

시각 비동기 오차를 고려한 다중 DME 측위 적용 방안 연구

A Feasibility Study on Multiple DME Positioning Considering Time-Misaligned Range Measurements

최 광 호¹ · 임 준 후¹ · 유 원 재¹ · 소 형 민² · 이 형 근^{1*}

¹한국항공대학교 항공전자공학과

²국방과학연구소

Kwang-Ho Choi¹ · Joon-Hoo Lim¹ · Won-Jae Yoo¹ · Hyoungmin So² · Hyung-Keun Lee^{1*}

¹Department of Electronics and Information Engineering, Korea Aerospace University

²Agency for Defense Development, Daejeon, Korea

[요 약]

본 논문에서는 다수의 DME (distance measuring equipment) 지상국에 대한 거리 측정치들을 결합할 경우 문제가 될 수 있는 시각 비동기 오차를 소개하고 이를 대비한 위치 결정 방법을 제안하였다. 소개된 시각 비동기 오차는 한 개의 DME와 한 개의 VOR (VHF omnidirectional range)을 활용하는 기존의 위치 결정 방법에서는 발생하지 않는 오차요인이다. 제안된 방법은 항공기의 속도벡터를 이용하여 동기화 되지 않은 다수의 임의 시점의 DME 거리 측정값들을 위치 결정 시점으로 투영하는 원리를 활용하였다. 한 개의 대표적 궤적을 활용한 시뮬레이션을 통하여 제안된 방법을 활용할 경우 이미 구축되어진 DME 인프라의 변경 없이 다수의 DME를 활용하여 항공기의 위치를 높은 정확도로 추정할 수 있음을 확인하였다.

[Abstract]

This paper introduces the time-misalignment error between multiple range measurements acquired by an onboard distance measuring equipment (DME) interrogator and proposes an efficient position determination method that can mitigate the negative effects of the time-misalignment error. The introduced time-misalignment error does not occur in conventional utilization of DME combined with VHF omnidirectional range (VOR). The proposed position determination method projects all the DME range measurements acquired irregularly during an interval to the same time instance where the aircraft position is determined. By the simulation utilizing a representative aircraft trajectory, it is shown that it is possible to estimate the horizontal position accurately without any changes of ground DME facilities.

Key word : Multiple distance measuring equipment, Time-misalignment, Distance measuring equipment, VHF omnidirectional range, Time of arrival.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2015.19.6.534>



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 1 December 2015; Revised 2 December 2015

Accepted (Publication) 17 December 2015 (30 December 2015)

*Corresponding Author; Hyung-keun Lee

Tel: +82-2-300-0131

E-mail: hyklee@kau.ac.kr

1. 서론

GPS (global positioning system)는 향후 항공기의 항행에 필수적인 위치, 속도, 및 시각 정보를 제공하는 주요 시스템이다. 근래에 들어 소형 저가의 jammer로 인해 발생할 수 있는 GPS의 취약점이 부각되면서 GPS 서비스 불능상태가 될 경우 항공기의 항법을 대체할 수 있는 방안에 대한 필요성이 제기되었다. 최근 GPS 서비스 불능 상황에 대비하여 미국에서는 DME (distance measuring equipment), Loran/eLoran, 그리고 Multilateration 등 이미 구축되어져 있는 지상과 기반 항법 인프라를 활용하는 차세대 APNT (alternative position, navigation and timing) 관련 연구들이 활발히 진행되고 있다[1]-[8]. 다양한 전파항법 인프라 중에서 특히 DME는 기존에 설치된 인프라가 풍부하고 현재에도 VOR (VHF omnidirectional range)과 함께 활발히 사용되고 있으며 가용성 관점에서 상대적으로 유리한 장점을 내포하고 있다. 국내에는 현재 약 40기 내외의 DME 지상국이 설치 및 운용되고 있다[9].

DME는 항공기에 탑재된 interrogator와 지상국에 설치된 transponder 사이를 펄스쌍이 왕복하는 시간을 측정하여 지상국에 대한 항공기의 경사거리를 측정하여 준다. DME는 상대시간을 측정하므로 기준 시각은 항공기 자체 시계가 되며, 측정 기준시각은 interrogator 질의 신호 (펄스 쌍)를 전송하는 시각이 된다. Interrogator는 일반적인 수정발진기를 사용한다. 이 경우 펄스의 모양 및 펄스를 검출하는 시점의 정밀도가 높지 않으므로 측정되는 거리의 정확도가 낮으며 DME 거리측정치만을 활용하여 측위를 수행할 경우 항법해의 정확도가 낮다.

기존의 DME 활용 방식에 있어서 항공기에 탑재된 interrogator는 한 개의 지상국에 대한 거리를 측정하고 VOR이 제공하는 방위각 (bearing angle)과 rho-theta 방식으로 결합하여 위치가 알려져 있는 VOR/DME 지상국에 대한 항공기의 상대 위치를 계산하게 된다[10]-[12]. 따라서 한 개의 지상국에 대한 상대거리가 획득 되어도 항공기의 위치가 측정되게 된다. 반면, 현재 연구되고 있는 차세대 APNT에서는 VOR에 독립적으로 DME만을 활용하여 항공기의 위치를 추정하는 방안을 고려하고 있다. 따라서 기존의 방식과는 달리 다수의 DME 지상국에 대한 거리정보의 측정이 필요하다. DME는 GPS와 같이 다수의 송신원으로부터 passive 방식으로 일정한 시각에 거리를 측정할 수 없다. 따라서 다수의 DME를 활용하게 되면 측정시점이 불규칙하게 되며, 불규칙한 측정시점을 보상해 주는 방안이 필요하다.

위치 결정에 필요한 다수의 거리 측정치들을 획득하기 위하여 항공기에 탑재된 interrogator에서 다수의 DME 지상국으로 질의 신호를 (준)동시 또는 순차적으로 전송을 한다[11]. 이 때 항공기의 위치로부터 각 DME 지상국과의 거리가 상이하므로 펄스 쌍의 왕복시간이 다르게 된다. 또한 항공기 근방에 있는 각각의 DME 지상국은 밀도 높게 분포된 다수의 항공기로부터 각각 독립적으로 발신된 질의 신호에 대하여 우선순위를 부여

하여 응답신호를 전송한다. 이 때, 우선순위를 부여하는 원칙은 항공기와의 거리가 아니라 수신된 질의 신호의 신호 강도이다.

다수의 DME만을 활용한 측위에 있어서 DME 지상국의 배치, 항공기의 위치, 그리고 공역에 있는 항공기의 수 등 다양한 요인에 의하여 영향을 받게 된다. 따라서 항공기에 탑재된 interrogator가 질의 신호를 송신한 후 각 DME 지상국으로부터 응답 신호를 수신하는 시점은 불규칙하게 된다.

본 논문에서는 다중 DME를 활용한 측위에 있어서 가장 큰 오차요인이 되리라 예상되는 시각 비동기 오차를 고려하여 위치 정확도를 향상시킬 수 있는 측위 알고리즘을 제안하였다. 제안된 방법은 이미 구축된 DME 지상국을 변경 없이 활용하며, 항공기 탑재 interrogator에서는 각 DME 지상국에 대하여 질의 신호를 순차적 또는 동시에 송신하는 것으로 가정한다. 다수의 DME 지상국으로부터 불규칙한 시점에 측정되는 거리 측정값을 활용하며, 측정값들은 측위를 수행하는 시점으로 투영하여 항공기의 위치를 결정하는 방식이다. 제안된 방법의 가용성 평가를 위한 시뮬레이션을 수행하였다. 다중 DME를 활용 시 측정치 시각 비동기 오차, DME 지상국의 배치와 수에 따른 항공기의 수평측위 정확도를 평가하였다.

II. 측정시점이 불규칙한 다중 DME 측위 방법

2-1 단일 DME 지상국과의 거리 측정원리

단일 DME 지상국과의 거리를 측정하는 자세한 원리는 많은 문헌들에서 자세히 소개되어 있다[10]-[12]. 2-1절에서는 거리 측정 원리를 간략히 소개한다. 그림 1은 단일 DME 지상국으로부터 거리를 측정하는 개형을 나타내었다. 항공기에 탑재된 interrogator에서 지상에 위치한 DME transponder로 펄스 쌍으로 구성된 질의 신호를 송신한다. DME 지상국의 transponder에서는 항공기의 질의 신호를 수신한 뒤 X 채널의 경우 50 μ s, Y 채널의 경우 36 μ s 시간 지연 후 응답 펄스를 항공기의 interrogator를 향해 전송한다. 항공기에서 응답 펄스를 수신 받게 되면 항공기에서는 interrogator에서 질의 신호를 송신한 시각과 응답 펄스를 수신한 시각의 차이를 측정하여 항공기와 DME 지상국과의 경사거리를 측정하게 된다. DME의 가용범위는 약 200 nm이다.

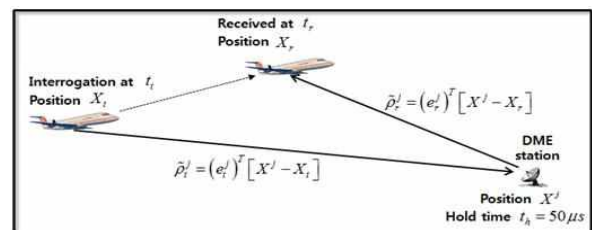


그림 1. 단일 DME 지상국으로부터의 거리 측정 개형
Fig. 1. Range measurement from single DME station.

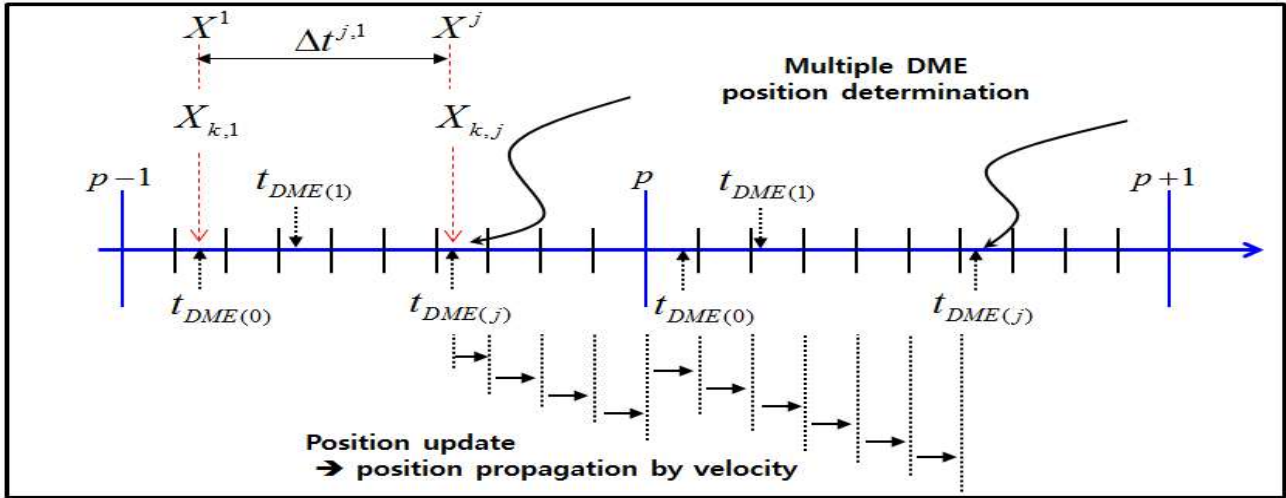


그림 2. 다수의 DME로부터의 거리 측정 시점

Fig. 2. Different sampling times of DME range measurements from multiple DME stations.

이 때 항공기는 이동 중이므로 interrogator에서 측정하는 거리는 질의 신호 송신 시점에서 항공기의 위치와 DME 지상국과의 거리, 응답 신호 수신 시점에서의 항공기의 위치와 DME 지상국과의 거리를 산술평균한 값을 사용한다. 한편 펄스 쌍이 왕복하는 동안 항공기가 이동한 거리를 대략적으로 계산하면 다음과 같다. DME 지상국의 가용범위는 200 nm (= 370 km), 항공기의 이동속도를 순항속도 약 700 km/h (= 195 m/s)이다. 전파가 200 nm을 왕복하는 시간과 DME 지상국에서의 지연시간 50 μs를 고려하여 계산하면 항공기의 이동거리는 식 (1)과 같다.

$$195 [m/s] \times \left(\frac{2 \times 3.7 \times 10^5 [m]}{3 \times 10^8 [m/s]} + 50 \times 10^{-6} [s] \right) = 0.49 [m] \quad (1)$$

식 (1)에서 계산된 0.49 m 는 DME의 거리 측정값의 정확도와 비교하면 DME를 이용하여 항공기의 위치 해를 구하는데 있어서 영향이 없다고 가정할 수 있다. 또한 속도가 매우 빠른 초음속 전투기의 경우에도 위치 해에 미치는 영향이 무시할 수 있을 정도가 된다. 그러므로 항공기의 interrogator에서 질의 신호 송신 시점을 t_i , DME 지상국으로부터 응답 펄스 쌍을 수신 받은 시점을 t_r , DME 지상국에서의 펄스 지연 시간을 t_h , 빛의 속도를 c 라고 했을 때의 DME 거리 측정치 $\tilde{\rho}_k^j$ 는 식 (2) 와 같다.

$$\tilde{\rho}_k^j = c \times \frac{t_r - t_i - t_h}{2} \quad (2)$$

2-2 다중 DME 지상국과의 거리 측정 개형

그림 1은 단일 DME 지상국으로부터 측정된 거리에 대해 설명하는데 비하여 그림 2는 다수의 DME 지상국으로부터 거리를 측정했을 때, 거리를 측정하는 시점을 나타낸다. 그림 2에서 $t_{DME(0)}$ 는 0번째 DME 지상국으로부터 거리를 측정하는 시점, $t_{DME(j)}$ 는 j번째 DME 지상국으로부터 거리를 측정하는 시점, p 는 항공기의 위치 해를 연속적으로 결정해야 하는 주기이다.

각 DME 지상국으로부터의 거리를 측정하는 시점은 그림 2와 같이 시각이 동기되어 있지 않으며, 위치를 결정하는 시점을 일정한 주기로 설정 할 수 없다. 항공기의 위치는 일정한 주기로 연속적으로 갱신되어야 하지만, 다수의 DME를 활용하여 항공기의 위치를 결정할 경우에는 항공기의 위치를 결정하는 주기는 비주기가 되고, 또한 항공기의 위치를 연속적으로 갱신하는 주기보다 길 수 있다. 그러므로 항공기의 위치 결정 주기는 항공기의 위치를 갱신하는 주기보다 길거나 같은 것으로 가정한다.

항공기에 탑재된 interrogator에서 지상에 위치한 다수의 DME 지상국으로 질의 신호를 순차적 또는 동시에 전송을 하게 되면 항공기의 위치로부터 각 DME 지상국과의 거리는 모두 상이하므로 펄스 쌍의 왕복시간이 각각 다르게 된다.

하나의 DME 지상국에서 수용할 수 있는 항공기의 수도 제한이 있다. 공역에 있는 항공기의 운행 현황에 따라서 DME 지상국으로부터 거리 정보를 획득할 수 없는 경우도 있다. DME 지상국은 다수의 항공기로부터 질의 신호를 수신하여 이들을 우선순위를 부여하여 응답신호를 전송하는데, 여기에서의 우선순위를 부여하는 원칙은 항공기와의 거리가 아닌 수신된 질의 신호의 신호 강도이다. 하나의 DME지상국에서 처리할 수 있는 질의 신호의 수는 제한되어 있으므로, 수신기의 민감도를 질의신호의 수에 따라 제어하게 된다.

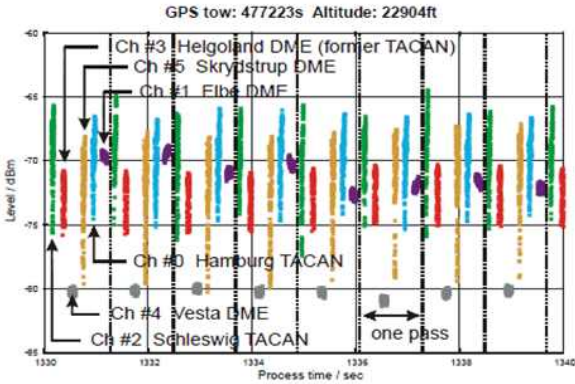


그림 3. 6 채널 DME의 의사-동시 수신 신호 레벨 [11]
Fig. 3. Levels of six channel pseudo-simultaneous DME reception [11].

항공기가 선회 등의 기동을 할 경우 가시성에 문제가 발생할 수 있으므로 DME 지상국과의 거리 측정이 불가능한 순간이 발생할 수 있다. 그러므로 항공기와 DME 지상국과의 연속적인 거리측정이 보장되지 않으며 각 DME 지상국으로부터 응답 신호를 수신하게 되는 시점은 불규칙하게 된다. 이와 같은 불규칙성은 항공기의 위치, DME 지상국의 배치, 공역에 존재하는 항공기의 수, 신호 세기 등에 영향을 받으므로 특정 분포를 갖지 않으며 uniform 분포를 갖는 것으로 가정할 수 있다. 그러므로 이미 구축되어 있는 DME 지상국 인프라를 변경하지 않고, 항공기 탑재 interrogator에서 순차적 또는 동시에 다수의 DME 지상국으로 질의신호를 송신하여 다수의 DME 지상국으로부터 거리를 측정하는 경우 각 측정치의 시각동기가 가장 큰 오차요인이 될 것이다. 즉 각 DME 지상국과의 거리 측정값은 매 시점 항공기의 위치가 같지 않다. 즉 각 거리 측정값들의 측정 시점에 대한 보상방안이 필요하다.

그림 3은 multi-channel DME를 활용한 비행시험 결과의 일부이며, (준)동시에 6개의 DME 지상국으로부터 거리를 측정할 수 있다[13]. 6개의 DME 지상국으로부터 1초 이내 모든 거리 측정값의 획득이 가능함을 보여주고 있다. 따라서 현재의 항공기 탑재 interrogator는 multi-channel DME와 같이 다수의 DME 지상국에 동시에 질의신호를 전송하는 것은 어렵지만, 향후에는 다수의 DME만을 활용하는 단독 항법시스템만으로도 1 Hz의 측위가 가능할 것으로 기대할 수 있다. 하지만 multi-channel DME를 활용하는 경우에도 각 DME 지상국과의 거리 측정 시점은 완벽한 시각동기를 이루지는 못하므로 측정시점의 시각 비동기에 대한 보상방안은 필요할 것이다.

2-3 시각 비동기 오차를 고려한 다중 DME 측위 방법

서로 다른 시점에서 샘플링된 모든 측정치들을 특정한 시점으로 고정하여 항공기의 위치 해를 결정해야 한다. 최대한 실시간으로 위치를 추정하기 위해서는 위치를 결정하는 구간에서 측정된 다수의 측정치 중에서 위치 결정 시점과 가장 근접한 시

간에 측정된 시간에 항공기의 위치를 결정하여야 한다. 그림 2에서 $t_{DME(j)}$ 시점에 다수의 DME만을 활용하여 측위를 수행할 경우 $t_{DME(i < j)}$ 시점에서 측정된 거리는 그림 4와 같이 $t_{DME(j)}$ 시점으로 투영하게 된다.

다수의 거리 측정치를 한 시점으로 투영하기 위해서 항공기의 속도 정보를 이용하게 된다. 제안된 방법에서는 항공기가 등속으로 비행하고 있다고 가정한다. 또한 항공기의 속도 정보는 이전 시점 항공기 위치 정보의 시차분, Pitot-tube, 또는 IRU (inertial reference unit) 등으로부터 획득 가능하다고 가정하였다.

그림 4는 위치 결정 구간에서의 DME 측정치를 위치 결정 시점으로 투영하는 개형을 나타낸 그림으로, 항공기의 속도벡터를 이용하여 임의의 시점의 DME 거리 측정값을 위치 결정 시점($t_{DME(j)}$)의 벡터로 표현 가능하다.

그림 4에서 거리 측정값 $\tilde{\rho}_k^j$ 와 추정값 $\hat{\rho}_k^j$ 는 각각 식 (3), 식 (4)와 같이 표현할 수 있다.

$$\tilde{\rho}_k^j = (e_k^j)^T [X^j - \hat{X}_{k,j} - \delta X_{k,j}] + \epsilon_k^j \tag{3}$$

$$\hat{\rho}_k^j = (e_k^j)^T [X^j - \hat{X}_{k,j}] \tag{4}$$

여기서 X^j 은 j 번째 DME 지상국 위치 벡터, $X_{k,j}$ 는 $t_{DME(j)}$ 시점에서의 항공기 위치 벡터, e_k^j 는 $t_{DME(j)}$ 시점에서 항공기 위치에서 j 번째 DME 지상국으로의 단위 LOS (line-of-sight) 벡터이며 ϵ_k^j 는 거리 측정오차이다.

$t_{DME(j)}$ 시점을 위치 결정 시점이라고 할 경우, 0 번째 DME 지상국으로부터의 거리 측정값 $\tilde{\rho}_k^0$ 와 추정값 $\hat{\rho}_k^0$ 는 $t_{DME(j)}$ 시점에서의 항공기 위치벡터 $X_{k,j}$ 로 표현할 수 있으며, 각각 식 (5), 식 (6)과 같다.

$$\tilde{\rho}_k^0 = (e_{k,j}^0)^T [X^0 - \hat{X}_{k,j} + \delta X_{k,j} + V_k \Delta t^{j,0}] + \epsilon_k^0 \tag{5}$$

$$\hat{\rho}_k^0 = (e_{k,j}^0)^T [X^0 - \hat{X}_{k,j} + V_k \Delta t^{j,0}] \tag{6}$$

여기서 V_k 는 항공기의 속도 벡터, $\Delta t^{j,0}$ 는 $t_{DME(j)}$ 와 $t_{DME(0)}$ 의 시간 차이이다.

$e_{k,j}^0$ 는 $t_{DME(j)}$ 시점에서 항공기 위치로부터 0 번째 DME 지상국으로의 LOS 벡터이며, 항공기 속도 벡터 V_k 와 $t_{DME(j)}$ 에서 DME 지상국과 항공기의 거리 벡터를 이용하면 LOS 벡터 $e_{k,j}^0$ 는 식 (7)과 같다.

$$e_{k,j}^0 = \frac{[X^0 - \hat{X}_{k,0}] - V_k \Delta t^{j,0}}{\| [X^0 - \hat{X}_{k,0}] - V_k \Delta t^{j,0} \|} \tag{7}$$

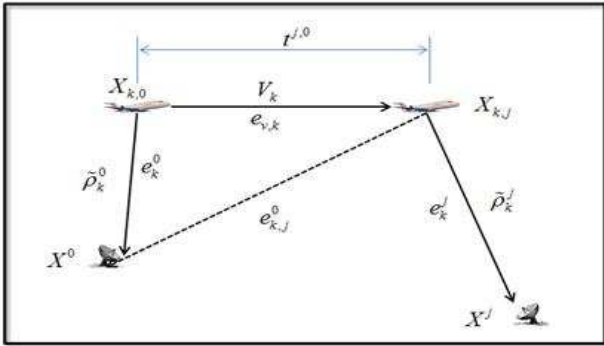


그림 4. 위치 결정 시점에서의 측정치 변환 개형
 Fig. 4. Configuration of range measurements projected to the position determining time.

DME 거리 측정식은 비선형 방정식이므로 이를 이용해 위치 결정 시점, $t_{DME(j)}$ 일 때의 항공기의 위치벡터를 직접 추정하기에는 난점이 있다. 따라서 간접 측정치를 활용하여 항공기의 위치 오차를 추정하며 최소자승법을 활용한다. 간접 측정치 z_k^0, z_k^j 는 거리 측정값 $\tilde{\rho}_k^0, \tilde{\rho}_k^j$ 와 거리 추정값 $\hat{\rho}_k^0, \hat{\rho}_k^j$ 을 각각 차분하여 생성하며 식 (8)과 같다.

$$\begin{aligned} z_k^j &= \tilde{\rho}_k^j - \hat{\rho}_k^j = (\hat{e}_{k,j}^j)^T \delta X_{k,j} + \epsilon_k^j \\ z_k^0 &= \tilde{\rho}_k^0 - \hat{\rho}_k^0 = (\hat{e}_{k,j}^0)^T \delta X_{k,j} + \epsilon_k^j \end{aligned} \quad (8)$$

생성된 $j+1$ 개의 간접측정치를 선형화하여 식으로 나타내면 다음과 같다.

$$Z_k = H_k \delta X_{k,j} + E_k \quad (9)$$

where

$$Z_k = \begin{bmatrix} z_k^0 \\ z_k^1 \\ \vdots \\ z_k^j \end{bmatrix} \quad H_k = \begin{bmatrix} (\hat{e}_{k,j}^0)^T \\ (\hat{e}_{k,j}^1)^T \\ \vdots \\ (\hat{e}_{k,j}^j)^T \end{bmatrix} \quad E_k = \begin{bmatrix} \epsilon_k^0 \\ \epsilon_k^1 \\ \vdots \\ \epsilon_k^j \end{bmatrix}$$

식 (9)에서 Z_k 는 간접측정치 벡터, H_k 는 관측행렬, E_k 는 측정오차 벡터이다. 항공기 위치오차는 최소자승법을 이용해 추정하며 위치 오차는 식 (10)과 같다.

$$\begin{aligned} \delta X_{k,j} &= (H_k^T R_k^{-1} H_k)^{-1} H_k^T R_k^{-1} Z_k \\ \hat{X}_{k,j}^+ &= \hat{X}_{k-1,j}^- - \delta X_{k,j} \end{aligned} \quad (10)$$

여기서 R_k 는 측정오차 공분산이며, 최소자승법으로 추정된 위치오차를 이용해 기존의 추정된 위치 값에 보상해주는 방법을 반복하여 항공기의 위치를 추정한다.

제안된 방법은 다수의 DME를 활용하여 측위를 수행하는

시스템에만 국한되는 것이 아니며, DME/GPS, DME/eLoran과 같은 융합항법시스템에서 각 시스템간의 측정치 샘플링 시점이 일치하지 않을 경우에도 활용 될 수 있다.

2-4 다중 DME를 활용한 연속적인 위치 갱신 방법

그림 2에서 p 구간의 $t_{DME(j)}$ 시점에서 위치를 결정한 뒤 $p+1$ 구간의 $t_{DME(j)}$ 시점에서 위치를 새로 결정하기 전까지는 미리 정해 놓은 위치 갱신 주기에 맞춰서 항공기의 위치를 갱신해야 한다. 따라서 위치 결정 주기와 위치 갱신 주기가 다를 경우 p 구간에서 위치는 결정했지만 실제 위치를 출력해주는 (갱신) 시점까지와는 시간 차이가 발생한다. 이는 p 구간에서 추정된 위치 해를 항공기의 속도를 이용해 출력 시점으로 투영하는 방안으로 해결하며 이는 식 (11)과 같다.

$$\hat{X}_t = \hat{X}_j + V_j \Delta T^{t,j} \quad (11)$$

여기서 \hat{X}_t 는 위치가 갱신되는 시점, \hat{X}_j 는 가장 최근의 위치가 결정된 시점, $\Delta T^{t,j}$ 는 위 두 시점간의 시간차를 의미 한다.

III. 시뮬레이션

다수의 송신원으로부터 측정치 동기가 항법결과에 미치는 영향을 확인하기 위한 시뮬레이션을 수행하였다. 실제 항공기에서 DME 실측값을 확보하기에는 어려움이 있다. 따라서 시뮬레이션을 이용하여 다수의 DME를 활용한 항공기 위치 추정 정확도를 확인한다.

일반적으로 항공기에서는 수평방향과 수직방향의 측위를 별도로 수행한다. 다수의 DME를 활용할 경우에도 외부 고도 센서를 활용하여 수직 측위를 수행하고, DME는 수평 측위에만 활용한다. 그림 5는 시뮬레이션 개형을 나타내며, 표 1은 항공기의 이동 경로 설정 값이다. 항공기의 위치를 결정하는 주기는 5초, 항공기의 속도를 활용하여 항공기의 위치를 갱신(출력)하는 주기는 1초이다.

표 1. 항공기 이동 경로 및 속도 설정
 Table 1. Settings of the aircraft trajectory and speed.

	Latitude (degree)	Longitude (degree)	Altitude (meter)	Speed [m/s]
Departure	36.0	127.0	100.0	-
Cruise	-	-	10000.0	238.0
Landing	36.5	127.5	100.0	-

Position determination period : 5 [s]
 Position update (coasting) period : 1 [s]

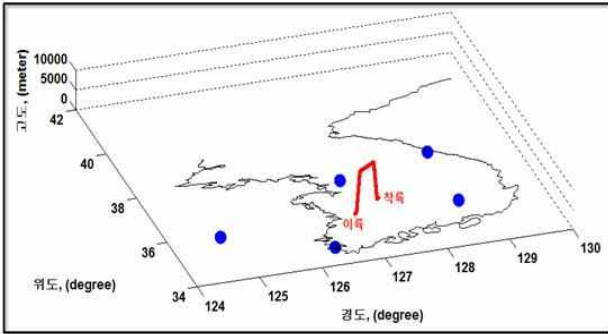


그림 5. DME 지상국의 배치 및 항공기의 이동경로
Fig. 5. Locations of DME stations and aircraft trajectory.

DME 거리 측정 오차의 크기는 표 2에 제시된 거리오차의 크기를 활용하였다. 표 2는 최근 연구결과에서 제시하는 DME의 표준, 비행성능시험결과, 그리고 향후 소프트웨어 등의 변경으로 기대할 수 있는 오차의 크기를 나타내고 있다. 현재의 DME의 거리측정 오차의 크기는 약 0.2 nm (= 370 m)로서 GPS와 비교하면 상당히 큰 거리오차를 가진다. 따라서 DME만을 활용할 경우 측위 정확도는 매우 낮은 것이다. DME를 GPS 또는 eLoran과 결합하여 사용할 경우 위치 영역 및 측정치 영역에서 가중치를 사용하여 항공기의 위치해를 추정하게 된다.

이와 같은 경우에도 GPS, eLoran 거리측정 오차 크기에 비해 DME 거리측정 오차가 매우 큰 값이므로 DME 측정값은 항공기 위치추정값의 정확도를 저하시키는 요인이 될 것이다. 최근 캐나다에서 수행한 비행검사 수행결과에 의하면 DME 거리 측정 오차의 크기가 약 30 m 까지 향상된 것으로 알려졌다. 따라서 모든 시뮬레이션에서는 표 2의 현재 기대할 수 있는 DME 거리측정 오차 크기인 $N(0, 30^2 m)$ 가우시안 분포를 활용하였다.

표 2. DME 95% (2σ) 거리 및 위치 오차 [2]
Table 2. DME 95% (2σ) range and position error [2].

	Transponder	Propagation	Avionics	Range	NSE*	FTE**	TSE***
Current DME/M flight inspection	-	-	-	0.2 (FAA Flt Insp)	0.56 (Calc)	0.25	0.64
Current DME/N standards	0.041	0.097	0.17****	0.20	0.565	0.25	0.618
Improved DME/N	0.0081	0.027	0.046	0.054	0.153	0.25	0.29
High Accuracy	0.0054	0.013	0.008	0.016	0.0454	--	--

* Position from 2 DMEs. Included angle 30-150 degrees

** 0.25 nm (Flight Director, per DO-208, DO-236B, DO 283A)

*** TES(Total System Error) value is root sum squared(RSS) of FTE(Flight Technical Error) and NSE(Navigation System Error). TSE is numerically equal to RNAV or RNP value.

**** Range accuracy at 0.17 nm per DO-189 for post 1989 equipment

※ unit : nautical mile

표 3. 시뮬레이션에 활용한 측위 방법

Table 3. Positioning methods utilized in the simulation.

	Simulation method description
case 1)	Time-misalignment correction (X)
case 2)	Time-misalignment correction (O)

3-1 측정치 시각 비동기에 따른 수평측위오차

다수의 거리 측정치의 샘플링 시점이 일치하지 않은 경우 제안된 방법으로 보정을 할 경우와 보정하지 않았을 경우 항공기의 수평측위 오차를 산출하여 제안된 방법의 수평측위 성능을 확인한다.

시뮬레이션은 총 2 가지의 방법을 이용하였는데, 이는 표 3에 나타내었다. case 1)과 case 2)는 다수의 DME 지상국으로부터 거리를 측정하는 시점이 불규칙할 경우이다.

case 1)은 측정 시각 비동기 오차를 보정하지 않고 최소자승법으로 측위를 수행한다. 즉 모든 거리 측정값들은 특정 시점에서 측정된 것으로 가정한다.

case 2)는 측정 시각 비동기 오차를 항공기의 속도를 활용하여 보정하는 경우(3-3절에서 설명된 방법)에 해당한다.

시뮬레이션에 참여하는 DME 지상국의 수는 5개소이며 그림 5와 같이 분포되어 있다.

그림 6은 시뮬레이션에서 산출된 HDOP (horizontal dilution of precision), VDOP (vertical dilution of precision)을 나타낸다. 그림 6에 나타난 바와 같이 VDOP의 경우 상승 및 하강구간에서는 큰 변화를 나타낸다. 이는 순항구간에서는 거의 일정한 값 (VDOP = 6)을 보이며, 일정한 영역에서 특정 고도로 비행하고 있기 때문이다. HDOP은 전체 시뮬레이션 구간에서 1 이하의 작은 값을 보이고 있으며, DME 지상국과 항공기의 이동궤적간의 기하학적 배치에 따른 결과이다.

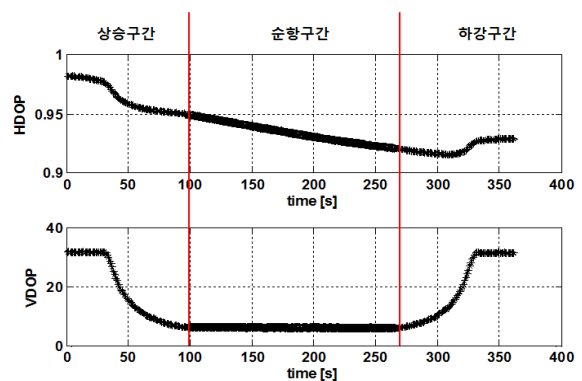


그림 6. 산출된 HDOP과 VDOP

Fig. 6. Computed HDOP and VDOP.

상승→순항, 순항→하강의 천이구간에서 HDOP, VDOP 모두 변하고 있으며, 순항구간에서는 HDOP이 약간씩 변하는 것을 볼 수 있다. 천이구간에서는 VDOP의 경우 최소 10 이상의 큰 값을 가지므로 DME만을 활용하여 고도를 함께 추정할 경우 추정값의 신뢰도가 매우 낮아지게 된다. 따라서 항공기의 수직 측위를 위해 고도센서를 이용한다. HDOP의 경우 그림 5의 시물레이션 개형과 같이 항공기는 DME 지상국망의 내부에 위치하므로 순항구간에서는 HDOP, VDOP의 변화가 크지 않은 것을 확인 할 수 있다.

그림 7과 그림 8에서 검은색 빈 원(○)으로 표시된 부분은 항공기가 이륙하여 상승하는 구간(0~99 [s])과 항공기가 하강하여 착륙하는 구간을 나타내며(266~362 [s]), 검은색으로 채워진 원 표시(●) 부분은 항공기가 순항하는 구간(100~265 [s])으로 등속운동 하는 구간을 나타낸다. 적색 사각형(□)으로 표시된 부분은 다수의 DME 거리 측정값을 활용하여 항공기의 위치를 결정하는 시점이다.

그림 7은 case 1)에서 추정된 수평 위치 오차를 나타낸다. DME 거리 측정 시점을 uniform 분포로 설정하였으나 측정 시각 비동기오차를 고려하지 않고 위치 결정 시점에 모든 거리 측정값들을 활용하여 최소자승법으로 위치 해를 추정하였기 때문에 큰 오차가 발생하게 된다. 시물레이션에서는 항공기의 진행방향이 북동쪽을 향하고 있으며, 수평 위치 오차의 경향은 항공기의 진행방향과 반대인 남서쪽으로 치우쳐 있는 것을 확인할 수 있다.

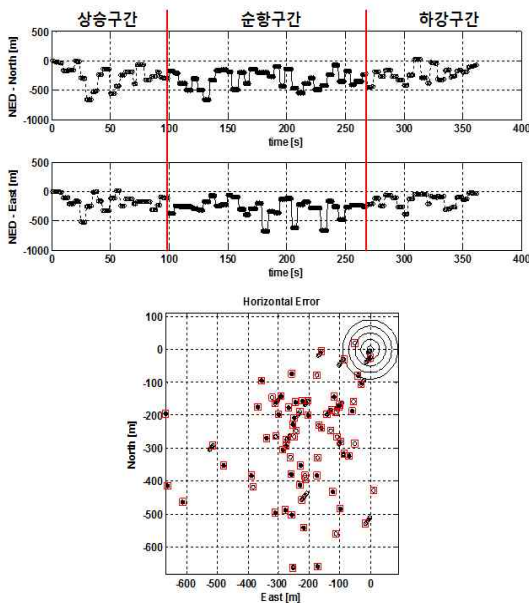


그림 7. case 1)에 의한 수평 위치 오차
Fig. 7. Horizontal position error by case 1).

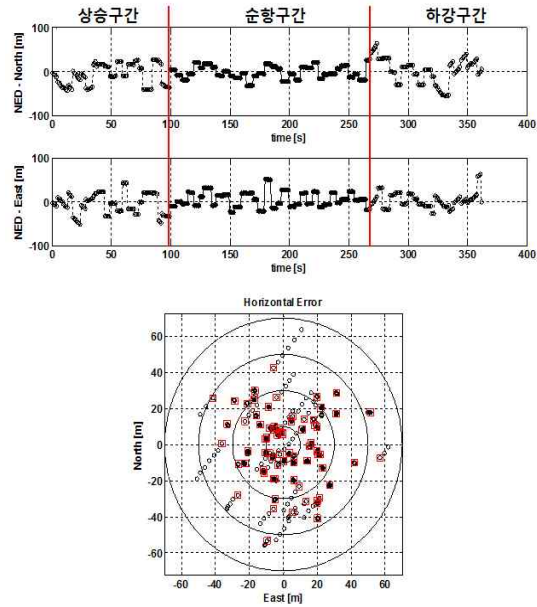


그림 8. case 2)에 의한 수평 위치 오차
Fig. 8. Horizontal position error by case 2).

그림 8은 case 2)에서 추정된 수평 위치 오차를 나타낸다. 이 방법은 위치 결정에 있어서 미리 결정된 주기로 위치를 결정하며, 위치를 출력해주는 주기에는 항공기의 속도를 이용하여 결정된 위치 추정값을 투영해 주는 방식을 사용한다. 따라서 수평 오차의 경향은 위치 결정 시점에서 다음 위치 결정 시점까지 항공기가 진행하는 방향으로의 방향성을 가지게 된다. 항공기가 상승 및 하강하는 구간은 등속도 운동을 하지 않는다. 따라서 전체적으로 상승 및 하강구간이 순항구간에 비하여 수평 측위 오차가 더 크게 발생함을 알 수 있다. 이 방법은 항공기의 등속 운동을 가정하고 있으므로, 항공기의 속도 정확도, DME 측정치의 정확도에 따라서 수평 위치 추정 성능이 결정된다.

표 4는 비교 대상인 2 가지의 각기 다른 방법으로 추정된 항공기의 위치 오차를 RMS 값으로 정리한 것이다.

항공기의 속도를 이용하여 시각 비동기 오차를 보정하였을 경우 (case 2) 시각 비동기 오차를 보정하지 않았을 경우 (case 1))에 비하여 수평측위 오차는 약 90% 정도 향상되는 것을 확인할 수 있다. 즉 측정시점이 불규칙한 측정치를 활용하여 항법해를 산출해야 하는 경우에는, 측정시점을 동기화 시키는 방안이 매우 중요하며 제안된 시각 비동기 오차 고려 방안이 적정성이 있음을 확인할 수 있다.

표 4. RMS 수평 위치 오차 [m]
Table 4. RMS horizontal position error [m].

	North	East	Horizontal	Vertical
method 1	311.86	257.54	404.46	75.87
method 2	21.83	19.62	29.35	73.27

시뮬레이션에서 고도 측정치에 주입된 오차특성은 모든 방법에서 동일하다. 그러므로 수직오차의 경우 일정한 값을 보이게 된다.

3-2 DME 지상국 배치 및 수에 따른 수평측위오차

다수의 DME 거리 측정값을 활용하여 제안된 방법으로 측위를 수행할 경우 수평측위 정확도에 영향을 미치는 요인은 거리 측정값의 정확도와 더불어 DME 지상국의 배치 및 수가 중요한 요소이다. DOP는 항공기와 DME 지상국의 기하학적 관계를 나타내며 수평측위오차는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\text{수평측위오차} = \text{DME 거리측정오차} \times \text{HDOP} \quad (12)$$

3-1절에서는 DME 지상국의 수를 5개소로 고정하였으며, 3-2절에서는 시뮬레이션을 통해 DME 지상국의 배치와 수에 따른 수평측위 정확도를 확인한다.

그림 9는 DME 지상국의 배치 및 수에 따른 수평 위치 오차를 보여준다. 흑색 원으로 표시된 선은 DME 지상국의 수를 5개로 고정시킨 경우로 그림 5의 개형과 같다. 적색 사각형으로 표시된 선과 청색 별표로 표시된 선은 각각 DME 지상국의 수를 각각 4개소, 3개소로 고정하였다. 앞서 언급한바와 같이 DME 지상국에서 응답하는 기준은 수신된 신호의 세기이며, 공역에 존재하는 항공기의 수에 따라서 수신기의 민감도가 변화하게 된다. 즉 고정된 항공기의 위치에 대해서 DME 지상국의 배치 및 수가 항상 고정되지는 않는다. 그림 9의 배치 1 ~ 배치 5 구간마다 DME 지상국의 배치를 변경하였다. 전체적으로 DME 지상국의 수가 줄어들수록 수평 위치 오차의 크기가 커지는 것을 확인할 수 있다.

DME 지상국의 수는 곧 항공기와 DME 지상국들의 배치관계를 변화시키므로 HDOP이 변화하게 된다. 즉 배치 1 ~ 배치 5에 따라서 HDOP이 변하며, DME 지상국의 수가 3일 때 배치 3의 경우는 DME 지상국의 위치가 모두 항공기의 좌측에 있도록 설정하였으며 수평 위치 오차의 크기가 최대 137 m를 보였다.

배치 1의 경우는 그림 4와 같이 DME 지상국망의 내부에 항공기가 위치하도록 설정하였으며 DME 지상국의 수에 따른 수평위치 오차는 크게 증가하지 않음을 알 수 있다. 따라서 향후 다중 DME를 활용할 경우 DME 지상국의 배치가 중요함을 알 수 있다.

IV. 결 론

본 논문에서는 다수의 DME 지상국에 대한 거리 측정치들을 결합하여 기존과는 다른 방식으로 항공기의 위치를 결정하고자 할 경우 문제가 될 수 있는 시각 비동기 오차를 소개하였으며 이를 대비한 위치 결정 방법을 제안하였다.

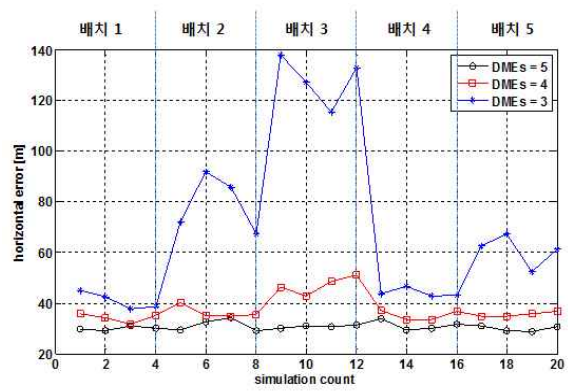


그림 9. DME 지상국의 배치 및 수에 따른 수평 위치 오차
Fig. 9. Horizontal position error vs number of DME stations and their distribution.

제안된 방법은 기 구축된 DME지상국을 활용하며, 항공기 탑재 interrogator에서는 다수의 DME지상국에 대하여 질의 신호를 순차적 또는 동시에 전송할 수 있는 것으로 가정하였다. 또한 항공기의 속도벡터를 이용하여 동기화 되지 않은 다수의 임의 시점의 DME 거리 측정값들을 위치 결정 시점으로 투영하는 원리를 활용한 것이다.

국내에 5 개의 DME 지상국이 설치되어 있다고 가정한 시뮬레이션을 통하여 제안된 방법을 활용할 경우 측정치의 시각 비동기 오차를 고려하지 않은 경우보다 약 90% 정도 수평 위치 정확도가 향상될 수 있음을 확인하였다. 현재 약 40개소 내외로 설치된 국내 DME 지상국 설치 현황을 고려하면 위치 정확도는 더욱 향상될 수 있으리라 예상된다. 반면, 다양한 궤적, DME 지상국의 배치, 그리고 실측된 측정치를 활용하여 보다 더 현실적으로 가용성과 정확성을 평가하는 것이 필요하리라 예상된다. 제안된 방법은 다수의 DME에만 국한되는 것이 아니며, DME/GPS, DME/eLoran과 같은 융합항법시스템에서 각 시스템간의 측정치 샘플링 시점이 일치하지 않을 경우에도 유용할 것이다.

감사의 글

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 국방 위성항법특화연구센터 사업의 일환으로 수행되었습니다.

참고 문헌

[1] S. Lo, Y. H. Chen, P. Enge, B. Perterson, R. Erikson and R. Lilley, "Distance measuring equipment accuracy performance today and for future alternative position navigatioin and timing (APNT)," in *Proceedings of the*

26th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation, Nashville: TN, pp. 711-721, 2013.

[2] R. Lilley and R. Erikson, "DME/DME for alternate position, navigation, and timing (APNT)," *APNT White paper*, 2012.

[3] E. Kim, "Hybrid APNT architecture using DME/DME and multilateration," in *Proceeding of 31st IEEE/AIAA Digital Avionics Systems Conference (DASC)*, Williamsburg: VA, pp. 5A5-1-5A5-10, 2012.

[4] S. Lo, B. Peterson, D. Akos, M. Narins, R. Loh and P. Enge, "Alternative position navigation & timing (APNT) based on existing DME and UAT ground signals," in *Proceedings of the 24th Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2011)*, Portland: OR, pp. 3309-3317, 2011.

[5] S. Lo and P. Enge, "Signal structure study for a passive ranging system using existing distance measuring equipment (DME)," in *Proceedings of the 2012 International Technical Meeting of The Institute of Navigation*, Newport Beach: CA, pp. 97-130, 2012.

[6] S. Lo, P. Enge and M. Narins, "Design of a passive ranging system using existing distance measuring equipment (DME) signals & transmitters," *The Journal of the Institute of Navigation*, Vol. 62, Issue 2, pp. 131-149, Summer 2015.

[7] V. Vitan, G. Berz and N. Solomina, "Assessment of current

DME performance and the potential to support a future A-PNT solution," in *Proceeding of 34th IEEE/AIAA Digital Avionics Systems Conference (DASC)*, Prague, Czech Republic, pp. 2A2-1-2A2-18, 2015.

[8] O. J. Kim, C. W. Kim, J. S. Song, Y. S. Kim and C. D. Kee, "The study of error sources for MOSAIC.DME system: a single station based positioning system for APNT," in *Proceeding of 2014 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium*, Monterey: CA, pp. 855-863, 2014.

[9] International Civil Aviation Organization Asia and Pacific Office, Frequency List No.3 List of facilities in the band 117.975~137.000 MHz, 26th ed. December, 2012.

[10] M. Kayton, W. R. Fried, *Avionics Navigation Systems*, 2nd ed. Alexandria, VA: John Wiley & Sons, 1997.

[11] C. Spitzer, U. Ferrell and T. Ferrell, *Digital Avionics Handbook*, 3rd ed. Williamsburg, VA: CRC Press, 2014.

[12] A. Helfrick, *Principles of Avionics*, 7th ed. Lessburg, VA: Avionics Communications, 2010.

[13] G. Berz and J. Bredemeyer, "Qualifying DME for RNAV use," in *15th International Flight Inspection Symposium*, Oklahoma City: OK, 2008. [Online]. Available: http://www.icaso.co/sites/faa/uploads/documents/resources/15th_int_flight_inspection_symposium/qualifying_dme.pdf.



최 광 호 (Kwang-Ho Choi)

2010년 8월 : 한국항공대학교 전자 및 항공전자공학과 (공학사)
2012년 8월 : 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학석사)
2012년 9월~현재: 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학박사과정)
※ 관심분야 : 항법시스템, 전리층감시, GPS/INS



임 준 후 (Joon-Hoo Lim)

2009년 8월 : 한국산업기술대학교 메카트로닉스공학과 (공학사)
2010년 3월~2011년 8월 : 한국항공우주연구원 (연구원)
2013년 8월 : 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학석사)
2013년 9월~현재: 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학박사과정)
※ 관심분야 : 복합측위 기법, 임베디드 시스템



유 원 재 (Won-Jae Yoo)

2014년 2월 : 한국항공대학교 전자 및 항공전자공학과 (공학사)
2014년 2월~현재: 한국항공대학교 항공전자정보공학과 (공학석사과정)
※ 관심분야 : SDR, 소프트웨어 GPS/GNSS 수신기



소형민 (Hyoungmin So)

2001년 : 고려대학교 기계공학과 (공학사)
2003년 8월 : 서울대학교 기계항공공학부 (공학석사)
2009년 8월 : 서울대학교 기계항공공학부 (공학박사)
2009년 9월~2011년 : 서울대학교 GNSS 연구실 (박사후 과정)
2011년 : 국방과학기술연구소
※관심분야 : pseudolite, GNSS 수신기, SDR



이형근 (Hyung Keun Lee)

1990년 2월 : 서울대학교 제어계측공학과 (공학사),
2002년 : 서울대학교 전기컴퓨터공학부(공학박사),
2002년 9월~2003년 8월: SNAP, UNSW(Postdoctoral Research Fellow)
2003년 9월~현재: 한국항공대학교 항공전자정보공학부 (교수)
※관심분야 : 항법/측위시스템, 위치정보, ITS, LBS

1994년 2월 : 서울대학교 제어계측공학과 (공학석사)
1994년 3월~1998년 2월: 현대우주항공(주)(주임연구원)