

Implementation of ZUPT on RPA Navigation System for GNSS Denied Ground Test

Hyeoncheol Shin

Aerospace Technology Research Institute 1st Directorate, Agency for Defense Development, Daejeon 34186, Korea

ABSTRACT

In this paper, Zero velocity UPdaTe (ZUPT) is implemented on the navigation system of Remotely Piloted Aircraft for GNSS denied environment. RPA's navigation system suffers from lack or loss of satellite signal while maintenance or ground test inside a hangar. Although some of the hangars install GPS repeaters for indoor tests, the anti-jamming equipment with array antenna blocks the repeater signal regarding them as hostile jamming signal. With ZUPT, an aircraft navigation system can be tested free from the divergence of navigation solution without line-of-sight satellites. The designed ZUPT aided centralized Kalman Filter is implemented on the Embedded GPS&INS and simulated with Captive Flight Test data. The simulation result shows stable navigation solution without GNSS updates.

Keywords: embedded GPS & INS, zero velocity update, remotely piloted aircraft, hangar avionics testing

1. INTRODUCTION

원격조종 무인항공기(Remotely Piloted Aircraft)에 탑재되는 복합항법장치(Embedded GPS & INS)는 관성항법(Inertial Navigation System)과 위성항법(Global Navigation Satellite System)을 결합하여 비행체의 정확한 위치, 속도, 자세 정보를 제공하는 장비이다. 관성항법이나 위성항법 외에도 전파 기반 상대항법이나 지자기, 중력과 같은 지구 물리량을 이용한 절대항법 방식이 존재하지만, 독자적인 항법이 가능하나 항법해(navigation solution)가 시간에 따라 발산하는 관성항법과 위치 오차가 일정한 위성항법을 결합하는 방식이 많이 사용된다. 한편 위성항법의 경우 가시선 위성들로부터 수신하는 의사 거리(Pseudo Range)에 의해 위치가 결정되므로 야외에서만 항법이 가능한 단점이 있다. 항공기는 지상 점검 및 정비를 위해 격납고 내에서 전원을 인가하는 경우가 많은데, 실내에서 항법 위성에 대한 가시선 확보가 불가능하므로 위성항법 수신기에 의한 항법해를 얻을 수 없으며 복합항법장치는 관성항법만 수행한다. 지상 점검 시간이 길어질수록 누적되는 관성오차에 의해 항법해는 발

산하여 실제 위치에서 벗어나 부정확한 좌표를 가리키게 된다. 뿐만 아니라 이 위치 발산을 야기시킨 속도 역시 시간에 비례하여 증가한 상태이므로 항법 정보를 활용하는 다른 장비의 운용에 영향을 미치게 된다.

격납고 내에 위성항법 리피터(GPS repeater)를 설치하여 운용할 경우 위성항법이 유지되어 위와 같은 상황을 방지할 수 있다. 그러나 임무 중 위성항법에 대한 의존도가 높은 무인항공기는 위성 신호 재밍에 취약하므로 생존성을 위해 위성항법 항재밍장치(Anti-Jamming Equipment)를 탑재하는 경우가 있다. 리피터는 위성항법 재방송에 의한 교란인 미코닝(meaconing) 개념과 일치하는 특성상 항재밍 장치가 리피터의 위성항법 신호를 적대적 재밍 공격으로 간주하고 신호를 차단해 버리는 경우가 발생한다. 실제로 위성항법 리피터는 VHF통신, 레이더, 위성통신장비, 그리고 일부 항공탑재장비와 더불어 위성항법 신호에 영향을 주는 주요 원인 중 하나로 지목된 바 있으며 (ICAO 2019), 배열안테나를 이용하여 리피터의 위치를 역으로 추적하는 연구도 있다 (Appel et al. 2019).

영속도 보정(ZUPT, Zero Velocity Update)는 구속조건을 이용한 보정방법으로, 정지상태가 반복되는 경우 유용하다. 항법장비의 정지상태 조건이 주어졌을 때 관성센서로부터 도출되는 항법해의 오차를 보정하는 방식 (Groves 2013)으로 보행자 관성항법 처럼 위성항법이 불가능한 실내 항법에 많이 활용된다(Cho et al. 2020). 이동과 정지를 반복하는 차량에서도 사용되며, Lee et al. (2006)에서는 지상 항법 시스템의 방위각 성능 향상을 위해 관성항법장치와 위성항법, 영속도 보정을 결합하였다.

Received Apr 30, 2020 Revised Jun 02, 2020 Accepted Jun 02, 2020

†Corresponding Author

E-mail: hshin@add.re.kr

Tel: +82-42-821-3695 Fax: +82-42-823-3400 (17096)

Hyeoncheol Shin <https://orcid.org/0000-0003-3377-3221>

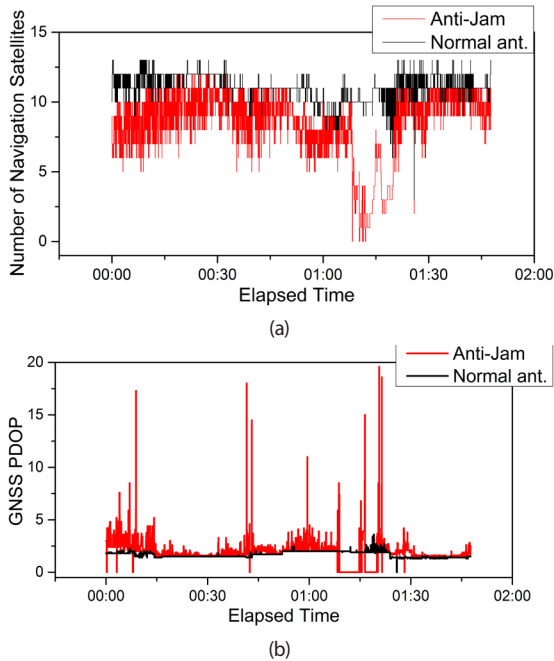


Fig. 1. Satellite navigation characteristics of AJE and normal system. (a) Number of satellites, (b) GNSS PDOP

본 논문에서는 영속도보정을 무인항공기에 장착되는 복합항법장치에 중앙집중형 칼만필터(Centralized Kalman Filter)로 구현하고 유효성을 검증하였다. 시험데이터 및 시뮬레이션에 사용된 복합항법장치는 국내개발 링레이저 자이로와 실리콘 가속도계를 적용하여 항법급(navigation grade) 관성항법 성능을 가지며, 가용환경에 따라 위성항법, 차분위성항법, 근거리 및 원거리 레이더, 기압고도계 보정을 선택적으로 적용이 가능하다 (Shin et al. 2018). 영속도 보정은 개념 및 구현에 있어 칼만필터 기반의 정밀정렬과 유사하나, 개발된 항법장치는 각속도 제어에 의한 초기정렬이 적용되었으므로 특성에 맞는 영속도 보정 방법을 적용하였다. 가용도에 따라 선택적으로 보정항법을 선택하는 중앙집중형 칼만필터와 호환되도록 변위보상 영속도 보정항법을 적용하고 시뮬레이션을 통해 기능을 검증하였다. 시뮬레이션은 비행시험 전 지상점검 데이터를 사용하여 위성항법 보정을 하지 않았을 때, 즉 관성항법 단독 시 영속도 보정을 사용한 경우와 사용하지 않은 경우 항법 오차의 차이를 제시했다.

2장에서는 위성항법 리피터 사용시 각각 항재밍장치와 일반안테나가 적용된 복합항법장치의 위성항법 특성을 살펴보고 3장에서는 기존에 구현된 중앙집중형 칼만필터와 설계한 영속도 보정, 4장에서는 실제 센서 데이터를 활용한 시뮬레이션 내용과 결과를 다룬다. 마지막으로 5장에서 결론을 내린다.

2. NAVIGATION ERROR BY GPS REPEATER

위성항법 리피터가 설치된 격납고 내에서 각각 배열 안테나 기반 항재밍장치와 일반안테나가 적용된 복합항법장치 두대가 장착된 무인항공기의 항법 오차 특성을 살펴본다. 관성항법장

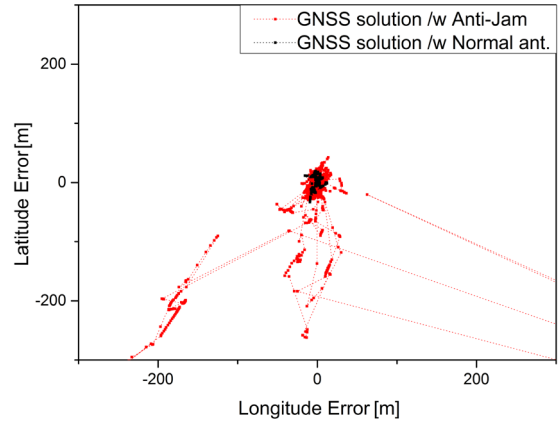


Fig. 2. GNSS receiver solutions with anti-jamming equipment and normal antenna.

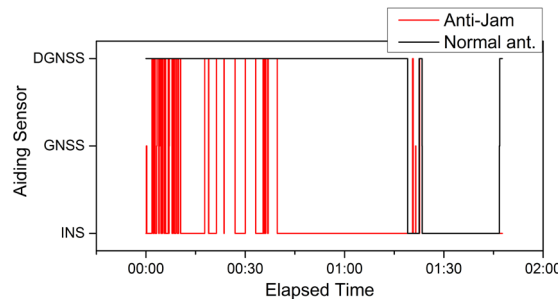


Fig. 3. Embedded GPS & INS auto-selection of aiding sensor for Kalman filter.

치 및 항재밍장치는 국내 개발품이며 위성항법 수신기는 캐나다 Novatel사의 OEM615가 적용되었다. Fig. 1은 두 위성항법장치가 격납고 내에서 GPS 리피터로부터 수신한 위성 수와 Position Dilution of Precision (PDOP)이다.

일반 안테나(Normal ant.)를 장착한 위성항법장치는 일정한 수준의 위성 숫자와 PDOP을 유지하는 반면, 배열 안테나 및 항재밍장치(Anti-Jam)가 적용된 경우 위성 숫자가 급격히 변할 뿐만 아니라 위성항법 유지에 필요한 최소 위성 수에 다다르며 PDOP이 치솟는 현상이 관측된다. 위성항법장치의 항법해인 위치 역시 두 항법장치간 차이가 발생하는데, 항재밍장치가 적용된 경우 리피터에 의한 위성신호를 대부분 제거하여 남은 일부 위성에 의해 수백 미터 수준의 위치오차가 발생한다(Fig. 2).

위성항법 오차가 일정한 수준 이상이 되어 위성항법 사용 조건을 만족하지 못하는 경우 Fig. 3과 같이 위성항법을 사용하지 않고 관성항법으로 전환하는 현상이 발생한다. 관성항법에 의한 단독항법 시간이 길어지면 위치 점프 시 발생 속 오차로 인해 Fig. 4와 같이 위치가 기하급수적으로 발산하여 항법정보 사용이 불가능하다.

3. ZERO VELOCITY UPDATE WITH CENTRALIZED KALMAN FILTER

연구에 사용된 복합항법장치는 보정항법 필터는 가용도에 따

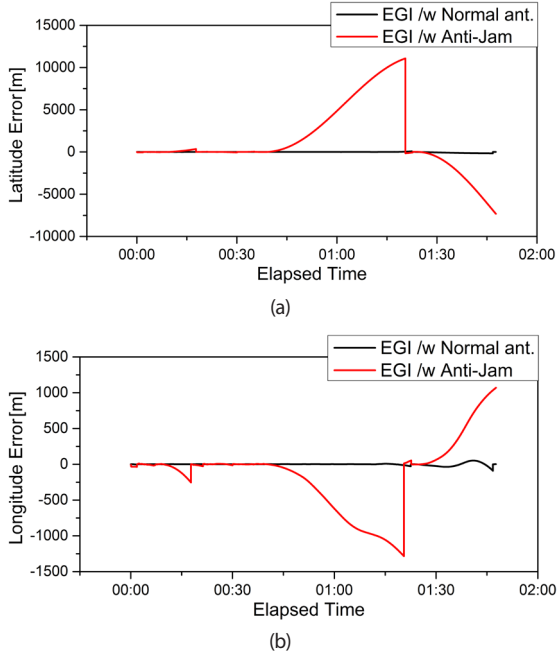


Fig. 4. Embedded GPS & INS position errors with anti-jamming equipment and normal antenna. (a) Latitude, (b) Longitude

라 보정방식을 선택할 수 있도록 간접 되먹임 방식의 중앙집중형 칼만 필터가 적용되었다. 가용 환경에 따라 위성항법, 차분위성항법, 레이더 보정항법, 기압고도계 보정을 선택적으로 적용할 수 있듯이 영속도 보정도 칼만필터의 한 보정방법으로 적용할 수 있도록 Fig. 5와 같이 구성하였다. 초기 정렬이 완료된 후 관성항법에 의한 항법오차 발산을 막는 칼만 필터의 측정치 업데이트의 한 종류로 변위에 의한 위치오차가 보상되도록 설계하였다.

칼만 필터가 추정하고자 하는 상태변수는 식 (1)과 같이 위치/속도/자세 오차와 가속도계/자이로 바이어스로 구성된다.

$$X = [\delta p \quad \delta v^n \quad \Phi \quad \delta \alpha^b \quad \delta \beta^b]^T \quad (1)$$

$$\begin{cases} \delta p = [\delta \phi \quad \delta \lambda \quad \delta h]^T \\ \delta v^n = [\delta v_E \quad \delta v_N \quad \delta v_U]^T \\ \Phi = [\Phi_E \quad \Phi_N \quad \Phi_U]^T \\ \delta \alpha^b = [\delta \alpha_x^b \quad \delta \alpha_y^b \quad \delta \alpha_z^b]^T \\ \delta \beta^b = [\delta \beta_x^b \quad \delta \beta_y^b \quad \delta \beta_z^b]^T \end{cases}$$

여기서 δp 는 위도($\delta \phi$), 경도($\delta \lambda$), 고도(δh) 오차항이며, 속도 오차(δv^n)와 자세 오차(Φ)는 각각 항법 축(navigation axis)의 East-North-Up 방향의 성분으로 구성되며, 가속도계 바이어스($\delta \alpha^b$)와 자이로 바이어스($\delta \beta^b$)는 동체축(body axis) 성분이다.

충분히 자체 정렬을 수행하여 항법 좌표계(navigation frame)와 플랫폼 좌표계(platform frame)가 거의 일치한다고 가정($\Phi_i \approx 0$, $\sin \Phi_i \approx \Phi_i$, $\cos \Phi_i \approx 1$)한다면 두 좌표계 간의 좌표변환행렬은 식 (2)와 같이 쓸 수 있다.

$$C_n^p = \begin{bmatrix} 1 & -\Phi_U & \Phi_N \\ \Phi_U & 1 & -\Phi_E \\ -\Phi_N & \Phi_E & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

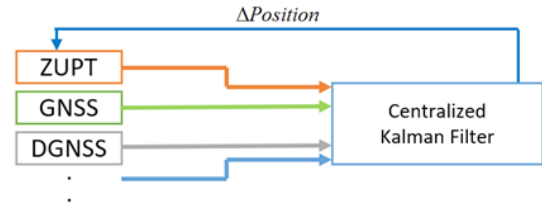


Fig. 5. Indirect feedback centralized Kalman filter /w variable aiding updates.

Salychev (2004)와 Shin et al. (2015)로부터 위치, 속도, 자세에 대한 항법오차 방정식인 식 (3-5)을 구할 수 있다.

$$\begin{cases} \delta \dot{\phi} = \frac{\delta v_N}{R+h} \\ \delta \dot{\lambda} = \frac{v_E}{(R+h) \cos \phi} \tan \phi \delta \phi + \frac{\delta v_E}{(R+h) \cos \phi} \\ \delta \dot{h} = \delta v_U \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \delta \dot{v}_E = a_N \Phi_U - a_U \Phi_N + \frac{v_N}{R+h} \tan \phi \delta v_E + \left(2\Omega \sin \phi + \frac{v_E}{R+h} \tan \phi \right) \delta v_N \\ \quad + \left(2\Omega \cos \phi + \frac{v_E}{R+h} \sec^2 \phi \right) v_N \delta \phi + \delta \alpha_E \\ \delta \dot{v}_N = a_U \Phi_E - a_E \Phi_U - 2 \left(\Omega \sin \phi + \frac{v_E}{R+h} \tan \phi \right) \delta v_E \\ \quad - \left(2\Omega \cos \phi + \frac{v_E}{R+h} \sec^2 \phi \right) v_E \delta \phi + \delta \alpha_N \\ \delta \dot{v}_U = a_E \Phi_N - a_N \Phi_E + 2 \left(\frac{v_E}{R+h} + \Omega \cos \phi \right) \delta v_E \\ \quad + 2 \frac{v_N}{R+h} \delta v_N - 2v_E \Omega \sin \phi \delta \phi + \delta \alpha_U \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} \dot{\Phi}_E = -\omega_N \Phi_U + \omega_U \Phi_N - \frac{\delta v_N}{R+h} - \delta \beta_E \\ \dot{\Phi}_N = -\omega_U \Phi_E + \omega_E \Phi_U + \frac{\delta v_E}{R+h} - \Omega \sin \phi \delta \phi - \delta \beta_N \\ \dot{\Phi}_U = -\omega_E \Phi_N + \omega_N \Phi_E + \frac{\delta v_E}{R+h} \tan \phi \\ \quad + \left(\Omega \cos \phi + \frac{v_E}{R+h} \sec^2 \phi \right) \delta \phi - \delta \beta_U \end{cases} \quad (5)$$

여기서 R 은 구형으로 가정한 지구 반경, $a_{E/N/U}$, $\delta \alpha_{E/N/U}$ 와 $\delta \beta_{E/N/U}$ 는 각각 항법축으로 사영된 가속도, 가속도계 바이어스, 자이로 바이어스, 그리고 각속도 $\omega_E = \begin{bmatrix} -\frac{v_N}{R+h} \\ \Omega \cos \phi + \frac{v_E}{R+h} \\ \Omega \sin \phi + \frac{v_E \tan \phi}{R+h} \end{bmatrix}$, $\omega_N = \begin{bmatrix} \Omega \cos \phi + \frac{v_E}{R+h} \\ \Omega \sin \phi + \frac{v_E \tan \phi}{R+h} \end{bmatrix}$, Ω 는 지구 자전 각속도이다.

식 (3-5)의 항법 오차 방정식으로부터 중앙집중형 칼만 필터의 상태전이행렬 F 가 구성되며, epoch간 인터벌 τ_s 가 충분히 작다면 식 (6)과 같이 쓸 수 있다.

$$\hat{X}_k^- = A_{k-1} \hat{X}_{k-1}^+, \text{ where } A_{k-1} \approx I + F_{k-1} \tau_s \quad (6)$$

\hat{X}_k^+ 는 에포크 k 에서 업데이트 전 추정된 상태변수, \hat{X}_{k-1}^+ 는 $k-1$ 에포크의 측정치 업데이트 후 상태변수, F_{k-1} 은 $k-1$ 의 상태전이 행렬이다.

보정 정보 업데이트를 위한 칼만필터의 측정 행렬 H 는 식 (7)과 같다.

$$H = [I_{3 \times 3} \quad 0_{3 \times 12}] \quad (7)$$

Groves (2013)은 두가지 영속도 보정방법을 제시했는데, 저가형 Micro Electro Mechanical Systems 관성센서나 이동과 정지를

반복하는 경우 속도를 오차로 보상하는 방법을, 장시간 정지 상태가 유지되는 경우에는 변위를 보상하는 방법을 제시했다. 항공기의 지상점검은 장시간 정지상태가 유지되므로 두번째 방법을 식 (8)과 같이 보정 시작 시점 대비 위치의 변화량을 오차로 보상하도록 하였다.

$$z_k = [\varphi_k - \varphi_0 \quad \lambda_k - \lambda_0 \quad h_k - h_0]^T \quad (8)$$

여기서 $\varphi_0, \lambda_0, h_0$ 는 각각 영속도 보정 진입 시점의 위도, 경도, 고도를 의미한다.

4. EXPERIMENTAL RESULT

제한한 영속도 보정 기반 보정방법의 유효성을 판단하기 위해 시뮬레이션을 수행하였다. 항공기 탑재 시험을 통해 얻은 복합항법장치의 항법데이터를 사용하였으며, 실제 사용환경과 동일하

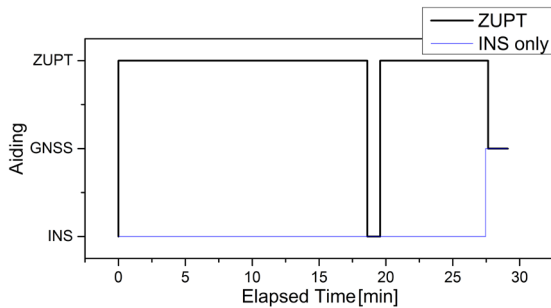
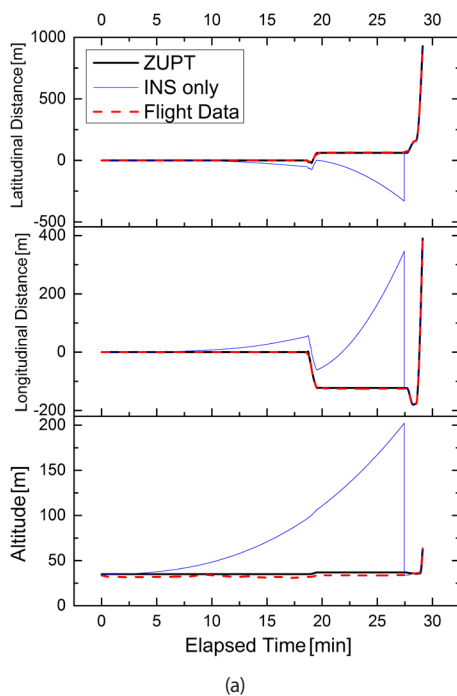


Fig. 6. Applied aiding for centralized Kalman filter.



도록 자이로 및 가속도계에서 출력되는 관성센서 측정치는 저장된 값을 그대로 사용하였다. 위성항법 비가용 환경을 모사하기 위해 위성항법장치에서 출력된 위성항법해는 시뮬레이션이 끝나는 시점 직전까지 사용하지 않도록 하였다. 즉, 시뮬레이션이 진행되는 동안 오직 관성항법만을 수행하며 영속도 보정이 적용된 경우와 적용되지 않은 경우 차이를 확인하였다. 시뮬레이션 구간에서 선택된 항법방식은 Fig. 6과 같이 (1) 영속도보정(ZUPT) (2) 위성항법(GNSS) (3) 관성항법(INS)로 구성되어 영속도 보정이 적용되지 않은 경우 관성항법을 유지하고, 영속도 보정이 적용된 경우 정지 구간에서는 영속도 보정을 통해 측정치 업데이트를 하도록 하였다. 활주 이동을 하는 중간 구간에는 영속도 보정을 멈추고, 다시 정지상태에서 영속도 보정을 시작하였다. 시뮬레이션은 이륙 직전 시점까지 이어지며 이때는 위성항법해를 가용처리하여 칼만필터를 업데이트하였다.

Fig. 7에는 시뮬레이션 결과를 초기위치로부터 이동 거리와 속도로 제시하였다. 영속도 보정을 사용한 경우(ZUPT) 수평 위치 및 속도 오차가 실제 항법데이터(Flight Data)와 유사하다. 반면 영속도 보정을 적용하지 않은 경우(INS only) 관성항법을 유지하면서 항법 오차가 기하급수적으로 늘어나는 결과를 얻었다.

Table 1에는 위성항법 정보를 사용하지 않은 구간에서 실제 데이터(Flight Data) 대비 영속도 보정을 적용한 경우(ZUPT)와 적용하지 않은 경우(INS only)의 최대 오차를 비교하였다.

Table 1. Maximum navigation error of simulated ground test.

Case	Position error[m]			Velocity error[m/s]		
	Lat. Err.	Lon. Err.	Alt. Err.	Vn Err.	Ve Err.	Vd Err.
ZUPT	3.02	4.02	3.99	0.1	0.13	0.11
INS only	393.95	624.49	168.52	1.19	1.86	0.31

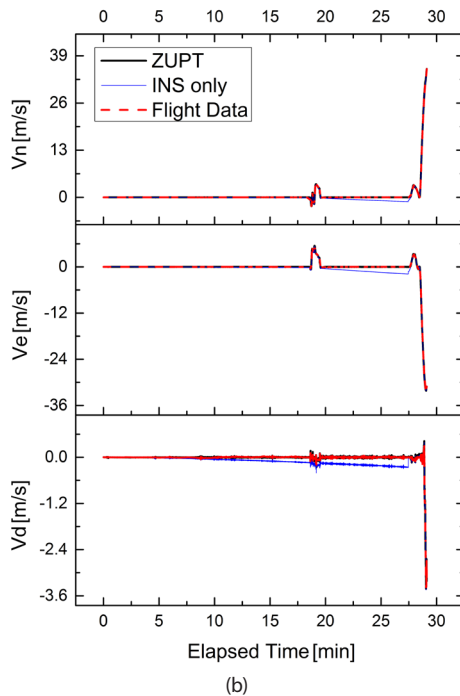


Fig. 7. Simulation results. (a) Position, (b) Velocity

5. CONCLUSIONS

본 논문에서는 무인항공기 복합항법장치의 격납고 내 점검을 위한 영속도 보정 기반 보정항법을 구현하였다. 격납고 내부와 같이 가시선 위성이 없는 경우 위성항법이 불가능하므로 관성항법 단독으로 작동하며, 시간에 따라 오차가 누적되어 점검에 불편이 따른다. GPS 리피터를 격납고 내에 장착하더라도 무인항공기의 생존성을 위해 장착한 항재밍장치가 리피터 신호를 적대적 재밍으로 간주하여 항법 위성 수가 줄고 항법오차가 크게 커지며 불안정해진다. 설계한 영속도보정 기반의 보정항법은 복합항법장치의 보정 방법을 중앙집중형 칼만필터의 측정치 업데이트 방법 중 하나로 추가하여, 항공기 정지상태 시 영속도 보정이 가능하도록 하였다. 영속도 보정이 시작된 시점의 위치를 기준으로 관성항법을 통해 도출된 위치의 변위는 오차로 간주하여 보상하도록 설계하였다. 제안한 영속도보정 기반 항법필터는 링레이저 자이로 기반 항법급 관성항법장치가 적용된 비행시험 데이터로 시뮬레이션을 수행하여 검증하였다. 비행 전 지상점검 데이터에서 위성항법해를 차단하여 격납고 내부 상황을 모사했을 때 영속도 보정을 적용하지 않고 관성항법을 유지할 경우 위치 및 속도 오차가 크게 증가함을 확인하였다. 반면에 영속도 보정이 적용된 경우 중간에 활주 이동으로 관성항법을 잠시 하더라도 정지 시 영속도 보정을 하여 실제 항공기 위치를 유지함을 확인하였다.

- Institute of Military Science and Technology, 9, 5-12.
 Salychev, O. S. 2004, *Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions* (Moscow: BMSTU Press)
 Shin, H., Sung, C., Kim, T., Nam, S., Suh, K., et al. 2018, Development and Performance Evaluation of INS/GNSS/Radar Integrated High Precision Hybrid Navigation System for UAV, *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, 24, 688-696.
 Shin, H.-C., Yu, H., & Park, H.-W. 2015, High-degree Cubature Kalman Filtering Approach for GPS Aided In-Flight Alignment of SDINS, *Journal of Positioning, Navigation, and Timing*, 4, 181-186. <https://doi.org/10.11003/JPNT.2015.4.4.181>



Hyeoncheol Shin received his M.S. degree in Weapon Systems Engineering from University of Science and Technology. He has been working at the Agency for Defense Development since 2016. His research interests include UAV and navigation systems.

CONFLICTS OF INTEREST

The author declares no conflict of interest.

REFERENCES

- Appel, M., Iliopoulos, A., Fohlmeister, F., Marcos, E. P., Cuntz, M., et al. 2019, Experimental validation of GNSS repeater detection based on antenna arrays for maritime applications, *CEAS Space Journal*, 11, 7-19. <https://doi.org/10.1007/s12567-018-0232-6>
 Cho, S.-Y., Lee, J.-H., & Park, C.-G. 2020, Stable Zero-Velocity Detection Method Regardless of Walking Speed for Foot-Mounted PDR, *Journal of Positioning, Navigation, and Timing*, 9, 33-42. <https://doi.org/10.11003/JPNT.2020.9.1.33>
 Groves, P. D. 2015, Navigation Using Inertial Sensors, *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 30, 42-69. <https://doi.org/10.1109/MAES.2014.130191>
 International Civil Aviation Organization (ICAO) 2019, An Urgent Need To Address Harmful Interferences to GNSS, ICAO Technical Commission, 8 May 2019
 Lee, T.-G., Cho, Y.-C., Jang, S.-W., Park, J.-Y., & Sung, C.-K. 2006, SDINS/GPS/ZUPT Integration Land Navigation System for Azimuth Improvement, *Journal of the Korea*