

논문 2011-48TC-10-4

위성항법시스템과 비전시스템 융합 기술 기반의 신뢰성있는 위치 측위에 관한 연구

(A Study of a Reliable Positioning Based on Technology Convergence
of a Satellite Navigation System and a Vision System)

박 지 호*, 권 순*, 이 충 회*, 정 우 영*

(Chi-Ho Park, Soon Kwon, Chung-Hee Lee, and Woo-Young Jung)

요 약

이 논문은 위성항법시스템의 문제점인 위치오차와 실외음영지역을 해소하기 위하여 위성항법시스템과 비전시스템을 융합한 신뢰성있는 고정밀 측위 기술을 제안하였다. 동적단독측위에서 이동체는 이동 위치에 따라 사용할 수 있는 위성항법시스템의 수가 변화한다, 위치 측위를 위해서는 최소 4개 이상의 위성항법시스템으로부터 위치정보데이터를 수신 받아야 한다. 그러나 도심지역에서는 고층건물이나 장애물 또는 반사파에 의해 정확한 위치측위가 어렵다. 이러한 문제점을 해결하기 위하여 비전시스템을 이용하였다. 위성항법시스템을 사용하기 열악한 도심지역의 특정 건물에 정확한 위치값을 결정해 놓는다. 그리고 비전시스템을 통해 특정 건물을 인식하고, 인식된 건물을 이용하여 위치오차를 보정해 준다. 이동체는 이동하면서 비전시스템을 이용하여 특정 건물을 인식하며 위치 데이터값을 만들어내고, 위치계산을 수정하여 안정되고 신뢰성있는 고정밀 위치측위를 할 수 있다.

Abstract

This paper proposes a reliable high-precision positioning system that converges a satellite navigation system and a vision system in order to resolve position errors and outdoor shaded areas, two disadvantages of a satellite navigation system. In kinematic point positioning, the number of available satellite navigation systems changes in accordance with a moving object's position. For location determination of the object, it should receive location data from at least four satellite navigation systems. However, in urban areas, exact location determination is difficult due to factors like high buildings, obstacles, and reflected waves. In order to deal with the above problem, a vision system was employed. First, determine an exact position value of a specific building in urban areas whose environment is poor for a satellite navigation. Then, identify such building by a vision system and its position error is corrected using such building. A moving object can identify such specific building using a vision system while moving, make location data values, and revise location calculations, thereby resulting in reliable high precision location determination.

Keywords : Satellite Navigation System, Vision System

I. 서 론

현재 활용되고 있는 위성항법시스템은 최근까지 많

* 정회원, 대구경북과학기술원
(Daegu Gyeongbuk Institute of Science & Technology)

※ 본 연구는 2011년 교육과학기술부에서 지원하는 대구경북과학기술원 기관고유사업에 의해 수행되었습니다. (과제번호 : 11-IT-02)

접수일자: 2011년8월4일, 수정완료일: 2011년10월17일

은 논문에서 발표되었던 GPS(Global Positioning System)의 고정밀 측위기술이다. GPS시스템 가격이 저렴해지고, GPS의 근대화와 GPS의 보완이 추가되면서, 지상, 해상, 항공 등 다양한 분야에서 새로운 활용방법이 시도되고 있다. 위성항법시스템은 관성항법시스템(INS : International Navigation System)에 비하여 위치 정확도를 획기적으로 향상시킨 전파항법의 일종으로 지구 전역을 10m 정도의 오차 범위에서 위치정보를 제

표 1-1. 위치 오차
Table 1-1. Positioning Errors.

오차 요인	오차 범위(m)
위성항법시스템 시간 오차	1~5m
위성항법시스템 위치 오차	0~1.5m
전리층의 굴절	0~30m
대류층의 굴절	0~30m
수신기 잡음	0~10m
다중 경로(Multipath)	0~1m

공하는 기술이다.

위성항법시스템의 위치측정 정확도를 떨어뜨리는 요소들은 크게 2부분으로 나눌 수 있다. 첫째 구조적 요인으로 생기는 오차로는 위성항법시스템 시간오차, 위성항법시스템 위치오차, 전리층과 대류층의 굴절, 잡음, 다중경로 등이 있다. 둘째 위성항법시스템의 배치상황에 따른 기하학적 오차가 있다. 또한 SA(Selective Availability)오차는 2000년 5월 1일부로 제거되었다. 위 요소들이 모두 잠재적으로 합쳐져서 매우 큰 오차 결과가 발생하는데 이것을 UERE(User Equivalent Range Error)라고 한다. 표 1-1은 오차 요인에 따른 오차 범위를 나타낸 것이다.

초기 군사용 목적으로 만들어진 미국의 GPS가 1990년대 민간에 개방되면서 차량 항법, 항공기, 통신, 과학, 농업, 탐사 등 다양한 산업에 폭넓게 이용되고 있다. 또한 구조련의 위성항법시스템인 GLONASS도 민간에 개방되면서 더욱 다양하게 활용되고 있으며, 최근에는 유럽연합의 Galileo, 중국의 Beidou/Compass, 일본의 QZSS 등과 같은 추가적인 위성항법시스템의 활용이 가능해 지고 있다. 최근에는 이러한 다양한 위성항법시스템을 통합하고, 기존 시스템을 보완한 전 지구적인 항법위성시스템(GNSS : Global Navigation Satellite System)을 연구하고 있다^[3~6]. 이 시스템의 가장 큰 장점은 항법의 정확도, 편리성, 연속성, 연속적인 사용성, 완전성 등이 총체적으로 개선되는 것이다. GNSS의 중요한 사항은 주파수 대역 할당으로, 최근 주파수 할당에 대한 협의는 세계 무선통신회의 2000(WRC2000)에서 L1-밴드는 1575.42MHz, L2-밴드는 1227.60MHz,

L5-밴드는 1176.45MHz로 할당하였다. 이렇듯 위성수의 증가와 다중 주파수 사용은 정확도와 연속성 등의 문제점을 일부 해결할 수 있게 되었다. 하지만 현재 전 지구의 47%나 되는 실외 음영지역을 어느 정도 해결할 수 있는지는 불명확하다^[1~2]. 물론 위성수의 증가로 실외 음영지역을 어느 정도 해결할 수 있으나, 급속도로 발전하는 산업화 속에서 실외 음영지역은 더욱 증가하게 되므로 근본적인 해결책이 될 수는 없다. 따라서 본 논문에서는 위성항법시스템과 비전시스템을 융합하여 보다 신뢰성있고 안전성이 확보되는 고정밀 위치 측위 기술을 제안하였다.

II. 본 론

1. 문제점 및 연구내용

급속한 산업화의 발전으로 도심지가 확대되어 위성항법시스템을 사용할 수 있는 환경이 점점 열악해 지고 있다. 그림 2-1은 도심에서 위성항법시스템으로부터 위치정보데이터를 수신하는 상황을 나타내고 있다.

그림 2-1과 같이 위성항법시스템은 3차원 위치측위를 하므로 항상 4개 이상의 위성항법시스템으로부터 위치정보데이터를 수신해야 위치를 계산할 수 있다. 물론 많은 위성항법시스템으로부터 위치정보데이터를 수신할 경우 정확한 위치를 계산할 수 있다. 하지만 도심이나 산악 지역에서는 위성항법시스템으로부터 송신되는

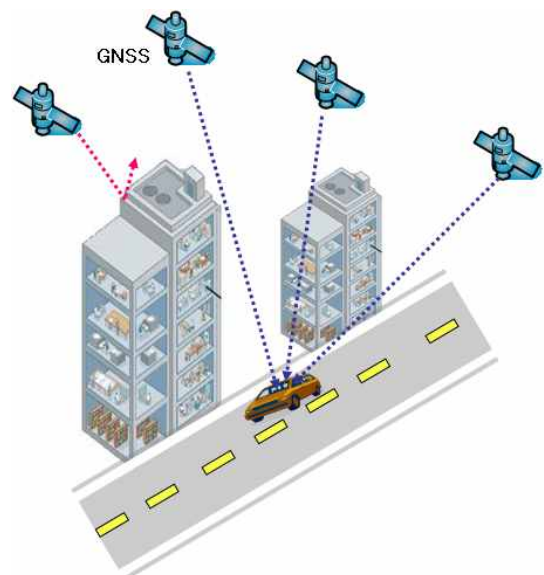


그림 2-1. 도심에서의 위성항법시스템 수신 상황
Fig. 2-1. Receive Situation of Satellite Navigation System in a City.

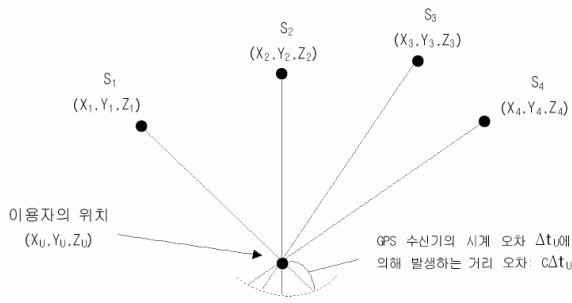


그림 2-2. 위성항법시스템의 삼각측정법
Fig. 2-2. Triangle Measurement Method of Satellite Navigation System.

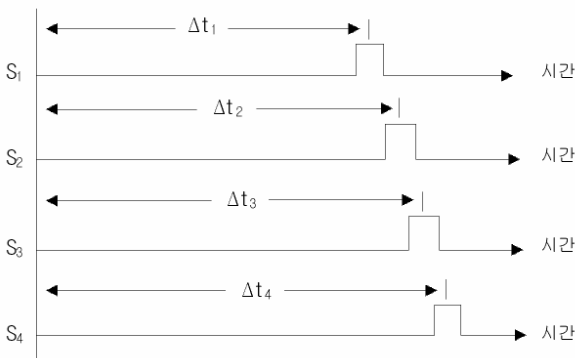


그림 2-3. 위성항법시스템의 삼각측정법에 따른 도달 시간
Fig. 2-3. Arrival Time of Triangle Measurement Method on Satellite Navigation System.

위치정보데이터가 높은 건물이나 산에 의해 수신기에서 제대로 수신할 수 없는 상황이 빈번히 발생한다. 이러한 경우 정밀도가 떨어지거나 음영지역이 발생하게 된다. 따라서 외부 장애물에 의한 음영지역발생을 해결하기 위해 많은 논문에서 위성항법시스템과 여러 매체를 이용하는 기술들을 제안하고 있다. 하지만 신뢰성 등 여러 가지 이유로 활용이 미비하다.

그림 2-2는 위성항법시스템을 이용한 삼각 측정법에 대한 설명이다.

그림 2-3은 일반적인 위성항법시스템의 삼각 측정법에 따른 도달 시간을 나타낸다.

식 (2.1)은 그림 2-2와 그림 2-3을 이용한 위성항법시스템의 삼각측정법에 따른 위치 계산 해를 나타낸다.

$$\begin{aligned}
 (X_1 - X_U)^2 + (Y_1 - Y_U)^2 + (Z_1 - Z_U)^2 &= (C\Delta t_1 - C\Delta t_U)^2 \\
 (X_2 - X_U)^2 + (Y_2 - Y_U)^2 + (Z_2 - Z_U)^2 &= (C\Delta t_2 - C\Delta t_U)^2 \\
 (X_3 - X_U)^2 + (Y_3 - Y_U)^2 + (Z_3 - Z_U)^2 &= (C\Delta t_3 - C\Delta t_U)^2 \\
 (X_4 - X_U)^2 + (Y_4 - Y_U)^2 + (Z_4 - Z_U)^2 &= (C\Delta t_4 - C\Delta t_U)^2
 \end{aligned}
 \tag{2.1}$$

2. 위성항법시스템과 비전시스템의 융합 알고리즘
그림 2-4는 정상적인 상황에서 위성항법시스템으로부터 위치정보데이터를 수신하는 경우의 측정방정식 결정을 나타낸다.

그림 2-4와 같이 위성을 추적중이라면 식 (2.2)와 같은 측정 방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned}
 \sqrt{(x_1 - x_u)^2 + (y_1 - y_u)^2 + (z_1 - z_u)^2} &= \rho_1 + CB \\
 \sqrt{(x_2 - x_u)^2 + (y_2 - y_u)^2 + (z_2 - z_u)^2} &= \rho_2 + CB \\
 \sqrt{(x_3 - x_u)^2 + (y_3 - y_u)^2 + (z_3 - z_u)^2} &= \rho_3 + CB \\
 \sqrt{(x_4 - x_u)^2 + (y_4 - y_u)^2 + (z_4 - z_u)^2} &= \rho_4 + CB
 \end{aligned}
 \tag{2.2}$$

여기서, ρ 는 의사거리, (x_u, y_u, z_u) 는 수신기 위치, CB(Clock Bias)는 시계오차를 나타낸다.

하지만 많은 지역에서 항상 4개 이상의 위성항법시스템으로부터 위치정보데이터를 수신받기는 어렵다. 따라서 최근 수신기개발 업체에서는 정상적인 환경에서 위성항법시스템으로부터 항법정보데이터를 받지 못하는 경우 네비게이션 프로그램의 오차보정기술인 맵 매칭(Map Matching)기술을 이용하여 측위정확도를 보완해 주고 있다. 현재는 이러한 맵 매칭 기술이 측위정확도를 보정해주는 최선의 방법이지만 보다 신뢰성있고 안정적인 보완기술이 필요한 것이 사실이다. 따라서 본 논문에서는 안정적이며 신뢰도를 향상시키기 위한 방법으로 위성항법시스템과 비전시스템을 결합한 융합 알고리즘을 제안하였다.

동적단독측위는 시간에 따라 변화되는 이동체의 3차원 궤도결정에 사용된다. 동적단독측위의 전형적인 예가 바로 이동체의 항법이다. 동적단독측위에서 이동체

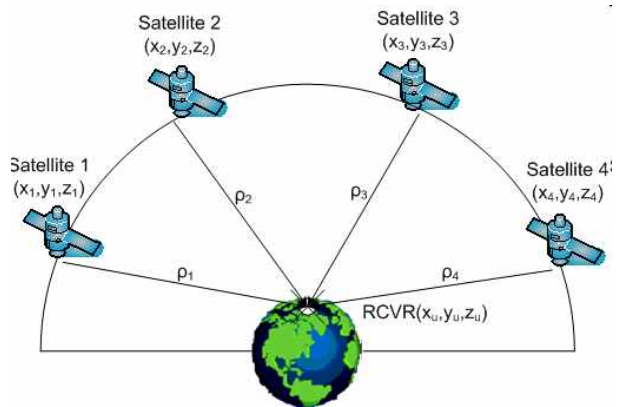


그림 2-4. 측정 방정식 결정
Fig. 2-4. Measurement Equation Result.

는 이동 위치에 따라 사용할 수 있는 위성항법시스템의 수가 변한다. 그 이유로는 이동체의 장소와 환경이 바뀌고, 높은 건물에 위성이 가려지고, 시간의 흐름에 따른 위성의 이동 등 다양한 이유가 있을 것이다. 이러한 이유로 경우에 따라서는 4개 이상 또는 4개 이하의 위성항법시스템으로부터 위치정보데이터를 받는다. 이동체의 위치 정확도는 위성항법시스템의 수에 따라 계속 변하게 된다. 이러한 문제점을 해결하기 위하여 비전시스템과의 융합을 제안한다. 즉, 위치 측위에 열악한 환경인 도심지역에 특정 건물마다 미리 정확한 위치 데이터 값을 결정해 놓는다. 그리고 카메라가 설치된 이동체는 정확한 위치 데이터 값을 가지고 있는 건물을 비전시스템을 이용하여 인식한다. 건물을 인식한 이동체는 건물에 이미 정해진 위치 데이터 값을 파악하고, 현재 부족한 위성항법시스템으로부터 수신 받고 있는 위치정보데이터와 건물의 위치 데이터 값을 이용하여 자신의 위치를 계산한다. 수신기는 위치계산에 부족한 위치정보데이터를 특정 건물을 이용하여 파악한 후 보정값으로 계산하는 것이다. 이동체는 이동하면서 정해진 특정 건물들을 파악하고, 계속 자신의 위치정보데이터를 계산하고 수정할 수 있다. 이 경우 카메라로 특정 건물을 인식하고 이 특정 건물로부터 위치정보에 필요한 데이터를 파악할 수 있어 위성항법시스템이 갖고 있는 한계를 비전시스템과 융합하여 해결할 수 있다. 비전시스템은 현재 스테레오비전을 사용한다고 가정하고,

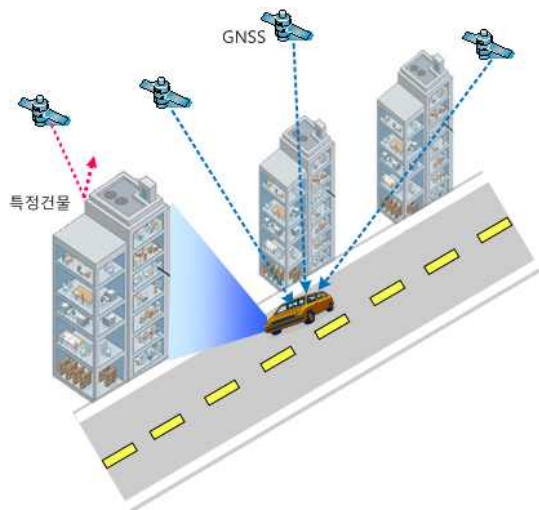


그림 2-5. 위성항법시스템과 비전시스템을 융합 수신 상황

Fig. 2-5. Receive Situation of Satellite Navigation System and Vision System Fusion.

비전시스템의 특성상 최대거리 70m이내에서 특정 건물을 인식한다. 그리고 비전시스템의 위치오차는 거리에 따라 2%의 오차를 가진다^[11].

그림 2-5는 위성항법시스템과 비전시스템을 융합한 경우의 수신 상황을 나타내고 있다.

그림 2-5와 같이 위성을 추적중이라면 식 (2.2)를 변형한 식 (2.3)과 같은 측정 방정식을 얻을 수 있다. 식 (2.3)은 사용할 수 있는 위성항법시스템이 3개인 경우의 측정방정식이다.

$$\begin{aligned} \sqrt{(x_1 - x_u)^2 + (y_1 - y_u)^2 + (z_1 - z_u)^2} &= \rho_1 + CB \\ \sqrt{(x_2 - x_u)^2 + (y_2 - y_u)^2 + (z_2 - z_u)^2} &= \rho_2 + CB \\ \sqrt{(x_3 - x_u)^2 + (y_3 - y_u)^2 + (z_3 - z_u)^2} &= \rho_3 + CB \end{aligned} \quad (2.3)$$

여기에 비전시스템을 이용하여 특정 건물로부터 얻은 정확한 위치데이터 값을 식 (2.4)와 같은 수식으로 변형할 수 있다. 비전시스템에서의 CB(Clock Bias)는 고려하지 않는다.

$$\sqrt{(x_4 - x_u)^2 + (y_4 - y_u)^2 + (z_4 - z_u)^2} = \rho_4 \quad (2.4)$$

식 (2.4)는 정확한 위치정보데이터를 가지고 있는 특정 건물로부터 비전시스템을 이용하여 얻은 위치 값이므로 어떠한 조건에서도 그 값은 정확하고 변동이 없다는 장점을 가지고 있다.

정상적인 환경에서 위성항법시스템으로부터 항법정보데이터를 수신 받기 어려운 경우에 위성항법시스템과 비전시스템을 이용하여 식 (2.3)과 식 (2.4)를 구하여 정확한 위치정보데이터를 계산할 수 있다.

다음은 위성항법시스템과 비전시스템을 이용한 위치정밀도 산출 방정식이다. 위성항법시스템 C/A코드를 기본 관측방정식으로 차량 네비게이션의 탑재된 위성항법시스템 수신칩을 이용한 위치결정은 위성항법시스템으로 전송되는 L1 주파수의 C/A(Coarse/Acquisition) 코드를 이용하는 절대측위 방법을 이용하게 된다. 다양한 위성항법시스템 오차 요소를 포함한 C/A 코드의 기본 관측방정식은 다음과 같이 주어진다^[8].

$$\begin{aligned} P_{i,1}^k &= \rho_i^k + T_i^k + \frac{I_i^k}{f_1^2} + c(dt_i - dt^k) + b_{i,2} + e_{i,1}^k \\ \rho_i^k &= \sqrt{(x^k - x_i)^2 + (y^k - y_i)^2 + (z^k - z_i)^2} \end{aligned} \quad (3.1)$$

여기서, i 는 수신기, k 는 위성을 나타내며, 각 항목은 다음과 같다.

$P_{i,1}^k$: 수신기와 위성사이의 L1 C/A코드의 의사거리
관측값(m)

ρ_i^k : 수신기와 위성사이의 실제 기하학적 거리(m)

T_i^k : 대류층 지연 오차(m)

$\frac{I_i^k}{f_1^2}$: L1 C/A코드 의사거리 전리층 지연오차(m)

c : 빛의 속도(m/s)

dt_i : 수신기 시계 오차(sec)

dt^k : 위성 시계 오차(sec)

$b_{i,2}^k$: interchannel bias(m)

$e_{i,1}^k$: L1 C/A코드 의사거리 관측 랜덤 오차

$$A = \begin{bmatrix} \frac{x^k - \dot{x}_i}{\rho_i^k} & \frac{y^k - \dot{y}_i}{\rho_i^k} & \frac{z^k - \dot{z}_i}{\rho_i^k} & c \\ \frac{x^l - \dot{x}_i}{\rho_i^l} & \frac{y^l - \dot{y}_i}{\rho_i^l} & \frac{z^l - \dot{z}_i}{\rho_i^l} & c \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{x^q - \dot{x}_i}{\rho_i^q} & \frac{y^q - \dot{y}_i}{\rho_i^q} & \frac{z^q - \dot{z}_i}{\rho_i^q} & c \end{bmatrix} \quad \text{: 설계 행렬}$$

$n \times 4$

$$\xi = \begin{bmatrix} \Delta x_i \\ \Delta y_i \\ \Delta z_i \\ dt_i \end{bmatrix} \quad \text{: 미지수 행렬}$$

$$e = \begin{bmatrix} e_i^k \\ e_i^l \\ \vdots \\ e_i^q \end{bmatrix} \quad \text{: 랜덤 오차 행렬}$$

$n \times 1$

전리층 지연효과 및 위성 시계오차는 위성항법메시를 기반으로 제거하고, 대류층 지연효과는 대류층 모델을 기반으로 dry 및 wet 효과를 추정하여 제거하고, 다중경로오차(Multipath)는 발생하지 않았다고 가정하고, interchannel bias는 작은 크기이므로 무시하게 되어, 식 (3.1)의 관측방정식을 재 전개하면 식(3.2)과 같이 나타낼 수 있다.

$$P_{i,1}^k - T_i^k - \frac{I_i^k}{f_1^2} + cdt^k = \rho_i^k + cdt_i + e_{i,1}^k \quad (3.2)$$

식 (3.2)의 좌변을 $P_{i,0}^k$ 로 나타내고, 비선형 방정식이기 때문에 선형화하여, Gauss-Markov Model(GMM)에 적용하면 식 (3.3)과 같다. 이때 위성의 위치는 항법 메시지를 이용하여 위성의 위치를 결정하였으며, 미지수는 수신기의 3차원 위치 및 수신기 시계오차이다.

$$y = A\xi + e, \quad e \sim (0, \sigma_0^2 P^{-1}) \quad (3.3)$$

각 항목은 다음과 같으며, $\dot{\rho}$ 는 수신기 초기위치 $(\dot{x}_i, \dot{y}_i, \dot{z}_i)$ 를 넣어 계산된 것이다.

$$y = \begin{bmatrix} P_{i,0}^k - \dot{\rho}_i^k \\ P_{i,0}^l - \dot{\rho}_i^l \\ \vdots \\ P_{i,0}^q - \dot{\rho}_i^q \end{bmatrix} \quad \text{: 관측 행렬}$$

$n \times 1$

미지수의 개수가 4개이므로, A 의 계수는 4이상이어야 하므로 최소 4개 이상의 위성이 관측되어야 수신기의 위치 및 수신기 시계오차를 구할 수 있다. 식 (3.3)에서 구하게 되는 미지수는 초기위치에 대한 업데이트 크기이다.

$$\hat{\xi} = \underbrace{(A^T P A)^{-1}}_N \underbrace{A^T P y}_c \quad (3.4)$$

식 (3.4)에서 구한 수신기 좌표의 업데이트 크기를 수신기 초기위치에 더하여 수신기 초기위치 식 (3.5)를 다시 지정하여 업데이트 크기가 일정이하가 될 때까지 반복 계산하여 수신기 위치를 결정하게 된다.

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix}_{updated} = \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix}_{initial} + \begin{bmatrix} \Delta x_i \\ \Delta y_i \\ \Delta z_i \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

이때, variance component는 식 (3.6)과 같고, 추정된 미지수들의 분산-공분산 행렬은 식 (3.7)과 같다.

$$\hat{\sigma}_0^2 = \frac{\tilde{e}^T P \tilde{e}}{n - rkA} \quad (3.6)$$

여기서, $\tilde{e} = y - A\hat{\xi}$, n 은 관측된 위성항법시스템의

개수이다.

$$D\{\hat{\xi}\} = \hat{\sigma}_0^2 N^{-1} \quad (3.7)$$

다음으로는 위성항법시스템과 비전시스템을 융합한 위치결정 방법이다. 비전시스템이 하나의 건물만 인식하여 관측값이 주어졌다고 가정하였으며, 여러 개의 관측값을 주었을 경우에는 앞의 내용과 같이 행렬의 개수만 늘어나면 되며, 수학적으로 계산하는 방법은 아래의 설명하는 방법과 동일하다. 위성항법시스템 C/A코드를 이용하여 각 시각(epoch)마다 수신기위치를 결정하는 방법은 앞에서 설명하였으며, 만일 비전시스템을 이용하여 수신기위치(위성항법시스템 수신기와 비전시스템의 수신기위치가 동일하다고 가정)와 특정 건물의 위치간의 거리를 구할 수 있으면 비전시스템을 이용한 관측방정식은 다음과 같다.

$$PV_i^a = \rho_i^a + e_i^a \quad (3.8)$$

$$\rho_i^a = \sqrt{(x^a - x_i)^2 + (y^a - y_i)^2 + (z^a - z_i)^2}$$

여기서, a 는 특정 건물이며, i 는 수신기이며, 각 항목은 다음과 같다.

PV_i^a : 비전시스템이 관측한 특정건물 위치와 수신기 사이의 실제거리(m)

ρ_i^a : 특정건물 위치와 수신기 사이의 실제거리(m)

x^a, y^a, z^a : 특정건물의 3차원 위치

x_i, y_i, z_i : 수신기의 3차원 위치

식 (3.8)은 비선형이기 때문에 수신기 초기위치를 주어, 선형화하여 관측 방정식을 나타내면 식 (3.9)와 같다.

$$z_0 = K\xi + e_0, \quad e_0 \sim (\sigma_0^2 P_0^{-1}) \quad (3.9)$$

$$z_0 = \underbrace{\begin{bmatrix} PV_i^a - \rho_i^a \end{bmatrix}}_{1 \times 1} : \text{관측 행렬}$$

$$K = \underbrace{\begin{bmatrix} -\frac{x^a - x_i}{\rho_i^a} & -\frac{y^a - y_i}{\rho_i^a} & -\frac{z^a - z_i}{\rho_i^a} & 0 \end{bmatrix}}_{1 \times 4} : \text{설계 행렬}$$

$$\xi = \begin{bmatrix} \Delta x_i \\ \Delta y_i \\ \Delta z_i \\ dt_i \end{bmatrix} : \text{미지수 행렬}$$

Gauss-Markov Model with Stochastic Constraints 모델을 이용하여, 미지수 행렬을 구하는 식은 식 (3.10)과 같다. 단, $rk([A^T, K^T]) \geq 4$ 이어야 한다.

$$\hat{\xi} = (N + K^T P_0 K)^{-1} (c + K^T P_0 z_0) \quad (3.10)$$

비전시스템으로 구한 의사거리의 잔차는 $\tilde{e}_0 = z_0 - K\hat{\xi}$ 과 같으며, estimated variance component는 식 (3.11)과 같다.

$$\hat{\sigma}_0^2 = \frac{\tilde{e}^T P \tilde{e} + \tilde{e}_0^T P_0 \tilde{e}_0}{n - m + l} \quad (3.11)$$

여기서, n 은 관측된 위성항법시스템 개수, m 은 미지수(4개 : 수신기 위치 3개, 수신기 시계오차), l 은 비전시스템으로 관측된 의사거리 개수이다.

위성항법시스템과 비전시스템으로 추정된 미지수의 분산-공분산 행렬은 식 (3.12)와 같다.

$$D\{\hat{\xi}\} = \hat{\sigma}_0^2 (N + K^T P_0 K)^{-1} \quad (3.12)$$

위에서 위성항법시스템과 비전시스템을 이용하여 수신기위치를 산출할 수 있으며, 만일 위성항법시스템이 4개 미만이어도, 비전시스템 관측치와 위성항법시스템 관측치의 개수 합이 4개 이상이 되면, 수신기위치를 산출할 수 있다.

III. 실험

그림 3-1은 일반적인 도심 대로변에서의 위성항법시스템만을 적용한 경우 위치오차를 추정하기 위하여 DOP 변화를 측정하였다.

그림 3-2는 일반적인 도심 좁은 도로 지역에서의 위성항법시스템만을 적용한 경우 위치오차를 추정하기 위하여 DOP의 변화를 측정하였다

표 3-1은 도심 지역에서 위성항법시스템의 수 변화에 따른 HDOP(Horizontal Dilution of Precision)값과 PDOP(Position Dilution of Precision)값 변화를 나타내고 있다.

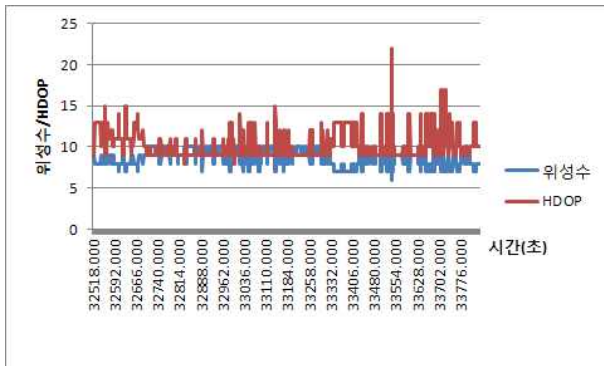


그림 3-1. 도심지 대로변에서의 DOP
Fig. 3-1. DOP of Main Street on a City.

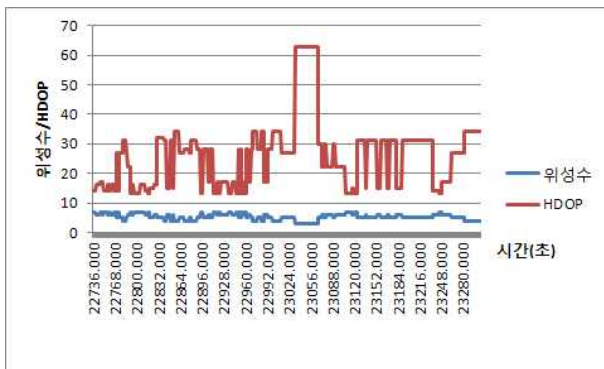


그림 3-2. 도심지 좁은 도로에서의 DOP
Fig. 3-2. DOP of Side Street on a City.

표 3-1. 도심 지역
Table 3-1. Main Street.

테스트 시간	위성수 (미수신)	HDOP(m)	PDOP
오전 } 오후	11(0)	0.8~1	1.5~1.8
	10(0)	0.8~1	1.5~1.8
	9(1)	0.8~1.2	1.5~2.0
	8(2)	1~1.7	1.5~2.9
	7(3)	1.2~2.2	1.8~3.1

표 3-2는 좁은 도로에서 위성항법시스템의 수 변화에 따른 HDOP값과 PDOP값 변화를 나타내고 있다.

본론에서 정의된 수치해석을 MATLAB을 이용하여 시뮬레이션하였다. 본 시뮬레이션은 국토지리연구원의 GPS기준점 서비스에서 2011년 6월 30일 서울관측소를 기준으로 한 GPS Navigation Data(SOUL1810.11n)와 Observation Data (SOUL1810.11o)를 다운로드하여

표 3-2. 좁은 도로
Table 3-2. Side Street.

테스트 시간	위성수 (미수신)	HDOP(m)	PDOP
오전 } 오후	7(3)	1.2~2.2	1.8~3.1
	6(4)	1.4~2.4	2.1~4.8
	5(5)	1.5~4.3	2.7~5.0
	4(6)	2.8~4.5	3.6~7.0
	3(7)	3.5~6.9	4.0~9.1

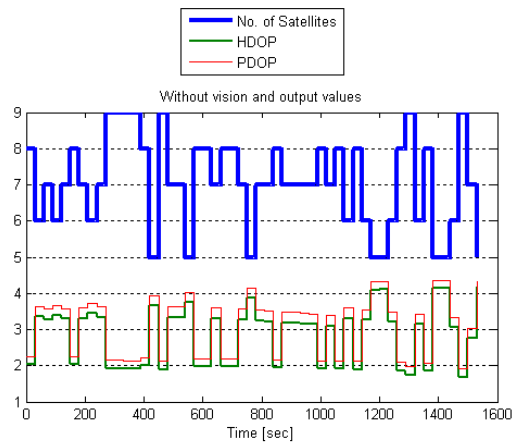


그림 3-3. 비전시스템을 적용하지 않은 DOP 값
Fig. 3-3. DOP Values without Vision System.

RINEX v2.11에 따라 GPS위성의 위치를 궤도방정식^[10]에 의해 구하기 위한 16개 파라미터 및 시계오차 계산을 위한 파라미터, 기타 C/A데이터 등을 추출하였다. 관측 및 설계행렬의 행은 GPS위성 수로 결정되므로 9개 GPS위성이 존재하는 초기시간부터 2분 30초까지 30초 단위로 관측된 데이터를 사용하였으며, 시뮬레이션에서 변화하는 GPS위성 수는 경우에 따라 매 30초마다 3개부터 9개까지 임의의 수로 결정되도록 하였다.

그림 3-3은 비전시스템을 적용하지 않고 사용할 수 있는 위성항법시스템이 5개에서 9개인 경우 시간에 따라 랜덤하게 결정하면서 시뮬레이션한 결과이다.

그림 3-4는 사용할 수 있는 위성항법시스템의 수가 4개라고 가정하고, 비전시스템을 이용한 정확한 관측값을 가지고 있는 건물의 수를 증가시키면서 시뮬레이션한 결과이다.

그림 3-5는 위성항법시스템이 3개부터 9개인 경우

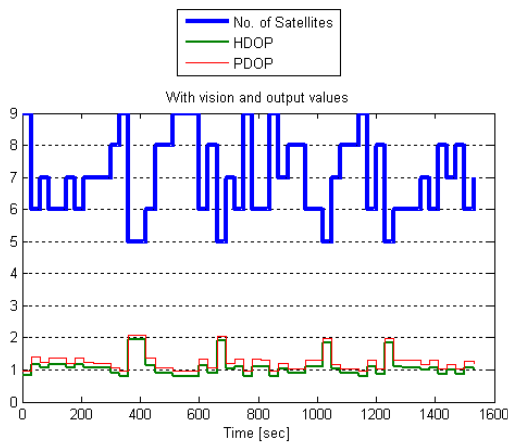


그림 3-4. 4개의 위성항법시스템과 비전시스템을 적용한 DOP 값
 Fig. 3-4. DOP Values with Four Satellite Navigation Systems and Vision Systems.

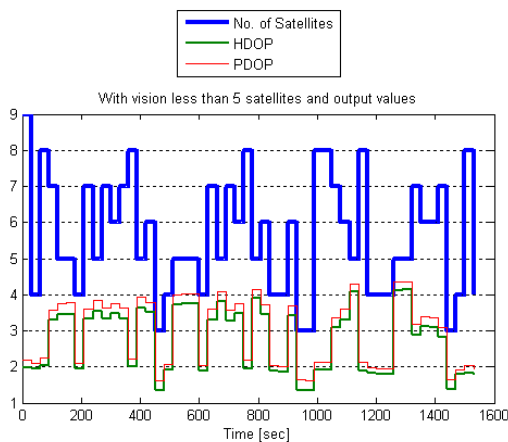


그림 3-5. 5개 미만의 위성항법시스템과 비전시스템을 적용한 DOP 값
 Fig. 3-5. DOP Values with Vision Systems less than Five Satellite Navigation Systems.

시뮬레이션한 상황이다. 사용할 수 있는 위성항법시스템이 5개부터 9개까지인 경우, 위성항법시스템만을 사용하여 위치오차를 측정하였다. 그리고 사용할 수 있는 위성항법시스템이 5개 미만인 경우, 즉 위성항법시스템이 3개나 4개인 경우 2개나 1개의 비전시스템을 적용하여 총 5개의 위성항법시스템을 사용할 수 있는 상황처럼 만들어 시뮬레이션한 결과이다.

IV. 결 론

표 3-1과 표 3-2의 결과에서 위성항법시스템의 수와 위치오차는 깊은 상관관계가 있는 것이 사실이다. 하지

만 표의 결과에서처럼 위성항법시스템의 수가 절대적이라고 할 수는 없다. 그 이유는 다중경로오차 또는 DOP에 의해 발생하게 된다. 특히 산악지역이나 높은 건물 등 장애물로 인해 원하는 위성항법시스템으로부터 위치 정보데이터를 수신하지 못하는 경우, 사용할 수 있는 위성항법시스템의 수가 일정 부분 확보되어도 HDOP값이 높아지는 다중경로오차가 발생하게 된다. 표 3-1과 표 3-2의 위성항법시스템의 수가 5개부터 8개일 때 HDOP값과 PDOP값이 낮은 경우는 주변에 장애물이 거의 없는 평지에서의 결과이다. 위성항법시스템의 수가 5개부터 8개일 때 HDOP값과 PDOP값이 상대적으로 높은 경우는 산악지역 또는 주변에 높은 장애물이 많은 지역에서의 결과이다. 그리고 위성항법시스템의 수가 4개 이하부터는 HDOP값과 PDOP값이 큰 폭으로 움직이며 위치 정밀도가 떨어지는 것을 알 수 있다. 그러나 사용할 수 있는 위성이 8개 이상 되면 위성항법시스템의 위치와 상관없이 안정적이라는 것을 알 수 있다. 또한 시뮬레이션한 결과와 같이 그림 3-4는 위성항법시스템만을 이용한 결과보다 비전시스템과 융합한 경우 보다 안정적이고 신뢰도가 높은 결과를 나타냄을 알 수 있다. 그리고 사용할 수 있는 위성항법시스템의 수가 3개에서 4개인 경우 HDOP값과 PDOP값이 많이 높아지는 것을 알 수 있었으나 비전시스템을 융합한 결과 그림 3-5와 같이 보다 안정적인 위치측위결과를 나타냄을 알 수 있다. 본 논문의 결과로 볼 때 위성항법시스템이 갖고 있는 내재적인 문제점을 비전시스템과 융합한 결과 보다 안정적이고 신뢰성있는 위치측위시스템으로 발전할 수 있다.

참 고 문 헌

- [1] Elliott D. Kaplan, Understanding GPS : Principles and Applications, Artech House, 1996
- [2] Bradford W. Parkinson, James J. Spiker Jr., et al., Global Positioning System : Theory and Applications, Volume I and Volume II, American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1996.
- [3] Pratap Mistra, Per Enge, Global Positioning System : Signals, Measurements and Performance, Ganga-Jamuna Press, 2001.
- [4] James Bao-yen Tsui, Fundamentals of Global System Receivers A Software Approach, John Wiley & Sons, Inc. 2000.
- [5] Kai Borre, Dennis M. Akos, Nicolaj Bertelsen,

Peter Rinder, Soren Holdt Jensen, A Software-defined GPS and Galileo Receiver, Birkhauser, 2000.

[6] Ramjee Prasad, Marina Ruggieri, Applied Satellite Navigation Using GPS, Galileo, and Augmentation Systems, Artech House, 2005.

[7] B.Hofmann-Wellenhof, H.Lichtenegger, J.Collins, 서용철 옮김, GPS 이론과 응용, 시그마프레스.

[8] Grenjner-Brzeinska, 1995.

[9] E. Kaplan, "Understanding GPS Principles and Applications", Artech House, 1996.

[10] ARINC Engineering Services LLC., IGS-GPS-200, Revision D, Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interface, 7th December 2004.

[11] Y.-C. Lim, Mh Lee, C.-H. Lee, S. Kwon and J.-H. Lee, "Improvement of Stereo Vision-Based Position and Velocity Estimation and Tracking Using a Stripe-Based Disparity Estimation and Inverse Perspective Map-Based Extended Kalman Filter," Opt. Lasers Eng. 48(9), 859-868 (2010).

저 자 소 개



박 지 호(정회원)
 1998년 남서울대학교 정보통신 공학과 학사 졸업.
 2001년 광운대학교 전자통신 공학과 석사 졸업.
 2008년 광운대학교 전자통신 공학과 박사 졸업.

현재 대구경북과학기술연구원 선임연구원
 <주관심분야 : 스테레오 비전, 스테레오 매칭, HW 아키텍처>



권 순(정회원)
 2003년 고려대학교 전자공학과 학사 졸업.
 2006년 서울대학교 전자공학과 석사 졸업.
 2005년~현재 대구경북과학기술원 선임연구원

<주관심분야 : 스테레오 비전, 스테레오 매칭, HW 아키텍처>



이 충 희(정회원)
 1996년 경북대학교 전자공학과 학사 졸업.
 1998년 경북대학교 전자공학과 석사 졸업.
 1998년~2005년 LG전자 선임연구원

2005년~현재 대구경북과학기술연구원 선임연구원
 <주관심분야 : 스테레오 비전, 장애물체 검출>



정 우 영(정회원)
 1984년 서울대학교 전기공학 학사 졸업.
 1986년 KAIST 컴퓨터통신 석사 졸업.
 1991년 KAIST 컴퓨터통신 박사 졸업.

2004년~현재 대구경북과학기술연구원 연구본부장
 <주관심분야 : 통신, 컴퓨터, 신호처리>