



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

서보모터를 이용한 쿼드틸트로터
헬리콥터의 개발

Development of Quad Tilt Rotor Helicopter
using servo motor

지도 교수 심준환



2014년 2월

한국해양대학교 대학원

전자통신공학과

진재우

본 논문을 진재우의
공학석사 학위논문으로 인준함

위원장 공학박사 손 경 락 (인)

위 원 공학박사 박 동 국 (인)

위 원 공학박사 심 준 환 (인)



2014년 2월

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 쿼드틸트로터 헬리콥터의 제어이론	-----	3
2.1 쿼드로터 헬리콥터의 동작원리	-----	3
2.2 쿼드로터 헬리콥터의 제어이론	-----	5
2.2.1 3차원 공간상의 좌표계 선정	-----	5
2.2.2 3차원 공간상의 운동방정식	-----	7
2.2.3 쿼드로터 헬리콥터의 제어기	-----	10
2.3 쿼드틸트로터 헬리콥터의 제어이론	-----	14
2.3.1 쿼드틸트로터 헬리콥터 운동방정식	-----	15
2.3.2 프로펠러에 의한 추력	-----	17
3장 쿼드틸트로터 헬리콥터의 제작	-----	18
3.1 쿼드로터 헬리콥터의 시스템 구성	-----	18
3.1.1 제어 보드부 구성	-----	20
3.1.2 모터와 전자속도 제어기	-----	21
3.1.3 센서부	-----	22
3.2 쿼드틸트로터 설계 및 제작	-----	24

4장. 비행 실험 결과 -----	27
4.1 쿼드로터 헬리콥터의 비행테스트 -----	27
4.2 쿼드틸트로터 헬리콥터의 비행테스트 -----	28
4.2.1 회전익 항공기 모드 테스트 -----	28
4.2.2 고정익 항공기 모드 테스트 -----	29
5장. 결론 -----	34
참고문헌 -----	35



Abstract

Unmanned aerial vehicle(UAV) that have been recently commercialized can largely be divided into fixed-wing aircraft and rotor-craft in its style and flight characteristics. Although fixed-wing aircraft represent higher power efficiency, higher speed, longer flight distance, and larger loading weight than rotor crafts, it has a disadvantage of requiring space like a runway for taking off and landing and that leads to bring more accidents than rotor craft.

In the case of rotor craft, although it can implement vertical taking off and landing and represents various flight modes (hovering, steep bank turns, and low-speed flight), it requires both precision taking off control and attitude control. The objective of this study is to develop a quad-tilt rotor system that shows a simple structure and can implement vertical taking off and landing by combining advantages in both fixed-wing aircraft and rotor craft.

그림 목차

그림 2-1. 쿼드로터 헬리콥터의 Roll, Pitch, Yaw회전-----	4
그림 2-2. 쿼드로터 헬리콥터의 다양한 동작-----	4
그림 2-3. 비행체 좌표계-----	6
그림 2-4. PID제어에 의한 페루프 제어구조-----	10
그림 2-5. Roll 제어기-----	11
그림 2-6. 수평위치 제어와 자세 제어-----	12
그림 2-7. 틸트 로터 비행 모드-----	13
그림 2-8. 쿼드틸트로터 기체의 축-----	15
그림 2-9. 프로펠러 주변의 공기의 흐름-----	16
그림 3-1. 쿼드로터 헬리콥터 블록 다이어그램-----	18
그림 3-2. 쿼드로터 헬리콥터 외형-----	19
그림 3-3. APM2.0 모듈-----	20
그림 3-4. ESC 와 BLDC 모터-----	21
그림 3-5. MPU-6500, HMC05883L, MS5611-----	22
그림 3-6. 틸트 하드웨어 모델링-----	24
그림 3-7. 기존의 쿼드로터 와 틸트로터 헬리콥터 비교-----	24
그림 3-8. 쿼드틸트 로터 헬리콥터 블록 다이어그램-----	25
그림 3-9. 쿼드틸트로터 헬리콥터 외형-----	26
그림 4-1. 호버링 테스트 자이로 데이터-----	27
그림 4-2. 쿼드틸트로터 헬리콥터 호버링 테스트 결과-----	28
그림 4-3. 쿼드틸트로터 Roll 데이터-----	29
그림 4-4. 쿼드틸트로터 Pitch 데이터-----	29
그림 4-5. 비행테스트 중 틸트 신호-----	30

그림 4-6. GPS 데이터-----31
그림 4-7. 피치, Y축 위치와 틸트신호-----32
그림 4-8. 롤, X축 위치와 틸트신호-----33



표 목차

표 3-1. 쿼드로터 헬리콥터 사양-----	19
표 3-2. 6-축 자이로-가속도 센서 제원 -----	23
표 3-3. 3축 지자계 센서 제원-----	23
표 3-4. 기압센서 제원-----	23



1. 서론

인류가 동력 비행을 시작한 이래로 한 세기가 지난 지금 항공우주 기술은 많은 발전과 설정을 거듭하였으며 인류의 삶에 필수적인 도구가 되었다. 또한 비행체의 기동 범위가 우주까지 확장됨에 따라 더욱 복잡하고 정밀한 제어를 위한 지속적인 연구가 진행되고 있다[1].

무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)의 개발은 현재 국제적으로 큰 주목을 받는 분야이다. 특히 군사적인 임무에 무인항공기를 활용함으로써 임무 수행에 필요한 인력과 위험성을 줄이려는 연구가 활발히 진행되고 있다[2]. 또한 대형 무인항공기에 비해 상대적으로 개발이 용이하며 연구실 단위로 실험이 가능한 소형무인 항공기가 군수분야에서 뿐만 아니라 민간 산업분야에서도 연구되고 있다. 따라서 무인 항공기의 핵심기술인 센서기술, 정확한 비행제어 시스템 개발 과 다양한 연구 시도를 통한 기술 수준 향상이 필요하다[3].

항공기는 크게 고정익 항공기와 회전익 항공기로 구분 지을 수 있다. 고정익 항공기는 항공기의 동체에 고정된 날개에서의 양력을 이용하여 비행을 하는 항공기의 형태를 말하며 회전익 항공기는 블레이드 중심축을 중심으로 회전시켜 양력을 발생시켜 비행하는 항공기로서 헬리콥터를 말한다. 고정익 항공기는 고속비행이 가능하고 연료의 효율이 우수한 반면 충분한 길이의 활주로등의 기반 시설과 이착륙 장비가 필수적이다. 반면 회전익 항공기는 수직 이착륙이 가능하기 때문에 활주로는 필요하지 않고 공중에서 정지 비행이 가능하다는 장점이 있으나 고속비행이 불가능하다는 점과 연료 효율이 떨어진다는 단점이 있다.

이와 같이 고정익 과 회전익 비행체는 각각의 고유한 장점 및 단점을 가지고 있다[4]. 따라서 각각의 비행체의 단점을 보완하고 장점만을 취하는 고속, 고기동이 가능하고 정지비행 또한 가능한 고정익형 수직 이착륙기의 개발에 대한 연구가 필요하다.

이미 미국과 여러 항공 선진국에서는 이러한 진보적인 형태의 항공기를 연구 하고 있다. 고정익 항공기의 수직이착륙(Vertical Take-off and Landing, VTOL)에

대한 연구 개발은 오늘날뿐만 아니라 이전부터 다양한 형태로 개발이 수행되었으나 기술적인 한계 및 효율성에 대한 문제로 인해 실용화된 기술은 몇 가지 형태에 지나지 않는다. 고정익과 회전익의 특징적인 부분들을 혼합한 형태의 항공기로서 Tilt-Rotor, Tilt-Jet, Tilt-Duct 형태 등이 있다[5]. 그중에 연구하고자 하는 기체는 Tilt-Rotor 형태의 기체로서 이륙 시에는 로터의 힘을 양력으로 사용하여 이륙하고 일정고도에서의 순항 시에는 로터를 틸트하여 추력으로 사용하는 형태의 항공기이다.

Tilt-Rotor 항공기는 회전익 항공기의 정지비행 및 저속비행이 가능하며 고정익의 비행 방식으로 비행이 가능하다. 이로서 고정익과 회전익 항공기의 장점과 회전익 항공기의 장점을 합하고 단점을 보완하게 된다.

본 논문에서는 무인항공기 중 수직이착륙이 가능하고 고정익 비행기보다 상대적으로 비행자유도가 높아 다양한 기능이 가능한 회전익 항공기중 퀴드로터 헬리콥터를 이용하여 퀴드틸트로터 헬리콥터 연구를 진행하였다. 퀴드로터 헬리콥터의 로터부분에 서보모터를 이용한 틸트 하드웨어를 추가, 로터의 각을 제어하여 회전익 항공기와 고정익 항공기의 비행방식을 이용한 비행을 할 수 있게 된다. 퀴드틸트로터 헬리콥터를 안정적이게 제어하기 위해 먼저 비행체의 동역학적인 모델링이 필수적이다. 그리고 틸트 신호에 따른 로터의 기울기와 자세 측정 센서인 관성측정장치(Inertial Measurement Unit, IMU)으로부터 자이로(Gyro)와 가속도(Accelerometer)센서 값을 활용하여 4개의 로터의 회전속도를 제어하여 퀴드틸트로터 헬리콥터의 안정적인 자세 제어와 비행이 가능하게 하였다. 일반적인 퀴드로터 헬리콥터에 틸트 하드웨어를 추가하여 회전익 형식과 고정익 비행방식을 이용하여 비행할 수 있는 퀴드틸트로터 헬리콥터의 특성에 대하여 연구하였다.

2. 쿼드틸트로터 헬리콥터의 제어이론

2.1 쿼드로터 헬리콥터의 동작원리

무인항공기 시스템은 세계 여러 국가에서 주로 경찰 및 감시용으로 이용되고 있다. 이들 무인항공기 시스템 중 고정익 항공기 시스템은 실내 또는 장애물이 많은 곳 그리고 낮은 고도에서의 비행은 선호되지 않는다. 이러한 유형의 환경인 경우 회전익 항공기 시스템은 높은 기동성과 호버링 능력에 의해 선호되고 있고 높은 활용성과 낮은 가격의 결합으로 고성능 로터 기반 플랫폼의 사용에 관심이 점점 증대되고 있다. 이와 같이 쿼드로터의 자율 비행을 위한 하나의 공통 과제로는 여러 유형의 장애물이나 협소한 환경에도 경찰이나 감시임무 수행하는데 있다[6].

쿼드로터 비행체는 4개의 로터(Rotor)로 구성되어 비교적 간단하게 제어할 수 있는 비행체이다. 구조는 일반적으로 4개의 로터를 +자형동체의 끝 지점에 부착한 형태를 한다. 각 로터를 부착한 축은 모터가 직접 연결되어 있어 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 발생시킨다. 또한 각각의 로터의 회전 속도 및 토크를 제어하여 발생하는 힘으로 6-DOF(Degree Of Freedom)운동을 할 수 있게 된다[7].

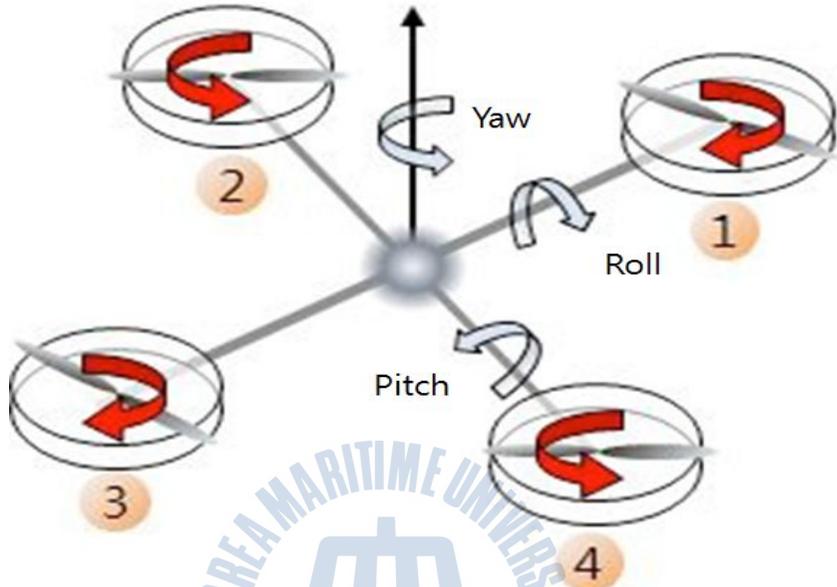
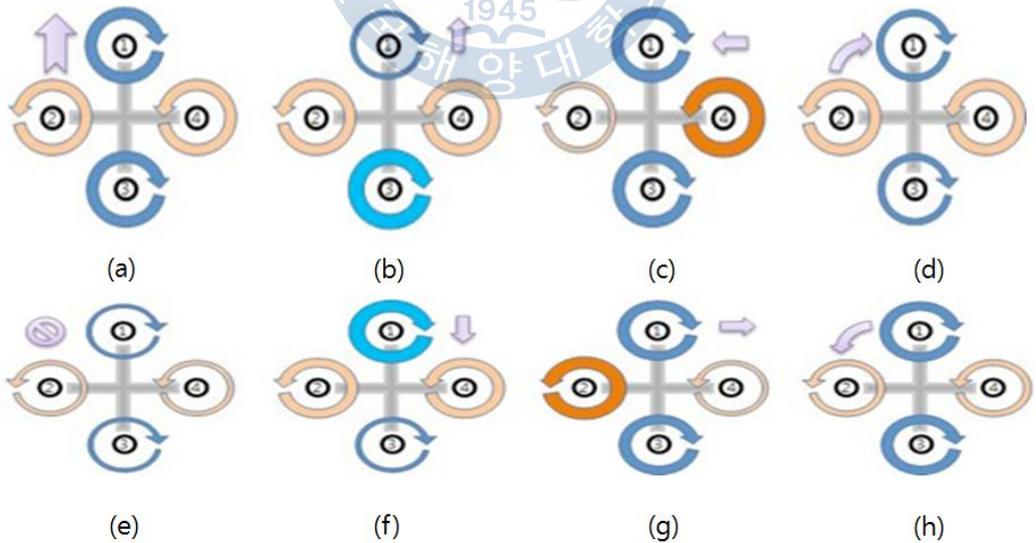


그림 2-1. 쿼드로터 헬리콥터의 Roll, Pitch, Yaw 회전



- (a) 수직상승 (b) 전진 (c) 좌측이동 (d) 우측회전
 (e) 호버링 (f) 후진 (g) 우측이동 (h) 좌측회전

2.2 쿼드로터 헬리콥터의 제어이론

3차원 공간상에서 쿼드로터 헬리콥터의 운동을 해석하고 이를 제어하기 위한 시스템을 설계하기 위해서는 수학적 모델링 과정이 필요하다. 먼저 쿼드로터 헬리콥터의 3차원 공간상에서의 좌표계를 선정하고, 운동방정식을 유도한다. 이때 쿼드로터 헬리콥터는 외력이 가해져도 크기나 형태가 변하지 않는 이상적인 물체로 간주하고 병진 운동과 회전 운동을 분석하여 강체 운동 방정식을 유도하도록 한다[8].

2.2.1 3차원 공간상의 좌표계 선정

3차원 공간상에서 비행체의 운동을 나타내는 좌표계는 지면 좌표계(Earth Axis), 관성 좌표계(Inertia Coordinate System), 바람 좌표계(Wind Axis), 동체 좌표계(Body Axis), 안정화 좌표계(Stability Axis) 등이 사용된다. 이러한 여러 좌표계 중에서 쿼드로터 헬리콥터의 공간상 움직임을 해석하는데 있어 지면 좌표계와 동체 좌표계만을 고려하여 자세제어에 대한 운동 방정식을 유도하도록 한다[7].

지면 좌표계는 비행체의 위치와 자세를 표현할 때 지상의 관측자가 위치한 지표면을 기준으로 정하는 좌표계이다. 동체 좌표계는 비행체에 고정되어 있는 동체와 함께 운동하는 좌표계로서 비행체의 기수방향을 x 축으로 하고, 비행체의 오른쪽 날개방향을 y 축으로 정하여 오른손의 법칙에 의해 z 축을 정하는 좌표계이다. 그림 2-3은 쿼드로터 비행체의 지면 좌표계 $E(x_E, y_E, z_E)$ 와 동체 좌표계 $B(u_B, v_B, w_B)$ 를 나타낸다.

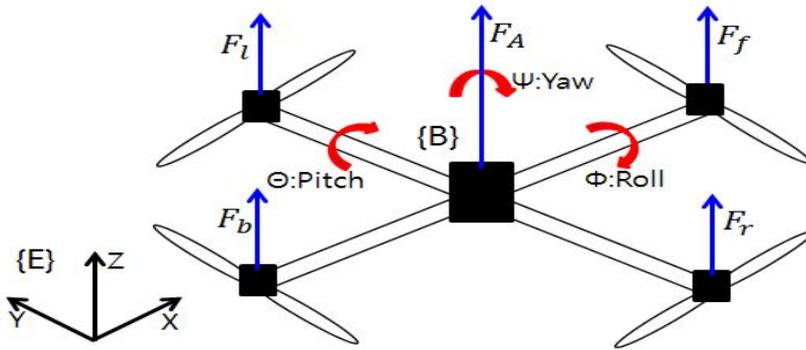


그림 2-3. 비행체 좌표계

앞서 언급한 지면 좌표계 $E(x_E, y_E, z_E)$ 와 동체 좌표계 $B(u_B, v_B, w_B)$ 사이의 관계식은 다음과 같이 구할 수 있다. 기체의 운동 방정식에 이용할 때 기체의 움직임을 지표면에 위치한 관측자를 기준으로 정해 움직임을 대한 분석을 해야 하므로 위의 변환 행렬 D 가 필요하다[7][9].

$$D_x(\phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{pmatrix}, D_y(\theta) = \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix} \quad (1)$$

$$D_z(\psi) = \begin{pmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

$$D = D_z(\psi)D_y(\theta)D_x(\phi) \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} u_B \\ v_B \\ w_B \end{bmatrix} = D \times \begin{bmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$D = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta & \cos\psi\sin\theta\sin\phi - \sin\psi\cos\phi & \cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi \\ \sin\psi\cos\theta & \sin\psi\cos\theta\sin\phi + \cos\psi\cos\phi & \sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \quad (4)$$

2.2.2 3차원 공간상의 운동 방정식

쿼드로터 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[5].

- ① 쿼드로터 헬리콥터의 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 준 정상 상태(Quasi Steady State)로 간주한다.
- ⑤ 비행체의 로터 회전축은 기체 축에 고정되어 있으며, 회전 각속도는 일정하다.

이 가정들은 쿼드로터 비행체가 6-DOF를 갖는 강체로 취급하고, 운동 범위가 실제 느린 속도와 낮은 고도로 비행하기 때문에 성립할 수 있다고 볼 수 있다[5]. 위 가정을 바탕으로 쿼드로터 비행체를 동적 모델링을 할 수 있다. 쿼드로터 비행체에 작용하는 병진운동에 대한 힘과 회전 운동에 대한 모멘트를 구하면 3차원 공간상에서 기체의 운동 방정식을 유도할 수 있다[7].

식 (4)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

$$F_A = F_f + F_r + F_b + F_l \quad (5)$$

$$F_{BA} = \begin{bmatrix} F_u \\ F_v \\ F_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_f \\ F_r \\ F_b \\ F_l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_A \end{bmatrix} \quad (6)$$

따라서 지면 좌표계에서의 힘은

$$F_{EA} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = DF_{BA} = \begin{bmatrix} \cos\psi \sin\theta \cos\phi + \sin\psi \sin\phi \\ \sin\psi \sin\theta \cos\phi - \cos\psi \sin\phi \\ \cos\theta \cos\phi \end{bmatrix} (F_A) \quad (7)$$

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

$$m_A \begin{bmatrix} x'' \\ y'' \\ z'' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} K_x & 0 & 0 \\ 0 & K_y & 0 \\ 0 & 0 & K_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ m_{AG} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_x - K_x x' \\ F_y - K_y y' \\ F_z - K_z z' - m_{AG} \end{bmatrix} \quad (8)$$

이 때 쿼드로터 비행체가 움직일 때 속도에 의해 저항 성분이 발생하는데 이를 위해 적절한 비례계수(K_x, K_y, K_z)를 포함시킨다. 하지만 이 비례계수는 쿼드로터 비행체가 낮은 속도로 비행하기 때문에 무시할 수 있다[7].

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

$$\begin{bmatrix} I_{uu} & 0 & 0 \\ 0 & I_{vv} & 0 \\ 0 & 0 & I_{ww} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi'' \\ \theta'' \\ \psi'' \end{bmatrix} = R \begin{bmatrix} F_B - K_u \phi' \\ F_C - K_v \theta' \\ F_D - K_w \psi' \end{bmatrix} \quad (9)$$

여기서 (I_{uu}, I_{vv}, I_{ww})는 쿼드로터 비행체의 질량 관성 모멘트이다. 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 감쇠공력모멘트 항이 나타내어지는데 이 감쇠공력모멘트의 비례계수 K_u, K_v, K_w 는 쿼드로터 비행체의 낮은 속도로 인해 무시 할 수 있다[5].

마지막으로 식 (5), (6) 을 정리해 보면 3차원 공간상에서 쿼드로터 비행체의 6-DOF 운동 방정식을 표현할 수 있다.

$$\begin{cases} x'' = \frac{(\cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi)F_A - K_x x'}{m_A} \\ y'' = \frac{(\sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi)F_A - K_y y'}{m_A} \\ z'' = \frac{(\cos\theta\cos\phi)F_A - K_z z' - g}{m_A} \\ \phi'' = \frac{(F_B - K_u \phi')D}{I_{uu}} \\ \theta'' = \frac{(F_C - K_v \theta')D}{I_{vv}} \\ \psi'' = \frac{(F_D - K_w \psi')D}{I_{ww}} \end{cases} \quad (10)$$

2.2.3 쿼드로터 헬리콥터의 제어기

무인항공기를 운용할 경우 가장 중요한 점은 안정성이다. 이를 위해 각각의 로터의 회전을 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 등의 MCU 가 사용된다.

PID 제어기의 출력 신호는 오차에 비례하는 항과 오차의 적분항, 미분항의 합으로 구성된다. 이 제어기는 가장 보편적으로 쓰이는 제어기 구조이다.

본 연구에는 PID제어기를 설계하여 시스템 상태를 관찰하는데, 식(11) 과 같이 PID제어기 이용하며, 그림 2-4와 같은 구조로 나타낼 수 있다[10].

$$K(s) = K_p + \frac{K_I}{s} + K_D s \tag{11}$$

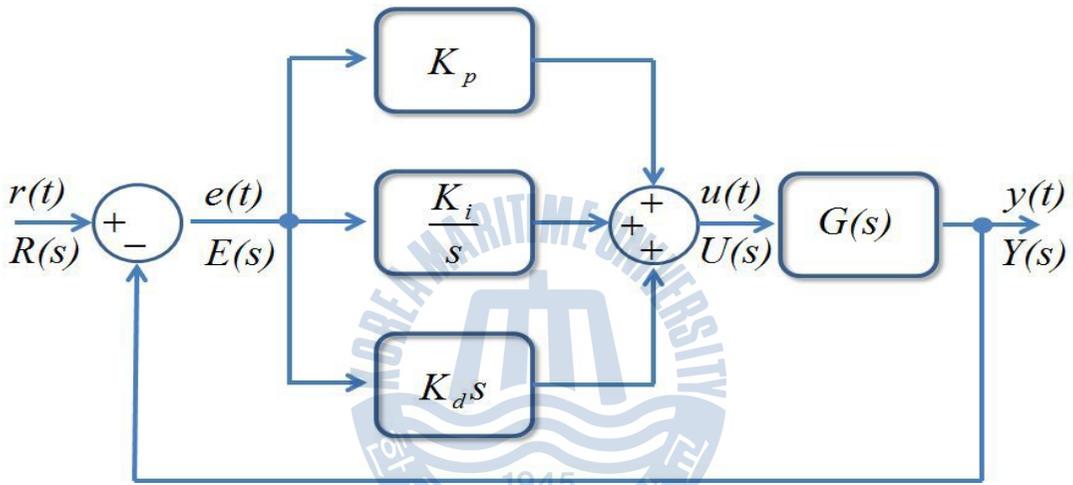


그림 2-4. PID 제어기에 의한 폐루프 제어구조

쿼드로터의 프레임은 대칭이기 때문에 Roll과 Pitch 제어는 작은 자세 각도에 대해 독립적으로 간주 할 수 있다.

$$u_2 = -K_{\phi P}(\phi - \phi_d) - K_{\phi I} \int (\phi - \phi_d) \delta t - K_{\phi D}(\dot{\phi} - \dot{\phi}_d) \tag{12}$$

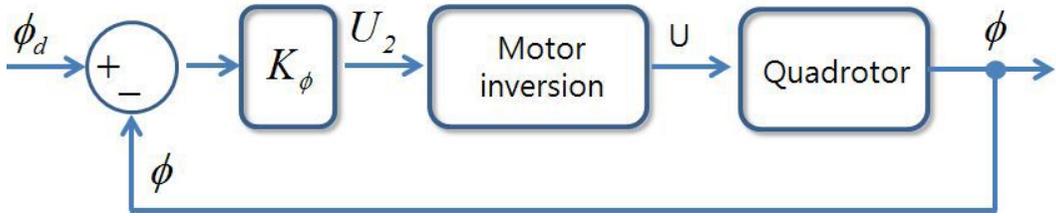


그림 2-5. Roll 제어기

Pitch 제어도 아래와 같다.

$$u_3 = -K_{\theta P}(\theta - \theta_d) - K_{\theta I} \int (\theta - \theta_d) \delta t - K_{\theta D}(\dot{\theta} - \dot{\theta}_d) \quad (13)$$

쿼드로터의 수평위치(X, Y)는 Roll과 Pitch를 조정하여 제어되며, 총 추력은 수직방향으로 중력'g'와 동등한 힘을 끌어 올리는 가속을 만들어 낸다.

작은 Roll(ϕ)각 변화에 따라서 측면 가속도는 $y \approx \theta g$ 가 된다. PID제어기를 이용한 쿼드로터의 수평 위치와 자세 복합제어는 그림 2-6과 같으며 식 (14), (15) 와 같이 유도할 수 있다.

$$U_x = -K_{xP}(x - x_d) - K_{xI} \int (x - x_d) \delta t - K_{xD}(\dot{x} - \dot{x}_d) \quad (14)$$

$$U_y = -K_{yP}(y - y_d) - K_{yI} \int (y - y_d) \delta t - K_{yD}(\dot{y} - \dot{y}_d) \quad (15)$$

Yaw각의 조정 명령에 따라 Roll각과 Pitch 각은 식(16), (17)과 같다.

$$\phi_d = -\sin(\psi)U_x + \cos(\psi)U_y \quad (16)$$

$$\theta_d = \cos(\psi)U_x + \sin(\psi)U_y \quad (17)$$

Y축 위치 제어 블록은 그림 2-6과 같이 나타낼 수 있다.

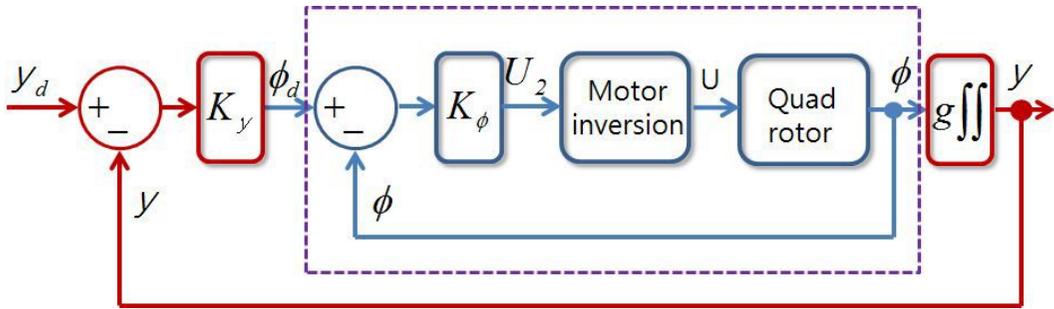


그림 2-6. 수평위치 제어와 자세 제어



2.3 퀴드틸트로터 헬리콥터의 제어이론

퀴드틸트로터 헬리콥터는 고정익 과 회전익 비행체의 장점들을 결합한 신개념 복합형 무인항공기로서 회전익 항공기와 고정익 항공기의 특징을 모두 포함하고 있다. 로터의 각도가 0도 상태일 때는 회전익 항공기의 특성을 가지며 로터의 각도가 0도 이상일 경우 고정익 항공기의 특성으로 비행을 하게 된다. 이와 같이 로터의 각도가 변함에 따라 무인항공기의 운동특성이 변하게 된다.

퀴드틸트로터의 운용 상태는 그림 2-7과 같이 회전익(Vertical Take-off and Landing, VTOL)모드, 천이모드(Transition Mode), 고정익(Conventional Take-off and Landing, CTOL)모드 나눌수 있다[10][11].

본 논문에서는 회전익 모드와 천이모드의 특성을 분석하여 실험을 진행하였다.



그림 2-7. 틸트 로터 비행 모드

① 회전익 모드의 운용 개념

회전익모드는 수직 이착륙시의 운용모드로 날개의 로터 틸트 각도는 0도 이며 프로펠러가 수직 방향으로 향해 있어 수직 이착륙 및 정지 비행이 가능한 상태이다. 회전익 항공기의 특성을 가지며 비행체를 띄우는 양력은 오로지 프로펠러의 추력에 의해 발생되기 때문에 연료효율이 가장 낮은 운용모드 이다. 따라서 수직 이륙 후 단시간 내에 천이모드로 전환하여 회전익 모드의 운용시간을 짧게 가지는 것이 유리하다.

② 천이모드의 운용개념

천이모드는 회전익 모드와 고정익모드의 중간 과정으로 비행중간에 날개가 틸트되어 회전익에서 고정익으로 전환되는 과정이다. 주된 양력을 담당하던 프로펠러 추력은 전진 방향으로 추력이 되고 날개에서의 양력이 점차 증가하게 된다. 속도에 따라 적절한 틸트 각도가 결정되어 있으며 이보다 과하거나 부족한 틸트 각도는 구조적인 무재와 불안정한 비행특성을 야기하게 된다.

③ 고정익모드의 운용개념

고정익모드는 천이모드를 거쳐 날개의 틸트각도가 90°로 틸트가 완료된 상태로 순항 비행 상태이다. 고정익 항공기의 특성을 가지며 프로펠러에 의한 추력은 전진 방향의 추력이며 비행체에 작용하는 양력은 날개에 의해 발생하게 된다. 따라서 효율이 가장 높은 운용모드로 비행속도 또한 고속이다.

2.3.1 쿼드틸트로터 헬리콥터의 운동 방정식

항공기의 질량 변화나 질량 분포의 변화가 없다고 가정하고 항공기에 작용하는 공기역학적 힘, 추진기관에 의한 힘, 중력에 의한 힘 등을 고려한다. 항공기에 고정되어 있는 기체고정좌표계가 관성좌표계에 대해 각 속도 w 로 회전하고 있다고 가정하고 기체 고정 좌표계에 대하여 각 성분 별로 운동방정식을 정리하면 항공기 6자유도에 대한 식을 다음과 같이 얻을 수 있다[11].

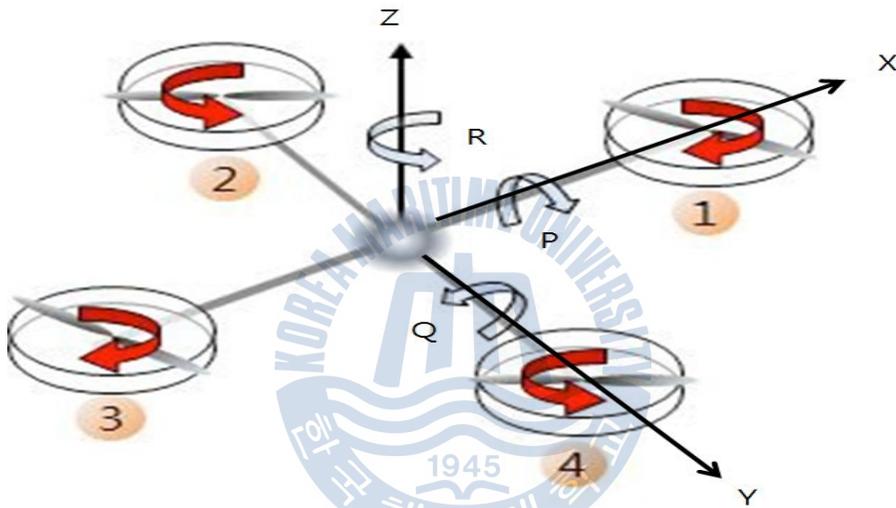


그림 2-8. 쿼드틸트로터 기체의 축

$$\begin{aligned}
 X &= VR - WQ + (F_x/m) \\
 Y &= WP - UR + (F_y/m) \\
 Z &= UQ - VP + (F_z/m) \\
 P &= (I_{yy} - I_{zz})QR / I_{xx} + L / I_{xx} \\
 Q &= (I_{zz} - I_{xx})PR / I_{yy} + M / I_{yy} \\
 R &= (I_{cc} - I_{yy})PQ / I_{zz} + N / I_{zz}
 \end{aligned}
 \tag{18}$$

위의 운동 방정식에서 모든 힘과 모멘트는 항공기의 작용하는 각 부분의 힘과 모멘트의 합으로 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\sum F_i = F_{A_{wt}} + F_{A_{unwt}} + F_T + F_G \quad (19)$$

$$\sum M_i = M_{A_{wt}} + M_{A_{unwt}} + M_T \quad (20)$$

여기서 아래첨자 $()_{A_{wt}}, ()_{A_{unwt}}, ()_T, ()_G$ 는 각각 프로펠러 후류 부분에서의 Slip stream 효과에 의해 발생하는 공기역학적 힘, 후류에 잠기지 않는 날개 면적에 의한 공기역학적 힘, 그리고 프로펠러에 의해 발생하는 추력 및 중력에 의한 힘을 나타낸다[9].

2.3.2 프로펠러에 의한 추력

각 프로펠러에 발생하는 추력은 Momentum Theory를 기초로 한다. 그림 2-9에서 프로펠러를 지나가는 공기흐름을 표현하고 있다.

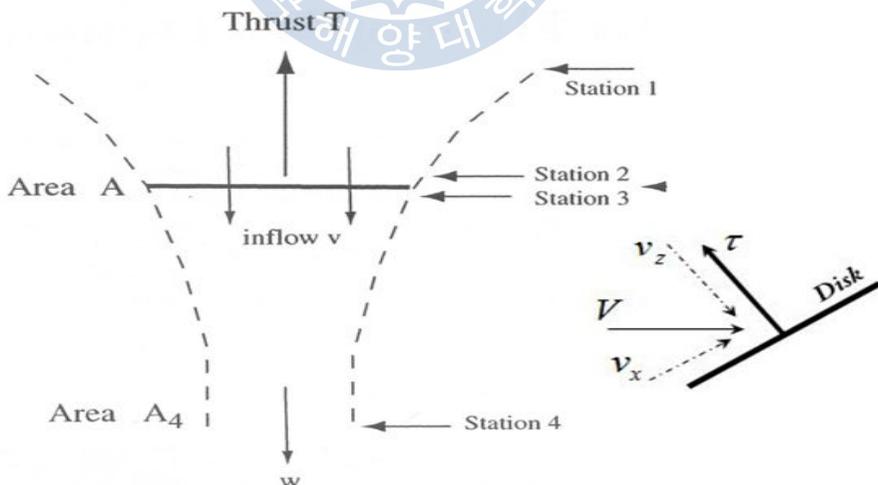


그림 2-9. 프로펠러 주변의 공기의 흐름

Momentum Theory와 Bernoulli's Equation을 이용하여 유도속도와 추력을 계산한다. 프로펠러 기준으로 z 축의 속도, 프로펠러의 깃 형상 등을 고려한 추력을 다음과 같이 표현된다[12][13].

$$v_b = v_z + \frac{2}{3}w_r r \left(\frac{3}{4}K_{twist} \right) \quad (21)$$

$$T = \frac{1}{4}(v_b - v_i)w_r r^2 p a_0 b c_r \quad (22)$$

식(21)에서 V_z, w_r, r, K_{twist} 는 각각 프로펠러의 회전 디스크에 수직인 방향의 속도, 프로펠러의 회전디스크 반지름, 프로펠러 뒤틀림 정도를 나타내는 상수이며 식(22)에서의 v_i, p, a_0, b, c_r 은 각각 프로펠러를 지난 후류의 속도, 프로펠러양력 기울기, 프로펠러의 블레이드 수, 프로펠러 코드 길이를 나타낸다[13][14].



3. 쿼드틸트로터 헬리콥터 제작

3.1 쿼드로터 헬리콥터의 시스템 구성

본 연구에 맞는 쿼드로터의 프로토타입에 대한 사양을 다음과 같이 정리 했다. 쿼드로터의 로터 고정용 소재로는 알루미늄 막대 봉을 사용하여 견고하게 설계 하고, 몸체 전체의 무게는 2kg 넘지 않게 설계하여, 비행체의 운동성을 높이며 배터리 소모를 최소화할 수 있도록 설계했다.

주요 구성은 다음과 같다.

- 4개의 브러시리스 모터, 전자속도 제어기(Electronic Speed Controller, ESC)
- 2개의 정피치, 역피치 프로펠러
- MCU
- 센서보드 : 3축 가속도 센서, 3축 자이로 센서, 지자계센서 , 기압센서

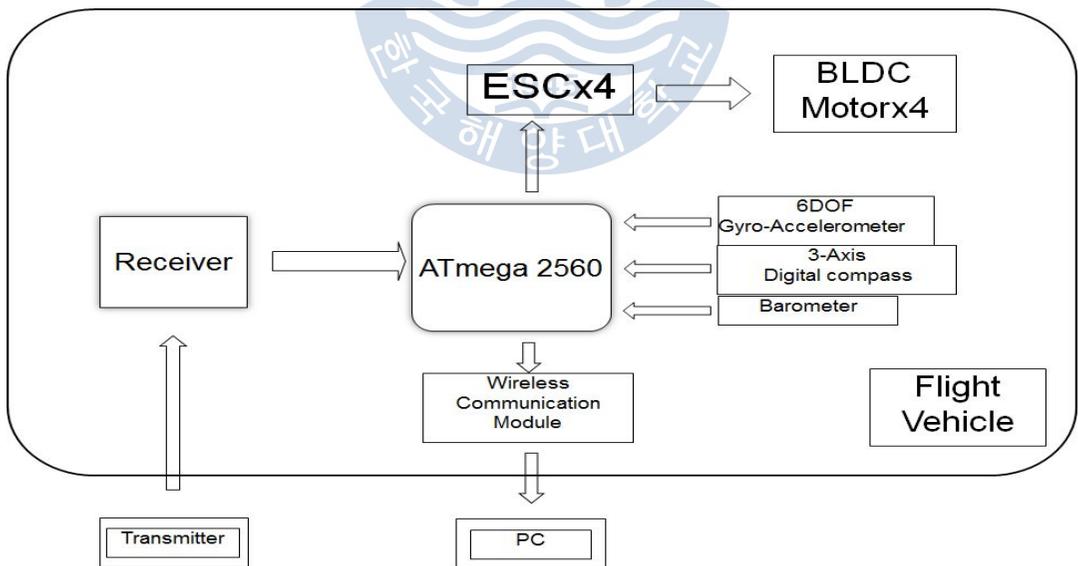


그림 3-1. 쿼드로터 헬리콥터 블록다이어그램



그림 3-2. 쿼드로터 헬리콥터 외형

표 3-1. 쿼드로터 헬리콥터 사양

Rotor axis distance	650 [mm]
Rotor diameter	9 [inch]
Height	280 [mm]
Width	460 [mm]
Weight	1.709 [kg]

3.1.1 제어 보드부 구성

제어 보드는 센서로부터 I2C통신으로 자세데이터를 입력받고 데이터를 처리하여 자세를 제어하기위한 PWM 신호를 발생시켜 모터의 회전수를 제어하여 비행체의 자세를 유지하게 된다. 그리고 센서에서 받은 자세데이터를 PC에 무선으로 데이터를 전송한다. 제어보드는 ATmega2560을 사용하고 아두이노기판으로 제작된 APM2.0 보드를 사용한다. APM2.0은 3축 자이로센서와 3축 가속도 센서, 3축 지자계 센서, 기압센서, GPS를 내장하고 있는 형태이다.

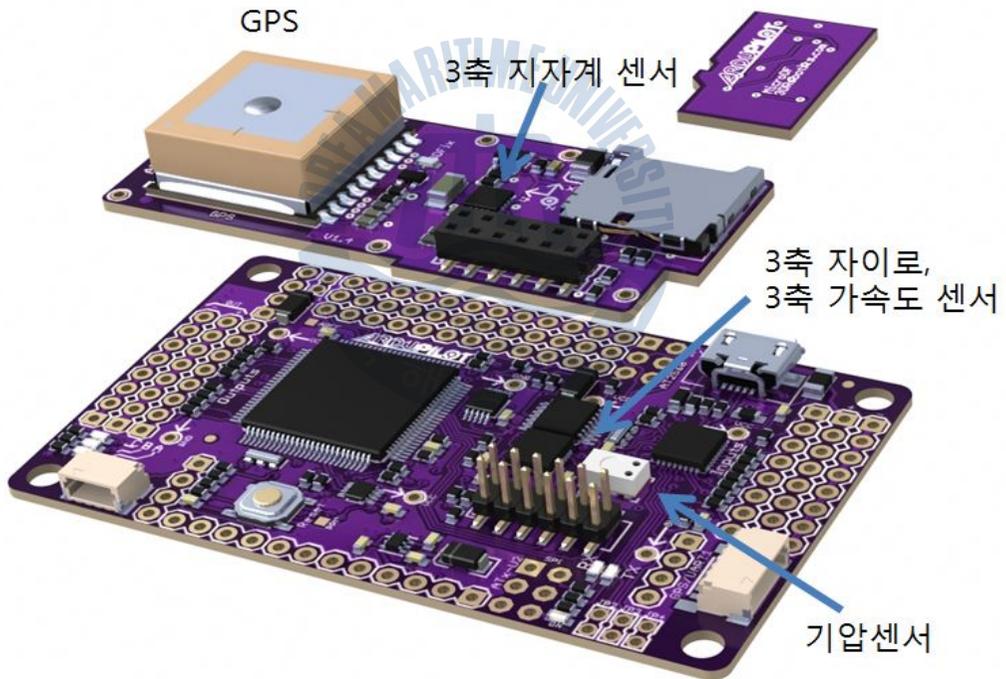


그림 3-3. APM2.0 모듈

3.1.2 모터와 전자속도제어기

일반 DC 모터는 저렴하지만 수명이 짧으며, 브러시를 정기적으로 교체해야한다. 이에 반해 BLDC(Brushless DC)모터는 비싸지만 높은 전력 효율을 가지고 있으며 브러시가 없으므로 유지보수가 필요하지 않다.

BLDC 모터는 일반적인 Brush DC모터의 구동 원리는 동일하나 구조적으로 동일하나 구조적으로 반대인 특징이 있다. 즉, 3상 BLDC 모터의 구조는 고정자가 전기자권선으로 구성되어 있고, 회전자(brushless)가 영구자석으로 되어 있다. Brush DC모터의 경우는 정류자와 브러시에 의하여 구조적으로 이루어지는 것에 반하여, BLDC모터는 전기자권선이 고정되어 있으므로 이것을 전자적인 회로에 의하여 Rotor의 위치에 동기 하여 이루어지게 된다[10].



그림 3-4. ESC 와 BLDC 모터

3.1.3 센서부

회전익 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 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 요소이다.

센서부는 시간의 변화에 따른 각변위량(Angular Displacement) 즉, 각속도를 출력하는 3축 자이로센서와 중력에 대한 각 축의 가속도 값을 출력하는 6축 자이로-가속도 센서(Invensense社. MPU-6000 : 6-Axis Gyro-Accelerometer)와 방향을 감지하는 3축 지자기 센서(Honeywell社. HMC-5883L : 3-Axis Terrestrial Magnetism Sensor), 그리고 기압 센서(Measurement Specialties社. MEAS MS5611 : Barometer)로 이루어진 센서 모듈을 사용하였다. 이 센서 모듈은 MCU와 I²C(Inter-Integrated Circuit) 통신 인터페이스로 구성된다.



그림 3-5. MPU-6500, HMC05883L, MS5611

표 3-2, 3-3, 3-4는 각 센서들의 사양을 나타낸다.

표 3-2. 6-축 자이로-가속도 센서 제원

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

표 3-3. 3-축 지자계 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 3-4. 기압 센서 제원

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

3.2 쿼드틸트로터 설계 및 제작

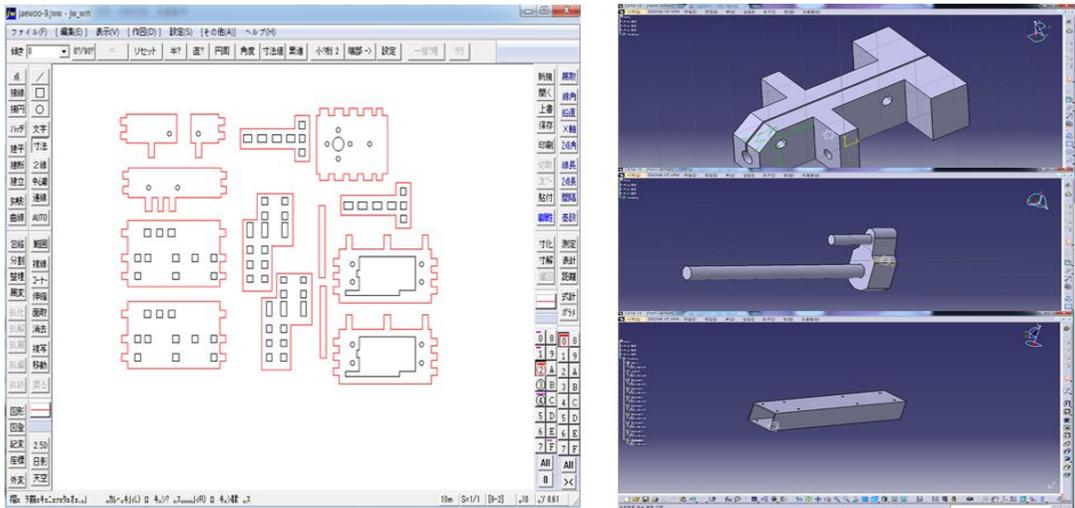


그림 3-6. 틸트 하드웨어 설계

그림 3-6은 2D 카드 프로그램인 JWCAD와 CATIA를 이용하여 기존의 쿼드 로터 헬리콥터의 프레임에 서보모터를 장착이 가능하도록 하드웨어를 설계한 것을 보여준다. 그림 3-7은 기존의 쿼드 로터에 틸트로터 시스템을 적용시키기 위해서 서보모터와 로터를 안정적으로 틸트기능을 수행할 하드웨어를 제작하였다. 알루미늄으로 제작된 로터홀더와 서보모터(日本遠隔制御社, DC589)와 항공합판으로 만들어진 틸트프레임으로 구성된다.

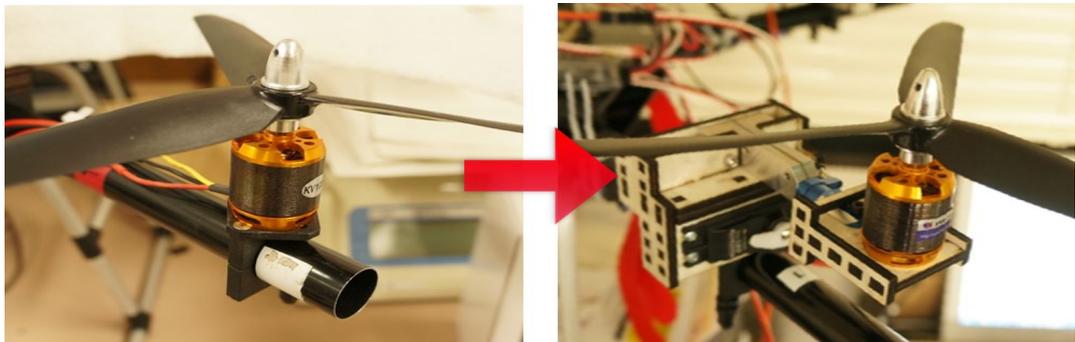


그림 3-7. 기존의 쿼드 로터 헬리콥터와 틸트 로터 헬리콥터 비교

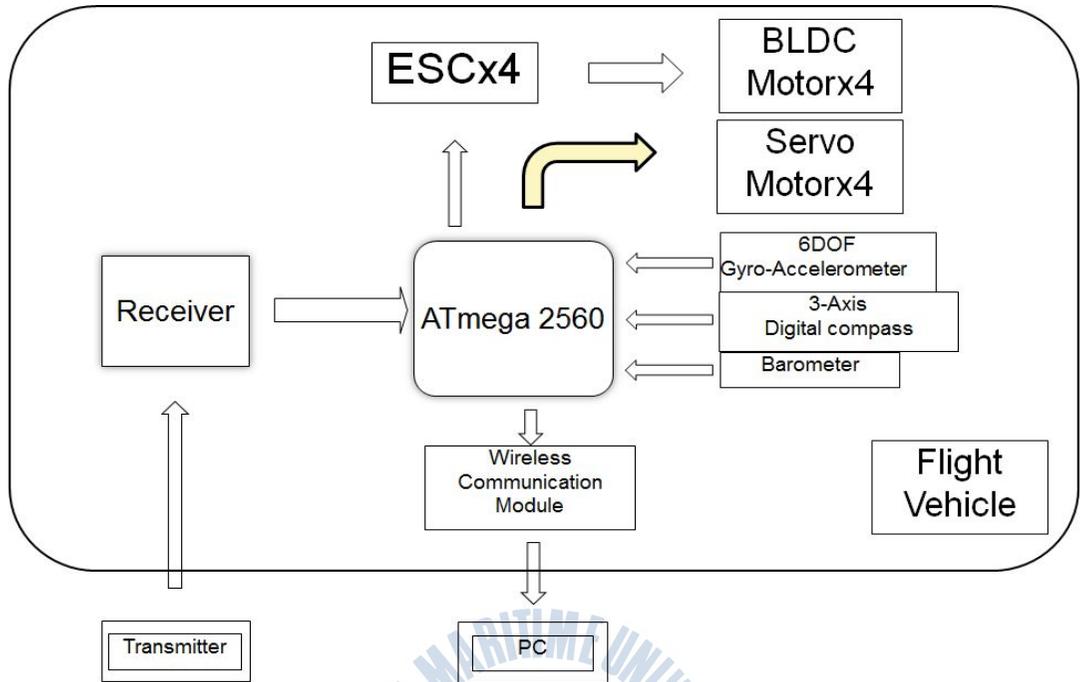


그림 3-8. 쿼드틸트로터 헬리콥터 블록 다이어그램

그림 3-8는 쿼드틸트로터의 블록 다이어그램이다. 그림 3-1의 일반적인 쿼드 로터의 시스템에서 4개의 서보모터가 추가된 것을 확인할 수 있다.

회전익 모드에서의 제어개념은 일반적인 쿼드로터와 같고 서보모터를 이용하여 로터의 각도를 조절하면서 기체는 천이모드로 변경하게 된다.



그림3-9. 쿼드틸트로터 헬리콥터 외형

그림 3-9은 실제로 제작된 쿼드틸트로터의 외형을 보여주고 있다. 쿼드틸트로터의 비행은 일반적인 비행과 같이 조종자가 직접 RC송신기를 이용하여 신호를 전송하여 제어하는 방식으로 처음 VTOL모드에서 시작하여 천이모드로 변경하여 비행을 한다. 비행 실험은 안전을 위해 공간이 확보된 넓은 운동장에서 실험 하였다.

4. 비행 실험 결과

4.1 쿼드로터 헬리콥터의 비행테스트

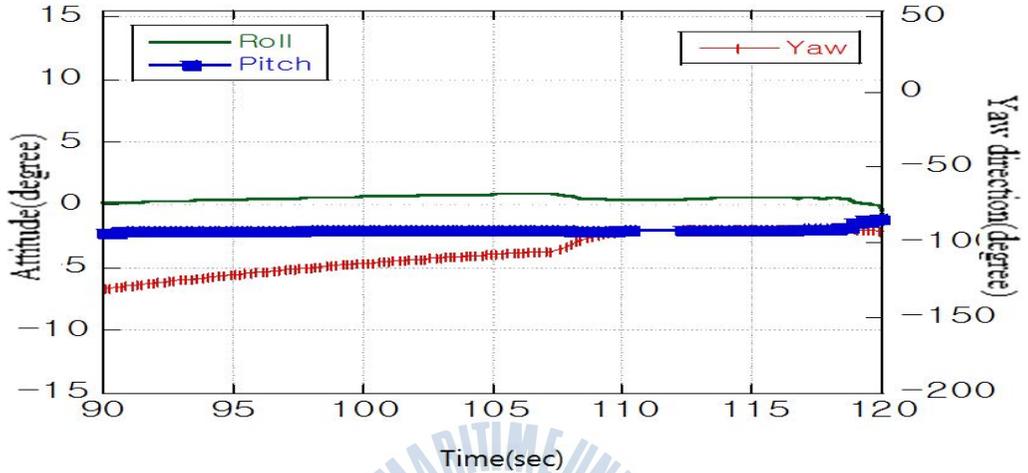


그림 4-1. 호버링테스트 자이로 데이터

쿼드로터 헬리콥터의 완성도를 확인하기 위하여 호버링 테스트를 실시하였다. 그림 4-1은 자이로 센서로부터 30초 동안 시간에 따라 6축 자이로-가속도 센서로부터 얻은 롤과 피치와 요의 데이터를 그래프로 나타낸 것이다. 기체가 30초 동안의 호버링 기능을 수행하는 동안 롤 축의 데이터는 약 $+2^{\circ}$ 정도 변화하였고 피치축의 데이터도 $+2^{\circ}$ 정도의 움직임을 나타내었다. 요축의 변화는 약 20° 의 움직임을 보였지만 요축의 정보는 호버링 기능과 관계없는 것이기 때문에 호버링 기능은 비행체는 안정적인 호버링을 나타낸 것을 알 수 있다.

4.2 쿼드틸트로터 헬리콥터의 비행테스트

4.2.1 회전익 모드 테스트

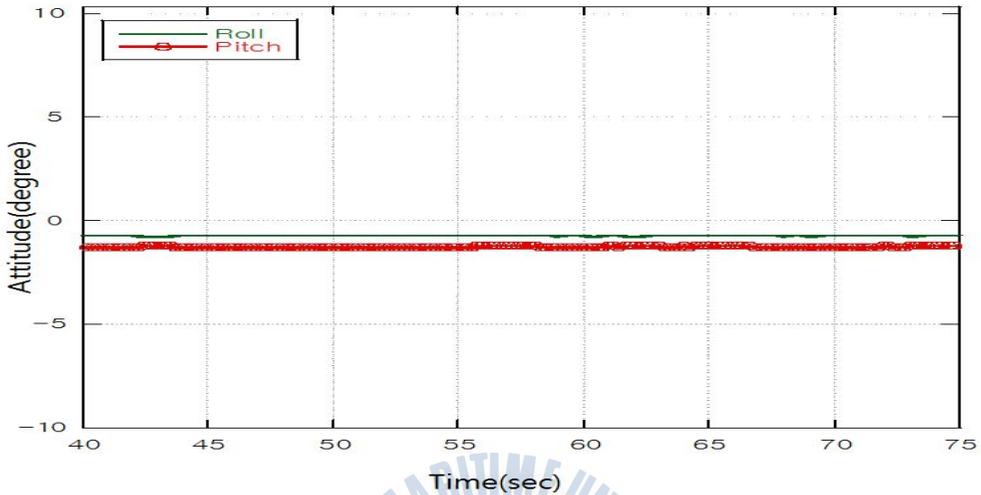


그림 4-2. 쿼드틸트로터 헬리콥터 호버링 테스트 결과

쿼드틸트로터의 회전익 항공기의 기능을 확인하기 위하여 회전익 항공기의 가장 큰 특성인 호버링비행 테스트를 실시하였다.

그림 4-2은 자이로 센서로부터 35초 동안 시간에 따라 6축 자이로-가속도 센서로부터 얻은 롤과 피치와 데이터를 그래프로 나타낸 것이다. 기체가 35초 동안의 호버링 기능을 수행하는 동안 롤 축의 데이터는 약 -2° 정도 변화 하였고 피치축의 데이터도 -2° 정도의 움직임을 나타내었다. 쿼드틸트로터 헬리콥터가 회전익항공기 모드에서도 비행이 안정적으로 가능한 것을 호버링 테스트로 확인할 수 있었다.

4.2.2 고정익 모드 테스트

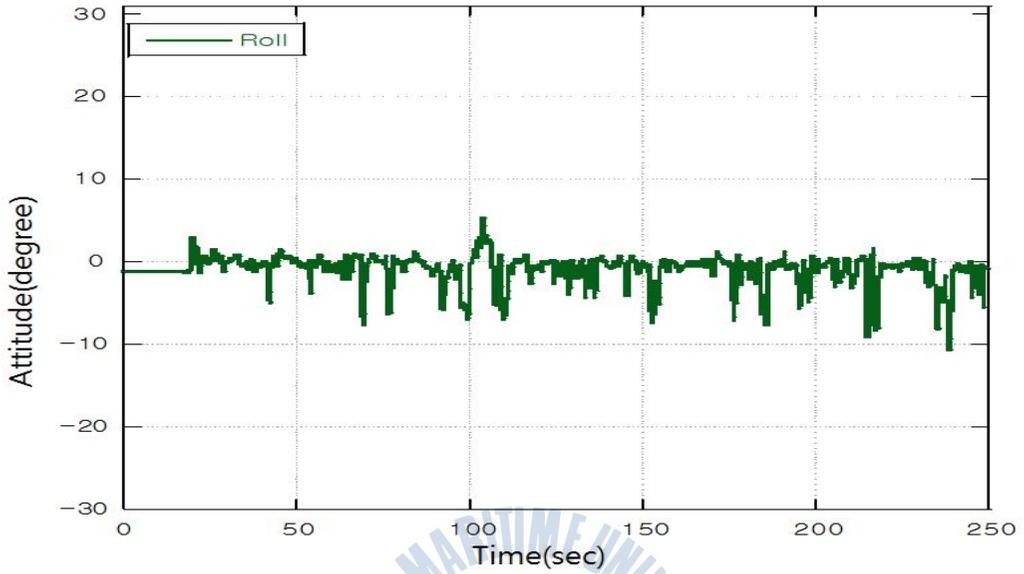


그림 4-3. 쿼드틸트로터 Roll 데이터

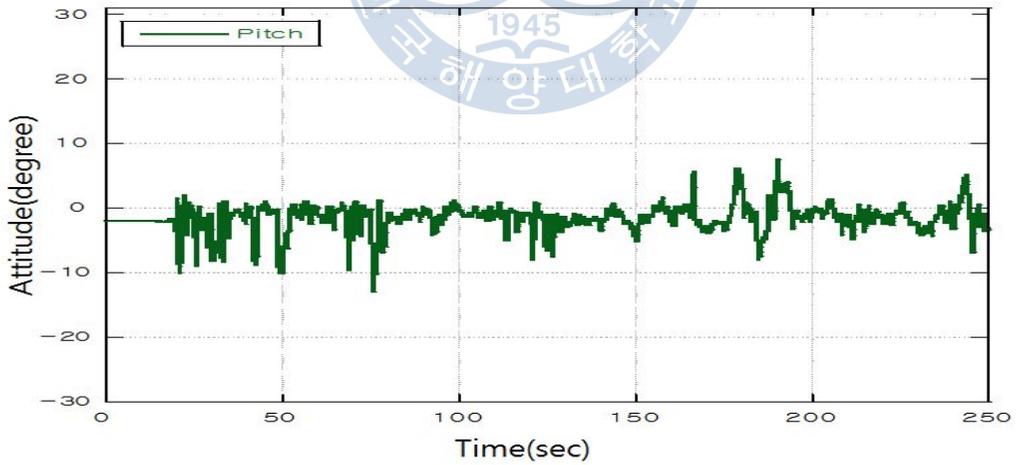


그림 4-4. 쿼드틸트로터 Pitch 데이터

그림 4-3과 그림 4-4는 비행체의 로터를 8°틸트하여 약 4분 동안 진행된 쿼드틸트로터 헬리콥터의 6축 자이로-가속도 센서로부터 들어온 자세데이터를 보여준다. 피치와 롤 축의 틸트신호만을 이용하여 제어하며 요축에 대한 정보는 제외하였다. 자이로 센서의 Roll데이터는 +5° ~ -10°의 변화를 나타내었고 Pitch데이터는 +8° ~ -12°의 변화를 나타내었다. 본 연구에서 제작한 쿼드틸트로터는 기존의 쿼드로터 비행체의 데이터와 비교해 봤을 때 비슷한 수준의 자세 데이터의 변화를 나타내었다.

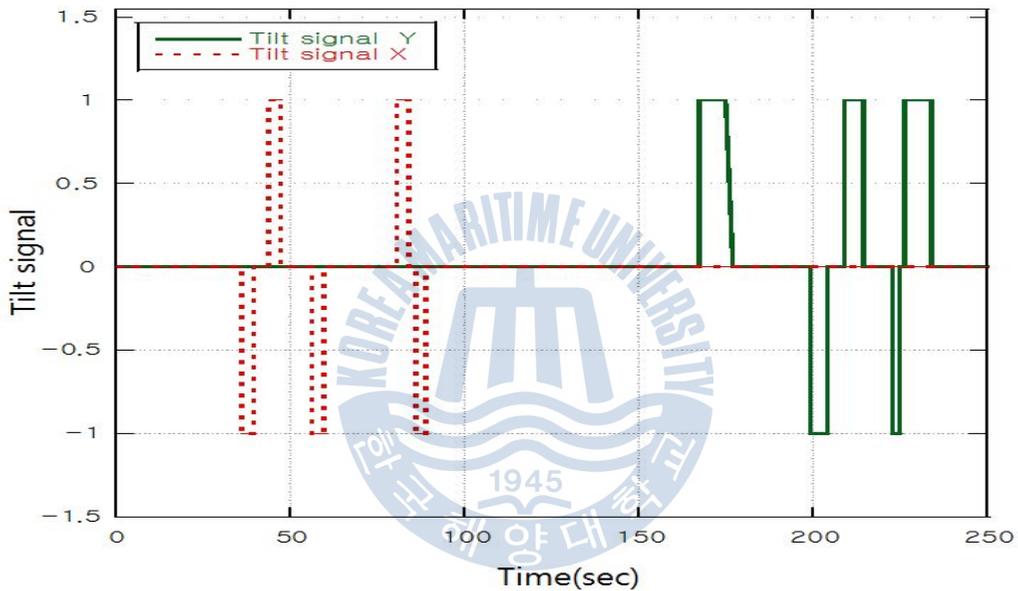


그림 4-5. 비행 중 틸트 신호

그림 4-5는 비행 중에 조종자가 직접 신호를 넣어 로터를 틸트한 신호를 나타내고 있다. 신호의 폭은 약 5초이며 신호가 인가하여 로터를 틸트시켜 기체의 자세와 기체의 이동거리를 측정하였다. 100초 까지 X축에 대한 +, - 신호를 교차하여 주었으며, 150~250초까지 Y축에 대한 +, -신호를 주었다.

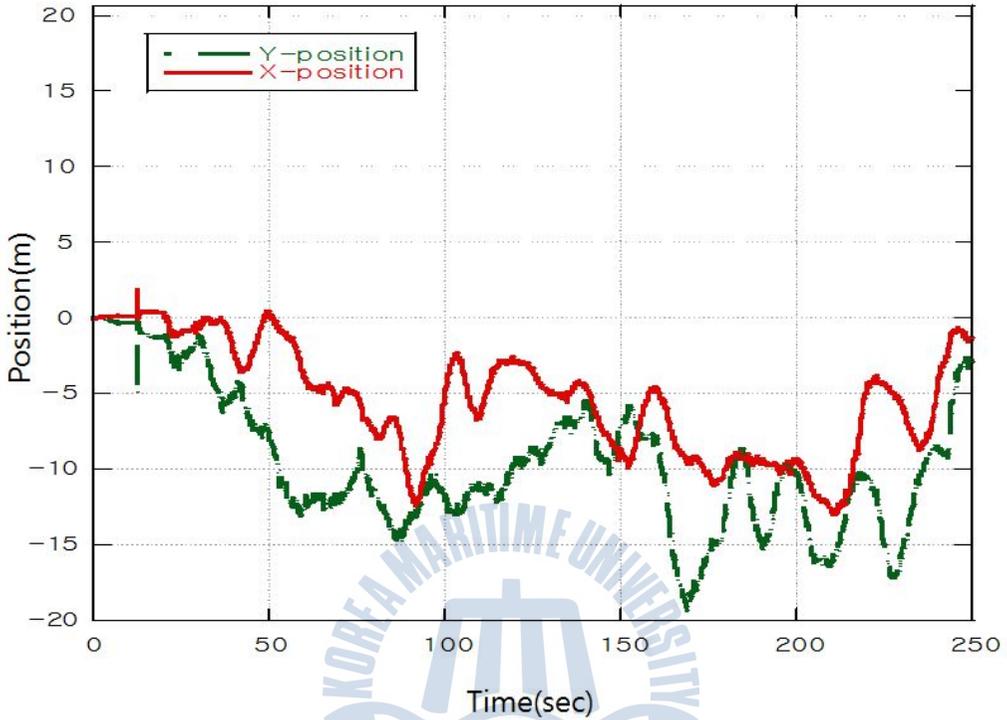


그림 4-6. GPS 데이터

그림 4-6는 쿼드틸트로터 헬리콥터가 처음 비행을 시작한 기준위치에서의 비행거리를 나타내고 있다. 그림 4-6의 데이터는 그림 4-5에서 보여준 틸트 신호로 쿼드틸트로터가 움직였을 때 GPS로부터 받은 이동 데이터를 나타낸다. 비행체의 이동은 처음 위치에서 -X 방향으로 최대 20m 이동 했으며, -Y 방향으로 최대 13m 이동하였다.

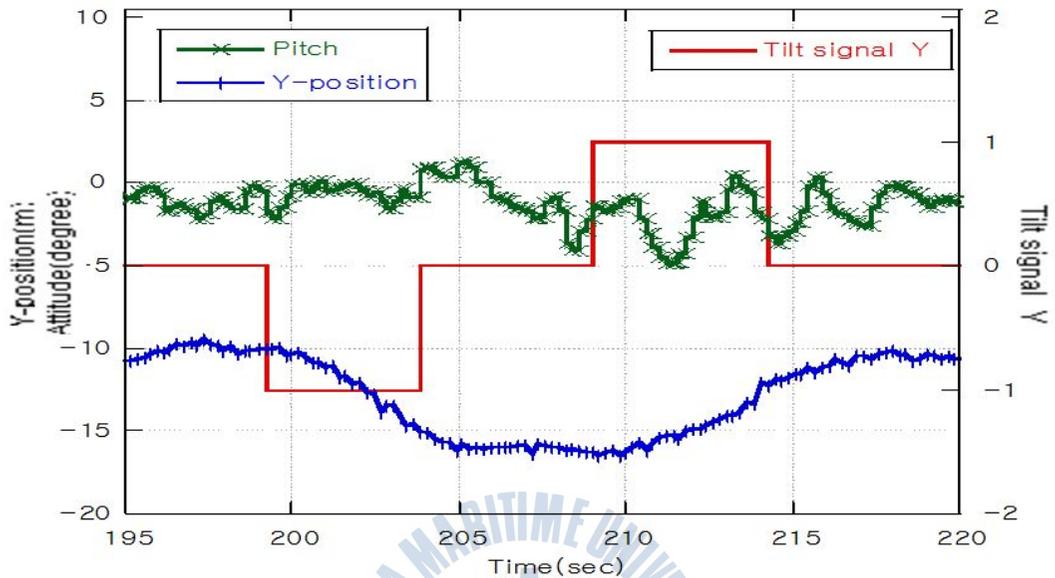


그림 4-7. 피치, Y축 위치와 틸트 신호

그림 4-7은 틸트신호에 따른 비행체의 자세데이터와 이동데이터를 보여주고 있다. 199초에서 시작된 -Y축 틸트신호로 인하여 기체가 -Y축으로 5미터 이동한 것을 보여주고 있다. 이때 자이로 센서의 피치 데이터를 분석하였을 때 +2°에서 -3°정도의 흔들림이 나타났다. 틸트신호가 끝나고 기체는 움직임을 멈추었고, 209초에서 +Y축 틸트신호로 인하여 기체는 다시 +Y축으로 이동하는 것을 알 수 있다. 이것으로부터 ±Y축 틸트 신호로 인하여 ±Y축으로 이동하는 것을 확인하였고 이때의 비행체의 피치데이터는 +2°에서 -5°정도의 흔들림이 보였다. 자이로 데이터상에서의 결과로 부터 비행체는 큰 흔들림 없이 안정적인 비행을 하였음을 알 수 있었다.

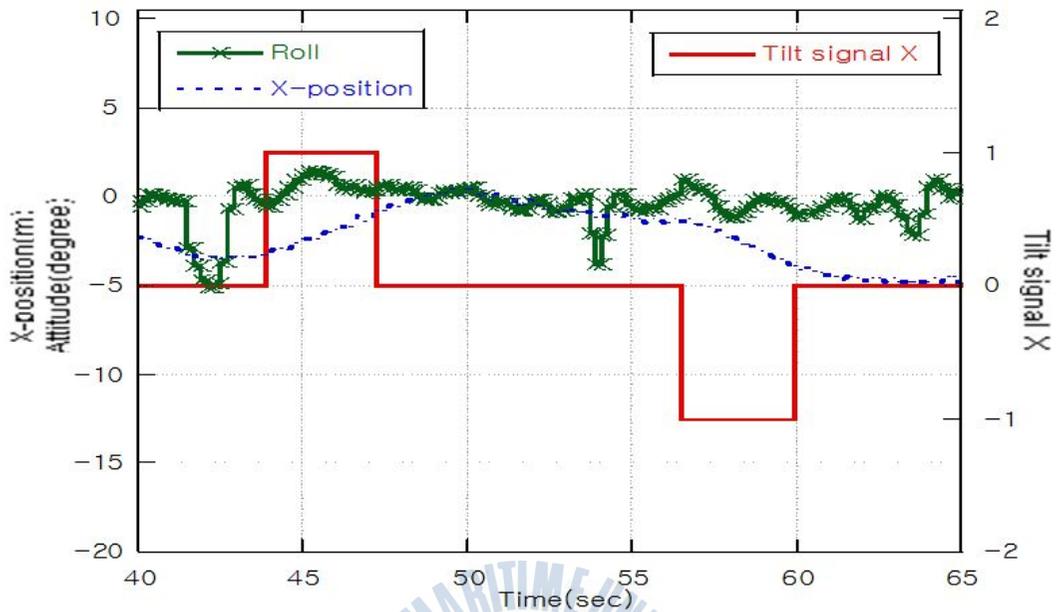


그림 4-8. 롤, X축 위치와 틸트 신호

그림 4-8도 틸트신호에 따른 비행체의 자세데이터와 이동데이터를 보여주고 있다. 44초에서 시작된 +X축 틸트신호로 인하여 기체가 +X축으로 3미터 이동한 것을 보여주고 있다. 이때 자이로 센서의 롤 데이터를 분석하였을 때 약 +2°에서 -5도 정도의 흔들림이 나타났다. 틸트신호가 끝나고 기체는 움직임을 멈추었고, 57초에서 -X축 틸트신호로 인하여 기체는 다시 -X축으로 이동하는 것을 알 수 있다. 센서의 롤 데이터에서도 +2°에서 -3°정도의 움직임을 확인할 수 있었다. 이것으로부터 쿼드틸트로터 비행체의 흔들림은 일반적인 쿼드프로터 비행체의 이동시의 흔들림과 비슷한 흔들림으로 이동하여 안정적인 비행을 한 것을 확인할 수 있었다.

5장. 결론

본 논문에서는 회전익 항공기와 고정익 항공기를 결합한 틸트로터 시스템의 연구하였다. 실제 틸트로터 시스템을 위해 쿼드로터 헬리콥터를 기반으로 한 쿼드틸트로터 비행체를 제작하였고, 기존의 쿼드로터에서 틸트기능을 할 수 있게 하는 하드웨어를 제작하여 효과적인 실험진행이 가능하도록 구현하였다.

본 논문에서 제안한 연구를 통해 쿼드틸트로터 헬리콥터라는 새로운 형태의 시스템을 제안하였다. 일반적인 트윈로터와 쿼드 틸트윙 형식과는 다르게 4개의 로터를 이용하는 형식으로 X-Y축의 로터의 틸트를 통하여 이동하는 방법을 제시하고 있다.

실제 비행 실험에서 자이로 센서와 가속도센서로부터 얻어진 데이터로 부터 비행이 안정적임을 확인 할 수 있었고, GPS데이터를 이용하여 틸트신호에 따른 기체의 이동으로 쿼드틸트로터의 동특성을 확인할 수 있었다.

추후의 연구는 고정익 항공기로 변경할 때 천이모드에서 고도에 대한 보상 신호를 발생시켜 보다 안정적인 비행이 가능하게 하여야 하고, 제작한 기체에서의 틸트 각도는 최대 $\pm 45^\circ$ 까지 가능하지만 추후 최대 로터의 틸트 각도를 $\pm 90^\circ$ 까지 가능하게 하는 틸트로터의 연구가 필요하다.

무인항공기의 분야는 아직 기술이 초기단계에 있으며 세계각지에서 다양한 형태와 다양한 기능을 가진 무인항공기가 실험 중에 있다. 틸트기능을 이용한 형태의 무인비행체는 아직 많은 연구가 이루어지지 않고 있지만 고정익항공기의 장점을 최대한 이용이 가능하기 때문에 틸트항공기의 개발이 향후에 활발하게 이루어 질것으로 생각한다.

참고문헌

- [1] 강영신, 박범진, 유창선, “무인항공기의 제어기술개발 동향”, 항공우주산업기술동향, 제4권, 제2호, pp. 55-67, 2006.
- [2] Koji Muraoka, Noriaki Okada, Daisuke Kudo, “Quad Tilt Wing VTOL UAV: Aerodynamic Characteristics and prototype Flight Test”, AIAA Infotech @Aerospace conference and AIAA Unmanned Unlimited Conference 2009.
- [3] Satoshi Suzuki, Ren ZHIJIA, Yoshikazu HORITA, Kenzo NONAMI, Kaku Kimura, Toshio Bando, Dasuke Hirabayashi, Mitsuhiro FURUYA, Kenta Uasuda, 2010 “attitude Control of Quad Rotors QTW-UAV with t-tilt Wing mechanism”, journal of system Design and Dynamics, Volume 4, Issue 3, pp. 416-428, 2010.
- [4] <http://www.koreaaero.com>.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] 장원경, 2013, 레이저 가이드 빔을 이용한 쿼드 로터 비행체 위치 홀딩 시스템, 석사학위논문, 한국해양대학교.
- [8] 김병수, 김유단, 방효충, 탁민제, 홍성경, “비행동역학 및 제어” 경문사, 2004.
- [9] 강영신, 박범진, 유창선, “무인항공기의 제어기술개발 동향”, 항공우주 산업기술동향, 4권 2호, pp. 56-67, 2006.
- [10] 김민, 2012, 쿼드로터의 자율비행제어에 관한연구. 석사학위논문, 부경대학교.
- [11] 유창선, 최형식, 박범진, “틸트 로터 무인기 비행 동특성 분석”, 춘계한국우주학회, pp. 267-272, 2004.
- [12] “The XV-15 Tilt Rotor Research Aircraft”, Daniel C. Dugan, NASA

- [13] 정지인, 2011, Quad Tilt Wing 무인항공기의 비행동역학에 관한 연구, 석사학위논문, 충남대학교.
- [14] 임재형, 하철근, “틸트로터 항공기의 고정익 모드 설계 연구”, 춘계항공우주학회, pp. 253-236, 2009.

