

# GPS와 영상 센서를 이용한 무인항공기 Data Link를 위한 추적 안테나 시스템 개발

## I. 서론

무인 항공기 시스템의 지속적인 요구와 더불어 무인 항공기 시스템의 통신체계에 대한 관심 또한 증대되고 있다. 이에 보다 안정적이고 정확한 임무 데이터를 확보하기 위한 통신체계시스템에 대한 관심은 통신체계에서 중추적인 역할을 맡고 있는 안테나에 대한 관심으로 옮겨가고 있다. 또한 안정적인 데이터 수집을 위한 추적 안테나의 필요성이 증대되고 있으며, 그에 따른 고성능의 추적 안테나를 요구하게 되었다. 특히 원거리 안테나의 경우 지향성 안테나의 방향의 변화가 크지 않지만 근거리로 바뀌면 안테나의 지향 방향의 변화가 커지게 된다. 즉 근거리 추적 안테나는 기존의 특성과 확연히 구분되기 때문에 그에 맞는 안테나 시스템의 구성이 요구된다.

### 1. 무인 항공기 시스템

현대적인 무인 항공기 시스템(무인비행체, 임무탑재장비, 무선 Data Link 및 지상통제)은 1960년대 월남전의 정찰용 무인기를 시작으로 중동 전쟁에서 기만기(decoy)의 군사적 필요성이 인식되어 군사 목적의 정찰/감시용으로 전술 무인기가 개발되었다. 2002년, 제인(Jane's) 연감에 수록된 무인기 기종만 400여종 이상으로 탑재 센서, 무선 정보통신 등 관련 기술의 발전에 따라 급격한 발전이 이루어지고 있다. 1970~80년대 무인 비행체 시스템이 주로 정찰용, 감시용으로 한정적인데 반해 1990년대에 접어들면서 민수분야의 실용화 단계에 접어들고 있다. 현재는 고성능 무인 항공기 시스템의 실증과 산업화 단계에 접어들고 있으며, 더불어 요구 임무의 증가로 다양한 탑재장비(고해상도 전자 광학장비, 레이더 영상장비, 신호 정보 수집 장비 등)를 요구하고 있으며, 또한 초소형 무인 항공기 시스템 개발도 이루어지고 있다.

그림 1.1-1은 일반적인 무인 항공기 시스템을 전반적으로 나타내고 있다. 무인 항공기 시스템은 크게 무인 항공기 기체, GCS (Ground Control System), 통신 체계로 구분할 수 있다. 이 중에서도 통신 체계는 데이터 수집과 직결된다. 데이터 수집은 안테나를 중심으로 하고 있으며, 안테나의 성능은 곧 임무 수행을 결정짓게 된다. 무인 항공기의 임무장비가 늘어남에 따라 정보 획득량 또한 증가하므로 데이터 수집은 무엇보다 우선시 되어야 한다. [1.1-1]

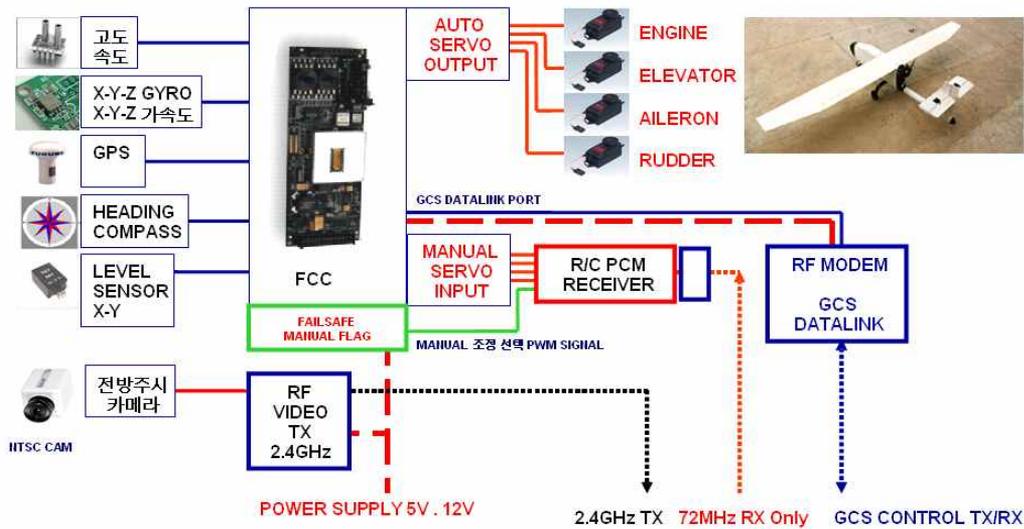


그림 1.1-1 무인 항공기 시스템 개념도

## 2. 추적 안테나 시스템

이동 무선 통신은 항공기나 선박 자동차와 같이 움직이고 있는 이동체와 정보를 주고 받는 무선 통신을 뜻한다. 이것은 기존의 고정좌표에서의 양방향 통신과는 달리 이동체 움직임에 대한 안테나 위치 안정화 장치, 이동체간 신호 적합 추적, 이동체에 적합한 조건, 전파 전달의 조건, 통신시스템에 요구되는 조건, 환경조건 등, 서로 관련되는 사항을 총체적으로 고려하여 설계된다. 미국, 일본, 유럽 등의 선진 각국 연구소는 1980년부터 위성 이동통신, 디지털 위성방송 서비스, 위성 통신 및 기타 위성 이동 서비스 분야의 핵심요소 기술로서 능동 안테나 시스템 개발에 집중 투자하여 기술을 선점하고자 하고 있다. 이들 연구에서 상용화를 위한 연구의 경우, 정지위성 수신전용 서비스를 위한 상용화 시스템 또는 실험용 이동체 위성 통신 서비스의 능동 안테나 개발이 일반적이며, 특히 경제성 및 시장성을 고려하는 경우 위성방송 수신용 능동 안테나 기술이 연구되고 있다. 그림 1.2-1에 안테나 시스템의 예를 나타내었다.

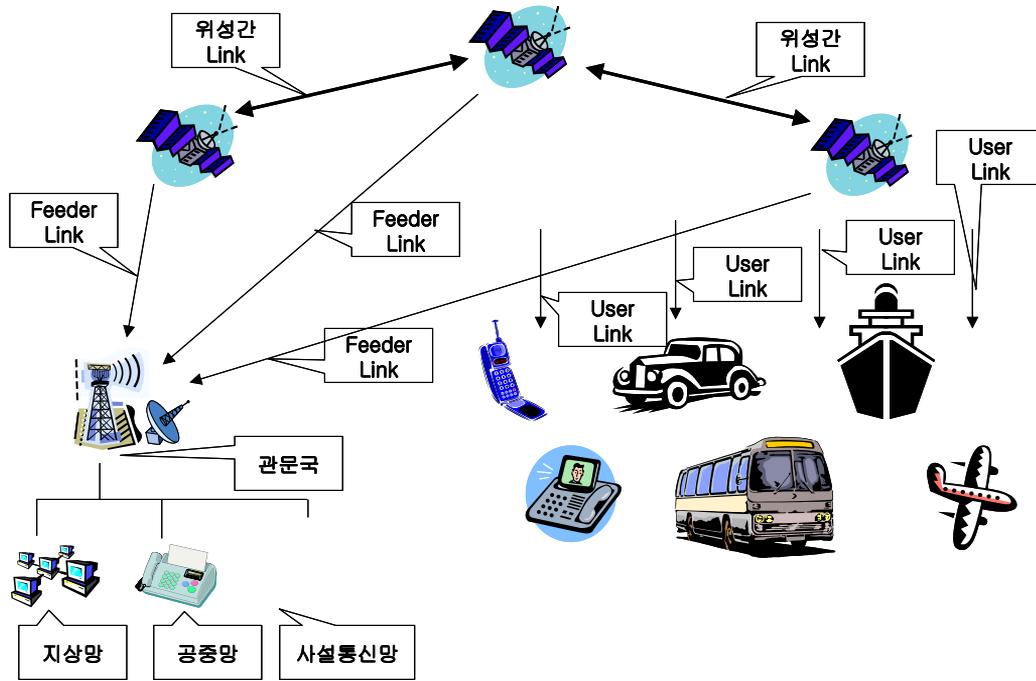


그림 1.2-1 안테나 시스템의 활용 예

### 3. 무인 항공기 추적 안테나

시간이 지남에 따라 무인 항공기 시스템의 영역은 광범위 해지고 전문화 되어가고 있다. 이러한 무인 항공기 시스템에서 무엇보다 중요한 사항은 정보 획득이다. 무인 항공기의 목표가 주로 정찰 및 감시이므로 그에 따른 데이터를 지상관제 시스템으로 전송해야 한다. 그러한 통신체계의 핵심은 정보를 전달받는 안테나에 달려 있다고 할 수 있기 때문에 안테나의 성능이 정보 획득과 직접적인 관계를 가진다고 할 수 있다.

그러나 실제 사용되는 안테나의 대부분이 위성방송을 위한 인공위성 추적 안테나이다. 원거리 안테나인 인공위성 추적 안테나는 적은 움직임으로 인공위성을 지향할 수 있으며, 지향하기 위한 구동 속도 또한 빠르지 않다. 그렇기 때문에 인공위성 추적 안테나는 인공위성으로부터 나오는 전파수신강도를 이용하여 안테나를 지향한다. 이러한 추적 안테나는 추적 환경 조건이 다른 무인 항공기용으로 사용되기에는 무리가 있다.

현재 쓰이고 있는 전파수신강도 세기를 이용하는 방식의 안테나는 비콘 신호가 최대 수신되는 곳을 안테나의 지향각으로 하며, 안테나를 회전축에 대하여 연속적이거나 단계별로 방향을 바꾸어 가며 전파수신강도를 측정한다. 이를 단계 추적(Step-track) 또는 언덕 등반(Hill-climbing) 방법이라 한다.

이동체에 대한 안테나의 추적 방식으로 이동체와 안테나 사이의 위치에 대한 정보를 이용하여 안테나의 지향각을 결정하는 방식이 있다. 안테나의 추적에 이동체의 위치정보를 이용하는 경우 다른 환경적 요소에 의한 오류를 최소화 시킬 수 있으며, 안테나와 이동체 사이의 정확한 좌표를 알고 있다면 안테나의 지향각은 더욱 정밀해진다. 그림 1.3-1은 안테나와 이동체 간의 위치정보를 이용한 안테나 지향을 나타내고 있다.

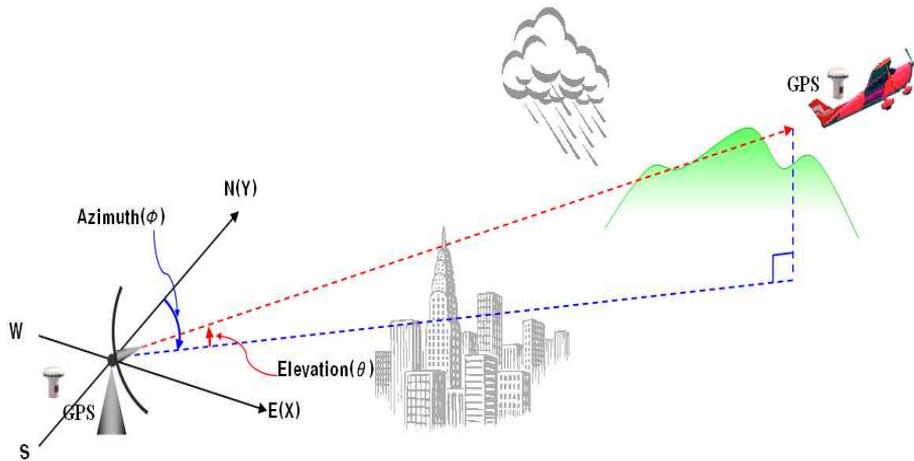


그림 1.3-1 위치정보를 이용한 직접적 계산에 의한 안테나 지향

이동체와 안테나의 위치를 측정하는데 쓰이는 방식은 여러 가지가 있겠으나 미국의 NAVSTAR 위성이 제공하는 GPS 서비스가 90년대 이후 보편화 되고 있다. GPS의 경우 1980년대 GPS 서비스가 시작되었을 당시 미국에서 GPS의 군사적 사용을 방지하기 위해 GPS 신호의 시간에 대한 노이즈인 SA (Selective Availability)를 섞어 내보내어 그 오차는 최대 70m에 이르렀으나 걸프전 이후인 2000년 GPS 신호에 SA가 영구적으로 해체되어 GPS의 정확도가 높아지면서 일반에 널리 이용되고 있다. 두 개의 GPS를 이용하여 오차를 보정하면 그 정확도는 더욱 높아지기 때문에 현재 국내에서도 전국에 DGPS (Differential Global Positioning System) 기지국을 설치하여 오차가 작은 위치정보 서비스를 제공하고 있으며 비슷한 방법인 RTK (Real Time Kinematics)를 이용하는 사용자도 있다.

위성항법 기술은 미국과 러시아에서 주도적으로 이루어져 왔으나 적용범위가 넓어지고 시장성이 확장되면서 EU와 ESA가 공동으로 추진하는 민간주도의 위성항법 서비스가 시도되고 있다. 이러한 시장성과 경쟁으로 위성항법 시스템은 더욱 발달할 것으로 예상되며 그에 따라 오차도 더욱 줄어들 것이다.

이동체와 안테나 사이의 Data-Link가 유지되고 이동체의 위치를 안테나에서 수신했을 때 이동체와 안테나 사이의 기하학적인 위치로부터 안테나의 지향각을 결정할 수 있다. 이때 얻어진 전파의 수신강도는 환경이나 다른 요인으로 인해 최대가 아닐 수는 있지만, 안테나의 지향각은 항상 이동체를 향하므로 추적에 실패할 확률이 낮다. 또한 무인 항공기의 경우 GPS와 INS를 이용하여 자신의 위치와 상태를 항상 GCS로 전송하기 때문에 추가 장비 없이 추적 안테나 시스템을 구성할 수 있다.

그러한 면에서 위치정보를 이용한 추적 안테나는 무인 항공기용으로 사용하기에 유리하다. 그러나 아직은 GPS의 오차가 무시할 수 없을 정도이며, 특히 고도에 관해서는 위도 경도 오차에 비하여 큰 오차를 수반한다. 이러한 점은 근접거리에서 안테나의 지향각 오차를 발생시킬 수 있다. 물론 DGPS나 RTK를 사용하거나 성능이 좋은 GPS수신기를 사용하면 오차를 많이 줄일 수 있으나 그러한 성능에 비하여 매우 높은 가격을 지불해야 한다. 이러한 근접거리의 오차를 줄이고 정확도를 높이는 방법 중의 하나로 영상 센서를 이용할 수 있다.

## 4. 연구 목적 및 연구 내용

### 1) 연구 목적

근거리에서 운용되는 무인 항공기 시스템에서는 무지향성 안테나, 또는 신호강도 (AGC)를 이용하는 지향성 추적 안테나를 사용한다. 무지향성 안테나의 경우 신호가 약하게 들어오고, 신호강도를 이용한 추적 안테나의 경우는 근거리 비행에서 좋은 추적 성능을 가지지 못한다. 이에 GPS를 이용한 방식으로 그러한 두 가지 단점을 보완하고자 한다.

그러나 GPS의 경우 고도에 대한 오차 값과 GPS의 자료 갱신 속도가 제한적인 문제점을 가진다. 이에 대한 문제점을 영상 센서를 이용하여 영상처리와 칼만 필터를 이용하여 해결하고자 한다. 물론 고성능의 GPS가 이미 시중에 나와 있으나 성능이 높아질수록 높은 가격대를 이루고 있다. 영상 센서를 이용하면, 저렴한 가격으로도 고가의 GPS와 비슷한 성능을 나타내게 할 수 있다. 본 논문에서는 GPS와 영상 센서를 이용하여 저렴한 고 고성능의 근접 무인 항공기용 추적 안테나 시스템을 설계/제작하고자 한다.

### 2) 연구 내용

본 논문에서는 근접 무인 항공기용 추적 안테나 시스템을 크게 2가지 단계로 나누어 접근하였다. 첫 번째는 안테나 시스템에서 GPS를 이용하여 목표물과 안테나의 위치를 파악하는 방법이다. 두 번째는 GPS를 통하여 추적된 범위 내에서 영상 센서를 이용하여 화면에 들어온 목표물의 위치를 칼만 필터를 통하여 구체적으로 산출해 내게 된다. 각 분야별에 따른 내용은 다음과 같다.

- GPS 기반 추적 안테나 시스템
  - 이동체 추적 알고리즘 개발
  - On Board용 Embedded System 모델링
  - On Board용 Embedded System 시험 및 성능평가
  - GPS 시험 및 성능평가
  - Serial 통신 시험 및 안정성 테스트
  
- 칼만 필터를 이용한 영상 추적 시스템
  - 영상 이진화를 이용한 특징점 추출기법
  - 칼만 필터
  - 카메라 영상 모니터링 프로그램 개발

이상의 내용을 통합하여 시스템을 구축하면 그림 1.4-1과 같다. 목표물의 GPS와 안테나의 GPS값을 이용하여 목표물 방향으로 안테나를 지향한다. 이 때 영상 센서를 기반으로 특징점 추출 기법과 칼만 필터를 이용하여 안테나의 현 상태와 목표물의 상태를 비교한 후, 그에 따른 에러 값을 보정하여 안테나의 지향성을 더욱 정확하게 한다.

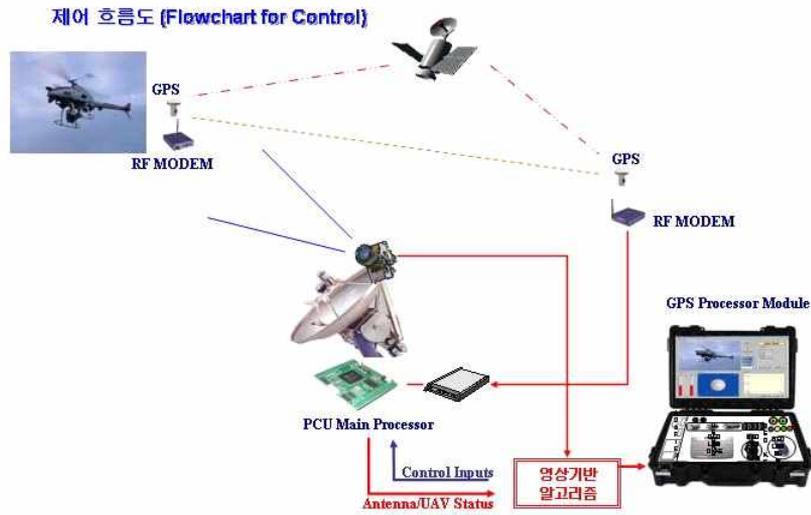


그림 1.4-1 GPS와 영상 센서를 이용한 추적 안테나 시스템

## II. 본론

### 1. 추적 안테나 시스템

선박과 같은 이동체에 설치되는 안테나 시스템은 일반적으로 ACU(Antenna Control Unit), CU(Pedestal Control Unit), SAP(Stabilized Antenna Pedestal)의 3부분으로 구성되는데 ACU는 대상 이동체의 위치를 계산하여 SAP의 방위각(Azimuth)과 고도각(Elevation) 제어 명령을 PCU에 전달하여 SAP를 제어한다. SAP는 안테나의 방위각과 고도각을 직접 제어하여 이동체를 지향하는 기계적인 부분이고, PCU는 ACU로부터 받은 방위각과 고도각 값을 이용하여 SAP를 제어한다.

본 연구에서는 ACU와 PCU를 구분하여 사용하지 않으며 안테나가 지상에 설치되므로 SAP를 필요로 하지 않는다. 본 시스템은 그림 2.1-1에서 보는 것과 같이 무인기와 안테나의 좌표를 수신 받아 처리하는 GPS 처리모듈과 안테나의 지향각을 계산하고 안테나 구동계를 제어하는 PCU로 이루어져 있다.[2.1-1][2.1-2][2.1-3]

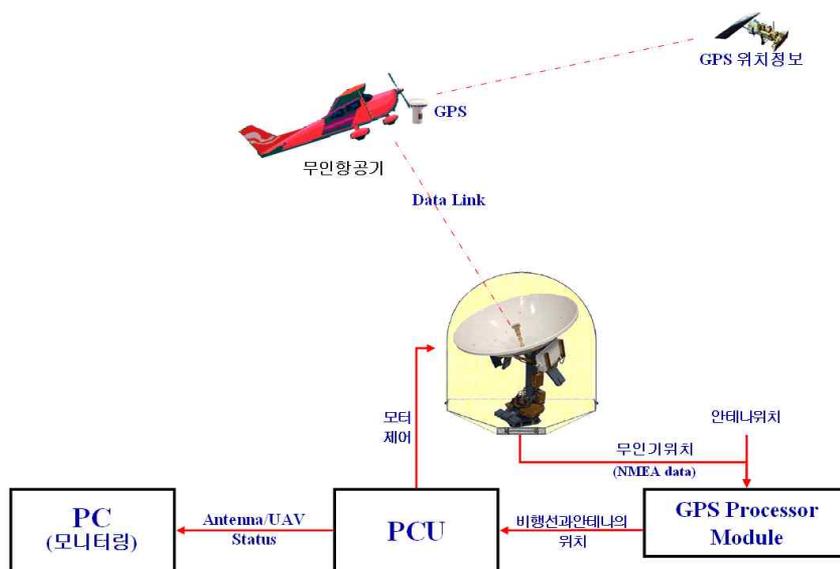


그림 2.1-1 추적안테나시스템

일반적으로 GPS에서 출력하는 위치정보는 WGS84 경위도 좌표계로서 영국의 동쪽과 서쪽으로 180° 적도에서 남북으로 90° 로 나누어져 있고 도, 분(degree, minute:°, ')을 사용하여 표현된다. 지구의 구면에 의한 외곡을 무시할 수 있을 정도의 범위에서 사용할 경우 직교좌표계로 변환하여 사용하는 것이 일반적이다. 경위도 좌표계를 직교좌표계로 변환하기 위해서는 지구투영식을 사용하지만 본 실험에서는 컨트롤러의 부하를 줄이기 위해 복잡한 지구의 타원체에 대한 투영식을 사용하지 않고 안테나가 설치된 지점을 중심으로 동쪽을 X, 북쪽을 Y로 놓고 그림 2.1-3에서 보이는 안테나와 이동체 사이의 기하학적 위치관계로부터 식 (2.1-3)과 식 (2.1-4)를 유도하여 지향각을 결정하도록 하였

다.

$$\Delta X = r_V \cosl(\Delta Longitude \times \pi/180^\circ) \quad (2.1-1)$$

$$\Delta Y = r_V(\Delta Latitude \times \pi/180^\circ) \quad (2.1-2)$$

$$a = \tan^{-1}\left(\frac{\cosl(\Delta Lon \times Scaler)}{\Delta Lat \times Scaler}\right) \quad (2.1-3)$$

$$E = \tan^{-1}\left(\frac{(h_V - h_A) \times 180^\circ}{\pi \sqrt{(r_A \cosl \Delta Lon)^2 + (r_A \cosl \Delta Lat)^2}}\right) \quad (2.1-4)$$

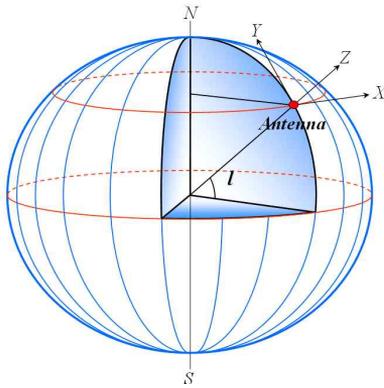


그림 2.1-2 위치계산에 사용된 좌표계

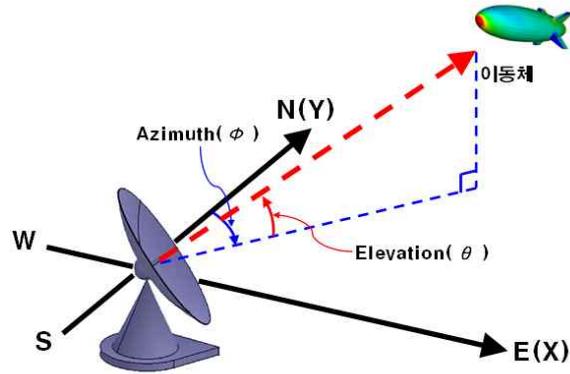


그림 2.1-3 안테나의 지향각

안테나의 컨트롤러는 3개의 파트로 구성되어있다. 이동국과 안테나의 GPS 정보를 전달받아 PCU에서 안테나의 지향각의 계산에 필요한 정보를 넘기는 GPS Process Module과 GPS Process Module로부터 받은 이동체와 안테나의 GPS좌표를 이용하여 지향각을 계산하고 모터 구동 명령을 만들어내는 PCU 그리고 PCU로부터 받은 명령으로부터 안테나의 모터를 구동시키는 Motor driver로 이루어져 있다.

안테나 제어를 위한 모터의 제어기로 PID 제어법칙을 사용하였으며 모터의 속도의 변화량을 제어입력으로 사용하여 스테핑 모터를 구동하였다. 식(2.1-5)와 식(2.1-6)에서  $e$ 는 오차,  $\psi_{cal}$ 은 계산된 안테나의 지향각,  $\psi_{ant}$ 는 안테나의 지향각,  $n$ 은 양의 정수를 나타내며  $T$ 는 샘플링 시간이다.

$$e(nT) = \psi_{cal}(nT) - \psi_{ant}(nT) \quad (2.1-5)$$

$$dv(nT) = K_i e(nT) + K_p \dot{e}(nT) + K_d \ddot{e}(nT) \quad (2.1-6)$$

PID 제어기의 이득은 시스템 모델링을 구하여 해석적으로 얻을 수도 있지만 시스템의 모델링이 이루어지지 않은 경우 여러 차례의 시험을 통해 이득을 정할 수 있다. 추적 실험에 사용한 PID 제어기의 이득 역시 수차례의 시험을 통해 얻었다.

## 2. GPS 기반 추적 안테나 시스템 실험 및 결과

그림 2.2-1에서 오른쪽 그림에 보이는 Super-Frontier는 비행시험에서 이동국으로 사용된 무인항공기이다. 실험에 사용된 무인 항공기의 비행속도는 최대 25m/s로 약 90km/h 정도의 비교적 빠른 속도를 가진다.



그림 2.2-1 안테나 시스템과 실험에 사용한 GPS가 설치된 무인 항공기(Frontier 40)

이동국으로 무인 항공기를 사용하며 무인 항공기에는 GPS수신기와 RF data- modem이 설치되었다. 안테나의 추적 성능을 확인하기 위하여 그림 2.2-2와 같이 planar 안테나 면에 카메라를 설치하여 안테나의 지향방향이 카메라의 영상에 기록되도록 하였다.

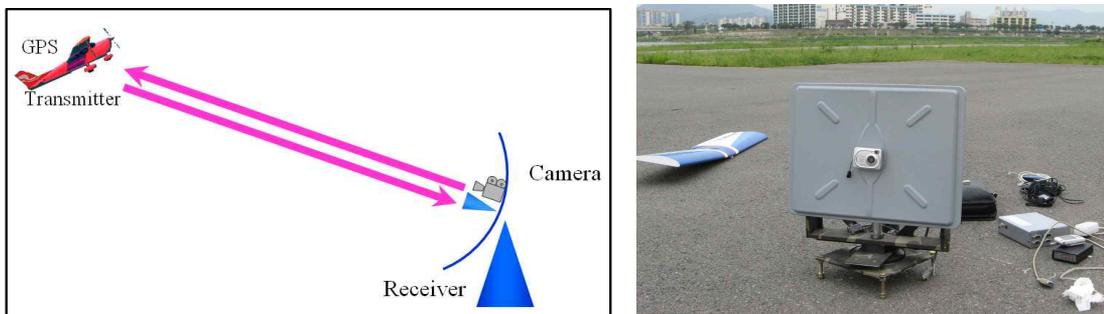


그림 2.2-2 안테나에 설치된 카메라

비행시험을 하기 전에 지상에서 그 작동을 확인해 볼 필요가 있다. 본 실험에서 시험자가 안테나로부터 떨어져 시계방향으로 이동하면서 안테나의 거동을 살폈다. 시험결과 안테나는 전반적으로 시험자의 경로를 추종하지만 과도 응답이 만족스럽지 못한 것을 볼 수 있다.

몇 차례의 지상시험을 통해 PID 이득을 얻은 후 비행시험은 무인항공기를 안테나의 동쪽에서 남북방향 약 800m 동서방향으로 300m의 범위 내에서 시계 반대방향으로 비행하였으며 무인항공기가 안테나에 접근할 때에는 30m 정도의 거리를 유지 하였다.

그림 2.2-4의 왼쪽 그림은 극좌표계에서 거리  $r$ 을 안테나와 비행체 사이의 거리를

GPS 좌표로부터 계산한 값을 사용하여 방위각의 변화를 나타낸 것이다. 그림 2.2-4의 왼쪽 그림과 오른쪽 그림을 비교하면 비행체가 삼각형으로 표시된 안테나에 접근하면 왼쪽 그림에 표시된 붉은 점선과 같이 두 경로의 차이가 발생하는데 이것은 안테나의 구동 한계로 인해 발생하는 것이다. 안테나와 이동체사이의 거리가 유지되면 이런 현상은 해소된다.

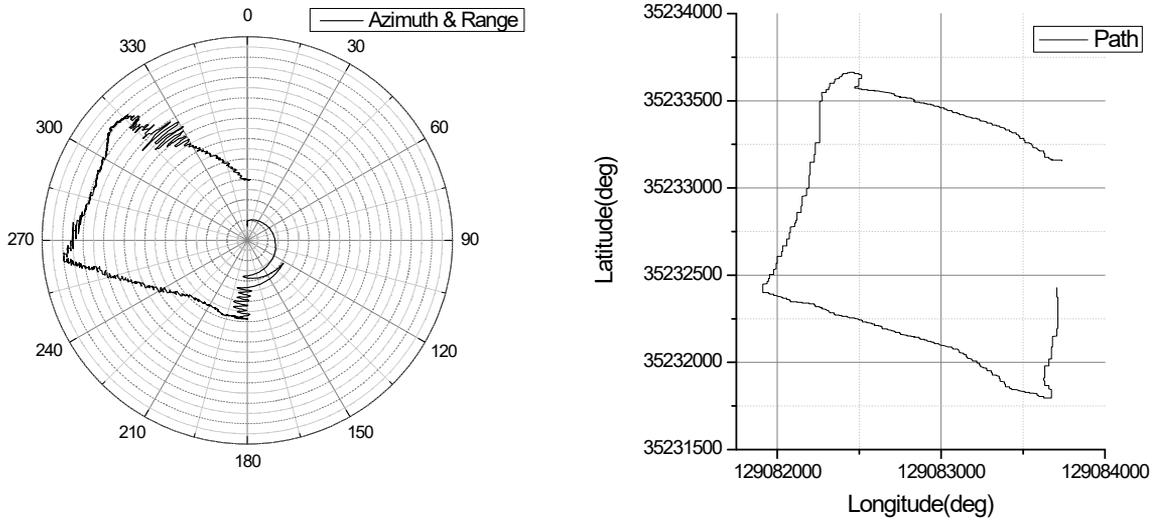


그림 2.2-3 안테나의 방위각과(좌) 지상시험 경로(우)

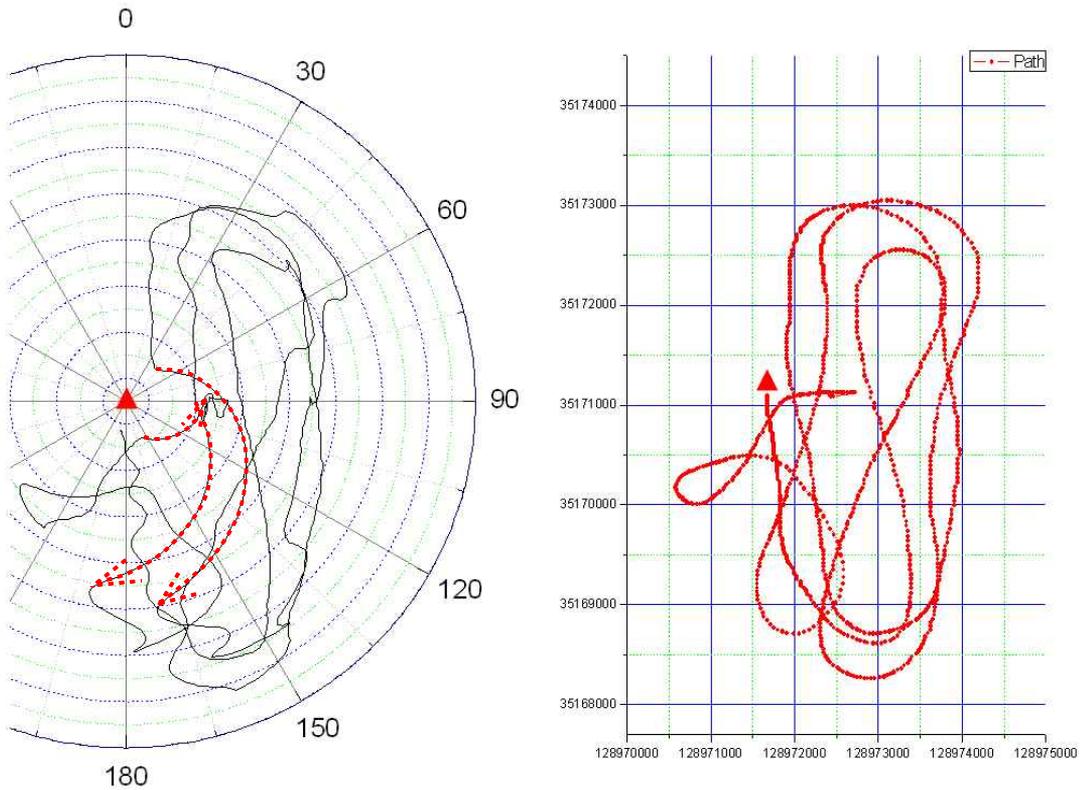


그림 2.2-4 안테나의 방위각(좌)과 무인항공기의 경로(우)

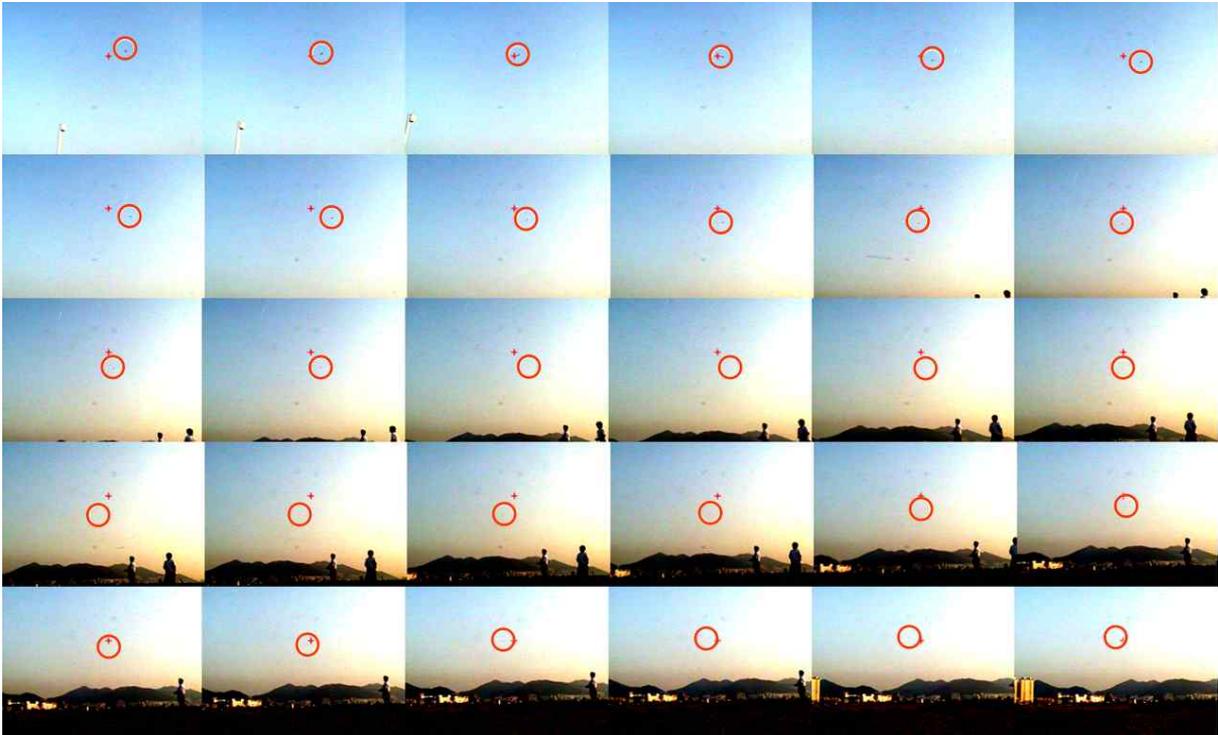


그림 2.2-5 안테나에 설치된 카메라로 찍은 영상

그림 2.2-5는 안테나에 설치된 카메라로 촬영한 영상의 일부로서 안테나가 연속적으로 이동체의 추적을 수행하고 있는 것을 보여주고 있다. 영상에 찍혀 있는 무인항공기와 안테나 사이의 거리는 약 300m 정도이며 6초간의 영상을 0.2초에 한번씩 캡처하였으며 원으로 표시한 영역의 가운데 비행중인 무인 항공기의 모습을 확인할 수 있다.

여기서 카메라의 화각은  $20^\circ$  정도이며 카메라 설치시 오차를 보정하여 안테나의 지향각 중심에 ‘+’ 를 표시하였다. 실험에 사용된 안테나의 빔폭이  $17^\circ$  인데 무인항공기는 ‘+’ 부근 약  $5^\circ$  이내에서 촬영되어 안테나가 무인항공기의 추적을 우수하게 수행하는 것을 확인할 수 있었다.

### 3. 영상기반 추적 안테나 시스템

#### 1) 특징점 추출 알고리즘 [2.3-1]

영상을 이용하여 물체를 추적하기 위해서는 특징점 추출이 필수적이다. 일반적으로 특징점을 찾기 위하여 관심 영역의 밝기 특징을 이용하여 영상을 이진상태의 공간으로 변환한다. 특히 경계값을 이용하는 영상의 이진화 방법은 직관적인 속성과 구현의 단순함 때문에 영상분할 및 객체 인식에서 중심적인 위치를 점유하고 있다.

그림 2.3-1과 같이 밝기 히스토그램은 객체와 배경의 화소들이 두 개의 지배적인 모드로 군집화된 밝기 레벨을 갖는 형태로, 어두운 배경에 밝은 객체로 구성된 영상  $f(x, y)$

에 해당한다고 가정하자. 배경으로부터 객체를 추출하는 한 가지 분명한 방법은 이들 두 모드를 분리하는 문턱치  $T$ 를 선택하는 것이다. 그리고 나면,  $f(x, y) \geq T$ 인 모든 점  $(x, y)$ 를 객체점 (Object Point)이라 부르고, 그렇지 않으면 배경점 (Background Point)이라 부른다. 달리 설명하면, 문턱치 처리된 영상  $g(x, y)$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$g(x, y) = \begin{cases} 1 & \text{if } f(x, y) \geq T \\ 0 & \text{if } f(x, y) < T \end{cases} \quad (2.3-1)$$

1로 레이블링된 화소들은 객체에 해당하고, 0으로 레이블링된 화소들은 배경에 해당한다.  $T$ 를 상수로 정하면, 이 방법을 전역적 경계 처리 (Global Thresholding)라고 부른다.

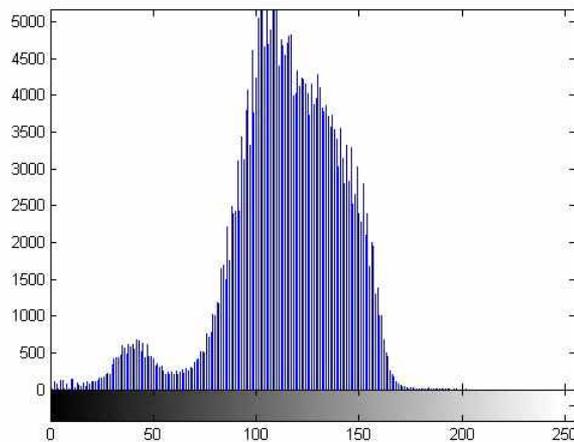


그림 2.3-1 영상 히스토그램

경계값을 선정하는 한 방법은 영상 히스토그램을 시각적으로 관찰하는 것이다. 그림 2.3-1의 히스토그램은 분명히 두 개의 구분되는 모드를 가지므로, 그들을 분리하는 경계값  $T$ 를 쉽게 선정할 수 있다.  $T$ 를 선정하는 또 다른 방법은 관찰자의 판단으로 좋은 결과를 낼 때까지 경계값을 변화시켜가는 시행 착오법에 의한 것이다. 이것은 사용자가 슬라이더와 같은 그래픽 컨트롤을 이용하여 경계값을 변화시키고 결과를 바로 볼 수 있는 대화형 환경에서 특히 효과적이다. 경계값을 자동으로 선택하기 위해서 다음과 같은 반복적인 과정을 수행하여 간단하게 구현이 가능하다.

- ①  $T$ 의 초기값을 추정한다.
- ②  $T$ 로 영상을 분할한다. 그 결과는 밝기값  $\geq T$ 인 화소들로 구성된  $G_1$ 과 밝기값  $\leq T$ 인 화소들로 구성된  $G_2$ 의 두 그룹의 화소들로 나누어진다.
- ③ 영역  $G_1$ 과  $G_2$ 에 대하여 화소들의 밝기의 평균값  $\mu_1$ 과  $\mu_2$ 를 계산한다.
- ④ 새로운 경계값을 계산한다.

$$T = \frac{1}{2}(\mu_1 + \mu_2) \quad (2.3-2)$$

⑤ 연속적인 반복에서  $T$ 의 변화가 미리 정의된 매개변수  $T_0$ 보다 작을 때까지 단계 2에서 4까지 반복한다.

이와 같은 방법으로 간단한 경계값 설정이 가능하지만, 강인성에 문제를 지니게된다. 이를 해결하기 위하여 일반적으로 사용되는 방법이 Otsu의 방법이다. 이 히스토그램 기반 방법의 공식을 알아 보기 위하여, 먼저 정규화된 히스토그램을 다음 식(2.3-3)과 같은 이상 확률 밀도로 간주해 보자.

$$p_r(r_q) = \frac{n_q}{n} \quad q = 0, 1, 2, \dots, L-1 \quad (2.3-3)$$

여기서  $n$ 은 영상의 총 화소 수,  $n_q$ 는 밝기 레벨  $r_q$ 를 갖는 화소 수,  $L$ 은 영상의 가능한 밝기 레벨의 총수를 나타낸다. 이제  $C_0$ 가 레벨  $[0, 1, \dots, k-1]$ 을 가지는 화소들의 집합이고,  $C_1$ 이 레벨  $[k, k+1, \dots, L-1]$ 을 갖는 화소들의 집합이 되도록 문턱치  $k$ 가 선택된다고 가정하자. Otsu의 방법은 식(2.3-4)로 정의되는 클래스간 분산(Between-class Variance)  $\sigma_B^2$ 을 최대화시키는 경계값  $k$ 를 선택한다.

$$\sigma_B^2 = \omega_0(\mu_0 - \mu_T)^2 + \omega_1(\mu_1 - \mu_T)^2 \quad (2.3-4)$$

여기서,

$$\omega_0 = \sum_{q=0}^{k-1} p_q(r_q), \quad \omega_1 = \sum_{q=k}^{L-1} p_q(r_q) \quad (2.3-5)$$

$$\mu_0 = \sum_{q=0}^{k-1} \frac{qp_q(r_q)}{\omega_0}, \quad \mu_1 = \sum_{q=k}^{L-1} \frac{qp_q(r_q)}{\omega_1}, \quad \mu_T = \sum_{q=0}^{L-1} qp_q(r_q) \quad (2.3-6)$$

식(2.3-5)는 0차 모멘트를 의미하며, 식 (2.3-5)는 1차 모멘트를 의미한다. 이를 이용하여  $\sigma_B^2$ 을 최대화시키는 경계값  $k$ 를 선택하여 영상을 이진화한다. 특징점 추출을 위하여 전체 영상을 이진화할 경우 연산량이 많아져 처리 속도가 느려지는 문제점이 발생한다. 또한 그림 2.3-2에서 보이는 것과 같이 실제 영상에서 추적해야할 대상인 무인 항공기의 크기는 아주 작으므로 주변의 잡음이 특징점 추출과 무인 항공기의 추적에 큰 영향을 준다. 이를 해결하기 위하여 무인 항공기의 예상 지점에 일정 영역만을 이진화하여 특징점을 추출할 수 있다.



그림 2.3-2 영상을 이용하여 얻어진 무인 항공기

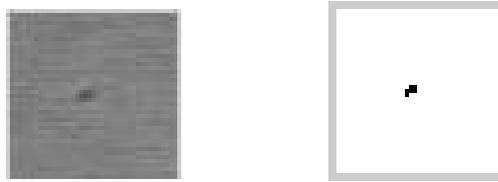


그림 2.3-3 관심 영역(좌)과 이진화 영상(우)

그림 2.3-3에서 보이는 것과 같이 무인 항공기의 특징을 추출할 수 있다. 이를 이용하여 영상 추적을 위해서는 영상 좌표를 얻어야 하며, 관심 영역 안에서 0이 되는 픽셀의 좌표, 즉 검은색의 좌표를 합하여 평균을 내면된다. 이는 식(2.3-7)과 같이 나타낼 수 있다.

$$Center = \frac{1}{N} \sum_{i=0}^N Pixel(x,y) \quad (2.3-7)$$

## 2) 칼만 필터 (Kalman Filter)를 이용한 영상 추적

본 논문은 GPS 기반의 무인 항공기용 추적 안테나 시스템을 기본으로 하여, 무인 항공기가 근접하게 다가왔을 때와 GPS의 자료 갱신 속도에 따른 제어 주기의 문제점을 보완하기 위하여 영상 센서를 사용하였다. 특히, 제어 주기의 문제점에서 영상 센서는 일반적으로 30Hz의 자료 갱신 속도를 가지고 있기 때문에 영상 센서를 같이 사용했을 때 큰 이점을 가지게 된다. 영상처리의 특성상 주변의 잡음에 의하여 정확한 추적이 어렵고 빠른 안테나 제어를 위하여 칼만 필터를 이용하여 영상 내에서 무인 항공기의 위치를 추정할 수 있다. 이를 위해서는 안테나와 무인 항공기의 좌표 정보와 더불어 영상 정보가 필

요하며, 영상 정보를 얻기 위하여 카메라와 영상 획득 보드가 필요하다. 또한 영상의 정보와 GPS 데이터 사이의 시각 동기화 연산을 위하여 관련 프로그램이 필요하며, 이는 LabVIEW 8.2를 통하여 쉽게 구현이 가능하다. 이를 이용하여 구동하는 안테나 시스템의 구성도는 그림 2.3-4와 같다.



그림 2.3-4 GPS와 영상 센서를 이용한 안테나 시스템

추적 안테나의 무인 항공기 추적 방법에서 먼저 GPS 기반으로 무인 항공기를 추적하고 있으며, 이때 방위각과 고도각을 이용하여 영상 내에서 무인 항공기가 존재할 위치를 추정하게 된다. 무인 항공기가 존재할 위치에서 3.1절에 언급한 특징점 추출 알고리즘을 통하여 무인 항공기의 위치를 얻게 된다. 만약 무인 항공기의 위치가 영상 안에 있을 수 없는 좌표가 생성되게 되면 안테나는 GPS 기반으로 무인 항공기를 추적하게 된다. 무인 항공기가 존재하는 위치에서 무인 항공기의 특징점이 추출되면 칼만 필터를 통하여 영상 좌표를 추정하고 추정값을 통하여 안테나의 방위각과 고도각의 제어값을 계산하게 된다.

영상 내에서의 무인 항공기 추적을 위하여 좌표계 정의가 필요하며, 전체적인 시스템 좌표계는 그림 2.3-5와 같다.

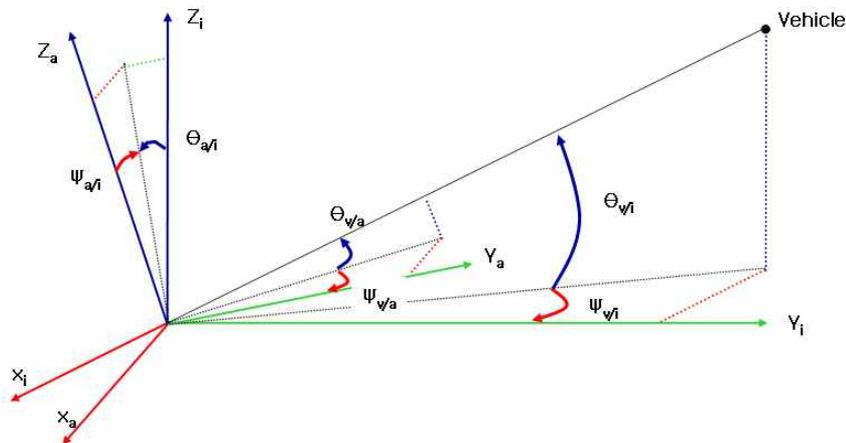


그림 2.3-5 추적 안테나 시스템 좌표계

여기서 첨자  $i$ 는 기준 좌표계를 뜻하며, 첨자  $a$ 는 안테나 좌표계를 뜻한다. 추적 안테나의 구동은 안테나의 실제 거리를 이용하는 것보다 GPS의 위도, 경도, 그리고 고도를 이용하여 만들어진 각도를 이용하여 제어하는 것이 편리하다. 방위각은  $\psi$ 로 뜻하며,  $\psi_{v/a}$ 는 안테나 좌표에 관한 무인 항공기의 방위각,  $\psi_{v/i}$ 는 기준 좌표계에 관한 무인 항공기의 방위각, 그리고  $\psi_{a/i}$ 는 기준 좌표계에 관한 추적 안테나의 방위각을 나타낸다. 또한,  $\theta$ 는 고도각을 뜻하며,  $\theta_{v/a}$ 는 안테나 좌표에 관한 무인 항공기의 고도각,  $\theta_{v/i}$ 는 기준 좌표계에 관한 무인 항공기의 방위각, 그리고  $\theta_{a/i}$ 는 기준 좌표계에 관한 추적 안테나의 고도각을 나타낸다. 이를 이용하여 방위각과 고도각의 식은 다음과 같다.

$$\theta_{v/i} = \theta_{v/a} + \theta_{a/i} \quad (2.3-8)$$

$$\psi_{v/i} = \psi_{v/a} + \psi_{a/i} \quad (2.3-9)$$

기준 좌표계에 관한 무인 항공기의 방위각과 고도각을 이용하여 영상 좌표에서 특징점을 추출하기 위하여 영상 좌표계가 정의되어야 하며, 이는 그림 2.3-6에 나타나있다.

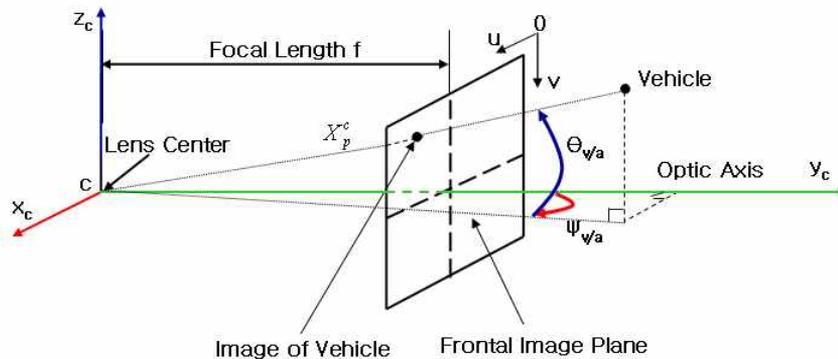


그림 2.3-6 영상 좌표계

$f$ 는 초점 거리로 일반 카메라에서는 렌즈와 필름까지의 거리를 나타낸다. 여기서 사용된 카메라는 CCD카메라로 카메라 렌즈와 카메라의 센서까지의 거리를 초점거리라 둔다. 초점거리는 카메라의 줌 기능에 의하여 달라지며 영상 평면이 멀어지면 영상 내에서 무인 항공기의 영상 크기가 늘어나며, 그와 함께 초점 거리도 증가하게 된다. 영상 좌표축은 그림 2.3-6에서 보는 것과 같이 렌즈의 방향을  $y_c$ 축으로 정하였고,  $z_c$ 축은 카메라의 윗 방향으로 두었다. 영상안의 좌표계는 영상의 왼쪽 위를 원점으로 한다.

그림 2.3-6의 영상 좌표와 카메라 좌표계의 관계를 통하여 추적 물체의 중심점  $p$ 와 카메라 사이의 3차원 좌표  $X_p^c$ 를 구할 수 있다. 간단한 삼각형의 닮음을 이용하여 식 (2.3-10)과 식 (2.3-11)을 얻을 수 있다.[2.3-2]

$$\frac{v_p - v_c}{f} = \frac{z_{v/a}}{y_{v/a}} \quad (2.3-10)$$

$$\frac{u_p - u_c}{f} = \frac{x_{v/a}}{y_{v/a}} \quad (2.3-11)$$

여기서,  $(u_p, v_p)$ 는 영상 안의  $p$ 좌표이며,  $(u_c, v_c)$ 는 영상의 중심 좌표이다.

그림 2.3-6에서 보이는 것과 같이 안테나 좌표계에 관한 무인 항공기의 각도가 카메라 중심에 관한 무인 항공기 영상의 각도와 동일한 것을 알 수 있다. 이를 이용하여 영상 좌표를 각도로 변환할 필요가 있으며 변환 식은 다음과 같다.

$$\frac{v_c - v_p}{f} = \tan \theta_{v/a} \quad (2.3-12)$$

$$\frac{u_p - u_c}{f} = \tan \psi_{v/a} \quad (2.3-13)$$

식 (2.3-12)와 식 (2.3-13)을 이용하면 GPS 정보로부터 영상 내에서의 무인 항공기 정보를 얻을 수 있으며, 초점거리  $f$ 를 구하여 영상 자료를 얻을 수 있는 범위를 판별 할 수 있다.

칼만필터를 구성하기 위하여 영상 내에서의 무인 항공기 동역학 모델과 실제 측정된 정보가 필요하다. 특징점 추출로 현재의 무인 항공기 위치를 계산할 수 있고, 동역학 모델을 통해 다음 프레임의 무인 항공기 위치를 추정 할 수 있다. 무인 항공기의 동역학 모델을 만드는데, 무인 항공기는 실제 3차원 좌표를 움직이고 있지만, 영상 안에서는 2차원 평면을 움직이고 있다. 그러므로 영상에서 무인 항공기의 위치와 속도만을 고려한 위치-속도 선형모델을 이용하였다.

$$\hat{\mathbf{x}}_k^- = \mathbf{\Phi} \hat{\mathbf{x}}_{k-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & 1 & 0 & \Delta t \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ dx \\ dy \end{bmatrix} \quad (2.3-14)$$

$$\mathbf{y}_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \hat{\mathbf{x}}_k^- \quad (2.3-15)$$

시간변화( $\Delta t$ )는 영상의 프레임변화와 같으므로  $\Delta t = 1$ 로 설정하였다. 영상에서 측정되는 관심 영역은 일정하게 두어 불필요한 연산을 최소화 하였으며, 무인 항공기의 추정 값이 잘 못 연산되어 특징점 추출이 불가능할 경우 관심 영역의 크기를 늘려 무인 항공기를 추적하도록 하였다.

칼만 필터를 이용한 추적 성능을 검증하기 위하여, 그림 2.3-4의 시스템을 구성하였다. 카메라는 삼성 SCC-C4207을 사용하였으며, 영상 획득 장치는 ADLINK社의 RTV-24를 사용하였다. 본 실험의 자료 수집을 위하여 구성된 LabVIEW 프런트 패널과 블럭다이어그램의 구성은 그림 2.3-9와 같다. 안테나의 시리얼 통신과 영상 수신을 동시에 하기 위하여 영상 정보의 갱신 주기는 5 fps로 설정하였다.



그림 2.3-7 삼성 SCC-C4207



그림 2.3-8 ADLINK社의 RTV-24

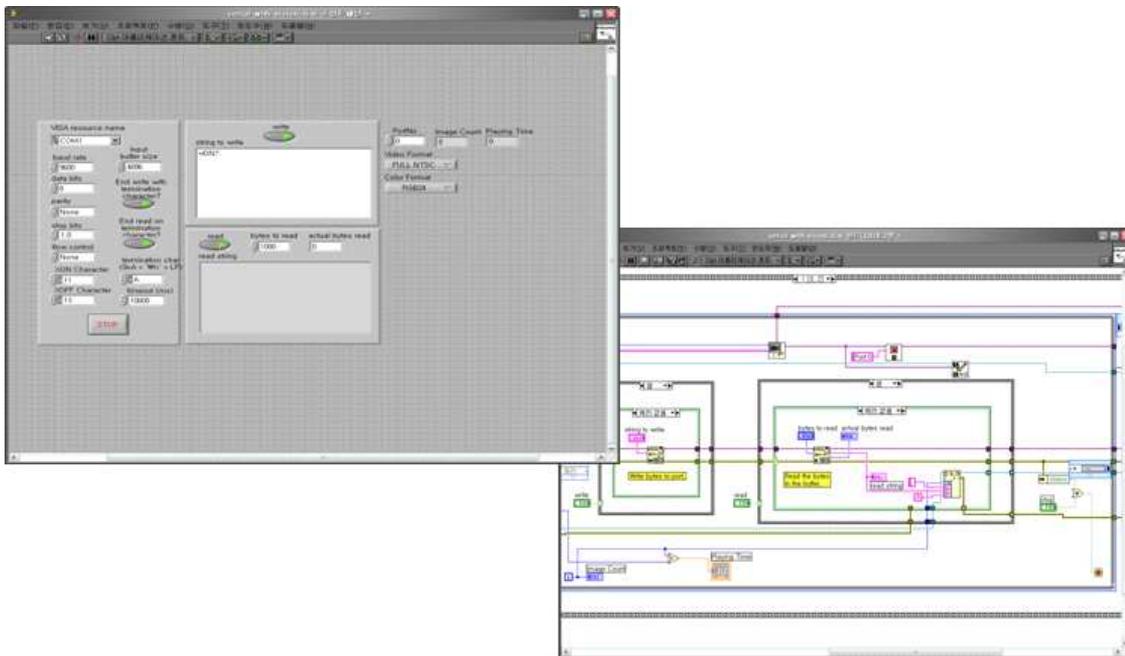


그림 2.3-9 LabVIEW 프런트 패널과 블럭다이어그램 구성

이를 통하여 얻어진 영상의 크기는  $640 \times 480$  (pixel)의 영상을 사용하였다. 영상의 중심 좌표는 카메라 설치시 불임각으로 인하여  $(u_c, v_c) = (320, 150)$  이다. 영상 중심을 감안하여 칼만 필터를 구현하여 추정된 값과 측정값은 그림 2.3-10, 그림 2.3-11과 같다. 칼만 필터를 이용하여 추적된 영상은 그림 2.3-12와 같이 나타난다.

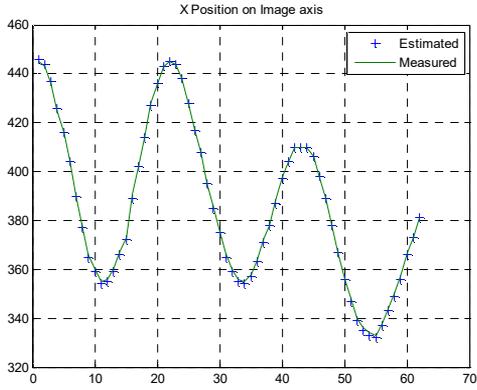


그림 2.3-10 영상 좌표계 x 방향 위치

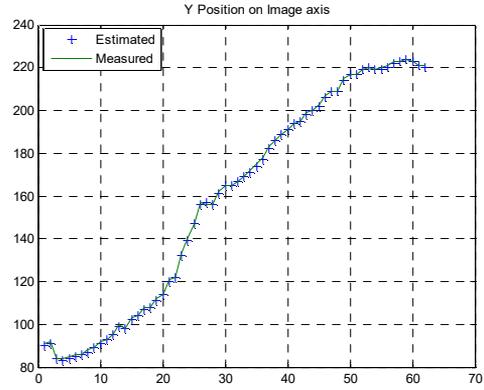


그림 2.3-11 영상 좌표계 y 방향 위치

위의 두 그래프에서 보이는 것과 같이 속도-선형 모델을 이용하여 큰 오차 없이 추적이 되는 것을 알 수 있다. 하지만 그래프에서 곡선이 생기는 부분에서 약간씩의 오차가 존재한다. 영상 좌표에서는 큰 오차가 되지 않지만 안테나 시스템에서는 큰 오차로 발생할 수가 있다. 특히 원거리에서는 작은 각에도 큰 위치 오차가 발생할 수 있는 것이다.

GPS의 정보를 이용하여 기준 좌표계에 관한 무인 항공기의 방위각과 고도각인  $\psi_{v/i}$ ,  $\theta_{v/i}$ 를 구하여 기준계적으로 삼아 영상을 통하여 구해진  $\psi_{v/i}$ ,  $\theta_{v/i}$ 를 비교할 수 있다. 그림 2.3-13과 그림 2.3-14에서 비교할 수 있다.

그림 2.3-13과 그림 2.3-14에서 보이는 것과 같이 GPS의 궤적에서 벗어나는 범위가 존재하는 것을 볼 수 있다. 이는 영상 좌표계에서 추정된 값이 측정값에서 벗어나는 범위와 유사함을 알 수 있다. 고도각의 RMSE (Root Mean Square Error)의 범위가  $2.1^\circ$  를 가지고 방위각의 RMSE의 범위가  $1.85^\circ$  를 가진다. 실제 안테나가 무인 항공기로부터 자료를 수신 받기 위해서는 안테나와의 각도가 최소  $17^\circ$  의 범위 안에 존재해야한다. 현재 칼만 필터를 이용하여 영상 추적한 결과의 RMSE는 안테나의 최소 수신 각도 내에서도 훌륭한 정확도를 가지는 것을 알 수 있다. 이를 통하여 영상의 가시 범위 밖에서는 GPS의 성능이 월등히 좋으므로 GPS 기반으로 추적 안테나를 사용하고, 시야가 확보되는 근거리 지역에서는 영상의 도움을 받아 추적 안테나의 성능을 높일 수 있을 것이다.

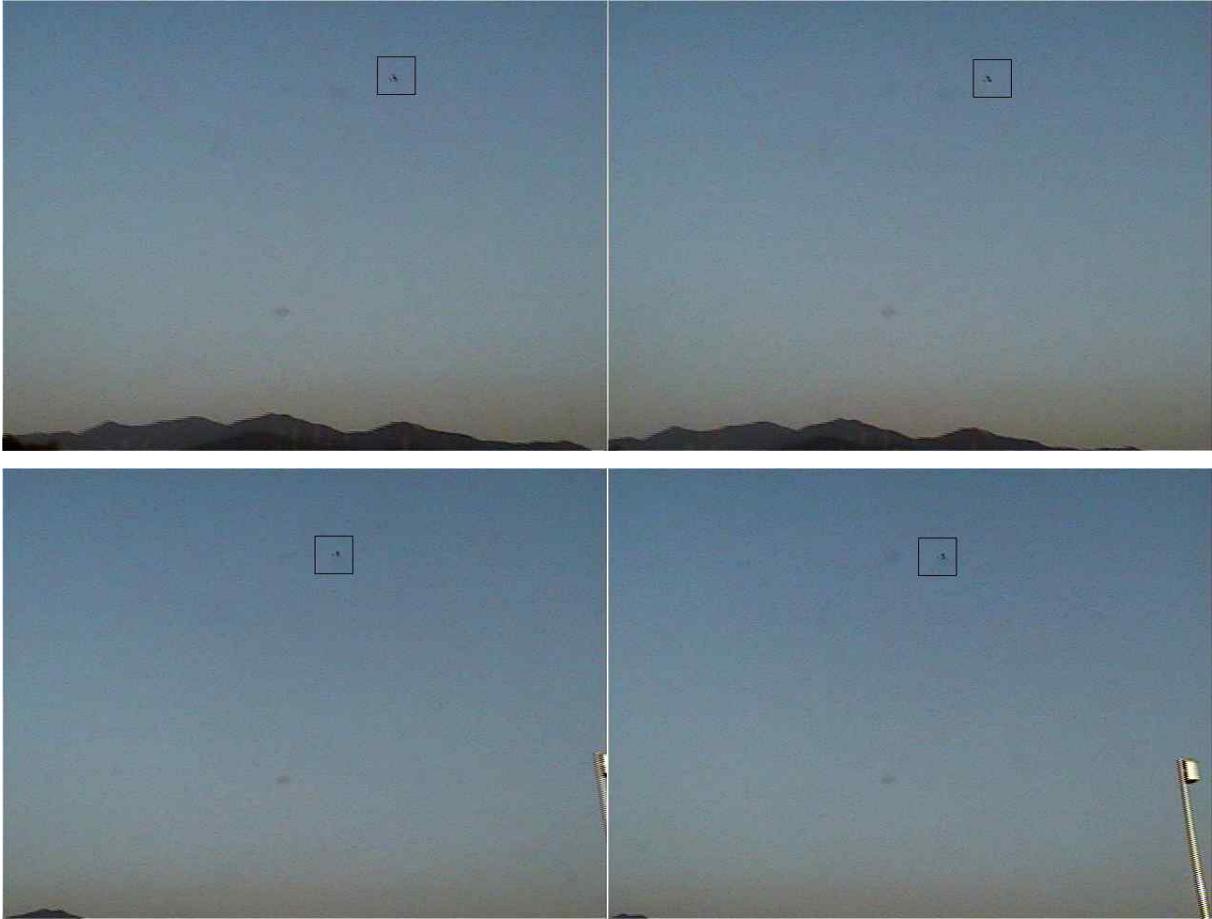


그림 2.3-12 칼만필터 영상 추적 결과

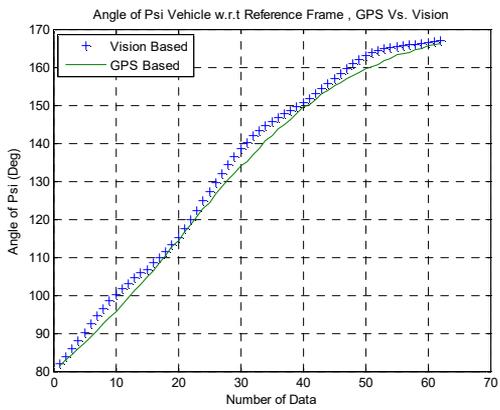


그림 2.3-13 무인 항공기의 방위각

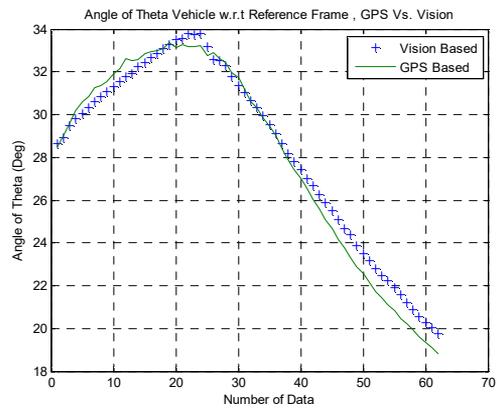


그림 2.3-14 무인 항공기의 고도각

### III. 결 론

본 논문에서는 무인 항공기의 원활한 Data Link를 위한 추적 안테나 시스템에 관하여 기술 하였다. 무인 항공기의 특성상 자신의 위치와 지상 관제국의 위치를 알고 있으므로, 이를 바탕으로 GPS기반의 안테나 시스템을 구성하였고, 근접 비행 상태에서 기존 개발한 GPS기반의 안테나 시스템의 성능을 높이기 위하여 영상을 이용하는 방법을 시뮬레이션 하였다.

본 논문에서는 무인 항공기와 지상과의 Data Link를 유지하기 위한 추적 안테나 시스템 개발을 목표로 하고 있으며, 2축 추적 안테나의 지향각을 결정하기 위해 무인 항공기를 추적하는 방식 중 무인 항공기와 안테나 사이의 기하학적 위치 관계를 이용하였다. 각각의 위치는 GPS를 사용하여 측정하고, 2축 추적 안테나와 무인 항공기를 사용하여 비행 시험을 진행하였다. 성능 시험에서 안테나에 설치된 카메라를 사용하여 얻은 안테나의 지향 방향의 영상에 기록된 무인 항공기의 영상으로부터 추적 안테나가 무인 항공기를 지속적으로 지향하는 것을 확인하였다.

칼만 필터를 이용하여 영상에서 무인 항공기의 위치를 추정하여, 기준 좌표계에 관한 무인 항공기의 고도각과 방위각을 시뮬레이션 하였다. 근거리에서 이동하는 무인 항공기를 지향하기 위하여 필요한 제어값이 무인 항공기가 원거리에 있을 때보다 더 크며, 빠른 응답을 원한다. 원거리에서 성능이 좋은 GPS 기반의 추적 안테나에서 근거리에서는 빠르고 큰 제어값을 생성하기에는 자료 갱신 속도가 느리다. 이를 보완하기 위하여 본 논문에서는 근거리에서 영상 센서를 이용하여 빠른 제어를 통해 정확한 추적 안테나 시스템을 만들 수 있는지 시뮬레이션을 해보았다.

시뮬레이션을 위하여 GPS 기반 추적 안테나 시스템에 장착된 카메라를 이용하여 영상을 얻었으며, 영상 취득과 시리얼 통신을 위하여 LabVIEW 8.2를 이용한 지상관제 프로그램을 개발하였다.

GPS 기반 추적 안테나 시스템을 이용하여 얻어진 영상을 이용하여 칼만 필터를 구성하여 시뮬레이션을 시행하였다. 5 fps의 속도로 취득된 영상의 추정값이 오차가 크지 않았고, 무엇보다도 기준 좌표계에 관한 비행기의 고도각과 방위각 오차가  $2.1^\circ$  와  $1.85^\circ$  를 가져 칼만 필터를 통한 추적 성능이 훌륭함을 알 수 있다.

영상 센서의 자료 갱신 속도가 일반적으로 사용하는 것이 30 fps이다. 더 빠른 속도로 자료가 갱신된다면 영상에서 이동하는 무인 항공기의 변위가 크지 않아서 관심 영역의 크기가 더 작아도 된다. 관심 영역이 작아지면 그만큼 주변의 잡음이 적어지기 때문에 더 높은 정확도를 가지게 될 것이다. 원거리에서는 GPS를 사용하고 근거리에서는 GPS와 30 fps의 속도를 가지는 영상 센서를 같이 사용하여 추적 안테나를 제어하면 높은 성능을 가지는 추적 안테나 시스템이 만들어 질 것이다.

## IV. 참고문헌

- [1.1-1] 조겸래, 장철순, “이동체간 Data Link 를 위한 3축 추적안테나 시스템 개발에 관한 보고서,” 산업자원부, 한국산업기술재단, 2006,6,15
- [2.1-1] 김재진, 김종권, 조겸래, 이대우, 장철순, “이동체의 Data Link를 위한 2축 안테나 시스템에 관한 연구” , 한국항공우주학회 추계학술발표회, 11월, 2003.
- [2.1-2] 김종권, 조겸래, 이대우, 장철순, “Fuzzy-PID 제어기를 이용한 이동체간 추적안테나 시스템의 서보제어기 설계에 관한 연구” 한국항공학회논문지 제9권 제1호
- [2.1-3] 김종권, 우귀애, 조겸래, 이대우, 장철순 “임베디드 리눅스를 이용한 이동체 추적 안테나 시스템에 관한 연구” , 한국항공학회 논문지 제8권 제1호 2004년 6월
- [2.3-1] 유현중, 김태우, “MATLAB을 이용한 디지털 영상처리,” ITC (2004)
- [2.3-2] G. B. Chatterji, P. K. Menon, S. Sridhar, "GPS/Machine Vision Navigation System for Aircraft," IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 33, No. 3, pp. 1012-1025, July, 1997.