



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

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

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 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](#)

工學碩士學位論文

IR-UWB Radar 기반 무인기
안전착륙을 위한 고도
측정에 관한 연구



2018年 8月

釜慶大學校大學院

制御計測工學科

林宰俊

工學碩士 學位論文

IR-UWB Radar 기반 무인기
안전착륙을 위한 고도
측정에 관한 연구

指導教授 邊 基 植

이 論文을 工學碩士 學位論文으로 提出함

2018年 8月

釜慶大學校大學院

制御計測工學科

林宰俊

林宰俊의 工學碩士 學位論文을 認准함.

2018年 8月



主 審 工學博士 金萬高 (印)

委 員 工學博士 李京昌 (印)

委 員 工學博士 邊基植 (印)

목 차

목 차	i
그림 차례	iii
표 차례	v
Abstract	vi
제 1 장 서론	1
제 2 장 무인기 시스템	3
2.1 무인기의 상태추정	3
2.2 전파고도계의 고도 측정 원리	4
2.3 무인기 운영환경과 착륙문제점	5
2.4 무인기 착륙장치의 안정성 검증	7
제 3 장 UWB 이론	10
3.1 UWB 기술개요	10
3.2 고도측정 센서 성능평가	11
3.3 IR-UWB Radar를 이용한 고도 측정	12
3.4 레이더의 종류	14
제 4장 IR-UWB Radar 신호처리	16
4.1 IR-UWB Radar 수신 신호 처리 절차	16
4.2 FIR Bandpass Filter 설계	17
4.3 Cross-Correlation기법	20
제 5장 IR-UWB Radar 기반 고도측정 실험	22
5.1 IR-UWB Radar Module	22

5.2 실험 환경 구성	24
5.3 IR-UWB Radar를 이용한 신호처리	26
제 6 장 IR-UWB Radar 고도기반 착륙 실험	33
제 7 장 결론	42
참고문헌	44
감사의 글	48



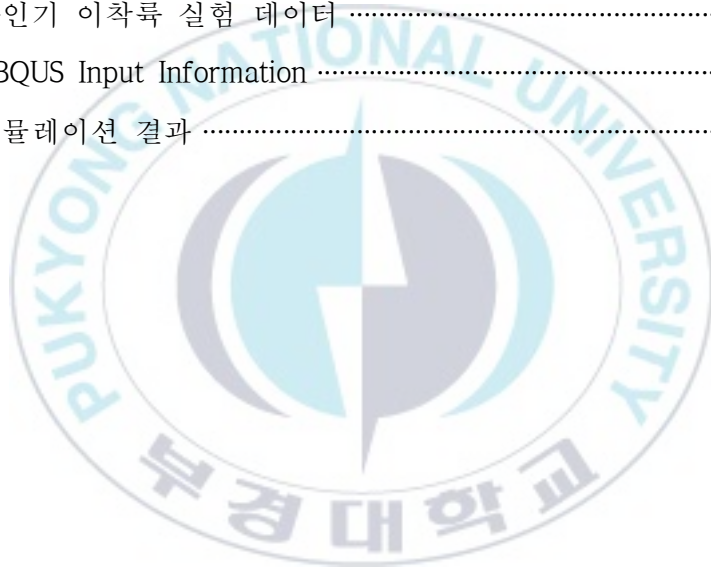
그림 차례

그림 2.1 무인기에 탑재되는 장비	3
그림 2.2 무인기 요구 성능	6
그림 2.3 Fixed Landing Gear	8
그림 2.4 Retractable Landing Gear	8
그림 3.1 기존 무선시스템과 UWB 시스템의 차이점	10
그림 3.2 Time of Arrival	12
그림 3.3 레이더의 기본 원리	14
그림 4.1 IR-UWB Radar System	16
그림 4.2 Raw Data Signal	17
그림 4.3 FIR Bandpass Filter Specification	18
그림 4.4 FIR Bandpass Filter Response Type & Design Method	19
그림 4.4 FIR Bandpass Filter를 통과한 출력신호	20
그림 5.1 NVA-R661 Module	22
그림 5.2 NVA6201 칩 송신 신호	23
그림 5.3 IR-UWB 기반 무인기 고도측정	24
그림 5.4 시스템 구성도	25
그림 5.5 IR-UWB 무인기 장착 비행시험	25
그림 5.6 고도 1m에서 측정한 출력 파형	26
그림 5.7 고도 3m에서 측정한 출력 파형	27
그림 5.8 감도조정을 통한 고도 3m 의 측정 출력 파형	27
그림 5.9 감도조정에 실패한 출력 파형	28
그림 5.10 표 5.2 를 기반으로 도출한 고도함수	29
그림 5.11 무인기를 이용한 실시간 고도 측정 결과	32
그림 6.1 실제 착륙시험 기체 중량	33

그림 6.2 Throttle 상태(0%)	34
그림 6.3 Throttle 상태(50%)	34
그림 6.4 Throttle 상태(100%)	34
그림 6.5 이륙하지 못하는 서보모터 출력	35
그림 6.6 이륙하기 직전의 서보모터 출력	35
그림 6.7 안정적으로 이륙 가능한 서보모터 출력	36
그림 6.8 최대속도로 이륙하는 서보모터 출력	36
그림 6.9 1차 착륙 실험 모터 출력	37
그림 6.10 기체 프레임 파손	37
그림 6.11 기체 프레임 파손 부위 교체	38
그림 6.12 2차 실험사진	39
그림 6.13 유한요소해석(FEA) Model	39
그림 6.14 시뮬레이션 Properties	40
그림 6.15 시뮬레이션 결과	40

표 차례

표 2.1	육상과 해상 운용의 비교	7
표 3.1	IR-UWB 와 기존센서 비교	12
표 5.1	NVA6201 칩 특성 및 안테나 특성	23
표 5.2	실험을 통한 고도 측정 값	28
표 5.3	2차 고도함수 실험값	30
표 5.4	3차 고도함수 실험값	31
표 6.1	무인기 이착륙 실험 데이터	36
표 6.2	ABQUS Input Information	40
표 6.3	시뮬레이션 결과	41



A Study on the Altitude Measurement for the Safe Landing of IR-UWB Radar-based UAV

Jae-Jun Lim

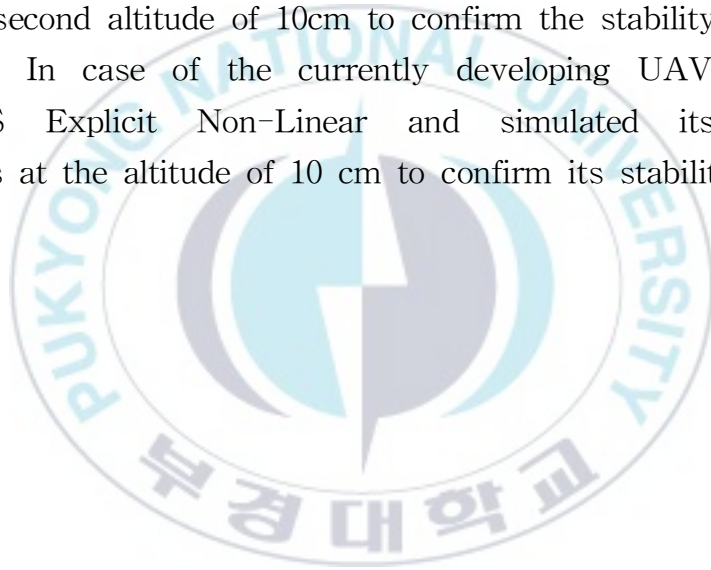
*Department of Control & Instrumentation Engineering
Graduate School of
Pukyong National University*

Abstract

It is expected that the following future will face various use cases of UAV (Unmanned Aerial Vehicle), including our daily life, industrial fields and military purposes. Further, it is regarded that UAV should be utilized in various conditions such as the increase in takeoff weight. However, these conditions may cause a lot of mechanical problems including the malfunction of state estimation sensors, the increase in impulse force and securing flight time, which is a disadvantage for takeoff and landing.

In this context, this paper have examined how to advance these conditional problems, and it suggests the way of precision altitude measurement in the unit of cm with cross-correlation signal processing technique and band pass filter, using the IR-UWB Radar which can be used for strong and precise state

estimation for environmental factors and consumes lower electric power. In addition, this paper utilized the mission planner which can monitor the state of UAV in order to check out takeoff and landing characteristics of UAV, based on altitude data, and it monitored the throttle for each state of UAV and servomotor output data in real time. In addition, it repeatedly experimented with takeoff and landing of UAV to get the throttle and the output data. It also utilized the data and controlled the UAV of 6kg and conducted a landing test at the first altitude of 50cm and the second altitude of 10cm to confirm the stability of UAV. Likewise, In case of the currently developing UAV, it used ABAQUS Explicit Non-Linear and simulated its landing situations at the altitude of 10 cm to confirm its stability.



제 1 장 서 론

무인항공기는 최초 개발 목적인 군사적 용도뿐만 아니라 레저 스포츠, 농약 살포, 교통 상황 파악, 미디어 촬영 등 다양한 산업 영역에서 활용되고 있다[1, 2]. 또한 육상/해상/재난/치안 현장에서 상황 대응을 위한 높은 탑재 중량의 임무장비를 장착한 무인기 개발과 무인기 운송 플랫폼인 PAV(Personal Air Vehicle) 개발이 진행 중이며 머지않아 산업에 활용될 예정이다[3-6]. 이러한 추세에 따라 무인기의 기체의 이륙중량 증가 및 다양한 환경조건에서 운영이 가능해야 될 것으로 판단된다. 하지만 이는 이착륙에 불리한 요인이 되는 충격력 증가로 이어지며, 비행시간 확보에 어려운 요인이 될 것으로 예상되고 무인기의 상태추정센서 오작동의 원인으로 이어 질수 있다. 이를 해결하기 위해서는 저전력 이며 환경 요인에 강인하고 정밀하게 무인기의 상태 추정을 할 수 있는 방법 및 무인기가 안전하게 착륙 할 수 있는 방법 연구가 필요하다고 사료 된다. 무인기의 착륙에 대한 연구는 GPS, 각종센서, 영상 기반을 활용한 무인기 의 안정적인 자동 착륙 기능과 정밀 착륙 유도 시스템이 주를 이루고 있다[7-9]. 하지만 2016년 3월드론 추락 데이터베이스(Drone Crash Batabase)에 따르면 2007년부터 2016년까지 발생한 군용드론 추락 사고가 358건이며, 추락 원인의 50% 이상 기체 결함 및 센서 오작동으로 밝혀졌다[10]. 현재 무인기의 상태추정 센서로 많이 사용 되는 영상센서 의 경우 안개, 연기 같은 장애물이 시야각에 잡히면 제대로 된 성능을 기대하기 어렵다. 적외선 센서의 경우에는 온·습도 취약하며, 초음파센서 역시 바람에 매우 의존적이다. 반면에 IR-UWB Radar는 온·습도에 강인하고, 관측시야가 가려지거나 벽 너머에 측정 물체가 있어도 감지 할 수 있으며, 짧은 펄스폭을 사용하여 해상도가 뛰어나다. 또한 저비용으로도 전력 대비 넓은 주파수영

역대를 관측할 수 있기 때문에 저전력 구현이 가능하며, 실내·외에서 수 cm 범위의 오차로 무인기의 상태추정이 가능하다[11]. 이는 IR-UWB Radar를 무인기의 상태추정중 이·착륙에 가장 큰 비중을 차지하는 무인기 고도측정에 활용하면 매우 효과적일 것으로 판단된다.

본 논문에서는 IR-UWB Radar를 활용하여 Band pass Filter , Cross-correlation 신호처리 기법을 사용하여 cm 단위로 정밀고도측정을 할 수 있는 방법을 제안하며, 이를 실제 무인기에 장착 실험 하여 정밀성, 활용성, 안전성 대해 확인한다.



제 2 장 무인기 시스템

2.1 무인기의 상태추정



그림 2.1 무인기에 탑재되는 장비

무인기 상태추정은 비행유지에 필요한 회전각 추정 및 무인기 이동에 필요한 위치추정으로 나눌 수 있다. 이러한 상태추정을 위해 그림2.1 와 같이 GPS, Camera, FCC(Flight Control computer)를 무인기에 탑재하였다. 이중 FCC에 내장되어있는 IMU 는 Accelerometer Sensor ,Gyro Sensor, Magnetometer Sensor로 구성되어 회전각 추정 및 위치 추정 성능을 향상시킨다. 단, 위치추정과 관련된 측정 장비를 포함하지 않을 경우 위치에 관련된 측정값이 없으므로 가속도계의 값만을 이용하여 바이어스로 인한 발산 값을 얻게 된다. 따라서 적절한 상태추정을 위해서는 GPS 및 영상을 통한 위치 계산 값을 활용해야한다. 하지만 GPS는 주변 신호 수신에 방해되는 건물이나 나무와 같은 구조물이 없는 실외환경에서만 사용 가능

하다. 그리고 GPS 수 m 수준의 정확도를 가지며 신호의 갱신주기가 1~5Hz 수준으로 낮다는 단점이 있다. 따라서 정확한 위치추정을 위해서는 별도의 상대위치에 대한 정보가 필요하다[12].

절대고도는 해수면과 같은 특정한 기준점을 고도로 환산하여 나타내는 것으로 지구 좌표계와 인공위성의 관계를 이용하여 고도를 측정하는 방법(GPS)과, 기압계를 이용한 고도 환산 방법(기압계)이 있다. 상대고도는 지형·지물에 따라 상대적으로 나타낸 고도이다. 일반적으로 전파나 레이저와 같은 신호를 송신하고, 반사되어 수신한 신호의 상호관계를 이용하여 고도를 측정하는 방법이다[13].

무인기는 활용 범위에 따라 실내·외 모두에서 기체 운용이 가능하여야 하므로 절대고도계가 가지는 환경제약 조건을 상대고도계를 활용하여 충분히 보완 가능 할 것으로 생각한다.

본 논문에서는 무인기 운용에 대표적으로 사용되고 있는 FCC인 Pixhawk2를 활용하여 비행제어 및 상태모니터링을 하며, IR-UWB Radar의 활용하여 무인기의 상대고도를 측정하려고 한다.

2.2 전파고도계의 고도 측정 원리

전파고도계는 지면과 대상물체 사이의 고도인 지면고도(AGL: Above Ground Level)를 측정하는 장비로서 측정 원리에 따라 FM/CW (Frequency Modulated Continuous Wave) 방식과 PM(Pulse Modulation) 방식 두 종류로 분류 된다. FM/CW 방식은 송신주파수와 수신주파수의 차인 비트주파수를 이용하여 고도를 산출하고, PM 방식은 지상으로 방사한 신호와 지표면으로부터 반사되어 수신되는 신호와의 시간차를 측정하여 고도 값을 산출한다. PM 방식의 전파고도계는 수신되는 신호의 Leading Edge를 추

적함으로써 신호처리에서 발생할 수 있는 시간지연에 대한 예측 및 보상이 용이하다. 반면에 일반적인 FM/CW 방식의 전파고도계는 Leading Edge 추적 방식이 아닌 Centroid 추적 방식을 사용한다. 이는 지형물의 반사계수의 변화 및 VCO의 비선형성에 따라 수신 신호의 진폭이 변하고, 그 변화는 산출된 고도 값의 정확도에 직접적인 영향을 미친다. 일반적으로 FM/CW 전파고도계는 Open-loop 형태로 송신출력을 제어하는 시스템이다. 즉, 송신 출력은 수신신호의 세기가 아니라, 고도의 함수로서 제어되는 경우가 대부분이다. 이는 전파고도계가 비행체의 자세나 지상의 반사계수변화에 대해서도 올바른 고도 값을 산출하기 위해서, 송신출력이 충분한 마진을 가져야한다는 것을 의미한다. 반면에 일반의 PM 전파고도계는 수신된 신호의 강도를 Feedback 하는 Closed-loop 형태로 송신출력을 관리 하여 입·출력 신호에 대해 보상할 수 있는 장점이 있다[13]. 앞서 소개된 고도 측정 장비 외에도 Radar, Depth Camera, Ultrasonic Sensor 등 다양한 센서를 활용한 고도 측정 방법이 연구되고 있다[12]. 본 논문에서는 PM 방식의 IR-UWB 레이더를 활용하여 실내·외에서 cm 범위의 오차로 정확한 위치 추정이 가능한 고도측정 방법을 제안한다.

2.3 무인기 운영 환경과 착륙 문제점

기상 이변에 따른 국민에 대한 위협이 급증하는 추세에 재난 유형별로 특화된 무인기를 통해 특화 임무 장비, 지상 통신 시스템 및 융합 센서를 활용한 자동화, 무인화를 실현하는 것이 필요하다[14]. 따라서 재난치안용 무인기를 소방, 해양, 경찰의 임무용으로 운용하기 위해 그림 2.2 과 같이 임무 유형을 분류하였다.

MC-1: 실내 소형(실내 탐색 및 교통활동)	MC-2: 실외 소형(실외 탐색 및 활동)	MC-3: 실외 중형(해양경비 활동)
<p>무인 비행체</p>  <ul style="list-style-type: none"> ❖ 운용온도 -20°C ~ +50°C ❖ 내풍성 N/A ❖ 방진/방수 IP43 ❖ 최대이륙중량(MTOW) 7Kg 이하 ❖ 제공시간 20min 이상 	<p>무인 비행체</p>  <ul style="list-style-type: none"> ❖ 운용온도 -20°C ~ +50°C ❖ 내풍성 10m/s ❖ 방진/방수 IP43 ❖ 최대이륙중량(MTOW) 15 Kg 이하 ❖ 제공시간 20min 이상 	<p>무인 비행체</p>  <ul style="list-style-type: none"> ❖ 운용온도 -20°C ~ +50°C ❖ 내풍성 15m/s ❖ 방진/방수 IP43 ❖ 최대이륙중량(MTOW) 35Kg 이하 ❖ 제공시간 20min 이상

그림 2.2 무인기 요구 성능

해상에서 수직이착륙을 운용하는 MC-3의 경우 표 2.1, 표 2.2 와 같이 육상에서 운용하는 것에 비해 훨씬 복잡하며, 와류 및 외란(바람)에 의하여 무인기가 뒤집어지는 문제가 생길 수 있다[15]. 따라서 무인기는 조종사가 수동 착륙 시 육상에서보다 몇 배의 집중을 기울여야 한다. 반면에 자동 방식은 비교적 안정적 착륙이 가능하지만 이륙과 착륙 지점의 고도가 상이할 경우 문제 발생의 가능성 있다[16]. 이륙지점보다 착륙지점의 고도가 낮을 경우 보다 높은 고도에서 착륙을 시도 할 것이고, 착륙 지점의 고도가 높을 경우는 착륙 적정 고도에 도달했음에도 고도를 더 낮추게 되어 지면과의 충격력을 키워 무인기의 착륙장치 파손 가능성이 매우 높다. 따라서 GPS나 기압 센서 와 같은 절대고도와 추가 장치를 이용하여 측정된 상대고도 값을 적절히 융합하여 사용하는 것이 무인기를 안전하게 착륙하는데 용이할 것으로 사료된다.

표 2.1 육상과 해상 운용의 비교

항목	육상운용	해상운용
이륙, 접근착륙절차	바람의 영향	변하는 헬리콥터에 대한 상대풍의 영향
공기흐름	일정하고 깨끗함	난류 또는 돌풍, 연기와 습기로 탁함
착륙지	넓은 개활지, 고정된 착륙면	제한된 공간과 장애물 존재, 변하는 피치, 롤, 히브 운동
운용제한	헬리콥터 유형과 지형에 따름	헬리콥터와 배의 유형과 운용환경에 따름
승무원 매뉴얼	운용제한을 명시	대부분 간략한 안내서로서 명시

하지만 현재 고도추정용 센서는 날씨 등과 같은 주변 환경 및 목적 피사체의 특정 움직임 방향성 검출에 둔감하며 정밀도가 낮은 단점이 있다. 반면 최근 부각 되고 있는 UWB(Ultra Wide Band) 기술을 이용한 임펄스 레이더(Impulse Radar) 센서는 무선전파를 이용하기 때문에 실내온도나 빛에 무관하게 동작하며 정밀한 측위가 가능하다[17]. 본 논문에서는 주변 환경 요인에 안정적이며 IR-UWB 레이더를 활용하여 정밀한 무인기 고도측정 방식을 제안한다.

2.4 무인기 착륙장치의 안정성 검증

그림 2.3 무인기의 고정된 이·착륙 장치의 대표적인 형상이며, 그림 2.4는 접을 수 있는 무인기의 이착륙 장치의 대표적인 형상을 나타낸다. 본 논문에 활용할 이·착륙 장치는 그림 2.4의 오른쪽 그림과 같이 접을 수 있는 이착륙 장치이다.



그림 2.3 Fixed Landing Gear



그림 2.4 Retractable Landing Gear

앞서 언급했듯이 무인기 운영환경에 따라 무인기 착륙장치 파괴가능성이 존재함을 알 수 있었으며, 무인기의 착륙장치의 안전성 검증이 필요하다. 안전성 검증을 위해 본 논문에서는 고도를 활용한 무인기의 안정성을 확인하려 한다. 무인기 안정성 확인을 위해 사용되는 무인기의 운동정보인 운동량은 아래와 같은 식(2.1)로 표현된다.

$$P = M \times V \quad (2.1)$$

충격량은 일정시간 동안 어떠한 힘이 가해졌을 때 그 물체에 가해진 충격의 정도를 나타내며 아래와 같은 식(2.2)로 표현된다.

$$I = F \times t \quad (2.2)$$

충격력은 단위 시간동안 운동량의 변화량과 같으며 아래와 같은 식(2.3)으로 표현된다.

$$F = \frac{\Delta P}{\Delta t} = \frac{M\Delta V}{\Delta t} \quad (2.3)$$

무인기의 이·착륙의 연구에 필요한 대표적인 물리에너지인 운동에너지, 위치에너지, 탄성에너지는 아래와 같은 식 (2.4),(2.5),(2.6)으로 표현 가능하다.

$$\text{운동에너지 } E_K = \frac{1}{2} \cdot M \cdot V^2 \quad (2.4)$$

$$\text{위치에너지 } E_P = M \cdot G \cdot H \quad (2.5)$$

$$\text{탄성에너지 } E_P = \frac{1}{2} \cdot K \cdot X^2 \quad (2.6)$$

본 논문에서는 고도에 따른 착륙 실험을 통해 안정성을 검증하며, 아직 제작 되어있지 않은 35 Kg 급 무인기는 ABAQUS Explicit Non-Linear을 활용한 시뮬레이션 통한 이·착륙 장치에 발생하는 충격력을 예상하고, 이를 기반으로 무인기 착륙 장치의 상태를 확인하여 착륙장치 안정성을 검증한다.

제 3 장 UWB 이론

3.1 UWB 기술개요

FCC(Federal Communications Commission)는 중심주파수 20%이상의 점유대역폭 및 500MHz 이상의 대역폭 이용하는 무선전송기술을 UWB(Ultra Wide Band)로 정의 하였다.

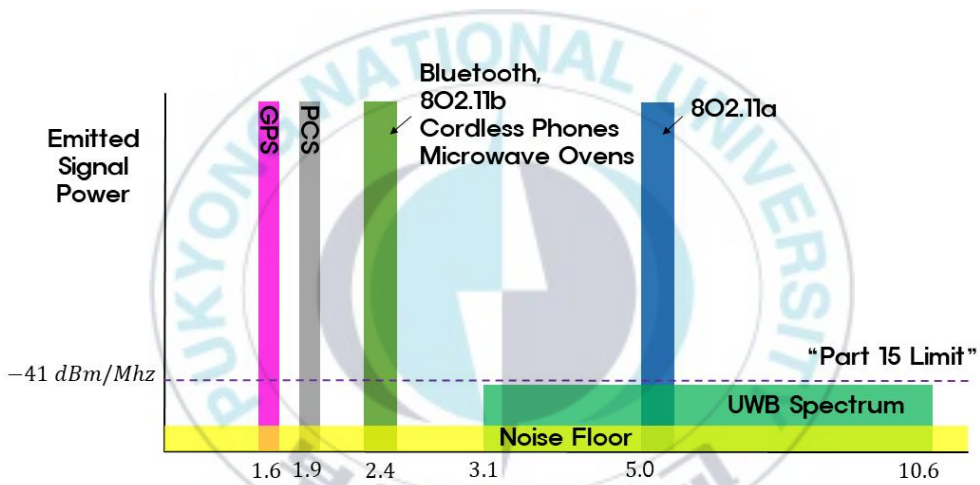


그림 3.1 기존 무선시스템과 UWB 시스템의 차이점

UWB에 부각되는 특징은 상대적으로 낮은 출력으로 초 광대역 활용이 가능하다는 것이다. 그림 3.1 과 같이 다른 시스템과 비교했을 때, 기존 협대역 시스템에 비해 UWB는 광범위한 주파수 대역 활용 대비 낮은 스펙트럼 전력밀도로 구성됨을 확인할 수 있다[18]. 즉, 신호에너지를 수 GHz 대역폭에서 통신하여 다른 시스템의 협대역 신호에 간섭을 받지 않아 주파수에 구애 없이 통신이 가능하며, 저전력으로 넓은 주파수 공유 가능한 차세대 통신기술로 각광받을 것으로 예상된다. 넓은 대역폭을 사

용하게 되면 해상도가 높아져 다중경로에 의한 신호에 대한 판단이 가능해지며, 채널 페이딩의 영향을 적게 받아 센티미터(cm)급 무선측위가 가능해진다. UWB는 CSS-UWB (Chirp Spread Spectrum-Ultra Wide Band) 및 IR-UWB (Impulse Radio Ultra Wide Bband) 두 가지로 표준화 되어있다. 이중 본 논문에서 3~10GHz 대역에 -41dBm/ MHz로 신호를 방사하는 저 전력 광대역 IR-UWB를 활용하였다[19][20].

IR-UWB(Impulse Radio Ultra Wide Band)는 Impulse signal 로 신호의 광대역화를 달성하며, BPM(Burst Position Modulation)-BPSK 기법을 이용하는 것이 표준방법이며, IR-UWB는 저전력으로 실내·외 위치측위 외에도 인원계수, 비접촉식 생체징후계측, 벽 뒤 물체 인식이 가능하다 [21][22]. 이러한 IR-UWB Radar를 기동성이 좋은 무인기에 접목하면 고도 측정뿐만 다목적으로 활용성이 매우 뛰어날 것으로 예상된다.

3.2 고도측정 센서 성능 평가

일반적으로 거리 추정용 센서는 PIR(Pasive Infraed Ray),초음파, 마이크로웨이브, 영상센서 등이 있다[16]. 하지만 앞에 언급된 센서들은 바람, 온도, 습도 같은 주변 환경 요인에 강인하지 못하며, 낮은 정밀도와 특정 움직임 방향성 검출에도 취약하다[23]. 반면에 IR-UWB 레이더는 높은 정밀도로 측위가 가능하며, 눈과 비, 안개와 같은 주변 환경요인에 강인한 특성을 가지고 있다. 또한 외부기기로부터 의 노이즈에 우수한 감내성을 가지며, 아주 좁은 패턴으로 소형안테나 설계가 가능하다[19].

표 3.1 은 PIR, Microwave 와 IR-UWB Radar의 성능 을 비교 한 것이다[23]. 본 논문에서 사용 하는 IR-UWB Radar 는 아래 표와 같이 환

경 요인 및 가격, 성능 여러 측면에서 많은 강점을 보인다.

표 3.1 IR-UWB 와 기존 센서와의 비교

항목	IR-UWB	PIR	Microwave
열/날씨	무관	유관	무관
정밀도	매우 높음	매우 낮음	낮음
투과탐지	가능	불가	가능
입체탐지	가능	불가	일부 가능
가격	저가	저가	증가
측정거리	수십 m 이내	수 m 이내	수백 m 이내
동작방식	능동	수동	능동

3.3 IR-UWB Radar 를 이용한 고도측정

거리추정에 사용되는 TOA(Time of Arrival) 기법은 그림 3.2 와 같은 원리로 사용된다.

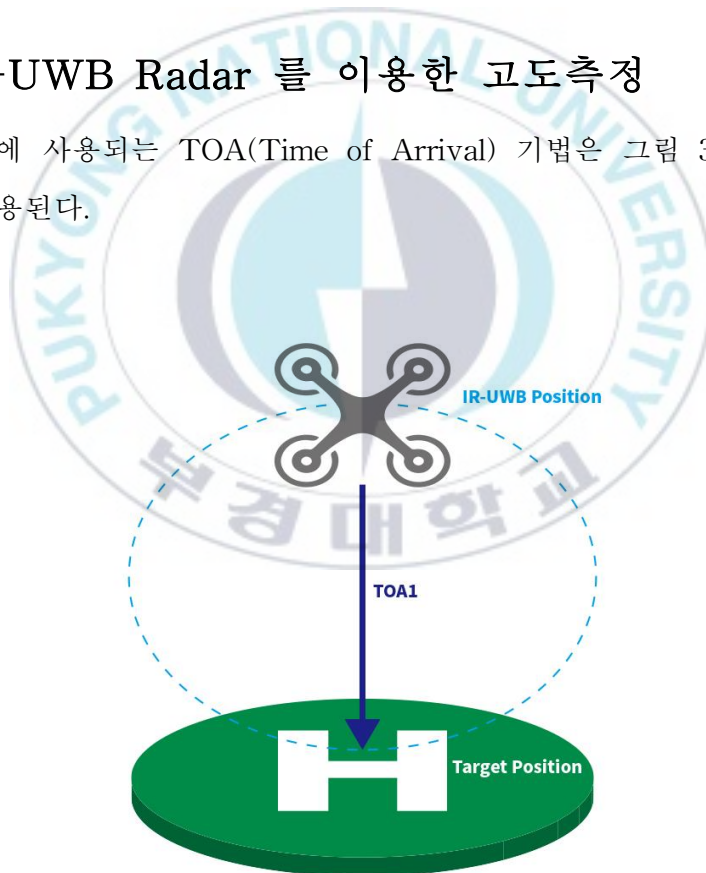


그림 3.2 Time of Arrival

TOA기법은 크게 동기식과 비동기식으로 분류가 되며, 동기식 방식은 수신을 기준으로 절대시간을 이용하여 전송속도와 도달시간의 관계를 거리로 구한다. 비동기식 방식은 시간동기과 관계없이 현재시간을 기준으로 신호를 방사하여 신호가 돌아오는 시간에 변화가 없다고 가정하고 그 지연시간을 이용한 거리를 측정한다[22]. 본 논문에서는 동기식 방식의 TOA 기법을 활용한 거리측정을 하였다. TOA 기반의 IR-UWB 레이더는 임펄스 신호를 방사하여 탐지 물체로부터 반사되어 되돌아오는 신호의 시간차를 이용하여 물체의 탐지 및 거리를 측정하고 그 위치를 추정한다. 이를 수식으로 나타내면 식 3.1 과 같다[24].

$$R = \frac{c \times T}{2} \quad (3.1)$$

레이더는 송신 신호와 수신신호 사이에 시간차가 없으면 송신신호와 수신신호가 섞여 왜곡된 신호발생 가능성이 있다. 따라서 송신 신호와 수신신호 사이에 시간차를 주어 두 신호의 간섭을 고려하며, 레이더의 최대측정거리 에 맞게 PRF(Pulse Repetition Frequency)를 적절히 설정해야한다. 이는 아래와 같이 수식으로 나타낼 수 있다. 식 3.2 와 같다[24].

$$R_{\max} = \frac{c \times T_{RF}}{2} \quad (3.2)$$

PRF 의 크기와 수신 데이터 량 은 비례관계 이므로 PRF가 커질수록 정밀 측정이 가능하나, 측정 범위는 감소하게 되므로 적정할 설정이 필요하다[24].

3.4 레이더의 종류

레이더의 원리는 그림 3.3과 같고 출력되는 전파의 특성에 따라 지속파 레이더(Continuous Wave radar)와 펄스레이더(Pulse Radar)로 구분된다.[21]

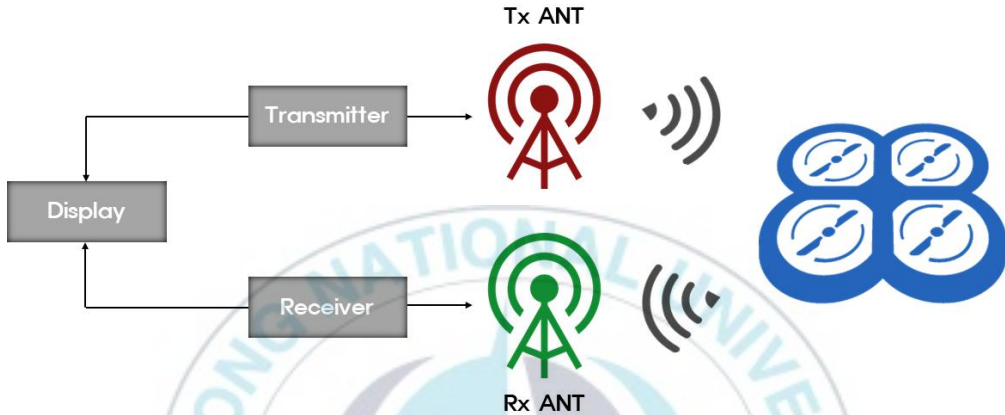


그림 3.3 레이더의 기본 원리

지속파 레이더는 정현파를 그대로 수신하는 레이더로, 세부적으로 도플러 효과를 활용한 도플러레이더와 반복주파수를 활용한 FMCW(Frequency Modulation Continuous Wave)가 있다. 이중 FMCW 레이더는 목표물을 향해 주기적인 주파수 변조 지속파를 발사한다. 이때 장애물에 반사된 신호(에코)에서 시간지연을 가지므로 송신된 신호와 수신된 신호 사이에는 주파수의 차이가 나타날 것이다. 이는 비트(beat)가 생기는 원인이며, 이 비트 주파수는 표적까지의 거리와 비례하는 특성을 가진다. FMCW 레이더는 이러한 원리를 이용하여 거리를 측정한다. 하지만 FMCW 레이더는 거리를 측정하기 위해 주파수 변조와 같은 부가기능을 사용하여야 되며, 고 스펙의 신호처리장비가 필요하여 시스템이 커지고 복잡해질 가능성이 있다. 반면에 펄스 레이더는 일순간 진폭이 다른 전파를 방사하고

언제 반사파가 돌아왔는지 알 수 있어 손쉽게 상대까지의 거리를 측정 할 수 있으며, 거리뿐만 아니라 상대속도 같은 3차원 정보를 획득 할 수 있다[21]. 또한 본 논문에서 사용한 IR-UWB Radar는 지형지물에 의한 노이즈도 제거 및 지형지물의 물체성질 또한 구분이 가능하여 활용성이 매우 뛰어나지만 신호처리 난이도가 높아 차세대로 기술로 활용하기 위해 지속적인 연구가 필요하다 생각한다.



제 4 장 IR-UWB Radar 신호처리

4.1 IR-UWB Radar 수신 신호 처리 절차

IR-UWB 레이더로 TOA기법을 사용하여 Tx,와 Rx 간의 시간차 값을 통해 물체와의 거리 및 존재 유무를 측정한다. 이때 수신된 데이터 신호는 측정된 대상 및 주변 노이즈까지 포함한다. 따라서 물체와의 거리를 정확하게 측정하기 위해 별도의 신호 처리 기법이 필요하다[21].

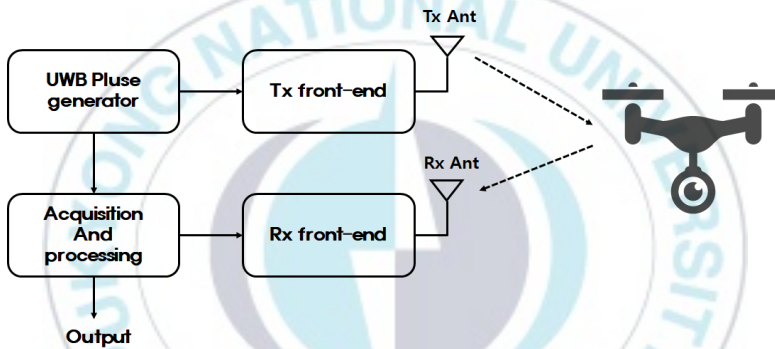


그림 4.1 IR-UWB Radar System

IR- UWB Radar 에 수신된 데이터 신호를 수학적 형식으로 표현 하면 식 4.1 과 같다[21].

$$r(t) = \sum_{k=1}^N a_k s(t - \tau_k) + n(t) \quad (4.1)$$

식 3.1에서 $s(t)$ 는 송신 임펄스 신호를 나타내고, a 및 τ_k 는 k 번째 경로로부터 수신된 신호의 크기 및 시간 지연을 나타내며, $n(t)$ 는 주변으로 부터 들어오는 노이즈를 나타낸다[21].

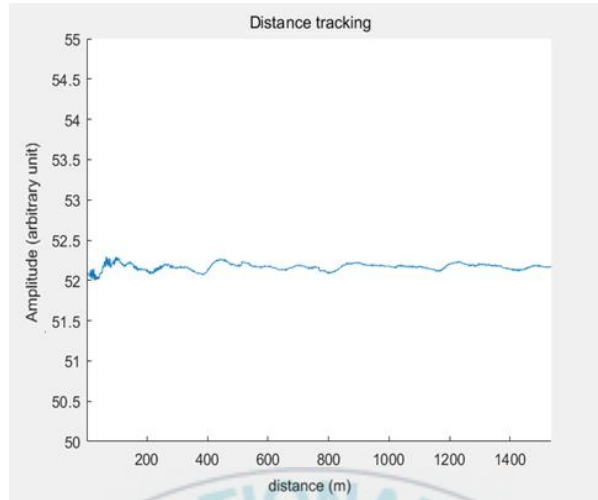


그림 4.2 Raw Data Signal

그림4.2 의 Raw Data Signal 에는 DC offset이 포함된 신호이다. 직접 변환(direct conversion) 방식의 수신기를 통해 수신된 RF신호는 필연적으로 DC offset 발생하게 되며 이러한 DC offset은 레이더 입력 신호의 레벨을 스윙하게 함으로써 신호의 기저를 설정하는데 어려움을 있다[17]. 본 논문에서는 FIR Bandpass Filter를 설계하여, 신호 기저 설정을 어렵게 만드는 요소들을 효과적으로 제거 하고자 한다.

4.2 FIR Bandpass Filter 설계

일반적으로 이산 선형 시불변 FIR 시스템은 3.2와 같은 차분 방정식의 형태로 나타낼 수 있다[21].

$$y(n) = - \sum_{k=1}^N a_k y(n-k) + \sum_{k=0}^M b_k x(n-k) \quad (4.2)$$

여기서, 우변의 첫 항은 시스템의 입력으로 들어가는 출력 신호 성분을 나타내며, 둘째 항은 가해진 입력 신호를 나타낸다. 여기서 시간 영역에서 나타낸 식 3.2의 차분 방정식을 z -평면에서 나타내면 식 3.3과 같이 표현할 수 있다[21].

$$H(z) = \frac{\sum_{k=0}^M b_k z^{-k}}{1 + \sum_{k=1}^N a_k z^{-k}} \quad (4.3)$$

이때, 시스템의 전달함수는 $H(z)$ 이며, 이 전달함수를 이용해 FIR 필터를 구현하기 위한 형태는 Direct, Cascade, Lattice 구조 등이 있다[28].

본 연구에서는 Direct-Form FIR Bandpass Filter를 MATLAB FDA Tool을 이용하여 설계하였다. 그림 4.3, 4.4는 밴드패스 필터의 사양을 나타낸 것이다.

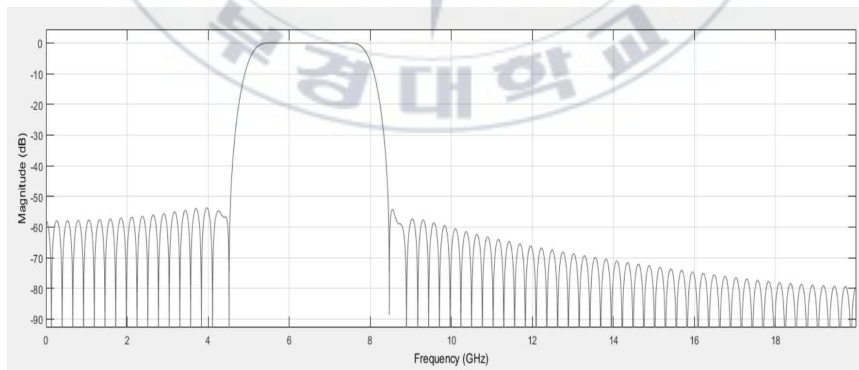


그림 4.3 FIR Bandpass Filter Specification

The image shows a software interface for filter design, divided into two sections: 'Response Type' and 'Design Method'. In the 'Response Type' section, there are five radio button options: 'Lowpass', 'Highpass', 'Bandpass' (which is selected), 'Bandstop', and 'Differentiator'. Each option has a corresponding dropdown menu. In the 'Design Method' section, there are two radio button options: 'IIR' and 'FIR' (which is selected). The 'IIR' option has a dropdown menu set to 'Butterworth', and the 'FIR' option has a dropdown menu set to 'Window'. A large, semi-transparent watermark of 'YEKONG NATIONAL UNIVERSITY' is overlaid on the interface.

그림 4.4 FIR Bandpass Filter Response Type & Design Method

그림 4.3과 4.4와 같이 설계한 필터에 그림 4.2와 같은 Raw Data Signal을 통과시키면 그림 4.4와 같은 파형을 얻을 수 있다.

그림 4.4를 보면 FIR Bandpass Filter를 통해 노이즈로 인한 일그러짐을 줄이고, 플로팅으로 인해 발생했던 DC 성분을 효과적으로 제거할 수 있음을 보였다.

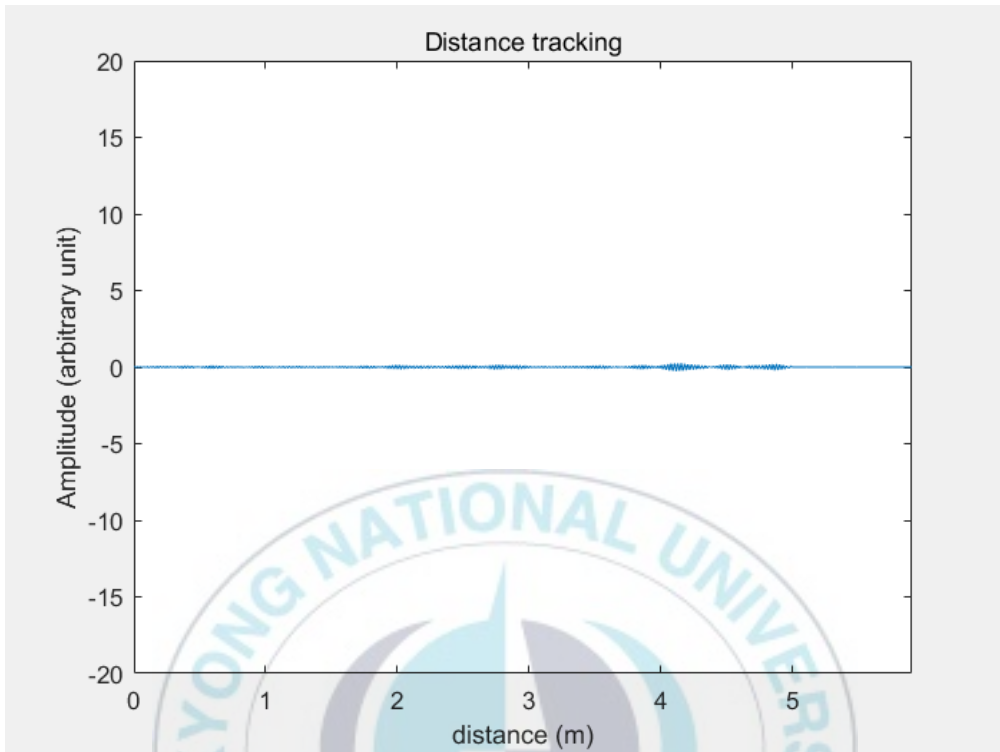


그림 4.5 FIR Bandpass Filter를 통과한 출력신호

4.3 Cross-Correlation기법

Cross-Correlation Function은 두 신호를 시간지연 에 상관없이 유사성을 판단하는데 활용 되고 있으며, 두신호 사이의 시간적 지연 정도를 확인 할 수 있는 함수이다. 이산신호 $f_i, g_i (i=1,2,\dots,N)$ 정규화 Cross-Correlation Function $R_{fg}(j)$ 를 아래와 같이 식으로 정의된다[26].

$$R_{fg}(j) = \frac{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N f_i g_{i+j}}{\|f\| \|g\|}, j = 1, 2, \dots, N \quad (4.4)$$

J= 시간 축 지연

N=두 이산 신호의 주기

$$\|f\| = \sqrt{f_1^2 + f_2^2 + \dots + f_n^2} \quad (4.5)$$

위 식은 f의 norm으로 상관값의 범위는 [-1,1] 으로 표현 가능하다. 시간 축 에 있는 두 지연요소를 이산신호로 Cross-Correlation Function로 계산해 보면, 상관값 들의 분포를 관찰해 보면 두 신호가 유사한 시점에서 Peak 값을 나타낸다는 것을 알 수 있다. 특히, 두 신호의 이산 값이 거의 유사하며 지연요소만을 가진 경우에는 매우 큰 Peak 값을 관찰할 수 있다. 즉, 이러한 상관 값의 분포로부터 두신호의 유사성을 검출할 수 있다 [26]. 본 논문에서는 이러한 이론을 기반으로 디지털 Bandpass Filter를 통과한 신호의 유사성을 부여하여 거리를 정밀하게 측정 할 수 방법을 제안하고자 한다.

제 5 장 IR-UWB Radar 기반 고도측정 실험

5.1 IR-UWB Radar Module

본 실험에서 사용된 IR-UWB Radar 모듈은 Novelda 사의 NVA6201 칩이 실장되어 있는 NVA-R661 모듈을 이용하였다. NVA-R661 모듈은 MATLAB 을 통해 여러 옵션들을 설정하고, 이에 해당하는 파형을 송수신 및 동작을 수행한다. 여기서의 옵션이란, 주파수의 범위 등을 의미한다. NVA6201 칩에서는 거리에 따른 프레임 데이터를 수신한다. 여기서 프레임이란 레이더 칩에서 관측한 Sample의 모음을 의미한다. 1개의 Frame은 256개의 sample로 구성되며, 1개의 Frame 당 대략 1m의 거리를 나타낸다. 즉, 1개의 Sample 당 약 4mm의 분해능(Resolution)을 갖는다고 볼 수 있다.



그림 5.1 NVA-R661 Module

표 5.1 NVA6201 칩 특성 및 안테나 특성

Antenna	
Type	Sinusous
Frequency Range	6.0 - 8.5 GHz
Antenna Gain with Lens	6.7 dBi
Opening Angle with Lens	40° (V) × 35° (H)

NVA6201	
Parameter	Unit
Output Pulse Center Frequency	6.8 GHz
Bandwidth, -10dB	2.3 GHz
Mean Output Power	- 12.6 dBm
Pulse Repetition Frequency	100 MHz
Sampling rate	>39 Gs
Sample	256

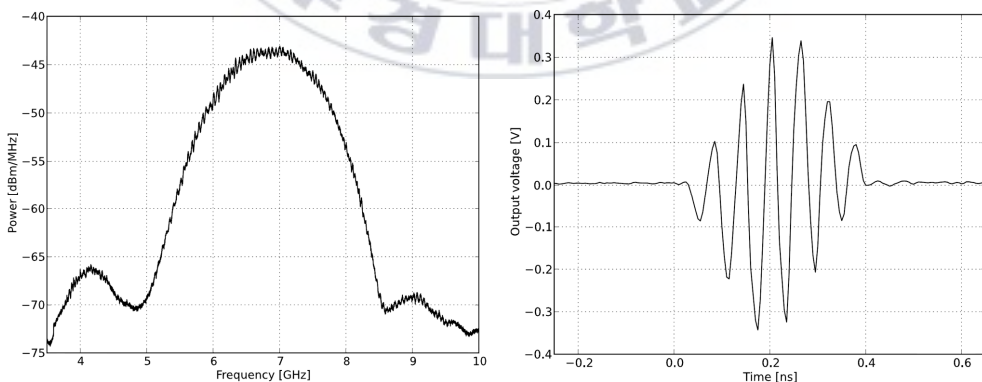


그림 5.2 NVA6201 칩 송신 신호

5.2 실험 환경 구성

본 연구에서는 무인기의 고도를 측정 할 수 있도록 무인기 하단부에 그림 5.3 와 같이 무인기에 IR-UWB Radar를 장착하여 실제 비행을 통해 실험을 수행하였다.



그림 5.3 IR-UWB 기반 무인기 고도측정

그림 5.4 와 같이 IR-UWB Radar 신호는 USB를 활용하여 유선으로 law data를 받아 MATLAB SIMULINK를 활용하여 신호처리 및 모니터링을 하였고, 비행제어 및 무인기 상태 모니터링은 Telemetry를 활용하여 무선으로 데이터 통신을 하여 실험하였다.

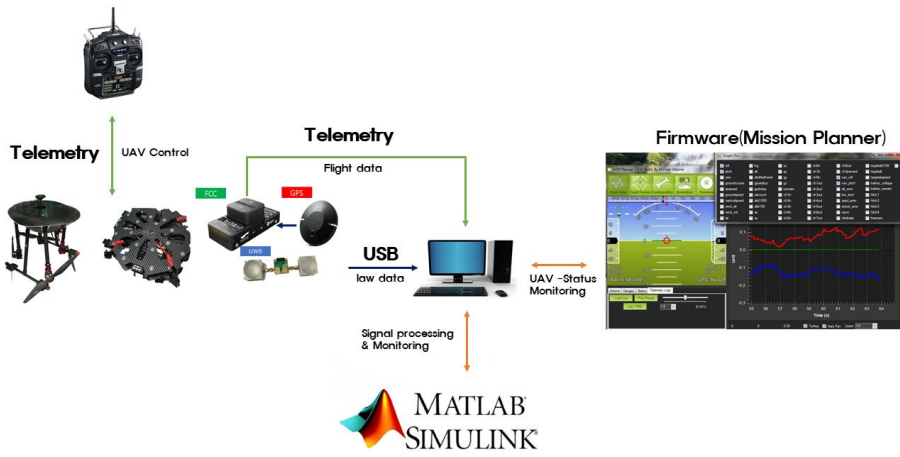


그림 5.4 시스템 구성도



그림 5.5 IR-UWB 무인기 장착 비행시험

5.3 IR-UWB Radar를 이용한 신호처리

본 실험에서는 위에서 언급했듯이 Low Data Signal 의 플로팅 성분 및 노이즈를 제거하기 위해 밴드패스 필터를 설계하여 플로팅 및 노이즈를 제거하였다. 하지만 이러한 플로팅 및 노이즈를 제거함으로 인해 물체에 따른 수신파형의 이득이 감소하게 된다. 그림 5.59의 실험결과와 같이 약 1m 정도의 고도측정은 Bandpass Filter 이외의 신호처리 없이도 육안으로도 쉽게 식별할 정도의 측정 감도를 보였다.

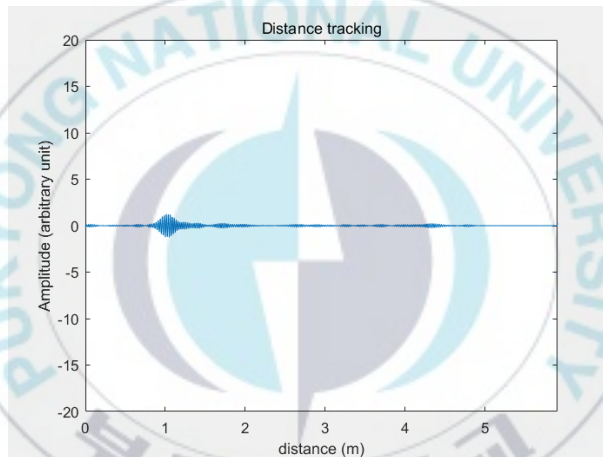


그림 5.6 고도 1m에서 측정된 출력 파형

본 논문에서는 이득감소로 인해 고도가 약 2m이상에서부터는 파형의 크기를 확인 할 수가 없다. 그래서 본 논문에서는 각 수신 데이터의 감도를 조정하여 반사파형을 확연하게 구분 및 분석이 용이하도록 신호를 처리하여 고도를 측정하는데 사용하였다. 아래의 그림 5.7 의 경우 약3m 지점에서 측정된 파형이다. 아래의 파형에서 확인 할 수 있듯이 약3m부근에서의 파형을 확인하기가 힘들다.

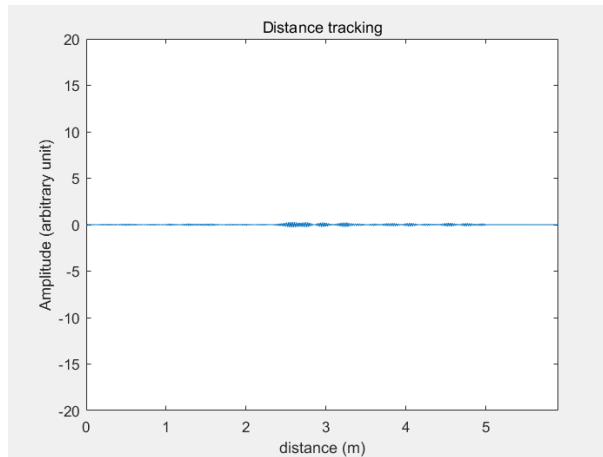


그림 5.7 고도 3m에서 측정된 출력 파형

하지만 그림 5.8 을 보면, 감도를 조정함으로써 약 3m 부근에서의 파형의 변화를 감지 할 수 있게 되며, 감도를 조정함으로써 3미터 뒤쪽의 노이즈도 같이 증폭되는 것을 확인 할 수가 있는데 이는 위에서 언급한 cross-correlation 를 이용하여 파형의 유사성으로 파형의 구분을 지었으며, 최대 피크치가 측정 파형보다 크지 않게 감도를 조정 하였다.

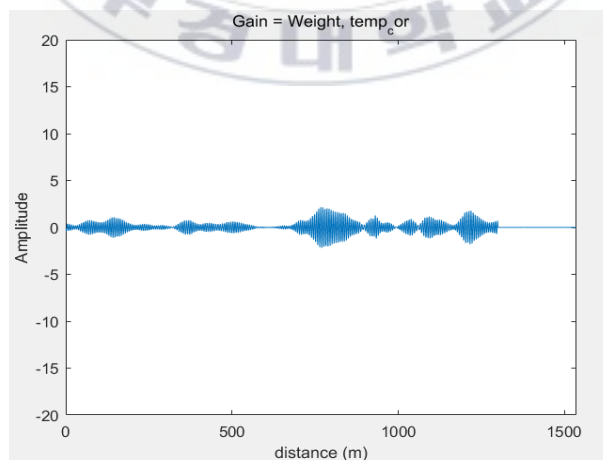


그림 5.8 감도조정을 통한 고도 3m의 측정 출력 파형

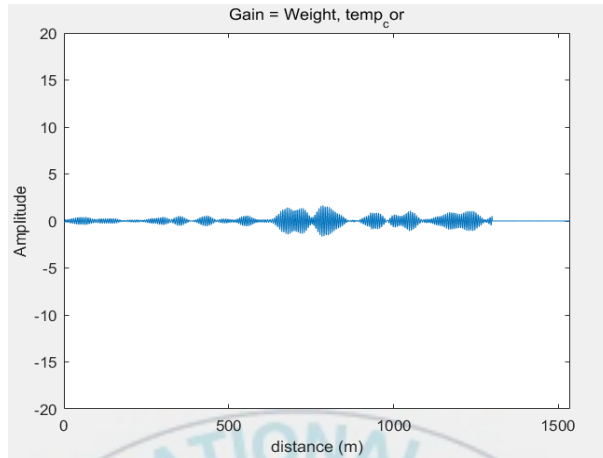


그림 5.9 감도조정에 실패한 출력 파형

하지만 이러한 감도조정을 제대로 하지 못할 경우 그림 5.9 과 같이 측정 위치와 노이즈의 크기가 유사하게 되는 것을 확인 할 수 있으며, 고도 측정 오차 발생 원인이 된다. 이는 실험을 통해 각 고도에 따른 감도를 실험값으로 조정해야 한다.

표 5.2 실험을 통한 고도 측정 값

NO.	실제고도(cm)	고도 측정값(cm)
1	10	9.8453
2	50	27.8051
3	100	78.8361
4	150	121.1213
5	200	177.2095
6	250	256.1314
7	300	312.0711
8	350	359.5417
9	400	410.9886
10	450	465.1389
11	500	512.4491

표 5.2 는 IR-UWB Radar 의 출력을 위에서 언급한 신호처리 기법을 통해 약 10cm ~ 5m 까지 약 50cm 단위로 측정된 값이다. 50cm 미만의 고도값은 Bandpass Filter, cross-correlation 기법만으로도 정밀하게 측정이 가능하며, 그 외의 10cm~ 5m까지의 측정값을 보면 측정오차가 크다는 것을 확인할 수 있었다.본 논문에서는 위와 같은 오차를 줄이기 위해 측정 데이터를 기반으로 2차, 3차 고도함수를 얻을 수 있었다. 이러한 고도함수를 이용하여 측정된 데이터는 표5.3, 5.4 와 같다.

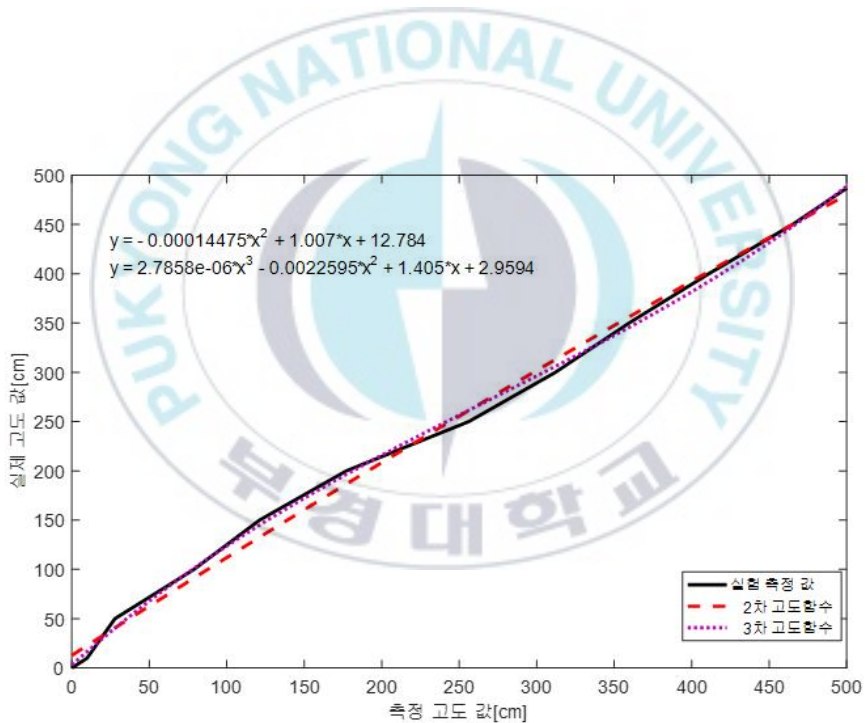


그림 5.10 표 5.2 를 기반으로 도출한 고도함수

표 5.3 2차 고도함수 실험값

실제 고도	고도 측정값	고도 함수 추정값	오차	실제 고도	고도 측정값	고도함수 추정값	오차
10	5.2351	18.0518	8.0518	260	269.5979	273.7482	13.7482
20	13.2564	26.1078	6.1078	270	276.9781	280.5962	10.5962
30	16.2351	29.0946	-0.9054	280	284.8172	287.8527	7.8527
40	19.5315	32.3970	-7.6030	290	298.9836	300.9211	10.9211
50	27.8051	40.6718	-9.3282	300	312.0711	312.9426	12.9426
60	40.7829	53.6116	-6.3884	310	320.6329	320.7802	10.7802
70	48.2451	61.0299	-8.9701	320	329.4167	328.7990	8.7990
80	56.9021	69.6157	-10.3843	330	336.4276	335.1833	5.1833
90	69.5417	82.1125	-7.8875	340	346.5037	344.3338	4.3338
100	78.8361	91.2723	-8.7277	350	359.5417	356.1306	6.1306
110	85.4063	97.7323	-12.2677	360	371.7164	367.1019	7.1019
120	95.6901	107.8185	-12.1815	370	381.3554	375.7576	5.7576
130	104.1232	116.0667	-13.9333	380	392.6803	385.8929	5.8929
140	110.8523	122.6335	-17.3665	390	399.6017	392.0690	2.0690
150	121.1213	132.6296	-17.3704	400	410.9886	402.1996	2.1996
160	133.0583	144.2110	-15.7890	410	423.614	413.3881	3.3881
170	146.7112	157.4066	-12.5934	420	432.8417	421.5364	1.5364
180	153.6441	164.0866	-15.9134	430	436.5397	424.7949	-5.2051
190	164.9332	174.9341	-15.0659	440	455.2847	441.2513	1.2513
200	177.2095	186.6884	-13.3116	450	465.1389	449.8616	-0.1384
210	202.754	211.0067	1.0067	460	461.2294	446.4490	-13.5510
220	208.5282	216.4776	-3.5224	470	466.8585	451.3613	-18.6387
230	235.5434	241.9454	11.9454	480	487.5056	469.3006	-10.6994
240	244.402	250.2506	10.2506	490	491.2083	472.5047	-17.4953
250	256.1314	261.2122	11.2122	500	512.4491	490.8083031	-9.1917

표 5.4 3차고도 함수 실험값

실제 고도	고도 측정값	고도 함수 추정값	오차	실제 고도	고도 측정값	고도함수 추정값	오차
10	5.2351	10.2532	0.2532	260	269.5979	272.1054	12.1054
20	13.2564	21.1941	1.1941	270	276.9781	277.9670	7.9670
30	16.2351	25.1861	-4.8139	280	284.8172	284.1999	4.1999
40	19.5315	29.5600	-10.4400	290	298.9836	295.5066	5.5066
50	27.8051	40.3386	-9.6614	300	312.0711	306.0366	6.0366
60	40.7829	56.6902	-3.3098	310	320.6329	312.9875	2.9875
70	48.2451	65.7974	-4.2026	320	329.4167	320.1828	0.1828
80	56.9021	76.1042	-3.8958	330	336.4276	325.9799	-4.0201
90	69.5417	90.6753	0.6753	340	346.5037	334.4080	-5.5920
100	78.8361	101.0460	1.0460	350	359.5417	345.5079	-4.4921
110	85.4063	108.2094	-1.7906	360	371.7164	356.1009	-3.8991
120	95.6901	119.1556	-0.8444	370	381.3554	364.6642	-5.3358
130	104.1232	127.9006	-2.0994	380	392.6803	374.9467	-5.0533
140	110.8523	134.7364	-5.2636	390	399.6017	381.3585	-8.6415
150	121.1213	144.9372	-5.0628	400	410.9886	392.1349	-7.8651
160	133.0583	156.4656	-3.5344	410	423.614	404.4407	-5.5593
170	146.7112	169.2519	-0.7481	420	432.8417	413.6912	-6.3088
180	153.6441	175.5946	-4.4054	430	436.5397	417.4625	-12.5375
190	164.9332	185.7244	-4.2756	440	455.2847	437.1810	-2.8190
200	177.2095	196.4860	-3.5140	450	465.1389	447.9755	-2.0245
210	202.754	218.1624	8.1624	460	461.2294	443.6560	-16.3440
220	208.5282	222.9500	2.9500	470	466.8585	449.8912	-20.1088
230	235.5434	244.9444	14.9444	480	487.5056	473.6749	-6.3251
240	244.402	252.0481	12.0481	490	491.2083	478.0994	-11.9006
250	256.1314	261.4033	11.4033	500	512.4491	504.4850	4.4850

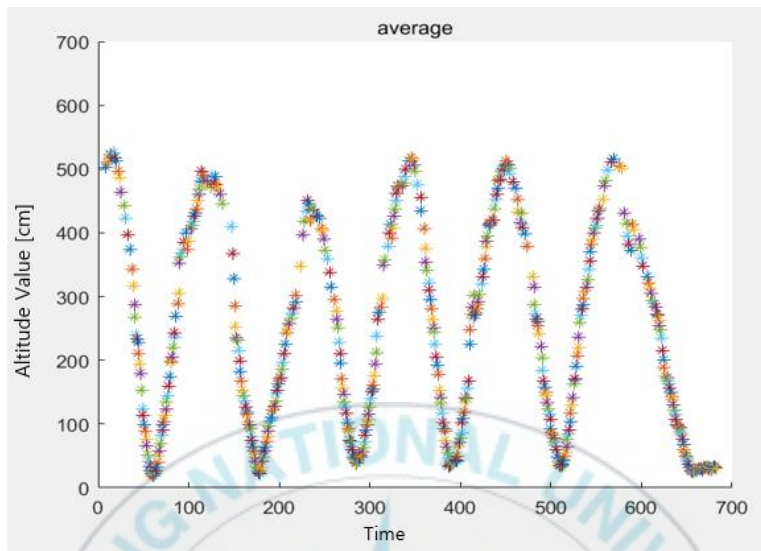


그림 5.11 무인기를 이용한 실시간 고도 측정 결과

그림 5.11 은 무인기에 IR-UWB를 장착하여 무인기의 로히터 모드 로 기체의 안정적인 자세 유지 상태에서 고도 약 10cm~ 5m 사이를 수직 상승 및 하강하며 실시간으로 고도를 5회 측정한 결과 값 이다. 10cm 미만 에서도 고도 측정이 가능하지만 큰 지면 효과로 기체가 안정적이지 않아 10cm까지만 반복 실험하였다. 위 실험결과에서 알 수 있듯이 실시간 으로 지면을 기준으로 약 10cm 정도까지의 안정적인 고도측정을 할 수 있음을 확인 할 수 있었다.

제 6 장 IR-UWB Radar 고도기반 착륙 실험



그림 6.1 실제 착륙실험 기체 중량

논문에서 연구주제로 잡은 MC-3의 기체(중량35Kg급)의 기체는 현재 개발 중에 있어 실제 실험은 그림 5.11 착륙실험에 사용한 기체 중량으로 IR-UWB Radar를 포함하면 약 1kg 정도의 무게로 실험하였다. 무인기의 수동 착륙은 난이도가 높아 파손가능성이 크다. 본 실험은 기체의 케이스를 제거하여 파손가능성 및 중량을 줄여 실험하였다. 실험 방법은 오차 범위가 큰 GPS의 고도값이 아닌 IR-UWB Radar로 측정된 고도값으로 착륙하는 실험을 하였다. 이 착륙에 필요한 양력을 조절하기 위해 Mission Planner의 서보 모터 구동 데이터 및 Throttle 상태를 모니터링 한 정보를 기반으로 조정기의 Throttle을 움직여 모터속도를 제어하였다. 그림 6.2, 6.3, 6.4은 Throttle 상태를 모니터링 한 결과이다.

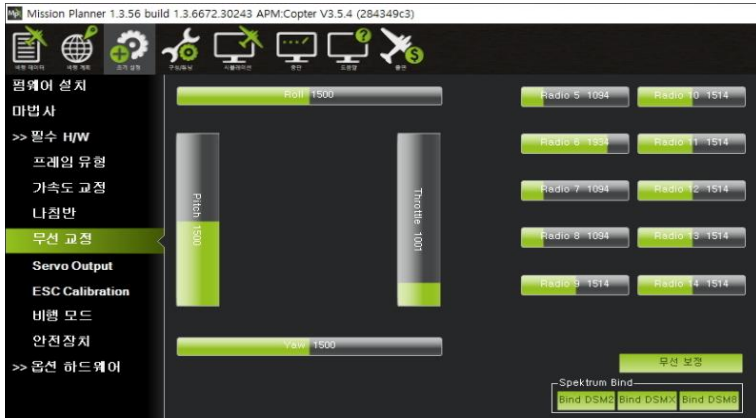


그림 6.2 Throttle 상태(0%)



그림 6.3 Throttle 상태(50%)



그림 6.4 Throttle 상태(100%)

그림 6.5, 6.6, 6.7, 6.8 은 기체의 상태에 따른 서보모터 출력 레벨을 모니터링 한 결과이다. 그림 6.5 는 이륙전이나, 착륙이후 기체가 안전하게 착륙해 있을 때의 서보모터 출력이며, 그림 6.6 는 기체가 들쭉 뜰쭉하며 완전하게 이륙하지 못하는 상태의 서보모터의 출력 상태이며, 그림 6.7은 무인기를 이륙하기에 적합한 양력을 발생시켜 호버링 이 가능하며 안정적으로 이륙상태를 유지 할 수 있을 때 의 서보모터 출력값 이다. 마지막으로 그림 6.8은 Throttle 을 100%로 까지 상승시켜 가장 빠른 속도로 수직 상승하며 이륙할 수 있는 상태의 서보모터 출력 레벨을 모니터링 한 결과이다.



그림 6.5 이륙하지 못하는 서보모터 출력



그림 6.6 이륙하기 직전의 서보모터 출력



그림 6.7 안정적으로 이륙 가능한 서보모터 출력

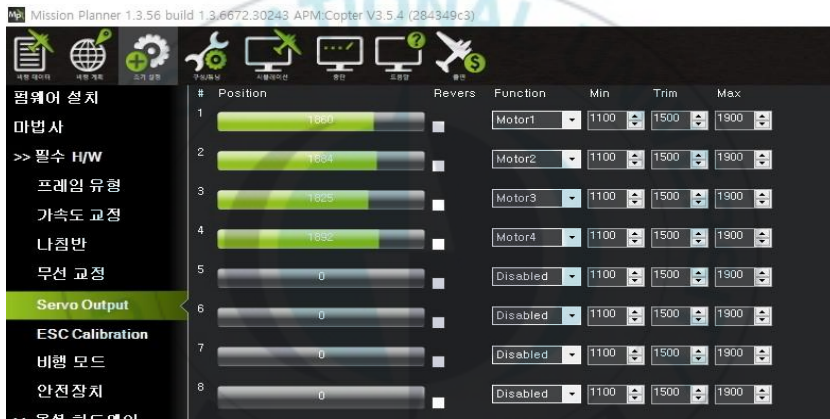


그림 6.8 최대속도로 이륙하는 서보모터 출력

표 6.1 무인기 이착륙 실험 데이터

서보모터 출력에 따른 무인기 상태 추정			
상태	서보모터 출력	Throttle 상태(%)	기체상태
1	1094~1450	0~35	착륙
2	1450~1500	0~45	이륙직전 및 하강
3	1500~1600	45~50	안정적인 이륙(호버링 가능)
4	1600~	50이상	고속이륙 및 상승

표 6.1은 이·착륙 데이터를 기반으로 서보모터 및 Throttle 상태를 통합한 데이터이다. 이 데이터를 기반으로 무인기의 모터를 제어하여 3회 착륙 실험을 하였다.

1.차 실험결과(3회)

- 50cm 고도에서 착륙 시도



그림 6.9 1차 착륙 실험 모터 출력

그림 6.9는 IR-UWB Radar 의 고도를 기반으로 무인기를 50cm 부근에서 서보모터 출력을 1500~1600 조정하여 호버링 후 서보모터 출력을 감소시켜 착륙 하는 실험을 총 3회 반복 실험하였다. 실험 결과 착륙 충격으로 무인기의 배터리 및 모터와 같은 무거운 장치를 지지하는 부위에 집중하중이 발생하여 파손됨을 을 확인 할 수 있었다.

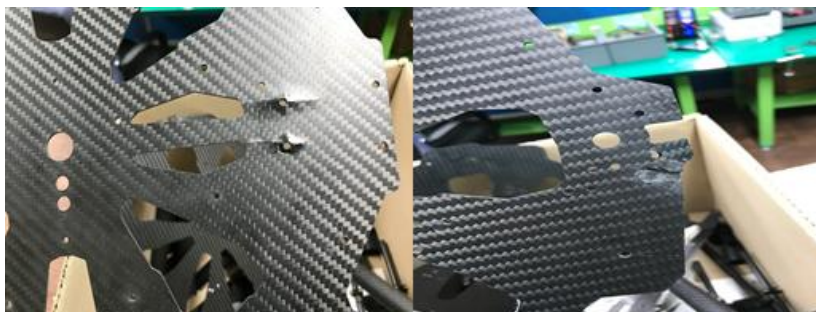


그림 6.10 기체 프레임 파손

2.차 실험결과(3회)

- 10cm 고도에서 착륙 시도



그림 6.11 기체 프레임 파손 부위 교체

1차 실험에서 파손된 부위의 부품을 교체하여 2차 실험을 진행하였다.

2차 실험은 1차 실험과 동일한 조건에서 고도를 10cm 로 내려서 3회 실험 하였다. 실험결과는 3회 실험을 한 후에도 기체에는 손상 없이 안전하게 착륙 할 수 있음을 확인 할 수 있었다. 실험결과로 보아 고도 10cm 까지 무인기의 자세제어를 한 후 착륙을 시도하면 안전하다는 것을 실험을 통해 알 수 있었다.



그림 6.12 2차 실험사진

2.차 실험결과(3회)

- MC-3 (35kg급) 무인기 착륙 시뮬레이션 그림2.2 와 같이 해상에서 특화임무장비를 장착하여 임무를 수행하는 MC-3 무인기의 경우 중량이 35kg으로 아직 무인기 현재 설계 중 이므로 ABAQUS Explicit Non-Linear을 활용하여 35KG 급 무인기를 10cm 에서 착륙 시켰을 때를 유한요소해석 시뮬레이션을 통해 안정성을 검증 하였다.

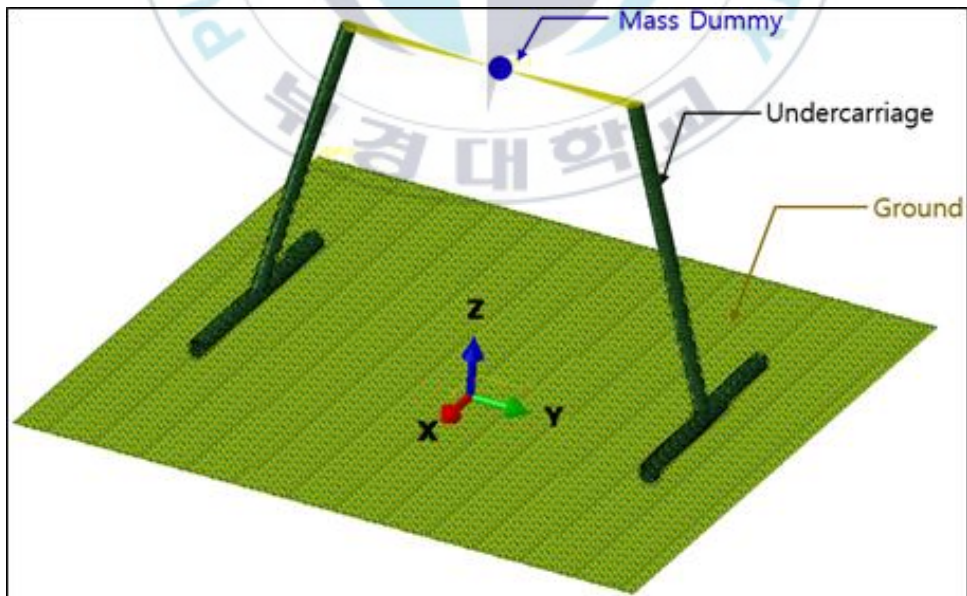


그림 6.13 유한요소해석(FEA) Model

표 6.2 ABAQUS Input Information

ABAQUS Explicit Non-Linear	
FEA Method	Dynamic,Explicit
Total Step Time[s]	0.08
Nlgeom	On
Mass Dummy[kg]	35
Element Type	Shell

그림 6.13 와 같이 MC-3와 같이 중형 무인기의 경우 중량이 크므로 충격력 흡수를 위한 스프링을 추가하여 구조 설계를 고려중에 있다. 시뮬레이션에 설계 조건을 반영해 스프링 상수 $K=5.1[N/mm]$ 를 추가하여 시뮬레이션 하였다.

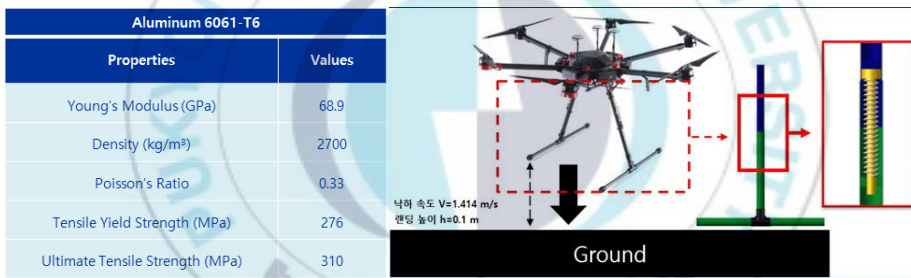


그림 6.14 시뮬레이션 Properties

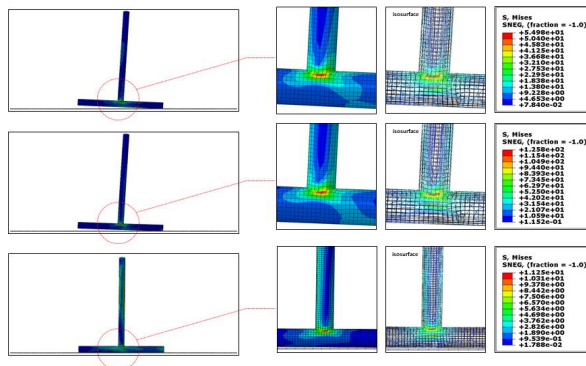


그림 6.15 시뮬레이션 결과

시뮬레이션 결과는 그림 6.13시뮬레이션 항복강도 276[MPa] 미만이어야 구조가 항복하지 않고 안전계수 1.5배를 적용한 126.4[Mpa] 미만으로 결과 값이 나와야지 안정성을 확보 할 수 있다. 그림 6.14 에 보이듯이 착륙 시 노치 부위에 집중적으로 하중이 발생함을 확인 할 수 있었으며, 표 6.3 시뮬레이션 결과최대 응력이 125.8[MPa] 로 MC-3 역시 고도 10cm에서 착륙을 시도 하여도 안전 하다는 것을 알 수 있었다.

표 6.3 시뮬레이션 결과

상태	시뮬레이션 결과[MPa]
지면에 닿는 순간의 응력	54.9
최대 응력	125.8
지면에 완전히 착륙 했을 때의 응력	11.5

제 7 장 결 론

본 논문에서는 IR-UWB Radar를 이용하여 지면에서 반사되어 돌아오는 신호의 크기나 형태, 주파수 특성을 이용하여 무인기의 고도를 측정하는 실험을 진행하였다. 먼저 레이더에 수신되는 Low data를 FIR 밴드패스 필터를 설계하여 통과하게 함으로써 5~8GHz 대역만의 신호를 추출하였다. 이를 통해 플로팅 성분 및 노이즈 제거 할 수 있었다. 또한 2 m 이상의 고도 부근에서는 감도 조정을 통해 파형의 변화를 감지하였고 감도 조정으로 생성된 노이즈는 cross-correlation을 이용하여 파형의 유사성 활용한 파형구분을 지었으며, 피크치가 측정 파형보다 크지 않게 감도를 조정하여 해결할 수 있었다. IR-UWB Radar의 출력을 위에서 언급한 신호처리 기법을 통해 약 10cm ~ 5m 까지 약 50cm 단위로 측정 하였으며, 이 측정값으로 2차 고도함수 및 3차 고도함수를 만들어 오차를 줄일 수 있었다. 실험결과는 예상과 같이 2차 고도함수에 비해 3차 고도함수를 활용한 데이터의 오차가 더 적었고 센티미터 단위의 정밀한 고도측정이 가능하다는 것을 확인 할 수 있었다. 본 논문에서는 앞에서 언급한 IR-UWB Radar의 고도 데이터를 기반으로 무인기 착륙의 안정성 확인하기 위해 Mission Planner의 무인기의 상태별 Throttle 및 서보모터 출력 데이터를 실시간으로 모니터링 하며 이·착륙을 반복 수행 하여 기체의 상태별 Throttle 및 서보모터 출력 데이터를 확보 하였고 이를 기반으로 IR-UWB Radar의 고도 데이터로 1차고도 50cm에서 착륙 시도, 2차고도 10cm 착륙시도, 3차 35KG급 무인기 10cm 착륙시물레이션을 통해 안정성을 검증하였다. 이를 통해 고도 10cm 까지 고도에 맞는 모터 속도제어를 하여 착륙 하면 안전하다는 것을 확인 하였다.

본 논문에서는 IR-UWB Radar 의 성능의 일부만을 활용하여 고도측정을 하는 기초연구를 하였다. 그 밖에도 IR-UWB Radar는 물체 물체성질 분류, 생체인식, 투가성 등 활용적인 측면에서 우수한 특징을 가지고 있다. 이러한 연구가 지속적으로 연구된다면, 급속성장하고 있는 무인기 시장 및 PAV 시장에서 활용성뿐만 아니라 차세대 기술로 주목받을 것으로 예상된다.



참 고 문 헌

- [1] S. E. Oh, “Drone Technology Development Trends and Corporate Responses”, KESSIA ISSUE REPORT, Aug. 2016.
- [2] J. S. Kim, H. J. Ju and I. W. Kim, “The Procedures of Multicopter System Development(1) : Basic Theory and System Integration”, The Journal of Aerospace Industry 82, pp. 64-87, April 2016.
- [3]K. T. Kim, M. S. Park, D. W. Park and S. H. Park, “The Concept of Operations of the Multicopter UAVs for Disaster and Public Safety - Based on Mission Scenarios”, Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, vol. 15, no. 2, pp. 84-96, Dec. 2017.
- [4] S. B. Kim and M. S. Park, “The Investigation on the Development of the Disaster Safety Multicopter and Current State of Emergency Service Multicopter”, The Conference Abstract of Aeronautical and Space Sciences, pp. 770-771, Nov. 2017.
- [5] W. J. Kim, S. J. Ha, S. H. Yoon and Y. G. Kim, “A Study on the Safety Landing of Drones for Detection of Traffic Violation”, Korean Institute of Information Scientists and Engineers, pp. 2152-2154, Dec. 2017.
- [6] Y. S. Kang, “Personal Air Vehicle Technology Trends”
<http://e-policy.kari.re.kr>, Jun. 2017.
- [7] G. B. Kim, S.H. Song and K. J Yoon, “Design and Fabrication of Multi-rotor system for Vision based Autonomous Landing”, The Journal of the Institute of Internet Broadcasting and

Communication, vol. 12, no. 6, Dec. 2012.

- [8] P. J. Kim and H. J. Kim, "Design of an Image-Based Quadrotor Controller for Automatic Landing on Shipboard", The Conference Abstract of Aeronautical and Space Sciences, pp. 442-446, Nov. 2013.
- [9] S. H. Back, H. G. Yoon, B. C. Kang and C. Y. Park, "Design of GPS, barometer sensor, infrared sensor used stable landing system for drone(quadcopter)", KSMTE Annual Autumn Conference, pp. 282-282, Oct. 2015.
- [10] S. G. Park, "A drone pilot who is good at falling?," <http://it.chosun.com/news/article.html?no=2823911>, Sept. 2016.
- [11] J. H. KIM, H. S. KIM and S. H. Cho, "A Ranging Algorithm for IR-UWB in Multi-Path Environment Using Gamma Distribution", The Journal of The Korean Institute of Communication Sciences, pp. 146-153, Feb.2013.
- [12] 양현수, 이동준, "드론 비행제어 및 상태추정 기초", The Journal of The Korean Institute of Communication Sciences, pp. 86-92, Jan.2016.
- [13] S. H. Lee, "A Study on Dual Installation & Operation of Radar Altimeter for UAV", The Conference Abstract of Aeronautical and Space Sciences, pp. 732-735, Apr.2010.
- [14] K. T. Kim, M. S. Park, S. W. Park and S. H. Park, " The Concept of Operations of the Multicopter UAVs for Disaster and Public Safety - Based on Mission Scenarios", Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, pp. 84-96, Dec.2017.

- [15] C. S. Yoo, A. Cho, B. J. Park and Y. S. Kang, "Trade-Off Study of Shipboard Landing of Vertical Take-off and Landing Aircraft", Aerospace Engineering and Technology, pp.10-21, Oct.2013.
- [16] 백승현, 윤한기, 강봉철, 박창용, "GPS, 기압센서, 적외선센서를 이용한 드론의 안정적인 자동 착륙기능 개발", 한국생산제조학회 학술발표대회 논문집, pp. 282-282, Oct.2015.
- [17] K. Y. Kim, G. G. Kim and T. K. Kim, "An Implementation of UWB IR System for Long Distance and High-precision Localization", Journal of the Korean Institute of Illuminating and Electrical Installation Engineers, pp. 87-95, Jan.2016.
- [18] 윤두영, 전수연 "UWB 기술 개요 및 주파수 정책 동향" 정보통신정책 제 18권 13호 통권 397호
- [19] H. J. Kim, J. B. Park and J. Y. Pyun, "Human Detection and Ranging System Using IR-UWB Radar", Journal of Korean Institute of Information Technology, pp. 1-10, May.2015.
- [20] 이창은, 성태경 "UWB 측위 기술 소개 및 기술 동향", The Journal of The Korean Institute of Communication Sciences, pp.33-38, Mar.2017.
- [21] D.H Lee, "A Study on Object Recognition of IR-UWB Radar Using Artificial Intelligence", Department of Control &Instrumentation Engineering Graduate School of Pukyong National University", Aug.2017.
- [22] M. H. Choi, "A Study on 3D position measurement using IR-UWB radar", Department of Control &Instrumentation

Engineering Graduate School of Pukyong National University”,Feb.2017.

- [23] K. Y. Kim, G. G. Kim, T. K. Kim. “An Implementation of UWB IR System for Long Distance and High-precision Localization” Journal of the Korean Institute of Illuminating and Electrical Installation Engineers, pp. 87-95, Jan.2016.
- [24] Nuno Paulino, Joao Goes and Adolfo Steiger Garcao, “Low PowerUWB CMOS Radar Sensors”, Springer, 2008.
- [25] 박호중, 심동규, 유지상, “디지털 신호 처리”, 생능출판사, Aug.2009
- [26] J. J Park, Y. Y. Yang, “Fingerprint Verification using Cross-Correlation Function”, The Institute of Electronics Engineers of Korea - Signal Processing, pp.22-29, Jul.2003.

