

간섭계 레이더 고도계를 이용한 강결합 구조의 지형 참조 항법/관성 항법의 통합 항법

박준우*, 김영주, 방효충

KAIST

Tightly Coupled INS/Interferometric Radar Altimeter-aided Terrain Referenced Navigation

Junwoo Park*, Youngjoo Kim, Hyochoong Bang

Key Words: Terrain Referenced Navigation(지형 참조 항법), Interferometric Radar Altimeter(간섭계 레이더 고도계), Rao-Blackwellized Particle Filter(라오-블랙웰라이즈 파티클 필터)

서론

지형 참조 항법을 보조 도구로 활용한 통합 항법은 일반적으로 관성 항법 장치에 기반을 두고 지형 참조 항법의 출력을 일종의 추가적인 측정치로 사용하는 약결합의 교정 필터로 구현된다. 단계적으로 시스템이 존재하기 때문에 전체 항법 시스템의 신뢰도를 유지할 수 있고 통합 단의 구현이 용이하다는 장점이 있지만, 일반적인 지형 참조 항법은 기체의 위치만을 출력하기 때문에 속도와 자세 등의 상태 변수들은 간접적인 보정이 이루어져 3차원 항법 해 전체에 대해 높은 성능을 기대하기 어려울 수 있다. 더불어, 최근에는 라이다, 비전과 같은 부가적인 도구나 간섭계 레이더 고도계와 같은 향상된 지형 센서가 도입되고 있기 때문에 지형 참조 항법의 범위를 확장하고 추정 항법 해의 적극적인 활용을 도모할 필요가 있다. 본 연구는 관성 측정 장치와 간섭계 레이더 고도계의 측정치만을 강결합의 형태로 통합하여 3차원 항법해를 추정하고자 한다. 특히 Rao-Blackwellized 파티클 필터를 사용하여 간섭계 레이더 고도계 측정치의 지역적 선형성을 적극 활용하며, 간섭계 레이더 고도계 측정치와 기체의 속도, 자세 사이의 관계식을 단계적인 선형화 과정으로 근사하는 방법을 제안한다.

본론

간섭계 레이더 고도계

종래의 지형 참조 항법은 기압 고도계의 탑재를 가정한다. 기압 고도계로 획득한 기체의 절대 고도와 레이더 고도계로 획득한 지표면까지의 상대 고도의 차이를 지형 데이터 베이스와 비교하는 방식으로 종속 측정치를 통해 수평면 위치 정보를 보정하는 형태이다. 반면, 간섭계 레이더 고도계 시스템은 Fig. 1과 같은 구성을 가지며 zero Doppler line상의 최근접점까지의 경사거리 ρ 와 측방향 관측 각 θ 를

반환한다. 여기서 zero Doppler line이란 기체 비행



속도 벡터에 수직한 가상의 평면이 지표면과 만나는 지점들의 집합을 의미한다.

Fig. 1. Measurement of interferometric radar altimeter

Rao-Blackwellized 파티클 필터

관성 항법 장치와 간섭계 레이더 고도계를 사용하는 지형 참조 항법의 강결합은 높은 비선형성을 지니는 측정치를 활용하여 고차원의 정상 상태 공간의 문제를 푸는 것이다. 선형 모델이 합리적이지 못하기 때문에 확장 칼만 필터(EKF)의 사용은 항법 성능을 보장할 수 없으며, 비선형 필터를 사용한다 할지라도 기체의 3차원 위치, 속도, 자세를 포함하는 고차원 문제에 대해 Point mass filter(PMF)와 같은 그리드 기반 필터의 적용은 연산량 측면에서 현실적이지 못하다. 정상 상태 모델의 차원과 수렴성이 무관하다고 알려져 있는 파티클 필터도 매우 낮은 공정 잡음(Process noise)을 가지는 관성 항법의 특징 때문에 단독 사용의 경우 오히려 이산화 오차를 증가시킬 수 있다. 이에 본 연구에서는 간섭계 레이더 고도계의 높은 비선형성과 관성 항법의 특징 모두를 참작하여 실현 가능성을 높이기 위해 비선형 필터의 장점과 조건적 선형 구조의 영리한 조합인 Rao-Blackwellized 파티클 필터를 사용한다. Nordlund 등⁽¹⁾과 Schön 등⁽²⁾에서 확인할 수 있는 Rao-Blackwellized 파티클 필터, 혹은 Marginalized 파티클 필터를 다음과 같이

요약할 수 있다. 우선 식 (1)과 같은 비선형/조건적 선형의 정상 상태 모델을 가정한다.

$$\begin{aligned}x_{t+1}^n &= f_t^n(x_t^n) + F_t^n(x_t^n) \cdot x_t^l + \omega_t^n \\x_{t+1}^l &= f_t^l(x_t^n) + F_t^l(x_t^n) \cdot x_t^l + \omega_t^l \\y_t &= h_t(x_t^n) + H_t(x_t^n) \cdot x_t^l + e_t\end{aligned}\quad (1)$$

여기서 x^n 은 비선형 부분, x^l 은 선형 부분의 상태 변수, f 와 h 는 비선형 함수, F , H 는 행렬, ω 와 e 는 백색 잡음을 의미한다. 이때 하기의 과정을 거쳐 비선형 및 선형 부분의 추정/보정 과정을 거친다.

$$x_{t|t-1}^n \sim \mathcal{N}(f_{t-1}^n(x_{t-1|t-1}^n) + F_{t-1}^n \hat{x}_{t-1|t-1}^l, F_{t-1}^n P_{t-1|t-1} F_{t-1}^{nT} + Q_{t-1}^n) \quad (2)$$

$$\hat{x}_{t|t-1}^l = f_{t-1}^l(x_{t-1|t-1}^n) + F_{t-1}^l \hat{x}_{t-1|t-1}^l + L_{t-1}(z_{t-1} - F_{t-1}^n \hat{x}_{t-1|t-1}^l) \quad (3)$$

$$P_{t|t-1} = F_{t-1}^l P_{t-1|t-1} F_{t-1}^{lT} + Q_{t-1}^l - L_{t-1} N_{t-1} L_{t-1}^T$$

$$x_{t|t-1}^l \sim \mathcal{N}(\hat{x}_{t|t-1}^l, P_{t|t-1})$$

$$y_t \sim \mathcal{N}(h_t(x_{t|t-1}^n) + H_t \hat{x}_{t|t-1}^l, H_t P_{t|t-1} H_t^T + R_t) \quad (4)$$

$$\begin{aligned}\hat{x}_{t|t}^l &= \hat{x}_{t|t-1}^l + K_t((y_t - h_t) - H_t \hat{x}_{t|t-1}^l) \\P_{t|t} &= P_{t|t-1} - K_t M_t K_t^T \\x_{t|t}^l &\sim \mathcal{N}(\hat{x}_{t|t}^l, P_{t|t})\end{aligned}\quad (5)$$

단, 여기서 Q, R 은 교차 공분산이 없는 백색 잡음의 공분산 행렬이다. (2)와 (4)를 통해 각각 비선형 부분의 전파와 보정을 하며, (3)과 (5)를 통해 각각 선형 부분의 전파와 보정이 이루어진다. (5)의 K, M 은 칼만 필터와 동일한 표기를 따르며, (3)의 N, L 그리고 z 는 아래를 따른다.

$$\begin{aligned}N_{t-1} &= F_{t-1}^n P_{t-1|t-1} F_{t-1}^{nT} + Q_{t-1}^n \\L_{t-1} &= F_{t-1}^l P_{t-1|t-1} F_{t-1}^{nT} N_{t-1}^{-1} \\z_t &= x_t^n - f_{t-1}^n\end{aligned}\quad (6)$$

상기의 자세한 유도 과정과 수학적 엄밀성은 참고문헌(1),(2)을 참조한다. 본 연구에서는 기체의 3차원 위치(위도, 경도, 고도)를 비선형, 그리고 기체의 속도, 자세를 선형 부분으로 설계하였다.

통합 방법

강결합 형태로 통합 방법을 꾸릴 시에 (1)의 위 두 시스템 전파 모델은 관성 항법 장치의 오차 동역학으로 치환이 가능하다. 이에 전체 적인 시스템 구성을 위해서는 측정치에 대한 적절한 모델링이 필요한 상황이며 본 연구에서는 다음과 같은 간섭계 레이더 고도계 측정치 모델을 제시한다.

$$y_t = \begin{bmatrix} \min_{(L, \lambda) \in \mathcal{L}, D, L} \left\| (L, \lambda, h_{DTEVD}(L, \lambda))_{ECEF} - (L_t, \lambda_t, h_t)_{ECEF} \right\|_2 + \left[\frac{\partial \rho}{\partial v_n} \quad \frac{\partial \rho}{\partial v_e} \quad \frac{\partial \rho}{\partial v_d} \right]_{(L, \lambda)} \begin{bmatrix} dv_n \\ dv_e \\ dv_d \end{bmatrix} \\ \tan^{-1} \left(y_b, \sqrt{x_b^2 + z_b^2} \right) + \left[\frac{\partial \theta}{\partial \epsilon_n} \quad \frac{\partial \theta}{\partial \epsilon_e} \quad \frac{\partial \theta}{\partial \epsilon_d} \right]_{(L, \lambda)} \begin{bmatrix} \epsilon_n \\ \epsilon_e \\ \epsilon_d \end{bmatrix} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \epsilon_{\rho, t} \\ \epsilon_{\theta, t} \end{bmatrix}$$

여기서 L, λ 는 위, 경도, $h(\cdot)$ 는 지표고 룩업함수, 윗첨자 *은 최 근접점, 아랫첨자 b는 기체 동체

좌표계 기준 최 근접점, 아랫첨자 ECEF는 지구 직교 좌표계 기준 지표고와 기체의 위치, 그리고 v 와 ϵ 는 각 아랫첨자가 지시하는 방향으로의 기체 속도, 자세각이다. 본 연구에서는 해당 측정치 모델의 주요 골자인 우측의 선형 관계식을 아래와 같이 구하여 필터를 구성하는 방법을 제시한다.

$$\begin{aligned}\left[\frac{\partial \rho}{\partial v_n} \quad \frac{\partial \rho}{\partial v_e} \quad \frac{\partial \rho}{\partial v_d} \right] &= \left[\frac{\partial \rho}{\partial z_{dl}} \quad \frac{\partial \rho}{\partial \psi_{zdl}} \right] \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\frac{\sqrt{v_n^2 + v_e^2}}{v_n^2 + v_e^2 + v_d^2} \\ -\frac{1}{v_e} & \frac{1}{v_n} & 0 \end{bmatrix} \\ \left[\frac{\partial \theta}{\partial \epsilon_n} \quad \frac{\partial \theta}{\partial \epsilon_e} \quad \frac{\partial \theta}{\partial \epsilon_d} \right] &= \left[\frac{z_b}{\sqrt{x_b^2 + z_b^2}} \quad 0 \quad \frac{-x_b}{\sqrt{x_b^2 + z_b^2}} \right]\end{aligned}$$

여기서 아랫첨자 zdl은 zero Doppler line을 의미하며, zero Doppler line이 동-서 방향을 기준으로 회전한 각도를 ψ_{zdl} , 그리고 종축 방향의 속도 성분으로 인해 들리는 각도를 θ_{zdl} 로 매개화 하여 나타낸 것을 의미한다. 상기는 각각 기체의 속도 요소별 변화가 유도하는 zero Doppler line의 변화 방향으로의 경사거리 구배와, 작은 자세각 편차가 유도하는 관측각의 변화량을 선형화 한 것이다. 제안한 측정치 모델을 사용하여 모의 실험을 진행 하였으며, 실험 조건은 Table 1과 같다. 항법 성능은 Fig. 2에 나타나있다. 본 연구는 관성 측정 장치와 간섭계 레이더 고도계만을 이용하는 강결합 구조의 통합 항법을 제시하였다.

Table 1. Simulation Condition

Items	Value
Initial Position	$(\lambda_0, \lambda_0, h_0)$ (35.7488°, 128.1381°, 2500m)
Initial Velocity	$(v_{n,0}, v_{e,0}, v_{d,0})$ (220m/s, 75m/s, 0m/s), 240m/s in norm
Initial Altitude	$(\phi_0, \theta_0, \psi_0)$ (0°, 0°, 18.1575°)
Flight Condition	Level Flight
DEM Resolution	3" (90m)
Initial Distribution	$p(x_0^i)$ $\mathcal{N}(\mathbf{0}, \text{diag}\{1/2, 1/2, 0.5, 0.1/100, 0.1/100, 0.1/100, 10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-4}\})$
Initial Distribution	$p(x_0^i)$ $\mathcal{N}(\mathbf{0}, \text{diag}\{1/2, 1/2, 0.5, 0.1/100, 0.1/100, 0.1/100, 10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-4}\})$
Process Noise	$p(x_0^i)$ $\mathcal{N}(\mathbf{0}, \text{diag}\{10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-4}\})$
Process Noise	$p(x_0^i)$ $\mathcal{N}(\mathbf{0}, \text{diag}\{10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-4}\})$
INS Sampling Rate	50Hz
INS Sampling Rate	1Hz
Measurement Noise	$(\sigma_\rho, \sigma_\theta)$ (3.5m, 0.1°)
# of Particles in RBPF	1000

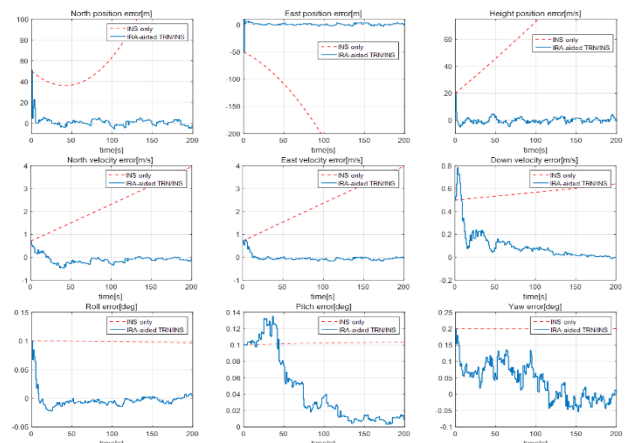


Fig. 2. Navigation error of proposed method, position (first row), velocity (second row), attitude (third row)

참고문헌

1) Nordlund, Per-Johan, and Gustafsson, Fredrik, "Marginalized Particle Filter for accurate and Reliable Terrain-aided Navigation", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 45, No. 4, 2009, pp. 1385~1399.

2) Schön, Thomas, Gustafsson, Fredrik, and Nordlund, Per-Johan, "Marginalized Particle Filters for Mixed Linear/Nonlinear State-Space Models", *IEEE Transactions on Signal Processing*, Vol.53, No. 7, 2005, pp.2279~2289