

전자광학추적장비의 좌표추적기 구현 및 헬리콥터 탑재 레이더 연동시험에 관한 연구

An Experimental Study on Coordinates Tracker Realization for EOTS Slaved to the Radar of a Helicopter

박 주 광*, 정 슬
(Ju-Kwang Park and Seul Jung)

Abstract : This paper describes the realization of a coordinates tracking algorithm for an EOTS (Electro-Optical Tracking System). The EOTS stabilizes the image sensors, tracks targets automatically, and provides navigation capability for vehicles. The coordinates tracking algorithm calculates the azimuth and the elevation angle of an EOTS using the inertial navigation system and the attitude sensors of the vehicle, so that LOS designates the target coordinates which are generated by a Radar. In the error analysis, the unexpected behaviors of an EOTS due to the time delay and deadbeat of the digital signals of the vehicle equipments are anticipated and the countermeasures are suggested. The application of this algorithm to an EOTS will improve the operational capability by reducing the time which is required to find the target and support flight especially in the night time flight and the poor weather condition.

Keywords : electro-optical tracking system, helicopter, LOS tracking control

I. 머리말

전자광학추적장치(Electro Optical Tracking System ; EOTS)는 외국에서 1950년대부터 군용장비로 연구가 시작되었으며, 현재 군용장비로 뿐만이 아니라 TV 중계 및 영화산업 등 산업분야에서 널리 사용되고 있다[1-4]. 국내에서는 군사용으로 1980년 후반부터 연구가 진행되어 왔으며, 산업용으로 최근 연구가 시작되어 개발이 진행되고 있다.

군사용으로 전자광학추적장비는 회전익기 및 고정익기의 비행체와 전투차량, 함정 등의 플랫폼에 탑재하여 운용하고 있으며, 영상센서(열영상센서(Forward Looking Infra-Red, FLIR), CCD TV 카메라, 레이저 지시기/조사기(Laser Range Finder/Laser Designator, LRF/LD) 등)를 장착하여 주야간 관측 및 사격통제용으로 사용된다. 열영상 센서 및 CCD TV 카메라로 주야간에 표적의 영상을 통하여 실시간으로 관측하고, 레이저 지시기로 표적정보를 측정하여 전송하거나 레이저 조사를 통하여 레이저 유도 미사일로 표적을 직접 타격하는데 사용된다. 따라서 전자광학추적장비는 플랫폼에서 발생하는 진동이 영상센서로 전달되는 것을 차단하여 안정된 영상을 실시간으로 획득하는 동시에 표적방향으로 시선(Line Of Sight ; LOS)을 이동하는 기능을 수행한다. 또한 표적의 자동추적 기능 및 플랫폼의 순항을 위한 항법 기능이 있다.

전자광학추적장치의 진동 차단 성능의 증대에 힘입어 영상센서의 배율도 계속 증가하는 추세에 있다. 영상센서의 배율의 증대에 따라 표적 인지 능력은 증가하였지만 좁은 시계로 인하여 표적이 존재하는 위치로 신속히 이동하여 표

적을 즉각 탐지하여 내는데 또 다른 어려움이 발생하였다. 이에 따라 국내외에서 성능개량뿐만 아니라 운용적인 개선 측면에서도 연구가 진행되고 있다. 신속한 표적획득이 가능하도록 전자광학추적기의 시선이 표적을 지향하도록 하는 표적좌표를 지향하는 알고리즘과 컴퓨터 시뮬레이션을 통한 유용성에 대하여 입증된 바 있으며[5,6], 본 논문은 알고리즘 구현 및 비행시험에 관하여 기술하였다.

좌표추적기는 비행체 위치와 자세를 기준으로 전자광학추적장치 방위각과 고각을 회전하여 영상의 시선이 표적좌표를 지향한다. 이때 비행체 위치와 자세는 비행체의 항법 시스템 및 자세센서를 이용한다. 이들 정보는 아날로그 신호와 디지털 신호로 출력되며, 디지털 신호는 시간지연 및 전송속도에 의한 불감영역(deadzone)이 발생할 수 있다. 오차해석에서는 이들에 의한 전자광학추적장비의 운동특성을 예측하고 이에 따른 해결방안을 기술하였다. 또한 사용되는 각 신호의 오차성분에 따른 오차해석을 수행하였다. 설계된 알고리즘은 비행시험을 통하여 유용성을 입증하였다.

II. 전자광학추적장비

전자광학추적장비는 외부 진동에 의한 영상 떨림을 방지하며, 자동추적기능을 보유한다. 전자광학추적장비의 안정화 굴림대(stabilized platform)는 그림 1과 같이 내부굴림대(inner gimbal)와 외부굴림대(outer gimbal)로 구성되며, 각 굴림대는 방위각과 고각으로 구동된다. 내부굴림대는 영상센서를 지지하고 있으며, 영상센서 안정화를 목적으로 한다. 외부굴림대는 외부굴림대를 둘러싸는 하우징 형태로 구성되며, 내부굴림대를 추종한다. 내부굴림대와 외부굴림대는 마찰 및 무게 불균형에 의한 비선형성이 최소화되도록 설계하였다[7,8].

* 책임저자(Corresponding Author)

논문접수 : 2003. 12. 20., 채택확정 : 2004. 9. 3.

박주광, 정슬 : 충남대학교 메카트로닉스공학과

(jupark21c@hanafos.com/jungs@cnu.ac.kr)

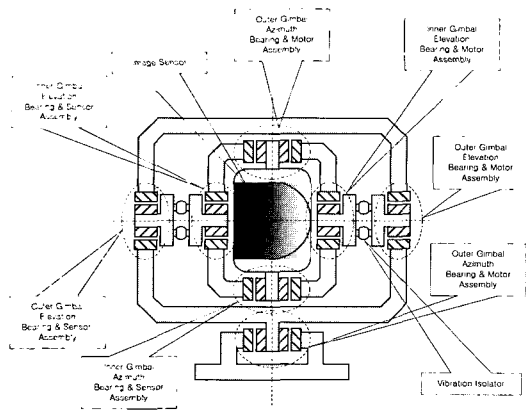


그림 1. 안정화굴림대 구동 메커니즘.
Fig. 1. Drive mechanism of the stabilized platform.

전자광학추적장비 구성은 그림 2와 같다. 안정화루프(stabilization loop)는 내부 굴림대를 안정화한다. 안정화는 자이로가 관성평면에 대한 내부굴림대의 회전운동을 검출하여 안정화루프 제어기로 전송하고, 안정화루프 제어기에서 발생한 토크 명령을 서보증폭기를 통하여 내부굴림대로 인가한다. 제어기는 PID 제어기로 구성하였으며, 구현된 대역폭은 65 Hz이다.

종속루프(slave loop)는 외부굴림대를 제어한다. 내부굴림대와 외부굴림대의 각변위 오차는 기계적으로 검출되며, 종속루프 제어기로 입력된다. 종속루프 제어기는 외부굴림대 토크모터로 구동명령을 발생하여 외부굴림대가 내부굴림대를 추종하도록 한다. 종속루프 대역폭은 약 3Hz로 구현되었다.

외부굴림대는 탑재체에서 발생한 각진동 ω_{in} 이 구동부위 마찰에 의하여 전달되는 것을 제외하고는 내부굴림대로 전달되는 것을 차단하여 안정화 성능을 높일 수 있다. 한편 탑재체에서 발생한 병진진동은 내부굴림대로 모두 전달되며, 무게 불균형이 발생한 경우에는 병진진동에 의하여 각운동이 발생하여 안정정확도 성능이 저하된다. 그러므로 병

진진동이 전달되는 크기를 줄이기 위하여 내부굴림대와 외부굴림대 사이에 방진구(vibration isolator)를 장착한다. 방진구 선정은 탑재체의 진동 특성에 따른다.

운용모드 제어기(operational mode controller)는 운용자가 발생한 운용모드에 대하여 동작하도록 각속도명령을 발생한다[4]. 수동모드(joystick mode)는 운용자가 조종간을 통하여 발생하는 각속도 명령에 따라 안정화굴림대를 구동한다. 자동추적모드(auto-track mode)는 영상추적기(image tracker)에서 발생한 추적오차에 해당하는 만큼 전자광학추적장비를 회전한다. 따라서 자동추적모드에서는 표적에 대한 지속적이고 정밀한 추적이 가능하다. 위치모드(position mode)는 전자광학추적장비 시선이 비행체에 대하여 정해진 각도를 유지하는 모드이다. 자동추적모드와 위치모드는 PI 제어기로 구성되며, 대역폭은 약 3 Hz이다.

III. 좌표추적 알고리즘 설계

1. 좌표계 정의

1.1 지구좌표계(Earth Coordinate System) : S_E

지구에 고정된 좌표계로 X 축을 진북방향, Y 축을 동쪽방향, Z 축을 지구중심 방향으로 한다. 지구좌표계 S_E 의 X, Y, Z 축을 각각 X_E, Y_E, Z_E 로 표시한다(그림 3참조).

1.2 동체좌표계 (Body Axis System) : S_B

비행체에 고정된 좌표계이다. 원점은 비행체의 질량중심에 있으며, X 축은 동체 중심선 전방방향, Y 축은 비행체 후면에서 기수방향으로 바라볼 때 좌측방향, Z 축은 하강방향으로 한다. 동체좌표계 S_B 의 X, Y, Z 축을 각각 X_B, Y_B, Z_B 로 표시한다. 또한 X_B, Y_B, Z_B 축이 X_E, Y_E, Z_E 축을 중심으로 회전하여 발생하는 각도를 각각 roll, pitch, yaw라하며, 각각을 $\phi_{roll}, \phi_{pitch}, \phi_{yaw}$ 로 표시한다. 비행체 회전운동은 X_B, Y_B, Z_B 축 방향으로 시계방향으로 회전할 때를 (+) 방향이라 정의한다.

1.3 구동좌표계 (Platform Axis System) : S_P

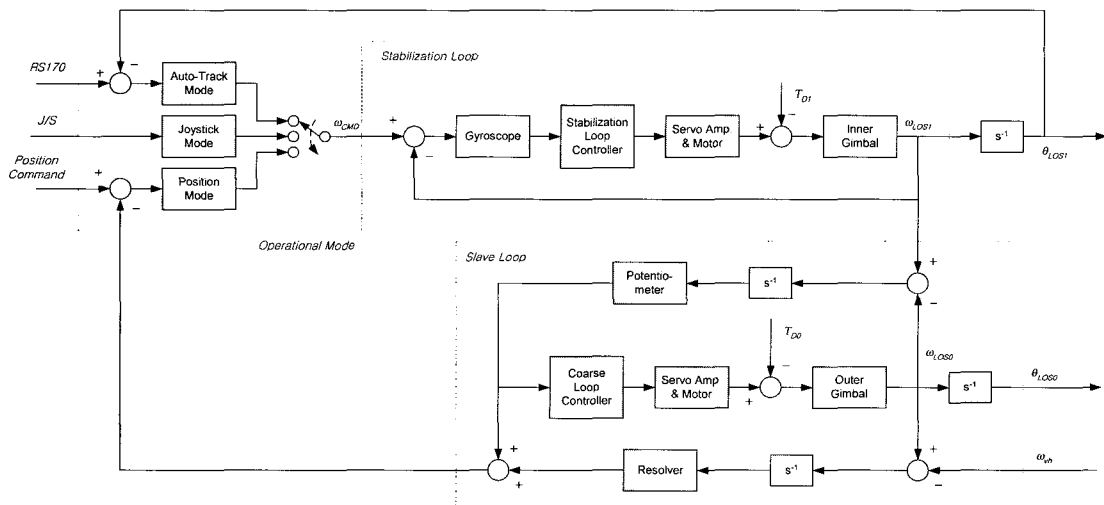


그림 2. 전자광학추적장비 블록도.
Fig. 2. EOTS block diagram.

전자광학추적장비에 고정된 좌표계이다. 원점은 방위각과 고각의 회전축 접점으로 정하고, 비행체의 질량중심에 있는 것으로 가정한다. 또한 X 축은 영상센서 시선방향, Y 축은 시선 좌측 측면방향, Z 축은 시선 아래 방향으로 한다. 구동좌표계의 X, Y, Z 축을 각각 X_P, Y_P, Z_P 로 표시한다. 또한 X_P, Y_P, Z_P 축이 X_B, Y_B, Z_B 축에 대하여 회전하여 발생하는 각도를 각각 횡전각, 고각, 방위각이라 하며, 각각을 $\theta_{roll}, \theta_{EL}, \theta_{AZ}$ 로 표시한다. 전자광학추적장비는 방위각 θ_{AZ} 와 고각 θ_{EL} 을 구동한다. 전자광학추적장비 회전운동은 X_B, Y_B, Z_B 축 방향에 대하여 시계방향으로 회전할 때를 (+) 방향이라 정의한다. 한편 전자광학추적장비는 비행체에 고정되어 운용되므로 동체좌표계 S_B 와 구동좌표계 S_P 의 병진운동 크기는 일치한다.

2. 좌표추적 알고리즘

비행체에 탑재된 항법센서는 좌표 데이터로 출력되며, 좌표마다 단위 좌표에 대한 실제 거리는 다르므로 보정이 필요하다. 보정 알고리즘의 계수는 실제 거리 데이터를 이용하여 curve fitting 기법을 사용하여 구하였다.

(1)을 이용하여 비행체와 표적의 위도방향 좌표를 각각 거리 X_L 로 환산한다.

$$X_L = 0.0094 X_C^2 + 110.29 X_C - 4204.5936 \quad (1)$$

여기서 X_C 는 위도좌표 [°]이며, X_L 은 위도 38°위치를 기준으로 한 위도방향의 위치[km]이다. (1)을 사용하여 구한 비행체와 표적의 좌표를 (2)에 대입하여 비행체로부터 표적까지의 거리 X_T 를 구한다.

$$X_T = X_{T\ target} - X_{Vehicle} \quad (2)$$

여기서 $X_{Vehicle}$ 과 $X_{T\ target}$ 는 각각 비행체와 표적좌표로 (2)에 대입하여 계산한 위도방향의 비행체와 표적 거리 X_T 이다.

경도방향의 거리는 위도에 따라 결정된다. 따라서 (3)을 이용하여 비행체가 위치한 위도를 기준으로 1°의 스케일 팩터 Y_S 를 구한다.

$$Y_S = -0.0135 X_C^2 - 0.166 X_C + 113.6 \quad (3)$$

경도방향의 표적거리 Y_T [km]를 (4)와 같이 계산한다.

$$Y_T = (Y_{T\ target} - Y_{Vehicle}) \cdot Y_S \quad (4)$$

여기서 $Y_{Vehicle}$ 와 $Y_{T\ target}$ 는 각각 경도방향의 비행체와 표적의 좌표 [°]이다.

고도방향 표적거리 Z_T 는 (5)와 같이 계산된다.

$$Z_T = Z_{T\ target} - Z_{Vehicle} \quad (5)$$

여기서 $Z_{Vehicle}$ 는 해수면 기준 비행체 고도이며, $Z_{T\ target}$ 는 해수면 기준 표적의 고도이다.

좌표추적 알고리즘은 비행체 위치에서 진북에 대한 시선 각도를 구하고, 비행체 자세에 의한 시선을 보정하였다. 전자광학추적장비 방위각 θ_{AZ} 는 360°관측이 가능하므로 전방

향에 대한 위치를 계산하여야 한다. 진북에 대한 표적좌표의 방위각 θ_{TAZ} 는 (6)과 같이 동체좌표계 S_B 의 원점으로부터의 표적의 이격거리 X_T 와 Y_T 의 부호에 따라 계산한다.

$$\theta_{TAZ} = \tan^{-1}(Y_T, X_T) \quad (6)$$

한편, 고각 θ_{EL} 은 ±90° 범위를 관측하여도 전방향 관측이 가능하므로 비행체가 위치한 평면에 대한 고각 θ_{TEL} 은 (7)과 같다.

$$\theta_{TEL} = \tan^{-1}\left(\frac{Z_T}{D_{XY}}\right) \quad (7)$$

여기서 D_{XY} 는 비행체와 표적의 수평거리이다.

(6)과 (7)은 비행체 자세를 고려하지 않은 전자광학추적장비의 시선 위치이므로 비행체 자세에 따른 시선 각도를 보정하여야 한다. 비행체 yaw, pitch, roll 자세에 의한 전자광학추적장비 시선은 (8)과 같이 나타난다[8,9].

$$\begin{bmatrix} \theta_{VAZ} \\ \theta_{VEL} \\ \theta_{VRL} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_{CAZ} & -\sin \theta_{CAZ} \\ 0 & \sin \theta_{CAZ} & \cos \theta_{CAZ} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi_{yaw} \\ \phi_{pitch} \\ \phi_{roll} \end{bmatrix} \quad (8)$$

여기서 $\theta_{VAZ}, \theta_{VEL}, \theta_{VRL}$ 은 각각 비행체 자세에 의한 전자광학추적장비 시선의 방위각과 고각, 횡전각 방향으로 보정하여야 하는 각도이며, θ_{CAZ} 는 전자광학추적장비 방위각 위치 명령이다.

(6)과 (7)을 (8)로 보정하여 (9)와 같이 방위각과 고각 시선위치 명령 $\theta_{CAZ}, \theta_{CEL}$ 을 발생한다.

$$\begin{aligned} \theta_{CAZ} &\equiv \theta_{AZ} = \theta_{TAZ} - \theta_{VAZ} \\ \theta_{CEL} &\equiv \theta_{EL} = \theta_{TEL} - \theta_{VEL} \end{aligned} \quad (9)$$

(9)의 θ_{CAZ} 과 θ_{CEL} 을 전자광학추적장비 위치모드의 방위각과 고각 위치명령으로 인가하여 시선이 이를 추종(tracking)함으로써 표적좌표 추적이 이루어진다. 좌표추적을 위한 시선 구동명령 $\theta_{CAZ}, \theta_{CEL}$ 과 전자광학추적장비 시선 θ_{AZ}, θ_{EL} 의 오차는 위치루프의 동특성에 의하여 결정된다.

3. 오차해석

3.1 표적좌표 오차

표적좌표 오차에 의한 전자광학추적장비 시선 지향 오차를 계산한다. 점 P_1 을 관측하고자하는 경우, 표적좌표 신호 분해능이나 신호처리 오차 등에 의한 표적좌표 오차로 인하여 점 P_2 가 지정되어 그림 3과 같이 시선 지향 오차가 발생한다.

비행체에서 표적까지의 오차는 지구좌표계 S_E 에서 정의되며, (10)과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} X_T &= \hat{X}_T + X_e \\ Y_T &= \hat{Y}_T + Y_e \\ Z_T &= \hat{Z}_T + Z_e \end{aligned} \quad (10)$$

여기서 X_e, Y_e, Z_e 는 각각 X_E, Y_E, Z_E 축의 표적 거리오차이며, $\hat{X}_T, \hat{Y}_T, \hat{Z}_T$ 는 각각 계산된 X_E, Y_E, Z_E 축에서의 표적거

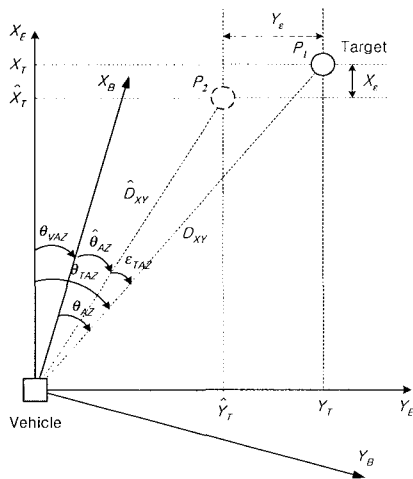
리이다. 표적 거리오차에 의하여 발생하는 방위각 시선 지향 오차 ϵ_{TAZ} 와 고각 시선 지향 오차 ϵ_{TEL} 은 (11)과 같다.

$$\begin{aligned} \epsilon_{TAZ} &= \theta_{AZ} - \hat{\theta}_{AZ} \\ \epsilon_{TEL} &= \theta_{EL} - \hat{\theta}_{EL} \end{aligned} \tag{11}$$

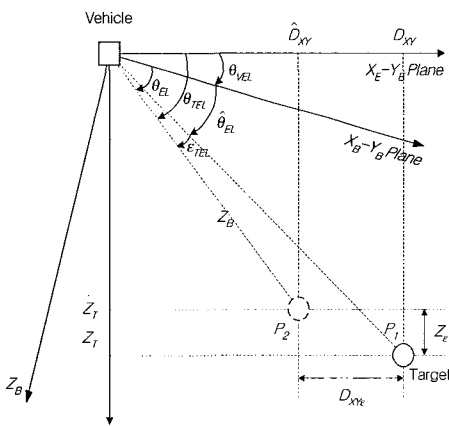
여기서 θ_{AZ} 와 $\hat{\theta}_{AZ}$ 는 각각 실제 표적거리에 대한 방위각과 표적 거리오차를 포함하는 방위각이며,

$$\begin{aligned} \theta_{AZ} &\equiv \theta_{CAZ} = \tan^{-1}\left(\frac{Y_T}{X_T}\right) - \theta_{VAZ} \\ \hat{\theta}_{AZ} &\equiv \hat{\theta}_{CAZ} = \tan^{-1}\left(\frac{\hat{Y}_T}{\hat{X}_T}\right) - \theta_{VAZ} \end{aligned} \tag{12}$$

θ_{EL} 과 $\hat{\theta}_{EL}$ 은 각각 실제 표적거리에 대한 고각과 표적 거리 오차를 포함하는 고각이다.



(a) Azimuth angle



(b) Elevation angle

그림 3. 표적좌표 오차에 의한 시선 지향 오차.
Fig. 3. LOS designation error due to coordinates error of a target.

$$\theta_{EL} \equiv \theta_{CEL} = \tan^{-1}\left(\frac{Z_T}{D_{XY}}\right) - \theta_{VEL} \tag{13}$$

$$\hat{\theta}_{EL} \equiv \hat{\theta}_{CEL} = \tan^{-1}\left(\frac{\hat{Z}_T}{\hat{D}_{XY}}\right) - \theta_{VEL}$$

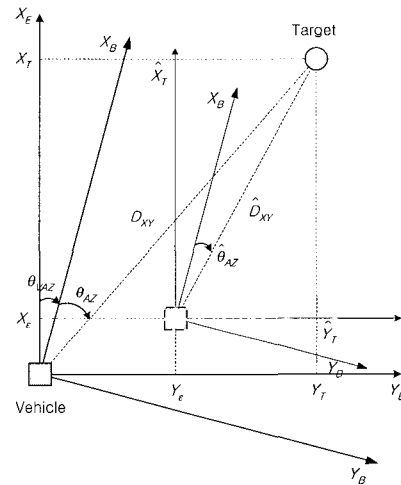
여기서 \hat{D}_{XY} 는 표적 거리오차를 포함하는 평면표적 거리이다. (12)와 (13)을 (11)에 대입하여 정리하면 (14)와 같다.

$$\epsilon_{TAZ} = \tan^{-1}\left(\frac{Y_T \cdot \hat{X}_T - X_T \cdot \hat{Y}_T}{X_T \cdot \hat{X}_T + Y_T \cdot \hat{Y}_T}\right) \tag{14}$$

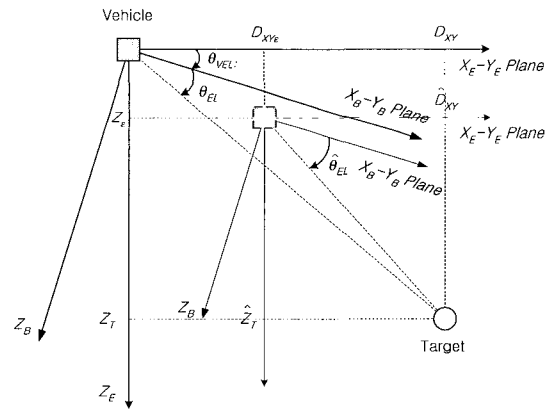
$$\epsilon_{TEL} = \tan^{-1}\left(\frac{D_{XY} \cdot \hat{Z}_T - Z_T \cdot \hat{D}_{XY}}{D_{XY} \cdot \hat{D}_{XY} + Z_T \cdot \hat{Z}_T}\right)$$

한편 실제 표적거리 D_{XY} 와 D_{XYZ} 는 (15)와 같으므로

$$\begin{aligned} D_{XY}^2 &= (X_T - X_e)^2 + (Y_T - Y_e)^2 \\ D_{XYZ}^2 &= (X_T - X_e)^2 + (Y_T - Y_e)^2 + (Z_T - Z_e)^2 \end{aligned} \tag{15}$$



(a) Azimuth angle



(b) Elevation angle

그림 4. 비행체 위치 오차에 의한 시선 지향 오차.
Fig. 4. LOS designation error of EOTS due to a vehicle position error.

(15)를 (14)에 대입하면, (16)과 같이 정리된다.

$$\begin{aligned} \epsilon_{TAZ} &= \tan^{-1} \left(\frac{2(Y_T \cdot X_e - X_T \cdot Y_e)}{(D_{XY}^2 - D_{XYe}^2) + \hat{D}_{XY}^2} \right) \\ \epsilon_{TEL} &= \tan^{-1} \left(\frac{2(D_{XY} \cdot Z_e - Z_T \cdot D_{XYe})}{(D_{XYZ}^2 - D_{XYZe}^2) + \hat{D}_{XYZ}^2} \right) \end{aligned} \quad (16)$$

(16)은 표적이 비행체로부터 멀리 있을수록 시선 지향 오차는 감소하며, 비행체가 표적에 접근함에 따라 시선 지향 오차가 증가함을 의미한다. 또한 분자항에 의하여 동일한 거리에 표적이 존재할 경우 시선 지향 오차의 최대 및 최소조건은 표 1에 정리하였다. 즉, 비행체에서 실제 표적으로의 벡터와 표적오차의 벡터방향이 일직선상에 존재하는 경우 시선 지향 오차는 최소가 된다. 반면에 비행체에서 실제 표적으로의 벡터와 표적 오차의 벡터방향이 직각인 경우 지향 각도 오차는 최대가 된다.

3.2 센서오차

좌표추적기는 시선이 지향하는 위치를 계산하기 위하여 비행체 좌표 및 자세에 대한 정보를 사용한다. 이때 비행체의 좌표와 자세는 각각 비행체의 항법시스템(GPS, INS 등)과 자세센서(synchro 등)의 신호를 사용한다. 항법시스템 오차에 의한 시선 지향 오차 발생개념은 그림 4와 같다. 이 경우 시선 지향 오차는 표적좌표 오차에 의하여 발생하는 시선 지향 오차와 결과가 동일하게 발생한다.

한편, 자세센서 오차에 의하여 발생하는 시선 지향 오차 ϵ_{VAZ} , ϵ_{VEL} 는 (17)과 같다.

$$\begin{aligned} \epsilon_{VAZ} &= \theta_{VAZ} - \hat{\theta}_{VAZ} \\ \epsilon_{VEL} &= \theta_{VEL} - \hat{\theta}_{VEL} \end{aligned} \quad (17)$$

여기서 θ_{VAZ} 와 θ_{VEL} 은 실제 비행체 자세에 의하여 전자광학추적장비 시선위치에 보상되어야하는 각도이고, $\hat{\theta}_{VAZ}$ 와 $\hat{\theta}_{VEL}$ 은 오차를 포함하는 자세센서 출력에 의하여 발생하는 전자광학추적장비 시선위치에 보상각도이다. 자세센서 오차에 의하여 발생하는 시선 지향 오차는 (18)과 같다.

$$\begin{aligned} \epsilon_{VAZ} &= \phi_{yaw} \\ \epsilon_{VEL} &= -\cos\theta_{AZ} \cdot \phi_{pitche} + \sin\theta_{AZ} \cdot \phi_{rolle} \end{aligned} \quad (18)$$

여기서 ϕ_{yaw} , ϕ_{pitche} , ϕ_{rolle} 는 각각 비행체 yaw, pitch, roll 축에 대한 자세센서의 회전오차이다.

센서오차를 발생하는 요소중에 안정화 굴림대를 장착할 때 발생하는 기계적인 오차를 포함한다. 장착오차는 영점정렬을 통하여 보상될 수 있으며, 영점정렬 과정에서 비행체의 자세센서의 직류오차 성분이 동시에 보상된다.

표 1. 시선 지향 오차 최대 및 최소조건.

table 1. Condition of max/min LOS error.

| | 최소오차 조건 | 최대오차 조건 |
|-----|--|--|
| 방위각 | $\frac{Y_T}{X_T} \quad \frac{Y_e}{X_e}$ | $\frac{Y_T}{X_T} \quad \frac{Y_e}{X_e}$ |
| 고 각 | $\frac{Z_T}{D_{XY}} \quad \frac{Z_e}{D_{XYe}}$ | $\frac{Z_T}{D_{XY}} \quad \frac{Z_e}{D_{XYe}}$ |

3.3 신호 전송속도 및 시간지연

비행체의 항법시스템은 디지털 신호로 출력되므로 시간 지연 및 불감영역이 발생할 수 있다. 반면에 자세센서 신호는 아날로그 신호가 발생되며 인터페이스 회로를 통하여 입력되어 디지털 신호로 변환된다. 신호의 전송속도에 의한 비행체 위치오차는 비행체 위치 변화율(속도)에 비례하므로 항법시스템 신호의 전송속도에 의한 X_E, Y_E, Z_E 축에서 비행체 위치오차는 각각 (19)와 같다.

$$\begin{aligned} [X_e]_{max} &= -V_X \cdot T_S \\ [Y_e]_{max} &= -V_Y \cdot T_S \\ [Z_e]_{max} &= -V_Z \cdot T_S \end{aligned} \quad (19)$$

여기서 $[\cdot]_{max}$ 는 신호의 최대크기이며, V_X, V_Y, V_Z 는 각각 X_E, Y_E, Z_E 축 방향 비행체 속도이고, T_S 는 항법시스템 신호가 출력되는 주기이다. 또한 항법시스템 신호의 시간지연에 의한 X_E, Y_E, Z_E 축에서 비행체 위치오차는 각각 (20)과 같다.

$$\begin{aligned} X_e &= -V_X \cdot T_D \\ Y_e &= -V_Y \cdot T_D \\ Z_e &= -V_Z \cdot T_D \end{aligned} \quad (20)$$

여기서 T_D 는 항법시스템 신호의 지연시간이다. 신호의 전송속도와 시간지연에 의한 비행체 위치오차는 (21)과 같다.

$$\begin{aligned} [X_e]_{max} &= -V_X \cdot (T_S + T_D) \\ [Y_e]_{max} &= -V_Y \cdot (T_S + T_D) \\ [Z_e]_{max} &= -V_Z \cdot (T_S + T_D) \end{aligned} \quad (21)$$

(16)에 (21)을 대입하면 항법시스템 신호의 시간지연에 의한 시선 지향 오차가 산출된다.

신호의 시간지연이 전자광학추적장비 시선에 미치는 영향은 비행체가 표적에 접근함에 따라 점차로 증가된다. 한편 전송속도에 의한 오차는 신호가 갱신되는 순간에 전자광학추적장비 시선 지향 오차가 감소하며, 다음 신호의 갱신이 되기까지 오차는 증가한다. 이러한 일련의 과정은 영상의 떨림을 발생하며, 그 크기는 비행체가 표적에 접근할수록 증가한다. 이러한 떨림 현상은 데이터의 갱신율을 증가시켜 해결할 수 있으며, 정밀한 항법 데이터를 산출하기 위하여 GPS와 INS 통합기법이 제시되고 있다[10,11]. 이들 신호의 조합은 GPS에 의한 데이터를 기준으로 다음 신호가 갱신되기까지 INS 데이터로 비행체 위치를 계산한다.

한편 INS를 탑재하고 있지 않은 비행체에서 (22)와 같이 위도와 경도방향 표적거리 X_T, Y_T 를 보간기법(interpolation)을 사용하여 처리함으로써 영상 떨림현상을 보상하였다 [12,13].

$$\begin{aligned} \bar{X}_T(k) &= \bar{X}_T(k-1) + \Delta X_T \\ \bar{Y}_T(k) &= \bar{Y}_T(k-1) + \Delta Y_T \end{aligned} \quad (22)$$

여기서 \bar{X}_T, \bar{Y}_T 는 보간기법으로 처리된 경도방향 표적거

리이며, ΔX_T , ΔY_T 는 좌표추적 제어기의 단위 샘플동안 변화된 표적거리이다.

$$\Delta X_T = \frac{X_T(k) - X_T(k - T_s)}{n} \tag{23}$$

$$\Delta Y_T = \frac{Y_T(k) - Y_T(k - T_s)}{n}$$

여기서 n 은 관성항법 장비 출력의 샘플링 주기를 제어기 프로세서 샘플링 주기로 나눈 값이다.

자세센서 신호 전송속도 및 시간지연에 의하여 발생하는 시선 지향 오차는 (24)와 같다.

$$\begin{aligned} \phi_{yaw}|_{max} &= -V_{yaw} \cdot (T_s + T_D) \\ \phi_{pitch}|_{max} &= -V_{pitch} \cdot (T_s + T_D) \\ \phi_{roll}|_{max} &= -V_{roll} \cdot (T_s + T_D) \end{aligned} \tag{24}$$

여기서 V_{yaw} , V_{pitch} , V_{roll} 는 각각 yaw, pitch, roll 축 비행체의 회전속도이다. 그러므로 자세센서 신호의 지연시간에 의한 전자광학추적장비 방위각과 고각 시선 지향 오차 ϵ_{SAZ} , ϵ_{SEL} 는 (25)와 같다.

$$\begin{aligned} [\epsilon_{SAZ}]_{max} &= -V_{yaw} \cdot (T_s + T_D) \\ [\epsilon_{SEL}]_{max} &= -\cos \theta_{AZ} \cdot V_{pitch} \cdot (T_s + T_D) \\ &\quad + \sin \theta_{AZ} \cdot V_{roll} \cdot (T_s + T_D) \end{aligned} \tag{25}$$

자세센서 신호를 전자광학추적장비에서 직접 디지털화하는 경우, 신호의 시간지연 및 전송속도는 발생하지 않는다.

오차해석의 결과로서 시선 지향 오차가 적게 발생하도록 비행 형태를 규정하였다. 비행체에서 먼 거리에 위치한 표적을 탐지하고 표적으로 접근함으로써 시선 지향 오차를 줄이는 방법을 사용하였다. 이때 발생하는 시선 지향 오차는 조종간을 조작하여 시선의 offset을 발생하는 보정 기능을 추가하였으며, 자동추적으로 전환함으로써 정밀한 표적 추적 및 관측이 가능하도록 하였다.

IV. 컴퓨터 시뮬레이션 및 비행시험

1. 시뮬레이션

센서오차 및 좌표오차, 시간지연이 존재하는 조건에서의 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션에서 고려된 사항은 다음과 같다.

- 전자광학추적장비 위치루프의 전달함수는 (26)과 같이 대역폭 3 Hz의 2차 저역필터로 간략화하여 시뮬레이션을 수행하였다.

$$G_{AZ}(s) = \frac{(2\pi \cdot 3)^2}{s^2 + 2 \cdot 0.5 \cdot (2\pi \cdot 3)s + (2\pi \cdot 3)^2} \tag{26}$$

$$G_{EL}(s) = \frac{(2\pi \cdot 3)^2}{s^2 + 2 \cdot 0.5 \cdot (2\pi \cdot 3)s + (2\pi \cdot 3)^2}$$

이때 전자광학추적장비 위치루프의 동특성에 의하여 발생하는 시선 지향각도 오차는 약 0.3°이다.

- 비행체 위치신호 발생은 GPS에서 발생하며, INS는 탐

표 2. 시뮬레이션에 인가된 조건.

Table 2. Simulation conditions.

| 센서 | 항목 | 센서오차 | 시간지연 | 전송속도 | 비고 |
|-------|----------------------|---------------------|----------|----------|----|
| 항법시스템 | 위도 X_E | 10 sin(2π·0.01)t m | 1 sec | 1 sec | |
| | 경도 Y_E | 10 sin(2π·0.03)t m | 1 sec | 1 sec | |
| | 고도 Z_E | 10 sin(2π·0.05)t m | 1 sec | 1 sec | |
| 자세센서 | Yaw ϕ_{yaw} | 0.3 sin(2π·0.02)t ° | 1/60 sec | 1/60 sec | |
| | Pitch ϕ_{pitch} | 0.3 sin(2π·0.06)t ° | 1/60 sec | 1/60 sec | |
| | Roll ϕ_{roll} | 0.3 sin(2π·0.15)t ° | 1/60 sec | 1/60 sec | |
| 표적좌표 | 위도 X_{WP} | 10 sin(2π·0.11)t m | 0 sec | 1/60 sec | |
| | 경도 Y_{WP} | 10 sin(2π·0.07)t m | 0 sec | 1/60 sec | |

재하지 않는다. GPS 신호 전송주기는 1 Hz이며, 1 샘플 지연된다고 가정한다. 샘플링 주기에 의한 영향은 신호를 보간법을 사용하여 샘플링 주파수를 증대하였다.

- 비행체의 자세센서 신호는 전자광학추적장비에서 샘플링 주기 60 Hz의 디지털 신호로 변환되고, 시스템 내부에서 한 샘플이 지연된다.
- 비행체의 위치 및 자세 오차는 정현파를 인가하여 발생한다. 인가된 비행체의 위치 및 자세, 표적좌표 오차는 표 2와 같다.
- 비행체의 전자지도와 연동되어 표적고도 정보가 전자광학추적장비로 전송된다.

시뮬레이션을 수행하기 위한 비행 궤적 및 결과는 그림 5에 보였다. 시뮬레이션 결과에서 비행체의 위치 및 자세 오차가 없고, 시간지연 및 불감시간이 발생하지 않는 경우와 비교하였다.

비행체는 표적을 중심에 두고 등속도로 반경 1 km의 원운동을 수행한다. 이때 비행체의 방향은 반시계 방향이며, 속도는 약 230 km/hr 이다. 고도는 1 km를 중심으로 ±200 m의 변화를 갖는다. 비행체 yaw 축은 360°변하며, pitch 축은 고도에 따라 ±11.3°변화한다고 가정한다. 한편 roll 축은 -10°를 유지한다고 가정한다. 표적좌표는 비행체 운동궤적의 중심에 위치한다.

비행체는 반시계 방향으로 회전하므로, 전자광학추적장비 방위각 시선의 보상신호는 360°변화한다. 표적좌표는 비행 궤적의 중심에 위치하므로 전자광학추적장비 방위각 시선은 -90°를 발생한다. 고각 시선은 비행궤적 반지름이 1 km 인 원운동을 하며, 비행체의 고도 변화가 발생한다. 따라서 비행체 고도 변화에 따른 고각의 운동이 발생한다.

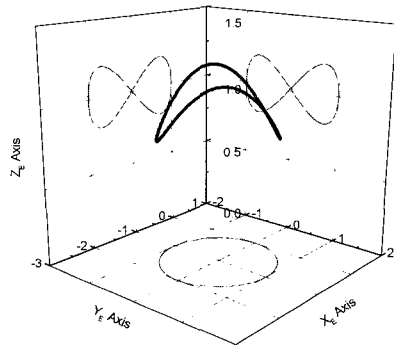
방위각 시선명령이 -90°를 발생하므로 비행체에 의한 보상신호는 roll 축 자세로서 보상된다. 전자광학추적장비 방위각은 동일한 방향으로 이동하므로 센서오차와 좌표 오차에 의한 시선 지향각도 오차계적은 시간지연에 의하여 표적 중심에서 벗어나 궤적을 형성한다. 고각의 시선 지향각도 오차는 비행체 고도 변화에 따른 항법시스템 시간지연에 의한 영향이 발생하지만, 고도변화의 속도가 빠르지 않으므로 고도변화가 없는 경우에 비하여 시선 지향각도 오차는 크게 증가하지 않는다.

2. 비행시험

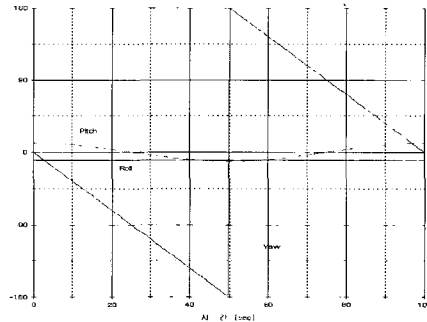
전자광학추적장치를 헬기에 탑재하여 비행시험을 수행하

였다. 시험 헬기는 주로 해상에서 운용되며, 탐색 레이더 (search radar)를 탑재하고 있다. 전자광학추적장치와 헬기의 구성도는 그림 6에 보였다.

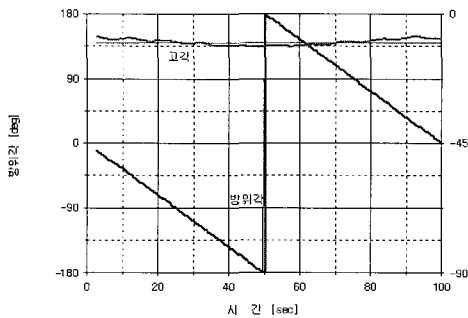
표적 좌표는 단일 펄스 형태로 출력되어 운용자가 출력 단추를 누를 때만 데이터가 갱신된다. 헬기 좌표는 GPS에서 1 Hz 간격으로 발생한다. 헬기 위치는 (22)의 보간기법으로



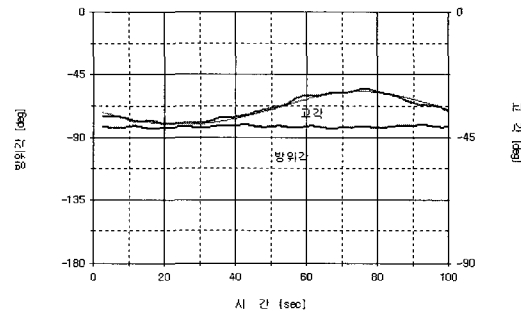
(a) Trajectory of a helicopter



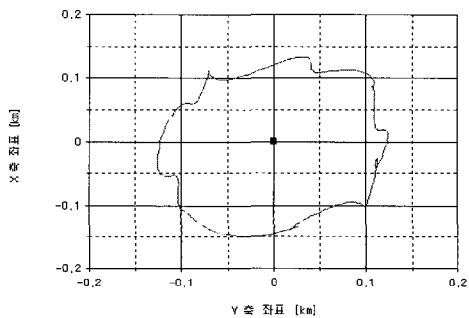
(b) Attitude of a helicopter



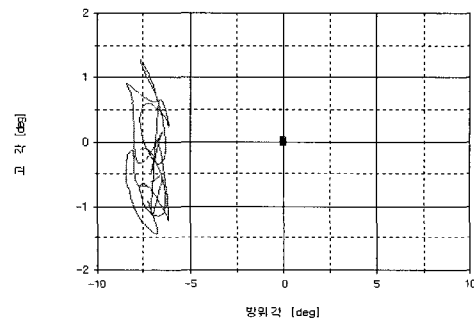
(c) Compensation signal for attitude error



(d) LOS of the EOTS



(e) Error of LOS



(f) Angle error of LOS

그림 5. 시뮬레이션 결과.
Fig. 5. Simulation result.

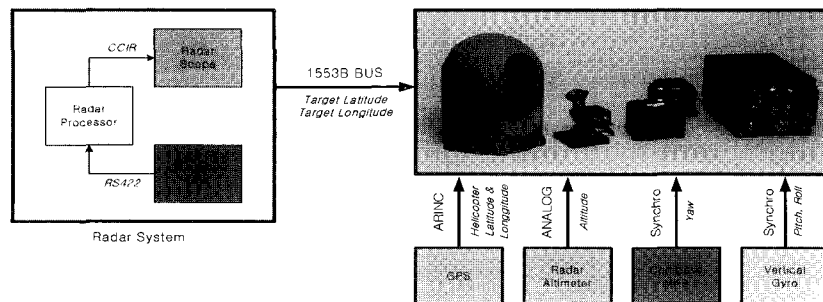
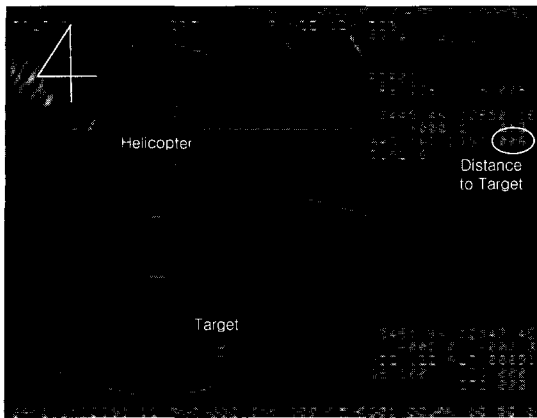


그림 6. 헬기의 전자광학추적장치 구성도.
Fig. 6. Block diagram of helicopter and EOTS.



Radar image

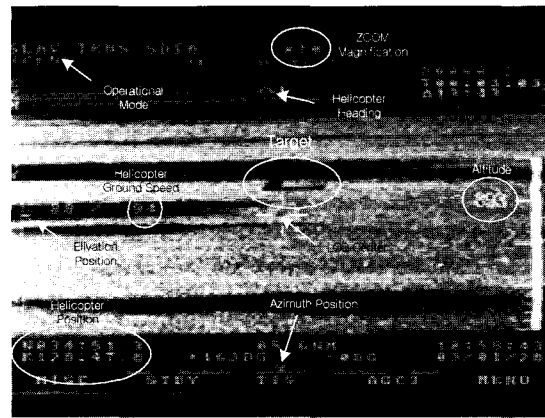
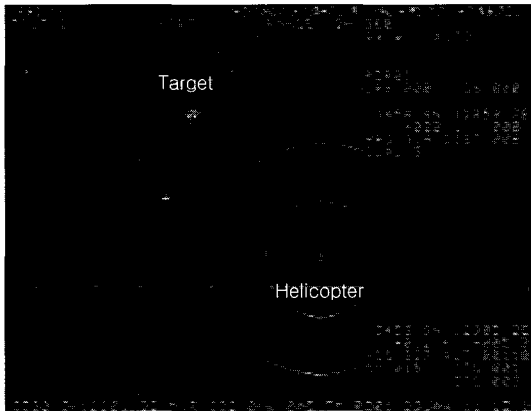


Image of EOTS

(a) Flight experiment I

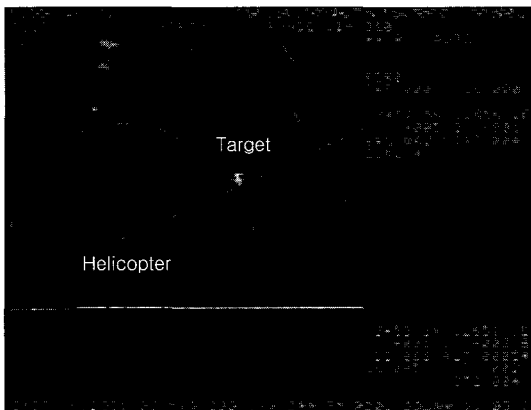


Radar image



Image of EOTS

(b) Flight experiment II



Radar image



Image of EOTS

(c) Flight experiment III

그림 7. 레이더 연동 비행시험.

Fig. 7. Flight tests slaved to a radar of a helicopter.

데이터를 처리하였고, 분해능은 약 28 m이다. 고도계는 레이더 고도계와 기압 고도계로 구성된다. 레이더 고도계는 고도 450 m까지 데이터를 발생하며, 그 이상에서는 기압 고도계의 데이터를 사용한다. 고도계 출력은 아날로그 신호이며, A/D 변환하여 사용한다. 헬기 자세는 synchro를 통하여

출력된다. yaw 축은 synchro와 나침반이 연결되며, 진북과 자북의 보상기능이 있다. pitch 축과 roll 축은 vertical gyro와 연결되어 있다. synchro 신호는 S/D 변환을 통하여 디지털 신호로 변환된다. 헬기 자세신호는 각 축에 최대 약 $\pm 0.5^\circ$ 오차가 발생한다.

비행시험 결과는 그림 7과 같다. 시험은 시계 10 배율 (4°× 3°)에서 수행하였으며, 제시된 영상은 표적을 포착한 레이더 영상과 정상상태에 도달한 전자광학추적장치의 열영상 센서 영상이다. 레이더를 통하여 표적이 설정되면, 전자광학추적장치는 전송된 표적과 헬기 정보를 이용하여 방위각과 고각의 시선각도를 계산하여 위치모드 기준입력으로 제공한다. 그림 7(a)는 헬기로부터 약 10 km에 위치한 표적을 지향하는 시험이다. 표적은 레이더를 통하여 약 12 km에서 포착하였다. 이때 헬기는 고도 약 270 m이며, 약 170 km/hr의 속도로 표적으로 접근하고 있다. 그림 7(b)는 헬기로부터 약 10 km에 위치한 표적을 지향하는 시험이다. 이때 헬기는 고도 약 300 m이며, 약 85 km/hr의 속도로 표적으로 접근하고 있다. 그림 7(a), (b)에서 표적은 고각방향으로 각각 약 +0.5°와 -0.5° 시선 지향 오차가 발생하며, 이것은 대부분 헬기 위치센서 오차로 인한 것으로 판단된다. 그림 7(c)는 헬기로부터 약 6 km 벗어난 위치의 표적을 지향하는 시험이다. 이때 헬기는 고도 약 150 m이며, 표적을 측면에 두고서 약 150 km/hr의 속도로 비행하였다. 이러한 비행패턴은 방위각 방향으로 최대 약 1.2°의 시선 지향 오차를 발생 하였다.

V. 결론

표적좌표지향은 전자광학추적장비의 시선이 지정된 좌표를 향하는 기능이다. 본 논문은 비행체에 탑재되는 전자광학추적장비의 좌표추적 알고리즘 및 비행시험 결과를 기술 하였다.

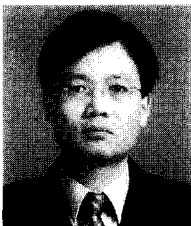
좌표추적 오차의 가장 큰 오차 요소는 신호 지연이며, 전송속도에 의하여 화면의 떨림 현상이 발생함을 오차해석을 통하여 보였다. 화면의 떨림 현상은 비행체 항법시스템 신호에 보간기법(interpolation)을 적용하여 이를 개선하였다. 본 알고리즘에 적용된 보간기법은 입력된 데이터의 차를 샘플링 주파수에 따라 일정하게 증가시키는 초보적인 기법으로, 고속 항공기에 적용하기 위하여 비행체 위치 예측(prediction) 기법을 통하여 개선하는 것이 차후의 과제이다.

전자광학추적장비 표적좌표 지향 기능의 도입은 시선을 표적까지 자동으로 이동함으로써 표적관측에 소요되는 시간을 단축하여 운용성을 크게 개선할 수 있었다. 또한 표적좌표를 비행 경유지(waypoint)로 입력하여 목적지의 영상을

전시함으로써 야간 및 악천후 상황에서의 비행체의 안전운항이 기여할 수 있는 기능으로 평가되었다.

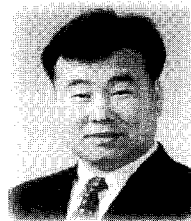
참고문헌

- [1] 김성수, 박주광, "EOTS 시선 안정화 제어기 연구(III)", 연구보고서, ATRC-409-94050 6, 국방과학연구소, 1994.
- [2] 박주광, "표적획득추적기술 연구(I) (연구모델 구성 및 성능시험)", 연구 보고서, KTRC-417-991025, 국방과학 연구소, 1999.
- [3] 박주광, "영상감지기 설계(III) (안정화 구동부)", 연구 보고서, TEDC-417-000601, 국방과학연구소, 2000.
- [4] 박주광, 장광일, "영상감지기 설계(X) (작동모드 설계)", 연구보고서, TEDC-417- 000844, 국방과학연구소, 2000.
- [5] 박주광, "전방관측적외선장비 좌표지향모드 알고리즘 설계", 한국군사과학기술학회 학술대회, pp. 131-143, 2001.
- [6] 박주광, "표적지향 알고리즘 설계", 한국군사과학기술학회, 통권 제10호, pp. 62-76, 2002.
- [7] E. J. Haug, *Intermediate Dynamics*, Prentice-Hall International, Inc., 1991.
- [8] K. S. Fu, R. C. Gonzalez, C. S. G. Lee, *Robotics-control, sensing, vision and intelligence*, McGraw-Hill, 1987.
- [9] J. J. Craig, "Introduction to robotics - mechanics and control", *Addison-Wesley Publishing Co.*, 1995.
- [10] J. A. Farrell, Matthew Barth, *The global positioning system and inertial navigation*, McGraw-Hill, 1988.
- [11] D. Goshen-Meskin, I. Y. Bar-Itzhack, "Observability analysis of piece-wise constant system part II : application to inertial navigation in-flight alignment", *IEEE Trans. On Aerospace and Electronic System*, vol. 28, no. 4, 1992.
- [12] C. H. Houppis, G. B. Lamont, *Digital control system*, McGraw-Hill, Inc., 1992.
- [13] W. H. Press, B. P. Elannery, S. A. Teukolsky, W. T. Vetterling, *Numerical recipes in C*, Cambridge University Press, 1988.



박 주 광

1988년 2월 광운대 전기공학과 졸업. 1990년 2월 동대학원 석사. 1990년 3월 국방과학연구소 입소. 2003년 3월~현재 충남대 박사과정. 관심분야는 제어 및 응용, 로보틱스, 영상 안정 시스템.



정 슬

1964년 9월 11일생. 1988년 미국 웨인 주립대 전기 및 컴퓨터 공학과 졸업. 1991년 미국 캘리포니아대 데이비스 전기 및 컴퓨터 공학과 석사. 동 대학 박사. 1997년~현재 충남대학교 메카트로닉스공학과 부교수. 관심분야는 지능 제어 및 지능 로봇 시스템, 로봇과 인간, 무인 로봇의 위치 추정 및 제어.