

## 고고도 장기체공 무인기와 의사위성/트랜시버를 활용한 국지적 대체항법에 관한 연구

# Regional Alternative Navigation Using HALE UAV, Pseudolite & Transceiver

최민우<sup>1</sup> · 유선경<sup>1</sup> · 김오중<sup>1</sup> · 기창돈<sup>1\*</sup> · 박병운<sup>2</sup> · 서승우<sup>3</sup> · 박준표<sup>3</sup>

<sup>1</sup>서울대학교 기계항공공학부, 항공신기술연구소

<sup>2</sup>세종대학교 기계항공우주공학부

<sup>3</sup>국방과학연구소

Min-woo Choi<sup>1</sup> · Sun-Kyoung Yu<sup>1</sup> · O-Jong Kim<sup>1</sup> · Chang-Don Kee<sup>1\*</sup> · Byung-Woon Park<sup>2</sup> · Seung-Woo Seo<sup>3</sup> · Jun-Pyo Park<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Department of Mechanical & Aerospace Engineering and IAAT, Seoul National University, Seoul 151-744, Korea

<sup>2</sup>Department of Mechanical & Aerospace Engineering, Sejong University, Seoul 143-747, Korea

<sup>3</sup>Agency for Defense Development, Daejeon 305-600, Korea

### [요약]

GNSS (global navigation satellite systems)은 민·군 차원에서 매우 다양한 분야에 활용되고 있다. 그러나 GNSS 신호는 제밍에 상당히 취약해 쉽게 방해 받을 가능성이 상존하기에 GNSS를 사용 불가능할 시에도 일정 수준의 항법성능을 보장하여 주는 일련의 백업 또는 대체항법 시스템이 필요하다. 본 논문에서는 의사위성 또는 트랜시버를 장착한 고고도 장기체공 무인기(HALE UAV; high altitude long endurance unmanned aerial vehicle)의 개념을 도입하여 국지적인 지역에서 백업 또는 대체항법 시스템을 제안하고자 하였다. 제안된 대체항법 시스템을 기반으로 고고도 장기체공 무인기의 위치 오차를 추정하고, 이를 바탕으로 최종적인 사용자 위치정확도를 산출하여 본 연구에서의 국지적 대체항법의 성능을 나타내었다.

### [Abstract]

Global navigation satellite systems (GNSS) is operating widely in civil and military area. GNSS signals, however, can be easily interfered because its signal is vulnerable to jamming. Thus, a sort of backup or alternative system is needed in order that the navigation performance is assured to a certain degree in case of GNSS jamming. In order to suggest a series of backup or alternative system of regional navigation, in this paper, we introduced a high altitude long endurance unmanned aerial vehicle (HALE UAV) with pseudolites using inverted GPS and transceiver system. We simulated the positioning error of the regional navigation system using HALE UAV with inverted GPS or transceivers concepts. We estimated the position error of HALE UAV calculate user position errors based on the position error of HALE UAV and general pseudorange error.

**Key word** : Regional alternative navigation, Pseudolite, Inverted GPS, Transceiver, HALE UAV.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2015.19.6.499>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 29 October 2015; Revised 25 November 2015

Accepted (Publication) 10 December 2015 (30 December 2015)

\*Corresponding Author; Chang-Don Kee

Tel: +82-2-880-1912

E-mail: kee@snu.ac.kr

## I. 서론

범지구 위성항법 시스템인 GNSS (global navigation satellite system)은 항법위성에서 방송된 신호를 수신기를 사용하여 사용자에게 자신의 위치, 속도, 시간 등을 실시간으로 제공하는 시스템으로, 민·군 분야에서 폭넓게 활용되고 있으며 많은 국가들이 그것의 다양한 활용분야 때문에 자국의 위성항법 시스템을 구축하기를 희망한다. 그러나 GNSS 신호는 해당신호가 너무 약하여 쉽게 방해 받을 수 있기 때문에[1], 일정한 항법 성능을 보장하기 위한 대체항법 시스템이 필요하다. 따라서 본 연구에서는 대체에너지를 사용하는 고고도 장기체공 무인기 (HALE UAV; high altitude long endurance unmanned aerial vehicle)의 개념을 도입한 대체항법 시스템을 구성하였다.

대체에너지를 사용하는 HALE UAV은 대체에너지로 각광 받고 있는 수소연료, 태양광을 동력원으로 하는 무인기로서 성층권 하부(약 18 km ~ 20 km)에서 수일 또는 수개월에 걸쳐 장시간 체공이 가능한 무인기로 정의된다[2]. 대표적인 해외사례로는 미국 Aerovironment사의 global observer와 영국 Qinetiq사 zephyr 등이 있으며[2], 우리나라에서는 2015년 8월에 한국형 HALE UAV인 EAV(electrical aerial vehicle)-3가 14.12 km의 고도에서 비행에 성공한 사례가 있다[3].

HALE UAV는 약 20 km 정도의 성층권 하부에서 오랫동안 체공하기 때문에 위성의 넓은 관측폭과 일반 항공기의 장시간 관측시간의 장점을 취할 수 있는 잠재력이 있다. 따라서 다수의 HALE UAV에 의사위성 또는 트랜시버를 장착한다면 HALE UAV가 범지구 위성항법 시스템을 대신하여 운용될 수 있는 가능성이 있을 것으로 판단된다.

본 논문에서는 HALE UAV의 비행 프로파일 및 성층권 환경 (바람)을 고려하여 HALE UAV의 간단한 궤적을 생성하였으며, 그를 바탕으로 GNSS 사용 불가능할 경우를 가정하여 의사위성 또는 트랜시버를 장착한 HALE UAV을 활용한 대체항법 시스템을 구성하여 시뮬레이션을 수행하였다.

## II. 시뮬레이션 환경 구성 및 알고리즘

### 2-1 HALE UAV 임무 형상

본 연구에서는 태양광을 대체에너지로 사용하는 HALE UAV를 기반으로 비행 프로파일을 구성하였다. 이러한 HALE UAV의 경우, 주간에는 태양에너지를 전기에너지로 변환하여 비행하고 잔여 에너지로 재생연료전지나 배터리를 충전하며, 야간에는 저장된 전기에너지를 사용하여 비행함으로써 장시간 체공이 가능하다. 야간에는 전기에너지의 최소 사용을 위해 활공비행이 불가피하다. 따라서 그림 1처럼 주간에는 상승비행 및 최대 체공속도로 비행을 실시해야 하고, 야간에는 최적의 양항비로 활공비행을 실시해야 한다 [4]. 시뮬레이션을 위해 HALE UAV의 임무고도는 18 km ~ 20 km로 가정하였다.

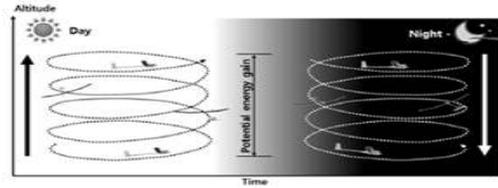


그림 1. HALE UAV 고도 변화 개념 [4]  
Fig. 1. Altitude change concept of HALE UAV [4].

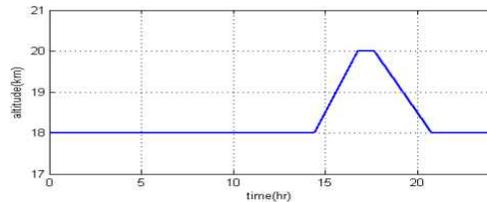


그림 2. HALE UAV 고도 프로파일 (24시간)  
Fig. 2. Altitude profile of HALE UAV (24 hours).

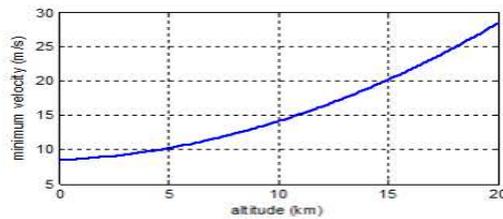


그림 3. HALE UAV 속도 프로파일  
Fig. 3. Velocity profile of HALE UAV.

이를 고려하여 그림 2와 같이 시간에 따라 변화하는 HALE UAV 임무고도 프로파일을 설정하였다 [5]. 즉, 주간에는 상승 및 20 km 수평비행을 하며 잔여에너지로 전기에너지 충전을 하고, 야간에는 에너지 사용 최소화를 위한 활공비행 및 충전된 전기에너지를 사용한 수평비행을 수행하게 되는 것이다.

고고도 장기체공 무인기는 앞서 언급한 것처럼 가능한 오랫동안 체공을 하는 것이 유리하다. 따라서 고고도 장기체공 무인기는 최대체공속도로 체공하는 것이 필요하다. 하지만, 현재는 HALE UAV의 최대체공속도를 정확하게 알기 어려운 단계이기 때문에 무인기의 실속 진입속도의 1.2배를 최대체공속도로 가정하여 무인기의 속도 프로파일을 계산하였으며, 무인기 실속 속도는 참고문헌 [4]을 참조하여 운용고도 별 실속 속도를 산출하였다. 산출된 실속속도를 바탕으로 만들어진 고고도 장기체공 무인기의 속도 프로파일은 다음의 그림과 같다.

생성된 무인기의 비행 정보를 바탕으로 수식 (1)과 같이 간단한 동역학 모델링을 통해 HALE UAV의 궤적을 생성하였다.

$$\vec{X} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ \psi \end{bmatrix}, \quad \dot{\vec{X}} = \begin{bmatrix} V_{UAV} \cdot \cos \psi + V_{w,x} \\ V_{UAV} \cdot \sin \psi + V_{w,y} \\ (g / V_{UAV}) \cdot \tan \phi \end{bmatrix} \quad (1)$$

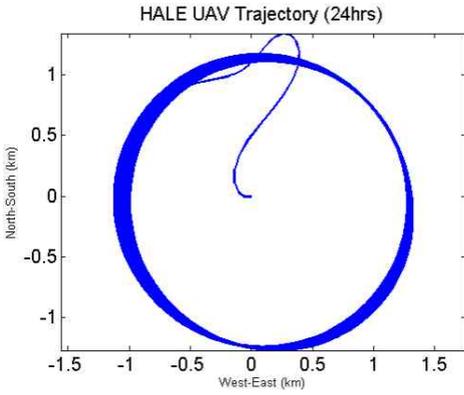


그림 4. 고고도 장기체공 무인기 궤적  
Fig. 4. The trajectory of HALE UAV.

수식 (1)에서  $V_{UAV}$ 는 고고도 장기체공 무인기의 속도를,  $V_{w,x}$ 와  $V_{w,y}$ 는 각각 x축, y축에서의 풍속을 나타낸다.  $\psi$ 는 무인기의 heading을,  $\phi$ 는 무인기의 bank angle을,  $g$ 는 중력가속도를 나타낸다. 해당 동역학 모델링에는 steady banked 선회가 고려되었으며, 항공기의 bank Angle은 10도로 제한하였다. 또한 궤적 생성 시 국립기상연구소 제공 자료를 사용하여 성층권의 바람환경(평균 서풍 6m/s, 평균 남풍 1m/s)을 고려하였다. 이를 바탕으로 한 고고도 장기체공 무인기의 궤적은 그림 4와 같으며, 생성된 궤적을 기반으로 대체항법 시뮬레이션이 수행되었다.

### III. 대체항법 알고리즘 및 시스템 구성

#### 3-1 대체항법 시스템 알고리즘 및 위치정확도 계산

본 논문에서 쓰이는 대체항법 알고리즘은 크게 inverted GPS (IGPS) 방법과 트랜시버 방법으로 나누어진다. Inverted GPS 방법은 Raquet가 처음으로 제안한 방법으로 [6], 이미 알고 있는 위치의 기준국 정보를 활용하여 독립적으로 의사위성의 위치를 추정하는 방법이다. 그림 5는 inverted GPS 개념도로서 의사위성, 중앙처리국 (CC; computing center), 지상기준국 (RS; reference station)의 관계를 간단히 설명하여 준다.

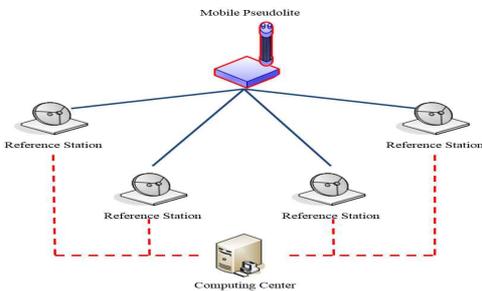


그림 5. Inverted GPS 개념도  
Fig. 5. Concept of inverted GPS.

즉, 의사위성에서 지상기준국으로 항법메세지를 방송하면 기준국은 수신한 메세지를 중앙처리국에 전송하게 되고 중앙처리국은 기준국으로부터 받은 메세지를 처리하여 의사위성 위치를 계산 및 추정하게 되는 것이다. 본 논문에서는 무인기는 의사위성을 운영하고 지상국은 수신기를 운용하는 IGPS 방법에 더해, 무인기에도 수신기를 운용하여 무인기끼리도 항법 신호를 송수신하여 측정치를 추가 생산하는 enhanced IGPS (EIGPS) 방법을 추가로 시뮬레이션 하였다.

IGPS에 대한 측정치 수식은 수식 (2)과 같으며, EIGPS에 대한 측정치 수식 구성은 수식(2)에 무인기 간의 측정치인 수식 (3)이 추가된다. 시뮬레이션 상에는 기준시계 (reference clock)가 있다고 가정하고 시뮬레이션을 진행하였다. 아래의 식에서  $\rho_{RS_k}^i$  은 의사거리,  $d_{RS_k}^i$  은 실제거리,  $B_{RS_k}$  은 기준국 수신기 시계 오차,  $b^i$  은 HALE UAV에 장착된 의사위성의 송신기 시계오차를 의미한다.

$$\rho_{RS_k}^i - B_{RS_k} + e_{RS_k}^i \cdot R_{RS_k} = [e_{RS_k}^i \quad -1] \begin{pmatrix} R^i \\ b^i \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$\rho_j^i = [e_j^i \quad -1 \quad -e_j^i \quad 1] [R^i \quad b^i \quad R^i \quad B^i]^T \quad (3)$$

트랜시버는 트랜스미터와 리시버의 합성어로 다른 신호를 수신함과 동시에 자신의 신호를 방송할 수 있는 장치이며, 자신이 송신한 신호를 내부적으로 수신기 부분에서 바로 확인이 가능하다는 장점이 있다. 트랜시버가 송신하는 신호와 내부적으로 받는 자신의 신호는 다음의 수식 (4)-(7)로 표현할 수 있다 [7]. 여기서  $\rho_i^j$  은 i번째 트랜시버에서의 j번째 트랜시버에서 받은 의사 의사거리 측정치,  $\rho_i^i$  은 i번째 트랜시버에서 내부적으로 측정된 자기 자신의 신호,  $d_i^j$  은 i번째와 j번째 트랜시버 간의 거리,  $B$  은 트랜시버에서 수신기 부분의 시계 오차,  $b$  은 트랜시버에서 송신기 부분의 시계오차,  $\epsilon_\rho$  은 의사거리 측정치 잡음을 의미한다.

$$\rho_j^i = d_i^j + B_i - b^i + \epsilon_{\rho_{ji}} \quad (4)$$

$$\rho_i^i = B_i - b^i + \epsilon_{\rho_{ii}} \quad (5)$$

$$\rho_j^j = d_j^i + B_j - b^j + \epsilon_{\rho_{ij}} \quad (6)$$

$$\rho_j^j = B_j - b^j + \epsilon_{\rho_{jj}} \quad (7)$$

수신기 시계 오차는 i번째 트랜시버에서 내부적으로 수신된 자신의 신호와 j번째 트랜시버에서 받은 신호를 내부적으로 차분함으로써 제거함으로써 수식 (8)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\tilde{\rho}_i^j = \rho_j^j - \rho_i^i = d_i^j - (b^j - b^i) + \epsilon_{\rho_{ji}} - \epsilon_{\rho_{ii}} \quad (8)$$

또한 수식 (8)와 유사하게 j번째 트랜시버에서의 측정치를 나타내면 다음의 수식과 같다.

$$\tilde{\rho}_j^i = d_j^i - (b^i - b^j) + \varepsilon_{\rho ij} - \varepsilon_{\rho ji} \tag{9}$$

잔여 시계 오차들은 수식 (8)과 (9)를 조합함으로써 제거될 수 있으며, 이는 기준 시계가 필요없음을 의미하며 다음의 수식 (10)과 (11)로 표현할 수 있다. 무인기와 지상국에 트랜시버를 모두 장착하고 있을 경우 각 트랜시버 사이에서의 측정치를 선형 방정식으로 나타내면 수식 (12)로 표현할 수 있으며 최소자승법에 의해 무인기의 트랜시버 위치를 추정할 수 있게 된다.

$$\frac{\tilde{\rho}_j^i + \tilde{\rho}_i^j}{2} = d_j^i + \frac{\{\varepsilon_{\rho ij} - \varepsilon_{\rho ji} + \varepsilon_{\rho ji} - \varepsilon_{\rho ij}\}}{2} \tag{10}$$

$$d_i^j = e_i^j \cdot (R^j - R^i) \tag{11}$$

$$\begin{pmatrix} \frac{\tilde{\rho}_{RS_1}^i + \tilde{\rho}_1^{RS_1}}{2} + e_{RS_1}^1 \cdot R_{RS_1} \\ \vdots \\ \frac{\tilde{\rho}_{RS_6}^j + \tilde{\rho}_j^{RS_6}}{2} + e_{RS_6}^j \cdot R_{RS_6} \\ \vdots \\ \frac{\tilde{\rho}_1^2 + \tilde{\rho}_2^1}{2} \\ \vdots \\ \frac{\tilde{\rho}_i^j + \tilde{\rho}_j^i}{2} \\ \vdots \\ \frac{\tilde{\rho}_{e-1}^e + \tilde{\rho}_e^{e-1}}{2} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} e_{RS_1}^1 & 0 & \dots & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & \dots & 0 & \dots & 0 & \dots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ -e_1^2 & e_1^2 & 0 & \dots & 0 & \dots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & \dots & 0 & \dots & 0 & \dots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & \dots & 0 & \dots & 0 & -e_{e-1}^e \quad e_{e-1}^e \end{bmatrix} \begin{pmatrix} R^1 \\ R^2 \\ \vdots \\ R^j \\ \vdots \\ R^e \end{pmatrix} \tag{12}$$

본 논문에서는 무인기와 지상국 사이의 가시성을 위해 양각을 5도로 가정하였다. 또한 IGPS, EIGPS, 트랜시버 알고리즘을 바탕으로 표 1과 같은 UERE (user equivalent range error)의 개념을 적용하여 [8], 수식 (13), (14)와 같이 무인기 및 사용자 위치정확도를 추정하였다. 참고로 HALE UAV의 체공고도가 성층권 하부이기 때문에 본 대체항법 시스템에서는 전리층 지연 오차가 없으며, 무인기간 거리가 가깝기 때문에 무인기간의 대류층 지연오차도 거의 없는 점이 항법성능 향상에 도움이 될 것이다.

$$(Position Accuracy)_{HALE UAV} = (DOP)_{HALE UAV} \times \sigma_{USER} \tag{13}$$

$$\sigma_{USER} = (DOP)_{USER} \times \sqrt{\sigma_{HALE UAV}^2 + \sigma_{USER}^2} \tag{14}$$

표 1. 시뮬레이션에 사용된 UERE [8]  
Table 1. UERE for simulations [8].

Error source	Between UAVs	Ground user/RS
Receiver noise	0.2 m	0.2 m
Tropospheric delay	0.0 m	0.5 m
Ionospheric delay	0.0 m	0.0 m
Multipath	0.1 m	0.9 m
Other error	0.4 m	0.4 m
<b>UERE</b>	<b>0.46 m</b>	<b>1.12 m</b>

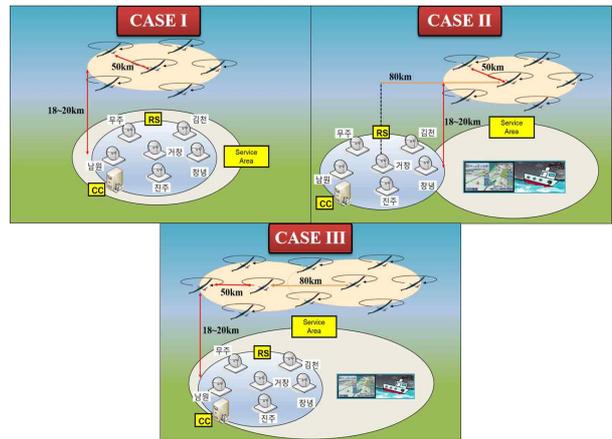


그림 6. 대체항법 시스템 구성도  
Fig. 6. Construction of alternative navigation system.

### 3-2 대체항법 시스템 구성

본 논문에서 시뮬레이션을 위해 쓰이는 대체항법 시스템 구성은 그림 6과 같이 세 가지 경우로 구분하여 구성하였다.

첫 번째 구성은 기준국 6개 상공에 무인기 6대가 제공하는 경우(case I)이며, 두 번째는 기준국 6개 위치에서 무인기 6대가 이격되어 위치하는 경우(case II), 세 번째는 기준국 6개 상공에 무인기 10대가 운용되는 경우(case III)이다. 첫 번째 구성은 본 대체항법 시뮬레이션의 기본적인 구성이며, 두 번째는 대체항법의 소요가 기준국 주변이 아닌 이격된 위치에서 발생하는 경우를 고려한 구성이며, 세 번째 구성은 무인기의 가용대수가 충분할 경우 대체항법 성능을 최대화하기 위한 구성이다.

무인기의 배치는 최적의 DOP (dilution of precision)을 보장하기 위해 가운데의 무인기를 기준으로 50 km의 거리를 갖도록 정오각형의 모양으로 대칭되는 배열을 가진다 [9]. 지상국의 배열은 최적의 DOP 생성을 위해 대칭적인 구조를 이루어야 하나, 시뮬레이션 결과의 현실성을 도모하기 위해 우리나라의 GPS 기준국 위치(거창, 무주, 김천, 창녕, 진주, 남원)를 활용하여 지상국 배치를 하였다. 이와 같은 무인기와 지상국의 배치를 바탕으로 사용자의 위치정확도 산출을 위한 시뮬레이션을 수행하였다.

### IV. 대체항법 시뮬레이션 결과

본 시뮬레이션은 24시간을 기준, 5분 간격으로 수행되어 총 289 에폭(epoch)의 시뮬레이션을 실시하였다. 고고도 장기 체공 무인기와 사용자의 위치정확도는 한 에폭마다 계산되었으며, 최종적인 결과로 289 에폭 (24시간) 평균의 사용자 위치정확도를 수평과 수직으로 구분하여 생성하였다. 즉 에폭 별로 수식 (13)과 (14)를 구한 후 수식 (14)의 결과를 평균을 내어 사용자의 위치정확도를 나타내었다. 따라서 본 장에서 언급되는 사용자의 위치정확도는 24시간 동안의 평균값을 나타낸다.

4-1 기준국 상공에 6대 무인기가 위치한 경우 (case I)

다음의 그림 7, 8에 case I에 대한 사용자 수평/수직 위치정확도 시뮬레이션 결과를 나타내었다. 그림에서 x축은 경도, y축은 위도를 나타내며 상단의 컬러바는 사용자 위치정확도의 기준을 미터의 단위로 나타낸다. 각 알고리즘 간의 위치정확도를 비교하기 위 흰색 점선의 직경 150 km 지역과 검은색 점선의 중심지역으로서 직경 75 km의 지역을 표현하였다. 검은 색 실선은 대한민국의 행정구역을 나타낸 것이며, 적색 점(●)은 무인기의 위치를, 황색 십자표시(✦)는 기준국의 위치를 나타낸다.

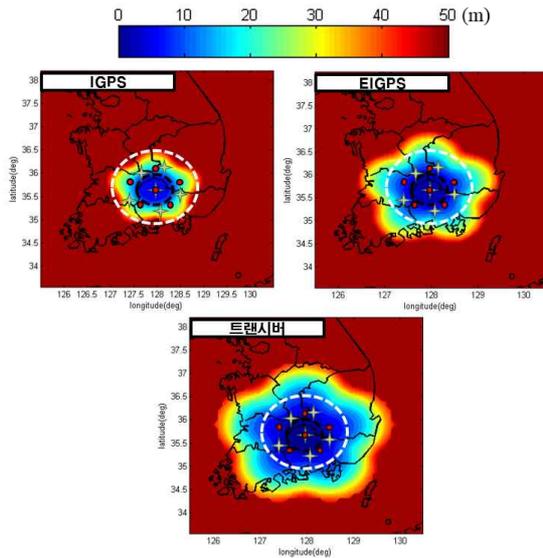


그림 7. 사용자 수평 위치정확도 (case I)  
Fig. 7. Horizontal position accuracy of user (case I).

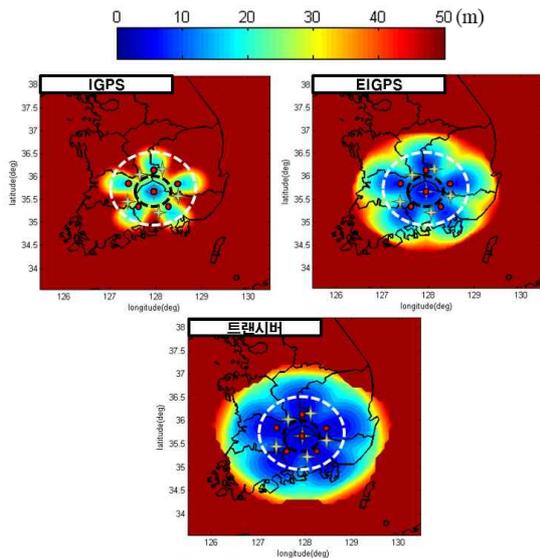


그림 8. 사용자 수직 위치정확도 (case I)  
Fig. 8. Vertical position accuracy of user (case I).

표 2. 알고리즘 별 평균 사용자 위치정확도 (case I)  
Table 2. Average position accuracy of user (case I).

Average Error (m)		IGPS	EIGPS	트랜시버
Horizontal accuracy	150 km diameter area	49.28	21.69	11.70
	75 km diameter area	16.46	7.24	3.90
Vertical accuracy	150 km diameter area	44.20	19.44	10.49
	75 km diameter area	25.76	11.33	6.11

그림을 살펴보면 사용자 항법 제공 지역과 150 km/75 km의 각 직경 내의 사용자 위치정확도가 트랜시버, EIGPS, IGPS 방법 순으로 좋아지며 항법 서비스 영역이 넓어짐을 확인할 수 있다. 또한 트랜시버/EIGPS 방법은 우리나라 영토의 거의 절반의 영역을 각각 약 10 m/20 m 급의 위치정확도를 제공함을 확인할 수 있었다. 이는 IGPS 방법을 제외한 본 논문의 대체항법 시스템이 상당히 정확한 위치를 지상의 사용자에게 제공할 수 있음을 나타낸다고 할 수 있다. 세부적인 위치정확도의 수치는 다음의 표에 나타내었다.

4-2 기준국 상공에 6대 무인기가 이격 위치한 경우 (case II)

기동성을 보유하는 고고도 장기체공 무인기는 항상 case I과 같은 배치로 운용될 필요는 없다. case I에서 나타나는 항법 가능 영역 외에 항법 소요가 발생할 경우 무인기는 기준국과 최대한의 가시성을 확보하는 거리 내에서 이동하여 해당 지역에 항법을 제공할 수 있을 것이다.

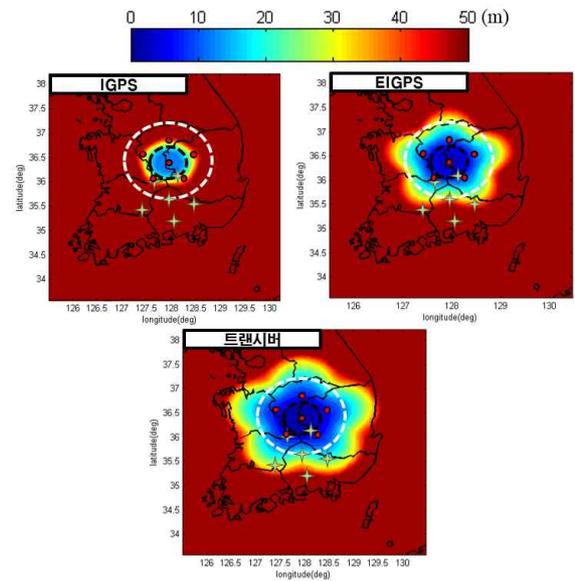


그림 9. 사용자 수평 위치정확도 (case II)  
Fig. 9. Horizontal position accuracy of user (case II).

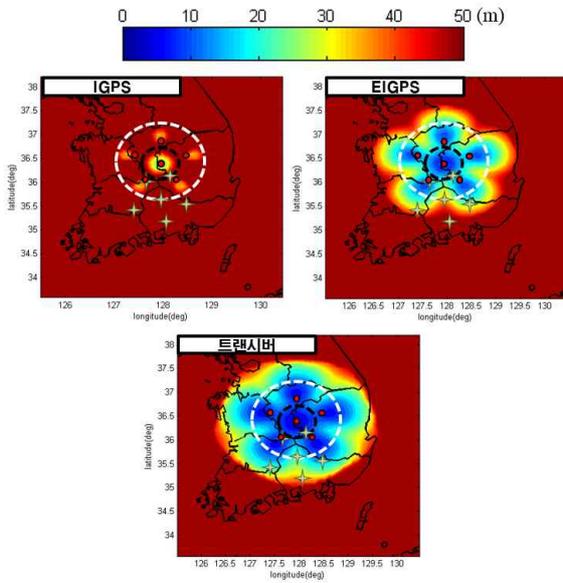


그림 10. 사용자 수직 위치정확도 (case II)  
 Fig. 10. Vertical position accuracy of user (case II).

이와 같은 경우는 항법 소요가 발생하는 지역이 가변적이고 예측하기 어려운 경우일 가능성이 크기 때문에, 고고도 장기체 공 무인기의 기동성을 이용하여 해당 지역으로 이동한 후 항법을 제공해야 할 것이다. 따라서 이 절에서는 6개의 기준국에 6개의 무인기가 이격되어 위치되는 경우 (case II)에 대한 사용자 위치정확도의 시뮬레이션 결과를 나타내었으며, 그 결과를 그림 9, 10에 나타내었다.

그림 9, 10을 살펴보면, 각 방법 별로 일정 수준의 항법 제공 성능의 변화가 case I과 경향성이 비슷함을 알 수 있으나, case I에 비해 같은 정확도를 기준으로 확연히 좁은 영역으로 항법 성능 제공 영역이 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이는 무인기의 이격된 위치로 인한 무인기와 기준국 간의 기하학적인 요소가 좋지 않았기 때문으로 판단된다. 특히 IGPS 방법은 항법을 거의 하기 어려운 수준으로 판단된다. 하지만 트랜시버 방법의 결과가 직경 150km 영역에서 약 20m 이하의 대체항법 성능을 나타냄을 알 수 있다. case II의 세부적인 위치정확도의 수치는 다음의 표 3에 나타내었다.

표 3. 알고리즘 별 평균 사용자 위치정확도 (case II)  
 Table 3. Average position accuracy of user (case II).

Average Error (m)		IGPS	EIGPS	트랜시버
Horizontal accuracy	150 km diameter area	110.44	34.23	19.18
	75 km diameter area	41.79	12.96	8.05
Vertical accuracy	150 km diameter area	99.11	30.71	19.08
	75 km diameter area	55.83	17.31	10.75

4-3 기준국 상공에 10대 무인기가 위치한 경우 (case III)

Case II의 경우는 기준국에서 이격된 위치에 항법을 제공한다는 장점이 있지만, case I에 비해 다소 떨어지는 사용자 위치정확도의 성능을 나타내었다. 이는 case II가 case I에 비해 기준국과 무인기의 기하학적인 요소가 좋지 않기 때문이다.

따라서 이러한 단점을 극복하기 위해 무인기 운용대수가 가용할 경우, 본 장에서는 기준국 주변의 지역과 기준국에 이격된 지역에도 최적의 항법성능을 제공하고자 6개의 기준국에 10개의 무인기가 위치하는 경우 (case III)에 대한 시뮬레이션 결과를 나타내었다.

그림 11, 12을 살펴보면, 각 방법 별로 일정 수준의 항법 제공 성능의 변화가 case I, II와 경향성이 비슷함을 알 수 있으나, case I에 비해 같은 정확도를 기준으로 확연히 넓은 영역으로 항법 성능 제공 영역이 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이는 무인기의 운용 대수가 늘어나 측정치의 수가 증가하고 무인기와 기준국 간의 기하학적인 요소가 case I에 비해 더욱 보장되었기 때문이라 판단된다. 특히 이전 case와는 다르게 IGPS 방법도 수평 정확도에 있어서 비교적 꽤 넓은 영역에 20 m 이하의 정확도를 나타냄을 알 수 있다. EIGPS, 트랜시버 방법은 우리나라의 거의 대부분의 영역을 약 20 m 이하의 수평, 수직 정확도를 갖는 대체항법 성능을 나타냄을 알 수 있다.

즉, case III의 경우 GNSS가 가용 불가능할 경우에 우리나라의 대부분의 영토에서 상당한 수준의 항법을 제공할 수 있음을 의미한다. 세부적인 방법 별 성능을 비교하기 위해 다음의 표 4에 case III에 대해 각 위치 추정 방법을 비교하기 위한 직경 150 km, 75 km 영역에 대한 위치정확도를 정리하였다.

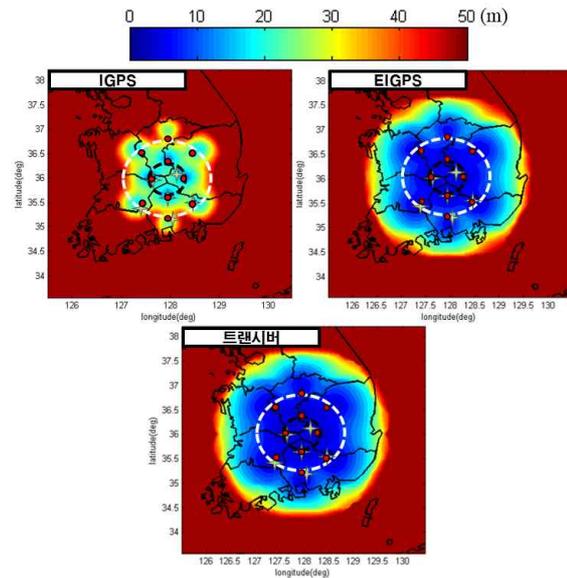


그림 11. 사용자 수직 위치정확도 (case III)  
 Fig. 11. Vertical position accuracy of user (case III).

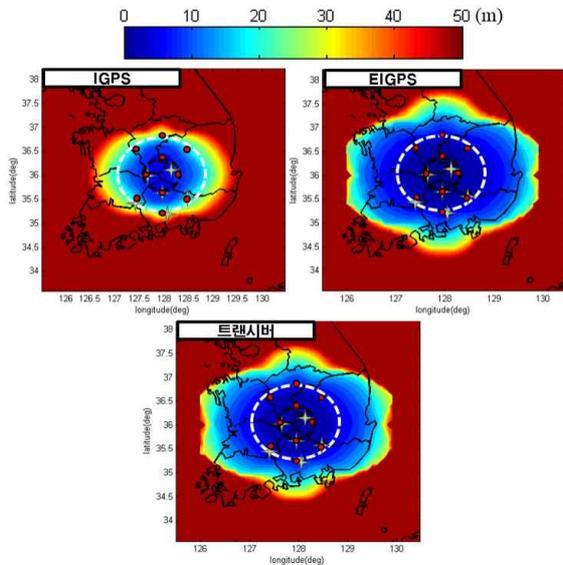


그림 12. 사용자 수평 위치정확도 (case III)  
 Fig. 12. Horizontal position accuracy of user (case III)

표 4. 알고리즘 별 평균 사용자 위치정확도 (case III)  
 Table 4. Average position accuracy of user (case III).

Average Error (m)		IGPS	EIGPS	트랜시버
Horizontal accuracy	150 km diameter area	29.82	8.25	6.66
	75 km diameter area	9.71	2.68	2.17
Vertical accuracy	150 km diameter area	35.49	9.81	7.92
	75 km diameter area	23.50	6.50	5.24

#### IV. 결 론

HALE UAV는 고고도에서 장기 체공하여 대류권 운영 항공기와 위성체계 운용 영역 가운데에 작전영역을 가지고 있어 두 가지 시스템의 특성을 모두 취할 수 있는 장점을 가지고 있어 항법을 포함한 감시정찰, 재난 지원 등 민·군의 다양한 분야에 활용이 가능할 것이다. 본 논문에서는 이러한 장점을 고려하여, GNSS가 불가능할 시에 HALE UAV를 국지적인 지역에 대체항법으로 활용하기 위한 시뮬레이션을 수행하였으며, 대체항법 방법으로 3가지 경우의 무인기/기준국 배치에 대해 IGPS, EIGPS, 트랜시버 방법을 제안하였다. 특히 무인기가 10기가 운용이 될 경우 우리나라의 대부분의 영역에 대체항법이 가능함을 확인하였다.

IGPS 방법은 측정치의 제한으로 인해 항법성능이 뛰어나지 못함을 확인하였으며, EIGPS 방법은 뛰어난 항법성능과 현재 상용 중인 의사위성-수신기 세트를 활용 가능하다는 장점이 있다. 하지만 IGPS, EIGPS 방법은 기준시계가 필요하다는 한계점이 존재한다. 트랜시버 방법은 가장 좋은 사용자 위치정확도

를 제공하였으며, 20 m 이하의 정확도를 가지는 서비스 지역을 가장 넓게 제공하였다. 또한 본문에서 언급한 것과 같이 기준시계가 필요없다는 큰 장점을 가지고 있다.

본 논문은 GNSS가 사용 불가능할 경우에 HALE UAV를 활용하여 항법성능이 우수한 지역적 대체항법의 방법을 제시하였다. 작전반경이 짧은 우리나라와 같은 경우, HALE UAV를 활용하여 독립적인 항법시스템을 갖출 수 있을 것으로 판단된다.

#### 감사의 글

본 연구는 서울대학교 정밀기계설계공동연구소를 통해 계약된 방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 국방위성항법 특화연구센터 사업의 일환으로 수행되었습니다.

#### 참고 문헌

- [1] Y. O. Washington, S. Knut, W. David, B. Gary, G. Steve, and D. Mark, "GPS integrity and potential impact on aviation safety," *The Journal of Navigation*, Vol. 56, No. 1, pp. 51-65, 2003.
- [2] M. W. Choi, S. K. Yu, O. J. Kim, B. B. Park, and C. D. Kee, "Civil-military cooperative operating of high-altitude long-endurance UAV with alternative energy," in *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Jeju: Korea, pp. 845-848, 2014.
- [3] Joongang Ilbo. Available: <http://news.joins.com/article/18426036>
- [4] K. H. Park, S. G. Min, J. Ahn, and D. H. Lee, "Multidisciplinary design optimization (MDO) of a medium-sized solar powered HALE UAV considering energy balancing," *The Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 40, No. 2, pp. 129-138, 2014.
- [5] K. S. Shin, H. Y. Hwang, and J. Ahn, "Initial climb mission analysis of a solar HALE UAV," *The Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 4, pp. 468-477, 2014.
- [6] Raquet J., L. Gerard, W. Qui, C. Pelletier, A. Nash, and P. Fenton, "Development and testing of a mobile pseudolite concept for precise positioning," *The Journal of the Institute of the Navigation*, Volume 43, Issue 2, pp. 149-165, Summer, 1996.
- [7] B. W. Park, D. Y. Kim, T. J. Lee, C. D. Kee, B. S. Paik, and K. H. Lee, "Feasibility study on the regional navigation transceiver system using a transceiver position estimation algorithm," in *Proceedings of the 19th ITM of the Satellite Division of The ION*, FortWorth: TX, pp. 114-125, 2006.

[8] K. Kovach, "New user equivalent range error (UERE) budget for the modernized navstar global positioning system (GPS)," in *Proceedings of The Institute of Navigation National Technical Meeting*, Anaheim: CA, pp. 550-573, Jan. 2000.

[9] B. W. Park, S. H. Lee, T. J. Lee, and K. H. Kim, "Study on the alternative navigation system using the pseudolite and unmanned auto vehicle," in *Proceedings of The Guided Weapon Conference*, Daejeon: Korea, pp. 132-135, 2005.



**최민우 (Min-Woo Hong)**

2003년 2월 : 공군사관학교 산업공학과 (공학사)  
2014년 3월 ~ 현재 : 서울대학교 대학원 기계항공공학부 석사과정  
※ 관심분야 : 의사위성, 대체항법, 고고도 장기체공 무인기



**유선경 (Sun-Kyoung Yu)**

2013년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부 (공학사)  
2013년 3월 ~ 현재 : 서울대학교 대학원 기계항공공학부 석박사통합과정  
※ 관심분야 : orbit determination, orbit propagation



**김오종 (O-Jong Kim)**

2011년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부 (공학사)  
2013년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부 (공학석사)  
2013년 3월 ~ 현재 : 서울대학교 대학원 기계항공공학부 박사과정  
※ 관심분야 : Alternative PNT, Cycle ambiguity resolution.



**기창돈 (Chang-Don Kee)**

1984년 2월 : 서울대학교 항공공학과 (공학사)  
1986년 2월 : 서울대학교 항공공학과 (공학석사)  
1994년 1월 : 미국 스탠포드대학교 항공우주공학과 (공학박사)  
1996년 9월 ~ 현재 : 서울대학교 기계항공공학부 교수  
※ 관심분야 : 위성항법시스템, 보정위성항법시스템, 광역보정위성항법시스템, 초정밀위치결정시스템, 우주비행체 자세결정, 부인항공기 자동제어 시스템, 실내용 자동항법시스템, 항공교통관제시스템



**박병운 (Byung-Woon Park)**

2001년 2월 : 서울대학교 항공공학과 (공학사)  
2003년 2월 : 서울대학교 항공공학과 (공학석사)  
2008년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부 (공학박사)  
2012년 9월 ~ 현재 : 세종대학교 항공우주공학과 조교수  
※ 관심분야 : 위성항법시스템, 위성항법보강시스템, 정밀항법시스템, 관성항법시스템, 보정정보국제표준, 항공기 착륙 유도 시스템, 차량 항법시스템, 선박 정밀 접근 시스템, 항공전자



**서승우 (Seung-Woo Seo)**

2008년 2월 : 고려대학교 전기전자전파공학과 (공학사)  
2010년 2월 : 고려대학교 전자전기공학과 (공학석사)  
2010년 3월 ~ 현재 : 국방과학연구소 3본부 4부 선임연구원  
※ 관심분야 : 위성항법시스템, 보정위성항법시스템, 광역보정위성항법시스템, 의사위성항법시스템



**박준표 (Jun-Pyo Park)**

1990년 2월 : 부산대학교 기계설계공학과 (공학사)  
1992년 2월 : 부산대학교 기계설계공학과 (공학석사)  
2015년 2월 : 충남대학교 항공우주공학과 (공학박사)  
1992년 3월 ~ 현재 : 국방과학연구소 3본부 4부 책임연구원  
※ 관심분야 : 위성항법시스템, 보정위성항법시스템, 광역보정위성항법시스템, 의사위성항법시스템