

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(1), 36-45(2017)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.1.36

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

실시간 다중항법을 이용한 관성측정기의 비행환경 성능 검증 기법

박병수, 이상우, 정상문, 한경준, 유명중*

Performance verification methods of an inertial measurement unit in flight environment using the real time dual-navigation

ByungSu Park, SangWoo Lee, Sang Mun Jeong, KyungJun Han and Myeong-Jong Yu*

Agency For Defense Development

ABSTRACT

Abstract It is necessary to verify the properties of an inertial measurement unit in the flight environment before applying to military applications. In this paper, we presented a new approach to verify an inertial measurement unit(IMU) in regard to the performance and the robustness in flight environments for the high-dynamics vehicle systems. We proposed two methods for verification of an IMU. We confirmed normal operation of an IMU and properties in flight environment by using direct comparison method. And we proposed real time multi-navigation system to complement the first method. The proposed method made it possible to compare navigation result at the same time. Therefore, it is easy to analyze the performance of an inertial navigation system and robustness during the vehicle flight. To verify the proposed method, we carried out a flight test as well as an experimental test of flight vibration on the ground. As a result of the experiment, we confirmed flight environment properties of an IMU. Therefore, we shows that the proposed method can serve the reliability improvement of IMU.

초 록

본 논문에서는 고기동 항체 적용을 위한 관성측정기의 비행환경 특성을 분석할 수 있는 방법을 제안한다. 먼저 관성측정기의 센서 출력을 직접 비교하는 방법을 제안하고, 시험결과를 통하여 장·단점을 분석하였다. 관성측정기의 센서 출력을 비교하는 방법의 단점 보완과 항법 해를 비교할 수 있는 방법을 제안한다. 이를 위해 유도전자장치를 이용하여 실시간 다중 항법 연산이 가능하도록 구현하였다. 제안한 방법은 유도전자장치를 이용하기 때문에 시스템의 안정성과 타 구성품의 영향도 등을 고려해야 한다. 따라서 실시간 다중 항법 연산이 가능하도록 구현된 내용을 기술하고, 제안한 방법의 검증을 위해 지상시험과 비행시험을 수행하였다. 시험 결과를 통해 제안한 방법은 관성측정기 개발의 신뢰성을 향상하는데 기여함을 확인하였다.

Key Words : Gyroscope(자이로스코프), Accelerometer(가속도계), Inertial Measurement Unit(관성측정기), Inertial Navigation System(관성항법장치), Micro-Electro-Mechanical Systems(초소형 전자기계 시스템), G-Sensitivity(G-민감도), Telemetry System(무선원격측정장치)

† Received : August 9, 2016 Revised : December 14, 2016 Accepted : January 2, 2017

* Corresponding author, E-mail : mjyu@add.re.kr

I. 서론

관성항법장치(INS : Inertial Navigation System)는 관성측정기(IMU : Inertial Measurement Unit)의 출력만을 사용하여 항체의 자세, 위치와 속도를 계산하여 출력한다. 관성항법장치의 핵심 구성품인 관성측정기는 각속도를 측정하는 자이로스코프(gyroscope)와 선형 가속도를 측정하는 가속도계(accelerometer)로 구성된다[1].

최근 MEMS(Micro Electro-Mechanical System) 기반 관성센서의 기술이 많이 발전함에 따라, 고기동 시스템에 적용될 수 있는 전술급 성능의 MEMS 관성측정기가 국내외적으로 개발되고 있다. 기존의 기계식/광학식 관성센서 대비 MEMS 관성센서는 가격, 크기, 무게, 소비전력 등 많은 장점을 갖고 있다[2-5]. 하지만 MEMS 관성센서의 다양한 오차 요인으로 성능향상에 많은 어려움을 겪고 있다. 특히 고기동으로 비행하는 항체는 진동, 충격, 음향, 온도 등 외적인 환경이 복합적으로 발생한다. 전술급 성능의 관성측정기 개발을 위해서는 지상에서의 성능 검증뿐만 아니라 비행 중에 발생하는 외란에 대해서도 기능과 성능을 검증해야 한다. 관성측정기의 신뢰성 향상을 위해서는 비행환경에 대한 내성을 사전에 검증하는 절차가 반드시 필요하다. 일반적으로 지상에서 수행하는 사전 검증시험으로는 적용하는 체계에 따라 IEEE Standards와 체계 환경 규격을 인용하여 진동시험, 충격시험, 가속도시험, 온도시험, 고도시험, 습도시험 등의 검증시험을 수행한다. 하지만 관성측정기를 적용하는 항체의 구조적 특성에 따라 비행 중 발생하는 외란의 크기와 특성은 다르게 나타난다. 그러므로 지상에서 수행한 사전 검증시험만으로는 비행 중 발생하는 외란에 대한 내성을 모두 확인하기는 어렵다. 신뢰성 있는 관성측정기와 체계를 위해서는 비행환경에서 발생하는 외란에 대한 반응 특성과 성능확인이 필요하다. 비행 중 성능확인이 필요하다.

본 논문에서는 관성측정기의 비행환경 특성을 분석할 수 있는 방안들을 제시하고 시험 결과들 기술하였다. 먼저 비행환경 특성을 분석할 수 있는 방안으로 관성측정기 출력을 직접적으로 비교하는 방법을 제안하였다. 지상 시험과 비행시험 결과 분석을 통해 제안한 방법의 장·단점을 확인하였다. 좀 더 정밀한 분석을 위해 유도전자장치를 실시간 다중 항법 연산이 가능하도록 구현해서 두 관성측정기의 항법 해를 비교하는 방법을 제안하고 그 결과를 분석하였다.

II. 본론

2.1 통합 관성항법장치

고기동 항체에 탑재되는 전술급 관성항법장치는 정밀유도조종을 위한 핵심 구성품이다. 관성항법장치는 항체의 운동을 감지하여 데이터를 출력하는 관성측정기와 항법정보를 계산하는 항법소프트웨어로 구성된다. 즉, 관성측정기가 항체의 각속도와 가속도를 측정하고 이를 이용하여 항법 알고리즘을 수행하면 항체의 위치, 자세, 속도 정보가 계산된다. 고기동 항체의 경우 공간 활용 및 구성품 효율성을 별도의 항법 컴퓨터 없이 항법 알고리즘을 유도전자장치에 통합 구현한다. 관성측정기는 유도전자장치에 연결되어 전원을 공급 받으며 측정데이터를 유도전자장치에 전달한다. 유도전자장치에서 수신된 관성측정기 데이터를 이용하여 항법 알고리즘을 수행하여 항체의 각속도, 가속도 그리고 항법정보(위치, 자세, 속도)를 항체에 제공한다. 유도전자장치는 항체를 제어하기 위한 내장형 실시간(Embedded Real-Time) 컴퓨터로 실시간 운영체제(RTOS : Real Time Operating System)에 의하여 태스크들을 스케줄링한다. 항법 알고리즘은 유도전자장치에 탑재되어 한 개의 태스크로 처리된다. 비행 중 관성측정기가 비정상 동작을 하게 되면 시스템 전체가 문제가 발생하여 정상적인 비행이 불가능하게 된다. 따라서 관성측정기 개발에 있어 비행환경에서 성능을 검증하는 것은 매우 중요하다. 본 논문에서는 다음과 같이 두 가지 검증 방법을 제시하였다.

2.2 관성측정기 출력 비교 방법(검증방안 - I)

Figure 1은 두 관성측정기의 출력을 비교할 수 있도록 시스템을 구성하였다. 개발 중인 검증용 관성측정기(KIMU)는 항체의 유도조종에 필요한 주 관성측정기(Main IMU)의 출력($\Delta\theta^b$: 각도 증분 값, Δv^b : 속도 증분 값)과 바로 비교할 수 있도록 하였다. 주 관성측정기는 유도전자장치로부터 전원을 공급받고, 데이터를 전송하도록 하였다. 전송된 데이터는 유도전자장치에서 한 개의 태스크로 처리되어 항법 알고리즘을 수행하고 결과를 항체와 무선원격측정장치에 전달하도록 하였다. 검증용 관성측정기는 무선원격측정장치에서 전원을 공급 받고 데이터를 전송하도록 연결 하였다. 무선원격측정장치는 유도전자장치와 전원 공급원을 별도로 사용하기 때문에 비행 도중 검증용 관성측정기가 비정상 상태가 되더라도 다른 구성품의 전원 공급에는 영향이 없도록

하였다. 또한 검증용 관성측정기의 데이터 라인을 무선원격측정장치에 바로 연결하여 계측만 가능하도록 하였다. 무선원격측정장치를 통해 계측되는 데이터를 통해 비행 중 두 관성측정기의 출력을 비교하였으며, 비행환경에서의 성능특성을 확인하였다.

2.2.1 시험 결과

Figure 1의 방법과 같이 시스템을 구현하여 지상에서 사전 검증시험을 수행하였다. Fig. 2와 Fig. 3은 사전 검증시험을 통해 계측된 두 관성측정기의 출력을 동시에 비교한 것이다. 지상 점검 절차에는 유도전자장치에 탑재된 항법알고리즘 검증을 위해 항체가 움직이는 구간이 있다. 이때의 두 관성측정기의 출력을 비교해 보면 항체에 인가된 각속도, 가속도, 진동의 크기 등을 비교할 수 있다. 지상 점검은 비행환경과 같은 외란이 존재하지 않으므로 두 출력은 거의 동일함을 확인 할 수 있다.

제한한 방법은 무선원격장치에서 계측된 데이터를 이용하여 항체의 비행구간에서 두 관성측정기 출력을 비교할 수 있다. Fig. 4는 비행 중 무선원격측정장치로 계측된 두 관성측정기의 출력 일부를 비교한 그림이다. 출력을 비교해 보면 검

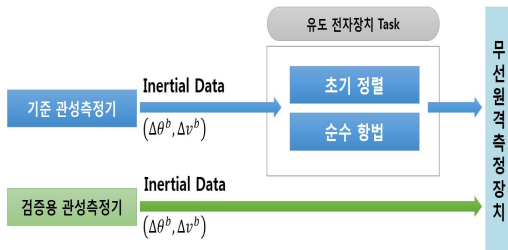


Fig. 1. Verification method-I for an inertial measurement unit

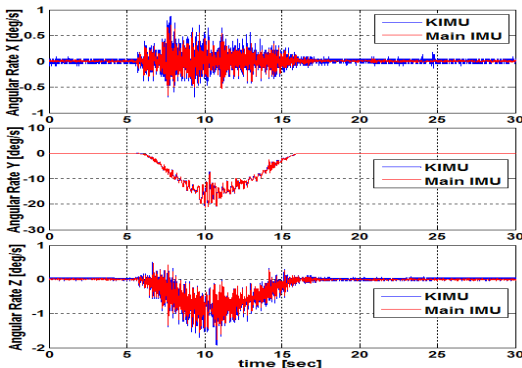


Fig. 2. Comparing outputs of gyroscopes

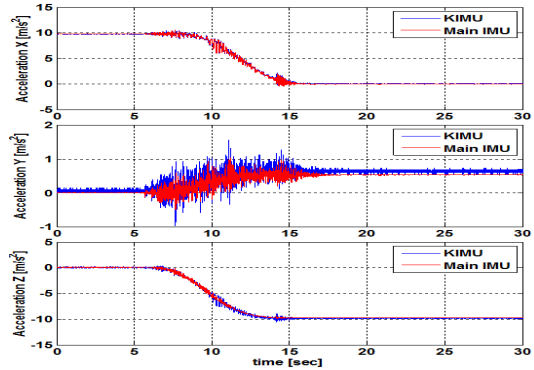


Fig. 3. Comparing outputs of accelerometers

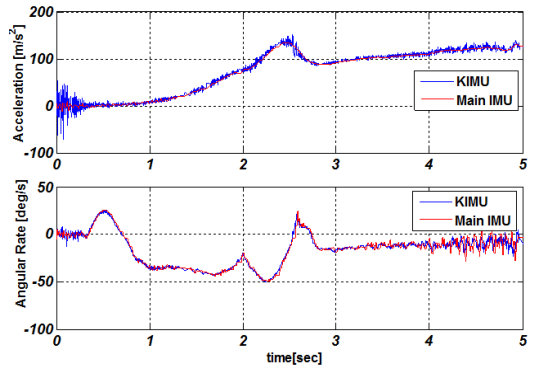


Fig. 4. Comparing output between the Main IMU and the KIMU in partial flight

증용 관성측정기는 검증된 관성측정기와 동일한 프로파일을 출력함을 확인하였다. 따라서 비행 중 관성측정기는 정상적으로 동작하였음을 확인할 수 있다.

Figure 5는 일부 비행구간에서 자이로스코프에서 출력되는 각속도를 비교한 결과 그래프이다. 두 관성측정기의 출력을 살펴보면 초기 구간에서 각속도 출력이 다름을 확인할 수 있다. 관성측정기는 정상동작하지만 비행 중 발생하는 여러 복합적인 환경요소에 의해 각속도 출력 오차가 발생한 것으로 해석된다. 비행 환경에서 발생할 수 있는 오차로는 주로 G-민감도 오차, 가속도 비선형 오차, ARE (Acoustic Rectification Error), VRE (Vibration Rectification Error) 등이 있다. 따라서 비행환경에서 개발 성능을 만족하고 신뢰성 향상을 위해서는 출력 오차에 대한 분석이 필요하다.

비행환경에서 발생하는 오차를 분석하기 위해서 두 관성측정기의 항법해를 비교할 필요가 있

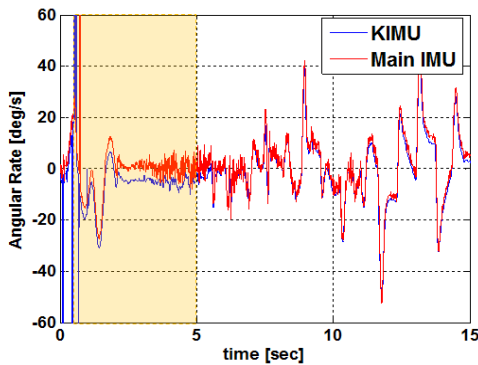


Fig. 5. Partial profile of angular rate during flight

다. 비행 구간별 관성측정기의 출력과 항법 오차를 비교하면 환경요소에 의한 오차 분석이 가능하여 출력의 차이가 발생하더라도 성능의 만족 여부를 판단할 수 있다. 항체는 비행 중 주 관성측정기의 출력을 이용하여 항법 알고리즘을 수행하므로, 검증용 관성측정기의 출력으로 항법 알고리즘 시뮬레이션을 수행하면 두 항법 해의 비교가 가능해진다. 하지만 고기동 항체로부터 수신되는 무선원격측정데이터는 초기 연소 구간에서 수신 데이터 손실이 많이 발생하므로, 항법 해 비교를 통한 정확한 항법오차의 추정은 어려움이 있다. 데이터 손실이 발생한 구간을 보상하여 항법 해를 구할 수 있지만 데이터 손실 정도에 따라 정확한 보상은 어렵게 된다. 항법 오차는 시간에 따라 누적이 되어 손실데이터의 보상 정확도에 따라 보상 오차가 더해져 구간별 항법 오차의 추정이 어렵게 된다. 따라서 신뢰성 있는 비행환경 오차 분석을 위해서는 무선원격측정데이터의 손실이 없어야 한다.

제안한 두 관성측정기의 출력 비교 방법은 항체에 미치는 영향을 최소화하여 관성측정기의 비행환경 특성을 확인할 수 있다. 시스템 구현이 간단한 장점은 있지만 무선원격측정장치의 데이터 손실이 발생하면 항법 오차 분석에는 어려움이 있다.

2.3 실시간 다중항법을 이용한 항법성능 비교 방법 (검증방안 - II)

앞서 제안한 방법의 단점을 보완하고자 유도전자장치를 이용한 실시간 다중 항법 연산 기법을 제안하였다. 실시간으로 비행 구간에서 관성측정기의 출력과 계산된 두 항법 해를 비교하여, 외란에 의해 발생하는 항법 오차를 추정하는 방

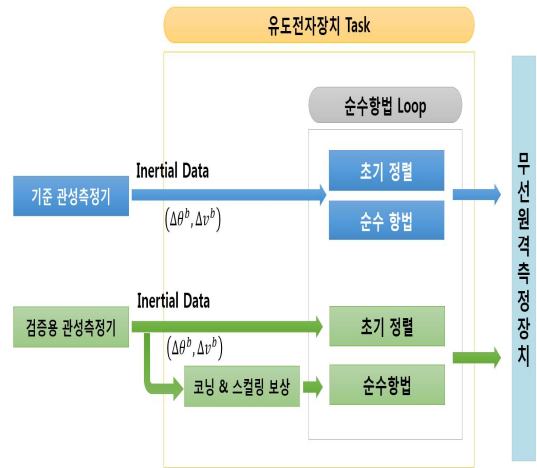


Fig. 6. Verification method-II for an inertial measurement unit

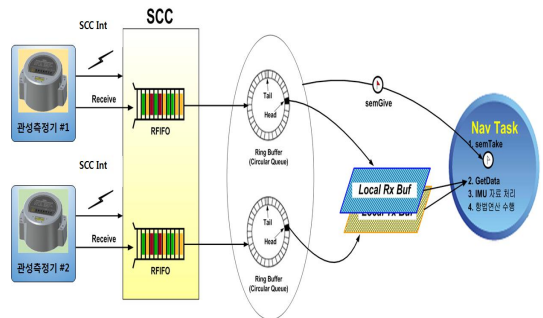


Fig. 7. Outputs processing method for double IMUs

법이다. Fig. 6과 같이 검증용 관성측정기를 유도전자장치로부터 전원을 공급받고, 데이터를 전송하도록 하였다. 전송된 데이터는 유도전자장치에서 처리되어 항법 알고리즘을 수행하고 그 결과와 관성센서 데이터를 무선원격측정장치에 전달하도록 하였다.

추가로 관성측정기를 장착하여 실시간 다중항법을 수행하고, 주 임무수행에 차질이 없도록 유도전자장치에 다음과 같은 사항을 고려하여 제안한 방법을 구현하였다. 주 관성측정기와 검증용 관성측정기의 출력 주기가 서로 다르면, 유도전자장치는 주 관성측정기의 데이터에 동기화를 수행하여 처리해야 한다. 만약 주 관성측정기의 데이터 손실이 발생하게 되면, 항체 비행에 영향을 주게 되어 임무수행이 어렵게 될 수 있다. 따라서 유도전자장치에서 처리되는 데이터는 주 관성측정기의 출력에 동기화 되도록 구현하였다. Fig. 7은 유도전자장치에서 두 관성측정기의 출력 데

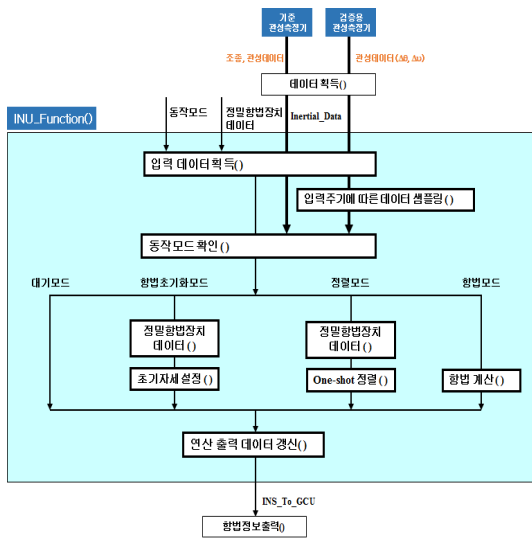


Fig. 8. Flow diagram of INS algorithm

Table 1. task execution time

태스크	기능	기존 (μsec)	제안한 방법 (μsec)
Task _Imulf	관성측정기 데이터 출력 처리	4~19	6~21
Task _Nav	순수항법알고리즘 연산	40~147	83~180

* System Clock : 100MHz

이터를 처리하는 흐름을 나타낸다. 두개의 관성 측정기 출력은 각각 다른 인터럽트로 처리되어 레지스터 버퍼(RFIFO)에 저장된다. 저장된 데이터는 주 관성측정기의 출력 주기에 동기화되어 내부 버퍼(Local Rx Buffer)로 옮겨지게 된다. 주 관성측정기에 동기화 되어 발생하는 검증용 관성 측정기의 데이터 출력 손실은 원형 큐(Circular Queue)를 사용하여 데이터 손실이 없도록 구현하였다. 내부 버퍼로 옮겨진 데이터들은 유도전자장치에서 처리하는 항법태스크(Nav Task)에 전달되고 항법 연산을 수행하게 된다.

유도전자장치에서 처리하는 항법태스크의 흐름도는 Fig. 8과 같다. 항법태스크에 전달된 데이터는 동일한 주기로 항법 알고리즘을 수행해야 한다. 따라서 주기가 다른 데이터가 입력되면 입력주기에 따른 데이터 샘플링이 수행된다. 외부로부터 입력되는 동작모드와 초기 값을 이용하여 동작모드에 따른 알고리즘이 동시에 수행된다. 알고리즘을 수행하여 나온 항법정보들은 무선원

격측정장치로 전달된다.

제안한 방법은 임무수행을 위한 유도전자장치의 태스크들에 영향이 없어야 한다. 기존 태스크 수행시간과 제안한 방법을 적용한 태스크 수행시간을 측정하여 Table 1에 나타내었다. 태스크 수행시간을 비교하여 유도전자장치의 태스크들에 영향이 없음을 확인하였다.

고기동 항체에 적용되는 관성항법장치의 경우, 항체의 초기 자세오차는 항법 오차의 대부분을 차지하게 된다. 따라서 검증용 관성측정기도 주 관성측정기와 동일한 방식으로 초기자세를 계산하도록 구현하였다. 두 관성측정기의 장착위치는 서로 다르므로 각각 초기 정렬을 수행하도록 구현하여 정확한 초기자세를 계산하도록 하였다. 초기 자세가 서로 다르면 항법 알고리즘을 수행한 결과에 차이가 발생하게 된다. 따라서 계측된 항법 정보는 두 관성측정기의 장착 비정렬값을 보상하여 비교하도록 하였다.

유도전자장치는 이와 같이 방법으로 실시간 다중항법연산이 가능하게 된다. 실시간으로 동시에 수행된 항법 알고리즘의 결과는 주 관성측정기와 항법 해를 비교하여 비행 중 검증용 관성측정기의 성능을 직관적으로 확인 할 수 있다. 또한 비행구간에서 관성측정기의 출력오차가 발생하면 실제 임무에서 사용되는 항법 정보를 이용하여 항체에 미치는 영향성을 확인할 수 있다.

2.3.1 관성항법 알고리즘

Figure 9는 주 관성항법시스템에 적용된 알고리즘이다. 관성항법 알고리즘은 자이로스코프와 가속도계에서 출력되는 각속도 증분 값과 가속도 증분 값만을 이용하여 항체의 위치, 속도, 자세를 실시간으로 계산하는 알고리즘이다. 먼저 관성측정기에서 출력되는 각속도 증분 값을 이용하여 항체의 자세를 갱신하게 된다. 자세 계산은 쿼터니언(Quaternion)기반 2단계의 갱신 방식을 적용하였다. 갱신된 쿼터니언은 좌표변환행렬로 변환되어 롤(Roll), 피치(Pitch), 헤딩(Heading)의 자세 계산과 동체좌표계의 가속도를 항법 좌표계로 변환하는데 이용된다. 속도 및 위치의 계산은 항법 좌표계로 변환된 가속도를 적분하여 구할 수 있다. 이에 추가적으로 항법알고리즘은 전달회전 각속도 및 코리올리 영향에 의한 속도, 지구 반경, 중력 등을 실시간으로 계산한다[6]. 주 관성항법장치는 관성측정기에서 출력되는 Inertial Data ($\Delta v, \Delta \theta$)의 출력 주기에 따라 항법 알고리즘을 수행한다. 항법 알고리즘을 동시에 수행하기 위하여 출력 주기가 다른 검증용 관성측정

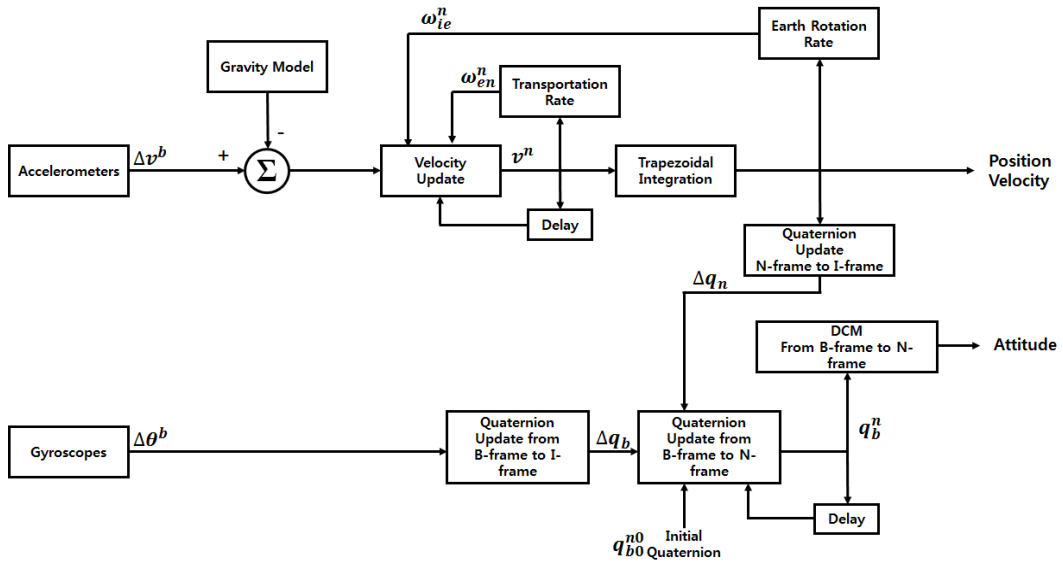


Fig. 9. Mechanism of strapdown INS algorithm for Main IMU

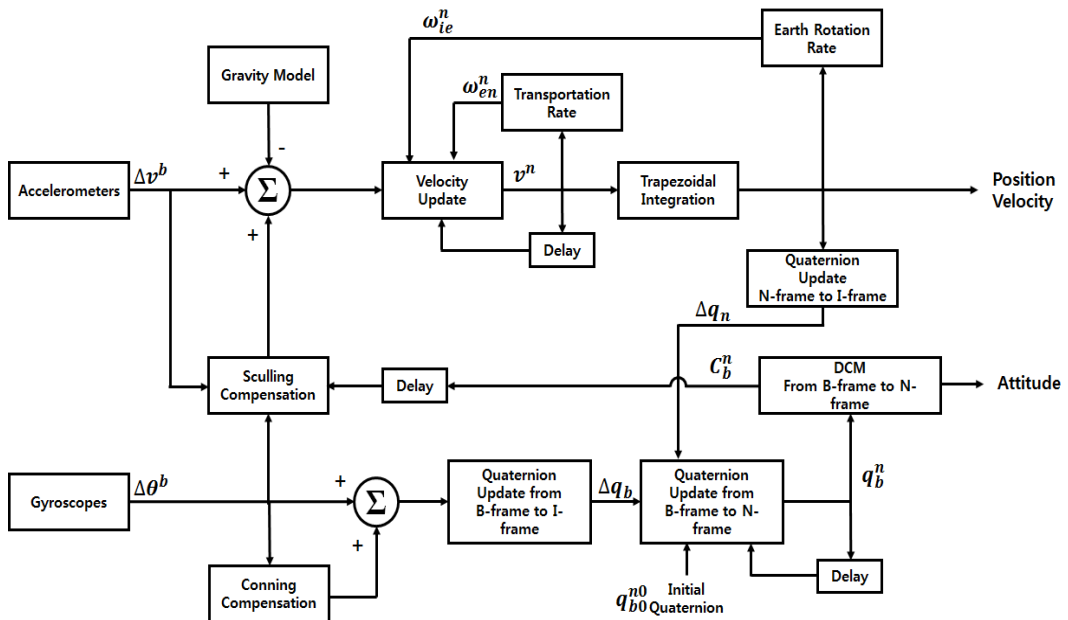


Fig. 10. Mechanism of strapdown INS algorithm for KIMU

기는 코닝(Coning)오차와 스컬링(Sculling)오차를 보상하여 항법알고리즘을 수행하도록 Fig. 10과 같이 구현하였다. 적용되는 검증용 관성측정기의 출력 주기는 주 관성측정기의 출력 주기보다 4배가 빠르게 출력된다. 따라서 항법알고리즘 수행 주기 동안 검증용 관성측정기는 4개의 데이터를 출력한다. 따라서 4개의 샘플을 이용하여 다음과 같이 코닝오차와 스컬링 오차를 보정하였다.

2.3.1.1 코닝/스컬링 보상

고기동 항체에 장착되는 관성항법장치의 경우 자세를 계산 할 때 발생하는 코닝 오차와 속도를 계산할 때 발생하는 스컬링 오차를 고려해야 한다. 따라서 검증용 관성측정기를 주 항법장치와 동일하게 적용하기 위해서는 코닝 오차와 스컬링 오차 보상이 필요하다[7-8].

항법 해의 계산을 위해 적분구간 4개의 출력

값과 1개의 이전 값을 사용하는 4-Sample 1-Previous 코닝/스컬링 보상 알고리즘을 적용하였다.

먼저 적용된 코닝 보상기법을 살펴보면 다음과 같다.

$$\phi(m) = \int_{t_{m-1}}^{t_m} \omega + \frac{1}{2} \theta(t) \times \omega dt \quad (1)$$

식(1)과 같이 자세 계산을 위한 회전 벡터 $\phi(m)$ 를 구하면 첫 번째 항은 적분 구간동안 자이로스 코프의 출력이며, 둘째 항은 코닝 오차를 유발하는 항이 된다. 따라서 적분구간에서 4개의 출력 값과 1개의 출력 값을 이용하여 코닝 오차를 보상하면 식(2)와 같다.

$$\begin{aligned} \phi(m) = & \Delta\theta(m) + \frac{168}{315} (\Delta\theta_m(1) \times \Delta\theta_m(4)) \quad (2) \\ & + \frac{262}{315} (\Delta\theta_m(2) \times \Delta\theta_m(4)) \\ & + \frac{656}{315} (\Delta\theta_m(3) \times \Delta\theta_m(4)) \\ & - \frac{1}{315} (\theta_{m-1}(1) \times \theta_m(4)) \end{aligned}$$

여기에서 $\Delta\theta(m)$ 는 4개의 각속도 증분 값의 합인 $\Delta\theta(m) = \Delta\theta_m(1) + \Delta\theta_m(2) + \Delta\theta_m(3) + \Delta\theta_m(4)$ 이며 $\Delta\theta_{m-1}(4)$ 는 이전 각속도 증분 값의 마지막 출력 값이다.

항법 알고리즘의 속도 계산은 식 (3)과 같이 구할 수 있다.

$$v(m) = v_m + \frac{1}{2} (\theta_m \times v_m) + \frac{1}{2} \int_{t_{m-1}}^{t_m} (\theta(t) \times f^b + v(t) \times \omega) dt \quad (3)$$

첫 번째 항은 적분구간 동안 측정된 가속도 증분 값을 더하여 구할 수 있으며, 두 번째 항은 회전 보상 항이다. 세 번째 항은 속도 계산 오차인 스컬링 오차 항이다. 이러한 속도 계산 오차를 줄이기 위하여 자이로스코프에서 출력되는 각속도 증분 값과 가속도계에서 출력되는 가속도 증분값을 적절히 조합하여 식 (4)와 같이 스컬링

오차를 보상하여 속도를 계산한다.

$$\begin{aligned} v(m) = & \Delta v(m) + \frac{168}{315} (\Delta\theta_m(1) \times \Delta v_m(4)) \quad (4) \\ & + \frac{168}{315} (\Delta v_m(1) \times \Delta\theta_m(4)) \\ & + \frac{262}{315} (\Delta\theta_m(2) \times \Delta v_m(4)) \\ & + \frac{262}{315} (\Delta v_m(2) \times \Delta\theta_m(4)) \\ & + \frac{656}{315} (\Delta\theta_m(3) \times \Delta v_m(4)) \\ & + \frac{656}{315} (\Delta v_m(3) \times \Delta\theta_m(4)) \\ & + \frac{1}{315} (\Delta\theta_{m-1}(4) \times \Delta v_m(4)) \\ & - \frac{1}{315} (\Delta v_{m-1}(4) \times \Delta\theta_m(4)) \end{aligned}$$

여기에서 $\Delta v(m)$ 는 4개의 가속도 증분 값의 합인 $\Delta v(m) = \Delta v_m(1) + \Delta v_m(2) + \Delta v_m(3) + \Delta v_m(4)$ 이며 $\Delta v_{m-1}(4)$ 는 이전 가속도 증분 값의 마지막 출력이다.

2.3.2 시험 결과

유도전자장치를 이용하여 실시간 다중 항법 연산이 가능하도록 구현하였다. 제안한 방법의 검증에 위해 항법장치에 사용된 주 관성측정기와 검증용 관성측정기의 성능은 Table 2에 정리하였다. 비행 전 사전 시험의 일환으로 지상에서 모의비행진동을 인가하는 시험을 수행하였다. 항체를 부유시켜 비행 중 발생하는 진동을 모의하여 인가하였다. 시험이 시작 되면 항법시스템은 정확한 초기 자세 계산을 위하여 입력 받은 초기 값과 두 관성측정기에서 출력되는 가속도 값을 이용하여 초기정렬을 수행한다. 초기정렬 수행 후 초기 값과 계산된 초기자세 그리고 관성측정기 출력 값을 이용하여 항법알고리즘을 수행하게 된다. 정지 상태에서 항법을 100초간 수행 후 진동을 인가하였다. 가진 중에 두 관성측정기에서 출력되는 각속도와 가속도는 Fig. 11과 Fig. 12와 같다.

Figure 11-12와 같이 가진 중 관성측정기의 출력을 비교하는 방법으로는 센서의 정상동작 유/

Table 2. The performance of the IMUs.

		Main IMU	KIMU
Gyroscope	Gyro bias repeatability (deg/hr), 1 σ	20	30
	Gyro bias In-run stability (deg/hr), 1 σ	1	5
	Gyro scale factor repeatability (ppm), 1 σ	600	700
Accelerometer	Accelerometer bias repeatability (mg), 1 σ	5	2
	Accelerometer scale factor repeatability (ppm), 1 σ	750	500
	Accelerometer operating rate range (g)	73	50

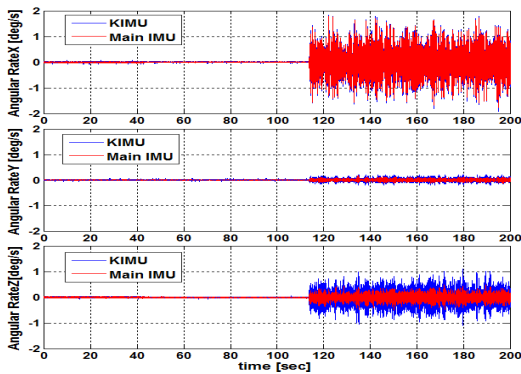


Fig. 11. Outputs of gyroscopes during the vibration test

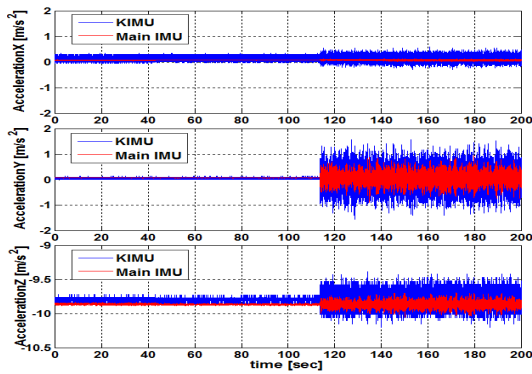


Fig. 12. Outputs of accelerometers during the vibration test

무와 진동에 의한 출력 노이즈의 크기 비교 정도만 확인 가능하다. 하지만 Fig. 13-15와 같이 동시에 수행한 항법 출력을 비교해 보면, 관성센서의 진동 특성에 대한 항법오차분석이 가능해진다. 두 항법시스템은 초기 위치와 속도값은 동일하며 초기 자세는 장착된 위치에 따라 다르게 된다. 따라서 초기 정렬을 통해 각각 초기 자세를 계산하였다. 사전에 수행한 지상 시험 결과를 통해 검증용 관성측정기는 진동환경에서 VRE 반응 특성이 주 관성측정기보다 큼을 확인하였다. Fig. 13과 Fig. 14와 같이 검증용 관성측정기의 위치와 속도 출력을 살펴보면 외부 진동이 인가하는 구간에서 크게 오차가 증가하지 않음을 확인할 수 있다. 주로 위치 오차와 속도 오차는 가속도계의 오차에 의해 발생하게 되므로 개발된 MEMS 가속도계는 진동환경에서 큰 오차를 발생시키지 않음을 확인할 수 있다. 하지만 Fig. 15와 같이 자세 오차를 살펴보면 외부에서 진동이 인가되는 구간에서 자세가 크게 변함을 확인하여

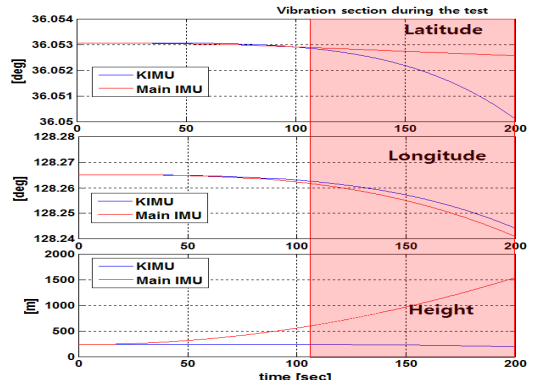


Fig. 13. Comparing position of INS

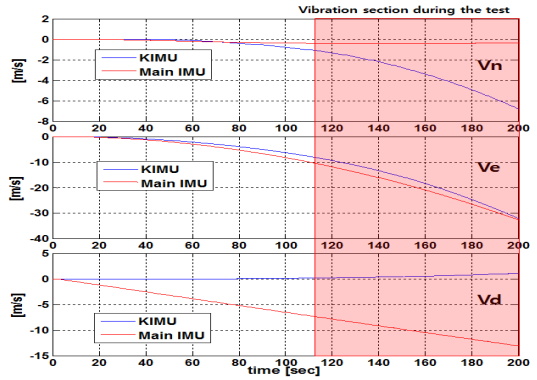


Fig. 14. Comparing velocity of INS

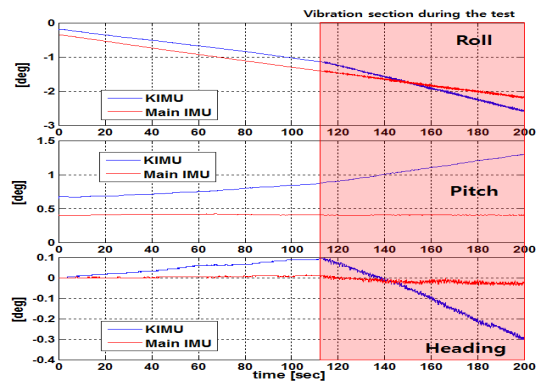


Fig. 15. Comparing attitude of INS

개발된 MEMS 자이로스코프는 진동환경에 대한 오차 특성이 있음을 확인할 수 있다. 인가된 진동에 의해 센서 오차가 증가하였지만 Table 2의 성능규격은 만족함을 확인할 수 있다. 따라서 제안한 방법을 이용하여 비행구간에서 항법 오차를 분석하면 개발된 관성측정기의 체계 요구조건

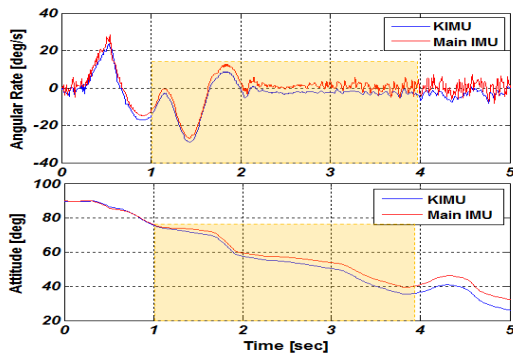


Fig. 16. The effect of g-sensitivity error during flight

에 대한 성능이 만족 여부를 판단 할 수 있다.

Figure 16은 제안한 방법을 적용하여 비행시험을 수행한 결과의 일부이다. 주 관성측정기의 자이로스코프 출력과 비교해 보면 일부 구간에서 출력 값이 천이되었음을 확인하였고 그로 인하여 자세 오차가 커짐을 확인하였다. 관성센서 출력과 항법 오차를 분석하여 비행 중 자이로스코프에 G-민감도 오차가 발생함을 도출 할 수 있었다. 설계된 진동형 MEMS 기반 자이로스코프는 구동을 위하여 콤(Comb) 전극을 사용하고, 검출을 위하여 평행판 전극을 사용하였다. 각속도가 검출 할 때 검출축 방향으로 가속도가 발생하면 평행판 전극이 추가로 이동하여 자이로스코프의 환산계수 오차를 발생 시켰다. 발생된 환산계수 오차는 자이로센서 오차모델에 인가된 G에 대한 환산계수 오차를 보상하여 개선하였다[9]. 제안한 방법을 이용하여 G-민감도 오차를 도출하였고, 개선된 자이로스코프를 검증함으로써 관성측정기의 신뢰성을 향상 시킬 수 있었다.

III. 결 론

본 논문에서는 고기동 항체 적용을 위하여 관성측정기의 비행환경특성을 검증할 수 있는 두 가지 방법을 제안하고 장단점을 비교분석하였다. 먼저 관성측정기 출력을 직접적으로 비교하는 방법을 제안하였다. 두 관성측정기의 출력을 비교하는 방법은 시스템 구성이 용이하고 적용 체계의 유도전자장치의 변경 없이 가능하다. 두 관성측정기의 출력비교 방법은 비행 중 관성측정기의 정상동작과 비행환경에 의한 오차 발생은 확인이 가능하지만 정밀한 성능 분석이 어렵다. 또한 측정되는 데이터의 손실이 없어야만 정밀한 분석이

가능해진다. 이를 해결하기 위하여 두 관성측정기의 항법 해를 비교할 수 있는 실시간 다중 항법 연산 기법을 제안하였다. 제안한 방법은 유도전자장치를 이용하기 때문에 시스템의 안정성과 정확한 분석을 위해 여러 사항을 고려해야하는 단점이 있다. 하지만 비행 중 검증용 관성측정기의 실시간 성능확인이 가능하여 정밀한 비행환경특성에 대한 분석이 가능하다. 제안한 방법을 구현하여 검증시험을 수행한 결과 비행환경에서 발생하는 오차와 성능을 확인할 수 있었다. 또한 오차에 대한 개선점을 도출하여 관성측정기의 신뢰성을 향상시켰다. 제안한 방법은 관성측정기의 비행환경특성에 대한 분석과 비행 중 성능을 검증할 수 있게 한다. 따라서 관성측정기 개발의 신뢰성을 향상하는데 기여할 수 있다.

References

- 1) Oliver J. Woodman, " An introduction to inertial navigation," Technical Report, University of Cambridge, 2007, pp. 5~10.
- 2) Steven Nasiri, " A Critical Review of MEMS Gyroscopes Technology and Commercialization Status," Inven Sense, California, 2005, pp.1~3.
- 3) Yazdi, Navid, Farrokh Ayazi, and Khalil Najafi. "Micromachined inertial sensors." *Proceedings of the IEEE* 86.8 (1998): 1640-1659.
- 4) Perlmutter, Michael, and Laurent Robin. "High-performance, low cost inertial MEMS: A market in motion!." *Position Location and Navigation Symposium (PLANS), 2012 IEEE/ION. IEEE, 2012.*
- 5) Trusov, Alexander A. "Overview of MEMS Gyroscopes: History, Principles of Operations, Types of Measurements." University of California, Irvine, USA, maj (2011).
- 6) Savage, Paul G. "Strapdown inertial navigation integration algorithm design part 1: Attitude algorithms." *Journal of guidance, control, and dynamics* 21.1 (1998): 19-28.
- 7) Roscoe, Kelly M. "Equivalency between strapdown inertial navigation coning and sculling integrals/algorithms." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 24.2 (2001): 201-205.
- 8) Kang, Chul, Nam Ik Cho, and Chan Park,

"Approach to direct coning/sculling error compensation based on the sinusoidal modelling of IMU signal." Radar, Sonar & Navigation, IET 7.5 (2013): 527-534.

9) ByungSu Park, KyungJun Han, SanWoo

Lee, and MyeongJong Yu, "Analysis of compensation for a g-sensitivity scale-factor error for a MEMS vibratory gyroscope", Journal of Micromechanics and Microengineering, 25.11(2015):115006.