

항체 자세 변화에 따른 GPS 수신기의 성능분석 기법 연구

Study on Performance Analysis Technique of GPS Receiver According to Vehicle Attitude Change

유기정*

Yoo, Ki-Jeong

ABSTRACT

GPS is widely used in various applications since GPS receivers are capable of measuring precise position and velocity in any weather condition for a relatively low cost. However, GPS requires more than four simultaneously visible GPS satellites for optimal performance. In high-motion, high-attitude-changing applications, there exist some situations where less than four satellites are visible or where the dilution of precision (DOP) is high. In this paper, we propose a simulation algorithm that predicts the performance of GPS navigation according to changes in vehicle attitude. We have compared simulation results with experimental results, where simulation results of the proposed algorithm are shown to closely match actual experimental data. This algorithm could be used to predict GPS navigational performance and to determine optimal GPS antenna position.

주요기술용어(주제어) : GPS(Global Positioning System), DOP(Dilution of Precision), Almanac, Attitude

1. 머리말

GPS는 인공위성에 의한 전파항법시스템으로 지구 대기권 밖(지상고도 20,180km)으로부터 전달되는 GPS 위성신호를 수신할 수 있는 장비를 갖춘 사용자에게 날씨에 관계없이 육지, 해상, 하늘 또는 산악 지방에서 사용자의 위치, 속도 그리고 시각에 대한 정보를 제공한다. 뿐만 아니라, 다른 항법장치와 비교하여 저가의 장비로 위치오차가 20미터 (CEP) 이내로 항법정보를 제공한다. 현재 GPS는 GPS위성의 배치

가 28개로 항상 4개 이상의 GPS위성이 지구 어느 곳에서나 날씨에 관계없이 관측 가능하게 됨에 따라 민수용 및 군사용으로 널리 사용되고 있다. 특히 최근에는 항공기, 유도무기, 우주발사체 등 고정밀 항법 성능을 요구하는 분야에서도 GPS가 많이 사용되고 있다^[1,2,3].

하지만 GPS는 관성항법장치에 비하여 낮은 주기로 항법 정보를 제공하고 있으며, 항법해를 구하기 위해서는 최소 4개 이상의 GPS 위성을 가시선상에 유지하여야 한다. 그러나 유도무기와 같은 큰 동적특성을 가진 항체의 경우에는 자세 변화에 따라 수신되는 위성의 수가 4개 미만인 경우, 또는 가시 위성수가 4개 이상이지만 GPS의 오차 성능을 나타내는 DOP이 나쁜 경우가 자주 발생하게 된다. 또한 관성항법장치가

† 2004년 5월 4일 접수 ~ 2004년 6월 12일 심사완료

* 국방과학연구소(Agency for Defense Development)
주저자 이메일 : kjyoo@add.re.kr

외부의 도움 없이 스스로 항법정보를 제공하는데 반해 GPS는 외부 즉 GPS 위성으로부터 신호를 받아야 하므로 의도적인 방해 전파에 취약하기 때문에 유도무기와 같은 군사적 목적으로 사용 시에는 GPS 단독으로 사용하기에는 무리가 따른다. 따라서 유도무기와 같은 군사적 이용 시에 GPS는 관성항법장치 등과 더불어 보조 항법장치로서 사용하는 경우가 많다.

GPS는 시간과 위치에 따라 항법 성능이 변하기 때문에 대부분의 GPS 수신기 제조사에서는 GPS 위성의 알마낙 정보를 이용하는 GPS 성능(가시위성수 및 DOP)을 예측하는 소프트웨어를 제공하고 있다. 하지만 이러한 소프트웨어는 고정된 한 지점에서 사용자의 GPS 위성 가시영역이 제한받지 않는다는 조건에서만 GPS 성능예측이 가능하다. 하지만 항공기나 유도무기의 경우 실시간으로 이동하면서 자세가 변하기 때문에 실제 비행시의 GPS 성능을 예측하기가 불가능하다.

본 논문에서는 항체의 동역학 방정식(6DOF) 모델과 GPS 수신기 모델을 연계하여 항체의 위치 및 자세 변화에 따른 GPS 수신기의 가시영역 및 GPS 수신기의 항법 성능을 분석하는 기법을 제시하였다. 또한 시뮬레이션 및 탑재 시험을 통하여 그 결과를 비교 분석하였다. 1장 서론에 이어 2장에서는 GPS 수신기의 가시영역 분석기법을 유도하였으며, 3장에서는 시뮬레이션 및 탑재시험 결과를 제시하고, 4장에서는 결론을 맺는다.

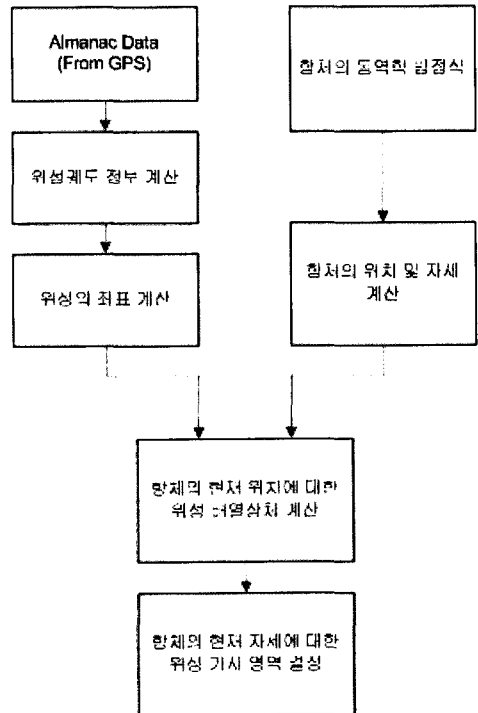
2. 항체의 GPS 위성 가시영역 분석기법

GPS 수신기의 위성 배치에 따른 성능을 분석하기 위해서는 GPS 위성을 가시영역과 비 가시영역으로 나누어야 하며, 이를 계산하기 위해서는 안테나가 설치되어 있는 사용자의 위치를 기준으로 하는 GPS 위성의 좌표를 알아야만 한다. 이를 위하여 GPS 위성에서 송신된 Almanac 데이터를 사용하여 ECEF 좌표계로 주어진 각 GPS위성의 좌표를 구하고^[4], 이 좌표를 ENU 좌표계와 동체 좌표계로 변환한 후에 안테나와 GPS위성의 위치 관계를 살펴보아야 한다. 이때 동체 좌표계로 변환하기 위해서는 항체의 위치

와 자세를 알아야 하면 이는 항체의 6DOF 운동방정식으로부터 구해진다. 시뮬레이션은 설계 시부터 특정 대상에 한정되며 또 다른 대상에 대해서 시뮬레이션 할 때는 항체의 6DOF 운동방정식이 변경하여야 한다.

가. 시뮬레이션 기법

그림 1은 개략적인 시뮬레이션 흐름도이다. 시뮬레이션 프로그램은 크게 두 부분으로 나누어지며 첫 번째는 GPS 수신기 모델이고 두 번째는 항체의 6DOF 동역학 모델 시뮬레이터이다. GPS 모델 블록에서 알마낙 데이터로부터 GPS 위성의 좌표를 구하고 이를 동역학 방정식으로부터 구해진 항체의 위치와 자세에 대한 몸체 좌표계를 기준을 하는 GPS위성의 배열을 계산한다.



[그림 1] 시뮬레이션 흐름도

나. Almanac 데이터의 구성

Almanac 데이터는 항법메세지 중에서 4번과 5번 부프레임에 들어있는 데이터로서 다른 부프레임들과

는 달리 25 페이지로 구성되어 있다. Almanac 데이터는 위성의 위치를 개략적으로 계산하기 위하여 사용되는 데이터로서 Ephemeris 데이터가 2시간 간격으로 수정되는 것과는 다르게 일주일에 한 번씩만 수정된다. Almanac 데이터를 제공하는 목적은 GPS 위성을 이용하여 위치결정을 하거나 시각동기를 하는 사용자가 GPS 수신기를 처음 켜었을 때 사용자의 위치를 개략적으로 빨리 계산할 때 사용하게 하기 위함이다. 따라서 지구상의 모든 GPS 위성에 대한 궤도정보가 들어있다.

Almanac 데이터는 GPS 수신기를 이용하여 GPS 신호를 직접 수신하여 획득할 수도 있으나 인터넷을 통해 제공되는 정보를 이용할 수도 있다. 제 3자에 의해 제공되는 Almanac 포맷에는 여러 가지 포맷이 있으며 이중에서 YUMA Almanac과 Sem Almanac은 인터넷을 통해 매주 업데이트 되어 제공되고 있다^[5].

[표 1] 항법메세지 상에서 Almanac 데이터 구성

항 목	내 용
DATA ID	*
SV Page ID	페이지 번호
e	편평도
t_{oa}	reference time of almanac
δ_i	*
Ω	Rate of Right Ascension
SV Health	위성의 건강상태
\sqrt{A}	장반경
Ω_0	Right Ascension
ω	Argument of Perigee
M0	true anomaly
af0	위성 시계 오차 보상항
af1	위성 시계 오차 보상항

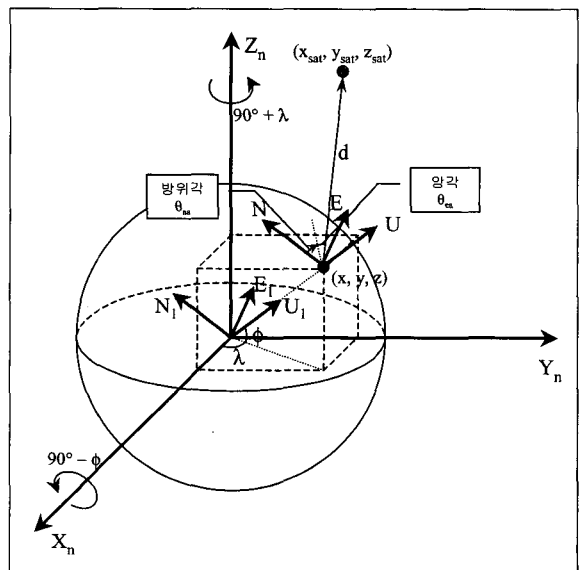
본 보고서에서 사용한 Almanac 포맷은 YUMA Almanac 포맷을 사용하였으며 다음 그림 2와 같다.

```

***** Week 213 almanac for PRN-01 *****
ID: 01
Health: 000
Eccentricity: 0.5177021027E-002
Time of Applicability(s): 589824.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9756381464
Rate of Right Ascen(r/s): -0.7840326581E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.607422
Right Ascen at Week(rad): 0.1115672541E+001
Argument of Perigee(rad): -1.723648374
Mean Anom(rad): -0.2449954197E+001
Af0(s): 0.3070831299E-003
Af1(s/s): 0.3637978807E-011
week: 213

***** Week 213 almanac for PRN-02 *****
ID: 02
Health: 000
Eccentricity: 0.2310132980E-001
Time of Applicability(s): 589824.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9328065266
Rate of Right Ascen(r/s): -0.8034620388E-008
SQRT(A) (m 1/2): 5153.669922
Right Ascen at Week(rad): 0.3093119085E+001
Argument of Perigee(rad): -1.759473717
Mean Anom(rad): 0.2726687552E+001
Af0(s): -0.1935958862E-003
Af1(s/s): -0.7275957614E-011
week: 213
    
```

[그림 2] Yuma Almanac



[그림 3] ECEF 좌표계와 ENU 좌표계

다. ECEF 좌표계에서 항법 좌표계로의 변환
GPS 수신기에서 사용하는 기본 좌표계는 ECEF 좌표계로 사용자의 위치 (x, y, z) 와 위성의 위치 $(x_{sat}, y_{sat}, z_{sat})$ 는 모두 ECEF 좌표계에서 구할 수 있다. 따라서, 사용자의 위치에서 위성의 양각과 방위각을 구하기 위해서는 위성의 위치를 ENU 좌표계로 변환하여 나타내야 한다.

그림 3에서처럼 항체의 위도와 경도가 각각 λ 와 ϕ 로 주어진 경우, E_1, N_1, U_1 으로 주어진 좌표계는 원점이 ECEF 좌표계와 같은 ENU 좌표계이다. ECEF 좌표계의 사용자 좌표 (x, y, z) 를 $E_1N_1U_1$ 좌표계의 사용자의 좌표 $(x_{E_1}, y_{E_1}, z_{E_1})$ 로 변환하기 위해서는 다음의 두 과정을 거쳐야 한다.

① Z_n 축으로 $(90^\circ + \lambda)$ 만큼 회전시킨다.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \cos(90^\circ + \lambda) & \sin(90^\circ + \lambda) & 0 \\ -\sin(90^\circ + \lambda) & \cos(90^\circ + \lambda) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ -\cos\lambda & -\sin\lambda & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (1)$$

② X_n 축으로 $(90^\circ - \phi)$ 만큼 회전시킨다.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} x_{E_1} \\ y_{E_1} \\ z_{E_1} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(90^\circ - \phi) & \sin(90^\circ - \phi) \\ 0 & -\sin(90^\circ - \phi) & \cos(90^\circ - \phi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \\ 0 & -\cos\phi & \sin\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2)$$

여기서, (x', y', z') 은 ECEF 좌표계에서 Z_n 축으로 $(90^\circ + \lambda)$ 만큼 회전시킨 새로운 좌표계에서의 사용자 좌표이다. 따라서, ECEF 좌표계에서 ENU 좌표계로의 변환식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} x_{E_1} \\ y_{E_1} \\ z_{E_1} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \\ 0 & -\cos\phi & \sin\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ -\cos\lambda & -\sin\lambda & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ -\sin\phi\cos\lambda & -\sin\phi\sin\lambda & \cos\phi \\ \cos\phi\cos\lambda & \cos\phi\sin\lambda & \sin\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3)$$

$$= \begin{bmatrix} -\frac{y}{P} & \frac{x}{P} & 0 \\ -\frac{z}{R}\frac{x}{P} & -\frac{z}{R}\frac{y}{P} & \frac{P}{R} \\ \frac{x}{R} & \frac{y}{R} & \frac{z}{R} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$$

$$P = \sqrt{x^2 + y^2} \quad (4)$$

$$R = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \quad (5)$$

$$\sin\phi = \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}} = \frac{z}{R} \quad (6)$$

$$\cos\phi = \frac{\sqrt{x^2 + y^2}}{x^2 + y^2 + z^2} = \frac{P}{R} \quad (7)$$

$$\sin\lambda = \frac{y}{\sqrt{x^2 + y^2}} = \frac{y}{P} \quad (8)$$

$$\cos\lambda = \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2}} = \frac{x}{P} \quad (9)$$

라. GPS 위성의 양각과 방위각

1) 위성의 양각

항체의 위치 (x, y, z) 에서 본 위성의 양각은 그림 3에서와 같이 $d = [d_1 \ d_2 \ d_3]^T$ 벡터와 d 벡터를 EN 축이 이루는 평면에 내린 수선과의 접선이 이루는 각으로 -90° 에서 90° 사이의 값으로 정의된다. 이러한 양각 θ_{ea} 는 다음 식으로 계산된다.

$$\begin{aligned} \bullet \quad s &= 1 \text{ 인 경우} \\ \theta_{ea} &= 90^\circ \end{aligned} \quad (10)$$

▶ $s \neq 1$ 인 경우

$$\theta_{ea} = \tan^{-1} \frac{s}{\sqrt{1-s^2}} \quad (11)$$

여기서,

$$s = \frac{d_3}{\sqrt{d_1^2 + d_2^2 + d_3^2}} = \cos(90^\circ - \theta_{ea}) = \sin \theta_{ea} \quad (12)$$

이다.

2) 위성의 방위각

항체의 위치 (x, y, z) 에서 본 위성의 방위각은 그림 3에서와 같이 N 축과 d 벡터를 EN 축이 이루는 평면에 내린 수선과의 접선이 이루는 각이다. 이러한 방위각 θ_{aa} 는 다음과 같이 주어진다.

▶ $d_2 = 0$ 인 경우

$$\theta_{aa} = \begin{cases} 90^\circ, & d_1 > 0 \\ 270^\circ, & d_1 < 0 \end{cases} \quad (13)$$

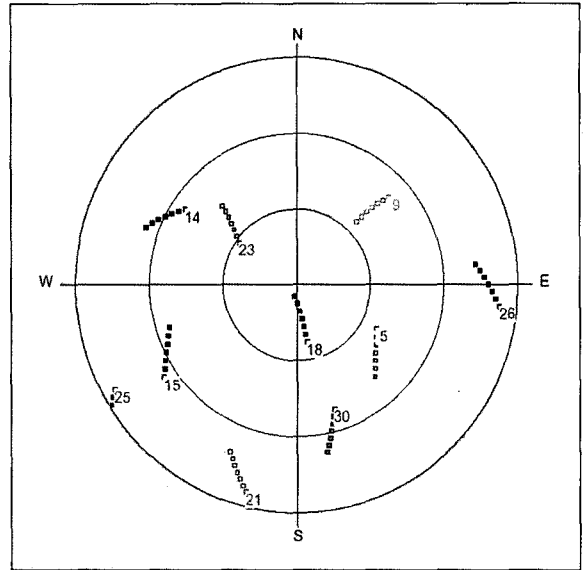
▶ $d_2 > 0$ 인 경우

$$\theta_{aa} = \begin{cases} \tan^{-1} \frac{d_1}{d_2}, & d_1 > 0 \\ \tan^{-1} \frac{d_1}{d_2} + 360^\circ, & d_1 < 0 \end{cases} \quad (14)$$

▶ $d_2 < 0$ 인 경우

$$\theta_{aa} = \tan^{-1} \frac{d_1}{d_2} + 180^\circ \quad (15)$$

Almanac 데이터에 의해 구해진 각 위성의 좌표는 시간과 위치에 따라 변하게 되며 이를 사용자 입장에서 천체 반구에 투영된 그림으로 그릴 수 있다. 그림 4는 고정된 위치에서 임의의 시간동안 GPS 위성의 위치를 천구평면에 도시한 그림이다. 고정된 위치에서는 그림 4의 정보만으로도 유용할 수 있으나 움직이는 항체의 경우 위의 정보만으로는 GPS 성능을 예측하기 힘들다. 따라서 항체의 전 비행구간에 대해



[그림 4] Almanac 데이터를 이용한 위성 예측

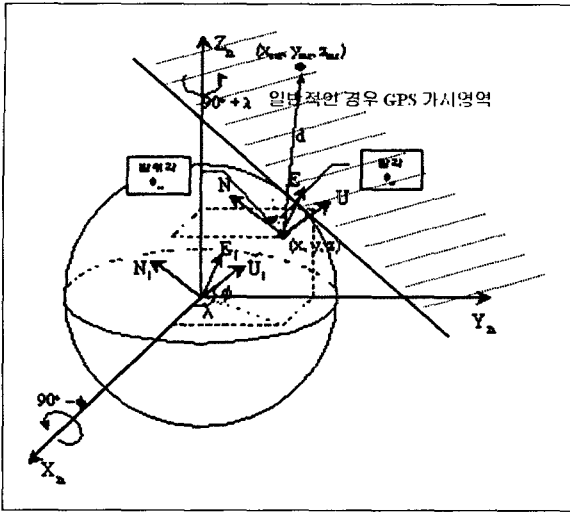
GPS 성능을 예측하기 위해서는 운동방정식으로부터 구해진 항체의 위치와 자세에 대해 매 번 2.4절의 내용 반복 수행된다.

마. GPS 위성 가시영역 분석

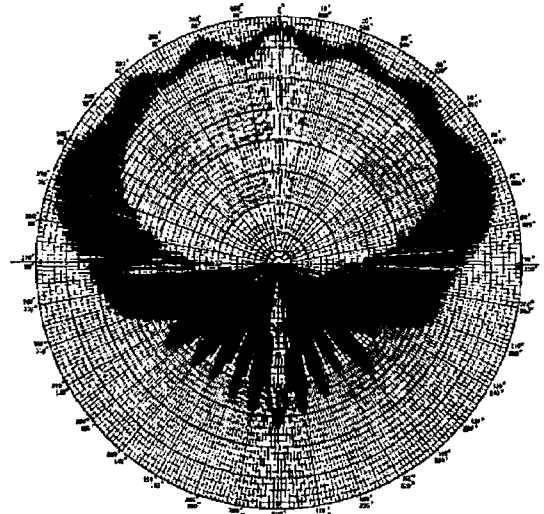
일반적으로 GPS 수신기 입장에서 가시위성을 고려할 때는 지구에 의해 가려지는 것만을 고려하나 유도무기와 같은 항체의 경우에는 자세에 따라 기체에 의해 가려지는 영역과 GPS 안테나의 양각을 동시에 고려하여야 한다.

그림 5와 그림 6은 항체의 자세를 고려하지 않은 경우와 항체의 자세를 고려한 경우를 비교한 그림이다. 그림 5와 같이 지상의 산악지형 또는 높은 구조물과 같은 시야를 가리는 장애물이 없는 경우 사용자 위치에서 지구와 접하는 평면 위의 모든 GPS 위성이 보이게 된다. 하지만 단일 안테나를 사용하는 GPS 수신기는 항체의 자세에 따라 GPS 위성의 가시영역이 달라진다. 그림 6은 항체에 GPS 위성 가시영역이 줄어든 것을 보여주는 그림이다.

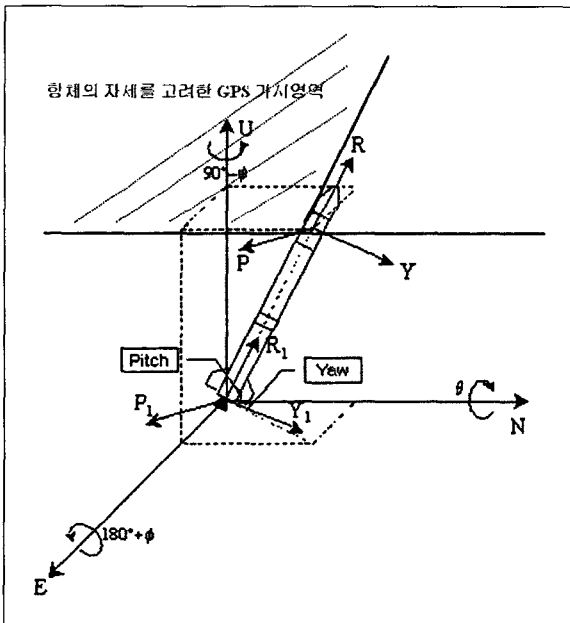
그림 6에서 보는 바와 같이 가시영역에 속하는 GPS 위성은 그림 5의 지구접면 위의 공간과 항체의 몸체 좌표계 상에서의 양각이 0이상 되는 영역이 중첩되는 곳에 위치한 위성이다. 따라서 항체의 자세를



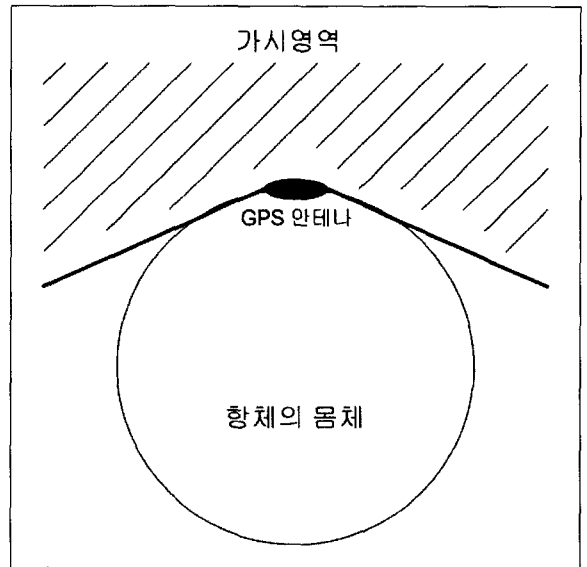
[그림 5] 일반적인 GPS 위성 가시영역



[그림 7] GPS 안테나 빔 패턴



[그림 6] 항체의 자세를 고려한 GPS 위성 가시영역



[그림 8] 안테나 빔 패턴을 고려한 가시영역

고려한 GPS 가시위성을 찾기 위해서는 ECEF 좌표계에서 구한 위성의 좌표를 항체의 몸체좌표계로 변환한 후 양각이 0 이상인 위성만을 구하면 된다. 이때 양각이 0 이상으로 정의한 것은 GPS 안테나의 빔 패턴과 장착 구조를 고려한 것으로 안테나의 빔 패턴과 장착구조에 따라 작아질 수도 더 커질 수도

있다. 본 논문에서는 안테나 장착 위치를 평면으로 가정하여 GPS 위성 가시영역을 양각 0도 이상으로 설정하였다.

그림 7은 실험에 사용된 GPS 안테나의 빔 패턴을 도시한 그림으로 양각 0도 이하에서도 GPS 신호를 수신할 수 있음을 볼 수 있다. 따라서 GPS 안테나가 기체에 장착이 되었을 때 유도무기와 같은 원형의 기

체의 경우 양각 0도(몸체좌표기준) 이하에서도 GPS 신호가 수신될 수도 있다. 따라서 위성의 가시영역을 결정하는 요소로서 GPS 안테나 빔 패턴이 고려되어야 하며 이와 함께 GPS 안테나가 장착되는 기체의 구조도 함께 고려되어야 한다. 본 논문에서 수행한 시험은 기체 위 평면에 GPS 안테나가 장착 되었으므로 인해 위성의 가시영역을 구분하는 기준으로 양각 0도를 사용하였다.

3. 시뮬레이션 및 탑재시험결과

본 논문에서는 탑재 시험 결과를 이용하여 구현된 시뮬레이션 알고리즘을 검증하였다. 실제 알고리즘은 6DOF 방정식이 구현 가능한 무인 비행체를 목적으로 한다. 실험은 본 논문의 알고리즘 검증만을 목적으로 하였다. 실험에는 자세를 측정하기 위한 관성센서가 장착되어 있으며 단일 GPS 수신기 1대와 정확한 위치정보 획득을 위해 DGPS 용 GPS 수신기를 별도로 탑재하였다.

가. 검증 방법

탑재 시험을 통해 획득한 항체의 위치, 자세, 위성 상태를 저장하였다. 항체의 위치, 자세정보는 2장에서 유도된 GPS 수신기의 가시위성 영역 분석을 위한 입력 데이터로 사용되었으며 이를 이용하여 시뮬레이션을 통하여 항체의 위치에서의 가시위성 좌표를 구하고 항체의 롤각 변화에 따른 가시위성수를 구한다. 이때 시뮬레이션에서 사용되는 위성정보는 인터넷을 통해 제공되는 Almanac 데이터를 사용하였다. 그리고 시뮬레이션 결과의 타당성 검증을 위해 탑재시험을 통하여 얻은 가시위성 영역 실측치와 시뮬레이션 결과를 비교하였다.

나. 위성의 양각 및 방위각 비교

표 2, 3은 가시위성의 양각 및 방위각을 실측치와 시뮬레이션치를 비교한 표이다. 실측치의 경우 GPS 수신기 특성상 소수점이하는 출력되지 않아 소수점 이하의 정확한 차이를 비교할 수는 없지만 두 값의 차이가 $\pm 2^\circ$ 이내임을 확인할 수 있다.

[표 2] 가시위성의 양각 비교

가시위성 PRN	실측 Elevation Angle	시뮬레이션 Elevation Angle	오차
1	28	27.63	-0.37
4	59	59.08	0.08
5	8	8.11	0.11
7	85	84.74	-0.26
13	26	26.15	0.15
20	30	29.66	-0.34
24	28	28.42	0.42
28	21	20.80	0.8
GPSWEEK : 1219 GPSTIME : 178800			

[표 3] 가시위성의 방위각 비교

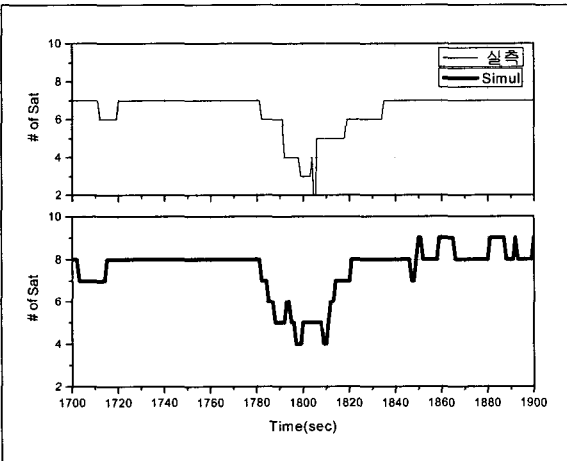
가시위성 PRN	실측 Azimuth Angle	시뮬레이션 Azimuth Angle	오차
1	89	88.58	0.42
4	311	309.56	-1.44
5	321	320.42	-0.58
7	107	105.02	-1.98
13	128	128.24	0.24
20	45	44.73	-0.27
24	278	277.15	-0.85
28	189	188.04	-0.96
GPSWEEK : 1219 GPSTIME : 178800			

다. 가시위성 수 비교

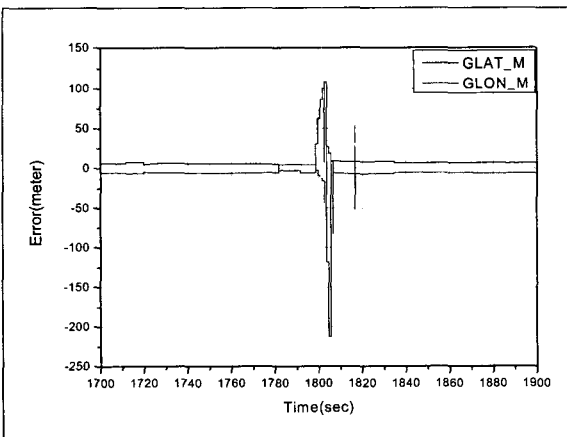
그림 9는 시뮬레이션 및 실제 GPS 수신기에서 측정된 가시위성의 수를 비교한 그림이다. 위의 실측치는 탑재된 GPS 수신기의 결과값이며 그림 10은 시뮬레이션 결과이다. 1800~1820초 부근은 항체의 롤 움직임 큰 시점으로 시뮬레이션 결과와 실제 GPS수

신기의 측정 결과가 유사하게 나타난다. 실제 GPS 수신기의 경우 위성 재획득 시간이 결함에 따라 시뮬레이션 결과보다 조금 늦게 가시위성수가 회복되는 것을 확인할 수 있다. 이는 시뮬레이션 모델에는 GPS 수신기 내부 모델(추적루프)이 없으므로 인해 약간의 시간 차이가 발생한다.

그림 10은 항체의 롤 움직임이 큰 시점인 1800초 부근의 GPS오차를 DGPS 후처리를 통해 구한 것으로 GPS 위치오차가 커진 것을 볼 수 있다. 1800초 구간은 그림 9에서 보는 바와 같이 항체의 운동에 의해 GPS 성능이 현저하게 나빠지는 구간으로 수평 비행구간에서 위치오차가 10m 이내였던 것이 롤 움직



[그림 9] 가시위성 수 비교



[그림 10] GPS 위치오차

임에 따라 100~200m 까지도 오차가 증가하였다. 따라서 이러한 구간은 본 논문에서 제안된 시뮬레이션 기법을 통해 GPS 성능을 미리 예측할 수 있고 그 결과를 바탕으로 임무계획시 이러한 구간에서의 GPS 사용을 제한할 수 있다.

4. 맺음말

GPS는 다른 항법장치에 비해 저가의 경비로 우수한 성능의 항법정보를 제공하는 항법시스템이지만 유도무기와 같은 큰 동적특성을 갖는 항체의 경우 성능이 갑자기 나빠지는 경우가 생길 수 있다. 또한 GPS가 보조 항법장치로 사용되면서 일정 시점에서만 GPS 정보를 사용하는 경우 GPS를 사용하는 보정시점은 최대한 GPS 성능이 좋을 것으로 예상되는 시점에 사용해야 한다. 또한 항체의 급선회가 이루어지는 시점에서는 GPS 성능이 좋지 않을 가능성이 크게 된다. 따라서 항체의 운동을 고려한 GPS의 성능을 사전에 예측함으로써 GPS 사용 시점을 사전에 고려할 수 있도록 하고, GPS 오차 성능을 개략적으로 추정함으로써 GPS 보정성능을 극대화시킬 수 있다.

본 논문에서는 항체의 동역학 방정식(6DOF) 모델과 GPS 수신기 모델을 연계하여 항체의 위치 및 자세 변화에 따른 항체에 탑재된 GPS 수신기의 위성가시영역 및 GPS 항법 성능을 미리 예측할 수 있도록 시뮬레이션 프로그램을 개발하고 이를 탑재시험 데이터와 비교 분석하였다. 이를 통해 탑재시험 전 구간에서 항체의 운동을 고려한 GPS 성능(가시위성수 및 DOP 등)을 예측할 수 있다. 탑재시험 데이터와 시뮬레이션 데이터를 비교 분석한 결과 GPS 가시위성수 및 PDOP이 위성의 자세에 따라 유사하게 나타났으며 특히 롤각이 60도에서 70도까지 크게 회전한 상황에서의 GPS 성능을 확인할 수 있었다.

추후 시뮬레이션 알고리즘에는 GPS 수신기 모델 중에서 생략된 위성신호 추적알고리즘 및 유도무기 몸체의 형상에 대한 고려, 안테나의 빔패턴 등을 고려하여 보다 정확한 예측이 가능하도록 할 예정이다. 본 논문에서 제안된 GPS 위성 가시영역 분석 기법은 항공기나 우주발사체 및 유도무기의 임무계획에 따른

GPS 수신기의 항법성능을 예측하는 방법으로 유용할 것으로 생각되며, 또는 GPS 안테나 장착 방법 설계 시에도 유용하게 사용될 수 있을 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

- [1] E. D. Kaplan, Understanding GPS : Principles and Applications. Artech House, MA, 1996.
- [2] Jay Farrell, Matthew Barth, The Global Positioning System and Inertial Navigation, McGraw-Hill, 1998.
- [3] Bradford W.P James J.S, Global Positioning System: Theory and applications, AIAA, 1996.
- [4] George M. Siouris, Aerospace Avionics Systems, Academic Press, 1993.
- [5] <http://www.navcen.uscg.gov/>