

기압고도계 오차 보상을 고려한 INS/GNSS/TRN 통합항법 설계

이정신^{*,1)} · 성창기¹⁾ · 박병수¹⁾ · 이형섭¹⁾

¹⁾ 국방과학연구소 제3기술연구본부

Design of INS/GNSS/TRN Integrated Navigation Considering Compensation of Barometer Error

Jungshin Lee^{*,1)} · Changky Sung¹⁾ · Byungsu Park¹⁾ · Hyungsub Lee¹⁾

¹⁾ The 3rd Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 5 November 2018 / Revised 16 January 2019 / Accepted 25 February 2019)

ABSTRACT

Safe aircraft requires highly reliable navigation information. The traditionally used inertial navigation system (INS) often displays faulty location information due to its innate errors. To overcome this, the INS/GNSS or INS/TRN integrated navigation can be used. However, GNSS is vulnerable to jamming and spoofing, while TRN can be degraded in the flat and repetitive terrains. In this paper, to improve the performance and ensure the high reliability of the navigation system, the INS/GNSS/TRN integrated navigation based on federated filter is designed. Master filter of the integrated navigation uses the estimates and covariances of two local filters – INS/GNSS and INS/TRN integrated filters. The local filters are designed with the EKF that is feedforward type and composed of the 17st state variables. And the INS/GNSS integrated navigation includes the barometer error compensation method. Finally, the proposed INS/GNSS/TRN integrated navigation is verified by vehicle and captive flight tests.

Key Words : Terrain Referenced Navigation(지형대조항법), Federated Filter(연합형 필터), Barometer(기압고도계), Integrated Navigation(통합항법), Global Navigation Satellite System(범지구위성항법 시스템)

1. 서론

비행체의 안정성을 높이기 위해서는 높은 신뢰도의 항법 정보가 필요하다. 전통적으로 사용하는 관성항법장치는 외부 도움 없이 연속적인 항법 정보를 제공

해주는 장점이 있으나, 시간이 지남에 따라 자이로스코프 및 가속도계 센서 오차 누적에 의해 항법 오차가 증가하는 단점이 있다. 이를 극복하기 위해, 현재 INS/GNSS 복합항법이 널리 이용되고 있다^[1]. 그러나 GNSS는 외부 도움 없이 독립적으로 항법 해를 제공할 수 없으며, 제밍(Jamming) 혹은 스푸핑(Spoofing) 등의 적대적 전파 방해에 취약한 단점이 있다. 이러한 단점을 보완하기 위해 지형대조항법(TRN: Terrain

* Corresponding author, E-mail: jslee0534@add.re.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

Referenced Navigation)에 관한 연구가 활발히 이루어지고 있다^{2,3)}.

지형대조항법은 사전에 입력된 수치표고모델(DEM: Digital Elevation Model)과 전파 고도계(Radio altimeter), 간섭계 레이더 고도계(IRA: Interferometric Radar Altimeter) 등의 고도계를 통해 측정된 고도를 비교하여 항체의 위치 정보를 추정하는 항법 기술로 INS와 통합하여 자체적으로 정밀한 위치 정보 획득이 가능하다. 즉, 적대적 전파교란에 취약한 GNSS 대안으로 비행체의 높은 신뢰성 확보를 위한 핵심 기술 중 하나이다. 그러나 이러한 지형대조항법은 어느 정도 협준도와 유일성이 보장이 되는 지형에서는 우수한 성능을 보이거나 평균하거나 반복적인 지형에서는 항법 오차가 커질 가능성이 높다. 따라서 INS/GNSS 복합항법과 INS/TRN 복합항법을 적절히 융합하는 기술은 항법 시스템의 정확도와 신뢰도를 크게 개선시킬 수 있다.

통합항법을 수행하기 위해서는 항법정보 융합 필터 설계가 필요하며 측정치 정보를 처리하는 방식에 따라 중앙집중형 및 연합형 필터로 나눌 수 있다. 중앙집중형 필터는 하나의 필터에서 센서들의 측정치를 사용하는 방법이다. 반면, 연합형 필터는 각 센서들의 측정치를 이용하는 지역필터(Local filter)들을 독립적으로 구성하고, 이들의 공분산을 이용한 가중치를 부여한 지역필터 추정치를 융합하는 방식이다^{4,5)}. 중앙집중형 필터의 경우, 최적의 해를 구할 수 있는 장점이 있으나 차수가 커짐에 따라 계산량이 증가하고 센서 고장 시 성능이 저하될 수 있다. 또한 하나의 필터에서 측정치들의 융합 방식을 설계하는 데는 많은 경험적 노하우가 필요하다. 반면, 연합형 필터의 경우, 필터링된 추정치와 공분산만을 이용하므로 주 필터로 전달되는 변수의 수가 줄어드는 장점이 있고, 선택적 판단 로직 설계에 대한 부담을 덜 수 있다. 그러나 Ref. [4]와 [5]에서 제안한 연합형 필터는 추정치와 공분산의 단순한 정보융합으로 지역필터들의 특성에 맞는 고장검출 및 분리에 취약할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 INS/GNSS 복합항법 및 INS/TRN 복합항법 필터를 지역필터로 하는 연합형 필터 기반의 통합항법을 설계 하되 적합한 고장 검출 및 분리 기법을 제안한다.

INS/TRN 복합항법의 경우 TRN에서 추정하는 위치 정보를 측정치로, 추정치 공분산을 측정치 잡음으로 사용한다. 반면, INS/GNSS 복합항법의 경우 GNSS의 위치 추정치를 측정치로 사용하며, 측정치 잡음 공분산은 고정값으로 모델링된다. INS의 항법정보를 TRN

혹은 GNSS를 이용하여 보정하기 전 단계에서, 본 시스템의 고도측은 기압고도계를 이용한 3차 댐핑 루프(Damping loop)를 거친다⁶⁾. 이는 순수항법의 고도 오차가 시간이 지남에 따라 기하급수적으로 증가하기 때문에 GNSS나 TRN이 불가한 환경에서도 안정적인 고도 출력을 얻기 위해서이다. 그러나 기압고도계의 바이어스 및 고도에 따른 환산계수 오차는 기압, 온도 그리고 항체의 속도 변화 등에 영향을 받기 때문에 실시간 오차 추정 및 보상 기술이 필요하다. GNSS를 이용한 피드백 형태의 기압고도계 오차 보상 기술에 대한 연구는 많이 이루어지고 있다⁷⁻⁹⁾. 그러나 본 시스템에서 TRN에서 사용되는 필터는 별도로 고도 바이어스를 보상하도록 설계되어 있어 INS/TRN 복합항법 설계에서는 고도 오차 보상을 수행하면 안 되었다. 이는 INS/TRN 복합항법에서 추정한 속도 변화를 TRN 필터의 시간 전파(Time propagation) 시에 사용하기 때문이다. 또한 INS/TRN 복합항법은 지형 협준도 등에 의해 부분적으로 성능이 저하될 수 있어 피드포워드 형태로 설계해야 한다. 따라서 다른 지역필터인 INS/GNSS 복합항법도 피드포워드 형태의 확장형 칼만필터(EKF: Extended Kalman Filter)로 설계하되, 바이어스 오차 보상이 INS/GNSS 복합항법에서만 수행되도록 분리 가능해야 하는 제한 조건이 따른다. 이에 본 논문에서는 Ref. [9]의 피드포워드 형태의 보상 기법을 부분적으로 활용하여 기압고도계 오차를 보상하는 기법을 제안하도록 한다. 즉, 동일한 구조의 지역필터 설계에서 스위칭 기법을 통해 기압고도계 오차를 INS/GNSS 복합항법 지역필터에만 보상하여 안정적인 고도측 항법 성능이 도출되도록 설계한다.

다음 2장에서는 연합형 필터 기반의 INS/GNSS/TRN 통합항법 주 필터(Master filter) 및 지역 필터 설계에 대해 기술한다. 3장에서는 두 개의 지역 필터 중 INS/GNSS의 기압고도계 오차 보상 기법 설계 검증에 위한 차량 탑재시험결과를 보여주도록 한다. 4장에서는 항공기 탑재시험을 통해 연합형 필터 기반의 통합항법 설계 검증을 수행하며, 5장에서는 결론을 맺도록 한다.

2. 연합형 필터 기반 통합항법 설계

2.1 연합형 필터의 주 필터 설계

연합형 필터는 지역 필터와 주 필터로 구성되며, 각각의 지역 필터들의 추정치를 융합하여 최적의 주 필

터 추정치를 획득하는 구조로 되어 있다. 이러한 구조는 지역 필터들이 독립적으로 구성되어 상호 간 오차 오염을 방지할 수 있고 서로의 상호 공분산을 계산할 필요가 없어 계산량이 감소된다^[4]. 연합형 필터는 주 필터에서 융합된 추정치 및 공분산을 지역 필터로 분배하는 FR(Fusion-Reset) 방식과 지역 필터를 독립적으로 구성하는 FT(Fault Tolerant) 방식으로 구분할 수 있다^[5]. FR 방식은 최적성은 보장되지만 고장 발생 시 잘못된 주 필터 추정치가 모든 지역 필터들에 영향을 미치므로, 본 시스템에는 최적성은 보장되지 않지만 고장에 강한 FT 방식의 연합형 필터 기반 통합항법을 설계하였다. Fig. 1은 INS/GNSS 복합항법 및 INS/TRN 복합항법을 지역 필터로 한 연합형 필터 기반 INS/GNSS/TRN 통합항법 구조이다. Fig. 1에서의 순수항법(Pure Navigation)은 관성항법장치를 구성하는 자이로스코프 및 가속도계 센서의 출력만으로 항체의 위치, 속도 및 자세를 계산하는 항법 알고리즘이다. 순수항법의 위치 출력은 TRN 필터의 시간 전과 식에 이용된다. 또한 순수항법의 위치, 속도 및 자세 정보는 INS/GNSS 및 INS/TRN 복합항법의 시스템 행렬 갱신 시 사용된다. 단, 순수항법으로 추정된 고도 오차는 시간에 따라 기하급수적으로 증가하므로, 안정적인 수직 축 항법 성능을 위해 기압고도계를 입력으로 한 고도 축 댐핑 루프(VERTICAL Damping Loop) 출력으로 대체한다. Fig. 1에서와 같이 지역 필터와 주 필터는 50 Hz 주기로 갱신된다. INS/GNSS의 경우 1 Hz 마다 GNSS 측정치가 갱신되므로 측정치가 갱신되지 않는 시간에는 필터가 시간 전과만 수행되도록 설계하였다. GNSS의 경, 위, 고도 추정치, λ_g, ϕ_g 및 h_g 은 INS/GNSS 복합항법의 측정치로 이용되고 측정치 잡음 공분산 행렬의 주 대각 원소를 고정 값으로 설정하였다.

본 시스템에서는 DEM 고도와 비교할 고도계 측정치를 획득하기 위해, 항체와의 최근점(nearest point)까지의 3차원 상대거리를 출력해주는 간섭계레이더고도계를 사용하였다. IRA로부터 TRN 측정치 도출 식과 오차 보상 기법은 Ref. [10]을 참조하도록 한다. Fig. 1에서 알 수 있듯이 IRA 측정치 갱신 주기는 45.25 Hz로, 측정치 갱신 시각에 순수항법 결과를 래치(Latch)해 두는 방식으로 동기를 맞추었으며, 50 Hz 안에 측정치 갱신이 이루어지지 않는 순간에는 시간 전과만 수행하도록 설계하였다. TRN은 초기 위치 오차가 큰 경우 대략적인 항체 위치를 추정하는 탐색 모드(Acquisition mode)와 정밀한 항체 위치를 추정하는 추

적 모드(Tracking mode)로 나눌 수 있다. 본 시스템에서는 탐색 모드로 BKF(Bank of Kalman filter)^[10]을, 추적 모드로는 점질량필터(PMF: Point Mass Filter)^[11]을 사용하였다. 점질량필터는 베이저안 추정 기법을 기반으로 연속적인 상태변수 공간을 이산적으로 격자화하여 처리하는 방식을 사용하며^[11], 파티클 필터(Particle filter)와 함께 지형대조항법에 널리 사용되는 비선형 필터이다. TRN에서 추정된 경도, 위도 및 고도 추정치, λ_t, ϕ_t 및 h_t 와 이에 해당되는 3x3 공분산 행렬, P_t 는 각각 INS/TRN 복합항법의 측정치 및 측정치 잡음 공분산 행렬로 이용된다.

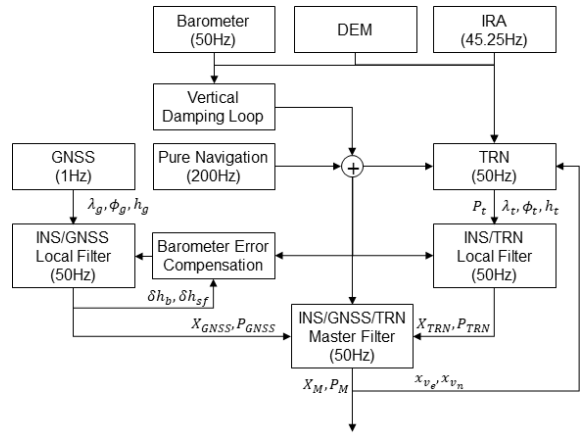


Fig. 1. Block diagram of federated filter based INS/GNSS/TRN integrated navigation

INS/GNSS 복합항법 및 INS/TRN 복합항법을 각각 지역 필터로 하는 INS/GNSS/TRN 통합항법 알고리즘은 다음과 같다.

Case 1. GNSS 비가용 환경

$$P_M(k) = P_{TRN}(k) \tag{1}$$

$$X_M(k) = X_{TRN}(k) \tag{2}$$

Case 2. TRN 비가용 환경

$$P_M(k) = P_{GNSS}(k) \tag{3}$$

$$X_M(k) = X_{GNSS}(k) \tag{4}$$

Case 3. GNSS 및 TRN 모두 가용 환경

$$r_M = H_M X_M(k) - H_M X_M(k-1) \quad (5)$$

$$nr_M(k) = r_M^T [(H_M P_M(k) H_M^T)^{-1} + R_M] r_M \quad (6)$$

Case 3-1. $nr_M(k) < chi2inv(3, 0.99)$

$$P_M(k) = [(P_{GNSS}(k))^{-1} + (P_{TRN}(k))^{-1}]^{-1} \quad (7)$$

$$X_M(k) = P_M(k) [P_{GNSS}(k)^{-1} \cdot X_{GNSS}(k) + P_{TRN}(k)^{-1} \cdot X_{TRN}(k)] \quad (8)$$

Case 3-2. $nr_M(k) \geq chi2inv(3, 0.99)$

$$X_M(k) = (I + A_M \Delta t) X_M(k-1) = \Phi_M X_M(k-1) \quad (9)$$

$$P_M(k) = \Phi_M P_M(k-1) \Phi_M^T + Q_M \quad (10)$$

Case 4. GNSS 및 TRN 모두 비가용 환경

Case 3-2와 동일

위 식에서 $X_M(k)$ 와 $P_M(k)$ 은 각각 주 필터 상태변수 및 추정치 공분산이다. INS/GNSS 및 INS/TRN 지역필터들의 상태변수 및 추정치 공분산은 각각 $X_{GNSS}(k)$, $P_{GNSS}(k)$ 와 $X_{TRN}(k)$, $P_{TRN}(k)$ 라 한다. 또한 주 필터의 프로세스 잡음 공분산과 측정치 공분산을 각각 Q_M 및 R_M 이라 하며, 시스템 행렬과 필터 갱신 주기를 A_M 및 Δt 라 한다. 시스템 행렬, A_M 의 1차 테일러 전개(Taylor series)를 통해 이산화된 시스템 행렬, Φ_M 을 계산한다. 연합형 필터를 구성하는 주 필터 및 지역필터들의 상태변수는 17차로 위, 경, 고도 오차, 속도 오차, 자세 오차, 가속도계 바이어스 오차, 자이로스코프 바이어스 오차, 기압고도계 바이어스 오차 및 환산계수 오차로 구성된다. 위 식 (5)과 (6)에서 $r_M(k)$ 과 $nr_M(k)$ 은 각각 잔차(residual) 및 정규화된 잔차를 의미한다. 또한 H_M 은 3×17 행렬로 경, 위, 고도 오차에 대한 잔차 검증 시험을 수행하도록 주 대각 원소만 1로 설정하고 나머지 원소는 0으로 설정하였다. 잔차 검증의 경우, 정규화된 잔차의 카이 제곱 검증

(Chi-square test) 함수, $chi2inv(3,0.99)$ 을 이용하여 구현하였다. 카이 제곱 검증은 카이제곱 분포에 기초하여 관찰된 빈도가 기대되는 빈도와 어느 정도의 유의 수준으로 다른지를 검증하는 방법이다. 본 연구에서는 위, 경, 고도의 3차 정보에 대해 검증하였고 1 % 유의 수준(99 % 신뢰도)을 임계치로 설정하였다. 일반적인 연합형 필터의 경우 식 (7)과 (8)와 같이 지역필터들의 추정치 공분산에 따라 가중치를 부여한 지역필터 추정치들의 융합으로 주 필터 추정치를 결정하도록 되어 있다. 그러나 본 시스템에서는 이를 기본으로 하되, GNSS 비 가용 및 TRN 비 가용 환경에 대한 예외처리를 추가하였다. GNSS 측정치 비 갱신이 10회 이상 지속되거나 혹은 PDOP(Position Dilution of Precision) 지수가 0.1 이하 6.0 이상인 상태가 30회 이상일 때 비 가용(Case 1)이라고 판단하였다. TRN 비 가용 환경(Case 2)은 고도 상승 구간과 바다, 호수 등의 평균 지역을 의미하며 IRA 측정치 비 갱신이 30초 이상 지속될 때도 비 가용이라 판단하도록 한다. TRN과 GNSS가 모두 비 가용(Case 4)하거나 잔차 검증 조건을 만족하지 못 할 경우(Case 3-2) 식 (9) 및 (10)과 같이 주 필터는 시간 전과만 수행하도록 한다. 이는 위의 Case 1과 2와 같이 비가용 상태뿐 아니라 지역필터들의 추정치가 바이어스나 드리프트 형태로 성능 저하가 임계치 이상 발생할 때 정보융합을 수행하지 않기 위해 추가하였다. GNSS 및 TRN이 모두 가용하고, 그 추정치와 공분산이 잔차 검증을 통해 정상이라 판단(Case 3-1)되면 지역필터들의 추정치와 공분산들의 정보융합을 통해 주 필터의 추정치와 공분산이 갱신된다.

2.2 EKF 기반 지역 필터 설계

앞 장에서 언급하였듯이 본 시스템의 지역 필터는 다음 식과 같이 17차 상태변수로 구성하였다.

$$\delta x_{GNSS \text{ or } TRN} = [\delta\phi \ \delta\lambda \ \delta h \ \delta v_e \ \delta v_n \ \delta v_u \ \delta\varphi_e \ \delta\varphi_n \ \delta\varphi_u \ \delta B_x^a \ \delta B_y^a \ \delta B_z^a \ \delta B_x^w \ \delta B_y^w \ \delta B_z^w \ \delta h_b \ \delta h_{sf}]^T_{GNSS \text{ or } TRN} \quad (11)$$

위 식에서 $[\delta\phi, \delta\lambda, \delta h]$ 은 위도, 경도 및 고도 오차이며 $[\delta v_e, \delta v_n, \delta v_u]$ 은 ENU 좌표계 상의 속도 오차를 의미한다. 또한 $[\delta B_x^a, \delta B_y^a, \delta B_z^a]$ 은 동체좌표계 상의 가속도계 바이어스 오차이며, $[\delta B_x^w, \delta B_y^w, \delta B_z^w]$ 은 자이로스코프 바이어스 오차이다. $[\delta\varphi_e, \delta\varphi_n, \delta\varphi_u]$ 은 롤,

피치 및 요각 오차이며, δh_b 와 δh_{sf} 은 기압고도계 고도 바이어스 및 환산계수 오차이다. 상태변수 구성은 두 지역 필터들과 주 필터가 동일하나, 기압고도계 고도 바이어스 및 환산계수 오차의 보상은 INS/GNSS 복합항법에 해당되는 지역필터 및 INS/TRN 복합항법의 탐색 모드에서만 수행되도록 구성하였다. 이는 INS/TRN 복합항법의 추적모드 TRN은 위도, 경도 및 고도 오차를 포함한 3차원 PMF 기반으로 설계하였기 때문이다. PMF의 우수한 성능을 보장하기 위해서는 우도함수(likelihood) 계산 시 IRA, DEM 및 기압고도계에서 발생하는 고도 바이어스 오차를 보상해주어야 한다. 따라서 INS/TRN 복합항법에서 추가적으로 기압고도계 오차를 보상하게 되면 TRN 추적 모드 필터인 PMF의 수직축 바이어스 오차 추정이 정상적으로 수행되지 않을 수 있다. 본 시스템에서는 이러한 점을 고려하여 INS/TRN에서는 기압고도계 오차 보상을 수행하지 않도록 설계하였다. 지역필터들은 피드포워드 형태의 EKF를 기반으로 설계하였다.

먼저, 기압고도계 고도 오차 추정 및 보상 기법을 설명하고 이를 반영한 전체 17차 지역필터 설계를 기술하도록 한다. 기압고도계 오차는 1차 마코프 과정(Markov process) 혹은 랜덤 상수로 모델링되는 바이어스 오차, 랜덤 상수 형태의 환산계수 오차 그리고 백색 가우시안 잡음 등을 포함한다. 3차 댐핑 루프를 적용한 시스템에 선형 섭동(perturbation) 기법을 적용하면 다음과 같은 수직축 오차 모델이 유도된다⁹⁾.

$$\dot{\delta h} = \delta v_u - K_1(\delta h - \delta h_b - h\delta h_{sf}) \quad (12)$$

$$\delta \dot{v}_u = \delta A_z - K_2(\delta h - \delta h_b - h\delta h_{sf}) - \delta a + 2\omega_s^2 \delta h \quad (13)$$

$$\delta \dot{a} = K_3(\delta h - \delta h_b - h\delta h_{sf}) \quad (14)$$

$$\delta \dot{h}_b = -\frac{1}{\tau}(\text{or } 0) \cdot \delta h_b + \omega_B \quad (15)$$

$$\delta \dot{h}_{sf} = 0 \quad (16)$$

여기서, 댐핑 루프 특성 방정식의 2, 1차 이득(gain) 및 바이어스를 각각, K_1 , K_2 그리고 K_3 이라고 하면 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$K_1 = \frac{3}{\tau}, K_2 = 2\omega_s^2 + \frac{3}{\tau^2}, K_3 = \frac{1}{\tau^3} \quad (17)$$

τ 은 시스템의 시정수이며 ω_s 은 스러 주기(Sculler frequency)이다. 위 식 (13)에서 가속도계 오차로 바이어스 오차만 고려한다는 가정 아래, 수직축 가속도계 오차인 δA_z 은 식 (11)의 δB_z^a 로 간주할 수 있다. Δt 은 필터 갱신 주기이며, ω_B 은 기압고도계 백색잡음이다. 위의 기압고도계 바이어스 및 환산계수 오차 추정 및 보정은 INS/GNSS 복합항법의 경우에만 적용된다. 단, INS/TRN 복합항법은 추적 모드부터 수행되며 그 시점까지 추정된 기압고도계 바이어스 및 환산계수가 고려된 고도를 이용한다. 지역필터의 이산화된 시스템 및 측정치 모델은 다음과 같다. 위 식 (11)의 상태변수에서 편의 상 아래 첨자는 생략하였다.

$$\delta x(k+1) \simeq (I + A\Delta t)\delta x(k) + v(k) \quad (18)$$

$$z(k) = H\delta x(k) + \omega(k) \quad (19)$$

여기서 $v(k)$ 과 $\omega(k)$ 은 백색 잡음으로 공정잡음 공분산 $Q(k)$ 및 측정잡음 공분산 $R(k)$ 와 다음의 관계식을 가진다.

$$E[v(k)v(k)^T] = Q_k \quad (20)$$

$$E[\omega(k)\omega(k)^T] = R_k \quad (21)$$

위 식의 I 은 17×17 단위행렬이며, 이산화된 상태 방정식의 시스템 행렬 A 과 측정 행렬 H 은 다음과 같다. 시스템 행렬은 INS의 오차 모델로 유도되나 자세한 유도 과정은 본 논문의 주제에서 벗어나므로 생략하도록 한다.

$$A = \begin{bmatrix} F_1(9 \times 9) & F_2(9 \times 8) \\ O_{8 \times 9} & O_{8 \times 8} \end{bmatrix}, H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & O_{1 \times 14} \\ 0 & 1 & 0 & O_{1 \times 14} \\ 0 & 0 & 1 & O_{1 \times 14} \end{bmatrix} \quad (22)$$

$$F_1 = \begin{bmatrix} 0 & F_{12} & 0 & F_{14} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & F_{22} & 0 & 0 & F_{25} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & F_{33} & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & F_{42} & 0 & F_{44} & F_{45} & F_{46} & 0 & F_{48} & F_{49} \\ 0 & F_{52} & 0 & F_{54} & F_{55} & 0 & F_{57} & 0 & F_{59} \\ F_{61} & 0 & F_{63} & F_{64} & 0 & 0 & F_{67} & F_{68} & 0 \\ 0 & F_{72} & 0 & 0 & F_{75} & 0 & 0 & F_{78} & F_{79} \\ 0 & F_{82} & 0 & F_{84} & 0 & 0 & F_{87} & F_{88} & 0 \\ 0 & F_{92} & 0 & F_{94} & 0 & 0 & F_{97} & F_{98} & 0 \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$F_2 = \begin{bmatrix} O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} & F_{f1} \\ C_b^m & O_{3 \times 3} & F_{f2} \\ O_{3 \times 3} - C_b^m & O_{3 \times 2} & \end{bmatrix} \quad (24)$$

$$F_{f1} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ F_{316} & F_{317} \end{bmatrix}, F_{f2} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ F_{616} & F_{617} \end{bmatrix} \quad (25)$$

여기서, C_b^m 은 동체 좌표계에서 항법 좌표계로의 좌표 변환 행렬이며 $O_{n \times m}$ 은 $n \times m$ 크기의 영행렬이다. 시스템 행렬의 각 항을 계산하면 다음과 같다.

$$F_{12} = \rho_N \tan \phi \sec \phi - \frac{\rho_N}{R_{ew}} \sec \phi \delta R_{ew} \quad (26)$$

$$F_{14} = \frac{1}{R_{ew}} \sec \phi \quad (27)$$

$$F_{22} = \frac{\rho_E}{R_{ns}} \delta R_{ns}, F_{25} = \frac{1}{R_{ns}} \quad (28)$$

$$F_{33} = -K_1(\text{INS/GNSS}) \text{ or } F_{33} = 0(\text{INS/TRN}) \quad (29)$$

$$F_{316} = K_1'(\text{INS/GNSS}) \text{ or } F_{316} = 0(\text{INS/TRN}) \quad (30)$$

$$F_{317} = K_1 h(\text{INS/GNSS}) \text{ or } F_{317} = 0(\text{INS/TRN}) \quad (31)$$

$$F_{42} = 2U_0 \sin \phi V_u + 2U_0 \cos \phi V_n + \frac{\delta R_{ew}}{R_{ew}} (\rho_E V_u - \rho_U V_n) \sec^2 \phi \quad (32)$$

$$F_{44} = \frac{\tan \phi V_n - V_u}{R_{ew}} \quad (33)$$

$$F_{45} = \rho_U + 2U_0 \sin \phi, F_{46} = -2U_0 \cos \phi \quad (34)$$

$$F_{48} = -f_u, F_{49} = f_n \quad (35)$$

$$F_{52} = -2U_0 V_e \cos \phi - \rho_N V_e \sec^2 \phi - \rho_E \frac{V_u}{R_{ns}} \delta R_{ns} + \rho_N \rho_U \delta R_{ew} \quad (36)$$

$$F_{54} = -2\rho_U - 2U_0 \sin \phi \quad (37)$$

$$F_{55} = -\frac{V_u}{R_{ns}}, F_{57} = f_u, F_{59} = -f_e \quad (38)$$

$$F_{61} = -2U_0 \sin \phi V_e - \sin \phi \cos \phi \left[\frac{3e^2 V_n^2}{R_{ns}} + \frac{e^2 V_e^2}{R_{ew}} \right] \quad (39)$$

$$F_{63} = -\frac{V_n^2}{R_{ns}^2} - \frac{V_e^2}{R_{ew}^2} + 2\omega_s^2 - K_2(\text{INS/GNSS}) \text{ or} \quad (40)$$

$$F_{63} = -\frac{V_n^2}{R_{ns}^2} - \frac{V_e^2}{R_{ew}^2} (\text{INS/TRN})$$

$$F_{64} = 2U_0 \cos \phi, F_{67} = f_n, F_{68} = -f_e \quad (41)$$

$$F_{616} = K_2 - K_3 \Delta t(\text{INS/GNSS}) \text{ or } F_{616} = 0(\text{INS/TRN}) \quad (42)$$

$$F_{617} = K_2 h - K_3 h \Delta t(\text{INS/GNSS}) \text{ or } F_{617} = 0(\text{INS/TRN}) \quad (43)$$

$$F_{72} = -\frac{\rho_E}{R_{ns}} \delta R_{ns}, F_{75} = -\frac{1}{R_{ns}} \quad (44)$$

$$F_{78} = U_0 \sin \phi + \rho_U, F_{79} = -U_0 \cos \phi - \rho_N \quad (45)$$

$$F_{82} = -\frac{\rho_N}{R_{ew}} \delta R_{ew} - U_0 \sin \phi, F_{84} = -\frac{1}{R_{ew}} \quad (46)$$

$$F_{87} = -U_0 \sin \phi - \rho_U, F_{88} = \rho_E \quad (47)$$

$$F_{92} = \rho_N \sec^2 \phi - \frac{\rho_U}{R_{ew}} \delta R_{ew} + U_0 \cos \phi, F_{94} = \frac{\tan \phi}{R_{ew}} \quad (48)$$

$$F_{97} = U_0 \cos \phi + \rho_N, F_{98} = -\rho_E \quad (49)$$

위 식에서 λ, ϕ 및 h 은 항체 경도, 위도 및 고도이며, R_{ns} 과 R_{ew} 은 각각 위도 및 경도 방향 지구 타원체의 곡률 반경이다. 이는 지구 반지름 R_0 과 이심률 $e^2 (= 6.69438 \times 10^{-3})$ 을 이용하여 다음과 같이 계산된다.

$$R_{ns} = \frac{R_0(1-e^2)}{(1-e^2 \sin^2 \phi)^{3/2}} + h \quad (50)$$

$$R_{ew} = \frac{R_0}{(1-e^2 \sin^2 \phi)^{1/2}} + h \quad (51)$$

또한 위의 지구 타원체 곡률 반경들의 섭동량인 δR_{ns} 와 δR_{ew} 은 다음과 같다.

$$\delta R_{ns} = \frac{3e^2 \sin\phi \cos\phi R_0 (1-e^2)}{(1-e^2 \sin^2\phi)^{5/2}} \quad (52)$$

$$\delta R_{ew} = \frac{e^2 \sin\phi \cos\phi R_0}{(1-e^2 \sin^2\phi)^{3/2}} \quad (53)$$

$U_0 (= 7.2921159 \times 10^{-5} \text{ rad/sec})$ 은 지구회전 각속도이며, f_e , f_n 및 f_u 은 ENU 좌표계에서의 가속도계 비력이다. V_e , V_n 및 V_u 은 ENU 좌표계에서의 항체 속도이며, ρ_E , ρ_N 및 ρ_U 은 다음과 같이 계산된다.

$$\rho_E = -\frac{V_n}{R_{ns}}, \rho_N = \frac{V_e}{R_{ew}}, \rho_U = \frac{V_e}{R_{ew}} \tan\phi \quad (54)$$

EKF 추정 식은 시간 전파와 측정치 갱신 식으로 구분할 수 있으며 다음 식들과 같다.

$$\delta x(k) = (I + A\Delta t)\delta x(k-1) = \Phi(k)\delta x(k-1) \quad (55)$$

$$P(k) = \Phi(k)P(k-1)\Phi^T(k) + Q_k \quad (56)$$

$$K(k) = P(k)H^T[HP(k)H^T + R_k]^{-1} \quad (57)$$

$$\delta x(k) = x(k) + K(k)[z(k) - H\delta x(k)] \quad (58)$$

여기서, $P(k)$ 은 상태변수 공분산이며, $K(k)$ 은 필터 이득이다. 위 식 (20)의 공정잡음, $v(k)$ 중에 고도 오차에 의한 잡음, v_{kh} 와 수직축 속도 오차에 의한 잡음, v_{kv_u} 에 해당되는 항에는 다음과 같이 기압고도계 측정치 백색잡음, v_B 을 추가 한다. 다음 식에서 v_z^a 은 수직축 가속도계 백색잡음이다. 이는 위 식 (11) 중 기압고도계 고도 바이어스 및 환산계수 오차 상태변수의 공정잡음 계산 시 사용된다.

$$v_{kh} = K_1 v_B \quad (59)$$

$$v_{kv_u} = (K_2 + K_3 \Delta t)v_B + v_z^a \quad (60)$$

3. 지역 필터 설계 검증

본 장에서는 주 필터의 설계 검증에 앞서 17차 상 태변수로 구성된 지역필터 중 INS/GNSS 복합항법에 의해 기압고도계 오차 추정 및 보상 기법을 검증하도록 한다. 필터 설계 파라미터를 정리하면 다음 Table 1과 같다.

Table 1. Filter design parameter

Design parameter	Value
Initial position error	100 m
Initial velocity error	0.1 m/sec
Initial roll and pitch error	0.1 mrad
Initial yaw error	1.0 mrad
Accelerometer bias error	100 μ g
Gyro bias error	0.01 deg/hr
Initial barometer bias error	14 m
Initial barometer scale factor error	0.2 % of height
Barometer white noise	5 m
Time constant of compensation loop	15 sec
Gyro white noise	0.005 deg/ \sqrt{hr}
Accelerometer white noise	10 μ g
INS/GNSS horizontal and vertical measurement noise	10 m, 22.24 m

다음은 제안한 17차 간접 앞먹임 방식의 EKF 기반 INS/GNSS 복합항법 설계 검증을 위해 2018년 8월 11일 덕유산 인근에서 차량탑재시험 수행한 결과이다. 총 시험 시간은 1시간 5분이며, Fig. 2는 3차 댐핑 루프를 거친 기압고도계 고도의 오차, 기압고도계 오차 보상을 고려하지 않을 경우의 INS/GNSS 복합항법 및 오차 보상을 적용한 INS/GNSS 복합항법의 고도 오차를 비교한 것이다. 3차 댐핑 루프를 거친 기압고도계 오차는 14.43 m PE(Probable error)이며 오차 보상을 고려하지 않은 INS/GNSS 복합항법 고도 오차는 10.79 m

PE이다. 여기서, PE은 평균을 중심으로 일차원 데이터 분포의 50 %가 경계 내에 포함될 확률 오차를 의미한다. 이에 반해, 제안한 오차보상을 적용한 INS/GNSS 복합항법 고도 오차는 1.86 m PE로 성능이 크게 개선됨을 확인할 수 있다. 다음 Fig. 3은 제안한 기법을 적용한 INS/GNSS 복합항법의 수평축 위치 오차이다. 그 결과는 3.10 m CEP(Circular Error Probability)로 산간 지역이라 GNSS의 위치정도 저하율(PDOP: Position Dilution of Precision)이 6.0 이상인 상황이 빈번히 발생한 점을 감안하면 안정적인 성능을 보임을 확인하였다. 이러한 INS/GNSS 복합항법 시험결과를 통해 제안한 지역필터 설계를 검증하였다.

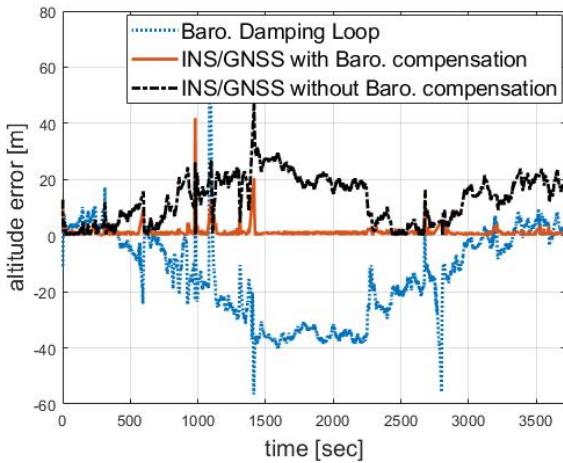


Fig. 2. Altitude error of INS/GNSS navigation

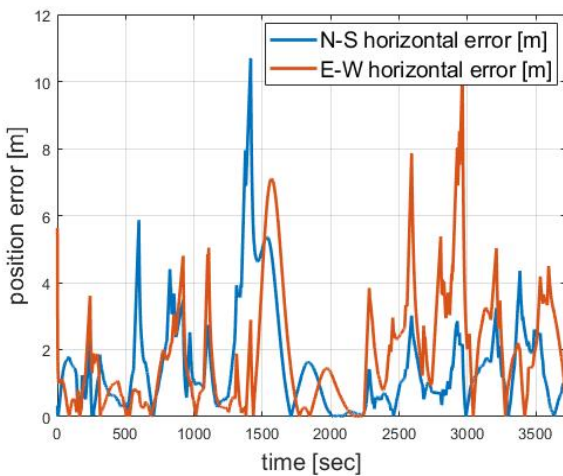


Fig. 3. Horizontal error of INS/GNSS navigation

4. 연합형 필터 설계 검증

본 장에서는 연합형 필터의 구성 중 주 필터인 INS/GNSS/TRN 통합항법 설계를 검증하도록 한다. TRN의 측정치인 IRA의 출력은 차량탑재시험으로는 획득할 수가 없으므로 항공기탑재시험(CFT: Captive Flight Test)을 통해 검증하도록 한다. 따라서 본 연구에서는 CESSNA 172 Skyhawk 항공기에 IRA, 관성항법장치(INS: Inertial Navigation System), GNSS 안테나, 기압고도계를 탑재하여 Fig. 4의 비행계획으로 시험을 수행하였다. 필터 설계 파라미터는 Table 1과 동일하다. Fig. 4에서 전 비행 계획에서 INS/GNSS 복합항법과 INS/TRN/GNSS 통합항법이 수행된다. 이때 TRN이 수행되지 않는 동안의 INS/TRN/GNSS 통합항법은 위식 (3)과 (4)에 의해 INS/GNSS 복합항법과 동일하다. 약 58분 비행 후 TRN 임무구역에 진입하면 BKF 기반의 탐색 모드를 시작하고 약 8초 후에 PMF 기반의 추적 모드를 시작한다. 본 논문에서는 추적 모드에서의 INS/GNSS, INS/TRN 및 INS/GNSS/TRN 통합항법 성능을 다루도록 한다. Fig. 5와 6은 수평 방향과 고도 방향의 RMS 오차를 도식화하였고, Table 2는 항법 결과를 정리한 것이다. 아래의 그림과 표를 통해 연합형 필터 기반 INS/GNSS/TRN 통합항법이 정상적으로 동작함을 알 수 있다.

다음의 결과는 제안한 바와 같이 INS/TRN 복합항법에 기압고도계 오차를 보상하지 않았을 때가 보상할 경우에 비해 수평위치 오차는 3.256 m CEP, 고도

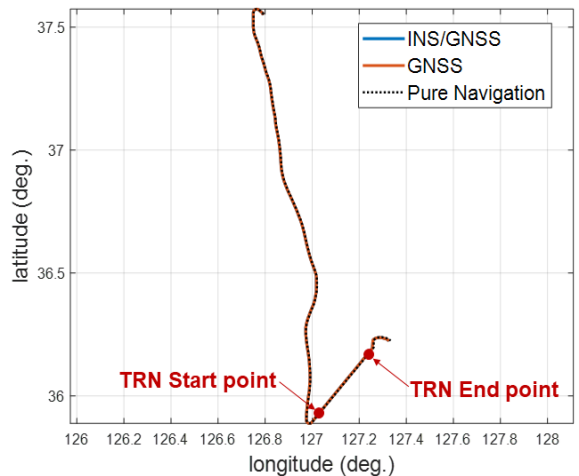


Fig. 4. Horizontal error of INS/GNSS navigation

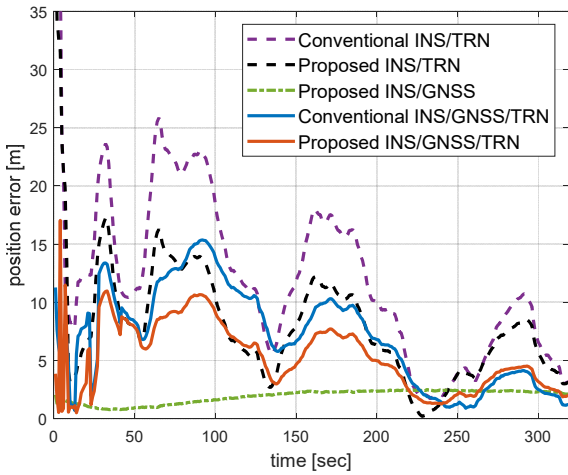


Fig. 5. Horizontal navigation error of CFT

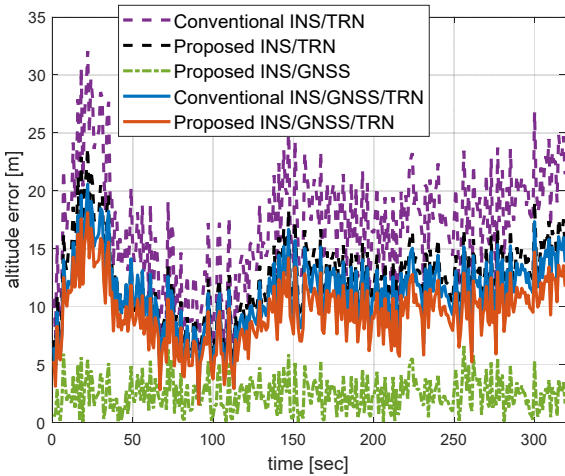


Fig. 6. Vertical navigation error of CFT

Table 2. Result of CFT

	수평위치 오차(CEP)	고도 오차 (PE)
Conventional INS/TRN	11.274 m	11.949 m
Proposed INS/TRN	8.018 m	8.151 m
Proposed INS/GNSS	1.960 m	2.006 m
Conventional INS/GNSS/TRN	7.169 m	7.794 m
Proposed INS/GNSS/TRN	5.980 m	6.606 m

오차는 3.798 m PE 개선됨을 알 수 있다. 이에 따라 INS/GNSS/TRN 통합항법도 수평위치 오차는 1.189 m CEP, 고도오차는 1.188 m CEP 개선된다. 현재 INS/GNSS 복합항법의 상태변수 오차 공분산 P_{GNSS} 은 고정 값이고 INS/TRN에 비해 높은 값이라 연합형 필터의 주 필터가 INS/TRN 지역 필터에 가중치가 좀 더 높은 특성이 있다. 이는 TRN 추적 모드에서 사용되는 PMF의 성능을 위한 설계 결과로 추후 항공기 탑재시험을 수행하면서 개선 예정이다. 위의 시물레이션에서는 INS/TRN 복합항법 오차가 INS/GNSS 복합항법에 비해 4배 이상 크기 때문에 이들의 정보융합인 INS/GNSS/TRN 통합항법이 INS/GNSS 복합항법보다 성능이 좋지 않다. 현재 TRN의 성능을 개선함에 따라 함께 개선될 예정이다.

다음으로 본 논문이 제안한 고장검출 및 분리 기능을 검증하기 위해 GNSS PDOP이 50초 이후부터 계속 3.0 이상일 경우를 모사하여 기존의 연합형 필터 기반 INS/GNSS/TRN 통합항법과 제안한 설계를 비교 해보았다.

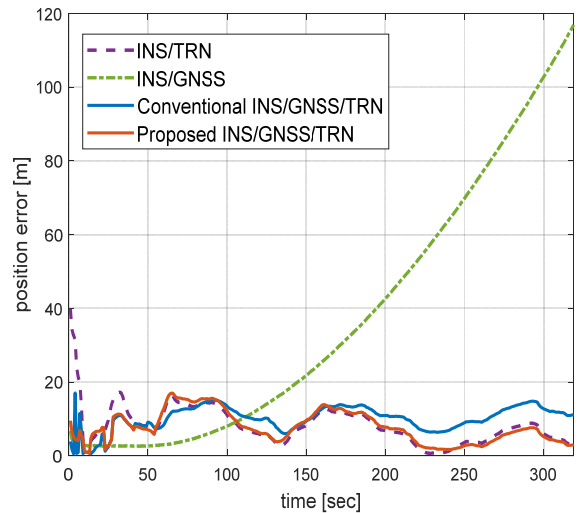


Fig. 7. Navigation error in GNSS denied environment

위 Fig. 7에서와 같이 제안한 통합항법 수평위치오차는 6.183 m CEP, 기존의 설계는 7.426 m CEP로 약 1.243 m CEP 개선되었다. 즉, 위성항법이 불가능한 환경이 지속되면 고장 검출 및 분리 로직을 포함한 연합형 필터 기반 INS/GNSS/TRN 통합항법 설계가 더 안정적인 항법 성능을 보임을 확인할 수 있었다.

5. 결 론

본 연구에서는 기압고도계의 고도 바이어스 및 환산계수 오차 추정 및 보상을 적용한 INS/GNSS 복합항법 설계와 항법 시스템 강인성을 향상시키기 위해 고장 검출 및 분리 로직을 포함한 연합형 필터 기반 INS/GNSS/TRN 통합항법 설계를 제안하였다. 제안한 INS/GNSS 복합항법은 차량탑재시험을 통해 기압고도계의 바이어스와 환산계수 오차를 잘 추정하여 수직측 성능이 크게 개선됨을 확인하였다. 또한 항공기 탑재시험을 통해 INS/TRN 복합항법이 기압고도계 오차를 보상하지 않을 때 성능이 개선되었다. 또한 위성항법 불가 환경에서 고장 검출 및 분리 로직이 포함된 INS/GNSS/TRN 통합항법 설계가 정상적으로 동작하면서 안정적인 항법 성능을 보임을 확인하였다.

References

- [1] M. S. Grewal, L. R. Weill and A. P. Andrews, "Global Positioning System, Inertial Navigation, and Integration," John Wiley & Sons, Inc. Canada, pp. 382-424, 2007.
- [2] H. Jeon, W. Park and C. G. Park, "Grid Design for Efficient and Accurate Point Mass Filter-Based Terrain Referenced Navigation," IEEE Sensors Journal, Vol. 18, No. 4, pp. 1731-1738, 2018.
- [3] J. Melo and A. Matos, "Survey on Advances on Terrain Based Navigation for Autonomous Underwater Vehicles," Ocean Engineering, Vol. 139, No. 15, pp. 250-264, 2017.
- [4] N. A. Carlson, "Federated Square Root Filter for Decentralized Parallel Processes," IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 26, No. 3, pp. 517-525, 1990.
- [5] N. A. Carlson and M. P. Berarducci, "Federated Kalman Filter Simulation Results," NAVIGATION: Journal of the Institute of Navigation, Vol. 41, Issue 3, pp. 297-322, 1994.
- [6] J. S. Ausman, "A Kalman Filter Mechanization for the Baro-Inertial Vertical Channel," Proceedings of the 47th Annual Meeting of The Institute of Navigation, pp. 153-159, June, 1991.
- [7] V. Sokolovi, G. Diki and R. Stan, "Adaptive Error Damping in the Vertical Channel of the INS/GPS/Baro-Altitude Integrated Navigation System," Scientific Technical Review, Vol. 64, No. 2, pp. 14-20, 2014.
- [8] J. Park, D. S. Lee and C. Park, "Implementation of Vehicle Navigation System using GNSS, INS, Odometer and Barometer," Journal of Positioning, Navigation, and Timing, Vol. 4, No. 3, pp. 141-150, 2015.
- [9] J. Seo, J. G. Lee and C. G. Park, "A New Error Compensation Scheme for INS Vertical Channel," IFAC Automatic Control in Aerospace, Vol. 37, Issue 6, pp. 1119-1124, 2004.
- [10] J. Lee and H. Bang "Radial Basis Function Network-Based Available Measurement Classification of Interferometric Radar Altimeter for Terrain-Aided Navigation," IET Radar, Sonar & Navigation, Vol. 12, Issue 9, pp. 920-930, 2018.
- [11] S. Nam, "Performance Enhancing Technique for Terrain Referenced Navigation Systems using Terrain Roughness and Information Gain Based on Information Theory," Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 20, No. 3, pp. 307-314, 2017.