



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](#)



공학석사 학위논문

레이저 가이드 빔을 이용한
쿼드 로터 비행체 위치 홀딩 시스템

Location Holding System of Quad Rotor Vehicle
using Laser-Guide-Beam

지도교수 심준환



2013년 2월

한국해양대학교 대학원

전자통신공학과

장원경

본 논문을 장원경의
공학석사 학위논문으로 인준함.

위원장 공학박사 임 재 홍 (인)

위 원 공학박사 박 동 국 (인)

위 원 공학박사 심 준 환 (인)



2013년 2월

한국해양대학교 대학원

전자통신공학과

목 차

Abstract	-----	III
그림 목차	-----	IV
표 목차	-----	VI
1장 서론	-----	1
1.1 연구 배경	-----	1
1.2 연구 내용	-----	4
2장 쿼드 로터 비행체 시스템	-----	5
2.1 쿼드 로터 비행체 비행 원리	-----	5
2.1.1 호버링 제어	-----	5
2.1.2 방향 제어 (Roll, Pitch)	-----	6
2.1.3 회전 제어 (Yaw)	-----	8
2.2 쿼드 로터 비행체 모델링	-----	9
2.2.1 3차원 공간상의 좌표계 선정	-----	9
2.2.2 3차원 공간상의 운동 방정식 유도	-----	11
2.2.3 제어기 구조	-----	15

3장 비행체 및 위치 홀딩 시스템 제작 -----	16
3.1 비행체 제작 -----	16
3.1.1 제어보드부 구성 -----	17
3.1.2 센서부 구성 -----	18
3.1.3 모터 구동부 구성 -----	20
3.1.4 자세 제어 테스트-베드 -----	21
3.2 위치 홀딩 시스템 제작 -----	22
3.2.1 시스템 하드웨어 구성 -----	24
3.2.2 시스템 알고리즘 -----	27
4장 비행 실험 및 결과 -----	29
4.1 실험 설정 및 환경 -----	29
4.2 일반 비행 모드 실험 -----	30
4.3 위치 홀딩 비행 모드 실험 -----	33
4.4 비행 실험 결과 -----	37
5장 결 론 -----	39
참고 문헌 -----	40
부 록 -----	42

Abstract

Recently, Unmanned Aerial Vehicle(UAV) has been developed together with the aviation industry. As technology evolves, UAV of several types has been developed to boarding without person to automatic flight.

UAV were usually used for military purposes. But, Now, used in society from various forms, such as meteorological, environmental / forest fire surveillance, communications relay. Among these, research about unmanned aerial vehicle to perform the mission on behalf of the human has been developed in environment at difficult to reach such as a disaster area or a high-rise building.

UAV has fixed-wing airplane and rotor airplane. Rotor airplane is easy to control, that divided a single-rotor type(helicopters) and quad-rotor type. Quad-rotor type aircraft is flying using rotor with two pairs of symmetrical to each other. In this study, we chose to quad-rotor aircraft, is able to vertical take-off and landing and hovering.

UAV are used the human hard-to-reach areas, such as transmission tower or high-rise buildings. In these regions occurs electric wave shaded areas by high-voltage power lines. Using GPS in order to know about UAV position information. But, we can not know position information because electric wave shaded areas.

In this study, independent electromagnetic fields, possible to flying in area by many high-rise buildings to presented position holding system of the quad-rotor aircraft using laser guide beam. In this system, control the position using a photo-transistor array in UAV and that react laser guide beam on the ground.

그림 목 차

그림 2-1. 호버링 운동	6
그림 2-2. 피치 운동	7
그림 2-3. 요 운동	8
그림 2-4. 비행체 좌표계	10
그림 2-5. PID제어기 구조	15
그림 3-1. 실제 제작한 쿼드 로터 비행체 및 제원	16
그림 3-2. 제어 보드부	17
그림 3-3. 센서 모듈	18
그림 3-4. 모터 및 전자변속기	20
그림 3-5. 자세 제어 테스트-베드	21
그림 3-6. 위치 홀딩 시스템 블록 다이어그램	23
그림 3-7. 위치 홀딩 시스템 구성도	24
그림 3-8. 레이저 다이오드 제원 및 포토 트랜지스터 응답 특성	25
그림 3-9. 실제 제작한 포토 트랜지스터 어레이	26
그림 3-10. 포토 트랜지스터 어레이 좌표	27
그림 3-11. 에일러론 제어신호	28
그림 3-12. 엘리베이터 제어신호	28
그림 4-1. 레이저 다가이드 빔 고정 플랫폼	29
그림 4-2. 가속도 데이터	30
그림 4-3. 자이로 데이터	31
그림 4-4. 자세 데이터	31
그림 4-5. RC 송신기 제어 신호	32
그림 4-6. 로터 제어 PWM 신호	33

그림 4-7. 가속도 데이터 -----	34
그림 4-8. 자이로 데이터 -----	34
그림 4-9. 자세 데이터 -----	35
그림 4-10. RC송신기 제어 신호 -----	36
그림 4-11. 로터 제어 PWM 신호 -----	36
그림 4-12. 비행체 이동 경로(일반 비행 모드) -----	37
그림 4-13. 비행체 이동 경로(위치 홀딩 비행 모드) -----	38



표 목 차

표 3-1. 6-축 자이로-가속도계 제원	-----19
표 3-2. 3-축 지자기 센서 제원	-----19
표 3-3. 압력 센서 제원	-----19



1장 서론

1.1 연구 배경

20세기 초반에 탄생한 동력 비행기는 인간의 이동 능력을 비약적으로 발전시켰고, 현재의 항공 분야는 지속적인 기술개발을 통해 더 빨리, 더 멀리, 더 높이 향하기 위해서 계속 나아가고 있다. 또한 최근에 괄목할 만한 성장을 이룬 컴퓨터와 소프트웨어 산업의 발전은 비행 임무에 따라 위험성이 높거나 사람이 하기 힘들고 반복적인 작업을 가능하게 하는 로봇 비행체 즉, 무인 항공기의 개발을 가능하게 하였다[1].

무인 항공기는 영어로 Unmanned Aerial Vehicle(UAV) 로 표기되며, 이는 원격 조종을 하거나 미리 프로그램 되어 있는 임무를 바탕으로 자율 비행을 할 수 있는 사람이 탑승하지 않은 비행체를 말한다. 이러한 무인 항공기의 시작은 1930년대 초 제 1차 세계대전 중 영국이 사용한 Droned Fairy Queen 으로 거슬러 올라가며, 관련 제작 기술은 제 2차 세계 대전, 베트남 전쟁, 한국전쟁 등 세계적으로 주요한 전쟁들을 경험하면서 미국을 중심으로 발전을 거듭해 왔다[2].

우리나라의 경우 다소 늦게 무인 항공기에 관한 연구가 시작 되었지만, 국방 과학 연구소와 한국항공우주산업이 1990년부터 1999년까지 10년간 고정익(Fixed Wing) 무인 항공기를 국산화하여 개발하였다[3]. 그 후 2002년에는 수직 이·착륙(VTOL : Vertical Take-Off and Landing) 이 가능한 스마트 무인 항공기 사업단이 발족되었고, 2007년 11월에 세계에서 두 번째로 틸트 로터(Tilt Rotor) 방식의 스마트 무인기가 비행에 성공하였다. 현재는 한국항공우주산업이 6개의 기업과 KAIST, 울산대 등이 연구에 참여하여 2010년부터 ‘무인 항공기용 표준 소프트웨어 솔루션’을 개발하고 있다[4].

무인 항공기는 주로 군사용으로 발전되어 왔으나 최근에는 기상관측, 환경/산불 감시, 통신 중계 등 다양한 형태로 활용되면서 인간의 실생활에 안전과 편

의를 제공하고 있다. 이 중에서 재난 지역이나 고층 건물이 밀집된 지역과 같이 인간이 쉽게 접근하기 어려운 환경에서 인간을 대신하여 영상 정보를 획득하거나 임무를 수행하는 연구가 폭넓게 이루어지고 있다[5].

무인 항공기가 실생활에서 활용 가능한 환경 중에는 재난지역, 산악지역 등 인간이 접근하기 어려운 지역이 다양하게 존재한다. 이러한 환경에서 무인 항공기가 임무를 수행하기에 고정익 비행체 보다 회전익 비행체가 더욱 효과적인 임무 수행능력을 가질 수 있다. 이는 무인 항공기가 형태와 비행 특성에 따라 고정익 비행체와 회전익 비행체로 구분되는데 고정익 비행체는 넓은 이·착륙 공간의 확보가 필요한 반면 회전익 비행체는 접근성이 어려운 지역에서 호버링(Hovering : 제자리 비행) 기능과 상대적으로 높은 6-DOF(Degree of Freedom)를 가지기 때문이다. 또한 회전익 비행체는 고정익 비행체와는 달리 블레이드의 회전에 장애를 받지 않는 공간만 확보된다면 수직 이·착륙이 가능해 양력(Lift Force)을 발생하기 위해 동체를 추진해야 할 필요가 없다는 장점을 가지고 있다.

회전익 비행체는 형태에 따라 싱글 로터형, 동축 반전형, 쿼드 로터형 등으로 나눌 수 있다[6]. 싱글 로터형 비행체는 일반적인 헬기 형태의 비행체로, 단일 로터를 회전시켜 양력을 발생시키며 이때 발생하는 반(反)토크(Torque)는 테일(Tail) 로터로 감쇄시킨다. 그리고 동축 반전형 비행체는 양력을 발생시키기 위해 단일 축의 상하로 로터를 역회전시키며, 반 토크는 로터의 역회전으로 인해 감쇄된다. 그리고 쿼드 로터형 비행체는 서로 대칭을 이루는 두 쌍의 로터를 역회전 시켜 반 토크를 감쇄시키며 양력을 발생시킨다. 쿼드 로터형 비행체는 싱글 로터형 비행체의 테일 로터 없이 반 토크를 감쇄시키며 상대적으로 많은 양력을 발생시켜 효율적이라는 장점을 가지고 있다[7].

본 논문에서는 무인 항공기 중 수직 이·착륙이 가능하고 고정익 비행체보다 상대적으로 자유도가 높아 다양한 기동이 가능하여 임무 수행 능력이 높은 회전익 비행체를 다루어 연구를 진행한다. 이 중 쿼드 로터형 비행체가 다른 회전익 비행체보다 상대적으로 효율적인 운용이 가능하여 연구 주재(主材)로 선정하였다.

무인 항공기의 위치 정보를 알기 위해서 GPS(Global Positioning System)를 가장 일반적으로 사용한다. 고정익 비행체의 경우에는 GPS에 의한 의존도가 그리 높지 않지만 정적인 비행을 하는 회전익 비행체의 경우 고정익 비행체에 비해 GPS의 의존도는 매우 높아지게 된다. 회전익 비행체가 비행 중 호버링 상태를 유지하기 위해서는 GPS에 의한 위치 정보를 MCU(Micro Control Unit)에서 획득하여 위치를 제어하거나, IMU(Inertial Measurement Unit)와 같은 센서에 의한 수준 높은 자세 제어가 필요하다.

하지만 본 연구에서 선정한 쿼드 로터 비행체의 구조는 물리적으로 매우 복잡한 시스템으로 이루어져 있어 간단한 모델링만으로는 이들의 운동을 표현하기 어렵다. 그래서 몇 가지 가정을 통해 비선형적인 요소를 선형화시켜 간략히 구현하는데, 이 때문에 GPS를 사용하지 않고 이상적인 호버링을 하기 위한 제어기를 설계하는 일은 쉽지 않다[8].

쿼드 로터 비행체가 활용 될 수 있는 환경으로 송전탑 부근이나 고층 건물이 많은 도심 지역을 예로 들 수 있다. 이러한 지역은 공간이 좁고 추락의 위험이 있어 인간이 접근하여 작업을 수행하기에 어려움이 있다. 이런 경우 쿼드 로터 비행체가 접근하여 영상 정보를 획득하게 되면 인간에게 안전과 편의를 제공할 수 있다. 하지만 앞서 언급한 환경은 전파가 잘 전달되지 않는 전파 음영 지역으로써 GPS 장비를 이용해 위치 정보를 획득하기 어렵기 때문에 쿼드 로터 비행체의 위치 제어에 장애를 발생 시킬 수 있다. 또한 쿼드 로터 비행체의 안정적인 위치 제어가 되지 않을 경우 구조물에 부딪혀 비행체의 파손 및 인명 사고까지 유발시킬 수 있다[9].

1.2 연구 내용

GPS 장비를 사용하지 않고 무인 항공기의 위치를 추정하기 위해 영상 센서를 비롯한 여러 측정 장비에 관한 연구가 이루어지고 있다. 최근에는 소형 및 경량의 레이저 스캐너(LIDAR)가 개발됨에 따라 이를 이용한 실내 위치 추정 기법이 많이 연구 되고 있다[10].

본 연구에서는 쿼드 로터 비행체의 위치를 추정하기 위해 전파 음영지역에서 장애를 받지 않는 레이저 가이드 빔(Laser-Guide-Beam)을 이용한 쿼드 로터 비행체의 위치 홀딩 시스템(Position Holding System)을 제시한다. 이 시스템은 비행체의 위치를 고정 시킬 지상에 레이저 다이오드(Laser Diode)의 빔(Beam)이 위쪽으로 조사(照射) 되도록 설치한다. 그리고 포토 트랜지스터(Photo Transistor)를 PCV 기판을 이용하여 어레이(Array) 구조로 제작하여 포토 트랜지스터가 지면 쪽을 바라보도록 비행체의 하단에 장착한다. 포토 트랜지스터 어레이의 MCU는 레이저 가이드 빔에 반응한 포토 트랜지스터에 의해 비행체의 위치를 파악하고 원 위치에서 벗어날 경우, 원 위치로 복귀하도록 제어 신호를 생성하여 위치를 고정시키는 자율 비행 시스템이다.

본 논문에서는 쿼드 로터 비행체의 시스템에 대해서 알아보고 일반적인 제어기를 탑재한 쿼드 로터 비행체를 제작한다. 그리고 위치 홀딩 시스템을 구현하기 위한 포토 트랜지스터 어레이를 제작한다. 실험은 제작한 비행체와 포토 트랜지스터 어레이를 이용해 두 가지 비행 모드에서 수행하고 호버링의 안정도를 비교한다. 첫 번째는 조종자가 직접 RC(Radio Control) 송·수신기를 이용해 제어 신호를 전송해 제어하는 일반 비행 모드, 두 번째는 포토 트랜지스터 어레이가 제어 신호를 생성해 자율 비행하는 위치 홀딩 비행 모드이다.

2장 쿼드 로터 비행체 시스템

2.1 쿼드 로터 비행체 비행 원리

쿼드 로터 비행체는 4개의 로터(Rotor)와 블레이드(Blade)로 구성되어 비교적 간단하게 제어할 수 있는 비행체이다. 구조는 일반적으로 4개의 로터를 +자형 동체의 끝 지점에 부착한 형태를 한다. 각 로터를 부착한 축은 모터가 직접 연결되어 있기 때문에 기계적으로 강성(Hardness)을 지녀야한다. 비행체의 프레임 축과 로터는 대칭 및 평행 상태여야 하며, 각각의 로터는 고정된 피치각(Pitch Angle)을 갖고 블레이드의 회전에 의해 공기를 아래쪽으로 밀어줌으로써 양력을 발생 시킨다. 또한 각각의 로터의 회전 속도 및 토크를 제어하여 발생하는 힘으로 6-DOF 운동을 할 수 있게 된다[11].

2.1.1 호버링 제어

회전의 비행체의 장점 중 하나인 호버링은 비행체가 비행 중 공중에서 위치가 변화하지 않은 채로 정지해 있는 상태를 말한다. 비행체가 호버링을 하기 위해서는 지구 중심 방향으로 발생하는 중력과 그 반대 방향으로 발생하는 각 로터의 추력의 합이 동일해야 한다[12].

쿼드 로터 비행체가 호버링을 하기 위해서는 4개의 블레이드의 회전으로 인해 발생하는 양력의 합($F_A = F_f + F_r + F_b + F_l$)이 비행체의 총 무게($m_A g$)와 동일해야 한다. 그림 2-1은 쿼드 로터 비행체의 호버링 운동을 나타낸다. 화살표는 각 로터의 회전 속도에 따른 추력의 크기를 나타낸다.

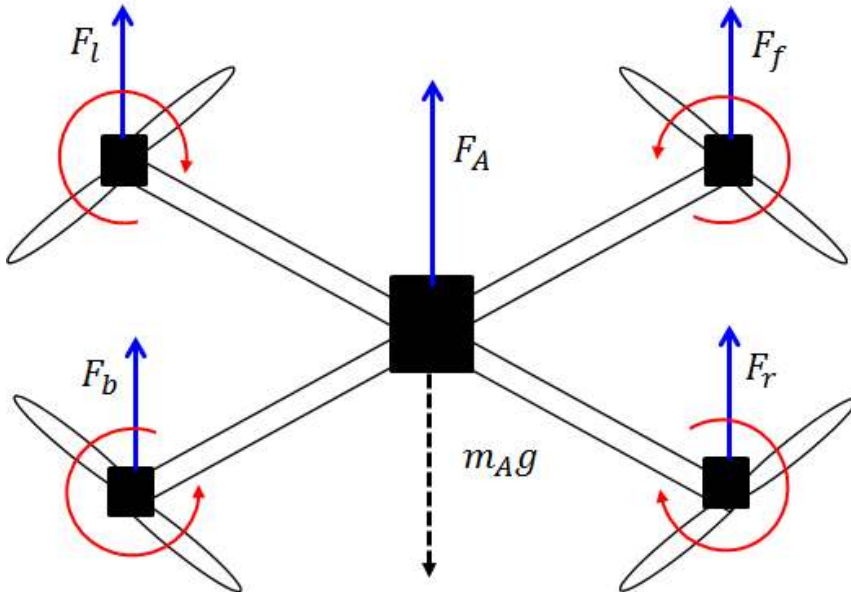


그림 2-1. 호버링 운동

2.1.2 방향 제어 (Pitch, Roll)

회전의 비행체의 경우 일정한 방향(전, 후, 좌, 우)으로 동체를 이동시키기 위해서는 로터의 회전 속도를 제어하여 이동하기 위한 방향으로 일정하게 기울인다. 일반적인 회전의 비행체인 헬리콥터가 이동할 때를 살펴보면 실제로 헬리콥터가 앞으로 약간 기운상태에서 진행을 하는 것을 알 수 있다. 또한 좌우를 이동을 하는 경우에는 좌우 방향으로 기체를 기울이는 것을 확인할 수 있다.

쿼드 로터 비행체에서 피치 운동은 앞, 뒤 방향의 로터의 회전 속도를 증가 또는 감소시켜 나타나는 동체의 운동을 말한다. 좌, 우의 로터는 회전 속도를 유지한 채, 앞쪽의 로터의 회전 속도를 증가시키고 뒤 쪽의 로터의 회전 속도를 감소시킬 경우 뒤쪽으로 비행하게 된다. 이때 앞뒤 방향의 로터의 전체 토크는 동일하여 동체의 요 운동은 발생하지 않는다.

롤 운동은 비행체가 좌우 방향으로 이동하는 것인데 원리는 피치 운동과 동일하다. 다만 앞, 뒤 방향의 로터의 회전 속도는 그대로 유지한 상태로 좌, 우의 로터의 회전 속도를 제어하여 롤 운동을 발생 시킨다. 그림 2-2는 쿼드 로터 비행체의 피치 운동 중 뒤쪽 방향으로 이동하는 것을 나타낸다.

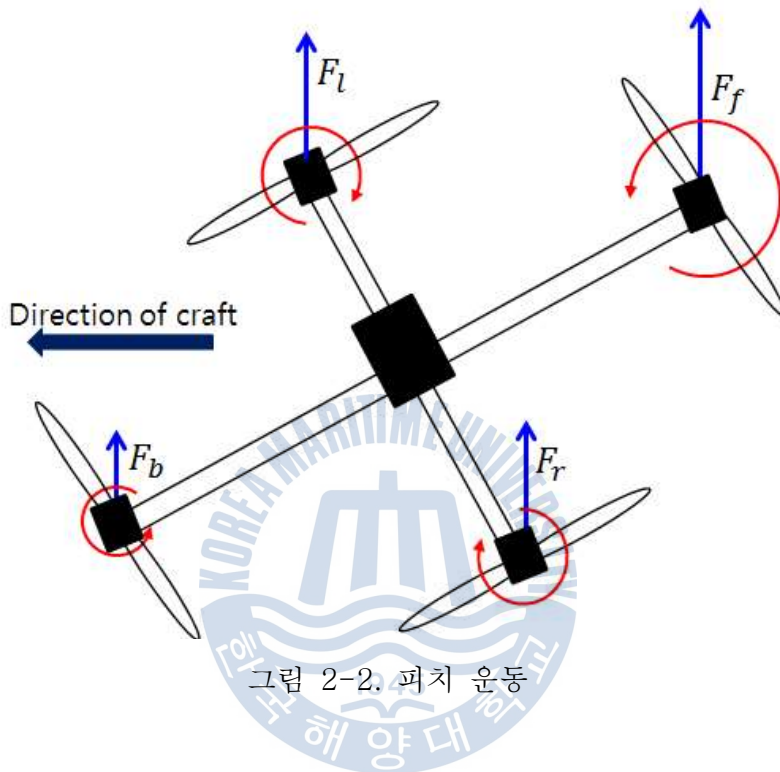


그림 2-2. 피치 운동

2.1.3 회전 제어 (Yaw)

회전의 비행기가 회전 운동을 하기 위해서는 각각의 로터에서 발생하는 반 토크를 이용한다. 비행체의 프레임을 축으로 서로 직교하는 로터의 회전 속도의 차이로 인해 발생하는 반 토크의 불균형으로 인해 비행체가 회전하게 된다.

쿼드 로터 비행체의 요 운동은 서로 마주보고 있는 두 쌍의 로터 중 한 쌍의 로터의 회전 속도를 증가시키고 다른 한 쌍의 회전 속도를 감소시켰을 때 전체 반 토크로 인해 일어나는 비행체의 회전 운동이다. 그림 2-3과 같이 시계 방향으로 회전하는 좌우의 한 쌍의 로터의 회전 속도를 증가, 반시계 방향으로 회전하는 앞뒤의 한 쌍의 로터의 회전 속도를 감소시키면 로터들의 회전 속도의 차이 때문에 비행체의 전체 토크의 차이가 발생하게 된다. 이때 반 토크로 인해 평면상에서 동체가 반시계 방향으로 회전을 하게 되는 요 운동이 발생하게 된다.

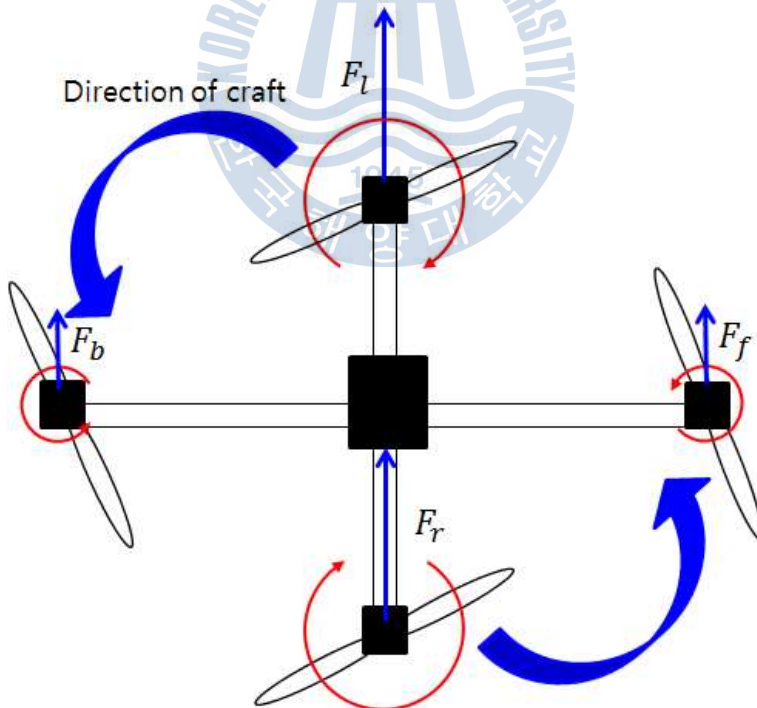


그림 2-3. 요 운동

2.2 쿼드 로터 비행체 모델링

3차원 공간상에서 쿼드 로터 비행체의 운동을 해석하고 이를 제어하기 위한 시스템을 설계하기 위해서는 수학적 모델링 과정이 필요하다[8]. 먼저 쿼드 로터 비행체의 3차원 공간상에서의 좌표계를 선정하고, 운동 방정식을 유도한다. 이때 쿼드 로터 비행체는 외력(External Force)이 가해져도 크기나 형태가 변하지 않는 이상적인 물체인 강체(Rigid Body)로 간주하고 병진 운동과 회전 운동을 분석하여 강체 운동 방정식을 유도하도록 한다[13].

2.2.1 3차원 공간상의 좌표계 선정

3차원 공간상에서 비행체의 운동을 나타내는 좌표계는 지면 좌표계(Earth Axis), 관성 좌표계(Inertial Frame of Reference), 바람 좌표계(Wind Axis), 동체 좌표계(Body Axis), 안정화 좌표계(Stability Axis) 등이 사용된다. 이러한 여러 좌표계 중에서 쿼드 로터 비행체의 공간상 움직임을 해석하는데 있어 지면 좌표계와 동체 좌표계만을 고려하여 자세 제어에 대한 운동 방정식을 유도하도록 한다.

지면 좌표계는 비행체의 위치와 자세를 표현할 때 지상의 관측자가 위치한 지표면을 기준으로 정하는 좌표계이다. 동체 좌표계는 비행체에 고정되어 있는 동체와 함께 운동하는 좌표계로서 비행체의 기수 방향을 x 축으로 하고, 비행체의 오른쪽 날개 방향을 y 축으로 정하여 오른손의 법칙에 의해 z 축을 정하는 좌표계이다. 그림 2-4는 쿼드 로터 비행체의 지면 좌표계 $\{E\}$ 와 동체 좌표계 $\{B\}$ 를 나타낸다.

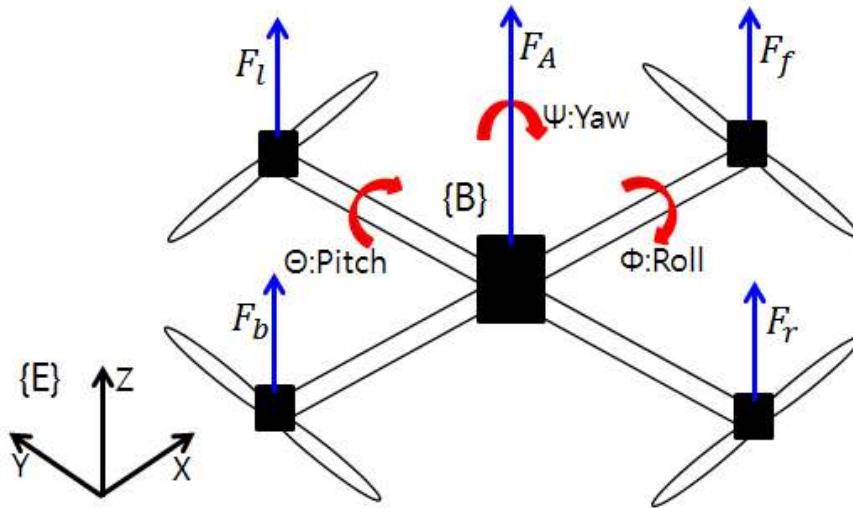


그림 2-4. 비행체 좌표계

앞서 언급한 지면 좌표계 $\{E\}$, 와 동체 좌표계 $\{B\}$ 사이의 관계식은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} = D \times \begin{bmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{bmatrix} \quad \text{식 (1)}$$

여기에서 강체 운동 방정식에 이용할 때 동체의 움직임을 지표면에 위치한 관측자를 기준으로 정해 움직임에 대한 분석을 해야 하므로 위의 변환 행렬 D 의 역행렬인 D^{-1} 가 필요하다.

$$D^{-1} = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta & \cos\psi\sin\theta\sin\phi - \sin\psi\cos\phi & \cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi \\ \sin\psi\cos\theta & \sin\psi\cos\theta\sin\phi + \cos\psi\cos\phi & \sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \quad \text{식 (2)}$$

2.2.2 3차원 공간상의 운동 방정식 유도

쿼드 로터 비행체의 구조는 물리적으로 매우 복잡한 시스템으로 이루어져 있어 간단한 모델링만으로는 운동을 표현하기 쉽지 않다. 또한 비선형적 요소를 많이 내포하고 있기 때문에 강체 운동방정식을 유도하기 위해 몇 가지 가정이 필요하다[13].

- ① 쿼드 로터 비행체의 블레이드가 회전 시 로터와 동체 모두 비틀리는 탄성 운동 등 유연성은 고려하지 않는다.
- ② 비행체는 좌표축을 중심으로 구조상 완전 대칭이며, 동체 좌표계는 관성 주축과 일치한다.
- ③ 비행 시 지구의 자전 효과와 고도에 따른 중력의 변화는 매우 작다.
- ④ 비행체가 병진 운동 및 회전 운동을 할 때 주위 공기의 흐름은 준정상 상태(Quasi Steady State)로 간주한다.
- ⑤ 비행체의 로터 회전축은 기체 축에 고정되어 있으며, 회전 각속도는 일정하다.

이 가정들은 쿼드 로터 비행체가 6-DOF 를 갖는 강체로 취급하고, 운동 범위가 실제 느린 속도와 낮은 고도로 비행하기 때문에 성립할 수 있다고 볼 수 있다[14].

위 가정을 바탕으로 쿼드 로터 비행체를 동적 모델링을 할 수 있다. 쿼드 로터 비행체에 작용하는 병진운동에 대한 힘과 회전 운동에 대한 모멘트를 구하면 3차원 공간상에서 강체의 운동 방정식을 유도할 수 있다.

식 (2)에 의해서 가속도(Acceleration), 회전 속도(Rotational Velocity), 위치(Position), 그리고 힘과 모멘트(Force and Moment)를 지면 좌표계와 동체 좌표계 사이에서 변환 할 수 있다. 동체 좌표계에서의 힘을 식으로 나타내면,

$$F_{BA} = \begin{bmatrix} F_u \\ F_v \\ F_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_f \\ F_r \\ F_b \\ F_l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_A \end{bmatrix} \quad \text{식 (3)}$$

따라서 지면 좌표계에서의 힘은,

$$F_{EA} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = D^{-1} F_{BA} = \begin{bmatrix} \cos\psi \sin\theta \cos\phi + \sin\psi \sin\phi \\ \sin\psi \sin\theta \cos\phi - \cos\psi \sin\phi \\ \cos\theta \cos\phi \end{bmatrix} (F_A) \quad \text{식 (4)}$$

식 (4)에서 얻을 수 있는 분력(Component of Force) F_x , F_y , F_z 는 쿼드 로터 비행체를 움직이게 하는 외력에 해당하므로 뉴턴의 운동 제 2법칙에 의해서 2차 미분 방정식 형태로 유도 할 수 있다.

$$m_A \begin{bmatrix} x'' \\ y'' \\ z'' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} K_x & 0 & 0 \\ 0 & K_y & 0 \\ 0 & 0 & K_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ m_A g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_x - K_x x' \\ F_y - K_y y' \\ F_z - K_z z' - m_A g \end{bmatrix} \quad \text{식 (5)}$$

이 때 쿼드 로터 비행체가 움직일 때 속도에 의해 저항 성분이 발생하는데 이를 위해 적절한 비례계수(K_x, K_y, K_z)를 포함시킨다. 하지만 이 비례계수는 쿼드 로터 비행체가 낮은 속도로 비행하기 때문에 무시할 수 있다.

쿼드 로터 비행체의 회전 운동에 대한 관계식은 동체 좌표계 u, v, w 축에 대하여 뉴턴의 운동법칙을 확장하여 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} I_{uu} & 0 & 0 \\ 0 & I_{vv} & 0 \\ 0 & 0 & I_{ww} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi'' \\ \theta'' \\ \psi'' \end{bmatrix} = R \begin{bmatrix} F_B - K_u \phi' \\ F_C - K_v \theta' \\ F_D - K_w \psi' \end{bmatrix} \quad \text{식 (6)}$$

여기서 (I_{uu}, I_{vv}, I_{ww}) 는 쿼드 로터 비행체의 질량 관성 모멘트(Mass Moment of Inertia)이다. F_B, F_C 는 4개의 블레이드가 만들어내는 추력 F_f, F_r, F_b, F_l 의 차이로 인해 발생하는 롤 각(ϕ), 피치 각(θ)을 나타내고 F_D 는 블레이드의 회전에 의한 반 토크 (τ_f, τ_b) 와 (τ_r, τ_l) 사이의 차이에 의해 발생하는 요 각(ψ)를 나타낸다. 식 (6)에서 감쇠 공력 모멘트(Damping Aerodynamic Moment) 항이 나타내어지는데 이 감쇠 공력 모멘트의 비례계수 K_u, K_v, K_w 는 쿼드 로터 비행체의 낮은 속도로 인해 무시 할 수 있다[14][15].

마지막으로 식 (5), (6) 을 정리해 보면 3차원 공간상에서 쿼드 로터 비행체의 6-DOF 운동 방정식을 표현할 수 있다. 식 (7)에서 F_A, F_B, F_C, F_D 는 쿼드 로터 비행체의 제어 입력 신호로써 식 (8) 또는 (9) 로 정의 된다.

$$\begin{cases} x'' = \frac{(\cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi)F_A - K_x x'}{m_A} \\ y'' = \frac{(\sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi)F_A - K_y y'}{m_A} \\ z'' = \frac{(\cos\theta\cos\phi)F_A - K_z z'}{m_A} - g \\ \phi'' = \frac{(F_B - K_u \phi')R}{I_{uu}} \\ \theta'' = \frac{(F_C - K_v \theta')R}{I_{vv}} \\ \psi'' = \frac{(F_D - K_w \psi')R}{I_{ww}} \end{cases} \quad \text{식 (7)}$$

$$\begin{aligned}
F_A &= K_l(\Omega_f^2 + \Omega_r^2 + \Omega_b^2 + \Omega_l^2) \\
F_B &= K_l(\Omega_l^2 - \Omega_r^2) \\
F_C &= K_l(\Omega_b^2 - \Omega_f^2) \\
F_D &= K_d(\Omega_f^2 + \Omega_b^2 - \Omega_r^2 - \Omega_l^2)
\end{aligned}
\tag{8}$$

$$\begin{aligned}
F_A &= F_f + F_r + F_b + F_l \\
F_B &= F_l - F_r \\
F_C &= F_b - F_f \\
F_D &= F_f + F_b - F_r - F_l
\end{aligned}
\tag{9}$$

식 (8)에서 K_l, K_d 는 양력 계수(Lift Coefficient) 와 저항 계수(Drag Coefficient)를 나타내고 $\Omega_f, \Omega_r, \Omega_b, \Omega_l$ 는 각 로터의 회전 속도이다.

2.2.3 제어기 구조

무인항공기를 운용할 경우 가장 중요한 점은 안정성이다. 이를 위해 각각의 로터의 회전을 일정하게 제어할 수 있는 모터 드라이버, 고도나 비행체의 자세를 유지하기 위해 고도 센서, 자이로 센서 등이 필요하다. 또한 센서로부터 데이터를 취득하고 로터를 안정적으로 제어하기 위해서는 제어기가 필요한데 일반적으로 사용되는 제어장치로는 주로 DSP(Digital Signal Processor), AVR, Arduino 등의 MCU(Micro Control Unit)가 사용된다.

본 연구는 레이저 가이드 빔을 사용한 위치 홀딩 시스템의 개발이 목적이기 때문에 제어 시스템은 포토 트랜지스터 어레이의 적용이 용이한 멀티위

(MultiWii) 오픈 소스를 탑재하였다. 멀티위는 다양한 센서의 활용이 가능해 쿼드 로터 비행체의 어플리케이션 개발의 확장성이 크다는 장점을 가지고 있다.

본 연구에서 사용한 제어기는 고전적인 선형제어 기법인 PID제어 (Proportional Intergral Derivative Control) 기법을 도입하였다. PID제어 기법은 구조가 간단하고 안정화된 시스템에서 좋은 성능을 나타내 일반적인 제어 시스템에서 가장 널리 사용되고 있는 제어 기법 중 하나이다[16]. 이 제어 기법은 일반적으로 피드백(feedback) 형태를 가지고 있으며, 제어하고자 하는 대상의 출력 값을 측정하여 이를 목표 값과 비교하여 오차를 산출해내고 이 오차 값을 이용하여 필요한 목표 값으로 도달하게 하는 구조이다. 그림 2-5는 PID 제어 기법의 구조를 나타낸다.

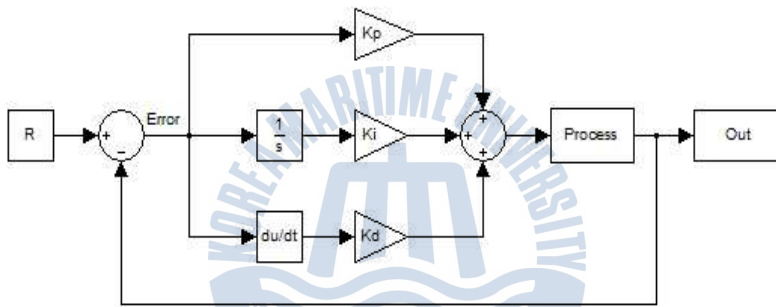


그림 2-5. PID제어기 구조

$\frac{1}{s}$, $\frac{du}{dt}$ 는 각각 적분과 미분을 나타내고 u 는 제어 입력, e 는 Error,

K_p, K_i, K_d 는 비례, 적분, 미분 이득이다. 이를 수식으로 나타내면,

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad \text{식 (10)}$$

식 (10)을 라플라스 변환을 이용하여 표현하면 다음과 같다.

$$u_s = \left(K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \right) e(s) \quad \text{식 (11)}$$

3장 비행체 및 위치 홀딩 시스템 제작

3.1 비행체 제작

쿼드 로터 비행체의 하드웨어는 비행체가 구동하기 위해 필요한 여러 부품들을 탑재하는 메인 동체 부분과 비행 제어를 담당하는 제어 보드부, 센서부, 모터 구동부로 나눌 수 있다. 그림 3-1은 본 연구를 진행하기 위해 실제 제작한 쿼드 로터 비행체의 외형과 제원이다. 가장 위쪽 블레이드의 방향이 비행체의 기수 방향이며, 외부의 블레이드 가드는 안전을 위해 부착하였다. 가로와 세로의 수치는 블레이드 가드를 포함한 값이다. 페이로드는 배터리 2개와 포토 트랜지스터 어레이를 포함한다. 비행체의 중심에서 로터의 축까지의 거리는 220mm 이다.



Description	Value
Width	620mm
Length	620mm
Height	400mm
Weight	0.8Kg
Payload	1.2Kg
Propeller	10" x 4.5"

그림 3-1. 실제 제작한 쿼드 로터 비행체 및 제원

3.1.1 제어 보드부 구성

제어 보드는 센서로부터 입력되는 데이터를 처리하여 각각의 모터를 제어하기 위한 PWM 신호를 생성하고 PC에 무선으로 데이터를 전송한다. 제어보드는 MCU(Atmel社, Atmega 2560), 2.4GHz 대역의 RC 수신기(Walkera社, RX701), PC에 실시간으로 데이터를 전송하기 위한 무선통신 모듈(SENA社, Parani-ESD200), 그리고 쿼드 로터 비행체의 비행 모드를 선택하는 셀렉터(TOSHIBA社, TC74VHC244)를 포함한다. 그림 3-2는 비행체의 제어를 담당하는 제어보드이다. 좁은 공간위에 여러 부속들을 올리기 위해 PCB 기판을 이용해 2단 구조로 제작하였다.

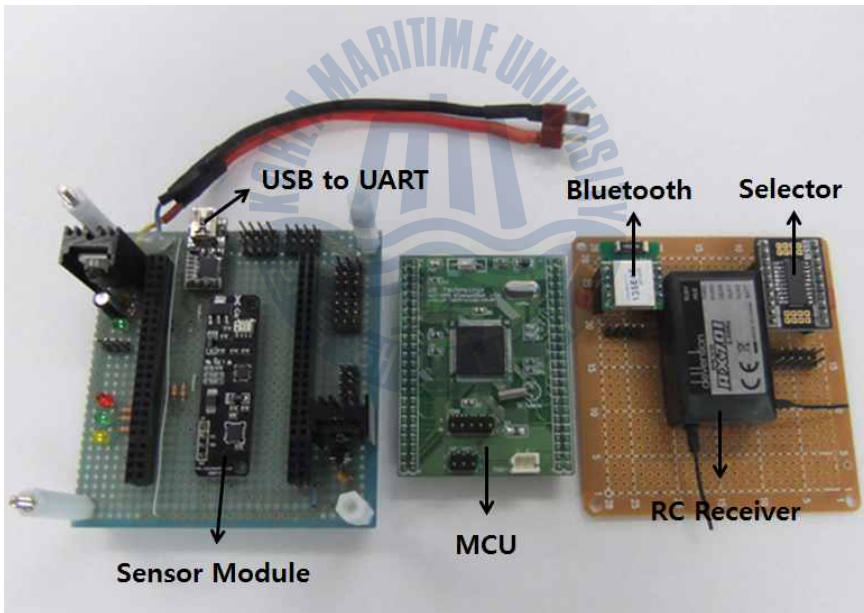


그림 3-2. 제어 보드부

3.1.2 센서부 구성

회전의 비행체의 안정적인 비행을 위해서는 자세 제어가 필수적이다. 비행체의 자세 제어를 위해서는 실시간으로 비행체의 자세 값을 필요로 한다. 비행체의 자세 값은 동체의 무게 중심을 지나 서로 직교하는 3축(u, v, w)인 롤 축, 피치 축, 요 축에 대한 각 또는 각속도 등을 나타낸다. 이 값들의 변화에 따라 제어 신호를 입력해 주어야 하기 때문에 비행 제어에 있어서 중요한 요소 이다.

센서부는 시간의 변화에 따른 각변위량(Angular Displacement) 즉, 각속도를 출력하는 3축 자이로센서와 중력에 대한 각 축의 가속도 값을 출력하는 3축 가속도 센서가 합쳐진 센서(INVENSENSE社, MPU-6050 : 6-Axis Gyro-Accelerometer)와 방향을 감지하는 3축 지자기 센서(Honeywell S&C, HMC-5883L : 3-Axis Terrestrial Magnetism Sensor), 그리고 압력 센서(Kesun社, MEAS MS6511 : Barometer)로 이루어진 센서 모듈을 사용하였다. 이 센서 모듈은 MCU와 I²C(Inter-Integrated Circuit) 통신 인터페이스로 구성된다.

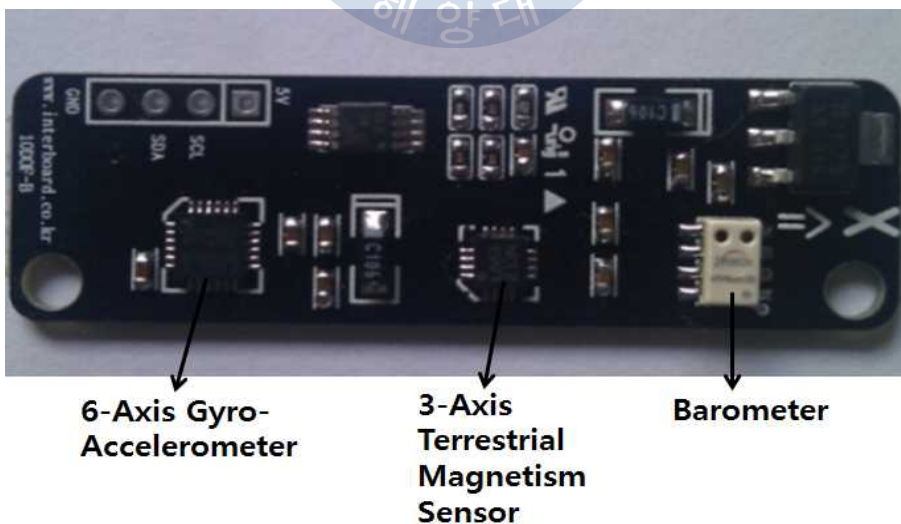


그림 3-3. 센서 모듈

표 3-1, 3-2, 3-3은 각 센서들의 사양을 나타낸다.

표 3-1. 6-축 자이로-가속도계 제원

Description	Gyro Full Scale Range [°/sec]	Gyro sensitivity [LSB/°/sec]	Accel Full Scale Range [g]	Accel Sensitivity [LSB/g]
Value	±250	131	±2	16384
	±500	65.5	±4	8192
	±1000	32.8	±8	4096
	±2000	16.4	±16	2048

표 3-2. 3-축 지자기 센서 제원

Description	Full Scale Range [g]	Sensitivity [LSB/g]	Digital Resolution [mg]	Noise [mg]
Value	Max : +8 Min : -8	Max : 1370 Min : 230	Max : 4.35 Min : 0.73	2

표 3-3. 압력 센서 제원

Description	Full Scale Range [mbar]	Resolution [mbar]	Response Time [ms]	Error Band [mbar]
Value	Max : 1200 Min : 10	0.065	0.5	Max : +2.5 Min : -2.5
		0.042	1.1	
		0.027	2.1	
		0.018	4.1	
		0.012	8.22	

3.1.3 모터 구동부 구성

쿼드 로터 비행체의 추진(Propulsion)을 위한 로터는 브러시리스(Brush less) DC모터(FlyCam社, FlyCam925)를 사용하였고 로터의 회전 속도를 일정하게 제어하기 위해 전자 변속기(ESC : Electronic Speed Control, FlyCam社, SBEC 20A)를 사용하였다.

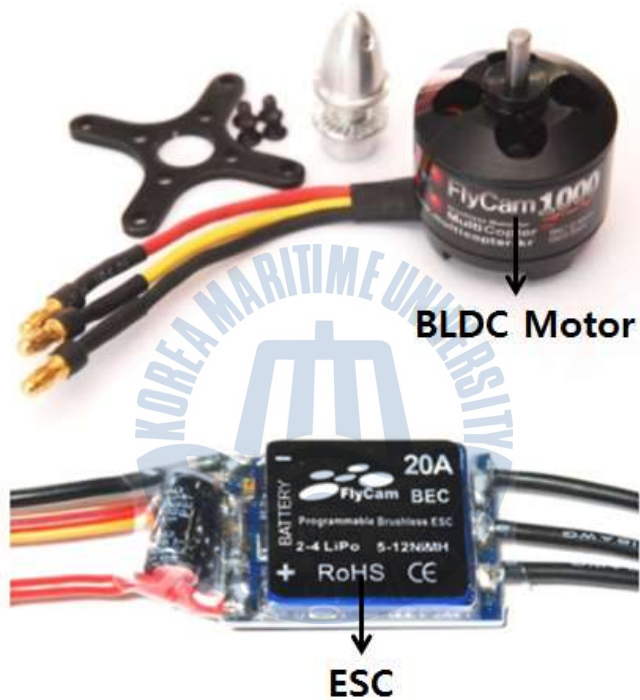


그림 3-4. 모터 및 전자변속기

3.1.3 자세 제어 테스트-베드

비행체를 제작하고 실제 비행에 적용할 때, 비행체의 자세 제어가 적절히 이루어지지 않았을 경우 안정적인 비행이 되지 않아 비행체의 파손 또는 인명 사고의 위험이 있다. 따라서 비행체의 자세 제어가 적절히 이루어지는지 확인할 필요성이 있다. 그림 3-5는 비행체의 자세 제어가 안정적인지 확인하기 위한 테스트-베드(Test Bed)이다. 테스트-베드는 비행체가 이동하지 않는 상태에서 3-Axis 회전 운동이 가능해 안전하게 피치, 롤, 요 제어를 실험해 볼 수 있다.

비행체가 고정 되는 판은 볼 캐스터(Ball Caster)를 이용해 비행체의 움직임에 대한 저항을 최대한 감소 시켰다. 하지만 테스트-베드를 이용한 자세 제어 실험은 비행체의 회전 중심과 테스트-베드의 중심이 정확히 일치하지 않기 때문에 완전히 신뢰할 수는 없다.

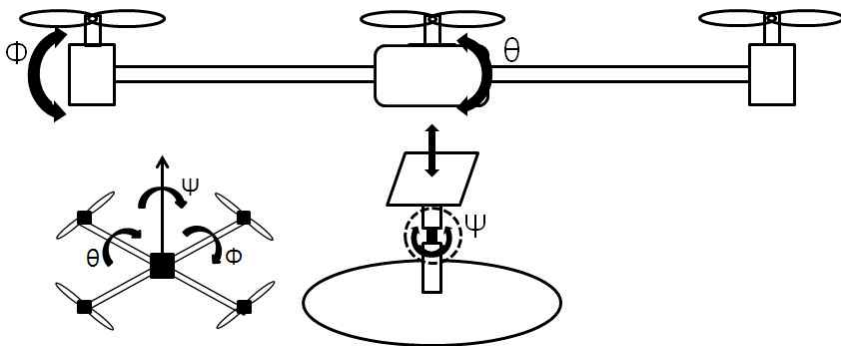


그림 3-5. 자세 제어 테스트-베드

3.2 위치 홀딩 시스템 제작

회전익 비행체가 인간을 대신하여 도심 지역에서 임무를 수행 할 때 비행 시 비행체의 위치가 제어가 되지 않으면 주위의 구조물에 부딪혀 비행체의 블레이드 및 파편으로 인해 2차 인명 사고의 문제를 발생시킬 수도 있다. 또한 송전탑 외부의 고장 유무나 점검을 위해서는 회전익 비행체가 임무 수행 중 송전탑에 부딪치지 않고 안전한 지점에서 비행체의 위치를 고정시키는 것이 필요하다. 비행체의 위치를 파악하고 제어하는 시스템은 주로 GPS를 사용하는데 도심 지역이나 송전탑의 주변의 경우는 건물에 의한 전파 장애, 고전압선의 자기장 등의 이유로 일부 지역에 전파 음영지역이 발생하여 비행체를 자동 제어함에 있어 문제점이 발생 할 수 있다.

위치 홀딩 시스템은 위와 같은 환경에서 전파음영 지역과는 독립적으로 동작하는 레이저 다이오드를 이용하여 장애를 받지 않고 외란에 자율적으로 대처하여 위치를 유지하며 호버링 비행을 가능하게 한다.

그림 3-6은 위치 홀딩 시스템의 블록 다이어그램이다. 비행체를 제어하기 위해서는 스로틀(Throttle), 에일러론(Aileron), 엘리베이터(Elevator), 러더(Rudder) 4개의 제어 신호가 필요한데, 이 중에서 스로틀은 비행체를 위쪽으로 추진하거나 아래쪽으로 하강하도록 하는 제어 신호이고 에일러론은 비행체의 롤, 엘리베이터는 피치, 러더는 요 운동을 제어한다.

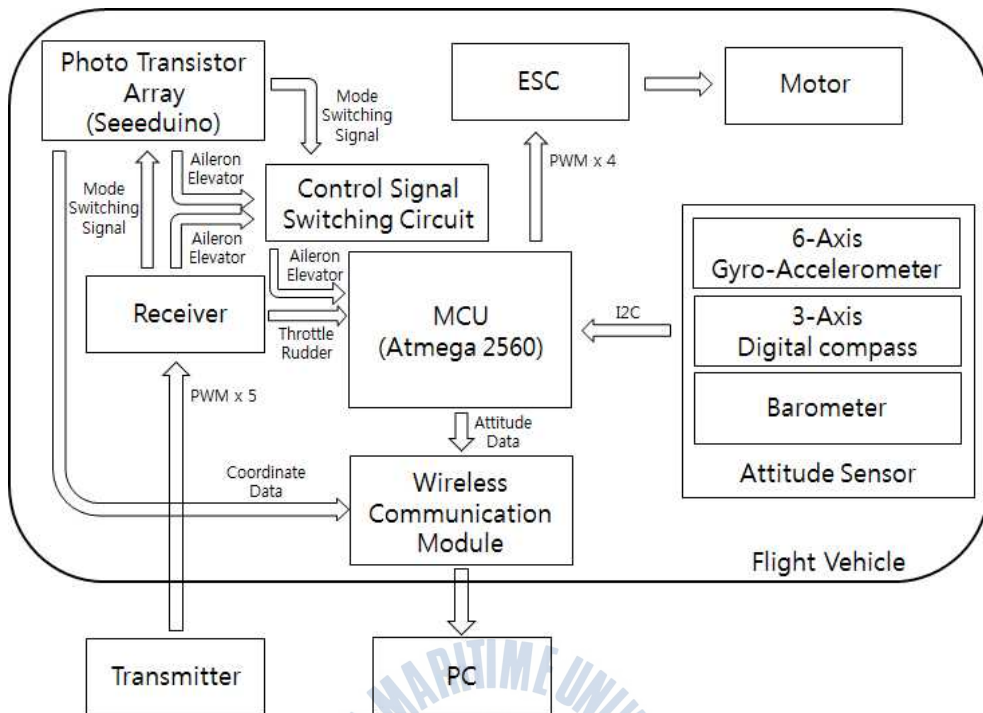


그림 3-6. 위치 홀딩 시스템 블록 다이어그램

우선적으로 비행체는 조종자가 RC 송신기에서 전송한 제어 신호에 의해 비행하게 된다. 이때 조종자는 5개의 제어신호를 전송하는데, 이 중에서 스로틀과 러더 제어 신호는 제어기로 전달되고 에일러론과 엘리베이터 제어 신호는 셀렉터로 전달된다. 그리고 모드 변환 신호는 포토 트랜지스터 어레이를 거쳐 On-Off 신호로 변환되어 셀렉터로 전달된다. 포토 트랜지스터 어레이는 RC 송신기의 제어 신호와는 독립적으로 비행체의 위치를 파악하고 에일러론과 엘리베이터 제어 신호를 생성해 셀렉터로 전달한다. 셀렉터는 모드 제어신호가 Off 일 경우 RC 송신기의 에일러론과 엘리베이터 제어 신호를 선택하여 제어기로 전달하여 일반 비행 모드로 비행하게 된다. On 일 경우에는 포토 트랜지스터 어레이의 제어 신호를 제어기로 전달하여 위치 홀딩 비행 모드로 비행하게 된다. 비행 중 데이터는 무선 통신 모듈을 통해 실시간으로 PC로 전송된다.

3.2.1 시스템 하드웨어 구성

GPS 장비를 사용하지 않고 비행 중인 비행체의 위치를 고정시키기 위해 그 기준점을 알기 위한 수단이 필요하다. 기준점을 알기 위한 수단으로 레이저 가이드 빔을 비행체를 고정시킬 지역에 설치하여 비행체가 기준점을 찾고 해당 기준점에서 벗어나지 않고 비행하도록 한다. 그리고 이 레이저 다이오드(Edmund Optics社, NT85-226)의 파장 대역(650nm)에서 우수한 동작 특성을 가지는 포토 트랜지스터(New JRC社, NJL7502L)를 10x10어레이 형태로 배열하여 회전익 비행체의 아래에 장착하였다. 포토 트랜지스터 어레이가 레이저 가이드 빔을 찾고 포토 트랜지스터 어레이의 중심에 레이저 가이드 빔이 올 수 있도록 비행체의 제어기로 에일러론과 엘리베이터 제어 신호를 전송해 비행체를 중심 방향으로 이동시킨다. 그림 3-7은 쿼드로터 비행체와 레이저 가이드 빔, 그리고 포토 트랜지스터 어레이를 도식화한 그림이다. 왼쪽 그림의 상단은 쿼드 로터 비행체이며 비행체의 하단에는 포토 트랜지스터 어레이가 지면을 바라보도록 부착되어 있다. 레이저 가이드 빔은 비행체의 중심을 향하도록 조사된다. 오른쪽의 그림은 포토 트랜지스터 어레이를 위쪽을 향하도록 뒤집어 놓은 그림이다.

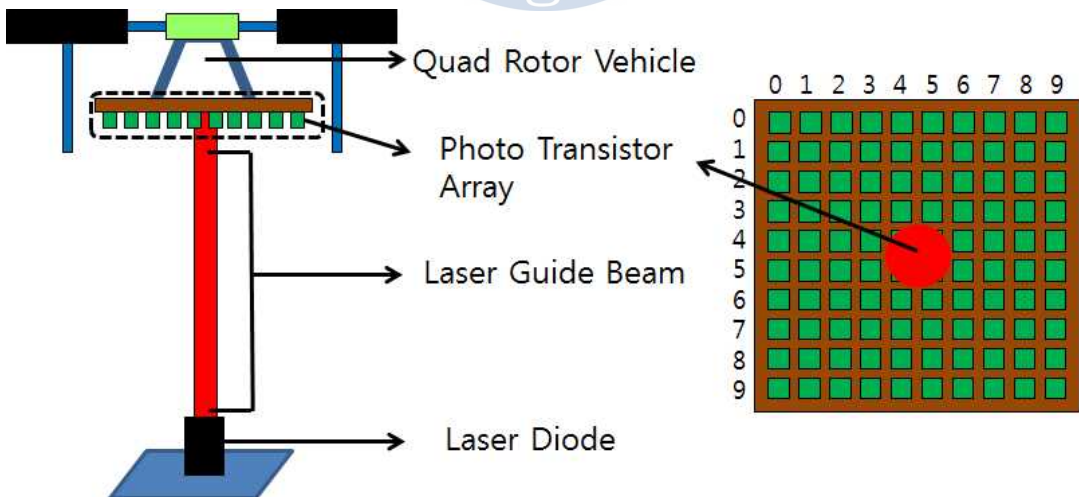


그림 3-7. 위치 홀딩 시스템 구성도

레이저 빔의 직경은 매우 작으며 거리에 따라 크기가 달라지기 때문에 이를 확대, 고정시켜 줄 수 있는 빔 확장기(Beam Expander, Edmund Optics社, NT55-577)를 레이저 다이오드와 연결하여 직경을 약 2.6cm로 확대, 고정시켰다. 포토 트랜지스터 어레이의 포토 트랜지스터 사이의 간격은 가로, 세로 1.5cm이며 전체 어레이의 크기는 약 15 x 15cm이다. 직경이 2.6cm인 레이저 빔에 의해 센서가 최소 한 개, 최대 네 개가 반응하도록 제작하였다.

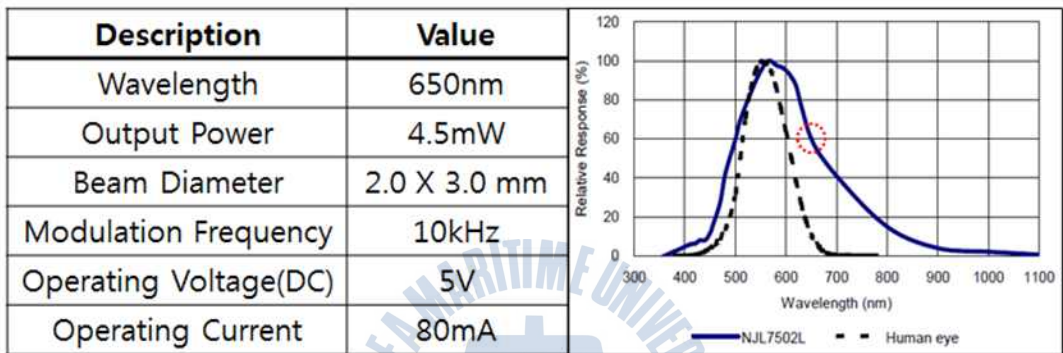


그림 3-8. 레이저 다이오드 제원 및 포토 트랜지스터 응답 특성

제작에 사용된 레이저 다이오드의 제원과 포토 트랜지스터의 응답 특성 곡선은 그림 3-8과 같다. 포토 트랜지스터는 포토 다이오드에 비해 응답 속도는 느리지만 본 논문에서는 안정성을 지향하기 위해 빛에 더욱 민감하게 반응하는 포토 트랜지스터를 선정하였다. 포토 트랜지스터가 반응하는 상승시간과 하강 시간은 각각 10us이다.

실제로 제작된 포토 트랜지스터 어레이는 그림 3-9에 나타내었다. 100개의 포토 트랜지스터를 수용하기 위해 두 개의 MCU(Arduino社, Seeduino)를 사용하였고 포토 트랜지스터 어레이의 좌표를 실시간으로 PC로 전송하기 위해 지그비(Zigbee)를 사용하였다. 실제 사용된 포토 트랜지스터는 가시광 영역에서 반응을 하는데, 레이저 가이드 빔 외의 빛에는 반응하지 않고, 거리에 따른 출력의 변화를 없애기 위해 가변 저항과 OP-Amp(LM324)를 사용하였다. 제작한 어레이를 레이저 다이오드와 거리를 달리하며 실내에서 30m 까지 출력의 변화를 실험하였고 출력의 변화는 발생하지 않았다.

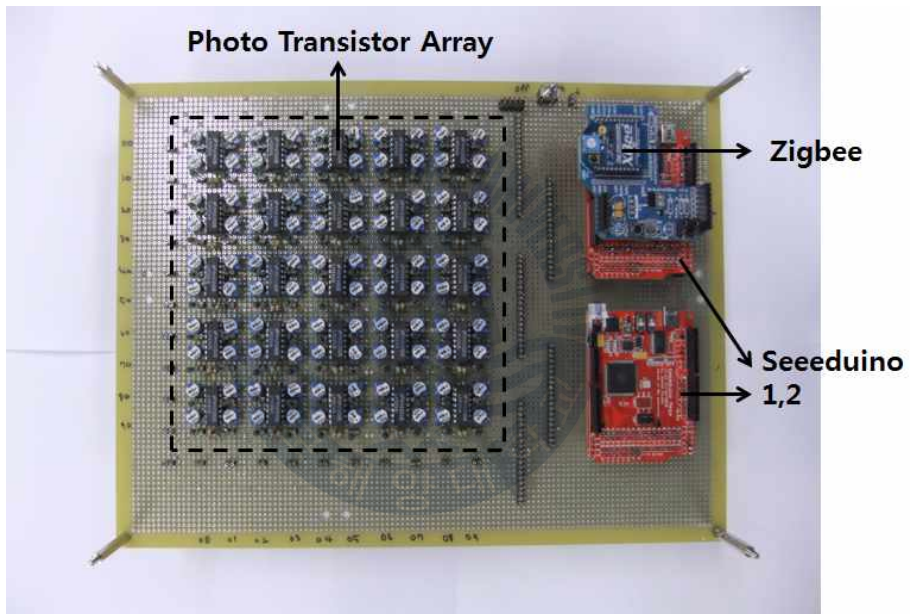


그림 3-9. 실제 제작한 포토 트랜지스터 어레이

3.2.2 시스템 알고리즘

회전의 비행체의 현재 위치를 정확하게 파악하기 위하여 10x10 배열의 포토 트랜지스터 센서들에게 각각의 위치에 따라 좌표를 가로, 세로(0~9, 0~9)를 설정하였다.

(0, 0)	(0, 1)	(0, 2)	(0, 3)	(0, 4)	(0, 5)	(0, 6)	(0, 7)	(0, 8)	(0, 9)
(1, 0)	(1, 1)	(1, 2)	(1, 3)	(1, 4)	(1, 5)	(1, 6)	(1, 7)	(1, 8)	(1, 9)
(2, 0)	(2, 1)	(2, 2)	(2, 3)	(2, 4)	(2, 5)	(2, 6)	(2, 7)	(2, 8)	(2, 9)
(3, 0)	(3, 1)	(3, 2)	(3, 3)	(3, 4)	(3, 5)	(3, 6)	(3, 7)	(3, 8)	(3, 9)
(4, 0)	(4, 1)	(4, 2)	(4, 3)	(4, 4)	(4, 5)	(4, 6)	(4, 7)	(4, 8)	(4, 9)
(5, 0)	(5, 1)	(5, 2)	(5, 3)	(5, 4)	(5, 5)	(5, 6)	(5, 7)	(5, 8)	(5, 9)
(6, 0)	(6, 1)	(6, 2)	(6, 3)	(6, 4)	(6, 5)	(6, 6)	(6, 7)	(6, 8)	(6, 9)
(7, 0)	(7, 1)	(7, 2)	(7, 3)	(7, 4)	(7, 5)	(7, 6)	(7, 7)	(7, 8)	(7, 9)
(8, 0)	(8, 1)	(8, 2)	(8, 3)	(8, 4)	(8, 5)	(8, 6)	(8, 7)	(8, 8)	(8, 9)
(9, 0)	(9, 1)	(9, 2)	(9, 3)	(9, 4)	(9, 5)	(9, 6)	(9, 7)	(9, 8)	(9, 9)

그림 3-10. 포토 트랜지스터 어레이 좌표

그림 3-10은 포토 트랜지스터 어레이의 각각의 포토 트랜지스터를 좌표로 나타낸 것이다. 그림 3-10과 같이 다수의 포토 트랜지스터가 반응 할 경우, 가장 작은 값을 우선 인식하도록 설정 하였다. 위와 같은 레이저 가이드 빔의 반응에서 좌표 (4, 4)를 기준으로 하여 비행체의 위치를 파악한 다음, 기준점으로 비행체가 돌아갈 수 있도록 각각의 좌표에 맞는 PWM 신호를 전송하여 비행체를 이동시킨다. 예를 들면 좌표(1, 8)의 위치로 외란에 의해 비행체가 이동하였다면 기준점으로 돌아갈 수 있도록 (1, 8) → (4, 4)로 이동하는 에일러론과 엘

리베이터 제어신호를 전송하여 비행체를 이동시킨다. 비행체를 (1, 8) → (4, 4)로 이동시키는 제어 신호는 그림 3-11, 3-12에 나타내었다.

에일러론 제어 신호의 경우 기준보다 커지면 비행체의 왼쪽의 로터의 회전 속도가 빨라져 오른쪽으로 비행하게 되고 작아지면 반대로 왼쪽으로 비행하게 된다. 엘리베이터 제어신호는 기준보다 커지면 뒤쪽 로터의 회전 속도가 빨라져 앞으로 비행하게 되고 작아지면 뒤쪽으로 비행한다.

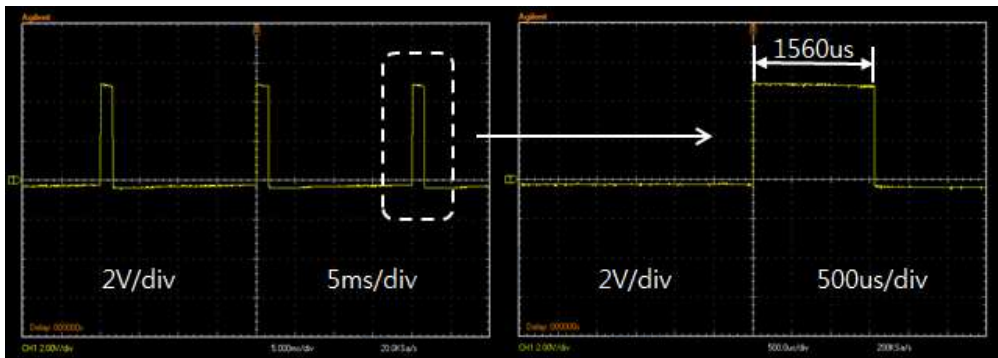


그림 3-11. 에일러론 제어신호

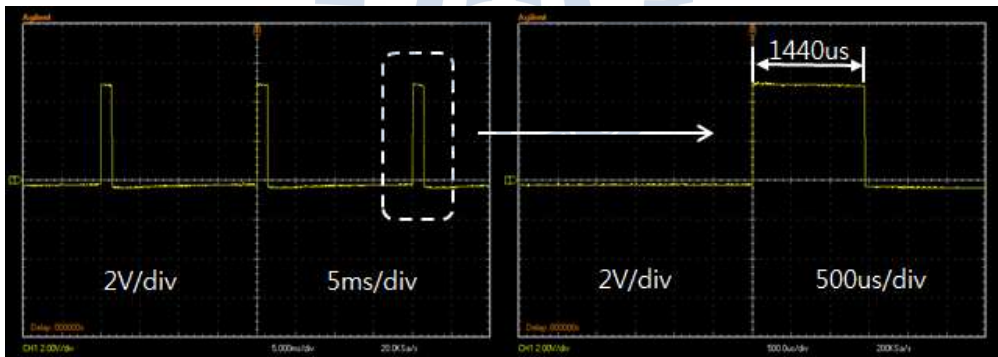


그림 3-12. 엘리베이터 제어신호

에일러론과 엘리베이터 제어신호의 주기는 50Hz이고 크기는 1500us를 기준으로 설정 했으며 제어 신호의 생성 주기는 별도로 설정 하지 않았다. 셀렉터를 통과한 에일러론과 엘리베이터 제어 신호와 RC 송신기로부터의 스로틀과 러더 신호는 제어기를 거쳐 각각의 로터를 제어하기 위한 신호로 다시 생성되며, 주기는 100Hz이다.

4장 비행 실험 및 결과

4.1 실험 설정 및 환경

그림 4-1과 같이 레이저 다이오드를 고정시켜 레이저 가이드 빔을 지면으로부터 수직으로 조사할 수 있도록 제작하였다. 쿼드 로터 비행체의 비행 모드는 조종자가 직접 RC 송신기를 통해 신호를 전송해 제어하는 일반 비행 모드와 포토 트랜지스터 어레이로부터 신호를 받아 제어하는 위치 홀딩 비행 모드로 나뉘는데, 본 실험에서는 그림과 같이 레이저 가이드 빔을 고정한 구조물 위에 쿼드 로터 비행체를 올려두고 일반 비행 모드와 위치 홀딩 비행 모드로 나눠서 위치 홀딩 실험을 실시하였다. 이를 통해 각각의 비행 모드에서 비행체의 위치 홀딩 안정성 결과를 보고 분석한다.

비행 실험은 안전을 위해 공간이 확보된 넓은 실내에서 실시 하였으며, 비행 시 지면과의 거리는 1~2m로 유지 하였다. 그림 4-1은 레이저 가이드 빔과 이를 고정하는 플랫폼 그리고 포토 트랜지스터 어레이를 하단에 장착한 쿼드 로터 비행체이다.

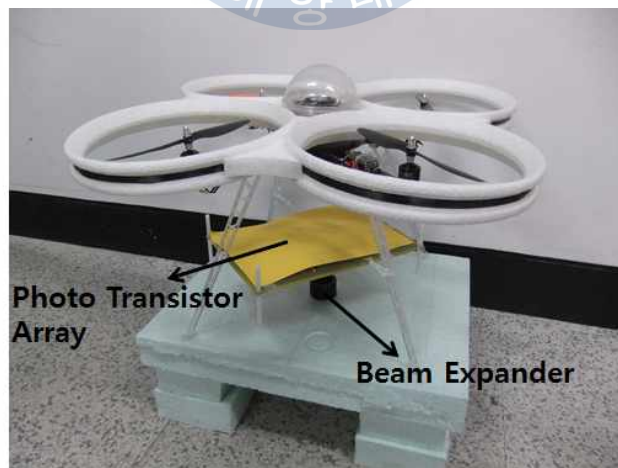


그림 4-1. 레이저 다가이드 빔 고정 플랫폼

4.2 일반 비행 모드 실험

일반 비행 모드 실험은 포토 트랜지스터 어레이로부터 비행체의 위치 정보만 전송 받고 에일러론, 엘리베이터 제어신호는 RC 송신기로 전송하여 조종사가 직접 제어 하였다.

그림 4-2, 4-3은 6-Axis 자이로-가속도 센서로부터 샘플링 시간에 따라 얻은 피치와 롤 센서 데이터를 그래프로 나타낸 것이다. 본 연구에서는 피치와 롤 축의 자세만 제어하여 호버링을 하기 위한 목적으로 진행하기 때문에 요 동작은 필요로 하지 않아 제외하도록 한다. 6-Axis 자이로-가속도 센서의 데이터는 비행체의 자세의 변화에 따라 증가 또는 감소하는데 그래프를 보면 가속도와 자이로 값이 비행체의 자세가 일정하게 변함에 따라 동일하게 변화하는 것을 확인을 할 수 있다. 그림 4-4는 센서 데이터에 따른 비행체의 피치와 롤의 자세 값을 각도로 나타낸 것이다. 이 그래프 역시 먼저 확인한 가속도와 자이로 값의 변화와 일치하는 것을 확인 할 수 있다.

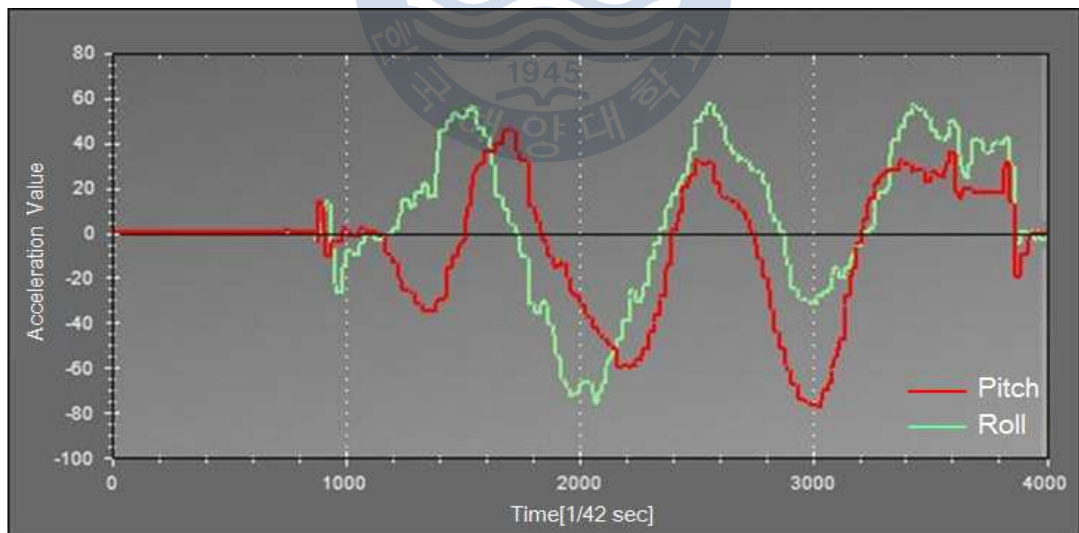


그림 4-2. 가속도 데이터

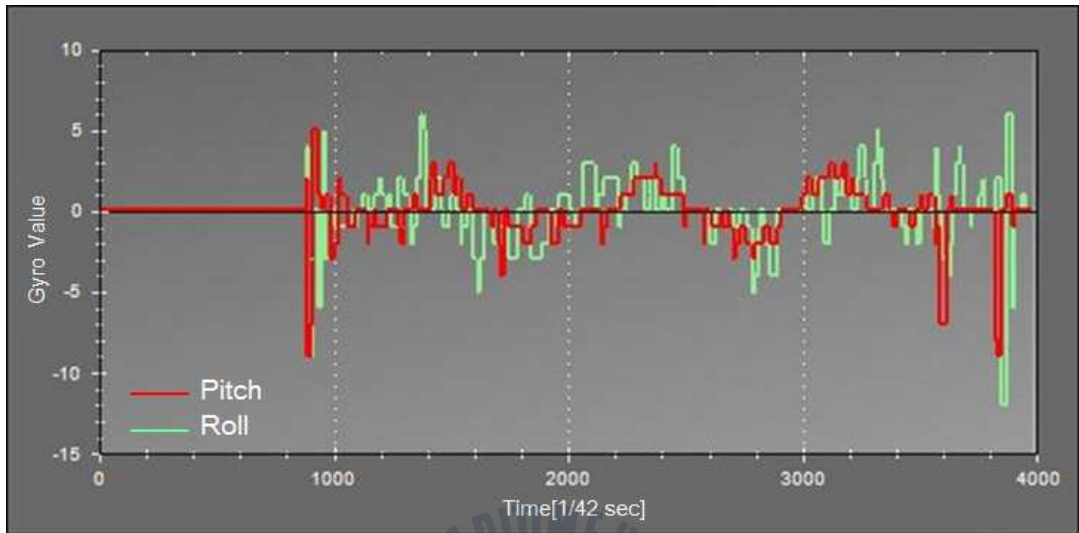


그림 4-3. 자이로 데이터

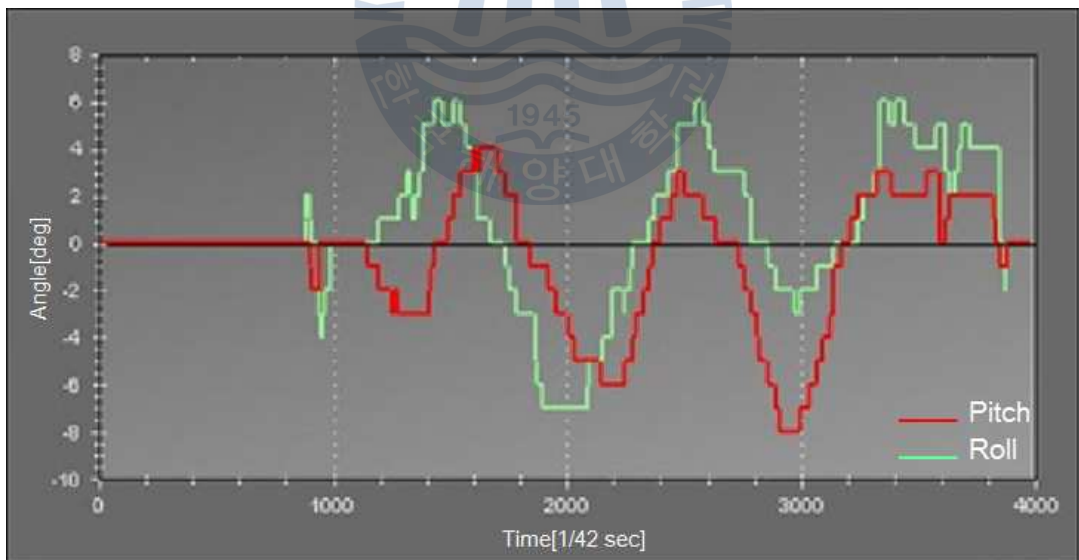


그림 4-4. 자세 데이터

그림 4-5는 조종자가 RC 송신기를 통해 비행체로 전송한 제어 신호를 그래프로 나타낸 것이고, 그림 4-6은 제어기에서 생성된 각각의 로터를 제어하기 위한 PWM 신호를 나타낸 것이다. 그림 4-5에서 조종자가 비행체를 레이저 가이드 빔 위로 호버링 비행하기 위해서 RC 송신기의 레버를 조종하지만 인간이 조종하기 때문에 불필요한 제어 신호와 필요 이상의 큰 제어 신호를 전송한 것을 확인 할 수 있다. 그래서 그림 4-6과 같이 로터를 제어하는 신호가 매우 큰 폭으로 변화 하였고, 따라서 비행체의 움직임이 커지고 안정적인 호버링 비행이 어려웠다. 샘플링 타임 500 정도에서 발생한 러더 제어 신호는 비행체의 로터에 시동을 걸기 위한 움직임이고, 샘플링 타임 800과 3600에서 발생한 스로틀 제어 신호의 상승과 하강은 비행체의 이륙과 착륙을 위함 움직임이다.

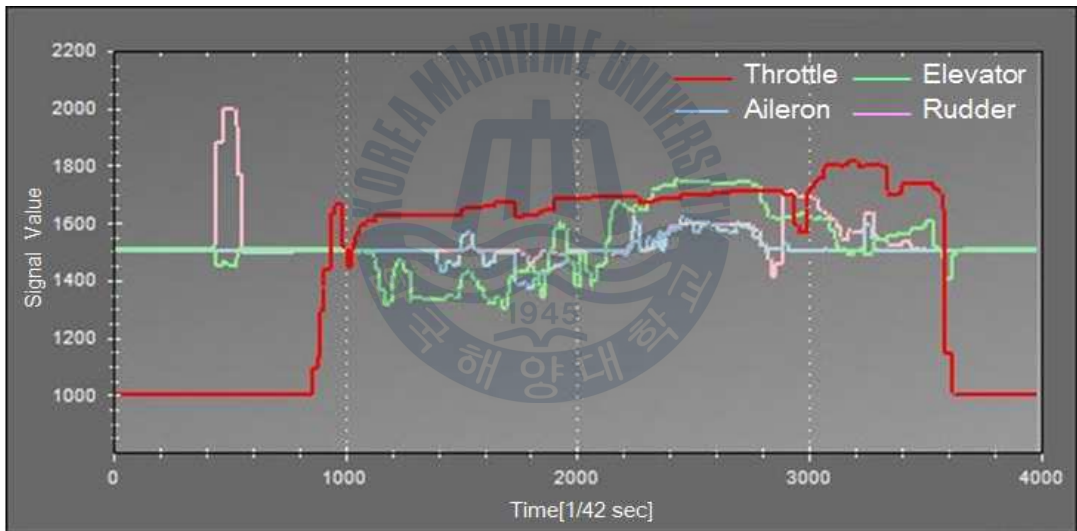


그림 4-5. RC 송신기 제어 신호

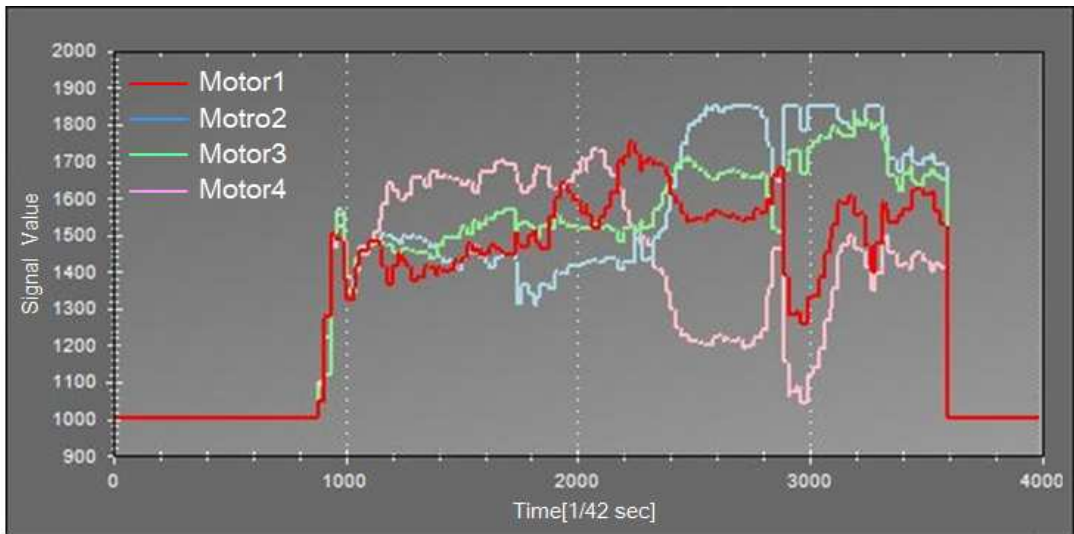


그림 4-6. 로터 제어 PWM 신호

4.3 위치 홀딩 비행 모드 실험

위치 홀딩 비행 모드 실험은 일반 비행 모드 실험과 같이 포토 트랜지스터 어레이로부터 비행체의 위치 정보를 좌표로 전송 받는다. 그리고 셀렉터에서는 포토 트랜지스터 어레이에서 생성된 에일러론과 엘리베이터 제어 신호를 선택하여 자동으로 호버링을 유지 하도록 했다. 스로틀과 러더 제어 신호는 일반 비행 모드 실험과 같이 RC 송신기에 의해서 스로틀 제어 신호는 이륙할 때와 착륙할 때만 전송하고 러더 제어 신호는 처음 로터의 시동을 걸 때만 전송한다.

그림 4-7, 4-8은 6-Axis 자이로-가속도 센서로부터 전송 된 가속도와 자이로 값이다. 앞선 일반 비행 실험에서와 같이 비행체의 자세가 일정함에 변함에 따라 동일하게 변화하는 것을 확인을 할 수 있다. 하지만 비행체가 이륙하고 롤 값이 크게 떨어지며 전체적으로 아래로 쉬프트 되어 변화하는 것을 확인 할 수 있는데, 이는 쿼드 로터 비행체의 하단에 부착한 포토 트랜지스터 어레이가 비행체의 뒤쪽으로 쏠리면서 전체 무게 중심이 맞지 않아 발생한 것으로 사료 된다. 그림 4-9에서 비행체의 피치와 롤 자세 데이터는 6-Axis 자이로-가속도

센서의 변화폭과 비슷한 것을 확인 할 수 있다.

위치 홀딩 비행 모드 실험에서 가속도와 자이로 값과 비행체의 자세 값의 변화폭이 일반 비행 모드 실험에서의 수치보다 작은 것을 확인할 수 있는데, 이것은 위치 홀딩 시스템으로 인해 안정적인 비행을 한 것을 확인할 수 있다.

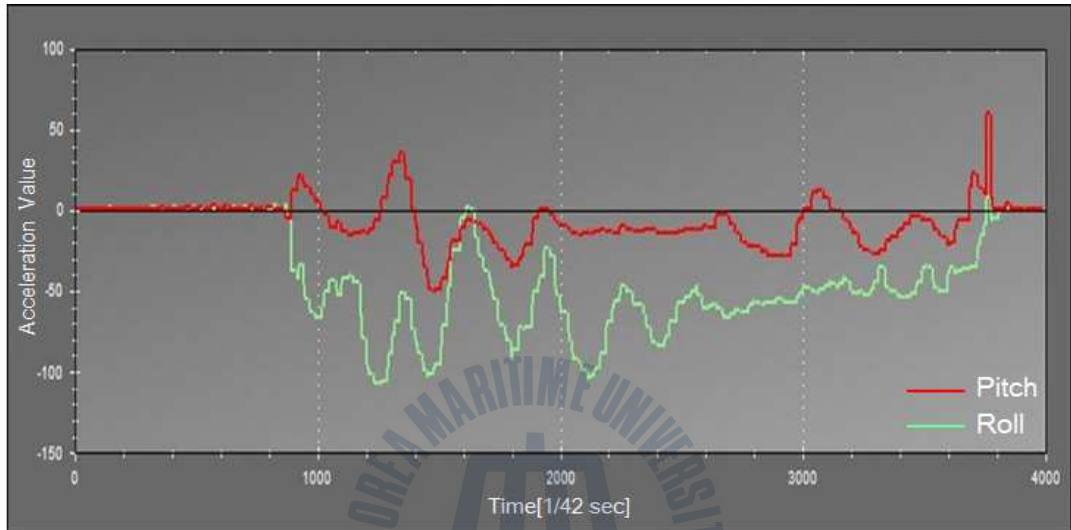


그림 4-7. 가속도 데이터

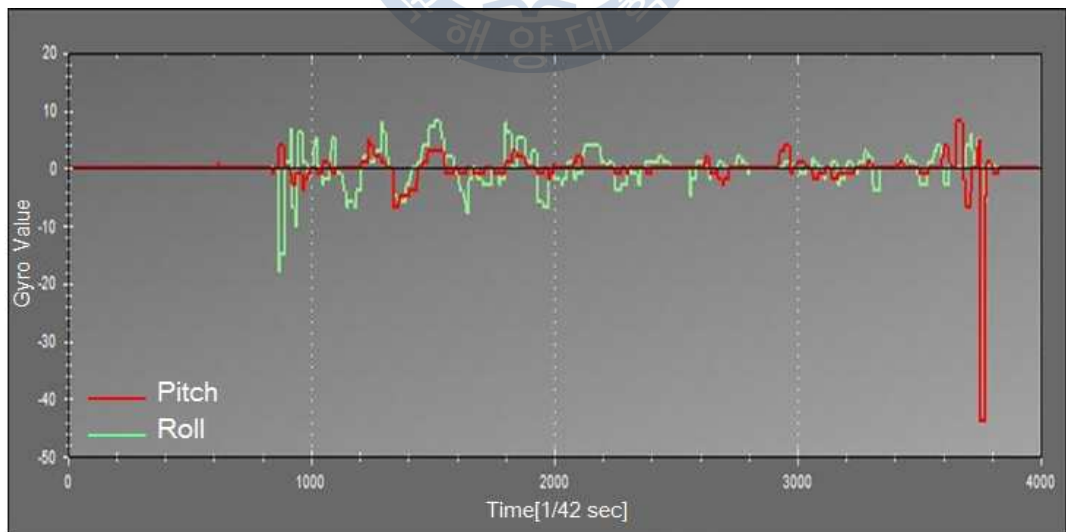


그림 4-8. 자이로 데이터

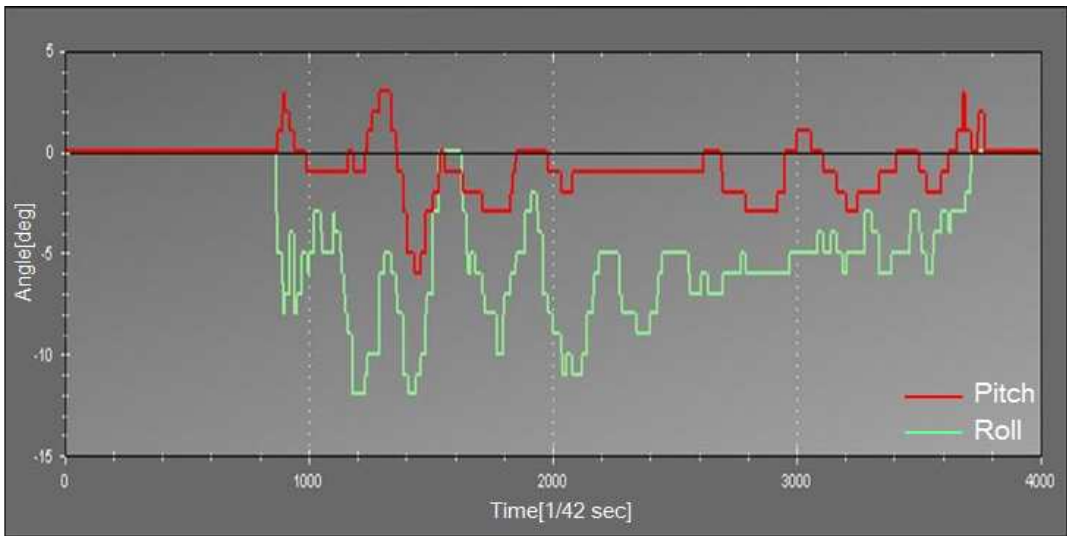


그림 4-9. 자세 데이터

그림 4-10은 조종자가 RC 송신기를 통해 비행체로 전송한 스로틀과 러더 제어 신호와 포토 트랜지스터 어레이에 의한 좌표 값을 토대로 생성된 에일러론과 엘리베이터 제어 신호를 나타낸 것이다. 아래쪽의 그래프에 에일러론과 엘리베이터 제어신호를 확대하여 나타내었다. 샘플링 타임 300에서 발생한 러더 제어 신호는 로터의 시동을 걸기 위한 움직임이고 스로틀 제어 신호는 이륙할 때와 착륙할 때만 전송된다. 일반 비행 모드 실험과 비교하면, 이륙 이후 RC 송신기는 조작하지 않았기 때문에 스로틀과 러더 제어 신호의 불필요한 움직임은 발생하지 않았다. 그리고 에일러론과 엘리베이터 제어 신호가 일정한 움직임을 가지며 안정적으로 변화함을 확인 할 수 있다.

그림 4-11은 RC 송신기에서 전송되는 스로틀과 러더 제어 신호와 포토 트랜지스터 어레이에 의한 에일러론과 엘리베이터 제어 신호를 쿼드 로터 비행체 제어기에 입력해서 생성된 로터 제어 신호를 나타낸 것이다. 이·착륙할 때를 제외하고는 변화폭이 작으며 안정적인 출력을 확인 할 수 있다.

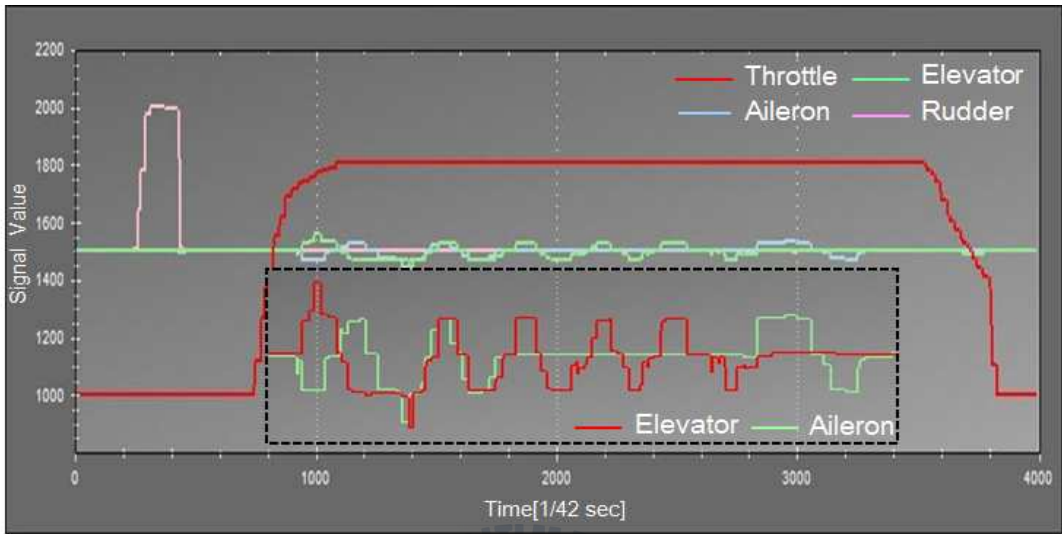


그림 4-10. RC 송신기 제어 신호

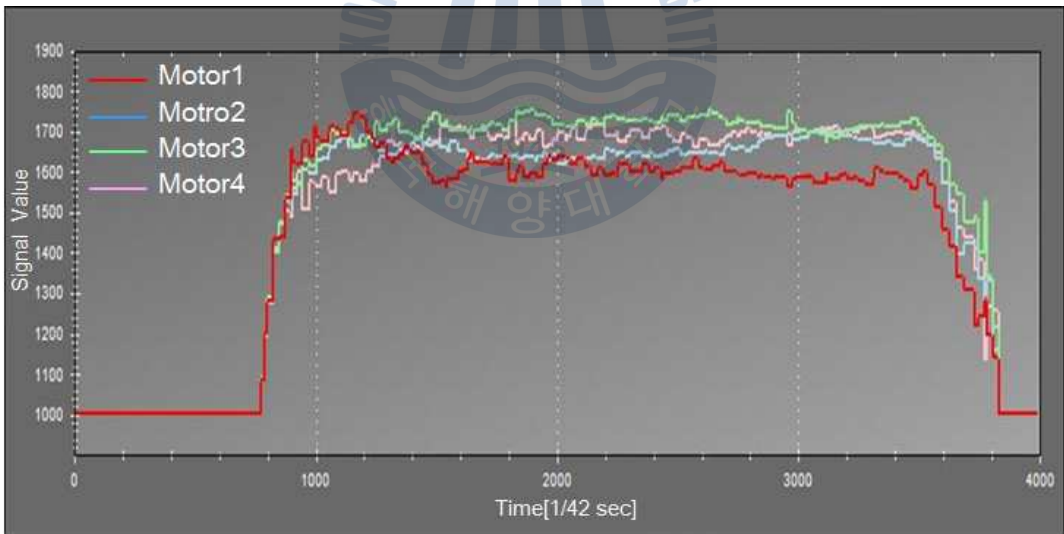


그림 4-11. 로터 제어 PWM 신호

4.4 비행실험 결과

포토 트랜지스터 어레이에 의한 쿼드 로터 비행체의 위치의 좌표 값은 무선 통신 모듈을 통해 실시간으로 지상부의 PC로 전송된다. 이 좌표 값을 통해 포토 트랜지스터의 범위 안에서 비행체의 이동 경로를 파악 하고 호버링의 안정도를 확인 할 수 있다. 그림 4-12, 4-13은 비행체의 이동 경로를 점과 선으로 나타내고 화살표로 그 순서와 방향을 나타내었다.

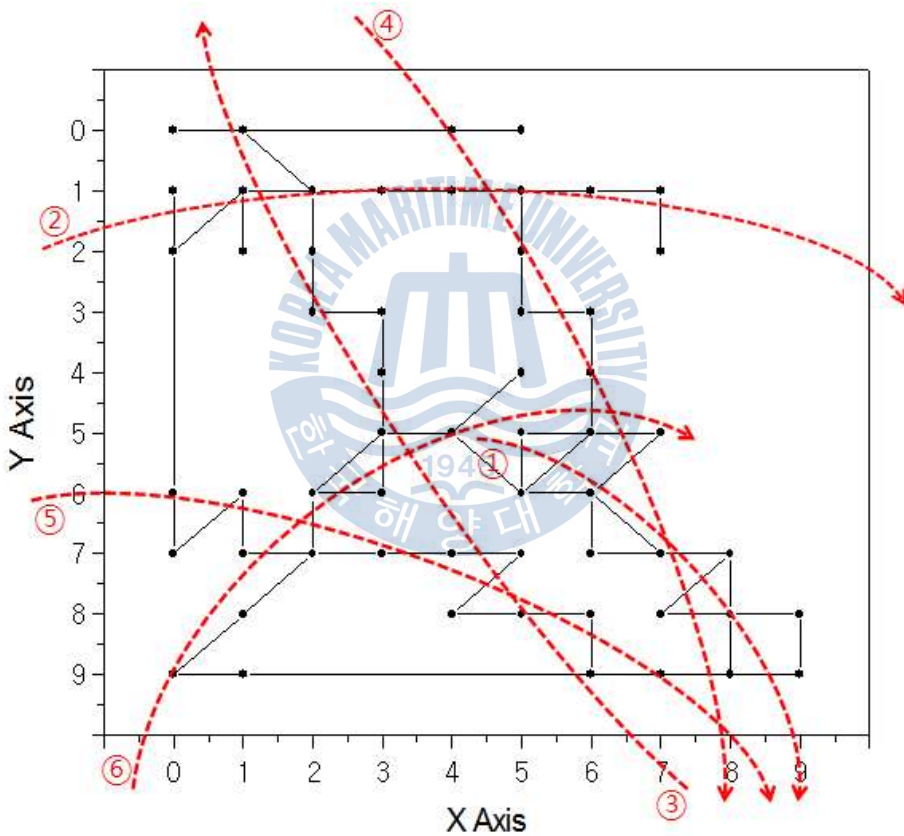


그림4-12. 비행체 이동 경로(일반 비행 모드)

그림 4-12는 일반 비행 모드 실험에서 비행체의 이동 경로를 나타낸다. 비행체의 중앙으로 레이저 가이드 빔이 조사되도록 한 상태에서 실험을 진행 했다.

이동 경로를 파악해보면 전체 비행에 걸쳐 5번 좌표로부터 벗어났다. 앞서 일반 비행 모드에서의 데이터를 분석한 결과와 같이 움직임이 크고 즉각적인 대처가 되지 않아 안정적인 호버링이 되지 않은 것을 확인 할 수 있다.

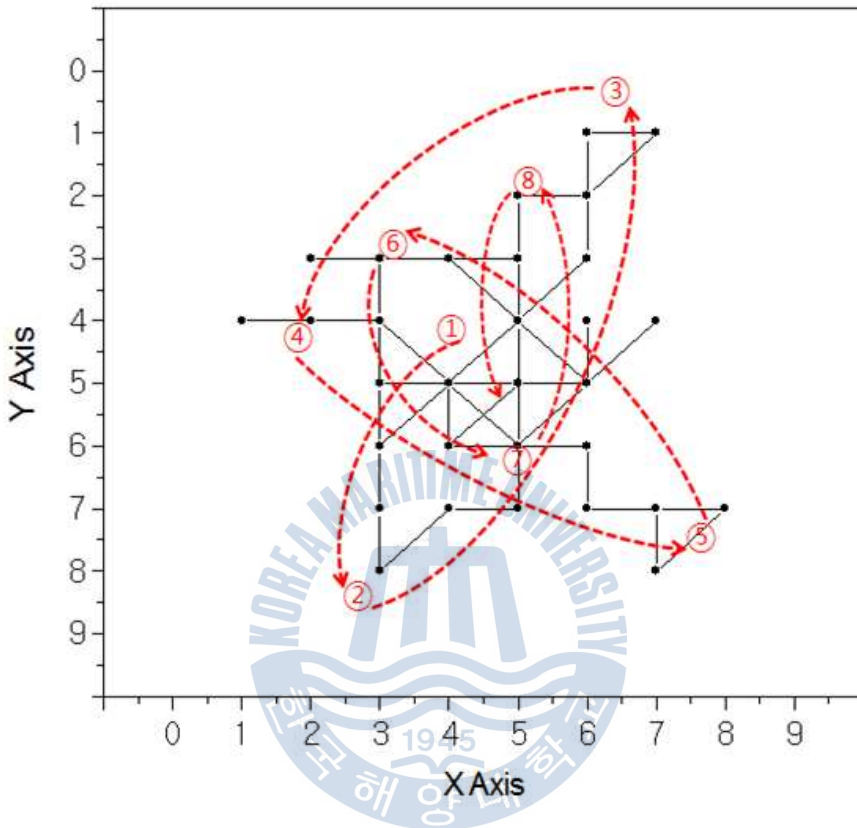


그림 4-13. 비행체 이동 경로(위치 홀딩 비행 모드)

그림 4-13은 위치 홀딩 비행 모드로 비행 했을 때 이동 경로를 나타낸다. 일반 비행 실험을 했을 때와 같이 쿼드 로터 비행체는 레이저 가이드 빔이 중앙으로 조사되도록 하고 실험을 진행했다. 그림 4-13을 보면 비행체의 이동에 따른 적절하고 빠르게 제어 신호를 전송함에 따라 비행체가 좌표 범위를 벗어나지 않고 포토 트랜지스터 어레이의 범위(15 x 15cm) 안에서 안정적으로 호버링을 유지하며 비행 한 것을 확인 할 수 있다.

5장 결론

본 논문에서는 쿼드 로터 비행체를 주제로 전파 음영 지역에서 장애를 받지 않는 레이저 다이오드와 포토 트랜지스터를 이용해 안정적인 위치 홀딩이 가능한 시스템의 연구를 다루었다. 그리고 실제 비행 실험을 위해 비행체와 포토 트랜지스터 어레이, 자세 제어 테스트-베드 등을 제작하였다. 또한 제어 신호 전환 회로를 구성해 비행 중 일반 비행 모드와 위치 홀딩 비행 모드의 전환이 가능하게 하여 효과적인 비행이 가능하도록 구현하였다.

실제 비행 실험에서 센서로 부터 얻은 데이터를 분석해 쿼드 로터 비행체의 동특성(Dynamic Characteristic)을 확인 할 수 있었다. 또한 레이저 가이드 빔과 포토 트랜지스터 어레이를 통해 어레이의 범위 내에서 비행체의 위치 및 이동 방향을 파악 할 수 있었고, 호버링의 안정도를 확인했다.

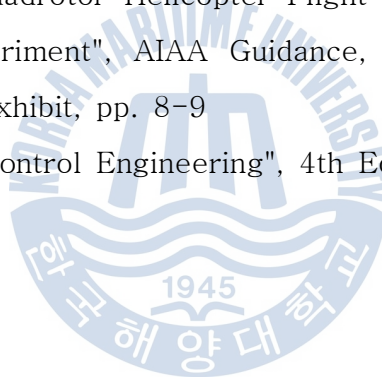
일반 비행 모드 실험에서 조종자가 쿼드 로터 비행체의 조종이 능숙하지 못해 데이터의 정확성은 다소 떨어진다고 판단된다. 하지만 위치 홀딩 비행 모드의 실험에서 일반 비행 모드 실험에서의 조종이 능숙하지 못한 동일 조종자도 안정적으로 호버링 비행이 가능함을 확인함으로써 위치 홀딩 시스템의 결과는 우수하다고 할 수 있다.

본 논문에서 제작한 쿼드로터 비행체는 로터의 성능이 우수하지 못해 포토 트랜지스터 어레이 이외의 장치는 탑재할 수 없었다. 그래서 비행 실험을 수행하면서 영상 등의 다른 정보는 취득 할 수 없었다. 비행체의 성능을 올린 후 실생활에 적용 가능한 추가적인 연구를 필요로 한다. 또한 고정된 레이저 가이드 빔으로 인한 제한 된 공간을 벗어나 더 넓은 공간에서 활용 가능한 시스템 개발에 대한 연구가 진행 되어야한다.

참 고 문 헌

- [1] 강영신, 박범진, 유창선, “무인항공기의 제어기술개발 동향”, 항공우주산업 기술동향, 제4권 제2호, pp.55-67 1738-507X, 2006
- [2] 김종선, 김선태, “무인항공기체계 발전 방향”, 국방과 기술, 제323호, pp34-47 1227-1705, 2006
- [3] 장두현, 미래 항공우주산업의 총아, 상상커뮤니케이션, 2006
- [4] <http://www.koreaaero.com/>
- [5] Pedro Castillo, Alejandro Dzul, Rogelio Lozano, "Real-Time Stabilization and Tracking of a Four-Rotor Mini Rotorcraft", IEEE Trans Automat, vol.12, 510-516, 2004
- [6] Pedro Castillo, Rogelio Lozano and Alejandro Druz, "Modeling and Control of Mini-Flying Machines, 1st Ed., Springer London Ltd., 2005
- [7] Bora Erginer and Erdinc Altug, "Modeling and PD Control of Quadrotor VTOL Vehicle", IEEE explore of Intelligent Vehicle Symposium, pp. 894-899, 2007
- [8] Mokhtari. A., Benallegue. A., "Dynamic Feedback Controller of Euler Angles and Wind Parameters Estimation for a Quadrotor Unmanned aerial vehicle", Robotics and Automation, Proceeding. ICRA '04, IEEE International Conference, vol. 3, pp. 2359-2366, 2004
- [9] 張原京, 三輪昌史, "レーザーガイドビームを用いたクワッドロータヘリの位置制御", 日本機械学会 中国四国支部 第50期総会・講演会, 913, 2012
- [10] 허성식, 조성욱, 심현철, “무인 항공기의 실내 항법을 위한 3차원 공간 지도작성 및 몬테카를로 위치 추정기법”, 한국항공우주학회, 춘계학술대회, 594-599, 2012
- [11] Tommaso Bresciani, Modeling, "Identification and Control of a Quadrotor Helicopter", M.S. Thesis, Lund University, 2008

- [12] F. Lin, W. Zhang and R. D. Brandt, "Robust Hovering Control of a PVTOL Aircraft", Control System Technology, IEEE Transaction on, vol. 7, Issu 3, pp. 343-351, 1999
- [13] H. Bouadi, M. Bouchoucha and M. Tajine, "Sliding Mode Control Based on Backstepping Approach for an UAV Type-Quadrotor", International Journal of Applied Mathematics and Computer Sciences, vol. 4, no. 1, pp. 12-17, 2008
- [14] Li-Chun Lai, Chi-Ching Yang and Chia-Ju Wu, "Time-Optimal Control of a Hovering Quad-Rotor Helicopter", Journal of Intelligent and Robotic System, vol. 45, no. 2, pp. 115-135, 2006
- [15] Gabriel M. Hoffman, Haomiao Huang, Steven L. Walander, Claire J. Tomlin, 2007, "Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control : Theroy and Experiment", AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, pp. 8-9
- [16] Ogata, "Modern Control Engineering", 4th Ed, Prentice Hall



부 록

위치 홀딩 시스템 코드

<pre> int i = 12; int j=0; int val[100]; int reg[100] ; int reg1[100] ; int a,b,c,d,e,f,k,l,m,n,o,p; int x,y,z; #include <Servo.h> Servo elevator; Servo aileron; // 데이터 전송 void setup() { Serial.begin(9600); Serial1.begin(9600); elevator.attach(2); aileron.attach(3); } void loop() { // 포토프렌지스터 포트 설정 val[0]=analogRead(A0) ; val[1] =analogRead(A1) ; val[2] =analogRead(A2) ; val[3] =analogRead(A3) ; val[4] =analogRead(A4) ; </pre>	<pre> val[5] =analogRead(A5) ; val[6] =analogRead(A6) ; val[7] =analogRead(A7) ; val[8] =analogRead(A8) ; val[9] =analogRead(A9) ; val[10] =analogRead(A10); val[11] =analogRead(A11); val[12] =digitalRead(14); val[13] =digitalRead(15); val[14] =digitalRead(4) ; val[15] =digitalRead(5) ; val[16] =digitalRead(6) ; val[17] =digitalRead(7) ; val[18] =digitalRead(8) ; val[19] =digitalRead(9) ; val[20] =digitalRead(10); val[21] =digitalRead(11); val[22] =digitalRead(12); val[23] =digitalRead(13); val[24] =digitalRead(22); val[25] =digitalRead(23); val[26] =digitalRead(24); val[27] =digitalRead(25); val[28] =digitalRead(26); val[29] =digitalRead(27); val[30] =digitalRead(28); val[31] =digitalRead(29); val[32] =digitalRead(30); val[33] =digitalRead(31); val[34] =digitalRead(32); val[35] =digitalRead(33); </pre>
--	---

<pre> val[36] =digitalRead(34); val[37] =digitalRead(35); val[38] =digitalRead(36); val[39] =digitalRead(37); val[40] =digitalRead(38); val[41] =digitalRead(39); val[42] =digitalRead(40); val[43] =digitalRead(41); val[44] =digitalRead(42); val[45] =digitalRead(43); val[46] =digitalRead(44); val[47] =digitalRead(45); val[48] =digitalRead(46); val[49] =digitalRead(47); val[50] =digitalRead(48); val[51] =digitalRead(49); val[52] =digitalRead(50); val[53] =digitalRead(51); val[54] =digitalRead(52); val[55] =digitalRead(53); // 좌표에 따른 PWM 신호 생성 if(Serial1.available() > 0) { int se1 = Serial1.read(); if(se1>49){ if(se1>59){ if(se1>69){ if(se1>79){ if(se1>89){ a = se1 - 90; k = 5; } } } } } </pre>	<pre> else {a = se1 - 80; k = 5; } }else{a=se1 - 70; k = 4;} }else{a=se1 - 60; k = 4;} }else{a=se1 - 50; k = 3;}} if(a>1){ if(a>3){ if(a>5){ if(a>7){ l = 10; }else{l = 9;} }else{l=8;} }else{l=7;} }else{l=6;} if(k>1){ if(k>2){ if(k>3){ if(k>4){ elevator.writeMicroseconds(1440); }else{elevator.writeMicroseconds(1470);} }else{elevator.writeMicroseconds(1500);} }else{elevator.writeMicroseconds(1530);} }else{elevator.writeMicroseconds(1560);} } } } } } </pre>
--	--

<pre> if(l>6){ if(l>7){ if(l>8){ if(l>9){ aileron.writeMicroseconds(1440); }else{aileron.writeMicroseconds(1470) ;} }else{aileron.writeMicroseconds(1500) ;} }else{aileron.writeMicroseconds(1530) ;} }else{aileron.writeMicroseconds(1560) ;}; } else { for(j=0;j<12;j+ +) { if(val[j]>650) { reg1[j] = j; if(reg1[j] > 9){ b=reg1[j] - 10;p=1;} else{b=reg1[j];p=1;} if(b>1){ if(b>3){ if(b>5){ if(b>7){ o = 10; }else{o = 9;} }else{o=8;} }else{o=7;} }else{o=6;} </pre>	<pre> if(p>1){ elevator.writeMicroseconds(1440); }else{elevator.writeMicroseconds(147 0);} if(o>6){ if(o>7){ if(o>8){ if(o>9){ aileron.writeMicroseconds(1440); }else{aileron.writeMicroseconds(1470) ;}; }else{aileron.writeMicroseconds(1500) ;}; }else{aileron.writeMicroseconds(1530) ;}; }else{aileron.writeMicroseconds(1560) ;}; break; } else { for(i=12;i<100;i+ +) { if(val[i]>0) { reg [i] = i; if(reg[i] > 9){ if(reg[i]>19){ if(reg[i]>29){ if(reg[i]>39){ </pre>
--	---

<pre> if(reg[i]>49){ c = reg[i] -50; m = 3;z=3; }else{c = reg[i] - 40; m =3;z=3;} }else{c=reg[i]-30;m=2;z=2;} }else{c=reg[i]-20;m=2;z=2;} }else{c=reg[i]-10;m=1;z=1;} }else{c=reg[i];m=1;z=1;} if(c>1){ if(c>3){ if(c>5){ if(c>7){ n =10;y=10; }else{n =9;y=9;} }else{n=8;y=8;} }else{n=7;y=7;} }else{n=6;y=6;} if(z>1){ if(z>2){ if(z>3){ if(z>4){ </pre>	<pre> if(y>6){ if(y>7){ if(y>8){ if(y>9){ aileron.writeMicroseconds(1440); }else{aileron.writeMicroseconds(1470); }; }else{aileron.writeMicroseconds(1500); }; }else{aileron.writeMicroseconds(1530); }; }else{aileron.writeMicroseconds(1560); }; break; } else { reg[i] = ' '; } elevator.writeMicroseconds(1440); }else{elevator.writeMicroseconds(1470); }; }else{elevator.writeMicroseconds(1500); }; }else{elevator.writeMicroseconds(1530); }; }else{elevator.writeMicroseconds(1560); }; </pre>
---	--

감사의 글

먼저 이 논문이 나오기 까지 도움을 주신 모든 분께 감사드립니다. 부족한 저에게 많은 도움을 주셔서 논문을 잘 마무리 할 수 있었습니다.

항상 밝은 미소로 사소한 부분 까지 신경 써 주시고 제가 정신 상태가 헤이해질 때마다 따끔한 충고도 아끼지 않으신 심준환 교수님 정말 감사합니다. 교수님께서 제가 학부생일 때부터 관심 가져 주시고 일본 도쿠시마 대학에 유학의 기회까지 주신 점 정말 감사하게 생각하고 있습니다. 덕분에 많은 가르침을 얻었으며 세상에 대한 안목까지 넓어진 좋은 경험이 되었습니다.

학회 헤르츠의 든든한 버팀목이 되어 주신 양규식 교수님께 감사의 말씀을 드립니다. 매주 교수님의 소중한 시간을 쪼개어 저희에게 폭넓은 전공 지식뿐만 아니라 사회 전반적인 주옥같은 가르침을 주신 것, 저의 대학 생활에 큰 도움이 되었습니다. 그리고 다시 한 번, 교수님과 애틀, 등산 꼭 가고 싶습니다!

바쁘신 와중에 논문 심사를 위해 애써주신 임재홍 교수님, 박동국 교수님 감사합니다. 두 분 교수님의 충고와 조언으로 더 나은 결실을 맺을 수 있었습니다. 그리고 일본에서 1년의 유학을 마치고 막 돌아와 방향을 잡지 못하고 헤매고 있을 때 방향을 잡아 주시고 긴장 할 수 있도록 도와주신 손경락 교수님 감사합니다.

어쩔 땐 친근한 옆집 누나처럼, 어쩔 땐 자상한 선배처럼, 항상 사소한 것 까지도 챙겨 주시던 주현진 조교누나 감사합니다. 덕분에 학교생활을 톱니바퀴에 윤활유를 바른 듯 안정적으로 이어 나갈 수 있었습니다. 졸업하기 전에 꼭 IT-SoC 설계 실습실 깨끗이 청소하고 가겠다는 약속 지킬게요.

부산에거 가장 잘 나가는 영도구 하리 투다리의 태희 어머님, 마음이 울적해 소주가 생각나 찾아가면 마음의 안식을 찾아 주셨죠. 또 후배들과 함께 가면 저의 가난한 주머니 사정을 생각해 주시곤 서비스 안주를 많이 주셔서 너무 감사했습니다. 저는 비록 학교를 졸업해 떠나지만 또 놀러 갈게요.

마지막으로 못난 아들이 평소에는 공부도 하지 않다가 느지막이 공부가 하고 싶다고 했을 때 저를 믿어 주시고 묵묵히 뒤에서 지원해 주신 것, 저도 경상도 남자다 보니 표현을 잘 못했네요. 아버지, 어머니 감사합니다. 빨리 돈 벌어서 효도할게요. 그리고 강원도 산골에서 고생하고 있을 동생 원철이도 고맙다.