

항공용 전자광학추적장비의 전달정렬 성능 개선

김민수¹, 이도근², 정치운², 정지희^{3†}¹국방과학연구소, ²한국항공우주산업(주), ³대우조선해양(주)

Improvement of Transfer Alignment Performance for Airborne EOTS

Minsoo Kim¹, Dogeun Lee², Chiun Jeong² and Jihee Jeong^{3†}¹ Agency for Defense Development² Korea Aerospace Industries, Ltd.³ Daewoo Shipbuilding and Maritime Engineering Co., Ltd.

Abstract

An Electro-Optical Tracking System (EOTS) is an electric optical system with EO/IR cameras, laser sensors, and an IMU. The EOTS calculates coordinates of targets, using attitude and acceleration measured by the IMU. In particular for an armed aircraft, the performance of the weapon system depends on how quickly and accurately it acquires the target coordinates. The IMU should be operated after alignment is complete, to meet the coordinate accuracy required by the weapon system so the initial stabilization time of the IMU should be reduced, by quickly measuring the attitude and acceleration. Alignment is the process of determining the initial attitude by resolving the attitude error of the IMU, and the IMU of mission equipment such as an airborne EOTS, uses velocity matching based on the velocity from GPS/INS for aircraft navigation. In this paper, a method is presented to improve the transfer alignment performance of the airborne EOTS, by maneuvering aircraft and the mission equipment. First, the performance factor of the alignment was identified, as a heading error through the velocity matching model and simulation results. Then acceleration maneuvers and attitude changes were necessary, to correct the error. As a result of flight tests applied to an EOTS on a OOO aircraft system, the transfer alignment performance was improved as the duration time was decreased, by more than five times when the aircraft accelerated by more than 0.2g and the EOTS was moving until 6.7deg/s.

초 록

일반적인 항공기의 전자광학추적장비(Electro-Optical Tracking System, EOTS)는 EO/IR, 레이저 센서 등의 구성품으로 구성된다. 표적 획득 시 요구되는 표적 좌표는 내부 구성품인 관성측정장비(Inertial Measurement Unit, IMU)에서 측정되는 자세와 가속도 측정값을 이용하여 획득된다. 특히 무장시스템을 운용하는 항공기의 경우, 무장 발사를 위한 표적 좌표를 얼마나 신속하고 정확하게 획득하는가에 따라 무장시스템의 성능이 좌우된다. 무장시스템에서 요구하는 좌표 정확도를 충족하기 위해서는 IMU가 정렬 완료 상태에서 운용되어야 하므로 신속하게 자세와 가속도를 측정하여 IMU 초기 안정화 시간을 단축하여야 한다. IMU의 정렬은 IMU의 자세 오차를 해소하여 초기 자세를 결정하는 과정이며, 항공용 EOTS와 같은 임무장비의 IMU는 항법용 GPS/INS의 속도 정보를 기준으로 하는 속도정합 전달정렬을 수행한다. 본 논문에서는 이러한 속도정합 전달정렬 시간 단축을 위해 항공기와 임무장비의 자세 변화를 통한 전달정렬 성능 개선방안을 제시하였다. 먼저 전달정렬 모델과 시뮬레이션 결과를 통해서 EOTS의 전달정렬이 지연되는 요소가 방위각 오차임을 식별하였다. 그리고 EOTS의 방위각 오차 해소를 위해 항공기의 가속도 기동 및 EOTS의 자세 변화가 요구됨을 확인하였다. 최종적으로 OOO 항공기 체계에 적용한 비행시험 결과, 항공기 가속도 약 0.2g 이상이 발생하면서 EOTS가 6.7deg/s 각속도로 고 각 운동 시 그렇지 않을 때보다 5배 이상 빠르게 정렬이 완료되어 전달정렬 성능이 개선되었다.

Key Words : Inertial Measurement Unit(관성측정장비), Transfer Alignment(전달정렬), Velocity Matching(속도정합), Electro-Optical Tracking System(전자광학추적장비)

Received: May 12, 2022 Revised: Jun. 23, 2022 Accepted: Jun. 26, 2022

† Corresponding Author

Tel: +82-42-821-4210, E-mail: mskim1014@add.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

1. 서 론

일반적으로 EO/IR 카메라, 레이저 센서로 구성된 EOTS는 전차, 함정, 항공기 등에 탑재되어 표적 및 주변 지형에 대한 영상과 좌표를 제공하고 표적을 추적하는 장비이다. 또한 광학센서 뿐만 아니라 IMU가 탑재되어 있어 가속도 및 각속도 측정값으로 위치 및 자세를 계산하여 표적 좌표를 획득한다. 특히 무장시스템을 운용하는 항공기의 경우 무장 발사를 위하여 얼마나 신속하고 정확하게 표적 좌표를 획득하는가에 따라 무장 시스템의 성능이 좌우된다.

IMU는 가속도계와 자이로스코프로부터 각각 가속도와 각속도를 측정하여 속도, 위치, 자세를 계산하는 관성센서이다. 기준점으로부터 IMU를 통해 계산된 위치와 자세를 더하여 동체의 현재 위치와 자세를 계산하게 된다. 이때 항법 시작 시 IMU가 기준점의 위치와 자세를 정하기 위해서는 정렬 절차가 필요하다. 정렬은 관성항법에서 항법좌표계와 동체좌표계에 대한 자세 차이를 추정하여 항법을 위한 원점과 방향을 정하는 과정이다. 항법 초기 기준점을 정밀하게 결정하여야 동체의 정확한 위치 및 자세를 결정하므로 정렬은 관성항법장치를 적용할 때 중요한 과정이다. 그러므로 신속한 자세와 가속도 측정을 위한 IMU 초기 안정화 시간의 단축과 무장 발사 시스템에서 요구하는 좌표 정확도를 충족하기 위해서는 IMU 정렬 완료 상태에서의 운용이 필요하다

정렬 방법은 정렬에 필요한 정보를 획득하는 방법에 따라 자체정렬과 전달정렬로 구분된다. 자체 정렬은 IMU 단독으로 측정된 값만 이용하여 정렬을 수행하는 방법이다. 따라서 가속도계 및 자이로스코프 센서 오차가 곧 자체정렬의 오차이므로 정밀도가 높은 고성능의 센서가 요구되며 완료까지의 시간도 수분 이상 소요될 수 있다. 반면 전달정렬은 정렬이 필요한 IMU자신의 센서가 아닌, 외부 장비로부터 획득된 정보를 기준으로 정렬한다. 따라서 상대적으로 센서오차가 큰 센서를 가져도 빠른 시간에 정렬에 도달할 수 있다. 또한 전달정렬은 이동 중에도 정렬이 가능하기 때문에 이동 중 정렬(In-Motion Alignment)로 분류하기도 하며 항공기, 함정 등의 무장, 임무장비에 적용되고 있다[1].

전달정렬은 외부 장비로부터 획득되는 정보에 따라 속도정합, 가속도정합, 자세정합, 각속도정합 등의 방식으로 나뉘고, 동체의 운동 특성에 따라 정합 방식을 혼합하여 적용하기도 한다. 일반적으로 항공용 장비는 기체 진동 영향을 적게 받고 센서 오차 추정 성능이 우수하다고 알려진 속도정합을 적용하거나 속도 및 자세정합을 적용한다[2][3]. 이 과정에서 항공기와 같이 지상 시스템보다 기동이 큰 경우, 외부 장비의 항법정보를 임무장비로 전달하는 초기화 과정에서 지연오차가 발생할 수 있으므로 가속도운동 및 각속

도운동이 요구된다[4].

본 논문에서는 항공기 EOTS의 속도정합 전달정렬 시간 단축을 위해 항공기와 임무장비의 자세 변화를 통한 전달정렬 성능 개선방안을 제시하였으며, 비행 시험을 통해 검증하였다.

2. 이론적 배경

일반적으로 보다 정밀하고 기준이 되는 IMU를 주 관성항법장비(Master INS, MINS)라 하고 정렬 대상이 되는 IMU를 부 관성항법장비를 (SlaveINS,SINS)라 한다[5]. 전달정렬은 MINS를 기준으로 SINS의 항법좌표계와 동체좌표계 간 자세 차이를 계산하는 정렬 방법이다. 속도정합 방식은 MINS와 SINS에서 출력되는 속도 차이를 속도 오차로 측정하여 정렬에 필요한 자세 차이를 계산하는 방법이다. MINS가 이미 정밀하게 결정된 값으로 오차가 거의 없고, MINS와 SINS가 같은 항법좌표계에서 정의되어 속도가 같다고 가정하면, 두 INS의 속도차의 오차는 SINS의 센서오차로부터 발생하게 된다[6]. 이를 항공기 체계에 적용하면 기준 항법정보는 GPS/INS의 항법정보가 되고 EOTS의 IMU가 SINS가 된다. 항법용 INS가 MINS로써 자체정렬을 마치고 GPS와 융합하여 위치, 자세, 속도, 가속도 등을 출력하므로 오차가 해소된 기준 값으로 가정할 수 있다. EOTS에 탑재된 IMU에서 측정된 속도와 자세 값은 가속도계와 자이로스코프의 오차를 포함하고 있다.

이와 같은 내용을 항법 모델로 나타낼 수 있는데, 항법 모델은 회전하는 지구 표면 근처에서 이동하는 동체의 속도 변화율을 항법좌표계(Local Geographic Navigation Frame)인 NED 좌표계로 나타낼 수 있다. 따라서 동체에 장착된 IMU의 측정값으로 속도변화율을 NED 좌표계로 나타내면 아래 Eq. 1과 같다[7][8]. 가속도계에서 측정된 힘 f^n 에서 지구 회전과 동체 운동에 따른 코리올리 효과 및 구심가속도를 빼고 해당 위치에서의 중력가속도를 더한 것과 같다.

$$\text{Eq. 1 } \dot{V}^n = f^n - (2\omega_e^n + \omega_{en}^n) \times V^n + g^n$$

Equation 1로부터 속도 측정에서 발생하는 오차를 나타내면 아래와 같다.

$$\text{Eq. 2 } \delta\dot{V}^n = f^n \times \psi + C_b^n \delta f^b - (2\omega_e^n + \omega_{en}^n) \times \delta V^n - (2\delta\omega_e^n + \delta\omega_{en}^n) \times V^n - \delta g$$

Equation 2의 ψ 는 정렬이 필요한 자세 각 α, β, γ 으로 Fig. 1 과 같이 나타낼 수 있고, 이에 대한 자세 오차 $\delta\psi$ 는 Eq. 3과 같다.

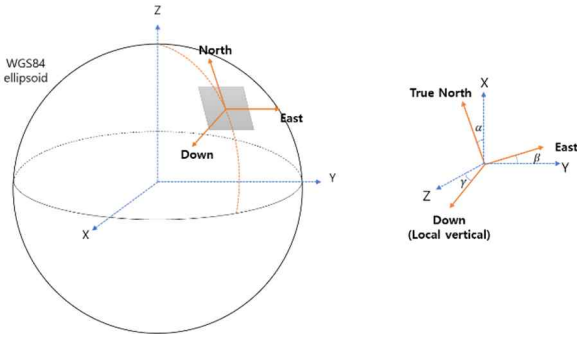


Fig. 1 Misalignment Angle

$$\text{Eq. 3 } \delta\psi = -v_E^n \times \psi + \delta\omega_n^n - C_b^n \delta\omega_b^b$$

위 Eq.1 ~ Eq.3에 적용된 SINS에 대한 각 변수는 아래와 같다.

$V^n = [v_N \ v_E \ v_D]^T$: NED 좌표계에서의 속도

C_b^n : 동체좌표계 → NED좌표계 변환행렬

f^b : 동체좌표계에서의 가속도

$f^n = [f_N \ f_E \ f_D]^T$: NED좌표계에서의 가속도

g : 중력가속도

$\psi = [\alpha \ \beta \ \gamma]^T$: SNS 자세 각

$\delta\psi = [\delta\alpha \ \delta\beta \ \delta\gamma]^T$: SNS의 자세 오차

ω_E^n : NED좌표계에서의 지구 회전 속도

ω_{en}^n : 지구고정좌표계에 대한 NED좌표계 회전 속도

$\omega_n^n = \omega_E^n + \omega_{en}^n$

$\delta f^b = [\delta f_x \ \delta f_y \ \delta f_z]^T$: 가속도계 오차

$\delta\omega_b^b = [\delta\omega_x \ \delta\omega_y \ \delta\omega_z]^T$: 자이로스코프 오차

항법모델은 시간에 따라 지구 회전각 및 중력의 영향을 받는 시스템이므로, 항법모델에서 발생하는 시스템 오차 w_t 와 IMU 측정오차 e_t 의 분포가 정규분포를 따른다면 칼만필터를 적용하여 정렬에 필요한 상태변수 x_t 를 추정할 수 있다[9][10]. 속도정합은 두 항법장비의 속도를 측정하여 SINS의 오차를 추정하므로, 구하고자 하는 상태변수 x_t 는 NED 좌표계에서의 속도오차, 자세오차, 센서오차로 구성되고 측정모델은 아래 Eq. 4와 같다.

$$\begin{aligned} \text{Eq. 4 } z_t &= V_{SNS} - V_{MNS} = Hx_t + e_t, \quad e_t \sim N(1,0) \\ H &= [I_{(3 \times 3)} \quad O_{(3 \times 3)} \quad O_{(3 \times 3)} \quad O_{(3 \times 3)}] \\ x &= [\delta\dot{V}^n \quad \delta\psi \quad \delta\omega_b^b \quad \delta f^b]^T \end{aligned}$$

시스템 모델은 Eq. 5와 같이 구성되며, A 는 시스템 행렬이다. Ω 는 지구 회전 속도, L 은 위도, R_0 은 지구 반지름, h 는 항공기 고도이며 $\omega_N, \omega_E, \omega_D$ 는 각각 N, E, D 축 회전 속도이다.

$$\text{Eq. 5 } x_{t+1} = Ax_t + w_t$$

$$A = \begin{bmatrix} A_{11} & O_{(3 \times 3)} & O_{(3 \times 3)} & C_b^n \\ A_{21} & O_{(3 \times 3)} & C_b^n & O_{(3 \times 3)} \\ O_{(3 \times 3)} & O_{(3 \times 3)} & C_b^n & O_{(3 \times 3)} \\ O_{(3 \times 3)} & O_{(3 \times 3)} & O_{(3 \times 3)} & C_b^n \end{bmatrix}$$

$$A_{11} = \begin{bmatrix} 0 & f_D & -f_E \\ -f_D & 0 & f_N \\ f_E & -f_N & 0 \end{bmatrix} \quad A_{21} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_D & -\omega_E \\ -\omega_D & 0 & \omega_N \\ \omega_E & -\omega_N & 0 \end{bmatrix}$$

$$\omega_N = \Omega \cos L + \frac{v_E}{R_0 + h}$$

$$\omega_E = -\frac{v_N}{R_0 + h}$$

$$\omega_D = -\Omega \sin L - \frac{v_E \tan L}{R_0 + h}$$

위 내용을 바탕으로 항공기 Embedded GPS/INS를 기준으로 SINS의 속도정합 전달정렬의 과정을 종합하면 Fig. 2와 같다.

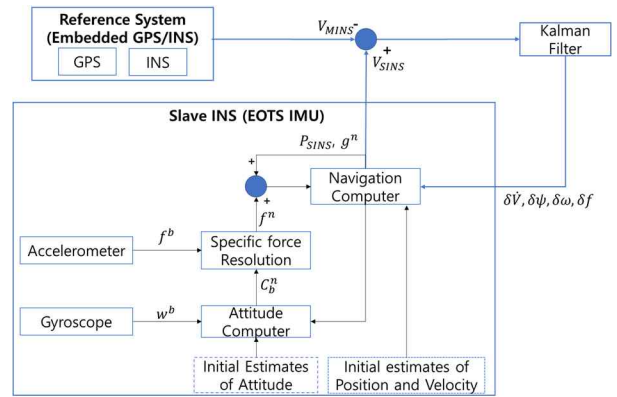


Fig. 2 Flow chart of Velocity Matching Alignment

Eq. 2의 속도 오차와 Eq. 4의 시스템 모델을 살펴보면, 각 항법축의 속도 오차는 자세와 가속도의 영향을 받고, 자세 오차는 수직하는 두 축 방향의 속도가 필요함을 알 수 있다. Fig. 3과 같이 항공기 속도 변화에 따른 각 축의 자세 오차 시뮬레이션 결과를 보면, EOTS가 구동되며 자세가 변화할 때 오차가 감소하지만 이후 속도 변화가 발생할 때 방위각 오차가 가장 늦게 감소하여 정렬이 완료됨을 알 수 있다. 방위각 오차는 정렬 성능은 Heading(방위각) 오차가 결정하는 것을 확인할 수 있으며, 방위각 오차 감소를 위해서는 N, E 방향 속도 변화와 α (롤), β (피치) 각 변화가 발생하여야 한다[8][11].

따라서 EOTS와 같은 항공기 임무장비의 전달정렬 성능을 개선하기 위해서는 속도정합에 필요한 항법축 가속도와 자세 변화가 필요하다. 항공용 EOTS는 항공기 기동으로 IMU에 대해 가속도를 발생시키고 EOTS의 고각, 방위각 구동을 통해 IMU의 자세 변화를 발생시켜 개선할 수 있다.

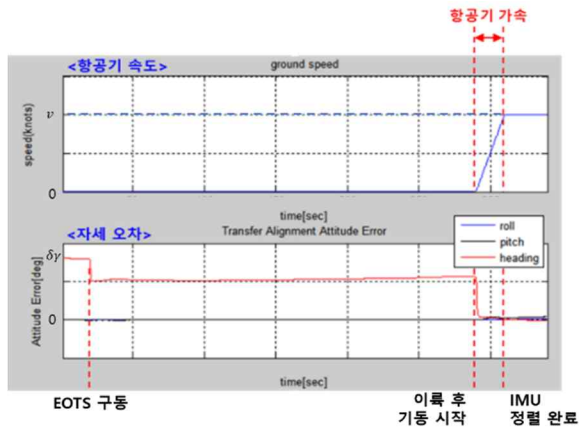


Fig. 3 Simulation results of Velocity matching

3. 비행시험 결과

이론적 배경에 따라 속도정합을 적용하는 항공기 임무장비의 전달정렬 성능은 속도 및 자세 변화로 개선할 수 있다. 본 논문에서는 OOO항공기체계 및 EOTS 장비에 적용하여 항공기 기동과 장비의 구동으로 속도 및 자세 변화를 발생시켜 속도정합 전달정렬의 개선을 확인하였다. 항공기 체계 수준에서 전달정렬의 성능은 정렬 수행 시간으로 결정할 수 있으므로 각 시험 결과를 시간에 따라 나타냈다.

시험 결과는 Table 1과 같이 다섯 가지 경우로 구분된다. Table 1에서 'Acceleration maneuver'는 각 Case 별로 방위각 정렬 시작 시의 가속도와 정렬 완료 시의 가속도 변화를 나타낸다. 'EOTS motion'은 EOTS의 고각 운동 여부를 나타낸 것이다. 'Total Alignment'는 방위각 정렬 시작부터 완료 시까지의 시간을 분(m), 초(s) 단위로 나타낸 것이다.

Case1과 Case2는 속도와 자세 변화가 모두 발생한 경우로 Fig. 4, Fig. 6와 같다. Case3, Case4는 항공기 기동을 최소화하여 EOTS 자세 변화만으로 Fig. 8, Fig. 10과 같이 정렬 성능을 확인하였다. Case5는 속도 및 자세 변화 모두 정렬 성능을 개선하는데 영향을 주지 못한 경우로 Fig. 12과 같다.

Table 1. Flight Test Cases

Test Cases	Acceleration	EOTS motion	Total Alignment Time
Case1	0.07g→0.17g	O	1m 14s
Case2	0.10g→0.25g	O	1m 4s
Case3	0.10g→0.20g	O	2m 28s
Case4	0.14g→0.14g	O	4m 24s
Case5	0.08g→0.80g	X	6m 30s

Case1~Case5의 시험결과는 Fig. 4, Fig. 6, Fig. 8, Fig. 10, Fig. 12에서 'Alignment Quality'를 통해 EOTS의 정렬 여부를 확인할 수 있는데, 장비 내부 로직에 따라 정렬 상태를 3단계로 나누었다. 신호 값이 1인 상태는 EOTS의 장비 전원 ON 후 정렬이 시작되는 단계이고 신호 값이 2가 되면 수평방향 정렬이 완료되어 방위각 정렬을 진행하는 상태이다. 신호 값이 3이 되어야 방위각 정렬까지 완료된 최종 완료로 판단한다. OOO항공기체계 적용 결과 이륙 시작 시 수평 정렬이 완료되기 때문에 EOTS 전달정렬 성능 확인을 위한 시간은 방위각 정렬 소요 시간인 신호 값 2인 상태의 시간으로 확인하고자 한다. 고도, 가속도, 속도 그래프는 항공기 체계 기동을 나타낸 것으로 가속도는 중력 가속도 크기로 환산하였으며 및 속도도 크기로 환산하였다. EOTS의 자세변화는 EOTS 고각 그래프에서 파악할 수 있다. 모든 그래프에서 -50°로 1회 이동 후 -50°~+20° 3회 왕복운동을 확인할 수 있다. 첫번째 1회 이동은 사용자 명령 없이 자체적으로 구동된 결과이며, 3회 왕복 운동은 운용자의 조작을 통한 명령을 통해 자동으로 수행하기 때문에 일정하게 운동하게 된다.

Case1의 시험 결과는 Fig. 4, Fig. 5와 같이 나타났다. Fig. 4의 'Align Quality'를 통해 각 정렬 시점을 확인할 수 있는데, EOTS 전원 ON 후 약 8m 51s에 방위각 정렬이 시작되었다. 항공기 가속도, 속도, 고도 그래프를 통해 속도 변화가 가장 크게 발생하는 고도 상승 시작 시간인 9m 40s에서 EOTS 고각 운동이 시작된다. 그리고 26sec 이후인 10m 6s에 정렬 완료되었다.

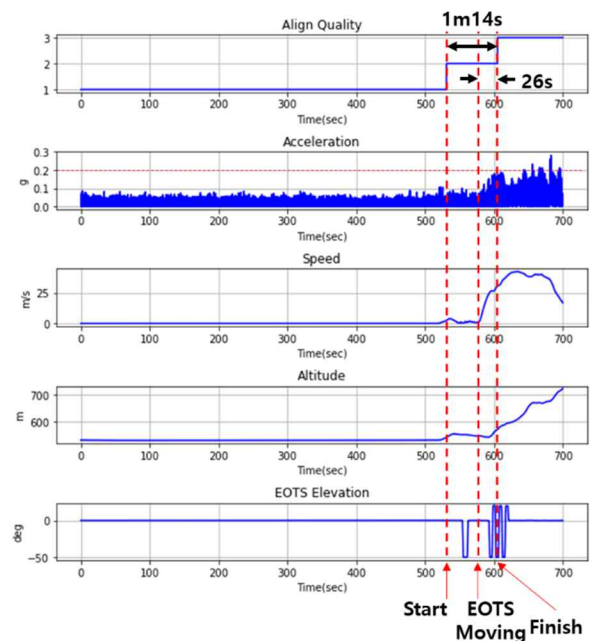


Fig. 4 Case 1 : Alignment result from acceleration and attitude changes of EOTS

고각 운동 시작 시점에 가속도 크기는 약 0.1g 이하였다가 정렬 완료 시점에는 약 0.17g로 상승한 상태였다. 'Align Quality'에서 신호 값이 2를 나타내는 방위각 정렬 시간은 총 1m 14s이지만, 고도 상승 기동이 끝나기 전에 정렬이 완료된 점을 통해 속도 및 자세 변화가 동시에 적용될 때 정렬이 완료됨을 알 수 있다.

Fig. 5는 NED 좌표계에서의 항공기 속도 크기를 나타낸 것이다. 항공기 속도 V 는 V_n , V_e 가 발생하는 경향과 일치하는데, 정렬 직전인 600초에서의 데이터를 보면 N 방향의 가속도 영향을 받는 것이 확인되었다.

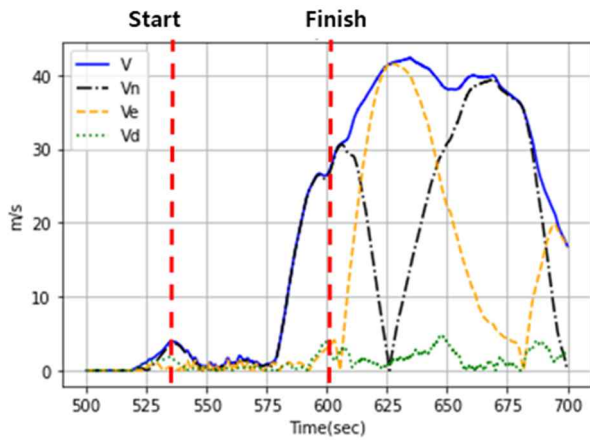


Fig. 5 Velocity of test case 1

Case2의 시험 결과는 Fig. 6, Fig. 7과 같이 나타났다.

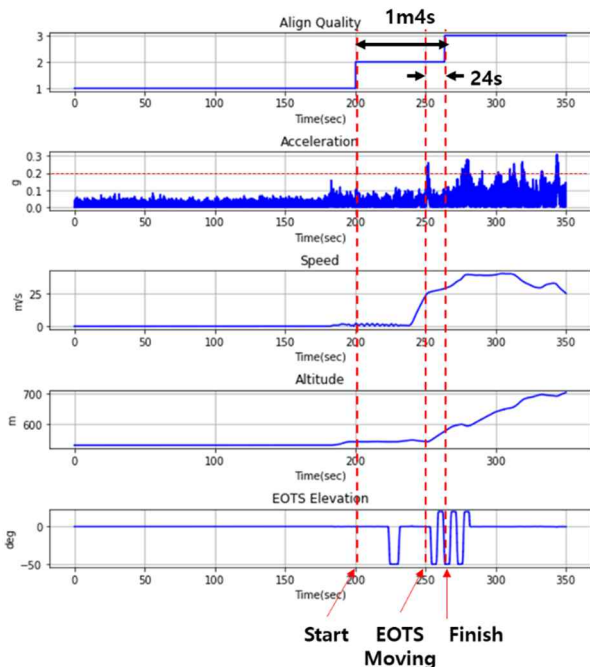


Fig. 6 Case2 : Alignment result from acceleration and attitude changes of EOTS

Fig. 6에서는 EOTS 전원 ON 후 3m 20s에 방위각

정렬이 시작되었다. Case1과 같이 항공기 속도 변화가 고도 상승중인 약 4min 시점부터 EOTS 고각 왕복 운동이 시작된다. 그리고 24sec 후인 4m 24s에 정렬 완료되었다. 고각 운동 시작 시점에 가속도 크기는 약 0.2g 이상이였다. Align Quality를 통해 방위각 정렬 시간은 총 1m 4s이고, Case2 역시 속도 및 자세 변화가 동시에 적용될 때 정렬이 완료됨을 알 수 있다.

Figure 7은 Case2 시험에 대해 NED 좌표계에서의 항공기 속도 크기를 나타낸 것으로 고각 운동 시작 시점인 250초부터 약 260초 구간을 보면 V_n 의 영향이 더 큰 것으로 확인된다.

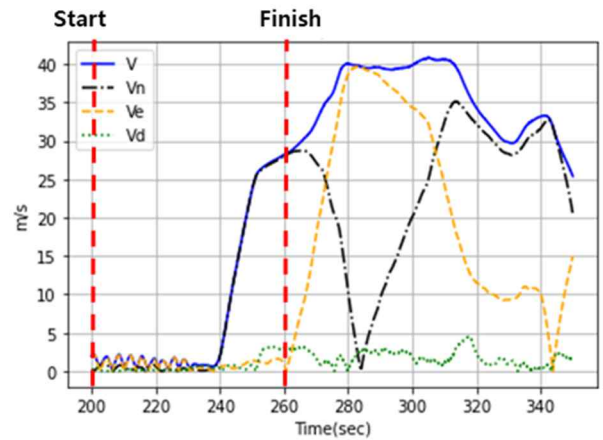


Fig. 7 Velocity of test case 2

Case3의 결과는 Fig. 8, Fig. 9의 결과와 같다.

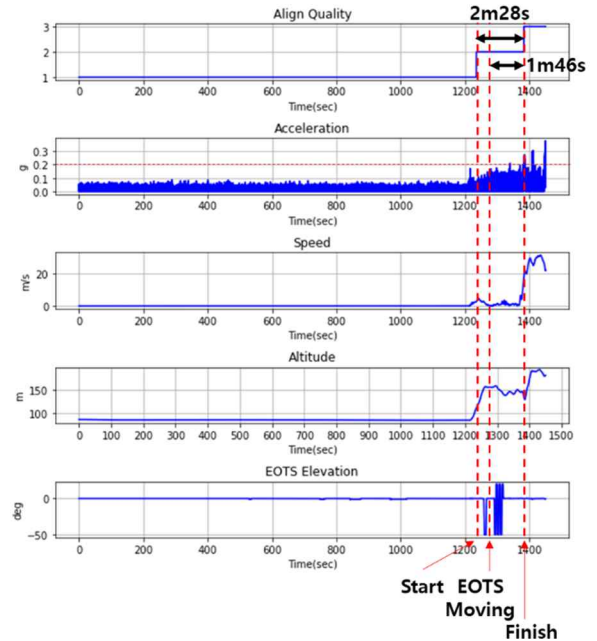


Fig. 8 Case3 : Alignment result from attitude changes of EOTS

Case3은 EOTS의 고각 구동을 시작한 후 기동을 최소화하여 EOTS의 자세변화만으로 정렬 성능을 확인

한 시험이다. Fig. 8을 보면 고도가 21m 18s 시점부터 상승하기 시작하며 방위각 정렬이 시작되는데, 정렬이 완료되기 전까지는 가속도가 약 0.2g 미만으로 Case1, Case2와 달리 속도 변화가 적은 것을 확인할 수 있다. 또한 EOTS가 고각 왕복 운동을 시작해도 Case1, Case2처럼 수십 초 내에 정렬되지 않고 약 1m 46s이 소요되었다. 약 23m 3s 시점에 가속도 크기가 0.2g 이상 발생되면서 정렬이 완료되었다.

Fig. 9는 NED 좌표계에서의 항공기 속도 크기를 나타낸 것이다. 정렬 완료 부근의 약 23min 시점에 발생하는 가속도는 V_n 의 영향인 것을 알 수 있다.

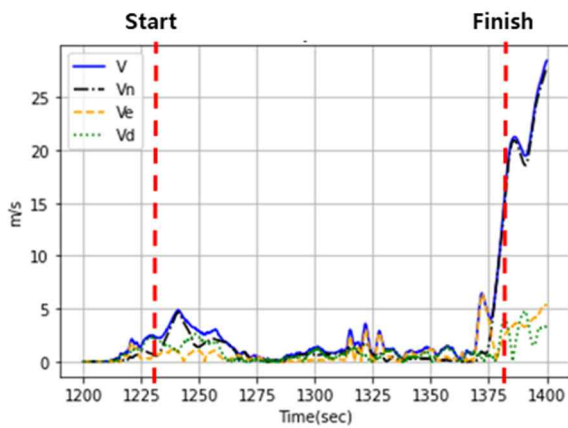


Fig. 9 Velocity of test case 3

Case4의 결과는 Fig. 10, Fig. 11의 결과와 같다.

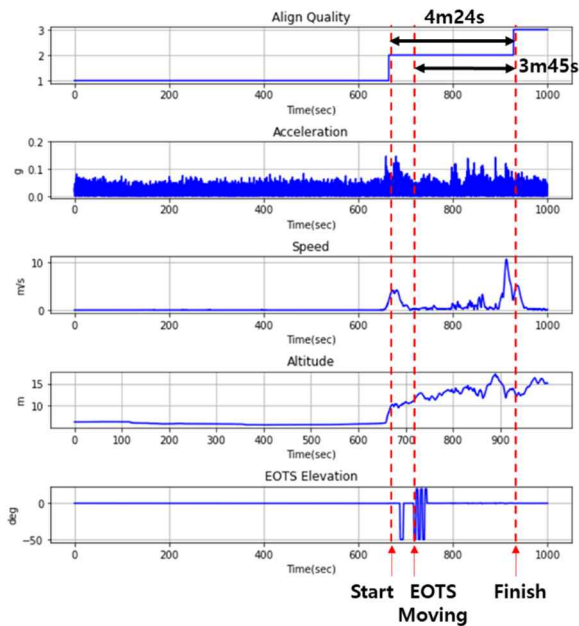


Fig. 10 Case4 : Alignment result from attitude changes of EOTS

Case4는 Case3과 같이 EOTS의 고각 구동을 시작한 후 기동을 최소화하여 EOTS의 자세변화만으로

정렬 성능을 확인한 시험이다. 11m 5s 시점부터 약 0.15g 가속도가 발생되면서 고도가 상승하기 시작하고 방위각 정렬이 시작된다. 11m 44s에 EOTS 고각 왕복 운동이 시작된 후에 약 13m 20s까지 가속도는 다시 0.1g이하로 떨어진다. 정렬 완료 시점에 0.2g까지 발생했던 Case3과 달리 정렬완료 시점까지도 0.2g 미만의 가속도 크기를 유지하면서도 15m 28s부터 정렬이 완료되었다. EOTS의 고각 운동만으로 3m 45s 내에 정렬이 완료되어 가속도가 충분하지 않은 환경에서도 장비의 구동만으로 정렬이 가능함을 확인하였다. Fig. 11은 NED 좌표계에서의 항공기 속도 크기를 나타낸 것으로 Case4의 시험에서는 V_n , V_e 이 비슷한 경향으로 영향을 받는 것을 알 수 있다.

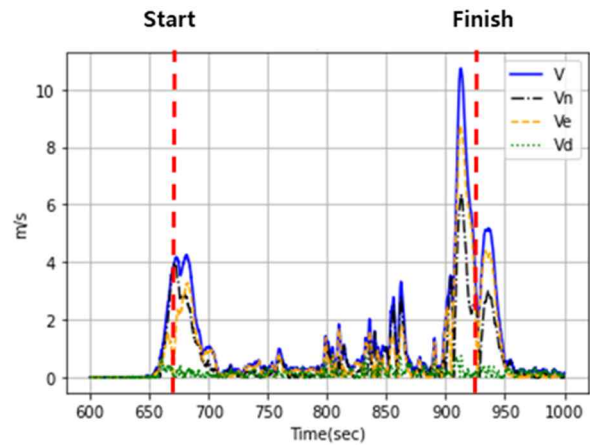


Fig. 11 Velocity of test case 4

Case5는 EOTS가 자동으로 -50° 이동하는 1회 외에 운동 외에 3회 왕복 운동은 수행하지 않아서 EOTS의 자세 변화가 거의 없을 상태를 가정한 것이다. Fig. 12를 보면 방위각 정렬이 5m 55s 시점에 약 0.08g 상태에서 시작되고 고도 상승 중에 약 0.2g까지 상승한다. 그리고 속도변화는 6m 40s부터 8m 20s 사이에서 약 0.1g전후를 유지하는 중에 8m 14s에서 3초간 0.3g 이상 발생한 후, 9m 40s에서 10m 8s까지는 0.55~0.6g까지 상승했으나 Case1~Case4와 달리 정렬이 완료되지 않았다. 가속도 크기가 약 0.8g까지 상승하는 12m 21s 이후에 정렬이 완료되었다. 방위각 정렬 시작 시간부터 완료 시간까지는 약 6m 30s가 소요되었다. EOTS의 자세 변화 없이 가속도 기동만으로 빠르게 전달정렬이 완료되기 위해서는 자세변화가 발생할 때보다 훨씬 큰 가속도가 필요함을 알 수 있다. Fig. 13은 NED 좌표계에서의 항공기 속도 크기를 나타낸 것으로 Case5 시험에서도 V_n , V_e 의 영향을 받는 것을 알 수 있다.

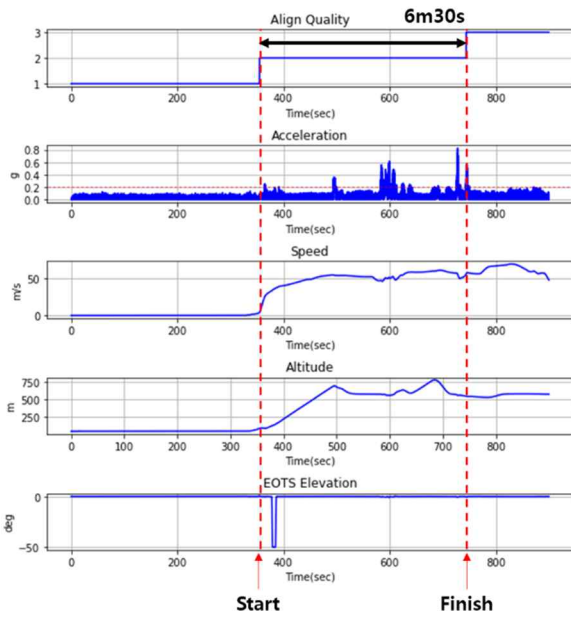


Fig. 12 Case5 : Alignment result from acceleration

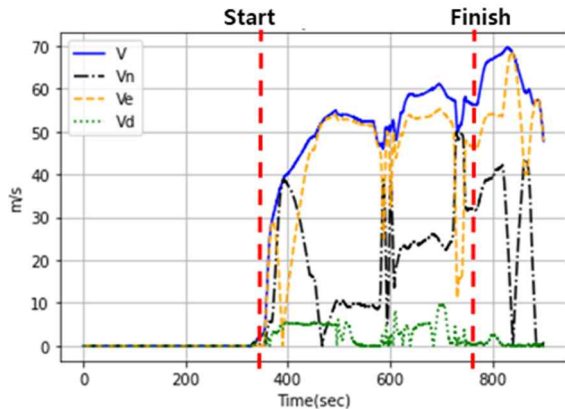


Fig. 13 Velocity of test case 5

Case1 ~ Case5를 종합해 보면 일정 시간 EOTS가 약 6.7m/s 고각 운동으로 자세 변화가 발생하면서, 약 0.2g 이상의 가속도가 발생할 때 25sec 이내에 방위각 정렬이 완료되며 가장 빠른 성능을 보여주었다. 약 0.1g의 가속도로 상대적으로 적은 속도변화 상태에서 같은 속도의 EOTS 구동을 자세변화를 발생시킬 때에는 약 4분 이내에 정렬이 완료되었다. 가속도만 발생할 경우에는 0.8g까지 발생하여야 했으며, 약 6분 이상이 소요되면서 약 5배 이상 성능의 차이가 있었다.

4. 결 론

본 논문에서는 속도정합을 적용하는 항공용 EOTS IMU의 속도정합 전달정렬 성능 개선 방안에 대해 연구하였다. 먼저 전달정렬의 이론적 배경과 시뮬레이션 결과를 통해 속도정합의 성능 요소로 방위각 오차를 확인하였고, 이를 해소하기 위하여 전달정렬을 수

행하는 IMU의 속도 변화와 자세 변화가 요구됨을 식별하였다. 실 체계를 통해 전달정렬의 성능을 확인하기 위해 EOTS가 탑재된 000항공기체계를 적용하였으며 정렬 소요 시간을 통해 성능을 확인한 결과, 항공기의 가속도를 최소화하고 EOTS의 자세 변화가 없는 경우에는 정렬 완료까지 6분 이상이 소요되었고, 항공기 가속도가 0.2g 이상 발생하면서 EOTS의 자세 변화가 동시에 발생할 때는 약 1분이 소요되어 가장 효과적인 것으로 나타났다.

무장시스템을 적용하는 항공기 체계의 경우, 신속하고 정확하게 표적 정보를 획득하기 위해서는 EOTS IMU의 전달정렬 성능이 중요하다. 따라서 본 연구 결과가 항공기 임무장비 및 무장시스템 성능 연구에 활용될 수 있다. 그러나 고정익, 회전익 등 항공기 체계 종류에 따라 비행능력과 운용 방법이 상이하고, 탑재되는 항법장비와 임무장비 또한 구동 방식과 센서의 정밀도가 다르기 때문에 정렬 성능개선에 필요한 속도 및 자세의 변화량, 최적의 적용 시점은 일반화할 수 없는 한계가 있다. 이는 추후 항공기 종류별 체계 특성과 임무 장비의 운동 특성을 다양하게 반영하는 연구가 필요하다.

References

- [1] J. E. Kain and J. R. Cloutier, "RAPID TRANSFER ALIGNMENT FOR TACTICAL WEAPON APPLICATION", *Proc. of Guidance, Navigation and Control Conference*, pp.1290-1300, 1989
- [2] C. Yang, K. Park, H. Kim and D. 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
- [3] Y. Lim, K. Ma, M. Kim, and J. Lee, "A Transfer Alignment Algorithm Study for an Aircraft", *Proc. of the 2010 KSAS Fall Conference*, pp. 726-729, 2010
- [4] C. Kin, I. Lee, J. Oh, H. Yu and H. Park, "A Study on Specification and Design of In-Flight Transfer Alignment", *Proc. of the Korea Institute of Military Science and Technology Conference*, pp. 159-160, 2019.
- [5] K.Song, C.Bae, and J. Lyou, "A Transfer Alignment Algorithm Using Velocity and Quaternion Partial Matching Methods", *Journal of Control, Automation and Systems Engineering*, Vol. 3, No.3, pp. 238-243, 1997
- [6] Z. Shiler and S. Dubowski, "Time optimal paths and acceleration lines of robotic manipulators", *Proc. of the 26th Conf. Decision and Control*, pp. 98-99, 1987.
- [7] J. Farrell, M. Barth, *The Global Positioning System and Inertial Navigation*, McGraw-hill, New York, 1998
- [8] D. Titterton and J. Weston, *Strapdown Inertial Navigation System*, 2nd Ed., IET, London, 2004

-
- [9] W. Chen, Z. Yang, S. Gu, Y. Wang, and Y. Tang, "Adaptive transfer alignment method based on the observability analysis for airborne pod strapdown inertial navigation system", *Scientific Reports*, Vol. 12, No. 1, pp. 1-14, 2022
- [10] J. Son, W. Choi, S. Kim, S. Oh, S. Lee and D. Hwang, "Measurement Time-Delay Compensation and Initial Attitude Determination of Electro-Optical Tracking System Using Augmented Kalman Filter", *Journal of Korea Multimedia Society*, Vol. 24, No. 12, pp. 1589-1597, 2021
- [11] P. Groves, "Navigation Using Inertial Sensors", *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, Vol. 30, No. 2, pp. 42-69, 2014