



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(4), 281-290(2021)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.4.281>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

항공기 탑재 AESA 레이더의 통합 항법 성능 분석 연구

이동연¹, 권혁준², 이동욱³, 이해민⁴, 정영광⁵, 정재현⁶, 박상규⁷, 이성원⁸, 박준현⁹, 탁민제¹⁰, 방효충¹¹, 안제명¹²

Performance Analysis of an Integrated Navigation of an Airborne AESA Radar

Dong-Yeon Lee¹, Hyeokjoon Kwon², Donguk Lee³, Haemin Lee⁴, Youngkwang Jung⁵, Jaehyeon Jeong⁶, Sanggyu Park⁷, Sungwon Lee⁸, June Hyune Park⁹, Min-Jea Tahk¹⁰, Hyochoong Bang¹¹ and Jaemyung Ahn¹²Korea Advanced Institute of Science and Technology^{1,2,3,10,11,12}Agency for Defense Development^{4,5}, LIG Nex1^{6,7,8,9}

ABSTRACT

For successful operations of an airborne Active Electronically-Scanned Array (AESA) radar, which has various advantages over traditional radar systems, accurate and robust navigation is critical. This paper discusses a study on the performance analysis of an integrated navigation based on the Embedded GPS/INS (EGI) system for an aircraft equipped with an AESA radar. The models for generating the inputs for the GPS/IMU are developed. A navigation filter for a loosely-coupled GPS/IMU system is constructed. Overall navigation performance assessment procedure using a six degree of freedom aircraft simulator - along with the GPS/IMU models and the navigation filter - is introduced. The steps of the performance analysis procedure are explained using a comprehensive case study.

초 록

기존 레이더 시스템에 비해 다양한 이점을 제공하는 능동 위상 배열 (AESA) 레이더의 성공적인 운용을 위해서는 정확하고 강건한 항법이 중요하다. 본 논문은 AESA 레이더를 탑재한 항공기의 EGI 시스템을 기반으로 한 통합 항법의 성능 분석에 대한 연구를 소개한다. GPS 및 IMU 입력을 생성하는 모델이 개발되었고, GPS/IMU 약결합 항법 필터가 구성되었다. GPS/IMU 모델 및 항법 필터와 함께 6자유도 항공기 시뮬레이터를 사용하여 항법 성능을 평가하는 절차가 소개되었다. 성능 분석 절차의 단계는 사례 연구와 함께 설명되었다.

Key Words : Loosely-coupled Navigation Filter(약결합 항법 필터), Active Electronically Scanned Array(능동 위상 배열), Flight Simulator(비행 시뮬레이터)

1. 서 론

AESA 레이더는 수동 위상 배열(PESA, Passive Electronically Scanned Array) 레이더와 달리 임의의 주파수를 가진 여러 개의 전파를 조합하여 신호를

변조하여 레이더를 운용할 수 있으며, 역탐지를 방지하고 레이더의 존재를 위장할 수 있다. 또한, 기계식 레이더(MSA, Mechanically Scanned Array)와 달리 안테나를 회전시키는 구동기 없이 신호의 위상을 변조하는 빔 조향 방식으로 영역을 탐색할 수 있어 시

† Received : December 14, 2020 Revised : February 22, 2021 Accepted : February 23, 2021

^{1,2,3} Graduate student, ^{4,7,8,9} Senior researcher, ^{5,6} Researcher, ^{10,11,12} Professor

¹² Corresponding author, E-mail : jaemyung.ahn@kaist.ac.kr, ORCID: 0000-0003-4971-5130

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

시스템의 무게를 줄일 수 있으며, 목표물이 탐지될 경우 신속하게 전자적으로 레이더 빔을 조절하여 탐색과 다수 표적 추적을 병행할 수 있다.

그러나 AESA 레이더는 높은 수준의 전자적 기술, 기계적 시스템, 그리고 복잡한 운용 알고리즘 및 소프트웨어를 요구한다는 단점을 가지고 있다. 이 중 운용 알고리즘 및 소프트웨어는 AESA 레이더의 성능을 좌우하는 중요한 요소이다. 특히, 공대공 탐색 및 추적뿐만 아니라 공대지 탐색 및 추적을 함께 수행하는 상황에서는 정확한 항법 알고리즘과 추적 알고리즘이 바탕이 되지 않을 경우 성능이 급격히 저하된다. 따라서 AESA 레이더의 운용 알고리즘 중 핵심이 되는 통합 항법 알고리즘에 대한 연구가 요구되며, 전체적인 성능에 대한 평가와 분석도 필요하다.

본 연구의 AESA 레이더는 안테나의 운동 상태를 직접 측정하기 위해 자체적으로 관성측정장치(IMU, Inertial Measurement Unit)를 장착하였다. 자이로스코프의 각속도와 가속도계의 가속도를 이용하여 연산한 항법 해는 시간이 지남에 따라 발산하게 되며, 항법 해의 오차를 보정하기 위해 별도의 항법 센서가 필요하다. 본 연구의 AESA 레이더를 탑재한 항공기에는 비행제어용 EGI (Embedded GPS/INS)가 장착되어 있어 항공기의 EGI 정보를 이용하여 보정하거나 정렬하는 통합 항법 알고리즘을 적용 가능하다. 일반적으로 확장 칼만 필터(EKF, Extended Kalman Filter), 무향 칼만 필터(UKF, Unscented Kalman Filter), 직교 칼만 필터(Quadrature Kalman Filter) 등의 칼만 필터 기반의 알고리즘을 이용한다. 또한, 통합 항법 알고리즘은 원시 신호의 사용여부에 따라 크게 약결합 방식과 강결합 방식으로 분류되며 EGI 모듈은 최적의 추정을 위해 불완전한 정보까지도 이용하여 추정할 수 있는 강결합 방식을 채택하고 있다.

통합 항법의 성능 분석을 위해서는 항공기 기동에 대한 정밀한 모사가 중요한 요소이다. 항공기 기동을 모사하기 위한 방법은 다양한 방법이 알려져 있으며 [1-6], 본 논문에서는 레이더 성능에 크게 영향을 미치는 전투기의 자세 변화를 정밀하게 모사하기 위해 참고문헌 [7]의 강체 동역학과 공력 모델을 고려한 비행체 6자유도 시뮬레이션 환경을 구성하였다. 또한, 레이더는 항공기 질량 중심과 떨어진 위치에 동체 좌표계와 다른 방향으로 장착되어 있는 경우가 많기 때문에 이를 고려하여 레이더의 궤적과 자세를 모사할 수 있도록 시뮬레이션을 구성하였다.

본 논문은 AESA 레이더를 탑재한 항공기의 EGI 시스템을 기반으로 한 통합 항법의 성능 분석에 대한 연구를 소개한다. 각 항법 센서의 모의 데이터 생성 모델을 설명하고, GPS/IMU 약결합 항법 필터 구성을 소개한다. 본 연구에서는 AESA 레이더 내 연산 부담을 줄여주어 비교적 계산 시간이 적게 소요

되는 확장 칼만 필터와 통합 면에서 유리한 약결합 방식으로 항법 알고리즘을 구성하였다. 통합 항법 시뮬레이터를 통해 생성된 궤적을 이용하여 통합 항법 성능을 분석하는 절차를 나타내었다.

II. 본 론

2.1 GPS 모의 데이터 생성

GPS 모의 데이터는 항법 필터의 측정치로 사용되는 정보로 GPS 수신기의 위치 및 속도 정보를 포함한다. 이때 항법 필터의 구조에 따라서 사용하는 측정치가 달라질 수 있다. 약결합 항법 필터의 경우 수신기의 위치 및 속도를 이용한다. 그리고 강결합 항법 필터의 경우에는 개별 위성에 대한 의사거리 및 의사거리 변화율이 사용된다.

2.1.1 위성 정보 모의

GPS 신호를 모의하기 위해서 실제 위성의 운동을 모의하는 과정이 필요하다. 일반적으로 사용되는 미국의 GPS 위성만을 고려할 때, 모든 GPS 위성의 위치 정보는 NASA ftp 서버에 저장된다[8]. 이를 이용하여 한 주 동안의 위성 위치를 시뮬레이션 하는 것이 가능하다. Fig. 1은 일정한 시점에서 5,000초간의 위성의 움직임을 도시한 것이다.

이 중에서 측정 위치를 기준으로 식별 가능한 위치에 있는 위성만 선별한다. 선별 기준은 측정 위치를 기준으로 임의의 경사각 이내 있는 천구의 일부 위성이 된다.

일반적으로 NASA ftp 서버에서 있는 GPS 위성의 위치 정보는 ECEF (Earth-Centered Earth-Fixed) 좌표계를 기준으로 기술되며 많은 경우 시간에 따른 위치 정보만 제공된다. 하지만 GPS 신호에는 도플러 주파수로 표현되는 속도 정보가 포함되기 때문에 위성의 정보에는 위치 정보 이외에도 속도 정보가 포함되어야 한다. 따라서 위성의 속도 정보를 획득해야 한다.

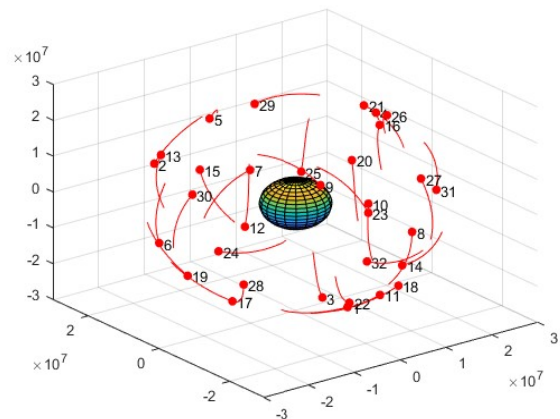


Fig. 1. Satellite Trajectory Simulation

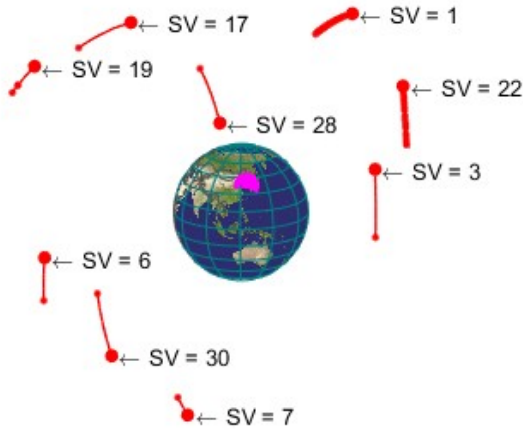


Fig. 2. Screening of Identifiable Satellites

NASA 또는 위성에서 제공하는 궤도 정보를 이용하여 획득 가능하며, 위성의 궤도 정보는 기준 시간으로부터 현재 시간까지 위성의 위치 정보를 다음과 같이 해석적으로 표현할 수 있다.

$$x_k = x'_k \cos \Omega_k - y'_k \cos i_k \sin \Omega_k \quad (1)$$

$$y_k = x'_k \sin \Omega_k + y'_k \cos i_k \cos \Omega_k \quad (2)$$

$$z_k = y'_k \sin i_k \quad (3)$$

여기서 x_k, y_k, z_k 는 ECEF 좌표계에서의 위치이며, 하첨자 k 는 k 번째 시각을 의미한다. x'_k 와 y'_k 는 위성 궤도 평면에서의 위치이며, Ω_k 는 승교점(ascending node)의 경도 i_k 는 경사각이다.

이를 미분함으로써 위성의 속도를 해석적으로 구하는 것이 가능하다.

$$v_{x_k} = \dot{x}_k = \dot{x}'_k \cos \Omega_k - \dot{\Omega}_k x'_k \sin \Omega_k - \dot{y}'_k \cos i_k \sin \Omega_k + \dot{i}_k y'_k \sin i_k \sin \Omega_k - \dot{\Omega}_k y'_k \cos i_k \cos \Omega_k \quad (4)$$

$$v_{y_k} = \dot{y}_k = \dot{x}'_k \sin \Omega_k + \dot{\Omega}_k x'_k \cos \Omega_k + \dot{y}'_k \cos i_k \cos \Omega_k - \dot{i}_k y'_k \sin i_k \cos \Omega_k - \dot{\Omega}_k y'_k \cos i_k \sin \Omega_k \quad (5)$$

$$v_{z_k} = \dot{z}_k = \dot{y}'_k \sin i_k + \dot{i}_k y'_k \cos i_k \quad (6)$$

여기서 $v_{x_k}, v_{y_k}, v_{z_k}$ 는 ECEF 좌표계에서의 위치의 미분값이다. 이외에 $\dot{x}'_k, \dot{y}'_k, \dot{i}_k$ 그리고 $\dot{\Omega}_k$ 등의 미분값은 NASA 또는 위성에서 제공하는 궤도 정보를 통해 계산할 수 있다.

2.1.2 GPS 정보 모의

임의의 시간에 대해서 위성의 운동을 모의할 수 있다면, 이를 기반으로 GPS 신호인 의사거리(pseu-

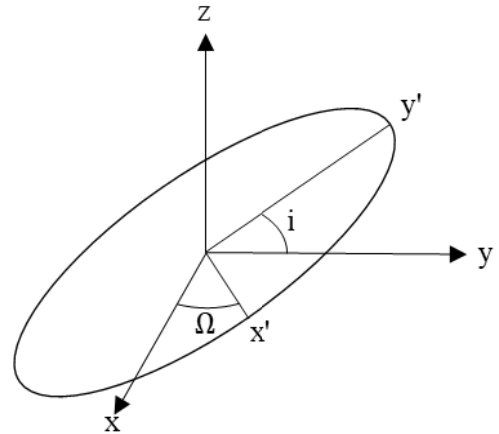


Fig. 3. ECEF Coordinate System

dorange)와 의사거리 변화율(pseudorange rate)을 모의하는 것이 가능하다. ECEF 좌표계에 대해서 수신기의 위치 및 속도 정보를 알고 있다고 가정할 때, GPS 위성의 위치 및 속도 정보를 이용하여 GPS 위성과 수신기의 상대 운동을 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned} \mathbf{r} &= \mathbf{r}_s - \mathbf{r}_r, \\ \mathbf{v} &= \mathbf{v}_s - \mathbf{v}_r. \end{aligned} \quad (7)$$

여기서 \mathbf{r}_s 는 위성의 위치 벡터이며, \mathbf{r}_r 은 수신기의 위치 벡터, \mathbf{v}_s 는 위성의 속도 벡터, 그리고 \mathbf{v}_r 는 수신기의 속도 벡터이다.

의사거리는 수신기와 위성 사이의 거리를 빛의 속도로 나눈 값이며, 이 값에는 다음과 같은 여러 오차 요인이 포함된다.

$$P = p + pd + c(dT - dt) + d(\text{ion}) + d(\text{trop}) + Ep \quad (8)$$

여기서 p 는 측정된 의사거리이며, pd 는 궤도 오차, c 는 빛의 속도, dT 는 수신기의 시계 오차, dt 는 위성의 시계 오차, $d(\text{ion})$ 는 이온층에 의한 지연 오차, $d(\text{trop})$ 는 대류층에 의한 지연 오차, 그리고 Ep 는 잡음과 다중경로에 의한 오차이다. 이 같은 오차 요인들은 연쇄적으로 발생하기 때문에 무작위성과 함께 시계열적으로 연관성을 가진다. 따라서 이러한 오차를 표현하기 위해 무작위성을 가지나 직전 상태에만 영향을 받는 마르코프 연쇄(markov chain)을 이용하도록 한다. 또한 시계 오차를 제외한 이온층 오차, 대류층 오차, 잡음과 다중 경로에 의한 오차 요소의 평균적인 크기를 약 15 m로 가정할 수 있으므로[9], 이를 적용하면 Fig. 4와 같은 의사거리 오차를 모델링 할 수 있다.

의사거리 변화율은 위성에 대한 수신기의 상대 속도를 나타내는 것으로, 움직이는 두 물체에 대하여 도플러 주파수로 나타내는 것이 가능하다. 도플러 주파수는 다음과 같이 계산된다.

$$f_r = f_s \left[1 - \frac{1}{c} (\mathbf{v}_s - \mathbf{v}_r) \cdot \frac{(\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_r)}{|\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_r|} \right] \quad (9)$$

여기서 f_r 은 수신기의 관측 주파수이며 f_s 는 송신기, 즉 위성의 송신 주파수이다. 여기에 벡터의 내적을 적용하면 도플러 이동은 다음과 같다.

$$\dot{d} = -\frac{c}{f_s} (f_r - f_s) = -\lambda (f_r - f_s) \quad (10)$$

여기서 λ 는 주파수의 파장이다.

이와 같은 방식으로 위성과 수신기의 위치와 속도 정보를 알면, 의사거리 변화율을 계산할 수 있고 신호 형태에 따른 도플러 주파수를 계산할 수 있다.

그리고 의사거리 변화율의 경우 의사거리와는 다르게 상대적으로 측정 오차가 Fig. 5처럼 1 m/s 이하 수준으로 발생하며 수신기의 속도를 감안할 때, 실제 의사거리 변화율의 오차는 이보다 작은 수준으로 고려할 수 있다[10,11].

따라서 모든 위성에 동일한 형태의 마르코프 연쇄를 적용함으로써 실제와 유사한 의사거리 변화율 오차를 생성하는 것이 가능하다.

$$\begin{aligned} \epsilon_{k,s=n} &= \epsilon_{k-1,s=n} + \omega_{k-1,s=n} \quad , \\ \epsilon_{k,s \neq n} &= \epsilon_{k,s=n} + \omega_{k,s \neq n} \quad . \end{aligned} \quad (11)$$

여기서 k 는 time step이며, s 는 위성의 번호이다. 즉 n 번 위성에만 마르코프 연쇄가 적용되고 이외의 위성에는 n 번 위성의 마르코프 연쇄를 가져오되 추가적인 백색 잡음을 고려한다. Fig. 6은 이러한 방식으로 생성된 의사거리 변화율이다.

전체 위성들에 대해서 하나의 마르코프 연쇄만을 생성한 뒤 각각의 위성에 백색 잡음의 형태로 추가적인 오차를 생성하는 방식을 사용하면, 실제 위성과 유사한 형태의 의사거리 변화율 오차가 생성된다.

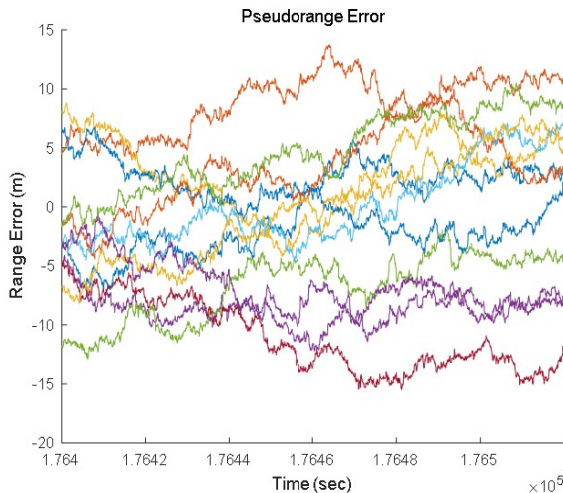


Fig. 4. Pseudorange Error Using Markov Chain

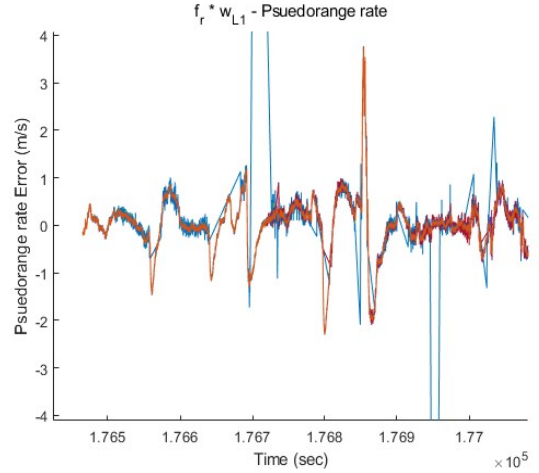


Fig. 5. GPS Receiver Pseudorange Rate Error

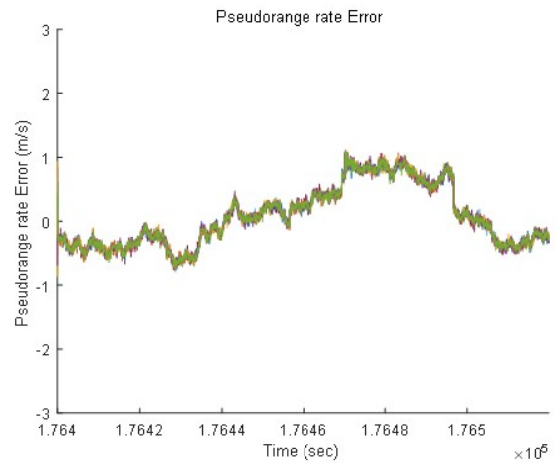


Fig. 6. Pseudorange Rate Error Using Markov Chain

2.2 IMU 데이터 모의

IMU는 자이로스코프와 가속도계로 이루어져 있으며, 각 센서의 오차 요소들을 참값에 더하여 모의 데이터를 생성하였다. 각 센서의 참 측정값은 참 궤적 생성에서 계산한 항법 해에서 순수 관성 항법 역산을 통해 구현하였다. 첫 번째로, 가속도계의 항법 역산을 위해 순수 관성 항법 해에서 동체에서의 비력 (specific force)을 다음과 같이 유도할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{v}}_{b/e}^n &= \mathbf{f}_n - \mathbf{f}_{cor} \times \mathbf{v}_{b/e}^n + \mathbf{g}^n \quad , \\ \mathbf{f}_n &= \mathbf{v}_{b/e}^n + \mathbf{f}_{cor} \times \mathbf{v}_{b/e}^n - \mathbf{g}^n \quad , \\ \mathbf{F}_b &= \mathbf{C}_n^b \mathbf{f}_n \quad . \end{aligned} \quad (12)$$

첫째, 가속도계에서 측정하는 가속도는 수식 (13)의 위도, 경도, 고도의 증분을 이용해 수식 (14)와 같이 근사적으로 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned} \Delta \lambda &= \lambda(k+1) - \lambda(k) \quad , \\ \Delta \Phi &= \Phi(k+1) - \Phi(k) \quad , \\ TRIANGLE h &= h(k+1) - h(k) \quad . \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{v}_{b/e}^n(k+1) &= \begin{pmatrix} v_N(k+1) \\ v_E(k+1) \\ v_D(k+1) \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} \Delta\lambda(k+1)R_0(k+1) + \frac{h(k+1)}{dt} \\ \Delta\Phi(k+1)R_0(k+1) + \frac{h(k+1)\cos\lambda(k+1)}{dt} \\ -\frac{\Delta h(k+1)}{dt} \end{pmatrix}, \quad (14) \\ \dot{\mathbf{v}}_{b/e}^n &= \frac{\mathbf{v}_{b/e}^n(k+1) - \mathbf{v}_{b/e}^n(k)}{dt}. \end{aligned}$$

여기서 $\mathbf{v}_{b/e}^n$ 는 NED 좌표계에서 나타난 ECEF 좌표계에 대한 동체 좌표계의 속도, \mathbf{f}_n 은 NED 좌표계에서 나타난 동체가 받는 힘, \mathbf{f}_{cor} 는 코리올리 힘, \mathbf{F}_b 는 동체 좌표계에서 나타난 동체가 받는 힘, \mathbf{g}^n 는 NED 좌표계에서 나타난 중력 가속도, \mathbf{C}_n^b 는 NED 좌표계에 대한 동체 좌표계의 자세, 그리고 $\Delta\lambda$, $\Delta\Phi$, Δh 는 각 위경고도 증분을 의미한다.

두 번째로, 자이로스코프의 항법 역산을 위해 동체에서의 각속도는 다음과 같이 유도할 수 있다.

$$\begin{aligned} \mathbf{w}_{b/n}^b &= \mathbf{w}_{b/i}^b - \mathbf{C}_n^b \mathbf{w}_{n/i}^n, \\ \mathbf{w}_{b/i}^b &= \mathbf{w}_{b/n}^b + \mathbf{C}_n^b \mathbf{w}_{n/i}^n \\ &= \mathbf{w}_{b/n}^b + \mathbf{C}_n^b (\mathbf{w}_{e/i}^n + \mathbf{w}_{n/e}^n). \end{aligned} \quad (15)$$

여기서 $\mathbf{w}_{b/n}^b$ 은 동체 좌표계에서 나타난 NED 좌표계에 대한 동체 좌표계의 각속도, $\mathbf{w}_{b/i}^b$ 는 동체 좌표계에서 나타난 ECI 좌표계에 대한 동체 좌표계의 각속도, $\mathbf{w}_{n/i}^n$ 는 NED 좌표계에서 나타난 ECI 좌표계에 대한 동체 좌표계의 각속도를 의미한다. $\mathbf{w}_{e/i}^n$ 과 $\mathbf{w}_{n/e}^n$ 는 현재 위치와 속도에 대한 함수로 수식 (15)와 같이 계산할 수 있으며, $\mathbf{w}_{b/n}^b$ 는 수식 (16)과 같이 쿼터니언 업데이트 과정을 역으로 수행함으로써 얻을 수 있다. 여기서 Ω 는 $\mathbf{w}_{e/i}^n$ 의 크기, v_N , v_E , v_D 는 \mathbf{v}_e^n 의 NED 방향 성분, $\mathbf{q}_{b/n}^b$ 은 NED 좌표계에 대한 동체 좌표계의 자세 쿼터니언을 의미한다.

$$\begin{aligned} \mathbf{w}_{e/i}^n &= [\Omega \cos L \ 0 \ -\Omega \sin L]^T, \\ \mathbf{w}_{n/e}^n &= \left[\frac{v_E}{R_0+h} - \frac{v_N}{R_0+h} - \frac{v_E \tan L}{R_0+h} \right]^T. \end{aligned} \quad (16)$$

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{q}}_{b/n}^b &= \frac{\Delta \mathbf{q}_{b/n}^b}{\Delta t} = \frac{\mathbf{q}_{b/n}^b(k+1) - \mathbf{q}_{b/n}^b(k)}{dt} \\ &= \frac{1}{2} \mathbf{q}_m [0 (\mathbf{w}_{b/n}^b)^T]^T, \end{aligned} \quad (17)$$

$$[0 (\mathbf{w}_{b/n}^b)^T]^T = 2 \mathbf{q}_m^{-1} \dot{\mathbf{q}}_{b/n}^b.$$

따라서, 수식 (14)와 같이 최종적으로 자이로스코프의 참 측정값을 계산할 수 있다.

다음은 IMU의 오차 모델링이다. IMU의 오차는 수식 (18)과 같이 scale factor, bias, noise로 표현할 수 있다.

$$\mathbf{X}_{IMU} = \mathbf{C}_m \mathbf{C}_s \mathbf{X}_{True} + \sigma_{ARW} + \sigma_{BI} + \sigma_{BR} \quad (18)$$

$$\mathbf{C}_m = \text{QuaternionToDCM}(\cos(0.5 * \theta_m), \theta_m / \theta_m \sin(0.5 * \theta_m)) \quad (19)$$

$$\mathbf{C}_s = \mathbf{I}_{3 \times 3} + \begin{pmatrix} s_1 & 0 & 0 \\ 0 & s_2 & 0 \\ 0 & 0 & s_3 \end{pmatrix} \quad (20)$$

여기서 \mathbf{X}_{IMU} 는 모델링한 IMU의 측정값, \mathbf{X}_{True} 은 IMU의 순수 측정값, σ_{ARW} 는 angular random walk (ARW), σ_{BI} 는 bias instability, 그리고 σ_{BR} 는 bias repeatability를 의미한다. \mathbf{C}_m 와 \mathbf{C}_s 는 각각 misalignment와 scale factor를 의미한다.

첫 번째로, ARW는 white noise로 모델링을 수행하였다. 두 번째로, bias instability는 flicker noise로 알려져 있으며, MATLAB 내장 함수를 통해 pink noise로 모델링을 수행하였다. 세 번째로, bias repeatability는 지속적으로 반복되는 bias를 의미하며 상수로 모델링을 수행하였다. 네 번째로, scale factor는 참값에 비율적으로 출력되는 오차로, 참값에 scale factor를 곱하는 형태로 모델링을 수행하였다. 마지막으로 misalignment는 IMU가 동체에 부착될 때 발생하는 오정렬로 인해 발생하는 오차를 의미한다. 각도 오차를 고려하였으며 오차각 및 오차각의 회전축을 쿼터니언으로 정의하여 방향 코사인을 구성하였다.

2.3 EGI 데이터 모의

EGI는 IMU와 함께 GPS를 이용하여 수신기의 위치를 계산하는 장비로 각각의 센서에서 얻어지는 측정값을 융합하기 위해서 일반적으로 확장 칼만 필터가 사용된다. 칼만 필터의 운동 방정식 전파는 IMU의 측정값을 기반으로 이루어지며, GPS 측정치의 형태에 따라서 약결합 또는 강결합 필터로 나뉜다. 이 중에서 GPS 측정치의 위치와 속도 오차를 백색 잡음으로 가정하는 약결합 필터의 경우, 구현이 용이하다는 장점이 있고 시스템에 따라 상태변수를 최적할 경우 필터의 계산 양이 강결합 필터에 비해 상대적으로 적다.

약결합 항법 필터를 구성하기 위해서는 항법 방정식으로부터 오차 방정식을 도출하는 과정이 필요하다. 우선 일반적인 항법 방정식은 다음과 같다[12].

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Xi}(\mathbf{q}) \boldsymbol{\omega}_{b/n}^b \quad (21)$$

$$\begin{aligned}\dot{\lambda} &= \frac{v_n}{R_\lambda + h}, \\ \dot{\phi} &= \frac{v_E}{(R_\phi + h)\cos\lambda}, \\ \dot{h} &= -v_D.\end{aligned}\quad (22)$$

$$\begin{aligned}\dot{v}_N &= -\left[\frac{v_E}{(R_\phi + h)\cos\lambda} + 2\omega_e\right]v_E\sin\lambda \\ &\quad + \frac{v_N v_D}{R_\lambda + h} + a_N, \\ \dot{v}_E &= \left[\frac{v_E}{(R_\phi + h)\cos\lambda} + 2\omega_e\right]v_N\sin\lambda + \frac{v_E v_D}{R_\phi + h} \\ &\quad + 2\omega_e v_D \cos\lambda + a_E, \\ \dot{v}_D &= -\frac{v_E^2}{R_\phi + h} - \frac{v_N^2}{R_\lambda + h} \\ &\quad - 2\omega_e v_E \cos\lambda + g + a_D.\end{aligned}\quad (23)$$

$$\begin{aligned}\boldsymbol{\Xi} &= \begin{bmatrix} q_4 \mathbf{I}_{3 \times 3} + [\boldsymbol{\rho} \times] \\ -\boldsymbol{\rho}^T \end{bmatrix}, \\ \mathbf{q} &= [\boldsymbol{\rho}^T q_4]^T, \\ [\boldsymbol{\rho} \times] &= \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix}.\end{aligned}\quad (24)$$

여기서 \mathbf{q} 는 쿼터니언으로 표현된 자세각이며, $\omega_{b/n}^b$ 는 b 좌표계에서 표현한 n 좌표계에 대한 b 좌표계의 각속도이다. b 좌표계는 동체 좌표계이며, n 좌표계는 NED 좌표계이다. λ 는 위도이며, ϕ 는 경도, h 는 고도이다. v_N , v_E , v_D 는 NED 좌표계의 속도이며, R_ϕ 는 가로 방향 지구 반지름, R_λ 는 세로 방향 지구 반지름, ω_e 는 지구 자전각속도이다. a_N , a_E , a_D 는 NED 좌표계에서 표현한 가속도이다. 그리고 이 항법 방정식을 편미분하면 오차 상태 변수에 대한 오차 운동 방정식을 얻는 것이 가능하다.

$$\begin{aligned}\mathbf{x} &= [\mathbf{p}^n \mathbf{q}^b \mathbf{b}_a \mathbf{b}_g \mathbf{s}_a \mathbf{s}_g]^T, \\ d\mathbf{x} &= [d\mathbf{p}^n d\mathbf{v}^n d\mathbf{a} d\mathbf{b}_a d\mathbf{b}_g d\mathbf{s}_a d\mathbf{s}_g]^T.\end{aligned}\quad (25)$$

여기서 \mathbf{x} 는 일반적인 상태변수 벡터이며, 그 안에 \mathbf{p} 는 위도/경도/고도로 표현된 위치 벡터이며, \mathbf{v}^n 는 NED 좌표계의 속도 벡터, \mathbf{b}_a 는 가속도계의 편향 오차, \mathbf{b}_g 는 자이로의 편향오차, \mathbf{s}_a 는 가속도계 비례 오차, 그리고 \mathbf{s}_g 는 자이로 비례 오차이다. 여기에 오차 상태변수가 $d\mathbf{x}$ 로 정의되며, 이 안에는 위치 오차 벡터 $d\mathbf{p}$ 와 속도 오차 벡터 $d\mathbf{v}^n$, 오일러각으로 표현되는 자세 오차 벡터 $d\mathbf{a}$, 가속도계 편향오차에 대한 오차 $d\mathbf{b}_a$, 자이로 편향오차에 대한 오차 $d\mathbf{b}_g$, 가속도계 비례 오차에 대한 오차 $d\mathbf{s}_a$, 그리고 자이로 비례 오차에 대한 오차 $d\mathbf{s}_g$ 가 존재한다. 이러한 오차 상태변수를 이용한 오차 방정식은 참고문헌 [11]에 표현되어 있다.

운동 방정식 전파 이외에 필요한 측정 방정식은 GPS를 통해 측정된 위치, 속도 정보와 IMU를 이용한 운동 방정식 적분 값의 오차로 정의된다. 따라서 다음과 같이 간단한 형태를 가진다.

$$\begin{aligned}\mathbf{H} &= \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.\end{aligned}\quad (26)$$

여기서 \mathbf{H} 는 측정 행렬을 의미한다.

이렇게 오차 상태변수를 업데이트하고 이를 기존 상태변수에 더해줌으로써 기존 상태변수를 업데이트 하도록 한다. 이후에 오차 상태변수는 다시 0으로 초기화된다.

2.4 통합 항법 구성

AESA 레이다는 자체 IMU를 가지고 있으며, 항공기의 노즈콘 내부에 장착된다. 통합 항법은 항공기 탑재 AESA 레이다의 자체 IMU와 항공기의 EGI를 이용하여 AESA 레이다의 항법 해를 제공한다. 통합 항법은 일반적인 확장 칼만 필터를 사용하고, 측정에 있어서 EGI로부터 도출된 위치, 속도, 자세 정보를 EGI와 IMU 사이의 거리인 lever arm (\vec{L}^b)을 고려하여 적용한다. 따라서 측정치가 다음과 같다.

$$\mathbf{y} = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_{LLA}^{EGI} \\ \mathbf{V}_{NED}^{EGI} \\ \mathbf{A}_{RPY}^{EGI} \end{bmatrix} - \left(\begin{bmatrix} \mathbf{R}_{LLA} \\ \mathbf{V}_{NED} \\ \mathbf{A}_{RPY} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{R}_{LLA}^{Lever} \\ \mathbf{V}_{NED}^{Lever} \\ 0 \end{bmatrix} \right)\quad (27)$$

$$\mathbf{R}_{LLA}^{Lever} = \begin{bmatrix} 1 & & \\ \frac{1}{(R_\lambda + h)} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\sec\lambda}{(R_\phi + h)} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \mathbf{C}_b^n \vec{L}^b\quad (28)$$

$$\mathbf{V}_{NED}^{Lever} = \mathbf{C}_b^n \left[(\omega_{B/I}^B - \mathbf{C}_n^b \omega_{N/I}^N) \times \vec{L}^b \right]\quad (29)$$

측정치에 자세 정보가 들어감에 따라서 기존 GPS/IMU 필터보다 자세 관련 항의 정확도가 크게 향상될 수 있다.

2.5 6자유도 강체 동역학 시뮬레이터

통합 항법을 검증하기 위해서 임무 시나리오에 대한 항공기 기동 정보가 필요하며, 이를 위해 MATLAB 기반으로 Fig. 7과 같은 구조를 가지는 6자유도 강체 동역학 시뮬레이션을 구성하였다.

임무 시나리오는 Fig. 8의 GUI를 통해 파라미터

설정이 가능하다. 항공기 초기 위치와 속도, 바람 특성, 진동 생성률, 경로점, 그리고 센서 위치와 자세를 정의하고 이에 해당하는 초기 조건을 계산하게 된다. 먼저 바람이 없는 상태에서 수평 비행 상태를 위한 항공기 평형점을 계산한 후, 이를 초기 조건으로 하여 바람이 있는 조건에서 항공기 평형 상태(steady state)를 계산한다. 이후, 입력받은 경로점에 대해 유도 명령과 제어 명령을 생성하고 6자유도 강제 동역학 모델을 통해 항공기 무게중심(CG, Center of Gravity) 궤적과 자세를 도출한다. 다음 스텝 CG 위치에서의 바람 효과를 고려하여 속도를 새롭게 정의하고, 이에 대한 유도 명령과 제어 입력을 생성한다. 이와 같은 과정을 통해 진동이 없는 상태에서 CG의 궤적과 자세를 얻을 수 있으며, 여기에 진동 효과를 더해 최종 CG의 궤적과 자세를 산출 가능하다. 또한, CG 궤적과 자세에 입력받은 센서의 위치와 자세에 대한 정보를 결합하여 센서의 최종 궤적과 자세를 얻을 수 있다. 시뮬레이터 구조의 각 과정에 대한 상세 내용은 참고문헌 [7,12]을 통해 확인할 수 있다.

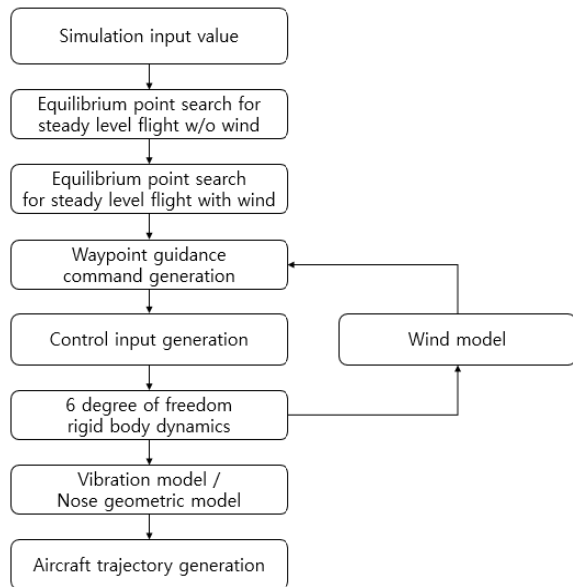


Fig. 7. 6 DOF Simulator Structure

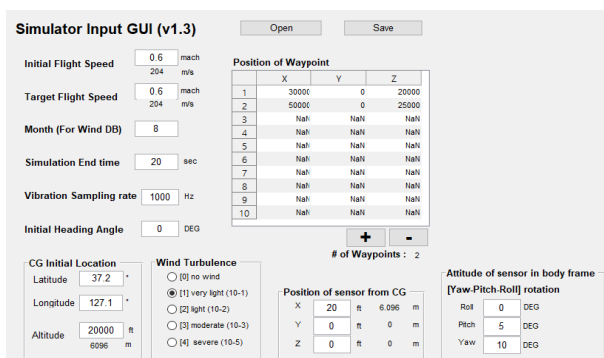


Fig. 8. Simulator Input GUI

2.6 시뮬레이션 분석 결과

확장 칼만 필터에 대한 성능을 확인하기 위한 절차는 Fig. 9와 같이 나타낼 수 있다. 먼저 6자유도 강제 동역학을 통해 항공기 및 센서들의 궤적을 생성하고, 이를 이용하여 EGI와 IMU 모의 데이터를 생성한다. CG에서 EGI와 노즈콘에서의 IMU 데이터를 활용하여 IMU/EGI 약결합 통합 항법을 수행하여 최종 센서 측정값을 도출한다.

AESA 레이더의 자체 IMU는 항공기의 노즈콘에 위치해 있으며, 항공기의 무게중심에서 받는 진동과는 다른 특성을 갖는다. 본 연구에서 개발한 6자유도 강제 동역학 모델에는 이러한 점을 고려하여 바람 모델과 진동 모델을 적용하였고, 항공기의 무게중심으로부터 노즈콘까지의 레버암 효과를 반영하였다 [11]. 노즈콘에서 진동에 의한 변위는 Fig. 10과 같다.

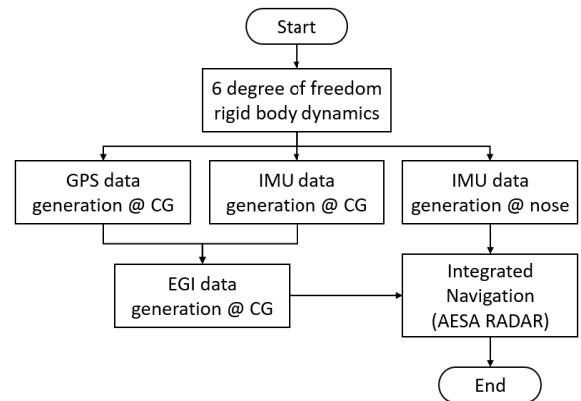


Fig. 9. Integrated Navigation Performance Analysis Flow Chart

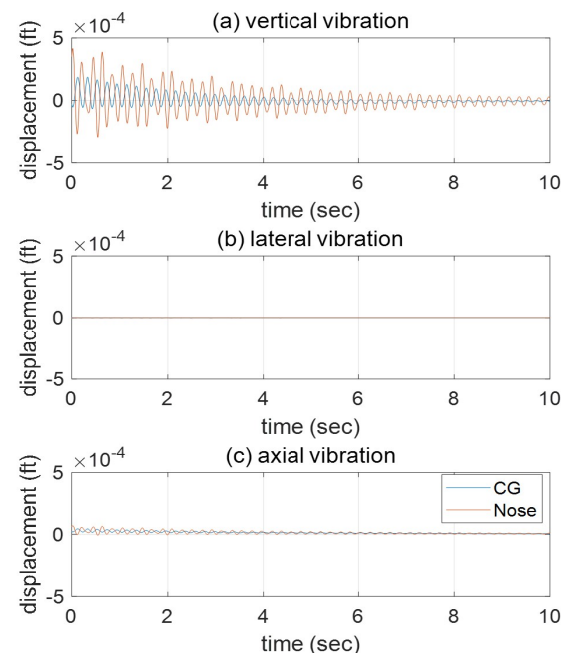


Fig. 10. Mode Vibration for Steady Level Flight

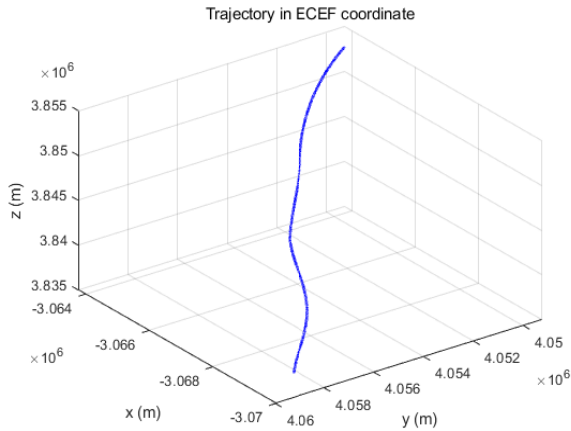


Fig. 11. Simulation Trajectory Generation Result

절차에 따라 궤적을 생성하기 위해 시뮬레이션 입력 값을 서울 10,000 ft 상공에서 시작하여 고도를 조금씩 상승시키고, 좌우로 움직이며 북쪽 직진하는 기동을 Fig. 11과 같이 구성하였다.

결과적으로 생성된 궤적을 ECEF 좌표계에서 나타내면 Fig. 12와 같으며, 정상적으로 고도 상승, 좌우 기동, 그리고 북쪽 직진 기동을 하고 있음을 확인할 수 있다.

생성된 궤적에 대해서 IMU 시뮬레이터 및 EGI 시뮬레이터를 이용하면 약결합 형식의 항법 필터에 필요한 센서 측정값이 생성된다. 이때 EGI의 경우 측정 오차의 표준편차는 Table 1과 같다.

IMU의 경우 전술급 IMU 성능을 가정하며 일반적으로 전술급 IMU라 함은 IRBS (In Run Bias Stability)가 0.5 ~ 5 deg/hour의 성능을 가지는 자이로계를 의미한다.

먼저 약결합 항법 필터를 적용한 결과를 Figs. 12~14에 제시한다. 위치와 속도, 자세각에 대해서 오차를 분석하기 위해, 필터를 통해 계산되는 공분산을 위치, 속도, 자세각에 대한 3-sigma를 적용하여 실제 값과의 오차를 비교한다. 결과에 따르면 모든 상태변수의 오차가 3-sigma 이내로 수렴하는 것을 확인할 수 있으며, 비록 GPS 측정치가 3-sigma 대비 크게 발생하더라도 필터에 의해 안정적으로 유지된다. 전체 구간에 대한 평균평방근 (RMS, Root Mean Square)을 비교하더라도 EGI 추정치의 위치 평균 오차는 2.171 m로 나타나고 필터의 위치 평균 오차는 0.685 m로 훨씬 안정적으로 나타난다.

Table 1. Standard Deviation of EGI Measurements

Accuracy	1 st axis	2 nd axis	3 rd axis
Position	1.2 m	1.2 m	1.9 m
Velocity	0.03 m	0.03 m	0.03 m
Attitude	0.02 deg	0.02 deg	0.005 deg

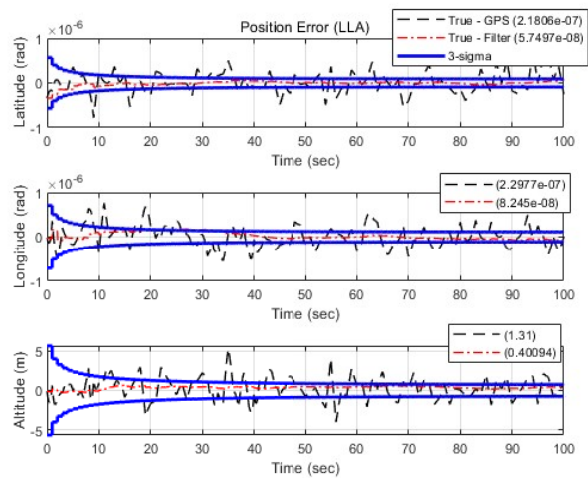


Fig. 12. Position Error 3-sigma Comparison

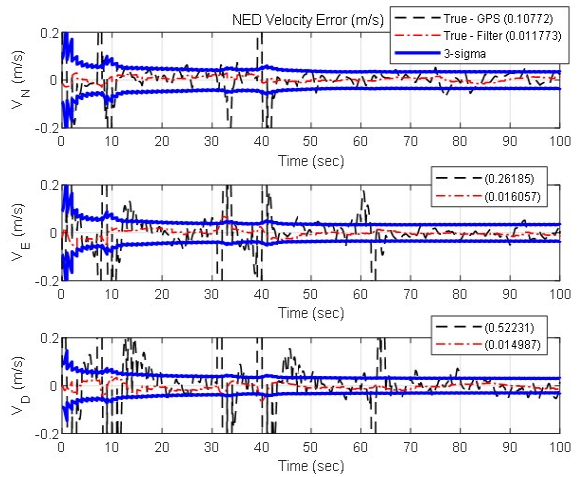


Fig. 13. Velocity Error 3-sigma Comparison

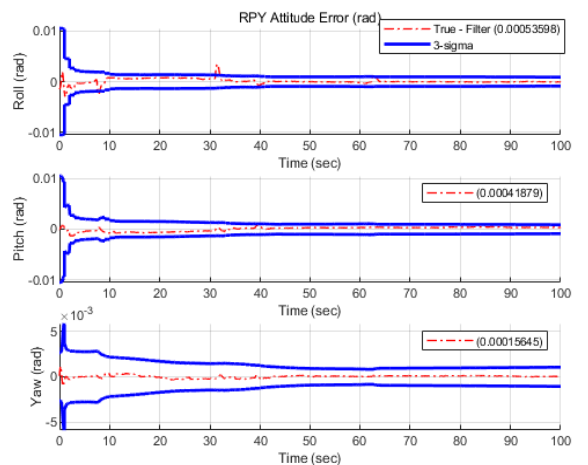


Fig. 14. Attitude Error 3-sigma Comparison

같은 방식으로 가속도계와 자이로의 편향 오차 추정 성능을 Figs. 15, 16에 제시한다. 앞선 결과와 마찬가지로 모든 편향 오차가 3-sigma 이내로 수렴하여 비교적 정확히 추정이 되는 결과를 보인다.

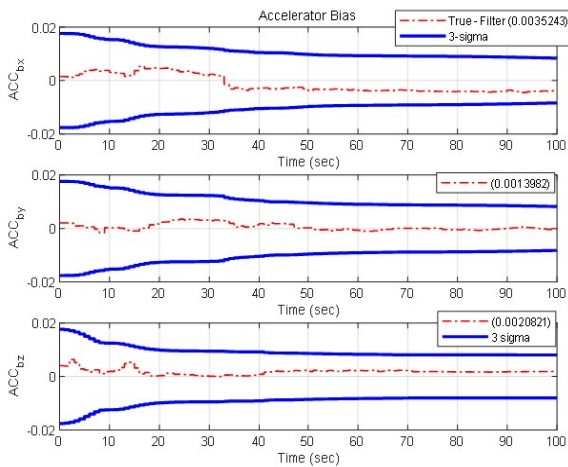


Fig. 15. Accelerometer Bias Error 3-sigma Comparison

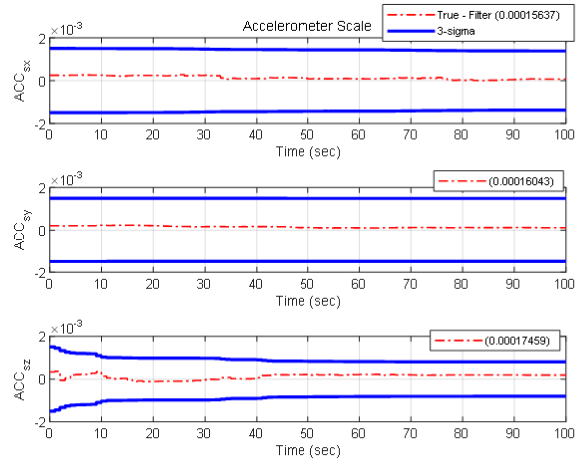


Fig. 17. Accelerometer Proportional Error 3-sigma Comparison

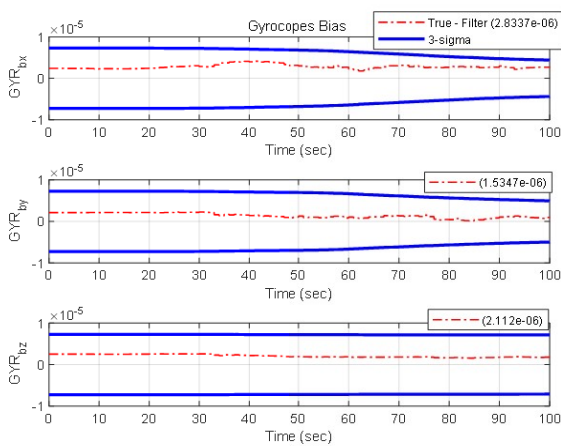


Fig. 16. Gyro Bias Error 3-sigma Comparison

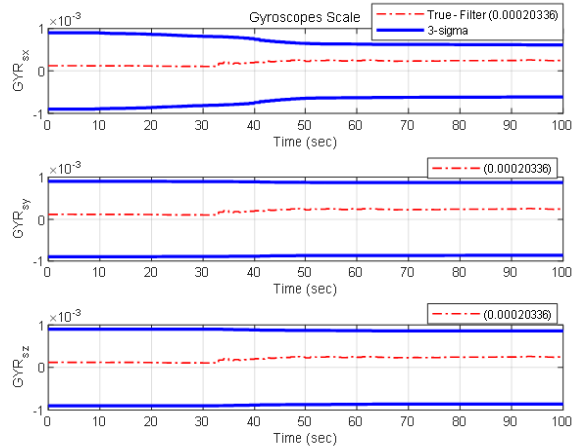


Fig. 18. Gyro Proportional Error 3-sigma Comparison

다음으로 가속도계와 자이로의 비례 오차 추정 결과를 Figs. 17, 18에 제시한다. 모든 시뮬레이션에서 3-sigma 이내로 오차가 수렴하는 것을 확인할 수 있다. 다만 전체 시뮬레이션 시간이 100초밖에 안 되고 기준 궤적의 기동이 다양하지 못하여 공분산이 줄어드는 속도가 매우 느린 것을 확인할 수 있다.

이러한 현상은 전진 운동이 주로 수행되는 상황에서 자이로의 편향 오차보다 가속도계의 편향 오차가 더욱 빠르게 수렴하는 것을 통해 확인할 수 있다. 그리고 이러한 전진 비행을 수행하기 위해서는 피치와 롤 기동이 필요한데, 이는 고도를 유지하기 위한 피치 기동과 코리올리 효과에 의한 궤적 변화를 막기 위한 롤 기동이다.

이 역시도 x축 및 y축 방향의 자이로계 편향 오차가 z축 방향 자이로계 편향 오차보다 빠르게 줄어드는 것을 통해 확인할 수 있다. 또한 비례 오차에서는 z축 가속도계 비례 오차 성분이 가장 빠른 수렴을 보이는데, 이는 중력이 고려됨에 따라 발생하는 것으로 위치 이동에 따른 중력의 변화를 감지하기 때문

이다. 따라서 가속도계 z축을 제외한 다른 축의 비례 오차를 보다 빠르게 감소시키기 위해서는 각 방향의 추가적인 기동이 필요할 것으로 판단된다.

III. 결 론

본 연구는 항공기에 탑재된 EGI와 AESA 레이더의 자체 IMU의 모의 데이터를 생성하는 모델을 개발하고, AESA 레이더를 탑재한 항공기의 운동을 6자유도 강제 동역학으로 시뮬레이션하였다. AESA 레이더 운용 알고리즘 중 통합 항법 기능으로 EGI/IMU 항법 필터를 구성하였다. 앞선 모델들을 통합하여 시뮬레이터를 구성하였고, 이를 이용하여 항공기 탑재 AESA 레이더의 통합 항법 성능 분석을 하였다.

GPS 정보를 모의하기 위해서 GPS 위성의 정보와 GPS 수신기 정보를 분리하였다. 보다 현실적인 시뮬레이션을 위해서 GPS 위성의 경우 NASA ftp 서버에 저장된 실제 위성의 정보를 이용하였으며, 한 주

동안의 위성 운동 시뮬레이션을 수행한다. 여기에 얻고자 하는 임의의 시간에서의 위성 정보를 취득하고 이를 기반으로 GPS 신호 데이터를 생성한다. GPS 신호 데이터는 의사거리와 의사거리 변화율을 나타내는 도플러 주파수 정보가 있으며, 오차 분석을 통해서 약 15 m 수준의 오차가 발생하는 마르코프 체인을 이용한다.

IMU는 자이로스코프와 가속도계의 오차 요소들을 참 측정값에 더하여 모의 데이터를 생성하였다. 시뮬레이터에서 생성된 궤적의 위도, 경도, 고도, 자세에서 순수 관성 항법 역수행을 통해 참 측정값을 구현하였고, 각 센서의 오차 요소들을 모델링 하였다.

항공기의 EGI는 IMU와 GPS로 구성되어 있고, 출력값은 두 센서를 통해 얻어진 정보를 취합한 필터의 결과값으로, 일반적으로 약결합 형태의 확장 칼만 필터의 구조가 많이 사용된다. 항법 방정식으로부터 도출된 오차 방정식을 이용하여 필터를 구성하며, 구성된 필터의 성능을 확인하기 위해 앞서 얻어진 궤적 시뮬레이터와 GPS 시뮬레이터, IMU 시뮬레이터를 이용한다. 시뮬레이션 결과 3-sigma 이내로 모든 상태변수의 오차가 수렴하는 것을 확인할 수 있었으며, GPS 측정값과 비교할 때 칼만 필터를 통해 결과가 향상됨을 확인할 수 있다.

실제 상황에서는 항법을 수행하기 위해 초기 자세를 추정해야 한다. 따라서 항법을 수행하기에 앞서 초기 자세의 오차를 고려하면 더 정밀한 시뮬레이터를 구성할 수 있다. 따라서 향후 추가적인 연구로 초기 정렬 알고리즘 개발이 필요하다. 또한, 비선형성이 강한 항법 방정식의 특성을 반영하여 확장 칼만 필터가 아닌 무향 칼만 필터 등을 이용하는 방안이 검토된다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 “전투기탑재 다중모드 사격통제레이더 기술” 과제의 일환으로 수행되었습니다.

References

1) Bruce, H., Dennis, L. and John, D., “Pseudo Six Degree of Freedom (DOF) Models for Higher Fidelity Constructive Simulations,” *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, 2008, p. 6857.

2) Garza, F. R. and Morelli, E. A., “A collection of nonlinear aircraft simulations in matlab,” *NASA*

Technical Report, 2003.

3) Rippel, E., Bar-Gill, A. and Shimkin, N., “Fast graph-search algorithms for general-aviation flight trajectory generation,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 28, No. 4, 2005, pp. 801~811.

4) Anderson, E. P., Beard, R. W. and McLain, T. W., “Real-time dynamics trajectory smoothing for unmanned air vehicles,” *IEEE Transaction on control systems technology*, Vol. 13, No. 3, 2005, pp. 471~477.

5) Yang, G. and Kapila, V., “Optimal path planning for unmanned air vehicles with kinematic and tactical constraints,” *Proceedings of the 41st IEEE Conference on Decision and Control*, Vol. 2, 2002, pp. 1301~1306.

6) Stevens, B. L., Lewis, F. L. and Johnson, E. N., “Aircraft Control and Simulation: dynamics, controls design, and autonomous systems,” *John Wiley & Sons*, 2015.

7) Ko, J. Y., Park, S. S., Choi, H. L., Ahn, J. M., Lee, S. W., Lee, D. H. and Yoon, J. S., “Implementation of Airborne Multi-Function Radar Including Attitude Maneuvering,” *The Journal of Korean Institute of Electromagnetic Engineering and Science*, Vol. 28, No. 3, pp. 225~236.

8) CDDIS. https://cddis.nasa.gov/Data_and_Derived_Products/GNSS/high-rate_data.html.

9) Rankin, J., Ph.D., P. E., “GPS and Differential GPS: An Error Model for Sensor Simulation,” *Position Location and Navigation Symposium*, 1994, pp. 260~260.

10) Van G., F. and Soloviev, A., “Precise velocity estimation using a stand-alone GPS receiver,” *Proceedings of the 2003 National Technical Meeting of The Institute of Navigation*, 2003, pp. 262~271.

11) Crassidis, J. L., “Sigma-point Kalman filtering for integrated GPS and inertial navigation,” *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 42, No. 2, 2006, pp. 750~756.

12) Lee, D. U., Im, J. H., Lee, H. M., Jung, Y. G., Jeong, J. H., Shin, J. H., Lee, S. W., Park, J. H. and Ahn, J. M., “Modeling and Simulation of Aircraft Motion for Performance Assessment of Airborne AESA Radar Considering Wind and Vibration,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 48, No 11, 2020, pp. 903~910.