

진동에 강인한 센서 융합 필터와 개선된 PID 제어 방식을 이용한 쿼드콥터의 자세 제어

Posture Stabilization Control of QuadCopter Using Sensor Fusion and Modified PID Control

조영완^{*★}, 김현수^{*}

Youngwan Cho^{*★}, Hyun-Soo Kim^{*}

Abstract

In this paper, we propose a advanced attitude PID controller and sensor fusion method robust to the vibration of the quadcopter unmanned air vehicle using four BLDC motors. When the gyro sensor and acceleration sensor are fused, a complementary filter is designed to ignore the vibrations generated by the motors and to complement the drawbacks. As a result, we obtain accurate results than using each sensor. Also, it is possible to obtain a low delay results in robust to vibration than the low-pass filter or moving average filter, which is generally used for quadcopter. And we improved D controller, which have being used for attitude control of quadcopter, to quadcopter using gyro sensor. it was confirmed that the attitude is stabilized and error is reduced By using gyro sensor output instead of variation of estimated angle in D control.

요약

본 논문은 4개의 BLDC 모터를 이용한 쿼드콥터 무인비행체의 센서 신호 성능 개선을 위해 진동에 강인한 센서 융합 방식을 제안하고 이를 기반으로 하여 자세제어를 위한 개선된 PID 제어 기법을 제안한다. 쿼드콥터의 자세 추정을 위해 사용하는 가속도 센서와 자이로 센서 각각의 특성에서 나타나는 단점을 상호 보완하고 모터에서 발생하는 진동의 영향을 최소화하도록 상보필터를 적용하여 두 센서를 융합하는 방법을 제안하였다. 본 논문에서 제안하는 센서 융합 방식은 쿼드콥터의 방진을 위해 일반적으로 사용되는 이동평균 필터나 저역통과 필터에 비해 진동에 더욱 강인하고 지연이 적은 결과를 얻을 수 있었다. 또한 쿼드콥터의 자세 제어를 위해 일반적으로 사용되는 PID 제어 중 D 제어 성분을 추정된 각도의 변화량을 이용하는 대신 자이로 센서를 사용하는 쿼드콥터의 특성에 맞게 자이로 센서 출력을 사용하는 방식을 제안하여 사용함으로써 자세 제어 오차를 줄일 수 있고 자세 제어의 안정화가 보다 용이하게 이루어질 수 있음을 확인하였다.

Key words : Quadcopter, Vibration, Complementary Filter, Attitude Control, PID Control

* Dept. of Computer Engineering, Seokyeong University, ywcho@skuniv.ac.kr, (02) 940-7749

★ Corresponding author

※ Acknowledgment: This Research was supported by Seokyeong University in 2012.

Manuscript received Sep. 4, 2014; revised Sep. 18,2014 ; accepted Sep. 18. 2014

1. 서론

최근 자율주행이 가능한 무인시스템에 대한 연구가 활발히 이루어지고 있고 그 중 무인 항공기 분야는 사람이 쉽게 다가갈 수 없는 지역을 자유롭게 탐사하여 영상을 기록하거나 특정 임무를 수행하는 등 쓰임

새가 다양하다[1][5]. 쿼드콥터는 대표적인 수직이착륙 항공기인 헬리콥터보다 구조가 단순하고 수학적 모델도 비교적 간단하기 때문에 제어가 용이한 장점으로 많은 연구가 진행되고 있다[5][6].

쿼드콥터의 네 개의 고정익을 회전시키는 구동체로 BLDC 모터가 사용되는데 이 모터를 사용하여 비행할 때 발생하는 진동은 가속도 센서와 자이로 센서에 많은 영향을 미치게 된다. 이 진동을 무시하기 위해 소프트웨어적으로 이동평균필터나 저역통과필터를 사용하지만 이들은 Smooth 성능이 높을수록 지연효과가 커지는 단점이 있고 칼만 필터나 파티클 필터와 같이 연산량이 많은 필터는 저사양 연산장치에서 실시간 자세 추정이 어렵다는 단점이 있다[5]. 따라서 모터 진동에 의해 야기되는 센서 진동의 특성을 개선하기 위해서는 두 센서가 가지는 특성의 장단점을 상호 보완하여 진동 저감의 특성을 갖는 동시에 각 센서의 단점을 보완할 수 있는 센서 융합 방식이 필요하다[2][4].

또한, 쿼드콥터의 자세제어에는 PID 제어 기법이 많이 사용되는데 이 중 D 제어 성분은 추정된 자세 각과 목표 자세 각 차이의 변화량을 사용하는 것이 일반적이다[3]. 그러나 추정된 자세 각으로는 두 센서를 융합한 결과를 사용하기 때문에 가속도 센서의 오차를 일부 포함하고 있어 오차의 변화를 정확히 반영하지 못한다. 따라서 이를 개선하기 위해 본 논문에서는 자세의 변화량을 반영할 때 추정된 각도의 변화량을 사용하는 대신 더욱 정확할 수 있는 자이로 센서로부터 얻은 각속도를 D 성분에 사용함으로써 보다 개선된 제어 효과를 얻을 수 있도록 하였다.

본 논문에서는 제안하는 센서 융합 방식을 통해 얻은 자세의 추정치가 가속도 센서와 자이로 센서 각각에서 나타나는 단점이 상호 보완되고 나아가 모터 진동에 강인한 특성이 나타남을 실험을 통해 보였으며 이를 기반으로 제안하는 개선된 PID 제어를 적용함으로써 쿼드콥터의 자세 제어 성능이 개선됨을 보였다.

II. 모터 진동에 강인한 센서 융합

2.1 디지털 3축 가속도 센서의 기울기 각도 검출

3축 가속도 센서는 x축, y축, z축 각각에 대한 가속도를 측정하는 센서이다. 지구에서는 항상 중력가속도가 작용하기 때문에 강체에 고정된 가속도 센서는 기울어짐에 따라 중력가속도가 각 축으로 분산되어 측정된다. 각 축에서 측정되는 중력 가속도 값을 사용하여 센서의 기울어진 각도를 구할 수 있으며 가속

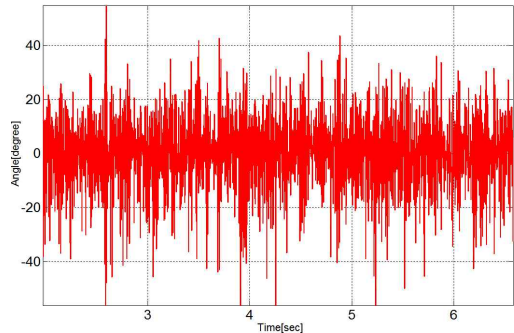


Fig. 1. Error of Acceleration sensor by motor vibration
그림 1. 모터 진동에 의한 가속도 센서의 각도 오차

도 센서로 얻은 값으로부터 Roll(ϕ)과 Pitch(θ)는 식 (1)과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned}\phi &= \tan^{-1} \frac{A_x}{A_z} [\text{rad}] \\ \theta &= \tan^{-1} \frac{A_y}{A_z} [\text{rad}]\end{aligned}\quad (1)$$

식 (1)에서 A_x , A_y , A_z 는 각각 가속도센서의 x축, y축, z축 출력값이다. 쿼드콥터에 장착된 가속도 센서의 값만으로도 식 (1)을 통해 Roll과 Pitch를 구할 수는 있으나 쿼드콥터가 어느 한 방향으로 힘이 가해지는 상태에서는 정확한 각도 추정이 어려울 뿐만 아니라 모터에서 발생하는 진동에 너무 민감하게 되므로 일반적으로 가속도 센서만으로는 정확한 자세 추정이 어렵다.

그림 1은 쿼드콥터 기체가 0도로 고정된 상태에서 모터의 출력을 최대 출력 대비 55%의 상태로 작동시킨 결과 그래프를 나타낸다. 그림 1에서 나타나듯이 모터 출력이 55%임에도 불구하고 모터에서 발생하는 진동으로 인해 가속도 센서로부터 얻은 각의 범위가 20도 이상 진동 성분을 가지고 측정됨을 알 수 있다.

2.2 디지털 3축 자이로 센서의 기울기 각도 검출

3축 자이로 센서는 기체 좌표계의 x축, y축, z축을 중심으로 한 회전 각속도를 측정하는 센서이다. 이상적인 자이로 센서는 움직임이 없다면 각 축의 측정값이 0이다. 또한 측정된 각속도를 Roll(ϕ), Pitch(θ), Yaw(ψ)로 변환하기 위해서는 적분 과정이 필요한데 기체 좌표계의 각속도를 관성좌표계의 오일러각 변화량으로 변환 후 적분하는 방법이 있지만 본 논문에서는 기체 좌표계의 각도로 변환한다.

$$\begin{aligned} \phi_t &= \phi_{t-1} + G_x dt \\ \theta_t &= \theta_{t-1} + G_y dt \\ \psi_t &= \psi_{t-1} + G_z dt \end{aligned} \quad (2)$$

식 (2)에서 G_x , G_y , G_z 는 각각 자이로 센서의 x축, y축, z축의 출력값[°/s]이다. 그러나 자이로센서에는 바이어스 오차가 포함되어 있기 때문에 자이로 센서의 각속도 오차가 계속 누적되어 시간이 지날수록 각도 오차가 커진다는 단점이 있다[5].

자이로 센서는 기체좌표계에서의 각속도를 출력하기 때문에 고정된 상태의 이상적인 센서는 0을 출력하여야 하지만 실제 대부분의 센서는 0이 아닌 바이어스 된 값을 출력한다. 따라서 쿼드콥터에 움직임이 없는 초기화 단계에서 바이어스 값을 구한 후 실제 측정치를 구할 때는 바이어스 된 값을 고려하여 이를 보상할 필요가 있다. 자이로센서 데이터 N 개를 이용한 바이어스 값(C_{gx})의 측정 식은 (3)과 같다.

$$C_{gx} = \frac{\sum_1^N G_x}{N} \quad (3)$$

또한 자이로 센서는 드리프트 특성을 가지고 있는데 그림 2는 자이로 센서에서 바이어스가 제거된 출력력을 이용하여 각도를 구했음에도 불구하고 오차가 누적되어 드리프트 현상이 나타남을 보여주고 있다.

그림 2의 그래프를 보면 4초 동안 0.4도의 드리프트가 발생하였다. 쿼드콥터의 운용시간이 40초 이상일 경우 4도 이상의 각도 오차가 생기는 것을 의미하기 때문에 단일 자이로 센서로는 쿼드콥터 정확한 자세 추정에 어려움이 있으므로 이를 통해 자세 안정화 제어의 목적을 달성하기는 어렵다.

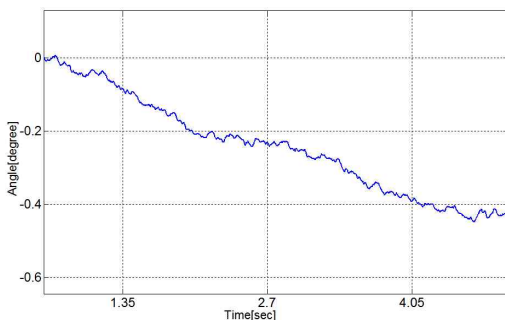


Fig. 2. Integral error of gyro sensor(Drift)
그림 2. 자이로 센서의 적분 에러(드리프트)

2.3 가속도 센서와 자이로 센서의 융합

가속도 센서는 병진운동(translation)과 진동(vibration)에 취약하지만 오차가 누적되지 않고, 자이로 센서는 오차가 누적되지만 병진운동과 진동에 영향을 잘 받지 않는 특징이 있다. 두 센서는 같은 물리량을 측정할 수 있는 센서이고 특성이 상호보완적이므로 융합을 통해서 각 센서의 단점을 보완할 수 있다. 본 논문에서는 상보필터(Complementary Filter)를 통해 두 센서의 특성을 상호 보완적으로 융합하는 방식을 제안한다. 알려진 상보필터 식은 (4)와 같다 [1][4].

$$\theta_f = \frac{1}{s} [\dot{\theta}_g - (K_p + \frac{1}{s} K_i)(\theta_{f_{rm}} - \theta_a)] \quad (4)$$

식 (4)에서 θ_f 는 현재 추정 각도, $\dot{\theta}_g$ 는 자이로 센서의 각속도, θ_a 는 가속도 센서의 각도, $\theta_{f_{rm}}$ 는 이전 추정 각도이다. 식 (4)에서 가속도센서와 추정 각도의 차이인 $\theta_{f_{rm}} - \theta_a$ 를 θ_{err} 라 해서 정리하면 식 (5)와 같으며 각 변을 미분하면 식 (6)과 같다. $s\theta_f$ 는 $\dot{\theta}_f$ 라 할 수 있으므로 이항하면 식 (7)과 같이 정리할 수 있다.

$$\theta_f = \frac{1}{s} [\dot{\theta}_g - (\theta_{err} \dot{K}_p + \frac{1}{s} \theta_{err} \dot{K}_i)] \quad (5)$$

$$s\theta_f = \dot{\theta}_g - (\theta_{err} \dot{K}_p + \frac{1}{s} \theta_{err} \dot{K}_i) \quad (6)$$

$$\dot{\theta}_g - \dot{\theta}_f = \theta_{err} \dot{K}_p + \frac{1}{s} \theta_{err} \dot{K}_i \quad (7)$$

식 (7)의 우항은 일반적인 PI 제어식이다. θ_{err} 를 오차값으로 삼아 제어량인 $\dot{\theta}_g - \dot{\theta}_f$ 을 구해낸다. 정상상태 오차가 없는 시스템이기 때문에 K_i 는 0이나 미소한 값을 사용하고 K_p 의 크기가 너무 크면 θ_a 의 오차까지 반영하므로 θ_g 의 누적오차만 해소할 정도로 작은 값을 사용한다. (5)를 블록다이어그램으로 표현하면 그림 3과 같다.

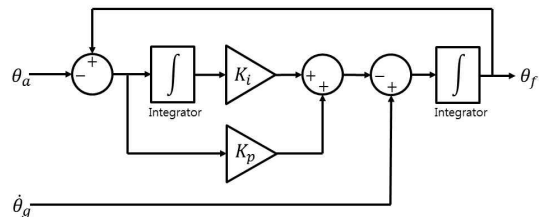


Fig. 3. Block diagram of proposed complementary filter
그림 3. 제안하는 상보필터의 블록다이어그램

III. 개선된 PID제어

일반적인 쿼드콥터의 자세 PID제어는 가속도 센서와 자이로 센서를 융합해서 얻은 Roll, Pitch, Yaw 값을 가지고 수행하게 된다[3]. 이 중 D제어는 미분(Differential) 제어이고 각도 오차의 변화량을 가지고 제어한다. 두 센서를 융합한 결과인 Roll, Pitch값은 각도이고 0도를 향해 제어할 경우 각도의 변화량을 D 제어에 사용하는데, 각도의 변화량은 자이로 센서에서 출력되는 각속도 값과 같다. 따라서 굳이 가속도 센서의 오차가 일부 반영된 추정 각도의 변화량을 제어에 사용하지 않고 자이로 센서의 각속도를 바로 D 제어에 사용함으로써 안정화 시킬 수 있다.

그림 4는 PID제어기의 D제어량을 나타낸 그래프이다. Original D는 상보필터를 거친 결과인 θ_f 을 가지고 제어할 때의 D제어량이고, Advanced D는 순수 자이로 센서의 각속도[°/s]를 가지고 D제어를 할 때의 제어량이다. 가속도 센서의 오차를 일부 포함한 Original D제어량보다 Advanced D제어량이 더 오차가 적음을 볼 수 있다. 이를 적용한 PID제어 블록 다이어그램은 그림 5와 같다.

가속도 센서 각도인 θ_a 와 자이로 센서 각속도인 $\dot{\theta}_g$ 을 가지고 상보필터를 거친 값은 PI제어기의 피드백으로 쓰이고, $\dot{\theta}_g$ 는 간단한 Smooth필터를 거친 후에 D제어기의 피드백으로 쓰인다. $\dot{\theta}_g$ 는 각속도이기 때문에 안정된 자세를 유지하기 위해서 0을 향해 제어해야 한다.

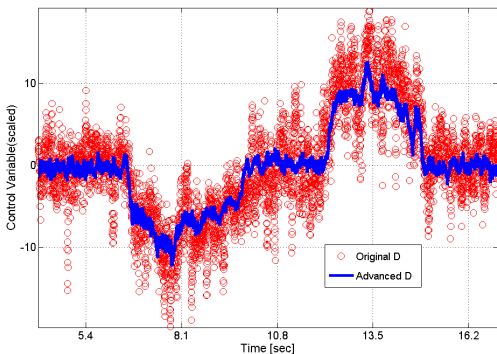


Fig. 4. Comparison of original D with proposed D
그림 4. 기존 방식과 제안 방식의 D 성분 비교

IV. 실험 및 결과

상보필터와 개선된 D제어기의 성능을 확인하기 위해 실제 쿼드콥터에서 실험하였다. 기체의 무게와 모

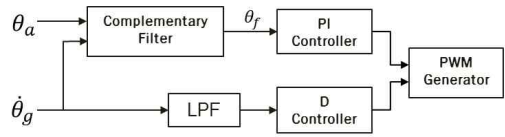


Fig. 5. PID controller applied advanced D controller
그림 5. 개선된 D 제어기가 적용된 PID 제어기

터의 추력이 같아지는 비율이 55%로 측정되었으므로 모터의 진동이 필요한 실험에서는 4개의 모터를 각각 55% PWM duty rate로 작동시켰다. 실험에 사용된 쿼드콥터는 그림 6과 같다.

본 실험에 사용한 가속도, 자이로 센서는 MPU6050으로 쿼드콥터나 무인항공기 제작에 자주 사용되는 저가의 센서이다. 센서의 사양은 표 2와 같다.

Table. 1. Spec of experimental quadcopter
표 1. 실험용 쿼드콥터의 사양

	Spec.
Flight Ctrlrler Board	Arduino Mega 2560
IMU	MPU6050
BLDC Motor	SunnySky V2216 (KV:900)
Motor ESC	Hobbywing Quattro 20A
Frame	450mm
Prop.	10×4.5



Fig. 6. experimental quadcopter
그림 6. 실험에 사용된 쿼드콥터

Table. 2. Spec of MPU6050 sensor
표 2. MPU6050 센서의 주요 사양

	Gyroscope	Accelerometer
Interface	I ² C interface	I ² C interface
Startup	100[ms]	100[ms]
Range	±250[d/s] ~ ± 2000[d/s]	±2[G] ~ ± 16[G]
Resolution	131[LSB/(d/s)] ~ 16.4[LSB/(d/s)]	16384[LSB/(d/s)] ~ 2048[LSB/(d/s)]
Update rate	4 ~ 8000[Hz]	4 ~ 1000[Hz]

Table.3. Spec of controll board
 표 3. 제어보드의 주요 사양

Arduino Mega 2560	
Microcontroller	Atmega2560
Operating Voltage	5 V
Flash Memory	256 KB
Clock Speed	16 MHz

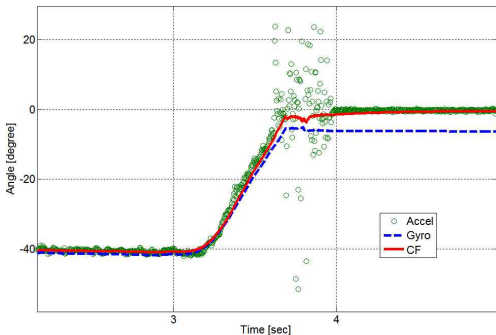


Fig. 7. Comparison result of CF when motor is off
 그림 7. 모터 미작동 시 상보필터 비교 결과

가격대가 높은 자이로 센서는 바이어스가 비교적 적은 반면 저가의 센서는 그렇지 않으므로 저가형 센서는 바이어스를 제거할 필요가 있다.

제어보드로는 구글의 오픈소스 기반 보드인 아두이노(Mega2560)를 사용하였다. 이 보드에서 연산량이 많은 필터를 사용하면 실시간으로 처리가 불가능하기 때문에 비교적 간단한 필터가 필요하다. 상보필터를 사용하면 아두이노 같은 저사양 장치에서도 300Hz 이상의 제어 주파수를 가질 수 있다.

그림 7은 모터를 작동시키지 않은 상태에서 기체의 각도를 변화시킬 때의 상보필터 성능 그래프이다. 상보필터의 게인 값은 $K_p=2$, $K_i=0$ 을 사용했다. 필터링된 값이 가속도 센서와 거의 흡사한 결과를 보이며 3.8초 부분에서 가속도센서의 외란이 보이지만 상보필터 결과 값은 부드럽게 실제 각도를 출력함을 볼 수 있다.

그림 8은 모터를 작동 시킨 후의 상보필터 결과 그래프이다. 상보필터 파라미터 값은 모터 미작동 실험과 동일하다. 가속도 센서의 각도 값은 외란이 너무 심해 스케일링하여 표현하였다. 모터를 작동해서 가속도센서의 떨림이 너무 심하고 자이로 센서의 드리프트현상이 있음에도 상보필터 결과는 안정되게 가속도센서 측정값들의 가운데를 지나간다. 또한 상보필

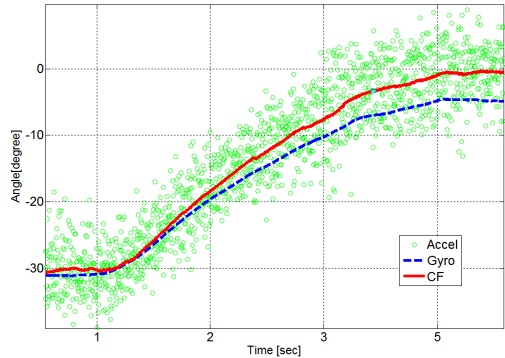


Fig. 8. Comparison result of CF when motor is on
 그림 8. 모터 작동 시 상보필터 비교 결과

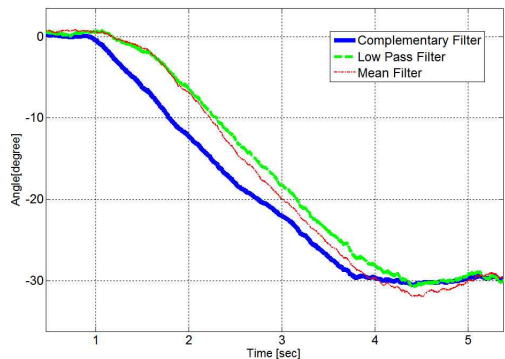


Fig. 9. Comparison of CF with other smooth filter
 그림 9. 다른 Smooth필터와 상보필터간의 비교

터 결과 값은 지연이 거의 없는 것을 볼 수 있다.

그림 9은 모터가 작동할 때의 데이터를 각각 다른 필터를 통과시킨 결과 그래프이다. 이 중 1차 저역통과 필터, 이동평균 필터는 가속도센서 하나만을 이용하였다. 상보필터가 다른 필터보다 오차도 적고 반응속도도 빠르게 나타났다. 그림 9의 2초 부분 그래프에서는 상보필터에 비해 다른 필터가 0.3초 이상 지연됨을 볼 수 있다. 만약 각 Smooth필터의 인자를 변경하면 반응속도는 빨라지지만 떨림이 너무 심해져 사용할 수 없는 값이 출력된다. 실시간 쿼드콥터 PID 제어에는 위 필터 중 상보필터만 사용 가능하다.

개선된 D제어를 적용한 쿼드콥터의 안정성에 대한 실험은 D제어기를 제외한 다른 인자를 모두 동일하게 설정한 후 실험하였다. 그림 10과 11은 시간에 따른 roll, pitch축의 각도 변화 그래프이다. 개선된 D제어를 적용한 쿼드콥터의 자세가 원래 D제어보다 비교적 안정됨을 볼 수 있다.

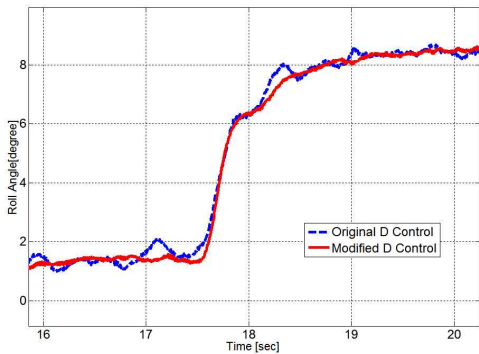


Fig. 10. Quadcopter stability comparison of modified D control with original D control (roll)

그림 10. 원래 D제어와 개선된 D제어의 쿼드콥터 안정성 비교 (roll)

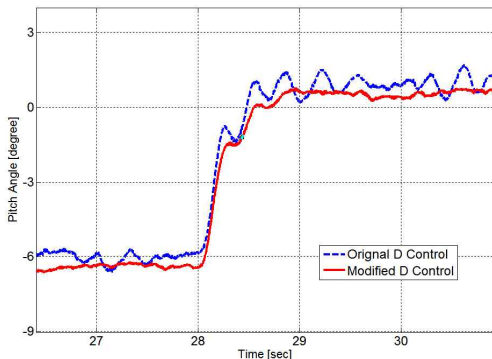


Fig. 11. Quadcopter stability comparison of modified D control with original D control (pitch)

그림 11. 원래 D제어와 개선된 D제어의 쿼드콥터 안정성 비교 (pitch)

V. 결론

상보필터는 쿼드콥터에 설치할 수 있는 저사양 연산장치에서도 실시간 자세 추정이 가능하며, 일반적으로 사용하는 Smooth필터보다 반응속도가 빠르고 정확함을 확인할 수 있었다. 상보필터 내부의 게인값을 변경하여 가속도센서와 자이로센서의 반영치를 조절할 수 있었다. 그러므로 적용하고자 하는 시스템에 맞게 게인을 조절하는 것이 중요하다. 쿼드콥터에서는 자이로센서의 누적오차만 제거하고 가속도센서의 노이즈는 미소하게 반영하도록 조절하여야 하며, 정상상태 오차가 없으므로 I게인은 거의 쓰지 않는다.

일반적으로 쿼드콥터 자세제어 알고리즘으로 PID

제어를 사용하는데 그 중 D제어를 자이로 센서만을 사용하여 제어함으로써 노이즈를 줄이고 쿼드콥터의 자세가 안정화 됨을 확인하였다. 쿼드콥터의 자세의 흔들림이 거의 없이 안정적으로 비행할 수 있었다. 향후에는 안정적으로 구해진 자세 값을 바탕으로 쿼드콥터 기체의 위치제어, 안정화에 대한 연구를 추가로 수행할 예정이다.

References

- [1] J. H. Kim, H. G. Min, J. D. Cho, J. H. Jang, S. H. Kwon, E. T. Jeung "Design of angular estimator of inertial sensor using the least square method" *World Academy of Science, Engineering and Technology* 60 2009, article No.87, 2009.
- [2] M. Euston, P. Coote, R. Mahony, J. Kim, and T. Hamel. "A complementary filter for attitude estimation of a fixed-wing uav." *In IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2008. IROS 2008, pages 340 - 345, 2008.
- [3] C. Sammut, M. W. Kadous "Control of A 4-Rotor Blade Helicopter" *Thesis report submitted as a requirement for the degree Bachelor of Engineering*, November 3, 2004
- [4] I. Sa and P. Corke, "Estimation and control for an open-sourcequadcopter," *in Proc. Australian Conf Robotics and Automation*, 2011.
- [5] Jin-Seok Kim, Young-Do Lim, and Jea-Young Heo "The Simulator for Control of Quadcopter using Sensor Combination" *Korean Institute of Information Technology* 10 7, July, 2012
- [6] N. Michael, D. Mellinger, Q. Lindsey, and V. Kumar, "The GRASP multiple micro UAV testbed" *IEEE Robotics and Automation Magazine*, vol. 17, no. 3, pp. 56 - 65, Sept. 2010.

BIOGRAPHY

Youngwan Cho (Member)

1991 : BS degree in Electrical Engineering, Yonsei University.
1993 : MS degree in Electrical Engineering, Yonsei University.
1999 : PhD degree in Electrical Engineering, Yonsei University.

1999~2003 : Research Engineer, Samsung Electronics.
2004~Present : Associate Professor in the Department of Computer Engineering, Seokyeong University

Hyun-Soo Kim (Student Member)

2014 : BS degree in Computer Engineering, Seokyeong University.
2014~Present : MS Course in Electronic and Computer Engineering at Seokyeong University.