

工學碩士學位 請求論文

MEMS 센서를 이용한 무인항공기용  
자세측정장치의 특성에 대한 연구

A Study on Characteristics of UAV-Grade AHRS  
that Uses MEMS Sensors

2005年 2月

仁荷大學校 大學院

航空工學科

金 容 虎

工學碩士學位 請求論文

MEMS 센서를 이용한 무인항공기용  
자세측정장치의 특성에 대한 연구

A Study on Characteristics of UAV-Grade AHRS  
that Uses MEMS Sensors

2005年 2月

指導教授 崔 基 永

이 論文을 工學碩士學位 論文으로 提出함

仁荷大學校 大學院

航空工學科

金 容 虎

이 論文을 金容虎의 碩士學位 論文으로 認定함

2005年 2月

主審 \_\_\_\_\_ (印)

副審 \_\_\_\_\_ (印)

委員 \_\_\_\_\_ (印)

## 초 록

본 논문에서는 무인항공기의 탑재 제어시스템에서 자세 정보를 제공하기 위해서 MEMS 관성센서와 지자기센서를 이용한 저가형 자세측정장치(AHRS : Attitude & Heading Reference System)를 설계 및 제작하고 개발 시 요구되는 여러 시험 방법 및 탑재 알고리즘에 대한 연구를 수행하였다.

스트랩다운형 자세측정장의 정확성을 증가시키기 위해서는 관성측정장치(IMU : Inertial Measurement Unit)의 오차보정 시험이 필수적으로 이루어져야한다. 기존의 오차 보정 시험에는 정밀한 자세와 일정 각속도를 제공하는 2축 내지 3축의 운동 시험대가 필요하였지만 학교나 중소기업 수준에서 이 고가의 장비를 구입하는 것은 매우 어려운 일이다. 이에 본 논문에서는 이러한 문제를 해결하고자 저가로 제작할 수 있으며 복잡한 구성이 필요 없고 운동의 해석이 용이한 진자운동을 이용하여 관성측정장치의 오차보정 시험을 수행하였다. 그리고 온도 보정시험을 통해서 관성측정장치의 온도 변화에 따른 바이어스 드리프트 현상을 많이 줄일 수 있었다. 또한 기수방향 정보를 제공하기 위한 지자기센서의 오차 보정 방법에 대하여 연구하였다.

이렇게 개발된 관성측정장치를 기반으로 자세계산 알고리즘을 개발하여 자세측정장치를 구성하였다.

# ABSTRACT

This thesis describes the development of low-cost and small size AHRS for UAV. The development of AHRS is consists of three single-axis MEMS gyro, two dual-axis MEMS accelerometer and dual-axis magnetic sensor. It provide attitude and heading information.

The performance of a Strapdown AHRS is largely affected by sensor errors. It is important to calibrate sensor errors in improving performance of Strapdown AHRS. Conventional method of calibrating inertial sensors is using motion tables, which consists of gimbals and high accuracy control systems. Because motion table is expensive, it is very difficult that school or smaller enterprise buys it.

This thesis introduces a pendulum based calibration system that can make low cost. This equipment offers reference value for calibration using motion of pendulum. This reference value are compared with the measurements. Then, the error parameters of individual sensors are identified.

Temperature calibration test achieved to reduce bias drift by temperature change. Also, this thesis presents calibration method developed for a magnetic sensor.

In AHRS prototype, the software developed with C language for attitude calculation and discrete Kalman Filter algorithm.

# 목 차

초록 .....	i
ABSTRACT .....	ii
목차 .....	iii
표 목차 .....	v
그림 목차 .....	vi
제 1 장 서론 .....	1
제 2 장 자세측정장치의 개발 .....	4
2.1 상용 제품 비교 및 성능 요구사항 결정 .....	4
2.1.1 상용제품 비교 .....	5
2.1.2 성능 요구사항 결정 .....	7
2.2 사용된 센서 .....	7
2.2.1 자이로 .....	7
2.2.2 가속도계 .....	9
2.2.3 지자기 센서 .....	10
2.3 하드웨어의 구성 .....	11
2.4 소프트웨어의 구성 .....	13
제 3 장 자세측정장치의 오차 보정시험 .....	17
3.1 진자운동을 이용한 오차 보정시험 .....	17
3.1.1 진자운동을 이용한 보정시험 장치 .....	17
3.1.2 관성센서의 오차 모델 .....	19
3.1.3 오차 보정시험 .....	21
3.1.4 오차 보정시험 결과 .....	23

3.2 온도변화에 따른 바이어스 보정시험 .....	26
3.2.1 온도 보정시험 방법 .....	26
3.2.2 온도 보정시험 결과 .....	28
3.3 지자기 센서 시험 .....	32
3.3.1 지구자기장 .....	32
3.3.2 지자기 센서 오차 요인 .....	33
3.3.3 지자기 센서 오차 보정 .....	35
 제 4 장 자세측정장치 알고리즘 .....	39
4.1 좌표계 정의 .....	39
4.1.1 동체좌표계 .....	39
4.1.2 지구 표면 NED 좌표계 .....	39
4.1.3 지구중심 관성좌표계 .....	40
4.1.4 지구중심고정 관성좌표계 .....	40
4.2 초기 정렬 .....	41
4.3 자세 계산 .....	44
4.3.1 오일러각을 이용한 좌표변환 .....	45
4.3.2 방향코사인행렬을 이용한 자세 계산 .....	45
4.3.3 오일러각을 이용한 자세 계산 .....	46
4.3.4 쿼터니언을 이용한 자세 계산 .....	47
4.4 자세 계산 알고리즘 .....	50
4.5 이산형 칼만 필터 .....	53
4.5.1 시스템 모델 .....	54
4.5.2 칼만 필터 계산 과정 .....	56
4.6 자세 계산 알고리즘 검증 .....	58
 제 5 장 결론 .....	64
 참고문헌 .....	66

## 표 목차

표 2-1. 상용 제품의 비교 .....	6
표 2-2. 성능 요구사항 .....	7
표 2-3. 유사한 사양을 갖는 자이로의 비교 .....	8
표 2-4. 유사한 사양을 갖는 가속도계의 비교 .....	9
표 2-5. 유사한 사양을 갖는 지자기 센서의 비교 .....	10
표 2-6. 양방향 버퍼를 이용한 데이터 흐름의 관계 .....	16
표 3-1. 오차 보정시험 초기정렬 위치 .....	21
표 3-2. 추정된 오차계수 (S/N : AHRSV3C-01) .....	24
표 3-3. 추정된 온도 보정 계수 (S/N : AHRSV3C-01) .....	29
표 4-1. 지구중심 관성 좌표계 .....	40
표 4-2. 지구중심고정 관성 좌표계 .....	41
표 4-3. 좌표변환 방법의 비교 .....	49



## 그림 목차

그림 1-1. 스트랩다운형 관성항법시스템의 블록선도 .....	2
그림 1-2. 센서의 정확도에 따른 항법시스템의 구분 .....	3
그림 2-1. 자이로 성능에 따른 관성항법시스템의 적용 .....	5
그림 2-2. Crossbow 사의 AHRS (해외) .....	6
그림 2-3. Micro-inf 사의 AHRS (국내) .....	6
그림 2-4. ADXRS150 자이로 .....	8
그림 2-5. ADXRS150 자이로 동작 회로 .....	8
그림 2-6. ADXL210 가속도계 .....	9
그림 2-7. ADXL210 동작 회로 .....	9
그림 2-8. HMC1052 내부 구조 .....	10
그림 2-9. HMC1052 지자기 센서 .....	10
그림 2-10. 관성측정장치(IMU) 구성도 .....	11
그림 2-11. 자세측정장치(AHRS) 구성도 .....	12
그림 2-12. 센서의 배치, 정렬 상태 및 크기 .....	12
그림 2-13. IMU 모듈 .....	13
그림 2-14. 항법 프로세서 모듈 .....	13
그림 2-15. 데이터 획득을 위한 8051 순서도 .....	14
그림 2-16. 자세 계산을 위한 DPS 순서도 .....	15
그림 2-17. 데이터 공유를 위한 양방향 버퍼 .....	16
그림 3-1. 진자운동을 이용한 보정장치 .....	18
그림 3-2. 진자운동을 이용한 보정장치의 시스템 구성도 .....	19
그림 3-3. 참값 추정 알고리즘 .....	22
그림 3-4. 시험 위치 1에서의 결과 .....	25
그림 3-5. 시험 위치 2에서의 결과 .....	25
그림 3-6. 시험 위치 3에서의 결과 .....	26
그림 3-7. 온도 챔버 .....	27

그림 3-8. 온도 변화 과정 .....	27
그림 3-9. 온도 입력에 따른 자이로의 출력 .....	28
그림 3-10. 온도 입력에 따른 가속도계의 출력 .....	29
그림 3-11. 온도 보정 전의 자이로의 출력 .....	30
그림 3-12. 온도 보정 후의 자이로의 출력 .....	30
그림 3-13. 온도 보정 전의 가속도계의 출력 .....	31
그림 3-14. 온도 보정 후의 가속도계의 출력 .....	31
그림 3-15. 지구자기장 .....	32
그림 3-16. 지구자기장 벡터 성분 .....	33
그림 3-17. Hard Iron과 Soft Iron .....	34
그림 3-18. 지구자기장 세기의 보정 결과 .....	37
그림 3-19. Swinging 과정 .....	38
그림 4-1. NED 좌표계 .....	40
그림 4-2. 동체좌표계 및 오일러각 .....	44
그림 4-3. 쿼터니언 표현법 .....	48
그림 4-4. AHRS 칼만 필터 블록선도 .....	53
그림 4-5. 이산형 칼만 필터 변수 .....	54
그림 4-6. 칼만 필터 흐름도 .....	56
그림 4-7. 정적 상태에서 계산된 자세 .....	59
그림 4-8. 자세 계산 알고리즘 검증을 위한 진자의 이용 .....	60
그림 4-9. 자이로 출력값 .....	60
그림 4-10. 가속도계 출력값 .....	61
그림 4-11. 진자 운동에 의한 롤각 .....	62
그림 4-12. 진자 운동에 의한 롤각의 오차 .....	62
그림 4-13. 진자 운동에 의한 피치각 .....	63
그림 4-14. 진자 운동에 의한 요각 .....	63

## 제 1 장 서론

관성항법시스템은 1950년대 초반에 미국 MIT에서 개발되었으며 1960년대에 이르러 실용화된 장치로, 비행체에 탑재된 센서를 이용하여 각속도 및 가속도의 관성량을 측정하여 자신의 위치 및 자세, 속도를 매우 정확하게 제공하는 장치이다.

외부의 도움 없이 항체의 자세, 속도 및 위치 정보를 제공하는 관성항법 시스템은 자이로와 가속도계 등의 관성센서를 기계적 안정대(mechanical platform) 위에 장착하는 김블형 관성항법시스템(Gimbaled INS - GINS)과 관성센서를 이동체에 직접 부착하여 해석적으로 항법정보를 제공하는 스트랩다운형 관성항법시스템(Strapdown INS - SDINS)으로 나뉜다[1,2,3].

김블형 관성항법시스템은 고가이나 매우 정밀한 항법시스템을 구축할 수 있어서 1960년대와 1970년대 우주 시대의 개막과 더불어 현재까지 사용되며 우주 발사체나 대륙 간 탄도 미사일 등 장시간 동안 매우 정확한 항법 정보를 요구하는 시스템에 주로 사용되고 있다.

기존의 INS에 사용되는 기계적인 자이로와 김블형 시스템은 제작과 유지가 어려운 장치로써 디지털 회로에 비하여 유연성이 떨어지는 아날로그 회로를 많이 포함하고 있다. 따라서 전자기술을 사용하여 기계적인 시스템을 대신할 수 있는 방법에 흥미를 가지게 되었다. 정확성을 유지하면서 넓은 사용범위를 지닌 동조자이로(Dynamical Tuned Gyro - DTG)나 링 레이저 자이로(Ring Laser Gyro - RLG)나 광자이로(Fiber Optic Gyro - FOG)와 같은 스트랩다운 자이로의 개발은 강력한 소형 컴퓨터와 함께 비교적 적은 비용으로 신뢰성이 우수한 소형의 스트랩다운형 관성항법시스템을 시장에 내놓게 되었다. 스트랩다운형 관성항법 시스템은 김블과 같은 기계적인 장치가 없기 때문에 구조적으로 간단하고, 전력소모가 적으며 중첩시스템 설계 및 유지 보수가 용이하다는 것 이외에 많은 장점을

가지고 있기 때문에 1970년대 이후에 많은 응용분야에서 사용되고 있다. 최근에는 전자부품의 초소형화에 기반을 둔 MEMS 기술의 발전으로 MEMS 관성센서를 사용한 관성항법시스템이 주목을 받고 있다[3,4].

스트랩다운형 관성항법시스템은 동체에 직접 부착된 자이로와 가속도계의 출력을 이용하여 기준좌표계에 대한 항체의 상대적인 위치, 속도 및 자세를 항법컴퓨터로 계산하는 알고리즘이 연구되어 왔다[5,6,7,8]. 스트랩다운형 관성항법시스템은 특성상 해결해야 할 많은 공학적인 문제들을 발생시킨다. 자이로나 가속도계와 같은 센서 보상(IMU Calibration) 방법에 대한 문제와 항법 모드 진입 전에 항체의 초기자세를 결정하는 초기정렬이나 항법모드 중에 발생하는 항법오차를 가속도계와 자이로 이외의 보조센서를 사용하여 보정하는 운항중 정렬(in-flight alignment) 문제가 중요하며 이를 해결하기 위한 연구가 활발히 진행되고 있다[9,10]. 또한 스트랩다운의 신뢰성을 높이기 위한 자이로나 가속도계의 고장검출 및 최적 배치 문제도 해결해야 할 중요한 문제로 부각되고 있다. 그림 1-1은 스트랩다운형 관성항법시스템의 블록선도를 나타낸다.

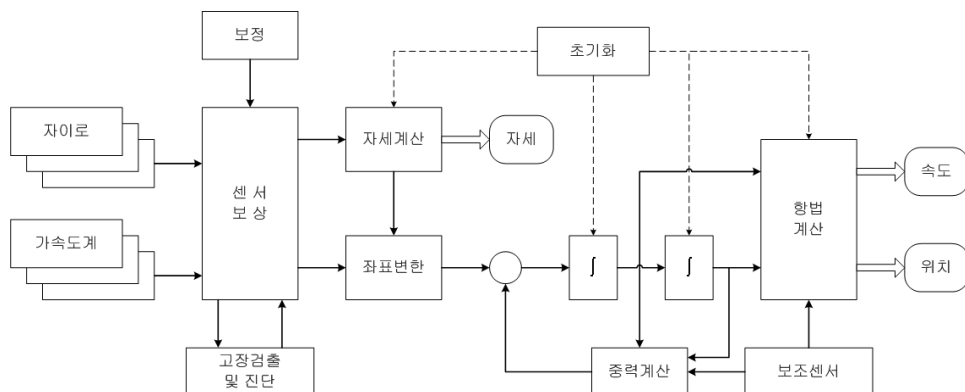


그림 1-1. 스트랩다운형 관성항법시스템의 블록선도

관성항법시스템이 사용되는 응용분야에 따라 요구되는 관성항법센서의 정확도가 결정되며, 관성항법센서의 성능은 바이어스라는 계수를 통해 일반적으로 판단된다. 즉, 일정시간 동안 변화하는 신호의 특성을 의미하는데

바이어스가 크면 클수록 그림 1-1에서 적분하는 계산 과정을 거치면서 시간에 따라 누적되는 오차를 발생시키게 된다.

보통 항법시스템은 사용되는 센서의 정확도에 따라 그림 1-2와 같이 구분할 수 있다. 최근 반도체 제작 기술의 발전으로 인하여 이 기술을 응용하는 MEMS 기술을 이용한 항법장치의 연구가 활발하게 이루어지며 그 결과로써 1°/hr의 부유오차를 갖는 자이로가 개발되고 있다[3]. 하지만 이 정도의 정확도로는 장시간의 운용범위를 갖는 관성항법시스템에서 사용하기에는 어려움이 있으며, MEMS 자이로와 같은 저가형 센서는 관측정장치(IMU) 또는 자세측정장치(AHRS)를 구성하기 위해서 사용된다.

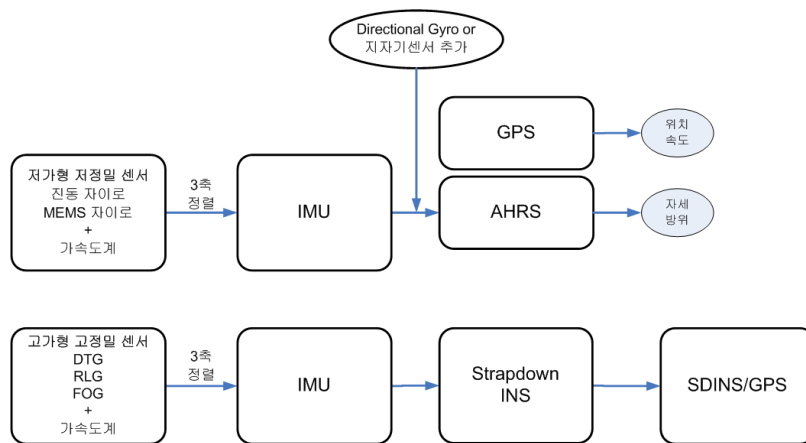


그림 1-2. 센서의 정확도에 따른 항법시스템의 구분

본 논문에서는 무인항공기 탑재 제어 시스템의 일부분으로서 중요한 역할을 수행하는 항법시스템을 구성하며 항공기의 자세 및 방위의 정보를 제공하는 자세측정장치의 개발에 대하여 연구한다. 항체의 각속도와 가속도를 측정하는 자이로와 가속도계 등 관성센서와 항법 컴퓨터 그리고 인터페이스를 갖는 자세측정장치를 개발하고 개발과정 중에 발생하는 오차를 줄이기 위한 오차 보정 방법과 임베디드 소프트웨어를 구성하기 위한 자세 계산 및 방위 계산 알고리즘에 대한 연구를 수행한다. 또한 개발된 오차보정 및 자세측정 알고리즘 검증하는 시험을 수행하여 자세측정장치의 성능을 분석한다.

## 제 2 장 자세측정장치의 개발

무인항공기 탑재 제어시스템에서 중요한 부분을 차지하는 항법시스템을 이루기 위한 하드웨어적인 개발 과정으로서 자세측정장치의 개발에 대하여 설명한다. 본 장에서는 먼저 일반적으로 많이 사용되고 있는 상용 제품들의 성능을 비교하여 유사한 수준의 자세측정장치를 개발하기 위한 성능 요구사항을 결정하고, 이를 통하여 제작을 위해 시스템을 설계하고 구성하는 과정에 대하여 설명한다.

### 2.1 상용 제품 비교 및 성능 요구사항 결정

일반적인 상용 관성항법시스템의 성능은 사용되는 자이로와 가속도계에 의하여 결정된다. 이중에 더 큰 비중을 차지하는 센서가 바로 자이로인데 그림 2-1은 자이로의 환산계수 정확도 및 바이어스 정확도에 따른 관성항법시스템의 적용분야를 나타낸다. 정확도가 증가함에 따라 사용되는 시스템의 성능 및 가격이 증가하는 것을 볼 수 있다[2]. 하지만 성능을 증가시키기 위해 더 정확한 센서의 사용은 비용 및 시스템의 무게를 증가시키게 된다. 소형 무인항공기는 탑재 중량과 부피의 제한으로 인하여 무게와 부피가 큰 시스템의 장착이 불가능하다. 이에 MEMS 관성센서를 이용하면 저가로 무게와 부피가 작은 시스템을 구성할 수 있다. 이 MEMS 관성센서의 성능에 따른 관성항법시스템의 성능은 그림 2-1에서의 AHRS(Attitude & Heading Reference System)의 수준이다. 이에 현재 국내외적으로 흔히 사용되고 있는 AHRS의 성능에 대하여 조사하여 성능 요구사항을 결정하고 이와 유사한 성능을 갖는 시스템을 설계하도록 한다.

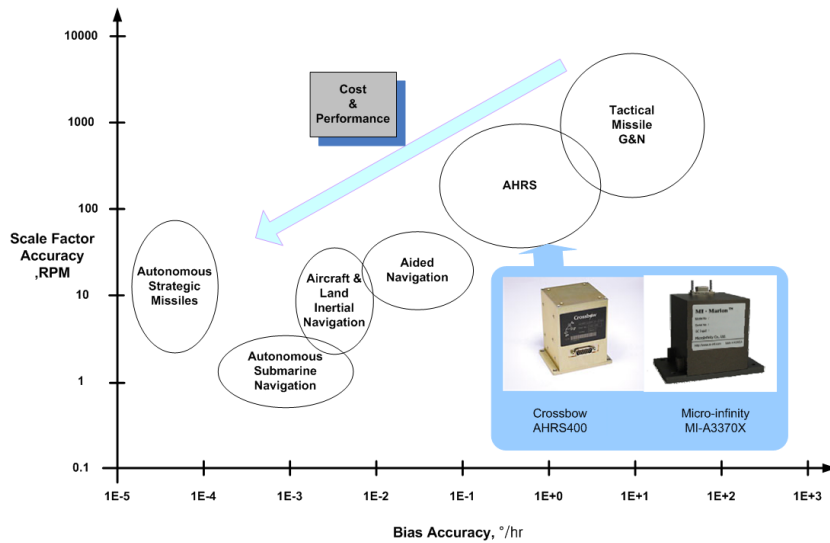


그림 2-1. 자이로 성능에 따른 관성항법시스템의 적용

### 2.1.1 상용 제품 비교

MEMS 관성센서를 사용한 상용 제품으로서 해외와 국내의 제품을 비교하였다. 해외의 제품으로는 Crossbow사의 AHRS인 AHRS400CC 모델을 선정하였고 국내의 제품으로는 (주)마이크로인피니티의 MI-A3370X 모델을 선정하였다. 이 두 모델의 사양을 비교하여 성능 요구사항을 결정하는데 필요한 자료로 사용하였다. 표 2-1은 두 상용 제품의 사양을 나타내며 그림 2-2는 Crossbow사의 AHRS의 외형을 그림 2-3은 (주)마이크로인피니티의 MI-A3370X의 외형을 보여준다.

표 2-1. 상용 제품의 비교

Specifications		AHRS400CC-200	MI-A3370X
Electrical	Input Voltage(V)	9~30	10~35
	Input Current(mA)	<300	300 at 12V
	Power Consumption(W)	<4	<3
	Output Format	RS-232, Analog	RS-232, Analog
Environment	Operating Temp.(℃)	-40~71	-40~80
	Storage Temperature(℃)	-55~85	-40~100
	Non-Operating Shock(g)	1000	500
Performance	Data Rate(Hz)	>60	>100
	Start-up Time(sec)	<1	<10
	Angular Rate	Range(°/sec)	±200
		Bias(°/sec)	±0.05
		Scale Factor Accuracy(%)	<1
		Resolution(°/sec)	<0.05
		Bandwidth(Hz)	>25
	Acceleration	Range(g)	±10
		Bias(mg)	<±8.5
		Scale Factor Accuracy(%)	<1
		Resolution(mg)	<1.25 (rms)
		Bandwidth(Hz)	>10
	Attitude	Range: Roll, Pitch(°)	±180, ±90
		Static Accuracy(°)	<±1
		Dynamic Accuracy(°)	±2.5
		Resolution(°)	<0.1 (rms)
			0.05
Physical	Size(mm)	76.2×97.3×104.2	55×54×65
	Weight(g)	<770	<350
	Connection	15pin D-Sub	Micro-DSUB 15 pin



그림 2-2. Crossbow 사의  
AHRS (해외)



그림 2-3. Micro-inf 사의 AHRS (국내)



### 2.1.2 성능요구사항 결정

낮은 가격, 적은 전력 소모 및 소형화를 이루기 위해서 일반적으로 상용화되고 있는 자세측정장치를 모델로 하여 성능 요구 사항을 결정하였다. 결정된 성능 요구사항을 정리하면 표 2-2와 같다.

표 2-2. 성능 요구사항

Electrical	Input Voltage(V)	9~12
	Input Current(mA)	<500
	Output Format	RS-485
Environment	Operating Temperature(℃)	-40~85
Performance	Data Rate(Hz)	>100
	Angular Rate Range(°/sec)	±150
	Acceleration Range(g)	±10
Physical	Weight(g)	<500
	Connection	15pin D-Sub

## 2.2 사용된 센서

자세측정장치를 이루는 가장 중요한 부품인 관성센서에 대하여 알아보고 결정된 성능 요구사항을 만족시키기 위하여 적절한 부품을 채택하였다.

### 2.2.1 자이로

3축의 회전 각속도를 측정하기 위하여 Analog Device사의 MEMS 자이로인 ADXRS150을 각축에 사용하였다. 이 자이로는 MEMS 기술을 이용하여 초소형이며 온도의 변화에 따른 바이어스 드리프트가 적으며, 센서 자체에서 온도 출력을 제공하므로 온도에 대한 보정이 용이하고 자가 진단(Self-test) 기능을 제공하여 자체적으로 고장 진단을 수행할 수 있는

장점을 갖는다[11].

표 2-3은 ADXRS150의 사양을 다른 유사 제품과 비교할 수 있게 나타낸 표이다. 또한 ADXRS150의 외형은 그림 2-4와 같으며, 그림 2-5는 자이로 동작을 위한 회로를 나타낸다.

표 2-3. 유사한 사양을 갖는 자이로의 비교

제작사 / 제품	방식	동작전압 (V)	오프셋전압 (V)	출력 범위 (deg/s)	환산계수 (mV/°/s)	소비전류 (mA)	온도범위 (℃)	크기 (mm×mm×mm)
ADI / ADXRS150	MEMS	+5	+2.5	±150	12.5	8	-40~85	7×7×3
Kionix / KGF01	MEMS	+5	+2.5	±75/250	26.7	25	-40~125	15×10×3
Murata / ENC03M	Piezo	+2.7~5.25	+1.35	±300	-	-	-5~75	12.2×7×2.6

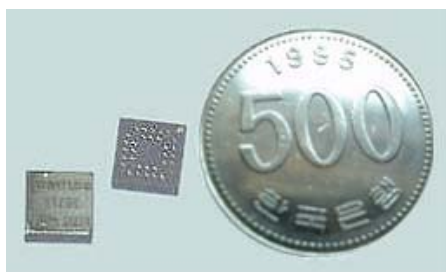


그림 2-4. ADXRS150 자이로

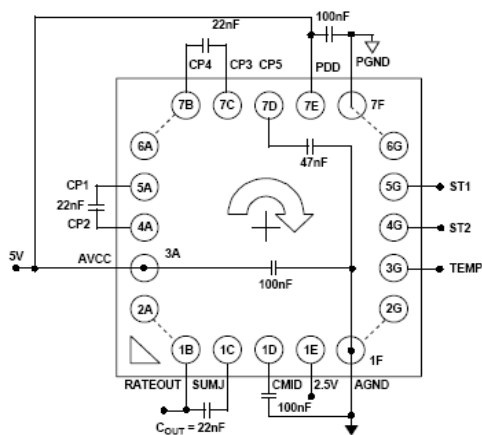


그림 2-5. ADXRS150 자이로 동작 회로

## 2.2.2 가속도계

가속도계는  $\pm 2g$ 의 가속도의 측정이 가능한 ADXL202와  $\pm 10g$ 의 가속도의 측정이 가능한 ADXL210을 사용하여 가속도의 측정 범위를 선택적으로 할 수 있게 하였다.

표 2-4는 ADXL210의 사양을 다른 유사 제품과 비교할 수 있게 나타낸 표이다. ADXL210의 외형은 그림 2-6과 같으며, 그림 2-7은 가속도계의 동작을 위한 회로를 나타낸다[12].

표 2-4. 유사한 사양을 갖는 가속도계의 비교

제조사 / 제품	방식 / 축	동작전압 (V)	출력 범위 (g)	환산계수	소비전류 (mA)	온도범위 (℃)	크기 (mm×mm×mm)
ADI / ADXL210	MEMS / 2축	+3.0~5.25	$\pm 10$	4%/g	1	-40~85	5×5×2
Kionix / KMX52	MEMS / 2축	+2.5~5.5	$\pm 2$	660mV/g	1.8	-40~85	5×5×1.8
MEMSIC / MXD7210	MEMS / 2축	+2.7~5.25	$\pm 10$	4%/g	4.1	-40~105	5×5×2

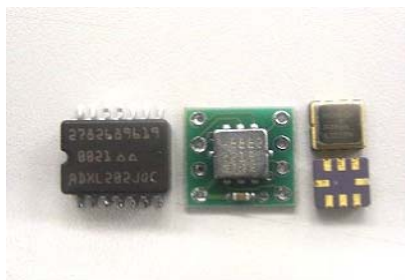


그림 2-6. ADXL210 가속도계

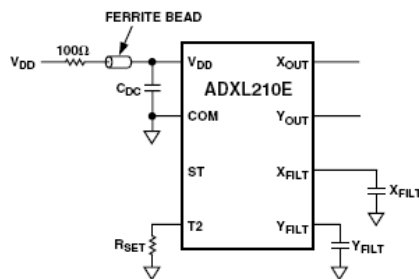


그림 2-7. ADXL210 동작 회로

## 2.2.3 지자기 센서

지자기 센서는  $\pm 6$  gauss의 측정 범위를 갖는 Honeywell 사의 HMC1052 지자기 센서를 사용하였으며, 이 지자기 센서는 그림 2-8과 같이 내부적으로 브리지(bridge) 회로로 구성되어 있으며 브리지 회로를 통하여 미세한 지구 자기장을 측정한다[13].

표 2-5는 HMC1052의 사양을 다른 유사 제품과 비교할 수 있게 나타낸 표이고 외형은 그림 2-9와 같다.

표 2-5. 유사한 사양을 갖는 지자기 센서의 비교

제작사 / 제품	방식	동작전압 (V)	출력 범위 (gauss)	환산계수 (mV/V/g)	소비전류 (mA)	온도범위 (℃)	크기 (mm×mm×mm)
Honeywell / HMC1052	Bridge / 2축	+5	$\pm 6$	1.0	1	-40~85	3×5×1.1
Philips / KMZ52	Bridge / 2축	+5	$\pm 2.5$	0.96	1.8	-40~125	10×6×1.7

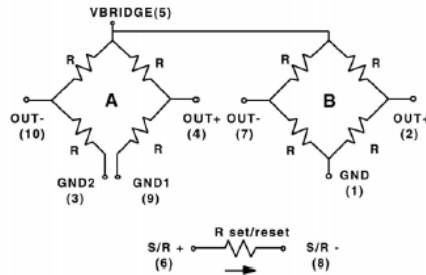


그림 2-8. HMC1052 내부 구조

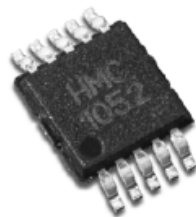


그림 2-9. HMC1052 지자기 센서

## 2.3 하드웨어의 구성

MEMS 자이로는 온도의 변화에 따른 바이어스 드리프트가 심하기 때문에 이를 보완하기 위하여 바이어스 드리프트가 적고 센서 내부에서 온도에 대한 출력을 지원하는 Analog Device사의 MEMS 자이로인 ADXRS150을 사용하였다. 3축 가속도는 2축의 가속도계인 ADXL210 2개를 사용하여 측정한다. 전체적으로 자세측정장치(AHRS)를 이루며 모듈 개념으로 관성측정장치(IMU)를 개별적으로 사용이 가능하도록 하였다. 즉, 관성측정장치만의 기능을 수행할 경우는 그림 2-10의 구성도를 따르며 자세측정장치의 기능을 수행할 경우에는 자세 계산 및 위치 및 속도의 제공을 위한 항법 알고리즘의 계산을 수행하는 항법 프로세서를 추가적으로 장착할 수 있다. 관성항법시스템의 기능을 수행하는 경우의 하드웨어 구성도는 그림 2-11과 같다.

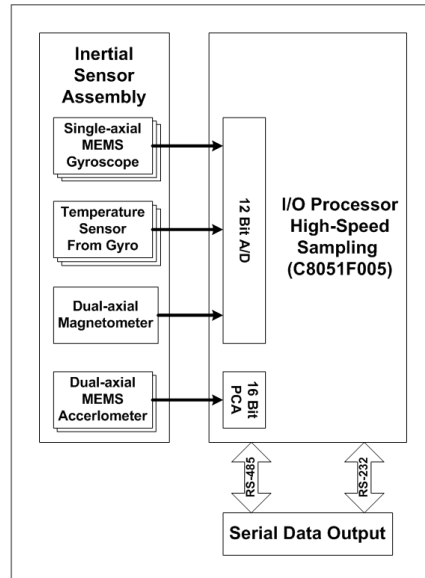


그림 2-10. 관성측정장치(IMU) 구성도

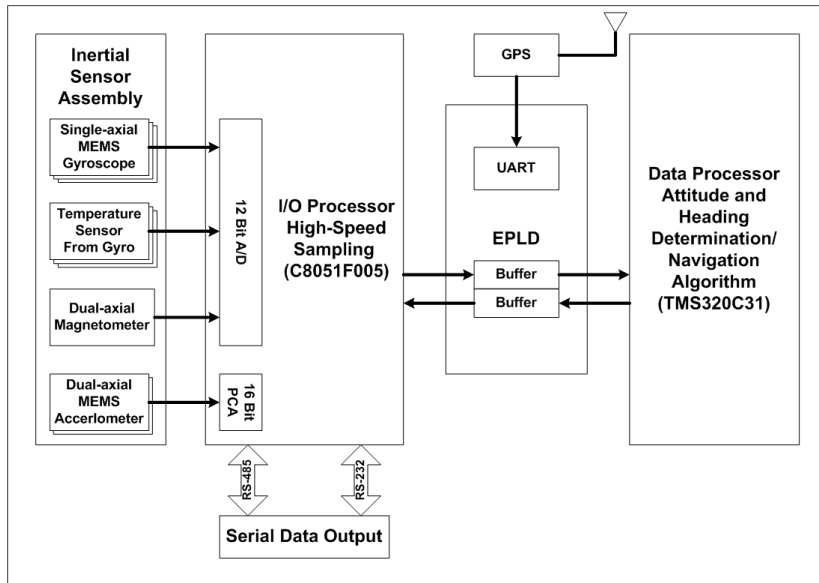


그림 2-11. 자세측정장치(AHRS) 구성도

그림 2-12는 자체측정장치를 이루고 있는 센서의 배치, 정렬 상태 및 크기를 나타낸다. 앞에서도 언급했듯이 3개의 가속도계와 2개의 2축의 가속도계를 사용하여 하드웨어를 구성하였다.

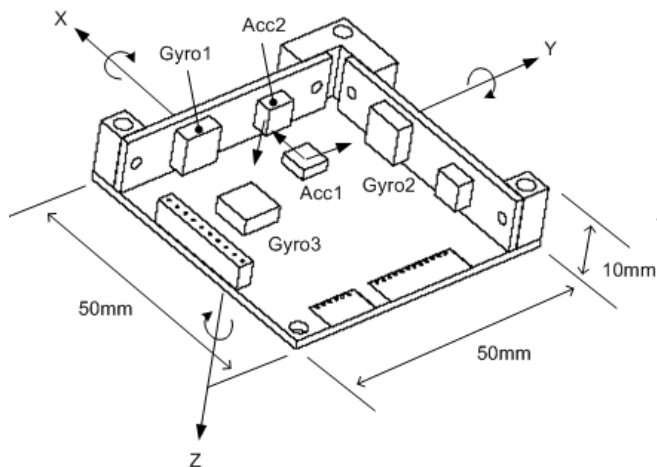


그림 2-12. 센서의 배치, 정렬 상태 및 크기

그림 2-10과 2-11에서 하드웨어 구성도를 이용하여 제작한 자세측정장의 실제 모습을 그림 2-13와 2-14에 나타내었다.



그림 2-13. IMU 모듈



그림 2-14. 항법 프로세서 모듈

## 2.4 소프트웨어의 구성

관성측정장치 모듈과 항법 프로세서 모듈에는 각각의 기능을 담당하는 프로세서를 내장하고 있다. 관성측정장치 모듈에 내장된 마이크로 프로세서인 C8051F005는 3축의 자이로 출력, 자이로의 내부의 온도 출력, 3축의 가속도계의 출력, 2축의 지자기 센서의 출력을 획득하여 간단한 필터, 센서의 보정, 데이터 통신 등의 작업을 담당한다. 그림 2-15는 마이크로 프로세서의 프로그램 순서도를 나타낸다. 항법 프로세서 모듈에 내장된 DSP인 TMS320C31은 관성측정장치 모듈에서 획득된 센서의 출력을 전달 받아 정밀한 필터, 자세 계산 알고리즘, 항법 계산 알고리즘 등의 작업을 수행한다. 자세측정장치(AHRS)로 사용되는 경우 그림 2-16는 항법 프로세서에서의 프로그램 순서도를 나타낸다.

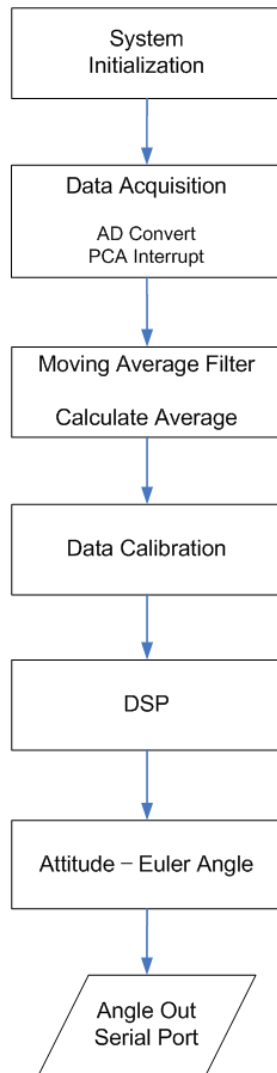


그림 2-15. 데이터 획득을 위한 8051 순서도



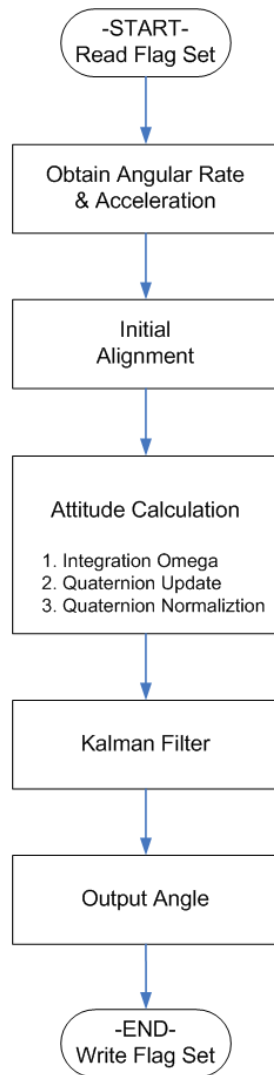


그림 2-16. 자세 계산을 위한 DPS 순서도

또한 위에서 설명한 두 개의 프로세서간의 원활한 데이터 공유를 위해 양방향 버퍼(FIFO)를 구성하였다. 그림 2-17은 양방향 버퍼의 구조를 나타낸다. 버퍼의 동작은 Full Flag와 Empty Flag를 이용하게 된다. DSP에서 데이터를 읽기 위해서 DSP의 Empty Flag를 검사하고, 데이터를 쓰기 위해서 DSP의 Full Flag를 검사한다. 반대로 8051에서는 데이터를 읽기

위하서는 8051의 Empty Flag를 검사하고, 데이터를 쓰기 위해서는 8051의 Full Flag를 검사한다. 표 2-6는 양방향 버퍼를 이용한 데이터 흐름의 관계를 나타낸다.

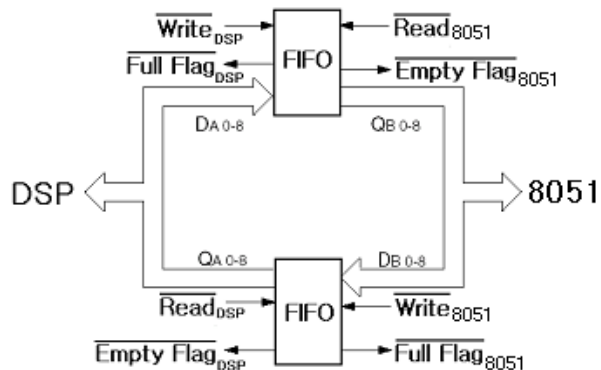


그림 2-17. 데이터 공유를 위한 양방향 버퍼

표 2-6. 양방향 버퍼를 이용한 데이터 흐름의 관계

8051 -> DSP 데이터 전송	DSP -> 8051 데이터 전송
<pre> data send flag = 1 for( ; ; ) {     FIFO write enable = 1     FIFO write enable = 0      data send(max 512 byte) } data send flag = 0  DSP External interrupt 2 enable  while(TxBuffer_Empty flag = 0) {     read FIFO } </pre>	<pre> data request enable if(RxBuffer_Full flag = 1) {     read FIFO } while(data_number = 0) {     if(RxBuffer_Empty flag = 0)     {         write FIFO     } } </pre>

## 제 3 장 자세측정장치의 오차 보정시험

관성센서 및 지자기 센서로 이루어진 자세측정장치는 여러 가지 오차를 가지고 있다. 제작사에서 제공하는 제품의 사양을 보면 이상적으로 센서의 오차의 특성은 같아야 하지만 실제로는 적용 환경 및 외부적인 영향에 의하여 같은 회사의 제품이라 하더라도 각 센서마다 다른 특성을 가질 수 있다. 그러므로 여러 개의 센서로 이루어진 자세측정장치의 성능 향상을 위하여 이러한 각 센서마다 다른 특성을 갖는 오차를 제거해야 한다. 오차를 보정하는 방법에 대한 기존의 연구로서 각 오차들이 발생하는 원인을 설명하고 이로부터 수학적 모델 식을 구하여 일정한 각속도를 인가하는 레이트 시험, 지구 자전각속도와 중력을 이용하는 다위치(multiposition test)시험을 통하여 오차 계수들을 결정하는 방법이 제시되었다[2,14,15,16].

### 3.1 진자운동을 이용한 관성센서의 오차 보정시험

기존의 연구 결과들에 의해 관성 센서의 오차 모델을 설정하고 운동 시험대(Motion Table)를 이용한 시험으로 계수를 추정하는 방법이 제시되었으나 정밀한 성능을 갖는 2축 내지 3축의 운동 시험대는 고가로써 실험실 수준에서의 장비 구입이 용이치 않은 점이 국내의 현실이다. 이에 본 논문에서는 고가의 운동 시험대를 대체하기 위하여 진자의 개념을 이용하여 진자운동 장치를 구성하고 이를 이용하여 오차보정 시험을 수행하는 방법을 제시하고자 한다.

#### 3.1.1 진자운동을 이용한 보정시험 장치

진자운동을 이용한 보정장치를 그림 3-1에 나타내었다. 그림 3-1의 (a)에서 보듯이 본 장치는 상단의 회전축을 중심으로 진자운동을 하며 그림 3-1의 (b)에서와 같이 장치 하단의 시험부의 밑면에 관성측정장치를 장착

한다.

이 보정장치는 시험부를 질량으로 하는 진자운동을 하면 양측면의 상단에 부착된 신호처리 회로부에서 관성측정장치로부터 측정한 측정값과 회전축에 위치한 회전각센서로부터의 기준값을 획득하여 이를 동기화 시킨 후 시리얼 통신으로 연결된 컴퓨터로 데이터를 전송하여 컴퓨터 내에서의 계산 과정을 통해 오차계수를 추정하게 된다[17]. 전체적인 시스템의 구성도는 그림 3-2와 같다.

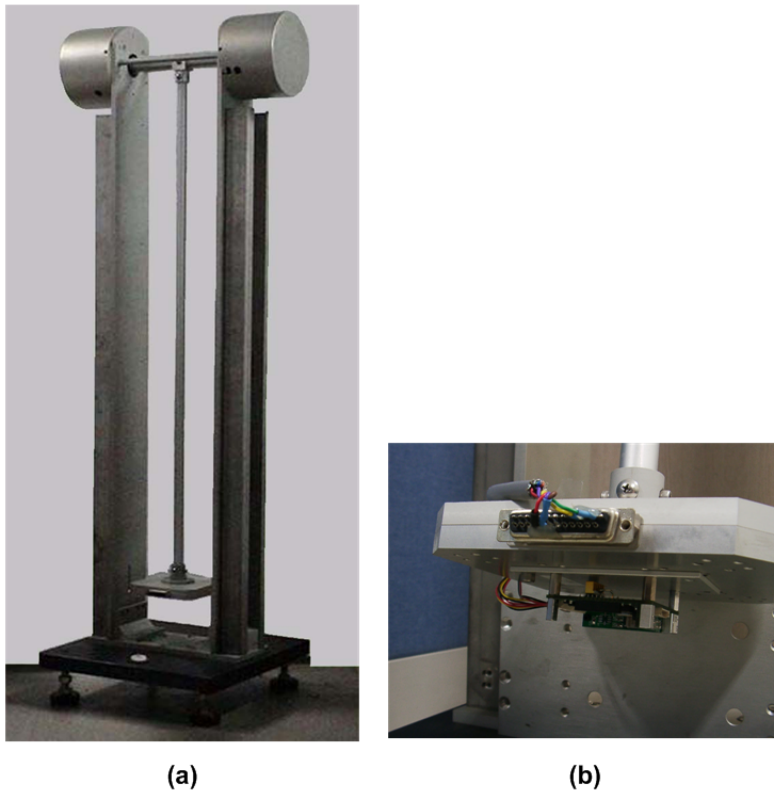


그림 3-1. 진자운동을 이용한 보정장치  
(a) 전체, (b) 센서가 장착된 시험부 확대

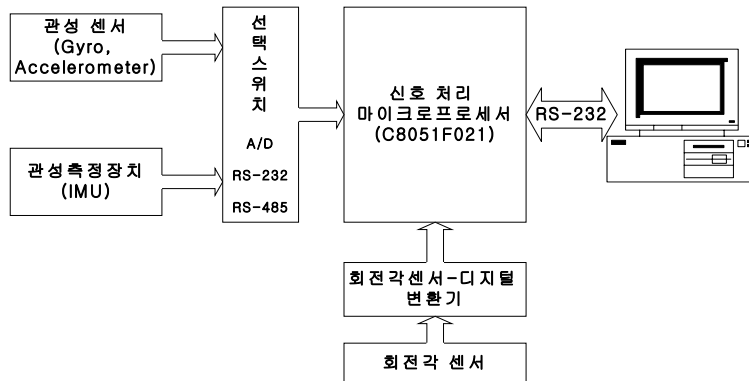


그림 3-2. 전자운동을 이용한 보정장치의 시스템 구성도

### 3.1.2 관성센서의 오차 모델

관성항법시스템(INS : Inertial Navigation System)은 자이로와 가속도계의 두 가지 기본 센서를 통해 측정된 관성 물리량을 통해 비행체나 이동체의 위치, 속도 및 자세를 결정할 수 있는 시스템으로 시스템의 정확도 및 오차는 여러 가지 오차 요소에 의해 영향을 받게 된다.

특히 안정화된 플랫폼에 자이로와 가속도를 장착하여 이때 관성센서에서 나오는 각속도 및 가속도 등의 관성 측정량을 활용하여 현재의 위치 및 자세, 속도 등을 알아내는 김블형 관성항법시스템(Gimballed INS)과는 달리 비행체의 몸체에 직접 장착하고 동체 좌표계로부터 관성 좌표계로의 좌표변환을 통하여 기계적인 장치를 대신한 스트랩다운형 관성항법시스템(Strapdown INS)은 항공기의 운동에 종속되게 되므로, 관성항법센서는 관성항법 시스템에 응용되기 전에 자이로 효과에 대한 관성항법센서 오차를 필수적으로 고려하여야만 한다[2,18].

이러한 관성항법센서 자체의 오차를 제거하는 오차 모델링(Error Modeling) 과정을 통하여 자이로 및 가속도계에 대한 적절한 오차 모델을 정립하고 오차 모델을 구성하는 각각의 오차 계수들을 추정하여 측정되는 물리량을 되도록 정확하게 산출하여 관성항법 알고리즘을 통해 계산되도록 고려한다.

실제 관성센서의 오차의 종류에는 여러 가지가 있으나 센서의 측정 원

리와 종류에 따라서 오차의 요인이 다르므로 모든 오차계수들을 추정하지 않고 우세한 오차 항들을 포함한 오차모델을 이용하여 모델의 계수들을 추정한다.

오차보정을 위하여 사용된 자이로의 오차 모델은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} K_{\omega_x} \omega_x^m \\ K_{\omega_y} \omega_y^m \\ K_{\omega_z} \omega_z^m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \alpha_{xy} & \alpha_{xz} \\ \alpha_{yx} & 1 & \alpha_{yz} \\ \alpha_{zx} & \alpha_{zy} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{\omega_x} \\ b_{\omega_y} \\ b_{\omega_z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} m_{xx} & m_{xy} & m_{xz} \\ m_{yx} & m_{yy} & m_{yz} \\ m_{zx} & m_{zy} & m_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} \quad (3-1)$$

여기서 구성되는 오차계수들은 다음과 같다.

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$	: 각속도 참값 (Inertial angular rate)
$\omega_x^m, \omega_y^m, \omega_z^m$	: 각속도 측정값 (Measured angular rate)
$K_{\omega_x}, K_{\omega_y}, K_{\omega_z}$	: 환산계수 (Scale factor)
$\alpha_{xy}, \alpha_{xz} \cdots \alpha_{zx}, \alpha_{zy}$	: 비정렬 오차 (Misalignment error)
$b_{\omega_x}, b_{\omega_y}, b_{\omega_z}$	: 바이어스 (Bias)
$m_{ij}$	: g-sensitivity

오차보정을 위하여 사용된 가속도계의 오차 모델은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} K_{a_x} a_x^m \\ K_{a_y} a_y^m \\ K_{a_z} a_z^m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \varepsilon_{xy} & \varepsilon_{xz} \\ \varepsilon_{yx} & 1 & \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{zx} & \varepsilon_{zy} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{a_x} \\ b_{a_y} \\ b_{a_z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_x a_x^2 \\ n_y a_y^2 \\ n_z a_z^2 \end{bmatrix} \quad (3-2)$$

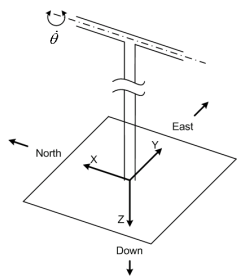
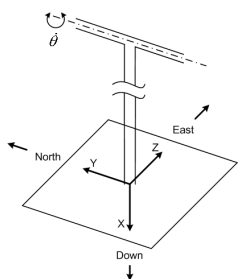
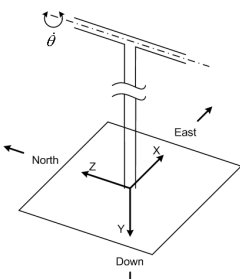
여기서 구성되는 오차계수들은 다음과 같다.

$a_x, a_y, a_z$	: 가속도 참값 (Inertial angular rate)
$a_x^m, a_y^m, a_z^m$	: 가속도 측정값 (Measured angular rate)
$K_{a_x}, K_{a_y}, K_{a_z}$	: 환산계수 (Scale factor)
$\varepsilon_{xy}, \varepsilon_{xz} \cdots \varepsilon_{zx}, \varepsilon_{zy}$	: 비정렬 오차 (Misalignment error)
$b_{a_x}, b_{a_y}, b_{a_z}$	: 바이어스 (Bias)
$n_x, n_y, n_z$	: 가속도 제곱항

### 3.1.3 오차 보정시험

제작한 관성측정장치의 보정 시험을 수행하기 위하여 표 3-1에서의 시험 위치 1에서와 같이 우선 시험부의 3축을 NED 좌표계로 정렬시킨 후 관성측정장치의 3축에 대하여 측정하고자 하는 축을 표 3-1에서와 같이 본 장치의 시험부에서 정의한 축에 일치시킨다.

표 3-1. 오차 보정시험 초기정렬 위치

시험 순서	시험부의 초기 위치	IMU의 축의 방향		
		x	y	z
1		N	E	D
2		D	N	E
3		E	D	N

오차 보정시험시 사용되는 참값(Reference Value)은 그림 3-3과 같은 참값 추정 알고리즘에 의하여 기준 각도값  $\theta$ ,  $\dot{\theta}$ ,  $\ddot{\theta}$ 을 구하며, 시험부에 관성측정장치를 표 3-1에서의 시험 위치 1번과 같이 장착하면 회전각센서로부터 측정된 기준 각도값  $\theta$ ,  $\dot{\theta}$ ,  $\ddot{\theta}$ 을 용하여 구한다.

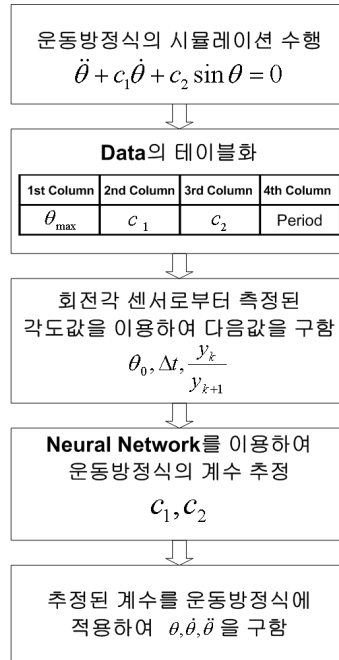


그림 3-3. 참값 추정 알고리즘

식 (3-3)에 의하여 각속도의 참값을 구하며 식 (3-4)에 의하여 가속도의 참값을 구할 수 있으며 시험 2, 3번 역시 변환행렬을 이용하여 같은 방법으로 식(3-5)에서부터 식(3-8)에 의하여 구한다. 즉, 자전속도와 진자운동시의 각속도의 영향을 더하여 각속도 참값을 구하고 구심가속도항을 포함한 NED 좌표계에서의 로컬 가속도와 각가속도의 영향을 더하여 가속도 참값을 구한다.



$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_{N+} \dot{\theta} \\ 0 \\ \Omega_D \end{bmatrix} \quad (3-3)$$

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_c^N \\ 0 \\ a_c^D - g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -L \ddot{\theta} \\ -L \dot{\theta}^2 \end{bmatrix} \quad (3-4)$$

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_D \\ \Omega_{N+} \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3-5)$$

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_c^D - g \\ a_c^N \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -L \dot{\theta}^2 \\ 0 \\ -L \ddot{\theta} \end{bmatrix} \quad (3-6)$$

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \Omega_D \\ \Omega_{N+} \dot{\theta} \end{bmatrix} \quad (3-7)$$

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ a_c^D - g \\ a_c^N \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -L \ddot{\theta} \\ -L \dot{\theta}^2 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3-8)$$

### 3.1.4 오차 보정시험 결과

앞 절에서 설명한 바와 같이 진자운동을 이용한 오차 보정시험을 수행하였다. 보정시험은 제작한 자세측정장치 중의 하나인 제작번호(Serial Number) AHRSV3C-01에 대하여 수행하였다. 표 3-2에 식 (3-1)과 (3-2)에서 정의한 오차모델식의 계수들을 최소자승 추정기법을 사용하여 구한 결과를 정리하였다. 그림 3-4에는 관성측정장치의 x축이 진자의 회전축과 정렬된 시험 위치 1(Position 1)에서의 시험 결과를 나타내었고, 그림에서와 같이 진자의 회전 운동에 의하여 각속도가 x축의 자이로를 통해 측정되며 시험부에서의 수직 방향의 가속도인 z축 가속도와 수평 방향의 가속도인 y축 가속도가 가속도계를 통해서 측정되는 것을 확인할 수 있다. 마찬가지로 그림 3-5는 관성측정장치의 y축이 진자의 회전축과 정렬된 시

험 위치 2(Position 2)에서의 시험 결과를 나타내었고, 그림 3-6은 관성측 정장치의 z축이 진자의 회전축과 정렬된 시험 위치 3(Position 3)에서의 시험 결과를 나타내었다.

표 3-2. 추정된 오차계수 (S/N : AHRSV3C-01)

자이로 오차계수		가속도계 오차계수	
$K_{\omega_x}$	9.1663e-002	$K_{a_x}$	1.6988e-002
$K_{\omega_y}$	9.5003e-002	$K_{a_y}$	1.6625e-002
$K_{\omega_z}$	9.1458e-002	$K_{a_z}$	1.6742e-002
$\alpha_{xy}$	-6.5186e-004	$\varepsilon_{xy}$	-1.1522e-004
$\alpha_{xz}$	1.8984e-004	$\varepsilon_{xz}$	-9.3771e-005
$\alpha_{yx}$	1.4587e-004	$\varepsilon_{yx}$	1.0607e-005
$\alpha_{yz}$	-1.6201e-003	$\varepsilon_{yz}$	-1.4000e-005
$\alpha_{zx}$	-2.0711e-004	$\varepsilon_{zx}$	4.0771e-006
$\alpha_{zy}$	4.7854e-004	$\varepsilon_{zy}$	-1.9236e-004
$b_{a_k}$	-1.8506e+002	$b_{a_x}$	-1.2201e+002
$b_{\omega_y}$	-1.7776e+002	$b_{a_y}$	-1.1861e+002
$b_{\omega_z}$	-1.4978e+002	$b_{a_z}$	-1.2007e+002
$m_{xx}$	1.8503e-004		
$m_{xy}$	-5.8501e-004		
$m_{xz}$	-2.7968e-005		
$m_{yx}$	-9.3009e-004		
$m_{yy}$	3.4066e-004		
$m_{yz}$	1.5656e-004		
$m_{zx}$	-1.6536e-003		
$m_{zy}$	-1.4601e-003		
$m_{zz}$	-9.4460e-004		

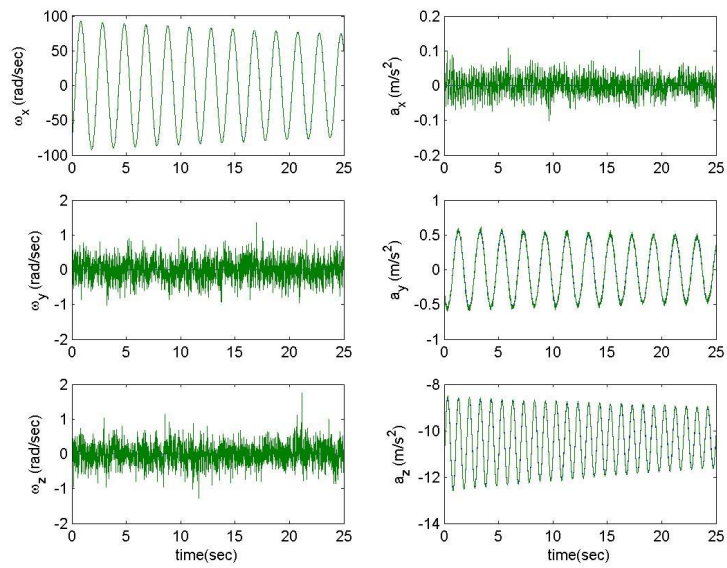


그림 3-4. 시험 위치 1에서의 결과

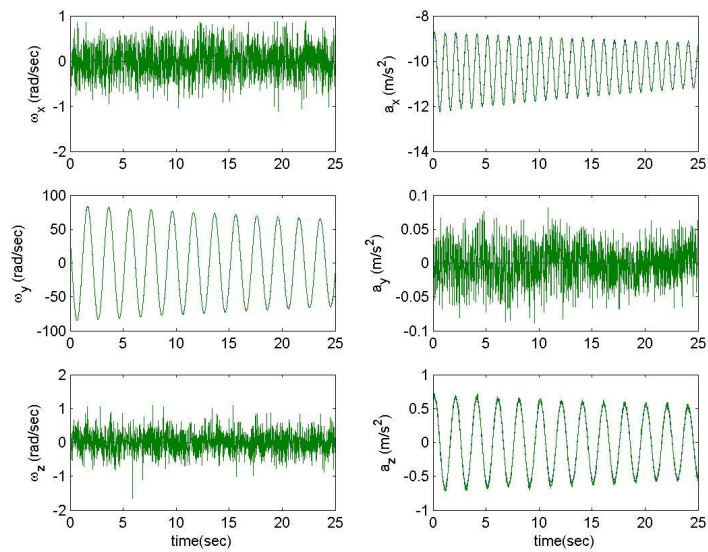


그림 3-5. 시험 위치 2에서의 결과

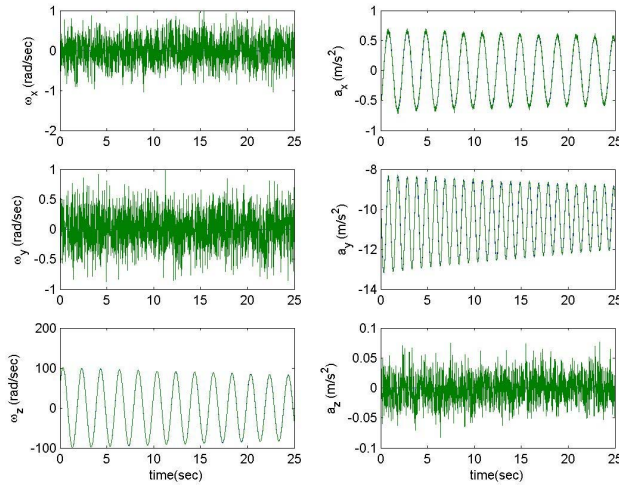


그림 3-6. 시험 위치 3에서의 결과

## 3.2 온도변화에 따른 바이어스 보정시험

자이로와 가속도계는 센서의 내부적인 특성상 온도의 변화에 대하여 민감한 반응을 보인다. 즉 온도가 변함에 따라 센서의 성능을 좌우하는 요소인 바이어스와 환산계수가 변하는 현상을 나타낸다. 이러한 온도 변화에 따른 바이어스 드리프트 현상과 환산계수 오차를 제거하기 위하여 온도 보정시험이 반드시 이루어져야 한다[18]. 이 절에서는 이러한 온도변화에 따른 오차 요인을 제거하기 위한 온도 보정시험의 방법에 대하여 수행한 연구 내용에 대하여 언급한다.

### 3.2.1 온도 보정시험 방법

온도 보정시험을 수행하기 위해서는 일정한 온도를 유지하거나 일정 범위 내에서 온도를 변화시킬 수 있는 온도 챔버가 필요하다. 온도 보정시험은 그림 3-7의 항온항습기를 이용하여 수행하였으며 그림 3-8과 같이 시간에 따른 온도 변화 과정에 따른 센서의 출력을 이용한다. 20℃의 상

온에서 시작하여 0℃까지 냉각 시킨 후 60℃까지 가열하고 다시 0℃까지 냉각시키는 과정을 반복하며 전체 시험을 수행하는데 6시간 정도가 소요된다. 사용 자이로인 ADXRS150이 내부에 포함하고 있는 온도센서의 출력을 관성센서인 자이로와 가속도계의 출력과 함께 저장하여 이 데이터를 이용하여 최소자승 추정기법을 적용하여 온도 변화에 따른 자이로의 바이어스 오차를 제거한다.



그림 3-7. 온도 챔버

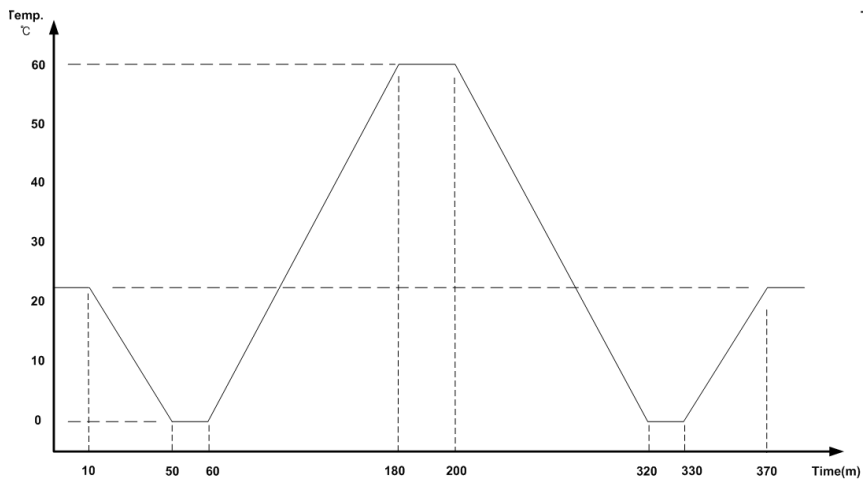


그림 3-8. 온도 변화 과정

### 3.2.2 온도 보정시험 결과

온도 변화의 입력 데이터와 이에 따른 자이로의 출력 데이터를 이용하여 최소자승 추정기법을 적용하여 온도 변화에 따른 자이로의 바이어스 오차를 제거한다. 온도 변화에 따른 바이어스 오차는 식(3-9)과 같으며 2차 추정식을 사용하여 보정하였다.

$$B=c_1T^2+c_2T+c_3 \quad (3-9)$$

그림 3-9와 그림 3-10은 온도 변화의 입력에 따른 자이로의 출력과 가속도계의 출력을 나타내며 곡선의 모양을 보면 2차의 추정식을 사용해야 됨을 알 수 있다. 세 축의 자이로와 가속도계가 온도 변화에 따라 서로 다른 영향을 받는 것을 볼 수 있다.

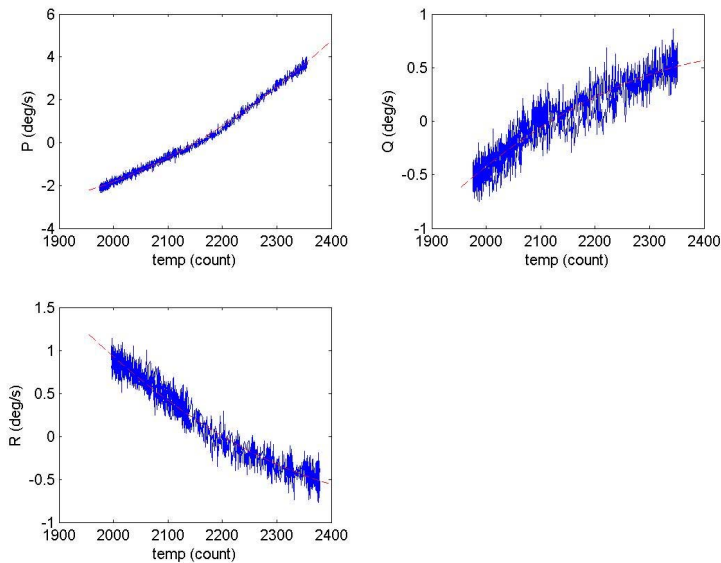


그림 3-9. 온도 입력에 따른 자이로의 출력

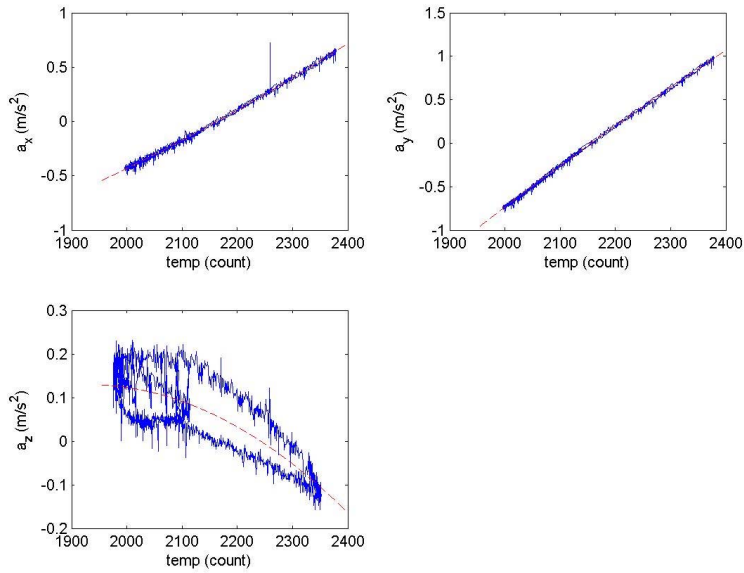


그림 3-10. 온도 입력에 따른 가속도계의 출력

최소자승 추정기법을 이용하여 식 3-9의 계수들을 구한 결과를 표 3-3에 나타내었다. 이 결과는 제작번호 AHRSV3C-01의 AHRS에 대한 것이다.

표 3-3. 추정된 온도 보정 계수 (S/N : AHRSV3C-01)

	$c_1$	$c_2$	$c_3$
$B_p$	1.7176e-005	-5.9120e-002	4.7709e+001
$B_q$	-3.8577e-006	1.9450e-002	-2.3893e+001
$B_r$	4.5479e-006	-2.3730e-002	3.0198e+001
$B_{a_x}$	9.5103e-007	-1.3098e-003	-1.6181e+000
$B_{a_y}$	-8.1690e-007	8.1040e-003	-1.3677e+001
$B_{a_z}$	-1.3239e-006	5.1087e-003	-1.4599e+001

그림 3-11은 온도 보정하기 전의 자이로의 출력이며 그림 3-12는 온도 보정 후의 자이로의 출력을 나타낸다. 그림 3-13은 온도 보정하기 전의 가속도계의 출력이며 그림 3-14는 온도 보정 후의 가속도계의 출력을 나

타낸다. 온도 보정하기 전의 온도 변화에 따른 자이로와 가속도계의 바이어스 드리프트 현상이 거의 줄어든 것을 확인할 수 있다.

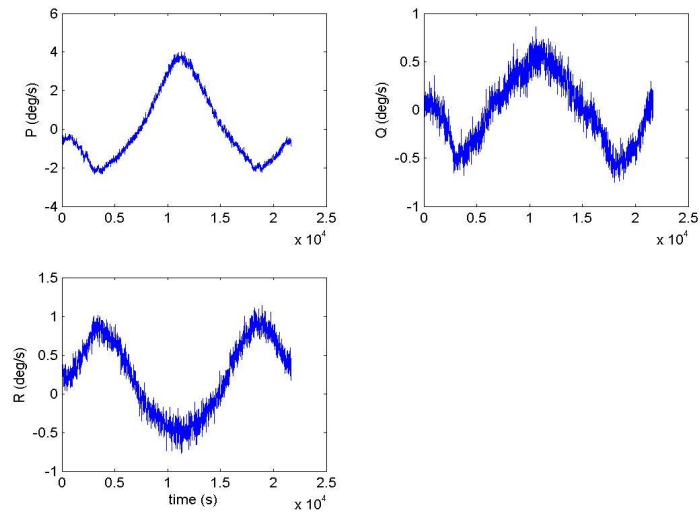


그림 3-11. 온도 보정 전의 자이로의 출력

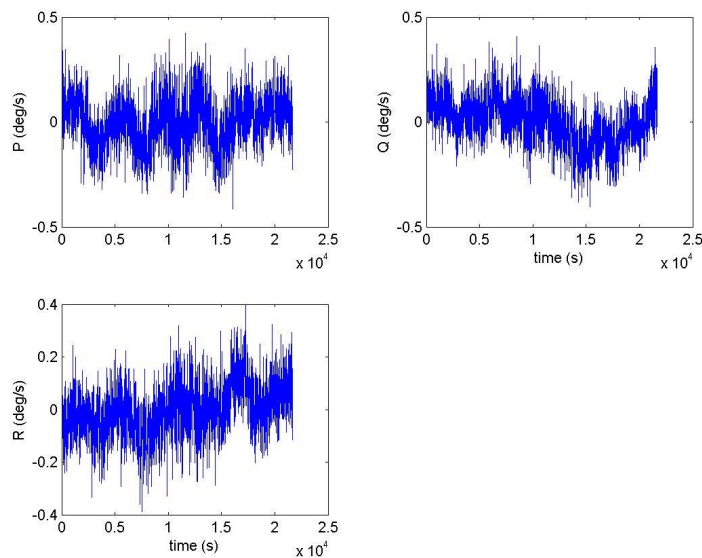


그림 3-12. 온도 보정 후의 자이로의 출력



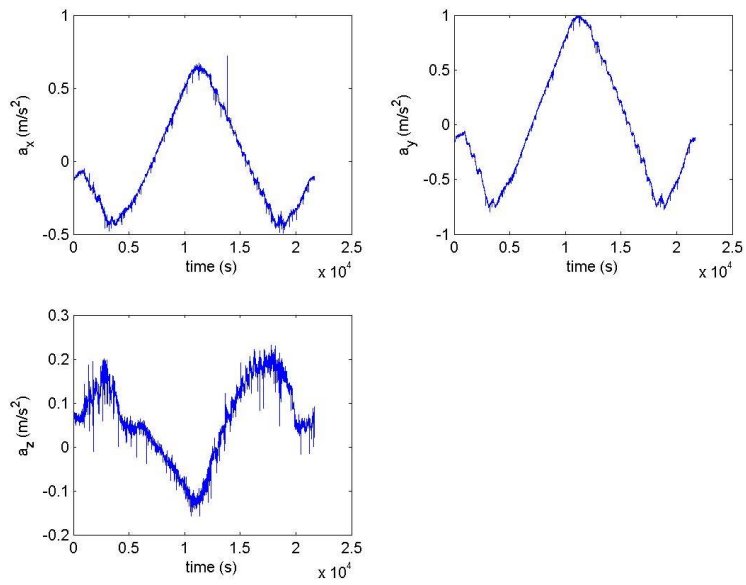


그림 3-13. 온도 보정 전의 가속도계의 출력

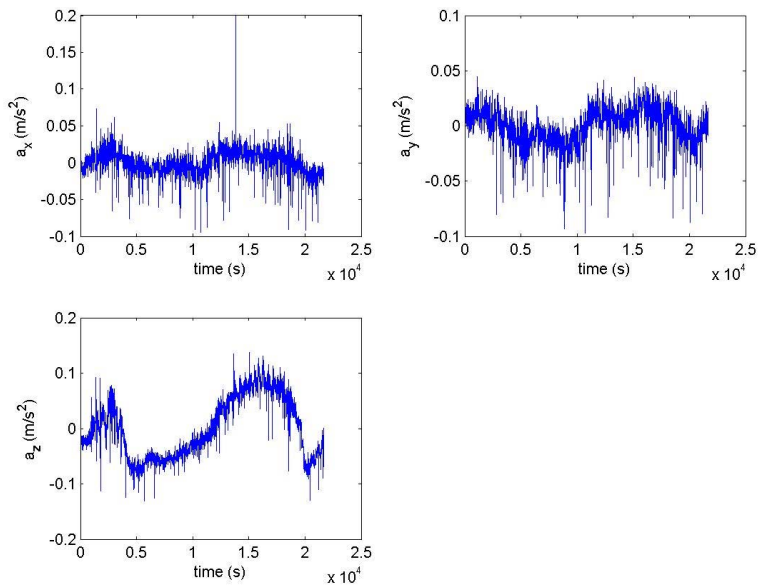


그림 3-14. 온도 보정 후의 가속도계의 출력

### 3.3 지자기 센서 시험

#### 3.3.1 지구자기장

지구자기장은 대략 0.5에서 0.6 gauss의 세기를 가지고 있으며 항상 지구 자기 북극을 향하면서 지구 표면과 평행을 유지하고 있다. 이러한 사실은 모든 magnetic compass에 적용되는 기본 원리이다[19]. 지구자기장은 대략 쌍극자 모델을 하고 있는데 이를 그림 3-15에 나타내었다.

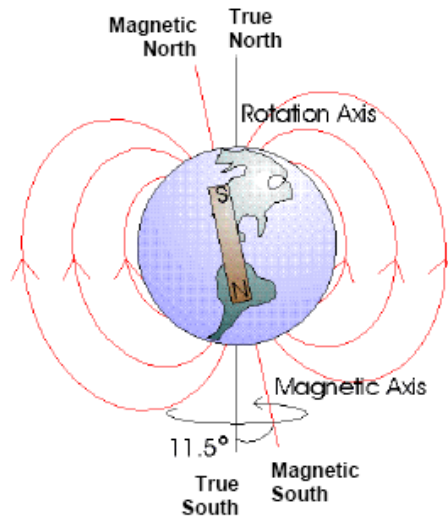


그림 3-15. 지구자기장

그림 3-16에서와 같이 지구자기장의 X 방향성분과 Y 방향성분만이 자기 북극(azimuth)이나 방위각을 결정하는데 사용되고 수직 성분은 고려되지 않으며 식 (3-10)에 의해 방위각  $\alpha$ 를 구할 수 있다[19,20,21].

$$\alpha = \tan^{-1} \left( \frac{H_{ey}}{H_{ex}} \right) \quad (3-10)$$

기수방향(compass heading)을 정확하게 결정하는 두 가지 요소는 첫째

지구 자기장의  $H_x$ 과  $H_y$ 을 결정하고 둘째는 위치에 맞는 편각(declination)을 더하거나 빼거나 해서 정확한 지구 북극을 결정하는 것이다.[19,21]

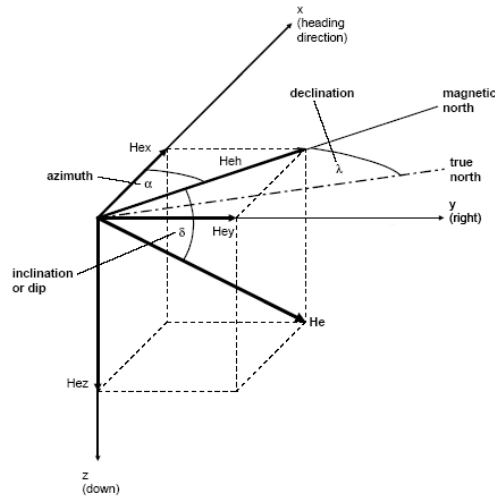


그림 3-16. 지구자기장 벡터 성분

편각(declination)은 지리상의 북극인 진북과 지침의 N극이 가리키는 자북(azimuth) 사이에 이루는 각을 말하는데, 그림 3-15에서와 같이 실제 자축(magnetic axis)이 지리축으로 약  $11.5^\circ$  기울어져 있기 때문에 관찰자의 위치에 따라 동쪽 또는 서쪽으로 약간 벗어난다. 예를 들어 서울은 진북에 대하여 서쪽으로  $7^\circ$  편향되어 있으며, 미국 캘리포니아의 편각은 동쪽으로  $20^\circ$  이다.

### 3.3.2 지자기 센서 오차 요인

#### 3.2.2.1 비정렬 오차

비정렬 오차는 관성센서의 비정렬 오차와 같이 비행체에서 정의된 축에 상대적으로 기울어져 발생하는 오차로써 일정한 방위 오차의 결과로 나타난다[20].

### 3.2.2.2 환산계수 오차

이상적으로 각 축의 지자기 센서는 동일한 환산계수를 갖도록 제작 되었다. 그러나 실제적으로는 전기회로를 거치며 증폭회로 등에 의해 각각 다른 환산계수를 가지게 된다[20].

### 3.2.2.3 Hard Iron 왜곡

대부분의 실제적인 응용분야에서 지구자기장외에 다른 불필요한 자기장이 형성된다. Hard Iron 왜곡은 변하지 않는 자기장을 갖는 강자성체의 특성을 가지는 항공기 구조 부품 또는 지자기 센서의 근처에 장착된 장비에 의해 생성되는 오차이다. 이 오차의 효과는 지구자기장을 측정하는 지자기 센서의 바이어스로 나타난다[20,21,22].

### 3.2.2.4 Soft Iron 왜곡

외부적으로 적용된 자기장의 영향으로 자기장을 형성하는 물질이 있다. 이러한 물질에 의해 형성된 장은 외부 자기장의 크기와 방향에 의존하며 넓은 범위에 걸쳐 변한다. 이처럼 강자성체는 아니지만 철을 함유한 물체와 같이 지구자기장에 왜곡을 주는 물체에 의한 오차이다. 만약 이런 물체가 지자기 센서에 가까이 존재하면 지구 자기장에 대하여 그 자신의 자기장을 형성함으로써 지자기 센서의 출력에 첨가된다[20,21,22].

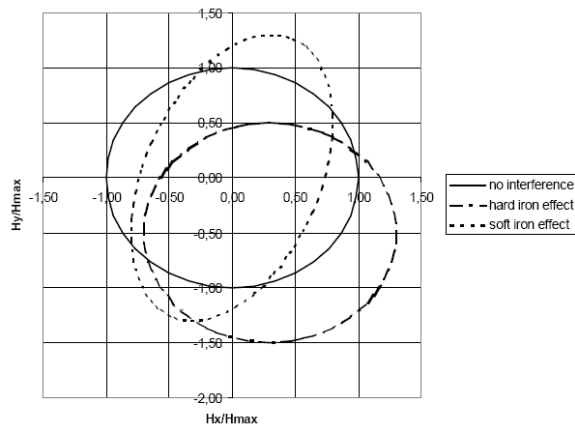


그림 3-17. Hard Iron과 Soft Iron

### 3.3.3 지자기 센서의 오차 보정

지자기 센서는 특성상 외부 환경에 많은 영향을 받기 때문에 지자기 센서에 기반을 둔 보정 외에 실제 자동차나 항공기에 장착한 다음에 이루어지는 장착 후 보정이 수행되어야 정확도를 높일 수 있다[19,20,22].

#### 3.3.3.1 지자기 센서에 기반을 둔 보정

지자기 센서를 이용하여 지구자기장의 세기를 측정하여 방위를 구하기 위해서는 센서 자체의 오차를 보정하는 과정이 필요하다. 식 (3-11)과 식 (3-12)는 지자기 센서의 출력 전압에 의해 실제 측정되는 지구자기장의 세기를 구하기 위한 식이다. 대부분의 센서는 실제 적용 과정 중에 환산 계수 및 오프셋의 특성이 변할 수 있기 때문에 이러한 영향을 제거해야만 한다[19].

$$X_{\text{value}} = X_{\text{sf}} \times X_{\text{reading}} + X_{\text{off}} \quad (3-11)$$

$$Y_{\text{value}} = Y_{\text{sf}} \times Y_{\text{reading}} + Y_{\text{off}} \quad (3-12)$$

위 식에서의 환산계수 및 오프셋을 결정하는 식은 다음과 같다.

$$X_{\text{sf}} = \max(1, (Y_{\text{max}} - Y_{\text{min}}) / (X_{\text{max}} - X_{\text{min}})) \quad (3-13)$$

$$Y_{\text{sf}} = \max(1, (X_{\text{max}} - X_{\text{min}}) / (Y_{\text{max}} - Y_{\text{min}})) \quad (3-14)$$

$$X_{\text{off}} = [(X_{\text{max}} - X_{\text{min}}) / 2 - X_{\text{max}}] \times X_{\text{sf}} \quad (3-15)$$

$$Y_{\text{off}} = [(Y_{\text{max}} - Y_{\text{min}}) / 2 - Y_{\text{max}}] \times Y_{\text{sf}} \quad (3-16)$$

지자기 센서를 수평면에서 360° 한번 회전시켰을 때의 출력의 최대값과

최소값을 구하면 다음과 같다.

$$X_{\max}=0.6100, \quad X_{\min}=-0.2001$$

$$Y_{\max}=0.1904, \quad Y_{\min}=-0.5194$$

위의 최대값과 최소값을 식 (3-13)에서 식 (3-16)에 대입하면 다음과 같이 환산계수와 오프셋을 구할 수 있다.

$$X_{\text{sf}}=(Y_{\max}-Y_{\min})/(X_{\max}-X_{\min})=0.8763$$

$$Y_{\text{sf}}=(X_{\max}-X_{\min})/(Y_{\max}-Y_{\min})=1.1411$$

$$X_{\text{off}}=[(X_{\max}-X_{\min})/2-X_{\max}]\times X_{\text{sf}}=-0.2049$$

$$Y_{\text{off}}=[(Y_{\max}-Y_{\min})/2-Y_{\max}]\times Y_{\text{sf}}=0.1877$$

위에서 구한 환산계수와 오프셋을 식 (3-11)과 식 (3-12)에 대입하면 다음과 같다. 식 (3-13)에 의해  $X_{\text{sf}}=0.8763$ 이 1보다 작은 값을 가지므로  $X_{\text{sf}}=1$ 을 사용한다.

$$X_{\text{value}}=X_{\text{reading}}-0.2049$$

$$Y_{\text{value}}=0.1411\times Y_{\text{reading}}+0.1877$$

이를 이용하여 지자기 센서에서 출력되는 값에 대하여 지구자기장의 세기를 보정하면 그림 3-18과 같다.

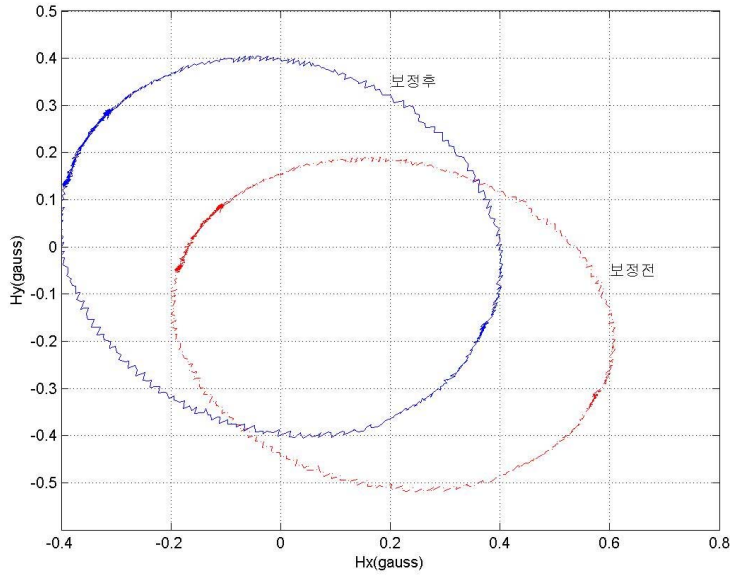


그림 3-18. 지구자기장 세기의 보정 결과

### 3.3.3.2 기수방향 영역에서의 보정

기수방향 영역에서의 보정 방법은 오랫동안 알려져 왔으며 현대적인 solid-state 자장계의 보정에 사용되었다.[22] 이 방법은 기본 기수방향 방정식인 식 (3-17)의 섭동(perturbation)을 기본으로 한다.

$$\phi = \tan^{-1} \left( \frac{H_y}{H_x} \right) \quad (3-17)$$

$$\phi = A + B \sin(\phi) + C \cos(\phi) + D \sin(2\phi) + E \cos(2\phi) \quad (3-18)$$

식 (3-18)은 푸리에 상수가 hard iron과 soft iron 오차의 함수로 표현되는 효과적으로 절단된(truncated) 푸리에 급수이다. 푸리에 상수의 추정 은 "swinging"으로 불리는 과정에 의하여 이루어진다. 그림 3-15와 같이 자동차나 항공기의 기수방향을 변화시키면서 지자기 센서로부터의 출력을

저장한다. 이 과정은 지자기 센서가 장착된 비행체의 수평과 회전이 포함된다. k 번째 기수방향에서 방향 오차  $\delta\psi_k$ 가 식 (3-19)로부터 계산된다.

식 (3-19)에 최소자승법을 이용하여 그 해로부터 상수 A에서 E를 추정할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \delta\psi_1 \\ \delta\psi_2 \\ \vdots \\ \delta\psi_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin(\psi_1) & \cos(\psi_1) & \sin(2\psi_1) & \cos(2\psi_1) \\ 1 & \sin(\psi_2) & \cos(\psi_2) & \sin(2\psi_2) & \cos(2\psi_2) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & \sin(\psi_N) & \cos(\psi_N) & \sin(2\psi_N) & \cos(2\psi_N) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A \\ B \\ C \\ D \\ E \end{bmatrix} \quad (3-19)$$

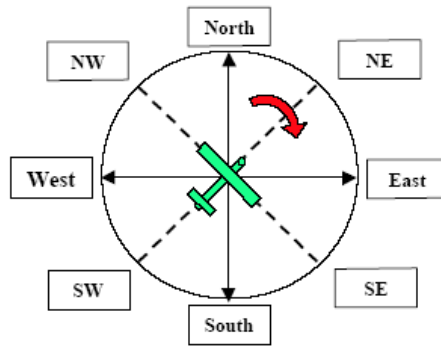


그림 3-19. Swinging 과정



## 제 4 장 자세측정장치 알고리즘

### 4.1 좌표계 정의

이동체의 위치, 속도 및 자세를 표현하기 위해서 관성항법시스템에 사용되는 좌표계(Frame or Coordinate system)는 몇 가지 종류로 나뉘게 되며, 적절한 좌표계의 선정은 관성항법식의 간략화 및 계산량의 감소, 목표로 하는 항법시스템의 요구조건에 따라서 설계자가 임의로 선정하게 된다. 일반적으로 사용되는 관성항법시스템에서 사용되는 좌표계는 이동체의 운동식을 표현하기 위해서 다음과 같은 좌표계를 사용하게 된다 [1,2,18].

#### 4.1.1 동체 좌표계 (Body frame)

동체좌표계는 관성 센서를 위한 좌표계로써 이동체의 질량중심에 원점을 두고 이동체의 운동방정식을 유도하는데 사용된다. 항공기의 경우 기수 방향을  $x$ 축, 오른쪽 날개 방향을  $y$ 축, 아랫방향을  $z$ 축으로 정의한다.

#### 4.1.2 지구 표면 NED 좌표계(NED frame, Navigation frame)

NED-Frame은 원점이 항법시스템의 원점으로 사용되며 항공기의 실제적인 궤적 및 위치를 계산하는데 사용된다. N 벡터는 북쪽을 가리키며 E 벡터는 동쪽을 D 벡터는 중력벡터 방향이다.

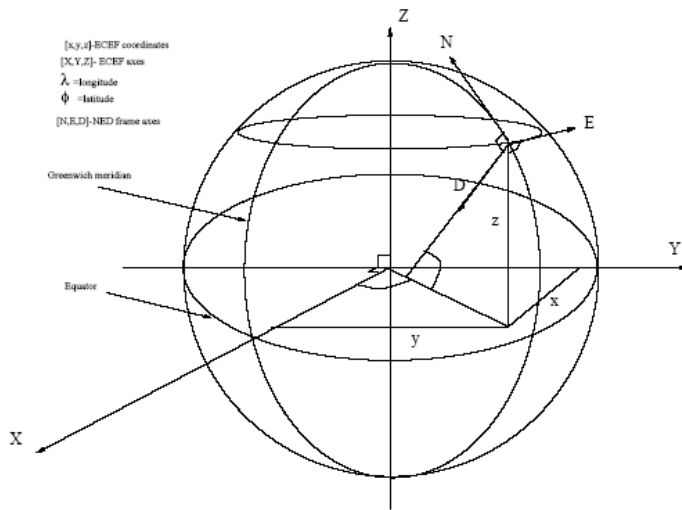


그림 4-1. NED 좌표계

#### 4.1.3 지구중심 관성 좌표계(ECI Frame)

지구중심 관성 좌표계는 원점을 지구 중심으로 갖고 관성공간에 대해서 회전하지 않는 직교 좌표계로써 지구 표면 근처에서 동작하는 항법시스템의 비력을 계산하는 실제적인 기준 좌표계로 사용된다.

표 4-1. 지구중심 관성 좌표계

구성	설명
원점	지구중심
x축	춘분점을 향함
y축	x축에 대하여 오른손 법칙 적용
z축	지구 자전축과 평행

#### 4.1.4 지구중심고정 관성 좌표계(ECEF Frame)

지구중심 관성 좌표계와 마찬가지로 직교 좌표계이지만 지구와 함께 회전하고 24시간마다 지구중심 관성 좌표계와 일치하게 된다.

표 4-2. 지구중심고정 관성 좌표계

구성	설명
원점	지구중심
x축	그리니치 자오선
y축	경도 90 동쪽 방향
z축	지구의 북극 방향

## 4.2 초기 정렬

초기정렬은 크게 개루프 상태에서 초기 좌표변환행렬과 초기 자세각을 구하는 초기 개략 정렬(coarse alignment)과 칼만 필터와 같은 최적의 추정자를 이용하여 자세 및 자이로, 가속도계의 오차를 추정하여 보정하는 정밀 정렬(fine alignment)로 구분된다.[9,10]

개략 정렬은 항체가 정지한 상태에서 가속도계와 자이로 측정치를 이용하여 개루프 상태에서 항법좌표계와 동체좌표계 사이의 초기 좌표변환 행렬과 초기 자세각을 구하는 과정으로, 정밀 정렬 전단계로 이용된다. 항체가 정지한 경우 동체좌표계에서의 가속도  $f^b$ 는 다음과 같이 측정된다.

$$f^b = \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = C_n^b f^n = C_n^b \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} \quad (4-1)$$

$C_n^b$ 에 롤, 피치, 요각을 대입하면 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = C_n^b f^n \quad (4-2)$$

$$= \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \phi & \cos \theta \sin \phi & -\sin \theta \\ -\cos \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi & \cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi & -\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} g \sin \theta \\ -g \sin \phi \cos \theta \\ -g \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix}$$

여기서,  $\phi$ 는 롤각,  $\theta$ 는 피치각, 그리고  $\psi$ 는 요각을 나타낸다. 다음과 같이 롤각과 피치각을 구한다.

$$\phi = \tan^{-1} \left( \frac{-g \sin \phi \cos \theta}{-g \cos \phi \cos \theta} \right) = \tan^{-1} \left( \frac{f_y}{f_z} \right) \quad (4-2)$$

$$\theta = \tan^{-1} \left( \frac{g \sin \theta}{g \cos \theta} \right) = \tan^{-1} \left( \frac{f_x}{\sqrt{f_y^2 + f_z^2}} \right) \quad (4-3)$$

한편 요각을 얻기 위해서는 정지 시 항체에서 측정되는 지구자전각속도를 이용한다. 먼저 계산된 롤, 피치각을 이용하여 항법좌표계에서 동체좌표계로의 좌표변환 행렬  $C_n^b$ 를 다음과 같이  $C_1, C_2$ 로 나타낸다.

$$C_n^b = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = C_1 C_2 \quad (4-4)$$

또한 항체에서 측정되는 지구자전각속도  $\omega_{ie}^b$ 는 항법좌표계에서의 지구자전각속도  $\omega_{ie}^n$ 로부터 좌표변환 과정을 통하여 다음과 같이 표현된다.

$$\omega_{ie}^b = C_n^b \omega_{ie}^n = C_1 C_2 \omega_{ie}^n \quad (4-5)$$

$$C_1^T \omega_{ie}^b = C_2 \omega_{ie}^n$$

여기서  $\omega_{ie}^n$ 는 다음과 같다.

$$\omega_{ie}^n = \begin{bmatrix} \Omega \cos L \\ 0 \\ -\Omega \sin L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Omega_N \\ 0 \\ \Omega_D \end{bmatrix} \quad (4-6)$$

$$C_1^T \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} = C_2 \begin{bmatrix} \Omega_N \\ 0 \\ \Omega_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \phi \Omega_N \\ -\sin \phi \Omega_N \\ \Omega_D \end{bmatrix} \quad (4-7)$$

$C_1$ 의 성분들은 앞에서 구한 롤, 피치각을 이용하여 쉽게 구할 수 있으며,  $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ 을 이용하여 다음과 같이 요각  $\phi$ 를 구한다.

$$\phi = -\tan^{-1} \left( \frac{\omega_2}{\omega_1} \right) \quad (4-8)$$

저가형의 정밀도가 떨어지는 MEMS 자이로를 사용하는 스트랩다운형 AHRS의 경우 자이로를 이용하여 지구자전각속도를 측정하는 것이 어렵다. 이에 지자기 센서의 x 방향 출력  $H_X$ 와 y 방향 출력  $H_Y$ 을 이용하여 다음과 같이 요각  $\phi$ 를 구한다.

$$\phi = \tan^{-1} \left( \frac{H_Y}{H_X} \right) \quad (4-9)$$

정밀 정렬은 항체가 정지한 경우에 수행되는 영속도 보정(zero-velocity aiding) 알고리즘과 항체가 주행 중에 수행되는 주행 중 정렬(in-flight alignment)로 분류될 수 있다. 영속도 보정 알고리즘의 경우 영속도 정보를 이용하여 자세 오차와 센서 오차를 추정하며, 주행 중 정렬을 위해서는 별도의 측정치를 얻을 수 있는 센서가 필요하다. 칼만 필터가 자세오차 추정에 이용되며, 일반적으로 정지 상태에서의 영속도 정보는 별도의 속도 측정치에 비해 상대적으로 정확하다는 장점이 있으나, 항체의 가속도 및 각속도에 변화가 있는 중행 중 정렬의 경우 시스템의 가관측성(observability)이 증가한다는 장점이 있다.

## 4.3 자세 계산

### 4.3.1 오일러각을 이용한 좌표변환

하나의 좌표계가 어떤 회전을 통해 다른 좌표계로 변환되었을 경우, 이 회전을 표현하는 세 가지의 각도를 정의하면, 회전관계를 나타낼 수 있다. 동체에 부착된 관성측정장치(IMU)로부터 측정한 가속도( $a_x, a_y, a_z$ )와 각속도( $p, q, r$ )을 동체좌표계에서 항법좌표계로 변환을 하는데 이 세 회전각도를 사용한다. 이 세 가지의 회전 각도를 오일러각( $\phi, \theta, \psi$ )이라고 하며  $\phi$ 는 x축을 중심으로 회전한 각도를 의미하고,  $\theta$ 는 y축을 마지막으로  $\psi$ 는 z축을 중심으로 회전한 각도량이다[2,18].

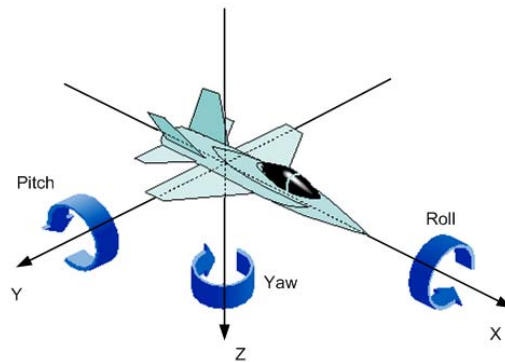


그림 4-2. 동체좌표계 및 오일러각

좌표변환을 위한 오일러각의 사용할 때 세 축에 대한 회전관계는 다음과 같이 방향코사인행렬(direct cosine matrix)을 사용하여 표현할 수 있다.

Roll rotation :

$$R(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (4-9)$$

Pitch rotation :

$$R(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (4-10)$$

Yaw rotation :

$$R(\phi) = \begin{bmatrix} \cos \phi & \sin \phi & 0 \\ -\sin \phi & \cos \phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4-11)$$

#### 4.3.2 방향코사인행렬을 이용한 자세 계산

동체 좌표계에서 항법좌표계로 변환하기 위해서 회전하는 단계를 세 부분으로 나누어 우선 x축을 중심으로  $\phi$ 각 만큼 회전한 후, y축을 중심으로  $\theta$ 각 만큼 회전하고, 마지막으로 z축을 중심으로  $\psi$ 각 만큼 회전하면 다음과 같은 결과를 얻을 수 있다.

$$C_{bn} = R(\phi, \theta, \psi) = R_\psi R_\theta R_\phi \quad (4-12)$$

$$= \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & -\cos \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \cos \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi & -\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix}$$

회전각이 매우 작을 경우  $\sin \phi \approx \phi$ ,  $\sin \theta \approx \theta$ ,  $\sin \psi \approx \psi$ ,  $\cos \phi = \cos \theta = \cos \psi = 1$  이라고 하면 위 식을 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$C_{bn} = I^{3 \times 3} + I^{3 \times 3} \times \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} 1 & -\phi & \theta \\ \phi & 1 & -\psi \\ -\theta & \psi & 1 \end{bmatrix} \quad (4-13)$$

방향코사인 성분을 이용하여 오일러각을 표현하면 다음과 같다.

$$\phi = \arctan\left(\frac{c_{32}}{c_{33}}\right) = \arctan\left(\frac{\sin\phi\cos\theta}{\cos\phi\cos\theta}\right) \quad (4-14)$$

$$\theta = \arcsin(-c_{31}) = \arcsin(\sin\theta)$$

$$\psi = \arctan\left(\frac{c_{21}}{c_{11}}\right) = \arctan\left(\frac{\cos\theta\sin\psi}{\cos\theta\cos\psi}\right)$$

#### 4.3.3 오일러각을 이용한 자세 계산

동체좌표계에서의 관성측정장치로부터 측정한 각속도를  $p, q, r$  이라고 하고, 오일러각의 변화율을  $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$  이라고 하면 동체좌표계에서의 회전각 속도와 오일러각의 변화율은 다음과 같은 관계를 가진다.

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R(\phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R(\phi)R(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (4-15)$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -\sin\theta & 0 \\ 0 & \cos\theta & \cos\theta\sin\phi \\ -\sin\phi & 0 & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (4-16)$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = C_{\theta\phi} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (4-17)$$

$[\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$  를 풀기 위해서  $C_{\theta\phi}$  의 역행렬을 구하면 다음과 같다.

$$C_{\phi\theta} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi\sec\theta & \cos\phi\sec\theta \end{bmatrix} \quad (4-18)$$

따라서 오일러각의 변화율은 다음과 같이 계산된다.



$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = C_{\phi\theta\psi} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} \quad (4-19)$$

식 (4-18)을 대입하면 다음과 같은 식을 얻는다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi\sec\theta & \cos\phi\sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} \quad (4-20)$$

정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= \dot{p} + (q\sin\phi + r\cos\phi)\tan\theta \\ \dot{\theta} &= q\cos\phi - r\sin\phi \\ \dot{\psi} &= (q\sin\phi + r\cos\phi)\sec\theta \end{aligned} \quad (4-21)$$

#### 4.3.4 쿼터니언을 이용한 자세계산

쿼터니언은 한 개의 스칼라량과 3개의 벡터량으로 좌표변환을 나타낼 수 있으며, 일반적인 벡터계산과 계산방식이 비슷하고 4개의 선형 미분 방정식을 통해 연속적인 자세계산을 수행할 수 있다. 쿼터니언은 다음과 같이 표현된다.

$$q = a + ib + jc + kd \quad (4-22)$$

$\mu$ 는 그림 4-3에서와 같이 벡터  $u$ 와  $v$  사이의 각으로 정의되며 다음과 같이 나타낼 수 있다[23].

$$\mu = \arccos\left(\frac{u \cdot v}{\|u\| \|v\|}\right) \quad (4-23)$$

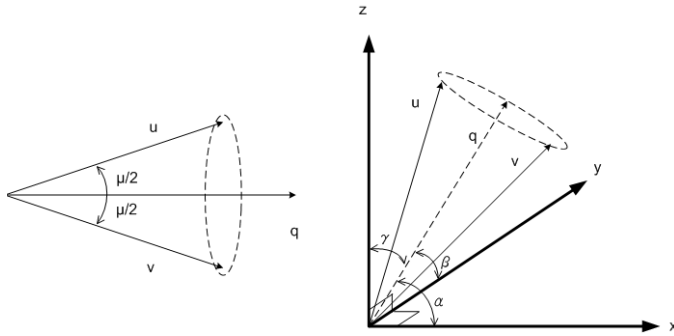


그림 4-3. 쿼터니언 표현법

쿼터니언  $q$ 를 성분으로 표현하면 다음과 같다.

$$q = \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \\ d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\mu/2) \\ (\mu_x/\mu)\sin(\mu/2) \\ (\mu_y/\mu)\sin(\mu/2) \\ (\mu_z/\mu)\sin(\mu/2) \end{bmatrix} \quad (4-24)$$

쿼터니언 각을 방향코사인으로 표현하면 다음과 같다.

$$C_{bn} = \begin{bmatrix} (a^2 + b^2 - c^2 - d^2) & 2(bc - ad) & 2(bd + ac) \\ 2(bc + ad) & (a^2 - b^2 + c^2 - d^2) & 2(cd - ab) \\ 2(bd - ac) & 2(cd + ab) & (a^2 - b^2 - c^2 + d^2) \end{bmatrix} \quad (4-25)$$

오일러각과 쿼터니언각 사이의 관계는 다음과 같다.

$$\phi = \arctan\left(\frac{c_{32}}{c_{33}}\right) = \arctan\left(\frac{2(ab + cd)}{a^2 - b^2 - c^2 + d^2}\right) \quad (4-26)$$

$$\theta = \arcsin(-c_{31}) = \arcsin(2(ac - db))$$

$$\psi = \arctan\left(\frac{c_{21}}{c_{11}}\right) = \arctan\left(\frac{2(ad + bc)}{a^2 + b^2 - c^2 - d^2}\right)$$

관성 좌표계 또는 항법 좌표계에서 동체 좌표계로 변환시 사용되고 있는 3가지 방법은 사용되는 비행체의 운동에 따라 선택적으로 사용될 수 있으며 일반적으로 아래의 표 4-3과 같은 특징을 갖는다.

표 4-3. 좌표변환 방법의 비교

좌표 변환	장 점	단 점
오일러각	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 3개의 미분방정식만 필요</li> <li>2. <math>\phi_0, \theta_0, \psi_0</math>로부터 직접 초기화 가능</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 미분방정식이 비선형</li> <li>2. Singularity가 <math>\theta = \pm 90^\circ</math> 에서 존재</li> <li>3. 변환행렬을 바로 사용할 수 없음</li> <li>4. 좌표축 회전 순서가 중요</li> </ol>
방향 여현	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 미분방정식이 선형</li> <li>2. Singularity가 없음</li> <li>3. 변환 행렬이 바로 계산됨</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 9개의 선형미분방정식이 필요</li> <li>2. 초기계산을 위해 오일러각을 바로 사용할 수 없음</li> <li>3. 계산이 번거로움</li> </ol>
쿼터 니언	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 4개의 선형 미분방정식만 필요</li> <li>2. Singularity가 없음</li> <li>3. 계산이 단순함</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 초기 좌표값이 0이 아니면 오일러각을 사용하여 계산하여야 함</li> <li>2. 오일러각을 바로 사용할 수 없음</li> <li>3. 변환행렬을 바로 사용할 수 없음</li> </ol>

## 4.4 자세 계산 알고리즘

비행체의 자세 계산에는 앞 절에서 설명한 바와 같이 방향여현, 오일러 각, 쿼터니언 등의 방법이 사용되며, 본 논문에서는 4개의 선형 미분방정식을 이용하여 자세를 계산하며 정규화 수행이 쉽고, Singularity가 없고, 계산이 쉬운 장점을 갖는 쿼터니언을 이용한 항공기의 자세를 구하는 알고리즘을 사용하였다.

쿼터니언 자세 표현법을 이용한 쿼터니언  $\mathbf{q}$ 의 미분방정식은 다음과 같다.

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{q} \cdot \mathbf{p} \quad (4-27)$$

여기서

$$\mathbf{p} = [0 \quad \omega^T]$$

$$\mathbf{q} = [a \ b \ c \ d]$$

식(4-27)의 방정식은 다음과 같이 행렬의 형태로 표현할 수 있다.

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{W} \mathbf{q} \quad (4-28)$$

여기서

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & p & -q & 0 \end{bmatrix}$$

이고  $p, q, r$ 은 자이로로부터 측정된 각속도이다.

회전 벡터의 원점이 계산이 갱신되는 시간동안 고정되어 있는 경우 위 방정식의 해는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{q}_{k+1} = \left[ \exp \frac{1}{2} \int_{t_k}^{t_{k+1}} \mathbf{W} dt \right] \mathbf{q}_k \quad (4-29)$$

여기서

$$\int_{t_k}^{t_{k+1}} \mathbf{W} dt = \boldsymbol{\Sigma} = \begin{bmatrix} 0 & -\sigma_x & -\sigma_y & -\sigma_z \\ \sigma_x & 0 & \sigma_z & -\sigma_y \\ \sigma_y & -\sigma_z & 0 & \sigma_x \\ \sigma_z & \sigma_y & -\sigma_x & 0 \end{bmatrix}$$

따라서 (4-29)는 다음과 같이 간단히 표현할 수 있다.

$$\mathbf{q}_{k+1} = \left[ \exp \frac{1}{2} \boldsymbol{\Sigma} \right] \mathbf{q}_k \quad (4-30)$$

지수항을 전개하고 위에서 방향코사인행렬(DCM)을 얻기 위해 사용되는 것과 유사한 전개방법에 의해서 지수항이 다음과 같이 쿼터니언항으로 바뀔 수 있다.

$$\mathbf{q}_{k+1} = \mathbf{q}_k \cdot \mathbf{r}_k \quad (4-31)$$

$$\mathbf{r}_k = \begin{bmatrix} c_c \\ a_s \sigma_x \\ a_s \sigma_y \\ a_s \sigma_z \end{bmatrix} \quad (4-32)$$

$$a_c = \cos\left(\frac{\sigma}{2}\right) = 1 - \frac{(0.5\sigma)^2}{2!} + \frac{(0.5\sigma)^4}{4!} - \dots \quad (4-33)$$

$$a_s = \frac{\sin\left(\frac{\sigma}{2}\right)}{\sigma} = 0.5 \left( 1 - \frac{(0.5\sigma)^2}{2!} + \frac{(0.5\sigma)^4}{4!} - \dots \right) \quad (4-34)$$

$$(0.5\sigma)^2 = 0.25(\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2)$$

앞 절에서 쿼터니언을 비교하는 것에 의해서  $\mathbf{r}_k$ 가 벡터  $\boldsymbol{\sigma}$ 에 대한 크기  $\sigma$ 의 회전을 표현하는 것을 볼 수 있다. 이것은  $t_{k+1}$ 에서의 동체좌표계

(body axes)에서  $t_k$ 에서의 동체좌표계로 변환시키는 쿼터니언이고,  $q_k$ 는 시간  $t_k$ 에서 동체좌표계와 항법좌표계(navigation axes)와의 관계를 나타내는 쿼터니언을 나타낸다. 따라서 쿼터니언  $q$ 는 스트랩다운 자이로에서 얻어지는 동체의 운동(body motion)에 대하여 식 (4-31)에서 식 (4-34)를 반복적으로 사용하는 것에 의해서 갱신된다.

갱신된 쿼터니언의 수치적 안정성을 얻기 위해서 쿼터니언의 정규화(normalization) 과정이 필요하다. 쿼터니언은 각 항의 제곱의 합을 1과 비교하는 것에 의해서 정규화 할 수 있다. 정규화 오차는 다음과 같이 주어진다.

$$\Delta q = 1 - q \cdot q^* \quad (4-35)$$

쿼터니언은 각항을  $\sqrt{q \cdot q^*}$ 로 나누는 것에 의해서 정규화 된다. 그래서 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} q &= \frac{q}{\sqrt{q \cdot q^*}} \\ &= \{1 - \Delta q\}^{-0.5} q \\ &= \left\{1 + \frac{1}{2} \Delta q\right\} q \end{aligned} \quad (4-36)$$

정규화된 쿼터니언로부터 다음의 변환식에 의하여 오일러각을 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \phi &= \arctan\left(\frac{c_{32}}{c_{33}}\right) = \arctan\left(\frac{2(ab+cd)}{a^2-b^2-c^2+d^2}\right) \\ \theta &= \arcsin(-c_{31}) = \arcsin(2(ac-db)) \\ \psi &= \arctan\left(\frac{c_{21}}{c_{11}}\right) = \arctan\left(\frac{2(ad+bc)}{a^2+b^2-c^2-d^2}\right) \end{aligned} \quad (4-37)$$

## 4.5 이산형 칼만 필터

칼만 필터는 대상 시스템의 확률적인 모델과 측정값을 이용하여 시스템의 상태변수를 찾아내는 최적 추정기법이다. 1960년대 초에 칼만 필터가 제안된 이후로 그 응용 범위는 점점 넓어져 왔으며 유도, 항법, 제어의 여러 문제에 성공적으로 적용되고 있다[24,25]. 특히 위성 궤도추정, 위성체 자세결정, 관성항법, GPS, 관성항법과 GPS를 혼합한 통합 항법 등에서 그 진가를 발휘하고 있다.

칼만 필터는 상태식에 의한 시간전파와 측정식에 의한 개선을 통하여 상태값을 추정하게 되는데 실제 상태값과 추정된 상태값의 오차 공분산을 최소화하는 알고리즘이다. 시스템이 선형이고 정규분포를 갖는 백색잡음에 의해 구동되는 칼만 필터는 최소 공분산을 갖는 편향되지 않는 최적의 추정기로 알려져 있다[24,25,26,27].

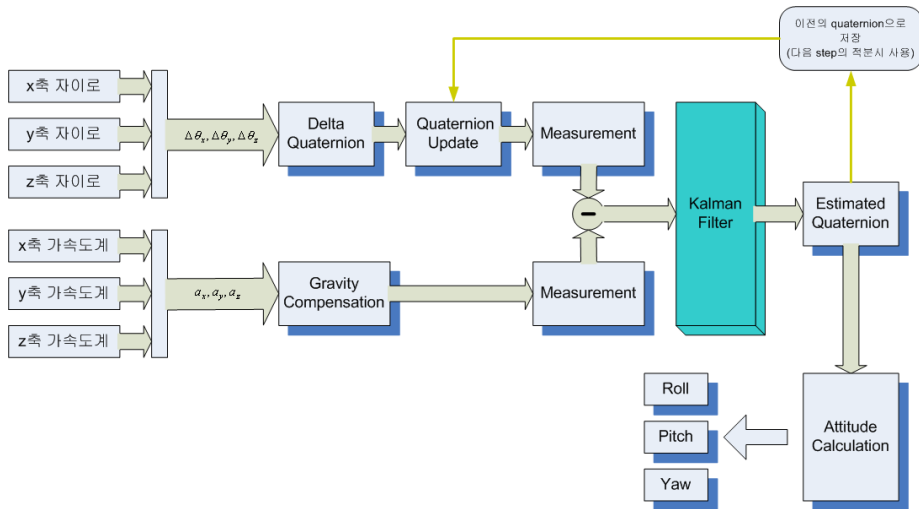


그림 4-4. AHRS 칼만 필터 블록선도

#### 4.5.1 시스템 모델

일반적으로 상태 방정식은 다음과 같이 연속 시간에 대해서 기술된다.

$$\mathbf{z}(t) = \mathbf{H}(t) \mathbf{x}(t) + \mathbf{u}(t) \quad (4-38)$$

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{F}(t) \mathbf{x}(t) + \mathbf{u}(t) \quad (4-39)$$

시스템의 오차상태(Error state)에 대한 연속형 시스템의 상태 방정식과 측정 방정식이 식 (4-38)과 식 (4-39)와 같을 때, 이산화 과정을 통하여 식 (4-40)과 식 (4-41)과 같은 이산형(Discrete-time) 시스템 방정식과 측정 방정식을 얻을 수 있다.

$$\mathbf{x}_k = \Phi_{k-1} \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{w}_{k-1} \quad (4-40)$$

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \quad (4-41)$$

한편 그림 4-5는 이장에서 사용하게 될 이산형 칼만 필터 변수의 시간에 따른 블록선도를 나타낸다[25].

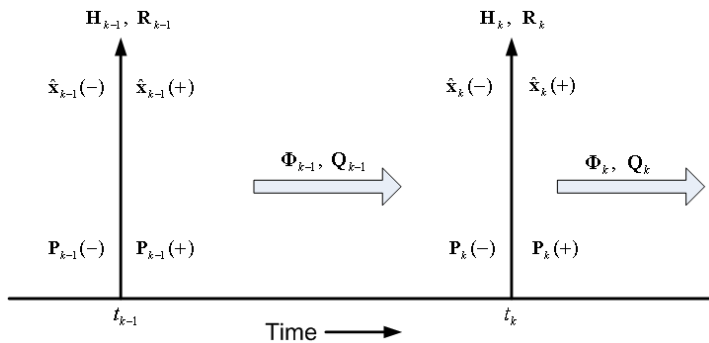


그림 4-5. 이산형 칼만 필터 변수



잡음은 정규분포(Gaussian Distribution)를 갖는 영평균 백색잡음이라고 가정한다. 상태잡음(Process Noise)은 외란 또는 모델의 부정확성에 기인하고, 공분산은 대칭행렬인  $\mathbf{Q}_k$ 를 갖는다.

$$E[\mathbf{w}_k]=0, \quad E[\mathbf{w}_k \mathbf{w}_i^T]=\begin{cases} 0 & k \neq i \\ \mathbf{Q}_k & k = i \end{cases} \quad (4-42)$$

측정잡음(Measurement Noise)은 센서의 부정확성에 기인하고, 공분산은 대칭행렬인  $\mathbf{R}_k$ 를 갖는다.

$$E[\mathbf{v}_k]=0, \quad E[\mathbf{v}_k \mathbf{v}_i^T]=\begin{cases} 0 & k \neq i \\ \mathbf{R}_k & k = i \end{cases} \quad (4-43)$$

상태잡음과 측정잡음은 서로 독립적으로 발생하므로 다음과 같은 직교 특성을 만족한다.

$$E[\mathbf{w}_k \mathbf{v}_i^T]=0, \quad \text{for all } k \text{ and } i \quad (4-44)$$

이때 오차 상태와 공분산행렬(Covariance Matrix)의 초기값은 다음과 같이 표현된다.

$$E[\mathbf{x}(0)]=\widehat{\mathbf{x}}_0 \quad (4-45)$$

$$E[(\mathbf{x}(0)-\widehat{\mathbf{x}}_0)(\mathbf{x}(0)-\widehat{\mathbf{x}}_0)^T]=\mathbf{P}_0 \quad (4-46)$$

#### 4.5.2 칼만 필터 계산 과정

이산형 칼만 필터의 계산은 그림 4-6과 같은 과정에 의해 이루어진다 [28].

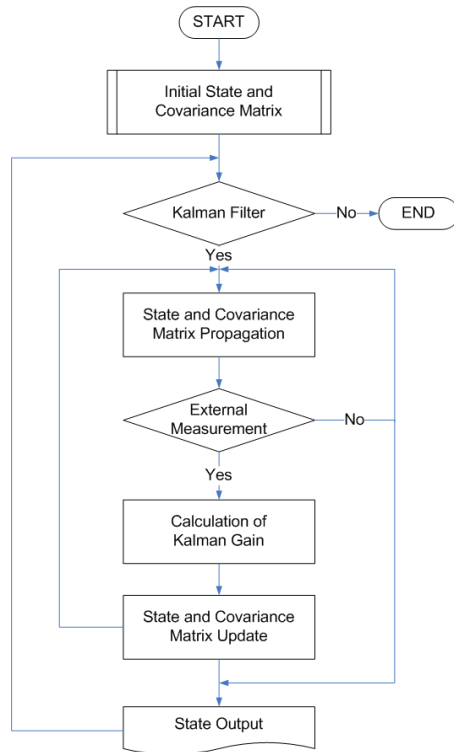


그림 4-6. 칼만 필터 흐름도

먼저 상태 천이 행렬  $\Phi_{k-1}$ 을 이용하여 오차 상태를 전파(propagation)한다.

$$\hat{\mathbf{x}}_k(-) = \Phi_{k-1} \hat{\mathbf{x}}_{k-1}(+) \quad (4-47)$$

오차 공분산 행렬을 전파한다.

$$\mathbf{P}_k(-) = \Phi_{k-1} \mathbf{P}_{k-1}(+) \Phi_{k-1}^T + \mathbf{Q}_{k-1} \quad (4-48)$$

칼만 이득 행렬을 계산한다.

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k(-) \mathbf{H}_k^T [\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k(-) \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k]^{-1} \quad (4-49)$$

식 (4-49)의 계산된 칼만 이득 행렬을 이용하여 오차 공분산 행렬을 갱신 (update)한다.

$$\mathbf{P}_k(+) = [\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k]^{-1} \mathbf{P}_k(-) \quad (4-50)$$

계산된 칼만 이득 행렬과 전파된 오차 상태를 이용하여 오차 상태를 갱신 한다.

$$\hat{\mathbf{x}}_k(+) = \hat{\mathbf{x}}_k(-) + \mathbf{K}_k [\mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}_k(-)] \quad (4-51)$$

## 4.6 자세 계산 알고리즘 검증

자세계산 앞 절에서 설계한 자세 계산 알고리즘과 칼만 필터의 안정성을 알아보기 위해서 정적 상태에서 약 35분 동안 데이터를 받으며 자세계산을 수행하였다. 자세 계산 알고리즘 검증을 위해 사용된 칼만 필터의 상태 전파(propagation) 행렬은 식 (4-28)의 쿼터니언 미분방정식을 이용하였다.

$$\Phi = \frac{1}{2} \quad W = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & p & -q & 0 \end{bmatrix} \quad (4-52)$$

식 (4-52)에서  $p, q, r$ 은 자이로의 출력이다.

상태 잡음과 측정 잡음의 공분산 행렬은 다음과 같다.

$$Q = \begin{bmatrix} 0.005 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.005 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.002 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.002 \end{bmatrix}$$

$$R = \begin{bmatrix} 0.167 & 0 & 0 \\ 0 & 0.06 & 0 \\ 0 & 0 & 0.053 \end{bmatrix}$$

실험 결과는 그림 4-7과 같으며 센서 자체의 노이즈 및 바이어스 드리프트에 의한 영향으로 약  $\pm 1^\circ$ 의 범위 내에서 오일러각으로 표현된 자세가 변하는 것을 볼 수 있다. 하지만 지속적으로 발산하는 형태를 보지는 않는 것으로 보아 어느 정도의 안정성을 갖는다는 것을 알 수 있다.

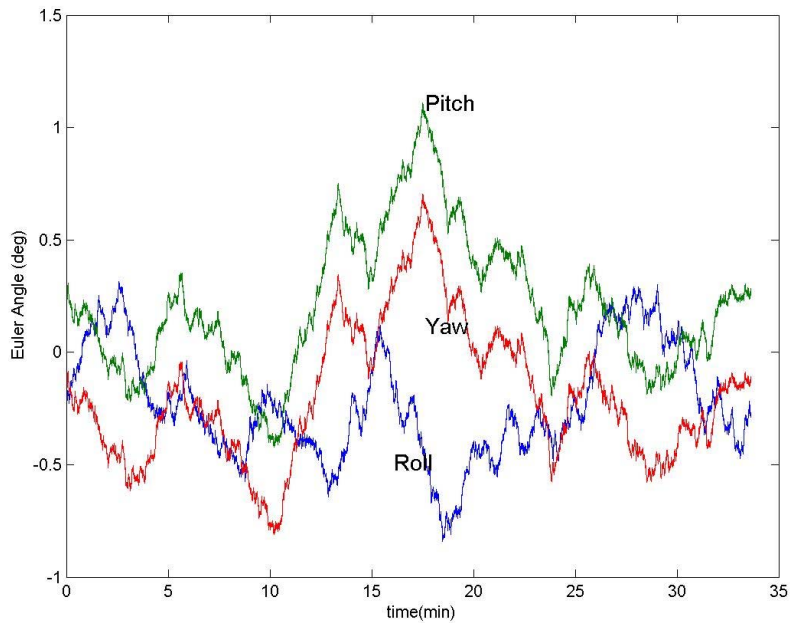


그림 4-7 정적 상태에서 계산된 자세

정적 상태에서 어느 정도의 안정성을 갖는 것을 확인하였으므로 다음 단계로 운동하는 상태에서의 자세 계산 알고리즘의 성능을 검증한다. 오차 보정 시험 시 이용한 진자를 이용하여 자세 계산 알고리즘의 검증을 수행한다. 진자의 운동은 쉽게 예측이 가능하기 때문에 이를 이용하여 실제적인 자세 계산 알고리즘에 의해 계산된 자세를 서로 비교해 볼 수 있다. 실험은 그림 4-8과 같이 오차 보정시험에서와 같이 시험위치 1에 대해서 수행하였다.

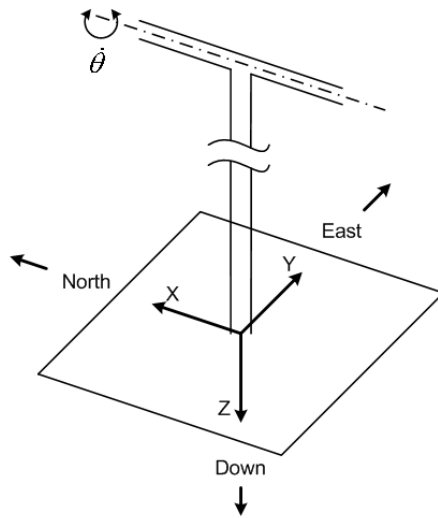


그림 4-8 자세 계산 알고리즘 검증을 위한 진자의 이용

자세측정장치를 위의 그림에서 정의한 좌표축에 정렬시키고 진자 운동을 시켰을 때 센서로부터 출력되는 값을 그림으로 나타내면 다음과 같다.

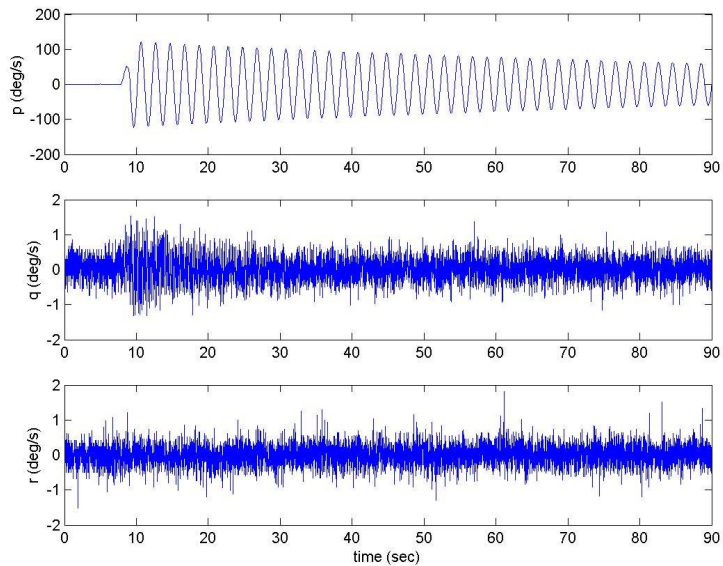


그림 4-9. 자이로 출력값

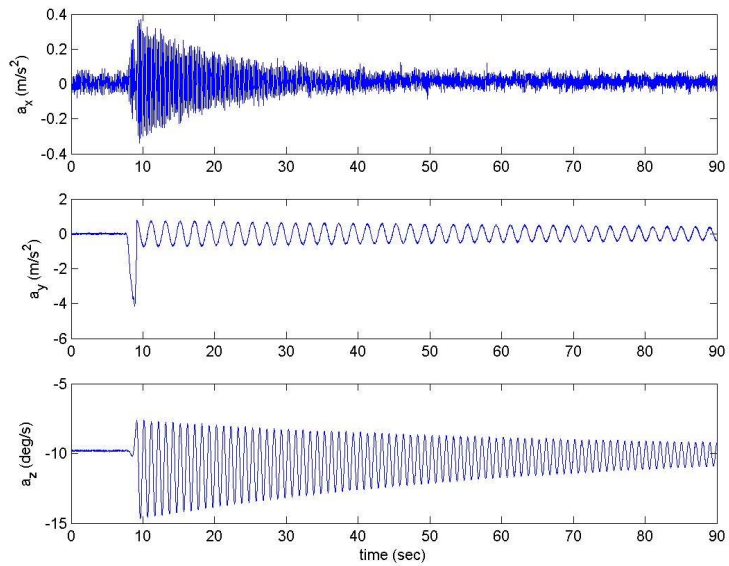


그림 4-10 가속도계 출력값

자세 계산 알고리즘에 의하여 계산된 진자 운동에 의한 롤( $\phi$ )각을 그림 4-11에 나타내었다. 진자의 회전축에 대한 회전운동을 입력으로 받는 축이기 때문에 감소하는 사인 곡선을 이루는 것을 볼 수 있지만 그림 4-12에서 기준값에서 계산값을 뺀 롤각의 오차가 점점 증가하는 것을 볼 수 있다. 오차가 증가한다는 것은 롤각이 시간이 지남에 따라 드리프트 하는 것을 의미하며, 이러한 현상이 나타나는 원인은 정적상태에서의 시험 결과에서도 언급하였듯이 관성센서의 노이즈 및 온도에 따른 바이어스 드리프트에 의한 영향으로 보인다. 관성센서의 오차가 진자 운동에 의한 피치( $\theta$ )각과 요( $\psi$ )각은 그림 4-10과 그림 4-11에 나타내었다. 진자의 회전축이 아니기 때문에 입력이 없으므로 각도값이 zero가 되어야 하지만 출력이 드리프트 하는 현상을 보이는 것을 알 수 있다. 이는 관성센서의 오차 및 계산상의 오차로 인한 것으로 자세 계산 알고리즘 상에서 이들 오차가 계속 누적되어 나타나는 현상이다. 이러한 드리프트 현상을 줄이기 위해서 오차를 보상하는 칼만 필터를 조율(tuning)하는 알고리즘과 시스템의

가관측성을 근거로 보다 좋은 성능을 위해서 추정된 상태 근방에서 시스템을 선형화시키는 확장 칼만 필터에 대한 적용이 필요하다.

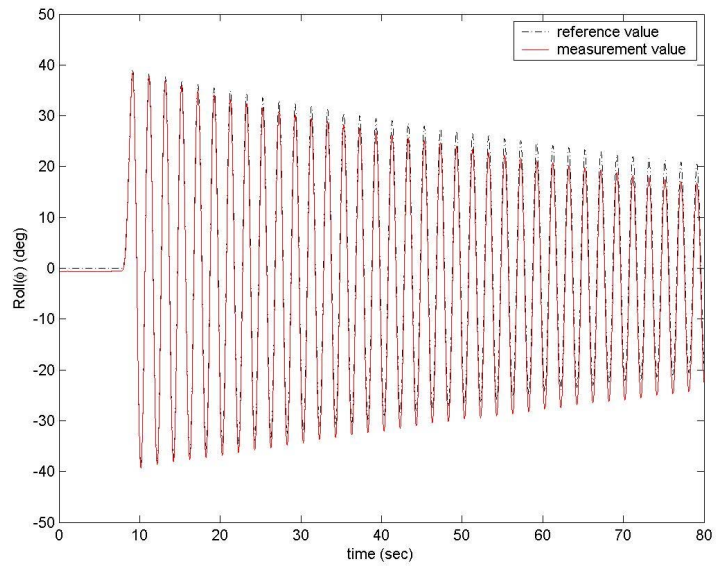


그림 4-11. 진자 운동에 의한 롤( $\phi$ )각

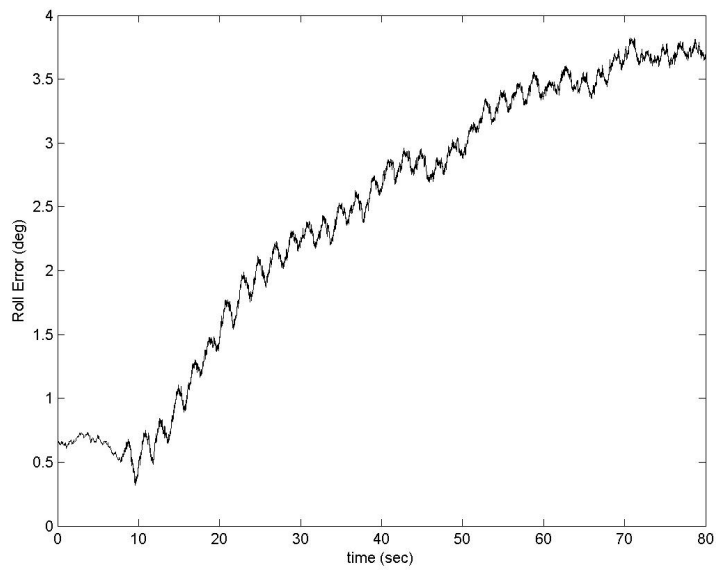


그림 4-12. 진자 운동에 의한 롤( $\phi$ )각의 오차



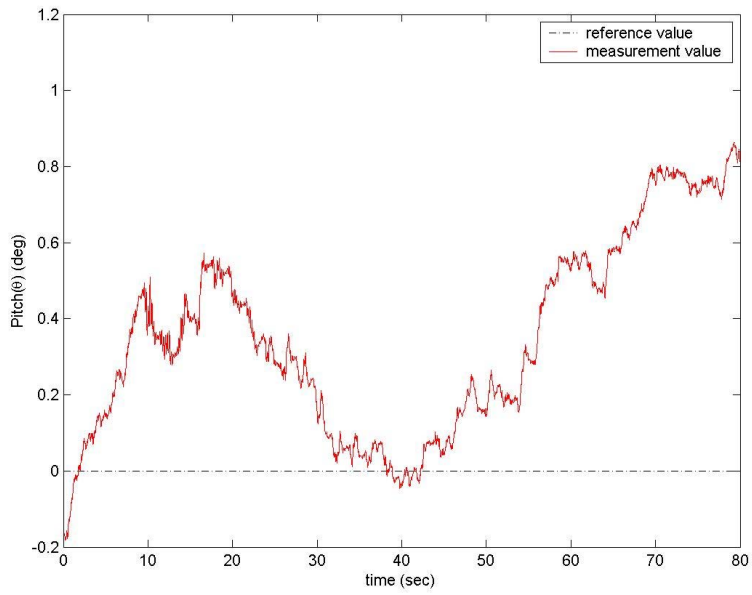


그림 4-13. 진자 운동에 의한 피치( $\theta$ )각

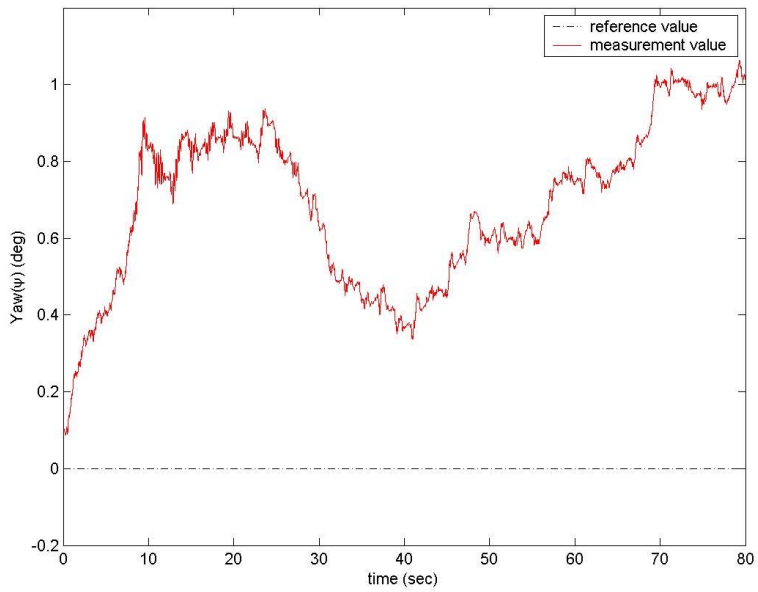


그림 4-14. 진자 운동에 의한 요( $\psi$ )각

## 제 5 장 결론

본 논문에서는 무인항공기의 탑재 제어시스템에서 자세 정보를 제공하기 위해서 MEMS 관성센서와 지자기 센서를 이용한 저가형 자세측정장치(ARHS)를 설계 및 제작하고 개발 시 요구되는 여러 오차 보정시험 방법 및 탑재 알고리즘에 대한 연구를 수행하였다.

스트랩다운형 자세측정장치의 정확성을 증가시키기 위해서는 관성측정장치(IMU)의 오차보정 시험이 필수적으로 이루어져야한다. 기존의 오차보정 시험에는 정밀한 자세와 일정 각속도를 제공하는 2축 내지 3축의 운동 시험대가 필요하였지만 학교나 중소기업 수준에서 이 고가의 장비를 구입하는 것은 매우 어려운 일이다. 이에 본 논문에서는 이러한 문제를 해결하고자 저가로 제작할 수 있으며 복잡한 구성이 필요 없고 운동의 해석이 용이한 진자운동을 이용하여 오차보정 시험을 수행하였다. 시험 결과를 통하여 이 장치에 의한 오차 보정시험 방법이 충분히 저급의 관성센서의 오차를 보정할 수 있다는 결과를 나타내는 것을 볼 수 있었다. 또한 온도 보정시험을 통해서 관성측정장치의 온도 변화에 따른 바이어스 드리프트 현상을 많이 줄일 수 있었다.

이렇게 개발된 관성측정장치를 기반으로 자세계산 알고리즘을 개발하여 자세측정장치를 구성하였다. MEMS 관성센서를 사용한 장치이기 때문에 바이어스 및 환산계수 정확도에서 많이 떨어지다 보니 장시간의 운용을 요구하는 항공기에는 그 사용이 제한적이지만 운용시간이 적은 무인항공기에는 자세측정장치로써 항공기의 자세와 각속도 및 가속도를 제공하며 항법 컴퓨터에 의하여 GPS와 통합된 관성항법시스템을 구성하면 좋은 성능을 발휘할 수 있을 것으로 기대된다.

우수한 관성항법시스템으로 발전시키기 위한 추후 과제로서 열악한 환경에서도 좋은 성능을 낼 수 있도록 진동시험을 비롯한 여러 환경시험이 수행되어야 할 것이다. 또한 소프트웨어적인 성능 향상 접근 방법으로서

GPS 통합하는 알고리즘을 개발하고 항법 오차를 보상하기 위한 칼만 필터의 설계가 요구된다.

## 참고문헌

- [1] A.B. Chatfield, “Fundamentals of High Accuracy Inertial Navigation”, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, 1997
- [2] 김종철 외 10명, “관성항법 및 위성항법 시스템 기술연구 개발”, 한국항공우주연구소, 2000. 8
- [3] 박찬국 외, “항공우주 제어 기술 특집 - 관성항법장치 기술”, 제어자동화시스템공학회지 제3권 제2호, 1997
- [4] 박찬국, 진용, “INS/GPS 결합 항법 시스템”, 제어자동화시스템공학회지 제5권 제6호, 1999
- [5] Robin B. Miller, “A New Strapdown Attitude Algorithm”, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.6, No4, pp.287-292, 1983
- [6] M.B. Inagni, “Optimal Strapdown Attitude Integration Algorithms”, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.13, No.2, pp.363-369, 1990
- [7] Paul G. Savage, “Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithm Design Part 1 : Attitude Algorithms”, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.21, No.1, pp.19-28, 1998
- [8] Paul G. Savage, “Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithm Design Part 2 : Velocity and Position Algorithms”, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.21, No.2, pp.208-221, 1998
- [9] 박찬국 외, “스트랩다운 관성항법시스템의 초기 개략정렬 알고리즘”, Proceeding of 11th KACC, Oct. 1996

- [10] 김종혁, 문승욱 외 4명, “스트랩다운 관성항법시스템의 초기정렬 알고리즘 구현”, 제어자동화시스템공학회지 제 6권 제 2호, 2000
- [11] “ADXL210 DataSheet”, Analog Devices, 2004
- [12] “ADXRS150 DataSheet”, Analog Devices, 2004
- [13] “HMC1052 DataSheet”, Honeywell,
- [14] 김상섭, 진 용, 조성운, 박찬국, 지규인, 이영재, “저급 IMU의 오차 보정”, 한국항공우주학회 춘계학술대회 논문집, 2000년 4월
- [15] 성상만 외, “관성측정장치의 오차계수 식별기법 및 실험”, Proceeding of 11th KACC, Oct. 1996
- [16] 이상종 외, “3축 모션 테이블을 이용한 관성항법센서의 에러계수 추정”, 한국항공우주학회 춘계 학술발표회 논문집, 1999
- [17] 최기영, 김용호, 박상웅, “진자운동을 이용한 관성측정장치의 오차 보정 시험”, 한국항공우주학회 춘계 학술발표회 논문집, 2004
- [18] D.H. Titterton and J.L. Weston, “Strapdown Inertial Navigation Technology”, Peter Peregrinus Ltd., 1997
- [19] Michael J. Caruso, “Application of Magnetoresistive Sensors in Navigation Systems”, In Sensors and Actuators, 1997, SAE, 1997.
- [20] Jared J. Mach, “Toward Auto-Calibration of Navigation Sensors for Miniature Autonomous Underwater Vehicles”, Thesis of Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003
- [21] Thomas Stork, “Electronic Compass Design using KMZ51 and KMZ52”, Philips Semiconductors AN00022, 2000

- [22] Gebre-Egziabher, D., Elkaim, G., Powell, J.D., and Parkinson, B.  
“A Non-Linear, Two-Step Estimation Algorithm For Calibrating  
Solid-State Strapdown Magnetometers”, International Conference  
on Integrated Navigation Systems, 2001
- [23] Sven Ronnback, “Development of a INS/GPS navigation loop for  
an UAV”, Lulea Univ. Master’s Thesis, 2000
- [24] Robert G. Brown and Patrick Y.C. Hwang, “Introduction to  
Random Signal and Applied Kalman Filtering”, 3rd ed, Wiley,  
New York, 1998
- [25] Arthur Gelb, “Applied Optimal Estimation”, MIT Press, 1996
- [26] Mohinder S. Grewal and Angus P. Andrews Navtech  
“Kalman Filtering: Theory and Practice Using MATLAB”, 2nd  
Edition, 2001
- [27] Mohinder S. Grewal, Lawrence R. Weill and Angus P. Andrews,  
“Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and  
Integration”, John Wiley Publishing, 2001
- [28] 현영목, “GPS/INS 통합항법을 이용한 항공기 자동착륙 시스템의  
성능 연구”, 공학석사학위논문, 인하대학교 항공공학과, 2000
- [29] 박상웅, “MEMS 가속도계와 세라믹 진동자이로를 사용한 스트랩  
다운 인공수평의에 대한 연구”, 공학석사학위논문, 인하대학교 항공  
공학과, 2004

## 감사의 글

연구실에 들어온 지 엿그제 같은데 시간은 쏜살같이 흘러 벌써 학위 논문을 쓰고 졸업을 하게 되었습니다. 지난 시간을 되돌아보며 많은 도움과 격려를 해주신 여러분들에게 감사의 마음을 전하고자 합니다. 혹시라도 누락됐다고 슬퍼하거나 노여워하지 마시기 바랍니다.

2년 동안 많이 부족한 저에게 학문적으로 이끌어주시고 신경써주신 존경하는 최기영 교수님과 비행제어 실험실을 이끌어주고 계시고 많은 공학적인 기본자세를 가르쳐 주신 박춘배 교수님께 깊은 감사를 전합니다. 뿐만 아니라 많은 가르침을 주신 항공과의 최동환 교수님, 김범수 교수님, 김기욱 교수님, 이승수 교수님, 노태성 교수님, 조진연 교수님께 진심으로 감사를 드립니다.

2년간 함께 생활한 비행역학 및 제어 연구실의 여러 선후배님에게도 감사를 드립니다. 최고참으로서 연구실을 이끌다 보니 가끔은 싫은 소리도 하지만 후배들을 항상 챙겨주려 하는 성환이형을 비롯하여, 기쁠 때나 힘들 때나 언제나 함께 했던 성수형, 준한이형, 민성이형, 진혁이형, 민우형에게 감사의 말을 전합니다. 모두들 사회에서 훌륭한 사람이 될 것을 믿어 의심치 않습니다. 많이 파이팅하고 서로 연락 자주하기를 바랍니다. 6명의 선배를 챙기느라 고생 많았던 태완이형과 병룡이형, 훈희에게 감사드립니다. 그리고 힘든 사회에서 각자의 자리에서 열심히 일하고 있는 연구실 선배님들인 성희형, 홍진이형, 현철이형, 우성이형, 상웅이형에게 감사를 드립니다. 연구실 신입생인 재화형, 태인, 장모, 중섭, 종후, 두열 세아는 열심히 연구해서 좋은 성과를 이루기 바랍니다.

대학원 생활하면서 자주 연락은 못했지만 마음은 언제나 함께였던 친구들인 성수, 형석, 시형, 문선, 종훈이와 자아완성과 사회정의 구현을 위해 열심히 봉사하는 자랑스러운 우리 산호의 여러 선후배들에게 감사의 말을 전합니다.

학교 생활하면서 가장 큰 의지가 된 동문 선배님들인 정남이형, 세강이형, 찬민이형, 형민이형, 성제형, 완용이형, 우철이형, 상혁이형과 후배인 준희, 은제, 경재에게 감사의 말을 전합니다.

마지막으로 못난 자식을 대학원까지 뒷바라지 해주시느라 고생 많이 하신 아버지, 어머니를 비롯한 사랑하는 우리 가족에게 감사의 말을 전합니다.

2004년 1월 15일      김 용 호