

# 비행제어장치 내장 메모리를 활용한 유도탄 모의비행기법 연구

김태훈<sup>\*,1)</sup> · 이상훈<sup>1)</sup> · 공민식<sup>1)</sup>

<sup>1)</sup> 국방과학연구소 제1기술연구본부

## A Study On Missile Flight Simulation Method Using the Built-in Memory of Aviation Control Unit

Tae-Hoon Kim<sup>\*,1)</sup> · Sang-Hoon Lee<sup>1)</sup> · Min-Sik Gong<sup>1)</sup>

<sup>1)</sup> The 1st Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 12 April 2019 / Revised 20 May 2019 / Accepted 19 July 2019)

### ABSTRACT

During the assembly and function inspection of missile system, flight simulation process is required. In the conventional flight simulation check of missiles, an inertial navigation system simulator was used to transmit the navigation output data acquired in HILS. There are several disadvantages in terms of check configuration complexity and data synchronization when using the simulator. So we proposed a new flight simulation method that utilizes the nonvolatile built-in memory of the aviation control unit. The data processing procedure and operation procedure of the proposed method for type I and type II missiles are presented. And we analyzed the causes of the difference between proposed method result and the HILS result for type II missile. By comparing the results obtained by the experiments using the proposed method with the results of HILS, the validity of proposed method was confirmed.

Key Words : Missile Flight Simulation(유도탄 모의비행), Navigation Output Data(항법 출력 자료), Nonvolatile Built-in Memory(비휘발성 내장 메모리)

### 1. 서론

유도탄은 로켓이나 제트엔진 등으로 구동되며 유도 및 조종장치에 의해 목표물에 이르러 폭발하는, 목표물로 유도 가능한 공격 무기를 가리킨다. 유도탄의 성

능 중 기체를 원하는 목표점까지 유도하고, 비행 중에 필요한 각종 이벤트를 발생하게 하는 것을 비행 성능이라 할 수 있다.

비행 성능을 확인하는 첫 번째 과정은 유도탄 및 유도탄 구성품의 전산 모델을 기반으로 비행제어 비행 시뮬레이션의 수행이다. 첫 번째 과정이 설계한 바와 같이 검증되면 유도탄의 실제 하드웨어를 적용하여 HILS(Hardware In the Loop Simulation)<sup>[1,2]</sup>라는 비행

\* Corresponding author, E-mail: gayowayo@add.re.kr  
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

시물레이션을 수행하여 비행제어 알고리즘이 정상 수행됨을 확인한다. 이는 유도탄 구성품의 전산 모델이 실제 제작품과 차이가 있을 수 있기 때문이고 검증하고자 하는 범위에 따라 비행제어장치, 항법장치, 구동장치 등의 필요한 하드웨어를 선별적으로 적용하여 신호의 타이밍 특성, 주파수 특성 등을 확인한다.

HILS 후에는 유도탄의 모든 구성품들을 조립하고 단계적으로 체계 점검을 수행한다. 체계 점검은 대부분 구성품들의 기본적인 기능, 성능을 확인하고 장비간 연동에 문제가 없는지 확인하는 관점에서 점검을 수행한다. 따라서 유도탄 발사 이후에 실제 비행 절차가 진행되는 동안 비행제어 알고리즘이 정상적으로 수행되고 전원 상태를 비롯하여 모든 유도탄 구성품의 연동이 정상임을 확인하려면 HILS와 유사한 형태의 점검 절차가 필요하고 통상 이를 모의비행점검<sup>[3]</sup>이라는 형태로 수행한다.

모의비행점검 수행을 실제 HILS와 같은 형태로 수행하려면 유도탄 모델을 연동하여 항법장치의 출력자료를 생성할 수 있어야 하지만, 통상 체계점검장에서 복잡한 형태의 장비 구성까지는 무리가 있기 때문에 HILS 수행 시 저장하였던 정보를 활용하여 개루프 형태의 모의비행점검을 수행한다. 이와 같은 모의비행점검 시 전달되는 비행제어 알고리즘 연산에 필요한 정보는 유도탄의 위치, 속도, 가속도, 자세 등이다.

모의비행점검의 관점에서 유도탄의 구성은 항법 프로그램 위치에 따라 두 가지로 분류할 수 있다. 먼저 Fig. 1과 같이 항법장치가 비행제어장치 외부에 별도로 있는 구성으로서, 항법장치가 통신을 통해 비행제어장치로 위치, 속도, 자세와 같은 항법 출력 자료를 전송한다. 비행제어 시스템소프트웨어는 입력받은 정보를 비행제어 알고리즘으로 전달하고 유도를 위한 구동장치 제어명령을 산출하여 다시 비행제어 시스템 소프트웨어 쪽으로 전달한다. 최종적으로 제어명령대로 구동장치가 움직이게 되면 유도탄이 움직이므로써 관성측정기나 위성항법장치로부터 필요한 센서 정보를 획득하게 하는 형태이다.

최근에는 유도탄의 표준화, 소형화, 저가화 측면에서 관성항법장치에서 관성측정센서(IMU: Inertial Measurement Unit)만을 별도로 분리하고 센서 정보를 입력받아 연산을 수행하는 항법 프로그램을 비행제어 장치에 통합하는 Fig. 2와 같은 형태로 구성하기도 한다<sup>[4]</sup>. 비행제어 시스템소프트웨어는 외부의 IMU 혹은 보정정보센서(CIS: Compensation Information Sensor)

와 같은 센서 자료를 항법 프로그램에 전달하고, 항법 프로그램이 연산 결과를 출력하면 비행제어 알고리즘에서 사용하게 된다.

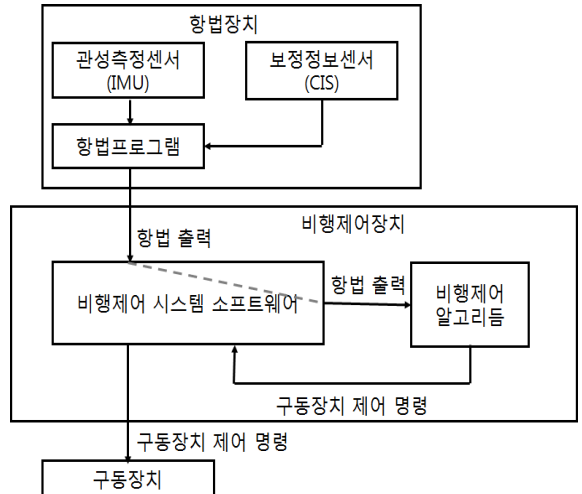


Fig. 1. Type I missile - navigation equipment is separated from aviation control unit

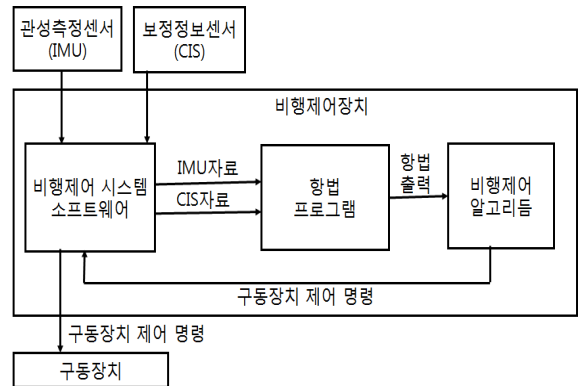


Fig. 2. Type II missile - navigation program is included in aviation control unit

2장에서는 위에서 제시한 두 가지 형태의 유도탄에 대한 기존의 모의비행기법을 검토하고 단점을 분석, 제시한다. 3장에서는 항법장치 모사기와 연동하는 기존의 모의비행기법을 대체하여 비행제어장치의 내장 메모리를 활용하는 새로운 유도탄 모의비행기법을 제안하고 실험을 통한 유효성을 제시한 후 4장에서 결론을 맺고 향후 과제를 제시한다.

## 2. 기존의 모의비행점검 기법

### 2.1 Type I 유도탄의 모의비행기법

항법장치가 비행제어장치와 별도로 있는 유도탄에 대해 항법출력자료를 비행제어장치에 전달하기 위해 기존에는 Fig. 3과 같이 항법장치 모사기라는 장비를 개발하여 사용하였다<sup>7,9)</sup>. 통상 탄내 장비 간 통신망 구성을 비행제어장치를 중심으로 일대일로 구성하는 경우에는 Fig. 3처럼 항법장치의 통신채널에 연결되어 있는 실제 항법장치를 제거하고 항법장치 모사기를 연결하여 사용한다. 탄내 통신망 구성이 MIL-STD-1553B<sup>10)</sup>와 같이 버스 형태의 구성이라면 항법장치를 제거하지 않고 별도의 스티브를 통해 항법장치 모사기를 연결하여 구성할 수도 있다.

항법장치 모사기는 HILS 시 저장한 항법출력자료를 파일형태로 저장하고 있는 장치로서, 모의비행점검 시 유도탄 발사 시점부터 저장한 자료를 일정한 시간 간격으로 비행제어시스템 소프트웨어로 통신을 통해 전달해야 한다. 비행제어시스템 소프트웨어와 항법장치 모사기는 동기화되어 있지 않기 때문에 항법출력 자료를 전송할 시점은 별도의 트리거 신호가 필요하다. 일례로 기존에는 비행제어시스템 소프트웨어의 원격측정자료<sup>[12,13]</sup> 출력을 수신하는 시점에 동기화하여 전송하였다.

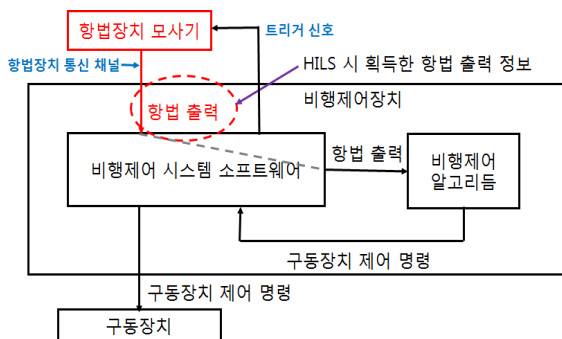


Fig. 3. Conventional missile flight simulation method example for type I missile

### 2.2 Type II 유도탄의 모의비행기법

항법 프로그램이 비행제어장치에 통합된 형태의 유도탄의 모의비행에서도 기존에는 Fig. 4와 같은 형태로 항법장치 모사기를 사용하였다. 관성측정기나 위성항법장치의 통신채널을 이용해도 되지만 비행제어장치의

통신 채널이 충분하다면 별도의 통신채널을 이용할 수도 있다. 비행제어장치 내의 항법 프로그램은 실제로 사용되는 형태대로 관성측정기나 위성항법장치의 자료를 입력받고 연산 후 출력하지만, 실제로 비행제어 알고리즘에 입력되는 자료는 항법장치 모사기로부터 전달받은 자료로 덮여지는 형태로 프로그램을 구현하였다. 이 때에도 항법장치 모사기의 자료 전송 시점은 원격측정자료와 같은 트리거 신호를 받아 결정된다.

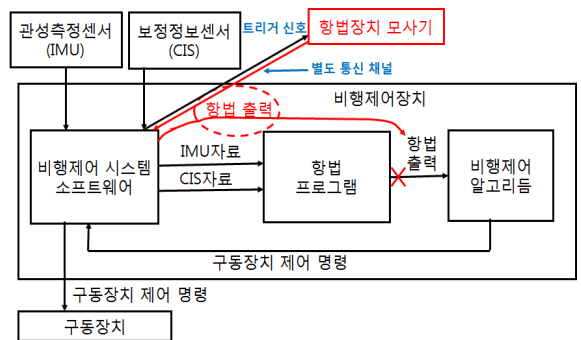


Fig. 4. Conventional missile flight simulation method example for type II missile

### 2.3 기존 모의비행기법의 단점

항법장치 모사기를 사용하는 기존의 모의비행기법의 적용에는 몇 가지 단점이 있다.

첫째, 항법장치 모사기라는 별도의 장치를 연결해야 하므로 점검 시 케이블 구성이 달라진다. 통상 항법장치와 비행제어장치 사이의 연결 케이블은 기체 내에 탑재되어야 하므로 짧지만, 항법장치 모사기를 연결하기 위해서는 테이블에 놓고 점검할 수 있을 정도의 충분한 거리가 확보된 케이블을 준비해야 한다. 또 항법장치 모사기 쪽으로 원격측정자료를 전달하기 위해서는 비행제어장치와 원격측정장치를 연결하는 케이블을 분기하여 항법장치 모사기로 연결하여야 한다.

둘째, 외부 장비와의 통신 수행에 따른 어려움 및 시간 지연 가능성이 있다. 항법장치는 군용 규격을 만족하는 부품 등을 선정하고 하드웨어, 소프트웨어 모두 강건한 설계 및 제작을 통해 만들어지기 때문에 비행제어장치와의 통신 간에 예러가 없다고 판단할 수 있을 정도의 신뢰성이 있다. 그러나 항법장치 모사기는 통상 상용 장비를 사용하고 유도탄 탑재장비 개발 수준의 비용과 노력을 투입한 장비가 아니기 때문에 통신 수행 간에 지연이 발생하거나 오류가 생길 가능성

이 상대적으로 크다. 특히 항법자료 송신 시점 트리거를 위한 원격측정신호 입력 자료 처리는 실제 HILS 과정에도 없는 절차를 넣는 것이기 때문에 상대적으로 신뢰도를 낮추게 된다.

셋째, 모의비행점검 시 항법 프로그램은 시험 대상에서 제외된다. 항법장치가 분리된 Type I 형태의 유도탄은 장치 자체가 대체되므로 이에 해당하지 않지만 Type II의 유도탄은 비행제어장치 내에 항법 프로그램이 존재함에도 불구하고 프로그램의 흐름에서 제외하는 것이다. 물론 HILS에서 충분히 검증이 되었겠지만 체계점검 수행 전에 항법 프로그램에 오류의 요소가 첨가되었을 경우, 비행 중에서만 발생할 수 있는 오류는 모의비행점검 시 항법 프로그램을 포함하지 않으면 걸러낼 수 없다.

### 3. 제안하는 모의비행점검 기법

#### 3.1 Type I 유도탄의 모의비행기법

기존 모의비행방법의 단점을 보완하기 위해 항법장치 모사기 대신 비행제어장치의 비휘발성 내장 메모리를 활용하는 방법을 제안한다. 비행제어장치 내에는 임무용 소프트웨어를 저장하기 위한 저장장치로 통상 플래시 메모리를 사용하는데, 임무용 소프트웨어를 탑재하는 공간 이외의 사용하지 않는 공간에 모의비행점검용 자료를 저장하여 점검에 활용하는 제안으로서, Type I 유도탄에 대한 모의비행 개념도는 Fig. 5와 같다.

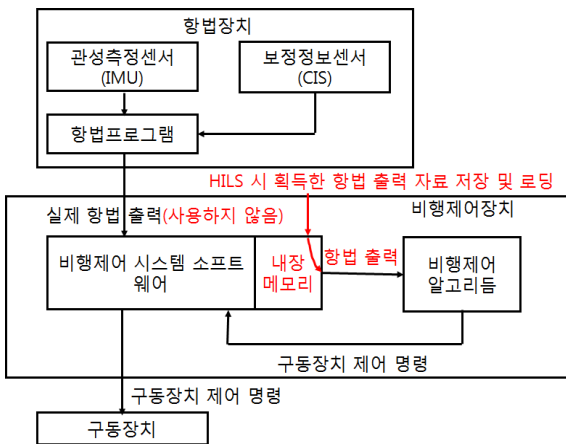


Fig. 5. Proposed missile flight simulation method for type I missile

기존에 연구, 구현 과정에서 내장 메모리를 활용하지 않았던 가장 큰 이유는 임베디드 장비에 대용량의 휘발성 메모리를 탑재하는 것은 가격, 공간 등의 설계 관점에서 용이치 않았기 때문이다. 하지만 최근에는 대용량의 비휘발성 메모리를 작은 공간에 탑재할 수 있는 하드웨어 기술이 성숙되었기 때문에 제안하는 방법 구현이 용이해졌다.

위의 제안하는 모의비행방법을 수행하기 위해 구현해야 할 부분은 다음과 같다.

첫째, HILS시 획득한 항법 출력 자료를 비행제어장치의 내장 메모리에 저장하는 절차를 수행해야 한다. 이를 위해서는 획득된 항법 출력자료를 메모리에 푸징할 수 있는 형태의 파일로 만드는 작업이 선행되어야 한다. 이 과정에서 비행제어장치 하드웨어 특성에 따라 자료 구조가 달라질 수 있으므로, 사용될 때 제대로 된 값으로 변환될 수 있도록 파일 생성 시 자료형에 따라 바이트 단위로 순서를 바꿔주는 작업이 필요할 수 있다. 그리고 메모리에 옮겨진 파일의 손상 여부를 확인할 수 있도록 파일에 CRC(Cyclic Redundancy Check)를 계산하여 덧붙여 놓으면 향후 자료의 무결성을 확인하는 데 도움이 된다. 이렇게 구현되어 메모리에 저장되는 자료의 구성은 Fig. 6과 같다.

둘째, 모의비행점검 시에는 비행시작 시점부터 메모리에 저장된 자료를 실제 항법장치에서 들어오는 자료를 대체할 수 있도록 해야 한다. 이를 위해서는 비행제어 시스템 소프트웨어에 모의비행점검 절차를 진행하고 있다는 절차 진행 장치의 명령 인가가 필요하다. 해당 명령을 받고 비행제어장치 시스템 소프트웨어가 모의비행점검 수행 플래그를 세트한 상태일 때에는 항법 출력 변수를 내부 메모리 값으로부터 순차적으로 참조하도록 프로그램 해야 한다. 그리고 앞서 자료 저장 시 기록한 CRC와 모의비행점검 수행 명령을 받고 메모리에 저장된 자료에 대해 CRC 계산을 수행한 결과가 같은지를 확인하는 절차를 통해 정상적인 자료로 모의비행점검을 수행함을 확인할 수 있다. 제안하는 기법의 운용 절차를 의사코드로 나타내면 Fig. 7과 같다.

위에서 제시한 추가로 구현해야 할 부분 중 시간 등의 자원에서 손해를 보는 부분은 비휘발성 메모리에서 RAM(Random Access Memory)으로 데이터를 로딩하는 절차인데, 이 부분은 발사절차 중 전반부에 이루어지기 때문에 모의비행절차 운용상 문제가 되지

않는다. 그 외의 절차는 비행제어 시스템 소프트웨어의 운용 측면에서 추가적인 운용모드 할당 및 프로그램 분기 수준의 간략한 변경이기 때문에 체계 운용 관점에서는 부담이 되지 않는다.

본 구성으로 모의비행점검을 수행하면 유도탄 구성에서 케이블의 교체나 부대 장비의 동원이 필요하지 않기 때문에 간결한 구성으로 점검을 수행할 수 있는 장점이 있다. 또 항법출력 자료를 대체하는 시점은 비행제어장치 시스템 시각에 맞추어 정해지기 때문에 별도의 트리거 신호에 따른 동기화가 전혀 필요가 없다. 특히 외부 장비와의 통신을 통한 자료의 적용이 아니므로 완벽하게 HILS와 동일한 시각의 자료를 이용하여 점검할 수 있고 비행제어 알고리즘의 출력 결과도 HILS 결과와 동일하다.

다만 항법장치 모사기와 같은 외부 장비를 사용했을 때보다 불리한 점은 용량이 한정적인 내장 메모리를 사용하기 때문에 자료 저장에 충분한 용량을 확보할 수 있는가 하는 것이다. 이는 저장할 자료의 개수와 형태, 비행제어 알고리즘 연산 주기, 비행 시간 등에 따라 가변적이므로 비행제어장치 하드웨어 설계시 유도탄의 운용성을 고려하여 충분한 용량을 갖는 비휘발성 메모리를 선정해야 한다. 비행제어 알고리즘의 연산 주기가  $f(\text{Hz})$ , 1회 연산에 필요한 자료의 개수가  $N(\text{Bytes})$ , 비행시간이  $T_{\text{end}}(\text{sec})$ 일 경우 CRC 계산 결과를 제외한 필요한 메모리의 용량  $\text{Memory}(\text{Bytes})$ 는 식 (1)과 같이 계산할 수 있다.

$$\text{Memory} = (f * T_{\text{end}} + 1) * N \quad (1)$$

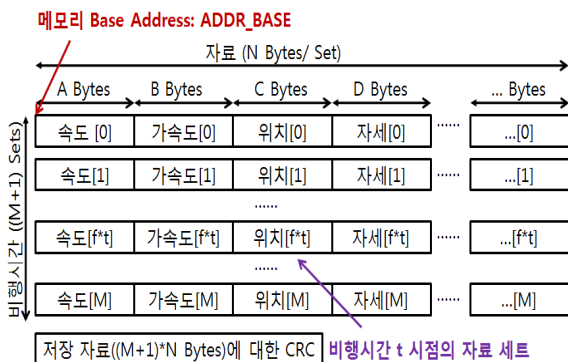


Fig. 6. Data constitution in memory for proposed missile flight simulation method of type I missile

```

if 모의비행 절차 플래그 set
if 유도탄 발사 플래그 set
항법출력을 저장한 메모리로부터 참조하여 업데이트
(ex. 가속도(t) = Read(ADDR_BASE+(f*t*N)+A))
else
항법출력을 항법장치 수신 자료로 참조하여 업데이트
    
```

Fig. 7. Pseudo code for proposed missile flight simulation method of type I missile

### 3.2 Type II 유도탄의 모의비행기법

Type II 유도탄의 모의비행 기법도 Type I과 유사한 형태로서 모의비행 개념도는 Fig. 8과 같다. 사전 준비 사항이나 절차 진행 장치의 명령 인가 및 비행제어장치의 반응 등은 동일하지만, Type I의 경우와 다르게 구현해야 하는 점을 제시하면 다음과 같다.

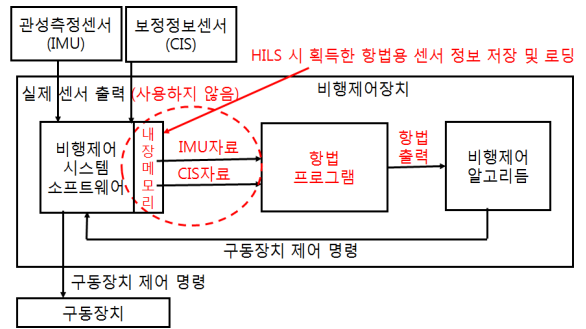


Fig. 8. Proposed missile flight simulation method for type II missile

첫째, 저장하는 자료의 종류와 정밀도가 다르다. Type I의 경우는 비행제어 알고리즘에서 사용하는 항법 출력 자료로서 3축의 속도 및 가속도, 위도, 경도, 고도, 자세 등이 그에 해당한다. 반면 Type II의 경우는 항법 연산 및 보정 항법을 수행하기 위한 센서 자료가 필요한데 IMU의 출력자료인 3축의 가속도, 각속도, 선형증분, 각증분 및 통상 적용하는 보정정보 센서인 GPS의 출력 자료로는 위도, 경도, 고도, DOP (Delusion of Precision) 등이 이에 해당한다. 항법 계산을 위한 센서 입력 자료는 통상 항법 출력 자료보다 정밀도가 높다. 따라서 저장하기 위한 자료의 크기도 커지게 된다.

둘째, Type I에서는 항법장치의 정렬 과정이 필요 없지만 Type II는 항법 프로그램의 연산 과정이 들어가기 때문에 정렬 과정이 필요하다. 자체정렬의 경우



발사 준비 자세에 따른 IMU의 출력 정보가 필요하다. 정렬하는 시간은 통상 00분 정도로 상당히 긴 편으로서 이에 해당하는 모든 정보를 저장하기에는 무리가 따른다. 발사 준비 시에는 자세가 고정되어 있다고 가정하고 고정된 자세에서의 대표적인 IMU 출력값을 정렬 시간 동안 계속적으로 활용하여 정렬하여도 정상적인 정렬이 가능하다. 따라서 발사 전의 센서 자료한 세트를 메모리 저장 시 반영하고, 발사 시작 시점 전까지는 동일한 자료를 항법 프로그램으로 입력하다가 발사 후에는 변화하는 센서 자료를 항법 프로그램으로 입력하는 절차가 필요하다. 이를 위한 저장 자료의 구성은 Fig. 9와 같고, 비행제어장치의 운용 절차를 의사코드로 나타내면 Fig. 10과 같다.

셋째, 보정 항법을 위해 사용하는 센서로서 통상 사용하는 GPS의 경우, 신호의 수신 시점을 항법 프로그램에 알려줄 수 있어야 한다. 이를 위해 비행제어장치 시스템 소프트웨어 프로그램에 HILS 시 1PPS가 수신되는 시점을 반영하고 GPS 출력 자료와 동기화하여 사용할 수 있도록 해야 한다. Type I에서는 HILS 시 보정 항법까지 수행한 결과가 출력되기 때문에 필요 없지만, Type II에서는 필요한 과정이다.

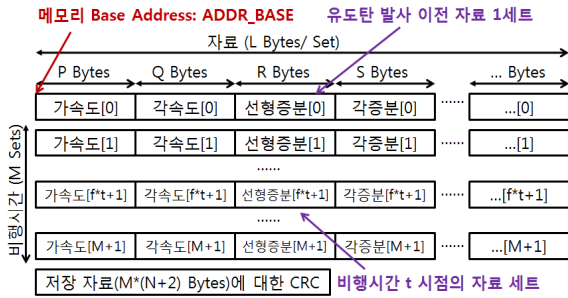


Fig. 9. Data constitution in memory for proposed missile flight simulation method of type II missile

```

if 모의비행 절차 플래그 set
    정렬용 센서자료를 저장한 첫번째 자료로 업데이트
    (ex. 가속도(t) = Read(ADDR_BASE+P))
if 유도탄 발사 플래그 set
    센서자료를 저장한 메모리로부터 참조하여 업데이트
    (ex. 가속도(t) = Read(ADDR_BASE+(f*t+1)*L+P))
else
    센서자료를 IMU, GPS 수신 자료로 참조하여 업데이트
    
```

Fig. 10. Pseudo code for proposed missile flight simulation method of type II missile

### 3.3 제안하는 모의비행기법과 HILS의 결과 차이

앞서 언급했듯이 기존의 모의비행기법은 항법 출력을 비행제어 알고리즘 입력으로 전달하기 때문에 HILS와 동일한 비행제어 출력을 얻을 수 있다. 반면 제안하는 Type II의 모의비행기법을 수행하면 HILS와 완벽하게 동일하지 않은 결과가 나올 수 있는데 그 이유는 다음과 같다.

첫째, 정렬 수행에 따른 초기 자세의 차이이다. 동일한 절차로 정렬을 수행하더라도 HILS 시에는 실제 IMU의 출력을 계속적으로 사용하므로 고정된 값으로 센서 출력을 모사하는 모의비행점검 시와는 미세하지만 다른 결과가 나온다. 미세한 초기 자세의 차이로 인해 누적된 오차가 발생할 수 있지만 충분한 시간 동안 수렴이 된 경우라면 발사 후 항법 출력에는 큰 영향을 미치지 않는을 실험적으로 확인할 수 있다.

둘째, HILS 시 발사 인지 신호 인가 이전에 모의하는 유도탄 거동에 대한 센서 자료의 활용 여부이다. 통상 유도탄 발사는 배꼽 케이블의 물리적 분리를 비행제어장치에서 이산신호 형태로 인식을 하고 미션을 수행한다. 실제 발사 과정에서는 추진기관 점화 후 유도탄이 거동을 하고 어느 정도의 지연 이후에 배꼽 케이블이 분리된다. 지연되는 과정에서 추진력을 받기 때문에 실제 IMU의 가속도나 각속도는 값이 변화하게 되는 것이다.

HILS 시에는 배꼽 분리 모사를 HILS 컴퓨터에서 발생하기 때문에 배꼽분리 이전 정확한 시점부터 센서 출력을 모사하는 것이 가능하지만 모의비행점검을 수행하는 비행제어장치는 배꼽분리 신호를 기준으로 모의비행을 수행할 수밖에 없으므로 지연되는 동안 발생하는 센서 자료를 항법 프로그램으로 전달할 수가 없다. 물론 배꼽분리를 인지하고 전 비행 구간을 의도적으로 해당 시간만큼 지연된 상태로 모의비행을 하도록 비행제어장치 프로그램을 변경할 수도 있겠지만, 그것은 실제 임무 수행 프로그램과 구조적으로 달라지기 때문에 모의비행을 수행하는 의미가 퇴색되는 방법이다. 위와 같은 초기 센서 자료 사용의 차이로 이벤트 발생 시각에 미세한 변동이 있긴 하지만 표적까지 비행제어 알고리즘을 수행하는 데에는 문제가 없음을 역시 실험적으로 확인할 수 있다.

셋째, 보정 항법을 위한 GPS 1PPS 시각 입력 시각을 HILS 시와 정확히 맞추기 어렵다. 실제 GPS의 운용과 같이 HILS 컴퓨터에서 GPS 출력 자료를 비행제어장치에 송신할 때 기준이 되는 시각으로 삼기 위해

IPPS 이산신호를 함께 송신한다. 관성항법 출력값을 정확하게 보정하기 위해서는 GPS 출력 시점을 최대한 정확하게 예측해야 하는 요구사항이 있다<sup>[13]</sup>. 이를 위해 비행제어장치 시스템 소프트웨어는 IPPS 이산신호의 입력 시점과 GPS 자료 수신 시점 사이의 시간차를 0초 이하의 정밀도를 갖도록 계산하여 항법 프로그램으로 전달을 한다.

실제로 HILS 컴퓨터에서 IPPS를 발생하는 시점과 비행제어장치에서 인식하는 시점은 두 시스템에서 사용하는 기준 클럭의 차이로 인해 일정한 간격이 유지되지 않는다. 따라서 모의비행점검을 위해 IPPS를 HILS 시와 동일하게 인식되게 하려면 IPPS 신호의 입력 시점을 비행제어장치의 기준 시간 테이블로 기록하되, 정밀도를 0Hz 이상이 되도록 해야 한다. 그리고 기록된 자료를 IMU와 GPS 출력 자료와 동기화를 해야 하는 추가 작업이 필요하다. 그런데 자료의 출력 주기가 다르기 때문에 이 부분을 동기화하려면 통신 출력을 저장 주기를 IPPS 출력 주기와 맞추어야 하는데, 이는 실제 비행제어장치 소프트웨어의 주요 설계 범위에서 벗어나는 부분이다.

이와 같은 어려움으로 인해 IPPS 발생 시점을 통신 자료 출력 주기 수준으로 확인하여 소프트웨어에서 0초 간격으로 발생 시점을 항법 프로그램으로 전달하는 것이 현실적인 방법이다. 그 결과가 HILS 결과와 약간의 차이는 발생하지만 보정 항법이 수행 결과의 관점에서는 큰 흐름에서 벗어나는 수준이 아니다.

### 3.4 제안하는 모의비행기법의 유효성 확인

Type I, Type II 유도탄에 대해 제안하는 모의비행기법의 유효성은 비행제어 알고리즘의 출력인 구동장치 제어 명령을 비교하여 확인할 수 있다.

Fig. 11의 상단 그림은 Type I 유도탄의 HILS 시 비행제어 구동 출력 명령이고, 하단 그림은 제안하는 모의비행점검 시의 비행제어 구동 출력 명령이다. Type I 유도탄의 경우 제안하는 모의비행기법은 항법출력을 모의하므로 두 자료가 같음을 확인할 수 있다.

Fig. 12의 상단 그림은 Type II 유도탄의 HILS 시 비행제어 구동 출력 명령이고, 하단 그림은 모의비행점검 시의 비행제어 구동 출력 명령이다. Type II 유도탄의 경우 제안하는 모의비행기법은 3.2절에서 제시한 이유들로 인해 동일한 제어 명령이 나오지는 않지만 제어 명령이 최대값이나 최소값으로 수렴하지 않고 알고리즘 연산이 정상적으로 수행됨을 알 수 있다.

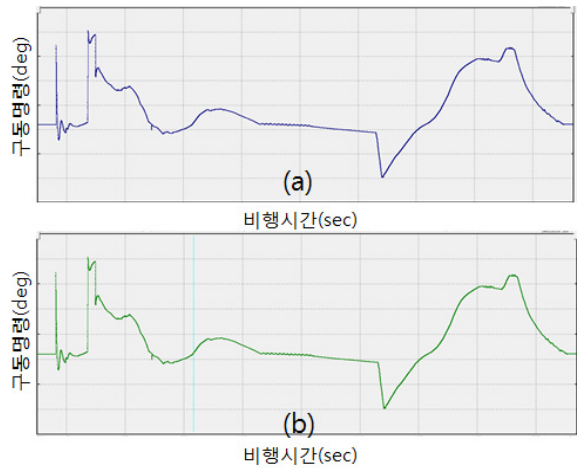


Fig. 11. (a) Control command of HILS case for type I missile, (b) Control command of proposed method for type I missile

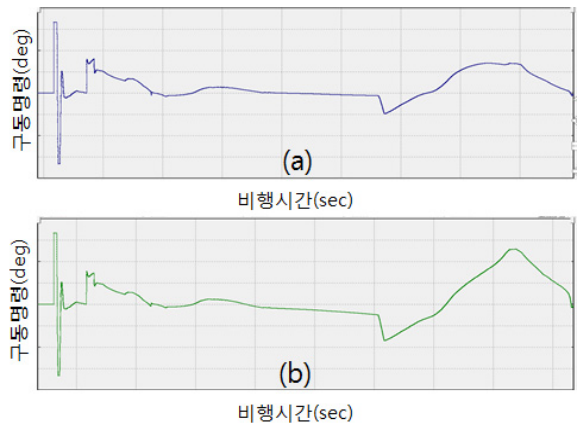


Fig. 12. (a) Control command of HILS case for type II missile, (b) Control command of proposed method for type II missile

특히 항법 출력 자체도 HILS 시와 모의비행점검 시 결과가 달라지는데 Fig. 13, Fig. 14의 위치 프로파일을 비교해보면 큰 차이가 없음을 알 수 있다.

실험 결과를 종합하면 제안하는 모의비행기법을 통해 완벽하게 동일하지는 않지만 발사부터 목표점까지의 항법 연산, 비행제어 연산을 검증하는 목적에는 부합하는 시험이 가능하다. 기준이 되는 HILS와 달라지는 점을 감안하더라도 항법 프로그램까지 검증할 수 있다는 장점이 있기 때문에 Type II의 유도탄에 대해

제안하는 모의비행기법이 기존의 방법보다 더 유효하다고 판단된다. 만약 항법 프로그램에 오류가 있어 입력 자료 처리가 불완전하게 되는 경우에는 위치나 자세 등의 출력 자료에 변동이 생긴다. 그 결과 비행제어 알고리즘은 HILS 시와 다르게 유도, 조종을 수행하기 때문에 HILS 자료 대비한 Fig. 12 ~ Fig. 14 수준보다 월등히 큰 오차가 생긴다. 즉 자료 분석 시 시험에 적용된 프로그램 중 일부 오류가 있음을 확인할 수 있게 된다.

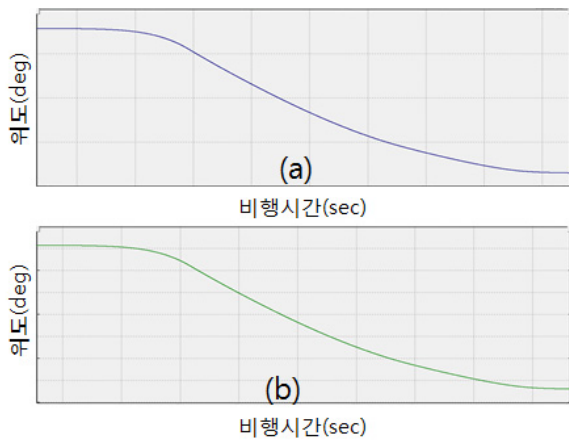


Fig. 13. (a) Latitude profile of HILS case for type II missile, (b) Latitude profile of proposed method for type II missile

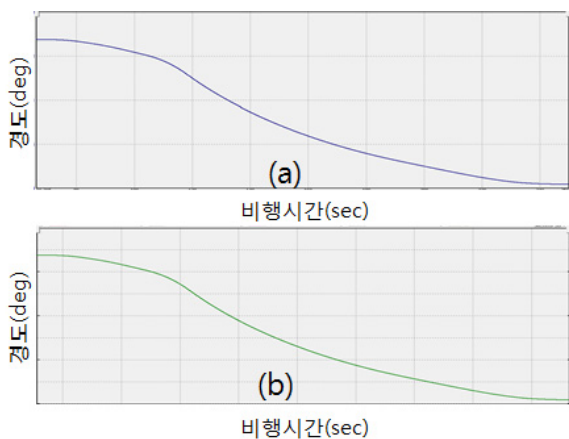


Fig. 14. (a) Longitude profile of HILS case for type II missile, (b) Longitude profile of proposed method for type II missile

#### 4. 결론

유도탄 조립 점검 과정에서 비행 중 모든 구성품의 운동을 지상에서 확인하는 절차로서 모의비행점검을 수행한다. 모의비행점검을 위해서는 비행제어 알고리즘에 항법 연산 결과를 전달해야 하는데, 이를 위해 기존에는 항법출력 자료를 비행제어장치로 외부 통신을 통해 전송하는 모사 장치를 사용하였다. 본 연구에서는 항법장치 모사기를 대체하여 비행제어장치의 비휘발성 내장 메모리를 활용하는 모의비행기법을 제안하였다. 제안한 방법은 유도탄의 형태에 따라 내장 메모리에 항법 출력 혹은 항법 프로그램 입력용 센서 자료를 저장한다. 그리고 비행제어장치의 시스템 시각에 동기화하여 비행제어 알고리즘 또는 항법 프로그램 연산 자료로 사용한다.

제안한 방법은 기존 대비 점검 구성을 단순화함으로써 항법장치 모사기라는 별도의 장비를 개발할 필요가 없어서 개발 기간, 인력, 비용을 절감할 수 있는 장점이 있다. 그리고 점검 시 유도탄의 케이블 구성이 달라지지 않아도 되고, 외부장치와의 통신 수행 시 발생할 수 있는 지연 요소를 배제할 수 있으며, 자료 동기화를 위해 별도의 트리거 신호를 출력하지 않아도 되는 우수함이 있다. 특히 Type II의 유도탄의 경우는 항법프로그램까지 점검 대상으로 포함할 수 있다는 점이 기존 방법보다 우수하다. 제안한 방법은 비행제어장치의 자료 저장 용량만 충분하다면 모든 유도탄 모의비행점검에 적용할 수 있기 때문에 유도무기 개발 사업 전반에 긍정적인 효과를 가져올 수 있다.

제안한 방법을 달성하기 위해 HILS 시 획득한 항법 출력 자료나 센서 자료를 내장 메모리에 저장하는 절차 및 비행시작 시점부터 메모리에 저장된 자료를 항법장치 출력이나 입력 자료로 대체할 수 있도록 하는 세부적인 절차를 구현하였다. 특히 Type II 유도탄의 경우에는 자료의 정밀도, 정렬의 필요성, GPS 자료 수신 시각 동기화 등의 측면에서 Type I 유도탄과는 다르기 때문에 추가적인 절차를 구현하였다.

제안한 방법은 정렬 수행에 따른 초기 자세의 차이, 발사 인지 신호 이전의 자료 활용 여부, GPS 1PPS와의 동기화 수준 차이로 인해 HILS 결과와 차이가 발생하지만 실험을 통해 항법 연산 및 비행제어 연산의 유효성을 검증하는 수준에서는 충분함을 확인하였다.

본 연구는 개루프 형태의 모의비행점검 방법인데, 향후 비행제어장치에 유도탄 운동 모델, 유도탄 구성



품 모델, 추력이나 공력 자료 등을 모두 포함한 페루프 형태의 모의비행점검을 연구, 개발하면 비행 과정과 한층 더 유사한 모의비행점검을 수행할 수 있으리라 기대된다. 또 내장 메모리의 효율적 사용을 위해 저장하는 항법 출력 혹은 센서 자료를 압축하여 저장 및 활용하는 방안을 연구하는 것도 본 연구를 발전시킬 수 있는 한 축이 되겠다.

### References

- [1] Park, H., Jeon, I. and Song, C., "A Design Method of the Simulation Program for HILS," Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 16, No. 4, pp. 435-440, 2013.
- [2] Kim, S., Park, M., Lim, J. and Kim, E., "HILS of Flight Control System for Unmanned KARI Airship," KIMST Annual Conference Proceedings, Vol. 2005, pp. 562-564, 2005.
- [3] Yun, S., Ryu, D., Hwang, K., Kim, K. and Choi, J., "Simulated Flight Test Technique for Cruise Type Missiles," KIMST Annual Conference Proceedings, Vol. 2014, No. System Engineering, pp. 49-50, 2014.
- [4] Lee, S., "Realization of the Operating Program for a Navigation System with LN200 IMU and HG1700 IMU," TEDC-417-031255, Agency for Defense Development, pp. 3-4, 2003.
- [5] Yu, M., Lee, S., Han, K., Kim, H. and Moon, H., "Development of the Inertial Navigation System with HG1700 and LN200 IMU for the M-SAM," TEDC-517-060657, Agency for Defense Development, pp. 21-22, 2006.
- [6] Kim, S., Yoo, K. and Lee, T., "HG1700 Inertial Measurement Unit Performance Analysis," KIMST Fall Conference Proceedings, Vol. 2015, pp. 975-976, 2015.
- [7] Kim, K., Yim, S. and Hong, E., "A Implementation of a Real-Time Flight Simulation System for Guidance & Control Unit using Window NT," KIMST Annual Conference Proceedings, Vol. 2017, No. Control & Actuating, pp. 1684-1685, 2017.
- [8] Kim, K., Choi, J., Ahn, K. and Woo, D., "The Development of MILS Software based on RTX for Real-time Imitation of an Inertial Navigation System," Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 14, No. 3, pp. 353-358, 2011.
- [9] Kim, K., Choi, J., Ahn, K., Woo, D. and Yim, S., "Flight Simulation Apparatus and Method Thereof," KR-A-10-2013-1312315, Sep, 2013.
- [10] MIL-STD-1553B NOTICE II, Department of Defense, Washington D. C. 20360, Sep. 1986.
- [11] Hwang, C., Im, S., Choi, M. and Lee, H., "A Study in Telemetry Frame Optimization Using Variable Word Length Algorithm," Proceeding of the 2015 KSAS Fall Conference, pp. 2020-2023, 2015.
- [12] RCC, "Telemetry Standards, IRIG Standard 106-17," pp. 4.1-4.7, 2017.
- [13] Kim, C. J., Park, H. W. and Kim, H. S., "Apparatus and Method for Generating GPS Time," KR-A-10-2012-0088308, Aug, 2012.