

GPS를 이용한 다목적 실용 위성의 자세결정에 관한 연구

GPS Based Attitude Determination System for KOMPSAT

°김 병 두*, 이 자 성**

* 아주대학교 제어계측공학과(Tel : +82-331-219-2487; Fax : +82-331-212-9531; E-mail : bdkim@madang.ajou.ac.kr)

** 아주대학교 제어계측공학과(Tel : +82-331-219-2482; Fax : +82-331-212-9531; E-mail : jsung@madang.ajou.ac.kr)

Abstracts In this paper, An attitude determination system(ADS) for KOMPSAT using GPS L1 carrier phase measurements is considered. The baseline vector is estimated by the Extended Kalman Filter(EKF) which uses the double differenced carrier phase measurements made by three GPS receivers mounted on the spacecraft. The attitude angles of three axes of spacecraft are computed by the estimated baseline vectors, directly. The proposed ADS is verified by the simulation results

Keywords ADS, KOMPSAT, GPS, Spacecraft, Extended Kalman Filter

1. 서 론

GPS(Global Positioning System)는 미국 국방성에서 구축한 인공위성을 이용한 위치 및 시각 결정 시스템이다. GPS의 기본적인 목적은 지상, 해상 및 공중에서 사용자의 위치를 시각 및 기상 상황에 관계없이 지속적으로 측정이 가능하도록 하는 것이다[1]. 1993년말 24개의 위성의 배치가 완료된 후, 더욱 빠른 속도로 그 이용이 확산되고 있으며, 최근에는 자동차, 항공기, 인공 위성 등의 항법시스템으로도 이용되고 있다[2][3].

일반적으로 인공위성의 자세결정을 위해 별추적센서, 태양센서, 지구센서등이 주로 이용되고 있으나, 최근에는 간섭계기법을 GPS 반송파의 위상차 측정에 적용함으로써 위성의 자세각을 결정하는 방법이 개발되어 시험중에 있다. 본 연구의 주요목표는 GPS의 이러한 기능을 다목적 실용위성의 자세결정에 적용할 때의 정밀도를 분석하고, 그 실용성을 규명하는데 있다.

GPS 반송파 신호를 이용하여 위성의 3축 자세를 결정하기 위해서는 4개이상의 GPS 위성의 신호를 수신할 수 있어야 하는데, 그림 1에서 보듯이, KOMPSAT의 궤도에서 항상 4개이상의 GPS위성의 신호를 받을 수 있음을 알 수 있다.

2. 본 론

2.1 간섭계기법(Interferometric Technique)

간섭계기법은 위성의 몸체에 일정한 간격으로 떨어진 두 개의 GPS 안테나간에 도달하는 GPS 신호의 위상차를 측정함으로써 기준 좌표계에서의 두 안테나간의 정확한 상대적 위치 벡터를 결정할 수 있다. 위성의 몸체 위에 독립적으로 탑재된 3개의 안테나를 이용하여 위성의 3축 자세를 결정하게 된다.

간섭계기법을 이용하여 두 개의 GPS 수신기간에 도달하는 반송파의 위상차는 보통 5mm이내의 정밀도로 측정할 수 있다[4].

2.2 단일차분(Single Difference)

그림 2는 GPS 반송파의 위상차를 측정하기 위한 두 개의 GPS 안테나와 GPS 위성과의 기하학적인 관계를 나타낸다. GPS 위성이 안테나간의 거리에 비해 상대적으로 먼 거리에 있기 때문에, 반송파를 평행파로 생각할 수 있다[5]. GPS 위성에서 가까운 안테나에 반송파가 도착한 후 약간의 시간차로 다른 안테나에 도착하는 것으로 생각할 수 있다.

GPS 반송파의 입사각은 안테나로부터 GPS위성으로의 단위 방향벡터, e 로 나타낸다. 이 벡터는 의사거리로부터 구한 코드 추적 항법해와 GPS위성의 항법데이터로부터 구한 위성의 위치로부터 충분히 정확하게 구할 수 있다.

두 안테나에 수신된 반송파의 위상은 다음 식과 같이 나타낼 수 있다.

$$\phi_A = R_A + cB_A - N_A \lambda + v_A \tag{1}$$

$$\phi_B = R_B + cB_B - N_B \lambda + v_B \tag{2}$$

단,

ϕ_i : 안테나 i 에서 수신된 반송파의 위상 ($i=A,B$)

B_i : 두 수신기의 시계 바이어스

N_i : 미지정수 (Integer Ambiguity)

λ : 반송파의 파장 (0.19m)

c : 빛의 속도 (299,792,458 m/sec)

v_i : 위상측정 노이즈

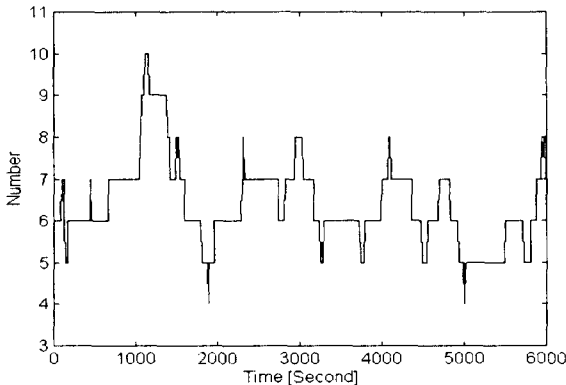


그림 1. KOMPSAT의 궤도에서 가시 GPS 위성수

Fig. 1. Number of Visible GPS Satellite from the KOMPSAT orbit

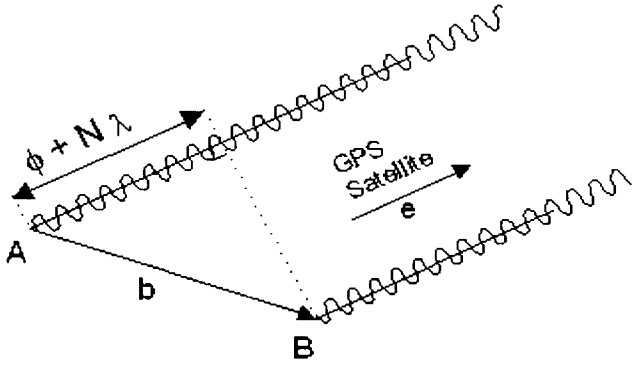


그림 2. 단일 차분
Fig. 2. Single Difference

식 (1)과 (2)로부터 간섭계에 의한 두 안테나간의 위상차인 단일차분은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\phi = R + cB - N\lambda + v \quad (3)$$

단,

$$\begin{aligned} \phi &= \phi_A - \phi_B & R &= R_A - R_B \\ B &= B_A - B_B & N &= N_A - N_B \\ v &= v_A - v_B \end{aligned}$$

두 수신기의 시계가 동기되어 있으면, 단일차분을 이용하여 시계의 오차항을 제거할 수 있다.

$$\phi + N\lambda = e^T b + v \quad (4)$$

단,

e^T : 간섭계에서 위성으로의 단위 방향 벡터

b : 안테나 A에서 B로의 기선벡터

2.3 이중차분(Double Difference)

두 개의 독립된 단일차분의 차를 이중차분이라고하고, 두 수신기가 동기되어 있지 않은 경우, 수신기 시계오차는 이중차분을 이용하여 제거할 수 있다. 이중차분은 그림 3과 같이 두 개의 안테나에서 두 개의 GPS 위성으로부터 얻어진 4개의 위상 측정값의 선형적 조합이다. 식(3)과 (4)로부터 두 개의 GPS위성에 대한 반송파 위상의 이중차분은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

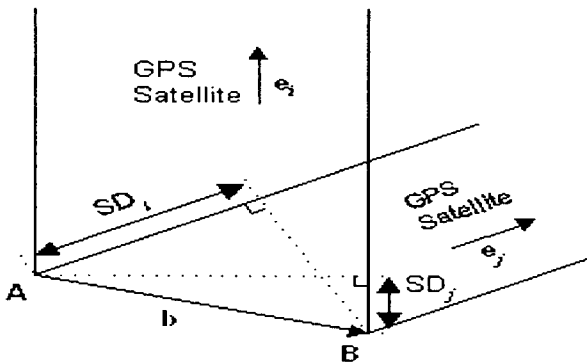


그림 3. 이중 차분
Fig. 3. Double Difference

$$\begin{aligned} DD_{ij} &= \phi_i + N_i \lambda - \phi_j - N_j \lambda \\ &= (e_i^T - e_j^T) b + \omega \end{aligned} \quad (5)$$

단,

i, j : i, j 번째 GPS 위성

ω : 위상측정 노이즈의 차 ($v_i - v_j$)

DD_{ij} 에 포함된 미지정수를 알고 있는 경우, 기선 벡터 b 를 풀기위해 세 개의 독립적인 이중차분 측정값이 필요하다. 즉, 4개 이상의 GPS위성의 신호를 수신할 수 있어야 한다.

$$\begin{bmatrix} DD_{ij} \\ DD_{ik} \\ DD_{il} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (e_i - e_j)^T \\ (e_i - e_k)^T \\ (e_i - e_l)^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix} \quad (6)$$

2.4 확장 칼만 필터 방정식(EKF Equation)

상태변수를 주안테나와 보조안테나 사이의 두 개의 기선벡터와 기선벡터의 변화율로 하면, 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$X = [x_1 \ y_1 \ z_1 \ \dot{x}_1 \ \dot{y}_1 \ \dot{z}_1 \ x_2 \ y_2 \ z_2 \ \dot{x}_2 \ \dot{y}_2 \ \dot{z}_2]^T \quad (7)$$

단,

$x_1 \ y_1 \ z_1$: 안테나 A와 B사이의 기선벡터, b_1

$\dot{x}_1 \ \dot{y}_1 \ \dot{z}_1$: 안테나 A와 B사이의 기선벡터의 변화율

$x_2 \ y_2 \ z_2$: 안테나 A와 C사이의 기선벡터, b_2

$\dot{x}_2 \ \dot{y}_2 \ \dot{z}_2$: 안테나 A와 C사이의 기선벡터의 변화율

위성에 탑재된 GPS 안테나의 기준 좌표계에서의 기선벡터 예측치와 상태 오차 공분산 행렬의 전달은 다음 식과 같이 주어진다.

$$\hat{X}_{kk-1} = F \hat{X}_{k-1|k-1} \quad (8)$$

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

단,

F : 상태 천이 행렬

P : 상태 오차 공분산 행렬

Q : 프로세스 오차 공분산 행렬

$$F = \begin{bmatrix} \Lambda & 0_{6 \times 6} \\ 0_{6 \times 6} & \Lambda \end{bmatrix}$$

$$\Lambda = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & T & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & T & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & T \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

T : 샘플링 주기

칼만 필터의 이득과 상태 오차 공분산 행렬의 개선식은 다음과 같이 주어진다.

$$K_k = P_{kk-1} H^T [H P_{kk-1} H^T + R_k]^{-1} \quad (10)$$

$$P_{kk} = [I - K_k H] P_{kk-1} \quad (11)$$

단,

K : 칼만 이득 행렬

R : 측정 오차 공분산 행렬

H : 관측 행렬

$$H = \begin{bmatrix} h & 0_{3 \times 6} \\ 0_{3 \times 6} & h \end{bmatrix}$$

$$h = \begin{bmatrix} (e_1 - e_2)^T \\ (e_1 - e_3)^T \\ (e_1 - e_4)^T \end{bmatrix} 0_{3 \times 3}$$

GPS 반송파 신호의 이중 차분값이 주어지면, 상태의 개선은 다음 식을 이용한다.

$$\hat{X}_{kk} = \hat{X}_{kk-1} + K_k [Z_k - \hat{Z}_k] \quad (12)$$

단,

$$\hat{Z}_k = H \hat{X}_{k|k-1} \quad (13)$$

2.5 자세각 계산[6]

GPS 안테나가 그림 4와 같이 위성에 배치되어 있는 경우, 위성의 자세각은 다음과 같이 직접적으로 계산할 수 있다.

기준 좌표계와 몸체 좌표계 사이에는 다음과 같은 관계가 성립한다.

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = R(\psi, \phi, \theta) \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (14)$$

단,

$$R(\psi, \phi, \theta) = \quad (15)$$

$$\begin{bmatrix} C\theta C\psi - S\theta S\phi S\psi & C\theta S\psi + S\theta S\phi C\psi & -S\theta C\phi \\ -C\phi S\psi & C\phi C\psi & S\phi \\ S\theta C\psi + C\theta S\phi S\psi & S\theta S\psi - C\theta S\phi C\psi & C\theta C\phi \end{bmatrix}$$

$$Ca = \cos(a), Sa = \sin(a)$$

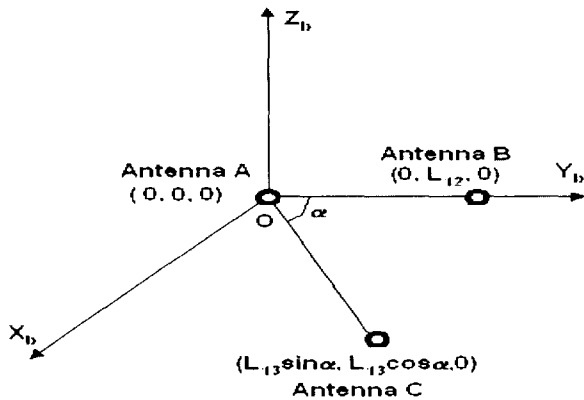


그림 4. GPS 안테나 배치

Fig. 4. GPS Antenna Configuration

몸체 좌표계에서의 GPS 안테나 B와 C의 위치를 $(0, L_{12}, 0)^T$, $(L_{13} \sin \alpha, L_{13} \cos \alpha, 0)^T$ 로 나타내고, 기준 좌표계에서의 주안테나에 대한 두 안테나의 상대적 위치를 $(x_2, y_2, z_2)^T$, $(x_3, y_3, z_3)^T$ 로 나타내면, 식 (15)의 직교성을 이용하여 요각과 롤각을 계산할 수 있다.

$$\psi = -\tan^{-1}\left(\frac{x_2}{y_2}\right) \quad (16)$$

$$\phi = \tan^{-1}\left(\frac{z_2}{\sqrt{x_2^2 + y_2^2}}\right) \quad (17)$$

기준 좌표계에서의 주안테나에서 안테나 C로의 기선벡터를 $R_3(\psi)$ 과 $R_1(\phi)$ 에 대하여 회전시킨 좌표를 $(x_3, y_3, z_3)^T$ 라 하면, 다음과 같은 관계가 성립한다.

$$\begin{bmatrix} L_{13} \sin \alpha \\ L_{13} \cos \alpha \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{bmatrix} \quad (18)$$

따라서, 피치 자세각은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\theta = -\tan^{-1}\left(\frac{z_3}{x_3}\right) \quad (19)$$

3. 모의실험

본 논문에서는 저궤도의 태양 동기궤도를 운행하는 다목적 실용위성을 예로하여, 위성이 LVLH를 유지하는 경우로 가정하고 Matlab을 이용하여 KOMPSAT의 궤도 주기인 5912초 동안 모의실험 하였다. GPS 반송파의 미지정수를 알고 있는 것으로 가정하고 이중차분 측정값의 주기는 1초로 하였으며, 매초 칼만 필터링을 하여 기선벡터를 추정하고, 이로부터 위성의 자세각을 계산하였다. 기선의 길이는 KOMPSAT 몸체의 제한에 의해, L_{12} 는 0.9m, L_{13} 는 1.4m로 각각 하였고, 두 기선의 사이각, α 는 45deg.로 하였다.

표 1에서 보듯이, 모의실험에 의한 GPS 반송파를 이용한 자세 결정 오차는 다목적 실용 위성의 요구 정밀도를 만족시키지는 못하고 있다. 하지만 주센서의 이상시 보조센서로서 사용하거나 주센서의 워밍업시간에 충분히 사용 가능함을 보여주고 있다.

표 1. 다목적 실용 위성의 지향 정밀도(3σ , RMS)
Table 1. Required Pointing Accuracy of KOMPSAT

자세각	요구되는 정밀도	모의실험 결과
롤	0.12 deg.	0.11 deg.
피치	0.12 deg.	0.24 deg.
요	0.12 deg.	0.23 deg.

또한, GPS 수신기의 발달로 점점 위상 측정오차가 감소하는 점과 자이로를 이용한 상호 보완적인 자세결정 시스템을 고려할 때, 주센서로서 사용도 가능할 것으로 보여진다.

그림 6에서 피치 자세각 오차가 다른 자세각보다 크게 발생한 것은 피치 자세각 계산시, 식(16)과 (17)로부터 미리 계산되어진 오차를 갖는 자세각, 요와 롤각을 이용하여 좌표를 변환한 후, 피치 자세각을 구하기 때문이다.

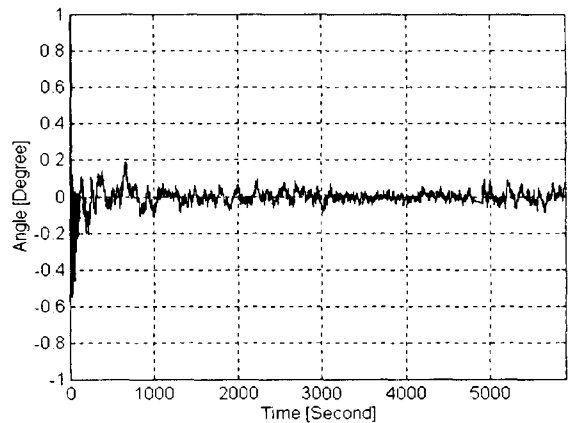


그림 5. 롤 자세각 추정 오차

Fig. 5. Estimated Roll Angle Error

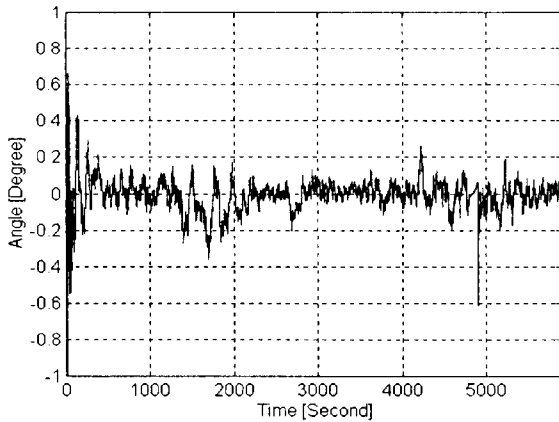


그림 6. 피치 자세각 추정 오차
Fig. 6. Estimated Pitch Angle Error

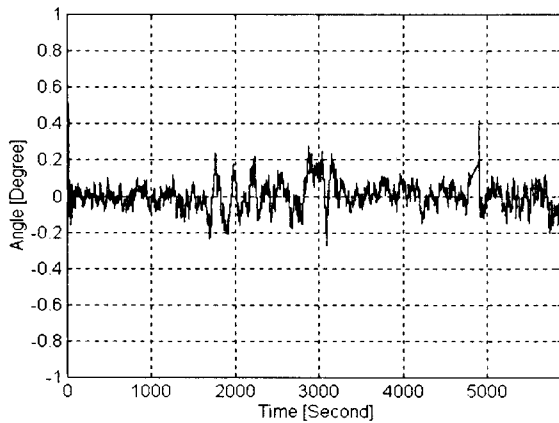


그림 7. 요 자세각 추정 오차
Fig. 7. Estimated Yaw Angle Error

4. 결 론

본 논문에서는 GPS 반송파의 이중차분을 이용한 저궤도의 다목적 실용 위성의 자세 결정 시스템을 제안하고, 모의실험을 통하여 요구 정밀도를 만족시키지는 못하나 주센서의 고장이나 이상시 보조센서로 사용될 수 있음을 보였다.

자이로를 이용하여 칼만필터의 예측기능을 향상시키고, GPS 반송파 이중차분으로 자이로의 바이어스 드리프트를 보정하는 상호 보완적인 자세 결정 시스템에 대한 연구가 요구된다.

5. 참고문헌

[1] *Global Positioning Systems : Theory and Applications*, Vol. I, edited by B.W.Parkinson and J.J Spilker , AIAA Inc., 1996

[2] *Global Positioning Systems : Theory and Applications*, Vol. II, edited by B.W.Parkinson and J.J Spilker , AIAA Inc., 1996

[3] 원종훈, 이자성, "GPS 위성의 가시성이 제한을 받는 도심지 환경하에서 차량항법을 위한 변형된 확장칼만필터기법", 한국항공우주학회 논문집, 제 23권, 3호, pp.139-147, 1997

[4] 노치원, 김병두, 이자성, "INS와 GPS를 이용한 항법 및 필터링 기법에 관한 연구", 한국 항공 우주연구소 위탁과제 최종보고서, 아주대학교, 1996

[5] Grass, F.V., "GPS Interferometric Attitude and Heading Determination with GPS : Experimental Results", *Journal of The Institute of Navigation*, Vol. 38, No. 4, Winter pp. 297-316, 1991-1992

[6] G.Lu, M.E. Cannon, G. Lachapelle, "Attitude Determination using Dedicated and Nondedicated Multiantenna GPS Sensors", *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, Vol.30, No. 4, pp.1053-1058, 1994