

<http://dx.doi.org/10.17703/JCCT.2023.9.1.663>

JCCT 2023-1-81

HILS 시스템 구축을 위한 EOTS의 좌표지향 알고리즘 실험에 대한 연구

A Study on the GEO-Tracking Algorithm of EOTS for the Construction of HILS system

이규찬*, 김정원**, 곽동기***

Gyu-Chan Lee*, Jeong-Won Kim*, Dong-Gi Kwag**

요약 현대 전투에 있어서 적의 위치나 시설 등의 정보를 수집하는 것은 매우 필수적이다. 이를 위해 멀티콥터 등의 무인기의 개발이 활발하게 이루어져 왔으며 무인기에 장착되는 임무장비 또한 다양하게 개발되었다. 좌표지향 알고리즘이란, 임무장비가 원하는 좌표나 위치에 시선을 고정할 수 있도록 시선각을 계산하는 알고리즘을 의미한다. 비행데이터와 GPS 데이터를 수집하여, 좌표지향 알고리즘에 대하여 Matlab을 이용하여 시뮬레이션을 진행하였다. 좌표 데이터를 이용한 시뮬레이션에서는 Pan축 각도는 평균 약 0.42° 가 Tilt축은 $0.003^\circ\sim 0.43^\circ$ 상대적으로 넓은 오차와 평균적으로 약 0.15° 의 오차가 나타났다. 이를 NE 방향의 거리로 환산한 결과는 N방향 오차거리는 평균 약 2.23m E방향 오차 거리는 평균 약 -1.22m의 결과를 나타났다. 실제 비행데이터를 적용한 시뮬레이션에서는 약 19m@CEP의 결과가 나타났다. 따라서 EOTS의 주 임무인 감시 및 정보수집에 있어 좌표지향 알고리즘의 자체적인 오차에 대하여 연구를 진행하였고 정량적 목표였던 500m에 30m@CEP를 만족하는 것을 확인하였고, 원하는 좌표를 지향할 수 있다는 것을 보였다.

주요어 : 멀티 콥터, 전자 광학 추적 시스템, 좌표지향, 매트랩, 지구 중심 좌표계

Abstract Recently it is very important to collect information such as enemy positions and facilities. To this end, unmanned aerial vehicles such as multicopters have been actively developed, and various mission equipment mounted on unmanned aerial vehicles have also been developed. The coordinate-oriented algorithm refers to an algorithm that calculates a gaze angle so that the mission equipment can fix the gaze at a desired coordinate or position. Flight data and GPS data were collected and simulated using Matlab for coordinate-oriented algorithms. In the simulation using only the coordinate data, the average Pan axis angle was about 0.42° , the Tilt axis was $0.003^\circ\sim 0.43^\circ$, and the relatively wide error was about 0.15° on average. As a result of converting this into the distance in the NE direction, the error distance in the N direction was about 2.23m on average, and the error distance in the E direction was about -1.22m on average. The simulation applying the actual flight data showed a result of about 19m@CEP. Therefore, we conducted a study on the self-error of coordinate-oriented algorithms in monitoring and information collection, which is the main task of EOTS, and confirmed that the quantitative target of 500m is satisfied with 30m@CEP, and showed that the desired coordinates can be directed.

Key words : Multi-copter, Electric Optical Targeting System, Geo-Tracking, Matlab, Earth Fixed Earth Centered Coordinate

*준회원, 한서대학교 항공시스템공학화 석사과정 (제1저자)

**준회원, 한서대학교 항공시스템공학화 석사과정 (참여저자)

***정회원, 한서대학교 항공기계학과 부교수 (교신저자)

접수일: 2022년 12월 27일, 수정완료일: 2023년 1월 5일

게재확정일: 2023년 1월 9일

Received: December 27, 2022 / Revised: January 5, 2023

Accepted: January 9, 2023

*Corresponding Author: dgkwag@hanseo.ac.kr

Dept. of Aeronautical Engineering, Hanseo Univ, Korea

I. 서론

현대의 전투에 있어서 정보전 특히 적의 위치나, 시설 등의 정보를 얻는 것은 매우 중요하다. 이를 위해 멀티 콤퓨터 등의 무인기의 개발이 활발하게 이루어져 왔으며 무인기에 장착되는 임무장비 또한 다양하게 개발되었다. EOTS란 Electrical Optical Targeting System의 약어로, 주로 항공기나 선박등에 장착되어 주변을 감시할 수 있는 장비를 의미한다. 주된 운용 목적은 적의 대공망에 의한 위협과 공격능력을 향상시키고 주, 야간 카메라를 이용하여 적을 감시하는 것이다. EOTS는 다양한 국가에서 개발 및 운용을 하고 있으며, 대표적으로는 Northrop Grumman사의 Litening, Lockheed Martin사의 Sniper, Thales사의 Damocles Pod 등의 회사들이 다양한 제품을 개발하고 운용중에 있다 [1]. 국내 기업은 아직 한화 시스템의 함정용 또는 전차용 EOTS 개발이 주도되어 지고 있지만 아직 많이 부족한 실정이다. 좌표지향 알고리즘이란 사용자가 원하는 좌표를 입력하면 EOTS의 시선을 그 좌표로 이동 시키고 지속적으로 감시할 수 있도록 시선각을 지속적으로 계산하는 알고리즘을 의미한다. 따라서 실제 EOTS 제품을 이용하여 모터, 모터 드라이, DAQ 장비 등을 이용하여 HILS 시스템을 구축 후 좌표지향 알고리즘을 수행하면서 정량적 목표를 달성 여부에 대한 실험을 진행하기 전에 Matlab과 Simulink 프로그램을 이용하여 좌표지향 알고리즘 자체의 성능에 대하여 실험을 진행하였다.

II. 본론

1. 좌표지향 알고리즘

1) 좌표지향 알고리즘의 수학적 모델링

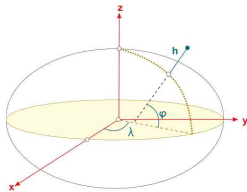


그림 1. 위도, 경도, 고도 좌표계
Figure 1. LLA(Latitude, Longitude, Altitude) Coordinate

좌표지향 알고리즘은 LLA 좌표계, ECEF 좌표계와 오일러의 회전변환 방정식을 이용하여 도출할 수 있다. 그림 1은 LLA 좌표계를 나타내는 그림이며, Latitude (φ, 위도), Longitude(λ, 경도), Altitude(고도, h)를 이용하여 점 P의 위치를 나타내는 좌표계를 의미한다. 본 연구에서는 지구의 모델을 표준 모델인 WGS 84 모델을 사용하였다.

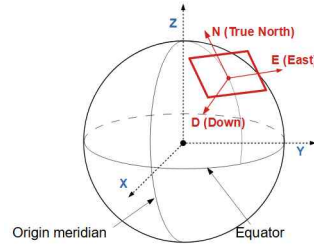


그림 2. 지구중심 및 NED 좌표계.
Figure 2. ECEF, NED Coordinate.

그림 2는 ECEF(Earth Centered Earth Fixed), NED(North East, Down)좌표계를 나타내는 그림이다. ECEF 좌표계는 지구의 중심을 원점으로 하는 3차원 직각 좌표계이다. x축은 지구의 중심에서부터 적도와 그리니치 자오선이 만나는 축을 의미한다. y축과 z축은 오른손 법칙에 의해 정해진다. NED 좌표계는 비행체의 위치를 기준으로 비행체의 전방을 N축, 우측을 E축 직하방을 D축으로 하는 로컬 좌표계를 의미한다.

이때 일반적인 GPS 센서는 LLA 좌표계로 데이터를 나타내게 되는데 이때 LLA 데이터를 ECEF 좌표계로 바꿔주는 식은 수식 (1)과 같다 [2].

$$\begin{aligned} x_{ecf} &= (N(\varphi) + h) \times \cos(\varphi) \times \cos(\lambda) \\ y_{ecf} &= (N(\varphi) + h) \times \cos(\varphi) \times \sin(\lambda) \\ z_{ecf} &= (N(\varphi) + h) \times \sin(\varphi) \end{aligned} \quad (1)$$

$$N(\varphi) = a / \sqrt{1 - e^2 \times \sin^2(\varphi)}, e = \sqrt{(a^2 - b^2) / a^2}$$

$$a = 6378137m, b = 6356752.3m$$

식 (1)을 통하여 멀티콤퓨터와, 타겟의 GPS 데이터를 이용하여 ECEF상의 드론과 타겟의 상대 벡터를 구하는 식은 식 (2)와 같다.

$$\begin{bmatrix} x_e \\ y_e \\ z_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{target} - x_{drone} \\ y_{target} - y_{drone} \\ z_{target} - z_{drone} \end{bmatrix} \quad (2)$$

좌표지향 알고리즘을 수행하기 위해선, ECEF의 단위 벡터를 드론을 중심으로 하는 NED 좌표계의 성분으로 변환하는 식이 필요하다. 이는 드론의 위도, 경도 데이터와 자세각 (Yaw, Pitch, Roll)를 이용하여 오일러 회전변환 행렬을 통하여 구할 수 있다. 따라서 NED 좌표계의 단위 벡터를 구하는 식은 식 (3)과 같다.

$$R_\varphi = \begin{bmatrix} C(\varphi) & -S(\varphi) & 0 \\ S(\varphi) & C(\varphi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, R_\lambda = \begin{bmatrix} C(-\lambda) & 0 & S(-\lambda) \\ 0 & 1 & 0 \\ -S(-\lambda) & 0 & C(-\lambda) \end{bmatrix}$$

$$R_{yaw} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C(-\theta_{yaw}) & -S(-\theta_{yaw}) \\ 0 & S(-\theta_{yaw}) & C(-\theta_{yaw}) \end{bmatrix}, R_{pitch} = \begin{bmatrix} C(\theta_{pitch}) & 0 & S(\theta_{pitch}) \\ 0 & 1 & 0 \\ -S(\theta_{pitch}) & 0 & C(\theta_{pitch}) \end{bmatrix}$$

$$R_{roll} = \begin{bmatrix} C(\theta_{roll}) & -S(\theta_{roll}) & 0 \\ S(\theta_{roll}) & C(\theta_{roll}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$R = R_\varphi \times R_\lambda \times R_{yaw} \times R_{pitch} \times R_{roll} \quad (C = \cos, S = \sin)$$

$$N_{unit} = R \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, E_{unit} = R \times \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}, D_{unit} = R \times \begin{bmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

NED 좌표계의 단위벡터를 구하는 식에서 위도, 경도, 자세각 모두 0°일 경우 N축이 Z축, E축이 Y축, D축이 -X축에 대응하기 때문에 회전변환 행렬식에 ECEF의 다음과 같은 단위 벡터를 곱함으로써 NED 좌표계의 단위 벡터를 도출하였다. 따라서 EOTS가 지향해야 하는 각도를 도출하는 식은 다음과 같다.

$$N = N_{unit} \cdot \begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \end{bmatrix}, E = E_{unit} \cdot \begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \end{bmatrix}, D = D_{unit} \cdot \begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$pan = \text{atan2}(E, N), tilt = \text{atan}(-D / \sqrt{N^2 + E^2})$$

pan=EOTS의 방위각, tilt=EOTS의 고각

식 (4)는 ECEF 상의 드론과 타겟의 상대 벡터를 NED 좌표계의 단위 벡터와 내적하여 North, East, Down의 성분을 구한 후 2축 EOTS가 지향해야 할 Pan, Tilt 각도를 구하는식이다 [3].

2. CEP 검증을 위한 수학적 모델링

1) 평면 방정식 및 LOS 벡터를 이용한 오차계산
 좌표지향 알고리즘의 오차를 분석하기 위하여 EOTS의 LOS(Line of Sight)의 벡터와 지평면을 가정하는 평면의 방정식을 이용하여 계산할 수 있다. CEP(Circular Error Probability)란 시뮬레이션을 1만번 진행하였을 때에, 50%에 해당하는 오차가

포함되어 있는 원의 반지름을 의미한다. 예로 1만번 5천개의 오차가 반경 10m의 원안에 포함되어 있을 때에 그 시뮬레이션의 CEP는 10m@CEP가 된다.

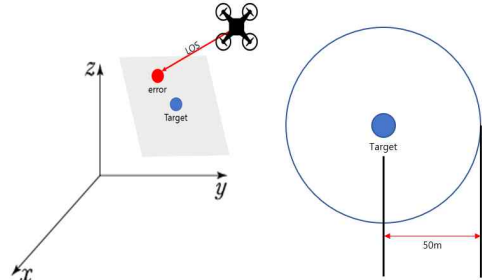


그림 3. 지평면 및 CEP에 대한 예시.
 Figure 3. Plane and example of CEP.

그림 3은 지평면과 CEP를 설명하는 그림으로 지평면은 Target의 위도, 경도 정보로 법선 벡터를 구하는 평면으로 가정한다. CEP의 검증을 위하여 지평면으로 가정한 평면의 법선 벡터를 구하는 식은 다음과 같다. 다음에 나올 수식들에서 하첨자 d는 드론, t는 타겟의 데이터를 의미한다.

$$\begin{bmatrix} N_d \\ E_d \\ D_d \end{bmatrix} = R_t \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} E_t \\ E_t \\ E_t \end{bmatrix} = R_t \times \begin{bmatrix} E_d \\ D_d \\ D_d \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} D_t \\ D_t \\ D_t \end{bmatrix} = R_t \times \begin{bmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$R_T = \begin{bmatrix} C(\lambda_t) & -S(\lambda_t) & 0 \\ S(\lambda_t) & C(\lambda_t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} C(-\varphi_t) & 0 & S(-\varphi_t) \\ 0 & 1 & 0 \\ -S(-\varphi_t) & 0 & C(-\varphi_t) \end{bmatrix}$$

식 (5)은 타겟을 중심으로 하는 NED 좌표계의 단위벡터를 구하는 식이며 이때 N 벡터는 진북의 방향을 의미한다. 또한 Down 방향의 벡터는 지평면의 법선 벡터가 된다.

$$R_{long} = \begin{bmatrix} C(\lambda_d) & -S(\lambda_d) & 0 \\ S(\lambda_d) & C(\lambda_d) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, R_{lat} = \begin{bmatrix} C(-\varphi_d) & 0 & S(-\varphi_d) \\ 0 & 1 & 0 \\ -S(-\varphi_d) & 0 & C(-\varphi_d) \end{bmatrix}$$

$$R_{yaw} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C(-\theta_{yaw}) & -S(-\theta_{yaw}) \\ 0 & S(-\theta_{yaw}) & C(-\theta_{yaw}) \end{bmatrix}, R_{pitch} = \begin{bmatrix} C(\theta_{pitch}) & 0 & S(\theta_{pitch}) \\ 0 & 1 & 0 \\ -S(\theta_{pitch}) & 0 & C(\theta_{pitch}) \end{bmatrix}$$

$$R_{roll} = \begin{bmatrix} C(\theta_{roll}) & -S(\theta_{roll}) & 0 \\ S(\theta_{roll}) & C(\theta_{roll}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$R_1 = R_{long} \times R_{lat} \times R_{yaw} \times R_{pitch} \times R_{roll} \times R_{pan} \times R_{tilt}$$

$$\widehat{LOS} = \begin{bmatrix} LOS_x \\ LOS_y \\ LOS_z \end{bmatrix} = R_1 \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

식 (6)은 EOTS의 LOS의 단위벡터를 구하는 식으로 기존 좌표지향 알고리즘과 유사하지만 드론

의 위도, 경도, 자세각 외에 EOTS가 현재 지향하고 있는 각도를 추가적으로 회전행렬을 통해 회전함으로써 LOS의 단위 벡터를 도출하였다.

$$D_x \times (X - x_T) + D_y \times (Y - y_T) + D_z \times (Z - z_T) = 0$$

$$X = x_D + LOS_x \times t, Y = y_D + LOS_y \times t, Z = z_D + LOS_z \times t$$

t = 벡터의 상수배

식 (7)은 타겟의 ECEF 상의 위치를 포함하고 D_{unit} 벡터를 법선벡터로 하는 평면의 방정식과, 드론의 ECEF 상의 위치에서 LOS 벡터의 방향으로 움직일 때에 지평면과의 교점을 구하는 식이다. 평면의 방정식에서 t에 대하여 해를 구한 후 각각 XYZ의 변수를 구해서 도출이 가능하다.

$$N_{error} = \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_z \end{bmatrix} \cdot \hat{Q}, E_{error} = \begin{bmatrix} E_x \\ E_y \\ E_z \end{bmatrix} \cdot \hat{Q}, D_{error} = \begin{bmatrix} D_x \\ D_y \\ D_z \end{bmatrix} \cdot \hat{Q}$$

$$\hat{Q} = \begin{bmatrix} x_T - X \\ y_T - Y \\ z_T - Z \end{bmatrix}$$

식 (8)은 타겟과 교점 사이의 상대 벡터를 이용하여 타겟을 중심으로 한 NED 좌표계의 단위 벡터와 내적을 통하여 교점의 위치가 타겟으로부터 NED 방향으로 얼마의 오차를 가지는지 계산하는 식이다. 본 계산식을 통하여 시뮬레이션을 진행하여 NED 상의 오차를 계산하고 몇m@CEP가 나오는지 확인이 가능하다.

III. 실험 장비

1. 시뮬레이션에 필요한 파라미터 수집용 센서

1) VN-300

드론의 자세각 측정을 위하여 사용한 센서는 VECTOR-NAV社의 VN-300 센서를 이용하여 드론의 Yaw, Pitch, Roll 데이터를 수집하였으며 센서의 사양은 다음 표 1과 같다.

표 1. VN-300 센서의 정확도
Table 1. Accuracy of VN-300

제조사	제품명	정확도
VECTOR-NAV	VN-300	Dynamic Heading Accuracy (0.2°)
		Dynamic Roll/Pitch Accuracy (0.03°)

VN-300 센서의 실물은 그림 4와 같다.



그림 4. VECTOR-NAV社 VN-300 센서
Figure 4. VECTOR-NAV VN-300 Sensor

2) X6 GNSS

X6 GNSS 장비는 드론과 타겟으로 설정한 지점의 위치 데이터를 즉 위도, 경도, 고도 데이터를 수집하는 데에 사용되었으며 사용된 장비의 정확도는 다음의 표 2와 같다.

표 2. CHCNAV社 X6 GNSS 장비 정확도
Table 2. Accuracy of X6 GNSS

제조사	제품명	정확도
CHCNAV	X6 GNSS	수평 ± 3mm + 1ppm RMS
		수직 ± 5mm + 1ppm RMS

X6 GNSS 장비의 실물은 그림 5와 같다.



그림 5. CHCNAV社 X6 GNSS 장비
Figure 5. CHCNAV X6 Equipment

IV. 실험 및 결과

좌표지향 알고리즘은 멀티컴퓨터에 장착될 임무장비에 탑재하는 것이 목적이므로 외부 외란에 대하여 얼마나 정확성을 확보할 수가 있을 것이가가 매우 중요하다. 따라서 실제 멀티컴퓨터에 자세각 데이터 수집을 위한 센서를 부착하여 데이터를 수집하였다 [4].

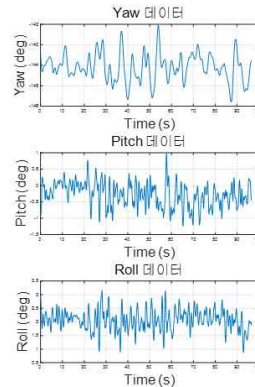


그림 6. VN-300 센서를 이용한 드론의 자세각 그래프.
Figure 6. Yaw, Pitch, Roll of drone using VN-300 sensor.

비행실험은 고도 10m에서 약 1분 30초 동안 실시하여 데이터를 수집하였다. 수집된 데이터에 Low-pass Filter를 적용하여 수집된 데이터를 보정하였으며, 따라서 신호 처리를 위한 Low-pass Filter의 cut Frequency는 약 1rad/sec로 설정하고 1차 Low-pass Filter를 거친 IMU 데이터는 다음 그래프와 같다.

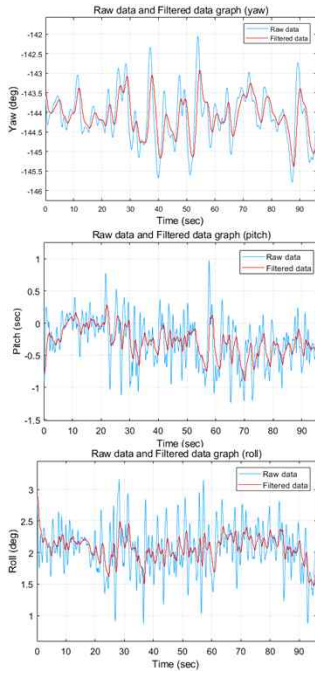


그림 7. Low Pass 필터를 거친 드론의 자세각 데이터
 Figure 7. Yaw, Pitch, Roll of drone through Low Pass filter

그림 7의 그래프에서 볼 수 있듯이 Low-pass Filter를 통하여 비행 데이터의 노이즈나, 이외의 왜곡이 있을 수 있는 데이터들을 일정 수준 걸러 낼 수 있었던 것으로 확인 하였다.

또한 X6 GNSS 센서를 이용하여 수집된 드론과 타겟들의 위치 데이터는 다음과 같다.

표 3. 시뮬레이션에 사용될 위치 데이터
 Table 3. Location data for Simulation

	Latitude	Longitude
기준점	36.594035°	126.292878°
1번 지점	36.599994°	126.294812°
2번 지점	36.596650°	126.297828°
3번 지점	36.596050°	126.292732°
4번 지점	36.595846°	126.292861°
5번 지점	36.595650°	126.292999°
6번 지점	36.595455°	126.293138°
7번 지점	36.595255°	126.293277°
8번 지점	36.595058°	126.293417°
9번 지점	36.594875°	126.293555°

좌표지향 자체의 오차를 확인하기 위하여 여러개의 데이터를 수집하고 각기 다른 케이스에 대하여 오차의 경향성 등이 있는지 확인하기 위해 1번 지점은 약 630m, 2번 지점 530m, 3~9번 지점은 약 224m에서 부터 약 25m의 간격을 두고 측정 하였다. 25m 3~9번 지점을 25m 간격으로 위치를 측정한 이유는 가까운 지점에서 위치가 물려있을 시에 좌표지향 오차가 영향을 미치는지 파악하기 위함이었다고, 1, 2번 지점과 같이 상대적으로 먼거리에 위치를 측정한 이유는 거리가 멀어졌을 때의 오차를 파악하기 위하여 측정을 진행하였다.

먼저 비행데이터를 적용하기 전 기준점과 각 지점간의 좌표지향을 시범함으로써 좌표지향 알고리즘의 자체적인 오차에 대하여 분석한 결과는 다음과 같다.

표 4. 시뮬레이션에 사용될 위치 데이터
 Table 4. Location data for Simulation

	Pan error	Tilt error	N 방향 error	E방향 error
기준점 to 1번	-0.421°	0.003°	3.538m	-1.700m
기준점 to 2번	-0.422°	-0.002°	0.904m	-4.964m
기준점 to 3번	-0.421°	0.054°	1.386m	-1.719m
기준점 to 4번	-0.422°	0.074°	1.645m	-1.479m
기준점 to 5번	-0.421°	0.103°	1.936m	-1.192m
기준점 to 6번	-0.422°	0.148°	2.256m	-0.836m
기준점 to 7번	-0.421°	0.217°	2.589m	-0.365m
기준점 to 8번	-0.421°	0.316°	2.881m	0.260m
기준점 to 9번	-0.421°	0.431°	3.006m	1.006m

표 2와 3을 통하여 좌표지향 알고리즘에 대한 시뮬레이션을 진행하였을 때 GNSS 장비 자체의 계산값과 비교한 결과이다. 3번지점~9번지점은 각 지점마다 약 25m의 거리차이를 두고 진행되었다. 지향각 오차는 Pan 각도는 약 0.42°의 일정한 수준을 유지하였고, Tilt 각도는 최소 0.003°~0.43°의 상대적으로 넓은 폭의 오차 범위를 보였다. 하지만 N과 E 방향의 오차를 확인하면 약 3~5m 크기의 오차 범위를 유지하고 있다. 오차 요소가 없이 계산값을 비교하였으나 실제 지구와 WGS 84 모델과의 차이 등의 요소가 작용 한 것으로 생각된다.

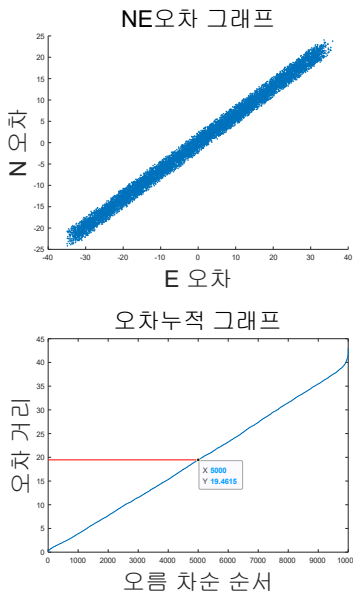


그림 7. 시뮬레이션의 N방향 E방향 오차 그래프
Figure 7. Error of N and E Axis of Simulation

그림 7의 그래프는 기준점과 2번 지점 사이에서 비행 시험을 통한 자세각 데이터를 적용하였을 때의 그래프이다. 거리는 기준점에서 2번 지점을 직선으로 그었을 때 약 530m이다. Simulink를 이용하여 시뮬레이션 진행 결과 [5] 최대 오차는 약 45m로 확인 되었으며, 오차의 크기를 오름차순으로 정리하였을 때 50%가 약 19m로 확인이 되었다.

V. 결 론

본 연구는 EOTS의 임무수행에 있어 감시 및 정찰 등의 임무를 수행하기 위한 좌표지향 알고리즘에 대한 오차와 비행데이터를 이용하였을 때의 오차를 분석하였으며 실제 EOTS를 이용하여 시스템을 구축하기 전 사전 알고리즘 검증에 위한 연구를 진행하였다. 좌표지향 알고리즘은 기본적으로 약 5m 정도의 오차를 가지고 있었으며 비행데이터를 적용하였을 때는 최대 약 45m 까지 오차가 커지는 것을 볼 수 있었지만, 정량적 목표였던 플랫폼과 타겟과의 거리가 500m 일 때 30m@CEP를 만족하는 결과가 나타나는 것을 확인하였다.

또한 추후 연구사항으로는 실제 EOTS를 제작하여, DAQ 장비와 모터, 모터 드라이브 등을 이용하여 HIS 시스템을 구축하고 좌표지향 알고리즘이 시뮬레이션과

마찬가지로 전략적 목표를 만족하는 지에 대한 연구가 필요하다.

References

- [1] Kang, C. H., Oh, S. H., “An Evaluating Analysis of Installing Type of EOTS for The Boramae Fighter“, Journal of The Korean Society Aeronautical and Space Sciences, 40(10), 2012, The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, pp.910-915 dx.doi.org/10.5139/J K S AS .2012.40.10.910
- [2] Kim, D. Y., Yoo, M. G., Lee, J. Y., Hong, S. K., “Experimental Study on Geo-pointing System with Quadcopter“, 2014 KSAS fall Conference, The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Jeju Ramada Plaza Hotel, Nom, 19-21, 2014, pp. 1430-1433
- [3] Kim, S. S., Shin, Y. S., Kang, K.H., “Development of a Geo-Pointing System of Helicopter-Mounted FLIR“, Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, 12(6), 2009, he Korea Institute of Military Science and Technology, pp.750-759
- [4] J.D. Lee, and D.S. Cho, “A Study on Fault Tolerance System for Flight Control Computer and Memory of Small Drones,” The International Journal of Advanced Culture Technology (JCCT), Vol. 6, No. 1, pp. 425-431, Feb 2020. doi.org/10.18262/JCCT.2020. 6.1.425
- [5] Vinayagam Mariappan, M.W. Lee, J. Cho, and J.S. Lee, “OnBoard Vision Based Object Tracking Control Stabilization Using PID Controller,” *The International Journal of Advanced Culture Technology (IJACT)*, Vol. 4, No. 4, pp. 81-86, Dec 2016. doi.org/10.17703/IJACT.2016.4.4.81

※ 본 연구는 대한민국 정부(산업통상자원부 및 방위사업청) 재원으로 민군협력진흥원에서 수행하는 민군기술협력사업의 연구비 지원으로 수행되었습니다. (협약번호 UD100044TU)