

# GPS반송파를 이용한 자세결정에서 UKF적용을 통한 성공률 변화 분석

## Success Rate Analysis in GPS Attitude Determination Using a Unscented Kalman Filter

권철범, 천세범, 이은성, 이영재\*, 강태삼, 지규인  
(Chulbum Kwon, Sebum Chun, Eunsung Lee, Young Jae Lee, Taesam Kang, and Gyu-In Jee)

**Abstract :** Resolving the integer ambiguity of GPS carrier phase measurements is the most important routine in precise positioning. In this paper, success rate is analyzed when using baseline information in the process of determining attitude. The result is verified through the simulation. Determining the initial position for the ambiguity resolution is estimated by using code measurement and baseline constraint. Success rate is estimated using covariance of the formed initial position. UKF has been used to overcome the nonlinear baseline condition during the process so that the higher success rate has been obtained compared with the general attitude determination.

**Keywords :** final camera-ready format, MS Word version, accepted paper, use style, heading

### I 서론

GPS(Global Positioning System)를 이용한 측위 시스템이 등장한 이후, 이 시스템은 오랜 시간 동안 수많은 발전을 거듭해왔다. 현재 가장 널리 쓰이고 있는 시스템의 하나인 DGPS는 자신의 정확한 위치를 알고 있는 기준국에서 GPS 위성 신호의 오차를 계산하여 사용자에게 전송함으로써 GPS사용자의 위치 오차를 보정하는 방법을 통해 수m정도 오차 범위에서 위치를 정확히 나타낼 수 있다. 그리고 이보다 더 진보된 것으로 GPS반송파 위상을 들 수 있다. 이 시스템은 반송파 주파수의 파장이 19cm인 점을 이용하여 반송파 위상을 측정하고 이로부터 정밀한 측위를 하는 기법으로, 이를 이용하면 수cm의 높은 정확도로 상대위치를 측정할 수 있다. 이 측위 시스템에서 반송파 정보를 이용하기 위해서는 반송파 위상에 포함되어 있는 미지정수를 결정해줘야 한다. 그리고 미지정수의 정확도를 검증하는 방법으로 성공률(success rate)을 사용하게 되는데, 성공률은 실제 측정값과 무관하게 미지정수를 선택한 때의 관측환경으로 결정된다[1]. 자세를 측정하는 경우 항체에 고정된 안테나의 상대 위치를 사전에 측정해 낼 수 있기 때문에 안테나 사이의 기저선 길이 정보도 하나의 추가적인 정보로서 이용할 수 있다[2,3]. 그러나 이 과정에서 기저선 관측모델이 가지고 있는 비선형성을 간과해서는 안된다.

본 논문에서는 기저선 정보를 이용할 때 UKF(Unscented Kalman Filter) 적용에 따른 성공률의 변화를 분석해 보았다. 이때 기저선 관측 모델이 가진 비선형성에 대해 기존의 방법

들과 UKF를 적용하여 미지정수 결정 성능을 비교 분석하였다.

### II 성공률

미지정수는 이산 정수영역에서 결정되기 때문에 성공률의 분포는 확률질량함수(probability mass function)의 형태를 가진다. 이러한 성공률은  $P(\tilde{a}=z)$ ,  $z \in Z^n$  와 같이 나타낼 수 있다. 이렇게 성공률을 결정하기 위해서는 실수 미지정수의 확률분포를 결정하여야 한다. 일반적으로 실수미지정수의 확률분포는 편향 오차를 가지지 않고 정규분포를 가진다고 가정할 수 있다[4].

$$\hat{a} \sim N(a, Q_a) \quad (1)$$

여기서  $Q_a$ 는 실수 미지정수의 공분산 행렬이 된다. 따라서 실수 미지정수의 확률분포는 다음과 같이 주어진다.

$$p_a(x) = (2\pi)^{-\frac{n}{2}} \sqrt{|Q_a^{-1}|} \exp\left(-\frac{1}{2}\|x-a\|_{Q_a}^2\right) \quad (2)$$

여기서  $a$ 는 참 미지정수 벡터이다. 따라서 정수영역에서 잦은 미지정수의 확률질량함수는 다음과 같이 된다.

$$P(\tilde{a}=z) = \int_{S_z} p_a(x) dx, \quad \forall z \in Z^n \quad (3)$$

여기서  $S_z$ 는 임의의 미지정수가 참미지정수로 여겨지는 영역을 뜻한다. 그러므로  $\tilde{a}=z \Leftrightarrow \hat{a} \in S_z$ 으로 실수영역의 미지정수가 정수영역으로 고정된 값을 나타낸다. 확률질량함수 형태로 확률분포를 가지는  $\tilde{a}$ 는 미지정수 추정기의 다양한 특성을 분석하는데 이용할 수 있으며, 특히 미지정수 성공률(ambiguity success rate)을 분석하는데 유용하게 사용할 수 있다. 미지정수 해결의 성공 확률은 결정된 미지정수를 확인하는데 사용할 수 있다. 성공률이 높은 경우에는 미지정수 추정기를 이용하여 결정된 미지정수를 참미지정수로 사용하여

\* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2004. 10. 13., 채택확정 : 2004. 12. 27.

권철범, 천세범, 이은성, 이영재, 강태삼 : 건국대학교 항공우주공학과 (ovt0205@korea.com/tucano@tucanokorea.com/koreagnss@koreagnss.com/youngee@konkuk.ac.kr/tskrang@konkuk.ac.kr)

지규인 : 건국대학교 전자정보통신공학과(gjlee@konkuk.ac.kr)

\* 본 논문은 산업자원부 지원으로 수행하는 "항공우주 기술 개발 사업"의 일환으로 수행되었습니다.

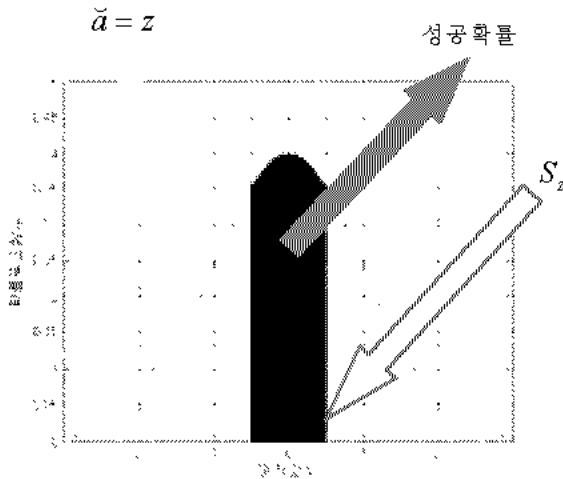


그림 1. 1차원 미지정수의 예.  
Fig. 1. The example of one dimensional integer ambiguity.

정밀한 위치해를 얻을 수 있지만 미지정수 해결의 성공률이 낮은 경우에는 결정된 미지정수를 이용한 항법해가 잘못될 확률이 높게 된다[5,6]. 성공률은 현재까지 해석적으로 값을 구하는 방법이 존재하지 않고 있다. 본 논문에서는 관측환경을 통해 얻어지는 미지정수의 공분산을 구해서 시뮬레이션을 통해 랜덤변수를 생성하고, 성공률을 계산하였다.

III. 기저선 모델의 비선형성

항체의 자세를 결정하기 위해 아래 그림 2와 같은 안테나 배열을 이용한다고 하자. (4)는 그림 2와 같은 안테나 배치에서의 비선형 관측 모델을 나타낸 것이다.

$$l = \sqrt{(x_A - x_B)^2 + (y_A - y_B)^2 + (z_A - z_B)^2} \quad (4)$$

이러한 비선형 모델은 최소 자승법이나 칼만 필터 등과 같은 선형 추정 필터를 사용하는 것이 불가능하기 때문에 선형화 기준점(nominal point)에 대해 선형화시켜 사용해야 한다. 선형화 기준점에 대해 관측 모델을 테일러 시리즈로 전개한 뒤 선형성을 유지하고 있는 2차항 이후를 절삭하면 일반적인 최소 자승법이나 칼만 필터에 적용 할 수 있는 (5)와 같은 선형 관측 모델을 얻는다.

$$l_{BL} - l_0 = \left[ \frac{x_A - x_{B0}}{l_0} \quad \frac{y_A - y_{B0}}{l_0} \quad \frac{z_A - z_{B0}}{l_0} \right] \cdot dx + v_{BL} \quad (5)$$

$$= H_{BL} \cdot dx + v_{BL}$$

기저선 길이 관측식에 일반적인 GPS 반송파의 관측식을 포함하면 (6)과 같이 나타낼 수 있다.

$$y = Hdx + \lambda N + v$$

$$\begin{bmatrix} l_{BL} \\ l_{GPS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_{BL} \\ H_{GPS} \end{bmatrix} dx + \lambda \begin{bmatrix} 0 \\ N \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_{BL} \\ v_{GPS} \end{bmatrix} \quad (6)$$

최종 추정치의 공분산은 (7)에서와 같이 기저선 길이 정보를 추가 정보로 사용하였을 경우 감소하는 것을 확인할 수 있다[7].

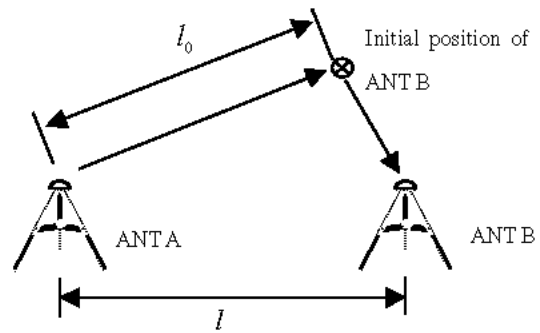


그림 2. 2개의 안테나를 이용한 자세 결정.  
Fig. 2. The attitude determination using two GPS antennas.

$$Q_{dx} = (H_{GPS}^T \cdot Q_p^{-1} \cdot H_{GPS})^{-1}$$

→ 기저선 제한 조건 미적용시

(7)

$$Q_{dx} = (H_{GPS}^T \cdot Q_p^{-1} \cdot H_{GPS} + H_{BL}^T \cdot Q_{BL}^{-1} \cdot H_{BL})^{-1}$$

→ 기저선 제한 조건 적용시

본 논문에서는 Code정보를 이용한 의사거리를 이용해서 초기 관측 환경을 결정하게 되고 기저선 관측 모델은 테일러 시리즈 전개를 통해 선형 방정식으로 정리하였다. GPS관측 모델의 경우는 이러한 선형화 과정에서 오차가 매우 작기 때문에 문제가 없으나 기저선 관측 모델의 경우는 두 안테나 사이의 거리가 매우 짧은 관계로 이러한 오차가 커진다.

IV. Unscented Kalman Filter

기저선 관측 모델의 비선형성은 최소 자승법 등의 선형 추정 방법을 적용 할 경우 초기치 오차에 매우 민감해진다. 그리고 최종추정치 분산이 증가하는 문제가 있다. 본 논문에서는 이러한 한계를 극복하기 위해 UT(Unscented Transform)이라는 비선형 변환 과정을 이용하는 UKF를 이용하여 자세를 추정하였다.

1. Unscented Transform

일반적으로 비선형 함수를 이용하여 임의의 랜덤 변수를 변환할 때 변환된 랜덤 변수(이하 RV)의 값 자체를 추정하는 것 보다 RV의 평균과 분산을 추정하는 것이 더 용이하다. 이러한 용도로 제시된 방법이 UT로, Gaussian 분포를 갖는 RV에 대해 비선형 변환을 수행하여 변환된 RV의 평균과 분산을 추정하는 방법이다. 그림 3은 UT의 개념을 간단히 나타낸 것이다[8]. 여기서 볼 수 있듯이 시그마 포인트(sigma point)는 Gaussian 분포를 갖는 RV의 평균과 분산을 1차 근사하고 있음을 알 수 있으며 각각의 시그마 포인트들은 개별적인 값으로 비선형 함수에 의해 변환된다. 이렇게 변환된 시그마 포인트들은 변환된 RV의 평균 및 분산을 알아내기 위해 사용된다.

이러한 UT는 다음과 같은 특징을 갖는다.

- i) 유한 개수의 시그마 포인트를 사용하기 때문에 UT 모듈은 표준 모듈로써 비선형 함수의 형태와는 상관없이 적용시킬 수 있는 표준 모듈화시킬 수 있다.
- ii) 동일한 비선형 함수를 사용할 경우 연산량은 EKF

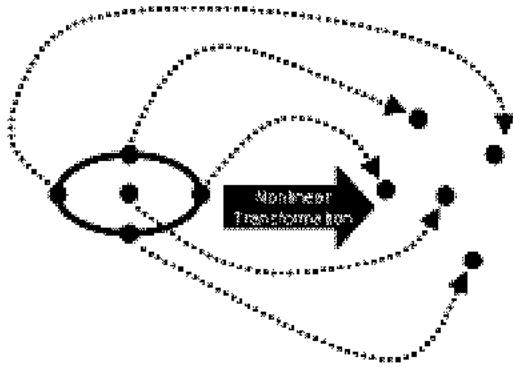


그림 3. Unscented transform의 개념.  
Fig. 3. The concept of the unscented transform.

(Extended Kalman Filter)와 거의 동일하다.

iii) RV의 평균과 분산을 정확히 표현하고 있는 시그마 포인트는 미분을 수행할 필요 없이 변환된 RV의 분포를 2차로 정확히 표현해준다.

iv) UT는 불연속 함수에도 적용 될 수 있다.

2. Unscented Kalman Filter

앞서 언급한 UT의 특징으로 인해 비선형 변환 부분만을 UT로 교체한 Kalman Filter의 구성이 가능하며 이러한 필터를 UKF라고 한다. 다음은 UKF의 구성을 나타낸 것이다[8].

i) 초기 조건과 시그마 포인트 설정

(8)은 Kalman Filter의 초기상태변수를 나타내며 (9)는 시그마 포인트를 나타낸다.

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_0 &= E[\mathbf{x}_0] \\ \mathbf{P}_0 &= E[(\mathbf{x}_0 - \bar{\mathbf{x}}_0)(\mathbf{x}_0 - \bar{\mathbf{x}}_0)^T] \\ \mathbf{x}_0^a &= E[\mathbf{x}^a] = [\bar{\mathbf{x}}_0^T \quad 0 \quad 0]^T \\ \mathbf{P}_0^a &= E[(\mathbf{x}_0^a - \bar{\mathbf{x}}_0^a)(\mathbf{x}_0^a - \bar{\mathbf{x}}_0^a)^T] = \begin{bmatrix} \mathbf{P} & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{Q} & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{R} \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{8}$$

$$\mathbf{x}_{i-1}^a = [\bar{\mathbf{x}}_{i-1}^a \quad \bar{\mathbf{x}}_{i-1}^a + \sqrt{(n_x + \lambda)\mathbf{P}_{i-1}^a} \quad \bar{\mathbf{x}}_{i-1}^a - \sqrt{(n_x + \lambda)\mathbf{P}_{i-1}^a}] \tag{9}$$

ii) Time Propagation

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{i|p-1}^x &= f(\mathbf{x}_{i-1}^x, \mathbf{x}_{i-1}^y) \\ \bar{\mathbf{x}}_{i|p-1} &= \sum_{i=0}^{2n_x} W_i^{(m)} \mathbf{x}_{i|p-1}^x \\ \mathbf{P}_{i|p-1} &= \sum_{i=0}^{2n_x} W_i^{(c)} [\mathbf{x}_{i|p-1}^x - \bar{\mathbf{x}}_{i|p-1}] [\mathbf{x}_{i|p-1}^x - \bar{\mathbf{x}}_{i|p-1}]^T \\ \psi_{i|p-1} &= h(\mathbf{x}_{i|p-1}^x, \mathbf{x}_{i-1}^y) \\ \bar{\mathbf{y}}_{i|p-1} &= \sum_{i=0}^{2n_x} W_i^{(m)} \psi_{i|p-1} \end{aligned} \tag{10}$$

iii) Measurement Update

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_{y,y} &= \sum_{i=0}^{2n_x} W_i^{(c)} [\psi_{i|p-1} - \bar{\mathbf{y}}_{i|p-1}] [\psi_{i|p-1} - \bar{\mathbf{y}}_{i|p-1}]^T \\ \mathbf{P}_{x,y} &= \sum_{i=0}^{2n_x} W_i^{(c)} [\mathbf{x}_{i|p-1}^x - \bar{\mathbf{x}}_{i|p-1}] [\psi_{i|p-1} - \bar{\mathbf{y}}_{i|p-1}]^T \\ \mathbf{K}_f &= \mathbf{P}_{x,y} \mathbf{P}_{y,y}^{-1} \\ \bar{\mathbf{x}}_f &= \bar{\mathbf{x}}_{i|p-1} + \mathbf{K}_f \mathbf{P}_{y,y}^{-1} \mathbf{K}_f^T \end{aligned} \tag{11}$$

UKF는 관측 모델을 선형화 시키지 않은 상태에서도 필터 적용이 가능하므로 최소 자승법이나 EKF의 경우와 달리 관측 모델을 직접 사용한다. 본 논문에서는 안테나는 고정되어 있으므로 정적인 모델을 사용하였다.

V. 기저선 정보 이용시 UKF를 통한 초기 자세 정보 향상

UKF를 통해 초기자세 정보가 향상되는 것을 시뮬레이션을 통해서 확인하였다. 시뮬레이션 조건은 정확한 위치를 알고 있는 안테나와 그 정보를 통해 사전에 구할 수 있는 기저선의 자세정보를 가지고 각각의 환경에 따른 자세의 정밀도를 분석한 것이다. 결국 구해진 자세 정보는 미지 정수 결정을 위한 초기 자세정보로 사용된다. 기저선의 길이는 4m로 가정 하였다. 우선 기저선 관측 모델을 사용 할 경우 추정치의 성능 변화를 비교해 보기 위해 기저선 정보를 사용한 경우와 그렇지 않은 경우를 살펴보았다. 그리고 기저선 정보를 사용한 경우에는 최소 자승법과 EKF, UKF에 따른 결과를 비교 분석하였다. 아래의 그림 4는 기저선 정보를 이용하지 않은 조건에서 추정치의 자세정밀도를 나타낸 것으로 최소 자승법을 통해 구했을때의 결과값을 나타내고 있다.

그림 6, 그림 7은 각각 기저선 정보를 이용한 경우에 최소 자승법과 EKF, UKF를 통했을 때 추정치의 자세 정밀도 변화에 대해서 나타낸 것이다. 표 1은 추정치를 정리 비교하였다.

위의 결과에서 볼 때 비선형 모델을 사용한 UKF의 경우 최종 추정치의 분산이 가장 작음을 알 수 있다. EKF의 경우는 초기치가 정확할 경우는 UKF 이상의 결과를 제공하였으나 동등한 수준의 초기치를 주었을 때는 UKF가 상대적으로 더 나은 결과를 제공하는 것을 확인 할 수 있었다. UKF는 수렴 과정에서나 그 이후에 있어도 상대적으로 매우 작은 오차 레벨을 나타내고 있음을 알 수 있다.

아래의 결과에서 비선형 모델을 선형화 과정 없이 직접 사용하는 UKF의 경우가 최종 추정치의 정밀도가 더 높으며 특히 선형화 기준점 문제로 인해 EKF보다 월등히 성능이 향상됨을 확인 할 수 있었다.

표 1. 추정 방법에 따른 추정치 비교.

Table 1. Estimation error comparison between different estimation methods.

Least-Square Method (without BL)	Least-Square Method (with BL)	EKF (with BL)	UKF (with BL)
85.6758	91.1626	51.3863	41.5691

(표준 편차, 단위: deg)

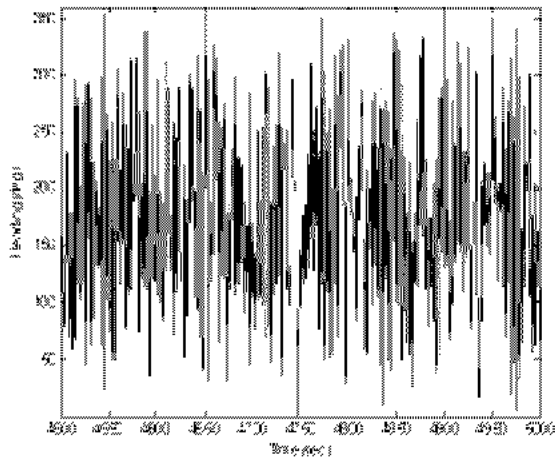


그림 4. 기저선 정보 미사용시 자세 정밀도 변화(최소 자승법).  
Fig. 4. The attitude accuracy without base line constraints(least-square method).

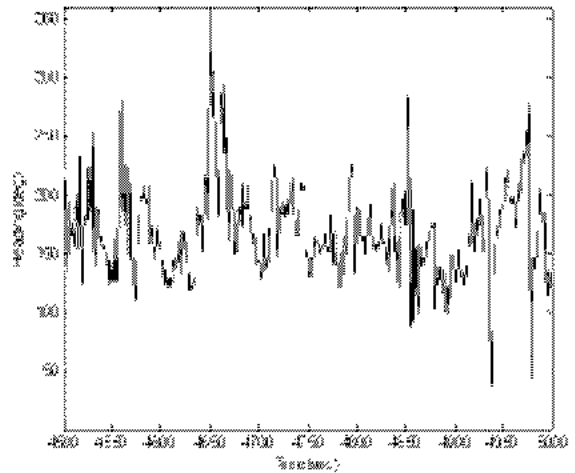


그림 7. 기저선 정보 사용시 자세 정밀도 변화(UKF).  
Fig. 7. The attitude accuracy by using base line(UKF).

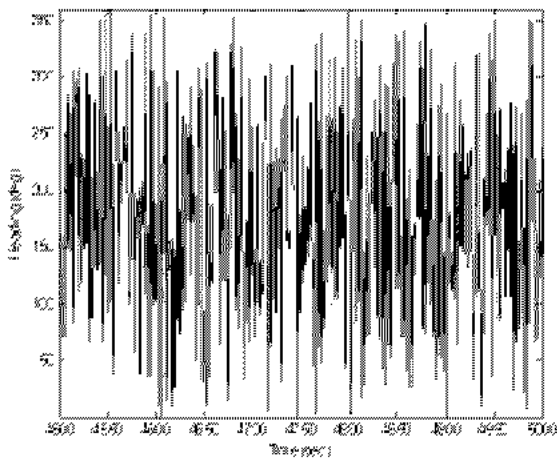


그림 5. 기저선 정보 사용시 자세 정밀도 변화(최소 자승법).  
Fig. 5. The attitude accuracy with base line constraints(least-square method).

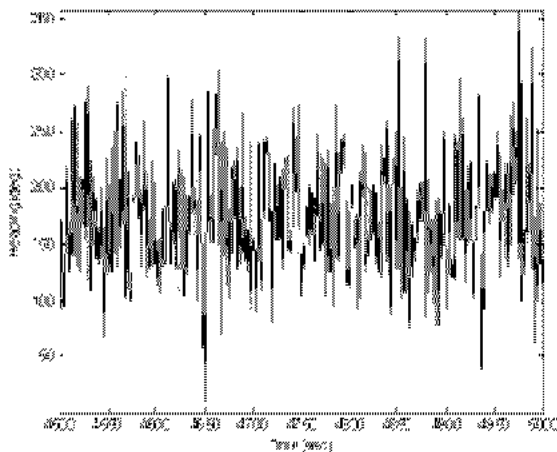


그림 6. 기저선 정보 사용시 자세 정밀도 변화(EKF).  
Fig. 6. The attitude accuracy by using base line(EKF).

**VI UKF 적용에 따른 성공률 변화분석**

시뮬레이션을 통하여 UKF 적용에 따른 성공률 변화를 분석하였다. 아래의 결과는 기저선 정보를 적용하여 성공률을 구해본 것으로 각각의 경우에 적용된 필터들을 달리하였다. 성공률을 구하기 위해 먼저 관측 환경 고찰을 통하여 실수미지정수의 공분산을 구하고, LAMBDA 방법을 이용하여 실수미지정수의 공분산을 비상관화 시킨다. 비상관화된 공분산을 이용하여 만들어지는 랜덤 변수의 값의 분포를 이용하여 성공률을 계산하게 된다[6]. 본 논문의 시뮬레이션에서는 float ambiguity의 개수를 3000개를 사용하였으며, 이 3000개의 점 중에 integer ambiguity가 최소 cost function을 갖는 구간에 포함되는 확률값을 구하여 성공률을 계산하였다. 사용된 기저선 길이는 4m였으며, 정적인 위치를 약 1시간의 길이로 시뮬레이션을 실시하였다. 아래 그림 8은 시간에 따른 가시위성의 수를 나타낸 것이다.

그림 9는 기저선 정보를 사용하지 않았을 때 성공률을 분석해 본 것이다.

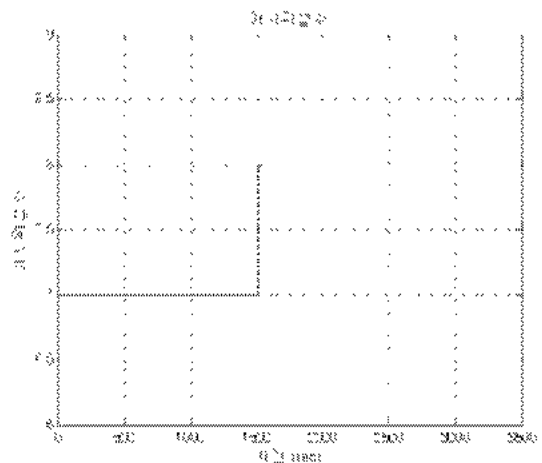


그림 8. 가시 위성 수.  
Fig. 8. The number of visible satellites.

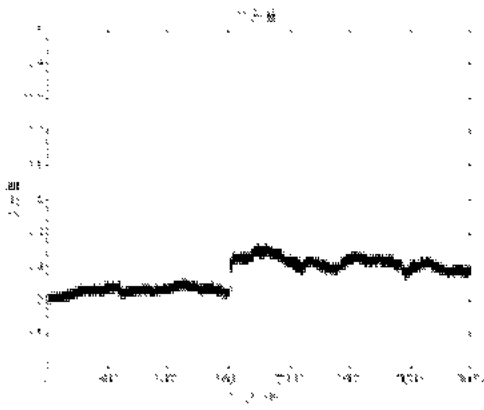


그림 9. 기저선 정보 미사용시 성공률(최소 자승법).  
Fig. 9. The success rate without base line constraints(least square method).

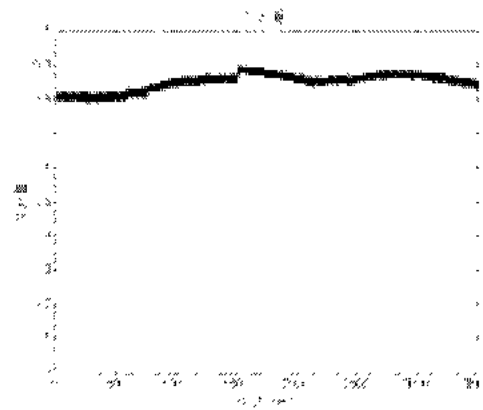


그림 12. 기저선 정보 사용시 성공률(UKF).  
Fig. 12. The success rate without base line constraints(UKF).

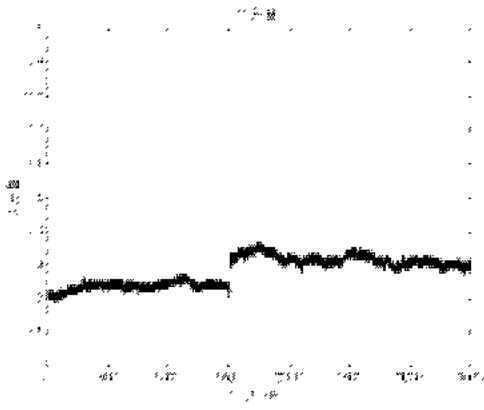


그림 10. 기저선 정보 사용시 성공률(Kalman Filter).  
Fig. 10. The success rate without base line constraints(Kalman Filter).

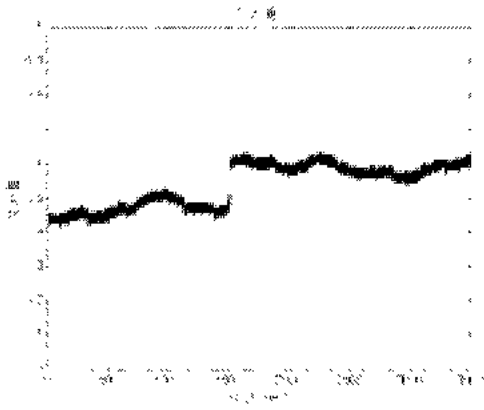


그림 11. 기저선 정보 사용시 성공률(EKF).  
Fig. 11. The success rate without base line constraints(EKF).

표 2. 필터 적용에 따른 성공률의 평균값.

Table 2. The mean of success rate.

Least-Square Method (without BL)	Least-square Method (with BL)	EKF (with BL)	UKF (with BL)
0.2763	0.2817	0.5402	0.8485

그리고 기저선 정보를 사용했을 때 각각의 필터 적용에 따른 성공률의 그래프를 나타낸 것이 아래의 그래프들이다. 우선, 그림 10은 Kalman Filter를, 또한 그림 11과 그림 12는 각각 EKF와 UKF를 통해 초기 추정치를 구했을 때의 성공률을 분석한 결과이다.

위의 결과를 보면 알 수 있듯이 기저선 정보를 이용할 때 UKF를 사용하면 추정치의 값이 더욱 정확해 진다는 것을 알 수 있으며, 기저선 정보 사용 시 비선형성을 극복하기 위해 UKF를 사용하여 성능이 향상된 추정치를 이용할 경우에는 성공률이 더욱 커지는 것을 확인 하였다. 또한 가시위성의 수가 증가함에 따라 두 가지 경우 모두 성공률이 증가하는 경향이 있음을 발견 할 수 있다.

**VII. 결론**

성공률의 확인이 관심의 대상이 되는 것은 그것이, 결정된 미지정수의 신뢰도를 알려주는 중요한 척도가 되기 때문이다. 본 논문에서는 GPS반송파를 이용한 자세 측정 시 기저선 길이 조건을 적용 하는 경우, UKF를 통해 미지 정수 결정 성능이 변하는 것을 성공률 측면에서 살펴보았다. 그 선행과정으로 기저선 관측식이 가지고 있는 비선형성으로 인해 최종 추정치가 받는 영향을 분석하였으며, 동시에 최소 자승법이나 EKF, 그리고 비선형 모델을 직접 적용 할 수 있는 UKF를 적용하여 추정치를 비교 분석 하였다. 그 결과 UKF를 적용한 경우는 최종 추정치의 분산도 다른 방법에 비해 상대적으로 작은 것으로 분석 되었고, 초기치의 정확도에도 거의 영향을 받지 않고 안정적으로 수렴하는 모습을 보였다. 그러므로 기저선 정보를 이용할 때 UKF를 적용하면 초기 추정치의 값이 더욱 정확해 진다는 것을 알 수 있었다.

**참고문헌**

- [1] 손지수, 홍진석, 지규인, “한반도 지역에서의 GPS반송파 위상 미지정수 해결의 성공확률 분석”, 2001 국제 자동 제어 학술회의, 2001.
- [2] 박찬식, GPS 반송파 위상을 이용한 위치결정, 서울대학교 제어계측공학과 박사학위논문, 1997.
- [3] 김대제, “기저선 제한 조건을 이용한 동적 환경에서의

GPS 반송파 미지 정수 결정 성능 향상', 항공우주공학회 춘계학술발표 논문집, 2003. 4.

[4] P. J. G. Teunissen, "Success probability of integer GPS ambiguity rounding and bootstrapping", *Journal of Geodesy*, vol. 72, pp. 606-612, 1998.

[5] A. Leick, *GPS Satellite Surveying*, John Wiley & Sons, 1995.

[6] 이은성, "반송파 측정값을 이용한 우리별 3호 궤도 결정에 서의 성공확률", 제9차 GNSS WORKSHOP, 2002, 10.

[7] P. J. G. Teunissen, *Adjustment Theory*, Delft University Press, 2000.

[8] S. J. Julier, "Unscented filtering and nonlinear estimation", *Proceeding of the IEEE*, vol. 92, no. 3, March, 2004.



**권철범**

2004년 건국대학교 기계항공공학부 졸업. 2004년~현재 건국대학교 대학원 항공우주공학과 석사과정 재학중. 관심분야는 GPS, 인공위성.



**천세범**

2000년 건국대학교 항공우주공학과 졸업. 2002년 동대학원 석사 졸업. 2004년 현재 동대학원 박사과정 재학중. 관심분야는 GPS, 고장검출.



**이은성**

1996년 건국대학교 항공우주공학과 졸업. 1998년 건국대학교 대학원 기계공학과 졸업. 2004년~현재 건국대학교 대학원 항공우주공학과 박사과정 재학중. 관심분야는 인공위성, GPS, 고장 검출.



**이영재**

1982년 서울대학교 항공공학과 학사 졸업. 1985년 동대학원 석사 졸업. 1990년 미국 The Univ. of Texas at Austin 항공우주공학 박사. 1996년~현재 건국대학교 항공우주공학과 부교수. 관심분야는 GPS를 이용한 정밀위치 결정, 기타 GPS응용.



**곽대삼**

1986년 서울대학교 제어계측공학과 학사 졸업. 1988년 동대학원 석사 졸업. 1992년 동대학원 제어계측 공학박사. 2001년 9월~현재 건국대학교 항공우주공학과 부교수. 관심분야는 MEMS센서, 자동비행, 전자 제어 시스템.



**지규인**

1982년 서울대학교 제어계측학과 학사 졸업. 1984년 동대학원 석사 졸업. 1989년 Case Western Reserve University 제어 및 시스템 공학박사. 1992년~현재 건국대학교 전자정보통신공학과 부교수. 관심분야는 제어공학, 디지털제어, GPS.