



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](#)

공 학 석 사 학 위 논 문

센서 융합 칼만필터를 이용한  
Quad-Copter 자동 호버링  
제어기 설계



2012 년 2 월

부 경 대 학 교 대 학 원

메카트로닉스 협동과정

김 서 광

공 학 석 사 학 위 논 문

센서 융합 칼만필터를 이용한  
Quad-Copter 자동 호버링 제어기 설계

지도교수 김 상 봉

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함.



2012 년 2 월

부 경 대 학 교 대 학 원

메카트로닉스 협동과정

김 서 광

김서광의 공학석사 학위논문을 인준함.

2012년 2월



주 심 공학박사 권 순 재 (인)

위 원 공학박사 정 영 석 (인)

위 원 공학박사 김 상 봉 (인)

# 목 차

목 차	i
Abstract	iii
제 1 장 서 론	1
1.1 연구 배경 및 동기	1
1.2 연구 방법 및 목적	5
1.3 연구의 구성 및 내용	6
제 2 장 Quad-Copter 시스템구성 및 동작원리	8
2.1 Quad-Copter 시스템 구성 및 제원	8
2.2 Quad-Copter 제어시스템의 구성	13
2.3 Quad-Copter 자세 제어 및 이동원리	15
2.3.1 정지비행(Hovering) 제어원리	16
2.3.2 Rolling, Pitching 제어 및 이동원리	18
2.3.3 Yawing 제어원리	19
제 3장 Roll, Pitch, Yaw 측정을 위한 센서융합 칼만필터	21
3.1 자이로 센서의 특징	21
3.2 가속도 센서의 특징	24
3.3 지자기 센서의 특징	27

3.4	센서 융합 칼만필터 설계	29
3.5	칼만필터 성능 실험	36
<b>제 4 장</b>	<b>Quad-Copter 모델링 및 제어기 설계</b>	<b>39</b>
4.1	Quad-Copter 동역학적 모델링	41
4.2	PID 제어기	47
<b>제 5 장</b>	<b>시뮬레이션 및 실험 결과</b>	<b>50</b>
5.1	시뮬레이션	50
5.1.1	시뮬레이션 결과	51
5.2	실험	64
5.2.1	실험결과	65
<b>제 6 장</b>	<b>결론</b>	<b>68</b>
	References	71
	Publications and Conferences	77
	부 록	79
	감사의 글	85

# **Quad-Copter Controller Design for Its Automatic Hovering Using Fusion Kalman Filter Sensor**

Seo Kwang Kim

*Dept. of Interdisciplinary Program of Mechatronics Engineering*

*The Graduate School, Pukyong National University*

## **Abstract**

This paper proposed Quad-Copter controller designed using fusion Kalman filter sensor for its automatic hovering. Quad-Copter is useful to use at dangerous places and disaster area. It consists of body frame, flying part, fusion angle sensors and control system. It is able to move using four blades' interference. Dynamic modeling of the Quad-Copter is presented using Lagrangian equation. Sensor part consists of altimeter and Fusion Kalman sensor. The altimeter is to measure the altitude of the Quad-Copter. The fusion Kalman sensor is soft sensor fused with Kalman filter algorithm and gyro sensor accelerometer and geomagnetic sensor. The fusion Kalman filter sensor is to create optimum angles of roll, pitch and yaw of the Quad-Copter. Using these sensors, PID control methods are proposed and are applied to control the Quad-Copter's attitude and altitude for hovering. Finally, the simulation and experimental results are presented to prove the effectiveness and the applicability to the

practical fields of the fusion angle sensor and the presented PID controller.



# 제 1 장 서 론

## 1.1 연구 배경 및 동기

험난한 지형 및 재난현장, 군사지역 등 사람의 접근이 어려운 곳을 정찰하고 탐사하기 위해선 많은 어려움이 있다. 정보를 증시하는 현대사회에서 이를 극복하기 위한 대안으로 여러 선진국에서는 로봇을 개발하고 있으며 이를 개선, 발전시켜 나가고 있다.

대부분의 정찰로봇이나 탐사로봇의 이동 방식은 보행이나, 바퀴를 사용하고 있다. Fig. 1.1 와 Fig. 1.2 는 정찰로봇 레콘 스카우트(Recon Scout)와 한국에서 개발된 무인 차륜형 견마로봇(Dog-Horse Robot Robot)이다. 이는 무거운 물체를 이동시키고 관절을 부착하여 사람대신 작업을 수행할 수 있게 한다는 장점을 가지고는 있지만, 지면에 의한 이동방식으로 해상이나 다른 지면으로의 이동이 자유롭지 못하다는 한계성을 가진다.

무인항공기는 외부 명령 및 자동 조종 방식으로 임무를 수행하는 비행체로서 사람의 접근이 위험한 곳이나, 혹은 지형을 탐색 및 정찰에 용의하며 이동의 제약을 거의 받지 않는다는 장점이 있다.

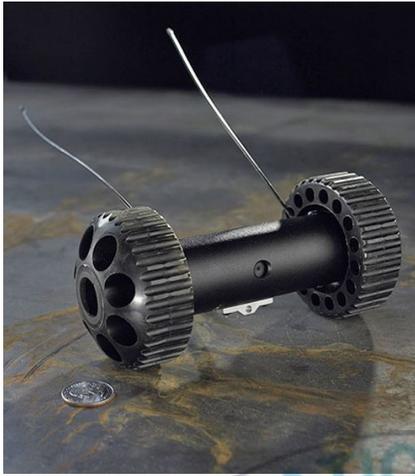


Fig. 1.1 Recon Scout



Fig. 1.2 Dog-Horse Robot

그러므로 군사용으로 또는 재난지역의 데이터 수집 및 관측 등 활용범위가 높다고 할 수 있다.

비행체는 크게 고정익형 비행기와 회전익형 비행기로 분류할 수 있다. 고정익형 비행기는 회전익형 비행기에 비해 제어가 쉽다는 장점이 있지만 이착륙시의 활주로 제약이 있으며, 어떤 한 지점을 오랫동안 머무르기 위해서는 넓은 공간을 선회해야 한다는 단점을 가지고 있어 정찰하기에는 어려움이 있다. 이에 반해 회전익형 비행기는 제어가 어렵다는 단점이 있지만 한곳에 머무를 수 있는 정지비행(hovering)이 가능하며 수직 이/착륙 및 전후좌우로의 이동이 자유로워 협소한 공간에서의 실용성 또한 높아 활용범위가 넓다[1].

회전익의 대표적인 예로는 헬리콥터(Helicopter)가 있다. main rotor에 의해 추력이 발생되며 이를 통해 이동 및 정지비행(hovering)이 가능하며, 이/착륙시 필요한 공간이 적다.



Fig. 1.3 Quad-Copter for Military Exhibition

하지만 일반적인 헬리콥터의 자세를 제어하기 위해선 고도의 숙련된 기술이 필요하며 제어하기 어렵다는 단점이 있다.

이 단점을 보완한 것이 Quad-Copter(또는 쿼드로콥터, 쿼드로터-Quadro Rotor type Helicopter)이다. Quad-Copter는 Fig. 1.3과 같이 네 개의 프로펠러(propeller)가 서로 마주보며 회전하여 발생하는 추력으로 인해 상승/하강, 이동하는 회전익형 무인 비행기이다. 메인로터로 움직이는 헬리콥터에 비해 비교적 제어가 쉽고 4개의 프로펠러를 이용하여 추력이 세다는 장점이 있다. Quad-Copter타입의 헬리콥터를 제어하기 위해 원대현 등은 비행체개념 설계를 통하여 시스템을 검정하는 방법을 제안하였으며, 선정된 추진 시스템의 타당성을 검증하기 위해 추력 측정 실험을 수행하였다[5]. 하지만 RC용 상용 제품을 이용하여 연구를 진행하는 방식으로 실제 하드웨어 구성의 분석이 어려우며, 이로 인해 제어의 차이가 발생할 수 있다. A. A. Mian 등은 Backstepping제어를 바탕으로 위치 및 자세를 제어하였다[9]. 하지만 시뮬레이션을 통한 검증만을 통하여 실제 시스템의 응답 특성에 대한 결과가 부족했다. 이외에도 현재

Quad-Copter의 모델링 및 제어에 대한 많은 연구가 이루어지고 있다[2-12].

위의 많은 연구로부터 4개의 추력 시스템에 대한 연구와 자세 제어 구현에 대해 다양한 방법들과 활용성에 대해서 증명되었다.

항공기의 핵심은 위치와 자세를 측정하여 얼마만큼 수평자세를 유지할 수 있는가 하는 것이다. 이때 센서는 매우 중요한 역할을 하게 된다. 항공기뿐만 아니라 수평을 제어하는 선형/비선형 제어 시스템에서도 자세를 측정하기 위한 센서는 중요한 역할을 차지한다. 하지만 이를 측정하는 센서들의 값이 매우 고가여서 저가의 자이로 센서의 성능을 향상시키는 것에 대한 연구가 이루어졌다[16]. 하지만 자이로 센서는 시간이 지남에 따라 누적오차로 정확한 기울기 측정이 어렵다. 최낙순은 펜들럼의 수평을 제어하기 위해 저가형 자이로 센서와 가속도를 이용해 보상필터를 적용시켜 펜들럼의 자세를 제어하였다[15]. 하지만 펜들럼 특성상 한쪽 방향에 의한 제어만을 고려해, roll, pitch, yaw의 측정을 요하는 Quad-Copter에 적용이 어렵다. 따라서 Quad-Copter의 자세를 실시간으로 정확히 측정하기 위한 연구가 절실히 필요하다. 이를 통하여 Quad-Copter에 작용하는 외력에도 자세를 안정하게 유지하여 실제적인 운용이 가능하도록 강인한 제어기 설계 또한 요구된다.

## 1.2 연구 방법 및 목적

Quad-Copter는 지구에 의한 중력을 이기고 지면으로부터 상승하는 비행체이다. 이때 뉴턴의 운동방정식이 작용하여 무게가 크면 클수록 상승하기 위한 힘(추력)을 더 많이 필요로 한다. 때문에 가볍고 단단한 소재로 프레임(frame)을 구성하고 전체무게와 추력을 고려하여 연구용 Quad-Copter를 설계한다. 자세를 안정화 하기 위해 상용화된 저가의 자이로 센서와 가속도 센서를 사용하며 각 센서의 특성을 분석하고, 특성에 따른 단점을 상호 보완할 수 있는 센서 융합 칼만필터 설계법을 제시함으로써 실시간으로 자세 변화를 추종 및 제어할 수 있도록 한다. X자로 구성된 프레임의 각 끝에 BLDC모터를 이용하여 추력을 얻는다. 이때 발생하는 추력으로 인해 자세 변화 및 이동 변화가 발생하게 되는데, 이를 동역학적 관계식으로 풀어 Quad-Copter가 항상 안정된 자세를 유지할 수 있도록 한다. 이때 외부에서 작용하는 힘으로 인한 자세의 흐트러짐을 막기 위해 PID제어 기법을 제시하고 이의 활용가능성을 시뮬레이션과 실험 결과를 통해 확인하도록 한다.

## 1.3 연구의 구성 및 내용

본 논문에서는 전/후/좌/우, 상/하 이동 및 회전 가능한 Quad-Copter의 자세를 안정화하기 위한 PID제어기를 제안하며, 본 연구의 내용을 다음과 같이 요약할 수 있다.

**제 1장:** Quad-Copter의 연구동향을 살펴보고 이에 따른 연구의 필요성과 목적을 제시한다. 그리고 연구 방법에 대한 간략한 소개와 함께 연구 내용 및 범위를 제시한다.

**제 2장:** Quad-Copter의 시스템 구성과 동작원리에 대해 서술한다. Quad-Copter는 4개의 로터(rotor)를 이용해 추력이 발생하는 회전익형 비행기로 호버링(hovering)이 가능하고 헬리콥터에 비해 비교적 제어가 쉽다는 장점이 있다. 무게중심으로부터 X자 프레임으로 구성되어있는 Quad-Copter의 자세를 제어하기 위해 프레임 각 끝에 붙어있는 모터의 회전속도에 의한 roll, pitch, yaw의 움직임 결정방법에 대해 설명하고, 공기 반력에 따른 간섭으로 인한 동작원리에 대해서 자세히 기술한다.

**제 3장:** Quad-Copter의 roll, pitch자세를 측정하기 위한 3축 가속도 센서(AM-3AXIS)와 자이로 센서(NT-gyro300), yaw 각도를 측정하기 위한 자이로 센서(P0-GYA-12-01)와 보정용 지자기센서(CMPS03)의 특징을 알아보고,

이의 단점을 서로 보완할 수 있는 융합 칼만필터를 설계하여 적용시키는 방법을 알아본다.

**제 4장:** Lagrangian방정식을 통하여 Quad-Copter의 동역학적 모델링을 보이고, 이를 통해 자동 호버링을 위한 PID제어를 적용시켜 시스템을 안정화하는 방법을 제시한다.

**제 5장:** 제어기의 유효성을 검증하기 위해 시뮬레이션과 실험 결과를 제시한다.

**제 6장:** 마지막으로, 본 연구의 결론 및 향후 연구에 대하여 기술한다.



## 제 2 장 Quad-Copter 시스템구성 및 동작 원리

본 장은 Quad-Copter 시스템의 구성을 설명하고, 이를 움직이기 위한 이동 알고리즘을 서술한다. 또한 로터의 회전 속도에 따라 발생하는 공기 역학적 간섭현상에 의한 Quad-Copter의 전/후/좌/우 이동원리와 자세변화를 설명한다.

### 2.1 Quad-Copter 시스템 구성 및 제원

Fig. 2.1는 설계도를 바탕으로 본 연구를 위해 개발된 실제 Quad-Copter이다.

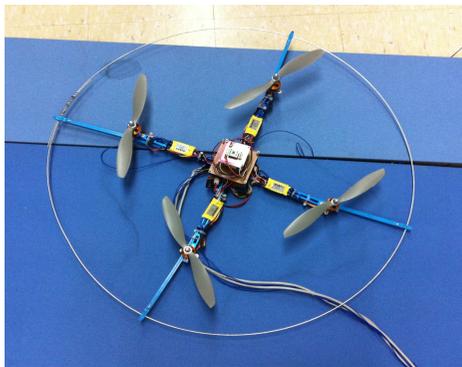


Fig. 2.1 Developed Quad-Copter

Quad-Copter는 기구설계 프로그램인 카티아(CATIA)를 통해 Fig. 2.2와 같이 설계하였으며, 이는 Fig. 2.3과 같이 구성되어 있다.

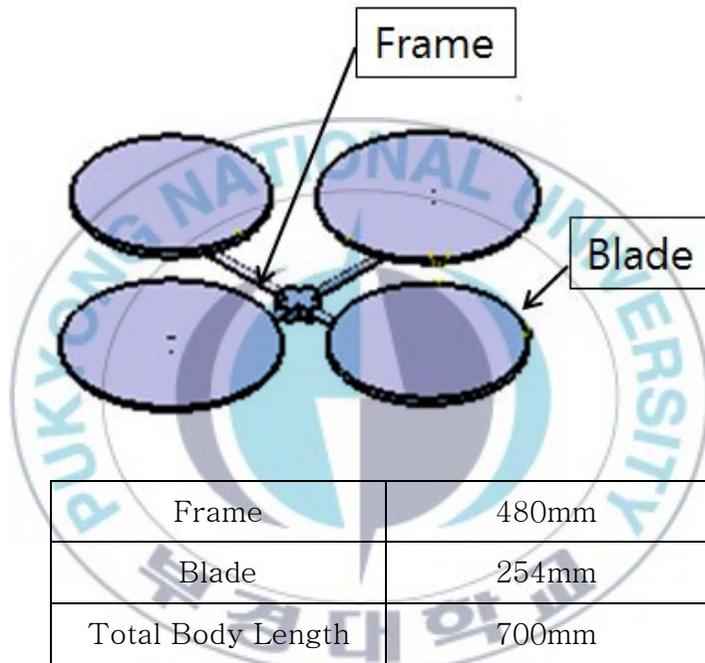
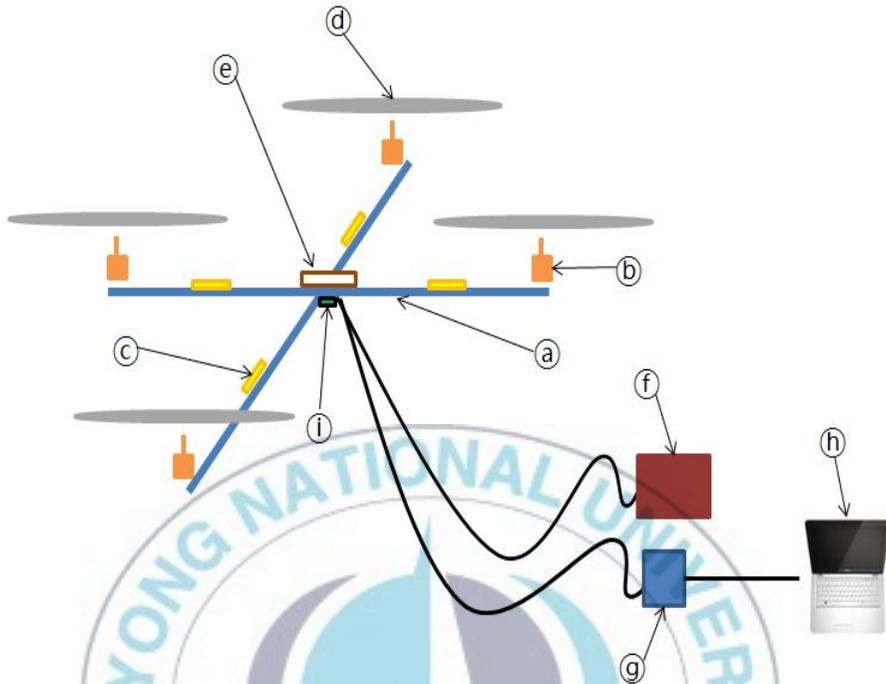


Fig. 2.2 Drawing of Quad-Copter



Ⓐ	Frame	Ⓑ	Motor
Ⓒ	Motor drive	Ⓓ	Propeller
Ⓔ	Angle sensor	Ⓕ	Power supply
Ⓖ	Micro controller	Ⓗ	Host computer
Ⓘ	Altimeter		

Fig. 2.3 Quad-Copter System

Fig. 2.3에서의 기구장치의 구성은 다음과 같다.

Ⓐ Frame : Quad-Copter를 만들기 위해선 먼저 뼈대가 될 재료를 선택하여 무게를 결정하는 것이 중요하다. 무게에 따라 프로펠러 크기와 모터 종류, 전원공급기(Power supply) 용량이 결정된다. 프레임이 가벼우면 프로펠러의 크기가 작아지고 이에

따라 전체 크기도 작아지며, 전원소모량 또한 줄어든다는 장점이 있지만 외부의(바람, 기류) 영향을 많이 받는다는 단점도 있다. 이와 반대로 프레임이 무거워지면 프로펠러의 크기는 커지고 모터의 크기도 커진다는 단점이 있고, 전원 소모가 커지므로 오래 날지 못한다는 단점이 있는 반면에 자세를 제어하는데 있어서는 용의하다.

본 연구에 의한 실험은 실내에서 이루어짐으로 프레임 재료를 선정함에 있어 최대한 가볍고 단단한 소재인 알루미늄을 가공하여 X자 형태로 교차시켜 구성한다.

⑥ Motor : 모터는 3상 유도 전동기의 특성과 비슷하여 저속 고속에서 토크가 비교적 높고 고속회전도 가능한 BLDC모터 (Brushless DC Motor)를 사용하여 수명을 높이고, 소음과 전자적인 잡음을 줄였다.

BLDC모터도 종류도 여러 가지이다. 본 실험에 사용되는 재료의 무게는 총 700g정도이다. 배터리(battery)와 마이크로컨트롤러 (micro controller)의 무게까지 감안하여 1개의 모터가 약 1kg을 들어 올릴 수 있는 모터 4개를 선정하여 총 무게 4kg까지 커버가 되도록 설계하였다.

⑦ Motor drive : 모터의 허용전류가 최대 25A 임으로 충분한 전류를 공급해 주기 위해 허용전류가 30A인 변속기를 선정하였다.

⑧ Propeller : Motor에 의한 추력을 최대한 끌어낼 수 있도록 크기가 10인치, 피치 4.7인 정방향 Propeller 2개와, 역방향 프로펠러 2개를 선정하여, 회전에 의해 기체가 반대방향으로 회전하려는 토크가 발생하는 현상을 억제시켰다.

㉔ Angle sensor : 항공기나 인공위성의 위치와 자세를 제어하기 위해서는 각도를 측정하는 센서가 중요한 위치를 차지한다. 현재의 자세를 실시간으로 측정하여 정확하게 자세를 제어하기 위해서는 센서의 오차도 적을수록 유리하다. 하지만 이를 측정하는 센서는 고가여서 사용이 어렵다는 단점이 있다.

본 연구에서는 이런 단점을 극복하기 위하여 상용화되어 있는 저가형 자이로센서(NT-gyro300)와 가속도 센서(AM-3AXIS)를 이용하여 roll, pitch각도를 제어하고, 지자기 센서(CMPS03)와 자이로센서(P0-GYA-12-01)를 이용하여 yaw자세를 제어할 수 있도록 융합 칼만필터를 설계하였다.

㉕ Power supply : Quad-Copter에 전원을 공급해 주기 위하여 입력이 교류전원 100~240V(4A), 출력이 직류전원 12V(26A) 인 전원공급기를 사용하였다.

㉖ Micro controller : 각도를 구하기 위한 칼만 필터 사용을 위해 고속으로 처리할 수 있는 DSP(Digital signal processor) TMS320F28335로 ADC, PWM, SCI, CAN, GPIO 등을 구현하였다.

㉗ Host computer : Quad-Copter 높이 제어신호 전달 및 실시간으로 자세를 확인할 수 있도록 하였다.

㉘ Altimeter : Quad-Copter의 고도를 측정하기 위한 센서로 초음파센서(SRF-10)를 사용하였다.

## 2.2 Quad-Copter 제어시스템의 구성

Quad-Copter 제어를 위한 제어시스템의 구성도는 Fig. 2.4과 같다.

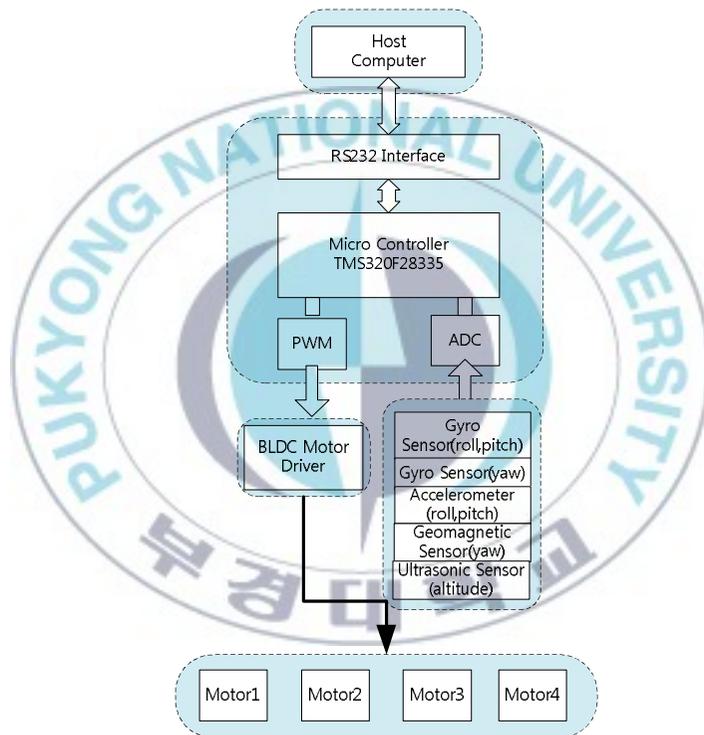


Fig. 2.4 Control System Algorithm

이 제어시스템은 호스트 컴퓨터부, 마이크로 컨트롤러부, 액츄에이터 드라이버부, 센서부, 그리고 액츄에이터부로 구성된다. 호스트 컴퓨터는 RS232 시리얼 통신을 이용하여 Quad-Copter 수동조작을 위한 명령 전달과 센서에 의한 각도값 및 높이

제어를 위한 PWM데이터값을 수집하고, 마이크로 컨트롤러부는 DSP TMS320F28335를 사용하여 센서부의 신호를 계속적으로 입력을 받아 제어 연산을 수행한 후 PWM 제어 신호를 액추에이터 드라이버부에 출력한다. 액추에이터부는 BLDC모터 4개로 구성되고 모터를 구동시킨다. 센서부는 roll, pitch, yaw의 자세를 측정하기 위한 자이로센서 2개와 각도 보정을 위한 가속도센서와 지자기센서가 있으며, 고도를 측정하기 위한 초음파센서로 크게 두 부분으로 나뉜다. 센서 신호를 마이크로 컨트롤러에 전송하여 몸체의 roll, pitch, yaw 값을 구하며 고도를 측정하여 현재 높이를 측정하는데 사용된다. Fig. 2.5는 본 연구에 사용한 제어시스템을 나타낸다

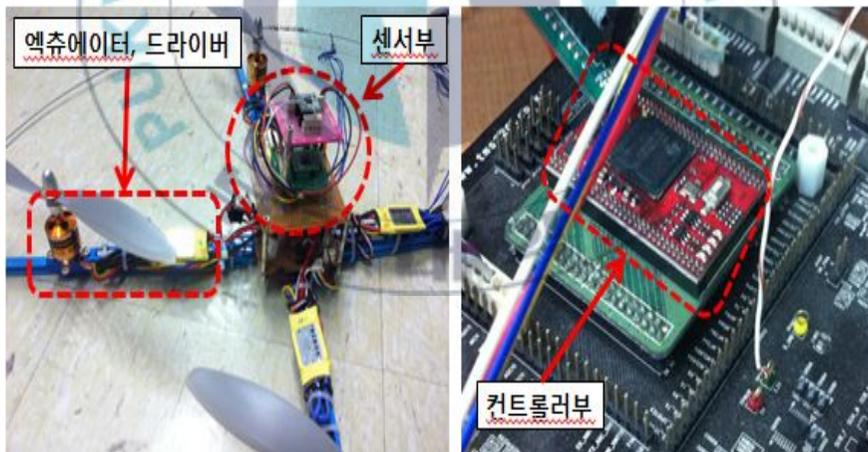


Fig. 2.5 Quad-Copter System

## 2.3 Quad-Copter 자세제어 및 이동원리

Quad-Copter는 Fig. 2.6과 같이 프로펠러 ①와③, ②와④이 서로 마주보며 X자를 이루고 있다. 서로 마주보는 프로펠러 ①와③ (또는②와④)는 같은 피치를 가지고 같은 방향으로 회전하지만, 서로 인접한 프로펠러 ①와② (또는③와④)는 서로 다른 피치를 가지며 각기 서로 다른 방향으로 회전하게 된다.

각각의 프로펠러의 회전속력에 따라 반동력이 작용하는데 이때 생기는 추력  $f_i$  ( $i=1\sim 4$ )의 영향으로 기체의 rolling, pitching, yawing이 발생한다. 이는 이동 및 회전을 발생시킨다.

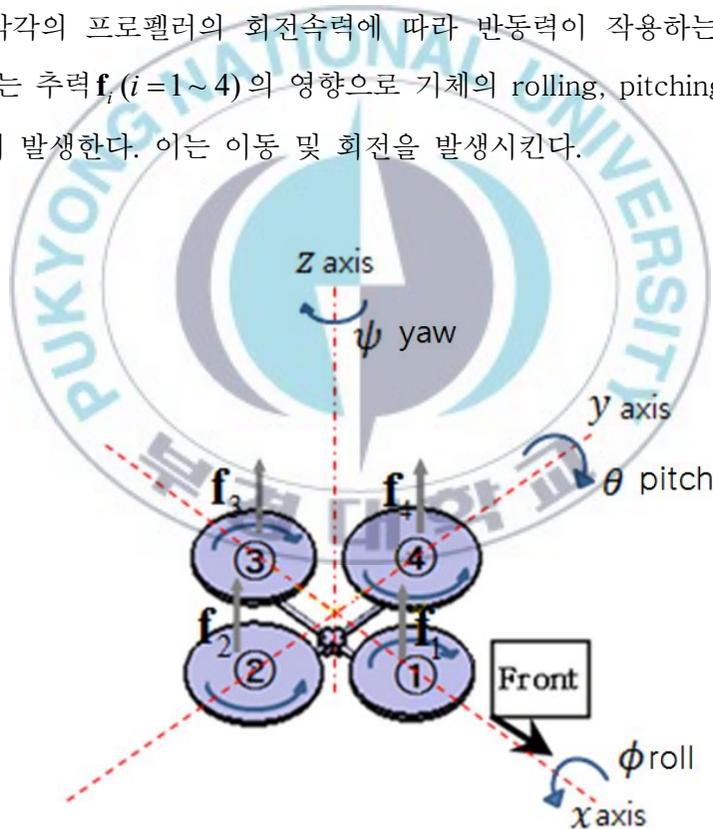


Fig. 2.6 Quad-Copter

### 2.3.1 정지비행(Hovering) 제어원리

무풍상태에서 Fig. 2.6 각각의  $f_i (i=1\sim 4)$  가 같다면 자세는 안정하다. Quad-Copter가 제자리에서 정지비행을 하는 것을 호버링(hovering)이라 한다. 이때 Fig. 2.7의 양력(L)과 기체에 대한 추력(T), 항력(D)과 무게(W)는 동일 방향으로 작용하며, 양력과 기체에 대한 추력의 합은 무게와 항력의 합과 같다.

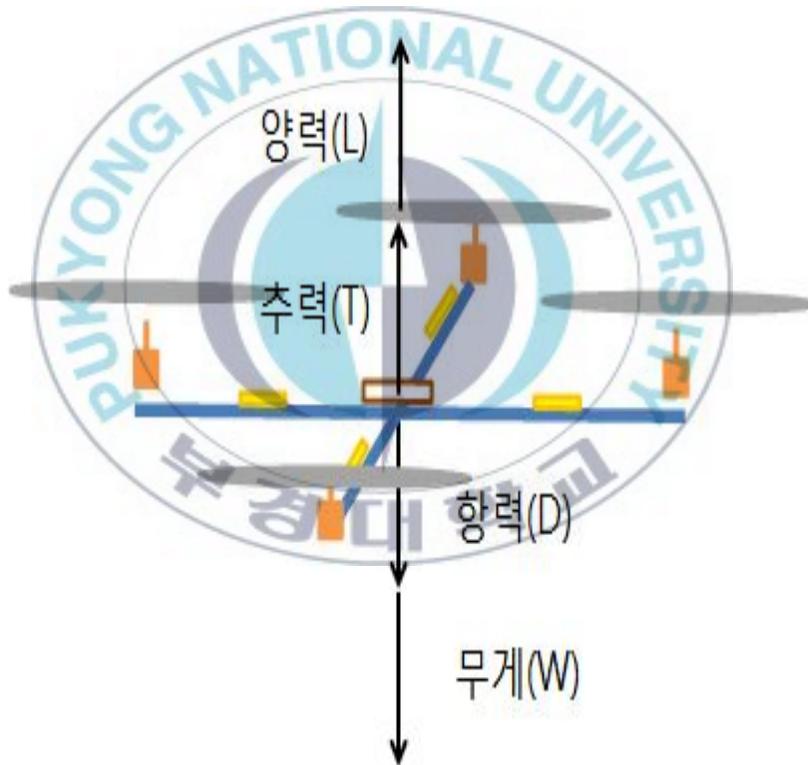


Fig. 2.7 Hovering

호버링 상태에서 각각의 로터의 회전력을 증가시켜 양력과 기체에 대한 추력(T)의 합이 항력과 무게의 합보다 크게 되면 기체는 Fig. 2.8과 같이 상승비행을 시작하고, 반대로 추력을 감소시켜 양력과 추력의 합이 항력과 무게의 합보다 작게 되면 헬리콥터는 하강비행을 시작한다.

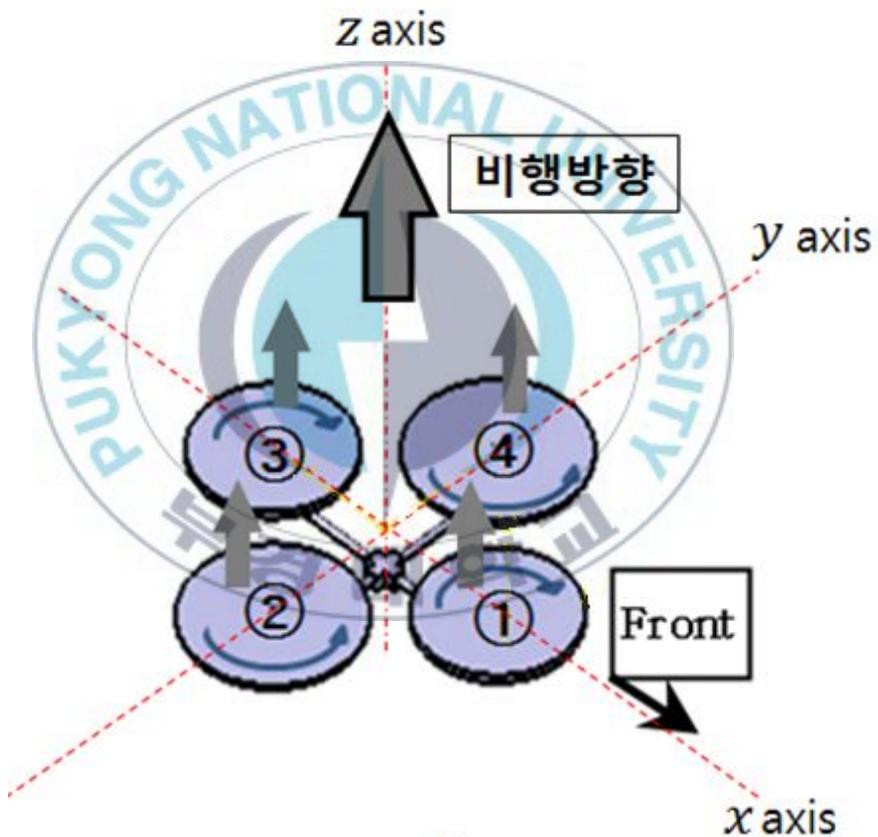


Fig. 2.8 Rising/Falling Algorithm

### 2.3.2 Rolling, Pitching 제어 및 이동원리

Fig. 2.9는 각 로터에 의한 프로펠러 회전속도에 따른 자세변화를 나타낸다.

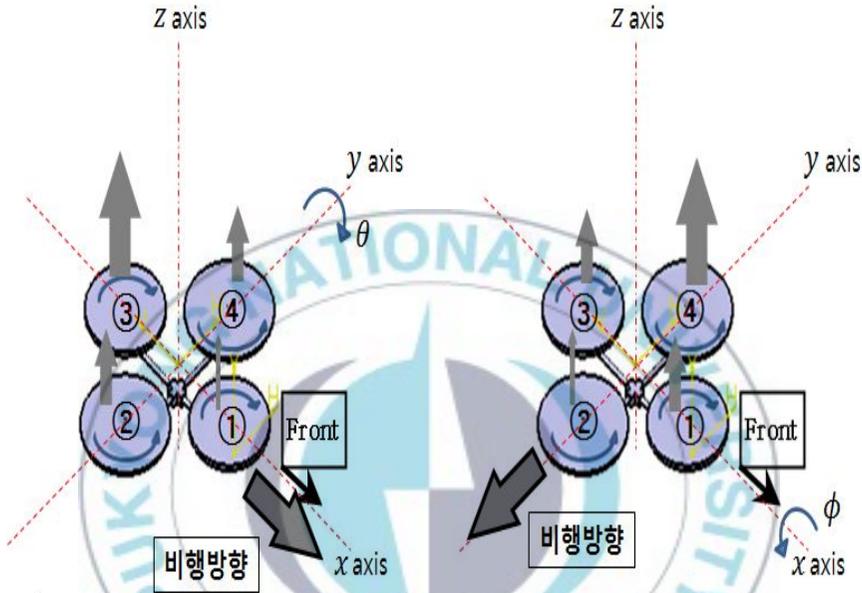


Fig. 2.9 Attitude Algorithm

프로펠러 ①과 ③의 회전속도는 Pitch( $y$  축의 회전운동  $\theta$ )의 자세변화에 영향을 미치며, ②와 ④는 Roll( $x$  축의 회전운동  $\phi$ )의 자세변화에 영향을 미친다. 이를 통해 자세를 제어할 수 있으며 이때 발생하는 합력(R)으로 Fig. 2.10과 같이 기체의 이동을 제어할 수 있다.

Quad-Copter가 전/후/좌/우로 기울어 졌을 때 양력(L)과 무게(W)의 크기는 같고 기체의 추력(T)이 항력(D)보다 크면 기운 방향으로 수평 전/후진 비행을 시작한다.

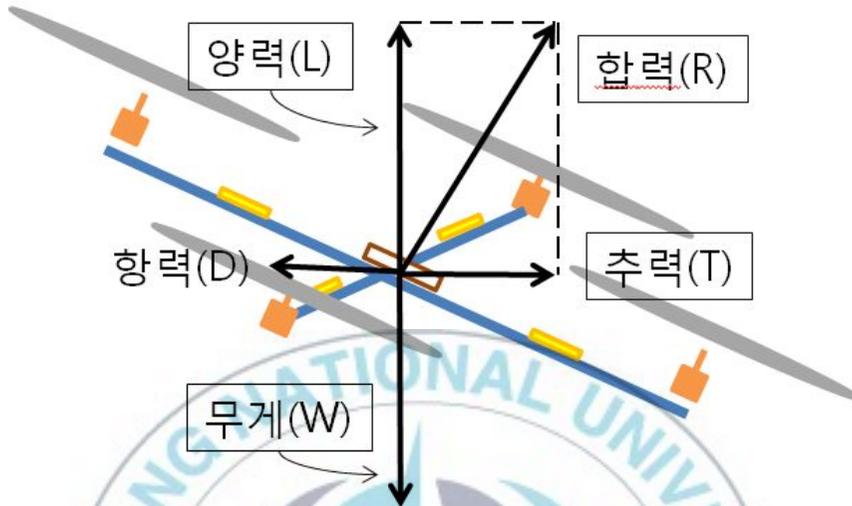


Fig. 2.10 Moving Algorithm

### 2.3.3 Yawing 제어 원리

자유단(free end, 고정되지 않은 끝)을 갖는 동일축상의 물체는 한쪽을 회전시켜 주면, 다른 한쪽은 반대쪽으로 회전하려는 경향이 있다. 비행기의 토크 효과(Torque Effect)와 같이 Quad-Copter 역시 프로펠러 회전(위에서 내려다 보았을 때 반시계 방향)에 의해 기체는 반대방향(시계방향)으로 회전하려는 토크가 발생하는데, 헬리콥터의 경우 이 토크는 꼬리로터(tail rotor)에 의해 상쇄되어 진다.

Quad-Copter의 경우 헬기와는 달리 꼬리로터가 없는 대신 4개의 프로펠러로 구성되어 있다. 이들은 이런 토크효과를 없애기 위해 마주보는 프로펠러의 회전 방향은 같지만 인접한

프로펠러의 회전 방향은 서로 반대가 된다. Fig. 2.11는 Yawing 제어를 위한 알고리즘을 나타낸다.

Fig. 2.11과 같이 ①와 ③ 프로펠러의 시계 반대방향으로 회전하는 속도가 ②와 ④ 프로펠러의 시계 방향으로 회전하는 속도보다 크다고 한다면  $(f_1 = f_3) > (f_2 = f_4)$  일 때 기체는 시계 반대방향으로 회전하게 된다. 이와 반대로 기체를 시계방향으로 yawing을 제어하기 위해선 ②와 ④ 프로펠러의 회전 속도를 높여  $(f_1 = f_3) < (f_2 = f_4)$ 가 되게 제어를 수행하면 된다.

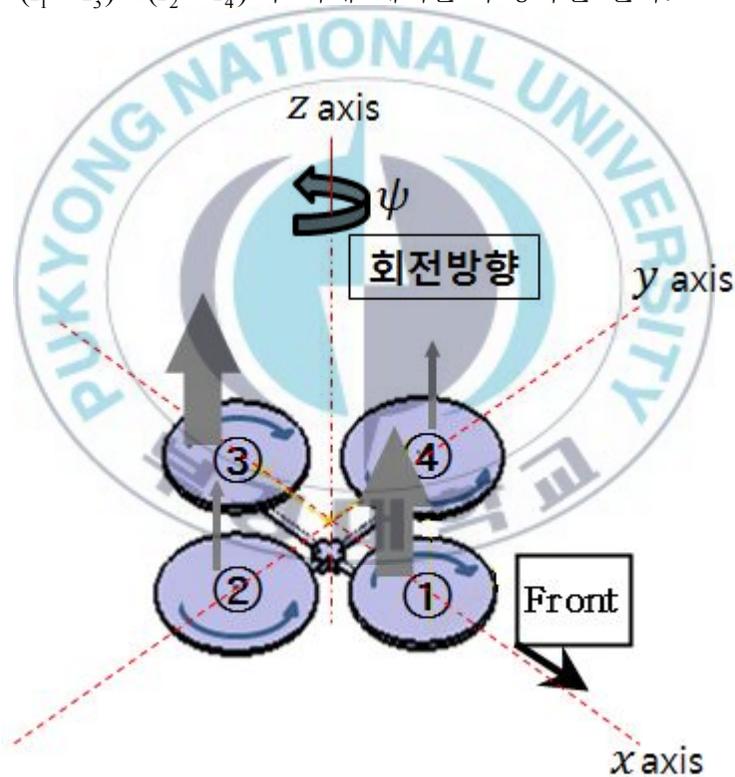


Fig. 2.11 Yawing Control Algorithm

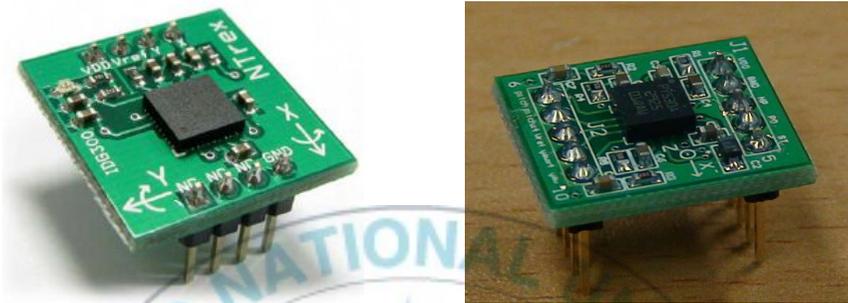
# 제 3 장 Roll, Pitch, Yaw 측정을 위한 센서 융합 칼만필터

항공시스템에서의 각도 측정은 안전한 비행을 위해 매우 중요한 위치를 차지한다. 이를 측정하기 위한 자이로 센서와 가속도 센서, 지자기 센서는 민감도와 정확도 차이로 인해 단일적으로 사용하기 어렵다. 본 장에서는 Quad-Copter의 hovering을 위해 자이로 센서와 가속도 센서 및 지자기센서의 특성을 분석하고 정확한 기울기와 회전속도를 측정하기 위한 센서 융합 칼만필터 설계 방법에 대하여 설명한다.

## 3.1 자이로 센서의 특징

Fig. 3.1는 Quad-Copter의 자세를 측정하기 위한 자이로 센서로, (a)는 roll과 pitch를 측정하는 자이로센서(NT-Gyro300)이고 (b)는 yaw를 측정하는 자이로센서(P0-GYA-12-01)이다. NT-Gyro300은 InvenSense 사의 IDG-300을 이용한 모듈로서 하나의 칩에 X, Y의 2축이 포함되어 있고, 공급전압 DC3V~3.3V, 최대 반응범위  $\pm 500^\circ / \text{sec}$  까지의 측정이 가능한 센서이다. 또한 Low-pass filter 회로를 내장하고 있어서 넓은 주파수 영역을 통한 특정 잡음을 제거할 수 있고 아날로그

전압으로 자이로 값을 출력한다. 자이로 센서(P0-GYA-12-01)는 STMicro사의 LPY530AL 센서가 장착된 초소형 모듈로서 2축 각속도를 측정하여 아날로그 신호로 출력값을 낸다.



(a) NT-Gyro300 Sensor

(b) P0-GYA-12-01

Fig. 3.1 Gyro sensor.

자이로 센서는 회전하는 물체의 초당 각속도(angular velocity)를 측정하는 센서로서 물체의 외부적인 회전 속도를 감지하여 물체의 각속도로 나타낸다. 이러한 각속도 데이터를 마이크로프로세서를 통하여 적분 연산한 후 원하는 기울기 각을 아래의 식 (3.1)과 같이 얻을 수 있다.

$$\theta = \int \omega dt \quad (3.1)$$

$\omega$  : 각속도(자이로 센서 출력값)

$\theta$  : 기울기 각

$t$  : 시간

그러나 유한한 시간 단위로 적분 연산을 하기 때문에, 적분 오차가 발생하여 시간이 지남에 따라 자이로 센서의 기준값(gyro bias)이 조금씩 이동한다. 이로 인해 변화량은 일정하지만, 자이로 센서의 출력 값은 한쪽 방향으로 기울어지게 된다.

Fig. 3.2는 엔코더에 진자를 연결하고 진자의 끝단에 자이로 센서를 고정하여 자유운동시켰을 때, 자이로 센서와 엔코더의 출력값을 측정하여 비교한 결과를 보여준다. 출력 그래프를 보면 자이로 센서의 출력값이 엔코더의 출력값과 비교해서 대체로 유사한 파형을 나타내고 있으나, 시간이 지남에 따라 누적 오차로 인해 기준값이 점차 올라감을 볼 수 있다.

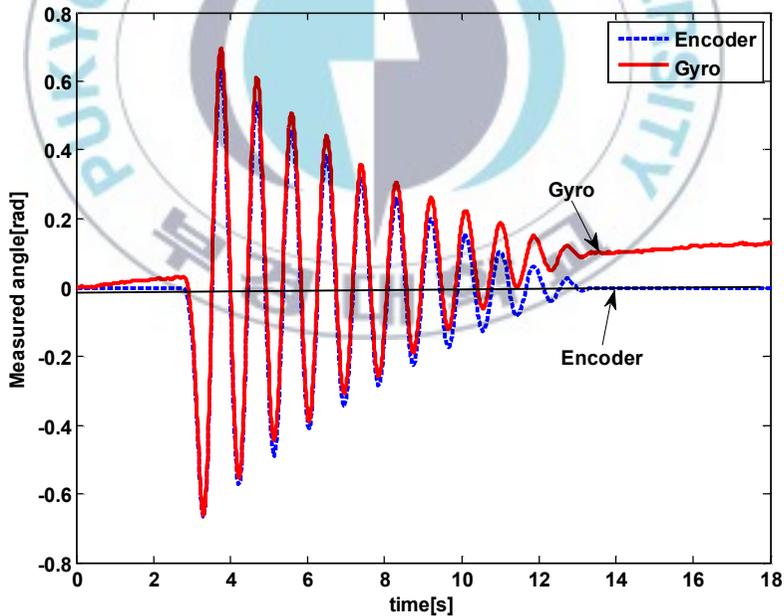


Fig. 3.2 Gyro sensor's Accumulation Error

따라서 자이로 센서를 단독으로 사용하여 Quad-Copter를 제어하기가 어려움을 알 수 있다.

## 3.2 가속도 센서의 특징

본 연구에서 사용된 roll, pitch 자세 보정용 가속도 센서 Fig. 3.3은 MMA7260Q 3축센서를 탑재한 AM-3AXIS로 구동전압 2.2V~3.6V로 민감도가 800 mV/g이며, X축, Y축, Z축의 가속도 변화를 아날로그 출력으로 낸다.



Fig. 3.3 AM-3AXIS

가속도계(accelerometer)는 어떤 운동체의 가속도를 측정하는 기구로서 진자를 운동체에 매달아 두면 가속도의 영향을 받아 진자가 흔들리는 양상을 나타낸다. 진자의 운동 시 진자의 주기가 짧으면 운동체의 가속도는 크게 나타나고 진자의 주기가 길면 가속도는 적게 나타난다.

가속도의 단위는 중력가속도  $g[9.8m/sec^2]$ 로 표시하며 가속도 데이터를 Fig. 3.4을 이용하여 구할 수 있다.

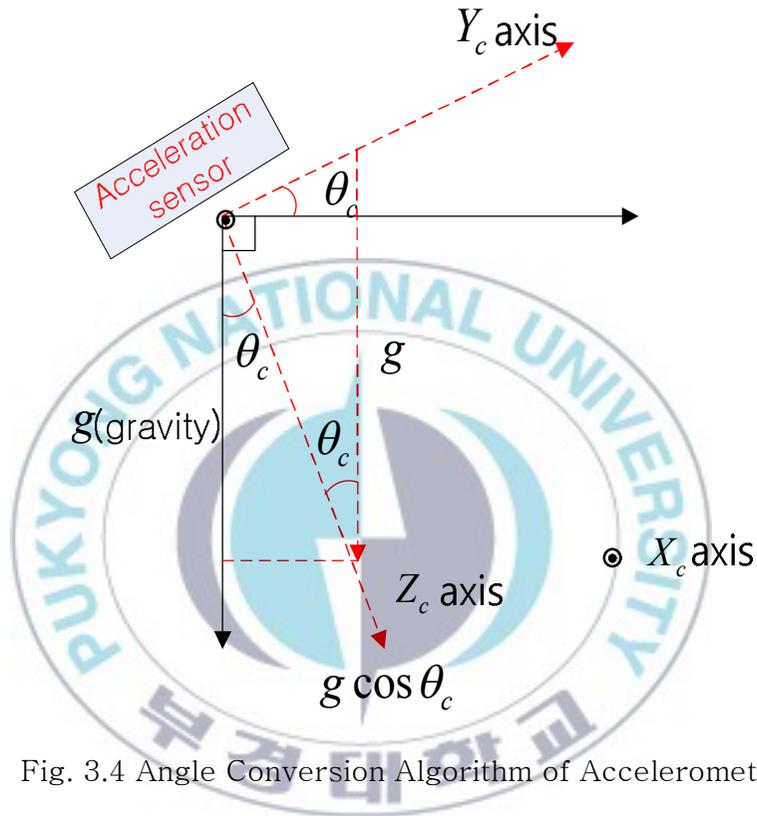


Fig. 3.4 Angle Conversion Algorithm of Accelerometer

가속도 센서의  $Y_c$  축 기울기 각  $\theta_c$ 는 다음과 같이 표현된다.

$$\theta_c = \tan^{-1} \left( \frac{a_{yc}}{a_{zc}} \right) \quad (3.2)$$

$a_{yc}$  : 가속도 센서의  $Y_c$  축 가속도 출력값.

$a_{zc}$  : 가속도 센서의  $Z_c$  축 가속도 출력값

식 (3.3) 와 같은 방법으로  $X_c$  축 기울기  $\phi_c$  도 구할 수 있다.

$$\phi_c = \tan^{-1} \left( \frac{a_{xc}}{a_{zc}} \right) \quad (3.3)$$

$a_{xc}$  : 가속도 센서의  $X_c$  축 가속도 출력값.

가속도 센서는 진동이나 충격 등의 외력에 민감하게 반응하기 때문에, 실질적인 기울기를 획득하기에는 다소 어려운 점이 많다. 하지만 정적 가속도는 지구의 중력에 대해서 항상 일정한 수치를 나타내기 때문에, 가속도 센서로 절대적인 기울기 값을 측정할 수 있는 장점이 있다. Fig. 3.5는 Fig. 3.2와 동일한 조건에서 가속도 센서의 출력값을 측정한 결과이다.

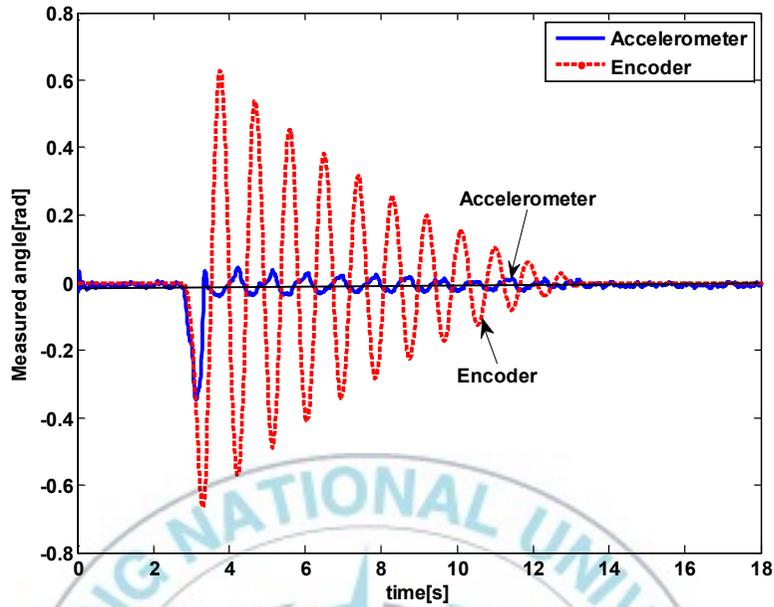


Fig. 3.5 Characteristics of Accelerometer

가속도 센서는 자이로 센서와는 달리 기준값이 변하지 않지만 각도에 따른 변화량이 작아 정확한 측정을 하기 어렵다는 단점이 있어 이 또한 단일 사용하긴 어렵다.

### 3.3 지자기 센서의 특징

Fig. 3.6은 Quad-Copter의 yaw각도를 측정하는 자이로 센서를 보정하기위한 지자기 센서(CMPS03)이다.

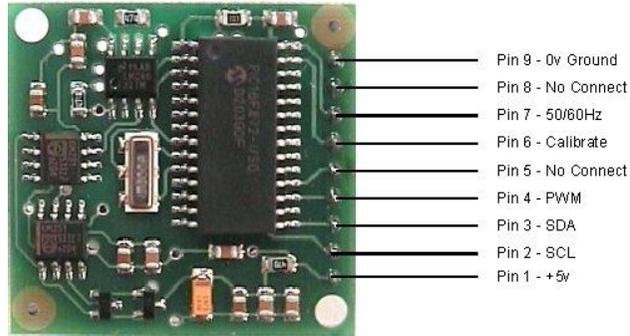


Fig. 3.6 CMPS03

특히 로봇의 운행(navigation)을 돕기 위해 설계되었으며, 그 목표는 로봇이 향하고 있는 위치를 유일한(unique) 숫자로 표시하는 것이다. 이 센서는 지구 자기장을 측정하기 위해 Philips KMZ51 자기장 센서를 사용하였으며, 직각으로 배치한 두 개의 자기장 센서를 사용하여 지구 자기장의 수직 요소의 방향을 계산하여 출력을 얻는다. 하지만 주변영향을 많이 받아 원하는 각도값을 정확히 얻기 힘들다.

이 모듈로부터 결과값을 받기 위해서는 pin 4에서 PWM 신호를 받는 방법과, pin2, 3에서 제공하는 I2C 인터페이스(interface)를 사용하는 두 가지 방법이 있다.

본 논문에서는 I2C방식을 이용하여 실질적인 360°값을 0~3599의 숫자로 읽어들이는 방법을 선택하여 실험한다.

### 3.4 센서 융합 칼만필터 설계

3.1절 ~ 3.3절을 통해 자이로 센서와 가속도 센서의 한계성을 확인하였다. 하지만 이들은 각기 다른 장점을 특성을 상호 보완한다면, 각도 측정을 위한 융합 센서로 사용할 수 있다. Fig. 3.7은 자이로와 가속도 센서의 센서 융합 원리를 나타낸다.



Fig. 3.7 Fusion Sensor Algorithm

가속도 센서와 지자기 센서의 측정값은 칼만 필터에 의한 자이로센서값을 보상하여, 적분 누적값으로 인한 불확실한 자세 측정을 피하도록 한다.

융합형 칼만필터를 이용한 정확한 각속도를 측정하기 위해서는 먼저 오일러각의 변화율( $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ )과 자이로 센서에 의한 Quad-Copter의 각속도값( $\dot{\phi}_{gy}, \dot{\theta}_{gy}, \dot{\psi}_{gy}$ )의 동역학적 관계식을 알아야 한다. 오일러각과 각속도의 동역학적 관계식은 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi}_{gy} \\ \dot{\theta}_{gy} \\ \dot{\psi}_{gy} \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

칼만필터를 이용하기 위해 오일러각 대신 쿼터니언 (Quaternion:  $\hat{\mathbf{x}} = [b_1, b_2, b_3, b_4]^T$ )을 상태변수로 나타내면, 식 (3.4)은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \dot{b}_1 \\ \dot{b}_2 \\ \dot{b}_3 \\ \dot{b}_4 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\dot{\phi}_{gy} & -\dot{\theta}_{gy} & -\dot{\psi}_{gy} \\ \dot{\phi}_{gy} & 0 & \dot{\psi}_{gy} & -\dot{\theta}_{gy} \\ \dot{\theta}_{gy} & -\dot{\psi}_{gy} & 0 & \dot{\phi}_{gy} \\ \dot{\psi}_{gy} & \dot{\theta}_{gy} & -\dot{\phi}_{gy} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \\ b_4 \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

식 (3.5)을 시간( $t$ )에 대한 이산시스템으로 바꾸면, 다음과 같은 시스템 모델을 얻을 수 있다.

$$\begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \\ b_4 \end{bmatrix}_{k+1} = \left( \mathbf{I} + \Delta t \cdot \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\dot{\phi}_{gy} & -\dot{\theta}_{gy} & -\dot{\psi}_{gy} \\ \dot{\phi}_{gy} & 0 & \dot{\psi}_{gy} & -\dot{\theta}_{gy} \\ \dot{\theta}_{gy} & -\dot{\psi}_{gy} & 0 & \dot{\phi}_{gy} \\ \dot{\psi}_{gy} & \dot{\theta}_{gy} & -\dot{\phi}_{gy} & 0 \end{bmatrix} \right) \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \\ b_4 \end{bmatrix}_k \quad (3.6)$$

$\mathbf{I}$  : 단위행렬

$\Delta t$  : 샘플링 시간

식 (3.9)에서  $\mathbf{A}$ 를 다음과 같이 정의한다.

$$\mathbf{A} = \mathbf{I} + \Delta t \cdot \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\dot{\phi}_{gy} & -\dot{\theta}_{gy} & \dot{\psi}_{gy} \\ \dot{\phi}_{gy} & 0 & \dot{\psi}_{gy} & -\dot{\theta}_{gy} \\ \dot{\theta}_{gy} & -\dot{\psi}_{gy} & 0 & \dot{\phi}_{gy} \\ \dot{\psi}_{gy} & \dot{\theta}_{gy} & -\dot{\phi}_{gy} & 0 \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

이때 행렬  $\mathbf{A}$ 는 자이로 값들에 의존한다는 것을 알 수 있다. 식 (3.3)~(3.7)를 정리하면, 다음과 같은 추정예측값을 구할 수 있다.

$$\bar{\hat{\mathbf{x}}}_k = \mathbf{A} \hat{\mathbf{x}}_{k-1} \quad (3.8)$$

칼만게인을 구하기 위해선 오차 공분산의 예측값이 사용되며, 이때 관계식을 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\bar{\mathbf{P}}_k = \mathbf{A} \mathbf{P}_{k-1} \mathbf{A}^T + \mathbf{Q} \quad (3.9)$$

$$\mathbf{K}_k = \bar{\mathbf{P}}_k \mathbf{H}^T (\mathbf{H} \bar{\mathbf{P}}_k \mathbf{H}^T + \mathbf{J})^{-1} \quad (3.10)$$

이때  $\mathbf{Q}$ 의 시스템 잡음 분산을  $\sigma_1^2, \sigma_2^2, \dots, \sigma_n^2$ 이라 가정하면, 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & 0 & \dots & 0 \\ \vdots & \sigma_2^2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \sigma_n^2 \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

측정 잡음에 대한 공분산 행렬( $\mathbf{J}$ )도 같은 방식으로 구성할 수 있다.

식 (3.9)에서  $\mathbf{Q}$  값이 커지면, 오차 공분산 예측값  $\bar{\mathbf{P}}_k$  도 커지게 되어 식 (3.10)에서 칼만 이득  $\mathbf{K}_k$  도 커지게 됨에 따라 결과적으로 식 (3.12)에서 측정값  $\mathbf{c}_k$  가 각도 추정값  $\hat{\mathbf{x}}_k$  에 더 많이 반영되어 추정값의 변화량은 커지게 된다.

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \bar{\mathbf{x}}_k + \mathbf{K}_k (\mathbf{c}_k - \mathbf{H} \bar{\mathbf{x}}_k) \quad (3.12)$$

이와 반대로  $\mathbf{J}$  의 값이 커지게 되면, 식 (3.10)에서 칼만계인의 이득  $\mathbf{K}_k$  가 작아짐에 따라 식 (3.12)에서 각도 측정값  $\mathbf{c}_k$  가 각도 추정값  $\hat{\mathbf{x}}_k$  에 더 작게 영향을 주어 추정값의 변화값은 완만하게 된다.

측정값  $\mathbf{c}_k$  은 가속도계의 값을 식 (3.2)로 구해진 오일러각 ( $\phi_c, \theta_c, \psi_c$ )을 통해 쿼터니언 상수로 얻어진 값으로 식 (3.13)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{c}_k = \begin{bmatrix} \cos \frac{\phi_c}{2} \cos \frac{\theta_c}{2} \cos \frac{\psi_c}{2} + \sin \frac{\phi_c}{2} \sin \frac{\theta_c}{2} \sin \frac{\psi_c}{2} \\ \sin \frac{\phi_c}{2} \cos \frac{\theta_c}{2} \cos \frac{\psi_c}{2} - \cos \frac{\phi_c}{2} \sin \frac{\theta_c}{2} \sin \frac{\psi_c}{2} \\ \cos \frac{\phi_c}{2} \sin \frac{\theta_c}{2} \cos \frac{\psi_c}{2} + \sin \frac{\phi_c}{2} \cos \frac{\theta_c}{2} \sin \frac{\psi_c}{2} \\ \cos \frac{\phi_c}{2} \cos \frac{\theta_c}{2} \sin \frac{\psi_c}{2} - \sin \frac{\phi_c}{2} \sin \frac{\theta_c}{2} \cos \frac{\psi_c}{2} \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

오차 공분산은 다음과 같이 구해지며 추정값과 함께 피드백 된다.

$$\mathbf{P}_k = \bar{\mathbf{P}}_k - \mathbf{K}_k \mathbf{H} \bar{\mathbf{P}}_k \quad (3.14)$$

식 (3.12)의 추정값으로부터 자세를 측정하기 위한 오일러각을 구할 수 있다.

$$\hat{\phi} = \tan^{-1} \left( \frac{2(b_3 b_4 + b_1 b_2)}{1 - 2(b_2^2 + b_3^2)} \right) \quad (3.15)$$

$$\hat{\theta} = -\sin^{-1} (2(b_2 b_4 - b_1 b_3)) \quad (3.16)$$

$$\hat{\psi} = \tan^{-1} \left( \frac{2(b_2 b_3 + b_1 b_4)}{1 - 2(b_3^2 + b_4^2)} \right) \quad (3.17)$$

융합형 칼만필터 알고리즘을 살펴본다면, 다음 그림과 같이 나타낼 수 있다.

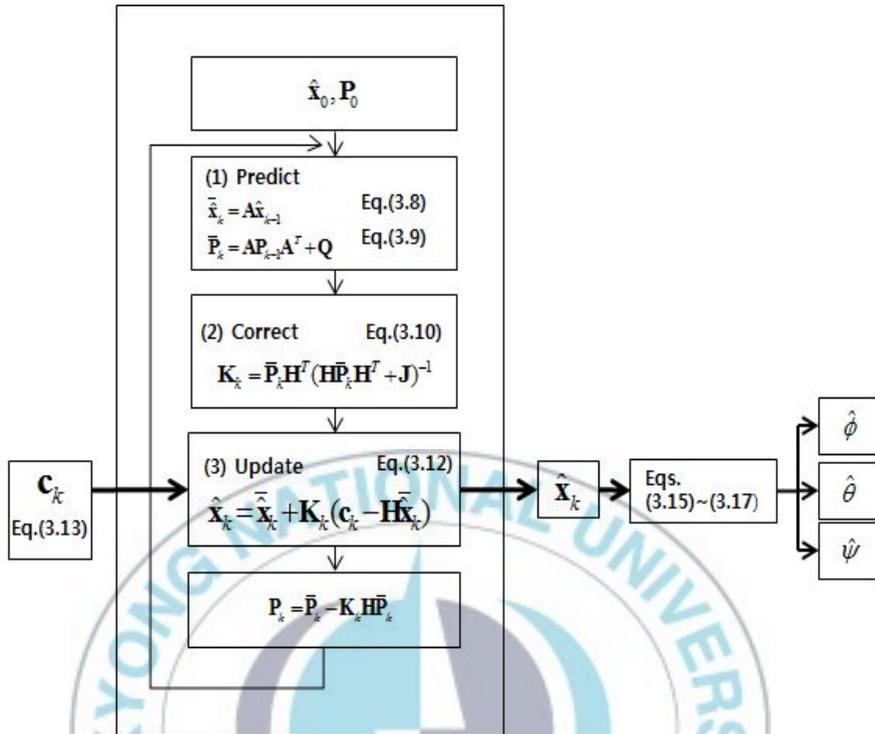


Fig. 3.8 Kalman Filter Algorithm

Table 3.1 Parameters Used for Kalman Filter

Parameter	Description
$k$	0,1,2.....
$\hat{\mathbf{x}}_0$	초기 각도 추정값 $[0 \ 0 \ 0 \ 0]^T$
$\mathbf{P}_0$	초기 오차 공분산 $\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$

$\hat{\mathbf{x}}_k$	$k$ 시점에서의 각도 추정값
$\mathbf{A}$	시스템 모델 행렬
$\mathbf{Q}$	시스템 잡음 공분산 행렬( $n \times n$ ) $\begin{bmatrix} 0.002 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.002 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.002 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.002 \end{bmatrix}$
—	예측값
$\mathbf{P}_k$	$k$ 시점에서의 오차 공분산
$\mathbf{K}_k$	칼만게인
$\mathbf{H}$	측정값과 상태 변수의 관계 행렬( $n \times n$ ) $\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$
$\mathbf{J}$	측정 잡음 공분산 행렬( $n \times n$ ) $\begin{bmatrix} 10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 10 \end{bmatrix}$
$\mathbf{c}_k$	$k$ 시점에서의 가속도 센서와 지자기 센서를 이용한 측정값
$T$	전치행렬( $n \times n$ )
-1	역행렬( $n \times n$ )

### 3.5 칼만필터 성능 실험

Figs. 3.9, 3.10은 자이로센서(NT-GY300)와 가속도센서를 이용하여 3.3절에서 설계된 융합형 칼만필터로 roll, Pitch의 각도를 측정된 결과 그래프이다. 두개의 센서를 하나로 고정시켜 포텐셜미터에 부착시킨 후, 좌·우로 약 30°씩 흔들었을 때의 출력값을 나타내며 이는 포텐셜미터와 비슷한 결과값을 출력한다.

Fig. 3.11은 yaw축 측정을 위한 자이로센서(P0-GYA-12-01)와 지자기센서(CMPS03)의 칼만필터 yaw 출력 각도값을 그래프로 보인 결과이다. 이때 칼만필터의 효율성을 증명하기 위해 엔코더와 함께 부착하여 -100°~100°까지 회전을 시켜 출력된 각도값을 함께 제시하였다. 이때 칼만필터 yaw값이 엔코더값을 비교적 잘 추종하는 것을 보여주며, 이를 통하여 설계된 자세측정을 위한 융합형 칼만필터의 실용성을 검증하였다.

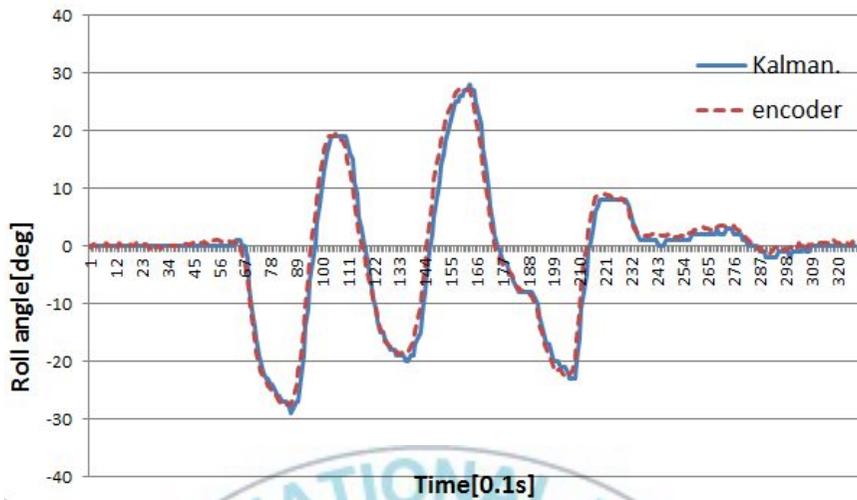


Fig. 3.9 Experimental Results of the Roll Angle Estimated by Fusion Kalman Filter Sensor

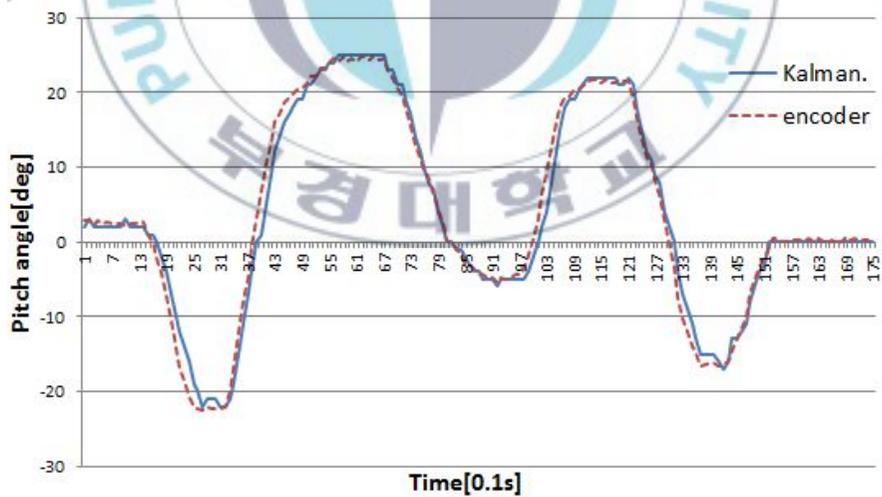


Fig. 3.10 Experimental Results of the Pitch Angle Estimated by Fusion Kalman Filter Sensor

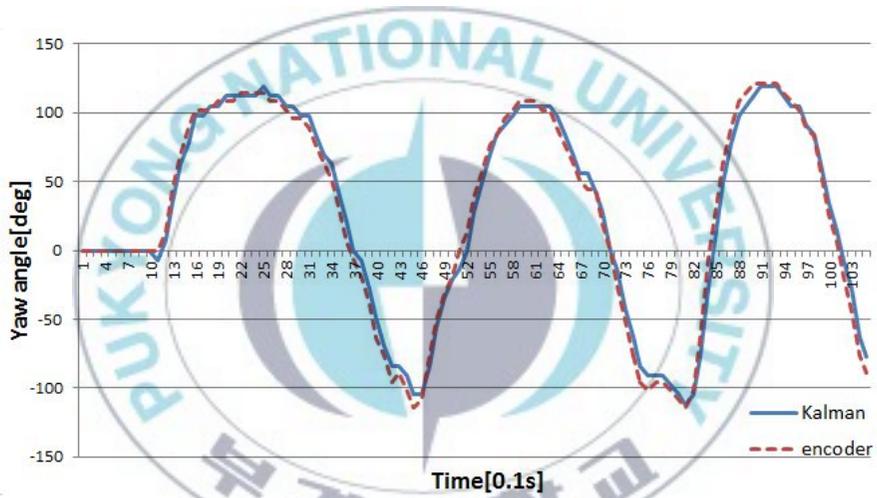


Fig. 3.11 Experimental Results of the Yaw Angle Estimated by Fusion Kalman Filter Sensor

# 제 4 장 Quad-Copter 모델링 및 제어기 설계

Quad-Copter는 서로 마주보는 고정익이 기체의 중심으로부터 X자 형태로 각각의 프레임 끝에 부착되어 회전하게 되고, 이때 생기는 추력으로 상승/하강, 전후/좌우 이동을 하게된다. 이때 관여하는 파라미터들은 Fig. 4.1과 같다.

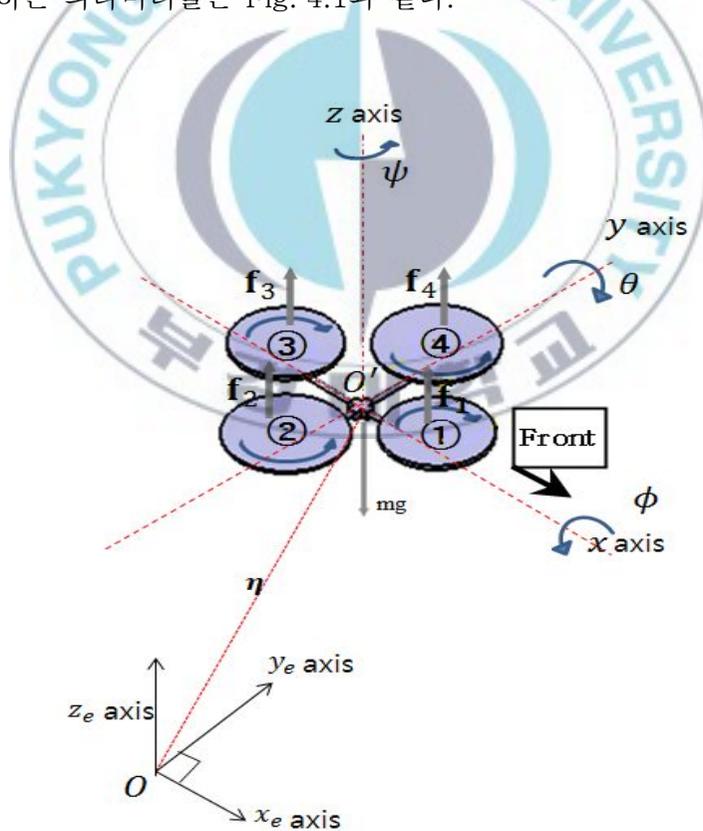


Fig. 4.1 Quad-Copter Parameter

Table 4.1 Quad-Copter Parameters

$f_i$	회전자에 의한 추력 ( $i: 1, 2, 3, 4$ )
$x_e$	지구에 의한 $x$ 축 절대좌표
$y_e$	지구에 의한 $y$ 축 절대좌표
$z_e$	지구에 의한 $z$ 축 절대좌표
$\phi$	$x$ 축에 의한 Quad-Copter의 Roll 회전각도
$\theta$	$y$ 축에 의한 Quad-Copter의 Pitch 회전각도
$\psi$	$z$ 축에 의한 Quad-Copter의 Yaw 회전각도
$m$	Quad-Copter 질량
$g$	중력가속도 약 9.81m/s
$\eta$	절대 좌표에 대한 Quad-Copter의 중심위치벡터
$I_h$	관성모멘트 행렬 = $\begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix}$ (부록 A 참조)

본 장에서는 Lagrangian 방정식을 이용하여 Quad-Copter에 작용하는 파라미터(Table 4.1)들에 대한 동역학적 모델링을 제시하고, 이 방정식에 근거를 두어 자동 정지비행을 위한 PID제어기를 설계하도록 한다.

## 4.1 Quad-Copter 동역학적 모델링

Fig. 4.1에서 Quad-Copter의 중심위치벡터를 지구의 절대좌표계에 대해 표시하면, 식 (4.1)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\boldsymbol{\eta} = [x, y, z]^T \quad (4.1)$$

Quad-Copter의 자세를 결정하는 오일러각(roll, pitch, yaw) 구성된 Quad-Copter의 자세벡터  $\boldsymbol{\tau}$ 는 식 (4.2)와 같이 나타낸다.

$$\boldsymbol{\tau} = [\phi, \theta, \psi]^T \quad (4.2)$$

Quad-Copter의 동역학적 운동방정식은 외부에서 작용하는 일반적인 힘  $\mathbf{F}$ 와 함께 식 (4.3)과 같이 Euler-Lagrange 방정식으로 나타낼 수 있다.

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial \mathbf{L}}{\partial \dot{\mathbf{q}}} - \frac{\partial \mathbf{L}}{\partial \mathbf{q}} = \mathbf{F} \quad (4.3)$$

여기서  $\mathbf{q}$ 는 일반화된 좌표 벡터이며,  $L$ 은 Lagrangian이다. Lagrangian( $\mathbf{L}$ )은 Quad-Copter의 운동에너지( $\mathbf{P}_{translational}$ )와 회전운동에너지( $\mathbf{P}_{angle}$ )와 일반적인 중력에너지( $\mathbf{U}$ )로 다음과 같다.

$$\mathbf{L} = \mathbf{P} - \mathbf{U} \quad (4.4)$$

$$\mathbf{P} = \mathbf{P}_{translational} + \mathbf{P}_{angle} = \frac{1}{2} m \dot{\boldsymbol{\eta}}^T \dot{\boldsymbol{\eta}} + \frac{1}{2} \dot{\boldsymbol{\tau}}^T \mathbf{I}_h \dot{\boldsymbol{\tau}} \quad (4.5)$$

$$\mathbf{U} = mgz \quad (4.6)$$

이때  $m$  과  $\mathbf{I}_h$  는 Quad-Copter의 질량과 관성모멘트 행렬,  $z$  는 지면과 Quad-Copter가 이루는 높이로 정의한다.

식 (4.3)의  $\mathbf{q}$  는 다음과 같다.

$$\mathbf{q} = [x, y, z, \phi, \theta, \psi]^T = [\boldsymbol{\eta} \boldsymbol{\tau}]^T \quad (4.7)$$

여기서 Coriolis의 구심력 벡터는 무시한다고 가정하고, 식 (4.3)을 식 (4.4)~(4.6)을 이용하여 다시 정리하면, 식 (4.8)과 같다.

$$\mathbf{M} \ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{V} = \mathbf{F} \quad (4.8)$$

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ \hline 0 & 0 & 0 & I_x & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

$$\mathbf{V} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

$$\mathbf{F} = [\mathbf{F}_\eta, \mathbf{F}_\tau]^T \quad (4.11)$$

식 (4.11)의  $\mathbf{F}$ 는 외부에서 작용하는 직선운동 힘( $\mathbf{F}_\eta$ : translational force)과 회전운동 모멘트( $\mathbf{F}_\tau$ : moment)으로 나타낼 수 있다.

식 (4.8)을 식 (4.9)과 식 (4.11)을 이용하여 연립하여 풀면, 다음과 같다.

$$m\ddot{\boldsymbol{\eta}} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} = \mathbf{F}_\eta \quad (4.12)$$

$$\mathbf{I}_h \ddot{\boldsymbol{\tau}} = \mathbf{F}_\tau \quad (4.13)$$

이때 무게중심은 Quad-Copter의 중점  $O'$ 과 같다고 가정한다.

$\mathbf{F}_\eta$ 를 회전행렬  $\mathbf{R}$ 에 대한 관계식으로 나타내면 다음과 같다[3].

$$\mathbf{F}_\eta = \mathbf{R}\hat{\mathbf{F}} \quad (4.14)$$

$\mathbf{R}$  은 Quad-Copter와 지구의 절대 좌표와 이루는 회전행렬이며, 오일러 각에 의해 다음과 같이 표현된다. (부록 B 참조)

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & -c\theta s\psi & s\theta \\ c\phi s\psi + c\psi s\theta s\phi & c\phi c\psi - s\theta s\psi s\phi & -c\theta s\phi \\ s\phi s\psi - c\phi c\psi s\theta & c\psi s\phi + c\phi s\theta s\psi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

$$\hat{\mathbf{F}} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \mathbf{u}_1 \end{bmatrix} \quad (4.16)$$

이때 입력값 벡터  $\mathbf{u}_1$  은 다음과 같다.

$$\mathbf{u}_1 = \mathbf{f}_1 + \mathbf{f}_2 + \mathbf{f}_3 + \mathbf{f}_4 \quad (4.17)$$

식 (4.12)와 식 (4.14)로부터 Quad-Copter의 운동방정식 (transformation equation)을 다시 나타내면,  $\mathbf{F}_\eta = [F_x, F_y, F_z]^T$  는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} F_x &= m\ddot{x} = (s\theta)\mathbf{u}_1 \\ F_y &= m\ddot{y} = (-c\psi s\phi)\mathbf{u}_1 \\ F_z &= m(\ddot{z} + g) = (c\theta c\phi)\mathbf{u}_1 \end{aligned} \quad (4.18)$$

식 (4.18)에서  $\theta, \phi, \psi$  를 실제 칼만필터의 출력변수인  $\hat{\theta}, \hat{\phi}, \hat{\psi}$  로 사용하면, 식 (4.19)와 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned} F_x &= m\ddot{x} = (s\hat{\theta})\mathbf{u}_1 \\ F_y &= m\ddot{y} = (-c\hat{\psi}s\hat{\phi})\mathbf{u}_1 \\ F_z &= m(\ddot{z} + g) = (c\hat{\theta}c\hat{\phi})\mathbf{u}_1 \end{aligned} \quad (4.19)$$

이때  $F_x, F_y, F_z$  는 각각  $x$  축,  $y$  축,  $z$  축 방향으로 외부로 작용하는 힘들이다.

오일러각  $\boldsymbol{\tau}$  에 의한 일반적인 모멘트(moments)값은  $\mathbf{F}_{\boldsymbol{\tau}} = [\mathbf{F}_{\tau\phi} \quad \mathbf{F}_{\tau\theta} \quad \mathbf{F}_{\tau\psi}]^T$  로 정의되며,  $\mathbf{F}_{\boldsymbol{\tau}}$  는 Fig. 4.1에서  $x, y, z$  축에 대한 모멘트 평형식에 의해 다음과 같이 구해진다.

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_{\tau\phi} &= I_x \ddot{\phi} = l\mathbf{u}_2 - l\xi_1 \dot{\phi} \\ \mathbf{F}_{\tau\theta} &= I_y \ddot{\theta} = l\mathbf{u}_3 - l\xi_2 \dot{\theta} \\ \mathbf{F}_{\tau\psi} &= I_z \ddot{\psi} = \mathbf{u}'_4 - \xi_3 \dot{\psi} \end{aligned} \quad (4.20)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{u}_2 &= \mathbf{f}_4 - \mathbf{f}_2 \\ \mathbf{u}_3 &= \mathbf{f}_3 - \mathbf{f}_1 \\ \mathbf{u}'_4 &= \mathbf{f}'_1 - \mathbf{f}'_2 + \mathbf{f}'_3 - \mathbf{f}'_4 \end{aligned} \quad (4.21)$$

여기서  $\xi_i (i=1,2,3)$ 은  $x, y, z$  축에 대한 회전 공기저항계수,  $l$ 은 각각의 모터 회전 중심축으로부터  $O'$ 까지의 거리이며,  $\mathbf{u}'_4$ 은 4개의 날개(①,②,③,④)들에 의해 발생하는 Quad-Copter의 토크 효과에 의한 모멘트이다.

이때 저속이동 및 호버링 상태에서 회전 공기저항계수는  $\xi_i = 0 (i=1,2,3)$ 이 되고, 식 (4.20)을 다시 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_{\tau\phi} &= I_x \ddot{\phi} = l\mathbf{u}_2 \\ \mathbf{F}_{\tau\theta} &= I_y \ddot{\theta} = l\mathbf{u}_3 \\ \mathbf{F}_{\tau\psi} &= I_z \ddot{\psi} = \mathbf{u}'_4 \end{aligned} \quad (4.22)$$

식 (4.22)에서  $\ddot{\mathbf{i}}$ 를 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\ddot{\phi} = \frac{\mathbf{F}_{\tau\phi}}{I_x} = \frac{l\mathbf{u}_2}{I_x} \quad (4.23)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{\mathbf{F}_{\tau\theta}}{I_y} = \frac{l\mathbf{u}_3}{I_y} \quad (4.24)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{\mathbf{F}_{\tau\psi}}{I_z} = \frac{\mathbf{u}'_4}{I_z} \quad (4.25)$$

$\mathbf{u}'_4$ 을  $\mathbf{f}_i$ 에 관한 식으로 풀면, 다음과 같다.

$$\mathbf{u}_4 = \mathbf{f}_1 - \mathbf{f}_2 + \mathbf{f}_3 - \mathbf{f}_4 = \frac{\mathbf{u}'_4}{V} \quad (4.26)$$

이때  $V$  는 scaling factor로 측정값이며 단위는 거리값이다. 식 (4.26)을 식 (4.25)에 대입하면 다음과 같다.

$$\ddot{\psi} = \frac{\mathbf{F}_{\tau\psi}}{I_z} = \frac{\mathbf{u}_4}{I_z} V \quad (4.27)$$

## 4.2 PID 제어기

이 절에서는 앞 절에서 설명한 오일러 각가속도 식을 이용하여 안정된 자세를 유지하기 위해 PID제어를 이용하여 제어기를 설계한다.

PID제어기의 제어입력  $\mathbf{u}_1$  은 Quad-Copter의 기준높이값 (altitude reference)  $z_{ref}$  를 추종하게 하기 위한 제어입력이며, 식 (4.28)과 같다.

$$z_1 = K_p e_z + K_{I1} \int e_z dt + K_{D1} \frac{de_z}{dt} \quad (4.28)$$

여기서  $e_z$  는 높이에 관한 오차이며, 식 (4.29)와 같다.

$$e_z = z_{ref} - z \quad (4.29)$$

PID제어기의 자세를 제어하는 입력값  $\mathbf{u}_i$  ( $i=2,3,4$ )는 다음과 같다.

$$\mathbf{u}_2 = K_{p2}e_\phi + K_{I2}\int e_\phi dt + K_{D2}\frac{de_\phi}{dt} \quad (4.30)$$

$$\mathbf{u}_3 = K_{p3}e_\theta + K_{I3}\int e_\theta dt + K_{D3}\frac{de_\theta}{dt} \quad (4.31)$$

$$\mathbf{u}_4 = K_{p4}e_\psi + K_{I4}\int e_\psi dt + K_{D4}\frac{de_\psi}{dt} \quad (4.32)$$

여기서  $e_\phi$ ,  $e_\theta$ ,  $e_\psi$  는 각각 roll, pitch, yaw의 오차값들을 나타내며 다음과 같다.

$$e_\phi = \phi_{ref} - \hat{\phi} \quad (4.33)$$

$$e_\theta = \theta_{ref} - \hat{\theta} \quad (4.34)$$

$$e_\psi = \psi_{ref} - \hat{\psi} \quad (4.35)$$

식 (4.33)~(4.35)의  $\phi_{ref}$ ,  $\theta_{ref}$ ,  $\psi_{ref}$  는 각각 roll, pitch, yaw 기준값(reference value)들로 정의되며  $\hat{\phi}$ ,  $\hat{\theta}$ ,  $\hat{\psi}$  는 각각 3장의 칼만필터로 구해진 roll, pitch, yaw의 계산값들이다.

식 (4.17), (4.21), (4.26)들로부터 Quad-Copter의 제어 입력값을 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \mathbf{u}_1 \\ \mathbf{u}_2 \\ \mathbf{u}_3 \\ \mathbf{u}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & -1 & 0 & 1 \\ -1 & 0 & 1 & 0 \\ 1 & -1 & 1 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{f}_1 \\ \mathbf{f}_2 \\ \mathbf{f}_3 \\ \mathbf{f}_4 \end{bmatrix} \quad (4.36)$$

식 (4.36)을 각 로터의 회전에 의한 추력값으로 나타내면 아래와 같다.

$$\begin{bmatrix} \mathbf{f}_1 \\ \mathbf{f}_2 \\ \mathbf{f}_3 \\ \mathbf{f}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -1 & 1 \\ 1 & -1 & 0 & -1 \\ 1 & 0 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{u}_1 \\ \mathbf{u}_2 \\ \mathbf{u}_3 \\ \mathbf{u}_4 \end{bmatrix} \quad (4.37)$$

Fig. 4.2는 위치와 자세를 제어하기 위한 Quad-Copter의 PID제어기 블록선도이다.

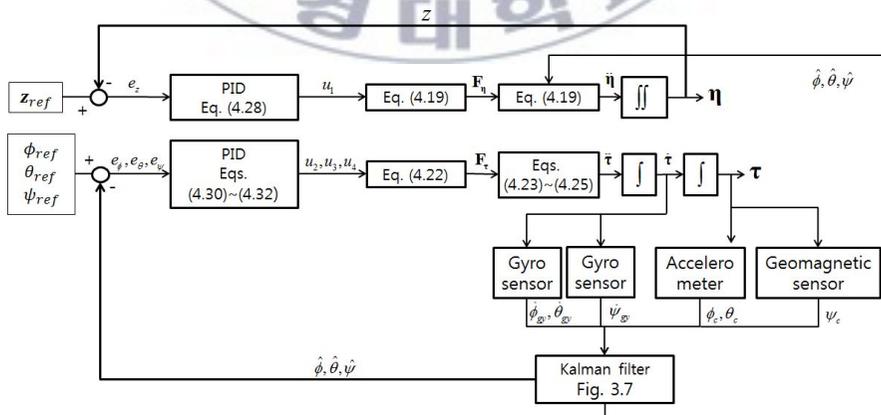


Fig. 4.2 Block Diagram of PID Controller

## 제 5 장 시뮬레이션 및 실험 결과

본 장에서는 4장에서 제안된 동역학적 모델링과 제어기의 유효성을 입증하기 위해 4.2절에 제시된 PID제어기를 이용한 시뮬레이션 및 실험 결과를 확인한다.

### 5.1 시뮬레이션

시뮬레이션을 위해 Table 5.1과 같은 초기값과 파라미터 (parameter)값을 이용하였다.

Table 5.1 Initial Values and Parameter Values for Quad-Copter hovering

Parameter	Description
$m$	1.5 [kg]
$l$	0.23 [m]
$Q$	0
$g$	9.8 [m/s]
Sampling Time	0.01 [s]

$I_h$	$\begin{bmatrix} 0.0072 & 0 & 0 \\ 0 & 0.0072 & 0 \\ 0 & 0 & 0.000006 \end{bmatrix} [\text{kgm}^2]$
$V$	1 [m]
$z(0)$	0.0 [m]
$\hat{\phi}(0), \hat{\theta}(0), \hat{\psi}(0)$	0°

### 5.1.1 시뮬레이션 결과

본 절에서는 설계된 PID제어기의 유효성을 보여주기 위해 시뮬레이션 결과들을 보인다. 이때 제어기의 안정성을 확인하기 위하여 오일러 기준각(reference value) 0°에서 2.8~4.8초 동안은 roll방향, 5~7초 동안은 pitch방향으로 각각 45°, 8.3초에서 1초동안 Yaw방향으로 20° 만큼 변화시켜 자세추종 시뮬레이션 결과를 그래프로 제시한다. 또한 안정된 자세에서 고도 유지를 위한 결과를 확인하기 위하여 10~20초 동안은 기준 각도값을 변화 시키지 않고 시뮬레이션한다.

호버링을 통한 자세를 안정하기 위해서 지구좌표에 의한 Quad-Copter의 오일러 각 Roll, Pitch가 '0°'를 이루어야 하며, 회전에 의한 Yaw 변화 또한 없어야 한다. 따라서 10초부터 기준 입력 각도( $\phi_{ref}$ ,  $\theta_{ref}$ ,  $\psi_{ref}$ )를 '0°'로 하여 제어기의 성능을 검증한다.

Figs. 5.1~5.3의 시뮬레이션 결과들은 자세를 결정하는 오일러각도(roll, pitch, yaw)의 기준값을 추종하는 것을 보여준다. 이때 각각 기준값에 따른 Quad-Copter의 자세변화가 나타나며, 비교적 잘 추종하고 있음을 보여 준다.

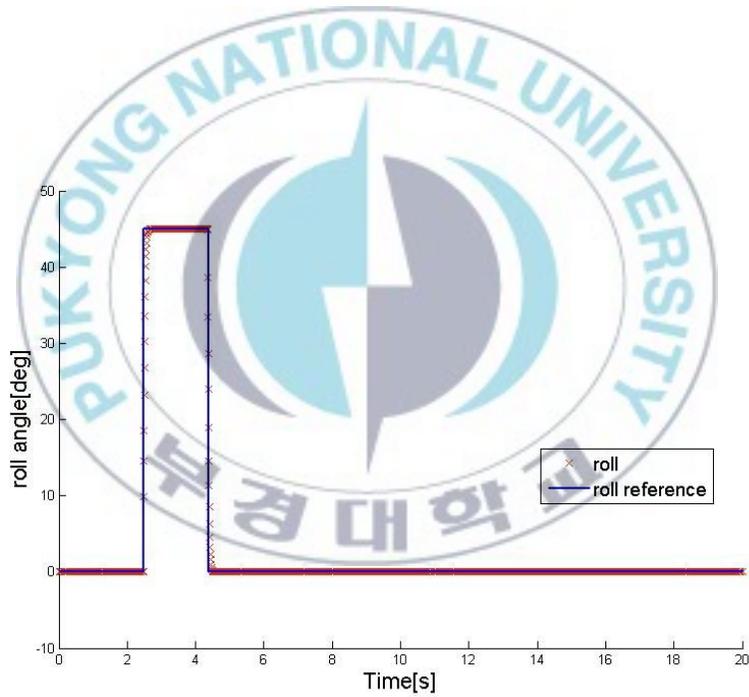


Fig. 5.1 Roll Hovering Simulation Using the PID Controller

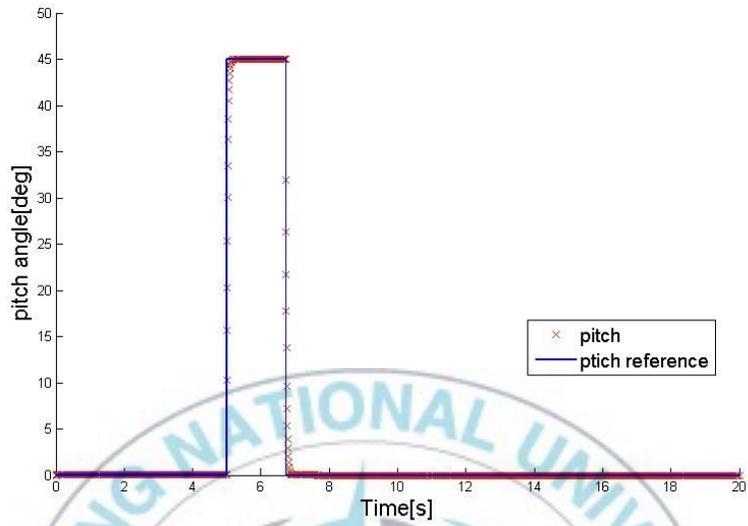


Fig. 5.2 Pitch Hovering Simulation Using the PID Controller

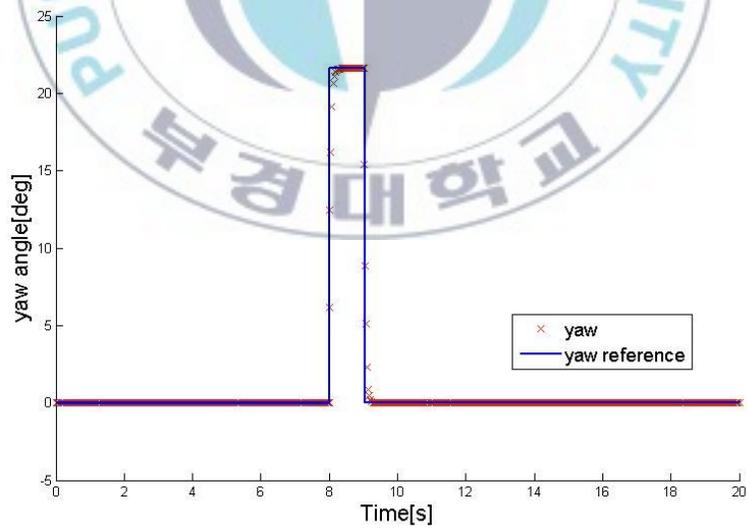


Fig. 5.3 Yaw Hovering Simulation Using the PID Controller

오차 측정 시뮬레이션 결과는 그래프 Figs. 5.4~5.6를 통하여 나타낸다. 각 오일러각도의 기준값이 변할 때 순간적으로 각각의 각도변화량 만큼의 오차가 발생되며, 다시 기준값들이 0°가 될 때 또다시 오차가 발생하는 것을 보여준다. 하지만 순간적인 변화에서만 오차가 발생하였으며, 빠른 시간 안에 0을 추종하는 결과를 보인다.

Fig. 5.4는 roll이 변하는 2.8초와 4.8초 때에  $\pm 1.7^\circ$  정도의 각도 오차가 순간적으로 나타남을 보인다. Fig. 5.5는 roll 변화때와 마찬가지로 pitch가 변하는 5초와 7초때에 순간적으로  $\pm 1.7^\circ$  정도 각도 변화가 일어남을 보여 준다. 하지만 Fig. 5.6에서 yaw가 변하는 8.3초와 9.3초때에는 순간적으로  $\pm 7^\circ$  가량의 차이가 있음을 나타낸다.

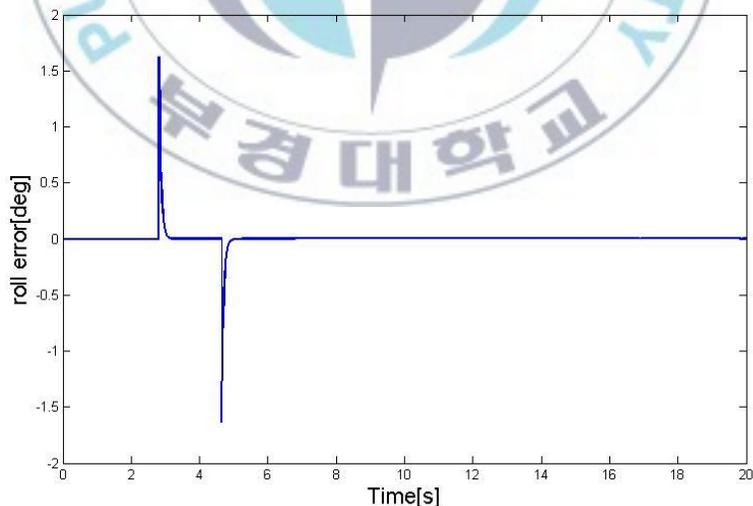


Fig. 5.4 Roll Error

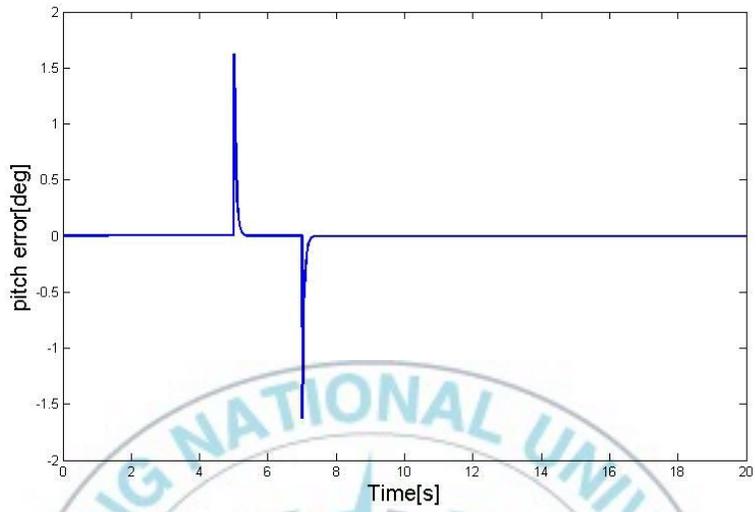


Fig. 5.5 Pitch Error

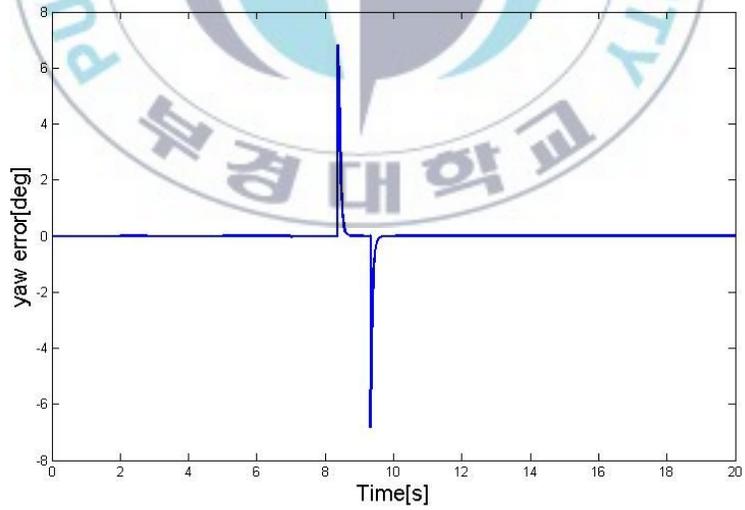


Fig. 5.6 Yaw Error

Fig. 5.7은 고도를 제어하기 위한 Quad-Copter의 고도값  $z$ 의 출력값을 나타내며, 이는 기준고도값  $z_{ref}$ 을 추종하는 시뮬레이션 결과를 그래프로 나타낸다. 2초때까지 기준고도값이 증가됨에 따라 출력 고도값도 이를 추종함을 보이며, 2초후에는 목표제어입력값 1m를 추종함을 보여준다. 이때 roll, pitch, yaw가 변하는 2.8초~10초사이에는 약간의 떨림이 보이지만 안정화 되는 시점인 12초~20초사이에는 진동없이 비교적 목표제어입력값 1m를 잘 추종함을 보인다.

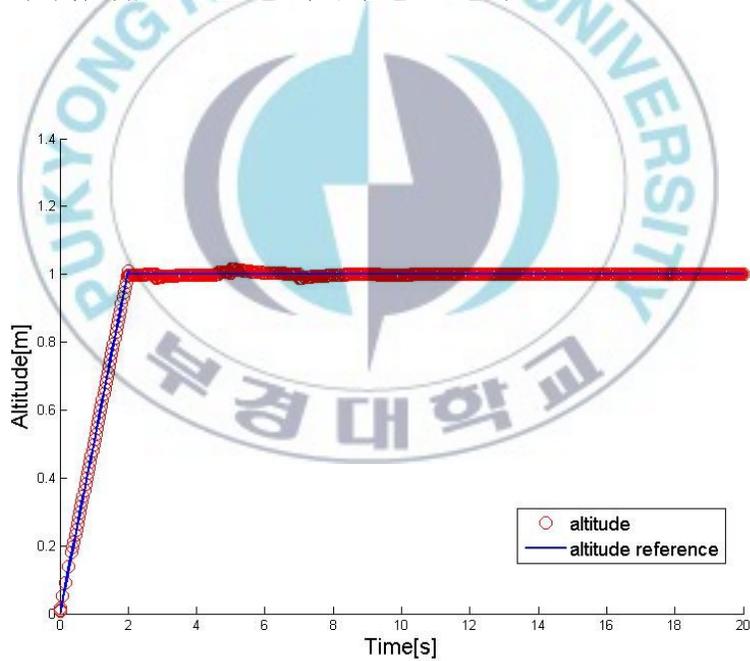


Fig. 5.7 Altitude of the Quad-Copter Simulation Using the PID Controller

Fig. 5.8은 높이 오차 측정 시뮬레이션결과를 보여준다. 높이가 상승하는 시점인 0초에 약  $-0.01\text{m}$ 의 오차가 보이며 고도가 상승하는 2초까지 점차 오차는 감소함을 보인다. roll과 pitch 자세변화가 일어나는 2.8~4.5초와 5~7초 사이에 약  $\pm 0.015\text{m}$  가량의 오차 발생되며 떨림 현상을 보인다. yaw가 변하는 시점인 8.3초때에는 약  $-0.003\text{m}$ 가량의 오차가 발생되며 12초 이후 오차값은 0을 수렴한다. 이때 최종적으로 yaw가 끝나는 시점인 10초때에서 안정상태로 접어들기 위해 2초가량의 시간이 걸리는 것을 알 수 있다,

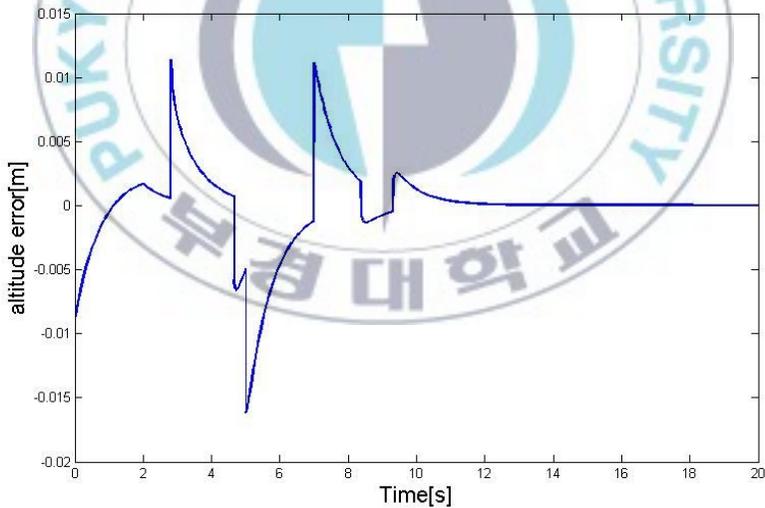


Fig. 5.8 Altitude Error

Figs. 5.9 ~ Fig. 5.12는 시스템 제어입력  $\mathbf{u}_k$  ( $k=1\sim 4$ )의 출력 결과값을 나타낸 그래프이다. 고도와 roll, pitch, yaw의 기준입력값과 거의 비슷한 양상을 보인다. Figs. 5.9는 높이를 제어하는  $\mathbf{u}_1$ 의 출력 그래프를 나타낸다. 이때 높이가 변화하는 0~2초일 때 전체 추력값  $\mathbf{u}_1$ 도 서서히 증가하며 roll값이 변하는 2.8초때에 45N, pitch값이 변하는 5초때는 21N, yaw가 변하는 8.3초때에는 12N으로 각기 다른 힘의 변화량을 나타낸다. roll, pitch, yaw가 변하지 않는 9.3초 이후는 14N으로 일정하다. 이때 고도를 추종하는 결과 그래프 Fig. 5.7을 통하여 roll, pitch, yaw의 자세변화가 없는 10초~20초 사이에 전체추력  $\mathbf{u}_1$ 은 일정고도를 유지시켜주는 추력으로 작용함을 알 수 있다.

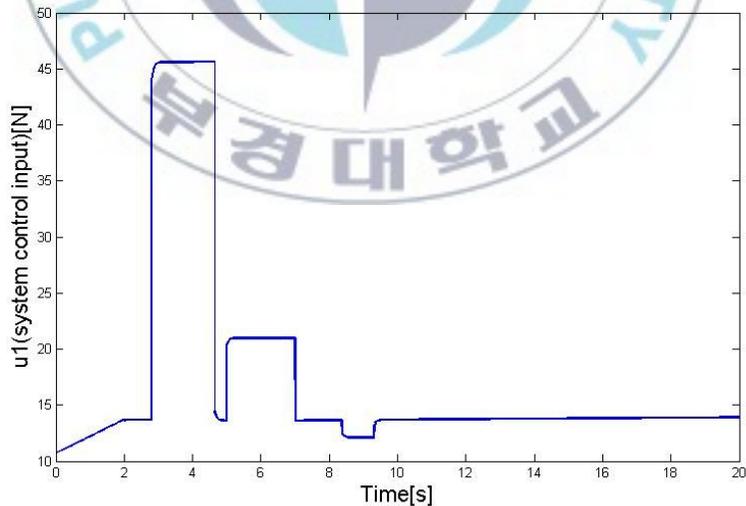


Fig. 5.9 System Control Input  $\mathbf{u}_1$

Figs. 5.10~5.12는 Quad-Copter의 자세를 제어하는  $\mathbf{u}_2, \mathbf{u}_3, \mathbf{u}_4$  의 시스템 입력 그래프이다. roll, pitch, yaw의 자세추종 시뮬레이션 결과와 마찬가지로 변화가 일어나는 각각의 시간 사이에 시스템 입력값이  $\mathbf{u}_2, \mathbf{u}_3$  은 73N,  $\mathbf{u}_4$  는 4.8N으로 증가함을 나타내며, 자세의 변화가 일어나지 않는 시간에서는 0N으로 출력되는 결과를 보여준다.

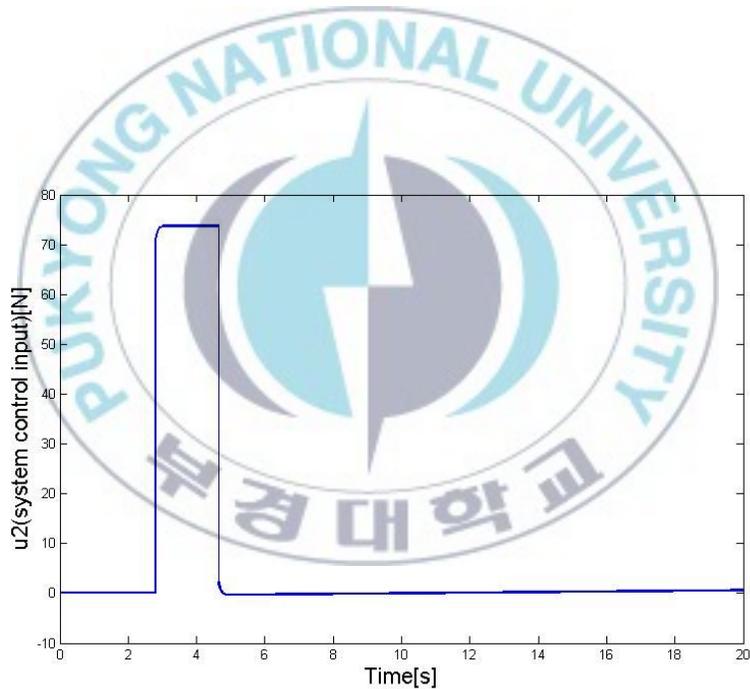


Fig. 5.10 System Control Input  $\mathbf{u}_2$

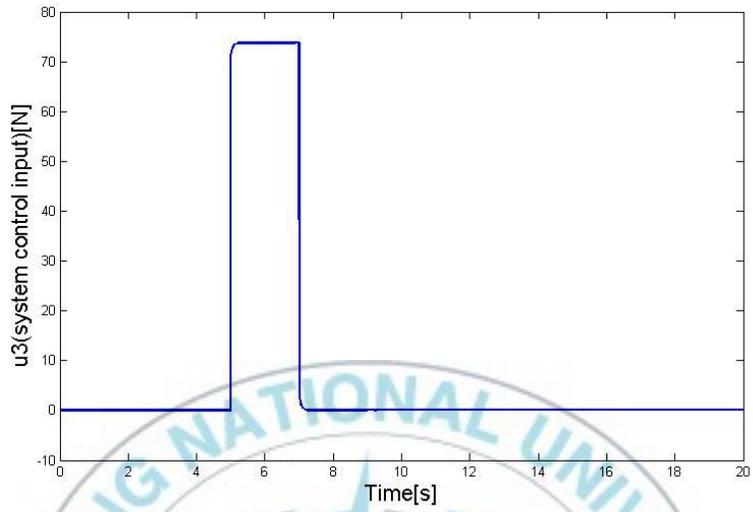


Fig. 5.11 System Control Input  $u_3$

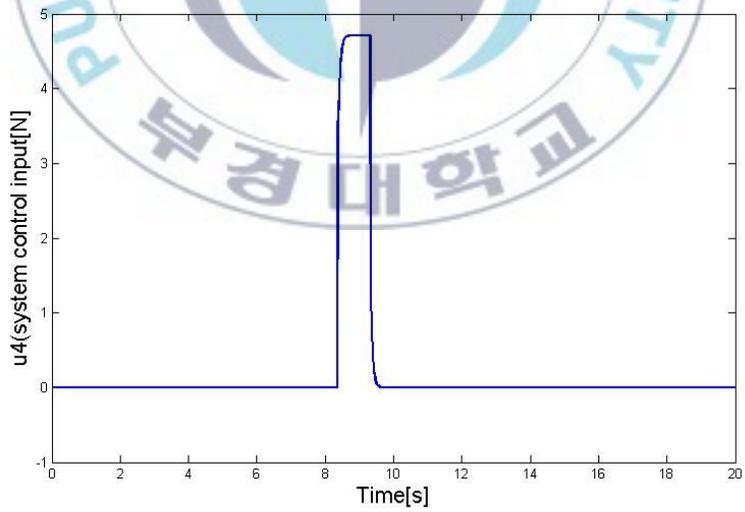


Fig. 5.12 System Control Input  $u_4$

Table 5.2는 시간에 따른 시스템 입력값인  $\mathbf{u}_i$  ( $i=1\sim 4$ )의 변화량을 도표화한 결과 그래프이다. 이를 통하여 roll, pitch, yaw의 자세변화와 고도변화의 시간에 따른 시스템입력값  $\mathbf{u}_i$  을 한눈에 확인할 수 있다.

Table 5.2 Simulation result of  $\mathbf{u}_i$

	Time[s]								
	0~2	~	2.8~ 4.8	~	5~ 7	~	8.3~ 9.3	~	10~ 20
$\mathbf{u}_1$ [N]	11~14	14	45	14	21	14	12	14	14
$\mathbf{u}_2$ [N]	0	0	73	0	0	0	0	0	0
$\mathbf{u}_3$ [N]	0	0	0	0	73	0	0	0	0
$\mathbf{u}_4$ [N]	0	0	0	0	0	0	4.8	0	0

Figs. 5.13~5.16은 Quad-Copter의 4개의 모터에 대한 추력  $\mathbf{f}_k$  ( $k=1\sim 4$ )으로 시스템 제어입력값인  $\mathbf{u}_1, \mathbf{u}_2, \mathbf{u}_3, \mathbf{u}_4$ 에 의해 제어되는 값들이다. 추력은 서로 프로펠러의 회전에 의한 간섭현상으로 고도 및 자세가 제어된다. 고도가 변하는 시점인 0초때에 각각의 날개들에 대한 추력값들은 3.8N이며 고도가 상승하는 2초까지 각각 4.8N까지 상승함을 보인다. 또한 roll이 변하는 2.8~4.8초, pitch가 변하는 5~7초, yaw가 변하는 8.3~9.3초 사이에 모든 프로펠러의 추력값들이 변하는 것을 확인할 수 있다. 이를 통하여 0~2초 사이의 고도변화와 2~10초 사이의 자세변화에 따라 추력이 결정됨을 알 수 있다.

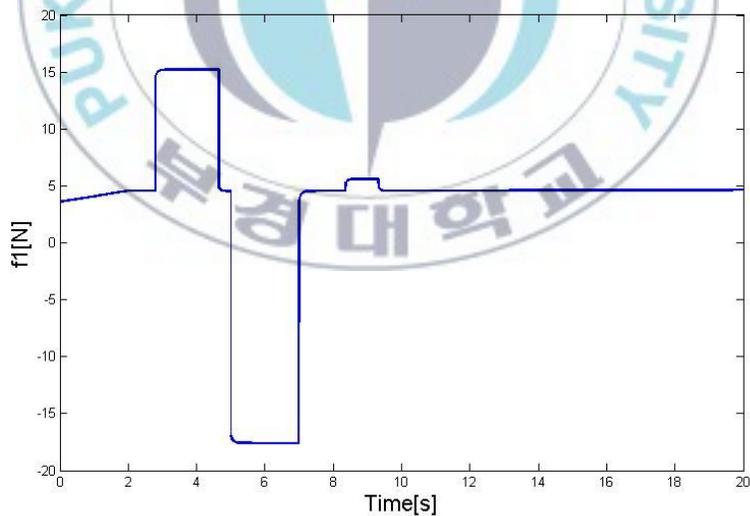


Fig. 5.13 System Control Input  $\mathbf{f}_1$

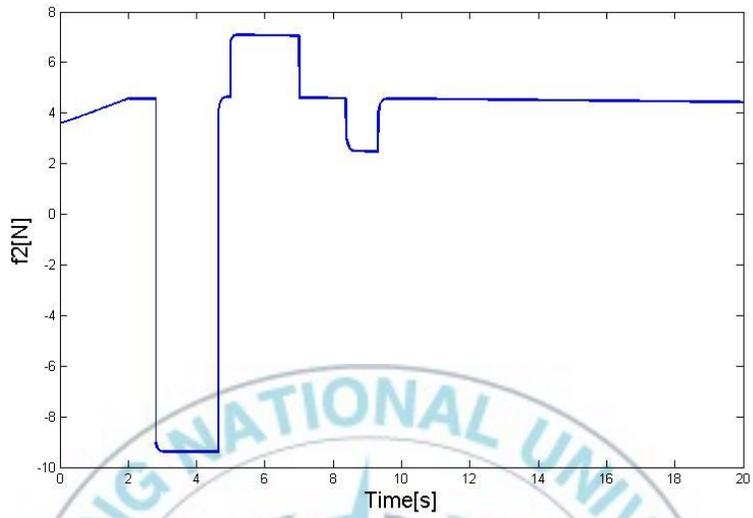


Fig. 5.14 System Control Input  $f_2$

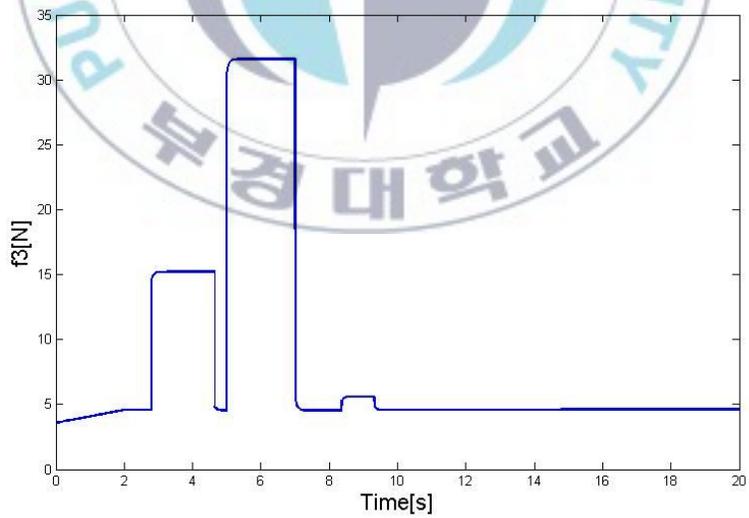


Fig. 5.15 System Control Input  $f_3$

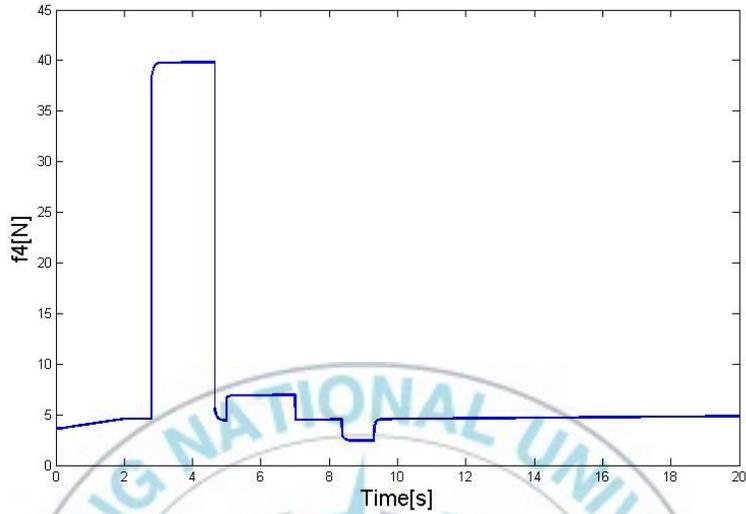


Fig. 5.16 System Control Input  $f_4$

## 5.2 실험

Quad-Copter의 자세를 측정하기 위해 3장에서 가속도계와 자이로센서, 지자기센서를 이용해 융합형 칼만필터를 설계하였고, 실험을 통하여 성능을 검증하였다. 본 장에서는 이를 이용하여 각도를 추정하고, 5.1절의 시뮬레이션 결과를 바탕으로 실제 시스템에 적용한 실험결과 그래프를 제시한다. 실내에서 행해지는 실험의 안전을 위해, 설계된 Quad-Copter에 가이드를 구성하여 날개의 파손을 막도록 하고, 로프선을 하드웨어에 고정시켜 호버링을 위한 자세제어 실험을 진행한다. 이때 호버링

상태에서 자세 roll, pitch, yaw값을 측정하고 고도와 관련된 추력의 PWM값을 결과로 제시한다.

### 5.2.1 실험 결과

Fig. 5.17는  $x$  축의 roll변화량을 측정한 실험결과이며, 이는  $-4^{\circ}\sim 4^{\circ}$ 사이를 빠른 시간에 진동하며 기준값  $0^{\circ}$ 를 추종하는 결과를 보여준다.

Fig. 5.18과 Fig. 5.19 또한  $y$  축의 pitch변화량과  $z$  축의 yaw변화량을 측정한 실험결과이다. pitch와 yaw는 각각  $-8^{\circ}\sim 8^{\circ}$ 와  $-5^{\circ}\sim 5^{\circ}$ 사이를 빠른 시간에 진동하며  $0^{\circ}$ 를 추종함을 보인다.

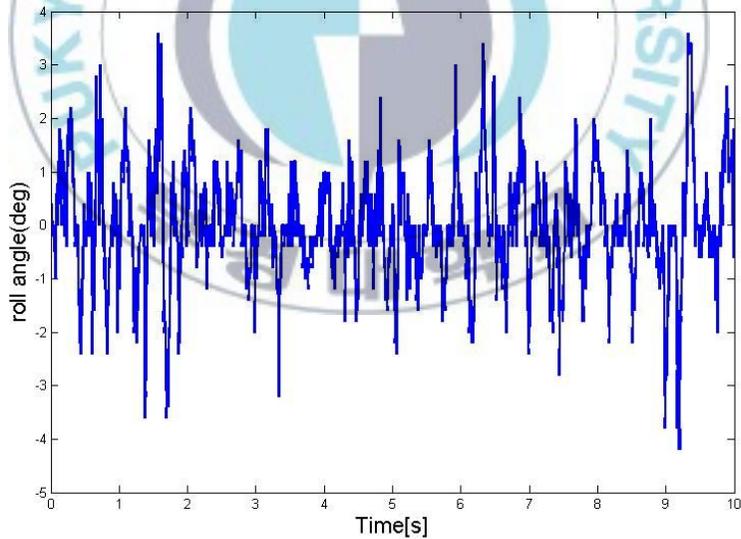


Fig. 5.17 Roll Hovering Experiment  
Using the PID Controller

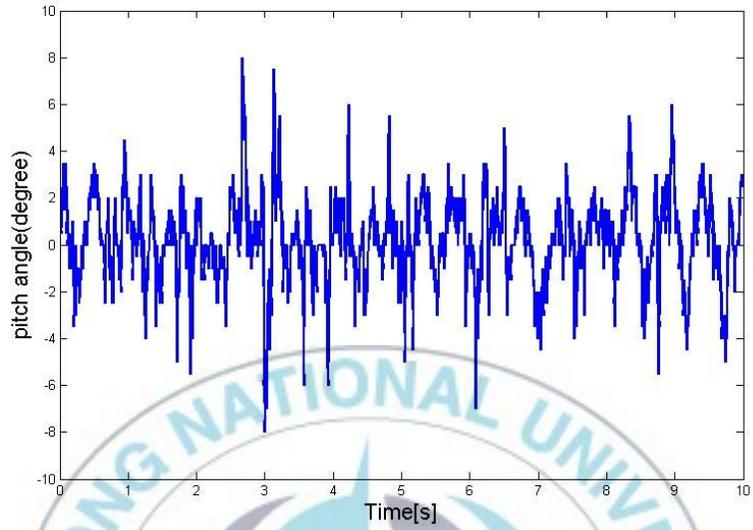


Fig. 5.18 Pitch Hovering Experiment Using the PID Controller

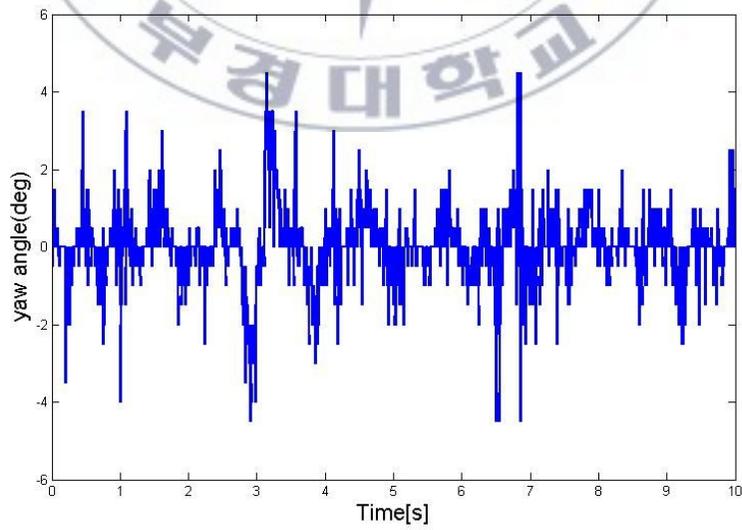


Fig. 5.19 Yaw Hovering Experiment Using the PID Controller

Fig. 5.20은 Quad-Copter의 높이를 제어하는 각각의 날개에 대한 추력의 합인  $u_1$  을 마이크로컨트롤러 내의 PWM(pulse width modulation)형태의 아날로그 출력값으로 측정한 결과 그래프이다. 이때 0~1초사이에 증가하고 5~7.5초 사이에 줄어드는 기준입력값  $u_1$  의 PWM값을 잘 추종하는 결과를 보인다. (부록 C PWM과 추력과의 관계 참조)

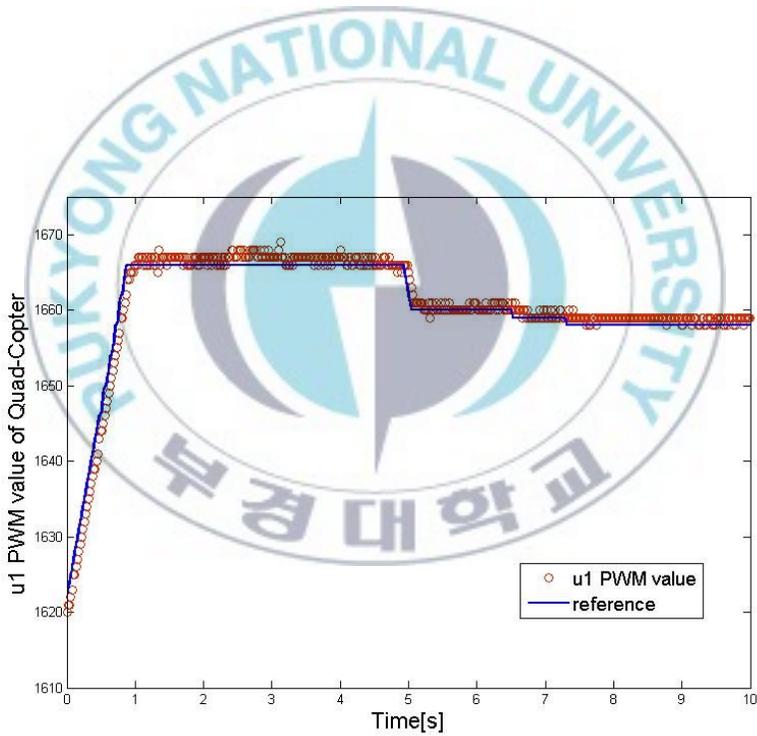


Fig. 5.20 Related to the Altitude of the Quad-Copter Thrust Experiment Using the PID Controller

## 제 6 장 결 론

본 연구에서는 Quad-Copter의 자동 호버링을 위해 설계툴 (CATIA)을 통해 하드웨어를 설계하여 무게가 가벼운 알루미늄을 이용해 Quad-Copter를 제작하였다. Lagrangian방정식을 위해 동역학적 모델링을 제시하였으며 이를 바탕으로 PID제어기를 설계하였다. 현재의 자세와 고도를 실시간으로 측정하기 위해 자이로 센서와 가속도 센서 및 지자기센서 특징을 알아보고, 서로의 단점을 보완할 수 있는 융합 칼만필터를 설계하여 적용시켰으며, 각도 예측 및 추정결과를 그래프로 제시하였다. 또한 초음파센서를 이용해 고도를 측정하여 Quad-Copter의 자동 정지비행을 위한 PID제어기를 제안하였으며, 이 제어기를 이용한 시뮬레이션 및 실험결과를 보였다.

- ◆ 본 연구를 위해 가공된 알루미늄 Frame을 사용하여 카티아로 설계한 디자인에 따라 총 길이 480mm인 Quad-Copter를 제작하였으며, X자로 구성된 Frame 끝에 BLDC모터를 각각 부착시켜 날개(propeller)의 길이가 10인치인 정방향 날개 2개, 역방향 날개 2개와 결합하여 Quad-Copter의 하드웨어를 구성하였다. 그리고 BLDC모터의 회전 속도에 따른 Quad-Copter의 자세 변화 메커니즘을 보였다.
- ◆ 제안된 제어기를 구현하기 위한 제어시스템은 DSP TMS320F28335를 기반으로 개발하였다. Quad-Copter의

몸체의 고도 및 기울기를 측정하기 위하여 고도센서와 자이로 센서2개, 가속도 센서 및 지자기센서를 이용하고, 자이로 센서들의 누적오차 보상 및 자이로 센서와 지자기 센서 및 가속도 센서와의 융합을 위한 칼만필터의 설계법을 제시하였다.

- ◆ Lagrangian 방정식으로부터 각 날개의 추력에 의한 오일러각 변화와 이동 변화 관계식을 통하여 Quad-Copter의 동역학적 모델링을 유도하였다.
- ◆ 유도된 Quad-Copter의 동역학적 모델링을 바탕으로 공중에서 작용하는 외란에도 안정된 제어 성능을 보이기 위해 강인한 PID제어 기법을 제시 하였다.
- ◆ 제시된 PID제어기를 이용하여 고도, roll, pitch, yaw의 기준값을 변화시켜 이를 추종하는 시뮬레이션을 수행하였다. 오일러기준각 0°에서 2.8~4.8초 동안은 roll방향, 5~7초 동안은 pitch방향으로 각각 45°, 8.3초에서 1초동안은 Yaw방향으로 20°만큼 변화시켜 자세추종을 위한 시뮬레이션을 한 결과 roll, pitch의 자세변화가 일어나는 시점에서는  $\pm 1.7^\circ$ , yaw가 변하는 시점에서는  $\pm 7^\circ$ 사이의 오차를 보였지만 빠른 시간에 기준값을 추종함을 보였다. 또한 오일러각도 변화가 없을때 시스템입력값인  $u_1$ 의 변화는 없었으며, 일정 고도를 진동없이 안정적으로 유지됨을 그래프로 확인하였다.
- ◆ 시뮬레이션을 통해 검증된 PID제어기를 DSP의 컨트롤러에 구성하여 Quad-Copter에 적용시켜, 실제 호버링 실험을 위해 자세를 결정하는 roll, pitch, yaw값의 기준값을 0°로 설정하여 제어기의 성능을 실험하였다. 자세가 비교적

안정화 되었을때 roll, pitch, yaw의 자세는 각각  $-4^{\circ}\sim 4^{\circ}$ ,  $-8^{\circ}\sim 8^{\circ}$ ,  $-5^{\circ}\sim 5^{\circ}$ 사이를 빠르게 진동하며 기준값을 추종하였으며, Quad-Copter의 roll, pitch, yaw가  $0^{\circ}$ 일 때 일정고도를 유지하기 위한 시스템 입력값  $u_1$ 의 PWM값을 결과 그래프로 제시하여 제어기 성능을 검증하였다.

본 연구에서 제안된 칼만필터는 Quad-Copter 뿐만 아니라, 이동 로봇, 수중로봇 등 기울기 측정이 필요한 다양한 분야에서 유용하게 활용될 것으로 기대되며, 이번 연구 개발을 통해 강인한 PID제어기의 성능을 다시 한번 확인하였다.

※ 앞으로의 계획은 다음과 같다.

- ◆ Quad-Copter의 정확한 제어를 위해 이동에 따른 위치제어 연구.
- ◆ Quad-Copter의 정찰 및 임무 수행을 위한, GPS와 위성을 이용한 원거리 통신기술 개발 및 영상처리 데이터 모듈 개발.
- ◆ Quad-Copter의 배터리 소진 문제에 대한 대처능력에 대한 연구.

## REFERENCES

- [1] 김승범, 황창전, 주진, “A Study on the Development Trend and Technology Required for Unmanned Helicopter”, KSAS05-1402, pp. 343-346
- [2] 신현수, 최정연, 정경권, 김주용, 오정훈, 엄기환, “Quad-rotor’s Stabilization Control with Fuzzy + I Method”, 대한전자공학회 하계종합학술대회, 제31권, 제1호, pp. 1127-1128, 2008
- [3] Pedro Castillo, Alejandro Dzul and Rogelio Lozano, “Real-Time Stabilization and Tracking of a Four-Rotor Mini Rotorcraft”, IEEE Transactions on Control Systems Technology, Vol. 12, No. 4, Jul. 2004
- [4] Li-Chun Lai, Chi-Ching Yang and Chia-Ju Wu, “Time-Optimal Control of a Hovering Quad-Rotor Helicopter”, Journal of Intelligent and Robotic Systems, 44, pp. 115-135, 2006
- [5] Dae-Yeon Won and Min-Jea Tahk, “Attituded Stabilization of a Quad-Rotor UAV Using a Two-Camera

Vision System”, KSAS International Journal, Vol. 9,  
No.1, May 2008

- [6] 백수호, 이석천, 홍성경, “Modeling and Experiments of the Quad-Rotor Flying Robot”, KSAS05-1211, pp. 146-147
- [7] Andrew R. Teel, “A Nonlinear Small Gain Theorem for the Analysis of Control Systems with Saturation ”, IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 41, No. 9, pp. 1256-1270, Sept. 1996
- [8] Jin Hyum Kim, Min Sung Kang and Sang Deok Park, “Accurate Modeling and Robust Hovering Control for a Quad-Rotor VTOL Aircraft”, J. Intell. Robot Syst. (2010)57, pp. 9-26, 2010
- [9] Ashfaq Ahmad Mian, Mian Ilyas Ahmad and Daobo Wang, “Backstepping based Nonlinear Flight Control Strategy for 6 DOF Aerial Robot”, International Conference on Smart Manufacturing Application, April 9-11, pp. 146-151, 2008

- [10] Nicolas Marchand, “Further Results on Global Stabilization for Multiple Integrators with Bounded Controls”, Proceedings of the 42<sup>nd</sup> IEEE Conference on Decision and Control Maui, Hawaii USA, pp. 4440-4444, Dec. 2003
- [11] L. R. Garcia Carrillo, E. Rondon, A. Sanchez, A. Dzul and R. Lozano, “Stabilization and Trajectory Tracking of a Quad-Rotor Using Vision”, J. Intell. Robot Syst. Oct. 2010
- [12] 원대연, 최대형, 탁민제, 이종혁, 권오준, “쿼드-로터 방식 비행체 개념 설계”, KSAX08-1212, pp. 197-201
- [13] 김성필 저, “칼만필터의 이해”, 도서출판 아진
- [14] <http://pp337337.egloos.com/8493518>
- [15] 최낙순, “경사면 이동도립진자의 안정화를 위한 슬라이딩모드 제어기 설계”, 공학석사학위논문, 2010
- [16] S. Jung and S. S. Kim, “Control Experiment of a Wheel-Driven Mobile Inverted Pendulum Using

Neural Network”, IEEE Transactions on Control Systems Technology, Vol. 16, No. 2, pp. 297-303, 2008

[17] 강영신, 박법진, 유창선, “무인항공기의 제어기술개발 동향”, 항공우주산업기술동향 4권, 2호, pp. 55-67, 2006

[18] 유영현, 최종욱, 김성초, 김정수, “쿼드로터 블레이드의 받음각에 따른 압력분포 특성”, KSAS08-1438, pp. 603-606

[19] Kong Wai Weng and M. S. b. Zainal Abidin, “Design and Control of a Quad-Rotor Flying Robot For Aerial Surveillance”, 4<sup>th</sup> Student Conference on Research and Development, Shah Alam, Selangor, MALAYSIA, Jun. 27-28, 2006

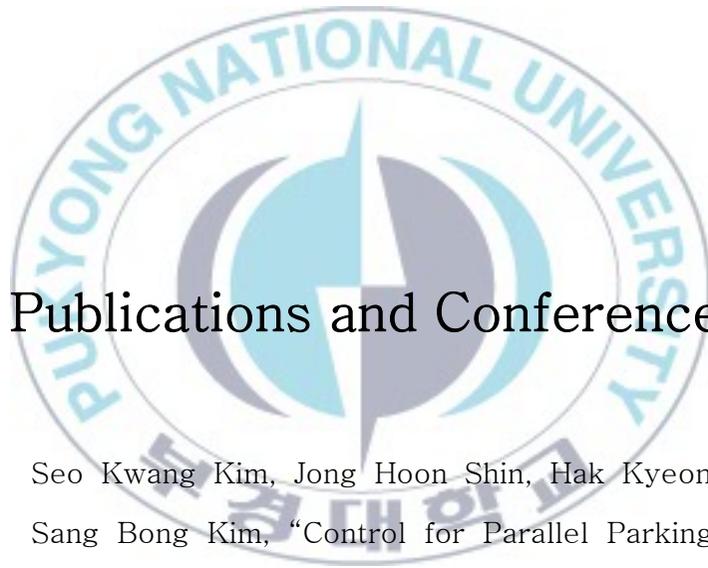
[20] D. M. W. Abeywardena, L. A. K. Amaratunga, S. A. A. Shakoor and S. R. Munasinghe, “A Velocity Feedback Fuzzy Logic Controller for Stable Hovering of a Quad Rotor UAV”, Fourth International Conference on Industrial and Information Systems, ICIIIS 2009, 28-31, December, 2009

- [21] Atsushi Oosedo, Atsushi Konno, Takaaki Matumoto, Kenta Go and Kouji Masuno, Satoko Abico and Masaru Uchiyama, “Design and Simulation of a Quad Rotor Tail-Sitter Unmanned Aerial Vehicle”, SI International 2010, IEEE, pp. 254-259, 2010
- [22] B. C. Min, C. H. Cho, K. M. Choi and D. H. Kim, “Development of a Micro Quad-Rotor UAV for Monitoring and Indoor Environment”, FIRA 2009, LNCS 5744, Springer-Verlag Berlin Heidelberg 2009, pp. 262-271, 2009
- [23] Tata Sudiyanto and Muljowidodo, “First Principle Approach to Modeling of Primitive Quad Rotor”, Int’l J. Of Aeronautical and Space Sciences, Vol. 10, No. 2, pp. 148-160, November, 2009
- [24] Heon Soo Shin, Jae Ho Shin and Ki Hwan Eom, “Fuzzy+I Control Method for the Stabilization of a Quad-Rotor UAV”, pp. 841-844
- [25] Luis Rodolfo Garcia Carrillo, Ecuardo Rondon, Alejandro Dzul, Anand Sanchez and Rogelio Lozano,

“Hovering Quad-Rotor Control: A Comparison of nonlinear Controllers Using Visual Feedback”, 49<sup>th</sup> IEEE Conference on Decision and Control, pp. 1662-1667, December 15-17, 2010

- [26] Andrew E. Neff, DongBin Lee, Vilas K. Chitrakaran, Darren M. Dawson and Timothy C. Burg, “Velocity Control for a Quad-Rotor UAV Fly-By-Camera Interface”, IEEE, pp. 273-278, 2007
- [27] Dong Bin Lee, Timothy C. Burg, Bin Xian and Darren M. Dawson, “Output Feedback Tracking Control of an Underactuated Quad-Rotor UAV”, 1-4244-0989-6/07/\$25.00 ©2007 IEEE, pp. 1775-1780, New York City, USA, July 11-13, 2007
- [28] Yue Bai, Xun Gong, ZhiCheng Hou and YanTao Tian, “Stability Control of Quad-Rotor Based on Explicit Model Following with Inverse Model Feed-forward Method”, 978-1-4244-8115-6/11/\$26.00 ©2011 IEEE, International Conference on Mechatronics and Automation, Beijing, China, pp. 2189-2194, August 7-10, 2011

- [29] D. M. W. Abeywardena and S. R. Munasinghe, “Performance Analysis of a Kalman Filter Based Attitude Estimator for a Quad Rotor UAV”, 2010 International Congress on Ultra Modern Telecommunications and Control Systems and Workshops (ICUMT), 978-1-4244-7286-4/10/\$26.00 ©2010 IEEE, pp. 466-471, 2010



## Publications and Conferences

- [1] Seo Kwang Kim, Jong Hoon Shin, Hak Kyeong Kim, Sang Bong Kim, “Control for Parallel Parking of an Omni-Directional Driving Automatic Guided Vehicle”, The 1st International Symposium on Automotive & Convergence Engineering, HCMUT, pp. 161-170, 19~21/01/2011
- [2] Seo Kwang Kim, Yu Mi Park, Nguyen Van Giap, Hak Kyeong Kim and Sang Bong Kim, “Quad-Copter Con-

troller Design Using Fusion Kalman Filter Sensor for Its Automatic Hovering”, International Symposium on Mechatronics and Robotics, October27-28, HCMUT, Viet Nam, pp. 137-143 , October 26-28, 2011

- [3] 김서광.박유미.김상봉.박성재.여태경.유석민.홍섭,  
“Basic Design of Data Analysis S/W for Pilot Mining Robot Test Operating Using MATLAB”, 2011년도 한국해양공학회 추계학술대회 초록집, pp. 59, October 27-28, 2011
- [4] Nak Soon Choi, Seo Kwang Kim, Gun You Lee, Hak Kyeong Kim and Sang Bong Kim, “Sliding Mode Controller Design for Rejecting Disturbance of Mobile Inverted Pendulum”, Proceedings of the 11th Conference on Science and Technology International Symposium on Mechanical Engineering, pp. 169-174, Oct. 2009
- [5] Chul Han Park, Seo Kwang Kim, Viet Tuan Dinh, Hak Kyeong Kim, Sang Bong Kim,, “Control of Inpipe Inspection Robot for Inspecting Variable Pipe Line”, The 1st International Symposium on Automotive & Convergence Engineering, HCMUT, pp. 69-75, 19~21/01/2011

# 부 록

## 부록 A

### 제 4장 관성모멘트 추종방법

아래의 Fig. A.1 는 Quad-Copter의 기구학적 모델링이다.

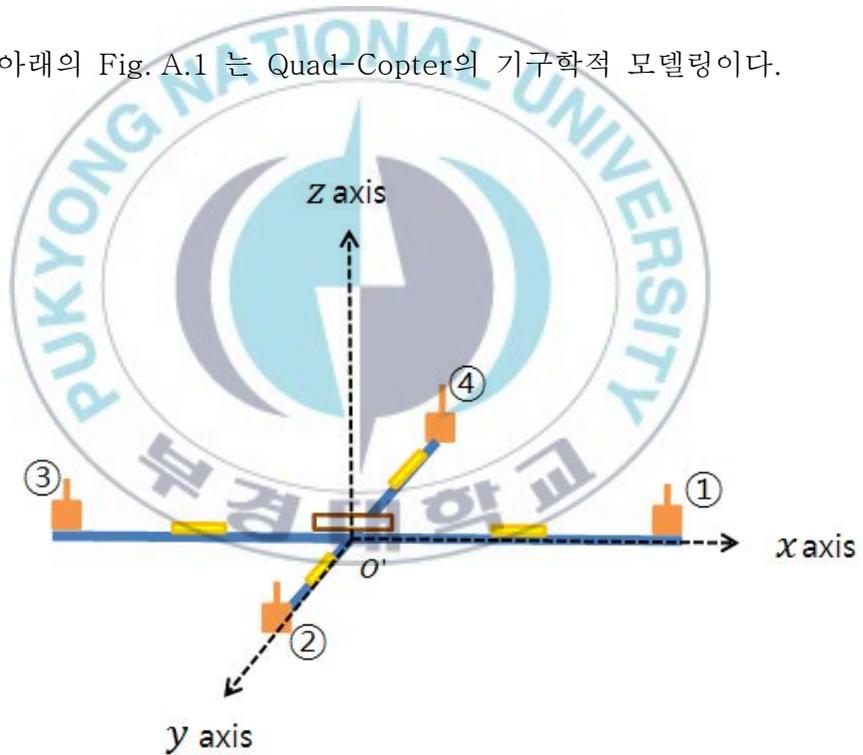


Fig. A.1 Geometric Modeling of the Quad-Copter

본 연구를 위한 Quad-Copter는 다음과 같이 간단히 정의할 수 있다.

- 4개의 모터는 고체의 원기둥모형이다.
- 4개의 모터는 Quad-Copter의 중심  $O'$ 로부터  $l$ 거리만큼 떨어진  $x, y$  축에 위치하고 있다.
- 각도센서는  $O'$ 에 위치하며 질량은  $x, y$  축에 평행하고 모터의 질량에 비해 매우 작으므로 무시한다.
- 모터드라이브 질량은 모터의 질량에 비해 매우 작으므로 무시한다.
- 프레임을 구성하는 가공된 알루미늄은  $x, y$  축의  $O'$ 를 중심으로 고르게 분포해 있으며, 각 날개에 의한 추력에 비해 작용하는 질량의 양이 작으므로 무시한다.

위의 가정으로부터 Quad-Copter의 관성모멘트  $I_x, I_y, I_z$ 를 구하면, 다음과 같다.

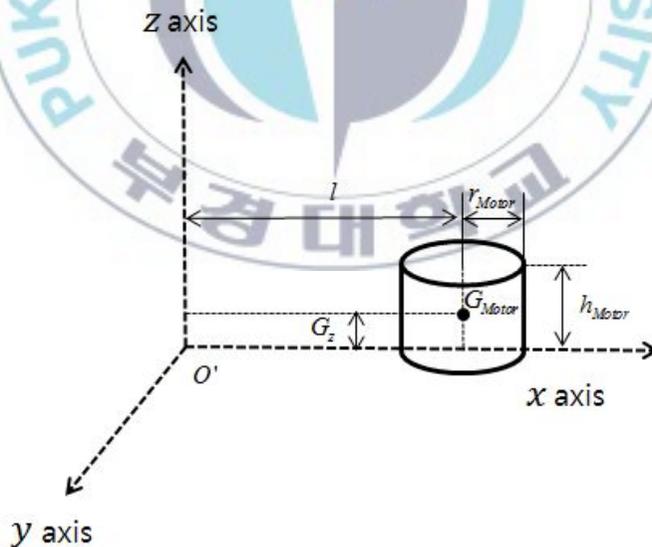


Fig. A.2 Motor Geometry

여기서 각 모터에 대한  $x$ ,  $y$ ,  $z$  축에 대한 관성모멘트를 구하는 방법은 다음과 같다.

$$I_{ix} = m_{Motor} \left( \frac{r_{Motor}^2}{4} + \frac{h_{Motor}^2}{12} + l^2 \right) \quad (A.1)$$

$$I_{iy} = m_{Motor} \left( \frac{r_{Motor}^2}{4} + \frac{h_{Motor}^2}{12} + l^2 \right) \quad (A.2)$$

$$I_{iz} = m_{motor} \left( \frac{r_{motor}^2}{2} + G_z^2 \right) \quad (A.3)$$

식(C.1)~(C.3)로부터 전체  $x$ ,  $y$ ,  $z$  축 모멘트의 합을 구하면 다음과 같다.

$$I_x = I_{1x} + I_{2x} + I_{3x} + I_{4x} \quad (A.4)$$

$$I_y = I_{1y} + I_{2y} + I_{3y} + I_{4y} \quad (A.5)$$

$$I_z = I_{1z} + I_{2z} + I_{3z} + I_{4z} \quad (A.6)$$

관성모멘트를 구하기 위한 파라미터값은 다음과 같다.

Table A.1 Inertia Moment Parameters

Parameter	Description
$l$	0.23[m]
$r_{Motor}$	0.01[m]
$m_{Motor}$	0.068[kg]
$h_{Motor}$	0.03[m]
$G_z$	0.015[m]

## 부록 B

### 증명- 제4장 1절 식 (4.15) 증명

회전 변환행렬은 오일러각도로부터 지구좌표계와 Quad-Copter 사이의 관계식으로 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{R}_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (\text{B.1})$$

$$\mathbf{R}_y = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (\text{B.2})$$

$$\mathbf{R}_z = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{B.3})$$

식 (B.1)~(B.2)는 각각  $x$ ,  $y$ ,  $z$  축에 의한  $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$  변환행렬  $\mathbf{R}_x$ ,  $\mathbf{R}_y$ ,  $\mathbf{R}_z$ 로 표현된다. 이때 회전 변환행렬  $\mathbf{R}$ 은 다음과 같다.

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_x \mathbf{R}_y \mathbf{R}_z = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & -c\theta s\psi & s\theta \\ c\phi s\psi + c\psi s\theta s\phi & c\phi c\psi - s\theta s\psi s\phi & -c\theta s\phi \\ s\phi s\psi - c\phi c\psi s\theta & c\psi s\phi + c\phi s\theta s\psi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (\text{B.4})$$

여기서  $c, s$  는 cosine, sine이다

## 부록 C

### 제5장 2절 $\mathbf{u}_1$ 의 PWM 출력값과 추력과의 관계

Quad-Copter를 상승시키기 위한 각 모터의 추력  $\mathbf{f}_i$  은 모터속도를 제어하는 마이크로 컨트롤러의 PWM과 관련이 있으며, 모터 각속도와의 관계식은 다음과 같다.[4]

$$\mathbf{f}_i = C_T \rho A r^2 \Omega^2 \quad (\text{C.1})$$

이때  $C_T$  는 공력 계수를 나타내며,  $A$  와  $r$  은 프로펠러의 면적과 반지름,  $\rho$  은 공기 밀도,  $\Omega$  은 프로펠러의 각속도를 나타낸다.

PWM출력값과 모터 각속도와의 특성그래프는 다음과 같다.

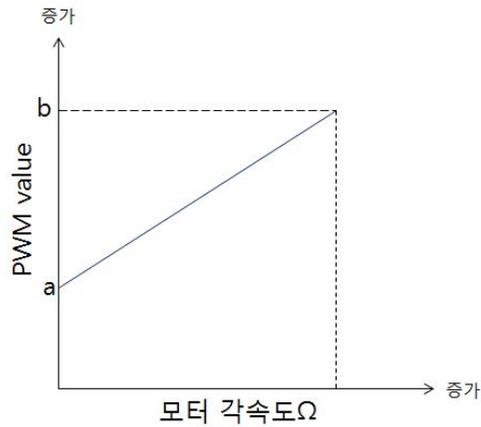


Fig. C.1 The Graph of the Characteristic Angular Velocity and Motor PWM.

일정 PWM출력값 a에서 모터가 회전하기 시작하며, 출력값이 증가함에 따라 모터의 각속도도 정비례하게 된다. 모터의 각속도는 PWM최대 출력값인 b까지 증가하게 되며 더 이상 증가하지 않는다.

본 연구에 사용된 마이크로 컨트롤러 DSP의 출력 a값은 “1620”이며 b값은 “3800”이다.

이 특성을 이용하면 PWM의 값을 추력에 관한 식으로 풀 수 있으며, roll, pitch값이 0°일 때 식 (4.18)을 통하여 높이를 제어할 수 있다.