

센서융합에 의한 모형헬리콥터의 자세 추정기 설계

정원재, 박문수, 이광원

아주대학교 대학원 전자공학과(Tel: 82-31-219-2487; F-mail: woniaa@madana.ajou.ac.kr)

Design of attitude estimation for RC Helicopter by sensor fusion

Won Jae Jung, Moon soo Park, Kwang Won Lee
Ajou University, Electronics Engineering

Abstract - This paper presents a sensor fusion algorithm for the RC helicopter which uses a complementary filter. To measure the attitude angle of the helicopter, 3rate gyroscopes and a 3-axis accelerometer are mounted on the helicopter. The signals from them are passed through a complementary filter to produce estimation outputs. Experiments show that designed system is effective for the attitude estimation.

1. 서 론

자이로스코프나 가속도계와 같은 관성센서는 센서가 장착된 축에서의 회전 속도와 가속도를 측정하는데 사용된다. 이러한 센서들의 측정치를 적분하면 자세 및 위치, 속도 등을 구할 수가 있다. 이 두 센서를 혼합하여 이동 물체의 동력학적 정보를 독자적으로 제공할 수 있도록 구성한 것이 관성항법장치(INS)이다[1]. 일반적으로 군수산업이나 항공우주산업에 사용되는 관성항법장치는 매우 고가일 뿐만 아니라 크기와 무게 면에 있어서 그 사용분야가 극히 제한되어 왔고, 대부분 GPS등과 같이 절대위치 및 절대자세 정보를 제공하는 보조센서 등과 결합하여 사용된다[1][2]. 이에 비해 저가의 관성센서들은 제공하는 자세 및 위치 정보가 부정확하나 소형, 경량이므로 높은 정밀도를 필요로 하지 않는 시스템에 주로 사용되며, 이러한 저가의 센서들도 여러 보조센서들의 혼합을 통해 성능을 개선할 수 있다[3]. 절대각을 측정하기 위한 경사센서는 대체로 비관성센서를 많이 사용하지만 최근에는 가속도계를 이용한 경사센서들이 많이 등장하였다. 그러나 이러한 센서들은 진동과 같은 외부 환경에 노출되었을 때에는 경사각에 대한 정확한 정보를 기대하기가 어렵다.

이 논문에서는 1축 자이로스코프 3개와 3축 가속도계 1개로 구성된 관성추정장치를 모형헬리콥터에 부착하여 3자유도의 김벌 위에 고정한 다음, 실제 정지비행 시에 발생하는 진동에 의한 영향을 분석하여 센서의 응답특성을 파악하고 필터를 설계한 후 경사센서로서 가속도계가 사용 가능함을 입증하고 센서융합을 통해 모형헬리콥터의 자세 추정기를 설계하고자 한다.

2. 자세센서와 응답특성

2.1 관성 센서

실험에 사용된 관성센서는 Sumimoto사의 1축 자이로스코프 SGN-100-20 3개와 Crossbow사의 3축가속도계 C3A-02-03 이다. SGN-100-20는 0.025deg/sec의 분해능을 갖는 진동형 자이로스코프로서 회전속도(각속도)에 비례하는 DC전압을 출력한다. C3A-02-03는 용량형 가속도계로 직교하는 세 좌표축 X, Y, Z의 각각의 선형가속도에 대한 전하량의 변화를 가속도에 비례하는 DC전압으로 변환하여 출력한다. 제조사에서 제공하는 각각의 관성센서의 사양은 표1, 표2와 같다.

표1. 자이로스코프 규격

특성	범위	특성	범위
Rate Range	±100deg/sec	Bias Drift	0.3 deg/sec
Output Scale Factor	20mv/(deg/sec)	Bandwidth	10 Hz
Bias Offset	±1 deg/sec	Quiescent Noise	0.2 deg/sec
Bias var. over Temp.	±3 deg/sec	Noise under vib.	0.1 (deg/sec)/G

표2. 가속도계 규격

특성	범위	특성	범위
Range	± 2g	Bias Drift	0.3 mg
Output Scale Factor	1 V/1g	Bandwidth(X,Y,Z)	>30 Hz : >7 Hz
Bias Offset	±10 mg	Quiescent Noise	1mg rms
Bias var. over Temp.	±3 mg/°C	Noise under vib.	2mg : 15mg

이 센서들로 세 축에 대한 회전량 및 가속도를 측정할 수 있도록 제작한 관성추정장치는 그림1 과 같다.

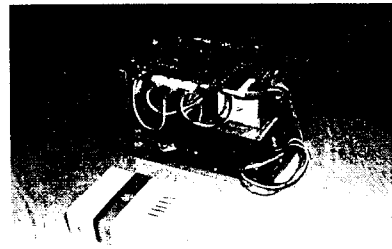


그림1. 제작한 관성추정장치

가속도계로부터의 전압출력은 중력 가속도와 기울어진 각도에 따라 다음과 같이 얻을 수 있다[4].

$$V_{out} = SF \times G \times \sin \phi + \text{Offset voltage} \quad (1)$$

단, SF : scale factor

G : 중력가속도

φ : sensor축이 수평면과 기울어진 각도

느린 동적 환경에서의 가속도계 응답특성은 기준신호와 비교하여 1° 이내의 높은 정밀도를 얻을 수 있지만 진동이 있게 되면 측정값에 오차를 유발하게 된다.

2.2 진동에 따른 센서 응답특성

자이로스코프는 회전량을 측정하는데 반해 가속도계는 가속도를 측정하므로 진동에 의한 영향을 더욱 많이 받는다. 이는 대부분의 진동이 회전이 아닌 전후좌우상하의 형태로 나타나기 때문이다. 3축 김벌위에 센서가 부착된 모형헬리콥터를 고정한 후 시동을 걸게 되면 엔진 및 헬리콥터의 기구학적 불평형으로 인한 진동이 발생하게 된다[5]. (표3 참고)

표3. 헬리콥터의 진동 특성

진동특성	발생 원인
저주파 진동	2/3회 진동: 메인로터의 감속장치가 원활하지 않아 발생하는 진동 1회 진동: 메인로터헤드와 날개짓이 불균형 상태일 때 발생하는 진동 회전진동: 추력이 제대로 전달되지 않아 기우동거리는 진동 꼬리 진동: 메인로터의 후류에 의한 간섭으로 인해 테일로터가 진동
중간주파 진동	메인로터가 1회전하는 동안 블레이드의 수만큼 진동
고주파 진동	엔진, 동력 구동장치에 의해 발생하는 진동

다음 그림은 Roll에 대한 가속도계와 기준센서(Encoder)의 측정치의 비교이다.

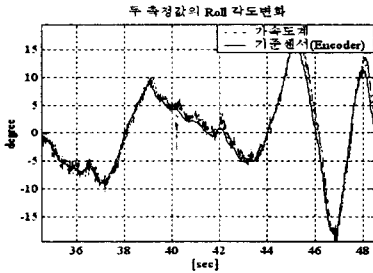


그림 2 실제 측정(각도)치 비교

위의 그림에서 보듯이 센서측정값에 노이즈가 섞여 있음을 알 수 있다. 다음 그림은 가속도계에 대한 측정값의 스펙트럼이다.

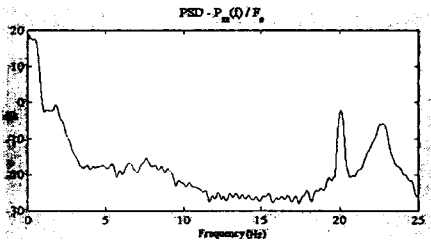


그림 3 가속도계의 스펙트럼

위의 그림에서 5Hz 이하가 센서의 응답특성임을 알 수 있다. 그리고 20Hz, 23Hz 등의 노이즈는 초기 rpm 세팅값 1300rpm에 대한 성분과 엔진계통의 노이즈로 볼 수 있다.

3. 자세 추정기

3.1. Complementary filter(C-filter)

C-filter의 가장 기본적인 개념은 각 센서의 전달함수의 합이 1이 되도록 cutoff주파수를 정하는 것이라 할 수 있다. 아래의 그림은 C-filter의 개념적인 블록도이다(6).

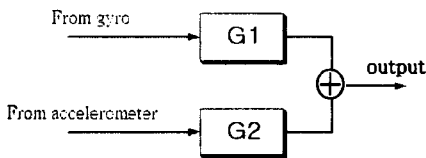


그림 4. 두 센서의 혼합

다음 그림은 위의 그림을 더 자세히 나눠서 자이로의 출력신호 적분과 Tilt의 혼합으로 자세를 추정하는

C-filter를 설명한 것이다.(6)

cutoff 주파수 이상의 고주파영역에서의 자이로의 응답 특성을 이상적이라고 가정 한 후 근사화시키면 다음과 같은 추정기를 만들 수 있다.

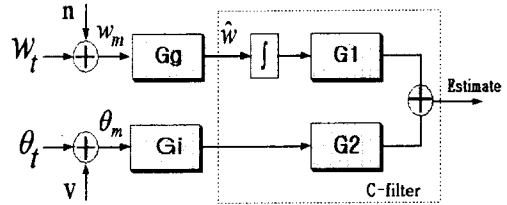


그림 5. C-filter를 이용한 자세추정기

- 단, w_t = true angular rate
- θ_t = true angular position
- n = 자이로의 노이즈
- v = 가속도계의 노이즈
- w_m = 자이로의 실제 물리적 측정값
- θ_m = 가속도계의 실제 물리적 측정값

그림5의 블록도는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$G(s)_{total} = G_1(s)G_g(s) + G_2(s)G_i(s) = 1 \quad (2)$$

위 그림5에서 $G_g(s)$ 는 offset을 제거하고, $G_i(s)$ 는 anti-aliasing 용을 겸할 수 있다. 각각에 대한 전달함수는

$$G_g(s) = \frac{w_b}{s + w_b} \quad (3)$$

$$G_1(s) = \frac{s^2 + (w_1 + w_2 + w_b)s + w_b(w_1 + w_2)}{s^2 + (w_1 + w_2)s + w_1w_2} \quad (4)$$

$$G_i(s) = \frac{w_1w_2}{s^2 + (w_1 + w_2)s + w_1w_2} \quad (5)$$

$$G_2(s) = 1 \quad (6)$$

가속도계의 cutoff 주파수를 너무 낮게 할 경우 노이즈는 줄어드나 delay가 커지므로 w_1, w_2 를 25rad/sec로 잡고 w_b 는 0.3rad/sec로 하였다.

4. 실험

4.1 실험 장치 구성

실험장치는 크게 Concept-60 모형헬리콥터와 전원부(DC/DC converter), 센서부, 3축 김벌, Embedded PC(메인보드, Timer/Counter 보드, A/D 보드, DIO 보드, 하드디스크) 및 필터로 구성된다. 각각의 센서 데이터를 분석하기 위해 각 센서측과 동일한 각변화율을 갖는 3축 김벌(그림2)에 기준센서로서 엔코더를 부착하였다. 또한 측정된 데이터는 Embedded PC 내의 12bit A/D 컨버터를 거쳐 하드디스크에 저장된다. 전체 하드웨어 구성의 블록도는 그림10과 같다. 또한 동일한 환경에서 실험데이터를 반복적으로 얻을 수 있도록 하기 위해 가버너를 사용하여 메인 로터의 RPM을 고정하였다. 본 실험에서는 1300rpm으로 세팅하였다.

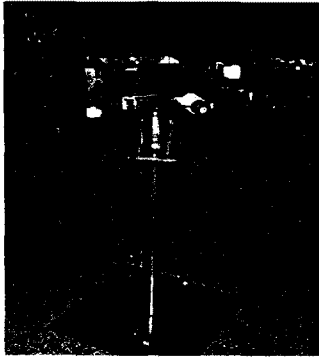


그림 6. 3축 Gimbal

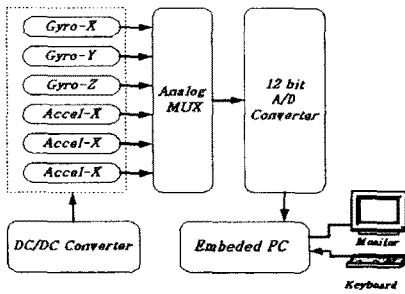


그림 7. 시스템 구성도

추정기의 성능을 확인하기 위해 Roll축과 Pitch축에 대한 원 신호와 추정된 신호와의 비교를 전체 데이터 중 일부만으로 나타내었다.

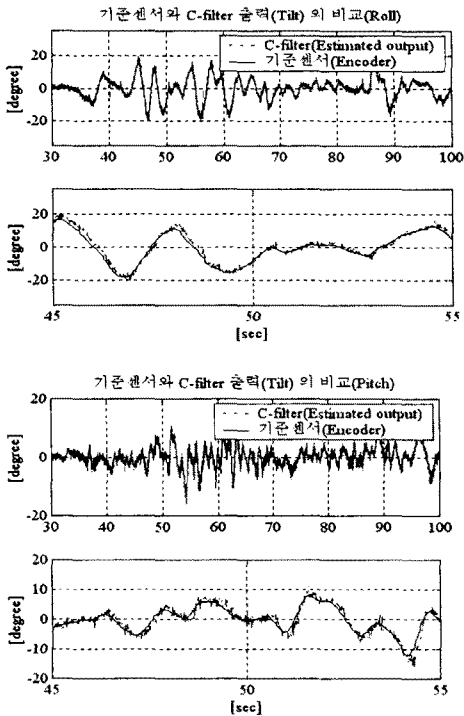


그림8. Roll과 Pitch에 대한 추정기 성능

모두 기준신호와 비교해서 delay 없이 비교적 양호한 응답특성을 보였다. 위의 실험결과로부터 자세 추정기를 설계하는데 있어 가속도계로도 충분히 진동 환경 속에서 경사센서로 사용될 수 있음을 확인하였고 제안한 추정기의 성능을 검증하였다.

5. 결 론

Complementary filter를 이용하여 간단하면서 양호한 성능을 발휘할 수 있는 자세 추정기를 설계하였다. 또한 경사센서로서 가속도계가 충분히 사용될 수 있음을 실험을 통해 확인하였다. 향후 더 나은 성능의 필터나 좀더 효과적인 사전처리 작업을 수행한다면 높은 정밀도의 추정기를 기대할 수 있을 것이다.

[참 고 문 헌]

- [1] George M. Siouris, *Aerospace Avionics System*, Academic Press, 1993.
- [2] K. R. Britting, *Inertial Navigation System Analysis*, Wiley-Interscience, 1971.
- [3] Evan Maki, "System Identification and Attitude Control for an Autonomous Helicopter", Center for Computer architecture, Halmstad University, 1998
- [4] <http://www.korins.com/english/maker/crossbow/tilt.htm>
- [5] Seagae Aviation Institute, *Aircraft Maintenance*, 1995
- [6] Robert Klang, Mathias persson, "Autonomous Flying Helicopter", Masters thesis in Computer Systems Engineering, Halmstad University, 1997