

칼만필터를 이용한 자세결정에 관한 연구

A Study on Attitude Determination Using Kalman Filter

기창돈*, 신동호*

Changdon Kee* and Dongho Shin*

요 약

GPS는 기존의 주 응용분야인 항법시스템으로서 뿐만 아니라 최근 들어와서는 보정위성항법의 원리와 미지정수(Integer Cycle Ambiguity)결정 알고리즘을 이용하여 GPS수신기와 3~4개의 안테나로 자세결정을 하는데 이용되고 있다. 본 연구에서는 고가의 패치(Patch)안테나를 장착한 수신기를 사용하지 않고 저가의 수신기 여러 대를 이용하여 자세결정을 할 수 있도록 이중차분(Double Difference)을 한 측정식을 이용하여 칼만필터를 통해 자세결정을 할 수 있는 알고리즘을 제시하고 모의실험을 통해 제시한 알고리즘의 유용성을 고찰한다.

Abstract

GPS is one of the main navigation systems. In these days, the application scope of GPS is extended to attitude determination using Differential GPS(DGPS) technique and Cycle Ambiguity resolution technique. In this paper, we propose an attitude determination algorithm using Kalman filter through double differenced measurement equation which is not for users with GPS patch antennas, but for users with low-priced GPS receivers. This paper also shows the simulation results and the effectiveness of proposed algorithm.

I. 서 론

최근 들어 GPS는 그 보편성과 경제성을 바탕으로 많은 분야에서 연구, 응용되고 있다. 이미 차량이나 비행기, 선박 등의 차세대 항법시스템으로 각광받고 있고 그밖에 정밀 측위가 절실히 요구되는 측지학이나 정밀 지도제작 등에서도 GPS를 이용하고 있는 실정이다. 여기에 구소련의 위성항법 시스템인 GLONASS도 민간인들에게 개방되면서 이제야말로 실질적이고 완벽한 위성항법 시스템의 구축이 머지 않았음을 예고하고 있다. GPS는 기존에

존재하는 여러 항법 시스템이나 측정 시스템에 새로운 장을 제시하며 이미 자신의 위치를 확고히 하고 있다. 지금까지의 위성항법은 주로 위치 판정 시스템으로만 여겨져 왔으나 최근 보정위성항법의 원리와 미지정수결정 알고리즘을 이용하여 GPS 수신기와 3~4개의 안테나로 자세결정을 하는 연구가 많이 진행되고 있다. Gyroscope와 Ring Laser Gyro의 원리를 이용한 자세측정기는 시간이 지남에 따라 그 정확도가 점점 떨어지고 가격이 비싼 반면 GPS를 이용한 자세측정시스템은 그 정확도가 시간에 무관하고 가격도 비교적 싸 비행기나 선박 그리고 인공위성의 자세측정에 사용될 수 있다. 본

* 서울대학교 항공우주공학과(Dept. of Aerospace Eng., Seoul National Univ.)

· 논문번호 : 98-1-1

· 접수일자 : 1998년 7월 9일

· 본 논문의 연구는 1997년 동훈과학연구재단 연구비 지원으로 수행되었음.

논문에서는 GPS에서 전송하는 반송파 신호를 수신기간 차분과 위성간 차분을 한 이중차분식을 측정식으로 하여 움직이는 물체의 자세각을 결정하는 알고리즘을 제안한다. 일반적으로 반송파 신호를 사용하려할 때의 문제점은 미지정수라고 부르는 초기 사이클을 알 수 없다는 것이다. 따라서, 초기의 미지정수값을 알아야만 반송파 신호를 사용하여 자세각을 결정할 수 있다. 본 논문에서는 모르는 미지정수값과 수신기간의 기저선 벡터를 상태변수로 두고 칼만필터를 사용하여 미지정수값과 기저선 벡터값을 추정하고 이로부터 움직이는 물체의 자세각을 결정할 수 있는 알고리즘을 제안한다.

II. 자세결정 방법

2-1 동체좌표계와 항법좌표계와의 관계

동체 좌표계는 동체축의 앞쪽 방향을 X축 방향, 동체축의 앞쪽 방향의 오른쪽 방향을 Y축 방향, Z축 방향은 오른손 법칙에 입각하여 결정한다. 축의 원점은 주안테나의 위치와 일치시킨다. X축을 중심으로 회전하는 각, 즉 동체축이 위 아래로 움직이는 각이 피치각(pitch angle)이고, Y축을 중심으로 회전하는 각, 즉 동체축이 자기 축을 중심으로 회전하는 각을 롤 각(roll angle), Z축을 중심으로 회전하는 각을 요각(yaw angle)으로 정의한다(그림 1 참조). 항법 좌표계는 ENU(East-North-Up) 좌표계를 사용한다. 자세 결정에 있어서 ENU 좌표

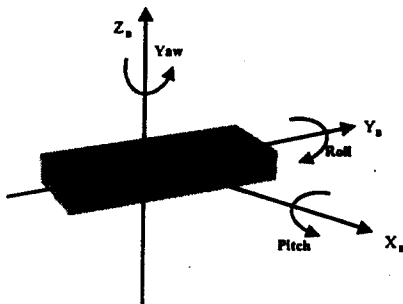


그림 1. 동체 좌표계

Fig. 1. Body fixed coordinate.

계의 원점은 주수신기의 위치로 두며 주수신기의 위치로부터 동쪽 방향을 X축 방향, 북쪽 방향을 Y축 방향, 천정을 향하는 방향을 Z축 방향으로 정의한다. 자세각은 위에서 정의한 동체 좌표계와 항법 좌표계 사이를 연관시켜 주는 전환 행렬을 통해 구한다. 동체축 좌표계에서의 임의의 벡터와 이를 항법좌표계에서의 벡터로 바꾸었을 때의 관계식은 다음과 같다.

$$b_B = C_{n \rightarrow B} b_n = C(\phi)C(\theta)C(\psi)b_n \quad (1)$$

여기서, b_B : 동체좌표계에서의 벡터

b_n : 항법좌표계에서의 벡터

$$C(\psi) = \begin{bmatrix} c\psi & s\psi & 0 \\ -s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, C(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\theta & s\theta \\ 0 & -s\theta & c\theta \end{bmatrix}$$

$$C(\phi) = \begin{bmatrix} c\phi & 0 & -s\phi \\ 0 & 1 & 0 \\ s\phi & 0 & c\phi \end{bmatrix}$$

$$C_{n \rightarrow b} = \begin{bmatrix} c\phi c\psi - s\phi s\theta s\psi & c\phi s\psi + s\phi s\theta c\psi & -s\phi c\theta \\ -c\theta s\psi & c\theta c\psi & s\theta \\ s\phi c\psi + c\phi s\theta s\psi & s\phi s\psi - c\phi s\theta c\psi & -c\phi c\theta \end{bmatrix}$$

$$= \{C_{ij}\}$$

$$c(\cdot) = \cos(\cdot), s(\cdot) = \sin(\cdot)$$

위와 같이 전환행렬이 정의되면 롤각 ϕ , 피치각 θ , 요각 ψ 는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \phi &= -\tan^{-1}\left(\frac{C_{13}}{C_{33}}\right) \\ \theta &= \sin^{-1}(C_{23}) \\ \psi &= -\tan^{-1}\left(\frac{C_{21}}{C_{22}}\right) \end{aligned} \quad (2)$$

2-2 자세결정방법

4개 이상의 수신기가 있다고 가정하고 그 중 1개를 주수신기로 두고 나머지 수신기와 연결된 선을 기저선이라 한다. 기저선벡터의 항법좌표계를 기준으로 한 좌표값을 안다고 가정하자. 기저선 벡터들을 열방향으로 나열한 행렬을 R_n 으로 표현하고 마찬가지로 동체좌표계로 표현된 기저선 벡터를 행렬로 표현하였을 때 그 행렬을 R_b 로 표현하면 다음의 관계가 성립한다.

$$R_b = C_{n \rightarrow b} R_n \quad (3)$$

위 식에 최소좌승법을 적용하면 변환행렬 $C_{n \rightarrow b}$ 를 다음과 같이 구할 수 있다.

$$C_{n \rightarrow b} = R_b (R_n)^T [R_n (R_n)^T]^{-1} \quad (4)$$

기저선이 3개 이상인 경우는 위 식을 사용할 수 있지만 3개보다 작으면 위 식에서 $[R_n (R_n)^T]^{-1}$ 가 존재하지 않아 위 식을 사용할 수 없게 된다.

기저선이 2개인 경우는 직접 자세각을 결정할 수 있는 방법이 있다. 하지만 실제로 기저선이 3개 이상인 경우가 대부분이고 그럴 때 기저선이 2개만 있는 경우에 사용되는 직접 구하는 방법을 적용할 경우 다른 기저선에 대한 측정치를 활용할 수 없다는 점에서 최적의 자세각을 구할 수 없다. 또한 전환행렬을 구하는 다른 방법으로 최적화 기법을 사용하는 방법(Wahba's problem)이 있다.

본 논문에서는 기저선이 3개인 것으로 가정하고 전환행렬을 구할 때 최소좌승법을 사용하기로 한다.

2-3 칼만 필터를 이용한 기저선 벡터 추정

앞 절에서 기저선 벡터를 알아야 자세각을 결정할 수 있다.

본 절에서는 칼만필터를 사용하여 기저선 벡터를 추정하는 방법에 대해 설명한다.

2-3-1 간섭계 기법을 통한 기본 측정식

동체축에 고정된 좌표계(Body Fixed Coordinate-이하 B)를 기준으로 기저선 벡터를 알고 있는 주안테나와 부안테나가 있다고 하자. 그리고 주안테나와 신호를 주는 위성과의 단위시선벡터를 항법좌표계 기준으로 알고 있다고 하면 GPS위성은 매우 멀리 떨어져 있기 때문에 반송파의 전파면은 두 수신기에 평행하게 온다고 볼 수 있다. 따라서, 안테나 기저선을 단위시선벡터에 투영시키면 다음과 같은 식을 얻을 수 있다.

$$\Delta r = s^T b \quad (5)$$

여기서, Δr 은 위성에서 두 안테나 사이의 거리 차이이다. 그리고 s 는 주안테나와 위성간의 단위 시선 벡터이다. b 는 항법좌표계를 기준으로 하는 기저선 벡터이다.

Δr 을 두 안테나에서 측정된 반송파로 표현하면 다음과 같다.

$$\Delta r = s^T b = \Delta \phi - \Delta N \lambda \quad (6)$$

여기서, $\Delta \phi$ 는 일차 차분 반송파 위상 측정치, N

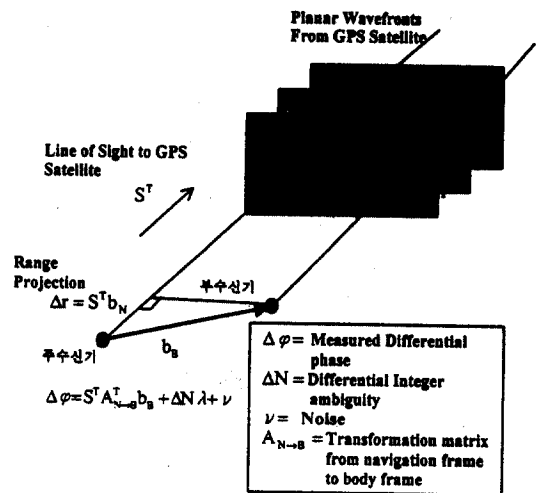


그림 2. 반송파를 이용한 자세결정을 위한 간섭계방법
Fig. 2. Interferometer method for attitude determination using carrier phase.

은 각 반송파 측정치의 미지정수(Cycle Ambiguity integer), λ 는 L1 반송파의 파장(약 19cm)이다.

앞의 식을 그림 2에 맞게 다시 적으면 실제 거리 투영식은 다음과 같다.

$$\Delta\phi - \lambda\Delta N = S^T \cdot A_{A \rightarrow B^T} b_B \quad (7)$$

2-3-2 이중차분을 통한 반송파 측정

2개 이상의 안테나가 한 개의 수신기에 부착되어 있는 경우는 한 위성에 대해 수신기간 단일차분을 통해 각각의 안테나에서 수신한 신호에서 공통오차로 간주할 수 있는 위성 시계오차, 위성의 궤도오차, 대류권 오차, 전리층 오차가 소거되고 또한 서로 다른 안테나가 한 개의 수신기를 공통으로 사용하므로 수신기의 시계오차도 소거된다. 하지만 한 수신기에서 각각의 안테나간을 연결하는 케이블에 의한 바이어스가 존재할 수 있다. 정밀한 자세측정을 위해서는 미리 이러한 바이어스를 조사하여 측정된 반송파에서 바이어스를 제거해 주어야 한다. 또한 안테나간의 수신기가 서로 다른 경우에는 수신기간의 시계오차는 공통오차가 되지 않아 소거되지 않으므로 그로부터 발생하는 오차로 인해 정확한 기저선 벡터를 구할 수 없고 이로 인해 자세각을 정확하게 측정할 수 없게 된다. 이를 해결할 수 있는 방법으로 이중차분을 생각할 수 있는데 이는 수신기간에 이루어진 단일차분식을 다시 위성간에 대해 한번 더 단일차분을 하는 것이다. 이를 수식으로 정리하면 다음과 같다. 1번 위성과 2번 위성, 그리고 j 번째 기저선에 대한 이중차분된 식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \Delta^1\phi_j - \Delta^1 N_j \lambda &= S^{1T} \cdot A_{N \rightarrow B^T} b_B \\ \Delta^2\phi_j - \Delta^2 N_j \lambda &= S^{2T} \cdot A_{N \rightarrow B^T} b_B \end{aligned} \quad (8)$$

위 식을 변끼리 빼면 다음과 같은 이중 차분식을 얻을 수 있다.

$$\nabla\Delta^1\phi_j \equiv \Delta^1\phi_j - \Delta^2\phi_j$$

$$= (S^{1T} - S^{2T}) \cdot A_{N \rightarrow B^T} b_B + \Delta^1 N_j \lambda - \Delta^2 N_j \lambda \quad (9)$$

위와 같이 하면 수신기 시계오차도 제거가 되어 장점이 있지만 위 식에 표현되지는 않았지만 수신기의 측정잡음도 이중차분되어 잡음의 영향이 커져 그에 따른 오차가 발생된다. 위 식을 기본으로 n 개의 보이는 위성에 대한 이중차분을 보이는 위성들 고도가 높은 순으로 나열하여 바로 앞에 위치하는 위성과의 차분을 통해 구현하면 다음과 같이 표현할 수 있다. 아래식에서 A, B 는 수신기를 나타낸다.

$$\Phi = [\phi_A^1, \phi_B^1, \phi_A^2, \phi_B^2, \dots, \phi_A^n, \phi_B^n]$$

$$N = [N_A^1, N_B^1, N_A^2, N_B^2, \dots, N_A^n, N_B^n]$$

$$DD = \begin{bmatrix} 1 & -1 & -1 & 1 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -1 & -1 & 1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -1 & -1 & 1 \end{bmatrix}$$

$$S = [s_1, s_2, \dots, s_n]^T$$

$$\Delta S = \begin{bmatrix} 1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 1 & -1 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -1 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -1 \end{bmatrix} S$$

위와 같이 정의하면 k -번째 기저선에 대한 이중차분식은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\nabla\Delta\Phi_{AB,k} \equiv DD\Phi = \Delta S \cdot x_k + \nabla\Delta N_{AB,k} \lambda + v \quad (10)$$

여기서, $x_k = A_{N \rightarrow b} b_k$, $v = \nabla\Delta v_{AB,k}$, $\nabla\Delta N_{AB,k} = DDN$ 위 식에서 v 는 이중차분된 반송파 측정잡음이다.

2-3-3 칼만필터 방정식

실제의 자세 결정을 하는 데 있어서 미지정수의

결정은 중요요소로서 반송파 측정치로부터 미지정수를 결정하여야 한다. 미지정수, 기저선 벡터 $([x_x, y_y, z_z])$, 그리고 기저선벡터의 속도 $([\dot{x}_x, \dot{y}_y, \dot{z}_z])$ 를 상태변수로 두어 측정치로부터 이중차분된 미지정수와 기저선 벡터를 추정할 수 있도록 칼만 필터를 설계한다.

여기서, 미지정수는 실수값을 갖는다고 가정하였다.

칼만필터의 시스템 방정식과 측정방정식은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\text{시스템 방정식: } X(k+1) = FX(k) + w \quad (11)$$

$$\text{여기서, } F = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & \Delta T I_{3 \times 3} & O_{3 \times n-1} \\ O_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & O_{3 \times n-1} \\ O_{n-1 \times 3} & O_{n-1 \times 3} & I_{n-1 \times n-1} \end{bmatrix}$$

$$X = [x_x, x_y, x_z, \dot{x}_x, \dot{x}_y, \dot{x}_z, \nabla \Delta N_{AB, k}^T \lambda]^T$$

$$Q = E(ww^T)$$

$$= \begin{bmatrix} q\Delta T^3/3 \times I_{3 \times 3} & q\Delta T^2/2 \times I_{3 \times 3} & O_{3 \times n-1} \\ q\Delta T^2/2 \times I_{3 \times 3} & q\Delta T \times I_{3 \times 3} & O_{3 \times n-1} \\ O_{n-1 \times 3} & O_{n-1 \times 3} & 10^{-10} \times I_{n-1 \times n-1} \end{bmatrix}$$

q 는 각 성분에 들어오는 시스템잡음의 spectral density 값이다. 여기서, q 는 0.02 로 두었다.

$$\text{측정 방정식: } Z = HX + V$$

$$Z = \nabla \Delta \Phi_{AB, k}, H = [\Delta S \quad O_{n-1 \times 3}] \quad (12)$$

여기서,

$$R = E(vv^T) = (0.002 \times 2)^2 I_{n-1 \times n-1}$$

새로운 위성이 보이게 되면 그에 맞게 위 측정행렬 H 와 오차 공분산 Q 를 수정하여 새로운 이중차분에 대한 미지정수값을 쉽게 찾아낼 수 있다. 마찬가지로 위성이 보이다가 보이지 않는 경우에 있어서도 위의 측정행렬과 오차공분산의 초기값을 재구

성하여 칼만필터를 끊어짐 없이 계속 작동시킬 수 있다.

칼만필터 :

· time update

$$\text{오차 공분산: } P_{k+1}^- = FP_k FT + Q$$

$$\text{추정치: } \hat{X}_{k+1}^- = F \hat{X}_k$$

· measurement update

$$K_{k+1} = P_{k+1}^- H^T (H P_{k+1}^- H^T + R)^{-1}$$

$$P_{k+1} = (I - K_{k+1} H) P_{k+1}^-$$

$$\hat{X}_{k+1} = \hat{X}_{k+1}^- + K_{k+1} (Z_{k+1} - H \hat{X}_{k+1}^-)$$

III. 시뮬레이션 결과

앞장에서 기술한 방법을 사용하여 시뮬레이션을 수행하였다.

시뮬레이션 상에서 동체의 운동은 주안테나는 고정되어 있고 3개의 기저선 벡터는 서로 직각을 이루면서 원점을 중심으로 자세각의 각속도가 0.02 rad/s를 갖고 sinusoid하게 움직인다고 가정하였고 칼만필터의 sampling time은 10초로 두고 추정하였다. 시뮬레이션 상에 반송파 측정잡음은 2mm로 두었고 기저선의 길이는 1m로 두고 계산을 하였다. 그림 3은 칼만필터로 자세각을 추정하였을 때 실제 시뮬레이션 상의 비행체 자세각과 추정된 자세각을 보여준다. 거의 정확하게 잘 따라감을 알 수 있다.

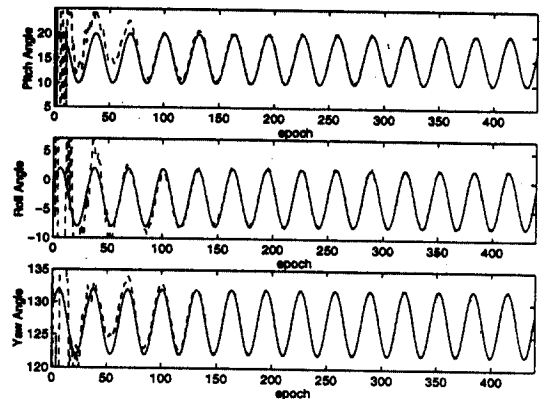


그림 3. 실제 자세각과 추정된 자세각

Fig. 3. Real attitude and estimated attitude.

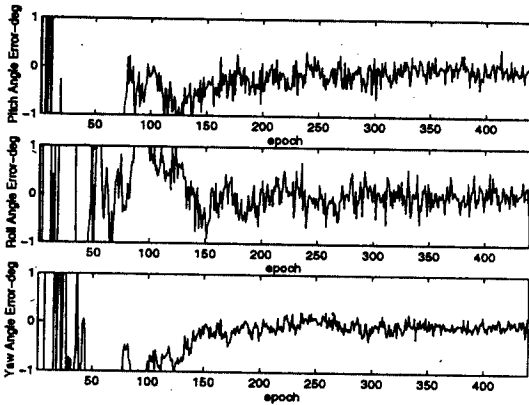


그림 4. 자세각 오차-칼만필터(10sec /epoch)
 Fig. 4. Attitude error using Kalman Filter.

그림 4는 자세각 오차를 그린 것이다. 70 epoch (한 epoch 당 10초) 정도까지는 미지정수를 올바르게 추정하지 못해서 오차가 크다가 시간이 25분 정도 경과하면 실수값으로 추정된 미지정수값이 실제 정수값에 충분히 가깝게 추정된 후부터는 점점 자세오차값이 작아짐을 알 수 있다. 그림 5는 미지정수를 거리로 환산하였을 때 미지정수의 실제값과의 오차와 오차 공분산의 제곱근 값을 보여준다. 미지정수를 시간이 감에 따라 올바르게 추정하는 모습을 볼 수 있다. Epoch가 377일 때 새로운 위성이

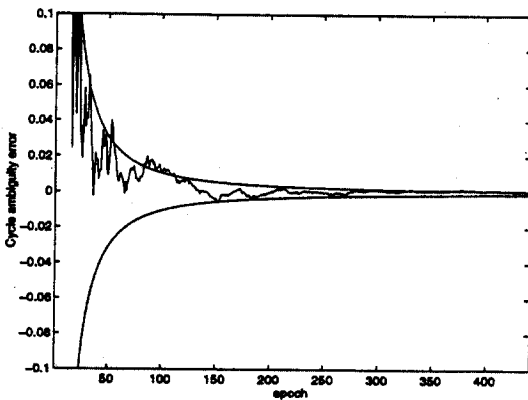


그림 5. 미지정수의 오차와 오차 공분산의 제곱근 값
 (단위 : 10 sec /epoch vs m)

Fig. 5. Error of cycle ambiguity and square root value of error covariance.
 (unit : 10 sec /epoch vs m)

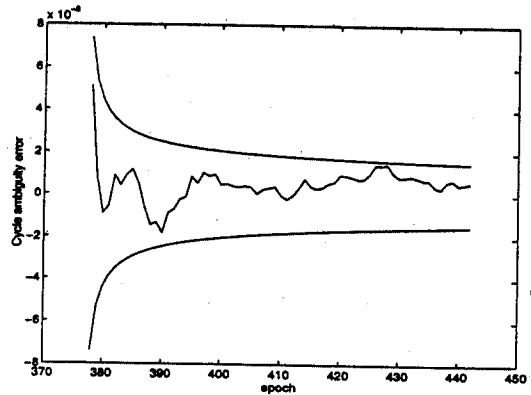


그림 6. 새로 생기는 미지정수의 오차와 오차 공분산의 제곱근 값(새로운 위성이 나타나는 경우)
 (단위 : 10 sec /epoch vs m)
 Fig. 6. Error of new cycle ambiguity and square root value of error covariance(in case new satellite rises).
 (unit : 10 sec /epoch vs m)

표 1. 칼만 필터를 사용할 때의 자세각 오차 통계치
 Table 1. Statistics of attitude error using kalman filter

측정오차	RMS(deg)		
	Pitch	Roll	Yaw
2 mm	0.22	0.26	0.13
0.5 mm	0.055	0.067	0.032

(기저선 길이 1m)

나타나는데 그 위성으로 인해 새로운 미지정수가 나타나는데 그림 6은 새로이 나타나는 이중 차분된 미지정수값이 올바르게 바로 실제값과 같게 추정됨을 보여준다. 새로이 추가된 미지정수의 값의 초기 값에 상관없이 이전 epoch값에서 계산된 상태변수 값이 잘 추정되어 그로 인해 초기치와 거의 상관없이 바로 미지정수값을 추정함을 확인할 수 있다.

표 1은 미지정수를 비교적 잘 추정되었다고 생각 되어지는 epoch 150번째 이후에 계산된 반송파 측정오차 2 mm, 0.5 mm 일 때의 각각에 대한 자세각 오차에 대한 통계치이다.

IV. 결 론

본 연구에서는 GPS 반송파를 이중차분을 하여 나온 측정식을 바탕으로 칼만필터를 설계하여 미지정수와 기저선 벡터를 추정하여 자세각을 결정하는 알고리즘을 구현하였다. 미지정수를 고려시(측정 잡음: 2mm, 기저선 길이: 1m)에 자세각 오차는 비행체가 움직인 후 약 25분 후부터 미지정수를 잘 추정하여 그 이후부터는 Pitch각은 평균 RMS오차 0.22도, Roll각은 0.26도, Yaw각은 0.13도의 오차정확도로 자세각을 결정함을 알 수 있었다.

차후 과제로 생각할 수 있는 것은 비행체가 기동 후 좀더 빨리 미지정수를 찾을 수 있는 방법을 연구할 필요가 있다. 그리고 구현된 알고리즘이 실제 작동할 수 있는지를 다양한 환경에서 실험을 통해 입증 할 필요가 있다.

참 고 문 헌

[1] C. E. Cohen, "Attitude Determination Using GPS," Stanford University Ph. D. Dissertation, Department of Aeronautics and Astronautics, December 1992.

[2] D. G. Lawrence, B. S. Pervan, C. E. Cohen, H. S. Cobb, J. D. Powell, and B. W. Parkinson, "Real-Time Architecture for Kinematic GPS Applied to the Integrity Beacon Landing System," ION 51st Annual Meeting, Colorado Springs, Colorado,

June 1995.

- [3] E. G. Lightsey, E. Ketchum, T. W. Flatley, J. L. Crassidis, D. Freesland, K. Reiss and D. Young, "Flight Results of GPS Based attitude Control on the REX II Spacecraft," ION GPS-96, Kansas City, MO, Sept. 1996.
- [4] N. C. Talbot, "High-Precision Real-Time GPS Positioning Concepts :Modelling and Results," Global Positioning System vol. IV, The Institute of Navigation, D. C., pp. 221-236.
- [5] P. Y. C. Hwang and R. G. Brown, "GPS Navigation: Combining Pseudorange with Continuous Carrier Phase Using a Kalman Filter," Global Positioning System Vol. IV, The Institute of Navigation, D. C., pp. 175-190.
- [6] A. J., Van Dierendonck, J. B., McGraw, and R. G., Brown, "Relationship between Allan Variances and Kalman Filter Parameters," Proceeding of 16th annual PTTI Applications & Planning Meeting, Mariland November, 1984.
- [7] 박찬식, "GPS반송파 위상신호를 이용한 자세결정," 서울대학교 박사학위논문, 서울대학교 대학원 전기공 학부, 1997.
- [8] 김병두, 이자성, "GPS를 이용한 다목적 실용 위성의 자세결정에 관한 연구," Proceedings of the 12th KACC, October, 1997.

기 참 돈 (壽昌敦)



1984년 : 서울대학교 항공우주공학과(공학사)

1986년 : 서울대학교 항공우주공학과(공학석사)

1993년 : Stanford University 항공우주공학과(공학박사)

1993년~96년 : Stanford University, WADGPS Lab, Research Associate

1994년~95년 : 미연방항공국(FAA) GPS에 관한 기술고문

1996년 9월~현재 : 서울대학교 항공우주공학과 조교수

관심분야 : GPS를 이용한 항공기, 인공위성, 선박 그리고 자동차에 대한 항법시스템 및 자세결정시스템 설계 및 개발

신 등 호 (申東皓)



1995년 : 서울대학교 항공우주공학과(공학사)

1997년 : 서울대학교 항공우주공학과(공학석사)

1997년 : 3월~현재 서울대학교 항공우주공학과 박사과정

관심분야 : GPS를 이용한 항공기, 인공위성, 선박 그리고 자동차에 대한 항법시스템 및 자세결정시스템 설계 및 개발