



광학식 3차원 좌표측정장치를 이용한 관성항법센서와 기체의 정렬기법

김정호¹, 이대우²

Alignment of Inertial Navigation Sensor and Aircraft Fuselage Using an optical 3D Coordinate Measuring Device

Jeong-ho Kim¹ and Dae-woo Lee²

Aerospace department of Pusan National University

ABSTRACT

This paper deals with a method of aligning an aircraft fuselage and an inertial navigation sensor using three-dimensional coordinates obtained by an optical method. In order to verify the feasibility, we introduce the method to accurately align the coordinate system of the inertial navigation sensor and the aircraft reference coordinate system. It is verified through simulation that reflects the error level of the measuring device. In addition, optimization method based alignment algorithm is proposed for connection between optical sensor and inertial navigation sensor.

초 록

본 논문은 광학적인 방법을 통해 얻은 3차원 좌표들을 이용하여 항공기 동체와 관성항법센서를 정렬하는 방법에 대하여 다루고 있다. 기존에 가공되어 있는 마운트 홀의 제작 정확도를 신뢰하고 장착하던 관행에서 나아가 관성항법센서의 좌표계와 항공기 동체의 기준좌표계를 보다 정확하게 정렬하기 위한 방법에 대해 소개하고 있으며, 실현가능성을 검증하기 위해 실제 3차원 좌표측정장치의 오차 수준을 반영한 시뮬레이션을 통해 정렬 성능을 검증하였다. 또한 광학센서와 관성항법센서의 최적화 기법 기반 정렬 방법을 기술하였다.

Key Words : Sensor Alignment(센서 정렬), Optimization(최적화), Absolute Orientation(절대 표정), Inertial Navigation System(관성항법시스템), Optical Coordinate Measurement Machine(광학식 좌표측정장치)

1. 서 론

항공기에 장착되는 항법 센서는 비행 제어에 매우 중요한 역할을 하며, IMU 및 AHRS, INS 등의 센서를 항공기의 프레임에 정확하게 정렬하는 것 역시 중요하다. 하지만 중요성에도 불구하고 항법센서를

장착하는 과정에서 발생하는 장착 오차 수준을 평가 및 보상하기 위한 연구는 이루어지지 않았다.

항공기에 임무장비를 장착하는 과정을 살펴보면 관성항법센서의 손쉬운 교체에 위해 가공되어 있는 LRU(Line-repleacable unit)의 마운트 홀(mount hole)의 제작정확도를 신뢰할 수 있다고 가정한 뒤 장착

† Received : October 1, 2018 Revised : December 3, 2018 Accepted : December 4, 2018

¹ Graduate Student, ² Professor

² Corresponding author, E-mail : baenggi@pusan.ac.kr, ORCID 0000-0002-9546-0610

을 진행하였다. 항공기에 가공된 마운트 홀 역시 제작정확도 높다고 가정한 뒤 항공기 기준축에 정렬되었다고 가정하곤 하였다.

인공위성과 같이 높은 측정 정확도와 정밀도를 가지는 항법 센서 혹은 구동기의 장착의 경우에도 경위의(Theodolite)와 같은 광학기기를 이용해 마운트 홀의 좌표를 측정하는 과정이 유사하게 적용된다[1].

하지만 이러한 방식은 관성항법센서와 마운트 홀 사이의 정렬정확도를 정확하게 판단할 수 없어 항법 센서의 비정렬 문제를 해결할 수 없고, 비정렬은 유도/제어기에 불확실성을 전파한다.

관성항법센서의 정렬과 관련된 선행연구들을 살펴보면, 센서의 전원을 인가한 뒤 항법 좌표계와 센서의 관계를 초기 정렬하기 위한 자가정렬(self-calibration) 방법[2-5]에 대한 연구들이 있다. 하지만 자가정렬 방법은 항법 센서의 초기값을 설정하기 위한 연구들이며, 자가정렬의 결과가 항공기와 관성항법센서 사이의 정렬 관계를 표현하지 못한다.

시스템이 점점 고도화됨에 따라 2개 이상의 다중 센서들이 항공기에 장착되기 시작하면서, 상호 보안을 통해 센서 성능을 향상시키기 위한 전달정렬(transfer alignment)에 대한 연구[6-9]들이 진행되어 왔다. 항공기에 장착된 미사일과 같은 무기 체계에 탑재된 관성항법센서와의 정렬관계를 측정하기 위해서도 전달정렬은 유용하다.

특히 전달정렬의 연구를 수행하며 서로 다른 위치에 배치된 센서들 사이의 기하학적 관계로부터 발생하는 레버암(lever-arm) 효과를 보상하기 위한 연구들로도 연구 영역이 확장되었다[10-12].

하지만 전달정렬방법은 가관측성을 확보하기 위하여 정해진 움직임을 항공기에 인가하며 측정값을 확보할 수 있어야 하므로, 관성항법센서의 지상장착 단계에서 정렬작업을 수행하고자 하는 본 연구의 목표와 부합하지 않는다. 또한 전달정렬방법 역시 센서가 없는 항공기 기측과 관성항법센서 사이의 관계를 표현할 수 없다.

기존의 연구방향으로는 관성센서와 항공기의 정확한 정렬을 수행하기 어렵다고 판단하였으며, 본 연구에서는 영상/광학센서를 함께 사용함으로써 항공기 기측과 관성항법센서의 정렬이 가능함을 확인하고자 하였다.

본 논문에서는 VICON과 같은 다중카메라를 위한 3차원 위치 측정 장비 혹은 체크무늬 패널을 이용하여 영상기반의 3차원 위치 측정 방법에 대해서는 다루지 않으며, 다수의 특징점의 3차원 좌표를 획득한 것으로 가정한 뒤 관성항법센서와 특징점 간의 정렬 관계 및 정렬 방법에 대한 시뮬레이션 결과를 제시하고자 한다. 만일 매우 높은 정확도를 가지는 3차원 좌표를 획득하고자 한다면 광학레이저 트랙커를 통해 획득할 수 있다.

본 논문의 2.1절에서는 획득한 3차원 좌표와 3차원 모델 사이의 상대 자세 측정 방법에 대하여 기술하고, 2.2절에서는 관성항법센서와 특징점의 집합인 마커 사이의 정렬각 측정 방법과 시뮬레이션 결과를 기술하도록 한다. 마지막으로 2.3절에서는 최종 목표인 항공기 기측과 관성항법센서 사이의 정렬각 측정 방법과 그 결과에 대하여 제시한 뒤 3장에서 결론을 제시하고자 한다.

II. 본 론

2.1 3차원 좌표 기반 상대자세 측정 기법

2.1.1 3차원 좌표 획득 방안

스테레오 혹은 다수의 카메라를 이용한 3차원 좌표 획득에 대한 연구[13,14]는 매우 오랫동안 수행되어 온 연구 분야이며, VICON[15] 혹은 Optitrack[16]과 같은 상용 제품이 국내에서도 많이 사용되고 있다. 2대 이상의 카메라를 이용할 경우 삼각측량법에 따라 3차원 좌표의 직접적인 관측이 가능하며, 1mm 이하의 좌표 측정 정확도를 확보할 수 있다[14].

만약 보다 높은 수준의 위치 측정 정확도를 확보해야 한다면 0.035~0.2mm의 정확도를 보장하는 레이저 트랙커의 활용이 좋은 대안이 될 수 있다. 다만 레이저 트랙커의 경우 정적인 상태에서만 측정이 가능하다는 단점이 있다.



Fig. 1. A VICON camera and its reflective markers on the drone



Fig. 2. A laser tracker system (Highly accurate point coordinate measurement system)

2.1.2 3차원 좌표를 이용한 정렬각 측정

3차원 좌표 모델 m 과 실시간으로 측정된 3차원 좌표 p 를 이용하면 특징점 p 의 집합인 마커의 3차원 위치/자세를 측정할 수 있다.

측정된 i -번째 특징점의 좌표를 p_i 로 정의하고, 3차원 좌표 모델의 i -번째 특징점 모델을 m_i 로 정의할 때 다음 식 (1)과 같은 관계가 성립한다.

$$p_i = m_i + T + e_i \quad (1)$$

이 때 R 은 회전행렬을 T 는 이동벡터를 의미한다. ($R \in \mathbb{R}^{3 \times 3}, T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$) 또한 e_i 는 i -번째 특징점의 측정값에 포함된 오차성분을 의미한다.

특징점들의 중심점을 각 마커의 좌표계 원점으로 정의하면 다음 식 (2), (3)과 같이 표현할 수 있다. 이 때 n 은 영상에서 관측된 특징점과 1:1로 매칭된 마커 모델의 특징점의 수를 의미한다.

$$\bar{p} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n p_i \quad (2)$$

$$\bar{m} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n m_i \quad (3)$$

이동벡터 T 는 식 (4)와 같이 계산할 수 있다.

$$T = \bar{p} - \bar{m} \quad (4)$$

다음으로 회전행렬 R 을 계산하기 위해서 p_i 와 m_i 를 각각 중심점 좌표 \bar{p} 와 \bar{m} 에 대한 상대 좌표로 변환할 필요가 있다. 이는 T 에 대한 영향을 제거하고 순수하게 회전에 대한 성분만을 남기기 위한 과정이다. 변환된 특징점은 각각 $p_{c,i}$ 와 $m_{c,i}$ 로 표현하도록 한다.

$$p_{c,i} = p_i - \bar{p} \quad (5)$$

$$m_{c,i} = m_i - \bar{m} \quad (6)$$

우선 회전행렬 R 을 계산하기에 앞서 상관행렬 (correlation matrix) H 를 구한다.

$$H = \sum_{i=1}^n m_{c,i} p_{c,i}^T \quad (7)$$

H 행렬의 직교행렬을 구하기 위해 대각화 기법인 특이값 분해(Singular value decomposition, SVD)를 적용하며, 특이값 분해를 통해 H 를 세 개의 행렬로 식 (8)과 같이 분해할 수 있다.

$$H = U A V^T \in \mathbb{R}^{3 \times 3} \quad (8)$$

- U : 3×3 직교행렬, 좌특이벡터
- V : 3×3 직교행렬, 우특이벡터
- A : 3×3 대각행렬, 특이값벡터

특이값 분해를 통해 계산된 행렬 중 U, V 로부터 회전행렬 R 을 구할 수 있다.

$$R = V U^T \quad (9)$$

2.2 관성항법센서와 마커의 정렬

2.2.1 좌표계 정의

관성항법센서와 마커 사이의 기하학적 관계는 Fig. 3과 같이 정의하였다. 항공기 동체와의 정렬에 앞서 관성항법센서와 관성항법센서에 부착한 마커의 정렬을 선행하였다.

카메라 좌표계는 아래첨자 c 로 나타내며, 마커는 o 로 표현한다. C_c^o 는 c -좌표계에서 o -좌표계로 변환하는 direction cosine matrix(DCM)를 나타낸다. 회전 행렬 R 은 C 의 전치행렬로 정의하였다. ($R_a^b = (C_b^a)^T$)

다음으로 관성항법센서의 좌표계 및 결합된 마커의 좌표계, 관성항법센서에 적용되는 항법좌표계를 Fig. 4와 같이 정의하였다.

마지막으로 시간 $t=0$ 일 때의 관성항법센서와 마커의 좌표계를 각각 s 와 r 로 정의하였다. 관성항법센서와 카메라로 촬영한 마커는 동일한 기준 좌표계를 가질 수 없으므로 동일 시간에 측정된 좌표계를

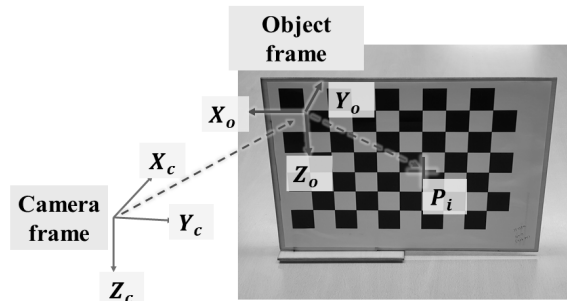


Fig. 3. The camera and marker coordinate frame definition

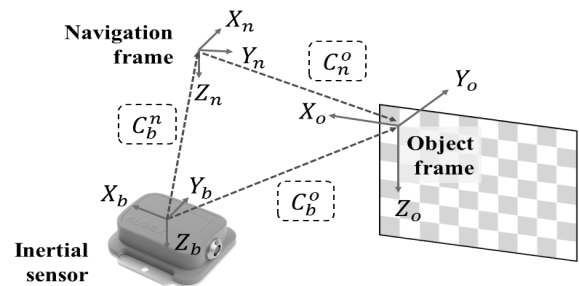


Fig. 4. The inertial sensor and marker coordinate frame definition

각 센서의 기준 좌표계로 설정하기 위한 정의이다. 이후 각각의 기준 좌표계에 대한 상대 자세 계산을 통해 정렬각을 추정하였다.

2.2.2 최적화 기반의 정렬각 추정기법

관성항법센서와 마커는 견고하게 결합되어 있으며, 두 좌표계의 정렬 DCM C_o^b 는 시간에 따라 변화하지 않는다. 따라서 식 (10)과 같이 초기 시간 t_0 에 관성항법센서와 마커의 관계는 임의의 시간 t_k 에 대해서도 동일하다고 볼 수 있다.

$$C_s^r \Big|_{t=t_0} = C_o^b \Big|_{t=t_k} \quad (10)$$

시간 t_k 에 측정된 관성항법센서의 오일러각은 North-East-Down(NED) 좌표계에 대한 DCM C_n^b 로 변환될 수 있으며, t_0 에 측정된 C_n^b 는 정의에 따라 C_n^r 로 표현하였다. r -좌표계와 b -좌표계 사이의 상대 자세로 표현하기 위해서 다음 식 (11)과 같은 관계를 정의할 수 있다.

$$C_o^b = C^{r_n}(C_n^b)^T = C_n^r C_o^b \quad (11)$$

실제로 카메라와 NED-좌표계 사이의 직접적인 측정은 불가능하지만 유도를 위해 t_0 에 측정된 NED-좌표계에 대한 마커의 DCM C_s^m 을 다음 식 (12)와 같이 정의하였다.

$$C_s^m = C^{n_r} C^{r_s} = (C^{r_n})^T C^{r_s} \quad (12)$$

정의된 관계식을 이용해 t_0 와 t_k 에 마커를 이용해 측정된 s -좌표계와 o -좌표계 사이의 DCM C_o^s 를 식 (13)과 같이 유도할 수 있다.

$$C_o^s = C_n^s C_o^b C_o^b = (C_n^s)^T (C_n^b)^T C_o^b \quad (13)$$

이 때 C_s^m 은 식 (10)과 (12)에 따라 식 (13)을 다시 정리하면 식 (14)과 같다.

$$C_o^s = C_r^s C_n^r (C_n^b)^T C_o^b = (C_o^b)^T C_n^r (C_n^b)^T C_o^b \quad (14)$$

이 때 C_o^s, C_n^r, C_n^b 은 센서를 통해 측정 가능한 값이며, C_o^b 는 추정하고자 하는 관성항법센서와 마커 사이의 정렬각을 의미한다.

목적함수 $f(X)$ 를 식 (15)와 같이 정의한 뒤 $f(X)$ 를 0으로 수렴시키는 X 를 최적화 기법을 통해 추정할 수 있다. 이 때 X 는 DCM C_o^b 를 구성하는 오일러각 $[\theta_x, \theta_y, \theta_z]^T$ 로 정의한다.

$$f(X) = C_o^s - (C_o^b)^T C_n^r (C_n^b)^T C_o^b \quad (15)$$

최적화 기법인 Newton-method에 적용하기 위하여 야코비(Jacobian) 행렬 $j(X)$ 를 계산하였다.

$$j(X) = \frac{\partial f(X)}{\partial X} = \left[\frac{\partial f(X)}{\partial \theta_x}, \frac{\partial f(X)}{\partial \theta_y}, \frac{\partial f(X)}{\partial \theta_z} \right] \quad (16)$$

임의의 값 X_0 를 초기값으로 입력한 뒤 식 (17)에 정의된 dX 의 놈(norm)이 일정한 크기 이하로 수렴할 때까지 계산을 반복 수행하였다. 이 때 $pinv$ 는 의사역행렬(pseudo-inverse)를 의미한다.

$$dX_{k-1} = pinv(j_{k-1}(X_{k-1})) \times f(X_{k-1}) \quad (17)$$

$$X_k = (X_{k-1} - dX_{k-1}) \quad (18)$$

하지만 $f(X)$ 식을 살펴보면 $A - X^T B X$ 의 2차 형식을 취하고 있으며, 임의의 시간 t_k 에 측정된 1세트의 측정값만을 이용하여 최적화를 수행할 경우 under-determined system이 되어 정확한 해를 구할 수 없게 된다.

실제로 1세트의 측정값만을 적용할 경우 매 시간마다 수렴된 정렬각이 매우 크게 진동하는 경향을 보였으며, 잘못된 수렴 경향을 보였다. 따라서 over-determined system으로 구성하기 위하여 3세트 이상의 측정값이 이용해 다음 식 (19)와 같이 행렬을 구성하였다.

$$F(X) = \begin{bmatrix} f(X)_1 \\ f(X)_2 \\ \vdots \\ f(X)_n \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$J(X) = \begin{bmatrix} \frac{\partial f(X)_1}{\partial \theta_x} & \frac{\partial f(X)_1}{\partial \theta_y} & \frac{\partial f(X)_1}{\partial \theta_z} \\ \frac{\partial f(X)_2}{\partial \theta_x} & \frac{\partial f(X)_2}{\partial \theta_y} & \frac{\partial f(X)_2}{\partial \theta_z} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial f(X)_n}{\partial \theta_x} & \frac{\partial f(X)_n}{\partial \theta_y} & \frac{\partial f(X)_n}{\partial \theta_z} \end{bmatrix} \quad (20)$$

이 때 n 은 사용된 데이터 세트의 개수를 의미하며, 식 (19), (20)을 (21)에 대입하여 풀 수 있다.

$$dX_{k-1} = (pinv(J(X_{k-1})) \times F(X_{k-1})) \quad (21)$$

2.2.3 시뮬레이션을 통한 AHRS와 마커의 비정렬각 추정 성능 검증

보다 사실적인 시뮬레이션 데이터의 생성을 위해 MEMS급 AHRS의 자세 데이터를 이용하였다. 획득한 자세데이터에 일정한 비정렬각을 인가한 뒤 마커의 자세 측정 결과를 생성하여 시뮬레이션에 적용하였으며, 인가한 비정렬각을 정확하게 추정하는지 검증하였다.

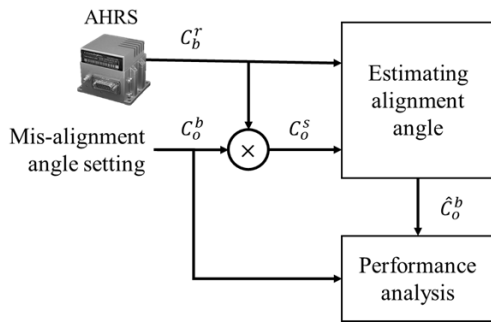


Fig. 5. Simulation data generation and performance analysis block diagram

t_0 에 측정된 AHRS의 자세값에 대한 상대자세 DCM C_b^r 의 연속된 데이터를 계산한 뒤, 마커의 자세를 생성하였다. 이 때 AHRS의 값에 고정된 비정렬 각을 인가하여 마커의 상대 자세 데이터를 생성하였다.

이렇게 생성된 각각의 자세는 Fig. 6에 나타나 있으며, 지면에 고정되어 있던 AHRS가 약 80 프레임부터 움직임이 시작된다. Fig. 6에 보이는 시뮬레이션 데이터에 랜덤오차를 인가하지 않았으며, Fig. 7은 비정렬로 인한 두 센서의 자세 측정값의 차이를 나타낸 그래프이며, 이 차이가 각 센서의 측정 오차를 의미하지는 않는다.

생성된 시뮬레이션 데이터를 이용해 AHRS와 AHRS에 장착된 마커 사이의 정렬각 추정을 수행하여 보았다. Fig. 8에 나타난 그래프를 살펴보면 AHRS가 고정되어 있는 0~80 프레임 사이의 값이 크게 진동하는 것을 살펴볼 수 있다.

이는 2.2.2절에서 언급한 바와 같이 이전 프레임과 현재 프레임 사이의 움직임이 없어, 하나의 데이터 세트와 동일한 결과를 가지기 때문이다. 움직임이 발생하는 100~1000 프레임에서는 서로 다른 데이터 세

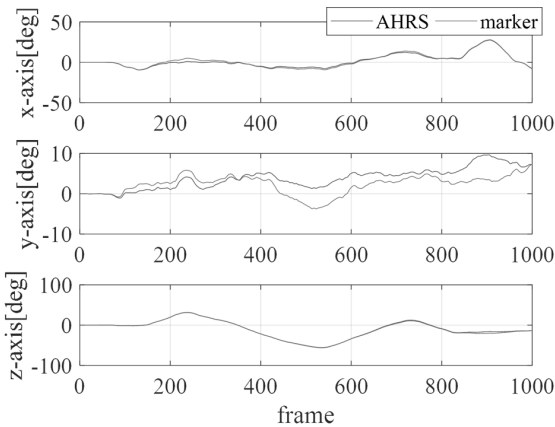


Fig. 6. The measured AHRS attitude angles and the simulated attitude angles with mis-alignment injection

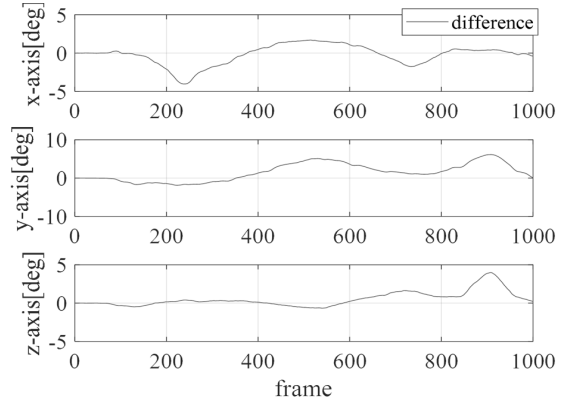


Fig. 7. Euler angle differences between AHRS and marker in each axis

트를 확보할 수 있어 under-determined에서 over-determined 상태로 변화하며 이 문제점이 해결된 것을 볼 수 있다.

시뮬레이션에 적용한 마커의 3차원 좌표측정 성능은 스테레오 카메라를 사용하는 시스템을 가정하였고, 선행 metrology 연구 결과[17]를 참고하여 $50\mu\text{m}$ 로 설정하였다.

Figure 9와 같이 위치 측정 오차를 기준으로 마커의 자세 측정 오차 수준을 결정하였으며, 마커의 크기를 $120 \times 120\text{mm}$ 일 때 계산된 자세 최대 오차는 0.048도가 발생함을 확인하였다.

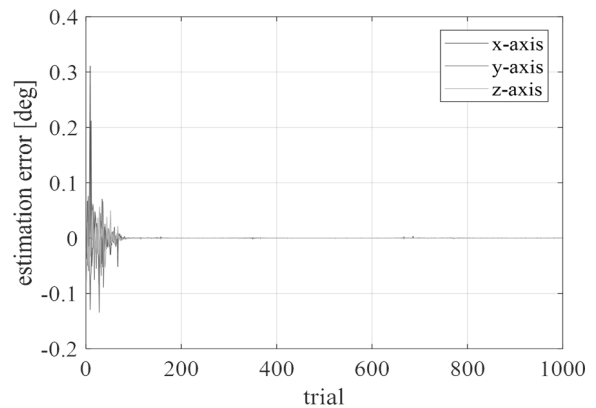


Fig. 8. The Alignment angle estimation error

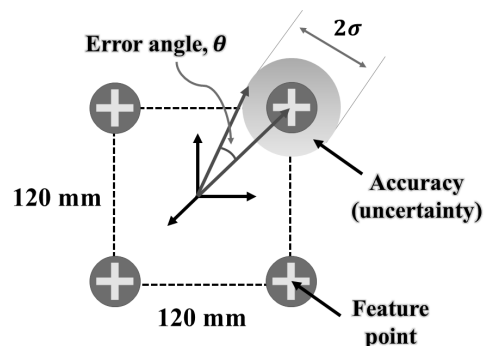


Fig. 9. Attitude error calculation concept

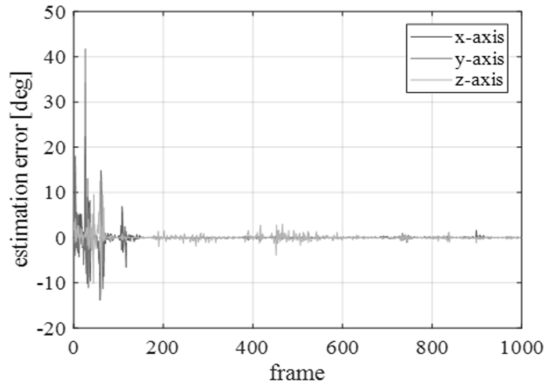


Fig. 10. The Alignment angle estimation error with Gaussian random noise injection

Figure 10은 마커의 자세 시뮬레이션 데이터에 $1e-2^\circ$ 수준의 가우시안 랜덤 잡음을 매 프레임마다 인가할 때의 정렬각 추정오차를 나타낸다. (측정된 잡음 최댓값 = $4.61e-2^\circ$)

랜덤 잡음을 인가한 상황에서도 앞선 Fig. 8에 나타난 경향과 동일하게, 정지되어 있는 상태에서는 정렬각 추정 오차가 크게 진동하는 것을 확인할 수 있다. 또한 80초 이후 운동이 시작됨에 따라 정렬각 추정 오차가 크게 감소하였다.

다만 Fig. 8의 결과에 비해 랜덤 잡음의 영향에 따라 추정 오차의 크기가 커지는 것을 확인할 수 있었다. Table 1에 나타난 정렬각도 추정 오차를 살펴보면, $1e-2^\circ$ 수준의 랜덤잡음을 매 프레임마다 인가할 때 11개 데이터 세트를 이용 시 0.27° 수준의 정렬오차가 발생했음을 알 수 있다.

이번에는 정렬 각도추정에 동시에 고려하는 데이터 세트의 개수에 따라 추정 성능이 어떻게 변화하는지 살펴보았다. 데이터 세트를 3~31개까지 변화시킨 결과는 Fig. 11과 Table 2에 나타나있다.

Table 1. Mean error of the estimation error

x-axis	y-axis	z-axis	average
0.17°	0.11°	0.55°	0.27°

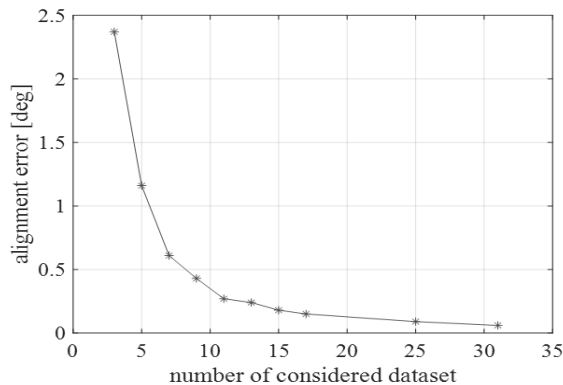


Fig. 11. Estimated alignment error w.r.t the number of considered dataset

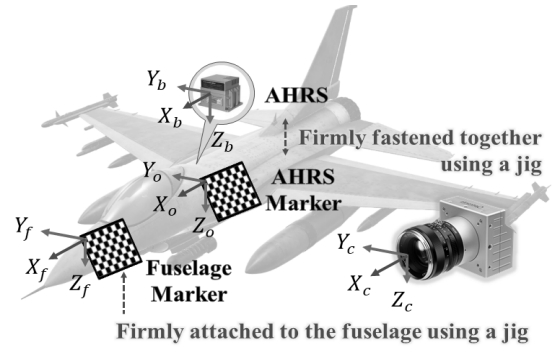


Fig. 12. Coordinate definition

Figure 11에서 볼 수 있듯이 동시에 사용되는 데이터 세트의 개수가 많을수록 오차가 감소하는 것을 확인할 수 있다. 이는 현재 고려된 잡음의 형태가 가우시안 분포를 띄고 있으며, 여러 데이터 세트를 동시에 반영함에 따라 오차의 평균이 0에 가까워지기 때문인 것으로 볼 수 있다.

2.3 관성항법센서와 항공기 동체의 정렬

2.3.1 좌표계 정의

일반적으로 항공기에는 설계단계에서 정의된 항공기 기준선(Aircraft boresight reference line, ABRL)이 정의되어 있으며, 나사를 체결할 수 있는 기준 홀에 맞춰 제작되어 있는 지그(jig)를 항공기 기준선에 정렬하여 장착할 수 있다.

항공기에 AHRS를 장착할 수 있는 Line Replaceable Unit(LRU) 마운트가 제작되어 있으므로 AHRS 마커 역시 지그를 이용하여 항공기에 정확하게 장착할 수 있다.

본 연구에서는 이러한 지그를 이용하여 동체에 부착된 마커와 AHRS에 연결된 마커의 정렬을 통해 관성항법센서와 항공기 동체의 정확한 정렬을 수행하고자 하며, 좌표계 정의는 Fig. 12와 같다. AHRS와 AHRS 마커는 앞서 명시한 아래첨자 b 와 o 를 따르며, 동체의 좌표계는 아래첨자 f 로 표기한다.

2.3.2 시뮬레이션을 통한 AHRS와 동체의 비정렬각 추정 성능 검증

항공기 동체와 항법센서의 정렬 정확도를 평가하기 위해 3개의 DCM을 Table 3과 같이 생성하였다.

AHRS로부터 동체와의 정렬 정확도를 평가하기 위해 세 개의 DCM을 연결하여 C_b^f 를 계산한 뒤 DCM에서 X/Y/Z축에 대한 오일러각을 계산하였다.

$$C_b^f = C_c^f \times (C^{o_c})^T \times C^{o_b} \quad (22)$$

또한 DCM을 계산할 때 오일러각에 대한 랜덤 잡음을 인가하였다. 2.2.3절에서 마커의 자세 측정 정확도를 $1e-2^\circ$ 로 정의하였으며, 이번 마커와 마커의 정렬 정확도에도 동일한 수준의 랜덤 잡음을 인가하였

Table 2. Estimated alignment error w.r.t the number of considered dataset

# of datasets	Alignment RMSE [°]	# of datasets	Alignment RMSE [°]
3	2.37	13	0.24
5	1.16	15	0.18
7	0.61	17	0.15
9	0.43	25	0.09
11	0.27	31	0.06

Table 3. Considered coordinated systems and DCM notation

related coordinate system	notation of the DCM
from camera to fuselage marker	C_c^f
from camera to AHRS marker	C_c^o
from AHRS to AHRS marker	C_b^o

다. 또한 Table 2를 참고하여 AHRS와 AHRS 마커 사이의 정렬각 정확도를 0.06°로 설정한 뒤 시뮬레이션을 진행하였다.

Figure 13의 상단 그래프는 1000번의 몬테카를로 시뮬레이션을 수행하였을 때 3축에 대한 정렬각 오차를 나타내고 있으며, 하단의 그래프는 X/Y/Z축에 대한 히스토그램을 나타낸다.

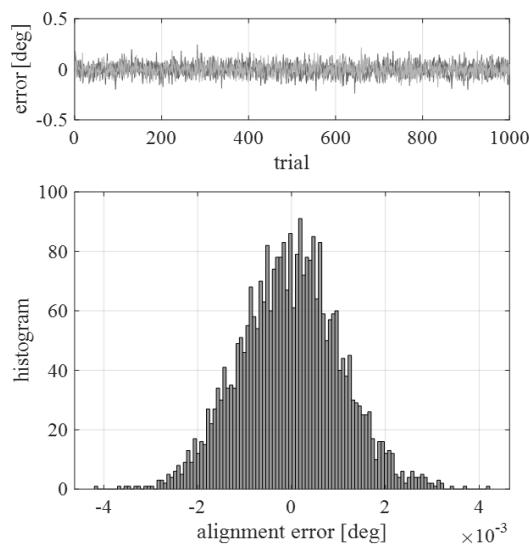


Fig. 13. Validating alignment error Monte-carlo simulation results and its histogram graph

Table 4. RMSE and max error of the misalignment between AHRS and fuselage

	X-axis	Y-axis	Z-axis
RMSE [°]	6.29e-2	6.30e-2	6.08e-2
Max [°]	2.09e-1	2.13e-1	1.73e-1

III. 결 론

본 논문은 영상기반의 3차원 위치 측정 장비를 활용하여 항법센서와 항공기의 보다 직접적인 정렬을 수행하는 방법에 대해 제시하였다.

시뮬레이션을 수행하기 위하여 관련 연구를 참고하여 3차원 좌표 측정 정확도를 50 μ m로 설정하였으며, 120 \times 120mm의 마커와 11개의 데이터 세트를 이용한다고 가정하였다. 마커의 자세측정값에 1e-2° 수준의 랜덤잡음을 인가하였다. 이러한 조건에서 AHRS와 AHRS 마커 사이의 정렬 정확도가 0.27° 수준임을 확인하였다.

또한 랜덤 잡음이 가우시안 분포를 가지므로 정렬각도 추정에 사용되는 데이터 세트의 개수가 증가함에 따라 정렬 정확도가 향상됨을 확인할 수 있었다. (11개 데이터 세트 사용 시 0.27°에서 31개 데이터 세트 사용 시 0.06°로 감소)

마지막으로 31개의 데이터세트와 동일한 랜덤 잡음 수준을 인가하였을 때 본 논문의 목표인 AHRS와 동체의 정렬 정확도를 확인하였다. 동체와 AHRS 사이의 비정렬 각도 추정 오차가 최대 2.13e-1°, 평균 RMSE 6.22e-2° 발생함을 확인하였다.

이러한 결과를 토대로 광학센서를 이용하여 기존 장착방식을 개선시키면서 항공기에 장착되는 항법센서와 동체의 정렬이 높은 정확도로 가능하다고 판단하였다.

후 기

본 연구는 산업자원부 산업기술혁신사업 중 “ADSB 기반 무인항공기 충돌회피시스템 개발” 사업의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

- 1) Zulkifli, Asmaliza, et al. “Alignment measurement technique for satellite assembly, integration, and test,” *INTERNATIONAL JOURNAL OF ADVANCED AND APPLIED SCIENCES* Vol. 4 No. 9, 2017, pp.119-124.

- 2) Syed, Z. F., et al. "A new multi-position calibration method for MEMS inertial navigation systems," *Measurement Science and Technology*, Vol. 18, No.7, 2007, pp.1897.
- 3) Titterton, D. H., and Weston, J. L., "Strapdown inertial navigation technology," Vol. 17, IET, 2004.
- 4) Shin, E. H., "Accuracy improvement of low cost INS/GPS for land applications", University of Calgary, 2001.
- 5) Cha J. H., Heo S. J., and Park C. G., "Sun Sensor Aided Multiposition Alignment of Lunar Exploration Rover," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 10, 2017.
- 6) Chen, Y., and Zhao, Y., "New rapid transfer alignment method for SINS of airborne weapon systems," *Journal of Systems Engineering and Electronics*, Vol. 25, No. 2, 2014, pp.281~287.
- 7) Lu, J., Xie, L., and Li, B., "Analytic coarse transfer alignment based on inertial measurement vector matching and real-time precision evaluation," *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, Vol. 65, No. 2, 2016, pp.355-364.
- 8) Cheng, J., et al., "A new polar transfer alignment algorithm with the aid of a star sensor and based on an adaptive unscented Kalman filter," *Sensors*, Vol. 17, No. 10, 2017, p.2417.
- 9) Seo, B. I., "Time Delay Error Analysis and Compensation Method of Integrated Navigation System for Aircraft Store," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 7, 2018.
- 10) Wang, T., et al., "Modified compensation algorithm of lever-arm effect and flexural deformation for polar shipborne transfer alignment based on improved adaptive Kalman filter," *Measurement Science and Technology*, Vol. 28, No. 9, 2017, pp.095~101.
- 11) Cheng, J., et al., "On lever-arm effect compensation for polar Transfer Alignment," *35th Chinese Control Conference (CCC)*, 2016.
- 12) Xiong, Z., et al., "Dynamic calibration method for SINS lever-arm effect for HCVs," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 51, No. 4, 2015, pp.2760~2771.
- 13) Guerra-Filho, G., "Optical Motion Capture: Theory and Implementation," *RITA*, Vol. 12, No. 2, 2005, pp.61~90.
- 14) Bailey, S. W., and Bodenheimer, B., "A comparison of motion capture data recorded from a Vicon system and a Microsoft Kinect sensor," *Proceedings of the ACM Symposium on Applied Perception*, 2012.
- 15) <https://www.vicon.com/>
- 16) <http://optitrack.com/>
- 17) Pérez, L., Rodríguez, Í., Rodríguez, N., Usamentiaga, R., and García, D. F., "Robot guidance using machine vision techniques in industrial environments: A comparative review," *Sensors*, Vol. 16 No. 3, 2016, pp. 335.