

# 저가형 GPS와 INS를 이용한 복합항법 시스템 개발

김민호\* · 송현민\* · 김정래\*\*

## Integrated Navigation System with Low-cost GPS and INS

Min-Ho Kim\* · Hyun-Min Song\* · Jeong-Rae Kim\*\*

### ABSTRACT

GPS sensors provide accurate position and velocity of moving vehicles. However, GPS is weak at intermittent signal loss and large position error. Combination with INS improves the GPS position accuracy during the GPS signal loss. In this paper, a fusion filter using GPS and INS is developed and its performance is analyzed with RC car and RC airplane experiments.

Key Words: Kalman filter, Inertial Navigation System, Global Positioning System

### 1. 서 론

INS(Inertial Navigation System)는 가속도계와 자이로의 관성정보를 이용하여 외부에 도움 없이 항체의 위치, 속도 및 자세를 계산하는 항법시스템이다. 짧은 시간동안은 비교적 정확하나 시간이 지남에 따라 센서의 오차가 누적되어 발산 한다. GPS(Global Positioning System)는 GPS위성과 수신기와의 신호도달 시간을 측정하여 위치를 계산하는 시스템으로서 INS와 같이 시간에 따라 오차가 누적되지는 않지만 위성의 가시성이나 다중경로, 교란 등으로 인해 사용이 불가능해 지는 경우가 있다.

이처럼 서로 상반되는 특성을 가진 INS와 GPS의 오차를 서로 상호 보완하여 복합항법시스템을 구성하면 INS의 단기안정성과 GPS의 장기안

정성을 모두 가질 수 있다. 본 연구에서는 GPS가 주 항법시스템으로 동작하는 상태에서 INS가 보조 항법시스템으로 결합되어 GPS 수신기가 위성신호를 수신하지 못하는 동안 항법정보를 제공하는 시스템을 개발하였다.

실험은 RC 차량과 RC 비행기에 각 센서를 탑재하여 실시하였다. 실험 데이터는 메모리 카드에 저장을 하여 후처리 칼만필터를 적용하였고 필터 적용 전 후의 항법정보를 비교하여 필터의 효율성을 확인하였다. [1]

### 2. 복합 항법 시스템

#### 2.1 좌표계의 정의

항법시스템을 수학적으로 표현하기 위한 좌표계의 정의로써 본 논문에서는 지구 고정 좌표계, 항법 좌표계, 동체 좌표계가 쓰인다. [2]

\* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

\*\* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

E-mail: jrkim@kau.ac.kr

**A)지구 고정 좌표계 (Earth fixed frame :**

$$x_e, y_e, z_e)$$

지구고정 좌표계는 지구의 자전에 따라 함께 회전하는 좌표계이다. 좌표축은 관성 좌표계와 같은 구성이나  $z_e$  축을 중심으로 지구 자전속도의 크기로 지구와 같이 회전을 한다.

**B)항법 좌표계(Navigation frame :  $N, E, D$ )**

항법 좌표계는 항체의 무게중심을 원점으로 하고 지구의 북쪽을 N축, 지구의 동쪽을 E축, 지구 타원체의 수직아래 방향으로 D축을 구성하는 지역적으로 수평한 좌표계이다.

**C)동체 좌표계 (Body frame :  $X, Y, Z$ )**

동체 좌표계는 항체의 자세를 나타내는 좌표계로 항법 좌표계에 대한 항체의 기울어짐을 나타낸다. 항체의 무게 중심을 원점으로 하고 항체의 진행방향을  $x_b$ , 오른쪽을  $y_b$ , 수직아래 방향을  $z_b$ ,라고 한다.

**2.2 관성 항법 시스템 (INS)**

본 논문에서는 동체 좌표계에서 항법좌표계로 좌표계 변환을 할 때에 안정성과 용이 함으로 인하여 동체의 각도를 지자기 센서로 보상하는 AHRS(Attitude Heading Reference System)을 사용 하였다. 관성항법장치는 항체가 운동을 함에 따라 변하는 자세와 속도 및 위치를 갱신하기 위해 가속도계 및 자이로 센서는 출력 값을 적분하게 된다.

**2.2.1 자세계산 알고리즘**

관성센서에서 출력되는 값은 동체 좌표계에 서 정의되는 값이므로 이것을 항법좌표계로 변환하여 줄 필요가 있다. 항법 좌표계는 지구자전을 고려하지 않은 좌표계이므로 지구 자전속도 또한 보상해 줄 필요가 있다. 가속도계와 자이로 센서의 출력은 다음과 같다.[3,4]

$$ACC = [f_x, f_y, f_z]^T \quad Gyro = [\phi, \theta, \psi, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T$$

$f_x, f_y, f_z$  : 동체 좌표계에서 가속도계가 받는 힘

$\phi$  : Roll,  $\theta$  : Ritch,  $\psi$  : Yaw

$\dot{\phi}$  : Roll rate,  $\dot{\theta}$ : Pitch rate,  $\dot{\psi}$ : Yaw rate

이를 이용하여 동체 좌표계에서 관성 좌표계로 변환을 하는 공식은 다음과 같이 수행한다.

$$f^n = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi \\ \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi \\ \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi \\ \cos\theta\sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\psi\cos\psi\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

$f^n$  : NED 좌표계에서 가속도계가 받는 힘

**2.2.2 속도 및 위치계산 알고리즘**

관측 데이터를 이용하여 NED 좌표계의 가속도를 계산하는 공식은 다음과 같다.

$$\frac{d}{dt} V^n = f^n - (\omega_{en}^n + 2\omega_{ie}^n) \times V^n + g^n \quad (2)$$

$$V^n = [V_N, V_E, V_D]$$

$f^n$ 은 식(1)에서 얻을 수 있고  $\omega_{en}^n$  과  $\omega_{ie}^n$  는 다음과 같이 계산한다.

$$\omega_{en}^n = \left[ \frac{V_E}{R_t + h} \quad \frac{-V_N}{R_m + h} \quad \frac{-V_E \tan L}{R_t + h} \right]^T \quad (3)$$

$$\omega_{ie}^n = [\Omega \cos L \quad 0 \quad -\Omega \sin L]^T \quad (4)$$

여기서 L은 위도,  $\Omega$ 는 지구 자전속도이다. 식 (3)에서의  $R_t$ 와  $R_m$ 은 다음과 같이 계산한다.

$$e^2 = \frac{a^2 - b^2}{a^2} \quad (a = 6,378,137.00 \quad b = 6,356,752.31)$$

$$\begin{aligned} R_m &= R_0(1 - 2e + 3e \sin^2 L) \\ R_t &= R_0(1 - e \sin^2 L) \end{aligned} \quad (5)$$

a와 b는 각각 지구의 장반경과 단반경이다. 가속도  $g^n$ 은 다음과 같이 계산한다.

$$g^n = [0 \quad 0 \quad -g_e] \quad (6)$$

$$g_e = g_0 + g_1 \sin^2 L + g_2 h + g_3 h \sin^2 L$$

이렇게 식(2)에서 계산한 NED좌표의 가속도는 다음과 같이 사다리꼴 적분을 하여 속도를 계산한다.

$$V^n(k) = \left( \frac{d}{dt} V^n(k-1) + \frac{d}{dt} V^n(k) \right) \frac{\Delta t}{2} + V^n(k-1) \tag{7}$$

위의 식에서 계산한 NED의 속도는 다음 식으로 위도, 경도, 고도로 변환된다.

$$L(k) = \frac{\frac{1}{2} (V_{k-1}^N + V_k^N) \Delta t}{R_m + h} + L(k-1) \tag{8}$$

$$l(k) = \frac{\frac{1}{2} (V_{k-1}^E + V_k^E) \Delta t}{R_t + h} + l(k-1)$$

$$h(k) = \frac{1}{2} (V_{k-1}^D + V_k^D) \Delta t + h(k-1)$$

계산 과정을 정리하여 나타내면 Fig. 1와 같다.

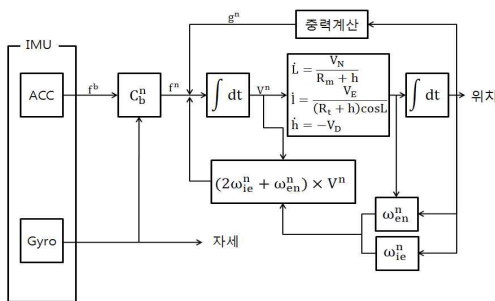


Fig. 2. Block diagram of INS calculation

### 2.2.3 고장 검출 방법

본 논문에서는 GPS의 고장검출을 위해 GPS 데이터를 필터링하면서 계산하는 예측값과 센서의 관측값의 차이인 잔차(residual)를 INS의 속도 정보와 비교하여 고장유무를 판단하였다.

정상상태에서 주 항법장치인 GPS의 데이터를 필터링하다가 잔차가 특정수치 이상 증가하면 GPS 수신기에 이상이 있다고 가정하고 그 시점의 INS 속도 정보를 참고한다. INS의 속도도

GPS처럼 특정수치 이상 증가하였다면 GPS와 INS 모두 급격한 움직임을 보였으므로 GPS 수신기는 고장이 아니라고 판단하고 원래의 항법체계를 유지한다. 반면에 INS의 속도가 특정수치 이상 증가하지 않았다면 GPS 신호에 문제가 있다고 판단하고 GPS의 데이터가 크게 변하기 전 위치를 초기점으로 설정 후 INS의 데이터를 계산하여 항법을 시작한다. INS로 항법을 시작한 뒤에도 GPS 데이터로부터 구한 위치를 계속 관찰하고 INS로 구한 위치와의 차이가 특정 수치 이하로 들어오게 되면 GPS를 주 항법장치로 사용하는 원래의 항법 체계로 돌아온다.

### 3. 실험장치

저급 GPS와 AHRS를 결합한 복합항법장치의 성능을 검증하기 위해서 지상 주행장치 및 항공기에 센서를 탑재하여 실험을 수행 하였다.

#### 3.1 지상주행 실험

차량의 실험 장치는 IMU, GPS수신기, 데이터 수집(AVR)보드, SD 메모리 모듈로 구성된다. 실험에 사용된 각 센서들의 사진을 Fig. 3.1에 나타내었다.

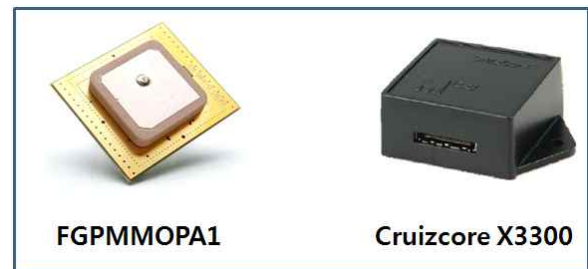


Fig. 3.1. GPS and AHRS sensors

실험에 사용된 IMU(Inertial Measurement Unit)는 Microinfinity社의 Cruizcore X3300으로 지구 자기장을 측정하는 지자기센서가 탑재되어 자이로의 yaw값을 보상에 출력하는 AHRS이다. FGPMMPA1은 저가형 GPS 수신기로 C/A 코드

를 이용하여 위치 및 속도를 NMEA0183 형식으로 출력한다.

IMU와 GPS수신기의 데이터는 데이터수집(AVR) 보드를 거쳐 SD 메모리카드에 저장 되고 INS와 GPS수신기의 데이터는 복합 항법필터로 경로를 계산하는데 사용된다. 실험 장치의 구성도는 Fig. 3.2에 나타내었다.



Fig. 3.2. Experiment device configuration

실험장치를 탑재한 RC 차량은 VTX-KOREA의 Dokdo Truggy로 크기는 40 x 25 x 14cm 이고 최고속력은 20m/s이다. 차량의 이동경로는 한국항공대학교 과학관 좌측 출입문 앞에서 출발하여 ㄷ자 건물 앞의 공원을 1회 돌아오는 것으로 약 380 m 이동하였다. 건물 사이로 주행하여 GPS의 가시성 및 GPS 신호의 품질의 저하를 유도 하였다. 이동경로는 Fig. 3.3에 나타내었다.



Fig. 3.3. RC car moving path

### 3. 2 비행 실험

RC 차량과 같은 방식으로 실험을 하였다. 실험에 사용한 RC 비행기의 재원은 표 3.1에 나타내었다.

Table 3.1. RC airplane specification

기종	Multiplex Moviestar
날개길이	1400 mm
동체길이	950 mm
전체무게	약 1350 g
적재중량	약 400 g

RC 비행기의 실험장치 모습은 Fig. 3.4에 나타내었다.



Fig. 3.4. RC airplane experiment device

RC 비행기 실험은 한국항공대학교 운동장에서 실시하였다. 사열대 앞에서 출발하여 약 40초 동안 1바퀴 반을 돌고 사열대 맞은편에서 종료하였다. 이동경로는 Fig. 3.5에 나타내었다.



Fig. 3.5. RC airplane flight path

## 4. 실험 결과

### 4.1 지상주행 실험

Fig. 4.1에서 GPS와 INS의 궤적을 나타내고 있다. INS의 경우 시간이 지남에 따라 오차가 증가함을 알 수 있다.

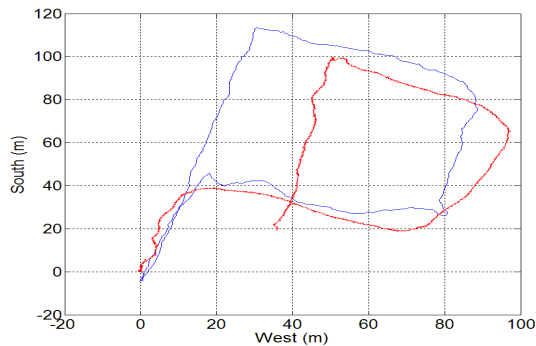


Fig. 4.1. RC car trajectory by GPS and INS

#### 4.1.1 칼만필터링 및 고장검출

관측값과 예측값의 차이인 잔차를 관찰하여 특정수치 이상으로 가면 고장을 검출하여 관성센서로 항법을 시작하는 원리이다. 잔차의 값이 지상주행 장치의 최대 속도인 20m/s를 넘어가면 INS의 값과 비교하여 INS로 항법을 시작할 것인지 판단한다. Fig. 4.2의 simulated error는 GPS의 신호의 비정상적인 상황을 시뮬레이션하여 실제 이동경로와의 차이가 얼마인지 나타낸다. Residual은 GPS가 비정상적인 상황에서 파란색 실선과 같이 증가하는 것을 알 수 있다.

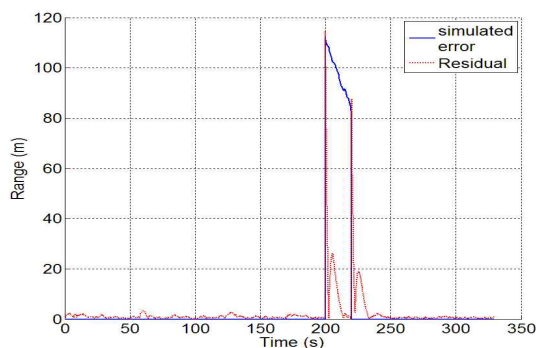


Fig. 4.2. Simulated error and measurement residual

200초 부근에서 잔차가 100m 이상으로 최대 속도 20m/s보다 훨씬 큰 값이므로 INS의 값과 비교한다. INS의 값은 크게 변동이 없었으므로 GPS 수신기가 고장이라 판단하고 INS로 항법을 시작한다. GPS로 구한 위치와 INS로 구한 위치의 차이가 10m 이내가 될 때까지 INS의 데이터로 경로를 계산한다. Fig. 4.3에 GPS가 비정상적일 때 통합항법시스템을 이용한 경로를 나타내었다.

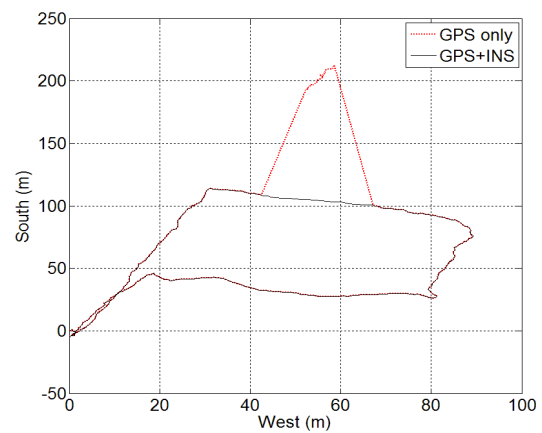


Fig. 4.3. Estimated trajectory by GPS & INS Integration

"GPS only"는 GPS신호에 이상이 있을 시 GPS만으로 구한 궤적이고 "GPS+INS"는 GPS와 INS의 통합 항법 시스템을 통해 계산한 궤적을 나타내고 있다. 고장이 가해졌을 때 GPS+INS 통합 필터는 원래 궤적을 잘 추정함을 알 수 있다.

### 4.2 비행 실험

비행 실험에서 저장된 GPS와 INS의 데이터로 계산한 경로를 Fig. 4.4에 나타내었다. 비행 실험 역시 INS의 오차는 시간이 지남에 따라 누적되는 것을 확인할 수 있다.

고도를 제외한 N,E 방향 성분만 표시하였으며 고도는 Fig. 4.5에 나타내었다.

항체의 최대속도가 40m/s인 것을 제외한 나머지는 지상 주행 장치와 동일하게 고장 검출 방법을 사용하였다. 26초와 28초 사이에 시뮬레이션한 위치 오차를 삽입하여 필터 특성을 살펴 보

았다. GPS가 비정상적일 때의 통합 항법시스템의 사용 궤적은 Fig. 4.6에 나타내었다.

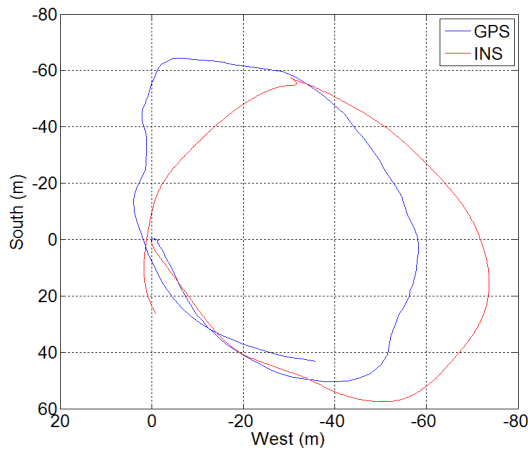


Fig. 4.4. The trace of RC airplane

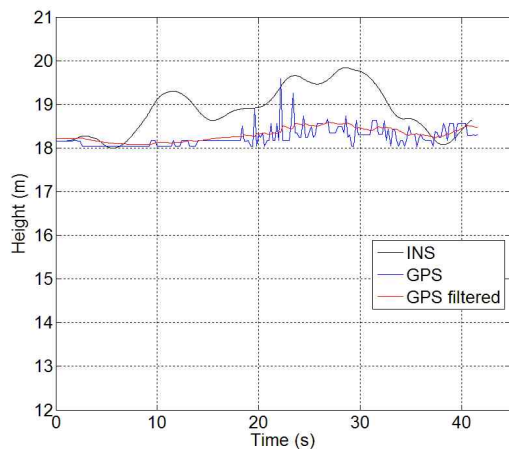


Fig. 4.5. Height of RC airplane

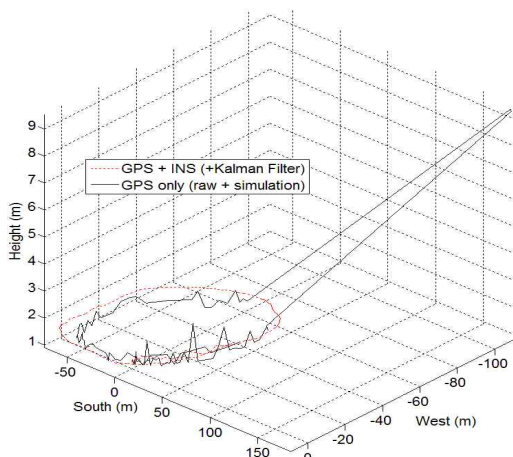


Fig. 4.6 Trace of GPS & INS integration

PS only는 GPS만 사용했을 때의 궤적이고 GPS+INS는 통합 항법시스템으로 계산한 궤적이다. 지상 주행 실험과 마찬가지로 통합필터가 고장발생에 대해 잘 반응함을 알 수 있다.

## 5. 결론

지상주행과 비행 실험을 통해 GPS와 INS의 통합 항법시스템의 성능을 시험해 보았다. RC 자동차와 RC 비행기에 GPS와 INS 센서를 장착하여 데이터를 수집한 뒤 칼만 필터와 통합항법필터를 적용하여 결합성능을 시험하였다. GPS고장을 시뮬레이션하기 위해서 인위적인 위치오차를 GPS 관측값에 가하였다. 지상 주행 실험에서는 통합 항법시스템으로 계산한 경로가 GPS 고장 시에도 실제 경로와 잘 일치함을 알 수 있었다. 비행 실험에서도 통합필터가 GPS 고장 시에 잘 작동하는 것을 알 수 있었다. 비행 시험의 경우 고도와 속도를 변화시켜가며 GPS와 INS의 성능을 분석하는 것이 필요한데, 본 실험에서는 비행기 기체 크기의 제약으로 충분한 시험을 수행하지 못했다. 향후 연구에서는 데이터 수집기와 비행기 동체를 개량하여 좀 더 다양한 환경에서의 필터성능을 시험할 계획이다.

## 후기

본 연구는 기초기술연구회 협동연구사업의 지원에 의한 연구 결과임.

## 참고 문헌

- [1] 김종혁, 문승욱, 김세환, 황동환, 이상정, 오문수, 나성웅, “약결합 방식의 GPS/INS 통합시스템 설계”, 한국군사과학기술학회지, 제2권, 제2호, 1999, pp. 186-196.
- [2] 문성재, “단일안테나 GPS를 이용한 저급 관

- 성측정장치 보정기법”, 광운대학교 2000 학  
년도 석사학위 청구논문, 2000, pp. 19-32.
- [3] Sherryl H. Stovall, 1997, Basic Inertial  
Navigation, Naval air warfare center  
weapons division.
- [4] 김장모, “GPS/자기센서/MEMS IMU 통합 항법  
장치 개발”, 인하대학교 2007학년도 석사학  
위 청구논문, 2007, pp. 74-85.