

Augmented 칼만 필터를 이용한 전자광학 추적 장비의 측정치 시간지연 보상과 초기 자세 결정

손재훈[†], 최우진^{**}, 김성수^{***}, 오상현^{****}, 이상정^{*****}, 황동환^{*****}

Measurement Time-Delay Compensation and Initial Attitude Determination of Electro-Optical Tracking System Using Augmented Kalman Filter

Jae Hoon Son[†], Woo Jin Choi^{**}, Sung-Su Kim^{***}, Sang Heon Oh^{****},
Sang Jeong Lee^{*****}, Dong-Hwan Hwang^{*****}

ABSTRACT

Due to the low output rate and time delay of vehicle's navigation results, the electro-optical tracking system(EOTS) cannot estimate accurate target positions. If an inertial measurement unit(IMU) is additionally mounted into the EOTS and inertial navigation system(INS) is constructed, the high navigation output rate can be obtained. And the time-delay can be compensated by using the augmented Kalman filter. An accurate initial attitude is required in order to have accurate navigation outputs. In this paper, an attitude determination algorithm is proposed using the augmented Kalman filter in order to compensate measurement delay of the EOTS and have accurate initial attitude. The proposed initial attitude determination algorithm consists of an augmented Kalman filter, an INS, and an integrated Kalman filter. The augmented Kalman filter compensates the time-delay of the vehicle's navigation results and the integrated Kalman filter estimates the navigation error of the INS. In order to evaluate performance of the proposed algorithm, vehicle's navigation outputs and IMU measurements were generated using sensors' model-based measurement generator and initial attitude estimation errors of the proposed algorithm and the conventional algorithm without the augmented Kalman filter were compared for the generated measurements. The evaluation results show that the proposed algorithm has better accuracy.

Key words: Augmented Kalman Filter, Initial Attitude Determination, Time-Delay Compensation, Electro-Optical Tracking System

※ Corresponding Author : Dong-Hwan Hwang, Address:
(34134) 99 Daehak-ro, Yuseong-gu, Daejeon, Korea,
TEL : +82-42-821-5670, FAX : +82-42-823-5436, E-mail
: dhhwang@cnu.ac.kr

Receipt date : Nov. 4, 2021, Revision date : Nov. 17, 2021
Approval date : Nov. 30, 2021

[†] Dept. of Electronics Eng., Chungnam National Uni-
versity (E-mail : sonjaehoon@cnu.ac.kr)

^{**} Defense Space Technology Center, Agency for Defense
Development (E-mail : wojnch@add.re.kr)

^{***} Defense Space Technology Center, Agency for
Defense Development

(E-mail : kimsungsu@add.re.kr)

^{****} Dept. of Electronics Eng., Chungnam National Uni-
versity (E-mail : laborosh@gmail.com)

^{*****} Dept. of Electronics Eng., Chungnam National
University (E-mail : eesjl@cnu.ac.kr,

^{*****} Dept. of Electronics Eng., Chungnam National Uni-
versity

※ This research was supported by the Agency for
Defense Development (UD200003FD).

1. 서 론

전자광학 추적장비(Electro-Optical Tracking System, EOTS)는 영상 신호를 이용하여 이동하는 표적을 추적하고 표적의 영상과 위치를 제공하는 장비이다[1-3]. EOTS가 표적의 위치를 정확하게 추적하기 위해서는 정확한 항법 결과와 항체와 표적과의 정확한 거리 측정치가 필요하다[1-3]. 종래의 EOTS는 항체의 항법시스템으로부터 시간 지연된 낮은 출력율의 항법 결과를 제공받으므로, 표적의 정확한 위치를 추정하기 어려우며, 특히, 항체가 고속, 고기동으로 동작할 때는 정확한 표적의 위치 추정이 더욱 더 어렵다고 알려져 있다[2].

종래의 EOTS의 단점을 보완하기 위하여 EOTS 내부에 IMU(Inertial Measurement Unit)를 추가하고 IMU의 출력을 이용하여 INS(Inertial Navigation System)를 구성하면 낮은 출력율에 의한 항법 오차를 줄이고, 더 정확하게 표적의 위치를 추적할 것이다. 항법 방정식을 표현하기 위하여 항체의 운동을 나타내는 상태 변수에 시간 지연된 상태를 부가(augment)한 새로운 상태(state)에 대한 새로운 상태 방정식과 현재의 출력과 지연된 상태 변수와 관계를 표현하는 측정 방정식을 구성한다. 이러한 augmented 상태 방정식과 측정방정식은 현재의 측정치와 지연된 상태 변수와의 관계를 나타내므로, 이를 기반으로 칼만필터를 구성하면 시간 지연되지 않은 항법 파라미터를 추정할 수 있다. 즉, 측정치의 하나인 항체의 항법시스템 출력의 시간 지연은 augmented 칼만 필터(Kalman filter)를 이용하여 보상할 수 있다[2,4,5].

EOTS에 추가한 IMU 출력을 이용한 INS의 항법 정확도를 높이기 위해서는 정확한 초기치가 필요한데, INS에서는 보통 초기 위치와 초기 속도는 외부에서 입력받고, 초기 자세는 초기정렬을 통해 얻는다. 초기정렬은 크게 자체정렬(self-alignment)과 전달정렬(transfer alignment)로 구분된다[6]. 자체정렬은 외부 신호의 입력 없이 IMU의 출력으로부터 자세 초기치를 구하는 방법으로, 정렬을 위한 시간이 충분한 경우에 적합한 방법이다. 자체 정렬은 개략적으로 초기 자세를 추정하는 개략정렬(coarse alignment)과 개략정렬 결과를 이용하여 더 정확한 초기 자세를 추정하는 정밀정렬(fine alignment)로 나눈다[7,8,9].

전달정렬은 정확도가 높은 항체의 주INS(Master INS, MINS) 출력의 도움을 받아 상대적으로 성능이 낮은 부 INS(Slave INS, SINS)의 초기 자세를 구하는 방법으로 SINS를 탑재한 부 항체가 주 항체에서 분리되기 전에 수행하며, 분리된 이후에 SINS는 독자적으로 항법을 수행한다[5,8,9]. 전달정렬은 운항 중인 상태에서도 초기 자세를 추정할 수 있으며, 지상에서 정렬을 위한 시간이 충분치 않은 경우에 사용할 수 있다. 속도, 자세 또는 속도와 자세를 측정치로 사용할 수 있으며, 신속한 전달정렬을 수행하기 위한 방안, 가관측성 분석, 자세 추정을 위한 항체의 운동 조건에 관한 연구는 현재에도 계속 진행되고 있다[10-12].

IMU를 추가 탑재한 EOTS에서도 항체의 항법시스템 출력의 도움을 받아 초기 자세를 구하기 위하여 전달정렬 구조를 이용할 수 있다. 그런데 EOTS는 항체에서 분리되지 않으므로, 전달정렬과 구별하기 위하여 초기 자세 결정이라 명명한다.

본 논문에서는 augmented 칼만 필터를 이용하여 EOTS 측정치의 하나인 항체의 항법 결과의 시간지연을 보상한 초기 자세 결정 알고리즘을 제안한다. 제안한 초기 자세 결정 알고리즘은 augmented 칼만 필터, INS 그리고 통합 칼만 필터로 이루어져 있다. 통합 칼만 필터는 EOTS INS의 항법 오차를 추정하며 통합 칼만 필터의 측정치는 시간 지연을 보상한 항체의 항법 결과와 INS 출력이다.

앞으로 2절에서는 제안한 알고리즘을 상세히 서술한다. 3절에서는 제안한 알고리즘의 유효성을 보이기 위한 성능평가 결과를 제시한다. 마지막으로 4절에서는 본 연구의 결론을 정리하고, 앞으로 본 연구와 관련하여 추후 계획을 제시한다.

2. Augmented 칼만 필터를 이용한 EOTS의 초기자세 결정

Fig. 1에 보인 바와 같이 EOTS는 항체인 항공기의 항법 시스템과 분리되어 있으며 데이터 버스를 통하여 항공기의 항법시스템의 출력을 전달받으며, 이를 이용하여 표적의 위치를 계산한다. 데이터 버스에는 항공기의 항법시스템과 EOTS 이외의 항전(aviation)부를 구성하는 여러 가지 시스템이 연결되어 있으므로 시간 지연된 항공기 항법 시스템의 출력

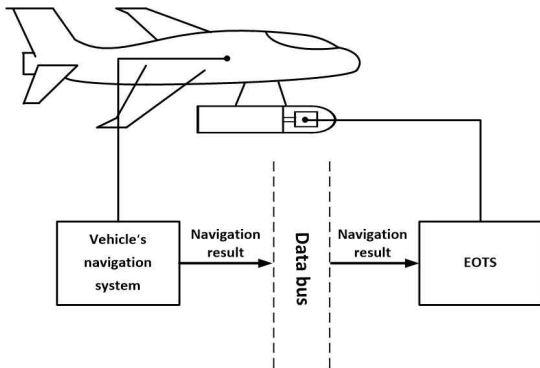


Fig. 1. Conventional EOTS and vehicle's navigation system.

이 EOTS에 출력되며, 데이터 버스의 전송 속도에 의해서 출력 전달 속도가 제한된다[13].

본 논문에서는 EOTS에 IMU를 추가하고 이에 대한 INS를 구성하여, 항체인 항공기 항법시스템의 시간 지연을 보상한 EOTS의 초기 자세 결정 알고리즘 제안한 것으로 본 절에서는 초기 자세 결정 알고리즘을 상세히 서술한다.

2.1 초기자세 결정 알고리즘의 구조

본 논문에서 제안하는 초기자세 결정 알고리즘의 구조는 Fig. 2에 나타낸 바와 같이 augmented 칼만 필터, INS, 그리고 통합 칼만 필터로 구성되어 있다. Fig. 2에서 augmented 칼만 필터를 제외하면 위치, 속도, 그리고 자세를 제공하는 GPS와 INS를 통합한 약결합 방식의 GPS/INS 통합 항법시스템과 구성이

동일함을 알 수 있다. 항체의 항법시스템의 출력을 보조(aiding) 센서 출력으로 이용하여 통합 칼만 필터를 구동하고 그 결과로부터 INS의 항법 오차를 보상하는 구성이다. 이러한 구성에 augmented 칼만 필터를 이용하여 보조 센서 출력의 시간 지연을 보상하여 보다 정확한 EOTS의 초기 자세를 얻고자 하는 구조임을 알 수 있다.

통합 칼만필터는 시간 지연이 보상된 항체 항법시스템의 출력과 EOTS INS 출력의 차이로부터 EOTS INS의 자세 오차를 추정한다[14]. 마지막으로 INS에서 출력된 자세에 추정한 INS의 자세 오차를 반영하여 초기 자세를 출력한다.

2.2 시간지연 보상을 위한 augmented 칼만 필터

항체 항법 시스템 출력의 시간지연 보상을 위한 augmented 칼만 필터의 프로세스 모델은 식(1)과 같다.

$$\mathbf{x}_{k+1,AKF} = \Phi_{k,AKF} \mathbf{x}_{k,AKF} + \mathbf{w}_{k,AKF} \tag{1}$$

여기서 $\mathbf{x}_{k,AKF}$ 는 상태변수, $\Phi_{k,AKF}$ 는 상태전이행렬, $\mathbf{w}_{k,AKF}$ 는 프로세스 잡음을 의미한다. 그리고, 측정모델은 식(2)와 같다.

$$\mathbf{y}_{k,AKF} = \mathbf{H}_{k,AKF} \mathbf{x}_{k,AKF} + \mathbf{v}_{k,AKF} \tag{2}$$

여기서, $\mathbf{y}_{k,AKF}$ 는 측정치, $\mathbf{H}_{k,AKF}$ 는 측정행렬, $\mathbf{v}_{k,AKF}$ 는 측정 잡음을 의미한다. $l-1$ 개의 샘플(sample)만큼 시간지연이 있는 경우, 상태변수 $\mathbf{x}_{k,AKF}$ 는

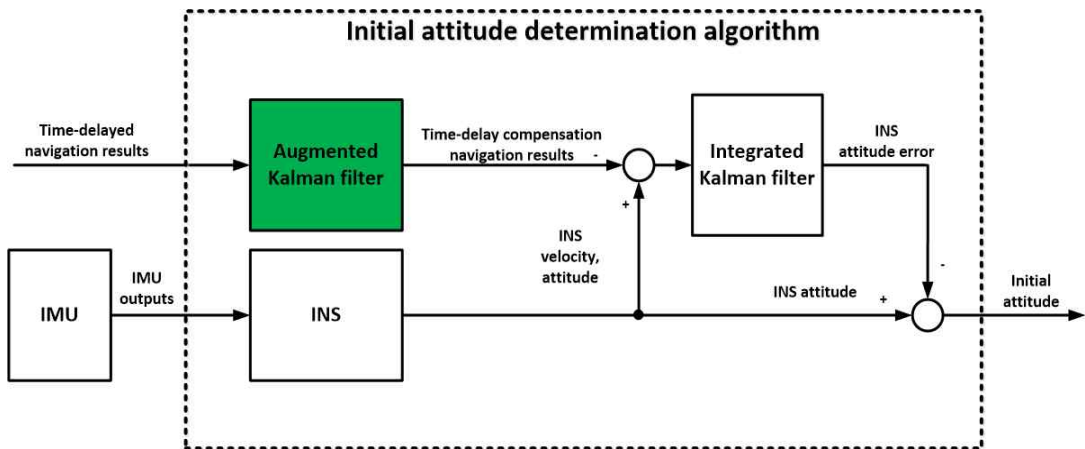


Fig. 2. Structure of the proposed initial attitude determination algorithm.

식(3)과 같다.

$$\mathbf{x}_{k,AKF} = [\mathbf{x}_k^T \quad \mathbf{x}_{k-1}^T \quad \mathbf{L} \quad \mathbf{x}_{k-1}^T]^T \quad (3)$$

$\Phi_{k,AKF}$ 는 식(4)와 같다.

$$\Phi_{k,AKF} = \begin{bmatrix} \Phi_k & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \mathbf{I} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{I} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{O} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \mathbf{I} & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

여기서, \mathbf{x}_k 와 Φ_k 는 항체의 운동에 따라 다르게 설정하며, 고속, 고기동 항체의 경우에는 가속도와 각가속도가 랜덤워크로 모델링한다[15]. 이 경우 식(3)에서 \mathbf{x}_k 는 식(5)가 된다.

$$\mathbf{x}_k = [\mathbf{p}_k^T \quad \mathbf{v}_k^T \quad \mathbf{a}_k^T \quad \boldsymbol{\theta}_k^T \quad \boldsymbol{\omega}_k^T \quad \boldsymbol{\alpha}_k^T]^T \quad (5)$$

여기서, \mathbf{p}_k 는 위치 벡터, \mathbf{v}_k 는 속도 벡터, \mathbf{a}_k 는 가속도 벡터, $\boldsymbol{\theta}_k$ 는 자세 벡터, $\boldsymbol{\omega}_k$ 는 각속도 벡터, $\boldsymbol{\alpha}_k$ 는 각가속도 벡터를 의미한다. 식(4)에서 상태천이행렬 Φ_k 는 식(6)과 같다.

$$\Phi_k = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} & \Delta t \mathbf{I}_{3 \times 3} & \frac{\Delta t^2}{2} \mathbf{I}_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \Delta t \mathbf{I}_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \Delta t \mathbf{I}_{3 \times 3} & \frac{\Delta t^2}{2} \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \Delta t \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (6)$$

측정치는 시간 지연된 항체의 위치, 속도, 자세이며, 측정행렬 $\mathbf{H}_{k,AKF}$ 는 식(7)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{H}_{k,AKF} = [0 \quad 0 \quad \mathbf{L} \quad \mathbf{H}_k] \quad (7)$$

\mathbf{H}_k 는 식(8)과 같다.

$$\mathbf{H}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{6 \times 6} & 0_{6 \times 3} & 0_{6 \times 3} & 0_{6 \times 6} \\ 0_{3 \times 6} & 0_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & 0_{3 \times 6} \end{bmatrix} \quad (8)$$

2.3 통합 칼만 필터

통합 칼만 필터의 프로세스 모델은 식(9)와 같다.

$$\delta \mathbf{x}_{k+1,KF} = \Phi_{k,KF} \delta \mathbf{x}_{k,KF} + \mathbf{w}_{k,KF} \quad (9)$$

여기서, $\delta \mathbf{x}_{k,KF}$ 는 상태변수, $\Phi_{k,KF}$ 는 상태천이행렬, $\mathbf{w}_{k,KF}$ 는 프로세스 잡음을 의미한다. 그리고, 측정모델은 식(10)과 같다.

$$\delta \mathbf{y}_{k,KF} = \mathbf{H}_{k,KF} \delta \mathbf{x}_{k,KF} + \mathbf{v}_{k,KF} \quad (10)$$

여기서, $\delta \mathbf{y}_{k,KF}$ 는 측정치, $\mathbf{H}_{k,KF}$ 는 측정행렬, $\mathbf{v}_{k,KF}$ 는 측정 잡음을 의미한다. 상태변수 $\delta \mathbf{x}_{k,KF}$ 는 식(11)과 같이 12개의 변수로 이루어진다.

$$\delta \mathbf{x}_{k,KF} = [\delta \mathbf{v}_k^T \quad \delta \boldsymbol{\theta}_k^T \quad \mathbf{b}_{A,k}^T \quad \mathbf{b}_{G,k}^T]^T \quad (11)$$

여기서, $\delta \mathbf{v}_k$ 는 속도 오차 벡터, $\delta \boldsymbol{\theta}_k$ 는 자세 오차 벡터, $\mathbf{b}_{A,k}$ 는 가속도계 바이어스 벡터, $\mathbf{b}_{G,k}$ 는 자이로 바이어스 벡터를 의미한다. $\Phi_{k,KF}$ 는 식(12)와 같다.

$$\Phi_{k,KF} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} - (2\boldsymbol{\Omega}_{ie,k}^n + \boldsymbol{\Omega}_{en,k}^n) \Delta t & [\mathbf{f}_k^n \times] \Delta t & \mathbf{C}_{b,k}^n \Delta t & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} - \boldsymbol{\Omega}_{in,k}^n \Delta t & 0_{3 \times 3} & -\mathbf{C}_{b,k}^n \Delta t \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \Delta t \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (12)$$

여기서, $\boldsymbol{\Omega}_{ie,k}^n$ 는 항법좌표계에서 나타낸 지구자전 각속도 행렬, $\boldsymbol{\Omega}_{en,k}^n$ 는 craft rate행렬, \mathbf{f}_k^n 는 항법좌표계에서 나타낸 비력, $\mathbf{C}_{b,k}^n$ 는 동체좌표계에서 항법좌표계로의 DCM(Direction Cosine Matrix), $\boldsymbol{\Omega}_{in,k}^n$ 은 spatial rate행렬을 나타낸다.

측정 모델은 속도, 자세, 속도 및 자세의 세 가지 정합 방식에 따라 달라진다.

레버암(lever arm)을 고려한 속도 정합의 측정치는 식(13)과 같다.

$$\delta \mathbf{y}_{k,KF} = \mathbf{v}_{INS,k} - \mathbf{v}_{RNS,k} - \mathbf{C}_{b,k}^n [(\boldsymbol{\omega}_{ib,k}^b - \boldsymbol{\omega}_{ie,k}^b) \times \mathbf{r}_k] + \mathbf{v}_{k,KF} \quad (13)$$

여기서, $\mathbf{v}_{INS,k}$ 는 EOTS INS의 속도 벡터, $\mathbf{v}_{RNS,k}$ 는 augmented 칼만필터 출력의 속도 벡터, $\boldsymbol{\omega}_{ib,k}^b$ 는 각속도 벡터, $\boldsymbol{\omega}_{ie,k}^b$ 는 동체좌표계에서 나타낸 지구자전각속도 벡터, \mathbf{r}_k 은 위치 벡터를 나타낸다. 이때의 측정행렬은 식(14)가 된다.

$$\mathbf{H}_{k,KF} = [\mathbf{I}_{3 \times 3} \quad 0_{3 \times 9}] \quad (14)$$

자세 정합의 측정치는 식(15)와 같다.

$$\delta \mathbf{y}_{k,KF} = \boldsymbol{\theta}_{INS,k} - \boldsymbol{\theta}_{RNS,k} + \mathbf{v}_{k,KF} \quad (15)$$

여기서, $\boldsymbol{\theta}_{INS,k}$ 는 EOTS INS의 오일러 각 벡터, $\boldsymbol{\theta}_{RNS,k}$ 는 augmented 칼만 필터의 오일러 각 벡터를 의미한다. 이때의 측정행렬은 식(16)이 된다.

$$\mathbf{H}_{k,KF} = [0_{3 \times 3} \quad \mathbf{M}_k \quad 0_{3 \times 6}] \quad (16)$$

여기서, \mathbf{M}_k 은 식(17)과 같다.

$$\mathbf{M}_k = \begin{bmatrix} \frac{\cos \gamma_k}{\cos \beta_k} & -\frac{\sin \gamma_k}{\cos \beta_k} & 0 \\ \sin \gamma_k & -\cos \beta_k & 0 \\ -\tan \beta_k \cos \gamma_k & -\tan \beta_k \sin \gamma_k & -1 \end{bmatrix} \quad (17)$$

여기서, β_k 는 피치, γ_k 는 요를 의미한다. 속도 및 자세 정합의 측정치는 식(18)과 같다.

$$\delta \mathbf{y}_{k,KF} = \begin{bmatrix} \mathbf{v}_{INS,k} - \mathbf{v}_{RNS,k} - \mathbf{C}_{b,k}^n [(\boldsymbol{\omega}_{ib,k}^b - \boldsymbol{\omega}_{ie,k}^b) \times \mathbf{r}_k] \\ \boldsymbol{\theta}_{INS,k} - \boldsymbol{\theta}_{RNS,k} \end{bmatrix} + \mathbf{v}_k \quad (18)$$

이때의 측정행렬은 식(19)가 된다.

$$\mathbf{H}_{k,KF} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 6} \\ 0_{3 \times 3} & \mathbf{M}_k & 0_{3 \times 6} \end{bmatrix} \quad (19)$$

3. 성능 평가

제안한 초기 자세 결정 알고리즘의 성능을 확인하기 위하여, Fig. 3과 같이 측정치 생성부와 초기 자세 결정 알고리즘으로 이루어진 성능평가 시스템을 구성하였다. 측정치 생성부는 항체의 운동 궤적과 센서의 모델로부터 IMU출력과 시간지연된 항법시스템의 속도와 자세를 생성한다. 초기 자세 결정 알고리즘에서 추정된 자세는 True 자세와 차이를 비교하여 오차를 확인한다.

항체의 항법시스템의 출력은 GPS/INS 통합항법 시스템으로 항법급 성능을 가지는 항법시스템인 Honeywell사의 H-764 항법시스템을 기준으로 생성하였으며 이의 사양은 Table 1에 나타내었다. EOTS IMU의 출력은 전술급인 Northrop Grumman사의 LN-200 IMU를 기준으로 생성하였으며, 사양은

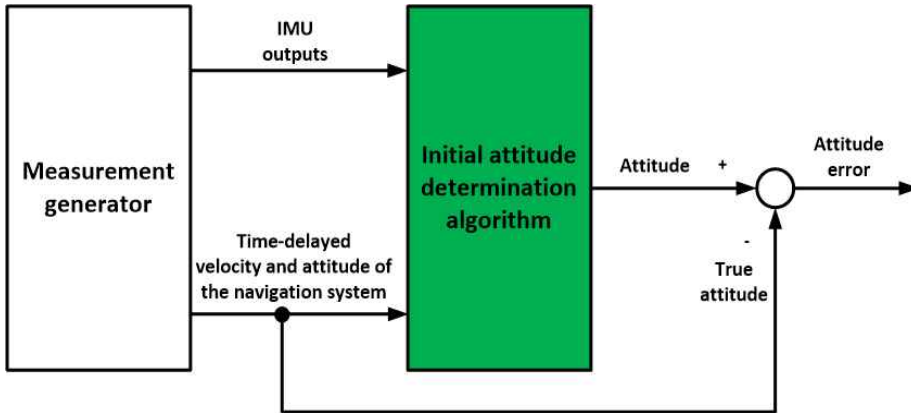


Fig. 3. Performance evaluation system for proposed initial attitude determination algorithm.

Table 1. Specification of aircraft navigation system H-764.

List			Value
Navigation error (1σ)	Position	North, East	2.95m
		Down	5.7m
		Velocity	0.07m/s
	Attitude	Roll, Pitch	0.01deg
		Yaw	0.015deg
Output rate			50Hz

Table 2. Specification of EOTS IMU LN-200.

List		Value
Accelerometer (1σ)	Random walk error	$0.03 \text{ m/s}/\sqrt{hr}$
	Random bias error	$300 \mu g$
	Scale factor error	300ppm
Gyro (1σ)	Random walk error	$0.07 \text{ deg}/\sqrt{hr}$
	Random bias error	$1 \text{ deg}/\sqrt{hr}$
	Scale factor error	100 ppm
Output rate		360 Hz

Table 2에 나타내었다. 레버암 벡터는 x축, y축, z축 각각 0.5 m로 두었다. 항체는 항공기를 대상으로 하였으며, Fig. 4(a)에는 성능평가에 사용한 항공기의 기준궤적, Fig. 4(b)에는 시간에 따른 항공기 기준궤적의 위치, 속도, 자세를 나타내었다.

항공기 항법 결과의 시간지연이 50 ms인 경우에 대해 시뮬레이션을 100회 수행하였다. 출력율이 20 ms이므로, 3 샘플(=60 ms)만큼의 시간 지연되는 경우에 대한 augmented 칼만 필터를 구성한다. Fig. 5(a)에 augmented 칼만 필터를 사용하지 않았을 때의 항공기 항법시스템의 속도와 자세를 나타내었으며 Fig. 5(b)에는 augmented 칼만 필터를 사용하였을 때의 시간 지연을 보정한 항공기 항법시스템의 속도와 자세를 나타내었다. Fig. 5를 보면, 시간지연을 보상함으로써 오차가 크게 줄었음을 알 수 있다. 특히, Fig. 5를 Fig. 4와 비교해 보면 항공기가 100초 이후 S자 회전 운동을 하는 구간, 즉 속도가 크게

변하는 구간에서 시간 지연 보상의 효과가 큰 것을 알 수 있다. Fig. 6(a)에는 augmented 칼만 필터를 사용하지 않았을 때의 초기 자세 결정 알고리즘의 결과를 나타내었으며, Fig. 6(b)에는 제안한 알고리즘으로 시간지연을 보상한 경우의 결과를 나타내었다. Table 3에는 Fig. 6(a)와 Fig. 6(b)의 마지막 시점에서 출력된 자세 즉, 초기 자세의 오차값을 나타내었다. Table 3에 나타낸 결과를 보면, augmented 칼만 필터를 추가함으로써, 보조 센서 출력인 항공기의 속도와 자세의 시간 지연이 보상되었으므로, 속도 정합, 자세 정합, 속도 및 자세 정합의 추정 성능이 모두 시간지연을 미보상한 경우에 비해 더 좋은 것을 볼 수 있다.

4. 결론 및 추후 계획

본 논문에서는 EOTS의 측정치 시간지연을 보상하고 정확한 초기자세를 얻기 위하여 augmented 칼

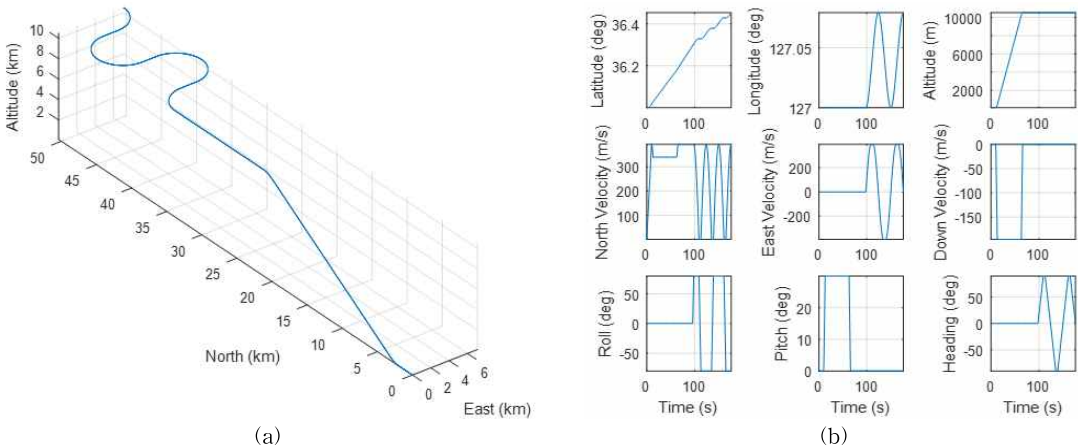


Fig. 4. (a) Reference trajectory of the aircraft, (b) Position, velocity, and attitude of the aircraft.

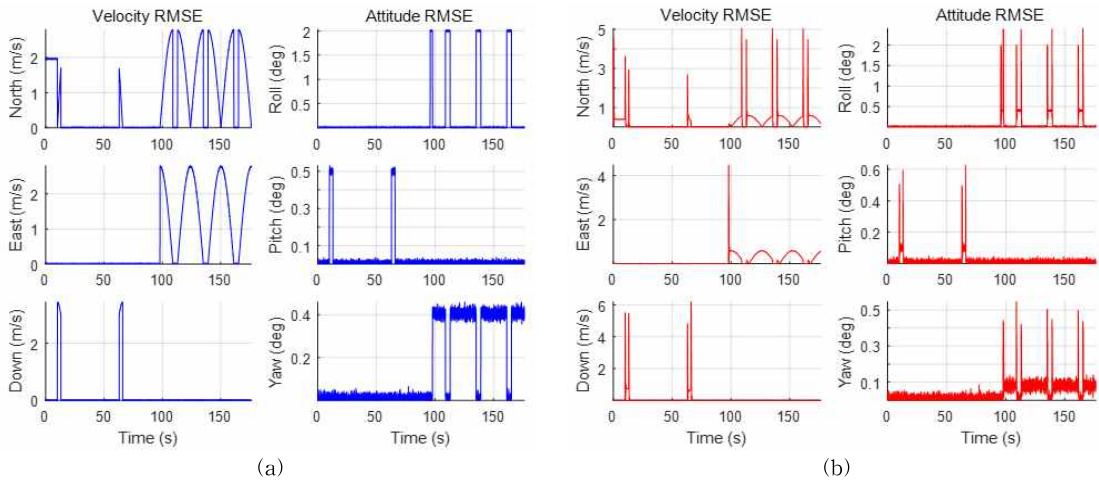


Fig. 5. (a) Velocity error and attitude error of aircraft without time-delay compensation, (b) Velocity error and attitude error of aircraft with time-delay compensation.

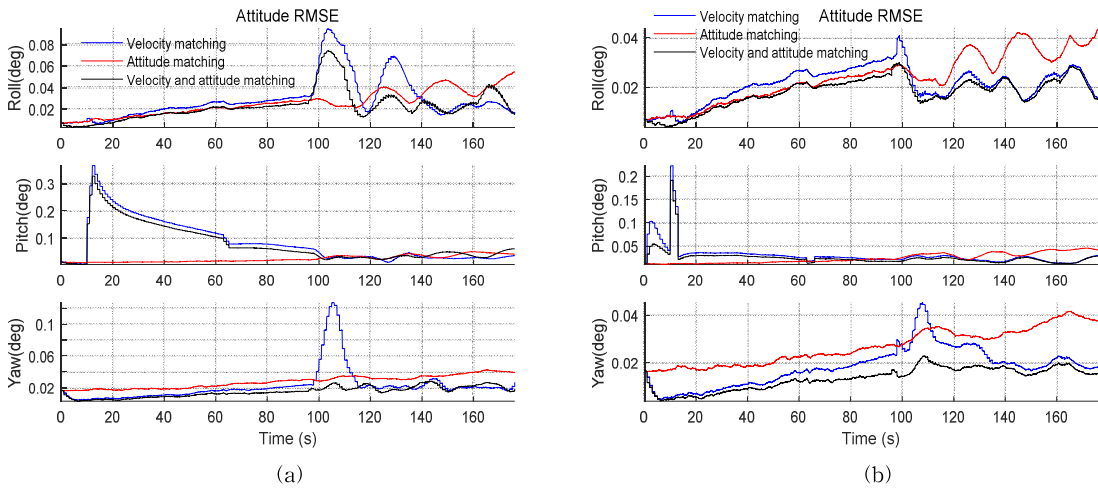


Fig. 6. (a) Estimation error without time-delay compensation, (b) Estimation error with time-delay compensation.

Table 3. Initial attitude estimation error.

Axis	Attitude RMSE(deg)			Remark
	Velocity matching	Attitude matching	Velocity and attitude matching	
Roll	0.017	0.055	0.015	Without time-delay compensation
Pitch	0.036	0.042	0.061	
Yaw	0.027	0.040	0.019	
Roll	0.015	0.044	0.015	With time-delay compensation
Pitch	0.030	0.041	0.028	
Yaw	0.018	0.038	0.015	

만 필터, INS 그리고 통합 칼만 필터로 이루어진 초기 자세 결정 알고리즘을 제안하였다. 제안한 알고리즘의 유효성을 보이기 위하여 항법급 항공기 항법시스템인 H-764와 LN-200 IMU를 대상으로 초기 자세 결정 알고리즘의 측정치를 생성하고, 제안한 알고리즘의 성능을 확인하였다. 성능평가 결과에서 augmented 칼만 필터를 이용하여 항공기 항법 시스템의 시간 지연을 보상한 경우의 EOTS 초기 자세오차가 더 작은 것을 확인할 수 있었다. 특히 시간 지연에 의한 항법 오차가 큰 구간인 항체의 자세가 크게 변하는 구간에서 augmented 칼만 필터의 효과가 두드러지는 것을 확인하였다.

추후에는 본 논문에서 제안한 초기 자세 결정 방법을 포함하는 EOTS의 항법시스템에 관한 연구를 수행할 것이며, 본 연구의 결과를 이용한 실시간 항법시스템의 구성에 관한 연구도 수행할 예정이다.

REFERENCE

- [1] C.J. Willers, *Electro-Optical System Analysis and Design-A Radiometry Perspective*, SPIE Press, Bellingham, Washington, 2013.
- [2] J.-B. Yim, S.-M. Moon, and J. Lyou, "Compensation of Geo-pointing Error due to Information Transport Delay for Electro-Optical Tracking Systems," *The Institute of Electronics Engineers of Korea - Computer and Information*, Vol. 48, No. 5, pp. 1-7, 2011.
- [3] J.-K. Park and S. Jung, "An Experimental Study on Coordinates Trackers Realization for EOTS Slaved to the Radar of a Helicopter," *Journal of Control, Automation and Systems Engineering*, Vol. 11, No. 4, pp. 369-377, 2005.
- [4] S.-S. Kim, S.-M. Moon, K.-H. Kwon, and C.-R. Yun, "Enhanced of Geo-pointing Performance for Electro-Optical Systems by Compensating Transmission Time Delay of Navigation Data," *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol. 16, No. 2, pp. 191-198, 2013.
- [5] B. Das and G. Dobie, "Delay Compensated State Estimation for Telepresence Robot Navigation," *Robotics and Autonomous Systems*, Vol. 146, pp. 1-15, 2021.
- [6] D.H. Titterton and J.L. Weston, *Strapdown Inertial Navigation Technology*, 2nd ed., The Institute of Electrical Engineers, Six hills way, Stevenage, 2004.
- [7] H. Rahimi, A.A. Nikkhah, and K. Hooshmandi, "A Fast Alignment of Marine Strapdown Inertial Navigation System Based on Adaptive Unscented Kalman Filter," *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, Vol. 43, No. 4, pp. 749-758, 2021.
- [8] J.-H. Kim, S.W. Moon, S.H. Lee, S. H. Kim, D.-H. Hwang, S.J. Lee, et al., "Implementation of an Initial Alignment Algorithm for a Strapdown Inertial Navigation System," *Journal of Control, Automation and Systems Engineering*, Vol. 6, No. 2, pp. 138-145, 2000.
- [9] S.G. Park, D.-H. Hwang, and S.J. Lee, "Psi Angle Error Model based Alignment Algorithm for Strapdown Inertial Navigation System," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, Vol. 17, No. 2, pp. 183-189, 2011.
- [10] S. Chattaraj, A. Mukherjee, and S.K. Chaudhuri, "Transfer Alignment Problem: Algorithms and Design Issues1," *Gyroscopy and Navigation*, Vol. 4, No. 3, pp. 130-146, 2013.
- [11] P.D. Groves, "Optimising the Transfer Alignment of Weapon INS," *The Journal of Navigation*, Vol. 56, Issue 2, pp. 323-335, 2003.
- [12] C.-K. Yang, K.-Y. Park, H.-M. Kim, and D.-S. Shim, "Transfer Alignment Using Velocity Matching/Parameter Tuning and Its Performance and Observability Analysis," *Journal of Advanced Navigation Technology*, Vol. 19, No. 5, pp. 389-394, 2015.
- [13] E. Balmus, "Avionics and ATC Technology for Mission Control," *INCAS BULLETIN*, Vol. 7, No. 3, pp. 161-171, 2015.
- [14] S.-G. Kwon, "Position Tracking System Based on UWB and MEMS IMU," *Journal of Korea Multimedia Society*, Vol. 22, No. 9, pp. 1011-

1019, 2019.

[15] J.A. Farrell and M. Barth, *The Global Positioning System & Inertial Navigation*, Mc Graw-Hill, New York, 1999.



손 재 훈

2018년 대전대학교 IT전자공학과 (공학사)
2018년~현재 충남대학교 전자공학과 박사과정



최 우 진

2014년 도쿄대학교 정밀공학과 (공학사)
2014년~현재 국방과학연구소 국방우주기술센터 선임 연구원



김 성 수

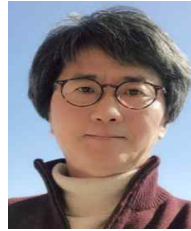
2001년 경일대학교 제어계측공학과(공학사)
2003년 충남대학교 메카트로닉스 공학과(공학석사)
2004년~2006년 한국원자력연구원 연구원

2006년~현재 국방과학연구소 국방우주기술센터 선임 연구원



오 상 현

1996년 충남대학교 전자공학과 (공학사)
2001년 충남대학교 전자공학과 (공학석사)
2006년 충남대학교 전자공학과 (공학박사)



이 상 정

1979년 서울대학교 전자공학과 (공학사)
1981년 서울대학교 전자공학과 (공학석사)
1987년 서울대학교 제어계측공학과(공학박사)

1988년~현재 충남대학교 전자공학과 교수



황 동 환

1985년 서울대학교 전기공학과 (공학사)
1987년 한국과학기술원 전기 및 전자공학과(공학석사)
1991년 한국과학기술원 전기 및 전자공학과(공학박사)

1996년~현재 충남대학교 전자공학과 교수