

소형무인항공기를 위한 소형 경량 AHRS의 지상시험 및 성능 평가

Ground Test and Performance Evaluation of Miniaturized AHRS for Small-Scale UAV

노민식*, 송준범**, 송우진***, 강범수**

Min-Shik Roh*, Jun-Beom Song**, Woo-Jin Song*** and Beom-Soo Kang**

요 약

소형무인항공기의 경우 유효탑재하중의 여유가 많지 않기 때문에 AHRS의 소형화가 필요하다. 본 논문에서는 소형무인항공기를 위해 소형, 경량으로 설계 제작한 AHRS의 성능을 가속도 외란이 적은 환경에서 시험하고 평가하였다. 센서는 저가의 MEMS 제품을 사용했으며 자세 보정을 위해 가속도계와 지자기계가 같이 사용되었다. 자세계산에는 특이점이 존재하지 않고 비교적 계산이 간단한 쿼터니언을 사용했으며 자세 보정 알고리즘에는 칼만필터가 사용되었다. 본 논문에서는 소형무인항공기에 성공적으로 적용된 사례가 있는 상용 항법장치와의 비교를 통해 설계된 AHRS의 성능시험을 진행하였다. 설계된 AHRS의 자세 데이터가 상용 항법장치와 수직축 0.5°이내, 수평축 1.5° 이내로 허용 가능한 차이를 가지는 것을 보였으며, 본 시험환경 내에서 소형무인항공기제어에 적합한 자세각 출력을 내는 것을 확인하였다.

Abstract

A small UAVs(Unmanned Aerial Vehicles) have limited by the payload capacity which requires miniaturization of a navigation system. In this paper, the performance of the lightweight and small sized AHRS(Attitude Heading Reference System), which is self-developed, is evaluated at low acceleration environment. The designed AHRS adopts the commercial low-cost MEMS sensors. A quaternion-based attitude calculation method, which eliminates singularity with relatively simple algebra, is used. In an attitude correction algorithm, the Kalman filter is used with accelerometers and magnetometers combined. The fabricated AHRS is also evaluated with reference to a COTS(Commercial Off-The-Shelf) AHRS which reports a number of successful applications to a small UAVs. The test results show that the measurements from the fabricated AHRS provide proper attitude output data with acceptable amount of differences(horizontal axis 0.5°, vertical axis 1.5°) in test environment.

Key words : MEMS Sensor, AHRS, UAV, Kalman Filter, Quaternion

I. 서 론

무인항공기의 크기는 그 쓰임새에 따라 MAV (Micro Air Vehicle)와 같은 초소형에서 Global Hawk

와 같이 임무시간이 24시간 이상 되는 대형까지 영역을 넓혀가고 있다. 특히, 소형무인항공기는 150mm 이상이며 비교적 소형인 무인항공기를 지칭하는데 이러한 무인항공기가 임무를 원활하게 수행하기 위해

* 하이브리드 소재솔루션 국가핵심연구센터 (National Core Research Center for Hybrid Materials Solution, Pusan National University)

** 부산대학교 항공우주공학과 (Dep. of Aerospace Eng., Pusan National University)

*** 부산대학교 부품소재산업협력연구소(Industrial Liaison Innovation Center, Pusan National University)

· 제1저자 (First Author) : 노민식

· 교신저자 (Corresponding Author) : 강범수

· 투고일자 : 2011년 1월 11일

· 심사(수정)일자 : 2011년 1월 12일 (수정일자 : 2011년 4월 8일)

· 게재일자 : 2011년 4월 30일

서는 정확한 항법장치가 필요하다. 그런데 기존의 항법장치는 그 크기와 무게에 있어 소형무인항공기에 비해 무겁고 크지만 소형무인항공기는 임무장비를 싣기 위한 여유가 많지 않기 때문에 임무장비 및 비행제어컴퓨터의 소형화와 더불어 AHRS의 소형화가 요구되어진다[1][2][3].

본 논문에서는 비교적 높은 정확도를 요구하지 않는 소형무인항공기 적용을 위해 소형, 경량으로 실제 제작된 AHRS의 성능을 평가하였다. 제작한 AHRS는 쿼터니언을 기반으로 자세를 계산하고 자세보정 알고리즘으로 칼만필터를 적용하였다. 또한, 소형무인항공기에 성공적으로 적용된 사례가 있는 상용 항법장치와의 비교를 통해 설계한 AHRS의 성능을 검증하였다. 비교 시험은 6자유도를 가지는 스튜어트 플랫폼에서 이루어졌으며 본 연구에서 제작한 AHRS와 상용 항법장치와의 각도차이가 수평축 0.5° 수직축 1.5° 이내로 본 시험환경 내에서 소형무인항공기제어에 적합한 자세각 출력을 내는 것을 확인하였다.

II. 시스템 개요

소형무인항공기에 사용되는 AHRS는 다른 운항 시스템에 비해 비교적 낮은 정밀도의 각속도계를 사용할 수 있다[4]. 본 연구에서는 비교적 낮은 정밀도를 가지지만 가격이 저렴한 MEMS 센서를 사용하여 AHRS를 구성하였다. MEMS센서의 출력은 계산량이 적은 1차 저역통과필터를 적용하였다.

자세계산은 가속도계 출력을 사용하여 초기정렬을 수행한 뒤, 쿼터니언 미분방정식의 해를 가속도계 및 지자기계를 사용하여 보정하였다.

본 시스템에 사용된 MEMS 센서 및 AHRS와 비교 대상인 Crossbow 社의 상용 항법장치의 제원은 표 1

표 1. 센서 제원

Table 1. Sensor specification

제원	Crossbow社	AHRS
각속도(°/s)	±200	±300
가속도(g)	±4	±18
무게(g)	580	60
크기(mm)	76×95×76	90×45×45



그림 1. 상용 항법장치와 자체 개발된 AHRS
Fig. 1. COTS navigation system and the self-developed AHRS

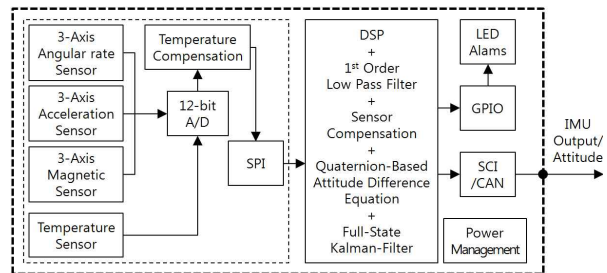


그림 2. 자체 개발한 AHRS의 구조
Fig. 2. Architecture of the self-developed AHRS

에 정리하였다. 표 1에서 상용 항법장치에 비해 무게는 10%, 부피는 33% 수준이며 제작한 AHRS의 케이스 무게와 크기를 고려하더라도 크기와 무게에서 소형무인항공기에 적용하기에 유리함을 알 수 있다. 그림 1은 비교평가 대상인 상용 항법장치와 자체 개발하여 제작한 소형 경량 AHRS의 사진이다.

관성센서는 Analog Device社의 ADIS16405모델을 사용했는데 각속도센서와 가속도센서, 지자기 센서가 각 3축으로 구성되어있다. 관성센서는 내부 온도 센서를 사용하여 온도보정된 값을 출력하는 제품이기 때문에 개발 시간을 단축시킬 수 있는 장점이 있다. SPI통신을 사용하며 통신 모드 중, burst 모드 사용 시 출력이 초당 약 700회 까지 가능하다.

자세계산은 Texas Instrument社의 DSP인 TMS320F28335를 사용했다. 이 제품은 하드웨어적으로 부동소수점연산이 가능한 FPU가 탑재되어있다. 이는 부동소수점 연산을 빠르게 하기위해 고정소수점으로 부동소수점 연산을 하도록 고안된 IQ math보다 빠른 연산속도를 가지며, 특히 고급언어인 C로 펌웨어를 코딩하는 경우 연산 속도에서 고정소수점을 기반으로 하는 하드웨어보다 계산속도가 빠르므로 본 시스템의 연산기로 선정하였다.

설계 제작 된 AHRS는 10msec 혹은 20msec마다 자세각과 각속도를 SCI통신으로 출력하게 설계되었으며, 이는 소형무인헬기를 비롯한 소형무인항공기의 제어 경험을 바탕으로 결정했다. 본 논문에서는 자세 출력 시간 간격을 20msec로 사용했다. 그림 2는 자체 개발한 AHRS의 구조를 간략하게 나타낸 것이다.

III. 자세계산

3-1 초기정렬

자세계산에는 쿼터니언의 미분방정식을 사용하며 미분방정식의 해를 구하기 위한 초기값을 구하기 위해 초기정렬을 시행하였다. 초기정렬은 일반적으로 사용되는 방법인 가속도계의 비력을 이용하여 계산하였으며 수평축 초기정렬에 사용된 식은 다음과 같다.

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

$$\phi = \tan^{-1}\left(\frac{f_y}{f_z}\right) \quad (2)$$

여기서, θ 와 ϕ 는 각각 롤각, 피치각이며, f_x, f_y, f_z 는 가속도계에서 측정된 비력을 의미한다.

수직축의 초기정렬은 항법좌표계에서의 지구자전 각속도를 이용하여 구하는 것이 일반적이다. 그러나, 본 연구에 사용된 가속도계의 해상도는 지구 자전각속도를 측정할 정도로 정밀하지 않고 바이어스가 일정하지 않기 때문에 지구 자전각속도를 이용하여 수직축 정렬을 수행하는데 어려움이 따른다. 따라서 본 연구에서 수평축의 정렬은 지자기센서의 출력을 사용하여 수행되었다. 요각은 식 (3)과 같이 수평축 정렬에서 구한 롤, 피치각을 고려하여 계산하였다.

$$\psi = \tan^{-1}\left(\frac{m_E(c\theta m_z s\phi s\theta m_y + c\phi s\theta s\theta m_z) - m_N(c\phi m_y - s\phi m_z)}{m_N(c\theta m_z s\phi s\theta m_y + c\phi s\theta s\theta m_z) - m_E(c\phi m_y - s\phi m_z)}\right) \quad (3)$$

여기서 ψ 는 요각이며 m_N, m_E, m_D 는 항법좌표계에서 알려진 지자기값을, m_x, m_y, m_z 는 측정된 지자기값을 의미한다.

가속도 센서 및 지자기 센서로부터 계산된 오일러 각을 쿼터니언으로 변환한 값을 쿼터니언 미분방정식의 초기값으로 한다. 오일러각으로 표현된 각도를 쿼터니언으로 변환하는 식은 다음과 같다.

$$q_0 = \cos\frac{\phi}{2} \cos\frac{\theta}{2} \cos\frac{\psi}{2} + \sin\frac{\phi}{2} \sin\frac{\theta}{2} \sin\frac{\psi}{2} \quad (4)$$

$$q_1 = \sin\frac{\phi}{2} \cos\frac{\theta}{2} \cos\frac{\psi}{2} + \cos\frac{\phi}{2} \sin\frac{\theta}{2} \sin\frac{\psi}{2} \quad (5)$$

$$q_2 = \cos\frac{\phi}{2} \sin\frac{\theta}{2} \cos\frac{\psi}{2} + \sin\frac{\phi}{2} \cos\frac{\theta}{2} \sin\frac{\psi}{2} \quad (6)$$

$$q_3 = \cos\frac{\phi}{2} \cos\frac{\theta}{2} \sin\frac{\psi}{2} + \sin\frac{\phi}{2} \sin\frac{\theta}{2} \cos\frac{\psi}{2} \quad (7)$$

이때 q_0 은 쿼터니언의 원소 중 스칼라값을 의미하며 q_1, q_2, q_3 쿼터니언의 원소 중 벡터 부분이다.

3-2 쿼터니언의 미분방정식과 상태전이 행렬

본 논문에서는 자세계산에 쿼터니언을 적용하였는데, 이는 오일러각을 이용하여 자세계산 시 나타나는 특이점이 없으며 방향코사인에 비해 계산이 간단하고 직교성을 상실하지 않는 장점이 있기 때문이다 [4]. 쿼터니언을 사용하여 자세를 구하기 위해서는 자세에 대한 다음 쿼터니언 미분방정식에 대한 해를 구해야 된다[5][6].

$$\dot{q} = q \otimes p \quad (8)$$

여기서 $p = [0 \ \omega_{ib}^b]^T$ 이며, 동체좌표계에서의 각속도를 쿼터니언의 형태로 나타낸 것이다. 식(8)을 다시 조합하여 배치하면, 쿼터니언의 곱은 식 (9)와 같이 행렬식의 곱으로 표현할 수 있다.

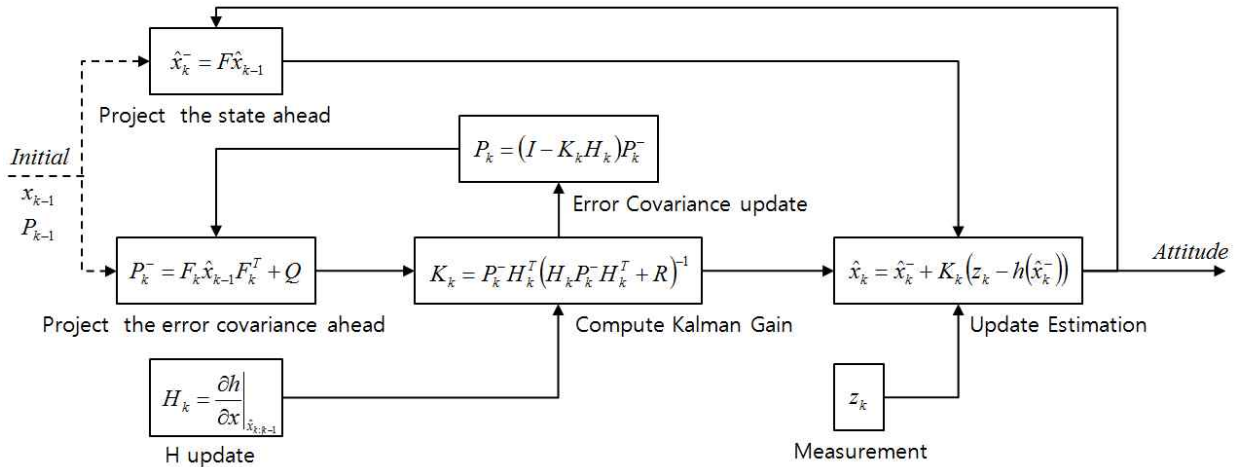


그림 3. AHRS에 적용된 칼만 필터
Fig. 3. Applied Kalman Filter for AHRS

$$\dot{q} = \frac{1}{2} Wq \quad (9)$$

$$W = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

식 (9)를 차분방정식으로 표현하면 다음과 같다.

$$q_{k+1} = \Phi q_k \quad (11)$$

$$\Phi = \exp \left[\frac{1}{2} \int_{t_k}^{t_{k+1}} W dt \right] \quad (12)$$

여기서 적분항을 Σ 로 두고 지수항을 전개하면 상태 천이행렬 Φ 는 다음과 같이 풀어 쓸 수 있다.

$$\Phi = \cos(\sigma/2)I + \frac{\sin(\sigma/2)}{\sigma} \Sigma \quad (13)$$

임베디드 실시간 알고리즘 구현 시 하드웨어의 부담을 줄이기 위해 삼각함수를 멱급수 전개시켜 근사화된 값을 사용하는 경우가 많다. 본 연구에서는 회전각 σ 가 0° 부근에서 동작하므로 다음과 같이 5차 멱급수를 전개하여 적용했다.

$$\cos(\sigma/2) = 1 - \frac{(0.5\sigma)^2}{2!} + \frac{(0.5\sigma)^4}{4!} \quad (14)$$

$$\frac{\sin(\sigma/2)}{\sigma} = 0.5 \left(1 - \frac{(0.5\sigma)^2}{3!} + \frac{(0.5\sigma)^4}{5!} \right) \quad (15)$$

3-3 칼만필터

자세계산은 적분식으로 이루어지기 때문에 누적 오차가 발생하게 된다. 이것을 보상하기 위해 공학적으로 널리 쓰이고 있는 칼만 필터를 적용하였다. 본 연구에서 설계된 칼만필터의 상태변수로 쿼터니언을 사용했으며 측정값은 중력가속도와 지자기값이다.

$$x = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T \quad (16)$$

$$z = [f_x \ f_y \ f_z \ m_x \ m_y \ m_z]^T \quad (17)$$

설계된 칼만필터의 시스템행렬은 식 (13)의 상태 천이행렬과 같으며 관측방정식은 다음식과 같이 자코비안에 따라 정의되었다.

$$x_k = f(x_{k-1}) \quad (18)$$

$$z_k = \begin{bmatrix} f_b \\ m_b \end{bmatrix} = h(x_k) = \begin{bmatrix} C_n^b g \\ C_n^b m_n \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$F = \Phi \tag{20}$$

$$H_k = \frac{\partial h}{\partial x} \Big|_{x_{k|k-1}} \tag{21}$$

측정방정식인 식 (19)는 가속도 및 지자기값을 동체좌표계에서 측정된 값을 예측하기 위해 항법좌표계의 중력가속도와 지자기값을 동체좌표계로 변환하는 식으로 구성되었다. 여기서 아래첨자 b 는 동체좌표계를, 아래첨자 n 은 항법좌표계를 의미한다.

그림 3은 본 시스템에 적용된 칼만필터를 도식화한 것이다.

3-4 동적 성능향상

플랫폼이 원심력을 비롯한 다양한 종류의 가속도를 받는 경우 식 (19)의 중력가속도 벡터 계산식은 성립하지 않고 자세센서의 오차가 크게 발생한다. 따라서 플랫폼의 가속 운동이 크다고 판단되는 경우 칼만필터에서 가속도계의 측정잡음 공분산행렬 R 의 크기를 크게해서 가속도계의 신뢰도를 높이는 방법을 사용하여 동적성능이 향상되도록 설계하였다. R 의 크기는 경험적으로 구해 사용했으며 표 2에 나타내었다.

표 2. 가속도별 측정잡음 공분산
Table 2. Variable measurement noise covariance

가속도	측정잡음 공분산 R
$0.98g < Accel < 1.02g$	7.0×10^2
$Accel < 0.98g$ or $Accel > 1.02g$	1.0×10^4

3-5 펌웨어 구조

DSP 펌웨어는 타이머 인터럽트 루프와 메인루프로 나뉜다. 타이머 인터럽트는 초당 400회 수행되며 MEMS센서 출력값의 고주파 노이즈를 줄이기 위한 1차 저역통과필터가 구현되어있다.

메인함수는 1초간의 센서 데이터를 사용하여 초기정렬을 수행하고 초당 50회 반복되는 메인루프에서 쿼터니안 기반의 자세계산 및 칼만필터를 적용한 보

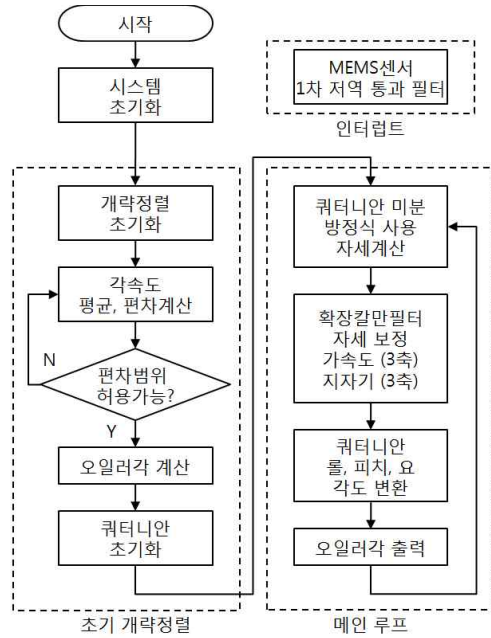


그림 4. 적용된 알고리즘 및 순서도
Fig. 4. Applied algorithm and flow chart

정 알고리즘이 구현되어있다. 그림 4에 펌웨어에 구현되어있는 알고리즘의 순서도를 나타내었다.

IV. 시험 및 결과

Crossbow社의 상용 항법장치는 여러 가지 형태의 소형무인항공기 시스템에 성공적으로 적용되어 사용된 예가 있으므로, AHRS의 비교모델로 선정했다. 스튜어트 플랫폼은 시험을 위한 구동기로서의 역할을 수행하였다.

시험 장치는 플랫폼의 움직임을 각각 읽어, 데이터 저장장치로 전송하는 하드웨어와 전원장치로 구성된다. 상용 항법장치와 설계된 AHRS의 데이터가 시간을 동기화시켜주는 장치에서 데이터 저장장치로 전송하는 것을 그림 5에서 보여준다.

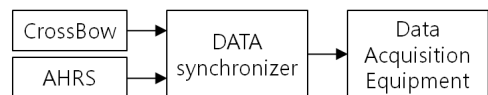


그림 5. 시험장치의 데이터 저장 개략도
Fig. 5. Block Diagram of Test Data Acquisition



그림 6. 비교시험을 위한 시험 장비
Fig. 6. Equipment for Comparison Test

시험은 간단한 비교를 위해 1축씩 구동하면서 진행했으며 롤, 피치, 요각과 각각의 각속도를 비교했다. 시험 장치는 그림 6에서와 같이 상용 항법장치와 개발한 AHRS가 같은 평면상에 위치하도록 초기 구성하였다.

그림 7에서부터 그림 12는 롤, 피치 축에 대한 시험 결과를 그래프로 나타낸 것이다. 롤, 피치각은 $\pm 30^\circ$ 를 왕복하면서 시험했으며 이때 각속도는 약 $\pm 45^\circ/\text{sec}$ 이다. 그림 13, 14, 15는 요축에 대한 시험 결과를 나타낸 것으로 수직축에 대하여 $\pm 20^\circ$ 를 왕복했으며 최대각속도는 약 $\pm 185^\circ/\text{sec}$ 이다.

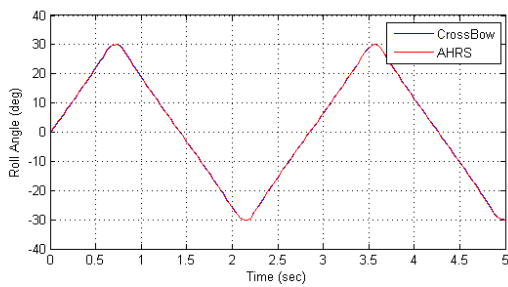


그림 7. 롤 각
Fig. 7. Roll Angle

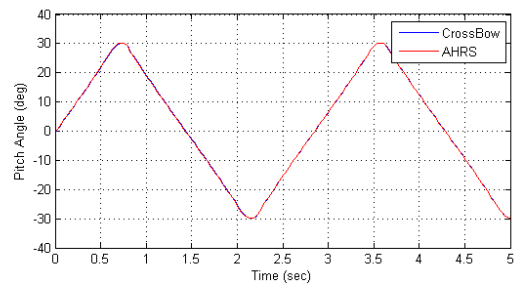


그림 10. 피치 각
Fig. 10. Pitch Angle

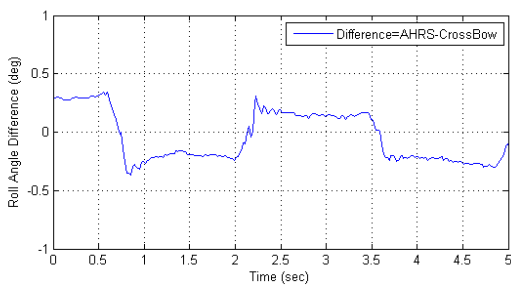


그림 8. 롤 각 차이
Fig. 8. Difference of Roll Angle

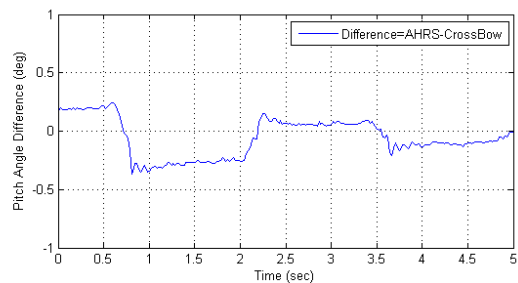


그림 11. 피치 각 차이
Fig. 11. Difference of Pitch Angle

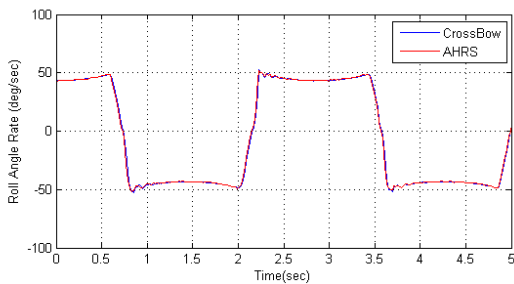


그림 9. 롤 각속도
Fig. 9. Roll Angular Rate

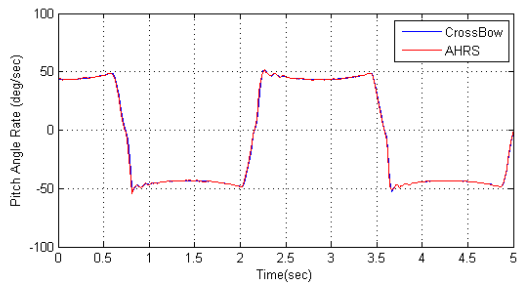


그림 12. 피치 각속도
Fig. 12. Pitch Angular Rate

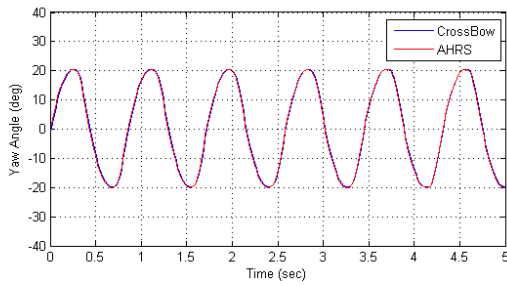


그림 13. 요 각
Fig. 13. Yaw Angle

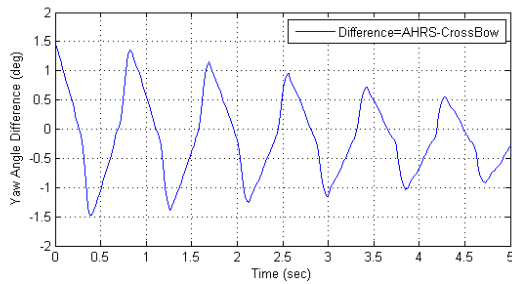


그림 14. 요 각 차이
Fig. 14. Difference of Yaw Angle

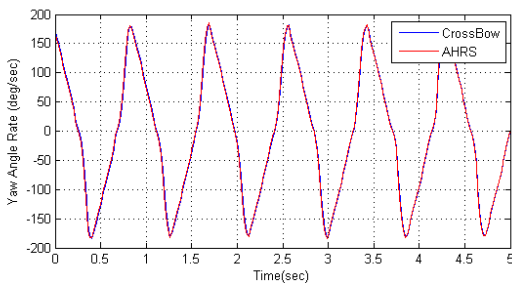


그림 15. 요 각속도
Fig. 15. Yaw Angular Rate

수평축과 수직축의 각과 각속도는 상용 항법장치와 미세한 시간차를 가지면서 거의 일치함을 알 수 있다. 시간차가 존재 하는 것은 그림 8, 11, 14에서 각각 확인 할 수 있는데, 각 축의 각도 차이는 각속도가 비교적 일정할 때 0°를 중심으로 각도가 증가할 때와 감소할 때 거의 일정한 차이를 보인다. 본 시험은 상용 항법장치를 기준으로 수행된 것이기 때문에 각도가 증가하는 구간에서 각도차가 양의 값을 가지므로 설계된 AHRS가 조금 더 빠르게 출력을 나타내는 것을 알 수 있다. 시간차는 4msec 정도인데 본 논문의 시험에서 샘플링 시간이 20msec이므로 본 시험환경

에서의 반응성만 비교한다면 상용 항법장치보다 제작된 AHRS가 더 우수하다고 판단 가능하다.

V. 결 론

소형무인항공기는 유효탑재중량과 탑재공간이 작으므로, 임무장비 뿐만 아니라 항법장치의 무게를 최소화하여야 한다.

본 논문에서는 소형무인항공기를 위해 소형 경량으로 설계한 AHRS의 성능을 평가하였다. 설계된 AHRS의 자세계산방식으로는 특이점이 없고 비교적 계산이 간단한 쿼터니언을 사용하였으며 자세 보정을 위해 칼만필터가 사용되었다. 자세 보정을 위한 센서로 가속도계와 지자기계를 사용했다.

상용 항법장치와의 비교를 통해 설계 제작된 소형 경량의 AHRS의 성능이 상용 항법장치와의 각도 차이가 수평축 0.5° 수직축 1.5° 이내로 전반적으로 비슷하지만, 반응이 4msec 빠르게 나와 시험환경에서의 반응성은 더 우수함을 확인하였다. 이는 본 연구에서 제작된 AHRS가 빠른 반응성을 필요로 하는 소형무인항공기에 유리한 성능을 가짐을 나타낸다.

그러나 본 시험에서는 실제상황에서 나타날 수 있는 불확실한 요인 중 일부분만을 고려하였으며 특히 윈심력이나 자기외란 등에 수분 이상 지속적으로 노출되는 경우는 무시하였다. 하지만 향후 안정성 있는 AHRS 제작을 위해서는 동적 모델에 대한 추가적 연구가 필요하다.

감사의 글

본 연구는 과학기술부와 한국산업기술재단의 지역혁신인력양성사업으로 수행된 연구결과입니다. 또한, 과학기술부/한국연구재단 국가핵심연구센터사업 (No. R15-2006-022-02002-0)의 부분적 지원에 의하여 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

[1] 김정원, 황동환, 이상정, 박찬식, 오상현, 김세환,

안이기, 이장호, “자세측정용 GPS/INS 통합시스템 구성 및 비행 시험”, *한국항공학회 논문지*, 제 8권, 2호, pp. 112-119, 2004. 12

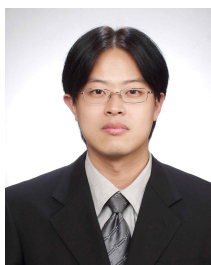
- [2] 김진호, 조성윤, 박찬국, 송진우, “무인 소형 항공기의 자세 측정을 위한 센서 모듈 개발”, *한국항공우주학회 2001년도 추계학술대회논문집*, pp. 916-919, 2001. 11
- [3] <http://en.wikipedia.org/> (UAV, MAV)
- [4] 김현욱, 박찬국, “AHRS를 위한 쿼터니언 기반의 진행방향 추정 알고리즘”, *한국항공우주학회 2008년도 추계학술발표회 논문집2*, pp. 1039-1042, 2008. 11
- [5] D. H. Titterton, "Strapdown Inertial Navigation Technology Second Edition", *Progress in astronautics and aeronautics*, Vol. 207. 2004.
- [6] Mohamed S. Ahmed, Danilo V. Ćuk, "Strapdown Attitude Algorithms using Quaternion Transition Matrix and Random Inputs", *Scientific-Technical Review*, Vol. No.1, pp. 3-14, 2005.

노 민 식 (盧珉植)



2005년 2월 : 부산대학교
항공우주공학과(공학사)
2007년 2월 : 부산대학교
항공우주공학과(공학석사)
2008년 7월 : 경인테크 부설연구소
2009년 4월 : 수중운동체
특화연구센터 전문연구요원
2010년 10월 ~ 현재 : 하이브리드소재솔루션국가
핵심연구센터 전문연구요원
관심분야: 항법장치, 무인시스템, 유도 및 제어 등

송 준 범 (宋濬範)



2005년 8월 : 부산대학교
항공우주공학과(공학사)
2005년 9월 ~ 현재 : 부산대학교
항공우주공학과(공학석사통합과정)
관심분야: 무인기 시스템 설계, 유도
및 제어, 임베디드 시스템 개발

송 우 진 (宋宇眞)



1999년 2월 : 부산대학교
항공우주공학과(공학사)
2005년 8월 : 부산대학교
항공우주공학과(공학박사)
2006년 3월 ~ 현재 : 부산대학교
부품소재산업협력연구소 교수
관심분야: 무인기, 소성가공 공정 설계
및 해석, 항공기 구조해석

강 범 수 (姜範洙)



1981년 2월 : 부산대학교 기계공학과
(공학사)
1983년 2월 : KAIST 항공우주공학과
(공학석사)
1990년 2월 : Mechanical Eng.,
Univ. of California at Berkeley,
California, USA(공학박사)

1991~현재 : 부산대학교 항공우주공학과 교수
관심분야: 가변성형, 소성가공, 무인시스템 등