

# 무인항공기 착륙용 의사위성 측위 정확도 예측 프로그램 개발

\*신대식<sup>1</sup>, 최진규<sup>2</sup>, 이건우<sup>3</sup>, 박찬식<sup>4</sup> 이상정<sup>5</sup>

<sup>1</sup> 충남대학교 전자공학과 (Tel.: 042-825-3991 E-mail: shin6050@cslab.cnu.ac.kr )

<sup>2</sup>한국해양연구원 (Tel.: 042-869-0423, E-mail: jkch0525@moeri.re.kr)

<sup>3</sup> 충남대학교 전자공학과 (Tel.: 042-825-3991, E-mail: liiiv@cnu.ac.kr)

<sup>4</sup> 충북대학교 전기전자컴퓨터공학부 (Tel.: 043-261-3259, E-mail: chansp@chungbuk.ac.kr)

<sup>5</sup> 충남대학교 전기정보통신공학부 (Tel.: 042-821-6582, E-mail: eesjl@cslab.cnu.ac.kr)

**Abstract:** 본 논문에서는 GPS와 의사위성을 이용하는 무인항공기 착륙용 측위 정확도 예측 프로그램의 개발을 나타내었다. 무인항공기의 착륙 환경을 모사하기 위하여 착륙 장소의 GIS 데이터를 기반으로 광선추적(ray tracing) 기법을 이용하여 의사 위성신호의 전파과정을 상세히 모사하였으며, GPS 위성의 위치는 위성궤도 생성 프로그램과 오차 모델을 이용하여 생성하였다. 의사위성 신호와 GPS 신호를 동시에 사용하여 위치를 구할 수 있으며, 일반적인 GPS UERE 모델과 의사위성 설치 환경의 UERE 모델을 이용하여 DOP와 NSP를 계산하고 측위 정확도를 예측할 수 있다. 개발된 측위 정확도 예측 프로그램은 무인항공기의 착륙지의 선정 및 오차 예측뿐 아니라 의사위성과 GPS를 동시에 사용하는 모든 응용에 효과적으로 적용될 수 있다.

**Keywords:** 의사위성, DOP, NSP, UAV

## 1. 서론

GPS(Global Positioning System)는 지형 지물 등에 의해 발생하는 신호 수신 방해로 인하여 숲 속 혹은 도심에서 이용에 제한을 받을 수 있다. 또한 일반적인 GPS 신호는 위성 시각 오차 및 이온층 지연 오차 등의 여러 오차 요인들을 포함하고 있기 때문에 정밀한 측위 정확도를 요구하는 항법 시스템의 분야에 대한 이용의 한계를 가지고 있다. 이러한 GPS의 이용 제한을 극복하기 위하여 의사위성(Pseudolite)에 대한 많은 연구가 이루어졌다. 위성 신호 음영 지역에서의 위성 신호 가시성 확보를 위한 많은 연구가 진행되었으며, 특히 항공기 착륙 시스템에서는 고도 오차를 효과적으로 줄일 수 있으므로 위성항법 보조 시스템으로 활용하는 연구가 활발하다[1]. 무인항공기 착륙 시스템에서 위성항법 보조 시스템으로 의사위성을 사용하는 경우 의사 위성의 배치 및 주변 지형 지물 등에 많은 영향을 받는다. 따라서 무인항공기의 착륙에 필요한 의사위성의 배치 및 주변의 지형 지물에 따른 측위 정확도를 예측할 수 있는 프로그램이 필요하다. 국제 민간 항공기구(ICAO-International Civil Aviation Organization)에 규정된 항공기의 착륙시 항법 정확도는 수평 수직 오차가 각각 16m, 8m 이다. 무인 항공기의 경우도 ICAO에 규정된 요구조건을 만족해야 한다[5].

본 논문에서는 의사위성을 이용하는 무인 항공기 착륙용 측위 정확도 예측 프로그램(이하 GPS/PL 시뮬레이터)의 개발을 나타내었다. 무인 항공기는 고도 정확도를 향상시키고, 가용성을 높이기 위하여 GPS와 의사 위성을 모두 이용하여 항법을 수행하며, 무인 항공기의 착륙은 도심 근교의 좁은 지역에서 이루어지는 경우가 많으므로 이를 모두 고려할 수 있는 시뮬레이터가 필요하다. 의사위성 착륙지의 선택을 위하여 의사위성 설치 지점에 따른 가용성 분석과 이에 따라 최적의 의사위성 설치 지점을 선정할 수 있어야 하며, GPS와 의사위성의 거리 측정 오차에 따른 전체 측위 정확도를

해석하는 기능도 포함되어야 한다. 본 논문에서는 이러한 요구를 만족시키기 위한 시뮬레이터의 설계와 시험을 나타내었다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2절에서는 GPS/PL 시뮬레이터의 전체 구성을, 3절에서는 DOP 및 NSP(Navigation System Precision)를 이용한 측위 정확도 결정에 대하여, 4절에서는 시뮬레이터의 동작 특성과 성능 평가에 대하여 서술하였으며, 마지막으로 결론을 맺었다.

## 2. GPS/PL 시뮬레이터의 구성

GPS/PL 시뮬레이터의 구성은 그림 1과 같다. 그림에서 보는 바와 같이 시뮬레이터는 GIS 데이터를 바탕으로 시뮬레이션 결과를 나타내 주는 디스플레이 부분과 의사위성의 위치 및 GPS의 궤도 정보에 의하여 측위 정확도를 분석하기 위한 DOP 및 NSP 결정 부분으로 나누어진다.

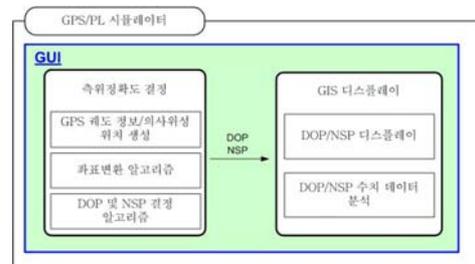


그림 1. GPS/PL 시뮬레이터의 구성

Figure 1. Configuration of GPS/PL Simulator

측위 정확도 결정 부분에서는 GIS(Geographic Information System) 데이터를 이용하여 형성된 3차원 지도를 바탕으로 무인 항공기의 착륙 환경을 상세히 모사한다. 이 환경에서

의사위성의 배치와 안테나의 형태, 출력의 크기 등에 따라 광선 추적(ray tracing) 기법을 통하여 사용자에게 도달한 의사위성 신호를 계산한다. GPS 위성은 시각에 따라 GPS 위성 궤도 정보를 생성하고, 생성된 궤도 정보를 바탕으로 GIS 지도의 수신점에서 입력되는 양각(Mask Angle)에 의하여 GPS 가시위성의 위치 정보를 결정한다. 의사 위성 좌표계와 GPS에서 사용하는 좌표계가 다르므로, Bessel 타원체의 TM 좌표계로 구성된 GIS 지도에서 결정되는 의사위성의 위치를 WGS84 타원체의 ENU 좌표계 위치로 변환한다. 좌표 변환에 의하여 생성된 의사위성의 위치와 GPS의 가시위성 정보를 이용하여 가용성과 DOP(Dilution of Precision)을 계산한다. 추가로 GPS UERE(User Equivalent Range Error) 모델과 의사위성의 UERE 모델을 바탕으로 NSP를 계산하여 측위 정확도를 예측한다. 측위 정확도에 영향을 주는 요인을 분석하기 위하여 의사위성의 설치 위치와 설치 개수, 현재 시각에서의 GPS 궤도 정보 등을 고려한다. 의사위성의 설치에 따른 수신점에서의 수신 신호에 대한 근원 문제는 고려하지 않으며, GIS 데이터로 형성된 지도의 모든 지점에서 의사위성 및 GPS 위성 신호를 동일한 조건하에 수신할 수 있다고 가정하였다.

GIS 디스플레이 부분에서는 계산된 DOP와 NSP를 GIS 데이터로 구성된 화면에 출력하여 무인 항공기의 착륙에 필요한 위치 정확도를 분석할 수 있게 한다. 각 부분의 상세한 내용은 다음과 같다.

### 2.1 GPS 궤도 정보 생성

GPS/PL 시뮬레이터는 DOP와 NSP 계산을 위한 입력 변수로 GPS 위성 궤도 정보를 생성한다. 실제 GPS에서 사용하는 위성의 위치는 GPS로부터 수신되는 항법 메시지에 포함되어 있는 케플러 변수를 해석함으로써 구할 수 있으나, 케플러 변수를 사용하는 경우 위성의 궤도를 나타내기 위하여 태양과 달 등의 영향도 고려해야 하므로 너무 복잡해진다. 따라서 본 GPS/PL 시뮬레이터에서는 케플러 변수를 사용하여 위성의 위치를 계산하는 과정을 생략하였으며, 위성의 위치는 항상 ECEF의 (X, Y, Z)값으로 나타나게 하였다. 또한 위성 궤도가 반경 26560km에서 정확히 원 궤도를 가지며 궤도 경사각(inclination angle)이 55도로 항상 유지된다고 가정하였다. GPS 위성은 하루에 두 번 지구를 돌며 정확한 자전 주기는 43082초로 하루에 236초씩 빨라진다. GPS 위성의 자전주기와 위의 가정을 사용하여 ECEF 좌표계에서 위성의 위치를 (X, Y, Z)값으로 나타내면 다음의 그림 2와 같다[2,3].

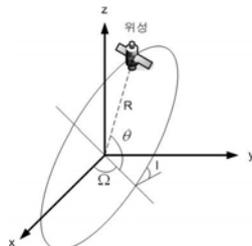


그림 2. ECEF 좌표계의 GPS 위성궤도  
Figure 2. GPS orbital trajectory of ECEF coordinates

ECEF 좌표계에서 GPS 궤도 정보 생성 시간을 기준으로 위성의 위치를 (X, Y, Z)값으로 계산하면 다음 식 (1)과 같다.

$$\begin{aligned} x &= R[\cos \theta \cos \Omega - \sin \theta \sin \Omega \cos I] \\ y &= R[\cos \theta \sin \Omega + \sin \theta \cos \Omega \cos I] \\ z &= R \sin \theta \sin I \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 R은 위성궤도 반경을, I는 궤도 경사각(Inclination)을,  $\Omega$ 는 GPS 위성의 궤도면이 ECEF 좌표계의 x, y 평면과 이루는 각(right ascention)을 나타낸다. GPS의 위성 궤도는 총 6개의 궤도면으로 구성된다.  $\theta$ 는 각 궤도 면을 따라 회전하는

위성의 위치(argument of periapee)를 나타낸다. 시뮬레이션 시간 t에서의  $\Omega$ 와  $\theta$ 는 식 (2)와 같다.

$$\begin{aligned} \theta &= \theta_0 + (t - t_0) \frac{360}{43082} [\text{deg}] \\ \Omega &= \Omega_0 - (t - t_0) \frac{360}{86164} [\text{deg}] \end{aligned} \quad (2)$$

식 (2)의  $\Omega_0$ 와  $\theta_0$ 는 yuma에서 제공하는 궤도력에 포함되어 있다. 시뮬레이터에서 생성된 각 위성의 초기 위치는 그림 3과 같다.

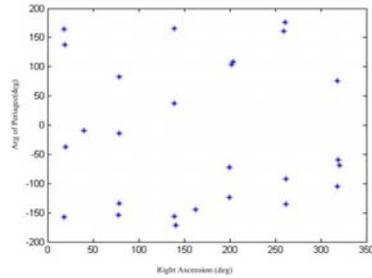


그림 3. 위성 초기 위치  
Figure 3. Initial Satellite Position

### 2.2 의사위성과 GPS 좌표변환

무인 항공기의 착륙 환경에서 측위 정확도를 예측하기 위해서는 DOP와 NSP의 계산이 필요하며, 일반적으로 HDOP(Horizontal DOP)와 VDOP(Vertical DOP)으로 분리하기 위하여 GPS에서는 WGS84 타원체의 ENU 좌표계에서 계산한다. 그러나 GIS 데이터에서 결정되는 의사위성의 위치는 Bessel 타원체의 TM(Transverse Mecartor) 좌표계로 나타나며, GPS 궤도 정보에 의해 생성된 위성의 위치는 WGS84 타원체의 ECEF 좌표계에서 나타난다. ECEF 좌표계에서 DOP를 계산한 VDOP와 HDOP의 계산 값은 GIS 데이터 화면 상의 수직, 수평 성분이 아닌 지구 중심을 영점으로 하는 수직, 수평 성분으로 사용자의 수직, 수평과는 차이가 있다. 따라서 GIS데이터를 바탕으로 하는 특정 지역에서 항법 정확도를 예측하기 위해서는 국부 좌표계(local coordinate)에서 DOP 결정을 해야 한다. 본 논문에서는 국부 좌표계로 ENU 좌표계를 이용하였다.

다음 그림 4는 DOP와 NSP 계산을 위한 순차적인 좌표 변환 과정을 나타낸다.

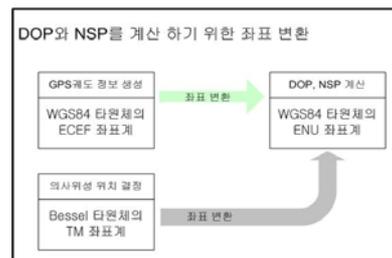


그림 4. DOP 및 NSP 계산을 위한 좌표변환  
Figure 4. Coordinate transformation for calculating the DOP and NSP

### 2.3 DOP 및 NSP 계산

#### 2.3.1 DOP 계산

DOP는 GPS 위성의 기하학적 배치에 의하여 오차 범위가 달라지는 정도를 표현한 것으로 그 값이 작을수록 적은 위치 오차를 갖는다. GPS 위성과 정지 상태의 의사위성을 사용하여 항법을 하는 경우, DOP는 정지 되어있는 의사위성의 배치에 따라 측위 하려는 위치의 오차를 예측하는데 큰 영향을 미친다.

n개의 GPS 위성의 위치 벡터  $\vec{T}_{si}$  에 의한 위성의 위치 좌표가  $(T_{sxi}, T_{syi}, T_{szi})$  이고, n개의 수신점의 위치 벡터  $\vec{R}_i$  에 의한 수신점의 위치 좌표가  $(R_{xi}, R_{yi}, R_{zi})$  일 때 GPS 위성과 수신점간의 의사거리와 단위 시선벡터의 좌표값은 다음 식 (3), (4)와 같이 계산된다[4].

$$\rho_{si} = \|\vec{T}_{si} - \vec{R}_i\| = \sqrt{(T_{sxi} - R_{xi})^2 + (T_{syi} - R_{yi})^2 + (T_{szi} - R_{zi})^2} \quad (3)$$

$$D_{sxi} = \frac{T_{sxi} - R_{xi}}{\rho_{si}}, D_{syi} = \frac{T_{syi} - R_{yi}}{\rho_{si}}, D_{szi} = \frac{T_{szi} - R_{zi}}{\rho_{si}} \quad (4)$$

GPS위성과 수신점 간의 단위 시선벡터의 좌표값을 측정 행렬  $A_s$  로 나타내면 다음 식 (5)와 같다.

$$A_s = \begin{bmatrix} D_{sx1} & D_{sy1} & D_{sz1} & 1 \\ D_{sx2} & D_{sy2} & D_{sz2} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ D_{sxn} & D_{syn} & D_{szn} & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

의사위성이 설치된 환경에서 n개의 의사위성의 위치 벡터  $\vec{T}_{pi}$  에 의한 의사위성의 위치 좌표가  $(T_{pxi}, T_{pyi}, T_{pzi})$  이면, 의사위성과 수신점 간의 의사거리와 단위 시선 벡터의 좌표값은 다음 식 (6), (7)와 같이 계산된다.

$$\rho_{pi} = \|\vec{T}_{pi} - \vec{R}_i\| = \sqrt{(T_{pxi} - R_{xi})^2 + (T_{pyi} - R_{yi})^2 + (T_{pzi} - R_{zi})^2} \quad (6)$$

$$D_{pxi} = \frac{T_{pxi} - R_{xi}}{\rho_{pi}}, D_{pyi} = \frac{T_{pyi} - R_{yi}}{\rho_{pi}}, D_{pzi} = \frac{T_{pzi} - R_{zi}}{\rho_{pi}} \quad (7)$$

의사위성과 수신점 간의 단위 시선 벡터의 좌표값을 측정행렬  $A_p$  로 나타내면 다음 식 (8)와 같고, GPS 위성과의 의사위성의 위치가 통합된 측정 행렬  $A$  는 식 (9)과 같이 나타난다.

$$A_p = \begin{bmatrix} D_{px1} & D_{py1} & D_{pzi} & 1 \\ D_{px2} & D_{py2} & D_{pzi} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ D_{pxn} & D_{pyi} & D_{pzi} & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$A = \begin{bmatrix} A_s \\ A_p \end{bmatrix} \quad (9)$$

GPS 위성과 의사위성의 위치에 의한 단위 시선벡터  $A$  를 이용하여  $P$  행렬을 정의하면 다음 식 (10)과 같고, 행렬  $P$  의 대각 성분을 이용하여 GPS위성과 의사위성에 포함된 DOP를 식 (11)과 같이 계산하게 된다.

$$P = (A^T A)^{-1} \quad (10)$$

$$GDOP = \sqrt{P_{1,1} + P_{2,2} + P_{3,3} + P_{4,4}} \quad (11)$$

$$PDOP = \sqrt{P_{1,1} + P_{2,2} + P_{3,3}}, HDOP = \sqrt{P_{1,1} + P_{2,2}}$$

$$VDOP = \sqrt{P_{3,3}}, TDOP = \sqrt{P_{4,4}} / c$$

### 3.3.2 NSP 계산

NSP는 GPS위성 신호가 수신기에 전송될 때 발생할 수 있는 오차 요인들을 고려하여 계산하는 것으로 수신점에서의

실질적인 위치 오차를 나타낸다. GPS 신호가 수신기에 전송될 때 발생할 수 있는 오차 성분은 우주 부분에서 GPS위성의 시각 오차, 궤도 오차 등이 있으며, 사용자 부분에서 이온층 지연 오차, 대류층 지연 오차, 다중경로 오차 등이 있고, 수신기 부분에서 수신기 잡음 오차 등이 있다. GPS 신호의 오차 성분은 다음 그림 5와 같다.

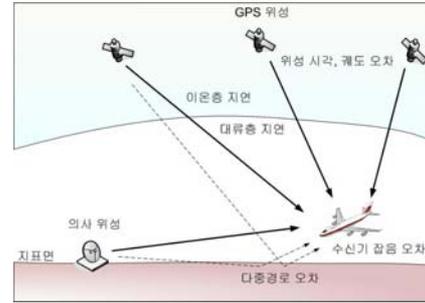


그림 5. GPS 신호의 오차 성분  
Figure 5. Error source of GPS signal

의사위성은 지상에서 수신기로 신호를 전송하기 때문에 GPS 신호에 포함되어 있는 이온층 지연이나 대류층 지연 오차 등을 포함 하지 않는다. 일반적인 GPS 신호의 오차와 의사위성의 오차 성분을 정리하면 다음 표 1, 2와 같다[1].

표 1. GPS 신호의 오차 성분  
Table 1. Error source of GPS signal

Segment Source	Error Source	1σ Error(m)
Space/Control	Broadcast clock	1.1
	L1 C/A group delay	0.3
	Broadcast ephemeris	0.8
User	Ionospheric delay	7.0
	Tropospheric delay	0.2
	Receiver noise	0.1
	Multipath	0.2
System UERE	Total	7.1

표 2. 의사위성 신호의 오차 성분  
Table 2. Error source of Pseudolite signal

Segment Source	Error Source	1σ Error(m)
Earth/Control	Broadcast clock	1.1
	Broadcast ephemeris	0.8
User	Receiver noise	0.1
	Multipath	0.2
System UERE	Total	1.4

NSP를 구하기 위하여 식 (10)을 바탕으로 추정 오차 공분산 행렬  $C$ 를 정의하면 다음 식 (12)와 같다.

$$C = (A^T W A)^{-1} \quad (12)$$

여기서  $W$ 는 오차 가중치 행렬이며 다음 식 (13)과 같고, GPS 및 의사위성의 오차 성분을 포함한다.

$$W = \begin{bmatrix} w_{si} & \\ & w_{pi} \end{bmatrix} \quad (13)$$

여기서 GPS와 의사위성의 오차 성분은 다음 식 (14), (15)와 같이 계산된다.

$$w_{si} = \sigma_{si}^{-2} = (\sigma_{ODTS}^2 + \sigma_{iono}^2 + \sigma_{tropo}^2 + \sigma_{multipath}^2 + \sigma_{RXnoise}^2)^{-1} \quad (14)$$

$$w_{pi} = \sigma_{pi}^{-2} = (\sigma_{TS}^2 + \sigma_{multipath}^2 + \sigma_{RXnoise}^2)^{-1} \quad (15)$$

NSP는 식(12) 대각 성분을 이용하여 식 (16)으로 계산 된다.

$$PNSP = \sqrt{C_{1,1} + C_{2,2} + C_{3,3}} \quad (16)$$

$$HNSP = \sqrt{C_{1,1} + C_{2,2}}, \quad VNSP = \sqrt{C_{3,3}}, \quad TNSP = \sqrt{C_{4,4}}$$

### 3. GPS/PL 시뮬레이터를 이용한 측위 정확도 예측

#### 3.1 개발된 GPS/PL 시뮬레이터의 특성

GPS/PL 시뮬레이터는 윈도우 운영체제 기반의 비주얼 C++을 이용하여 설계하였다. GUI 환경에서 사용자는 간단한 조작을 통하여 의사위성의 설치 환경을 재현 할 수 있다. GPS/PL 시뮬레이터는 의사위성의 설치 환경을 모사하기 위하여 대전시 원촌동 일대의 실측 GIS 데이터를 바탕으로 디스플레이 화면을 구성 하였고, 출력되는 DOP와 NSP를 여러 단계의 색으로 구분하여 화면에 출력하도록 설계 하였다. 다음 그림 6은 시뮬레이터의 전체 구성 화면을 나타낸다.

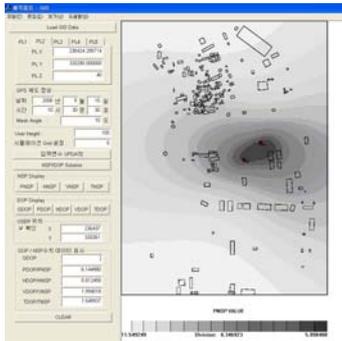


그림 6. GPS/PL 시뮬레이터  
Figure 6. GPS/PL simulator

시뮬레이터는 왼쪽의 메뉴 화면을 통하여 의사위성의 설치 위치 및 GPS 위성의 궤도 정보와 양각을 입력하고, 이 정보를 이용하여 GPS 위성 중 가시 위성을 결정하고 GIS 지도상에 나타낸다. 또한 신호 수신점의 모든 고도에 대하여 계산을 수행함으로써 무인 항공기의 착륙 환경에서 고도 변화에 따른 DOP와 NSP를 확인할 수 있다. 의사위성은 최대 5개까지 설치하도록 설정 하였으며, 필요에 따라 개수를 증가 시킬 수 있게 구성 하였다. 의사위성의 위치는 마우스의 조작(drag and drop)으로 설정되며, 고도는 입력 창에 입력한다.

시뮬레이터의 오른쪽 화면에는 GIS 데이터를 이용하여 대전시 원촌동 일대의 개활지를 모사 하였고, 2차원 평면상에 가시 위성의 수, DOP, NSP 등 출력데이터를 여러 단계의 색으로 화면에 출력한다.

#### 3.2 GPS/PL 시뮬레이터를 이용한 측위 정확도 예측

GPS/PL 시뮬레이터의 성능을 평가 하기 위한 시뮬레이션을 수행 하였다. 먼저 GPS 위성만을 이용한 DOP와 NSP를 나타내고, 의사위성을 설치 하였을 때의 측위 정확도를 나타내었다. GPS 가시위성 정보를 그림 7에 나타내었고, 시뮬레이션 결과를 표 3에 정리 하였다.

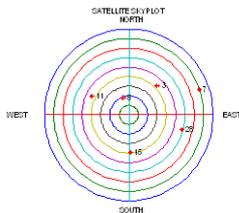


그림 7. GPS위성의 가시위성 배치  
Figure 7. SkyPlot of GPS satellites

시뮬레이션 시각은 2006년 9월 10일 10시 30분 30초 이며, 무인항공기의 고도는 100m 이고, 가시위성의 수는 6개, 의사위성은 GIS지도의 중앙에 1개를 배치 하였다. 의사위성 안테나는 GPS 패치 안테나이고, 송신 출력은 -160dBw이다. 출력된 DOP 및 NSP는 GIS 지도의 전체적인 평균값을 나타낸다.

표 3. 성능 평가를 위한 시뮬레이션

Table 3. Simulation Result

GPS Only				GPS+Pseudolite			
DOP		NSP(m)		DOP		NSP(m)	
GDOP	2.5			GDOP	1.4		
PDOP	2.1	PNSP	15.8	PDOP	1.3	PNSP	10.2
HDOP	1.3	HNSP	9.4	HDOP	1.0	HNSP	8.2
VDOP	1.8	VNSP	12.7	VDOP	0.6	VNSP	5.3

시뮬레이션 지역에서 상용 GPS 수신기를 이용할 때 실제 측정된 GDOP은 2.3으로 나타나고, 수평, 수직 DOP도 시뮬레이션 결과와 유사한 결과를 나타내므로 개발된 시뮬레이터의 동작을 검증할 수 있다. 시뮬레이션 결과로부터 GPS 만 사용하는 경우 수직 오차가 12.7m로 ICAO에 규정된 항공기의 착륙 요구조건에 적용할 수 없지만, 의사위성을 추가한 경우 수직 오차가 5.3m로 규정된 요구조건을 만족하는 것을 확인할 수 있다.

### 4. 결론

본 논문에서는 무인항공기의 이착륙 환경에서 위성항법 보조 시스템으로 의사위성을 사용할 때 측위 정확도를 예측할 수 있는 시뮬레이터의 설계와 개발된 시스템의 성능을 나타내었다. 개발된 GPS/PL 시뮬레이터는 사용자가 쉽게 조작하고 인식하도록 메뉴 시스템과 성능 분석을 위한 DOP 및 NSP를 그래픽 디스플레이 기반으로 나타낼 수 있도록 구성 하였다.

GPS/PL 시뮬레이터에서는 무인 항공기의 착륙 시 의사위성의 설치 환경을 모사하기 위하여 대전시 원촌동 일대의 실측 GIS 데이터를 이용하였고, 사용자가 임의로 의사위성의 설치 위치, 개수 등을 변경하며 측위 정확도를 분석할 수 있도록 구성 하였다. 또한 무인 항공기의 착륙 기간 중 고도 변화에 따른 측위 정확도 분석을 위해 지정된 수신 위치에서 고도에 따른 성능까지 분석할 수 있도록 구성 하였다. GPS/PL 시뮬레이터는 사용자가 설정하는 시뮬레이션 환경에 따라 DOP와 NSP를 그래픽으로 출력하며, 지도상의 원하는 지점에 대한 수치 데이터를 분석 할 수 있도록 설계 하였다. GPS 위성만 사용하는 경우 예측된 정확도와 실제 정확도가 유사하게 나타나 개발된 시뮬레이터의 성능을 확인하였지만, 추후 실제 의사위성을 이용한 실험결과와 비교하여 그 타당성을 입증할 예정이다.

### 참고 문헌

1. Eloit D. Kaplan, Christopher J. Hegarty, "Understanding GPS Principles and Applications," 2<sup>nd</sup> Edition, Editors, 2006
2. Robert Grover Brown, Patrick Y.C.Hwang, "Introduction to Random Signal and Applied Kalman Filtering," Third Edition, Appendix B
3. Pratalp Misra, Per Enge, "Global Positioning System Signals, Measurement, and Performance," Second Editions, Ganga-Jamuna Press, 2006
4. Frank Zimmerman, Galileo System Simulation Facility – Models and Algorithms (SVS Only), VEGA Informations - Technologien Gmbh
5. Jiyun Lee, " GPS-Based aircraft landing systems with enhanced performance: beyond accuracy, " Ph.D. Dissertation, Stanford University, March 2005