

# MEMS IMU 기반 무인기 항법 시스템 설계와 성능 분석

\*김성철<sup>1</sup>, 박지환<sup>2</sup>, 홍진석<sup>3</sup>, 송진우<sup>4</sup>, 문정호<sup>5</sup>

<sup>1</sup>마이크로인피니티 (Tel: 02-2025-3857 E-mail: [sckim@minfinity.com](mailto:sckim@minfinity.com))

<sup>2</sup>마이크로인피니티 (Tel: 02-2025-3905 E-mail: [jhpark@minfinity.com](mailto:jhpark@minfinity.com))

<sup>3</sup>마이크로인피니티 (Tel: 02-2025-3856 E-mail: [jshong@minfinity.com](mailto:jshong@minfinity.com))

<sup>4</sup>마이크로인피니티 (Tel: 02-2025-3849 E-mail: [sjw@minfinity.com](mailto:sjw@minfinity.com))

<sup>5</sup>대한항공 (Tel: 042-868-6273 E-mail: [junghomoon@koreanair.com](mailto:junghomoon@koreanair.com))

**Abstract:** 본 논문에서는 소형 무인항공기의 정확한 위치, 속도, 자세 정보를 제공하기 위해 저급의 MEMS IMU를 이용한 항법 시스템을 제안한다. 제안하는 시스템은 비행체의 직선운동과 회전운동을 측정할 수 있는 관성측정기와 위성신호를 수신하여 항체의 위치, 속도 정보를 제공하는 GPS 수신기, 지구 자기장 정보를 이용하여 방향각 정보를 제공하는 지자기 센서들로 구성되었다. SDINS와 약결합 방식의 칼만필터를 이용한 항법 시스템은 초기정렬 알고리즘과 센서 오차 보상 알고리즘, 자력계 보상 알고리즘 및 복합항법 알고리즘으로 나뉘며, 설계된 항법 알고리즘들은 시뮬레이션과 차량 실험을 통해서 성능을 분석하였다.

**Keywords:** UAV, MEMS IMU, Navigation System

## 1. 서론

무인 항공기는 지상 조종 또는 자동 비행으로 원격제어, 각종 정찰, 수송 및 공격 등의 다양한 임무를 수행할 수 있는 비행체 및 이를 포함한 시스템을 말한다. 근접감시용 무인항공기는 저고도에서 근거리 정찰 및 감시를 할 수 있는 항공기로서, 소규모 인원으로 운용이 가능하기 때문에 다양한 응용 서비스에 사용이 가능하며, 운용하기 위해서는 비행체, 통신, 운용임무, 비행컴퓨터 등이 필요하고 이외에 항법 기술이 반드시 필요하다. 항법 기술은 항체의 위치를 구하는 기술로 다양한 방법이 존재하지만 크게 외부의 도움 없이 스스로 위치를 구하는 추측항법과 외부의 도움을 받는 전파 항법으로 분류할 수 있다. 기존의 유인 항공기에 사용된 관성 항법 시스템은 외부의 도움을 받지 않고 위치를 구하는 기술로 연속적이고 안정적이지만 근접감시용 무인기에는 부피가 크고, 전력 사용량이 많기 때문에 소형 무인 항공기에는 적합하지 않다.

위성항법 시스템은 서비스 범위가 전 세계적이며 24시간 사용이 가능하며 기상, 간섭 등 외부의 상황에 상관없이 위치, 속도, 시간 정보를 제공하기 때문에 다양한 분야에 사용되고 있다. 또한 GPS 수신기는 현재 동전 정도의 크기로 개발되어 상용화 판매 중에 있기 때문에 근접감시 무인기에 적용이 가능하다. 그러나 외부의 환경에 따라 전파를 수신할 수 없는 경우 항법 정보를 제공하지 못하며 비행체 제어용으로 이용하기에는 빠른 항법 정보 갱신이 어렵기 때문에 GPS 단독으로 구성된 항법 장비를 사용하는 것은 어려움이 있다. 이를 극복하기 위해 서로 상반된 특성을 가지는 GPS와 관성항법 시스템을 결합한 항법 시스템 개발이 활발히 이뤄지고 있으며 최근에는 반도체 기술을 이용한 MEMS 기반의 초소형, 초경량, 저전력 관성 센서가 개발 판매 되고 있기 때문에 이를 이용한 소형 항법 장치의 개발 필요성이 증가하고 있다. 본 논문에서는 GPS, 관성센서를 결합하여 소형이면서 안정성과 정확성을 갖는 항법시스템을 개발하는 것을 목표로 하고, 차량실험과 후처리를 통하여 성능분석을 하였다.

## 2. 항법 알고리즘 설계

### 2.1 SDINS 항법 알고리즘

SDINS 항법 알고리즘은 IMU의 자이로스코프와 가속도계 출력값을 이용하여 항체의 위치, 속도 및 자세 등의 항법정보를 계산하는 알고리즘이다. 시스템은 크게 항법 알고리즘을 포함한 항법 소프트웨어와 이를 수행시키는 하드웨어로 나뉘고, 하드웨어는 자이로스코프와 가속도계를 포함한 관성측정장치 (IMU:Inertial Measurement Unit)와 항법 컴퓨터 등으로 구성 된다[1]. SDINS 항법 시스템의 알고리즘을 도시하면 그림 1과 같다.

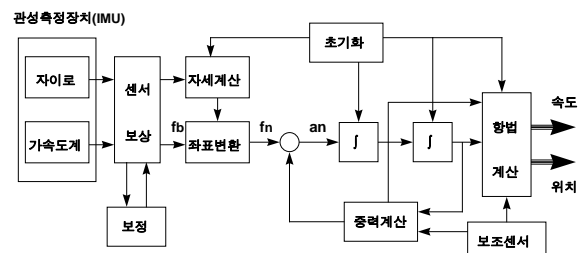


그림 1. SDINS 알고리즘

### 2.2 초기정렬 알고리즘

초기 정렬(Initial alignment)이란 정지상태에서 측정되는 중력가속도와 지구 자전각속도를 이용하여 동체좌표계와 항법좌표계간의 초기자세를 나타내는 좌표변환 행렬이나 quaternion의 초기값을 구하는 과정이다[2]. 항법 시스템 구성 시 초기자세 오차는 항법을 하는 동안 계속 누적되어 오차요인으로 작용하므로 초기정렬에서 정확한 자세를 구하는 것은 매우 중요하다. 초기 정렬 과정은 크게 동체 좌표계의 대략적인 자세를 구하는 초기 개략 정렬(coarse alignment)과 초기 개략 정렬에서 구한 자세의 오차를 추정하여 보정하는 정밀 정렬(fine alignment)이 있다. 초기 개략 정렬은 항체가 정지한 상태에서 가속도계와 자이로 측정치를 이용하여

개루프(open loop) 상태에서 항법좌표계와 동체좌표계 사이의 초기 좌표변환 행렬과 초기 자세각을 구하는 과정으로, 정밀 정렬의 전 단계로 이용된다. 개략정렬 알고리즘은 관성센서 출력을 이용하여 다음 식(1)과 같이 자세각의 롤(roll), 피치(pitch), 요(yaw)각을 구한다.

$$\theta = \tan^{-1}\left(\frac{\sin \theta g}{\cos \theta g}\right) = \tan^{-1}\left(\frac{f_x}{\sqrt{f_y^2 + f_z^2}}\right)$$

$$\phi = \tan^{-1}\left(\frac{-\sin \phi \cos \theta g}{-\cos \phi \cos \theta g}\right) = \tan^{-1}\left(\frac{f_x}{f_z}\right) \quad (1)$$

$$\psi = \tan^{-1}\left(\frac{\sin \psi \omega_N}{\cos \psi \omega_N}\right) = \tan^{-1}\left(\frac{-\omega_2}{\omega_1}\right)$$

### 2.2.1 자세 및 항법 계산 알고리즘

자세 계산 및 항법 계산 알고리즘은 항법 알고리즘의 핵심에 해당하는 부분 중 하나로서, 센서 정규오차 보상 알고리즘을 거친 측정값들을 이용하여 항체의 자세와 속도, 위치를 계산한다. 자세 계산은 주로 quaternion을 이용한 방법과 방향 코사인 행렬(direction cosine matrix)을 이용한 방법이 있다. 문헌에 의하면 quaternion을 이용한 방법이 방향 코사인 행렬(direction cosine matrix)을 이용한 방법보다 더 우수하다고 알려져 있다[3].

SDINS시스템에서는 동체 좌표계에서 측정된 선형 가속도  $f^b$  와 자세계산 컴퓨터에서 계산된 좌표계 변환 행렬  $C_b^n$  을 이용하여 항법 좌표계 상에서의 선형가속도  $f^n$  으로 변환시킨 다음 항법 컴퓨터에서 항법방정식을 계산하여 항체의 위치와 속도를 얻는다. 이 때 속도를 계산하기 위한 항법 계산식은 다음 식(2)와 같은 미분방정식으로 나타난다.

$$\dot{V}^n = C_b^n f^b - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times V^n + g^n \quad (2)$$

$$V^n = [V_N \quad V_E \quad V_D]^T$$

항체의 위치인 위도(L), 경도(l), 고도(h)를 다음 식(3)과 같이 계산하여 얻을 수 있다.

$$L = \int_0^t [V_N / (R_m + h)] d\tau + L(0)$$

$$l = \int_0^t [V_E / (R_l + h) \cos L] d\tau + l(0) \quad (3)$$

$$h = \int_0^t [-V_D] d\tau + h(0)$$

새로운 quaternion은 자이로 출력  $\omega_{ib}^b$  와 항법 좌표계의 관성 좌표계에 대한 각속도  $\omega_m^n$  을 이용하여 아래 식(4)와 같은 quaternion 미분 방정식으로 구한다.

$$\dot{Q} = \frac{1}{2}[\omega_{ib}^b]Q - \frac{1}{2}[\omega_m^n]Q \quad (4)$$

### 2.3 GPS/INS 결합

약결합 방식을 이용한 GPS/INS 통합에서 GPS 수신기의 위치 정보인 위도, 경도, 고도를 측정치로 이용하여 관성항법을 보조한다. 약결합 방식은 강결합 방식에 비하여 필터 차수가 작고 측정 모델이 간단해진다는 장점이 있다[4].

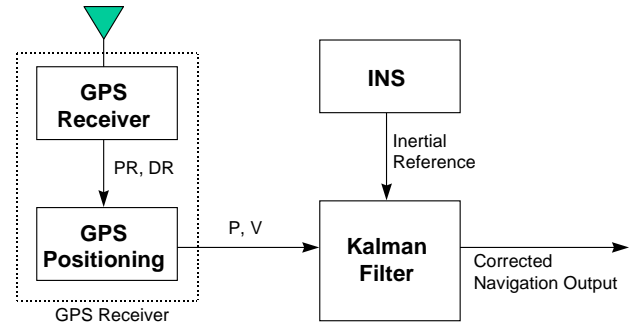


그림 2. 약결합 구성도

GPS/INS 결합 칼만필터를 위한 시스템 오차 모델은 아래 식(5)와 같다.

$$\delta p^n = \delta \dot{v}^n$$

$$\delta v^n = f^n \times \psi^n + C_b^n \delta f^b - 2(\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \delta v^n - (2\delta \omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times v^n - \delta g^n$$

$$\psi^n = -\omega_{in}^n \times \psi^n + \delta \omega_{in}^n - C_b^n \delta \omega_{ib}^b \quad (5)$$

## 3. 하드웨어 구성

개발한 항법 시스템의 하드웨어는 관성항법장치(INS)와 위성항법장치(GPS), 센서들로부터 출력된 측정값들을 이용하여 여러 가지 수치계산을 수행하는 항법컴퓨터로 구성되어 있다. 그리고, 개발한 항법시스템을 시험, 평가하기 위한 기준 시스템으로 Novatel 사의 BDS를 사용하였다.

### 3.1 MEMS IMU

반도체 공정기술을 적용하여 나노미터(nm)급 초소형 3차원 정밀기계 구조물인 마이크로 머시닝과 DNA·단백질 칩 등 생명공학 관련 기술 및 제품 구현을 가능케 하는 마이크로 전자기계시스템(MEMS, Micro Electro Mechanical System)을 이용한 IMU는 구조적으로는 증착과 식각 등의 과정을 반복하는 반도체 미세공정기술을 적용해 저렴한 비용으로 초소형 제품의 대량생산을 가능케 하고, 구동력은 전하간섭에 서로 당기는 힘인 정전기력(Electrostatic Force)과 표면장력 등을 이용해 전류를 발생시켜 전력소비를 크게 낮추는 원리를 이용한다. 기존의 RLG 및 FOG 자이로를 대체할 차세대 IMU로써, 아직 성능은 그에 미치지 못하지만, 추후 대량생산을 통해서 저가와 초소형이라는 강점을 지닌 미래형 IMU이다.

### 3.2 GPS 수신기

GPS는 여러 가지 오차 요인과 신뢰성, 성능지수 등을 고려하여 Trimble 사의 Lassen IQ GPS Module을 선정하였다. 성능 사양은 표 1과 같다[5].

표 1. Lassen IQ 성능 사양

제조사	Trimble	Channel	12 ch
Frequency	L1	Velocity Accuracy	0.06 m/s
Horizontal Accuracy	<5m(50%), <8m(90%)	Altitude Accuracy	<10m(50%), <16m(90%)
PPS Accuracy	±50NS	TTFF Hot Start	10s(50%), 13s(90%)
TTFF Warm Start	38s(50%), 42s(90%)	TTFF Cold Start	50s(50%), 84s(90%)

### 3.3 항법컴퓨터

본 논문에서 사용되는 각종 센서들의 측정값을 받아서 자료 변환 및 연산 수행을 하는 항법 컴퓨터는 ARM9 Core의 32 bit RISC칩을 사용하였다. 센서 정보를 입력 받아 항법정보를

생성하기 위한 항법 알고리즘을 구현하고, 확장 SRAM 및 Flash memory를 이용해서 데이터를 처리한다.

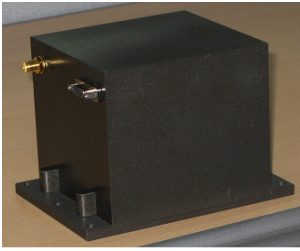


그림 3. 개발 시스템

### 3.4 기준시스템(BDS)

개발한 항법 시스템을 시험, 평가하기 위해 기준장비로 사용한 BDS는 Novatel사에서 RLG 타입의 HG1700 센서를 사용한 제품이다. 표 2는 BDS의 성능 사양을 나타낸다[6].

표 2. BDS 성능 사양

Performance	
Position Accuracy	Stand Alone : 0.5 to 2m RMS
Velocity Accuracy	0.02 m/s
Attitude Accuracy	Pitch:0.013deg, Roll:0.013deg, Azimuth:0.040deg
Acceleration accuracy	0.03m/s <sup>2</sup>
Time Accuracy	20 ns
Time to First Fix(TTFF)	Cold Start : 60s, Warm Start : 50s, Hot Start : 30s

## 4. 항법시스템 성능 분석

개발한 항법시스템의 항법 성능을 시험, 평가하기 위해서 차량 실험을 통한 성능 분석을 하였다.

### 4.1 차량을 이용한 결합항법 성능 분석

GPS/INS 결합 항법 시스템의 성능을 차량실험을 통하여 분석하였다. 시스템을 탑재한 차량은 가산동에서 광명역까지 서부간선도로를 포함하는 왕복 약 24Km 정도의 거리를 가지는 코스를 주행하였고, 주행시간은 약 40분 정도 소요되었다. 초기 600초 동안 개략정렬과 정밀정렬을 포함한 초기정렬을 수행한 후 시험을 수행하였으며, 주행과정중의 항법컴퓨터에 의해서 연산되는 위치, 속도, 자세 등의 정보는 시리얼 데이터 저장 프로그램(Serial Logging Program)을 사용하여 기록하였다. 기준 시스템으로 사용한 BDS는 개발 시스템 바로 옆에 장착하였으며, 차량바닥에 고정할 수 있는 장착용 치구를 사용하여 장착 오차를 최소화 하였다.



그림 4. 기준시스템과 개발 시스템

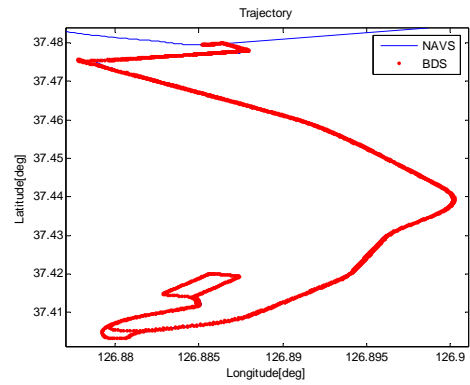


그림 5. 차량실험 전체 궤적.

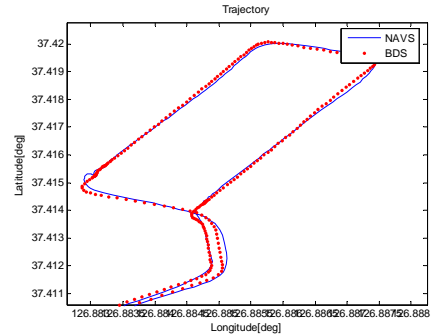


그림 6. 확대한 궤적

차량 시험 결과 그림 5와 같은 궤적을 나타내었고, 전 구간에 대해서 GPS 신호는 양호하였으며, 그림 5에서 NAVS 그래프 중 발산하는 부분은 차량실험 후 지하 2층 주차장에서 오랜 시간 정차한 구간이다. 다음 그림들은 기준 시스템과 개발 시스템과의 속도를 비교한 그래프들이다.

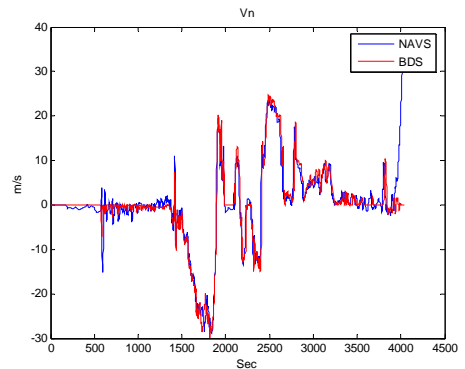


그림 7. North Velocity

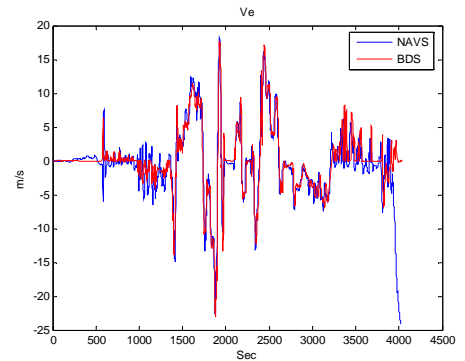


그림 8. East Velocity

다음은 기준 시스템과 개발 시스템과의 자세각 오차를 보여준다.

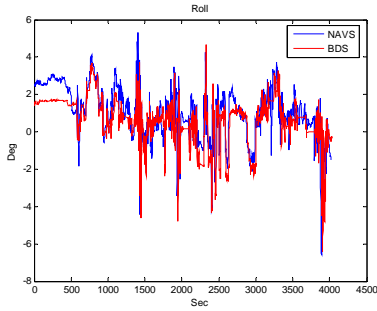


그림 9. Roll

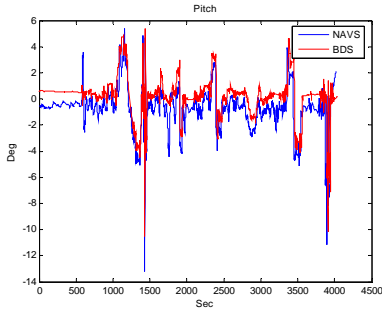


그림 10. Pitch

위의 그림들에서 초기 장착 바이어스 성분 등을 볼 수 있으며, 확대한 결과 두 시스템 사이의 시각동기화가 이루어지지 않는 것을 확인할 수 있었다. 자세각 오차를 구하기 위해서 그림 11과 같이 장착 바이어스 성분과 시각 동기화를 보정하였고, 그 결과 그림 12와 같은 피치각 오차성분을 구할 수 있었다. 개발 시스템의 피치각 평균 오차는 약 0.34도 정도를 나타냈다.

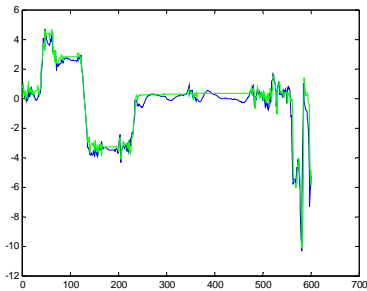


그림 11. 시각동기화 및 장착바이어스 피치각 보정

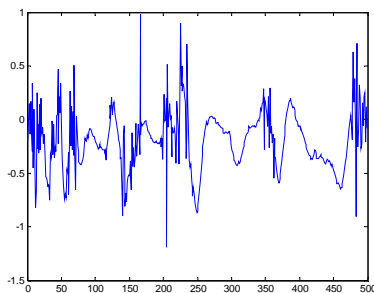


그림 12. 피치각 오차

#### 4.2 차량 실험 후처리 결과

차량실험 데이터를 GPS/INS 결합항법 성능을 분석하기 위해서 후처리를 하였다. 차량실험 출발 후 2950초부터 3010초까지 약 1분간 GPS 신호를 인위적으로 끊었으며, GPS 신호가 양호할 때와 비교하여 오차를 구하였다.

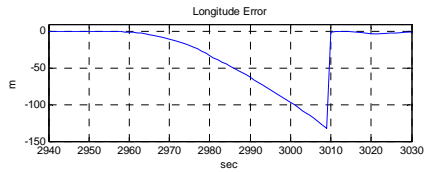
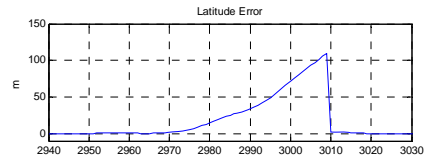


그림 13. GPS 위도, 경도 오차

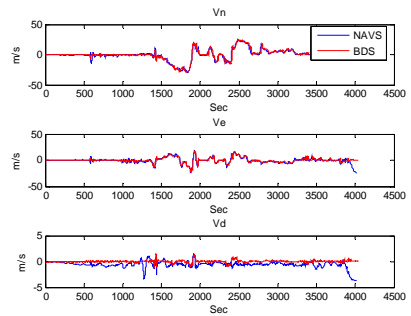


그림 14. 속도 오차

후처리 결과 위치는 1분 동안 약 100m 정도의 오차를 보이고, 속도는 약 5 m/s 정도의 오차 수준을 보였다.

## 6. 결론

본 논문에서는 근접감시용 무인항공기에 적용되는 GPS/INS 결합 항법 시스템을 개발하고, 차량에 탑재하여 성능 분석을 하였다. 무인 항공기에 탑재될 항법 시스템의 특성을 고려하여 작고 가벼운 MEMS 방식의 IMU를 선정하였고, IMU와 항법컴퓨터를 사용하여 스트랩다운(Strapdown) 관성항법 시스템을 구성하였으며 이를 바탕으로 약결합(Loosely-coupled) 방식의 GPS/INS 통합시스템을 구현하였다. 구현한 GPS/INS 항법시스템은 자세각 오차 중 피치각 오차가 0.34도 정도 나타났으며 이로 인해 무인항공기용 항법시스템에 적용이 가능 할 것으로 예상된다. 또한 이를 보완하기 위해 추후 비행시험이 수행될 예정이고, ADM(Air Data Module)과 자력계를 추가하여 개발한 GPS/INS 결합 항법 시스템에 연동시킬 예정이다.

## 참고 문헌

1. 이상중외 3명, 스트랩다운 관성항법시스템 성능평가 시험, 항공우주기술 제 1 권 제 1 호
2. 김종혁, 약결합 방식의 GPS/INS 통합시스템 구현, 석사학위논문, 1999
3. 홍진석, 공분산해석 기법을 이용한 GPS/INS/고도계 결합항법 시스템 성능 분석, 유도무기학술대회, 2003
4. D.H. Titterton and J.L.Weston, Strapdown inertial navigation technology, IEE Radar, Sonar, Navigation and Avionics Series, 1997
5. Trimble, Lassen iQ GPS Module User Manual, 2004
6. Novatel, Black Diamond System(BDS) User Manual, 2001

※ 후기.

본 논문은 산업자원부 지원으로 수행하는 중기거점기술개발사업 '근접감시용 무인항공기 시스템 기술개발사업'의 일환으로 수행되었습니다.