

헬기 장착 전방관측적외선장비 좌표지향시스템 개발

Development of a Geo-Pointing System of Helicopter-Mounted FLIR

김 성 수* 신 용 산* 김 성 수* 권 강 훈**
 Sung-Su Kim Yong-San Shin Sung-Soo Kim Kang-Hun Kwon

Abstract

FLIR(Forward Looking Infrared) geo-pointing is a function that helps pilots to see a target within the field of view under all coordinates and attitudes of helicopter. Geo-pointing controls FLIR LOS(line of sight) toward known target coordinates by using azimuth and elevation angles calculated from several information such as helicopter coordinates and attitudes, a FLIR position from a GPS antenna, and target coordinates. Geo-pointing performance has been tested and evaluated on the ground to save flight test costs and ensure flight safety. In this paper, design and implementation of a geo-pointing system is described with the results of performance test conducted on the ground test system.

Keywords : FLIR(전방관측적외선장비), Geo-Pointing(좌표지향)

1. 서론

전방관측적외선장비(FLIR : Forward Looking InfraRed)는 헬기에 탑재되며, 주·야간 표적에 대하여 헬기의 진동을 감소시킨 안정된 적외선 영상을 제공하는 장비이다^[1].

임무수행능력 증대를 위해 FLIR는 안정된 영상을 제공하는 기능뿐만 아니라 지속적인 표적관측 기능도 제공할 수 있어야 한다. 지속적인 표적 관측을 위한 대표적인 기능이 영상 자동추적과 좌표지향이다.

영상 자동추적 기능은 사용자가 관측하고자 하는 표

적을 영상에서 설정하면 영상처리를 통해 표적위치를 계산 후 시선을 구동시키는 방법이며^[2], 좌표지향 기능은 표적과 헬기의 위치 및 자세 정보로부터 시선 지향각(방위각, 고각)을 계산하여 시선을 구동함으로써 영상센서가 지속적으로 표적을 향하게 한다.

좌표지향 기능은 영상정보와 상관없이 표적을 시선 중심에 유지시키므로 표적과 FLIR 사이의 장애물로 인해 영상추적이 어려울 때 유용하게 이용할 수 있다. 하지만 표적의 위치를 알고 있어야만 구현 가능하므로 고정된 표적에 대해서만 적용 가능하고 이동표적에 대한 적용할 수 없는 단점이 있다.

좌표지향 기능은 표적과 헬기의 위치 및 자세정보만을 이용한 개루프 형태로 구성되므로 표적과 헬기의 위치 및 자세정보의 정확도가 지향 성능에 절대적인 영향을 미친다. 뿐만 아니라 헬기의 자세 및 위치 정보를 획득하는 과정에서 발생하는 전송시간지연, 시

† 2009년 7월 13일 접수~2009년 10월 22일 게재승인

* 국방과학연구소(ADD)

** 삼성탈레스(STC)

책임저자 : 김성수(kimsungsu@add.re.kr)

선제어기 구동오차, 정렬오차 등이 주요한 오차요소로 작용된다.

이와 같이 다양한 오차요소를 포함하는 좌표지향기의 성능은 시험비용 절감 및 안전성 확보를 위해 지상에서 충분히 검증되어야 한다.

본 논문에서는 좌표지향 시스템의 구현 및 개발에 대해 설명하고, 각 오차요소별 좌표지향 성능에 미치는 영향을 분석하고, 개발된 좌표지향 시스템의 성능을 검증하기 위해 지상 시험 시스템을 구축하고 시험을 통해 성능을 검증한 결과를 다룬다.

2. 시스템 구성

좌표지향 기능을 구현하기 위한 전체 시스템은 Fig. 1과 같이 임무컴퓨터(MC : Mission Computer), 통제시현기(CDU : Control Display Unit), 관성항법장치(GPS/INS) 그리고 FLIR로 구성된다. 헬기의 운동은 회전운동과 병진운동의 6자유도로 구성되며 GPS/INS에 의해 측정되어 MC를 경유하여 FLIR로 전송되고, 표적의 위치는 운용자가 CDU를 이용하여 설정할 수 있으며, 설정된 표적위치는 MC를 경유하여 FLIR로 전송된다. MC로부터 전달되는 헬기위치 및 자세, 표적위치를 이용하여 FLIR가 표적을 지향하기 위한 시선 지향각을 실시간으로 계산하고, 계산된 시선 지향각으로 시선을 제어한다. GPS/INS, MC, FLIR간 데이터 전송은 MIL-STD-1553B 방식으로 50Hz로 이루어지며, MC와 CDU 간 데이터 전송은 RS-422 방식을 사용한다^[3].

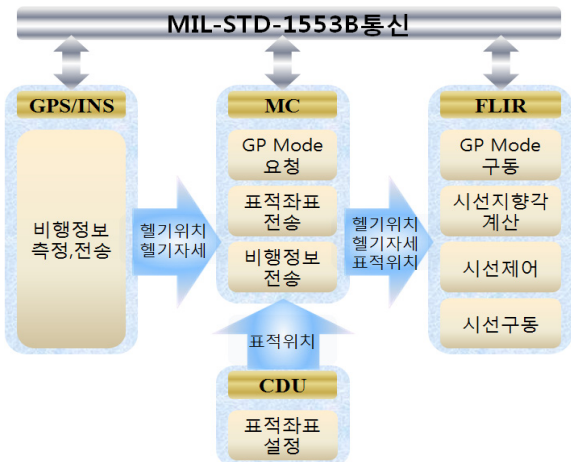


Fig. 1. 좌표지향기능 개념도

FLIR는 Fig. 2와 같이 센서구동기, 시스템처리기, 시선조종기로 구성된다. 센서구동기는 열상모듈 및 각종 센서를 내장하며, 시선을 원하는 방향으로 이동할 수 있는 구 형태의 터렛 구조물이며, 시스템처리기는 시선조종기로부터 운용명령을 입력받아 센서구동기를 구동하며, MC와의 데이터 통신을 수행한다. 운용자는 시선조종기의 스위치를 이용하여 센서구동기의 운용명령을 입력한다. 시스템처리기는 시스템제어기판(SCP : System Control Processor), 서보제어기판(DSC : Digital Servo Controller), 영상추적기판(VTP : Video Tracker Processor)의 기능보드로 구성되며 좌표지향 기능 관련 보드간 신호흐름은 Fig. 3과 같다. SCP는 MC로부터 헬기위치 및 자세, 표적위치 정보를 수신하여 시선 지향각을 계산한 후 DSC로 전송하고, DSC는 SCP로부터 전송된 시선 지향각을 시선 제어기의 위치 명령으로 적용하여 시선을 제어한다. SCP와 DSC간 통신은 DPRAM(Dual Port RAM)을 이용한다.



Fig. 2. FLIR 구성

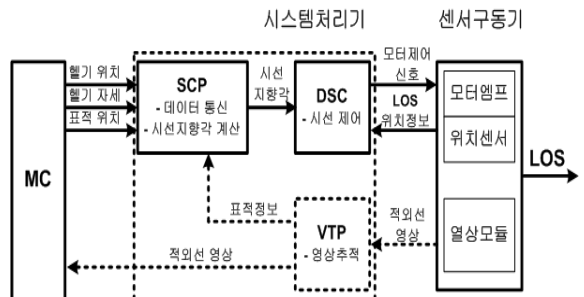


Fig. 3. 좌표지향시스템 신호흐름도

센서구동기는 Fig. 4와 같이 4축 김벌 구조로서 내부굴림대(Inner Gimbal)와 외부굴림대(Outer Gimbal)로

구분되고 각각은 방위각, 고각 방향의 2 자유도를 가지며 열상모듈은 내부굴림대에 장착된다. 내부굴림대와 외부굴림대는 물리적으로 방진구조로 서로 연결되어 외부에서 인가되는 진동은 방진구조에 의해 1차적으로 감소되고, 제어기를 통해 전자적으로 진동을 추가적으로 감소시킴으로써 열상모듈에 전달되는 진동을 최소화시킨다. 외부굴림대는 방위각 방향으로 360° 연속 회전이 가능하고 고각 방향은 +20° ~ -120°의 구동할 수 있으며, 내부굴림대는 외부굴림대를 기준으로 ±1° 정도의 구동 범위를 가진다. 외부굴림대와 내부굴림대의 위치는 각각 레졸버, 포텐시오메터를 이용하여 측정한다.

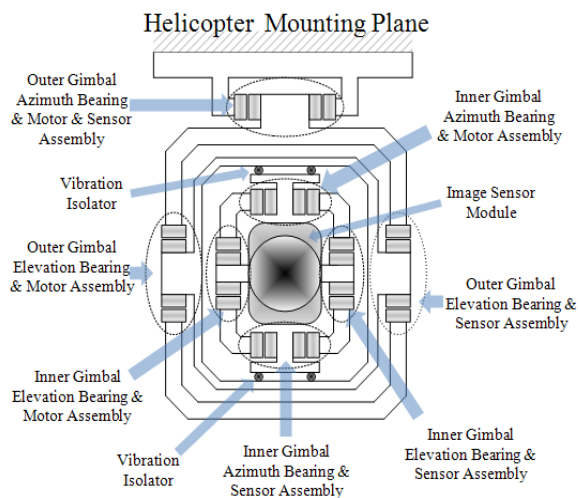


Fig. 4. 센서구동기 4축 김벌 개념도

3. 좌표지향 알고리즘 설계

좌표지향 기능은 무인기, 고정익기, 회전익기 등 다양한 시스템에서 운용되고 있으며, 좌표지향 알고리즘 또한 시스템 사양 및 구성에 따라 다양한 방법으로 제시되었으며^[4-6], 일반적으로 센서 데이터 및 플랫폼 구조에 따라 좌표계가 정의되고, 그 좌표계를 기준으로 표적을 지향하기 위한 시선 지향각을 계산하여 시선을 구동한다.

가. 좌표계 정의

좌표지향을 위한 FLIR의 시선 지향각을 계산하기 위해 다음과 같은 좌표계가 정의된다.

1) Geodetic 좌표계(S_g)

위도-경도-고도로 표현되는 좌표계로서 임의의 점 P의 위도는 P점을 지나는 법선과 적도면이 이루는 각으로 정의하며 적도면을 위도 0°로 정의한다. 경도는 그리니치 천문대를 통과하는 자오선과 P점을 지나는 자오선 사이의 각으로 정의되며, 고도는 법선방향으로 타원체로부터의 거리이다. GPS/INS에서 측정하는 표적 및 헬기의 위치정보는 Geodetic 좌표계 기준으로 표현된다.

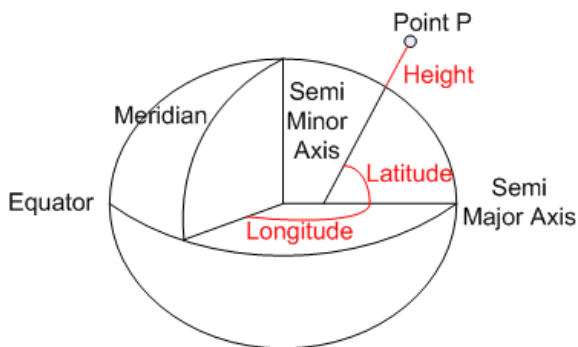


Fig. 5. Geodetic 좌표계

2) ECEF(Earth-Centered, Earth-Fixed) 좌표계(S_e)

지구 중심을 원점으로 하며 원점으로부터 그리니치 자오선과 적도면이 만나는 점으로 연장선을 그어서 X축으로 정의한다. 또한 오른손 좌표계를 이용할 때 X축으로부터 적도면을 따라 동쪽으로 90° 위치에 Y축, 타원체의 회전축을 Z축으로 정의한다. 시선 지향각 계산 시 기준이 되는 좌표계이다.

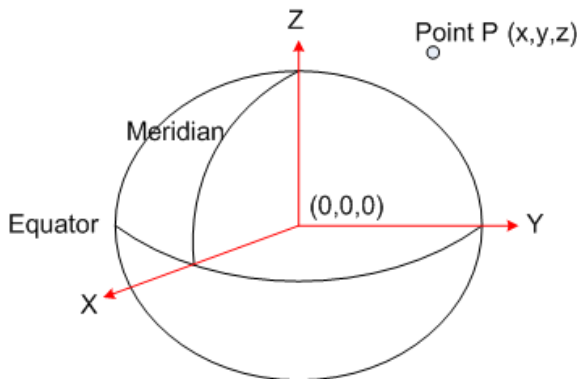


Fig. 6. ECEF 좌표계

3) NED(North-Ease-Down) 좌표계(S_n)

헬기의 위치를 원점으로 하며 북-동-하방으로 표현한다. 헬기의 자세 정보인 Roll, Pitch, Heading은 NED 좌표계를 기준으로 측정된다.

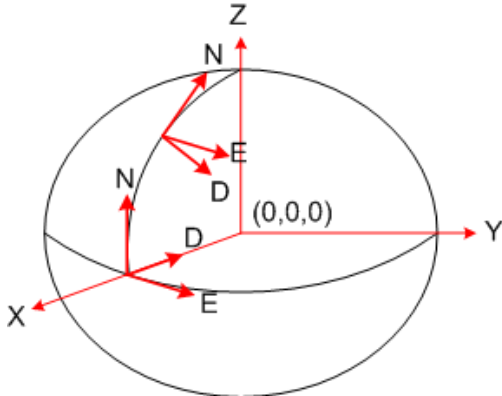


Fig. 7. NED 좌표계

4) 헬기 좌표계(S_a)

GPS/INS의 위치를 원점으로 하며 기수 전방, 우측 방, 하방을 각각 X, Y, Z축으로 정의한다.

5) FLIR 좌표계(S_f)

FLIR는 헬기의 기수 전방에 하방으로 장착되며 헬기 좌표계 기준으로 전방으로 평행 이동한 위치를 원점으로 정의한다. 헬기 좌표계와 동일하게 전방, 우측 방, 하방을 각각 X, Y, Z축으로 정의한다.



Fig. 8. 헬기 좌표계 및 FLIR 좌표계

나. 시선 지향각 계산

시선 지향각은 다음과 같은 절차로 계산된다.

- S_e 기준 표적, 헬기 위치 계산
- S_e 기준 헬기→표적 벡터(LOS^e) 계산
- S_a 기준 헬기→표적 벡터(LOS^a) 계산
- S_f 기준 헬기→표적 벡터(LOS^f) 계산
- 시선 지향각(방위각, 고각) 계산

1) ECEF 좌표계에서 표적과 헬기 위치 계산

표적 및 헬기의 위치정보는 S_g 기준으로 위도-경도-고도로 입력된다. 이를 S_e 기준으로 변환하기 위해 WGS84 모델을 적용한 다음과 같은 식을 사용한다.

$$\begin{aligned} X^e &= \left(\frac{a}{\sqrt{\cos^2\alpha + (b^2/a^2)\sin^2\alpha}} + h \right) \cos\alpha \cos\omega & (1) \\ Y^e &= \left(\frac{a}{\sqrt{\cos^2\alpha + (b^2/a^2)\sin^2\alpha}} + h \right) \cos\alpha \sin\omega \\ Z^e &= \left(\frac{b}{\sqrt{(b^2/a^2)\cos^2\alpha + \sin^2\alpha}} + h \right) \sin\alpha \end{aligned}$$

$a = 6,378,137 m, b = 6,356,752.3142m$ 이다.

표적위치(P_t^e), 헬기위치(P_h^e)벡터는 각각 다음과 같이 표현된다.

$$P_t^e = [X_t^e \ Y_t^e \ Z_t^e]^T, P_h^e = [X_h^e \ Y_h^e \ Z_h^e]^T \quad (2)$$

2) S_e 기준 헬기→표적 벡터(LOS^e) 계산

식 (1), (2)로부터 LOS^e 는 다음과 같다.

$$LOS^e = \begin{bmatrix} x_{los}^e \\ y_{los}^e \\ z_{los}^e \end{bmatrix} = P_t^e - P_h^e = \begin{bmatrix} X_t^e - X_h^e \\ Y_t^e - Y_h^e \\ Z_t^e - Z_h^e \end{bmatrix} \quad (3)$$

3) S_a 기준 헬기→표적 벡터(LOS^a) 계산

헬기 좌표계의 X, Y, Z축 단위벡터를 S_e 기준으로 변환한 후 식 (3)과 내적 연산을 통해 LOS^a 를 식 (4)와 같이 계산할 수 있다.

$$LOS^a = \begin{bmatrix} x_{los}^a \\ y_{los}^a \\ z_{los}^a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} LOS^e \cdot x_a^e \\ LOS^e \cdot y_a^e \\ LOS^e \cdot z_a^e \end{bmatrix} \quad (4)$$

x_a^e, y_a^e, z_a^e 는 각각 S_e 기준 S_a 의 X, Y, Z축 단위벡터

이며 식 (5)와 같이 계산된다.

$$x_a^e = R_a^e \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, y_a^e = R_a^e \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}, z_a^e = R_a^e \begin{bmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

R_a^e 는 S_a 의 X, Y, Z축 단위벡터를 S_e 로 표현하기 위한 회전변환행렬이며 식 (6)과 같이 표현된다. S_a 의 X, Y, Z축 단위벡터는 S_e 에서 경도(ω), 위도(α), heading(ψ), pitch(θ), roll(ϕ) 순서로 5번의 순차적인 회전을 통해 표현 가능하다. 각각의 회전축은 S_e 좌표계의 Z, Y1, X2, Y3, Z4이며, 각 회전축 중심 회전변환행렬은 식 (7)과 같다. 회전축의 첨자 1, 2, 3, 4는 이전 회전축 중심으로 회전된 좌표계를 의미한다.

$$R_a^e = R_{Z,\omega} R_{Y1,-\alpha} R_{X2,-\psi} R_{Y3,\theta} R_{Z4,\phi} \quad (6)$$

$$R_{Z,\omega} = \begin{bmatrix} C(\omega) & -S(\omega) & 0 \\ S(\omega) & C(\omega) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} R_{Y1,-\alpha} = \begin{bmatrix} C(-\alpha) & 0 & S(-\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ -S(-\alpha) & 0 & C(-\alpha) \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$R_{X2,-\psi} = \begin{bmatrix} 1 & C(-\psi) & -S(-\psi) \\ 0 & S(-\psi) & C(-\psi) \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} R_{Y3,\theta} = \begin{bmatrix} C(\theta) & 0 & S(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -S(\theta) & 0 & C(\theta) \end{bmatrix}$$

$$R_{Z4,\phi} = \begin{bmatrix} C(\phi) & -S(\phi) & 0 \\ S(\phi) & C(\phi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

4) S_f 기준 헬기→표적 벡터(LOS^f) 계산
 S_f 와 S_a 는 평행이동 관계이므로 식 (8)과 같이 계산된다. S_f^a 는 S_a 에서 S_f 의 위치이다.

$$LOS^f = \begin{bmatrix} x_{los}^f \\ y_{los}^f \\ z_{los}^f \end{bmatrix} = LOS^a - S_f^a = \begin{bmatrix} x_{los}^a - x_f^a \\ y_{los}^a - y_f^a \\ z_{los}^a - z_f^a \end{bmatrix} \quad (8)$$

5) 시선 지향각(방위각, 고각) 계산

1)~4)를 통해 계산된 S^f 기준 LOS^f 를 이용하여 식 (9)와 같이 표적을 지향하기 위한 시선 지향각(방위각(AZ), 고각(EL))이 계산된다.

$$AZ = atan2(y_{los}^f, x_{los}^f) \quad (9)$$

$$EL = atan\left(\frac{-z_{los}^f}{\sqrt{(x_{los}^f)^2 + (y_{los}^f)^2}}\right)$$

시선 지향각 계산 결과를 확인하기 위해 다음과 같은 조건으로 시뮬레이션을 수행하였다.

Table 1. 시선 지향각 계산 시뮬레이션 조건

헬기기동조건	표적이 좌측 전방에 위치한 상태에서 진북 방향으로 등속도(110kts)로 기동		
헬기자세	Heading	Pitch	Roll
	0°	0°	0°
헬기초기위치	위도	경도	고도
	36.975°	137.027°	500m
표적위치	위도	경도	고도
	37°	137°	0m

Fig. 9는 방위각, 고각의 계산 결과를 보여주고 있다. 헬기와 표적간 최단거리는 약 50초에서 3km이다. 이 때 표적은 헬기의 좌측에 위치하며, 방위각은 -90°, 고각은 고도차에 의한 -12° 정도임을 확인할 수 있다.

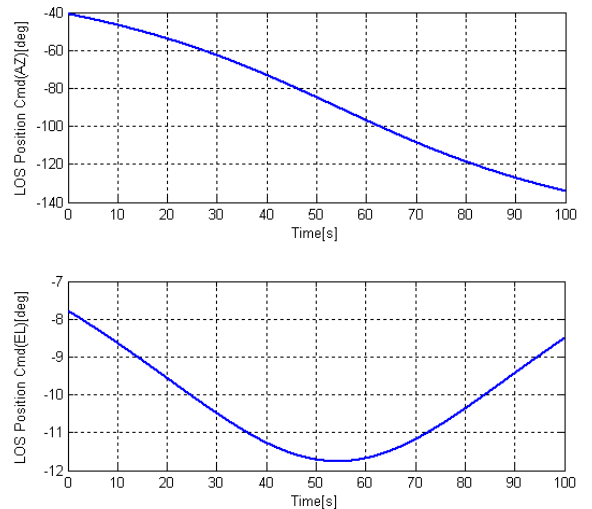


Fig. 9. 시선 지향각 계산결과

다. 시선 제어기

시선 지향각은 표적좌표를 지향하기 위한 헬기 기체 기준 FLIR의 방위각, 고각 위치 명령으로서 시선 제어기는 이를 위치 명령으로 하여 시선의 방위각, 고각을 각각 구동한다. 각각의 제어구조는 동일하며 Fig. 10과 같다.

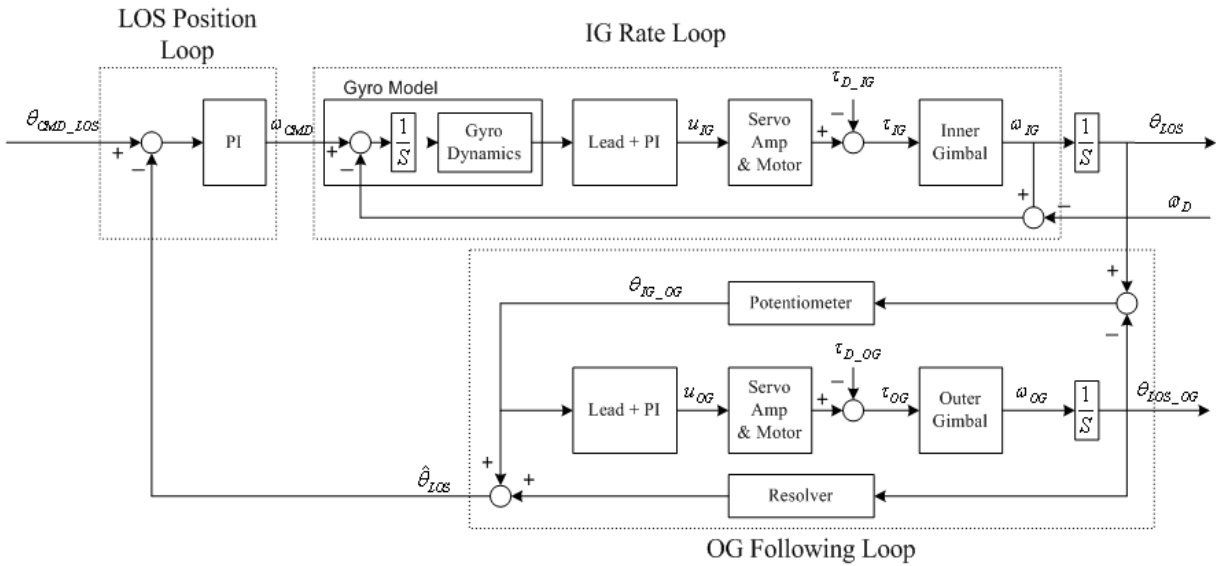


Fig. 10. 전방관측적외선장비 제어구조

시선 제어기는 IG Rate Loop, OG Following Loop, LOS Position Loop로 구성된다. IG Rate Loop는 외부 진동에 의해 발생하는 회전 외란을 DTG(Dynamically Tuned Gyroscope) 자이로 센서를 이용하여 검출한 후 IG을 외란의 반대 방향으로 구동함으로써 시선을 안정화시키며 또한 시선의 각속도 명령을 추종하는 기능을 한다. OG Following Loop는 포텐시오메터를 이용하여 내부굴림대를 기준으로 외부굴림대의 상대 위치를 측정하여 내부굴림대를 추종하도록 외부굴림대의 위치를 제어한다. LOS Position Loop(시선 제어기)는 레졸버와 포텐시오메터를 이용하여 헬기 기체 기준으로 방위각, 고각 방향의 시선 위치($\hat{\theta}_{LOS}$)를 측정하여 시선 지향각 명령($\theta_{CMD-LOS}$)을 추종하도록 시선을 제어한다. 레졸버는 헬기 기체 기준의 외부굴림대의 위치를 측정하고 포텐시오메터는 내부굴림대와 외부굴림대의 상대 위치를 측정한다. 시선 제어기는 개루프 대역폭 3Hz로 설계되었으며, sinusoidal 명령에 대한 추종성능 실측 결과는 Fig. 11, 12와 같다. Sinusoidal 명령은 헬기의 기동 중 회전 속도를 고려하여 주기 5초, 크기 10도의 sinusoidal 명령이 인가되었으며 최대 오차는 약 0.2° 정도이다. 이는 헬기가 입력 명령과 유사한 속도의 회전 운동할 경우 시선 제어기 구동오차에 의해 최대 0.2° 좌표지향 오차를 유발할 수 있음을 의미한다.

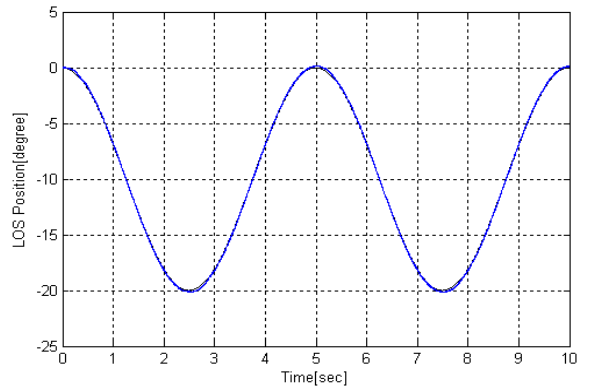


Fig. 11. LOS Position

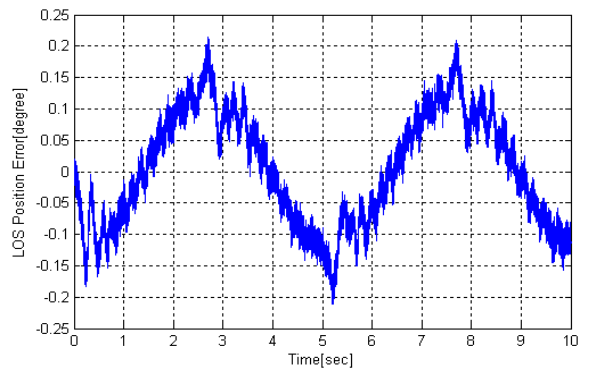


Fig. 12. LOS Position Error

4. 좌표지향 오차분석

GPS/INS에서 측정된 헬기의 위치, 자세 정보는 MC 를 경유하여 FLIR로 전송되고, FLIR는 시선 지향각을 계산한 후 시선을 제어한다. 이 과정에서 좌표지향 성능에 미치는 주요한 오차요소는 GPS/INS의 측정오차 및 전송시간지연오차, 시선 제어기 구동오차, 정렬오차 등으로 구분될 수 있다.

가. GPS/INS 측정오차

헬기의 위치(ω, α, h) 및 자세(ψ, θ, ϕ)는 GPS/INS의 동특성에 의해 다음과 같은 오차 요소가 포함되어 (1), (6)에 적용되므로 계산된 시선 지향각 역시 오차를 포함하게 된다.

$$\text{Measured Position: } (\omega + \Delta\omega, \alpha + \Delta\alpha, h + \Delta h)$$

$$\text{Measured Attitude: } (\psi + \Delta\psi, \theta + \Delta\theta, \phi + \Delta\phi) \\ \rightarrow (X_h^e + \Delta X_h^e, X_h^e + \Delta X_h^e, X_h^e + \Delta X_h^e)$$

GPS/INS의 측정오차가 좌표지향 성능에 미치는 영향을 파악하기 위해 측정오차가 포함될 경우와 그렇지 않을 경우의 시선 지향각을 계산하여 그 차이를 확인하였으며, 적용된 위치오차는 4m rms, 자세오차는 $\Delta\psi$ 는 1mrad rms, $\Delta\theta, \Delta\phi$ 는 0.3mrad rms이다.

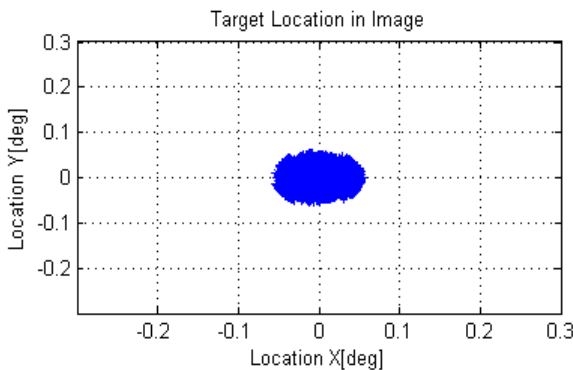


Fig. 13. GPS/INS 자세오차에 의한 시선 지향각 계산 오차

자세오차 적용시 시선 지향각 계산오차는 Fig. 13과 같이 최대 약 0.05°, RMS 값으로는 약 0.02° rms이다.

표적과 헬기와의 거리에 따라 GPS/INS의 위치오차

가 시선 지향각에 미치는 영향이 달라진다. 동일한 위치오차에 대해 근거리일수록 시선 지향각 오차는 증가하며 그 결과는 Fig. 14와 같이 거리가 약 1km 지점에서 오차가 0.5°정도 발생하며, 거리가 증가할수록 오차는 감소한다.

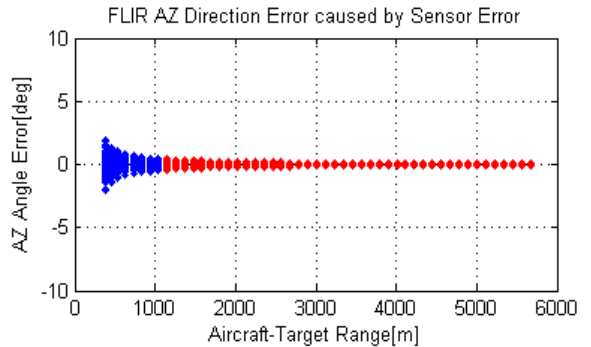


Fig. 14. GPS/INS 위치오차에 의한 시선 지향각 계산 오차

GPS/INS의 자세오차는 시선 지향각 오차에 직접적인 영향을 미치는 요소이나 센서 자체 정밀도가 매우 높기 때문에 시선 지향각 오차에 미치는 영향은 작다. 그러나 위치오차는 거리가 가까울수록 매우 크게 작용하며, 표적과 헬기 거리가 2km 이상일 경우 시선 지향각 오차에 미치는 영향은 미미하다.

나. 전송시간지연 오차

GPS/INS의 정보는 MIL-STD-1553B 통신으로 임무컴퓨터를 경유하여 50Hz로 수신된다. 최대전송지연시간은 장비간 각각 20ms, 전체 전송지연시간은 최대 40ms이다. FLIR에 전송된 헬기 위치 및 자세정보는 최대 40ms 이전에 측정된 결과이기 때문에 FLIR가 수신한 시점의 실제 헬기 위치 및 자세는 오차를 포함하게 된다. 결국 GPS/INS 측정오차와 같은 개념으로 전송시간지연에 의한 시선 지향각 계산 오차가 발생된다. 전송시간지연에 의한 시선 지향각 오차는 헬기의 동적 기동 특성의 영향을 받으며, 헬기의 속도, 각속도에 비례한다. 헬기가 3%/s의 각속도로 회전할 경우 전송시간지연에 의한 시선 지향각 오차는 Fig. 15와 같이 약 0.1° 정도의 오차가 발생된다. 그러나 10%/s 이상의 각속도로 선회 할 경우 최대 오차는 약 0.4°이다. 결국 헬기가 급 기동할 경우에는 전송시간지연의 영향성이 증가하게 된다.

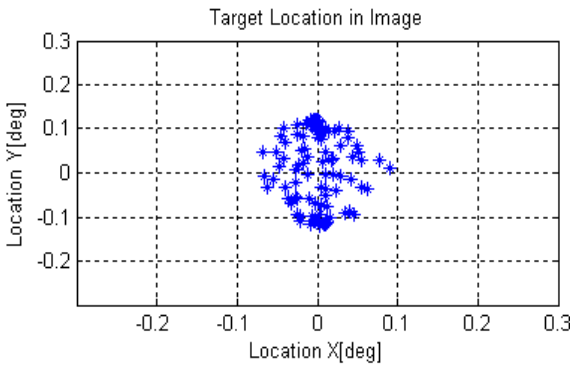


Fig. 15. 전송시간지연에 의한 시선 지향각 계산오차 (회전 운동인 경우)

헬기가 140kt 속도로 직선 운동을 한다고 가정하면 이때 전송시간지연에 의한 시선 지향각 오차는 표적이 정확히 측방에 위치할 때 가장 크며, 그 시점에서 표적과 헬기의 거리별 시선 지향각 오차는 Fig. 16과 같이 최대 1° 미만이며, 헬기와 표적 간 거리가 1km 이상일 경우 0.2° 미만이다.

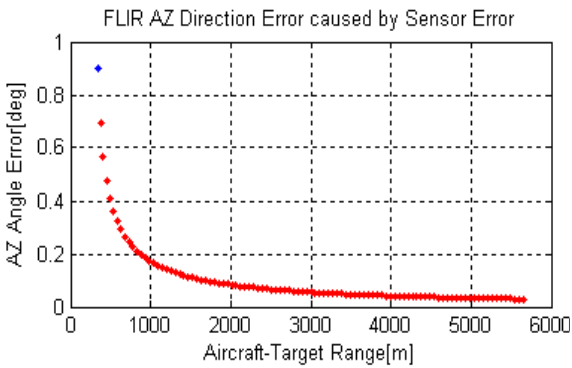


Fig. 16. 전송시간지연에 의한 시선 지향각 계산오차 (직선 운동인 경우)

따라서 헬기가 직선운동 할 경우 전송시간지연에 의한 시선 지향각 오차는 미미하며, 회전운동에 대해서는 큰 영향을 받는 것을 알 수 있다.

다. 시선 제어기 구동 오차

계산된 시선 지향각 명령에 대한 시선 구동 오차는 좌표지향 오차에 직접적으로 더해진다. 3장에서 언급한바와 같이 주기 5초, 크기 10도의 sinusoidal 명령이 인가될 때 구동오차는 최대 약 0.2° 정도이다.

라. 정렬 오차

정렬오차는 FLIR 내부 정렬오차와 헬기 기체-FLIR 간 정렬오차로 구분된다. FLIR 내부 정렬오차는 FLIR의 장착면과 LOS의 정렬오차를 의미하며 FLIR 내부의 열상모듈 및 센서(레졸버, 포텐시오메터)의 장착 오차에 의해 발생한다. 헬기 기체-FLIR간 정렬오차는 헬기의 자세를 측정하는 GPS/INS와 FLIR간의 정렬오차이나, 일반적으로 GPS/INS는 매우 정밀하게 헬기의 기준면에 정렬되어 장착되므로 헬기의 기준면과 FLIR 장착면의 정렬 오차에 의해 결정된다.

그러나 FLIR를 조립 또는 헬기에 장착할 때 정렬 오차가 최소화되도록 정해진 정렬 절차를 거치며, 또한 정렬 오차 측정 절차를 통해 정확히 측정되면 소프트웨어적으로 보상이 가능하므로 무시할 수 있다.

5. 좌표지향성능 시험

좌표지향 시스템의 성능은 시험비용 절감 및 비행 안전성 확보를 위해 지상에서 충분히 검증되어야 한다. 본 논문에서는 좌표지향 성능을 지상에서 검증하기 위해 헬기 장착 환경을 모사할 수 있는 시험 시스템을 구축하였다. 헬기의 위치는 고정되고 자세는 변화하는 상황을 모사하여 시험을 수행하였다.

가. 시험 시스템 구성

시험 시스템은 Fig. 17과 같이 헬기의 자세를 모사할 수 있는 헬기요동 모사시스템, MC 모사기, 그리고 FLIR로 구성된다. 표적의 위치와 헬기요동 모사기의 위치는 사전에 측정되어 MC 모사기에 저장된다. MC 모사기는 헬기요동 모사시스템으로부터 자세를 실시간으로 입력받아 사전에 저장된 헬기위치, 표적위치 정보와 함께 FLIR로 전송한다. FLIR는 전송된 데이터를 이용하여 시선 지향각을 계산하고 시선을 제어한다.



Fig. 17. 좌표지향 시험 시스템 구성

Fig. 18은 헬기요동 모사기에 장착된 FLIR의 센서구 동기의 실제 형상이다.



Fig. 18. 시험 시스템 형상

나. 시험결과

좌표지향 성능 시험은 헬기의 호버링 상태를 가정하여 수행되었다. Table 2와 같이 헬기위치, 표적위치는 고정되고, 헬기의 자세는 heading은 특정 자세로 고정되고 roll, pitch는 최대 속도가 약 10%/s인 sinusoidal 형태로 변화되는 조건에서 수행되었다.

Table 2. 좌표지향 기능 시험 조건

	Heading	Pitch	Roll
헬기자세	-119.5°	$6\sin\left(\frac{2\pi}{3.3}t\right)$	$13\sin\left(\frac{2\pi}{6.4}t\right)$
헬기위치	위도	경도	고도
	37.14352°	127.17946°	147m
표적위치	위도	경도	고도
	37.13663°	127.16740°	67m

헬기요동모사기가 roll, pitch 방향으로 구동되는 상태에서 시선 지향각은 Fig. 19와 같이 방위각, 고각 방향으로 각각 $\pm 2^\circ$, $+2^\circ \sim -10^\circ$ 범위이며, 방위각에 비해 고각의 구동 속도가 크다. Fig. 20은 중시계(4°×3°) 화면에서 표적을 관측한 결과로서 최대지향오차는 가로, 세로 방향으로 각각 0.1°, 0.5° 정도 발생하였다. 방위각에 비해 큰 속도의 구동이 필요한 고각 방향의 영향으로 세로 방향의 오차가 크게 발생된다.

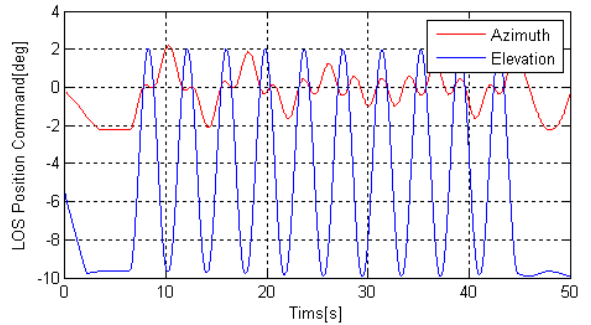


Fig. 19. 시선 지향각

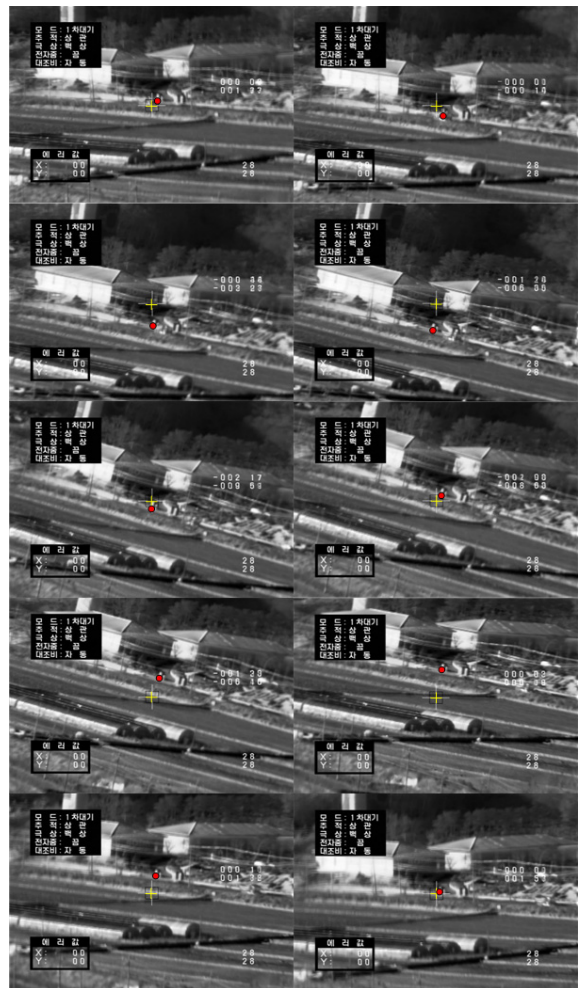


Fig. 20. 좌표지향 성능시험 결과

지향오차는 정렬오차, 표적 및 헬기의 위치 측정오차와 같은 정적오차, 전송시간지연 및 시선제어오차와

같은 동적오차의 영향으로 발생된다. 정적오차의 영향을 확인하기 위해 헬기요동모사기를 roll, pitch 방향으로 최대 위치로 이동 후 정지 상태에서 지향오차를 확인한 결과 약 0.1° 정도로 측정되었다.

또한 동적오차 중 시선제어오차를 확인하기 위해 시선 위치명령과 실제 시선각도를 저장하여 오차를 확인한 결과 Fig. 21, 22와 같이 방위각, 고각 방향으로 각각 최대 약 0.05°, 0.1°의 오차가 발생되었다. 그리고 정적오차, 시선제어오차를 제외한 약 0.3°의 지향오차는 전송시간지연에 의해 발생하였을 것으로 추정된다. 헬기요동모사기가 최대 10°/s로 구동되므로 약 0.3°의 지향오차가 발생되기 위해서는 약 30ms의 전송시간 지연이 존재할 것으로 추정되며, 오차오소별로 지향오차에 미치는 영향은 전송시간 지연이 가장 크게 작용될 것으로 판단된다.

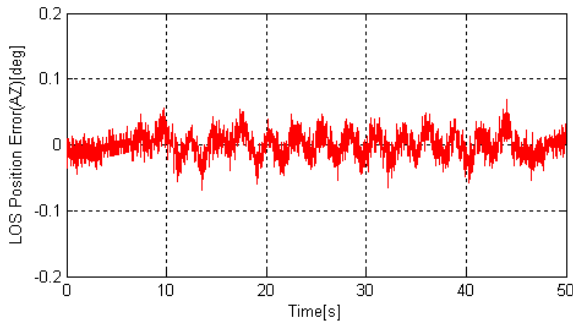


Fig. 21. 시선제어오차(방위각)

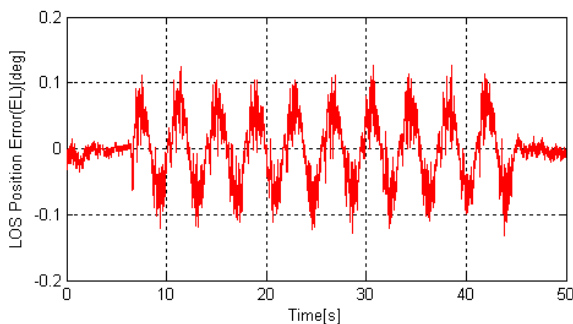


Fig. 22. 시선제어오차(방위각)

6. 결론

헬기 탑재 전 지상에서 좌표지향 성능을 확인하기 위해 헬기 장착환경과 유사한 시험 시스템을 구축하고 고정된 표적에 대해 좌표지향 시험을 수행하였다. 헬기요동모사기와 FLIR의 장착 정렬오차, 시선제어오차 그리고 헬기요동모사기 자세정보 전송시간 지연이 좌표지향 오차를 유발하였으며, 그 중 전송시간 지연이 주요 오차 요인으로 판단된다. 이는 헬기 탑재시 동일하게 발생할 것으로 예상된다.

본 논문을 통해 좌표지향 성능에 영향을 미치는 요소들을 확인할 수 있었으며, 좌표지향 성능을 보다 향상시키기 위해 주요 오차 요소인 전송시간지연 보상에 관한 연구가 향후 진행될 예정이다.

Reference

- [1] 김성수, 박주광, “EOTS 시선 안정화 제어기 연구 (III)”, 국방과학연구소, ATRC-409-940506, 1994.
- [2] 김성수, 박주광, “EOTS 시선 안정화 제어기 연구 (III)”, 국방과학연구소, ATRC-409-940506, 1994.
- [3] 신정섭, 현영오, 오우섭, “헬기용 임무탑재장비 감항인증 방안”, 제16회 지상무기 학술대회, pp. 486~489, 2008.
- [4] J. M. Hilkert, “Kinematic Algorithms for Line-of-Sight Pointing and Scanning using INS/GPS Position and Velocity Information”, SPIE, pp. 11~22, 2008.
- [5] K. James Held, Brendan H. Robinson, “TIER II Plus Airborne EO Sensor LOS Control and Image Geolocation”, IEEE, pp. 377~405, 1997.
- [6] 박주광, 정슬, “전자광학추적장비의 좌표추적기 구현 및 헬리콥터 탑재 레이더 연동시험에 관한 연구”, 제어자동화시스템공학회, pp. 486~489, 2008.