

무인기의 항법을 위한 가속도를 고려한 적응 스칼라 필터

A Scalar Adaptive Filter Considering Acceleration for Navigation of UAV

임 준 규, 박 찬 국*
(Jun Kyu Lim and Chan Gook Park)

Abstract : This paper presents a novel scalar adaptive filter, which is reformulated by additional acceleration term. The filter continuously estimates three different kinds of covariance such as the measurement noise covariance, the velocity error covariance and the acceleration error covariance. For estimating three covariances, we use the innovation method for the measurement noise covariance and the least square method for other covariances. In order to verify the proposed filter performance compared with the conventional scalar adaptive filter, we make indoor experimental environment similar to outdoor test using the ultrasonic sensors instead of GPS. Experimental results show that the proposed filter has better position accuracy than the traditional scalar adaptive filter.

Keywords : adaptive method, cycle slip, GPS, scalar filter, ultrasonic sensor

I. 서론

현대전의 무기체계는 고도로 정밀한 시스템들의 집합으로 구성되고 있으며 특히 무인화, 지능화 되는 추세에 있다. 이러한 세계적인 추세에 맞추어서 최근 가장 활발하게 연구되고 있는 분야가 바로 무인기 분야이다. 무인기(UAV: Unmanned Air Vehicle)란 조종사가 타지 않고도 스스로 주어진 명령에 따라 비행하며 주어진 임무를 수행하는 비행체를 의미하며 넓은 의미로는 인공위성도 포함할 수 있다. 무인기 개발 초기에는 주로 악조건 하에서의 정찰, 감시 등에 이용되어 왔다[1-2]. 1990년대 말 몇몇 국지전에서 무인기의 활용성이 성공적으로 입증되었으며, 이 후 정보화 시대에 있어서 성장 가능성이 매우 높은 필수 미래 기술로 인식되게 되었다. 특히 현대의 UAV 시스템은 자율적인 제어, 공중 충돌 감지 및 회피 기술과 같은 임기응변 등의 효율적이고 지능적인 비행제어를 요구하고 있다. 그러나 이러한 지능적인 비행제어를 위해서는 높은 자율성과 비행기 스스로 자신의 위치를 정확하게 파악하는 것이 중요하다.

현재 인공위성을 포함한 대부분의 무인기는 자신의 위치를 파악하기 위하여 GPS를 이용하고 있다. 70년대 후반 미국방성에 의해서 개발된 GPS는 위성을 이용한 위치 및 자세 측정 시스템으로 80년대 후반부터 본격적인 가동을 시작하였다. GPS 위성은 자신의 위치와 수신기까지의 거리를 측정할 수 있는 신호를 수신기에 송출하고 수신기는 이 신호를 측정하여 사용자의 위치를 계산하게 된다. 하지만 위성에서 송출한 신호는 장거리 송신에 따른 여러 가지 오차가 발생한다. 그 원인으로는 가시위성의 변화라든지 태양의 흑점 활동으로 인한 영향 등이 있다. 이러한 영향으로 GPS의 신호가 갑자기 점프하는 사이클 슬립이 발생할 때에는 정확한 거리

를 제공하지 못하고, 이에 따라 수신기가 계산하는 위치에 오차가 나게 되는 것이다[3-5]. 따라서 이러한 이상 점프 현상을 제거할 수 있는 필터링 기법이 필요하다.

위와 같은 이상 점프 현상을 제거하기 위해 본 논문에서는 스칼라 필터를 적용하였다. 스칼라 필터는 일반적인 칼만 필터 보다 시스템 모델이 간단하여 설계가 쉽다는 장점 있고, 상태변수를 하나만 사용함으로써 스무당의 효과를 얻을 수 있는 장점이 있다[6,7]. 또한 적응 기법을 사용하여 연속적으로 측정잡음과 속도오차 공분산 등을 변화시켜 갑작스럽게 들어 오는 큰 점프 신호를 쉽게 제거할 수 있다.

본 논문에서는 기존의 적응 스칼라 필터에서 한 단계 더 나아가 가속도 항까지 고려한 적응 스칼라 필터를 제안하여 이상 점프 현상을 효과적으로 제거함으로써 추정 성능이 기존의 필터보다 우수함을 시뮬레이션과 실험을 통하여 확인하였다. 실험은 무인기에 장착하는 GPS와 비슷한 신호 특성을 갖는 초음파 센서를 이용하여 실내에서 수행 하였다. 초음파 센서 또한 온도에 따른 초음파 특성 변화, 사물의 위치와 그 주변의 환경에 따른 초음파의 난반사 등의 영향으로 GPS와 같은 사이클 슬립 현상이 일어난다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. II 장에서는 기존의 적응 스칼라 필터에 대해서 소개를 하고, III 장에서는 제안하고자 하는 필터 알고리즘을 설명한다. 기존 필터는 측정 잡음과 속도오차 공분산 값을 연속적으로 추정을 하는데, 여기에 추가적으로 가속도 오차 공분산 추정 알고리즘을 설명한다. IV 장에서는 실험을 통하여 기존의 적응 스칼라 필터와 제안된 필터와의 성능을 비교, 검증한다.

II. 적응 스칼라 필터 알고리즘

1. 적응 스칼라 필터

일반적으로 신호는 임의의 상태변수 x_k 를 사용하여 스칼라 형태의 이산모델과 그 측정 방정식을 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$x_k = x_{k-1} + V_{k-1} \cdot T \quad (1)$$

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2008. 9. 30., 채택확정 : 2008. 10. 30.

임준규, 박찬국 : 서울대학교 기계항공공학부/항공우주기술 연구소
(nesljk@snu.ac.kr/chanpark@snu.ac.kr)

※ 본 연구는 한국과학재단 특정기초연구(R01 2006-000-10189-0)지원으로 수행되었습니다.

$$\begin{aligned} Z_k &= x_k + e_k \\ &= x_{k-1} + V_{k-1} \cdot T + e_k \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 V_{k-1} 는 상태 변수의 미분이며, T 는 샘플링 시간이고, e_k 는 측정 잡음을 나타낸다. 만약 측정치에 순간적인 불합리한 점프 오차가 존재한다면 이에 대한 스무딩을 위한 적응 스칼라 필터 알고리즘은 다음과 같다[6,7].

$$\begin{aligned} \hat{x}_k &= \hat{x}_{k-1} + K_k [Z_k - \hat{x}_{k-1}] \\ P_{k/k-1} &= P_{k-1} + 3q_k \\ K_k &= \frac{P_{k/k-1}}{P_{k/k-1} + R_k} \\ P_k &= [1 - K_k] \cdot P_{k/k-1} \\ \hat{R}_k &= v_k^2 - P_{k/k-1} \\ \hat{q}_k &= \hat{V}_0^2 \end{aligned} \quad (3)$$

여기서, \hat{x}_k : 상태변수의 추정치, $P_{k/k-1}$: 선행 추정오차공분산, K_k : 필터 이득, P_k : 추정오차 공분산, q_k : 속도오차 공분산, R_k : 측정잡음 e_k 의 공분산이다.

일반적인 적응 스칼라 필터는 식 (3)과 같이 구성할 수 있다. 적응 기법을 사용하지 않는다면 식 (3)의 \hat{R}_k 과 \hat{q}_k 를 고정된 값을 사용한다. 따라서 이상 신호가 미약하게 점프하는 경우에는 효과적일 수 있으나, 신호의 점프가 클 경우에는 이를 효과적으로 제거하는데 한계가 있다. 따라서 식 (3)에서 보는 것과 같이 필터를 수행하면서, 이 두 값을 연속적으로 변화시키는 적응 기법을 사용하여 순간적으로 큰 이상 신호가 들어오더라도 이를 효과적으로 제거할 수 있다. 측정치에 점프가 일어나면 측정잡음이 커지게 되고 잉여치가 증가하게 되어 필터의 이득이 감소하게 된다. 따라서 이상 신호로 인한 측정치가 순간적으로 비정상적인 점프를 한다면 이에 대한 반응을 보이지 않으므로 이상 신호를 적절히 제거할 수 있다. 적응 스칼라 필터는 불합리한 커다란 점프 오차를 손쉽게 제거할 수 있는 장점이 있으므로 적절한 필터 설계를 한다면 일반적인 필터링 방법에 비하여 효과적이다. 하지만 가속도향을 고려하지 않고 있기 때문에 이를 고려하게 되면 좀 더 나은 이상 신호 제거 효과를 기대할 수 있다.

2. 적응 스칼라 필터 특징

스칼라 필터는 일반적으로 칼만 필터 보다 시스템 모델이 간단하여 필터 설계가 쉽다는 장점을 가지고 있으며, 상태 변수를 하나만을 사용함으로써 스무딩의 효과를 얻을 수 있는 장점을 가지고 있다. 또한 이에 적응 기법을 통하여 그 성능을 향상시킬 수 있다[6,7].

스칼라 필터에서 속도 오차 공분산은 항체의 다이내믹스와 관계가 깊으며 필터링 되는 정도를 나타내는 중요한 값이다. 적응 기법을 적용하여 이 값을 추정할 때 측정치의 변화가 심한 경우에는 합리적인 값의 추정이 어려울 수 있기 때문에 효율적으로 이 값을 추정하여야 한다. 추정된 속도오차 공분산이 아주 작고 그 값이 필터에 입력된 경우에는 항체의 다이내믹스가 느리거나 급격한 기동을 하지 않을 것이라는 정보를 주는 것과 같기 때문에 항체가 필터의 예측보다 더 큰 기동을 실제로 하는 경우에는 이 운동이 오차로 잘못

판단되어 위치 해 계산시 무시되는 현상이 발생한다. 따라서 적절한 속도오차 공분산의 선정이 중요하다.

가장 효과적인 적응 기법은 속도오차 공분산과 측정 잡음을 연속적으로 추정하는 기법이 효과적이다. 여기에 본 논문에서 제안한 가속도 오차 공분산까지 적용한다면 좀 더 나은 이상 신호 제거 효과와 추정 성능을 얻을 수 있다.

III. 가속도 향을 고려한 적응 스칼라 필터

1. 가속도 향을 고려한 스칼라 필터 수식

앞에서 설명한 적응 스칼라 필터를 확장하여 가속도를 고려한 적응 스칼라 필터를 제안한다. 가속도 향을 고려하면 식 (1)은 다음과 같이 확장할 수 있다.

$$x_k = x_{k-1} + V_{k-1}T + \frac{1}{2}a_{k-1}T^2 \quad (4)$$

여기서 a_k 는 가속도를 의미한다. 이에 대한 측정방정식은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$Z_k = x_k + e_k = x_{k-1} + V_{k-1}T + \frac{1}{2}a_{k-1}T^2 + e_k \quad (5)$$

측정치 Z_k 를 이용하여 상태변수를 추정하면 다음과 같은 식이 된다.

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{k-1} + K_k (Z_k - \hat{x}_{k-1}) \quad (6)$$

상태변수의 공분산을 계산하기 위해 \tilde{x}_k 를 구하면 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \tilde{x}_k &= x_k - \hat{x}_k \\ &= x_{k-1} + V_{k-1}T + \frac{1}{2}a_{k-1}T^2 - \hat{x}_{k-1} - K_k (Z_k - \hat{x}_{k-1}) \\ &= (1 - K_k) \left(\tilde{x}_{k-1} + V_{k-1}T + \frac{1}{2}a_{k-1}T^2 \right) - K_k e_k \end{aligned} \quad (7)$$

위 식을 이용하여 공분산 P_k 를 구해보면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} P_k &= E[\tilde{x}_k^2] = (1 - K_k)^2 E \left[\left(\tilde{x}_{k-1} + V_{k-1}T + \frac{1}{2}a_{k-1}T^2 \right)^2 \right] \\ &\quad + K_k^2 R_k \end{aligned} \quad (8)$$

여기서 $R_k = E[e_k^2]$, $P_{k/k-1} = E \left[\left(\tilde{x}_{k-1} + V_{k-1}T + \frac{1}{2}a_{k-1}T^2 \right)^2 \right]$ 로 정의하면 공분산 P_k 는 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$P_k = (1 - K_k)^2 P_{k/k-1} + K_k^2 R_k \quad (9)$$

P_k 를 최소화 하는 K_k 를 구하여 위 식에 대입하여 정리하면 최종적으로 P_k 는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$P_k = (1 - K_k) P_{k/k-1} \quad (10)$$

이 필터를 구현하기 위해선 식 (9)가 계산되어야 한다. 따라서 $P_{k/k-1} = E \left[\left(\tilde{x}_{k-1} + V_{k-1}T + \frac{1}{2}a_{k-1}T^2 \right)^2 \right]$ 를 다시 쓰고 정리하면 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 P_{k/k-1} &= E \left[\left(\tilde{x}_{k-1} + V_{k-1}T + \frac{1}{2}a_{k-1}T^2 \right)^2 \right] \\
 &= E \left[\tilde{x}_{k-1}^2 \right] + 2E \left[\tilde{x}_{k-1}V_{k-1}T + \frac{1}{2}\tilde{x}_{k-1}a_{k-1}T^2 \right] \\
 &\quad + \frac{1}{2}V_{k-1}a_{k-1}T^3 \\
 &\quad + E \left[V_{k-1}^2T^2 \right] + E \left[\frac{1}{4}a_{k-1}^2T^4 \right] \quad (11)
 \end{aligned}$$

이를 구하기 위해서 각각의 상호 공분산이 필요하고, 이때 $E[\tilde{x}]$ 이 필요하다. 이를 위하여 \tilde{x}_k 의 정상상태 추정 오차가 필요하고, 이를 구해보면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 \tilde{x}_k &= (1-K_{st})^k \tilde{x}_0 + \sum_{i=1}^k (1-K_{st})^i V_{k-i}T + \sum_{i=1}^k (1-K_{st})^i \frac{1}{2}a_{k-i}T^2 \\
 &\quad - \sum_{i=0}^{k-1} (1-K_{st})^i K_{st}e_{k-i} \quad (12)
 \end{aligned}$$

일반적으로 정상상태에서 K_{st} 는 0.5에서 0.6 사이의 값을 가지므로 본 논문에서는 K_{st} 를 0.5로 가정하여 이를 구하였다. \tilde{x}_k 와 V_kT 사이의 상호 분산은 기존의 스칼라 필터와 같은 방식으로 구할 수 있고[6,8], 충분히 짧은 시간 간격 동안에 가속도가 일정하다고 가정하고, 가속도 항을 고려하면서 추가적으로 구해야 하는 \tilde{x}_k 와 a_kT^2 의 분산을 구해보면 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 E[\tilde{x}_k a_k T^2] &= E \left[\left(\sum_{i=1}^k (1-K_{st})^i \frac{1}{2}a_{k-i}T^2 \right) a_k T^2 \right] \\
 &= \frac{1}{2} E \left[\sum_{i=1}^k (1-K_{st})^i a_k^2 T^4 \right] \\
 &= \frac{1}{2} \cdot \sum_{i=1}^k (1-K_{st})^i \cdot E[a_k^2 T^4] \\
 &= \frac{1}{2} \alpha \quad (13)
 \end{aligned}$$

여기서 $\alpha = E[a_k^2 T^4]$, $\beta = E[V_{k-1}a_{k-1}T^3]$, $q = E[V_k^2]T^2$ 으로 정의하고 식 (11)에 대입하여 정리하면 다음과 같은 $P_{k/k-1}$ 에 대한 최종식을 얻을 수 있다.

$$P_{k/k-1} = P_{k-1} + 3q + 0.75\alpha + \beta \quad (14)$$

2. 측정잡음 R_k 추정

우선 측정잡음을 추정하기 위해서 적응 기법을 사용하여 잉여치(innovation)를 구하면 식 (15)와 같다. 측정잡음은 예측이 불가능한 오차에 기인하므로 측정치와 추정치의 차이를 이용한 잉여치를 이용하여 추정한다. 잉여치 v_k 는 현재의 측정치와 이의 추정치와의 차이이며 다음과 같다.

$$v_k = Z_k - H \cdot \Phi \cdot \hat{x}_{k-1} \quad (15)$$

스칼라 필터의 모델에 해당하는 H , Φ 는 1 이므로 위의 식은 다음과 같이 다시 쓸 수 있다.

$$v_k = Z_k - \hat{x}_{k-1} = \tilde{x}_{k/k-1} + e_k \quad (16)$$

잉여치의 분산을 구하여 측정잡음에 대한 식으로 정리하면 식 (17)이 얻어진다.

$$R_k = E[v_k^2] - P_{k/k-1} \quad (17)$$

여기서 v_k 를 가우시안 랜덤 프로세스로 가정하면 v_k 의 분산은 식 (17)의 확률밀도 함수를 최대화 하는 $E[v_k^2]$ 로 표현할 수 있다[6,7].

$$P(v_k) = (2\pi)^{-1/2} E[v_k^2]^{-1/2} \exp \left\{ -\frac{1}{2}v_k^2 E[v_k^2]^{-1} \right\} \quad (18)$$

v_k 는 비정상 가우시안 랜덤 프로세스라는 가정을 따르면, $E[v_k^2]$ 는 시간에 따라 변하는 값이 된다. 따라서 확률밀도 함수를 최대화하는 $E[v_k^2]$ 값을 얻을 수 있다면 그 $E[v_k^2]$ 값이 실제에 가장 가까운 값으로 예측할 수 있다. 이를 위해 식 (18)을 $E[v_k^2]$ 에 대해 편 미분하면 다음과 같은 식이 된다.

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial P(v_k)}{\partial E[v_k^2]} &= -\frac{1}{2}(2\pi)^{-1/2} E[v_k^2]^{-3/2} \exp \left\{ -\frac{1}{2}v_k^2 E[v_k^2]^{-1} \right\} \\
 &\quad + \frac{1}{2}(2\pi)^{-1/2} E[v_k^2]^{-1/2} E[v_k^2]^{-2} v_k^2 \\
 &\quad \cdot \exp \left\{ -\frac{1}{2}v_k^2 E[v_k^2]^{-1} \right\} = 0 \quad (19)
 \end{aligned}$$

식 (19)로부터 추정된 v_k 의 분산을 식 (20)과 같이 얻을 수 있다[6,7].

$$E[\hat{v}_k^2] = v_k^2 \quad (20)$$

식 (17)과 식 (20)으로부터 측정잡음을 다음의 식과 같이 추정된다.

$$\hat{R}_k = v_k^2 - P_{k/k-1} \quad (21)$$

측정잡음은 항상 양(+)의 정칙이어야 하므로 추정된 측정잡음 공분산이 음(-)의 값을 갖는다면 아래와 같은 조건을 사용한다[6].

$$\text{If } \hat{R}_k < 0 \text{ then } \hat{R}_k = \varepsilon \text{ (where: } \varepsilon = 10^{-5} \text{)}$$

이상에서 본 바와 같이 측정치에 점프가 일어나면 R_k 가 커지게 된다. 즉, 잉여치 v_k 가 커지게 되어 필터의 이득이 작아지고, 순간적인 변화에 둔감한 특성을 보이게 된다. 결국, 사이클 슬립과 같은 이상 신호로 인해 측정치가 점프에 대한 반응을 보이지 않으므로 이상 신호에 대한 점프를 적절하게 제거할 수 있다.

3. 속도오차 공분산과 가속도오차 공분산의 추정

선행 추정오차 공분산 $P_{k/k-1}$ 를 적절하게 설정하기 위하여 속도오차 공분산과 가속도오차 공분산의 추정이 중요하며, 여기서는 최소자승법을 이용한다.

속도오차 공분산과 가속도오차 공분산의 추정치는 가속도 항을 고려한 스칼라 형태의 이산모델 식 (4)를 이용하여 계

산한다. 다음과 같이 k 에 대하여 식 (4)를 전개해 보면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 x_1 &= x_0 + V_0 T + \frac{1}{2} a_0 T^2 \\
 x_2 &= x_1 + V_1 T + \frac{1}{2} a_1 T^2 = x_0 + V_0 T + \frac{1}{2} a_0 T^2 + V_1 T + \frac{1}{2} a_1 T^2 \\
 &= x_0 + (V_0 + V_1) T + (a_0 + a_1) \frac{1}{2} T^2 \\
 &\vdots \\
 x_N &= x_0 + (V_0 + V_1 + \dots + V_{N-1}) T + (a_0 + a_1 + \dots + a_{N-1}) \frac{1}{2} T^2
 \end{aligned} \tag{22}$$

여기서 N 은 적절한 속도오차 공분산과 가속도오차공분산을 추정하기 위하여 최소자승에 이용되는 측정치의 개수로 임의로 설정한 값이다. 본 논문에서는 N 을 5로 설정하였으며 이는 시스템의 특성에 따라 달라진다. 또한 N 이 너무 크거나 작으면 정상적인 상태변수 추정이 어렵기 때문에 적절한 N 의 설정이 필요하다. 여기서 N 을 5로 설정하였다는 것은 5개의 측정치를 윈도우 개념으로 묶어서 수행한다는 뜻이다. 따라서 초기에 측정치가 5개가 되기 전까지는 임의로 설정한 속도오차 공분산과 가속도오차 공분산 값을 사용하고 측정치가 5개가 모이면 그 때부터 연속적으로 두 오차 공분산 값을 추정한다.

이전 상태와 다음 상태 사이의 시간 간격 동안 가속도가 일정하다고 가정을 한다. 이를 사용하여 다음과 같은 행렬의 형태로 측정 방정식을 세울 수 있다.

$$Z = H \cdot \begin{bmatrix} x_0 \\ V_0 \\ a_0 \end{bmatrix} \tag{23}$$

여기서 x_0 , V_0 는 초기 위치와 초기 속도이고 T 는 샘플 시간이며 a_0 는 초기 가속도이다.

$$H^T = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & \dots & 1 \\ 1 \cdot T & 2 \cdot T & 3 \cdot T & \dots & N \cdot T \\ 1^2 \cdot \frac{1}{2} T^2 & 2^2 \cdot \frac{1}{2} T^2 & 3^2 \cdot \frac{1}{2} T^2 & \dots & N^2 \cdot \frac{1}{2} T^2 \end{bmatrix} \tag{24}$$

$$Z = \begin{bmatrix} \hat{x}_1 \\ \hat{x}_2 \\ \vdots \\ \hat{x}_N \end{bmatrix} \tag{25}$$

식 (24)에 최소자승 추정을 이용하면 다음과 같은 식을 얻을 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \hat{x}_0 \\ \hat{V}_0 \\ \hat{a}_0 \end{bmatrix} = (H^T H)^{-1} H^T Z \tag{26}$$

결국, 속도오차 공분산과 가속도오차 공분산은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\hat{\sigma}_k = \hat{V}_0^2, \quad \hat{\sigma}_k = \hat{a}_0^2 \tag{27}$$

IV. 실험 결과

기존의 스칼라 필터와 제안된 가속도항을 고려한 스칼라 필터와의 성능을 분석하기 위하여 그림 1과 같이 실내에 4개의 초음파 센서를 이용하여 의사위성을 구성하였다. 수신기는 4개의 초음파 센서로부터 수신된 초음파 신호를 인지하여 GPS와 같은 원리로 수신기의 위치를 측정한다.

초기 수신기의 위치는 (3300,2400)이며 수신기는 그림 1에서 보는 것과 같은 타원형의 궤적을 그리며 이동한다. 수신기에서 제공하는 순수 실험 결과를 그림 2에 도시하였다.

그림 2에서 보는 것과 같이 특정구간에서 수신기의 위치가 이상 점프 현상을 보이는 것을 알 수 있다. 이러한 이상 점프 현상은 초음파의 다중경로로 인한 이상 신호와 초음파의 난반사에 따른 영향 등에 기인한다. 위와 같은 현상은 GPS에서도 볼 수 있다. GPS는 서론에서 언급했던 이유로 이와 같은 이상 점프 현상이 나타난다.

스칼라 필터는 모든 측정치를 사용하고, 이상 점프 현상을 제거하여 안정적인 위치해를 제공하는 것을 가장 큰 목적으로 삼는다. 따라서 필터가 얼마나 이상 신호를 잘 제거하는가에 따라 그 필터의 성능이 평가 된다. 그림 3~6은 제안된 필터의 성능을 기존의 적응 스칼라 필터와 비교한 그림이다.

적응 기법을 사용하지 않고 일반적인 스칼라 필터만을 사

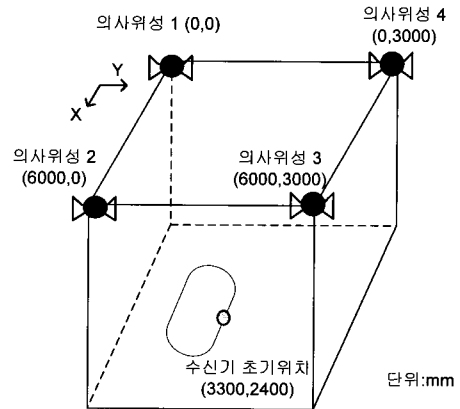


그림 1. 의사위성과 수신기 위치.
Fig. 1. Pseudo-satellite and receiver position.

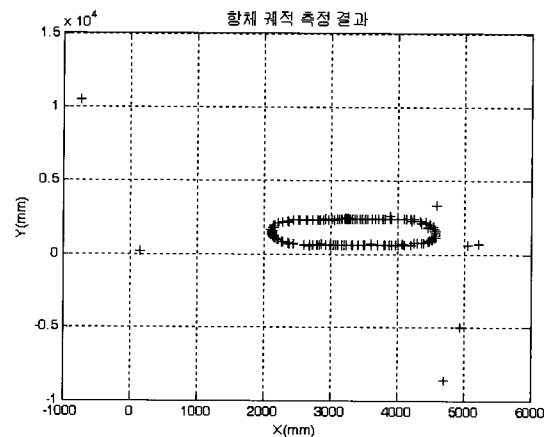


그림 2. 수신기 위치 측정 결과.
Fig. 2. Measured receiver position.

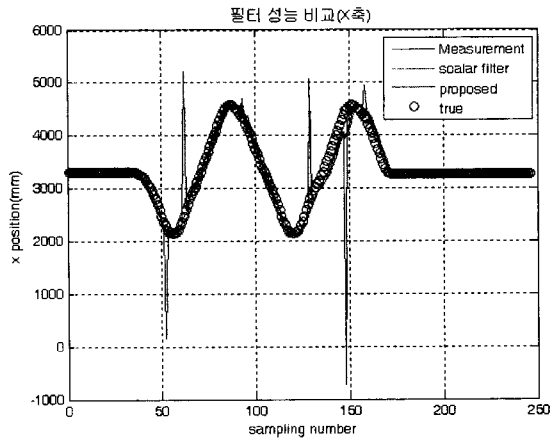


그림 3. 필터의 성능 비교 (X축).
Fig. 3. Result of performance comparison (X axis).

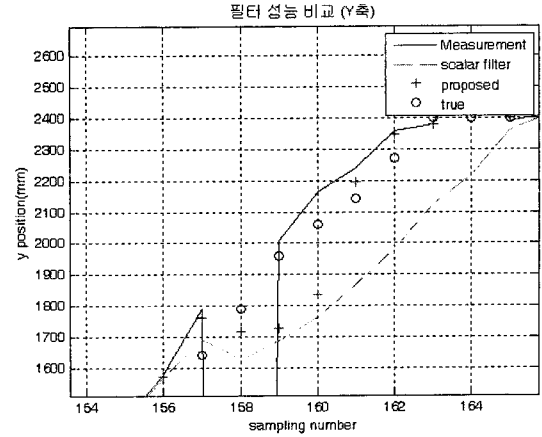


그림 6. 이상 점프 현상 구간 확대 (Y축).
Fig. 6. Enlarged abnormality jumping section (Y axis).

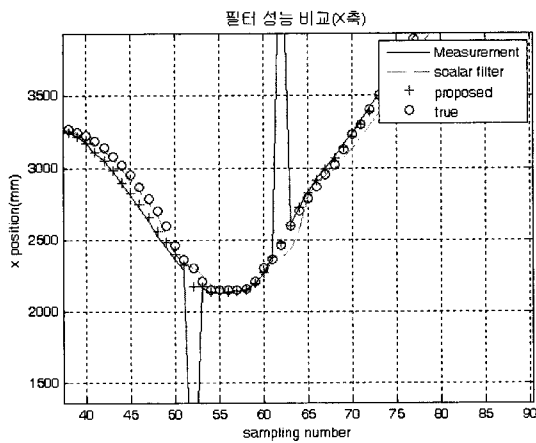


그림 4. 이상 점프 현상 구간 확대 (X축).
Fig. 4. Enlarged abnormality jumping section (X axis).

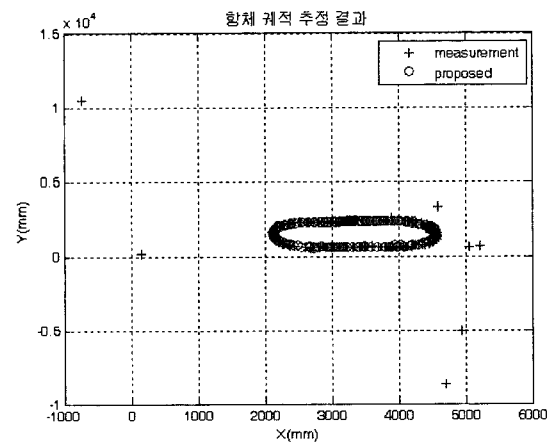


그림 7. 수신기 궤적 추정 결과.
Fig. 7. Estimated result of receiver position.

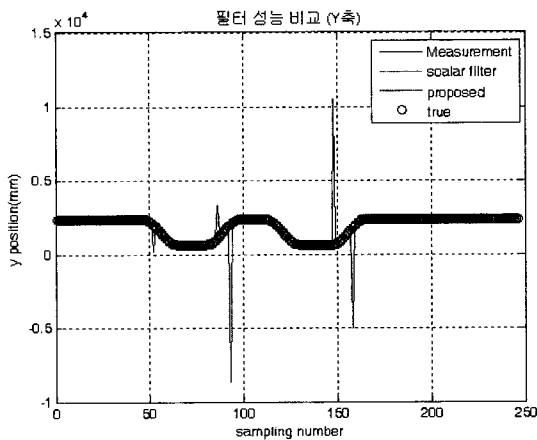


그림 5. 필터의 성능 비교 (Y축).
Fig. 5. Result of performance comparison (Y axis).

용한다면 위와 같은 결과를 얻기가 힘들다. 그 이유는 적응 기법을 사용하지 않는다면 속도오차 공분산 값과 측정 잡음을 고정하여 사용하기 때문에 일정 수준의 스무딩 효과를 볼 수 있지만 이상 점프 현상이 크다면 이를 효과적으로 제거할

수 없기 때문이다. 그림 3에서 보는 결과는 기존의 적응 기법을 사용한 적응 스칼라 필터 결과와 본 논문에서 제안한 가속도 항을 고려한 적응 스칼라 필터의 결과를 함께 도시한 그림이다.

그림 4는 그림 3의 그래프에서 이상 점프 현상을 보이는 구간을 좀 더 확대하여 도시하였다. 그 결과를 보면 통상적인 구간에서는 두 필터의 추정치의 차이가 크지 않지만 제안된 필터가 조금 더 참 값에 근사하게 추정하고 있음을 볼 수 있다. 이상 점프 현상을 제거하는 성능 또한 향상됨을 그림 6에서 확인할 수 있다. 또한 이상 점프 현상이 발생한 후의 추정 성능에서는 제안한 필터가 좀 더 빠르게 실제 값과 근사한 추정 능력을 보이고 있다. 이는 수치적으로도 확인을 할 수 있다. 기존의 적응 스칼라 필터와 제안된 필터와의 RMS 오차값은 X축과 Y축이 각각 13.7cm와 7cm, 11.4cm와 5.0cm로 제안된 필터의 RMS 오차값이 좀 더 작음을 실험을 통하여 확인할 수 있었다.

그림 5와 6은 Y축에 대한 실험 결과이다. Y축의 결과도 X축의 결과와 같은 양상을 보임을 확인할 수 있다. 특히 그림 6에서 보는 것과 같이 이상 점프 현상이 일어난 후에 제안된

필터가 기존의 적응 스칼라 필터보다 그 추정 성능이 확연히 차이가 나는 것을 볼 수 있고, 측정치 보다 더 정확히 참 값에 근사한 추정치를 제공 하고 있음을 볼 수 있다. 그림 7은 제안된 필터와 순수한 측정치를 함께 도시한 그림이다. 이상 점프 현상을 보이던 측정치가 가속도항을 고려한 적응 스칼라 필터를 적용하여 이상 점프 신호를 효과적으로 제거할 수 있다는 것을 알 수 있다.

V. 결론

본 논문에서는 측정치에 불합리한 점프 제거를 가장 큰 목적으로 사용하고 있는 기존의 적응 스칼라 필터의 성능을 향상 시키기 위하여 가속도항을 고려한 적응 스칼라 필터를 제안하였다. 즉 기존에 측정 잡음과 속도오차 공분산을 연속적으로 추정하는 적응기법에 추가로 가속도오차 공분산을 지속적으로 추정 함으로써 필터의 추정 성능을 향상 시켰다. 실험 결과, X축으로는 2.3cm, Y축으로는 2cm의 RMS 오차값이 줄어든 것을 볼 수 있었다. RMS 오차가 줄어든 것뿐만 아니라 이상 점프 신호가 발생하면, 제안된 필터가 좀 더 빠르게 기존 적응 스칼라 필터 보다 정상 상태로 돌아 오는 성능향상을 확인할 수 있었다.

이러한 이유로, 제안된 필터는 무인기에서 GPS를 이용하여 위치를 파악할 때, 갑작스런 사이클 슬립이 일어 나는 경우에 유용하게 사용할 수 있다. 따라서 본 논문에서 제안한 필터를 사용하면 GPS를 이용하여 위치해를 얻는 무인기뿐만

아니라 초음파를 이용한 실내 위치 추정, 다수 소형 인공위성의 정렬비행을 위한 이상 신호 점프 현상을 제거하는 등의 다양한 환경에서 유용하게 사용할 수 있다.

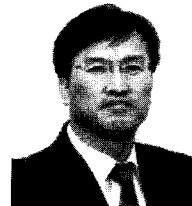
참고문헌

- [1] R. Hyde, "Fostering Innovation in Design and Reducing Implementation Costs by Using Graphical Tools for Functional Specification," *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit 5-8*, Aug. 2002.
- [2] P. Tosic, G. Agha, "Understanding and Modeling Agent Autonomy in Dynamic Multi-Agent, Multi-Task Environments," *Proc. First European Workshop on Multi-Agent System (EUMAS '03)*, Oxford, UK, Dec. 18-19, 2003.
- [3] C. Sabol, R. Burns, and C. McLaughlin, "Satellite Formation Flying Design and Evolution," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 38, no 2, pp. 270~278, March-April 2001.
- [4] E. Kaplan, *Understanding GPS principles and application*, ARTECH HOUSE, INC., 1996.
- [5] G. Siouris, *Aerospace Avionics Systems*, Academic Press, 1993.
- [6] O. Salychev, *Inertial Systems in Navigation and Geophysics*, Bauman MSTU press Moscow, 1998.
- [7] R. Metra, "Approaches to adaptive filtering," *IEEE Trans. on Automatic Control*, pp. 693-698, October 1972.
- [8] 임준규, 박찬국, 이달호, "정렬비행을 위한 적응 스칼라 필터의 성능 분석," 한국항공우주학회지, 제36권 제5호, pp. 455-461, May 2008.



임 준 규

2006년 순천향대학교 정보기술공학부 졸업. 2008년 서울대학교 대학원 기계항공공학과 석사 졸업. 2008년~현재 동 대학원 박사과정 재학 중. 관심분야는 항법, 필터, 인공위성 정렬비행, 인공위성 FDI 기법.



박 찬 국

1985년 서울대학교 공과대학 제어계측공학과 졸업. 1987년 동 대학원 졸업(석사). 1993년 동 대학원 졸업(공학박사). 1993년 서울대학교 제어계측신기술연구센터 Post Doc. 1994년~2002년 광운대학교 정보제어공학과 조교수/부교수. 1998년 미국 UCLA 기계항공공학과 방문연구원. 1994~2003년 서울대학교 자동제어특화연구센터 책임연구원. 2003년~현재 서울대학교 기계항공공학부 부교수/교수. 연구 관심분야는 INS/GPS 결합 알고리즘, MEMS IMU 응용 시스템 개발, 영상항법시스템, USN을 이용한 Ubiquitous Positioning, 필터링기법.