

GPS/의사위성의 통합 항법에 대한 응용 연구

A Study on the Applications of GPS/Pseudolite Navigation System

이택진*, 김강호, 소형민, 기창돈, 노광현, 이기덕
(Taikjin Lee, Kangho Kim, Hyungmin So, Changdon Kee, Kwanghyun Noh, and Kiduk Lee)

Abstract : In recent days, navigation technology becomes more important as location based service (LBS) such as E911 and telematics are considered as attractive business fields. Commercial LBS requires that navigation system should be inexpensive and available anytime and anywhere – indoors and outdoors. If we consider these requirements, it is out of question that GPS is the most favorite system in the world. However, GPS has a serious problem. The one is that GPS does not operate indoors well. This is because GPS satellites are about 20,000km above the ground so that indoor signals are too weak to be tracked in GPS receiver. And the other is that vertical accuracy is less than horizontal accuracy, because of GPS satellites' geometry. To solve these problems, many researches have been done around the world since 1990s. This paper is also one of them and we will introduce an excellent solution by use of pseudolite. Pseudolite is a kind of signal generator, which transmits GPS-like signal. So it is same as GPS satellite in ground. In this paper, we will propose the integrated navigation system of GPS and pseudolite and show the flight test results using RC airplane to proof our navigation system. As a result, we could improve the vertical accuracy of airplane into the horizontal accuracy.

Keywords : pseudolite, GPS, GNSS, navigation

I. 서론

최근 위치기반서비스(LBS: Location Based Service)가 대중화되면서 GPS를 필두로 한, 위성항법시스템이 각광을 받고 있다. GPS는 사용이 간편하고, 가격이 저렴하며, 비교적 정확하여 사용이 널리 증가하는 추세이다.

그러나 GPS 역시 몇 가지 단점을 안고 있는데, 그 이유는 항법 신호로 지상 20,000km 상공에 있는 인공 위성의 신호를 이용한다는 것이다. 이로 인해 실내 및 도심지 등 장애물이 있는 환경에서는 전파의 차단으로 GPS를 이용하는데 제한을 받는다. 또 하나는 인공위성 배치의 기하학적 한계로 인해서 수평 오차에 비해 수직 오차가 크다는 것이다. 실제로 대도시의 도심지 등에서는 GPS 가동률이 상당히 낮으며, 수직방향 오차로 인해 항공 분야에서는 아직까지 GPS의 이용에 소극적이다.

이러한 GPS의 한계를 극복하기 위해 많은 종류의 연구가 진행되고 있다. 본 논문에서는 이러한 해결책 중 하나로 의사위성(pseudolite)을 제시한다. 의사위성은 GPS위성과 같은 신호를 방송하는 전파 방송 매체이다[1]. 즉 GPS위성을 지상에 설치하여 GPS의 문제를 해결하겠다는 것이다.

현재까지 의사위성에 대한 많은 연구가 진행되었으나, 아직까지 국내에서 의사위성을 이용한 비행실험이 진행된 경우는 없으며, 외국의 경우 몇몇 연구기관에서 항공기 실험을 수행하였으나 모형 항공기에 이용한 경우는 없다.

본 논문에서는 그 설치와 이용이 매우 간편한 의사위성 시스템을 제안하며, 또한 실제 시스템 제작 시, 나타날 수 있는

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2006. 4. 12., 채택확정 : 2006. 6. 10.

이택진, 김강호, 소형민, 기창돈 : 서울대학교 기계항공공학부

(taikjin@snu.ac.kr/chew79@snu.ac.kr/so97@snu.ac.kr/kee@snu.ac.kr)

노광현, 이기덕 : ㈜선웨이브텍

(khant@sunwave.co.kr/waplank@sunwave.co.kr)

※ 본 연구는 건설기술연구원의 항공용 GPS의사위성 개발 과제에 의하여 연구되었음.

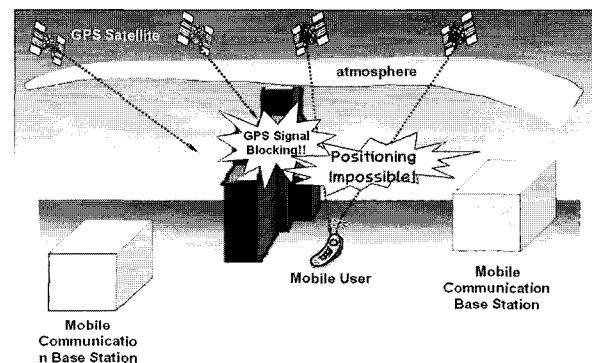


그림 1. GPS 신호의 단절과 의사위성의 활용.

Fig. 1. GPS signal blocking and utilization of pseudolite.

문제점들과 해법을 제시할 것이다. 마지막으로 모형 항공기를 이용한 비행 실험을 통해, 본 시스템의 유효성을 입증할 것이다.

II. 의사위성 항법 시스템

1. 의사위성 소개

의사위성(pseudolite)이란 말은 합성어로 가상의(pseudo) 인공위성(satellite)이란 의미이다. 즉 가짜 위성이라는 의미이다.

의사위성은 GPS 위성이 방송하는 신호와 거의 유사한 신호를 만들어서 방송한다. 그림 2는 의사위성의 개념도를 나타낸 것이다. 기본적으로 1.57542GHz의 반송파를 만들어서 50Hz의 항법데이터 신호가 곱해진, 1.023MHz의 C/A Code를 믹싱(mixing)하는 작업이 주를 이룬다. 다음의 표 1은 의사위성 신호의 구성이다.

표 1에서 측위 정밀도는 해당 신호로 위치를 구할 때의 정밀도를 나타낸다. 다만 반송파를 사용하기 위해서는 미지정수의 모호성을 해결해야 하는데, 이에 대해서 여기서는 자세히 다루지 않겠다.

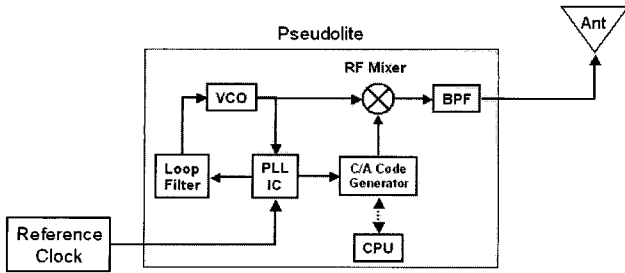


그림 2. 의사위성 개념도.

Fig. 2. Block diagram of pseudolite.

표 1. 의사위성 신호의 구성.

Table 1. Pseudolite signal structure.

신호	주파수	측위 정밀도
항법데이터	50 Hz	-
C/A Code	1.023 MHz	수 m
반송파	1575.42 MHz	수 cm

표 2. GPS위성과 의사위성 비교.

Table 2. GPS satellite vs pseudolite.

	GPS 위성	의사위성
소스 클럭	원자시계 (루비듐, 세슘)	원자시계/TCXO/OCXO 선택 가능
위성 군 시각 동기	동기	비동기
설치환경	지상 20,000km 상에서 궤도운동	주로 고정
사용범위	넓음 (지구전역)	좁음 (가시권이 보장되는 영역) (대략 수십 m에서 30km 정도의 수준)
수신신호 세기	실외 : -130 dBm 실내 : -150 dBm	조절 가능
실내수신	어려움	가능
가격	상당히 고가	저가

GPS 신호에서는 항법데이터에 위성 궤도 정보 내지는 위성의 건상 상태 등 여러 정보들이 포함된다. 그러나 의사위성의 경우는 형식만 GPS와 같게 보내며, 실제 내용은 GPS와는 다르다. 이유는 의사위성은 지구 상에 고정되어 있기 때문에 궤도정보로 위치를 표현할 수 없기 때문이다.

위의 표 2는 GPS위성과 의사위성을 비교해놓은 것이다. 가장 큰 차이는 시각 동기 여부이다. GPS위성의 경우는 모든 위성의 시각이 동기 되어 있다. 그러나 의사위성은 독립적인 클럭을 사용하기 때문에 동기가 되어있지 않으며, 이는 매우 큰 오차를 생성한다. 이에 대해서는 다음절에 다시 논하겠다. 이외에도 GPS위성 신호는 사용자가 조절할 수 없지만, 의사위성 신호는 조절이 가능하기 때문에 특정 사용자에게 최적화 시킬 수 있다는 장점이 있다. 즉 특정 지역에 GPS 신호가 문제가 생길 때, 의사위성을 사용할 수 있다는 의미가 된다.

2. 의사위성 항법시스템의 분류

의사위성을 이용한 항법시스템은 클럭의 동기 여부 내지

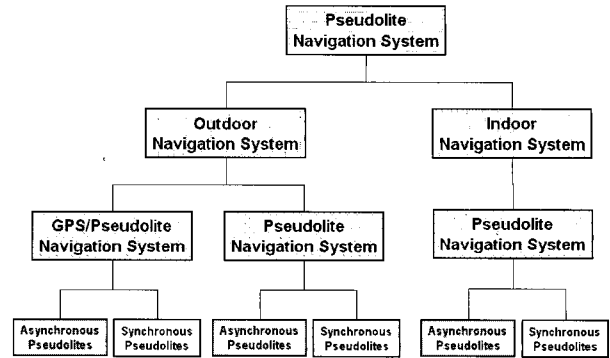


그림 3. 의사위성 항법시스템의 분류.

Fig. 3. Classification of pseudolite system.

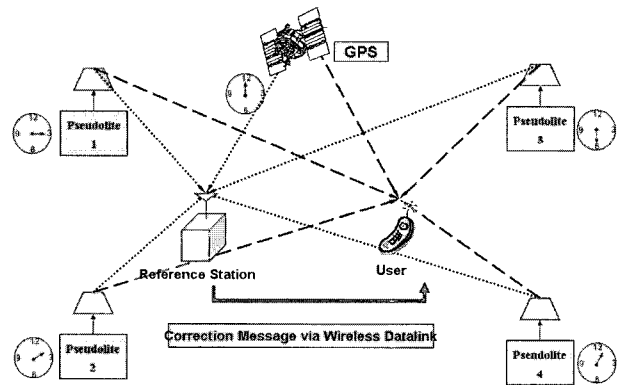


그림 4. 비동기 의사위성 항법시스템.

Fig. 4. Asynchronous pseudolite navigation system.

는 사용 환경에 따라 분류가 가능하다. 아래는 의사위성 항법시스템을 분류해 놓은 그림이다.

위 그림에서 볼 수 있듯이 의사위성 항법시스템은 그 사용처에 따라 실내와 실외로 구분이 가능하며, GPS와 함께 사용하느냐 여부와 시각 동기 여부로 분류가 가능하다.

본 논문에서는 위의 항법시스템 중, 비동기 의사위성을 GPS와 함께 사용하는 GPS와 비동기 의사위성의 통합 항법시스템에 대해 설명하겠다.

3. 비동기 의사위성 항법시스템의 구성

1.1절에서 간단히 언급했듯이 비동기 의사위성을 사용하면, 신호가 동기 되지 못했기 때문에 이로 인한 오차가 발생한다. 이 오차를 보정하는 방법을 포함하는 것이 바로 비동기 의사위성 항법시스템이다. 본 항법시스템에서 시각 오차를 보정하는 방법은 이미 위치를 알고있는 기준국을 이용해서 보정치를 생성하는 것인데, 이는 보정위성항법(DGPS, Differential GPS)과 같은 형태이다[4].

그림 4는 비동기 의사위성 항법시스템을 나타낸 개념도이다. GPS 위성과 각 의사위성 옆의 시계를 보면, 모든 시계가 동기 되지 않은 것을 알 수 있다. 이를 보정하기 위해 이미 위치를 알고 있는 기준국에서 GPS에 대한 각 의사위성들의 클럭 오차를 계산하고, 이 보정치를 사용자에게 제공한다. 기준국으로 받은 보정치와 각 위성으로부터 받은 신호를 이용해 사용자는 자신의 위치를 구할 수 있게 된다[2].

III. 방법 알고리즘

의사위성의 신호는 기본적으로 GPS 신호와 동일하다. 물론 일부 차이는 존재하나 전체 프로세싱 과정에서의 단계는 일치하기 때문에, 동일하다고 볼 수 있다. GPS와 의사위성의 신호는 아래처럼 모델링이 가능하다.

- d : Geometric distance (meter)
- ρ : Pseudorange (PR) (meter)
- ϕ : Integrated Carrier-phase (ICP) (meter)
- $\hat{\phi}$: Integrated Carrier-phase (ICP) (meter)
- R : 3-dimension Position vector
- \hat{e} : Unit line of sight (LOS) vector
- B_ρ : Receiver clock bias included in PR (m)
- B_ϕ : Receiver clock bias included in ICP (m)
- b : Pseudolite clock bias (m)
- t : Tropospheric delay (m)
- i : Ionospheric delay (m)
- N : Cycle Ambiguity of ICP
- m_ρ : PR multipath error (m)
- m_ϕ : ICP multipath error (m)
- ε_ρ : PR measurement noise (m)
- ε_ϕ : ICP measurement noise (m)
- λ : GPS L1 wavelength ($\approx 0.19m$)
- i : i 'th pseudolite related term
- j : j 'th pseudolite related term
- r : Reference Station related term
- u : User related term

기준국과 사용자가 GPS 위성 및 의사위성으로부터 받는 신호를 모델링하면 아래 (1)과 같은 형태가 된다. (1)의 위 네 식은 의사거리식이고, 아래 네 식은 반송파위상에 대한 모델링 식이다.

$$\begin{aligned}
 \rho_r^i &\equiv (R^i - R_r) \cdot \hat{e}_r^i + B_{\rho_r} - b^i + t_r^i + m_{\rho_r}^i + \varepsilon_{\rho_r}^i \\
 \rho_r^j &\equiv (R^j - R_r) \cdot \hat{e}_r^j + B_{\rho_r} - b^j + t_r^j + m_{\rho_r}^j + \varepsilon_{\rho_r}^j \\
 \rho_u^i &\equiv (R^i - R_u) \cdot \hat{e}_u^i + B_{\rho_u} - b^i + t_u^i + m_{\rho_u}^i + \varepsilon_{\rho_u}^i \\
 \rho_u^j &\equiv (R^j - R_u) \cdot \hat{e}_u^j + B_{\rho_u} - b^j + t_u^j + m_{\rho_u}^j + \varepsilon_{\rho_u}^j \\
 \phi_r^i &\equiv (R^i - R_r) \cdot \hat{e}_r^i + B_{\phi_r} - b^i - t_r^i + m_{\phi_r}^i + \lambda \cdot N_r^i + \varepsilon_{\phi_r}^i \\
 \phi_r^j &\equiv (R^j - R_r) \cdot \hat{e}_r^j + B_{\phi_r} - b^j - t_r^j + m_{\phi_r}^j + \lambda \cdot N_r^j + \varepsilon_{\phi_r}^j \\
 \phi_u^i &\equiv (R^i - R_u) \cdot \hat{e}_u^i + B_{\phi_u} - b^i - t_u^i + m_{\phi_u}^i + \lambda \cdot N_u^i + \varepsilon_{\phi_u}^i \\
 \phi_u^j &\equiv (R^j - R_u) \cdot \hat{e}_u^j + B_{\phi_u} - b^j - t_u^j + m_{\phi_u}^j + \lambda \cdot N_u^j + \varepsilon_{\phi_u}^j
 \end{aligned} \tag{1}$$

그리고 (1)을 위성에 대해서 단일차분하면 (2)를 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned}
 {}^i\nabla^j \rho_r &\equiv \rho_r^i - \rho_r^j \\
 &= (R^i - R_r) \cdot \hat{e}_r^i - (R^j - R_r) \cdot \hat{e}_r^j \\
 &\quad - {}^i\nabla^j b + {}^i\nabla^j t_r + {}^i\nabla^j m_{\rho_r} + {}^i\nabla^j \varepsilon_{\rho_r}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 {}^i\nabla^j \rho_u &\equiv \rho_u^i - \rho_u^j \\
 &= (R^i - R_u) \cdot \hat{e}_u^i - (R^j - R_u) \cdot \hat{e}_u^j \\
 &\quad - {}^i\nabla^j b + {}^i\nabla^j t_u + {}^i\nabla^j m_{\rho_u} + {}^i\nabla^j \varepsilon_{\rho_u}
 \end{aligned} \tag{2}$$

$$\begin{aligned}
 {}^i\nabla^j \phi_r &\equiv \phi_r^i - \phi_r^j \\
 &= (R^i - R_r) \cdot \hat{e}_r^i - (R^j - R_r) \cdot \hat{e}_r^j \\
 &\quad - {}^i\nabla^j b - {}^i\nabla^j t_r + {}^i\nabla^j m_{\phi_r} \\
 &\quad + \lambda \cdot {}^i\nabla^j N_r + {}^i\nabla^j \varepsilon_{\phi_r}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 {}^i\nabla^j \phi_u &\equiv \phi_u^i - \phi_u^j \\
 &= (R^i - R_u) \cdot \hat{e}_u^i - (R^j - R_u) \cdot \hat{e}_u^j \\
 &\quad - {}^i\nabla^j b - {}^i\nabla^j t_u + {}^i\nabla^j m_{\phi_u} \\
 &\quad + \lambda \cdot {}^i\nabla^j N_u + {}^i\nabla^j \varepsilon_{\phi_u}
 \end{aligned}$$

그러나 (1)과 (2)에서 의사위성의 측정치는 전리층을 지나지 않기 때문에 전리층으로 인한 영향이 없다. 또 GPS위성의 경우, 위낙 거리가 멀기 때문에 기준국과 사용자간의 거리가 멀지 않다면, 대류층 오차 등을 공통오차로 생략할 수 있다. 반면 의사위성의 경우는 거리가 가깝기 때문에 생략이 불가능하다. 아래 표는 GPS와 의사위성간의 모델링에서의 차이를 비교한 것이다.

따라서 위성의 전리층 지연 및 대류층 지연값은 수신기간의 차분을 통해서 제거가 가능하다. 따라서 이중차분을 할 경우, GPS 위성 측정치에서 남아있는 오차성분은 다중경로오차와 측정치 잡음뿐이고, 의사위성 측정치의 경우는 다중경

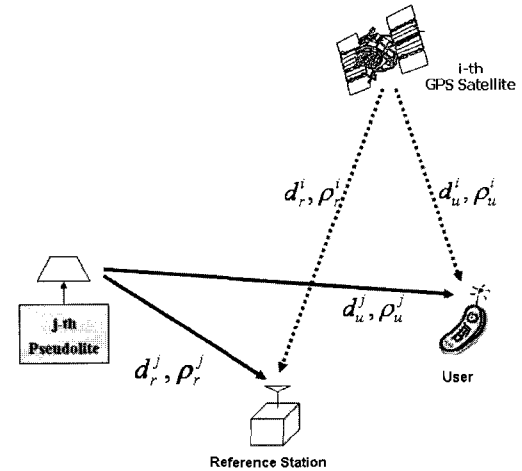


그림 5. GPS/의사위성 신호 모델링.
Fig. 5. Signal modeling of GPS/pseudolite.

표 3. GPS 위성 측정치와 의사위성 측정치 비교.
Table 3. GPS measurements vs pseudolite measurements.

	GPS 위성 측정치		의사위성 측정치	
차분기준	위성	수신기	위성	수신기
위성시계오차	불가능	가능	불가능	가능
전리층지연	불가능	가능	없음	없음
대류층지연	불가능	가능	불가능	불가능
다중경로오차	불가능	불가능	불가능	불가능
수신기시계오차	가능	불가능	가능	불가능

로 오차와 대류층 지연 그리고 측정치 잡음이다. 다만 대류층 오차의 경우 의사거리를 이용할 경우, 일반적으로 측정치 잡음보다 그 오차 수준이 낮기 때문에 무시하도록 하겠다.

2. 항법 알고리즘 및 보정치 생성

(2)는 기준국 수신기의 측정치와 사용자 수신기의 측정치로 구분되는데, 기준국 수신기의 측정치를 이용해 의사위성의 클럭 오차를 계산할 수 있다. 기준국의 위치는 이미 알고 있기 때문에 기준국에서 각 위성까지의 거리는 측정이 가능하다. 따라서 이를 이용하면 아래의 (3)처럼 의사위성의 시계 오차 추정이 가능하다.

$${}^i\nabla^j b = (R^i - R_r) \cdot \hat{e}_r^j - (R^j - R_r) \cdot \hat{e}_r^j - {}^i\nabla^j \rho_r + {}^i\nabla^j i_r + {}^i\nabla^j t_r + {}^i\nabla^j m_{\rho_r} + {}^i\nabla^j \varepsilon_{\rho_r} \quad (3)$$

단, 전리층 및 대류층 오차 등이 포함되는데, 이를 제거하기 위해서는 이에 대한 해법이 추가적으로 필요하다. 그러나 본 시계 오차 제거에는 DGPS 효과가 들어있기 때문에, 현재 가장 큰 오차성분인 전리층에 대한 제거는 따로 고려할 필요가 없으며, 단지 대류층 및 다중경로 오차 등에 대한 고려만 해주면 된다. 따라서 실제로는 아래의 (4)와 같이 시계오차를 추정해서 이를 사용자에게 보내주면 된다.

$${}^i\nabla^j \hat{b} = {}^i\nabla^j b - {}^i\nabla^j i_r - {}^i\nabla^j t_r - {}^i\nabla^j m_{\rho_r} - {}^i\nabla^j \varepsilon_{\rho_r} = (R^i - R_r) \cdot \hat{e}_r^j - (R^j - R_r) \cdot \hat{e}_r^j - {}^i\nabla^j \rho_r \quad (4)$$

사용자는 기준국에서 (4)와 같은 시계오차 추정치를 받아서 이를 차분된 측정치에서 제거함으로써, 시계오차를 보정할 수 있다.

(2)의 사용자 측정치에 (4)를 구해서 빼주면 다음의 (5)와 같이 된다.

$$\begin{aligned} (\hat{e}_u^j - \hat{e}_u^i) \cdot R_u &= {}^i\nabla^j \rho - R^i \cdot \hat{e}_u^i + R^j \cdot \hat{e}_u^j \\ &+ {}^i\nabla^j b - {}^i\nabla^j i_u - {}^i\nabla^j t_u - {}^i\nabla^j m_{\rho_u} - {}^i\nabla^j \varepsilon_{\rho_u} - {}^i\nabla^j \hat{b} \\ &= {}^i\nabla^j \rho - R^i \cdot \hat{e}_u^i + R^j \cdot \hat{e}_u^j \\ &+ {}^i\nabla^j b - {}^i\nabla^j i_u - {}^i\nabla^j t_u - {}^i\nabla^j m_{\rho_u} - {}^i\nabla^j \varepsilon_{\rho_u} \\ &- ({}^i\nabla^j b - {}^i\nabla^j i_r - {}^i\nabla^j t_r - {}^i\nabla^j m_{\rho_r} - {}^i\nabla^j \varepsilon_{\rho_r}) \end{aligned} \quad (5)$$

${}^i\nabla^j i_u \approx {}^i\nabla^j i_r$ 이므로, (5)에서 대류층 오차와 다중경로 오차 등을 제외하면, 영향이 큰 오차들은 모두 상쇄된다. 따라서 (5)에서 그러한 오차 성분들을 무시하면 결과적으로 아래와 같이 쓸 수 있다.

$$(\hat{e}_u^j - \hat{e}_u^i) \cdot R_u = {}^i\nabla^j \rho - R^i \cdot \hat{e}_u^i + R^j \cdot \hat{e}_u^j - {}^i\nabla^j \hat{b} \quad (6)$$

위 (6)을 모든 측정치에 대해 모아, 행렬형태로 만들면 다음과 같으며, 이를 최소자승법과 반복법으로 풀면 (7)의 형태로 해를 구할 수 있게 된다[6].

$$H \cdot x = z$$

$$x = (H^T \cdot H)^{-1} \cdot H^T \cdot z \quad (7)$$

where

$$H = \begin{bmatrix} \hat{e}_u^2 - \hat{e}_u^1 \\ \dots \\ \hat{e}_u^m - \hat{e}_u^{m-1} \end{bmatrix}, \quad x = R_u$$

$$z = \begin{bmatrix} {}^1\nabla^2 \rho - R^1 \cdot \hat{e}_u^1 + R^2 \cdot \hat{e}_u^2 - {}^1\nabla^2 \hat{b} \\ \dots \\ {}^{m-1}\nabla^m \rho - R^{m-1} \cdot \hat{e}_u^{m-1} + R^m \cdot \hat{e}_u^m - {}^{m-1}\nabla^m \hat{b} \end{bmatrix}$$

이렇게 최소자승법을 사용할 경우, 지상 20,000km 상공에 위치한 GPS 위성과 지상에서 수백m 이내에 위치한 의사위성을 함께 사용하기 때문에 신호 질 내지는 초기 오차에 대한 민감성 및 수렴성에 문제가 생길 수도 있다. 하지만 해당 의사거리의 측정치의 잡음 수준이 본 최소자승법의 수렴성을 해칠 정도는 아니었다. 하지만 시스템의 영역이 줄어들 경우, 수렴성에 문제가 생길 수 있다. 시뮬레이션 결과 의사위성과 사용자의 거리가 줄어들 경우 수렴성에 문제가 생길 수 있었다. 하지만 본 논문의 실험에서 가정하는 실험 공간은 적어도 수십m의 간격은 유지하기 때문에 본 알고리즘을 사용하는 것이 가능하다.

IV. 시스템 설계 및 구성

1. 근원거리 문제

의사위성 시스템을 설계하는데 몇 가지 문제점이 산재해 있는데, 그 첫째는 근원거리 문제(near-far problem)이다. 근원거리 문제는 의사위성뿐만 아니라, 모든 CDMA(Code Division Multiple Access) 시스템이 갖는 것인데, 강도가 강한 신호로 인해서 상대적으로 약한 신호를 수신하지 못하는 것을 의미한다. 특히 전파항법 시스템의 경우, 3차원 위치를 구하기 위해서 적어도 4개의 위성 신호를 수신해야 하기 때문에 다른 시스템 보다 근원거리 문제에 민감하다[9].

다음의 그림 6을 보자. 의사위성에서 가까운 곳이 near zone이고, 가장 먼 곳이 far zone이다. 실제로 신호의 강도가 가장 적합한 곳이 바로 그 사이인 intermediate zone이다. 즉 사용자가 near zone에 있을 경우, 해당 의사위성의 신호로 인해 먼 곳에 있는 위성의 신호를 수신하는데 문제가 생기는 것이다.

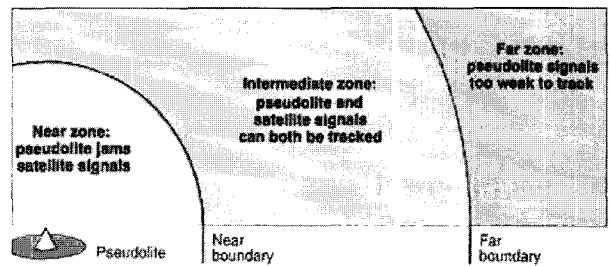


그림 6. 근원거리 문제. Fig. 6. Near-far problem.

이에 대한 해결책은 몇 가지가 있는데, 본 논문에서는 가장 확실한 해결책이면서, GPS와 함께 사용하기 가장 용이한 기법인 펄싱(pulsing) 기법으로 해결하였다. 이에 대해서는 이후 설명토록 하겠다.

2. 의사위성 파워 조절

의사위성 시스템을 설계하는데, 또 하나 중요한 문제는 의사위성의 파워를 조절하는 것이다. 사실 간섭 등의 문제를 해결하기 위해서는 신호 파워를 작게 송출하는 것이 유리하다. 그러나 신호의 파워가 작다는 것은 의사위성 한 기의 신호 도달범위가 작다는 것이고, 이는 보다 많은 의사위성의 설치를 필요로 한다. 따라서 이러한 문제를 해결하기 위해서는 시스템의 운용 범위에 대한 정의와 이에 따른 적절한 파워 조절이 필요하다. 이는 신호의 강도뿐만 아니라, 펄싱과도 연결되어 있는데, 이에 대해서는 펄싱 파트에서 설명토록 하겠다.

3. GPS와의 간섭(interference) 문제

본 의사위성 시스템을 설계하는데 나타나는 또 다른 문제점은 바로 의사위성과 GPS와의 간섭 문제이다. 다음의 그림 7은 거리에 따른 의사위성 신호의 감쇄량을 나타낸 것이다[5].

그림 7에 따르면 의사위성 신호로 연속 신호를 사용할 경우, 의사위성에서 500m 떨어진 곳에서는 약 80dB 정도의 신호 감쇄가 일어난다. 실제로 이렇게 된다면, 수 km 정도의 범위에서 의사위성을 사용하려면 신호의 세기가 매우 커야 한다.

그러나 의사위성과 GPS를 함께 사용하기 위해서는 필히 두 신호를 함께 수신해야 하는데 GPS 위성의 신호는 지상 20,000km로부터 날아온다. 즉 수신단에서의 신호 세기가 약 -130dBm 정도로 매우 작다[7]. 하지만 위의 상황처럼 의사위성은 기껏해야 수 km 정도의 거리에 설치되고, 그 파워가 지나치게 클 경우, 다른 의사위성 신호뿐만 아니라, GPS 위성의 신호를 수신하지 못하게 된다.

또한 이는 주위의 모든 수신기에도 영향을 미쳐 자칫 의사위성이 GPS의 재머(jammer)로 작용할 수 있다. 이를 방지하기 위해서는 적절한 의사위성 신호 세기의 튜닝(tuning)이 필요하다. 이를 위해서 본 논문에서 사용한 의사위성 시스템은 신호의 세기를 펄싱의 폭과 가변 신호 감쇄기(attenuator)를 이용해 튜닝 하였다. 다음절에서 자세히 설명하겠다.

4. 펄싱(pulsing)

앞에서 지적인 의사위성 시스템의 문제는 모두 의사위성 신호의 세기와 관련되어 있다. 이를 효과적으로 조절하기 위해서 본 연구에서는 펄싱 기법과 적절히 신호 감쇄기를 사용하였다.

펄싱이라는 것은 신호를 연속적으로 방송하는 것이 아니라, 펄싱 형태로 방송하는 것이다. 즉 의사위성 신호인 C/A Code 한 주기(1ms)내에서 일정 %만 신호를 방송하고, 그 이외의 시간에는 방송을 하지 않는 기법이다[3]. 그림 8에서 연속 신호와 펄싱 신호의 차이를 나타내었다. 펄싱 신호는 그림처럼 펄싱지속시간(pulsing duration)동안만 신호를 방송하고, 나머지 시간에는 신호를 방송하지 않는 기법이다. 즉 해당 의사위성의 신호가 방송되는 시간에는 해당 의사위성에 매우 가까이 있는 사용자는 해당 의사위성 신호를 제외한 다른

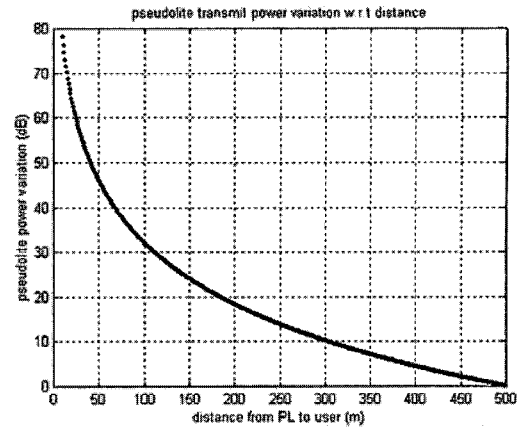


그림 7. 거리에 따른 의사위성 신호 감쇄량. Fig. 7. PL signal power attenuation for distance.

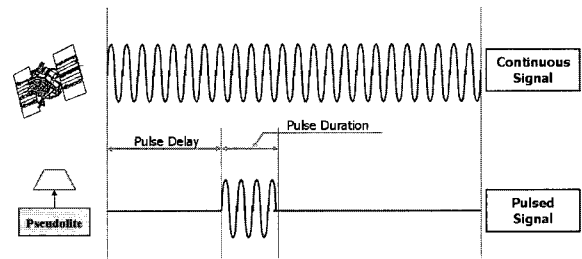


그림 8. 연속신호와 펄싱신호의 비교. Fig. 8. Continuous signal vs pulsed signal.

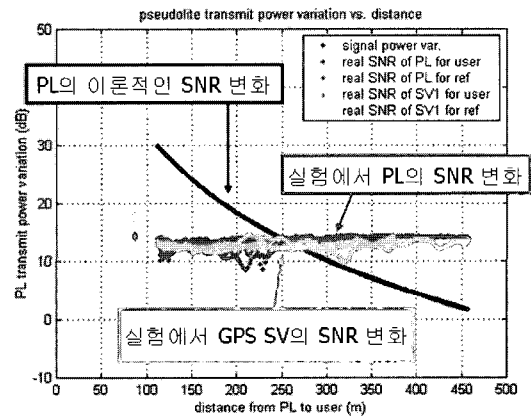


그림 9. 거리에 따른SNR 변화. Fig. 9. SNR variation for distance.

위성의 신호를 받지 못할 수 있지만, 그 외의 시간에는 아무런 방해 없이 다른 위성들의 신호를 받을 수 있는 것이다.

본 펄싱 기법을 사용하기 위해서는 펄싱의 폭인 pulsing duration 값을 정하는 것이 매우 중요하다. 펄싱의 폭을 정하기 위해서 이론적인 값보다는 실제 테스트를 통해 결정하였다. 1차적으로 RTCM에서 제시하는 펄싱폭인 10%의 펄싱폭을 고려했으며, 펄싱폭을 정하기 위한 실제 테스트 결과, 8% 정도의 값을 사용하기로 하였다[8]. 이는 실제 실험 시, 신호 도달 영역과 제작된 의사위성의 최대 신호 세기를 고려하여 설정된 것이다.

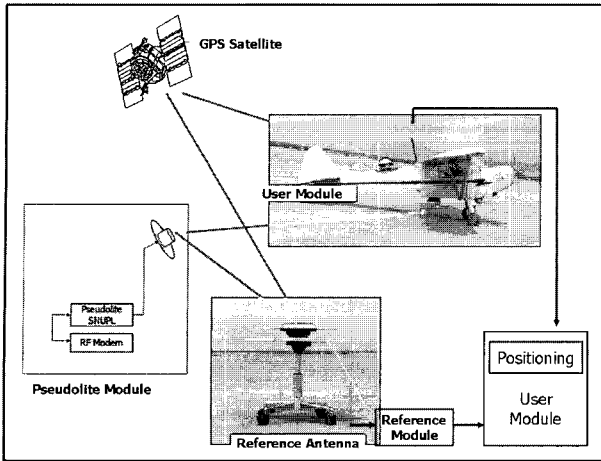


그림 10. 시스템 구성.
Fig. 10. System structure.

그림 9는 실제 실험에서의 거리에 따른 SNR 변화 값이다. 거리는 의사위성과 사용자인 비행기와의 거리를 나타낸 것이다. 파란 그래프는 연속적인 의사위성 신호의 이론적인 SNR(Signal to Noise Ratio) 변화를 나타낸 것인데, 100m에서 500m까지 변하는 동안 약 30dB 정도 변한다. 하지만 실제 테스트에서 의사위성의 SNR과 GPS 위성 신호의 SNR은 거의 변하지 않고, 일정한 값을 유지하는 것을 알 수 있다. 즉 거리가 변하더라도 의사위성과 GPS위성의 신호 모두 일정한 세기를 유지하는 것이다. 따라서 본 펄싱 기법을 사용할 때, 근원거리 문제를 비롯해 GPS와의 간섭 문제까지 모두 해결 되었음을 알 수 있다.

5. 시스템 구성

위의 그림 10은 본 연구에서 실제로 구성된 시스템을 나타낸다.

이미 앞에서 언급했던 것처럼 기본적으로 보정위성항법(DGPS) 알고리즘으로 위치를 구하게 된다. 즉 기준국에서 각 의사위성의 시계 오차를 계산하고, 이를 사용자모듈로 보내 준다. 그런데 사용자 모듈로 사용한 비행기의 payload가 너무 작기 때문에 실제 컴퓨터의 탑재가 불가능하여, 수신기의 측정치를 지상의 사용자 모듈로 무선으로 보내어 지상에서 비행기의 위치를 계산하는 시스템으로 구성하였다.

V. 실험 환경 및 실험 장비

1. 의사위성 모듈 및 실험 환경

다음의 그림 11은 서울대와 ㈜전웨이브가 공동 개발한 의사위성이다. 그림의 위쪽 사진은 케이스를 덮은 모습이고, 아래 사진은 케이스 내부의 사진이다. 각 파트는 RF interference를 대비하여 설딩을 하였다.

본 의사위성은 메인 클럭으로 저가의 TCXO(Temperature Compensated Oscillator)를 사용하였으며, 외부에서 다른 클럭 소스를 제공받을 수 있도록 설계되었다. 또한 펄싱 및 기타 신호 튜닝이 가능하도록 설계되었다.

또한 본 의사위성 신호의 최대 세기는 +10dBm으로 설계 되었으며, 신호 세기는 -80dBm까지 낮추는 것이 가능하다. 여기에 펄싱을 할 경우, 실제 수신기 수신단에서는 GPS위성

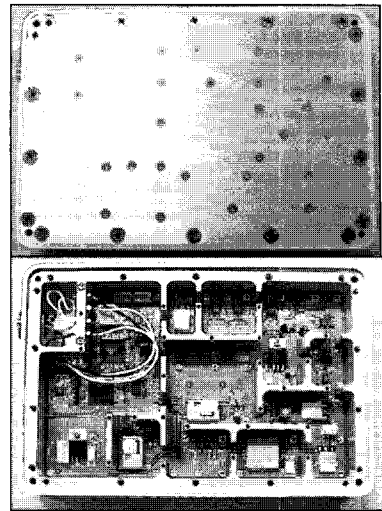


그림 11. 직접 제작한 의사위성(SNUPL).
Fig. 11. SNUPL(Seoul Nat'l Univ. PseudoLite).

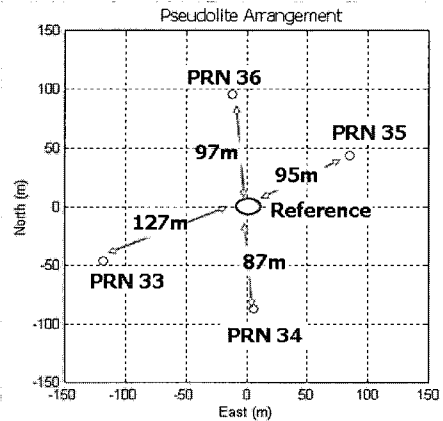


그림 12. 의사위성 배치.
Fig. 12. Pseudolites arrangement.

의 수신 신호 레벨인 -130dBm 이하로 낮출 수 있다.

본 연구에서는 GPS/의사위성 통합 시스템의 성능을 입증 하고 분석하기 위하여 모형 RC(Remote Control) 비행기를 이용한 비행실험을 하였다. 본 실험은 서해안의 한 간척지에서 이루어졌다. 해당 실험 공간은 간척지이기 때문에 사방에 방해물이 없기에 전파 신호 환경에는 비교적 좋은 편이다. 다만 사방이 평평하기 때문에 의사위성의 설치에는 다소 좋지 않다. 즉 의사위성의 높이를 다르게 설치하는 것이 원칙적으로는 불가능하다. 이러한 단점에도 불구하고 해당 공간에서 실험을 수행한 이유는 우리나라에 이러한 비행 실험을 할 수 있는 공간이 충분치 않기 때문이다. 보다 나은 실험을 위해서는 의사위성의 높이를 다르게 하여, 그 영향을 분석할 필요가 있다.

참고로 해당 공간에서의 비행실험은 3차례 정도 이루어졌다.

그림 12는 의사위성의 배치 상황을 나타낸 것이다.

의사위성의 위치는 Trimble사의 4000ssi를 이용해 정밀 측위를 하여 구했다. 이렇게 위치를 구할 경우, 위치 오차가 수 cm 수준으로 결정할 수 있다.

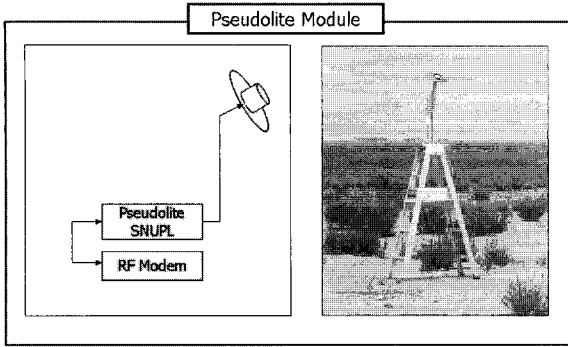


그림 13. 의사위성 모듈.
Fig. 13. Pseudolite module.

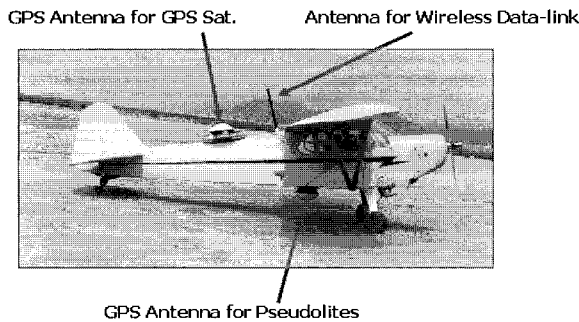


그림 14. 사용자 모듈 : 모형 비행기.
Fig. 14. User module : RC aircraft.

위의 그림 13은 의사위성 모듈을 나타낸 것인데, 좌측은 의사위성 모듈의 구성이고, 오른쪽은 실제 설치된 모습이다.

2. 기준국 모듈

앞에서 언급했듯이 기준국에서는 의사위성의 시계오차와 DGPS 보정치를 계산하고, 이를 사용자에게 전해주는 역할을 한다. 그러기 위해서는 기준국의 위치를 정확하게 구하는 것이 중요한데, 이는 의사위성의 위치와 마찬가지로 Trimble사의 4000ssi 수신기를 이용해 정밀 측위로 구하였다.

3. 사용자 모듈

사용자모듈은 모형 RC 비행기를 이용하였다. 비행기의 기종은 1/4 스케일의 파이퍼컵(pipercup)이다. 아래 그림인데, 특징은 위와 아래 두 개의 GPS 안테나를 장착한 것이다.

물론 위 비행기에 실린 수신기는 한 개이다. 그러나 위에서 오는 GPS 신호와 아래에서 오는 의사위성 신호를 모두 받기 위해 위와 아래에 각각의 안테나를 설치하였고, 두 신호는 GPS Network사의 신호 결합기(signal combiner)를 이용하여 하나의 신호로 합쳤다.

또 수신기에서 나오는 측정치는 무선 모뎀을 통하여 지상의 사용자 모듈로 전송하여, 지상에서 비행기의 위치를 계산하도록 하였다.

VI. 실험 결과

1. 정적 실험

실험은 크게 정적 실험과 동적 실험으로 이루어졌다. 먼저 정적 실험을 살펴보자. 정적 실험은 비행기를 지상에 정지해 둔 상태에서 이루어졌다. 정적 실험 결과는 위와 같다.

표 4. 정적 실험 결과.

Table 4. Static test results.

	DGPS only	DGPS with PL
2drms 오차(수평)	2.823 m	2.492 m
2drms 오차(수직)	3.227 m	1.208 m
HDOP	1.733	1.339
VDOP	2.357	1.028

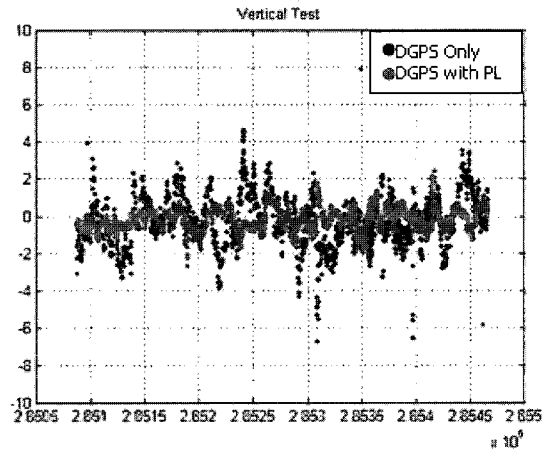


그림 15. 정적실험의 수직방향 오차.
Fig. 15. Vertical error in static test.

실험 결과를 보면, 수평보다 수직에서 정확도가 급격히 향상되는 것을 알 수 있다. 이는 DOP(Dilution Of Precision)값으로 이유를 알 수 있다. DOP값은 위성의 기하학적 배치로 인해 생기는 오차를 말한다. GPS의 경우 위성이 모두 사용자의 머리 위쪽에 있기 때문에 수평 보다는 수직쪽으로 배치가 좋지 못하다. 따라서 수직 방향 DOP인 VDOP(Vertical DOP)이 HDOP(Horizontal DOP)에 비해 더 높은 값을 갖는다. 그러나 의사위성을 함께 사용할 경우, 의사위성이 사용자와 비슷한 높이 내지는 더 아래 쪽에 위치하기 때문에 위성의 수직방향 배치 상태를 향상시킨다. 즉 VDOP 값이 수평 수준으로 떨어지고, 이는 수직방향 정확도에 그대로 반영된다. 아래 그림은 정적 실험의 수직방향 궤적이다.

파란색이 DGPS만을 사용한 것이고, 붉은색이 의사위성을 함께 사용한 것인데, 의사위성을 함께 사용할 경우, 수직 정확도가 크게 향상됨을 볼 수 있다.

2. 동적 실험

동적 실험은 비행기가 선회비행을 하는 것으로 구성되었다. 다음의 그림 16은 수평 궤적이고, 그림 17은 수직 궤적이다. 수평궤적을 살펴보면, 대략 직경 350m 의 원을 돈 것을 알 수 있다. 이때 정확도를 검증하기 위하여 후처리로 CDGPS(Carrier Phase DGPS)해를 구하여 이를 참조으로 하여 정확도를 분석하였다.

그런데 그림에서도 볼 수 있듯이 수평 결과는 큰 차이가 없는 것을 알 수 있다. 이는 정적 실험에 비해서도 훨씬 좋은 모습을 보이는데, 사용자 모듈인 모형 비행기가 하늘을 날고 있기 때문에 다중경로오차(multi-path)가 상대적으로 적기 때문이라 생각된다.

다음 그림 17은 수직방향 궤적이다. 수평에 비해서 상대적으로 많이 좋지 않은 모습을 보이는데, 이는 당시 사용된

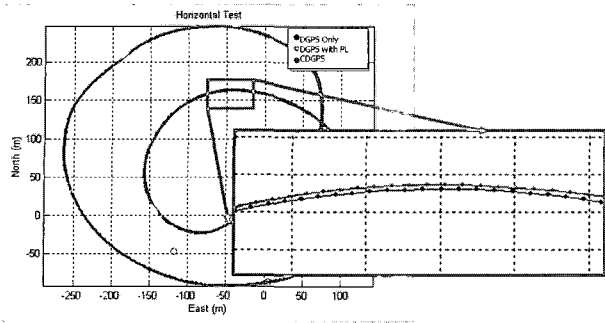


그림 16. 동적 실험의 수평 궤적.
Fig. 16. Horizontal trajectory in dynamic test.

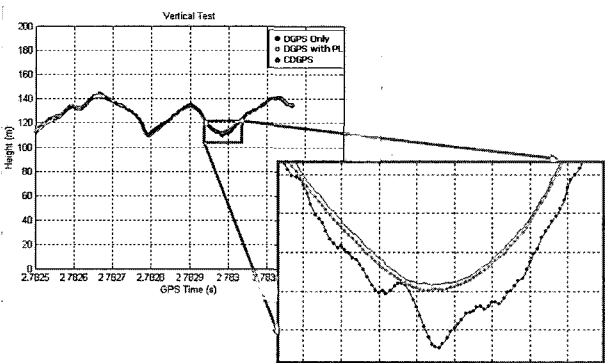


그림 17. 동적 실험에서 수직 궤적.
Fig. 17. Vertical trajectory in dynamic test.

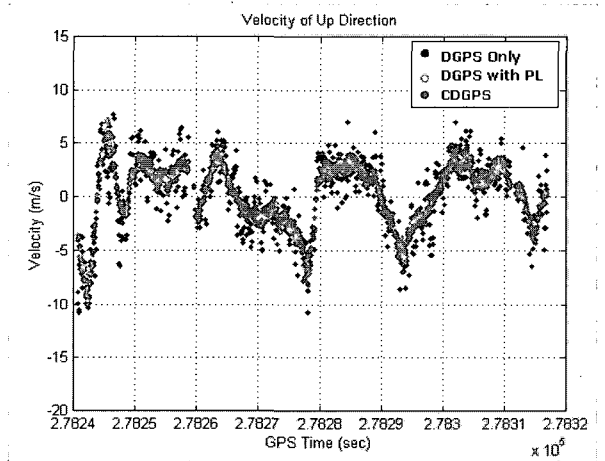


그림 18. 동적 실험에서 수직방향 속도.
Fig. 18. Vertical velocity in dynamic test.

표 5. 동적 실험 결과.
Table 5. Dynamic test results.

	HDOP	VDOP	Horizontal Error(2drms)	Vertical Error(2drms)
DGPS only	1.719	2.442	0.477 m	4.169 m
DGPS with PL	1.662	1.196	0.289 m	2.520 m

위성의 개수가 4기 밖에 되지 않았기 때문에 특히 수직 방향 오차가 크게 나타났다. 파란색이 DGPS만을 사용한 결과이고, 녹색이 의사위성을 함께 사용한 결과, 그리고 붉은색이 참값으로 생각하는 CDGPS 결과이다. 확대한 그림을 살펴보면, DGPS만을 사용한 것에 비해서 의사위성을 사용할 경우 보다 부드러운 궤적을 보이며, 일반적인 비행기의 움직임에 부합하는 것을 알 수 있다.

또한 그림 18은 수직방향 속도를 나타내는데, 의사위성을 함께 사용한 결과는 CDGPS의 결과와 그다지 큰 차이가 없는데 비해서 DGPS만을 사용한 결과는 그 잡음 수준이 보다 크다는 것을 알 수 있다.

역시 의사위성을 GPS 위성과 함께 사용할 경우, 보다 정확한 위치를 얻을 수 있으며, 이는 특히 수직방향에 큰 영향을 미친다.

표는 동적 실험의 결과이다. 역시 수평에 비해서 수직 오차가 상대적으로 너무 큰 모습을 보이는데, 첫 번째 원인은 사용한 GPS 위성의 개수가 적다는 것이고, 두 번째 원인은

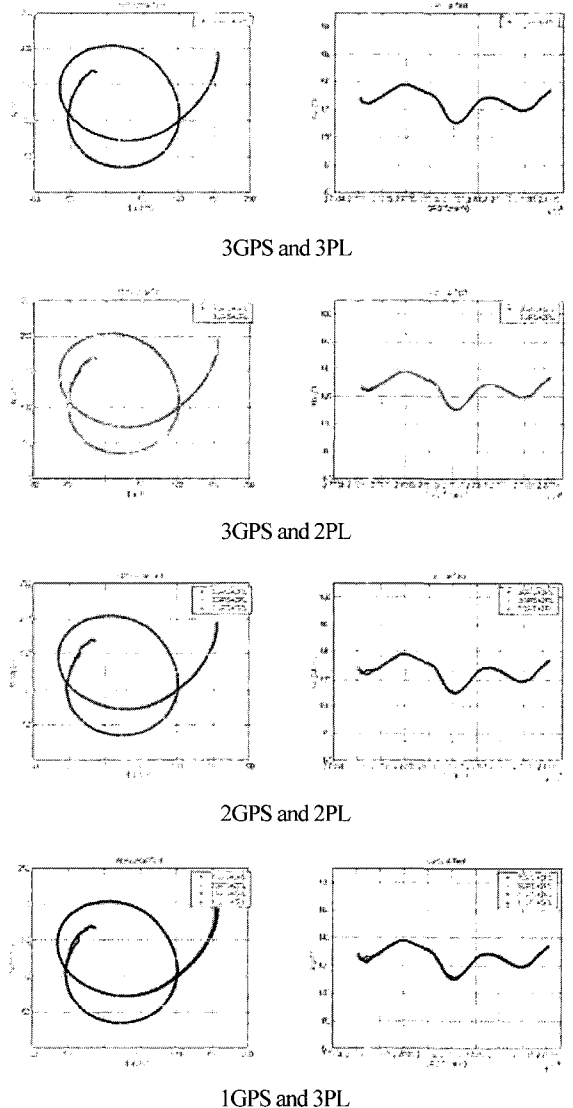


그림 19. 의사위성 개수 변화에 따른 궤적.
Fig. 19. Trajectory for number of PL.

기준국이 지상에서 너무 가깝기 때문에 이로 인해서 다중경로오차가 생기고 이것이 특히 수직 방향에 큰 영향을 미친 것으로 생각된다.

의사위성을 사용할 경우, 수직 정확도 향상 이외에 또 다른 이점은 측정치 개수를 증가시킬 수 있다는 것이다. 즉 상화에 따라서 충분한 GPS 위성의 가시성이 확보되지 못할 경우, 의사위성을 사용하면 이를 해결할 수 있다는 것이다.

앞의 그림 19는 GPS위성과 의사위성 측정치의 개수를 변화시키면서 궤적을 그린 것인데, 그 개수에 상관없이 거의 같은 궤적을 보인다. 즉 GPS 위성의 측정치가 부족할 경우, 의사위성이 충분히 그 대체 역할을 할 수 있으며, 이는 즉 GPS가 동작하지 않는 지역에서 의사위성을 활용하여 그 가시성을 보완할 수 있다는 의미가 된다.

의사위성은 GPS를 사용하지 못하는 지역에서 GPS의 사용을 가능케 한다.

3. 결과 분석

아래의 그림 20은 기준국에서의 GPS 위성과 의사위성의 양각을 나타낸다. 기준국에서는 GPS위성을 총 7개 수신했으나, 사용자 모듈인 모형 항공기의 경우, 양각이 높은 4개의 위성만을 수신했다. 따라서 실제로 사용한 GPS 위성은 양각이 높은 4개뿐이다. 그림을 보면, 의사위성의 효과를 알 수 있는데, 상대적으로 매우 낮은 양각을 갖기 때문에 의사위성을 사용할 경우, 위성의 수직 배치 상태가 크게 향상된다. 일반적으로 GPS위성의 마스크각이 10도 정도임을 감안할 때, 의사위성의 효과는 매우 크다고 할 수 있다.

이는 그림 21의 DOP 그림을 보면 확연하게 나타난다. 아래 그림의 좌측 그래프는 수평방향인 HDOP이고, 우측은 수직방향인 VDOP이다. 역시 의사위성을 함께 사용할 경우, DOP값이 향상됨을 알 수 있으며, 특히 수직방향에서 큰 효과를 나타낸다. 이유는 사용자 입장에서 볼 때, GPS위성이 수평으로는 퍼져있는 상태이기 때문에 의사위성을 함께 사용하더라도 그 효과가 미미하나, 수직으로 볼 때는 GPS 위성은 모두 사용자의 머리 위쪽에 있기 때문에 사용자 아래에 위치한 의사위성의 배치 상태가 더욱 큰 영향을 미치는 것이다.

여기서 의사위성을 함께 사용할 경우, DOP값이 흔들리는 것은 의사위성과 항공기의 거리가 가깝기 때문이다. 즉 항공기에서 의사위성을 바라보는 방향벡터 값이 크게 바뀌기 때문에 이로 인해 위성의 배치 상태가 크게 바뀌기 때문이다. 반면 GPS 위성만을 사용할 경우, 사용자와 위성까지의 거리가 워낙 멀기 때문에 위성의 배치 상태가 거의 바뀌지 않게 된다.

다음의 결과들에서 알 수 있듯이, 의사위성을 GPS 위성과 함께 사용하면, 정확도가 분명히 향상된다. 그리고 의사위성이 단순히 측정치를 추가하는 효과 이외에 GPS 위성이 갖는 기하학적 한계인 수직방향 배치 상태를 향상시키므로, 수직 방향의 정확도가 수평 방향에 비해 더욱 크게 향상된다.

또 본 실험에서는 직접 제작한 수신기를 사용하였는데, 본 수신기의 신호 추적 대역폭(bandwidth)을 일반 수신기에 비해서 다소 크게 잡았기 때문에 그 잡음 수준이 비교적 큰 값을 갖는다. 이로 인해 해의 정확도가 일반 정확도에 비해서 다소 큰 값이 나왔다. 대역폭을 크게 잡을 경우, 수신기가 위성

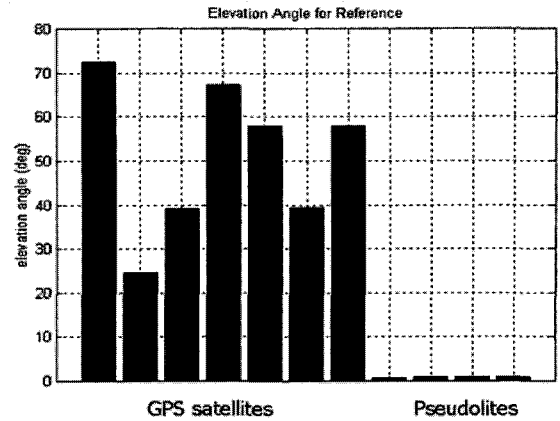


그림 20. 위성의 양각 그래프.
Fig. 20. Elevation angle of SVs and PLs.

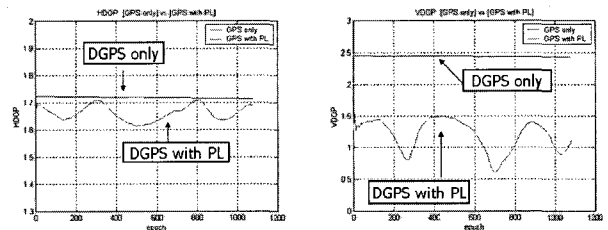


그림 21. 동적 실험에서의 DOP.
Fig. 21. DOP in dynamic test.

신호를 보다 잘 따라갈 수 있다는 장점이 있으나, 그 잡음 수준이 커지는 단점을 안고 있다. 일반적인 수신기가 3-5Hz 정도의 대역폭을 갖는데 반해서 본 실험에서 사용한 수신기의 대역폭은 15Hz였다.

VI. 결론

본 논문에서는 GPS의 가장 큰 문제인 가시성 문제와 수직 방향 오차를 보정하는 방안에 대해 연구하였고, 그 대안으로서 의사위성을 GPS와 함께 사용하는 것을 제안하였다.

본 논문에서는 GPS위성과 의사위성을 함께 사용함에 있어 문제가 될 수 있는 사항들을 지적하고, 이에 대한 해결방법으로 펄싱(pulsing)을 사용하였으며, 실험을 통해 GPS에 대한 간섭을 해결하였음을 보였다.

의사위성은 GPS 위성의 수직 배치를 향상시켜, 사용자(비행기)는 보다 정확한 수직 위치를 얻을 수 있었다. 정적 실험에서 DOP와 수직정확도는 모두 2배 이상 향상되었음을 알 수 있다. 그림 20에서 볼 수 있듯이 의사위성의 양각은 GPS 위성과는 상당히 다른 경향을 보였고, 특히 사용자(비행기) 측면에서 볼 때는 음의 양각을 갖게 된다. 즉 위성이 사용자의 발 아래에도 존재하기 때문에, 수직방향의 측면에서 볼 때, 위성의 기하학적 배치가 향상되는 결과를 가져온다. 따라서 수평 정확도와 수직정확도의 차이가 없어지는 결과를 갖게 되었다.

의사위성은 많은 분야에 사용이 가능하다. 특히 GPS와 함께 사용하여, GPS의 위성 가시성 문제를 해결할 수 있으며, 항공기 이용이 가능하도록 수직 정확도를 향상할 수 있는 해

법이 될 수 있다. 게다가 GPS에 문제가 생길 경우, 의사위성만으로 독자항법이 가능하기에 GPS를 보강할 수 있는 백업 시스템으로 적당할 것이라 생각된다.

특히 본 논문에서 개발한 의사위성 시스템의 장점은 시스템이 매우 간단하다는 것이다. 본 시스템은 매우 간단한 모형항공기에서도 활용 가능한 시스템으로, 본 의사위성 시스템의 설치를 위한 장비가 매우 간단하며, 그 설치 시간도 비교적 빠르다. 따라서 본 항법 시스템은 저가 무인항공기의 이착륙 분야 등에 이용이 가능하리라 생각한다.

참고문헌

[1] H. S. Cobb, "GPS pseudolites: Theory, design and applications," *Ph.D. Thesis of AA, Stanford University*, pp. 13-14, September 1997.

[2] 윤두희, "GPS 의사위성을 이용한 항법 시스템에 관한 연구" 서울대학교 공학박사학위 논문, pp. 47-50, 2003. 2.

[3] B. W. Parkinson, "GPS positioning system : Theory and applications volumell," *ALAA, Inc*, pp. 55-56, 1996.

[4] E. D. Kaplan, "Understanding GPS principles and applications" *Artech House*, pp. 323-328.

[5] B. W. Parkinson, "GPS positioning system : Theory and applications volumell," *ALAA, Inc*, pp. 57, 1996.

[6] 윤두희, "GPS 의사위성을 이용한 항법 시스템에 관한 연구" 서울대학교 공학박사학위 논문, pp. 52-54, 2003.

[7] J. J. Spilker, "GPS signal structure and performance characteristics," *Navigation VolumeI*, The U.S. Institute of Navigation, pp. 29-54, 1978.

[8] T. A. Stansell, "RTCM SC-104 recommended pseudolite signal specification," *Navigation Volumelll*, The U.S. Institute of Navigation, pp. 117-134, 1986.

[9] H. S. Cobb, "GPS pseudolites: Theory, design and applications," *Ph.D. Thesis of AA, Stanford University*, pp. 49-51, September 1997.



이택진

2001년 서울대학교 기계항공공학부(공학사). 2001년~현재 서울대학교 기계항공공학부 석박사통합과정 재학중. 관심분야는 GPS관련 의사위성과 수신기.



김강호

2004년 서울대학교 기계항공공학부(공학사). 2004년~현재 서울대학교 기계항공공학부 석사과정 재학중. 관심분야는 GPS관련 의사위성과 수신기, SBAS.



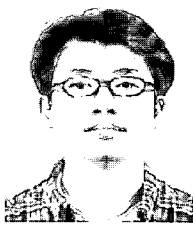
소형민

2001년 고려대학교 기계공학과(공학사). 2003년 서울대학교 기계항공공학부(공학석사). 2003년~현재 서울대학교 기계항공공학부 박사과정 재학중. 관심분야는 GPS 수신기.



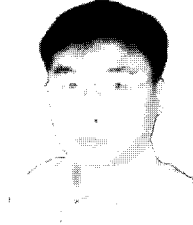
기창돈

1984년 서울대학교 항공공학(공학사). 1986년 서울대학교 항공공학(공학석사). 1984년 스탠포드대학교 항공우주공학(공학박사). 1996년~현재 서울대학교 기계항공공학부 부교수. 관심분야는 항법 및 GNSS 시스템.



노광현

1995년 원광대학교 전자공학과(공학사). 1997년 원광대학교 통신시스템(공학석사). 1999년~현재 ㈜썬웨이브텍 수석연구원.



이기덕

1994년 금오공대 전자공학과(공학사). 1997년~현재 ㈜썬웨이브텍 수석연구원.