

비행체 도심 항법을 위한 3차원 지도정보 및 다중센서 기반 복합항법시스템 설계

1. 서론

자율주행차나 지상 로봇과 달리 드론과 같은 비행체는 실제 환경에서 안정적인 비행제어를 하려면 3차원 고정밀 고신뢰성 항법이 이루어져야 한다. 또한, 이때의 실제 환경은 위성 수신이 좋은 지역(Open-Sky)과 도심지와 같은 고층빌딩 사이, 터널 등 GPS 음영지역이 혼재해 있다. 비행체는 이러한 GPS 가용 및 비가용 상황에서의 연속적인 항법 성능도 보장되어야 한다.

본 논문은 GPS 가용 및 비가용 상황이 복합적으로 존재하는 실제 환경에서 연속적인 3차원 정밀 항법을 수행하기 위해 3차원 지도 및 다중센서 기반 관성복합항법 알고리즘과 실시간 구현기술을 제안한다. IMU, GPS와 함께 1축 레이저 거리센서 6개와 압력계를 사용하고 지도정보로 자체제작한 3차원 건물정보를 활용하여 시스템을 구성하였다. 앞서 제안된 알고리즘으로 실제 고층건물이 존재하는 지역에서 비행실험을 수행하고 기준항법시스템과의 비교를 통해 성능 분석을 하였다. 비행실험 도중 가용 센서의 변화에 대한 항법 알고리즘 전환 가능성과 이로 인한 연속적 항법해의 성능변화도 함께 제시하였다.

2. 관련 연구

실내나 터널과 같이 GPS를 사용할 수 없는 지역에서는 맵을 생성하고 측위하는 SLAM 연구가 주를 이루며, GPS 난수신환경이 포함된 실외환경에서의 항법은 지도정보 없이 다중센서를 융합하는 연구와 사전 구축된 지도정보와 함께 센서융합을 통한 항법 연구가 이루어지고 있다.

LiDAR의 점 군(Point Cloud) 데이터와 지도와의 매칭 기법에 대한 연구가 많지만, 본 논문에서는 지도와 6개의 점 군 데이터를 사용하는 점이 동일하지만 맵 정보와의 매칭 보다는 센서융합 및 필터결합에 초점을 둔다. 거리값 자체를 필터와 결합하기 때문에 약결합 보다는 좀 더 강결합에 가깝다고 볼 수 있다. 아래 Fig 1은 복합항법 시스템에 대한 블록 다이어그램이다.

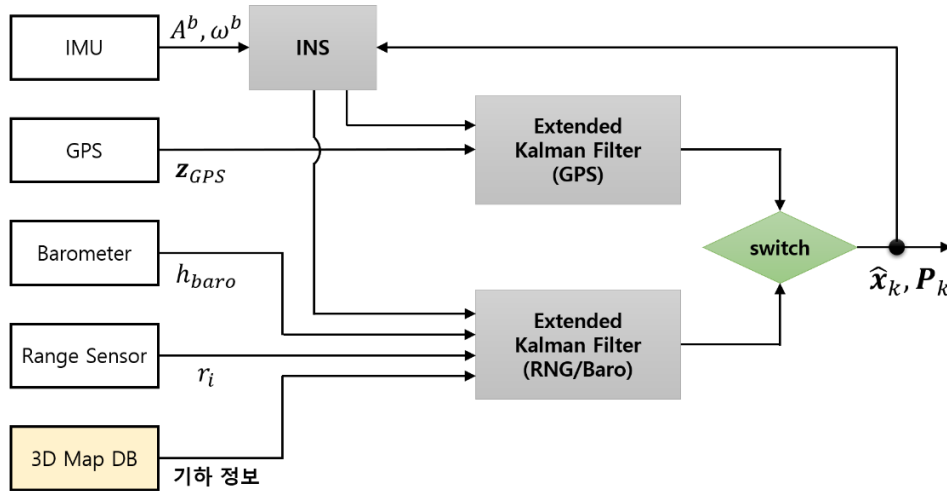


Fig. 1. 시스템 블록 다이어그램

3. INS/GPS 결합 항법

INS와 GPS의 결합 알고리즘은 널리 알려진 확장형 칼만필터(EKF)를 사용하여 구성하였다. 상태변수 x 와 입력변수 u 는 아래와 같다. 상태변수는 위치, 속도, 자세오차, 가속도와 각속도에 대한 바이어스(bias) 항으로 구성하였다. A^b, ω^b 는 각각 b-frame에서의 3축 가속도와 3축 각속도를 의미한다.

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}^b \\ \boldsymbol{\omega}^b \end{bmatrix} = [A_x \ A_y \ A_z \ p \ q \ r]^T$$

$$\mathbf{x} = [\mathbf{P}^n \ \mathbf{V}^n \ \boldsymbol{\Phi}^n \ \mathbf{b}_a \ \mathbf{b}_g]^T_{15 \times 1} \tag{1}$$

Error Model을 이용하여 구성한 상태변수와 공분산(Covariance)에 대한 propagation 모델은 식(2)와 같다. $\tilde{\mathbf{x}}$ 는 상태변수에 대한 오차(Error State)를 의미하며, 참값과 추정값의 차이($\tilde{\mathbf{x}} = \mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}}$)로 정의된다. ζ 는 IMU 센서 잡음(noise)으로 센서 성능에 의해 결정된다. \mathbf{A} , \mathbf{B} 는 Jacobian 행렬로 INS 모델에 대한 선형화 식을 나타낸다. \mathbf{P} 는 Error State에 대한 공분산을 나타내고, \mathbf{Q} 는 process noise로 IMU 잡음 특성에 따라 달라진다.

$$\tilde{\mathbf{x}}_k^- = \mathbf{A} \cdot \tilde{\mathbf{x}}_{k-1} + \mathbf{B} \cdot \begin{bmatrix} \zeta_{acc} \\ \zeta_{gyro} \end{bmatrix}_{6 \times 1}$$

$$\mathbf{P}_k^- = \mathbf{A} \cdot \mathbf{P}_{k-1} \cdot \mathbf{A}^T + \mathbf{B} \cdot \mathbf{Q} \cdot \mathbf{B}^T \tag{2}$$

$$\mathbf{A}_{15 \times 15} \equiv \frac{\delta \tilde{\mathbf{x}}_k^-}{\delta \tilde{\mathbf{x}}_{k-1}}, \quad \mathbf{B}_{15 \times 6} \equiv \frac{\delta \tilde{\mathbf{x}}_k^-}{\delta \mathbf{u}_{k-1}}$$

GPS 수신기는 Open-sky 환경에서 비행체의 절대위치와 속도정보를 제공하며, 측정치 \mathbf{z}_{GPS} 로 사용된다. 측정치가 상태변수의 위치, 속도와 동일하므로 관측모델은 Identity 행렬로 간단히 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{z}_{GPS} = \mathbf{h}_{GPS}(\mathbf{x}) = [\mathbf{P}^n \ \mathbf{V}^n]^T$$

$$\mathbf{H}_{GPS} = \frac{\delta \mathbf{h}_{GPS}(\mathbf{x})}{\delta \mathbf{x}} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \tag{3}$$

최종적으로 구성한 INS/GPS 결합 알고리즘에 대한 EKF 수식은 다음과 같다.

$$\mathbf{P}_k^- = \mathbf{A} \cdot \mathbf{P}_{k-1} \cdot \mathbf{A}^T + \mathbf{B} \cdot \mathbf{Q} \cdot \mathbf{B}^T$$

$$\mathbf{x}_k^- = f(\mathbf{x}_{k-1}, \mathbf{u}) \tag{4}$$

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^- \cdot \mathbf{H}_{GPS}^T \cdot (\mathbf{H}_{GPS} \cdot \mathbf{P}_k^- \cdot \mathbf{H}_{GPS}^T + \mathbf{R}_{GPS})^{-1}$$

$$\mathbf{P}_k = \mathbf{P}_k^- - \mathbf{K}_k \cdot \mathbf{H}_{GPS} \cdot \mathbf{P}_k^- \tag{5}$$

$$\mathbf{x}_k = \mathbf{x}_k^- + \mathbf{K}_k \cdot (\mathbf{z}_{GPS,k} - \mathbf{h}_{GPS}(\mathbf{x}_k^-))$$

4. GPS 음영지역 결합 항법

거리센서는 비행체에 고정되어 있으며 기체 움직임에 따라 센서가 향하는 방향이 바뀐다. 이때, 센서는 비행체와 장애물(건물 벽) 사이 거리값 r 을 제공한다. 거리값은 비행체의 위치와 자세, 그리고 장애물과의 기하관계로 구할 수 있으며, 그 관계식은 수식 (6)과 같다.

$$r_i = h_{r_i}(\mathbf{x}) = \frac{L}{\cos \theta} = \frac{\vec{\mathbf{o}}_{r_i}^T \cdot (\mathbf{T}_{r_i} - \mathbf{P}^n)}{\vec{\mathbf{o}}_{r_i}^T \cdot (\mathbf{C}_b^n \cdot \vec{\mathbf{d}}_{r_i}^b)} \tag{6}$$

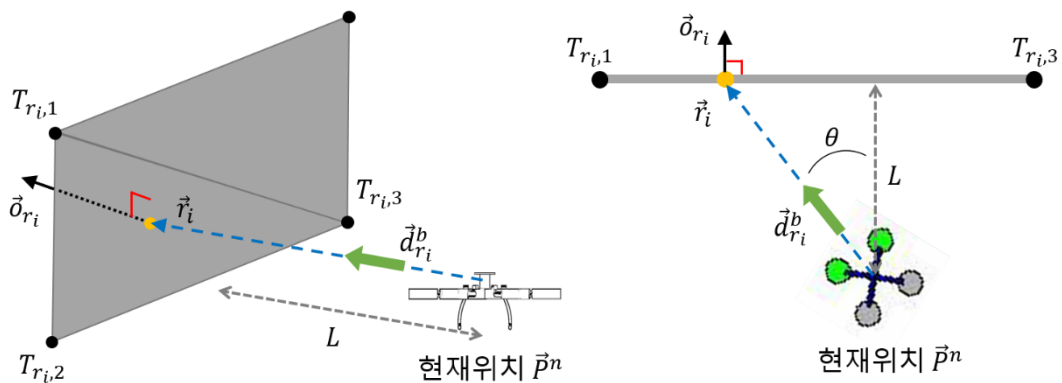


Fig. 2 거리센서와 장애물 사이 기하관계

3차원 맵은 삼각형으로 구성된 장애물에 대한 n-frame상에서의 위치와 방향정보를 제공한다. \vec{o}_{r_i} 는 i 번째 거리센서가 지시하는 방향에 존재하는 면의 수직벡터를 의미하며, T_{r_i} 은 그 면의 세 모서리 중 하나의 위치를 나타낸다. $\vec{d}_{r_i}^b$ 는 b-frame에 존재하는 i 번째 거리센서의 방향벡터(Line of Sight)를 의미한다. 이때, 두 벡터 \vec{o}_{r_i} 과 $\vec{d}_{r_i}^b$ 는 모두 크기가 1인 단위벡터이다. P^n 은 n-frame에서의 현재 기체위치를 나타낸다. 위 식 (6)에서 분자는 면의 수직벡터 \vec{o}_{r_i} 와 면의 모서리와 기체 사이 벡터 $T_{r_i} - P^n$ 의 내적을 통해 기체와 면 사이 거리 L 을 구할 수 있다. 이 거리를 코사인 각으로 나누면 i 번째 거리값 r_i 가 구해진다. 이때, 각 θ 는 n-frame에서의 i 번째 거리센서 방향과 벽면의 수직벡터 사이 각을 의미한다.

거리센서 모델을 칼만필터와 결합하기 위해서는 선형화 과정이 필요하며 그 결과는 식 (7)과 같다. 하나의 거리센서만 다루었지만, 가용한 거리값 갯수에 따라 행렬의 크기가 달라진다.

$$H_{RNG,i} = \frac{\delta h_{r_i}(x)}{\delta x} = \begin{bmatrix} \frac{-\vec{o}_{r_i}^T}{\vec{o}_{r_i}^T \cdot (C_b^n \cdot \vec{d}_{r_i}^b)} & 0_{1 \times 3} & -\frac{\vec{o}_{r_i}^T \cdot (T_{r_i} - P^n)}{(\vec{o}_{r_i}^T \cdot (C_b^n \cdot \vec{d}_{r_i}^b))^2} \cdot \vec{o}_{r_i}^T \cdot [\times C_b^n \cdot \vec{d}_{r_i}^b] & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} \end{bmatrix} \quad (7)$$

최종적으로 식 (5)의 GPS 관련 항을 대체한다. 센서에 따른 측정치 업데이트 차이는 거리센서의 관측행렬 크기가 일정하지 않다는 점이다.

실제 지면에 대한 프로파일과 3차원 맵 상의 DEM 고도가 각종 인공구조물 등으로 인해 차이가 난다. 따라서 거리센서 모델을 사용하여 고도보정을 하면 맵 과의 오차가 항법에 영향을 미친다. 반면 압력계는 비행체의 고도변화에 따라 압력값이 변하며 지면 프로파일에 대한 영향이 무시된다. 압력변화에 따른 고도변화를 1차 관계식 (8)로 표현 가능하다.

$$h_{baro,k} = \frac{h_{max} - h_{min}}{p_{h_{max}} - p_{h_{min}}} \cdot (p_k - p_{h_{min}}) + h_{min} \quad (8)$$

고도모델에 대한 관측행렬과 측정치는 앞서 구한 거리센서 모델에 대한 관측행렬과 측정치에 누적하여 EKF로 구성하였다.

5. 복합항법 설계

일반적 Open-sky 환경에서는 GPS 측정치 업데이트가 이루어지며, GPS 비가용 상황 발생 시 사전에 구축된 3D Map 정보를 활용하여 거리센서와 압력계 측정치 업데이트를 한다. 본 논문에서는 GPS 음영지역을 사전에 설정했으며 추정된 위치가 음영지역에 들어갈 경우 측정치 모델을 변경한다. 항법 상태변수의 정의가 동일하기 때문에 측정치 업데이트를 바꾸더라도 상태변수와 공분산 행렬은 그대로 갖고 갈 수 있다.

GPS 음영지역에서의 항법 수행에 있어 3D 맵 데이터 처리로 인해 INS/GPS 결합 알고리즘 보다 연산시간이 더 소요된다. 3차원 맵 정보는 추정된 거리값을 구하기 위해 사용되며, 장착된 거리센서 갯수와 맵 상의 모든 면의 갯수의 곱만큼 연산이 필요하다. 이러한 연산시간 감소 및 실시간성 확보를 위해 GPGPU를 적용하였다. 일반적 Single Core 환경에서는 필요연산 횟수만큼 순차적으로 계산하지만, GPGPU를 활용할 경우 각 코어마다 연산을 할당하여 병렬 처리로 한번에 연산이 가능하다. 즉, 연산시간을 줄여 실시간성을 확보할 수 있다.

6. 실험 및 결과

제안된 항법 알고리즘 검증을 위해 ADIS16448(IMU), OEM719(GNSS Receiver), 6개의 LW20(Laser Distance Sensor)를 탑재하여 비행실험을 수행하였다. 거리센서는 전방을 기준으로 시계방향 60도 간격으로 배치하였다. 각 센서별 업데이트 주기는 IMU 100Hz, GNSS 수신기 10Hz, 거리센서/압력계 10Hz로 설정하였다. 또한, OEM719를 사용하여 Raw Measurement를 저장한 뒤, Inertial Explorer를 통해 후처리한 RTK(Float)결과를 기준항법으로 삼았다. 사용된 3차원 맵 정보는 실제 건물을 측정하여 3D 건물 형상정보를 생성하였다.

실험환경은 ‘ㄱ’자형 12층 건물 주변으로 사각형 경로비행을 수행하고 음영지역에서의 항법 성능을

분석하기 위해 1분간 Hovering 상태에서의 회전기동을 추가하였다. Fig 3은 위치추정 결과와 기준항법과의 오차를 나타낸 그래프다. 총 220초 정도 비행에서 위치해가 발산하는 구간이 존재하지 않으며 항법이 전환되는 구간에서도 오차변화가 크지 않은 것으로 비춰 연속적인 항법이 가능함을 보여준다. 초기 INS/GPS 위치 추정결과와 RTK(기준항법) 위치 결과 사이 오차를 갖고 시작하는데, 두 시스템의 동작시점이 달라 서로 다른 정보로 초기위치를 추정했기 때문이다. 하지만, 음영지역(회색)에 진입하면서 수평오차가 감소하는 것을 볼 수 있다. 또한, 81초부터 133초까지 Hovering 상태 회전기동에서도 위치발산이 없으며 수평 위치오차가 1m 이내 수준을 만족한다.

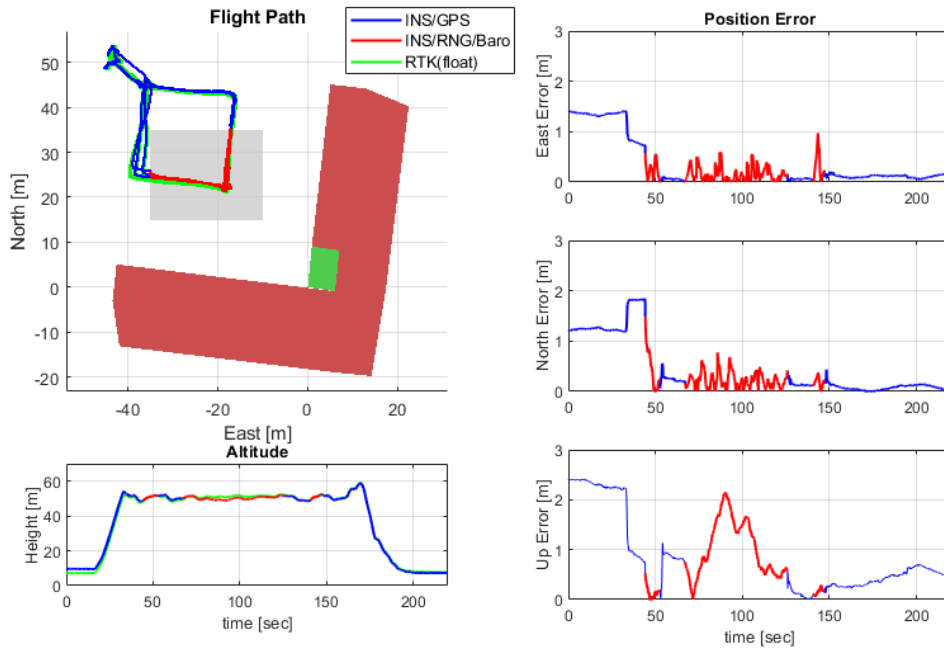


Fig. 3 위치 추정결과 및 오차

5회 반복실험을 통한 위치에 대한 RMSE를 Table 1에 정리하였다. 앞서 나타낸 그래프는 5차 실험이며, RMSE 오차는 이착륙 구간을 제외한 첫번째 음영지역 항법이 시작하는 지점부터 마지막 음영지역 항법이 끝나는 지점까지의 순수 비행구간만 사용하였다.

Table 1. 구간별 RMSE

		1차	2차	3차	4차	5차	평균
위치 [m]	GPS 2D	0.17	0.20	0.16	0.56	0.13	0.244
	RNG 2D	0.23	0.31	0.39	0.59	0.28	0.360
	GPS 3D	0.63	0.38	0.26	0.55	0.29	0.422
	RNG 3D	0.65	0.50	0.52	1.05	0.54	0.652

7. 결론

3차원 지도정보와 다중센서 결합을 통해 GPS 사용이 불가능한 음영지역에서 비행체의 3차원 상태추정이 가능함을 보였다. 측정된 거리값과 3차원 맵 정보로 비행체의 위치를 추정하고 압력계를 사용하여 고도에 대한 보정을 수행하였다. 또한, 기준항법과의 오차 그래프를 통해 GPS 가용 및 비가용 상황에 대한 연속적인 항법이 유효함을 보였다. 본 논문에서는 센서별 필터에 대한 상태변수를 동일하게 정의하여 측정치 업데이트 모델이 바뀌더라도 상태변수와 공분산이 그대로 전파된다.

각 필터를 통합한 GPS/RNG/Baro 구조나 측정치 업데이트를 바꾸는 시점에 대한 추가연구도 가능하다.