

위성을 이용한 Total Least Squares 기반 신호원 측위 알고리즘

학생회원 박 영 미*, 정회원 조 상 우, 전 주 환*

The Geolocation Based on Total Least Squares Algorithm Using Satellites

Young-mi Park* *Student Member*, Sangwoo Cho, JooHwan Chun* *Regular Members*

요 약

Geolocation이란 다수의 위성을 이용하여 지구상에 존재하는 송신기의 위치를 결정하는 문제이다. 본 논문에서는 한 기의 정지궤도 위성과 한 기의 저궤도 위성을 이용하여 위성에 수신된 신호를 처리하여 얻은 도래 시간차 (time difference of arrival or TDOA) 측정치로부터 정적인 송신기의 위치를 추정하는 문제를 다룬다. 위성들의 부정확한 위치 정보와 잡음이 더해진 도래 시간차 측정치를 이용한 geolocation 문제의 경우, 정확한 위치 추정치를 얻기 위하여 total least squares (TLS) 알고리즘으로 접근한다. Monte-Carlo 실험을 통해 기존의 least squares (LS) 방법과 비교함으로써 제안한 TLS 알고리즘의 성능을 검증하였다.

ABSTRACT

The problem of geolocation using multiple satellites is to determine the position of a transmitter located on the Earth by processing received signals. The specific problem addressed in this paper is that of estimating the position of a stationary transmitter located on or above the Earth's surface from measured time difference of arrivals (TDOA) by a geostationary orbiting (GSO) satellite and a low earth orbiting (LEO) satellite. The proposed geolocation method is based on the total least squares (TLS) algorithm. Under erroneous positions of the satellites together with noisy TDOA measurements, the TLS algorithm provides a better solution. By running Monte-Carlo simulations, the proposed method is compared with the ordinary least squares (LS) approach.

1. 서 론

다수의 위성을 이용한 geolocation 문제는 위성에 수신된 신호를 처리함으로써 지구상에 존재하는 송신기의 위치를 결정하는 것이다. Geolocation 문제를 해결하기 위해 처리 가능한 신호의 종류로는 도래각 (direction of arrival or DOA), 도플러 주파수 차 (differential Doppler or DD), 그리고 도래 시간차 (time difference of arrivals or TDOA)가 있다. 도래각은 신호 자체의 특성에 관계없이 방향을 찾

을 수 있는 장점이 있는 반면, 수신 안테나가 배열 안테나여야 하는 제한이 있다. 도플러 주파수 차는 송신기 혹은 수신기가 동적 운동을 해야 측정할 수 있다. 도래 시간차는 신호의 timing 정보를 몰라도 송신기와 수신기 사이의 거리를 구할 수 있는 장점이 있다. 이러한 도플러 주파수차나 도래 시간차 측정치로부터 수신기에 대한 송신기의 상대적인 위치를 결정하기 위한 다양한 연구들이 이루어져 왔다. Smith와 Abel은 도래 시간차 측정치를 이용해 least squares estimation을 기반으로 하는 알고리즘을 제안하였다¹⁾. 이 알고리즘은 완벽한 closed-form least

* 한국과학기술원 전자전산학과 계산처리 연구실(ympark@sclab.kaist.ac.kr)

논문번호 : 030231-0602, 접수일자 : 2003년 6월 5일

※ 본 연구는 MICROS와 KOSEF(과제번호 R01-2003-000-10829-0)의 계약하에 연구되어짐

squares solution을 제공하는 것이 아니기 때문에 suboptimal한 해를 구할 수 있다. Foy는 선형 대수 방정식의 least-sum-squared 오차의 해를 구하는 iterative-Taylor 급수에 기반을 둔 방법을 제안하였다^[2]. Foy가 제안한 방법은 초기값에 매우 의존적이어서 초기값이 실제 위치에 가깝지 않으면 수렴성을 보장할 수 없다는 단점이 있다. 하지만 초기 위치값을 예상하는데 경험적인 값이 수렴성에 큰 도움을 주며 수렴 여부를 결정하기가 쉽다. Fang이 제안한 방법은 세 기의 위성을 이용하여 두 개의 도래 시간차 측정치를 얻고 하나의 constraint를 줌으로써 3차원 공간상에서 신호원의 위치를 찾는 알고리즘이다^[3]. 이 알고리즘은 deterministic한 방법으로 측정치에 잡음이 존재할 경우 신호원 위치 추정치 오차가 매우 커지는 단점이 있다. Ho와 Chan은 Taylor 급수 방법과 같은 근사화를 이용한 것이 아니라 최소 세 기의 위성으로부터 정확한 closed form solution을 유도하였다^[4]. Foy가 제안한 방법과 달리 이 방법은 수렴성의 문제가 발생하지 않고 계산량도 많지 않다. 선행되어진 이러한 방법들은 수신기 (본 논문에서는 위성)의 위치를 정확하게 안다고 가정하였기 때문에 위성의 위치 정보가 부정확한 실제 상황에서는 그 정확도가 현저히 떨어지는 단점을 가지고 있다.

본 논문에서는 한 기의 정지궤도 위성과 한 기의 저궤도 위성을 이용하여 측정한 도래 시간차로부터 지구상에 존재하는 움직이지 않는 정적 송신기의 위치를 추정하는 문제를 다룬다. 정적 신호원의 측위 방법은 total least squares (TLS) 알고리즘에 바탕을 두고 있다. 실제 상황과 달리 위성의 위치 정보를 정확히 안다고 가정한 일반적인 least squares (LS) 기반 알고리즘이나 앞서 제시한 선행 연구들의 적용은 위성 위치 오차에 따른 추정 오차가 증가할 수 밖에 없다. 잡음이 더해진 위성들의 위치 정보와 도래 시간차 측정치를 이용하는 경우, TLS 알고리즘은 이러한 부정확성을 고려함으로써 추정치의 정확도를 향상시키기 때문에 geolocation 문제에 대하여 하나의 좋은 해결책을 제공한다. 제안하는 알고리즘의 성능을 검증하기 위하여 Monte-Carlo 실험을 통해 기존의 LS 방법과 비교한다.

본 논문은 다음과 같이 구성된다. 2절에서는 본 논문에서 다루고자 하는 geolocation 문제에 대하여 언급한다. 3절에서는 위성을 이용하여 송신기의 위치를 추정하는 방법으로 일반적인 LS 알고리즘에 대하여 간략하게 설명하고, 측정 오차를 포함하고

있는 도래 시간차와 위성의 부정확한 위치 정보로부터 정확한 추정치를 얻는 방법으로 TLS 알고리즘을 제안한다. 4절에서는 모의 실험 결과로부터 3절에서 제시한 LS와 TLS 알고리즘을 비교, 논의한 후 5절에서 결론을 맺는다.

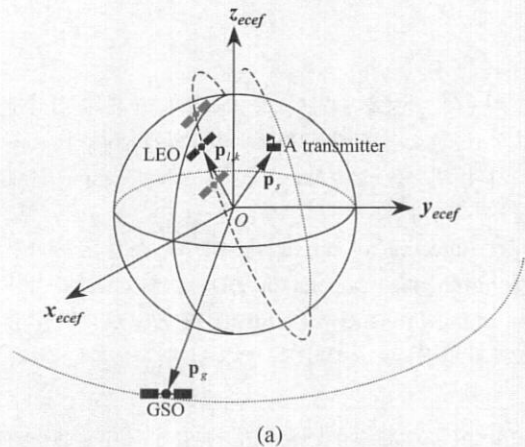
II. 저궤도-정지궤도 위성을 이용한 geolocation 시스템

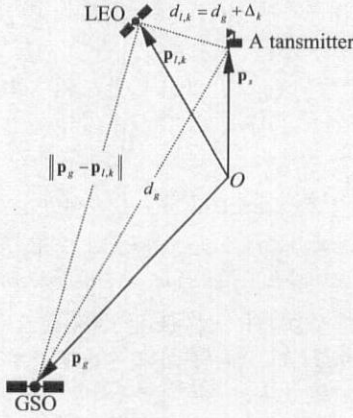
본 논문에서 다루고자 하는 정지궤도 위성과 저궤도 위성을 이용한 geolocation 시스템을 그림 1에 도시하였다. 그림 1에서 보는 바와 같이 기준 좌표계로 earth-centered earth-fixed (ECEF) 좌표계를 선택한다. $\mathbf{p}_s = [x_s \ y_s \ z_s]^T$ 는 정적 송신기의 위치 벡터를 나타낸다. 위 첨자 T 는 전치를 의미하고, 아래 첨자 s 는 송신기를 나타낸다. k 번째 시간에서 저궤도 위성의 명목상 (nominal) 위치와 정지궤도 위성의 명목상 위치를 각각 벡터 $\mathbf{p}_{l,k} = [x_{l,k} \ y_{l,k} \ z_{l,k}]^T$ 와 벡터 $\mathbf{p}_g = [x_g \ y_g \ z_g]^T$ 로 정의한다. 송신기로부터 저궤도 위성과 정지궤도 위성까지의 거리는 각각 $d_{l,k}$ 와 d_g 로 정의하고 아래 식으로부터 계산되어진다.

$$d_{l,k} = \|\mathbf{p}_{l,k} - \mathbf{p}_s\|,$$

$$d_g = \|\mathbf{p}_g - \mathbf{p}_s\|$$

아래 첨자 l 과 g 는 각각 저궤도 위성과 정지궤도 위성을 의미한다.





(b)

그림 1. 저궤도 위성과 정지궤도 위성을 이용한 geolocation 시스템의 구조
Figure 1. The geometry of geolocation system with dual LEO-GSO satellites.

송신기에서 전송된 신호가 k 번째 시간에 저궤도 위성에서 수신되었을 때의 시간을 $t_{l,k}$ 로 표현하고, 정지궤도 위성에서 수신되었을 때의 시간을 t_g 라고 할 때, 송신기로부터 두 개의 수신기인 위성까지의 신호 도달 시간 차이인 TDOA 측정치 τ_k 는

$$\tau_k \equiv t_{l,k} - t_g$$

로 정의되어지고, 거리차 (range difference) Δ_k 를 아래 식과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \Delta_k &\equiv \|\mathbf{p}_{l,k} - \mathbf{p}_s\| - \|\mathbf{p}_g - \mathbf{p}_s\| \\ &= d_{l,k} - d_g \end{aligned}$$

그리고, 거리차는 도래 시간차 측정치로부터 다음과 같이 계산되어진다.

$$\Delta_k = v \cdot \tau_k$$

여기서, v 는 신호의 전파속도이다.

실제로, 데이터 측정시 항상 측정 오차가 발생하기 때문에 도래 시간차 내에 존재하는 측정 오차와 위성의 위치에 대한 uncertainty를 고려해 주어야 한다. 도래 시간차 측정치에 대한 측정 오차 n_{τ} 는

평균이 0이고, 표준 편차가 σ_{τ} 인 정규분포를 갖는 백색 잡음으로 가정한다. 측정 오차 n_{τ} 는 거리차의 측정 오차 n_{Δ} 와 아래와 같은 관계식을 갖는다.

$$v \cdot (\tau_k + n_{\tau,k}) = \Delta_k + n_{\Delta,k} \quad (1)$$

이때, 관계식 (1)에 의하여 측정된 거리차 내의 잡음 n_{Δ} 은 평균 0, 표준 편차 $\sigma_{\Delta} = v \cdot \sigma_{\tau}$ 인 정규분포를 갖는다. 또한, 위성의 실제 위치 \mathbf{p}^0 와 명목상 위치 \mathbf{p} 사이의 관계식은 다음과 같다.

$$\mathbf{p}_{l^0} = \mathbf{p}_l + \mathbf{n}_l, \quad \mathbf{p}_{g^0} = \mathbf{p}_g + \mathbf{n}_g$$

여기서, \mathbf{n}_l 과 \mathbf{n}_g 는 i.i.d.이고 평균이 0, 대각 공분산 행렬이 각각 $\sigma_l^2 I$ 과 $\sigma_g^2 I$ 인 정규분포를 갖는 백색 잡음이다.

그림 1(b)에서 저궤도 위성과 정지궤도 위성이 위치하는 지점을 각각 L과 G라고 하고, 송신기가 존재하는 지점을 T라고 했을 때, 두 기의 위성에 대한 명목상 위치와 송신기 위치에 의해 얻어지는 삼각형 $\triangle LGT$ 에 대하여 코사인 법칙을 적용하면 다음과 같다.

$$(d_g + \Delta_k)^2 = \|\mathbf{p}_{l,k} - \mathbf{p}_g\|^2 + d_g^2 - 2\|\mathbf{p}_{l,k} - \mathbf{p}_g\|d_g \cos \theta \quad (2)$$

$$= (\mathbf{p}_{l,k} - \mathbf{p}_g)^T (\mathbf{p}_{l,k} - \mathbf{p}_g) + d_g^2 - 2(\mathbf{p}_{l,k} - \mathbf{p}_g)^T (\mathbf{p}_s - \mathbf{p}_g)$$

이때, $d_{l,k} = d_g + \Delta_k$ 이고, θ 는 $\theta = \angle LGT$ 를 나타낸다. 식 (2)를 정리하면,

$$\begin{aligned} &2(\mathbf{p}_{l,k} - \mathbf{p}_g)^T \mathbf{p}_s + 2\Delta_k d_g \\ &= (\mathbf{p}_{l,k} - \mathbf{p}_g)^T (\mathbf{p}_{l,k} + \mathbf{p}_g) - \Delta_k^2, \quad (k=1, 2, \dots, N) \end{aligned} \quad (3)$$

여기서 N 은 측정치의 개수이다. 상태 벡터 \mathbf{x} 는 미지수 \mathbf{p}_s 와 d_g 를 원소로 하는 벡터 $\mathbf{x} = [\mathbf{p}_s^T \ d_g]^T$ 로 정의되고, 이를 이용하여 식 (3)을 다음과 같이 단순한 행렬 형태로 다시 표

현할 수 있다.

$$A \mathbf{x} = \mathbf{b} \quad (4)$$

식 (4)에서 행렬 $A \in R^{N \times 4}$ 와 벡터 $\mathbf{b} \in R^{N \times 1}$ 은 아래 식처럼 주어진다.

$$A = \begin{bmatrix} (\mathbf{p}_{l,1} - \mathbf{p}_g)^T \Delta_1 \\ \vdots \\ (\mathbf{p}_{l,N} - \mathbf{p}_g)^T \Delta_N \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{b} = \begin{bmatrix} (\mathbf{p}_{l,1} - \mathbf{p}_g)^T (\mathbf{p}_{l,1} + \mathbf{p}_g) \\ -\Delta_1^2 \\ \vdots \\ (\mathbf{p}_{l,N} - \mathbf{p}_g)^T (\mathbf{p}_{l,N} + \mathbf{p}_g) \\ -\Delta_N^2 \end{bmatrix}.$$

벡터 \mathbf{b} 내에 측정 오차가 존재하고 위성의 위치가 교란되었을 때, 식 (4)는 미지수의 개수에 비해 방정식의 수가 많은 구조를 가지며, least squares (LS) 방법을 이용하여 해를 찾아야 한다. 특히 본 논문에서는 벡터 \mathbf{b} 뿐만 아니라 행렬 A 도 위성의 명목상 위치와 잡음이 섞인 도래 시간차 측정치로 구성되었던 경우에 대하여, total least squares (TLS) 방법을 이용하여 식의 최적 해를 구하고자 한다.

III. TLS 기반의 신호원 측위 알고리즘

선형 방정식 $A \mathbf{x} = \mathbf{b}$ 가 주어졌을 때, 추정 오차의 제곱 $\epsilon^2 = |A \hat{\mathbf{x}} - \mathbf{b}|^2$ 을 최소로 하는 추정치 $\hat{\mathbf{x}}$ 를 LS 해라고 부른다. 이 값은 추정 오차의 제곱 ϵ^2 을 벡터 \mathbf{x} 로 미분하여 얻은 정규 방정식으로부터 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} 0 &= \frac{\partial \epsilon^2}{\partial \hat{\mathbf{x}}} \\ &= 2A^T[A \hat{\mathbf{x}} - \mathbf{b}] \\ &= 2A^T A \hat{\mathbf{x}} - 2A^T \mathbf{b} \end{aligned}$$

또는

$$A^T A \hat{\mathbf{x}} = A^T \mathbf{b} \quad (5)$$

따라서, 식 (4)에 대한 LS 해는 식 (5)로부터 다음

과 같이 유도되어 진다.

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}_{LS} &= (A^T A)^{-1} A^T \mathbf{b} \\ &= A^\dagger \mathbf{b} \end{aligned} \quad (6)$$

위 첨자 \dagger 은 pseudo-inverse를 의미한다.

본 논문에서는 LS 문제를 풀기 위한 하나의 안정한 알고리즘으로 singular value decomposition (SVD)을 사용한다. 식 (4)의 행렬 $A \in R^{N \times 4}$ 에 SVD를 수행하면 다음과 같이 분해되어 진다.

$$A = \tilde{U} \tilde{\Sigma} \tilde{V}^T \quad (7)$$

여기서, 행렬 $\tilde{U} \in R^{N \times N}$ 와 행렬 $\tilde{V} \in R^{4 \times 4}$ 가 직교 행렬이고 $\tilde{\Sigma} = \text{diag}(\tilde{\sigma}_1, \tilde{\sigma}_2, \tilde{\sigma}_3, \tilde{\sigma}_4) \in R^{N \times 4}$ 인 대각 행렬이다. 식 (7)로부터 A 의 pseudo-inverse가 되고 이 값을 식 (6)에 대입하여 $\hat{\mathbf{x}}_{LS}$ 를 계산할 수 있다.

$$A^\dagger = \tilde{V} \tilde{\Sigma}^\dagger \tilde{U}^T$$

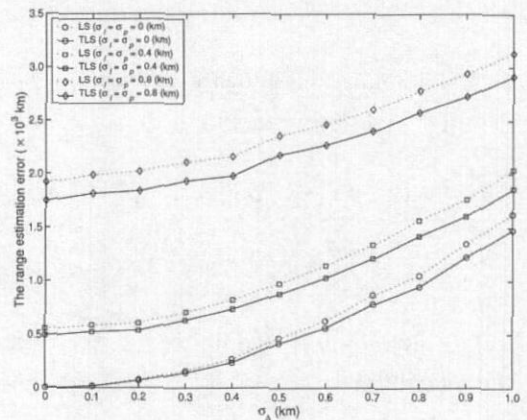


그림 2. 거리 추정 오차를 통한 LS와 TLS 알고리즘 비교

Figure 2. The range estimation error for LS and TLS methods.

그러나, 본 논문에서 다루는 문제와 같이 행렬 A 내에 오차가 있는 경우 데이터 \mathbf{b} 에 대하여 정확한

해를 LS 알고리즘을 이용하여 구할 수 없다는 사실이 잘 알려져 있다. 그러므로 geolocation 문제를 해결하기 위하여 TLS 방법을 제안한다^{[5], [6]}.

정의 3.1 (Total Least Squares 문제) TLS 문제는 식 (8)을 만족하는 행렬 $E \in R^{m \times n}$ 와 벡터 $w \in R^{m \times 1}$ 을 찾고자 하는 것이다.

$$\min_{b+w \in \text{range}(A+E)} \|[E, w]\|_F \quad (8)$$

여기서 아래첨자 F 는 Frobenius norm을 의미한다.

만약 식 (8)을 만족하는 행렬 E 와 벡터 w 가 유일하게 존재한다면,

$$(A+E) x = (b+w) \quad (9)$$

식 (9)를 만족하는 x 는 TLS 알고리즘에 의해 구해지는 해로 \hat{x}_{TLS} 로 정의되어지고 LS 알고리즘으로 구한 해보다 더 좋은 추정치를 제공한다. 또한, \hat{x}_{TLS} 도 SVD를 이용하여 구할 수 있다^[6]. 행렬 A 와 벡터 b 에 대하여 식 (10)과 같이 SVD를 수행한다.

$$[A, b] = U \Sigma V^T \quad (10)$$

이때, 행렬 $U \in R^{N \times N}$ 와 행렬 $V \in R^{5 \times 5}$ 는 직교 행렬이고, $\Sigma = \text{diag}(\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3, \sigma_4, \sigma_5) \in R^{N \times 5}$, $\sigma_i \geq \sigma_j$ ($i < j$)이다. 행렬 V 를 다음과 같이 정의하자.

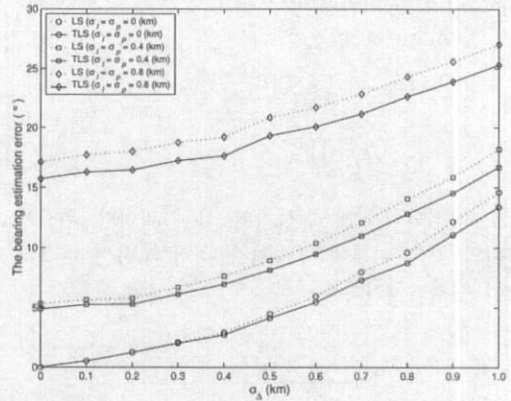


그림 3. 방위각 추정 오차를 통한 LS와 TLS 알고리즘 비교

Figure 3. The bearing estimation error for LS and TLS methods.

$$V \equiv \begin{bmatrix} V_{1,1} & v_{1,2} \\ v_{2,1} & v_{2,2} \end{bmatrix}, \quad V_{1,1} \in R^{4 \times 4}$$

만약 $\tilde{\sigma}_4 > \tilde{\sigma}_5$ 이면, \hat{x}_{TLS} 는 식 (11)에 의해 계산되어짐이 잘 알려져 있다.

$$\hat{x}_{TLS} = -v_{1,2} / v_{2,2} \quad (11)$$

식 (6)에 대한 LS 해와 식 (11)에 대한 TLS 해로부터 송신기의 위치 추정치는 아래 식으로 정의할 수 있다.

$$\hat{p}_s \equiv \hat{x}(1:3) \quad (12)$$

여기서 벡터 $a(m:n)$, ($n > m$)는 $[a_m \ a_{m+1} \ \dots \ a_n]^T$ 을 나타낸다. 식에서 아래 첨자 LS와 TLS는 용어에 대한 혼동이 없으므로 생략하였다. 일반적인

표 1. 거리 추정 오차와 방위각 추정 오차의 비교

table 1. The selected values of the range estimation error and the bearing estimation error

		Range estimation error (km)		Bearing estimation error (°)	
		LS	TLS	LS	TLS
$\sigma_d = 0 \text{ km}$	$\sigma_i = \sigma_g = 0.1 \text{ km}$	17.742	15.589	0.533	0.529
	$\sigma_i = \sigma_g = 0.4 \text{ km}$	268.971	236.176	2.920	2.742
$\sigma_d = 0.4 \text{ km}$	$\sigma_i = \sigma_g = 0.1 \text{ km}$	585.784	525.072	5.673	5.261
	$\sigma_i = \sigma_g = 0.4 \text{ km}$	822.253	737.644	7.630	6.954

로, 측정 오차와 위성의 perturbation이 존재하는 한 $\hat{\mathbf{x}}$ 의 4번째 원소인 \hat{d}_g 은 $\| \mathbf{p}_g - \mathbf{p}_s \|$ 와 같지 않다. 그러므로 거리 추정치는

$$\hat{d}_s \equiv \| \hat{\mathbf{p}}_s \| \quad (13)$$

로 표현되어지고, 송신기의 실제 위치와 추정치 사이의 각을 나타내는 방위각 추정 오차는 다음과 같이 정의되어진다.

$$\hat{\theta}_s \equiv \cos^{-1} \left(\frac{\mathbf{p}_s^T \cdot \hat{\mathbf{p}}_s}{\| \mathbf{p}_s \| \cdot \| \hat{\mathbf{p}}_s \|} \right) \quad (14)$$

IV. 모의 실험 및 결과 분석

제안한 알고리즘의 성능을 검증하기 위해, 본 논문에서는 하나의 송신기, 한 기의 전형적인 저궤도 위성과 한 기의 정지궤도 위성으로 구성된 시스템을 고려한다.

1. 모의 실험 환경

저궤도 위성의 고도는 1,000 km, 65° 기울기, 35° ascending node의 경도를 갖는 원 궤도라고 가정한다. 정지궤도 위성은 동경 60° 에 존재하며 42,158.2 km의 궤도 반경을 갖는다고 가정한다. 송신기는 동경 126.92° 와 북위 37.52° 인 서울에 위치하고, 지구는 반경 6,371.2 km의 구라고 생각한다. 모의 실험의 편의를 위하여, 초기 시간 $t_0=0$ 에서 ECEF 좌표계가 지구 중심의 관성좌표계와 일치한다고 가정한다. 첫 측정치 샘플들을 모으는 시간은 15분, 측정치 사이의 시간 간격은 20초로 두고 측정치의 개수 N 은 30개로 정한다. 측정치를 모으는 동안 저궤도 위성은 송신기와 링크되어 있다고 가정한다. 모의 실험에서 평균 0, 표준 편차 σ_d 인 정규분포를 갖는 백색 잡음을 거리치에 더한다. 그리고 위성의 위치 벡터 각각에는 평균이 0, 표준편차 σ_l (저궤도 위성인 경우)과 σ_g (정지궤도 위성인 경우)인 정규분포를 갖는 백색 잡음을 더한다. 제안하는 알고리즘의 통계적 성능을 얻기 위하여 Monte-Carlo 실험을 500번 수행한다.

2. 실험 결과 및 분석

그림 2는 측정치 오차가 증가함에 따라 위성의 위치 오차에 대한 거리 추정 오차를 보여주고 있다. 실선과 점선은 각각 제안하는 TLS 알고리즘과 LS 알고리즘을 나타낸다. 저궤도 위성과 정지궤도 위성의 위치 오차가 $\sigma_l = \sigma_g$ 인 하나의 값으로 고정된 경우, 측정치 오차 σ_d 가 증가함에 따라 거리 추정 오차가 점진적으로 증가하는 패턴을 관찰할 수 있다. 그림 2에서 보는 바와 같이 제안하는 TLS 알고리즘은 항상 LS 알고리즘보다 정확한 추정치를 제공한다. 또한, 식 (10)에서 행렬 $[A, b]$ 의 마지막 열인 b 가 잡음이 섞인 도래 시간차 측정치를 포함하기 때문에 위성의 위치 정보 내에 잡음이 존재하지 않을지라도 (즉, $\sigma_l = \sigma_g = 0$) 제안하는 TLS 방법이 LS 알고리즘보다 더 좋은 성능을 가짐을 실험 결과를 통해 검증하였다. 그림 2와 마찬가지로 측정치 오차가 증가함에 따라 위성의 위치 오차에 대한 방위각 추정 오차를 그림 3에 도시하였다. 방위각 추정 오차의 패턴은 거리 추정 오차의 패턴과 강한 유사성을 가짐을 볼 수 있다. 표 1은 위성의 위치 오차와 측정 오차 값이 주어졌을 때 거리 추정 오차와 방위각 추정 오차의 값을 목록으로 작성한 것이다.

실험 결과를 통하여 제안하는 알고리즘으로 구한 추정치가 위성의 위치에 대한 perturbation과 측정 오차의 분산에 대하여 민감하다는 것을 알 수 있다.

V. 결 론

본 논문에서는 저궤도-정지궤도 위성 두 기를 이용하여 도래 시간차 측정치로부터 정적 송신기의 위치를 추정하는 방법으로 TLS 기반 측위 알고리즘을 제안하였다. 제안한 TLS 방법은 실제 상황에서 발생하는 위성들의 위치에 대한 uncertainty와 측정 잡음을 고려함으로써 송신기의 위치 추정치의 정확도를 향상시키는 장점을 갖는다. 위성의 위치 벡터와 측정치에 잡음이 더해진 환경 하에서 모의 실험을 통하여 제안하는 TLS 방법이 기존의 LS 알고리즘보다 좋은 성능을 가짐을 검증하였다. 또한, 위성의 위치 정보 내에 잡음이 존재하지 않을 지라도 제안한 알고리즘이 송신기의 위치를 더 정확하게 추정하는 것을 실험 결과를 통해 볼 수 있었다.

참 고 문 헌

[1] J. O. Smith, J. S. Abel, "Closed-form Least-squares Location Estimation from Range-Difference Measurements", *IEEE Transactions on Acoustics, Speech, and Signal Processing*, 35(12), pp. 1661-1669, 1987.

[2] W. H. Foy, "Position-Location Solution by Taylor-series Estimation", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 12(1), pp. 187-194, 1976.

[3] B. T. Fang, "Simple Solutions for Hyperbolic and Related Position Fixes", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 26(5), pp. 748-753, 1990.

[4] K. C. Ho, Y. T. Chan, "Solution and Performance Analysis of Geolocation by TDOA", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 29(4), pp. 1311-1322, 1993.

[5] S. V. Huffel, J. Vandewalle, *The Total Least Squares Problem Computational Aspects and Analysis*, SIAM, 1991.

[6] G. H. Golub, C. F. Loan, *Matrix Computations*, John Hopkins University Press, 1996.

조 상 우(Sangwoo Cho)

정회원



1992년 2월 : 한국과학기술원
전자전산학과 학사
1997년 2월 : 한국과학기술원
전자전산학과 석사
2003년 8월 : 한국과학기술원
전자전산학과 박사
2003년 9월~현재 : 한국과학
기술원 박사 후 과정

<관심분야> 위성통신, 레이더 시스템, 칼만 필터 이론

전 주 환(Joohwan Chun)

정회원

1980년 2월 : 서강대학교 전자공학과 학사
1984년 2월 : Cornell University 석사
1989년 2월 : Stanford University 박사
2002년 9월~현재 : 한국과학기술원 전자전산학과
교수

<관심분야> 통신이론, 신호처리, 수치해석

박 영 미(Young-mi Park)

학생회원



2001년 2월 : 부산대학교 전자컴
퓨터공학부 졸업
2003년 2월 : 한국과학기술원 전
자전산학과 석사
2003년 3월~현재 : 한국과학기술
원 전자전산학과 박사 과정

<관심분야> 전자공학, 통신공학, 신호처리