

# MEMS 센서를 이용한 GPS/AHRS 결합 항법 시스템 설계 및 평가

(Design and Testing of integrated MEMS GPS/AHRS navigation system)

홍진석\*, 김성중, 정학영, 이현철\*\*

\*(주)마이크로인피니티, \*\*한국항공우주연구원

## 요 약

무인 항공기는 지상 조종 또는 자동 비행으로 원격제어, 각종 정찰, 수송, 및 공격 등의 다양한 임무를 수행할 수 있는 비행체 및 이를 포함한 시스템을 의미한다. 무인기의 자율 운항을 위해서는 위치, 속도 및 자세 등의 항법 정보를 제공하는 항법 시스템이 반드시 필요하며 크기가 작은 무인기를 위해서는 탑재체의 중량이 적은 항법 시스템이 반드시 필요하다. 최근에는 반도체 MEMS 기술을 이용한 저가형 관성 센서들이 많이 개발 되고 있으며 이를 이용한 소형, 저전력, 고정밀 항법 시스템들이 많이 연구 개발되고 있다. GPS/AHRS 결합 시스템은 자세각, 각속도, 가속도 정보 및 GPS를 이용한 위치, 속도 정보 제공이 가능한 시스템으로 비행체의 자율비행을 위한 정보 제공이 가능한 시스템이다. 본 논문에서는 MEMS 센서를 기반으로한 GPS/AHRS 결합 항법 시스템 설계하고 차량을 이용하여 성능을 평가한 결과를 보여준다.

## 1 서 론

무인항공기는 조종사가 직접 항공기에 탑승하지 않고 관찰, 감시, 촬영, 통신중계 등의 임무를 수행하는 항공기로서 원활한 임무 수행을 위해서는 항공기 스스로 위치, 속도 및 자세 등의 항법 정보를 파악해야 한다. 소형 무인기에 적용 가능한 항법 시스템으로는 GPS가 있다. GPS는 현재 동전크기 만한 수신기가 개발되어 판매 중에 있으며 안테나와 전원만 연결하면 무인기의 위치, 속도 정보를 얻을 수 있기 때문에 간단한 무인기 항법 시스템을 구축할 수 있다. 그러나 GPS는 전파를 이용한 항법 시스템이기 때문에 무인기의 기동 특성에 따라 GPS 안테나가 동체에 가리는 경우에는 항법 정보를 제공할 수 없게 된다. 또한 비행체 제어를 위해서는 빠른 위치, 속도 정보 갱신을 요구하지만 일반적인 GPS는 10Hz 이하의 낮은 속도로 정보를 갱신하기 때문에 비행체 제어에는 적합하지 않다. 또 다른

무인기 항법 시스템으로는 관성항법 시스템이 있다. 관성항법 시스템은 외부 정보에 의존하지 않고 항법 정보를 제공할 수 있으며 빠른 속도의 정보 제공이 가능하기 때문에 비행체 제어에 적합하다. 그러나 소형 저가의 관성 시스템의 경우 시간이 지남에 따라 항법 정보의 정확도가 급격히 떨어진다는 단점이 있다. 따라서 이를 극복하기 위해 서로 상반된 특성을 가지는 GPS와 관성항법 시스템을 결합한 항법 시스템 개발이 활발히 이뤄지고 있다. 최근에는 반도체 기술의 발달로, 성능이 좋은 MEMS 기반의 초소형, 초경량, 저전력 관성 센서가 개발 판매 되고 있기 때문에 이를 이용한 소형 항법 장치의 개발 필요성이 증가하고 있다. 본 논문에서는 MEMS 센서 기술을 이용한 GPS/AHRS (Attitude Heading Reference System) 소형 항법 시스템 설계 및 차량을 이용한 성능평가 결과를 보인다.

## 2. 소형 항법 시스템 설계

## 2.1. 시스템 설계

GPS/AHRS 시스템은 위성항법과 관성항법의 결합된 시스템으로 그림1과 같이 구성된다. GPS/AHRS 시스템은 관성센서 데이터를 이용한 자세 출력을 기본으로 하며 GPS를 이용한 기수 각 정렬 동작 및 위치, 속도 정보를 출력을 한다.

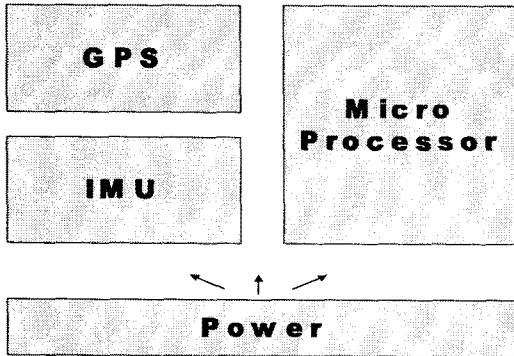


그림1. GPS/AHRS 구성도

GPS/AHRS 시스템은 소형 항공기의 제어를 위하여 많이 사용되고 있다. GPS 정보를 이용하여 위치 및 속도 정보를 계산하고, IMU (Inertial Measurement Unit)를 이용하여 회전 각속도와 선형 가속도를 출력하며 자세를 계산한다. GPS/AHRS 결합방식은 약결합, 강결합 또는 초강결합 방식으로 분류될 수 있다. 본 연구에서는 소형 GPS수신기와 MEMS (Micro-Electro-Mechanical System) 형식의 관성센서를 항법 영역에서 결합하는 약결합 방식을 이용하여 시스템을 설계 하였다.

## 2.2. MEMS 관성센서

본 연구에 사용된 항법시스템은 소형 항공기 용으로 제작되었기 때문에, 초소형·저전력 소모 항법시스템을 구성하기 위하여 MEMS 관성센서를 사용하였다. MEMS센서는 반도체 제조 기술을 응용하여 제작되었기 때문에 초소형·저전력 소모 시스템으로 제작이 가능하다. 특히, 기존의 항법시스템 제작에 많이 사용되던 RLG, FOG 또는 DTG에 비해 소형이며, 저가·저전력 시스템 제작이 가능하기 때문에 많은 연구가 진행되고 있으며, 이를 이용한 제품들이 출시·판매되

고 있다. 그러나 아직까지는 성능 면에서 정밀도와 정확도가 기존의 광학식 및 기계식 관성 센서를 사용한 시스템보다 떨어지므로 특별한 개선사항이 필요하다. 관성항법을 이용한 AHRS 시스템을 구성하는데 있어서 편향오차 편류성분과 환산계수 오차는 성능에 가장 큰 오차 요인으로 나타나며 불안정한 자세결과를 나타낸다. 따라서 불안정한 요인이 되는 비정규 오차를 보상해주는 알고리즘을 시스템 동작과정에서 적용하고 센서 제작과정에서는 초기 정규 오차를 보정하는 알고리즘을 적용하였다[3,4]. 표1과 표2에 사용 관성 센서의 사양을 나타내었다.

표1. 자이로스코프 성능

Parameter	Value	Parameter	Value
Bandwidth	40Hz	Operating voltage	5 V (±5%)
In-run drift	0.03 deg/sec	Temperature Range	-40°C~85°C
Nonlinearity	0.1 %	Noise Level	0.2 deg/sec/√Hz
Dynamic range	±300 deg/sec	Scale factor error	5%

표2. 가속도센서 성능

Parameter	Value	Parameter	Value
Bandwidth	16Hz	Operating voltage	2.7 V~5.25 V
In-run drift	0.4 mg/°C	Temperature Range	-40°C~105°C
Nonlinearity	0.5 %	Noise Level	0.2mg/√Hz
Dynamic range	±2g	Scale factor error	5%

## 2.3. 시스템구조

본 연구에서 사용된 관성센서는 세 개의 자이로스코프와 세 개의 가속도센서로 구성되었는데, 이는 각각 세 개의 축에 직각으로 배치되어, 6DOF (Degree Of Freedom) 시스템 구성하였다. 센서 측정 시스템을 구성한 후에는 운동판을 이용하여 시스템 제작 과정에서의 정규오차를 보상하였다. 그림 2는 시스템의 간단한 형상을 보여주고 있다.

센서신호를 처리하는 필터는 잡음을 최소화하고 저역 통과 필터를 통하여 진동성분을 억제하는 효과가 있다. 필터의 대역폭은 시스템의 동적 입력범위, 관성센서의 대역폭, 그리고 앨리어싱 효과를 고려하여 결정하였다. 온도센서의 신호를 포함한 아날로그신호는 24-비트 델타-시그마 A/D변환기를 이용하여 디지털 신호로 바꾼다. 고기동 항체에 사용하기 위해서 보다 빠른 샘플 타이밍이 필요하다. 센서신호의 에러 보정 알고리즘과 자세계산 알고리즘은 32-비트 RISC 프로세서에서 수행된다.

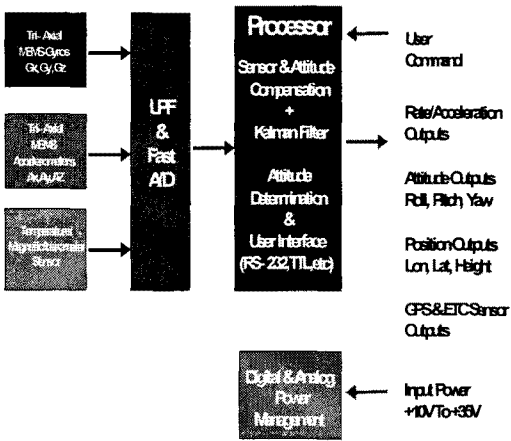


그림2. ARS의 간단한 구조도

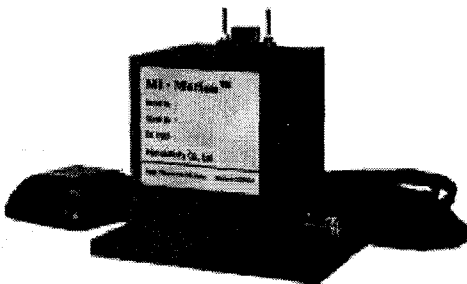


그림3. 제작된 GPS/AHRS 시스템

제안된 시스템은 자세, 선형가속도성분, 각속도성분, 위치, 속도 와 UTC 시간을 포함한 항법

정보를 제공하고, 신호상태처리 모듈, 전원 관리 모듈, 사용자 인터페이스 모듈을 내부에 포함한다. 기본적으로, 아날로그 전원은 노이즈의 영향을 피하기 위하여 디지털 전원과 분리를 시켰으며 전체 전원 모듈은 센서에 예상치 못한 잡음 성분을 나타낼 수 있는 온도 효과와 공간 주파수의 영향으로부터 보호하도록 설계가 되었다. 다른 프로세서 또는 비행 컴퓨터와 데이터 통신을 위하여 시리얼 통신을 지원하며 자세와 각·가속도 정보는 4바이트의 실수형식으로 데이터를 제공한다.

### 3. 항법알고리즘

#### 3.1. 자세 계산 알고리즘

자이로 출력을 이용한 자세 계산은 Quaternion 을 이용하여 다음과 같이 계산된다.

$$\dot{Q} = \frac{1}{2} Q * \omega$$

여기서  $Q = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ 는 자세를 나타내는 쿼터니언, \*는 쿼터니언 곱셈,  $\omega$ 는 각속도 입력을 나타낸다. 쿼터니언 값으로부터 좌표변환 행렬과 피치각이 90도가 아닌 경우의 오일러 각을 구하면 다음과 같다.

$$C = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix}$$

$$\phi = \arctan \left\{ \frac{c_{32}}{c_{33}} \right\}$$

$$\theta = \arcsin \{-c_{31}\}$$

$$\psi = \arctan \left\{ \frac{c_{21}}{c_{11}} \right\}$$

가속도계를 이용한 자세는 속도의 변화가 적은 경우 항체에 중력만이 작용한다고 가정할 수 있으므로 롤각과 피치각에 대하여 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\theta_a = \sin^{-1} \left\{ \frac{f_x}{g} \right\}$$

$$\phi_a = \sin^{-1} \left\{ -\frac{f_y}{g \cos \theta} \right\}$$

#### 3.2 결합 항법 알고리즘

결합 항법 알고리즘은 각속도, 가속도 정보와 GPS 정보를 결합하여 자세 정보를 계산한다. 저가의 MEMS 관성센서는 기존의 광학식 또는 기계식 관성센서에 비하여 큰 편류오차를 가지기 때문에 이들 오차를 줄이는 것이 중요하다. 특히 저가의 MEMS 센서의 경우 온도변화에 의하여 편향오차는 큰 영향을 받기 때문에 온도를 측정하여 센서 오차를 보상 하여야 한다. 전체 항법 알고리즘은 2단계 칼만필터를 이용하여 구현되었다.[1,2] 1단계 필터에서는 센서 오차를 보상하고 2단계 필터에서는 자세 오차를 보상한다. 설계된 필터는 오차 성분을 두개의 부분으로 분리하여 계산하기 때문에 실제 시스템에 구현되었을 때 계산상에서의 이점을 가진다. 센서 오차는 온도 성분에 의한 바이어스 변화를 온도에 따른 2차로 모델하였고 랜덤워크 성분은 1차 마코프 형식으로 모델 하였다. 필터의 2단계 부분은 자세 오차와 센서의 나머지 오차 성분을 이용하여 모델 하였다. 그럼에 센서 오차 필터의 구성도를 나타내었다.

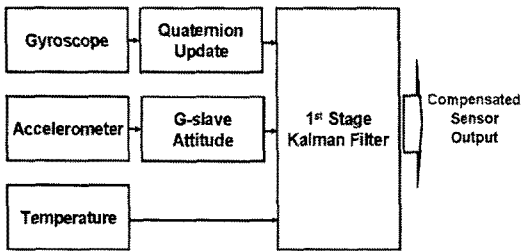


그림4. 센서 오차 추정 필터 구성도

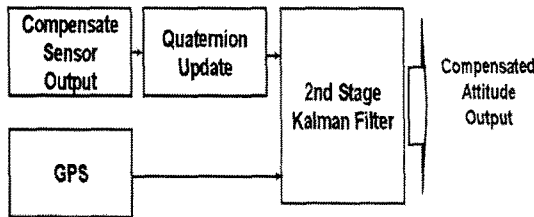


그림5. 자세 오차 추정 필터 구성도

#### IV. 항법시스템 성능 분석실험

##### 4.1 실험 개요

항법시스템의 성능은 분석 실험은 실험실 시험과 필드시험의 두 가지의 형태로 나뉘질 수 있다. 실험실 시험은 필드시험 전에 행해지는 시험으로, 항온항습기를 이용한 온도의 변화에 따른 특성을 분석하고 온도에 따른 정규 오차를 보상하는 성능분석시험, 진동시험기를 이용한 진동성능 분석 및 충격 실험과 자세정확도를 측정하고 환산계수를 결정하기 위한 운동관 시험 등이 대표적이다. 실험실 시험을 마친 후에는 실제 비행환경과 유사한 동적환경을 구성하여 특성을 분석하고 보정하는 필드시험을 한다. 필드시험은 실제 비행시험을 통해 분석을 해야겠지만, 실제로 비행시험을 하기에는 비용과 많은 시간을 필요로 하기 때문에, 본 연구에서는 차량시험으로 동적환경을 대신하여 실험을 하였다.

차량실험을 위하여 차를 실험에 맞게 개조를 하였는데, 개조된 차량에는 무정전전원장치, 데이터저장장치, 모니터링장치, 시스템 장착 치구, 안테나설치대 등을 설치하여 언제, 어디서든지 시험이 가능하게 구성을 했다. 차량시험은 기준이 되는 고급항법 시스템과 시험하고자 하는 시스템을 치구에 장착하고 주행을 하여, 그동안의 데이터를 저장하고, 저장된 데이터의 후처리를 통하여 두 시스템의 성능을 비교 분석하였다. 기준항법 시스템으로는 BDS를 사용하였다. 시험대상 시스템과 기준시스템의 특성은 표3에 나타내었다. 실험을 위해 실험환경 및 시험회로는 그림 5, 그림6 및 그림7과 같이 구성을 하였다.

표3. 사용 시스템의 비교 분석

	BDS	Marion
목적구분	기준항법시스템	실험대상
Grade	GPS/INS	GPS/AHRS
사용센서 (IMU)	HG1700	MI-IMU
	Ring Laser Gyro	MEMS Gyro
	MEMS Acc	MEMS Acc
GPS	OEN4 L1/L2 GPS	소형 GPS 수신기

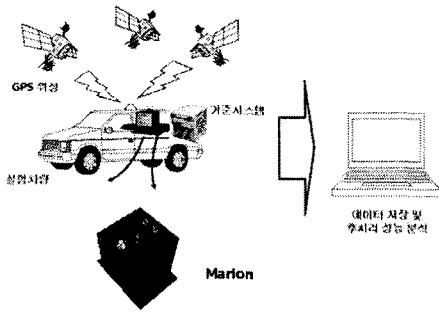


그림6. 차량시험환경 구성도

4.2 실험 결과

실험실 정적 시험 결과는 그림8과 같다. 시험 시간동안 편향오차는 10deg/hr 보다 낮게 유지되었고 전체 시스템에서의 자세각 출력은 발산 없이 유지되는 것을 볼 수 있다.

차량을 이용한 주행 실험 결과는 실험에 사용된 기준 시스템의 출력을 이용하여 그림 12에 나타내었다. 실험은 분당 수시간 고속화 도로에서 수행되었으며 실험동안의 주행궤적과 속도는 그림 10와 그림11에 나타내었다. 그림 13,14,15에 시험 동안의 자세를 기준시스템과 함께 나타내었다. 그림에서 롤, 피치각이 속도 변화가 있는 가속도 구간에서 4도 정도의 오차가 발생하는 것을 알 수 있다. 정지 없이 주행한 500초에서 2000 초 구간에서의 평균 자세 오차는 롤각 1.1도, 피치각 1.1도 그리고 요각 1.2도로 나타났다.

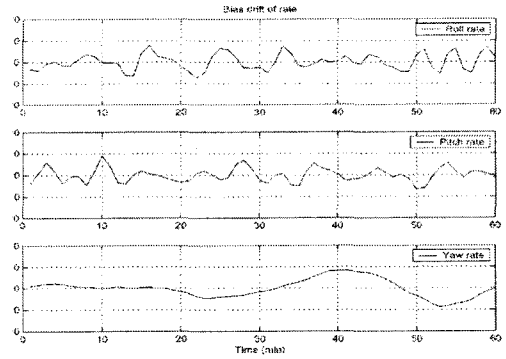


그림8. 실험실 정적 시험 결과 - 편향오차

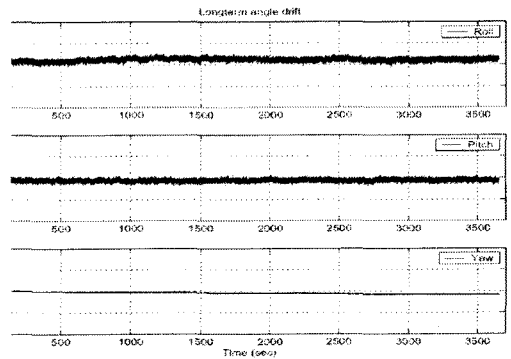


그림9. 실험실 정적 시험 결과 - 자세 오차



그림7. 실험실 시험장비 및 차량시험장비 구성  
 ① 항온항습, 진동 및 라이트테이블시험 장비  
 ② 실험용 차량    ③ 데이터 모니터링 환경  
 ④ 기준 시스템과 실험 시스템

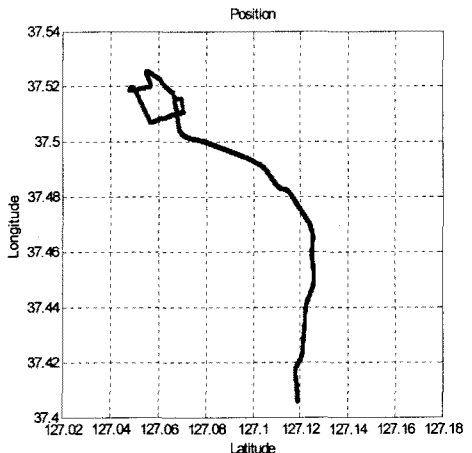


그림10. 차량 시험 주행궤적

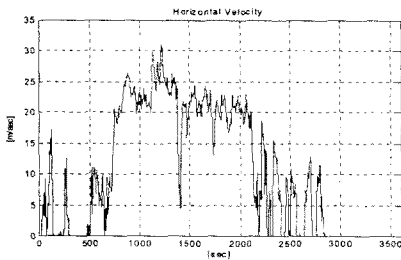


그림11. 주행 시험중 속도

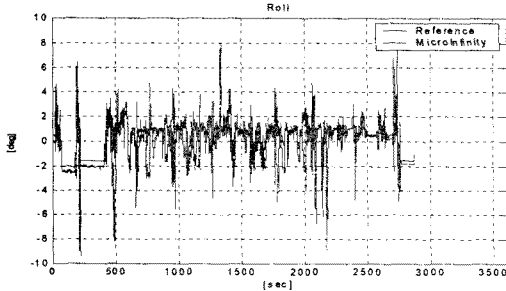


그림12. 롤각 자세출력 비교

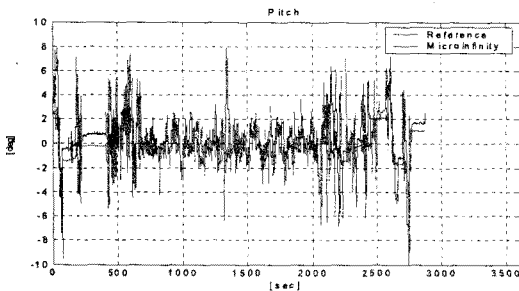


그림13. 피치각 자세출력 비교

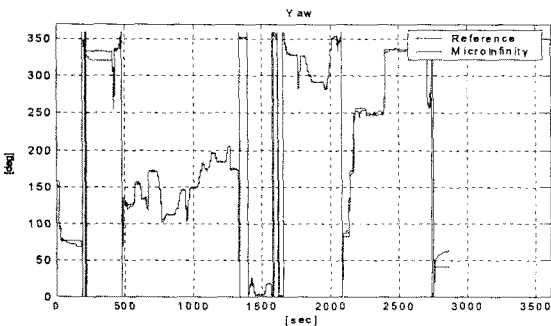


그림14. 요각 자세출력 비교

## 5. 결론

본 논문에서는 소형 저전력 MEMS 관성센서

를 이용한 GPS/AHRS 시스템의 설계 및 시험결과에 관하여 기술하였다. 설계된 시스템은 2단계 칼만필터를 이용하여 센서오차와 자세오차를 보상하였다. 제안된 필터링 기법을 이용하여 필터 차수를 낮게 분산 처리함으로써 실제 시스템에서 계산량 부담을 줄일 수 있었다. 또한 설계된 시스템은 실험실 시험과 차량을 이용한 주행 시험을 통하여 성능을 분석하였으며 비행환경과 유사한 구간에서는 평균 2도 미만의 오차를 나타내었다. 추후 항법알고리즘 개선을 통한 성능 향상과 비행시험을 통한 비행환경에서의 성능 분석이 연구될 예정이다.

## 참고문헌

- [1] F.L. Lewis, Applied Optimal Control and Estimation, Prentice Hall International Editions, 1992.
- [2] R. Prakash, "Properties of a low-frequency approximation balancing method of model reduction," IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 39, no. 5, pp. 1135-1141, May 1994.
- [3] G.M. Siouris, Aerospace Avionics systems, Academic Press, 1993.
- [4] J.W. Song, H. Chung, C.G. Park, J.G. Lee, T. Kang, and K. Park, "Design of a 3DOF Motion Capture System for HMD Using Micro Gyroscopes," ICCAS 2001, Cheju, Korea, 17-21 July 2001.

※ 후기.

본 논문은 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업 (스마트무인기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.