



저작자표시-비영리-동일조건변경허락 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.
- 이차적 저작물을 작성할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



동일조건변경허락. 귀하가 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공했을 경우에는, 이 저작물과 동일한 이용허락조건하에서만 배포할 수 있습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

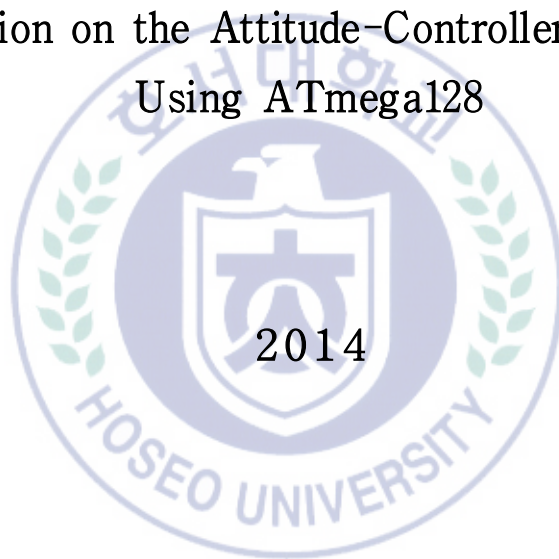
[Disclaimer](#)

석사학위 논문

지도교수 이 석 원

ATmega128을 이용한 쿼드로터의 자세제어기 구현

Implementation on the Attitude-Controller of Quad-rotor
Using ATmega128



호 서 대 학 교 대 학 원

정보제어 공학과 시스템제어 전공

이 진 혁

ATmega128을 이용한 쿼드로터의 자세제어기 구현

Implementation on the Attitude-Controller of Quad-rotor
Using ATmega128

이 논문을 석사학위 논문으로 제출함.

2014년 12월

호 서 대 학 교 대 학 원

정보제어 공학과 시스템제어 전공

이 진 혁

이진혁의 석사학위
논문을 합격으로 판정함.



호 서 대 학 교 대 학 원

목 차

I. 서	론	1
1.	연구의 배경 및 목적	1
2.	연구 내용	2
II.	수학적 모델링	3
1.	쿼드로터의 동작원리	3
가.	스로틀(Throttle) (U_1 [N])	4
나.	롤(Roll) (U_2 [Nm])	5
다.	피치(Pitch) (U_3 [Nm])	6
라.	요(Yaw) (U_4 [Nm])	7
2.	쿼드로터의 좌표변환 행렬	8
3.	쿼드로터의 동역학 모델	10
가.	첫 번째 요소	11
나.	두 번째 요소	12
다.	세 번째 요소	13
III.	센서를 이용한 자세측정	18
1.	가속도센서를 이용한 쿼드로터의 자세측정	18
2.	자이로센서를 이용한 쿼드로터의 자세측정	20
3.	ARS	21
IV.	필터를 이용한 자세추정 및 제어	22

1. 배치식과 재귀식	22
2. 상보필터를 이용한 자세추정	24
3. 칼만필터를 이용한 자세추정	26
가. 시간 업데이트	27
나. 측정 업데이트	27
4. 제어기	28
V. 하드웨어 구현 및 실험	30
1. 시스템 블록도	30
2. 상보필터의 사양 및 제원	31
가. BLDC 모터	32
나. ATmega128	32
다. 쿼드로터	33
라. 가속도/자이로센서	34
3. 가속도와 자이로센서를 이용한 비행자세 추정 실험 ...	35
다. 가속도센서를 이용한 자세 추정 실험	35
라. 자이로센서를 이용한 자세 추정 실험	38
4. 상보필터 알고리즘을 이용한 비행자세 추정 실험	43
5. 칼만필터 알고리즘을 이용한 비행자세 추정 실험	55
6. 비행 자세 제어	59
VI. 결 론	61
참고문헌	62
영문초록	66

그 립 목 차

그림 1. 쿼드로터의 호버링	3
그림 2. 쿼드로터의 스로틀 무브먼트	4
그림 3. 쿼드로터의 롤 무브먼트	5
그림 4. 쿼드로터의 피치 무브먼트	6
그림 5. 쿼드로터의 요 무브먼트	7
그림 6. 가속도센서의 각도 계산 원리	18
그림 7. 병진운동이 포함된 가속도센서의 각도 계산 원리	19
그림 8. 상보필터의 기본 개념 블록도	24
그림 9. 칼만필터 알고리즘 흐름도	26
그림 10. PID제어 블록도	28
그림 11. 수정된 제어기 블록도	29
그림 12. 쿼드로터의 블록도	30
그림 13. BLDC 모터 Flycam925	31
그림 14. AM-128PRO	32
그림 15. 쿼드로터	33
그림 16. 가속도센서 AM-3AXIS v02	34
그림 17. 자이로센서 NT-Gyro300	34
그림 18. 가속도센서의 X,Y,Z축 AD변환 값	35
그림 19. 가속도센서로 측정한 Roll 각도(0초~25초)	36
그림 20. 가속도센서로 측정한 Roll 각도(24초~25초)	37
그림 21. 자이로센서의 X,Y축 AD변환 값	38

그림 22. 자이로 센서로 측정하고 식(5.4)로 적분 계산한 Roll 각도	41
그림 23. 자이로 센서로 측정하고 식(5.9)로 적분 계산한 Roll 각도	42
그림 24. 가속도 센서의 Y 축 AD변환 값	43
그림 25. 가속도 센서로 측정되고 저역통과필터로 보상된 Y축 AD변환 값 ($\alpha = 0.3$)	44
그림 26. 가속도 센서로 측정되고 저역통과필터로 보상된 Y축 AD변환 값 ($\alpha = 0.5$)	44
그림 27. 가속도 센서로 측정되고 저역통과필터로 보상된 Y축 AD변환 값 ($\alpha = 0.6$)	45
그림 28. 가속도 센서로 측정되고 저역통과필터로 보상된 Y축 AD변환 값 ($\alpha = 0.8$)	44
그림 29. 가속도 센서로 측정되고 저역통과필터로 보상된 Y축 AD변환 값 ($\alpha = 0.9$)	45
그림 30. 가속도 센서로 측정되고 저역통과필터로 보상된 Y축 AD변환 값 ($\alpha = 0.96$)	46
그림 31. 보상되기 전과 저역통과필터로 보상된 α 의 변화에 따른 Y축 AD변환 값(0초~18초)	47
그림 32. 보상되기 전과 저역통과필터로 보상된 α 의 변화에 따른 Y축 AD변환 값(2초~9초)	48
그림 33. 가속도 센서로 측정되고 저역통과필터로 보상된 Roll 각도	49
그림 34. 식(5.4)로 계산되고 및 고역통과필터로 보상된 Roll 각도	50
그림 35. 식(5.9)로 계산되고 및 고역통과필터로 보상된 Roll 각도	50

그림 36. G_L 과 G_H 의 변화에 따른 상보필터로 측정된 Roll 각도비교 (0초~25초)	51
그림 37. G_L 과 G_H 의 변화에 따른 상보필터로 측정된 Roll 각도비교 (5초~8초)	52
그림 38. 식(5.9)로 적분 계산하여 상보필터로 측정된 Roll 각도 ...	53
그림 39. 적분방법에 따라 상보필터로 측정된 Roll 각도비교 (0초~25초)	53
그림 40. 적분방법에 따라 상보필터로 측정된 Roll 각도비교 (20초~25초)	54
그림 41. 칼만필터로 측정된 Roll 각도	56
그림 42. 칼만필터로 측정된 Roll 각도와 상보필터로 측정된 Roll 각도 (0초~25초)	57
그림 43. 칼만필터로 측정된 Roll 각도와 상보필터로 측정된 Roll 각도 (16.5초~19.5초)	58
그림 44. 쿼드로터의 응답그래프	59

I. 서 론

1. 연구의 배경 및 목적

최근까지 무인비행체(Unmanned Aerial Vehicle)에 대한 연구는 꾸준히 발전되어 왔으며, 군사 분야부터 산불이나 화재 등의 재난 감시분야, 환경 분야 등 다양한 민간분야로도 응용이 되고 있다[1-2].

미국 펜실베이니아 대학교에서는 여러 대의 작은 쿼드로터를 사용하여 실내에서 안정적인 비행을 수행하는 연구가 진행되었고, 스위스의 ETH에서는 저클링이 가능한 쿼드로터의 연구도 진행되어지고 있다.[2] 또한 스웨덴, 독일, 인도 등 여러 국가에서 무인비행체의 연구와 기술개발을 위해 많은 노력을 하고 있다[3]. 국내에서는 국방과학연구소, 한국생산기술원 등에서 UAV의 개발에 심혈을 기울이고 있다.

쿼드로터는 수직이착륙(Vertical Take Off and Landing)의 장점을 가지며, 대표적인 수직이착륙 항공기인 헬리콥터에 비해 구조가 단순하고, 조종이 편리하며, 안전성이 우수하다는 장점이 있으나, 비선형성을 띄고 있기 때문에 다소 복잡한 시스템 모델링을 필요로 하며 쿼드로터가 자율적으로 비행하는 경우가 아니고 조종을 필요로 하는 경우, 숙달된 조종자의 조작 기술을 요구한다[3]. 쿼드로터의 추력은 4개의 로터의 회전에 의해 발생하며, 각 로터의 회전속도를 제어함으로써 원하는 방향으로 이동하게 된다.

본 논문에서는 2축 자이로센서와 3축 가속도센서를 이용하여 일반 상보 필터와 변형된 상보필터, 선형 칼만필터 알고리즘을 설계하고 서로 여러 가지 관점에서 비교하여 저가형 AVR계열의 마이크로 컨트롤러인 ATmega128에 구현하며, 세트포인트 킥과 적분 와인드업이 보상된 PD제어기를 통하여 쿼드로터가 안정된 호버링(Hovering)과 자세제어가 가능한지를 보여준다.

2. 연구 내용

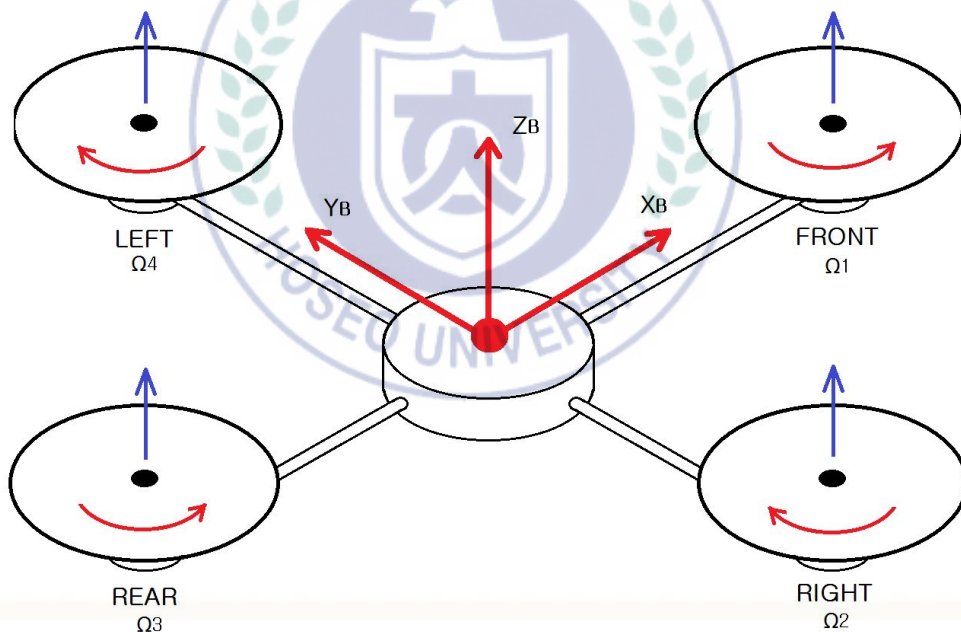
본 논문에서 사용된 쿼드로터는 앞뒤 2개의 프로펠러는 반시계방향으로 회전하고, 좌우 2개의 프로펠러는 시계방향으로 회전한다. 모터에 장착된 프로펠러들의 회전으로 인해 발생하는 추력에 의해서 비행을 하게 되며, 각각의 추력에 따라 호버링 및 상하좌우의 운동을 하게 된다. 또한 쿼드로터는 6자유도(6DOF : 6 Degree Of Freedom)를 가지며, 3축에 대한 직선운동과 회전운동으로 정의된다. 이는 각각 X, Y, Z축 운동과 Roll, Pitch, Yaw 인데, 이중, 독립적인 제어운동은 Z축, Roll, Pitch, Yaw이다. 본 논문에서 사용된 쿼드로터는 Roll과 Pitch운동만이 제어된다.

본 논문에서 쿼드로터의 자세제어를 위해 사용된 센서는 자이로센서와 가속도센서로, 각 센서를 개별적으로 사용하여 각도를 측정할 때의 문제점을 서로 상호 보완할 수 있는 일반 상보필터 알고리즘과 변형된 상보필터 알고리즘, 이산 칼만필터 알고리즘을 설계하여 ARS(Attitude Reference System)를 구현하며, Matlab 시뮬레이션을 통해 상보필터로 추정된 각도와 칼만필터로 추정된 각도를 비교 및 분석을 하였다. 마지막으로 세트포인트 킥과 적분 와 인드업이 보상된 PD제어기를 설계하였으며, AVR계열의 마이크로 컨트롤러인 ATmega128를 사용하여 제작한 쿼드로터에 적용하여 안정된 자세가 제어되는 것을 확인한다.

II. 수학적 모델링

1. 쿼드로터의 동작원리

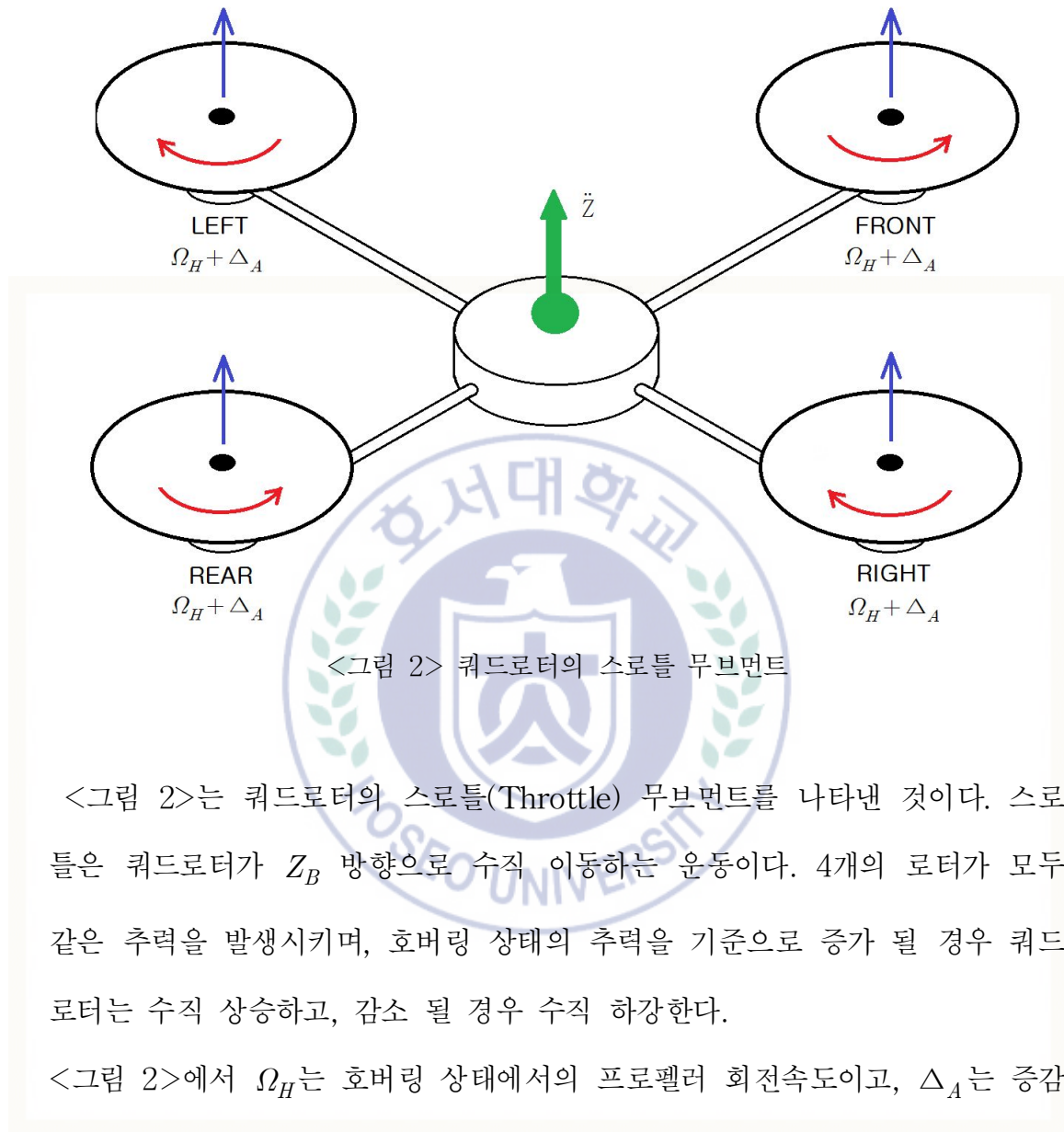
쿼드로터는 숫자 4를 의미하는 '쿼드(Quad)'와 기계에서 회전하는 부분을 통틀어 의미하는 '로터(Rotor)'의 합성어로, 4개의 로터가 십자 모양의 암(arm)에 연결되어있는 구조이다. 각 로터는 전후, 좌우가 한 쌍이며, 전후의 로터는 반시계방향, 좌우의 로터는 시계방향으로 회전하며 추력(thrust)을 발생시킨다. <그림 1>은 쿼드로터의 호버링을 나타낸다. 호버링이란 쿼드로터의 4개 로터에서 발생하는 추력이 모두 같을 때 공중에서 정지하여 비행하는 것을 뜻한다.



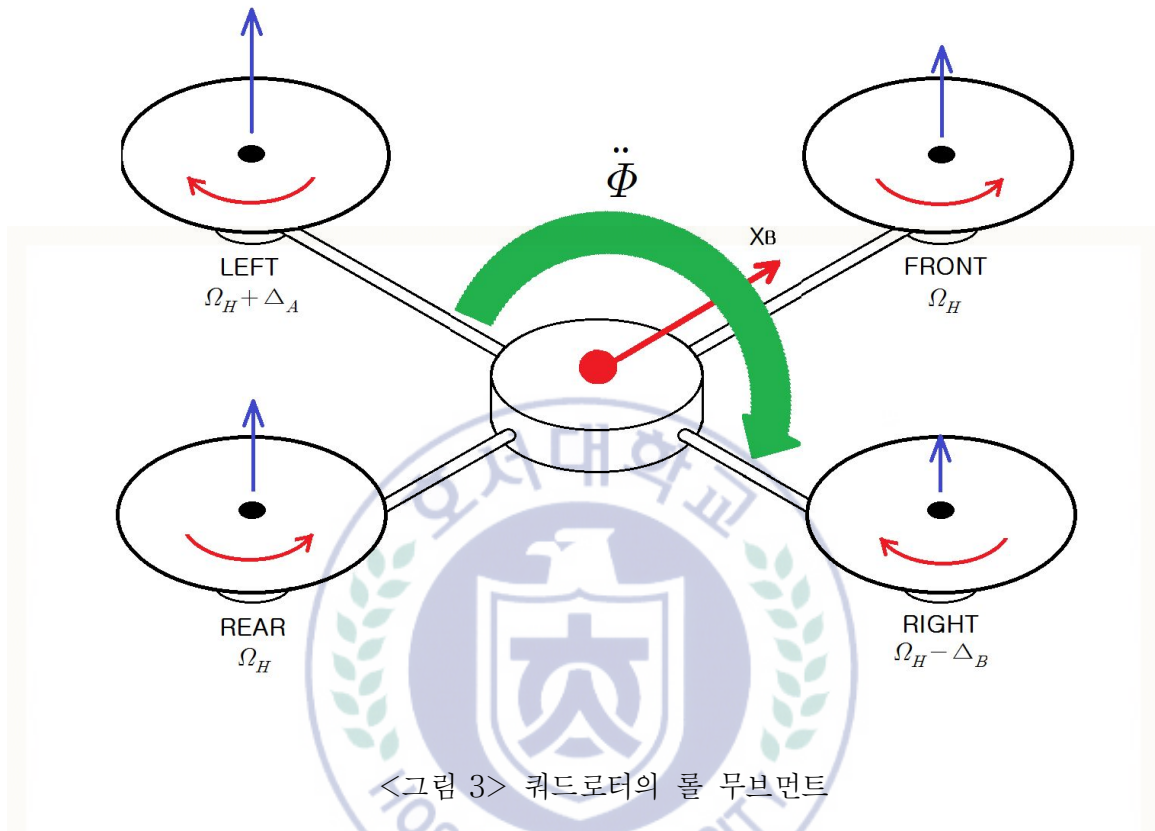
<그림 1> 쿼드로터의 호버링

<그림 1>에서 $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$ 는 각각 전후좌우 프로펠러의 회전속도를 나타내고, 좌표계의 아래첨자 B는 좌표계가 기체고정좌표계(B-frame)임을 의미한다.

가. 스로틀(Throttle) (U_1 [N])

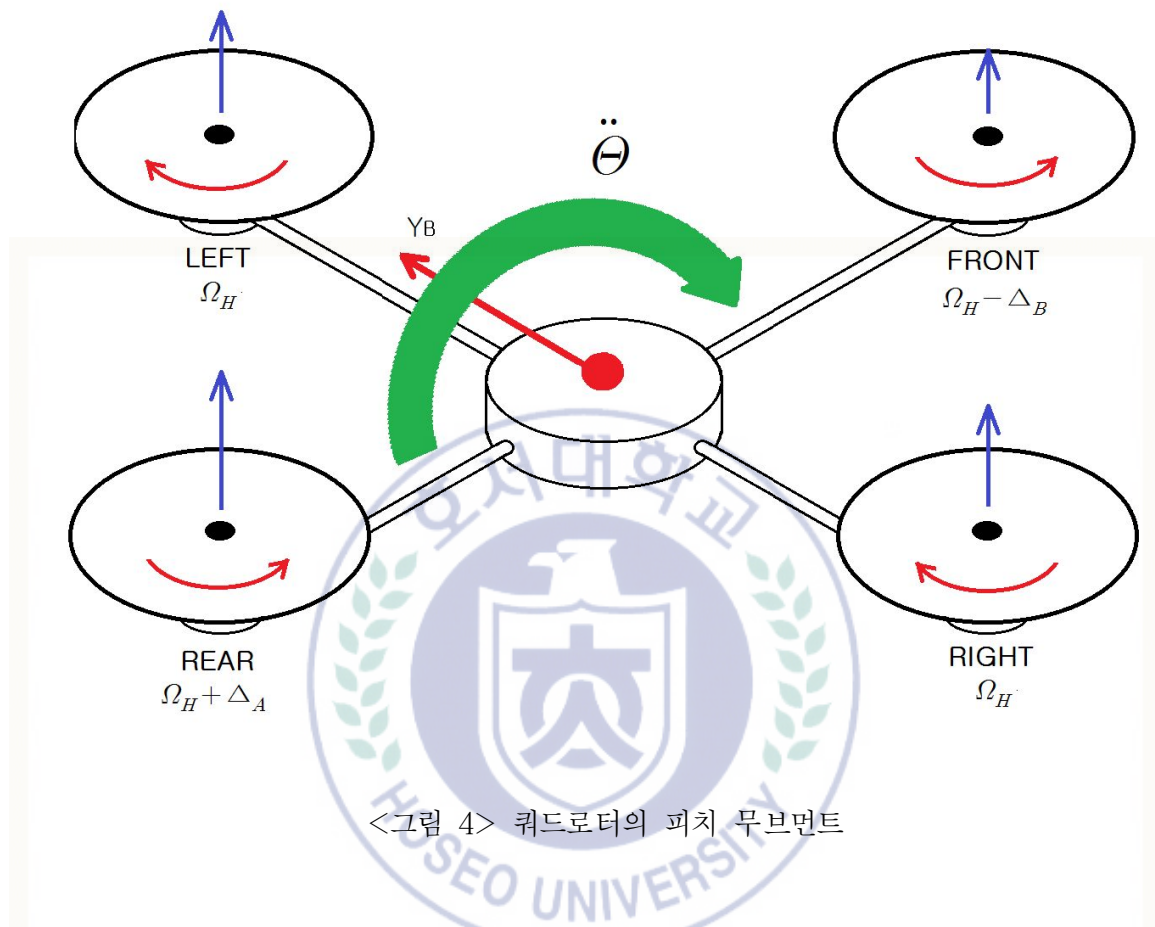


나. 롤(Roll) (U_2 [Nm])



<그림 3>은 쿼드로터의 롤(Roll) 무브먼트를 나타낸다. 롤은 쿼드로터가 X_B 축을 중심으로 회전하는 운동이다. 전후방향의 프로펠러는 같은 속도로 회전하고 좌측의 프로펠러의 회전속도는 전후방향보다 더 크며, 우측의 프로펠러의 회전속도가 전후방향보다 더 작을 경우, 롤 운동을 하게 된다. 이 경우에 쿼드로터는 우측방향으로 이동하게 된다. 반대의 경우에는 좌측방향으로 나아간다. <그림 3>에서 Ω_H 는 호버링 상태에서의 프로펠러 회전속도이고, Δ_A 와 Δ_B 는 회전속도에 영향을 미치는 증감되는 변수이다.

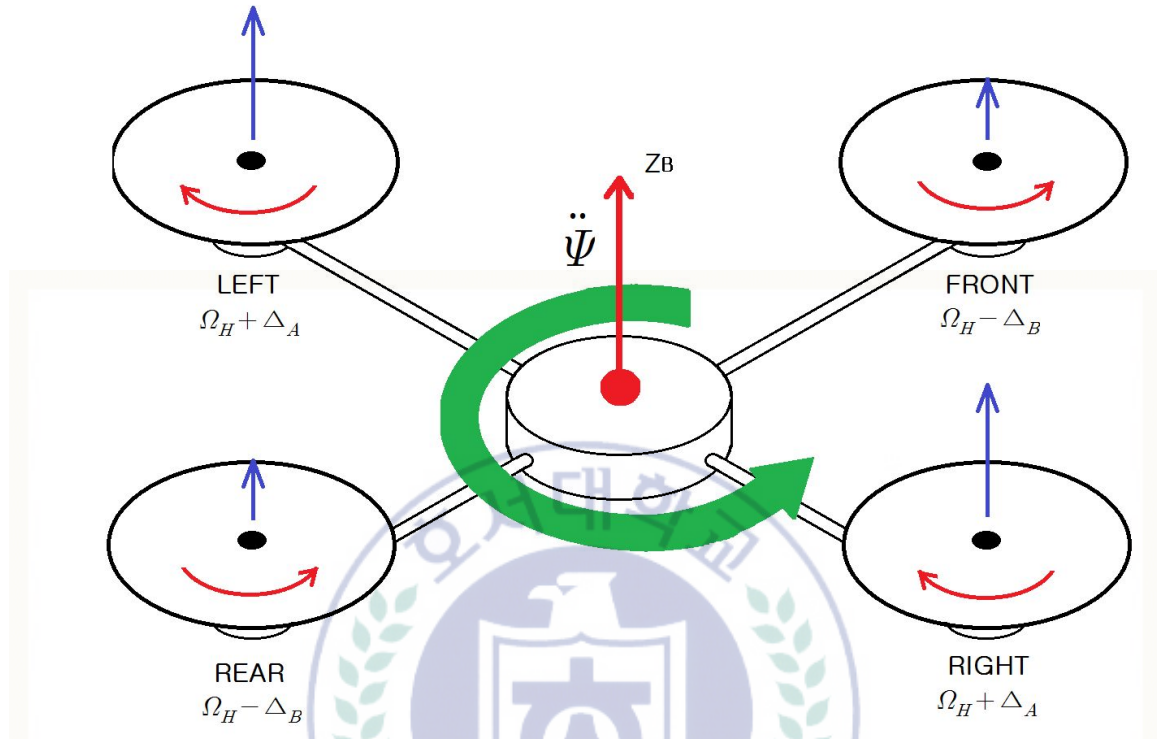
다. 피치(Pitch) (U_3 [Nm])



<그림 4> 쿼드로터의 피치 무브먼트

<그림 4>는 쿼드로터의 피치(Pitch) 무브먼트를 나타낸다. 피치는 쿼드로터가 Y_B 축을 중심으로 회전하는 운동이다. 좌우방향의 프로펠러는 같은 속도로 회전하고 후방의 프로펠러의 회전속도는 좌우방향보다 더 크며, 전방의 프로펠러의 회전속도가 좌우방향보다 더 작을 경우, 피치 운동을 하게 된다. 이 경우에 쿼드로터는 전방으로 전진하게 된다. 반대의 경우에는 후진한다. <그림 4>에서 Ω_H 는 호버링 상태에서의 프로펠러 회전속도이고, Δ_A 와 Δ_B 는 회전속도에 영향을 미치는 증감되는 변수이다.

라. 요(Yaw) (U_4 [Nm])



<그림 5> 쿼드로터의 요 무브먼트

<그림 5>는 쿼드로터의 요(Yaw) 무브먼트를 나타낸다. 요는 쿼드로터가 Z_B 축을 중심으로 회전하는 운동이다. 앞뒤 한 쌍의 프로펠러는 또 다른 좌우 한 쌍의 프로펠러 회전속도보다 작고, 회전속도는 각각의 쌍이 같은 속도로 회전한다. <그림 5>에서 앞뒤 쌍의 프로펠러의 속도가 좌우 쌍의 프로펠러보다 작으므로 쿼드로터는 Z_B 축을 중심으로 시계방향운동을 하게 된다. Ω_H 는 호버링 상태에서의 프로펠러 회전속도이고, Δ_A 와 Δ_B 는 회전속도에 영향을 미치는 증감되는 변수이다.

2. 쿼드로터의 좌표변환 행렬

이 장에서는 본 논문에서 사용된 쿼드로터에 대한 6자유도 강체 시스템의 운동 방정식을 유도한다. 쿼드로터는

- a. 지구관성좌표계(Earth inertial frame : E-frame)
- b. 기체고정좌표계(Body fixed frame : B-frame)

두 개의 좌표계로 정의되어지고, E-frame 에서의 운동 방정식은 다음과 같은 네 가지의 이유로 간편하게 공식화되어진다[4].

- a. 관성은 시불변(Time-Invariant) 이다.
- b. 기체의 구조가 대칭(Symmetry)을 이루고 있다.
- c. 측정된 데이터들은 기체 고정 좌표계를 기준으로 한다.
- d. 제어 입력은 기체 고정 좌표계에서 발생한다.

식(2.1)은 6자유도 강체의 운동학을 나타낸다.

$$\dot{\xi} = J_{\theta} \nu \quad (2.1)$$

위 식에서 $\dot{\xi}$ 는 E-frame에서의 속도벡터이고, ν 는 B-frame에서의 속도벡터이다. 그리고 J_{θ} 는 좌표변환 행렬이다[4].

ξ 는 E-frame에 대한 직선운동 위치벡터 Γ^E 와 회전운동 위치벡터 θ^E 로 구성되어있고, 이는 식(2.2)와 같다.

$$\xi = [\Gamma^E \ \theta^E] = [X \ Y \ Z \ \phi \ \theta \ \psi]^T \quad (2.2)$$

위 식에서 X, Y, Z 는 쿼드로터의 위치이고 ϕ, θ, ψ 는 오일러 각(롤, 피치, 요)이다.

ν 는 B-frame에 관한 직선운동 위치벡터 V^B 와 회전운동 위치벡터 ω^B 로 구성되어있고, 이는 식(2.3)과 같다.

$$\nu = [V^B \ \omega^B] = [u \ v \ w \ p \ q \ r]^T \quad (2.3)$$

식(2.3)에서 u, v, w 는 쿼드로터의 각 축에 대한 선속도이고, p, q, r 은 회전 시의 각속도이다. 그리고 좌표변환 행렬 J_{θ} 는 다음 식과 같이, 4개의 부분행렬들로 이루어져 있다[4].

$$J_{\theta} = \begin{bmatrix} R_{\theta} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & T_{\theta} \end{bmatrix}, \quad \left(0_{3 \times 3} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \right) \quad (2.4)$$

여기서 회전형렬 R_{θ} 과 변환행렬 T_{θ} 는 다음과 같다.

$$R_{\theta} = \begin{bmatrix} c_{\psi} c_{\theta} & -s_{\psi} c_{\phi} + c_{\psi} s_{\theta} s_{\phi} & s_{\psi} s_{\phi} + c_{\psi} s_{\theta} c_{\phi} \\ s_{\psi} c_{\theta} & c_{\psi} c_{\phi} + s_{\psi} s_{\theta} s_{\phi} & -c_{\psi} s_{\theta} + s_{\psi} s_{\theta} c_{\phi} \\ -s_{\theta} & c_{\theta} s_{\phi} & c_{\theta} c_{\phi} \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

$$T_{\theta} = \begin{bmatrix} 1 & s_{\phi} t_{\theta} & c_{\phi} t_{\theta} \\ 0 & c_{\phi} & -s_{\phi} \\ 0 & \frac{s_{\phi}}{c_{\theta}} & \frac{c_{\phi}}{c_{\theta}} \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

위 식과 다음에 나올 식들에서 $c_k = \cos k$ 이고, $s_k = \sin k$, $t_k = \tan k$ 이다. 그리고 또한 프로펠러의 회전과 기체의 회전으로부터 자이로 효과가 고려되어야 하므로 본 논문에서는 뉴턴-오일러공식을 이용하여 쿼드로터의 동역학 모델을 유도한다.

3. 쿼드로터의 동역학 모델

6자유도를 가지는 강체의 동역학 모델은 기체의 질량 m [kg] 과 기체의 관성 행렬 I [$Nm s^2$]를 고려한다. 동역학 모델은 식(2.7)과 같이 표현된다[4].

$$\begin{bmatrix} \mathbf{F}^B \\ \boldsymbol{\tau}^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & \mathbf{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{V}}^B \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}^B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}^B \times (m\dot{\mathbf{V}}^B) \\ \boldsymbol{\omega}^B \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}^B \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

위 식에서 \mathbf{I} 는 3×3 단위행렬이다. 또한 $\dot{\mathbf{V}}^B$ [$m s^{-2}$] 는 B-frame에 대한 쿼드로터 직선가속도 벡터이고, $\dot{\boldsymbol{\omega}}^B$ [$rad s^{-2}$]는 쿼드로터 회전가속도 벡터이다[4]. 게다가, \mathbf{F}^B [N]는 B-frame에 대한 쿼드로터의 힘 벡터이고, $\boldsymbol{\tau}^B$ [Nm]는 쿼드로터 토크 벡터이다[4]. 일반화된 힘 벡터 Λ 는 다음과 같이 정의된다.

$$\Lambda = [\mathbf{F}^B \ \boldsymbol{\tau}^B]^T = [F_x \ F_y \ F_z \ \tau_x \ \tau_y \ \tau_z]^T \quad (2.8)$$

그러므로 식(2.7)은 다음과 같이 다시 쓸 수 있다.

$$\mathbf{M}_B \dot{\boldsymbol{\nu}} + \mathbf{C}_B(\boldsymbol{\nu}) \boldsymbol{\nu} = \Lambda \quad (2.9)$$

여기서 $\dot{\boldsymbol{\nu}}$ 는 B-frame에 대한 일반적인 가속도 벡터이다. \mathbf{M}_B 는 B-frame에 대한 시스템 관성 행렬이고 $\mathbf{C}_B(\boldsymbol{\nu})$ 는 B-frame에 대한 코리올리 구심행렬이다[4]. 식(2.10)은 시스템 관성 행렬이다.

$$\mathbf{M}_B = \begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & \mathbf{I} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{XX} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

또한, 식(2.11)은 코리올리 구심 행렬이다.

$$C_B(\nu) = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & -mS(V^B) \\ 0_{3 \times 3} & -S(I\omega^B) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & mw & -mv \\ 0 & 0 & -mw & mu \\ 0 & 0 & mv & -mu \\ 0 & 0 & 0 & I_{ZZ}r - I_{YY}q \\ 0 & 0 & -I_{ZZ}r & 0 \\ 0 & 0 & I_{YY}q & -I_{XX}p \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

식(2.9)는 간소화된 일반적인 강체에 대해서 유효하다. Λ 는 쿼드러터 요소의 유형에 따라 세 가지 구성요소로 나누어 질수 있다[4].

가. 첫 번째 요소

첫 번째 요소는 중력 벡터 $G_B(\xi)$ 가 중력에 따른 가속도 $g [m s^{-2}]$ 로부터 얻어진 다는 것이다[4]. 이것은 토크가 아니라 힘이기 때문에, 각 방정식(Angular Equation)이 아닌 선 방정식(Linear Equation)에 영향을 미친다는 것은 이해하기가 쉽다. 식(2.12)는 변형된 $G_B(\xi)$ 를 나타낸다.

$$G_B(\xi) = \begin{bmatrix} F_G^B \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_\theta^{-1} F_G^E \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_\theta^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} mgs_\theta \\ -mgc_\theta s_\phi \\ -mgc_\theta s_\phi \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

식(2.12)에서 $F_G^B [N]$ 와 $F_G^E [N]$ 는 각각 B-frame, E-frame에 대한 중력 벡터이다. 또한 R_θ 가 직교 정규 행렬이므로 역행렬 R_θ^{-1} 은 전치행렬 R_θ^T 와 같다.

나. 두 번째 요소

두 번째 요소는 프로펠러의 회전에 의해 발생하는 자이로스코프 작용을 고려한다[4]. 앞뒤의 프로펠러는 반시계방향, 좌우의 프로펠러는 시계방향으로 회전하므로, 로터 속도의 선형 합이 0이 아닐 경우, 전체적인 불균형이 일어난다. 게다가, 만약 롤이나 피치의 속도가 0이 아닐 경우, 쿼드로터는 식(2.13)에 따른 자이로스코프 토크를 경험하게 된다.

$$\begin{aligned} \mathbf{O}_B(\boldsymbol{\nu})\boldsymbol{\Omega} &= \begin{bmatrix} 0_{3 \times 1} \\ \sum_{K=1}^4 J_{TP} \left(\boldsymbol{\omega}^B \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right) (-1)^k \Omega_k \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} 0_{3 \times 1} \\ J_{TP} \begin{bmatrix} -q \\ p \\ 0 \end{bmatrix} \boldsymbol{\Omega} \end{bmatrix} = J_{TP} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ q & -q & q & -q \\ -p & p & -p & p \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \boldsymbol{\Omega} \quad (2.13) \end{aligned}$$

위 식에서 $\mathbf{O}_B(\boldsymbol{\nu})$ 는 자이로스코프 프로펠러 행렬이고, $J_{TP} [Nm s^2]$ 는 프로펠러의 회전관성모멘트이다. 식(2.14)는 전체 프로펠러 속도 $\boldsymbol{\Omega} [rad s^{-1}]$ 와 프로펠러 속도벡터 $\boldsymbol{\Omega} [rad s^{-1}]$ 를 나타낸다.

$$\boldsymbol{\Omega} = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \quad \boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \\ \Omega_4 \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

위 식에서 $\Omega_1 [rad s^{-1}]$ 는 앞쪽 프로펠러의 속도이고, $\Omega_2 [rad s^{-1}]$ 는 오른쪽 프로펠러의 속도이며, $\Omega_3 [rad s^{-1}]$ 은 뒤쪽 프로펠러의 속도이고, $\Omega_4 [rad s^{-1}]$ 는 왼쪽 프로펠러의 속도이다.

다. 세 번째 요소

세 번째 요소는 메인 무브먼트 입력에 의해 바로 만들어진 힘과 토크를 고려한다[4]. 항공역학을 고려하면, 힘과 토크는 프로펠러 속도의 제곱에 비례한다. 그러므로 무브먼트 행렬 E_B 는 무브먼트 벡터 $U_B(\Omega)$ 를 얻기 위해서 Ω^2 과 곱해진다. 식(2.15)는 쿼드로터 동역학에서 무브먼트 벡터를 나타낸다.

$$U_B(\Omega) = E_B \Omega^2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

식(2.15)에서 l [m]은 프로펠러의 중심과 쿼드로터의 중심 간의 길이이다. 그리고 U_1, U_2, U_3, U_4 는 무브먼트 벡터의 요소들이다. 프로펠러의 속도와 관계는 항공역학을 계산함으로써 얻어질 수 있다. U_4 에 의해 만들어진 토크의 표현은 $\dot{\Omega}$ 의 구성요소를 무시함으로써 간소화되었다[4]. 따라서 모든 무브먼트는 유사한 표현을 갖고, 또한 더욱 제어하기가 쉽다.

위에서 언급한 바와 같이, 무브먼트 벡터 $U_B(\Omega)$ 를 만들어내는 제공된 프로펠러속도 Ω^2 과 곱해진 상수행렬 E_B 를 식별할 수 있다. 식(2.16)은 무브먼트 행렬을 나타낸다.

$$E_B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ b & b & b & b \\ 0 & -bl & 0 & bl \\ -bl & 0 & bl & 0 \\ -d & d & -d & d \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

식(2.9)부터 식(2.16)에 따라, 이 세 가지 요소들을 고려하여 쿼드로터의 동역학을 나타낼 수 있다[4].

$$M_B \dot{\nu} + C_B(\nu)\nu = G_B(\xi) + O_B(\nu)\Omega + E_B\Omega^2 \quad (2.17)$$

식(2.17)을 $\dot{\nu}$ 에 대해 정리하여 식(2.18)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{\nu} = M_B^{-1} (-C_B(\nu)\nu + G_B(\xi) + O_B(\nu)\Omega + E_B\Omega^2) \quad (2.18)$$

따라서 B-frame 에서의 6자유도 운동방정식은 식(2.19)와 같다.

$$\begin{cases} \dot{u} = (vr - wq) + g s_\theta \\ \dot{v} = (wp - ur) - g c_\theta s_\phi \\ \dot{w} = (up - vp) - g c_\theta s_\phi + \frac{U_1}{m} \\ \dot{p} = \frac{I_{YY} - I_{ZZ}}{I_{XX}} qr - \frac{J_{TP}}{I_{XX}} q \Omega + \frac{U_2}{I_{XX}} \\ \dot{q} = \frac{I_{ZZ} - I_{XX}}{I_{YY}} pr + \frac{J_{TP}}{I_{YY}} p \Omega + \frac{U_3}{I_{YY}} \\ \dot{r} = \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}} pq + \frac{U_4}{I_{ZZ}} \end{cases} \quad (2.19)$$

또한 프로펠러 속도의 입력은 다음과 같다.

$$\begin{cases} U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ U_3 = bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ U_4 = d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ \Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \end{cases} \quad (2.20)$$

식(2.19)는 6자유도의 강체 방정식에서 많이 사용된다. 그러나 E-frame 에서의 기체에 대한 수직위치를 고려해야하며, B-frame 에서 기체는 X,Y 축 방향으로 힘을 발생할 수 없다. 따라서, E-frame 에 대한 선 방정식과, B-frame 에 대한 각 방정식으로 다시 나타내야한다. 그러므로 다음의 방정식은 두 좌표계를 조합한 하이브리드 좌표계(Hybrid-frame : H-frame)로 표현된다[4].

식(2.21)은 H-frame 에 대한 속도벡터를 나타낸다.

$$\zeta = [\dot{T}^E \quad \omega^B]^T = [\dot{X} \quad \dot{Y} \quad \dot{Z} \quad \dot{p} \quad \dot{q} \quad \dot{r}]^T \quad (2.21)$$

H-frame에서 시스템의 동역학은 다음과 같이 다시 나타낼 수 있다.

$$M_H \dot{\zeta} + C_H(\zeta)\zeta = G_H + O_H(\zeta)\Omega + E_H(\xi)\Omega^2 \quad (2.22)$$

여기서 $\dot{\zeta}$ 는 H-frame에 대한 일반적인 가속도벡터이다. 질량 m 은 좌표계에 대한 영향이 없기 때문에 변하지 않으므로 H-frame에 대한 시스템 관성 행렬 M_H 는 식(2.23)에 나타나있듯이 M_B 와 같다[4].

$$M_H = M_B = \begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{XX} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

그와는 반대로, H-frame에 대한 코리올리 구심행렬 $C_H(\zeta)$ 는 E-frame에서는 구심력의 작용이 없고, 질량을 고려하지 않으므로 $C_B(\nu)$ 와 다르며, 식(2.24)처럼 정의된다.

$$C_H(\xi) = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} - S(I\omega^B) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I_{ZZ}r & -I_{YY}q \\ 0 & 0 & -I_{ZZ}r & I_{XX}p \\ 0 & 0 & I_{YY}q & -I_{XX}p \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

H-frame에 대한 중력벡터 G_H 는 식 (2.25)와 같다.

$$G_H = \begin{bmatrix} F_G^E \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.25)$$

프로펠러의 회전에 의해 발생하는 자이로스코프 효과는 오직 B-frame에 대한 각 방정식에 영향을 주므로 변화가 없다. 그러므로 H-frame에 대한 자이로스코프 프로펠러 행렬 $O_H(\zeta)\Omega$ 는 식(2.26)과 같다.

$$O_H(\zeta)\Omega = O_B(\nu)\Omega = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 1} \\ J_{TP} \begin{bmatrix} -q \\ p \\ 0 \end{bmatrix} \end{bmatrix} \Omega = J_{TP} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ q & -q & q & -q \\ -p & p & -p & p \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \Omega \quad (2.26)$$

H-frame에 대한 무브먼트 행렬 $E_H(\xi)$ 는 입력 U_1 이 회전형렬 R_θ 를 통해 모든 세 개의 선 방정식에 영향을 미치기 때문에 Ω^2 과 곱한 식은 다음과 같다.

$$E_H(\xi)\Omega^2 = \begin{bmatrix} R_\theta & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} E_B\Omega^2 = \begin{bmatrix} (s_\psi s_\phi + c_\psi s_\theta c_\phi)U_1 \\ (-c_\psi s_\phi + s_\psi s_\theta c_\phi)U_1 \\ (c_\theta c_\phi)U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

그러므로 식(2.22)를 H-frame에 대한 속도벡터 $\dot{\zeta}$ 에 대하여 정리하면 다음과 같다.

$$\dot{\zeta} = M_H^{-1} (-C_H(\zeta)\zeta + G_H + O_H(\zeta)\Omega + E_H(\xi)\Omega^2) \quad (2.28)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{X} = (s_\psi s_\phi + c_\psi s_\theta c_\phi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{Y} = (-c_\psi s_\phi + s_\psi s_\theta c_\phi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{Z} = -g + (c_\theta c_\phi) \frac{U_1}{m} \\ \dot{p} = \frac{I_{YY} - I_{ZZ}}{I_{XX}} q r - \frac{J_{TP}}{I_{XX}} q \Omega + \frac{U_2}{I_{XX}} \\ \dot{q} = \frac{I_{ZZ} - I_{XX}}{I_{YY}} p r + \frac{J_{TP}}{I_{YY}} p \Omega + \frac{U_3}{I_{YY}} \\ \dot{r} = \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}} p q + \frac{U_4}{I_{ZZ}} \end{array} \right. \quad (2.29)$$

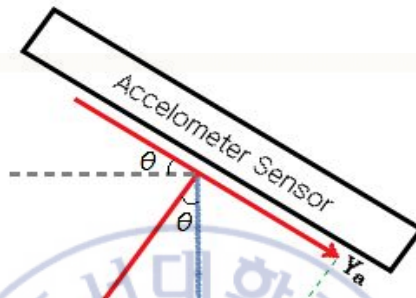
식(2.29)은 최종 운동방정식이고, 프로펠러의 속도 입력은 B-frame에 대한 식(2.20)으로부터 주어진 것과 같다. 본 논문에서는 쿼드로터의 롤운동과 피치 운동만을 고려하였다.



Ⅲ. 센서를 이용한 자세측정

1. 가속도센서를 이용한 쿼드로터의 자세측정

가속도센서의 측정값은 X,Y,Z 축의 가속도로서, 간단한 삼각함수 계산을 이용하여 비행체의 기울어진 각도를 구할 수 있다.

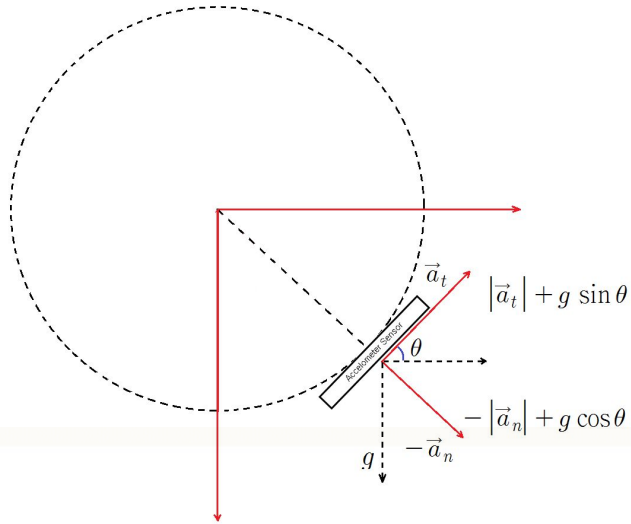


<그림 6> 가속도센서의 각도 계산 원리

<그림 6>처럼 각도 θ 는 다음 식(3.1)으로 계산할 수 있다.

$$\tan \theta = \frac{Y_a}{Z_a}, \quad \theta = \tan^{-1} \left(\frac{Y_a}{Z_a} \right) \quad (3.1)$$

이 경우에는 스케일팩터나 가속도센서의 출력범위 등의 조절은 고려할 필요가 없다. 왜냐하면 그것들은 모두 Y_a/Z_a 계산 시 약분이 되어 없어지기 때문이다[5]. 그러나 위 경우는 쿼드로터의 회전 중심이 가속도 센서의 중심이 일치하는 이상적인 경우이고, 쿼드로터의 회전 중심이 가속도 센서의 중심과 일치하지 않아 센서가 병진운동을 포함하는 경우는 <그림 7>과 같다.



<그림 7> 병진운동이 포함된 가속도센서의 각도 계산 원리

<그림 7>처럼 가속도 센서가 회전중심축에 있지 못하면 가속도센서는 접선 방향의 가속도성분과 법선방향의 가속도성분을 동시에 측정하게 되어 식(3.1)로 계산된 각도와 실제 각도가 차이가 난다[5]. 이런 이유로 인해, 가속도센서만으로 쿼드로터의 자세를 측정할 수 없다.

2. 자이로센서를 이용한 쿼드로터의 자세측정

자이로센서는 각도가 아닌 각속도를 측정하는 센서로, 대부분 초기상태의 각도에 자이로 센서로부터 계산된 각속도를 누적시키는 방법을 사용한다[6]. 자이로 센서의 측정값은 오일러각의 변화율($\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$)이 아니라 각속도(p, q, r)이기 때문에 그 측정값을 오일러 각의 변화율로 변환하여 적분해야 한다[6]. 오일러각의 변화율과 각속도의 관계식은 식(3.2)와 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi/\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

하지만 자이로센서의 측정값인 각속도의 정확도가 낮으면, 주기적으로 적분하면서 시간이 지남에 따라 오차도 함께 누적되는 드리프트 현상이 발생하게 되는 단점이 있어, 장기간 사용 시 자이로센서만으로 쿼드로터의 자세를 측정할 수 없다[6]. 위와 같은 각 센서의 문제점으로 인해 가속도센서와 자이로센서를 동시에 사용하여 ARS를 구성하여 융합해주어야 한다.

3. ARS(Attitude Reference System)

가속도와 자이로센서를 이용한 쿼드로터 자세측정에서 자이로와 가속도센서 두 센서 모두 개별적으로 사용하기에 문제점이 있다는 것을 확인할 수 있었다. 단기적으로는 자이로센서를 이용하는 것이 나으나, 장기적으로는 가속도센서를 이용하는 것이 낫다. 그러므로 이러한 두 센서의 상호보완적 특성을 이용하여 ARS를 구성하여 쿼드로터의 자세를 측정해야 한다.

쿼드로터가 안정된 호버링을 하기 위해서는 되도록 정확한 센서를 통한 자세제어기가 필요하다. AHRS(Attitude Heading Reference System)는 흔히 IMU(Inertia Measurement Unit)즉, 관성 측정 장치라 불리는 유닛의 한 종류로 주로 자이로, 가속도, 지자기센서로 이루어져있고, Attitude라고 불리는 Roll과 Pitch정보와 Heading이라고 불리는 Z축을 중심으로 회전하는 yaw정보를 측정한다[7]. 여기서 yaw를 제외하고 자이로, 가속도센서만을 사용하여 Attitude(Roll과 Pitch)만 측정하는 시스템을 ARS(Attitude Reference System)라고 한다[7]. 그리고 대체적으로 상보필터(Complementary Filter), 칼만필터(Kalman Filter), DCM(Direct Cosine Matrix) 등을 사용하여 ARS를 제작한다.

본 논문에서는 쿼드로터의 Attitude, 즉, Roll과 Pitch만을 고려하였으므로 3축 가속도센서와 2축 자이로 센서를 사용하였고, 일반 상보필터와 변형된 상보필터, 그리고 칼만필터 알고리즘을 이용하여 ARS를 구성하였다. 그 구성된 ARS들을 통해 추정된 Roll과 Pitch를 서로 비교 및 분석하고, 직접 제작한 쿼드로터에 적용하여 쿼드로터가 안정된 호버링을 유지하는지 확인하였다..

IV. 필터를 이용한 자세추정 및 제어

1. 배치식과 재귀식

일반적으로 어떤 데이터들의 집합에서 평균을 구할 경우, 그 데이터들의 총합을 데이터 개수로 나눈다. 예를 들어 n 개의 데이터(x_1, x_2, \dots, x_n)가 있을 때, 평균 \bar{x}_n 은 다음과 같이 계산된다.

$$\bar{x}_n = \frac{x_1 + x_2 + \dots + x_n}{n} \quad (4.1)$$

위의 예시처럼 어떤 데이터들을 한꺼번에 계산하는 표현을 배치식(Batch expression)이라고 한다[8]. 그러나 만약 여기서 데이터 하나가 더 추가되면 다시 모든 데이터를 더해서 $n+1$ 로 나누어야 할 것이다. 이 경우에서 앞서 계산한 \bar{x}_n 은 활용하지 못하게 된다. 게다가 데이터의 개수가 백만 개천만 개까지 되면 계산량이 어마어마해질 것이다.

재귀식(Recursive expression)은 배치식과는 다르게 이전에 계산된 값을 다시 활용하기 때문에 계산량과 메모리 측면에서도 더 효율적이다[8]. 평균을 구하려면 배치식의 경우 모든 데이터를 저장하고 있어야 하나, 재귀식의 경우 이전에 계산된 평균값과 추가된 데이터, 데이터 개수만 저장하면 되기 때문이다. 식(4.1)은 다음의 과정으로 재귀식으로 바꿀 수 있다.

$$\bar{x}_{n-1} = \frac{x_1 + x_2 + \dots + x_{n-1}}{n-1} \quad (4.2)$$

식(4.2)는 이전시간에서 계산된 데이터이다. 식(4.1)의 양변에 n 을 곱하면 다음과 같다.

$$n\bar{x}_n = x_1 + x_2 + \dots + x_n \quad (4.3)$$

식(4.3)의 양변을 다시 $n-1$ 로 나누면 다음 식이 된다.

$$\frac{n}{n-1} \bar{x}_n = \frac{x_1 + x_2 + \cdots + x_n}{n-1} \quad (4.4)$$

이 식에서 x_n 만 따로 분리하여 우변을 두 개의 항으로 나누면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{n}{n-1} \bar{x}_n &= \frac{x_1 + x_2 + \cdots + x_n}{n-1} \\ &= \frac{x_1 + x_2 + \cdots + x_{n-1}}{n-1} + \frac{x_n}{n-1} \\ &= \bar{x}_{n-1} + \frac{x_n}{n-1} \end{aligned} \quad (4.5)$$

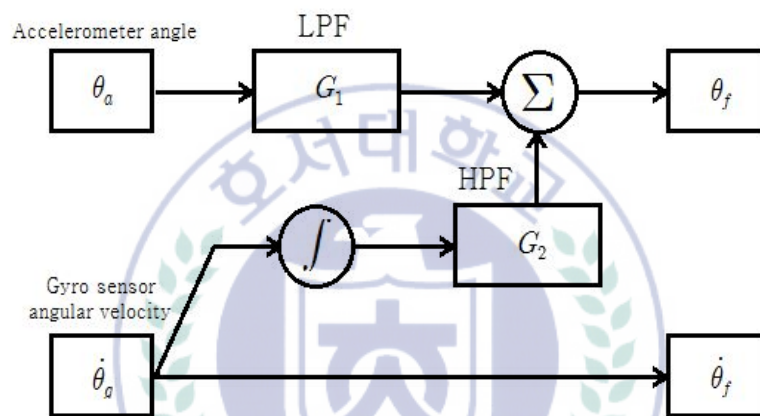
그리고 식(4.5)의 양변을 $\frac{n}{n-1}$ 로 나누면 다음과 같은 재귀식이 된다.

$$\bar{x}_n = \frac{n-1}{n} \bar{x}_{n-1} + \frac{1}{n} x_n \quad (4.6)$$

본 논문에서 사용한 자이로와 가속도센서의 측정 잡음을 없애고, ARS를 구성하는 상보필터와 칼만필터 모두 재귀식을 사용하는 재귀필터에 속한다.

2. 상보필터를 이용한 자세추정

3장의 1,2,3절에서 언급하였듯이, 개별적으로 한 가지의 센서를 사용하였을 경우에 발생하는 문제점들로 인해 자이로센서와 가속도센서를 병합하여 사용하는 방법 중에 칼만필터와 상보필터를 이용한 방법이 많이 사용되고 있다. 상보필터는 자이로센서에 고역통과필터를, 가속도센서에 저역통과필터를 적용한 후 조합하는 알고리즘이다. <그림 8>은 상보필터의 기본 개념을 나타내는 블록도이다.



<그림 8> 상보필터의 기본 개념 블록도

저역통과필터의 전달함수는 다음과 같다.

$$\frac{Y(s)}{X(s)} = \frac{1}{RCs + 1} \quad (4.7)$$

식(4.7)을 $X(s)$ 에 대하여 정리하고, 라플라스 역변환을 하면 다음과 같다.

$$RC \frac{d}{dt} y(t) + y(t) = x(t) \quad (4.8)$$

여기서 t 가 충분히 적다는 가정 하에 식(4.8)을 Z 변환을 하여 이산시간 차분 방정식으로 표현하면 다음과 같다.

$$RC \left[\frac{y[k] - y[k-1]}{T_s} \right] + y[k] = x[k] \quad (4.9)$$

위 식에서 T_s 는 샘플링주기이다. 식(4.9)를 계산하고 정리하여 $y[k]$ 에 대해

나타내면 다음 식(4.10)이 계산된다.

$$y[k] = \frac{RC}{RC + T_s} y[k-1] + \frac{T_s}{RC + T_s} x[k] \quad (4.10)$$

식(4.10)에서 $RC = \tau$ 로 대입하고 최종적으로 정의된 저역통과필터는 다음과 같다.

$$y_L[k] = \frac{\tau}{\tau + T_s} y_L[k-1] + \frac{T_s}{\tau + T_s} x[k], \quad G_1 = \frac{1}{\tau s + 1} \quad (4.11)$$

식(4.11)은 본 논문에서 상보필터에 사용한 저역통과필터의 최종 방정식과 전달함수이다. 여기서 τ 는 시정수를 의미한다. 같은 방법으로 고역통과필터의 방정식을 유도하면 다음과 같다.

$$\frac{Y(s)}{X(s)} = \frac{RC}{RCs + 1} \quad (4.12)$$

식(4.12)는 고역통과필터의 전달함수이고, 다시 위와 같은 과정을 통해 $y_H[k]$ 를 계산하면 다음과 같다.

$$y_H[k] = \frac{\tau}{\tau + t_s} y_H[k-1] + \frac{\tau}{\tau + t_s} (x[k] - x[k-1]), \quad G_2 = \frac{\tau s}{\tau s + 1} \quad (4.13)$$

고역/저역통과필터의 전달함수를 더하면 다음과 같다.

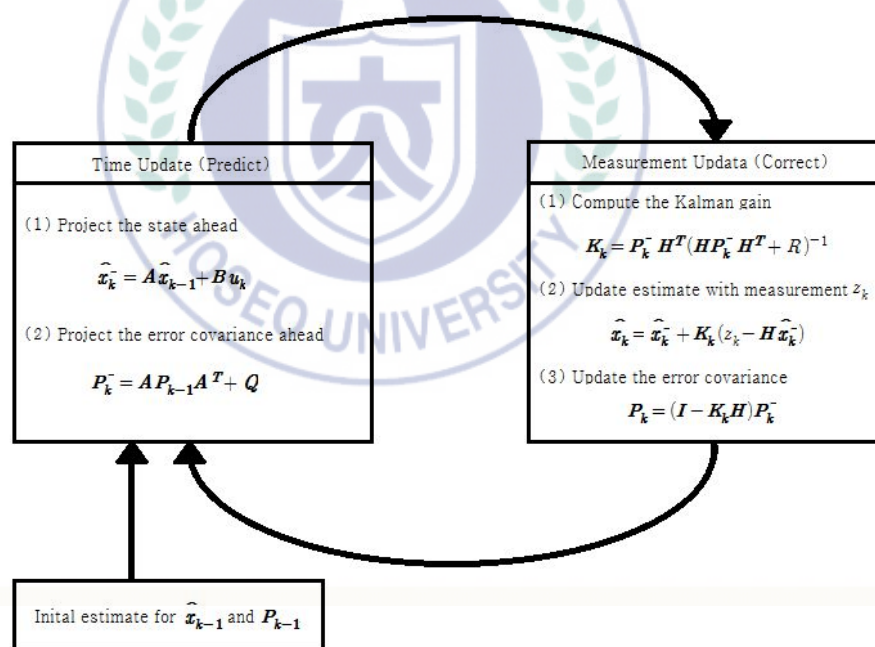
$$G_1 + G_2 = \frac{1}{rs + 1} + \frac{\tau s}{\tau s + 1} = 1 \quad (4.14)$$

식(4.14)의 결과가 1이 되어야만 최종식이 성립된다. 이 규칙을 무너뜨리면 필터의 안정성은 보장 받기 어렵다. 상보필터를 설계하려면 고역/저역통과필터의 보드선도를 그려 교차지점을 차단주파수로 설정하여 설계하는 것이 일반적이나, 본 논문에서는 최종식의 항 $\frac{\tau}{\tau + t_s}$ 를 가중치를 조절하는 상수인 α 로 두어, α 에 임의의 값들을 넣어 그 출력을 비교하는 실험을 통해 설계하였다.

3. 칼만필터를 이용한 자세추정

칼만필터는 잡음이 포함되어 있는 선형 역학계의 상태를 추적하는 재귀필터로, 루돌프 칼만이 개발하였다[9]. 칼만필터는 컴퓨터 비전, 로봇 공학, 레이더 등의 여러 분야에 사용되며, 많은 경우에 매우 효율적인 성능을 보여준다[9]. 상보필터는 고역통과필터와 저역통과필터의 가중치를 사용자가 미리 직접 정해주고 그것을 토대로 추정값을 계산하지만, 칼만필터는 알고리즘을 반복하며 가중치를 새로 정하여 추정값을 계산하고 추정값에 이전에 계산된 추정값을 바로 반영하지 않고 예측값으로 다시 계산하여 반영하는 부분에서 상보필터와 차이점이 있다.

<그림 9>는 칼만필터 알고리즘의 흐름을 나타낸 그림이다.



<그림 9> 칼만필터 알고리즘 흐름도

<그림 9>에서 볼 수 있듯이, 칼만필터는 크게 시간 업데이트(Time update)와 측정 업데이트(measurement update)로 나뉜다. 계산하기 앞서, 처음에 들어갈 초기값 \hat{x}_{k-1} 와 P_{k-1} 를 입력해준다. 이 과정은 처음에 한번만 한다.

가. 시간 업데이트

$$\hat{x}_k^- = A\hat{x}_{k-1} + Bu_k \quad (4.15)$$

$$P_k^- = AP_{k-1}A^T + Q \quad (4.16)$$

식(4.15)과 식(4.16)에서 뿔 첨자 ‘-’는 예측된 값을 의미하고 ‘^’는 추정값을 의미한다[8]. 또한 P_{k-1} 는 이전 시간에서의 오차 공분산 행렬이다. 시간 업데이트에서는 이전시간에서 추정된 상태벡터 \hat{x}_{k-1} 와 계산된 오차공분산 행렬 P_{k-1} 을 이용하여 현재시간의 상태벡터 예측값 \hat{x}_k^- 와 오차공분산 행렬 예측값 P_k^- 를 계산한다. 처음에는 초기에 입력된 초기값을 이용하여 계산한다.

나. 측정 업데이트

$$K_k = P_k^- H^T (HP_k^- H^T + R)^{-1} \quad (4.17)$$

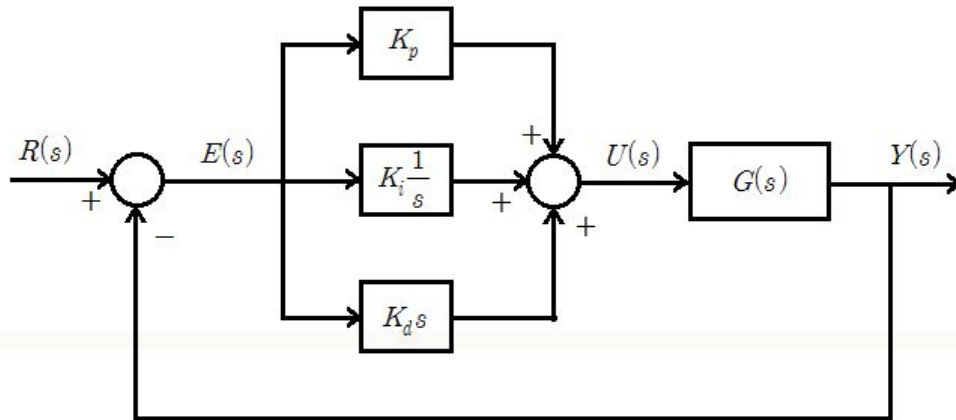
$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k(z_k - H\hat{x}_k^-) \quad (4.18)$$

$$P_k = (I - K_k H)P_k^- \quad (4.19)$$

식(4.17)에서는 시간 업데이트 식(4.16)에서 계산된 오차공분산 행렬의 예측값 P_k^- 을 이용하여 칼만 이득(Kalman gain) K_k 를 계산한다. 식(4.18)에서는 시간 업데이트 식(4.15)에서 계산된 상태벡터의 예측값 \hat{x}_k^- 와 칼만 이득 K_k , 그리고 측정값 z_k 를 이용하여 최종 추정값 \hat{x}_k 를 계산한다. 식(4.19)에서는 칼만 이득 K_k , 오차공분산 행렬 예측값 P_k^- 을 이용하여 오차 공분산 행렬 P_k 를 계산하고, 계산된 \hat{x}_k 와 P_k 를 다시 시간 업데이트 항에 적용시킨다.

본 논문에서는 상보필터로 추정한 각도와 칼만필터로 추정한 각도를 비교하고 쿼드로터에 반영하여 구동시키고 출력을 비교 및 분석을 하였다.

4. 제어기



<그림 10> PID제어 블록도

최근, 정교한 현대제어이론들이 많이 개발되고 연구되어왔음에도 불구하고 아직까지도 PID제어기가 널리 쓰이고 있다. 왜냐하면 PID제어기의 구조가 간단하고 과도 응답 특성이 좋으며 정상상태 오차를 제거할 수 있기 때문이다[10]. <그림 10>은 PID제어기의 구조로, 여기서 K_p 는 비례이득, K_i 는 적분이득, K_d 는 미분이득이며, 적분항의 $1/s$ 과 미분항의 s 는 적분기와 미분기임을 나타낸다. 연속시간 영역에서 PID제어기를 수식으로 표현하면 식(4.20)과 같다.

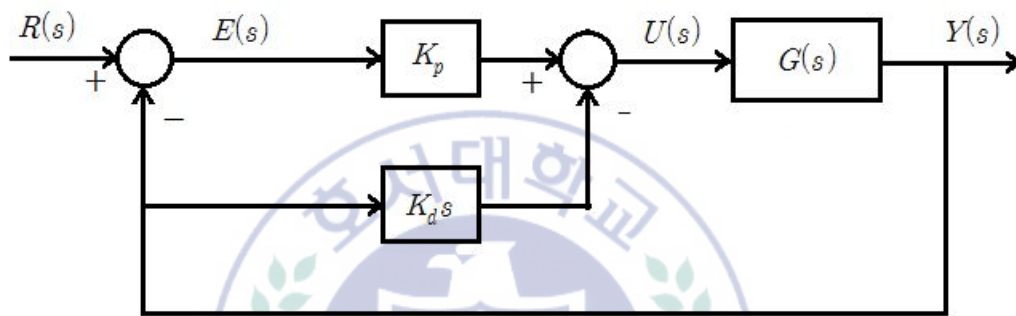
$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (4.20)$$

여기서 $e(t)$ 는 오차를 나타내며, $u(t)$ 는 PID 제어기의 출력, 즉 제어입력을 나타낸다. 이를 MCU에 적용시키기 위해 식(4.20)을 Z변환을 사용하여 차분방정식으로 변환해주면 다음과 같은 식이 된다.

$$u[k] = K_p e[k] + K_i (u[k-1] + T_s e[k]) + K_d \frac{1}{T_s} (e[k] - e[k-1]) \quad (4.21)$$

그러나 일반 PID제어는 2가지의 문제점을 가지고 있다. 첫 번째는

입력으로 계단함수가 들어오면 미분기로부터 단위 계단함수의 미분현상으로 인해 순간적인 임펄스신호를 수반하는 셋 포인트 킥(Setpoint Kick)현상이 나타나는 것이고, 두 번째는 적분기에서 오차를 적분하므로 누적된 오차가 오랜 시간동안 계속 남아있어, 상쇄되기 전까지는 0으로 수렴하지 못하고 발산하게 되는 현상인 적분 와인드업(Integral windup)이 발생된다[10].



<그림 11> 수정된 제어기 블록도

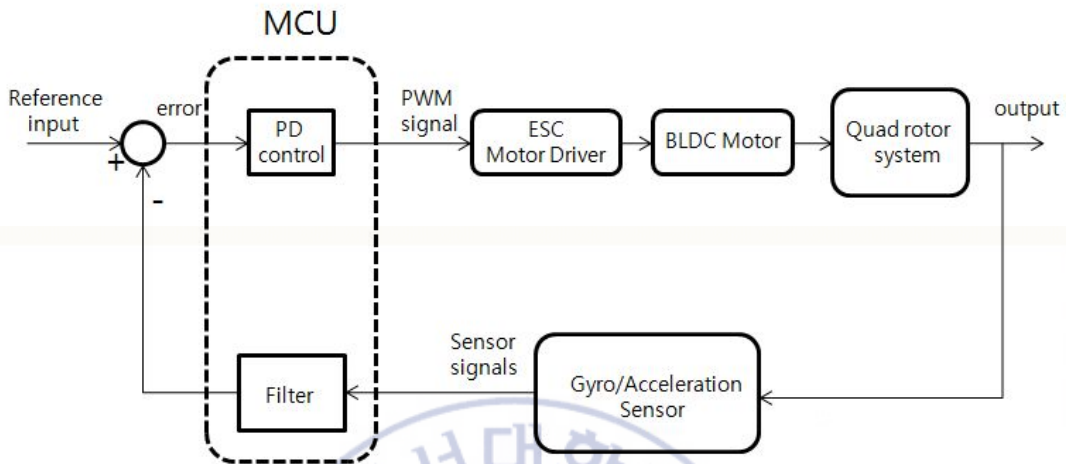
<그림 11>은 위와 같은 문제점들을 보완하기 위해 본 논문의 쿼드 로터에 사용한 제어기의 블록도이다. 먼저 본 논문에서는 쿼드 로터에 PD제어기를 사용하였으므로 적분제어로 인하여 발생하는 적분 와인드업을 고려하지 않았고, <그림 11>과 같이 미분 제어기를 피드백 부분에 구성해줌으로써 셋 포인트 킥 현상을 보상해주었다.

$$u[k] = K_p e[k] - K_d \frac{1}{T_s} (y[k] - y[k-1]) \quad (4.22)$$

식(4.22)는 본 논문에서 사용한 PD제어기의 차분방정식이다.

V. 하드웨어 구현 및 실험

1. 시스템 블록도



<그림 12> 쿼드로터의 블록도

<그림 12>는 본 논문에서 사용된 쿼드로터가 어떻게 동작되는지 나타내는 블록도이다. 초기에는 기준 입력을 설정해주면 그에 따른 PWM신호를 모터드라이브에 입력해주게 된다. 그로인해 BLDC 모터가 동작되고, 쿼드로터의 자세가 변화된다. 그 상태에서의 자세를 자이로 및 가속도 센서가 측정한 뒤 그 측정값이 MCU내부의 필터 알고리즘에 입력되고 그 필터를 거쳐 나온 현재상태의 각도와 기준 입력과의 오차를 MCU의 PD제어 알고리즘에 입력해주며 그 PD제어에서 입력 받은 오차에 따라 계산된 각도에 해당하는 PWM신호를 출력하고 그 PWM신호는 모터드라이버에 입력된다. 그로인해 다시 BLDC 모터가 동작되고, 쿼드로터의 자세가 변화된다. 다음부터는 이 과정이 반복된다.

2. 쿼드로터 사양 및 제원

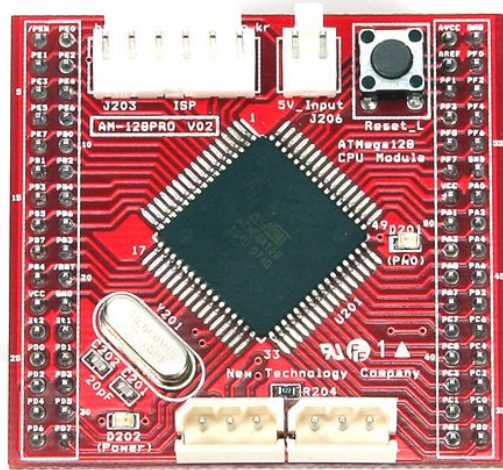
가. BLDC 모터



<그림 13> BLDC 모터 Flycam925

<그림 13>은 본 논문에서 사용한 쿼드로터에 장착된 BLDC 모터이다. 구동에 필요한 기준전류는 6~12A 이며 최대전류는 22A이다. 최대 추력은 800g까지 낼 수 있고, 모터 4개 장착 시에는 이론상 최대 3.2kg 이상의 추력을 발생시킬 수 있으나 충분한 여분의 추력이 존재하여야 한다. 1분 동안 1V의 전압인가에 따른 속도(kv)는 925rpm이다.

나. ATmega128

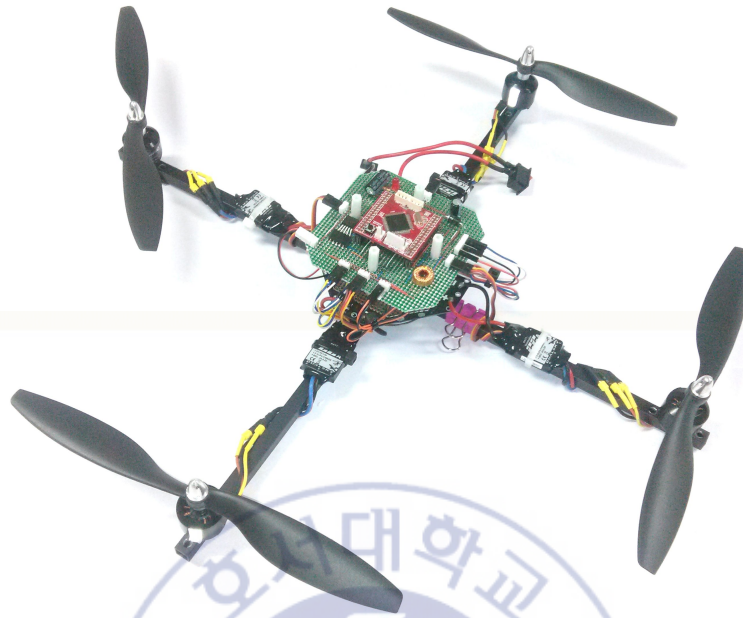


<그림 14> AM-128PRO

<그림 14>는 본 논문에서 제작한 쿼드로터에 MCU로 사용된 AM-128PRO이다. 주식회사 뉴티씨에서 ATMEEL사의 ATmega128칩을 여러 가지 소자와 같이 PCB에 모듈타입으로 제작한 제품이다. 다음은 AM-128PRO의 특징과 사양이다.

- a. ATmega128 16AU AVR 마이크로 컨트롤러 사용
- b. 2줄짜리 2.54 Header Pin이 양쪽으로 32PIN씩 배치되어 있음
- c. MAX232 내장으로 RS-232 통신 가능 UART0, UART1
- d. ISP 커넥터, 16Mhz X-tal, Reset S/W, 전원 LED 내장
- e. 크기 : 47mm * 47mm

다. 쿼드로터



<그림 15> 쿼드로터

<그림 15>는 본 논문에서 사용된 쿼드로터이다. 쿼드로터의 사양은 다음과 같다.

- a. 길이(가로×세로×높이) : 48.5 cm × 48.5 cm × 8 cm
- b. 암(arm) : 알루미늄 재질, 1개당 길이 23cm, 폭 1cm
- c. 프로펠러 : 길이 10inch, 전후 방향은 반시계방향, 좌우 방향은 시계방향
- d. 배터리 : 11.1V, 2200mAh 리튬폴리머배터리
- e. 무게(배터리포함) : 830g

라. 가속도/자이로 센서

가속도센서는 기체의 축에 대한 가속도를 측정하는데 사용된다. 본 논문에서 사용된 가속도센서는 <그림 16>의 AM-3AXIS v02 로, 주식회사 뉴티씨에서 Freescale사의 센서 MMA7260Q를 필터와 함께 설계한 센서모듈이다. 센서의 출력은 아날로그 가속도 값으로 A/D 변환을 이용하여 처리한다. 센서의 민감도는 기본으로 설정되어 있던 800[mV/g]를 사용하였다.



<그림 16> 가속도센서 AM-3AXIS v02

본 논문에서 사용된 자이로센서는 <그림 17>의 NT-Gyro300으로, 주식회사 엔티렉스에서 invensense사의 MEMS 기반 자이로센서 IDG-300을 사용하여 제작한 센서모듈이다. 출력은 아날로그 방식이고, X, Y축을 기준으로 회전하는 각속도 값을 출력한다. 그 출력 전압을 가속도센서와 마찬가지로 A/D 변환을 이용하여 처리한다.



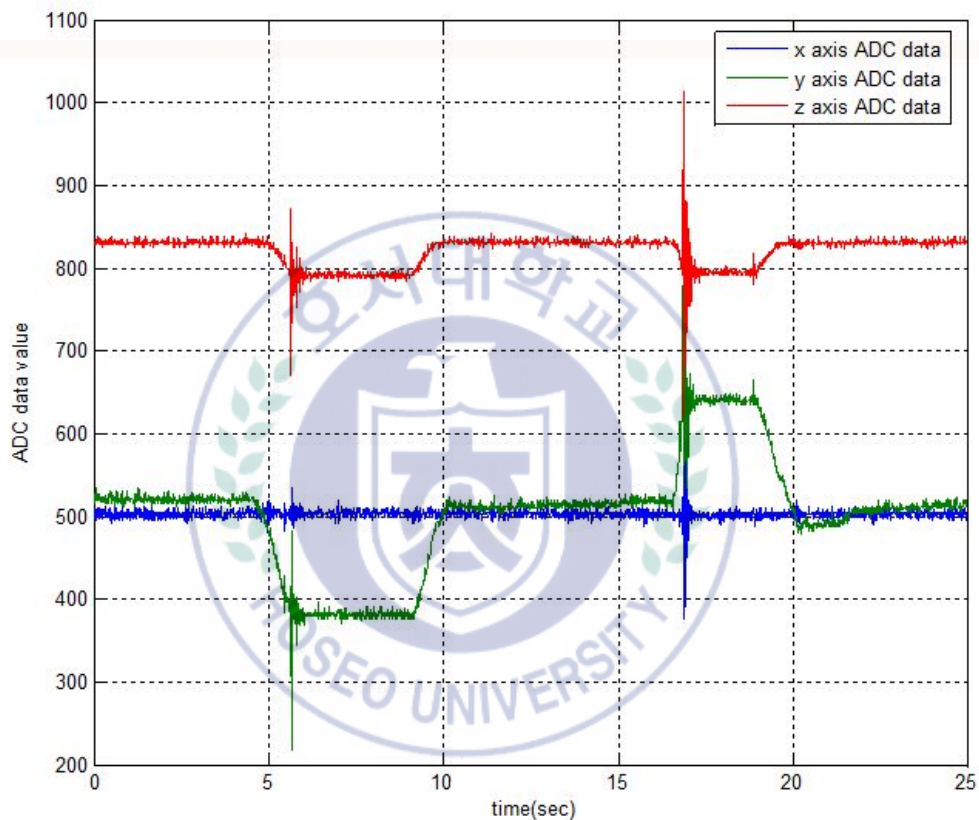
<그림 17> 자이로센서 NT-Gyro300

실험하기에 앞서 샘플링 시 앨리어싱(Aliasing)현상을 보상 해주기 위하여 각 센서의 출력단자에 아날로그 안티 앨리어싱(Anti-Aliasing)필터를 설계해 주었다.

3. 가속도와 자이로 센서를 이용한 비행자세 추정 실험

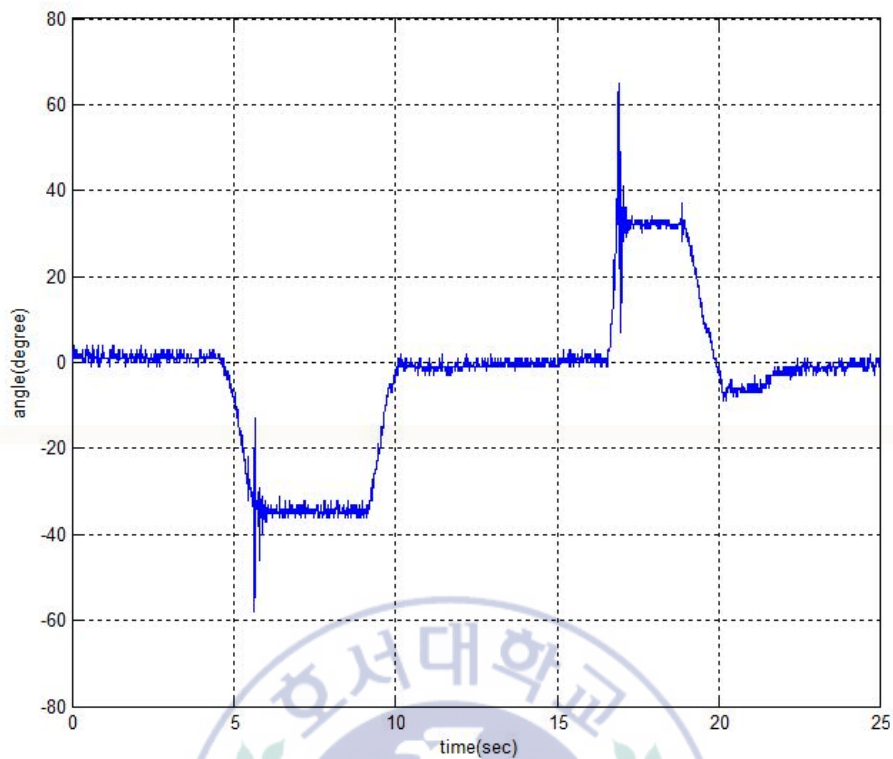
가. 가속도센서를 이용한 자세 추정실험

가속도센서를 이용한 각도측정방법은 본 논문의 3장 1절에서 설명하였다. <그림 18>은 가속도센서 X,Y,Z축의 A/D변환 값을 매텔랩 프로그램을 이용하여 나타낸 그래프이다.



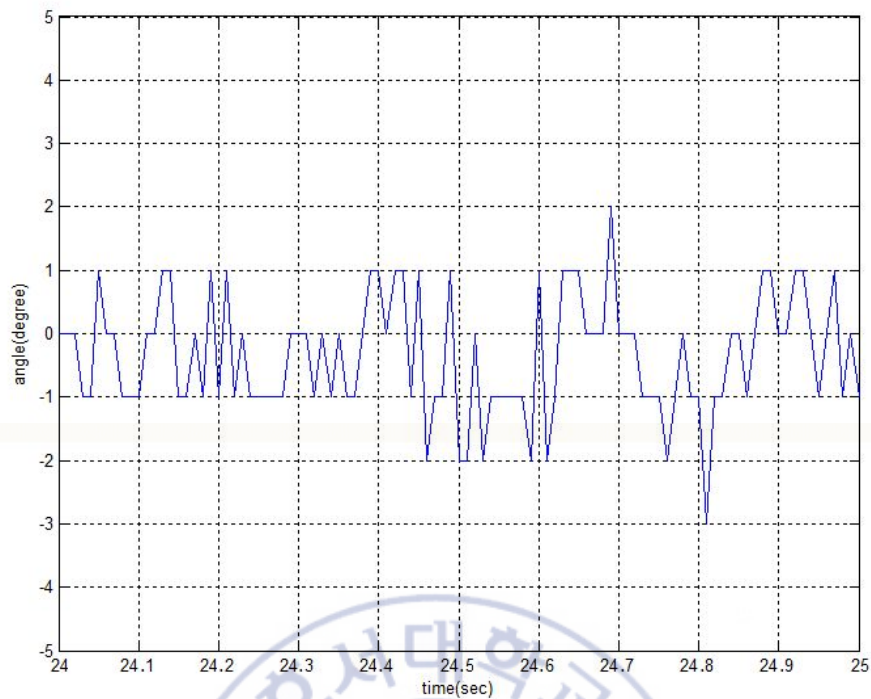
<그림 18> 가속도센서의 X,Y,Z 축 AD변환 값

위 그림의 데이터는 0도에서 약 ± 35 도 만큼 X축을 기준으로 25초 동안 회전하고, ATmega128에 내장된 10bit 분해능의 AD변환기를 사용하여 RS232통신으로 취득하였다. 이를 이용하여 Roll각을 계산하면 다음과 같다.



<그림 19> 가속도센서로 측정한 Roll 각도(0초~25초)

<그림 19>를 보면 고주파특성의 노이즈가 원 신호에 포함되어 있는 것을 확인 할 수 있다. 그래프의 약 17초 부근에서 60도 이상으로 발산하는 부분이 있는데, 이는 이 때 기체가 미미한 충격을 받은 이유로 나타난 것이다.

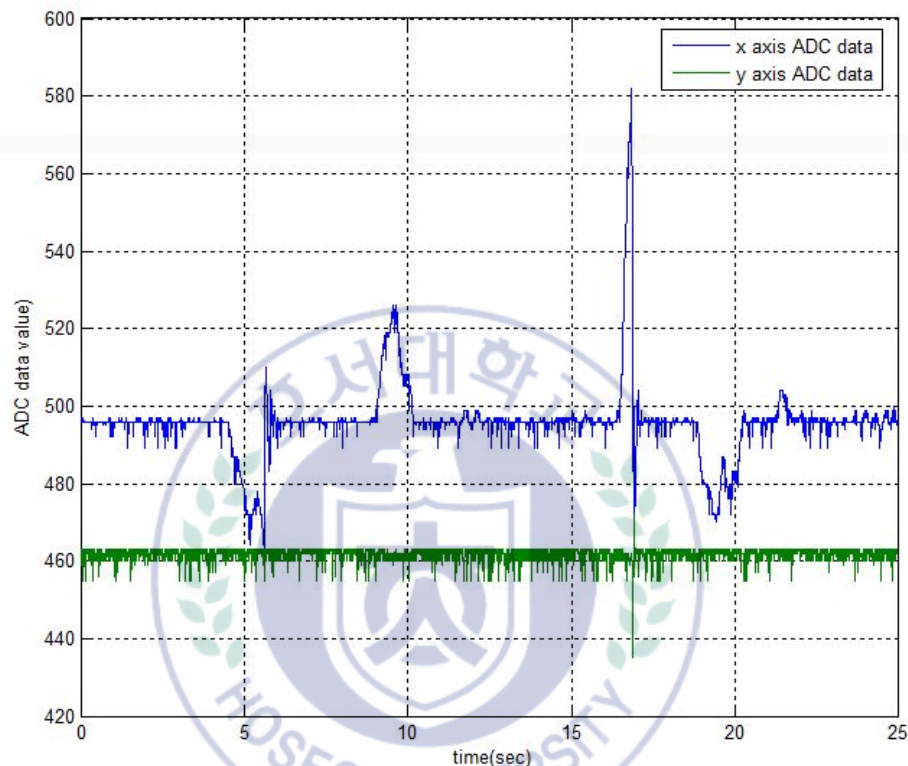


<그림 20> 가속도센서로 측정한 Roll 각도(24초~25초)

<그림 20>은 <그림 19>에서 24초에서 25초 부분을 확대하여 나타낸 것이다. 마찬가지로 0도를 기준으로 상당한 고주파 노이즈가 발생하는 것을 확인할 수 있다. 이전에 설명한 바와 같이, 이런 문제로 인해 가속도센서만을 사용하여 쿼드로터의 자세를 추정할 수 없음을 확인할 수 있다.

나. 자이로센서를 이용한 자세 추정 실험

가속도센서와 마찬가지로 자이로센서만으로 각도를 측정할 수는 있다. 하지만 자이로센서 자체의 출력은 각도가 아닌 각속도로, 그 값을 적분하여 각도를 측정해야한다.



<그림 21> 자이로센서의 X,Y축 AD변환 값

<그림 21>은 자이로센서의 X, Y축의 AD변환 값을 맷플랩을 이용하여 나타낸 그래프이다. 가속도센서와 같이 X축 0도를 기준으로 약 $\pm 35^\circ$ 만큼 25초 동안 일정한 각속도로 회전하였다. 계산된 각속도 값으로부터 각도를 구하기 위해 수치적분을 해야 하는데, 그 방법은 여러 가지가 있다. 첫 번째는 구분구적법 그리고 두 번째는 다음 시점에서 신호의 변화를 계산하기 위해 해당 시간 간격의 시작점, 중간점 그리고 끝 점에서 계산된 4개의 변화율에 가중치를 곱하여 계산된 기울기를 이용하는 룬게-쿠타(Runge-Kutta) 방법[11]이 있다. 세 번째는 자이로센서에서 출력된 각속도를 적분할 경우 센서 자체의

바이어스를 같이 적분하여 0도로 다시 수렴하지 않고 발산하는 드리프트현상에 의해 생기는 누적오차를 보완하기 위해 일반 적분기에 지수함수를 추가하여 누적오차를 줄이는 방법이 있다. 본 논문에서는 첫 번째 방법인 단순 구분구적법과 세 번째 방법을 사용하였다.

어떤 연속신호 $x(t)$ 를 시간에 대해 적분한 신호의 Laplace변환과 전달함수는 다음과 같다.

$$Y(s) = \mathcal{L} \left\{ \int_0^t x(\tau) d\tau \right\} = \frac{1}{s} X(s), \quad \frac{Y(s)}{X(s)} = \frac{1}{s} \quad (5.1)$$

이를 이산시간 영역으로 나타내면 $x(t)$ 는 $x[k]$ 가 되고 이에 대해 적분한 신호의 z 변환과 전달함수는 다음과 같다.

$$Y(z) = Z \left\{ \sum_{k=0}^n x[k] \right\} = \frac{1}{1-z^{-1}} X(z), \quad \frac{Y(z)}{X(z)} = \frac{1}{1-z^{-1}} \quad (5.2)$$

식(5.2)를 $Y(z)$ 에 대하여 정리하면 다음과 같다.

$$(1-z^{-1})Y(z) = X(z), \quad Y(z) = Y(z)z^{-1} + X(z) \quad (5.3)$$

식(5.3)을 다시 역 z 변환 하면 식(5.4)와 같다.

$$y[k] = y[k-1] + x[k] \quad (5.4)$$

식(5.4)는 본 논문에서 자이로센서로 측정한 기체의 각속도를 구분구적법 적분 시 사용한 식이다. 여기서 $x[k]$ 는 현재시간의 각속도이고, $y[k]$ 는 현재시간의 각도이며, $y[k-1]$ 은 이전 시간에서의 각도이다.

$$\frac{Y(s)}{X(s)} = \frac{1}{s+\beta} \quad (5.5)$$

만약 적분기의 전달함수가 식(5.5)와 같다면, 다음과 같이 계산된다.

여기서 β 는 지수적으로 감소하는 정도를 나타내는 상수이다. 식(5.5)의 전달 함수를 z 영역으로 변환해야한다. z 는 Bilinear 변환에 의해 다음과 같이 대응된다.

$$s = \frac{1}{T_s} \ln(z) = \frac{2}{T_s} \left[\frac{z-1}{z+1} + \frac{1}{3} \left(\frac{z-1}{z+1} \right)^3 + \frac{1}{5} \left(\frac{z-1}{z+1} \right)^5 + \frac{1}{7} \left(\frac{z-1}{z+1} \right)^7 + \dots \right]$$

$$\approx \frac{2}{T_s} \frac{z-1}{z+1} = z \quad (5.6)$$

T_s 는 위에서 명시하였듯이, 샘플링주기이다. 식(5.6)을 식(5.5)에 대입하면 다음과 같다.

$$\frac{Y(z)}{X(z)} = \frac{1}{\frac{2}{T_s} \frac{z-1}{z+1} + \beta} = \frac{1}{\frac{2-2z^{-1}}{T_s + T_s z^{-1}} + \beta} = \frac{1}{\frac{(\beta T_s - 2)z^{-1} + 2 + \beta T_s}{T_s z^{-1} + T_s}}$$

$$= \frac{T_s z^{-1} + T_s}{(\beta T_s - 2)z^{-1} + 2 + \beta T_s} \quad (5.7)$$

식(5.7)을 $Y(z)$ 에 대해 정리하면 다음과 같다.

$$X(z) T_s + X(z) T_s z^{-1} = (\beta T_s - 2) Y(z) z^{-1} + (2 + \beta T_s) Y(z)$$

$$(2 + \beta T_s) Y(z) = (2 - \beta T_s) Y(z) z^{-1} + X(z) T_s + X(z) T_s z^{-1}$$

$$Y(z) = \frac{2 - \beta T_s}{2 + \beta T_s} Y(z) z^{-1} + \frac{T_s}{2 + \beta T_s} X(z) + \frac{T_s}{2 + \beta T_s} X(z) z^{-1} \quad (5.8)$$

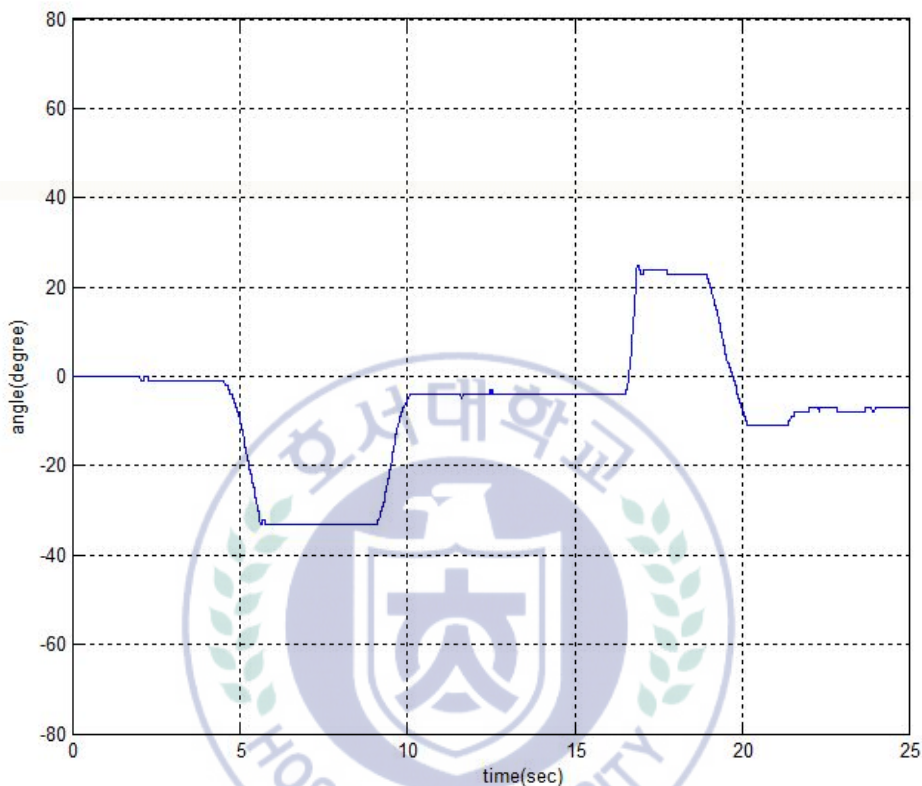
식(5.8)을 다시 역 z 변환 하면 다음 식(5.9)와 같다.

$$y[k] = \frac{2 - \beta T_s}{2 + \beta T_s} y[k-1] + \frac{T_s}{2 + \beta T_s} x[k] + \frac{T_s}{2 + \beta T_s} x[k-1] \quad (5.9)$$

식(5.9)는 본 논문에서 자이로센서의 각속도 적분 시 사용한 두 번째 식이다. 이는 위에서 설명한 적분방법 중 세 번째 방법에 해당한다. 여기서 $x[k]$ 는 현재시간의 각속도이고, $x[k-1]$ 은 이전 시간에서의 각속도이며, $y[k]$ 는 현재시

간의 각도이고, $y[k-1]$ 은 이전 시간에서의 각도이다.

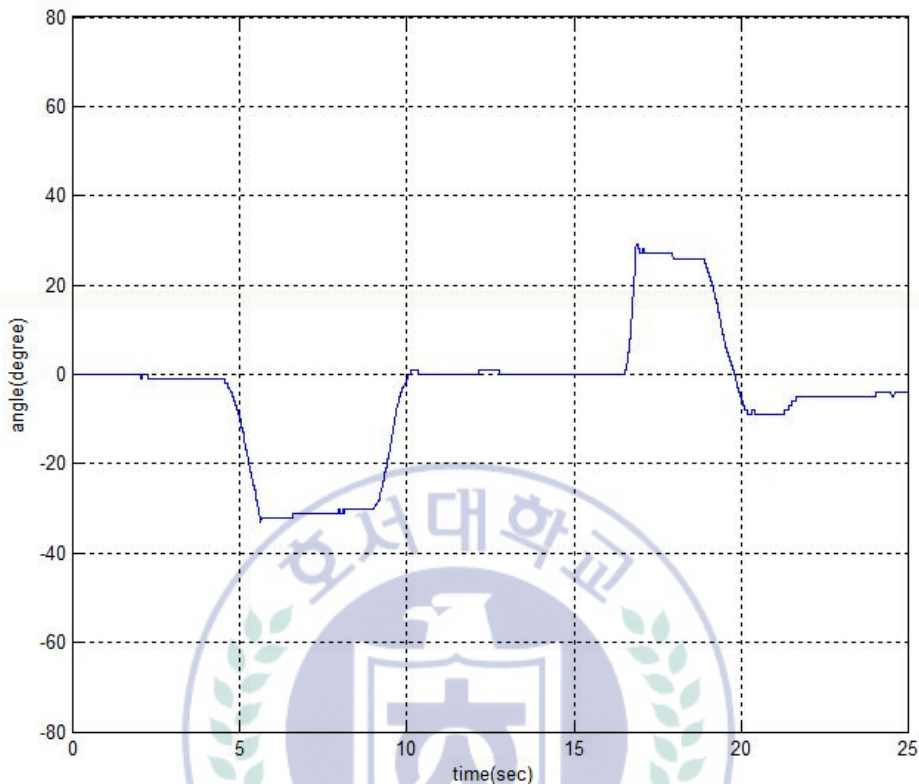
<그림 22>는 <그림 21>의 AD변환 값을 오프셋 및 스케일 팩터를 적용하고, 식(5.4)로 적분 계산하여 얻은 Roll 각이다.



<그림 22> 자이로 센서로 측정하고 식(5.4)로 적분 계산한 Roll 각도

<그림 22>를 보면 자이로 센서로 측정된 각도는 고주파노이즈 없이 깨끗하게 각도를 추정하지만 자이로 센서 자체의 바이어스를 같이 적분하기 때문에 0도로 다시 수렴하지 않고 약 -7도 부근으로 발산하는 드리프트현상에 의한 누적오차가 생긴다는 것을 확인할 수 있다.

<그림 23>은 <그림 21>의 AD변환 값을 오프셋 및 스케일팩터를 적용하고, 식(5.9)로 적분 계산하여 얻은 Roll 각이다.



<그림 23> 자이로 센서로 측정하고 식(5.9)로 적분 계산한 Roll 각도

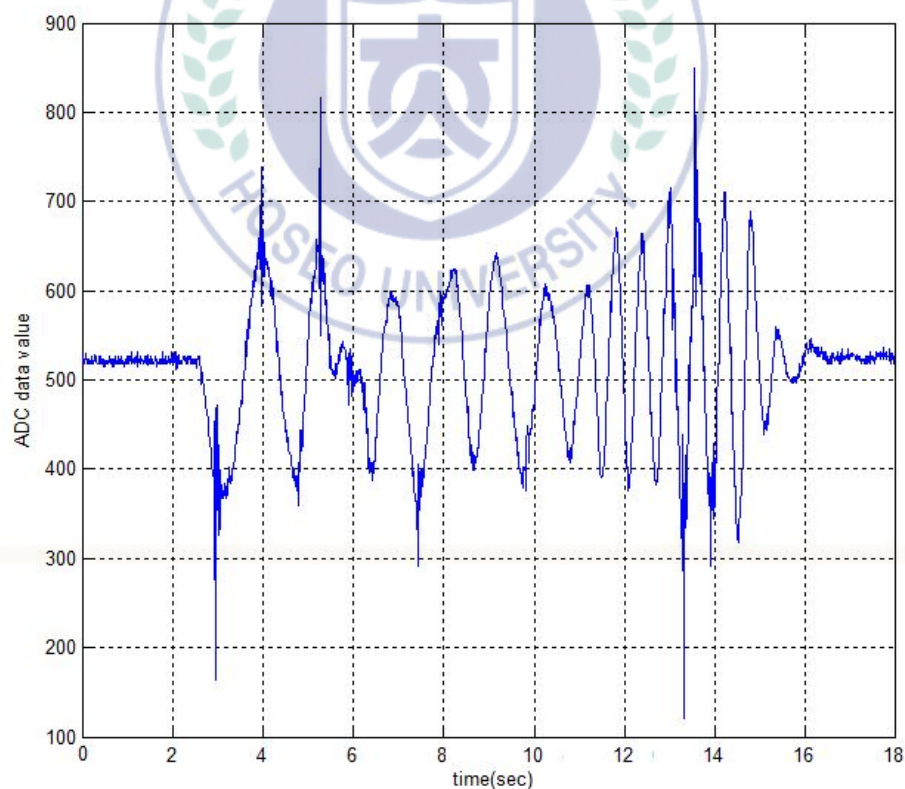
식(5.9)에서 a 는 실험을 통해 0.03으로 설정하였다. <그림 23>에서 각도는 <그림 22>의 결과와 유사하지만, 10~15초 부분과 20~25초 부분을 비교해보면 식(5.4)를 사용하여 적분한 각도에 비해 누적오차가 3도 이상 더 작아진 것을 확인할 수 있다. 그러나 이 결과는 자이로센서만을 사용하여 쿼드로터 기체의 자세를 추정하기엔 부족함을 알 수 있다.

위 실험에서 알 수 있듯이, 자이로센서가 고주파에서 양호한 특성을 가지고 있고, 가속도 센서는 저주파에서 양호한 특성을 가지고 있어, 이 두 센서의 상호보완적 특성을 이용하여 ARS를 구성하여 쿼드로터의 자세를 추정해야 한다.

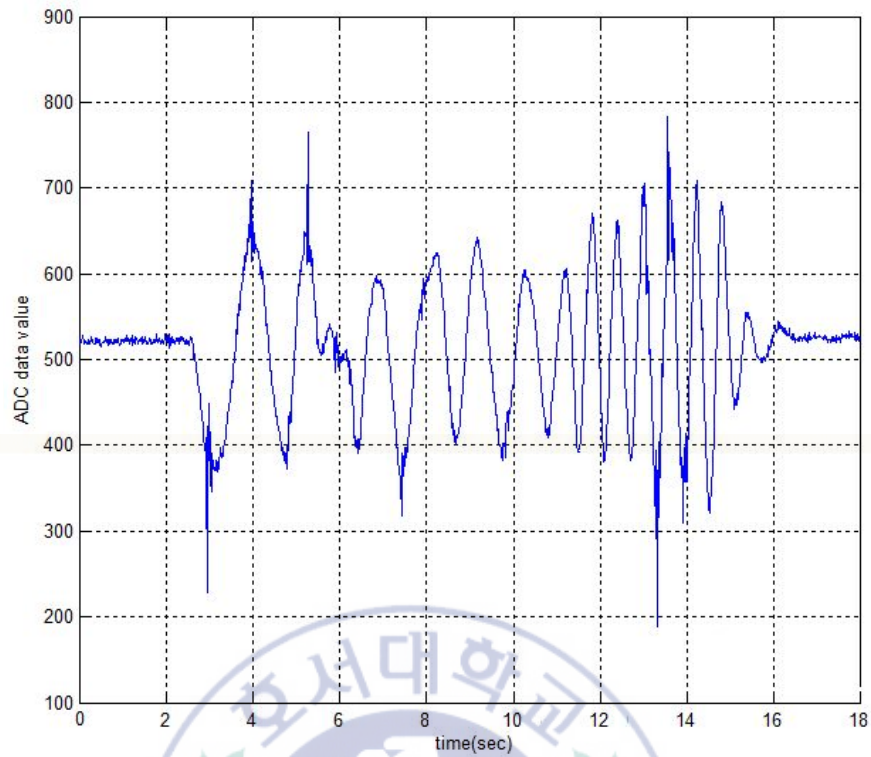
4. 상보필터 알고리즘을 이용한 비행자세 추정실험

이 절에서는 상보필터를 이용하여 쿼드로터에 반영될 자세를 추정하는 것이 목적이다. 이전 절에서 확인하였듯이, 자이로센서가 고주파에서 양호한 특성을 가지고 있고, 가속도 센서는 저주파에서 양호한 특성을 가지고 있어, 이 두 센서의 출력을 융합하여 각각의 센서에서 얻는 개별적인 출력보다 양호한 출력을 얻는 것이 상보필터의 기본 개념이다.

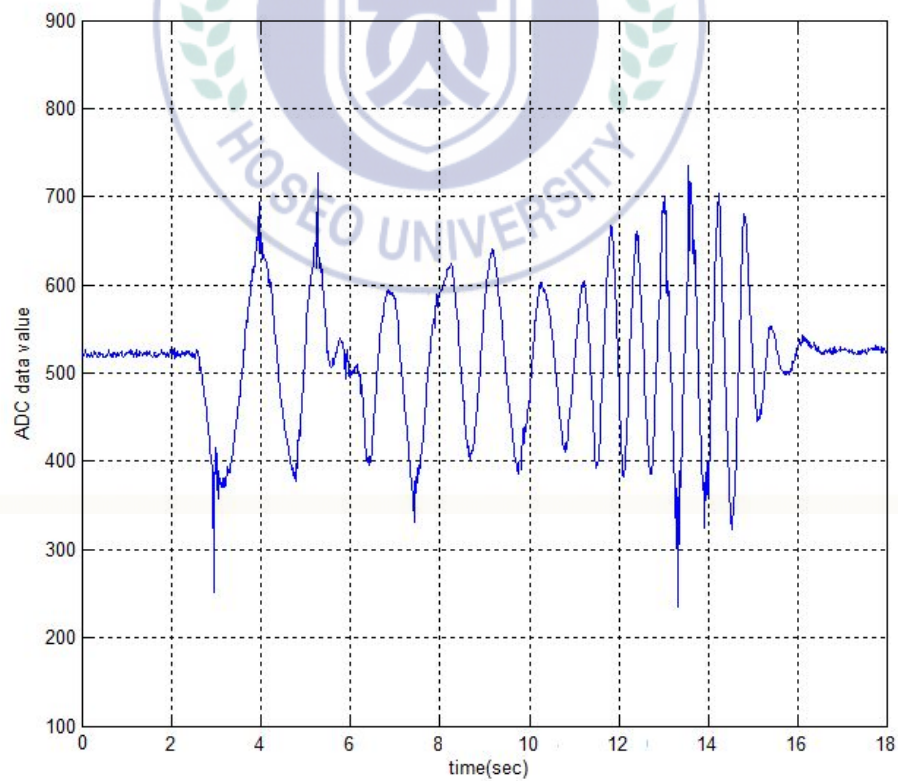
먼저 적절한 필터의 설계인자인 $\tau/\tau + T_s = \alpha$ 을 구하기 위하여 본 논문에서는 임의의 α 값에 따른 필터의 출력을 비교하는 실험을 하였다. <그림 24>부터 <그림 30>은 센서를 일정하게 기울여 측정한 가속도센서 Y축의 AD변환 값과 저역통과필터로 보상된 α 값에 따른 AD변환 값이다.



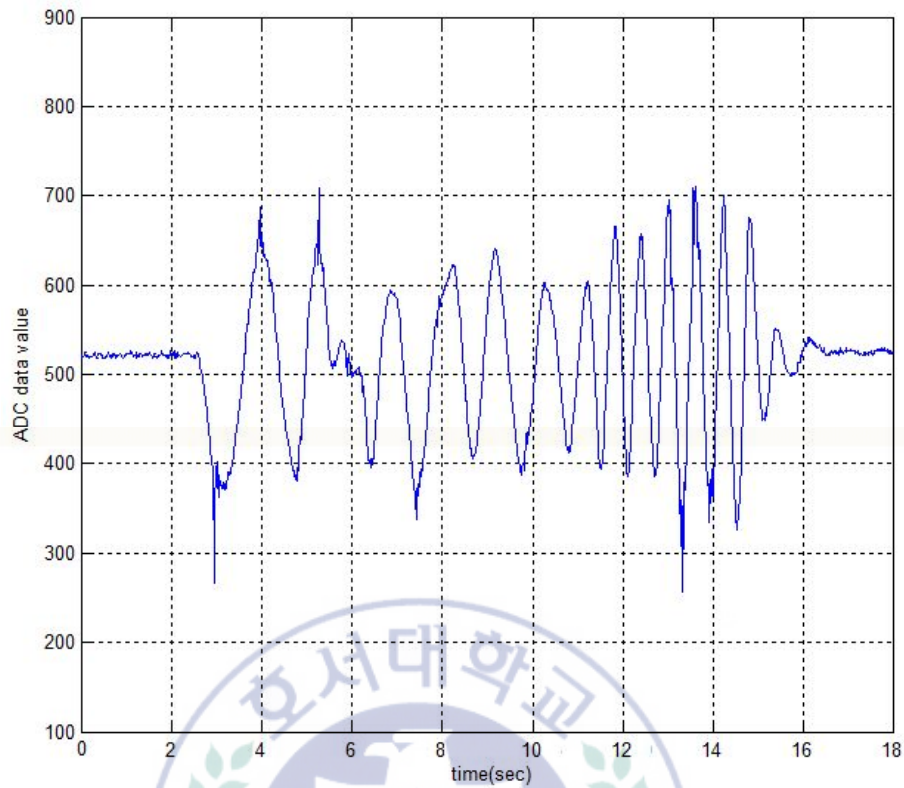
<그림 24> 가속도센서의 Y 축 AD변환 값



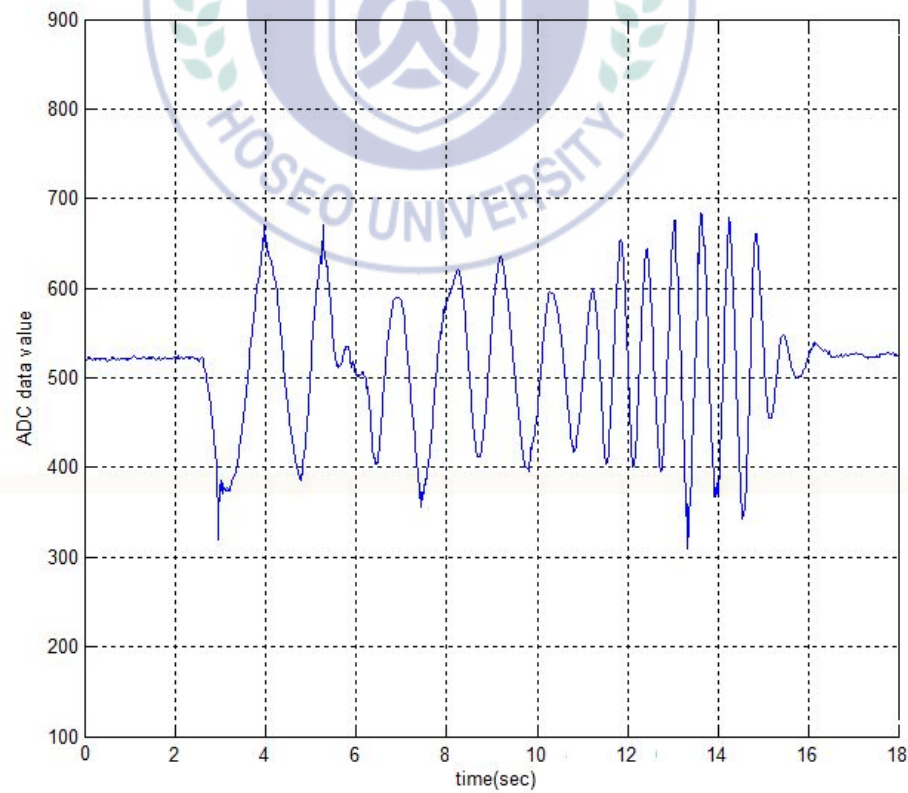
<그림 25>가속도센서로 측정되고 저역통과필터로 보상된 Y축 AD변환 값($\alpha = 0.3$)



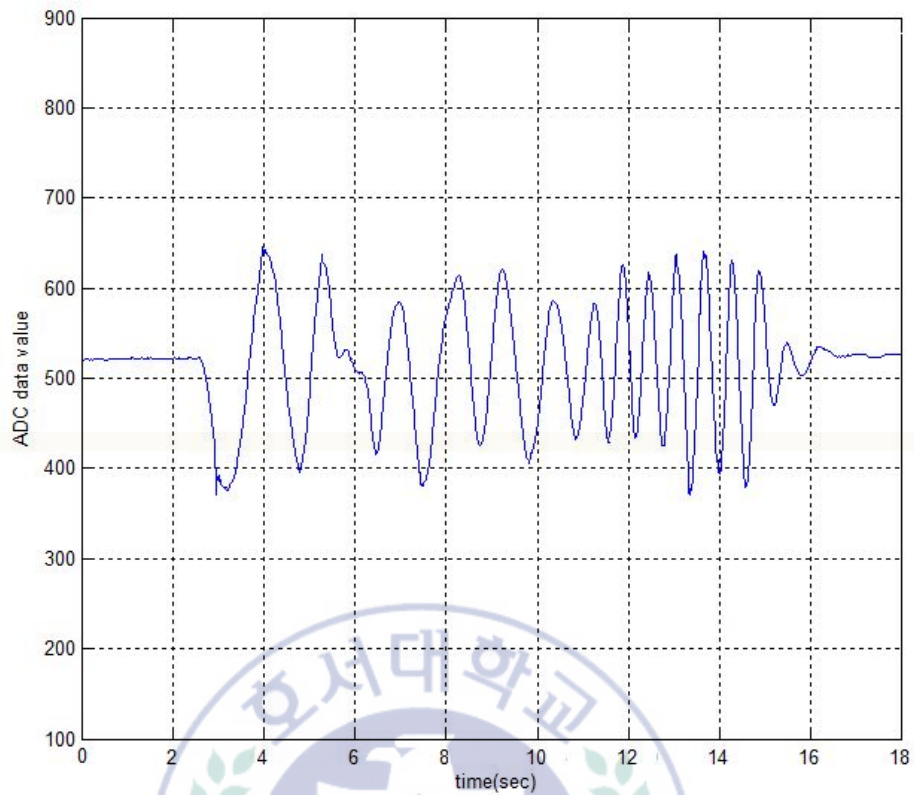
<그림 26>가속도센서로 측정되고 저역통과필터로 보상된 Y축 AD변환 값($\alpha = 0.5$)



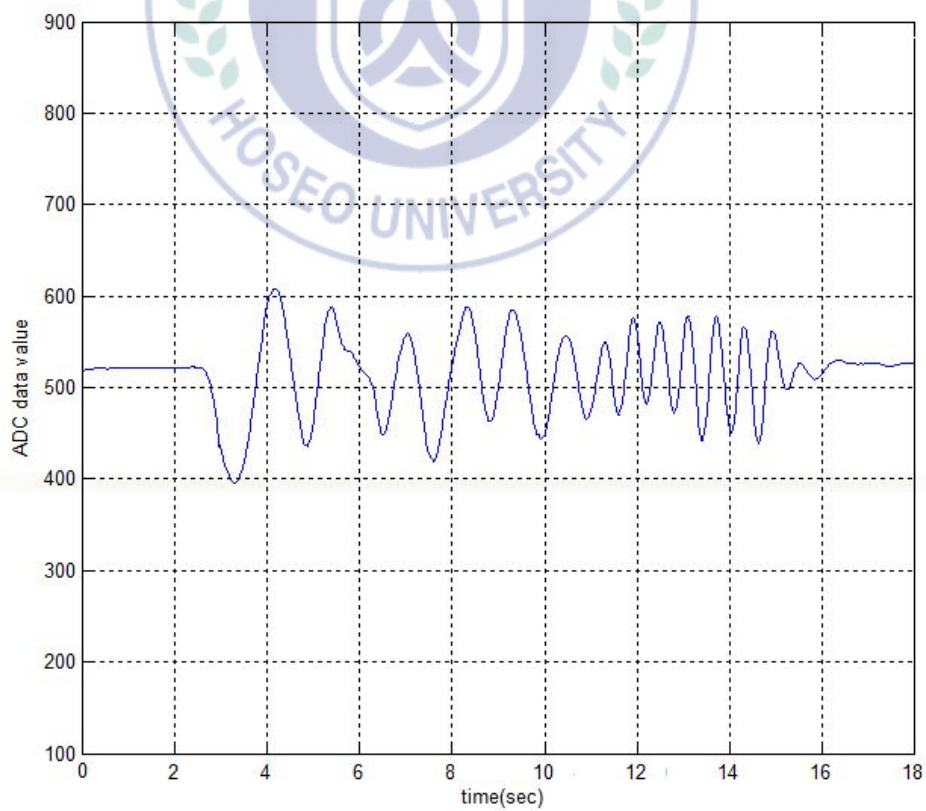
<그림 27>가속도센서로 측정되고 저역통과필터로 보상된 Y축 AD변환 값($\alpha = 0.6$)



<그림 28>가속도센서로 측정되고 저역통과필터로 보상된 Y축 AD변환 값($\alpha = 0.8$)

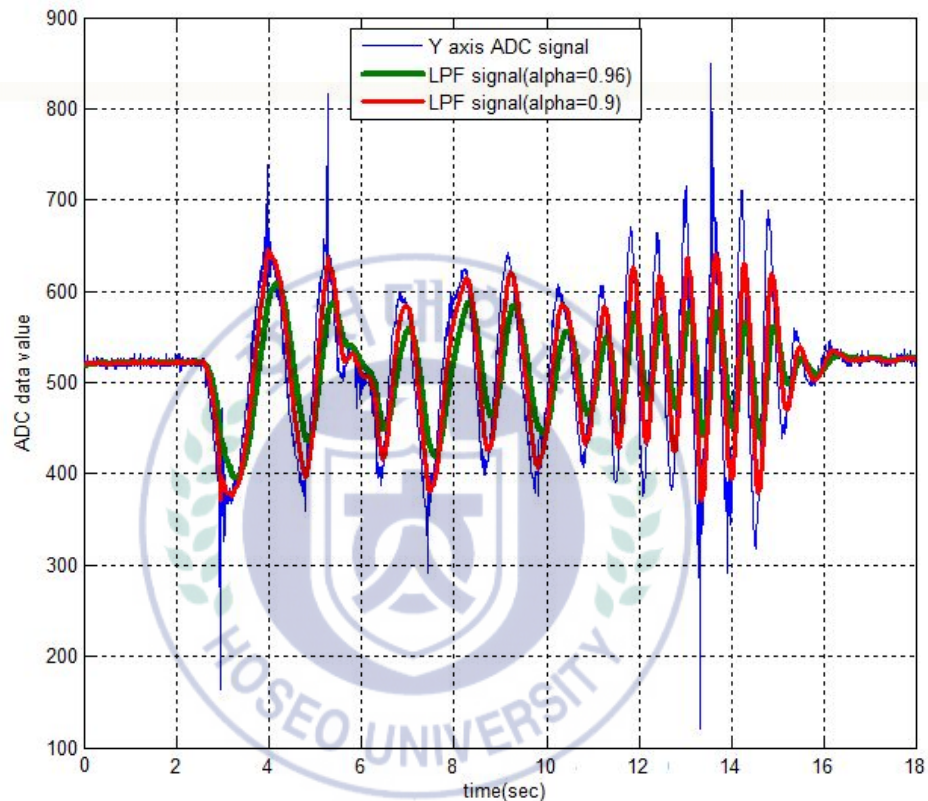


<그림 29>가속도센서로 측정되어 저역통과필터로 보상된 Y축 AD변환 값($\alpha = 0.9$)

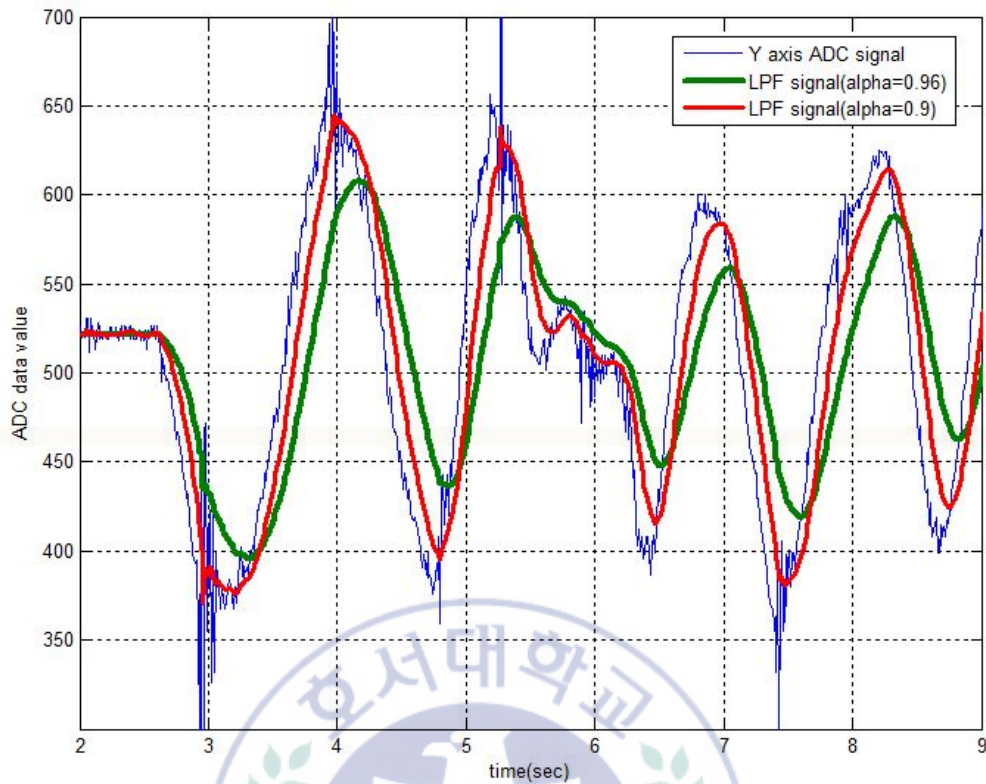


<그림 30>가속도센서로 측정되고 저역통과필터로 보상된 Y축 AD변환 값($\alpha = 0.96$)

<그림 24>에서 <그림 30>을 비교해보면 α 가 커질수록 보상되기 전의 신호보다 고주파노이즈가 줄어들지만 추정시간이 지연되고, 진폭이 점점 작아지는 것을 확인 할 수 있다. <그림 31>은 보상되기 전의 신호와 저역통과필터의 α 가 각각 0.9와 0.96일 때의 신호를 동시에 나타낸 그래프이다.



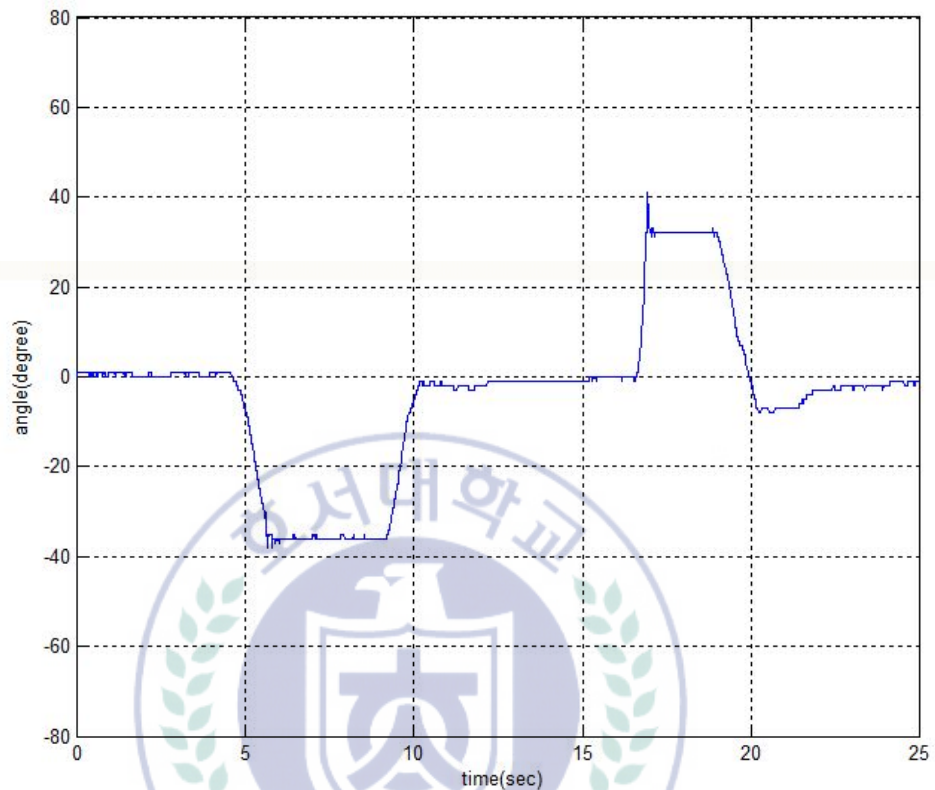
<그림 31> 보상되기 전과 저역통과필터로 보상된 α 의 변화에 따른 Y축
AD변환 값(0초~18초)



<그림 32> 보상되기 전과 저역통과필터로 보상된 α 의 변화에 따른 Y축
AD변환 값(2초~9초)

<그림 32>는 <그림 31>의 그래프에서 2초에서 9초 부분을 확대하여 나타낸 그래프이다. 위에서 설명하였듯, <그림 31>과 <그림 32>에서 $\alpha = 0.96$ 일 때 보상되기 전의 신호보다 지연시간이 약 20ms 정도 발생하고, 진폭이 감소되는 것을 확인 할 수 있다. 위 실험을 통해서 본 논문에서는 α 를 0.9로 선정하여 상보필터를 설계하였다.

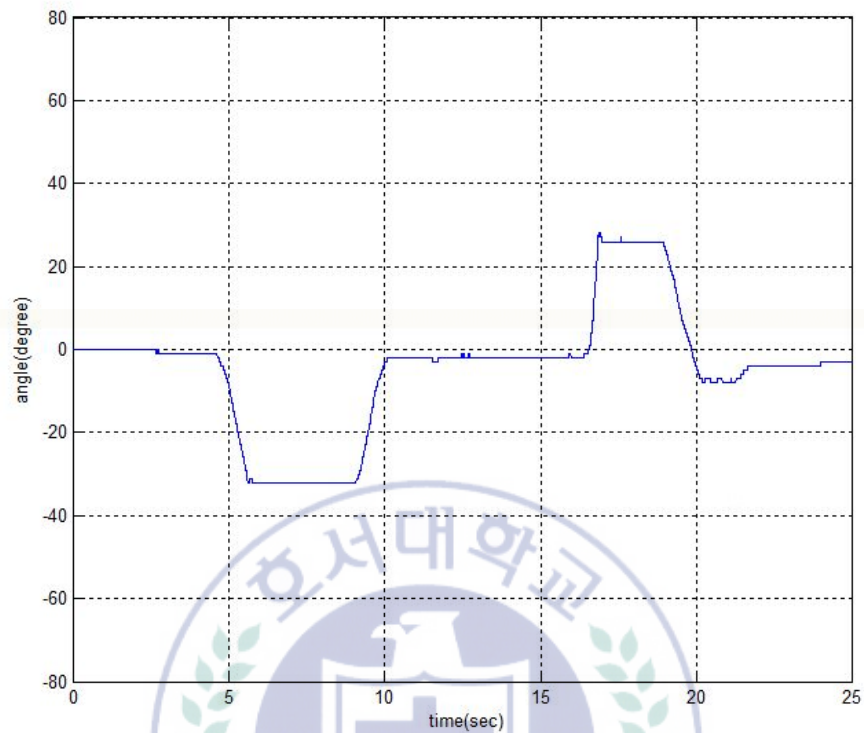
<그림 33>은 가속도센서로 측정한 쿼드로터의 Roll 각도에 고주파 노이즈를 감소시켜주는 저역통과필터로 보상하여 추정된 Roll 각도이다.



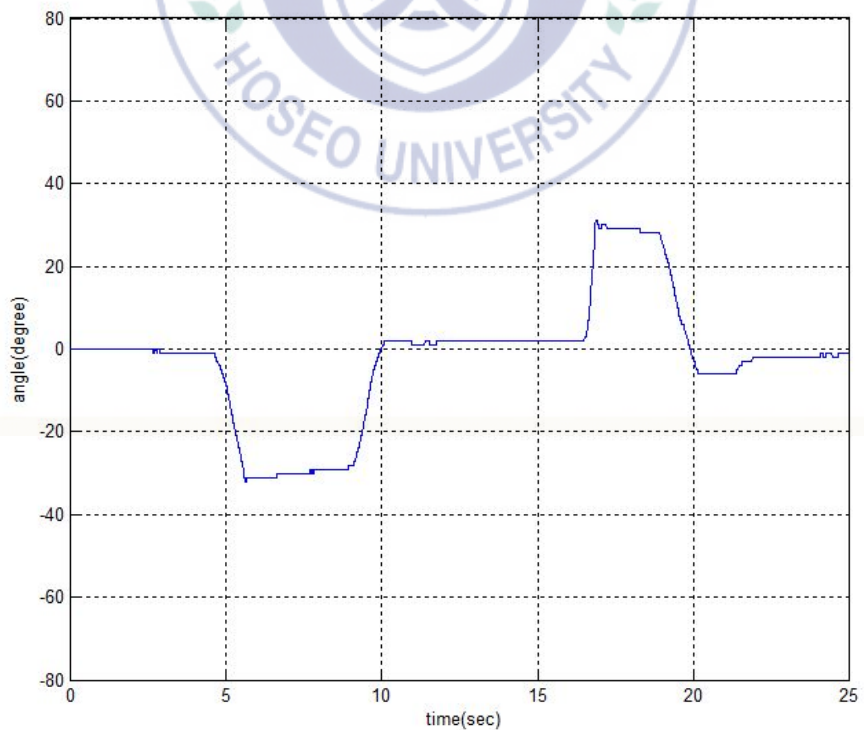
<그림 33> 가속도 센서로 측정되고 저역통과필터로 보상된 Roll 각도

보상되기 전인<그림 19>에 비해 많은 고주파노이즈가 사라진 것을 볼 수 있다. 디지털저역통과필터와 고역통과필터 설계 시 α 는 위의 실험을 통해 선정된 0.9로 하였다.

그 다음으로 자이로 센서로 측정한 각도를 보상해 주었다. 저주파노이즈를 감소시키는 고역통과필터로 보상된 Roll 각도를 나타내면 다음과 같다.



<그림 34> 식(5.4)로 계산되고 고역통과필터로 보상된 Roll 각도



<그림 35> 식(5.9)로 계산되고 고역통과필터로 보상된 Roll 각도

<그림 34>는 <그림 22>의 각도를 고역통과필터로 보상해준 각도이다. 여전히 각도가 0도로 수렴하지 않고 약 -2도 정도 누적오차가 발생하지만 보상되기 전에 비해 누적오차가 많이 없어진 것을 확인 할 수 있다. <그림 34>는 <그림 22>의 각도를 고역통과필터로 보상해준 각도이다. 대부분의 누적오차가 없어진 것을 확인 할 수 있다.

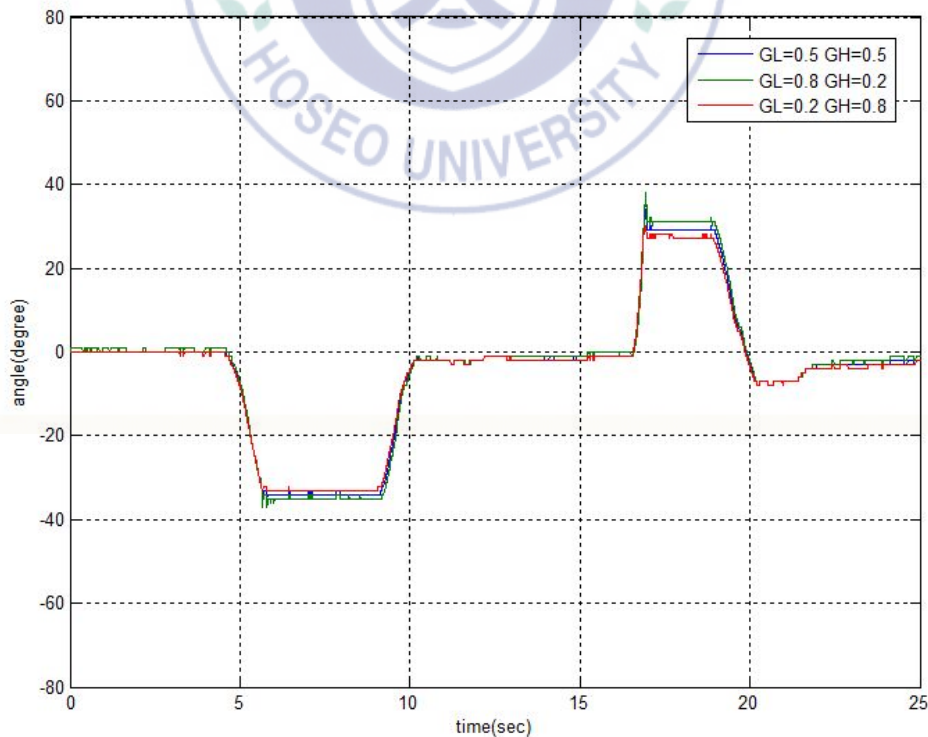
본 논문에서 사용한 상보필터의 식은 다음과 같다.

$$y_C[k] = G_L y_L[k] + G_H y_H[k] \quad (5.10)$$

위 식에서 G_L 와 G_H 는 각각 가속도센서로 측정되고 저역통과필터로 보상된 각도 $y_L[k]$ 와 자이로센서로 측정되고 고역통과필터로 보상된 각도 $y_H[k]$ 가 최종 각도에 반영되는 비율로, 모두 상수이다.

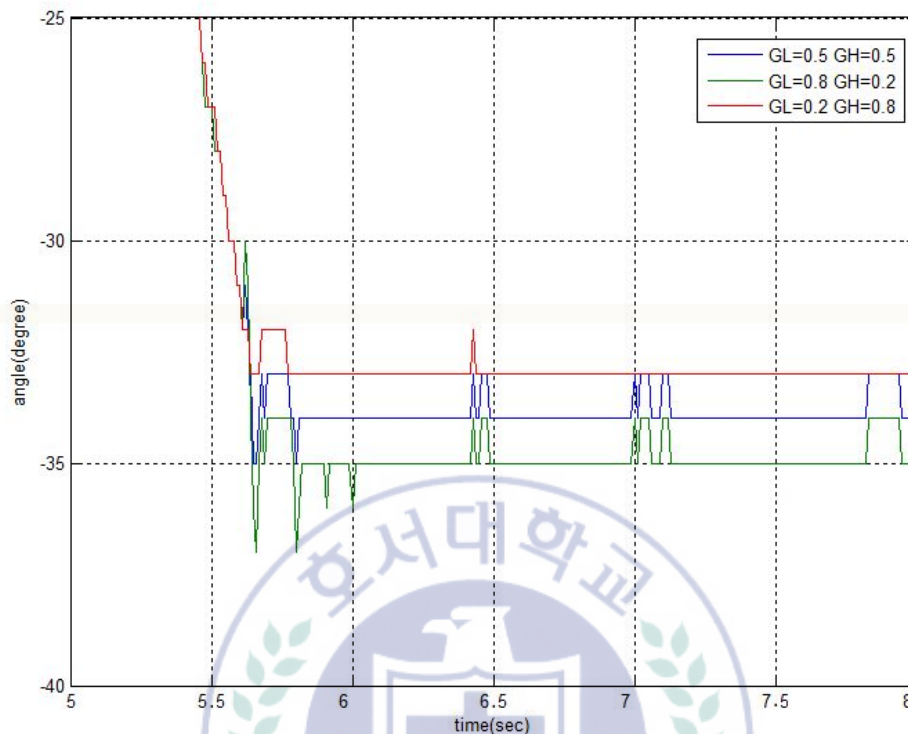
$$G_L + G_H = 1 \quad (5.11)$$

식 은 G_L 와 G_H 의 필요충분조건이다.



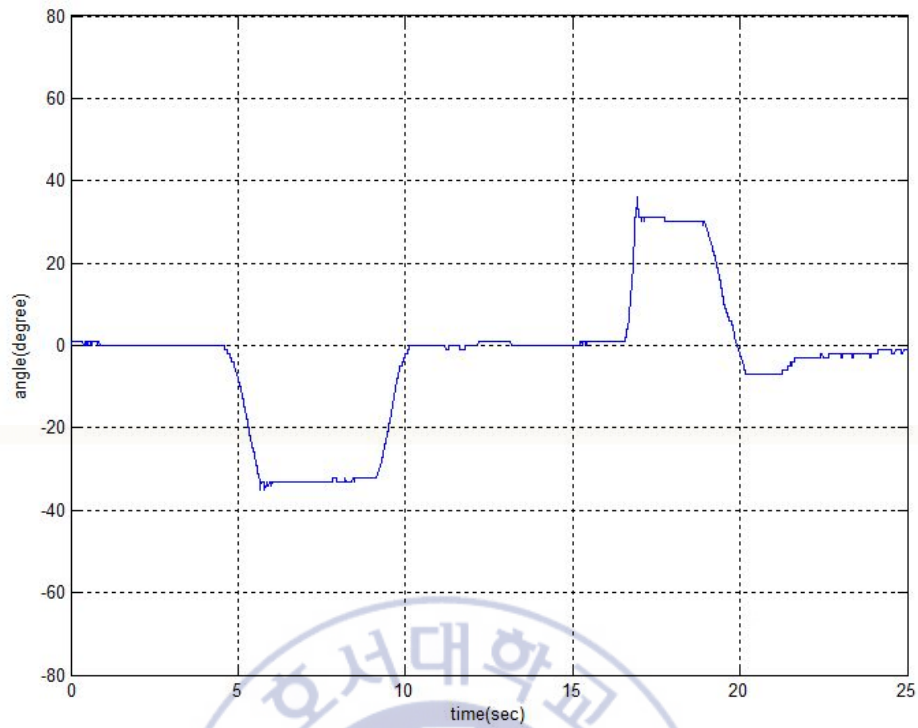
<그림 36> G_L 과 G_H 의 변화에 따른 상보필터로 추정된 Roll 각도비교(0초~25초)

<그림 36>는 G_L 와 G_H 가 0.2, 0.5, 0.8로 바뀔 때의 상보필터로 추정된 각도이다.

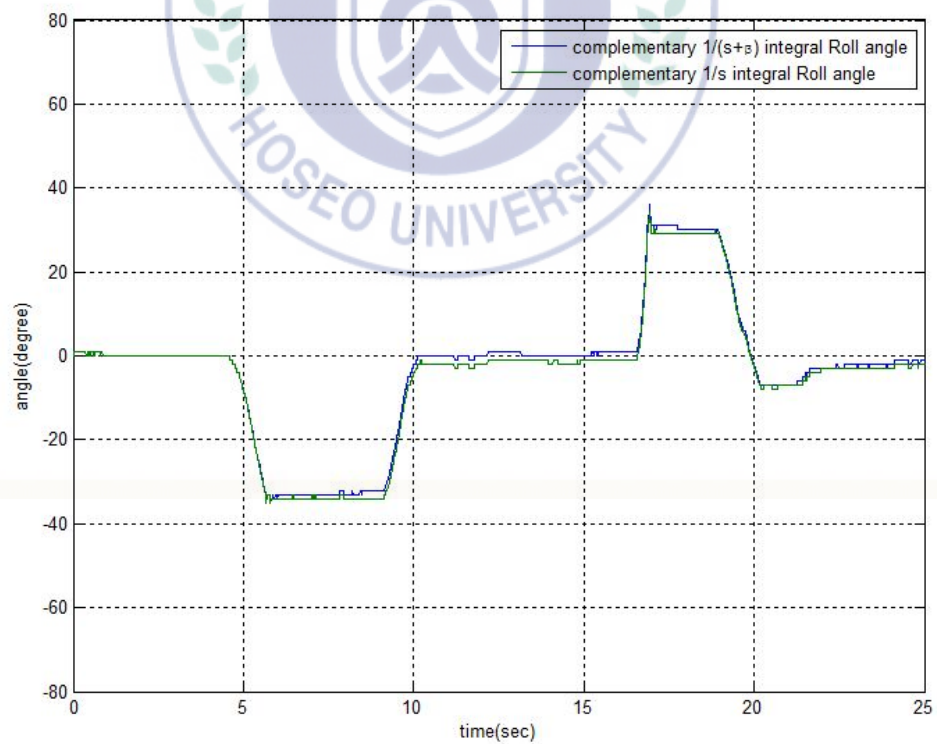


<그림 37> G_L 와 G_H 의 변화에 따른 상보필터로 추정된 Roll 각도비교(5초~8초)

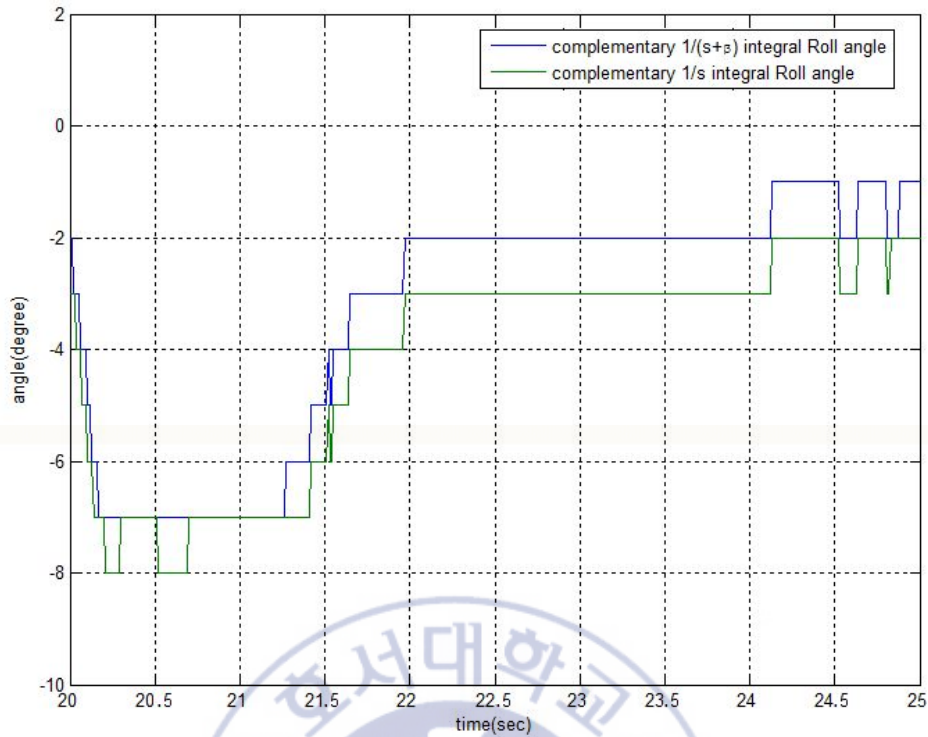
<그림 37>은 <그림 36>의 그래프에서 5초~8초 부분을 확대한 그래프이다. 적분방법은 단순적분법을 사용하였다. <그림 36>을 보면 세 그래프의 확연한 차이점을 찾아볼 수가 없으나, <그림 37>을 보면, $G_L = 0.2, G_H = 0.8$ 일 때, 자이로센서의 각도가 반영되는 비중이 높으므로 가속도센서가 가지고 있는 고주파노이즈가 많이 없어졌지만, 아직까지 저주파 노이즈가 남아있는 것을 볼 수 있고, 반대로 $G_L = 0.8, G_H = 0.2$ 일 때는 가속도센서의 각도가 반영되는 비중이 높으므로 자이로센서가 가지고 있는 저주파노이즈가 많이 없어졌지만, 아직까지 고주파 노이즈가 남아있는 것을 볼 수 있다. 본 논문에서는 위의 결과들을 토대로 $G_L = 0.5, G_H = 0.5$ 로 사용하였다.



<그림 38> 식(5.9)로 적분 계산하여 상보필터로 추정된 Roll 각도



<그림 39> 적분방법에 따라 상보필터로 추정된 Roll 각도비교(0초~25초)



<그림 40> 적분방법에 따라 상보필터로 추정된 Roll 각도비교(20초~25초)

<그림 38>은 자이로센서의 각속도 적분 시 식(5.9)를 사용하여 계산하고 상보필터로 추정된 각도이다. 마찬가지로 $G_L = 0.5$, $G_H = 0.5$ 이다. <그림 39>는 자이로센서의 각속도 적분 시 식(5.4)와 식(5.9)를 사용하여 계산하고 둘다 상보필터로 추정하여 얻은 각도를 비교한 그래프이다. 마찬가지로 두 그래프 모두 상보필터의 비율은 $G_L = 0.5$, $G_H = 0.5$ 이다.

<그림 40>은 <그림 39>에서 20초~25초 부분을 확대하여 나타낸 그래프이다. <그림 39>에서는 두 그래프의 차이점이 뚜렷하지 않지만, <그림 40>에서 비교해보면 식(5.9)를 사용하여 자이로센서의 각속도를 적분하여 상보필터로 추정한 각도가 식(5.4)를 사용한 각도 그래프보다 누적오차가 약 1도정도 더 적은 것을 볼 수 있다. 이 사실은 이미 <그림34>와 <그림 35>를 비교하며 설명하였다.

5. 칼만필터 알고리즘을 이용한 비행자세 추정 실험

칼만필터 알고리즘을 구현하기 위해서는 시스템 모델과 측정치 모델 있어야 한다[12]. 이 내용은 4장 3절에서 설명하였다.

먼저 시스템 모델을 세우기 위해서는 관심 있는 값들로 상태변수를 구성해야 한다[12]. 본 논문에서는 쿼드로터의 Roll 각(ϕ_{k+1})과 x축의 자이로 바이어스(b_{k+1})를 상태변수로 구성 하였다. 이를 상태공간 방정식으로 나타내면 다음과 같다[12].

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{A} \mathbf{x}_k + \mathbf{B} \mathbf{u}_k + \mathbf{w}_k \quad (5.12)$$

식(5.12)로부터 A행렬과 B행렬을 결정해야 한다. \mathbf{w}_k 는 프로세스 잡음이다. 현재시간의 Roll 각도(ϕ_{k+1})는 이전시간에서의 Roll 각도(ϕ_k)에서 회전한 각도만큼 더하면 된다. 여기서 회전한 각도는 각속도에서 자이로 바이어스를 빼주고 적분해서 구할 수 있다[12].

$$\phi_{k+1} = \phi_k + (\omega_x dt - b_k dt) + w_\phi \quad (5.13)$$

그 다음 모델링오차를 고려하여 x축의 자이로 바이어스에 대한 식을 세우면 다음과 같다.

$$b_{k+1} = b_k + w_b \quad (5.14)$$

식(5.13)과 식(5.14)를 이산시간 상태공간 모델로 나타내면 식(5.15)와 같다.

$$\begin{bmatrix} \phi_{k+1} \\ b_{k+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -dt \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi_k \\ b_k \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} dt \\ 0 \end{bmatrix} [\omega_x \ \omega_y] + \begin{bmatrix} w_\phi \\ w_b \end{bmatrix} \quad (5.15)$$

측정치 행렬 H 는 시스템의 모델 식에서 사용하지 않는 가속도센서를 이용하여 자체적으로 Roll 각도를 계산 할 수 있는 향으로, 다음 식과 같이 결정된다[12].

$$y_k = \mathbf{H} \mathbf{x}_k + v_k \quad (5.16)$$

여기서 v_k 는 측정치 잡음이다. 마찬가지로 식(5.16)도 이산시간 상태모델로 나타내면 식(5.17)과 같다.

$$\phi_k = [1 \ 0] \begin{bmatrix} \phi_k \\ b_k \end{bmatrix} + v_k \quad (5.17)$$

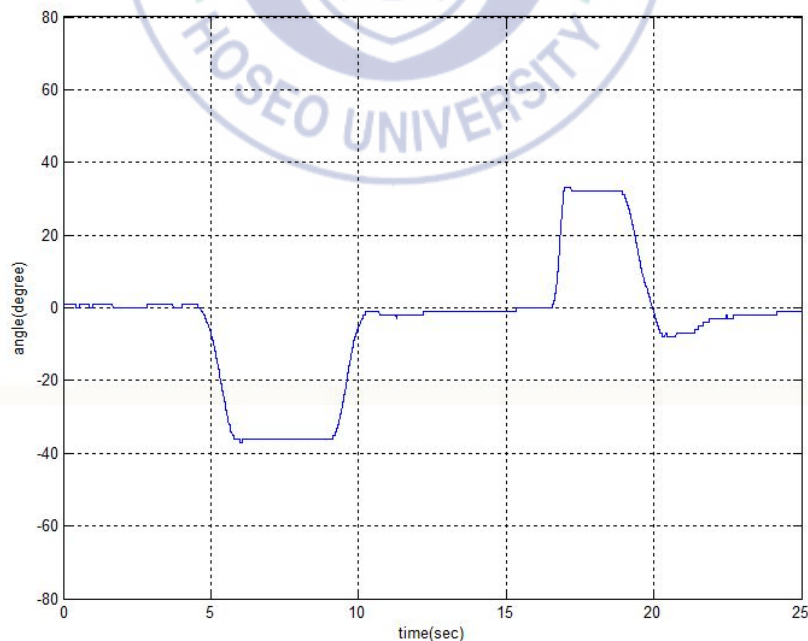
마지막으로 칼만필터 알고리즘에 사용된 값들을 정리하면 다음과 같다.

$$\hat{x}_{k-1} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix} (\text{초기값}), \quad P_{k-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} (\text{초기값})$$

$$x_k = \begin{bmatrix} \phi_k \\ b_k \end{bmatrix}, \quad A = \begin{bmatrix} 1-dt & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} dt \\ 0 \end{bmatrix}, \quad u_k = [\omega_x \ \omega_y], \quad H = [1 \ 0],$$

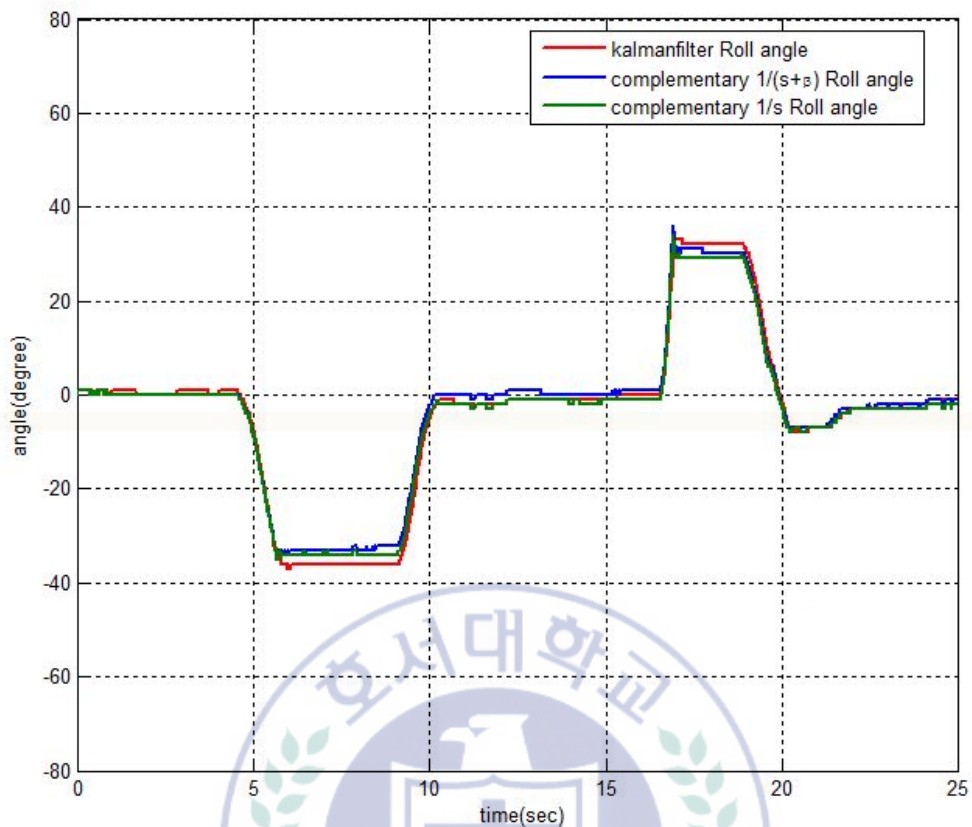
$$Q = E[w_k w_k^T] = \begin{bmatrix} w_\phi^2 & 0 \\ 0 & w_b^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.01 & 0 \\ 0 & 0.03 \end{bmatrix}, \quad R = 0.69$$

여기에서 초기 값들은 4장 3절에서 설명하였듯이, 알고리즘의 초기에 입력되어야 할 값들이다. 이 값들은 임의로 설정해주었다. 또한 Q 와 R 은 여러 번의 실험을 통해 값을 설정해주었다.



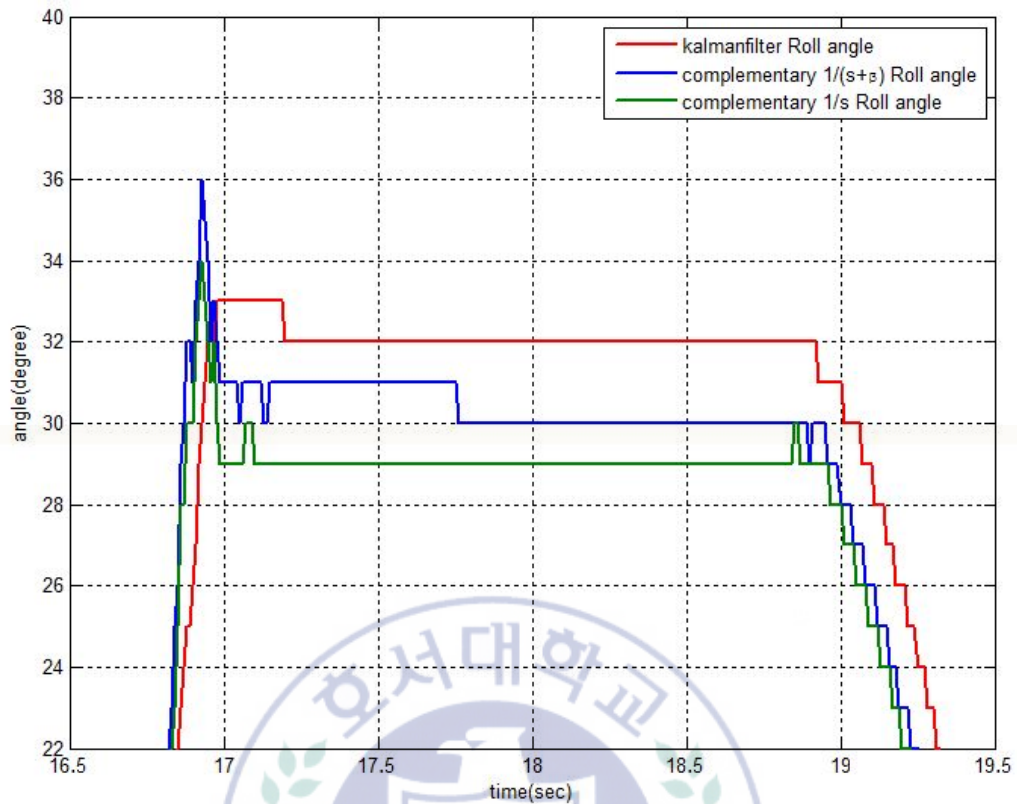
<그림 41> 칼만필터로 추정된 Roll 각도

<그림 41>은 칼만필터로 추정된 쿼드로터의 Roll 각도 그래프이다.



<그림 42> 칼만필터로 추정된 Roll 각도와 상보필터들로 추정된 Roll 각도(0~25초)

<그림 42>는 칼만필터로 추정된 Roll 각도와 <그림 39>의 상보필터들로 추정된 Roll 각도 그래프를 동시에 나타낸 그림이다. 식(5.9)로 자이로센서의 각속도를 적분하고 상보필터로 추정한 각도가 식(5.4)로 계산한 각도보다 효율이 좋지만, 칼만필터로 추정된 각도가 상보필터들로 추정된 각도들보다 고/저주파 노이즈면에서 더 안정적인 것을 확인 할 수 있다.

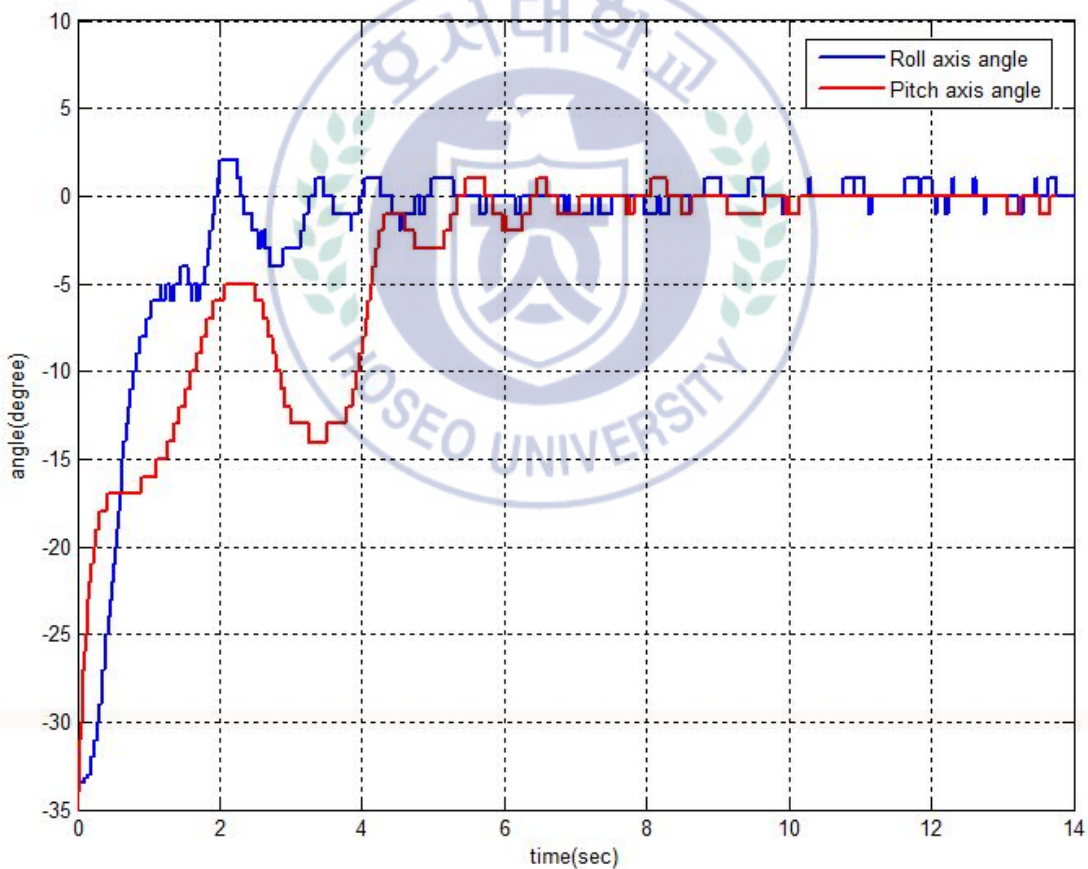


<그림 43> 칼만필터로 추정된 Roll 각도와 상보필터들로 추정된
Roll 각도(16.5초~19.5초)

<그림 43>은 <그림 42>의 그래프에서 16.5초에서 19.5초 부분을 확대한 그래프이다. 칼만필터로 추정된 각도가 상보필터들로 추정된 각도들보다 고/저주파 노이즈 면에서 더 안정적인 것을 확인 할 수 있다.

6. 비행 자세 제어

이전 절에서 칼만필터로 추정된 각도가 상보필터들로 추정된 각도들보다 고/저주파 노이즈 면에서 훨씬 더 안정적인 것을 확인 할 수 있었다. 본 논문에서는 최종적으로 칼만필터를 이용하여 보상된 Roll 각도와 Pitch 각도 그리고 PD제어를 이용하여 쿼드로터가 호버링 시 그에 따른 Roll 각도와 Pitch 각도를 RS232 통신을 통해 취득하였다. <그림 44>은 쿼드로터가 -35도에서 정지해있고 0초에서 스위치를 켜올 때 수평으로 돌아오기까지의 Roll 각도와 Pitch 각도를 나타낸 그래프이다.



<그림 44> 쿼드로터의 응답그래프

쿼드로터의 PD제어기 이득값은 다음 <표 1>에 나타나있다.

<표 1> PID제어기의 이득값

	K_P	K_D
Roll Axis	1.5	0.6
Pitch Axis	2.0	1.7

<그림 44>에서 Roll 축의 각도는 약 3.5~4초부터, 그리고 Pitch 축의 각도는 약 6초부터 ± 1 도 정도로 안정되는 것을 확인할 수 있다.



VI. 결 론

본 논문에서는 AVR계열의 마이크로 컨트롤러인 ATmega128로 제작된 쿼드로터에 세트포인트 킥과 적분 와인드업이 보상된 PD제어기를 설계하였으며, 쿼드로터에 적용하여 안정된 자세가 유지되는 것을 보였다.

자이로센서는 사용 시 적분계산 과정을 거치면서 오차 또한 누적되는 현상으로 인해, 시간이 지날수록 누적오차가 커지는 문제점이 있었고, 가속도센서는 각도를 측정하긴 하지만 고주파노이즈로 인해 개별적으로 쿼드로터의 자세를 추정하기에는 무리가 있었다.

본 논문에서는 두 센서를 동시에 사용하여 각 센서의 문제점을 서로 상호 보완할 수 있는 상보필터 알고리즘과 자이로센서의 각속도 적분 시, 적분기를 지수함수적인 요소를 추가한 $1/(s+\beta)$ 로 대체하여 적분계산을 수행하는 변형된 상보필터 알고리즘, 그리고 이산 칼만필터 알고리즘을 설계하여 ARS를 구현하였고, 세 가지 필터 알고리즘을 통해 추정된 각도를 여러 가지 관점으로 비교하고 분석하였다.

그리고 일반적인 PID제어기의 단점인 세트포인트 킥 현상과 적분 와인드업 현상을 변형된 PD제어기를 설계하여 쿼드로터에 적용함으로써 이 단점들을 보상해주었다.

최종적으로 칼만필터 알고리즘으로 구현된 ARS와 PD제어기를 AVR계열의 마이크로 컨트롤러인 ATmega128에 적용하여 쿼드로터가 안정된 자세를 유지하는 것을 보였다.

참고 문헌

[1] 최승원, 김진호, 김현진, “Stochastic Noise를 고려한 학습 기반 선형 제어기의 쿼드로터 무인기로의 적용”, KSAS

[2] Seung Ho Jeong and Seul Jung, "Design and Experimental Studies of a Disturbance Observer for Attitude Control of a Quad-rotor System", Journal of Institute of Control, Robotics and Systems, Vol.19, No.11, pp.1004-1010, 2013

[3] Sang Yong Lee, Jun Sang Wang, Suk-Won Lee and Sung Jun Joo, "Modelling of the Quad-rotor dynamics and controller design", Korean Institute of Electrical Engineers, 2012

[4] Tommaso Bresciani "Modelling, Identification and Control of a Quadroter Helicopter", Lund University, October 2008

[5] PinkWink, “가속도센서를 이용한 각도 측정과 그 한계”,
<http://www.pinkwink.kr>

[6] Jin Seok Kim, Young Do Lim, and Jea-Young Heo, “The Simulator for Control of Quadcopter using Sensor Combination” Journal of The Korean Institute of Information Technology, Vol.10, No.7, July 2012

[7] Automotive Mechatronics Lab., “AHRS란?”,
http://dasan.skku.edu/~amlab/index.php?document_srl=642&mid=tips2

[8] 김성필, “칼만필터의 이해”, pp.39-191, 2010

[9] 위키백과 “칼만필터”, <http://ko.wikipedia.org/wiki>

[10] 왕준상, “쿼드로터의 모델링 및 비행자세 제어에 관한 연구”, 호서대학교 제어계측공학과 석사학위 논문, 2011

[11] “룬게-쿠타 기법”, <http://www.nfx.co.kr>

[12] 뽕코의 가속도, 자이로, 지자기, INS, IMU 연구실, “간단한 가속도/자이로 혼합 칼만(Kalman) 필터 알고리즘”,
<http://cafe.naver.com/imulab.cafe>

[13] Vedran Sikiric, “Control of Quadrocopter”, Royal Institute of Technology Master of Science Thesis, pp160, 2008

[14] Samir Bouabdallah, Andre Noth and Boland Siegwart, “PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor”, 2002

[15] Phillip McKerrow, “Modelling the Draganflyer four-rotor helicopter”, International Conference on Robotics & Automation, Proceedings of the IEEE, 2004

[16] Samir Bouabdallah, Pierpaolo Murrieri, Roland Siegwart, “Design and Control of an Indoor Micro Quadrotor”, International Conference on Robotics & Atomation, Proceedings of the IEEE, 2004

[17] K, J Åström and T. Hägglund, “PID Controllers: Theory, Design, and Tuning”, Instrument Society of America, 1995

[18] Jin Hyun Park, Su Whan Sung and In-Beum Lee, “An Enhanced PID Control Strategy for Unstable Processes”, Automatica, Vol.34, No.6, pp.751-756, 1998

[19] K, J Åström and T. Hägglund, “Automatic tuning of simple Regulators with Specifications on Phase and Amplitude Margins”, Automatica, Vol.20 No.5, pp.645-651, 1984

[20] A.Sanchez, L.R.Garcia Carrillo, ERondon, R.Lozano, O.Garcia, “Hovering Flight Improvement of a Quad-rotor Mini UAV Using Brushless DC Motors”, J Intell Robot Syst, 2011

[21] D. P. Atherton and S. Majhi, "Limitations of PID Controllers", Proc. of the American Control Conf., Vol.6, pp.3843-3847, June 1999

[22] I. Kaya, N. Tan and D. P. Atherton, "A simple procedure for improving performance of PID controller", Control Applications, CCA 2003, Proc. of 2003 IEEE Conf., Vol.2, pp.882-885, 2003

[23] L.Wang, W.R.Cluet, "Tuning PID controllers for integrating processes", Proceedings-Control theory, Vol.144, No.5, IEEE, Appl 1997

[24] M.Zhuang,D.P.Atherton, "Tuning PID Controllers with Integral Performance Criteria", university of Sussex, 1993

[25] Jin Gu Kang, "Pose Control of Mobile Inverted Pendulum using Gyro-Accelerometer" Journal of The Korea Society of Computer and Information, Vol.15, No.10, pp.129-136, October 2010

[26] Hyung Gi Min¹, Ju Han Yoon¹, Ji Hoon Kim¹, Sung-Ha Kwon¹, and Eun Tae Jeung, "Design of Complementary Filter using Least Square Method" Journal of Institute of Control, Robotics and Systems, Vol.17, No.2, pp.125-130, 2011

[27] 이상학, “자이로 센서 기술 동향”, 한국과학기술정보연구원, 2002

[28] Dan Simon, “OPTIMAL STATE ESTIMATION”, pp.79-145,
2006

[29] BLDCmotor, <http://www.dys.hk>



ABSTRACT

Implementation on the Attitude-Controller of Quad-rotor Using ATmega128

Jin-Hyeok Lee

*Department of Control and Instrumentation, The Graduate School
Hoseo University
Asan, Korea*

(Supervised by professor Suk-Won Lee)

This thesis considers the mathematical modelling and implementation of the controllers of quadrotor that is propelled using four motors and propellers. Quadrotors are applicable to such areas as traffic surveillance, aiding search, rescue operation and military operations.

In this thesis, the fundamentals of flight dynamics of the quadrotor were investigated and mathematical model is derived using classical mechanics. And the attitude controllers for the simple low cost quadrotor is implemented using ATmega128 with gyroscope and accelerometer. Filtering techniques such as complementary and Kalman filtering are also adopted to reduce the mechanical vibration noises.

The performance of the PD controllers is simulated and evaluated using Matlab and the proposed simple quadrotor is constructed and experimented in order to demonstrate the possibilities of practical applications.

Simulation and experiment results needs the further study on the advanced techniques to improve the performance of the proposed low cost quadrotor. Several control algorithms can be compared to find the best trade-off between performance and complexity including cost.



감사의 글

본 논문이 이루어지기까지 부족한 제자인 저에게 친 아버지처럼 자상하게 대해주시고, 항상 격려와 따뜻한 관심으로 많은 가르침을 주신 이석원 지도교수님께 진심으로 감사의 마음을 전해드립니다. 항상 행복하시고 건강하시길 기원합니다.

아울러 대학원 시절동안 여러 조언과 격려를 해주시고, 논문 심사와 작성방법 등에 대해 알려주신 양승현 교수님, 본 논문을 세심하게 심사해주시고 조언해주신 주성준 교수님과 김창엽 교수님께도 감사의 마음을 전해드립니다. 모두 행복하시고 하시는 일마다 잘되기를 기원합니다.

또한, 오랜 시간동안 더없는 우정으로 함께 지내온 시스템제어 연구실의 왕준상 선배, 이상용 선배, 옥영훈 선배와 항상 저를 응원해주고 격려해준 학부생 이남훈 선배, 우일재, 김성수, 차재범 그리고 강창용, 이승현, 최종운, 김동욱, 이진형, 김혜빈, 김하연, 정현민 후배들에게도 고마운 마음을 전합니다. 그리고 항상 곁에서 도와주고 격려해준 연구실 동료이자 대학교 학부 입학동기인 임용진에게도 고마운 마음을 전합니다. 연구실 인원 모두 노력한 결과가 성공으로 이어지기를 바랍니다.

마지막으로 항상 저희 남매들을 위해 배려와 희생의 삶을 살아오시며 저에게 항상 든든한 버팀목이 되어주셨던 아버지와 어머니, 지치고 힘들 때 따스한 격려를 해준 형, 큰누나, 작은누나, 큰매형, 작은매형에게도 이제나마 작은 기쁨을 나누어 드리며 감사의 마음을 전해드립니다.

- 2014년 12월 19일 이진혁 올림 -