

技術論文

무인항공기용 서보형 받음각센서 개발

박미현*, 김성수*, 유창경** 최기영**, 박춘배**

Development of Servo Type Angle-of-Attack Sensor for UAV

Mi-Hyun Park*, Sung-Su Kim*, Chang-Kyung Ryoo**, Keeyoung Choi** and Choonbae Park**

ABSTRACT

A servo type angle of attack sensor using the null-seeking method is designed and its characteristics are analyzed in this study. Angle-of-attack in the null-seeking method is given by the probe rotation angle with respect to the body reference line when pressure difference measured in two holes on the probe becomes zero. This method provides highly accurate and uniform angle-of-attack measurements over all range. Hence, this kind of angle-of-attack sensor is adequate for unmanned aerial vehicles(UAVs). In this paper, we first analyze the requirements for developing angle-of-attack sensors. And the servo type angle-of-attack sensor is then designed and fabricated. The on-board angle-of-attack calculation algorithm is also developed. Finally, the characteristics of the developed angle-of-attack sensor are identified through MATLAB Simulink and wind tunnel tests.

초 록

본 논문에서는 null-seeking method를 사용하여 서보형 받음각 센서를 설계하고 그것의 특징을 분석하였다. Null-seeking method는 측정부의 두 압력 홀에서 측정되는 압력 차이가 0이 되도록 회전한 측정부의 동체 기준선에 대한 회전각으로 받음각을 측정한다. 이 방법은 측정 전 범위에서 높은 정확도와 일정한 오차를 가진다. 그러므로 이러한 종류의 받음각 센서는 무인항공기에 적합하다. 이 논문에서 개발될 받음각 센서의 요구사항을 분석하여, 서보형 받음각 센서를 설계 가공하였다. 그 후 받음각 센서에 탑재할 받음각 계산 알고리즘을 개발하였으며, 끝으로 MATLAB Simulink와 풍동시험을 통해 개발된 받음각 센서의 특성을 검증하였다.

Key Words : AOA sensor(받음각센서), Null-seeking method, pitot tube(피토크), wind tunnel test(풍동시험), UAV(무인기)

1. 서 론

측정부 주변의 압력차이로 흐름의 성질을 측정하는 방법은 대표적으로 피토크(pitot-static

probe tube)과 여러 개의 피토크를 결합한 형태의 yawhead probe가 있다. 피토크는 전압력과 정압력만 측정할 수 있는데 비하여 yawhead probe는 전압력, 정압력, 흐름각 등의 다양한 흐름성질을 측정할 수 있다. 그러나 yawhead probe는 속도, 받음각, 요각 등의 영향에 대하여 복잡한 보정이 필요하고 이러한 보정에도 높은 받음각에서는 사용할 수 없어 이를 보완하기 위한 다양한 연구가 진행되었다[1]. 본 논문에서는

† 2009년 2월 4일 접수 ~ 2009년 4월 22일 심사완료

* 정희원, 인하대학교 항공우주공학과 대학원

** 정희원, 인하대학교 항공우주공학과
교신저자, E-mail : ckryoo@inha.ac.kr
인천광역시 남구 용현3동 253번지

null-seeking method를 사용하여 피토포관과 결합하여 사용할 수 있는 서보형 받음각센서를 연구하였다. Null-seeking method란 측정부의 두 압력 홀에서 측정되는 차압이 항상 0이 되도록 하여 받음각을 측정하는 방법이다[2]. 측정되는 차압이 0이 되면 유동과 측정부가 일치되어, 측정부와 동체 사이의 각이 받음각이 되므로 측정이 용이하다. 이러한 측정방법은 높은 받음각에서도 측정이 가능하고 측정 범위 내에서는 오차가 적고 일정한 장점이 있다[3]. 그러나 시스템의 구성이 복잡해 성능이 저하되거나, 크기가 커질 수 있는 등의 단점으로 인해 사용이 적었다. 하지만 최근 센서의 신뢰성과 크기에 비약적인 발전으로 시스템 구성이 용이해지고 있다.

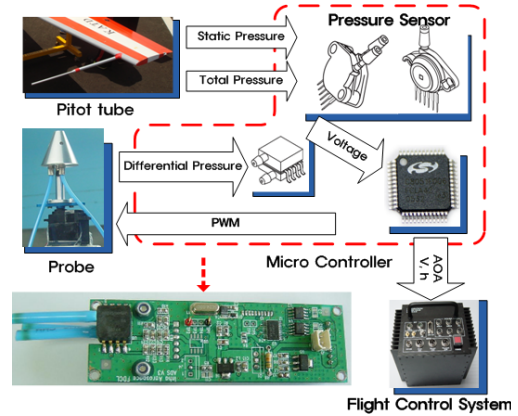


그림 2. 받음각 센서 하드웨어 구성

II. 본 론

2.1 개발 요구조건 분석

본 논문에서 개발되는 받음각센서는 인하대학교에서 운용하고 있는 그림 1과 같은 무인항공기 단비(DANBI)에 적용을 목적으로 한다. 단비는 50Hz로 갱신되는 INHA Flight Control System (FCS)을 사용하여 실속속도 60km/h에서부터 최대 160km/h로 비행한다. 또한 비행시험 결과 받음각 및 옆미끄럼각은 최대 -20도~20도에서 운용된다. 이와 같은 사용 환경을 고려하여 설정한 받음각센서의 설계 요구조건은 표 1과 같다.

표 1. 받음각센서 설계 요구조건

받음각 측정범위	±20도
최대 받음각 변화율	5도/s
속도 범위	60~160km/h
갱신율	50Hz
정확도	±0.4도



그림 1. 무인항공기 단비(DANBI)

2.2 받음각센서 하드웨어 구성

받음각센서의 하드웨어는 기본적으로 측정부, 서보모터, 압력센서, 마이크로컨트롤러만으로 간단하게 구성될 수 있다. 그러나 정확한 받음각

계산을 위해서는 유동의 속도와 대기 고도 정보가 필요해 이를 측정할 수 있는 피토포관과 별도의 압력센서를 사용하였다. 측정된 받음각과 유속, 고도 정보는 RS-485 통신을 통해 비행제어컴퓨터로 보내도록 하였고, 받음각 센서의 전체적인 구성은 그림 2와 같다.

2.2.1 측정부 설계

서보형 받음각센서의 성능을 높이기 위해서는 받음각 변화에 따라 측정부의 두 압력 홀에서 발생하는 압력차이가 커야 한다. 이 같은 측정부 설계를 위해 측정부 주변의 압력분포를 예상하고, 측정되는 차압이 최대가 되는 조건을 선정하였다. 측정부 주변의 압력분포는 측정부를 2차원 원형단면으로 단순화하여 계산할 수 있는데, 원형 단면 주변의 유선함수(Ψ)는 식 (1)과 같이 정상흐름(uniform flow)과 더블렛 흐름(doublet flow)의 중첩이며 속도로 정리하면 식 (2)와 같다 [4]. 이러한 유속흐름은 그림 3과 같이 표현된다. κ : 더블렛 크기

$$\Psi = V_{\infty} r \sin \theta + \frac{-\kappa \sin \theta}{2\pi r} \quad (1)$$

$$V^2 = 2V_{\infty}^2 \sin^2 \theta \quad (2)$$

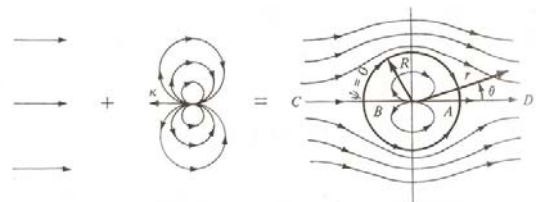


그림 3. 원형 단면 형상의 유속흐름

이렇게 구한 속도를 식 (3)의 베르누이 방정식에 적용하면 식 (4)와 같이 원형 실린더 주변 한 점에서의 압력 분포로 정리할 수 있다.

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho_1 V_1^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho_2 V_2^2 \quad (3)$$

$$P_2 = P_\infty + \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 (1 - 4\sin^2\theta) \quad (4)$$

식 (4)를 사용하여 측정부가 A, B인 두 홀의 압력 차이는 식 (5)와 같이 구할 수 있다.

$$\Delta P = P_A - P_B = 2\rho_\infty V_\infty^2 (\sin^2\theta_B - \sin^2\theta_A) \quad (5)$$

식 (5)에서 동압이 같을 때 차압의 크기는 유동에 대한 압력 홀의 위치(θ)에 따라 결정된다. 그러나 null-seeking method는 측정부의 두 압력 홀의 차압이 0이 되도록 측정부를 회전시키기 때문에 유동에 대한 압력 홀의 상대적인 위치가 지속적으로 변화한다. 따라서 측정부에서 측정되는 차압의 크기는 압력 홀의 위치뿐만 아니라 받음각(α)의 영향도 받으며, 받음각 변화에 따른 압력 홀의 상대적인 위치는 그림 4와 같이 변화한다. 이를 고려하면 식 (5)는 식 (6)처럼 변형된다.

$$\Delta P = 2\rho_\infty V_\infty^2 (\sin^2(\theta_B - \alpha) - \sin^2(\theta_A + \alpha)) \quad (6)$$

받음각에 민감한 압력 홀 위치를 판단하기 위해 식 (6)을 사용하여 받음각 ± 10 도, 유속 120km/h에서 압력 홀의 위치에 따른 차압을 계산하였다. 결과는 그림 5의 왼쪽과 같으며, 압력 홀의

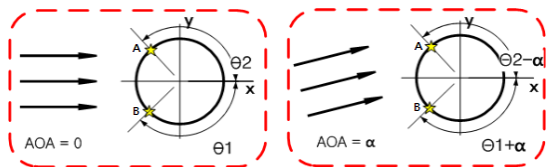


그림 4. 받음각 측정원리

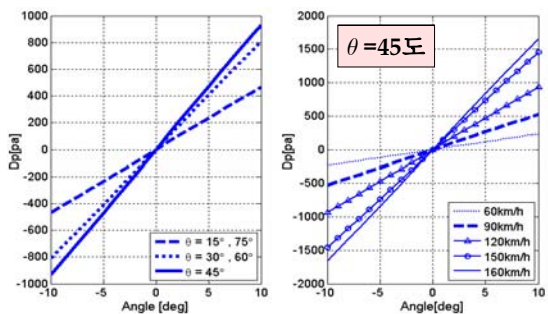


그림 5. 측정부에서 발생하는 차압

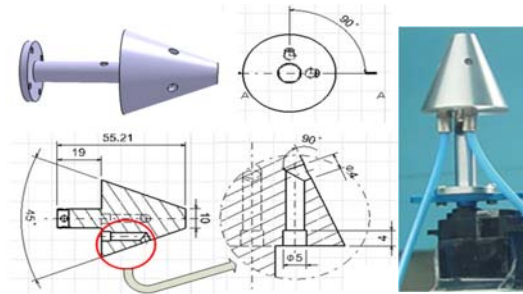


그림 6. 설계도면과 완성된 측정부

위치가 45도 일 때 받음각 변화에 대해 차압이 크게 발생하였다.

따라서 측정부에 두 홀의 사이각이 90도가 되도록 측정부를 설계하였다. 그밖에 측정부 설계에 중요한 변수인 측정부 원추각(cone angle)이나 압력 홀의 형상은 참고문헌 [5]를 참고하였다. 이에 따르면 원추각이 45도를 이룰 때 받음각 측정시 요각(yaw angle)의 영향이 적으며, 이때 압력 홀은 원추의 빗면에 대하여 90도를 이룰 때 정밀하게 받음각 측정이 가능하다고 하였다. 그림 6은 이를 고려하여 설계한 측정부 설계 도면과 완성된 측정부이다.

2.2.2 압력센서

압력센서는 시스템의 크기와 경제적인 면을 고려하여 MEMS센서를 사용하였으며, 센서 선정을 위해 측정 압력범위 고려가 필요하다. 식 (6)에서 압력 홀의 위치가 일정하면, 받음각이 45도 일 때 차압이 가장 크다. 그러나 null-seeking method를 사용하면 유동과 측정부가 지속적으로 일치 되어 측정부와 유동의 사이각은 작다. 때문에 유동과 측정부의 사이각을 최대 ± 10 도라고 가정할 수 있다. 대상 항공기의 최대 비행속도 160km/h 이하, 유동과 측정부 사이각 ± 10 도 이하에서 발생하는 차압은 그림 5의 오른쪽과 같으며 최대 $\pm 1,660$ pa이다. 이러한 조건을 고려하여 압력센서는 $\pm 2,000$ pa를 측정할 수 있는 Freescale사의 MPXV7002를 사용하였다[6].

2.2.3 구동부

측정부와 유동이 일치하도록 연속적으로 측정부를 회전시켜 주는 구동부는 제어가 쉽고 간단해야 하며, 반응속도, 토크, 크기 등의 요구조건을 만족해야 한다. 본 시스템에서는 이를 만족하는 Hitec사의 HS-5125MG 서보모터를 사용하였다. HS-5125MG의 동작 범위는 ± 40 도, 이동속도는 60도/0.17sec, 토크는 3.0kg·cm이며, 크기가

작다. 또한 구동부의 위치를 파악하기 위해 서보 모터 내부의 포텐쇼미터를 사용하여 시스템의 크기를 줄였다[7].

2.2.4 마이크로 컨트롤러

마이크로 컨트롤러(MCU)는 압력센서, 포텐쇼미터(potentiometer), 써미스터(thermistor)의 다양한 센서 입력을 받아 탑재된 알고리즘을 바탕으로 받음각을 계산을 하고, 구동부의 구동명령을 내리며, FCS에 데이터를 전달해야 한다. 본 논문에서는 이와 같은 역할을 담당할 MCU로 C8051F005를 사용하였다. C8051F005는 8개의 채널에서 초당 100k 샘플링 및 12bit ADC가 가능하며 PWM(Pulse Width Modulation)신호 출력 및 UART 통신이 가능하다[8].

2.3 받음각센서 소프트웨어 구성

마이크로 컨트롤러(MCU)에 탑재되는 받음각센서 소프트웨어의 구성은 그림 7과 같이 4단계로 구성된다. 이는 크게 1) MCU의 초기 설정, 2) 센서 입력과 교정, 3) 받음각 및 구동부 명령 계산, 4) 외부와의 통신으로 구성된다. 이 중 1) MCU의 초기화 과정은 전원 공급과 동시에 한번만 수행되고, 받음각 측정을 위한 나머지 부분만 수행되고, 받음각 측정을 위한 나머지 부

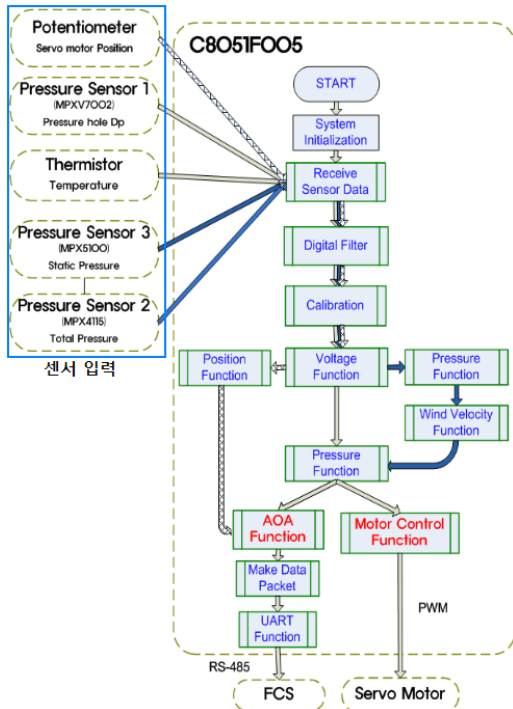


그림 7. 프로그램의 개략도

분은 반복적으로 수행된다. 2) 센서 입력과 교정에서는 압력 홀의 차압을 측정하기 위한 차압센서(MPXV7002), 유동의 속도와 고도를 측정하기 위한 2개의 압력센서(MPX4115, MPX5100), 온도 측정을 위한 써미스터, 구동부의 위치를 측정하는 포텐쇼미터를 포함한 총 5개의 센서 입력을 받는다. 특히 MEMS센서는 고주파의 센서 노이즈를 가지며, 온도에 대해 출력이 민감하게 변화하는 특징이 있다. 때문에 센서 입력을 안정화하기 위해 교정이 필요하다. 센서 입력 교정부분에서는 고주파 센서 노이즈를 줄이기 위해 센서 입력을 5번 샘플링 한 결과를 평균해 오차의 성분을 줄였다. 또한 압력센서는 온도에 대한 영향을 줄이기 위해 써미스터에서 측정된 온도로 온도 교정을 하였으며, 출력의 선형성을 교정해주기 위해 알고 있는 압력을 인가해 압력 교정을 추가로 수행하였다[9]. 이렇게 교정된 센서 입력은 3) 받음각 및 구동부 명령 계산에 사용되며, 계산된 받음각, 속도, 고도 정보는 패킷을 구성하여 20msec의 주기로 갱신된다. 이렇게 생성된 패킷은 4)시리얼 통신(RS-485)을 통해 비행제어시스템(FCS)과 통신하고 받음각 서보모터를 동작시킨다.

2.3.1 받음각 계산부

이론적으로 측정부가 유동과 지속적으로 일치되면 측정부의 회전각만으로 받음각을 파악할 수 있다. 이는 그림 8의 (Algorithm1)과 같은 방식을 얘기한다. 이러한 방식은 모터의 분해능과 반응 속도가 높아 빠르고 정밀한 제어가 가능하며 MCU의 계산, 모터 제어신호 전달 등으로 인한 지연이 없을 때 정확한 측정이 가능하다. 그러나 이를 만족하기 위한 이상적인 시스템 구성은 크기 및 가격 면에서 적용이 용이치 않으므로 일정 부분의 오차가 발생한다. 따라서 받음각 센서의 제한된 성능을 보완하는 알고리즘이 필요하다. 본 논문에서는 그림 8에서 (Algorithm2)의 구성처럼 포텐쇼미터로 측정된 서보모터 측정부의 이동각과 이 때 측정된 A, B 두 홀의 차압을 함께 고려하여 받음각을 계산하는 방식을 사용하였다.

이런 방식을 사용하면 모터의 이동 속도나 분해능이 낮아 측정부가 유동과 정확하게 일치하지 않아도, 이 시점에 발생한 차압을 이용하여 보정

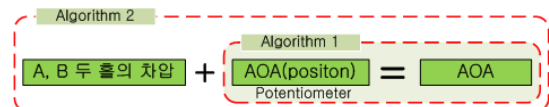


그림 8. 받음각 계산 함수

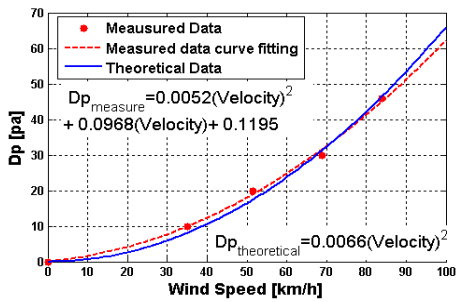


그림 9. 속도에 따른 차압과 보간식

할 수 있어 모터의 성능 제약에 따른 오차를 줄일 수 있으며, null-seeking method의 장점을 유지할 수 있다.

받음각 계산을 위한 측정부 위치는 서보모터 내부의 포텐쇼미터의 출력으로 쉽게 확인할 수 있다. 그러나 압력 홀에서 측정된 차압은 받음각 뿐만 아니라 동압에 비례하기 때문에 차압을 사용해 받음각을 알기 위해서 차압에서 동압의 영향을 제거해야 한다. 이를 위해 풍동시험을 통해 다양한 유속에서 받음각 1도에 차압을 측정하였다. 측정된 차압은 그림 9와 같이 이론상 발생하는 차압과 거의 일치하였다. 이를 통해 측정부와 유동이 1도 사이각을 가질 때 유속에 대한 차압을 알 수 있으므로, 발생한 차압과 유속으로 유동과 측정부 사이의 각을 계산할 수 있다.

2.3.2 구동부 제어 함수

구동부는 발생한 차압이 줄어드는 방향으로 이동해야 하며, 구동부 제어는 유동과 측정부 사이각과 모터의 성능을 고려하여 MCU에서 한다. 실험결과 구동부로 사용한 서보모터의 구동속도는 구동명령지연과 이동지연으로 이루어지며, 구동명령지연은 약 20msec로 구동명령에 반응하지 않는 시간이다. 이동지연은 구동명령을 수행하는 시간으로 모터에 걸리는 힘에 따라 다르다. 따라서 구동부의 명령 갱신은 받음각 데이터 갱신과 같이 20msec마다 할 수 없고 모터의 반응 속도를 계산하여 모터의 구동명령에 제한을 주어야 한다. 따라서 모터의 명령 갱신은 80msec마다 하고, 이동 각도는 0.5도 단위로 최대 ±5도로 제한하였다.

2.4 받음각 계산 알고리즘 검증

받음각 측정 알고리즘의 성능 검증을 위해 MATLAB의 Simulink를 사용하여 성능검증을 수행하였다. 그림 10은 Simulink에서 구성된 받음각센서 모델이다. 이는 풍동시험에서 확인한 속도에 따른 측정 차압의 노이즈, 차압 센서의 랜

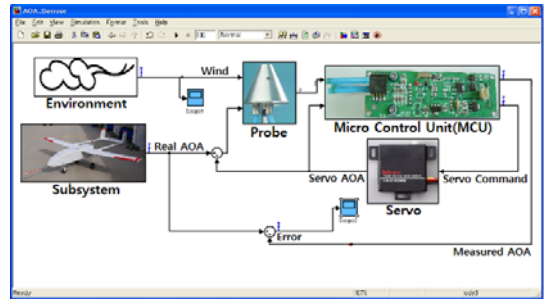


그림 10. 구성된 시뮬레이션 모델

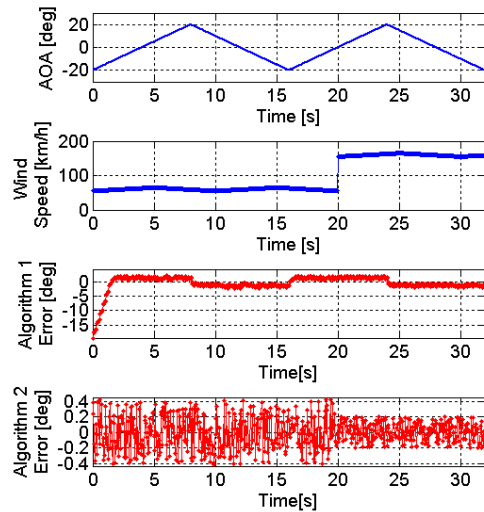


그림 11. 시뮬레이션 결과

덤 노이즈, 구동모터의 1차 지연, 포텐쇼미터의 노이즈 등을 포함한 블록 구성을 통해 실제와 비슷한 환경을 구성하였다. 구성된 받음각 센서 모델은 측정부의 위치만으로 받음각을 측정하는 알고리즘 1과 측정부의 위치와 차압으로 받음각을 측정하는 알고리즘 2의 오차를 비교하기 위해 사용되었다. 시뮬레이션은 유속 60km/h, 160km/h에서 속도가 초당 5km/h, 받음각이 초당 5도 변화하는 조건에서 수행되었다.

그림 11의 시뮬레이션 결과를 보면 구동부의 위치로만 받음각을 측정하는 알고리즘1의 경우 측정 초기 측정부의 위치가 정확하지 않으면 구동부로 사용된 서보 모터의 성능 제한 및 구동부 제어 제한 때문에 오차가 일정한 수준으로 안정화 되는데 시간이 소요된다. 또한 일정 수준으로 안정화된 받음각 오차도 ±1도 이상으로 크고 이러한 받음각 측정 오차도 받음각 변화가 급격할수록 증가한다. 이에 비해 구동부의 위치와 차압으로 받음각을 측정하는 알고리즘2는 측정부의

위치가 부정확하여도 받음각 측정에 영향이 없다. 또한 오차는 ± 0.4 도 정도이며, 속도가 높아지면 측정 오차가 줄어든다. 이는 동압의 증가로 인한 차압의 절대 크기 증가가 차압 측정시 발생하는 오차의 영향을 상대적으로 줄여주기 때문이다.

2.5 풍동시험

구성된 받음각센서의 성능검증을 위해 인하대학교 아음속 풍동에서 풍동시험을 수행하였다. 시험 방법은 그림 12와 같이 받음각센서 아래 턴테이블(turntable) 역할을 하는 서보모터를 설치하여 동체의 받음각 변화를 발생시키고, 받음각센서로 측정하였다. 그림 13은 받음각을 한번에 4.8도씩 변화시키고 일정시간 유지하는 상태에서 받음각을 측정한 결과이다. ± 20 도범위에서 오차는 ± 0.5 도로 일정하지만 시뮬레이션으로 예상한 오차의 크기 ± 0.4 도보다 크다.

오차의 원인을 분석하기 위해 그림 13의 한 점에서 측정된 받음각, 포텐쇼미터로 측정된 구동부의 위치, 발생하는 차압으로 계산한 받음각의 크기를 그림 14와 같이 표시하였다. 그림 14에서 확인 할 수 있듯이 구동부가 움직이지 않을 때(포텐쇼미터 값 일정)는 차압의 변화로 받음각의 변화를 감지한다. 포텐쇼미터의 정확도는

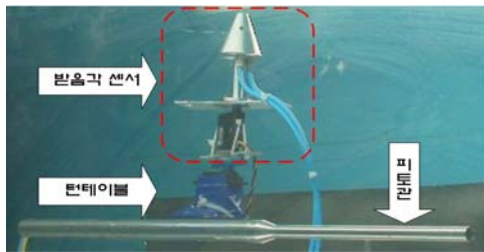


그림 12. 풍동시험 장치

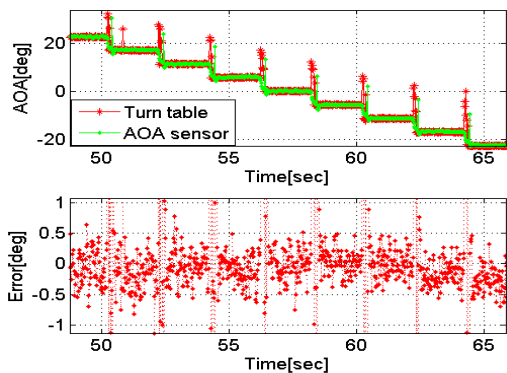


그림 13. 풍동시험결과 1

0.075도이지만, 서보모터가 움직이는 순간에는 전원의 불안정으로 10도 이상의 큰 오차가 순간적으로 발생한다. 이는 서보모터와 포텐쇼미터의 전원분리로 해결할 수 있다. 다음으로 차압으로 측정된 받음각에서 발생하는 오차는 평균 ± 0.4 도로 받음각센서 정확도를 결정한다. 이 오차의 원인은 차압센서의 노이즈와 측정부 형상에 의해 발생하는 유동의 변동으로 구분할 수 있다. 차압센서의 노이즈는 정상 상태에서 약 2pa로 약 0.01도(@160km/h)~0.08도(@60km/h) 오차를 발생시킨다. 따라서 대부분의 오차는 측정부에서 발생하는 유동의 변동으로 인한 값이다. 이는 압력 홀의 크기가 커 측정부의 압력 홀에서 유동흐름이 측정될 때 노이즈가 발생하기 때문이다. 따라서 받음각센서의 오차를 줄이기 위해서는 포텐쇼미터와 서보모터의 전원분리가 필요하고, 측정부의 압력 홀을 작게 설계하여 측정부 위의 한 점에서의 압력 측정에 유리하도록 해야 한다.

그림 14는 받음각을 $5^\circ/s$ 로 지속적으로 변화시켜 풍동시험을 한 결과이다.

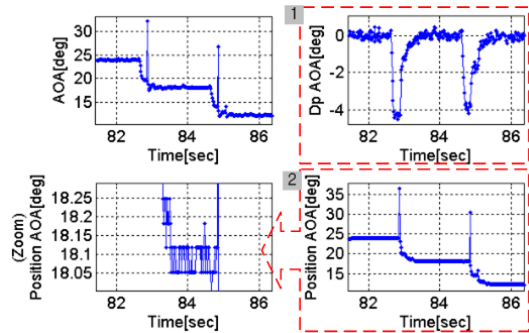


그림 14. 오차의 원인

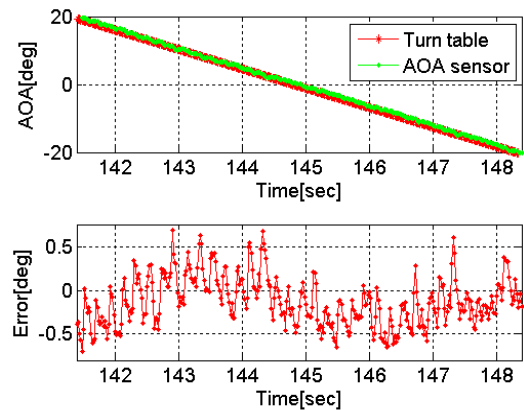


그림 15. 풍동시험결과 2

받음각을 지속적으로 이동시킨 그림 15의 결과는 받음각 변화 후 일정 시간 유지시켜 측정된 그림 13보다 약간 큰 오차를 가진다. 이는 측정부의 위치는 실시간으로 측정할 수 있는 반면 측정부에서 측정되는 차압은 일정시간 지연을 가지고 있기 때문에 받음각이 지속적으로 변화하면 더 많은 오차를 가지는 것이다. 따라서 비행시험을 위한 받음각 센서 개발에서는 받음각의 변화를 일정하게 하여 측정하는 정확도를 실제보다 크게 할 필요가 있다.

III. 결 론

본 논문은 null-seeking method에 기반한 받음각센서 개발에 관한 기술적 사항을 담고 있다. 측정 성능을 높이기 위한 측정부 설계, 하드웨어 구성, 하드웨어 한계를 보완할 수 있는 알고리즘을 제시하였다. 또한 이렇게 구성된 받음각센서의 성능을 검증하기 위해서 MATLAB의 Simulink를 이용한 시뮬레이션과 풍동시험을 통한 성능검증을 수행하였다. 시뮬레이션 결과 받음각 계산 알고리즘의 효율과 속도의 증가에 따라 정확도가 향상되는 null-seeking method의 장점을 확인하였다. 풍동시험 결과 개발된 받음각센서는 ± 20 도 측정 범위 내에서 오차 크기는 비교적 일정하지만 ± 0.5 도로 비교적 큰 편이었으며, 구동부가 이동할 때 큰 오차가 발생하는 것을 확인하고 오차 원인을 분석하였다. 또한 받음각 센서의 성능을 향상시키기 위해서 구동부와 구동부의 위치를 파악하는 포텐쇼미터의 전원 분리와 측정부의 성능 개선을 위해 측정부의 압력 홀 크기를 줄여 설계하는 것을 제시하였다.

후 기

이 논문은 2007년도 정부재원(교육인적자원부 학술연구조성사업비)으로 한국학술진흥재단의 지원을 받아 연구되었음(KRF-2007-331-D00085).

참고문헌

- 1) 성봉주, 장병희, "최소 자승법을 이용한 5-Hole Yawhead Probe의 간략한 보정법", *한국항공우주학회지*, 제16권 2호, 1988, pp. 20~28.
- 2) W. Gracey, "Summary of Methods of measuring angle of attack on aircraft", NACA Technical Note 4351, 1958.
- 3) M. H. Park, "Development of Alpha Sensor for Unmanned Aerial Systems", *Proc. of SICE Annual Conference*, 2008, pp. 170
- 4) J. D. Anderson, Jr, *Fundamentals of aerodynamics*, 3th ed., McGraw-Hill, 2001, pp. 223~232.
- 5) 윤태진, 이상우, "원추각과 압력 흘방향이 원추형 5공프로우브의 보정에 미치는 영향", *대한기계학회 1996년 춘계학술대회 논문집(B)*, 1996, pp. 359~364.
- 6) "MPVX7002", Data Sheet, FreeScale
- 7) "HS-5125MG", Data Sheet, Hitec
- 8) "C8051F005", Data Sheet, SiliconLab
- 9) 백운율, 김성수, 김성환, 박춘배, 최기영, "MEMS 압력센서를 이용한 고성능 무인항공기용 공력자료시스템의 개발과 검증", *한국항공우주학회지*, 제 26권 제10호, 2008, pp. 1017~1025.