

# GPS/DME 통합항법시스템에서 전파고도계의 효과적인 사용

구문석<sup>1)</sup> · 소형민<sup>2)</sup> · 오상현<sup>3)</sup> · 황동환<sup>\*,1)</sup>

<sup>1)</sup> 충남대학교 전자공학과

<sup>2)</sup> 국방과학연구소 제3기술연구본부

<sup>3)</sup> 넵코스(주) 복합항법부

## Effective Use of Radio Altimeter in GPS/DME Integrated Navigation Systems

Moonsuk Koo<sup>1)</sup> · Hyoungmin So<sup>2)</sup> · Sang Heon Oh<sup>3)</sup> · Dong-Hwan Hwang<sup>\*,1)</sup>

<sup>1)</sup> Department of Electronics Engineering, Chungnam National University, Korea

<sup>2)</sup> The 3rd Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

<sup>3)</sup> Integrated Navigation Division, Navcours Co., Ltd, Korea

(Received 4 September 2015 / Revised 20 January 2016 / Accepted 25 March 2016)

### ABSTRACT

Many researches on use of local ground navigation systems can be found to overcome vulnerability of GNSS. Effective use of an altimeter is proposed in GNSS/DME integrated navigation systems. A weighted DOP based on statistics of measurement error is derived for a given vehicle motion trajectory. From the derived DOP, the vertical error is estimated. By comparing the estimated vertical error with error specification of the altimeter, use of the altimeter is determined in the GPS/DME integrated navigation systems. In order to show effectiveness of the proposed method, 50 times Monte-Carlo simulations were performed for a GPS/DME integrated navigation system. The results show that the proposed method gives more accurate navigation outputs when the number of GPS satellites in view varies.

Key Words : GNSS(범지구위성항법시스템), Ground Navigation(지상파 항법), Integrated Navigation System(통합항법시스템), Altimeter(고도계), DOP(Dilution of Precision)

### 1. 서론

정확한 고도 정보는 항공기의 안전 운항을 위하여

만드시 필요한 정보로써 특히 해상을 비행하는 경우보다 복잡한 지형지물로 이루어진 육상을 비행하는 경우 신뢰할 수 있는 고도 정보를 획득할 수 있는 방법이 필요하다. 항공기에서 고도 정보를 제공하는 센서는 INS(Inertial Navigation System), 고도계 및 GNSS(Global Navigation Satellite System) 등을 들 수 있다. INS는

\* Corresponding author, E-mail: dhhwang@cnu.ac.kr  
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

비교적 짧은 시간에는 상당히 정확한 고도 정보를 제공할 수 있지만 고성능 IMU(Inertial Measurement Unit)를 사용하는 경우에도 시간이 지남에 따라 고도 오차가 증가하는 특성을 가진다<sup>[1]</sup>. 따라서 INS의 고도 오차의 증가를 억제하기 위해 기압고도계 또는 전파고도계를 함께 사용하고 있다<sup>[2,3]</sup>. 주로 군용 항공기에 탑재되는 전파고도계는 지면에 펄스 신호를 발사하여 반사되는 신호로부터 항체의 대기 고도(AGL, Above Ground Level)를 측정한다. 전파고도계는 저고도에서는 비교적 정확한 측정이 가능하지만, 고도가 높아질수록 전파 신호 세기의 감쇄로 인하여 오차가 급격히 증가하는 특징을 가진다<sup>[4,5]</sup>.

GNSS는 가시 위성이 충분하게 확보된 경우 고도 정보를 비롯하여 비교적 정확한 3차원의 항법 정보를 안정적으로 제공한다. GNSS의 항법 정확도는 의사거리 측정치 오차와 위성의 기하학적 배치를 나타내는 DOP(Dilution of Precision)에 의하여 결정되며 일반적으로 GNSS의 고도 오차는 수평 오차에 비하여 약 1.5 배인 것으로 알려져 있다. 3차원의 위치 및 시각 정보를 구하기 위해서는 최소 4개 이상의 GNSS 측정치를 획득해야 하는데<sup>[6]</sup> 고의적 또는 비고의적인 재밍이 존재하는 환경에서는 항법을 위한 충분한 측정치를 확보할 수 없어서 GNSS 단독으로 항법 수행이 불가능한 경우가 발생할 수 있다<sup>[7,8]</sup>. 따라서 이러한 취약성을 보완하기 위해 GNSS와 지상파 항법시스템을 함께 사용하는 다양한 연구를 수행하고 있다<sup>[9-12]</sup>.

지상파 항법시스템 중 DME(Distance Measuring Equipment)는 항공기와 지상국 사이의 거리 정보를 제공하기 위해 레이더의 원리를 이용한 펄스 거리 측정 시스템(pulse ranging system)이다<sup>[13]</sup>. 항공기에 탑재한 DME 심문기(interrogator)는 UHF 대역의 펄스 신호를 지상의 DME 기지국에 전송한다. DME 기지국에서는 항공기의 심문기로부터 펄스 신호를 수신하면 DME 응답기(transponder)가 50  $\mu$ s의 시간 지연 이후에 항공기의 DME 심문기에 펄스 신호를 전송한다. 항공기에서는 펄스 신호의 송수신에 소요된 시간과 50  $\mu$ s의 지연 시간으로부터 DME 기준국에 대한 경사거리(slant range) 정보를 획득할 수 있다<sup>[13]</sup>.

DME는 기지국이 지상에 있으므로 GNSS에 비하여 매우 큰 VDOP(Vertical DOP)을 가지며, 그 결과 DME 만으로는 정확한 고도 정보를 얻을 수 없다. 따라서 DME의 경사거리 측정치와 GNSS의 의사거리 측정치를 결합하면 GNSS 의사거리 측정치가 4개 미만인 경

우에도 고도 정보를 비롯한 모든 항법해를 연속적으로 정확하게 제공할 수 있다. 그러나 이 경우에도 항체의 고도 및 GNSS 위성의 배치에 따라 고도 정보의 정확도가 크게 저하될 수 있다. 이러한 단점을 보완하기 위해 항공기에 탑재된 전파고도계의 정보를 적절하게 사용할 경우 항상 정확한 항법 정보를 제공할 수 있다.

본 논문에서는 GPS/DME 통합항법시스템에서 효과적으로 전파고도계 정보를 통합하는 방법을 제안하고자 한다. 2절에서는 가중 최소자승법을 이용한 GPS/DME 통합 알고리즘을 기술하고 3절에서는 WDOP(Weighted DOP) 정보로부터 전파고도계를 선택적으로 이용하는 GPS/DME 통합 알고리즘을 제시한다. 4절에서는 모의시험을 통하여 제안한 통합 알고리즘의 효용성을 보였으며 끝으로 결론을 맺는다.

## 2. 가중 최소자승법을 이용한 GPS/DME 통합 알고리즘

최소자승법을 이용한 GPS 항법 알고리즘은 여러 문헌에 자세하게 소개되어 있으며, 아래의 식 (1) ~ (4)에 GPS 측정 모델을 나타내었다<sup>[14-16]</sup>.

$$H_G \Delta \hat{\mathbf{x}}_G = \Delta \hat{\boldsymbol{\rho}}_G \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \Delta \hat{\mathbf{x}}_G &= \mathbf{x}_{G_T} - \mathbf{x}_{G_L} + d\mathbf{x}_G \\ &= [\Delta \hat{p}_N \quad \Delta \hat{p}_E \quad \Delta \hat{p}_D \quad c\Delta \hat{b}]^T \end{aligned} \quad (2)$$

$$\Delta \hat{\boldsymbol{\rho}}_G = \boldsymbol{\rho}_{G_T} - \boldsymbol{\rho}_{G_L} + d\boldsymbol{\rho}_G \quad (3)$$

$$H_G = \begin{bmatrix} \mathbf{a}_1^T & 1 \\ \mathbf{a}_2^T & 1 \\ \vdots & \vdots \\ \mathbf{a}_n^T & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} & 1 \\ a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{xn} & a_{yn} & a_{zn} & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

여기서  $\Delta \hat{\mathbf{x}}_G$ 는 추정한 위치와 시계 바이어스 오프셋(bias offset),  $\mathbf{x}_{G_T}$ 는 오차 없는(true) 위치와 시각,  $\mathbf{x}_{G_L}$ 는 선형화 기준점에서의 위치와 시각,  $d\mathbf{x}_G$ 는 위치오차와 시각오차를 나타낸다.  $\Delta \hat{p}_{NED}$ 는 추정된 북쪽, 동쪽, 수직하강방향의 위치 오프셋,  $\Delta \hat{b}$ 는 추정된 시계 바이

어스 오프셋,  $c$ 는 빛의 속도를 나타낸다.  $\Delta\hat{\rho}_{G_r}$ 는 오차를 포함한 의사거리 오프셋,  $\rho_{G_r}$ 는 오차 없는 위치에서 측정된 오차 없는 의사거리,  $\rho_{G_L}$ 은 선형화 기준점에서 계산한 의사거리,  $d\rho_{G_r}$ 은 의사거리 오차를 나타낸다.  $\mathbf{a}_i$ 는 선형화 기준점에서의  $i$  번째 위성과의 시선각 벡터(line-of-sight vector),  $n$ 은 GPS 가시 위성의 개수를 나타낸다.

GPS 측정치로부터 구한 항체의 추정 위치  $\hat{\mathbf{x}}_{G_v}$ 는 식 (5) ~ (6)과 같이 구할 수 있다.

$$\Delta\hat{\mathbf{x}}_G = (\mathbf{H}_G^T \mathbf{H}_G)^{-1} \mathbf{H}_G^T \Delta\hat{\rho}_G \quad (5)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_{G_v} = \mathbf{x}_{G_L} + \Delta\hat{\mathbf{x}}_G \quad (6)$$

DME 측정치를 이용한 항체의 위치도 GPS의 경우와 동일한 방법으로 수행한다. 단, 이 경우에는 클럭 바이어스(clock bias) 변수는 제외시킨다. 식 (7) ~ (10)은 DME의 측정모델을 나타낸다<sup>[13]</sup>.

$$\mathbf{H}_D \Delta\hat{\mathbf{x}}_D = \Delta\hat{\rho}_D \quad (7)$$

$$\Delta\hat{\mathbf{x}}_D = \mathbf{x}_{D_r} - \mathbf{x}_{D_L} + d\mathbf{x}_D = [\Delta\hat{p}_N \ \Delta\hat{p}_E \ \Delta\hat{p}_D]^T \quad (8)$$

$$\Delta\hat{\rho}_D = \rho_{D_r} - \rho_{D_L} + d\rho_D \quad (9)$$

$$\mathbf{H}_D = \begin{bmatrix} \mathbf{b}_1^T \\ \mathbf{b}_2^T \\ \vdots \\ \mathbf{b}_m^T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_{x1} & b_{y1} & b_{z1} \\ b_{x2} & b_{y2} & b_{z2} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ b_{xm} & b_{ym} & b_{zm} \end{bmatrix} \quad (10)$$

여기서  $\Delta\hat{\mathbf{x}}_D$ 는 추정된 위치 오프셋,  $\mathbf{x}_{D_r}$ 는 오차 없는 위치,  $\mathbf{x}_{D_L}$ 는 선형화 기준점에서의 위치,  $d\mathbf{x}_D$ 은 위치오차를 나타낸다.  $\Delta\hat{\rho}_D$ 는 오차를 포함한 경사거리 오프셋,  $\rho_{D_r}$ 는 오차 없는 위치에서 측정된 오차 없는 경사거리,  $\rho_{D_L}$ 은 선형화 기준점에서 계산한 경사거리,  $d\rho_D$ 은 경사거리 오차를 나타낸다.  $\mathbf{b}_i$ 는 선형화 기준점에서의  $i$  번째 기지국과의 시선각 벡터,  $m$ 은 DME 가시 기지국의 개수를 나타낸다.

DME 측정치로부터 구한 항체의 추정 위치  $\hat{\mathbf{x}}_{D_v}$ 는 식 (11) ~ (12)와 같이 구할 수 있다.

$$\Delta\hat{\mathbf{x}}_D = (\mathbf{H}_D^T \mathbf{H}_D)^{-1} \mathbf{H}_D^T \Delta\hat{\rho}_D \quad (11)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_{D_v} = \mathbf{x}_{D_L} + \Delta\hat{\mathbf{x}}_D \quad (12)$$

GPS 측정치의 오차의 크기와 DME 측정치의 오차의 크기가 다르므로 GPS/DME 통합항법 알고리즘에서는 각 시스템의 오차 크기를 고려한 가중 최소자승법을 사용한다. GPS/DME 통합 시스템의 측정 모델은 식 (13) ~ (16)과 같다. 이때 GPS와 DME의 측정치의 획득 시점은 동일한 것으로 간주한다.

$$\mathbf{H} \Delta\hat{\mathbf{x}} = \Delta\hat{\rho} \quad (13)$$

$$\Delta\hat{\mathbf{x}} = [\Delta\hat{p}_N \ \Delta\hat{p}_E \ \Delta\hat{p}_D \ c\Delta\hat{b}]^T \quad (14)$$

$$\Delta\hat{\rho} = [\Delta\hat{\rho}_G \ \Delta\hat{\rho}_D]^T \quad (15)$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_G \\ \mathbf{H}_D \quad 0_{m \times 1} \end{bmatrix} \quad (16)$$

GPS 측정치와 DME 측정치로부터 가중 최소자승법을 이용하여 항체의 위치를 식 (17) ~ (21)과 같이 구할 수 있다<sup>[11,14]</sup>.

$$\Delta\hat{\mathbf{x}} = (\mathbf{H}^T \mathbf{W} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{W} \Delta\hat{\rho} \quad (17)$$

$$\mathbf{W} = \mathbf{R}^{-1} \quad (18)$$

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_G & 0_{n \times m} \\ 0_{m \times n} & \mathbf{R}_D \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$\mathbf{R}_G = \begin{bmatrix} \sigma_{G1}^2 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & \sigma_{Gn}^2 \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$\mathbf{R}_D = \begin{bmatrix} \sigma_{D1}^2 & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & \sigma_{Dm}^2 \end{bmatrix} \quad (21)$$

여기서  $W$ 는 가중 행렬이며  $\sigma_{G_i}^2$ 는  $i$  번째 GPS 위성  
의 의사거리 오차의 분산,  $R_G$ 는 의사거리 오차의 공  
분산 행렬을 나타낸다.  $\sigma_{D_i}^2$ 는  $i$  번째 DME 기지국의  
경사거리 오차의 분산,  $R_D$ 는 경사거리 오차의 공분  
산 행렬을 나타낸다.

### 3. WDOP을 이용한 효과적인 전파고도계 이용

2절의 알고리즘에서 보듯이 GPS/DME 통합항법시  
스템에서 위치 정확도는 측정치의 오차와 GPS 위성  
및 DME 기지국의 기하학적인 배치(DOP)에 의하여  
결정된다. 재밍에 의하여 GPS 측정치를 충분하게 확  
보하기 어려운 상황에서는 DOP이 증가하며, DME 기  
지국은 지상에 있으므로 항체의 고도가 낮은 경우 고  
도 오차가 매우 커진다. 따라서 GPS/DME 통합항법시  
스템의 고도 정보가 부정확할 경우 이를 보완하기 위  
해서 전파고도계의 사용을 생각할 수 있다. 그런데 전  
파고도계는 항체의 고도가 높을수록 오차가 증가하는  
특징을 가지므로 전파고도계의 고도 정보를 효과적으  
로 사용하기 위해서는 GPS/DME 통합항법시스템의  
고도 정확도와 비교하여 더 정확한 고도 정보를 사용  
하는 방법이 필요하다.

먼저 GPS/DME 통합항법시스템에서 각 시스템의 측  
정치가 식 (22) ~ (23)과 같이 모두 동일한 오차를 가  
진다고 하면, 식 (18)의 가중 행렬은 GPS 측정치의 오  
차 공분산을 이용하여 식 (24)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\sigma_G^2 = \sigma_{G1}^2 = \dots = \sigma_{Gn}^2 \quad (22)$$

$$\sigma_D^2 = \sigma_{D1}^2 = \dots = \sigma_{Dm}^2 \quad (23)$$

$$W = R^{-1} = \begin{bmatrix} R_G & 0_{n \times m} \\ 0_{m \times n} & R_D \end{bmatrix}^{-1} \quad (24)$$

$$= \begin{bmatrix} \frac{1}{\sigma_G^2} I_{n \times n} & 0_{n \times m} \\ 0_{m \times n} & \frac{1}{\sigma_D^2} I_{m \times m} \end{bmatrix} = \frac{1}{\sigma_G^2} \begin{bmatrix} I_{n \times n} & 0_{n \times m} \\ 0_{m \times n} & \frac{\sigma_G^2}{\sigma_D^2} I_{m \times m} \end{bmatrix}$$

GPS/DME 통합항법시스템에서 가중 최소자승법으로  
구한 항법해의 오차 공분산은 식 (25)와 같이 구할 수  
있다<sup>[14,18]</sup>.

$$\begin{aligned} cov(dx) &= E[\Delta \hat{x} \Delta \hat{x}^T] \\ &= E[(H^T W H)^{-1} H^T W \Delta \hat{\rho} \Delta \hat{\rho}^T W^T H (H^T W H)^{-1}] \\ &= (H^T W H)^{-1} H^T W E[\Delta \hat{\rho} \Delta \hat{\rho}^T] W^T H (H^T W H)^{-1} \\ &= \sigma_G^2 (H^T W H)^{-1} H^T W H (H^T W H)^{-1} \\ &= \sigma_G^2 (H^T W H)^{-1} \\ &= \sigma_G^2 D_W \end{aligned} \quad (25)$$

여기서  $D_W$ 는 WDOP 행렬을 나타낸다. 따라서 GPS/  
DME 통합항법의 고도 정확도는 GPS 측정치의 오차  
공분산과 WDOP 행렬로부터 식 (26)과 같이 추정할 수  
있다.

$$\hat{\sigma}_{GPS/DME Altitude} = \sqrt{\sigma_G^2 D_{W33}} = \sigma_G \sqrt{D_{W33}} \quad (26)$$

여기서  $D_{W33}$ 는  $D_W$ 의 (3,3)번째의 요소를 나타낸다.  
전파고도계의 사양으로부터 현재 고도에서 예상하는  
전파고도계의 정확도 ( $\hat{\sigma}_{RA Altitude}$ )와 식 (26)으로부터  
추정한 GPS/DME 고도 정확도를 비교하여 Fig. 1과 다  
음에 나타낸 바와 같이 전파고도계 출력의 사용 여부  
를 결정한다.

만약  $\hat{\sigma}_{GPS/DME Altitude} > \hat{\sigma}_{RA Altitude}$  이면

전파고도계 고도 출력 사용

그렇지 않으면

GPS/DME 통합항법시스템 고도 출력 사용

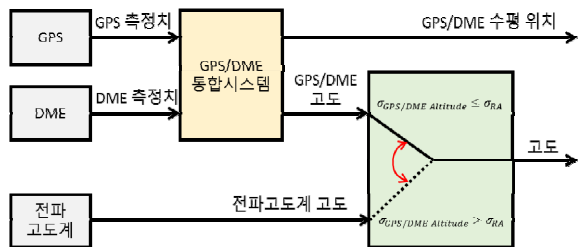


Fig. 1. Use determination of altimeter

### 4. 성능 검증 모의시험

제안한 전파고도계를 GPS/DME 통합 항법 시스템에  
서 효과적으로 사용하기 위한 알고리즘의 효용성을 검  
증하기 위하여 Fig. 2와 같은 모의시험을 수행하였다.

Fig. 2에서 운동 궤적 생성부는 운동 시나리오에 따른 항체의 운동 궤적을 생성한다. 오차 없는 GPS 거리 생성부와 오차 없는 DME 거리 생성부는 항체의 오차 없는 위치와 GPS 위성 궤도 정보 및 DME 기준국 위치 정보로부터 오차 없는 측정치를 생성한다. GPS 오차 생성부와 DME 오차 생성부는 오차 없는 측정치에 오차 사양에 따른 오차를 추가하여 원시 측정치를 생성한다. GPS/DME 통합 항법부에서는 원시 측정치로부터 식 (17)과 식 (26)과 같이 항체의 위치 및 고도 정확도 추정치를 생성한다. 오차 없는 전파고도계 고도 생성부와 전파고도계 오차 생성부는 전파고도계의 오차 사양에 따른 고도 정보 및 전파고도계의 고도 정확도 추정치를 생성한다. GPS/DME/전파고도계 통합항법부 Fig. 1에 나타낸 바와 같이 GPS/DME 고도 정확도 추정치와 전파고도계 고도 정확도 추정치로부터 전파고도계 사용여부를 결정한다.

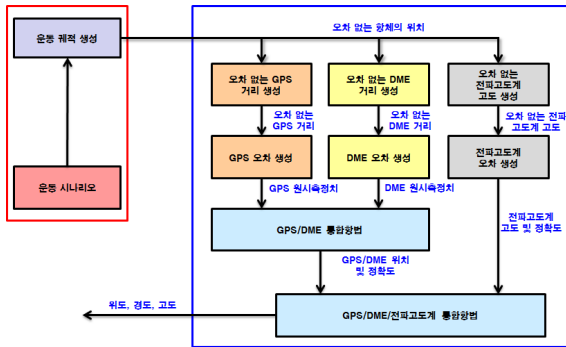


Fig. 2. Simulation structure for performance evaluation

모의시험에서 GPS의 의사거리 잡음은 3 m(1σ)로 두었으며 DME의 사선거리 잡음은 222 m(1σ)로 두었다. 전파고도계는 Table 1과 같이 Honeywell 사의 HG9550 전파고도계를 기준으로 오차를 설정하였다<sup>19)</sup>.

Table 1. Specification of Honeywell HG9550 radio altimeter

고도(ft)	최대오차
0 ~ 100	±2 ft
100 ~ 5000	고도의 ±2 %
5000 ~ 10,000	±100 ft
> 10,000	고도의 ±1 %

Fig. 3은 모의시험의 기준 궤적을 나타내며 Fig. 4는 DME 기준국 배치와 지상에 대한 항체의 운동 궤적을 나타낸다. 모의시험에서 DME의 신호 도달 범위내의 기준국 중에서 HDOP(Horizontal DOP)이 최소가 되는 5개의 DME 기준국을 선택하도록 하였다.

Fig. 5는 모의시험 중의 GPS 가시 위성 개수의 변화를 나타낸다. 모의시험에서 GPS 측정치가 충분하지 않은 환경을 생성하기 위하여 먼저 양각 제한 값을 0도로 설정하여 GPS 측정치를 생성하고, 각 측정치에 대한 위성의 모든 양각으로부터 양각의 평균을 구하였다. 이 양각의 평균보다 높은 양각을 갖는 위성의 측정치만을 이용하여 모의시험을 수행하였다.

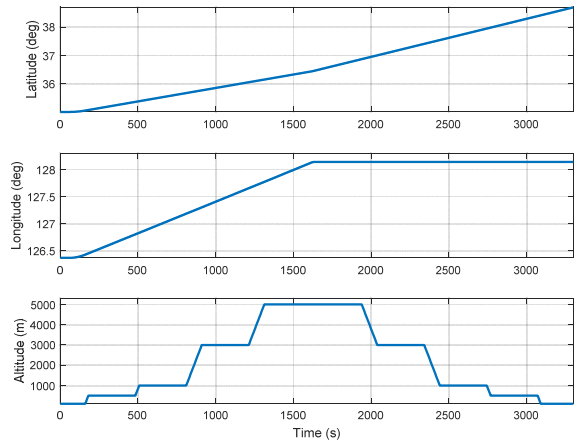


Fig. 3. Reference trajectory for simulation

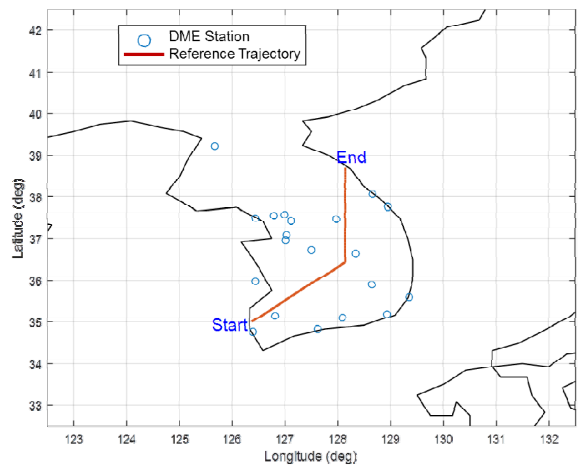


Fig. 4. Location of DME station and ground track of motion trajectory

Fig. 6와 7은 GPS/DME 통합항법시스템과 전파고도계의 RMS 오차 및 항법 정확도 추정치를 나타낸다. Fig. 6을 살펴보면 GPS 위성 개수가 4개 미만인 구간에서는 DOP이 큰 값을 가지므로 GPS/DME 통합 항법의 RMS 오차가 크게 증가함을 알 수 있다. 또한 GPS 측정치 오차 공분산과 WDOP으로부터 추정된 항법 정확도가 실제 RMS 오차를 잘 반영함을 확인할 수 있다. Fig. 7을 살펴보면 Table 1의 전파고도계 오차사양과 같이 고도가 증가할수록 고도 오차가 증가함을 볼 수 있으며 전파고도계의 고도 및 오차사양으로부터 추정된 고도 정확도가 실제 RMS 오차를 잘 반영함을 확인할 수 있다.

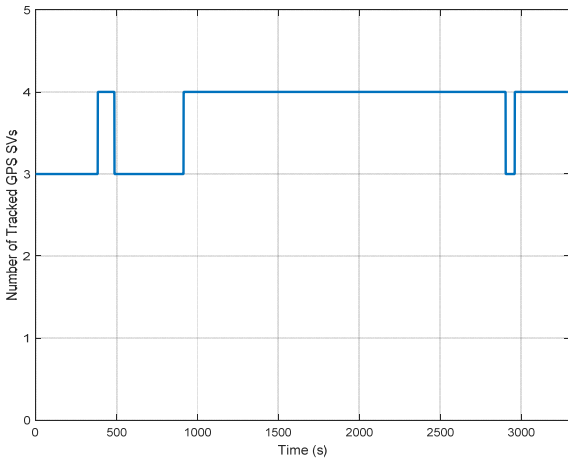


Fig. 5. Number of GPS satellites in view

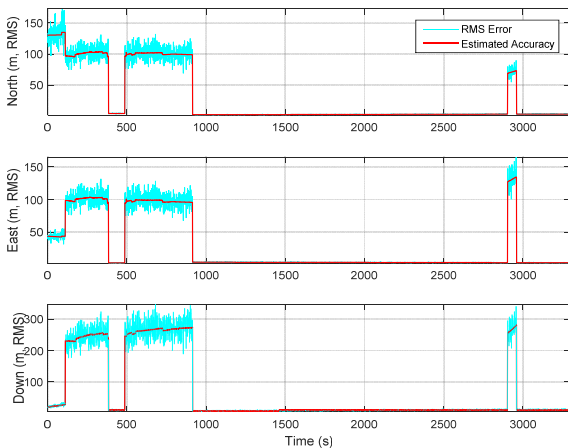


Fig. 6. GPS/DME position RMS error with estimated position accuracy

Fig. 8은 GPS/DME 통합항법시스템과 전파고도계의 고도 정확도 추정치를 비교하여 전파고도계의 출력과 GPS/DME 통합시스템의 출력 중 무엇을 사용할 것인지 선택하는 과정을 보여주는 결과이다. 3절에서 설명한 바와 같이 GPS/DME의 고도 정확도 추정치가 전파고도계의 고도 정확도 추정치보다 큰 경우에는 전파고도계의 고도 정보를 사용한다. Fig. 9에서 GPS/DME 통합 시스템에서 전파고도계를 사용할 경우 고도 RMS 오차를 전파고도계의 고도 RMS 오차와 비교하였다. Table 2와 같이 항법 정확도 추정치를 이용하여 GPS/DME와 전파고도계의 고도 정보를 선택적으로 사용한 경우가 가장 정확한 고도 정보를 제공함을 알 수 있다.

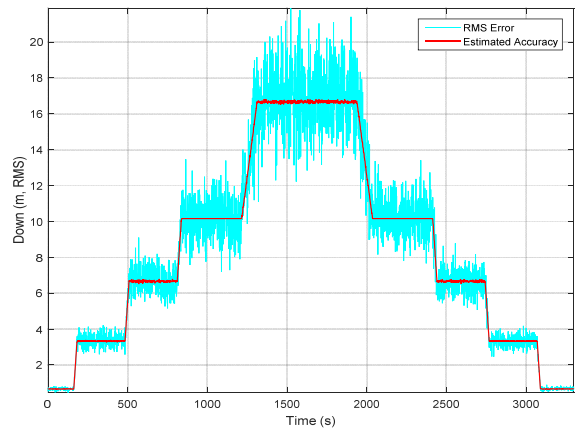


Fig. 7. Radio altimeter altitude RMS error with estimated altitude accuracy

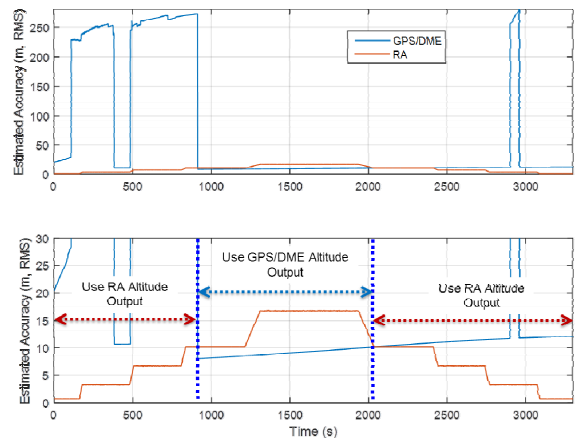


Fig. 8. Selection of altitude output using estimated altitude accuracy

Table 2. Altitude RMS error statistics of each navigation system

Source	Altitude Error (m, RMS)		
	Mean	Min	Max
GPS/DME	68.1	5.4	346.1
RA	8.5	0.5	21.9
GPS/DME/RA	6.6	0.5	13.5

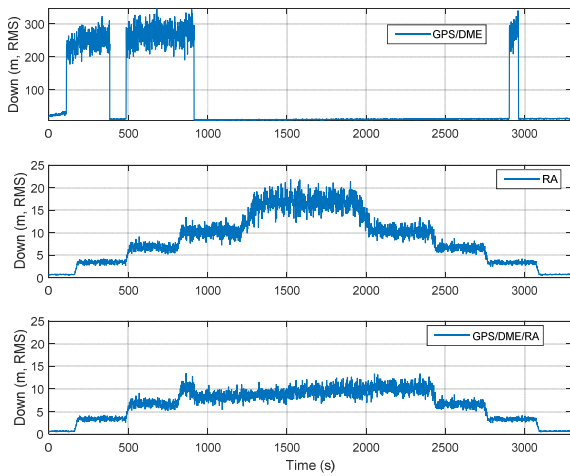


Fig. 9. Altitude RMS errors of each navigation system

### 5. 결론

본 논문에서는 GPS/DME 통합항법시스템에서 전파 고도계가 추가될 경우 고도 정보를 효과적으로 사용할 수 있는 방법을 제안하였다. GPS/DME 통합 알고리즘에서 WDOP을 이용하여 항법 정확도를 추정할 수 있는 방법을 제시하고, 이를 전파고도계의 출력 정확도 추정치와 비교하여 전파고도계의 사용여부를 결정하는 알고리즘을 제시하였다. 모의시험을 통하여 항체의 고도 및 GPS 가시 위성의 개수가 변화하는 조건에서 제안한 알고리즘이 전파고도계 출력의 사용 여부를 효과적으로 결정할 수 있음을 보였다.

본 논문에서 제안한 알고리즘은 DME 뿐만 아니라 eLoran, VOR, TACAN과 같은 다른 여러 가지 지상파 항법시스템의 통합에도 적용이 가능할 것으로 본다. 추후, GPS, DME 그리고 전파고도계를 시스템 운용 초

기부터 사용할 경우 이들을 통합하는 방안을 연구할 것이다.

### 후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 국방위성항법특화연구센터 사업의 일환으로 수행되었습니다. 그리고 이 연구는 충남대학교 학술연구비(2014년)에 의해 지원되었음.

### References

- [1] D. Titterton and J. L. Weston, A Strapdown Inertial Navigation Technology (2nd Ed.), AIAA, Reston, 2004.
- [2] R. L. Blanchard, "A New Algorithm for Computing Inertial Altitude and Vertical Velocity," IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 7, No. 6, pp. 1143-1146, 1971.
- [3] M. Kayton and W. R. Fried, Avionics Navigation Systems (2nd Ed.), John Wiley & Sons, New York, 1997.
- [4] A. H. Waite and S. J. Schmidt, "Gross Errors in Height Indication from Pulsed Radar Altimeters Operating Over Thick Ice or Snow," Proceedings of the IRE, Vol. 50, No. 6, pp. 1515-1520, 1962.
- [5] J. Yoon, H. J. Kwak, Y. H. Kim, Y. J. Shin, K. J. Yoo and M. J. Yu, "The Performance Analysis of an Airborne Radar Altimeter based on Simultaneously Acquired LiDAR Data," Korean Journal of Remote Sensing, Vol. 29, No. 1, pp. 81-94, 2013.
- [6] G. Perrotta, S. D. Girolamo, G. Galati and S. Scarda, "Transition Phase a New Navigation System based on a Constellation of LEO Satellites," Proceedings of an International Workshop on Mission Design & Implementation of Satellite Constellations, Toulouse, pp. 179-189, France, 1997.
- [7] D. M. Bevly and S. Cobb, GNSS for Vehicle Control, Artech House, Boston, 2008.
- [8] P. Misra and P. Enge, Global Positioning System : Signals, Measurements, and Performance (2nd Ed.),

- Ganga-Jamuna Press, Lincoln, 2006.
- [9] FAA, "NexGen Implementation Plan," [http://www.faa.gov/nextgen/library/media/nextgen\\_implementation\\_plan\\_2014.pdf](http://www.faa.gov/nextgen/library/media/nextgen_implementation_plan_2014.pdf), Washington, DC, 2014.
- [10] G. W. Johnson, P. F. Swaszek, R. J. Hartnett, R. Shalaev and M. Wiggins, "An Evaluation of eLoran as a Backup to GPS," Proceedings of 2007 IEEE Conference on Technologies for Homeland Security, pp. 95-100, Nov. 12-14, 2007.
- [11] L. Eldredge, P. Enge, M. Harrison, R. Kenagy, S. Lo, R. Loh, R. Lilly, M. Narins and R. Niles, "Alternative Positioning, Navigation & Timing (PNT) Study," International Civil Aviation Organization Navigation Systems Panel (NSP) Working Group Meetings, pp. 1-19, May 11-27, 2010.
- [12] S. Lo, P. Enge, F. Niles, R. Loh, L. Eldredge, and M. Narins, "Preliminary Assessment of Alternative Navigation Means for Civil Aviation," Proceedings of 2010 International Technical Meeting of The Institute of Navigation, pp. 314-322, Jan. 25-27, 2010.
- [13] D. Gebre-Egziabher, "Design and Performance Analysis of a Low-cost Aided Dead Reckoning Navigator," Ph.D. Thesis, The Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, Stanford, 2004.
- [14] E. Kaplan and C. Hegarty, Understanding GPS: Principles and Applications (2nd Ed.), Artech House, Boston, 2005.
- [15] A. Leick, GPS Satellite Surveying (2nd Ed.), John Wiley & Sons, New York, 1995.
- [16] B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger and J. Collins, Global Positioning System: Theory and Practice (3rd Revised Ed.), Springer-Verlag, New York, 1994.
- [17] R. B. Langley, "Dilution of Precision," GPS world, Vol. 10, No. 5, pp. 52-59, 1999.
- [18] D. H. Won, J. Ahn, S.-W. Lee, J. Lee, S. Sung, H.-W. Park, J.-P. Park and Y. J. Lee, "Weighted DOP with Consideration on Elevation-dependent Range Errors of GNSS Satellites," IEEE Trans. on Instrumentation and Measurement, Vol. 61, No. 12, pp. 3241-3250, 2012.
- [19] Honeywell, "Datasheet for HG9550 Radar Altimeter System," Honeywell inc., Minneapolis, 2003.