

## 항법정보 전송지연 보상을 통한 전자광학장비 좌표지향성능 향상

### Enhancement of Geo-pointing Performance for Electro-Optical Systems by Compensating Transmission Time Delay of Navigation Data

김 성 수\*                      문 성 만\*\*                      권 강 훈\*\*                      윤 창 열\*  
Sung-Su Kim                      Seong-Man Moon                      Kang-Hun Kwon                      Chang-Ryul Yun

#### ABSTRACT

Geo-pointing is a function that maintains LOS(Line of Sight) to a stationary ground target by controlling azimuth and elevation angles of a EOS(Electro-Optical System) which are calculated from aircraft navigation data and target coordinates. In design and implementation of the geo-pointing, a transmission time delay between GPS/INS and EOS is a major degradation factor of the geo-pointing performance when the aircraft is rapidly maneuvered especially. In this paper, a kalman filter is designed to compensate the transmission time delay of aircraft navigation data. Simulation and test results show that the geo-pointing performance is enhanced by the proposed compensation technique.

Keywords : EOS, Geo-Pointing, Transmission Time Delay Compensation, Kalman Filter

#### 1. 서론

전자광학장비(EOS : Electro-Optical Systems)는 항공기에 탑재되어, 주·야간 표적에 대하여 항공기의 진동을 감소시킨 안정된 영상을 제공하는 장비이며, 항공기의 기동에 상관없이 표적을 지속적으로 관측할 수 있는 좌표지향은 임무수행능력 증대를 위해 중요한 기능 중 하나이다<sup>[1]</sup>.

EOS 좌표지향은 관성항법장치(GPS/INS : Global Positioning System/Inertial Navigation System)로부터 항공기의 항법정보(위치, 자세)를 입력받아 지정된 표적 좌표를 지향하기 위한 EOS의 시선의 지향각을 계산하고 구동하여 시선을 표적방향으로 유지시킴으로써 운용자가 표적을 지속적으로 관측할 수 있도록 한다<sup>[2~4]</sup>. 이 때 항법정보의 측정오차 및 전송지연, EOS 시선과 GPS/INS와의 정렬오차, 시선제어오차 등의 다양한 오차요소들에 의해 좌표지향 오차가 발생되며, 특히 항법정보의 전송지연은 항공기가 급 기동할 경우 좌표지향 성능에 가장 큰 영향을 미치는 요소이다<sup>[5]</sup>.

본 논문에서는 항공기 항법정보의 전송지연 보상을 통한 좌표지향 성능 향상에 대한 내용을 다룬다. 항공

† 2012년 12월 29일 접수~2013년 3월 15일 게재승인

\* 국방과학연구소(ADD)

\*\* 삼성탈레스(STC)

책임저자 : 김성수(kimsungsu@add.re.kr)

기 항법정보의 전송지연 시간을 측정하고, 칼만필터를 이용하여 EOS가 항법정보를 수신한 시점의 항공기 상태를 추정하여 좌표지향 알고리즘에 적용함으로써 좌표지향 성능이 향상됨을 시뮬레이션 및 시험 결과를 통해 보여준다.

본 논문의 구성은 2장에서 좌표지향 시스템에 대해 기술하고, 3장에서 항법정보 전송지연이 좌표지향 성능에 미치는 영향성을 시험결과 및 시뮬레이션을 통해 보여준다. 칼만필터를 이용한 전송지연 보상 기법 및 결과를 4장에서 설명하고, 마지막으로 결론에서 본 논문의 결과 및 결론에 대해 기술한다.

## 2. 좌표지향 시스템

### 가. 좌표지향 시스템 구성

좌표지향을 수행하기 위한 시스템 구성은 Fig. 1과 같이 임무컴퓨터(MC : Mission Computer), 통제시현기(CDU : Control Display Unit), 전자지도(DMAP : Digital Map), GPS/INS 그리고 EOS로 구성된다. 항공기의 항법정보는 GPS/INS에서 측정되어 MC를 경유하여 EOS로 전송되고, 표적 좌표는 운용자가 CDU를 통해 입력하거나 전자지도에서 설정하면 MC를 통해 EOS로 전송된다. EOS는 MC로부터 전송된 항공기의 항법정보와 표적 좌표를 이용하여 표적을 지향하기 위한 시선지향각(방위각, 고각)을 계산하고 시선을 제어한다. MC, GPS/INS, EOS 간 데이터는 MIL-STD-1553B 통신을 이용하여 50Hz로 전송된다<sup>6)</sup>.

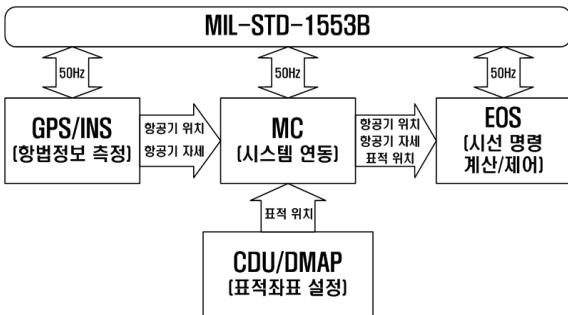


Fig. 1. 좌표지향 시스템 구성

### 나. 시선지향각 계산

EOS가 표적을 지향하기 위한 시선지향각은 ECEF 좌표계( $S_e$ ) 기준 항공기→표적 벡터를 EOS 좌표계( $S_{eos}$ )

기준으로 변환하여 계산된다

표적 및 항공기의 위치정보는 Geodetic 좌표계( $S_g$ ) 기준으로 위도( $\alpha$ ), 경도( $\omega$ ), 고도( $h$ )로 입력된다. 이를 ECEF 좌표계 기준 좌표로 변환하기 위해 식 (1)과 같이 WGS84 모델을 적용한다.

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

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

식 (1)의 방법으로 계산되는 ECEF 좌표계 기준 표적 위치( $P_t^e$ ), 항공기 위치( $P_a^e$ )는 식 (2)와 같이 표현된다.

$$P_t^e = [X_t^e \ Y_t^e \ Z_t^e]^T, P_a^e = [X_a^e \ Y_a^e \ Z_a^e]^T \quad (2)$$

ECEF 좌표계 기준 항공기→표적 벡터( $LOS^e$ )는 식 (3)과 같다.

$$LOS^e = \begin{bmatrix} x_{los}^e \\ y_{los}^e \\ z_{los}^e \end{bmatrix} = P_t^e - P_a^e = \begin{bmatrix} X_t^e - X_a^e \\ Y_t^e - Y_a^e \\ Z_t^e - Z_a^e \end{bmatrix} \quad (3)$$

$LOS^e$ 를 식 (4)와 같이 방향 코사인 행렬(Direction Cosign Matrix)를 이용하여 항공기 좌표계( $S_a$ ) 기준 항공기→표적 벡터( $LOS^a$ )로 변환한다.

$$\begin{aligned} LOS^a &= [x_{los}^a \ y_{los}^a \ z_{los}^a]^T = C_n^a C_e^m LOS^e & (4) \\ C_e^m &= \begin{bmatrix} C(-\alpha_a - \pi/2) & 0 & -S(-\alpha_a - \pi/2) \\ 0 & 1 & 0 \\ S(-\alpha_a - \pi/2) & 0 & C(-\alpha_a - \pi/2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C(\omega_a) & S(\omega_a) \\ 0 & -S(\omega_a) & C(\omega_a) \end{bmatrix} \\ C_n^a &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C(\phi) & S(\phi) \\ 0 & -S(\phi) & C(\phi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C(\theta) & 0 & -S(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ S(\theta) & 0 & C(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C(\psi) & S(\psi) & 0 \\ -S(\psi) & C(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

EOS 좌표계 기준 표적방향 시선벡터( $LOS^{eos}$ )는  $S_{eos}$ 와  $S_a$ 가 평행이동 관계이므로 식 (5)와 같이 계산된다.  $S_{eos}^a$ 는  $S_a$ 에서  $S_{eos}$ 의 위치이다.

$$LOS^{eos} = \begin{bmatrix} x_{los}^{eos} \\ y_{los}^{eos} \\ z_{los}^{eos} \end{bmatrix} = LOS^a - S_{eos}^a = \begin{bmatrix} x_{los}^a - x_{eos}^a \\ y_{los}^a - y_{eos}^a \\ z_{los}^a - z_{eos}^a \end{bmatrix} \quad (5)$$

$LOS^{eos}$ 를 이용하여 표적을 지향하기 위한 시선지향각은 식 (6)과 같이 계산된다.

$$AZ_{cmd} = atan2(y_{los}^{eos}, x_{los}^{eos}) \quad (6)$$

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

다. 시선제어기

방위각, 고각 각각의 제어구조는 동일하며 Fig. 3과 같이 IG Rate Loop, OG Position Loop, LOS Position Loop로 구성된다. IG Rate Loop는 외부 진동에 의해 발생되는 각속도 외란을 DTG(Dynamically Tuned Gyroscope) 방식의 자이로 센서로 검출한 후 내부굴림대(IG)를 외란의 반대 방향으로 구동함으로써 시선을 안정화시키고 시선의 각속도 명령을 추종하는 기능을 한다. OG Position Loop는 시선지향각을 위치명령으로 적용하여 EOS 장착면 기준으로 외부굴림대(OG)의 위치를 제어한다. LOS Position Loop는 기본적으로 IG이 OG를 추종하도록 제어하며 OG의 제어오차를 보상하기 위한 위치명령이 추가적으로 입력된다.

라. 좌표지향 오차요소

좌표지향은 Fig. 2와 같이 항법정보의 측정오차 및 전송지연, EOS와 GPS/INS 간의 정렬오차, 시선제어오차 등의 다양한 오차요소들을 포함하고 있다. 특히 항법정보 전송지연은 주요한 좌표지향 오차요소이며, 3

장에서 그 영향성을 상세히 다루도록 한다.



Fig. 2. 좌표지향 구조 및 좌표지향 오차요소

3. 항법정보 전송지연 영향 분석

항공기의 항법정보는 MC를 경유하여 EOS로 전송되며 각각의 통신은 50Hz로 이루어지기 때문에 항법정보가 EOS로 전달되기까지 최대 40ms의 전송지연이 발생하여, 좌표지향의 주요 오차요소로 작용한다. 특히 항공기가 급 기동하는 상태에서 그 영향성은 증가한다. 본 장에서는 시험 및 시뮬레이션을 통해 항공기 항법정보 전송지연이 좌표지향 성능에 미치는 영향성을 분석하였다.

가. 좌표지향 지상시험

지상에서 항공기 기동을 모사하기 위해 Fig. 4와 같이 항공기의 자세변화를 모사할 수 있는 요동모사기를 제작하였으며, 이를 이용하여 좌표지향 시험을 수행하였다. EOS와 GPS/INS를 항공기 요동모사기에 장착하였고, 요동모사기의 기동 조건은 Table 1과 같이 위치 및 heading은 고정되고 roll, pitch 방향은 정현적으로 구동된다.

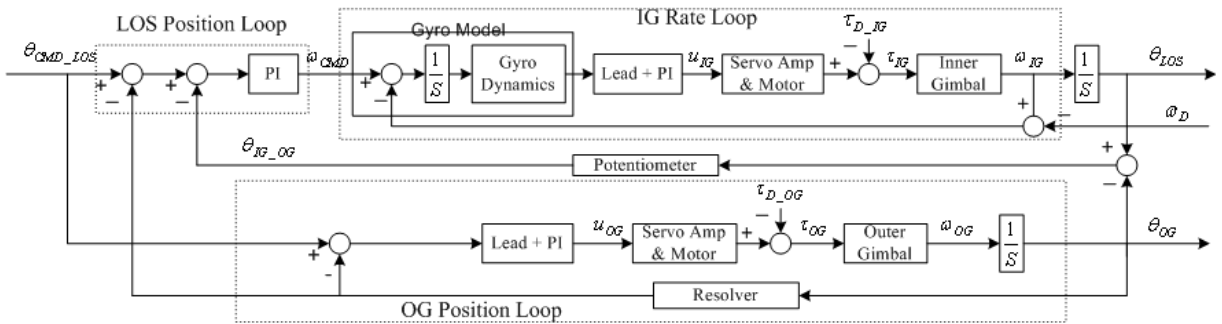


Fig. 3. EOS 시선제어기 구조



Fig. 4. 시험 형상

Table 1. 헬기 및 표적 조건

항공기 자세	Heading	Pitch	Roll
	-124.5°	$6\sin\left(\frac{2\pi}{6.3}\right)t$	$13\sin\left(\frac{2\pi}{3.3}\right)t$
항공기 위치	위도	경도	고도
	37.14333°	127.17947°	162m
표적1 위치	위도	경도	고도
	37.13671°	127.16735°	74m

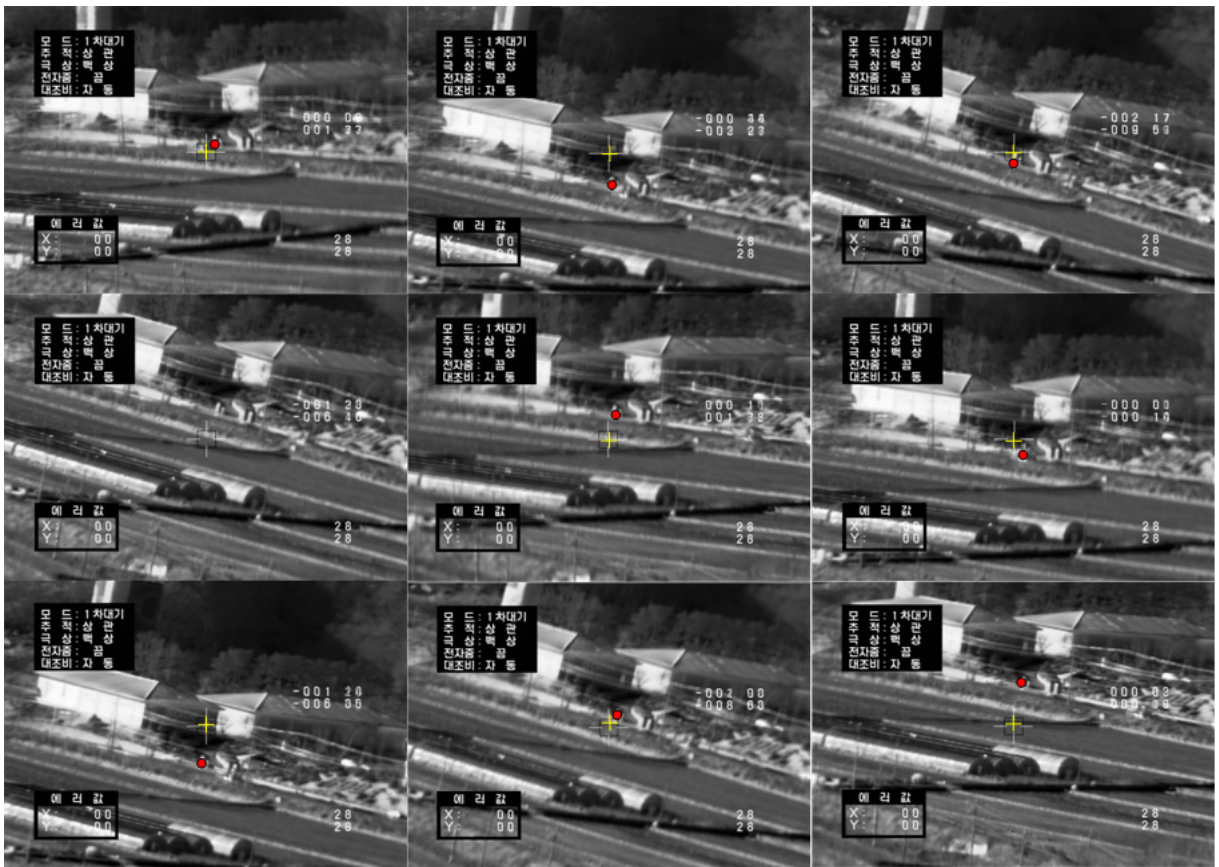


Fig. 5. 좌표지향 시험결과(전송지연 미보상)

Fig. 5는 시험결과 영상으로 붉은색 점은 지향하고자 하는 목표지점이며 노란색 십자선은 화면 중앙을 의미한다. 시험결과 표적이 화면 중심으로부터 상하 방향으로 이동을 반복하는 것을 확인할 수 있다. EOS의 시

계 4×3°를 적용하여 화면 중심으로부터 표적까지의 위치를 각도로 환산한 결과 세로 방향으로 최대 약 0.6°, 가로 방향으로 최대 약 0.15°의 좌표지향 오차가 발생한다.

EOS와 GPS/INS 간의 정렬오차는 장비 장착시 시험 절차에 따른 보정을 통해 무시할 수 있는 수준으로 최소화 하였으며, 시선제어오차는 Fig. 6과 같이 고각, 방위각 방향으로 각각 약 0.1°, 0.05°의 오차가 발생되었다. 따라서 항법정보 전송지연에 의해 세로 방향으로 약 0.4°, 가로 방향으로 약 0.1° 정도의 좌표지향 오차가 발생하였을 것으로 추정할 수 있다.]

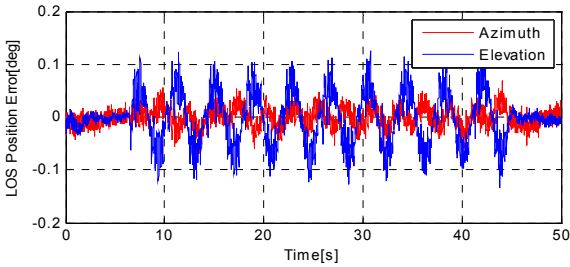


Fig. 6. 시선제어오차

전송지연에 의한 시선지향각 계산오차는 Fig. 8과 같이 방위각, 고각 방향으로 각각 약 0.45°, 0.1°이며, 항공기 자세의 pitch 방향 운동의 영향으로 고각 방향으로 오차가 크게 발생한다. 영상 프레임에서 좌표지향 오차로 변환하면 고각이 크지 않은 조건이므로 Fig. 9와 같이 방위각, 고각 시선지향각 오차가 거의 그대로 좌표지향 오차로 나타난다.

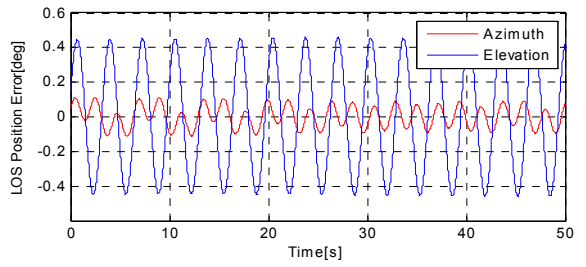


Fig. 8. 전송지연에 의한 시선지향각 오차

나. 항법정보 전송지연 영향 시뮬레이션

EOS가 항공기의 항법정보를 수신하는 시점의 데이터는 전송지연에 의해 실제 항공기의 상태와 오차가 발생하므로 전송지연에 의한 항법정보는 시선지향각 계산 결과에 오차를 유발하고 결국 좌표지향 오차를 발생시킨다.

전송지연이 좌표지향 성능에 미치는 영향성을 확인하기 위해 Fig. 7과 같이 시뮬레이션을 수행하였다. 표적 위치 및 항공기의 항법정보는 시험수행시 적용한 조건과 동일하게 Table 1과 같이 적용하였다. 전송지연이 적용된 경우와 적용되지 않은 경우의 시선지향각 오차를 비교하고, 전송지연이 적용된 경우의 시선지향각, 표적위치 항공기 항법정보를 이용하여 영상 프레임에서 표적의 위치를 계산하여 전송지연에 의한 좌표지향 오차를 확인하였다.

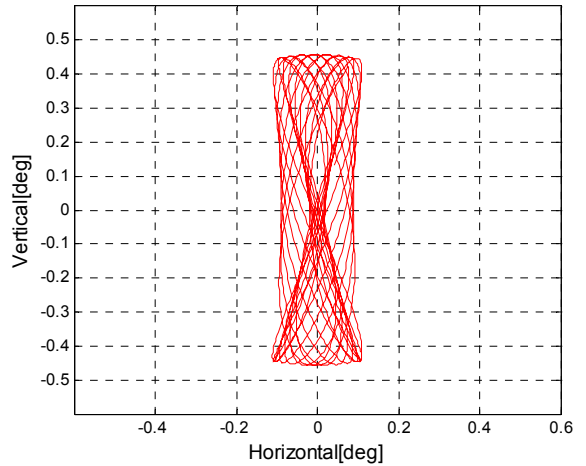


Fig. 9. 좌표지향 오차

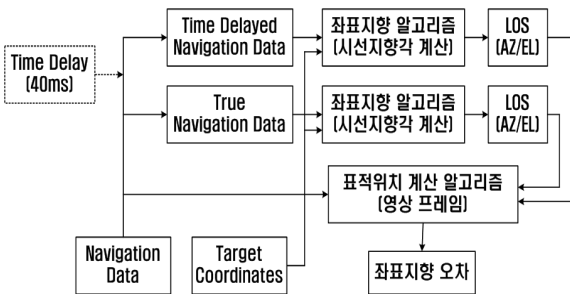


Fig. 7. 전송지연 영향성 분석 시뮬레이션 구성도

시뮬레이션 결과 실제 시험과 유사한 오차수준 및 형태를 나타내는 것을 확인할 수 있었으며, 좌표지향 성능을 향상시키기 위해 항공기 항법정보의 전송지연을 보상하는 것이 가장 중요한 항목임을 판단할 수 있다.

4. 항법정보 전송지연 보상

전송지연 보상을 통한 상태 추정에는 다양한 분야에서 적용되고 있는 문제이며, 기본 개념은 식 (7)과 같

이 속도 및 가속도를 추정하여 지연시간 만큼의 변위를 보상하는 것이다. 헬기의 항법정보는 경도( $\omega$ ), 위도( $\alpha$ ), 고도( $h$ ), heading( $\psi$ ), pitch( $\theta$ ), roll( $\phi$ ) 로 구성되어 있으므로 각각에 대해 전송지연 보상이 필요하다.

$$\hat{\phi}_k = \hat{\phi}_{k-\tau} + \dot{\hat{\phi}}_{k-\tau}\tau + \frac{1}{2}\ddot{\hat{\phi}}_{k-\tau}\tau^2 \quad (7)$$

본 논문에서는 칼만필터를 이용하여 항법정보 전송 지연을 보상하는 방법을 제시한다.

가. 칼만필터를 이용한 전송지연 보상

항법정보의 상태 및 추정모델은 각각 식 (8), (9)과 같다.  $x_{k-\tau}$ 는  $k-\tau$  시간의 상태벡터이고,  $F$ 와  $G$ 는 시스템 모델이다.  $z_{k-\tau}$ 는  $k-\tau$  시간의 측정값이고  $H$ 는 측정값과 상태벡터 사이의 관계식이다.  $\omega_{k-\tau}$ 와  $v_{k-\tau}$ 는 각각 시스템 및 측정값의 외란으로 평균이 0인 백색잡음으로 가정한다.

$$x_{k+1-\tau} = Fx_{k-\tau} + G\omega_{k-\tau} \quad (8)$$

$$z_{k-\tau} = Hx_{k-\tau} + v_{k-\tau} \quad (9)$$

항공기 항법정보 중 roll( $\phi$ )을 고려하면, 상태벡터는 다음과 같이 설정한다.

$$x_k = [\phi \quad \dot{\phi} \quad \ddot{\phi}]^T \quad (10)$$

샘플링 시간을  $T$ 라 하면,  $F$ ,  $G$ ,  $H$ 는 식 (11)과 같다.

$$F = \begin{bmatrix} 1 & T & \frac{T^2}{2} \\ 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} \frac{T^2}{2} \\ T \\ 1 \end{bmatrix}, H = [1 \ 0 \ 0] \quad (11)$$

이 때  $G\omega_{k-\tau}$ 의 공분산은 식 (12)와 같다.

$$Q = G\sigma_\omega^2 G^T \quad (12)$$

$$= \sigma_\omega^2 \times \begin{bmatrix} \frac{1}{4}T^4 & \frac{1}{2}T^3 & \frac{1}{2}T^2 \\ \frac{1}{2}T^3 & T^2 & T \\ \frac{1}{2}T^2 & T & 1 \end{bmatrix}$$

나. 전송지연시간 추정

GPS/INS와 EOS간 항법정보 전송지연 시간을 추정하는 과정은 Fig. 10과 같다.

통신 과정에서의 전송지연시간을 측정하고, 장비간의 동기화를 위한 기법은 다양한 분야에서 여러 가지 기법들이 제시되고 있지만, 본 논문에서는 MIL-STD-1553B 통신의 Mode Code 중 Time-Tag 동기화 명령인 “Synchronize(00001)”를 이용하였다.

MC가 GPS/INS와 EOS로 일정한 시간 간격으로 동시에 Mode Code를 전송하면 각각의 장비의 Time-Tag 은 ‘0’으로 초기화 된다. 이 순간 각 장비는 1553B 통신 측면에서 동기화가 된다.

따라서, GPS/INS는 항법정보를 전송하는 시점의 Time-Tag을 함께 전송하고, EOS는 항법정보를 전송받은 시점의 자신의 Time-Tag 과 전송받은 항법정보의 Time-Tag을 비교하여 지연된 시간을 추정할 수 있다.

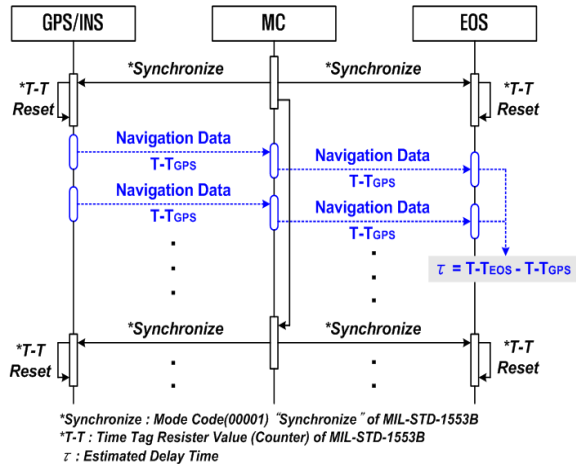


Fig. 10. 항법정보의 전송지연시간 추정 개념도

다. 항법정보 전송지연 보상 시뮬레이션

항법정보의 전송지연 보상 기법의 성능을 검증하기 위해서 Fig. 11과 같은 방법으로 시뮬레이션을 수행하였다.

전송지연이 없는 항법정보를 이용하여 계산된 시선 지향각을 기준으로 전송지연된 항법정보와 전송지연이 보상된 항법정보를 이용하여 계산된 시선지향각을 서로 비교함으로써 그 성능을 확인하였다. 또한 전송지연 보상 전/후의 좌표지향오차를 서로 비교하여 보상 성능을 확인하였다.

항법정보는 실제 항공기 비행간 GPS/INS로부터 확

득된 1시간 정도의 데이터를 이용하였고, 표적 좌표는 위도 35.07580°, 경도 128.06017°, 고도 4.16m로 설정하였다.

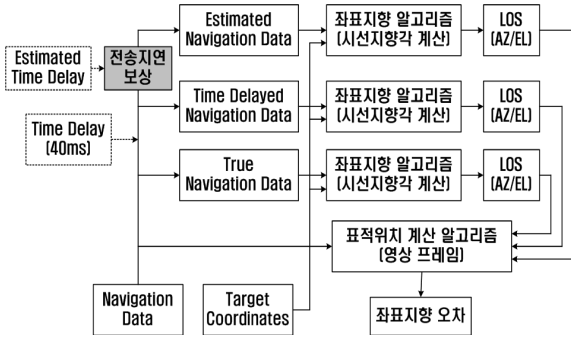


Fig. 11. 전송지연 보상 시뮬레이션 구성도

Fig. 12는 전송지연된 항법정보 중 roll 정보를 칼만 필터를 이용하여 보상한 결과이며, Fig. 13은 Fig. 12의 일부 영역을 확대한 것이다. 지연시간은 거의 보상되었으며 등가속 운동 기반의 모델을 적용함에 따라 가속도 발생 영역에서 미세한 오차가 남아 있음을 볼 수 있다.

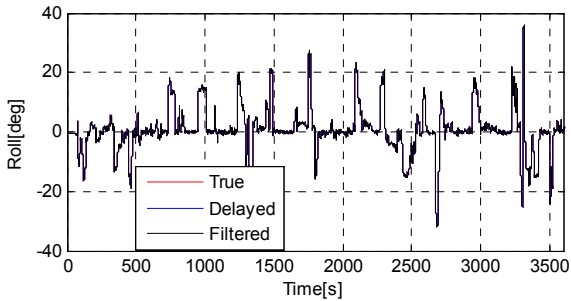


Fig. 12. 전송지연 보상결과(roll)

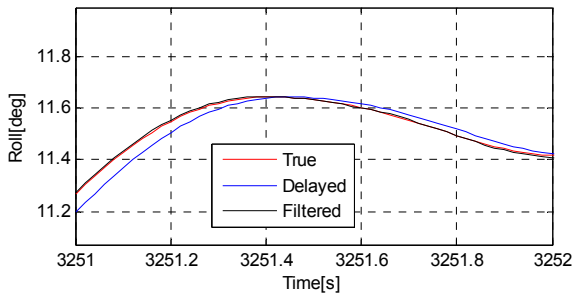


Fig. 13. 전송지연 보상결과(roll)-확대

전송지연 보상 전/후 항법정보 오차를 비교한 결과는 Fig. 14, 15와 같다. 전송지연에 의해 최대 0.4° 정도 항법정보 오차가 발생하지만 전송지연 보상 후 약 0.01° 정도의 오차 수준으로 감소된다.

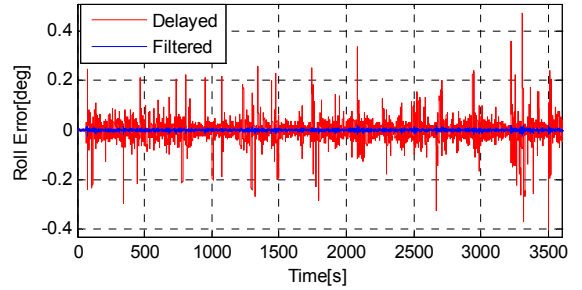


Fig. 14. 전송지연 보상 전/후 항법정보 오차

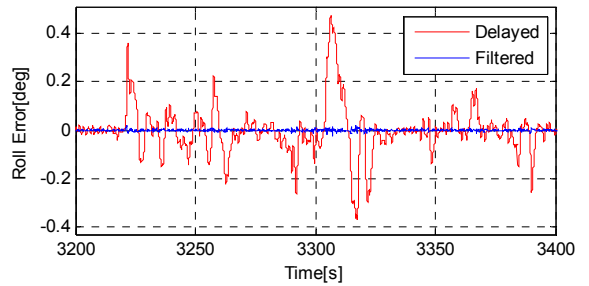


Fig. 15. 전송지연 보상 전/후 항법정보 오차(확대)

화면상에서 보여지는 최종 좌표지향 오차는 Fig. 16과 같다. 항법정보 전송지연을 보상함으로써 좌표지향 오차는 확연히 감소됨을 확인할 수 있다.

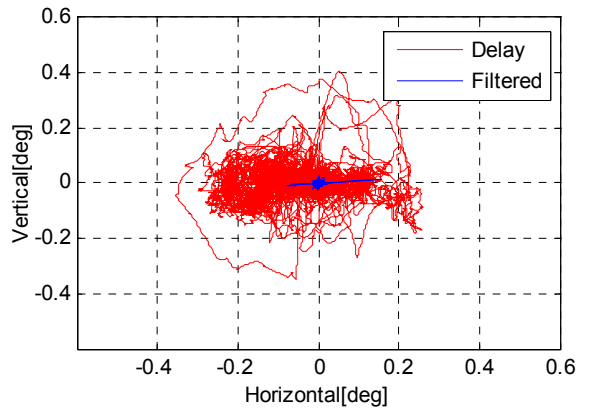


Fig. 16. 화면내 표적위치(좌표지향오차)

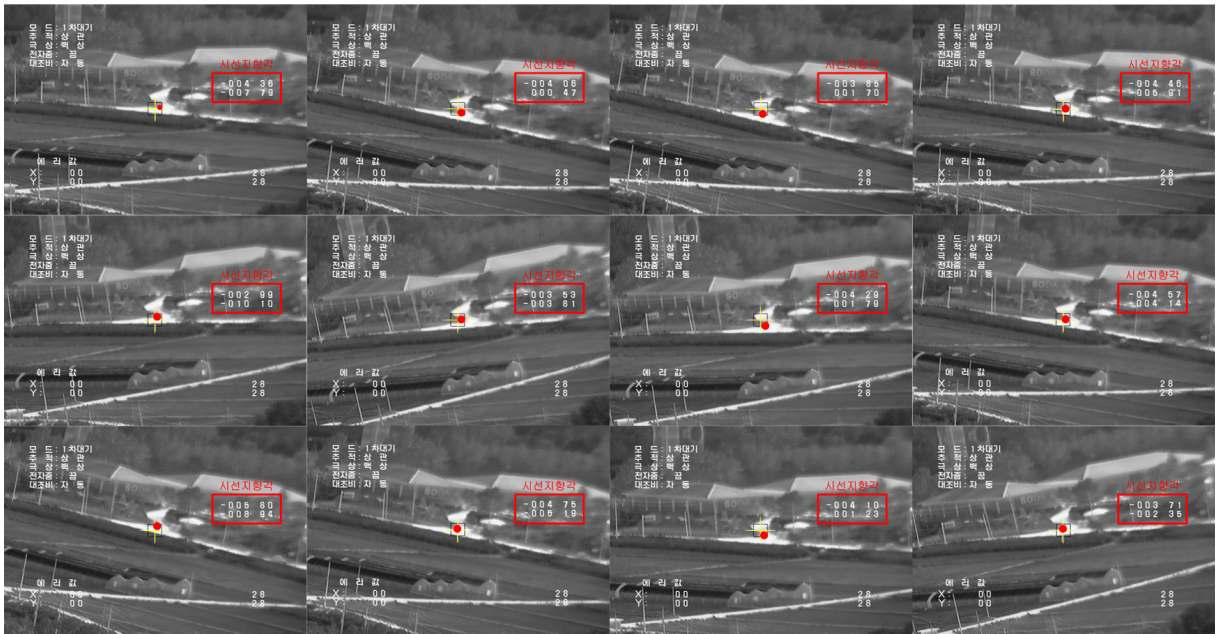


Fig. 17. 좌표지향 시험결과(전송시간지연 보상 후)

라. 항법정보 전송지연 보상 시험

항법정보의 전송지연 보상을 확인하기 위해 3장 ‘가’절의 조건과 동일하게 시험을 수행하였다. 시험 결과는 Fig. 17과 같이 전송지연 보상 후 좌표지향 오차는 0.2° 이내로 유지되며 Fig. 5와 비교하였을 때 좌표지향 성능이 확연히 향상됨을 볼 수 있다.

5. 결론

전송지연에 의한 항공기 항법정보 오차는 항공기의 운동특성에 비례하며, 각속도 및 속도가 클 경우 그 오차도 증가하게 되며 주요한 좌표지향 오차요소로 작용한다.

항공기 항법정보의 전송지연이 EOS 좌표지향 성능에 미치는 영향을 시뮬레이션 및 지상시험을 통해 확인하였고, 칼만필터를 이용하여 전송지연을 보상함으로써 좌표지향 성능이 향상됨을 시험을 통해 확인하였다. 전송지연 보상을 통해 좌표지향 기능의 성능 여유를 확보함으로써 보다 급격한 항공기 기동에서도 좌표지향 성능이 보장될 것으로 기대된다.

References

- [1] 김성수, 박주광, “EOTS 시선 안정화 제어기 연구 (III)”, ATRC-409-940506, 국방과학연구소, 1994.
- [2] J. M. Hilkert, “Kinematic Algorithms for Line-of-Sight Pointing and Scanning using INS/GPS Position and Velocity Information”, SPIE, pp. 11~22, 2008.
- [3] K. James Held, Brendan H. Robinson, “TIER II Plus Airborne EO Sensor LOS Control and Image Geolocation”, IEEE, pp. 377~405, 1997.
- [4] 박주광, 정슬, “전자광학추적장비의 좌표추적기 구현 및 헬리콥터 탑재 레이더 연동시험에 관한 연구”, 제어·로봇·시스템학회 논문지, 제11권 제4호, pp. 369~377, 2005.
- [5] 김성수, 신용산, 김성수, 권강훈, “헬기 장착 전방 관측적외선장비 좌표지향시스템 개발”, 한국군사과학기술학회지 제12권 제6호, pp. 750~759, 2009.
- [6] 신정섭, 현영오, 오우섭, “헬기용 임무탐재장비 감항인증 방안”, 제16회 지상무기학술대회, pp. 486~489, 2008.