

공학석사 학위논문

레이저 렌지 파인더를 활용한
무인항공기의 자동회피 시스템

Obstacle avoidance of an unmanned Aerial Vehicle
using a laser range finder

지도교수 심준환



2013년 8월

한국해양대학교 대학원

전자통신공학과

김현

본 논문을 김현의
공학석사 학위논문으로 인준함.

위원장 공학박사 이 상 배 (인)

위 원 공학박사 박 동 국 (인)

위 원 공학박사 심 준 환 (인)



2013년 7월

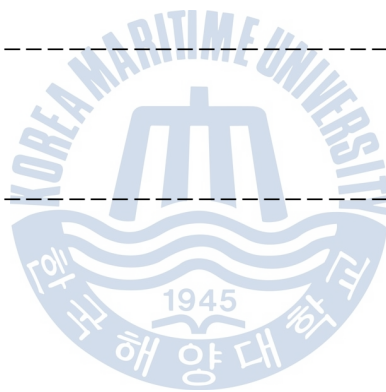
한 국 해 양 대 학 교 대 학 원

전 자 통 신 공 학 과

목 차

Abstract	-----	III
그림 목차	-----	IV
표 목차	-----	VI
1장 서론	-----	1
2장 무인항공기	-----	3
2.1 무인항공기의 특성	-----	3
2.2 무인항공기의 동작	-----	4
2.2.1 호버링 제어	-----	5
2.2.2 롤, 피치 제어	-----	6
2.3 무인항공기의 구성	-----	8
2.3.1 APM2 제어부	-----	9
2.3.2 모터부	-----	10
2.3.3 장애물 검출부	-----	12
3장 무인항공기의 제어	-----	13
3.1 레이저 렌지 파인더	-----	14
3.1.1 레이저 렌지 파인더의 특성	-----	14
3.1.2 레이저 렌지 파인더의 동작	-----	15

3.2 레이저 렌지 파인더를 사용한 회피시스템 -----	17
3.2.1 회피시스템의 구성 및 동작 -----	17
3.2.2 회피시스템의 알고리즘 -----	18
3.2.3 PWM 제어 -----	22
4장 실험 및 결과 -----	25
4.1 실험 환경과 설정 -----	25
4.2 LabVIEW 모니터링 결과 -----	27
4.3 APM2에서의 PWM데이터 분석 -----	28
5장 결론 -----	35
참고문헌 -----	36



Abstract

As the technology of air force industry develops the invention of automatic aircraft was possible, which is a plane with no person on air; remote controlling the craft for afar. Moreover, these days with the introduction of automatic navigating systems, it made far distance and auto flights possible. The automatic navigation system is a term which the plane flies to the destination through received pathways and information in advance.

When the plane discovers an obstacle while flying its path, it needs an obstacle filtering system that can sense the obstacle and therefore avoid it. The existing detecting system is a method that uses infrared light sensors, however, is vulnerable to sun rays and short detecting distances. The research regarding automatic aircraft has been prioritizing its safety due to dangers of possible accidents. In this research it supplemented the disadvantages of previous methods and suggests a new automatic dodging system that is free of sun rays and has long detecting distances; using Laser Range Finder (LRF).

In this thesis the area that is detected of obstacles by using LRF is divided by 3 directions; the pathways that the aircraft is succeeding is departed to 5 directions. When the barrier is detected in the pathways of an automatic aircraft, the MCU which is located in the inner structure of the craft decides the safest avoiding direction according to the area that is detected with the obstacle and the direction of progress of the airplane.

When it decides the direction to evade, the auto-craft sends a PWM signal which can move itself away from the obstacle. It is structured a LabVIEW system which users can simultaneously check the flight conditions live from a PC from using a Zigbee wireless communication.

Not only that, while the craft is evading, it is designed to return to the previous track after the avoiding progress by enforcing counting to a certain function.

그림 목차

그림 2-1. 4-회전의 항공기의 개념도	5
그림 2-2. 피치 운동	6
그림 2-3. 롤 운동	7
그림 2-4. 제작된 4-회전익(QRH) 항공기 실제 모습	8
그림 2-5. APM2 제어부	9
그림 2-6. 모터부	11
그림 2-7. 장애물 검출부	12
그림 3-1. 무인항공기 제어를 위한 신호 구성도	13
그림 3-2. Laser Range Fider(UTM-30LX)의 모습과 측정각도	14
그림 3-3. SCIP 2.0 프로토콜의 인코딩	15
그림 3-4. SCIP 2.0 프로토콜의 디코딩	16
그림 3-5. Serial UART를 통해 전송받은 1080개의 거리 값	16
그림 3-6. 장애물 회피 시스템의 구성	17
그림 3-7. 진행방향 및 장애물 검출 지역 분류	18
그림 3-8. 진행방향이 직선, 장애물 2개가 검출된 경우	19
그림 3-9. 진행방향이 직선, 장애물 2개가 검출된 경우의 흐름도	19
그림 3-10. 장애물에 따른 진행방향 및 회피방향 결정	20
그림 3-11. 장애물에 따른 진행방향 및 회피방향 결정의 흐름도	20
그림 3-12. 1520 μ s의 PWM신호	23
그림 3-13. 1480 μ s의 PWM신호	23
그림 3-14. 셀렉터의 동작 흐름	24
그림 4-1. 실제 실험을 실시한 실험 단계	25
그림 4-2. 실제 실험을 실시한 환경	26

그림 4-3. LabVIEW 모니터링시스템 프론트패널 -----	27
그림 4-4. 각각의 단계별로 분석해야할 데이터 -----	28
그림 4-5. Pitch Attitude DATA -----	30
그림 4-6. Pitch변화에 따른 모터1,2(front, back)의 출력 값 -----	30
그림 4-7. Roll Attitude DATA -----	31
그림 4-8. Roll변화에 따른 모터3,4(Left, Right)의 출력 값 -----	32
그림 4-9. Throttle(높이) DATA -----	32
그림 4-10. YAW Attitude DATA -----	33
그림 4-11. 실제 항공기의 움직임의 궤도 -----	34



표 목차

표 2-1. 4-회전의 항공기 운동에 관련된 단위 -----	5
표 3-1. UTM-30LX의 제원 -----	15



1. 서론

예로부터 사람들은 짐을 실어 나르거나 먼 거리를 이동하기 위해 여러 가지 교통수단을 이용해 왔다. 기술이 발달함에 따라 그 교통수단 역시 발달해왔는데 그 중, 가장 먼 거리를 가장 빠르게 이동할 수 있도록 개발된 것이 바로 항공기이다.

이렇게 발달된 항공기는 초기에는 조종사가 직접 탑승을 하여 항공기를 조작, 운용하였지만 최근에 들어서는 자동 항법(航法) 기능이 탑재되어 조종사의 편의는 물론 승객들의 안전을 책임지고 있다.

항법이란 현재 위치에서 가고자하는 목적지에 정확히 도달하기 위한 기술을 말한다. 항법의 가장 기초적인 내용은 현재의 항공기의 위치를 항상 확인하고, 다음 경로를 결정하는 일이다. 실제로 3차원적으로 표시되지만 일반적으로는 레이더와 같이 고도의 차원을 별개로 취급한 후 위치, 속도, 경로 등을 2차원면에 표시(위도, 경도 등)한다[1].

항공 산업이 발달한 미국, 러시아 등의 국가에서는 주로 군사적인 목적으로 자동 항법 기술을 발전시켜 소형정찰용 항공기를 개발해왔다. 또한 소프트웨어의 발전은 사람이 직접 탑승하지 않고 원격 조종하는 무인항공기(UAV : Unmanned Aerial Vehicle)을 제작하게 되었다. 이 무인항공기는 활용분야에 따라 다양한 장비를 탑재하여 정찰 및 폭격의 용도로 세계 1차 대전과 2차 대전 등을 거치며 무인항공기의 기술은 발전해 왔다[2].

주로 군사용으로 사용되던 무인항공기는 기상관측, 환경/산불 감시, 통신 중계 등 시간이 지나며 그 활용범위도 넓어지게 되었다. 우리나라의 경우는 다른 나라와는 달리 다소 늦게 무인항공기 연구가 실시되었지만 국방과학연구소와 한국항공우주산업이 1990년부터 1999년 까지 10년간 막대한 자본을 바탕으로 고정익 무인항공기와 장비 등을 국산화 하여 무인항공기를 개발했다[3].

그 후 최근에 발생한 구미지역 불산 누출 사고처럼 사람이 직접 인명구조를 하기 힘든 지역이나 군사 작전 등 인명사고의 위험이 있는 지역에서는 사람이 직접 탑승하지 않고 원거리에서 조종기 등을 통해 제어하는 무인항공기의 자동

항법 시스템이 대두되고 있다. 이 자동항법 시스템은 외부에서 조종기를 통해 제어를 하는 수동 제어 방법과 스스로 비행하며 목적지를 찾아가는 자동 제어 항법으로 크게 나뉜다.

그 중 자동 제어 항법으로 기존에는 GPS를 사용한 시스템이 가장 많이 사용되고 있다. 하지만 GPS는 주위에 장애물을 검출하는 능력이 없어 부가적으로 적외선 센서, 초음파 센서 등을 부착하여 장애물을 검출하고 있다. 하지만 이러한 장애물 검출용 센서는 장애물에 대한 인식능력은 뛰어나지만 검출거리가 짧고, 검출 각도가 작으며, 적외선 센서의 경우는 태양광선, 초음파센서의 경우는 외부 환경에 의한 간섭에 민감하다는 단점을 가지고 있다.

그래서 본 연구에서는 기존의 장애물 검출용 센서보다 검출거리가 길고, 검출 각도가 크며, 태양광선 등의 외부 환경에 독립적인 레이저 렌지 파인더(Laser Range Finder(LRF) : 레이저를 사용하여 물체와의 거리 및 각도를 찾는 장치 - 이하 LRF)를 사용하여 장애물에 대한 검출 능력을 높였다. 또한 장애물을 검출한 뒤 자동으로 장애물을 회피하여 본래의 목적지로 찾아 갈 수 있도록 하는 알고리즘을 연구하였다.

본 논문에서는 제 2장에서 무인항공기의 특성과 제어방법, 구성 등을 서술하였고 3장에서 본 논문의 핵심인 LRF를 활용한 시스템의 알고리즘에 대해 제시하였다. 4장에서는 실제 알고리즘에 따른 자동 회피 시스템의 결과에 대하여 분석을 하였다.

2장. 무인항공기

2.1 무인항공기의 특성

무인항공기(UAV : Unmanned aerial vehicle)란, 사람이 탑승하지 않는 항공기를 말한다. 무인항공기는 크게 고정익, 회전익으로 나뉜다. 고정익은 날개가 고정된 일반적인 항공기, 여객기 등 날개가 동체에 고정된 것을 말하며 회전익은 헬리콥터 같이 블레이드가 회전하며 추진력을 얻는 것을 얘기한다.

고정익 항공기는 기체구조가 간단하며 최대속도가 빠르고 비행고도가 높다는 장점을 가진다. 회전익 항공기는 호버링(제자리에서 비행하는 것)이 가능하고 수직 이착륙이 가능하며 측방 및 후진 비행이 가능하여 고정익보다 제어가 쉽다는 장점을 가진다[4].

회전익 항공기가 동작할 때는 운동량 이론(momentum theory)을 따른다. 헬리콥터가 비행할 때 작용하는 힘은 로터의 추력에서 나온다. 헬리콥터가 비행할 때는 로터 블레이드에서 나오는 추력에 대한 반작용으로서 아랫방향으로 로터 후류가 생겨서 이것으로 전진을 하게 된다. 헬리콥터의 방향을 제어하고 전, 후진을 하기위한 로터의 출력은 다음과 같이 정의 된다.

뉴턴의 법칙($F = ma$)에 의해 가속도(a)는 속도가 0이던 공기가 로터를 지나면서 후류로 인한 공기 덩어리의 속도변화를 말하며, 질량은 로터면을 통하여 흘러내리는 공기의 정도이다. 시간 당 흐르는 공기의 질량은 공기의 밀도, 회전 블레이드의 면적, 그리고 로터를 지날 때의 유도속도를 모두 곱한 양이 된다. 따라서 질량의 흐름률과 가속도는 둘 다 유도속도에 따라 달라지며, 로터의 추력은 로터 회전면의 면적에 유도속도의 제곱값을 곱한 값에 비례하게 된다.

- 유도속도 = 속도가 0인 공기가 로터를 지날 때의 속도
- 후류속도 = 로터를 지난 후 일정한 공기의 속도
- 공기의 질량 = 공기의 밀도 x 회전면의 면적 x 유도속도

- 로터 추력 = 회전면의 면적 x 유도속도의 제곱

회전의 항공기에서 가장 중요한 점은 호버링이다. 고정익과 가장 큰 차이점을 가지며 실제 회전의 항공기의 임무의 거의 대부분이 이 호버링 상태에서 이루어진다. 호버링이라 함은 이론상으로는

$$\text{양력}(L) = \text{중력}(W) = 0$$

추력(T) = 항력(D) = 0 인 완벽한 정지 상태를 말한다. 실제로는 이 호버링을 할 수 있도록 조종사가 지속적으로 정지 상태를 유지하기 위하여 추력 등을 조절한다[5][6].

본 연구에 사용될 무인항공기는 장애물 유무에 따라 호버링도 가능해야 하며 자동으로 장애물을 회피하기 쉽도록 측면, 전방 이동이 쉬워야 한다. 따라서 고정익보다는 회전의 항공기를 선택하였으며 그 중에서도 특히 제어가 쉬운 쿼드 로터 헬리콥터(QRH : Quad Rotor Helicopter)를 사용하여 연구를 진행하였다.

2.2 무인항공기의 동작

무인항공기는 수동 조작과 자동 조작을 하는 두 가지의 방법으로 동작을 한다. 수동 조작의 경우는 일반적으로 항공기와 같이 조종자가 직접 탑승하여 제어하는 방법과 사용자가 직접 탑승하지 않고 원거리에서 조종기를 사용하여 항공기를 제어하는 방법 등이 있다. 자동 조작은 항공기에 조종자가 직접 탑승하지 않음은 물론 조종기도 사용하지 않지만 사전에 입력되어 있던 임무, 즉 목적지까지 스스로 비행하기 위한 정보를 지니고 항공기 스스로 목적지까지 비행하는 조작법을 말한다.

무인항공기를 원하는 방향으로 조종하기 위해서는 조종기를 통해 피치, 요, 롤 등의 신호를 조작해야한다. 항공기가 동작하기 위해서는 각 로터에서의 추력이 필요하며 로터들의 추력이 모두 같을 때 호버링을 하며 제자리 비행하게 되며 로터들의 추력을 조절하면서 항공기를 움직일 수 있다[7][8].

2.2.1 호버링 제어

호버링 제어란 항공기가 공중에서 위치가 바뀌지 않고 제자리 비행하는 것으로 각 로터들의 추력이 모두 같을 때 나타나는 회전익 항공기만의 특징이다. 각 로터들의 추력을 합친 값()이 전체 무게($m_A g$)보다 크다면 이륙을 한다. 또한 각각의 로터들의 추력(F_f, F_b, F_r, F_l)이 모두 동일한 경우 호버링을 한다 [9].

그림 2-1은 4-회전익 항공기의 개념도를 나타내고 있다.

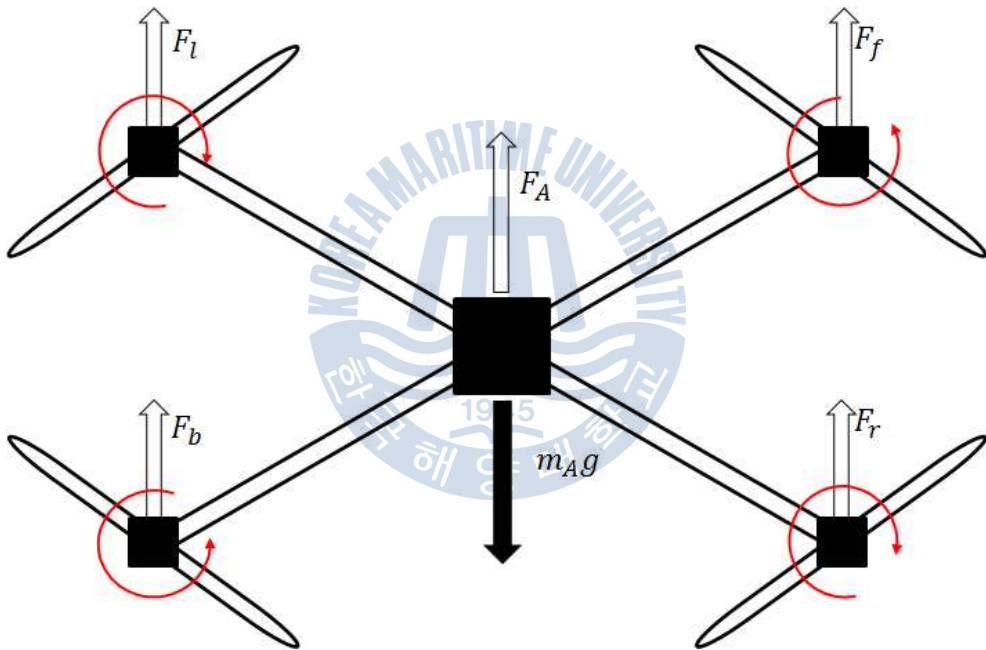


그림 2-1. 4-회전익 항공기의 개념도

표 2-1. 4-회전익 항공기 운동에 관련된 단위

F_A	각 로터의 추력의 합
F_f, F_b, F_r, F_l	전방(front), 후방(Back), 좌(Left), 우(Right)로터의 추력
$m_A g$	항공기 전체 무게

2.2.1 롤, 피치 제어

롤, 피치는 각각 좌우, 전후 운동을 의미한다. 회전익 항공기가 이동하기 위해서는 이동하고자 하는 방향으로 기체를 기울인 후에 이동을 한다. 실제로 일반적인 헬리콥터의 경우 이동을 하는 경우 기체가 앞으로 기울어져서 이동하는 것을 확인할 수 있다.

기체를 전후로 움직이기 위한 피치운동을 하기 위해서는 좌우 로터의 추력은 그대로 유지한 상태에서 전방, 후방의 로터들의 추력을 높이거나 줄이는 방식으로 전, 후진 운동이 가능하다. 그림 2-2과 같이 전방 로터의 추력()은 줄이고 후방 로터의 추력(F_b)를 높이면 후방의 추력이 강하기 때문에 항공기는 앞으로 기울어지게 된다.

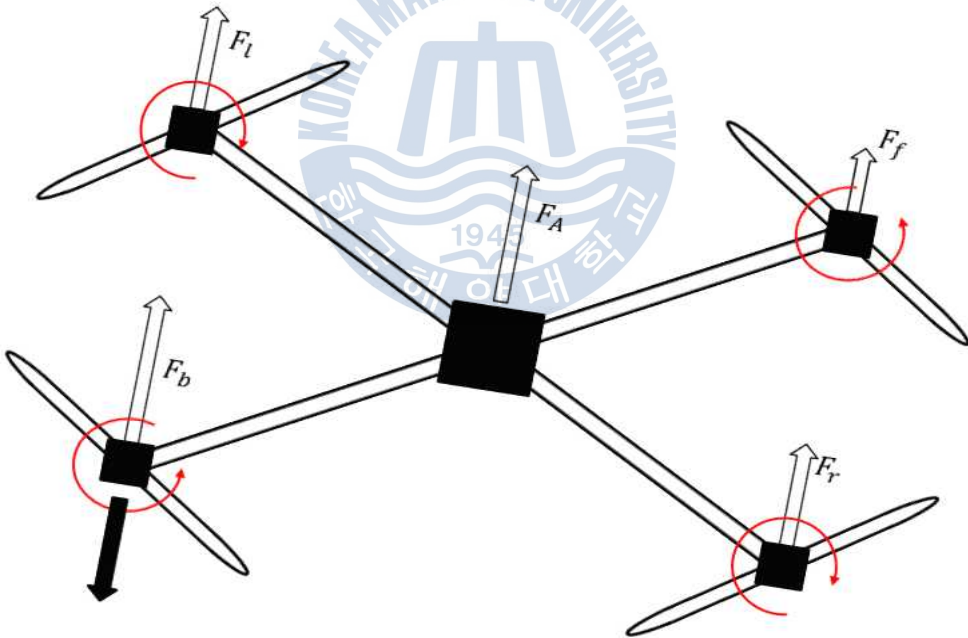


그림 2-2. 피치 운동

반대로 그림 2-3의 롤운동의 경우, 전후방의 로터의 추력은 고정된 상태에서 좌우의 로터의 추력을 조절하면 항공기를 좌우로 이동시킬 수 있다. 좌측 로터의 추력()을 줄이고 우측 로터의 추력(F_r)을 높여주면 항공기는 좌측으로 기울게 되고 좌측으로 이동한다.

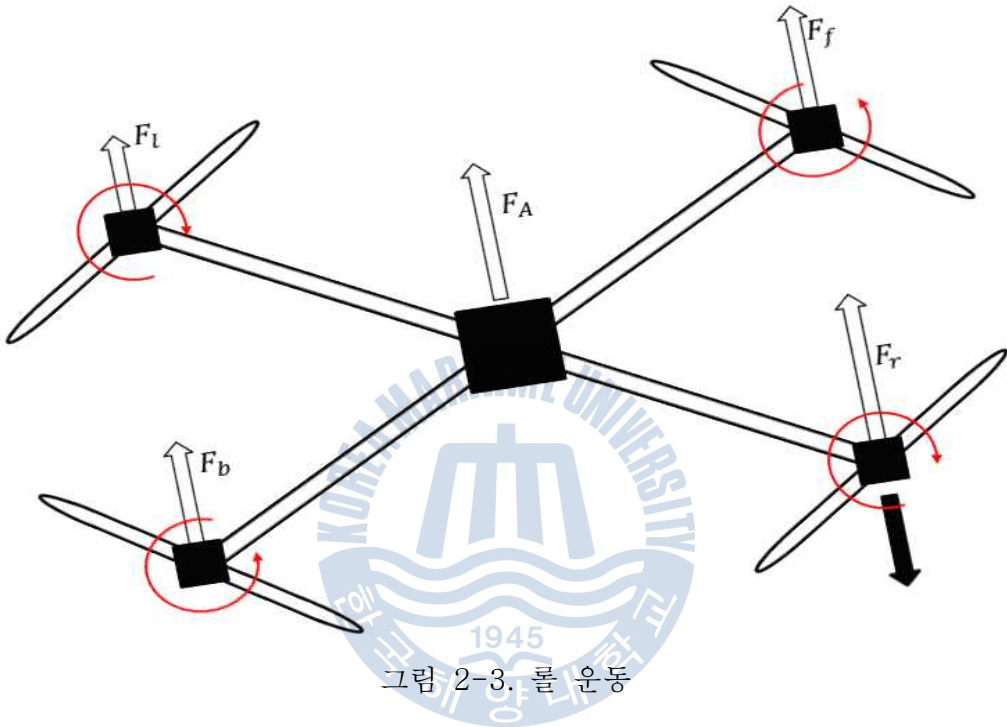


그림 2-3. 롤 운동

2.3 무인항공기의 구성

본 연구에서 사용한 회전익 항공기 중 QRH는 그림 2-4와 같이 구성되었다. 전체적인 구성으로는 수신기로부터 신호를 입력받아 PID제어를 하는 APM2 제어부와 변속기를 통해 모터를 제어하는 모터부, 그리고 본 연구에서 사용한 회피 기법인 레이저 렌지 파인더를 통한 장애물 검출부로 나눌 수 있다.

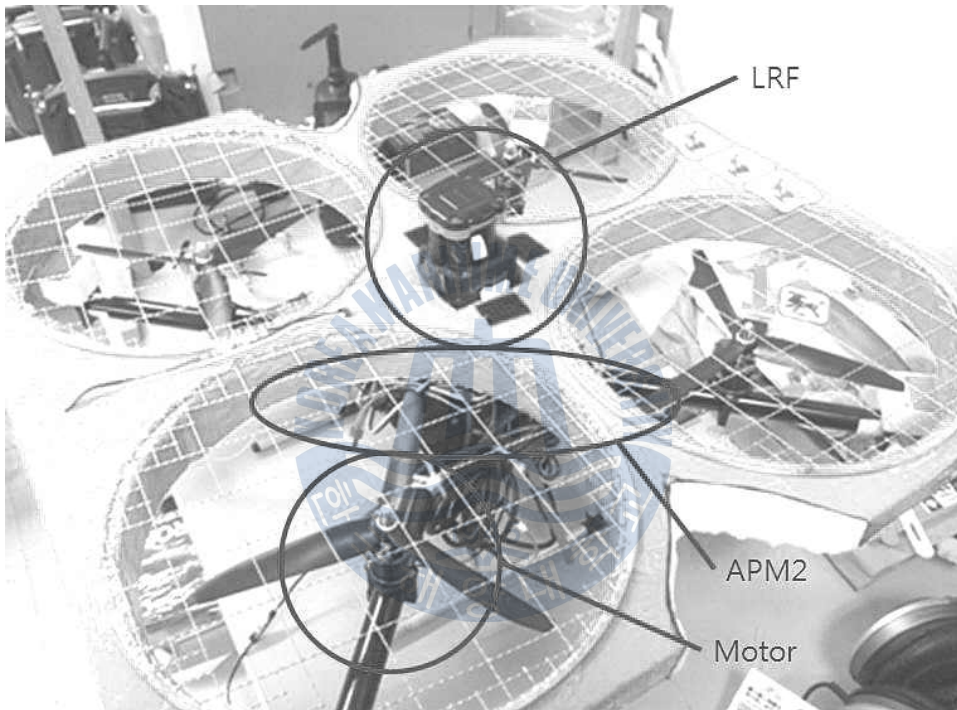


그림 2-4. 제작된 4-회전익(QRH) 항공기 실제 모습

QRH는 단어와 같이 4개의 로터들로 구성된 회전익 항공기를 말한다. 이 로터들을 그림과 같이 십자형(+)의 끝단에 부착하여 추력을 얻어 비행하게 된다. 주로 4개의 로터들은 브러쉬리스 모터를 사용하고 모터를 제어하기 위해서 변속기를 사용한다. 이 변속기는 모터를 제어하기 위해 메인 MCU에서 PWM신호를 전송하면 이 PWM신호를 모터가 동작할 수 있는 변환된 신호로 바꾸어 모터로 보낸다.

2.3.1 APM2 제어부

APM2 제어부는 QRH를 제어하기 위한 메인 MCU인 APM2보드로 구성되어 있으며 전체적인 로터의 제어는 이곳에서 이루어진다. 수신기로부터 받은 각각의 롤, 피치등의 PWM신호를 PID제어를 통해 변속기로 전달한다. APM2는 오픈 소스를 사용한 자동 조종 시스템중의 하나로 제어보드 내부에 6-DOF 가속도, 자이로 센서는 물론 GPS까지 내장되어 있는 형태이다. 또한 비행 중 비행 방향 및 경로의 기록이 가능하여 본 연구에서의 회피 방향 경로의 확인이 가능하다는 장점을 가지고 있다. 실제로 각각의 로터에 제어신호를 보내서 비행이 가능하도록 하는 모든 기능을 APM2 보드부에서 담당하고 있다.

그림 2-5는 APM2제어부의 실제 모습이다.

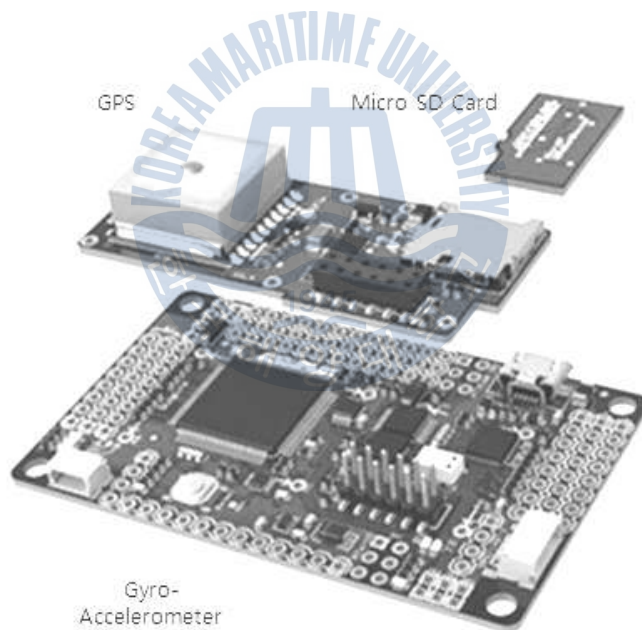


그림 2-5. APM2 제어부

2.3.2 모터부

변속기와 브리쉬리스(Brushless Direct Current Motor : BLDC)모터로 구성 되어있다. BLDC Motor는 기존의 Brushed DC Motor나 여타 Motor에 비해, 더 좋은 속도 대 토크 특성을 가지며 높은 동적 응답, 고효율, 저소음, 더 높은 속도영역 등의 장점을 가지며 동일한 모터 크기에 대해 보다 큰 Torque를 냄 으로서 더 무거운 물체를 쉽게 비행시킬 수 있는 장점이 있다[10].

BLDC Motor는 일반적인 Brush DC Motor의 구동 원리는 동일하나 구조적으로 반대인 특징이 있다. 즉, 3상 BLDC Motor의 구조는 고정자가 전기자권선으로 구성되어 있고, 회전자가 영구자석으로 되어 있어 구조적으로는 영구자석 형 동기 모터(Permanent Magnet Synchronous Motor; PMSM)와 유사하다. 하지만 PMSM은 역기전력이 정현파이나 BLDCM은 사다리꼴파인 것과, 고정자의 권선배치와 영구자석의 형태가 다르다는 점에서 차이가 난다. Brush DC Motor의 정류(commutation)는 정류자와 브러시에 의하여 구조적으로 이루어지는 것에 반하여, BLDC Motor는 전기자권선이 고정되어 있으므로 이것을 전자적인 회로에 의하여 Rotor의 위치에 동기 하여 이루어지게 된다[11].

브러쉬리스 모터는 실제로 항공기가 추력을 얻어 비행할 수 있도록 하며, 변속기는 APM2로부터 전송받은 PWM신호로 모터를 제어할 수 있는 토크신호로 변환시킨다. 이 토크신호를 사용하여 모터들의 회전 속도를 조절하고 각 로터들의 회전 속도 조절을 통해 항공기의 높낮이, 전진, 후진 등 여러 움직임이 가능하도록 조절한다.

그림 2-6는 실제 모터부의 모습이다.



그림 2-6. 모터부

2.3.3 장애물 검출부

본 연구에서 사용된 레이저 렌지 파인더를 사용하여 전방을 기준으로 좌우 135도씩의 각도 내에 존재하는 장애물을 검출하는 부분이다. 만약 진행방향에 충돌의 위험이 있는 일정거리 내에 장애물이 검출되는 경우에는 MCU (Seeeduino)에서 이를 감지하여 자동으로 안전하게 회피 가능한 방향을 결정하여 항공기가 이동 할 수 있도록 자동제어하기 위한 신호(Aileron, Elevator) 값을 선택터(Selector)에 전송한다. 실제로 레이저 렌지 파인더의 경우는 출력이 일반 USB로 출력되기 때문에 이 신호를 MCU가 받아서 처리 할 수 있도록 중간에 VDIP1-USB커넥터를 사용하여 Serial UART통신으로 연결하였다.

그림 2-7는 실제 장애물 검출부의 모습이다.

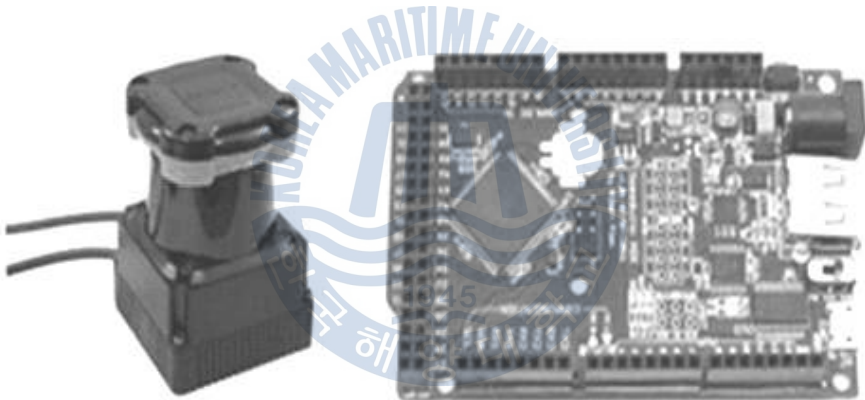


그림 2-7. 장애물 검출부

3장. 무인항공기의 제어

무인항공기를 조종자가 제어하는 방법은 무선 송신기를 이용한다. 무선 송신기로부터 받은 스로틀, 롤, 피치, 요 등의 PWM값을 받아서 APM2가 PID제어를 통해 모터를 정밀 제어할 수 있도록 한다. 또한, 장애물이 검출되어 회피 신호를 보내게 될 때 송신기부터의 데이터와 회피 데이터의 혼선을 막기 위해 사용될 데이터를 결정하는 Selector로 구성되어 있다. 실제 제어를 하기위한 신호들의 흐름은 다음 그림 3-1의 구성도에서 볼 수 있다.

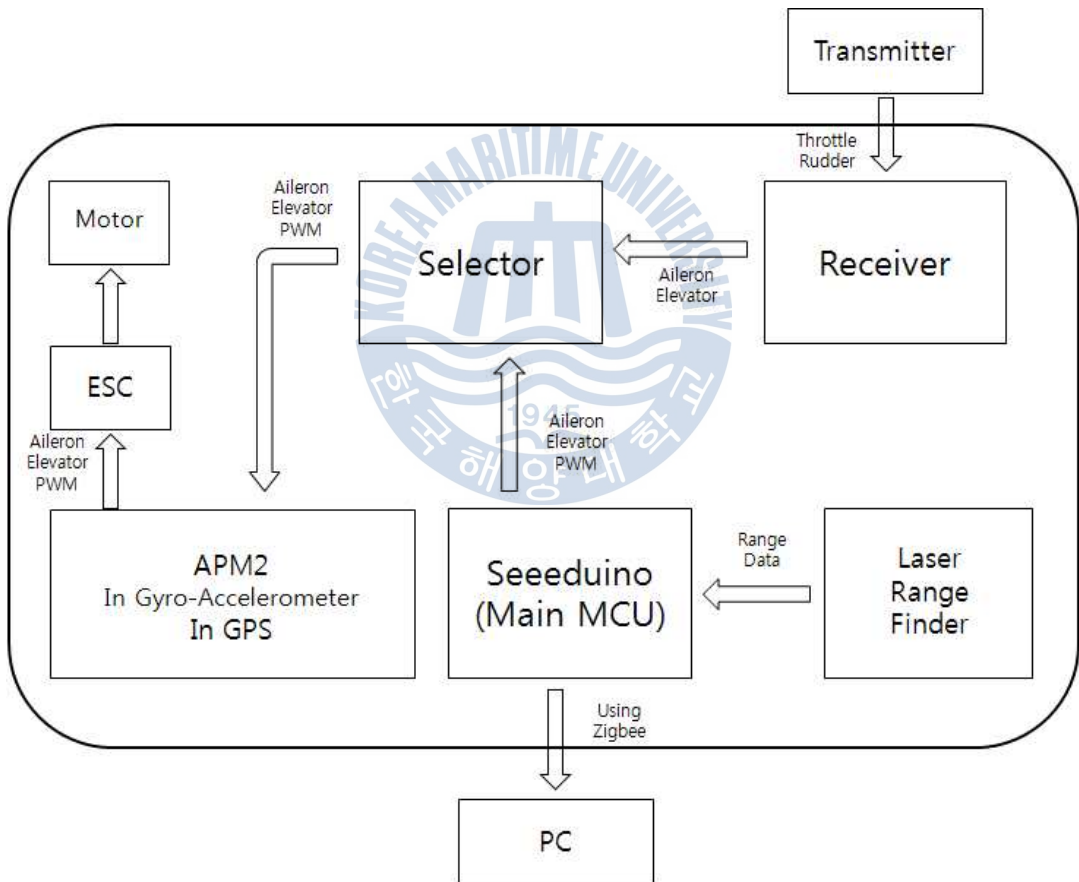


그림 3-1. 무인항공기 제어를 위한 신호 구성도

3.1 레이저 렌지 파인더

3.1.1 레이저 렌지 파인더의 특성

레이저 렌지 파인더는 전방 270도에 있는 모든 장애물과의 거리를 측정해서 레이더 형태로 표시를 해주는 장치이다. 최대거리는 기기 마다 약간의 차이는 있지만 논문에서 사용된 장치(UTM-30LX, HOKUYO co.)는 최대 30m까지 측정이 가능하다. 270도의 범위의 거리를 각 0.25도에 한 번씩 그 거리를 측정하여 총 1080개의 데이터를 전송해 준다. 또한 레이저 파장대를 사용하여 외부환경(태양)에 독립적으로 동작하여 기존의 적외선 센서의 단점을 보완했다.

전송 받은 거리 값을 통해 충돌 위험이 있는 일정거리(본 연구에서는 5m)안에 장애물이 검출되는 경우에는 이를 감지하여 진행방향과 일치할 경우에는 사용자에게 경고를 하는 것과 동시에 항공기가 안전하게 장애물을 회피 할 수 있는 방향을 계산한다.

실제 LRF의 모습과 측정각도는 그림 3-2와 같다.

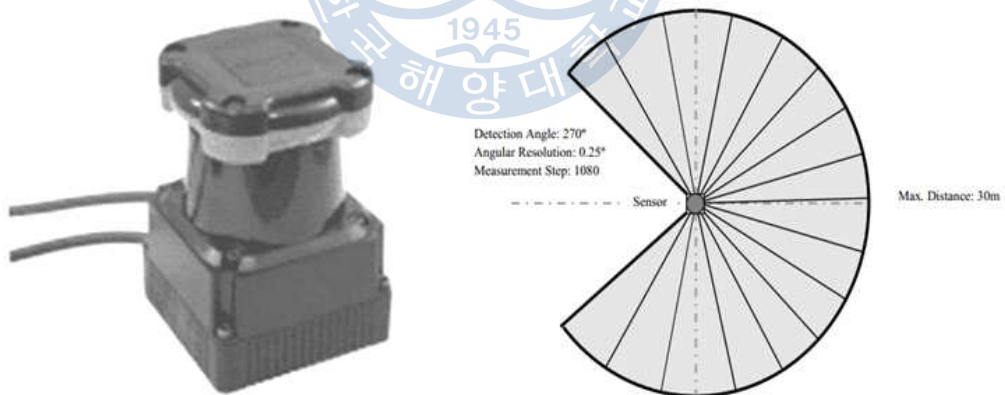


그림 3-2. Laser Range Fider(UTM-30LX)의 모습과 측정각도

표 3-1. UTM-30LX의 제원

Model	UTM-30LX	Accuracy	Under 3000lx
Light Source	Laser $\lambda = 905\text{nm}$	Scan Angle	270°
Supply Voltage	12VDC \pm 10%	Scan Speed	25ms(Motor speed : 2400rpm)
Supply Current	Max: 1A, Normal : 0.7A	Weight	210g (Without cable)

3.1.2 레이저 렌지 파인더의 동작

레이저 렌지 파인더는 실제로 장비 내부에 있는 레이저 센서가 고속 (2400rpm)으로 회전을 하면서 장애물과의 거리를 측정하는 장비이다. 이렇게 측정된 270도의 범위의 거리 값 1080개의 많은 데이터를 전송하기 위해 SCIP 2.0 프로토콜을 사용하여 전송한다. 이는 1080개의 거리 값을 전송할 때 많은 대역폭이 요구되기 때문에 많은 데이터를 좀 더 간단하고 빠르게 전송하기 위함이다.

그림 3-3은 SCIP 2.0의 인코딩 방법을 3-4는 디코딩 방법을 보여주고 있다.

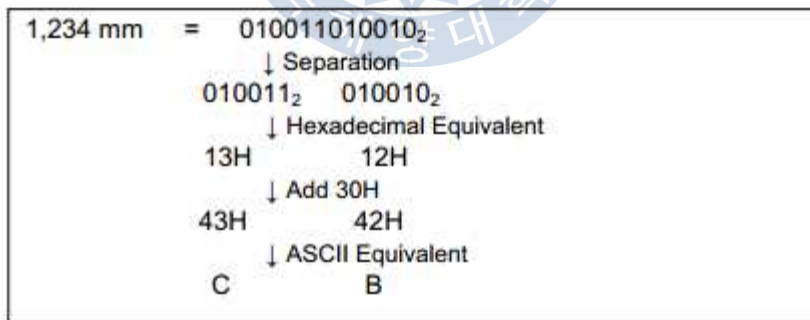


그림 3-3. SCIP 2.0 프로토콜의 인코딩

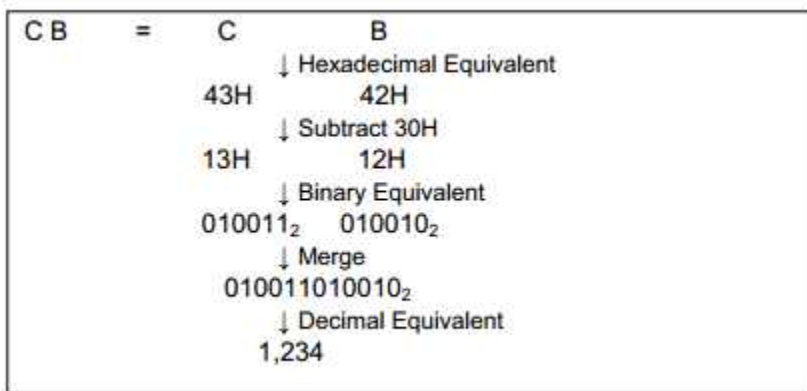


그림 3-4. SCIP 2.0 프로토콜의 디코딩

그림과 같은 인코딩 과정을 통해 실제 거리 값은 ASCII코드로 변경되어 MCU로 전송된다. 실제로 Serial UART를 통해 전송받은 코드는 그림 3-5와 같다.

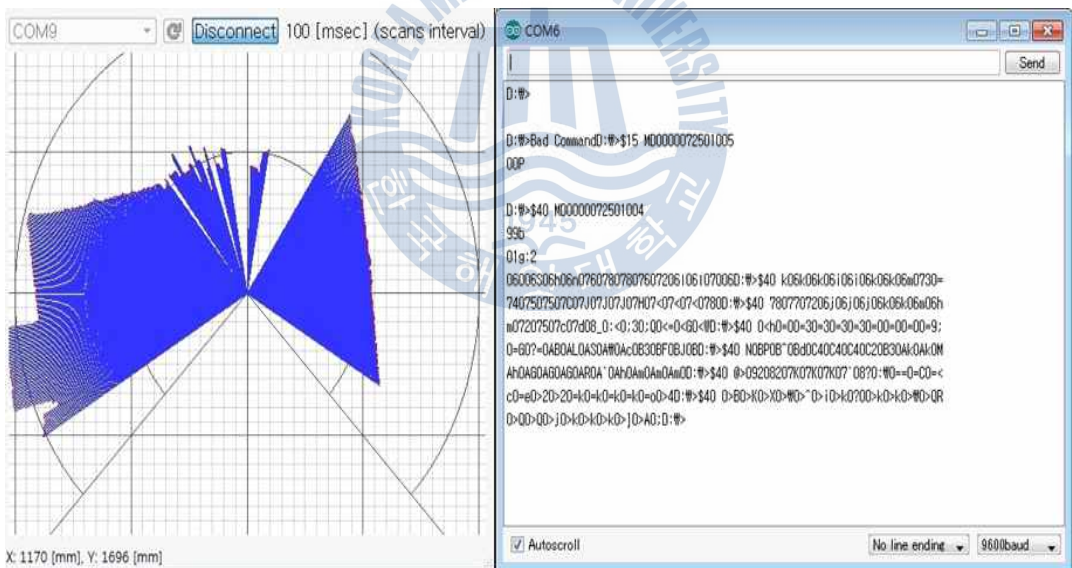


그림 3-5. Serial UART를 통해 전송받은 1080개의 거리 값

3.2 레이저 렌지 파인더를 사용한 회피시스템

3.2.1 회피시스템의 구성 및 동작

장애물을 검출하고 회피하는 시스템의 구성은 그림 3-6과 같다. LRF는 장애물을 검출하고 그 데이터를 Seeduino(Main MCU)에 전송한다. 장애물 검출에 방향에 따라 회피 방향을 계산한 후 무인항공기를 움직이기 위한 PWM신호를 Selector로 전송한다.

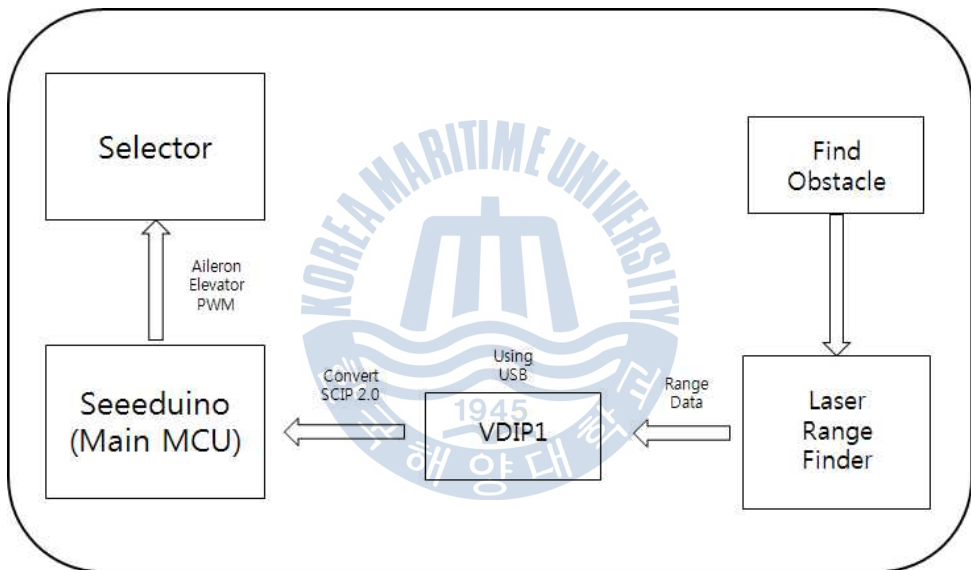


그림 3-6. 장애물 회피 시스템의 구성

레이저 렌지 파인더에서는 항공기가 진행하는 방향을 기준으로 좌 135도, 우 135도에 대한 거리를 측정하여 거리 값을 MCU(Seeduino)에 전송한다. 측정된 거리 값을 바탕으로 메인 MCU에서는 장애물과의 거리가 일정 수치 이하로 가까워졌다면 항공기와 장애물과의 충돌위험을 감지하고 장애물을 회피하기 위한 방향을 알고리즘을 통해 계산한다. 방향을 결정했다면 MCU는 회피 방향에 대한 PWM신호(Aileron, Elevator)를 APM2로 전송하여 기체를 회피 방향으로

이동시킨다. 또한 실제 검출된 장애물의 형태와 거리 등을 사용자가 모니터링 할 수 있도록 Zigbee를 사용하여 PC에 거리 값을 무선 전송한다.

여기서 APM2제어부와 Seeduino를 연결시켜주는 역할을 하는 셀렉터가 있다. 이 셀렉터는 장애물이 검출되지 않는 정상상태에서는 Seeduino의 신호는 받지 않고 Receiver에서의 신호만 받아 APM2로 전송을 한다. 반대로 장애물이 검출되어 위험 신호를 전송할 경우에는 Receiver의 신호는 받지 않고 Seeduino의 장애물 회피 신호만 전송 받는다. 이는 Receiver와 Seeduino에서 오는 각각의 로터 제어 PWM신호가 중첩되어 APM2가 혼선을 일으키지 않도록 하기 위한 신호를 선택하기 위한 장치이다.

3.2.2 회피시스템의 알고리즘

항공기가 장애물을 검출하고 자동 회피하기 위해서는 어느 방향에 장애물이 있으며, 회피 가능한 방향은 어디인지를 계산 할 수 있는 알고리즘이 필요하다. 본 논문에서는 장애물이 검출되는 전방 270도의 지역을 각 90도로 3구역으로 나누고, 항공기가 회피하는 방향을 좌, 좌상, 상, 우상, 우 방향으로 5방향으로 나누어 장애물 검출 및 회피방향에 대한 알고리즘을 제시한다. 그림 3-7은 실제 진행방향 및 장애물 검출 지역을 분류한 방법을 보여주고 있다.

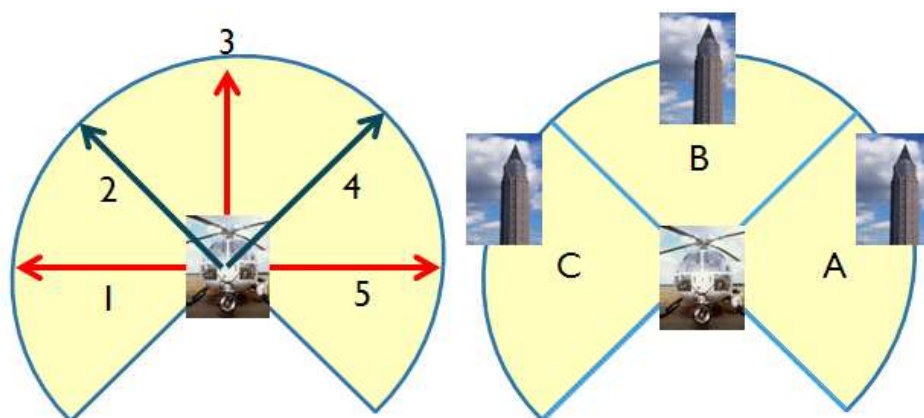


그림 3-7. 진행방향 및 장애물 검출 지역 분류

무인항공기가 비행을 하고 있을 때, 진행 방향으로 장애물이 검출된다면 충돌의 위험이 있기 때문에 진행방향을 바꿀 수 있는 알고리즘이 필요하다. 또, 반대로 진행방향에는 장애물이 없고 좌, 우 방향에 장애물이 있는 경우는 실제로 장애물은 레이저 렌지 파인더에 검출이 되지만 충돌의 위험은 없기 때문에 회피 하지 않고 그대로 진행할 수 있도록 하여야 한다.

예를 들면, 장애물이 검출되는 지역을 3구역으로 나누었을 때 무인 항공기는 직선 방향으로 이동을 하고 있고 그림 3-8과 같이 장애물이 A, C에 있는 경우는 진행방향에서 장애물이 검출되지 않기 때문에 진행방향을 변경하지 않아도 충돌을 하지 않는다. 따라서 회피방향을 결정하는 Seeeduino(MCU)에서는 진행방향을 변경시키지 않고 그대로 진행시킨다.

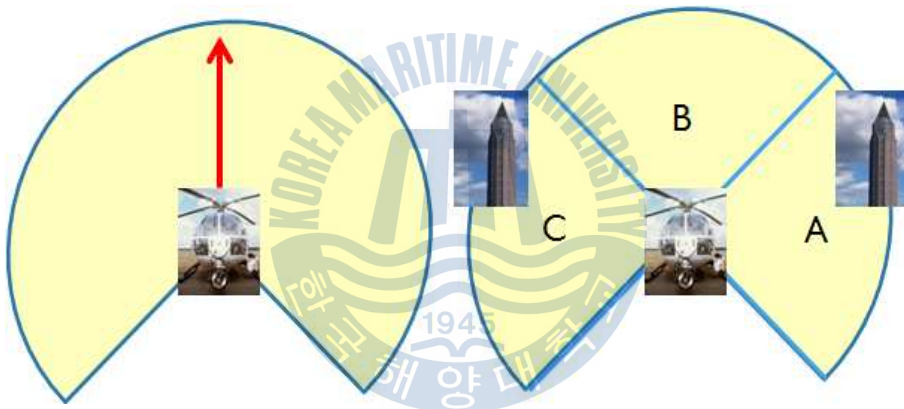


그림 3-8. 진행방향이 직선, 장애물 2개가 검출된 경우

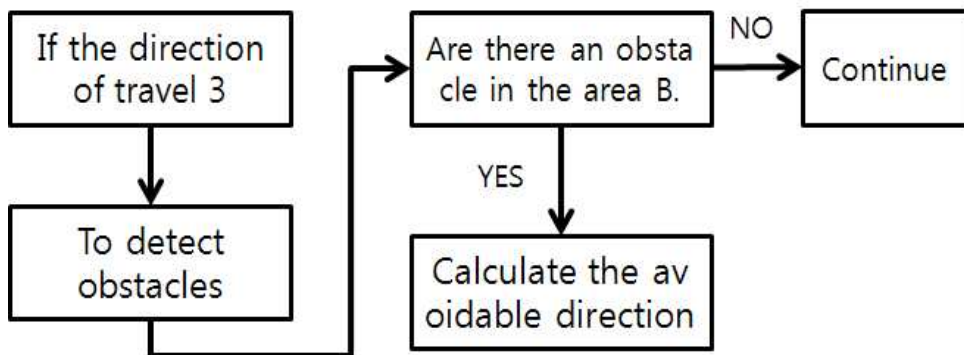


그림 3-9. 진행방향이 직선, 장애물 2개가 검출된 경우의 흐름도

반면 그림 3-10와 같이 진행방향은 직선 방향으로 동일한데 장애물이 B, C에 있는 경우에는 진행방향으로 장애물이 검출된다. 이 때 계속해서 무인항공기가 진행을 하게 된다면 B구역의 장애물과 충돌의 위험이 있으므로 MCU에서는 장애물을 회피하기 위한 방향을 계산한다. 계산을 할 때 회피방향은 여러 방향이 있겠지만 장애물이 B와 동시에 C에서도 검출되었기 때문에 C구역으로 회피했을 경우에도 충돌의 위험이 있으므로 가장 안전하게 회피할 수 있는 A구역으로 회피할 수 있도록 PWM신호를 전송한다.

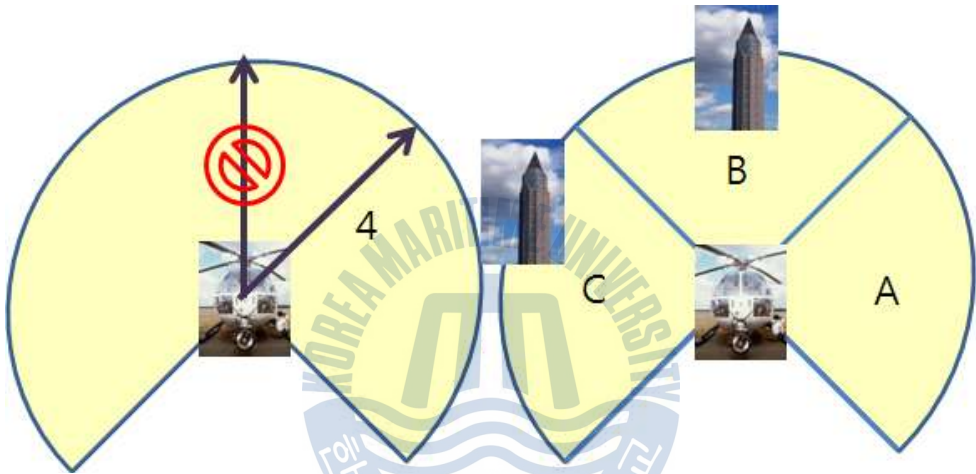


그림 3-10. 장애물에 따른 진행방향 및 회피방향 결정

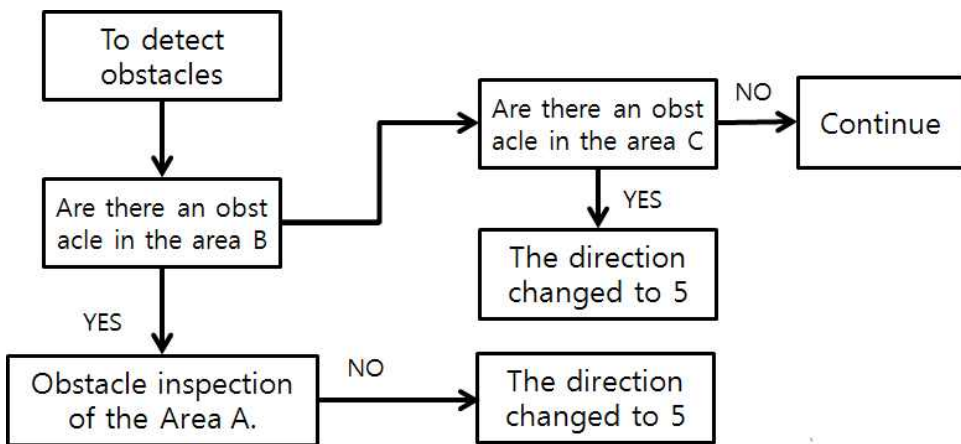


그림 3-11. 장애물에 따른 진행방향 및 회피방향 결정의 흐름도

장애물을 성공적으로 회피 하였다면 본래의 진행방향으로 다시 무인항공기를 되돌릴 수 있는 시스템이 필요하다. 다음 그림과 같이 목적지로 이동하기 위해 직선으로 이동 중 인 경우 이동경로에서 장애물이 발견되어 회피방향을 결정하고 회피하였을 경우 다시 목적지로 가기 위해서 본래의 궤도로 돌아가야만 한다. 그렇게 하기 위해서 본 연구에서는 회피방향으로 얼마만큼 이동하였는지를 알기 위하여 회피하는 동안 카운팅을 사용하였다. 회피하는 동안 MCU에서 특정 숫자열에 100ms에 한번씩 숫자를 카운팅하여 저장한다. 그 후 장애물 회피가 완료되었다면 무인항공기가 본 궤도에서 얼마만큼 이탈하였는지를 카운팅 숫자열을 통해 파악하고 다시 본 궤도로 돌아가기 위해 카운팅된 숫자만큼 회피 반대방향으로 이동할 수 있도록 구성하였다.



3.2.3 PWM제어

APM2에서 무인항공기를 이동시키는 경우에는 Aileron, Elevator 신호를 사용하여 제어를 한다. Elevator신호는 무인항공기를 전, 후 방향으로 이동시킬 때 사용하며 Aileron신호는 무인항공기를 좌, 우 방향으로 이동시킬 경우에 사용된다. 실제로 조종기를 통하여 무인항공기를 이동시키는 경우에도 항공기의 높낮이를 제어하기 위한 스로틀과 항공기를 움직이기 위해 조작하는 신호들은 모두 Aileron, Elevator 신호로 이루어져 있다. 실제로 항공기에 아무런 신호를 주지 않는 경우는 Aileron, Elevator 모두 1500 μ s의 PWM신호를 가진다.

여기서 항공기를 전진 시킬 경우는 좌우의 움직임을 제어하는 Aileron신호는 조작할 필요가 없고 Elevator신호를 1500 μ s이하로 조작하게 되면 전진한다. 1500 μ s이상으로 조절하면 후진하게 된다. 실제로 조작을 하는 경우 너무 갑작스럽게 PWM신호가 변하면 항공기가 균형을 잃을 수 있기 때문에 Elevator신호를 전진에는 1480 μ s, 후진 시에는 1520 μ s를 사용하여 안정적인 비행이 되도록 신호를 조절하였다. 또한, Aileron신호 역시 1500 μ s을 기준으로 1480 μ s가 되면 우측으로 이동하고 1520 μ s가 되면 좌측으로 이동하도록 설정하였다. 그림 3-12과 같이 기준은 1500 μ s이며 1520 μ s인 경우에는 이 신호가 Aileron 신호라면 좌측, Elevator신호라면 후진을 하기위한 PWM신호가 된다.

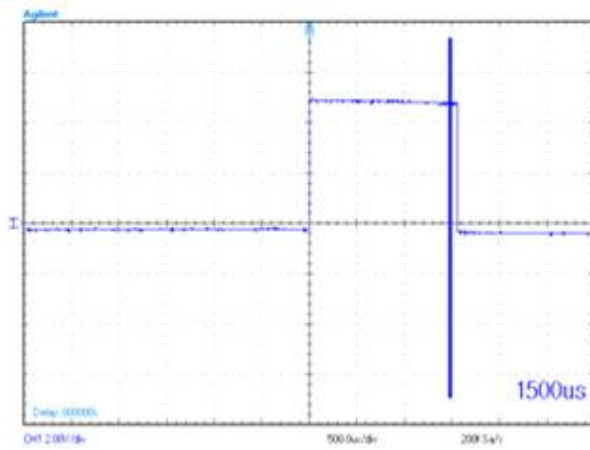


그림 3-12. 1520 μ s의 PWM신호

또, 반대로 그림 3-13과 같이 1480 μ s의 신호라면 이 신호가 Aileron신호라면 우측, Elevator신호라면 전진을 하기위한 PWM신호가 된다.

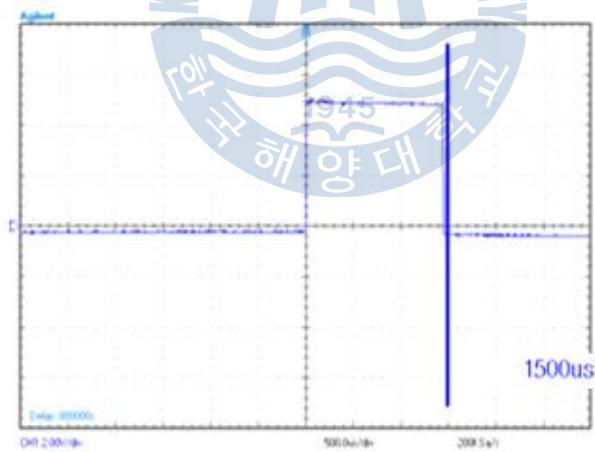


그림 3-13. 1480 μ s의 PWM신호

여기서 중요한 점은 실제로 송신기에서 전달되는 수동 조종신호 역시 Aileron, Elevator 신호로 이루어져있는데 이 때 송신기로 부터의 신호와 장애물을 발견한 후 회피를 위한 신호역시 Aileron, Elevator 신호로 구성되어 서로 충돌이 발생하여 시스템이 오류를 일으킬 수 있다. 이 때문에 본 연구에서는 셀렉터(Selector)를 사용하여 송신기에서의 신호와 회피시스템에서의 신호를 선택하여 서로 충돌 없이 APM2에 전달 할 수 있도록 구성하였다. 평소에는 송신기를 통한 신호를 우선 시 하여 동작하지만 장애물이 검출되어 충돌이 위험이 있는 경우는 송신기에서의 신호보다 회피시스템에서의 신호를 우선 시 하여 송신기에서의 신호는 무시하고 회피시스템에서의 신호만 APM2에 전달하도록 하였다.

실제로 장애물의 유무에 따른 셀렉터의 신호 동작흐름은 그림 3-14과 같다.

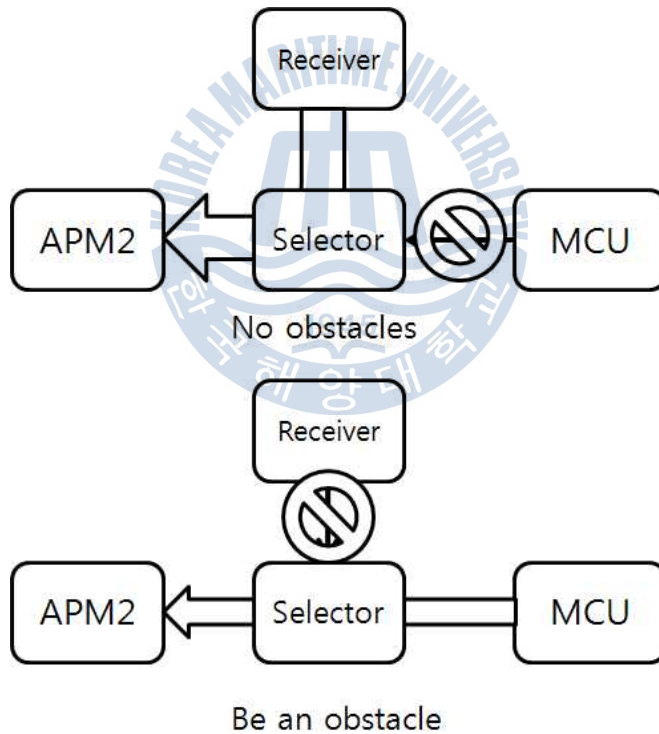


그림 3-14. 셀렉터의 동작 흐름

4장 실험 및 결과

4.1 실험 환경과 설정

실험은 그림 4-1과 같이 무인항공기가 직선방향으로 자동비행을 하고 있고 간단하게 사각형의 장애물(기둥)을 자동회피 할 수 있도록 실험단계를 구성하였다.

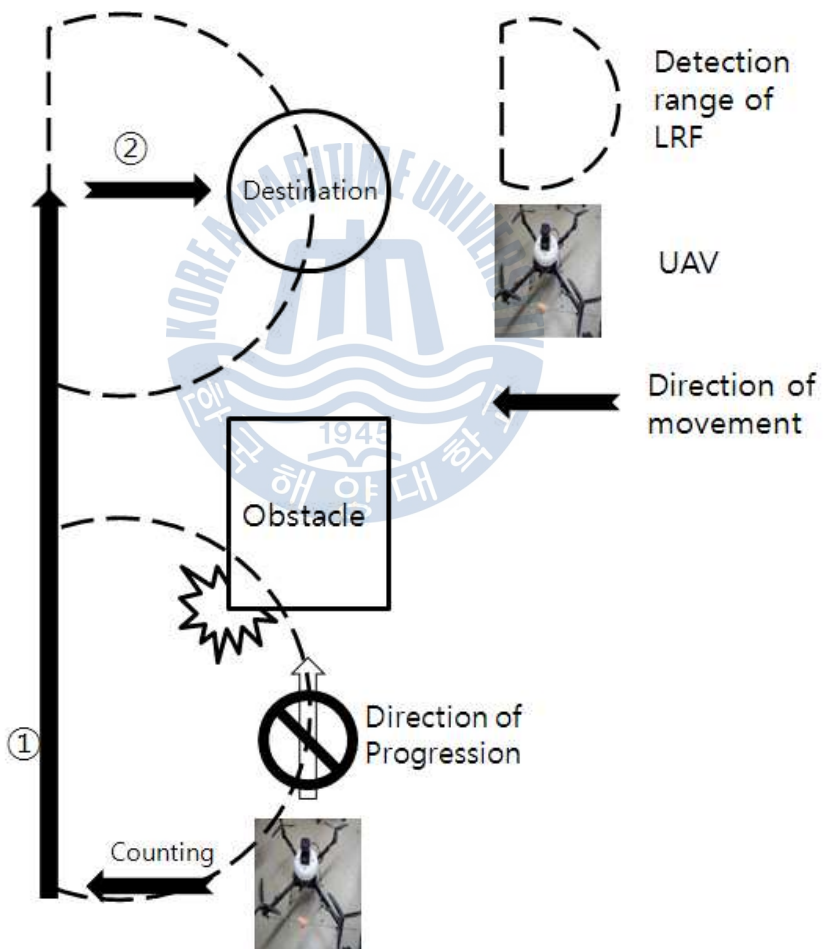


그림 4-1. 실제 실험을 실시한 실험 단계

진행방향으로 장애물이 검출되면 장애물 회피를 실시함과 동시에 얼마만큼 본 궤도에서 벗어난 것인지 알기 위해 회피하는 동안 특정 함수에 카운팅을 실시한다. 그 후 무인항공기는 장애물을 회피하여 목적지까지 이동 후 장애물이 검출되지 않는 위치에서 회피한 만큼 반대쪽으로 되돌아감으로 본 궤도로 이동을 한다.

이 과정에서 그림 4-1의 ①과 같이, LRF는 270도 까지 검출이 가능하므로 항공기 우측에 계속해서 장애물을 검출하게 된다. 이 때, 시스템에서는 아직 완전히 장애물을 회피하지 않았다고 판단하여 장애물이 검출되지 않는 지역까지 계속해서 진행을 한다.

그 이후 ②에서는 LRF의 검출범위 내에서 더 이상 LRF에서 장애물이 검출되지 않는다. 여기서 회피 시스템은 장애물을 모두 회피했다고 판단, 현재까지 카운팅된 수만큼 회피반대 방향으로 이동하여 본래 궤도에 복귀하여 목적지까지의 항행(航行)을 마친다.

실제로 실험을 실시한 환경은 다음 그림 4-2과 같다. 간단한 장애물(기둥)을 직선으로 비행하도록 하였으며 목적지는 기둥을 지난 현관으로 설정을 하였다.

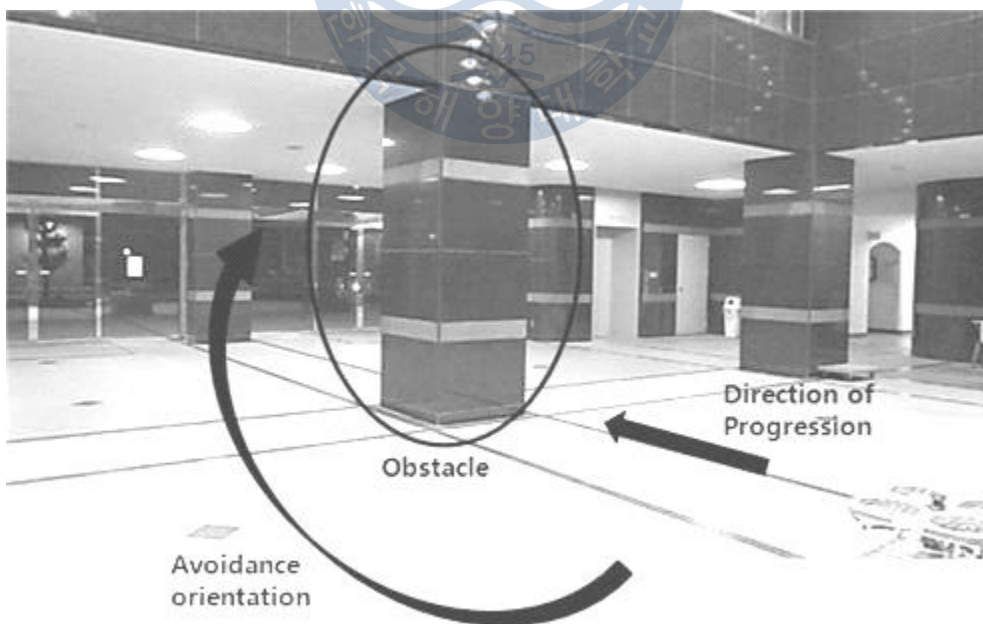


그림 4-2. 실제 실험을 실시한 환경

4.2 LabVIEW 모니터링 결과

사용자가 실시간으로 무인항공기의 상황 등을 살펴보기 위하여 Zigbee(200m 이내) 무선 통신을 이용하여 원거리에서 PC로 모니터링 할 수 있도록 LabVIEW 프로그램을 작성하였다. 모니터링 시스템에서는 현재 장애물이 검출되는 지역, 장애물과의 거리 등을 실시간으로 사용자가 볼 수 있도록 설계하였다. 이를 사용해서 무인항공기가 시야에서 벗어났을 경우 무인항공기의 주위 환경을 알 수 있다.

또한, 모든 지역에서 장애물이 검출되어 무인항공기가 자동비행 할 수 없는 경우에는 자동으로 더 이상 항행하지 않고 제자리에서 호버링을 실시함과 동시에 사용자에게 경고신호를 보내 줄 수 있도록 설계하였다.

또한, 그림의 오른쪽 영역과 같이 레이더 형식으로 전방에 대한 검출범위를 표시하였고 장애물 검출 유무에 따라 LED에 경고 표시를 할 수 있도록 하였다. 다음 그림 4-3는 실제로 사용자가 Zigbee무선통신을 통해 확인할 수 있는 LabVIEW에서의 모니터링 프런트 패널화면이다.

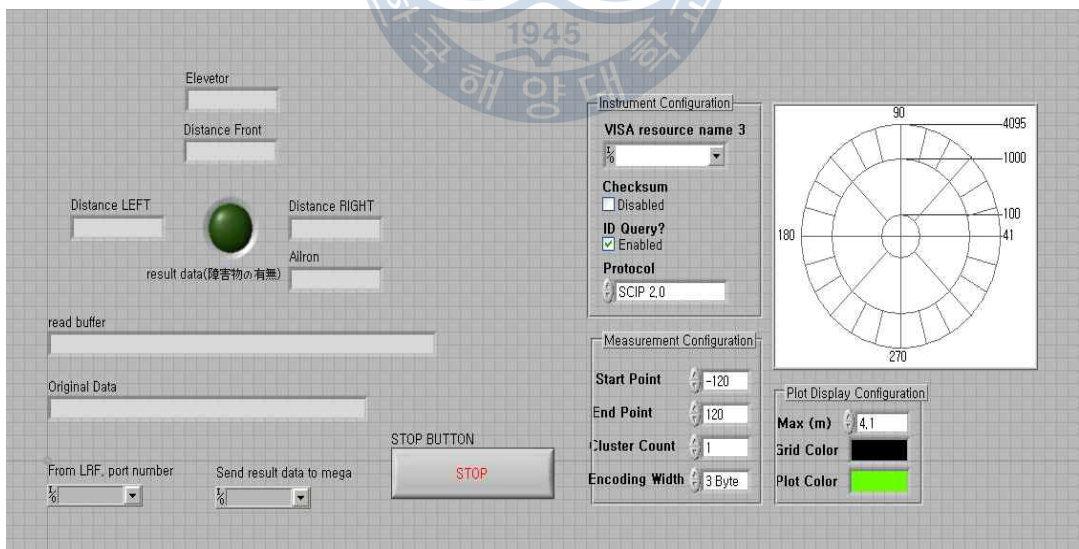


그림 4-3. LabVIEW 모니터링시스템 프런트패널

4.3 APM2에서의 PWM데이터 분석

본 실험에서 사용된 APM2는 자동으로 비행 기록(실제로 수신기로부터 받은 조종신호, GPS를 통한 위치의 변화 등)을 데이터로 저장하여 사용자에게 제공하는 기능을 내장하고 있다. 따라서 실제 장애물 회피를 위한 실험을 했을 경우 장애물이 어느 때에 검출되었고, 실제로 어떠한 회피신호가 전송되었는지를 저장된 데이터를 사용하여 분석이 가능하다.

실험에서 우리가 살펴보아야 할 데이터는 그림 4-4에서와 같이 크게 4가지가 있다.

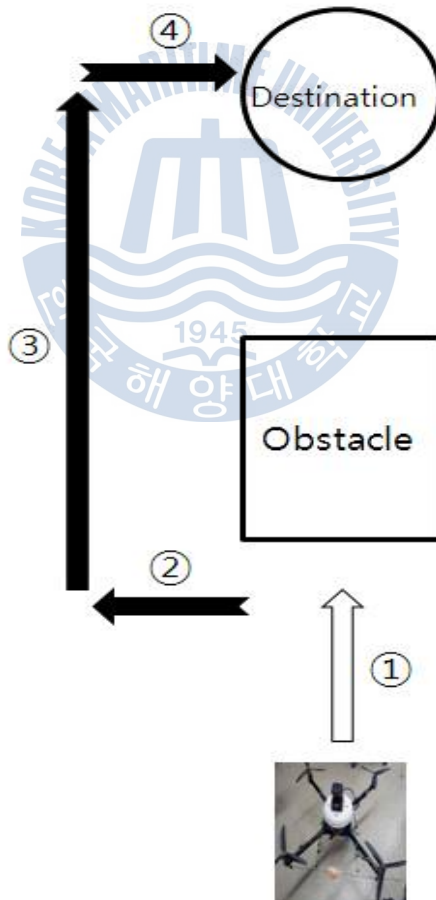


그림 4-4. 각각의 단계별로 분석해야할 데이터

첫 번째 목적지로 향해 직선비행하는 데이터(①), 두 번째, 회피하는 방향으로의 데이터(②), 세 번째, 장애물을 피해 진행하는 데이터(③), 마지막으로 본 목적지로 되돌아오는 데이터(④)이다.

①의 데이터는 항공기가 앞으로 이동하기 위한 피치운동에 대한 데이터를 분석함으로써 알 수 있다. 그림 4-6은 Pitch의 Attitude값을 4-7은 이 Pitch값에 대해 실제로 모터에서의 출력 값을 보여주고 있다. 그림 4-7에서 모터 1은 앞부분의 모터(Front)이고 모터 2는 뒤쪽 모터(Back)의 출력 값이다.

우선 피치 운동으로 확인 할 수 있는 항공기의 전, 후진 운동에 대한 데이터에 대해서 살펴본다.

그림 4-6에서와 같이 시간에 따른 x축의 30~40의 사이에서는 전체적으로 모터 2의 출력이 높은 것을 알 수 있다. 모터 2의 뒤쪽 출력이 높다는 것은 항공기가 전진을 하고 있다는 뜻이 된다. 바로 이 지점이 ①지점의 움직임이 된다.

또한 동시에 회피하는 방향으로의 데이터(②)의 경우는 앞뒤의 전진운동은 없는 좌우운동이므로 그림 4-6의 시간 x축의 40~46사이에서는 모터1과 모터2의 움직임에서의 차이가 거의 없는 것을 확인할 수 있다.

마지막으로 피치 데이터를 이용하는 단계는 장애물을 피해 진행하는 데이터(③)이다. 이 경우에도 항공기는 장애물을 회피한뒤 목적지까지 직선 비행한다. 항공기는 시간 x축의 46에서 장애물 회피를 마쳤으므로 46이후에 직선운동을 하기 위해 그림 4-6에서도 확인할 수 있듯이 모터 2의 출력을 모터 1보다 크게 높이게 된다.

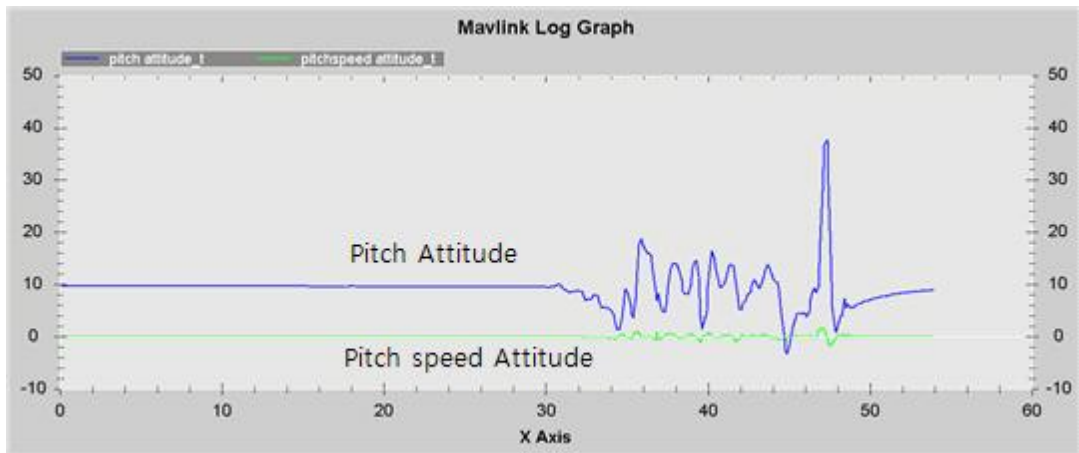


그림 4-5. Pitch Attitude DATA

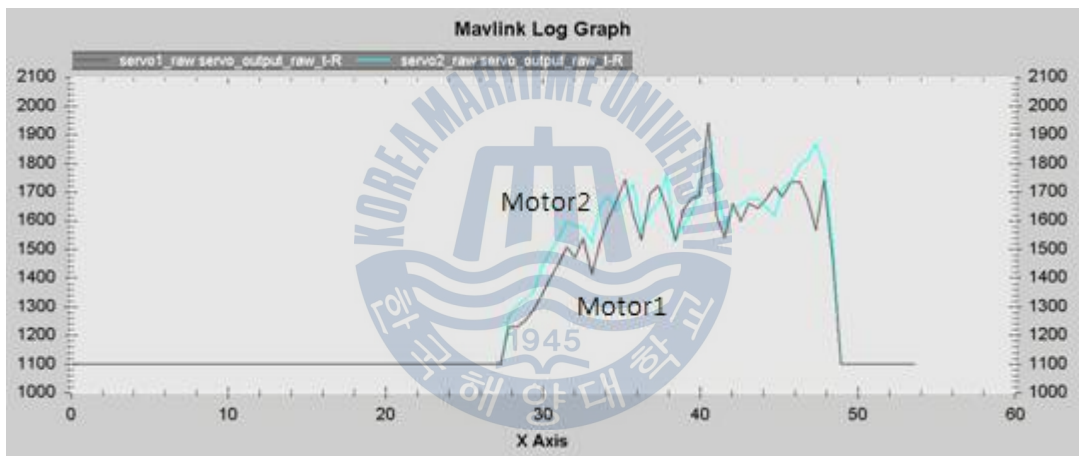


그림 4-6. Pitch변화에 따른 모터1,2(front, back)의 출력 값

다음으로 Roll운동을 통해 확인할 수 있는 항공기의 좌우 운동에 대한 데이터를 살펴본다.

회피하는 방향으로의 데이터(②)와 본 목적지로 되돌아오는 데이터(④)가 항공기의 좌우운동이다. 회피하는 방향은 좌측이며 항공기가 피치운동(직선운동)은 하지 않으며 롤 운동(좌우)만 하는 것을 확인 할 수 있다. 모터 3이 왼쪽, 모터 4가 오른쪽의 출력이다. 모터 4의 출력이 크다면 항공기는 왼쪽으로 이동하게 된다. 다만 여기서 전체적으로 모터 4의 출력이 큰 것을 확인 할 수 있는데 이것은 실험에 사용된 기체가 오른쪽으로 약간의 쏠림현상이 있어서 자동으로 균형을 잡기 위해 모터 4의 출력이 약간 더 강하게 나타나게 된다.

앞선 그림 4-6에서 살펴보았듯이 전진운동이 없는 시간 x축에서의 40~46지점을 살펴보면, 모터 3(Left)의 출력이 모터 4(Right)에 비해 전체적으로 적은 것을 확인할 수 있다. 또한 모터 4의 출력이 최대치에 계속해서 머물러 있음을 확인할 수 있다. 이 차이로 인하여 항공기는 좌측으로 이동하게 되며 앞의 그림 4-6에서와 같이 전진운동은 하지 않는다.

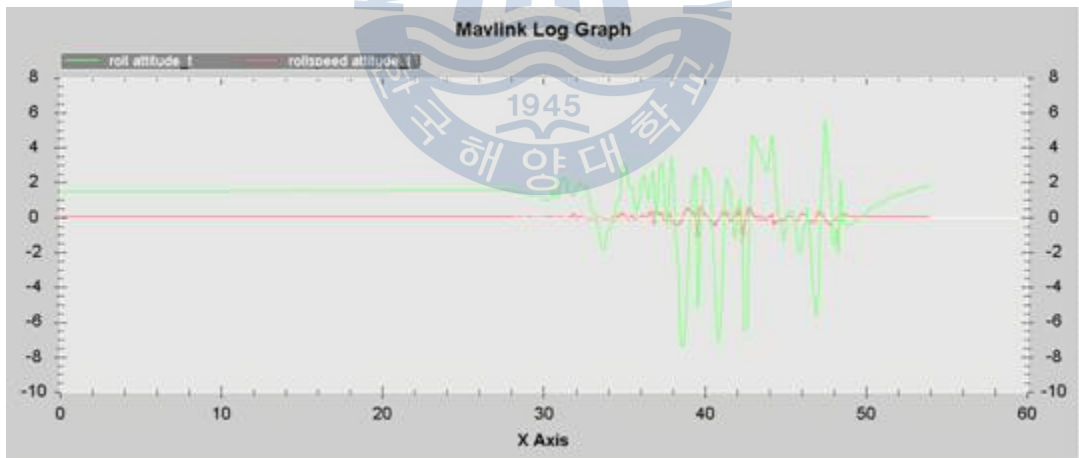


그림 4-7. Roll Attitude DATA

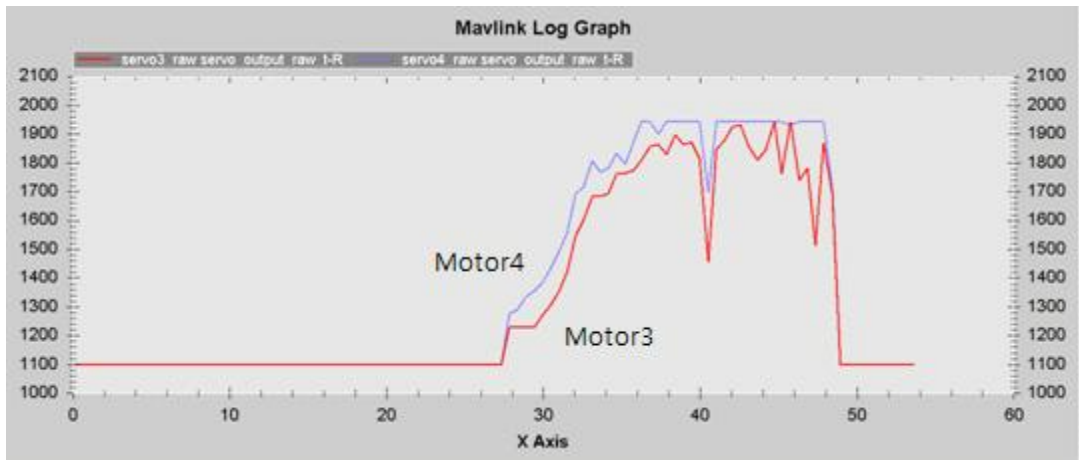


그림 4-8. Roll변화에 따른 모터3,4(Left, Right)의 출력 값

Throttle(높이) 데이터를 확인하면 시간 x축의 18의 부위는 시동을 걸기위한 Throttle값이며 실제로 비행도 28~50에 걸쳐 이루어 졌으며 직선이동을 한 구간은 30~40이다. 또한 40~46에서 장애물을 회피하였으며 46~50에서 직선운동을 하였다.

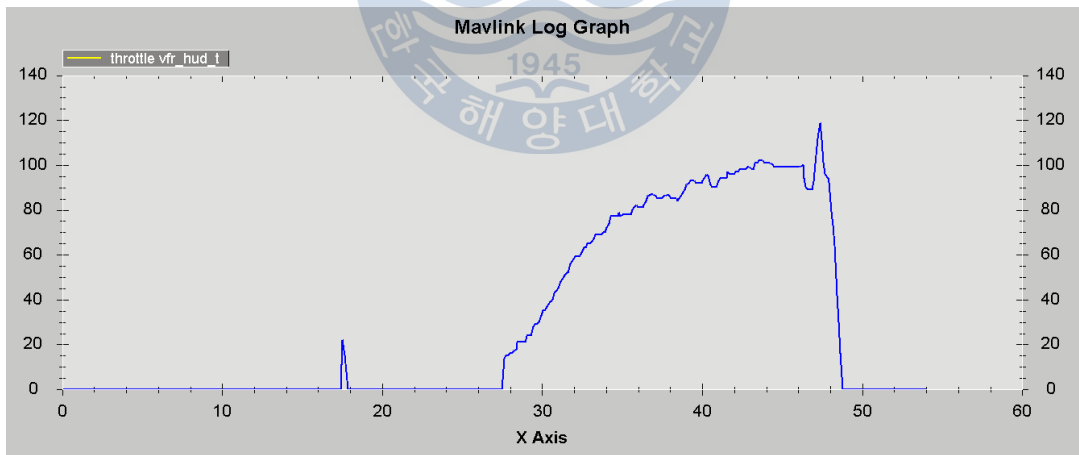


그림 4-9. Throttle(높이) DATA

하지만 마지막 본 목적지로 되돌아오는 데이터(④)의 단계에서 오차가 생겼다. 항공기가 운동하기 위해 직선, 좌우 운동만 제어하고 Yaw에 대한 움직임을 제어하지 않아서 항공기가 비행을 하면서 전체적으로 그림 4-10에서와 같이 Yaw값이 변화되는 것을 확인하였다. Yaw값이 변함으로 항공기가 전체적으로 오른쪽으로 틀어짐현상이 발생하였다. 따라서 본 궤도로 돌아가기 위한 데이터에 의해 장애물과의 충돌위험이 있어서 더 이상 진행하지 못하였다.

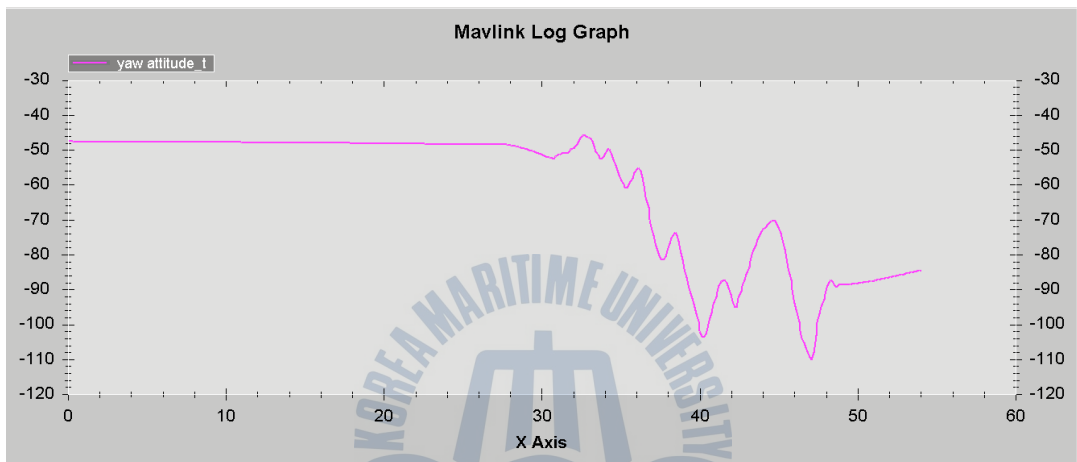


그림 4-10. YAW Attitude DATA

실제 실험을 하면서 항공기의 이동 궤도를 GPS를 통해 추적하여야 하지만 실내에서 실험을 실시한 점, 그리고 항공기의 움직임 정도가 미세하여 GPS오차에 의해 이동 궤도를 측정하지 못하였다. 대신 동영상 촬영을 통해 실제 항공기가 움직인 경로를 그림으로 표현하자면 그림 4-11와 같다. 그림 4-11에서도 앞의 그림 4-4와 같이 확인하여야 할 부분을 4단계로 구분하였다.

가)부분에서 항공기는 목적지를 향해 자동 비행을 한다. 나)지역에서 장애물을 검출하게 되고 다)부분에서 장애물 회피 방향을 결정하여 그림과 같이 회피하게 된다.

장애물 회피 후 라)부분의 본궤도로 돌아가기 위한 움직임에서 항공기가 크게 기울어지는 것을 확인할 수 있다. 이는 Yaw데이터를 제어하지 않아서 생긴 문제이다.

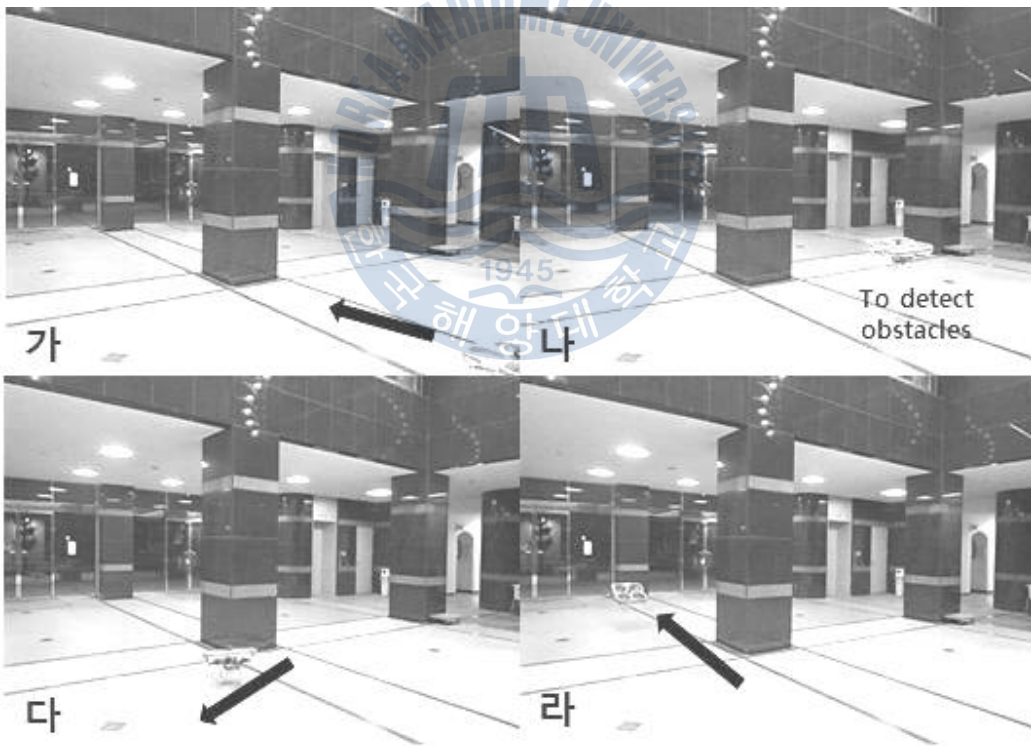


그림 4-11. 실제 항공기의 움직임의 궤도

5. 결 론

본 논문에서는 기존의 자동 항행 시스템에 장애물을 검출 및 자동 회피 시스템에 대한 발전된 방향에 대해 제시하였다. 기존의 장비에서의 태양광에 간섭, 협소(狹小)한 검출 각도 등의 단점을 보완하고 보다 안전하게 장애물을 검출할 수 있는 LRF를 사용하였고 이를 활용한 회피 시스템을 구현하였다.

LRF장비를 사용하여 전방의 넓은 범위를 동시에 측정하고 장애물의 위치에 따라서 보다 안전한 회피 방향을 결정하였으며, Selector 시스템을 적용시켜서 비상시에는 조종기를 통해 직접 조종이 가능하도록 구성하여 더욱 안전성을 높였다.

또한, 사용자가 비행 상태를 실시간으로 Zigbee 무선통신을 통해 PC에서 파악할 수 있도록 실시간 LabVIEW모니터링 시스템을 제작하였다.

본 논문에서 사용된 자동회피 알고리즘을 사용하면 복잡한 형태, 불규칙적인 장애물에도 유연히 대처할 수 있으며, 회피 불가능한 장애물이 검출된 경우에는 호버링을 통하여 보다 안전하게 대처할 수 있다. 그리고 호버링과 동시에 사용자에게 회피 불가능 경고신호를 전송할 수 있도록 하였다.

실제 실험을 실시하여 장애물을 검출, 안정적으로 회피 및 진행에는 성공하였으나 Yaw 데이터를 제어하지 못해서 항공기가 틀어짐으로써 본 궤도에 다시 복귀하는 알고리즘에 오차가 발생하였다. 향후 Yaw를 제어하는 신호를 보완한다면 오차가 없고 더욱 다양한 형태의 장애물, 복수의 장애물이 있는 환경에 대해 회피 시스템의 구현이 가능하다.

또한, 본 시스템에 카메라를 장착하여 LabVIEW 시스템에서 비행 영상을 모니터링 한다면 장애물에 대한 실체를 명확하게 구분할 수 있기 때문에 보다 나은 회피 시스템을 구성할 수 있다. 3방향에서 모두 장애물이 발견되어 회피방향을 결정하지 못하는 경우에 대한 대처법 등 아직 무인 항공기에 대한 연구에는 많은 방향이 열려있다.

참고문헌

- [1] 李東赫, 2012, 항법센서 통합 비행로봇 제어시스템, pp. 2-3
- [2] John W. R. Taylor, 1977, Kenneth Munson, Jane's Pocket Book of Remotely Piloted Vehicles, Collier Books, pp.11-13
- [3] 장두현, 2006미래 항공우주산업의 총아 무인항공기 상상커뮤니케이션, 40-177쪽.
- [4] Pedro Castillo , Alejandro Dzul, Rogelio Lozano, "Real-Time Stabilization and Tracking of a Four-Rotor Mini Rotorcraft" IEEE trans Automat, vol.12 July 2004.
- [5] 이근욱, 2011.7, 2011년도 대한전기학회 하계학술대회 논문집, 쿼드로터 무인항공기의 모델링 및 제어기 설계
- [6] Young Hun Yun, 2011, Modeling and Control of Quadrotor UAV for Autonomous Flight in Indoor Environment
- [7] George Done, David Balmford, "Bramwell's Helicopter Dynamics", Butterworth Heinemann, 2001.
- [8] Arda Ozgur Kivrak, "Design of control systems for a quadrotor flight vehicle equipped with inertial sensors", Master's Thesis, Atılım University, 2006.

[9] 이병석, 2008, 4-회전의 비행체의 모델링 및 제어기 설계에 관한 연구, pp. 9

[10] M. Gopal. Control systems: principles and design. 2nd ed. Tata McGraw-Hill, 2002. pp. 165

[11] 張世佑, 2008, Hovering 로봇용 통합제어기기에 관한 연구, pp. 12-16

