

Original Article

Evaluation of Inertial Measurement Sensors for Attitude Estimation of Agricultural Unmanned Helicopter

Yeonghwan Bae¹, Minseok Oh², and Young Mo Koo^{3*}

¹Industrial Machinery Engineering Department, Sunchon National University, Jeonnam 540-742, Korea

²Hansung Well tech Co., Ltd, Busan 617-843, Korea

³Bio-industrial Machinery Department, Kyungpook National University, Daegu 702-701, Korea

농용 무인 헬리콥터의 자세추정을 위한 관성센서의 성능 평가

배영환¹ · 오민석² · 구영모^{3*}

¹순천대학교 생명산업과학대학 산업기계공학과, ²한성웰텍(주), ³경북대학교 농업생명과학대학 생물산업기계공학과

Received: May 13 2014 / Revised: June 8 2014 / Accepted: June 12 2014

Abstract The precision aerial application of agricultural unmanned helicopters has become a new paradigm for small farms with orchards, paddy, and upland fields. The needs of agricultural applications require easy and affordable control systems. Recent developments of MEMS technology based on inertial sensors and high speed DSP have enabled the fabrication of low-cost attitude system. Therefore, this study evaluates inertial MEMS sensors for estimating the attitude of an agricultural unmanned helicopter. The accuracies and errors of gyro and acceleration sensors were verified using a pendulum system. The true motion values were calculated using a theoretical estimation and absolute encoder measurement of the pendulum, and then the sensor output was compared with reference values. When comparing the sensor measurements and true values, the errors were determined to be 4.32~5.72%, 3.53~6.74%, and 3.91~4.16% for the gyro rate and x -, z - accelerations, respectively. Thus, the

measurement results confirmed that the inertial sensors are effective for establishing an attitude and heading reference system (AHRES). The sensors would be constructed in gimbals for the estimating and proving attitude measurements in the following paper.

Keywords: agricultural unmanned helicopter, attitude measurement, inertial sensor, gyroscope sensor, accelerometer

서론

농용 무인 헬리콥터는 방제 작업에 있어 새로운 패러다임으로 그 위치를 굳혀가고 있다. 우리나라에서 벼농사는 물론 전작, 과수 등의 소규모 필지의 정밀방제에 이용되고 있고 선진 농업국가에서는 이미 무인항공기술을 농업 전반에 이용하고 있다(Park and Koo, 2012).

작업 반경이 100~200 m 이내로 제한되는 농용헬리콥터는 로터부와 테일부의 작동이 서보 모터에 의해 행해지므로 자세 제어시스템의 성능과 신뢰성이 무인항공기의 임무 수행능력을 좌우하게 되고, 따라서 관성측정 센서에 의한 비행제어 시스템이 중요하다. 하지만 상용화된 자세측정장치는 고가이기 때문에 농용헬리콥터에 적용하기 위하여 소형이면서 저가의 자세측정 장치에 대한 개발이 필요하다. 최근에는 MEMS(micro-electro mechanical systems) 기술의 발전으로 작고 저가의 관성 센서들이 많이 개발되었다. 대부분의 저가형

*Corresponding author: Young Mo Koo
Tel: 82-53-950-5788; Fax: 82-53-950-6780
E-mail: ymkoo@knu.ac.kr

This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

© 2014 Institute of Agricultural Science and Technology, Kyungpook National University

자세측정 장치들은 자이로 센서, 가속도 센서 같은 MEMS 센서들로 구성되었다. 이러한 관성 센서들을 직접 동체에 부착하여 동체의 관성 정보들을 얻고 이 관성 정보들을 이용해서 자세를 계산한다(Heo, 2009; Kim, 2010).

가속도계로 구한 자세에는 오차가 있지만 시간이 지나도 그 오차가 일정 범위 안에 머무르는 장점을 가졌고, 자이로 센서는 자세 변화는 잘 감지하지만 시간이 지나면 오차가 누적되어 발산하는 단점이 있다. 즉 단기적으로는 자이로 자세가 신뢰성이 있고 장기적으로는 가속도 자세가 변하지 않아 두 센서는 상호 보완하여 사용할 수 있다(Lee and Jeong, 2004). 자이로 센서와 가속도계의 센서 융합 원리는 자이로 센서의 자세 오차를 가속도계로 보정하는 것으로 가속도계로 결정한 자세가 칼만 필터의 입력값이 되고 자이로 측정자세를 보정하게 된다. 자이로 센서와 가속도계의 센서 융합에 필요한 측정시스템 모델은 롤각, 피치각과 요각의 물리량을 기본적인 자세의 상태변수로 선택할 수 있다(Park and Koo, 2012).

관성항법은 자이로와 가속도계의 출력을 기초로 하여 수학적 계산과 추정이론으로 자세 및 위치를 결정하는 시스템으로 오차가 크기 때문에 IMU(Inertial Measurement Unit)는 기준 좌표계를 유지하는 짐벌로 구성되어 있고 자이로가 기준점을 안정화 해주고 있다. 자이로나 가속도계와 같은 센서 보상 방법에 대한 문제와 초기정렬 등에서 생기는 오차의 문제를 주로 칼만필터 등을 통하여 해결하고 있다(Shim et al., 2000; Kim and Shim, 2003). Ohyama and Furuta(1985)와 Pallet et al.(1991)은 모형헬리콥터를 5-DOF 짐벌에 장착하여 이러한 이론들을 구현하였다. Shim(1993)은 모형헬리콥터 정지 비행제어에 관한 연구에서 비선형모델을 기초로 한 정지비행을 구현하였다.

MEMS 기술을 이용한 관성센서들의 개발과 DSP(digital signal processor)와 같이 빠르고 효율적인 프로세서를 바탕으로 정확하고 소형의 저가 IMU가 가능하게 되었다. 따라서 앞으로 더욱 손쉽게 GPS를 통합한 자세측정장치(AHRES: attitude heading reference system)시스템들이 쉽게 적용될 수 있다. 상업용으로는 DJI Innovations, weControl 및 Cloud Cap Tec. 등에서 무인기를 위한 비행제어시스템을 개발하여 판매

하고 있으며 대학 및 연구기관에서 다양한 프로세서와 센서 등을 선택하여 비행조종 컴퓨터 시스템을 구성하고 있다. 관성센서 및 자이로 센서로 이루어진 AHRES는 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 하며 가속도 센서 및 자이로 센서의 데이터를 추정되는 이론값과 비교하여 검증할 필요가 있다(Kim, 2005).

본 연구에서는 궁극적으로 무인헬기의 자세추정을 위해 MEMS 관성센서의 진자운동 데이터와 이론값을 비교하여 관성센서의 정확도 등 성능을 검증하고자 하였다.

재료 및 방법

관성센서

저가, 저전력 및 소형의 IMU를 구성하기 위한 MEMS 센서는 6 자유도(3축 병진, 3 축 회전) 운동 및 자세 추정에 요구되는 기본적인 성능을 만족하여야 한다. 무인헬리콥터의 특성상 센서의 소모 전력이 최소화 되어야 하고 센서의 입력 전압은 3.3 V 또는 5 V로 규격화 되어야 한다. 센서의 출력은 아날로그 또는 SPI(serial peripheral interface)로 하여 프로세서 내의 10 bit ADC를 통해 센서의 출력을 입력 받거나, 프로세서의 SPI 통신 기능을 이용해 디지털 값으로 변환된 데이터를 입력 받도록 하였다. 그리고 방재용 무인헬리콥터의 특성상 고온에서도 운용이 가능해야 하며, 센서 데이터 출력 속도는 40 Hz 이상의 성능을 가져야 한다.

Table 1에는 본 연구에서 사용된 자이로 센서의 특성을 보였다. 3 축(롤, 피치, 요)의 각속도 측정을 위해 두 가지의 자이로 센서를 사용하였는데, 롤 각과 피치 각 측정에는 2 축 측정이 가능한 LPR530AL 센서를 사용하였고, 요(yaw) 각 측정에는 LY530ALH 센서를 사용하였다. 자이로 센서를 통해

Table 1. Specifications of yaw rate gyro sensor¹, and roll and pitch gyro sensor² used in the experiments

Parameter	Test Conditions	Min.	Typical	Max.	Unit
Measurement range	4× OUT (amplified)		±300		%/sec
	OUT (not amplified)		±1200		%/sec
Sensitivity	4× OUT (amplified)		3.33		mV ^o /sec
	OUT (not amplified)		0.83		mV ^o /sec
Sensitivity change vs. temperature	Delta from 25°C (LY530ALH)		0.05		%/°C
	" (LPR530AL)		0.03		%/°C
Zero-rate level change vs. temperature	Delta from 25°C		0.05		%/sec/°C
Bandwidth			140		Hz
Operating temperature range		-40		+85	°C

1, LY530ALH.

2, LPR530AL, ST Microelectronics Co.

Table 2. Specifications of acceleration sensor¹ used in the experiment

Parameter	Test Conditions	Min.	Typical	Max.	Unit
Measurement range	User selectable	±2	4, 8	16	g
Output Resolution	Each axis				
All g Ranges	10-bit resolution		10		Bits
±2 g Range	Full resolution		10		Bits
±4 g Range	Full resolution		11		Bits
±8 g Range	Full resolution		12		Bits
±16 g Range	Full resolution		13		Bits
Sensitivity at					
X _{out} , Y _{out} , Z _{out}	±2 g, 10-bit or full resolution	232	256	286	LSB/g
X _{out} , Y _{out} , Z _{out}	±4 g, 10-bit resolution	116	128	143	LSB/g
X _{out} , Y _{out} , Z _{out}	±8 g, 10-bit resolution	58	64	71	LSB/g
X _{out} , Y _{out} , Z _{out}	±16 g, 10-bit resolution	29	32	36	LSB/g
Sensitivity Change vs. Temperature			±0.0		%/°C
Measurement Rate	User selectable	6.25		3200	Hz
Operating Voltage Range		2.0	2.5	3.6	V
Operating Temperature range		-40		+85	°C

1, ADXL345, ANALOG DEVICES Co.

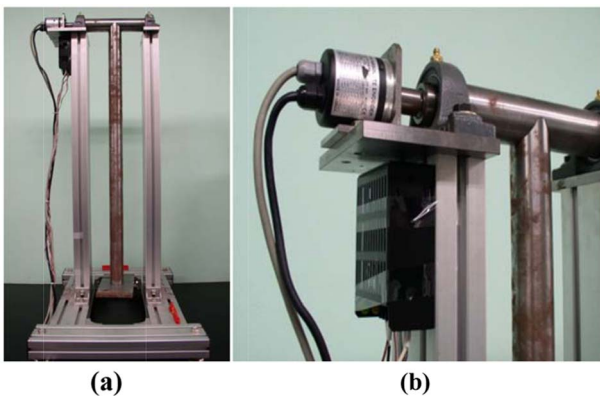


Figure 1. Pendulum experimental setup (a) and absolute encoder (b) for evaluation of gyro sensor and accelerometer.

얻어지는 각 축 방향의 가속도 값을 적분하여 각 축 방향의 각 변위를 연산하였다. 가속도의 측정 범위는 방재용 무인헬리콥터의 운동 특성을 고려하여 ±150 deg/s로 설정하여 센서의 분해능을 높일 수 있도록 하였다.

Table 2는 본 연구에 사용된 3축 가속도 측정이 가능한 ADXL345 센서의 특성을 보였고 이 센서는 가속도 측정 범위를 선택할 수 있으며, 본 실험에서는 ±2 g로 설정하여 측정 범위를 작게 하고, 10 bit의 분해능으로 가속도 값을 정밀하게 측정할 수 있도록 하였다. 센서의 중량 및 부피를 최소화하기 위해 소형의 센서를 선택하였다.

진자(pendulum) 운동장치

자이로 센서와 가속도 센서의 검증을 위하여 진자 기구를 Figure 1(a)와 같이 제작하였다. 진자의 추는 길이 800 mm, 직경 40 mm의 철재 봉과 봉 끝 부분에 부착된 100×200×10 mm(t)의 철판으로 구성하였다. 진자의 회전축에는 다회전 절대위치 엔코더(multi turn absolute encoder, EPM50S8-1013-B-PN-24,

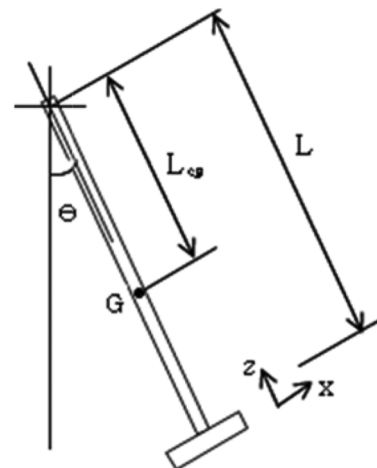


Figure 2. Dimensions of pendulum for estimating theoretical angular velocity and accelerations.

Autonics Co.)를 Figure 1(b)와 같이 설치하여 추의 회전각도 변위데이터를 수집하였다.

진자의 각도는 엔코더 값을 기준으로 하였으며, 추가 외부의 영향 없이 정지되어 있는 상태를 0°로 설정하였다. 실험은 추의 각도가 15° 및 30° 상태에서 중력에 의한 자유 진자운동을 시키는 방법으로 하였고, 이러한 진자 운동시 출력되는 가속도 센서 데이터, 자이로 센서데이터와 엔코더 데이터는 시리얼 통신을 통하여 수집하였다. 수집된 센서 데이터 값은 Figure 2를 기본 개념으로 유추된 이론적인 계산값과 비교하여 편차 및 정확도를 검증하였다.

진자운동 이론

이론적인 계산식은 Figure 2를 기본설계로 다음과 같이 유도하였다. 가속도는 계에 작용하는 토크의 결과로 발생하므로

$\tau = I_0\alpha$ 및 $\alpha = aL$ 의 관계로부터 시간과 각도에 관한 근사식 Equation (1)과 가속도에 관한 근사식을 유추하였다. 여기서, τ : Torque(N·m), α : Angular acceleration(rad/s²)이다.

$$\theta(t) = \theta_{max} \cos\left(\sqrt{\frac{mgL_{cg}L}{I_0}}t\right) \quad (1)$$

센서에 작용하는 가속도는 정적 가속도 성분과 동적 가속도 성분의 합이므로 x축 및 z축 방향 가속도 식에 적용하였다. 진자는 회전 운동으로 인하여 진자추를 축으로 하는 방향으로 원심력의 영향이 있으므로 z축 방향에 구심 가속도 성분을 추가하여 Equation (2)를 유추하였고, 가속도에 대한 이론값 계산에 이용하였다. 그리고 Equation (1)을 미분하여 각속도에 관한 Equation (3)을 구하였고, 이를 센서의 각속도 검증에서 기준이 되는 이론값 계산에 이용하였다.

$$a_x = -g \sin\theta + \frac{mg\theta L_{cg}L}{I_0}$$

$$a_z = -g \cos\theta - L\omega^2 \quad (2)$$

$$\omega = -\theta_{max} \sqrt{\frac{mgL_{cg}L}{I_0}} \sin\left(\sqrt{\frac{mgL_{cg}L}{I_0}}t\right) \quad (3)$$

where,

- a_x : Acceleration of x direction (m/s²)
- a_z : Acceleration of y direction (m/s²)
- I_0 : Mass moment of inertia (2.7092 kg·m²)
- L: Distance of sensor from pivot (0.78 m)
- L_{cg} : Distance of G from pivot (0.4672 m)
- g: Acceleration of gravity
- θ : Angle (rad)
- m: Mass (9.4904 kg)
- ω : Angular speed (rad/s)
- θ_{max} : Maximum angle of pendulum (rad)
- t: Time(s)

본 실험에서는 제작한 진자 장치의 체원 및 재질에 의해서 위의 Equations(2)와 (3)을 다음의 Equations(4)와 (5)로 정리하였다.

$$a_x = -g \sin\theta + 1.2766g\theta$$

$$a_z = -g \cos\theta - 0.78\omega^2 \quad (4)$$

$$\omega = -4.005\theta_{max} \sin(4.005t) \quad (5)$$

결과 및 고찰

자이로(gyro)센서

진자 추의 운동 진폭이 $\pm 15^\circ$, $\pm 30^\circ$ 일 때 엔코더 각도, 엔코더 각도에 의한 각속도, Equation(5)에 의해 이론적으로 계산

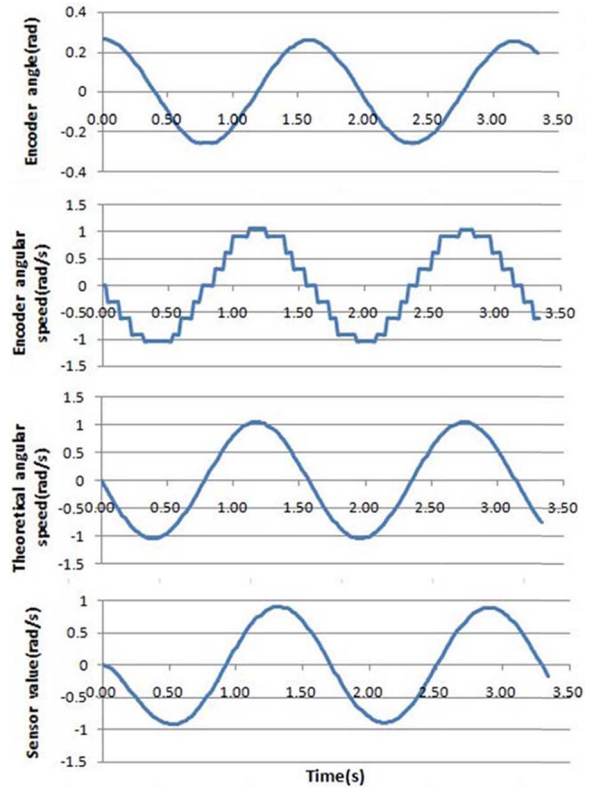


Figure 3. Comparison of angular speeds for encoder output, theoretical value and gyro sensor output at swing angle of $\pm 15^\circ$.

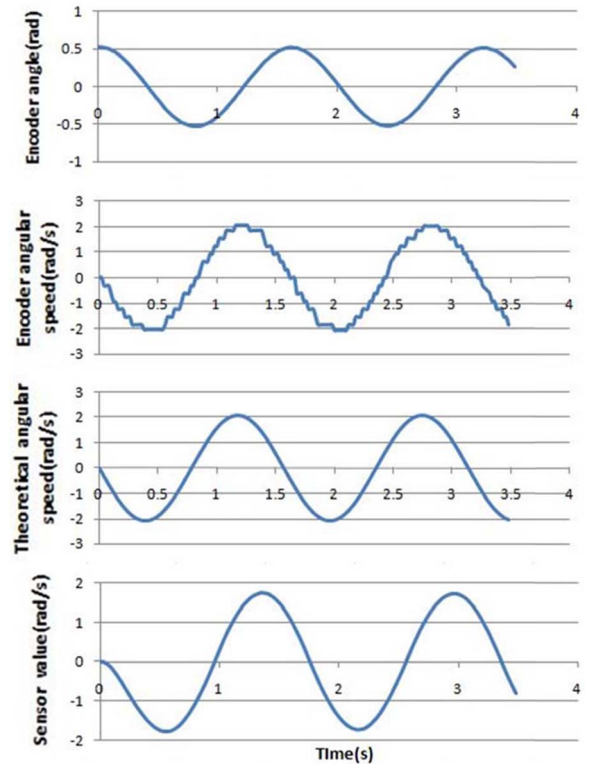


Figure 4. Comparison of angular speeds for encoder output, theoretical value and gyro sensor output at swing angle of $\pm 30^\circ$.

Table 3. Evaluation of angular velocities using encoder, gyro sensor and theoretical data from the pendulum experiment

Ratio	Swing angle					
	±15°			±30°		
	Avg. deviation (rad/s)	Deviation rms (rad/s)	Accuracy (%)	Avg. deviation (rad/s)	Deviation rms (rad/s)	Accuracy (%)
Encoder output/ theoretical value	0.1034	0.1264	4.93	0.1514	0.1844	3.62
Gyro sensor / theoretical value	0.0906	0.1033	4.32	0.2389	0.2695	5.72
Gyro sensor/ encoder output	0.1134	0.1467	4.62	0.1902	0.2300	4.43

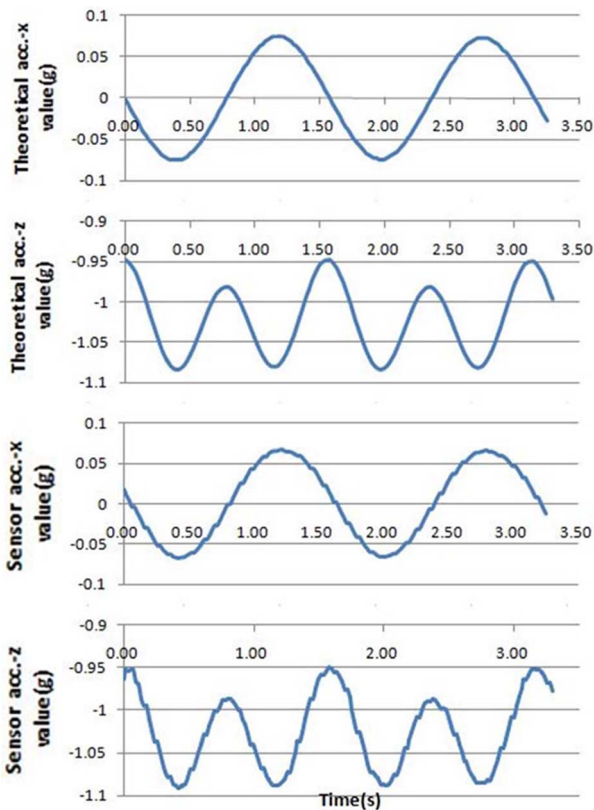


Figure 5. Comparison of x-, z-axes accelerations for theoretical value and accelerometer output at swing angle of ±15°.

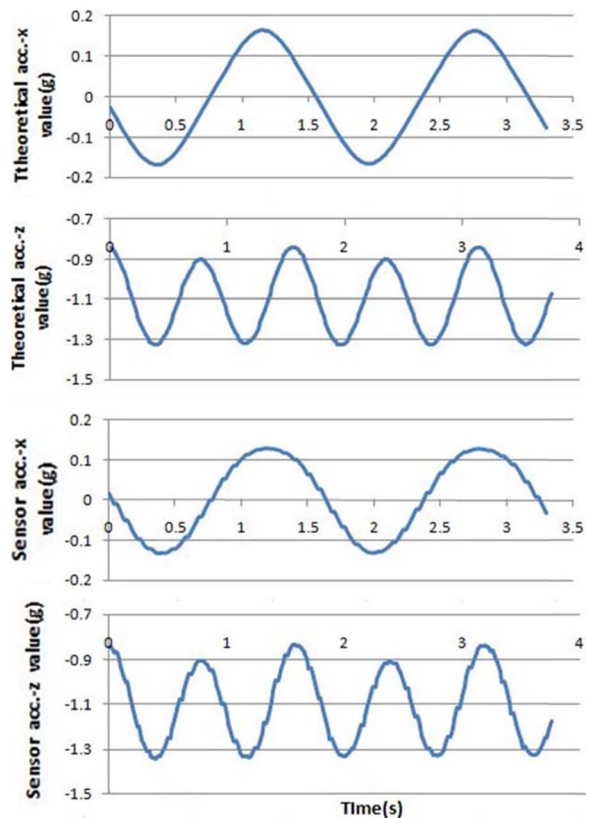


Figure 6. Comparison of x-, z-axes accelerations for theoretical value and accelerometer output at swing angle of ±30°.

한 가속도 및 센서 출력 값을 Figures 3과 4에 나타내었다. 진자 운동은 본 실험에서 설정한 x-축 방향으로만 운동하므로 x-축 방향의 자이로 값만 변화가 있었다. 엔코더 데이터를 기준으로 하였을 때 자이로 센서 데이터는 peak 값 비교에서 평균 0.11초의 시간 차이를 나타내었다. 센서의 설치 위치가 진자 추의 중심축에서 x-축 방향으로 -53 mm 위치에 설치되어 있어서 진자 추와 -3.79° 각을 형성하여 peak 값 발생이 지연되므로 실제 시간 지연은 0.05 초로 나타났다. 이는 엔코더의 샘플링 타임과 센서 신호의 샘플링 타임의 차이 때문이다. 엔코더 데이터에 의한 가속도 그래프에서 최대와 최소 가속도 지점에서 순간 가속도 값이 불안정하게 나타났다. 이는 엔코더 데이터와 시간 데이터의 샘플링 타임 차이로 인해 발생한 것으로 분석되었다.

센서 출력값은 이론값과 엔코더에 의한 가속도 값에 비해 다소 작게 나타났다. 엔코더에 의한 가속도 값 및 센서 값에 대한 이론값과의 편차, 그리고 엔코더에 의한 가속도 값과 센서 값의 편차에 대한 편차의 평균값, 편차 rms값 및 정확도를 분석한 결과를 Table 3에 나타내었다. 자이로 센서의 정확도는 표시값의 약 4.5% 내외인 것으로 평가되었다.

가속도센서(accelerometer)

진자 실험 장치에서 가속도 센서의 성능 평가는 Equation (4)에 의해 계산된 이론값과 가속도 센서 데이터 값을 비교하여 실행하였다. 진자 운동의 특성상 x-축 방향(진자의 회전 방향)과 z-축 방향(지면에 수직 방향)의 가속도가 변화하므로 x, z 두 개의 축에 대하여 가속도 값을 비교하였다.

Table 4. Comparison of accelerations using accelerometer and theoretical data from the pendulum experiment

Axis	Swing angle $\pm 15^\circ$			Swing angle $\pm 30^\circ$		
	Avg. deviation (rad/s)	Deviation rms (rad/s)	Accuracy (%)	Avg. deviation (rad/s)	Deviation rms (rad/s)	Accuracy (%)
x	0.00523	0.00582	3.53	0.02243	0.02508	6.74
z	0.00534	0.00656	3.91	0.02030	0.02716	4.16

진자의 운동 범위 $\pm 15^\circ$ 및 $\pm 30^\circ$ 에 대한 x- 및 z-축의 가속도에 대한 이론값과 센서값을 Figures 4와 5에 나타내었다. 센서가 진자추의 축에서 -53 mm 벗어난 지점에 설치되어 진자추의 중심축에 대하여 3.79° 각을 이루고 있다. 이런 원인으로 추의 진자운동에서 2 곳의 상사점의 가속도 센서의 높이 차이가 발생하므로 z-축에 대한 가속도 값에서 차이가 있었다. 엔코더의 샘플링 타임과 센서 신호의 샘플링 타임의 차이로 인하여 평균 0.047 sec의 시간 지연이 있었다.

진자추의 운동 범위 $\pm 15^\circ$ 및 $\pm 30^\circ$ 에 대한 x-축과 z-축 가속도의 이론값에 대한 센서 데이터 값을 비교하여 편차 및 정확도를 Table 4에 나타내었다. 진자추의 진폭의 증가에 따라서 x- 및 z-축에 대한 이론값과 센서값의 편차 및 오차 비율이 증가함을 보였다. 자 운동범위가 $\pm 30^\circ$ 인 경우인 방향에 대한 편차 폭이 증가하였다. 이는 x-축 방향에 대한 센서 값에서 간헐적으로 돌출되는 데이터가 나타나서 편차가 증가한 것으로 보인다. 본 연구에 사용된 가속도 센서의 정확도는 표시값의 약 4% 내외인 것으로 평가되었다.

요 약

본 논문에서는 저가, 저전력 및 소형의 IMU를 구성하기 위한 MEMS 관성 센서를 이용하여 자세 정보를 제공받는 ARHES에 위의 센서를 사용하기 위해 자이로 센서 및 가속도 센서의 데이터 출력 특성을 검증하여 오차 및 정확도를 분석하였다.

센서 실험을 위하여 진자 실험 장치를 제작하였고, 진자 운동에 대한 센서 데이터를 수집하였다. 이론적인 수식을 유추하여 센서 데이터의 정확성 분석을 위한 기준 값으로 설정하였다. 센서값과 이론값을 비교하면 각속도에서 4.32~5.72%, 가속도에서 x-, z-축 방향에 대하여 각각 3.53~6.74% 및 3.91~4.16%의 오차율을 나타냈다.

진자실험 장치를 이용한 센서 검증에서 무인헬리콥터에 사용될 센서로서 적합한 것으로 평가되었으며 이는 짐벌장치 등을 이용한 자세추정 알고리즘을 구성하는데 기초가 되었다.

또한, 더욱 정밀한 실험을 위해서는 온도 등 주변 환경 요인에 대한 보정이 요구된다.

주요 추가어: 농용무인헬리콥터, 자세측정, 관성센서, 자이로 센서, 가속도센서

사 사

This research was supported by fund from IPET, 2012, Korea.

References

- Heo OH (2009) Attitude estimation of the moving bodies using the MEMS sensor, Master Thesis of Engineering, Department of Electrical and Computer Engineering, Sungkyunkwan University, Suwon, Korea.
- Kim M (2010) Design of autopilot controller and flight control computer for rotary-wing UAV. M.S. Thesis, Aero Info Eng Dept., Konkuk University, Seoul Korea.
- Kim YH (2005) A study on characteristics of UAV-grade AHRS that uses MEMS sensors, Master Thesis of Engineering, Inha University, Incheon, Korea.
- Kim JH, Shim DH (2003) A flight control system for aerial robots: algorithms and experiments. Con Eng Prac II 11: 1389-1400.
- Lee JH, Jeong TW (2004) Design and instrumentation aerial vehicles' navigation system using kalman filter. Proc of Sum Mtg of Korean Soc Elec Eng, pp. 2218-2220.
- Ohyama T, Furuta K (1985) The digital control of RC helicopter. The 1st Int Sym on Design and Synthesis.
- Pallet TJ, Wolfert BJ, Ahmad S (1991) Real-time helicopter flight control test bed. Working paper, Purdue University.
- Park HJ, Koo YM (2012) Evaluation of spray flight attitude for agricultural roll-balanced helicopter using kalman filter. J Biosys Eng 37: 342-351.
- Shim DH, Kim HJ, Sastry S (2000) Control system design for rotorcraft-based unmanned aerial vehicle using time-domain system identification. Proc of 2000 IEEE. Int Conf Con & App, Anchorage, AK, USA, pp. 808-813.
- Shim HC (1993) A study on the design of a hovering flight controller for a model helicopter. Master Thesis. Mech Des Dept, Seoul National Univ, Seoul, Korea.