 칼만 필터를 비선형에 맞춰 보완한 필터이다. 두 필터 모두 가우시안 분포를 가정하고 있기 때문에 지형과 같이 비선형성이 심한 시스템에서는 다소 성능이 저하되는 양상을 보임을 알 수 있다. 특히 확장형 칼만 필터의 경우 성능의 저하가 더 돋보이게 되는데 이를 통하여 무향 칼만 필터의 지형의 근사화 방법이 확장형 칼만 필터의 지형의 선형화 방법보다 더 비선형 시스템에 강인함을 알 수 있다.

각 필터의 특징은 초기 위치오차에 따른 발산율을 통해서도 알 수 있다. 본 연구에서 발산은 필터가 위치 추정에 실패하는 경우로 정의한다.

Figure 9는 험난한 지형에서 초기 위치오차에 따른 필터의 발산율을 보여준다. 그래프를 보면 파티클 필터는 초기 위치오차의 표준편차가 100m가 되더라도 발산이 이뤄지지 않고 안정된 위치 추정을 하는 것을 확인할 수 있다. 반면 확장형 칼만 필터는 초기 위치오차가 증가할수록 발산의 횟수가 크게 증가하는 것을 볼 수 있다.

Table 3은 측정치 오차의 변화에 따른 위치

추정 오차의 양상을 분석하기 위한 시뮬레이션 환경을 보여준다. 앞에서의 시뮬레이션을 통해 확장형 칼만 필터가 위치 추정 오차의 상계 (upper bound)임을 확인하였으므로, 이후의 시뮬레이션은 확장형 칼만 필터만을 이용하였다.

Figure 10, 11은 항체의 고도가 1km일 때 험난한 지형에서의 위치 추정 오차를 보여준다. 그래프를 통해 항체의 위치 추정 오차는 slant range 오차에 더 민감하게 반응하는 것을 알 수 있다. 필터에서 이용되는 측정치  $z_k$ 는  $r_k \cos \theta_k$ ,  $\Delta p_k$ 는  $r_k \sin \theta_k$  정의되게 되는데 낮은 고도에서는 look angle의 오차가 항체와 최근점간의 수평 위치 오차  $\Delta p_k$ 에 큰 영향을 미치지 않기 때문이

Table 3. Measurement error for simulation

Condition	value
Aircraft altitude	[1, 10]km
Standard deviation of slant range error(m)	[1, 10, 20]
Standard deviation of look angle error(°)	[0.2, 0.6, 1.0]

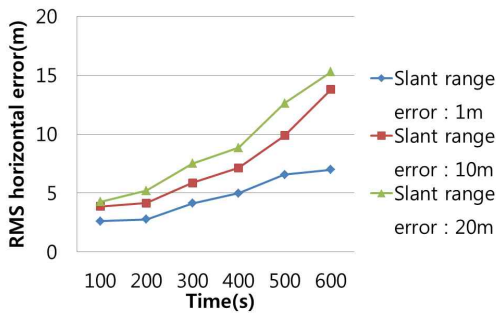


Fig. 11. Position error with respect to slant range error(aircraft altitude : 1km)

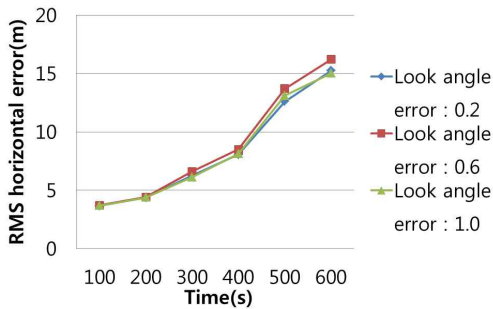


Fig. 10. Position error with respect to look angle error(aircraft altitude : 1km)

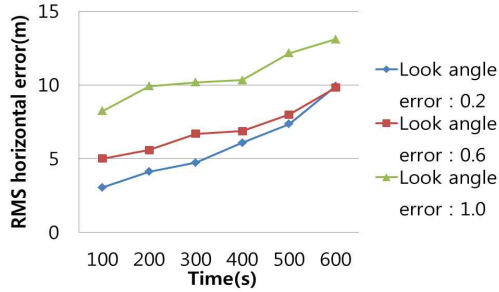


Fig. 12. Position error with respect to look angle error(aircraft altitude : 10km)

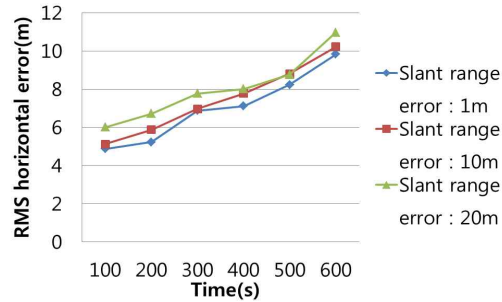


Fig. 13. Position error with respect to slant range error(aircraft altitude : 10km)

다. Fig. 12, 13은 항체의 고도가 10km일 때 look angle과 slant range 변화에 따른 험난한 지형에서의 위치 추정 오차를 보여준다. 항체의 고도가 10km인 경우에는 1km일 때와 반대로 look angle의 오차가 위치 추정 오차에 더 큰 영향을 미치게 된다. 이는 항체의 고도가 높아질수록 look angle 오차에 의한  $\Delta p_k$ 의 오차가 더 커지기 때문이다.

### III. 결 론

본 연구에서는 간섭계 레이더 고도계를 활용한 지형참조항법 시스템을 구축하고 각 필터의 적용에 따른 위치 추정의 성능을 분석하였다.

시뮬레이션 결과 필터 공통으로 지형의 변화가 큰 지형에서 정확한 위치 추정이 가능함을 확인할 수 있었다. 또한, 시간에 따라 모든 환경에서 항체의 위치 추정 오차가 증가하는 것을 확인할 수 있었는데, 이는 INS의 누적 오차에 의한 결과로 볼 수 있다. 본 연구에서 항체의 위치 예측은 오직 INS에 의존하기 때문에 INS의 누적 오차가 항체의 위치 추정에 부정적인 결과를 초

래하게 된다. 하지만 이러한 문제는 INS 보정 필터를 통하여 해결될 수 있을 것이다. 각 필터에 따른 성능의 분석을 통해서는 대부분의 환경에서 파티클 필터가 가장 우수한 성능을 도출하는 것을 확인할 수 있었다. 비록 파티클 필터가 수행시간이 오래 걸리지만, 파티클의 가중치 계산이 독립적으로 이뤄질 수 있기 때문에 병렬처리를 이용하여 시간을 단축시킬 수 있을 것이다.

또한 측정 오차 변화에 따른 항체의 위치 추정 오차의 양상에 대한 분석을 통하여서 항체의 고도가 낮은 경우에는 slant range의 오차, 높은 경우에는 look angle의 오차가 위치 추정에 더 큰 영향을 미치는 것을 증명하였다.

위의 결과를 통해 지형참조항법에서의 각각의 필터에 따른 성능을 확인할 수 있었는데 이러한 필터의 특성은 앞으로의 지형참조항법 시스템의 개발에 있어 알맞은 필터 선택에 큰 도움이 될 것이라 기대해 본다. 또한 측정오차와 고도의 변화에 따른 결과를 통해 정확한 위치 추정을 위하여 요구되는 간섭계 레이더 고도계의 성능을 도출할 수 있을 것으로 기대된다.

한편, 본 연구를 통해 항체의 초기 오차가 위치 추정에 큰 영향을 미침을 알았다. 따라서 앞으로의 연구에서는 더 강인한 지형정합항법 시스템의 개발을 위하여 다양한 초기오차에 따른 결과를 분석하고, 필터뿐만 아니라 상관도를 이용하는 기법과의 통합 시스템을 구축해 볼 필요가 있을 것으로 예상된다. 또한 간섭계 레이더 고도계를 정확히 모델링 할 수 있는 연구 또한 진행하여 강인한 시스템을 구축해야 할 것이다.

### 후 기

본 연구는 국방과학연구소와 LIG 넥스원에서 시행중인 "지형 정합 알고리즘 연구"의 지원으로 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

### 참고문헌

1) 이동진, 이원석, 방효충, 황상현, 안성진, "지형참조항법 알고리즘을 이용한 헬리콥터의 위치정보 신뢰성 확보", KSAS08-1328, April. 2008, pp.359~362.

2) J. P. Golden, "Terrain contour matching (TERCOM): a cruise missile guidance aid", Image Processing for Missile Guidance, 238, pp. 10-18, 1980.

3) J. A. Hollowell, "Heli/SITAN: A terrain referenced navigation algorithm for helicopters", IEEE Pos.,Loc. and Nav. Symp. (PLANS). Las Vegas, 1990.

4) G.Welch and G.Bishop, "An Introduction to the Kalman Filter", Technical Report TR 95-041, Computer Science, 1995.

5) L.D.Hostetler and R.D.Andreas, "Nonlinear Kalman filtering techniques for terrain-aided navigation.", IEEE Trans. Automatic Control, 28(3), 1983, pp. 315-322.

6) S. J. Julier and J. K. Uhlmann, "A new extension of the Kalman filter to nonlinear systems", 1997, Proc. AeroSense,x.

7) Siouris, G., M., *Missile Guidance and Control Systems*, Springer-Verlag New York, Inc., 2004, pp. 551-576.

8) P. Yubo, Z.Chen, and J. Hung, "BITAN-II: an improved terrain aided navigation algorithm", in Proceedings of the 1996 IEEE IECOM 22nd International Conference on Industrial Electronics, Control, and Instrumentation, pp. 1675-1680, 1996.

9) R. Enns and D. Morrell, "Terrain-aided navigation using the Viterbi algorithm". Journal of Guidance, Control and Dynamics, 18(6): 1444, 1995.

10) K. B. Anonsen and O. Hallingstad, "Terrain aided underwater navigation using point mass particle filters", in Proc. IEEE/ION Position, Location, And Navigation Symposium, pp. 1027-1035, 2006.

11) R.Karlsson, F. Gustafsson, and T. Karlsson, "Particle Filtering and Cramer-Rao Lower Bound for Underwater Navigation", in Proc. Acoustics, Speech, and Signal Processing, Hong Kong, Apr 2003.

12) F.Gustafsson, F.Gunnarsson, N. Bergman, U. Forssel, J. Jansson, R. Karlsson, P.-J. Nordlund, "Particle Filters for Positioning, Navigation and Tracking," IEEE Trans. Signal Processing, vol.50, no. 2, 2002, pp. 425-436.